

летурнер

---

# курс аэростатики



государственное  
авиационное и автотракторное издательство

1 9 3 2

Л Е Т У Р Н Е Р

К У Р С  
АЭРОСТАТИКИ

ПЕРЕВОД С ФРАНЦУЗСКОГО  
С ДОПОЛНЕНИЯМИ НАЧАЛЬНИКА ДИРИЖАБЛЕ-  
СТРОИТЕЛЬНОГО ФАКУЛЬТЕТА  
МОСКОВСКОГО АВИАЦИОННОГО ИНСТИТУТА  
М. Н. КАНИЩЕВА

ИЗДАНИЕ  
ВТОРОЕ



ГОСУДАРСТВЕННОЕ  
АВИАЦИОННОЕ И АВТОТРАКТОРНОЕ  
ИЗДАТЕЛЬСТВО  
МОСКВА 1932

Редактор В. В. РЖАВИНСКИЙ.  
Технический редактор С. М. РОСТОПНИНСКИЙ.

*Книга дает теоретические расчеты, практические указания по проектированию и постройке воздушных кораблей и привязных аэростатов и их эксплуатации. Ввиду особого значения для курса воздухоплавания даются отдельные главы — „Аэростатный водород“ и „Гелий“, в которых подробно разбираются способы и методы добывания водорода и кратко говорится о значении для воздухоплавания гелия. Для облегчения усвоения материала в начале книги даются в кратком виде основы аэростатики.*

Книга сдана в набор 30/X 1931 г.  
Подписана к печати 14/II 1932 г.  
Ст. формат 62 × 94/16.  
Тип. зн. в п. л. 57400.

Заказ № 3378.  
Индекс АА-11.  
Тираж 5 000. 11 п. л.  
Уполномоченный Главлита В-6964.

## ПРЕДИСЛОВИЕ КО ВТОРОМУ ИЗДАНИЮ.

Отсутствие на русском языке курсов аэростатики, имеющих чисто прикладной, практический характер для изучения проектных расчетов воздушных кораблей, заставило нас избрать для перевода лекции Летурнера, читанные им в Париже в Ecole Supérieure d'Aeronautique et de Construction Mécanique.

Ясность мысли, простота выводов, блестящее изложение и отсутствие нагромождения излишних подробностей, затемняющих основной смысл, — вот в чем заключается ценность этих лекций. Они легко читаются и усваиваются, а это — чрезвычайно важное достоинство учебника в наше время, когда с переходом к бригадно-лабораторному методу требуется прежде всего самостоятельная работа слушателей.

Мы оставили почти без изменений подлинный текст Летурнера и ввели в него лишь ряд дополнений, например об измерении собственной скорости воздушного корабля, о приближенном подсчете поверхностей оболочки, об устойчивости пришвартованного воздушного корабля, и написали введение, трактующее о способах оценки качеств воздушных кораблей для сравнения их друг с другом.

При печатании перевода мы исключили из лекций целиком XVI главу, посвященную теории и расчету жесткого воздушного корабля. Появление капитальных трудов Льюитта, Бёрджесса и ряда статей в специальных журналах убеждает нас, что в период чтения лекций Летурнером французы еще не владели полностью теорией расчетов жесткой системы, а потому эта глава в настоящее время не представляет интереса.

Мы полагаем, что настоящая книга крайне своевременно выходит в свет. К развитию дирижаблестроения у нас приступлено, и широкие технические круги СССР начинают заметно проявлять большой интерес к этой мало известной у нас и чрезвычайно интересной отрасли воздушной техники.

Лекции Летурнера принесут несомненную пользу не только студентам-воздухоплатателям, но они послужат ценным руководством также для всех

тех инженеров и техников, которые незнакомы с воздухоплаванием, но желают изучить важнейшие научные основы дирижабля. Эта книга несомненно даст им предварительную ориентировку в вопросе и позволит им с достаточной для не-специалиста полнотой ознакомиться с совершенно новым для них, своеобразным и весьма специальным отделом инженерного искусства.

Настоящее второе издание лекций Летурнера подверглось тщательной редакционной обработке, а также выправлению некоторых неточностей и искажений текста, имевших место в первом издании.

*М. Канищев.*

30 декабря 1931 г.

---

## СОДЕРЖАНИЕ.

Предисловие ко второму изданию . . . . .	Стр. 3
--	--------

### ЧАСТЬ ПЕРВАЯ.

#### ВОЗДУШНЫЕ КОРАБЛИ.

Введение . . . . .	7
--------------------	---

#### Глава I. Определения и основы аэростатики.

Аэростатика в приложении к воздушным кораблям . . . . .	11
---	----

#### Глава II. Общие условия устойчивости воздушного корабля.

Статическая устойчивость . . . . .	13
Динамическая устойчивость . . . . .	14
Пилотаж воздушного корабля . . . . .	21

#### Глава III. Собственная скорость воздушных кораблей.

Собственная скорость . . . . .	25
Скорость относительно земли . . . . .	29
Измерения собственной скорости . . . . .	30

#### Глава IV. Оболочки воздушных кораблей.

Внутреннее давление . . . . .	34
Поверхностное натяжение в материях . . . . .	35
Поверхность вращения . . . . .	36
Формы и расчеты оболочек . . . . .	39
Автоматическая устойчивость воздушных кораблей под влиянием изменения внутреннего давления . . . . .	46
Постройка оболочек . . . . .	48
Воздушные баллонеты . . . . .	54
Аэростатные материи . . . . .	56

#### Глава V. Подвеска.

Подвески нежесткого корабля . . . . .	67
Связь подвески с баллоном . . . . .	72

#### Глава VI. Гондолы.

Расчет гондол . . . . .	83
Формы гондол . . . . .	84
Оборудование гондол . . . . .	85
Материалы для постройки гондол . . . . .	87

#### Глава VII. Придаточные органы воздушных кораблей.

Сперение . . . . .	90
Клапаны . . . . .	92
Вентиляторы . . . . .	95
Радиотелеграф . . . . .	96
Управление . . . . .	97

	<i>Стр</i>
Органы для причаливания и маневрирования на земле . . . . .	98
Швартование воздушных кораблей . . . . .	100
 <b>Глава VIII. Организация центральной базы воздушных кораблей.</b>	
Эллинги . . . . .	101
Материальные склады и склады запасных частей . . . . .	102
Водородный завод . . . . .	103
Ремонтные мастерские . . . . .	104
База в Нордхольце . . . . .	104
 <b>Глава IX. Аэростатный водород.</b>	
Общие замечания . . . . .	105
Свойства водорода . . . . .	105
Способы добывания . . . . .	107
 <b>Глава X. Гелий.</b>	
Общие сведения . . . . .	128
Прежние источники гелия . . . . .	128
Новые источники гелия . . . . .	128
Добывание гелия . . . . .	129
Применение гелия для наполнения аэростатов . . . . .	129
 <b>Глава XI. Предварительный проект воздушного корабля.</b>	
Приближенное определение характеристики баллона . . . . .	130
Расчет баллонов . . . . .	139
Расчет оперения . . . . .	140
Предварительный проект гондолы . . . . .	142
Расчет добавочных органов воздушного корабля . . . . .	150
Заключение . . . . .	154

## Часть вторая.

### ПРИВЯЗНЫЕ АЭРОСТАТЫ.

Введение . . . . .	158
 <b>Глава I. Изучение равновесия привязного троса</b>	
Общие сведения . . . . .	159
Случай безветрия . . . . .	159
Аэростат при ветре . . . . .	159
 <b>Глава II. Исследования форм привязного аэростата.</b>	
Сферический аэростат . . . . .	165
Удлиненный привязной аэростат . . . . .	166
Расширяющийся аэростат . . . . .	170
Максимальная высота подъема аэростата . . . . .	171
Вес материала аэростата . . . . .	172
Полная подъемная сила аэростата . . . . .	172
Вес привязного троса . . . . .	172
Уменьшение подъемной силы с высотой . . . . .	173
Аэростат при ветре . . . . .	175

# ЧАСТЬ ПЕРВАЯ.

## ВОЗДУШНЫЕ КОРАБЛИ.

---

### ВВЕДЕНИЕ.

Разрабатывая проект воздушного корабля, инженер должен иметь ясное представление о том, насколько проектируемый им дирижабль удовлетворяет в механико-конструктивном отношении. К сожалению, абсолютных норм для оценки воздушных кораблей не существует, а потому приходится прибегать к сравнительному методу: сравнивать спроектированную конструкцию с наиболее совершенными последними образцами уже осуществленных воздушных кораблей.

Это сравнение может дать инженеру представление о том, насколько его корабль лучше или хуже какого-либо другого известного корабля. И так как техника идет непрерывно вперед, а прогресс аэрокораблестроения, этой сложной, узко специальной отрасли инженерного искусства, еще далек от предела достижений, то всякий конструктор должен всемерно стремиться к тому, чтобы проектируемый им корабль был лучше прежде выстроенных кораблей аналогичного типа.

Важнейшими положительными качествами воздушного корабля являются его аэродинамическое и механическое совершенство, легкость конструкции и скорость. Очевидно, что эти характеристики необходимо выразить какими-либо числовыми коэффициентами, которые позволили бы нам производить сравнения кораблей друг с другом.

Различные авторы предлагают весьма разнообразные методы для выбора указанных коэффициентов, но среди этих методов наибольшего внимания заслуживают способ инженера цепелиновских верфей Ярая и способ бывшего директора завода воздухоплавательных конструкций в Риме инженера Нобиле.

Способ Ярая. Инженер Ярай прежде всего вводит основную характеристику — отношение коэффициента полезного действия винтомоторных групп к полному коэффициенту лобового сопротивления корабля (несущий корпус со всеми добавочными частями).

Тяга винтов, как известно, в килограммах выражается формулой:

$$P = 75 \frac{\eta N}{v},$$

а сопротивление в килограммах

$$W = \xi \frac{\gamma}{g} V^3 v^2.$$

Так как при нормальном полете  $P$  должно равняться  $W$ , то можно написать:

$$75 \frac{\eta N}{v} = \xi \frac{\gamma}{g} V^3 v^2.$$

В этом уравнении  $\eta$  — коэффициент полезного действия винтомоторных групп,  $N$  — число действительных тормозных сил на валу двигателей,  $v$  — скорость в м/сек;  $\xi$  — полный коэффициент лобового сопротивления;  $\gamma$  — удельный вес воздуха в килограммах и  $V$  — газовый объем корабля.

Из этого уравнения:

$$\frac{\eta}{\xi} = \frac{\gamma}{g} \cdot \frac{V^{2/3} v^2}{75 N}.$$

Отношение  $\frac{\eta}{\xi}$ , которое иногда обозначают просто буквой  $\alpha$  и носит название моторно-аэродинамического коэффициента, это — основная, чрезвычайно важная характеристика для сравнения кораблей. Она одновременно характеризует степень совершенства винтомоторных групп и аэродинамическое качество корабля.

Кроме моторно-аэродинамического коэффициента Ярай выводит второй важный коэффициент — так называемый коэффициент конструкции.

Если полная подъемная сила корабля (конечно при газе вполне определенной чистоты и определенных атмосферных условиях) будет  $F_A$ , мертвый груз корабля  $\Omega$  и остаток за вычетом мертвого груза свободной подъемной силы  $F_r$ , то имеем:

$$F_A = \Omega + F_r.$$

Коэффициент конструкции будет обозначать отношение свободной подъемной силы к весу корабля; он выражается формулой:

$$\theta = \frac{F_r}{\Omega} = \frac{F_A}{\Omega} - 1.$$

Этот коэффициент очень наглядно характеризует корабль с конструктивной точки зрения; ясно, что чем лучше выбраны материалы для постройки корабля и чем правильнее произведен статический расчет, тем меньше будет вес самой конструкции.

С помощью полученных коэффициентов Ярай выводит третий — коэффициент полезного действия корабля:

$$\lambda = \alpha \cdot \theta.$$

Приведем коэффициенты некоторых кораблей по данным Ярая<sup>1</sup>.

Название корабля	$\alpha$	$\theta$	$\lambda = \alpha \cdot \theta$
Capitaine Caussin T 2 . . . . .	28,0	0,85	24
PL 27 . . . . .	27,0	0,98	26
R 34 . . . . .	37,3	0,75	28
SL 22 . . . . .	45,2	1,36	61
LZ 120 Бодензее . . . . .	63,7	0,76	48
LZ 112 . . . . .	62,2	1,60	100
LZ 102 . . . . .	54,4	1,90	103

<sup>1</sup> См. Aviation, 1923 г., № 12. Эта работа Ярая переведена нами на русский язык и напечатана в журнале „Аэро“, №№ 9 и 10 за 1924 г. под названием „По-

Из этой таблицы видно, что общий коэффициент полезного действия ( $\alpha$ ) особенно высок у кораблей легких конструкций, и например для Бодензее он оказался весьма низким лишь потому, что при вычислении  $\theta$  в вес корабля вошли, видимо, все приспособления для пассажиров. Как нам кажется, все, что содействует комфорту пассажиров, никоим образом нельзя рассматривать как чистый мертвый груз: этот добавочный вес оплачивается пассажирами, и все приспособления комфорта следовало бы относить к полезному грузу<sup>1</sup>, иначе при пользовании коэффициентами Ярая при сравнении коммерческих кораблей могут получиться очевидные недоразумения.

Способ Нобиле. Инженер Нобиле вводит понятие удельной мощности<sup>2</sup>. Под ней он разумеет мощность, необходимую для сообщения скорости в 1 км/час кораблю формы, подобной с рассматриваемым кораблем, но имеющему объем, равный 1 м<sup>3</sup>. Эта мощность равна  $\frac{N'}{V^{2/3}v^3}$  и для современных воздушных кораблей выражается миллионными долями лошадиной силы. Чем меньше величина этой мощности, тем меньше будет и удельный расход горючего, а следовательно тем выше моторно-аэродинамическое качество корабля. Поэтому для измерения последнего возможно принять обратное отношение, т. е.<sup>3</sup>

$$\alpha = \frac{V^{2/3} v^3}{N}$$

В сущности величина  $\alpha$  Нобиле, которую он называет полной аэродинамической отдачей, идентична с величиной  $\alpha$  Ярая, но Нобиле считает скорость не в м/сек, а в км/часах и мощность в лошадиных силах (ведь для сравнения важны относительные, а не абсолютные значения).

Вторым коэффициентом Нобиле будет так называемый коэффициент утилизации ( $\rho$ ) — отношение полезного груза к полной подъемной силе корабля. Наконец он вводит еще третью характеристику — показатель качества корабля ( $\beta$ ):

$$\beta = \alpha \cdot \rho \cdot v,$$

где  $v$  — соответствующая данной тормозной мощности моторов скорость корабля в км/часах.

стоянные коэффициенты для сравнения характеристик воздушных кораблей\*. Таблицы Ярая перепечатаны также в книге Franz Kollman „Das Zeppelinluftschiff, seine Entwicklung, Tätigkeit und Leistungen“, Berlin, 1924 г., стр. 87. См. также о выводе этих коэффициентов в работе Ярая — „Развитие воздухоплавания“, перевод которой напечатан нами в журнале „Воздухоплавание“, №№ 6 и 9 за 1923 г. и № 1 за 1924 г.

<sup>1</sup> См. по этому поводу капитальную работу Bleistein'a — „Der Einfluss der Geschwindigkeit auf die Wirtschaftlichkeit der Verkehrsluftschiffe“, Z. F. M., 1924, Heft 24.

<sup>2</sup> См. статью Нобиле „Первые результаты приемных испытаний воздушного корабля № 1“ (наш перевод в № 8 „Воздухоплавания“ за 1924 г.).

<sup>3</sup> U. Nobile, „Di alcuni recenti progressi nella tecnica dei semirigidi italiani“ — Giornale del Genio Civile, LX, 1922, а также наш перевод: У. Нобиле, „Последние успехи дирижаблестроения в Италии“ („Воздухоплавание“, № 3—4 за 1924 г.).

Приведем эти коэффициенты Нобиле для некоторых воздушных кораблей:

Название корабля	$\alpha$	$\rho$	$v$	$\beta = \alpha \cdot \rho \cdot v$
P. M. . . . .	670 000	0,435	94,4	10 <sup>6</sup> .22,4
O. S. . . . .	748 000	0,535	85,0	10 <sup>6</sup> .27,5
S. C. A. . . . .	870 000	0,29	82	10 <sup>6</sup> .20,7
T. 34 Roma . . . . .	678 000	0,470	109,8	10 <sup>6</sup> .35,0
N. 1. . . . .	1 280 000	0,36	107	10 <sup>6</sup> .49,3 <sup>1</sup>

Показатель качества Нобиле весьма искусствен, он чрезвычайно выделяет моторно-аэродинамический фактор (скорость входит в четвертой степени!) и в противоположность формулам Ярая в силу этого значительно благоприятствует тяжелым, но зато быстроходным воздушным кораблям.

Из указанных двух способов мы отдаем предпочтение формулам Ярая. Они менее искусственны и наиболее точно характеризуют корабль как транспортное средство, между тем как показатель качества Нобиле характеризует корабль преимущественно с лёгной стороны.

## Глава I.

### ОПРЕДЕЛЕНИЯ И ОСНОВЫ АЭРОСТАТИКИ.<sup>1</sup>

Воздушные корабли — аппараты, для поддержания которых в воздухе пользуются исключительно подъемной силой легкого газа, а для движения их — винтами, приводимыми в действие двигателями. Винты и двигатели являются составными частями аппарата.

Условие, что подъемная сила является единственным источником поддержания, исключает из указанной категории воздухоплавательных машин аппараты микст (аэростато-аэропланы, вертолеты с оболочками для газа), а условие, что движущая сила вырабатывается на самом аппарате, исключает привязные аппараты с подачей электрической энергии.

Из вышеуказанного определения следует, что эти аппараты суть аэростаты, и к ним вследствие этого приложимы все основы и теоремы аэростатики, включая также за немногими оговорками и всю ту часть, которая содержит в себе учение о вертикальных движениях аэростатов.

Собственное движение кораблей, которое выражается в перемещении их относительно окружающего воздуха, составляет другую ветвь аэростатики — аэродинамику<sup>2</sup>.

<sup>1</sup> В своих многочисленных работах Нобиле дает для N. 1 более высокое значение для  $\beta$ , но, как показывают протоколы официальных приемных испытаний этого корабля (перевод их напечатан нами в «Воздухоплавании», № 6—7 за 1925 г.), полезный груз составляет лишь 7 307 кг, что дает невысокий коэффициент утилизации  $\rho$ .

<sup>2</sup> Этот термин получил за последние двадцать лет другое значение, но мы сохраняем за ним здесь его прежний смысл в память Шарля Ренара, создавшего эту науку.

## Аэростатика в приложении к воздушным кораблям.

Принцип Архимеда. Вся аэростатика основывается на принципе Архимеда:

„Всякое тело, погруженное в жидкость, подвергается со стороны этой жидкости давлению, направленному вертикально снизу вверх и равному весу замещенной жидкости; оно приложено к центру тяжести жидкой массы или к центру давления“.

Подобное тело, если оно не имеет собственного движения, подвержено действию лишь двух сил:

- а) веса, приложенного к центру тяжести тела,
- б) архимедова давления, приложенного к центру давления.

Отсюда следует, что тело не может находиться в равновесии в воздушной среде, если его центр тяжести и центр давления не находятся на одной вертикали, — центр тяжести ниже центра давления.

Архимедово давление зависит от веса газа, для чего необходимо вспомнить основные определения, которые управляют свойствами газов и заключаются в следующем.

Удельным весом тела называют вес единицы этого тела. Удельный вес есть следовательно вес или, иначе говоря, сила, которая выражается в килограммах или соответствующих единицах принятой системы мер.

Плотностью тела  $B$  по отношению к другому телу  $A$  называют отношение известного веса тела  $B$  к весу тела  $A$  того же самого объема. Что касается газов, то телом  $A$  обыкновенно является сухой воздух при тех же температуре и давлении, при которых находится газ  $B$ ; таким образом плотностью газа называют его плотность по отношению к сухому воздуху.

Подъемной силой газа  $f_a$  называют разность удельного веса воздуха и удельного веса газа; эти два веса должны быть взяты при одинаковых температуре и давлении. Это определение следует из приложения принципа Архимеда к газовой массе с объемом, равным единице. Оно изменяет архимедово давление на единицу объема газа.

Полной подъемной силой  $F_a$  аэростата называют подъемную силу газовой массы, содержащейся в оболочке этого аэростата.

Если  $C$  — объем оболочки, то полная подъемная сила будет:

$$F_a = C \cdot f_a.$$

Свободной подъемной силой  $F$  аэростата называют вес, который может быть в действительности поднят полностью загруженным аэростатом; это будет разность:

Полная подъемная сила  $F_a$  — вес твердых частей  $P$ .

Ясно, что для подсчета этих подъемных сил необходимо точно определить давление и температуру газа, как и все другие условия, которые содержат эти две характеристики, — внутреннее давление и высоту, которая определяется формулой барометрической нивелировки.

Закон Мариотта. Давление газа подчиняется закону Мариотта:

„При постоянной температуре объемы, занимаемые одной и той же газовой массой, обратно пропорциональны давлениям, которым они подвергаются“:

$$\frac{V}{V_1} = \frac{P_1}{P},$$

откуда

$$V \cdot P = V_1 \cdot P_1.$$

**Закон Гей-Люссака.** „Объемы, занимаемые одной и той же газовой массой, и давления, которым она подвергается, суть функции температуры“. Закон Гей-Люссака гласит, что коэффициент расширения один и тот же для всех газов.

В формуле, которая дает объем  $V$  при температуре  $t$ , в функции объема  $V_0$  при  $0^\circ$

$$V = V_0(1 + \alpha t),$$

$\alpha$  есть величина, постоянная для любого рассматриваемого газа и равная  $\frac{1}{273}$ .

Если газовая масса находится в условиях, при которых может расширяться, изменение ее объема происходит по формуле:

$$V_1 = V_0 \left( 1 + \frac{t}{273} \right).$$

При постоянном объеме ( $V = \text{const}$ ) ее давление изменяется по закону Гей-Люссака:

$$P_1 = P_0 \left( 1 + \frac{t}{273} \right).$$

Для величин  $t$ , которые не особенно велики,  $\alpha$  будет относительно малой; поэтому в расчетах можно заменить с достаточным приближением  $\frac{1}{1 + \alpha t}$  на  $1 - \alpha t$ .

Можно затем сказать, что при постоянном объеме давление, которому подвергается газовая масса, с повышением температуры газа на  $1^\circ$  увеличивается на  $\frac{1}{273}$  своей первоначальной величины; при постоянном давлении объем, занимаемый газовой массой, при повышении температуры газа на  $1^\circ$  увеличивается на  $\frac{1}{273}$  своей первоначальной величины.

**Перегревание аэростата.** Перегреванием аэростата называют избыток температуры газа над температурой окружающего воздуха. В двигающемся корабле происходит сильное рассеивание тепла через оболочку, сводящее перегревание к весьма малой величине; наоборот, в аэростате, уравновешенном в воздухе (свободный аэростат), это перегревание может достигнуть значительной величины.

**Барометрическая нивелировка.** Вследствие весомости воздуха атмосферное давление максимально у поверхности земли и уменьшается по мере удаления вверх.

Функция, связывающая  $Z$  (высоту) с  $P$  (давлением на высоте  $Z$ ) и с  $P_0$  (давлением на основном уровне), довольно сложна и изменяется в зависимости от атмосферных условий.

Высота однородной атмосферы. Ренар дал простую формулу для этой функции в виде:

$$P = P_0 \frac{8\,000 - Z}{8\,000},$$

откуда

$$\frac{\Delta P}{P_0} = \frac{Z}{8\,000}.$$

Эта формула достаточно хороша при малых значениях  $Z$ .

Формула Галлея более сложна, но имеет большую точность:

$$Z = 18\,400 \log \frac{P_0}{P}.$$

Эта формула дает для  $Z$  величины, значительно меньше действительных. Германцы пользуются для градуировки своих альтиметров особой формулой: величина  $Z$  германской формулы равна приблизительно  $\frac{26}{25} Z$  формулы Галлея. Эта поправка оказывается все же недостаточной.

**Вертикальные движения аэростатов.** Высота, достигнутая аэростатом, зависит от общего количества выброшенного балласта и совершенно не зависит от способа его выбрасывания.

Когда аэростат поднимается под действием выброшенного балласта, он теряет некоторое количество газа, подъемная сила которого равна весу этого балласта.

Аэростат не может находиться в равновесии, если он не достиг еще зоны выполнения.

Невыполненный аэростат есть аэростат с постоянной полной подъемной силой; если он спускается, то должен спуститься до земли, если только выбрасывание балласта не затормозит его спуск; если он поднимается, то поднимется до зоны выполнения и не остановится раньше, если только не будет выпущено количество газа, подъемная сила которого равна тому избытку ее, который препятствует равновесию аэростата и заставляет его подниматься.

## Глава II.

### ОБЩИЕ УСЛОВИЯ УСТОЙЧИВОСТИ ВОЗДУШНОГО КОРАБЛЯ.

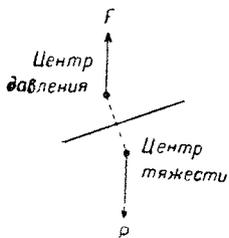
#### Статическая устойчивость.

Воздушный корабль может во время полета лишиться почему-либо собственной скорости, а потому он должен обладать статической устойчивостью, позволяющей ему продолжать полет, как обыкновенному свободному аэростату.

Эта устойчивость возможна, если конструкция корабля удовлетворяет изложенной выше основной теореме.

Основная теорема (фиг. 1). Тело не может быть в равновесии в воздухе, если его центр тяжести и центр давления не находятся на одной вертикали, — центр тяжести ниже центра давления.

Действительно, при этих условиях всякое случайное перемещение порождает пару сил, которая стремится повернуть систему в первоначальное положение; равновесие следовательно будет устойчивым.



Фиг. 1.

С другой стороны, эта устойчивость должна сохраняться при любой высоте подъема и при любой продолжительности полета.

Особенно необходимо, чтобы это условие устойчивости не было нарушено в момент, когда корабль приближается к земле по окончании подъема. Этот основной закон установлен в 1784 г. Менье в работе, которая была им выполнена при составлении проекта первого воздушного корабля.

Форма корабля должна быть неизменяемой. Это требует:

- 1) неизменяемой оболочки,
- 2) сохранения гондолой жесткого положения относительно оболочки, следовательно неизменяемой подвески.

Для получения неизменяемой оболочки возможны три решения, — это будет:

а) мягкая оболочка, в которой сжатие газа должно компенсироваться впускem воздуха в баллонет, помещенный внутри оболочки, — это случай нежесткого корабля;

б) растяжимая оболочка, причем положение ее центра тяжести остается неизменным, — это случай корабля с изменяющимся объемом;

в) оболочка, усиленная жестким каркасом, причем газовая масса будет разбита на отдельные элементы, помещенные внутри этого каркаса, — это случай жесткого корабля.

Что же касается подвески, то ее неизменяемость достигается способами, которые приводятся ниже, при изучении этой части корабля.

### Динамическая устойчивость.

Силы, действующие на находящийся в движении корабль, должны отвечать следующим условиям.

Корабль должен автоматически или при помощи самых простых приемов управления идти против ветра с относительно минимальным лобовым сопротивлением.

Согласно произведенным опытам газовой оболочке, которая представляет в воздушном корабле наиболее значительную массу и подвергается наибольшему лобовому сопротивлению, следует придавать удлиненную форму, при этой форме минимальное сопротивление получается в случае, когда оболочка горизонтальна и когда перемещение происходит параллельно ее оси.

Условие динамической устойчивости приводит к определению сил, которые действуют на систему таким образом, что оболочка сохраняет свое положение относительно направления ветра.

Различают в целях детального изучения вопроса три рода „устойчивости“.

В самом деле, представим себе корабль (фиг. 2). Его общий центр тяжести будет в точке  $G$ , и три оси координат неизменно соединены в этой точке, причем направление в пространстве оси  $Gx$  остается всегда себе параллельным. Движение корабля вокруг оси  $Gx$  называется боковой качкой; движение относительно оси  $Gy$  называется тангажем и движения около  $Gz$  называются вилянием, или рыскливостью.

Условие устойчивости в абсолютном значении этого слова требует, чтобы эти движения были невозможными, но их могут порождать внешние обстоятельства, и корабль можно будет считать устойчивым, если эти движения будут автоматически и быстро погашаться.

Чем быстрее будет это погашение, тем в большей степени корабль будет обладать:

- а) поперечной устойчивостью, противоположной боковой качке;
- б) продольной устойчивостью, или иначе постоянством пути, противоположной тангажу;
- в) устойчивостью пути, противоположной вилянию.

Легкость маневрирования состоит в том, что по желанию пилота корабль должен легко изменять высоту, менять направление и поддерживать устойчивость на новой высоте или на новом направлении. Корабль должен обладать легкостью маневрирования, высотой и легкостью перемены направления.

**Силы, действующие на корабль при горизонтальном и равномерном движении.** Силы, которые действуют на находящийся в горизонтальном и равномерном движении корабль, будут:

- а) полная подъемная сила  $F_a$  корабля, приложенная к центру давления, к центру тяжести оболочки;
- б) вес материала корабля, — другими словами, вес жестких частей и экипажа, приложенный к центру тяжести этих частей;
- в) сопротивление воздуха, приложенное к центру сопротивлений;
- г) тяговая сила винтов.

При горизонтальном и равномерном движении все эти силы находятся в равновесии.

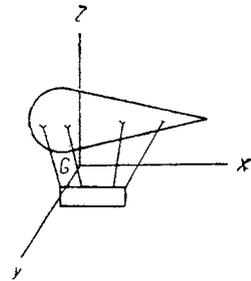
Предположим, что воздушный корабль построен вполне правильно, — тогда при горизонтальном расположении будет состояние равновесия, и полная подъемная сила будет равна и прямо-противоположна весу жестких частей, сопротивление воздуха равно и прямо-противоположно тяговой силе винтов.

**Поперечная устойчивость.** Воздушный корабль обладает тем большей поперечной устойчивостью, чем меньше его боковая качка.

Заметим также, что боковой качки не может быть при равномерном и горизонтальном движении; она появляется под действием случайной силы.

Вспомним основную теорему статической устойчивости, которая гласит, что тело не может быть в равновесии в воздухе, если его центр тяжести и центр давления не лежат на одной вертикали, — центр тяжести ниже центра давления.

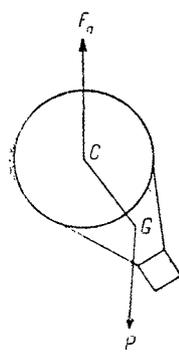
Предположим, что это условие выполнено; оно приводит к расположению в нижней части аппарата тяжелых масс — моторов, балласта и т. д., к подвешиванию гондолы в нежестком корабле внизу под оболочкой, а в



Фиг. 2.

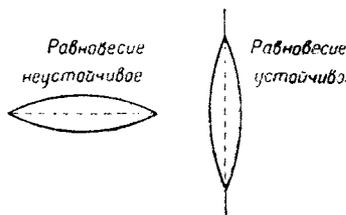
жестком — к прикреплению гондол и моторов или к нижней части, или же возможно ниже с боков.

Всякое боковое качание корабля сопровождается перемещением прямой (фиг. 3), которая соединяет центр давления с центром тяжести. Это дает начало восстанавливающей паре, величина которой тем больше, чем больше перемещение и расстояние  $CG$ . Вообще эта пара достаточна, чтобы обеспечить без применения специальных органов поперечную устойчивость.



Фиг. 3.

**Продольная устойчивость или постоянство пути. Симметричная оболочка без оперения.** Если представим себе модель удлиненной и симметричной оболочки, подвешенную за центр тяжести и находящуюся под действием воздушного потока в аэродинамической трубе, то можно наблюдать (фиг. 4) неустойчивое положение равновесия (ось оболочки параллельна воздушному потоку) и устойчивое положение равновесия (ось оболочки перпендикулярна воздушному потоку этой оболочки).

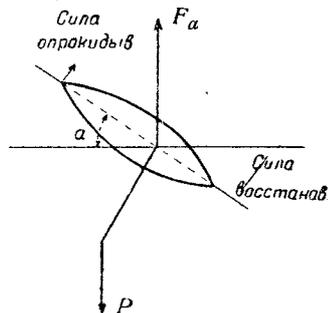


Фиг. 4.

Чтобы повернуть и поддержать оболочку в промежуточном положении необходимо иметь надлежащий момент. Ренар, производивший подобные опыты, первый нашел, что этот момент для оболочки определенной формы и при малых значениях  $\alpha$  может быть определен по формуле:

$$C = Av^2 \sin \alpha,$$

где  $\alpha$  — угол, образованный осью оболочки с направлением воздушного потока,  $v$  — скорость этого потока и  $A$  — постоянная, являющаяся функцией плотности воздуха, формы и диаметра оболочки.



Фиг. 5.

Рассмотрим теперь оболочку как составную часть целого воздушного корабля, который подвергается тангажу; восстанавливающая пара  $F_a$  и  $P$  (фиг. 5) вступила в действие. Эта пара может быть выражена формулой:

$$C' = A' \sin \alpha,$$

где  $A'$  будет функцией размера корабля.

Восстанавливающий момент будет равен:

$$C' - C = (A' - Av^2) \sin \alpha.$$

Из этого выражения вытекают следующие два следствия:

1. Когда скорость увеличивается, момент уменьшается, из чего следует, что корабль подвергается более сильному тангажу на больших скоростях, чем на малых.

2. Существует предельная скорость, которую Ренар назвал критической  $v_c$ , начиная с которой, опрокидывающий момент превосходит восстанавливающий; эта скорость удовлетворяет уравнению:

$$A' - Av_c^2 = 0,$$

откуда

$$v_c = \sqrt{\frac{A'}{A}}$$

Так как  $A$ , постоянная восстанавливающей пары, пропорциональна весу корабля, а следовательно объему или  $d^3$ , помноженному на длину  $CG$  (которая также пропорциональна диаметру), то имеем:

$$A' = a'd^4.$$

Что же касается  $A$ , постоянной опрокидывающего момента, то опыты показывают, что она пропорциональна сечению оболочки, перпендикулярному к направлению потока, т. е.  $d^2$ , помноженному на длину оболочки, или для двух подобных форм пропорциональна  $d^3$ :

$$A = ad^3.$$

Следовательно можно написать:

$$v_c = \sqrt{\frac{a'}{a}} \cdot \sqrt{d} = \lambda \sqrt{d}.$$

Отсюда имеем третье следствие:

3. Критическая скорость для подобных оболочек пропорциональна корню квадратному из диаметра: чем толще оболочка, тем больше ее критическая скорость.

*Асимметричная оболочка без оперения.* Какой должна быть величина опрокидывающего момента при наличии асимметричной оболочки с центром давления ближе к передней части?

Момент будет опрокидывающим и стремящимся увеличить угол в том случае, если результирующая давления воздушного потока на эту оболочку проходит впереди центра давления  $C$ .

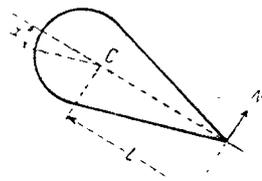
Ясно, что если изменить форму таким образом, чтобы сместить вперед центр давления, то опрокидывающий момент уменьшится с уменьшением плеча рычага. Это в действительности и подтверждается опытом.

Однако нельзя придавать оболочке форму со слишком затупленным передним концом в целях уничтожения действия опрокидывающего момента, и потому замечания, сделанные выше относительно корабля с симметричной оболочкой, приложимы также к значениям постоянных для кораблей с асимметричной оболочкой.

*Асимметричная оболочка с оперением.* Обратимся теперь к оболочке с оперением, т. е. к оболочке, у которой горизонтальные планы, жестко к ней присоединенные, расположены возможно дальше к задней части.

Если произвести опыты с подобной оболочкой, то найдем, что положение устойчивого равновесия получается не при угле  $\alpha = 90^\circ$ , а при значительно меньшей величине  $\alpha$ ; это происходит от оперения, порождающего новый восстанавливающий момент, который изменяет положение равновесия.

Какова величина восстанавливающего момента? Если  $N$  (фиг. 6) — величина нормальной составляющей воздушного давления на оперение и  $L$  —



Фиг. 6.

расстояние от точки приложения  $N$  до центра давления  $C$ , то этот момент будет:

$$C'' = NL,$$

где  $N$  есть не что иное, как

$$kSv^2 \sin \alpha.$$

Здесь  $k$  — постоянная, функция плотности воздуха, формы плана и т. д.,  $S$  — площадь оперения и  $v$  — скорость воздушного потока.

Итак мы получили моменты: опрокидывающий момент

$$C = Av^2 \sin \alpha,$$

восстанавливающий момент

$$C' = A' \sin \alpha$$

и восстанавливающий момент оперения

$$C'' = A''v^2 \sin \alpha,$$

т. е.

$$C' + C'' - C = 0;$$

следовательно

$$[A' + (A'' - A)v^2] \sin \alpha = 0,$$

и величина критической скорости будет:

$$v_c = \sqrt{\frac{A'}{A - A''}}.$$

Новая критическая скорость выше, чем прежняя, потому что  $A - A'' < A'$ .

Если  $A - A'' > 0$ , критическая скорость еще существует и оперение, как говорят, будет недостаточным. При  $A = A''$  критическая скорость становится бесконечной величиной, и оперение, как говорят, будет строгим. При  $A - A'' < 0$  имеем излишек над критической скоростью; получившийся момент  $[A' + (A'' - A)v^2] \sin \alpha$  всегда положителен и растет вместе с  $v$ .

Корабль становится все более и более устойчивым по мере увеличения скорости; оперение будет избыточным. Имеется статическая восстанавливающая пара  $A'$  и динамический восстанавливающий момент  $A'' - A$ .

Теория, которую мы вкратце изложили, принадлежит Ренару, который изложил ее в двух своих докладах в Академии наук на заседаниях 6 и 20 июня 1904 г. Эта теория недостаточно полна. Она, как показывают опыты, приводит к чрезвычайно большим поверхностям оперения.

Итальянский военный воздухоплаватель инженер Крокко дал полную теорию динамики воздушных кораблей. Изложение этой работы, весьма длинной и сложной, выходит из рамок этих лекций. Поэтому мы обращаемся к ней с целью указания лишь ее основ и выводов.

Теория Крокко. Из числа сил и моментов, действующих на воздушный корабль, Ренар ограничился лишь рассмотрением опрокидывающего момента, зависящего от сопротивления воздуха на оболочку, восстанавливающей пары, зависящей от веса аппарата и восстанавливающего момента оперения, — в действительности же на корабль действуют еще и другие силы и моменты.

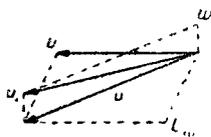
1. Представим себе корабль, находящийся в горизонтальном и равномерном движении, и допустим, что тангаж отсутствует. Предположим, что высота не изменяется; корабль при равномерном движении пусть приобрел еще колебательное движение около своего центра тяжести. Пусть для данного момента эта скорость будет  $L_{\omega}$ .

Восстанавливающий момент оперения будет функцией не  $v^2$ , а  $u^2$  (фиг. 7), где  $u$  есть результирующая  $v$  и  $L_{\omega}$ , а так как оперение, так же как и при тангаже, подвержено действию воздушного потока, то скорость  $u$ , более значительная, чем  $v$ , составит с оперением угол, больший  $\alpha$ ; по этой причине восстанавливающий момент увеличивается.

2. Кроме того, при тангаже вся поверхность оболочки, подобно оперению, подвергается действию воздушного сопротивления и умеряет эти колебания, — сопротивлению, аналогичному тому, которое умеряет колебания маятника в сопротивляющейся среде. Создаются таким образом два погашающих момента: один — от действия воздушного сопротивления на оболочку, другой — от действия этого сопротивления на оперение. Эти два момента смягчают тангаж.

3. Зато, как только наступает тангаж, траектория корабля перестает быть горизонтальной. Если, например, корабль поднялся носом вверх, результирующая давления воздушного потока на систему приобретает составляющую  $\pi$ , направленную кверху; эта сила, складываясь с  $F_a$ , нарушит равновесие сил  $F_a$  и  $P$ , и корабль поднимется. Траектория следовательно изогнется кверху.

К концу весьма короткого времени скорость  $v$ , которая входит в формулы для опрокидывающего и восстанавливающего моментов, перестает быть горизонтальной, и величина этих двух моментов уменьшается вследствие уменьшения угла  $\alpha$ .



Фиг. 8.

В частности истинная скорость для оперения будет  $u_1$  (фиг. 8), результирующая  $v_1$ ,  $L_{\omega}$  и  $w$ , вертикальная же скорость и величина восстанавливающего момента оперения уменьшаются с уменьшением угла атаки.

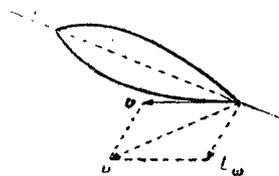
Это замечание показывает, что при изучении динамической устойчивости невозможно отделить колебание тангажа от вертикальных перемещений.

Из теории Крокко вытекают следующие положения.

Для определенного корабля при данной площади его оперения критическая скорость будет выше, чем это следует из теории Ренара, и следовательно строгое оперение Ренара окажется в действительности избыточным.

Для „La France“ необходимую площадь оперений Ренар установил в  $36 \text{ м}^2$ , между тем как по теории Крокко для этого корабля строгое оперение должно быть лишь в  $16 \text{ м}^2$ .

Но существует другая скорость, которую Крокко назвал „характеристической скоростью“ и ниже которой колебания тангажа будут периодическими, а выше которой — аperiodическими. В последнем случае тангаж быстро затухает.



Фиг. 7.

Очень выгодно уменьшить насколько возможно величину этой характеристической скорости, для того чтобы практически при всех скоростях тангаж стал апериодическим. Так как выражение этой скорости содержит в знаменателе величину момента оперения, то следовательно при увеличении площади оперения или при увеличении площади строгого оперения возможно уменьшить характеристическую скорость, т. е. улучшить постоянство пути.

Другими словами, строгое оперение, вычисленное Ренаром, является по Крокко избыточным, но строгое оперение Крокко оставляет возможность возникновения периодических колебаний, вследствие чего оперению следует придавать более значительный момент, чем вычисленный по теории Крокко, и приближать его к моменту, вычисленному по теории Ренара.

Для уменьшения веса оперения с одновременным сохранением вычисленного для него момента следует увеличить до максимума плечо и вследствие этого размещать оперение насколько возможно дальше от центра давления. Следует также отодвигать его насколько возможно к краю кормы.

Мы изучим впоследствии форму, наиболее выгодную для планов оперения, и различные принятые системы оперений.

**Устойчивость пути.** Все, что было сказано о постоянстве пути, приложимо и к устойчивости пути, за исключением восстанавливающей пары, зависящей от статических сил, которая не играет никакой роли при колебаниях около оси  $Oz$ .

При изучении явлений виляния, или рыскливости, и устойчивости пути следует принимать во внимание:

а) заворачивающий момент, зависящий от воздушного давления на оболочку, когда она уклоняется с основного направления воздушного потока;

б) восстанавливающий момент от действия потока на вертикальное оперение;

в) момент воздушного сопротивления на оболочку, умеряющий колебание;

г) момент воздушного сопротивления на вертикальные планы оперения, действующий аналогично предыдущему.

Полная теория этой устойчивости показывает, что абсолютная устойчивость корабля на его пути не может быть осуществлена, если только площадь вертикального оперения не будет иметь бесконечно большой величины.

Здесь нет, как при тангаже, полного устранения колебаний при положении предельной устойчивости в русле воздушного потока; положение равновесия, наоборот, является положением, наклоненным к потоку под углом тем меньшим, чем больше будет момент оперения. Необходимо поэтому маневрировать, чтобы удержать корабль в желательном направлении; мы увидим дальше, как именно производится это маневрирование рулями.

Рассмотрение видов устойчивости можно резюмировать таким образом:

1. Поперечная устойчивость парализует боковую качку и достигается без помощи каких-либо специальных органов; однако следует заметить, что наличие вертикальных и горизонтальных планов оперения, на которые действует воздушное сопротивление, умеряет эти колебания.

2. Продольная устойчивость, или постоянство пути, парализует тангаж. Она получается путем присоединения к оболочке горизонтальных планов оперения; если эти планы достаточны, они помогают ста-

тической восстанавливающей паре, и устойчивость становится автоматической: корабль сам принимает горизонтальное положение.

3. Устойчивость пути парализует влияние, или рыскливость. Устойчивость пути осуществляется при помощи вертикального оперения. Эта устойчивость никогда не бывает автоматической; самое большее, — это можно добиться влияния, ограниченного малым углом, и сохранить при этом положении устойчивое равновесие, но нужно, чтобы пилот вмешивался при каждом влиянии для исправления своего пути.

### **Пилотаж воздушного корабля.**

Воздушный корабль должен при полете быть устойчивым не только на данной высоте и на данном направлении, но по желанию пилота менять высоту полета и направление. Это достигается поворотами подвижных планов; при поворотах возникает сила, наклоненная к оси корабля.

Для перемены направления поворачивают руль около вертикальной оси, расположенной в задней части корабля.

Для изменения высоты поворачивают подвижные планы, которые создают подъемную силу или снижающую динамическую силу без изменения угла наклона корабля, или горизонтальные рули, которые вызывают наклон всего корабля. Подвижные планы, распространенные в начале развития воздухоплавания, теперь почти совсем оставлены.

Неподвижные планы предназначаются для устранения случайных колебаний корабля, — их присутствие уменьшает эти колебания. Действительно, предположим, что поворотом руля пилот хочет повернуть корабль влево; тотчас же, как корабль повернется на очень малый угол, воздушное сопротивление начнет действовать на оперение справа и вызовет восстанавливающий момент, парализующий действие момента руля.

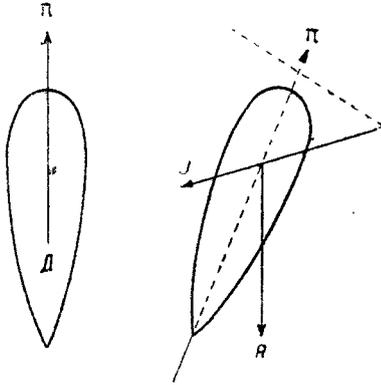
Это уменьшение эффекта рулей имеет малое значение для управления высотой, так как точность и быстрота в маневрировании высотой не имеют вообще особого значения, наоборот, они важны для управления направлением, которое должно производиться быстро и точно, в особенности в момент спуска или при сбрасывании бомб.

Изложенное приводит к тому, что вертикальным планам оперения не следует придавать особенно больших размеров. Корабль будет тогда обладать правда меньшей устойчивостью пути, но зато будет более маневренным. Наоборот, горизонтальное оперение должно быть достаточной величины, для того чтобы постоянство пути сохранялось автоматически. Во-время не замеченный и не заторможенный спуск нарушает нормальный полет корабля и для жестких систем при недостатке внутреннего давления может повлечь за собой катастрофу. Вследствие этого невозможно оставлять продольную устойчивость всецело на внимании пилота.

Сказанное можно резюмировать так: устойчивость пути обеспечивается управлением, и пилот направления должен в любой момент быть готовым к устранению влияния, — корабль должен хорошо слушаться руля направления; постоянство пути совершенно автоматически, и пилот высоты вмешивается лишь при больших колебаниях в изменении высоты, зависящих от значительных изменений сил, в особенности от снижающей силы под влиянием изменения радиации солнца и облаков; корабль более инертен при маневрировании высотой.

Траектория воздушного корабля в горизонтальной плоскости. Руль оставлен. При прямолинейном движении сопротивление  $R$  и тяга винтов  $\pi$  находятся в равновесии, и движение будет равномерным.

Предположим, что внешняя случайная причина вызвала влияние корабля, — корабль не вернется сам на свой прежний курс. Воздушное сопротивление не проходит более по оси корабля, но направлено внутрь кругового элемента движения. Нет больше равновесия сил  $\pi$  и  $R$ , — появляется третья сила — центробежная  $J$  (фиг. 9), которая выходит из центра вращения и направлена к наружной стороне движения.



Фиг. 9.

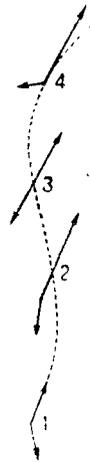
Войе доказал, что корабль принимает такое положение, при котором эти три силы будут в равновесии, и описывает круг.

Крокко сверх того показал, что для данного корабля радиус круга тем больше, чем меньше скорость корабля и чем больше момент оперения.

При движении по определенному направлению. Тотчас же, как произошло влияние, корабль стремится описать круг, но вмешательство пилота изменяет направление, возвращая корабль на первоначальный курс. Корабль опишет тогда около прямой линии синусоидальную траекторию, которая тем меньше будет отличаться от прямой, чем лучше будет устойчивость пути.

Между прочим, интересно заметить, что практическая скорость воздушного корабля отличается от его собственной скорости и что устойчивость пути имеет чрезвычайную важность для устранения понижения до минимума теоретической скорости корабля.

При выраже. Предположим, что корабль движется по определенному направлению, и пилот желает повернуть его направо: он ставит для этого руль в положение 1 (фиг. 10). Первый эффект руля выражается в образовании силы, которая стремится перенести весь корабль наружу от круга, который желательно описать. Его инерция этому помогает. За небольшой период времени корабль немного поворачивается, и движение наружу хотя и слабо выражено в силу действия воздушного сопротивления на левый бок, однако же характерно. Корабль занимает положение 2. Поворот выявляется, и корабль берет мало-помалу новый курс. В этот момент пилот должен вернуть руль в нейтральное положение из опасения перейти курс, который он себе назначил (положение 3). Продолжается более медленный поворот. Когда корабль ляжет на новый курс, его надо на нем остановить, так как иначе он будет продолжать движение по круту, как об этом уже упоминалось выше. Пилот для этого должен легким поворотом руля в противоположную сторону окончательно остановить корабль (положение 4) и тотчас же вернуть руль в нейтральное положение.



Фиг. 10.

Отсюда следуют правила пилотажа:

а) для поворота направо смело повернуть руль вправо и, как только вращательное движение начнет выявляться, переставить руль в нейтральное положение;

б) в момент, когда корабль ляжет на желаемый курс, закрепить его в этом положении легким поворотом руля в противоположную сторону.

**Вертикальные движения воздушного корабля.** Когда пилот желает изменить высоту, он может действовать на статические силы  $F_a$  и  $P$ , т. е. открыть клапан для спуска или выбросить балласт для подъема. Корабль в этом случае ведет себя как свободный аэростат и подчиняется правилам учения о вертикальных движениях аэростатов.

Пилот может также и пользоваться собственной скоростью для создания динамических вертикальных сил и нарушить таким образом, если корабль находится в движении, равновесие статических сил. Мы изучим теперь это управление.

Каждый план, вращающийся около горизонтальной оси, перпендикулярной к оси корабля, порождает, будучи поставлен в облическое направление к движению, вертикальную подъемную или снижающую силу, которая действует на общее равновесие корабля.

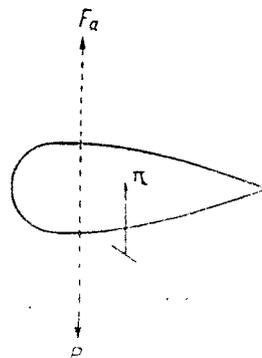
Теория показывает, что существуют особые точки, где работа подобного плана не будет сопровождаться наклоном корабля. Положение этих точек зависит от общей формы оболочки, различных моментов динамических сил, которые действуют на корабль, и от величины подвижных планов. В частности достаточно ясно, что одна из этих точек лежит близ вертикали центра давления.

Будучи расположены в этих точках, подвижные планы вызывают перемещение корабля в вертикальной плоскости без нарушения горизонтальности оси.

Наоборот, горизонтальные рули, расположенные сзади или спереди корабля, вызывают наклон оси.

**Управление кораблем, статически уравновешенным.** Предположим, что при подъеме или спуске статическое равновесие не меняется; это будет в случае невыполненного жесткого или нежесткого корабля, имеющего воздух в баллонете. Объем газа изменяется обратно пропорционально давлению; произведение объема на подъемную силу газа будет постоянным, и полная подъемная сила  $F_a$  будет также постоянной. Если балласт не выбрасывается,  $P$  точно так же постоянно.

**Центральный план.** Корабль движется горизонтально. Если привести в действие центральный план, то ничто не переменится в положении оси корабля. Вертикальная составляющая воздушного сопротивления на подвижный план сложится с  $F_a$ , и равновесие нарушится, — корабль поднимется. Движение будет медленным, воздушное сопротивление на корабль весьма значительно и энергично тормозит движение (фиг. 11). Ускоренное вертикальное движение по прошествии весьма короткого промежутка времени станет равномерным. Корабль будет подниматься до тех пор, пока не произойдет изменение сопутствующих условий или уменьшение  $F_a$  (потеря



Фиг. 11.

газа на зоне выполнения или (охлаждение) или увеличение  $P$  (случайные осадки).

**Задний руль.** Если пилот повернет кверху задний руль, он создаст вертикальную снижающую силу, первый эффект которой выразится в легком снижении корабля. В этот момент весь корабль наклонится; моменту, созданному воздушным давлением на задний руль, противодействует статическая восстанавливающая пара, и вскоре наступит равновесие.

Теория показывает, что существует определенная скорость, названная Крокко инверсионной скоростью, при которой корабль, несмотря на поворот рулей, остается на горизонтальной траектории. При более высокой скорости он поднимается; траектория корабля образует с горизонталью угол, меньший, чем ось корабля. При более низкой скорости следует обратить в другую сторону поворот руля, чтобы добиться спуска.

Ясно, что при данной скорости равновесие не нарушается, и не происходит никакого изменения в движении, пока не изменятся  $F_a$  или  $P$ , т. е. корабль будет равномерно двигаться по прямой-линейной восходящей траектории.

**Управление кораблем при помощи динамической подъемной силы.** Предположим теперь, что статически уравновешенный корабль идет на зоне выполнения, и пилот желает перейти эту зону без выбрасывания балласта.

**Центральный план.** Как и в предыдущем случае, поворот центрального плана развивает вертикальную силу  $\pi$ , которая, складываясь с  $F_a$ , нарушает статическое равновесие. Корабль поднимается, но при этом газ стремится занять больший объем вследствие уменьшения атмосферного давления. Когда оболочка выполнена, необходимо выпустить газ через клапаны, и  $F_a$  уменьшается пропорционально давлению; сила  $P$  не меняется. Разность  $F_a + \pi - P$  вследствие этого становится меньше, и подъем больше не происходит равномерно: вертикальная скорость стремится к нулю и по истечении определенного времени, когда сила  $F_a$  уменьшится на величину  $\pi$ , корабль будет идти по горизонтальной траектории, поддерживаемый при помощи своего повернутого плана.

**Задний руль.** Рассмотрим силы, приложенные к системе:

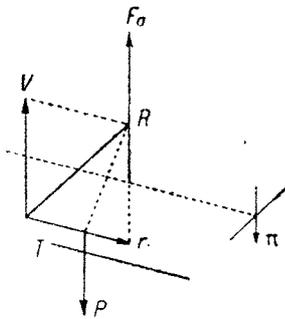
$F_a$  и  $P$  — образующие статическую пару;

$\pi$  — вертикальная составляющая подвижного руля;

$T$  — тяга винтов;

$R$  — воздушное сопротивление, состоящее из двух сил, — из  $r$ , параллельной кораблю и прямо-противоположной  $T$ , и вертикальной силы  $v$  (фиг. 12).

При начале движения вертикальные силы влекут систему за собой, и корабль поднимается. Траектория приподнимается над горизонтальной плоскостью под углом меньшим, прочем, чем ось корабля. Но при этом движении сила  $F_a$  уменьшается, и траектория постепенно приближается к горизонтальной линии. При этом движении направление и величина силы  $R$  изменяются незначительно, но наступает все-таки момент, когда все вертикальные силы уравновешиваются, и движение становится горизонтальным и прямолинейным; корабль остается весь повернутым, подобно змею, к ветру,



Фиг. 12.

вызываемому его собственным движением. Это есть максимум динамической подъемной силы, которого возможно достичь. Если движение прекратится, то силы  $\nu$ ,  $\pi$ ,  $R$  и  $T$  исчезнут, но так как  $F_a < P$ , то равновесие корабля окажется нарушенным.

Рассмотрение прилагаемого чертежа вызывает несколько замечаний: силы  $\pi$  и  $\nu$  являются функциями, более или менее точными, квадрата скорости;  $F_a$  и  $P$  — независимые силы; ясно, что наклон корабля дает способ достичь максимально возможного динамического поддержания, возрастающего со скоростью.

Отсюда следующие правила пилотажа.

Неосторожно уменьшать обороты моторов, когда корабль идет с динамическим поддержанием.

С другой стороны, понятно, что при малой скорости наклону планов соответствует такой наклон корабля, при котором все силы будут уравновешены, и корабль в этом случае не приобретет динамической подъемной силы. Это будет иметь место при инверсионной скорости  $u_i$ . Для более высоких скоростей действие встречного ветра на оболочку начнет преобладать, и корабль поднимется; при более же низких скоростях это действие приложится лишь к планам, и здесь преобладающее место займет эффект рулей, в результате чего корабль начнет спускаться.

Для планов, расположенных далеко от центра давления, инверсионная скорость будет незначительной величины, и можно сказать, что динамическая подъемная сила будет пропорциональна не  $u^2$ , а  $(u - u_i)^2$ .

Ограниченные рамки этих лекций не позволяют изложить во всей полноте теории Ренара и Крокко, но их можно найти в весьма полном и строго научном „Cours d'Aéronautique“ Маринса, который он читал в Сорбонне.

### Глава III.

## СОБСТВЕННАЯ СКОРОСТЬ ВОЗДУШНЫХ КОРАБЛЕЙ.

Воздушный корабль обладает собственной скоростью, и качество корабля, как увидим далее, точно оценивается величиной этой скорости.

В предшествующей главе мы рассматривали движение корабля относительно окружающего его воздуха, но не учитывали ветра. Теперь мы изучим движение корабля относительно земли, в функциях его собственной скорости и скорости ветра.

Укажем предварительно на общее правило: если корабль имеет скорость  $u$  по отношению к воздуху, а воздух сам движется со скоростью  $\nu$ , то истинная скорость корабля по отношению к земле  $V$  будет результирующей скоростей  $u$  и  $\nu$ .

### Собственная скорость.

Скорость воздушного корабля зависит:

- 1) от лобового сопротивления всей системы корабля;
- 2) мощности винтомоторных групп;
- 3) коэффициента полезного действия винтов.

**Лобовое сопротивление.** Лобовое сопротивление воздушного корабля равно сумме лобовых сопротивлений его частей. Установлено, что для опре-

деления результирующей следует изучить отдельно каждое элементарное сопротивление.

Но обычно этого изучения не производят, полагая по традиции, ведущей свое начало от Ренара, что выражение для общего сопротивления оболочки одно оказывает влияние на известный коэффициент. Этот прием впрочем логичен, так как корпус является самой большой массой корабля; с другой стороны, найденное таким образом выражение позволяет сравнивать корабли различных объемов со стороны их лобовых сопротивлений.

Один корпус. Сопротивление движению какого-либо тела в воздухе пропорционально:

- а) плотности воздуха;
- б) квадрату скорости перемещения этого тела.

Кроме того для подобных тел сопротивление воздуха пропорционально площади сечения, подверженной действию воздушного потока или квадрату отношения подобия. Сопротивление корпуса может быть поэтому представлено выражением:

$$r = \alpha a D^2 u^2,$$

где  $a$  — удельный вес воздуха;

$D$  — диаметр миделя;

$u$  — скорость перемещения;

$\alpha$  — коэффициент, зависящий от формы и шероховатости поверхности, но не от ее размеров

Возможно положить, что  $\alpha a = k$ , и написать:

$$r = k D^2 u^2,$$

но  $k$  будет пропорционально удельному весу воздуха.

Опыты, произведенные Ренаром над малыми моделями, позволили установить следующее значение для  $k$ :

Круглая площадь . . . . .	0,0805;
Шар . . . . .	0,0135;
Форма с удлинением 2 . . . . .	0,0059;
Форма с удлинением 3 . . . . .	0,0026.

(Удлинение — отношение длины к диаметру миделя.)

Эти опыты были вновь произведены и дополнены Эйфелем.

Из указанных цифр следует, что для равного объема сопротивление удлиненного корпуса уменьшается:

- 1) при уменьшении коэффициента  $k$  и
- 2) уменьшении миделя.

Вот почему всегда применяются удлиненные формы даже в проектах наиболее старинных конструкторов воздушных кораблей, и в частности Менье еще в 1784 г. проектировал удлиненный аэростат.

Цифры, приведенные выше, получены с тщательно полированными моделями: известно, что чем лучше отполирована поверхность, тем меньше трение и тем меньше воздушное сопротивление, — а ведь это трение значительно увеличивается с удлинением.

Ленуар в работе, произведенной им с моделью воздушного корабля „Fleurus“, определил, что при удлинении в 6,15 у малой прекрасно полированной модели трение составляет уже почти треть всего сопротивления.

Таким образом нет особенной выгоды заходить слишком далеко с удлинением, к тому же и конструктивные причины в равной мере ограничивают удлинение.

Вследствие этого практика придерживается вообще удлинений между 3 и 7 для нежестких кораблей. Лишь несколько жестких воздушных кораблей имеют большее удлинение.

Весь корабль. Кроме корпуса и остальные элементы корабля испытывают лобовое сопротивление — такелаж, оперение, гондолы, которое может быть весьма значительным. Вследствие этого и общая величина лобового сопротивления всего воздушного корабля больше сопротивления лишь одного корпуса.

Опытным путем над моделью или над кораблем в натуре возможно измерить полное сопротивление  $R$  для скорости  $u$  и определить постоянный коэффициент формулы:

$$R = \lambda D^2 u^2,$$

аналогичной той, которая уже была рассмотрена для одного корпуса, но приложенной ко всему кораблю.

Для „La France“ Ренар. определил  $\lambda$ , равным 0,017. Коэффициент  $\lambda$  будет таким же для геометрически подобных кораблей: он измеряет „аэродинамическую тонкость“ („Finesse“) данного типа корабля.

Этот коэффициент  $\lambda$  весьма продолжительное время оставался почти без изменения; „Clement-Bayard“ 1910 г. обладал таким же коэффициентом в 0,017, „L'Adjutant Vincenot“ 1911 г. имел коэффициент 0,0165. Первый заметный успех был достигнут Ленуаром, который в своем „F1 igus“, построенном в 1912 г., понизил коэффициент до 0,0127. До войны цепельины обладали коэффициентом около 0,0110.

Для уменьшения этого коэффициента надо во всех мелких частях постоянно заботиться об уменьшении числа и величины элементов, подверженных действию воздушного потока, и тем из них, которые необходимо сохранить, надлежит придавать формы с наилучшей обтекаемостью. На протяжении всего этого курса обращается внимание на это обстоятельство.

Если уменьшить таким образом повсюду лобовое сопротивление, то можно будет значительно улучшить „аэродинамическую тонкость“ кораблей.

T2, построенный в 1916 г., названный „Capitaine Causse“, в момент своего всгупления на службу имел коэффициент  $\lambda$ , равным 0,0078, а цепельины типа L 49, построенные в 1918 г., имели коэффициент  $\lambda$ , равным 0,0054.

Некоторые авторы рекомендовали другую форму указанной выше формулы:

$$R = kSu^2,$$

в которой  $S$  — площадь миделя,  $k$  равно  $\frac{4\lambda}{\pi}$ .

Другие хорошо отзываются о формуле:

$$R = k' C^{\frac{2}{3}} u^2,$$

где  $C$  — объем корпуса.

Эти формулы, интересные по-своему, ничего однако нового не дают для целей изучения.

**Мощность двигателей.** Лобовое сопротивление выражается формулой:

$$R = \lambda D^2 u^2.$$

Полезная мощность, развиваемая двигателями, будет  $Ru$ , т. е.

$$\pi = \lambda D^2 u^3.$$

Она пропорциональна кубу скорости.

В самом деле, если воздушный корабль обладает при полной мощности скоростью  $u$ , то на половинной мощности он разовьет скорость:

$$u_1 = \frac{u}{\sqrt[3]{2}} = \frac{u}{1,26},$$

если  $u = 90$  км,  $u_1 = 71$  км.

Наоборот, если корабль обладает скоростью в 60 км при мощности  $P$ , то для сообщения ему двойной скорости, т. е. 120 км/час, необходимо увеличить мощность в  $2^3 = 8$  раз.

**Общий коэффициент полезного действия.** Чтобы развить полезную мощность  $\pi$ , следует иметь на корабле действительную мощность  $P_1$ , так как  $P_1 \rho = \pi$ , где  $\rho$  — общий коэффициент полезного действия, являющийся следствием механической отдачи трансмиссии и отдачи винтов. Хороший, правильно подобранный винт может дать при настоящем состоянии производства винтов около 80% отдачи. Механическая же отдача трансмиссии, когда она проста и состоит лишь из одного демультипликатора, будет около 95%.

Полная механическая отдача воздушного корабля, также снабженного одним демультипликатором, около 95%, и при хорошем винте ее можно принять равной  $0,80 \cdot 0,95 = \approx 0,75$ .

Если винт плохо подобран, если, например, снабдить мотор с большим числом оборотов винтом с прямой передачей, особенно когда скорость корабля не очень велика, то коэффициент полезного действия винта может значительно понизиться.

Пусть для известного типа корабля, имеющего определенное лобовое сопротивление, винт должен иметь диаметр 3,2 м и делать 930 оборотов в минуту; общий коэффициент полезного действия будет 0,75. Если на этом корабле заменить имеющийся винт винтом в 2,5 м, делающим 1400 оборотов с самой лучшей отдачей, возможной при этом режиме, то общий коэффициент полезного действия упадет до 0,56.

Два уравнения скорости, относящиеся к этим двум случаям, будут:

$$P \cdot 0,95 \cdot 0,80 = \lambda D^2 u^3$$

и

$$P \cdot 0,56 = \lambda D^2 u'^3.$$

Они показывают, что

$$\frac{u'^3}{u^3} = \frac{0,56}{0,75}$$

$$\frac{u'}{u} = 0,91,$$

т. е. происходит явная потеря скорости почти на  $10\frac{1}{2}\%$ , несмотря на одинаковую затрату мощности и следовательно при одинаковом расходе горючего.

Но эта потеря еще более чувствительна, если рассмотреть следующий случай. Пусть корабль, снабженный винтами с демультипликаторами, развивает скорость  $u'$ ; требуемая мощность  $P'$  тогда равна:

$$P' = P \cdot \left(\frac{u'}{u}\right)^3,$$

откуда для предшествующего примера  $P' = 0,74 P$ .

Следовательно, чтобы сообщить скорость  $u'$ , максимальную для корабля при винтах с прямой передней, надо иметь от моторов лишь 0,74 их максимальной мощности: экономия горючего выразится в  $26\%$ .

Кроме того, когда это желательнее, корабль, снабженный подобранными винтами, сможет еще повысить скорость на

$$\frac{1 - 0,91}{0,91} = 10\%$$

от скорости  $u'$ .

Эти обстоятельства указывают на выгоду снабжения корабля винтами, точно подогнанными к сопротивлению и собственной скорости.

**Собственная скорость в зависимости от высоты.** Как мы видели выше, полное выражение для собственной скорости в функции мощности двигателей будет:

$$P_p = \lambda D^2 u^3.$$

Мощность же двигателей пропорциональна массе карбюрированной смеси, вводимой в цилиндры, и атмосферному давлению. С другой стороны,  $\lambda$  зависит, как мы видели выше, от удельного веса воздуха, который также пропорционален атмосферному давлению. Следовательно собственная скорость не зависит от высоты.

**Скорость ветра.** Скорость ветра является второй составляющей истинной скорости корабля. Скорость ветра весьма непостоянна. Однако статистика наблюдений над анемометром башни Эйфеля показывает, что средняя повторяемость для 1 000 скоростей ветра будет:

6 м	8 м	10 м	12 м
700	530	370	240

Эти цифры дают возможность определить, в каких именно границах корабль является действительно управляемым.

### Скорость относительно земли.

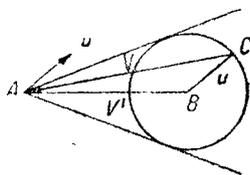
Как выше упоминалось, у корабля с собственной скоростью, идущего при ветре  $v$ , истинная скорость относительно земли будет результирующей скоростей  $u$  и  $v$ .

Предположим воздушный корабль, отходящий из точки  $A$  (фиг. 13). Пусть  $u$  будет его собственной скоростью и  $v'$  — скорость ветра.

По прошествии некоторого времени он достигнет точки  $C$ ;  $AC$  — результирующая, т. е. скорость  $V$ . Если предположим направление ветра по-

стоянным, а курс корабля меняющимся, то геометрическим местом точек  $C$  будет окружность с центром  $B$  и радиусом  $u$ .

1.  $u < v$ . Если скорость воздушного корабля ниже скорости ветра, точка  $A$  будет лежать вне круга, и воздушный корабль не сможет достичь какой бы ни было точки пространства. Он сможет перемещаться лишь внутри угла, образованного двумя касательными, проведенными из точки  $A$  к кругу. Этот угол получил название по Ренару угла доступности.



Фиг. 13.

Максимум возможной скорости будет  $u + v$ , когда корабль перемещается с попутным ветром; минимум скорости равняется  $v - u$ , когда корабль имеет противный ветер и всю свою скорость затрачивает на борьбу с этим ветром.

Следует заметить только, что в этом случае воздушный корабль идет назад со скоростью  $v - u$ .

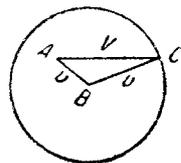
При других курсах скорость будет заключаться между двумя предельными упомянутыми скоростями.

2.  $u > v$ . Если скорость воздушного корабля выше скорости ветра, точка  $A$  (фиг. 14) будет внутри круга, и корабль сможет достигнуть любой точки пространства.

Скорость также здесь меняется в зависимости от направления, от  $u + v$  при попутном ветре до  $u - v$  при встречном ветре.

Из этого следует, что корабль не может перемещаться в любом направлении, если его собственная скорость ниже скорости ветра. Корабль никогда не может быть вполне управляемым, так как всегда возможен ветер со скоростью, превосходящей собственную скорость, и степень управляемости точно оценивается поэтому величиной собственной скорости корабля.

Обращаясь к цифрам, данным выше для повторяемости скоростей ветра, можно сказать, что корабль будет управляемым 300 раз из 1000, если его собственная скорость будет 6 м, 470 раз из 1000 при собственной скорости в 8 м, 760 раз из 1000 при скорости в 12 м и т. д.



Фиг. 14.

## Измерения собственной скорости.

Чрезвычайно важно определить, какова собственная скорость корабля.

Методы, применяемые для определения собственной скорости, бывают непосредственные и посредственные.

**Непосредственные методы.** Анемометр. Измерение собственной скорости воздушного корабля возможно производить с помощью анемометра, который при движении дает отметки соответствующей скорости ветра, т. е. собственной скорости корабля. Применяемый для этой цели анемометр может быть чашечным анемометром или трубкой Пито.

Этот способ не дает точных результатов, так как при прохождении корабля через воздух происходит возмущение атмосферы, и поэтому измеряется в сущности не собственная скорость корабля, а скорость струй воздуха, отклоненных при проходе корабля к месту установки анемометра. Поэтому этот способ употребляется во Франции лишь в качестве вспомогательного, проверочного.

Баллон-лаг. Ренар применял для измерений скорости воздушного корабля „La France“ баллон-лаг. Он выпускал сзади корабля небольшой баллон, наполненный водородом и воздухом с таким расчетом, чтобы баллон был статически уравновешен.

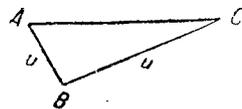
Баллон был привязан к шнуру, который разматывался на легкой катушке, вращающейся с малым трением на оси, прикрепленной к гондоле. По скорости разматывания шнура определялась собственная скорость корабля. Баллон-лаг по возможности защищался от возмущений, возникающих при ходе корабля.

Этот метод также не дает достаточно точных результатов.

Кроме того непосредственные методы имеют один общий недостаток: измерения не могут контролироваться с земли. Вследствие этого теперь применяются лишь посредственные методы.

*Посредственные методы.* Принцип посредственных методов заключается в измерении скорости корабля относительно земли при таких условиях, которые позволяют вывести собственную скорость. Эти измерения могут контролироваться с земли.

Одиночное измерение. Если измерить истинную скорость корабля на участке  $AC$  (фиг. 15) и путем непосредственного измерения определить скорость и направление ветра  $v$ , то можно построить треугольник скоростей и определить собственную скорость  $u$ .



Фиг. 15.

Трудности этого метода заключаются в измерении скорости и определении направления ветра. В самом деле, ведь нельзя поместить неподвижный анемометр на высоте полета корабля. Если его и возможно было бы установить таким образом, то анемометр все же отметил бы с достаточной точностью скорость ветра, но направление его было бы указано менее точно.

Все-таки существует один способ, который позволяет произвести это определение.

У корабля, находящегося над точкой  $A$ , останавливают винты и на определенное время дают ему возможность идти как свободному аэростату. Этот полет определяет скорость ветра. Затем приводят винты в действие и возвращаются к точке  $A$ . Скорость туда будет  $v$ , а скорость обратно —  $u-v$ , отсюда определяется  $u$ .

И этот метод имеет некоторое неудобство: чтобы получить более точные результаты, измерение нужно производить при достаточно длительном пробеге — на протяжении десятка километров. Затем пилоту направления необходимо точное соблюдение направления пути, поэтому для этого способа требуются ясные ориентиры. Однако довольно мало шансов найти такие ориентиры, в точности соответствующие направлению ветра. При несоблюдении же указанных условий этот способ будет лишен точности.

Два измерения. Если известно с достаточной точностью направление ветра и возможно найти ориентиры, лежащие под весьма малым углом к этому направлению, то возможно заставить воздушный корабль пройти два раза — туда и обратно по этим ориентирам.

Если скорость ветра слаба, ошибка, падающая на измерения вследствие незначительного несовпадения направления ветра, будет порядка ошибок самых измерений, и потому ею можно пренебречь.

Таким образом измеряют скорость по направлению ветра:

$$v_1 = u + v,$$

скорость против ветра

$$v_2 = u - v,$$

откуда

$$u = \frac{v_1 + v_2}{2}.$$

Собственная скорость будет средней из двух скоростей (что не следует смешивать со средней скоростью). При хорошей погоде этот способ быстро выполним, по крайней мере для получения первого приближения к скорости корабля.

Более точный результат получается в том случае, если учитывается несовпадение ветра с направлением базы (что обыкновенно и бывает на практике).

Пусть точная длина прямолинейной базы будет  $L$ . Угол сноса воздушного корабля  $\varphi$  и хронометрированные времена пробега в два конца  $t$  и  $t'$ , тогда собственная скорость может быть вычислена по формуле:

$$u = \frac{L}{2 \cos \varphi} \left( \frac{1}{t} + \frac{1}{t'} \right).$$

За угол сноса  $\varphi$  принимается средняя из измеренных во время испытания величин. Следует обратить внимание на то, что значительное расхождение между минимальной и максимальной величинами этого угла должно считаться за верное указание на значительное изменение ветра и за причину неверного результата измерения.

Но и приведенная формула будет точна лишь при скорости, равномерной по всей длине пробега корабля. Это будет лишь тогда, когда моторы будут поддерживать режим довольно достаточное время, перед тем как корабль начнет свой прямолинейный пробег, иначе скорость при начале его пробега может быть значительно ниже скорости требуемого режима, и следовательно измеренная собственная скорость получится с ошибкой, тем более серьезной, чем меньше длина  $L$  прямолинейной базы. Вследствие инерции, при повышении режима моторов со скорости  $u$  на режим испытания  $u_0$ , корабль некоторое время  $t$  затрачивает на разгон и за это время пройдет в действительности расстояние  $S$ , меньшее  $u_0 t$ .

Если мы назовем через  $m$  массу воздушного корабля, через  $u_0$  — скорость режима при испытании и через  $u$  — скорость в момент подхода к начальной точке пробега, то, допустив, что сопротивление движению будет части пропорционально квадрату скорости, и обозначив через  $k$  коэффициент сопротивления, можем составить следующее дифференциальное уравнение:

$$m \frac{d^2 s}{dt^2} = mku_0^2 - mku^2,$$

где тяга винтов представлена членом  $mku^2$  и предполагается приложенной к кораблю с начального момента.

Из этого уравнения путем интегрирования выводится расстояние  $S$  — длина разгона корабля:

$$S = \frac{1}{2k} \log \frac{1}{1 - \left(\frac{u}{u_0}\right)^2}.$$

Эта формула позволяет вычислить расстояние, которое корабль пройдет, чтобы перейти от некоторой скорости  $u'$  к какой-либо другой  $u''$ , меньшей  $u_0$ , если предположить, что во время подобного пробега тяга винтов остается постоянной и равной лобовому сопротивлению, отвечающему скорости  $u_0$ .

Коэффициент  $k$ , относящийся к испытываемому кораблю, можно выразить так:

$$k = 75 \frac{\eta_1 N}{m u_0^3},$$

где  $N$  — действительная тормозная мощность моторов, необходимая для сообщения скорости  $u_0$ ,  $\eta_1$  — коэффициент полезного действия винтомоторных групп и  $m$  — масса корабля, равная  $\frac{f_a V}{9,81}$  (здесь  $f_a$  — подъемная сила  $1 \text{ м}^3$  газа при испытаниях, а  $V$  — действительный газовый объем корабля).

Таким образом, если при испытаниях на прямолинейной базе корабль подходит к начальной точке базы на пониженной скорости, и лишь в момент начала испытательного пробега режим моторов сразу повышается до требуемого числа оборотов, то собственная скорость будет получена с ошибкой, которую и необходимо будет исправить для получения более точного результата.

Достигается это обычно при помощи особых таблиц и графиков, в которых помещаются величины  $S$  для различных значений  $\frac{u}{u_0}$  и соответствующие им значения  $u_0 t$ . По этим таблицам легко вычислить для каждого данного случая разность  $u_0 t - S$ , а также и время, затраченное кораблем на переход от одной скорости к другой.

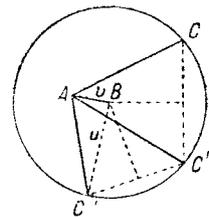
*Несколько измерений.* Обратимся опять к чертежу составляющих скоростей  $u$ ,  $v$  и их результирующей  $V$ .

Как мы видели, точка  $C$  находится на окружности, имеющей центром  $B$  и радиусом  $u$ .

Если вместо следования по пути  $AC$  (фиг. 16) корабль прошел путь  $AC'$ , то точка  $C$  окажется на той же окружности.

Поэтому, если измерить скорость корабля на каких-либо нескольких направлениях —  $AC$ ,  $AC'$ ,  $AC''$  и т. д. — и построить вокруг точки  $A$  с соблюдением положений в определенном масштабе векторы, изображающие эти скорости, точки  $C$ ,  $C'$ ,  $C''$  и т. д. окажутся на окружности, радиус которой, измеренный в масштабе чертежа, будет собственной скоростью  $u$ . Вектор  $AB$  фигуры в том же масштабе представляет направление и скорость ветра.

Этот способ является наиболее общепринятым.



Фиг. 16.

Он точен при условии, что в течение всего испытания ветер не меняется ни по величине, ни по направлению. Чтобы уменьшить ошибку, производят измерения скорости при хорошей погоде и слабом ветре.

Наиболее часто применяют испытание по треугольнику, каждая сторона которого 10 км. В этом случае можно в целях проверки сдублировать одну из баз в обратную сторону.

Поль Ренар, являющийся автором этого способа, предложил производить измерения по четырем сторонам прямоугольного аэродрома.

В этом случае скорости  $v_1$ ,  $v_2$ ,  $v_3$  и  $v_4$  находятся между собой в простых математических соотношениях. Но редко можно найти прямоугольник с достаточными размерами, для того чтобы измерения велись с необходимой точностью, поэтому употребляют обыкновенно треугольник; графический способ к тому же дает очень точные результаты.

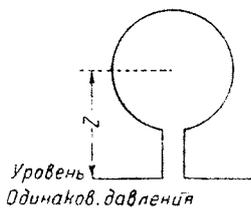
## Г Л А В А IV.

### ОБОЛОЧКИ ВОЗДУШНЫХ КОРАБЛЕЙ.

#### Внутреннее давление.

Газ, наполняющий оболочку корабля, вследствие своего веса создает внутреннее давление и натяжение в материи, из которой построена эта оболочка.

**Теорема.** В некоторой точке открытого снизу аэростата внутреннее давление, измеренное в миллиметрах водяного столба, даст одновременно в метрах превышение рассматриваемой точки над плоскостью одинакового давления. В самом деле, если мы предположим, что аэростат вполне выполнен и уравновешен, то на горизонтальной плоскости у начала аппендикса будет иметь место равенство давлений (фиг. 17). На высоте  $Z$  над этой плоскостью давление воздуха будет равно давлению на плоскости одинакового давления, уменьшенному на вес воздушного столба с высотой  $Z$  и удельным весом  $a$ .



Фиг. 17.

Давление газа на этой же высоте равно давлению на плоскости одинакового давления, уменьшенному на вес газового столба с высотой  $Z$  и удельным весом  $b$ .

Так как газ легче воздуха, то внутреннее давление будет больше внешнего и разность эта равна  $Z(a - b)$ , т. е., иначе говоря, равна столбу газа высотой  $Z$  с удельным весом, равным подъемной силе. Для аэростатов, наполненных водородом, разность  $a - b$  довольно близка к единице, и внутреннее давление в точке, расположенной на высоте  $Z$  м над плоскостью одинакового давления, будет довольно точно равняться  $Z$  мм водяного столба.

В корабле, особенно нежестком, принято поддерживать внутреннее давление выше определенной величины, чтобы обеспечить неизменяемость оболочки. Это давление быстро достигает 40—50 мм водяного столба. Нетрудно применить предшествующую теорему и к данному случаю: разность внутреннего давления между двумя точками оболочки, разделенными высотой в  $Z$  м, будет равна  $Z$  мм водяного столба; более высокая точка имеет более сильное внутреннее давление.

**Примечание.** Внутреннее давление есть следовательно разность абсолютных давлений.

Если атмосферное давление равно  $10\,300 \text{ кг/м}^2$ , т. е.  $10\,300 \text{ мм}$  водяного столба, и если в какой-либо точке  $\gamma$  зового баллона внутреннее давление выражается  $40 \text{ мм}$  водяного столба, то абсолютное давление газа в этой точке равно  $10\,340 \text{ мм}$  водяного столба.

### Поверхностное натяжение в материях.

Поверхностным натяжением называют усилие, которому подвергается оболочка на единицу длины.

Если в натянутой оболочке произошел небольшой разрыв, то под влиянием давления щель раскроется. Чтобы сблизить два края, надо приложить к каждому из них два равных и прямо-противоположных усилия, которые и будут натяжениями.

Доказано, что натяжения, идущие по различным направлениям вокруг некоторой точки, пропорциональны радиусам эллипса, называемого эллипсом натяжений.

Кроме того установлено, что направление натяжения и направление производимого под действием его разрыва сопряжены в другой эллипс, называемый эллипсом направлений.

Существуют два направления и притом только два, при которых натяжение и линия, по которой оно действует, будут перпендикулярны; это — направления осей эллипса. Эти натяжения называют основными натяжениями.

Основные натяжения, которые являются максимумом и минимумом натяжений вокруг точки, направлены на поверхности соответственно основным линиям кривизны в этой точке.

**Соотношение между основными натяжениями и давлением.** Рассмотрим на поверхности чрезвычайно малый прямоугольный элемент, стороны которого параллельны основным линиям кривизны (фиг. 18).

Пусть  $dx$  и  $dy$  будут сторонами этого прямоугольника,  $T_1$  — натяжение в плоскости  $ZOX$ ,  $T_2$  — натяжение в плоскости  $ZOY$ ,  $p$  — давление в точке  $O$ .

Давление действует на поверхность с силой, направленной по  $OZ$  и равной

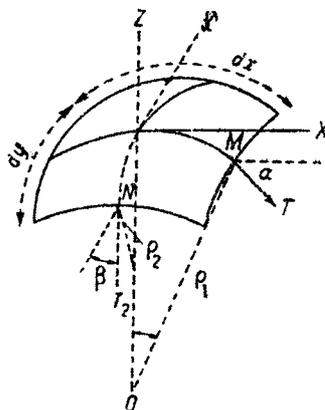
$$p \, dx \, dy.$$

Элемент поверхности находится в равновесии под действием этой силы и сил натяжения, которые приложены к сторонам прямоугольника.

Проектируя на  $OZ$ , имеем:

$$p \, dx \, dy - 2T_1 \, dy \sin \alpha - 2T_2 \, dx \sin \beta = 0.$$

Пусть  $\rho_1$  и  $\rho_2$  — радиусы дуг основных кривых для точки  $O$ .



Фиг. 18.

Дуга  $OM$  равна  $\rho_1 \alpha$  или она равна  $\frac{dx}{2}$ , откуда

$$dx = 2\rho_1 \alpha;$$

заменяя синусом, так как угол  $\alpha$  мал, получим:

$$\sin \alpha = \frac{dx}{2\rho_1}.$$

Таким же образом найдем:

$$\sin \beta = \frac{dy}{2\rho_2}.$$

Уравнение равновесия примет вид:

$$p \, dx \, dy = \left( \frac{T_1}{\rho_1} + \frac{T_2}{\rho_2} \right) dx \, dy;$$

наконец

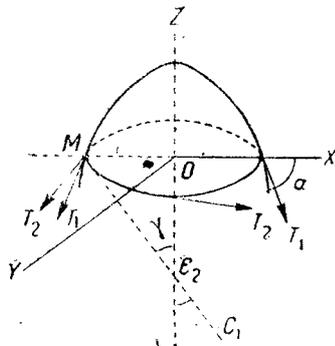
$$P = \frac{T_1}{\rho_1} + \frac{T_2}{\rho_2}. \quad (1)$$

Вообще радиусы основных кривых и их направления очень трудно определить, но это определение в частных случаях, которые мы изучим, не представляет затруднений.

### Поверхность вращения.

В поверхности вращения основными линиями кривизны являются меридианы и параллели поверхности.

Пусть  $OZ$  — ось вращения (фиг. 19); плоскость, проходящая через  $OZ$ , сечет поверхность по меридиану; плоскость  $XOY$ , перпендикулярная к  $OZ$ , сечет ее по параллели.



Фиг. 19.

Два радиуса основных кривых будут  $\rho_1, \rho_2$ .  $\rho_1 = MC_1$  — это радиус кривизны меридиана, который пригодится после для определения самой формы кривой меридиана.

$\rho_2 = MC_2$  — радиус кривизны параллели.

$r = MO$  — радиус параллели (который не следует смешивать с предыдущим). Мы приступим к определению двух основных натяжений. Для этого предположим, что давление  $p$  постоянно по всей длине параллели и последняя уравновешена под действием натяжений и давления.

Пусть  $T_1$  — натяжение вдоль меридиана, перпендикулярное параллели, и  $T_2$  — натяжение вдоль параллели, перпендикулярное меридиану.

Проектируем на  $OZ$

откуда

$$p \cdot \pi r^2 = T_1 \cdot 2\pi r \sin \alpha,$$

$$T_1 = \frac{p \cdot r}{2 \sin \alpha}.$$

Но в треугольнике  $OC_2M$

$$MC_2 = \rho_2 = \frac{r}{\sin \alpha}.$$

Следовательно

$$T_1 = \frac{p\rho_2}{2}. \quad (2)$$

Подставляя это значение  $T_1$  в общую формулу (1), найдем:

$$T_2 = p\rho_2 \left( 1 - \frac{\rho_2}{2\rho_1} \right),$$

откуда

$$T_2 = T_1 \left( 2 - \frac{\rho_2}{\rho_1} \right). \quad (3)$$

Шар. В случае шара

$$\rho_1 = \rho_2 = R,$$

и следовательно

$$T_1 = T_2 = \frac{pR}{2}.$$

В сферической оболочке основные натяжения и следовательно все натяжения в определенной точке будут равны  $\frac{pR}{2}$ ; все вышеуказанные эллипсы обращаются в окружности.

Цилиндр. В цилиндре  $\rho_2 = R$ ,  $\rho_1 = \infty$ .  
Следовательно

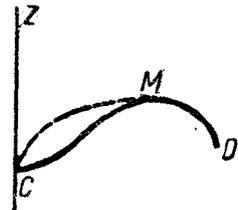
$$T_1 = \frac{pR}{2};$$

$$T_2 = pR.$$

Мы сказали, что давление действует на параллель с силой, равной  $p\pi r^2$ .

Это не совсем верно, если поверхность в действительности пересекается  $OZ$ , и неприменимо, например, к случаю, когда рассматриваемая поверхность есть тор.

Аэростаты строятся из материи, поэтому нельзя допускать сжатия в оболочке. Сжатие возможно вследствие постоянного присутствия складок и поверхность вследствие этого будет деформирована. Все же  $T_1$  и  $T_2$  должны быть положительны, хотя в формуле (2)  $T_1$  не будет положительным, если  $\rho_2$  отрицательно. Если бы мы пожелали построить аэростат, меридиан которого имел форму, представленную на фиг. 20, то для всей части  $MD$  радиус кривизны



Фиг. 20.

$\rho_2$  будет положительным, но для части *МС* он отрицательный. Эта форма однако неосуществима для материи. Действительно, тотчас же произойдет деформация меридиана, который примет форму, обозначенную на рисунке пунктиром.

С другой стороны,  $\rho_1$  всегда положительно (наполняют аэростат и з н у т р и поверхности вращения, а никак не с н а р у ж и).

Формула (3) показывает кроме того, что выражение

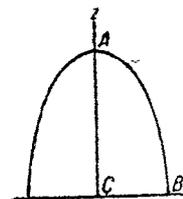
$$1 - \frac{\rho_2}{2\rho_1}$$

должно быть положительным, иначе

$$2\rho_1 > \rho_2.$$

Но если это условие не может быть осуществлено, поверхность деформируется.

Удлиненный эллипсоид. Радиусами кривизны будут (фиг. 21) в точке *A*:



Фиг. 21.

$$\rho_1 = \frac{b^2}{a},$$

$$\rho_2 = 0,$$

и в точке *B*:

$$\rho_1 = \frac{a^2}{b},$$

$$\rho_2 = b.$$

Тотчас же видно, что это — наибольшая величина для  $\rho_2$ . Условие  $2\rho_1 > \rho_2$  приводит для точки *B* к неравенству:

$$\frac{2a^2}{b} > b,$$

откуда

$$2a^2 > b^2.$$

(Условие всегда выполнимое.)

Сплюснутый эллипсоид. Радиусы кривизны в точке *A* будут (фиг. 22):

$$\rho_1 = \frac{b^2}{a},$$

$$\rho_2 = a.$$

Условие для отсутствия деформации:

$$\frac{2b^2}{a} > a,$$

откуда

$$2b^2 > a^2,$$

наконец

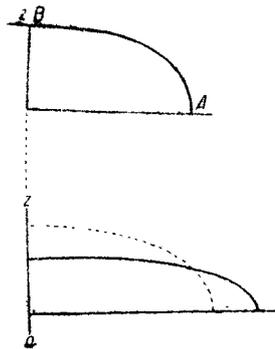
$$b\sqrt{2} > a.$$

Поэтому невозможно построить из материи сплюснутый эллипсоид, если две оси эллипса не удовлетворяют этому условию.

Если эллипс будет более сплюснут, чем следует по этому условию, то поверхность тотчас же деформируется и примет приблизительно форму, обозначенную на фиг. 23 пунктиром.

Из этого беглого обзора мы можем заключить, что, если известно давление в какой-либо точке оболочки аэростата, можно определить основные натяжения для этой точки.

Так как давление  $P$  в корабле определяется известными условиями, которые мы узнаем далее, то можно определить в наиболее слабых точках среднее натяжение материи и следовательно, избирая соответствующий коэффициент безопасности, можно требовать надлежащей прочности от материи, которая будет применена для постройки оболочки.



Фиг. 22 и 23.

### Формы и расчеты оболочек.

Наиболее распространенными формами оболочек воздушных кораблей являются асимметрические тела вращения с миделем, подвинутым ближе к передней части. В нежестких кораблях, за исключением типа „Астра-Торрес“, эта форма вращения строго выдержана. У жестких кораблей, по крайней мере у всех построенных до настоящего времени, сечение наружной оболочки в плоскости, перпендикулярной к оси, представляет форму многоугольника, с вершинами, расположенными по окружности.

Цеппелины типа L 49 также построены в форме многоугольника с 25 сторонами; 24 стороны равны между собой, 25-я нижняя сторона горизонтальная и несколько больше других.

Внешний вид подобного корабля представляет собой, следовательно, тело с 25 гранями, скругленное спереди и утонченное сзади.

Но основные баллоны являются телами вращения, за исключением сектора в нижней части, вырезанного для помещения продольного коридора. Способы расчета, которые мы укажем, с весьма малыми поправками приложимы и к ним.

**Основные данные для расчета оболочек.** Основными величинами при расчете оболочки корабля будут:

- а) длина меридиана, необходимая для раскроя материи, как это увидим из последующего изложения;
- б) площадь для подсчета веса оболочки;
- в) объем — для определения полной подъемной силы;
- г) центр тяжести поверхности, нужный при определении общего центра тяжести всего корабля;
- д) центр тяжести объема, который является точкой приложения архимедова давления;
- е) радиусы основных кривых для определения натяжений в материи.

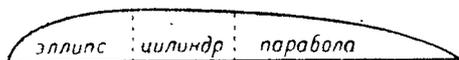
Из различных применяемых меридианов ни один не допускает точного определения всех этих величин; мы рассмотрим последовательно наиболее часто употребляемые меридианы.

Обыкновенно меридиан не образует одной сплошной линии; он состоит в большинстве случаев из отдельных элементов кривых и прямых, касательных к первым в точках соединений.

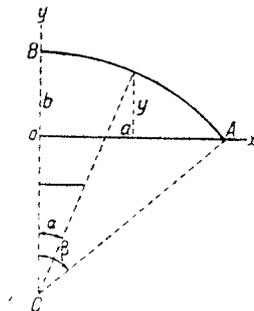
Например, меридиан может состоять (фиг. 24) спереди из дуги эллипса, переходящей в прямую у миделя и продолжающейся сзади дугой параболы. В этом случае основные данные, перечисленные выше; будут иметь место для итогов или результирующих элементарных величин.

Шар. У шара различные основные данные легки для расчета, но шар не входит в конструкцию оболочек воздушных кораблей, во всяком случае в состав их главных частей. Лишь для некоторых деталей применяется иногда сферическая форма.

**Дуга круга.** Рассмотрим поверхность, образованную вращением дуги круга  $AB$  около оси  $ox$  (фиг. 25.) Предположим затем, что центр дуги  $C$  лежит на  $oy$ . Это условие вообще осуществляется в случае, когда требуется обеспечить соединение в точке  $B$  дуги круга с другой, например прямой, линией.



Фиг. 24.



Фиг. 25.

Длина дуги. Если  $R$  — радиус круга, то длина дуги будет:

$$R\theta.$$

Площадь оболочки. Для определения площади поверхности вращения рассмотрим элемент дуги  $ds$ . При вращении он образует поверхность  $2\pi y ds$ , и искомая площадь будет равна:

$$S = \int_B^A 2\pi y ds.$$

Вводя угол  $\alpha$  при центре  $C$ , можно написать:

$$S = \int_0^\theta 2\pi R^2 (\cos \alpha - \cos \theta) d\alpha.$$

Объем оболочки. Объем состоит из цилиндрических элементов с объемом  $\pi y^2 dx$ , — полный объем будет:

$$\int_0^a \pi y^2 dx$$

или

$$\int_0^\theta \pi R^2 (\cos \alpha - \cos \theta)^2 \cos \alpha d\alpha.$$

Возможно определить при помощи аналогичных приемов центры тяжести поверхности и объема. Когда радиусы кривизны  $\rho_1 = R$ ,

$$\rho_2 = \frac{y}{\cos \alpha} = R \left( 1 - \frac{\cos \theta}{\cos \alpha} \right).$$

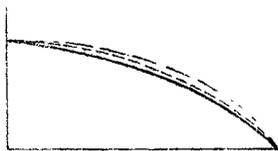
*Дуга параболы.* Дуга параболы второй степени, проходящей через  $A$  и  $B$  (фиг. 26), будет:

$$y = b \left( 1 - \frac{x^2}{a^2} \right).$$



Фиг. 26.

Все параболы, имеющие своей осью  $OB$ , проходящие через  $A$  и отвечающие общей формуле  $y = b \left( 1 - \frac{x^n}{a^n} \right)$ , характеризуются следующими свой-



Фиг. 27.

ствами: имеют ось  $OB$ , проходят через  $B$  и  $A$ , имея в  $B$  горизонтальную касательную; чем выше их степень, тем больше их ординаты. Отсюда понятно, что мы имеем таким образом средство для увеличения объема оболочки без изменения величины ее диаметра и длины.

Фиг. 27 показывает форму трех парабол возрастающих степеней. Для вычерчивания достаточно разбить их, например, на 10 равных частей и  $\frac{x}{a}$  последовательно приравнять 0,1; 0,2; 0,3 и т. д.

Длина дуги. Это вычисление весьма сложное; на практике довольствуются точным измерением по чертежу между точками.

Наружная поверхность. Эта поверхность при замене  $ds$  через  $dx$  равна:

$$\int_0^a 2\pi y dx.$$

Допущенная ошибка будет незначительной, потому что  $dx = ds \cos \alpha$ , где  $\cos \alpha$  весьма близок к единице на главной части кривой; когда же он станет заметно отличаться от нее, то будет мал, и соответствующая ему поверхность также незначительна.

При наличии в уравнении  $ds$  уравнение нельзя интегрировать. Интеграл поверхности будет:

$$S = 2\pi \int_0^a b \left( 1 - \frac{x^n}{a^n} \right) dx,$$

или

$$S = 2\pi b \left( x - \frac{x^{n+1}}{(n+1)a^n} \right) \Big|_0^a + C$$

и наконец

$$S = 2\pi ba \frac{n}{n+1}.$$

Объем. Объем равняется:

$$\int_0^a \pi y^2 dx,$$

и можно найти

$$V = \pi ab^2 \frac{2n^2}{(n+1)(2n+1)}.$$

Центр тяжести поверхности. Центр тяжести наружной поверхности  $S$  очевидно расположен на оси  $ox$ . Пусть  $x$  — его ордината. Величина  $x$  определяется из уравнения:

$$Sx = \int_0^a 2\pi yx dx,$$

или, подставляя вместо  $y$  его значение:

$$Sx = \int_0^a 2\pi b \left(1 - \frac{x^n}{a^n}\right) x dx.$$

Интегрирование просто и дает:

$$x = \frac{n+1}{2n+4} a.$$

Центр тяжести объема. Если  $x_1$  — ордината этой точки, то имеем:

$$Vx_1 = \int_0^a \pi y^2 x dx.$$

Заменяя  $y$  его значением, интегрируем и находим:

$$x_1 = \frac{2n+1}{4(n+2)} a.$$

*Дуга эллипса.* Дуга эллипса применялась у весьма большого количества кораблей, особенно во всех кораблях, построенных в Шале (тип Флерюс и тип Т). Оболочка по этой кривой имеет преимущества в малой заостренности, хорошей с аэродинамической точки зрения форме, но, с другой стороны, правильная постройка трудна для материи: вследствие малого радиуса кривизны натяжение у слабо, и потому часто в некоторых точках образуются складки. Итак, эллиптический меридиан имеет некоторые неудобства.

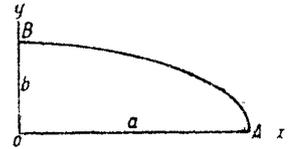
Эллипсы, проходящие через точки  $A$  и  $B$  и имеющие осями  $ox$  и  $oy$  (фиг. 28), характеризуются формулой:

$$y = b \sqrt{1 - \frac{x^n}{a^n}}$$

Чем больше  $n$ , тем больше ординаты.

Для построения меридианов подставляют в  $\frac{x}{a}$  возрастающие значения: 0,1, 0,2, 0,3 и т. д., что позволяет вычислить ординаты.

Длина дуги. Длина дуги не может быть определена без помощи эллиптических интегралов. Но не следует производить этого вычисления, — достаточно измерить длину с надлежащей точностью на чертеже в большом масштабе; полученная точность вполне достаточна.



Фиг. 28.

Наружная поверхность. Наружная поверхность эллиптической формы выражается формулой:

$$S = \int_0^a 2\pi y \, dx$$

или

$$S = 2\pi b \int_0^a \sqrt{1 - \frac{x^n}{a^n}} \, dx.$$

Этот интеграл разрешим лишь в эллиптических функциях.

Центр тяжести поверхности. Интеграл будет таким же и при определении центра тяжести поверхности.

Объем. Объем оболочки будет:

$$V = \int_0^a \pi y^2 \, dx$$

или иначе

$$V = \int_0^a \pi b^2 \left(1 - \frac{x^n}{a^n}\right) dx.$$

Интегрирование дает непосредственно:

$$V = \pi b^2 \left( x - \frac{x^{n+1}}{(n+1)a^n} \right) + C.$$

Иначе говоря,

$$V = \pi b^2 \left( a - \frac{a^{n+1}}{(n+1)a^n} \right),$$

откуда

$$V = \frac{n}{n+1} \pi b^2 a.$$

Центр тяжести объема. Центр тяжести объема лежит на оси  $ox$  на таком расстоянии  $x_1$ , что

$$Vx_1 = \int_0^a \pi y^2 x dx$$

или

$$Vx_1 = \int_0^a \pi b^2 \left(1 - \frac{x^n}{a^n}\right) x dx;$$

иначе говоря,

$$Vx_1 = \pi b^2 \int_0^a \left(x - \frac{x^{n+1}}{a^n}\right) dx.$$

Интегрирование дает непосредственно:

$$Vx_1 = \pi b^2 \left( \frac{x^2}{2} - \frac{x^{n+2}}{(n+2)a^n} \right)_0^a + C,$$

т. е.

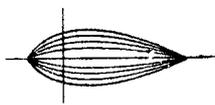
$$Vx_1 = \pi b^2 \left( \frac{a^2}{2} - \frac{a^{n+2}}{(n+2)a^n} \right).$$

$$\text{Деля на } V = \frac{n}{n+1} \pi b^2 a,$$

получим:

$$x_1 = a \frac{n+1}{2n+4}.$$

*Сферические конуса.* Ренар и Волье изучали особую поверхность, названную ими сферическим конусом, которая получается следующим образом.



Фиг. 29.

Предположим, что на шаре отделен сферический сектор, ограниченный двумя полумеридианами. Эти два полумеридиана одинаковой длины. Если деформировать объем таким образом, чтобы сблизить полумеридианы, то получившийся новый объем с поверхностью, образованной „сферическими веретенами“, будет удлиненным, симметричным и заостренным на обоих концах (фиг. 29) и вследствие этого пригодным для удлиненной оболочки.

Чем более сектор вытянут, тем более удлинена оболочка. Составляя оболочку из двух сферических полуконусов, взятых от различных шаров, но с одинаковой длиной окружности миделя, возможно составить асимметричную форму.

Вычисления длины дуги и поверхности сферического конуса легки; наоборот, вычисление объема требует применения эллиптических интегралов.

Полная теория „семейства сферических поверхностей“ и многочисленных свойств, которыми оно обладает, находится в *Revue de l'Aéronautique* за 1894 г. (*Bibliothèque Hervé*) и в „*Technique du ballone*“ Эспиталлие.

В настоящее время сферические конуса оставлены.

Приближенное определение площадей оболочек. Площадь оболочки имеет очень важное значение для весового подсчета при расчете корабля и должна быть определена с возможной точностью.

Определение площадей вообще нетрудно, но крайне кропотливо при отсутствии надлежащих механических вычислительных приспособлений. Поэтому сделаны попытки дать простые формулы для приближенного подсчета поверхностей несущих тел кораблей.

*Формула Дили.* Американец Диль дает следующие две формулы для подсчета поверхностей:

$$S = C \cdot \sqrt{VL}$$

и

$$S = C' \cdot D \cdot L,$$

где  $V$  — объем оболочки,  $L$  — ее длина и  $D$  — ее максимальный диаметр. Что же касается  $C$  и  $C'$ , то это — некоторые величины, являющиеся функциями коэффициента полноты<sup>1</sup>. Значения  $C$  и  $C'$  увеличиваются по мере увеличения коэффициента полноты;  $C$  изменяется от 3,22 до 3,54, а  $C'$  — от 2 до 2,92. Применение их дает результат с довольно значительной ошибкой, а потому пользоваться формулами Дили не рекомендуется. Эти формулы возможно скомбинировать другим образом, чтобы получить более точные результаты, исходя из соображений, что  $\sqrt{VL}$  имеет измерение, одинаковое с площадью,  $DL$  также выражает собой площадь.

*Формула Уарнера.* Профессор технологического института в Массачусете Эдуард Уарнер проделал большую серию подсчетов по формулам Дили и пришел к заключению, что возможно добиться точных результатов, если скомбинировать первую формулу Дили

$$S = C \cdot \sqrt{VL}$$

с формулой

$$S = C'' \cdot \frac{V}{D}.$$

Здесь  $C''$  уменьшается по мере увеличения коэффициента полноты и заключается между 5,17 и 4,73.

Наиболее удовлетворительный результат получается в случае, если предположить, что поверхность оболочки состоит как бы из двух частей, причем одна из этих частей пропорциональна  $\sqrt{VL}$ , а другая  $\frac{V}{D}$ .

Эмпирическим путем Уарнер нашел, что выгоднее всего первую часть оболочки брать втрое больше второй, тогда возможно просто сложить последние две формулы, и площадь оболочки будет:

$$S = \frac{3}{4} C \cdot \sqrt{VL} + \frac{1}{4} C'' \cdot \frac{V}{D}$$

<sup>1</sup> Коэффициентом полноты называется отношение объема несущего тела корабля к объему описанного около него прямоугольного параллелепипеда. Для современных кораблей этот коэффициент варьирует между 0,40 и 0,68.

или, подставив среднее значение для  $C = 3,4$  и для  $C'' = 4,9$ , окончательно получим:

$$S = 2,55 \sqrt{VL} + 1,22 \frac{V}{D}$$

Применение этой формулы дает среднюю ошибку порядка в 1%, а потому она вполне пригодна при всех обычных практических расчетах.

### **Автоматическая устойчивость воздушных кораблей под влиянием изменения внутреннего давления.**

Управление высотой у нежестких кораблей производится следующим образом. Командир корабля на основании атмосферных условий, полученного задания и т. п. решает идти на определенной высоте, которую он и указывает пилоту высоты. Таким образом выбрасыванием балласта или впусканием воздуха в баллонеты или при помощи горизонтальных рулей достигается нужная высота, на которой и закрепляются. Начиная с этого момента, если только весьма большие изменения в подъемной силе не заставят командира корабля изменить свое решение, он идет по манометру, т. е. руководствуется единственно показаниями этого прибора, который в каждый момент дает ему величину внутреннего давления.

Обычно идут между двумя давлениями: одно — нижний предел, определяемый необходимостью не допустить деформирования оболочки, о чем мы узнаем дальше, и второе — верхний предел, определяемый в зависимости от коэффициента безопасности. Например, пусть пилот идет между 30 и 40 мм внутреннего давления. Если давление опускается и приближается близко к 30 мм, приводятся в действие горизонтальные рули, чтобы подняться, и наоборот, если давление поднимается. Проложенный путь не будет поэтому абсолютно горизонтальным, а будет заключаться между двумя горизонтальными предельными плоскостями.

Каково расстояние между плоскостями?

Предположим, что корабль идет на высоте  $Z$  и при нижнем пределе внутреннего давления в 30 мм. Под влиянием случайного нарушения равновесия он стремится подняться.

Объем оболочки не меняется. Давление на высоте  $Z$  будет  $p$  мм водяного столба; абсолютное давление газа будет  $p + 30$ ; во время подъема это давление не меняется, но атмосферное давление уменьшается; внутреннее давление в 40 мм водяного столба наступит, когда атмосферное давление сделается равным  $p_1$ , так что

$$p + 30 - p_1 = 40.$$

откуда

$$p_1 = p - 10.$$

Формула Галлея показывает, что колебания высоты  $\Delta z$  соответствуют: 8 м при  $z = 0$ ; 9,5 м при  $z = 1000$ ; 11,5 м при  $z = 2000$  и т. д.

Итак, если нет изменений объема оболочки, зона полета будет крайне сжатой, и управление высотой очень трудно.

Объем оболочки увеличивается под действием внутреннего давления. Объем изменяется; под действием натяжения ма-

терия подвергается упругим деформациям. Предположим, что между давлением в 30 мм и давлением в 40 мм изменение длины параллели будет  $E$  на метр, а изменение меридиана —  $E_1$  на метр.

Объем  $C$  оболочки может быть выражен в общем виде следующей формулой:

$$C = kab^2,$$

где  $a$  — длина баллона и  $b$  — диаметр миделя.

Объем должен сделаться  $C_1$ , так что

$$C_1 = C(1 + E)^2(1 + E_1)$$

или, пренебрегая весьма малыми членами  $E^2$  и  $EE_1$ ,

$$C_1 = C(1 + 2E + E_1).$$

Итак, при нижнем пределе газовая масса занимает объем  $C$  при давлении  $p + 30$  и при верхнем пределе — объем  $C(1 + 2E + E_1)$  при давлении  $p_1 + 40$ .

Применим закон Мариотта:

$$C(p + 30) = C(1 + 2E + E_1)(p + 40)$$

или

$$p + 30 = (1 + 2E + E_1)(p + 40)$$

и наконец

$$p - p_1 = \Delta p = 10 + (2E + E_1)(p + 40).$$

Предположим, что  $E_1 = \frac{2}{1000}$  и  $E = \frac{4}{1000}$ .

$E_1$  в действительности меньше  $E$ , потому что меридиальное натяжение меньше натяжения по параллели (в два раза меньше у цилиндрической оболочки).

Следовательно

$$\Delta p = 10 + \frac{10}{1000}(p + 40).$$

В целях упрощения мы можем заменить без ощутимой ошибки  $p_1 + 40$  на  $p$ , тогда:

$$\Delta p = 10 + \frac{10p}{1000}.$$

Если  $p = 10000$ , то  $z = 0$  и  $\Delta p = 10 + 100 = 110$ , а  $\Delta z \approx 90$  м;

если  $p = 8000$ , то  $z = 2000$  и  $\Delta p = 10 + \frac{10 \cdot 8000}{1000} \approx 90$ ,

а  $\Delta z \approx 110$  м и т. д.

Из этого можно видеть, что зона полета значительно увеличится.

Заметим кроме того, что подъем корабля, происходящий вследствие облегчения корабля, сопровождается увеличением давления газа, следовательно его утяжелением, весьма слабым, но однако не ничтожным.

Из этой теории следует, что благодаря изменению внутреннего давления, которое может допустить пилот высоты, и происходящему вследствие этого изменению объема оболочки нежесткие корабли обладают довольно широкой по высоте зоной полета и известной автоматической устойчивостью, не требующей выпуска газа.

Вообще пилот имеет таким образом время для маневрирования и, действуя на органы динамического поддержания, он располагает средством для сбережения газа и балласта.

### Постройка оболочек.

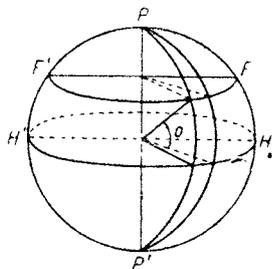
Баллоны шьются из материи, которая режется в виде длинных прямоугольников шириной от 0,5 до 1,5 м. В частности прорезиненная материя почти всегда режется полосами шириной в 1,1 м.

Следовательно теоретически невозможно строить баллоны, поверхность которых геометрически не развертывается. Подобные поверхности не подходящи для оболочек. Среди поверхностей вращения только цилиндр и конус могут быть развернуты.

Для постройки поверхностей, которые были рассмотрены выше, задача заключается в разбивке всей площади оболочки на элементы, достаточно малые, чтобы их возможно было принять без ощутительной ошибки за развернутые площади. Требуется, разумеется, чтобы ширина этих элементов не превосходила ширину употребляемой для постройки материи.

**Постройка из меридиальных полотнищ.** Шар. Сферические аэростаты строятся из веретенообразных полотнищ.

Представим шар, к которому построенная оболочка должна приближаться с минимальным расхождением. Пусть  $PP'$  (фиг. 30) — линия, проходящая



Фиг. 30.

через полюсы, и  $HH'$  — горизонтальная плоскость, проходящая через центр шара и секущая его по экватору. Если нанести на экватор длину, равную ширине материи, и через полученные две точки провести две меридиальных плоскости, то поверхность, вырезанная из шара, и будет меридиальным полотнищем. Выгодно кроме того строить аэростаты из четного числа полотнищ. Поэтому определяют путем вычисления длину экватора. Эта длина равна  $2\pi R$ .  $R$  — радиус шара. Деля полученную величину на ширину материи, получим отвлеченное число. За число полотнищ принимаем следующее за полученным четное число. Предположим, например, что мы пожелаем бы построить аэростат в 10 м диаметром; длина экватора будет равна:

$$10\pi = 31,416 \text{ м.}$$

Ширина имеющейся материи 1,08 м; отвлеченное число

$$\frac{31,416}{1,08 \text{ м}} = 29,25;$$

полотнищ будет 30.

Аэростат нужно строить из 30 равных полотнищ. Ширина каждого из них по экватору шара следовательно будет:

$$\frac{31,416}{30} = 1,047 \text{ м.}$$

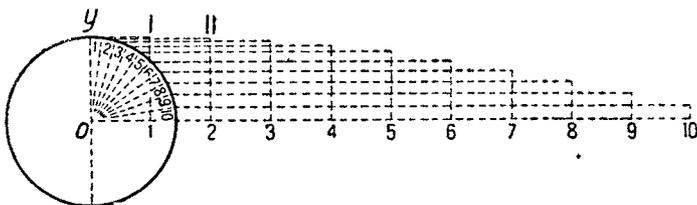
Длина каждого полотнища будет:

$$\frac{31,416}{2} = 15,708 \text{ м.}$$

Все полотнища должны быть совершенно одинаковы, поэтому для них вычерчивается общий шаблон.

Проведем на шаре параллель  $FF_1$ . Ширина полотнища по этой параллели будет меньше, чем по экватору; диаметр параллели есть хорда большого меридиального круга, длина же дуги меридиана пропорциональна углу при центре  $O$ .

Дальнейшее построение просто. На ширине полотнища, которую мы определили, нанесем в известном масштабе окружность, — она изобразит большой круг шара, и разделим прямой угол  $XOY$  на 10 равных частей (фиг. 31).



Фиг. 31.

Разделим таким же образом длину половины полотнища на 10 равных частей; абсциссе 0 соответствует полная ширина, т. е. диаметр окружности; абсциссе 10 — нулевая ширина; промежуточным абсциссам соответствует в качестве ширины длина соответственных хорд, определенных на окружности путем разбивки угла  $XOY$ .

*Удлиненная оболочка.* Раскрой меридиальных полотнищ для удлиненной оболочки производится аналогичным способом. Но все же ширина полотнищ для различных абсцисс определяется путем вычислений.

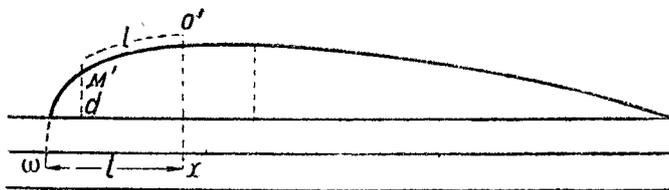
Полотнища всегда будут элементами с кривыми краями, за исключением развертываемых поверхностей; полотнище цилиндра будет прямоугольное, а у конуса — треугольное.

Полезная ширина материи получается также на основании определения числа полотнищ.

Если оболочка имеет диаметр миделя  $D$ , длина его окружности будет  $\pi D$ ,  $L$  — ширина материи, то  $\frac{\pi D}{L}$  даст минимальное число полотнищ, из которых возможно будет построить оболочку, используя всю ширину материи; выбирают для действительного количества полотнищ четное число, непосредственно следующее за найденным. Часто также берут число, крат-

ное 4, следующее непосредственно за найденным. Затем определяют ширину полотнища по окружности миделя: ширина эта будет равна  $\frac{\pi D}{n}$ .

Для определения других точек шаблона проводят ось полотнища и наносят по оси абсцисс длины, измеренные на меридиане или вычисленные.



Фиг. 32.

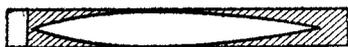
Пусть  $x$  — одна из этих точек;  $\omega x$  равна  $l$  — длине дуги  $O'M'$  меридиана (фиг. 32).

Ордината в точке  $x$  на полотнище равна  $\frac{\pi D}{n}$ , ордината в точке  $\omega$  равна  $\frac{\pi D_1}{n}$ , где  $D_1$  — диаметр параллели, на которой лежит точка  $M'$ .

Эти диаметры вычисляются или измеряются в зависимости от характера кривой меридиана.

Примечание 1. Для сферического конуса меридиальные полотнища будут сферическими веретенами, которые можно раскроить так, как это было указано для случая шара.

Примечание 2. Постройка при помощи меридиальных полотнищ представляет одно преимущество: она уменьшает общую длину швов и вследствие этого риск потери газа и работа по сшиванию также уменьшаются, но она имеет два серьезных неудобства:



Фиг. 33.

1) Происходит большая потеря материи: действительно, все заштрихованные части на фиг. 33 не используются. Для уменьшения этой потери вошло в обычай класть на кусок материи шаблон наискось, чтобы заставить лечь одни над другими точки последовательных шаблонов. Тем не менее потеря все же значительна.

2) В удлиненной оболочке натяжения, перпендикулярные меридианам, значительно больше, чем натяжения параллельные, в частности у миделя на цилиндрической части, если она имеется, или при встрече двух поверхностей, передней и задней, если нет цилиндрической вставки. Меридиальные натяжения вдвое меньше натяжений параллельных; при постройке же оболочки из меридиальных полотнищ ткань будет подвергаться максимальному натяжению по утку, но соприкосновение ткани несколько меньше по утку, чем по основе.

Вследствие этого постройка из меридиальных полотнищ оставлена, и теперь применяют постройку из отдельных кусков, о чем мы будем говорить дальше.

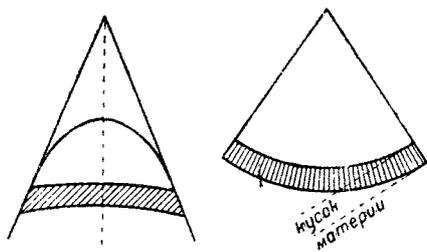
**Постройка из немеридиальных полотнищ.** Конструктора кораблей, с другой стороны, озабочены устранением уменьшения прочности на швах.

С употреблением прорезиненных материй этого уменьшения прочности, по крайней мере теоретически, нет, но лакированные материи не позволяют производить достаточно прочного соединения, обеспечивающего полную безопасность.

Поэтому инженеры, изучавшие свойства лакированных материй, применяющихся для постройки удлиненных оболочек, нашли, что при меридиальном раскрое имеется еще третье неудобство: в подобной оболочке швы расположены так, что они подвергаются наиболее значительным натяжениям. Вследствие этого искали другой способ раскрыя полотнищ, который не имел бы этого неудобства.

Невозможно теоретически построить неразвертывающуюся поверхность при помощи плоских полотнищ. Таким образом то, что хотят осуществить, в конечном виде является поверхностью, близкой насколько возможно к теоретической поверхности. Материя тотчас же деформируется, и окончательная поверхность приблизится к теоретической.

В случае шара, например, плоское полотнище, которое мы вычертили, не подойдет к сферической поверхности; действительно, теоретически у сферического полотнища ось будет половиной большого круга и следовательно будет его длиной по краю. В матерчатом же полотнище, наоборот, ось очевидно более короткая, но раз аэростат построен, то под действием внутреннего давления плоское полотнище деформируется, закругляется и окончательная форма аэростата приблизится более к форме шара, если полотнище не будет деформироваться по ширине. Заметим однако, что деформирование, которому подвергается матерчатое полотнище, весьма незначительно и симметрично относительно оси.



Фиг. 34.

Вообразим, что надо построить неразвертывающуюся поверхность, например поверхность вращения. Можно без ощутительной ошибки заменить поверхность между двумя соседними параллелями (фиг. 34) поверхностью описанного конуса, параллель на котором будет равноотстоящей от первых двух. Поверхность этого конуса развертывается в круговой сектор, и площадь, заключенная между двумя параллелями, займет основание этого сектора.

Можно следовательно сказать, что полоса материи, заключенная между параллелями, образует полотнище. Но это полотнище не будет прямолинейным; мы не сможем тогда строить, так как элементы параллельных полотнищ будут очень малой длины.

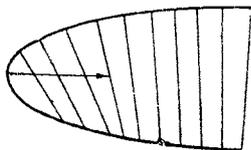
Таким образом пришли к применению при кройке материй следующего основного правила:

Поверхность должна быть разбита на полосы, ось которых развертывается по прямой линии.

Кривые на поверхности, которые могут следовательно развернуться по прямой линии, называются геодезическими линиями поверхности. Они обладают этим свойством, когда их плоскость и касательная плоскость к поверхности в каждой точке перпендикулярны одна к другой. У поверхности вращения меридианы будут геодезическими линиями, что для параллелей

не имеет места. Отсюда понятно, что можно строить оболочки не из меридиальных полотнищ, но при условии, чтобы ось этих полотнищ образовала геодезическую линию поверхности.

При постройке корабля „La France“ Ренар окружил баллон, сшитый из меридиальных полотнищ, которые образовали газонепроницаемую оболочку, особой рубашкой, предназначенной для подвески гондолы и выполняющей роль усиления оболочки. Перед постройкой рубашка была непосредственно раскроена на оболочке, исполненной в малом масштабе; направление полос материи определялось наложением на оболочку лент, ширина которых соответствовала масштабу оболочки таким образом, чтобы они шли ровно, без складок.



Фиг. 35.

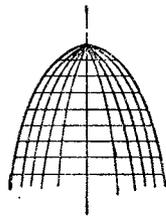
Оказалось, что в некоторой точке верхнего меридиана ленты материи образовали прямой угол с образующей описанного конуса. Удаляясь от миделя, ленты образовывали все больший и больший угол с вертикалью, а угол при вершине описанного конуса также увеличивался. Ленты имели наибольшую ширину на верхнем меридиане и становились уже с боков оболочки по направлению к нижней части (фиг. 35).

Этот способ постройки называется раскромом по брахистодам. Он применялся в некоторых кораблях и в частности в корабле „Adjutant Reau“, построенном фирмой Астра в 1911 г. В настоящее время он совершенно оставлен.

**Постройка из трапециодальных полотнищ.** В настоящее время применяется обыкновенно для постройки оболочек из прорезиненных тканей трапециодальный раскрой.

Меридиан делится на равные отрезки соответственно полезной ширине материи; через полученные точки проводят параллели поверхности. Затем проводят меридианы, составляющие друг с другом равные углы. Число меридианов устанавливается для каждого частного случая, в зависимости от характера конструкции, с тем расчетом, чтобы наибольший поперечник трапеции не превосходил 2—3 м. Число меридианов чаще всего выбирается кратное 4.

Поверхность таким образом разбивается на элементы, имеющие обыкновенно форму трапеций на заостренных частях и форму прямоугольников на цилиндрических. Они и дадут форму полотнищ. Все полотнища на одной параллели равны и выкраиваются вместе (фиг. 36). Их теоретические размеры определяются путем расчета, затем прибавляют с каждой стороны половинную ширину, необходимую для соединения, после чего сшивают друг с другом.



Фиг. 36.

Рассмотрим три последовательных параллели, ограничивающих две серии полотнищ; пусть  $d$ ,  $d'$ ,  $d''$  — диаметры этих параллелей и  $n$  — число полотнищ на окружности параллели; полотнища первого кольца имеют шири-

ну  $L$  — полезную ширину материи и длину оснований  $\frac{\pi d}{n}$  и  $\frac{\pi d'}{n}$ .

Для второго кольца они будут иметь ту же ширину и длины оснований  $\frac{\pi d'}{n}$  и  $\frac{\pi d''}{n}$ .

**Изготовление шаблона.** Для изготовления шаблона берут кусок картона, ширина которого равна полезной ширине материи, а длина — величине  $\frac{\pi D}{n}$ , равной наибольшему поперечнику полотнища.

Затем наносят попеременно на две стороны шаблона и в каждую сторону от оси шаблона отрезки (фиг. 37):

$$\omega_1 d' = \omega_1 n' = \frac{\pi d'}{2n};$$

$$\omega d'' = \omega n'' = \frac{\pi d''}{2n};$$

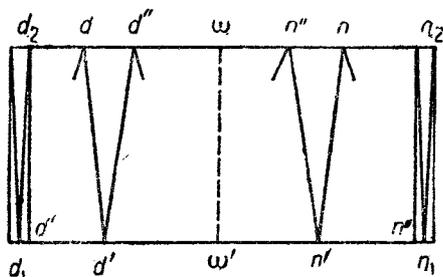
$$\omega d = \omega n = \frac{\pi d}{2n};$$

$$\omega_1 d' = \omega_1 n' = \frac{\pi d'}{2n};$$

$$\omega_1 d'' = \omega_1 n'' = \frac{\pi d''}{2n}.$$

Следовательно на одной из сторон шаблона будут длины полотнищ на четных параллелях, а на другой стороне — длины на нечетных параллелях.

Трапеция  $dd'n'n'$  имеет ширину  $L$  и основания  $\frac{\pi d''}{n}$  и  $\frac{\pi d'}{n}$ ; это — шаблон для кольца с диаметрами  $d''$  и  $d'$ ; трапеция же  $d'd''n''n'$  служит шаблоном для полотнищ кольца с диаметрами  $d$  и  $d''$  и т. д.

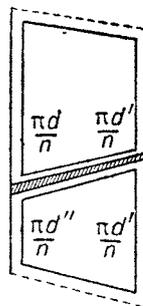


Фиг. 37.

Возможно следовательно на одном листе иметь шаблоны всех полотнищ.

**Кройка полотнищ.** Для кройки полотнищ накладывают  $n$  кусков материи, где  $n$  — число полотнищ на параллели.

При помощи шаблона намечают сверху материи трапецию, соответствующую



Фиг. 38.

первому полотнищу, затем, не поворачивая шаблона, — трапецию, соответствующую второму полотнищу, и т. д. Прибавляют с каждой стороны половинную ширину перекрытия и при помощи острого резца, обычно кругового электрического, кроют за один раз  $n$  одинаковых полотнищ.

Возьмем полотнища колец  $d'd''$  и  $dd'$  и наметим на верхней стороне уложенной в кипу материи трапеции, которые дает шаблон (фиг. 38).

Прибавим половинные ширины перекрытия; надо будет кроить материю вдоль пунктирных линий; потеря материи выразится лишь треугольником с высотой, равной ширине куска, но с основанием, имеющим крайне незначительную величину.

**Соединение полотнищ.** Выкроенные полотнища необходимо соединить друг с другом.

Все полотнища по одной параллели собираются к одной стороне трапеций. Одна параллель с другой соединяются на основаниях трапеций, имеющих общую длину. Таким образом для случая, изображенного на фиг. 38, следует перевернуть стопу полотнищ  $d'd''$  перед соединением их с полотнищами  $dd'$ .

Соединение производится при помощи склеивания, затем прошивки и наконец наложения прикрывающих лент.

В конце курса, при изучении способа составления проекта кораблей, мы увидим, при помощи какого метода определяют в настоящее время подробно все величины, необходимые для постройки оболочек.

### Воздушные баллонеты.

В нежестких системах, когда происходит сжатие газа от снижения корабля, понижения температуры газа или от какой-либо другой причины, необходимо следить за неизменяемостью оболочки.

Для этого в баллонет впускают воздух, который заполняет освободившееся пространство.

К баллонетам предъявляются следующие требования:

а) они должны быть достаточно большими, чтобы по достижении наибольшей возможной высоты в момент возвращения на землю имели надлежащее максимальное выполнение;

б) при тангаже корабля переливающийся в баллонете воздух стремится усилить этот тангаж. Действительно, плотность воздуха по водороду близка к 13— почти такова же, как плотность ртути по отношению к воде. Воздушный пузырь перемещается подобно капле ртути в сосуде, наполненном водой, и поэтому при пикировании корабля воздух имеет стремление переместиться вперед, а при кабрировании — назад. Образуется опрокидывающий момент, который увеличивает колебания (фиг. 39). Поэтому надо располагать баллонеты так, чтобы свести к минимуму этот опрокидывающий эффект: нужно, чтобы центр тяжести воздушной массы находился ниже центра давления и чтобы корабль, имея воздух в своих баллонетах, в горизонтальном положении был бы статически уравновешен, подобно тому, как он бывает уравновешен при выполненной газом оболочке.



Фиг. 39.

Мы изучим последовательно эти условия.

**Объем баллонетов.** Максимальная высота, которая доступна для корабля, достигается при выбрасывании всего балласта и при расходе всего горючего.

Какое же влияние на объем оказывает облегчение в один килограмм, вызывающее соответствующий подъем, пока не наступает равновесие, т. е. когда подъемная сила вышедшего при подъеме газа не станет равной килограмму?

Пусть газ на нолевой высоте имеет подъемную силу, равную  $1,1 \text{ кг}$  на  $1 \text{ м}^3$ .

Следовательно, чтобы поддержать давление в оболочке на земле, надо ввести в баллонет объем воздуха, равный объему газа, выпущенного для компенсации выброшенного балласта в  $1 \text{ кг}$ :

$$\frac{1}{1,1} \approx 0,9 \text{ м}^3.$$

Поэтому в предварительном проекте после подсчета общего веса балласта и горючего, который корабль сможет поднять при газе с подъемной силой в 1,1 кг, дают баллонетам общий объем  $\frac{P}{1,1} \text{ м}^3$ , для того чтобы иметь уверенность, что корабль после выбрасывания всего балласта и расхода всего горючего, — другими словами, по израсходовании полезного груза, смог бы выполненным возвратиться на землю.

Чтобы произвести подсчет, достаточный для предварительных проектных вычислений, принимают обычно за общий объем не  $\frac{P}{1,1} \text{ м}^3$ , а просто  $P \text{ м}^3$ .

Отсюда следующее правило:

Баллонетам придают объем, измеряемый в кубических метрах числом, которое определяет в килограммах полезный груз воздушного корабля.

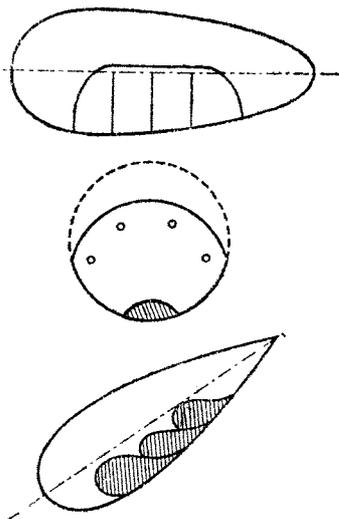
**Диафрагмирование баллонетов.** Для уменьшения опрокидывающих эффектов, производимых перемещениями воздуха при тангаже, ограничивают эти перемещения при помощи перегородок.

Наиболее часто газовые баллоны снабжаются баллонетами, помещенными на нижней части оболочек, причем их наибольший размер располагается по направлению такового же размера оболочки. В этом случае разделяют эти баллонеты перегородками из материи, перпендикулярными к оси, перегородками с прорезанными отверстиями, — большим в нижней части и малыми — в верхней (фиг. 40). При тангаже каждый отсек действует отдельно, и переливания воздуха ограничены. Отверстия предназначаются для выравнивания давления в различных отсеках, если случайно в одном из них будет иметь место сверхдавление; пропуск воздуха через верхние отверстия при тангаже незначителен и не имеет большого значения в перегородках.

Путем подсчета обеспечивают положение центра тяжести воздушной массы на вертикали центра давления.

Часто делают два баллонета: один в передней, другой в задней частях оболочки. Моменты каждого из этих баллонетов должны быть равны и противоположно направлены. Это расположение позволяет при накачивании воздуха в один из баллонетов изменить положение оси корабля без вмешательства задних планов, и вследствие этого приобретает большая маневренность, которую только возможно достигнуть.

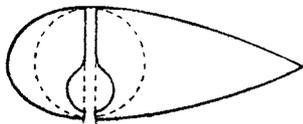
**Устройство баллонетов.** Баллонетам придавали форму шара, вписанного в оболочку. Этот шар обыкновенно был образован из двух полушаровых частей, прикрепленных к двум соседним параллелям оболочки. Наполняется он при помощи шланга, выходящего из нижней части. На фиг. 41 изображен подобный баллонет, содержащий небольшое количество воздуха, и пунктиром — в наполненном виде.



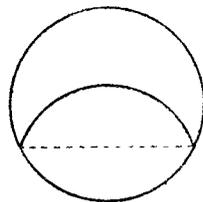
Фиг. 40.

Наиболее часто баллонеты, если их два, устраиваются следующим образом.

а) Их сечение образует два круговых сегмента, соединенных своею хордой; нижний сегмент образован самой оболочкой (фиг. 42), дуга верхнего сегмента несколько больше, чем нижнего, и построена из материи с меньшей прочностью, но с той же самой газонепроницаемостью, какую имеет газовый баллон; наоборот, та часть оболочки, которая входит в баллонет (нижний сегмент), делается из материи с такой же прочностью, но со значительно меньшей газонепроницаемостью; нечего действительно опасаться утечки воздуха вследствие недостаточной газонепроницаемости этой материи.



Фиг. 41.

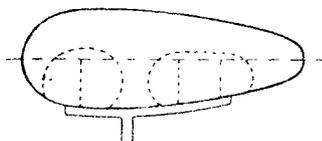


Фиг. 42.

Верхняя дуга образована из диафрагмы и немного больше нижней, так как известно, что материя диафрагмы не работает, когда баллонет пустой.

б) Поверхность этой диафрагмы пришивается с каждой стороны к оболочке по одному из ее меридианов.

в) На концах баллонет заканчивается или поверхностью, по форме близкой к сферическому конусу, построенному на дугах двойного сегмента, образующих его меридианы, или поверхностью, имеющей обыкновенно форму полутора. Какая бы ни была выбрана форма, надо во всех случаях тщательно изучить поверхность, с тем чтобы материя диафрагмы не могла ни в каком случае подвергаться натяжению оболочки ни при выполненном, ни при пустом баллонете (фиг. 43).



Фиг. 43.

Наполнение баллонетов обеспечивается шлангом, который идет по нижней части баллона. Шланг снабжен отверстиями, дающими возможность наполнять различные отсеки. Два шланга, предназначенные для наполнения переднего и заднего баллонетов, соединяются затем в один, который идет в гондлу. Система клапанов позволяет накачивать по желанию любой баллонет или одновременно оба и кроме того препятствует воздуху выходить обратно из баллонетов, когда вентилятор остановлен.

## Аэростатные материи.

**Общие замечания.** Материя для аэростата должна быть:

- 1) непроницаемой для газа,
- 2) с достаточной на разрыв прочностью, чтобы противостоять напряжениям вызываемым внутренним давлением газа.

Аэростатные материи почти всегда изготовляют таким образом, что эти два качества получаются при помощи отдельных средств. Например, применяют хлопчатобумажную ткань с довольно большим сопротивлением на разрыв и покрывают ее газонепроницаемой пленкой.

Делается оболочка обыкновенно из однослойной или многослойной хлопчатобумажной материи, а непроницаемость ее для газа достигается при помощи лака, бодрюша или резиновой пленки. Кроме того, хотя весьма

редко, материю покрывают веревочной сеткой, предназначенной для частичного поглощения усилий; это часто применяется в свободных сферических аэростатах или привязных аэростатах, распространенных до мировой войны, и в равной мере применяется для газовых баллонетов жестких кораблей. В корабле „La France“ Ренар избрал другую систему: материя самого баллона — лакированная, была покрыта шелковой рубашкой, которая и выдерживала усилия вместе с оболочкой.

В настоящее время, за исключением газовых баллонетов жестких систем, аэростатная материя в одно и то же время является оболочкой с сопротивлением и оболочкой непроницаемой; но еще раз заметим, что свойства эти получаются при помощи различных средств.

**Лакированные материи.** Первые аэростаты изготовлялись из хлопчатобумажных или шелковых материй; их газонепроницаемость достигалась с помощью лаков.

Способы изготовления этих лаков многочисленны: наиболее старинный и, возможно, самый лучший лак был введен в 1793 г. Контэ для аэростатов революционной армии. К сожалению, его рецепт был потерян и после никогда не восстановлен. Этот лак содержал в качестве составных частей резину, воск, клей, а в качестве растворителя — терпентинную эссенцию и очищенное льняное масло. Обрывок аэростата Первой Республики хранится в музее как реликвия. Материя все еще мягка, не склеивается и газонепроницаема.

В 1875 г. Ренар после долгих опытов добился изготовления подходящего лака, но однако менее хорошего, чем лак Контэ. Лак Ренара, названный „лаком Шале“, изготовляется на льняном масле, которое быстро сохнет. Лак Ренара был в употреблении вплоть до войны.

Еще есть лаки хорошего качества и более удобные для применения, чем лак Шале: лак Гитте, лак Арну, лак Гарнье и т. д.

Качества хорошего лака разнообразны. Он должен быстро высыхать, однако если быстрота этого высыхания чрезмерна, газонепроницаемая пленка, которая остается на материи, будет хрупкой; если же он будет недостаточно быстро сохнуть, то получившаяся на материи обмазка будет пачкать. В этом случае материя остается газонепроницаемой, но плохо сохнет, и аэростат „склеивается“; может случиться, что сложенные вскоре после лакировки аэростаты будут совершенно потеряны, так как развернуть их, чтобы не порвать, очень трудно.

Наконец лак должен быть устойчивым и не разлагаться в продолжение долгого времени. Кроме того при этом разложении не должно появляться никакого продукта, могущего вредно действовать на материю.

Во время войны лаки не употреблялись для придания газонепроницаемости материи, но их пробовали применять для увеличения газонепроницаемости прорезиненных материй, когда последние обнаруживали значительную утечку. Во Франции для этой цели применяли обмазки из желатина и формалина; в Англии употреблялся „допинг“, имеющий в основе амиловый спирт.

Для получения достаточной газонепроницаемости требуется среднее увеличение веса материи от покрытия лаком от 150 до 230 г на квадратный метр.

**Прорезиненные материи.** Прорезиненные материи состоят из хлопчатобумажной ткани, дающей оболочке требуемое сопротивление, и резиновой пленки, дающей газонепроницаемость.

Подбирая требуемое сопротивление и направление слоев хлопчатобумажной ткани, а также вес резиновых пленок, получают весьма большое количество комбинаций.

Материя — однослойная, если состоит из одного слоя ткани, покрытого резиной, нанесенной на одну или на обе стороны ткани; материя — двойная, если состоит из двух слоев ткани, соединенных с резиной, с внутренней резиновой пленкой и с внешней или только с одной из них. Существуют тройные и многослойные материи.

Про ткань говорят, что она „с прямой ниткой“, когда ее нити основы или утка идут параллельно длине отреза, и „косая“, когда ее нити основы или утка наклонены под углом в 45° к ширине отреза. Материя следовательно будет „косая“, когда она составлена из ткани с прямой ниткой и из косой ткани.

Приведем здесь состав двух очень употребительных материй:

1) материя для постройки привязных наблюдательных аэростатов; по направлению снаружи внутрь эта материя содержит:

слой резины окрашенной . . . . .	2
косая ткань желтая . . . . .	90
слой резины . . . . .	100
ткань с прямой ниткой, неокрашенная . . . . .	90
Итого . . . . .	300

2) материя для постройки кораблей среднего объема (7 000—10 000 м<sup>3</sup>), по направлению снаружи внутрь эта материя содержит:

ткань с прямой ниткой желтая . . . . .	90
слой резины . . . . .	80
косая ткань, неокрашенная . . . . .	90
слой резины . . . . .	110
ткань с прямой ниткой, неокрашенная . . . . .	90
слой резины . . . . .	40
Итого . . . . .	500

**Хлопчатобумажные ткани.** Хлопчатобумажные ткани для аэростатных материй принадлежат к сорту „полотна“, т. е. нити утка проходят у них поочередно сверху и снизу последовательных нитей основы.

Применялись ткани, в которых нити утка проходили поочередно сверху и снизу нитей основы таким образом, что две нити утка шли под двумя другими нитями (тканье, называемое „две нити зубцами“), но их употребление не рекомендуется.

Ввиду высокой стоимости производства этих тканей необходимо употреблять для их изготовления материалы первоклассного качества, дающие при наименьшем весе требуемое сопротивление.

Поэтому хлопчатобумажные ткани для аэростатных материй изготавлиются из лучших сортов хлопка, как „двойчатый египетский“, или „длинный шелк“ Виргинии.

Их изготовление требует тонкой работы: перед войной лишь одна или две французские фирмы решились фабриковать эти специальные ткани, но большая часть их шла из Англии, где несколько фабрик в окрестностях Манчестера специализировались на их производстве.

Во время войны английские фирмы снабжали в значительной части тканями, употребляемыми в воздухоплавании, все союзные страны, однако острая нужда заставила большое количество французских текстильных предприятий поставить специальные мастерские для этой выделки, но с применением английской пряжи; пришлось понизить несколько технические условия, чтобы возможно было принимать ткани французского изготовления.

Хлопчатобумажная ткань из лучшей пряжи и изготовленная безупречным образом дает при весе  $n$  г на квадратный метр сопротивление около 10—12  $n$  кг на метр по утку и основе.

Таким образом, если ткань весит 90 г на квадратный метр, то она обладает сопротивлением от 900 до 1000 кг на метр по основе и утку. Испытания на разрывной машине производятся над полосой шириной 5 см, т. е.  $\frac{1}{20}$  м; требуемое при приемке сопротивление должно быть 45 кг.

**Шелковые ткани.** Пробовали применять шелк для изготовления тканей, входящих в состав прорезиненных материй.

Действительно, шелк обладает более высоким удельным сопротивлением, чем хлопок. Шелковая ткань с весом  $n$  г на квадратный метр дает сопротивление на метр по основе и утку около 15—20  $n$  кг. Но шелк обладает одним серьезным неудобством. Под действием атмосферных агентов, особенно солнечных лучей, удельное сопротивление у него быстро уменьшается. У аэростата, построенного из шелковой материи, по прошествии нескольких недель, сопротивление уменьшается приблизительно на половину первоначальной величины. С другой стороны, мировое производство шелка не велико и не способно к большому увеличению, достаточному для удовлетворения нужд воздухоплавания. Наконец шелк дороже хлопка.

На основании всех этих причин применение шелка не распространено и ограничивается несколькими специальными случаями.

**Резина.** Резина, применяемая при изготовлении аэростатных материй, является чистым каучуком „пара“, происходящим из областей верхнего течения р. Амазонки в Бразилии. Эта разновидность каучука самая лучшая. Но сборка его производится с большими трудностями. Его цена вследствие этого значительно выше цены других сортов.

Каучук — продукт, получаемый путем сгущения сока известных деревьев тропических областей. Важнейшие области, производящие каучук: Бразилия, Зондские острова и Африка. Но каучуковые деревья различных стран, хотя и принадлежат к одному семейству, тем не менее обладают весьма различными свойствами. Также и сорта каучука различаются по своим свойствам.

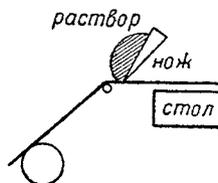
В частности Зондские острова производят в настоящее время весьма большое количество каучука, который заготавливается в виде шероховатых пластинок, называемых „блинами“. Этот каучук применяется в промышленности для изготовления изящных предметов и считается вообще за первоклассный продукт. Однако его употребление не принято при изготовлении аэростатных материй.

Во время войны вследствие отсутствия чистого „пара“ для изготовления материй вынуждены были прибегать к зондскому каучуку. Аэростаты, изготовленные из этих материй, спустя непродолжительное время обнаруживали столь основательную порчу, что сдавались в негодное имущество.

**Растворители.** Растворителем, применяемым при изготовлении аэростатных материй, является исключительно чистый кристаллизирующийся

бензин. Химическая промышленность, хотя и производит очень хорошие растворители (нефтяные растворители), в частности и для каучука, но применение этих продуктов для аэростатных материй дает крайне плохие результаты.

**Производство прорезиненных материй.** Производство прорезиненных материй идет по способу, названному „spreading“. Осуществляется этот способ подогреванием стола, над которым протягивается материя со скоростью от 3 до 4 м в минуту. На передней части стола помещается свернутая в рулон материя и стальная пластинка, называемая „ножом“, расположенная по всей длине стола (фиг. 44). Между материей и нижним обрезом пластины оставляется промежуток не более нескольких десятых миллиметра. Вдоль этого ножа располагают густой раствор „пара“ в бензине (1 ч. „пара“ на 3 или 4 ч. бензина). Материя, проходя под ножом, увлекает при своем движении тонкую пленку раствора; на подогреваемом столе раствор выпаривается, и каучук остается сухим на материи.



Фиг. 44.

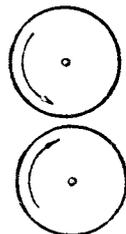
На другом конце стола материя накручивается на рулон, расположенный симметрично первому.

Каждая нанесенная таким путем пленка соответствует прибавке веса на квадратный метр в 8—10 г; поэтому материя над столом пропускают несколько раз, и происходит наслаивание новых пленок.

При изготовлении многослойных материй покрывают каждый слой ткани пленкой каучука, вес которого определяется в зависимости от желаемой структуры материи. Если один из этих слоев ткани должен быть косым, то нельзя изготовить косога куска, не произведя склейки. Отдельные слои ткани накладываются один на другой таким образом, чтобы резина пришлась на резину, и полученный таким путем кусок пропускается через галандр.

Этот аппарат (фиг. 45) состоит из двух стальных, тщательно отполированных валов, вращающихся в противоположные стороны с одинаковой скоростью; между ними оставлен крайне малый промежуток. Материя закладывается между валами и сдавливается во время своей протяжки.

Резина для приобретения эластичности и в целях лучшей сохранности вулканизируется. Эта операция принадлежит к числу плохо исследованных химических процессов и достигается различными приемами. Способ, применяемый для французских аэростатных тканей, состоит в том, что материя после нанесения каучука подвергается действию паров хлористой серы в закрытой камере. Операция длится в среднем 20—30 минут. Затем материя выставляется под действие паров нашатыря в продолжение приблизительно 45 минут, для того чтобы нейтрализовать хлористую серу, оставшуюся на поверхности слоев, так как она обладает свойствами кислот, почему весьма быстро может разрушить нити ткани.



Фиг. 45.

Процесс, описанный выше, применяется на французских заводах. Некоторые иностранные заводы при изготовлении прорезиненных материй применяют горячую вулканизацию. В этом случае надо прибавить в раствор соль свинца или серный цвет. Материи, подвергшиеся горячей вулканизации, лучше сопротивляются теплоте, но менее газонепроницаемы.

Преимущество одного метода по сравнению с другим таким образом спорно, и нет еще достаточного опыта, чтобы разрешить этот вопрос.

**Основные причины разрушения прорезиненных материй.** Прорезиненные материи со временем разрушаются. Важнейшие причины этого старения заключаются, с одной стороны, в действии солнечных лучей, а с другой — в температуре.

Старение, которое можно рассматривать за обычное явление, вызывается отвердением каучука, сопровождаемым сильным изменением его запаха. При старении пленка трескается и газонепроницаемость значительно уменьшается. Последняя стадия этого разложения заключается в „резинификации“ каучука, который переходит в пыль, становящуюся мало-помалу похожей своим строением на канифоль. Эта резинификация происходит обыкновенно через несколько лет.

Разрушение каучука зависит почти исключительно от действия солнечных лучей, и действительно, прорезиненные материи, сохраняемые в абсолютной темноте, могут сохраняться неограниченное время. Среди солнечных лучей наиболее вредными являются ультрафиолетовые. В самом деле, возможно вызвать в несколько часов преждевременную старость материи, выставляя ее под непосредственное действие лампы Эро с ультрафиолетовыми лучами.

Поэтому для защиты от этих лучей материю сверху покрывают хромовой кислотой солью свинца. Материя от этого покрытия приобретает желтый цвет.

К сожалению, желтый цвет делает аэростаты хорошо видимыми, особенно когда они стоят на биваке в поле, то бывают заметны с высоты на большом расстоянии. Поэтому во время войны было введено покрытие аэростатов зеленым цветом, но для сохранения свойств хромовых солей свинца и при отсутствии стойкой зеленой краски ввели для покрытия оболочки наружную густую окраску из хромовой соли свинца и голландской сажи. Смесь этих двух веществ дает прекрасный зеленый цвет.

Но резинификация не является лишь результатом распада каучука. В известных случаях обнаруживается разложение преждевременное, известное под названием „поворота к вязкости“. Каучук становится маслянистым, принимает черный цвет, противный запах, слои ткани склеиваются и материя теряет газонепроницаемость. Кроме того это разложение, которое происходит очень быстро, оказывается заразительным и быстро распространяется, поражая окружающую здоровую материю.

Оно обнаружилось во время войны всего два раза: разложению этому вне всяких сомнений очень благоприятствует теплая летняя погода; во всяком случае не было возможности определить с полной уверенностью, теплота или свет были активными агентами разложения. Кроме того первая эпидемия „*tourbage au gras*“ была констатирована в материях, изготовленных с зондским каучуком и на нефтяном растворителе, которые пришлось применять за отсутствием надлежащих материалов.

Как было сказано выше, это разложение происходит чрезвычайно быстро: некоторые аэростаты, поступившие на службу в разгар лета, были приведены в совершенную негодность в течение четырех дней. Вторая эпидемия произошла позже, через два года, она была менее серьезной, но не было возможным опять объяснить ее точные причины, и, к сожалению, этот вопрос не освещен и до сих пор.

Во всяком случае солнечный свет и высокая температура, кажется, будут основными причинами разложения прорезиненных материй. Когда эти две причины соединяются, жизнь прорезиненных материй значительно уменьшается; это будет случай жаркого климата, а потому применению в этих условиях прорезиненных материй должно предшествовать детальное и длительное изучение условий изготовления материи, которое даст наибольшие гарантии.

Итальянцы, которым пришлось вступить в борьбу с вредным действием довольно жаркого климата и которые имели случай применять аэростаты в Триполи, признали, что наружное покрытие из алюминия значительно уменьшает влияние тепла и света; подобного типа материи хотя исследовались в Германии и во Франции в 1910 г., но действие алюминия все же недостаточно выяснено до настоящего времени.

Следует предпринять дальнейшее изучение этого вопроса.

**Соединение прорезиненных материй.** Для соединения друг с другом двух полотнищ из прорезиненной материи их склеивают раствором каучука в бензине или газолине. Ширина склейки зависит от сорта материи; она более велика для многослойных, чем для однослойных. Эта ширина определяется необходимостью получить в месте склейки более высокое сопротивление, чем сопротивление самой материи. Склейка обычно имеет ширину в 10 мм для однослойной материи, 15 мм для двойной и 20 мм для тройной.



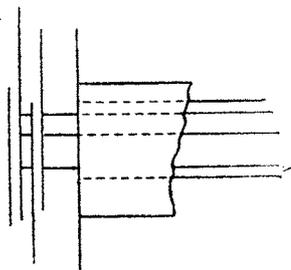
Фиг. 46.

В некоторых аэростатах довольствуются одной склейкой, баллонеты жесткого корабля Spiess'a были построены таким образом. Кроме того полотнища соединяют сшиванием; для этого применяют шелковые нитки.

Число параллельных швов, расстояние между ними и число стежков на единицу длины определяются, как и при склейке, сортом материи. Во Франции не делают больше трех швов. В Германии для некоторых аэростатов применяли до шести швов, из которых два или три синусоидальных (фиг. 46). Эти сложные сшивки производятся за один раз при помощи специальных машин. Шов прикрывается путем наклейки лент с внутренней и наружной сторон в газовых оболочках и только с наружной в частях, содержащих воздух (баллонеты, стабилизаторы привязных аэростатов и т. д.).

Ленты эти делаются из однослойной ткани, не вулканизированной, и накладываются при помощи резинового клея таким образом, чтобы была обеспечена полная связь с материей.

В качестве примера приведем деталь соединения двух полотнищ газового баллона корабля, изготовленных из материи, состав которой был нами сообщен выше (фиг. 47).



Фиг. 47.

Склейка шириной 20 мм при помощи трех слоев раствора.

Сшивка в три шва шелковыми нитками № 45. Швы удалены один от другого на 9 мм; каждый шов имеет 5 стежков на сантиметр. Наружная покрывающая лента из ткани в 90 г на квадратный метр с тремя слоями клея. Внутренняя лента не окрашенная, „с двойной стороной“ (внутренняя

сторона прорезинена и вулканизирована, а накладываемая сторона прорезинена, но не вулканизирована), из т. лани в 90 г на квадратный метр, шириной 50 мм, с тремя слоями клея.

Каждая склейка сопровождается „глажением“ при помощи сильного прокатывания по склейке бронзовой гладилкой, которая выдавливает раствор и обеспечивает надлежащее сцепление.

К сожалению, несмотря на все предосторожности, применяемые при изготовлении соединений, последние всегда обнаруживают наиболее значительные потери газа и в частности в местах скрещивания двух швов. Наиболее важная причина этого заключается в местных деформациях, которым подвергается материя под действием внутреннего давления и которое, как мы видели, производит деформацию плоских полотнищ, приближая их к теоретической форме вращения. Кроме того прохождение машиной по углам полотнищ, где имеется четверная толщина материи, уменьшает без всякого сомнения правильность стежков.

В большинстве сшивок, где в особенности опасаются натяжений, усилиют углы полотнищ круглыми матерчатыми накладками диаметром 8—10 см.

**Бодрюшированные материи.** Бодрюш изготавливается из внутренних пленок слепой кишки быка и баранов. Он представляет собой куски малых размеров (0,6 × 0,2 м), очень тонкие, цвет его белый, почти прозрачный. Бодрюш одновременно почти совершенно газонепроницаем и имеет большую прочность. Он весит в среднем от 25 до 30 г на квадратный метр и обладает сопротивлением разрыву 150 кг на погонный метр.

Недостатки бодрюша, во-первых, его разложение, облегчаемое гнилостным брожением, во-вторых, сложность его выделки, которая требует весьма много ручной работы и крайне повышает стоимость бодрюшированных оболочек.

Бодрюш в местах массового убоя скота извлекается из внутренностей, освобождается от органических остатков промыванием и очисткой и экспортируется в бочонках с солью.

Перед использованием его предварительно вымачивают и размягчают в надлежащем растворе.

Перед войной англичане применяли один бодрюш в несколько слоев для изготовления сферических аэростатов; они также строили аэростаты малых размеров из восьми слоев бодрюша.

В настоящее время бодрюш используют двояко: в первом случае один слой бодрюша наклеивается на легкую прорезиненную материя; так именно англичанами были построены баллонеты жесткого корабля R 34, который совершил в 1919 г. двойной перелет через Атлантический океан; во втором — два слоя бодрюша наклеиваются на хлопчатобумажную или шелковую материя; этот способ применяется германцами при постройке баллонетов жестких кораблей с конца войны.

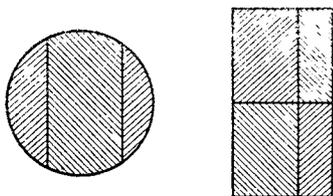
Пленки бодрюша имеются в продаже в виде пакетов, содержащих 25 отдельных пленок, отделенных одна от другой слоем соли. Перед употреблением их размачивают и промывают в ванне из чистой воды, сначала в тепловатой, затем в холодной; в это время они освобождаются от нечистот при помощи щеток. Когда они совершенно вымочены, их кладут на 24 часа в смесь воды и глицерина (около 5%). Глицерин предназначается для придания пленкам большей газонепроницаемости и мягкости.

В этом состоянии пленки бодрюша обладают свойством сростаться друг с другом без помощи какого-либо клея. Этим свойством пользуются

для изготовления из этих пленок, имеющих приблизительно размеры  $1,0 \times 0,20$  м площадей в 35—40 м длины и в 10—15 м ширины. Огромное полотнище, имеющее надлежащие размеры и называемое дублетом, свертывается в рулон.

Склейка происходит таким образом. На наклонном столе в 11—16 м шириной пленки располагаются одна возле другой по направлению своей длины и накладываются так, чтобы последующая перекрывала предыдущую на 1—2 см. Первый слой заканчивают и перед тем, как он высохнет, составляют второй слой из пленок, расположенных перпендикулярно к первому. Первый кусок делают в метр шириной, и когда его таким образом соберут, то перекладывают на решетчатый стол для просушки, являющийся продолжением первого. Следующий метр, собранный из бодрюшных пленок, присоединяется с перекрытием к первому — и так до конца. Со стола для просушки готовый дублет из двойных пленок сухим наматывается на рулон и ставится вертикально. Пленки верхнего слоя наклеиваются по мере хода работы.

Баллонеты цеппелина цилиндрические, и их поверхность разворачивается. Эта поверхность делится на возможно меньшее число частей. Например, у баллонета в 15 м высотой и 24 м диаметром



Фиг. 48.

будет по три части для круглых днищ и четыре для цилиндрической поверхности (фиг. 48).

Части изготавливаются в соответствии с их формой и размерами из дублета; затем они переходят после проверки на выявление дефектов в клеевую мастерскую. В этой мастерской куски дублированной пленки постепенно кладутся на наклеечный стол, где на них накладывается шелковая или хлопчатобумажная ткань со специаль-

ным клеем, составленным преимущественно из желатина, глицерина и соды, к которому прибавляют в малых количествах креозот и едкий натр.

Части после этого соединяются простым склеиванием и образуют баллонет, который вслед за тем наполняется воздухом и лакируется снаружи и внутри при помощи специального лака.

Стоимость изготовления этой материи очень высока: материя с двойной пленкой, подобная той, которая была описана выше, обходится около 100 франков за квадратный метр. Перед войной восьмислойный бодрюш, применявшийся англичанами для своих привязных аэростатов, стоил около 60 франков за квадратный метр.

Кроме того в настоящее время существует реальное затруднение в снабжении: почти исключительно одна Америка снабжает мировой рынок бодрюшем, а ведь для постройки одного жесткого корабля в  $75\,000$  м<sup>3</sup> необходимо употребить 850 000 бодрюшных пленок.

**Приемные испытания аэростатных материй.** *Испытание на прочность.* Как мы видели, расчетом определяют максимальное натяжение, которое должна выдерживать материя оболочки в наиболее утомляемых точках. Затем, пользуясь коэффициентом безопасности, возможно определить требуемое сопротивление материи и подобрать материя нужного качества.

Коэффициент безопасности оболочек никогда не бывает высоким: это нужно в воздухоплавательных конструкциях для уменьшения максимального веса материалов; кроме того, когда корабль наполнен, за ним постоянно наблю-

дают как в эллинге, так и при полете, и внутреннее давление, которое определяет требуемое натяжение материи, в каждый момент можно видеть по манометру. Выбор низкого коэффициента безопасности поэтому понятен; обыкновенно его принимают равным 6—8. У нежестких кораблей среднего объема разрыв оболочки произойдет лишь при внутреннем давлении в 350—400 мм водяного столба; среднее же давление при полете бывает 40—50 мм.

Однако этот низкий коэффициент безопасности требует самого строгого надзора при приемке материй, необходимых для воздухоплавательных конструкций.

Поэтому из всех кусков материи вырезают для испытания полосы по различным направлениям. Эти полосы имеют ширину в 50 мм и длину около 15 см. Их разрывают при помощи динамометра, причем наиболее употребительным типом является динамометр Шефефи.

Главной частью этой машины является рычаг определенной длины, имеющий на одном конце груз  $P$ , а на другом — кольцевой паз и представляющий в общем форму буквы  $T$  с закругленной головкой.

На это  $T$  можно поместить плоскую цепь, закрепленную на краю кольцевого паза в точке  $O$  (фиг. 49) и свободно свисающую с другой стороны. Система подвешена на оси, проходящей через головную часть рычага в точке  $C$  и укрепленной на подставке.

При действии на цепь натяжения  $P_1$  происходит перемещение груза  $P$  вдоль размеченного сектора. Чем больше натяжение, тем больше перемещение рычага. Отметки на секторе позволяют путем непосредственного чтения под индексом узнать величину натяжения.

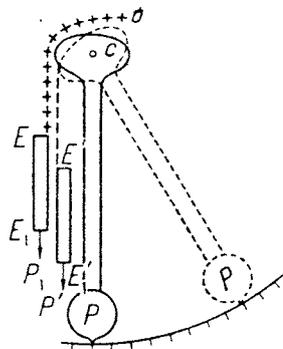
При испытании материй закладывают испытываемую полоску между зажимами  $EE_1$  и дают  $P_1$  величину, при которой происходит разрыв материи. В этот момент индекс отмечает на секторе точную величину разрывающего усилия. Собачка тотчас же останавливает рычаг в этом положении.

Возможно кроме того измерить удлинение в момент разрыва: для этого перед испытанием отмечают расстояние  $EE_1$  между зажимами, после разрыва определяют расстояние  $E'E_1$ , — разность даст удлинение. Полученное сопротивление при разрыве относится к полосе материи шириной в 50 мм. Сопротивление же материи шириной в метр будет в 20 раз больше.

В качестве примера укажем, что требуемое сопротивление трехслойной материи для оболочек кораблей будет 1 800 кг по основе и утку для прямой ткани и 1 700 кг по основе и утку для косой ткани.

Эти испытания проверяются другими испытаниями на разрыв. Для этой цели из испытываемой материи приготавливают цилиндр в метр диаметром и от 1 до 2 м высотой, заканчивающийся с концов двумя полушариями.

Цилиндр наполняется воздухом под атмосферным давлением и с точностью измеряется длина окружности. По мере увеличения внутреннего давления измеряют удлинение материи по параллелям цилиндра. Можно также, построив кривую, определить путем экстраполяции действительный диаметр цилиндра в момент разрыва. Зная разрывающее давление, при помощи формулы  $T = pR_1$  определяют  $T$  — натяжение при разрыве.



Фиг. 49.

Эти испытания дают более точные результаты, чем испытания динамометрические, но динамометрические испытания более распространены в качестве приемных испытаний, как более простые.

Испытание на разрыв давлением позволяет кроме того определить величину удлинения материи под действием различных натяжений, т. е. для различных направлений нитей. Знание этих удлинений позволяет вычислить увеличение объема аэростата после его наполнения.

*Испытание на газонепроницаемость.* Степень газонепроницаемости материи определяется количеством водорода в литрах, которое просачивается через квадратный метр этой материи при известном внутреннем давлении в течение 24 часов. Во Франции для прорезиненных материй газовых оболочек эта цифра установлена в 10 л при давлении в 30 мм водяного столба.

Методы для измерения газонепроницаемости материи многочисленны.

1. Уравновешивают специальные весы, с одной стороны у которых помещен резервуар, наполненный водородом под давлением в 30 мм. Резервуар закрыт сверху кругом из испытываемой материи. По прошествии 24 часов измеряют перемещение стрелки коромысла по градуированному сектору; каждое деление соответствует 1 л на квадратный метр (весы Ренара).

2. Измеряют путем непосредственного определения объем просочившегося водорода, отмечая перемещение уровня воды в испытательном приборе, верхняя часть которого расширена для покрытия ее кругом испытываемой материи (аппарат Пакье).

3. Пропускают сверху испытываемой материи струю воздуха, которая увлекает водород. Этот водород сжигают в трубке из палладия и измеряют вес образовавшейся воды (американский способ).

Во Франции применяют весы Ренара и измеритель проницаемости Пакье; они менее точны, чем многие из других аппаратов, но их преимущество заключается в том, что ими легко могут пользоваться лица, не обладающие большими техническими познаниями. К тому же точное измерение газонепроницаемости не имеет очень большого значения.

Определим потерю газа через оболочку цилиндрической формы 25 м диаметром и 8 м длиной. Ее наружная поверхность будет равна удвоенной поверхности основания плюс поверхность цилиндра:

$$\frac{2\pi d^2}{4} + \pi dl,$$

т. е.

$$980 \text{ м}^2 + 620 \text{ м}^2 \cong 1600 \text{ м}^2,$$

а ее объем:

$$\frac{\pi d^2 l}{4} = 3900 \text{ м}^3.$$

Если проницаемость материи равна 10, т. е. равна потере в 10 л с квадратного метра поверхности в 24 часа, то общая потеря всей оболочки будет:

$$1600 \cdot 10 = 16000 = 16 \text{ м}^3$$

или

$$\frac{16}{3900} = \frac{1}{240} \text{ объема.}$$

Из этого следует, что подобная потеря лишь немного выше той, которая соответствует увеличению температуры на  $1^\circ \left(\frac{1}{273}\right)$  или подъему на соту:

$$\frac{8\,000}{240} \approx 35 \text{ м.}$$

Эта потеря весьма незначительна. К сожалению, утечки через швы или проколы и незаметные отверстия бывают значительно выше.

## ГЛАВА V.

### ПОДВЕСКА.

Подвеской называется часть корабля, предназначенная для соединения гондолы с оболочкой.

Подвеска должна быть жесткой, чтобы при тангаже, боковой качке и вилянии гондола следовала бы за движениями баллона и чтобы общий центр тяжести не перемещался бы, а восстанавливающая пара всегда сохраняла бы свою величину. Кроме того жесткость системы баллон — гондола является необходимым условием для различных органов, которые должны сохранять определенное положение, чтобы их действие оставалось все время согласованным с расчетами инженера. Наконец в недеформирующей системе возможно определить путем расчета точное напряжение для каждого элемента, которому он подвергается, и следовательно осуществить конструкцию с минимальным весом.

В жестких системах гондолы присоединяются непосредственно к каркасу. В полужестких системах нижняя платформа или киль подвергается сжимающим усилиям; изгибающие моменты, как правило, можно считать здесь устраненными вследствие действия вертикальных составляющих подъемной силы газа, с одной стороны, и натяжения подвесок, — с другой. В нежестких системах сжимающее усилие воспринимается самой газовой массой, которая по этой причине и должна находиться под определенным давлением, а вертикальные усилия уничтожаются в точках прикрепления подвески.

Мы приступим теперь к специальному изучению подвески нежестких систем.

#### Подвески нежесткого корабля.

При первых постройках кораблей конструкторы придавали гондоле удлиненную форму, чтобы насколько возможно уменьшить обличность подвесок. Эта конструкция упрощала расчет подвески, но увеличивала число подвесных строп, отчего увеличивалось лобовое сопротивление; кроме того длинные гондолы подвергались значительным изгибающим моментам, что вынуждало увеличивать поперечные размеры и следовательно вызывало увеличение веса всей гондолы.

Ленуар дал впервые теорию подвески коротких гондол („Technique Moderne“ 1 апреля 1913 г.) и приложил ее при конструировании корабля „Fleurus“. Мы впоследствии вкратце рассмотрим эту теорию.

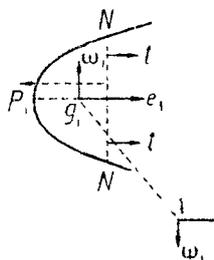
Подвеска должна выдерживать полный вес гондолы.

В предварительном расчете определяют веса не только каждой ее составной части (собственный вес ее остова, вес пассажиров, балласт и горючее, — другими словами, полный вес нагруженной гондолы, которая будет подвешена к подвескам), но в равной мере определяют вес, приходящийся на каждую точку крепления подвески. Это определение производится для устранения изгибающих моментов в лонжеронах гондолы. Мы увидим дальше, как производится это распределение.

Пусть  $\Omega$  — полный вес гондолы, разбитый на элементарные веса  $\omega_1, \omega_2, \omega_3$  и т. д., приложенные к узлам 1, 2, 3, 4 и т. д. остова гондолы.

Возьмем точку 1 подвески (фиг. 50). Если натяжение этой подвески таково, что ее вертикальная составляющая равна  $\omega_1$ , то будет иметь место равновесие вертикальных сил в точке 1.

Рассмотрим на оболочке отсек, ограниченный перпендикулярной к оси плоскостью  $NN$  и обладающий за вычетом приходящегося на него веса оболочки, подвески и различных частей такелажа, которые должны прикрепляться к этой части оболочки, свободной подъемной силой  $\omega_1$  (отсек 1).



Фиг. 50.

Прикрепляя подвеску к центру давления этого отсека и давая ей такое натяжение, чтобы вертикальная составляющая была бы равна  $\omega_1$ , а горизонтальная составляющая уравновешивалась давлением газа, увидим, что задача как будто бы решена. В действительности же все происходит несколько иначе.

Отделим отсек 1 от остального баллона и определим условия его равновесия. Кроме вертикальных мы будем иметь силы:

а) горизонтальную составляющую натяжения подвески  $e_1$ , приложенную к центру давления отсека 1;

б) силу  $P_1$  производимую внутренним давлением на основание отсека 1;

в) натяжения материи  $t$ , все приложенные к параллели плоскости  $NN$ .

Если все силы, приложенные к отсеку 1, находятся в равновесии, то:

а) их алгебраическая сумма должна равняться нулю;

б) алгебраическая сумма их моментов относительно какой-нибудь точки, в частности относительно точки, лежащей на оси баллона, должна также равняться нулю.

Возможно поэтому написать, обозначив через  $L$  длину параллели  $NN$ , уравнение:

$$\int_0^L t dL + e_1 + P_1 = 0.$$

Для того чтобы все  $t$  были положительными, для соблюдения условия неизменяемости оболочки нужно, чтобы

$$-e_1 - P_1 > 0.$$

Для того чтобы  $t$  были положительными и максимальными, надо, так как их сумма определена, чтобы они все были равны.

В этом случае их результирующая будет направлена по оси баллона.

Уравнение моментов относительно точки на оси тогда будет:

$$\text{момент } P_1 + \text{момент } e_1 = 0.$$

$P_1$  не расположено по оси, так как давление в каждой точке различно, и, как мы уже видели, оно меняется в зависимости от высоты рассматриваемой точки над уровнем одинакового давления. Так как давление, действующее на верхнюю полуокружность, более давления, действующего на нижнюю полуокружность, очевидно, что  $P$  пройдет сверху оси, т. е.  $e_1$ , которое будет иметь направление, противоположное направлению усилия, должно лежать соответственно ниже оси. Так как кроме того абсолютная величина  $P_1 > e_1$ , потому что абсолютная величина  $P_1 - e_1 = \sum t$ , то  $e_1$  будет более удалено от оси, чем  $P_1$ .

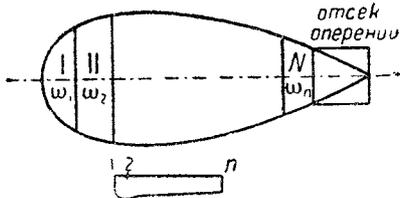
Из этого рассуждения следует, что подвеска должна проходить не через центр давления отсека  $I$ , но ниже (фиг. 51).

Определение величины плеча  $e_1$  позволяет нанести направление подвесной стропы.

По этому способу проводят направления всех подвесных строп.

Предыдущий расчет показывает, что  $P_1$  должно иметь минимальную величину — такую, чтобы по крайней мере абсолютное значение  $P_1 = e_1$ . В этом случае натяжения  $t$  все будут равны нулю. Этой величиной  $P_1$  определяется величина внутреннего давления  $P_1$  по оси. При более низкой величине  $t$  станут отрицательными и произойдет деформация; при более высоком давлении  $t$  будут положительными. Эта величина  $P_1$  называется минимальным давлением, обеспечивающим неизменяемость отсека  $I$ .

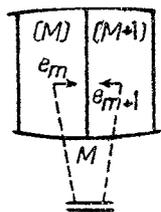
Полный вес гондолы  $\Omega$  равняется полной подъемной силе, оставшейся за вычетом веса оболочки с ее такелажем и оперением. Так как последние расположены на задней части, возможно поэтому разбить баллон, начиная от носа, на последовательные отсеки с полной чистой подъемной



Фиг. 52.

силой  $\omega_1, \omega_2 \dots \omega_n$  (фиг. 52), отбросив отсек, на котором помещены оперения.

При определении направления подвесок, соответствующих различным отсекам, наступает момент, когда наклон подвески относительно вертикали меняет сторону.



Фиг. 53.

В этот момент усилия меняют направления. Пусть  $M$  и  $(M + 1)$  — два соответствующих отсека (фиг. 53); вычислим величину давления  $P_m$ .

Предположим, что баллон на этом участке будет иметь цилиндрическую форму.

Уравнение равновесия для всех отсеков  $I, II \dots M$  вместе будет иметь вид:

$$\int_0^{L_m} t_m dL_m + P_m + e_1 + e_2 + \dots + e_m = 0.$$

Это уравнение показывает, что  $P_m$  должно обеспечить равновесие:

- а) натяжений по параллели  $MM$ ;
- б) горизонтальных составляющих натяжения всех подвесок от 1 до  $m$ .

Минимальное давление, обеспечивающее неизменяемость отсека  $M$ ,  $P_m$ , будет таковым, когда оно соответствует полевой величине натяжений  $t_m$  и удовлетворяет равенству:

$$P_m + e_1 + e_2 + \dots + e_m = 0.$$

Эта величина  $P_m$  очевидно больше, чем  $P_1, P_2 \dots P_{m-1}$ .

При расчете следующего отсека можно найти величину минимального давления, обеспечивающего неизменяемость  $P_{m+1}$  и удовлетворяющего равенству:

$$P_{m+1} + e_1 + e_2 + \dots + e_m + e_{m+1} = 0.$$

Но в  $(M+1)$  направление давления противоположно предыдущим и прибавляется к  $P_{m+1}$ .

Итак, найденное давление  $P_m$  есть наибольшая величина минимального обеспечивающего неизменяемость давления. Это и будет минимальное давление, обеспечивающее неизменяемость всего баллона.

Если допустить падение внутреннего давления в баллоне ниже величины  $P_m$ , ясно, что именно по параллели  $MM$  появятся первые складки.



Фиг. 54.

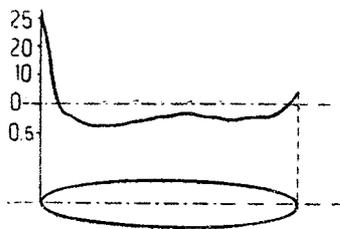
При стоянке эти складки образуют форму кругового венчика, но баллон согнется под влиянием натяжения подвесок. Если давление упадет во время полета, то при

первом же вилянии корабля оперения окажутся подставленными давлению, наклонному к оси, и это давление, не будучи больше уравновешено жесткостью оболочки, повлечет образование складки в горизонтальной плоскости, и корабль пойдет по кругу (фиг. 54).

Если сжатие газа продолжится, то деформация еще больше выявится, и это произойдет без заметного падения внутреннего давления ниже минимума.

Для борьбы с подобной деформацией необходимо выполнить оболочку или путем выбрасывания балласта для подъема, или путем нагнетания воздуха в баллонеты; внутреннее давление не поднимается до тех пор, пока деформация не исчезнет.

Существует однако же другое минимальное давление, обеспечивающее неизменяемость и зависящее от собственной скорости корабля. При опытах в воздушном потоке, исполненных в лаборатории Эйфеля, измеряли давление воздуха на различные точки оболочки. Эти измерения позволили построить кривую распределения давлений вдоль оболочки.



Фиг. 55.

В качестве примера фиг. 55 схематически воспроизводит результаты, полученные для оболочки 'Fleurus'a' при ветре в 20 м/сек.

Кривая распределения показывает, что максимальное давление для данного случая будет 22 мм. Оно приложено к носу корабля. Это давление затем быстро падает и вдоль всей оболочки остается близким к нулю, становясь то положительным, то отрицательным, в зависимости от формы оболочки.

Измеренное давление таким образом близко к давлению, которое дает формула истечения жидкостей:

$$v = \sqrt{2gh},$$

откуда берут приближенную величину:

$$h = 5,5 \left( \frac{v}{10} \right)^2.$$

Если внутреннее давление в носовой части баллона выше этой величины, то не будет никакой деформации; если оно ниже, то нос сомнется, образуется вогнутая поверхность — „ложка“, размеры которой изменяются в зависимости от скорости корабля, внутреннего давления и т. п. Эта „ложка“ не изменяет устойчивости корабля, потому что она никогда не бывает большой, однако от нее уменьшается скорость, утомляется материя и ее следует поэтому избегать.

Следовательно имеются два давления, нарушающих неизменяемость формы:

- а) одно  $P_m$  — вызываемое обличностью подвесок,
- б) другое  $h$  — производимое собственной скоростью.

Следует поэтому запомнить следующее правило:

Никогда нельзя допускать давление падать ниже минимального давления, обеспечивающего оболочку от деформации.

Минимальное давление выбирается на несколько миллиметров выше наибольшей из величин  $p_m$  и  $h$ .

Пусть, например, корабль может развить скорость в 25 м/сек; минимальное давление в нем, обеспечивающее от деформации, вызываемой обличностью подвесок,  $P_m$  равно 26 мм.

Давление  $h$ , зависящее от собственной скорости, будет:

$$h = 5,5 \left( \frac{25}{10} \right)^2 = 34 \text{ мм вод. ст.}$$

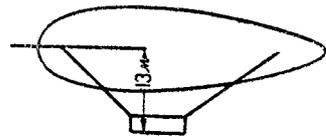
Следовательно  $h$  будет больше.

Минимальное давление при полете, которое должен поддерживать пилот высоты, будет 40 мм.

Предположим кроме того, что имеется разница высот в 13 мм между осью баллона и точкой гондолы, в которой находится манометр (фиг. 56); когда внутреннее давление на оси станет 40 мм, на манометре будет 40 — 13 = 27 мм.

Пилот высоты принимает следовательно полетное давление между 27 и 40 мм по манометру гондолы.

В эллинге единственным давлением, обеспечивающим от деформации оболочку, будет  $p_m$ , равное 26 мм.



Фиг. 56.

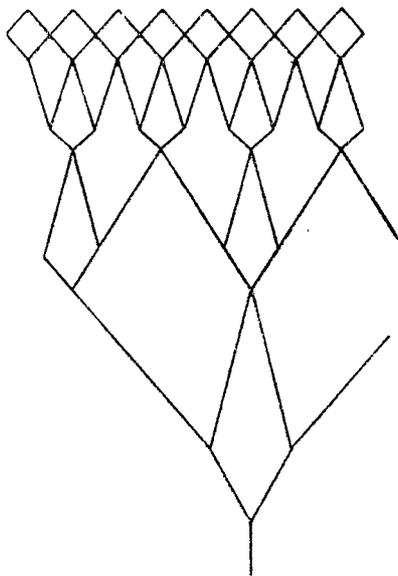
Обслуживающий персонал не допускает поэтому падения давления ниже  $26 - 13 = 13$  мм (при округлении — 15 мм) по манометру гондолы.

Мы теперь располагаем элементами, необходимыми для конструирования подвески; в самом деле, для каждой подвески мы знаем ее направление, или скорее следы плоскостей, содержащих пары симметричных подвесок, и можем определить натяжение путем простого геометрического построения, разлагая вертикальное усилие  $\omega$  на два составляющих — горизонтальное и направленное вдоль подвески.

Надо теперь присоединить эту подвеску с одной стороны к баллону, с другой — к гондоле.

### Связь подвески с баллоном.

**Сети или рубашки.** Сеть делается из веревок, образующих ячеи с четырьмя равными сторонами, и предназначена для передачи усилия от подвески путем распределения ее на большую поверхность оболочки. Эта сеть сильно деформируется, и ее возможно осуществлять весьма разнообразными способами. Обычно она строится так, чтобы ее ячеи имели форму с продольной диагональю вдвое большей, чем поперечная диагональ.



Фиг. 57.

Между сетью и стропами находятся „гусиные лапки“, предназначенные для уменьшения вдвое числа несущих точек. Располагая два, три или четыре ряда гусиных лапок между подвесной стропой и сетью, возможно перейти к единственной стропе от 4, 8 или 16 ячеек (фиг. 57).

Сети, весьма распространенные при возникновении воздухоплавания, применяются теперь лишь для свободных аэростатов. На кораблях они никогда не употребляются вследствие большого сопротивления, которое они создают для оболочки.

У кораблей „Duguay de Lôme“ (1872 г.) и „La France“ (1884 г.) сети были заменены рубашками, относительно которых нами были сделаны некоторые замечания при рассмотрении формы оболочек.

Эта рубашка несет в нижней части гусиные лапки, предназначенные для передачи нагрузки от подвески, подобно тому, как это делается при поясах (см. дальше).

Лишь в жестких кораблях газовые баллонеты окружены сетью, прикрепленной к жесткому каркасу; эта сеть не находится в воздушном потоке, так как наружная оболочка все закрывает в корабле.

**Пояса и системы гусиных лапок.** Рассчитав вышеописанным способом направление подвесных строп, мы можем точно определить место прикрепления подвески к оболочке. Произведем сечение баллона плоскостью  $JS$  (фиг. 58). Сечение баллона будет замкнутой эллиптической или аналогичной ей кривой. Точка  $J$  дублируется, так как обыкновенно подвески

разбиты на симметричные пары, прикрепляемые с обеих сторон гондолы; проведем из  $AA_1$  касательные к сечению баллона. Точка встречи, где подвеска коснется баллона, и будет точкой ее прикрепления к оболочке.

Но нельзя и думать о прикреплении подвески к единственной точке оболочки. Она вызовет значительное местное натяжение, что безусловно повлечет за собой большую деформацию оболочки и, возможно даже, ее разрыв. Необходимо распределить это усилие на достаточно большую длину, чтобы материя на ней имела достаточный коэффициент прочности.

Если, например, материя имеет сопротивление 1 800 кг на метр и если коэффициент безопасности определен в 20, то нельзя превосходить натяжение выше 90 кг на метр.

Надо рассредоточить подвеску и прикрепить ее к поясу такой длины, чтобы каждый метр пояса не был нагружен более чем 90 кг.

**Разметка пояса.** Пояс будет кривой встречи описанного конуса, имеющего вершину в отправной точке подвески (фиг. 59). Так как отправные точки подвесок 1, 2, 3 и т. д. весьма близки друг другу и распределены по гондole, имеющей весьма умеренную длину, то соединяют непрерывной линией отдельные кривые встреч описанных конусов, проведенных из 1, 2, 3 и т. д., с тем чтобы провести один сплошной пояс или по крайней мере длинные непрерывные элементы пояса.

**Гусиные лапки.** Между поясом и подвесными стропами вставляют гусиные лапки.

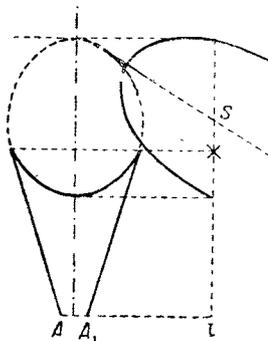
Крепление к оболочке первого ряда гусиных лапок производится при помощи специальных точек крепления. Предварительным испытанием одной из этих точек определяют ее сопротивление разрыву. Деля найденную цифру на коэффициент безопасности, можно определить максимальное усилие, которому должна подвергаться точка крепления и одновременно определить:

- 1) расстояние между точками крепления на поясе;
- 2) максимальное натяжение для веревки, присоединенной к точке крепления, а следовательно и ее сопротивление.

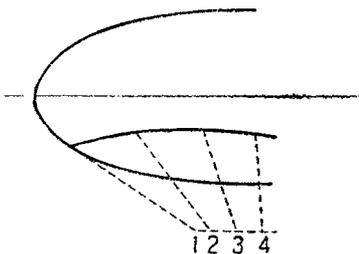
Зная сопротивление разрыву различных веревок, возможно будет расположить гусиные лапки таким образом, чтобы присоединить к ним одиночную стропу. Это сводится лишь к постройке геометрической эпюры.

В качестве примера предположим подвеску, работающую на 500 кг; пусть 90 кг — максимальное усилие, допустимое для материи; длина пояса, на котором должно рассредоточиться натяжение подвески, будет:

$$\frac{500}{90} \approx 5,50 \text{ м.}$$



Фиг. 58.



Фиг. 59.

Предположим, что выбранная точка крепления имеет сопротивление 600 кг и что мы для этой системы выбираем коэффициент безопасности 15. Можно допустить для нее нагрузку:

$$\frac{600}{15} = 40 \text{ кг.}$$

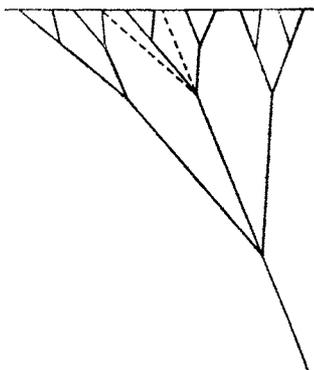
Отделяем затем эти точки крепления расстояниями:

$$\frac{40}{90} \approx 0,45 \text{ м.}$$

На 5,5 м пояса точек крепления будет:

$$\frac{5,50}{0,45} = 12.$$

Веревка, присоединенная к точке крепления, должна работать на 40 кг. Если принять для коэффициента безопасности 15, то эта веревка должна рваться при натяжении не менее 600 кг.



Фиг. 60.

Мы выберем поэтому из серии веревок, которые имеются в нашем распоряжении, ту, сопротивление которой ближе всего подходит к 600, превышая несколько эту цифру.

Наконец, развертывая пояс и направление подвески, можно при помощи эпюры определить различные элементы гусиных лапок и веревки, требуемые для каждого из этих элементов. Полный расчет не содержит никаких особенностей, — это лишь вопрос разложения сил (фиг. 60).

*Подвесная стропа.* Что касается самой подвесной стропы, то определяют ее сопротивление, а следовательно и характер веревки, которую надлежит применить, путем умножения натяжения, которому она подвергается, на принятый коэффициент безопасности.

Имея таким образом определенную эпюру подвески, производят построение каждого участка гусиных лапок в натуральную величину, найденную для каждого элемента.

*Конструкция.* Опишем теперь различные приспособления этой системы подвески.

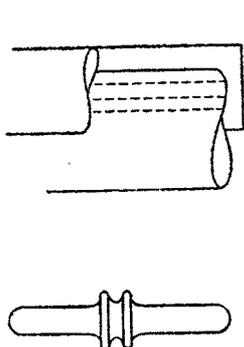
Пояс строится обыкновенно из прочной материи, сложенной в несколько раз, наклеенной и нашитой на оболочку; швы для устранения газонепроницаемости прикрывают лентами.

Точки крепления наиболее часто (во Франции) осуществляются при помощи „костыльков“, введенных в употребление Дюпюи-де-Ломом.

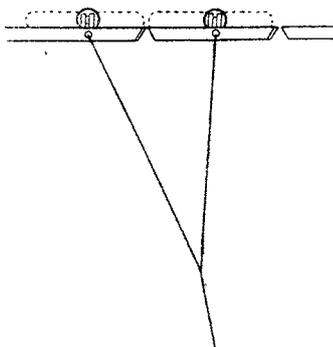
Костылек — приспособление, выточенное из твердого дерева (бук, акация, бакаут и т. д.) длиной 8—15 см и имеющее посередине кольцевой вырез между двумя заплечиками (фиг. 61). Этот костылек вводится в пояс; прямо против выреза костылька делается в поясе прорез (фиг. 62); веревка обводится вокруг выреза, срашивается и зашпагачивается.

Для устранения перемещения костыльков под действием облических усилий соединяют часто различные веревки по сходе их с костылька шпатагом, проходящим через каждую из веревок, или особыми стопорами, укрепленными на поясе по концам каждого костылька. Эти системы применяются каждая порознь или обе вместе.

Обыкновенно не бывает перемещения, даже слабого, подвесной стропы по отношению к поясу, можно поэтому укреплять различные концы гусиных лапок при помощи узлов. Всякий же раз, когда желают распределить поровну натяжение одной веревки на две других, применяют коуши (фиг. 63).



Фиг. 61.



Фиг. 62.



Фиг. 63.

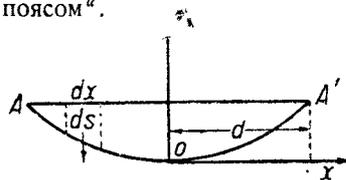
Это — части, выточенные из бука, рога или алюминия, представляют, если смотреть на них по оси, тщательно закругленные и полированные глазки, в которых проходят двойные веревки, а по окружности имеют желобок, также хорошо отполированный, по которому проходит главная веревка. Последняя, обогнув коуш, сращивается и зашпагачивается.

**Мостовой пояс.** Подвеска при помощи простого пояса и гусиных лапок имеет большой недостаток; она подставляет действию воздушного потока значительное число веревочных частей, которые сильно увеличивают лобовое сопротивление.

Чтобы освободиться от этого неудобства, Лемуар исследовал и осуществил проект подвески, названной „мостовым поясом“.

Как это видно из определения, сущность этой подвески та же самая, что и подвесных мостов.

Доказано, что если нить, концы которой закреплены в  $A$  и  $A'$  (фиг. 64), подвержена действию усилий, равномерно распределенных и пропорциональных не элементу дуги  $ds$ , к которому они приложены, а длине проекции  $dx$  этого элемента дуги на ось, перпендикулярную направлению элементарных усилий, то кривая равновесия этой нити будет парабола, и уравнение ее относительно осей  $uox$  будет:



Фиг. 64.

$$y = \frac{p}{2Q} x^2,$$

где  $p$  — величина нагрузки на единицу длины и  $Q$  — натяжение нити в точке  $O$ .

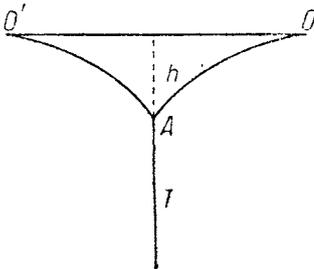
Кроме того натяжение в какой-либо точке кривой будет:

$$T = \sqrt{Q^2 + p^2 x^2}.$$

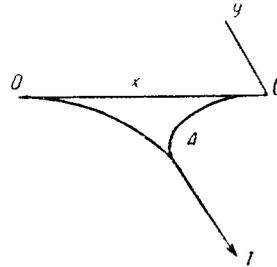
Натяжение поэтому будет максимальным в точках прикрепления  $A$  и  $A'$  и равно:

$$T_1 = \sqrt{Q^2 + p^2 d^2}.$$

Эта задача также решается и для случая подвески кораблей; в самом деле в этом случае желательно равномерно распределить натяжение подвески



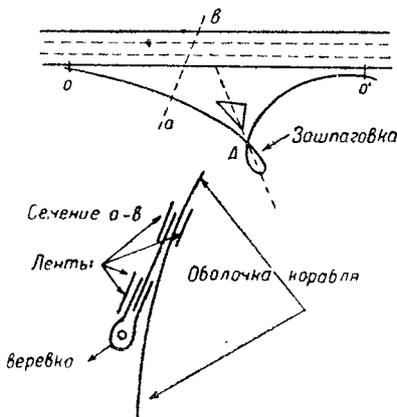
Фиг. 65.



Фиг. 66.

на определенную длину; если определить высоту  $h$  дуг параболы, то задача будет решена.

На фиг. 65 натяжение уменьшается от  $A$  к вершинам  $O$  и  $O'$  дуг параболы. В этих точках оно не будет равно натяжению в  $A$ . Это натяжение будет функцией  $h$  и будет уменьшаться с возрастанием  $h$ .



Фиг. 67.

Если подвеска наклонена к вертикали, проходящей через точку прикрепления пояса, то предшествующее рассуждение остается в силе; уравнение параболы будет таким же, но относительно косоугольных осей  $uox$  (фиг. 66).

Конструкция. Мостовая подвеска строится следующим образом.

Определяют на эюре точную форму дуги параболы. Переносят это построение на материю с достаточным сопротивлением, чтобы иметь надлежащий коэффициент безопасности (обыкновенно 20).

Вслед за этим накладывают веревки, имеющие также желаемый коэффициент безопасности, вдоль намеченных дуг параболы. Веревки приклеивают и огибают сложенной материей так, чтобы они образовали на ней обшитый край.

Каждая веревка образует буклю, выпущенную вниз для прикрепления

подвесной стропы. Чтобы поглотить горизонтальное натяжение в точках  $O$  и  $O'$ , помещают другую веревку с надлежащим сопротивлением по прямой линии между двумя дугами (фиг. 67).

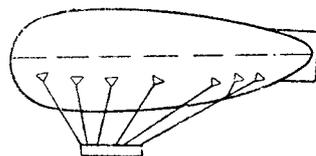
Для избежания разрыва материи в месте соединения дуг, которого можно опасаться вследствие угла, образованного двумя дугами при их выходе из  $A$ , зашпигачивают с наибольшей тщательностью веревку в этой точке. Кроме того наклеивают на угол материи при  $A$  для ее усиления кусок ткани, имеющий форму сектора.

Мостовой пояс  
оболочка корабля  
подвесная стропы

В настоящее время для избежания опасности разрушения веревки от загнивания внутри шва имеется тенденция заменить веревку металлическим тросом, обмотанным лентой материи.

Эта система подвески обладает меньшим лобовым сопротивлением: к тому же возможно всю систему поднять выше кривой встречи описанного конуса так, чтобы вплотную приложить ее к оболочке, оставив свисающей вниз лишь одну буклю (фиг. 68). Действию воздушного потока ничто не будет подставлено, кроме букли и подвесной стропы.

Некоторые конструкторы, применяя эту систему, сохраняют однако гусиные лапки. В этом случае „мост“ изменяет точки крепления; лапки толь-

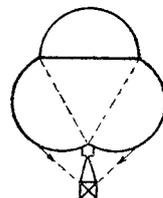


Фиг. 69.

ко раздвигаются и число их рядов уменьшается до одного или двух. Опыты показывают, что эта подвеска обладает полной безопасностью, и вполне возможно устраивать мосты лишь такой длины, которая в действительности необходима. Расчет их зависит лишь от ширины материи, которая ограничивает высоту  $h$  и следовательно длину моста. Таким образом на некоторых кораблях оказалось возможным устройство мостов более чем в 5 м длины, причем каждый из них нес нагрузку в полтонны (фиг. 69).

**Подвеска Торрес.** Общество Астра в течение нескольких лет применяет для изготавливаемых им кораблей патентованную систему испанского инженера Торрес-Квеведо.

В этой системе оболочка не является телом вращения; сечение ее плоскостно, перпендикулярной к плоскости продольной симметрии, образует три полуокружности, построенные на трех сторонах равнобедренного треугольника. Этот треугольник, работающий на растяжение, препятствует оболочке деформироваться, даже если объем уменьшится; треугольник построен из льняной материи. Подвеска в большей части проходит внутри оболочки. Подвесные стропы выходят из баллона через газонепроницаемые рукава; они присоединяются к баллону по бороздам, образованным двумя нижними полуокруглыми долями с верхней, при помощи веревки, идущих по сторонам треугольной призмы. Веревки эти прикрепляются симметрично вдоль верхних борозд при помощи „мостового“ пояса или других систем крепления.

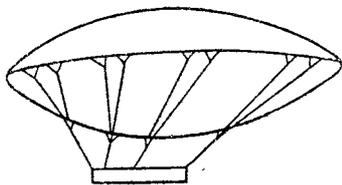


Фиг. 70.

Гондола поддерживается при помощи центральных подвесок (фиг. 70), которые раздваиваются, а жесткость подвески обеспечивается наружными поперечными растяжками, прикрепленными к оболочке.

Эта система подвески отличается малым лобовым сопротивлением, но она неудобна вследствие крайней трудности ее осмотра: возможно производить лишь весьма неполный осмотр подвески, будучи одетым в скафандр.

**Жесткость подвески во время боковой качки.** Поперечная устойчивость обеспечивается лишь восстанавливающей парой, создаваемой двумя силами  $F$  и  $P$  при боковой качке. Но этой пары не будет, если подвеска не будет жесткой в боковом направлении.



Фиг. 71.

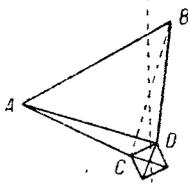
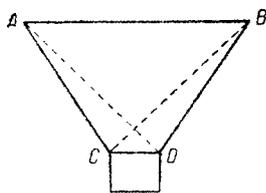
Если удовлетвориться подвесками, которые мы описали, гондола будет перемещаться относительно баллона, и восстанавливающей пары не будет. Единственной жесткой формой, которую можно получить при помощи веревок, является треугольник (фиг. 71). Необходимо следовательно осуществить

то, что Дюпюи-де-Лом назвал крестовидной веревочной подвеской.

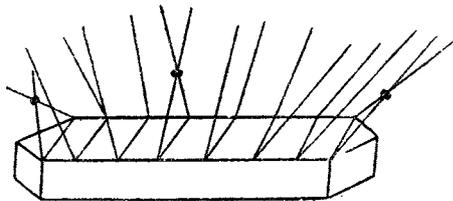
Представим баллон линией  $AB$  (фиг. 72), которая соединяет точки крепления к баллону гондолы; прямой  $CD$  — точки подвески гондолы.

Подвесками будут  $AC$  и  $BD$ . Если добавить веревки  $AD$  и  $BC$ , то пока вертикаль центра тяжести гондолы проходит между  $A$  и  $B$ , все веревки будут натянуты и не произойдет ощутительного перемещения гондолы относительно баллона.

Дополнительные веревки называются боковыми растяжками. Применение боковых растяжек общепринято. Делают их из специальных веревок, которые при расчете подвески не несут никакого груза. В этом случае стремятся лишь к тому, чтобы они не ослабли, но предварительного натяжения не делают, заставляя их работать лишь при боковой качке. Возможно также их устройство путем перекрещивания некоторых строп.



Фиг. 72.



Фиг. 73.

Пояса боковых растяжек располагаются на баллоне ниже поясов подвески. Обыкновенно симметричные растяжки соединяют в точках их перекрещивания так, чтобы получились узлы, препятствующие перетиранию одной растяжки о другую; располагают обычно три группы и три узла растяжек (фиг. 73) — одну спереди и по одной у середины и позади гондолы. На указанной фигуре обозначена схема подвески.

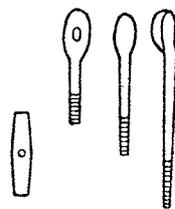
**Крепление строп и растяжек к гондоле.** Крепления строп к гондоле бывают различные. Вначале довольствовались креплением путем пропуска нескольких раз тонкого тросса через „глазок“, устроенный на конце

стропы. При каждом обороте этот трос проходит под нижний лонжерон гондолы. Это — весьма примитивная система „привязывания“, при которой регулировка почти невозможна. Между тем часто бывает необходимо укоротить или удлинить стропу, чтобы заставить ее подвергаться тому натяжению, на которое она должна работать.

Некоторые конструкторы применяют особые шкивы из специальной стали малых размеров. Эти шкивы снабжены собачкой и присоединяются одной стороной к гондоле, другой — к стропе. Эта система хороша, однако и она представляет неудобство: регулировка может производиться лишь на полный зуб собачки, часто же случается, что разность натяжения стропы будет весьма значительной для двух последовательных зубьев.

В равной мере применяют тандеры с винтами из специальной стали и с корпусом из бронзы или дуралюминия (фиг. 74).

Регулировка при этой системе непрерывна и обладает точностью. Возможно также в тот же самый корпус поместить навинтованные стержни увеличивающейся длины, которые путем замены одного другим позволяют осуществлять регулировку на большую длину.



Фиг. 74.

**Веревки, употребляемые в аэростатике.** Важнейшим материалом, применяемым в аэростатике для изготовления веревок, является пенька. Применяют также несколько сортов веревок из хлопка и шелка, но их употребление крайне ограничено. Мы скажем о них несколько слов в конце этого параграфа.

По указанным уже причинам крайне необходимо применять в аэростатике пеньку очень высокого качества. Поэтому применяют лишь анжуйскую или итальянскую пеньку с очень длинными волокнами, тщательно отсортированными и расчесанными.

Из этой пеньки начинают сучить первичные нити, называемые каболками; скручивая вместе несколько каболочек, получают стреньгу. Эта операция называется кометтажем. Скручивая вместе несколько стреньг, получают перлинь и, наконец, скручивая несколько перлиней, получают канат.

Большинство веревок, употребляемых в аэростатике, будут перлини из трех стреньг.

**Коэффициент сопротивления.** Удобно пользоваться при расчетах коэффициентом сопротивления, определенным по способу Ренара; этот коэффициент является частным от деления разрывающего усилия на вес погонного метра веревки. Например, если веревка, весящая 0,1 кг на погонный метр, разрывается при грузе в 1800 кг, ее коэффициент сопротивления будет:  $\frac{1800}{0,1} = 18000$ . Чем лучше качество веревки, тем выше ее коэффициент сопротивления.

Коэффициент сопротивления пеньковых веревок, применяемых в аэростатике, колеблется от 30000 для тонкого шпагата до 12500 для толстых веревок. Он правильно уменьшается с увеличением диаметра.

**С рта пеньковых веревок.** Пеньковые веревки, употребляемые в аэростатике, разделяются на шпагат, шнуры и веревки.

Имеется 5 номеров шпагата, 5 номеров шнура и 3 номера веревок. Вес погонного метра при переходе к более высокому номеру получается

умножением на число  $\sqrt[5]{10} \approx 1,6$ . Это соотношение существует как между шпагатом № 5 и шнуром № 1, так и между шнуром № 5 и веревкой № 1.

Все веревки, начиная от шпагата № 1 до веревки № 3 включительно, имеют поэтому веса, возрастающие в геометрической прогрессии.

Эта система стандартизации была принята в 1919 г. постоянной комиссией стандартов при Министерстве торговли для известного числа фабrikатов (листы и ленты из алюминия, профильные сорта и трубы из дуралюминия и алюминия), а также допущена при изготовлении всех механических частей.

Работы из веревок и производство различных такелажей представляют предметы особой технической специальности, — так называемого сетевого или такелажного дела.

**Другие текстильные материалы, применяемые в аэростатике.** Среди прочих текстильных материалов, применяемых в аэростатике, употребительными рами; шелк и хлопок.

Рама — волокно особого сорта тропической крапивы. Она дает очень белые и шелковистые волокна. Ее применение перед войной ограничивалось изготовлением нескольких сортов шнуров, имеющих малое значение; она применялась почти исключительно для ошпагачивания.

Рама обладает превосходным коэффициентом сопротивления. С другой стороны, она почти не загнивает. Ее применение, казалось бы, должно получить широкое распространение. Перед войной некоторые промышленники пытались использовать ее для изготовления тканей. С 1914 г. почти непреодолимые трудности ее ввоза остановили производимые в этом направлении изыскания.

Шелк несколько раз применялся для изготовления веревок. Во время войны итальянцы употребляли шелковые кабели для подъема небольших аэростатов заграждения. Шелк обладает также очень хорошим коэффициентом сопротивления, но его цена очень высока.

Хлопок имеет сопротивление менее хорошее, чем пенька, но он весьма мало подвержен гниению и очень мягок; он применяется для изготовления шпагата и шнуров, идущих для ошпагачивания, а также для веревок и шнуров, которые должны часто браться в руки (веревки управления).

**Металлические троссы.** Обыкновенно подвесные стропы устраиваются из металлических троссов.

Преимущество их заключается в том, что при равном сопротивлении они имеют диаметр значительно меньший, чем пеньковые веревки: пеньковая веревка № 1 с сопротивлением в 1800 кг имеет диаметр около 12 мм, тросс с таким же сопротивлением будет иметь диаметр не более 5 мм.

Замена троссом веревки уменьшает следовательно лобовое сопротивление, кроме того коэффициент сопротивления тросса лучше при больших разрывающих усилиях; этот коэффициент колеблется между 24 000 и 16 000, когда диаметр изменяется от 1 до 15 мм.

**Производство троссов.** Тросс изготавливается обыкновенно из стренга, а каждая стренга — из отдельных проволок. Когда тросс работает на растяжение, он удлиняется и его диаметр уменьшается. Отсюда вполне очевидно, что выгоднее составлять троссы из проволок одинаковой длины так, чтобы каждая работала в тех же условиях, как и соседние.

Так как стренга принимает обыкновенно форму винта вокруг центрального сердечника, то необходимо применять равные стренги. В каждой

стреньге проволоки образуют винтовую линию, намотанную вокруг сердечника стреньги. Для того чтобы все проволоки были одинаковой длины, необходимо, чтобы стреньга состояла только из одного слоя проволок.

С другой стороны, когда диаметр уменьшается под действием растягивающего усилия, это уменьшение происходит отчасти от сжатия сердечника и от сжатия стреньг.

Если мы рассмотрим трос, образованный из сердечника и 6 стреньг, имеющих тот же диаметр, что и сердечник, сечение троса будет иметь вполне симметричную форму. Касательная к сердечнику будет касательной к двум соседним стреньгам. Когда под действием растягивающего усилия диаметр уменьшится, форма останется похожей на прежнюю без какого-либо налегания стреньг одна на другую.

Это заключение относительно стреньг показывает, что наилучшим расположением для них будет такое, когда каждая стреньга будет состоять из 6 проволок, помещенных вокруг сердечника такого же диаметра; или окончательно трос должен состоять из 6 стреньг ( $A + 6$ ), имеющих каждая 6 проволок ( $a + 6$ ). Эта конструкция является наиболее симметричной и дает наилучшие результаты.

Сердечник троса или стреньги короче стреньги или проволоки, которые их обвивают, поэтому сердечники больше работают, а следовательно и больше удлиняются. Трос деформируется, и эта деформация может повлечь налегание стреньг или проволок. Кроме того, центральная стреньга или центральные проволоки стреньг разрываются первыми и вызывают своим разрывом деформацию троса.

Поэтому заслуживает внимания производство тросов с сердечниками, обладающими большим удлинением и не участвующими в натяжении самого троса. Сердечники эти обыкновенно изготавливаются из пеньковых или хлопчатобумажных веревок, которые во время изготовления не натягиваются; обыкновенно им придают диаметр, слегка превосходящий теоретический, с тем чтобы при работе троса стреньги и проволоки хорошо легли на место, что соответствует наилучшему сопротивлению натяжениям. Сердечник раздавливается, оставляя между стреньгами очень тонкие волокна текстиля. Наличие этих волокон не может служить указанием на дурное изготовление троса, а скорее наоборот.

Невозможно применять при изготовлении тросов проволоки большого диаметра, так как при скручивании их сопротивление скручиванию и изгибу вызовет постоянные деформации.

Ограничиваются проволоками с диаметром в 0,5—0,6 мм. Составление 6 стреньг по 6 проволок в 0,5 мм дает трос около 4—5 мм с сопротивлением в 1500 кг. Для большего сопротивления приходится применить более сложное составление, но опыты показали, что более выгодно сохранять именно 6 стреньг. Поэтому лучше увеличить число проволок в стреньге, чтобы получить более значительное сопротивление.

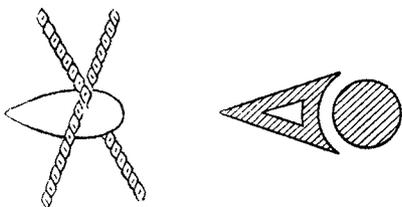
Комбинациями, наиболее часто употребляемыми, будут:

- $A + 6$  стреньг из 18 проволок ( $a + 6 + 12$ )
- $A + 6$  стреньг из 20 проволок ( $a + 7 + 13$ )
- $A + 6$  стреньг из 24 проволок ( $a + 9 + 15$ )
- $A + 6$  стреньг из 36 проволок ( $a + 6 + 12 + 18$ )
- $A + 6$  стреньг из 51 проволоки ( $a + 11 + 17 + 23$ )

Последний тросс, составленный из проволок 0,5 мм, имеет диаметр в 12,5 мм и сопротивление 11 000 кг. К этому размеру в воздухоплавательных конструкциях прибегают очень редко.

*Металл для троссов.* Маталлом, применяемым для изготовления троссов, является нежесткая сталь, протянутая через волочильный станок. Металл вытягивается до тех пор, пока его диаметр не станет 5,5 мм путем протягивания через волочильни все более и более малого диаметра. Когда протяжка окончена, металл отжигают и начинают затем тянуть проволоку. Эта операция может уменьшить диаметр с 5,5 до 0,5 мм. Производится она пропусканием через стальные волочильни двенадцать раз с двумя или тремя промежуточными отжигами. Дальше 0,5 мм необходимо применять алмазные волочильни. В таком случае возможно перейти от 0,5 к 0,25 мм пропуском 7 или 8 раз без отжига. Наименьший диаметр, который употребляется, будет 0,2 мм.

Применяемая сталь должна быть сколь возможно свободной от фосфора и серы и содержать около 0,7% углерода; эти стали вырабатываются из наиболее чистых руд (шведская сталь) или получают в электрической печи.



Фиг. 75.

Сопротивление проволоки, которого возможно достигнуть, будет 240 кг/мм<sup>2</sup>. Известные сорта стали, содержащие ванадий, позволяют тянуть проволоку с сопротивлением более 300 кг/мм<sup>2</sup>. Техника протяжки проволоки еще довольно плохо изучена.

Для избежания окисления троссов проволоки лудят или оцинковывают. Лужение более дорого и менее дейст-

вительно, чем оцинкование, но для расплавления олова требуется температура менее высокая, чем для цинка. Так как эта операция производится сразу по окончании протяжки, то потеря сопротивления будет менее значительной при лужении, чем при оцинковании.

Применяли троссы и из светлых проволок, т. е. без всякого покрытия их предохранительным слоем другого металла, но это всегда опасно для троссов, которые должны быть применены на море или в прибрежной полосе.

*Лобовое сопротивление троссов и веревок.* Троссы и веревки вследствие своей цилиндрической формы и шероховатой поверхности представляют довольно большое лобовое сопротивление; коэффициент  $k$ , который к ним приложим, будет 0,065. Для всей системы подвески из веревок и троссов это сопротивление значительно.

Найдены способы его уменьшения. Для этого возможно поместить сзади тросса обтекатель (фиг. 75), который вместе с круговым сечением тросса образует форму веретена. Эти приспособления прикрепляют сзади троссов при помощи наклеенных лент материи. К сожалению, трудность удерживать эту профилировку точно по направлению встречного воздушного потока не содействовала распространению этого способа. При встрече двух веревок чрезвычайно выгодно прикрывать их узлы указанными приспособлениями. Это устройство часто применялось германцами в их жестких системах.

## ГОНДОЛЫ.

## Расчет гондол.

Гондола должна нести грузы и сопротивляться напряжениям, определенным в проектном расчете. Обычно гондола имеет призматическую форму; ее остов устраивается из перекладин в виде ящика. Эта гондола покоится на земле на двух опорных точках, снабженных амортизаторами. Рассмотрим наиболее общий случай гондолы, вмещающей балласт, пассажиров и моторы.

Гондола несет соответственные грузы и кроме того должна сопротивляться усилиям от винтов и наклонных подвесок.

Проектные условия и известные соображения относительно удобства размещения людей, помещающихся в гондоле, определяют размещение различных грузов. Надо сделать этот расчет; он приводит к подразделению полного груза гондолы на элементарные веса.

Задача заключается тогда в расчете элементов остова, должных сопротивляться известным напряжениям. Это — чистый расчет графической статики.

Определяют таким образом характер и величину усилий для каждого элемента конструкции и следовательно размеры, которые им следует придать. Предположим, что таким образом определены величины элементарных грузов  $\omega_1, \omega_2, \dots, \omega_n$ .

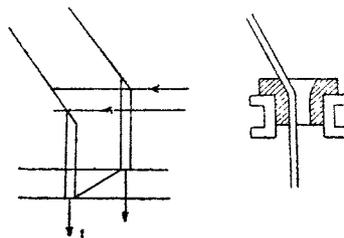
Расчет должен быть сделан на основании двух предположений:

1. Гондола подвешена. Это — нормальное положение гондолы под баллоном.

2. Нагруженная гондола покоится на своих опорах. Этот случай не отвечает гондоле, разгруженной и стоящей в эллинге, потому что тогда она не будет загружена своим балластом, людьми и горючим, но отвечает случаю, когда спускающийся с достаточной скоростью корабль коснется земли, так что вся подвеска даст слабину. Ясно, что при этом условии остов должен выдержать толчок.

Необходимо следовательно определить характер и величину усилий во всех элементах для каждого из этих предположений. Для расчета размеров элементов принимают наиболее неблагоприятный случай.

Пол гондолы выдерживает значительные нагрузки, в частности изгибающие моменты, так как большая часть грузов расположена прямо на нем. Это относится и к нижнему поясу, когда к нему прикреплены подвески. Поэтому делают вертикальные стойки (фиг. 76), не работающие на растяжение и могущие быть более легкими. Но для устранения качки гондолы на этих точках прикрепления подвесные стропы пропускают вдоль этих вертикальных стоек. Таким образом верхний пояс, подвергающийся лишь изгибающим моментам, будет подвергаться и растягивающим усилиям, зависящим от обличности подвесок. Изгибающие моменты зависят от грузов, под-



Фиг. 76.

вешенных к этому поясу, их стараются уменьшить до минимума, прикрепляя подвески непосредственно к узлам. Эта конструкция общепринята. Следует только тщательно изучить пропуск подвесной стропы через верхний пояс, для того чтобы растяжение, которое она вызовет, правильно передавалось бы нижнему поясу; возможно, например, устроить этот пропуск через точеную алюминиевую втулку с большим радиусом, к которой стропа будет прилегать (фиг. 76).

Для правильной регулировки подвески крайне важно, чтобы натяжения подвесных строп увеличивались постепенно. Например, недопустимо иметь одну стропу, работающую на 200 кг между двумя другими, работающими на 1 000 кг. Следует поэтому при расчете оборудования гондолы распределить грузы так, чтобы это условие было принято во внимание.

Размещение опорных точек и следовательно амортизаторов не должно делаться случайно. Изгибающие моменты тем более, чем дальше главные массы удалены от опорных точек. Графическая статика позволит определить их лучшее положение.

### Формы гондол.

Гондола должна быть удобной. Нужно, чтобы все работы при полете могли выполняться надлежащим образом, чтобы сообщение вдоль гондолы было легким, удобным, чтобы все предметы находились на точно определенных и правильно выбранных местах. Эти обстоятельства определяют внутренние размеры гондолы. Что касается ее внешней формы, то необходимо, чтобы эта форма была с наименьшим лобовым сопротивлением.

Кроме того вполне очевидно, что необходимо уменьшить насколько возможно площадь гондолы, подверженную действию воздушного потока. Это условие оказывает влияние на определение внутренних размеров; однако не следует забывать, что лучше иметь несколько большие размеры, но удачную форму, чем уменьшить размеры, но оставить снаружи органы или предметы с большим сопротивлением. Также предпочтительнее увеличить высоту гондолы и избавить пассажиров от встречного ветра; этим путем приобретаются большие удобства для экипажа и увеличивается скорость корабля. Легко доказать, что у корабля с большой скоростью выставленная под встречный поток воздуха фигура человека по пояс уменьшает скорость на 1,5 — 2 км в час.

Длинные гондолы оставлены; в настоящее время все гондолы делаются короткими. Ленуар первый ввел этот тип при конструировании своего корабля „Fleurg“, построенного в 1912 г. Гондолы имеют обыкновенно 1,2—2 м ширины и 1,5—2,5 м высоты.

Для уменьшения лобового сопротивления стенкам придают плавную форму.

Наиболее часто довольствуются обшивкой остова полотном, листовым металлом или листами фанеры. Полотно имеет преимущество в своей легкости, но под давлением воздушного потока на нем образуются вогнутые поверхности со значительным лобовым сопротивлением.

В некоторых случаях гондолу окружают капотом, имеющим совершенно отличную форму от остова, с единственной целью уменьшить у гондолы лобовое сопротивление. Наилучшей формой с аэродинамической точки зрения будет удлиненная форма, подобная той, которую мы изучили для облочечек; естественно поэтому придавать капоту гондолы именно такую форму. Это было сделано на кораблях типа Т от Т<sub>1</sub> до Т<sub>6</sub>.

Капот делается из листового дуралюминия и окружает всю гондолу, с боков этого капота имеются лишь пилоны, радиаторы и амортизирующие шары опорных точек (фиг. 77).

Кроме того на верхней части имеется щит от ветра, снабженный стеклами, позволяющими пилотам наблюдать путь. Этот щит, установленный на капоте, идет по эллипсу по верхнему краю гондолы.

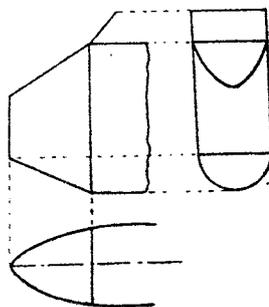
Эта форма была принята германцами в цеппелинах типа L 49, построенных в 1917 г.; боковые гондолы и задняя представляют аналогичную форму, но капот, вместо того чтобы быть из листового металла, сделан из материи, наложенной на легкую обрешетку из дуралюминия.

Кроме этой теоретической лучшей формы применяются и другие.

В настоящее время придают гондолам еще прямоугольное сечение, оканчивающееся в нижней



Фиг. 77.



Фиг. 78.

части кривой, приближающейся к полуокружности (фиг. 78). Перед образован капотом из листового металла. Этот капот имеет эллиптическое сечение. Щит от ветра помещен спереди прямоугольной части и прикрывает пассажиров от воздушного потока.

### Оборудование гондол.

Внутреннее оборудование гондол зависит от назначения корабля: хорошо известно, что гондола корабля, предназначенного для ночной бомбардировки, должна быть иначе оборудована, чем гондола корабля, предназначенного для туризма. В первом случае хорошая видимость в горизонтальной плоскости не имеет в частности особого значения, между тем как во втором необходимо предоставить пассажирам широкий обзор с каждого борта. Мы бегло опишем несколько типов существующих гондол.

#### Гондола типа Зодиак 1917.

Гондола содержит спереди назад:

- 1) отделение с гайдропом и морским якорем,
- 2) пост пилота направления с сиденьем по оси корабля,
- 3) пост пилота высоты с сиденьем сбоку гондолы,
- 4) пост пулеметчика,
- 5) пост командира,
- 6) отделение бензиновых баков,
- 7) два боковых пилона, несущих каждый маленькую веретенообразную гондолу с мотором и винтом с прямой передачей,
- 8) два вентилятора с вспомогательным мотором,
- 9) пост радиотелеграфа,
- 10) балласт и бомбосбрасыватели
- 11) пост заднего пулеметчика.

## Гондола типа Т (1916) — „Capitaine Caussin“.

Гондола заключает в себе спереди назад:

- 1) пост переднего наблюдателя с вертикальным обзором,
- 2) пушку 47 мм,
- 3) пост переднего пилота со штурвалом по оси гондолы,
- 4) пост пилота высоты с правой стороны,
- 5) пост командира,
- 6) вентиляторы, приводимые в действие бортовыми моторами,
- 7) отделение моторов и механиков; два звездообразных мотора типа Сальмсон укреплены по бокам гондолы и вращают винты при помощи демультипликатора, под прямым углом, поднятого на пилон; в этом же отделении находятся трансмиссии вентиляторов, альтернатор радиотелеграфа и динамо для освещения,
- 8) пост радиотелеграфа и бомбосбрасывателей,
- 9) резервуары для бензина,
- 10) пост заднего наблюдателя.

## Гондола типа Астра 1917.

Эта гондола содержит спереди назад:

- 1) пушку в 47 мм,
- 2) пост для пилотов,
- 3) пост для командира,
- 4) отделение вентиляторов с вспомогательным мотором,
- 5) отделение для механиков наверху пилонов, несущих каждый по одному мотору с винтом с прямой передачей,
- 6) пост радиотелеграфа,
- 7) пост для заднего наблюдателя.

## Передняя гондола цепелинов типа L 49.

Эта гондола разделена на два отделения. Первое отделение, которое служит гондолой управления, образует довольно обширную кабину, где находятся вместе пилот направления, пилот высоты, командир корабля и непосредственно за последним пост радиотелеграфа, установленный в специальной кабине и имеющий передающий и принимающий аппараты.

В гондоле управления находится кроме того все управление клапанами, управление водяным балластом, прицельные аппараты, электрический выключатель бомбосбрасывателей и передатчик распоряжений в другие гондолы.

Кабина с радиотелеграфом отделена от кабины управления легкой перегородкой, проложенной очень толстым войлоком, для того чтобы получить максимальную тишину.

Непосредственно сзади первого отделения находится моторная гондола, содержащая мотор с демультипликатором и толкающий винт.

Каждое из этих двух отделений имеет специальную подвеску и каждое из них может сообщаться с центральным коридором при помощи трапа.

**Постоянные и переменные грузы.** Таким образом, как было сказано выше, внутреннее оборудование гондолы и расположение различных органов, которые она должна содержать, зависит преимущественно от цели, для которой построен корабль.

Во всяком случае следует различать грузы, которые во время полета будут полностью или частично израсходованы (бензин, масло, бомбы и балласт), и грузы, которые являются составной частью аппарата (остов, мотор, механизмы и пассажиры). Первые называются переменными грузами, а вторые — постоянными.

Необходимо, чтобы в каждый момент полета продольное равновесие было обеспечено. Для этого равновесия возможно предусмотреть три следующих обстоятельства:

- а) корабль при взлете, баллонеты пусты и переменные грузы полностью;
- б) корабль на максимальной высоте, баллонеты пусты и переменные грузы израсходованы;
- в) корабль при возвращении на землю, баллонеты полны и переменные грузы израсходованы.

Для промежуточных условий нагнетание воздуха в какой-либо из баллонетов позволит восстановить положение корабля.

Рассмотрение равновесия при этих трех условиях приводит к следующим точным правилам:

- а) общий центр тяжести (включая переменные грузы) должен находиться на вертикали центра давления;
- б) центр тяжести жестких частей (оболочка, оперение, постоянные грузы и т. д.) должен находиться на вертикали центра давления;
- в) центр тяжести воздушных масс баллонетов должен находиться на вертикали центра давления; отсюда вытекает четвертое правило:
- г) центр тяжести переменных грузов должен находиться на вертикали центра давления.

Надлежит следовательно при расчете гондолы уравновесить отдельно постоянные и переменные грузы.

Это требование иногда бывает очень стеснительным, так как приводит часто к необходимости размещать оборудование впереди гондолы, но это требование безусловно должно соблюдаться.

Кроме того переменные грузы, расходуясь в продолжение полета, разгружают узлы гондолы, к которым приложен их вес. Соответствующие подвесные стропы вызывают поэтому, пока корабль находится на зоне выполнения, изгибающие моменты в остовете; их невозможно избежать, но тем не менее при благоприятных обстоятельствах можно уменьшить или парализовать их действие.

Затем, когда наполняют баллонеты, в отсеках оболочки, содержащих эти баллонеты, уменьшается подъемная сила. Поэтому следует, когда это условие сочетается с предыдущими правилами, распределять переменные грузы по узлам соответственно отсекам оболочки, содержащим баллонеты, пропорционально объему последних в каждом отсеке.

### Материалы для постройки гондол.

**Ива и бамбук.** Гондолы первых кораблей были построены из ивовых прутьев, подобно гондолам свободных аэростатов (Дюпюи-де-Лом). Но этот способ был скоро оставлен. Гондола воздушного корабля „La France“ была построена из бамбука, соединенного проволокой. Эти материалы теперь не применяются, и о них упоминаем как об историческом факте в развитии дирижаблестроения.

**Стальные трубы.** Вскоре начали строить гондолы из стальных труб. Этот способ применяется иногда и в настоящее время, особенно фирмой Зодиак.

Стальные трубы тянутые, без швов, являются превосходным материалом с очень хорошими данными.

При мягкой стали предел упругости  $E = 30 \text{ кг/мм}^2$ , разрывающее усилие  $R = 45\text{—}50 \text{ кг}$  и удлинение —  $22\%$ ; квадратный миллиметр сечения можно заставить работать на  $8 \text{ кг}$ .

Для полужесткой стали данные будут:  $E = 38 \text{ кг}$ ,  $R = 55\text{--}60 \text{ кг}$ ,  $A = 18\%$  и квадратный миллиметр сечения полужесткой стали можно заставить работать на  $10 \text{ кг}$ , но следует избегать толчков, потому что полужесткая сталь в трубах с тонкими стенками очень хрупка.

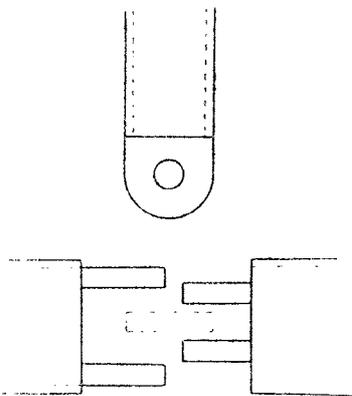


Фиг. 79.

Применение труб менее целесообразно в большинстве конструкций. Оно не рационально для частей, которые работают на сжатие без изгиба, хотя подобного рода напряжения бывают крайне редкими. Выгодно, когда воздушному потоку подставляется поверхность с плавной выпуклостью и отполированная; соединения труб с этой стороны невыгодны. Их применение должно поэтому ограничиваться частями, которые расположены сбоку гондолы, как например части пилона; в этом случае для уменьшения лобового сопротивления им придают сзади обтекатель (фиг. 79). Но для постройки остова гондолы применение труб вообще нецелесообразно.

Отмеченная уже трудность соединения труб представляет серьезное неудобство. Были предложены и применялись различные системы соединений.

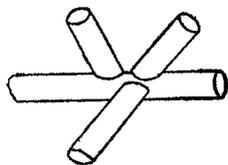
Общество Астра запатентовало в 1910 г. специальное соединение, состоящее из внутренней муфты, припаянной серебром на конце трубы и несущее на другом конце вилку (фиг. 80); две вилки двух труб соединяются концом к концу так, чтобы одна из них, расположенная снаружи, почти налегала на другую, расположенную внутри. Соединение с перпендикулярной трубой производится при помощи третьей части, снабженной не вилкой, а глазком, и вставляемой в меньшую вилку. Соединительный болт стягивает все вместе. Этот шарнир нашел применение у значительного числа кораблей.



Фиг. 80.

Часто применяли затем соединения при помощи сваривания концов труб (система, примененная на „Fleugus'e“ и на кораблях Клеман-Байера). Эти соединения делаются при помощи литой стали.

При разнообразии применяемых для постройки труб и различии узлов, где сходятся по две-три (фиг. 81) трубы и больше, требуется изготовить значительное число моделей, которые, как известно, должны служить лишь для сварки соединений гондолы. Однако воздушные корабли никогда до настоящего времени не строились большими сериями, поэтому изготовление это весьма длительно и очень дорого.



Фиг. 81.

Другой способ, в настоящее время применяемый обществом Зодиак, заключается в автогенной сварке труб в точках их встречи.

Этот способ простой и скорый, но он представляет одно неудобство. Прочность соединения зависит всецело от искусства сварщика, без всякой возможности последующей проверки; очень часто обнаруживается скверное выполнение работы. Если температура пламени недостаточно высока,

то в месте сварки образуется пленка, прикрывающая свариваемые части как бы листком, без всякого сцепления между ними; если температура слишком высока, то имеется риск сжечь сталь и обуглеродить ее, переведя в чугун в точке сварки, — этот чугун сломается при первом толчке. Автогенная сварка, которая является превосходным способом изготовления частей, подвергающихся небольшим напряжениям, должна применяться в остовах, несущих большую работу с большой осторожностью.

**Алюминий.** Алюминий, благодаря своей легкости являющийся превосходнейшим материалом для воздухоплавательных конструкций, почти не применяется для постройки остова гондол вследствие слабого сопротивления, но его употребляют повсюду, где возможно, для всех частей, подверженных слабым напряжениям, и в частности для обшивки.

Существуют сплавы алюминия, обладающие сопротивлением не меньше сопротивления мягкой стали и по плотности приближающиеся к алюминию.

Подобным сплавом является дуралюминий, нормальные данные которого следующие:  $E = 20 \text{ кг}$ ,  $R = 36 \text{ кг}$ ,  $A = 15\%$ , плотность — 2,8.

Этот сплав содержит до 96% алюминия, 3—5% меди, 0,5% магния и следы других металлов, являющиеся результатом недостаточной чистоты применяемого алюминия.

Его удельное сопротивление после плавки близко к таковому же алюминия, но он приобретает благодаря своему составу свойство коваться без значительного уменьшения своего удлинения. Таким образом при помощи проковки и термической обработки он приобретает указанные выше свойства.

Можно кроме того проковать его еще больше, и „нормальный“ металл становится „твердым“ металлом, могущим достичь сопротивления на разрыв  $R$  в 56 кг/мм<sup>2</sup>. Применяют лишь нормальный металл. Он был применен для постройки значительного числа гондол; можно сказать, что, начиная с 1912 г., он применялся во всех конструкциях гондол, по крайней мере для некоторых частей этих конструкций. Гондолы типа Т были целиком построены из дуралюминия: остов — из профильного, капот — из листового и пилоны — из труб. Лишь листы, поддерживающие мотор, были сделаны из стали.

Постройка из профильного алюминия представляет большое преимущество в удобстве всех соединений. Применяемые заклепки готовятся также из дуралюминия; клепка производится холодным способом.

**Дерево.** Наконец в некоторых гондолах применялось дерево, в частности в гондолах, построенных обществом Астра после 1916 г.

Преимущество дерева заключается в легкости обработки и невысокой стоимости. Его прочность достаточна, но удельное сопротивление низко (10—12 кг/мм<sup>2</sup> для ясеня). Применение дерева приводит к громоздкости частей, впрочем сопротивление усиливают путем тщательной обклейки матерчатыми лентами. Для частей, работающих на сжатие, очень часто изгибающее усилие влияет на определение размеров поперечных сечений; очевидно, что, применяя материал с малым сопротивлением, который приводит к большим размерам поперечных сечений, мы тем самым удаляем наступление момента, когда может начаться изгиб. Все же, применяя дерево вместо стали, можно выиграть в весе.

Соединение дерева легко, но оно должно быть сделано тщательно, чтобы избежать деформаций; общество Астра соединяет различные элементы

при помощи особых подобранных оковок, привинчивающихся друг к другу и к дереву.

Большое неудобство дерева заключается в том, что оно коробится, когда применяется недостаточно сухим; искусственная сушка в сушильных печах значительно уменьшает опасности с этой стороны.

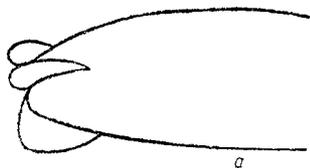
## ГЛАВА VII.

### ПРИДАТОЧНЫЕ ОРГАНЫ ВОЗДУШНЫХ КОРАБЛЕЙ.

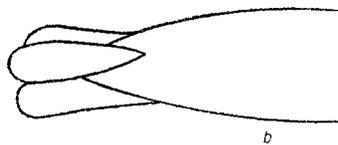
#### Оперение.

Назначение оперения было выяснено в первых главах этого курса; мы поэтому коснемся здесь лишь его устройства, деления на части и расположения на корабле.

**Устройство оперения.** Оперения состоят из плоских поверхностей, могущих подвергаться действию воздушного потока с обеих сторон, вследствие чего им придают симметричную форму и они не имеют профиля крыла аэроплана.



Пока скорость кораблей оставалась незначительной, оперения подвергались незначительным усилиям и их устройство было весьма простым; руль „Dirigu de Ldm'a“ был сделан из куска простого полотна, руль корабля „La France“ был жестким, но устроен очень примитивно — легкий деревянный каркас, обтянутый бумагой.



Оперение корабля „Lebaudy“ состояло из четырех взаимно перпендикулярных планов, образующих так называемый „папильон“ (фиг. 82a) на задней оконечности оболочки; этот папильон был устроен из полотна, натянутого на легкие стальные трубы, которые образовали контур.

Фиг. 82.

„Ville de Paris“ и „Colonel R pard“, построенные обществом Астра в 1907 и 1909 гг., имели оперения в виде цилиндров, наполненных водородом и сообщавшихся с оболочкой. Входящие двугранные углы поддерживались в своем положении при помощи внутренних расчалок (фиг. 82b). Эта система, очень легкая, бы а, к сожалению, мало действительной.

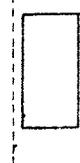
С увеличением скорости кораблей напряжения планов становятся значительными. После 1914 г. эти планы строятся, подобно крыльям аэропланов, из лонжеронов и нервюр; для лонжеронов очень часто употребляются стальные трубы. Однако у всех последних кораблей типа Т лонжероны были сделаны из дуралюминия U-образного профиля.

Нервюры сначала делались из стальных труб, приваренных с помощью автогенной сварки, затем из комбинаций стальных и дуралюминиевых труб и наконец исключительно из профильного дуралюминия на заклепках.

В настоящее время эти планы имеют толщину 12—15 см, и вследствие этого их лобовое сопротивление довольно значительно, но при такой тол-

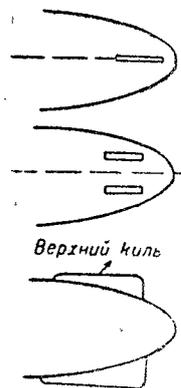
щине их возможно сделать достаточно прочными и устранить полностью применение подкосов усиления и растяжек, которые входили раньше в конструкцию и сами представляли весьма большое лобовое сопротивление.

**Уравновешивание подвижных планов.** Давление воздушного потока на наклонно поставленный план не приложено к его центру, но подвинуто вперед и будет приложено около передней трети плана. Вначале подвижные планы (руль направления и руль высоты) вращались вокруг оси, помещенной вдоль их передних ребер (фиг. 83). Чтобы поставить этот план под углом к направлению потока, требуется приложить усилие, пропорциональное моменту силы относительно оси. Так как скорость кораблей стала более значительной, то появилась необходимость в уравновешивании этих рулей. Точное уравновешивание требует помещения оси вращения в передней трети плана. Таким образом управление планом будет выполняться без всякого усилия.



Фиг. 83.

Но этот способ устройства имеет неудобство: он обязывает пилота постоянно наблюдать за своим планом, чтобы последний находился в нейтральном положении, когда его действие не является необходимым. Вследствие этого располагают обычно ось руля около передней четверти поверхности. Для поворота руля необходимо приложить усилие, впрочем незначительное, но зато он сам принимает нейтральное положение при обратном повороте рулевого штурвала.



Фиг. 84.

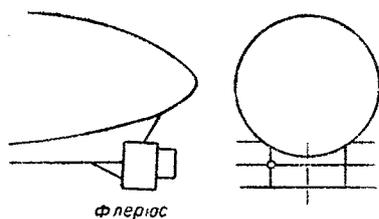
**Деление оперений по их характеру.** Как мы уже видели при изучении устойчивости кораблей, оперение состоит из неподвижных горизонтальных планов, вертикальных неподвижных планов и подвижных рулей высоты и направления.

Распределение этих поверхностей является предметом самых разнообразных комбинаций. Неподвижные горизонтальные планы, или элероны, прикреплялись непосредственно к оболочке на высоте ее экватора на задней конечности или разбивались на два-три параллельных плана, прикрепленных к оболочке или к гондоле („Adjutant Vincenot“, „Le Temps“). Неподвижные вертикальные планы, или кили, обыкновенно прикреплялись к оболочке в плоскости симметрии корабля, возле задней оконечности; однако часто, а в последние годы — обязательно, второй киль, так называемый верхний киль, стал прикрепляться сверху оболочки (фиг. 84).

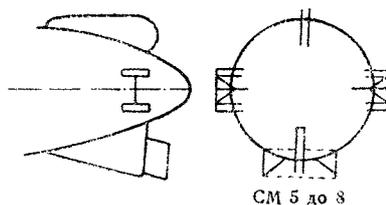
Что касается подвижных рулей, то они часто помещаются на продолжении неподвижных планов. Необходимо обязательно соблюдать, чтобы подвижные планы не были заслонены оболочкой и всегда оставались в струе воздушного потока, даже когда корабль наклонен для динамического поддержания. С другой стороны, необходимо, чтобы управление ими было легко.

Ленуар на корабле „Fleurus“ прикрепил подвижные планы к призме из стальных труб, расположенной снизу оболочки (фиг. 85). Это расположение с небольшими изменениями было принято на кораблях типа Шале.

На последних кораблях этого типа (серия СМ5 до 8) вертикальные рули были расположены на призме симметрично относительно килей (фиг. 86), горизонтальные же рули составляли две группы: одну — на левой, другую —



Фиг. 85.



Фиг. 86.

на правой стороне оболочки, на высоте экватора, и каждая группа состояла из двух планов, укрепленных на призме и симметричных относительно элеронов.

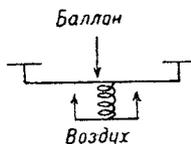
### Клапаны.

Клапаны предназначаются для выпуска газа из баллона и воздуха из баллонетов. Эти аппараты должны отвечать следующим требованиям:

- а) должны допускать возможность управления ими пилоту высоты;
- б) когда корабль поднимается и внутреннее давление переходит верхний предел, клапаны должны действовать автоматически;
- в) выпускная способность их должна быть достаточной для случая, когда корабль поднимается со скоростью, соответствующей наибольшему облегчению, которое только возможно предусмотреть, для того чтобы внутреннее давление не превысило допустимого предела: например коэффициент безопасности оболочки при полетном высшем предельном давлении равен 6, требуется, чтобы при скорости подъема в 6 м/сек коэффициент безопасности не опустился бы ниже 5; это условие очевидно определяет внутреннее давление, и следовательно необходима минимальная выпускная способность клапанов именно для этого давления;
- г) наконец клапаны должны быть обеспечены от толчков при тангаже корабля.

Мы бегло рассмотрим эти требования.

**Управление клапанами.** Все клапаны состоят из тарелок, с помощью пружин прижимаемых с определенным усилием к своим гнездам.



Фиг. 87.

Для того чтобы открыть клапан, пилот высоты тянет за конец прикрепленного к клапану шнура с силой, превышающей сопротивление пружины. Когда он оставляет шнур, пружина закрывает клапан. Часто помещают второй шнур, действующий в том же направлении, что и пружина, который позволяет хорошо прижать тарелку к своему гнезду и таким образом устранить возможность случайной неисправности пружины или неожиданного перекашивания тарелки.

**Автоматичность клапанов.** Пружина, прижимающая тарелку к ее гнезду, противодействует давлению газа на эту тарелку (фиг. 87).

Расчитывают натяжение пружины так, чтобы при определенном давлении последнее уравновешивалось бы сопротивлением пружины. При более высоком давлении тарелка автоматически открывается.

Пружины должны поэтому регулироваться и быть чувствительными настолько, чтобы возможно было с точностью определять давление, открывающее клапан.

Если, например, предельные давления при полете будут 30 и 40 мм, регулируют газовые клапаны так, чтобы они открывались при 45 мм.

Идеальный клапан должен открываться полностью при 45 мм и закрываться автоматически при давлении на несколько миллиметров ниже, например при 38 мм.

Это требование, к сожалению, трудно осуществимо: большинство клапанов при открывающем давлении образуют лишь щели, и нужно значительно перейти это давление, чтобы получить достаточный выпуск. Между прочим, клапан, недавно разработанный Технической службой воздухоплавания, почти полностью удовлетворяет вышеизложенному требованию.

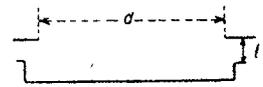
Следует к тому же заметить, что клапан не действует автоматически, по крайней мере в нежестких кораблях, за исключением случая невнимательности пилота. Обыкновенно же существует правило, что когда давление доходит до верхнего предела, пилот открывает клапан. Автоматизм — не более как качество безопасности и не является нормальным качеством клапана.

На воздушных баллонетах также следует помещать клапаны для возможности выпуска воздуха при увеличении внутреннего давления. Обычно воздушные клапаны будут того же самого типа, что и газовые клапаны, но они регулируются на несколько миллиметров ниже; для указанного примера воздушные клапаны следовало бы отрегулировать на 42 мм. Таким образом в случае невнимательности пилота сначала будет выпускаться воздух, а не газ.

**Выпускная способность клапана.** Выпускная способность (дебет) клапана равна произведению открытого сечения на скорость истечения газа:

$$Q = S \cdot U.$$

Сечением открытого клапана будет меньшая из двух поверхностей (фиг. 88): поверхности круга клапанного гнезда  $\frac{\pi d^2}{4}$  или боковой поверхности цилиндра, соответствующей подъему  $l$  тарелки, т. е.  $\pi dl$ .



Фиг. 88.

Вследствие сжатия струи газа при выходе следует принять для  $Q$  выражение в форме:

$$Q = \mu S U,$$

где  $\mu$  — коэффициент меньше единицы;  $\mu S$  называют сжатым сечением газовой струи.

Скорость истечения газа определяется по формуле Бернулли:

$$U = \sqrt{\frac{2gh}{\delta}}.$$

В этой формуле:

$U$  — выражено в метрах в секунду.

$g$  — гравитационная постоянная.

$h$  — внутреннее давление в килограммах на квадратный метр (или в миллиметрах водяного столба).

$\delta$  — удельный вес газа в килограммах на кубический метр.

В корабле  $\delta$  водорода, которым он наполнен и который более или менее смешан с воздухом, будет около  $0,150 \text{ кг/м}^3$ .

Пусть  $C$  — объем баллона; расширение этого баллона при подъеме на  $\pi$  м/сек будет по формуле для однородной атмосферы равно:

$$C \frac{\pi}{8000} \text{ м}^3/\text{сек.}$$

Это количество определяет дебет клапанов при давлении  $h$ , которое должно быть установлено так, как это было отмечено выше.

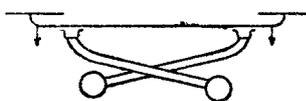
Окончательно будет:

$$\mu S \sqrt{\frac{2gh}{0,15}} = C \frac{\pi}{8000}.$$

Это уравнение определяет для данного типа клапана величину  $S$  и следовательно количество необходимых клапанов. Это количество всегда не меньше двух.

При расчете воздушных клапанов  $\delta$  принимается равной 1,3.

**Уравновешивание клапанов.** При колебаниях тангажа сила инерции, действующая на тарелку клапана, будет функцией массы тарелки и в равной мере функцией изменения скорости; если это изменение происходит довольно быстро, то сила инерции может превзойти вес тарелки, и последняя покинет свое гнездо, — произойдет открытие клапана.



Фиг. 89.

Для устранения этого неудобства уравновешивают клапаны, т. е. соединяют тарелку при помощи вращающихся на шарнирах стержней с массами, которые ее статически уравновешивают, перемещаясь в сторону, противоположную перемещению тарелки (фиг. 89).

Сила инерции, приложенная к этим массам, будет следовательно равна инерционному усилию, приложенному к тарелке, и так как движения, которые они могут произвести, противоположны движениям тарелки, то вся система остается неподвижной.

Менее действительный способ, но все же достаточный, заключается в облегчении до максимума тарелки, с тем чтобы инерционное усилие было ниже сопротивления пружины при всех изменениях скорости тангажа, которую возможно предусмотреть.

**Типы клапанов.** Клапаны, применяемые на французских кораблях, состоят обыкновенно из каучукового obturatora, поддерживаемого алюминиевым кольцом, и тарелки, сделанной из никелированной листовой стали или из чистого никеля.

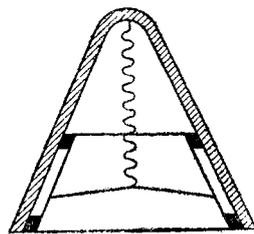
Пружины — наружные. На тарелке прикреплены два рычага, несущие уравновешивающие массы. На эту тарелку действует шнур управления.

В клапане типа Астра, который наиболее распространен, тарелка прикреплена у своего центра и рычаги заканчиваются зубчатыми секторами, которые оказываются взаимно-соответственными при своем перемещении.

Немцы применяли в жестких системах кораблей очень легкие автоматические клапаны, а также клапаны управляемые.

Автоматические клапаны состоят из конического гнезда, сделанного из прорезиненной материи (фиг. 90), и тарелки, целиком металлической, отштампованной из дуралюминия, или сделанной из прорезиненной материи, укрепленной в круговой арматуре из дуралюминия. Центральная проволочная пружина прикрепляется неподвижно к точке, образованной встречей четырех поперечин, жестко соединенных с арматурой матерчатого конуса.

Управляемые клапаны аналогичны французскому типу, с обтюратором из каучука, металлической тарелкой и рычагом управления.



Фиг. 90.

### Вентиляторы.

Баллонеты кораблей предназначены принимать воздух, когда корабль спускается, для того чтобы поддержать постоянство формы.

Для наполнения этих баллонетов применяются различные системы подачи воздуха. Наиболее старая и наиболее общепринятая состоит в установке в гондоле вентиляторов, действующих при помощи главных моторов или при помощи вспомогательного мотора.

Эти вентиляторы подают воздух в шланг, идущий в баллонеты, как нами было указано выше. Подача вентиляторов должна быть такой, чтобы они могли при определенной скорости спуска (обыкновенно 3—4 м/сек) поддерживать в оболочке минимальное полетное давление.

Если  $C$  — объем баллона и  $n$  — скорость спуска, при которой желательно поддерживать постоянство формы, то сжатие газа в секунду будет:

$$C \frac{n}{8000} \text{ м}^3.$$

Этой формулой определяется подача вентиляторов. Необходимо для расчета их мощности иметь в виду, что эта подача должна быть такой не при выходе из сопла, но в баллонетах; вследствие этого принимают во внимание потерю нагрузки в системе воздухопроводов при минимальном полетном давлении.

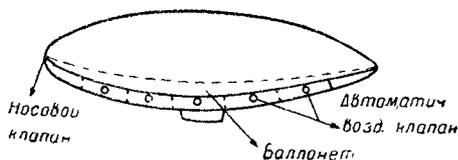
На последних французских кораблях введена другая система. Это приспособление основано на том же самом принципе, что и наполнение стабилизаторов привязных аэростатов. Располагают по бокам гондолы улавливатели, сообщающиеся со шлангом. Встречный ветер, создаваемый движением корабля, производит при входе в эти улавливатели, или „жабры“, давление соответственно силе, создаваемой скоростным напором.

Чтобы сделать это приспособление более действительным, располагают обыкновенно „жабры“ сзади и возле винтов, в цилиндрах отбрасываемого ими воздушного потока. Получаемое давление достаточно высокое и достигается автоматически.

На своих полужестких системах итальянцы употребляют другой способ. Баллонет располагается по всей длине корабля снизу оболочки (фиг. 91). На носу имеется специальный клапан, который под действием воздуха открывается в случае, если давление воздуха в баллонетах ниже. Наоборот,

когда корабль поднимается и когда давление в баллонетах увеличивается, производится выпуск воздуха при помощи автоматических клапанов, расположенных с боков оболочки.

Так как эти корабли летают с очень низким давлением, то этот способ оказывается вполне пригодным.



Фиг. 91.

Следует здесь указать на одно приспособление, осуществленное обществом Зодиак на своем маленьком корабле ST (Sport-Tourisme), построенном в 1920 г.

Воздушный улавливатель помещен в потоке винта; опытным путем определили его положение так, что

он отбрасывает воздух в баллонет с давлением, достаточным для обеспечения постоянства формы при максимальной скорости.

Вследствие этого пилоту нет надобности заниматься контролем давления и подполнением баллонета. Баллонет не имеет клапана, но сообщается с наружным воздухом при помощи надлежащим образом устроенного отверстия, принимающего, когда в этом есть нужда, необходимое количество воздуха и выпускающего, когда давление растет, излишек воздуха.

Это устройство, осуществляющее таким образом автоматическую подачу без какого бы то ни было участия пилота, работает превосходно.

### Радиотелеграф.

Применение радиотелеграфа на борту воздушных кораблей принесло ценные услуги и вызовет в будущем значительное усовершенствование радиоустановок на кораблях, предназначенных для длительных перелетов.

Не входя в рассмотрение деталей применяемых аппаратов, мы бегло перечислим установки радиотелеграфа, которые употребляются на борту кораблей.

**Характеристика радиотелеграфных установок.** Воздушные корабли употребляют различные системы радиоустановок:

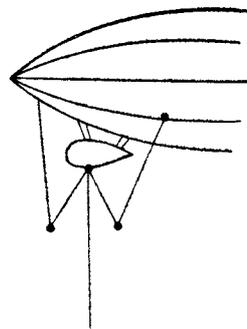
1) основную мощную установку с альтернатором, приводимым в движение главными моторами или вспомогательным двигателем;

2) второстепенную установку аэропланного типа с альтернатором, вращаемым ветрянкой;

3) при отказе вследствие остановки моторов действия двух указанных установок употребляется еще передающий радиопост с аккумуляторами.

Для всех этих установок противовесы устраиваются или из системы гондолы в нежестких кораблях или из системы каркаса в жестких кораблях.

Что касается антенны, то она устраивается из тросса, который свободно свешивается вниз из гондолы в нежестких кораблях. У цеппелинов эта антенна состоит из пяти отрезков (фиг. 92), из которых один свободно спускается вниз, а четыре других образуют обыкновенно форму W.



Фиг. 92.

Относительная тишина в гондолах кораблей позволяет принимать радиотелеграфные депеши в хороших условиях. Впрочем, довольно часто устраивают в гондоле маленькую кабину из легкого остова со стенками из войлока или капока для устранения постороннего шума.

С 1911 г. французские корабли снабжались установками в 500 W, осуществлявшими хорошие передачи несколько более 400 км. Позднее мощность установок повысилась до 1 200 W. На цепелинах типа L49 основная установка имела мощность в 1 500 W; действие подобной установки над морем значительно превосходит 1 000 км.

**Требования безопасности.** Применение радиотелеграфа на воздушных кораблях предписывает выполнение определенных требований безопасности, для того чтобы с уверенностью избежать воспламенения водорода от разрядов. Требования, предъявляемые например во Франции, следующие:

1) все металлические части, соединенные непосредственно с противовесом, должны проходить от оболочки по крайней мере на расстоянии метра;

2) все металлические части, не соединенные с противовесом и не подверженные его влиянию, должны быть отделены от оболочки расстояниями не менее 10 см;

3) когда две металлические части расположены близко одна от другой и когда они могут войти в соприкосновение, то необходимо сделать между ними электрическое соединение, чтобы поддержать между ними равенство потенциалов.

Приложение этих правил поэтому приводит:

а) к перерыву стальных подвесок и продолжению их подвесками из пеньки, начиная от точек, где они приближаются на метр к оболочке;

б) к установке оперений с металлическим каркасом на деревянные изоляторы, толщиной не менее 10 см;

в) к перерыву стальных троссов управления клапанами и рулями вставкам из пеньковых веревок, чтобы изолировать эти органы от противовеса;

г) к электрическому соединению подвесных строп и боковых растяжек, которые находятся близко одна от другой, особенно же к тщательному соединению при помощи медных пластинок всех металлических частей клапанов.

## Управление.

Управлением называют троссы, которые служат для приведения в действие рулей, открывания клапанов и вообще для маневрирования всеми аппаратами, которые пилот не может достать непосредственно.

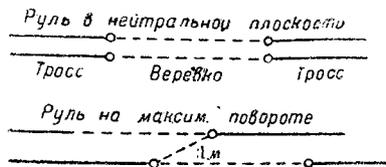
Эти управления делаются (с оговоркой, указанной выше для требований безопасности установки радиотелеграфа) из стальных троссов, насколько возможно нерастяжимых, с тем чтобы не было запаздываний в маневре. Однако, так как совершенной нерастяжимости не существует, то необходимо предусмотреть на их протяжении регулировочное приспособление, устраняющее слабины.

Троссы рулей управления заканчиваются штурвалом, удобно помещаемым под рукой пилота направления.

Вначале эти штурвалы сообщались с передаточными механизмами, для того чтобы не заставляли пилота мускульным усилием поддерживать повернутые рули; подобные механизмы с большой передачей вызывают запаздывание в управлении. Поэтому на кораблях быстроходных, которые стали

строиться за последние годы и которые имеют хорошую устойчивость пути, предпочитают придавать штурвалам управления большие размеры, но не присоединять к ним передаточных систем. Поэтому пилот должен прилагать усилие для поддержки повернутых рулей, но движения, которые он должен делать, будут весьма незначительными, и он „чувствует“ руко<sup>3</sup>, хорошо ли повинуется корабль управлению.

Рули высоты, наоборот, приходится часто держать довольно продолжительное время в повернутом положении. Для этих рулей, как мы уже сказали, точность управления менее необходима, а потому их и соединяют со штурвалом, снабженным закрепляющей системой.



Фиг. 93.

Нами было указано выше относительно условий безопасности установки радиотелеграфа, что следует всегда сохранять расстояния не менее метра между металлическими частями, соединенными с противовесом и оболочкой, а также между металлическими частями, соединенными с противовесом, и металлическими частями, подверженным лишь его влиянию. Что касается троссов управления, то необходимо обеспечить необходимое расстояние при всех положениях, которые могут принять эти троссы при своем движении, в особенности троссы рулей, состоящие всегда из двух троссов, позволяющих производить повороты рулей в две стороны. Чтобы повернуть руль, тянут за один тросс, в то время как другой движется в обратную сторону. Следует поэтому прерывать троссы на довольно значительной длине (фиг. 93), чтобы при положении, соответствующем максимальному повороту руля, был интервал в метр между концом металлического тросса, идущего к гондоле, и концом другого тросса, идущего к рулю.

## Органы причаливания и маневрирования на земле.

**Причальные органы.** Спуск воздушного корабля обыкновенно производится следующим образом.

Пилот высоты, действуя горизонтальными рулями, нагнетая воздух в баллонеты, выбрасывая балласт или наконец открывая клапаны, уравнивает корабль на определенной высоте, обычно между 50 и 100 м над землей так, чтобы корабль динамически не поддерживался. Так как это уравнивание является при большой скорости довольно сложной операцией, то наиболее часто производят на этой высоте один или два вольты над площадкой для спуска, уменьшая постепенно обороты моторов.

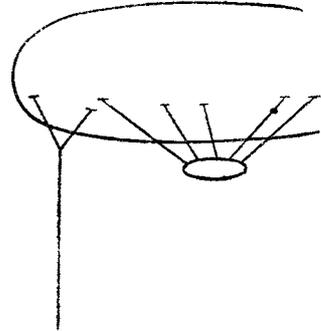
Пилот направления поворачивает тогда корабль так, чтобы поставить его носом против ветра над рабочей командой, ожидающей на месте спуска. Направление это обозначается стрелой из материи, разостланной на земле. При безветрии пилот направления выключает винты или останавливает моторы с таким расчетом, чтобы, пройдя по инерции некоторое расстояние, остановиться над рабочей командой. Если имеется ветер, то уменьшают постепенно обороты моторов так, чтобы стать над командой носом к ветру и с относительной скоростью, равной нулю.

В этот момент пилот направления отдает гайдроп, длина которого превосходит высоту, на которой находится корабль. Этот гайдроп падает в се-

редину команды, которая его и схватывает. Тогда останавливают маторы, если они еще работали, после чего пилот высоты пускает в ход вентиляторы, чтобы поддержать внутреннее давление выше давления, при котором начинается деформация, а в это время команда на земле, притягивая корабль постепенно за гайдроп, принимает на руки гондолу. Для того чтобы во время этого маневра корабль оставался повернутым против ветра, необходимо, чтобы гайдроп был прикреплен к передней части оболочки; корабль уподобляется тогда привязанному аэростату удлиненной формы.

Крепление гайдропа к оболочке корабля достигается при помощи специальных поясов; наиболее часто применяются четыре таких пояса (фиг. 94).

К каждому из них прикреплено по одной веревке; веревки образуют под передней частью оболочки пирамиду. К вершине этой пирамиды и прикрепляется гайдроп. При полете свернутый в клубок гайдроп помещается под гондолой внутри капота, а конец, прикрепленный к пирамиде, идет вдоль одной из подвесных строп, к которой он привязывается шпагатом, легко рвущимся при выбрасывании гайдропа.

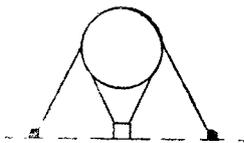


Фиг. 94.

Основной гайдроп часто делается двойным, вспомогательный имеет меньшую прочность и позволяет произвести спуск в случае повреждения первого, а также облегчает маневрирование при сильном ветре.

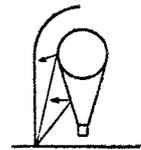
Гайдроп делается из толстого каната, чтобы обладать прочностью, достаточной при сильных ветрах. В качестве примера можно указать, что гайдроп корабля в 10 000 м<sup>3</sup> представляет собой канат длиной в 120—150 м с сопротивлением на разрыв в 5 000 кг.

**Органы для маневрирования на земле.** Воздушный корабль, спустившийся на землю, надлежит ввести в эллинг. При этом маневре часто приходится кораблю занять облическое положение относительно ветра и вследствие этого придется приложить значительное усилие для его поворота.



Фиг. 95.

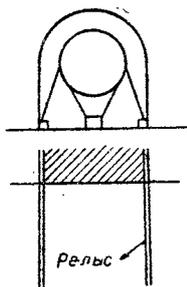
Для возможности маневрирования с кораблем при этих условиях вдоль корабля, с обоих бортов, располагают „поясные веревки“, к которым люди



Фиг. 96.

и прилагают свои усилия при маневрировании (фиг. 95). Эти веревки могут быть прикреплены к оболочке; подобное расположение является наилучшим, когда к манда имеет достаточную площадь для маневрирования. Но когда отверстие эллинга тесно, поясные веревки, прикрепленные к оболочке, не позволяют достаточно удалиться от корабля, и боковая составляющая, развиваемая усилиями команды для борьбы с давлением ветра, будет мала (фиг. 96). Если же поясные веревки будут прикреплены к подвесным стропам, то это неудобство устраняется, но корабль зато может колебаться на подвеске, и держать за подобные поясные менее удобно, чем за поясные, прикрепленные к оболочке. На практике применяются обе системы.

В хорошо оборудованных воздушных портах для облегчения ввода корабля в эллинг употребляются направляющие каретки, перекатывающиеся по рельсам (фиг. 97); поясные веревки прикрепляют к кареткам и, передвигая их по рельсам, вводят корабль.



Фиг. 97.

При всех этих маневрах усилия людей, приложенные к поясным веревкам, или реакции кареток создают в рти-кальные составляющие, направленные книзу.

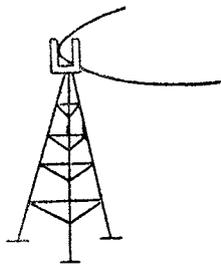
Эти составляющие стремятся прижать гондолу к земле, поэтому обычно, когда корабль удерживается за поясные веревки, облегчают гондолу, например путем высадки двух или трех пассажиров; в большинстве же случаев специальная команда пользуется особыми рукоятками, жестко соединенными с гондолой, поддерживая ее таким образом, чтобы избежать толчков о землю.

### Швартование воздушных кораблей.

Швартование кораблей является весьма обширной и специальной проблемой, а потому в общем курсе аэростатики приходится ограничиться о ней несколькими словами.

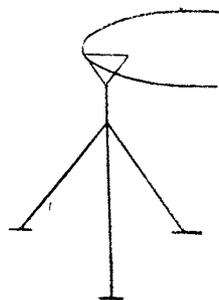
Как основное правило, корабли укрываются в эллингах, но стоимость последних очень велика. Между тем, может встретиться нужда в кратковременной остановке, или потребуется в случае неожиданного спуска расположить корабль в открытом поле.

В 1908 г. во Франции были произведены опыты над бивачной установкой полужесткого корабля типа „Лебеди“. Примененная система состояла из многочисленных якорных точек, козел, построенных из материала, утвержденного инженерным ведомством, швартовых колец и т. д. Опыты были удовлетворительными, и полное оборудование для швартования было установлено, но оно никогда не применялось для службы и уже давно разобрано за ненужностью.



Фиг. 98.

Приспособление, применяемое в настоящее время в Англии, заключается в прикреплении носовой части корабля к вершине пилона (фиг. 98).



Фиг. 99.

Корабль уравнивается так, чтобы корпус его был горизонтален, и ему дают возможность ориентироваться по ветру. У жестких систем точка прикрепления находится на каркасе; для нежестких пилон оканчивается вилкой, монтированной на шариковых подшипниках; в эту вилку вводит носовую часть корабля и закрепляют при помощи эластичных тяжей.

Во Франции осуществлена система из трех швартовов, образующих на земле равносторонний треугольник (фиг. 99). Каждый тросс заканчивается якорем. Три тросса соединяются таким образом, что образуют пирамиду, к вершине которой и прикрепляется при помощи четвертого тросса корабль.

## ОРГАНИЗАЦИЯ ЦЕНТРАЛЬНОЙ БАЗЫ ВОЗДУШНЫХ КОРАБЛЕЙ.

Центральная база для кораблей должна содержать все необходимое для снабжения, обслуживания и работы кораблей, которые в ней расположены. Кроме того она должна иметь необходимые помещения для летного и обслуживающего персонала.

Важнейшие постройки, которые база должна содержать, состоят из эллингов, материальных складов, складов запасных частей, водородного завода, ремонтных, аэростатной и механических мастерских.

Кроме того, так как для большинства из этих помещений необходимо электрическое освещение и двигательная сила для станков, необходимо предусмотреть устройство центральной электрической станции.

### Эллинги.

Эллинг для кораблей является постройкой, которая укрывает наполненный корабль во время его пребывания на земле.

Для кораблей очень больших объемов требуются эллинги соответствующих размеров. Последние сильно увеличились с ростом объемов кораблей: первый эллинг, построенный в Шале для укрытия корабля „La France“, имел 60 м длины, 25 м ширины и 20 м высоты; в настоящее же время строятся эллинги 250 м длины, 50 м ширины и 50 м высоты<sup>1</sup>.

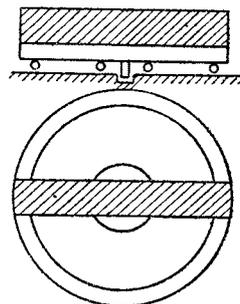
Ввод в эллинг корабля при боковом ветре является трудной операцией, сопровождающейся нежелательными случайностями.

Когда скорость кораблей не была значительной и вследствие этого они вынуждены были выходить лишь при слабых ветрах, этот ввод был еще возможным. Однако уже в 1910 г. построили на восточной границе эллинги для двух располагающихся рядом кораблей, чтобы вход был достаточно широким и операция ввода в эллинг была облегчена. Но этот выход является не более как паллиативом, и следует искать другого пути.

В Германии с 1911 г. строят поворачивающиеся эллинги. Поворачивающийся эллинг предназначается для одного корабля. Он монтирован на громадной балке (фиг. 100), которая может поворачиваться на оси и роликах, подобно железнодорожному поворотному кругу.

В момент вывода или ввода корабля поворачивают эллинг вдоль ветра. Это приспособление, которое в свое время чревычайно расхваливалось, представляет два серьезных неудобства. Первое заключается в необходимости иметь для одного эллинга значительную площадь для спуска, середина которой занята самым эллингом и потому не используется для маневрирования; во-вторых, оказалось, что поворот эллинга происходит крайне медленно.

Однако же легкость маневрирования с кораблем, которую доставляет поворачивающийся эллинг, сохранила эту систему, и она с успехом приме-

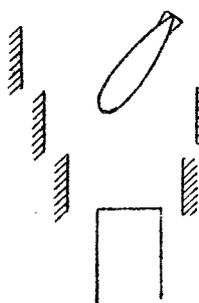


Фиг. 100.

<sup>1</sup> В последнее время эти цифры превзойдены: акронский эллинг в САСШ имеет длину 300 м, ширину 98 м, высоту 64 м.

нялась в Германии; во время войны единственно лишь необходимость быстрой постройки заставила вероятно германцев временно от нее отказаться.

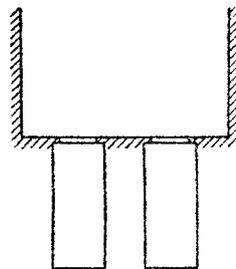
В Англии применяется совершенно другая система — это система экранов. Действительно, необходимо защитить корабль от бокового ветра лишь



Фиг. 101.

в момент, когда его вводят в эллинг. Располагая с каждой стороны входа в эллинг два ряда экранов (фиг. 101), высота которых будет достаточно большой для укрытия корабля от ветра, и оставляя между ними свободную площадку для поворота корабля, возможно удерживать корабль носом против ветра до самого момента его ввода в эллинг.

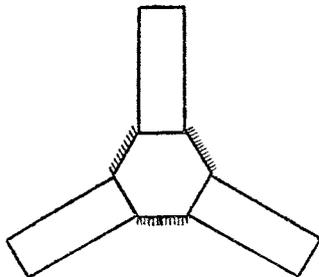
Эта система была принята и во Франции для эллингов морского ведомства во время войны, и ей дали название „аванпорта“. Схемы,



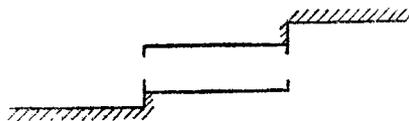
Фиг. 102.

указанные на фиг. 101 и 102, являются наиболее распространенными. Другое расположение, которое может быть применено и которое было исследовано во всех деталях для базы, постройка которой намечалась во Франции, в окрестностях Парижа, заключалось в расположении эллингов в форме звезды. Центральная площадка этого расположения (фиг. 103) должна быть достаточно большой, чтобы самые большие воздушные корабли могли бы на ней легко маневрировать. Схема фиг. 103 показывает расположение эллингов и

позволяет убедиться, что при каком бы то ни было направлении ветра корабль сможет быть повернут на земле для ввода в эллинг.



Фиг. 103.



Фиг. 104.

Приспособление, в настоящее время предусматриваемое для постройки новых баз кораблей, заключается в системе экранов, указанной на фиг. 104.

При этом расположении эллинги должны быть снабжены воротами на обоих концах. В зависимости от ветра спуск корабля может производиться с двух противоположных сторон эллинга.

Эти приспособления однако требуют очень больших площадей для оборудования баз кораблей.

### Материальные склады и склады запасных частей.

Снабжение, необходимое для базы кораблей, содержит различные материалы: для ремонта — сталь, дуралюминий, дерево, прорезиненные материалы, веревочное снаряжение, троссы и т. п., химические материалы, необ-

ходимые для добывания водорода (едкий натр, силиколь и т. п.), горючее для полетов (бензин, масло и т. п.) и вообще все, что необходимо для работы корабля и для обслуживания его на земле.

Емкость складов и их расположение зависят главным образом от формы земельного участка, на котором построена база, от расположения дороги или железнодорожного пути, который ответвляется от магистрали, числа кораблей, которые могут быть размещены в базе, и т. п. Следует только отметить необходимость удаления, насколько это возможно, от эллингов складов с огнеопасными материалами. В частности необходимо предусмотреть устройство подземных резервуаров для бензина с подачей его под давлением.

Емкость складов запасных частей и характер их снабжения зависит от особенностей кораблей, размещенных в базе.

### Водородный завод.

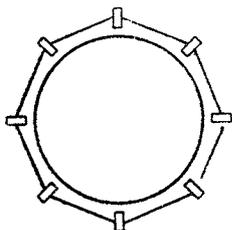
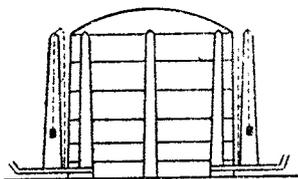
База должна иметь свой водородный завод. Иногда этот завод может быть удален от самых эллингов на несколько сот метров; но тогда этот завод должен быть соединен с эллингами при помощи подземной канализации. В самом деле, невозможно обеспечить правильную службу кораблей путем снабжения базы сжатым водородом, подвозимым по железным и грунтовым дорогам.

С другой стороны, для устранения нужды в газе в некоторых случаях необходимо иметь на базе также и компримированный водород. Поэтому присоединяют к водородному заводу небольшую компрессорную станцию с газометром. Но кроме этого газометра, который предназначается лишь для питания компрессоров, необходимо снабдить базу другим газометром — „газометром-кормилицей“.

„Кормилица“ предназначается для снабжения корабля. Ее действие заключается в следующем: когда корабль вернется после подъема, его баллоны содержат воздух в большем или меньшем количестве, в зависимости от высоты, которой он достиг при полете. Необходимо удалить этот воздух возможно скорее. Действительно, пусть имеется равенство давлений воздуха в баллонетах и водорода в баллоне. Так как вследствие газопроницаемости материи баллонетов обмен воздуха и газа через эту материю будет значительным, то, оставляя воздух в баллонетах, подвергают тем самым быстрой порче газ в баллоне. Так как эта порча неисправима, то необходимо, насколько возможно скорее, опорожнить баллоны по возвращении из полета и подполнить баллон газом. Для этого соединяют „аппендикс“ наполнения баллона с выводным шлангом газометра, находящегося под давлением.

Облегчают впуск газа, удаляя воздух через клапаны, и продолжают подполнение до удаления всего воздуха. Затем останавливают это соединение на все время пребывания корабля в эллинге. Устанавливается равенство давления между „кормилицей“ и баллоном, и так как кормилица представляет собой расширяющуюся камеру с постоянным давлением, изменения объема которой зависят от температуры и барометрического давления, то баллон остается выполненным под нужным давлением без всякой помощи со стороны обслуживающего персонала. Кормилица питается газом с водородного завода или из центрального газометра базы.

Во Франции наиболее распространенными являются кормилицы Жюкмэса. Они состоят из баллона, построенного из тройной прорезиненной материи, мало газопроницаемой, и имеющего обычно форму цилиндра, поставленного на свое основание внутри деревянного остова, обеспечивающего правильность движений при наполнении и опоражнении. Верхняя часть цилиндра образует шаровой сегмент (фиг. 105). По мере того как кормилица наполняется, она при помощи системы блоков приподнимает мешки с балластом в количестве, достаточном для поддержания постоянного давления. Шланг для ее наполнения и питающий шланг присоединены к нижнему основанию цилиндра, которое поднято на платформу, расположенную на высоте около 30 см над землей. Кормилицы Жюкмэса делают различных размеров, но чаще всего они имеют полный объем в 2 500 м<sup>3</sup>.



Фиг. 105.

### Ремонтные мастерские.

База кораблей должна содержать хорошо оборудованные мастерские, допускающие производство ремонта различных органов кораблей. Эти мастерские должны состоять из ремонтных механических мастерских, аэростатных мастерских, такелажных мастерских.

Аэростатная мастерская может не иметь больших размеров, если один из эллингов можно при случае использовать, как помещение для осмотра облочеч.

Энергия, необходимая для привода в движение станков в этих мастерских, должна даваться центральной электрической станцией, которая обеспечит в то же время электрическое освещение всех помещений.

### База в Нордхольце.

В качестве заключения к этому беглому обзору будет интересно общее описание базы в Нордхольце, которая была самым большим центром германского морского воздухоплавания.

Этот центр занимал 1 200 га. Три группы по два эллинга, расположенных параллельно, размещены на больших расстояниях одна от другой так, чтобы корабли могли спускаться и легко маневрировать на обоих концах каждой из них.

Каждая группа расположена под углом в 120° к двум другим. В каждой группе имеется место для 4 кораблей: одного готового к полегу, двух находящихся в окидании или ремонте и одного свободного места для расположения корабля, возвращающегося в центр и для легкого ввода его при любом направлении ветра.

Каждый эллинг имеет размеры 260 × 75 × 40 м.

Каждая группа составляет независимое целое с ответвлением железнодорожного пути нормальной колеи, со своими складами и своими бараками. Эта независимость очень важна со стороны военной опасности, так как предупреждает уничтожение всей базы в случае бомбардировки или пожара.

Эллинги имеют достаточное дневное и ночное освещение — возле пола и у конька кровли.

Воздух в эллингах освежается при помощи отдушин с подвижными створками и вытяжных труб. Отапливаются они при помощи центрального отопления.

Газовая канализация, обычно двойная, из труб 50—60 см диаметром, проложена под землей.

Бензин помещается под давлением в подземных резервуарах на 30—60 м<sup>3</sup>.

Двойные эллинги снабжены тремя направляющими рельсами, углубленными в землю, — один по оси эллинга, и по одному с каждой стороны. Это оборудование дополняется фонарями для облегчения спуска, метеорологической станцией, постом радиотелеграфа и т. п.

Установки для добывания водорода чрезвычайно мощны. Завод может производить 70 000 м<sup>3</sup> в день и дополнен компрессорной станцией надлежащей мощности: газометр может содержать 30 000 м<sup>3</sup> газа, а подземная батарея труб может содержать также 30 000 м<sup>3</sup> под давлением в 100 ат. Можно таким образом легко, менее чем в день, наполнить корабль в 75 000 м<sup>3</sup>. Кроме того по возвращении из полета корабль находит в центре запас газа, достаточный для его пополнения в течение нескольких часов.

## Глава IX.

### АЭРОСТАТНЫЙ ВОДОРОД<sup>1</sup>.

#### Общие замечания.

Для наполнения воздушных кораблей требуется водород. Роберт Бойль, затем Кэвендиш занимались изучением водорода, но лишь Лавуазье определил его основные свойства и дал ему это название.

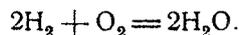
Водород существует в свободном состоянии в природе. По Готье в воздухе его нормально содержится 0,19 на 1000. Это отношение увеличивается с высотой.

Газы, выбрасываемые вулканами, выделения естественных газов содержат водород в довольно значительных количествах. Исследование спектра солнечных протуберанцев и некоторых звезд показывает присутствие этого газа.

#### Свойства водорода.

При температурах более или менее высоких водород вступает в соединение с большинством металлоидов и с значительным числом металлов.

Химическая реакция, наиболее интересная для практики, — это соединение с кислородом:



Необходимая для этого температура меняется в зависимости от пропорции каждого из газов. Температура в 560—570° обыкновенно принимается за температуру, необходимую для воспламенения смеси водорода и воздуха.

<sup>1</sup> Необходимые данные при составлении этой главы были доставлены Вернейль (Service des Fabrications de l'Aéronautique). Большинство параграфов написано им целиком.

Прибавляя к смеси  $2\text{H}_2 + \text{O}_2$  достаточно большое количество водорода или кислорода, устраняют способность взрываться: смесь водорода и воздуха не взрывается, если она заключает в себе менее 10 или более 70% водорода.

Водород следовательно воспламеняем; это свойство водорода — причина многочисленных катастроф в воздухоплавании. К сожалению, не существует до настоящего времени никакого другого газа, позволяющего заменить водород; лишь один гелий, о котором мы скажем далее несколько слов, может заменить водород, но пока он добывается промышленным путем только в САСШ. Следует поэтому на борту кораблей принимать самые строгие предосторожности для избежания воспламенения газа. Смесь водорода с воздухом, имеющая подъемную силу в 0,93 кг на кубический метр, становится взрывчатой. Следует поэтому безусловно избегать оставления газа в баллоне в смеси с воздухом, с тем чтобы его подъемная сила всегда была больше указанной. Если, несмотря на принятые меры, получится подобная смесь, надобно немедленно опорожнить баллон с тщательной предосторожностью.

Взрывной эффект смеси водорода с кислородом — один из наиболее сильных известных эффектов.

*Сжима мость.* Закон Мариотта есть не более, как приближенное правило. Отступление от него выражено для водорода более, нежели для остальных газов.

По Амага, если  $P$  будет давление в атмосферах,  $V$  — соответствующий объем для единицы объема при  $0^\circ$  и атмосферном давлении,  $T$  — температура, то величина произведения  $P \cdot V$  дается следующей таблицей:

Давления	$T = 0$	$T = 15,5^\circ$	$T = 99,5^\circ$
1	1,0000	—	—
100	1,0690	1,1200	—
150	1,0 0	1,1630	1,4770
200	1,1380	1,1980	1,5135
250	1,17 0	1,2350	1,5500
300	1,2090	1,2685	1,560

*Жидкий водород.* Часто предлагали сжигать водород для облегчения его транспорта, но ни в сосуде Дьюара, ни в герметических стальных сосудах это сделать не удастся. В сосуде Дьюара сохранение жидкости не может продолжаться более нескольких часов. Что же касается применения стали, то она должна выдерживать давление в 290 ат, и с применением стальных баллонов не получается таким образом никакой экономии в мертвом весе перевозимого материала, приходящегося на 1 м<sup>3</sup>.

*Числовые постоянные.* Плотность при 0 и 760 мм относительно воздуха — 0,06948, относительно воды — 0,00088873.

Подъемная сила кубического метра 1,204 кг. Условие, требуемое для приемки с завода, заключается в том, чтобы подъемная сила кубического метра газа была по крайней мере 1,160 кг.

Критическая температура:  $241^\circ$ .

Критическое давление: 19,6 ат.

Соответствующая плотность: 0,03346.

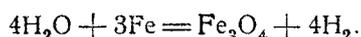
Электрохимический эквивалент: 0,01045. Эта величина — количество водорода (в граммах), выделяемое 0,001 кулона, что соответствует объему в 0,1163 см<sup>3</sup> при 0° и при 760 мм.

Удельная теплоемкость. При атмосферном давлении средняя удельная теплоемкость между 20 и 100 будет 3,41 кал/г.

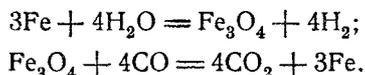
### Способы добывания.

Потребности химической промышленности в водороде значительно возросли за последние годы, поэтому добывание водорода очень распространено, и способы получения его весьма многочисленны. Не все они оказываются одинаково пригодными для удовлетворения этих потребностей, так как не все обладают одинаковой для данной местности экономической выгодностью вследствие близости тех или иных основных продуктов (железные руды, уголь, кокс, а также источники гидроэлектрической энергии) и использования побочных продуктов. Мы изучим во всех деталях современные наиболее употребительные процессы.

**Получение путем разложения воды железом.** Реакция Кутелля и Конте. По формуле, указанной Лавуазье, Кутелль и Конте применили впервые в 1794 г. следующую реакцию;

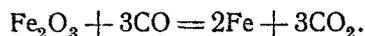


Француз Жиффар возобновил спустя 50 лет изучение процесса и дополнил его восстановлением в тех же самых ретортах при помощи окиси углерода железа, утратившего вследствие окисления свою активность:

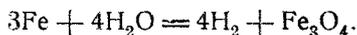


К 1869 г. Жиффар видоизменил процесс, взяв вместо железа его естественные окислы в пористом виде.

Руда сначала подвергалась восстановительному действию окиси углерода:



Это — подготовительный период. Сама операция содержит таким образом две отдельные фазы. Первая фаза — окисление железа. Железо разлагает струю водяного пара:



Реакция экзотермическая:  $272 - 266 = 6$  кал (Ван ден Боррен).

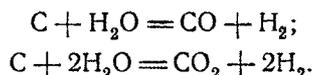
Вторая фаза — восстановление окиси железа. Окись железа восстанавливается окисью углерода.

Реакция эндотермическая:  $266 - 268 = -2$  кал.

В новых способах важнейшее усовершенствование, внесенное в вышеописанный процесс, состоит в замене окиси углерода более удобным газом-восстановителем, а именно — водяным газом.

Контактный способ с применением водяного газа является основанием других весьма употребительных процессов получения водорода, поэтому сначала рассмотрим специально этот способ.

**Водяной газ.** Водяной газ получается при сгорании угля в атмосфере водяного пара, который разлагается:



Водяной газ содержит кроме того азот, углеводороды, сернистые и железистые соединения.

Реакция не начинается ниже  $500^\circ$ , и опыты показали, что чем выше температура, тем более реакция приближается к первому уравнению, которое имеет место лишь при температуре выше  $1000^\circ$ .

Ниже этой температуры в одно и то же время протекают две реакции. Пример среднего состава водяного газа (в процентах):

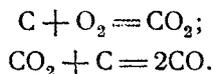
Углекислый газ . . . . .	4
Окись углерода . . . . .	40
Водород . . . . .	50
Метан . . . . .	0,5
Азот . . . . .	5
Кислород . . . . .	} 0,5
Сернистый водород . . . . .	
Двусернистый углерод . . . . .	

Чистый водяной газ — без цвета, без запаха и весьма ядовит. Плотность относительно воздуха — 0,518. Теплотворная способность — около  $3067 \text{ кал/м}^3$ ; горит голубым пламенем, отчего и получил название голубого газа.

Водяной газ, предназначенный для соединения с кислородом, должен выделять тепло, поэтому необходимо найти способ получения газа с максимальной теплотворной способностью. Это достигается с помощью особого аппарата, в котором осуществляется реакция по первому уравнению; температура сгорания будет близкой к  $1000^\circ$ .

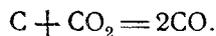
Применяемые на практике промышленные аппараты относятся к двум основным способам: английскому способу Гемфри в Глазго и шведскому способу Делльвик-Флейшера.

В обоих случаях кокс доводится до белого каления путем шурования и собственного разогревания: в генераторе во время воздушного дутья образуется CO или  $\text{CO}_2$ :



Теплота, выделенная при сгорании части кокса, повышает температуру всей массы; когда эта температура становится надлежащей, приостанавливают дутье воздуха и посылают струю пара.

В английском способе глубина кокса в генераторе значительна (3 м), в силу этого углекислый газ, образующийся у основания топки, превращается, дойдя до верхней части, в окись углерода по следующему уравнению:



В шведском способе толщина топлива в генераторе относительно мала (1 м), и дутье воздуха производится с большей скоростью; сгорающий углерод остается постоянно в состоянии двуокиси  $\text{CO}_2$ .

При обоих способах газообразные остатки сжигаются с прибавлением воздуха, и теплота таким образом возмещается.

В обоих случаях водяной пар пускается попеременно вверх и в основание генератора, чтобы возможно полнее использовать массу.

Если применяют кокс, имеющий состав (в процентах):

Водяной пар . . . . .	6
Зола . . . . .	9
Летучая сера . . . . .	1,35
Азот . . . . .	0,6
Углерод . . . . .	83,05 (возможны колебания),

то получают водяной газ с составом:

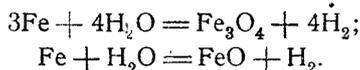
Водород . . . . .	52
Окись углерода . . . . .	39,6
Метан . . . . .	0,4
Двуокись углерода . . . . .	3,5
Сернистый водород . . . . .	0,5
Азот . . . . .	4,0.

Необходимо израсходовать от 0,564 до 0,648 кг топлива, чтобы получить 1 м<sup>3</sup> водяного газа при атмосферном давлении и температуре 15°.

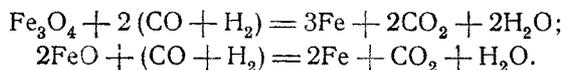
Термическая отдача, исчисленная на основании теплотворных способностей кокса и голубого газа, выражается 66<sup>0</sup>/<sub>0</sub>.

На практике полный расход при обоих способах, включая двигательную силу, необходимую для добавочных аппаратов, достигает 900 г кокса при зольности в 12<sup>0</sup>/<sub>0</sub> на кубический метр полученного водяного газа. Некоторые конструкторы утверждают, что можно значительно понизить этот расход.

*Общие замечания о процессах при помощи контакта железа.* Если пропустить струю водяного пара над докрасна раскаленным железом, произойдет, как мы видели, выделение водорода, — это фаза окисления:

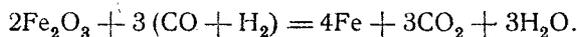


Когда процесс окисления железа достигнет такой степени, что выделение водорода станет ничтожно, закрывают пар и пускают в металлическую массу водяной газ. Это — фаза восстановления (водяным газом). Окись восстанавливается согласно уравнениям:



Цикл операций можно затем возобновить.

На практике применяемое металлическое железо сначала получается в том же самом аппарате путем восстановления железной руды водяным газом; получают таким образом более раздробленную массу:



Это — подготовительная фаза.

Между периодами восстановления и окисления первые порции полученного водорода сильно загрязнены остатками водяного газа, остающимися в

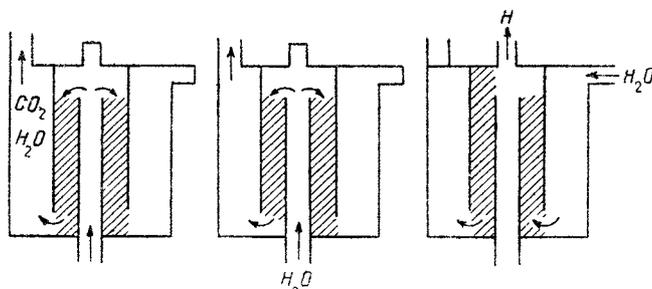
аппарате, и направляются поэтому в специальный газометр, где и применяются для разогревания. Этот период прочистки достигает 35—40 секунд. Период восстановления длится 20 минут; период окисления имеет обычно подобную же длительность.

После очистки добытый водород достигает 99% чистоты, остаток состоит наполовину из окиси углерода и наполовину из азота.

*Наиболее распространенные промышленные установки.* Эти аппараты устраиваются применительно к двум типам:

- 1) тип со сложными ретортами;
- 2) тип с одиночными ретортами.

Тип со сложными ретортами состоит из серии вертикальных труб, наполненных окисью железа, помещенных в очаг из огнеупорных кирпичей и обогреваемых снаружи при помощи сгорания газа, выделяемого особым генератором, помещенным под плитой, на которой установлены реторты. Особое устройство затворов позволяет пропускать поочередно струю пара или водяного газа по обоим направлениям вдоль серии реторт.



Фиг. 106.

Важнейшей частью типа с одиночными ретортами являются два чугунных цилиндра, причем первый укреплен на своем основании и может наполняться сверху, между тем как второй укреплен своей верхней частью и открыт у основания. Кольцеобразное пространство между цилиндрами заполняется рудой. Внутренний цилиндр целиком выложен внутри огнеупорными кирпичами (фиг. 106). Приток тепла дается этими кирпичами, обогреваемыми смесью водяного газа и воздуха.

Аппарат с одиночными ретортами более прост в отношении ремонта и легкости сборки. Расход кокса равняется 5,1—5,5 кг на кубический метр добытого водорода, если считать общее количество топлива, израсходованного на получение водяного газа, разогревание самого аппарата и на добавочные приборы.

В обоих типах температура контактной массы должна поддерживаться между 650 и 900°. На нижнем пределе реакция протекает весьма медленно, верхний предел приводит к спеканию металла, препятствующему проходу струй пара и водяного газа.

Вообще считают, что для получения 1 м<sup>3</sup> водорода требуется 20 кг железа.

**Способ сложных реторт.** Процесс Говарда Лэна. Это — наиболее старинный завод этого типа, имеющийся во Франции (Сен-Клу). Он содержит три реторты: две — для восстановления, одну — для окисления.

Процесс Делльвик-Флейшера. Весьма близкий к предыдущему.

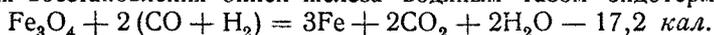
Процесс Демпстера. Характерная особенность этого процесса состоит в том, что во время периода восстановления вместе с водяным газом посылается струя пара, для того чтобы воспрепятствовать образованию углеродистого осадка. Поэтому во время последующего периода окисления не происходит образования кислородных соединений углерода, которые при обыкновенном процессе примешиваются к водороду. Автор указывает, что при установке, предназначенной для добывания 100 м<sup>3</sup> водорода в час, следует обеспечить полное часовое потребление водяного газа в 120 м<sup>3</sup>.

Способ одиночных реторт. Процесс Мессершмитта. Практически необходим избыток пара и водяного газа при их взаимных фазах. Это — типичный аппарат для этого способа. Период восстановления длится 20 минут, период окисления — около 10 минут.

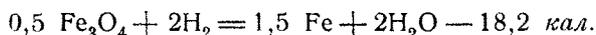
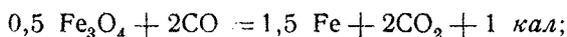
Процесс ВАМАГ. Весьма близкий к процессу Мессершмитта, который был к тому же сотрудником фирмы ВАМАГ.

Процесс с контактным восстановлением. Новейший процесс, предложенный Жобером, директором „Oxylithe francais“.

Реакция восстановления окиси железа водяным газом эндотермическая:



Если ее разбить таким образом, чтобы увидеть отдельное действие составных частей водяного газа, то найдем:



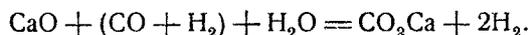
Последняя реакция сильно эндотермическая.

В процессе пользуются поэтому лишь первой из этих реакций, чтобы устранить специальный очаг, необходимый при иначе поставленных процессах, для разогревания аппарата. Это достигается тщательной очисткой водяного газа и использованием небольшого количества газового остатка (весьма богатого водородом) для разогревания реторт.

*Видоизменение, внесенное в процесс Страшем.* В целях получения более чистого водорода Страш скомбинировал аппарат, в котором водяной газ получается пропусканием пара не через раскаленный до красна кокс, а через раскаленный докрасна древесный уголь. Полученный таким путем водяной газ более чист. Генератор для водорода может быть одной из конструкций, приведенных выше.

*Отделение водорода от водяного газа известью.* Если пропустить струю водяного газа над негашеной известью при 500°, то окись углерода поглощается с образованием углекислой извести, а водород освобождается.

Водяной газ применяется в смеси с водяным паром:



Этот метод применяется химической фабрикой Greisheim Elektor и во Франции Société Industrielle des Produits Chimiques à Lamotte — Breuil.

Реакция начинается, когда температура извести доходит до 500°; этим избегаются диссоциация углекислой извести. Затем вследствие образования корки углекислой извести действие извести становится значительно более медленным; восстановление контактной массы получается путем сильного нагревания:



Водяной газ, чистый или смешанный с водяным паром, может быть снова пропущен над известью, и цикл возобновляется.

По данным Габера и Энгельса прибавка железа (5<sup>0</sup>/<sub>0</sub> у грейшеймской фабрики) в опилках в известь ускоряет реакцию.

Исследование вышеуказанных уравнений показывает, что более экономично при определенном объеме водяного газа применять смесь этого газа с водяным паром; можно таким образом собрать объем водорода, равный объему затраченного водяного газа.

Следует заметить, что в то время как в процессе разложения водяного пара раскаленным докрасна железом имеют место в действительности две отдельных реакции и выделяющийся водород целиком получается из водяного пара, в грейшеймском процессе половина его получается из диссоциации водяного газа, и поэтому этот газ следует подвергать весьма тщательной предварительной очистке. Этот процесс представляет многочисленные преимущества.

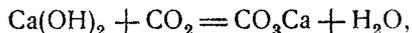
Поглощение окиси углерода известью происходит с большим выделением тепла, поэтому не требуется никакого внешнего притока теплоты, и нет причин опасаться прекращения гашения или спекания контактной массы. Этот процесс очень дешев вследствие изобилия извести и легкости сбыта гашеной извести.

Кроме водяного газа необходим еще „бедный“ газ, применяемый в периоды прокаливания (1 кг кокса на кубический метр водорода), и электрическая энергия, необходимая для газовых транспортеров.

Наконец периоды реакции здесь длительны и разделены большими промежутками. Применяемые операции требуют здесь мало ручной работы и лишь на короткое время.

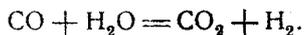
*Отделение водорода от водяного газа катализом.* В предшествующих процессах разложение водяного пара или водяного газа влечет за собой химическое превращение агента диссоциации, который должен затем подвергнуться надлежащей обработке, чтобы вновь получить первоначальное состояние в целях своего нового использования.

Нижеследующие процессы преследуют цель окислить около 40<sup>0</sup>/<sub>0</sub> содержащейся в водяном газе окиси углерода и превратить последнюю в угольный ангидрид, легко удаляемый путем промывания под давлением в несколько атмосфер в известковой воде (Клоде):



или в растворе углекислой соли натрия (Беггс) или в жидком нашатыре.

Эмбер и Анри окисляют окись углерода, подвергая ее в присутствии надлежащего катализатора действию водяного пара:



Рид предлагает в качестве катализатора окиси металлов, Мон и Ланже — металлический никель при 350—400° или пемзу, пропитанную хлористым никелем, Негер и Мюллер — горный лен с палладием или родием.

Но ни один из перечисленных каталитических процессов, которые пыталась применить баденская анилиново-содовая фабрика, на деле не имел технического успеха и в дальнейшем не применялся.

Баденский процесс. Водяной газ, смешанный с водяным паром и нагретый между 300 и 600° в присутствии катализатора под давлением 30—40 ат, разлагается на водород и углекислый газ:



Содержание водорода доходит до 65%, углекислого газа — до 30%, а окись углерода ограничена между 1,2 и 1,8%.

Никакого внешнего притока тепла не требуется, так как реакция экзотермическая.

Баденская анилиновая фабрика применяет катализатор, приготовленный следующим образом. Растворяется смесь 40 ч. азотнокислого железа, 5 ч. азотнокислого никеля и 5 ч. азотнокислого хрома; все эти вещества должны быть абсолютно свободны от хлористых соединений; осаждается углекислой солью калия, профильтровывается, промывается и высушивается.

Количество никеля может изменяться в пределах от 3 до 10 ч. азотнокислого никеля. Как и для всех катализаторов, и для данного имеются некоторые соединения, действующие на него отравляюще: хлористые, бромистые, нодистые, фосфор, мышьяк, бор и кремний во всех их видах. Необходимо избегать их выделения при добычании водяного газа или при катализации. Контактная масса может действовать до 6 месяцев при непрерывной работе.

По данным баденской фабрики расход водяного газа выражался только в 1,2 м<sup>3</sup> на кубический метр полученного водорода.

Этот процесс очень заманчивый, экономичный, непрерывный. После остановки действия генераторы могут быть пущены без предварительной подготовки. Неудобства происходят преимущественно от сложности аппаратов, которые требуют немногочисленного, но очень опытного персонала при производстве.

*Сжижение водяного газа.* Отделение газа посредством сжижения является весьма сложной промышленной операцией и в частности отделение водорода требует дорогих аппаратов и большой технической сноровки.

С точки зрения сжижения каждый газ обладает тремя характеристиками — критической температурой, критическим давлением и точкой кипения в критическом состоянии при данном давлении. Но сжижение смеси двух газовых тел представляет особенности, весьма отличные от особенностей, присущих сжижению чистого газа. Данных относительно водяного газа недостаточно, и можно лишь рассуждать о том, какими свойствами обладает каждый из входящих в его состав газов в отдельности.

Характеристики составных частей водяного газа будут следующие (см. табл. стр. 114).

Следовательно, если подвергнуть водяной газ давлению в 73 кг/м<sup>2</sup> или охладить до —146°, все составляющие газы, за исключением водорода, будут обращены в жидкое состояние. В равной мере при атмосферном давлении,

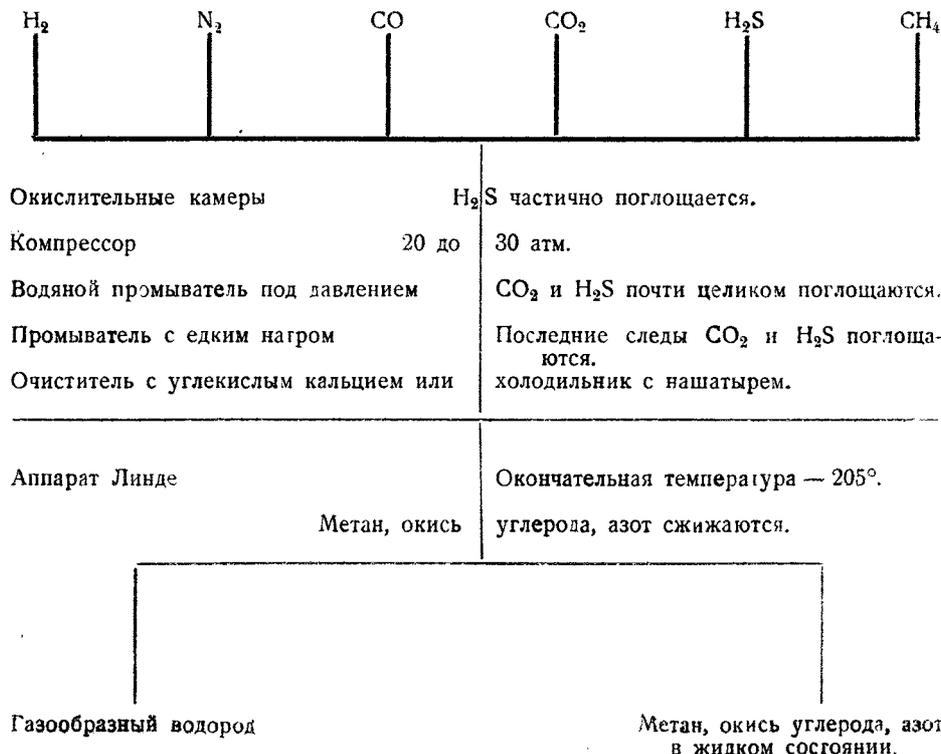
Г а з ы	Критическая температура	Критическое давление кг	Точка кипения при атмосферном давлении
Водород . . . . .	- 241°	19,4	- 252,8°
Окись углерода . . . . .	- 139,5°	35,5	- 190°
Угольный ангидрид . . . . .	+ 31,35°	72,9	- 79,1°
Азот . . . . .	- 145,1°	33,6	- 195,7°
Кислород . . . . .	- 118,5°	58,8	- 181,4°

если водяной газ охлажден — до 196°, все составляющие газы, за исключением водорода, будут сжижены.

Операция отделения водорода может поэтому быть выполнена двумя способами: или сильным охлаждением газа под слабым давлением, или же при более умеренном охлаждении сильным давлением.

Процесс Линде — Франк-Каро. Водяной газ по очистке от различных нечистот, которые он содержит и которые могут, затвердев, закупорить трубы аппарата, поступает под давлением в холодильник, в котором помощью встречных струй понижается температура, для чего служит сжиженная окись углерода.

Ход процесса следующий:



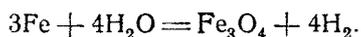
Процесс Клода. Аппарат несколько похож на аппарат Линде. Газ также охлаждается при помощи жидкой окиси углерода, как и в аппарате Линде, но разница заключается в том, что температура газа, поступающего в аппарат, служащий для охлаждения, понижается водородом, выходящим из этого же аппарата сжатым, а затем быстро расширяющимся в холодильнике. Используют таким образом внешнюю работу.

*Диффузионное отделение центробежной силой.* Водород может быть также получен из водяного газа путем пропускания последнего через трубу из необожженного фарфора, парижского гипса и т. п.

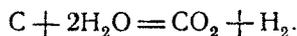
На основании закона Греема: „Относительные скорости диффузии двух газов обратно пропорциональны корням квадратным из их плотностей“, более легкий водород пройдет через стенки трубы первым и может быть собран. Жув и Готье достигли таким образом уменьшения содержания окиси углерода в водяном газе с 45 до 8<sup>0</sup>/<sub>0</sub>.

Приложение принципа центробежной силы для отделения газов с различными плотностями исследовалось многими физиками. Эльсворти и Мацца занимались отделением водорода от водяного газа при помощи этого способа. К сожалению, их интересные работы никакого применения в промышленном производстве не получили.

**Разложение воды железом под давлением.** Если железо нагрето в присутствии воды под высоким давлением, водород освобождается и образуется магнитная перекись железа:



Железо может быть заменено углем, тогда к водороду примешивается угольный ангидрид, который удаляется при помощи обычных средств:



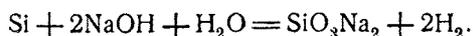
Реакция происходит весьма быстро при повышении температуры до 300°, когда вода близко к своей критической точке ведет себя как окисел. Требуемое давление должно быть по крайней мере равно давлению паров и дается ниже:

Температура . . . . .	250°	300°	350°
Давление пара . . . . .	39	89	167° (ат)

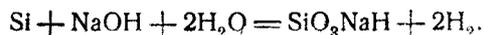
Бергиус, автор этого процесса, указывает, что реакция ускоряется от прибавления электролита (например хлористого железа) или металла, более благородного, чем железо.

Водород получается достаточно чистый. Неудобства процесса происходят от трудностей постройки аппарата (генератор емкостью в 50 м достаточен для производства 30 м<sup>3</sup> газа в час при атмосферном давлении).

**Разложение воды совместным действием при реакции едкого натра с силиколом.** При погружении чистого кремния в растворы едкого натра или кали основная реакция заключается в окислении кремния за счет кислорода воды, что влечет за собой освобождение водорода:



Остатки — основная соль кремния, излишки едкого натра:



Остатки — кремнекислота, едкий натр в строго необходимом количестве.

Первая из этих реакций была применена в германском процессе Сименс-Шукерта, вторая — во французском процессе Леларж-Жобера.

*Промышленное применение.* В промышленности действуют раствором каустической соды при высокой точке кипения на соединения или сплавы кремния с целью удержать и собрать в самом растворе всю теплоту, выделяемую при реакции, чтобы совершенно обойтись без внешнего притока тепла.

Вторая реакция показывает, что теоретически для получения 1 м<sup>3</sup> водорода при 760 мм и 0° требуется 0,622 кг кремния и 0,899 кг чистого едкого натра, но на практике количества требуемых реактивов будут: 0,67 кг ферросилиция с чистотой 90% и 1,2 кг едкого натра с чистотой 70—72%.

Количество воды, необходимой не только для реакции, но и для промывания, будет 5—6 л на кубический метр при заводе с водяным экономизером и 25 л при заводе с простой промывкой.

Производительность генератора выражается 140 м<sup>3</sup> в час на квадратный метр поверхности для аппаратов больших размеров (650 м<sup>3</sup> в час) и 200 м<sup>3</sup> для малых генераторов.

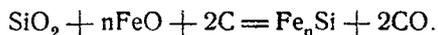
Заводы могут быть неподвижные, полуподвижные или монтированные на колесах. Главнейшей частью является бак для едкого натра, в котором натр растворяется в теплой воде.

Растворение ускоряется мешалкой с лопаточками. Жидкость затем переводится в генератор, установленный под резервуаром с ферросилицием и ящиком для противопенного масла. Ферросилиций расходуется при помощи кулачкового распределителя, приводимого в действие рабочим, который имеет перед глазами волюметр, указывающий количество газа, производимое аппаратом. Газ выходит через коллектор и идет в теплый промыватель, а затем в холодный промыватель, заполненный перекрестными слоями пластин из меди, на которые падает холодная вода.

Таким образом осуществляется: быстрое получение щелочного раствора, содержащего 30—40% NaOH и притом горячего, равномерное распределение тонкого порошка ферросилиция в генераторе с устранением его слипания, поддержание щелочного раствора на определенной температуре и требуемой консистенции благодаря впрыскиванию воды, регулируемому рукой, понижение поверхностного натяжения щелочного раствора прибавлением инертного жирного тела (противопенное масло), энергичное перемешивание в генераторе для увеличения активной поверхности раствора.

Едкий натр применяется в пластинках 9—11 мм толщиной. Обычно фабрики обозначают качество своих продуктов в английских градусах, которые подразумеваются при всех градусах при расчете, т. е. включая и окись натрия и углекислую соду. 70/72 английских градуса отвечают 87% NaOH, 76/77 английских градусов отвечают чистоте в 95%. Едкий натр должен браковаться, если он содержит менее 69,1% окиси натрия, включая и углекислую соль.

**Ферросилиций.** Ферросилиций с высоким содержанием кремния изготавливается в электрической печи. Производство основано на следующей реакции:



Для ферросилиция с чистотой в 85—90% пропорция будет: кварц — 59%, железо — 4% и древесный уголь — 34%.

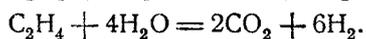
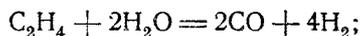
Ферросилиций должен содержать насколько возможно малое количество фосфора, который в аэростате вследствие присутствия фосфористого водорода вызовет появление фосфорной кислоты, разъедающей веревочное снаряжение. Степень раздробляемости ферросилиция крайне важна не только по причине ее действия на общую продукцию газа, но также и по причине ее влияния на быстроту добывания.

Анализом можно определить количество водорода, которое килограмм ферросилиция способен выделить при реакции с определенным щелочным раствором едкого натра. Это свойство ферросилиция является основным для приемки. Анализ должен в равной мере определить количество фосфора, содержащегося в ферросилиции.

Противопенное масло состоит из естественных неочищенных вазелинов; оно должно быть абсолютно нейтральным и не должно содержать омыляющих веществ.

**З а к л ю ч е н и е.** Получение водорода при помощи этого процесса очень дорого по причине высокой стоимости исходных материалов (едкий натр, противопенное масло) и значительного количества электрической энергии, необходимой для изготовления ферросилиция, которое достигает около 10 kW на 1 кг ферросилиция, т. е. 6,7 kW на 1 м<sup>3</sup> полученного водорода. Этого количества почти достаточно для непосредственного получения такого же объема водорода электролизом щелочных растворов. С другой стороны, процесс обладает преимуществом весьма большой часовой производительности при недорогом и с малой емкостью аппарате. Это — тип военного газодобывательного процесса.

**Добывание водорода разложением углеводородов.** При нагревании нефти происходит разложение молекул:



В действительности в этом процессе не применяют разложения  $C_2H_4$ , но пользуются маслами — высшими гомологами с составом  $C_nH_{2n}$ .

Вышеуказанные реакции сильно эндотермические, и опыты показали, что полезное действие будет максимальным при посылке очищенной или неочищенной нефти, мазутов и тяжелых масел непрерывно малыми порциями (в трубы, нагретые между 1 200 и 1 400°).

Литр нефти дает обыкновенно 1 100—1 200 л водорода и 350 г сажи.

Процесс Ринкера и Вольтера. Применялся в военном воздухоплавании в Германии, а также в России до мировой войны.

Установка для добывания газа содержит два генератора, которые заряжаются коксом, доводимым при помощи дутья до надлежащей температуры. Газовый трубопровод идет от нижней части первого генератора к верхней части второго.

Когда температура в генераторах достигнет 1 200—1 400°, вентилятор останавливается и масло вбрызгивается на раскаленный кокс первого генератора, где оно и превращается в пар. Этот масляный пар пропускается затем на раскаленный кокс второго генератора, где он превращается в водород, который собирается и направляется в очистители.

Затем возобновляют в течение 1—2 минут дутье воздуха в основания генераторов, для того чтобы восстановить температуру и сжечь углеродистые продукты, оставленные маслом.

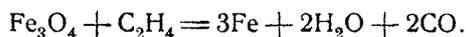
Исходные материалы для получения 1 м водорода:

Смесь газа, масла и сырой нефти . . . . .	0,6 кг
Кокс металлургический . . . . .	0,5 кг.

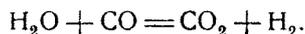
Процесс Ван-ден-Боррена. Ван-ден-Боррен предложил заменить окись углерода, употребляемую в контактном процессе для восстановления железа, углеводородами, способными вследствие своего собственного разложения принести полезный добавок к продукции водорода.

Действительно, если одновременно с нефтью послать в генератор воду в пропорции полобъема воды на объем нефти, то часть свободного углерода окислится и полученный газ будет весьма близким к тому составу, которым обладает водяной газ.

Можно получить следующую реакцию:



При достаточной же температуре кроме того получают следующую дополнительную реакцию:



По данным изобретателя килограмм углеводорода позволил бы практически получить 3 м<sup>3</sup> водорода.

**Электролиз воды.** Электрический ток, проходя через твердый проводник, разогревает его и образует вокруг проводника магнитное поле. Некоторые жидкие проводники подвергаются действию, вполне аналогичному твердым проводникам; некоторые другие, напротив, кроме вышеуказанного действия претерпевают молекулярное разрушение. Они разделяются на две части, причем каждая из них может быть химическим элементом или группой химических элементов. Это отделение получило название **электролиза**.

Чистая вода не проводит тока, ее разложения поэтому нельзя получить путем прямого электролиза; это возможно лишь при помощи вспомогательной реакции: разлагают электрическим током вещество, растворенное в воде, с тем чтобы один из элементов был способен отнять у воды ее кислород и освободить таким образом ее водород.

По гипотезе Аррениуса прохождение тока прежде всего вызывает частичное разложение электролитического тела, содержащегося в растворе, часть молекул разрывается на ионы — металла (или ион-водород) и заряжается положительным электричеством (катион); остаток молекулы заряжается отрицательным электричеством и называется анионом (металлоид, подобный Cl, радикал окиси SO<sub>2</sub>, радикал гидроксила OH).

Когда пойдет ток, будет происходить лишь перенос этих ионов к двум полюсам; ионы, уже разделенные, будут сохранять связь лишь вследствие своего притяжения, являющегося результатом их противоположных электрических зарядов, ионы придут в движение по направлению силы, которая на них действует. Катионы (металл) идут к катоду, анионы (другие состав-

вляющие) — к аноду, и там эти ионы нейтрализуют принесенное электродом равное и противоположное по знаку количество электричества. Они могут затем освободиться или вступить в реакцию с водой раствора или самим электродом.

Приведем примеры. Разведенный раствор соляной кислоты разрывается на катионы  $H$  и анионы  $Cl$ , происходит выделение водорода и хлора. Простой электролиз.

Разведенный раствор серной кислоты разлагается на ионы  $H_2$ , которые переносятся на катод и выделяются, и на ионы  $SO_4$ , не могущие существовать в свободном состоянии, отнимающие  $H_2$  у воды и освобождающие кислород. Электролиз с вспомогательной реакцией.

При электролизе раствора каустической соды  $NaOH$  происходит разделение ионов  $Na$  и  $OH$ ;  $Na$  на катоде разлагает воду, отнимает радикал  $OH$  и освобождает  $H$ ;  $OH$  же разлагает воду на аноде, отнимает  $H$  и освобождает кислород. Электролиз с вспомогательной реакцией на каждом из электродов.

Именно этот последний тип электролиза применяется для одновременного добывания кислорода и водорода.

Три общих условия имеют место при электролитическом разложении растворенных тел:

- 1) электролит должен состоять из сильно разведенного раствора, но однако при надлежащей дозе разлагаемого тела;
- 2) сила тока должна быть очень слабой;
- 3) электродвижущая сила не должна быть ниже известного минимума, ниже которого не происходит разложения.

Рассмотрим каждое из этих условий.

*Концентрация электролита.* При данной концентрации электролита устанавливается настоящее равновесие, характеризуемое пропорцией не распавшихся молекул. Если это равновесие нарушено, например пропусканием электрического тока, заставляющим исчезнуть ионизированные молекулы, другие молекулы распадаются, чтобы их заместить, до тех пор пока пропорция не будет восстановлена.

Когда раствор сильно разбавлен, пропорция свободных ионов очень велика, она стремится к 100% при бесконечно слабом растворе, т. е. при чистой воде. Наоборот, в очень концентрированных растворах количество свободных ионов очень мало. Из этого следует, что при двух крайних случаях проводимость будет почти равна нулю; эта проводимость следовательно имеет свой максимум: для соды этот максимум соответствует раствору в 20° по Боде.

Кроме того эта проводимость улучшается с повышением температуры. При 60° проводимость соды увеличивается почти вдвое по сравнению с проводимостью при 18°.

*Сила тока.* Сила тока на единицу поверхности катода должна быть очень слабой, чтобы увеличить поверхность собирания свободных ионов. При электролизе соды применяют обыкновенно силу тока от 1,2 до 1,6 А на квадратный дециметр.

*Вольтаж.* Ниже известного вольтажа разложения не происходит; этот вольтаж соответствует поляризационному натяжению электролита. Необходимо поэтому пользоваться током с вольтажем, превосходящим минимальный вольтаж, но полезное действие тем больше, чем ниже вольтаж, поэтому

для уменьшения затраты энергии употребляют ток, который может с полной уверенностью лишь победить поляризационное натяжение.

Практически необходимо преодолеть помимо поляризационного натяжения и другие сопротивления: в частности имеется разность потенциалов между электродом и электролитом и другие разности потенциала, которые устанавливаются вследствие неравномерности концентрации в среде самого электролита.

Наконец прохождение электрического тока через электролит вызывает нагревание жидкой массы; энергия, необходимая на это нагревание, является потерянной энергией, но эта потеря неизбежна.

*Энергия, необходимая для электролиза.* Расходуемая на электролиз энергия складывается:

а) из полезной мощности, которая используется на разрушение химических молекул;

б) энергии, затрачиваемой на эффект Пельтье, которая идет на преодоление разностей потенциалов между электродом и электролитом и в среде самого электролита;

в) мощности, затрачиваемой на эффект Джоуля, — это энергия, расходуемая на нагревание жидкой массы.

По прошествии некоторого времени, если по мере хода процесса прибавляют количество воды, равное тому, которое разложилось, устанавливается равновесие:

а) равновесие проводимости, пока концентрация остается постоянной;

б) равновесие эффекта Пельтье, пока ничто не меняется в среде массы;

в) равновесие эффекта Джоуля, когда теплота, потерянная лучеиспусканием, равна теплоте, вызываемой прохождением тока.

В качестве примера для электролитной массы каустической соды при  $20^\circ$  по Боме и при  $60^\circ$  в  $1 \text{ м}^3$  с электродами, удаленными друг от друга на  $1 \text{ см}$ :

1) сила тока равна  $1,6 \text{ А}$  на квадратный дециметр электрода (опытный результат);

2) поляризационное натяжение —  $1,46 \text{ В}$ ;

3) эффект Пельтье заставляет применять минимальный вольтаж в  $2,1 \text{ В}$ ;

4) выведено, что проводимость электролита —  $0,70$ ;

5) при вольтаже выше  $4,1 \text{ В}$  полезная мощность будет  $1,6 \cdot 0,7$ .

Мощность, потребляемая электродвижущими силами (полезная мощность и эффект Пельтье), будет:

$$2,1 \cdot 0,7 \quad (e = 2,1).$$

Полная мощность (полезная мощность, эффект Пельтье и эффект Джоуля) будет:

$$e \cdot 0,7 \quad (e = 2,1).$$

Диаграмма фиг. 107 дает величину этих различных мощностей.

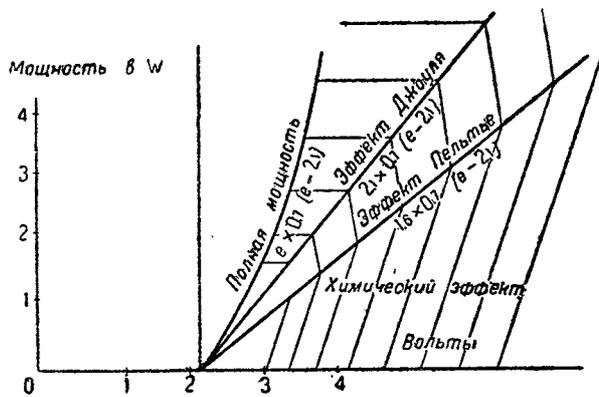
Практически энергия, необходимая для получения  $1 \text{ м}^3$  водорода, колеблется от  $6$  до  $8 \text{ кВт час}$  в зависимости от дебета, который требуется от электролизера.

При уменьшенном ходе на  $250 \text{ А}$  и  $2,3 \text{ В}$  потребление будет  $6 \text{ кВт час}$  и продукция около  $450 \text{ м}^3$ ; поднимая силу тока до  $750 \text{ А}$ , утраивают расход

энергии, но количество добываемого газа будет лишь 1 000 м<sup>3</sup> и расход 8 kWh на кубический метр.

По военным ценам платили за водород из расчета по 7,5 kWh на кубический метр, т. е. 6 kWh на электролиз, 0,5 kWh на компрессор и 1 kWh на ручную работу, общие издержки и прибыль от продажи кислорода.

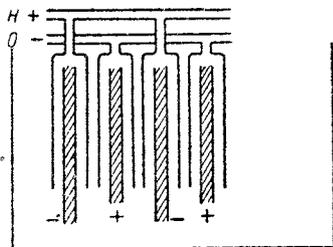
**Электролитические аппараты.** Различные модели приборов для электролиза все аналогичны в том смысле, что предназначаются для электролиза щелочного раствора железными электродами, но они значительно отличаются по приспособлениям для предупреждения смешивания газов (расположение диафрагм, колокола и т. п.), для получения минимального электрического сопротивления и избежания разъедания различных частей аппарата.



Фиг. 107.

Мы скажем лишь несколько слов о каждом из важнейших типов.

**Электролизер с металлической перегородкой (Гарути).** Металлическая перегородка помещена между анодом и катодом и разделяет полюсы; она пронизана многочисленными маленькими отверстиями, которые, хотя и позволяют циркулировать электролиту, но препятствуют газам смешиваться.



Фиг. 108.

**Электролизер с прессованным фильтром (Шмидт-Оэрликон).** Электроды разделены перегородкой из амианта (разновидность асбеста). Весьма компактный тип.

**Электролизер с перегородкой не проводимой и не пористой (Шопа или Цорци).** Электроды в форме стаканчиков поддерживаются центральной трубой — газовым коллектором и проводником тока.

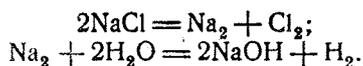
**Электролизер с колоколом — тип Шуккерта.** Электроды открыты отдельными колоколами, собирателями газа (фиг. 108).

**Электролизер резервуарный (тип Шарля Ренара).** Цилиндрические электроды отделены амиантовым мешочком.

**Водород как побочный продукт электрохимических производств.** Некоторые электрохимические производства получают водород при использовании электрического тока с целью окисления (фабрикация хлоратов) или с целью отделения (приготовление хлора).

Водород, получаемый при фабрикации хлоратов, содержит около 6% кислорода, что делает его электролиз весьма опасным, если только нет возможности прибегнуть к специальным средствам. При производстве тонны хлората выделяется около 750 м<sup>3</sup> водорода.

При производстве тонны хлора электролизом хлористого натрия освобождается 300 м<sup>3</sup> водорода. Хлор составляет основной продукт, каустическая сода — вторичный и водород — побочный.

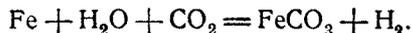


В электролизерах для хлора анод обыкновенно делается из угольной призмы, специально отпрессованной, накрытой глиняным колпаком, где собирается хлор; катод образован трубой, построенной из железа, покрытой колпаком — собирателем водорода. Каустическая сода собирается при помощи сифона.

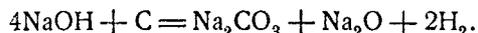
Важнейшими электролизерами этого типа являются приборы Кастнер-Келльнера и Монтзея.

**Другие процессы очистки водорода.** *Разложение водяного пара углем* (Диффенбах и Мальденгауэр). „Société du Carboneum“ разлагает водяной пар при 550–750° пропусканием его над углем, смешанным с известью (5 ч. по весу угля и 1 ч. извести, опущенной предварительно в 10% раствор кремне- и углекислой соли натрия; водород получается очень чистым.

*Разложение воды углекислотой и железом* (Бруно).



*Реакция едкого натра и угля* (Байлэй). Если нагреть едкий натр или гашеную известь с древесным углем или антрацитом, выделяется водород и образуется окись натрия и углекислая соль натрия:



*Разложение воды металлами или их соединениями.* а) Вода разлагается щелочными металлами — натрием, калием, литием и т. п. — или щелочно-земельными — магнием, кальцием и т. п.

б) Вода в равной мере разлагается смесью натрия и соединением кремния с алюминием (процесс Пикаля):

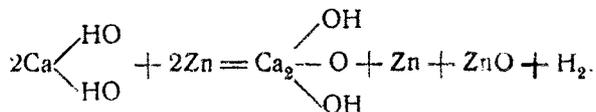


Ферстерлинг и Филипп Бриндлэй дали различные рецепты для изготовления смеси.

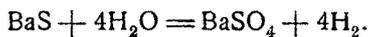
в) Моришо-Бопре, затем Хэльбиг исследовали средство алюминия к кислороду с целью его приложения для разложения воды. Чтобы усилить реакцию, они прибавляли к тонкой алюминиевой пластинке соли ртути — двуххлористую ртуть и цианистое соединение натрия.

г) Кипящая вода разлагается при контакте сплавом цинка и меди или сплавом цинка с сурьмой.

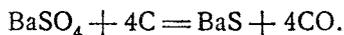
д) Майерт и Рихтер предложили процесс, основанный на свойстве, которым обладает цинк в порошкообразном состоянии, когда он нагрет вместе с некоторыми водными телами (известь, цемент, боксит и т. п.), разлагать воду, которую содержат эти тела, чтобы дать водород, известь и окись цинка. Реакция протекает при температуре темнокрасного каления:



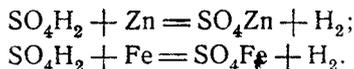
е) Лягусс, так же как и Тессье и Шейлло, применяли для разложения водяного пара сернистый барий:



Сернистый барий может быть восстановлен нагреванием с коксом:



ж) В продолжение долгого времени применяли разложение воды совокупным взаимным действием кислоты и металла:



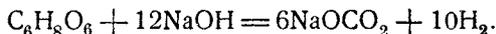
Реакция, которая производилась первоначально в бочках (процесс Жиффара), была значительно улучшена Шарлем Ренаром в его „циркуляционном способе“.

*Добывание брожением крахмала* (Фернбах).

Когда бактерия Фернбаха введена в студенистый крахмал ( $\text{C}_6\text{H}_{10}\text{O}_5$ ), происходит брожение, которое дает начало ацетону  $(\text{CH}_3)_2\text{CO}$  и нормальному бутиловому спирту  $\text{CH}_3(\text{CH}_2)_3\text{OH}$ ; в результате получается около 35% продукта от употребленного в дело крахмала. Остаток крахмала превращается в почти равные объемы водорода и угольного ангидрида с небольшим количеством азота; газы отделяются очисткой.

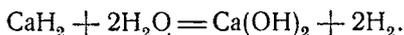
*Заранее подготовленные процессы.* Сырой поташ. Сернистокислый едкий натр, которым действуют на цинк.

Газеин. Смесь глицерина и едкого натра, которую применяют при 400°.



Эти два процесса обязаны своим появлением Шарлю Ренару.

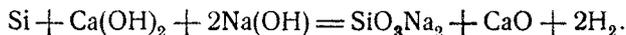
Гидролит. Водородистое соединение кальция. Оно под действием воды разлагается способом, аналогичным углеродистому кальцию:



Жобер начинает выплавкой в электрической печи металлического кальция из полученного электролизом хлористого кальция. Кальций затем нагревается в струе водорода.

Килограмм гидролита выделяет практически 1 м<sup>3</sup> газа и требует 780 г воды.

Гидроженит. Вещество, также обязанное своим появлением Жоберу, представляет смесь ферросилиция, каустической соды и гашеной извести:



При промышленном производстве смесь содержит 25 ч. ферросилиция с содержанием чистого кремния в 90—95%, 60 ч. каустической соды и 20 ч. извести. Килограмм вещества дает при сгорании 800 л водорода с подъемной силой в 1180—1190 г.

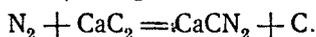
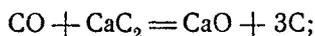
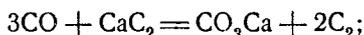
*Очистительные процессы, применяемые обыкновенно при различных способах.* Примеси, увлекаемые добытым водородом, бывают двух сортов:

примеси физического характера, происходящие от увлекаемых тел, и примеси химические, получающиеся в добытом газе вследствие побочных реакций.

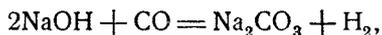
**Физические очистители.** Они состоят из промывателей и скрубберов, где газ очищается, приходя в соприкосновение с водой, в которой он и оставляет примешанные тела. Промыватель представляет собой простой колокол, в котором оборудована промывка газа; скруббер — башня, содержащая слои кокса, в которую газ вводится снизу, в то время как вода, разбрасываемая струями, падает сверху.

**Химические очистители.** Химические очистители преследуют цель — устранить окись углерода, азот, угольный ангидрид, мышьяковистый и сернистый водород и кислород, содержащийся в добытом газе.

**Окись углерода.** Остатки окиси углерода могут быть поглощены, так же как и азот, пропусканием через углеродистый кальций при температуре свыше 300°:

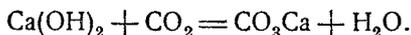


Можно еще пропустить очищаемый газ через едкий натр или гашеную известь:

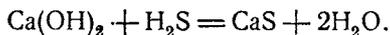


или через скруббер, в котором циркулирует раствор хлористой (закуси) меди в аммиаке.

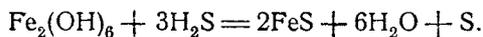
**Угольный ангидрид.** Этот газ может быть частично поглощен водой при промывании; остатки будут поглощены известковым молоком:



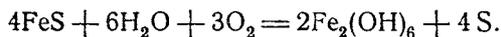
**Сернистый водород.**  $\text{H}_2\text{S}$  в равной мере поглощается водой при промывании. Его растворимость увеличивается с давлением. Возможно также поглощать его известью:



Но наиболее часто применяемый процесс заключается в пропуске очищаемого газа над гидратом окиси железа:



По прошествии некоторого времени окись восстанавливается путем действия на нее воздуха после предварительного увлажнения:



На практике при процессе применяется смесь, известная под названием смеси Ламэнга, содержащая около 1 ч. древесных опилок, предназначенных для воспрепятствования спеканию массы, и 5 ч. окиси; прибавляют обыкновенно еще 1<sup>0</sup>/<sub>6</sub> извести.

**Мышьяковистый водород.** Мышьяковистый водород может быть удален нагреванием выше 110° или же промыванием в растворе азотно-

кислого серебра, сернокислой меди и двухлористой ртути или марганцево-кислого калия.

**Кислород.** Кислород удаляется сжиганием в присутствии надлежащего катализатора с соответствующим количеством водорода.

**Катализ.** Возможно воспламенить смесь чистых кислорода и водорода простым соприкосновением с пластинкой из платины или губчатой платины. Платина и тела, подобные ей, которые играют в соединениях роль контактных агентов, названы катализаторами. Можно считать, что катализатор уменьшает или уничтожает „химическое трение“, которое препятствует самостоятельному проявлению сродства, существующего между водородом и кислородом, хотя при нормальной температуре реакция в действительности и происходит, но в такой слабой степени и с такой медлительностью, что бывает незаметна.

Действие катализатора вызывает тотчас же реакцию на поверхности, и это действие имеет подлинно химический характер.

Как заключает Сабатье, эту способность каталитической активности, которой обладает материя, пытались приписать исключительно влиянию почти бесконечно большой поверхности тел в пылеобразном состоянии.

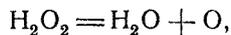
После некоторых опытных исследований оказалось, что катализ газа заключается в окклюзии этого газа, т. е. в образовании особого соединения газа и катализатора, однако некоторые тела имеют замечательные каталитические свойства, подобно никелю, и тем не менее не обладают значительной поглощающей способностью. Вероятнее всего, что образование и раздвоение окклюзионного соединения чрезвычайно быстры.

Когда изучают технику процесса, обычно оговариваются, что каталитические явления еще полностью не объяснены. Хотя это и так, но с точки зрения практического применения каталитического действие тела может быть отнесено к одному из трех нижеследующих проявлений — гидрогенизации, окислению и молекулярному разложению.

**Гидрогенизация.** При помощи этого технического приема олеиновые кислоты и эфир переходят в стеариновые кислоты и эфир, — реакция, которая находит свое приложение при гидрогенизации масел.

**Окисление.** Наиболее важные реакции, осуществляемые в промышленности, относятся к изготовлению серного ангидрида и превращению некоторых спиртов.

**Молекулярное разложение.** Благородные металлы пригодны для этого разложения: так, например, серебряный порошок разлагает перекись водорода:



но встречаются случаи, когда каталитические явления не происходят вследствие присутствия веществ, играющих роль настоящих ядов.

Так, мышьяк является смертельным ядом для платины; сернистые соединения, встречающиеся в промышленном водороде, добытом при помощи водяного газа, отнимают всю активность у никеля и меди.

Действие катализатора, его жизнь, имеет период образования, увеличивающейся активности, период зрелости, затем период упадка, который заканчивается смертью.

На практике катализатор помещается в маленьких фарфоровых пористых цилиндрах, заключенных в род корзинки, расположенной в струе газа. Тер-

мометр позволяет следить за операцией. Необходимо перед пуском газа для катализации нагреть контактную массу при помощи электрического сопротивления.

**Перевозка водорода.** Перевозка водорода производится в стальных трубах, в которых водород заключен под большим давлением. Эти трубы называются иначе „бутылками“ и представляют собой стальные цилиндры, изготовляемые при помощи прессы. Их размеры весьма различны. Во Франции прежде употребляли трубы больших размеров, сгруппированные по 6—8 штук на повозке. Каждая повозка перевозила таким образом 150—200 м<sup>3</sup> сжатого водорода. Эта система в настоящее время оставлена.

Во время войны применяли для снабжения военных привязных аэростатов исключительно водородные бутылки в 46 л, содержащие 6,2 м<sup>3</sup> газа под давлением в 150 кг. Эти бутылки — стальные, 2 м высоты, снабжены с одной стороны квадратной подставкой, позволяющей их устанавливать стоймя (правило, предписываемое железными дорогами), и с другой — пуансонным краном для опораживания. Этот кран, довольно хрупкий и очень дорогой, защищен колпаком, навинченным на оконечность трубы.

Вес труб. Вес труб не зависит от рабочего давления, или, более точно, если заставить сталь работать в тех же самых условиях, то вес стали, необходимый для перевозки 1 м<sup>3</sup> сжатого водорода, не зависит от давления.

В самом деле, объем сжатого водорода пропорционален давлению; работа стали в бутылки цилиндрической формы также пропорциональна давлению, как мы видели это при изучении натяжений, теория которых полностью приложима к настоящему случаю; следовательно толщина трубы и ее вес в равной мере пропорциональны давлению; поэтому вес стали на кубический метр независим от давления. Аналогичное рассуждение показывает, что вес в равной мере независим от диаметра трубы. Этот вес равен около 10 кг на кубический метр газа.

**Компримирование.** Сжатие водорода для наполнения бутылей производится при помощи компрессора в три периода.

Первый цилиндр с двойным действием сжимает газ до 7 ат; затем газ переходит во второй цилиндр с поршнем, который его сжимает до 40 ат; затем — в третий цилиндр с поршнем, который и нагнетает его в бутылки с давлением в 150 ат.

Манометры указывают различные стадии давления в трубопроводах.

В противоположность расширению газа, которое поглощает большое количество тепла, при компримировании значительная часть затраченной работы превращается в тепло. Необходимо вследствие этого охлаждать газ.

Для этой цели существуют два процесса:

1) устраивается циркуляция воды через поршень и вокруг цилиндра; кроме этого между цилиндрами газ проходит длинный змеевик, погруженный в ванну с циркулирующей водой;

2) испаряют воду в цилиндрах; испарение производится с поглощением тепла и уравновешиванием выделения теплоты, вызываемой сжатием; спускной кран при выходе из компрессора выливает образовавшуюся воду.

Этот процесс обладает следующим преимуществом. Некоторые примеси в газе, подобно фосфористому водороду, довольно значительные при газе, добытом например аппаратом Леларжа, слабо растворимы в воде при нормальном давлении, но хорошо растворяются в ней при давлении в 10—15 ат.

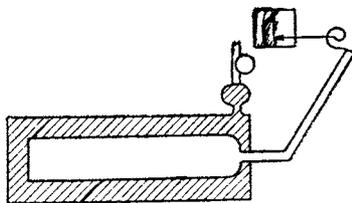
Эти примеси следовательно растворяются в выпариваемой воде и выводятся одновременно с ней через спускной кран: таким образом одновременно с охлаждением достигается и очистка газа.

**Испытания труб.** Трубы для водорода должны быть перед поступлением на службу подвергнуты индивидуальным приемным испытаниям в целях определения отсутствия дефектов, которые могут повлечь за собой взрыв при работе. Поэтому необходимо их время от времени испытывать, чтобы убедиться, что они всегда находятся в исправном состоянии.

Французский закон требует, чтобы подобные испытания производились каждые три года Горным ведомством, которое в удостоверение испытания накладывает на трубу контрольное клеймо.

Испытания производятся нагнетанием воды на 225 ат (полторное рабочее давление) в трубу. Серьезные дефекты обнаруживаются при первом же испытании разрывом трубы. Но существует особый тип порока конструкции, который может быть чрезвычайно опасным и который не вызовет разрыва трубы при первом испытании. Предположим, что труба будет такой, что у ней внутренний цилиндр значительно эксцентричен по отношению к внешнему (фиг. 109); в тонкой части поэтому не будет достаточного упругого сопротивления давлению при испытании; металл при этом претерпит остающуюся деформацию, которая может пройти незамеченной, при этом критическая толщина стенки еще более уменьшится. Подобная труба, нагруженная на 150 кг, сможет упруго сопротивляться напряжениям, но под влиянием случайных добавочных напряжений, например при нагреве солнцем, которым она подвергается в наполненном состоянии, может случиться, что в известный промежуток времени давление превысит предел упругого сопротивления металла; при каждом таком превышении толщина вдоль опасной образующей будет уменьшаться. Благодаря совместному действию уменьшения толщины от деформации и неизбежному оислению внутренности трубы может наступить момент, когда толщина станет недостаточной для сопротивления рабочему давлению и произойдет взрыв, иногда после многочисленных наполнений и опорожнений трубы.

Необходимо поэтому обнаружить эти дефекты или, точнее, обнаружить остающиеся деформации



Фиг. 110.

трубы при приемных или контрольных испытаниях. Для этой цели применяют измеритель упругости.

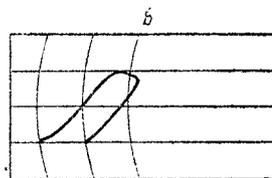
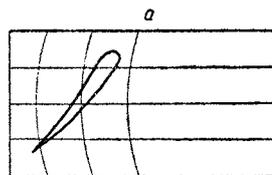
Этот аппарат состоит из цилиндра (фиг. 11), в который вводится испытываемая труба и ко-

торый затем герметически закрывается и наполняется водой. Водой в свою очередь наполняется и труба, подвергающаяся затем давлению.

Под влиянием давления объем трубы увеличивается, вода в цилиндре не помещается больше в объеме, который она занимала первоначально,



Фиг. 109.



Фиг. 111.

устремляется в манометрическую камеру и действует на стрелку самозаписывающего аппарата; стрелка движется в зависимости от внутреннего давления в трубе.

Когда давление достигает величины, требуемой испытанием, его заставляют постепенно спуститься до нуля; если труба подверглась лишь упругой деформации, то она вернется к первоначальному объему и стрелка опустится до исходной точки (фиг. 111, *a*). Всякая труба с остающейся деформацией (фиг. 111, *b*) бракуется.

## Г л а в а X.

### ГЕЛИЙ.

#### Общие сведения.

Гелий — газ с весом около 0,18 кг в объеме кубического метра. Подъемная сила этого газа — около 1,1 кг на кубический метр. Следовательно при наполнении аэростатов гелием их полная подъемная сила уменьшается весьма значительно. Корабль в 9 000 м потеряет в подъемной силе 800 кг в том случае, если он будет наполнен вместо водорода гелием.

Этот газ обладает замечательным свойством быть совершенно инертным; он не вступает ни в какое химическое соединение, в частности он совершенно невоспламеняем.

#### Прежние источники гелия.

Гелий не был известен до конца прошлого столетия иначе, как в характерных линиях солнечного спектра; его присутствие на земле совершенно не допускалось.

Он был открыт в первый раз сэром Уильямом Ремзеем в воздухе нашей атмосферы одновременно с другими редкими атмосферными газами — неоном, криптоном, ксеноном и т. п. Содержание в воздухе гелия самое незначительное.

Затем он был установлен в качестве составной части эманации радия. Радий, разлагаясь, дает гелий и свинец. Этот источник в равной мере крайне ничтожен.

Открыли его еще в клевеите: это — минерал, принадлежащий к радиоактивным минералам, имеющий слоистое сложение; между слоями иногда находится гелий в очень малом количестве.

#### Новые источники гелия.

Когда с помощью указанных источников удалось выделить лишь несколько кубических сантиметров гелия, к тому же с чрезвычайно высокими затратами, внимание было привлечено на наличие гелия в выделениях „естественного газа“.

Существуют на поверхности земного шара многочисленные газовые выделения: рудничный газ, свободные газы минеральных вод и др. Так, один из холмов в Коломбьере в Эро выделяет в значительном количестве угле-

кислый газ; этот холм является настоящей губкой, пропитанной углекислотой. Но наиболее важные выделения находятся в Соединенных штатах, в Техасе, Оклагаме и Канзасе. Эти газы служат топливом и эксплуатируются крупными обществами, которые их распределяют при помощи трубопроводов по городам для отопления и освещения. Некоторые из газовых канализаций имеют свыше 300 км длины. Дебет одного из таких источников выразился в 1919 г. 100 000 м<sup>3</sup> ежедневно. И вот, производя анализ этих выделений, открыли, что они содержат гелий, причем в некоторых из них содержание гелия доходит до 9<sup>1</sup>/<sub>100</sub>. Это значит, что отмеченный выше источник выделял около 1 000 м<sup>3</sup> чистого гелия в сутки.

Профессор „College de France“ Муре произвел детальное изучение различных газовых выделений, которые найдены во Франции, и в частности рудничных газов и выделений минеральных вод.

Во всех этих выделениях он открыл гелий и иногда в значительном количестве: так, выделение минеральных вод в Сантэней (Côte d'Or) содержит 9<sup>1</sup>/<sub>100</sub> гелия.

### Добывание гелия.

В этих выделениях гелий всегда встречается смешанным с другими почти инертными газами, такими, как азот, аргон; поэтому отделение от этих газов не может быть произведено иначе, как при помощи физических средств.

Единственным процессом, применяемым в настоящее время, и вероятно единственным, который можно будет когда-либо применять, заключается в сжижении натурального газа. Гелий наиболее трудно поддается сжижению по сравнению со всеми известными газами: температура сжижения гелия будет — 271°, т. е. 2° выше абсолютного нуля.

Процесс извлечения гелия поэтому теоретически очень легок. Охлаждают газовую массу до тех пор, пока все другие газы кроме гелия не будут обращены в жидкое состояние. В конце операции в качестве остатка остается один гелий.

Этот способ получил в Соединенных штатах промышленный характер. Американцы применили три различных системы (Линде, Клода, Нортон), и общее количество извлеченного гелия к апрелю 1919 г. было уже около 10 000 м<sup>3</sup>.

Во Франции, где вопрос находится еще в периоде изысканий, промышленное производство пока не начато, исключая Коломбьера, где велось изучение этого добывания.

Себестоимость скатого гелия в настоящее время в Соединенных штатах менее 1<sup>1</sup>/<sub>2</sub> доллара за кубический метр.

### Применение гелия для наполнения аэростатов.

Применение гелия для наполнения аэростатов значительно уменьшает подъемную силу корабля. С другой стороны, себестоимость гелия пока еще довольно высока, но невоспламеняемость гелия — драгоценное свойство как для привязных военных аэростатов, так и для воздушных кораблей. Кроме того прочность материй для гелия вдвое меньше, чем для водорода. Наконец имеются аппараты, которые позволяют очищать содержа-

щийся в оболочках аэростатов гелий так, чтобы возвращать чистый гелий. Эти аппараты значительно уменьшают расход газа.

Промышленное добывание гелия окажет поэтому большое влияние на воздухоплавание.

## ГЛАВА XI.

### ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ПРОЕКТ ВОЗДУШНОГО КОРАБЛЯ.

Мы приложим к конкретному случаю теоретические выводы, изложенные на протяжении этого курса, и в качестве примера возьмем технические условия, установленные на поставку кораблей Морскому министерству в 1918 г.

Условия, установленные в последнее время, отличаются от прежних, но лишь в маловажных деталях. Условия следующие:

Скорость — 80 км/час.

Полезный груз — при газе с подъемной силой 1 120 г на кубический метр и при температуре 25°: пять пассажиров; горючее — на 10 часов полета; радиотелеграф — 80 кг; маневренный балласт  $\frac{C}{10}$ ; вооружение 750 кг, содержащее пушку в 75 мм (400 кг) и 350 кг бомб; гранаты включены в маневренный балласт. Давление пушки на цапфы в момент выстрела — 2 500 кг.

Размеры По возможности не следует переходить следующих размеров: длина — 80 м, ширина — 17 м, высота — 20,60 м.

Моторы. Два независимых мотора около 200 л. с., действующих каждый на отдельный винт.

Эти условия позволяют определить данные, необходимые для предварительного проекта; другие требуемые условия, которые имели отношение к размещению бортового оборудования, выйдут из рамок настоящего изучения.

#### Приближенное определение характеристик баллона.

**Определение объема.** Полезный груз установлен для газа с подъемной силой 1 120 г на кубический метр и при температуре 25°.

Истинная подъемная сила газа, исходя из этих условий, будет:

$$1\ 120 \cdot \frac{273 - 25}{273} = 1\ 120 \frac{248}{273} = 1\ 015 \text{ г.}$$

Определяем приближенно объем и для этого подсчитаем величину требуемого полезного груза.

Вес одного пассажира можно считать за 80 кг. Часовое потребление горючего для одного мотора может быть принято в 250 г на лошадиную силу. Так как требуется 2 мотора по 200 л. с., то полное потребление в час будет  $400 \cdot 0,25 \approx 100$  кг. Установка на борту пушки в 75 мм приводит к весьма значительному усилению передней части гондолы, — посчитаем на это усиление 150 кг; общий вес вооружения и добавочное утяжеление остова, который оно вызовет, будет следовательно  $750 + 150 = 900$  кг. Наконеч полный вес снаряжения для маневрирования — гидрок, поясные веревки, морские якоря, парашюты и т. д. — будет по опытным данным около 300 кг. Все остальные грузы указаны выше.

Полный полезный груз следовательно будет в килограммах:

Пассажиры $5 \cdot 80$ . . . . .	400
Грючеее $100 \cdot 10$ . . . . .	1 000
Радио . . . . .	80
Вооружение . . . . .	900
Различное снаряжение (гайдроп, поясные веревки и т. п.) . . . . .	300
Маневренный балласт . . . . .	$\frac{C}{10}$
Итого . . . . .	$2\,680 + \frac{C}{10}$ кг.

Так как по опытным данным известно, что в хорошо построенном нежестком корабле можно рассчитывать легко получить общий полезный груз, выраженный в килограммах, равным 0,4 числа, которое измеряет в кубических метрах объем оболочки, то:

$$0,4 C = 2\,680 + \frac{C}{10},$$

откуда

$$0,3 C = 2\,680$$

и

$$C = 2\,680 \cdot \frac{10}{3} = 8\,950 \text{ м}^3 \cong 9\,000 \text{ м}^3.$$

**Определение миделя.** Требуется скорость  $80 \text{ км/час}$ , т. е.  $22,50 \text{ м/сек}$ . Это нам позволяет определить диаметр миделя.

Уравнение мощности будет:

$$P\rho = \lambda D^2 v^3;$$

$$P = 400 \text{ л. с.},$$

т. е.

$$400 \cdot 75 = 30\,000 \text{ кг/м}$$

и

$$v = 80 \text{ км/час}, \text{ т. е. } 22,50 \text{ м/сек}.$$

$\rho$  — полный коэффициент полезного действия — может быть взят равным 0,7, если мы подберем хороший винт и дадим ему скорость вращения, дающую максимальный коэффициент полезного действия

Определение  $\lambda$  не может быть сделано, так как для этого требуются предварительные опытные исследования; вообще изучаемый новый проект сравнивается с уже известным и испытанным типом, для которого  $\lambda$  определена.

В данном случае, основываясь на результатах последних нежестких кораблей, для которых  $\lambda$  изменяется от 0,0079 (для Т 2) до 0,0110 (для кораблей „Зодиака“), выберем  $\lambda = 0,0095$ .

И общая формула дает:

$$400 \cdot 75 \cdot 0,7 = 0,0095 \cdot D^2 \cdot 22,5^3;$$

$$21\,000 = 0,0095 \cdot D^2 \cdot 11\,400,$$

откуда

$$D = 13,95 \text{ м}.$$

Найденная цифра лежит в пределах требуемых размеров; она дает при длине в  $80 \text{ м}$  удлинение в  $5,75$ ; эта цифра умеренная.

**Форма баллона** Нам теперь нужно определить меридиан баллона.

Нужно получить баллон в 9 000 м<sup>3</sup> объемом, его форма должна иметь около 80 м длины и около 13,95 м в диаметре. Если мы сможем уменьшить немного эту цифру, то получим выигрыш в скорости, и пока удлинение не достигнет 6, опыт нам показывает, что движение не будет представлять чувствительных затруднений. Мы имеем поэтому некоторый простор.

Точная форма баллона при данном удлинении наконец имеет малое значение, как мы уже об этом говорили. С другой стороны, меридиан с дугой эллипса удобен для расчетов и дает удачные формы. Мы составим поэтому меридиан из двух дуг эллипса, соединенных прямой вставкой.

Мидель должен быть расположен впереди на третьей части, т. е. на 25 м от носа, — мы возьмем передний эллипс — 20 м, прямую вставку — 15 м, задний эллипс — 45 м, всего 80 м, и подсчитаем объем.

Передний эллипсоид:  $a = 20$ ,  $b = 6,975$ , порядок 2:

$$\frac{2}{3} \pi b^2 a = \frac{2}{3} \pi \cdot 6,975^2 \cdot 20.$$

Цилиндр:  $a = 15$ ,  $b = 6,975$ ;

$$\pi b^2 a = \pi \cdot 6,975^2 \cdot 15.$$

Задний эллипсоид:  $a = 45$ ,  $b = 6,975$ , порядок 2:

$$\frac{2}{3} \pi b^2 a = \frac{2}{3} \pi \cdot 6,975 \cdot 45,$$

т. е. в итоге:

$$\begin{aligned} C &= \pi \cdot 6,975^2 \left[ \left( \frac{2}{3} \cdot 20 \right) + 15 + \left( \frac{2}{3} \cdot 45 \right) \right] = \\ &= \pi \cdot 6,975^2 (43,33 + 15) = 151 \cdot 58,33 = 8\,850 \text{ м}^3. \end{aligned}$$

Полученный объем несколько мал. Чтобы его увеличить, мы примем передний эллипсоид 3-го порядка. Формула объема дает:

$$\begin{aligned} C &= 151 \left[ \left( \frac{3}{4} \cdot 20 + 15 \right) + \left( \frac{2}{3} \cdot 45 \right) \right] = \\ &= 151 (15 + 15 + 30) = 151 \cdot 60 = 9\,060 \text{ м}^3 \end{aligned}$$

Эта цифра достаточна. С другой стороны, эта форма, будучи вычерченной, оказывается превосходной: мы примем поэтому вышеуказанные цифры. Но так как принятый диаметр вполне совпадает с диаметром, полученным при расчете, то вследствие этого, если выбранная  $\lambda$  точна, можно говорить лишь о скорости в 80 км без возможности ее увеличения.

**Точное определение всех элементов баллона.** Вычертим в большом масштабе меридиан и для этого вычислим сперва точки переднего эллипса.

Уравнение этого эллипса будет:

$$y = b \sqrt{1 - \frac{x^2}{a^2}},$$

т. е.

$$y = 6,975 \sqrt{1 - \left( \frac{x}{20} \right)^2}.$$

Для вычисления точек кривой мы подставляем последовательно:

$$x = 2, 4, 6 \text{ и т. д. ... и } \frac{x}{20} = 0,1, 0,2, 0,3 \text{ и т. д.}$$

Таким образом находится:

$$y_1 = 6,975\sqrt{1 - 0,1^3} = 6,975\sqrt{\frac{1000 - 1}{1000}} = 6,971;$$

$$y_2 = 6,975\sqrt{1 - 0,2^3} = 6,975\sqrt{\frac{1000 - 8}{1000}} = 6,948;$$

$$y_3 = 6,975\sqrt{1 - 0,3^3} = 6,975\sqrt{\frac{1000 - 27}{1000}} = 6,883$$

и т. д.

$$y_7 = 6,975\sqrt{1 - 0,7^3} = 6,975\sqrt{\frac{1000 - 343}{1000}} = 5,651$$

и т. д.

Легко построить кривую, проходящую через эти точки.

Задний эллипс вычислится подобным же образом.

**Определение свойств употребляемой материи.** Как мы видели, выбор материи зависит от давления, которое потребуется поддерживать в оболочке, так как это давление будет или давлением  $h$ , зависящим от собственной скорости, или давлением  $P_m$ , зависящим от наклона подвесок. Мы не можем еще определить  $P_m$ , но мы можем вычислить  $h$ .

По формуле  $h = 5,5 \cdot \left(\frac{v}{10}\right)^2$ ; для скорости в 22,50 м/сек получается  $h = 27$  мм.

Чтобы противодействовать этому давлению, если  $P_m$  не будет более значительным, чем  $h$ , необходимо будет летать с давлением минимум в 30 мм в носовой точке. Затем в зависимости от колебания высоты полета, о которой мы говорили, повысим это давление до 40 мм по оси; в этот момент давление в верхней точке оболочки будет:

$$40 + 6,975 \cong 47 \text{ мм,}$$

и натяжение в наиболее опасной части выразится:

$$47 \cdot 6,975 = 328 \text{ кг.}$$

Чтобы иметь нормальный запас прочности — 6, мы должны следовательно выбрать материю, обладающую сопротивлением

$$328 \cdot 6 = 1968 \text{ кг/м.}$$

Техническое условие № 2 французского военного министерства, о котором мы упоминали, принимает сопротивление для материи 1800 кг/м; эта материя дает разрыв при 2200 кг; при более повышенных требованиях (техническое условие № 62) принимается 2500 кг/м, и материя эта дает часто 2900 кг.

Мы остановимся поэтому на первой из этих материй, позаботившись выбором лучших кусков для постройки из них цилиндрической части.

**Определение полезной ширины материи.** Материя поставляется в кусках 60 или 100 м длиной и 1,075 м шириной.

По опыту известно, что полотнища из этой материи должны быть сшиты тремя швами, раздвинутыми на 9 мм, и склеены с перекрытием на ширину 25 мм. Полезная ширина материи поэтому будет:

$$1,075 - 0,025 = 1,05 \text{ м.}$$

**Расчет шаблона.** Построим баллон из трапециoidalных полотнищ. Для этого строим сначала оконечность носа из круглого куска материи.

Опыт показывает, что почти нельзя переходить диаметр в 0,5 м без риска получить складки. Нанесем поэтому на вычерченный в большом масштабе меридиан длину в 0,25 м, представляющую радиус переднего диска, затем нанесем на дугу меридиана отрезки по 1,05 м — полезную ширину материи вплоть до цилиндрической части.

Необходимо теперь определить радиус параллели, проходящей через каждую нанесенную таким образом точку на меридиане. Эти радиусы будут ординатами различных точек. Мы измерим эти ординаты и составим из них таблицу.

Теоретическая кривая является эллипсом; точные радиусы у него правильно увеличиваются от носа до цилиндрической части. Кроме того эти радиусы растут гармонически, следуя за своим увеличением, весьма большим сначала, уменьшающимся затем, чтобы совсем сойти на-нет — к концу; поэтому разности радиусов правильно увеличиваются. Если измеренные радиусы не представляют этих правильных возражений вследствие ошибки в измерении или несовершенства чертежа, то необходимо изменить найденные цифры, чтобы восстановить гармоничность. Этот прием называется „выправлением радиусов“.

Рассмотрим в качестве примера ряд цифр, представляющих последовательно измеренные радиусы, начиная от цилиндрической части, и определим первоначальные разности.

Измеренные радиусы	Первоначальные разности измеренных радиусов	Первоначальные разности исправленные	Выправленные радиусы
6,975			6,975
6,972	3	2	6,973
6,970	2	3	6,970
6,960	10	8	6,962
6,945	15	15	6,947
6,930	15	25	6,922
6,895	35	42	6,880
6,828	67	64	6,816
6,729	99	87	6,729
и т. д.			

Как мы говорили, первоначальные разности должны правильно возрастать, начиная от цилиндрической части по направлению к носовой. Однако этого нет в рассмотренном случае.

Чтобы выправить радиусы между 6,975 и 6,729, мы составим путем подгонки прогрессивную шкалу первоначальных разностей так, чтобы, начиная от 6,975, мы смогли бы спуститься до 6,729, замечая, что сумма первоначальных разностей равна полной разности:

$$(a - b) + (b - c) + (c - d) + \dots + (l - m) = a - m.$$

Мы можем например принять для серии величины 2, 3, 8, 15, 25, 42, 64, 87 и вычислить непосредственно выправленные радиусы.

Необходимо, чтобы принятая для первоначальных разностей серия гармонировала со следующей, начинающейся ниже 6,729 — и так вплоть до ноля.

Очень легко выправить малое количество цифр; трудность значительно увеличивается с их числом. Часто приходят к рассмотрению вторичных разностей; они также растут правильно, но несколько менее быстро, чем первоначальные разности.

Эта работа выправления радиусов является поистине головоломной: чтобы выправить надлежащим образом 50 цифр, требуется известный опыт и целый день усидчивой работы.

Результат этой работы будет следующий: выправленные радиусы дадут правильную и гармоничную прогрессию, вследствие чего натяжения в материи будут правильно распределены и совершенно не будет частей с местными, аномальными натяжениями.

С другой стороны, безусловно необходимо выправлять радиусы: опыт в действительности показывает, что ошибка в сантиметр на радиусе параллели вызывает на меридиане неровность, превосходно видимую глазом.

Вычисление определенного числа ординат кривой меридиана, исходя из уравнения кривой, является лишь не более как канвой. Пользуясь ею, вычерчивают после выправления радиусов кривую, которая не будет первоначальным эллипсом, но намного приблизится к нему и будет правильной и гармоничной, — в этом и заключается сущность найденного результата.

Необходимо теперь рассчитать шаблон и для этого определить сначала число меридиальных швов.

Длина окружности миделя будет:

$$\pi \cdot 13,95 = 43,820 \text{ м.}$$

Заданная иметь полотнища не более 2 м длиной; число меридиальных швов выберем кратное 4, чтобы иметь все удобства при разметке элеронов и килей. Мы таким образом примем 24 полотнища.

Длина полотнища на миделе будет:

$$\frac{43,820}{24} = 1,826 \text{ м.}$$

Половина длины будет 0,913 м.

Основания полотнищ вдоль последовательных параллелей эллипсоида будут пропорциональны выправленным радиусом этих параллелей, и мы таким образом получим:

$$\frac{a_1}{2} = \frac{6,975}{24} \pi = 0,913; \quad \frac{a_2}{2} = \frac{6,973}{24} \pi = 0,9125;$$

$$\frac{a_3}{2} = \frac{6,970}{24} \pi = 0,912; \quad \frac{a_4}{2} = \frac{6,962}{24} \pi = 0,911$$

и т. д.

Для изготовления шаблона выкроем из картона прямоугольник, имеющий шириной полезную ширину материи — 1,05 м, длиной — длину полотнища на миделе, т. е.

$$2 \cdot 0,913 = 1,826 \text{ м.}$$

Затем в каждую сторону от оси и попеременно на двух сторонах прямоугольника нанесем длины: 0,913, 0,9125, 0,912, 0,911 и т. д.

Можно таким образом рассчитать шаблон для двух эллипсоидов, что же касается шаблона для цилиндра, то это будет просто прямоугольник со сторонами 1,826 · 1,05.

Вообще лучше выправлять половинные длины полотнищ, чем радиусы параллелей.

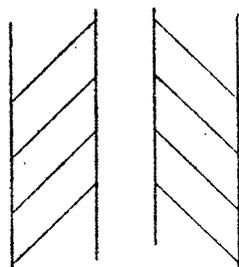
Техническое условие № 2, как мы уже видели, относится к косой ткани, т. е. к такой, у которой из трех составляющих ее слое: средний слой имеет нити основы и утка, наклоненными на 45° к оси куска материи.

Следовательно при данном натяжении у косой материи удлинение не будет одинаковым вдоль основы и вдоль утка в особенности потому, что перекрытия косой материи образованы нитями с более значительным сопротивлением, которые менее растягиваются.

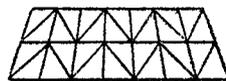
Косая материя может быть правой или левой: ее называют правой, когда косые нити расположены к параллельным нитям подобно ниткам винта с правой или левой нарезкой (фиг. 112).

Когда оболочка, построенная лишь из кусков косой правой материи, начнет работать, то вследствие асимметричности растяжения произойдет общее скручивание оболочки около своей оси. Деформация такого рода произошла с первой оболочкой „L'Adjudant Reau“, построенной в 1911 г., которая имела брахистодный раскрой. Смещение задней кормовой точки относительно теоретической оси было в несколько метров.

Следует поэтому чередовать косую ткань правую с косой левой. Обычно чередуют эти косые материи в трапециях, расположенных на соседних меридиальных полотнищах (фиг. 113.) Таким образом, когда выкроем 24 трапеции для одного кольца, наложим 24 куска материи, но попеременно: кусок правой косой ткани, кусок — левой, кусок — правой и т. д.



Фиг. 112.



Фиг. 113.

**Определение центра подъемной силы.** Общий центр подъемной силы и центр тяжести выводится из объемов различных частей, из которых состоит оболочка. Так центр тяжести полуэллипсоида  $n$ -го порядка будет, как мы видели, лежать от его вертикальной оси на расстоянии, равном:

$$x = a \frac{n+1}{2n+4},$$

где  $n$  обозначает порядок эллиптической кривой меридиана.

У переднего эллипсоида  $n=3$ ,  $a=20$ , следовательно

$$x_n = 20 \cdot 0,4 = 8 \text{ м}$$

вперед от вертикальной оси.

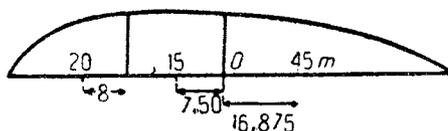
У заднего эллипсоида  $n=2$ ,  $a=45$ , следовательно

$$x_3 = 45 \cdot \frac{3}{8} = 16,875 \text{ м}$$

назад от вертикальной оси.

У цилиндра центр тяжести будет находиться на середине, т. е.

$$x_{\text{ц}} = 7,5 \text{ м.}$$



Фиг. 114.

Чтобы получить общий центр тяжести, возьмем моменты относительно  $O$  (фиг. 114). Объем переднего эллипсоида будет:

$$\frac{3}{4} \pi b^2 a,$$

т. е.

$$\frac{3}{4} \cdot 20 \cdot 151 = 2265.$$

Объем цилиндра —  $\pi b^2 a$ , т. е.

$$15 \cdot 151 = 2265.$$

и объем заднего эллипсоида:

$$\frac{2}{3} \cdot 45 \cdot 151 = 4530.$$

Уравнение моментов относительно  $O$  напишется:

$$2265(8 + 15) + 2265 \cdot 7,5 - 4530 \cdot 16,875 = 9060 x,$$

или иначе:

$$2265 \cdot 30,5 - 4530 \cdot 16,875 = 9060 x;$$

$$x = 0,813.$$

Общий центр подъемной силы находится следовательно на 0,813 м от точки  $O$  к корме, т. е. на

$$20 + 15 + 0,813 = 35,813 \text{ м}$$

от носовой точки.

Подсчет свободных подъемных сил. Мы можем составить таблицу в зависимости от веса материи на кольце параллели, объема соответствующего ей отсека и следовательно от полной оставшейся свободной подъемной силы.

Эта таблица будет иметь следующий вид:

ТАБЛИЦА СВОБОДНЫХ ОСТАТКОВ ПОДЪЕМНЫХ СИЛ.

№№ швов параллелей	Выправленные радиусы	Измеренные высоты	Объем	Полная $F_A$ при 1015	Наружная поверхность	Вес материи	Остатки полной $F_A$	Добавочная нагрузка	Свободные остатки $F_A$
				кг	м <sup>2</sup>	кг	кг	кг	кг
0	0								
1	0,240	0,03	0,0035	0,004	0,20	0,110	— 0,100	"	0
2	1,732	0,26	0,790	0,800	6,60	3,700	— 2,900	"	— 0,100
3	2,802	0,59	9,620	9,760	14,90	8,350	+ 1,410	"	— 3,000
4	3,783	0,85	29,100	29,535	21,84	12,230	+ 17,30	"	— 1,590
5	4,623	0,97	54,100	54,910	26,40	14,810	+ 39,290	0,950	+ 15,71
и в цилиндре									
$n$	6,975								1 509,400
$n + 1$	6,975	1,05	154,200	156,510	45,90	25,750	+ 130,760	9,320	1 630,840

В этой таблице:

а) выправленные радиусы те, которые были определены так, как было указано выше;

б) измеренные высоты получаются путем измерения на чертеже, их возможно в равной мере выправить;

в) подъемная сила соответствует той, которая является основанием проекта, т. е. в нашем случае 1,015 кг на кубический метр;

г) объем вычисляется как объем цилиндра, имеющего основанием среднюю параллель и высотой измеренную по чертежу высоту;

д) наружная поверхность вычисляется как поверхность цилиндра, имеющего основанием среднюю параллель и высотой ширину материи;

е) вес материи есть вес выбранной нами материи — 0,5 кг на квадратный метр, увеличенный на 1/8 для учета веса швов и лент перекрытий;

ж) остаток полной  $F_A$  — разности между полной подъемной силой кольца и весом материи;

з) веса добавочных нагрузок — веса принадлежностей оболочки, о которых мы скажем ниже; на параллели 4,5 указано 0,95 кг соответствующих напряжений аппендиксу для наполнения, — мы коснемся их позднее;

и) оставшиеся свободными подъемные силы — последовательные алгебраические суммы остатков полных подъемных сил отдельных колец.

Мы будем впрочем много раз обращаться к этой таблице.

### Расчет баллонетов.

Необходимо было бы принять за полный объем баллонетов, выраженный в кубических метрах, число, которое измеряет в килограммах переменные грузы. Для настоящего случая мы нашли (в килограммах):

Горючее . . . . .	1 000
Вооружение, которое можно выбросить (бомбы) . . . . .	350
Маневренный балласт $\frac{C}{10}$ . . . . .	900
	Итого . . . 2 250

Следовательно теоретически мы должны были бы принять для объема баллонетов 2 250 м<sup>3</sup>. Для данного случая эта цифра очень низка, она представляет менее 25% полного объема баллона.

Чтобы быть уверенным, что баллонеты не слишком малы, мы увеличим цифру переменных грузов, которые поднимет корабль, если он отправится в полет при подъемной силе газа 1,160 кг/м<sup>3</sup> при 0°.

Разность в подъемной силе газа выразится:

$$1\,160 - 1\,015 = 145 \text{ г/м}^3,$$

следовательно для 9 060 м<sup>3</sup>:

$$9\,060 \cdot 0\,145 \approx 1\,310 \text{ кг.}$$

Поэтому для баллонетов нужен объем:

$$2\,250 + 1\,310 \approx 3\,560 \text{ м}^3.$$

Построим баллонеты при помощи диафрагмы, перекрывающей нижнюю часть баллона и встречающей его по двум меридианам (фиг. 115).

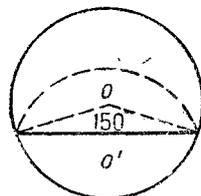
Если дать центральному углу, который стягивается хордой сегмента параллели, раствор в 150°, то из справочников найдем, что поверхность сегмента будет равна 0,335 площади круга.

Поэтому для целого баллонета (два сегмента, которые мы предполагаем равными) площадь сечения баллонета в плоскости параллели будет равняться 0,67 площади круга.

Объем отсека баллонета, заключающегося между параллельными сечениями  $n$  и  $n + 1$ , будет также равен 0,67 объема отсека, обозначенного числом, написанным в четвертом столбце таблицы свободных остатков подъемных сил.

Складывая числа, написанные в этом столбце между двумя параллелями  $n$  и  $p$ , мы можем вычислить объем баллонета, построенного так, как было указано выше, и помещенного между двумя параллелями.

Закончим баллонеты на их концах поверхностью сферического конуса, образованного вращением дуги кругового сегмента вокруг общей хорды (фиг. 116).

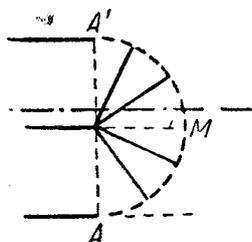


Фиг. 115.

и Объем этой части баллонета, к тому же малозначительный, определяется приближенно, путем например средней величины между вписанным и опсанным полушаром.

Что же касается поверхности, то ее легко вычислить, так как сферический конус составлен из сферических полотнищ, дуга же известна, и потому число и ширина их определяются из длины полуокружности  $AMA'$ .

Легко определить также центры тяжести объема баллонетов, так как они определяются из отсеков колец известного объема. Путем подгонки мы определим также их размеры и их точный объем, с тем чтобы



Фиг. 116.

1) полный объем был около  $3580 \text{ м}^3$ ,

2) общий центр тяжести был расположен ниже центра полной подъемной силы на расстоянии  $35,813 \text{ м}$  от оконечности носа.

Что же касается их веса, то он включается в столбец „добавочные нагрузки“ упомянутой таблицы. Для этого в каждом кольце определим поверхность материи диафрагмы; умножая ее на вес квадратного метра выбранной материи (техническое условие № 460; вес квадратного метра  $300 \text{ г}$ ), будем иметь искомый вес; из него вычитаем выигрыш, полученный вследствие меньшего веса материи для нижней части оболочки баллонета, и разность вносится затем в столбец „добавочные нагрузки“. Этот вес принимается в расчет при определении центра тяжести оболочки.

### Расчет оперений.

Расчет площади оперений, необходимой для хорошей устойчивости пути корабля, производится при помощи исследования в аэродинамической трубе.

Когда форма оболочки вычерчена, изготавливают небольшую деревянную модель, у которой по оси на задней кормовой точке делают паз.

Подвешивают эту модель в трубе на оси, проходящей через ее центр тяжести, и вставляют в задний паз пластинки увеличивающихся размеров до тех пор, пока оперенная таким образом модель не займет устойчивого положения, образуя небольшой угол с направлением воздушного потока (обычно  $6-8^\circ$ ). Размер пластинки дает тогда в масштабе модели величину момента оперения, необходимого для получения той же самой устойчивости для оболочки в натуре.

Испытание производится при скорости воздушного потока, которая ожидается у корабля.

Производимое испытание дает полную площадь вертикальных поверхностей как неподвижных, так и подвижных. Для горизонтальных поверхностей можно слегка уменьшить эту площадь; действительно, как мы видели выше, статическая пара, порождаемая весом гондолы, действует в том же направлении, как и момент оперения. Пусть в данном случае, произведе я опыт над малой моделью, мы найдем момент оперения около  $2250 \text{ кг/м}$ .

Затем нельзя считать, что оперения точно прикреплены к задней кормовой точке: полный вес этих планов будет в действительности довольно значительным, а потому их следует прикреплять почти под центром отсека, который их несет; кроме того, не только в задней оконечности, но даже на протяжении нескольких метров от кормы не имеется достаточно сво-

бодных остатков подъемной силы, — подъемная сила на этом участке отрицательна.

Располагая на 15 м от кормы центр группы планов оперения, мы будем ближе к правильному решению (впрочем можно впоследствии произвести перестановку и изменение). Так как центр подъемной силы расположен на 35,813 м от носа, то возможно принять плечо оперений равным около 30 м, и площадь этих оперений должна быть:

$$\frac{2250}{30} \approx 75 \text{ м}^2.$$

Для вертикальных планов примем поэтому эту цифру, которую и распределим следующим образом: 30% на подвижные планы, т. е. около 22 м<sup>2</sup>, и 70% на неподвижные планы, т. е. около 54 м<sup>2</sup>.

Для горизонтальных планов примем поверхность несколько меньшую по причинам, указанным выше (меньше на 20%), т. е. 62 м<sup>2</sup>, распределенную так: 25% для планов подвижных — около 16 м<sup>2</sup> и 75% — для неподвижных, т. е. около 46 м<sup>2</sup>.

Однако определенное продувкой в аэродинамической трубе оперение обеспечивает устойчивость корабля лишь при полете; устойчивость же его в пришвартованном состоянии будет очень часто неудовлетворительной: приходится поэтому прибегать к более значительным стабилизирующим плоскостям.

Крокко приводит следующие результаты опытов, произведенных в Риме в 1922 г. в Экспериментальном воздухоплавательном институте над моделью цепелина типа L 49.

При малых углах  $\alpha$  направления ветра опрокидывающий момент относительно центра подъемной силы

$$C_0 = 0,077 V \alpha v^2,$$

где  $v$  — скорость ветра, а  $V$  — объем корабля, в то время как этот момент, отнесенный к швартовой точке, расположенной на крайней оконечности носа, будет лишь

$$C = 0,035 V \alpha v^2,$$

что составляет приблизительно половину предыдущего.

Если мы обозначим через  $s_0$  — площадь оперения и  $L$  — среднее расстояние оперения до швартовой точки, то тогда для малых углов получится восстанавливающий момент:

$$k s_0 L \alpha v^2,$$

отсюда получается:

$$k s_0 L \geq 0,035 V.$$

Объем  $V$  цепелина типа L 49 можно выразить в форме:

$$V = 0,78 S L,$$

где  $S$  — площадь миделя, а потому получаем:

$$k s_0 = 0,0273 S.$$

Здесь коэффициент  $k$  должен быть выведен опытным путем; для современных быстроходных кораблей величина  $k$  для килей удлиненной формы, расположенных в струе от оболочки, будет приблизительно 0,08, и тогда окончательно

$$s_0 = 0,34 S,$$

т. е. площадь килей, необходимая для устойчивости пришвартованного корабля, должна быть несколько более трети миделя.

Следовательно, если нужно добиться устойчивости корабля при стоянках его на швартовой мачте и если швартовую вилку поместить на самом носу корабля (что, вообще говоря, трудно осуществимо у нежестких систем) для нашего случая площадь вертикальных планов следует взять несколько более:

$$0,34 \pi r^2,$$

где  $r$  — радиус миделя, т. е.

$$0,34 \cdot 3,14 \cdot 6,975^2 \approx 55 \text{ м}^2.$$

Итак принятая нами площадь вертикальных планов в  $75 \text{ м}^2$  вполне достаточна.

Вес оперений обычно определяется в предварительном проекте по аналогии с весом оперений одного из существующих кораблей. Возможно для быстроходных кораблей полный вес считать в  $3 \text{ кг}$  на квадратный метр для самых планов и  $0,5 \text{ кг}$  для их растяжек, т. е. в итоге  $3,5 \text{ кг}$  на квадратный метр. Для  $76 + 62 = 138 \text{ м}^2$  следует поэтому считать около  $480 \text{ кг}$ .

Теперь нам легко определить на оболочке отсек оперения: он ограничен параллелью, где остаток свободной подъемной силы будет выражаться положительной цифрой, найденной из подсчетов, начиная с кормы, и уменьшенной на  $480 \text{ кг}$ .

Этот отсек значителен: для настоящего проекта он будет ограничен параллелью, расположенной около  $21 \text{ м}$  от оконечности кормы.

Определяют затем для отсека его центр подъемной силы путем сложения остатков элементарных подъемных сил, под которым необходимо будет поместить центр тяжести системы оперений.

Расчет самых планов, их установка, крепление к оболочке выходят из рамок предварительного проекта и составляют уже предмет полного проекта корабля.

### **Предварительный проект гондолы.**

Предварительный проект гондолы труднее, чем предварительный проект оболочки. Во всяком случае предварительный проект должен иметь гораздо более элементов, чем проект оболочки. Элементы эти зависят от случайностей конструкции и вследствие этого менее удобны для подсчетов. В частности исследование размещения пассажиров, моторов и различных органов гондолы лежит целиком в стороне от теоретических вычислений предварительного проекта и выходит из рамок настоящей работы.

С другой стороны, определение и правильное распределение весов остова, покрытия и подсчет точных весов различных органов гондолы почти не могут быть сделаны без предварительного изучения каждой из этих частей в отдельности.

Следовательно с точки зрения нашего изучения возможно будет сделать без сомнения лишь общий, но достаточно полный этюд гондолы. Мы позволим

себе для облегчения взять довольно точное распределение грузов; в действительности же этот этюд гондолы потребовал бы пятнадцать дней работы.

Для случая, который нас интересует, предположим, что предварительные соображения привели нас к гондole около 16 м длиной, составленной из пролетов, имеющих каждый 1,5 м, за исключением переднего пролета, несущего пушку, который имеет 2 м длины. Мы предположим кроме того, что распределение грузов будет следующее:

Названия	A	B	C	D	E	F
Остов гондолы . . . . .	130 кг	50 кг	60 кг	и т. д.	—	—
Пушка . . . . .	—	1	—	—	—	—
Пассажиры . . . . .	—	1	1	1	и т. д.	—
Моторы . . . . .	—	—	—	—	2	—
и т. д.						

Мы придем таким образом к распределению постоянных грузов, состоящих из остова гондолы, покрытия и всех принадлежностей моторов, вентиляторов, органов управления и т. д. и пассажиров:

A B C D E F G H I J K  
608 239 347 276 1 121 462 262 225 192 150 78

составляющих в итоге 4 010 кг.

Вычисляя моменты относительно определенной точки, например E, можно вычислить положение центра тяжести постоянных грузов гондолы. Найдем этот центр на 0,161 м вперед от точки E.

Позднее распределим переменные грузы.

**Первое общее уравнивание.** Мы определили с большей или меньшей точностью все веса материалов баллона, за исключением: а) поясов, б) подвески, в) добавочных органов оболочки.

Путем опыта или предварительного подсчета можно узнать например, что полный вес поясов подвески и добавочных органов будет 300 кг, и предположить сначала его равномерное распределение по оболочке

Можно теперь сузить еще более задачу общего уравнивания и проверить в частности начальное предположение, что полезный груз корабля будет равен 0,4 объема.

Известен точный объем — 9 060 м<sup>3</sup>. Следовательно при газе с подъемной силой 1,015 кг на кубический метр полная подъемная сила будет:

$$9\,060 \cdot 1,015 = 9\,195 \text{ кг.}$$

Подсчитанные до настоящего времени веса будут (в килограммах):

Оболочка . . . . .	2 080 кг
Оперения . . . . .	480 "
Постоянные грузы гондолы (включая пассажиров и радио) . . . . .	4 010 "
Подвеска пояса, добавочные органы оболочки . . . . .	300 "
Итого . . . . .	6 870

Переменные грузы выражаются разностью:

$$9\ 195 - 6\ 870 = 2\ 325 \text{ кг.}$$

но согласно требуемым условиям будем иметь (в килограммах):

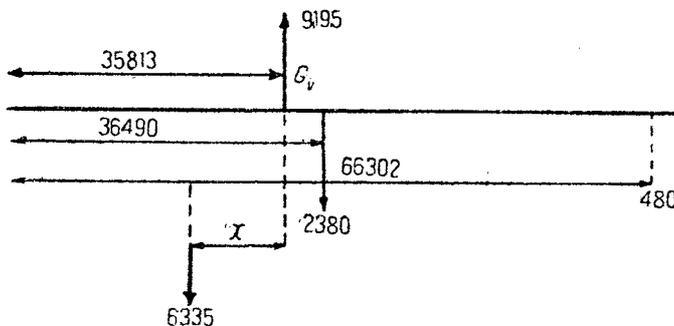
Горючее . . . . .	1 000
Бомбы . . . . .	350
Маневренный балласт $\frac{C}{10}$ . . . . .	900
Итого . . . . .	
2 250	

Наш проект следовательно не выходит из требуемых границ. Если разница окажется довольно значительной, необходимо будет пересоставить предварительный проект оболочки и увеличить или уменьшить в зависимости от обстоятельств ее объем.

Теперь следует распределить 2 325 кг переменных грузов. Прежде чем приступить к этому распределению, необходимо произвести общее приближенное уравнивание. Можно определить:

а) общий центр тяжести оболочки, беря моменты веса материи и добавочных нагрузок каждого кольца (в действительности группы из двух колец, принимая за центр тяжести элемента центр общей параллели); приложим к найденной точке полный вес оболочки, увеличенной на 300 кг для учета веса поясов и добавочных органов, т. е.

$$2\ 080 + 300 = 2\ 380 \text{ кг;}$$



Фиг. 117.

б) центр тяжести оперений — определенный выше центр подъемной силы отсека оперений; мы приложим к нему вес оперений, т. е. 480 кг;

в) вес нагруженной gondoly — вес пустой gondoly, увеличенный на вес переменных грузов:

$$4\ 010 + 2\ 325 = 6\ 335 \text{ кг.}$$

Эти подсчеты дают: для оболочки — центр тяжести, расположенный на 36 490 мм от носовой точки; для оперений — центр тяжести, расположенный на 66 302 мм от носовой точки; наконец общий центр подъемной силы лежит на расстоянии 35,813 мм от носовой точки.

Итак мы можем установить при помощи уравнения моментов расположение gondoly (фиг. 117).

Относительно  $G_v$  имеем<sup>1</sup>:

$$2\,380 (36,490 - 35,813) + 480 (66,302 - 35,813) = 6\,335 \text{ x,}$$

откуда

$$(2\,380 \cdot 0,677) + (480 \cdot 30,489) = 6\,335 \text{ x,}$$

т. е.

$$1\,623 + 14\,634 = 6\,335 \text{ x; } x = \frac{16\,257}{6\,335} = 2,562 \text{ м.}$$

Итак общий центр тяжести нагруженной гондолы должен находиться на 2,562 м вперед от  $G_v$ , центр же тяжести переменных грузов — на вертикали  $G_v$ . Стало быть, центр тяжести постоянных грузов гондолы должен быть расположен таким образом, чтобы

$$6\,335 \cdot 2,562 = 4\,010 \text{ x}_1,$$

откуда

$$x_1 = 4,043 \text{ м.}$$

Как уже было указано выше, этот центр тяжести лежит на 0,161 м впереди точки  $E$ ; следовательно  $E$  находится на

$$4,043 - 0,161 = 3,882 \text{ м}$$

впереди от  $G_v$  (фиг. 118); так как пролеты  $E, F, G$  по 1,5 м, то следует расположить гондолу таким образом, чтобы точка  $G$  была на 0,882 м впереди от  $G_v$ .

**Распределение переменных грузов.** Переменные грузы должны иметь свой центр тяжести на вертикали  $G_v$ , следовательно нужно распределить их так, чтобы их центр тяжести находился на 0,882 м позади секции  $G$  гондолы.

Эти грузы, как указано выше, составляют 2 250 кг, и прибавка, которую можем сделать например на горючее, — 75 кг, а всего — 2 325 кг.

Это распределение делается подобно распределению постоянных грузов с условием иметь центр тяжести обязательно в указанной выше точке. Когда это будет сделано, будем иметь распределение всего веса нагруженной гондолы по узлам от  $A$  до  $K$ .

Например

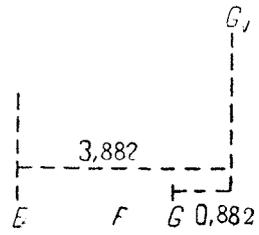
$A$	$B$	$C$	
870	480	205	и т. д.

**Расчет подвески.** Таблица свободных остатков подъемных сил позволяет нам определить отсеки оболочки, соответствующие этим нагрузкам.

В частности первый отсек должен нести 870 кг. Столбец 9-й таблицы указывает например, что этот отсек ограничен параллелью, заключающейся между параллельными 15-м и 16-м швами на 0,45 м от 15-го шва. Мы определим центр подъемной силы этого отсека при помощи моментов подъемных сил столбца 4-го и применим теорию Лемуара.

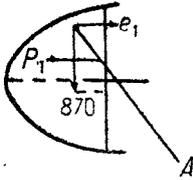
Задача заключается в следующем: провести от узла гондолы  $A$  направление подвесной стропы таким образом, чтобы при ее встрече с вертикалью центра тяжести отсека оболочки  $A$  сила, направленная вдоль подвески,

<sup>1</sup> Расстояния центров тяжести от носовой точки в формулах даются в метрах.



Фиг. 118.

могла быть разложена на две (фиг. 119) — вертикальную в 870 кг и горизонтальную  $e_1$ . Стало быть, момент относительно оси баллона уравновешивает момент давления газа на параллель основания отсека  $A$ .



Фиг. 119.

Как мы уже знаем,  $P_1$ , давление на параллель основания, есть интеграл элементарных давлений, величина которого будет  $p d\delta$ , и момент  $P_1$  относительно оси будет интегралом  $py d\delta$ ;  $p$  — функция высоты над осью баллона и выражается формулой:

$$p = p_0 + Ay,$$

где  $p_0$  — давление на оси баллона.

Примем для  $d\delta$  элемент площади круга, заключенный между двумя чрезвычайно близкими друг к другу хордами (фиг. 120).

Интеграл

$$\int_{-R}^{+R} (p_0 + Ay) y d\delta,$$

выражающий момент  $P_1$ , разлагается на два: интеграл

$$\int_{-R}^{+R} p_0 y d\delta$$

будет очевидно нулем, так как величине  $y d\delta$  соответствует величина  $-y d\delta$ , относящаяся к элементу площади, симметрично расположенному относительно горизонтальной оси; для вычисления другой части

$$\int_{-R}^{+R} Ay^2 d\delta$$

заменяем  $d\delta$  его величиной  $2 x dy = 2 R^2 \cos^2 \alpha da$ . Кроме того

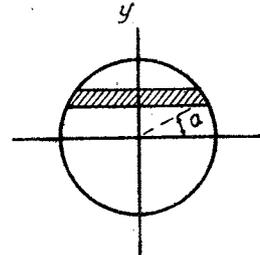
$$y = R \sin \alpha.$$

Интеграл следовательно получит вид:

$$\int_{-\frac{\pi}{2}}^{+\frac{\pi}{2}} 2AR^4 \cos^2 \alpha \sin^2 \alpha da.$$

Интегрируя, находим:

$$\frac{\pi AR^4}{4}.$$



Фиг. 120.

В этой формуле  $A = 1,015$ , а  $R$  — радиус параллели основания, определенный путем интерполяции цифр столбца 2-го между 15-м и 16-м швами.

Чтобы вычертить направление подвесной стропы, нанесем на горизонталь, проходящую через  $A$  (фиг. 121), в масштабе чертежа вектор  $AA'$ , равный  $\frac{\pi AR^4}{4 \cdot 870}$ ; проводим  $A'g_A$  и из  $A$  проводим  $AS_A$ , параллельную  $A_1g_A$ .

В подобных треугольниках  $S_A a A$  и  $g_A a A'$  имеем:

$$\frac{S_A g_A}{g_A a} = \frac{AA'}{A'a}$$

С другой стороны, из треугольника разложения силы, действующей на подвеску, имеем:

$$\frac{e_1}{870} = \frac{A'a}{g_A a}$$

Перемножая почленно приведенные выше пропорции:

$$\frac{S_A g_A}{g_A a} \cdot \frac{e_1}{870} = \frac{AA'}{A'a} \cdot \frac{A'a}{a g_A},$$

получаем:

$$S_A g_A \cdot \frac{e_1}{870} = AA'$$

Но, как уже известно:

$$AA' = \frac{\text{моменту } P_1}{870},$$

наконец

$$S_A g_A \cdot e_1 = \text{моменту } P_1.$$

Следовательно  $S_A$  будет точкой, к которой нужно приложить натяжение подвески, чтобы иметь должную величину момента  $e_1$ .

Построение будет простым. Провести через  $A$  горизонтальный вектор  $AA'$ , равный

$$\frac{\pi R^4}{4 \cdot 870'}$$

соединить  $A'$  с  $g_A$  — центром тяжести отсека  $A$ , и провести через  $A$  прямую, параллельную  $g_A A'$ .

Что же касается давления  $P_A$ , обеспечивающего неизменяемость формы отсека  $A$ , то оно определяется легко. В самом деле

$$P_1 = \int (P_0 + Ay) d\delta = \pi R^2 p_0.$$

Как известно уже, в момент, когда в оболочке имеется минимальное давление, необходимое для сохранения неизменяемости формы, натяжения в материи равны нулю и наступает равенство абсолютных величин  $P_1$  и  $e_1$ .

Итак

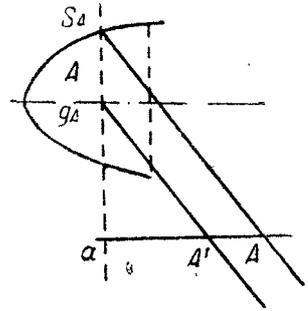
$$\pi R^2 P_A = e_1.$$

Необходимо измерить  $e_1$  в масштабе чертежа. Для настоящего случая  $R$  — радиус основания отсека  $A$  будет 6,48 м.

Вектор  $AA'$  имеет величину:

$$\frac{\pi \cdot 1,015 \cdot 6,48^4}{4 \cdot 870} = 1,62 \text{ м},$$

и центр тяжести отсека  $A$  лежит на 8,8 м от носовой точки.

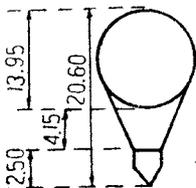


Фиг. 121.

Кроме того точка  $A$  лежит на  $9,5$  м впереди от точки  $G$ , которая находится на расстоянии  $0,882$  м от  $G_v$ , а последняя, как мы знаем, лежит на  $35,813$  м от носовой точки.

Точка  $A$  таким образом лежит на вертикали, расположенной на  $10,382$  м впереди от точки  $G_v$  и на  $25,431$  м от носовой точки.

Чтобы окончательно установить положение точки  $A$ , остается лишь определить ее расстояние от оси оболочки. Как уже известно, требуется не переходить  $20,6$  м для полной высоты корабля. Сконструируем оперения таким образом, чтобы верхний киль не возвышался над миделем. При этих условиях высшая точка будет лежать на миделе.



Фиг. 122

При разрезе через мидель корабль будет представлен (фиг. 122): 1) кругом с диаметром в  $13,95$  м; 2) гондолой —  $2$  м высотой  $\uparrow 0,5$  м на амортизаторы.

Чтобы соблюсти требование для полной высоты в  $20,6$  м, приходим к условию, чтобы расстояние между верхней частью гондолы и нижней балкона не превышало:

$$20,60 - 13,95 - 2,50 = 4,14 \text{ м.}$$

Это расстояние приемлемо. Оно достаточно, чтобы не создать серьезной опасности воспламенения. Если при дальнейшей разработке проекта не будет необходимости изменить эту цифру, примем за расстояние между верхним лонжероном гондолы и низом оболочки на миделе  $4,15$  м, т. е. за расстояние, отделяющее лонжерон от оси оболочки,

$$4,15 + 6,975 = 11,125 \text{ м.}$$

Предположим, что точка  $A$ , которая находится в начале передней части гондолы, будет на  $0,5$  м ниже указанного лонжерона. Можно следовательно точно поместить точку  $A$  на  $11,625$  м ниже оси оболочки.

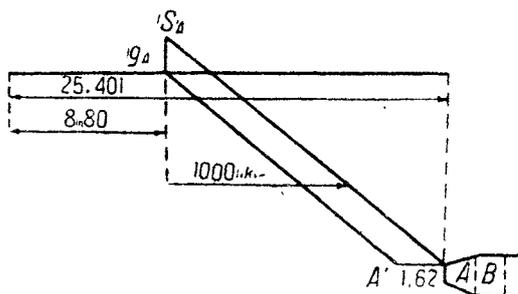
Нанесем (фиг. 123)  $AA' = 1,62$  м.  $AS_A$ , направление подвесной стропы, будет параллельным  $A'g_A$ .

Приложим к  $S_A$  вертикальное усилие в  $870$  кг и разложим его на два составляющих; найдем, что натяжение  $T_A$  подвесной стропы  $A$  будет  $\uparrow 1\,320$  кг, усилие  $e_1$  будет  $1\,000$  кг.

Из этого следует, что минимальное, обеспечивающее неизменяемость формы, давление  $P_A$  для отсека  $A$  будет:

$$\frac{1\,000}{\pi \cdot 6,48^2} = 7,5 \text{ мм.}$$

Чтобы рассчитать подвеску вдоль  $BS_b$ , следует провести через  $B$  вектор-горизонталь  $BB'$ , равную



Фиг. 123.

$$\frac{\pi AR'^4}{4 \cdot 480},$$

соединить  $B'$  с  $g_b$  — центром тяжести отсека  $B$  оболочки — и провести  $BS_b$ , параллельную  $B'g_b$ .

Минимальное давление, необходимое для неизменяемости формы отсека В, будет равным:

$$\pi R^2 p_B = e_1 + e_2,$$

и так до конца (фиг. 124).

Когда будет определено направление последовательных подвесок или, говоря точнее, произведена разметка на продольном разрезе баллона, необходимо произвести сечение баллона в плоскости каждой подвески, опустить ее, провести касательные и определить все элементы подвески, — это уже выходит за пределы предварительного проекта.

Когда мы будем определять диаметр подвесных строп, необходимо, как уже указывалось, умножить найденную нагрузку на определенный коэффициент безопасности, например 12, чтобы получить разрывающее усилие, при помощи которого мы рассчитаем диаметр.

В настоящем случае кроме того следует учесть отдачу пушки, которая согласно заданию производит давление на цапфы в 2 500 кг.

Эта сила, когда пушка стреляет горизонтально, стремится сдвинуть гондолу назад относительно баллона, следовательно вызывает в передних стропах добавочное натяжение и, наоборот, ослабляет задние стропы.

Не представляется возможным определить путем расчета, как именно в точности отражается это усилие в натяжении строп: в самом деле, слишком большое количество направлений заставляет вступить в область теории упругости — задача будет математически неразрешимой.

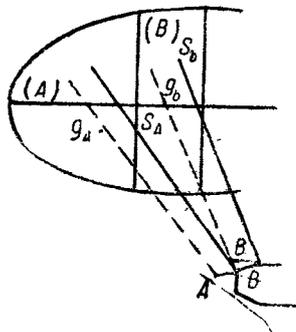
Эту задачу можно разрешить, допуская наклон пушки в вертикальной плоскости от 10 до  $-60^\circ$  и в горизонтальной плоскости на  $20^\circ$  в обе стороны от основной директриссы; сделаем затем простое предположение, наиболее невыгодное, что лишь только две стропы например поглощают отдачу, чтобы быть уверенным, что вычисленные таким образом добавочные усилия будут выше действительных. Примем тогда за итог работы каждой стропы сумму из ее нормального натяжения и эффекта отдачи пушки для наиболее неблагоприятного случая.

**Расчет напряжений в остовах гондолы.** Мы можем теперь приступить к изучению остова гондолы. Каждый узел подвергается:

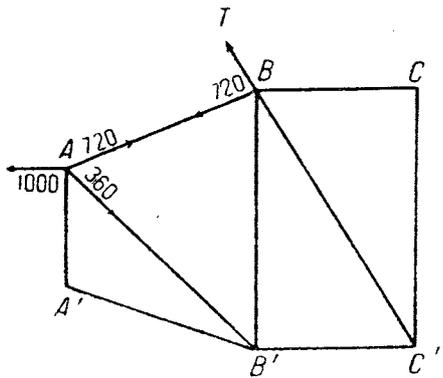
- а) натяжению подвесной стропы, ему соответствующей;
- б) действию приложенного к нему груза;

в) реакциям соседних узлов.

Мы условимся рассматривать этот остов как сложную балку и произведем его расчет при помощи графической статики.



Фиг. 124.



Фиг. 125.

Рассмотрим узел *A* (фиг. 125). Он подвергается:

а) наклонному натяжению подвесной стропы, которое мы выше определили как по величине, так и по направлению;

б) вертикальной нагрузке в 870 кг;

в) мы знаем, что натяжение стропы разлагается на две составляющие — вертикальную в 870 кг, которая уравнивает нагрузку, и горизонтальную в 1000 кг.

Предположим, что узел *A* соединяет край верхнего лонжерона, наклонного согласно уже сделанному предположению с покатостью  $\frac{0,5}{2}$  м, и растяжку, идущую к узлу *B'*.

Разложение непосредственно дает: для лонжерона усилие в 720 кг, для растяжки — 360 кг; в *B* следует разложить результирующую натяжения подвески *B* и растяжение лонжерона *BA* (720 кг) — по лонжерону *BC* и растяжке *BC'* и т. д.

Мы сделаем диаграммы для пяти следующих случаев:

- 1) нагруженная гондола подвешена, винты остановлены;
- 2) нагруженная гондола подвешена, винты в действии;
- 3) нагруженная гондола подвешена, винты в действии, и пушка стреляет в горизонтальном положении;
- 4) нагруженная гондола подвешена, винты остановлены, и пушка стреляет в горизонтальном положении;
- 5) нагруженная гондола покоится на своих опорах.

Кроме того, сделаем различные предположения касательно стрельбы из пушки под углами и при предельных углах поворота и выберем для напряжений в элементах первых пролетов, работающих при стрельбе, наиболее невыгодные условия.

Расчет гондолы является расчетом конструкции ее остова и не представляет каких-либо особенностей.

### Расчет добавочных органов воздушного корабля.

Пояса. Определив точное направление подвесных строп и их натяжение, приложим методы, указанные в главе „Подвеска“, для расчета, с их коэффициентами безопасности, отдельных элементов пояса. Величины, указанные в курсе, являются тождественными применяемым на практике.

Когда все пояса будут рассчитаны и вычерчены, определим их вес путем постройки какого-нибудь из них и внесем эти веса для каждого кольца в столбец „Добавочные нагрузки“ таблицы свободных остатков подъемной силы.

Газовые клапаны. Примем клапаны определенного типа, например клапан Астра 450 мм диаметром. В этом клапане подъем тарелки равен 60 мм; поверхность круга открытия будет:

$$\frac{\pi d^2}{4} = \frac{\pi \cdot 0,45^2}{4} = 0,16 \text{ м}^2$$

и боковая поверхность:

$$\pi dl = \pi \cdot 0,45 \cdot 0,06 = 0,085 \text{ м}^2$$

Именно эта боковая поверхность и должна учитываться при расчетах,

Вследствие искривленного пути, который должен проходить газ, примем за коэффициент сжатия газовой струи 0,6.

Для определения дебета клапана необходимо знать скорость истечения газа, а следовательно внутреннее давление.

Расположим клапаны на нижней части баллона, по сторонам от кия, впереди оперения. В этом месте расстояние от оси оболочки будет 4,5 м.

Если установить амплитуду колебания давления при полете от 30 до 40 мм, то, когда на оси давление достигнет 40 мм, давление у клапанов будет 35,5 мм. Отрегулируем их, как уже говорилось, на несколько миллиметров выше — пусть на 40 мм.

За нормальный коэффициент безопасности оболочки мы приняли цифру 6 и установили, что при скорости подъема в 6 м/сек коэффициент безопасности не опускается ниже 4. При этом коэффициент натяжения материи в цилиндрической части будет:

$$\frac{1800}{4} = 450 \text{ кг,}$$

что отвечает

$$\frac{450}{6,975} = 65 \text{ мм.}$$

Когда на высшей точке меридиана, в цилиндрической части, будет 65 мм, у клапана будет:

$$65 - 6,975 - 4,50 = 53,5 \text{ мм.}$$

Клапан Астра, отрегулированный на 40 мм, полностью открывается лишь при 50 мм. Следовательно для расчета дебета можно принять, что полное открытие тарелки будет при 53,5 мм. При давлении в 53,5 мм скорость истечения будет:

$$u = \sqrt{\frac{2gh}{0,15}} = \sqrt{\frac{20 \cdot 53,5}{0,15}} \approx 85 \text{ м/сек.}$$

При скорости подъема в 4 м/сек увеличение объема, вызванное уменьшением атмосферного давления, для корабля в 9 060 м<sup>3</sup> в секунду выразится:

$$\frac{9\,060 \cdot 4}{8\,000} = 4,6 \text{ м}^3.$$

При скорости истечения в 85 м/сек необходимо открыть газу для его удаления чистую площадь:

$$\frac{4,6}{0,85} = 5,3 \text{ дм}^2$$

или же, учтя сжатие струи,

$$\frac{5,3}{0,6} \approx 10 \text{ дм}^2.$$

Как мы уже знаем, клапан предоставляет газу площадь в 8,5 дм<sup>2</sup>, — следовательно двух клапанов будет достаточно.

Можно теперь сделать обратный расчет и определить, при какой именно максимальной скорости подъема будет еще иметься в оболочке коэффициент безопасности, равный 4.

Площадь истечения через два клапана будет:

$$2 \cdot 0,085 = 0,17 \text{ м}^2;$$

площадь с учетом сжатия струи выразится:

$$0,17 \cdot 0,6 = 0,102 \text{ м}^2.$$

Итак, объем удаляемого из оболочки газа в секунду при давлении в 53,5 мм и при скорости истечения 85 м/сек будет:

$$0,102 \cdot 85 \approx 8,5 \text{ м}^3.$$

Соответствующая же скорость подъема:

$$\frac{9\,060 \cdot x}{8\,000} = 8,5;$$

$$x = \frac{8,5 \cdot 8\,000}{9\,060} = \frac{681}{9,06} \approx 7,50 \text{ м/сек.}$$

**Воздушные клапаны.** Воздушные клапаны будут помещены в баллонетах на нижней части оболочки. Вертикальное расстояние их расположения от оси оболочки будет около 6 м.

Следовательно при максимальном полетном давлении на оси в 40 мм давление у клапана, когда баллонет почти пуст, будет:

$$40 - 6 = 34 \text{ мм.}$$

Мы отрегулируем воздушные клапаны на 35 мм.

Для определения их дебета возможно установить следующие требования: при вполне выполненных воздухом баллонетах воздушные клапаны должны позволять подъем корабля со скоростью 4 м/сек, с тем чтобы коэффициент безопасности не опустился ниже 4. Давление на уровне воздушных клапанов тогда будет:

$$65 - 6,975 - 6 \approx 52 \text{ мм.}$$

В этом случае скорость истечения выразится:

$$u = \sqrt{\frac{20 \cdot 52}{1,3}} \approx 32 \text{ м/сек,}$$

и для удаления 4,6 м<sup>3</sup> в секунду требуется сечение:

$$\frac{4,6}{32} = 15 \text{ дм}^2,$$

т. е. при коэффициенте сжатия 0,6 действительная площадь равна:

$$\frac{15}{0,6} = 25 \text{ дм}^2,$$

следовательно трех клапанов будет вполне достаточно. Придется их поставить всего 4 — два в переднем и два в заднем баллонете.

Хорошо действующие воздушные клапаны в случае, когда их желают сделать управляемыми, должны быть снабжены возвратным приспособлением.

**Подача вентиляторов.** подача должна быть такой, чтобы поддерживать минимальное полетное давление при спуске с вертикальной скоростью в 3 м/сек. Эта подача должна быть:

$$\frac{9\,060 \cdot 3}{8\,000} = 3,375 \text{ м}^3/\text{сек}$$

при давлении в 30 мм водяного столба у входа в баллонеты.

Если  $S$  — сечение шланга,  $p$  — внутреннее давление и  $u$  — скорость подачи воздуха, то сопротивление нагнетанию будет:

$$p \cdot S,$$

и мощность, необходимая для преодоления этого сопротивления при нагнетании со скоростью  $u$ , будет:

$$p \cdot S \cdot u,$$

но  $Su$  и есть как раз дебет (подача)  $Q$  вентилятора.

Следовательно полезная мощность для преодоления внутреннего сопротивления иначе выразится через  $pQ$ .

Как мы уже определили, дебет  $Q$  равен 3,375 м<sup>3</sup> при давлении у входа в баллонеты 30 мм. К этому давлению необходимо прибавить потерю в шланге и трубопроводах. Формулы, имеющиеся в справочниках и примененные к данному случаю, позволяют найти например, что полная потеря нагрузки на пути от выхода из вентилятора до входа в баллонет будет 17 мм. Полезная мощность, требуемая от вентилятора, выразится:

$$3,375 \cdot 47 = 175 \text{ кгм/сек.}$$

Коэффициент полезного действия вентилятора весьма низок — обычно 0,35, и поэтому для его вращения потребуется мощность:

$$\frac{175}{0,35 \cdot 75} = 6,7 \text{ л. с.}$$

Возьмем два вентилятора, каждый минимум по 3,5 л. с.

Обычно каталоги фирм дают мощность и дебет вентиляторов при определенном давлении. В действительности же нет строгой зависимости между этими двумя характеристиками; давление будет всегда функцией скорости вращения, дебет — функцией размеров.

\* \* \*

В начале изложения этого предварительного проекта мы могли определить путем вычисления почти точно общие характеристики. Затем перешли к рассмотрению деталей, и тогда пришлось допускать все более и более многочисленные предположения. Мы выходим из предварительного проекта, чтобы вступить в самый проект. Но, как и бывает в действительности, проект является продуктом личного творчества, в котором концепции инженера играют первенствующую роль. Вот почему корабли,

сконструированные в 1918 г. тремя обычными поставщиками Морского министерства, имели сходство лишь в своих общих характеристиках, точно представленных в предварительном проекте, но они были существенно различными в своих деталях, и каждый из них носил отпечаток субъективности конструировавшего его инженера.

Однако из суммарного изучения, которое мы произвели, выделяется общая идея, заключающаяся в том, что все детали при всяком частном случае рассчитываются на основании предварительных предположений. Выбор этих предположений всецело зависит от смелости инженера, так как он является ярким проявлением его опыта и способностей.

Из этого изучения выявляется и другая общая идея. Она заключается в том, что корабль, как и всякая другая конструкция, но в более значительной степени, является совокупностью различных других элементов, но совокупностью неделимой. Всякий новый штрих в гондоле обязательно вызывает соответствующее изменение в оболочке; всякое изменение в распределении весов ведет к изменению подвески, уравнивания и т. д.

Самый метод конструирования не позволяет рассчитывать отдельно каждый из элементов.

Мы, например, приняли для изложения ряд элементарных расчетов, но не следует себя обманывать, — в действительности придется может быть даже оставить первые общие характеристики и совершенно переменить расчет. Инженер, составляющий проект корабля, сотню раз на протяжении расчета исправит свою основную таблицу свободных остатков подъемных сил. Каждый этап проекта позволит ему вписать в таблицу новую цифру, уточняя детали, которые необходимы для их определения и не подсчитаны. По крайней мере десять раз на протяжении своего изучения он коснется общего уравнивания; но если его решение правильно, то его последовательные предположения будут выбраны основательно, оценки близки к действительности, и мало-помалу, переходя от гондолы к оболочке, от оболочки к оперениям, заменяя в своей таблице предположительные веса точными весами частей, действительно построенных в мастерских, инженер уточняет проект, последовательные колебания в уравнивании уменьшаются, и когда корабль полностью построен, каждая взвешенная часть установлена на место и согласована окончательно с общим уравниванием, он определяет окончательное положение центральной вертикали, расположенной в нескольких миллиметрах от вычисленной в последний раз точки. И он выполнит тогда с полной для себя ясностью чертеж всего корабля, в то время как последний начнет свои испытательные полеты.

Предварительный проект может быть следовательно изложен в курсе; он находит свое место в техническом преподавании, но, еще раз повторяем, настоящий проект является личным творчеством инженера.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ.

Остается рассмотреть, каковы же важнейшие результаты, достигнутые до настоящего времени воздушными кораблями, и какие перспективы у них на будущее. Две последних единицы, противоположных по конструкции, представлены германским морским воздушным кораблем L 72 и коммерческими кораблями „Нордштерн“ и „Бодензее“. В качестве промежуточного

типа можно указать на британский корабль R 34, который в июне 1919 г. совершил двойной перелет через Атлантический океан.

Характеристики этих трех кораблей следующие:

Названия	Бодензее (1919)	R 34 (1918)	L 72 (1918)
Объем . . . . .	22 550 м <sup>3</sup>	55 600 м <sup>3</sup>	68 500 м <sup>3</sup>
Длина . . . . .	130 м	204 м	226,5 м
Диаметр . . . . .	18,7 м	24,2 м	24 м
Мертвый вес . . . . .	14,7 т	31,2 т	28,5 т
Полезный груз при 25°/1 120 г .	8,4 т	25,6 т	41,2 т
Отдача $\frac{\text{полез. груз}}{F}$ . . . . .	$\frac{8,4}{23,1} = 36\%$	$\frac{25,6}{56,6} = 45\%$	$\frac{41,2}{69,9} = 59\%$
Мощность . . . . .	1 040 л. с. (4 × 260)	1 250 л. с. (5 × 250)	1 560 л. с.
Скорость . . . . .	110—115 км/час	105 км/час	100—105 км/час

Следует отметить, что германские корабли пользовались репутацией особенно быстроходных, со скоростями значительно более высокими, чем это указано выше. Это произошло потому, что во время войны и вероятно и после войны измерение скорости производилось при помощи анемометра, установленного на корабле; предположив, что расположение этого анемометра было выбрано правильно в том месте на корабле, где отклонение струй воздуха не причиняло никакого возмущения, все-таки таким путем измеряли лишь мгновенную скорость корабля, наоборот, скорость французских кораблей всегда получалась путем непосредственного измерения на базе: это — следовательно их истинная полетная скорость.

На предшествующей таблице скорость германских кораблей выведена из испытаний над самими кораблями при помощи французского способа, после того как они были переданы союзникам.

Надо учесть при сравнении и истолковании этих цифр то обстоятельство, что L 72 является военным кораблем, в котором выносливость и удобства принесены в жертву скорости подъема, весу поднимаемых бомб и потолка; наоборот, „Бодензее“ — коммерческий тип, в котором комфорт, выносливость и скорость были достигнуты в ущерб полезной весовой отдаче. Что же касается R 34, то это — еще опытный тип, который не выявляет всех успехов, осуществленных к этому времени германцами.

В качестве сравнения можно сопоставить эти характеристики с характеристиками быстроходных нежестких кораблей. Тогда из нижеследующих цифр увидим:

Названия	T 1 (1915)	T 2 (191 )
Объем . . . . .	5 600 м <sup>3</sup>	9 000 м <sup>3</sup>
Полезный груз . . . . .	2 230 кг	4 750 кг
Отдача $\frac{\text{полезн. груз.}}{F}$ . . . . .	39%	52%
Мощность . . . . .	450 л. с.	500 л. с.
Скорость . . . . .	107 км/час	91 км/час

1) что отдача  $\frac{\text{полезн. груз}}{F}$  у жестких кораблей растет с их объемом,—

другими словами, относительное влияние мертвого веса их каркаса уменьшается, когда их объем увеличивается;

2) что необходимо переходить в жестких кораблях объем в 60 000 м<sup>3</sup> и что тип L 72 очень легок для своего объема, обнаруживая  $\frac{\text{полезн. груз}}{F}$

выше подобного же отношения для нежестких кораблей в 9 000 м<sup>3</sup>; он обладает также несколько более высокой скоростью;

3) что очень большая скорость не является обязательным свойством жестких кораблей, так как нежесткий корабль „Т1“ сохранял с 1916 по 1919 г. свой рекорд скорости.

В настоящий курс не входит вопрос сравнения нежесткого типа с жестким типом кораблей; тем не менее при современном состоянии вопроса необходимо сделать несколько замечаний.

Нежесткие корабли с объемом, превышающим 15 000—16 000 м<sup>3</sup>, не дали должных результатов; было произведено несколько опытов с кораблями объемом 23 000—26 000 м<sup>3</sup>, но, хотя некоторые из этих кораблей и производили полеты, ни один из них не мог быть практически использован.

Следовательно, когда надлежит перевозить большие неделимые грузы или требуется вообще перевозка на большое расстояние, решение задачи может быть осуществлено единственно лишь при помощи жесткого корабля.

Вот почему общество, проектирующее эксплуатацию воздушной линии Испания—Южная Америка, остановилось на жестких кораблях: лишь они в противоположность нежестким кораблям и самолетам могут разрешить с успехом эту задачу. Но всякий раз, когда перевозимая масса может быть разделена на части или когда возможно оборудовать промежуточные станции через каждые 1 000—1 200 км по линии перелета, возможно предусмотреть эксплуатацию нежестких кораблей, в принципе более экономичную.

Кроме того мы видели, что в нежестком корабле все элементы могут быть рассчитаны, между тем как у жесткого существует некоторая неопределимость и что переход от одного типа к типу с более значительным объемом довольно сложен. Эта неопределимость приводила к многочисленным катастрофам жестких кораблей, между тем как история нежестких кораблей дает значительно меньше подобных примеров

Следует наконец заметить, что техника постройки нежестких кораблей была по причине недостатка кредитов намного менее успешной, чем техника жестких кораблей. Германия затратила за период 1900—1919 г. на свои корабли раз в 12—15 более, чем Франция.

Тщательное изучение вопроса эксплуатации линии, обслуживаемой кораблями—нежесткими или жесткими—для коммерческих перевозок, вынуждает к первоначальной затрате весьма значительного капитала, но затем она становится намного более экономичной, чем эксплуатация при помощи самолетов. Воздушные корабли ходят менее быстро, но перевозят более значительные грузы, чем самолеты с такой же мощностью. „Бодензее“ например перевозил 8 т полезного груза с коммерческой скоростью 100—105 км/час при 1 000 л. с., между тем как Хендлей-Пэдждж, четырехмоторный самолет, потребовал 1 400 л. с. для перевозки 4 т со скоростью 140 км/час. Так как полезный груз содержит вес горючего, потребляемого

во время полета, то отношение груза, действительно перевозимого этими двумя аппаратами на данную дистанцию, будет более значительным, чем указывают приведенные цифры.

Итак воздушные корабли смогут выполнить свое назначение в транспортной воздушной навигации. К сожалению, очень большие затраты на первоначальное оборудование еще до сих пор заставляют колебаться встать на этот путь. Это колебание<sup>1</sup> является серьезной тормозящей причиной — недостатка в кредитах и вследствие этого отсутствия новых исследований в области дирижаблестроения, которая между тем далеко еще не достигла своего полного развития.

---

---

<sup>1</sup> Легурнер имеет в виду условия капиталистических стран. У нас в СССР период колебаний прошел, и дирижаблестроение получило широкие возможности для своего развития. *Ред.*

## ЧАСТЬ ВТОРАЯ.

# ПРИВЯЗНЫЕ АЭРОСТАТЫ.

---

### ВВЕДЕНИЕ.

Идея использования аэростата в качестве высокой наблюдательной вышки для военных целей почти столь же стара, как и изобретение самых аэростатов. Привязной аэростат имеет свои первые официальные заслуги при осаде Мобежа, затем в сражении при Флерюсе в 1794 г. Впрочем убежденные люди, организовавшие первую роту „аэростьеров“, не без труда смогли получить от тогдашнего правительства средства и людей, необходимых на это формирование. Скоро однако военные аэростаты были заброшены, и к сожалению многочисленные неудачные попытки не смогли их воскресить вплоть до 1879 г. — до братьев Ренар, которые также должны были убедить сначала правительство и главный штаб в пользе привязных аэростатов для войны. После этого французские военные воздухоплаватели образуют сначала несколько отдельных рот, затем батальон, затем группу; но в 1912 г. декрет отменил во французской армии привязной аэростат, так как думали, что применение его более невозможно в условиях современной войны.

Воздухоплаватели привязных частей предназначены были для службы при воздушных кораблях и ждали своего расформирования.

Война взяла на себя обязанность доказать важность услуг, которые могли оказать привязные аэростаты. В сентябре 1914 г. увидели робкое возвращение на фронт одного аэростата; вскоре за ним последовал второй, затем еще несколько, а к моменту перемирия число аэростатов, находящихся на службе на восточном фронте (французы, англичане, американцы, бельгийцы и противник), перешагнуло за 300.

Когда задумали использовать аэростат в качестве воздушного наблюдательного пункта, казалось чрезвычайно простым прикрепить его к канату и заставить последний разматываться при подъеме и, наоборот, сматываться на лебедке при спуске. Задача однако проста лишь при полн м безветрии, но всегда имеется ветер, значительно усложняющий использование аэростата.

Мы разделим изучение этого вопроса на две части:

1) сперва предположим, что аэростат сведен к одной точке, к которой приложены действующие на него силы, — это положение в действительности является изучением равновесия привязного тросса аэростата;

2) изучим вслед затем или, вернее, слегка коснемся изучения самого аэростата и его устойчивости в воздухе.

## ИЗУЧЕНИЕ РАВНОВЕСИЯ ПРИВЯЗНОГО ТРОССА.

### Общие сведения.

Привязной аэростат — аппарат, существенной частью которого является газонепроницаемая оболочка, содержащая некоторую массу легкого газа и у которой архимедово давление превышает вес. Результирующая этих двух сил или остаток полной подъемной силы, которая направлена снизу вверх побуждает систему подниматься. Этому стремлению противодействует привязный тросс, который вследствие этого испытывает некоторое натяжение

### Случай безветрия.

Предположим аэростат с остатком полной подъемной силы  $F$ , соединенный с привязным троссом, имеющим на единицу своей длины вес  $p$ . Приложенные к системе силы будут исключительно вертикальными. Изучение будет следовательно наиболее простым.

Если  $L$  — длина размотанного тросса, вес тросса будет  $p \cdot L$ . Результирующая сила у земли в точке  $S$  (фиг. 126) будет  $F - p \cdot L$ . Предположим, что  $F - p \cdot L > 0$ ; результирующая  $F - p \cdot L$  будет следовательно вертикальной, направленной снизу вверх и приложенной к точке прикрепления  $S$ .

Эта точка прикрепления подвержена вследствие реакции силе, равной и противоположно направленной, каковая передается в виде натяжения на тросс.

В какой-либо точке  $C$  тросса, расположенной на расстоянии  $l$  от точки прикрепления  $A$ , натяжение будет  $F - pl$ . В точке  $A$  это натяжение будет  $F$ . Натяжение тросса следовательно правильно изменится от  $F$  до  $F - l$  от  $A$  к  $S$ , и изменение этого натяжения будет линейным. Кривая, представляющая натяжение, в каждой точке будет прямой.

В частном случае, когда  $F = pL$ , — другими словами, в случае, когда аэростат поднимет вес тросса, равный остатку его полной подъемной силы, натяжение в точке  $S$  будет равно нулю.

### Аэростат при ветре.

Рассмотрим два различных случая.

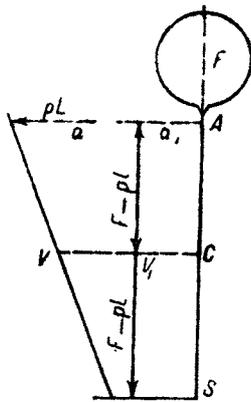
I. Мы пренебрегаем давлением ветра на тросс и предполагаем, что тросс находится в положении равновесия. Результирующей ветра на аэростат будет некоторая сила  $R$ .

Примем за плоскость чертежа вертикальную плоскость, в которой лежит эта сила (фиг. 126). Так как имеет место равновесие, то в этой плоскости лежит в равной мере и подъемная сила  $F$ . Разложим  $R$  на две силы: вертикальную, приподнимающую,  $\pi$ , и горизонтальную  $\delta$ .

Следовательно точка прикрепления  $A$  подвержена действию двух сил — вертикальной  $F + \pi$  и горизонтальной  $\delta$ .

Реакция тросса, устанавливающая равновесия этих двух сил, натяжение,  $T_A$  (фиг. 127) тросса в точке прикрепления, будет результирующей этих двух сил.

В точке  $S$  у земли трос вызывает равное и направленное в противоположную сторону усилие  $T_S$ , которое также разлагается на две силы — вертикальную и горизонтальную.

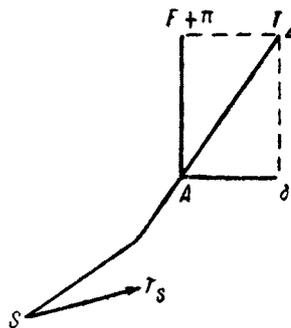


Фиг. 126.

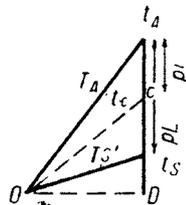
Вычертим веревочный многоугольник натяжений (фиг. 128). Пусть  $Ot_A$  — вектор, равный и параллельный  $T_A$ ;  $Ot_S$  — вектор, равный и параллельный  $T_S$ .

Единственная сила, приложенная к системе и не представленная еще на веревочном многоугольнике, будет вес троса  $pL$ . Эта сила вертикальная. Следовательно точки  $T_A$  и  $T_S$  будут лежать на той же самой вертикали на расстоянии  $pL$ <sup>1</sup>.

Для какой-либо точки  $c$  троса, расположенной на расстоянии  $l$  от точки прикрепления  $A$ , натяжение будет  $Ot_c$  подобно тому, как  $t_A t_C = pl$ .



Фиг. 127.



Фиг. 128.

Примечание 1. Кривая, принимаемая тросом, будет следовательно такой горизонтальной проекцией натяжения которой в любой точке постоянна. Это свойство является характеристикой цепной линии.

Примечание 2. Чему равна эта проекция? Она равна  $OD$ , которое вследствие подобия треугольников при  $A$  и  $O$  равна  $\delta$ .

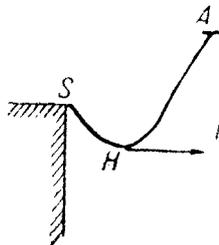
В какой-либо точке троса и в частности у земли горизонтальное давление на трос равно горизонтальной составляющей ветра на аэростат<sup>1</sup>.

Из веревочного многоугольника имеем:

$$DT_S = F + \pi - pL.$$

Если  $F + \pi - pL = 0$ ,  $T_S$  совпадает с  $D$ , т. е. трос сходит с земли горизонтально.

Если наконеч  $F + \pi - pL < 0$ , касательная к тросу у земли наклонена вниз, и трос в этом случае принимает положение, изображенное на фиг. 129. После того, что было сказано выше, величина натяжения в нижней точке будет равна  $\delta$ , и аэростат поддерживает лишь часть троса  $AH$ , часть же  $HS$  поддерживается точкой прикрепления  $S$ .



Фиг. 129.

II. Рассмотрим задачу во всей ее полноте и учтем действие ветра на аэростат и на трос.

<sup>1</sup> Кстати заметим, что здесь введено предположение, что ветер не действует на трос, иначе будут иметь место другие силы, наклонные к указанным и прибавляющиеся к многоугольнику;  $T_A T_S$  не будут тогда на вертикали.

Возьмем элемент троса длиной  $ds$  (фиг. 130). Этот элемент подвержен действию следующих сил:

- а) натяжению в нижней точке  $T$ , составляющему с горизонталью угол  $\alpha$ ;
- б) натяжению в верхней точке  $T + dT$ , составляющему с горизонталью угол  $\alpha + d\alpha$ ;
- в) весу элемента  $pds$ ;
- г) давлению ветра на трос  $vds$ ;  $v$  будет функцией скорости ветра, сечения троса, коэффициента  $k$  и т. д.; это усилие  $vds$  нормально к элементу  $ds$ <sup>1</sup>.

Для находящегося в равновесии троса мы можем спроектировать эти силы на оси  $OX$  и  $OY$  и написать, что их результирующая равна нулю.

Таким образом находим на оси  $OX$ :

$$(T + dT) \cos(\alpha + d\alpha) - T \cos \alpha + vds \cos \alpha = 0;$$

на оси  $OY$ :

$$(T + dT) \sin(\alpha + d\alpha) - T \sin \alpha - pds - vds \cos \alpha = 0,$$

что можно переписать

$$\left. \begin{aligned} d(T \cos \alpha) + v \sin \alpha ds &= 0 \\ d(T \sin \alpha) - (p + v \cos \alpha) ds &= 0 \end{aligned} \right\} \quad \text{I}$$

или, выразив иначе первые члены:

$$\left. \begin{aligned} \cos \alpha \cdot dT - T \sin \alpha d\alpha + v \sin \alpha \cdot ds &= 0 \\ \sin \alpha \cdot dT + T \cos \alpha d\alpha - pds - v \cos \alpha \cdot ds &= 0 \end{aligned} \right\} \quad \text{II}$$

Умножим первое уравнение группы II на  $\cos \alpha$ ; второе — на  $\sin \alpha$  и сложим, будет:

$$dT + p \sin \alpha ds = 0. \quad \text{III}$$

Умножим первое уравнение на  $\sin \alpha$ ; второе — на  $\cos \alpha$  и сложим, будет:

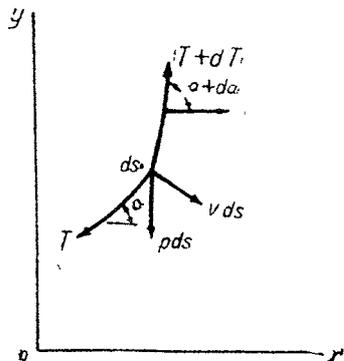
$$T d\alpha - p \cos \alpha \cdot ds - vds = 0. \quad \text{IV}$$

*Натяжение троса.* Так как

$$\sin \alpha = \frac{dy}{ds},$$

первое уравнение из вновь полученных будет:

$$dT - p dy = 0.$$



Фиг. 130.

<sup>1</sup> В нашем предположении  $v$  постоянно; в действительности же  $v$  будет функцией угла наклона троса и вследствие этого будет меняться на различных точках троса.

Рассматриваемая таким образом в самом общем виде задача недоступна математическому анализу вследствие сложности вычислений. Полагая  $v$  постоянным, делаем предположение; близкое к истине, по крайней мере для случая аэростата удлиненной формы, для которого стрелка кривой троса будет очень незначительной.

Это уравнение интегрируется непосредственно и дает:

$$T = py + C.$$

Если за начало координат  $O$  взять точку прикрепления троса на земле,  $y$  будет равен нулю и найдем  $T_S = C$ , следовательно

$$T = T_S + py. \quad (1)$$

Итак, натяжение троса увеличивается с поднятием от земли на величину, равную для данной точки произведению веса единицы длины троса на ординату — на высоту рассматриваемой точки.

В частности в точке  $A$  прикрепления аэростата натяжение

$$T = T_S + ph,$$

где  $h$  — высота подъема аэростата.

**Примечание.** Введение в расчеты давления ветра на трос имеет первым результатом изменение выражения для натяжения  $T$ . Вместо формулы

$$T = T_S + pl,$$

включающей длину размотанного троса, как мы это нашли в предшествующей формуле, получаем:

$$T = T_S + ph,$$

где  $h$  — высота рассматриваемой точки.

**Угол троса.** Если мы вновь возьмем последнюю группу уравнений

$$\left. \begin{aligned} dT &= p \sin \alpha ds \\ T d\alpha &= (p \cos \alpha + v) ds \end{aligned} \right\} \quad \vee$$

то путем деления найдем:

$$\frac{dT}{T} = \frac{p \sin \alpha}{v + p \cos \alpha} d\alpha.$$

Это выражение возможно проинтегрировать непосредственно:

$$\begin{aligned} LT &= -L(v + p \cos \alpha) + LC; \\ T(v + p \cos \alpha) &= C. \end{aligned}$$

Если предварительным опытом определены силы, действующие в точке прикрепления аэростата, т. е. остаток полной подъемной силы  $F$ , горизонтальная и вертикальная составляющие ветра на аэростат  $\delta$  и  $\pi$ , то возможно путем простого графика сложения сил определить натяжение в точке прикрепления аэростата  $T_A$  и угол  $\theta$  этого усилия с горизонтом.

Можно написать:

$$T(v + p \cos \alpha) = T_A(v + p \cos \theta), \quad (2)$$

что позволяет определить  $\alpha$ .

В частности в точке прикрепления на земле  $s$  трос составляет с горизонтом угол  $\alpha_0$  такой, что

$$\begin{aligned} T_S(v + p \cos \alpha_0) &= T_A(v + p \cos \theta); \\ \cos \alpha_0 &= \frac{v(T_A - T_S) + T_A p \cos \theta}{p T_S}. \end{aligned}$$

Из формулы (1) можно вывести:

$$T_A = T_S + ph,$$

где  $h$  будет высотой аэростата; следовательно окончательно получаем:

$$\cos \alpha_0 = \frac{vh - T_A \cos \theta}{T_A - ph}.$$

**Радиус кривизны троса.** Радиус кривизны  $\rho$  в какой-либо точке троса имеет величину:

$$\frac{1}{\rho} = \frac{d\alpha}{ds}.$$

Из второго уравнения группы V можно следовательно вывести, деля на  $ds$ :

$$\begin{aligned} \frac{T}{\rho} &= p \cos \alpha + v; \\ \rho &= \frac{T}{p \cos \alpha + v}. \end{aligned} \quad (3)$$

Из уравнения же (2):

$$v + p \cos \alpha = \frac{T_A}{T} (v + p \cos \theta).$$

Можно следовательно написать:

$$\rho = \frac{T}{\frac{T_A}{T}(v + p \cos \theta)} = \frac{T^2}{T_A^2}; \quad \frac{T_A}{v + p \cos \theta} = \frac{T^2}{T_A^2 \rho_A},$$

где  $\rho_A$  — радиус кривизны в точке прикрепления аэростата.

Мы видели, что  $T$  будет всегда меньше  $T_A$  и что разность выражается произведением веса единицы длины троса на вертикальное расстояние между точкой прикрепления аэростата и рассматриваемой точкой. Радиус кривизны троса следовательно постепенно уменьшается от аэростата к земле.

**Уравнение кривой равновесия троса.** Возможно кроме того произвести полное интегрирование уравнения кривой троса. Действительно, из уравнения (3) можно вывести, заметив, что

$$\rho = \frac{(1 + y'^2)^{3/2}}{y''}$$

и

$$\cos \alpha = \frac{1}{\sqrt{1 + y'^2}},$$

$$\frac{Ty''}{(1 + y'^2)^{3/2}} - \frac{p}{(1 + y'^2)^{1/2}} - v = 0;$$

и, подставляя величину  $T$ , даваемую уравнением (1), получим:

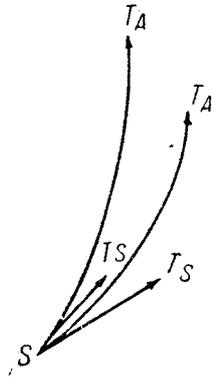
$$\frac{(T_S + py)y''}{(1 + y'^2)^{3/2}} - v - \frac{p}{(1 + y'^2)^{1/2}} = 0;$$

$$(T_S + py)y'' - v(1 + y'^2)^{3/2} - p(1 + y'^2) = 0.$$

Это и будет дифференциальное уравнение кривой. Интегрирование легко, но требует длительных вычислений.

Без вывода уравнения кривой мы можем все же практически иметь представление о ее форме.

Если пренебречь давлением ветра на тросс, то кривая равновесия тросса будет цепной линией. Натяжение на верхнем конце  $T_A$  получается путем сложения сил, действующих на аэростат, а натяжение у земли  $T_S$  равно натяжению в высшей точке  $T_A$ , уменьшенному на вес тросса  $pL$ .



Фиг. 131.

Давление ветра на тросс ничего не меняет в верхнем натяжении  $T_A$ ; но это давление в каждой точке нормально к троссу и вследствие этого стремится увеличить в каждой точке угол, образуемый касательной к троссу с вертикалью. Кроме того при новом предположении мы определили, что натяжение у земли  $T_S$  было равно натяжению  $T_A$ , уменьшенному уже не на  $pL$ , но на  $ph$ . А так как  $h$  меньше  $L$ , то кривая равновесия тросса следовательно расположится ниже предшествующей кривой (фиг. 131). Она параллельна предшествующей в верхней точке.

Давление ветра на тросс в итоге уменьшает высоту подъема аэростата и увеличивает натяжение — работу тросса. Эти два обстоятельства следует иметь в виду.

Впоследствии мы увидим, что давление ветра на тросс не ничтожно, а напротив, с ним приходится считаться.

Когда применяют привязной аэростат, то предполагают достичь с определенным объемом возможно большей высоты.

Каковы условия, благоприятствующие высоте?

Следует получить для  $T_A$  силу с минимальным наклоном к вертикали, следовательно увеличить  $F$ , увеличить  $\pi$ , уменьшить  $\delta$ .

Для увеличения  $F$  надлежит уменьшить до максимума вес материала аэростата, а с другой стороны, следует применять возможно чистый водород.

Инженер должен при конструировании аэростата изыскать все средства для уменьшения с сохранением конечно той же прочности веса материалов, которые он применит для постройки, а воздухоплаватель должен заботиться об устранении, насколько это возможно, проникновения воздуха в оболочку аэростата.

Для увеличения  $\pi$  и уменьшения  $\delta$  необходимо изыскать для аэростата форму с наименьшим сопротивлением для ветра и стараться получить змеевидное действие. Именно в этих целях удлиненные аэростаты вытеснили сферические.

Необходимо, чтобы натяжение  $T_S$  было возможно меньше наклонено к вертикали. Следовательно нужно уменьшить  $pL$ .

Для достижения большей высоты необходимо, чтобы  $L$  было возможно больше, а  $p$  — возможно меньше, поэтому нужно употреблять троссы, имеющие при данной прочности минимальный вес, т. е. применять при изготовлении этих троссов сталь с очень высоким сопротивлением.

Необходимо, чтобы давление ветра на тросс было уменьшено до минимума; для этого нужно, чтобы тросс имел возможно малый диаметр, --

иначе говоря, при равной прочности надлежит выбрать более тонкий трос; следовательно нужно не только применять лучшую сталь, но также найти и способ скручивания троса, дающий возможно малый диаметр.

Предшествующие теоретические рассуждения показывают, что инженер должен для аэростата изыскать материалы с наибольшим сопротивлением.

С этой стороны одностороннее рассуждение недостаточно, — следует учесть, в какой именно степени изыскание этих материалов будет выгодным. Военный привязной аэростат стоил в конце войны около 40 000 франков. Он служил для подъема одного наблюдателя с инструментами, т. е. обладал подъемной силой около 100 кг. Следовательно всякий раз, когда при улучшении в деталях уменьшение на 1 кг веса материала обойдется меньше 400 франков, то улучшение это будет выгодно.

## ГЛАВА II.

### ИССЛЕДОВАНИЕ ФОРМ ПРИВЯЗНОГО АЭРОСТАТА.

Предшествующие исследования показывают, что нужно тщательно изучать наружную форму аэростата в целях уменьшения сопротивления ветра и увеличения остатка подъемной силой и вертикальной составляющей ветра.

Мы приступим теперь к этому изучению.

#### Сферический аэростат.

Первые аэростаты, применявшиеся в качестве привязных, были сферические.

В сферическом аэростате  $F$  велико, насколько это возможно, так как шар — объем с наименьшей поверхностью, но  $\pi$  равно нулю и  $\delta$  значительно. В качестве примера укажем, что во французской армии применялся до 1910 г. привязной аэростат, называемый „нормальным“ в 540 м<sup>3</sup>; этот аэростат имел диаметр немного больше 10 м.

Остаток полной подъемной силы, когда он поднимал одного наблюдателя, был около 120 кг.

Сопротивление ветра на подобный аэростат было исключительно горизонтальным и выражалось:

$$\delta = 2,6 v^2.$$

Следовательно при скорости ветра в 7 м/сек величина сопротивления

$$\delta = 2,6 \cdot 7^2 = 128 \text{ кг}$$

была почти равна остатку полной подъемной силы  $F$ , т. е. привязной канат в высшей точке составлял угол с горизонтом в 45°.

Этот аэростат мог совершать подъемы лишь при слабом ветре; вскоре он стал применяться в качестве учебного и был заменен более прочным аэростатом, названным „крепостным“ — в 750 м<sup>3</sup>.

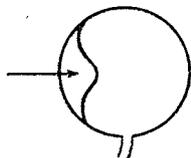
Сферический аэростат имеет кроме того еще неудобство: он подвержен образованию ложек.

Предположим в самом деле, что аэростат стал невыполненным вследствие снижения или вследствие сжатия газа благодаря охлаждению.

Ветер тогда не ограничится наклоном аэростата, а сгонит газ в оболочке к одной стороне и изменит форму аэростата так, что уменьшит его объем, образуя сбоку вогнутость, где действие ветра наиболее ощутимо

(фиг. 132). Но при оболочке, имеющей подобную форму, коэффициент сопротивления значительно увеличится и для аэростата положение равновесия будет гораздо более наклоненным, чем это следует из теоретического расчета.

Так как ветер дует всегда порывами, величина ложки в каждый момент изменяется, и аэростат при достаточно сильном и неравномерном ветре подвергается непрерывным раскачиваниям. Происходящая в силу этого деформация оболочки уменьшает значительно коэффициент полезного действия аэростата.



Фиг. 132.

Для устранения этого недостатка имеются два средства:

1. Ветер деформирует оболочку потому, что давление, с которым он действует на оболочку, выше, чем внутреннее давление газа в аэростате. Для увеличения последнего возможно или снабдить аэростат открывающимся под давлением клапаном, или присоединить к аэростату длинный аппендикс, который, опустив уровень одинакового давления, увеличит внутреннее давление во всех точках аэростата.

2. Возможно поместить в нижней части аэростата автоматический воздушный баллонет; воздух может входить через клапаны, расположенные на стенке этого баллонета, которые не могут открываться иначе, как снаружи внутрь, и противодействуют вследствие этого выходу воздуха.

У крепостного аэростата был поэтому осуществлен баллонет подобного рода, но, несмотря на это приспособление, использование аэростата было весьма редким в случаях, когда скорость ветра была выше 9—10 м/сек.

### Удлиненный привязной аэростат.

Сферический аэростат имел два серьезных недостатка:

1) чрезмерное давление горизонтальной составляющей ветра, чем уменьшалась достигаемая высота и что мешало вообще всему подъему;

2) быстрое изменение при ветре положения устойчивости; так как ветер практически не постоянен, то аэростат переходит от одного положения равновесия к другому и раскачивается.

Поэтому стали изучать форму, подверженную при равном объеме меньшему действию горизонтальной составляющей, большему действию вертикальной составляющей и с положениями равновесия, меняющимися сколь возможно меньше при изменениях ветра.

Для уменьшения общего давления ветра на аэростат надо уменьшить сечение его в плоскости, перпендикулярной к воздушному потоку. Отсюда и родилась мысль об удлиненном привязном аэростате.

Вводя удлиненную форму, увеличивают для того же самого объема площадь материи, необходимой для постройки оболочки, следовательно увеличивают вес материала и уменьшают  $F$ . Необходим компромисс между двумя противоречивыми требованиями. Однако опыт показывает, что компромиссное решение легко найти, и оно вообще будет намного более благоприятно для удлиненного, чем для сферического аэростата.

В удлиненном привязном аэростате силы, действующие на аэростат, будут следующие:

а) остаток полной подъемной силы аэростата  $F$  (мы не включаем в эту силу гондолу, содержащую наблюдателей, инструменты, балласт и т. д.);

- б) натяжение троса  $T_A$ ;
- в) груз gondoly  $N$  (вес нагруженной gondoly);
- г) давление ветра  $R$ , разлагающееся на два — вертикальное  $\pi$  и горизонтальное  $\delta$  (фиг. 133).

В момент равновесия все эти силы будут в одной плоскости, за которую мы и примем плоскость чертежа. Разлагая  $T_A$  на две силы — вертикальную  $T_V$  и горизонтальную  $T_H$  — и проектируя на оси координат, можно написать

$$T_H = \delta;$$

$$F + \pi = T_V + N.$$

Моменты всех сил относительно какой-либо точки должны быть в сумме равны нулю. Эти уравнения показывают:

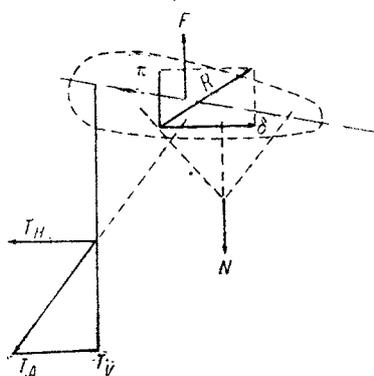
1) что горизонтальная составляющая натяжения троса равна и противоположна по направлению горизонтальной составляющей ветра на аэростат, что мы видели в предшествующем изложении;

2) что вертикальная составляющая натяжения троса и груз gondoly уравновешиваются суммой сил  $F + \pi$ .

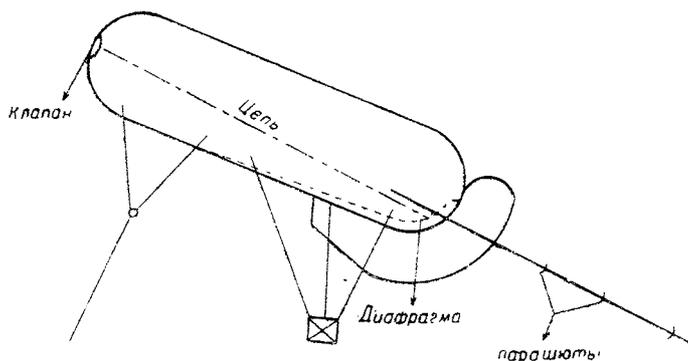
Но удлиненная оболочка не может быть устойчивой без наличия оперения. Точка прикрепления ее к тросу переносится тогда к передней части, вперед от точки приложения силы  $F$ . При этих условиях сила  $N$  должна быть обязательно приложена ближе к задней части оболочки.

**Змейковый аэростат.** Наиболее старинным типом удлиненного привязного аэростата является змейковый аэростат, который с 1900 г. строит германская фирма Ридингера по чертежам Парсевалья.

Оболочка цилиндрическая и заканчивается на двух концах полушариями.



Фиг. 133.



Фиг. 134.

Оперение (рулевой мешок) состоит из тора, имеющего половинный диаметр оболочки и оканчивающегося спереди усеченным конусом с воздушным улавливателем (фиг. 134). Это оперение наполняется воздухом.

В этом аэростате, как и во всех удлиненных аэростатах, устойчивость может поддерживаться лишь при условии, что оболочка не будет деформироваться. Необходимо в случае, когда аэростат стремится образовать складки, поддержать наружную форму при помощи воздушного баллонета, расположенного в нижней части и наполняемого через независимый улавливатель или через особый воротник в оперении, и обеспечить между этими двумя органами необходимое сообщение.

Во время подъема нужно обеспечить выпуск газа из оболочки или воздуха из баллонета, чтобы избежать разрыва аэростата. Для этого клапан, расположенный на носу оболочки, открывается автоматически при помощи цепи, прикрепленной к диафрагме, отделяющей баллон от баллонета.

Когда газ расширяется, то, пока имеется в баллонете воздух, последний выходит через улавливатель, но когда баллонет опоражнивается, цепь открывает клапан и начинает выходить газ.

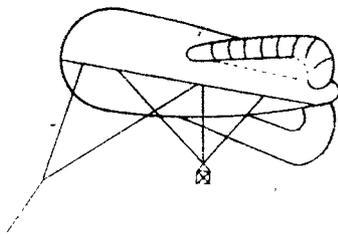
Оперение недостаточно, чтобы обеспечить хорошую устойчивость аэростата, а потому прикрепляют сзади при посредстве длинного каната серию маленьких парашютов из материи, которые и ориентируют аэростат по направлению ветра.

Привязной тросс прикрепляется спереди при посредстве блока, который может двигаться по троссу, протянутому между двумя системами спусков таким образом, что аэростат сам принимает желательный наклон, при котором результирующая ветра дает с другими силами полевой момент относительно точки прикрепления.

Такой аэростат имеет важное преимущество перед сферическим. Он применялся в начале войны во всех союзных и неприятельских армиях. Во Франции постройка такого аэростата началась в октябре 1914 г. и в декабре он поступил на службу на фронт.

Этот аэростат обладает хорошей устойчивостью при ветре до 16 м/сек, но имеет также очень важный недостаток — чрезвычайно большое сопротивление: силы  $\pi$  и  $\delta$  очень значительны. Парашюты ориентируют аэростат также ценой весьма высокого добавочного сопротивления. Из этого следует, что натяжение тросса будет значительным и угол, принимаемый последним, достигает больших величин.

**Аэростат Како.** Како изучил и построил в Шале-Медоне удлиненный привязной аэростат, свободный от указанных недостатков. Его аэростат представляет удлиненную плавную форму (фиг. 135) с миделем, отнесенным вперед и расположенным в третьей части длины и оперением из трех одинаковых элеронов, расположенных под углом в  $120^\circ$ , из которых один вертикальный идет по нижней части баллона.



Фиг. 135.

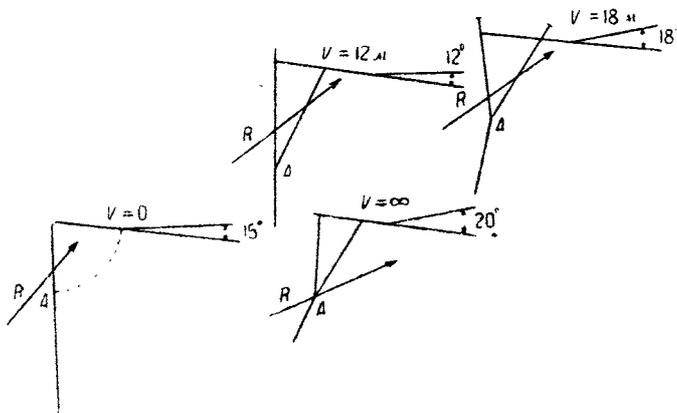
Оболочка снабжена баллонетом и автоматическим клапаном, аналогичным клапану змеякового аэростата. Три элерона наполняются воздухом и сообщаются друг с другом и с баллонетом.

Этот аэростат устойчив без помощи хвоста с парашютами; при любой силе ветра наблюдение с него возможно. Он применялся во флоте на быстроходных судах, и в некоторых случаях его применения была зарегистрирована скорость ветра в 35 м/сек без наличия какого-либо повреждения.

Этот аэростат обладает весьма слабой горизонтальной составляющей и значительной вертикальной. В качестве справки можно привести, что аэростат типа R в  $1000 \text{ м}^3$ , применяемый в настоящее время в большинстве армий, дает на трос сверх остатка полной подъемной силы добавочное натяжение, равное  $1,00 V^2$ .

Тросс, применяемый во французском воздухоплавании для подъемов этого аэростата, имеет диаметр  $6,7 \text{ мм}$  и весит  $160 \text{ г}$  на погонный метр, включая телефонную жилу из трех изолированных проводников; его сопротивление на разрыв  $3500 \text{ кг}$ . Этот аэростат поднимается нормально на действительную высоту в  $1200 \text{ м}$  с двумя наблюдателями и может достичь  $1800 \text{ м}$  при одном наблюдателе.

Подвеска осуществлена следующим образом. Тросс присоединяется к аэростату при посредстве двух пар симметричных строп, называемых при-



Фиг. 136.

вязными, гондола же подвешивается тремя парами строп, называемых корзичными.

Равновесие аэростата таково, что при средненагруженной корзине наклон оси будет около  $15^\circ$ . При этих условиях при полном безветрии задние привязные стропы не будут натянуты (фиг. 136). Аэростат будет таким образом удерживаться за точку, расположенную действительно спереди облочки.

Когда ветер увеличивается, его результирующая расположится позади от оси колебания, которая проходит в этот момент через точку прикрепления привязных передних строп, и наклон аэростата к горизонту уменьшится. При этом „выпрямлении“ аэростата задние привязные стропы натягиваются под двойным действием горизонтальной составляющей ветра и выпрямления аэростата.

При ветре около  $12 \text{ м/сек}$  задние привязные стропы натянуты, и аэростат наклонен над горизонтом не более как на  $12^\circ$ . Начиная с этого момента, ось колебания меняется и переходит постепенно в точку A встречи передних и задних строп.

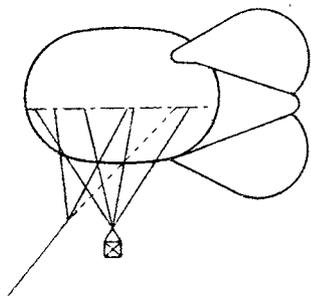
Если ветер еще увеличивается, его результирующая, проходя выше новой оси колебания, заставит аэростат переменить положение равновесия при

угле более значительном, чем  $12^\circ$ . Давление ветра стремится следовательно опрокинуть аэростат назад. Последний таким образом вновь переходит через положение в  $15^\circ$  при  $18 \text{ м/сек}$  и, начиная с этого момента, стремится к предельному положению около  $20^\circ$  при ветре с бесконечно большой скоростью.

Этот аэростат сохраняет почти постоянный наклон при очень широких изменениях скорости ветра. При порывах наклон аэростата изменяется весьма незначительно, в результате получается весьма большая устойчивость системы.

Аэростат Како представляет большое достижение по сравнению со змейковым аэростатом Парсевала. Он достигает при равном объеме более значительных высот, и натяжения в привязном тросе при нем значительно меньше.

**Итальянский аэростат „А. Р.“.** Аворио и инженер Прассоне спроектировали аэростат, названный „А. Р.“, который применяется в итальянской армии. Этот аэростат (фиг. 137) имеет почти сферическую оболочку с баллонетом



Фиг. 137.

и клапаном, как у змейкового аэростата. К оболочке присоединен сзади конус, который при подъеме наполняется воздухом и несет три стабилизатора, расположенных на  $120^\circ$  по отношению друг к другу, подобно элеронам Како.

Подвески, привязная и корзиночная, образованы при помощи такелажей, идущих по образующим двух конусов, вершины которых находятся друг от друга на небольшом расстоянии 2—3 м. К передней вершине прикрепляется трос, к задней — корзина.

Этот аэростат мало удлинен, вес его материала значительно понижен; а при том же весе приобретает возможность строить его из более прочной и более газонепроницаемой материи — условие, благоприятное для аэростатов, предназначенных работать в странах с относительно жарким климатом.

При одинаковом объеме он подставляет действию ветра более значительную площадь, чем аэростат Како. В результате горизонтальная составляющая ветра будет больше и аэростат потеряет в высоте.

Аэростат „А. Р.“ должен давать очень хорошие результаты в местностях с редкими ветрами, что имело место на театре военных действий в Италии.

### Расширяющийся аэростат.

Когда аэростат поднимается, давление воздуха, которое он встречает, постепенно уменьшается; это изменение представлено формулой Галлея:

$$Z = 18\,400 \log \frac{p_0}{p}$$

Вследствие этого газ внутри аэростата расширяется и для устранения разрыва оболочки необходимо выпускать газ.

При спуске, наоборот, газ сжимается и для поддержания наружной формы оболочки необходимо расположить в ней баллонет. В привязных аэростатах этот баллонет наполняется автоматически ветром.

Из этого обзора вытекают два обстоятельства:

1. При каждом подъеме аэростат теряет газ. Если он поднимается например на 1200 м, то теряет около  $\frac{1}{8}$  объема. После подъема потребуются подполнение аэростата в 125 м<sup>3</sup> газа. На войне это подполнение вызовет кроме высоких денежных расходов еще целый ряд неудобств — загрузку перевозочных средств (вагоны, повозки), личного состава и т. п.

2. Подъемная сила аэростата уменьшается с высотой. Эта подъемная сила выражается произведением  $C \cdot A$ , где  $C$  — объем аэростата, который не изменяется, и  $A$  — подъемная сила газа, которая пропорциональна давлению  $p$

$$A = A_0 \frac{p}{p_0}.$$

На 1200 м  $A$  уменьшится почти на  $\frac{1}{8}$ , и для аэростата в 1000 м<sup>3</sup> уменьшение полной подъемной силы  $F = C \cdot A$  будет 140 кг. Так как  $F$  у земли не превышает 500 кг, то это уменьшение значительно.

Возможно избежать этих недостатков, строя оболочку растяжимой.  $A$  пропорционально  $p$ , но  $C$  — обратно-пропорционально  $p$ , а потому произведение  $C \cdot A$  будет постоянным. Эта растяжимость, если она упруга, позволяет устранить баллонет и клапан.

В Медоне исследовали и построили растягивающиеся аэростаты; их обычная форма такая же, как и у аэростатов Како, но принцип, примененный к сохранению формы некоторых аэростатов, такой же, как и у воздушных кораблей.

Результат, полученный с этими привязными аэростатами, оказался чрезвычайно удачным: аэростаты выигрывают в высоте, и расход газа ограничивается лишь собственной нормальной утечкой в 15—20 м<sup>3</sup> в сутки вместо 140—150 м<sup>3</sup>.

На привязных аэростатах малой кубатуры, предназначенных для метеорологических исследований, достигнута и превзойдена высота в 5000 м, что было совершенно невозможно до последнего времени.

### Максимальная высота подъема аэростата.

Чтобы закончить беглый обзор привязного аэростата, скажем несколько слов относительно максимальной высоты, которую может достичь этот аппарат.

Очень часто высказывают как в широкой прессе, так и на страницах технических журналов мысль о поднятии на большую высоту довольно тяжелых предметов при помощи аэростатов; в частности предполагали поднимать или сети для защиты городов против неприятельских самолетов, или воздушные мины и пушки.

Однако во всех заметках об осуществлении подобного рода приспособлений не говорилось о реальной возможности для аэростата на основе расчетов достичь намеченной высоты. У большинства сложилось убеждение, что привязной аэростат поднимается до тех пор, куда этого хотят, и если он останавливается в данный момент, то лишь потому, что мал; следует его увеличить — и все будет хорошо. Это мнение абсолютно неверно: у привязного аэростата есть потолок, который к тому же не очень высок.

Для освещения вопроса мы произведем очень простой расчет.

## Вес материала аэростата.

В применяемых в настоящее время моделях аэростатов вес материала выражается весьма точно в килограммах цифрой, равной половине той, которая определяет объем аэростата. Материал аэростата Како типа R в 1 000 м<sup>3</sup> весит около 480 кг. Материал итальянского аэростата „А.Р.“ в 900 м<sup>3</sup> весит 450 кг.

Когда строят аэростаты, подобные по форме данному, вес составных элементов должен будет изменяться как четвертая степень подобия, однако это теоретическое положение ведет к неточным оценкам: некоторые органы (клапаны, пояса и т. д.) имеют в действительности веса, которые соответствуют местным напряжениям и вследствие этого не меняются или изменяются незначительно. Мы сделаем поэтому относительно веса материала два предположения.

1) одно — несколько неблагоприятное, что вес элементов изменяется, как куб размеров, и равняется  $\frac{V}{2}$ ;

2) другое — очень благоприятное, что вес элементов изменяется, следуя тому же закону, но равен  $\frac{V}{3}$ .

## Полная подъемная сила аэростата.

Подъемная сила газа — 1, 100 кг на кубический метр; полная подъемная сила аэростата будет следовательно  $V \cdot 1,1$ .

## Вес привязного троса.

Одна из наиболее легких характеристик, вводимая в расчеты, — понятие о коэффициенте сопротивления.

Коэффициентом сопротивления троса называют частное от деления разрывающего трос усилия на вес погонного метра троса. Например трос, весящий 160 г на погонный метр и рвущийся при 3 200 кг, имеет коэффициент сопротивления:

$$\frac{3\,200}{0,160} = 20\,000.$$

Чем выше коэффициент, тем лучше качество троса. Для диаметров троса, применяемых в настоящее время, коэффициент этот будет около 20 000. Для более толстых тросов коэффициент быстро падает до 16 000.

Мы сделаем еще два предположения:

1) одно — несколько неблагоприятное, что вес погонного метра троса равен  $\frac{1}{16\,000}$  его разрывающего усилия;

2) другое — благоприятное, что вес этот составит  $\frac{1}{20\,000}$  разрывающего усилия.

Положим запас прочности троса равным 4 в момент максимального натяжения.

## Уменьшение подъемной силы с высотой.

Уменьшение подъемной силы с высотой определяется почти точно законом Галлея и при помощи закона однородной атмосферы, которая для этого определения неблагоприятна.

Применение формулы Галлея введет в расчет показательные функции, которые его значительно усложняют, поэтому примем:

1) как неблагоприятное условие — точную формулу однородной высоты с коэффициентом  $\frac{1}{8\ 000}$ ;

2) как благоприятное условие — ту же самую формулу с коэффициентом  $\frac{1}{10\ 000}$ .

### *Случай полного безветрия.*

Рассмотрим аэростат, поднятый совершенно без груза и балласта. Он достигнет максимальной высоты, когда весь его остаток полной подъемной силы будет использован на выборку троса.

Неблагоприятные условия. Условие веса материала:  $\frac{V}{2}$ .

Условие веса троса: коэффициент сопротивления  $\frac{1}{16\ 000}$ .

Уменьшение подъемной силы: коэффициент  $\frac{1}{8\ 000}$ .

Привязной трос подвергнется у земли натяжению:

$$V \cdot 1,1 - \frac{V}{2},$$

или

$$\frac{V \cdot 2,2 - V}{2},$$

или наконец

$$\frac{V \cdot 1,2}{2}.$$

Его сопротивление на разрыв должно быть:

$$\frac{V \cdot 1,2 \cdot 4}{2},$$

т. е.  $2,4V$ , и вес на погонный метр будет:

$$\frac{2,4V}{16\ 000}.$$

Уравнение равновесия следовательно выразится:

полная подъемная сила — вес материала — вес троса с длиной  $L$  — уменьшение подъемной силы на высоте  $L = 0$ :

$$V \cdot 1,1 - \frac{V}{2} - \frac{V \cdot 2,4 \cdot L}{16\ 000} - \frac{V \cdot 1,1 \cdot L}{8\ 000} = 0;$$

разделив на  $V$ , получим:

$$1,1 - \frac{1}{2} - \frac{2,4L}{16\,000} - \frac{1,1L}{8\,000} = 0,$$

г. е.

$$0,6 - L \left( \frac{2,4}{16\,000} + \frac{1,1}{8\,000} \right) = 0,$$

наконец

$$0,6 = L \frac{4,6}{16\,000},$$

откуда:

$$L = \frac{16\,000 \cdot 0,6}{4,6} = 2\,090 \text{ м.}$$

Благоприятные условия. Условие веса материала:  $\frac{V}{3}$ .

Условие веса троса: коэффициент сопротивления  $\frac{1}{20\,000}$ .

Условия высоты:  $\frac{1}{10\,000}$ .

Привязной трос подвергнется у земли натяжению:

$$V \cdot 1,1 - \frac{V}{3} = \frac{V \cdot 3,3}{3} - V = \frac{V \cdot 2,3}{3}.$$

Его сопротивление на разрыв должно быть:

$$\frac{V \cdot 2,3 \cdot 4}{3},$$

и вес на погонный метр будет:

$$\frac{V \cdot 2,3 \cdot 4}{3 \cdot 20\,000}.$$

Уравнение равновесия напишется:

$$V \cdot 1,1 - \frac{V}{3} = \frac{V \cdot 2,3 \cdot 4 L}{3 \cdot 20\,000} - \frac{V \cdot 1,1 \cdot L}{10\,000} = 0;$$

разделив на  $V$  и произведя сокращения, найдем:

$$1,1 - \frac{1}{3} - \frac{2,3L}{15\,000} - \frac{1,1L}{10\,000} = 0,$$

т. е.

$$0,76 - L \left( \frac{2,3}{15\,000} + \frac{1,1}{10\,000} \right) = 0,$$

наконец

$$0,76 = L \cdot \frac{7,9}{30\,000},$$

откуда:

$$L = \frac{0,76 \cdot 30\,000}{7,9} = 2,875 \text{ м}$$

## Аэростат при ветре.

Для возможности производства численного подсчета примем в качестве типа очень известный и хорошо изученный аэростат, о котором мы располагаем точными сведениями, а именно аэростат Како.

Для аэростата диаметром в 8,30 м при ветре в 20 м/сек добавочное натяжение троса будет около 400 кг. Если принять, что давление ветра на аэростат будет  $kD^2v^2$ , то найдем для  $k$  величину:

$$k = \frac{400}{8,30^2 400} = \frac{400}{69 \cdot 400} = \frac{1}{69} = 0,0145.$$

Условимся, что трос будет иметь тот же самый запас прочности, что и в предыдущем случае, но для ветра в 20 м/сек.

Неблагоприятные условия. Вес материала:  $\frac{V}{2}$ .

Вес троса: коэффициент сопротивления  $\frac{1}{16\,000}$ .

Условия высоты: коэффициент  $\frac{1}{8\,000}$ .

Привязной трос при ветре 20 м/сек подвергается натяжению:

$$(V \cdot 1,1) - \frac{V}{2} + 0,0145 D^2 \cdot 20^2.$$

Его сопротивление на разрыв должно быть:

$$4 (0,6 V + 5,8 D^2),$$

и вес троса будет:

$$\frac{4}{16\,000} (0,6 V + 5,8 D^2).$$

Предположим, что при длине выбранного троса  $L$  аэростат достиг высоты  $L$ ; это соответствует случаю, когда аэростат, будучи снабжен тросом, допускающим выдерживать нормально ветер в 20 м/сек, поднят при спокойной погоде, — это в сущности общий случай.

Уравнение равновесия тогда будет:

$$(V \cdot 1,1) - \frac{V}{2} - \frac{4L}{16\,000} (0,6 V + 5,8 D^2) - \frac{V \cdot 1,1 \cdot L}{8\,000} = 0;$$

$$0,6 V - \frac{2,4 LV}{16\,000} - \frac{23,2 D^2 L}{16\,000} - \frac{V \cdot 1,1 \cdot L}{8\,000} = 0.$$

А так как в аэростатах Како

$$V = 1,78 D^3,$$

можно следовательно, разделив на  $V$ , написать:

$$0,6 - \frac{2,4 L}{16\,000} - \frac{L \cdot 1,1}{8\,000} - \frac{23,2 D^2 L}{16\,000 \cdot 1,78 D^3} = 0.$$

или

$$\left(0,6 - \frac{4,6 L}{16\,000}\right) D - \frac{23,2 L}{16\,000 \cdot 1,78} = 0.$$

Это уравнение представляет гиперболу в осях  $L$  и  $D$ . Асимптота

$$0,6 - \frac{4,6}{16\,000} \cdot L = 0$$

дает величину  $L$ , которая будет достигнута при бесконечно большом  $D$  и вследствие этого является максимумом  $L$ .

$$L_{\max} = \frac{16\,000 \cdot 0,6}{4,6} = 2,090 \text{ м.}$$

Приведенный расчет показывает, что максимальная высота, которой может достичь аэростат, равна высоте, полученной для случая, когда ветер равен нулю. Но при подобном условии эта высота была в рассмотренном случае теоретически независимой от объема, между тем как в настоящем случае эта высота является максимальной, которая может быть достигнута лишь аэростатом бесконечно большого объема.

Благоприятные условия. Расчет приведет к такому же результату; максимальная высота будет 2875 м, но для аэростата бесконечно большого объема.

Возможно следовательно принять, что удлиненный привязной аэростат не может при запасе прочности привязного троса 4 перейти практически высоту в 2500 м, и это без балласта и без ветра.