

Проф. Э. П. УОРНЕР

АЭРОСТАТИКА

**ОНТИ 1934
ГОСМАШМЕТИЗДАТ**

Проф. Э. П. Уорнер

АЭРОСТАТИКА

Перевод с английского
инж. Н. Г. Захарова

под редакцией
проф. А. Г. Воробьева



СНИИ • НКТМ

ГОСУДАРСТВЕННОЕ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО ПО
МАШИНОСТРОЕНИЮ И МЕТАЛЛООБРАБОТКЕ
ЛЕНИНГРАД 1934 МОСКВА

Книга является переводом с английского. Автор — крупный американский специалист по вопросам теории воздушного корабля, профессор Массачузетского технологического института.

Книга заключает в себе следующие разделы: 1) статика атмосферы; 2) свойства аэростатных газов и их подъемной силы; 3) законы плавания выполненного аэростата; 4) законы плавания невыполненного аэростата; 5) статика воздушного корабля; 6) динамика взлета и спуска свободного аэростата.

Задача, поставленная автором, — установить законы изменения давления и плотности воздуха в предположении известных стандартных условий и вывести определяемые ими условия плавания, а также подъема и спуска свободных аэростатов при этих условиях.

Книга рассчитана на учащихся специальных вузов, научных работников и инженеров-производственников.

Редактор проф. *А. Г. Воробьев.* Техн. редактор *Е. В. Климина.*

Госмашметиздат № 217/л. Индекс МА-30-5-3. Тираж 3 000. Сдано в набор 19/VI 1934 г. Подп. в печ. 7/VIII 1934 г. Формат бумаги 82 × 110. Авторск. лист. 6,5. Бум. л. 3. Печ. зн. в бум. л. 87 940. Заказ № 903. Ленгорлит № 20639. Выход в свет август 1934 г.

3-я тип. ОНТИ им. Бухарина. Ленинград, ул. Моисеенко, 10.

ПРЕДИСЛОВИЕ АВТОРА

Законы, касающиеся свойств атмосферного воздуха и легких газов, которые сообщают аэростатам подъемную силу, были установлены в общем виде деятелями воздухоплавания самого раннего периода, т. е. более ста лет тому назад; однако до последнего времени их выводы не были связаны воедино и проанализированы как основы особой науки: аэростатики.

Хотя аэростатика и была представлена во французской и немецкой технической литературе, однако, в форме учебного руководства для студентов на английском языке почти ничего издано не было. Настоящая книга является первой частью курса по кафедре теории воздушного корабля, читаемой автором в течение последних лет на авиационно-воздухоплавательном отделении Массачусетского технологического института.

Мы старались изложить на языке физики причины, вызывающие вертикальное движение, и изучить величины последнего как следствие нарушения равновесного состояния, а также отметить наиболее действительные средства для восстановления этого равновесия. Наиболее важные случаи сопровождаются математическими доказательствами, опирающимися в то же время на практические положения, связанные с пилотажем. Такие математические исследования важны для специалистов данной области. В эту же книгу включены главы, посвященные динамике свободного аэростата, чтобы дать полную теорию последнего, хотя такой вопрос, строго говоря, и не относится к области аэростатики.

Следует иметь в виду, что большая часть положений, связанных со свободным аэростатом, приложена равным образом и к привязанным аэростатам в случае обрыва их троса, а также и к воздушным караблям в случае выхода из строя их силовых установок; однако воздушные корабли нами выделены в главу V как особый случай.

Кембридж, Масс.

10 июня 1926 г.

Э. П. Уорнер

ПРЕДИСЛОВИЕ РЕДАКТОРА

Издательство поставило в числе своих задач снабжение научных и технических кругов СССР вообще и дирижаблестроителей в частности переводною литературою по их специальности. Выпущенные до сих пор книги: Льюит, Жесткий воздушный корабль (перевод с английского А. Г. Воробьева, Л. 1931); Р. Гаас и Л. Дитциус, Растяжение материи и деформация оболочек мягких воздушных кораблей (перевод с немецкого Н. Г. Захарова под редакцией А. Г. Воробьева, Л. 1931) представлялись первыми их шагами в разрешении этой задачи.

Естественно было после этих двух переводов обратить внимание на известную серию книг: Ronald, Aeronautical Library, в которой были напечатаны такие фундаментальные сочинения, как: Burgess, Airship Design; Blakemore and Pagon, Pressure Airships; Upson and Chandler, Free and Captive Balloons и т. д. К этой серии принадлежит настоящая книга: Wagner, Aerostatics (New-York 1926), перевод которой мы предлагаем вниманию читателей.

Уже одна принадлежность этой книги к серии „Aeronautical Library“ говорит за ее ценность.

Наконец, будучи учебником американского вуза, книга Уорнера представляет собою приближение к типу книг по инженерной аэростатике. До настоящего времени в СССР кроме книги „Механика свободного аэростата“, выпущенной автором настоящего предисловия еще в 1924 г., не было попыток написать подобного рода курса. Так как создание такой аэростатики в виде оригинальной работы одного из сотрудников кафедры воздухоплавания или воздухоплавательной группы задерживается, то перевод книги Уорнера в некоторой мере может заполнить этот пробел.

Вслед за изданием книги Уорнера намечено издание некоторых других книг серии Ronald, Aeronautical Library, в частности упомянутых выше книг Burgess и Blakemore and Pagon, переводы которых также сделаны инж. Н. Г. Захаровым, постоянным сотрудником кафедры и группы по подобного рода работам. Им же под нашим руководством был произведен пересчет в этой книге английских мер на метрические. Эта задача сопровождалась особыми затруднениями, так как иногда приходи-

можно изменить те или иные коэффициенты в формулах, равно как те или иные постоянные, упоминаемые в тексте, и т. д. При этом иногда в пересчете английских мер в метрические пришлось ограничиться известным количеством десятичных знаков или же прибегнуть к округлению. Ввиду этого возможны некоторые несовпадения цифр перевода с цифрами подлинника или же появление одних и тех же по смыслу коэффициентов в различных формулах книги. Аналогичные затруднения возникли и при переделке некоторых чертежей, которая под руководством Н. Г. Захарова произведена Е. И. Иконниковой. При подобного рода условиях работа все же была тщательно произведена ими.

А. Г. Воробьев

ПЕРЕЧЕНЬ ВАЖНЕЙШИХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

- ρ — плотность воздуха (в $\text{кг}/\text{м}^3$).
- ρ_0 — стандартная плотность воздуха.
- w_α — удельный вес воздуха (в тех же единицах, что и плотность, и поэтому численно равный ей; применяется вместо обозначений плотности в уравнениях подъемной силы).
- w_g — удельный вес газа.
- W — полный вес.
- ΔW — вес израсходованного балласта.
- F — подъемная сила газа.
- p, P — давление.
- δ — сверхдавление (разница между давлениями газа и воздуха).
- t — температура.
- Δ — степень перегрева газа.
- α — коэффициент расширения воздуха или газа.
- C — температурный градиент.
- v — объем.
- S — площадь поперечного сечения.
- R — сопротивление воздуха.
- R_c — коэффициент сопротивления.
- V — скорость.
- V_l — предельная скорость при вертикальном движении.
-

Глава I

СВОЙСТВА АТМОСФЕРЫ

1. Значение атмосферных условий. Приступая к изучению аэростатики, науки, занимающейся вопросами плавания воздухоплавательных аппаратов, которое основано на вытеснении воздуха, необходимо ближе ознакомиться со свойствами окружающей среды и особенно с тем из них, по которому она изменяется в зависимости от изменения связанных с нею условий.

Например, изменения плотности воздуха в отношении аэростатов всех видов имеют особо важное значение, так как увеличение этой плотности, не имеющее значения для самолета (если не считать уменьшения угла атаки на доли градуса и увеличения скорости полета не более 2 км/час), может служить причиной увеличения высоты полета аэростатов на сотни метров, причем иногда с опасно большой скоростью взлета на эту высоту.

Преодоление такой особенной чувствительности к атмосферным условиям является одной из наиболее тяжелых задач, с которыми приходится сталкиваться конструктору воздушных судов и воздухоплатателю. Очевидно, что эти условия могут быть встречены во всеоружии только тогда, когда будет соответствующим образом изучена их природа.

2. Стандартная атмосфера. Воздух является физической смесью газовых веществ, причем количественный состав этой смеси находится в зависимости от характера данной местности. Например, в районе промышленных городов процент углекислого газа, в сравнении с его средним значением, заметно возрастает, а для легких газов, в особенности водорода, заметна тенденция расположиться в верхних слоях атмосферы. Таким образом на больших ее высотах такие газы являются важными составными частями воздуха, хотя следует заметить, что в слоях атмосферы, достигнутых авиационными и воздухоплавательными аппаратами, присутствия этих газов замечено не было.

Средний состав сухого воздуха в пределах высоты около 8 км над уровнем моря следующий: ¹

¹ По А. Вегенеру.

Газ	%,	Молекул. вес
Кислород	20,99	32,00
Азот	78,03	28,18
Аргон	0,94	39,9
Углекислый газ	0,03	44,0
Прочие составляющие (водород, гелий и т. д.)	0,01	2,8 (ср.)

Всего 100

Среднее значение молекулярных весов равно 29,0.

Аэростатика является отраслью термодинамики, и ее основы зиждутся на общих законах последней.¹ Атмосферный воздух в диапазоне условий, с которыми приходится иметь дело воздухоплавателю, обладает свойствами совершенного газа, следующего весьма точно законам Бойля-Мариотта и Гей-Люссака. Согласно первому из этих законов, объем данной массы газа обратно пропорционален давлению, под которым эта масса находится.

Согласно второму закону, объем данной массы газа, при постоянном давлении, прямо пропорционален температуре, отсчитанной от абсолютного нуля. Соединяя оба эти закона вместе, мы получим хорошо известное в термодинамике характеристическое уравнение совершенного газа:

$$PV = RT, \quad (1)$$

где R — газовая постоянная, определяемая опытным путем. В случае воздуха, представляющего для нас особый интерес, R равна 29,26 при давлении P в кг/м^2 , объеме V в м^3 на 1 кг и температуре T в градусах Цельсия (отсчитанных от абсолютного нуля).

Прежде чем приступить к определению величины плотности воздуха, необходимо установить некоторые стандартные условия температуры и давления. В качестве стандартного давления принято считать давление, которое соответствует показанию ртутного барометра, равному 760 мм . В силовых единицах это будет равно 10 333 кг/м^2 . Применяемая стандартная температура не имеет одинакового значения, но обыкновенно она принимается равной по шкале Цельсия 0° или 15° .² Плотность сухого воздуха при

¹ См. часть II: „Физика газов“ выпуска библиотеки Ronald'a „Balloon and Airship Gases“, где изложены термодинамические свойства и приведены таблицы различных данных этих газов.

² Международной комиссией по аэронавигации в 1925 г. стандартная температура на уровне моря принята равной 15°C . У нас в СССР принята эта же температура. *Прим. переводчика.*

стандартном давлении и температуре 0°C равна $1,293\text{ кг/м}^3$, а при 15°C — $1,2255 \cong 1,226\text{ кг/м}^3$.

Если состав воздуха точно известен, то тогда плотность можно определить, пользуясь средним молекулярным весом и постоянной Авогадро,¹ о которой можно найти необходимые сведения в любой элементарной книге по химии.

Газовая постоянная равна $\frac{848}{m}$,² где m — молекулярный вес газа.³

В настоящем руководстве в качестве стандартной температуры всюду принято 15°C , за исключением тех мест, где это оговорено особо, так как такая температура установлена в СССР как стандартная.⁴ При приведении результатов летных испытаний аэростатов к стандартным условиям применяется такое же значение температуры.⁵ При указанных выше условиях стандартная плотность воздуха принимается иногда равной $1,222\text{ кг/м}^3$,⁶ — значение, соответствующее среднему содержанию влажности в воздухе. Точное влияние влажности на плотность будет рассмотрено в настоящей главе ниже.

3. Влияния давления воздуха и температуры. Изменения плотности воздуха. Влияние давления на плотность воздуха вытекает непосредственно из основного закона Бойля-Мариотта. Плотность газа прямо пропорциональна давлению, вследствие чего в зависимости от величины последнего при всех прочих равных условиях значение плотности будет равно:

$$\rho = \rho_0 \frac{p}{p_0}, \quad (2)$$

¹ Т. е. объема килограмм-молекулы (моля), который для всех газов равен 24 м^3 при 760 мм и 0°C . *Прим. переводчика.*

² Если молекулярный вес кислорода принять за 32. *Прим. редактора.*

³ См. W. G. Diehl, Balloon and Airship Gases, ч. II, стр. 166.

⁴ В подлиннике стоит: „В настоящем руководстве в качестве стандартной температуры всюду принято 60°F , за исключением тех мест, где это оговорено особо, так как такая температура соответствует средним годовым условиям для северной и центральной частей Соединенных штатов“. В связи с заданием издательства о переводе мер пришлось температуру 60°F заменить 15°C , но, конечно, с иной мотивировкой ($60^{\circ}\text{F} = 15,6^{\circ}\text{C}$). *Прим. редактора.*

⁵ Чесалов, Победоносцев и Ведров, Материалы по аэродинамическому расчету самолетов (Выпуск № 42 Трудов ЦАГИ, стр. 161—168). В подлиннике ссылка, конечно, на американский источник (Gregg, Standard Atmosphere, Rep. № 147 of Nat. Adv. Comm. for Aero). *Прим. редактора.*

⁶ В США. У нас в СССР стандартная весовая плотность воздуха на уровне моря всегда принимается равной $1,2255\text{ кг/м}^3$, причем воздух предполагается сухим. *Прим. редактора.*

где ρ — плотность воздуха, а p — абсолютное давление, причем значок „нуль“ обозначает соответствующие значения при стандартных условиях.

Изменения давления в данной точке земной поверхности, полученные в результате продолжительных наблюдений, относительно невелики: показания барометра на уровне моря редко превышают 790 мм и редко бывают меньше 725 мм.¹ Максимальное изменение плотности воздуха при изменении давления атмосферы от одного крайнего значения до другого составляет только около 8%, или по 4% в ту и другую сторону от стандартного значения давления. Изменение плотности воздуха даже при таких условиях настолько невелико, что его влияние на плавание воздушного корабля в воздухе вряд ли может быть заметным. Однако, сказанное относится только к изменениям давления в данной точке или, по крайней мере, на данной высоте. Ниже мы увидим, что изменения давления в зависимости от высоты будут совершенно иными.

Как было уже упомянуто, закон Гей-Люссака гласит, что плотность совершенного газа обратно пропорциональна абсолютной температуре. Как и в случае давления, это дает нам уравнение:

$$\rho = \rho_0 \frac{T_0}{T},$$

в котором значок „нуль“ имеет такое же значение, что и прежде. Если T выражает абсолютную температуру, а t — температуру по обыкновенной шкале, то приведенная формула получит следующий вид:

$$\rho = \rho_0 \frac{t_0 + 273}{t + 273}.$$

По разделении числителя и знаменателя на температуру абсолютного нуля это даст:

$$\rho = \rho_0 \frac{1 + 0,00367 t_0}{1 + 0,00367 t},$$

где 0,00367 — величина, обратная температуре абсолютного нуля, — есть коэффициент расширения газа. Эта формула очень проста, если $t_0 = 0^\circ$; в случае же стандартной температуры 15°C формула требует известной переработки.

Возьмем первоначальное уравнение, прибавим и вычтем в зна-

¹ В Бостоне, являющемся прибрежным городом Атлантического океана, крайние показания барометра, по данным Метеорологического бюро, равны 724,7 мм и 788,2 мм.

менателё t_0 или численное значение стандартной температуры; тогда получим:

$$\rho = \rho_0 \frac{t_0 + 273}{t + 273} = \rho_0 \frac{288}{(t - 15^\circ) + 288} = \rho_0 \frac{1}{1 + 0,00347(t - 15^\circ)}.$$

Это может быть выражено иначе, если числитель и знаменатель умножить на $[1 - 0,00347(t - 15^\circ)]$:

$$\begin{aligned} \rho &= \rho_0 \frac{1 - 0,00347(t - 15^\circ)}{[1 + 0,00347(t - 15^\circ)][1 - 0,00347(t - 15^\circ)]} = \\ &= \rho_0 \frac{1 - 0,00347(t - 15^\circ)}{1 - [0,00347(t - 15^\circ)]^2}. \end{aligned} \quad (3)$$

Абсолютное значение $0,00347(t - 15^\circ)$ почти никогда не превышает $0,15$, за исключением только очень больших высот, а на большей части земной поверхности в течение всего года обыкновенно бывает гораздо меньше этой цифры. Тогда квадрат указанного значения будет не больше $0,0225$, и в выражении для плотности знаменатель будет отличаться от единицы менее чем на $2,25\%$. Для обычных, не исключительных условий эта разница не превышает $1,0\%$. На этом основании в тех случаях, когда не требуется очень высокой степени точности этой разницей обыкновенно пренебрегают и представляют уравнение в зависимости от температуры, относительно ее стандартного значения, в следующей форме:

$$\rho = \rho_0 [1 - 0,00347(t - 15^\circ)]. \quad (3a)$$

Погрешность при применении такой формулы для всех температур, заключающихся между -14° и $+45^\circ$ C, всюду окажется менее 1% .

Пределы изменений плотности на уровне моря в зависимости от изменений температуры в значительной степени больше, чем в зависимости от изменений давления. Максимальное годовое колебание температуры на земле в северо-восточных частях Соединенных штатов заключается в пределах от -30° до $+40^\circ$ C, и плотность воздуха при отмеченном низком значении температуры на 30% больше, чем при высоком ее значении.

Суточные колебания температуры, а также ее внезапные изменения вследствие облачности и бурь равным образом играют более важную роль, нежели соответствующие изменения в давлении. Плотность воздуха иногда увеличивается на $2-3\%$ в течение нескольких минут при наступлении сумерек или надвигающихся тучах.

Изменения плотности сухого воздуха в зависимости от давления и температуры графически представлены на рис. 1.

4. Влияние влажности. Оба рассмотренные фактора (влияние давления воздуха и температуры) имеют наибольшее значение, а влажность воздуха играет незначительную роль, которой,

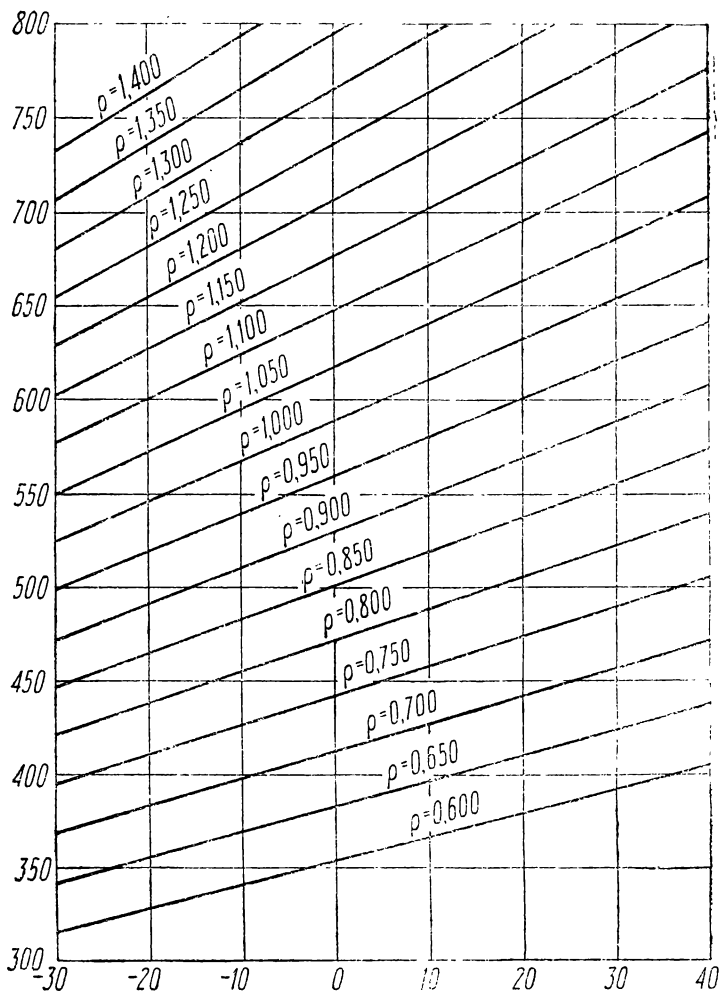


Рис. 1. Плотность воздуха (кг/м³) в зависимости от давления и температуры.

однако, нельзя пренебречь, когда требуется точное определение плотности. Чтобы оценить эту роль, рассмотрим единицу объема воздуха, состоящего из смеси сухого воздуха и водяных паров.

Обозначим:

w_a — вес воздуха в единице объема,

w_v — вес паров в единице объема,

$w = w_a + w_v$ — полный вес единицы объема атмосферы,

p_a — давление воздуха,

p_v — давление водяных паров,

$p = p_a + p_v$ (по закону Д а л ь т о н а) — полное барометрическое давление,

ρ_{a_0} — плотность воздуха при стандартных условиях,

ρ_{v_0} — плотность водяных паров при стандартных условиях,

ρ_{m_0} — плотность смеси при стандартных температуре и давлении.

Здесь p_a есть то давление, которое имел бы воздух, если бы он по расширению заполнил всю единицу объема, в отсутствии водяных паров; то же относится и к p_v .

Частично насыщенный воздух есть то же самое, что и перегретый пар при очень низкой температуре, смешанный с воздухом; поэтому водяные пары с большой степенью точности подчиняются законам совершенных газов. В таком случае характеристическое уравнение можно написать, рассматривая единицу объема каждой из составляющих, смешанных впоследствии друг с другом и сжатых в тот объем, который прежде занимала каждая составляющая в отдельности:

$$\begin{aligned} w_a &= \frac{p_a}{p_0} \rho_{a_0}; \quad w_v = \frac{p_v}{p_0} \rho_{v_0}; \\ w = \rho_{m_0} &= \frac{p}{p_0} \left(\frac{p_a}{p_0} \rho_{a_0} + \frac{p_v}{p_0} \rho_{v_0} \right) = \frac{p}{p_0} \rho_{m_0} \left(\frac{p - p_v}{p} + \frac{p_v}{p} \frac{\rho_{v_0}}{\rho_{a_0}} \right) = \\ &= \frac{p}{p_0} \rho_{a_0} \left[1 + \frac{p_v}{p} \left(\frac{\rho_{v_0}}{\rho_{a_0}} - 1 \right) \right]. \end{aligned} \quad (4)$$

Это уравнение выражает влияние влажности на плотность воздуха при постоянной температуре. Если воздух совершенно сухой, то второй член внутри скобок обращается в нуль и уравнение получает такой же вид, как и уравнение (2). Плотность водяных паров при стандартном давлении и при температуре 15° С равна 0,763 кг/м³. Поэтому $\frac{\rho_{v_0}}{\rho_{a_0}}$ равна 0,622. Подставляя это значение в формулу (4), получим уравнение:

$$\rho = \rho_0 \frac{p}{p_0} \left(1 - 0,378 \frac{p_v}{p} \right), \quad (5)$$

из которого видно, что влажный воздух при прочих равных условиях будет легче сухого.

При 0° С давление паров равно только 4,6 мм ртутного столба, так что при совершенно насыщенном воздухе с относительной влаж-

ностью, равной 100%, значение $\frac{P_a}{P}$ будет равно только 0,006 и плотность воздуха уменьшится всего лишь на 0,2%. Однако, при 38° С давление водяных паров равно 49,3 мм, и влияние влажности на плотность выразится 2,4%. Процент поправки на влажность при полном насыщении паров, который необходимо применить к плотности сухого воздуха, можно определить из графика, представленного на рис. 2 для различных температур.

Ввиду того, что относительная влажность бывает равна 0 или 100% только в исключительных случаях, при вычислениях плотности воздуха с точностью до 1%, ее влиянием можно пренебречь. Так как влияния влажности и повышения температуры на плотность выражаются в уменьшении ее для воздуха, то оба эти

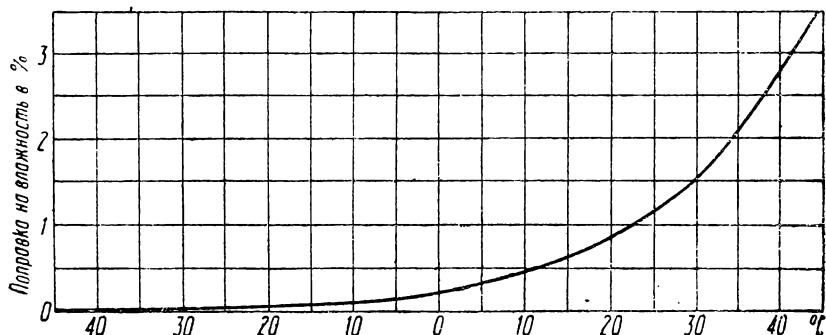


Рис. 2. Влияние влажности на плотность воздуха при полном насыщении.

фактора можно соединить вместе, увеличивая для этого соответствующим образом коэффициент расширения.¹

Например, если относительную влажность предположить равной 50%,² то стандартная плотность воздуха будет равна 1,222 кг/м³ вместо 1,2255 кг/м³, и коэффициент расширения при учете изме-

¹ Riccardo Brazzi, Cours d'Aéronautique, Paris 1917.

² Влажность в 50% для большей части местностей значительно меньше фактической. Из всех метеорологических станций С.-Американского бюро погоды только четыре-пять, находящихся на юго-западе, дают в среднем значение относительной влажности 50%, между тем как это значение для восточных и центральных штатов составляет от 70 до 80%. Бюро погоды регистрирует такого рода данные ежедневно; однако, с точки зрения аэростатики, представляют интерес только данные, относящиеся ко времени подъема аэростатов или полета воздушных судов. Ввиду того, что условия слишком высокой относительной влажности (туман, дождь) представляются для аэронавигации неблагоприятными, средние значения влажности, являющиеся нормальными для полетов, меньше средних годовых значений. На этом основании 50% влажности с точки зрения воздухоплавания можно считать вполне приемлемыми.

нений влажности от температуры должен быть 0,00378 вместо 0,00367. При этих условиях значения плотности при температуре 0°C и 38°C ¹ получаются соответственно равными $1,291 \text{ кг/м}^3$ и $1,116 \text{ кг/м}^3$, в то время как истинные ее значения при этой температуре и относительной влажности 50% равны $1,292 \text{ кг/м}^3$ и $1,120 \text{ кг/м}^3$, что дает разницу, меньшую соответственно $1/10$ и $4/10\%$.

5. Обобщенные формулы плотности воздуха. Если влияние давления, температуры и влажности объединить вместе, перемножая между собой соответствующие выражения, то мы получим следующую точную формулу:

$$\rho = \rho_0 \frac{p}{p_0} \cdot \frac{1 - 0,378 \frac{pv}{p}}{1 + 0,00347(t - 15^{\circ})}, \quad (6a)$$

а приблизительное ее значение, с точностью до 1%, представится в следующем виде:

$$\rho = \rho_0' \frac{p}{p_0} \left[1 - 0,00378(t - 15^{\circ}) \right]. \quad (6b)$$

В этих формулах ρ_0 обозначает стандартную плотность сухого воздуха, а ρ_0' — плотность воздуха при относительной влажности в 50%.

Приведенные уравнения действительны только для того случая, когда стандартная температура равна 15°C , а для температуры 0°C эти формулы будут иметь другой вид, так что, оставляя в силе прежние допущения в отношении влажности, мы получим:

$$\rho = \rho_0 \frac{p}{p_0} \cdot \frac{1 - 0,378 \frac{pv}{p}}{1 + 0,00367t},$$

$$\rho = \rho_0' \frac{p}{p_0} (1 - 0,0040t),$$

где ρ_0 и ρ_0' в данном случае равны соответственно $1,293$ и $1,292 \text{ кг/м}^3$.

6. Соотношение между давлением и высотой. От рассмотрения плотности в данной точке будет естественно перейти к изменениям давления и температуры в зависимости от высоты.

Если вертикальный столб воздуха с площадью поперечного сечения, равной единице, предположить выделенным от прочей среды и если рассмотреть силы, действующие на некоторый элемент этого столба, высотой dh , то из рис. 3 можно видеть, что эти силы будут трех родов. Давление p , направленное вверх, действует на нижнюю поверхность элемента; давление $p + dp$, направ-

¹ 100°F . Прим. редактора.

лонное вниз, действует на его верхнюю поверхность; вес элемента dW действует вниз. Для того чтобы рассматриваемый элемент находился в равновесии, необходимо, чтобы сумма проекций всех сил на вертикальную ось была равна нулю, т. е.:

$$p = p + dp + dW,$$

$$dp = -dW.$$

Так как площадь поперечного сечения взятого элемента равна единице, то:

$$dW = \rho dh = \rho_0 \frac{p}{p_0} f(t) dh,$$

где $f(t)$ введена для сокращенного обозначения влияния температуры на плотность:

$$dp = -\frac{\rho_0}{p_0} f(t) + p dh.$$

В этом уравнении переменные можно разделить и само уравнение проинтегрировать. Тогда будем иметь:

$$\frac{p_0}{\rho_0} \int_{p_0}^p \frac{dp}{p} = -f(t) \int_{h_0}^h dh, \quad (6a),$$

откуда:

$$\frac{p_0}{\rho_0} \ln \frac{p}{p_0} = -f(t) (h - h_0),$$

или:

$$h - h_0 = \frac{p}{\rho_0} \cdot \frac{1}{f(t)} \ln \frac{p_0}{p}. \quad (7)$$

Рис. 3. Силы, действующие на частицу воздуха.

Выражение $\frac{p_0}{\rho_0 f(t)}$ обозначает высоту, до которой распространилась бы атмосфера, если бы она была несжимаемой, а давление на уровне моря было бы равно наблюдаемому в действительности. Эта высота известна под названием высоты однородной атмосферы. При 15°C и 50% влажности она равна 8450 м ; при 0°C она будет равна 7990 м . Для приближенных вычислений эта высота может быть принята равной 8 км .

¹ В правой части предполагается, что $f(t)$ от h не зависит. Прим. редактора.

При $t = 15^\circ$ $f(t) = \frac{1}{1 + 0,00378(t - 15^\circ)}$; можно видеть, что эта величина в точности соответствует уравнению (3), причем допущение, сделанное при выводе приближенной формы уравнения (3а), к данному случаю применено не было; поэтому единственный источник неточностей в указанном выражении для $f(t)$ заключается в том, что для учета влияния влажности нами введен измененный коэффициент расширения 0,00378.

Таким образом уравнение (7) получит следующий вид:

$$\begin{aligned} h - h_0 &= 8450 [1 + 0,00378(t - 15^\circ)] \ln \frac{p_0}{p} = \\ &= 19\,460 [1 + 0,00378(t - 15^\circ)] \ln \frac{p_0}{p}, \end{aligned} \quad (8)$$

или в более общей форме:

$$h_2 - h_1 = 8450 [1 + 0,00378(t - 15^\circ)] \ln \frac{p_1}{p_2}.$$

Это и есть формула Галлея в том виде, в каком ее обыкновенно применяют для определения высоты данной точки. Если бы при таком определении потребовалась большая точность, в формулу можно было бы ввести выражение, которое точно отразило бы влияние влажности; однако, в условиях эксплуатации воздушных судов возможность такого уточнения естественно отпадает вследствие того, что влажность окружающего судно воздуха во время его полета обыкновенно неизвестна.

7. Температурный градиент. Предыдущее уравнение может быть применено только к такому случаю, при котором температура воздуха является постоянной и не зависит от высоты. Если же температура изменяется, то этот факт должен быть каким-то образом в полученной формуле отражен.¹

Можно доказать,² что при совершенно сухом воздухе, расширяющемся адиабатически, по мере увеличения высоты, температура падает, и это падение составляет 10° С на каждые 1000 м высоты. Однако, в данном случае теория не вполне точно согласуется с действительностью вследствие главным образом наличия в воздухе водяных паров, так что фактически получается, что средняя величина падения температуры составляет около 60% теоретической, или 1° С на 160 м высоты.³

¹ Математически это выражается уже отмеченным предположением, сделанным при интегрировании уравнения (6с) и состоящим в том, что $f(t)$ от h не зависит. Между прочим с точки зрения математической это предположение не одинаково с предположением $t = \text{const}$. *Прим. редактора.*

² Alexander Mc Adie, The Principles of Aerography, гл. IV, N.-Y. 1917.

³ В стандартной атмосфере, установленной Гуссеном, которая официально была принята Национальным совещательным комитетом по

Образец кривой фактического изменения температуры в зависимости от высоты,¹ совместно с теоретическими кривыми, полученными по формулам Радо и Туссена, и кривой, соответствующей случаю изменения температуры в 1° С на каждые 160 м высоты, при адиабатическом расширении, представлен на рис. 4. Из этого рисунка видно, что величина падения температуры, начиная с высоты в несколько сот метров до высоты

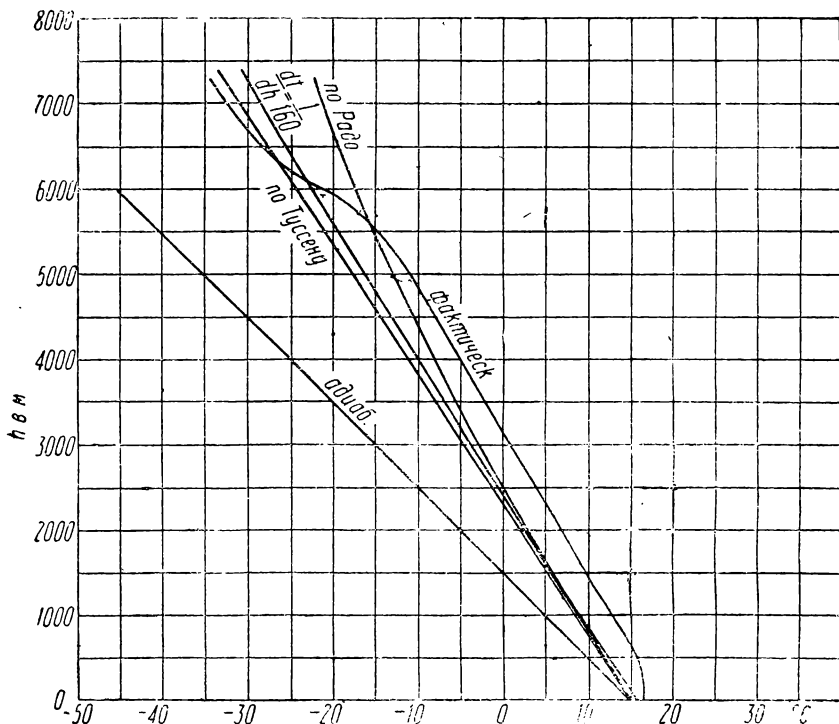


Рис. 4. Кривые изменения температуры в зависимости от высоты.

аэронавтике (см. отч. № 147) и Техническим отделом французских воздушных сил и которая получила всеобщее признание, стандартная величина падения температуры составляет 6,5 м на каждые 1000 м. До установления этой „стандартной атмосферы“ имела применение формула Радо

$$t_1 - t_2 = 0,08(p_1 - p_2),$$

где p — давление в миллиметрах ртутного столба, а t — температура по Цельсию. Можно видеть, что формула Радо определяет температуру в зависимости от давления, а не от высоты.

¹ По Mc Adie.

10 000 м является почти постоянной. В пределах последней высоты находится слой воздуха, известный под названием стратосферы, где понижение температуры с увеличением высоты уже не наблюдается, — наоборот, выше этих пределов температура воздуха в действительности будет повышаться.

Однако, стратосфера расположена на столь большой высоте, что, по крайней мере, в настоящее время она не может представлять для авиации практического интереса; поэтому в дальнейшем исследовании этих слоев атмосферы надобности пока не имеется.¹

Также обычны температурные инверсии вблизи земной поверхности, в особенности в вечернее время, когда температура у земли может быть ниже, нежели на высоте 300 м. Тем не менее это не может быть препятствием к введению постоянного температурного градиента, равного в среднем 1°С на 160 м высоты, если в распоряжении нет более точных данных, соответствующих каждому частному случаю.

В предположении постоянного градиента, температура в каждой точке может быть определена по формуле:

$$t_1 = t_0 - Ch, \quad (9)$$

где t_0 — температура начальной точки, а h — высота над этой точкой. Если выразить $f(t)$ в функции h и взять начало координат на уровне моря, интегральное выражение, с помощью которого было получено уравнение (7), примет следующий вид:

$$-\frac{p_0}{p_0} \int_{p_0}^p \frac{dp}{p} = + \int_0^h \frac{dh}{1 + 0,00378(t_0 - Ch - 15)},$$

причем для начальной точки предполагается $h = 0$.

Интегрируя это выражение и разлагая результаты интегрирования в ряд, обладающий всеми признаками сходимости, мы можем нашу гипсометрическую формулу² представить в следующем приближенном виде:

$$h = \frac{p_0}{p_0} \left[1 + 0,00378 \left(\frac{t_1 + t_2}{2} - 15 \right) \right] \ln \frac{p_0}{p}, \quad (10a)$$

в котором t_2 — температура на верхнем уровне, где давление равно p . Другими словами, вместо одного значения температуры, входящего в выведенную нами ранее простую формулу,

¹ В настоящее время вопросы воздушных сообщений в стратосфере стали уже актуальными, и потому утверждения автора являются к данному моменту неприменимыми. *Прим. переводчика.*

² Т. е. служащую для определения высоты. *Прим. переводчика.*

в настоящем случае входит среднее арифметическое значение температуры нижней и верхней отметок рассматриваемого слоя атмосферы.

Если бы потребовалось достигнуть большей точности в определении h в случае больших высот, то значение этого h можно определить, разделив искомую высоту атмосферного слоя на несколько промежуточных высот. Например, если высоту в 9000 м разделить на три отдельных промежутка по 3000 м каждый, то общее понижение давления можно выразить в виде сумм трех частей, а затем отдельно для каждой части определить значение высоты. Но в таком случае и значение температуры нужно взять как среднее из нижней и верхней температур каждого слоя. При таком способе общая погрешность в определении высоты может быть значительно уменьшена. Известно, что ошибка, связанная с предположением средней арифметической температуры, изменяется пропорционально почти квадрату величин частей, на которые делится вся высота. Так, в только-что, рассмотренном примере, разделяя пополам величину принятых промежутков высоты и беря шесть таких промежутков по 1500 м вместо трех по 3000 м, мы уменьшили бы ошибку примерно до одной четверти ее начальной величины.

Для иллюстрации относительной точности этих различных способов было вычислено на основании их давление на высоте 6000 м при двух различных температурах на уровне моря, причем температурный градиент был принят равным 1° на 160 м. Арифметические средние температуры были взяты для 1, 2 и 4 промежутков, среднее же геометрическое и гармоническое были взяты для полной высоты 6100 м, без деления на промежутки. Результаты приведены в табл. I.

Т а б л и ц а I

	$\frac{p_0}{p}$ для $h=6100$ м		% ошибки	
	$t_1 = -7^\circ$	$t_1 = 38^\circ$	$t_1 = -7^\circ$	$t_1 = 38^\circ$
Арифм. среднее при 1 промежутке .	2,3369	2,0305	0,21	0,10
Арифм. среднее при 2 промежутках .	2,3404	2,0320	0,06	0,02
Арифм. среднее при 4 промежутках .	2,3416	2,0324	0,01	0,00
Геометрическое среднее	2,3438	2,0340	0,08	0,07
Гармоническое среднее	2,3495	2,0377	0,32	0,26
Истинное значение	2,3419	2,0325	—	—

Если имеются действительные сведения о температуре на нескольких различных высотах на каждое число, как это может быть при ежедневных точных наблюдениях, то при определении высоты необходимо принять во внимание форму диаграммы фактической зависимости высоты от температуры, но в таком случае говорить о применении постоянного стандартного температурного градиента уже не приходится.

Например, если в результате таких наблюдений окажется, что градиент увеличивается по линейному или какому-нибудь другому закону, то в уравнении (10а) нужно взять не среднее арифметическое из начальной и конечной температур, а среднее из пяти или шести наблюдений на равных промежутках высоты.

Ранее считали, что при определении высот среднее гармоническое следует предпочесть среднему арифметическому; причем возможно также пользоваться и средним геометрическим из начальной и конечной температур. Однако, каждое из этих средних приводит к достаточно точным результатам, а в рассмотренном здесь частном случае среднее геометрическое дало даже более точные результаты, нежели среднее гармоническое и арифметическое. Нужно иметь в виду, что за редким исключением некоторый выигрыш в точности не будет в состоянии оправдать применения подобного рода способов; в особенности это относится к тому случаю, когда требуемая степень точности может быть достигнута путем деления высоты на достаточно малые промежутки высоты.¹

Пользуясь соотношениями:

$$\begin{aligned} t_1 &= t_2 + Ch, \\ t_2 &= t_1 - Ch, \end{aligned}$$

мы можем формулу (10а) представить в следующем виде:

$$h = 8450 \left[1 + 0,00378(t_2 - 15 + \frac{Ch}{2}) \right] \ln \frac{p_0}{p} \quad (10b)$$

или

$$h = 8450 \left[1 + 0,00378(t_1 - 15 - \frac{Ch}{2}) \right] \ln \frac{p_0}{p}. \quad (10c)$$

Так как $\frac{p}{p_0}$ при 15° С равно 8450 м, то формула (10а) получит вид:

$$h = 8450 \left[1 + 0,00378 \left(\frac{t_1 + t_2}{2} - 15 \right) \right] \ln \frac{p_0}{p}. \quad (10a')$$

¹ Для полного представления см. Journal Optical Society of America и Review of Scientific Instruments, т. 7, стр 719. W. G. Brombacher, Determination of Altitude of Aircraft.

Если бы потребовалось выразить результаты в десятичных логарифмах, то, как и в уравнении (8), нужно ввести постоянный множитель 19 460.

Выбор той или иной формулы из числа приведенных в каждом частном случае будет зависеть от характера имеющихся в распоряжении температурных данных. Например, если известна температура воздуха одновременно и на аэростате и на земле, то формула (10а) является наиболее удобной, так как она связана с величиной изменения температуры, т. е. с изменением высоты. Если же известна только одна из упомянутых температур, то необходимо обратиться к формулам (10б) или (10с), вводя в них некоторый температурный градиент C .

Иногда бывает нужно определить высоту нахождения летательной машины или баллона-зонда на основании показания барографа и известной температуры на земле. Это может быть выполнено путем перенесения поправки на температуру в левую часть уравнения, подстановки известных значений p и решения уравнения (10с) относительно h .

На рис. 5 представлены кривые зависимости давления от высоты при двух различных температурах на уровне моря, причем в обоих случаях применен один и тот же температурный градиент, равный 1° на 160 м. Характер указанной зависимости при различных температурных градиентах выражен на том же рис. 5 двумя нижними кривыми, построенными в предположении постоянной температуры на уровне моря (равной 15°) и двух крайних значений градиента.

8. Упрощенные формулы для определения высот. Результаты различных вычислений дают возможность получить некоторые интересные выводы в отношении характера зависимости между высотой и давлением. Для упрощения исследований можно пренебречь поправкой на температуру и написать формулу Галлея в том виде, в каком она была первоначально получена, т. е.:

$$h = H \ln \frac{p_0}{p} \quad (7a)$$

Ее можно представить также в следующей степенной форме:

$$\frac{p_0}{p} = e^{-\frac{h}{H}}$$

или

$$p = p_0 e^{-\frac{h}{H}} \quad (11)$$

Из уравнений (7а) и (11) вытекает, что в изотермической атмосфере при изменении высот в арифметической прогрессии величина

давления будет изменяться в геометрической прогрессии; в действительной атмосфере этот закон будет выполняться приближенно. Например, на высоте приблизительно 5800 м давление составляет половину его величины на уровне моря. Тогда давление на высоте 11 600 м будет равно половине давления на высоте 5800 м. после же подъема еще на равный интервал, т. е. на высоту 17 400 м, давление уменьшится до половины его величины на вы-

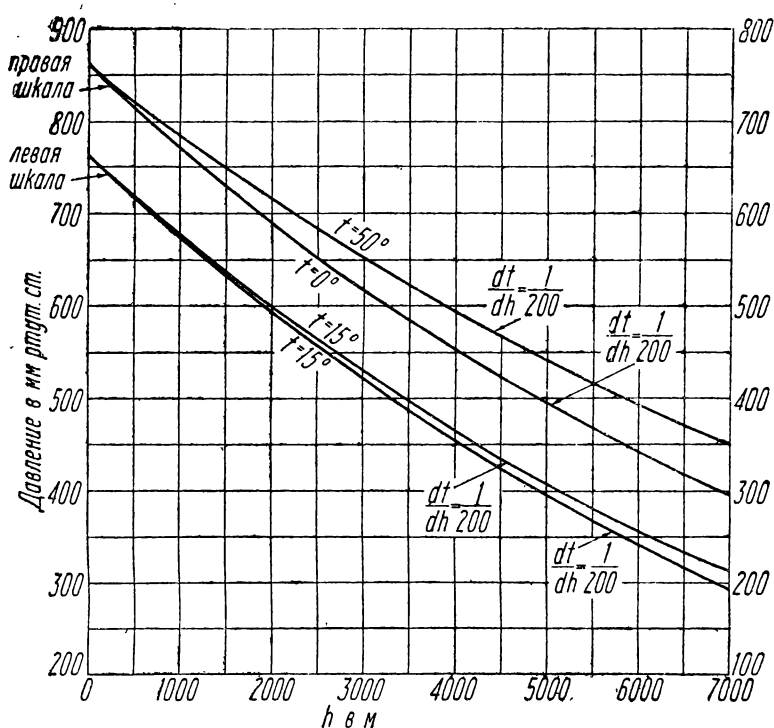


Рис. 5. График зависимости давления от высоты при двух различных температурах на уровне моря и различных температурных градиентах.

соте 11 600 м, или, другими словами, оно будет равно одной восьмой величины давления на уровне моря, и т. д. Математически это можно выразить следующим образом. Если давление на высоте h будет равно tr_0 , то на высоте nh оно составит $t^n r_0$; хотя давление, падая по этому закону, очень быстро приближается к нулю, однако, до этого нуля в действительности оно никогда не достигает: атмосфера, хотя бы и в чрезвычайно разреженной сте-

пени, будет распространена от земли на бесконечное расстояние. ¹ Формула (7а) будет удовлетворять истинному положению вещей с достаточной степенью точности. Однако, в действительности в верхних слоях атмосферы будут играть роль иные факторы, чем те, которые были приняты нами во внимание; тем не менее для физика или инженера такого рода факторы не могут иметь практического значения, так как они связаны с высотами, до сих пор человеком не достигнутыми.

Если изменения высоты не особенно велики или если вычисление не требует большой степени точности, то можно пользоваться более простыми формулами. Разлагая $\ln \frac{p_0}{p}$ в ряд и пренебрегая всеми числами, начиная с третьего или четвертого, формулу (11) можно значительно упростить. Для высот, меньших 300 м, а если можно мириться с грубым приближением, то и для значительно больших высот может быть предложена следующая для большинства случаев достаточно точная формула:

$$\frac{h}{H} = \frac{p_0 - p}{p_0} \quad (11a)$$

или, решая в отношении давления:

$$\frac{p}{p_0} = 1 - \frac{h}{H}$$

Таким же способом получается и формула Иордана: ²

$$\frac{h}{H} = \frac{2(p_0 - p)}{p_0 + p} \quad (11b)$$

Она дает большую точность, чем уравнение (11а), но для больших высот эмпирическая формула:

$$\frac{h}{H} = \frac{2(p_0 - p)}{0,9 p_0 + 1,1 p} \quad (11c)$$

оказывается еще лучше.

Формулы (11а), (11b) и (11с) все являются полезными для приближенных подсчетов высоты подъема. Чтобы показать степень точности таких подсчетов, значения $\frac{h}{H}$ вычислены по указанным формулам и приведены вместе с истинными значениями в табл. II.

¹ Утверждения автора о бесконечном распространении атмосферы, понятно, ошибочны. В межпланетном пространстве, например, никакой атмосферы не существует. Рассуждения автора касаются, очевидно, весьма значительных, но, во всяком случае, не бесконечных расстояний. *Прим. редактора.*

² W. Jordan, Barometrische Höhentafeln für Tiefland und grosse Höhen, 1896.

Из табл. II можно видеть, что формула Иордана дает везде слишком преуменьшенные значения $\frac{h}{H}$; однако, для высот до 2500 м она оказывается весьма точной. Формула (11с) обладает точностью до 1% для высот до 6000 м. Во всех случаях, конечно, в значения H , применяемые при вычислении h , должна быть введена поправка на среднюю температуру.

Таблица II

$\frac{p_0 - p}{p_0}$	Истинное значение	$\frac{h}{H}$			% ошибки			Приблиз. высота
		по (11а)	по (11b)	по (11с)	по (11а)	по (11b)	по (11с)	
0,01	0,01005	0,01000	0,01005	0,01005	0,5	0,0	0,0	85
0,05	0,05131	0,05000	0,05128	0,05141	2,6	0,1	0,2	434
0,10	0,1055	0,1000	0,1053	0,1058	5,2	0,2	0,3	884
0,20	0,2231	0,2000	0,2222	0,2247	10,4	0,4	0,7	1859
0,30	0,3567	0,3000	0,3529	0,3591	15,9	1,3	0,7	2926
0,40	0,5111	0,4000	0,5000	0,5127	21,7	2,2	0,3	3145
0,50	0,6931	0,5000	0,6667	0,6895	27,9	3,8	0,5	5547
0,60	0,9163	0,6000	0,8571	0,8955	34,5	6,5	2,3	7163
0,70	1,2040	0,7000	1,0769	1,1370	41,7	10,6	5,6	9205

Изменения давления и температуры, рассмотренные нами на предыдущих страницах, для командира воздушного корабля имеют значение лишь постольку, поскольку это связано с его собственными удобствами. Высота также имеет лишь небольшое значение, раз воздушный корабль находится на такой высоте, на которой он свободен от земных препятствий; понятно, если только пилот не имеет в виду достигнуть зоны, безопасной от огня зенитных орудий. Фактором, который играет действительно важную роль в отношении воздушных судов и свободных аэростатов, является плотность воздуха. Все же прочие упомянутые переменные имеют лишь значение в той мере, в какой зависит от них величина плотности воздуха.

9. Соотношение между плотностью и высотой. Как мы установили, плотность воздуха может быть определена с достаточной для целей воздухоплавания точностью по формуле (6b). Иногда бывает нужно знать величину плотности воздуха на данной высоте. Поэтому мы должны вывести формулу для определения плотности в зависимости от высоты и температуры на земле.

Деля уравнение (10с) на 8450 $f(t)$ и выражая правую часть уравнения в виде степени e , мы получим уравнение:

$$\frac{p}{p_0} = \frac{p_2}{p_0} = e^{-\left\{ \frac{h}{8450 \left[1 + 0,00378 \left(\frac{t_1 + t_2}{2} - 15 \right) \right]} \right\}} \quad (12)$$

в котором предполагается, что начальная точка находится на уровне моря при стандартном барометрическом давлении. Так как:

$$p_2 = p_0 \frac{p_2}{p_0} [1 - 0,00378 (t - 15)],$$

то члены, содержащие давление, из уравнения (12) могут быть исключены; тогда при постоянном температурном градиенте мы будем иметь следующую формулу зависимости плотности от высоты:

$$p_2 = p_0 [1 - 0,00378 (t_1 - Ch - 15)] e^{-\left\{ \frac{h}{8450 \left[1 + 0,00378 \left(t_1 - \frac{Ch}{2} - 15 \right) \right]} \right\}}.$$

Эта формула дает нам возможность получить некоторые интересные выводы, в особенности в отношении влияния температуры на плотность при данной высоте.

Она показывает, что отношение плотности воздуха при данных условиях к стандартной плотности зависит от произведения двух переменных величин, причем обе они являются функцией t_1 и h . Влияния температуры, температурного градиента и высоты не могут быть отделены друг от друга. Если температура на земле увеличивается, то значение первого переменного члена будет уменьшаться. Однако, второй член будет увеличиваться, так как абсолютное значение показателя степени уменьшается. Знак же его отрицательный. Какой из этих множителей будет иметь преобладающее значение, установить заранее нельзя; поэтому точный характер влияния температуры можно определить только с помощью дифференцирования ρ по t_1 , предполагая h постоянной.

10. Зависимость градиента плотности от температуры на земле. Для дифференцирования множитель, заключающий температуру, должен быть выражен в первоначальной точной форме, которая получается непосредственно из закона Бойля-Мариотта:

$$p_2 = p_0 \frac{1}{1 + 0,00378 (t_1 - Ch - 15)} e^{-\left\{ \frac{h}{8450 \left[1 + 0,00378 \left(t_1 - \frac{Ch}{2} - 15 \right) \right]} \right\}}.$$

Дифференцируя это уравнение, получим:

$$\frac{d\rho_2}{dt_1} = \rho_0 \left\{ \frac{-0,00378}{[1 + 0,00378(t_1 - Ch - 15)]^2} + \right. \\ \left. + \frac{h}{8450} \frac{0,00378}{\left[1 + 0,00378\left(t_1 - \frac{Ch}{2} - 15\right)\right]^2 \left[1 + 0,00378(t_1 - Ch - 15)\right]} \right\} \times \\ \times e^{-\left\{ \frac{h}{8450 \left[1 + 0,00378\left(t_1 - \frac{Ch}{2} - 15\right)\right]} \right\}}.$$

Наиболее важной характеристикой полученной производной является ее изменение с увеличением высоты, что представляет больший интерес, чем абсолютная величина этой производной при данной высоте.

Когда h мало, то значение положительного члена в скобках также будет мало в сравнении с отрицательным членом, но с увеличением высоты это значение быстро возрастает, тогда как отрицательный член остается все время постоянным.

При h , равном приблизительно 8500 м (несколько больше, если температура на земле выше 15°, и несколько меньше, если температура ниже 15°), оба упомянутые члена будут равны, и значение производной сделается равной нулю.

При еще бóльших высотах производная будет иметь положительное значение. Тогда ясно, что где-то около 8500 м над уровнем моря существует точка, в которой изменение температуры не имеет никакого влияния на плотность, по крайней мере, при условии, что температурный градиент останется постоянным. Выше этой точки увеличение температуры будет связано с увеличением плотности воздуха.

Теоретические исследования едва ли могут быть распространены на высоты бóльшие 9000 м, так как за пределами высоты 9000 м располагается стратосфера, т. е. область, в которой с увеличением высоты уже не будет изменений температуры. Такие до некоторой степени поразительные выводы могут быть осведены исследованием физических условий.

Положим, что при данных условиях атмосфера будет находиться в равновесии и что условия по мере увеличения температуры будут изменяться. Тогда высота всей атмосферы возрастает, а в связи с этим увеличивается и толщина каждого определенного слоя воздуха. Это увеличение толщины приведет к тому, что слой, который прежде простирался от уровня моря до высоты, например, 7500 м, распространится теперь до некоторой большей высоты, чем 7500 м.

Таким образом давление, существовавшее прежде на высоте 7500 м перенесется на эту новую и большую высоту. Тогда на высоте 7500 м, давление возрастет, и, следовательно, плотность воздуха увеличится, а это увеличение плотности будет уравновешивать, по крайней мере отчасти, ее изменение от непосредственного влияния температурных изменений. Какой из этих двух факторов будет преобладать, можно решить только на основании математического исследования, подобного приведенному выше.

Для того чтобы дать представление о величине обоих факторов более ясное, чем это можно представить непосредственно из формулы, в табл. III приведены отношения плотности, соответствующие нескольким различным высотам и температурам на земле, при постоянном температурном градиенте, равном 1° на 160 м высоты.

Т а б л и ц а III

Изменение $\frac{\rho}{\rho_0}$ в зависимости от различных высот и давления

h м	-5°	+5°	+15°	+25°
0	1,075	1,036	1,000	0,966
1000	0,973	0,939	0,907	0,879
2000	0,870	0,844	0,822	0,798
3000	0,779	0,766	0,742	0,725
4000	0,697	0,683	0,669	0,655
5000	0,621	0,610	0,601	0,591
6000	0,551	0,545	0,538	0,531
7000	0,487	0,484	0,481	0,476
8000	0,430	0,430	0,429	0,428

Из этой таблицы, а также из рис. 6, на котором представлены те же результаты, видно, что с увеличением высоты роль температуры заметно уменьшается и в конце-концов уступает место давлению.

В табл. IV приведены отношения плотности для различных высот при трех различных температурных градиентах; такие же данные графически представлены на рис. 6.

Температура на земле принята равной 15° С. Можно видеть, что влияние на плотность изменений температурного градиента, которые наблюдались на практике, относительно невелико и в редких случаях дает отклонение от значений плотности при стандартном градиенте больше, чем на 2%.

11. Упрощенные формулы зависимости между плотностью и высотой. Рассмотрение изменений плотности в зависимости от

высоты до сих пор было тесно связано с формулой Галлея, и при введении известных приближений везде была сохранена или логарифмическая или степенная форма этой зависимости. Однако, для определения плотности в зависимости от высоты

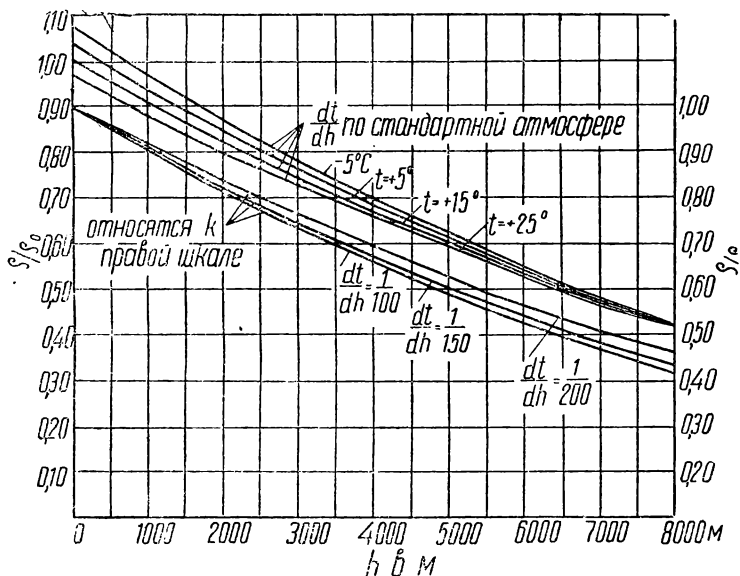


Рис. 6. Зависимость между плотностью и высотой в воздухе при изменениях температуры на земле и температурного градиента.

Таблица IV

Значение $\frac{\rho}{\rho_0}$ для различных высот и температурных градиентов

Температурный градиент в метрах на 1°C .

h м	100	150	200
1000	0,918	0,909	0,905
2000	0,842	0,824	0,813
3000	0,767	0,744	0,733
4000	0,697	0,670	0,659
5000	0,630	0,600	0,588
6000	0,570	0,537	0,527
7000	0,511	0,479	0,471
8000	0,456	0,424	0,418

можно воспользоваться упрощенными формулами, подобно тому как это было сделано для определения высоты в зависимости от давления.

Первым и наиболее логическим шагом к выводу такого рода формул является определение постоянной, соответствующей высоте однородной атмосферы, когда давление дает линейную зависимость между высотой и логарифмом отношения плотностей.

Опыты показывают, что значение этой постоянной, дающей наилучшие средние результаты для высот до 6000 м, должно быть равно 23 000. При этом условии значение плотности при различных высотах можно получить по следующей формуле Эверлинга:¹

$$\lg \frac{\rho_0}{\rho} = \frac{h}{23000} = 0,431 \frac{h}{10000}. \quad (13a)$$

При этой постоянной для небольших высот получается слишком низкое значение отношения плотностей, а для больших высот — слишком высокое. Ввиду этого формула Эверлинга была переработана автором путем введения в нее второго члена, содержащего h во второй степени.

Полученная при этом эмпирическая формула имеет следующий вид:

$$\lg \frac{\rho_0}{\rho} = 0,410 \left(\frac{h}{10000} \right) + 0,0538 \left(\frac{h}{10000} \right)^2. \quad (13b)$$

Значения коэффициентов в данном случае были определены с помощью опытных данных.

Если логарифмические и трансцендентные функции должны быть исключены, то это может быть выполнено таким же способом, по которому была получена формула Иордана. Применяя этот способ и определяя заново путем попыток соответствующие значения для коэффициентов, будем иметь:

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \frac{2 - 0,951 \left(\frac{h}{10000} \right) - 0,054 \left(\frac{h}{10000} \right)^2}{2 + 0,951 \left(\frac{h}{10000} \right) + 0,054 \left(\frac{h}{10000} \right)^2}. \quad (13c)$$

Полученная формула дает очень хорошие приближения к истинным результатам, как это мы увидим из табл. V.

Для определения плотности можно привести еще одну формулу,

¹ E. Everling, Der Aufstieg v. Flugzeugen, Berichte d. deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt, Zeitschr. f. Flugtechnik u. Motorschiffahrt. S. 125. September 1916.

хотя она и не столь удобна и точна, как (13с); такая формула была получена фон-Мизесом:¹

$$\lg \frac{\rho}{\rho_0} = 5,82 \lg \left(1 - 0,0174 \frac{h}{1000} \right),$$

выраженная для стандартной температуры 15° С, причем, как и во всех предшествующих случаях, h задано в метрах. Этой формуле можно придать также следующий вид:

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \left(1 - 0,0174 \frac{h}{1000} \right)^{5,82} \quad (13d)$$

Другая формула подобного же типа:

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \left(520 - 3,57 \frac{h}{305} \right)^{4,255} = \left(1 - 0,02253 \frac{h}{1000} \right)^{4,255} \quad (13e)$$

была недавно сообщена капитаном Гримо (Grimault).² Она выведена путем интегрирования формулы Радо — зависимости между давлением и температурой.

Чтобы создать некоторое представление об относительных достоинствах указанных выше упрощенных формул, в табл. V даны истинные отношения плотностей для ряда высот до 9000 м включительно, а также отношения, вычисленные для тех же высот по формулам Эверлинга, фон-Мизеса, Гримо и Уорнера (автора настоящего курса). Точные значения приведены к условиям стандартной температуры; именно при этих условиях и можно ожидать, что каждая из формул даст сравнимые результаты.

Если температура на уровне моря не 15°С, то необходимо ввести поправку. Формула:

$$\Delta \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right) = \left(\frac{15 - t_1}{268 + t_1} \right) \left(1 - \frac{h}{7620} \right)^3$$

¹ Von-Mises, Ermittlung d. Steigfähigkeit eines Flugzeuges aus einem Barogramm, Zeitschr. f. Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt, S. 175, 1917.

² P. Grimault, On the definition of the Standard Atmosphere. Англ. перевод издан Американским совещательным комитетом по аэронавтике. Апрель 1921 г.

³ Собственно из формулы подлинника получается:

$$\Delta \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right) = \frac{15,6 - t_1}{268 + t_1} \left(1 - \frac{h}{7620} \right),$$

но в таком случае при $h = 0$ (и, следовательно, $t_1 = 15^\circ \text{C}$) $\Delta \frac{\rho}{\rho_0} \neq 0$

$\left(= \frac{0,6}{283} \right)$ Прим. переводчика.

дает результат с точностью до 1⁰/₀ для всех температур, заключающихся между — 7 и + 45°.

Таблица V

Высота м	Отношения плотностей					
	истинное значение	по (13a)	по (13b)	по (13c)	по (13d)	по (13e)
1000	0,908	0,906	0,909	0,909	0,903	0,907
2000	0,822	0,826	0,824	0,824	0,814	0,822
3000	0,742	0,743	0,754	0,747	0,732	0,743
4000	0,667	0,672	0,677	0,675	0,657	0,670
5000	0,597	0,608	0,605	0,608	0,589	0,602
6000	0,534	0,551	0,545	0,544	0,526	0,540
7000	0,475	0,499	0,486	0,485	0,470	0,483
8000	0,423	0,452	0,434	0,430	0,421	0,430

Процент ошибки

1000		0,2	0,1	0,1	0,5	0,1
2000		0,5	0,2	0,2	1,0	0,1
3000		0,1	1,4	0,4	1,3	0,1
4000		0,8	1,5	1,2	1,5	0,4
5000		1,9	1,3	1,9	1,3	0,8
6000		3,2	2,1	1,9	1,9	1,1
7000		5	2,3	2,1	1,1	0,7
8000		6,7	2,8	1,6	0,5	1,7

Глава II

АЭРОСТАТНЫЕ ГАЗЫ И ИХ ПОДЪЕМНАЯ СИЛА

1. Общие сведения о подъемной силе. Подъемная сила подобно подъемной силе судов, плавающих в воде, основана на законе Архимеда. Открытый великим сиракузским ученым почти за две тысячи лет до того, как человечество оказалось в состоянии овладеть воздухоплаванием, этот закон гласит, что архимедова сила всякого тела, погруженного в жидкость, равна весу жидкости, вытесненной телом. Если архимедова сила тела будет больше его веса, то тело будет подниматься, если — меньше, оно будет

погружаться еще глубже в жидкость. Разница между весом тела в воздухе и его истинным весом в пустоте будет равна произведению объема тела на удельный вес воздуха, так что вес всякого тела, находящегося в воздухе, может быть определен по формуле:

$$W' = W - W_a, \quad (14)$$

где W' — вес в воздухе, W — вес в пустоте и W_a — вес вытесненного воздуха. Для твердых тел W_a будет настолько мало в сравнении с W , что им можно решительно пренебречь и пользоваться W или W' безразлично, если только обстоятельства не требуют особо высокой степени точности; однако, это ни в коем случае не относится к газам.

Если W_a будет больше W , то W' станет отрицательным, и тело вместо того, чтобы опускаться, будет стремиться подняться. Оно будет находиться под действием силы W' , которой в аэростатике дано наименование подъемной силы. Подъемная сила всякого аэростата равна сумме собственно веса с оборудованием и временными нагрузками (оболочка, гондола, персонал, приборы, балласт и т. д.), которые могут быть подняты.

Уравнению (14) может быть придан более удобный вид для применения к аэростатам:

$$F = W_a - W_g, \quad (15)$$

где W_g — вес газа, послужившего для наполнения, а F — подъемная сила. Основное требование, предъявляемое при выборе газа, заключается в том, чтобы величина подъемной силы единицы объема газа была возможно большей; все прочие условия являются до некоторой степени второстепенными. Такое требование равносильно к сведению W_g до минимума.

Существует несколько газов легче воздуха, но большинство из них настолько близко к весу самого воздуха, что подъемная сила при их применении получалась бы слишком ничтожной, так что для подъема оболочки гондолы и двух человек, не говоря уже о силовых установках, потребовался бы баллон огромных размеров.

Применение некоторых других газов, обладающих достаточно малым весом и таким образом удовлетворяющих требованиям подъемной силы, отпадает вследствие их взрывчатости, слишком ядовитых свойств, неустойчивости, стоимости добывания и некоторых других отрицательных свойств.

Для наполнения аэростатов остаются только четыре газа, причем два из них никогда не применяются, за исключением тех случаев, когда дешевизна играет первенствующую роль; третий же газ вошел в употребление только с 1918 г. и в настоящее

время может применяться лишь в ограниченном масштабе. Полное исключение газа путем осуществления вакуумных аэростатов является чистой иллюзией, которая может привлечь к себе только изобретателей-любителей. Это вытекает из того легко доказываемого факта, что сферический аэростат с совершенно удаленным из его оболочки воздухом должен был бы быть построен из материала, более прочного, чем материалы до ныне известные, даже при условии, чтобы такой аэростат был в состоянии поднять хотя бы самого себя без всякой полезной нагрузки.

2. Водород. Самым распространенным аэростатным газом является водород. До 1918 г. он был единственным газом, служившим для наполнения воздушных кораблей. Существует несколько причин выбора водорода для всех серьезных конструкций; из них следует упомянуть только об одной, самой главной, — о том, что удельная подъемная сила водорода, как самого легкого газа из всех других, является наибольшей.

Водород представляет собой двухатомный газ с молекулярным весом 2,016. В химически-чистом состоянии он имеет весовую плотность $0,085 \text{ кг/м}^3$ и удельный вес по отношению к воздуху 0,0696. Поэтому при стандартных условиях его подъемная сила (считая плотность воздуха равной $1,222 \text{ кг/м}^3$) равна $1,137 \text{ кг/м}^3$.

Газ, добываемый для аэростатных целей, обыкновенно далек от химической чистоты; различные примеси могут увеличить удельный вес коммерческого водорода до 0,13 и соответственно уменьшить удельную подъемную силу этого газа до $1,07 \text{ кг/м}^3$. За исключением особо оговоренных условий удельный вес водорода в настоящем руководстве принят равным 0,10. Процент посторонних примесей, которые увеличивают удельный вес до указанной цифры, очень невелик. Если удельный вес таких примесей предположить равным 1, то удельный вес их смеси с водородом будет:

$$\frac{0,0696 V_H + V_1}{100} = 0,0696 + \frac{0,9304 V_1}{100},$$

где V_H — процентное содержание водорода, а V_1 — процентное содержание (по объему) примесей в нем. Если удельный вес смеси равен 0,10, то V_1 равен 3,27, и газ обладает 96,73% чистоты. Очевидно, что если средняя плотность примесей будет равна плотности воздуха, то влияние уменьшения чистоты на 1% будет совершенно таким же, как и уменьшение объема газа на 1%, и поэтому подъемная сила данного воздушного корабля изменится в почти таком же отношении, как и чистота газа. Вообще же чистота коммерческого аэростатного водорода колеблется от 94 до 98%; однако, технические условия иногда предусматривают чистоту газа и в 90%.

Хотя влияние обыкновенного содержания примесей на подъемную силу относительно мало, оно значительно увеличивает опасность взрыва. Водород воспламеняется только в присутствии кислорода, и когда большое количество воздуха смешано с газом, обращение с ним становится слишком опасным, и оболочка должна быть наполнена заново.

Заводские способы добывания водорода не нуждаются здесь в подробном рассмотрении. Они зависят от местных условий и отличаются между собой по числу различных, связанных с ними процессов. Из всего числа процессов общими для всех способов являются только лишь два или три. Почти во всех случаях водород, применяемый для наполнения аэростатов, добывается либо электролитическим путем либо с помощью восстановителей (обыкновенно горячей железной руды), применяемых для разложения водяного пара. Значительное количество водорода получается также в виде побочного продукта при электролитическом добывании других газов; поэтому при соответствующем оборудовании в таком производстве этот способ добывания водорода окажется наиболее дешевым и удобным из всех других способов.

Полученный водород можно хранить в стальных баллонах под высоким давлением и в таком виде доставлять на место потребления. Но поскольку водород является чисто побочным продуктом, его стоимость едва ли может превысить стоимость баллонов для его хранения и стоимость сжатия. Во всяком случае, даже если бы и производилась специальная добыча газа, стоимость его не может быть слишком высока, причем при восстановительном процессе она будет несколько ниже, нежели при электролитических способах.

Полная стоимость добывания водорода зависит от способа и места производства и колеблется от 3,5 до 22,0 долларов за 100 м³. При этом наиболее дорогими являются способы, связанные с применением подвижных газодобывающих установок, употребляемых в войсках и требующих для данного объема газа минимального количества реагентов. Наиболее чистый газ можно получить с помощью электролиза, но и всякий из обыкновенных коммерческих способов может дать процент чистоты газа, достаточный для практических целей.

Одним из серьезных недостатков водорода в аэростатах является его воспламеняемость. Ряд катастроф, в особенности привязанных аэростатов, был вызван этой причиной, причем бывали случаи взрывов аэростатов во время их подъема. Поэтому в отношении воздушных кораблей следует соблюдать особую осторожность, хотя и применение материй с низкой газопроницаемостью и соответствующая конструкция корабля значительно уменьшают опасность.

Воспламенение водорода от выхлопных газов, представлявшее некогда серьезную угрозу для персонала, находящегося на воздушном корабле, теперь не страшно, так как опасность взрыва в настоящее время угрожает только со стороны электрических разрядов, могущих пробить оболочку и воспламенить газ.

3. Светильный газ. Вторым газом, который в большинстве случаев служит только для наполнения свободных аэростатов, является светильный газ, обыкновенно применяемый для освещения. Светильный газ не имеет определенного химического состава, а представляет собой смесь из водорода и метана (CH_4) с небольшими примесями некоторых других газов.

В ряде проб этого газа, полученных из различных местностей Соединенных штатов и исследованных под наблюдением Бюро горной промышленности, процентное содержание водорода колебалось от 40 до 56%, метана — от 29 до 35% и других составных частей (главным образом азота, окиси углерода и углекислого газа) — от 13 до 31%.

Так как вес чистого метана приблизительно в 8 раз превосходит вес водорода, то для воздухоплавательных целей наилучшим будет тот газ, который содержит наименьшее количество метана и наибольшее количество водорода, хотя такой газ никоим образом не мог бы удовлетворить осветительным целям. Удельный вес вышеуказанных проб колебался от 0,35 до 0,53. В среднем же плотность светильного газа составляет около 0,45 плотности воздуха — цифра, которая и принята нами в качестве стандартного удельного веса этого газа. Плотность его при стандартных условиях будет в таком случае равна $0,55 \text{ кг/м}^3$, а удельная подъемная сила — $0,67 \text{ кг/м}^3$, что составляет приблизительно 62% от подъемной силы коммерческого водорода.

Таким образом в отношении подъемной силы светильный газ занимает в сравнении с водородом заметно более низкое место. Так же как и водород, он обладает крупным недостатком крайней воспламеняемости и не имеет никаких преимуществ перед прочими легкими газами, за исключением дешевизны и доступности. Естественный светильный газ, иногда применяемый для освещения, слишком тяжел и не может служить в качестве аэростатного газа.

4. Гелий. Следующим газом, который необходимо рассмотреть, является гелий. Хотя мысль о применении гелия для наполнения аэростатов возникла давно, однако, в количествах, достаточных для практического употребления этот газ получен лишь в 1917—1918 гг. и то только под влиянием острой военной необходимости в невоспламеняемом газе.

Гелий несколько тяжелее водорода (весовая плотность химически чистого гелия равна $0,168 \text{ кг/м}^3$, его удельный вес равен

0,137), но разница в подъемной силе составляет (при химически чистых газах) только около 7%; однако, гелий обладает огромным преимуществом, т. е. абсолютной невоспламеняемостью. До 1917 г. он фигурировал как один из редких газов и добывался в ничтожных количествах для лабораторных исследований из ториянита и других минералов, причем стоимость гелия в количестве, достаточном для наполнения даже самого маленького воздушного кобля, выразилась бы в миллионах долларов.

Однако, ныне благодаря исследованиям установлены новые способы добывания гелия из естественных газов, его содержащих, которые уменьшили стоимость до очень малой доли цены, существовавшей в довоенное время. Стоимость наполнения гелием в сравнении с водородом еще высока и составляет в среднем около 1 доллара за 1 м³, но его невоспламеняемость вполне оправдывает эту цифру, даже если бы в дальнейшем и не произошло ее снижения. Во всяком случае, уменьшение стоимости его добычи с 60 000 долларов за 1 м³ до 1 доллара за 1 м³ за 7 лет является огромным достижением.

Для добывания гелия в коммерческом масштабе существует несколько способов, отличающихся друг от друга в механических деталях, но и имеющих много общего.¹ Все они основаны на отделении гелия с помощью превращения в жидкое состояние и перегонки других газов, содержащих больше 1% добываемого газа. В Японии и других местах были сделаны попытки добычи гелия из вулканических газов.

Значения удельной подъемной силы водорода и гелия, приведенные к стандартному давлению на уровне моря, графически представлены, в зависимости от степени их чистоты, на рис. 7.

5. Нагретый воздух. Единственным общеупотребительным средством для наполнения аэростатов в прошлом служил нагретый воздух. Очевидно, в этом случае невозможно привести какие-либо цифры для подъемной силы, так как она зависит исключительно от степени нагрева воздуха. Нагретый воздух всегда легко добыть, и он является совершенно безопасным, поскольку во время подъема не производится попыток прибавить тепла путем подведения огня под открытый апендикс аэростата, как то делается в огневых аэростатах, широко применяемых в национальные праздники.

Однако, аэростат, наполненный нагретым воздухом, обладает весьма крупным недостатком быстрого охлаждения последнего и вытекающей отсюда потери подъемной силы. Как следствие такой потери, применение нагретого воздуха практически ограничивается

¹ Balloon and Airship Gases (выпуск Аэронавтической библиотеки Рональда) дает описание заводских способов добывания гелия.

случаями очень непродолжительных подъемов, вроде таких, которые производятся на аэростатах-прыгунах.

Чтобы получить от нагретого воздуха подъемную силу, даже равную подъемной силе светильного газа, было бы необходимо нагреть воздух приблизительно до температуры 370°C . Если бы даже и было возможно получить столь высокую температуру без опасности для материалов, из которых аэростат выстроен, то все равно вследствие большой разницы температур снаружи и внутри

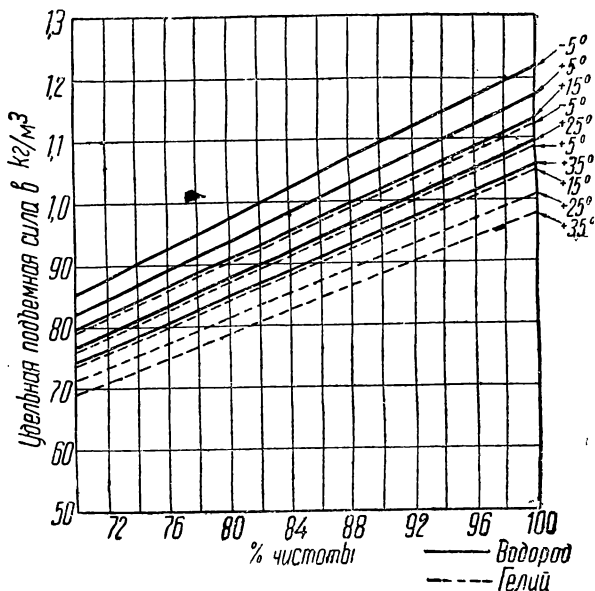


Рис. 7. Влияние чистоты газа и температуры на удельную подъемную силу.

оболочки воздух охлаждался бы с весьма значительной быстротой. Так как воздух внутри оболочки будет охлаждаться, то подъемная сила его понизится как вследствие уменьшения удельной подъемной силы, так и вследствие изменения объема; при снижении температуры от 370° до 260°C потеря подъемной силы составит 31% .

Для сохранения температуры воздуха внутри аэростата существовало предложение оборудования на аэростате некоторого аппарата, с помощью которого можно было бы кипятить воду и вводить полученный пар в оболочку, где бы он конденсировался. Это устройство обладало бы двойным преимуществом: нагревания воздуха посредством добавки освобождающейся скрытой теплоты

испарения и насыщения воздуха водяными парами, вследствие чего плотность воздуха уменьшается (см. стр. 13).

Естественно, что ни одна подобного рода схема применена быть не может, если температура воздуха в аэростате будет выше точки кипения воды. Ввиду этого полученная с помощью такого аппарата подъемная сила была бы меньше половины подъемной силы светильного газа, а, принимая во внимание вес и механическую сложность аппарата для нагревания воды, который должен был бы быть установлен на аэростате, можно сомневаться в том, что подобная схема когда-либо оправдывает свое применение на практике.

6. Тепловое регулирование подъемной силы. Для регулирования подъемной силы предлагались различные схемы тепловых установок, из которых большинство было подобием только-что рассмотренной, причем такие схемы предназначались не только для нагретого воздуха, но также и для других газов. В прежнее время опыт увеличения подъемной силы воздуха путем его нагревания был испробован несколько раз и всегда с неудачными результатами. Очевидно, что путем нагревания газа подъемная сила может быть увеличена, независимо от того, какой газ будет применен для наполнения.

Прежде чем вынести окончательное суждение о возможности и желательности указанного выше рода установок, необходимо определить то количество подъемной силы, которое будет получено с помощью добавки определенного количества тепла к различным газам. Если масса газа, весом W и начальным объемом v_1 , будет нагрета до такого состояния, что заполнит целиком оболочку объемом v_2 , то выигрыш в подъемной силе, в предположении, что состояние наружной атмосферы останется неизменным, будет равен экономии в весе газа, полученной при наполнении оболочки меньшей его массой, чем та, которая потребовалась бы для наполнения объема v_2 при обыкновенных условиях; иначе говоря, эта экономия будет равна произведению стандартной плотности газа на разницу в объеме. Тогда, если F_1 — начальная, а F_2 — конечная подъемная сила, мы будем иметь:

$$F_2 - F_1 = (v_2 - v_1)w_{g_0},$$

где w_{g_0} — вес единицы объема газа. Точно так же:

$$v_2 - v_1 = v_1 \left(\frac{T_2 - T_1}{T} \right).$$

где T_1 и T_2 — начальная и конечная абсолютные температуры. Очевидно, что:

$$T_2 - T_1 = \frac{H}{W c_p},$$

где H — количество единиц теплоты, сообщенных газу, W — полный вес газа, а c_p — теплоемкость газа при постоянном давлении. Тогда :

$$F_2 - F_1 = \frac{H}{c_p T}.$$

Увеличение подъемной силы от добавки определенного количества тепла к газу обратно пропорционально теплоемкости при постоянном давлении. Принимая T равной 288°C в абсолютной температуре, выигрыш в подъемной силе от добавки одной единицы теплоты к газу получим равным $0,0051$ кг для воздуха, $0,0010$ кг для водорода и $0,0034$ кг для гелия.

Так как объем в окончательное уравнение изменения подъемной силы не входит, то будет безразлично, применяется ли теплота для нагревания небольшого количества газа до высокой температуры или она распространяется на большой объем газа при окончательном небольшом повышении температуры. В каждом случае полное и непосредственное увеличение подъемной силы окажется в точности одинаковым, но газопроницаемость через оболочку во втором случае будет меньше, нежели в первом.

С первого взгляда теоретические возможности тепловых способов регулирования подъемной силы кажутся очень привлекательными. Например, если теплота получается от сжигания бензина, то каждый 1 кг горючего будет в состоянии сообщить 11000 калорий. Если бы вся эта тепловая энергия могла быть применена для нагревания газа в гелиевом аэростате, то выигрыш в подъемной силе при отсутствии потерь газа был бы равен около 23 кг. Подача теплоты, конечно, должна была бы производиться непрерывно вследствие ее постоянных потерь через теплопроводность и лучеиспускание, так что для продолжительного полета действительность тепловых средств оказалась бы незначительной. Однако, такого рода средства регулирования подъемной силы при различных атмосферных условиях обладают известными возможностями и таким образом могут найти в воздухоплавании некоторое распространение.

Установка для подогрева газа может быть наиболее легко осуществима на воздушных кораблях, снабженных конденсационным аппаратом для получения водяного балласта из выхлопных газов.

7. Изменения подъемной силы. Подъемная сила определена нами пока только для стандартных условий. Так как в действительности стандартные условия встречаются довольно редко, то необходимо изучить влияние на подъемную силу всякого рода отклонения от таких условий как в воздухе, так и внутри аэростата.

Существует всего четыре фактора, которые могут подвергаться изменениям, это — давления газа и воздуха и температуры газа и воздуха. Влияние влажности слишком мало, чтобы имело смысл действительно его исследовать. В свободном аэростате, в нижней части которого происходит соприкосновение между газом и воздухом, давление их обоих почти одинаково, но в воздушном корабле и в особенности в нежестком его типе эти давления могут значительно различаться друг от друга. Однако, температуры воздуха и газа никоим образом не могут быть всегда одинаковыми, и нагревание или охлаждение газа относительно воздуха имеет важное влияние на подъемную силу.

Сначала мы рассмотрим тот случай, когда температуры и давления газа и воздуха изменяются одинаково, так что условия снаружи и внутри будут всегда одни и те же. Таким образом упомянутые выше четыре переменные в данном случае приведутся всего к двум.

Пусть будет:

p — давление,

t — температура,

p_0 — стандартное давление,

t_0 — стандартная температура,

F — удельная подъемная сила газа в условиях (p, t) ,

F_0 — удельная подъемная сила газа в стандартных условиях

$F = w_a - w_g$.

В соответствии с формулами главы I будем иметь:

$$\left. \begin{aligned} F &= (w_a - w_g) \frac{p}{p_0} [1 - \alpha(t - t_0)], \\ F &= F_0 \frac{p}{p_0} [1 - \alpha(t - t_0)]. \end{aligned} \right\} \quad (16)$$

Подъемная сила поэтому подчиняется тому же закону, что и плотность совершенного газа. Она уменьшается вместе с высотой в таком же отношении, как и атмосферное давление при повышении температуры. Например на высоте около 5700 м подъемная сила данного аэростата составит всего лишь половину подъемной его силы у земной поверхности, однако, при том условии, что объем заключенного в аэростате газа в обоих случаях одинаков.

8. Перегрев и его значение. Вторым и самым обычным в практике случаем является тот, когда температуры воздуха и газа различны, в то время как их давления одинаковы. Разница температур существует вообще всегда и обуславливается несколькими причинами. Например, в солнечную погоду солнечная радиация, поглощаемая оболочкой, повышает температуру газа относительно воздуха. Величина этого влияния зависит в большей

степени от цвета оболочки; светлая оболочка получает теплоты этим путем гораздо меньше, чем темная, подобно тому как термометр с темным шариком будет давать значительно большие показания на солнце, нежели термометр с обыкновенным прозрачным шариком.

Так как по некоторым причинам, о которых будет сказано ниже, желательно свести влияние солнечной радиации на температуру газа до минимума, то оболочки воздушных кораблей делают алюминированными, что сообщает им высокую отражающую способность и таким образом уменьшает температурную разницу между газом и воздухом, называемую перегревом. Эта разница при неблагоприятных условиях может быть чрезвычайно высокой.

В Германии был произведен ряд измерений в различных точках внутри свободных аэростатов и воздушных кораблей, и иногда получалось, что даже при оболочках, окрашенных в светлый цвет, температура газа поднималась на 30°C выше температуры воздуха. Свободные аэростаты подвержены этому влиянию в большей степени, нежели привязные аэростаты и воздушные корабли, так как свободные аэростаты, плавающие в воздухе, остаются в окружении того же воздуха в течение значительного промежутка времени, если только они не движутся вертикально и если величина завихренности в воздухе незначительна, в то время как воздушный корабль непрерывно движется через воздух, а привязной аэростат охлаждается ветром, обдувающим его.

Вторая причина разницы между температурой воздуха и газа, но совершенно иного характера, чем только-что рассмотренная, связана с применением для наполнения аэростатов сжатого газа, заключенного в стальные баллоны. Такой способ наполнения применяется обычно для привязных аэростатов, наполнение которых желательно производить по возможности близко от места их подъема. Если сжатому газу предоставить возможность быстрого выхода из баллонов, то его расширение будет происходить приблизительно по адиабатическому закону; поэтому температура газа будет весьма быстро понижаться. При очень быстром наполнении аэростата, после которого сразу же последует его подъем, в начале этого подъема температура газа может быть значительно ниже температуры воздуха. При пасмурной погоде влияние солнечной радиации будет мало, каким в течение известного времени оно может и остаться. Например, если водород будет расширяться адиабатически от давления 100 кг/см^2 до нормального атмосферного давления, то его температура понизится от 15°C до -195°C , в то время как температура гелия при подобных условиях понизилась бы до -227°C . Конечно, на практике такого понижения температуры никогда не будет, так как расширение газа происходит не вполне по адиабатическому закону. Однако,

рассматриваемым понижением температуры пренебречь никоим образом нельзя.

Наконец, третья причина разницы температуры, относительно меньшая, в сравнении с первыми двумя, но все же имеющая известное значение, вытекает из нахождения воздушного корабля под кровлей. Если воздушный корабль вводится на ночь в эллинг, устроенный так, что внутрь помещения не может проникать тепло, а утром выводится из эллинга после того, как температура снаружи уже начала подниматься, то температура газа может оказаться значительно ниже, чем температура окружающего воздуха. Однако, это влияние не особенно устойчиво, так как условия, при которых оно больше всего заметно, связаны с ясной солнечной погодой, и газ будет быстро нагреваться до температуры, не только равной температуре воздуха, но и значительно превышающей последнюю.

Рассмотрим теперь влияние изменения температуры более подробно.

Пусть будет:

t — температура воздуха,

t_0 — температура воздуха при стандартных условиях,

τ — температура газа.

Положим на один момент, что давление останется постоянным при стандартном своем значении.

Как и прежде:

$$F = w_a - w_g,$$

$$w_a = w_{a_0} [1 - \alpha (t - t_0)],$$

$$w_g = w_{g_0} [1 - \alpha (\tau - t_0)],$$

$$F = w_{a_0} - w_{g_0} - \alpha [w_{a_0} (t - t_0) - w_{g_0} (\tau - t_0)],$$

$$F = F_0 - \alpha [w_{a_0} (t - t_0) - w_{g_0} (\tau - t_0)]. \quad (17)$$

Введение другой переменной даст возможность видоизменить уравнение (17) и придать ему форму, которая является зачастую более полезной.

Положим, что Δ — положительная разница между температурой газа и воздуха, тогда:

$$\Delta = \tau - t.$$

Уравнение (17) в таком случае получит следующий вид:

$$F = F_0 [1 - \alpha (t - t_0)] + w_{g_0} \alpha \Delta. \quad (18)$$

Мы получили такое же уравнение, что и (16), за исключением добавочного члена, зависящего только от окончательной разницы между температурой газа и воздуха. При полетах всякого рода

воздушных судов иногда более важно знать величину изменений подъемной силы, происходящих при некотором изменении внешних условий, чем точное значение этой силы в данный момент. Всякое внезапное изменение подъемной силы может нарушить равновесие и заставить наше судно подняться или опуститься; поэтому важно иметь конструкцию судна и газ, применяемый для наполнения, такими, чтобы влияние атмосферных изменений было по возможности мало.

Уравнение (18) может быть легко распространено и на тот случай, когда изменение происходит от одного рода условий к другому, причем ни одно из этих условий не является стандартным.

Пусть будем иметь:

t_1 — начальная температура воздуха,

t_2 — конечная температура воздуха,

τ_1 — начальная температура газа,

τ_2 — конечная температура газа,

Δ_1 — начальное превышение температуры газа над температурой воздуха, равное $\tau_1 - t_1$,

$\Delta_2 = \tau_2 - t_2$.

Тогда для каждого ряда условий можно составить уравнение, подобное (18):

$$F_1 = F_0 [1 - \alpha (t_1 - t_0)] + w_{g_0} \alpha \Delta_1,$$

$$F_2 = F_0 [1 - \alpha (t_2 - t_0)] + w_{g_0} \alpha \Delta_2.$$

Увеличение подъемной силы будет равно:

$$F_2 - F_1 = \alpha [F_0 (t_1 - t_2) + w_{g_0} \alpha (\Delta_2 - \Delta_1)]. \quad (19)$$

Если вместо (18) применить уравнение (17), то мы получим:

$$F_2 - F_1 = \alpha [w_{a_0} (t_1 - t_2) - w_{g_0} (\tau_1 - \tau_2)]. \quad (20)$$

Случай, к которому относятся уравнения (19) и (20), когда меняется только температура, а давление остается постоянным, весьма часто соответствует действительным условиям плавания аэростата. Положим, например, что небо облачное и что аэростат, который находился в облаках, поднялся на несколько сот метров выше и таким образом находится над облаками. Изменение давления при таком небольшом подъеме будет незаметным. Но как только аэростат поднимется выше облаков, он станет подвергаться действию солнечных лучей и, как было замечено выше, температура газа может в течение нескольких минут повыситься на 30° С. В это же самое время и температура воздуха также может несколько подняться, но, очевидно, значительно меньше.

Влияние повышения температуры газа, как показывает уравнение (20), выражается в увеличении подъемной силы на величину, зависящую от плотности наполняющего аэростат газа.

С другой стороны, повышение температуры воздуха будет вызывать уменьшение подъемной силы. Если аэростат наполнен обыкновенным коммерческим водородом с $w_{g_0} = 0,1 w_{a_0}$, то уравнение (20) получит следующий вид:

$$F_2 - F_1 = \alpha w_{a_0} [(t_1 - t_2) - 0,1 (\tau_1 - \tau_2)].$$

Поэтому увеличение температуры газа на 30°C без соответствующих изменений температуры воздуха вызвало бы увеличение удельной подъемной силы до $0,0110 w_{a_0}$, или на $1,2\%$ больше подъемной силы при стандартных условиях. Точное влияние такого изменения температуры на равновесие аэростата и его дальнейшее движение будет рассмотрено в следующих главах.

Если же при увеличении температуры газа на 30°C температура воздуха увеличится на 3° (очень вероятное соотношение), то оба члена в правой части уравнения (20) будут равны друг другу и взаимно сократятся, так что полное влияние повышения температуры на подъемную силу будет равно нулю. Если температура воздуха повысится больше, чем на 3° , то оно вызовет потерю подъемной силы.

Если для наполнения вместо водорода принять светильный газ, то:

$$w_{g_0} = 0,45 w_{a_0},$$

и уравнение (20) получит вид:

$$F_2 - F_1 = \alpha w_{a_0} [(t_1 - t_2) - 0,45 (\tau_1 - \tau_2)].$$

При этих условиях повышение температуры газа на 30°C увеличило бы подъемную силу на $0,0495 w_{a_0}$, или на $9,0\%$. Таким образом подъемная сила аэростата, наполненного светильным газом, будет почти в 7 раз более чувствительна к изменениям температуры, чем подъемная сила аэростата, наполненного чистым водородом.

Эта меньшая чувствительность к изменениям температуры газа и таким образом к изменениям летных условий является вторым большим преимуществом, которым обладает аэростат, наполненный водородом, в сравнении с аэростатом, наполненным светильным газом, — преимуществом, являющимся для свободных аэростатов по своему значению, может быть, равным преимуществу большей удельной подъемной силы газа. В сравнении с гелием водород обладает преимуществом такого же характера, но значительно меньшего порядка.

Недостаток светильного газа в отношении подъемной силы

может быть компенсирован увеличением объема оболочки, но большая чувствительность его к атмосферным условиям и в особенности к переменным условиям облачности и солнечного света не может быть преодолена такими простыми средствами. При изменении температуры светильного газа в аэростате величина подъемной силы не изменится только в том случае, когда температура воздуха повысится или понизится почти до половины (точно 0,45) изменения температуры газа, а это было бы условием совершенно невыполнимым. Вообще же для аэростата, наполненного светильным газом, увеличение температуры газа при продолжительном действии солнечных лучей вызывает весьма заметное увеличение удельной подъемной его силы. Наступление облачности имеет обратное действие, тогда как аэростат, наполненный водородом, подвержен значительно меньшему влиянию этого рода.

Рассмотрим теперь следующий в порядке сложности случай, когда температуры изменяются произвольно, а давления изменяются таким образом, что снаружи и внутри оболочки они остаются одинаковыми. Это соответствует случаю поднимающегося или опускающегося аэростата, который на различных высотах встречает различные температурные условия.

Пусть будет:

p_1 — начальное давление,

p_2 — конечное давление.

Другие же обозначения остаются прежними:

$$F_1 = \frac{p_1}{p_0} \left\{ F_0 - \alpha [w_{a_0} (t_1 - t_0) - w_{g_0} (\tau_1 - t_0)] \right\},$$

$$F_2 = \frac{p_2}{p_0} \left\{ F_0 - \alpha [w_{a_0} (t_2 - t_0) - w_{g_0} (\tau_2 - t_0)] \right\}.$$

Разница подъемной силы может быть представлена в различных формах:

$$F_2 - F_1 = \frac{p_2 - p_1}{p_0} \left\{ F_0 - \alpha [w_{a_0} (t_2 - t_0) - w_{g_0} (\tau_2 - t_1)] \right\} - \alpha \frac{p_1}{p} \left[w_{a_0} (t_2 - t_1) - w_{g_0} (\tau_2 - \tau_1) \right], \quad (21a)$$

$$F_2 - F_1 = \frac{p_2 - p_1}{p_2} F_2 - \alpha \frac{p_1}{p_0} \left[w_{a_0} (t_2 - t_1) - w_{g_0} (\tau_2 - \tau_1) \right], \quad (21b)$$

$$F_2 - F_1 = \frac{p_2 - p_1}{p_0} \left\{ F_0 - \alpha [w_{a_0} (t_1 - t_0) - w_{g_0} (\tau_1 - t_0)] \right\} - \alpha \frac{p_2}{p_0} \left[w_{a_0} (t_2 - t_1) - w_{g_0} (\tau_2 - \tau_1) \right], \quad (21c)$$

$$F_2 - F_1 = \frac{p_2 - p_1}{p_1} F_1 - \alpha \frac{p_2}{p_0} \left[w_{a_0} (t_2 - t_1) - w_{g_0} (\tau_2 - \tau_1) \right]. \quad (21d)$$

Уравнение (21d) является крайне полезным при практическом исследовании равновесия аэростатов.

В помещенном уравнении можно ввести в качестве переменных Δ_1 и Δ_2 ; тогда τ_1 и τ_2 будут исключены. Если это сделать, то уравнения (21) получат следующий вид:

$$F_2 - F_1 = \frac{p_2 - p_1}{p_0} \left\{ F_0 [1 - \alpha (t_2 - t_0)] + \alpha w_{g_0} \Delta_2 \right\} - \alpha \frac{p_1}{p_0} \left[F_0 (t_2 - t_1) - w_{g_0} (\Delta_2 - \Delta_1) \right], \quad (22a)$$

$$F_2 - F_1 = \frac{p_2 - p_1}{p_2} F_2 - \alpha \frac{p_1}{p_0} \left[F_0 (t_2 - t_1) - w_{g_0} (\Delta_2 - \Delta_1) \right], \quad (22b)$$

$$F_2 - F_1 = \frac{p_2 - p_1}{p_0} \left\{ F_0 [1 - \alpha (t_1 - t_0)] + \alpha w_{g_0} \Delta_1 \right\} - \alpha \frac{p_2}{p_0} \left[F_2 (t_2 - t_1) - w_{g_0} (\Delta_2 - \Delta_1) \right], \quad (22c)$$

$$F_2 - F_1 = \frac{p_2 - p_1}{p_0} F_1 - \alpha \frac{p_2}{p_1} \left[F_0 (t_2 - t_1) - w_{g_0} (\Delta_2 - \Delta_1) \right]. \quad (22d)$$

9. Разница между давлениями газа и воздуха. Наконец, для того чтобы вполне закончить изучение подъемной силы и ее свойств, необходимо рассмотреть случай, когда давления снаружи и внутри оболочки различны. Очевидно, что, поскольку применяются гибкие оболочки, такая разница может существовать лишь в одном направлении, так как положительная разница между давлением воздуха и газа вызвала бы деформацию оболочки, которая продолжалась бы при одновременном сжатии газа до тех пор, пока давление последнего не уравнило бы давление окружающего оболочку воздуха.

Однако, в обратном случае, когда давление внутри оболочки больше, чем снаружи, никаких ограничений этому давлению в данном случае не будет, если не считать возможности прорыва оболочки, так что внутреннее сверхдавление, которое применяется в жестких кораблях, может повыситься настолько, что получит заметное, хотя и совершенно неважное влияние на подъемную силу газа.

Исследование этого наиболее общего случая требует введения следующих добавочных обозначений:

p_1 — начальное атмосферное давление,

p_2 — конечное атмосферное давление,

P_1 — начальное давление газа,

P_2 — конечное давление газа,

$\delta_1 = P_1 - p_1$,

$\delta_2 = P_2 - p_2$.

Тогда для изменения подъемной силы мы можем написать общее уравнения в следующей общей форме:

$$F_2 - F_1 = \frac{w_{a_0}}{p_0} \left\{ (p_2 - p_1) [1 - \alpha (t_2 - t_0)] - \alpha p_1 (\tau_2 - \tau_1) \right\} - \frac{w_{g_0}}{p_0} \left\{ (P_2 - P_1) [1 - \alpha (\tau_1 - \tau_0)] - \alpha P_1 (\tau_2 - \tau_1) \right\}. \quad (23a)$$

Это уравнение, кроме четырех двучленов, выражающих разницы температур и давлений, содержит только значения начальных давлений и конечных температур. Если бы оказалось нужным, то уравнение может быть представлено в таком виде, что вместо последних оно будет содержать значения только начальных температур и конечных давлений. В таком случае мы будем иметь:

$$F_2 - F_1 = \frac{w_{a_0}}{p_0} \left\{ (p_2 - p_1) [1 - \alpha (t_1 - t_0)] - \alpha p_2 (t_2 - t_1) \right\} - \frac{w_{g_0}}{p_0} \left\{ (P_2 - P_1) [1 - \alpha (\tau_1 - t_0)] - \alpha P_2 (\tau_2 - t_1) \right\}. \quad (23b)$$

Пользуясь тем же примером, как и в случае равного давления снаружи и внутри оболочки, мы можем исключить из уравнения члены, относящиеся непосредственно к газу. Это даст нам еще два уравнения:

$$F_2 - F_1 = \frac{F_0}{p_0} \left\{ (p_2 - p_1) [1 - \alpha (t_2 - t_0)] - \alpha + p (t_2 - t_1) - \frac{w_{g_0}}{p_0} \left\{ (\delta_2 - \delta_1) [1 - \alpha (t_2 + \Delta_2 - t_0)] - \alpha \Delta_2 (p_2 - p_1) - \alpha [p_1 (\Delta_2 - \Delta_1) + \delta_1 (t_2 - t_1) + (\Delta_2 - \Delta_1)] \right\} \right\} \quad (23c)$$

и

$$F_2 - F_1 = \frac{F_0}{p_0} \left\{ (p_2 - p_1) [1 - \alpha (t_1 - t_0)] - \alpha p_2 (t_2 - t_1) - \frac{w_{g_0}}{p_0} \left\{ \delta_2 - \delta_1 [1 - \alpha (t_1 + \Delta_1 - t_0)] - \alpha \Delta_1 w_2 (p_2 - p_1) - \alpha [p_2 (\Delta_2 - \Delta_1) + \delta_2 (t_2 - t_1) + (\Delta_2 - \Delta_1)] \right\} \right\}.$$

Эти уравнения полностью удовлетворяют требованиям формулы, необходимой для исследования всех вопросов, связанных с подъемной силой и ее изменениями.

Было бы интересно сравнить уравнения (22a) и (23c) и таким образом получить прямой ответ о влиянии разницы между давлениями снаружи и внутри оболочки. Разница между этими двумя формулами будет равна сумме членов в уравнении (23c), содержащем δ , или:

$$- \frac{w_{g_0}}{p_0} \left\{ (\delta_2 - \delta_1) [1 - \alpha (t_2 + \Delta_2 - t_0)] - \alpha \delta_1 [(t_2 - t_1) + (\Delta_2 - \Delta_1)] \right\}.$$

Полное значение этой группы членов будет численно самым большим тогда, когда $(t_2 - t_0)$ и Δ_2 будут иметь наибольшие отрицательные значения, а $(\delta_2 - \delta_1)$ — наибольшее положительное значение. Принимая $(t_2 - t_0) = -30^\circ$, $\Delta_2 = -10^\circ$ и $\delta_2 - \delta_1 = 50 \text{ кг/м}^2$ (50 мм водяного столба) как наибольшие возможные значения, получим, что полное влияние разницы в давлении на подъемную силу будет для водорода равно:

$$\frac{0,122}{10338} \left[50 (1 + 40 \cdot 0,00378) \right] = 0,00068 \text{ кг/м}^3.$$

Максимальное относительное изменение подъемной силы при изменениях внутреннего сверхдавления газа для водорода составляет таким образом 0,06% (при тех же условиях для светильного газа это изменение было бы равно 0,5%), так что во всех практических случаях этим изменением можно смело пренебречь.

Г л а в а III

СТАТИКА ВЫПОЛНЕННОГО АЭРОСТАТА

Если в момент подъема аэростат целиком наполнен газом, то полная его сила будет, очевидно, равна произведению удельной подъемной силы на объем газа, заключенного в оболочке. Такое соотношение между удельной и полной подъемной силой не может существовать в продолжение всего взлета аэростата: оно подвергнется изменению в соответствии с условиями, которые в данный момент окружают аэростат, а также с условиями, которые его окружали и до этого.

1. Выполненные и невыполненные аэростаты. Аэростат, сферической или некоторой иной формы, в котором в самой низкой точке существует сообщение между газом и воздухом, может обладать состоянием „выполненным“ и „невыполненным“. В течение подъема всякий аэростат может перейти от одного такого состояния к другому несколько раз, но разница между обоими этими состояниями довольно резкая. Поведение аэростата и его чувствительность к операциям, применяемым для управления его движением при выполненном и невыполненном состояниях, совершенно различны; поэтому весьма важно иметь некоторое знакомство с причинами, вызывающими переход от одного состояния к другому, а также с отличительными свойствами каждого из них.

Под выполненным аэростатом, как он может быть назван по его состоянию, будем понимать такой аэростат, который совершенно наполнен газом. При всяком расширении, происходящем от

повышения температуры или иных причин, газ будет вытесняться через аппендикс в воздух, вследствие чего вес газа, заключенного в оболочке, будет уменьшаться. Однако, его объем при этом останется постоянным и будет равен объему оболочки (в предположении, что оболочка нерастяжима). С другой стороны, если после этого произойдет сжатие газа, то его объем уменьшится, так как при увеличении плотности вес всего газа в связи с этим не может увеличиться. В таком случае объем газа станет меньше, чем внутренний объем оболочки, так что аэростат, как говорят, переходит в невыполненное состояние. В таком состоянии он останется не только во все время сжатия газа, но и вообще до тех пор, пока при новом расширении последний не займет своего первоначального объема и таким образом восполнит все сжатие, т. е. до тех пор, пока газ снова не начнет выходить через аппендикс. Высота, на которой это произойдет, называется зоной выполнения аэростата. Выполненный аэростат иногда называют аэростатом постоянного объема по причинам, понятным из предыдущего изложения.

Рассмотрев в общих чертах различие между двумя родами состояния аэростата, мы можем перейти теперь к подробному исследованию выполненного аэростата, отложив рассмотрение свойств невыполненного аэростата до следующей главы. Нужно иметь в виду, что то, чему мы посвящаем несколько следующих страниц, относится главным образом к свободному аэростату; специальные же особенности нежестких и жестких воздушных кораблей нами будут рассмотрены отдельно. Однако, воздушный корабль может случайно оказаться в условиях свободного аэростата, и тогда свойства такого судна будут подчиняться тем же законам, которые управляют плаванием в воздухе свободных аэростатов, но это для воздушного судна является исключительным случаем.

Подъемная сила выполненного аэростата, как уже было указано выше, равна произведению удельной подъемной силы газа на объем аэростата, причем последний является величиной постоянной. Аэростат будет находиться в равновесии и не будет обнаруживать тенденции ни к подъему ни к спуску в том случае, если подъемная сила будет в точности равна полному весу, несомому аэростатом (исключая вес газа).

Если вес аэростата окажется ниже его подъемной силы либо вследствие выбрасывания балласта либо вследствие увеличения подъемной силы от перегрева газа или от охлаждения наружного воздуха, то силы, действующие на аэростат, не будут больше находиться в равновесии, и он начнет подниматься.

Как указано в предыдущих главах, подъем аэростата будет находиться в неразрывной связи с уменьшением атмосферного

давления, а это в свою очередь уменьшает удельную, а значит, и полную подъемную силу. Подъем будет продолжаться до тех пор, пока уменьшение подъемной силы вследствие уменьшения давления не будет равно первоначальной всплывной силе.

В это время условия равновесия снова восстановятся, и аэростат возвратится в состояние покоя, причем высота полета останется неизменной до тех пор, пока не произойдет нового нарушения условий равновесия. Поэтому вертикальное движение выполненного аэростата, по крайней мере в одном направлении, будет устойчивым, так как подъем связан с возникновением сил, которые будут ему противодействовать. Обратным случаем будет такой, при котором уменьшение подъемной силы или увеличение веса (вследствие, например, покрытия оболочки снегом и ее обледенения) будет действовать точно таким же образом и вызовет вместо подъема спуск аэростата. Однако, раз начался спуск, он будет неразрывно связан с увеличением атмосферного давления. В свою очередь последнее произведет сжатие газа в оболочке и уменьшит его объем, так что аэростат перейдет в невыполненное состояние, которое является характерным для случая спуска. Поэтому подробное рассмотрение спуска аэростата должно быть отнесено к следующей главе.

2. Расход балласта. Самой интересной задачей в применении к выполненному аэростату является установление влияния расхода балласта. В свободных аэростатах балластом служит обыкновенно песок, который удобен в том отношении, что его можно хранить в мешках и расходовать в желаемых количествах, от нескольких граммов до целого мешка, причем такая операция совершенно безопасна для людей, находящихся внизу (при условии, конечно, что балласт не будет выбрасываться в тару).

Песок обыкновенно содержится в мешках вместимостью до 18 кг каждый. В воздушных кораблях применяется обычно водяной балласт, который обладает тем преимуществом, что его расход через клапаны можно производить непосредственно из гондолы управления; поэтому балластные резервуары можно располагать на концах оболочки и приводить их в действие для сообщения кораблю горизонтального положения. Чтобы воспрепятствовать замерзанию воды на больших высотах, в балластные резервуары нужно прибавлять спирт или иную жидкость с низкой точкой замерзания.

Высота подъема, получаемая от выбрасывания данного количества балласта, может быть определена непосредственно по способу, указанному в предыдущих параграфах. Так как полная подъемная сила до и после расхода балласта будет отличаться, как известно, на величину, равную весу выброшенного балласта, то изменение удельной подъемной силы определится делением

этого веса на объем оболочки. Тогда, подставляя полученное значение в приближенное уравнение, выведенное в главе II, и вводя соответствующие данные температуры, из уравнения можно определить величину изменения давления. Определив последнюю, будет уже нетрудно вычислить и увеличение высоты.

Этот способ, несмотря на его точность, весьма сложен; поэтому желательно иметь такие формулы, которые отличались бы простотой и давали бы, по крайней мере, близкое приближение к влиянию изменения веса на высоту. И в самом деле, чтобы формулы аэростатики могли иметь значение для пилота, они не должны быть сложными, а являться хотя бы в известной степени приближенными.

Для указанной цели могут также служить и особые графики. Пример такого графика представлен на рис. 8. В нем ординаты изображают высоту в метрах, абсциссы — вес или подъемную силу в килограммах.

Цифры, приведенные на этом графике, относятся к аэростату объемом в 540 м^3 , который является наименьшим из обычно применяемых. Линия Bb представляет собой кривую зависимости веса воздуха, вытесненного аэростатом, от высоты; она асимптотически приближается к оси ординат. Линия Cc есть кривая зависимости веса водорода, содержащегося в оболочке (в выполненном состоянии), от высоты.

Так как плотности воздуха и газа подчиняются одинаковым законам своих изменений, то отношение между абсциссами обеих кривых для всех ординат будет одно и то же.

Третья кривая Aa с абсциссами для каждой ординаты, равной разнице абсцисс первых двух кривых, выражает подъемную силу. Расстояние OG , определяющее вес всего аэростата, за исключением балласта, отложено вдоль оси абсцисс, а через G проведена

вертикаль, которая пересечет кривую Bb в точке P'' , кривую Cc в точке P' и кривую Aa в точке P . Две горизонтальные отрезки h и h' от оси абсцисс до точек P'' и P' означают высоту аэростата в состоянии, соответствующем весу балласта OG . Аналогично отрезки h'' и h''' означают высоту аэростата в состоянии, соответствующем весу балласта OP .

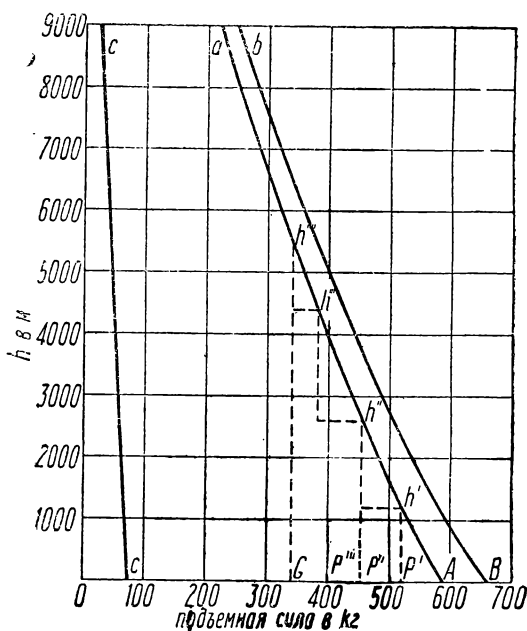


Рис. 8. Типовой график расхода балласта.

вертикальная линия, так как указанный вес не зависит от высоты и с ней не связан. В таком случае, так как OA есть подъемная сила на уровне земли, то AG представляет собой то количество балласта, которое должно находиться в аэростате перед подъемом, чтобы удержать его на месте. Если будет выброшено количество балласта весом AP' , то общий вес аэростата уменьшится до OP' , и аэростат начнет подниматься. Его подъем будет продолжаться до тех пор, пока подъемная сила не станет равной полному его весу на высоте h' , определяемой пересечением кривой подъемной силы с вертикалью, проведенной через точку P' . Расход балласта по частям $P'P''$, $P''P'''$ и $P'''G$ будет сопровождаться подъемом аэростата на соответствующие высоты h'' , h''' и h'''' . Высота h'''' является наибольшей высотой, так как при достижении этого уровня весь балласт будет израсходован.

Если бы при подъеме аэростата балласт был выброшен на уровне земли весь сразу, то высота, на которой бы установилось окончательное равновесие, была одинаковой, как и в первом случае, а время, затраченное на достижение этой высоты, оказалось бы значительно меньше. Однако, как мы докажем несколько позже, если желательно достигнуть большой высоты сразу же с земли, то, для того чтобы начать подъем, выбрасывается относительно небольшое количество балласта; средства же для обеспечения практически непрерывного подъема с безопасной быстротой относятся к иному роду.

3. Формулы балласта. Для получения упрощенных формул балласта применяются уже выведенные формулы зависимости между давлением и высотой, а также между подъемной силой и давлением:

$$\Delta h = H \left[1 + 0,00378 \left(\frac{t_1 + t_2}{2} - 15 \right) \right] \ln \frac{p_1}{p_2}.$$

$$F_2 = F_1 \frac{p_2}{p_1}. \quad (24)$$

Тогда из уравнения (12) получим:

$$\frac{F_2}{F_1} = e^{-\left\{ \frac{\Delta h}{8450 [1 + 0,00378 (t_m - 15)]} \right\}},$$

где t_m — средняя температура.

Развертывая показательную функцию в ряд и пренебрегая всеми членами, начиная с третьего, получим следующую формулу балласта:

$$\Delta h = 8450 [1 + 0,00378 (t_m - 15)] \frac{\Delta W}{F_1 - \frac{\Delta W}{2}}. \quad (25)$$

Выражение (25) представляет собой общую формулу, применимую для определения высоты подъема при расходе балласта. Однако, если желательна более упрощенная формула, то добавочным членом ряда можно пренебречь, и мы тогда получим:

$$\Delta h = 8450 [1 + 0,00378 (t_m - 15)] \frac{\Delta W}{F_1}. \quad (26)$$

Чтобы дать представление о точности результатов, получаемых при применении этих формул, составлена табл. VI, определяющая изменение высоты при различных изменениях $\frac{\Delta W}{F_1}$:

а) по точному способу, б) по формуле (26) и с) по формуле (25), являющейся более точной и обычно применяемой на практике. Во всех случаях температура принята 15° С.

Т а б л и ц а VI

$\frac{\Delta W}{F_1}$	По точному способу м	По формуле (26) м	‰ ошибки	По формуле (25) м	‰ ошибки
0,01	85,3	84,9	0,5	85,3	0,0
0,02	171,5	169,5	1,0	171,3	0,0
0,05	435,3	424,6	2,5	435	0,0
0,10	891,3	856	5,1	891	0,1
0,20	1894,0	1697,7	10,4	1886,4	0,4
0,30	3027,6	2546,6	15,9	2993	1,1
0,40	4337,3	3395,5	21,7	4244	2,1
0,50	5882	4244	27,8	5659	3,8
0,60	7778	5093	34,5	7248	6,8
0,70	10220	5942	41,9	9142	10,6

Очевидно, что формула (26) может быть применима для грубых подсчетов, а также для изменений высоты до 150 м; с другой стороны, формула (25) дает точность до 1‰ для высот до 3000 м и 10‰—для высот до 9000 м.

Непрерывный подъем, как результат только одного расхода балласта на высоту большую 9000 м, осуществлен никогда не был.

4. Учет температурного градиента. Как уже было упомянуто, примененные формулы были основаны на изотермических условиях, и для действительных условий результаты, очевидно, не могут быть правильными.

Ввести формулу для общего случая, в котором температуры воздуха и газа изменяются совершенно произвольно, было бы невозможно; однако, можно получить формулу для известных простых и практически не менее важных случаев, а в особен-

ности для таких случаев, в которых температуры воздуха и газа всегда одинаковы, т. е. когда Δ постоянно равна нулю.

При этих условиях очевидно, что, так как плотности воздуха и газа подчиняются одним и тем же законам, то и их разница должна следовать этим же законам, а подъемная сила должна быть прямо пропорциональной плотности воздуха. Поэтому формулу балласта можно вывести с помощью уравнений (13), которые определяют изменения плотности воздуха в зависимости от высоты при постоянном стандартном температурном градиенте.

Здесь нам придется рассмотреть только первое из пяти уравнений группы (13), причем это уравнение после подстановки в него отношения между начальной и конечной подъемной силой будет иметь следующий вид:

$$\lg \frac{F_1}{F_2} = 0,43 \frac{h}{10\,000}. \quad (13a)$$

Выражая эту формулу Эверлинга в натуральных логарифмах, получим:

$$\ln \frac{F_1}{F_2} = \frac{\Delta h}{10\,000},^1$$

и, принимая во внимание известное нам приближение:

$$\ln \frac{F_1}{F_2} = \frac{2(F_1 - F_2)}{F_1 + F_2} = \frac{\Delta W}{F_1 - \frac{\Delta W}{2}},$$

получим следующую формулу балласта:

$$\Delta h = 10\,000 \frac{\Delta W}{F_1 - \frac{\Delta W}{2}} \quad (27)$$

¹ Формула Эверлинга в английских мерах имеет вид:

$$\lg \frac{F_1}{F_2} = \frac{\Delta h}{76\,000}.$$

В натуральных логарифмах у автора она получила следующую форму:

$$\ln \frac{F_1}{F_2} = \frac{\Delta h}{34\,000}.$$

Однако, при ее проверке оказывается, что знаменателем правой части должно быть не 34 000, а 33 000. В связи с этим в метрической системе у нас она выразилась в следующем виде:

$$\ln \frac{F_1}{F_2} = \frac{\Delta h}{10\,000}.$$

Собственно при переводе 33 000 фут. в метры точное значение получается 10 058 м. Однако, предполагая, что в формуле Эверлинга применены круглые значения, указанную цифру мы округлили до 10 000, так как указанный на стр. 30 источник мы найти не могли. *Прим. переводчика.*

или, вводя поправку на земную температуру, будем иметь:

$$\Delta h = 10\,000 [1 + 0,00378 (t_1 - 15)] \frac{\Delta W}{F_1 - \frac{\Delta W}{2}}, \quad (28)$$

которая отличается от уравнения (25) только в значении постоянного численного множителя.

Было бы, конечно, возможно подобным же образом вывести формулу балласта из формулы Гримо и других приведенных выше формул плотности. Ввиду крайней редкости применения вообще таких уточнений переобразование указанных формул здесь не приводится.

Однако, существует формула балласта иного типа, которая дает большую точность без существенного ущерба для простоты; вывод ее требует обращения к содержанию главы I уже с новой точки зрения, имея в виду, что формулы балласта вообще оперируют с относительно небольшими изменениями высоты; балласта расходуется во времени и на различных высотах небольшое количество.

Было уже доказано, что, если изменение высоты невелико, то изменение давления будет приблизительно равно:

$$\frac{p_2 - p_1}{p_1} = \frac{h_2 - h_1}{8450 [1 + 0,00378 (t_m - 15)]},$$

и поэтому плотность изменяется в отношении:

$$\left(\frac{\rho_2}{\rho_1}\right) = 1 - \frac{h_2 - h_1}{8450 [1 + 0,00378 (t_m - 15)]}.$$

Кроме того температура уменьшается на количество:

$$t_1 - t_2 = C (h_2 - h_1),$$

произведя при этом другое дополнительное изменение плотности:

$$\left(\frac{\rho_2}{\rho_1}\right)_t = 1 + \frac{0,00378 C (h_2 - h_1)}{1 + 0,00378 (t_m - 15)}.$$

Поэтому окончательное значение отношения плотности будет приблизительно равно:

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = 1 - \left[\frac{h_2 - h_1}{1 + 0,00378 (t_m - 15)} \left(\frac{1}{8450} - 0,00378 C \right) \right].$$

Если принять C равным $1/160$, то это даст:

$$\begin{aligned} \frac{\rho_2}{\rho_1} &= 1 - \frac{h_2 - h_1}{1 + 0,00378 (t_m - 15)} (0,000118 - 0,00000325) = \\ &= 1 - \frac{h_2 + h_1}{8715 [1 + 0,00378 (t_m - 15)]}. \end{aligned}$$

Так как:

$$t_m = t_1 - \frac{C(h_2 - h_1)}{2},$$

то:

$$\frac{1}{1 + 0,00378 (t_m - 15)}$$

будет приблизительно равно:

$$\frac{1}{[1 + 0,00378 (t_m - 15)] \left[1 - \frac{0,00378}{2} C (h_2 - h_1) \right]}. \quad (29)$$

Формула балласта тогда может быть выражена приближенно следующим образом:

$$\Delta h = \left[8715 - \frac{h_2 - h_1}{3} \right] [1 + 0,00378 (t_1 - 15)] \frac{\Delta W}{F_1 - \frac{\Delta W}{2}}. \quad (30)$$

Можно видеть, что если t_1 и h_1 взяты в одной и той же точке то последняя может и не быть точкой, в которой произведен расход балласта и от которой начинается измерение Δh . В частности, начальные условия могут быть приняты на уровне моря, где h_1 равно нулю. Однако, h_2 должно находиться в пределах вертикального движения аэростата, вызванного расходом балласта.

Как формула (28), так и формула (30) дают достаточную точность для большинства практических случаев, причем формула (30) будет, конечно, несколько лучше. Их относительное значение видно из табл. VII, причем цифры в скобках выражают процент ошибки. Температурный градиент принят равным 160 м на 1° С.

Т а б л и ц а VII

Процент израсходованного балласта (от полного веса)	Высота, считая от уровня моря при 15° С м		
	по точному способу	по формуле (28)	по формуле (30)
0,01	104,2	104,2 (0,9)	105,5 (0,3)
0,02	203,4	209,4 (1,5)	211,8 (0,3)
0,05	536	530 (1,5)	536,4 (0,0)
0,1	1097	1091 (0,6)	1094 (0,3)
0,2	2286	2301 (0,7)	2286 (0,0)
0,4	5060	5182 (2,4)	5011 (1,0)
0,6	8556	8885 (2,6)	8306 (4,0)

Влияние расхода балласта на изменение высоты, считая от уровня моря, для различных размеров аэростатов, наполненных водородом, графически представлено на рис. 9.

Из формулы вытекает, что высота, на которую поднимается аэростат при данном количестве балласта, выброшенного на некоторой высоте, на которой аэростат был в равновесии, зависит только от отношения веса балласта к полной подъемной силе. Отсюда следует, что если два баллона, одинаковые как по объему, так

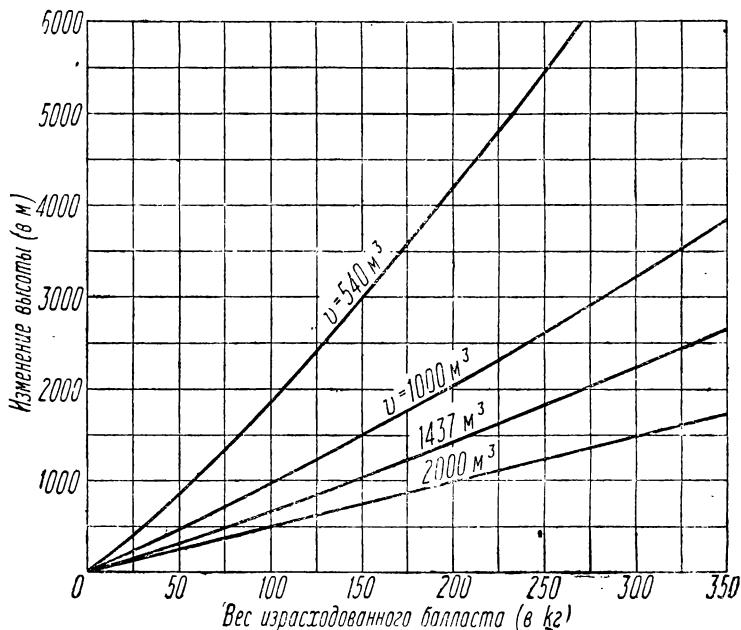


Рис. 9. Влияние расхода балласта для аэростатов различного объема.

и во всех других отношениях, но наполненные различными газами, поднимаются с земли при одинаковой степени неуравновешенности (т. е. при выбрасывании с точно уравновешенного аэростата одинакового количества балласта), то аэростат, наполненный более тяжелым газом и обладающий, значит, меньшей подъемной силой, поднимается на большую высоту.

Например, аэростат, наполненный светильным газом, поднялся бы на 60% выше, чем аэростат одинакового веса, наполненный водородом, при таком же расходе балласта, так как отношение веса выброшенного балласта к полной подъемной силе будет наибольшим для баллона со светильным газом, в котором первоначаль-

ная подъемная сила будет меньшей. Такой до некоторой степени очевидный факт иногда называют „аэростатическим парадоксом“.

Хотя с первого взгляда могло бы показаться, что указанное обстоятельство говорит в пользу применения более тяжелых газов, однако это кажущееся преимущество их более чем компенсируется возможностью поднятия с земли на аэростате, наполненном водородом, большего количества балласта, чем на аэростате, наполненном светильным газом. Вес оболочки, сетки, корзины, пилотов и всего остального за исключением балласта, является независимым от природы газа, наполняющего аэростат. Этот постоянный вес при более легком газе будет составлять меньший процент полной подъемной силы, чем при относительно более тяжелом газе, и следовательно, на долю полного количества балласта в первом случае будет приниматься больший процент, чем во втором. Так как максимальная высота, на которую может подняться аэростат, зависит от отношения имеющегося в распоряжении веса балласта к полной подъемной силе, то аэростатом, который может достигнуть наибольшей высоты, будет при прочих равных условиях тот, который наполнен самым легким газом. Таким образом „аэростатический парадокс“ исчезает.

5. Влияние ограничения выхода газа через аппендикс.

Аппендикс свободного аэростата обладает обыкновенно достаточно большим диаметром; поэтому, когда аэростат поднимается, выход газа через этот аппендикс является практически ничем не ограниченным. Всякое ограничение аппендикса чрезвычайно опасно, так как свободные аэростаты не имеют предохранительных клапанов, которые открывались бы при определенном сверхдавлении, и если расширяющемуся газу прекратить выход через аппендикс, то давление внутри оболочки будет возрастать, и оболочка может прорваться.

Скорость подъема можно до некоторой степени регулировать частичным или полным прекращением выхода газа через аппендикс, но всякая такая регулировка должна производиться с величайшей осторожностью, и ее не следует производить вовсе при отсутствии в аэростате манометра для измерения сверхдавления, т. е. избытка внутреннего давления газа над наружным давлением окружающей атмосферы. Если газ не в состоянии расширяться и выходить, то аэростат будет обладать как постоянным объемом, так и постоянным весом, причем изменение полной подъемной силы будет равно произведению объема аэростата на изменение удельного веса воздуха. Так как изменение удельного веса будет больше, чем изменение удельной подъемной силы, то изменение давления или температуры, потребных для данного уменьшения полной подъемной силы, будет меньше при закрытом аэростате, чем при открытом.

Разница в обоих случаях¹ незначительна, когда газом являются гелий или водород, но удельная подъемная сила светильного газа только немногим меньше половины удельного веса воздуха; следовательно, изменение подъемной силы при закрытом аппендиксе при изменении условий, окружающих аэростат, наполненный светильным газом, составит только около половины ее изменения при открытом аппендиксе и при одинаковых условиях. Поэтому в аэростате, наполненном светильным газом, при закрытом аппендиксе влияние выбрасывания балласта будет меньше приблизительно на 45 %, чем при открытом. Такого же характера влияние скажется и в водородном аэростате, но в значительно меньшей степени.

Наиболее важная особенность аэростата с закрытым аппендиксом состоит в том, что, так как из аэростата газ выйти не может, то всегда можно вернуться ко всякому условию полета, существовавшему прежде. Если аэростат обыкновенного типа вследствие ли выкидки балласта или изменения температуры поднимается на некоторую высоту, то в связи с этим произойдет потеря газа, так что, если в некоторое последующее время создадутся условия, аналогичные первоначальным, то оставшийся газ не расширится настолько, чтобы привести аэростат в прежнее состояние. Следовательно, аэростат будет невыполненным при таких условиях, при которых он ранее был выполненным. Если же аппендикс аэростата был плотно закрыт, то внутреннее сверхдавление при повышении температуры увеличилось бы, но аэростат при возвращении к первоначальным условиям остался бы выполненным, причем внутреннее его сверхдавление было бы в точности такое же, как первоначально. Поэтому под влиянием изменений температуры, которые бывают постоянно и при которых не происходит потерь газа, влекущих за собой невыполненное состояние аэростата, подобный аэростат совершал бы бесконечное число небольших вертикальных движений.

Поскольку речь идет о свободных аэростатах, рассуждение это носит более или менее академический характер, так как по упомянутой нами уже выше причине закрытие аппендикса чрезвычайно опасно и редко применяется, даже в самой незначительной степени. Однако, в случае нежестких воздушных кораблей такие случаи вполне возможны, так как в этих кораблях всегда существует некоторый избыток внутреннего давления газа над атмосферным давлением. Несмотря на то, что они снабжены предохранительными клапанами, благодаря которым внутреннее сверхдавление не может достигнуть опасной величины, все же изменения этого сверхдавления в известных пределах возможны и обычны.

¹ Т. е. при закрытом и открытом аппендиксе. *Прим. переводчика.*

Из этого следует, что, поскольку речь идет о вертикальных движениях под влиянием небольших мгновенных изменений атмосферных условий, поведение воздушного корабля будет до некоторой степени подобно поведению аэростата с закрытым аппендиксом. Мягкий воздушный корабль кроме того обладает внутри оболочки баллонетами, которые дают возможность держать оболочку всегда выполненной без потери газа и без увеличения внутреннего сверхдавления до опасного предела.

Глава IV

СТАТИКА НЕВЫПОЛНЕННОГО АЭРОСТАТА

1. Общие свойства невыполненного аэростата. Определение невыполненного аэростата было дано в начале прошлой главы; там же было доказано, что невыполненное состояние является характерным для спуска аэростата, а также для его подъема до зоны выполнения. Кроме того было доказано, что вес газа в аэростате, поскольку он находится в невыполненном состоянии, будет все время постоянным, и что поэтому объем газа в оболочке будет обратно пропорционален давлению, предполагая, что температура останется постоянной.

Объем вытесненного воздуха изменяется также обратно пропорционально давлению, а так как плотность воздуха прямо пропорциональна давлению, то вес вытесненного воздуха не зависит от величины последнего. Если же как вес газа, так и вес вытесненного воздуха не зависят от величины давления, то их разница, дающая подъемную силу, будет, очевидно, при всяком давлении одинаковой. Переводя это на язык математики для изотермического случая, будем иметь:

$$W_{g_2} = W_{g_1},$$

$$w_{g_2} = w_{g_1} \frac{p_2}{p_1},$$

$$v_2 = v_1 \frac{p_1}{p_2},$$

$$w_{a_2} = w_{a_1} \frac{p_2}{p_1},$$

$$W_{a_2} = v_2 + w_{a_2} = v_1 + w_{a_1} = W_{a_1},$$

$$W_{a_2} - W_{g_2} = F_2 = W_{a_1} - W_{g_1} = F_1,$$

где W — полный вес, v — объем и w — вес единицы объема, а значки a , g , 1 и 2 относятся соответственно к воздуху и газу при начальных и конечных их условиях.

Этот результат с первого взгляда кажется несколько удивительным. Если подъемная сила не зависит от давления, то она также не зависит от высоты. Подъемная сила невыполненного аэростата на высоте 5000 м во время спуска будет поэтому равна подъемной силе того же аэростата, достигшего высоты 500 м.

2. Влияние изменений температуры. Влияние изменений температуры на подъемную силу невыполненного аэростата можно исследовать совершенно таким же образом и совершенно с такими же результатами. Если как газ, так и воздух имеют одинаковую начальную температуру и если температура изменяется одинаковым образом, то и их плотности будут изменяться в точно таком же отношении.

Поэтому раз объем газа, содержащийся в оболочке, изменяется таким образом, что его вес будет постоянным, то и вес вытесненного воздуха, а следовательно, и подъемная сила должны быть также постоянными. Однако, если температуры газа и воздуха изменяются различным образом, то подъемная сила не может уже иметь постоянного значения. Общее соотношение между атмосферными условиями и подъемной силой может быть выражено следующей формулой:

$$F = v (w_a - w_g) = \frac{W_g}{w_g} (w_a - w_g) = W_g \left(\frac{w_a}{w_g} - 1 \right). \quad (31)$$

Так как W_g является постоянным, то, поскольку аэростат остается невыполненным, это приводит к общему заключению, что подъемная сила невыполненного аэростата зависит только от отношения плотности воздуха к плотности газа.

С другой стороны, для выполненного аэростата было доказано, что полная его подъемная сила зависит только от разности этих количеств, а также от условий, которым подчинены изменения подъемной силы, поэтому для обоих типов аэростатов подъемная сила будет совершенно различна. Например, в главе II было доказано, что при увеличениях температуры газа и воздуха удельная подъемная сила водорода, которая подчиняется тем же законам, что и полная подъемная сила аэростата, наполненного водородом, будет уменьшаться, если только температура газа не будет приблизительно в 10 раз больше температуры воздуха, — пределы, за которыми начинается увеличение полной подъемной силы.

Таким образом если отношение приращения температуры газа к приращению температуры воздуха больше указанной величины, то подъемная сила будет возрастать. При невыполненном аэростате подобное правило гораздо проще, если только температура газа и воздуха в начальный момент одинаковы для всех газов. Если температура возрастает или убывает на одну и ту же вели-

чину, то, как уже только-что доказано, подъемная сила не изменится. В противном случае она будет уменьшаться. Если температуры газа и воздуха первоначально не были одинаковыми, то условия неизменяемости подъемной силы будут заключаться в том, что изменения температуры должны быть прямо пропорциональны начальной абсолютной температуре газа и воздуха.

Изменения условий, при которых, например, температура газа возрастает в 5 раз выше температуры воздуха, вызвало бы уменьшение подъемной силы выполненного аэростата, наполненного водородом, и ее увеличение в аэростате, наполненном светильным газом, а в невыполненном аэростате независимо от того, каким газом он наполнен.

Однако, в невыполненном аэростате, так же как и в выполненном, чувствительность к изменениям температуры газа будет наибольшей при самом тяжелом газе. Положим, например, что температура газа возрастает на некоторую величину, а в это время температура воздуха остается постоянной. Тогда объем газа и вес вытесненного воздуха для всех газов увеличатся на такой же процент. Относительное влияние на подъемную силу данного изменения веса вытесненного воздуха при постоянном весе газа будет, очевидно, для тяжелых газов наибольшим.

3. Природа вертикального движения. Второй ощутительной разницей между выполненным и невыполненным аэростатом, разницей, имеющей для воздухоплателей наиглавнейшее значение, является разница в вертикальном движении. В то время как вертикальное движение выполненного аэростата является устойчивым, вертикальное движение невыполненного аэростата обладает всеми типичными признаками нейтральной устойчивости.

Если балласт выброшен с выполненного аэростата, так что вес последнего меньше, чем подъемная сила, то аэростат начнет подниматься. Во время его взлета подъемная сила будет уменьшаться по законам, которые будут рассмотрены в последней главе, причем равновесие аэростата наступит тогда, когда подъемная сила его окажется равной новому весу. Поэтому движение в данном случае окажется устойчивым, так как самый факт подъема влечет за собой возрастание изменения силы, стремящейся этому воспротивиться.

С другой стороны, если аэростат, который обладает весьма невыполненным состоянием (скажем, выполнен наполовину), плавают в равновесии и если, так же как и в выполненном аэростате, сбросить небольшое количество балласта, то появится всплывающая сила и аэростат начнет подниматься. Однако, в последнем случае подъем аэростата не будет сопровождаться уменьшением его подъемной силы, если только вес всех частей аэростата останется совершенно без изменений. В таком случае аэростат

будет подниматься до тех пор, пока расширяющийся в оболочке газ не приведет его в выполненное состояние; в последнем случае произойдет быстрая его остановка, точно так же как и в случае выполненного аэростата, при выбрасывании небольшого количества балласта.

В качестве крайнего случая положим, что аэростат перед подъемом выполнен только наполовину, что он тщательно уравновешен, так что при подъеме на незначительное расстояние от земли не обнаруживает тенденции ни к подъему ни к спуску, и что, наконец, его подъем вызван сбрасыванием 2 кг балласта. Если температуры воздуха и газа останутся совершенно одинаковыми, то аэростат будет подниматься до тех пор, пока не станет выполненным, что произойдет на высоте около 6000 м. В тот момент, когда аэростат сделается выполненным и газ начнет выходить из аппендикса, избыток подъемной силы над весом выражается все еще 2 кг. Поэтому подъем будет продолжаться на дальнейшую высоту, причем последняя будет равна той высоте, на которую аэростат поднялся бы при выбрасывании 2 кг балласта на уровне 6000 м, т. е. приблизительно на 60 м. Если бы количество выброшенного балласта для сообщения подъема составляло, вместо 2 кг, 4 кг, то аэростат поднялся бы выше зоны выполнения не на 60, а на 120 м.

Разница между полными высотами, достигнутыми аэростатом, при удваивании количества выброшенного балласта для сообщения взлета составит только 1%, но время, потребное для взлета на высоту 6000 м, в обоих случаях глубоко различно, так как начальное ускорение прямо пропорционально всплывной силе, а конечная или предельная скорость изменяется пропорционально корню квадратному из этой силы.

Если бы для точного осуществления нейтральной устойчивости все условия были идеальны и оболочка аэростата была совершенно неупругой и недеформируемой, то вовсе являлось бы невозможным достигнуть равновесия. В этом случае количество движения, которым обладает аэростат при достижении им зоны равновесия, заставляет его подняться выше, до некоторого уровня, на котором подъемная сила меньше полного веса. При опускании на зону равновесия аэростат становится невыполненным, и поэтому спуск продолжится до бесконечности. В действительности такой тенденции „отскакивания“ противодействует в некоторой мере деформация аэростата, но лишь при некоторых условиях, в частности когда количество выброшенного балласта велико.

Если вместо выбрасывания балласта для сообщения аэростату взлета выпустить через клапан немного газа в то время, когда аэростат на большой высоте находится в выполненном

состоянии, то оболочка сразу же станет невыполненной. Так как убыль подъемной силы равна произведению удельной подъемной силы на объем выпущенного газа, и вес аэростата останется неизменным, то подъемная сила после выпуска газа будет меньше веса, и превышение веса над подъемной силой вызовет спуск аэростата. Вследствие того что подъемная сила невыполненного аэростата измениться не может, аэростат будет продолжать свой спуск до тех пор, пока не произойдет достаточных изменений в температуре или пока со стороны пилота не будет принято мер для прекращения спуска, в противном случае спуск аэростата будет продолжаться вплоть до удара о землю.

Очевидно, что пилот, управляющий невыполненным аэростатом и стремящийся поддержать его на определенной высоте, будет находиться в столь же затруднительном положении, как и человек на натянтом канате: только бы побольше времени, чтобы выправиться. Так как воздух никогда не может быть вполне спокойным и однородным, то аэростат будет постоянно стремиться либо подняться либо опуститься.

В какую сторону это стремление направлено ни было бы, оно вообще сохранит свою силу до тех пор, пока аэростат не достигнет выполненного состояния, или не ударится о землю или, наконец, пока этому стремлению не будут противопоставлены определенные меры (притом никак нельзя рассчитывать на то, что температурные условия могут сообщить устойчивость). Но указанные меры будут неизбежно связаны либо с жертвой балласта либо с выпуском газа, и в конце-концов все это приведет к тому, что весь балласт вскоре же окажется израсходованным. В тот момент, когда это случится, в распоряжении пилота уже не будет никаких средств для прекращения спуска, потому что стремление аэростата вниз, вероятно, обнаружится еще задолго до этого. Поэтому, так как балласта, которым можно было бы произвести задержку спуска, не останется, спуск будет продолжаться до тех пор, пока корзина не ударится о землю. В действительной практике ни один пилот не рискнул бы остаться в воздухе до расхода всего балласта, так как ему пришлось бы производить спуск при отсутствии последнего, а температурные условия в это время могут измениться и вызвать ускорение спуска с вытекающими отсюда неприятными, если не опасными последствиями. Кроме того при отсутствии балласта не было бы средств для продолжения полета в тех случаях, когда посадка аэростата может произойти в воду, на территории, занятой постройками, или при других нежелательных обстоятельствах.

Хотя выполненный аэростат по природе устойчив, но тот факт, что малейшее движение вниз приводит его в невыполненное состояние, говорит за то, что устойчивость такого аэростата прак-

тически почти бесполезна. Насколько трудно и дорого в отношении балласта удерживать аэростат постоянно выполненным, настолько же и невыполненный аэростат трудно держать на данной высоте. Движения вверх в первом случае исправляются сами собой, но всякие стремления аэростата опуститься вниз должны быть пресекаемы пилотом. Для аэростата, который стал уже невыполненным, на некоторое время можно еще допустить спуск в надежде на то, что изменившиеся температурные условия возвратят ему устойчивость.

Недостача подъемной силы, влекущая за собой спуск аэростата, может быть вызвана как уменьшением подъемной силы, так и увеличением веса. Свободный аэростат, покрытый веревочной сеткой, притягивает к себе и задерживает во время дождя большое количество влаги. Его вес существенно увеличивается, даже при прохождении сквозь туман или известные типы облаков, а влияние такого увеличения веса на дальнейший полет аэростата почти таково же, как и в том случае, если произвести выпуск газа через клапан. Опыты в Европе показали, что вес аэростата объемом в 540 м^3 может увеличиться от влаги, впитанной оболочкой и сеткой во время дождя, до 65 кг , а вес снега, осевшего на аэростат при метели зимой, может превысить это количество от 2 до 3 раз. Так как внезапные бури сопровождаются облачностью и уменьшением солнечной радиации, то во столько же раз возможно и уменьшение подъемной силы от охлаждения газа, а это вместе с дождевой или снеговой нагрузкой может привести к уменьшению подъемной силы на величину, большую, чем вес имеющегося в аэростате балласта.

Естественно, что такие условия являются опасными, так как спуск задержан быть не может, а потому он может произойти при неблагоприятных условиях с опасной скоростью. Поэтому пилот свободного аэростата должен всячески остерегаться непогоды и либо принять меры к спуску либо подняться выше туч, поскольку их приближение замечено, если только в его распоряжении не имеется достаточного количества балласта, чтобы восполнить возможные потери подъемной силы. То же самое относится и к воздушному кораблю, но в гораздо меньшей степени, так как влияние солнечной радиации на него не столь значительно, а его оболочка, будучи гладкой, без всякой сетки, не притягивает к себе дождь и снег в таком количестве, как свободный аэростат.

4. Температурные условия и устойчивость. Изменения температурных условий могут быть таковы, что вертикальное движение аэростата может стать как устойчивым, так и ясно выраженным неустойчивым, вместо нейтрально-устойчивого. Если начальные температуры газа и воздуха одинаковы и аэростат произ-

водит спуск, то во время этого спуска при увеличении температуры газа подъемная сила будет увеличиваться. При подобных обстоятельствах движение окажется устойчивым, так как некоторая недостача подъемной силы, вследствие которой начался спуск, будет ликвидирована, если спуск будет продолжаться достаточно долго; аэростат будет обладать тогда равновесием в невыполненном состоянии. Однако, подобное равновесие в значительной мере непрочное, так что даже при небольшом изменении атмосферных условий либо снова начнется спуск, который будет продолжаться вплоть до земли, либо произойдет подъем, в результате которого аэростат опять приобретет выполненное состояние.

С другой стороны, если нагревание газа при спуске происходит менее быстро, чем воздуха, то недостача подъемной силы будет все время возрастать; поэтому, если спуск продолжался в течение некоторого времени, то для его прекращения потребуются значительно большее количество балласта, чем в начале спуска. Такие случаи на практике весьма обычны.

Здесь многое зависит от относительной влажности газа и воздуха. Чем суше газ, тем в большей степени он подчиняется адиабатическому закону расширения и сжатия и тем больше его охлаждение при спуске. Конечно, точное влияние адиабатического охлаждения при спуске зависит от термодинамических свойств газа. Уравнение, выражающее зависимость температуры от давления, имеет следующий вид:

$$T = c p^{\frac{k-1}{k}},$$

где k — адиабатическая постоянная, или отношение теплоемкости при постоянном давлении к теплоемкости при постоянном объеме. Изменение высоты при падении температуры на 1°C будет приблизительно равно $31 k : (k-1)$.

Как для воздуха, так и для водорода $k = 1,4$; поэтому теоретическая величина понижения температуры составит 1°C на каждые 109 м . Однако, для гелия $k = 1,57$, а для светильного газа — $1,34$, и соответствующими градиентами будут 85 и 122 м на 1°C . Если охлаждение газа адиабатическое, а температурный градиент воздуха остается при стандартном значении, равном 1° на каждые 160 м , то аэростат, спускающийся с высоты 3000 м на уровень моря, при условии одинаковой начальной температуры газа и воздуха, получил бы выигрыш в подъемной силе: в случае водорода 4% , гелия — 8% и светильного газа — 4% . Очевидно, что все преимущества на стороне гелия.

Тенденция адиабатического расширения дать устойчивость движению уравновешивается увеличением солнечной радиации с уве-

личением высоты и вытекающей отсюда тенденции к увеличению перегрева на больших высотах. Сам по себе перегрев при постоянной его величине в отношении устойчивости — явление неблагоприятное. Если газ будет теплее воздуха и их температура изменится в одинаковой степени, то (при спуске) плотность воздуха возрастает менее быстро, чем плотность газа. Поэтому подъемная сила будет уменьшаться. Однако величина ее уменьшения весьма незначительна.

Условием, способствующим неустойчивости аэростата, является его плавание над облаками. Если вследствие небольшой потери подъемной силы (допустим, 3 кг) он начнет снижаться, то его спуск может быть прекращен сразу же путем выкидки балласта в количестве, равном величине потери подъемной силы. Но как только аэростат попадет в облако, температура газа станет быстро падать и подъемная сила аэростата объемом 540 м^3 может уменьшиться за несколько минут до 35 кг. Количество балласта, которое потребовалось бы для восстановления нормальных условий устойчивости, в случае промедления на 3—4 минуты, могло бы при таких условиях легко возрасти в 5 раз. К нашему благополучию, газ не может охлаждаться столь же быстро, как нагревается под действием солнечных лучей, иначе разница в подъемной силе и весе была бы еще более значительной.

Кроме того существует некоторая возможность „отскока“ аэростата от поверхности облаков, как будто бы последние для проникновения внутрь их обладали известным сопротивлением. Это происходит потому, что отражение солнечных лучей от белой поверхности облаков увеличивает степень нагрева, а значит, и подъемную силу аэростата при приближении его вплотную к облаку.

Было упомянуто, что независимо от того, какой будет аэростат, оперировать с ним при невыполненном состоянии и держать его на определенной высоте является делом весьма трудным и стремление добиться этого повлечет за собой большой и непрерывный расход газа и балласта.

Из вышеприведенного примера вытекает, что полет на таком аэростате в случае светильного газа будет более затруднительным, чем в случае водорода вследствие большей чувствительности первого к изменениям температуры. Понижение температуры газа на 5°C уменьшит объем воздуха, вытесненного невыполненным аэростатом, на 2% и в случае водорода снизит его подъемную силу на $2\frac{1}{4}\%$, а в случае светильного газа — на 4% .

Разница в давлении, так же как и температурные условия, имеет незначительное влияние на устойчивость и по своей величине довольно близко соответствуют влиянию перегрева.

В свободном аэростате как в выполненном, так и в невыпол-

ненным давлением газа и воздуха в нижней точке оболочки будут друг другу равны. Выше этого уровня температуры газа и воздуха понижаются, но в последнем случае гораздо быстрее, чем в первом. Уменьшение абсолютного давления на единицу высоты будет пропорционально уменьшению удельного веса данного газового вещества, а изменение разности давления воздуха и газа будет пропорционально изменению разницы удельного веса, т. е. изменению удельной подъемной силы.

В таком случае среднее давление газа будет больше, чем среднее давление воздуха на величину, зависящую от полной высоты аэростата. Когда аэростат становится невыполненным, то первым признаком этого является образование складок в аппендиксе, причем эти складки будут распространяться от низа аппендикса все дальше и дальше, по мере того как газ продолжает сжиматься. Поэтому высота газа в оболочке, при увеличении степени невыполненности аэростата, будет уменьшаться. Это приведет к уменьшению среднего давления газа относительно среднего давления воздуха и, следовательно, при увеличении невыполненности аэростата повлечет за собой уменьшение подъемной силы, а также понижение устойчивости. Однако, такое явление имеет не более чем академический интерес, так как по своей величине оно едва ли превысит влияние увеличения температуры газа на $\frac{1}{4}$ на высоте 6000—7000 м.

5. Изменение зоны выполнения при полете. Если вес аэростата и всего того, что в нем находится, за исключением газа, разделить на объем, то мы получим удельную подъемную силу для выполненного состояния аэростата. Так как при подъеме балласт постепенно расходуется, то вес аэростата будет уменьшаться. Поэтому удельная подъемная сила будет также уменьшаться, а в связи с этим зона выполненного аэростата увеличится. Вследствие увеличения зоны выполнения обнаружится тенденция к увеличению высоты подъема, прерываемая случайными мгновенными спусками, которые являются признаками перехода в невыполненное состояние.

Существует распространенное мнение о том, что, производя подъем или спуск свободного аэростата, можно отыскать такую зону, где воздушное течение будет иметь желательное направление, и что пилот может использовать всякую зону, которую он только пожелает; в действительности же основная цель должна заключаться в том, чтобы достигнуть условий, при которых аэростат будет устойчив и будет плавать без непрерывного расходования газа или балласта.

Выполненное состояние аэростата во время спуска и по его окончании может быть сохранено только в единственном случае, когда температура газа будет увеличиваться одновременно с уве-

личением давления со скоростью приблизительно 1°C на каждые 25 м спуска, что является условием явно невыполняемым. Но, если бы даже такие условия и существовали, благодаря увеличению подъемной силы, все равно выполненный аэростат не мог бы оставаться на более низкой высоте, если только температура воздуха одновременно не повысится или если в силу каких-либо обстоятельств (дождь, снег) не произойдет увеличения общего веса аэростата.

Обыкновенно, когда аэростат производит спуск, то стенки аппендикса сжимаются и стремятся как бы воспрепятствовать доступу воздуха в оболочку. Если каким-то образом поставить в аппендикс ряд распорных колец и не дать сжиматься его стенкам или если применить очень короткий аппендикс и привязать его стенки к сетке, то при спуске аэростата воздух будет входить в оболочку и производить сжатие газа. Затем, если для прекращения спуска сбросить балласт и возобновить подъем, то воздух снова начнет выходить из оболочки. Закрывая или частично сокращая отверстие аппендикса аэростата, содержащего смесь воздуха и газа, можно достигнуть такого состояния аэростата, как будто бы он был наполненным, и таким образом сообщить устойчивость вертикальным его движениям, принимая при этом упомянутые уже меры предосторожности, необходимые при ограничениях отверстия аппендикса.

Основная невыгода допущения воздуха в аэростат указанным путем заключается в смешении газа и воздуха, которое в аэростате, наполненном водородом, значительно увеличивает опасность взрыва, а также среднюю плотность газа при стандартных условиях, так что если спуск при доступе воздуха в оболочку сопровождается затем подъемом до того момента, пока не будут восстановлены первоначальные условия, то аэростат будет наполнен смесью газа и воздуха, причем часть газа, первоначально находившегося в оболочке, окажется исчезнувшей через аппендикс и замещенной воздухом.

Вес этой смеси будет больше, чем вес газа, который первоначально наполнял тот же объем, а ее подъемная сила меньше, так что подобная операция будет неразрывно связана с расходом балласта. Потеря газа при указанных обстоятельствах окажется невелика, так как газ значительно легче воздуха, количество которого в смеси будет сравнительно небольшое, причем чистый газ будет помещаться в верхних частях оболочки; однако, опасность взрыва представляет собой одно из самых серьезных возражений против такого способа.

6. Добывание газа в полете. Если окажется возможным найти средства для получения газа во время полета, то при этих условиях невыполненное состояние аэростатов и воздушных кораб-

лей может быть легко устранено. В таком случае было бы также возможно возместить и потерю газа вследствие газопроницаемости оболочки.

Для добывания водорода были предложены различные средства с минимальным общим весом реагентов, но ни при одном из них этот вес, не говоря уже о весе самой установки, не получался меньше подъемной силы газа. Поэтому казалось бы, что добывание газа за время полета многого обещать не может и что все выгоды такого добывания было бы лучше осуществлять путем снабжения аэростатов запасом жидкого водорода, заключенного в особые стальные баллоны. Вес жидкого газа равен около $70,5 \text{ кг/м}^3$, а 1 м^3 жидкого газа при нормальных условиях эквивалентен около 600 м^3 , что дало бы увеличение подъемной силы свыше 600 кг . Содержание жидкого газа связано с известными затруднениями, а также с постоянной его потерей через улетучивание; однако, трудность содержания газа может быть устранена путем применения соответствующих баллонов; что касается потерь газа, то они никоим образом не могут быть существенны, и связанное с ними увеличение в весе крайне ничтожно.

Полный вес жидкого газа и баллона, его содержащего, учитывая при этом потери газа, можно сохранить в пределах той подъемной силы газа, которая получится при переходе последнего от жидкого состояния в газообразное. Однако, жидкий газ для аэростатов не может быть пригоден, в силу того обстоятельства, что аэростат долгое время в воздухе находиться не может. Продолжительность их полетов давно уже превзошла пределы их управляемости.

Что касается воздушных кораблей, то основная задача в этом случае будет сводиться к тому, чтобы избежать выпуска газа через клапаны для уравнивания судна при расходе горючего, — задача более важная, нежели добывание газа на самом корабле. Поэтому в последнем случае затруднения возникают скорее от избытка, чем от недостатка газа.

7. Применение гайдропа. Вторым средством, обычно применяемым пилотами свободных аэростатов, когда им бывает нужно обеспечить невыполненному аэростату устойчивость при вертикальном движении возле земли в течение значительного промежутка времени, но без риска удара о землю, является гайдроп, т. е. толстый, но весьма гибкий канат, свешивающийся с корзины. Когда нужно прибегнуть к помощи гайдропа, то газ выпускают через клапан и тем самым снижают аэростат до тех пор, пока гайдроп не коснется земли. Но, как только он ее коснется, вес его части, волочащейся по земле, будет равен первоначальной недостатке подъемной силы. Если подъемная сила вследствие нагревания газа или иных причин увеличится, то волочащаяся часть

гайдроса будет вновь поднята. Таким образом и производится регулировка вертикальных движений, и если гайдроп достаточно тяжел, то аэростат будет в состоянии долгое время плыть в воздухе почти у самой земли.

Гайдропы применялись и на некоторых старых воздушных кораблях, в особенности на кораблях типа Сантос-Дюмон, но динамические средства в настоящее время столь развиты, что надобность в таких вспомогательных средствах исключается даже на низких высотах. Применение гайдропов над слишком неудобной местностью, в особенности над плотно населенными пунктами, естественно, невозможно. Это между прочим и служит объяснением того обстоятельства, что „гайдропирование“ в Америке, например, менее популярно, чем во Франции.

Гайдроп свешивается с аэростата по кривой, форма которой близко подходит к форме цепной линии, причем силами, действующими на него, являются: собственный вес, подъемная сила аэростата, трение части гайдропов, волоочащейся по земле, и сопротивление воздуха. Если бы не было трения, то, очевидно, не могло бы быть и сопротивления воздуха, так как аэростат двигался бы над землей со скоростью, равной скорости ветра, а скорость его относительно ветра была бы равна нулю. Сопротивлением самого гайдропов вообще можно пренебречь, поскольку оно связано с формой кривой, образуемой гайдропом.

Если пренебречь сопротивлением гайдропов, то мы будем иметь следующие уравнения равновесия:

$$T \cos \varphi = K, \\ d(T \sin \varphi) = w ds,$$

где T — натяжение гайдропов, φ — угол касательной с горизонталью, K — величина постоянная и w — вес погонной единицы гайдропов. Кроме того положим, что φ_1 и T_1 — угол касательной с горизонталью и натяжение в верхнем конце гайдропов, T_0 — натяжение в точке его соприкосновения с землей, s_1 — длина части гайдропов, висящей в воздухе, s_0 — длина волоочащейся по земле части, l — полная длина гайдропов, F — избыток подъемной силы, который должен быть передан на гайдроп, f — коэффициент трения гайдропов о землю и h — высота аэростата над землей. Тогда будем иметь:

$$s_0 + s_1 = l, \\ F = T_1 \sin \varphi_1 = ws_1, \\ T_0 = ws_0 f.$$

Полагая l , F , f и w известными, определим по очереди каждую из неизвестных:

$$s_1 = \frac{F}{w},$$

$$s_0 = l - s_1 = l - \frac{F}{w},$$

$$T_0 = ws_0 f = (wl - F)f,$$

$$T_1 = \sqrt{w^2 s_1^2 + T_0^2} = \sqrt{F^2 + f^2 (wl - F)^2},$$

$$\varphi_1 = \arctg \frac{F}{T_0} = \arctg \frac{F}{(wl - F)f}.$$

Таким образом мы определили значение всех неизвестных за исключением высоты аэростата над землей; эта высота будет равна:

$$h' = \int_0^{s_1} \sin \varphi \, ds = \frac{T_1 - T_0}{w}. \quad (32)$$

На практике применяется гайдроп длиной около 60 м и с диаметром, зависящим от размеров аэростата. Во Франции обыкновенно применяют правило, согласно которому вес погонной единицы гайдропа в килограммах должен быть равен $\frac{D^2}{500}$, где D — диаметр аэростата в метрах.¹ Однако, от указанных размеров допускаются широкие отклонения.

Коэффициент трения между гайдропом и землей зависит главным образом от характера поверхности последней, а также от типа, длины и диаметра гайдропа. Испытания, упомянутые Дю,² дают средние значения этого коэффициента для ровной дороги 0,54, для луговой и пахотной земли — 0,76.

Очевидно, что от увеличения коэффициента трения T_0 и T будут увеличиваться, а φ и h уменьшаться. Кроме этих изменений условий равновесия, существует еще и динамический эффект, когда инерция аэростата при внезапном увеличении силы сопротивления волочащегося конца гайдропа вызывает качание аэростата вперед и назад.

Глава V

АЭРОСТАТИКА ВОЗДУШНОГО КОРАБЛЯ

1. Аэростатическая характеристика воздушных кораблей. Воздушный корабль может действовать либо как выполненный, либо как невыполненный аэростат, но в течение большей части времени его эксплуатации он действует как по-

¹ Дю, „Le ballon libre“, стр. 344, Paris, 1911.

² См. там же, стр. 364.

следний. В случае жесткого корабля термин „невыполненный“ может быть применен буквально, так как каждый газовый баллон наполнен газом не на весь его объем и нижняя часть такого баллона висит внутри корпуса в виде сморщенной массы материи. Однако, в мягких или полужестких воздушных кораблях наполненная газом оболочка находится в непосредственном соприкосновении с наружным воздухом, поэтому образование складок оболочки в этом случае недопустимо.

Тугое натяжение оболочки достигается применением внутренних баллонетов, с переменным объемом воздуха, в них содержащегося, который, в зависимости от надобности, то выпускается в них, то выпускается; однако, с точки зрения аэростатики существует лишь небольшая разница между жестким воздушным кораблем с частично наполненными баллонетами и невыполненным свободным аэростатом. В обоих случаях вес газа постоянный, а объем его переменный, и то обстоятельство, что перегородка, допускающая изменение объема, не видима для глаза в одном случае и образует часть поверхности баллона в другом случае, не изменяет основного подобия.

Если предстоит очень продолжительный полет или полет с тяжелым военным или коммерческим грузом, так что его следует производить с максимальной подъемной силой, то судно при его отправке должно иметь максимально возможное наполнение газом. Зона выполнения будет в таком случае близка к уровню моря, но эта зона будет увеличиваться по мере расходования горючего и уменьшения полного веса, так как они приводят к необходимости выпуска газа, увеличивая таким образом степень невыполненности судна. Расход газа — явление, конечно, нежелательное, в особенности, если газ дорогой, как, например, гелий. Поэтому необходимо стремиться к тому, чтобы в течение всего полета вес судна был постоянным, начав полет с такой степенью невыполненности баллонов, чтобы зона выполнения соответствовала той максимальной высоте, которая предположена для судна во время его полета.

Постоянство веса в больших кораблях может быть достигнуто путем конденсации водяных паров, содержащихся в выхлопных газах, благодаря чему можно в значительной степени восстановить вес израсходованного горючего. Но если даже это устройство и не применено, то процент убыли веса при полете средней протяженности будет небольшой и желательность приведения зоны выполнения к наибольшей высоте полета будет еще существовать.

При таких условиях воздушный корабль будет в невыполненном состоянии в начале полета, во время спуска, а также во все время полета, за исключением обычно короткого времени его

полета на максимальной высоте. В действительности эта высота может быть ниже зоны выполнения, в каком случае выполненное состояние никогда не будет достигнуто.

2. Значение невыполненного состояния. Нейтральная устойчивость невыполненного аэростата является крупным недостатком при пилотировании свободных аэростатов, но в применении к воздушным кораблям она чрезвычайно желательна, так как дает возможность производить движения судна вверх и вниз везде в промежутке между уровнем моря и зоной выполнения, посредством одних только динамических средств без расходования газа и балласта.

Динамические средства достаточно действительны для того, чтобы преодолеть некоторую тенденцию к положительной устойчивости или неустойчивости, которую могут создать температурные условия, так что пилот будет иметь возможность производить подъемы и спуски в течение одного полета бесконечное число раз. Для этого в жестком воздушном корабле совершенно не требуется применения никаких дополнительных мер, а в нежестких кораблях, при спуске, чтобы восполнить воздух, выпущенный из аэростата при подъеме, его необходимо накачать вновь.

Конечно, такие статические средства можно применить и для изменения подъемной силы, но в этом случае они будут иметь лишь небольшое значение. Внутреннее сверхдавление в нежестких воздушных кораблях редко колеблется в промежутке больше, чем 12 мм водяного столба. А это вызвало бы изменение подъемной силы только на 0,2%. С другой стороны, когда корабль летит с полной скоростью, то с помощью аэродинамических средств возможно уравновесить влияние изменения подъемной силы, по крайней мере, на 10%. Когда применяются баллонеты, обслуживаемые отдельными вентиляторами, то изменение внутреннего сверхдавления может служить в качестве вспомогательного средства для управления вертикальным равновесием при остановке в нем моторов, но при работе моторов такое средство не имеет никакого практического значения.

3. Перегрев в воздушных кораблях. Конструкция и внешняя окраска воздушных кораблей обыкновенно таковы, что перегрев в них при одинаковых условиях значительно меньше, чем в свободных аэростатах. Наружная оболочка воздушных судов обыкновенно бывает окрашена в светлый цвет, обладающий высокой отражательной способностью; в жестких воздушных кораблях влияние солнечных лучей кроме того уменьшается благодаря воздушной прослойке между наружной оболочкой и газовыми баллонами. Такая прослойка служит мощной защитой против действия теплоты, в особенности, если она подвержена действию вентиляции и воздух непрерывно в ней движется.

Однако, на подъемную силу перегрев влияние оказывает, и пренебречь им никоим образом нельзя; подъемная сила жесткого корабля ночью может быть на 3 — 4% меньше, чем днем. Вторым влиянием перегрева, которое в свободных аэростатах ничем преодолеть нельзя, является его влияние на устойчивость корабля. Газ в жестких воздушных кораблях распределен по нескольким баллонам. Корабли обладают такой длиной, что при выходе из облаков некоторые баллоны в сравнении с другими могут оказаться значительно перегретыми, в результате чего корабль может получить положительный или отрицательный дифферент с возможной потерей газа из некоторых баллонов, в то время как другие баллоны будут находиться ниже зоны выполнения. Этот вопрос, равно как и другие принципы аэростатики в применении к воздушным судам, подробно освещен Скоттом и Ричмондом.¹

Глава VI

ДИНАМИКА СВОБОДНОГО АЭРОСТАТА

1. Характер уравнений движения свободного аэростата.

Эти уравнения чрезвычайно просты. Фактически они сводятся к одному уравнению: к уравнению движения в вертикальном направлении, так как аэростат плавает в воздухе со скоростью, равной скорости ветра, т. е. при полном отсутствии действующих на него горизонтальных сил. Однако, уравнение вертикального движения интегрированию не поддается, за исключением только небольших промежутков, так как изменения плотности воздуха влекут за собою затруднения в интегрировании в том случае, когда желают воспользоваться интегрированием для решения вопросов, связанных со значительным изменением высоты.

2. Виртуальная масса. В состоянии покоя аэростата единственными действующими вертикальными силами являются вес и подъемная сила; разница между ними создает ускорение. Как только начнется движение, к действующим силам прибавится еще сила сопротивления аэростата при движении его через воздух. Однако, возникает вопрос в отношении величины ускоренно-движущейся массы, и прежде чем можно будет сделать точные выводы относительно окончательного движения, необходимо определить величину этой массы. До сих пор буква *W* служила для обозначения веса аэростата и всего находящегося в нем, за исключением веса газа.

¹ Scott, G. H. and Richmond, V. C. A Detailed Consideration on Airships. Aeronautical Journal. Март 1924.

Однако, очевидно, что масса газа будет обладать также ускоренным движением, как и масса оболочки и корзины. Кроме того, помимо газа, вместе с аэростатом будет двигаться известное количество окружающего воздуха, увлекаемое за собой аэростатом, и объем этого воздуха будет также участвовать в ускоренном движении, которое может быть сообщено аэростату. Однако, благодаря наличию вовлеченной в явление движения окружающей среды это увеличение „виртуальной массы“ обыкновенно настолько мало, что им можно пренебречь; но в случае объектов, поддерживаемых их собственной подъемной силой, таких как воздушные корабли и подводные лодки, оно становится весьма важным фактором. В то время как для воздушных кораблей в отношении виртуальной массы можно сделать только грубые предположения, принимая их форму эллипсоидальной, сферическая форма свободного аэростата дает возможность легко применить методы гидродинамики. При этом можно доказать, что в совершенном потоке виртуальная масса должна увеличиться на половину веса вытесненной среды.¹ Так как вес вытесненной среды равен весу аэростата вместе с газом, то виртуальная масса будет на 50% больше массы аэростата, его содержимого и газа.²

¹ Первоначально доказано Стоксом. См. H. Lamb, Hydrodynamics, 4-е изд., стр. 116. Таблицы коэффициентов виртуальной массы для различных геометрических форм приведены в труде: Munc, Some tables of the factor of apparent additional mass. Technical Note № 197 N. A. C. A.

² Автор в трактовке понятия о виртуальной массе следует тому вульгарному повитию о ней, которое часто встречается и является в корне ошибочным. Виртуальная масса отличается от истинной движущейся массы аэростата не только на величину некоторой „увлекаемой“ части массы окружающего воздуха. Подавляющая часть превышения виртуальной массы над действительной является фикцией, плодом ума человека и ничего больше. Она является реальностью лишь в той же мере, в которой, например, может почитаться реальностью равнодействующая нескольких сил. Превышение виртуальной массы над действительной (иногда это превышение называется присоединенной массой) есть дополнительная масса Δm , вводимая, например, в общеизвестное уравнение движения:

$$(m + \Delta m) \frac{d^2x}{dt^2} = X \quad (a)$$

с целью объяснения того явления, что масса при движении в жидкости получает ускорение не $\frac{X}{m}$, а несколько иное:

$$\frac{d^2x}{dt^2} < \frac{X}{m}$$

Это меньшее ускорение получается потому, что тело массой m под влиянием силы X движется не в пустоте (в применении к какому именно случаю обыкновенные условия механики и составлены), а в некоторой жидкости, вследствие чего сила X должна не только заставлять двигаться ускоренно самое тело, но и раздвигать частицы жидкости (для пропускания через нее движущегося тела).

3. Уравнения движений. На основании вышеизложенного будем иметь следующие уравнения движения:

$$F - W \pm R = \frac{dV}{dt} \cdot \frac{W_a}{g},$$

где W_a — „виртуальный“ вес, включая также газ и „увлекаемый“ аэростатом воздух, движущийся с ускорением вместе с ним, R — сопротивление воздуха движению, которое имеет знак „плюс“ при спуске аэростата. Так как это сопротивление равно произведению некоторой постоянной, площади горизонтальной проекции аэростата и квадрата скорости, то мы получим:

$$F - W \pm R_c S V^2 = \frac{dV}{dt} \cdot \frac{W_a}{g}.$$

Интегрируя это уравнение и полагая величины R_c , S , F и W постоянными, получим следующую зависимость между скоростью и временем:

$$t = \frac{W_a}{2g\sqrt{R_c S(F-W)}} \ln \left[1 + \frac{2(W_2 - W_1) \sqrt{R_c S(F-W)}}{F-W - V_1 V_2 R_c S - (V_2 - V_1) \sqrt{R_c S(F-W)}} \right]. \quad (33)$$

Уравнение в этой форме может быть применимо только ко взлету аэростата при избытке подъемной силы. Чтобы сделать его применимым и к спуску при недостатке подъемной силы, мы должны везде изменить знак $R_c S$ на отрицательный. В гораздо реже встречающемся случае, в котором скорость и ускорение имеют различные знаки (как, например, во время короткого промежутка, после того как балласт был выброшен или в то время как спуск был задержан), уравнение по интегрировании будет иметь следующий вид:

$$t = \frac{W_a}{g \sqrt{R_c S(F-W)}} \left[\operatorname{arc} \operatorname{tg} \frac{V_2 \sqrt{R_c S}}{\sqrt{F-W}} - \operatorname{arc} \operatorname{tg} \frac{V_1 \sqrt{R_c S}}{\sqrt{F-W}} \right] = \frac{W_a}{g \sqrt{R_c S(F-W)}} \operatorname{arc} \operatorname{tg} \frac{(V_2 - V_1) \sqrt{R_c S(F-W)}}{F-W + V_1 V_2 R_c S}. \quad (33a)$$

Это уравнение относится к случаю спуска при избытке подъемной силы, и, как прежде, знак $R_c S$ в противном случае должен быть изменен на обратный. Применяя эти формулы, нужно,

Причины того, что уменьшения ускорения лучше всего оценивать именно посредством некоторого увеличения m (а не уменьшения, например, X), выясняются в теоретической гидродинамике. Нужно, впрочем, отметить, что в Δm в уравнении (а) при правильном применении последнего следует включать также и некоторую массу жидкости, реально увлекаемую движущимся телом (например, силой трения).

К сожалению, вопрос о величине этой части присоединенной массы очень не выяснен. К счастью, очевидно, эта часть присоединенной массы в сравнении с первой не является заметной. *Прим. редактора.*

конечно, помнить, что во время спуска знак V будет всегда отрицательным. Такие формулы действительны только для небольших промежутков, в которых R_c будет пропорционально плотности воздуха, а F для выполненного и производящего спуск аэростата постоянно уменьшается.

4. Предельная скорость. Очевидно, что существует определенный верхний предел скорости, выражаемый уравнением:

$$V_l = \sqrt{\frac{F - W}{R_c S}}.$$

К этому пределу скорость приближается медленно. Если V_1 принять равной нулю, то, чтобы определить время, затраченное аэростатом от состояния покоя до достижения им данной скорости, уравнение (33) должно быть представлено в следующей форме:

$$\begin{aligned} t &= \frac{W_a}{g} \sqrt{\frac{F - W}{R_c S}} \ln \left[1 + \frac{2V_2 \sqrt{\frac{R_c S}{F - W}}}{1 - V_2 \sqrt{\frac{R_c S}{F - W}}} \right] = \\ &= \frac{V_l W_a}{2g(F - W)} \ln \left[1 + \frac{2V_2}{1 - \frac{V_2}{V_l}} \right] = \frac{V_l W_a}{2g(F - W)} \ln \left[\frac{1 + \frac{V_2}{V_l}}{1 - \frac{V_2}{V_l}} \right], \end{aligned}$$

или иначе:

$$t = \frac{W_a}{2gR_c S V_l} \ln \frac{1 + \frac{V_2}{V_l}}{1 - \frac{V_2}{V_l}} = \frac{W_a}{2gR_c S V_l} \ln \frac{V_l + V_2}{V_l - V_2}. \quad (34)$$

Второе из этих уравнений показывает, что два аэростата, обладающие одинаковой предельной скоростью, не будут двигаться одинаково, если они не будут иметь совершенно одинаковых размеров. Из этих двух аэростатов меньший разовьет свою скорость гораздо быстрее, так как масса, двигающаяся ускоренно, пропорциональна третьей степени линейных размеров аэростата, в то время как площадь проекции и избыток подъемной силы, требуемый для данной предельной скорости, изменится пропорционально квадрату таких размеров.

Время, потребное для достижения некоторой части данной предельной скорости, будет поэтому пропорционально корню кубическому из объема аэростата. Другим интересным фактом является, что для достижения некоторой части более высокой пре-

дельной скорости потребуется меньше времени, чем для более низкой предельной скорости. Например, аэростат с предельной скоростью в 3 м/сек. достигает 0,8 этой предельной скорости в точно такое же время, как другой аэростат такой же величины, но с меньшим избытком подъемной силы и обладающий предельной скоростью 1,5 м/сек., достигнет только половины этой скорости. Однако, очевидно, что это так и должно быть, потому что начальное ускорение пропорционально квадрату предельной скорости.

Значение $\frac{W_a}{gR_c S}$ для сферических аэростатов может быть легко выражено в зависимости от диаметра аэростата. Вес вытесненного воздуха при стандартных условиях равен 1,222 кг/м³. Так как влияние виртуальной массы окружающего воздуха увеличивает движущуюся ускоренно массу на 50%, то $W_a = 1,5 \cdot 1,222v = 1,833v$, где v — объем аэростата. Выражая этот объем и площадь проекции через диаметр, будем иметь:

$$v = \frac{\pi}{6} D^3,$$

$$S = \frac{\pi}{4} D^2,$$

$$\frac{W_a}{gR_c S} = \frac{1,833}{9,81} \cdot \frac{\pi D^3}{\frac{\pi}{4} D^2 R_c} = \frac{0,1246 D}{R_c}.$$

Средний коэффициент сопротивления для больших аэростатов при скорости в метрах в секунду можно принять равным 0,013. Поэтому:

$$\frac{W_a}{gR_c S} = 9,51 D = 9,51 \sqrt[3]{\frac{6v}{\pi}} = 11,79 \sqrt[3]{v}.$$

Для аэростата объемом 540 м³ это дает 95,85, для аэростата объемом 1000 м³ — 117,5. Эти цифры не зависят от высоты, так как W_a и R_c прямо пропорциональны плотностям.

Понятие о той быстроте, с которой скорость приближается к своему максимальному значению, можно получить из табл. VIII времени и отношения скоростей. При составлении этой таблицы $\frac{W_a}{gR_c S}$ принято равным 95,85 V_l — 3 м/сек., т. е. равна скорости, каковая обыкновенно выше не бывает и для аэростата в 540 м³ соответствует расходу 10 кг балласта на уровне моря.

Эти результаты графически представлены на рис. 10 вместе с данными для других предельных скоростей. Начальное ускорение равно $V_l^2 \frac{gR_c S}{W_a}$, или $\frac{V_l^2}{11,79} \sqrt[3]{v}$. В случае, к которому относится табл. VIII, оно было бы равно $\frac{9}{11,79}$, или 0,094 м/сек.

Таблица VIII

$\frac{V_2}{V_1}$	t сек.	$\frac{V_2}{V_1}$	t сек.
0,10	3,10	0,70	26,90
0,20	6,29	0,80	34,10
0,30	9,59	0,90	35,60
0,40	13,13	0,95	56,80
0,50	17,02	0,98	75,20
0,60	21,50		

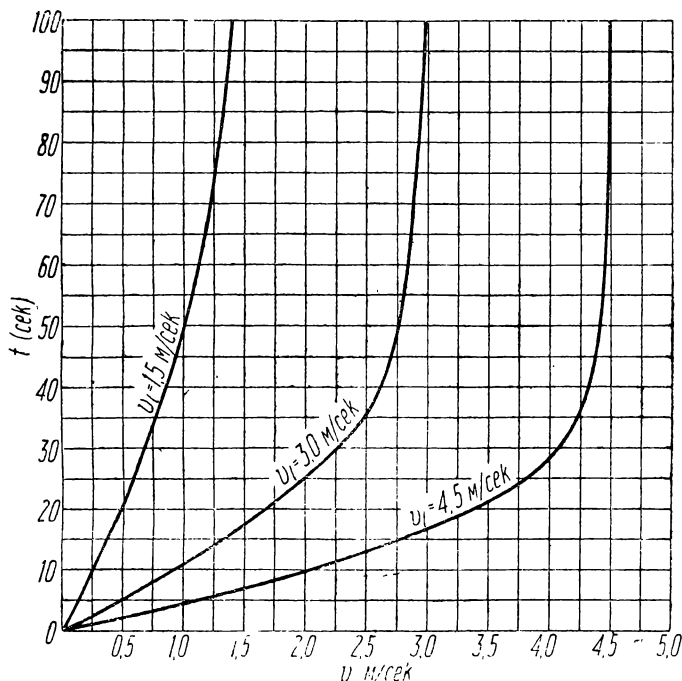


Рис. 10. Кривые изменения вертикальной скорости после расхода балласта.

Постоянная величина ускорения сообщила бы аэростату скорость 0,3 м/сек. в течение 3,10 сек., 0,6 м/сек. — в течение 6,20 сек. и т. д. Из полной согласованности этих цифр с приведенными в табл. VIII вытекает, что сопротивление воздуха является единственным фактором, имеющим некоторое значение

в тех случаях, когда скорость не превышает одной четверти ее предельной величины.

5. Прекращение спуска. Следующим, заслуживающим внимания, случаем является тот факт, когда для приостановки спуска выбрасывается балласт. Здесь желательно определить время, потребное для приведения аэростата к остановке.

Подставляя в уравнение (33а) $V_2=0$, получим:

$$t = \frac{W_a}{g\sqrt{R_c S(F-W)}} \arcsin \frac{V_1 \sqrt{R_c S}}{\sqrt{F-W}} = \frac{W_a}{R_c S V_1 g} \arcsin \frac{V_1}{V_l}, \quad (35)$$

где V_1 — начальная скорость, направленная вниз, и V_l — предельная скорость, соответствующая статическому состоянию аэростата после выбрасывания балласта для прекращения спуска. В этом случае V_l может быть больше, равно или меньше V_1 . Для таких случаев составлена табл. IX, с помощью тех же основных данных, как и в предыдущем случае для $\frac{W_a}{R_c S V_1 g}$, и полагая V_1 равной 3 м/сек., причем V_l будет переменной. Результаты для трех начальных скоростей графически представлены на рис. 11.

Т а б л и ц а IX

$\frac{V_1}{V_l}$	$\frac{V_l}{V_1}$	t сек.	$\frac{V_1}{V_l}$	$\frac{V_l}{V_1}$	t сек.
0,2	5,00	1,22	1,2	0,83	32,60
0,3	3,30	2,71	1,5	0,67	45,80
0,4	2,50	4,72	2,0	0,50	68,60
0,6	1,67	10,06	3,0	0,33	116,10
0,8	1,25	15,50	5,0	0,20	214,00
1,0	1,00	24,40	10,0	0,10	456,00

6. Соотношение между высотой и скоростью. С точки зрения пилота, соотношение между скоростью и временем гораздо менее важно, нежели соотношение между высотой и временем, а также между высотой и скоростью.

Исключая из дифференциального уравнения время и вводя путем подстановки $\left(\frac{dV}{dh} \cdot \frac{dh}{dt}\right)$ вместо $\frac{dV}{dt}$, высоту, получим:

$$F - W \pm R_c S V^2 = \frac{dV}{dh} \cdot \frac{dh}{dt} \cdot \frac{W_a}{g} = \frac{W_a}{g} \cdot V \cdot \frac{dV}{dh},$$

откуда:

$$h = \frac{W_a}{g} \int \frac{V dV}{F - W \pm R_c S V^2} = \pm \frac{W_a}{2R_c S g} \ln (F - W \pm R_c S V^2),$$

или:

$$h_2 - h_1 = \pm \frac{W_a}{2R_c Sg} \ln \left[1 \pm \frac{R_c S(V_2 - V_1)}{F - W \pm R_c S V^2} \right]. \quad (36)$$

В этом уравнении знак минус нужно брать для подъема, а плюс — для спуска.

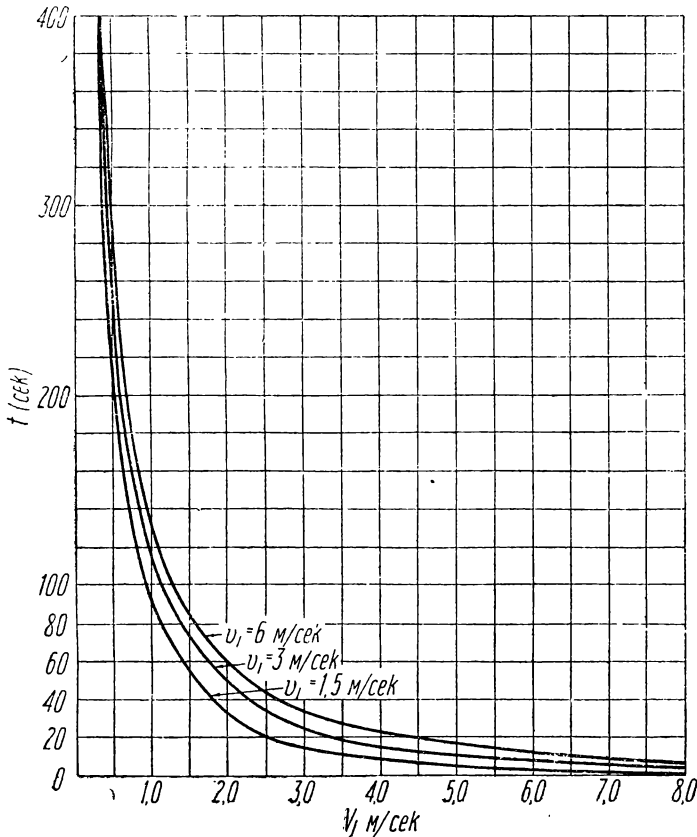


Рис. 11. Кривые прекращения спуска аэростата после выбрасывания балласта.

Подобно предыдущему случаю, наше уравнение можно упростить, вводя предельную скорость. В таком случае будем иметь:

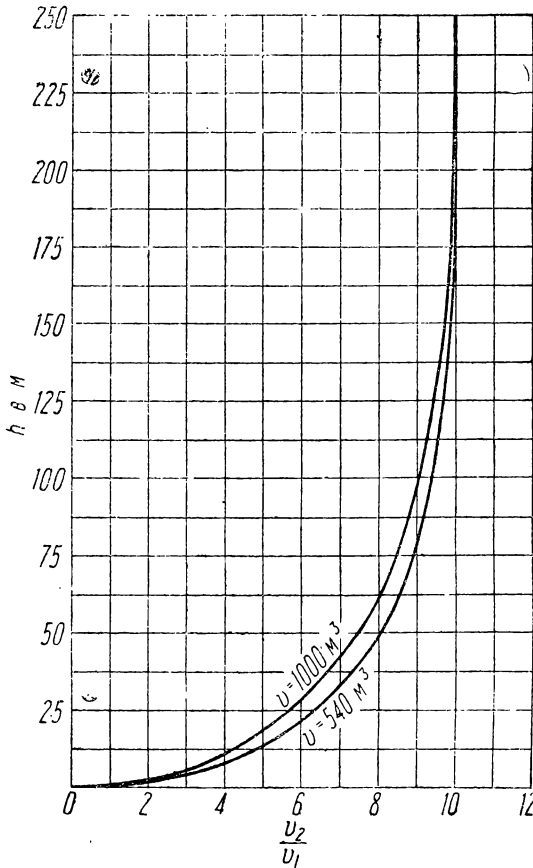
$$h_2 - h_1 = \pm \frac{W_a}{2R_c Sg} \ln \left(1 \pm \frac{V_2^2 - V_1^2}{\pm V_2^2 + V_1^2} \right).$$

Знак V_1^2 — положительный, если F больше W , тогда как знак V_2^2 может быть положительным, как и в предыдущем случае,

только при спуске аэростата. Уравнение может быть представлено в виде двух следующих форм:

$$h_2 - h_1 = \pm \frac{W_a}{2R_c S g} \ln \frac{V_l^2 - V_1^2}{V_l^2 - V_2^2}$$

$$h_2 - h_1 = \pm \frac{W_a}{2R_c S g} \ln \frac{V_l^2 + V_1^2}{V_l^2 + V_2^2},$$



причем знак плюс нужно брать для подъема, а знак минус — для спуска. Полученные формулы в свою очередь соответствуют случаям, когда ускорение и скорость действуют в одном и том же и в различных направлениях.

В этом случае значение высоты, потребной для достижения различных частей предельной скорости, можно представить в виде таблицы (см. табл. X), а затем по-

Таблица X

$\frac{V_2}{V_1}$	h	$\frac{V_2}{V_1}$	h
0,10	0,48	0,70	31,85
0,20	1,93	0,80	48,15
0,30	4,45	0,90	78,33
0,40	8,23	0,95	110,03
0,50	13,59	0,98	152,09
0,60	21,09		

Рис. 12. Кривые зависимости между скоростью и высотой при постоянной подъемной силе.

строить график, подобно тому как это

было сделано в предыдущем случае. Необходимая высота не зависит, подобно времени, от предельной скорости, но изменяется точно так же, как и время, в зависимости от размеров аэростата, будучи прямо пропорциональной его диаметру.

При составлении таблицы, как и прежде, $\frac{W_a}{2RS.g}$ принято равным 47,92. На рис. 12 представлена кривая изменения скоростей для аэростатов в 540 и 1000 м³.

Из табл. X можно видеть, что для значения $\frac{V_2}{V_1}$ свыше 0,8 для уменьшения наполовину разницы между существующей скоростью и предельной потребуется изменение высоты приблизительно 32,0 м ($\pm 1,5$ м).

В этом случае, как и в ранее рассмотренном, приближение к предельной скорости будет крайне быстрое, а именно настолько, что предположение о постоянной плотности имеет хотя и мало вредный, но заметный эффект. Например, если бы невыполненный аэростат, в котором недостаток подъемной силы является постоянным, начал спуск с большой высоты при небольшой потере газа, то вертикальная скорость после первых 36 м заключалась бы в пределах 30% максимальной скорости, если бы плотность воздуха была также постоянной. Так как, однако, с увеличением плотности сопротивление аэростата возрастает, то предельная скорость, когда аэростат приблизится к земле, станет меньше. В действительности при спуске под действием постоянной статической силы быстрое стремление аэростата к максимальной скорости будет до известной степени уравниваться некоторым замедлением вследствие увеличения коэффициента сопротивления. Максимальная скорость обыкновенно достигается ниже высоты 180 м. Если, как часто это бывает, вертикальная скорость невыполненного аэростата увеличивается, по мере того как продолжается спуск, то это должно сопровождаться уменьшением подъемной силы. Расчеты, конечно, более точно применимы к невыполненному, нежели к выполненному аэростату, и в последнем случае при изменении подъемной силы должны быть изменены.

7. Потери высоты при прекращении спуска. Высота, потребная для прекращения спуска, также вычислена, и результаты вычислений приведены в табл. XI, а графически представлены на рис. 13.

Если аэростат, спускающийся со скоростью 0,9 м/сек., остановлен, например, в пределах 6 м после начала спуска, то было

Таблица XI

$\frac{V_1}{V_l}$	$\frac{V_l}{V_1}$	h м	$\frac{V_1}{V_l}$	$\frac{V_l}{V_1}$	h м
0,2	5,00	1,85	1,2	0,83	42,15
0,3	3,30	4,08	1,5	0,67	55,77
0,4	2,50	7,01	2,0	0,50	75,89
0,6	1,67	14,54	3,0	0,33	108,81
0,8	1,25	23,37	5,0	0,20	152,09
1,0	1,00	32,74	10,0	0,10	217,93

бы необходимо выбросить балласта, в количестве, достаточном, чтобы сообщить предельную скорость вверх, приблизительно равную $0,9 \cdot 2,7$, или $2,43$ м/сек.

Эти цифры совершенно не зависят от абсолютных значений начальной и предельной скорости, но с увеличением размеров аэростата увеличиваются.

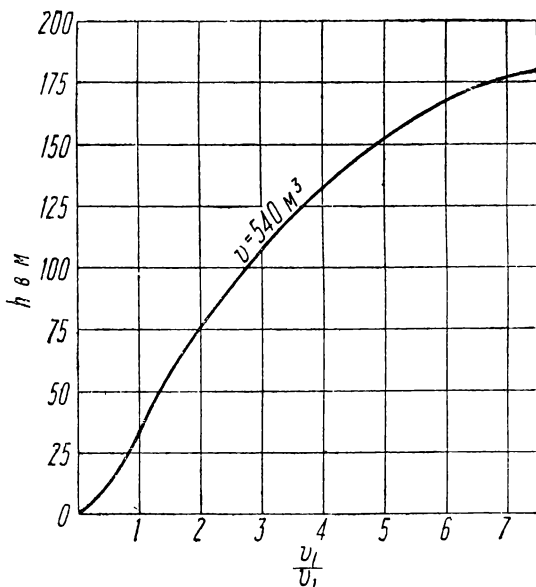


Рис. 13. Кривая потери высоты при прекращении спуска посредством выбрасывания балласта.

Уравнение для высоты в зависимости от времени может быть получено путем двойного интегрирования основного уравнения. В случае подъема при избытке подъемной силы это нам даст:

$$h = \frac{W_a}{gR_c S} \ln \left[\frac{\frac{V_l - V_1}{V_l + V_1} + e^{2mt}}{\frac{2V_l}{V_l + V_1} e^{mt}} \right], \quad (37)$$

где m для сокращения подставлено вместо $\frac{R_c S V_l g}{W_a}$. В частном случае, когда движение начинается при $V_1 = 0$, уравнение будет иметь следующий вид:

$$h = \frac{W_a}{R_c S g} \ln \frac{1 + e^{2mt}}{2e^{mt}}.$$

Значение логарифма для известной совокупности постоянных можно получить из приведенной ниже табл. XII. Кроме того

были вычислены также значения высоты, достигаемой в различное время, в предположении $\frac{W_a}{R_c S g} = 95,85$ при различных значениях V_r .

На рис. 14 представлен график зависимости этой высоты от скорости.

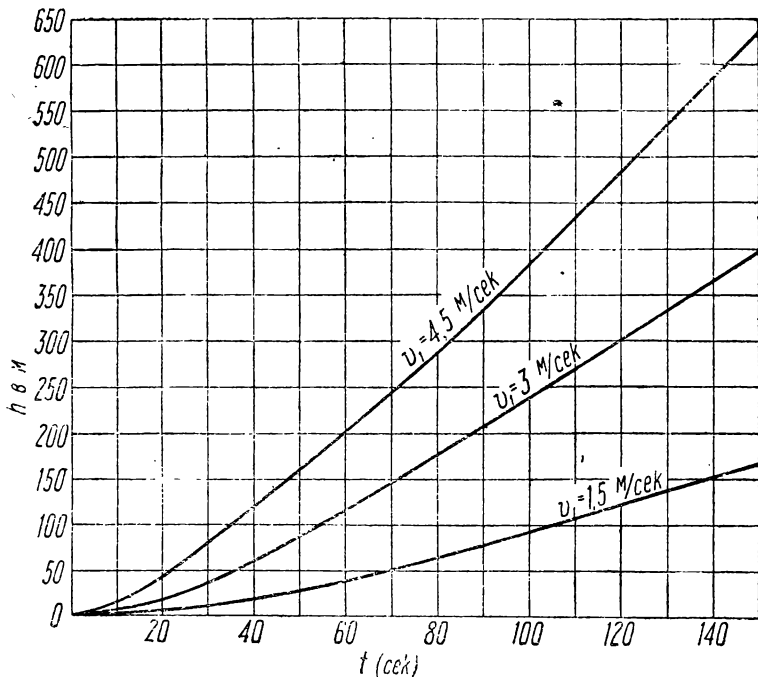


Рис. 14. Кривая зависимости высоты от скорости при постоянной величине избытка или недостатка подъемной силы.

Таблица XII

mt	$\ln \left(\frac{1 + e^{2mt}}{2e^{mt}} \right)$	mt	$\ln \left(\frac{1 + e^{2mt}}{2e^{mt}} \right)$
0,1	0,0050	1,0	0,4327
0,2	0,0199	2,0	1,3250
0,3	0,0444	3,0	2,3093
0,5	0,1201	4,0	3,3073
0,7	0,2274	5,0	5,3070
		6,0	7,3070

Когда mt достигает 5 при обычных значениях t (примерно через 3 мин. после начала спуска), приращение высоты для каждого последовательно-равного промежутка времени будет одинаково с точностью до первых четырех значащих цифр; это указывает, что предельная скорость уже почти достигнута.

Теория для идеально простого случая, в котором как плотность, так и подъемная сила остаются постоянными, соответственно должна быть завершена рассмотрением тех условий, которые налагаются фактическими изменениями указанных количеств.

8. Влияние изменений плотности. Вопросы, связанные с изменением плотности, не могут быть исследованы путем непосредственного интегрирования уравнения в общей форме. Чтобы получить возможность исследования этого случая, движение невыполненного аэростата необходимо разделить на две части; в первой части могут быть применены формулы, уже выведенные в том предположении, что движение является достаточно кратковременным, так что изменениями плотности можно пренебречь; вторая же часть основывается на предположении, что сопротивление воздуха, подобно подъемной силе, является постоянным.

Последнее предположение будет близко к истине в том случае, когда предельная скорость почти достигнута в первой части движения; при этом сопротивление данного аэростата при его предельной скорости будет, очевидно, равно избытку или недостатку подъемной силы, и таким образом если аэростат невыполнен и обладает нейтральной устойчивостью, то это сопротивление будет не зависеть от высоты.

Если аэростат поднимается или опускается при постоянной величине подъемной силы, то его скорость фактически будет ассимптотически приближаться не к теоретической предельной скорости, а к некоторой другой скорости, которая будет более теоретической в случае спуска и несколько меньше — в случае взлета аэростата. Причина этого заключается в том, что так как предельная скорость изменяется и становится большей на больших высотах, то аэростат фактически не может приблизиться к условию постоянной вертикальной скорости, а приближается к условию небольшого постоянного ускорения или замедления (ускорение — в случае взлета; замедление — в случае спуска). Для возможности этого ускорения необходима некоторая разница между избытком подъемной силы и сопротивлением воздуха. Например, при взлете аэростата сопротивление воздуха должно быть меньше избытка подъемной силы, так как движение является ускорением и скорость, при которой установившиеся условия будут возможно близко достигнуты в атмосфере переменной плотности должна быть меньше, чем теоретический предел скорости, когда изменения плотности не учитываются.

Так как изменение плотности воздуха при небольших изменениях высоты, по доказанному в главе I, может быть выражено по следующей приближенной формуле:

$$\rho = \rho_0 \left(1 - \frac{h-h_0}{10\,000} \right),$$

то предельная скорость, если принять во внимание изменение плотности, будет равна:

$$V_l = V_{l_0} \sqrt{1 + \frac{h-h_0}{10\,000}},$$

где V_{l_0} — предельная скорость при высоте — h_0 . Поэтому, если изменения плотности будут таковы, что членом $\left(\frac{h_2-h_1}{10\,000}\right)^2$ можно пренебречь, будем иметь:

$$\frac{V_{l_2} - V_{l_1}}{V_{l_1}} = \frac{h_2 - h_1}{20\,000}.$$

Это можно соединить с обыкновенным уравнением вертикального движения:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{dV}{dh} \cdot V = \frac{F - W - R}{\frac{W_a}{g}}.$$

Так как

$$\frac{dV_l}{dh} = \frac{V_l}{20\,000},$$

то

$$\frac{dV_l}{dt} = \frac{V_l^2}{20\,000} = \frac{F - W - R}{\frac{W_a}{g}}.$$

Для аэростата, наполненного водородом:

$$\frac{W_a}{g} = \frac{1,68}{9,81} = 0,171 F$$

и

$$F - W - R_c,$$

где R_c — сопротивление при нормальной предельной скорости. Тогда:

$$R_c - R = \frac{0,171 V_l^2 F}{20\,000} = R \left(\frac{R_1}{R} - 1 \right) = R_c S V_l^2 \left(\frac{V_l^2}{V_l'^2} - 1 \right),$$

где V_l — теоретическая и предельная скорость, а V_l' — предельная скорость, которая была фактически достигнута при взлете.

Так как V_l и V_l' почти равны между собой, то мы будем иметь:

$$\frac{0,171 V_l^2 F}{20000} = 2 R_c S V_l (V_l - V_l'),$$

откуда:

$$\frac{V_l - V_l'}{V_l} = \frac{0,171 F}{40\,000 R_c S}.$$

Для аэростата, объемом 540 м³ это даст:

$$\frac{V_l - V_l'}{V_l} = 0,0023.$$

Таким образом в большинстве случаев скорость будет на 1/4% меньше предельной скорости.

В случае спуска знаки скорости и разности сил должны быть везде обратные. Рассуждение, аналогичное предыдущему, приводит к заключению, что скорость после того, как достаточно близко приблизится к постоянным условиям, будет примерно на 1/3% больше предельной скорости, причем точная разница между обеими скоростями будет зависеть от объема аэростата.

Чтобы найти общее соотношение между временем, скоростью и высотой при учете влияния плотности, необходимо сначала получить уравнение скорости в зависимости от высоты. Когда движение достаточно приблизится к предельным условиям, т. е. к предельной скорости, это уравнение для случая спуска можно написать в следующем виде:

$$V = 0,998 V_l = 0,998 V_l \sqrt{1 + \frac{h - h_0}{10\,000}}$$

и

$$t = \frac{20\,040}{V_l} \left(\sqrt{1 + \frac{h_2 - h_1}{10\,000}} - 1 \right). \quad (38a)$$

Для случая спуска уравнение дает:

$$t = \frac{19\,960}{V_l} \left(1 - \sqrt{1 - \frac{h_1 - h_2}{10\,000}} \right). \quad (38b)$$

Влияние изменения плотности на время, потребное для подъема или спуска, лучше всего можно видеть из табл. XIII.

Нужно всегда иметь в виду, что эти формулы и цифры применимы только к той части движения, которая будет иметь место по достаточном приближении к предельным условиям, т. е. к предельной скорости. Поэтому определение времени, потребного для подъема или спуска, должно распадаться на две стадии. В первой стадии изменение скорости происходит весьма быстро, а плотность можно предположить постоянной; во второй стадии плот-

ность будет изменяться, а скорость принимается постоянной и равной известной части предельной скорости.

Т а б л и ц а XIII

$h_2 - h_1$	$t \cdot V_{L_1}$	
	Подъем	Спуск
± 180	180,36	179,64
± 360	364,3	363,2
± 900	881,8	918,3
± 1800	1723,4	1886,2

9. Изменения скорости после выбрасывания балласта. Следующий особый случай, в котором изменяется не только плотность, но и подъемная сила и который здесь необходимо рассматривать, относится к выполненному аэростату. Изменение подъемной силы можно считать линейной функцией высоты, т. е.:

$$F = F_1 \left(1 - \frac{h - h_0}{10000} \right).$$

При рассмотрении вопросов, связанных с подъемом аэростата¹ лучше всего воспользоваться уравнениями уже выведенными¹ подставив в них место F средние значения начальной и конечной подъемной силы и разделяя движение на несколько небольших промежутков, из которых каждый должен быть рассмотрен отдельно. Если с аэростата объемом в 540 м³ сброшено 12 кг балласта, равного по весу 2⁰/₀ подъемной силы, то о характере взлета можно судить по данным табл. XIV.

Т а б л и ц а XIV

h	V	$F - W$	h	V	$F - W$
0	0	12	125	2,47	4,61
25	2,09	10,51	150	2,25	4
50	2,52	9,03	175	1,99	1,68
75	2,84	7,55	200	1,61	0,22
100	2,60	6,08	225	1,20	-1,24
			250	+0,40	-2,2

График зависимости скорости от высоты для этого случая представлен на рис. 15.

Инерция поднимает аэростат на 57 м выше зоны статического равновесия, после чего начнется спуск. При выбрасывании только 5,8 кг балласта изменение скорости отразится нижней кривой рис. 15. При этом аэростат поднимается выше зоны равновесия только на 45 м, а при расходе балласта в 1,5 кг — на 18 м.

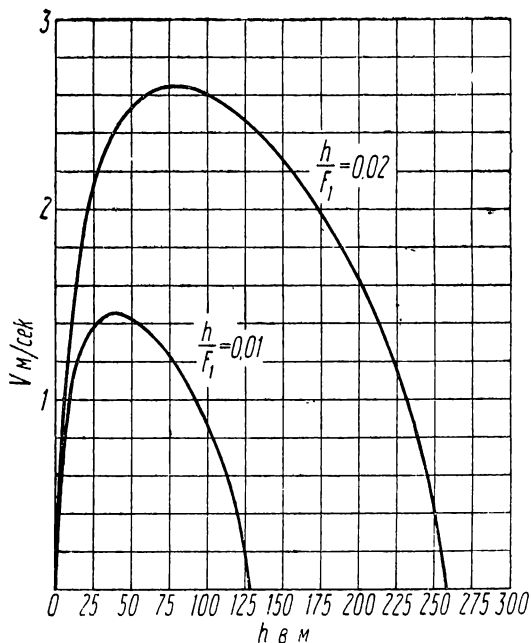


Рис. 15. График зависимости между скоростью и высотой после выбрасывания балласта.

Поэтому понятно, что, как уже упоминалось в предыдущей главе, мы рекомендуем производить расход балласта во времени небольшими порциями, с целью избежать возвращения аэростата вниз, хотя нужно отметить, что возрастание перепада зоны равновесия происходит менее быстро, чем возрастание количества расходуемого балласта.

О Г Л А В Л Е Н И Е

	Стр.
Предисловие автора	3
Предисловие редактора	4
Перечень важнейших обозначений	6

Глава I. Свойства атмосферы.

1. Значение атмосферных условий	7
2. Стандартная атмосфера	—
3. Влияния давления воздуха и температуры. Изменения плотности воздуха	9
4. Влияние влажности	12
5. Обобщенные формулы плотности воздуха	15
6. Соотношение между давлением и высотой	—
7. Температурный градиент	17
8. Упрощенные формулы для определения высот	22
9. Соотношение между плотностью и высотой	25
10. Зависимость градиента плотности от температуры на земле	26
11. Упрощенные формулы зависимости между плотностью и высотой	28

Глава II. Аэростатные газы и их подъемная сила.

1. Общие сведения о подъемной силе	32
2. Водород	34
3. Светильный газ	36
4. Гелий	—
5. Нагретый воздух	37
6. Тепловое регулирование подъемной силы	39
7. Изменения подъемной силы	40
8. Перегрев и его значение	41
9. Разница между давлениями газа и воздуха	47

Глава III. Статика выполненного аэростата.

1. Выполненные и невыполненные аэростаты	49
2. Расход балласта	51
3. Формулы балласта	53
4. Учет температурного градиента	54
5. Влияние ограничения выхода газа через аппендикс	59

Глава IV. Статика невыполненного аэростата.

1. Общие свойства невыполненного аэростата	61
2. Влияние изменений температуры	62
3. Природа вертикального движения	63

4. Температурные условия и устойчивость	66
5. Изменение зоны выполнения при полете	69
6. Добывание газа в полете	70
7. Применение гайдропы	71

Глава V. Аэростатика воздушного корабля.

1. Аэростатическая характеристика воздушных кораблей	73
2. Значение невыполненного состояния	75
3. Перегрев в воздушных кораблях	—

Глава VI. Динамика свободного аэростата.

1. Характер уравнений движения свободного аэростата	76
2. Виртуальная масса	—
3. Уравнения движения	78
4. Предельная скорость	79
5. Прекращение спуска	82
6. Соотношение между высотой и скоростью	—
7. Потери высоты при прекращении спуска	85
8. Влияние изменений плотности	88
9. Изменения скорости после выбрасывания балласта	91



Печатается:

ИЗБРАННЫЕ ТРУДЫ

К. Э. ЦИОЛКОВСКИЙ

КНИГА I

АЭРОСТАТ

Вышла из печати:

ИЗБРАННЫЕ ТРУДЫ

К. Э. ЦИОЛКОВСКИЙ

КНИГА II

РЕАКТИВНОЕ ДВИЖЕНИЕ

под редакцией инж. Ф. А. Цандера

Цена 4 руб. переплет 1 руб.

ГОСМАШМЕТИЗДАТ 1934

1 р. 65 к.
МА - 30 - 5 - 3

