

ББК
1-439
47558

АКАДЕМИЯ НАУК СССР

К.Э. ЦИОЛКОВСКИЙ

СОБРАНИЕ
СОЧИНЕНИЙ

ГОДАВЕДЕНИЕ
БИБЛИОТЕКА

STREET
THE
MIXED

Б447558

КрЯ

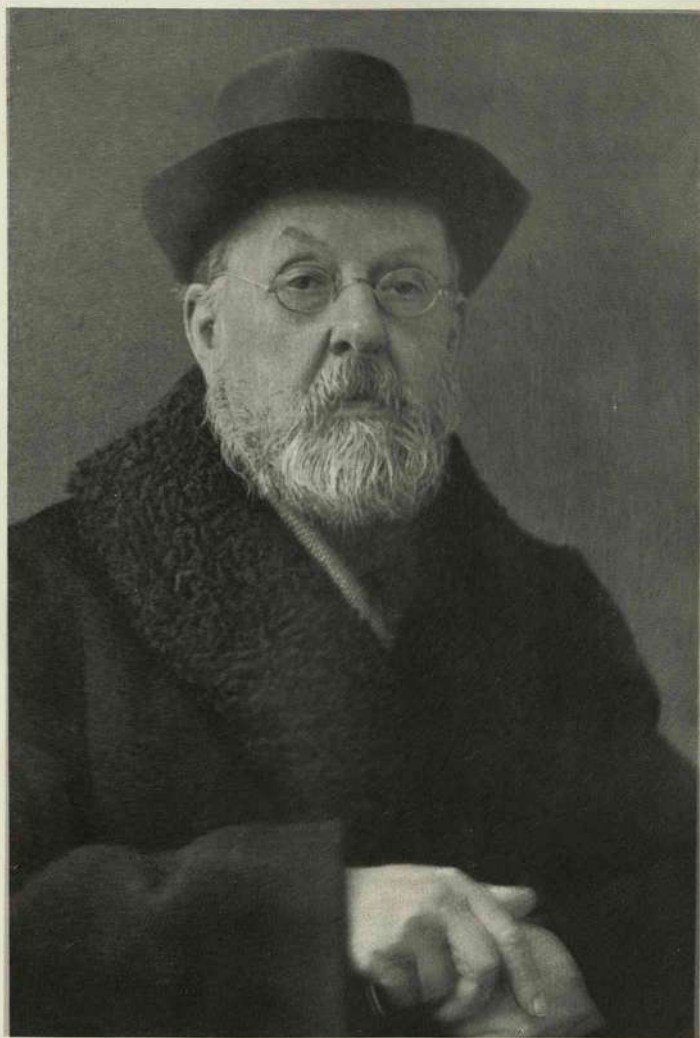
18

02

КНИГА ДОЛЖНА БЫТЬ
ВОЗВРАЩЕНА НЕ ПОЗЖЕ
УКАЗАННОГО ЗДЕСЬ СРОКА

15777 ИБ

Коллч. предл. вылач _____



К. А. ДЖОЛКОВСКИЙ

Апрель 1932 г.

крат 629.3
ц-662
3

АКАДЕМИЯ НАУК СССР

К. Э. ЦИОЛКОВСКИЙ

СОБРАНИЕ СОЧИНЕНИЙ

*

Том третий

ДИРИЖАБЛИ

855-Р111-9

РЯЗАНСКАЯ
ОБЛАСТНАЯ БИБЛИОТЕКА
им. А. М. Горького

ИЗДАТЕЛЬСТВО
АКАДЕМИИ НАУК СССР

Москва 1959

Печатается по постановлению
Совета Министров СССР
от 23 апреля 1948 г.

Издание подготовлено Комиссией
Отделения технических наук АН СССР
по разработке научного наследия и подготовке к изданию
трудов К. Э. Циолковского

СОСТАВ КОМИССИИ:

академик *А. А. Благонравов* (председатель),
доктор технических наук *В. А. Семенов*,
доктор физико-математических наук *А. А. Космодемьянский*,
кандидат технических наук *М. К. Тихонравов*,
инженер *Б. Н. Воробьев* (ученый секретарь)

*

Ответственный редактор академик *А. А. Благонравов*

8225111-2

ИЗДАТЕЛЬСТВО
АКАДЕМИИ НАУК СССР
Москва 1950

Заслуженный деятель науки и техники РСФСР

доктор технических наук, профессор

В. А. СЕМЕНОВ

КОНСТАНТИН ЭДУАРДОВИЧ ЦИОЛКОВСКИЙ — СТРАСТНЫЙ БОРЕЦ ЗА НАДЕЖНЫЙ ТРАНСПОРТНЫЙ ДИРИЖАБЛЬ

1. ПРОЕКТ ЦЕЛЬНОМЕТАЛЛИЧЕСКОГО ДИРИЖАБЛЯ ЦИОЛКОВСКОГО

Во второй половине XIX в. в борьбе людей за обладание воздушным океаном наибольшие надежды возлагались на дирижабли.

Один из величайших деятелей русской науки того времени, Дмитрий Иванович Менделеев, уверенный в скором развитии аппаратов тяжелее воздуха, в то же время говорил тогда, что знания людей об аппаратах тяжелее воздуха («об аэродинамах») «еще в зародыше, в размерах, негодных в жизни людей», но что «этот род воздухоплавания обещает наибольшую будущность, дешевизну и, так сказать, указывается самой природой, потому что птица тяжелее воздуха и есть аэродинам»¹. Признавая, что самолету принадлежит будущее, Менделеев тогда же рекомендовал не отказываться от того, что можно было взять от настоящего; учитывая реальные возможности данного момента, он говорил: «Только одни аэростаты обещают дать скорый и возможный результат, тем более, что весь вопрос с теоретической стороны в главных чертах здесь окончательно ясен. А потому прежде всего должно обратиться в практике к опытам в большом виде над хорошо обдуманым управляемым аэростатом.

Не задаваясь чем-либо невозможным или мечтательным, я думаю и хорошо убежден, что большим аэростатом управлять возможно в такой же мере, как кораблем»².

Взгляды К. Э. Циолковского на управляемое воздухоплавание полностью совпадали с этими соображениями Д. И. Менделеева.

К. Э. Циолковский, вынашивая свою идею безопасного дирижабля, критически рассматривал все известные тогда [попытки конструирования

¹ Из письма Д. И. Менделеева в Военное министерство в 1878 г. Архив-музей Д. И. Менделеева.

² Там же.

ния дирижаблей и признавал их не отвечающими требованию безопасности полета. Он строго определил требования надежности эксплуатации дирижаблей, которыми должны руководствоваться изобретатели и конструкторы, и дал свой оригинальный проект цельнометаллического дирижабля.

Мысль о том, что создание цельнометаллического дирижабля сделает переворот в культурной и экономической жизни людей, зародилась у Циолковского еще в юные годы. Однако он понимал, что окружавшее его общество и, главное, официальные представители научно-технической общественности не заинтересуются его идеями, пока он не даст исчерпывающих научных и опытных доказательств своей правоты, пока он не получит признания в научном мире. Без этого ему не помогут в решении волновавших его вопросов, будут относиться к нему, человеку неизвестному в научном мире, с глубочайшим недоверием.

Как видно из ряда автобиографических заметок Циолковского, он понимал и то, что в его время дорога открыта лишь людям богатым и влиятельным, он же был и беден и неизвестен, да еще с таким физическим недостатком, как глухота, что лишало его возможности получать образование обычным для всех способом — в школе и институте. Поэтому он видел перед собой единственный путь — прокладывать себе дорогу в жизни своими личными научными трудами, добиваться признания идеи металлического дирижабля неоспоримыми научными выводами; опираясь на них, добиваться признания ценности и необходимости реализации его идей.

С зимы 1880 г., будучи учителем народного училища в Боровске, Циолковский ряд лет упорно работает над изучением и всесторонним исследованием теории аэростата; здесь он приходит к вполне определенным, строго научным выводам о возможной управляемости аэростатов и целесообразности строить аэростаты огромных размеров. Продолжая работу в области исследования возможности создания таких воздушных кораблей, он делает вывод о практической целесообразности строить только металлические воздушные корабли.

Но Циолковский не обращается еще с этими выводами своих теоретических исканий ни в научные учреждения, ни в печать.

Его беспокоит не то, что кто-нибудь перехватит его идею, а то, что всякая научная или техническая недоработка вопроса даст возможность его противникам поставить под сомнение справедливость самой идеи. И вот, не будучи инженером, не имея никакого опыта в расчетно-конструкторских работах, он решает силой своих теоретических изысканий преодолеть все трудности. Огромный талант и упорный многолетний труд Константина Эдуардовича действительно привели его к исключительным результатам.

О возможности
построения металлического
аэростата, способного
изменять свой объем
и даже складываться,
в Московском

Баровскы, Колумбский
учитель уездного училища
Н. М. Мавринъ Циолковскы

Первый лист рукописи «О возможности построения металлического аэростата», посланной К. Э. Циолковским Д. И. Менделееву в 1890 г.

Примечание къ таблицѣ

По уравн. № 16 вычисляемъ
наибольшій радиусъ кольца;
ибо, хотя у кольца одинъ
центръ, но двѣ окружности
и два радиуса. Ибо
каждый радиусъ внутрен-
ней дуги кольца, надо
изъ радиуса внешней
дуги вычитать (ds).

Конст. Лу. Циолковскій
учитель Боровскаго уезд.
го училища.
20 августа 1890 года.

Не ограничиваясь задачей разработать проект какого-нибудь воздушного корабля, лишь бы он только летал, К. Э. сразу же поставил перед собой труднейшую задачу — создать такой корабль, который со всех точек зрения в его представлении был бы наиболее совершенным: безопасным для пассажиров, наиболее простым и неприхотливым в эксплуатации, наиболее выгодным экономически.

На этом пути он и пришел к выводу о необходимости создавать корабль целиком из металла. В этом он видел в первую очередь защиту своего корабля от самого опасного врага воздухоплавания (пользующегося огнеопасным водородом) — от огня. Огонь же К. Э. в своих выводах делает подсобным средством для улучшения эксплуатационных качеств дирижабля, используя тепло для подогрева газа внутри корпуса дирижабля. Так родилась и развилась в мозгу автора талантливейшая идея «объединить огонь и металл».

В 1886 г. К. Э. уже закончил первую большую научно-теоретическую и инженерно-расчетную работу по аэростатам; она не была тогда издана и в рукописи носила название «Теория аэростата»¹. Уверенный в своих теоретических достижениях, Циолковский в 1887 г. делает доклад в Москве о результатах своих исследований на заседании Физического отделения Общества любителей естествознания. Доклад был принят вполне положительно.

Иное отношение встретил этот труд Циолковского в VII Воздухоплавательном отделе Русского технического общества, где он обсуждался (в отсутствие автора) по рукописи К. Э. в октябре 1890 г. Оказалось, что Воздухоплавательный отдел совершенно не верил в будущее управляемого воздухоплавания, что и высказал в своем решении, направленном в копии Циолковскому в Боровск: «1) Весьма вероятно, что аэростаты будут делать металлическими; 2) Циолковский может оказать значительные услуги делу воздухоплавания; 3) металлические аэростаты строить весьма трудно; 4) аэростат (по мнению общества) обречен на веки, силою вещей, остаться игрушкой ветров»².

В 1891 г. К. Э. Циолковский с большим письмом-статьей обращается к известному русскому ученому профессору А. Г. Столетову, где продолжает развивать свою мысль о металлическом дирижабле.

Затем К. Э. начинает печатать [свои труды отдельными статьями. Так как издавать сразу большую работу (около 300 страниц) для Циолковского было трудно и, кроме того, он считал необходимым сделать свою рукопись «Теория аэростата» более совершенной, содержа-

¹ Полное заглавие этой рукописи: «Теория и опыт аэростата, имеющего в горизонтальном направлении удлинненную форму».

² Содержание этого решения изложено Циолковским на стр. VII его книги «Простое учение о воздушном корабле и его построении», Калуга, 1904.

ние этой работы дробилось автором на отдельные статьи, дополнялось и выходило в свет в течение очень продолжительного времени (1892—1908).

Невозможность добиться действенной поддержки со стороны официальной научно-технической общественности заставляет автора апеллировать к широким слоям общества; он перелагает свой математический труд на популярный язык, призывая сочувствующих ему лиц только прочитать его книги, уверенный, что этого будет достаточно, чтобы согласиться с его неоспоримыми доводами.

В 1892 г. появляется в печати работа Циолковского «Аэростат металлический управляемый»; в 1893 г. — второй выпуск этой книги; в том же году — его небольшая статья «Возможен ли металлический аэростат» и работа «Железный управляемый аэростат на 200 человек», в 1897 г. — «Самостоятельное горизонтальное движение управляемого аэростата»; в 1898 г. — книга «Простое учение о воздушном корабле» (в популярном изложении); в 1905 г. — маленькая статья «Металлический воздушный корабль», и, наконец, в 1905—1908 гг. в журнале «Воздухоплаватель» К. Э. удается поместить значительную часть своего первоначального труда «Теория аэростата», который печатался под названием «Аэростат и аэроплан», подвергаясь попутно значительной редакционной переработке автором.

Так прошло 22 года со времени создания К. Э. его рукописи «Теория аэростата» до издания в печати основных содержащихся в ней расчетов.

Появление в печати трудов Циолковского вызвало ряд откликов русской и иностранной печати.

«Московский вестник» в 1897 г. писал: «Нет пророка в своем отечестве. Дело касается русского ученого, калужанина Циолковского... Наш соотечественник, теоретик в науке, издал в 1893 году брошюру под названием «Аэростат металлический управляемый». Не только общая, но и специальная пресса в России не сочла нужным даже словом обмолвиться об этой брошюре, которая тем временем была переведена на языки французский, немецкий и английский и вызвала за границей оживленный обмен мыслей. Течения жизни предали ее забвению, из которого его вызвал полет Андрэ. Французский журнал говорит: если бы Андрэ ознакомился с этой книгой, то никогда не предпринял бы он своего безумного полета¹... Все это так, но одно странно: почему же русские ученые сочли нужным замолчать Циолковского».

Журнал «Разведчик» еще до предыдущего отзыва (в 1896 г.) писал: «Циолковский — это ученый фанатик, увлекшийся идеей о металлическом управляемом аэростате. Над этим предметом он работает уже,

¹ Шведский инженер Андрэ (род. 1854) в 1897 г. предпринял перелет на воздушном шаре с двумя спутниками Стриндбергом и Френкелем с о. Виго (в архипелаге Шпицбергена) к Северному полюсу; все трое погибли, не достигнув цели.

кажется, более десятка лет: он издал целую книгу под названием «Аэростат», брошюру «Аэроплан», составил массу рукописных трудов, произвел целый ряд интересных опытов относительно сопротивления воздуха продолговатым телам, изготовил модель аэростата для доказательства возможности применения металла при постройке аэростатов... Работа Циолковского «Железный управляемый аэростат», видимо, есть плод солидного труда, выражена весьма определенно и заслуживает чтобы ею занялись».

В 1904 г. предложения Циолковского обсуждались в Калуге группой инженеров. В заключении этой группы отмечалось, что проект Циолковского вполне осуществим, весьма важен и неоспоримо верен в теоретическом отношении.

Вот текст заключения этих инженеров, опубликованный в печати. «Автор проекта, как показывают многие его печатные труды, строго и всесторонне изучил и разработал всю теорию воздухоплавания, произвел множество математических и опытных изысканий в этой области, взвесил все существующие принципы воздухоплавания и, создавая свой проект, руководствовался лишь неоспоримо верными принципами, установленными на основании добытого и разработанного им громадного материала. Воздушный корабль К. Э. Циолковского есть результат упорной работы, фанатического преследования одной идеи. Позволительно думать, что настоящая заметка не пройдет бесследно, и как общество, так и печать вспомнят о существовании проекта нашего соотечественника Циолковского и окажут содействие его осуществлению»¹. Далее следуют 14 подписей инженеров-механиков, инженеров-технологов, инженеров путей сообщения, кандидатов математических наук.

В 1908 г. Циолковским была отработана рукопись, озаглавленная «Нагревание легкого газа и изменение от этого подъемной силы аэростата», представлявшая собой часть неизданной им рукописи самой первой теоретической работы «Теория аэростата» (1886). Согласно работам инженера Б. Н. Воробьева, исследовавшего литературное наследство К. Э. Циолковского, рукопись эта по ее содержанию составляла главу XVI первой части подготовленной к печати работы К. Э. «Аэростат и аэроплан», печатавшейся в 1905—1908 гг. в журнале «Воздухоплаватель» в Петербурге, но не изданной в задуманном объеме. Главу эту К. Э. называл «Тепловым расчетом дирижабля». Он писал о ней: «Тепловой расчет давно готов в рукописи и предполагался к печатанию в «Воздухоплавателе», как продолжение моей большой

¹ Заключение группы инженеров в Калуге было напечатано отдельной листовкой на 4 стр. (Калуга, 10 июля 1904 г.), а затем тогда же опубликовано в ряде русских газет и журналов.

работы «Аэростат и аэроплан». Но журнал стал органом Аэроклуба, и поэтому печатание моих работ было приостановлено»¹.

Преданный своей идее цельнометаллического дирижабля, Циолковский, несмотря на отсутствие активного отклика научной общественности, продолжает упорно работать.

В 1910 г. появляются в печати две его статьи: «Металлический аэростат, его выгоды и преимущества» и «Металлический мешок, изменяющий свой объем и форму».

В архиве Циолковского найдена рукопись его предисловия к одной из этих статей, начинающаяся эпитафией: «Может быть, оно подтвердится, когда меня не будет. Я исчезну, но логика исчезнуть не может».

Новые работы К. Э. вызвали и новые отклики, но опять лишь единичные и не действенные, которые в лучшем случае могли лишь морально поддержать автора.

В журнале «Электричество и жизнь» в 1912 г. было напечатано: «Трагична судьба этого талантливого и высокообразованного изобретателя. Целый ряд его открытий проходит незамеченным, и ему приходится через несколько лет встречать их приписанными другим лицам. . . Будущий историк физики несомненно отметит удивительную настойчивость нашего соотечественника, не оцененного нами, его современниками. . . Он, по-видимому, слишком опередил свое время и свою страну».

В 1914 г. «Голос Москвы» писал: «Злой рок тяготеет над русскими изобретателями. . . Многим ли известно имя К. Э. Циолковского. . ., а в то же время имена Райта, Цепелина и др. у всех на устах. . . Судьба Циолковского поистине трагична. . . Многие его теоретические выводы казались в свое время настолько странными, что даже у специалистов вызвали только чувство недоумения. И, однако, почти все они потом осуществились на практике, — только, к сожалению, не в России. Вот несколько характерных примеров: в 1895 году Циолковский первый сделал описание аэроплана² и дал верные числа, касающиеся всех его деталей. Более чем через десять лет аэроплан был осуществлен; в 90-х годах прошлого века он доказал возможность управляемых аэростатов. Теперь дирижабли стали обычным явлением; в 1903 году он напечатал теоретическое исследование о движении снарядов по принципу ракеты. Через три года этот принцип был применен к военному делу в Америке и в Швеции; исследуя сопротивление воздуха, Циолковский доказывал теорему, казавшуюся на первый взгляд пара-

¹ Б. Н. Воробьев. О работе К. Э. Циолковского «Нагревание легкого газа». Сборник № 6 научно-технических работ по воздухоплаванию, 1938, изд. Аэрофлота, М., стр. 1—14.

² Автор заметки «Голоса Москвы», видимо, не знал о работах А. Ф. Можайского периода 1880—1885 гг. — В. С.

доксальной: что давление нормального к пластинке потока зависит от продолговатости пластинки¹. Этот вывод получил признание только после опытов Эйфеля. В 1897 году Циолковский высказал новые идеи о продолжительности лучеиспускания звезд; через два года те же идеи опубликовал американский ученый, за которым и осталась честь открытия. И вот, наконец, Циолковский работает над грандиозной задачей — о металлических аэростатах. . . В присланной мне (т. е. автору цитируемой заметки «Голоса Москвы». — В. С.) г. Циолковским брошюре он трогательно взывает к обществу о доверии: «Основной мотив моей жизни — сделать что-нибудь полезное для людей, не прожить даром жизнь. Вот почему я интересовался тем, что не давало мне ни хлеба, ни силы; но я надеюсь, что мои работы дадут обществу горы хлеба и бездну могущества»².

Все приведенные выше отзывы свидетельствуют, что многие признавали научную строгость выводов Циолковского, так же как и бесспорную полезность для жизни страны больших воздушных кораблей Циолковского, если бы они уже имелись в природе. Но шли десятки лет, а ни в России, ни за границей не брались за осуществление предложений Циолковского.

II. НОВИЗНА НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ИДЕЙ ЦИОЛКОВСКОГО — ВЗГЛЯД В БУДУЩЕЕ

Своим проектом цельнометаллического дирижабля К. Э. Циолковский опередил не только всех изобретателей своего времени, но опередил и свое время.

К периоду работ Циолковского шел уже второй век с того времени, как впервые в истории человечества был изобретен аэростат и совершен на нем полет, а человечество всё еще не имело управляемого воздухоплавания. Люди делали лишь робкие попытки строить маленькие дирижабли, едва способные оторвать от земли свой собственный вес. Ни об эксплуатационной надежности, ни о каком-либо транспортном значении этих дирижаблей не могло быть и речи.

Наибольшая скорость полета лучшего тогда дирижабля не превышала 20 км/час, и дирижабль не имел возможности бороться с ветром большей скорости. Многие не верили в прогресс этой техники и спешили высказать мнение, будто «аэростат навсегда должен остаться игрушкой ветров».

¹ Это открытие К. Э. описано в т. I Собрания сочинений Циолковского. Изд-во АН СССР, 1951, стр. 6 и 7. [В. С.].

² Все приведенные здесь выдержки взяты из отзывов, опубликованных в предисловии к брошюре К. Э. Циолковского «Таблица дирижаблей из волнистого металла», 1915, Калуга, — В. С.

В такой обстановке недоверия к будущему управляемого воздухоплавания и выступил впервые Циолковский со своими мыслями, с противоположными утверждениями.

По мысли Циолковского для борьбы с ветром можно было бы выбирать обходный, хотя и более длинный путь; к тому же К. Э. был убежден в неизбежном росте мощности двигателя, верил в прогресс техники. Основной задачей, по его мнению подлежащей разрешению в данный момент, было обеспечение длительности полета, но этого нельзя было достигнуть на дирижаблях с матерчатой оболочкой: она теряла газ, т. е. теряла подъемную силу, и тем сокращала длительность полета. Кроме того, Циолковский считал матерчатую оболочку огнеопасной и недостаточно прочной; вследствие ее газопроницаемости воздух мог проникать внутрь оболочки и смешиваться там с водородом, т. е. образовывать взрывоопасную смесь, грозящую кораблю гибелью от случайной искры, а следовательно, и гибелью всем находящимся на нем людям.

В числе других неудобств, вызываемых матерчатыми оболочками, Циолковский видел трудности пилотирования, возникавшие из-за непостоянства подъемной силы дирижабля, и невозможность для пилота решительно влиять на условия статического равновесия корабля соответствующим изменением температуры газа в оболочке: о подогреве газа в матерчатой оболочке, по мнению Циолковского, не приходилось говорить вследствие огнеопасности всей системы корабля. Наконец, матерчатая оболочка не допускала значительного увеличения размеров корабля, а следовательно, исключала возможность существенно увеличивать грузоподъемность.

Под влиянием этих соображений Циолковский стал отстаивать идею дирижабля с металлической оболочкой и при этом огромных размеров.

Вследствие того, что металлическая оболочка не огнеопасна и ввиду полной изолированности в ней газа, К. Э. считал возможным искусственно подогревать водород в полете без боязни пожара; этим он хотел обеспечить дирижаблю всегда полную и легкую управляемость по вертикали.

Чтобы при подъеме корабля или при перегреве газ в оболочке имел возможность свободно расширяться и чтобы при спуске корабля или при охлаждении в нем газа внутри оболочки не образовывалось пониженного давления по сравнению с внешним давлением воздуха, оболочка дирижабля должна, по мысли Циолковского, быть способна менять свой объем, т. е. сжиматься и расширяться.

В конструктивном отношении предложение Циолковского сводилось к тому, что вес корпуса корабля состоит исключительно из веса оболочки, являющейся одновременно и силовой конструкцией, обеспечивающей прочность дирижабля, и газоместителем.

Последнее соображение убеждало Циолковского в том, что с ростом объема корабля преимущества его дирижабля будут сказываться еще больше.

Однако, несмотря на всю убедительность доводов Циолковского, его соображения не получили развития в практике дирижаблестроения.

Невысокий уровень техники того времени, трудность изготовления газонепроницаемых швов при постройке оболочки, сложность практического осуществления конструкции металлической оболочки переменного объема — все это заставило для строительства дирижаблей малых объемов применять мягкие матерчатые оболочки и жесткую каркасную систему для конструкций кораблей больших объемов.

Так, мысли Циолковского не получили тогда поддержки ни в России, ни за границей.

Идеи Циолковского на много десятков лет опережали современную ему науку и технику.

Дальнейшее развитие техники дирижаблестроения показывает, что фактически идеи Циолковского подтверждались другими авторами, но без упоминания имени Константина Эдуардовича, а как новейшее откровение последних дней.

Если для конца XIX в. характерна главным образом разработка идей и проектов дирижаблей разных систем и лишь небольшое число осуществленных конструкций, то начало XX в. знаменуется уже созданием одного за другим дирижаблей различных типов.

Рассматривая дирижабль как средство транспорта, Циолковский в 1886—1892 гг. обосновал непригодность для этого дирижаблей малых объемов и выступил с проектом дирижабля большого объема. Смелость мысли К. Э. испугала его современников.

Практически в период 1890—1910 гг. получили развитие главным образом дирижабли малой кубатуры и при этом (за исключением немецких цеппелинов) главным образом мягкой системы. Опыт показал, что эти дирижабли оказались непригодными для транспортных перевозок.

Как и предвидел Циолковский, матерчатые дирижабли так называемой мягкой системы оказались малогрузоподъемными и характеризовались большим коэффициентом собственного веса, весьма ограниченными возможностями для запаса горючего, малым радиусом действия и очень небольшой высотой полета.

Все это ограничило возможности использования малых дирижаблей лишь задачами специальных служб. Объем этих кораблей, как правило не превышал 5000—8000 м³. Для транспортных же задач надо было создавать дирижабли больших объемов.

У получивших наибольшее развитие к 1925 г. дирижаблей так называемой полужесткой системы (с матерчатой оболочкой, но с жесткой

килевой балкой-коридором вдоль всего нижнего обвода корабля от носа до кормы) летно-эксплуатационные качества были значительно выше, чем у кораблей мягкой системы; объем кораблей полужесткой системы достигал уже 10 000 — 20 000 м³; но все же и эти корабли не давали возможности организовать линии пассажирских сообщений. Вопрос безопасности дальних полетов на таких дирижаблях не получил положительного решения. Как и предвидел Циолковский, задачи транспортного воздушного флота требовали кораблей значительно бóльших объемов.

К. Э. еще в 1892 г. утверждал о необходимости проектировать транспортный дирижабль на 200 человек, т. е. корабль-гигант, и начинал свои исследования с вопроса обеспечения безопасности эксплуатации такого корабля. Мысль Циолковского, что без увеличения объема корабля до огромных размеров (сотни тысяч кубических метров) нельзя иметь настоящий транспортный дирижабль, нашла свое воплощение за границей, где к 1930 г. стали строить гигантские дирижабли объемом 100 000 — 2 000 000 м³. Но мысль иностранных конструкторов пошла иным путем, чем шла мысль Циолковского. Корабли-гиганты R-101 в Англии, «Акрон» и «Мекон» в США, «Гинденбург» в Германии, построенные по конструктивной схеме немецких дирижаблей (цепелинов), не удовлетворяли основным требованиям Циолковского по надежности эксплуатации. Жизнь жестоко подтвердила правоту К. Э.: все эти четыре корабля погибли, унеся в могилу много человеческих жизней.

Сорок лет (1895—1935 гг.) боролись заграничные сторонники транспортных дирижаблей за превосходство цепелиновской системы конструкции. Тяжелый и дорогостоящий путь развития такого кораблестроения характерен тем, что перед фирмами ставились лишь задачи совершенствования один раз принятой системы дирижаблей; упорное нежелание или, вернее, непонимание целесообразности вкладывать капитал в реализацию других, более прогрессивных идей дирижаблестроения фактически и привело к краху всю идею транспортных дирижаблей как в Германии, так в США и в Англии.

Колоссальные затраты усилий и вклад материальных средств в дело дирижаблестроения в течение этих сорока лет красноречиво свидетельствуют о той огромной потребности в транспортном воздухоплавании, которая наблюдается в перечисленных странах. Гибель гигантов-дирижаблей из-за их конструктивных недостатков и из-за ошибок, допущенных при эксплуатации, заставила приостановить дальнейшее строительство воздушных кораблей.

Важно отметить, что отказ от транспортных воздушных кораблей в США, Англии и в других странах был вызван отнюдь не внезапно исчезнувшей потребностью в них, а неспособностью успешно решить проблемы транспортного дирижаблестроения.

Колоссальные капиталовложения в дирижаблестроение в США, Англии и Германии, производившиеся до последних воздушных катастроф (до 1937 г.), свидетельствуют, что потребность в транспортных дирижаблях была огромна, однако нигде еще успешно не справились с осуществлением такой конструкции, которая надежно гарантировала бы безаварийность полетов и была бы относительно несложна в эксплуатации. Опыт жизни жестоко обнаружил ошибки иностранных конструкторов и подтвердил справедливость научных и технических идей Циолковского, основанных на безусловном требовании надежности эксплуатации.

Конечно, когда мы сейчас, в середине XX в., обращаемся к трудам Циолковского по цельнометаллическим дирижаблям, мы должны рассматривать их не в свете техники 1886—1892 гг., когда формулировались первые технические замыслы К. Э., а в свете современных возможностей, определяемых новейшими достижениями науки и техники.

При неизменности основной идеи конструкции щепелины последних выпусков (1930—1935) по методам их проектирования, расчета и по конструктивным деталям не похожи на первые щепелины (1900).

К. Э. свои технические идеи всегда подтверждал как математическим анализом, так и опытным моделированием. Работая над проектом металлической оболочки, К. Э. дал математический анализ распределения деформаций в оболочке при изменениях формы ее поперечного сечения. Обосновывая конструкцию металлической оболочки изменяемого объема, К. Э. проверял свои расчеты на моделях. Методом точного геометрического расчета он добился того, что его модели плавно и упруго изменяли свой объем от плоской коробки до тела вращения и обратно.

В последние годы жизни К. Э. работы над моделями оболочек его корабля выполнялись уже в специальном конструкторском бюро и отражали уровень техники тридцатых годов нашего века.

Оборвавшаяся жизнь К. Э. остановила работы над его дирижаблем на стадии, не только не давшей целиком построенного дирижабля, но даже не давшей еще и рабочего проекта всего корабля.

Наука и техника в наш век развиваются исключительно быстро, и отрезок времени в 20—30 лет может представлять собой большой исторический период. Поэтому будущие строители транспортных дирижаблей, вероятно, будут рассматривать отдельные конструктивные решения, предлагавшиеся в свое время К. Э. Циолковским, в значительной мере с исторической точки зрения и искать все ценное и новое в самих научных и технических идеях, которые определяют эксплуатационную надежность дирижаблей и которые, следовательно, не смогут устареть.

Нет сомнения, что если бы технические идеи Циолковского в течение минувших 60 с лишним лет претворялись в реальном дирижаблестрое-

нии, то все части конструкции дирижабля Циолковского, равно как и весь корабль в целом, прошли бы через многие стадии развития и, как свидетельствует опыт развития цеппелинов, современный дирижабль Циолковского, если бы он существовал, не только мало походил бы на проект 1890 г., но превзошел бы в своем совершенстве и многое из того, что было достигнуто в модели его оболочки 1935 г.

Не останавливаясь на тех технических решениях Циолковского, которые сделаются уже предметом истории, конструктор найдет в существе его работ много того ценного, что определяет превосходство его научно-технической мысли над всем тем, что достигнуто до сих пор в дирижаблестроении.

III. ТОРЖЕСТВО ИДЕЙ ЦИОЛКОВСКОГО

Летно-эксплуатационные возможности дирижаблей-гигантов как мощных грузовозов, способных по несколько суток находиться в непрерывном полете и перекрывать при этом расстояния между любыми государствами и между любыми материками, заставили почти все крупные государства мира стремиться их создавать.

Однако решение этой проблемы оказалось делом нелегким. Государства, потерпевшие жестокие неудачи с применением дирижаблей, оканчивавшиеся катастрофами, сопровождавшимися, как правило, большими человеческими жертвами, видимо, почти потеряли надежду преодолеть обнаружившиеся при этом конструкторские, производственные и, особенно, эксплуатационные трудности.

В числе этих государств-неудачников оказались Франция, Англия, Италия и США; все они (кроме США) отказались от дальнейших работ по дирижаблестроению, особенно по проектированию дирижаблей-гигантов. Германия, которая также имела огромные потери (в 1937 г. погиб самый мощный в мире гигант-дирижабль «Гинденбург»), не пришла к пессимистическим выводам, а объявила о расширении программы цеппелиностроения.

Иностранная печать не раз утверждала, что воздушные корабли, способные целыми сутками плавать в воздухе, очень нужны как в мирных условиях жизни, так и на войне, но технике дирижаблестроения необходимо то новое, что внесло бы уверенность в летных возможностях кораблей, что гарантировало бы от роковых случайностей.

Авторы этих высказываний утверждали, что дирижабль не может конкурировать с самолетом: роль дирижабля начинается там, где кончается роль самолета.

Всем памятливы проводившиеся в 1930—1935 гг. мероприятия немцев по созданию с помощью цеппелинов-гигантов основных международных воздушных путей сообщения, связывающих Европу с Южной и Северной Америкой. Германия тогда успела уже оборудовать широко

раскинутую по земному шару сеть дирижабельных баз с эллингами и причальными мачтами. В Южной Америке эти базы опирались на организованную там немцами широкую сеть сообщений на самолетах; в Атлантическом океане создавались пловучие базы в виде специально оборудованных морских судов.

Не менее важную работу дирижабли могли бы выполнять и для сугубо мирных гражданских целей, на культурном фронте. Освоение сложнейших вопросов конструирования, производства и эксплуатации больших транспортных дирижаблей, доведение их применения до безаварийности, а самой конструкции до максимальной простоты и нетребовательности в эксплуатации, дали бы возможность организовать с помощью дирижаблей сеть путей сообщения, охватывающую все бездорожные и отдаленные районы земного шара. Это могло бы при известных условиях значительно ускорить темп культурного и экономического развития таких районов.

Все эти проблемы широкого применения дирижаблей стали бы общепризнанными и повсеместно завоевали бы себе безусловное доверие, если бы удалось свести до минимума случаи аварий и катастроф.

Подтверждением этих мыслей является та обширная программа дирижаблестроения с миллионными капиталовложениями, которая намечалась до 1935 г. в США, в Англии и в других государствах. Одной из основных причин срыва этой программы явилась неуверенность в возможности успешной эксплуатации кораблей обычной жесткой конструкции, не обеспечивающей всегда достаточной подъемной силы газа и не гарантирующей от пожара, особенно когда несущий газ — водород. Однако от этого сама потребность в транспорте такого вида, конечно, не уменьшилась.

В качестве основных требований к дирижаблям мировое общественное мнение стало выдвигать те положения, которые за 40 лет до этого сформулировал Циолковский, почти в тех же словах (только он не говорил о гелии)¹, а именно:

- а) исключить возможность пожара на корабле, заменив огнеопасный водород совершенно невоспламеняемым газом — гелием;
- б) улучшить качество материалов, идущих на строительство дирижаблей, сделав их легкими и прочными;
- в) усовершенствовать конструкцию корабля, сделав ее менее подверженной авариям от случайных условий эксплуатации;
- г) повысить полезную весовую отдачу дирижабля, обеспечив за ним свободу выбора маршрута в пути в зависимости от условий погоды;

¹ См., например, Карл Б. Фриче, Цельнометаллический воздушный корабль в «The Journal of the Royal Aeronautical Society», 1931. Русский перевод издан ОНТИ в 1934 г.

2 К. Э. Циолковский, т. III



- д) повысить срок уверенной эксплуатации дирижабля;
- е) сделать самую эксплуатацию более простой, а корабли — способными обходиться стоянками на открытом воздухе, на причальных мачтах;
- ж) уменьшить до предела эксплуатационные расходы, главным образом потерю газа, что особенно важно при переходе с водорода на гелий;
- з) всесторонне изучить самую эксплуатацию, чтобы довести все рейсовые полеты до полной безаварийности.

Высокие требования, предъявленные к дирижаблям, заставили передовых конструкторов критически отнестись к казавшимся непогрешимыми принципам конструирования дирижаблей-гигантов, основанным на системе Цепелина. Конструкторы стали понимать невыгодное с точки зрения проектирования воздушного корабля использование материала конструкции: только каркас корабля являлся силовой конструкцией, обеспечивавшей прочность корабля; остальной же материал конструкции корабля (например, газовые мешки, внешняя обтяжка корабля, составляющие значительную часть собственного веса дирижабля) в работе на прочность не участвовал и по идее конструкции не мог разделить работу с силовой конструкцией (металлическим каркасом).

Стремление конструкторов устранить этот недостаток и ввести в силовую схему конструкции по возможности всю массу материала корпуса привело их к мысли о целесообразности в больших кораблях делать весь корпус дирижабля цельнометаллическим.

Металлическая оболочка, соединенная со всеми деталями конструкции корпуса дирижабля, является также газоместителем. Подобный способ решения вопроса исключает такие не входящие в силовую схему элементы, как наружная обтяжка корабля и газовые мешки, и заставляет всю оболочку дирижабля работать под действием сил веса и аэродинамических нагрузок в полете.

В целом такое решение вопроса для большого дирижабля уменьшает собственный вес корабля.

Конструктивно удачное решение этой сложной технической задачи обещало сделать такие дирижабли больших объемов значительно большей грузоподъемности, чем цеппелины, с большим радиусом действия, с более высоким потолком и большей продолжительностью непрерывного полета.

Вопрос этот не мог так решаться с кораблями малых объемов, и он стал вполне реальным, когда осознана была выгода больших объемов кораблей и когда практически эти объемы выросли до сотен тысяч кубических метров.

Так передовая техническая мысль пришла к тому, что утверждал еще в конце прошлого века Циолковский: к выгоде в транспортной

эксплуатации лишь больших кораблей и к необходимости в этом случае строить их цельнометаллическими (вспомним «Железный воздушный корабль» Циолковского на 200 пассажиров).

Потребовалось сорок лет опыта, чтобы прийти к тем мыслям, которые были высказаны К. Э. Циолковским еще на заре управляемого воздухоплавания!

По признанию американских конструкторов, преимущества дирижаблей с металлической оболочкой, как это и утверждал Циолковский, заключаются в следующем¹.

1. Металлическая оболочка может быть абсолютно газонепроницаемой; в случае наполнения ее водородом не будет той диффузии (обычно наблюдаемой у дирижаблей с матерчатой оболочкой), которая опасна образованием близ оболочки корабля гремучей смеси, грозящей взрывом; в случае же наполнения корабля гелием, когда уже нет речи об огнеопасности, металлическая оболочка будет предохранять газ от загрязнения и утечки, что чрезвычайно важно вследствие высокой стоимости гелия.

2. Металлическая оболочка дирижабля делает корабль менее подверженным случайным повреждениям и поэтому более удобным в эксплуатации.

3. Такой дирижабль сможет в значительной степени (больше, чем обычные дирижабли) работать со стоянками на причальных мачтах, не боясь условий погоды и не требуя эллингов и мастерских на промежуточных остановках на линиях.

4. Такой дирижабль должен быть наиболее экономичным и иметь большой срок эксплуатационной службы.

5. Дирижабль этот должен быть наиболее безопасным для пассажиров, так как не разрушается от условий погоды, и более надежным для полетов над морем, чем существующие.

Всем тем, кто внимательно изучал труды Циолковского, легко приходят на память те же его высказывания.

Научно-техническая мысль с большим опозданием пришла к выводам Циолковского, но уже забыв об их авторе и не упоминая его имени.

Работы над конструированием дирижаблей с металлическими оболочками развернулись в СССР и в США, однако ряд побочных причин заставил свернуть эти работы, не доведя их до получения вполне законченных образцов больших металлических дирижаблей.

¹ См., например, объединенные К. Фриче в один труд статьи ряда инженеров, участвовавших в строительстве дирижабля МС-2, в журнале «Aeronautical Engineering» за 1931 г. Русский перевод Захарова издан под названием «Воздушное судно с металлической оболочкой», ОНТИ, Госмашметиздат, 1934.

Как уже было сказано, К. Э. Циолковский утверждал, что будущее принадлежит дирижаблям-гигантам, и притом цельнометаллическим.

Циолковский писал, что полной управляемости можно добиться и от матерчатых аэростатов, но безопасными могут быть только металлические воздушные корабли.

Имея в виду полную газонепроницаемость металлической оболочки, К. Э. предлагал наполнять газом непосредственно самую оболочку.

Циолковский, как известно, не ограничился лишь предложением металлической оболочки. Он разработал теорию «дышащей» металлической оболочки, т. е. способной в зависимости от поведения находящегося в ней газа изменять свой объем; дополнительно к этому, чтобы обеспечить устойчивое статическое равновесие корабля в полете без помощи балласта, К. Э. предложил подогревать газ в оболочке и дал теоретическую разработку этого вопроса.

Такая схема дирижабля Циолковского в случае удачной ее технической реализации обещала дешевые и простые в производстве дирижабли.

Однако при всей заманчивости такой конструкции ввиду неоспоримости ее эксплуатационных преимуществ реальное проектирование такого корабля с оболочкой переменного объема оказалось весьма трудным даже для самой передовой техники конца двадцатых и начала тридцатых годов нашего века.

Конструкторы металлических дирижаблей как в СССР, так и в США начали с минимальной программы усовершенствования дирижаблестроения, более простой для конструктора и исключавшей переменный объем оболочки.

Так, в США в 1929 г. был построен дирижабль МС-2 с металлической оболочкой, объемом 5600 м^3 .

Так как собственный вес самой конструкции поглотил собой почти всю грузоподъемность этого малого корабля (он оказался равным 4150 кг), дирижабль этот следует рассматривать лишь как летающую модель будущего большого цельнометаллического дирижабля.

Американские конструкторы, не пытаясь реализовать принцип «дышащей» оболочки Циолковского, ограничились схемой тонкой металлической оболочки, усиленной скрепленным с ней легким металлическим каркасом, состоящим из стрингеров и шпангоутов. Оболочка вместе с каркасом составила здесь такую же единую силовую конструкцию, как оболочка в дирижабле Циолковского.

Неизменяемость формы дирижабля и поддержание внутри оболочки необходимого сверхдавления газа достигнуты применением воздушных баллонов, которые в виде матерчатых мешков помещены внутри металлической оболочки. Опасность от возможного смешивания несущего

газа с воздухом внутри корабля здесь устранялась применением инертного газа гелия вместо огнеопасного водорода.

Пробная эксплуатация этого дирижабля подтвердила предположение о значительных преимуществах дирижаблей с металлической оболочкой.

По данным опыта эксплуатации этого дирижабля-модели были проведены расчеты для дирижабля такой же конструкции, но увеличенного до 200 000 м³ объема.

Подсчеты подтвердили как выигрыш в весе по сравнению с цепелином такого же объема, так и выигрыш в скорости. Решающим преимуществом дирижабля с металлической оболочкой, согласно сделанным расчетам, было признано то, что металлическая оболочка может выдерживать резкий рост сверхдавления газа; при этом в известных пределах общая прочность всей конструкции не только не уменьшается, а даже повышается. Поэтому командир корабля при вынужденных в полете рискованных маневрах всегда может увеличить запас общей прочности конструкции, подняв сверхдавление газа.

Принцип конструирования такого корабля вполне допускает постройку оболочки, наиболее отвечающей требованиям аэродинамики и сводящей до минимума лобовое сопротивление в полете. Расчеты дирижаблей больших объемов показали, что соображения К. Э. о возможности построить газонепроницаемую металлическую оболочку вполне реальны, что наибольшая выгода во всех отношениях от применения металлической оболочки возникает лишь для кораблей объемом 100 000 м³ и более, и что с дальнейшим ростом объема эта выгода увеличивается¹.

Этот последний вывод лишь повторяет аналогичное утверждение Циолковского, сделанное в девяностых годах прошлого столетия и изложенное в ряде его трудов.

Группа советских инженеров-дирижаблестроителей, также убедившихся на основании своих расчетов, что прогресс техники дирижаблестроения пойдет по пути создания нового типа дирижабля с металлической оболочкой, выполнила полный проект такого корабля объемом 8000 м³ и ряд опытных работ по нему.

Дирижабль этот должен был явиться большой летающей моделью будущего цельнометаллического корабля-гиганта. И здесь от всего проекта Циолковского брались пока лишь его научно обоснованные соображения о металлической оболочке, как силовой конструкции. Общая же схема конструкции нового дирижабля оставалась упрощенной.

Оболочка этого дирижабля строилась из листов нержавеющей стали толщиной 0,1 мм. Основным технологическим процессом постройки

¹ Имеются в виду расчеты конструкторов дирижабля ZMC-2, приведенные в их статьях в журнале «Aeronautical Engineering» за 1931 г. (см. сноску на стр. 19):

оболочки и осуществления всех соединений конструкции была принята рекомендованная Циолковским электросварка. По сравнению с применявшейся американцами клепкой электросварка явилась более надежной, так как швы получались более прочными и газонепроницаемыми, и позволила значительно ускорить рабочий процесс.

Задача постройки первого в мире дирижабля из нержавеющей стали решалась молодыми талантливыми советскими инженерами совершенно самостоятельно, с применением новых материалов и нового технологического процесса. Корпус корабля состоял из легкого каркаса и приваренной к нему оболочки. Таким образом, весь корпус являлся силовой конструкцией. Оболочка без каких-либо дополнительных внутренних мешков служила и газоместителем. Здесь еще не было попытки создать переменный объем оболочки, и для обеспечения постоянного внутреннего сверхдавления в оболочке в нее вводили два воздушных баллонета из материи; воздух в них нагнетался от пропеллера. Успешный ход работ по созданию этого первого советского дирижабля с металлической оболочкой подтверждал все предварительные соображения и расчеты конструкторов.

Всё, что было таким образом сделано в СССР и в США, представляло собой лишь часть того комплекса технических проблем, которые были подняты в трудах Циолковского. Здесь еще и в зародыше не было попытки реализовать расчеты К. Э. Циолковского, относящиеся к «дышащей» оболочке. До этого техника дирижаблестроения еще не дошла.

Безбаллонетный дирижабль, несомненно, представил бы собой значительный прогресс в технике дирижаблестроения. К. Э. Циолковский своими строгими расчетами дал один из вариантов решения этой проблемы. С развитием науки и техники могут возникнуть и новые решения вопросов дирижаблестроения.

Окончательная конструкция цельнометаллических кораблей во всех ее деталях ко времени возобновления транспортного дирижаблестроения оформится, конечно, в соответствии с новейшими достижениями инженерной науки и на основе анализа накопленного мирового опыта строительства и эксплуатации дирижаблей. Однако сейчас с полной уверенностью можно утверждать, что все основные мысли о практической возможности и экономической целесообразности строительства дирижаблей с металлической оболочкой, впервые сформулированные Циолковским, полностью подтвердились.

Совершенно бесспорно, что будущее за той системой дирижабля, где оболочка будет наиболее газонепроницаемой, наименее подверженной влиянию атмосферных условий, наиболее простой для ремонта, нетребовательной в эксплуатации, где конструкция будет наиболее выгоднейшей по весу и где, следовательно, корабль будет иметь наибольший полезный груз и наиболее выгоднейшие летно-эксплуатационные качества.

Таким наиболее совершенным воздушным кораблем ближайшего будущего представляется сейчас безбаллонетный дирижабль, имеющий цельнометаллический корпус с переменным объемом газоместности, как и утверждал Циолковский во всех своих трудах по дирижаблестроению.

Техническая мысль в США, опираясь на опыт своих работ с металлическим дирижаблем в 1929—1930 гг., стала утверждать тогда, что лучшим дирижаблем может быть лишь большой дирижабль с металлической оболочкой¹.

Циолковский еще в 1890 г. предвидел этот ход развития техники и на этом пути в своих научных трудах по расчету металлической оболочки переменного объема опередил мысль американских конструкторов. Он всем своим существом стремился обеспечить первенство своих соотечественников в обладании наиболее совершенными дирижаблями.

Необходимыми предпосылками для суждения о дальнейших перспективах дирижаблестроения должны явиться:

1) убеждение в необходимости в том или ином государстве иметь дирижабли;

2) техническая возможность соответствовать новым высоким требованиям надежной эксплуатации дирижаблей.

Первая из этих предпосылок имеется. Это доказано теми огромными капиталовложениями в дирижаблестроение, которые в течение многих лет делались в США, Англии, Германии, теми напряженными усилиями технической мысли, которые проявились при строительстве R-100 и R-101 в Англии, «Акрон» и «Мэкон» в США, LZ-127 и LZ-129 в Германии, теми огромными научно-исследовательскими работами, которые при этом производились, наконец, строительством дирижабельных баз на мировых воздушных путях сообщения.

Ведь не возникает сомнения в том, что если бы последние четыре дирижабля-гиганта не погибли², а выполняли бы те задачи, для которых они предназначались, то сейчас мы имели бы огромную сеть дирижабельных линий, связывающих Старый свет с Новым и метрополии ряда государств с их бывшими колониями; при этом, очевидно, не возникла бы мысль прекратить дальнейшее дирижаблестроение якобы ввиду ненужности или ввиду якобы низкого уровня летно-технических качеств дирижаблей (высота полета, скорость, радиус действия, грузоподъемность и др.).

Факт прекращения транспортного дирижаблестроения отнюдь не свидетельствует об отсутствии первой из приведенных выше предпосылок.

¹ Источники приведены в сносках к стр. 17, 19, 21.

² Имеются в виду: английский дирижабль R-101, объемом 148 000 м³ (погиб в 1930 г.), американские «Акрон» и «Мэкон», объемом по 184 000 м³ (погибли в 1933 и 1935 гг.) и немецкий «Гинденбург», объемом 200 000 м³ (погиб в 1937 г.).

Фактически решающей причиной приостановки повсюду дирижаблестроения являлось сомнение в надежности конструкции больших дирижаблей, неумение найти удачное техническое решение лучшей конструкции, которая гарантировала бы экипаж от так называемых случайностей в полете, неуверенность в собственных силах заинтересованных государств справиться с возросшими трудностями эксплуатации кораблей больших объемов.

Совершенно бесспорно, что проблема дальнейшего транспортного дирижаблестроения упирается в разрешение технической проблемы безаварийности дирижаблей.

Вопрос же безаварийности дирижаблей упирается в необходимость усовершенствовать конструкцию большого дирижабля и улучшить методы эксплуатации воздушных кораблей, в необходимость заменить огнеопасный газ водород инертным газом гелием в качестве несущего газа в дирижабле.

Передовая научно-техническая мысль вынуждена была отказаться от устаревшей (цеппелиновской) системы больших дирижаблей и искать выхода на пути решения проблемы цельнометаллического корпуса, на пути, указанном Циолковским. Здесь уместно вспомнить слова К. Э. Циолковского, дающие выход из тупика, в который зашло дирижаблестроение: «Полной управляемости можно добиться и от органических аэростатов, но безопасности и обширных практических применений — только от металлических воздушных кораблей»¹.

IV. ПРИЗНАНИЕ ТРУДОВ К. Э. ЦИОЛКОВСКОГО. ИСТОРИЧЕСКАЯ, НАУЧНАЯ И ПРАКТИЧЕСКАЯ ИХ ЦЕННОСТЬ

Когда произошла Великая Октябрьская социалистическая революция, Циолковскому было уже 60 лет.

После Октябрьской революции в жизни К. Э. произошла огромная перемена. Советская власть окружила его почетом и постоянным вниманием. Труды его получили полное признание.

Опыт всей истории дирижаблестроения и внимательный анализ всех усовершенствований в принятых на практике системах дирижаблей не только не заставили К. Э. изменить какие-либо из его выводов о цельнометаллическом дирижабле, а, наоборот, лишь убедили его в том, что в своих выводах и предложениях, начиная с 1890 г., он был прав.

В трудах Циолковского, написанных в советский период, повторяются основные положения его теории металлического аэростата, даны советы по практической организации опытных работ, критически рассмотрены

¹ К. Э. Циолковский. Простое учение о воздушном корабле. Калуга, 1904, стр. 103.

существовавшие системы дирижаблей и указаны ошибки в направлении начатых в СССР и за границей работ над дирижаблями с металлической оболочкой.

В последние годы жизни Циолковского в системе «Дирижаблестрой» под Москвой была создана группа инженеров по проектированию корабля системы Циолковского. В 1933 г. эта группа была преобразована в Бюро по постройке дирижабля Циолковского. При Бюро имелся опытный цех.

Первые две стальные модели оболочки объемом 1 и 13 м³ уже дали большой материал для разработки технологического процесса и для дальнейших проектных работ.

В 1933 г. Бюро разработало эскизный проект летающей модели объемом 3000 м³. Это был проект опытного дирижабля системы Циолковского. Задание на это проектирование было разработано Циолковским за год до начала работ. По этой программе намечались экспериментальные исследования различных способов соединения стальных листов, механических свойств гофра, прочности соединений отдельных деталей, поведения готовых уже оболочек при переменных нагрузках и др.

Кроме того, К. Э. составил программу работ, по которой предполагалось строительство ряда моделей всё более увеличивающихся размеров, со всё более полной отработкой отдельных элементов реальной конструкции.

Учитывая выраженные здесь требования К. Э., Бюро в 1934 г. спроектировало и в 1935 г. построило модель объемом 1000 м³ — прототип оболочки будущего цельнометаллического дирижабля Циолковского.

При постройке и испытаниях этой модели советские инженеры убедились в справедливости основных утверждений К. Э. о таких преимуществах цельнометаллического дирижабля, как полная газонепроницаемость, простота конструкции, простота строительства, позволяющая весь процесс производства и сборки оболочки ограничивать работой с плоскими поверхностями, возможность использования отходящих газов мотора для подогрева несущего газа с целью регулирования величины подъемной силы дирижабля в полете и др.

Успех работ с этой большой моделью позволил Бюро развернуть широкие исследования по углубленной разработке теории дирижабля Циолковского, по детальной конструктивной разработке отдельных элементов и узлов дирижабля, по освоению технологического процесса производства и сборки корабля, по новой организации производственной базы и по специальной подготовке кадров.

Первоначальное творчество Циолковского (1886—1892), при всей силе основного содержания его идей и теоретических разработок, существо которых не утратило своей остроты и сейчас, а в некоторой

части даже стало наиболее актуальным, не могло, конечно, не быть на уровне развития техники своей эпохи, значительно ниже по сравнению с современным.

Читатель первоначальных трудов Циолковского, уже знакомый с теорией вопроса по современной специальной литературе и с трудами К. Э. последнего периода его жизни, с интересом увидит здесь ход мысли ученого-самоучки от исходных сведений по аэродинамике и некоторых других наук до таких вопросов теории упругости, над разрешением которых надо еще много поработать современной науке.

Смелое сочетание передовых мыслей в области физики и термодинамики с высокими требованиями к машиностроительной промышленности дало основание автору еще в 1892 г. выдвинуть проект корабля, который мог бы оказаться наиболее совершенным и безаварийным.

Поднятые Циолковским такие проблемы, как подогрев газа в корабле, использование упругих свойств металла и другие, являются теми проблемами, над полным решением которых придется немало еще поработать ученым и инженерам настоящего, а может быть, и следующего поколения.

Особую практическую ценность представляет собой творчество Циолковского в области цельнометаллического дирижабля именно в настоящее время, когда поборники старой системы в дирижаблестроении не видят выхода из тех затруднений, перед которыми они оказались.

Пока жизнь довольствовалась дирижаблями сравнительно малых объемов, от соображений Циолковского отмахивались, как от ненужных. Но сейчас, когда ни одна из принятых ранее конструкций дирижаблей уже не соответствует возросшим задачам и высоким требованиям эксплуатации, нет другого выхода, как взяться за изучение той системы больших дирижаблей, которая еще не была реализована.

Удачная техническая реализация принципов дирижабля Циолковского в корне разрешила бы все те затруднения, которые встали в последнее время перед транспортным дирижаблестроением:

- 1) цельнометаллическая оболочка дает наибольшую гарантию прочности газоместности корабля;
- 2) изменяющийся объем оболочки, приспособляющейся к поведению газа внутри корабля, исключает усложняющие конструкцию воздушные баллонеты и гарантирует чистоту газа;
- 3) подогрев газа в корабле облегчает маневры по высоте;
- 4) наивыгоднейшая весовая отдача такого корабля может повысить потолок дирижабля до 10 000 м.

Для реального проектирования и последующего строительства дирижаблей надо глубоко разработать в свете современной науки и техники ряд новых научно-технических проблем.

Радикального решения требует проблема несущего газа: огнеопасный водород должен быть заменен гелием.

Большую работу предстоит выполнить и по согласованию творческой деятельности конструктора с требованиями практической эксплуатации.

Циолковский еще в период первых своих работ по воздухоплаванию проницательно видел технику будущего и будущие потребности в воздушном транспорте. Он указал путь развития дирижаблестроения на много лет вперед. Его труды и в настоящее время являются ярким маяком в науке, к которому обращаются взоры ученых и конструкторов, призванных дать людям надежный транспортный дирижабль.

ТРУДЫ

Н. Э. ЦИОЛКОВСКОГО

ТРУДЫ К. Э. ЦИОЛКОВСКОГО

1. Сила действия реактивной струи зависит от скорости истечения газа из сопла. При этом действие на аппарат равно по величине и противоположно по направлению действию силы сопротивления среды. Если реактивной силой пренебречь, то аппарат будет двигаться по прямой.

2. Сила действия реактивной струи зависит от скорости истечения газа из сопла и от площади поперечного сечения сопла.

3. Движение аппарата зависит от направления струи и от скорости истечения газа из сопла. Если реактивной силой пренебречь, то аппарат будет двигаться по прямой. Если реактивной силой пренебречь, то аппарат будет двигаться по прямой.

$$Q_{\text{реакт}} = Q_{\text{с}} + \gamma \cdot V + Q_{\text{ср}}$$

4. Состояние аппарата зависит от направления струи и от скорости истечения газа из сопла. Если реактивной силой пренебречь, то аппарат будет двигаться по прямой.

$$Q_{\text{с}} = Q_{\text{ср}} = \gamma \cdot V = Q_{\text{с}} + \gamma \cdot V + Q_{\text{ср}}$$

$$\gamma \cdot V (\gamma_1 - \gamma_2) = Q_{\text{с}} + Q_{\text{ср}}$$

1. ТЕОРИЯ АЭРОСТАТА *

1. УСЛОВИЯ РАВНОВЕСИЯ, ПОДНЯТИЯ И ОПУСКАНИЯ АЭРОСТАТА

Основные формулы

1. Силы, действующие на аэростат, разделяются на две главные группы. Первая действует по направлению, противоположному тяжести, и, следовательно, поднимает или стремится поднять аэростат. Величина этой поднимающей силы определяется на основании закона Архимеда формулой

$$Q_{\text{п}} = \gamma_{\text{в}} U;$$

где буквы означают последовательно: Архимедову поднимающую силу, плотность воздуха и объем аэростата.

2. Действие других сил совпадает с направлением тяжести и состоит из веса конструкции аэростата $Q_{\text{к}}$ и веса заключенного в нем легкого газа $Q_{\text{г}}$. Вес пассажиров, топлива и вес других всевозможных грузов мы обозначим просто через $Q_{\text{гр}}$. Таким образом, опускающая сила $Q_{\text{оп}}$ выразится уравнением

$$Q_{\text{оп}} = Q_{\text{к}} + \gamma_{\text{г}} \cdot U + Q_{\text{гр}}.$$

3. Соотношение между опускающей и поднимающей силами аэростата определит его поднятие, опускание и равновесие. Условие равновесия определяется уравнением

$$Q_{\text{п}} = Q_{\text{оп}} = \gamma_{\text{в}} U = Q_{\text{к}} + \gamma_{\text{г}} U + Q_{\text{гр}}$$

или

$$U (\gamma_{\text{в}} - \gamma_{\text{г}}) = Q_{\text{к}} + Q_{\text{гр}}.$$

* 1886 г.; 1905—1908 гг.

Звездочка (*) обозначает наличие примечания редакции в конце книги, либо под текстом.

4. Если это уравнение не удовлетворяется, то аэростат или поднимается, или опускается. В таком случае равнодействующая R будет равна следующему выражению

$$R = Q_{\text{п}} - Q_{\text{оп}} = (\gamma_{\text{в}} - \gamma_{\text{г}})U - Q_{\text{к}} - Q_{\text{гр}}$$

и составляет разность между силами, поднимающими аэростат и опускающими его. Когда она положительна, аэростат поднимается, когда отрицательна — аэростат опускается, когда она равна нулю — аэростат находится в равновесии.

Влияние температуры и давления на величины, входящие в предыдущие формулы

5. Величины в данных нами уравнениях вообще переменны. Так, плотность воздуха, плотность газа и объем аэростата зависят от температуры вне и внутри оболочки аэростата, а также и от давления вне и внутри оболочки, а то и другое в свою очередь зависит от климатических, метеорологических и других влияний (например, от высоты аэростата над уровнем океана).

6. Из физики известно, что изменения величин U , $\gamma_{\text{в}}$ и $\gamma_{\text{г}}$ выражаются следующими функциями абсолютной температуры T и давления p :

$$7. \quad \gamma_{\text{в}} = \gamma_{\text{в}_0} \cdot \frac{p_{\text{в}}}{p_0} \cdot \frac{T_0}{T_{\text{в}}},$$

$$8. \quad \gamma_{\text{г}} = \gamma_{\text{г}_0} \cdot \frac{p_{\text{г}}}{p_0} \cdot \frac{T_0}{T_{\text{г}}},$$

$$9. \quad U = U_0 \cdot \frac{p_0}{p_{\text{г}}} \cdot \frac{T_{\text{г}}}{T_0},$$

так как плотность всякого газа $\gamma_{\text{г}}$ пропорциональна производимому на него давлению $p_{\text{г}}$ и обратно пропорциональна его абсолютной температуре $T_{\text{г}}$, а зависимость объема газа U от этих величин обратная.

10. В этих формулах p_0 означает давление газа или воздуха на единицу площади при нормальной температуре (0°C) и давлении 760 мм рт. ст.; U_0 — объем всего газа при тех же условиях; T_0 — абсолютная температура нуля, равная 273°K .

11. Вообще абсолютная температура

$$T = t + 273,$$

где t — температура по Цельсию.

Впрочем, в последних формулах можно подразумевать какие угодно давления, температуры, объемы и плотности, лишь бы величины эти, например T_0 , U_0 , γ_0 и p_0 , были соответствующие, т. е. объем U_0 должен относиться к температуре T_0 , плотности γ_0 и давлению p_0 .

12. Теперь из уравнения (4), исключив переменные с помощью уравнений (7), (8) и (9), получим

$$R = U_0 \left[\gamma_{B_0} \left(\frac{p_B}{p_T} \right) \left(\frac{T_T}{T_B} \right) - \gamma_{T_0} \right] - Q_K - Q_{гр}.$$

13. Из этого уравнения видим, что равнодействующая R не изменяет своей величины, когда температуры неизменны, но давления изменяются, оставаясь равными между собой, что имеет место при беспрепятственном изменении объема аэростата или когда его оболочка свободно изменяет свой объем. Равнодействующая также не изменяется, если отношение p_B/p_T сохраняется неизменным, т. е. когда внешнее давление в определенное число раз больше или меньше внутреннего давления, хотя как то, так и другое может безгранично изменяться. Этот случай бывает тогда, когда объем аэростата или газа можно искусственно изменять, а вместе с тем — и давление внутреннего газа. Этот случай практического значения как будто не имеет.

14. Равнодействующая не изменяется и при изменении температур, если только они равны вне и внутри аэростата; такое положение имеет место днем и ночью в пасмурную погоду, когда аэростат не изменяет высоты своей над уровнем моря. Также она не изменяется, когда температуры вне и внутри различны, но отношение абсолютных температур T_T/T_B сохраняется неизменным. Такой случай может быть применен ко всякому аэростату.

15. Наконец, равнодействующая неизменна, когда и давления и температуры различны, но отношения p_B/p_T и T_T/T_B неизменны, или когда отношение произведений $p_B T_T / p_T T_B$ сохраняет свою величину. Заметим, что из формул (7) и (8) следует

$$16. \quad \frac{\gamma_B}{\gamma_T} = \frac{\gamma_{B_0}}{\gamma_{T_0}} \cdot \left(\frac{p_B T_T}{p_T T_B} \right).$$

Следовательно, вместо последнего условия постоянства равнодействующей можем принять другое: для сохранения величины R нужно, чтобы отношение плотностей воздуха и газа γ_B/γ_T не изменялось.

Стенки аэростата могут свободно сжиматься и раздаваться

17. В таком аэростате внешнее давление атмосферы p_B можно принять равным внутреннему давлению газа p_T ; тогда формула (12) примет вид:

$$R = U_0 \left[\gamma_{B_0} \left(\frac{T_T}{T_B} \right) - \gamma_{T_0} \right] - Q_K - Q_{гр}.$$

18. Отсюда видно, что равнодействующая R сохраняет свою величину, если отношение абсолютных температур $\frac{T_B}{T_G}$ будет постоянно, как бы при этом ни изменялись давление воздуха и газа, а следовательно, и объем его или аэростата.

19. Так как $\frac{T_G}{T_B} = 1 + \frac{T_G - T_B}{T_B}$, то постоянство равнодействующей можно обусловить еще постоянством отношения $\frac{T_G - T_B}{T_B}$, т. е. постоянством отношения разности температур вне и внутри аэростата к абсолютной температуре воздуха.

20. Пусть, например, температура воздуха по Цельсию будет последовательно: 0, 5, 10, 15, 20, 25, 30, 35, 40° (абсолютная температура будет на 273° больше). Температура газа, положим, будет вначале, или при 0°С, на 10° больше; тогда эта разность температур, для сохранения величины равнодействующей, будет возрастать при повышении температуры воздуха, но весьма незначительно: именно, она последовательно будет: 10,0; 10,2; 10,4; 10,6; 10,7; 10,9; 11,1; 11,3; 11,5°.

21. При понижении температуры воздуха она должна также незначительно уменьшаться.

Итак, температура окружающей аэростат атмосферы может чрезвычайно сильно колебаться; разность же температур, при условии сохранения величины равнодействующей, должна колебаться весьма мало.

На основании сказанного, для постоянства равнодействующей, найдем:

$$\frac{T_G - T_B}{T_B} = \text{const};$$

отсюда легко при разных данных температурах воздуха T_B вычислить разность $T_G - T_B$, что мы сейчас и сделали.

22. Простейший случай получим, когда не только давление вне и внутри будет одинаково, но когда и температуры равны или разность температур равна нулю.

Тогда уравнение (17) или (12) даст

$$R = U_0(\gamma_{в_0} - \gamma_{г_0}) - Q_k - Q_{гр}.$$

23. В это уравнение не входят ни температура, ни давление, а потому можем сказать: температура и давление не имеют никакого влияния на равнодействующую — на ее знак и величину.

Таким образом, если аэростат, свободно изменяющий свой объем, поднимается, то он и вечно будет подниматься под действием постоянной силы; если — опускается, то и будет опускаться с неизменной

силой; если сохраняет равновесие ($R=0$), то оно не нарушится, когда температура или давление, или то и другое вместе претерпевают какие бы то ни было изменения или когда аэростат посторонней силой будет перенесен в такую среду, где температура и давление совершенно другие, лишь бы температура воздушной среды не разнилась от температуры заключенного в аэростате газа.

24. Все это справедливо, как мы видели (21), и в случае неодинаковой температуры, если только разность $T_{\Gamma} - T_{\text{В}}$ немного изменяется сообразно изменению температуры воздуха; когда она повышается, разность немного должна возрасти, когда понижается, разность должна уменьшиться. Точнее это выражено в параграфах 18 и 19.

25. Когда объем аэростата под напором легкого газа свободно изменяется, то для величины равнодействующей имеем формулу (17). При незначительных изменениях температур газа и воздуха легко получить изменения подъемной силы аэростата, дифференцируя уравнение (17):

$$dR = U_0 \gamma_{\text{В}} \frac{T_{\Gamma}}{T_{\text{В}}} \left(\frac{\partial T_{\Gamma}}{T_{\Gamma}} - \frac{\partial T_{\text{В}}}{T_{\text{В}}} \right).$$

26. Отсюда следует, что при увеличении температуры газа подъемная сила пропорционально возрастает, а при увеличении температуры воздуха подъемная сила уменьшается. Понятно, что давление атмосферы, равное давлению внутреннего газа, никакого влияния на величину равнодействующей не имеет.

27. Из формул (1), (7) и (9) получим для выражения поднимающей силы Q_{Π} уравнение

$$Q_{\Pi} = \gamma_{\text{В}} U_0 \frac{T_{\Gamma}}{T_{\text{В}}} \cdot \frac{p_{\text{В}}}{p_{\Gamma}}.$$

28. Но вследствие свободного расширения аэростата $p_{\text{В}} = p_{\Gamma}$, а потому формулу (25) можем написать так:

$$dR = Q_{\Pi} \left(\frac{\partial T_{\Gamma}}{T_{\Gamma}} - \frac{\partial T_{\text{В}}}{T_{\text{В}}} \right).$$

29. Отсюда легко видеть отношение приращения подъемной силы dR к ее полной величине Q_{Π} . Если, например, абсолютная температура газа и воздуха была сначала одинакова, например, 300° ($273^{\circ} + 27^{\circ}$), а потом увеличилась на 1° , то относительное увеличение подъемной силы в случае повышения температуры газа составит $1/300$. При таком же повышении температуры воздуха она уменьшится на $1/300$.

30. Неизменяемость подъемной силы обуславливается равенством

$$\frac{\partial T_{\Gamma}}{T_{\Gamma}} = \frac{\partial T_{\text{В}}}{T_{\text{В}}}, \text{ или } \frac{\partial T_{\Gamma}}{\partial T_{\text{В}}} = \frac{T_{\Gamma}}{T_{\text{В}}},$$

полученным от приравнения второй части равенства (28) нулю.

31. Температура воздуха и газа меняется каждую секунду естественным образом. Если это изменение происходит одновременно и одинаково как для газа, так и для воздуха или подчиняется условию (30), то такое изменение не может нарушить величины равнодействующей, или равновесие аэростата. Равные температуры внутри и вне аэростата бывают обыкновенно днем и ночью при пасмурной погоде.

32. В противном случае они неодинаковы и не подчиняются строго закону (30). Разница между температурами газа и воздуха будет зависеть днем от степени прозрачности воздуха, от облачности, от высоты солнца, от положения аэростата относительно направления солнечных лучей, от состояния поверхности оболочки, от степени покрытия ее снегом или влагой. Днем при ясном небе температура газа вследствие нагревания оболочки солнцем будет вообще выше градусов на 20. На разницу температур также окажет влияние быстрота самостоятельного горизонтального движения аэростата, а также быстрота взлета его или опускания.

33. Ночью, при ясном небе, температура газа вообще ниже температуры окружающего воздуха, что зависит от охлаждения оболочки путем лучеиспускания. Разница эта также зависит от степени прозрачности воздуха, от облачности, от состояния оболочки аэростата, от близости к земной поверхности, от состояния этой поверхности или от температуры ее, что имеет влияние и днем, от движения аэростата и пр.

34. Отсюда видно, что как днем, так и ночью, кроме исключительных условий, подъемная сила аэростата, или равнодействующая, должна непрерывно изменяться. Также достигнутое нагрузкой равновесие воздушного корабля от метеорологических и топографических влияний должно непрерывно нарушаться, так что высота аэростата над уровнем океана должна постоянно меняться.

35. Но у нас есть возможность противодействовать всем этим влияниям, нарушающим равновесие воздушного корабля, искусственным изменениям температуры газа. Для этого температура газа T_g держится искусственно значительно выше температуры окружающего аэростат воздуха. Когда нужно, температура газа понижается посредством убавления притока тепла внутрь аэростата или еще более повышается посредством усиления притока тепла. Тогда мы достигнем постоянства T_g/T_v , а следовательно, и постоянства равнодействующей R . Таким образом, если она равна нулю, то аэростат будет сохранять равновесие, несмотря на метеорологические и другие влияния.

Объем газа или объем аэростата не может изменяться

36. Положим, что объем газоместителя не может ни увеличиваться, ни уменьшаться. Первое бывает тогда, когда аэростат наполнен совершенно; то и другое вместе также может быть, когда стенки газоме-

стилица вследствие своей жесткости, толщины перегородок и т. п. сопротивляются сближению.

Чаще это бывает тогда, когда давление внутри оболочки значительно выше, чем снаружи.

Тогда внутреннее давление газа препятствует до известного предела уменьшению объема аэростата.

Из формулы (4) найдем

$$R = \gamma_B U - \gamma_T U - Q_N - Q_{TP}.$$

37. В уравнении будут только две переменные величины: R и γ_B . Поэтому приращение Δ равнодействующей будет равно:

$$\Delta R = U \Delta \gamma_B.$$

Следовательно, равнодействующая увеличивается с увеличением плотности окружающего аэростат воздуха.

38. Допустим, например, что равнодействующая R равна нулю, т. е. аэростат находится в равновесии.

Тогда это равновесие может нарушиться от следующих причин:

а) от увеличения плотности окружающего аэростат воздуха, вследствие чего аэростат будет подниматься, пока плотность не уменьшится на ту же величину $\Delta \gamma_B$;

б) от уменьшения [плотности воздуха, отчего аэростат опустится до слоя воздуха с первоначальной плотностью.

39. Сказанное можно выразить в зависимости от изменения температуры и давления воздуха.

Дифференцируя уравнение (7), найдем

$$d\gamma_B = \gamma_{B_0} \frac{T_0}{T_B} \cdot \frac{P_B}{P_0} \left(\frac{\partial P_B}{P_B} - \frac{\partial T_B}{T_B} \right).$$

Отсюда видно, что с увеличением барометрического давления (при неизменной температуре) плотность воздуха, а следовательно, и равнодействующая увеличиваются, отчего аэростат должен подниматься, если ранее находился в равновесии.

С возрастанием температуры воздуха плотность его, а следовательно, и равнодействующая должны уменьшиться, вследствие чего аэростат должен опускаться, если ранее находился в равновесии. Понижение температуры вызывает обратное явление.

40. При одновременном изменении температуры и давления воздуха равнодействующая останется прежней, или равновесие не нарушится, при условии (39)

$$\frac{\partial P_B}{P_B} = \frac{\partial T_B}{T_B},$$

т. е. относительные приращения температуры и давления должны быть одинаковы.

При увеличении давления и уменьшении температуры, понятно, равнодействующая дважды получает приращение.

41. На основании уравнения (7) формулу (39) преобразуем так:

$$d\gamma_B = \gamma_B \left(\frac{\partial p_B}{p_B} - \frac{\partial T_B}{T_B} \right),$$

а умножая обе части уравнения на объем U , получим

$$U d\gamma_B = U \gamma_B \left(\frac{\partial p_B}{p_B} - \frac{\partial T_B}{T_B} \right).$$

Поэтому на основании уравнения (4) скажем: относительное приращение подъемной силы к полной поднимающей силе выражается формулой

$$\frac{U d\gamma_B}{U \gamma_B} = \frac{dQ_{II}}{Q_{II}} = \frac{\partial p_B}{p_B} - \frac{\partial T_B}{T_B}.$$

42. Мы говорим про давление воздуха p_B , окружающего аэростат. Но давление это у разных частей аэростата неодинаково. В верхних его частях оно меньше, чем в нижних. Можно подразумевать под величиной p_B среднее давление. Кроме того, давление внутреннего газа также не может считаться одинаковым в разных частях внутри аэростата, оно еще зависит от степени выполнения оболочки. Поэтому наше положение относительно аэростата со свободно изменяющимся объемом не совсем точно.

Давление вне (p_B) может быть только приблизительно равно давлению внутри (p_r). Также выполненный и раздутый аэростат не может, говоря строго, сохранять свой объем неизменяемым, несмотря на изменение разности давления вне и внутри аэростата.

Из всего этого видно, что наши предыдущие формулы не могут считаться идеально точными. Они представляют только один шаг к познанию некоторых истин. Другой шаг может еще их к нам приблизить, но тогда уже формулы будут значительно сложнее.

43. Для полноты картины мы тут привели и формулы, относящиеся к аэростату, не изменяющему свой объем, но такой аэростат на практике не выдерживает критики. Действительно, такой аэростат должен быть раздут так, чтобы давление газа внутри было значительно больше, чем наружное давление воздуха. Эта разность давлений требует особенной крепости оболочки. Кроме того, возрастание этой разности вследствие повышения внутренней температуры и вследствие понижения

барометрического давления (или поднятия аэростата) способствует разрыву оболочки или, в лучшем случае, потере газа.

Постоянство объема газа лишает также аэростат способности изменять свою подъемную силу или сохранять равновесие посредством изменения температуры этого газа без потери балласта и газа.

II. ИЗМЕНЕНИЕ ОБЪЕМА АЭРОСТАТА

44. На практике аэростат не может беспредельно увеличивать свой объем, и потому мы определим, на какую именно величину должен увеличиваться этот объем от влияния действующих на земле и в полете сил. Это очень важно, так как незнание величины расширения заключенного в оболочке газа может повлечь за собой разрыв ее или потерю газа — в случае исправного действия предохранительного клапана.

45. Если при абсолютной температуре газа T_0 и давлении p_0 объем газа будет U_0 , а при другой температуре его T и другом давлении p объем газа будет U , то имеем на основании известных свойств газов

$$\frac{U}{U_0} = \frac{T}{T_0} \cdot \frac{p_0}{p}$$

Эта формула показывает, какая часть полного объема U_0 аэростата должна наполняться при изменении величин T_0 и p_0 на T и p .

Если бы температура газа и давление, под которым он находится, не изменялись, то было бы выгоднее всего наполнять аэростат газом до последней возможности — лишь бы оболочка не лопнула. Но давление газа и его температура могут изменяться от явлений метеорологических и искусственно, а затем также при поднятии.

Температура газа и воздуха одинакова

46. Рассмотрим влияние барометрического давления. Барометрические колебания возрастают от экватора Земли к ее полюсам; но даже на широте 65° они не достигают 75 мм. Поэтому

$$\frac{p_0}{p} > \frac{720}{795} = 0,9057.$$

Следовательно, по этой причине, предполагая температуру постоянной, можно наполнять только около $\frac{9}{10}$ объема аэростата.

47. Влияние температуры гораздо значительнее.

Наибольший замеченный на поверхности земли холод выражается температурой -55°C ; наибольшая температура воздуха в тени $+47^\circ\text{C}$.

Амплитуда более 100° . Отношение абсолютных крайних температур будет:

$$\frac{T}{T_0} = \frac{27^\circ - 55}{273 + 47} = 0,680.$$

Значит, наполняться по этой причине может только около $\frac{2}{3}$ наибольшего объема газоместиллица.

48. Приняв в расчет обе причины, найдем

$$\frac{U}{U_0} = 0,618,$$

т. е. немного более $\frac{3}{5}$ всего объема.

49. Отсюда видно, что нельзя аэростат наполнить раз навсегда для всех перемен температур и давлений, потому что это будет чересчур невыгодно при высоких давлениях и низких температурах. Действительно, хотя подъемная сила все время остается неизменной, но надо, чтобы она была возможно большей. Из сказанного не следует, что относительное количество газа при наполнении должно составлять $\frac{3}{5}$. Это количество, конечно, зависит от температуры и давления при наполнении.

Если в формуле (45) введем вместо T_0 возможную высшую (большую) температуру T_{\max} , а вместо p_0 возможное низшее давление p_{\min} , то получим

$$\frac{U}{U_0} = \frac{T}{T_{\max}} \cdot \frac{p_{\min}}{p_0}.$$

Это уравнение показывает относительное наполнение аэростата при температуре T и давлении p .

50. Например, $T_{\max} = 47^\circ \text{C}$, $p_{\min} = 730$ мм рт. ст.; наполняем аэростат при 0°C и при давлении 760 мм рт. ст.; тогда найдем

$$\frac{U}{U_0} = \frac{273}{47 + 273} \cdot \frac{730}{760} = 0,82,$$

или наполнять должно аэростат примерно на $\frac{4}{5}$ полного объема.

Равнодействующая постоянна

51. Мы не приняли тут в расчет нагревание аэростата солнечными лучами и охлаждение его путем лучеиспускания, вследствие чего температура его не равна температуре воздуха.

Но мы видели, что, регулируя температуру внутри аэростата, можно добиться постоянства равнодействующей (4) или (что то же) постоянства поднимающей силы (1).

Из формулы (1) найдем $U = \frac{Q_{\Pi}}{\gamma_{\text{в}}}$, где поднимающая сила Q_{Π} по условию есть величина постоянная.

Значит, объем будет изменяться обратно пропорционально плотности окружающего оболочку воздуха.

52. Исключая из последней формулы γ_B посредством уравнения (7), получим

$$U = \frac{Q_{II}}{\gamma_{B_0}} \cdot \frac{p_0}{p_B} \cdot \frac{T_B}{T_0},$$

или зависимость объема от изменения температуры T_B и давления p_B воздуха.

В течение нескольких часов полета температура воздуха, в особенности же его давление (показание барометра), не может много измениться.

Итак, в случае регулирования температуры только от этих мало изменяющихся условий зависит изменение объема аэростата, а не от нагревания его солнцем, затемнения облаками, охлаждения ночью и т. д.

53. Дифференцируя последнее уравнение относительно переменных T_B и p_B , получим

$$dU = \frac{Q_{II}}{\gamma_{B_0}} \cdot \frac{p_0}{p_B} \cdot \frac{T_B}{T_0} \left(\frac{\partial T_B}{T_0} - \frac{\partial p_B}{p_B} \right).$$

54. С помощью уравнения (52) можем из этого уравнения исключить подъемную силу Q_{II} ; тогда получим

$$\frac{dU}{U} = \frac{\partial T_B}{T_B} - \frac{\partial p_B}{p_B}.$$

стало быть, относительное изменение объема выражается относительным изменением температуры без (минус) относительного изменения давления; например, при 0°C (273°) увеличение температуры на 10°C вызывает относительное изменение объема на $10/273$, или около $1/27$. Уменьшение давления на 10 мм рт. ст., при первоначальном давлении 760 мм рт. ст., вызовет еще увеличение объема на $1/76$.

Вертикальные перемещения аэростата как причина изменения его объема

55. Еще значительное изменение объема газа от поднятия и опускания аэростата, делать же это приходится в силу многих причин. Так, при перелете через горы, при остановках на высоких и низких местах земли, для достижения благоприятного воздушного течения и благоприятной температуры воздуха иногда выгодно, а иногда необходимо воздушному кораблю совершать вертикальные передвижения.

Определим зависимость между высотой H места над уровнем океана, его температурой, давлением и разрежением или плотностью воздуха в этом месте.

56*. Все знают, что температура воздуха убывает с возвышением места над уровнем моря. Но закон этого изменения температуры не открыт. Полагают на основании наблюдений, что понижение температуры приблизительно пропорционально высоте поднятия и составляет около 5°C на 1 км восхождения. Понижение температуры с возвышением места и обратно можно объяснить разными способами.

57. С точки зрения механической теории тепла молекулы газов при движении вниз ускоряют свое движение, вследствие чего температура газа повышается. При обратном движении от действия земного притяжения эта скорость уменьшается, что соответствует понижению температуры. Вычисления показывают, что степень понижения тепла будет пропорциональна повышению места и не зависит от амплитуды колебания газовых молекул, но величина этого понижения пропорциональна молекулярному весу газа.

58. Так, для кислорода найдем около 10°C на 1 км поднятия, а для водорода (если бы атмосфера наша была водородная) — в 16 раз меньше, т. е. менее 1°C на 1 км.

Вычисления эти не вполне оправдываются, потому что солнце не нагревает равномерно верхние и нижние слои воздуха. Неравномерность температур поэтому еще должна возрасти. Кроме того, не оправдываются эти вычисления потому, что нижние слои воздуха и самая поверхность земли путем лучеиспускания стремятся непрерывно нагревать верхние, менее нагретые слои. Эфирные волны стремятся восстановить равновесие температур, нарушенное непрерывным действием тяжести на падающие и поднимающиеся молекулы воздуха.

Потому-то и не оправдывается теоретический закон понижения температуры пропорционально поднятию, а также и величина понижения в 10°C на 1 км поднятия.

Слои облаков, разная степень влажности воздуха и множество других факторов делают закон понижения капризным и неуловимым, как погода.

59. С этой же точки зрения можно объяснить и повышение температуры земли в связи с углублением. Молекулярный вес сложных земных пород гораздо больше, чем воздуха, и потому понижение должно быть гораздо значительнее. Возьмем, например, окись алюминия, или глинозем, Al_2O_3 . Вес молекулы равен 102. Вес же молекулы кислорода O_2 равен 32; следовательно, он раза в три меньше, а потому повышение температуры глинозема будет в три раза больше, чем в атмосфере, т. е. около 30°C на 1 км; это оправдывается почти точно; теплопроводность раздробленных частиц почвы очень мала, и потому нижние нагретые слои мало нагревают верхние.

60. Но вернемся к воздуху. Можно с другой точки зрения объяснить закон понижения температуры с поднятием.

Понижение температуры зависит от поглощения воздухом тепла вследствие совершения им работы при поднятии и расширении. Воздух имеет не только горизонтальное движение, но и вертикальное; которое и должно сопровождаться сжатием и расширением, а следовательно, нагреванием или охлаждением его.

61. Если основываться только на этом и предполагать, что верхние слои не нагреваются вследствие лучеиспускания от теплых нижних слоев и от других причин, то можно теоретически прийти опять к прежнему закону и коэффициенту (10°C).

Имеем $\frac{U}{U_1} = \frac{\gamma_1}{\gamma}$, где одна и та же масса газа сначала имеет объем U_1 и плотность γ_1 , а потом объем U и плотность γ .

62. Далее, обозначив теплоемкость газа при постоянном объеме или его удельную теплоту через c_v , а механический эквивалент теплоты через M_e , получим на основании закона сохранения энергии

$$pdU = -U\gamma_1 c_v \frac{1}{M_e} dT.$$

Тут p есть упругость газа или давление на единицу площади при его объеме U и абсолютной температуре T .

63. Но

$$p = p_1 \cdot \frac{T}{T_1} \cdot \frac{U_1}{U};$$

тут p_1 соответствует U_1 и T_1 .

Следовательно,

$$\frac{p_1}{U} \cdot \frac{T}{T_1} dU = -\gamma_1 c_v \frac{1}{M_e} dT,$$

или, разделяя переменные, найдем

$$64. \quad \frac{dU}{U} = -\frac{\gamma_1}{p_1} c_v \frac{1}{M_e} T_1 \frac{dT}{T}.$$

Положив $\frac{\gamma_1}{p_1} c_v \frac{1}{M_e} T_1 = \text{const}$, имеем

$$65. \quad -\text{const} \cdot \frac{dT}{T} = \frac{dU}{U}.$$

Интегрируя это уравнение и определяя постоянное, вычислим

$$66. \quad \text{const} \cdot \ln\left(\frac{T_1}{T}\right) = \ln\left(\frac{U}{U_1}\right);$$

из последней формулы получим

$$67. \quad \frac{U}{U_1} = \left(\frac{T_1}{T}\right)^{\text{const}} \quad \text{и} \quad \frac{T}{T_1} = \left(\frac{U_1}{U}\right)^{\frac{1}{\text{const}}}.$$

68. Формулы (67) дают возможность узнать понижение температуры воздуха по данному его разрежению U/U_1 и наоборот. Предполагая атмосферу состоящей из любого «постоянного» газа, заметим, что величина const (64), по известным свойствам газов, остается постоянной. Действительно, при известном p_1 плотность газа γ_1 и удельная теплота c_p его зависят от природы газа, но тем не менее произведение $\gamma_1 c_p$ остается постоянным. Отсюда видно, что степень охлаждения при расширении постоянного газа не зависит от его природы; также и нагревание при сжатии.

69. Так как $\frac{U}{U_1} = \frac{p_1}{p} \cdot \frac{T}{T_1}$, то на основании (67) найдем

$$\frac{T}{T_1} = \left(\frac{p T_1}{p_1 T} \right)^{\frac{1}{\text{const}}},$$

откуда

$$70. \quad \frac{T}{T_1} = \left(\frac{p}{p_1} \right)^{\frac{1}{1+\text{const}}}.$$

71. Теперь, вообразив вертикальный весомый столб воздуха, составим следующее дифференциальное уравнение, которое выражает, что приращение давления на столб пропорционально приращению его массы и ускорению силы тяжести g :

$$-dp = \gamma_1 \frac{p}{p_1} \cdot \frac{T_1}{T} \cdot g \cdot dH.$$

Здесь dH есть дифференциал высоты H столба воздуха, g при 45° широты, согласно Лапласу, примем за единицу. При других широтах, согласно этому ученому, будет

$$g = 1 - 0,002552 \cos 2\varphi,$$

где φ — широта места¹.

72. Вместо уравнения (71), на основании формулы (70) получим

$$-p^{\frac{-\text{const}}{1+\text{const}}} dp = g \gamma_1 p_1^{\frac{-\text{const}}{1+\text{const}}} \cdot dH.$$

Интегрируя это уравнение и определяя постоянное, найдем

$$73. \quad H = \frac{\text{const} + 1}{\gamma_1 g} p_1 \left[1 - \left(\frac{p}{p_1} \right)^{\frac{1}{1+\text{const}}} \right].$$

$$74. \quad \text{Тут } \text{const} + 1 = 3,441 \text{ и } \frac{1}{1 + \text{const}} = 0,2906.$$

¹ Мы тут не принимаем еще в расчет уменьшение силы тяжести с высотой. При поднятии на 5 км оно составляет около $1/600$. При больших высотах пренебрегать уменьшением силы тяжести нельзя.

* Все нумерованные примечания принадлежат автору (Ред.).

Высота, соответствующая p_1 и γ_1 , принята равной нулю.

75. Из (73) получим

$$\frac{p}{p_1} = \left[1 - \frac{H\gamma_1 g}{(\text{const} + 1)p_1} \right]^{1+\text{const}}$$

Отсюда и из (70), исключая отношение p/p_1 , найдем

$$76. \quad \frac{p}{p_1} = 1 - \frac{\gamma_1 g}{(\text{const} + 1)p_1} \cdot H.$$

Из этого уравнения с помощью формул (75), (63) и (61) вычислим

$$77. \quad \frac{\gamma}{\gamma_1} = \frac{U_1}{U} = \frac{pT_1}{p_1 T} = \left[1 - \frac{\gamma_1 g \cdot H}{(\text{const} + 1)p_1} \right]^{\text{const}}$$

78. Формулу (76) можно представить так:

$$T - T_1 = \frac{-\gamma_1 g T_1}{(\text{const} + 1)p_1} \cdot H.$$

Из этой формулы видно, что понижение температуры пропорционально высоте H , ускорению силы тяжести g и плотности газа γ . А так как плотность пропорциональна молекулярному весу и обратно пропорциональна теплоемкости c_v , то понижение температуры будет обратно пропорционально теплоемкости газа и пропорционально молекулярному его весу. Последнее мы уже высказывали вообще, даже в применении к горным породам.

Из уравнения (77) также видно, что степень разрежения U_1/U атмосферы зависит не только от высоты места, но и от ускорения силы тяжести и природы газа γ .

79. Для $H = 1000$ м вычислим по уравнению (78) понижение температуры в $12,8^\circ \text{C}$.

Если предположить, что части атмосферы имеют быстрые вертикальные перемещения, причем нижние теплые слои не нагревают путем лучеиспускания холодные верхние слои, а солнце и другие причины не имеют влияния на температуру воздуха, то термическое состояние его и степень разрежения в зависимости от высоты выразятся последними формулами.

Наоборот, если допустить, что температура воздуха постоянна, то легко получим формулу Лапласа, но неполную. Если же допустить на основании наблюдений, что понижение температуры пропорционально высоте, то в формуле этой можно сделать поправку, теоретически неточную, приняв, что высота H пропорциональна средней абсолютной температуре. Тогда-то и получим полную формулу Лапласа.

Хотя мы и вывели теоретически понижение температуры на 1 км поднятия в 10°C , то это не согласуется с действительностью по причинам, уже выясненным.

Так, Коксвель во время своего воздушного путешествия нашел среднее понижение температуры в 4°C на 1 км. Био и Гей-Люссак нашли 6°C , Соссюр при восхождении на Монблан получил 7°C , а Гумбольд — только 5°C .

Вообще опытные данные приблизительно подтверждают, что понижение температуры пропорционально высоте поднятия, но самая величина понижения оказывается раза в два меньше, чем нами вычислено. Выходит, что понижение температуры от вертикальных передвижений и повышение ее через лучеиспускание и другие причины — как бы две равные силы, дающие в итоге среднюю температуру в 5°C .

80. Поэтому примем в формуле (78) некоторый множитель η , меньший единицы и близкий к 0,5, и положим

$$T - T_1 = \frac{-\eta \gamma g T_1}{(\text{const} + 1) p_1} \cdot H,$$

или

81.

$$\frac{T}{T_1} = 1 - \Delta t_H H,$$

где Δt_H означает градиент температуры, так что

$$82. \quad \Delta t_H = \frac{\eta \gamma g}{(\text{const} + 1) p_1}.$$

Очевидно, что Δt_H выражает относительное понижение температуры на единицу H .

Теперь составим дифференциальное уравнение подобно (71). Исключив в нем T/T_1 посредством (81) и разделив переменные, получим

$$83. \quad \frac{dp}{p} = \frac{\gamma \eta g dH}{p_1 (1 - \Delta t_H H)}.$$

Интегрируя это уравнение, найдем

$$84. \quad \ln \left(\frac{p}{p_1} \right) = \frac{\gamma \eta g}{p_1 \Delta t_H} \ln (1 - \Delta t_H H).$$

Отсюда, исключая Δt_H посредством уравнения (83), найдем

$$85. \quad \frac{p}{p_1} = \left[1 - \frac{\eta \gamma g}{(\text{const} + 1) p_1} \cdot H \right]^{\frac{\text{const} + 1}{\eta}};$$

затем по формулам (61), (63), (80) и последней вычислим

$$86. \quad \frac{U_1}{U} = \frac{\gamma}{\gamma_1} = \frac{p}{p_1} \cdot \frac{T_1}{T} = \left[1 - \frac{\eta \gamma g}{(\text{const} + 1) p_1} \cdot H \right]^{\frac{\text{const} + 1}{\eta}} - 1.$$

87. Чтобы проверить наши формулы и чтобы показать еще, что формула Лапласа не обладает полной точностью, мы выведем ее из уравнения (85).

Определяя высоту, из него найдем

$$H = \frac{(\text{const} + 1) p_1}{\gamma_1 g} \left[1 - \left(\frac{p}{p_1} \right)^{\frac{\eta}{\text{const} + 1}} \right],$$

или на основании (82)

$$H = \frac{1}{\Delta t_H} \left[1 - \left(\frac{p}{p_1} \right)^{\frac{\eta}{\text{const} + 1}} \right].$$

88. Если разложить в ряд показательную функцию в последней формуле, то получим

$$\begin{aligned} H &= \frac{1}{\Delta t_H} \left\{ \frac{\eta}{\text{const} + 1} \cdot \ln \left(\frac{p_1}{p} \right) + \frac{1}{1 \cdot 2} \left[\frac{\eta}{\text{const} + 1} \cdot \ln \left(\frac{p_1}{p} \right) \right]^2 + \right. \\ &+ \frac{1}{1 \cdot 2 \cdot 3} \left[\frac{\eta}{\text{const} + 1} \cdot \ln \left(\frac{p_1}{p} \right) \right]^3 + \frac{1}{1 \cdot 2 \cdot 3 \cdot 4} \left[\frac{\eta}{\text{const} + 1} \cdot \ln \left(\frac{p_1}{p} \right) \right]^4 + \dots \left. \right\} = \\ &= \frac{\eta}{\Delta t_H (\text{const} + 1)} \cdot \ln \left(\frac{p_1}{p} \right) \left\{ 1 + \frac{1}{2} \left[\frac{\eta}{\text{const} + 1} \cdot \ln \left(\frac{p_1}{p} \right) \right] + \right. \\ &+ \frac{1}{3} \left[\frac{\eta}{\text{const} + 1} \cdot \ln \left(\frac{p_1}{p} \right) \right]^2 + \frac{1}{3 \cdot 4} \left[\frac{\eta}{\text{const} + 1} \cdot \ln \left(\frac{p_1}{p} \right) \right]^3 + \dots \left. \right\}. \end{aligned}$$

Выражение в прямых скобках при множителе $1/\Delta t_H$ приблизительно есть высота H . Поэтому напомним

$$H = \frac{\eta}{\Delta t_H (\text{const} + 1)} \cdot \ln \left(\frac{p_1}{p} \right) \left(1 + \frac{\Delta t_H}{2} \cdot H \right)$$

или по (82)

$$H = \frac{p_1}{\gamma_1 g} \cdot \ln \left(\frac{p_1}{p} \right) \left(1 + \frac{\Delta t_H}{2} \cdot H \right).$$

89. На основании (81) видно, что Δt_H выражает относительное понижение температуры на единицу поднятия, т. е. $\Delta t_H H = \frac{\Delta t}{T_1}$. Произведение $(\Delta t_H \cdot H)$ будет полным относительным понижением температуры при поднятии на высоту H . Следовательно, формулу можем написать так:

$$H = \frac{p_1}{\gamma_1 g} \cdot \ln \left(\frac{p_1}{p} \right) \left(1 + \frac{\Delta t}{2T_1} \right).$$

Здесь Δt есть разность температур двух мест, а T_1 — абсолютная температура нижнего места.

Сущность этой формулы почти такая же, как и лапласовской; из нее видно, что высота H обратно пропорциональна и прямо пропор-

циональна средней абсолютной температуре воздушного столба. Но есть некоторая численная разница в определении высоты, что и понятно, так как только Реньо, значительно позднее Лапласа, дал довольно точные коэффициенты расширения газов, а следовательно, и возможность определения абсолютной температуры T^1 .

90. Можно придать формуле (89) и совсем лапласовский вид. Действительно, из уравнения (82) найдем:

$$\Delta t_H \cdot H = \frac{T_1 - T}{T_1}.$$

Но так как $T_1 = 273 + t_1$ и $T = 273 + t$, где t и t_1 — обыкновенные температуры по Цельсию, то

$$\Delta t_H \cdot H = \frac{t_1 - t}{T_1}$$

и

$$1 + \frac{\Delta t_H \cdot H}{2} = \frac{2T_1 - t_1 + t}{2T_1} = \frac{2 \cdot 273 + t_1 + t}{2T_1} = \frac{273}{T_1} + \frac{t_1 + t}{2T_1}.$$

Теперь, вместо формулы (89), получим

$$H = \frac{273 p_1}{T_1 \gamma \lg e} \left[1 + \frac{2(t_1 + t)}{4 \cdot 273} \right] \lg \left(\frac{p_1}{p} \right).$$

Тут $\lg e = 0,4343$, обратная же величина модуля равна 2,3026.

Формула предыдущая изящнее этой, но мы ее вывели, чтобы лучше сравнить с лапласовской.

Заметим, что $\frac{p_1}{\gamma_1} \cdot \frac{273}{T_1} = \frac{p_0}{\gamma_0}$, т. е. равно отношению давления воздуха при нулевой температуре к плотности воздуха при той же температуре; так что это есть величина постоянная для каждого газа.

Таким образом, полагая (для широты в 45°) $g = 1$, найдем высоту в метрах:

$$H = 18405 \left(1 + \frac{2(t_1 + t)}{1092} \right) \lg \left(\frac{p_1}{p} \right).$$

Эта формула отличается от лапласовской только коэффициентом при $(t_1 + t)$, который у Лапласа равен 1000. Ошибка в высоте по формуле знаменитого астронома могла бы быть значительной при большой сумме температур $(t_1 + t)$, что, однако, на практике не встречается. Повторим, что и с поправкой формула Лапласа не может считаться идеально точной [см. (87) и (88)].

Следует употреблять формулу (89) или (90), а еще лучше фор-

¹ Гей-Люссак нашел для коэффициента расширения число 0,00375, что подтвердил и Дюлонг и Пти. То же почти нашел Дальтон. Рудберг получил 0,00365 и почти столько же — Магнус. Реньо получил около 0,00366. Последнее число (Реньо) мы и приняли.

мулу (87), которая имеет абсолютную точность для газовой атмосферы, если только понижение температуры строго пропорционально повышению места [вместо (87) можно взять и формулу (94)].

91. Мы не должны забывать, что наша цель — определить расширение объема аэростата при поднятии на высоту.

Для этого может служить формула (86). Так как в ней, согласно (89) и (82), $\frac{\gamma_1 g}{(\text{const} + 1) p_1} \cdot H = \frac{\Delta t}{T_1}$, то из показателя формулы (87) можем исключить η ; тогда получим:

$$92. \quad \frac{U_1}{U} = \frac{\gamma}{\gamma_1} = \left(1 - \frac{\Delta t}{T_1}\right)^{\frac{T_1 \gamma_1 g}{\Delta t \cdot p_1} H - 1};$$

тут Δt есть разность температур двух мест в градусах Цельсия.

93. Также и вместо формулы (85) получим

$$\frac{p}{p_1} = \left(1 - \frac{\Delta t}{T_1}\right)^{\frac{T_1 \gamma_1 g}{\Delta t \cdot p_1} \cdot H},$$

откуда

$$94. \quad H = \frac{\Delta t \cdot p_1}{T_1 \cdot \gamma_1 g} \cdot \frac{\lg_a \left(\frac{p_1}{p}\right)}{\lg_a \left(\frac{T_1}{T_1 - \Delta t}\right)}.$$

95. По формуле (92) или (86) можем составить таблицу наполнения аэростата газом для поднятия от уровня моря до какой-либо высоты.

Для этого положим: $\eta = \frac{1}{2}$, т. е. температура понижается на 5°C на каждый километр восхождения; $\gamma_1 = 0,001293$; $g = 1$ [для широты 45° , см. (71)]; $p_1 = 103,33 \text{ кг/см}^2$; $\text{const} = 2,441$; $T_1 = 273^\circ$, т. е. 0°C .

Температуру определим по формуле (78) и переведем ее в градусы Цельсия (см. табл. 1).

Приводим еще табл. 2 изменения плотности воздуха до высоты 100 км.

97. Из табл. 1 видно, что для поднятия, например, на высоту 6 км аэростат внизу, у уровня моря, мог наполнить газом только $\frac{1}{2}$ своего полного объема. Понижение температуры только для небольших высот пропорционально росту высоты, далее же оно возрастает не так быстро, и потому высота атмосферы гораздо больше, чем показывает наша формула. Вообще же ее можно применять настолько, насколько оправдывается принятый нами закон понижения температуры. До 10—20 км она должна давать результаты, близкие к истине.

98. Если допустить постоянную температуру, то, например, из уравнения (89) получим

$$\frac{p}{p_1} = \frac{U_1}{U} = e^{\frac{-\gamma_1 g}{p_1} \cdot H},$$

Таблица 1

Высота, км	Температура, °С	Степень наполне- ния аэростата U_1/U	U_1/U , по при- стойной темпе- ратуре 0° С
0	0	1,0000	1,0000
1	- 5	0,8960	0,8815
2	-10	0,8000	0,7770
3	-15	0,7145	0,6847
4	-20	0,6359	0,6037
5	-25	0,5636	0,5321
6	-30	0,5002	0,4690
7	-35	0,4419	0,4134
8	-40	0,3894	0,3644
9	-45	0,3422	0,3212
10	-50	0,2998	0,2832
11	-55	0,2619	0,2496

Таблица 2

Тропосфера			Температура стратосферы - 75° С	
Высота, км	Температура, °С	Степень наполне- ния аэростата U_1/U	Высота, км	Обратная величина степени наполнения U/U_1
0	0	1,0000	16	7,25
1	- 5	0,9013	17	8,62
2	-10	0,8120	18	10,21
3	-15	0,7276	19	12,14
4	-20	0,6519	20	14,41
5	-25	0,5823	25	35,7
6	-30	0,5192	30	80,6
7	-35	0,4619	35	190,5
8	-40	0,4101	40	450,4
9	-45	0,3628	46	1 264
10	-50	0,3203	50	2 519
11	-55	0,2821	56	7 040
12	-60	0,2473	60	13 720
13	-65	0,2166	65	37 880
14	-70	0,1890	70	78 740
15	-75	0,1641	75	185 900
			80	439 000
			85	1 040 000
			90	2 487 000
			95	5 814 000
			100	13 720 000

где e — основание неперовых логарифмов. Приняв те же условия, но постоянную температуру в 0°C , вычисляем степень наполнения аэростата (см. последний столбец табл. 1). Сравнивая два последних столбца, видим, что при постоянной температуре приходится меньше брать водорода, но разница даже при большой высоте невелика; так, при 10 км поднятия степень наполнения, при прогрессивном понижении температуры, составляет около 0,300, а при постоянной температуре — 0,283, т. е. почти та же. Далее можно заметить, что разница постепенно возрастает, достигает максимума при высоте 6 км и затем уменьшается и при довольно значительной высоте обращается в нуль, так что при этой высоте наполнение U_1/U одинаково — понижается температура в атмосфере или нет.

99. В случае небольших поднятий формулы (86), (87) или (92) можно упростить — результаты получатся одинаковые.

Так, из уравнения (86) имеем

$$H = \frac{1}{\Delta t_H} \left[1 - \left(\frac{\gamma}{\gamma_1} \right)^{\frac{\eta}{\text{const}+1-\eta}} \right].$$

Если разложить в ряд степенную функцию в этом уравнении, то получим

$$H = \frac{1}{\Delta t_H} \left\{ \frac{\eta}{\text{const}+1-\eta} \cdot \ln \left(\frac{\gamma_1}{\gamma} \right) + \frac{1}{1 \cdot 2} \left[\frac{\eta}{\text{const}+1-\eta} \cdot \ln \left(\frac{\gamma_1}{\gamma} \right) \right]^2 + \right. \\ \left. + \frac{1}{1 \cdot 2 \cdot 3} \left[\frac{\eta}{\text{const}+1-\eta} \cdot \ln \left(\frac{\gamma_1}{\gamma} \right) \right]^3 + \dots \right\}.$$

Это — ряд, быстро сходящийся. Ограничиваясь поэтому одним членом в больших скобках, получим

$$100. \quad H = \frac{\eta \ln \left(\frac{\gamma_1}{\gamma} \right)}{(\text{const}+1-\eta) \Delta t_H}.$$

Упрощение может пойти еще дальше, если разложить и $\ln \left(\frac{\gamma_1}{\gamma} \right)$; сделав это, получим

$$101. \quad \ln \left(\frac{\gamma_1}{\gamma} \right) = 2 \left[\frac{\frac{\gamma_1}{\gamma} - 1}{\frac{\gamma_1}{\gamma} + 1} + \frac{1}{3} \left(\frac{\frac{\gamma_1}{\gamma} - 1}{\frac{\gamma_1}{\gamma} + 1} \right)^3 + \dots \right].$$

Заметив, что и тут — ряд, быстро сходящийся, и ограничиваясь одним членом, в знаменателе которого $\frac{\gamma_1}{\gamma} \approx 1$, найдем

$$102. \quad \ln \left(\frac{\gamma_1}{\gamma} \right) = \frac{\gamma_1}{\gamma} - 1.$$

Следовательно,

$$103. \quad H = \frac{2\gamma \left(\frac{\gamma_1}{\gamma} - 1 \right)}{(\text{const} + 1 - \gamma) \Delta t_H},$$

откуда

$$\frac{\gamma_1}{\gamma} = \frac{U}{U_1} = 1 + \frac{\text{const} + 1 - \gamma}{\gamma} \cdot \Delta t_H H.$$

На основании же (82), исключая Δt_H , получим

$$104. \quad \frac{U}{U_1} = 1 - \frac{(\text{const} + 1 - \gamma) \gamma_1 g}{(\text{const} + 1) p_1} \cdot H.$$

105. Полагая тут для уровня моря и нормальных условий: $\gamma_1 = 0,001293 \text{ кг/дм}^3$, $c_s = 0,169 \text{ кал}$, $g = 100 \text{ дм/сек}^2$, $M_s = \frac{1}{4240} \text{ кал/кг дм}$, $T_1 = 273^\circ$ (или 0°C), $p_1 = 103,33 \text{ кг}$ и $\gamma = 1/2$, найдем $\text{const} = 2,441$ и

$$106. \quad \frac{U}{U_1} = 1 - 0,10748H,$$

где H должна быть выражена в километрах.

Так, если $H = 1 \text{ км}$, то степень наполнения $\left(\frac{U}{U_1} \right)$ будет равна 0,902, а по точной табл. 1 равна 0,896; ошибка составляет около $1/150$ определяемой величины. Понятно, что последняя формула не может быть применяема для поднятий выше 1 км, но она может быть приспособлена для плоскогорий всякой высоты, только постоянный множитель будет другой.

107. Более точна формула (100), из которой получаем

$$\ln \left(\frac{\gamma_1}{\gamma} \right) = \ln \left(\frac{U}{U_1} \right) = \frac{(\text{const} + 1 - \gamma) \Delta t_H}{\gamma} \cdot H,$$

или на основании (82) и условий (105)

$$\ln \left(\frac{U}{U_1} \right) = \frac{(\text{const} + 1 - \gamma) \gamma_1 g}{(\text{const} + 1) p_1} \cdot H = 0,1075H;$$

$$\lg \left(\frac{U}{U_1} \right) = 0,046684H.$$

Здесь выражен бриггов логарифм в зависимости от высоты в км.

108. Если, например, $H = 1 \text{ км}$, то найдем $\frac{U_1}{U} = 0,898$, ошибка (табл. 1) уже будет гораздо менее, именно — около $1/500$ определяемой величины. Кроме того, последняя формула может быть применяема в гораздо более широких пределах. Так, полагая $H = 10 \text{ км}$, найдем $\frac{U_1}{U} = 0,3413$, тогда как по табл. 1 найдем около 0,3. Стало быть, и в этом случае ошибка не очень велика.

109. Кстати, соответственно формуле Бабине можем дать упрощенную формулу высоты в зависимости от отношения p_1/p барометрических высот или давлений в двух крайних точках. Для этого возьмем формулу (89). В ней, разлагая логарифм в ряд, найдем

$$\ln\left(\frac{p_1}{p}\right) = 2 \left[\frac{\frac{p_1}{p} - 1}{\frac{p_1}{p} + 1} + \frac{1}{3} \left(\frac{\frac{p_1}{p} - 1}{\frac{p_1}{p} + 1} \right)^3 + \dots \right].$$

Ограничиваясь одним членом при p_1/p , близком к единице, получим

$$\ln\left(\frac{p_1}{p}\right) = 2 \left(\frac{p_1 - p}{p_1 + p} \right).$$

Следовательно,

$$H = \frac{2p_1}{\gamma_1 g} \left(\frac{p_1 - p}{p_1 + p} \right) \left(1 + \frac{\Delta t}{2T_1} \right).$$

Тут Δt есть разность температур двух мест — обыкновенно положительная.

110. Не забудем (для вычисления коэффициентов), что $\frac{p_1}{\gamma_1} = \frac{p_0}{\gamma_0} \cdot \frac{T_1}{273}$, т. е. что p_1/γ_1 равно отношению давления p_0 при нулевой температуре к плотности при той же температуре, умноженному на $T_1/273$, см. (90).

III. ИЗ КАКОГО МАТЕРИАЛА ДЕЛАТЬ АЭРОСТАТ

111. Выведенные формулы и теоремы справедливы только в том случае, когда масса и состав заключенного в аэростате газа остаются неизменны, т. е. когда оболочка совершенно изолирует легкий газ от атмосферного воздуха. А это едва ли возможно при употреблении оболочки растительного или животного происхождения, так как все они и при отсутствии видимых отверстий пропускают газ. Это зависит не от разности давлений вне и внутри аэростата, а от самостоятельного, весьма быстрого и никогда не прекращающегося движения газовых молекул, пробирающихся каким-то образом через все оболочки органического происхождения.

Так что аэростат не только теряет легкий газ, его наполняющий, но и приобретает более тяжелый воздух, представляющий собой смесь газов, как и внутренний легкий газ. Объем этого приобретения, по известным законам диффузии, раза в 3—4 (смотря по роду газов внутри аэростата) менее объема потери.

Таким образом, одновременно совершаются два явления: уменьшение объема внутреннего газа и увеличение средней его плотности. Вследствие этого поднимающая сила аэростата уменьшается, а опу-

скающая, т. е. вес, увеличивается, и аэростат или падает, или должен упасть.

Если бы еще было возможно без затруднений удалять воздух, всосавшийся в оболочку, и заменять его легким газом! Но и этого нельзя практически сделать, не выпустив весь газ.

Органическая оболочка способна гореть, что представляет также громадное неудобство, так как исключает на аэростате возможность употребления огня и применения двигателей, требующих его. В самом деле, одна искра или струйка раскаленного газа либо воздуха может зажечь водород и тонкую оболочку аэростата и вызвать моментальное падение и гибель экипажа.

Хорошо бы на построение аэростата употребить металлический материал. Кроме того, что он не будет пропускать газ и безопасен от пожара, он имеет множество и других достоинств, как то: крепость, долговечность, дешевизну, негигроскопичность. Позволяя употребление огня, он даст возможность с помощью продуктов горения изменять температуру газа в известных пределах и способствовать тем вертикальной управляемости аэростата без потери газа и балласта.

112. Но, помимо достоинств, этот материал имеет и недостатки. Так, металл есть вещество тяжелое; может ли аэростат поднять массивную металлическую броню? Не придется ли употреблять такое тонкое железо или другие металлы, которые невозможно фабриковать или которые в виде тонких листов будут рваться, мяться и быстро ржаветь? Наконец, жесткость металла не есть ли неодолимое препятствие к употреблению этого рода материала?

Действительно, первые попытки устроить металлический шарообразный аэростат окончились полной неудачей¹. Но вот Шварц сделал продолговатый управляемый аэростат из металла и летал на нем. Так оправдалось мнение VII воздухоплавательного отдела Императорского русского технического общества, которое гораздо ранее опыта Шварца, разбирая мой проект металлического управляемого аэростата, в 1890 г. высказало мысль, что с течением времени аэростаты, вероятно, будут из металла.

113. Вычислим радиусы шарообразных аэростатов, сделанных из металлических листов разной толщины и поднимающих только свою оболочку и газ.

Имеем

$$\frac{4}{3} \pi R^3 (\gamma_B - \gamma_r) = 4 \pi R^2 q_{об},$$

¹ В 1831 г. Дюпюи-Делькур с [Марей] Монжем устраивали из меди шарообразный аэростат. Попытка не увенчалась успехом.

где π — отношение окружности к диаметру; R — радиус шара; $q_{об}$ — вес единицы поверхности оболочки, а $\gamma_в - \gamma_г$ — разность плотностей воздуха и газа. Из уравнения найдем

$$R = \frac{3q_{об}}{\gamma_в - \gamma_г}.$$

Отсюда видно, что оболочка может быть произвольно массивна или толста, лишь бы радиус или размер шара был пропорционально велик.

114. Если предположить, что аэростат наполняется водородом, то по формуле (113) вычислим следующее.

Аэростат сделан из алюминия толщиной 0,08 мм; 1 м² такой оболочки весит около 0,2 кг. Диаметр шара будет равен 1 м. Не думайте, что этот материал очень эфемерен: у меня есть визитная карточка такой же малой толщины, и она кажется на ощупь такой же твердой, как и обыкновенная, сделанная из тонкого картона. Можно употребить и медную фольгу с такими же результатами, но она на ощупь гораздо слабее. Лагуновый лист толщиной 0,07 мм, т. е. почти такой же толщины, как и алюминиевый, требует диаметра 2,8 м. Железо такой же толщины гораздо прочнее и несколько легче. Материал из железа или меди, вдвое более толстый, 1 м² которого весит около 1 кг (1, 14 кг), требует диаметра 5,7 м. Жесть, из которой делают крышки для коробочек с ваксой и пр., даст вам понятие о материале этого сорта. Если употребить материал еще вдвое массивнее, о котором дает понятие обыкновенная жесть, употребляемая на дешевые жестяные лампы, формы для мороженого и пр., то диаметр поднимающегося в воздух шара будет еще вдвое больше — именно около 11,4 м.

115. Всего труднее сделать шарообразный металлический аэростат, поэтому я совсем не имею в виду эту форму для постройки: моя цель только указать на размеры шаров в зависимости от массивности оболочек и на степень практичности их.

Аэростаты, устроенные из тех же материалов, но вдвое больших линейных размеров, кроме того что поднимутся сами, но еще и поднимут груз, равный весу оболочки.

116. Борьба с метеорологическими влияниями требует обязательного подогревания внутреннего газа. Только регулируя его температуру, можно добиться вертикальной управляемости без потери газа и балласта. Никакие другие средства не могут уравновесить могущественное нагревание аэростата солнечными лучами¹ (см. К. Циол-

¹ Кстати заметим, что Мёдебек совершенно согласен с тем, что подогревание есть лучший способ для достижения вертикальной управляемости, если бы не опасность от огня для сгораемых оболочек.

ковский, «Простое учение о воздушном корабле»). А раз будет употреблен огонь, необходимы негорючие или по крайней мере безопасные от огня оболочки.

117. Относительно же того, как примириться с жесткостью металлического материала, у нас будет речь впереди, ибо это — вопрос весьма сложный.

IV. НЕКОТОРЫЕ УСЛОВИЯ, КОТОРЫМ ДОЛЖЕН УДОВЛЕТВОРЯТЬ УПРАВЛЯЕМЫЙ АЭРОСТАТ

118. Металлический материал не есть необходимое условие управляемости, но есть необходимое условие практичности, безопасности, дешевизны, распространенности и грандиозности воздушных кораблей. Этот материал, пожалуй, можно считать необходимым условием вертикальной управляемости. Другие условия, которым должен удовлетворять аэростат, следующие.

а) * Он должен иметь в горизонтальном направлении удлиненную и заостренную с обоих концов форму, дабы представлять ничтожное сопротивление ветру при стоянках «на якорю» и при самостоятельном движении в воздухе. В этом отношении аэростат должен напоминать рыбу, птицу или крейсер.

б) Не только оболочка, но и другие части аэростата должны по возможности удовлетворять тому же условию.

в) Объем аэростата, или газоместности, должен иметь возможность изменяться без нарушения плавности формы и образования складок, могущих увеличить сопротивление аэростата и дать трещины. Изменение объема необходимо для того, чтобы легкий газ мог свободно расширяться и сжиматься под влиянием меняющихся температур и давлений, например при поднятии в высоту.

г) Аэростат должен быть достаточно прочным, т. е. оказывать достаточное сопротивление давлению газа, силе веса, действию ветра и пр., чего достигают, давая частям аэростата некоторую массивность и строя их из лучших материалов.

д) Аэростат должен иметь устойчивое равновесие при горизонтальном положении; иначе — устойчивое направление продольной оси аэростата. Эта горизонтальность оси не должна нарушаться при изменении работы двигателей или даже при полной их остановке и пускании в ход. Она также не должна нарушаться и при передвижениях людей внутри ладьи или при неправильных — негоризонтальных, непрямолинейных и неравномерных — движениях воздуха, окружающего аэростат.

е) Он должен подниматься и опускаться, не теряя газа и балласта.

ж) Он должен иметь возможность изменять величину своей подъемной силы при увеличении или уменьшении грузов или количества пассажиров, а также и для успешной борьбы с метеорологическими влияниями, главным образом для борьбы с изменением подъемной силы аэростата от действия солнечных лучей.

з) Уничтожение горючего материала, составляющего источник самостоятельного движения аэростата, не должно нарушать высоту аэростата над уровнем моря.

и) Скорость самостоятельного горизонтального движения аэростата не должна быть незначительна по отношению к скорости ветра. Коротче, она должна быть не меньше скорости сильного ветра.

Задавшись такими требованиями, опишем устройство газового воздушного корабля, удовлетворяющего этим требованиям, что будет далее доказано путем вычислений. Затем мы займемся способом построения аэростата, управления им и некоторыми другими вопросами.

V. КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ МЕТАЛЛИЧЕСКОГО ВОЗДУШНОГО КОРАБЛЯ¹

119. Рис. 1 справа изображает проекцию частей аэростата на вертикальную плоскость, проходящую через продольный его разрез. Иначе — это продольный его разрез.

Слева дан поперечный разрез или проекция на поперечную вертикальную плоскость.

По общему виду наш металлический воздушный корабль напоминает обыкновенный управляемый аэростат. Та же приблизительно форма оболочки, тот же гребной винт, тот же руль, те же ладья и двигатель.

120. Понять возможность устройства металлического продолговатого мешка, изменяющего свой объем и даже складывающегося в плоскость без вреда для своей целостности и без общего нарушения плавной формы, можно даже гораздо легче, чем я показывал это в предыдущих моих трудах («Аэростат металлический, управляемый» и «Простое учение о воздушном корабле»).

121. Соедините две прямоугольные полоски картона так, чтобы получилась фигура продольного сечения аэростата (рис. 1). Затем одну или обе стороны этого продолговатого цилиндра заклейте толстой бумагой; получите что-то вроде продолговатого барабана или решета (рис. 2).

Эта коробка и изображает аэростат, объем которого, однако, не может изменяться.

¹ Предлагаемое описание имеет целью дать представление о металлическом аэростате, чтобы читатель знал, о чем далее идет речь; но описанное не составляет чего-либо полного, непреложного, идеального. Напротив, как увидим далее, возможны и полезны значительные отклонения от описанного устройства воздушного корабля. Разбору этих отклонений мы посвятим особую главу.

122. Но мы можем разрезать острым ножом боковые плоские стенки этого мешка на параллельные полоски, перпендикулярные продольной оси мешка (рис. 2).

Теперь, надавливая на прямоугольные картонные полоски, сближая и удаляя их, мы увидим, что объем и форма нашего мешка могут весьма сильно изменяться без образования каких-либо складок; но

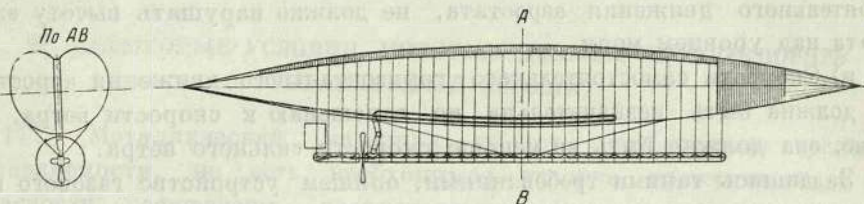


Рис. 1

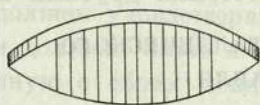


Рис. 2



Рис. 3

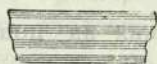


Рис. 4



Рис. 5

горе в том, что между полосками образуются щелки, тем более узкие, чем продолговатее наш мешок и чем тоньше самые полоски (рис. 3).

123. Этому горю можно помочь, если полоски заранее сделать из волнистого материала, например из гофрированной бумаги, гребни которой идут вдоль полосок; рис. 4 изображает одну такую полоску.

Сделав наш мешок из таких полосок, но уже соединенных в одно целое (рис. 5), получим бумажный или [металлический непроницаемый и закрытый со всех сторон резервуар (газгольдер), могущий при известных условиях, определяемых математическим анализом, в связи с данными о свойствах материалов, изменять свою форму и объем в широких пределах и даже складываться в плоскость без малейшего вреда для своей целостности и без образования неправильных складок (складываются в плоскость, конечно, только боковые стенки).

124. Таким-то или подобным образом устроена и металлическая оболочка нашего газового корабля. Она устроена из волнистой жести, гребни которой идут по окружностям поперечных сечений аэростата (рис. 1).

125*. Но, кроме этой тонкой волнистой поверхности, оболочка снабжена и массивными частями: двумя парами продольных брусьев,

идущих сверху и снизу оболочки, из конца в конец ее, и множеством поперечных округлых полос, напоминающих обручи у бочки и соединяющих продольные брусья (рис. 1). Понятие об оболочке и массивных частях ее дает также рис. 5. Боковые концы оболочки, хотя и еще больше снабжены массивными частями, составлены из гладких конических поверхностей.

126*. Рис. 1 показывает, как держится ладья, или помещение для пассажиров, грузов, машин и пр. Она висит на двух рядах отвесных цепей, которые привешены к паре верхних продольных массивных брусьев. Через нижние же брусья цепи свободно проходят. Благодаря этому верхняя часть оболочки вдавлена по всей длине, благодаря этому же газ внутри аэростата находится постоянно под некоторым небольшим давлением. Когда он расширяется — оболочка разворачивается, ладья подымается и часть цепей входит через муфты с набивкой, не пропускающей газ, внутрь аэростата; если сожмется — оболочка свертывается, объем газоместности уменьшается и часть цепей выходит наружу.

127. При таком прикреплении цепей аэростат как бы всегда полон (округлен) и продольная ось его будет достаточно устойчива. Но при этом необходимо, чтобы цепи каким-нибудь образом скреплялись с парой нижних массивных полос. Только тогда при случайном наклоне аэростата равновесие его продольной оси будет устойчиво, или, точнее, ее горизонтальность будет устойчива. Когда газу будет тесно, например при поднятии корабля, или когда он сожмется, например при опускании, то цепи надо разъединять с нижними полосами, чтобы оболочка приняла нормальную форму (рис. 1).

128. Цепи в средней части аэростата никогда не соединяются с нижними брусьями, и это весьма важно, так как дает возможность газу несколько расширяться и сжиматься без изоляции прочих цепей.

129. Рис. 6 показывает, как соединяются верхние продольные массивные брусья с обручами и оболочкой; соединение это подвижное; оболочка может свободно, почти без трения, поворачиваться вокруг бруса. Подобное же соединение устроено и внизу. Но соединение это не может быть герметическим; через него будет утекать газ. Поэтому оно закрывается толстой, мягкой и непроницаемой полосой, идущей из конца в конец оболочки. Таких полос будет четыре, по числу продольных брусьев. Рис. 7 изображает это приспособление в поперечном разрезе.

130. Понятие об устройстве ладьи дают рис. 1 и 8.

131. Верхняя часть цепей, не выходящая из оболочки, может состоять из одного или немногих звеньев; также и наружная часть цепей, никогда не входящая внутрь оболочки. Промежуточная же их часть, скользящая через нижние брусья, составлена из многих звеньев.

Устройство этой части цепей видно из рис. 9. Такая цепь может изгибаться во все стороны, как веревка. Между каждыми двумя сравнительно длинными звеньями находится короткое звено, сделанное из крепчайшего материала. Эти-то короткие звенья и имеют углубле-

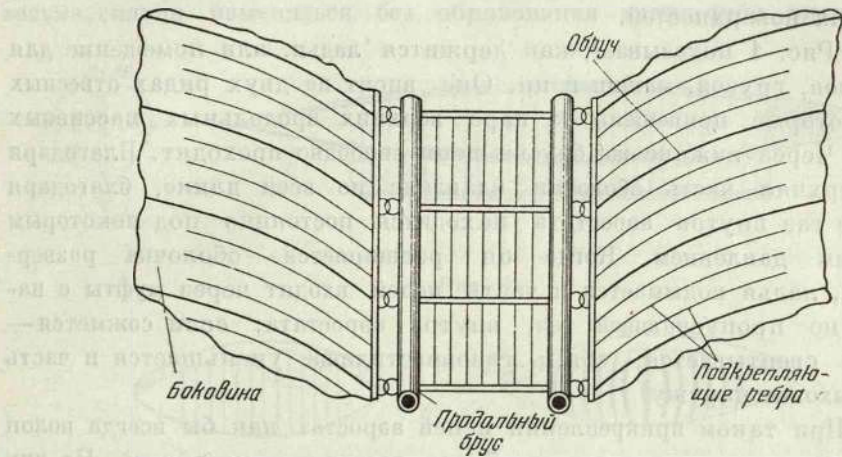


Рис. 6

ния, в которые входят особые стерженьки, с помощью которых звенья сцепляются в одно целое с оболочкой, кроме средней ее части, где цепи всегда свободны. Из этого устройства видно, что при качании ладьи и цепей не может быть перелома последних. Свободные же цепи могут быть заменены проволочными канатами или обыкновенными цепями с особым приспособлением для изолирования газа.

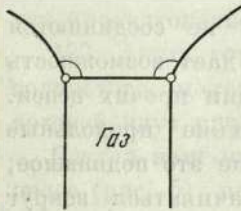


Рис. 7

132. Черная труба внутри оболочки (рис. 1) назначена для нагревания легкого газа внутри аэростата и для изменения его подъемной силы в широких пределах. Повышение температуры газа и оболочки не только увеличивает подъемную силу аэростата, но и особенно полезно, пожалуй, необходимо, для стран умеренных и холодных, где выпадает снег. На теплой оболочке он тает и стекает, не утяжеляя аэростата и не портя оболочки в случае обледенения снега от действия, например, солнечных лучей или теплого ветра. При холодной же оболочке на одной ее части снег может накапливаться в большом количестве, и горизонтальность продольной оси от этого может нарушиться; удалять же снег механическим путем не так легко.

133. Нагревается черная труба продуктами горения в моторах воздушного корабля. Эти продукты из двигателей выходят в особый ре-

гулятор температуры (рис. 1 и 10). Тут они встречаются, отчасти закрытые заслонкой, передвигаемой рукой (или автоматически), так что одна часть горячих газов устремляется через трубу наружу и уносится встречным воздушным потоком, не дымя пассажирам, находящимся в передней части ладьи, а другая направляется вертикально, через посредство особого проводника, в черную трубу, внутрь

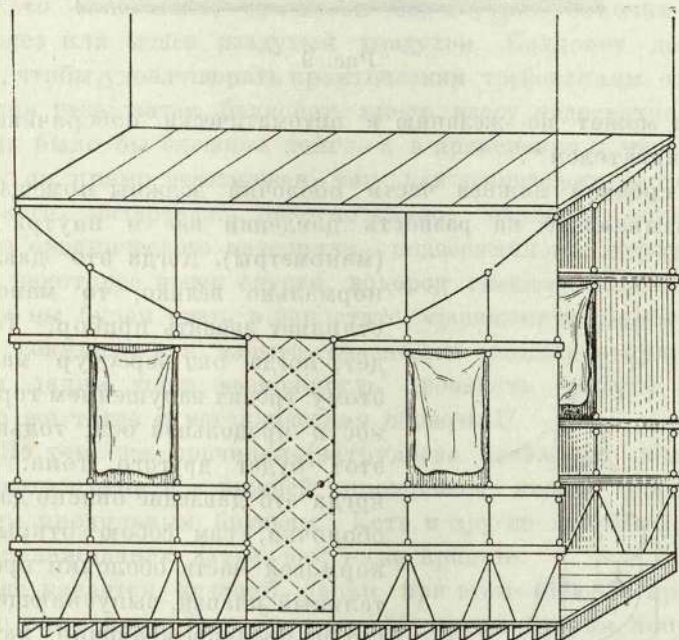


Рис. 8

оболочки, откуда выходит наружу в кормовой части оболочки, не загрязняя ее.

Расстояние между оболочкой и ладьей изменяется, и потому наружная труба должна быть так или иначе приспособлена к этому.

134. Обыкновенно оба отверстия открыты наполовину и легкий газ нагрет до средней величины. Но, передвигая заслонку, можно температуру его увеличивать и уменьшать. Таким образом можно управлять подъемной силой аэростата, а следовательно, и вертикальными его передвижениями.

135*. Когда аэростат не имеет поступательного движения, то горизонтальность продольной оси достигается помощью весьма незначительного передвижения ладьи относительно оболочки. Это передвижение совершается с помощью наклонных тяжей, видных на рис. 1; оно сопровождается отклонением цепей на самый незначительный угол (не более 5—10°).

Когда же аэростат имеет быстрое горизонтальное движение, то, кроме этого средства, у нас будет еще другое, не менее могущественное — это горизонтальный руль, действующий наподобие птичьего

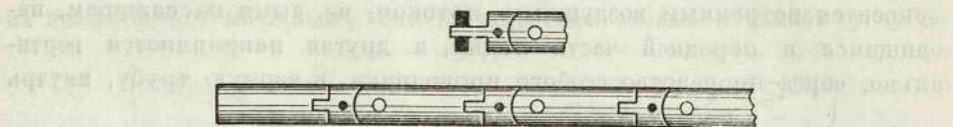


Рис. 9

хвоста. Он может по желанию и автоматически поворачиваться маленьким двигателем*.

136. В средней нижней части оболочки должны помещаться приборы, указывающие на разность давлений вне и внутри аэростата

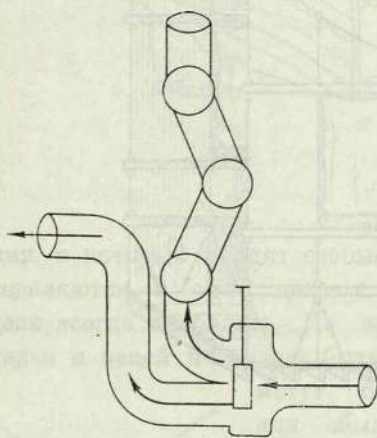


Рис. 10

(манометры). Когда это давление ненормально велико, то манометр заставляет звонить прибор. То же будет, когда оно чересчур мало и поэтому грозит нарушением горизонтальности продольной оси; только звонок этот будет другого тона. Наконец, когда это давление опасно для целости оболочки, сам собою открывается в кормовой части оболочки предохранительный клапан, выпускающий легкий газ и предупреждающий катастрофу.

137. Кругом оболочки, вдоль ее четырех массивных продольных брусков, устроена не видная на чертежах галерея, делающая доступными важ-

нейшие части оболочки. Прибавим, что рис. 1 в масштабе $\frac{1}{500}$ * изображает металлический воздушный корабль на 200 человек, длиной в большой океанский пароход.

VI. ФОРМА УПРАВЛЯЕМОГО АЭРОСТАТА

Форма оболочки

138*. Опора тяжей, держащих ладью, обыкновенно не находится в верхней части оболочки, как у нас (рис. 1).

Лучшего ничего я придумать не могу. Представим себе, например, что цепи прикреплены к боковым частям аэростата, как мы видим почти у всех мягких аэростатов. Но, во-первых, от этого цепи будут

* Масштаб рис. 1 в настоящем издании — около $\frac{1}{2300}$.

чересчур длинны и потому представят излишнее сопротивление движению воздушного корабля. Во-вторых, хорошо наполненный аэростат не будет в состоянии увеличивать свой объем, а потому при увеличении его может лопнуть или потерять часть газа. Если же он неполон, то горизонтальность продольной оси оболочки не будет устойчива: аэростат будет «клевать» то носом, то кормой. Чтобы уничтожить это «клевание», пришлось бы внутри оболочки иметь баллонет, более или менее раздутый воздухом. Баллонет должен быть громаден, чтобы удовлетворить практическим требованиям относительно расширения газа; затем баллонет имеет массу недостатков, говорить о которых было бы слишком долго, а в применении к металлическому аэростату он прямо невозможен, так как уничтожит достоинство металлического материала. Действительно, баллонет можно делать только из органического материала, подверженного диффузии. Таким образом, некоторое время спустя, водород смешается с воздухом баллонета, и мы будем иметь в аэростате «заряженную бомбу», могущую каждую секунду при взрыве «разнести» металлическую оболочку, т. е. мы дадим тогда возможность проникать воздуху в аэростат. Для чего же тогда и металлическая оболочка!?

139. По тем же причинам (затруднено изменение объема) нельзя привешивать цепи и к нижней продольной полосе оболочки, или к нижним продольным брускам. Есть и другие причины, мешающие иному прилаживанию ладьи, чем нами принято.

Что же касается качаний ладьи при этом способе прикрепления цепей, то они могут быть устранены диагональными поперечными и продольными (рис. 1) тяжами (непостоянной длины).

140. Предположим, что оболочка мягкая и имеет приблизительно форму какой-либо рыбы. Вдуем в эту оболочку некоторое количество легкого газа и поместим ее в воздух. Форма легкого газа или оболочки будет зависеть от многих причин, например:

- а) от степени наполнения оболочки газом или от его давления;
- б) от геометрических свойств самой мягкой поверхности; так, сильно надутая оболочка может принять форму тел вращения самых разнообразных фасонов; возможны и неправильные формы, бесконечно разнообразные;
- в) от распределения массы оболочки на ее поверхности, т. е. оболочка может не иметь постоянной толщины, и это обстоятельство имеет влияние на ее форму, в особенности когда она мало раздута;
- г) от полного веса оболочки по отношению к ее подъемной силе;
- д) от сравнительной величины груза;
- е) от распределения его и способа прикрепления.

Так, в зависимости от распределения груза мягкая оболочка может принять три главных вида, что ясно из рис. 11.

141. Сузим нашу задачу и вернемся к металлическому аэростату известного устройства.

В сложенном виде он имеет вид удлиненной цилиндрической коробки (рис. 2 и 5) с плоскими и тоже удлиненными боками.

Эти бока составляют две равные плоскости, почти совпадающие, потому что высота цилиндра, или расстояние между этими плоскостями, сравнительно ничтожно. Когда аэростат раздувается газом, он принимает тот или другой вид (рис. 1). Средняя часть его остается приблизительно цилиндрической, но бока принимают форму более или менее округлую.

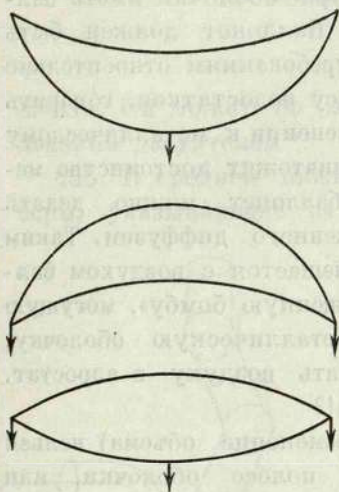


Рис. 11

142. Понятие о форме оболочки дают среднее продольное сечение (рис. 1) и поперечные сечения (рис. 1, 13, 14, 15 и 16).

Среднее продольное сечение изменяется, но оно, очевидно, зависит от нас, т. е. от геометрических свойств плоских боков цилиндра (рис. 2 и 5). Плавная кривая, его ограничивающая, может быть выражена тем или другим уравнением, по нашему желанию, т. е. по конструкции аэростата.

Поперечному же сечению оболочки мы не можем придать любую форму, хотя теоретически она зависит от распределения массы оболочки в ее различных частях, от способа подвешивания ладьи и от степени продольного натяжения гофрированной поверхности аэростата.

Форма поперечного сечения цилиндрического аэростата¹

Я употреблял вообще два способа для предсказания и выяснения явлений, касающихся воздухоплавания.

143. Первый из них — чисто аналитический; но для определения формы воздушного корабля он оказывался или очень сложным, или почти бессильным, потому что решал только частные случаи.

1. Гидростатическая модель

144*. Второй — опытный, с применением несложного анализа. Так, например, если сделать из мягкой, но непроницаемой и мало растяжимой материи небольшой мешок, имеющий форму аэростата,

¹ Уравнения этой главы применимы к мягкой оболочке не менее, чем к металлической, и потому ни в каком случае не представляют узкого интереса.

и погрузить его в воду, то этот расположенный подобно аэростату и содержащий воздух мешок с прицепленным к нему грузом примет ту самую форму и представит вообще те самые явления, которые свойственны аэростату, содержащему легкий газ и погруженному в воздух.

145. Таким образом, употребляя чистую водяную ванну, ограниченную плоскими стеклянными стенками, можно видеть (и определить) форму аэростата и решить некоторые вопросы относительно устойчивого горизонтального направления его продольной оси.

146. Для желающих производить такие опыты дам совет: для опытов может быть употреблен бычачий пузырь или больших размеров, хотя бы и очень неправильный, резиновый мешок с отверстиями, затыкаемыми пробкой; но как то, так и другое необходимо заключить в хорошо выкроенный и аккуратно сшитый холстинный или ситцевый мешок, имеющий ту или другую форму. К этому мешку уже прилежит внутри его более или менее неправильными складками непроницаемый резиновый мешок. А к ситцевому мешку удобно крепить так или иначе груз. К нему также для увеличения его относительного веса без изменения гибкости частей можно прикреплять и броню в виде свинцовых плиток, чуть пришитых к ситцу, но не связанных между собой.

2. Нитяная модель*

147*. Этот «водяной метод» особенно ценен в применении к решению вопроса об устойчивом направлении продольной горизонтальной оси аэростата; применительно же к определению формы поперечных сечений прием этот не так удобен, и я применял другой, но тоже эмпирический, способ. Вот он. Я взял нитку длиной 88 см и по всей длине ее на равных расстояниях друг от друга прикрепил 12 равных грузов ($q_1, q_2, q_3, \dots, q_{12}$) (рис. 12). Эта нитка, с грузами или без грузов, должна изображать у меня весомую или невесомую оболочку аэростата, вернее — часть этой оболочки — полосу, заключенную между двумя плоскостями, нормальными к продольной оси аэростата.

Концы нитки я связал и положил ее в округлом виде на горизонтальную деревянную доску. Затем к каждому из 12 грузов ($q_1, q_2, q_3, \dots, q_{12}$) я прикрепил тонкие нити, к свободным концам которых привешивались бумажные мешочки ($p_1, p_2, p_3, \dots, p_{12}$), наполненные песком в различной степени, именно так, чтобы вес каждого груза, считая и вес мешочка, был пропорционален расстоянию u от точки прикрепления ($q_1, q_2, q_3, \dots, q_{12}$) тонкой нити до оси xx .

Тяжесть нагруженных мешочков должна заменять давление газа внутри аэростата, которое всегда нормально к элементу его поверх-

ности; поэтому мешочные нити перекидывались через легкие колеса ($k_1, k_2, k_3, \dots, k_{12}$) с желобком по окружности и с дыркой в центре для укрепления на доске посредством булавок. С помощью этих блоков, перемещая булавки, на которых они свободно вращаются, стараются мешочные нити расположить так, чтобы они делили пополам углы нитяного многоугольника, т. е. чтобы соблюдалась перпендикулярность к плавной кривой, проведенной через вершины этого многоугольника.

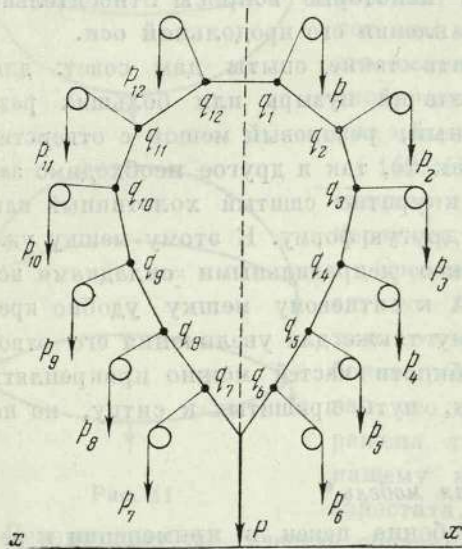


Рис. 12

главная нить (оболочка), имевшая форму окружности, удлинится кверху, а в нижней точке образуется угол, тупой или острый, смотря по обстоятельствам. При этом нарушатся: 1) нормальность мешочных нитей к элементам оболочки¹ и 2) пропорциональность мешочных масс к высотам y , или расстояниям грузов оболочки ($q_1, q_2, q_3, \dots, q_{12}$) до оси xx . Это изменение нужно уничтожить перемещением блоков и изменением мешочных грузов. Произойдет новое незначительное уклонение, которое исправляется таким же образом, и т. д. На практике это оказывается довольно легким.

Под нить, изображающую поперечную полосу оболочки аэростата, я подкладывал лист белой писчей бумаги, на которую снимал копию поперечного сечения. Потом вырезывал этот лист ножницами, округляя углы, зависящие от прерывности грузов оболочки, и исследовал.

¹ Т. е. направление мешочных нитей по биссектрисам углов.

149. Ось xx в разных опытах была на различных расстояниях от низшей точки сечения, а в первых опытах проходила через эту точку, т. е. разность давления в низшей точке предполагалась равной нулю. Отношение веса оболочки к весу груза (или нагруженной ладьи) также в различных опытах менялось.

В других опытах (рис. 13, *Е, Ж* и *З*) груз висел на цепи, верхний конец которой прикреплялся не к низшей, а к диаметрально противоположной высшей, но не самой высшей, точке оболочки; нижняя же часть цепи, пройдя через внутренность аэростата, свободно скользила через нижнюю часть сечения.

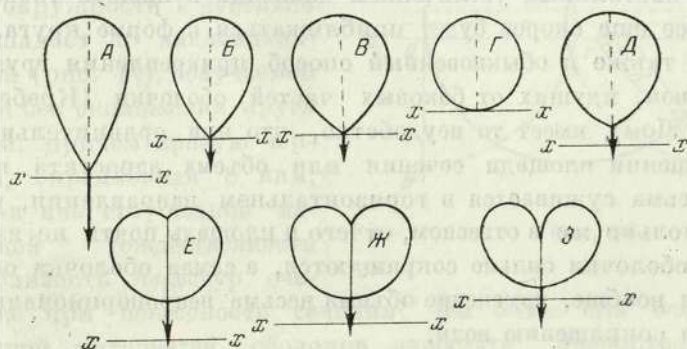


Рис. 13

На подмогу к этим опытам были очень несложные вычисления и соображения. Итак, вот главные основания, которые послужили мне к дальнейшему рассмотрению формы поперечного сечения корабля. Более совершенное изучение аэростата и его движения произойдет не только путем усиленного умозрения, но и путем непосредственного исследования аэростата, выстроенного по первым несовершенным опытам и теориям, и сверки предыдущих выводов с новыми результатами.

150. Когда груз прикреплен к низшей точке сечения и когда ось xx проходит через эту самую точку, т. е. когда разность давлений в низшей точке равна нулю, то форма сечения тем ближе к кругу, чем менее вес груза по отношению к весу оболочки (рис. 13, *А, В* и *В*); так что при нулевом грузе сечение обращается в круг (рис. 13, *Г*); то же самое подтверждает и теория; но при невесомой оболочке, или когда груз по сравнению с ее весом бесконечно велик, сечение не сжимается в две параллельные нитки, а имеет значительную ширину (рис. 13, *А*).

151. Когда ось xx находится под низшей точкой сечения, т. е. когда разность давлений в низшей точке более нуля, но способ

прикрепления груза тот же, то сечение тем ближе к окружности, чем линия xx ниже, т. е. чем разность давления больше (рис. 13, Д). В этом опыте оболочка была невесомая, т. е. к главной нитке 12 грузов не прикреплялось; давление же в низшей точке выражалось газовым столбом $b = \frac{2}{3}D$ (рис. 12).

А в первых четырех опытах давление $b = 0$; но отношение груза к весу оболочки последовательно изменялось так: 1, $\frac{1}{2}$, $\frac{1}{3}$ и 0, т. е. в первом случае вес груза был равен весу оболочки, во втором он составлял половину веса оболочки и т. д.

152. Понятно, когда относительное уменьшение груза будет идти попутно с постоянным увеличением давления в низшей точке сечения, то последнее еще скорее будет приближаться к форме круга.

Этот, а также и обыкновенный способ прикрепления груза посредством бечевки, идущих от боковых частей оболочки (Кребс и Ренар, Дююи де Лом), имеет то неудобство, что при сравнительно ничтожном уменьшении площади сечения или объема аэростата поперечное сечение весьма суживается в горизонтальном направлении, удлиняясь почти настолько же в отвесном, отчего и площадь почти не изменяется; волны же оболочки сильно сокращаются, а самая оболочка очень изгибается, — и вообще, изменение объема весьма непропорционально изгибу оболочки и сокращению волн.

Говорю это после многих соображений и не приведенных здесь вычислений. Есть еще и другие невыгоды: например, когда в аэростате мало газа, то направление продольной оси очень неустойчиво, потому что разность давлений в низшей точке будет гораздо менее нуля, и аэростат при наклонении продольной оси весьма склонен расширяться в одном конце и сжиматься в другом, что не только сильно нарушает направление продольной оси, но может служить причиной образования неправильных складок и разрушения аэростата.

153. При укреплении цепи в диаметрально противоположной точке форма сечения зависит от разности давлений в низшей точке или от относительного объема газа внутри аэростата (рис. 13, Е, Ж и З).

Давление в низшей точке изменяется от бесконечности до нуля и менее, а относительный объем или площадь сечения — от 1 до $\frac{1}{2}$. Чем выше поднимается цепь, тем больше объем и тем больше давление; чем ниже она опускается, тем меньше объем и давление. В трех изображенных опытах оболочка предполагалась невесомой, т. е. грузы к нити не прикреплялись, а давление в низшей точке, определяемое несложным вычислением, последовательно было: $b = D$, $\frac{3}{4}D$ и $\frac{1}{3}D$.

Когда оболочка весома, то давление, как увидим, при той же форме сечения меньше.

154. Этот способ прикрепления цепей можно предпочесть по многим причинам:

1) форма сечения сдавлена в отвесном направлении, отчего аэростат имеет высоту почти в $1\frac{1}{2}$ раза меньшую, чем при обыкновенном способе укрепления цепей; это позволяет ему легче защищать себя от противных воздушных течений, приближаясь к поверхности земли или защищая себя деревьями;

2) большая часть цепей скрыта внутри оболочки, и только незначительная их часть выглядывает из нижней полосы аэростата, что делает давление на них воздуха при движении воздушного корабля минимальным;

3) общая форма сечения, в особенности, нижняя часть его, близка к окружности и довольно точно совпадает с циклоидальной кривой (рис. 14), получаемой от катания без скольжения круга на прямой, причем кривую чертит точка, скрепленная с ним, но лежащая вне его; полной математической тождественности нет, но близость чересчур оче-

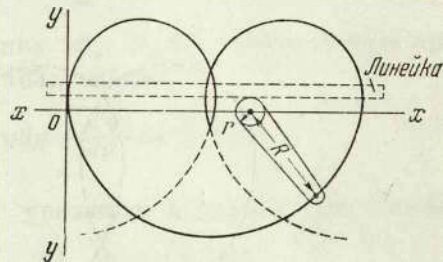


Рис. 14

видна даже при невесомости сечения; тем более она очевидна при обыкновенной матерчатой оболочке аэростата; превосходство этой формы будет еще выяснено; пока только скажу, что изгибание оболочки и растяжение волн весьма малы и соответствуют изменению площади сечения;

4) несмотря на значительное изменение (почти вдвое) этой площади или объема аэростата, устойчивое направление продольной оси, как показывают опыты по «водяному» методу, всегда сохраняется, если только цепи при наклонном аэростате не могут скользить сквозь нижнюю часть сечения, а самый аэростат не очень продолговат.

155. Уравнение циклоидальной кривой относительно оси xx , совпадающей (рис. 14) с движением центра катящегося по линейке круга, и относительно оси yy , перпендикулярной к оси xx и проходящей через точку пересечения оси с самой кривой, будет

$$x = r \arcsin \left(\frac{y}{R} + R - \sqrt{R^2 - y^2} \right),$$

тут r — радиус круга, а R — расстояние чертящей точки от центра этого круга.

3. Аналитическое определение формы поперечного сечения

156. Предполагая оболочку достаточно гибкой (мягкой) и допуская постоянную ее толщину и плотность материала, сделаем попытку аналитического определения ее формы.

157. Прежде всего мы принуждены сделать упрощение: вообразим, что длина аэростата весьма велика по отношению к его ширине или высоте, еще точнее, мы представляем себе оболочку цилиндрической с неизвестной формой нормального сечения (рис. 15).

158. Натяжения оболочки по окружности при ширине в единицу обозначим через t_y и t_z , как составляющие силы по направлению z и y (рис. 15).

Это натяжение складывается из давления газа и веса оболочки. Все единицы длины s оболочки по окружности сечения обозначим через q .

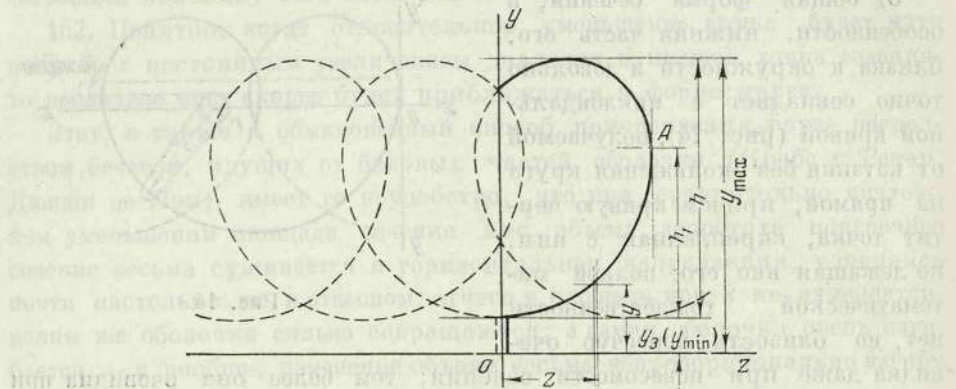


Рис. 15

Под давлением газа подразумевается разность между давлением воздуха в какой-нибудь точке A и давлением внутреннего газа в той же точке.

159. Допуская, что оболочка аэростата в низших ее частях имеет трубу (придаток, аппендикс)¹ длиной y_3 , наполненную газом и сообщающуюся с наружным воздухом, так что давление газа в нижней части трубы равно наружному давлению воздуха, найдем, что разность давлений газов в точке (z, y) равна ay , где a — разность плотностей воздуха и легкого газа. Запишем

$$a = \gamma_B - \gamma_G.$$

160. На основании сказанного выводим:

$$dt_y = -aydz - qds,$$

161.

$$ds = \sqrt{1 + \left(\frac{dy}{dz}\right)^2} \cdot dz$$

и

162.

$$dt_z = aydy.$$

¹ На самом деле этой трубы может и не быть. Мы хотим только удобно выразить давление в низшей точке.

163. Так как

$$\frac{t_y}{t_z} = \frac{dy}{dz},$$

то

$$t_y = \frac{dy}{dz} \cdot t_z.$$

164. Дифференцируя это уравнение, получим

$$dt_y = \frac{dy}{dz} \cdot dt_z + t_z \frac{d^2y}{dz^2} \cdot dz.$$

165. Исключая из этого уравнения dt_y , dt_z и t_z посредством предыдущих уравнений (160), (162) и (163), найдем

$$-aydz - qds = a \cdot \frac{dy}{dz} \cdot ydy + \frac{d^2y}{dz^2} \cdot dz \cdot a \int ydy.$$

166. Определяя интеграл в этом уравнении и деля на dz , получим

$$-ayq \cdot \frac{ds}{dz} = ay \left(\frac{dy}{dz} \right)^2 + \left(\frac{a}{2} \cdot y^2 + C_1 \right) \cdot \frac{d^2y}{dz^2},$$

где C_1 — постоянная.

167. Это уравнение можно сделать уравнением первого порядка, положив

$$\frac{dy}{dz} = y',$$

причем

$$ds = \sqrt{1 + y'^2} \cdot dz$$

и

$$\frac{d^2y}{dz^2} = \frac{dy'}{dz} = \frac{dy'}{dz} \cdot \frac{dy}{dy} = \frac{dy'}{dy} \cdot \frac{dy}{dz} = \frac{dy'}{dy} \cdot y'.$$

168. Заменяя по этим формулам величины уравнения (166), получим

$$-ayq \sqrt{1 + y'^2} = ayy'^2 + \left(\frac{a}{2} \cdot y^2 + C_1 \right) \cdot \frac{dy'}{dy} \cdot y',$$

это уравнение первого порядка, но не линейное.

169. Из него найдем

$$\left(\frac{a}{2} \cdot y^2 + C_1 \right) y' dy' + [ay(1 + y'^2) + q\sqrt{1 + y'^2}] dy = 0.$$

170. Переменные тут не разделяются, но выражение можно упростить: положив $1 + y'^2 = u^2$, отсюда $y'dy' = udu$; следовательно, сокращая на u , получим

$$\left(\frac{a}{2} \cdot y^2 + C_1 \right) du + (ayu + q) dy = 0.$$

171*. Здесь условие интегрируемости соблюдается, поэтому

$$\int \left(\frac{a}{2} y^2 + C_1 \right) du + \int \left(ayu + q - \int ay du \right) du = \left(\frac{a}{2} \cdot y^2 + C_1 \right) u + qy = C_2.$$

Тут C_2 — вторая постоянная.

172. Из последнего уравнения найдем

$$u = \frac{C_2 - qy}{\frac{a}{2} \cdot y^2 + C_1}.$$

173. Но этим еще дело не окончилось, ибо, освобождаясь от обозначений (167) и (170), получим

$$\frac{dy}{dz} = \frac{\sqrt{(C_2 - qy)^2 - \left(\frac{a}{2} y^2 + C_1 \right)^2}}{\frac{a}{2} \cdot y^2 + C_1},$$

или

$$\frac{dy}{dz} = \sqrt{\left(\frac{C_2 - qy}{\frac{a}{2} \cdot y^2 + C_1} \right)^2 - 1}.$$

174. Для интегрирования найдем

$$dz = \frac{\left(\frac{a}{2} y^2 + C_1 \right) \cdot dy}{\sqrt{(C_2 - qy)^2 - \left(\frac{a}{2} \cdot y^2 + C_1 \right)^2}}.$$

Формула (173) дает для каждого y две равные производные, но с разными знаками; из этого видно, что кривая симметрична относительно некоторой оси, параллельной оси ординат.

175. Полагая в уравнении (173) $\frac{dy}{dz} = 0$ и применяя его к принятому нами аэростату (рис. 1), найдем, что тогда $y_{\min} = y_3$ и $y_{\max} = y_3 + h$, где y_3 — высота аппендикса и h — высота оболочки.

176. Это дает возможность определить постоянные C_1 и C_2 . Именно из (173), для определения двух постоянных получим четыре пары уравнений:

$$177. \quad C_2 - qy_{\min} = \frac{a}{2} \cdot y_{\min}^2 + C_1,$$

$$C_2 - qy_{\max} = \frac{a}{2} \cdot y_{\max}^2 - C_1.$$

$$178. \quad C_2 - qy_{\min} = \frac{a}{2} \cdot y_{\min}^2 - C_1,$$

$$C_2 - qy_{\max} = \frac{a}{2} \cdot y_{\max}^2 + C_1.$$

$$179. \quad C_2 - qy_{\min} = -\frac{a}{2} \cdot y_{\min}^2 - C_1,$$

$$C_2 - qy_{\max} = -\frac{a}{2} \cdot y_{\max}^2 - C_1.$$

$$180. \quad C_2 - qy_{\min} = \frac{a}{2} \cdot y_{\min}^2 + C_1,$$

$$C_2 - qy_{\max} = \frac{a}{2} \cdot y_{\max}^2 + C_1.$$

Из первой пары уравнений получим

$$181. \quad -C_1 = \frac{a}{4} (y_{\max}^2 + y_{\min}^2) - \frac{q}{2} (y_{\max} - y_{\min}).$$

$$182. \quad C_2 = -\frac{a}{4} (y_{\max}^2 - y_{\min}^2) + \frac{q}{2} (y_{\max} + y_{\min}).$$

Эти уравнения, как увидим, применяются к обыкновенной весо-мости оболочки, или когда вообще стремление легкого газа или жид-кости, заключенной в оболочке, как бы противоположно направлению тяжести. Так бывает в применении к аэростату.

Из второй пары уравнений найдем

$$183. \quad -C_1 = \frac{a}{4} (y_{\max}^2 + y_{\min}^2) + \frac{q}{2} (y_{\max} - y_{\min}).$$

$$184. \quad C_2 = \frac{a}{4} (y_{\max}^2 - y_{\min}^2) + \frac{q}{2} (y_{\max} + y_{\min}).$$

Эти уравнения применяются к отрицательной весо-мости или вообще, когда кажущееся стремление заключенной внутри оболочки жидкости совпадает по направлению с тяжестью оболочки. Этот случай имеет место, когда определяется форма цилиндрического мешка, наполнен-ного жидкостью или газом, более тяжелым, чем окружающая его внеш-няя среда, например воздух.

Из третьей пары уравнений и четвертой нельзя определить постоян-ные, но тогда получим

$$185. \quad y_{\min} = \frac{q}{a} - \frac{y_{\max} - y_{\min}}{2}, \quad \text{или} \quad y_3 = \frac{q}{a} - \frac{h}{2}.$$

$$186. \quad y_{\min} = -\frac{q}{a} - \frac{y_{\max} - y_{\min}}{2}, \quad \text{или} \quad y_3 = -\frac{q}{a} - \frac{h}{2}.$$

187. Положим, что когда производная $\left(\frac{dh}{dx}\right)$ равна бесконечности, то $y - y_3 = h_1$ (рис. 12); тогда из уравнения (173) найдем

$$h_1 + y_3 = \sqrt{\frac{-2C_1}{a}}.$$

Отсюда видно, что C_1 должно быть отрицательно.

Также видно на основании уравнений (181) и (183), что h_1 будет меньше в случае положительной весомости, чем в случае отрицательной (рис. 15).

Также нетрудно показать, что в случае бесконечно большого давления p в низшей точке оболочки ($y_3 = \infty$), как при положительной, так и при отрицательной весомости, $h_1 = \frac{h}{2}$, что может служить проверкой формул.

188. Исключая C_1 из последнего уравнения, найдем:
в случае положительной весомости (аэростат)

$$h_1 + y_{\min} = \sqrt{\frac{1}{2}(y_{\max}^2 + y_{\min}^2) - \frac{q(y_{\max} - y_{\min})}{a}},$$

в случае же отрицательной

$$h_1 + y_{\min} = \sqrt{\frac{1}{2}(y_{\max}^2 + y_{\min}^2) + \frac{q(y_{\max} - y_{\min})}{a}}.$$

189. Если оболочка невесома, т. е. $q = 0$, то получим

$$h_1 + y_{\min} = \sqrt{\frac{1}{2}(y_{\max}^2 + y_{\min}^2)}.$$

Чем будет больше y_3 , тем меньше будет h_1 по сравнению с h ; при $y_3 = 0$

$$h_1 = \frac{h}{\sqrt{2}} = \frac{h}{2} \sqrt{2}.$$

190. По известной формуле можно определить радиус кривизны искомой кривой. Именно, из уравнений (170) и (172) найдем

$$\left(\frac{dy}{dz}\right)^2 = \left(\frac{C_2 - qy}{\frac{a}{2} \cdot y^2 + C_1}\right)^2 - 1.$$

191. Затем

$$\frac{ds}{dz} = \pm \sqrt{1 + \left(\frac{dy}{dz}\right)^2} = \pm \frac{C_2 - qy}{\frac{a}{2} \cdot y^2 + C_1}.$$

192. Из уравнений (166) получим

$$-\frac{d^2y}{dz^2} = \frac{q \cdot \frac{ds}{dz} + ay \left[\left(\frac{dy}{dz}\right)^2 + 1 \right]}{\frac{a}{2} \cdot y^2 + C_1}.$$

193. Наконец, из этого и предыдущих уравнений найдем радиус ρ кривизны:

$$\rho = \frac{\left(\frac{ds}{dz}\right)^3}{\frac{d^2y}{dz^2}} = \frac{\pm(C_2 - qy)^2}{q\left(\frac{a}{2}y^2 + C_1\right) + ay(C_2 - qy)}$$

194. Напомним, что q — вес единицы длины оболочки при ширине в единицу; a — разность между плотностями внешней и внутренней жидкости, равная $\gamma_v - \gamma_r$; ay_3 выражает давление в нижней точке оболочки; ay — давление на высоте y ; C_1 и C_2 — постоянные, определяемые из уравнений (181) и (182) в случае обыкновенной положительной тяжести и из уравнений (183) и (184) в случае тяжести отрицательной.

195. Вообразим круглое сечение цилиндрического аэростата высотой, равной h^1 . Подъемная сила этого круглого цилиндра будет $\frac{\pi h^2}{4} \cdot a$. Положим, что $1/n$ — часть этой подъемной силы равна весу оболочки этого (незакрытого, конечно) цилиндра. Тогда получим

$$\frac{1}{n} \cdot \frac{\pi h^2}{4} \cdot a = \pi h q,$$

откуда

$$q = \frac{ah}{4n}.$$

196. Мы этим хотим приблизительно обозначить, что вес оболочек составляет определенную ($1/n$) часть подъемной силы аэростата.

Исключая q из постоянных C_1 и C_2 и из уравнения (194), а также исключая из последнего и сами постоянные и заменяя выражения y_{\max} и y_{\min} через их численные значения ($y_{\max} = h + y_3$ и $y_{\min} = y_3$) (рис. 15), получим для аэростата (весомость положительна)²

$$\rho = \frac{h\left(1 + \frac{2y_3}{h} - \frac{1}{2n} + \frac{y - y_3}{n \cdot h}\right)^2}{\frac{2}{n} \left(\frac{y}{h}\right)^2 - \frac{1}{n} \left(1 + \frac{2y_3}{h} + \frac{2y_3^2}{h^2} - \frac{1}{2n}\right) - 4 \frac{y}{h} \left(1 + \frac{2y_3}{h} - \frac{1}{2n} + \frac{y - y_3}{nh}\right)}$$

197. Также для газа, более тяжелого, чем воздух, или для мешка с жидкостью, например с водой, найдем

$$\rho = \frac{h\left(1 + \frac{2y_3}{h} + \frac{1}{2n} - \frac{y - y_3}{nh}\right)^2}{\frac{2}{n} \cdot \left(\frac{y}{h}\right)^2 - \frac{1}{n} \left(1 + \frac{2y_3}{h} + \frac{2y_3^2}{h^2} + \frac{1}{2n}\right) + 4 \cdot \frac{y}{h} \left(1 + \frac{2y_3}{h} + \frac{1}{2n} - \frac{y - y_3}{nh}\right)}$$

¹ Ширина цилиндра предполагается равной единице.

² Т. е. обыкновенная тяжесть.

198. Из этих уравнений видно, что кривая имеет весьма сложный вид, и форма ее зависит от сравнительной массивности $\left(\frac{1}{n}\right)$ оболочки и от сравнительного давления y_3/h в ее нижней точке. Если эти величины будут постоянны, то все кривые будут подобны между собой. Понятно, что форма кривой также зависит от направления тяжести по отношению к направлению давления газов, что видно из различий между двумя последними уравнениями.

199. При $\frac{y_3}{h} = \infty$ радиус кривизны по обоим уравнениям становится постоянным и равным $h/2$ (половине высоты оболочки), т. е. кривая обращается в круг.

200. По первому уравнению для аэростата при $n = 1$, т. е. когда вес оболочки равен подъемной силе газа, кривая тоже обращается в круг при всяком давлении y_3 в нижней точке, ибо из первого уравнения найдем $\rho = \frac{1}{2}h$.

Тот же вывод получим, если из уравнения окружности относительно ее касательной отыщем производные и пр. и вставим в уравнение (166). Найдем, что это уравнение удовлетворяется; а потому, когда $n = 1$ и тяжесть положительна, кривая есть окружность.

Положим в уравнении (196) $n = 2$, а отношение y_3/h последовательно: 0; $\frac{1}{8}$; 0,14; 0,15; $\frac{1}{5}$; $\frac{1}{4}$; $\frac{1}{2}$; 1.

Тогда получим следующие формулы для вычисления радиусов кривизны кривых, ограничивающих сечения аэростата. Для краткости в формулах положено: $\frac{y - y_3}{h} = k$, но так как h , или высоту оболочки, мы положили равной единице, то $y - y_3 = k$.

При разных k получим и разные радиусы, что и выразим в табличках:

$$\frac{y_3}{h} = 0; \quad \rho = \frac{(3 + 2k)^2}{16k + 6}; \quad n = 2$$

k	0	0,2	0,5	1,0
ρ	1,500	0,714	0,471	0,357

201. $\frac{y_3}{h} = \frac{1}{8}; \quad \rho = \frac{(2 + k)^2}{4k(4 + k) + 4}; \quad n = 2$

k	0	0,2	0,5	1,0
ρ	1,000	0,658	0,480	0,375

202. $\frac{y_3}{h} = 0,14; \quad \rho = \frac{(2,06 + k)^2}{4k(4,12 + k) + 4,31}; \quad n = 2$

k	0	0,2	0,5	1,0
ρ	0,984	0,657	0,484	0,378

203. $\frac{y_3}{h} = 0,15 \quad \rho = \frac{(2,1 + k)^2}{4k(4,2 + k) + 4,62}; \quad n = 2$

k	0	0,2	0,5	1,0
ρ	0,955	0,650	0,482	0,378

Нет ничего легче, как по этим немногим даже радиусам построить очень точные кривые; но пойдем далее.

$$204. \quad \frac{y_3}{h} = \frac{1}{5}; \quad \rho = \frac{(2,3+k)^2}{4k(4,6+k)+5,98}; \quad n=2$$

k	0	0,2	0,5	1,0
ρ	0,885	0,636	0,485	0,384

$$205. \quad \frac{y_3}{h} = \frac{1}{4}; \quad \rho = \frac{(5+2k)^2}{16k(5+k)+30}; \quad n=2$$

k	0	0,2	0,5	1,0
ρ	0,833	0,617	0,486	0,389

$$206. \quad \frac{y_3}{h} = \frac{1}{2}; \quad \rho = \frac{(7+2k)^2}{16k(7+k)+70}; \quad n=2$$

k	0	0,2	0,5	1,0
ρ	0,700	0,589	0,492	0,404

$$207. \quad \frac{y_3}{h} = 1; \quad \rho = \frac{(11+2k)^2}{16k(11+k)+198}; \quad n=2$$

k	0	0,4	1,0
ρ	0,611	0,514	0,433

208. По этим данным можем построить кривые, полученные выше опытным путем (рис. 16).

Рассматривая их, видим, что все они формой напоминают удлиненные циклоиды (рис. 15), что давление y_3/h в нижней точке не может быть менее 0,237, ибо в противном случае кривая не замыкается, т. е. не пересекает ось ординат. Видим, что с увеличением давления в нижней точке кривая всё более округляется, но двойная (или полная) ширина ее все-таки заметно превышает высоту.

209. Если построим кривые по формуле (197), то увидим, что мешок с газом или жидкостью, более тяжелой, чем воздух, имеет в сечении вид тех же кривых, только повернутых низом вверх. Заметим также, что они менее продолговаты в горизонтальном направлении, чем кривые аэростата, и требуют несравненно большего давления y_3/h в нижней точке.

210. Среднее место занимают кривые с невесомой оболочкой; их свойства промежуточны, т. е. они имеют среднюю удлиненность в горизонтальном направлении и требуют среднего давления в нижней точке оболочки.

211. Легко видеть и зависимость формы оболочки аэростата от ее сравнительной весомости $1/h$ при одном и том же давлении в нижней точке. Положив, например, $y_3/h = 1/2$, а n последовательно равным 1; 2 и ∞ (или весомость $1/n$ оболочки последовательно равной 1; $1/2$ и 0), по уравнению (196) можем построить три кривые. Первая кривая будет круг, а затем, по мере уменьшения весомости $1/n$, кривая становится всё более и более продолговатой в горизонтальном направлении.

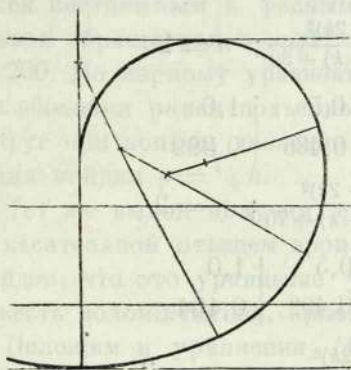


Рис. 16

212. Для построения невесомых оболочек получим весьма простые формулы, если в уравнении (196) или (197) положим $n = \infty$.

Тогда получим

$$\rho = \frac{C_2}{ay}.$$

Если же в уравнении (183) и (184) положить $q = 0$, то получим

$$-C_1 = \frac{a}{4} [y_{\max}^2 + y_{\min}^2].$$

$$C_2 = \frac{a}{4} [y_{\max}^2 - y_{\min}^2].$$

213. Следовательно:

$$\rho = \frac{h}{4} \cdot \frac{y_{\max} + y_{\min}}{y},$$

или

$$\rho = \frac{h}{4} \cdot \frac{h + 2y_3}{y}.$$

214. Из уравнений же (196) и (197), если $n = \infty$, получим то же самое:

$$\rho = \frac{\left(1 + \frac{2y_3}{h}\right)^2}{4 \frac{y}{h} \left(1 + \frac{2y_3}{h}\right)} = \frac{h}{4} \cdot \frac{h + 2y_3}{y}.$$

215. Из последних формул видно, что с увеличением ординаты y радиус кривизны непрерывно уменьшается. Если $y = y_3$, то ρ будет наибольшим; тогда

$$\rho_{\max} = \frac{h}{2} \left(\frac{h}{2y_3} + 1 \right).$$

Если $y = h + y_3$, то получим наибольшую кривизну, именно:

$$\rho_{\min} = \frac{h}{4} \left(1 + \frac{y_3}{h + y_3} \right).$$

Отношение

$$\frac{\rho_{\max}}{\rho_{\min}} = \frac{h}{y_3} + 1.$$

216. Если еще и $y_3 = 0$ (т. е. давления в низшей точке нет), то радиус ρ кривизны колеблется от бесконечно большой величины до $h/4$.

217. При возрастании y_3 , или давления в низшей точке, радиус ρ внизу уменьшается, а сверху увеличивается. При бесконечно большом y_3 , понятно, кривая должна обратиться в окружность, и действительно, из формулы (213) найдем, что $\rho = 1/2h$, т. е. получим постоянный радиус, равный половине высоты h оболочки.

218. Формул (196) и (197) совершенно достаточно для самого точного вычерчивания кривых сечения аэростата и для опытного исследования полученных кривых во всех отношениях и подробностях.

Но все-таки дадим и некоторые теоретические данные для той же цели. Производная $\left(\frac{dy}{dz}\right)$ выражается формулой (173); для определения кривой имеем формулу (174).

219. Вторую производную приводим тут:

$$-\frac{d^2y}{dz^2} = \frac{(C_2 - qy) \left[ay(C_2 - qy) + q \left(\frac{a}{2} y^2 + C_1 \right) \right]}{\left(\frac{a}{2} y^2 + C_1 \right)^3}.$$

220. Далее, даем дифференциал дуги ds :

$$\frac{ds}{dy} = \sqrt{1 + \left(\frac{dz}{dy}\right)^2}$$

или по уравнению (173) найдем

$$ds = \frac{(C_2 - qy) dy}{\sqrt{(C_2 - qy)^2 - \left(\frac{a}{2} y^2 + C_1\right)^2}}.$$

221. Наконец дифференциал площади сечения равен $(y - y_3) dz$; следовательно:

$$(y - y_3) dz = \frac{\left(\frac{a}{2} y^2 + C_1\right) (y - y_3) dy}{\sqrt{(C_2 - qy)^2 - \left(\frac{a}{2} y^2 + C_1\right)^2}}.$$

222. Уравнения этой главы при других постоянных можно применять и при ином способе привешивания ладьи; а также их можно применять для определения формы сечения более или менее раздутого аэростата, когда низшая часть оболочки образует входящий или выходящий угол.

VII. МЕТАЛЛИЧЕСКАЯ ВОЛНИСТАЯ ПОВЕРХНОСТЬ АЭРОСТАТА. РАСТЯЖЕНИЕ И СГИБАНИЕ ЕЕ¹

Поверхность вращения превращается в двойную плоскость

Кроме описанного в гл. V, устройство волнистой оболочки воздушного корабля может быть иное. Основываясь на нем, мы выведем формулы, относящиеся к гофрированной поверхности аэростата и необходимые для построения ее по той или другой системе.

223. Представим себе, что аэростат сперва имеет вид поверхности, полученной от вращения (рис. 17) какой-нибудь плавной кривой вокруг ее хорды.

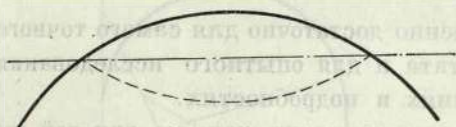


Рис. 17

Преобразуем теперь эту поверхность так, чтобы она получила необходимые нам свойства (гл. V).

Для этого разрежем ее на множество частей посредством плоскостей, перпендикулярных ее продольной оси (рис. 18). Каждую часть без большой погрешности можем принять за боковую поверхность усеченного конуса; только концы аэростата примем за боковые поверхности полных конусов.

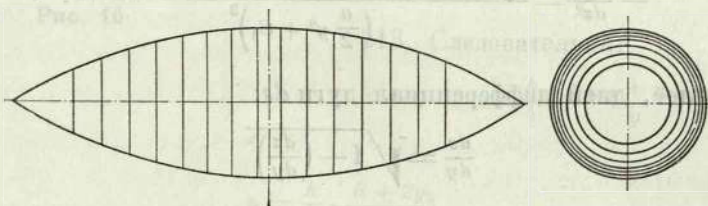


Рис. 18

224. Конические поверхности имеют свойства складываться в плоскость, не давая складок. Сложим все конусы на одну плоскость в том же порядке, в каком они находились ранее, и постараемся их приложить друг к другу так, чтобы между соседними конусами не было промежутков и чтобы поверхность одного конуса не закрывала поверхности соседнего. Мы этого никогда не достигнем (рис. 19). По средней линии рисунка сложенные конические поверхности имеют соприкосновение, но чем ближе к краям фигуры, тем они более расходятся; понятно, что поверхности, изображенные тут, двойные.

Если бы края промежутков последнего чертежа были параллельны, то их можно бы было сблизить и соединить.

¹ Часть этой главы заимствована из моей книги: «Аэростат металлический, управляемый» (1892 и 1893 гг.).

225. Положим, что полосы (рис. 19) весьма узки, причем будут, конечно, узки и промежутки между ними. Изогнем каждую полосу горбом или желобком. По средней продольной линии рисунка пусть желобки будут глубже или горбы круче, а чем дальше от средней линии, тем мельче или ниже. Тогда средние части полос сократятся поперек, и края промежутков будут эквидистантны. После этого мы имеем возможность их сблизить и соединить. Конечные конусы (рис. 19) остаются без изменения.

226. Итак, аэростат сначала был разрезан на узкие части, затем части эти сложили на плоскость и придали им желобчатый вид и, наконец, соединили те самые края, или те самые точки поверхности аэростата, которые были в соединении и раньше.

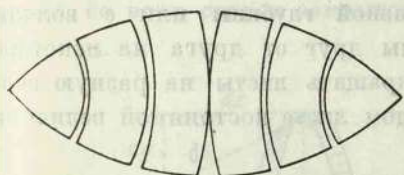


Рис. 19

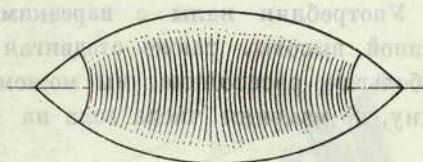


Рис. 20

В результате — как бы сложенный, искусно и без разрыва, на плоскость аэростат (рис. 20), покрытый поперечными дугообразными морщинами, высота которых тем более, чем ближе они расположены к средней линии сложенного металлического мешка; только края последнего да полые конусы совершенно гладки. При раздувании аэростата эти морщины более или менее сглаживаются, т. е. высота их уменьшается. Но полного раздутия или разглаживания получить нельзя, не разорвав оболочку. Поэтому волны оболочки должны быть круче, чтобы и при полном раздутии не было полного разглаживания волн; излишний размер волн, во-первых, не мешает, во-вторых, придаст ей возможность свободно принять ту форму поверхности, сечение которой изображено на рис. 1, и значительно притом изменять ее.

227. Если мы допустим, что складки или волны аэростата достаточно мелки, самый аэростат достаточно велик и сделан из материала довольно тонкого и упругого, то полученный нами металлический мешок будет обладать теми свойствами, о которых я говорю и говорил. К этим свойствам следует еще прибавить, что волнообразная поверхность аэростата придает ему особую упругость, вследствие которой аэростат, несмотря на значительные изменения его формы и объема, «пружинит», не давая неправильных и неожиданных складок и имея вполне достаточное сопротивление силам, стремящимся его разрушить.

228. Хотя вышеприведенное представление об устройстве складывающегося металлического аэростата и очень полезно для уяснения его способности изменять форму сообразно действующим на него силам, но на практике аэростат, может быть, придется строить из листов и потому предложу другой способ построения его на плоскости.

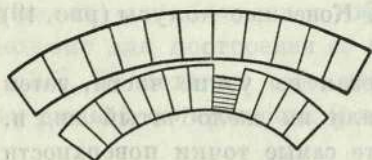


Рис. 21

Возьмем две соседние конические поверхности в сложенном виде и разрежем их на листы так, как показано на рис. 21. Если пропустить каждый лист через зубчатые валы, т. е. через цилиндры, покрытые волнами, гребни которых параллельны осям цилиндров, то длина листов сократится [рис. 22]*.

Употребляя валы с нарезками разной глубины или с волнами разной высоты, также отодвигая валы друг от друга на некоторое небольшое расстояние, мы можем сокращать листы на разную величину, не изменяя числа волн на каждом листе постоянной величины.

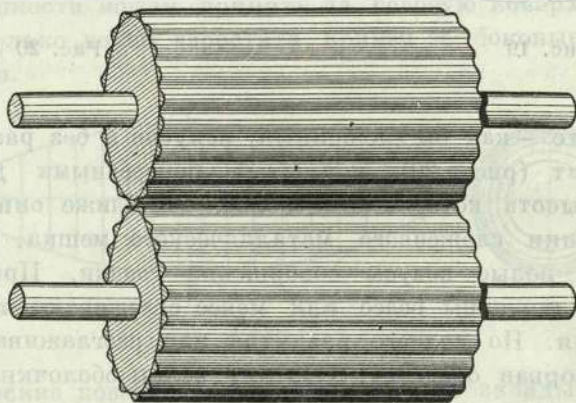


Рис. 22

229. Можно и так их сократить, что при размещении их на прежние места (рис. 21) края промежутков будут параллельны; для этого, конечно, листам придают волны, параллельные направлению полосы и тем более крутые, чем ближе они расположены к серединной линии сложенного на плоскость аэростата.

Тогда остается сблизить и соединить все те точки аэростата, которые были в соединении и раньше.

* В прямоугольные скобки в тексте везде включены дополнения от редакции.

Понятно, он будет иметь совершенно тот же вид (рис. 20), какой мы описали при другом образовании складывающегося металлического мешка.

230. Можно придавать волнистость не всем кольцам (или полосам) подряд, а через одно.

Геометрическая часть расчетов

Но приступим к расчетам. Сначала произведем чисто геометрические вычисления, а затем и механические; именно — узнаем прежде радиусы и углы конусов, из которых состоит газоместитель, и промежутки между соседними кольцами (рис. 19); зная эти промежутки, нетрудно уже определить и величину сокращения, необходимого для того, чтобы сойтись им в одну плоскость друг с другом с целью составления мешка, со всех сторон закрытого.

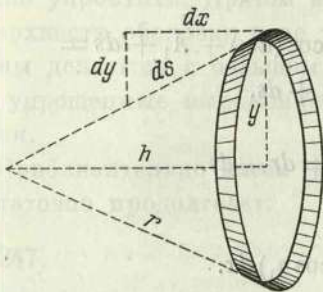


Рис. 23

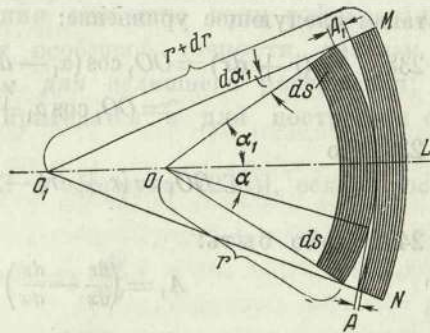


Рис. 24

231. Положим, что уравнение кривой (рис. 17), образующей своим вращением вокруг хорды поверхность аэростата, будет $y = F(x)$; причем хорда взята за ось абсцисс, а середина ее — за начало прямоугольных координат. Тогда из рис. 23, где изображен один из усеченных конусов в натуральном, т. е. не сложенном, виде, и где r есть касательная к данной кривой, или полная образующая конуса, h — высота его, а y — радиус основания, найдем

$$232. \quad \frac{dy}{dx} = \frac{y}{h} \quad \text{и} \quad r^2 = h^2 + y^2;$$

откуда

$$233. \quad r = y \left[1 + \left(\frac{dx}{dy} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}}.$$

Мы определили образующую r полного конуса, или радиус сложенного вдвое усеченного конуса, имеющего вид части кольца (рис. 24). По этому чертежу мы получим длину дуги ML :

$$234. \quad ML = \frac{2\pi y}{4} = \frac{\pi y}{2}.$$

Следовательно, обозначая 360° через 2π , имеем следующее выражение для угла α_1 , соответствующего дуге ML :

$$235. \quad \alpha_1 = \frac{MN}{r} = \frac{\pi y}{2r}.$$

На основании же последнего уравнения и уравнения (233) выведем

$$236. \quad \alpha_1 = \frac{\pi}{2} \left[1 + \left(\frac{dx}{dy} \right)^2 \right]^{-\frac{1}{2}}.$$

Узнаем теперь величину крайнего промежутка (т. е. наибольшего для данной пары сложенных колец) между двумя сложенными на плоскость конусами (рис. 24), которую обозначим через A_1 .

Рассматривая внимательно рис. 24, где r есть внешний радиус одного кольца, а $(r + dr)$ — внешний радиус соседнего и где ds — есть ширина кольца, которая равна:

$$237. \quad ds = \left[1 + \left(\frac{dy}{dx} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}} dx,$$

составим следующее уравнение:

$$238. \quad (r + dr) = OO_1 \cos(\alpha_1 - d\alpha_1) + r \cos(d\alpha_1) + A_1 + ds = \\ = OO_1 \cos \alpha_1 + r + A_1 + ds.$$

239. Но

$$OO_1 = (r + dr) - r - ds = dr - ds.$$

240. Стало быть:

$$A_1 = \left(\frac{dr}{dx} - \frac{ds}{dx} \right) \cdot (1 - \cos \alpha_1) dx.$$

Здесь угол α_1 узнается по формуле (236); но угол может быть и меньше α_1 , и тогда получим не наибольший промежуток A_1 , находящийся у края сложенного кольца, а другие — меньшие, A и ближайшие к средней точке C (рис. 24); поэтому формулу (240) можно принимать и вообще; итак, получим

$$241. \quad A = \left(\frac{dr}{dx} - \frac{ds}{dx} \right) (1 - \cos \alpha) dx;$$

тут угол α не вполне произволен, но должен удовлетворять условию

$$242. \quad \alpha \leq \frac{\pi}{2} \left[1 + \left(\frac{dx}{dy} \right)^2 \right]^{-\frac{1}{2}},$$

т. е. должен быть меньше α_1^* (236).

243. Зная A_1 и A , легко видеть, что сокращение отдельного листа dA , составляющего элемент кольца (так же, как и это последнее составляет элемент азростата), равно: $dA = A_1 - A$, т. е. оно равно наибольшему промежутку данной пары колец без того промежутка, который соответствует положению данного листа.

* Не больше α_1 .

244. Если известно уравнение образующей (рис. 17) поверхности газоместиллица, то, как ни будь сложна его форма, без малейших затруднений можем узнать по вышеприведенным уравнениям радиусы r колец (233), длину их (234), их углы (236), промежутки A и A_1 (241) и (240) и сокращение каждого листа dA , представляющего элемент аэростата второго порядка.

245. Из уравнения (241) мы видим, что для одного и того же кольца, или для постоянной величины абсциссы x , промежутки A пропорционален $1 - \cos \alpha$, но приблизительно $1 - \cos \alpha = \frac{\alpha^2}{2}$, т. е. промежутки независимо от формы образующей или вида данного уравнения ее (231) пропорционален квадрату угла α или расстоянию по дуге MN от средней точки L (рис. 24).

246. Выведенные нами уравнения, содержащие радиус r (233) и дугу s , довольно сложны. Но для предварительных соображений их можно упростить. Притом вычисления величины волн гофрированной поверхности оболочки и не требуют особенной точности, так как эти волны делаются с большим запасом для излишнего растяжения; так что упрощенные выражения нам пригодятся и для построения оболочки.

Приблизительно имеем [рис. 23 и формула (233)], если аэростат достаточно продолговат:

$$247. \quad r = h = y \cdot \frac{dx}{dy};$$

$$248. \quad \frac{ds}{dx} = 1.$$

Из (247), дифференцируя, найдем

$$249. \quad \frac{dr}{dx} = 1 - y \left(\frac{dx}{dy} \right)^2 \cdot \frac{d^2y}{dx^2}.$$

Следовательно,

$$250. \quad \frac{dr}{dx} - \frac{ds}{dx} = -y \left(\frac{dx}{dy} \right)^2 \frac{d^2y}{dx^2}.$$

Далее, из (236) и (245) приблизительно получим

$$251. \quad \alpha_1 = \frac{\pi}{2} \cdot \frac{dy}{dx},$$

$$252. \quad 1 - \cos \alpha_1 = \frac{\alpha_1^2}{2} = \frac{\pi^2}{8} \left(\frac{dy}{dx} \right)^2.$$

Теперь из (240) найдем

$$253. \quad A_1 = \frac{-\pi^2}{8} \cdot y \cdot \frac{d^2y}{dx^2} \cdot dx.$$

254. Если, например, $y = F(x) = y_1 \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2}\right)$, т. е. если аэростат образуется вращением дуги параболы вокруг ее хорды $2x_1$, перпендикулярной оси параболы, то получим такое приближительное выражение для величины крайнего промежутка A_1 :

$$A_1 = \frac{\pi^2 y_1^2}{4x_1^2} \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2}\right) dx = \frac{\pi^2}{4} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2} \cdot \frac{y}{y_1} \cdot dx.$$

Здесь, так же, как и в предыдущем уравнении, $2x_1$ есть длина оболочки, а $2y_1$ — высота ее или наибольший поперечник.

255. Из формулы видно, что для одного и того же аэростата крайний промежуток A_1 пропорционален $2y$, т. е. поперечному диаметру рассматриваемого сечения оболочки и ширине dx , или ds кольца. Поблизости к концам оболочки промежутки между кольцами будут так малы, что складками на концах оболочки пренебрегают и делают их из сплошных и гладких конических поверхностей.

256. Из той же формулы видно, что при постоянных x/x_1 и dx , но для оболочек разной продолговатости x_1/y_1 , величина A_1 обратно пропорциональна квадрату этой продолговатости. Так, если бы продолговатость оболочки, при том же уравнении кривой, увеличилась в 3 раза, то промежутки между кольцами A_1 уменьшились бы в 9 раз.

257. Последняя формула дает нам также наибольшее относительное сокращение A_1/dx листа (рис. 21 и 24). Полагая в ней продолговатость x_1/y_1 оболочки равной 7, а x/x_1 последовательно равным 0; $1/2$; $3/4$ и 1, для относительного сокращения A_1/dx , вычислим: $1/20$, $1/26$, $1/46$, $1/85$ и 0.

258. Когда оболочка имеет форму эллипсоида вращения, то

$$y = F(x) = y_1 \sqrt{1 - \frac{x^2}{x_1^2}}$$

и

$$\frac{A_1}{dx} = \frac{\frac{\pi^2}{8} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2}}{\left(1 - \frac{x^2}{x_1^2}\right)} = \frac{\pi^2}{8} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2} \cdot \frac{y_1^2}{y^2}.$$

Отсюда видно, что в случае эллипсоида величина A_1/dx крайнего промежутка или наибольшего сокращения листа быстро увеличивается к концам оболочки. Полагая опять $\frac{x_1}{y_1} = 7$, а x/x_1 последовательно: 0; $1/5$; $2/5$; $3/5$; $4/5$, найдем соответствующие величины для A_1/dx : $1/40$; $1/38$; $1/34$; $1/26$ и $1/14$.

259. Если положим, что

$$y = F(x) = y_1 \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2}\right)^{3/4},$$

где показатель $\frac{3}{4}$ есть среднее арифметическое число между показателями [степени] уравнений двух предыдущих кривых, то найдем:

$$\frac{A_1}{dx} = \frac{3\pi^2}{32} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2} \cdot \frac{2 - \frac{x^2}{x_1^2}}{\sqrt{1 - \frac{x^2}{x_1^2}}}.$$

Полагая и тут $\frac{x_1}{y_1} = 7$ и $\frac{x}{x_1}$, последовательно: 0 ; $\frac{1}{5}$; $\frac{2}{5}$; $\frac{3}{5}$; $\frac{4}{5}$, найдем для A_1/dx : $\frac{1}{26}$; $\frac{1}{26}$; $\frac{1}{26}$; $\frac{1}{25,5}$ и $\frac{1}{22}$.

Следовательно, могут быть и такие формы оболочки, при которых величина крайнего промежутка приблизительно одинакова от переднего конца до заднего конца аэростата.

260. Для удлинённой косинусоиды

$$y = F(x) = y_1 \cos\left(\frac{\pi x}{2x_1}\right)$$

и

$$\frac{A_1}{dx} = \frac{\pi^4}{32} \cdot \left(\frac{y}{x_1}\right) \cdot \left(\frac{y_1}{x_1}\right) \cdot \cos\left(\frac{\pi x}{2x_1}\right) = \frac{\pi^4}{32} \cdot \frac{y^2}{x_1^2}.$$

Значит, при этой форме величина крайнего промежутка убывает чрезвычайно быстро к концам оболочки, именно — пропорционально квадрату диаметра $2y$ поперечного сечения оболочки. Эта форма весьма плавная, острая и легко рассекающая воздух¹.

261. Можно представить последнюю формулу так:

$$\frac{A_1}{dx} = \frac{\pi^4}{32} \left(\frac{y_1}{x_1}\right)^2 \left(\frac{y}{y_1}\right)^2.$$

Отсюда видно, как мы находили и для других поверхностей, что величина A_1 обратно пропорциональна квадрату продолговатости оболочки.

Наибольший крайний промежуток получим из последнего уравнения, положив в нем $y = y_1$. Найдем $\frac{A_1}{dx} = \frac{\pi^4}{32} \left(\frac{y_1}{x_1}\right)^2$. Если $\frac{x_1}{y_1} = 7$, то $\frac{A_1}{dx} = 0,06212$, или около $\frac{1}{16,3}$ *

Стало быть, в средней части мешка величина промежутка сравнительно с другими формами весьма значительна, но зато к концам оболочки она быстро убывает.

262. Можно сделать так, чтобы $\frac{A_1}{dx} = F(y)$, т. е. чтобы относительное растяжение среднего листа или величина крайнего промежутка были в желаемой зависимости от ординаты y .

¹ Я устраивал такой формы лодки — очень быстроходные.

* Точнее $\frac{1}{16,1}$.

Тогда получим дифференциальное уравнение (см. 253)

$$-\frac{\pi^2}{8} \cdot y \cdot \frac{d^2y}{dx^2} = F(y),$$

или

$$\frac{d^2y}{dx^2} = \frac{-8}{\pi^2} \cdot \frac{F(y)}{y}.$$

Отсюда

$$x = \int \frac{dy}{\sqrt{C - \frac{16}{\pi^2} \int \frac{F(y)}{y} \cdot dy}},$$

где C — постоянное.

263. Если, например, $F(y) = ky$, где k — постоянный множитель, то

$$\int \frac{dy}{y} = \ln y$$

и

$$x = \int \frac{dy}{\sqrt{C - \frac{16}{\pi^2} ky}} = \frac{-\pi^2}{8k} \sqrt{C - \frac{16}{\pi^2} ky} + C_1,$$

где C_1 — также постоянное.

Это есть, очевидно, уравнение параболы, что уже мы видели (254).

Механическая часть расчетов

264. Перейдем теперь к механической части решения вопроса о построении металлической оболочки аэростата.

Из предыдущего мы видим, что всё дело состоит в том, чтобы каждый лист сократить на известную величину ($A_1 - A$), придавая ему волнистую поверхность посредством прибора (рис. 22). Тогда листы, расположенные в надлежащем порядке друг возле друга, вплотную и без малейших промежутков, и спаянные между собой, образуют плоский мешок, который при раздутии дает форму, легко рассекающую воздух (форму рыбы или веретена) без неправильных и неподвижных складок, опасных для целости мешка.

Но сократить лист на определенную величину можно и посредством мелких, и посредством крупных складок или волн (рис. 25). Спрашивается, какие же размеры должно придавать волнам?

Необходимо, чтобы волны, гребни которых идут по окружности поперечного сечения аэростата, при переходе его из плоского вида в округленный, раздутый, свободно изгибались, не ломаясь и не давая трещин и неправильных изгибов.

Это условие требует по возможности мелких волн; но очень мелкие волны опять не годятся и вот почему: при раздувании аэростата и при распрямлении волн или уменьшении высоты их они не только не должны давать трещин, но и должны быть настолько упруги, чтобы при обратном складывании аэростата в плоскость или при уменьшении его объема могли принять прежний волнистый вид, сократившись, благодаря упругости на прежнюю величину.

Это второе условие требует не только упругости материала, но и по возможности больших волн.

265. Итак, определим наибольшие размеры волн, пока только с точки зрения безопасного поперечного изгибания поверхности аэростата.

Чтобы изгибание волнистой поверхности по окружности поперечного сечения аэростата можно было рассматривать как массивную пластинку

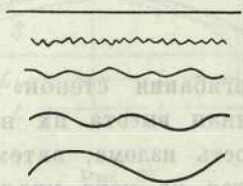


Рис. 25

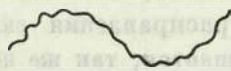


Рис. 26

толщиной $2h$, необходимо, если размер волны велик по сравнению с толщиной жести, из которой она выгнута, на обыкновенных волнах выбить более мелкие волны, или волны второго порядка, а на этих последних — еще более мелкие волны, или волны третьего порядка, и т. д. Надеюсь, что в практике построения аэростатов дело ограничится обыкновенными, или волнами первого порядка, и, самое большое, что потребуется, — это наведение волн второго порядка (рис. 26), что может сделать приспособление, подобное изображенному на рис. 22. Положим, что массивная поверхность толщиной $2h$ изогнулась по окружности длиной C ; тогда выпуклая сторона полученного цилиндра должна растянуться на величину dC , а вогнутая — настолько же сократиться; очевидно, отношение dC/C не должно превышать отношения K_e/E , где K_e есть предельная сила [напряжение], при которой материал теряет упругость (т. е. по прекращении действия сил не принимает прежнего вида) и склонен к разрушению, а E — модуль, или коэффициент, упругости, так что отношение K_e/E выражает предельное растяжение единицы длины вещества. Итак,

267.

$$\frac{dC}{C} \leq \frac{K_e}{E};$$

здесь

$$268. \quad C = 2\pi y;$$

следовательно, дифференцируя, найдем:

$$269. \quad dC = 2\pi dy$$

и потому, деля почленно на первое, получим

$$270. \quad \frac{dC}{C} = \frac{dy}{y} \leq \frac{K_e}{E};$$

откуда, замечая, что $dy = h$, получим

$$271. \quad h < y \cdot \frac{K_e}{E}.$$

Понятно, что y , а следовательно, и h даже для одного аэростата имеют переменную величину, пропорциональную диаметру поперечного сечения аэростата. Высота волн

$$272. \quad h = y \cdot \frac{K_e}{E}$$

вполне безопасна, так как по мере изгиба стенок воздушного корабля и расправления складок истинная высота их всё более и более уменьшается, так же как и опасность излома; затем истинная высота волн не постоянна, но уменьшается по мере удаления их от средней продольной линии (рис. 20) металлического мешка.

273. Мы определили наибольшую высоту h с точки зрения размеров аэростата в поперечном его сечении; теперь определим эту высоту с точки зрения продольного упругого растяжения волнистой поверхности аэростата; именно — какой наименьшей высоты h должны быть волны, чтобы они, будучи сделаны из жести толщиной δ , могли растягиваться на известную часть A/dx своей длины и затем, по прекращении действия растягивающей силы, вновь сократиться на прежнюю величину y .

Пусть рис. 27 изображает часть волны от средней линии до гребня. Предполагая для удобства выражения горизонтальное расположение волн, обозначим переменную высоту волны от высшей до низшей ее точки через $2z$; таковую же постоянную высоту (когда волнистая поверхность еще не подвержена растягивающим силам) — через $2h$; наконец, длину волны от одного гребня до соседней низшей точки — через $2L$. Из рис. 27 видно, что высота волны составляет малую часть ее длины¹, тогда, несмотря на второстепенные волны, — лишь бы последние были подобны по форме главным, — имеем приблизительно

$$274. \quad V = H \cdot \frac{z}{L}.$$

¹ Обыкновенно под длиной волны подразумевается вдвое бóльшая величина, или $4L$.

Тут выражена зависимость между продольной H и нормальной V силами, изгибающими пластинку до положения, изображенного на рис. 27.

Рассмотрим действие нормальной силы. Рис. 28 изображает пластинку толщиной δ и шириной в единицу.

275. Несложное интегрирование дает формулу $\frac{\varepsilon E \delta}{3}$, определяющую действие силы на рычаг $\delta/2$ (рис. 28), при относительном растяжении поверхностных частей изгибаемой пластинки на величину ε^1 . Эту силу (275) уравнивает другая сила V , действующая на рычаг

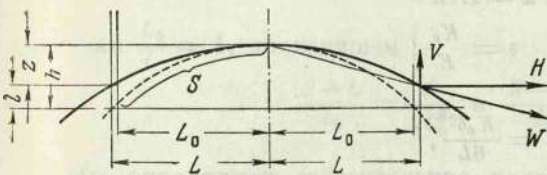


Рис. 27

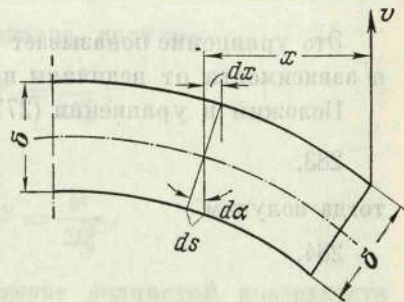


Рис. 28

длиной x ; следовательно, на основании свойств статистических моментов, имеем

$$276. \quad Vx = \left(\frac{\varepsilon E \delta}{3} \right) \cdot \frac{\delta}{2},$$

или

$$277*. \quad V = \frac{\varepsilon E \delta^2}{6x}.$$

Приближенно имеем

$$\varepsilon dx = \frac{\delta}{2} \cdot d\alpha;$$

откуда дифференциал углового отклонения пластинки

$$278. \quad d\alpha = \frac{\varepsilon dx}{\frac{\delta}{2}} = \frac{2}{\delta} dx.$$

Дифференциал же отклонения l конца ее равен:

$$279. \quad dl = x \cdot d\alpha = \frac{2\varepsilon}{\delta} \cdot x dx,$$

¹ ε есть растяжение единицы длины поверхностного слоя, или $\frac{\sigma}{E}$ [см. (265)].

или, по уравнению (277) исключая ε :

$$280. \quad dl = \frac{12Vx^2}{\delta^3 E} \cdot dx.$$

Интегрируя это выражение, найдем

$$281. \quad l = \frac{4Vx^3}{\delta^3 E}.$$

Принимая тут $x=L$ и зная, что по (247) $V = H \cdot \frac{z}{L}$, получим

$$282. \quad l = \frac{4HzL^2}{\delta^3 E}.$$

Это уравнение показывает отклонение конца стержня до величины z в зависимости от величины продольной растягивающей силы.

Положим в уравнении (277) $x=L$ и

$$283. \quad \varepsilon = \frac{K_e}{E};$$

тогда получим

$$284. \quad V = \frac{K_e \delta^2}{6L},$$

отсюда, при посредстве (274), найдем

$$285. \quad H = \frac{K_e \cdot \delta^2}{6z},$$

или

$$286. \quad z = \frac{K_e \delta^2}{6H}.$$

Так как наибольшая высота волны есть h , то

287. $l = h - z$ (рис. 27); следовательно, с помощью уравнения (282) получим

$$288. \quad H = \frac{E \delta^3}{4 L^2} \left(\frac{h-z}{z} \right).$$

Из этого уравнения и уравнения (285), исключая H , имеем

$$289. \quad \frac{h-z}{L} = \left(1 - \frac{z}{h} \right) \cdot \frac{h}{L} = \frac{2LK_e}{3\delta E};$$

очевидно, первая и вторая части этого выражения тождественны. Оно показывает относительное отклонение $\frac{h-z}{L}$ пластинки в зависимости от ее размеров и свойств материала, из которого она сделана.

290. По отношениям h/L и z/h можно также узнать чисто геометрическим путем продольное растяжение волн. Нормальное сечение пластинки или волны имеет вид (рис. 27) кривой, которую вследствие

малой кривизны ее можно принять за отклонившуюся прямую линию S , и потому по рис. 27 имеем приблизительно

$$291. \quad S^2 = L^2 + z^2 \quad \text{и} \quad S^2 = L_0^2 + h^2,$$

откуда

$$292. \quad \frac{S}{L} = \sqrt{1 + \left(\frac{z}{L}\right)^2} \quad \text{и} \quad \frac{S}{L_0} = \sqrt{1 + \left(\frac{h}{L_0}\right)^2},$$

но так как отношения z/L и h/L_0 составляют малую часть единицы, то

$$293. \quad \frac{S}{L} = 1 + \frac{z^2}{2L^2} \quad \text{и} \quad \frac{S}{L_0} = 1 + \frac{h^2}{2L_0^2};$$

вычитая из обеих частей равенства по единице, получим

$$294. \quad \frac{S-L}{L} = \frac{z^2}{2L^2} \quad \text{и} \quad \frac{S-L_0}{L_0} = \frac{h^2}{2L_0^2};$$

так как $\frac{L_0}{L} \approx 1$, то напишем

$$\frac{S-L}{L_0} = \frac{z^2}{2L_0^2} \quad \text{и} \quad \frac{S-L_0}{L_0} = \frac{h^2}{2L_0^2}.$$

Мы определили относительное растяжение волнистой поверхности независимо от ее упругости, когда она переходит от волнообразного вида с отклонением z в совершенно распрямленное состояние, чего на практике быть не может, так как тогда потребовалась бы продольная сила бесконечного напряжения, которая и разорвала бы поверхность, прежде чем ее растянуть.

Растяжение, соответствующее отклонению h , равно $h^2/2L_0^2$; следовательно, растяжение волны, соответствующее отклонению от h до z , будет равно:

$$295. \quad \frac{L-L_0}{L_0} = \frac{h^2 - z^2}{2L_0^2},$$

или, деля числителя и знаменателя второй части на h^2 :

$$296. \quad \frac{L-L_0}{L_0} = \frac{1}{2} \left(1 - \frac{z^2}{h^2}\right) \cdot \frac{h^2}{L_0^2}.$$

Заметим, что истинное растяжение немного более определяемого этой формулой.

Наименьшие размеры мешка. Применение к разным формам

297. Теперь мы имеем все данные, чтобы определить наименьшие размеры металлического мешка с точки зрения его целостности и упругого растяжения его волнистой поверхности при превращении из плоского вида в поверхность вращения.

Для всякого аэростата относительное растяжение листа, как мы видели, выражается приблизительно формулой (253)

$$\frac{A_1}{dx} = \frac{-\pi^2}{8} \cdot y \cdot \frac{d^2y}{dx^2}.$$

Это есть наибольшее растяжение по средней линии газоместилца (рис. 20); если это растяжение будет упругое, то растяжение других листов того же кольца выше и ниже средней линии (рис. 20) будет и по-прежнему упруго; действительно, число волн каждого листа одного кольца постоянно, так что и длина волны для каждого кольца постоянна; высота же волны постепенно уменьшается и у краев кольца обращается в нуль. Понятно после этого, что если растяжение крутых волн средней линии упруго, то растяжение волн менее крутых — тем более. На этом основании я и беру в расчет только наиболее крутые волны средней линии.

Растяжение (рис. 21) обязательно ввиду геометрических свойств складывающейся поверхности. Но, с другой стороны, растяжение волнистой поверхности в зависимости от крутизны h/L волны и ее изгибания z/h определяется уравнением (296). Поэтому, исключая из уравнений (253) и (296) A_1/dx или, что то же, $\frac{L-L_0}{L_0}$, найдем

$$298^* . \quad \frac{-\pi^2}{4} \cdot y \cdot \frac{d^2x}{dx^2} = \left(1 - \frac{z^2}{h^2}\right) \cdot \frac{h^2}{L_0^2}.$$

Теперь из этого уравнения и (289), исключая h/L , получим

$$299 . \quad L^2 = \frac{-9}{16} \pi^2 \cdot y \cdot \frac{d^2y}{dx^2} \cdot \frac{\delta^2 \cdot E^2}{K_e^2} \cdot \frac{\left(1 - \frac{z}{h}\right)}{\left(1 + \frac{z}{h}\right)}.$$

Отсюда и из (289), исключая L , найдем

$$300 . \quad h = \frac{-3}{8} \cdot \pi^2 y \cdot \frac{d^2y}{dx^2} \cdot \frac{\delta E}{\left(1 + \frac{z}{h}\right) \cdot K_e}.$$

Здесь узнается высота h волны в зависимости от геометрических свойств общей формы аэростата, от вида волнистой поверхности и от упругости последней; но здесь не принимается во внимание поперечное изгибание волнистой поверхности, когда газоместилца раздувается. На этот счет мы имеем формулу (271), которую преобразуем так:

$$301 . \quad h = y \cdot \frac{K_e}{nE};$$

здесь n есть коэффициент прочности*, или число, показывающее, во сколько раз, из соображений надежности, высота волн на практике принимается меньше их предельной высоты, определяемой формулой (271).

Из двух последних уравнений, исключая h , получим

$$302. \quad 1 = \frac{-3}{8} \cdot \pi^2 \cdot \frac{d^2y}{dx^2} \cdot \frac{n\delta E^2}{K_e^2 \left(1 + \frac{z}{h}\right)}.$$

303. Например, для параболического аэростата найдем

$$\frac{d^2y}{dx^2} = \frac{-2y_1}{x_1^2}.$$

Следовательно, исключая из уравнения (302) вторую производную, получим

$$y_1 = \pi^2 \left(\frac{y_1}{x_1}\right)^2 \cdot \frac{n\delta E^2}{K_e^2 \left(1 + \frac{z}{h}\right)}.$$

304. Отсюда видно, что радиус y_1 наибольшего поперечного сечения оболочки прямо пропорционален толщине оболочки δ , желаемой прочности * ее (в отношении перелома волнистой поверхности) и обратно пропорционален квадрату предельной упругой растяжимости K_e^2/E^2 .

Этот радиус y_1 обратно пропорционален квадрату продолговатости x_1^2/y_1^2 оболочки и величине $1 + z/h$.

305. Отсюда видно, что высота $2y_1$ оболочки может быть произвольно мала, если продолговатость будет достаточно велика; толщина δ оболочки и другие величины, входящие в формулу, могут быть при этом произвольно велики или малы.

306. Также размеры $2y_1$ оболочки могут быть в желаемой степени малы и при малой продолговатости x_1/y_1 , если только толщина оболочки будет достаточно мала.

307. Упругая предельная растяжимость K_e/E зависит от материала, взятого для устройства оболочки.

Так¹, для сварочного или литого железа можно принять в среднем

$$\frac{K_e}{E} = \frac{1}{1000}.$$

Для тянутого неотожженного (например, для проволоки) железа

$$\frac{K_e}{E} = \frac{1}{500}; \text{ для отожженного же тянутого железа } \frac{K_e}{E} = \frac{1}{1000}, \text{ т. е. как}$$

и для сварочного и литого железа; для самой лучшей закаленной стали $\frac{K_e}{E} \leq \frac{1}{250}$; для прокатной красной меди и бронзы в листах

в среднем $\frac{K_e}{E} \approx \frac{1}{3000}$.

* Точнее, запаса упругости.

¹ По Баху.

Но есть сорт прокованной бронзы, для которой

$$\frac{1}{400} \leq \frac{\sigma}{E} \leq \frac{1}{300}.$$

308. Положим в уравнении (303)

$$\frac{y_1}{x_1} = \frac{1}{7}; \quad \delta = \frac{1}{7} \text{ мм}; \quad n = 1; \quad \frac{K_e}{E} = \frac{1}{500}; \quad \frac{z}{h} = \frac{1}{3};$$

тогда вычислим $y_1 = 4$, т. е. вертикальный диаметр этого металлического упругого мешка, складывающегося в плоскость, будет менее 8 м. Если бы мы употребили материал вдвое толще, то и высота оболочки была бы вдвое больше, именно 16 м. Если бы все данные (308) оставили без изменения, но высоту оболочки $2y_1$ увеличили бы, например, в 3 раза, то и n увеличилось бы во столько же раз.

309. Высоту h волн узнаем по уравнению (271):

$$h = \frac{y^2}{nE}.$$

Так, для данных (308) найдем $h = 8$ мм, т. е. $2h = 16$ мм.

Из этого и (289) уравнений, исключая h , найдем длину волны L :

$$L = \sqrt{\frac{3}{2} \cdot \frac{y}{n} \left(1 - \frac{z}{h}\right) \delta};$$

310. Для данных (308) и для $y = 4$ м вычислим $L = 23,9$ мм, или $2L \approx 48$ мм; отношение $\frac{L}{h} = 3$. В других сечениях того же мешка h и L будут меньше.

311. Надо иметь в виду, что вычисляемая по этим формулам высота h довольно надежна; действительно, по мере изгибания стенок оболочки и расправления волн истинная высота их всё более и более уменьшается, так же как и опасность излома или образования неправильных складок; затем истинная высота волн уменьшается с удалением их от средней линии и с приближением к продольным массивным полосам (рис. 1).

312. Если мы возьмем на оболочку более толстый и менее упругий материал, например мягкое отожженное железо толщиной $\frac{2}{7}$ мм, то размеры упругого мешка будут гораздо больше, а именно: при вычислении по формуле (303) для параболического аэростата $y_1 = 32$ м, или $2y_1 = 64$ м.

313. Но из этого еще не следует, что из такого мало упругого $\left(\frac{K_e}{E} = \frac{1}{1000}\right)$ металла нельзя делать малых аэростатов.

В самом деле, при раздувании аэростата волны могут сперва растягиваться неупруго. При изменениях же объема оболочки после наполнения ее газом и малой упругости будет вполне достаточно.

314. В таком случае мы можем воспользоваться уравнением (298), из которого находим геометрически, независимо от упругости материала:

$$\frac{h}{L_0} = \frac{\pi}{2} \sqrt{\frac{-d^2y}{da^2} \cdot \frac{y}{1 - \frac{z^2}{h^2}}}.$$

315. Так, для параболического мешка отсюда найдем

$$\frac{h}{L_0} = \pi \cdot \frac{y_1}{x_1} \sqrt{\frac{y}{2y_1 \left(1 - \frac{z^2}{h^2}\right)}}.$$

316. Тут h можем определить из опыта или по формуле (271):

$$h = y \cdot \frac{K_e}{nE}.$$

Для каждого сечения, конечно, h будет различно. Положим, например, что мы строим оболочку, размер которой в высоту в округленном состоянии должен быть 25 м; далее, положим: $n = 1$, $\frac{K_e}{E} = \frac{1}{1000}$ (мягкое железо), $y_1 = 12^{1/2}$; тогда вычислим $h = 12^{1/2}$ мм.

Теперь положим для среднего сечения в формуле (315): $y = y_1$, $\frac{y_1}{x_1} = \frac{1}{7}$, $\frac{z}{h} = \frac{1}{3}$; найдем $\frac{L}{h} = 3,341$. Стало быть, длина волны будет в $3^{1/3}$ раза больше высоты h . Так же вычислим наибольшую высоту волн и в других нормальных сечениях мешка.

317. Ввиду того, что на практике волнам гофрированной поверхности придется придавать вид простейший, без наведения волн второго порядка, формулой (271) не всегда можно пользоваться; а всего лучше по данным гофрированным поверхностям, построенным из разного материала и из волн разной величины и формы, путем опыта, определить безопасный радиус их наибольшего искривления.

318. До сих пор наши общие формулы (302) мы применяли только к параболическому аэростату.

Для эллиптического мешка

$$y = y_1 \sqrt{1 - \frac{x^2}{x_1^2}}$$

и потому

$$\frac{d^2y}{dx^2} = \frac{-y_1^4}{x_1^2 y^3}.$$

Следовательно, исключая производную из уравнения (302), получим

$$319. \quad y_1 = \frac{3}{8} \pi \left(\frac{3}{x_1}\right)^2 \left(\frac{y_1}{y}\right)^3 \cdot \frac{n \cdot \delta \cdot E^2}{\left(1 + \frac{z}{h}\right) K_e}.$$

Отсюда видно, что радиус среднего сечения y_1 зависит от y , именно — размер оболочки для эллиптического аэростата обратно пропорционален y^3 , или кубу радиуса наименьшего сечения мешка, в том месте, где кончаются волны и начинается гладкая коническая поверхность.

320. Так, при условиях (308) и полагая $\frac{y_1}{y} = 3$, вычислим $y_1 = 54$ м, а при $\frac{y_1}{y} = 2$ $y_1 = 16$ м.

Размеры чересчур громадны. Поэтому эллиптический аэростат не может считаться практичным.

В параболическом аэростате складки и волны уменьшаются пропорционально уменьшению радиуса сечения; поэтому, раз волны изгибаются без [полома в средней части, они так же хорошо изгибаются и в узких концевых частях гофрированной поверхности. В эллиптическом же аэростате промежутки или волны быстро возрастают к краям, и потому безопасное изгибание средних частей оболочки не обуславливает безопасного изгибания ее в узких частях, но наоборот. Вследствие этого расчет (319) делается на крайнее сечение, а не на среднее.

321. Для поверхности вращения, среднее продольное сечение которой выражается формулой

$$y = y_1 \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2}\right)^{3/4},$$

$$\frac{d^2y}{dx^2} = \frac{-3}{4} \left(\frac{y_1^2}{x_1}\right) \cdot \frac{2 - \frac{x^2}{x_1^2}}{y \sqrt{1 - \frac{x^2}{x_1^2}}}.$$

Следовательно, исключая вторую производную из уравнения (302), получим

$$322. \quad y_1 = \frac{9}{32} \pi^2 \left(\frac{y_1}{x_1}\right)^2 \left(\frac{y_1}{y}\right) \cdot \frac{2 - \frac{x^2}{x_1^2}}{\sqrt{1 - \frac{x^2}{x_1^2}}} \cdot \frac{n\delta E^2 \parallel}{\left(1 + \frac{z}{h}\right) K_e}.$$

Из формулы видно, что и тут радиус среднего y_1 поперечного сечения аэростата увеличивается с уменьшением размера y гладких конических поверхностей, расположенных по концам аэростата. Но это увеличение не так быстро, как у эллиптического аэростата.

323. Полагая условия (308) и принимая, кроме того, $\frac{x}{x_1} = \frac{3}{4}$, найдем по уравнениям (321) и (322)

$$\frac{y_1}{y} = 1,86 \text{ и } y_1 = 6,08 \text{ м.}$$

Этот аэростат не будет очень больших размеров, даже и при меньшей величине гладких конусов.

324. Для удлиненной косинусоиды (260)

$$y = y_1 \cos\left(\frac{\pi \cdot x}{2x_1}\right) \text{ и } \frac{d^2y}{dx^2} = \frac{-\pi^2}{4} \cdot \frac{y}{x_1^2}.$$

Поэтому из (302) получим

$$325. \quad y_1 = \frac{3 \cdot \pi^4}{32} \cdot \left(\frac{y_1}{x_1}\right)^2 \cdot \frac{y}{y_1} \cdot \frac{n \cdot \delta \cdot E^2}{\left(1 + \frac{z}{h}\right) \cdot K_e}.$$

Отсюда видно, что размер y_1 оболочки пропорционален y . Расчет надо делать, полагая $y = y_1$. Тогда получим

$$326. \quad y_1 = \frac{3 \cdot \pi^4}{32} \cdot \left(\frac{y_1}{x_1}\right)^2 \cdot \frac{n \cdot \delta \cdot E^2}{\left(1 + \frac{z}{h}\right) \cdot K_e}.$$

Сравнительно с параболическим аэростатом, при одинаковых условиях, размер y_1 этого мешка будет в $\left(\frac{\pi^2}{8}\right)$, или в 1,2337 раза, больше, т. е. y будет равно 4,93 м, или около 5 м.

Для определения по y длины и высоты волны не забудем формул (271) и (310). Крутизну волны h/L можем вывести из двух последних формул, именно:

$$327. \quad \frac{h}{L} = \frac{K_e}{E} \sqrt{\frac{2y}{3n\delta\left(1 + \frac{z}{h}\right)}}.$$

328. Последнее уравнение показывает, что крутизна волны h/L увеличивается с уменьшением размеров y поперечного сечения, или с приближением к концам продолговатого мешка, пропорционально \sqrt{y} .

329. Если толщина оболочки δ будет уменьшаться к концам ее пропорционально уменьшению размера y поперечного сечения так, что отношение y/δ остается постоянным, то, как видно из последней формулы, и крутизна по какой-либо продольной линии мешка, идущей из конца в конец его, тоже остается постоянной. Высота же волн, как и длина их, уменьшается к концам (271).

330. Если игнорировать свойства материала и брать в расчет только геометрические условия, то для определения крутизны не забудем формулу (314). Так, для параболического аэростата имеем формулу (315), а для эллиптического на основании (314) и (315) вычислим

$$331. \quad \frac{h}{L_0} = \frac{\pi^2 y_1^2}{2yx_1 \sqrt{1 - \frac{z^2}{x^2}}};$$

откуда видно, что крутизна волны h/L_0 для эллиптического мешка обратно пропорциональна размеру y сечения, между тем как для параболического — прямо пропорциональна \sqrt{y} (см. 315).

Отсюда видно, как и из общей формулы (314), что закон крутизны h/L_0 зависит от формы продолговатого мешка, если растяжение гофрированной поверхности будет только отчасти упругое. В противном случае крутизна h/L не зависит от формы, а только от размера y сечения [см. уравнение (327)].

Растяжение гофрированной поверхности вообще

332. Формулы этой главы могут послужить также вообще для определения величины упругого растяжения гофрированной поверхности и силы этого растяжения.

Так, из формулы (289), обозначая крутизну h/L волн через k , получим

$$333. \quad \frac{z}{h} = 1 - \frac{2LK_e}{3k\delta E}.$$

Теперь из (296), исключая z/h , найдем

$$334. \quad \frac{L-L_0}{L_0} = \frac{2LK_e}{3\delta E} \cdot \left(k - \frac{L\sigma}{3\delta E}\right).$$

335. Отсюда видно, что упругое растяжение гофрированной плоскости вообще, независимо от каких бы то ни было аэростатов, увеличивается с увеличением крутизны h/L волн.

Ту же формулу можно представить так:

$$\frac{L-L_0}{L_0} = \frac{k^2}{2} \left[1 - \left(1 - \frac{2LK_e}{3\delta E}\right)^2\right].$$

Тогда становится ясно, что относительное упругое и наибольшее удлинение увеличивается с уменьшением толщины δ поверхности, увеличением длины волн L и растяжимости K_e/E материала. При неизменном отношении L/δ длины волн к толщине поверхности относительное растяжение остается неизменным.

336. Если, например, $L=20$ мм, $\delta=1/7$ мм, $\frac{K_e}{E}=1/500$, $k=1/3$, то по (334) вычислим $\frac{L-L_0}{L_0}=0,0448$, т. е. около $1/22$.

337. Необходимо также знать и величину H натяжения растянутой гофрированной поверхности; для этого может послужить уравнение (288). Исключая из него отношение h/z посредством формулы (333), получим

$$H_{\max} = \frac{\delta \left(\frac{\delta}{L}\right) \cdot E}{K_e k \left(\frac{E}{\sigma}\right) - \left(\frac{\delta}{L}\right)}.$$

Отсюда видно, что величина натяжения пропорциональна упругости материала E и толщине его. Но она уменьшается с увеличением отношения $\frac{E}{K_e}$ и крутизны волн. Формула показывает наибольшее натяжение при достижении предела упругости K_e .

338. Положим, например, $\delta = \frac{1}{7}$ мм = $\frac{1}{70}$ см, $L = 20$ мм = 2 см, $\frac{E}{K_e} = 500$, $k = \frac{1}{3}$, $E = 2 \cdot 10^6$ кг/см².

Тогда, согласно последней формуле, найдем силу упругого предельного растяжения гофрированной поверхности шириной 1 см: $H = 0,46$ кг.

339. Можно также показать зависимость между силой H растяжения и соответственным относительным удлинением ε_r гофрированной поверхности. Из (296) найдем, обозначая для краткости $\frac{L-L_0}{L_0}$ через ε_r :

$$\frac{h}{z} = \frac{1}{\sqrt{1 - 2\left(\frac{L_0}{h}\right)^2 \cdot \varepsilon_r}}$$

Исключая теперь из (288) $\frac{h}{z}$, получим

$$H = \frac{\delta^3 E}{4 \cdot L^2} \cdot \left[\frac{1}{\sqrt{1 - 2\left(\frac{L_0}{h}\right)^2 \varepsilon_r}} - 1 \right].$$

Тут только видно, что с возрастанием удлинения ε_r и сила H , необходимая для этого, возрастает.

340. Но мы можем упростить последнюю формулу. Действительно, если волны довольно круты, то выражение $2\left(\frac{L_0}{h}\right)^2 \varepsilon_r$ составляет небольшую долю единицы, и потому можем написать

$$\sqrt{1 - 2\left(\frac{L_0}{h}\right)^2 \varepsilon_r} = 1 - \left(\frac{L_0}{h}\right)^2 \varepsilon_r.$$

Упрощая на этом основании формулу, получим

$$H = \frac{\delta^3 E}{4L^2} \cdot \frac{\left(\frac{L_0}{h}\right)^2 \varepsilon_r}{1 - \left(\frac{L_0}{h}\right)^2 \varepsilon_r}.$$

или, опять-таки приблизительно и на прежнем основании, отбрасывая сравнительно незначительный отрицательный член в знаменателе, получим

$$H = \frac{\delta^3 E}{4h^2} \varepsilon_r.$$

341. Следовательно, силу растяжения можем принять приблизительно пропорциональной удлинению волнистой поверхности ϵ_r . Не забудем, что последняя формула применяется, когда ϵ_r весьма мало по сравнению с предельным растяжением. Значит, только в самом начале сила растяжения пропорциональна ϵ_r , а затем она возрастает гораздо быстрее ϵ_r .

Так, для предельного растяжения, полагая $E = 2 \cdot 10^6 \text{ кг/см}^2$, $L = 2 \text{ см}$, $k = 1/3$ и $h = 2/3$, $\epsilon_r = 1/22$, $\delta = 1,70 \text{ см}$, найдем по упрощенной формуле $H = 0,15 \text{ кг}$, а на самом деле

$$H = 0,49 \text{ кг [см. (338)]}.$$

Поэтому, когда ϵ_r близко к упругому пределу, надо брать формулу (339).

Применение формул к прямым волнам. Разные системы складывающихся и свертывающихся металлических мешков

342. Из этой и гл. V видно, что гофрированная поверхность оболочки азростата может иметь в плоском состоянии два вида: с прямыми волнами (гл. V), гребни которых идут перпендикулярно главной продольной оси мешка (рис. 5), и с кривыми волнами (рис. 20). Вычисления гл. VII относятся к этому последнему, второму виду металлического мешка.

Построение оболочки первого вида, с прямыми волнами, несравненно проще и потому может быть более рекомендовано для азростатов, в особенности же больших размеров, хотя и этот вид оболочки, возможно, имеет какие-либо недостатки.

Формулы гл. VII одинаково применимы и для построения складывающегося металлического мешка с прямыми волнами (рис. 5). Только некоторые формулы тогда оказываются излишними каковы (233), (234) и (236). Но они, конечно, необходимы для вывода прочих уравнений, без которых невозможно исследование условий построения металлической оболочки азростата.

Наши формулы также применимы и при построении управляемого азростата из мягкой оболочки. Принимая, например, простейшую конструкцию (рис. 5) продолговатого мешка, мы пользуемся уравнениями (240) и (241) для определения величины складок между полосами материи (рис. 2). Сшив на плоскости такой мешок с надлежащими складками [можно пользоваться и формулой (253)], мы найдем, что по раздутости и принятии формы поверхности вращения складки разгладятся.

343. Но не надо забывать, что формулы наши еще требуют поправки, ибо поперечное сечение оболочки не окружность, как мы предполагали, а другая, более сложная кривая (рис. 1 и 15), вид которой зависит

отчасти и от величины продольного натяжения гофрированной поверхности; только при полном отсутствии этого натяжения или при идеальной правильности его эта форма такова, как мы определили в гл. VI.

344. Металлическую оболочку аэростата можно строить и из немногих гладких полос (рис. 2), без гофрировки их, например, из десяти или менее частей. Но части эти должны соединяться мягкими складками (прорезиненным полотном или чем-нибудь подобным), которые разглаживаются, когда продолговатый мешок наполняется газом и сечение его более или менее приближается к форме круга или некоторой другой определенной форме. Гладкие металлические поверхности могут заходить одна за другую и, таким образом, прикрывать и предохранять складки от повреждения.

В некоторых случаях, например для моделей и для первых опытов, такая конструкция оболочки может найти применение. Аэростат тогда будет немного напоминать насекомое, покрытое кольцами, входящими отчасти одно в другое. И тут наши формулы необходимы для вычисления формы и величины мягких складок¹.

345. Опыт с моделями показывает, что оболочку хорошей формы, — в отношении легкого рассеяния воздуха, — можно строить даже только из двух гладких поверхностей двойной кривизны, соединенных в среднем поперечном сечении одной складкой, прикрытой металлом. Аэростат будем иметь приблизительно ту же форму и те же свойства, как и устроенный из гофрированной поверхности.

346. Наконец, мои вычисления и опыты с моделями показывают даже возможность устройства гладкого аэростата совсем без складок. Но форма его поперечных сечений несколько уклоняется от формы, вычисленной в гл. VI и изображенной на рис. 1, 13 и 15. Такие аэростаты возможны при условии незначительного изменения объема, примерно на $\frac{1}{10}$ его величины.

Оболочки двух последних категорий, помимо сказанного, имеют еще то неудобство, что не могут складываться в плоскость, а потому представляют большие трудности при построении и наполнении их водородом.

VIII. ФОРМА ГЛАВНОГО ПРОДОЛЬНОГО СЕЧЕНИЯ ОБОЛОЧКИ И ЕГО СВОЙСТВА. ПОВЕРХНОСТЬ ОБОЛОЧКИ И ОБЪЕМ ЕЕ. МОМЕНТ ВЕСА ОБОЛОЧКИ И МОМЕНТ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ ГАЗА.

Выбор формы продольного сечения оболочки

347 Форма поперечного сечения аэростата определяется, помимо нашей воли, естественными условиями: давлением газов, силой тяжести, степени продольной растяжимости гофрированной поверхности. Хотя

¹ Этот аэростат был одобрен проф. Жуковским и иностранными специалистами патентован во всех странах, но я от него первый отказался, как от несовершенного.

эти условия в наших руках, но всё же сечение оболочки сохраняет в общем свою характерную форму (рис. 1 и 15) и при некотором искусственном изменении этих условий.

Напротив, форма поперечного сечения водных судов более зависит от строителя. Обыкновенно она ограничивается кривой, заключенной приблизительно между полукругом и охватывающим его прямоугольником, и выражается уравнением параболической кривой:

$$348. \quad y = y_1 \left(1 - \frac{x^m}{x_1^m} \right).$$

Тут x_1 есть горизонтальная полудлина сечения, а y_1 — его высота (рис. 29).

Чем больше m , тем ближе сечение к прямоугольнику; при $m = 1$ сечение обращается в треугольник. Понятно, что $m > 1$. Мало того, m — число довольно большое, для того чтобы сечение, более или менее закругленное, было ближе к прямоугольнику и чтобы боковая качка была по возможности меньше, а метацентр выше. Устойчивость судна требует такой формы, так как устойчивость тем больше, чем выше лежит метацентр и ниже центр тяжести.

349. У нас боковая качка (рис. 1) ослабляется огромной вдавленной поверхностью сверху оболочки и ладьей — как бы килем. Кроме того, низкое положение центра тяжести воздушного корабля и высокое положение поперечного метацентра делают форму поперечного сечения оболочки совершенно удовлетворительной в отношении поперечной устойчивости.

350. Но продольное сечение оболочки аэростата, как и водного судна, может быть весьма разнообразно; у парохода среднее продольное сечение приблизительно выражается той же параболической кривой (348), как и поперечное сечение, но, конечно, отношение x_1/y_1 будет гораздо больше, чем для поперечного сечения, у которого оно обыкновенно только немного более единицы, тогда как у продольного сечения достигает 10 и даже более.

У парохода иногда переднюю часть делают более выпуклой, крутой, чем заднюю, подражая рыбам и птицам, с целью уменьшения сопротивления воды. Что касается m , то оно берется самых разнообразных величин у разных видов судов; чем больше m как в поперечном, так и в продольном сечении, тем круче кривые и тем больше так называемая степень полноты сечений и водоизмещения.

Понятно, что уменьшение m до известной величины уменьшает сопротивление судна и способствует быстроте его движения.

351. Теоретические попытки определить форму наименьшего сопротивления и даже опыты, сделанные с этой целью, ни к чему существенному не повели, и при построении кораблей до сих пор руковод-

ствуются не тонкими соображениями и вычислениями, а традиционной параболой и ее уравнением как для продольного (ватерлиния), так и для поперечного (шпангоут) сечения.

352. Форма продольного сечения оболочки аэростата ограничивается не только условием наименьшего сопротивления, но также удобством конструкции оболочки и достаточной продольной устойчивостью корабля.

Чтобы аэростат свободно изменял свой объем и чтобы он мог строиться в плоском виде, надо, чтобы он оканчивался коническими поверхностями. Следовательно, округленные концы оболочки, как у эллипсоида вращения, невозможны для построения в плоском виде. Кроме того, мы видели, что некоторые (гл. VII) формы оболочек требуют больших размеров для устройства металлического мешка, без опасно изменяющегося в объеме.

Это обстоятельство также ограничивает произвол формы.

Но, разумеется, если не стесняться размерами аэростата, можно принять и многие формы, даже эллипсоид, только округленные концы его должны быть заменены касательными к нему коническими поверхностями.

353. Во всех отношениях традиционная парабола, применяемая к пароходам, заслуживает внимания и с нашей стороны как в отношении сопротивления, так и в отношении конструкции. Помимо моих многочисленных и долголетних опытов по сопротивлению воздуха¹, самый факт применения параболы к строительству водных судов уже говорит в ее пользу в отношении сопротивления.

354. Теперь обратим внимание на конструктивную сторону. Уравнение параболической кривой мы дали ранее:

$$y = y_1 \left(1 - \frac{x^m}{x_1^m} \right).$$

Отсюда

$$\frac{d^2y}{dx^2} = -m(m-1) \cdot \left(\frac{y_1 x^{m-2}}{x_1^m} \right).$$

Следовательно, на основании уравнения (302) получим

$$355. \quad y_1 = \frac{3}{8} \pi^2 (m-1) m \left(\frac{y_1}{x_1} \right)^2 \cdot \frac{n \delta E^2}{K_o^2 \left(1 + \frac{z}{h} \right)} \left(\frac{x}{x_1} \right)^{m-2}.$$

Мы нашли радиус y_1 среднего сечения металлического мешка, упруго складывающегося в плоскость.

¹ См. мои: «Сопротивление воздуха», «Горизонтальное движение управляемого аэростата», «Давление воздуха» и другие работы по сопротивлению.

Тут могут быть три случая:

$$m = 2, m > 2 \text{ и } m < 2.$$

356. В первом случае уравнение параболы будет таким:

$$y = y_1 \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2} \right).$$

Это обыкновенная парабола, т. е. одно из конических сечений. Крутизну ее назовем средней.

В таком случае в уравнении (355) множитель $\left(\frac{x}{x_1}\right)^{m-2}$ равняется единице. Таким образом, размер y_1 аэростата не будет зависеть от x , или от взятого нами наиболее опасного сечения. Все сечения будут одинаково опасны или безопасны.

357. Во втором случае кривая будет круче, т. е. полнота воздухоизмещения больше и тем больше или тем [круче, чем больше m . Из уравнения (355) мы видим, что y_1 будет зависеть от x или от того поперечного сечения, где начинаются гладкие конусы. Чем будут последние меньше, а отношение x/x_1 больше, тем и размеры y_1 оболочки в высоту будут больше. Но мы не можем гладкие конусы сделать очень большими. Поэтому отношение x/x_1 примерно составляет от $9/10$ до $4/5$ — не менее. При этой величине отношения и нужно брать y_1 .

Таким образом, сравнительно с простой конической параболой размеры y_1 оболочки будут больше в $\left[\frac{m(m-1)}{2 \cdot 1} \left(\frac{x}{x_1}\right)^{m-2} \right]$ раз, или в $\left[\frac{m(m-1)}{2 \cdot 1} \left(\frac{x}{x_1}\right)^p \right]$ раз, где p — есть какое угодно положительное число, равное $(m-2)$.

358. Если, например, $m = 3$, а $\frac{x}{x_1} = \frac{4}{5}$,

то

$$\frac{m(m-1)}{2 \cdot 1} \left(\frac{x}{x_1}\right)^{m-2} = 2,4,$$

т. е. размеры будут в 2,4 раза больше сравнительно с коническим сечением.

359. В третьем случае, когда $m < 2$, y_1 также будет зависеть от отношения $\left(\frac{x}{x_1}\right)^{m-2}$.

Тогда можно написать

$$\left(\frac{x}{x_1}\right)^{m-2} = \left(\frac{x}{x_1}\right)^{-p} = \left(\frac{x}{x_1}\right)^{+p},$$

где p есть также какое угодно положительное число, меньше двух.

Отсюда видно, что размер y_1 возрастает с уменьшением x ; поэтому вычислять y_1 мы должны при наименьшем x .

Но когда $x=0$, то y_1 , по уравнению (355) равняется бесконечности и, следовательно, аэростат в таком случае невозможен.

360. Причину этой невозможности мы сейчас же себе объясним, если обратим внимание на радиус ρ кривизны параболической кривой. Он равен:

$$361. \quad \rho = \frac{-1}{m(m-1)} \left(1 + m^2 \frac{y_1^2 x^{2m-2}}{x_1^{2m}} \right) \sqrt{\frac{x_1^{2m}}{y_1^2 x^{2m-4}} + m^2 x^2}.$$

Если положим тут, что m хотя немного меньше двух, то $m=2-p$, где p —какое угодно положительное число, меньшее двух. Радиус же ρ кривизны будет равен:

$$362. \quad \rho = \frac{-1}{m(m-1)} \left(1 + m^2 \frac{y_1^2 x^{2-2p}}{x_1^{2m}} \right) \sqrt{\frac{x_1^{2m} x^{2p}}{y_1^2} + m^2 x^2}.$$

При $x=0$, очевидно, и радиус кривизны обращается в нуль, как бы ни было мало p .

Вот эта бесконечно большая кривизна в среднем поперечном сечении металлического мешка и препятствует его построению, хотя кривая на взгляд представляется весьма плавной, в особенности когда m ненамного менее двух. Но чем более этот показатель m удаляется от двух и приближается к единице, тем округленный угол в средней части мешка становится заметней, и в пределе, когда $m=1$, мешок будет состоять из двух конических поверхностей, сложенных основаниями. Итак, о построении параболической оболочки, когда $m < 2$, и думать нечего.

363. Мы придем к совершенно тем же результатам, если из уравнений (355) исключим абсциссу x посредством уравнения (348) параболической кривой.

Получим

$$\frac{x}{x_1} = \sqrt[1]{1 - \frac{y}{y_1}},$$

и, следовательно:

$$364. \quad y_1 = \frac{3}{8} \pi^2 (m-1)^m \left(\frac{y_1}{x_1} \right)^2 \cdot \frac{n \delta E^2}{K_e^2 \left(1 + \frac{z}{h} \right)} \cdot \left(1 - \frac{y}{y_1} \right)^{\frac{m-2}{m_1}}.$$

365. Отношение размеров этого параболического мешка к простому (коническое сечение) равно

$$\frac{m(m-1)}{1 \cdot 2} \left(1 - \frac{y}{y_1} \right)^{\frac{m-2}{m}}.$$

Отсюда видно, что чем меньше y , или радиус основания гладкого конуса, тем больше отношение размеров оболочек; в пределе оно достигает величины $\frac{m(m-1)}{1 \cdot 2}$; например, для кубической параболы получим три. Но чем больше y , тем меньше отношение; оно обращается в нуль, если радиус гладкого конуса y принять равным размеру среднего сече-

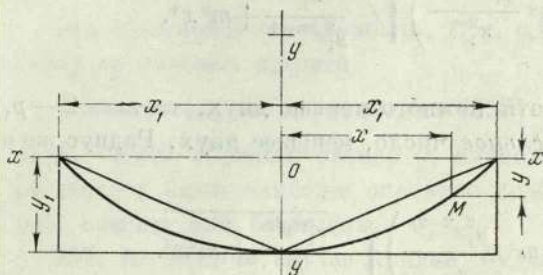


Рис. 29

ния y_1 , т. е. когда размер параболического мешка будет бесконечно мал. Это становится понятным, если посмотреть на выражение радиуса кривизны (361), которое обращается в бесконечность для среднего сечения, когда $x=0$. Тут элемент поверхности является цилиндрическим.

Из предыдущего составим следующее резюме с параболической кривой: а) кривая изменяется от треугольника до прямоугольника (рис. 29); б) построение мешка возможно только тогда, когда m равно или более двух; в) чем степень m выше, тем больших размеров должен быть металлический складывающийся мешок; г) наименьшие размеры его будут при $m=2$, т. е. для конического сечения; д) чем больше m , тем круче кривая и тем более она приближается к прямоугольнику (рис. 29); е) при коническом сечении, когда $m=2$, радиус кривизны (361) изменяется весьма мало, увеличиваясь незначительно от середины кривой к концам, что видно из (361), если положить в этой формуле $m=2$. Тогда получим

$$366. \quad \rho = \frac{1}{2} \left(1 + 4 \cdot \frac{y_1^2 x^2}{x_1^4} \right) \sqrt{\frac{x_1^4}{y_1^2} + 4x^2}.$$

Отсюда видно, что при увеличении x , т. е. к концу аэростата, радиус кривизны возрастает. Минимум получим при $x=0$, а максимум — при $x=x_1$.

367. Следовательно, наибольший радиус кривизны

$$\rho_{\max} = \left(\frac{x_1^2}{2y_1} + 2y_1 \right) \sqrt{1 + \frac{4y_1^2}{x_1^2}},$$

а наименьший

$$\rho_{\min} = \frac{x_1^2}{2y_1}.$$

368. Отношение будет равно:

$$\frac{\rho_{\max}}{\rho_{\min}} = \left(1 + \frac{4y_1^2}{x_1^2}\right) \sqrt{1 + \frac{4y_1^2}{x_1^2}}.$$

Если, например, продолговатость аэростата $\frac{x_1}{y_1} = 6$, то отношение радиусов равно 1,17.

Значит, радиус кривизны только очень немного увеличивается к концам мешка, т. е. кривая очень близка к дуге круга. Чем более будет продолговатость $\frac{x_1}{y_1}$, тем эта близость будет больше.

369. В отношении конструкции мы видим, что возможны кривые: парабола, если степень $m = 2$ или больше; эллипс с коническими надбавками на концах; кривая, *средняя* между этими двумя, удлиненная косинусоида.

Возможно, конечно, и множество других кривых.

В отношении сопротивления мои опыты не показали большой разницы даже между такими поверхностями, как у эллипсоида и тела вращения, у которого образующая есть дуга круга. Притом это сопротивление зависит и от скорости. Так, при малой скорости полезны закругленные концы и более круглая передняя часть (носовая). При большей же скорости эти особенности формы оказались мало полезными. Я заметил только, что продольные сечения тела не должны иметь углов, кроме концевых, и кривые этих сечений должны быть плавны, как, например, дуга круга или параболы.

370. Предполагая, что металлический мешок имеет форму поверхности вращения, вычислим: радиус кривизны, длину дуги продольного сечения, площади сечений, поверхность, объем, момент веса оболочки и момент подъемной силы газа.

Общие формулы

371. Для этого мы будем пользоваться следующими общими формулами: для радиуса кривизны

$$\rho = \frac{\left(\frac{ds}{dx}\right)^3}{\frac{d^2y}{dx^2}}.$$

372. Для определения длины дуги (точно):

$$ds = \sqrt{1 + \left(\frac{dy}{dx}\right)^2} \cdot dx.$$

373. Для определения поверхности вращения (точно):

$$F = 2\pi \int y ds,$$

или приблизительно, если мешок продолговат:

$$F = 2\pi \int y dx.$$

374. Разлагая ds в ряд, получим более точные формулы для длины дуги и величины поверхности:

$$\frac{ds}{dx} = \sqrt{1 + \left(\frac{dy}{dx}\right)^2} = 1 + \frac{1}{2} \left(\frac{dy}{dx}\right)^2 - \frac{1}{8} \left(\frac{dy}{dx}\right)^4 + \frac{1}{16} \left(\frac{dy}{dx}\right)^6 - \frac{5}{128} \left(\frac{dy}{dx}\right)^8 + \dots$$

Если, например, ограничиться тремя членами для дуги s и двумя для поверхности, то получим:

$$375. s = \int \left\{ 1 + \frac{1}{2} \left(\frac{dy}{dx}\right)^2 - \frac{1}{8} \left(\frac{dy}{dx}\right)^4 \right\} dx,$$

$$376. F = 2\pi \int y \left\{ 1 + \frac{1}{2} \left(\frac{dy}{dx}\right)^2 \right\} dx.$$

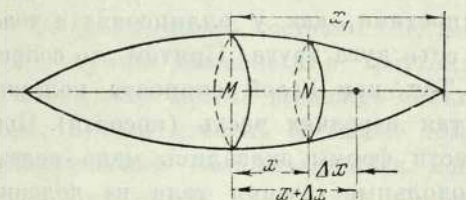


Рис. 30

Для определения объема тела вращения имеем (точно):

$$377. U = \pi \int y^2 dx.$$

Площадь продольного сечения равна (точно):

$$378. F_{\pi} = 2 \int y dx,$$

т. е. она приблизительно в π раз меньше поверхности вращения (373).

379. Моментом тяжести оболочки относительно какой-либо плоскости M я называю произведение из веса элемента этой оболочки на расстояние его x до плоскости M (рис. 30). Сумма этих моментов тяжести оболочки выразится приблизительно интегралом

$$M_{об} = \int 2\pi y q x dx = 2\pi q \int y x dx,$$

где q означает вес единицы поверхности оболочки.

Тяжесть есть одна из сил, способствующих разрушению аэростата. Сумма моментов (для краткости будем говорить иногда: момент тяжести оболочки) является причиной, стремящейся разрушить аэростат. Ей должны противодействовать крепость оболочки и четырех продольных массивных брусьев.

380. Моментом подъемной силы газа относительно любой плоскости M (рис. 30) я называю произведение из подъемной силы элемента газа на расстояние этого элемента до плоскости M . Сумма мо-

ментов (или будем говорить просто момент) подъемной силы газа относительно плоскости M , очевидно, выразится точно интегралом

$$M_{\Gamma} = \int \pi a y^2 x dx = \pi a \int y^2 x dx,$$

где $a = \gamma_{\text{в}} - \gamma_{\text{г}}$, т. е. равняется разности между плотностью воздуха и наполняющего аэростат газа.

381. Момент подъемной силы газа есть также равнодействующая сила, но противоположная моменту тяжести. Есть еще третья разрушающая сила, зависящая от упругости газа; величина ее изменяется в зависимости от степени раздутия оболочки, но о ней поговорим особо.

Применение общих формул к параболе (коническое сечение)

382. Выше даны необходимые для нас формулы. Сейчас покажем и применение их. Начнем по порядку — с определения длины дуги продольного сечения и т. д. для параболы.

Уравнение ее

$$y = x_1 \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2} \right);$$

первая производная

$$\frac{dy}{dx} = -\frac{2xy_1}{x_1^2}.$$

Если тут положим $x = x_1$, то получим приблизительно тангенс угла образующей конечного конуса с его осью.

Именно:

$$\frac{dy}{dx} = -\frac{2y_1}{x_1}.$$

Стало быть, чем аэростат продолговатей, тем угол конуса меньше. По уравнению (375), интегрируя, найдем

$$383. \quad s = x \left(1 + \frac{2}{3} \cdot \frac{x^2 y_1^2}{x_1^4} - \frac{2}{5} \cdot \frac{x^4 y_1^4}{x_1^8} \right).$$

Длину всей дуги от нуля до x_1 получим, положив $x = x_1$. Именно:

$$384. \quad s_1 = x_1 \left(1 + \frac{2}{3} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2} - \frac{2}{5} \cdot \frac{y_1^4}{x_1^4} \right).$$

Отбрасывая последний член, получим менее точную формулу:

$$s_1 = x_1 \left(1 + \frac{2}{3} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2} \right).$$

Для определения поверхности воспользуемся формулой (376). Интегрируя, найдем:

$$385. \quad F = 2\pi y_1 x \left[1 + \frac{x^2}{x_1^2} \left(\frac{2}{3} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2} - \frac{2}{5} \cdot \frac{x^2 y_1^2}{x_1^4} - \frac{1}{3} \right) \right].$$

Величину поверхности от нуля до x_1 получим, положив $x = x_1$:

$$386. \quad F_1 = \frac{4}{3} \pi y_1 x_1 \left(1 + \frac{2}{5} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2} \right),$$

или менее точно:

$$F_1 = \frac{4}{3} \pi y_1 x_1.$$

По предыдущим формулам можем найти длину дуги от конца x_1 до какой-нибудь средней точки x , а также и поверхность; получим $(s_1 - s)$ и $(F_1 - F)$.

387. Приблизженно найдем:

$$\begin{aligned} s_1 - s &= x \left(1 + \frac{2}{3} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2} \right) - x \left(1 + \frac{2}{3} \cdot \frac{x^2 y_1^2}{x_1^4} \right) = \\ &= (x_1 - x) + \frac{2}{3} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2} \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2} \right) \end{aligned}$$

и

$$F_1 - F = 2\pi y_1 \left[\frac{2}{3} x_1 - x \left(1 - \frac{1}{3} \cdot \frac{x^2}{y_1^2} \right) \right].$$

388. Объем узнаем по формуле (377). Интегрируя, получим точно:

$$U = \pi \cdot y_1^2 x \left(1 - \frac{2}{3} \cdot \frac{x^2}{x_1^2} + \frac{x^4}{5x_1^4} \right).$$

Это — объем от нуля до x .

При $x = x_1$ получим

$$389. \quad U_1 = \frac{8}{15} \pi y_1^2 x_1.$$

Объем конца от x до x_1 равен:

$$390. \quad U_1 - U = \pi y_1^2 \left[\frac{8}{15} x_1 - x \left(1 - \frac{2}{3} \cdot \frac{x^2}{x_1^2} + \frac{x^4}{5x_1^4} \right) \right].$$

391. Площадь продольного сечения дает формула (278). Интегрируя, найдем *точно*:

$$F_d = \pi y_1 x \left(1 - \frac{x^2}{3x_1^2} \right).$$

При $x = x_1$ получим

$$392. \quad F_{д1} = \frac{2}{3} y_1 x_1;$$

разница площадей равна:

$$393. \quad F_{д1} - F_{д} = y_1 \left[\frac{2}{3} x_1 - x \left(1 - \frac{x^2}{3x_1^2} \right) \right].$$

394. Для определения момента тяжести оболочки имеем формулу (379).

Интегрируя, вычислим момент оболочки относительно среднего поперечного сечения M от x до x_1 (рис. 30):

$$M_{об} = \frac{\pi}{2} q y_1 x_1^2 \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2} \right)^2.$$

Формула (379) только приближительна. Точная будет:

$$M_{об} = 2\pi q \int yx \cdot \frac{ds}{dx} \cdot dx.$$

Но так как ввиду продолговатости мешка ds мало отличается от dx , и притом не требуется большой точности в определении момента сил тяжести, то мы будем пользоваться формулой (379).

395. Если в уравнении (394) положим $x = 0$, то получим момент от нуля до x_1 :

$$M_{об} = \frac{\pi}{2} \cdot q y_1 x_1^2.$$

396. Нетрудно рассчитать и момент оболочки относительно плоскости N (рис. 30) от x до x_1 . Именно:

$$M_{обN} = \frac{\pi}{2} q y_1 x_1^2 \left(1 - \frac{8}{3} \cdot \frac{x}{x_1} + 2 \cdot \frac{x^2}{x_1^2} - \frac{x^4}{3x_1^4} \right).$$

397. Для определения момента подъемной силы газа имеем точную формулу (380). Интегрируя, найдем момент газа от нуля до x :

$$M_{г} = \frac{\pi}{6} \cdot a x_1^2 y_1^2 \left[1 - \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2} \right)^3 \right] = \frac{\pi}{2} \cdot a x_1^2 y_1^2 \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2} + \frac{x^4}{3x_1^4} \right).$$

398. Если положим тут $x = x_1$, то получим полный момент газа от нуля до x_1 . Именно:

$$M_{г} = \frac{\pi}{6} \cdot a x_1^2 y_1^2.$$

399. Момент [подъемной силы] газа относительно плоскости N (рис. 38) от x до x_1 будет:

$$M_{гN} = \pi a y_1^2 \left\{ \frac{1}{6} \cdot x_1^2 \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2} \right)^3 - x \left[\frac{8}{15} x_1 - x \left(1 - \frac{2}{3} \cdot \frac{x^2}{x_1^2} + \frac{x^4}{5x_1^4} \right) \right] \right\}.$$

Не забудем, что в этих формулах a означает разность между плотностью воздуха и наполняющего аэростат газа (удельную подъемную силу газа).

Радиусы кривизны для разных кривых

400. Мы видели, как плавно и мало изменяется радиус кривизны дуги конического сечения (368). Мы видели также, что радиус кривизны других парабол изменяется весьма сильно. Именно: от нуля до некоторой определенной величины, если $m < 2$ и построение мешка невозможно, и от бесконечности до некоторой определенной величины, если $m > 2$ (361)—(365).

401. Уравнение эллипса относительно осей

$$y = y_1 \sqrt{1 - \frac{x^2}{x_1^2}}.$$

Следовательно:

$$\frac{dy}{dx} = -\frac{xy_1}{x_1^2 \sqrt{1 - \frac{x^2}{x_1^2}}} = -\frac{x}{y} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2} \quad \text{и} \quad \frac{d^2y}{dx^2} = \frac{-y_1^4}{x_1^2 y^3}.$$

402. Найдем радиус кривизны по этим данным и по (371):

$$\rho = \frac{\left[x_1^4 \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2} \right) + x^2 y^2 \right]^{2/3}}{x_1^2 \cdot y_1 \left[x^2 + x_1^2 \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2} \right) \right]} = \frac{y_1^2 \left(\frac{x_1^2}{y_1^2} \cdot \frac{y^2}{y_1^2} + \frac{x^2}{x_1^2} \right)^{3/2}}{x_1^2 \cdot y_1 \left[x^2 + x_1^2 \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2} \right) \right]}.$$

403. Если, например, $x = 0$, то $\rho_0 = \frac{x_1}{y_1} \cdot x_1$. Если же $x = x_1$, то $\rho_1 = \frac{y_1}{x_1} \cdot y_1$. Отсюда наибольшее отношение радиусов равно: $\frac{\rho_0}{\rho_1} = \left(\frac{x_1}{y_1} \right)^3$. Из этой формулы видно, как сильно изменяется радиус кривизны у эллипса. Например, при продолговатости мешка в шесть, т. е. при $\frac{x_1}{y_1} = 6$, наибольший радиус больше наименьшего в 216 раз, между тем как у параболы (при $m = 2$) то же отношение было лишь немногим больше единицы (368).

404. У кривой, которую мы называем *средней* между эллипсом и параболой:

$$y = y_1 \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2} \right)^{3/4}; \quad \frac{dy}{dx} = \frac{-3xy_1}{2x_1^2 \sqrt[4]{1 - \frac{x^2}{x_1^2}}} = -\frac{3}{2} \cdot \frac{xy_1}{x_1^2} \cdot \sqrt[3]{\frac{y_1}{y}};$$

$$\frac{d^2y}{dx^2} = -\frac{3}{4} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2} \cdot \frac{\left(2 - \frac{x^2}{x_1^2} \right)}{y \sqrt[4]{1 - \frac{x^2}{x_1^2}}}.$$

405. Следовательно:

$$\rho = \frac{\left[1 + \frac{9}{4} \cdot \frac{x^2 \cdot y_1^2}{x_1^4} \cdot \left(\frac{y_1}{y} \right)^{2/3} \right]^{3/2}}{2 - \frac{x^2}{x_1^2}} = \frac{\frac{3}{4} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2} \cdot y \sqrt{1 - \frac{x^2}{x_1^2}}}{\frac{4x_1^2}{3y_1} \cdot \frac{\sqrt{1 - \frac{x^2}{x_1^2} \left(\frac{9}{4} \cdot \frac{x^2 \cdot y_1^2}{x_1^4} + \sqrt{1 - \frac{x^2}{x_1^2}} \right)^{3/2}}}{2 - \frac{x^2}{x_1^2}}}$$

Если $x=0$, то $\rho_0 = \frac{-2x_1^2}{3y_1}$. Если $x=x_1$, то $\rho_1=0$. Если x стремится к нулю, то, принимая $\sqrt{1 - \frac{x^2}{x_1^2}} = 1 - \frac{x^2}{2x_1^2}$, имеем:

$$\rho_{x \rightarrow 0} = \frac{\frac{4x_1^2}{3y_1} \cdot \left(1 - \frac{x^2}{2x_1^2} \right) \left(\frac{9}{4} \cdot \frac{x^2 y_1^2}{x_1^4} + 1 - \frac{x^2}{2x_1^2} \right)^{3/2}}{2 \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2} \right)} = \frac{-\frac{2x_1^2}{3y_1} \cdot \left[1 + \frac{3}{2} \left(\frac{9}{4} \cdot \frac{x^2 y_1^2}{x_1^4} + \frac{x^2}{2x_1^2} \right) \right]}{2}$$

Отсюда (для сильно продолговатых азростатов) получим приближенную формулу:

$$\rho_{x \rightarrow 0} = -\frac{2x_1^2}{3y_1} \left(1 - \frac{3x^2}{4x_1^2} \right).$$

В пределе из этой формулы, как и выше, получим при $x=0$:

$$\rho_0 = -\frac{2x_1^2}{3y_1}.$$

Если x стремится к x_1 , то

$$\rho_{x \rightarrow x_1} = \frac{\frac{4x_1^2}{3y_1} \cdot \sqrt{1 - \frac{x^2}{x_1^2}} \cdot \left(\frac{9}{4} \cdot \frac{x^2 \cdot y_1^2}{x_1^4} \right)^{3/2}}{2 - 1} = \frac{9}{2} \cdot \frac{x^3 \cdot y_1^2}{x_1^4} \cdot \sqrt{1 - \frac{x^2}{x_1^2}}.$$

При $x=x_1$ получим $\rho_1=0$, но концы мешка закруглены, потому что первая производная обращается в бесконечность при $x=x_1$. Итак, у средней кривой радиус кривизны непрерывно уменьшается от середины к концам, доходя даже до нуля.

406. Удлиненная косинусоида выражается уравнением

$$y = y_1 \cos\left(\frac{\pi x}{2x_1}\right).$$

Отсюда получаем

$$\frac{dy}{dx} = -\frac{\pi \cdot y_1}{2x_1} \cdot \sin\left(\frac{\pi x}{2x_1}\right); \quad \frac{d^2y}{dx^2} = -\frac{\pi^2 y_1}{4x_1^2} \cos\left(\frac{\pi x}{2x_1}\right),$$

$$\rho = \frac{\left[4x_1^2 + \pi y_1^2 \sin\left(\frac{\pi x}{2x_1}\right)\right]^{3/2}}{2\pi^2 x_1 y_1 \cos\left(\frac{\pi x}{2x_1}\right)}.$$

407. Если $x=0$, то $\rho_0 = -\frac{4}{\pi^2} \cdot \frac{x_1^2}{y_1}$.

При $x=x_1$ $\rho_1 = \infty$, так что концы кривой почти прямы, и это весьма выгодно для нашего аэростата.

408. Резюмируя, найдем, что при $x=0$ радиусы кривизны параболы, эллипса, средней кривой и удлиненной косинусоиды последовательно выражаются:

$$\frac{1}{2}; \quad 1; \quad \frac{2}{3}; \quad \frac{4}{\pi^2} = 0,405.$$

Множитель x_1^2/y_1 , для всех одинаковый, мы выпускаем. Наименьший радиус в средней части кривой оказывается у косинусоидной кривой (около $\frac{2}{5}$), наибольший — у эллипса.

На концах кривых радиусы в том же порядке будут следующие:

$$\left(\frac{x_1^2}{2y_1} + 2y_1\right) \sqrt{1 + \frac{4y_1^2}{x_1^2}}; \quad \frac{y_1^2}{x_1}; \quad 0; \quad \infty.$$

Именно, у параболы он изменяется мало, у эллипса — сильно уменьшается, у средней кривой даже обращается в нуль, а у удлиненной косинусоиды обращается в бесконечность. Между тем все поверхности, образованные вращением этих кривых, очень плавны и представляют небольшое различие в отношении сопротивления.

Площадь наибольшего продольного сечения для разных форм

409. Площадь наибольшего продольного сечения для параболы (392)

$$F_d = \frac{2}{3} y_1 x_1.$$

Для эллипса найдем:

$$F_d = \frac{y_1}{2} \left[x \sqrt{1 - \frac{x^2}{x_1^2}} + x_1 \arcsin\left(\frac{x}{x_1}\right) \right].$$

Если тут $x = x_1$, то получим полную площадь от нуля до x_1 :

$$F_d = \frac{\pi}{4} \cdot y_1 x_1.$$

410. Отсюда видно, что сечение эллипсоида полнее в $3\pi/8$, или в 1,178 раза.

То же для средней кривой:

$$F_d = y_1 \int \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2}\right)^{3/4} dx.$$

411. Разлагая в ряд и интегрируя, получим

$$F_d = y_1 x \left(1 - \frac{1}{4} \cdot \frac{x^2}{x_1^2} - \frac{3}{160} \cdot \frac{x^4}{x_1^4} - \frac{1}{179} \frac{x^6}{x_1^6} - \frac{5}{2048} \cdot \frac{x^8}{x_1^8} - \dots\right).$$

Ограничиваясь двумя членами, найдем

$$F_d = y_1 x_1 \left(1 - \frac{1}{4} \cdot \frac{x^2}{x_1^2}\right).$$

Площадь от нуля до x_1 будет равна $\frac{3}{4} y_1 x_1$, т. е. немного менее, чем у эллипса.

412. Взяв три члена, получим более точно:

$$F_d = y_1 x \left(1 - \frac{1}{4} \cdot \frac{x^2}{x_1^2} - \frac{3}{160} \cdot \frac{x^4}{x_1^4}\right),$$

что при $x = x_1$ даст лишь немного менее, именно:

$$F_d = \frac{117}{160} \cdot y_1 x_1 = 0,73125 y_1 x_1.$$

413. Взяв все вычисленные в (411) члены, найдем 0,723225. У эллипса же вычислим (409) 0,785398, т. е. значительно более.

У удлинённой косинусоиды площадь главного продольного сечения

$$F_d = \frac{2}{\pi} y_1 x_1 \sin\left(\frac{\pi x}{2x_1}\right),$$

что при $x = x_1$ даст $\frac{2}{\pi} \cdot y_1 x_1$.

Эта площадь даже меньше, чем у параболы, в $\pi/3$ раз, или в 1,0472 раза.

Длина дуги главного продольного сечения

414. Длина дуги параболы от нуля до x_1 равна (384):

$$s_1 = x_1 \left(1 + \frac{2}{3} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2} - \frac{2}{5} \cdot \frac{y_1^4}{x_1^4}\right).$$

Например, при $\frac{x_1}{y_1} = 6$ $s_1 = x_1 \cdot 1,01821$.

415. То же для эллипса, см. (374):

$$s = \int \left[1 + \frac{1}{2} \cdot \frac{x^2 y_1^2}{(x_1^2 - x^2) x_1^2} - \frac{1}{8} \cdot \frac{x^4 y_1^4}{(x_1^2 - x^2)^2 x_1^4} + \dots \right] dx.$$

416. Интегрировать это выражение нетрудно. Ограничиваясь, например, двумя членами, найдем

$$s = x + \frac{y_1^2}{4x_1} \cdot \ln \left(\frac{x_1 + x}{x_1 - x} \right),$$

или

$$\frac{s}{x} = 1 + \frac{1}{4} \left(\frac{y_1}{x_1} \right)^2 \cdot \frac{x_1}{x} \cdot \ln \left(\frac{1 + \frac{x}{x_1}}{1 - \frac{x}{x_1}} \right).$$

Уравнение неприменимо, когда x/x_1 близко к единице. Если положить

$$\frac{x}{x_1} = \frac{3}{4}, \quad \frac{y_1}{x_1} = \frac{1}{7},$$

то найдем

$$\frac{s}{y_1} = 1,01224.$$

Есть формулы для определения полной длины окружности эллипса, но нам они не нужны, так как концы эллипсоида вращения всё равно должны быть наставлены конусами.

417. Можно также для определения дуги эллипса его уравнение

$$y = y_1 \sqrt{1 - \frac{x^2}{x_1^2}}$$

разложить в ряд так:

$$y = y_1 \left(1 - \frac{1}{2} \cdot \frac{x^2}{x_1^2} - \frac{1}{8} \cdot \frac{x^4}{x_1^4} - \frac{1}{16} \cdot \frac{x^6}{x_1^6} - \frac{5}{128} \cdot \frac{x^8}{x_1^8} - \frac{35}{256} \cdot \frac{x^{10}}{x_1^{10}} - \dots \right).$$

418. К *средней* кривой формула (375) неприменима. Но, разлагая в ряд уравнение *средней* кривой, получим

$$y = y_1 \left(1 - \frac{3}{4} \cdot \frac{x^2}{x_1^2} - \frac{3}{32} \cdot \frac{x^4}{x_1^4} - \frac{5}{128} \cdot \frac{x^6}{x_1^6} - \frac{45}{2048} \cdot \frac{x^8}{x_1^8} - \dots \right).$$

Отсюда и из предыдущего уравнения видно, что как эллипс, так и *среднюю* кривую при отношении x/x_1 , не очень близком к единице, можно принимать за параболу, а следовательно, и определять соответственно этому длину кривых.

419. Точно длина дуги средней кривой выражается интегралом:

$$s = \int \sqrt{1 + \frac{9x^2 y_1^2}{4x_1^4 \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2}\right)^{1/2}}} \cdot dx.$$

420. Ректификация удлиненной косинусоиды, кроме сложности, не представляет никаких затруднений. Действительно, уравнение кривой будет

$$y = y_1 \cos \omega,$$

где

$$\omega = \frac{\pi x}{2x_1}.$$

Здесь $\cos \omega$ не может быть больше единицы.

Первая производная равна:

$$\frac{dy}{dx} = -m \sin \omega,$$

где

$$m = \frac{\pi y_1}{2x_1},$$

причем m всегда значительно меньше единицы.

Теперь, пользуясь формулой (375), найдем

$$s = \int \left[1 + \frac{m}{2} \cdot \sin^2 \omega - \frac{m^4}{8} \cdot \sin^4 \omega + \frac{m^6}{16} \cdot \sin^6 \omega - \dots \right] dx.$$

Ограничиваясь для примера двумя членами и интегрируя, получим

$$s = x + \frac{\pi y_1^2}{16x_1} \left(\frac{\pi x}{x_1} - \sin \frac{\pi x}{x_1} \right).$$

421. Положив тут $x = x_1$, найдем длину дуги от нуля до x_1 :

$$s_1 = x + \frac{\pi^2}{16} \cdot \frac{y_1^2}{x_1} = x + \frac{\pi^2}{16} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2} \cdot x_1.$$

Поверхности разных тел вращения

422. Перейдем к поверхностям тел вращения (376). Для эллипса формула (376) дает

$$F = 2\pi y_1 \int \sqrt{1 - \frac{x^2}{x_1^2}} \cdot \sqrt{1 + \frac{x^2 y_1^2}{x_1^2 \left(1 + \frac{x^2}{x_1^2}\right)}} \cdot dx.$$

Если ввиду продолговатости металлического мешка принять $\frac{ds}{dx} = 1$, то формула (376) обратится в более простую:

$$423. \quad F = 2\pi \int y dx = 2\pi y_1 \int \sqrt{1 - \frac{x^2}{x_1^2}} dx,$$

что дает

$$F = \pi y_1 x_1 \left(\frac{x}{x_1} \sqrt{1 - \frac{x^2}{x_1^2}} + \arcsin \frac{x}{x_1} \right).$$

При $x = x_1$

$$F_1 = \frac{\pi^2}{2} \cdot x_1 y_1;$$

это есть половина поверхности эллипсоида вращения от нуля до x_1 .

424. Но можно найти и точно поверхность эллипсоида. В самом деле, уравнение (423) дает

$$\begin{aligned} F &= \frac{2\pi y_1}{x_1} \int \sqrt{x_1^4 - x^2(x_1^2 - y_1^2)} dx = \\ &= \frac{\pi y_1}{\sqrt{x_1^2 - y_1^2}} \left[\frac{x}{x_1} \sqrt{1 - \frac{y_1^2}{x_1^2}} \cdot \sqrt{x_1^4 - x^2(x_1^2 - y_1^2)} + \right. \\ &\quad \left. + x_1^2 \arcsin \left(\frac{x}{x_1} \sqrt{1 - \frac{y_1^2}{x_1^2}} \right) \right]. \end{aligned}$$

425. При $x = x_1$ получаем

$$F_1 = \frac{\pi y_1 x_1}{\sqrt{x_1^2 - y_1^2}} \left[y_1 \sqrt{1 - \frac{y_1^2}{x_1^2}} + x_1 \arcsin \left(\sqrt{1 - \frac{y_1^2}{x_1^2}} \right) \right].$$

Если эллипс бесконечно продолговат, то $\frac{y_1}{x_1} = 0$ и

$$F_1 = \frac{\pi^2}{2} \cdot y_1 x_1 + \pi y_1^2.$$

Пренебрегая последним членом как величиной бесконечно малой (сравнительно с первым слагаемым), придем к формуле (423).

426. Для поверхности *средней* кривой по (373) приблизительно

$$F = 2\pi y_1 \int \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2} \right)^{3/4} dx.$$

Разлагая же в ряд и интегрируя, найдем

$$F = 2\pi y_1 x \left(1 - \frac{1}{4} \cdot \frac{x^2}{x_1^2} - \frac{3}{160} \cdot \frac{x^4}{x_1^4} - \frac{5}{896} \cdot \frac{x^6}{x_1^6} - \dots \right).$$

427. При $x = x_1$ найдем поверхность тела вращения от нуля до x_1 .
Именно:

$$F = 2\pi y_1 x_1 \left(1 - \frac{1}{4} - \frac{3}{160} - \frac{5}{896} - \dots \right),$$

т. е. менее $\frac{3}{4}$ поверхности описанного цилиндра.

428. Более точные результаты получим, если согласно (373) найдем интеграл:

$$\begin{aligned} F &= 2\pi y_1 \int \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2} \right)^{3/4} \cdot \left[1 + \frac{9x^2 y_1^2}{4x_1^4 \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2} \right)^{1/2}} \right]^{1/2} \cdot dx = \\ &= 2\pi y_1 \int \sqrt{\left(1 - \frac{x^2}{x_1^2} \right)^{3/2} + \frac{9y_1^2}{4x_1^2} \cdot x^2 \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2} \right)} \cdot dx. \end{aligned}$$

429. Для удлиненной косинусоиды получим (приблизительно считая $ds = dx$):

$$F = 4x_1 y_1 \cdot \sin \left(\frac{\pi x}{2x_1} \right).$$

Если $x = x_1$, то

$$F_1 = 4x_1 y_1.$$

Следовательно, поверхность конца от x до x_1 будет равна:

$$F_1 - F = 4x_1 y_1 \left[1 - \sin \left(\frac{\pi x}{2x_1} \right) \right].$$

430. Точно получим

$$F = 2\pi y_1 \int \cos \left(\frac{\pi x}{2x_1} \right) \sqrt{1 + \frac{\pi^2 y_1^2}{4x_1^2} \sin^2 \left(\frac{\pi x}{2x_1} \right)} \cdot dx.$$

Это выражение нетрудно проинтегрировать; именно, найдем

$$\begin{aligned} 431. \quad F &= \pi y^2 \left\{ \sin \left(\frac{\pi x}{2x_1} \right) \sqrt{\frac{4x_1^2}{\pi^2 y_1^2} + \sin^2 \left(\frac{\pi x}{2x_1} \right)} + \right. \\ &\quad \left. + \frac{4x_1^2}{\pi^2 y_1^2} \cdot \left\{ \ln \left[\sin \left(\frac{\pi x}{2x_1} \right) + \sqrt{\frac{4x_1^2}{\pi^2 y_1^2} + \sin^2 \left(\frac{\pi x}{2x_1} \right)} \right] - \ln \left(\frac{2x_1}{\pi y_1} \right) \right\} \right\}. \end{aligned}$$

Формулы будут проще, если ввести гиперболические тригонометрические величины (гиперболические функции).

432. При бесконечной продолговатости получим знакомую нам формулу

$$F = 4x_1 y_1 \quad (\text{см. 429}).$$

Объемы разных тел вращения

433. Объем эллипсоида вращения от нуля до x точно:

$$U = \pi y_1^2 x \left(1 - \frac{x^2}{3x_1^2} \right).$$

Объем от нуля до x_1 будет

$$U_1 = \frac{2}{3} \pi y_1^2 x_1.$$

434. Сравнивая с объемом, полученным от вращения параболы, найдем, что при таких же x_1 и y_1 объем эллипсоида полнее в $\frac{5}{4}$, или в $1\frac{1}{4}$ раза.

435. Объем средней кривой по общей формуле точно выражается интегралом

$$U = \pi y_1^2 \int \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2} \right)^{3/2} dx.$$

Разлагая в ряд и интегрируя, найдем

$$U = \pi y_1^2 x \left(1 - \frac{1}{2} \cdot \frac{x^2}{x_1^2} + \frac{3}{40} \cdot \frac{x^4}{x_1^4} + \frac{1}{102} \cdot \frac{x^6}{x_1^6} + \frac{1}{384} \cdot \frac{x^8}{x_1^8} + \dots \right).$$

436. При $x = x_1$ приблизительно получим, ограничиваясь приведенными членами:

$$U_1 = 0,587 \pi y_1^2 x_1.$$

Этот объем полнее параболического в 1,403 раза.

437. Объем тела, полученного от вращения удлиненной косинусоиды, от нуля до x выражается точно формулой

$$U = \pi y_1^2 \left[\frac{1}{2} \cdot x - \frac{x_1}{2\pi} \sin \left(\frac{\pi x}{x_1} \right) \right].$$

При $x = x_1$ получим

$$U_1 = \frac{\pi}{2} \cdot y_1^2 x_1.$$

Этот объем оказывается меньше объема параболического мешка в $\frac{16}{15}$ или в $1\frac{1}{15}$ раза.

Моменты тяжести оболочек разных форм

438. Момент тяжести оболочки эллипсоида точно выразится интегралом (370)

$$\begin{aligned} M_{об} &= \frac{2\pi y_1 q}{x_1^2} \int x \sqrt{x_1^4 - x^2(x_1^2 - y_1^2)} dx = \\ &= \frac{2\pi y_1 q}{3(x_1^2 - y_1^2)} \cdot [x_1^4 - y_1^2 \sqrt{x_1^4 - (x_1^2 - y_1^2)x^2}]. \end{aligned}$$

439. Если $x = x_1$, то

$$M_{об} = \frac{2}{3} \pi q y_1 x_1 \cdot \frac{x_1^3 - y_1^3}{x_1^2 - y_1^2} = \frac{2}{3} \cdot \pi q x_1 y_1 \cdot \frac{x_1^2 + x_1 y_1 + y_1^2}{x_1 + y_1}.$$

440. Это момент относительно средней плоскости (рис. 30). Относительно плоскости N момент найдем на основании уравнений (438) и (439); имеем

$$q(F_1 - F)(x + \Delta x) = M_{об_1} - M_{об},$$

где Δx означает расстояние центра тяжести поверхности конца $(F_1 - F)$ мешка до плоскости N ; $M_{об_1}$ — полный момент, а $M_{об}$ — момент части оболочки от нуля до x .

Из этого уравнения получим

$$M_{об_N} = q(F_1 - F)\Delta x = M_{об_1} - M_{об} - q(F_1 - F)x,$$

т. е. величину момента тяжести конца мешка $(F_1 - F)$ относительно плоскости N (рис. 30).

441. Это уравнение применимо к любой форме. Для *эллипсоида* найдем такой момент (относительно N):

$$M_{об} = \frac{2\pi q y_1^3}{3(x_1^2 - y_1^2)} \sqrt{x_1^4 - (x_1^2 - y_1^2) \cdot x} - q(F_1 - F) \cdot x.$$

F_1 и F имеем из (424) и (425).

442. Для *средней* кривой момент тяжести оболочки от нуля до x относительно M будет, если *приблизительно* предположить $ds = dx$, равен

$$M_{об} = \frac{4}{7} \pi q y_1 x_1^2 \left[1 - \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2} \right)^{7/4} \right].$$

Полный момент относительно M равен:

$$M_{об_1} = \frac{4}{7} \pi q y_1 x_1^2.$$

443. Момент конца оболочки $F_1 - F$ относительно плоскости N получим по (440) такой:

$$M_{об_N} = \frac{4}{7} \pi q y_1 x_1^2 \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2} \right)^{7/4} - q(F_1 - F)x.$$

Разность $(F_1 - F)$ найдем по (426) — (428).

444. Момент для удлинённой косинусоиды относительно плоскости M равен *приблизительно*:

$$M_{об} = 2\pi q y_1 \int \cos\left(\frac{\pi x}{2x_1}\right) \cdot x dx.$$

Интегрируя по частям и определяя постоянную, как обыкновенно, получим

$$M_{об} = 4gy_1x_1 \left[x \sin \frac{\pi x}{2x_1} - \frac{2x_1}{\pi} \left(1 - \cos \frac{\pi x}{2x_1} \right) \right].$$

445. Если $x = x_1$, то

$$M_{об} = 4gy_1x_1^2 \left(1 - \frac{2}{\pi} \right).$$

Для определения момента тяжести конца оболочки имеем формулы (440) и (429)—(431).

Момент подъемной силы газа для мешков разной формы

446. Для эллипсоида найдем точно (относительно плоскости M):

$$M_{\Gamma} = \frac{\pi}{2} \cdot ay_1^2x_1^2 \left(1 - \frac{x^2}{2x_1^2} \right).$$

Полный момент подъемной силы

$$M_{\Gamma} = \frac{\pi}{4} ay_1^2x_1^2.$$

Здесь a — удельная подъемная сила газа, наполняющего мешок.

447. Полный момент M_{Γ} конца $U_1—U$ относительно плоскости N получим на основании формулы, аналогичной (440); именно:

$$M_{\Gamma N} = a(U_1 - U) \cdot \Delta x = M_{\Gamma_1} - M_{\Gamma} - a(U_1 - U) \cdot x,$$

где Δx , как и выше, — расстояние центра давления газа, наполняющего конец $U_1—U$ мешка до плоскости N (рис. 30).

448. Так, для эллипсоида найдем точно на основании последних формул и формулы (433):

$$\begin{aligned} M_{\Gamma N} &= \frac{\pi}{2} \cdot ay_1^2 \left[\frac{1}{2} x_1^2 - x^2 \left(1 - \frac{x^2}{2x_1^2} \right) \right] - \pi ay_1^2 \left[\frac{2}{3} x_1 x - x^2 \left(1 - \frac{x^2}{3x_1^2} \right) \right] = \\ &= \pi ay_1^2 \left[\frac{x_1^2}{4} - \frac{x^2}{2} \left(1 - \frac{x^2}{2x_1^2} \right) - \frac{2}{3} x_1 x + x^2 \cdot \left(1 - \frac{x^2}{3x_1^2} \right) \right] = \\ &= \frac{\pi}{2} \cdot ay_1^2 \left[x_1 \left(\frac{x_1}{2} - \frac{4}{3} x \right) + x^2 \left(1 - \frac{x^2}{6x_1^2} \right) \right]. \end{aligned}$$

449. Для средней кривой момент подъемной силы газа от нуля до x относительно главного поперечного сечения M будет [см. общие формулы (371)] выражаться точно формулой

$$M_{\Gamma} = \frac{\pi}{5} \cdot ay_1^2x_1^2 \left[1 - \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2} \right)^{5/2} \right].$$

Полный момент относительно плоскости M (рис. 30) равен

$$M_{\Gamma} = \frac{\pi}{5} \cdot ay_1^2x_1^2.$$

450. Полный момент подъемной силы газа относительно плоскости N на основании последних двух формул, общей формулы (447) и формулы (435) выразим *точно* формулой

$$M_{\Gamma_N} = \pi a y_1^2 x_1 \left\{ \frac{x_1}{5} \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2} \right)^{5/2} - x \left[\left(1 - \frac{x}{x_1} \right) - \frac{1}{2} \left(1 - \frac{x^3}{x_1^3} \right) + \frac{3}{40} \left(1 - \frac{x^5}{x_1^5} \right) + \frac{1}{102} \left(1 - \frac{x^7}{x_1^7} \right) + \frac{1}{384} \left(1 - \frac{x^9}{x_1^9} \right) + \dots \right] \right\}.$$

Так как формулу эту придется употреблять только при отношении $\frac{x}{x_1} < 1$, то это ряд, быстро сходящийся, и потому можно ограничиться немногими членами.

451. Для удлиненной *косинусоиды* момент подъемной силы газа относительно плоскости M от нуля до x выразится *точно* формулой

$$M_{\Gamma} = \frac{\pi}{2} a y_1^2 \left\{ x \left[\frac{x_1}{\pi} \sin \left(\frac{\pi x}{x_1} \right) + \frac{x}{2} \right] - \frac{x_1^3}{\pi^2} \left[1 - \cos \left(\frac{\pi x}{x_1} \right) \right] \right\}.$$

452. При $x = x_1$ получим полный момент относительно M ; именно:

$$M_{\Gamma} = \frac{\pi}{4} \cdot a y_1^2 x_1^2 \left(1 - \frac{4}{\pi^2} \right).$$

453. Момент относительно N от x до x_1 по известным формулам, как и для других формул, найдем из выражения

$$M_{\Gamma_N} = \frac{\pi}{2} \cdot a y_1^2 \left\{ \frac{x_1^2}{2} - \frac{x_1^2}{\pi^2} \left[1 + \cos \left(\frac{x_1 x}{\pi} \right) \right] - x x_1 \left[1 + \frac{2}{\pi} \sin \left(\frac{x x_1}{\pi} \right) \right] + \frac{x^2}{2} \right\}.$$

При распределении массы оброчей пропорционально поверхности момент их тяжести определяется как момент поверхности постоянной толщины.

Моменты тяжести и подъемной силы газа выражают некоторые силы, стремящиеся разрушить оболочку аэростата с ее массивными деталями. Момент тяжести мы определили пока только для оболочки постоянной толщины. На самом деле как оболочка, так и обручи и продольные брусья могут быть переменной толщины, а потому и моменты их надо определять, сообразуясь с этим. Отсюда видно, что вопрос о моменте тяжести не может быть исчерпан в этой главе, так как мы не можем сейчас дать зависимость между толщиной оболочки или какой-либо ее массивной части и местом этой части, или ее координатами.

Кроме моментов тяжести и подъемной силы, есть еще сила, имеющая огромное влияние на разрушение оболочки, — это упругость наполняющего аэростат газа, или степень напряжения его в низшей точке обо-

лочки (сверхдавление). Это напряжение может бесконечно изменяться, между тем как моменты тяжести и подъемной силы зависят от этого лишь очень незначительно, по крайней мере при достаточно сильном напряжении газа. Этим новым вопросом мы и займемся в следующей главе.

IX. ДАВЛЕНИЕ ГАЗА НА ПЛОЩАДЬ ПОПЕРЕЧНОГО СЕЧЕНИЯ АЭРОСТАТА. ЦЕНТР ЭТОГО ДАВЛЕНИЯ

454. Разность между давлением газа и давлением воздуха в какой-нибудь точке оболочки аэростата я буду для краткости называть просто *давлением газа*. Это давление, очевидно, одно и то же для любой горизонтальной плоскости. Оно зависит от давления в низшей точке B оболочки и от высоты данной точки оболочки над низшей (рис. 31 и 32). Как и прежде (гл. VI), давление в низшей точке B

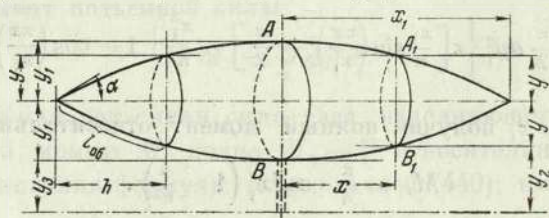


Рис. 31

сечения оболочки мы выразим длиной y_3 газового столба или придатка (аппендикса), наполненного тем же газом, что и аэростат. Труба эта внизу предполагается открытой.

455*. Давление по направлению продольной оси оболочки, пока она не наклонилась, одно и то же и равно $y_3 + y_1$. Давление в низшей точке какого-нибудь сечения будет: $y_2 = y_3 + y_1 - y$, где y есть радиус рассматриваемого сечения. Давление в высшей точке его равно $y_3 + y_1 + y$.

Давление в точке, высота которой относительно низшей точки сечения (рис. 32) равна y_z , выразится формулой

$$y_2 + y_z = y_3 + y_1 - y + y_z.$$

456. Вследствие симметрии давления относительно продольной оси оболочки полное давление** P газа на любое поперечное сечение оболочки выразится очень просто, так как среднее давление на сечение можно принять равным давлению вдоль продольной оси, которое равно $y_3 + y_1$.

Итак:

$$P = \pi a y^2 (y_3 + y_1).$$

** точнее, полная сила давления

457. Давление на главное поперечное сечение

$$P_1 = \pi a y_1^2 (y_3 + y_1).$$

Если положить тут $y_1 = y_2$, то $P_1 = 2\pi a y_1^3$.

Если еще тут положим $a = 1,2 \text{ кг/м}^3$, то $P = 7,54 y_1^3$. Из последних формул видно, что давление на главное поперечное сечение возрастает пропорционально кубу высоты оболочки.

Формула (456) есть общая формула, в которой $y = F(x)$.

458. Давление P распространяется неравномерно на сечение оболочки и на продольные массивные полосы, потому что центр этого давления лежит выше продольной оси; но он тем ближе к ней, чем сечение меньше или ближе к концу оболочки.

Момент этого давления P относительно горизонтальной плоскости A_1 или B_1 для концов аэростата приблизительно выразится так:

$$P y = \pi a (y_1 + y_3) y^3.$$

459. Можно точно найти положение центра давления и величину давления для всякого поперечного сечения оболочки (рис. 32). Дифференциал давления газа на поперечное сечение

$$dP = a (y_2 + y_z) \cdot 2z dy_z.$$

Согласно уравнению окружности

$$z = \sqrt{y^2 - (y - y_z)^2}.$$

460. Поэтому давление выразится интегралом

$$P = 2 \int a (y_2 + y_z) \sqrt{y^2 - (y - y_z)^2}.$$

Здесь (455)

$$y_2 = y_3 + y_1 - y.$$

Уравнение надо интегрировать относительно y_z , считая y постоянным.

461. Сделав это и определив постоянные, найдем

$$P = a \left\{ \frac{\pi}{2} (y_3 + y_1) y^2 - \frac{2}{3} \sqrt{(2y y_z - y_z^2)^3} - (y_3 + y_1) \left[(y - y_z) \sqrt{2y y_z - y_z^2} + y^2 \arcsin \left(\frac{y - y_z}{y} \right) \right] \right\}.$$

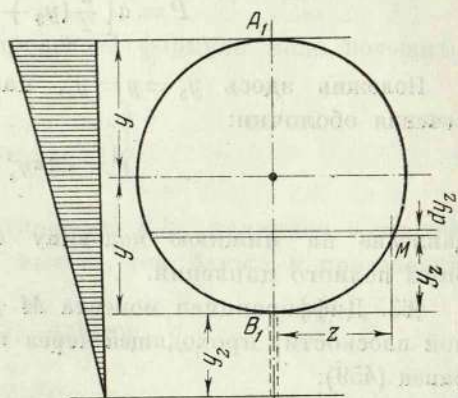


Рис. 32

462. Если, например, положим $y_2 = 2y$, то получим полное давление

$$P = \pi a (y_3 + y_1) y^2,$$

т. е. известную формулу (457), которую мы тут строго доказали.

Если $y_2 = y$, то

$$P = a \left[\frac{\pi}{2} (y_3 + y_1) y^2 - \frac{2}{3} y^3 \right].$$

Положив здесь $y_3 = y = y_1$, найдем P для среднего поперечного сечения оболочки:

$$P = 2a\pi y_1^3 \left(\frac{1}{2} - \frac{1}{3\pi} \right);$$

давление на нижнюю половину сечения будет немного менее половины полного давления.

463. Дифференциал момента M давления относительно горизонтальной плоскости, проходящей через низшую точку B_1 сечения (рис. 32), равен (459):

$$y_z dP = 2ay_z(y_2 + y_z) \sqrt{y^2 - (y - y_z)^2} dy_z.$$

¹ Интегрируя это уравнение относительно y_z и определяя постоянное, получим

$$\int y_z dP = M = ay \left(y_3 + y_1 + \frac{1}{4} y \right) \left[\frac{\pi}{2} y^2 - (y - y_z) \sqrt{2yy_z - y_z^2} - y_z^2 - y^2 \arcsin \left(1 - \frac{y_z}{y} \right) \right] - a \sqrt{(2yy_z - y_z^2)^3} \left[\frac{2}{3} (y_3 + y_1 + y) + \frac{1}{2} (y - y_z) \right].$$

464. Если $y_2 = 2y$, то найдем для полного момента

$$\int y_z dP = a\pi y^3 \left(y_3 + y_1 + \frac{1}{4} y \right).$$

Если еще $y_3 = y = y_1$, то для среднего сечения получим

$$\int y_z dP = 2^{1/4} a\pi y^4.$$

465. Разделив момент M полного давления на величину давления (462), найдем

$$\frac{M}{P} = y \left[1 + \frac{y}{4(y_3 + y_1)} \right],$$

т. е. расстояние центра давления от нижней точки сечения B_1 .

¹ Способ интегрирования, хотя и сложный, не привожу, так как он не содержит в себе ничего оригинального.

Так как из формулы видно, что это расстояние больше y , то стало быть, центр лежит всегда выше продольной оси, или выше центра круга. Но из формулы же видно, что чем меньше y , т. е. чем ближе к концу оболочки, тем ближе центр давления к геометрическому центру круга. Из той же формулы видно, что чем больше давление y_3 в нижней точке оболочки и чем больше размеры y_1 оболочки в высоту, тем ближе эти центры.

466. Для среднего сечения в последней формуле надо положить $y = y_1$; тогда получим

$$\frac{M}{P} = y_1 \left[1 + \frac{1}{4 \left(\frac{y_3}{y_1} + 1 \right)} \right].$$

Отсюда видно, что чем больше отношение y_3/y_1 давления в нижней точке оболочки к ее размерам $2y_1$ в высоту, тем ближе к продольной оси лежит центр давления.

467. Положив для примера $y_3 = y_1$, найдем

$$\frac{M}{P} = \frac{9}{8} y_1.$$

Зная положение центра давления газа, нетрудно определить и давление его на оба продольных массивных бруса, предполагая, что все давление передается только им. Например, в приведенном случае плечи составляющих сил относятся, как $9/8y_1$ к $7/8y_1$.

Отношение плеч, следовательно, будет равно $9/7$. Значит, нижняя составляющая относится к верхней, как 7 к 9. Если $y_3 = 0$, т. е. давление в нижней точке будет равно нулю, то

$$\frac{M}{P} = \frac{5}{4} y_1;$$

следовательно, плечи составляющих сил относятся как $5/4y_1$ к $3/4y_1$, а силы — как 3 к 5. Следовательно, верхняя сила будет чуть не в 2 раза ($1^{2/3}$) больше нижней. Понятно, что в других поперечных сечениях отношение составляющих сил ближе к единице.

468. Общая формула отношения составляющих сил

$$\frac{1 + \frac{y}{4(y_3 + y_1)}}{1 - \frac{y}{4(y_3 + y_1)}} = \frac{4 \left(\frac{y_3}{y_1} + 1 \right) + \frac{y}{y_1}}{4 \left(\frac{y_3}{y_1} + 1 \right) - \frac{y}{y_1}}.$$

Отношение плеч — обратное.

469. Момент тяжести узкого кольца оболочки, заключенного между двумя близкими и параллельными ее сечениями, равен

$$2\pi y q y_z ds,$$

где q — вес единицы поверхности оболочки, а y_z — расстояние сечения до плоскости, относительно которой определяется момент.

Весовой момент других частей аэростата, заключенных между теми же параллельными сечениями, обозначим через

$$P y_z d_z.$$

470. Момент подъемной силы газа в том же сечении будет равен

$$a \pi y_z^2 d y_z,$$

Если грузы и веса на воздушном корабле будут так распределены, что полный момент тяжести *каждого* сечения будет равен моменту подъемной силы газа этого же сечения, то эти обратные по направлению силы друг друга взаимно уничтожат и мы, изучая продольные давления, действующие на оболочку и массивные брусья, увидим тогда только действие упругости газа, которое нами рассмотрено в этой главе. С моментами же тяжести и подъемной силы газа в таком случае можем не считаться. В средних частях аэростат и может быть так устроен, но не в концах, которые были бы тогда чересчур тонки и нежны, что неисполнимо.

Х. ОБОЗРЕНИЕ ГЛАВНЫХ СИЛ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА ОБОЛОЧКУ АЭРОСТАТА; ИХ СООТНОШЕНИЯ

Силы продольные

471. Ввиду волнистого строения оболочки и изменения ее объема и формы сила натяжения ее в продольном направлении как будто весьма изменчива, а потому и прочность не вполне надежна.

Продольные силы, стремящиеся разрушить воздушный корабль, должны восприниматься одними продольными брусьями. Итак, мы пренебрежем при изучении продольных сил ролью оболочки и будем иметь в виду *пока* лишь четыре продольных бруса (рис. 1 и 6).

На какое-нибудь сечение, например AB (рис. 31), будут действовать следующие главные продольные силы:

- а) сила тяжести оболочки, которая дает момент *тяжести оболочки*;
- б) сила тяжести массивных продольных брусьев, обручей (которые можно считать и за одно целое с оболочкой), лады, ее машин, людей и грузов, действие силы также выражается моментами их относительно рассматриваемого поперечного сечения;
- в) подъемная сила газа, действующая в обратном направлении и подробно рассмотренная нами;
- г) упругость газа в каждом сечении; эта сила зависит от большего или меньшего наполнения оболочки газом.

472. Первая (сила тяжести) растягивает верхнюю пару брусьев и сжимает с такой же энергией нижнюю; вторая (подъемная сила газа) делает обратное, т. е. сжимает верхние брусья и растягивает нижние; наконец, сила упругости газа все брусья стремится растянуть.

Обозначив моменты трех сил последовательно через M_T , M_G и M_B , найдем, что на верхние брусья будет влиять равнодействующая

$$\frac{M_T}{2y} - \frac{M_G}{2y} + \frac{M_B}{2y} = \frac{M_T - M_G + M_B}{2y},$$

где y — радиус сечения, а M_B — момент упругости газа относительно горизонтальной плоскости, проходящей через точку A .

473. Также сила, действующая на нижние брусья, выразится формулой

$$-\frac{M_T}{2y} + \frac{M_G}{2y} + \frac{M_A}{2y} = \frac{-M_T + M_G + M_A}{2y},$$

где M_A — момент давления газа относительно B .

474. Для средних частей оболочки, удаленных от концов ее, момент тяжести может быть равен моменту подъемной силы газа, т. е.

$$M_T = M_G,$$

так что тогда будем иметь дело только с силой упругости газа, растягивающей брусья. Но это неприменимо к концам оболочки: там момент подъемной силы газа сравнительно с моментом тяжести ничтожен (гл. IX). Действительно, вес конической поверхности, которой оканчивается оболочка, пропорционален квадрату ее линейных размеров, а объем заключенного в ней газа пропорционален кубу тех же размеров. Следовательно, уменьшение подъемной силы с уменьшением поверхности будет совершаться гораздо быстрее, чем уменьшение веса поверхности конуса.

475. Пренебрегая подъемной силой концов оболочки, найдем, что на верхние брусья будет действовать сила

$$\frac{-M_T - M_B}{2y},$$

а на нижние — сила

$$\frac{-M_T - M_A}{2y}.$$

Первая сила всегда положительна, и потому она только растягивает брусья; вторая же может быть и положительна и отрицательна, смотря по обстоятельствам.

Если момент упругости будет больше момента тяжести, то она будет растягивать брус, и наоборот, и тогда мягкая или тонкая и непрочная оболочка будет провисать, концы оболочки опадут, образуя неправильные складки.

476. Равнодействующую силу для конических концов оболочки мы можем вывести из предыдущих сложных формул, но проще это сделать самостоятельно, независимо от них (рис. 31, слева).

Давление газа на конус равно [см. (462)]

$$P = \pi a (y_3 + y_1) y^2;$$

момент этого давления относительно A или B равен:

$$M_{\Gamma} = \pi a (y_3 + y_1) y^3,$$

что, впрочем, видно прямо из формулы (464), где величиной $1/4y$, как сравнительно малой, можно пренебречь.

477. Вес конической оболочки

$$q\pi y l_{об},$$

где $l_{об}$ — образующая, а y — радиус основания. Момент этой тяжести относительно точки B или A будет равен:

$$M_{\Gamma} = q\pi y l_{об} \cdot \frac{h}{3};$$

но

$$h = l_{об} \cos \alpha$$

и

$$y = l_{об} \sin \alpha,$$

где α — угол между осью конуса и его образующей. Следовательно

$$M_{\Gamma} = \pi a (y_3 + y_1) l_{об}^3 \sin^3 \alpha,$$

$$M_{\Gamma} = \frac{\pi}{3} \cdot q l_{об}^3 \sin \alpha \cos \alpha;$$

отношение моментов выразится формулой

$$\frac{M_{\Gamma}}{M_{\Gamma}} = \frac{3a (y_3 + y_1)}{q \cos \alpha} \cdot \sin^2 \alpha.$$

478. Отсюда видно, что это отношение тем больше, чем больше давление в нижней точке оболочки y_3 и чем легче коническая поверхность q . Если $y_3 = y_1$, то

$$\frac{M_{\Gamma}}{M_{\Gamma}} = \frac{6ay_1}{q \cdot \cos \alpha} \cdot \sin^2 \alpha.$$

Здесь угол α можно узнать по производной dy/dx , ибо

$$\alpha = \arctg \left(\frac{dy}{dx} \right),$$

где $x = x_1$.

При обыкновенных условиях и даже при значительной продолговатости оболочки отношение моментов больше единицы и потому даже концы мягкой оболочки не будут провисать.

479. Формуле (477) мы можем придать вид:

$$\frac{M_{\Gamma}}{M_{\Gamma}} = \frac{3a(y_3 + y_1) \left(\frac{dy}{dx} \right)^2}{q \sqrt{1 + \left(\frac{dy}{dx} \right)^2}}.$$

Если продолговатость значительная, то приблизительно можно принять, что

$$\frac{M_{\Gamma}}{M_{\Gamma}} = \frac{3a}{q} \cdot (y_3 + y_1) \left(\frac{dy}{dx} \right)^2.$$

480. Мы не обратили пока внимания на вес брусьев лады и грузов и на их момент.

Вес этих деталей пропорционален длине, а величина его момента приблизительно пропорциональна квадрату линейных размеров, между тем как момент упругости газа пропорционален кубу тех же размеров конуса; а потому, при достаточно малой величине конуса, момент тяжести превысит момент давления газа, и тогда оболочка бы повисла, если бы не ее жесткость или не жесткость продольных брусьев и других возможных массивных частей конических концов оболочки. Итак, в этом случае мы уже можем даже пренебречь упругостью газа, а расчет делать исключительно на сопротивление жестких частей оболочки.

481. Впрочем, если обратить внимание на то, что форма аэростата не только уклоняется от формы поверхности вращения (рис. 1, 2 и 3), но имеет идущую из конца в конец среднюю добавочную часть в виде продолговатого цилиндра (рис. 1 и 2), то момент давления газа на концах будет приблизительно пропорционален квадрату линейных размеров сечения, точно так же как и момент тяжести массивных брусьев и пр. Таким образом, упругость газов может уравновесить и тяжесть массивных частей при достаточной их легкости и при достаточной ширине воображаемого среднего продольного цилиндра (рис. 2).

482. Применяясь пока к старому моему проекту воздушного корабля на 200 человек (рис. 1), мы дадим для него несколько чисел, иллюстрирующих силы, стремящиеся разрушить оболочку аэростата.

Предположим для простоты, что груз в каждом поперечном сечении соответствует его подъемной силе; тогда главным образом про-

явит свое влияние упругость газа. Каково же будет его давление на четыре продольных бруса?

Для решения вопроса нам может послужить простая формула (456), в которой положим $y_3 = y_1$. Получим

$$P = 2\pi a y_1 y^2,$$

или, принимая во внимание уравнение образующей

$$y = y_1 \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2}\right),$$

получим

$$P = 2\pi a y_1^3 \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2}\right)^2.$$

Напомним, что y_1 , или радиус главного поперечного сечения, составляет 15 м и что длина аэростата $2x_1 = 210$ м; мы же примем 200 м; положим также, что $a = 0,001$ т/м³ (a — удельная подъемная сила газа в т/м³).

483. Теперь вычислим следующую зависимость между x и y и P — давлением на четыре продольных бруса (табл. 3).

Таблица 3

$x, м$	0	20	40	50	60	70	80	90	100
$y, м$	15	14,40	12,60	11,25	9,60	7,65	5,40	2,85	0,00
$P, т$	21,07	19,38	14,95	11,80	8,64	5,48	2,74	0,76	0,00

Выходит, что в средней части давление превышает 21 т. Даже на 10 м от конца, где радиус y составляет менее 3 м, давление равно 760 кг.

484. При вычислении этого давления мы принимали круглую форму сечения и не обращали внимания на ширину среднего продольного пояса (рис. 2). Для концов последним в особенности нельзя пренебрегать.

Площадь добавочного прямоугольного сечения (рис. 1 и 2) равна $2yb$, где b — ширина сечения; помножив площадь на среднее давление газа на продольной оси $a(y_3 + y_1)$, получим полное прибавочное давление на четыре продольных бруса: $2ab(y_3 + y_1)y_1$ или, приняв во внимание уравнение образующей:

$$2aby_1(y_3 + y_1) \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2}\right).$$

Если тут положим $y_3 = y_1$, то получим

$$4aby_1^2 \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2}\right) = 4aby_1 y.$$

485. Так, для $x=10$ м найдем $y=2,85$ м, а добавочное давление равно 171 кг при ширине $b=1$ м.

Еще ближе к концу сравнительное значение этого добавочного давления увеличится до полного его преобладания при достаточном приближении к концу.

Все-таки при устройстве вдоль оболочки от конца до конца галереи или при помещении каких-либо машин вблизи от концов оболочки нельзя исключительно полагаться на упругость газов, момент которых в этом случае не может уравновесить момент тяжести. Тогда уже нужно заботиться, чтобы концы оболочки с ее массивными частями выдерживали сжимающее действие момента тяжести. Подробные и точные расчеты сейчас преждевременны; теперь же перейдем к поперечному натяжению по окружности поперечного сечения, или по направлению, перпендикулярному продольной оси аэростата.

Силы поперечные

486. Если аэростат продолговат и продольное натяжение оболочки слабо, то узкую полосу между двумя близкими поперечными сечениями можно считать как бы изолированной (рис. 15).

Мы видели (159), что давление газа на единицу поверхности оболочки равно $a(y+y_3)$. Если, например, хотим узнать давление в высшей точке среднего поперечного сечения, то в формуле положим $a=0,001$, $y_3=y_1=15$ м, $y=2y_1=30$ м; тогда найдем $3ay_1=45$ кг на 1 м² поверхности оболочки.

487. Допуская круглое сечение (рис. 31 и 32), получим для величины поперечного горизонтального давления:

$$\int a(y_2+y_z) dy_z = \frac{a}{2}(y_2+y_z)^2 - \frac{a}{2} \cdot y_2^2 = \frac{a}{2}(2y_2y_z+y_z^2) = ay_z\left(y_2+\frac{y_z}{2}\right),$$

где, см. (455)

$$y_2 = y_3 + y_1 - y.$$

Следовательно,

$$ay_z\left(y_2+\frac{y_z}{2}\right) = ay_z\left(y_3+y_1-y+\frac{y_z}{2}\right);$$

здесь y — радиус,

488. Для полного давления $y_z=2y$, и потому оно равно $2ay_z(y_3+y_1)$.

Для среднего сечения $y=y_1$, вследствие чего для него получим $2ay_1(y_3+y_1)$. Если $y_3=y_1$, то, давление будет равно $4ay_1^2$. Ширина сечения принята за единицу.

489. Полное давление на главное продольное сечение оболочки выразится средним давлением по оси $a(y_3+y_1)$, умноженным на площадь этого сечения (378).

490. Момент поперечного давления газа относительно нижней точки выразится формулой

$$a \int (y_2 + y_z) y_z \cdot dy_z = a \left(\frac{y_2}{2} y_z^2 + \frac{y_z^3}{3} \right).$$

491. Для полного момента давления, полагая $y_z = y$, найдем

$$2ay^2 (y_2 + \frac{1}{3}y),$$

но так как

$$y_2 = y_3 + y_1 - y,$$

то

$$M = 2ay^2 (y_3 + y_1 + \frac{1}{3}y).$$

492. Разделив последнее выражение на величину давления (488), получим расстояние центра давления от нижней точки сечения:

$$l = \frac{y \cdot (y_3 + y_1 + \frac{1}{3}y)}{(y_3 + y_1)}.$$

Отсюда видно, что центр давления несколько выше продольной оси оболочки, но тем ближе к ней, чем меньше y в отношении y_1 , или чем сечение ближе к концам.

493. Для среднего сечения $y = y_1$; положив еще $y_3 = y_1$, найдем, что расстояние центра давления будет $\frac{7}{6}y_1$; следовательно, верхняя составляющая давления будет относиться к нижней, как $\frac{7}{6}$ к $\frac{5}{6}$ или как 7 к 5.

Высота центра продольных сил при тех же условиях будет $\frac{9}{8}y_1$, т. е. немного ниже (на $\frac{1}{24}y_1$).

494. Если в последней формуле положим для среднего сечения $y = y_1$ и $y_3 = 0$, то найдем, что центр будет находиться от нижней точки на расстоянии $\frac{4}{3}y_1$, т. е. опять выше, чем центр продольных сил ($\frac{5}{4}y_1$), на $\frac{1}{12}y_1$.

495. Есть возможность более точного исследования поперечных сил, растягивающих полосу поперечного сечения (рис. 15).

Можно вообразить себе, что полоса оболочки скользит (или расположена) на блоках без трения. После этого очевидно, что натяжение ее было бы одинаково по всей длине, если бы она была невесома. Благодаря же весомости натяжение по направлению элемента кривой равно некоторой постоянной величине плюс функция веса ниже расположенной части оболочки. Отсюда ясно, что наименьшее натяжение будет в нижней части оболочки. Это натяжение будет непрерывно возрастать с увеличением высоты элемента кривой и достигнет максимума в высшей точке оболочки, на высоте h .

Нетрудно видеть, что каждый элемент ds оболочки, весящий qds , прибавляет натяжение на величину qdy . Поэтому натяжение оболочки в любой точке выражается интегралом

$$\int qdy + C = qy + C,$$

где C — постоянное натяжение, когда $y = 0$.

Отсюда видно, что натяжение двух элементов оболочки, расположенных на одной высоте y , одинаково.

Если бы было известно натяжение C_1 в высшей точке или вообще в какой-нибудь точке, высота которой равна h , то натяжение в какой-нибудь другой низшей точке будет $C_1 - q(h - y)$.

496. О натяжении в верхнем углублении оболочки (рис. 1), где рукава ее образуют угол 2α , можно судить по величине этого угла и по величине груза, прикрепленного к этому углублению, предполагая части ладьи несвязанными между собой, или достаточно гибкими, или шарнирно соединенными между собой. Чем больше груз и чем больше угол между рукавами оболочки, тем больше и натяжение. Вывести формулу для натяжения C во впадине очень легко:

$$C = \frac{P}{2 \cos \alpha},$$

где P — часть груза, приходящегося на данную полосу оболочки.

Итак, натяжение в любой точке выразится формулой

$$\frac{P}{2 \cos \alpha} - q(h - y),$$

где h — высота или ордината вершины угла впадины. Например, для низшей точки $y = 0$, и потому натяжение будет

$$\frac{P}{2 \cos \alpha} - qh.$$

Так как кривая любого сечения легко вычерчивается (гл. VI), то определение h и a не представляет затруднений, а потому и величину натяжения определить всегда можно.

497*. Мы видели (гл. VI), что натяжение элемента складывается из двух сил, одна из которых горизонтальна, а другая вертикальна. Первая не зависит от тяжести оболочки (162) и выражается интегралом

$$t_x = \int aydy = \frac{a}{2} \cdot y^2 + C.$$

Если применим последнее уравнение к вертикальному элементу кривой, ордината которой $(h_1 + y_2)$ (рис. 15), то горизонтальная состав-

ляющая t_x тут будет равна нулю, и потому получим

$$t_x = \frac{a}{2}(h_1 + y_3)^2 + C = 0.$$

Исключая C из предыдущего уравнения, найдем

$$t_x = -\frac{a}{2} [(h_1 + y_3)^2 - y^2].$$

498. Эта формула дает возможность точно определить натяжение нижней точки оболочки. Для этого в уравнении положим $y = b$; тогда найдем

$$t_{\min} = -ah_1 \left(\frac{h_1}{2} + y_3 \right).$$

Натяжение высшего элемента кривой получим, положив $y = h + y_3$ (рис. 15):

$$t_{\max} = +\frac{a}{2} (h - h_1)(h + h_1 + 2y_3).$$

Разные знаки показывают, что эти натяжения противоположны по направлению.

499. Отношение высшего натяжения к низшему

$$\frac{t_{\max}}{t_{\min}} = -\frac{(h - h_1)(h + h_1 + 2y_3)}{h_1(h_1 + 2y_3)}.$$

Это отношение по предыдущему (495) должно быть всегда более единицы, а потому при $y_3 = 0$

$$\frac{h_2 - h_1^2}{h_1^2} < 1$$

и при $y_3 = \infty$

$$\frac{h - h_1}{h_1} < 1;$$

откуда

$$\frac{h}{h_1} < 2, \quad \text{или} \quad \frac{h_1}{h} > \frac{1}{2}.$$

500. Уравнение (163) показывает, что, зная производную dy/dz и натяжение t_x по направлению z , всегда можно найти и натяжение t_y по направлению y . Имея же обе составляющие, нетрудно найти и величину равнодействующей, или натяжение по направлению элемента ds кривой. Оно будет равно:

$$\sqrt{t_x^2 + t_y^2} = t_x \sqrt{1 + \left(\frac{dy}{dz}\right)^2} = t_x \cdot \frac{ds}{dz}.$$

501*. Производная в этом уравнении определяется формулой (173), но, что еще проще, можем прямо исключить ds/dz при помощи формулы (191).

Постоянные C_1 и C_2 выражены в уравнениях (181) и (182). Наконец, t_z узнаем по уравнению (497).

Сделав все указанное, найдем

$$\frac{ds}{dz} = \frac{2q(h-2y) - ah(h+2y_3) + 4qy_3}{2a(y^2 - y_3^2) - ah(h+2y_3) + 2qh}$$

$$t_z \cdot \frac{ds}{dz} = \frac{a[2q(h-2y) - ah(h+2y_3) + 4qy_3][(y^2 - y_3^2) - h_1(h+2y_3)]}{4(y^2 - y_3^2) - 2h(h+2y_3)}$$

502. Если кривая невесома, то $q=0$; тогда получим

$$t_z \cdot \frac{ds}{dz} = \frac{-ah(h+2y_3) \cdot [(y^2 - y_3^2) - h_1(h+2y_3)]}{4(y^2 - y_3^2) - 2h(h+2y_3)}$$

Величина этого выражения ввиду невесомости кривой не должна зависеть от ординаты. Между h_1 и h существует зависимость (189), которая подтверждает сказанное.

503. Можно проще проверить эти наши формулы. Положим в последнем уравнении $y_3=0$; это значит, что давление в нижней точке оболочки будет равно нулю.

Тогда получим

$$t_z \cdot \frac{ds}{dz} = -\frac{ah^2(y^2 - h_1^2)}{2(2y^2 - h^2)}$$

Вспомнив зависимость между h и h_1 , когда q и y_3 равны нулю (189), и исключив h , найдем

$$t_z \cdot \frac{ds}{dz} = -\frac{ah_1^2}{2},$$

что видно и по формуле (498), если положим в ней $y_3=0$.

504. Если на самом деле проверить (502), исключая h посредством (189), то получим

$$t_z \cdot \frac{ds}{dz} = -ah_1\left(\frac{h_1}{2} + y_3\right),$$

т. е. формулу (498). Отсюда видим, что в этом случае, т. е. когда кривая невесома ($q=0$), действительно, натяжение не зависит от y , или что оно постоянно по всей кривой.

XI. УКЛОНЕНИЕ В ДЕТАЛЯХ МЕТАЛЛИЧЕСКОГО ВОЗДУШНОГО КОРАБЛЯ

Общий характер металлического аэростата выяснился из моих предыдущих трудов (см. «Простое учение о воздушном корабле») и из гл. V этой работы. Но могут быть и значительные отклонения

в устройстве газового корабля. Система его, в частности, может быть весьма разнообразна. В этой главе займемся оценкой выгод и невыгод разного рода деталей.

Различные системы аэростатов

505. Вот весьма изящная система (рис. 33). Впрочем, по чертежу об этом нельзя судить, так как этот и все последующие чертежи гл. XI схематичны, т. е. масштаб в разных направлениях и для разных деталей переменный. Преимущества этой системы по сравнению с уже описанной следующие.

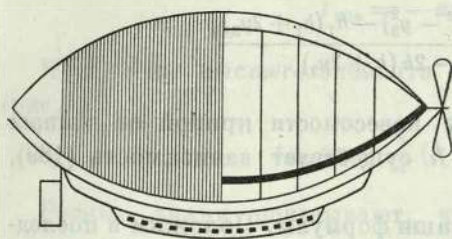


Рис. 33

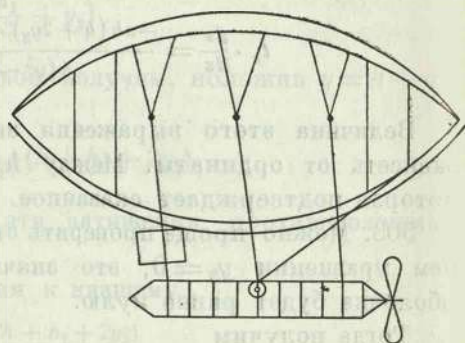


Рис. 34

а) Простое устройство ладьи без выдвижных цепей сложного устройства.

б) Уменьшение сопротивления корабля при рассечении им воздуха, ибо все цепи заключены внутри оболочки.

в) Уменьшение высоты всего корабля.

г) Устранение возможных качаний ладьи.

д) Большая доступность аэростата, в особенности в местах соединений.

е) Близость ладьи к оболочке.

ж) Устранение подвижных частей черной нагревающей трубы и вообще частей, пропускающих пары и газы.

з) Значительная устойчивость продольной оси аэростата — вследствие помещения гребного винта на конце оболочки и уменьшение от этого работы регулятора горизонтальности продольной оси корабля (горизонтальный руль и продольное перемещение ладьи).

506. Вычисления показывают, что подобная система вполне возможна, но необходимо показать и обратную сторону медали, т. е. невыгоды ее. Вот они.

а) Меньшая полезность гребного винта, так как производимый им обратный воздушный ток будет давить на корабельный корпус в сторону,

обратную его движению; эта неблагоприятное давление будет относительно больше, чем у парохода, ибо у последнего есть возможность весьма заострить кормовую часть корабля и отдалить от нее винт.

б) Утяжеление концов массивных брусьев, вследствие чего нельзя употребить очень сильные двигатели и тяжелый гребной винт. В случае же принятия паровых двигателей пар придется подводить издалека — из средних частей ладьи.

в) Высокое помещение центра тяжести ладьи.

г) Необходимость искусственного стягивания оболочки посредством внутренних цепей между продольными брусьями, что требует тяжелых и сложных сооружений и значительной работы.

507. Мы видим, что хотя эта система привлекательна и имеет громадные преимущества, но она имеет также и немалые недостатки. Одно, например, стягивание цепей, без которого трудно достигнуть устойчивости продольной оси, представляет серьезные затруднения. Правда, и при выдвигаемых цепях, когда оболочка стягивается тяжестью ладьи, затруднений немало.

Системы стягивания мы разберем в свое время в этой же главе.

508. Описанная сейчас система может быть изменена так, что один из ее важных недостатков будет устранен, а другой ослаблен, причем сложность корабля увеличится, а наружное изящество нарушится.

См. рис. 34. Проект представляет смесь двух известных крайних систем (рис. 1 и 33). Высшие точки средних цепей имеют неподвижную опору на продольной оси оболочки. Средние цепи, на которых висит ладья, изображены на чертеже чуть отклонившимися от отвесного направления вследствие работы гребного винта. Они должны свободно скользить вверх и вниз через прорезы в нижней массивной полосе, а также и отклоняться от вертикального положения при действии винта. Для каждой цепи — особый прорез в оболочке. Прорезы герметически закрываются движущимися пластинками (рис. 35, а).

Благодаря такому устройству давление на гребной винт как бы приложено к носу оболочки или к какой-либо точке продольной оси. Таким образом, важное преимущество предыдущей (33) системы сохраняется, между тем как трех громадных недостатков ее не будет (а, б и г): гребной винт помещается там, где следует, и потому он не будет давать обратного воздушного тока, увеличивающего сопротивление движению корабля; другие недостатки — утяжеление концов продольных массивных полос и невозможность употребить сильные двигатели, в этой системе также отсутствуют.

509. Далее, работа стягивания цепей уменьшается раза в два, так как средняя часть оболочки стягивается естественным путем — тяжестью ладьи и помещенных в ней грузов. Часть пассажиров может помещаться в ней, а другая — выше, в ладье, примыкающей

непосредственно к оболочке и привешенной к двум нижним продольным брускам, как в предыдущей системе (рис. 33).

Горизонтальность аэростата можно регулировать ручным или автоматическим способом — посредством самого незначительного перемещения центра тяжести ниже ладьи при помощи наклонного тяжа

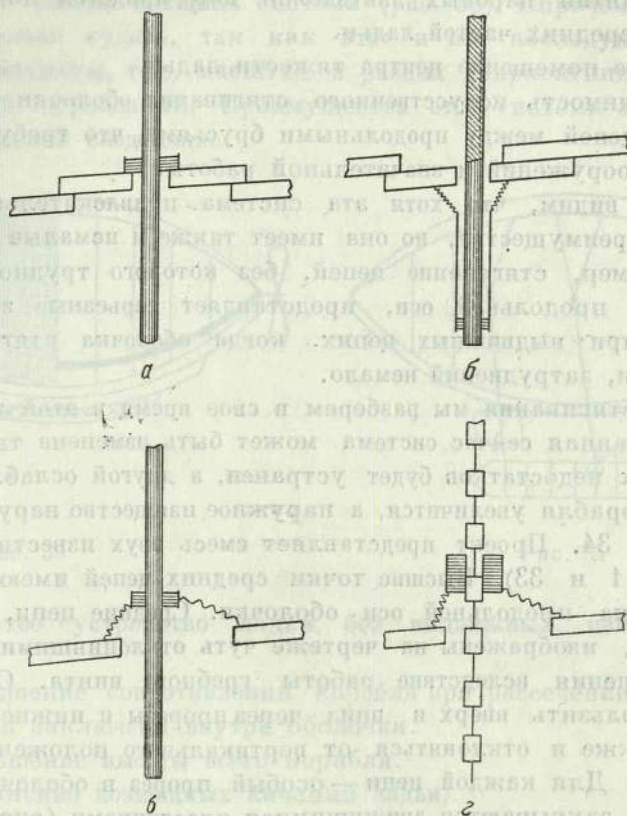


Рис. 35

(рис. 34). Движение же винта и перемены в его скорости почти не будут иметь влияния на горизонтальную устойчивость продольной оси, если только цепи не упрутся в края разрезов.

510. Продольного изгиба цепей благодаря их свободному колебанию в разрезах быть не может, но поперечное изгибание неустранимо при поперечных качаниях ладьи, не синхронных с качаниями оболочки.

Это есть уже недостаток сравнительно с предыдущей системой. Есть и еще недостаток: центр тяжести лежит высоко, а потому высота метacentра над ним мала¹. Недостатком является также и усложнение

¹ Ибо нижняя ладья как бы помещается на продольной оси оболочки.

устройства. Так, из рис. 35, а видно устройство продольных разрезов и закрывающих их пластин.

Цепи могут иметь и не цилиндрический вид, а неправильный, и даже состоять, как обыкновенные цепи, из эллиптических звеньев; но тогда требуются особые трубки, как это видно из рис. 35, б. Верхняя часть цепи при этом все-таки должна быть гладкой и цилиндрической.

511. Эта конструкция корабля сравнительно с предыдущей имеет еще немаловажное преимущество. В самом деле, объем оболочки может несколько изменяться и без разматывания крайних цепей, так как цепи средней части оболочки не связаны с нижней продольной полосой, и потому в этом месте объем газоместности может увеличиваться и уменьшаться до известных пределов.

512. Механизм, изображенный на рис. 35, а или б, может быть упрощен, как это видно из рис. 35, в и г.

На последнем чертеже цепь составлена из звеньев с промежуточными частями любой неправильной формы. Цепь охватывает муфточка, длина которой больше длины неправильного звена; наконец, между краями муфточки и краями щели складками располагается непроницаемый для газа фартук. Муфточка вместе с фартуком удерживается не изображенной на чертеже задержкой всегда *внутри* оболочки.

513. Если бы не трудности искусственного стягивания оболочки при помощи цепей, то можно бы предложить более простую систему, чем предыдущая. Новая система, как видно из рис. 1 и 36, напоминает нашу основную конструкцию (рис. 1), но отличается от нее тем, что все цепи стягиваются искусственно по мере надобности.

Здесь, как и в основной системе (рис. 1), при работе гребного винта образуется пара сил, которая будет вращать аэростат в вертикальной плоскости, подымая его нос; но эта пара, как я говорил, согласно моим расчетам, легко уравнивается незначительным перемещением центра тяжести ладьи при помощи наклонного тяжа.

514. Главное достоинство этой системы состоит в том, что наружные цепи сохраняют неизменную длину, несмотря на изменение объема газа, так что каждая из них может состоять из одного звена с шарнирами на концах. Как на достоинство, укажем также на происходящую отсюда устойчивость нижней ладьи. Неудобство же опять-таки состоит в искусственном стягивании оболочки и высоком положении пассажиров в верхней ладье.

Если бы не стягивание, то этот проект был бы одним из лучших. Поэтому ввиду чрезвычайной важности исследовать способы и трудности искусственного стягивания оболочки аэростата я тут опишу некоторые приемы стягивания и дам их оценку.

Блочное стягивание

515. Начнем с наиболее практического — стягивания цепей посредством полиспастов. Оно изображено на рис. 37. Сила, потребная для стягивания какой-нибудь цепи, обратно пропорциональна числу блоков на полиспасте, при помощи которого происходит стягивание. Выгодно число блоков на каждом полиспасте довести примерно до десяти, чтобы не было большого продольного давления на нижнюю массивную полосу. Если это давление невелико, то оно даже способствует целостности полосы. В самом деле, как видно из чертежа, два ряда продольных давлений направлены друг другу навстречу, к средней массивной полосе. Эти давления противоположны давлению легкого газа, стремящегося растянуть и разорвать массивные бруссы.

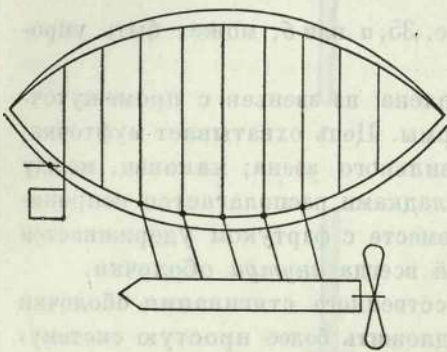


Рис. 36

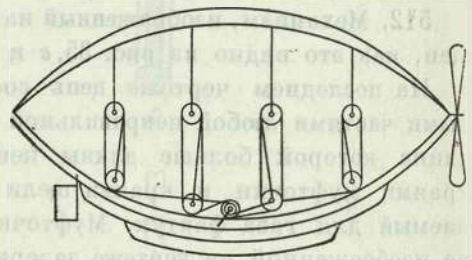


Рис. 37

516. Колеса блоков будут наименьшего диаметра, если для полиспастов употребить веревки из какого-либо мягкого и крепкого органического материала. Чистый же и сухой водород внутри оболочки аэростата никогда не может повредить таким бечевкам. При употреблении обыкновенных цепей диаметр блоков должен быть больше. Что касается употребления тросов, то их гибкость возрастает с утонением составляющих их металлических нитей и потому величина блоков тут будет зависеть от конструкции канатов.

Для поворачивания вала, на который наматываются все веревки (рис. 37) с блоков, нужна машина сил в десять. При меньшей мощности стягивание будет чересчур медленным.

517. Выгоды этой системы стягивания оболочки следующие.

а) Стягивание в разных сечениях оболочки может подчиняться желаемому закону; например, к концам аэростата оно может убывать пропорционально сечению оболочки.

б) Сближение стягиваемых продольных полос оболочки может быть произвольно велико — даже почти до соединения верхних брусьев с нижними.

в) Увеличение прочности нижней массивной полосы, о чем говорено.
 г) Произвольно малая сила, необходимая для стягивания, ибо она зависит от числа блоков.

Неудобство состоит в некоторой сложности и дороговизне системы. Понятно, что стягивание может производиться другой конструкцией блоков, например дифференциальными блоками.

Есть еще другая система стягивания, весьма привлекательная своей простотой, но употреблять ее выгодно только тогда, когда наибольшее потребное изменение объема газоместности чрезвычайно мало (рис. 38). Стягивание тут сосредоточено на одном из концов оболочки. При значительном изменении объема аэростата, какое и необходимо на прак-

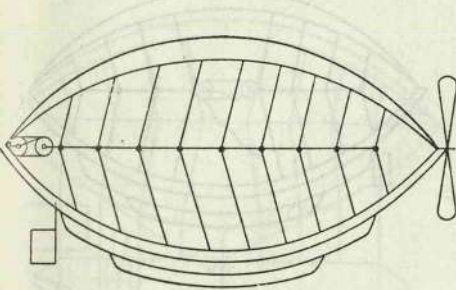


Рис. 38

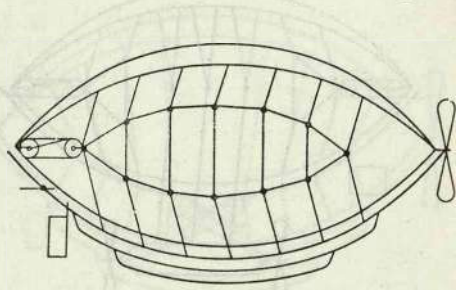


Рис. 39

тике, давление на продольные брусья будет так громадно, что почти исключает возможность применения этой простой конструкции. Кроме того, стягивание этим способом, или, точнее, сближение частей оболочки, не будет пропорционально величине сечения, а наоборот, в середине оболочки оно будет наименьшее, а к концам ее возрастет.

518. Последний недостаток можно устранить, несколько изменяя предыдущую конструкцию. Так, из рис. 39 видно, что при изображенном устройстве стягивание в среднем поперечном сечении оболочки будет наибольшим. Вообще, изменяя длину звеньев (или стержней), можно по желанию регулировать стягивание.

519. Этот способ скорее можно применить как дополнение к системе корабля, изображенной на рис. 34. В таком случае стягивание производится в двух концах оболочки одновременно (рис. 40). Тут главная работа стягивания производится естественным путем: тяжестью опускающейся ладьи; на долю же искусственного стягивания придется менее половины, да и оно распределяется на два конца аэростата. Таким образом, здесь давление на массивные брусья сравнительно с предыдущим (рис. 39) уменьшается по крайней мере в 4 раза. И все-таки даже при этой системе (рис. 40) воздушного корабля предпочтение, пожалуй, придется отдать стягиванию посредством блоков (рис. 37), где прочность продольных брусьев только выигрывает.

520. Главное неудобство стягивания в последних трех системах (рис. 38, 39 и 40) состоит в громадном продольном сжатии массивных брусьев, которое хотя и противоположно по направлению растягивающему действию газов, но может превысить последнее, что безусловно и всегда верно для концов оболочек. Действительно, чем ближе к концам оболочки, тем давление газов, растягивающих брусья, все менее и менее значительно, между тем как сжимающее усилие от стягивания возрастает в первых двух системах от правого конца к левому, достигая тут наибольшей величины и обязательно комкая брусья. В последней же системе (рис. 40) сжимающее усилие будет

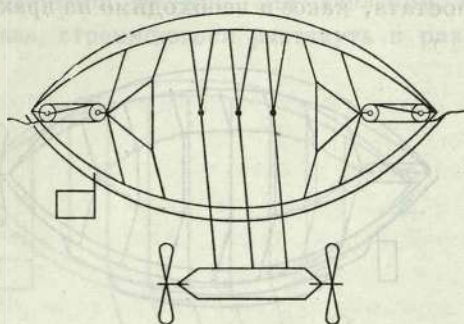


Рис. 40

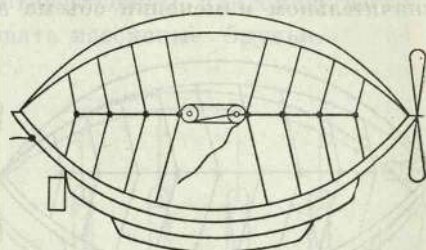


Рис. 41

на обоих концах, и только среднее пространство брусьев будет свободно от влияния стягивания.

521. Рис. 41 показывает, как можно устроить, чтобы оба конца оболочки были свободны от продольного сжимающего усилия и чтобы оно возрастало от концов к середине, подобно растягивающему действию упругости газов. Это весьма выгодная конструкция, как показывают расчеты, но и у ней есть ахиллесова пята.

Подобное стягивание посредством многоблочного полиспаста (рис. 41) производить очень удобно: и на любом из концов оболочки и где-нибудь сбоку или снизу оболочки (рис. 41). Сила, необходимая для такого стягивания, ввиду многоблочности полиспаста может быть весьма мала, и потому она не нарушит заметно форму оболочки, если даже веревка будет проведена отвесно вверх или вниз оболочки. Но беда в том, что эта система не дает устойчивого горизонтального положения продольной оси аэростата. В самом деле, при всяком отклонении ее от горизонтальности одна половина оболочки будет раздуваться газом, а другая сожмется — уменьшится в объеме настолько, насколько увеличилась другая (при несильном наклоне аэростата); центр подъемной его силы переместится горизонтально, и наклон оси может нарушиться еще больше. Чтобы равновесие было устойчивым, необходимо оба конца горизонтальной соединяющей цепи (рис. 41)

продолжить, пропустить через концы оболочки и тут закрепить; тогда не будет горизонтального перемещения соединяющей цепи и блоков, а вместе с тем и перемещения центра подъемной силы газа.

Выходит, что здесь стягивание и отпусkanie концов продольной цепи (рис. 42) должны происходить одновременно и согласно расчету. Вообще система эта не так проста, как кажется с первого взгляда.

522. Но все-таки она заслуживает внимания, так как дает возможность перемещать в горизонтальном направлении центр подъемной силы газа. Объем газа при этом почти не изменяется, потому что обыкновенного блочного стягивания тогда не делают и расстояние

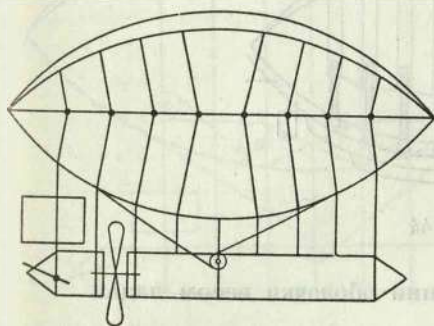


Рис. 42

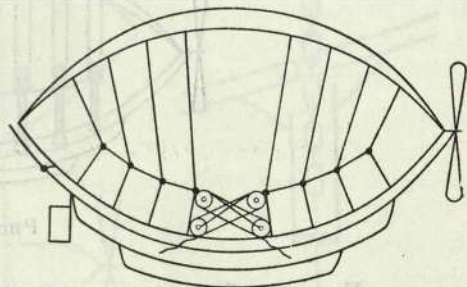


Рис. 43

между блоками остается прежнее, но перемещают горизонтальную цепь вправо или влево, отчего туда же двигается и центр подъемной силы. Передвижение его есть могучее средство для борьбы с нарушением горизонтальности продольной оси аэростата.

523. Центр подъемной силы можно перемещать и в конструкции (рис. 40), если расстояние между блоками справа укоротить, а слева настолько же уменьшить, или наоборот.

524. Рис. 42 показывает устройство цепей для перемещения центра подъемной силы при системе естественного стягивания оболочки, т. е. тяжестью ладьи (рис. 1).

525. Рис. 43 выражает еще мысль о стягивании, при котором нет надобности в закреплении соединяющей цепи у концов оболочки; эта система, однако, не выдерживает критики. Действительно, опора невзаимная, когда правая половина цепей опирается на левую; тут каждая половина всей цепной системы опирается на нижнюю массивную полосу. Вертикальная составляющая этой силы стремится поднимать часть продольного массивного бруса кверху. Давление это громадно и то увеличивается, то уменьшается, а потому не может быть уравновешено постоянной силой веса.

Стягивание винтами

526. Можно стягивать оболочку и посредством винтов, как это показано на рис. 44. Недостатки этого способа таковы:

- а) большое трение;
- б) большой вес винтов;
- в) скручивание их;
- г) трудность одновременно производить свинчивание;
- д) необходимость препятствовать закручиванию верхних парных цепей или тяжей.

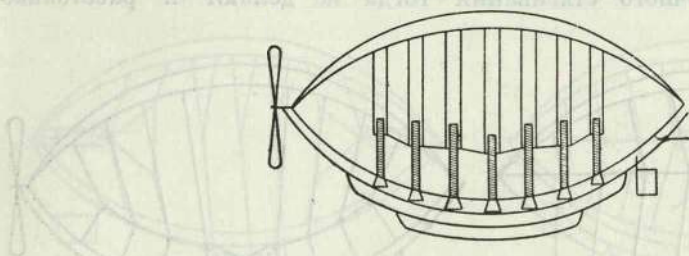


Рис. 44

Приспособления при стягивании оболочки весом лады

527. Стягивание естественное, по рис. 1, требует особых приспособлений, для того чтобы горизонтальное положение продольной оси аэростата было устойчиво. Некоторые из этих приспособлений уже

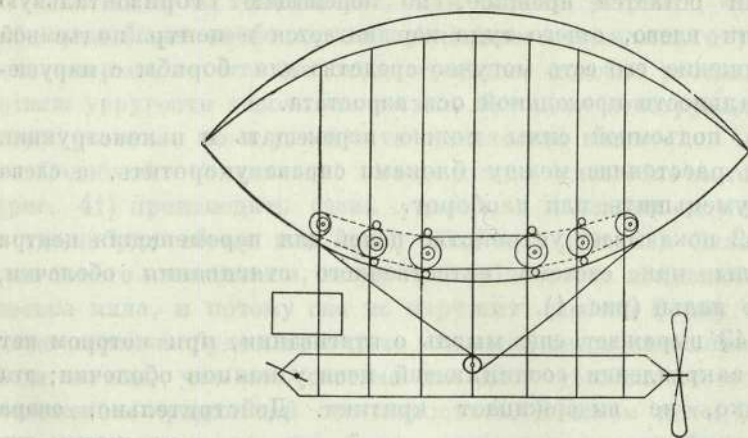


Рис. 45

описаны мною в предыдущих моих трудах (см. «Простое учение о воздушном корабле» и «Аэростат металлический, управляемый»).

Рис. 45 или 46 представляет схематически устройство изящнейшего из этих приспособлений.

При увеличении объема газа цепи входят в оболочку одновременно и симметрично относительно плоскости среднего поперечного сечения. Тут нет заботы о неправильном расширении оболочки и об ее целости, пока расширение не достигло объема, близкого к наибольшему — когда аэростат достигает формы поверхности вращения (на чертежах не изображены совсем опоры колес; зубцы их также не обозначены; цепи представлены гладкими).

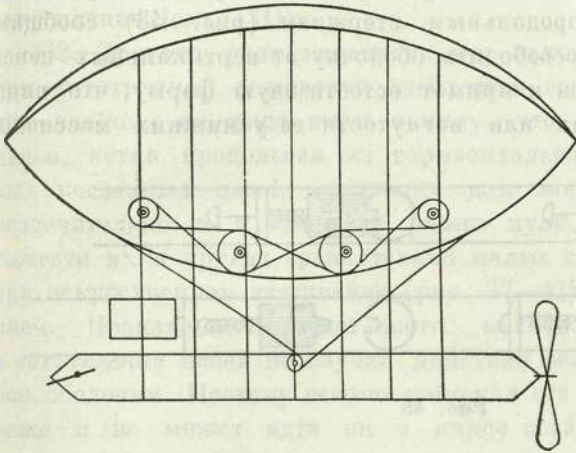


Рис. 46

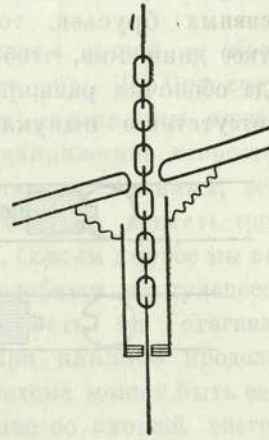


Рис. 47

Цепи, прилегающие к зубчатым колесам, и цепные части отвесных стержней, касающиеся шестерней, могут иметь самый обыкновенный вид, т. е. состоять из эллиптических звеньев, взаимно перпендикулярных (рис. 47).

Для уничтожения же прохода газов через цепные отверстия может служить приспособление, изображенное на рис. 35, б, только трубка будет обращена вниз, т. е. она будет находиться вне оболочки аэростата (рис. 47).

Цепи особыми роликами или пазами должны быть защищены от схода с колес.

Из сказанного видно, что механизм этот далеко не так прост, как изящен по своей принципиальной схеме. Впрочем, устройство цепей по рис. 46 проще; еще проще сохранение газа при употреблении гладких стержней-цепей (рис. 9). Во всяком случае, без практического испытания верить в этот прибор трудно.

528. Как будто элементарнее приспособление изображено на рис. 48, где представлен вид оболочки снизу или горизонтальная проекция интересующих нас частей. Тут каждый ряд гладких цепей (рис. 9) при выходе их из оболочки охватывается с двух сторон парой стержней

с перекладинами, пружинами и затычками. Движением двойного стержня можно соединить вертикальные цепи в одно целое с нижними продольными брусьями (рис. 48, вверху).

Обратным движением можно сделать расцепление, и стержни будут свободно входить в оболочки и выходить из них (рис. 48, внизу).

529. Обыкновенно цепи описанным приспособлением скреплены с нижней продольной частью оболочки. Но если газ напряжен и стремится расширить оболочку, что всегда видно по выпиранию ее у нижних массивных брусьев, то продольным стержням (рис. 48) сообщают краткое движение, чтобы освободить оболочку от вертикальных цепей. Когда оболочка расширится и примет естественную форму, что видно по отсутствию выпуклости или вогнутости ее у нижних массивных

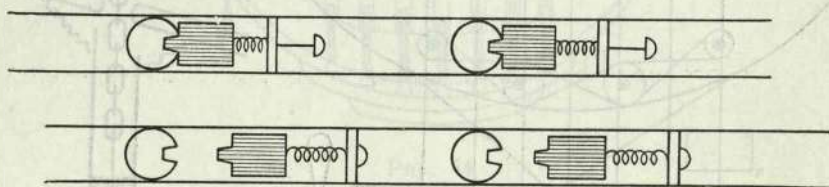


Рис. 48

полос, цепи опять запирают (рис. 48, вверху), чтобы устойчивость продольной оси аэростата не могла нарушиться.

530. Во время расцепления (рис. 48, внизу) может произойти неправильное расширение оболочки, т. е. несимметричное движение цепей, отчего переместится горизонтально центр подъемной силы, и воздушный корабль наклонится. Для избежания такой опасности надо это делать быстро и непременно при горизонтальном положении продольной оси, что всегда можно сделать по указанию чувствительного уровня.

531. Ради еще большей безопасности следует сначала отцепить или освободить один ряд отвесных цепей (рис. 1) и, укрепив его, приступить к другому, потом опять к первому и т. д., пока оболочка не расширится достаточно. В этом приспособлении два параллельных ряда вертикальных цепей, на которых держится ладья, как кажется, весьма полезны.

Когда давление газа мало и воздушному кораблю грозит от этого опасность потерять горизонтальное положение, то цепи также описанным приспособлением, последовательно или сразу, если можно, освобождают от оболочки, отчего последняя в нижних своих частях, скользя через цепи, подымается, принимая нормальный вид.

Если некоторые или даже все затычки не попадут в отверстия вертикальных цепей, то легкое колебание аэростата или общее расши-

рение его, как и сжатие, совершат это дело. Можно еще для уничтожения избытка или недостатка давления газа спускаться на *горизонтальную* поверхность земли и тут уже без всякого опасения придать оболочке нормальную форму. Если же поверхность данной местности не горизонтальна, то ладью все-таки при помощи ватерпаса и якорных цепей разной длины можно установить правильно. Не забудем, что отверстия находятся в промежуточных очень коротеньких и крепких звеньях, так что цепи могут качаться без вреда для себя после их закрепления [см. (131)].

532. Другого рода механизм для закрепления цепей в оболочке при естественном стягивании изображен еще на рис. 49. Вид системы нам знаком, но надо иметь в виду, что при стягивании тяжестью ладьи, когда продольная ось горизонтальна, напряжение второстепенных косвенных цепей, служащих для закрепления главных, весьма незначительно и в сущности равно нулю, если не считать трения, тяжести их и других сравнительно малых сил. Совсем другое мы видим при искусственном стягивании (рис. 37—43) подобным же приспособлением. Назначение предлагаемого механизма есть не стягивание, а *закрепление* цепей на случай действия сил при наклоне продольной оси оболочки. Поэтому вспомогательная эта система может быть весьма легка и не может идти ни в какое сравнение со схожей системой, но употребляемой для искусственного стягивания оболочки.

533. *Закрепление* естественного стягивания может производиться и согласно рис. 37—43. Предпочтительнее блочная система рис. 37 и система, представленная на рис. 43. Блочная система предпочтительна потому, что закрепление стягивания возможно при любой величине стягивания и легко может быть с ним согласовано.

Нельзя ли обойтись без закрепления естественного стягивания?

534. Мы идем вперед, предлагая более или менее осуществимые способы закрепления естественного стягивания для достижения устойчивости горизонтального положения продольной оси корабля; но нас смущает сложность всех этих приспособлений и потому невольно рождается вопрос: нельзя ли совсем обойтись без укрепления естественного стягивания?

Рис. 49, 50, 51 показывают, как можно решить такую задачу.

Стягивание и вдавливание оболочки будут преимущественно в средней ее части; но чем дальше от этой середины, тем оно меньше и форма поперечного сечения оболочки ближе к окружности.

535. При наклонении аэростата газ не имеет возможности расширять удаленные от среднего поперечного сечения части оболочки и потому центр подъемной силы газа передвинется не очень сильно в сторону

поднятого конца аэростата. При небольшой его продолговатости может получиться устойчивость продольной оси. Окончательно этот вопрос может решить только опыт с небольшими аэростатами или с мешками такой же формы — в воде. Опыт определит и наибольшую возможную

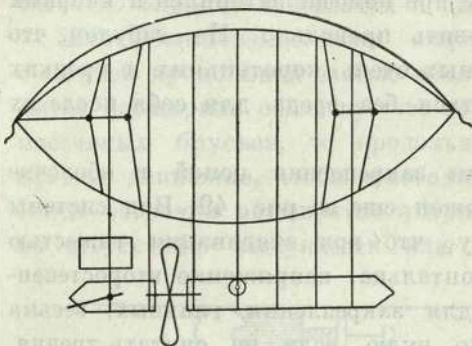


Рис. 49

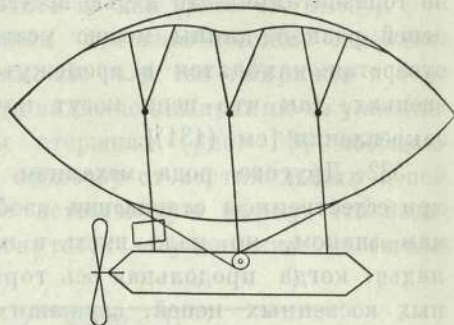


Рис. 50

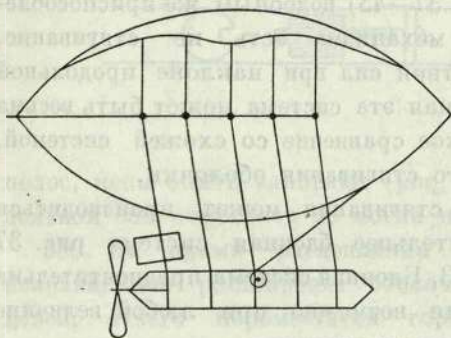


Рис. 51

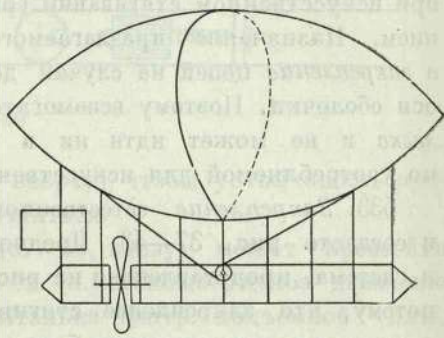


Рис. 52

при этой простой системе продолговатость оболочки при тех или других условиях.

Недостаток конструкции в том, что изменение объема газа меньше, так как вдавливается только средняя часть оболочки, и в том, что форма ее менее правильна; кроме того, и продолговатость едва ли может быть значительна. Достоинство системы — в простоте и применении укороченной ладьи.

Полное отсутствие стягивания

536. При малой продолговатости оболочки можно совсем обойтись без стягивания сверху, т. е. без внутренних цепей (рис. 52).

Конструкция будет еще проще, если ладья будет прикрепляться непосредственно к нижним продольным брусам (рис. 53).

Недостаток этих систем (рис. 52 и 53) — чрезвычайно малая устойчивость продольной оси. Для устранения его *нужно*:

а) или сильно наполнить оболочку газом, но тогда объем ее не может свободно изменяться, что недопустимо;

б) или делать аэростаты малопродолговатые, что затруднительно в отношении конструкции, и, кроме того, такой воздушный корабль не будет иметь надлежащей самостоятельной скорости вследствие увеличения сопротивления;

в) или очень низко помещать ладью, что вызовет усиленное сопротивление воздуха и родит пару сил, устранить которую будет нелегко, если не поместить гребной винт на одном из концов оболочки; последнее, как мы видели, опять-таки представляет мало привлекательного.

537. Некоторым усложнением системы ее недостаток можно устранить. Мы употребим всем известный прием — баллонет внутри оболочки, более или менее надуваемый воздухом (рис. 54) — средство как будто весьма хорошее, так как достигается не только устойчивая горизонтальность продольной оси, но является, по-видимому, возможность обойтись без складок на внешней оболочке.

Действительно, вдувая в баллонет воздух, мы можем наружный объем оболочки, при всех изменениях плотности окружающей корабль атмосферы (и даже газа), сохранить неизменным, а вместе с тем *приблизительно* будет сохраняться неизменной и форма оболочки. Сохранение же ее обусловит и устранение волнистого металла для построения аэростата. Эти хорошие выводы придется омрачить по следующим причинам:

а) постоянство формы оболочки только *приблизительно*;

б) ее трудно сохранить неизменной еще потому, что нельзя сохранить объем внешней оболочки строго постоянным;

в) при неизбежных наклонах продольной оси аэростата форма его должна изменяться, почему на гладкой оболочке неизбежно должны получиться трещины или складки;

г) кроме того, самое построение оболочки из гладкого материала в высшей степени затруднительно, так как тогда придется строить аэростат выпуклым или раздутым:

д) также затруднительно в таком состоянии и надувать его газом. После совершения этого процесса и при других неизбежных манипуляциях можно сказать наверняка, что на оболочке корабля образуются складки и трещины.

538. Но и этим проблема еще не кончается. Спрашивается, из чего сделать внутренний мешок? Если из органического материала, то это все равно, что и самый аэростат делать из такого же материала, так как размеры баллонета не могут быть малы и, следовательно, диффузия будет громадна; таким образом, спустя немного времени после напол-

нения корабля газом, мы будем носить с собой в самом центре аэростата взрывчатое вещество — целую мину, уже не говоря про потерю газа и подъемной силы, что выяснено мной давно.

539. Если устраивать мешок из металла, то неизбежно придется делать его продолговатым, потому что он должен сильно изменять свой объем, а тогда не избежать складок. В таком случае придется привешивать его к верхней массивной полосе (рис. 55).

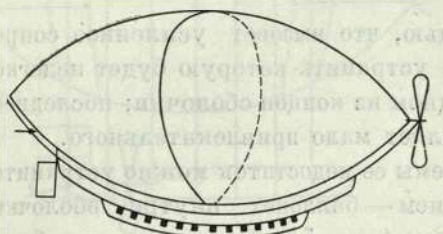


Рис. 53

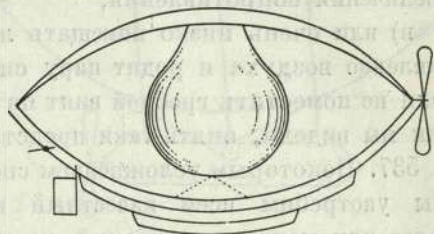


Рис. 54

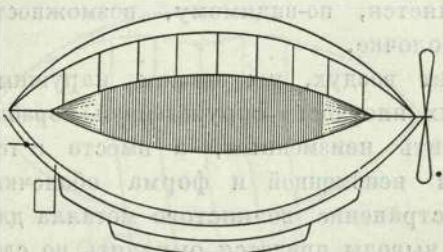


Рис. 55

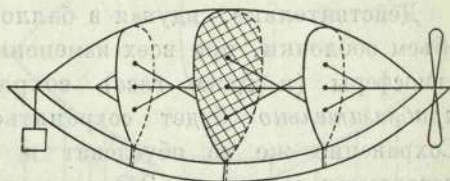


Рис. 56

Все это не так просто и вызывает разные осложнения. Так, при наклонении аэростата тяжелый воздух во внутреннем мешке устремляется вниз, утяжеляет понизившуюся часть воздушного корабля и тем способствует еще большему нарушению горизонтальности продольной оси; таким образом, ради избежания этого требуется еще новый аппарат для искусственного стягивания оболочки баллонета. Мягкий мешок, т. е. из органического материала, не лишен того же недостатка — способствовать нарушению горизонтальности продольной оси корабля. Мы уже не говорим про необходимость вентилятора для надувания баллонета и двигателя для приведения в действие воздуходувки, так как эти вещи сравнительно легко осуществимы.

540. Сказанного достаточно, чтобы совершенно отказаться от мысли употреблять баллонет в металлических аэростатах. Употребление его невыгодно еще и потому, что воздушный корабль, сохраняя всегда свой объем неизменным, должен развивать большую энергию, чтобы пробиваться в более плотной среде; между тем аэростат без внутреннего мешка сжигается в плотной среде и потому легче ее рассекает.

Но есть еще средство помешать неустойчивости продольной оси корабля и вместе с тем обойтись без внутреннего баллонета и сопряженных с его употреблением затруднений. Это поперечные перегородки из очень мягкой и легкой материи (рис. 56).

Достоинства этой системы следующие.

а) Аэростат можно делать очень продолговатым, что представляет огромное облегчение в конструкции металлической оболочки, так как уменьшает размер складок или волн на ее поверхности. Острота формы способствует также, до известного предела, быстроте самостоятельного движения аэростата.

б) Диффузия устранена; перегородки даже могут до известной степени быть и механически проницаемы для газа. Только тогда при стоянке придется открывать сообщение между отделениями для восстановления в них нормальных количеств газа.

в) Передвигая выпуклости перегородок посредством веревок в ту или другую сторону, мы можем увеличивать подъемную силу того или другого конца аэростата и тем постоянно регулировать горизонтальность продольной оси корабля при нарушении ее какими-либо причинами.

г) Сумма поверхностей перегородок мало отличается от поверхности баллонета, между тем как качество их может быть гораздо ниже.

д) В плотной среде аэростат сжимается по высоте и в объеме и представляет меньшее сопротивление, чем аэростат с баллонетом. Вообще его форма в вертикальном направлении удлинена и напоминает форму большинства рыб, отчего он может быстрее совершать вертикальные передвижения, в особенности поднятие.

е) По той же причине поперечное натяжение оболочки меньше, она прочнее, а при той же прочности аэростат может быть больше и грузоподъемнее.

Чрезвычайная простота устройства такого воздушного корабля заставляет нас обратить на него особенное внимание. Пожалуй, что при первых опытах построения металлической оболочки эта система наиболее осуществима. Можно даже на первое время сделать оболочку из гладкого материала с мягкими складками, прикрытыми металлическими краинами. Так, мы можем достигнуть наименьших размеров металлического мешка при большой продолговатости и, следовательно, при значительной самостоятельной скорости (см. 342—346).

Не забудем еще, что аэростат с перегородками гораздо безопаснее, так как утечка газа в случае порчи оболочки задерживается перегородками.

Недостатки системы заключаются в следующем.

а) Тяжесть перегородок с их сетями (ромбические сети, рис. 56) действует на массивные брусья и на обручи, вследствие чего усложняет форму оболочки и требует специального изменения в устройстве

обручей и брусьев. Но чем больше перегородок, тем этот недостаток менее заметен; только при множестве перегородок мы впадаем в другой грех: сложность и громадность их поверхности.

б) Другой недостаток в том, что мягкие оболочки легко поддаются под напором газа и, следовательно, способствуют постоянным, хотя и незначительным, колебаниям продольной оси и вредным деформациям металлической оболочки.

Для безопасности при поранениях металлической оболочки полезно всю ее внутренность составить из ячеек, например, в 1 или 8 м³ каждая. Перегородки эти, продольные и поперечные, конечно, тоже должны устраиваться из мягкого материала. Такая система как будто уничтожает все указанные недостатки и еще дает величайшую безопасность.

Но, к сожалению, это не совсем так. Действительно, устойчивость получается только при *натянутых* продольных перепонках (да и то неполная). Натянуты же они быть не могут, так как общая форма оболочки постоянно изменяется и потому при ее изменении продольные перепонки или порвутся, или съжмутся; ни то, ни другое не допустимо, а потому вся система находится под некоторым сомнением*.

Выводы из предыдущих проектов

541 *. Только обширные и подробные вычисления и, главное, опыт могут окончательно решить, какая из описанных систем наиболее выгодна и осуществима и при каких обстоятельствах.

Тем не менее, обращаясь к металлическому кораблю в его чистом виде (т. е. без перегородок из органического материала), мы не можем удержаться, чтобы не предложить читателю еще проект воздушного корабля, представляющий вывод из предыдущих проектов (рис. 34, 35, 37 и 50). Мы намерены выбрать самое лучшее. Хорошо, чтобы оболочка корабля стягивалась естественным образом — тяжестью ладьи, и хорошо, чтобы давление на гребной винт передавалось на продольную ось аэростата; но это не должно сопровождаться помещением винта на конце оболочки. Мы все это берем (рис. 34) для нашего нового проекта. Мы также пользуемся наилучшим способом закрепления цепей при помощи блоков (рис. 37). Мы вспоминаем также систему рис. 50 и вводим ее отчасти, так как концы оболочки на значительном протяжении не будем стягивать, вследствие чего эти концы в своем поперечном сечении будут близки к кругу. Мы уменьшаем до минимума число вертикальных цепей, чтобы упростить наш корабль до последней возможности. Ввиду незначительного числа цепей и прорезов мы принимаем наиболее изящный способ закрытия щелей (рис. 35). Для облегчения устройства и веса ладьи мы главные тяжести сосредоточиваем на вертикальных цепях:

таковы двигатели, запасы топлива и провизии, товары и т. д. Каюты же можно располагать далее от главных цепей. Цепи можем заменить массивными цилиндрическими стержнями или по крайней мере негибаемой может быть часть цепи, скользящая через оболочку. Для безопасности эта часть может состоять из цилиндрической трубки, внутри которой помещается металлический канат. В случае полома трубки канат спасет. Закрепление цепей, управление, регулирование — все сосредоточено на ладье. Галерея под нижней частью оболочки будет открытая, легкая и предназначается только для осмотра соединений оболочки, цепей, стержней и труб, в нее входящих. Если понадобится, гребной винт можно поднять выше, и тогда его лопасти при вращении не будут выходить за пределы пола ладьи.

ХII. РАСЧЕТЫ НЕКОТОРЫХ ДЕТАЛЕЙ ПАРАБОЛИЧЕСКОГО АЭРОСТАТА; ИХ ВЕС¹

Высота центра давления ветра на оболочку

542. Верхний и нижний продольные брусья вообще неравны между собой. Условимся продольной осью называть прямую линию, проходящую через концы оболочки или концы брусьев (рис. 57).

При самостоятельном движении аэростата встречный воздушный поток производит на поверхность оболочки известное давление, центр которого может лежать выше или ниже. Это зависит от отношения между длинами продольных брусьев или от отношения между длинами их стрелок h_1 и h_2 . Например, на рис. 11 нижняя фигура изображает оболочку, в которой центр давления, действующего на оболочку, близок к центру подъемной силы газа, у средней фигуры центр давления ниже, у верхней — выше.

543. Тяговое усилие, передаваемое вращающимся гребным винтом, при самостоятельном равномерном движении аэростата равно давлению встречного потока или давлению ветра на поверхность воздушного корабля. Если винт устроен на относительно неподвижной ладье, то центр этого давления совпадает с геометрическим центром винта или с его осью. Подобная система изображена на рис. 1. Если же имеем лучшую систему (рис. 33 и 34), то центр тяги будет близок к продольной оси оболочки. Он даже должен был бы совпадать с центром давления ветра на оболочку. Равновесие требует, чтобы оба центра совпадали; вообще же они образуют пару сил, которая стремится тем сильнее

¹ Для простоты расчетов мы приняли в этой главе форму аэростата параболической, хотя в отношении гофрировки его поверхности выгоднее другая форма. Но последняя довольно близка к параболической, и расчеты этой главы приблизительно применимы и к форме, наилучшей в отношении правильного растяжения гофрированной поверхности.

наклонять аэростат, чем больше разница между высотами этих центров.

544. Эта пара сил хотя и может всегда уравновеситься перемещением центра тяжести аэростата (например, отклонением его ладьи вправо или влево) или перемещением центра подъемной силы газа (рис. 42), но лучше, если она будет как можно ближе к нулю. Стало

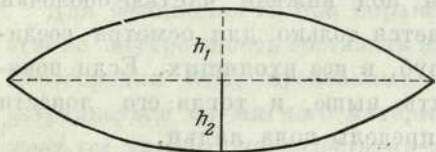


Рис. 57

быть, если центр тяги лежит ниже центра давления встречного воздушного потока, то оболочке следует придавать сверху более выпуклый вид (рис. 11, нижняя фигура). Заметим, что и при совпадении центров тяги и давления ветра равновесие устанавливается только при равномерном горизонтальном дви-

жении аэростата или при очень малом его ускорении — положительном или отрицательном. Если же винт сразу заработает быстро, то воздушный корабль, если не будут приняты особые меры, будет сначала обязательно клевать, что зависит от того, что центр инерции корабля обыкновенно не совпадает с центром давления ветра. Неудобство такого способа совмещать центры давлений состоит еще в том, что вследствие искажения формы оболочки сопротивление ее движению возрастает и построение такой оболочки труднее. При хорошей системе аэростата, когда центр давления на гребной винт передается на продольную ось, нет надобности в этом искажении (рис. 34).

Среднее положение центра давления встречного воздушного потока на оболочку. Длина брусьев

545. При среднем раздутии оболочки продольные брусья должны быть такой длины, чтобы продольная ось пересекала высоту оболочки, или вертикальное расстояние между высшей и низшей ее точками, пополам. Тогда центр давления встречного воздушного потока будет близок к оси.

546. Для параболического аэростата (414) приблизительно имеем

$$2s_1 = 2x_1 \left(1 + \frac{2}{3} \cdot \frac{h_1^2}{x_1^2} \right),$$

где $2s_1$ — длина верхней дуги, а $2x_1$ — длина оси. Для нижней дуги также получим

$$2s_2 = 2x_1 \left(1 + \frac{2}{3} \cdot \frac{h_2^2}{x_1^2} \right).$$

По чертежу главного поперечного сечения оболочки при среднем раздутии (например, рис. 16) можем узнать наибольшую высоту оболочки. Разделив ее пополам, получим h_2 . Вычитая отсюда глубину борозды (верхней продольной впадины), найдем h_1 . Теперь, зная длину аэростата, или длину оси $2x_1$, будем иметь все, чтобы по формулам определить длины дуг $2s_1$ и $2s_2$.

Уравнение продольных брусьев сложенного на плоскость металлического аэростата

547. Если параболический мешок складывается вместе с продольными брусьями в плоскость, то на основании последних двух формул получим

$$s_1 = x_2 \left(1 + \frac{2}{3} \cdot \frac{h_3^2}{x_2^2} \right)$$

и

$$s_2 = x_2 \left(1 + \frac{2}{3} \cdot \frac{h_4^2}{x_2^2} \right),$$

ибо длины дуг s_1 и s_2 и при складывании не изменились; изменились только стрелки h_3 и h_4 и ось $2x_2$. Эти три величины неизвестны, и их нужно определить. На помощь имеем третье уравнение

$$548. \quad p = 2(h_3 + h_4),$$

так как периметр p среднего поперечного сечения оболочки до и после складывания не изменился.

549. Из уравнений (547) посредством вычитания найдем

$$x_2 = \frac{2}{3} \cdot \frac{h_4^2 - h_3^2}{s_2 - s_1}.$$

550. Исключая теперь x_2 из первой формулы уравнений (547), получим

$$s_1 = \frac{2}{3} \cdot \frac{p}{2} \cdot \frac{h_4 - h_3}{s_2 - s_1} + \frac{2}{p} \cdot \frac{h_3^2 (s_3 - s_1)}{h_4 - h_3},$$

так как на основании (548)

$$h_4^2 - h_3^2 = (h_4 + h_3)(h_4 - h_3) = \frac{p}{2}(h_4 - h_3).$$

551. При помощи (548) из этого уравнения исключаем h_4 ; тогда найдем

$$s_1 = \frac{p}{6} \cdot \frac{(p - 4h_3)}{(s_2 - s_1)} + \frac{4}{p} \cdot \frac{h_3^2 (s_2 - s_1)}{(p - 4h_3)}.$$

Определяя отсюда h_3 , или верхнюю стрелку сложенного мешка, получим

$$h_3 = \frac{p[p^2 - 3s_1(s_2 - s_1)]}{2[2p^2 + (s_2 - s_1)^2]} \cdot \left\{ \pm \sqrt{1 - \frac{[p^2 - 6s_1(s_2 - s_1)][2p^2 + (s_2 - s_1)^2]}{2[p^2 - 3s_1(s_2 - s_1)]^2}} \right\};$$

h_4 , или нижнюю стрелку, получим, если здесь вместо s_1 поставим s_2 и наоборот.

552. Так как $(s_2 - s_1)^2$ есть малая второго порядка, то, пренебрегая им, вместо последней формулы найдем

$$h_3 = \frac{p}{4} \left[1 - 3 \frac{s_1}{p} \left(\frac{s_2 - s_1}{p} \right) \right] \cdot \left\{ 1 \pm \sqrt{1 - \frac{\left[1 - 6 \cdot \frac{s_1}{p} \left(\frac{s_2 - s_1}{p} \right) \right]}{\left[1 - 3 \cdot \frac{s_1}{p} \left(\frac{s_2 - s_1}{p} \right) \right]^2}} \right\}.$$

553. Обозначая здесь $\frac{3s_1(s_2 - s_1)}{p}$ через k , найдем

$$h_3 = \frac{p}{4} (1 - k) \left[1 \pm \sqrt{1 - \frac{1 - 2k}{(1 - k)^2}} \right];$$

но так как $(1 - k)^2 = 1 - 2k + k^2$ и (k^2) — малая второго порядка, то, откидывая его, получим

$$h_3 = \frac{p}{4} (1 - k) = \frac{p}{4} \left\{ 1 - 3 \cdot \frac{s_1}{p} \left(\frac{s_2 - s_1}{p} \right) \right\}.$$

554. Заменяя тут s_1 через s_2 и обратно, найдем

$$h_4 = \frac{p}{4} \left\{ 1 + 3 \cdot \frac{s_2}{p} \left(\frac{s_2 - s_1}{p} \right) \right\}.$$

555. В последних двух уравнениях значение $s_2 - s_1$ узнаем из (549); именно:

$$s_2 - s_1 = \frac{2}{3} \cdot \frac{h_2^2 - h_1^2}{x_1}.$$

Дуги же s_2 и s_1 известны по уравнениям (546); периметр p определим по рис. 16 или по соответствующей таблице. Остальное известно (рис. 57).

556. Зная стрелки h_3 и h_4 , можем написать и уравнение сложенной на плоскость оболочки, или, точнее, уравнение верхних и нижних брусьев; именно:

$$y = h_3 \left(1 - \frac{x^2}{x_2^2} \right) \quad \text{и} \quad y = h_4 \left(1 - \frac{x^2}{x_2^2} \right),$$

где x и y — координаты, а $2x_2$ — новая ось, которая лишь чуть короче прежней $2x_1$. Ее можно легко определить из уравнения (547), из которого получим

$$557. \quad x_2 = \sqrt{s_1^2 - \frac{2}{3} \cdot h_3^2}.$$

Длина каждого обруча и наклон брусьев к продольной оси

558. Имея уравнения (556) продольных брусьев, имеем также и длину каждого обруча. В первом уравнении y выражает длину обруча сложенной оболочки от оси до верхнего бруса, во втором — то же, но до нижнего бруса; x есть расстояние от центра мешка до обруча. Длину от края до края мешка, или длину полуобруча, найдем, см. (556)

$$(h_3 + h_4) \left(1 - \frac{x^2}{x_2^2}\right) = \pi y_1 \left(1 - \frac{x^2}{x_2^2}\right) = \pi y = \frac{p}{2} \left(1 - \frac{x^2}{x_2^2}\right),$$

где y и y_1 — радиусы мешка, раздутого до формы поверхности вращения; p — периметр среднего сечения; x_2 — длина полуоси сложенного на плоскость мешка, близкая к x_1 и определяемая формулой (557).

559. Наклон продольных брусьев к оси можно проверить величиной производных (556):

$$\frac{dy}{dx} = -\frac{2h_3 x}{x_2^2} \quad \text{и} \quad \frac{dy}{dx} = -\frac{2h_4 x}{x_2^2}.$$

Первая формула относится к верхнему брусу, вторая — к нижнему.

Площадь поперечного сечения продольных брусьев и их вес в случае переменного сечения (крепостью оболочки пренебрегаем; моменты тяжести и подъемной силы газа равны)

560. Гл. IX и X содержат все данные для решения вопросов о величине поперечного сечения продольных брусьев при известном материале и пренебрежении крепостью оболочки. Мы рассмотрим простейший случай (469), когда моменты тяжести и подъемной силы газа во всяком сечении аэростата равны и потому, будучи противоположны, взаимно уничтожаются. Тогда на брусья будут действовать только силы упругости газа, наполняющего металлический мешок.

На основании (456) и (468) найдем, что на верхние брусья будет действовать сила

$$\pi a y^2 \left(y_3 + y_1 + \frac{1}{4} y\right),$$

а на нижние — сила

$$\pi a y^2 \left(y_3 + y_1 - \frac{1}{4} y\right).$$

561. Не забудем, что большое влияние на натяжение брусьев имеет и степень продольной натянутости волнистой поверхности аэростата, действующий в обратном направлении и потому уменьшающей натяжение брусьев. Чем эта натянутость больше, тем меньше будет сила, растягивающая брусья. При настоящем расчете мы пренебрегаем упру-

гостью гофрированной поверхности мешка и предполагаем, что сила газов действует исключительно на продольные массивные части воздушного корабля.

562. Временное сопротивление разрыву при единице площади поперечного сечения обозначим через K , а допускаемое напряжение — через K_d . Степень надежности, или прочности, детали выразится через $\frac{K}{K_d} = n$. Теперь для определения поперечного сечения верхних и нижних брусьев будем иметь формулы

$$\pi a y^2 \left(y_3 + y_1 + \frac{1}{4} y \right) \cdot \frac{n}{K}$$

и

$$\pi a y^2 \left(y_3 + y_1 - \frac{1}{4} y \right) \cdot \frac{n}{K}.$$

563. Если положим тут $y = y_1$, то получим наибольшие площади среднего сечения брусьев; именно:

$$\pi a y_1^2 \left(y_3 + \frac{5}{4} y_1 \right) \cdot \frac{n}{K} \quad \text{и} \quad \pi a y_1^2 \left(y_3 + \frac{3}{4} y_1 \right) \cdot \frac{n}{K}.$$

564. Вес верхних брусьев переменного сечения выразится интегралом

$$\pi \gamma_{\text{бр}} a \cdot \frac{n}{K} \int y^2 \left(y_3 + y_1 + \frac{1}{4} y \right) ds.$$

Также вес нижних брусьев

$$\pi \gamma_{\text{бр}} a \cdot \frac{n}{K} \int y^2 \left(y_3 + y_1 - \frac{1}{4} y \right) ds,$$

где $\gamma_{\text{бр}}$ — плотность материала брусьев.

565. Еще проще определить вес верхних и нижних брусьев вместе. Сумма площадей верхних и нижних сечений будет [см. (562)] равна

$$2\pi a y^2 (y_2 + y_1) \cdot \frac{n}{K}.$$

Отсюда видно, что толщина и ширина брусьев в среднем пропорциональна y или диаметру $2y$ сечения в одном и том же воздушном корабле.

566. Вес всех продольных брусьев приблизительно¹ равен

$$2\pi \gamma_{\text{бр}} a (y_2 + y_1) \cdot \frac{n}{K} \int y^2 dx.$$

¹ Ошибка от того, что мы приняли dx вместо ds , уменьшает вес брусьев менее чем на $\frac{1}{3} \frac{y_1^2}{x_1^2}$, т. е. на довольно незначительную часть определяемой величины.

Так как $y = y_1 \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2}\right)$, то, интегрируя, получим

$$\int y^2 dx = y_1^2 x \left(1 - \frac{2}{3} \cdot \frac{x^2}{x_1^2} + \frac{x^4}{5x_1^4}\right).$$

Если $x = x_1$, то

$$\int y^2 dx = \frac{8}{15} y_1^2 \cdot x_1,$$

и тогда *полный* вес брусьев равен:

$$\frac{32}{15} \cdot \frac{n}{K} \pi \gamma_{\text{бр}} a (y_3 + y_1) y_1^2 x_1.$$

567. Значит, вес брусьев возрастает с увеличением давления y_3 в низшей точке оболочки. Давление y_3 постоянно изменяется по мере расширения или сжатия внутреннего газа. Предохранительный клапан можно поставить, например, так, чтобы давление y_3 в низшей точке не превышало y_1 . При таком давлении даже среднее поперечное сечение весьма расширяется и приближается к кругу, как увидим далее из таблицы. Но можно поставить клапан и на меньшее давление, например на $\frac{1}{2} y_1$, и тогда сечение еще будет очень полно.

Если положить $y_3 = y_1$, то площадь сечения будет (см. предыдущие формулы):

для верхних брусьев

$$\pi a y^2 (2y_1 + \frac{1}{4} y) \cdot \frac{n}{K},$$

для нижних брусьев

$$\pi a y^2 (2y_1 - \frac{1}{4} y) \cdot \frac{n}{K}.$$

568. Наибольшее среднее сечение их будет равно

$$\frac{9}{4} \pi a y_1^3 \cdot \frac{n}{K} \text{ и } \frac{7}{4} \pi a y_1^3 \cdot \frac{n}{K}.$$

569. Вообще сумма верхних и нижних сечений равна

$$4\pi a y_1 \cdot \frac{n}{K} \cdot y^2,$$

максимум же этой суммы равен

$$570. \quad 4\pi a \cdot \frac{n}{K} \cdot y_1^3.$$

571. Полный вес брусьев получим такой [см. (566)]:

$$\frac{64}{15} \cdot \frac{n}{K} \cdot \gamma_{\text{бр}} a \pi y_1^3 x_1.$$

572. Полагая тут $\frac{x_1}{y_1} = \lambda$, найдем

$$\frac{64}{15} \cdot \frac{n}{K} \cdot \gamma_{\text{бр}} a \pi \lambda y_1^4,$$

т. е. при постоянной продолговатости λ оболочки вес брусьев будет пропорционален четвертой степени размеров y_1 воздушного корабля, между тем как подъемная сила возрастает пропорционально третьей степени. Отсюда видно, что размеры аэростата должны быть ограничены.

Вес продольных брусьев в случае постоянного их сечения

573. Ввиду того что аэростат в известных случаях может наклоняться, отчего давление на поднявшемся конце может сильно увеличиться, и ввиду того что внизу, под нижними брусьями, привешивается галерея, тяжесть которой не может уравновеситься давлением газов, хорошо как будто принять сечение бруса постоянным независимо от близости его части к концам оболочки и соответствующим наибольшему давлению газов. Тогда на основании формул (563) получим такой полный вес всех брусьев:

$$\pi \gamma_{\text{бр}} a y_1^2 \frac{n}{K} \left\{ \left(y_3 + \frac{5}{4} y_1 \right) \cdot 2s_1 + \left(y_3 + \frac{3}{4} y_1 \right) \cdot 2s_2 \right\},$$

где $(2s_1 + 2s_2)$ есть периметр главного продольного сечения оболочки.

574. Можно положить приблизительно, см. (414):

$$s_1 = s_2 = x_1 \left(1 + \frac{2}{3} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2} \right);$$

в таком случае вес брусьев будет равен

$$4\pi \gamma_{\text{бр}} a y_1^2 \frac{n}{K} (y_3 + y_1) \cdot x_1 \left(1 + \frac{2}{3} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2} \right).$$

575. Еще менее точно

$$4\pi \gamma_{\text{бр}} a \cdot \frac{n}{K} \cdot x_1 y_1^2 (y_3 + y_1).$$

576. Полагая тут $y_3 = y_1$, найдем

$$8\pi \cdot \gamma_{\text{бр}} a \cdot \frac{n}{K} \cdot x_1 y_1^3.$$

577. Формулы (575) и (566) дают нам возможность узнать, во сколько раз вес брусьев постоянного сечения больше веса брусьев переменной толщины. Деля первую формулу на вторую, получим число $15/8$ или $17/8$. Отсюда видно, что вес брусьев переменного сечения почти вдвое меньше, чем постоянного.

Вес обручей постоянного сечения (работой оболочки пренебрегаем)

578. Если предположить, что гофрированная оболочка азростата очень тонка и что на ее работу рассчитывать нельзя, то продольное давление газов должно обрушиться исключительно на обручи. Определим в таком случае вес обручей постоянной толщины.

Из гл. X [(486) и далее] мы сделаем следующие выводы о поперечном натяжении оболочки.

а) Наибольшее натяжение в каждом поперечном сечении находится в высшей точке этого сечения.

б) В главном поперечном сечении натяжение больше, чем в других сечениях.

в) Из того и другого следует, что наибольшее поперечное натяжение в данной оболочке находится в высшей точке среднего сечения.

Это натяжение выразится *точно* формулой

$$t_s = \frac{a}{2} (h - h_1) (h + h_1 + 2y_3)$$

[см. рис. 15 и формулы (498)].

579. Здесь под h надо подразумевать высоту оболочки, или вертикальное расстояние между ее высшей и низшей точками (рис. 15).

580. Принимая это наибольшее натяжение для всех обручей, мы и площадь их поперечного сечения должны принять постоянной. Она будет равна (561):

$$\frac{a}{2} (h - h_1) (h + h_1 + 2y_3) \cdot \frac{n}{K}.$$

Не забудем, что натяжение относится к единице ширины полосы поперечного сечения. Поэтому формула выражает площадь сечения таких обручей, которые расположены друг от друга на расстоянии единицы. Ясно, что *полный вес обручей не зависит от того, часто или редко они размещены на оболочке*, потому что во сколько раз площадь сечения обруча будет меньше, во столько раз число их будет больше.

581. Если возьмем поперечную полосу оболочки шириной и длиной в единицу, то вес обруча, приходящегося на единицу поверхности оболочки, выразится [см. (580)] так:

$$\gamma_0 \cdot \frac{a}{2} (h - h_1) (h + h_1 + 2y_3) \cdot \frac{n}{K},$$

где γ_0 — плотность материала обручей.

582. Вес же всех обручей, очевидно, выразится произведением этой величины на полную поверхность оболочки $2F_1$ [см. (386)]; таким образом, получим

$$\frac{4}{3} \pi \gamma_0 a (h - h_1) (h + h_1 + 2y_3) y_1 x_1 \left(1 + \frac{2}{5} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2} \right) \cdot \frac{n}{K}.$$

583. Эта формула весьма точно выражает вес обрuchей постоянного сечения. Но можно еще другим способом, хотя и менее точно, определить вес обрuchей.

Среднее давление на единицу площади какого бы то ни было сечения [см. (486)] равно $(y_3 + y_1)a$. Давление на обрuch в единицу ширины в среднем сечении оболочки будет $a(y_3 + y_1)y_1$. Площадь его поперечного разреза равна

$$ay_1(y_3 + y_1) \cdot \frac{n}{K}.$$

584. Следовательно, вес всех обрuchей будет (582) равен:

$$\frac{8}{2} \pi \gamma_0 a x_1 y_1^2 (y_3 + y_1) \left(1 + \frac{2}{5} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2} \right) \cdot \frac{n}{K}.$$

585. Полагая тут $y_3 = y_1$ и $\frac{x_1}{y_1} = \lambda$, найдем

$$\frac{16}{3} \pi \gamma_0 a \lambda y_1^4 \left(1 + \frac{2}{5\lambda^2} \right) \cdot \frac{n}{K}.$$

Отсюда видим, что и вес обрuchей возрастает пропорционально четвертой степени размера воздушного корабля (подобно изменяющего форму).

Вес обрuchей переменного сечения (работой оболочки пренебрегаем)

586. Ввиду того что оболочка в поперечном направлении — по направлению обрuchей — представляет прекрасное сопротивление давлению газов, мы можем принять и переменную величину сечения обрuchей, соответствующую истинному давлению газов.

Среднее давление [см. (486) и далее] на единицу площади любого сечения равно $a(y_3 + y_1)$; давление на обрuch в единицу ширины будет $a(y_3 + y_1) \cdot 2y$; среднее натяжение этого обрucha сверху или снизу равно $a(y_3 + y_1)y$. Площадь его сечения будет

$$a(y_3 + y_1)y \cdot \frac{n}{K}.$$

587. Дифференциал полного веса обрuchей приблизительно равен:

$$a(y_3 + y_1)y \cdot \frac{n}{K} \cdot 2\pi \gamma_0 dx.$$

Следовательно, вес обрuchей будет:

$$2\pi \gamma_0 a \cdot \frac{n}{K} (y_3 + y_1) \cdot \int y^2 dx.$$

588. Мы пришли к известной формуле (566), выражающей вес продольных брусьев. Отсюда видно, что вес всех обручей выражается такой же точно формулой, как и вес брусьев (566), т. е.

$$\frac{32}{15} \cdot \frac{n}{K} \pi \gamma_0 a (y_3 + y_1) y_1^2 x_1.$$

При $y_3 = y_1$ и при $\frac{x_1}{y_1} = \lambda$ получим

$$\frac{64}{15} \cdot \frac{n}{K} \cdot \pi \gamma_0 a \lambda y_1^4.$$

589. Мы здесь приняли, что натяжение одного и того же обруча постоянно и равно среднему натяжению, но и на самом деле наибольшее натяжение лишь немного отличается от наименьшего. По формуле (468) найдем такое отношение натяжений при $y_3 = y_1$:

$$\left(1 + \frac{y}{8y_1}\right) \cdot \left(1 - \frac{y}{8y_1}\right).$$

Отсюда видим, что чем меньше радиус сечения y , тем ближе это отношение к единице. Для главного поперечного сечения отношение будет наибольшим, но и тут только достигнет величины $\frac{9}{7}$. Следовательно, верхнее натяжение больше среднего на $\frac{1}{7}$, а нижнее — на столько же меньше. Можно сообразно этому отношению верхнюю часть каждого обруча делать на $\frac{1}{7}$ толще нижнего.

590. Впрочем, ввиду применения упрощенных формул для давления газов при вычислении натяжения обручей истинное натяжение по крайней мере в $\frac{5}{4}$ раза больше принятого здесь, почему и нет особенной надобности каждый обруч делать переменной толщины.

Для проверки этого служат формулы (488) и (498).

591. Формулы (584) и (588) дают нам возможность узнать, во сколько раз вес обручей постоянного сечения больше веса обручей переменной толщины. Откидывая в первой формуле множитель $\left(1 + \frac{2}{3} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2}\right)$, близкий к единице, и деля ее на вторую, найдем число $\frac{5}{4}$. Следовательно, постоянное сечение обручей увеличивает вес их только на $\frac{1}{4}$ веса переменных обручей.

Сопротивление оболочки — поперечное и продольное.

Вес оболочки

592. Временное поперечное сопротивление оболочки на протяжении dx приблизительно будет равно $K \cdot \delta_{об} \cdot dx$; среднее же натяжение от давления газов на нее выразится (586) так:

$$a (y_3 + y_1) y dx.$$

Отношение сопротивления материала к действующей силе будет равно:

$$\frac{\delta_{об} K}{a(y_3 + y_1)y} = n.$$

Отсюда видно, что эта прочность n обратно пропорциональна диаметру y поперечного сечения. *Итак, если в среднем поперечном сечении прочность и достаточна, то в других — меньших — и подавно (при постоянной, конечно, толщине $\delta_{об}$ оболочки).*

593. Из последней формулы найдем

$$\delta_{об} = a(y_3 + y_1)y \cdot \frac{n}{K},$$

т. е. в случае переменного сечения оболочки толщина ее будет прямо пропорциональна диаметру $2y$ сечения данного воздушного корабля.

594. Если же положить толщину оболочки *постоянной*, то в этой формуле надо положить $y = y_1$; найдем:

$$\delta_{об} = a(y_3 + y_1)y_1 \cdot \frac{n}{K}.$$

595. Допуская еще, что $y_3 = y_1$, найдем:

$$\delta_{об} = 2ay_1^2 \cdot \frac{n}{K},$$

т. е. *толщина оболочки аэростата возрастает пропорционально квадрату его размеров в высоту y_1 .*

596. Вес оболочки *постоянной* толщины, удовлетворяющей достаточной прочности n в поперечном направлении, получим, если поверхность ее умножим на толщину $\delta_{об}$ ее и плотность $\gamma_{об}$.

Предполагая, что оболочка имеет форму поверхности вращения, найдем, что полная поверхность ее выразится формулой (386)

$$2F_1 = \frac{8}{3} \pi y_1 x_1 \left(1 + \frac{2}{5} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2} \right).$$

Но оболочка и в надутом виде покрыта волнами, поэтому мы в формулу (386) должны ввести поправочный коэффициент; кроме того, часть ее поверхности поглощается спайкой, но зато часть оболочки замещается довольно широкими обручами. Все поправки мы выразим одним множителем η , который лишь чуть больше единицы, а может быть, и равен ей.

Стало быть, вес оболочки на основании предыдущего и формулы (594) будет равен:

$$\frac{8}{3} \pi \eta \gamma_{об} a x_1 y_1^2 \cdot (y_3 + y_1) \left(1 + \frac{2}{5} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2} \right) \frac{n}{K}.$$

597. Полагая тут $y_3 = y_1$ и $\frac{x_1}{y_1} = \lambda$, найдем

$$\frac{16}{3} \pi \gamma_{об} a \lambda y_1^4 \left(1 + \frac{2}{5 \cdot \lambda^2} \right) \cdot \frac{n}{K}.$$

Следовательно, вес оболочки постоянной толщины, как и обрuchей, пропорционален четвертой степени размеров корабля при подобном изменении его формы.

Мало того, сравнивая формулу (596) с (584), мы видим, что вес обрuchей и оболочки почти одинаков, ибо отношение γ весьма близко к единице.

598. Вес оболочки переменной толщины с точки зрения достаточного поперечного ее сопротивления, очевидно, выражается той же формулой, как и вес обрuchей переменного сечения (588) или вес продольных брусьев переменной толщины (584).

Но вот вопрос: будет ли оболочка, рассчитанная на достаточное поперечное сопротивление, достаточно крепка и в продольном направлении?

599. Если бы она не образовывала никаких складок и была гладка в продольном направлении, то было бы нетрудно подсчитать ее прочность в этом направлении. Действительно, в таком случае временное сопротивление какого-нибудь поперечного сечения продольному натяжению составит

$$2\pi y \delta_{об} K.$$

Давление газов на то же сечение равно:

$$a(y_3 + y_1)(\pi y^2).$$

Следовательно, средняя прочность сечения будет равна:

$$n = \frac{2\delta_{об} K}{a(y_3 + y_1)y},$$

т. е. она как раз вдвое более в продольном направлении, чем в поперечном [см. (592)].

Но дело в том, что благодаря складкам в продольном направлении сопротивление в этом направлении зависит не только от толщины оболочки и крепости материала, но и от формы волн, величины их, крутизны и вообще от степени натяжения, что в свою очередь зависит и от того, насколько форма поперечного сечения отклонилась от математической формы сечения, определенной в гл. VI, при предположении, что продольное натяжение близко к нулю. Вопрос этот весьма сложен и для соображений по этой части полезны формулы гл. VII (332—341).

Но все-таки нам кажется, что это натяжение при благоприятных условиях не менее $\frac{1}{2}$ того, которое представляет гладкая оболочка, и потому прочность ее и в продольном направлении не менее, чем в поперечном.

600. Резюмируем наши вычисления относительно веса массивных частей аэростата и оболочки.

а) Вес оболочки *постоянной* толщины выражается той же формулой, как и вес обрuchей *постоянной* площади поперечного сечения (584) и (596).

б) То же можем сказать и про веса оболочки и обрuchей переменной сечения (606), удовлетворяющих достаточной прочности.

в) Веса эти («б») также порознь равны и весу продольных брусьев переменной толщины (583).

г) Вес обрuchей или вес оболочки постоянной толщины в $1\frac{1}{4}$ раза больше их веса при переменной толщине.

д) Вес продольных брусьев в случае постоянной площади их сечения в $1\frac{7}{8}$ раза больше их веса при уменьшении их толщины к концам оболочки.

е) Оболочка, прочность которой удовлетворительна в поперечном направлении, при благоприятных условиях достаточно крепка и в продольном направлении.

ж) Вес оболочки и массивных деталей аэростата, подобно изменяющего свою форму, возрастает пропорционально четвертой степени увеличения его линейных размеров. Если же высота оболочки и длина ее возрастают непропорционально, то увеличение веса будет пропорционально длине $2x_1$ и кубу высоты $(2y_1)^3$, вообще пропорционально $x_1 y_1^3$.

з) Обозначая вес обрuchей переменной толщины через G и пренебрегая прочностью металлической оболочки, найдем, что вес переменных обрuchей вместе с весом переменных брусьев будет равен $2G$.

и) Вес постоянных обрuchей и постоянных брусьев будет равен:

$$\frac{5}{4}G + \frac{15}{8}G = \frac{25}{8}G,$$

(т. е. в $1\frac{9}{16}$ раза больше, чем в предыдущем случае «з»).

к) Вес постоянных обрuchей и переменных брусьев будет равен:

$$\frac{5}{4}G + G = \frac{9}{4}G,$$

(т. е. лишь в $\frac{9}{8}$ раза больше, чем в случае «з»).

л) Уничтожая массивные части или делая их легкими и пренебрегая в таком случае их весом, найдем, что вес оболочки *переменной* толщины, удовлетворяющей требованию достаточной прочности, будет равен G , а *постоянной* равен $\frac{5}{4}G$.

м) Вес постоянной оболочки и переменных продольных брусьев (обручи выкинуты) будет равен:

$$5/4 G + G = 9/4 G = 2 1/4 G.$$

н) Вес постоянной оболочки, постоянных обручей и переменных брусьев будет равен:

$$5/4 G + 5/4 G + G = 3 1/2 G.$$

Прочность такой оболочки, конечно, удваивается сравнительно с «з» и, кроме того, такой аэростат может безопасно и сильно наклоняться. Поэтому, уменьшая вес оболочки и массивных деталей вдвое, получим в сумме весов только

$$7/4 G = 1 3/4 G.$$

о) Итак, откидывая G , получим последовательно ряд следующих коэффициентов для выражения веса деталей и оболочки:

$$1; 2; 3 1/8; 2 1/4; 1 1/4; 2 1/4; 3 1/2; 1 3/4.$$

Вес оболочки постоянной толщины, когда сопротивлением ее пренебрегают

601. В таком случае вес оболочки выразится формулой

$$2F \eta \gamma_{об} \cdot \delta_{об},$$

где $2F$ — поверхность раздутой оболочки, определяемая по формуле (386):

$$2F = 8/3 \pi y_1 x_1 \left(1 + \frac{2}{5} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2} \right).$$

Остальные величины последовательно обозначают: коэффициент поверхности η , немного больший единицы, плотность материала $\gamma_{об}$ и толщину $\delta_{об}$ оболочки.

Вес цилиндрических продольных полос оболочки сверху и снизу при их постоянной ширине

602. Сумма весов двух почти одинаковых гладких продольных полос прямоугольной формы будет равна:

$$[Q_{п} =] \gamma_{п} (2s_1 + 2s_2) b_{п} \delta_{п},$$

где $\gamma_{п}$ — плотность материала полосы; s_1 и s_2 — длина продольных полос; $b_{п}$ — ширина полосы; $\delta_{п}$ — толщина полосы.

603. Приблизительно можем положить, что $2s_1 + 2s_2 = 4x_1$, а потому вес полосы будет равен $4\gamma_{\text{п}}x_1b_{\text{п}}\delta_{\text{п}}$.

Если еще ширину полосы считать равной ширине ладьи и пропорциональной размерам аэростата в высоту $2y_1$, т. е. $b_{\text{п}} = \frac{y_1}{m}$, то вес полос выразится формулой

$$\frac{4}{m} \cdot \frac{x_1}{y_1} \cdot y_1^2 \gamma_{\text{п}} \delta_{\text{п}} = \frac{4}{m} \cdot x_1 y_1 \gamma_{\text{п}} \delta_{\text{п}},$$

где $m = \text{const}$.

Можно также принимать вес полос равным определенной части веса оболочки с оброчами.

Вес главных вертикальных стержней-цепей

604. Вес ладьи со всем содержимым обыкновенно составляет около *половины* полной подъемной силы аэростата. Поэтому, предполагая цепи и стержни отвесными и принимая натяжение их равным *половине* подъемной силы корабля, составим такое уравнение:

$$\frac{1}{2} \cdot aU = \frac{K}{n} F_{\text{ст}}.$$

Здесь a есть разность плотностей наружного и внутреннего газов; U — объем газа или газоместности; K — коэффициент сопротивления материала цепей; n — степень принятой их прочности; и $F_{\text{ст}}$ — сумма площадей нормальных сечений стержней, цепей или тросов.

605. Обозначая через $\gamma_{\text{ст}}$ плотность их материала, а через $l_{\text{ст}}$ наибольшее вертикальное расстояние между высшей точкой оболочки и полом ладьи, найдем, что вес этих тяжей не может превышать $\gamma_{\text{ст}} F_{\text{ст}} l_{\text{ст}}$. Добавляя к числу отвесных цепей и параболические, можем положить на основании этой и предыдущей формул, что вес всех их приблизительно равен:

$$[Q_{\text{ст}} =] \frac{n}{2K} aU \gamma_{\text{ст}} l_{\text{ст}}.$$

Вес пассажиров и двигателей

606. Пусть вес пассажиров составляет определенную часть $k_{\text{п}}$ подъемной силы aU корабля; тогда вес их выразится формулой

$$[Q_{\text{п}} =] k_{\text{п}} aU.$$

Также пусть и вес двигателей составляет определенную часть $k_{\text{д}}$ подъемной силы; их вес будет:

$$[Q_{\text{д}} =] k_{\text{д}} aU.$$

Вес ладьи, рулей и гребных винтов

607. Так как вес ладьи пропорционален весу пассажиров, двигателей и т. п., т. е. пропорционален подъемной силе, то можем положить ее вес

$$[Q_{\text{л}} =] k_{\text{л}} aU,$$

где $k_{\text{л}}$ — некоторая часть подъемной силы, ассигнованная на ладью.

608. Полагая форму аэростата постоянной, можем считать, как и в морском деле, что поверхность рулей и гребных винтов в отдельности и порознь составляет определенную часть сечения оболочки, иначе сказать, — поверхность их пропорциональна поверхности корабля.

Если скорость подобно изменяющегося аэростата должна быть постоянной, то и давление на рули и винт в среднем будет также пропорционально поверхности корабля. Момент этого давления будет уже пропорционален его объему. Когда средняя толщина рулей и пр. будет пропорциональна размерам корабля, то момент их сопротивления, так же как и момент давления на них встречного воздушного потока, будет пропорционален кубу линейных размеров корабля, или объему его. Итак, момент сопротивления будет тогда соответствовать моменту давления и потому вес рулей, винтов и т. п. будет пропорционален объему и потому выразится формулой

$$[Q_{\text{у}} =] k_{\text{у}} aU,$$

где $k_{\text{у}}$ — некоторая часть подъемной силы, идущая на органы управления.

609. Мы положили, что сила двигателей пропорциональна подъемной силе корабля, т. е. кубу его размеров. Отсюда видно, что давление на рули и винты возрастает быстрее квадрата размеров корабля, или его поверхности. Поэтому при таких условиях, когда скорость корабля возрастает с его размерами, вес органов управления должен бы возрастать быстрее куба размеров. Чтобы избежать последнего, надо органы управления делать из менее плотного и более крепкого материала, например из алюминия или стальных труб; наконец, можно употребить несколько винтов. Вообще при некотором искусстве можно не изменять положение, по которому вес рулей и гребных винтов пропорционален подъемной силе корабля.

Черная внутренняя труба для нагревания легкого газа

610. Черная металлическая труба, помещенная внутри оболочки аэростата (рис. 1) и нагревающая водород, может быть сделана из такого материала и с таким расчетом, чтобы не прогорать и поддер-

живать тем большую разность температур между внешним воздухом и внутренним газом, чем размеры корабля больше. Среднюю толщину листов, из которых сделана труба, можно считать постоянной или лишь немного возрастающей с размерами корабля; поверхность труб можно положить пропорциональной поверхности или, в крайнем случае, объему аэростата. Отсюда видно, что вес труб не может возрасти быстрее подъемной силы корабля, а потому щедро положим для веса нагревающих труб:

$$[Q_{\text{тр}} =]k_{\text{тр}} aU.$$

Толщина материала данной трубы должна быть, конечно, сообразна температуре ее частей.

В начале, в том месте, где в трубу входят горячие продукты горения, не успевшие еще остыть, она должна быть массивнее, далее же листы могут быть тоньше.

611. Нам еще осталось определить вес сцеплений, клапанов, крышки для ладьи, вес регуляторов, блоков, якорей, галерей, сидений и множества принадлежностей, механизмов и предметов комфорта и необходимости. Вес топлива пока не принимаем в расчет, имея в виду газовые моторы, потребляющие газ из оболочки аэростата.

Положим, что вес всех не принятых в расчет частей пропорционален подъемной силе корабля; тогда он будет равен:

$$Q_{\text{пр}} = k_{\text{пр}} aU,$$

где $k_{\text{пр}}$ — некоторая часть подъемной силы, предназначенная на принадлежности и запас.

612. В предыдущие формулы входит величина U , т. е. объем легкого газа. По (389) мы знаем, что

$$2U_1 = \frac{16}{15} \pi y_1^2 x_1.$$

Но, с одной стороны, это объем аэростата, надутого до формы тела вращения, т. е. чересчур большой; с другой стороны, он мал, так как должен быть увеличен на промежуточный продолговатый цилиндр (рис. 1 и 3).

В общем, ввиду того что объем добавочного цилиндра пропорционален объему аэростата, можно принять для полного объема

$$U = 2U_1 k_U = \frac{16}{15} k_U \pi y_1^2 x_1,$$

где k_U — близко к единице.

ХIII. ВЫЧИСЛЕНИЕ РАЗМЕРОВ ОБОЛОЧКИ АЭРОСТАТА ПО ВЫСОТЕ

Считаем не лишним сказать предварительно несколько слов о значении размеров аэростата.

Чем эти размеры больше, тем солиднее конструкция металлической оболочки аэростата и тем более он управляем. Только при значительных размерах дирижабля польза от воздухоплавания превзойдет выгоды от мореплавания. Еще Жиффар (1825 — 1882) прекрасно понимал значение больших размеров аэростата. Несмотря на то, что Жиффар был практическим деятелем, нажившим миллионы на своих паровых машинах, насосах и аэростатах, он собирался строить аэронавт вместимостью 220 000 м³.

Мы никак не можем считать Жиффара профаном в воздухоплавании или мечтателем; не даром же он построил привязной баллон в 25 000 м³. Воздухоплаванием он интересовался с юности; его управляемые аэронавты всем известны и составили эпоху в аэронавтике. Слепота и смерть помешали этому гениальному человеку, оставившему все свое состояние беднякам Парижа и ученым обществам, продолжать свою плодотворную деятельность над управляемым аэростатом. Что было бы, если бы воскрес этот гений, этот рабочий-самоучка, и воспользовался для своих планов теперешней могущественной техникой, теперешними двигателями Левасера, дающими чуть не лошадиную силу на килограмм своего веса! Проектированный Жиффаром аэронавт имел объем в два с лишком раза больше объема моего металлического аэронавта на 200 пассажиров.

Итак, да не страшат нас большие размеры металлических оболочек воздушных кораблей: они будут даже больше, чем думал Жиффар.

Малые аэронавты не только невыгодны в материальном отношении, но и металлическая оболочка их не будет достаточно солидна.

Однако они могут играть роль как средство на практике изучить способы построения металлических оболочек. Они также будут служить переходной ступенью к громадным воздушным кораблям, как малое неработоспособное дитя вырастает в полезного работника.

613. Мы имеем данные, по которым можем вычислять наибольшие размеры оболочки в высоту. Главное основание для этого — вес оболочки и ее массивных частей.

По (600) вес этот может быть весьма различен. Вот случаи, имеющие некоторое практическое или теоретическое значение. Мы их примем за основание при составлении уравнений, определяющих высоту.

а) Оболочка *переменной* толщины, но рассчитанная так, чтобы выдерживать продольное и поперечное давления газов и другие разрушающие силы. Весом и сопротивлением брусьев и обручей пренебрегаем.

Тогда вес оболочки примем равным G [см. резюме (600), которое нужно иметь в виду и далее].

а) То же, но оболочка *постоянной* толщины, которая изменяется лишь с размерами воздушного корабля. Вес ее будет $\frac{5}{4}G$.

в) То же, т. е. оболочка *постоянной* толщины для данного аэростата; сопротивлением брусьев и обручей пренебрегаем, но вес их пропорционален подъемной силе корабля; это значит, что толщина их во всех направлениях пропорциональна размерам корабля. Вес оболочки тогда будет равен:

$$\frac{5}{4}G + aUk_{\sigma, o},$$

где $k_{\sigma, o}$ — часть подъемной силы (aU), уделяемая на брусья с обручами.

г) Продольные брусья переменной толщины и оболочка *постоянной* толщины разделяют пополам сопротивление продольным силам. Обручей нет. Их заменяет сама оболочка. Вес продольных брусьев принимаем половинный ($\frac{1}{2}G$); вес оболочки нормальный ($\frac{5}{4}G$). Тогда вес оболочки с продольными брусьями выразится формулой

$$\frac{5}{4}G + \frac{1}{2}G = \frac{7}{4}G.$$

д) То же самое, но вес оболочки вдвое менее, но зато присоединяются обручи *постоянной* толщины и *постоянного* веса ($\frac{5}{8}G$). Вес оболочки с продольными брусьями и обручами тогда выразится формулой

$$\frac{1}{2}G + \frac{5}{8}G + \frac{5}{8}G = \frac{7}{4}G,$$

т. е. вес будет тот же.

614. Все описанные случаи применимы только к очень большим аэронатам, когда оболочка оказывается достаточной толщины. При малых размерах корабля оболочка получается слишком тонкой и потому практически невозможна.

Тогда и вообще для всех размеров можно принять оболочку *постоянной* толщины — велик или мал воздушный корабль.

е) Для малых размеров аэростатов достаточно принимать вес брусьев и обручей пропорциональным подъемной силе корабля (613); он будет равен:

$$[Q_{\sigma, o} =] aUk_{\sigma, o}.$$

Вес одной оболочки известен из (601).

ж) При больших размерах воздушных кораблей, напротив, можно пренебречь сопротивлением оболочки и противопоставить разрушающим ее силам брусья и обручи. Принимая сечение брусьев перемен-

ным, как обыкновенно, а сечение обрuchей постоянным, найдем, что полный их вес будет (600) равен:

$$G + \frac{5}{4}G = \frac{9}{4}G.$$

К этому следует еще прибавить вес оболочки, согласно (601). В этой формуле содержится и вес продольной вставной полосы оболочки, который может и не быть (рис. 1—7). Там, где оболочка играет роль как сопротивляющийся материал, можно положить, что вес этой полосы равен

$$[Q_{\text{пол}} =] Gk_{\text{в}},$$

где $k_{\text{в}}$ — часть (конечно, меньше единицы), уделяемая на вставную полосу.

615. Итак, вес A оболочки с обрuchами, брусьями и вставной полосой b в случаях «а» — «ж» будет равен:

$$\text{а) } A = G(1 + k_{\text{в}}),$$

$$\text{б) } A = G\left(\frac{5}{4} + k_{\text{в}}\right),$$

$$\text{в) } A = G\left(\frac{5}{4} + k_{\text{в}}\right) + aUk_{\text{об}},$$

$$\text{г) } A = G\left(\frac{7}{4} + k_{\text{в}}\right),$$

$$\text{д) } A = G\left(\frac{7}{4} + k_{\text{в}}\right),$$

$$\text{е) } A = aUk_{\text{об}} + \frac{8}{3}\pi y_1 x_1 \left(1 + \frac{2}{5} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2}\right) \gamma_{\text{об}} \delta_{\text{об}}$$

$$\text{ж) } A = \frac{9}{4}G + \frac{8}{3}\pi y_1 x_1 \left(1 + \frac{2}{5} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2}\right) \gamma_{\text{об}} \delta_{\text{об}}.$$

616. Основанием для составления уравнения, определяющего высоту оболочки, является то, что вес всех частей и грузов корабля равен его подъемной силе aU . Вес этот без оболочки будет (602—612) равен:

$$aU(k_{\text{тр}} + k_{\text{л}} + k_{\text{м}} + k_{\text{у}} + k_{\text{п}} + k_{\text{пр}} + G \cdot k_{\text{ст}}).$$

Здесь буквы в скобках последовательно выражают коэффициенты: черной трубы $k_{\text{тр}}$, ладьи $k_{\text{л}}$, моторов $k_{\text{м}}$, органов управления $k_{\text{у}}$, пассажиров $k_{\text{п}}$ и всего остального с запасом $k_{\text{пр}}$.

617. $k_{\text{ст}}$ — вес вертикальных главных стержней-цепей. Он известен из (605). Если в этой формуле положим $l_{\text{ст}} = k_{\text{л}} y_1$, то вес этот будет равен:

$$Gk_{\text{ст}} = \frac{n}{K} \cdot aU \gamma_{\text{ст}} k_{\text{л}} y_1,$$

т. е. он будет пропорционален четвертой степени размеров y_1 аэростата в высоту, так как U пропорционально кубу y_1 . Значит, он

возрастает пропорционально G , т. е. $k_{ст}$ — постоянный коэффициент, выражающий известную часть веса оболочки G переменной толщины.

618. Общее уравнение для определения высоты оболочки на основании предыдущего будет

$$A + Gk_{ст} + aU(k_{тр} + k_{л} + k_{м} + k_{у} + k_{п} + k_{пр}) = aU.$$

Этим мы выражаем, что вес оболочки A с главными стержнями $Gk_{ст}$ и уравновешенной ладьей равен полной подъемной силе корабля за вычетом веса легкого газа.

619. Мы не станем сейчас определять вес уравновешенной ладьи и прочих частей корабля:

$$aU(k_{тр} + k_{л} + k_{м} + k_{у} + k_{п} + k_{пр}).$$

Из предыдущих моих работ (например, «Простое учение о воздушном корабле») видно, что этот вес составляет около половины всей подъемной силы корабля. Приняв это, можем уравнение (618) упростить так:

$$A + Gk_{ст} = \frac{1}{2} aU.$$

620. A известно из (613), $k_{ст}$ можем определить из (617). Именно:

$$k_{ст} = \frac{n}{2KG} aU \gamma_{ст} k_i y_1.$$

621. Отсюда надо исключить U и G ; G узнаем из (588) и (566). Найдем

$$G = \frac{32}{15} \cdot \frac{n}{K} \cdot \pi \gamma_{ст} a \left(1 + \frac{y_3}{y_1}\right) y_1^3 x_1;$$

U известно из (612).

Сделав теперь исключение, получим

$$k_{ст} = \frac{k_l \cdot k_U}{4 \left(1 + \frac{y_3}{y_1}\right)}.$$

Например, если

$$k_l = 3; k_U = 1; y_3 = y_1,$$

то

$$k_{ст} = \frac{3}{8},$$

т. е. вес цепей составит около $\frac{1}{3}$ веса оболочки переменной толщины.

622. В случаях «а», «б», «г», «д» уравнение (619) можем написать так:

$$G(k + k_{ст} + k_B) = \frac{1}{2} aU,$$

где k — постоянный коэффициент в скобках [формул] (615); например, в случае «а»

$$A = G(1 + k_B)$$

и т. д.

Исключая отсюда U и G , сокращая и определяя y_1 или размеры оболочки в высоту $2y_1$, найдем

$$y_1 = \frac{k_U \frac{K}{n}}{4\gamma_{об}(k + k_{ст} + k_B) \left(1 + \frac{y_3}{y_1}\right)}.$$

623. Отсюда видно, что размер оболочки в высоту $2y_1$ пропорционален крепости K материала и обратно пропорционален принятой прочности n . Он также обратно пропорционален плотности $\gamma_{об}$ материала, сумме $(k + k_{ст} + k_B)$, зависящей от конструкции (613) оболочки, а сумме $(1 + y_3/y_1)$, зависящей от избытка давления y_3/y_1 газа в нижней точке оболочки.

624. Случай «а» (615), когда массивные части оболочки настолько сравнительно незначительны, что пренебрегают их весом, имеет мало практического значения. Тут размеры получатся, при прочих одинаковых обстоятельствах, наибольшие, потому что A или k имеет наименьшую величину.

Итак, полагая в (621) и (622) $K = 60$ кг на 1 м² сечения; $n = 6$; $K_U = 1$; $k_B = 0$; $\gamma_{об} = 7,5$; $k = 1$; $\frac{y_3}{y_1} = 1$, вычислим $k_{ст} = \frac{3}{8}$ и $y_1 = 121,2$ м, т. е. высота оболочки будет $242,4$ м, немного меньше башни Эйфеля. Но такие размеры совсем необязательны. Так, если прочность увеличим в 10 раз, то размер уменьшится в 10 раз, т. е. $2y_1$ будет равно 24 м (622).

625. В случае «б», почти сходном с предыдущим, но при оболочке постоянной толщины (для данного корабля), при тех же условиях найдем, что $y_1 = 102,6$ м, или $2y_1 = 205,2$ м.

626. Обратимся к более практическим случаям «г» и «д» (613). Тогда

$$k = \frac{7}{4}; y_1 = 78,4 \text{ м и } 2y_1 = 156,8 \text{ м.}$$

Это около половины высоты башни Эйфеля.

627. Интересно знать подъемную силу такого гиганта, толщину продольных брусев и толщину оболочки.

Чтобы иметь об этом понятие, воспользуемся формулой подъемной силы корабля, которая выражается так (612):

$$aU = \frac{16}{15} \cdot k_U \pi y_1^2 x_1 a.$$

628. Полагая тут $k_U = 1,2$; $y_1 = 150$ м; $\pi = 3^{1/7}$; $x_1 = 7y_1$; $a = 0,001$, вычислим $aU = 9900$ т. На пассажиров уделяется не менее одной де-

сятой этой подъемной силы, так что если класть на каждого по 100 кг, то получим 9900 пассажиров.

629. Сумма площадей сечения продольных брусьев в среднем разрезе оболочки выражается формулой (562).

Для проекта «г» и «д» это сечение будет вдвое меньше (613), а для одного бруса — еще вдвое меньше. Принимая его квадратным, площадью X^2 , найдем такую величину бруса:

$$X = \sqrt{\frac{\pi}{2} \cdot ay_1^2 (y_3 + y_1) \cdot \frac{n}{K}}.$$

630. Толщина оболочки, удовлетворяющей достаточной прочности $n = 6$ в поперечном направлении, в среднем выражается формулой (594):

$$\delta_{об} = a (y_3 + y_1) y_1 \cdot \frac{n}{K}.$$

Для проекта «г», принимая обыкновенные условия и $2y_1 = 150$ м, вычислим $\delta_{об} = 1,125$ мм, что все-таки толще кровельного железа (почти втрое).

631. В проекте «д» предполагаются обручи. Площадь их поперечного сечения равна площади сечения оболочки, так что на продольном сечении оболочки длиной l площадь этого сечения (как оболочки, так и обручей) будет δl . Принимая один обруч на каждый метр продольного сечения оболочки и считая обруч квадратным, найдем сторону X этого квадрата:

$$X = \sqrt{\delta_{об} l}.$$

Полагая тут $\delta_{об} = 0,562$ мм, $l = 1000$ мм, вычислим $X = 23,7$ мм.

Понятно, что при более редких обручах они будут толще. Обручи можно в сечении делать продолговатыми, тогда они значительно увеличат поверхность оболочки и ее подъемную силу. Так, при продолговатости обручей, равной девяти, подъемная сила увеличится на 70%, т. е. чуть не удвоит число пассажиров.

632. Из уравнения (604) найдем

$$F_{ст} = \frac{aUn}{2K}.$$

Отсюда вычислим для проектов «г» и «д» площадь поперечного сечения главных стержней-цепей, на которых висит ладья. Именно: $F_{ст} = 4950$ см². Если положить, что цепи занимают половину длины азростата и находятся одна от другой на расстоянии 5 м, то найдем при двойном их ряде около 200 цепей, каждая с площадью поперечного сечения 25 см².

633. Уравнение (622) можно выразить более обще, если положить, что на оболочку с ее массивными частями идет не половина, как мы

полагали, а другая часть подъемной силы: aU , эту часть обозначим через e , т. е.

$$e = 1 - (k_{\text{тр}} + k_{\text{л}} + k_{\text{м}} + k_{\text{у}} + k_{\text{п}} + k_{\text{пр}}).$$

Тогда, вместо уравнений (622), получим

$$G(k + k_{\text{ст}} + k_{\text{в}}) = eaU$$

и

$$y_1 = \frac{ek_U K}{2\gamma_{\text{об}} n (k + k_{\text{ст}} + k_{\text{в}}) \left(1 + \frac{y_3}{y_1}\right)}.$$

Из последнего уравнения видна зависимость между высотой оболочки $2y_1$ и относительным ее весом e : чем последний больше, тем и y_1 больше.

634. Также вместо формулы (621) приблизительно получим

$$k_{\text{ст}} = \frac{(1 - e) k_l k_U}{2 \left(1 + \frac{y_3}{y_1}\right)}.$$

Отсюда видно, что коэффициент веса цепей уменьшается с увеличением относительного веса e оболочки с ее массивными частями.

635. При первом построении аэростатов, конечно, начнут с наименьших размеров. Из формулы (633) видим, что y_1 уменьшается с увеличением прочности n . Следовательно, мы можем строить не только гиганты, но, как будто, и маленькие аэростаты, и еще при этом выгадаем в прочности. Приняв известную прочность n , из (633) определим (y_1), а из (594) можем вычислить и толщину оболочки.

Для проектов «а», «б» и «г» берем полную вычисленную толщину δ , а для проекта «д» — половину ее (613).

636. Определяя из (630) прочность n и затем исключая из полученной формулы y_1 посредством уравнения (633), найдем

$$n = \frac{k_c^2 a e^2}{8\gamma_{\text{об}} \delta_{\text{об}} (k + k_{\text{ст}} + k_{\text{в}})^2 \left(1 + \frac{y_3}{y_1}\right)} \cdot \frac{K}{\gamma_{\text{об}}}.$$

Если принять для некоторых материалов сопротивление разрыву K пропорциональным плотности $\gamma_{\text{об}}$, то $\frac{K}{\gamma_{\text{об}}}$ можно считать постоянным, и тогда найдем, что прочность будет увеличиваться с уменьшением плотности материала $\gamma_{\text{об}}$ оболочки и уменьшением ее толщины $\delta_{\text{об}}$.

637. Так, если бы мы в каком-нибудь проекте «а», «б», «в», «г» и «д» железо заменили алюминием и толщину оболочки еще уменьшили в 6 раз, то прочность увеличилась бы в 18 раз (алюминий в 3 раза легче железа).

Прочность оболочки естественно увеличивать ввиду ее малой толщины, но ведь вместе с тем увеличивается и прочность других *массивных* ее частей, т. е. обручей, продольных брусьев, и главных стержней-цепей, что уже совсем непроизводительно. Зачем же делать, например, запас прочности продольных брусьев в 18 раз больше шестикратного, т. е. зачем его доводить до 108?

Поэтому разобранные уравнения высоты оболочки для проектов «г» и «д» невыгодны, когда хотим строить аэронавт наименьших размеров.

Но для проектов «а» и «б» они применимы.

638. Так, для проекта «б», когда оболочка принимается постоянной толщины, а весом массивных частей пренебрегаем, вычислим по формуле (630) при условиях (625) $\delta_{об} = 2$ мм; $2y_1$ мы приняли в 200 м. Если теперь железо заменим алюминием и толщину оболочки уменьшим в 10 раз, то размеры аэронавта в высоту уменьшатся в 30 раз и будут $2y_1 = 6,67$ м. Алюминиевая оболочка будет толщиной 0,2 мм, что в $2\frac{1}{2}$ раза меньше толщины кровельного железа.

639. Если мы материал оставим железный, но толщину оболочки уменьшим в 13 с небольшим раз, то размер будет $2y_1 = 15$ м, а толщина оболочки будет $\delta_{об} = 0,15$ мм.

Такой толщины белая жельсть употребительна в продаже. У меня имеется такая жельсть в листах длиной около 50 см и шириной около 30 см.

Эта жельсть весьма солидна и представляет, по-моему, материал, пригодный для постройки негрушечных аэронавтов, хотя самый проект «б» может иметь значение скорее как опыт постройки и в таком случае размер можно довести даже до 2—3 м.

640. Из уравнений (630) и (636), исключая n , найдем произведение $\gamma_{об}\delta_{об}$. Исключая его в свою очередь из формулы (636) и определяя n , найдем

$$n = \frac{1}{2} \cdot \frac{K}{\gamma_{об}} \cdot \frac{ek_{\Gamma}}{y_1 (k + k_{ст} + k_{в}) \left(1 + \frac{y_3}{y_1}\right)}$$

Принимая опять отношение $\frac{K}{\gamma}$ для строительных материалов приблизительно постоянным, видим, что прочность увеличивается пропорционально уменьшению y_1 или размерам аэронавта в высоту. Но, как мы уже говорили, чрезмерная прочность для массивных частей оболочки излишня и невыгодна.

641. Коэффициент $k_{ст}$ цепей, как видно из формулы (634), не зависит ни от прочности n , ни от плотности γ и толщины $\delta_{об}$ материала, если, разумеется, предположить один и тот же материал и одну и ту же прочность n для всех деталей оболочки.

642. Проектируем еще аэростат из алюминия системы «Д», т. е. с обручами и продольными брусьями (613), и положим:

$k_c = 1$; $a = 0,001 [м/м^3]$; $k_B = 0$; $\gamma_{об} = 2,5$; $A = 7/4$; $\delta_{об} = 0,2$ мм; $e = 0,5$,
 $K = 20$ кг/мм²; $k_l = 3$; $\frac{y_3}{y_1} = 1$; тогда вычислим по формулам (633), (634)
 и (640)

$$k_{ст} = \frac{3}{8}; y_1 = 8,5; n = 55,4.$$

Итак, несмотря на малую толщину оболочки и легкий материал, размеры в высоту $2y_1 = 17$ м оказываются далеко не маленькими. Но прочность громадна, и если она терпима для оболочки ввиду ее тонкости, то уже никак не терпима для массивных частей, так как всего драгоценнее для аэростата экономия веса.

643. Перейдем к проекту «в», когда оболочка хотя и предназначена для выдерживания продольных и поперечных сил, стремящихся ее разорвать, но не лишена все-таки и массивных частей, сопротивлением которых пренебрегают и вес которых принимают пропорциональным подъемной силе корабля.

Толщина обручей и брусьев будет пропорциональна размерам аэростата (613).

Уравнение, определяющее y_1 , составим, как и для других проектов, на основании (615), (617), (621) и (627).

Получим

$$y_1 = \frac{(e - k_{об}) k_U K}{2\gamma_{об} \cdot n \left(\frac{5}{4} + k_{ст} + k_B \right) \left(1 + \frac{y_3}{y_1} \right)};$$

$k_{ст}$ узнаем из (621).

Уравнение это тоже наиболее применимо для гигантских аэростатов, когда оболочка имеет достаточную толщину, и массивные части не имеют излишнего веса и прочности.

644. Положим, что $k_U = 1$; $k_{об} = 0,05$; $K = 60$ кг/мм²; $k_B = 0$; $n = 6$; $c = 7,5$; $y_3 = y_1$; $l = 0,5$; $k_l = 3$; тогда вычислим

$$k_{ст} = \frac{3}{8}; y_1 = 92,3$$
 м; $\delta_{об} = 1,9$ мм.

Принятая величина $k_{об}$ означает, что на обручи и брусья отделяется только $1/20$ всей подъемной силы aU корабля, или $1/10$ веса оболочки с ее массивными приделками и стержнями-цепями.

645. Понятно, что если в последней формуле положим $k_{об}$ больше, то y_1 будет меньше; но тогда и оболочка будет тоньше [см. формулу (594) или (630)]. Пусть $k_{об} = 0,25$, а прочее — согласно (644). Тогда $y_1 = 51,54$ м; $k_{ст} = \frac{3}{8}$; $\delta_{об} = 0,53$ мм.

646. Увеличивая еще массивность брусьев и обручей k , уменьшим еще размеры корабля; толщина оболочки также уменьшается.

В этом проекте «в» можем также прочность n увеличить хотя бы в 3 раза. Тогда, согласно (641) и (643), y_1 уменьшается в 3 раза, что по (658) вызовет утонение оболочки в 3 раза. Таким образом, найдем: $2y_1 = 34,36$ м; $n = 18$; $\delta_{об} = 0,177$ мм.

Оболочка недостаточной толщины, да и размеры аэронаута на первое время чрезмерны.

647. По проекту «е» (615) оболочка аэронаута так мала по своим размерам, что прочность ее и ее частей считается более чем достаточной. Действительно, из формулы (592) для оболочки постоянной толщины очевидно, что прочность обратно пропорциональна размерам y_1 аэронаута. И потому на прочность оболочки малой величины, сделанной из обыкновенной поделочной жести, совсем можно не обращать внимания.

Согласно формулам (615) и (618) составим уравнение

$$aUk_{об} + \frac{8}{3} \pi y_1 x_1 \left(1 + \frac{2}{5} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2} \right) \eta \gamma_{об} \delta_{об} + Gk_{ст} = aU(1 - e).$$

Положим

$$aUk_{об} + Gk_{ст} = aUk_{об, ст}$$

где $k_{об, ст}$ — сумма коэффициентов обручей, брусьев и цепей, причем вес последних мы принимаем пропорциональным подъемной силе aU . Тогда при помощи этих уравнений, исключая U посредством (627) или (612), получим

$$y_1 = \frac{\eta \gamma_{об} \delta_{об} \left(1 + \frac{2}{5} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2} \right)}{0,4ak_V(1 - e - k_{об, ст})}.$$

648. Полагая тут, для примера, $\eta = 1$; $\gamma = 2,5$ (алюминий); $\delta_{об} = 0,2$ мм (в $1\frac{1}{2}$ раза тоньше обыкновенной жести); $a = 0,001$; $k_V = 1$; $e = 0,4$; $k_{об, ст} = 0,2$ и пренебрегая дробью $\frac{2}{5} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2}$, найдем, что $y_1 = 3\frac{1}{8}$ м и $2y_1 = 6\frac{1}{4}$ м.

Такие аэронауты могут строиться скорее для обучения делу их построения, чем для практических надобностей.

Если толщину $\delta_{об}$ оболочки взять вдвое меньшую, то наибольшая высота оболочки будет только $3\frac{1}{8}$ м. Лист из алюминия даже толщиной $\frac{1}{12}$ мм кажется наощупь более жестким, чем картон визитных карточек. Для практики в построении может быть предпринята и такая постройка.

Из гофрированного металла строить оболочки малых аэростатов крайне затруднительно, но ничто не мешает строить такие аэростаты из гладких листов [см. (342—346)].

649. В то время, как проект «е» применяется только к небольшим сравнительно аэростатам, проект «ж», напротив, применяется главным образом к огромным кораблям.

В нем брусья, обручи и цепи рассчитаны так, чтобы выдерживать действие разрушающих сил; сопротивление же оболочки не учитывается. Ее толщина определяется соображениями практичности.

Уравнение, определяющее $2y_1$, будет [см. (615, 618 и 633)] выглядеть так:

$$G\left(\frac{9}{4} + k_{ст} + b\right) + \frac{8}{3} \pi y_1 x_1 \left(1 + \frac{y_1^2}{x_1^2}\right) \eta \gamma_{об} \delta_{об} = aU(1 - e).$$

Исключая отсюда G и U посредством (621) и (612), сокращая и определяя y_1 , получим

$$y_1 = \frac{A}{2} + \sqrt{\frac{A^2}{4} - B},$$

где

$$\frac{A}{2} = \frac{k_U \cdot (1 - e) \cdot K}{4\gamma_{об} \left(1 + \frac{y_3}{y_1}\right) \left(\frac{9}{4} + k_{ст} + k_B\right) n}$$

и

$$B = \frac{5\gamma \delta_{об} \left(1 + \frac{2}{5} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2}\right) \cdot K}{4a \left(1 + \frac{y_3}{y_1}\right) \cdot \left(\frac{9}{4} + k_{ст} + k_B\right) n}.$$

650. Положим, тут $k_B = 1$; $e = 0,5$; $K = 60 \text{ кг/мм}^2$; $\gamma = 7,5$ (железо или сталь), $y_3 = y_1$; $k_{ст} = \frac{3}{8}$ [см. (634)]; $k_B = 0$; $\delta_{об} = 0,2 \text{ мм}$; $n = 6$; $\eta = 1$; $a = 0,001$; дробью $\left(\frac{2}{5} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2}\right)$ пренебрегаем.

Тогда вычислим $y_1 = 54,8 \text{ м}$ и $y_1 = 8,7 \text{ м}$, т. е. оболочка может быть двух размеров — диаметром 109,6 и 17,4 м.

651. Принятая на построение жечь в $1\frac{1}{2}$ раза тоньше обыкновенной продажной жести, из которой делают дешевые кружки и пр. В связи с массивными частями оболочки можем считать практичным и железный материал толщиной 0,15 мм, также весьма употребительный, образцы которого мной испытаны.

Принимая $\delta_{об} = 0,15 \text{ мм}$ и условия (650), вычислим по тем же формулам: $y_1 = 57,26 \text{ м}$ и $y_1 = 6,26 \text{ м}$.

Наименьший диаметр будет около $12\frac{1}{2}$ м, что лишь немного превышает управляемые аэронаты последнего времени (1907), например Лебеди.

652. Сделаем еще расчет, положив $\delta_{об} = 0,3$ [обыкновенная белая жель); получим $y_1 = 48,89$ м и $y_1 = 14,61$ м.

Эти размеры чрезмерны для оболочки первого аэроната ($2y_1 = 29,22$ м).

653. Для алюминиевой оболочки положим в уравнениях (649) $\gamma = 2,5$ и $K = 20$ кг/мм². Тогда при условиях (650), но при толщине $\delta_{об} = 0,15$ мм и 0,30 мм, вычислим $y_1 = 19,3$ и $y_1 = 61,57$ м (0,15 мм) и $y_1 = 4,00$ м и $y_1 = 59,50$ м (0,30 мм).

Наименьший диаметр алюминиевого аэроната при оболочке толщиной 0,15 мм, следовательно, едва доходит до 4 м.

654. Из (649) видно, что $\frac{A^2}{4} > B$, в противном случае оболочка будет тяжела, и аэронат не поднимется. Из неравенства получим

$$\delta_{об} < \frac{Ka(1-e)^2k_V}{20n\gamma_{об}^2 \left(1 + \frac{y_3}{y_1}\right) \left(1 + \frac{2}{5} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2}\right) \gamma}$$

Отсюда, по условиям (650), вычислим $\delta_{об} < 1,11$.

Следовательно, наибольшая толщина оболочки, при известных условиях, для проекта «е» равна 1,11 мм.

Тогда $y_1 = \frac{A}{2}$, откуда вычислим [полу]высоту наиболее толстой оболочки: $y_1 = 63,5$ м. При другом пределе, когда $\delta_{об} = 0$, $y_1 = A$ и $y_1 = 0$.

Размер наиболее толстой оболочки, значит, будет $2y_1 = 127$ м и наиболее тонкой $2y_1 = 0$.

655. Формулы (649) дают для высоты оболочки два решения, но это не значит, что при определенных условиях, например (650), только и возможны эти два размера оболочек. Действительно, формулу (649) можем написать так:

$$y_1 = \frac{C}{n} \pm \sqrt{\frac{C^2}{n^2} - \frac{D}{n}},$$

где C и D предполагаются постоянными. Приняв определенную прочность n , получим только две величины для y_1 . Например, по (651) 57,26 и 6,26 м.

Но если n будет увеличиваться, а это (т. е. увеличение прочности) допустимо, то заметим, что член C^2/n^2 будет быстрее уменьшаться, чем D/n , вследствие чего пределы y_1 будут уменьшаться, сближаясь между собой. При $\frac{C^2}{n^2} = \frac{D}{n}$ оба корня y_1 сливаются.

Из последней формулы узнаем, что это случится, когда

$$n = \frac{C^2}{D}.$$

Например, для случая (651) вычислим $n = 12,6$, т. е. в 2,1 раза прочность увеличится против прежнего, когда n было равно 6 [см (650)]; y_1 будет равно $\frac{C}{n} = 15,12$ м.

Итак, мы можем выстроить оболочки не только высотой $114\frac{1}{2}$ и $12\frac{1}{2}$ м [см. (651)], но и всех промежуточных размеров, что будет сопровождаться увеличением прочности.

656. Уменьшать размеры y_1 оболочек в проектах «а», «б», «в», «г» и «д» (633, 643 и 649) можно не только увеличением прочности n , но и другими средствами. Так, можно:

1) уменьшить e , или сравнительный вес оболочки, что отчасти и выгодно, так как больше подъемной силы придется на пассажиров, ладью и пр.; если мы, например, уделим на оболочку вдвое менее ($e = 0,25$ вместо 0,5), то размеры оболочки в высоту уменьшатся в 2 раза, но вес других частей корабля может увеличиться на 0,25 всей подъемной силы;

2) можно еще употребить менее прочный материал, т. е. уменьшить K ;

3) можно усилить давление y_3 газа в нижней точке оболочки, вследствие чего выиграем в устойчивости;

4) можем, при том же сопротивлении K материала, увеличить его плотность γ ;

5) наконец, увеличение $(k + k_{ст} + k_в)$, что зависит от системы корабля, также ведет к уменьшению y_1 . Замечательно, что высота аэронаута $2y_1$ не находится в зависимости (кроме проекта «е») от a , т. е. от разности между удельными весами воздуха и легкого газа.

Размеры корабля, понятно, возрастают при обратном изменении упомянутых величин. Так, увеличение крепости строительного материала вдвое влечет за собой увеличение вдвое размера аэронаута, а его подъемной силы в 8 раз.

В заключение этой главы скажем, что металлические аэронауты тем солиднее, чем размеры их больше.

При железной оболочке наименьший размер ее не меньше $12\frac{1}{2}$ м в высоту, а при алюминиевой — не меньше 4 м.

Алюминиевая оболочка высотой $12\frac{1}{2}$ м весьма солидна (имеются в виду массивные ее части и сама оболочка толщиной почти в кровельное железо).

Размеры аэронаутов Шварца и Дююи де Лома были больше. Размер этот близок к размерам теперешних (1907 г.) французских аэронаутов.

Шварц на свой аэронаут употреблял алюминий толщиной 0,2 мм, т. е. в два с лишком раза тоньше, чем я сейчас предлагаю (0,45 мм).

Аэронаты Цепелина и Шварца имели внутреннюю решетчатую конструкцию, которая придавала им жесткость и поглощала огромную часть их подъемной силы.

Эта жесткость и неподатливость оболочки делают ее чрезвычайно чувствительной к малейшим толчкам, что отчасти, может быть, побуждало графа Цепелина производить свои опыты над водой.

XIV. ДВИЖЕНИЕ АЭРОНАТА *

А. Самостоятельное горизонтальное равномерное движение

Под самостоятельным движением я подразумеваю перемещение дирижабля в покойной атмосфере, т. е. при отсутствии ветра. Движение это может быть горизонтальное, вертикальное или наклонное и может совершаться при посредстве двигателей или при помощи подъемной силы корабля — положительной или отрицательной, — когда аэронавт не уравновешен балластом.

В этой главе мы разберем только горизонтальное движение силою моторов.

Давление на плоскость, движущуюся по прямой линии, перпендикулярно к ней, согласно теоретической формуле Понселе, равно

$$\frac{d_a}{2g} \cdot Sv^2, \quad (1)$$

где d_a — плотность жидкости; g — ускорение силы тяжести; S — поверхность не продолговатой или мало удлиненной пластинки.

Некоторые, основываясь на далеко не точных опытах по сопротивлению, принимают сопротивление среды пропорциональным S^n , где $n > 1$. Если бы это было так, то расчеты относительно скорости движения водных кораблей также не оправдывались бы, между тем как это не заметно. Сопротивление же воды и воздуха на опытах обнаруживает необыкновенную и неожиданную аналогию.

По Кальете и Колардо, давление, полученное из их опытов, оказывается только немного больше, чем то следует по теории Понселе — именно приблизительно в 1,2 раза. Продольное давление на птицеподобную поверхность воздушного корабля будет много меньше. Если оно будет меньше теоретического (1) в u_ϕ раз, то для сил давления на воздушный корабль по направлению его продольного перемещения получим такое выражение:

$$P = \frac{\gamma_v F_\Pi v^2}{2gu_\phi}, \quad (2)$$

[где γ_v — плотность воздуха], u_ϕ — средняя утилизация корпуса, рулей, гондолы, подвески и других частей аэронаута; F_Π — сумма проекций этих частей на плоскость, нормальную к направлению потока; v — скорость потока.

P состоит из двух главных сопротивлений: корпуса P_1 и остальных частей P_2 . Получим

$$P_1 = \frac{\gamma_B F_1 v^2}{2gu_1} \quad (3)$$

и

$$P_2 = \frac{\gamma_B F_2 v^2}{2gu_2}, \quad (4)$$

где u_1 и F_1 — утилизация и сечение (проекция) собственно корпуса; u_2 и F_2 — то же, остальных частей аэростата.

Сравнивая (2) с (3) и (4), получим

$$\frac{F_{\Pi}}{u_{\Phi}} = \frac{F_1}{u_1} + \frac{F_2}{u_2}. \quad (5)$$

Утилизация корпуса корабля u_1 , конечно, зависит от продолговатости $\left(\frac{x_1}{y_1}\right)$ аэростата, его абсолютных размеров, его вида и скорости его движения и потому она есть функция четырех переменных: $u_1 = F(x_1/y_1, x_1, v, \text{форма})$.

То же показывают мои опыты и относительно сопротивления u_2 других частей корабля. Полезная или минимальная работа, требуемая для равномерного движения аэростата в течение единицы времени, будет равна Pv . Но на самом деле работа, выделяемая двигателями воздушного корабля, гораздо больше, потому что пропеллер приводит еще в движение окружающий его воздух, почему часть работы мотора идет на бесполезное для аэростата возмущение среды, окружающей винт.

В результате работа двигателей должна быть в k_h раз больше (на практике раза в два) и, следовательно, она будет равна:

$$N = Pv k_h, \quad (6)$$

где k_h есть коэффициент, зависящий от качества винта, его диаметра (по отношению к полному сопротивлению аэростата) и его положения относительно корпуса корабля: чем совершеннее винт по своей форме, чем удачнее подобран размер его диаметра и чем лучше положение пропеллера, тем k_h ближе к единице.

Сумму площадей проекции частей аэростата на плоскость, нормальную к направлению его движения, мы обозначили через F_{Π} ; следовательно,

$$F_{\Pi} = \pi y_1^2 k_F, \quad (7)$$

где y_1 — полувысота, или радиус, наибольшего поперечного сечения раздутой оболочки; k_F — безразмерный коэффициент; с одной стороны,

он должен быть меньше единицы, ввиду не совершенно круглой формы поперечного сечения, а с другой, — больше единицы, если обратить внимание на проекцию ладьи, цепей, тяжей, органов управления и других частей дирижабля.

Для моих больших металлических аэронавов k_F близко к единице, так как число цепей незначительно (или они совсем скрыты), форма их сечения предполагается хорошей в отношении сопротивления, а гондола и органы управления и стабилизации могут считаться почти плоскими.

Из уравнения (6), исключая P посредством уравнения (2) и затем S посредством уравнения (7), найдем

$$v = \sqrt[3]{\frac{2gu_\phi N}{\pi\gamma_B k_F k_h y_1^2}}. \quad (8)$$

Здесь

$$N = E_n \cdot k_m \cdot Q, \quad (9)$$

где E_n — энергия двигателей корабля, или работа, выделяемая ими на единицу их веса (килограмм), в течение единицы времени (секунды); Q — подъемная сила аэронава; k_m — коэффициент мотора, или часть этой подъемной силы, приходящаяся на моторы.

Подъемную силу для параболического аэронава определим так:

$$Q = U(\gamma_B - \gamma_r) = \frac{16}{15} k_V \pi y_1^2 x_1 (\gamma_B - \gamma_r), \quad (10)$$

где k_V — коэффициент объема U , занимаемого газом, так как оболочка не бывает вполне надута; x_1 — полудлина корабля (вернее оболочки), а γ_r — плотность наполняющего аэронав газа.

Исключая из уравнения (8) N , затем и Q посредством двух последних уравнений (9 и 10), получим

$$v = \sqrt[3]{\frac{32}{15} g \left(1 - \frac{\gamma_r}{\gamma_B}\right) \cdot \frac{k_V}{k_F} \frac{E_n k_m}{k_k} u_\phi x_1}. \quad (11)$$

Не забудем сказать, что принятый нами параболический объем очень острый, неполный и в отношении подъемной силы невыгодный.

В строительной практике аэронавов *полнота водоизмещения* (морской термин) бывает несравненно больше. Но в отношении сопротивления мы этим можем выиграть.

Говоря о параболической форме, я имею в виду главным образом кубическую вместимость, форму же корпуса мы можем принять и другой, и мидель — площадь наибольшего поперечного сечения — перенести несколько вперед — к носу.

Из последней формулы (11) сделаем следующие выводы.

А. Самостоятельная поступательная скорость корабля не зависит от плотности среды γ_B , а только от отношения γ_T/γ_B плотности вещества, наполняющего корабль, к плотности окружающей его среды¹.

В применении к данному аэростату это отношение есть отношение плотности легкого газа к плотности воздуха, которое соблюдается неизменным при свободном расширении или сжатии оболочки². Значит, при поднятии и опускании аэростата скорость его самостоятельного движения не изменяется, если не принимать в расчет изменения E_n , а также утилизации формы корпуса, происходящих от расширения или сжатия объема газа и изменения отношения k_C/k_F , которое, впрочем, изменяется незначительно.

Сравнивая посредством формулы (11) корабли одинаковых размеров x_1 , плавающие в какой угодно среде, т. е. в воздухе разреженном, или очень плотном, или даже в воде, увидим, например, что водный корабль (пароход) имеет ничтожное преимущество сравнительно с воздушным (аэростатом). Именно множитель $(1 - \gamma_T/\gamma_B)$ у последнего, наполняемого водородом, равен $^{13}/_{14}$, а у парохода он почти равен единице, так как морской корабль наполнен воздухом, плотность которого ничтожна по отношению к плотности воды.

В конце концов из формулы (11) по извлечении кубического корня найдем приблизительно, что скорость водного корабля будет на $\gamma_T/3\gamma_B$ или на $^{1}/_{42}$ больше, чем воздушного с водородом. Делая этот вывод, мы подразумеваем, что прочие величины, входящие в уравнение (11), одинаковы, чего нельзя с достоверностью сказать, например, относительно утилизации u_Φ формы.

Если бы также наша атмосфера была в 10, 100, или 1000 раз разреженнее или плотнее, то аэростаты при одинаковых размерах и при одинаковом относительном устройстве не двигались бы от этого быстрее или медленнее.

Этот вывод предполагает, конечно, неизменную энергию двигателей E_n . При незначительном изменении плотности среды такого постоянства можно достигнуть изменением числа оборотов рабочего вала, увеличением клапанных отверстий, усилением тяги воздуха в топках паровых двигателей и т. д.

Но этому есть предел. Вообще для двигателей внутреннего сгорания можно принять, что, с одной стороны, энергия E_n моторов возрастает пропорционально уплотнению воздуха, т. е. содержанию в нем кислорода, с другой, — уменьшается вследствие меньшей быстроты

¹ Делая этот вывод, мы предполагаем, что энергия двигателей E_n остается неизменной, несмотря на изменение плотности среды γ_B .

² Несмотря даже на изменение температуры и давления газа, если то и другое одинаково внутри и вне оболочки.

выхода газов из отверстий и каналов от увеличения их плотности; от этого число оборотов рабочего вала уменьшается пропорционально квадратному корню из увеличения плотности воздуха.

В конце концов можно думать, что энергия двигателей E_n приблизительно пропорциональна квадратному корню из плотности среды, поддерживающей горение. Таким образом, в формуле (11) примем

$$\sqrt[6]{E_n} = \sqrt[3]{E_{n_1}} \sqrt{\frac{\gamma_B}{\rho_{B_1}}} = \sqrt[6]{E_{n_1}^2 \cdot \frac{\gamma_B}{\gamma_{B_1}}}. \quad (11_1)$$

Например, на высоте 12 верст плотность среды уменьшается в 4 раза, т. е. $\frac{\gamma_B}{\gamma_{B_1}} = \frac{1}{4}$; E_n от этого уменьшается в 2 раза, а скорость v аэронавта — в

$$\sqrt[6]{\frac{\gamma_B}{\gamma_{B_1}}} = \sqrt[6]{\frac{1}{4}} = 1,26,$$

т. е. уменьшается на 20%.

В последних формулах E_n означает энергию мотора, соответствующую плотности среды γ_B .

Так что принимая в расчет изменения (E_n) и вообразив на разных высотах множество дирижаблей одинаковых размеров и подобного устройства, увидим, что скорость их пропорциональна корню шестой степени из плотности поддерживающей горение среды. Выразим это таблицей.

Таблица 14—1

Высота [полета] дирижабля, км	0	1	2	3	4	5	10
Разрежение γ_B/γ_{B_1}	1	0,9	0,8	0,715	0,636	0,564	0,39
Относительная скорость	1	0,98	0,96	0,94	0,92	0,91	0,85
На сколько процентов уменьшилась скорость	0	2,0	4,2	6,4	8,7	9,9	10,78

В. Скорость корабля зависит от его размеров x_1 [см. (11)].

Полезность формы u_ϕ при изменении размеров будет мало изменяться, если увеличение размеров будет пропорциональное, т. е. если корабль, увеличиваясь или уменьшаясь, будет оставаться подобным самому себе.

В таком случае

$$x_1 = y_1 \lambda, \quad (12)$$

где λ — постоянное отношение длины оболочки к ее высоте. Отсюда видно, что чем больше размеры оболочки, тем самостоятельная горизонтальная скорость аэроната больше; наоборот, модели воздушного корабля не могут получить большую скорость, чему способствует еще уменьшение полезности формы u_ϕ .

Вообразим множество подобных дирижаблей самых разнообразных размеров. Тогда все они будут двигаться с разной скоростью, пропорциональной кубическому корню из их линейных размеров [см. (11)].

При увеличении длины $2x_1$ корабля без увеличения его высоты $2y_1$ скорость также увеличивается, если только утилизация формы u_ϕ увеличивается или хоть остается неизменной.

Это применимо к очень коротким, мало удлиненным аэронатам. Для очень продолговатых оболочек получается та же скорость при увеличении длины $2x_1$ корабля, потому что утилизация формы u_ϕ уменьшается почти во столько же раз, во сколько увеличивается длина $2x_1$ аэроната.

Вообще изменение скорости [его в ту или другую сторону зависит от изменения величины произведения $u_\phi x_1$].

Если какой-нибудь истребитель миноносок может достигать скорости 70 км/час, то воздушный корабль при тех же условиях и размерах может иметь такую же скорость. Если же размеры его будут больше, то при соответственном росте двигателя поступательная скорость увеличится.

Если, например, истребитель миноносок имеет длину 30 м, а воздушный корабль 240 м, т. е. в 8 раз больше, то и скорость последнего будет, по крайней мере в 2 раза больше, или 140 км/час. Так как размеры предельных металлических аэронатов еще раз в 8 больше, то самостоятельная их скорость при одних условиях с миноносковой будет еще в 2 раза больше, т. е. 280 км/час, не считая увеличения полезности формы u_ϕ и происходящего отсюда возрастания скорости.

С. Далее из формулы (11) мы видим, что скорость v пропорциональна кубическому корню из энергии двигателей E_n из числа $\frac{1}{k_h}$, выражающего совершенство винта, из утилизации u_ϕ формы и из величины относительного веса моторов k_m . Если, например, произведение $E_n u_\phi k_m$ увеличится в 8 раз, то скорость v возрастет в 2 раза.

Д. Скорость корабля остается неизменной, если произведение $E_n, k_m \cdot x_1$ остается неизменным. Следовательно, если мы будем уделять все меньшую и меньшую часть k_m подъемной силы аэроната на моторы, то, чтобы скорость корабля не пострадала, необходимо или размеры корабля увеличивать во столько же раз, или размеры не изменять, но увеличить энергию двигателей. Наоборот, если мы желаем размеры корабля уменьшить во сколько-нибудь раз, то, чтобы

скорость v не уменьшилась, мы должны или отделить большую часть подъемной силы на моторы k_m , или увеличить энергию E_n их во столько же раз.

Если мы, например, желаем размеры корабля уменьшить в 4 раза без уменьшения его скорости, то должны произведение $k_m E_n$ увеличить в 4 раза, что можно сделать разными способами: например, можно энергию двигателей увеличить в 2 раза и отделить в то же время вдвое большую часть подъемной силы на моторы.

Е. Скорость, по (11), зависит от плотности газа, наполняющего аэростат; она пропорциональна $\sqrt[3]{1 - \frac{\gamma_r}{\gamma_b}}$.

Чтобы яснее представить себе эту зависимость, даем таблицу, в которой плотность легкого газа пусть изменяется от нуля до единицы, т. е. до плотности воздуха:

Таблица 14—2

γ_r/γ_b	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
V	1,00	0,97	0,93	0,89	0,84	0,79	0,74	0,67	0,58	0,46	0

Из второй строки видим, что поступательная скорость уменьшается чрезвычайно медленно при увеличении плотности газа. Здесь поступательная скорость принимается за единицу при невозможно легком идеальном газе бесконечно малой плотности. При плотности газа 0,1, почти в $1\frac{1}{2}$ раза большей плотности водорода, скорость уменьшается только на 3%. При плотности 0,4, близкой к плотности очень тяжелого светильного газа, скорость уменьшается на 16%, или почти на $\frac{1}{6}$ часть, против идеальной. Даже при плотности воздуха, нагретого приблизительно на 100°С, скорость против идеального числа уменьшается только на 33%, или на $\frac{1}{3}$.

Но не надо забывать, что увеличение плотности наполняющего аэростат газа сопровождается другими весьма важными дефектами: подъемная сила убывает пропорционально разности $(\gamma_r - \gamma_b)$, т. е. она последовательно выражается числами: 1; 0,9; 0,8; 0,7; 0,6; 0,5; 0,4; 0,3; 0,2; 0,1; 0,0.

Вместе с падением подъемной силы должен быть уменьшен во столько же раз и вес оболочки, ладьи и т. д., что очень затруднит строительство. Во столько же раз уменьшается и полезная (свободная) подъемная сила, например число пассажиров и т. д.

Определим абсолютную величину скорости v из уравнения (11).

Сначала примем условия довольно идеальные. Положим: $g = 9,8$ м/сек; $E_n = 25$ кгм на 1 кг веса двигателя; это значит, что на 1 л. с. (75 кгм/сек) требуется машина весом 3 кг; $k_m = \frac{1}{8}$; $u_\phi = 50$;

$x_1 = 105$ м (это мой железный аэронавт на 200 человек пассажиров, размерами в большой морской пароход); $\frac{k_V}{k_F} = 1$; $k_n = 2$; $\frac{\gamma_r}{\gamma_b} = 0,1$; вычислим по формуле (11) $v = 53,7$ м/сек или 193 км/час¹.

Так как размеры предельных аэронавтов (металлических) в 10 раз больше, то скорость для них, при прочих одинаковых условиях, достигнет 116 м/сек, или 417 км/час.

Понятно, о таких скоростях и аэронавтах можно пока только мечтать. Теперь спустимся на землю к обыкновенным дирижаблям и поставим для них строгие условия, сомневаться в исполнимости которых, с моей точки зрения, довольно трудно. E_n , или энергия двигателей, весьма разнообразна по величине. Для моторов газовых или бензиновых она в настоящее время доходит до 75 кгм в 1 сек. на 1 кг веса двигателя. Для аэронавтов употребляются теперь бензиновые двигатели с энергией в 3 или 4 раза меньше, т. е. 20—25 кгм. Так называемый удельный вес двигателя выражается отношением $\frac{75}{E_n}$, т. е. это есть вес мотора, приходящийся на 1 л. с.

Для расчетов мы можем смело принять удельный вес мотора в 4 кг на 1 л. с., или энергию E_n [в 20 кгм в 1 сек. на 1 кг веса моторов]. k_m , или относительный вес моторов, может примерно составлять около $\frac{1}{8}$ всей подъемной силы корабля. Возьмем аэронавт вместимостью в 10 000 м³, или с подъемной силой 10 т.

Объем теперешних дирижаблей² доводят до 20 000 м³, и эта вместимость имеет тенденцию еще возрасти, так что подъемная сила в 10 т не преувеличена. Отделяя $\frac{1}{8}$ на моторы, получим вес их в 1250 кг, а мощность в 25 000* кгм в 1 сек., или в 333 л. с., что не превышает действительности.

Величина u_ϕ , или утилизация формы, по моим опытам и по опытам других исследователей, возрастает с увеличением размеров и скорости движения аэронавта.

Даже при секундной скорости 4 м и размерах модели аэронавта в 33 см длиною и 10 см шириною полезность оказалась равной 14.

¹ Мои металлические оболочки для дирижаблей привилегированы в девяти странах: в России, Германии, Австрии, Англии, Америке и пр. Патенты получены в 1910—1911 гг. Более совершенные чисто металлические оболочки аэронавтов, без мягких складок, не могли быть привилегированы, так как законы всех стран запрещают выдавать патенты изобретателям, опубликовавшим ранее свои изобретения в печати, как это сделал я еще в 1892 г. и даже ранее, в 1890-х годах, подав заявление о своем изобретении в VII отдел Императорского Русского технического общества.

² Английский уже пострадавший «Naval Airship 1». Постройка начата вновь.

* В рукописи было: 201250. — *Ред.*

Меньше ее никак нельзя принимать. По-моему, для хороших форм она должна доходить до 50, как и для кораблей.

Длина $2x_1$ аэронатов для средних объемов на практике составляет около 100 м. Следовательно, средняя полудлина, или x_1 , будет около 50, что мы и примем за основу. Уже теперь слышно о проектах аэронатов в 50 000—100 000 м³ вместимости, что соответствует большому океанскому пароходу длиной около 200 м.

По моим расчетам, крепость металлов позволяет доводить размеры дирижаблей до 2000 м в длину. Не знаю, возможно ли это в других отношениях, но в отношении прочности оболочки мои вычисления именно таковы.

Величина k_v , или часть, наполненная легким газом, по отношению к объему раздутого аэростата, пусть равна 0,7. Следовательно, 0,3 наибольшего объема, или почти $\frac{1}{3}$, отделяется на воздушные мешки или на расширение при поднятии. Такой запас расширения позволит аэронату подниматься по крайней мере на 2 км высоты.

Величину k_f положим равной 1,4. Это значит, что сопротивление подвески, гондолы, рулей и т. д. мы принимаем равным сопротивлению самого корпуса, наполненного водородом, что по отношению к моим металлическим аэронатам излишне щедро, а по отношению к обычным дирижаблям вполне достаточно.

Сосредоточивая все данные, запишем: $u_\phi = 14$; $\gamma_v = 0,0012 [m/m^3]$; $\gamma_r = 0,0002 [m/m^3]$ (газ этот в 6 раз легче воздуха и в 2 с лишком раза тяжелее водорода); $k_v = 0,7$; $k_f = 1,4$; $E_n = 20$ (удельный вес такого двигателя $3\frac{3}{4}$ кг на 1 л. с.); $k_m = \frac{1}{8}$; $k_h = 2$ (для аэропланов k_h даже менее и доходит до 1,3, ибо коэффициент полезности винта $1:k_h$ у аэропланов доведен до 0,75, мы же для аэроната сейчас принимаем только 0,5); $x_1 = 50$ м (у современных дирижаблей $2x_1$ доходит до 156; именно у «Naval Airship 1» в Англии). Теперь по формуле (11) вычислим $h = 19,68$ м/сек, или 70,8 км/час.

Приведем и другие расчеты, относящиеся к этому аэронату. Длина оболочки или дирижабля $2x_1 = 100$ м; высоту раздутого аэроната, или $2y_1$, найдем из формулы (12), положив продолговатость дирижабля равной семи; получим $2y_1 = 14,3$ м.

Объем U узнаем из уравнения (10):

$$U = \frac{16}{15} \pi k_v y_1^2 x_1 = 5986 \text{ м}^3. \quad (13)$$

Из того же уравнения найдем, что A , или подъемная сила дирижабля, равна 5986 кг; $\frac{1}{8}$ этого числа положим на запас и столько же на подъем людей H , число которых (полагая на каждого по 75 кг) равно:

$$H = \frac{Q}{75} \cdot k_m = 10 \text{ человек.} \quad (13_1)$$

Вес двигателей, а также запас подъемной силы равен:

$$Qk_M = 748 \text{ кг.} \quad (14)$$

Мощность, или число лошадиных сил, составит

$$p = \frac{Qk_M E_n}{75} = 199,5 \text{ л. с.} \quad (15)$$

Мощность, приходящаяся на каждого пассажира, составит около 20 паровых лошадей.

Давление P встречного воздушного потока на весь корабль найдем из формул (2) и (7):

$$P = \frac{\pi k_F \gamma_B}{2g \cdot u_\Phi} y_1^2 v^2 = 381 \text{ кг.} \quad (16)$$

Округляя немного эти числа, приводим таблицу, содержащую подобные же данные для других размеров аэростата, именно от 100 до 2000 м длины и от 14 до 286 м высоты. Заметим, что для всех этих размеров принято $k_M = 1/8$; также на каждого пассажира приходится около 20 лошадиных сил.

Таблица 14—3

Длина	Высота	Объем Подъемная сила	Вес дви- гателей Величина запасной под. силы	Мощность	Число людей на корабле	Скорость	Скорость	Величина сопротив- ления воздуха
м	м	м ³ кг	кг	л. с.		м/сек	км/час	кг
$2x_1$	$2y_1$	U	Qk_M	p	H	v	v_1	P
100	14,3	6 000	750	200	10	19,7	70	380
120	17,1	10 368	1 296	345,6	17	20,9	74	547
150	21,4	20 250	2 531	675	34	22,5	80	855
200	28,6	48 000	6 000	1 600	80	24,9	88	1 520
300	42,9	162 000	20 250	5 400	270	28,4	101	3 420
400	57,1	384 000	48 000	12 800	640	31,3	111	6 080
600	85,7	$1 296 \cdot 10^3$	162 000	43 200	2 160	35,9	127	13 680
1000	142,9	$6 \cdot 10^6$	750 000	200 000	10 000	42,4	150	38 000
2000	285,7	$48 \cdot 10^6$	6 000 000	1 600 000	80 000	53,4	190	152 000

Напомним, что столбцы последовательно выражают: $2x_1$ — длину оболочки газоместителя; $2y_1$ — высоту; U и Q — объем, занимаемый газом в м³ и подъемную силу в кг; Qk_M — восьмую часть этой подъемной силы, или вес моторов; столько же полагается на людей и столько же на запасную подъемную силу (всего $3/8 Q$)¹; p — мощность двигателей в паровых лошадях; H — число людей на корабле; v — се-

¹ Следовательно, на оболочку, гондолу и пр. приходится $5/8$ подъемной силы.

кундная скорость в m и v_1 — часовая скорость в $км$; P — продольное давление встречного воздушного потока на весь аэронав в $кг$.

Из таблицы видно, что скорость аэронавта с возрастанием его размеров непрерывно увеличивается. Из формулы (11) мы видим, что скорость остается неизменной, если произведение $k_m x_1$ остается неизменным; это же произойдет тогда, когда k_m будет уменьшаться во столько же раз, во сколько увеличивается размер x_1 аэронавта.

Итак, если будем скорость его $70 км/час$ считать достаточной для практических целей, то часть подъемной силы, уделяемую (k_m) на двигатели, можем уменьшить сообразно увеличению размеров (x_1) воздушного корабля. Тогда на каждого воздушного путешественника придется более экономный расход паровых лошадей. Вот выражающая эту мысль таблица.

Таблица 14—4

Высота $2y_1$. . .	14,3	17,1	21,4	28,6	42,9	57,1	85,7	142,9	285,7
Относительный вес моторов k_m	0,125	0,104	0,833	0,062	0,042	0,031	0,021	0,012	0,006
Мощность на человека $p : H$. . .	20	16,7	13,3	10,0	6,7	5,0	3,3	2,0	1,0
Мощность p . . .	200	288	450	800	1800	3200	7200	20000	80000

Первая строка означает высоту средней части оболочки в m ; вторая k_m — отделяемую на моторы часть подъемной силы корабля; третья $p : H$ — мощность в паровых лошадях на человека; эта мощность составляет только одну лошадиную силу при аэронавте высотой в башню Эйфеля. Давление воздушного потока также будет значительно меньше сравнительно с обозначенной в первой таблице P . Не забудем, что скорость этих последних кораблей постоянна, но и она ($70 км/час$) редко когда не одолеет сильнейший противный ветер.

Хотя и такие скорости едва достигаются современными дирижаблями, но на это есть свои причины: огромное сопротивление подвесок и стабилизаторов в виде пузырей, дурная форма¹ корпуса, нередко имеющего вид колбасы или заостренного цилиндра (интересно было бы проследить эволюцию формы парохода). Далее неизбежные складки мягкой оболочки, гребной винт, не имеющий достаточной величины, соответствующей огромному сопротивлению оболочки, подвески, стабилизаторов и пр.

Я надеюсь, что при устранении всех указанных мною недостатков можно будет не только достигнуть скоростей двух последних таблиц, но и гораздо больших.

¹ Большей частью уклоняющаяся от подводной формы пароходов.

При стремлении уменьшить длину $2x_1$ аэроната (что имеет свои выгоды и возможно при употреблении органических оболочек) и сохранить прежнюю часовую скорость в 70 км/час необходимо по формуле (11) увеличить произведение $(E_n \cdot k_m)$.

Если, например, 100 м длины оболочки мы хотим низвести до 50 м, то или можем отделить на моторы вдвое бóльшую часть ($\frac{1}{4}$ вместо $\frac{1}{8}$), или энергию двигателей увеличить вдвое, т. е. принять удельный их вес не в 4, а в 2 кг на силу. Можно и каждый из множителей увеличить в $\sqrt{2}$ [раз]; скорость в 70 км/час и тогда сохранится, между тем как потребное количество легкого газа уменьшится в 8 раз, т. е. вместо 6000 м³ будет только 750 м³; меньше же управляемые аэростаты вообще не делаются.

При помощи формул можно показать, что воздушный корабль при одинаковой подъемной силе с парходом имеет преимущество в скорости. Действительно, в уравнении (11) исключим x_1 , зная, что

$$x_1 = y_1 \lambda, \quad (12)$$

где λ — отношение длины раздутой оболочки к ее наибольшему поперечному диаметру. Затем положим, что подъемная сила Q корабля (10) сохраняет неизменную величину A , т. е.

$$A = \frac{16}{15} \pi k_U (\gamma_B - \gamma_T) y_1^2 x_1.$$

При помощи двух последних уравнений, исключая x_1 и y_1 из уравнения (11), получим

$$v = \sqrt[3]{\frac{32g}{15} \frac{k_M}{k_h} \frac{k_U}{k_F} E_{п\ u} \Phi \lambda} \sqrt[9]{\frac{15A \left(1 - \frac{\gamma_T}{\gamma_B}\right)^2}{16\pi k_U \lambda \gamma_B}}. \quad (17)$$

Отсюда видно, что скорость корабля при постоянной его подъемной силе A уменьшается с увеличением плотности воздуха (γ_B) или вообще плотности среды, в которой он носится. Так, если построим три корабля с одной и той же подъемной силой, например для десятка пассажиров, и один из них будет плавать над поверхностью океана в воздухе, другой — в воде, третий — на высотах, где воздух реже в 729 раз, то при одних и тех же прочих условиях аэронавт высших слоев атмосферы будет иметь поступательную скорость в $\sqrt[9]{729}$, или в 2 раза бóльшую, а водный — приблизительно в 2 раза меньшую, чем средний аэронавт, плавающий в низших слоях атмосферы. Иными словами: скорость водных кораблей при одной и той же подъемной силе A вдвое меньше скорости воздушных, плавающих на уровне океана; воздушные корабли, предназначенные для разных высот, но с постоянной грузоподъемностью, будут иметь разную скорость, обратно

пропорциональную корню девятой степени $\sqrt[9]{\gamma_B}$ из плотности окружающей его среды, т. е. в высших слоях атмосферы скорость аэронавов будет больше.

Не забудем опять-таки вывод (11₁) о влиянии плотности среды на энергию двигателей.

Из формулы (17) видно, что скорость корабля v пропорциональна $\frac{\sqrt[3]{E_n}}{\sqrt[9]{\gamma_B}}$. Из (11₁) знаем, что

$$\sqrt[3]{E_n} = \sqrt[3]{E_{n_1}} \sqrt[6]{\frac{\gamma_B}{\gamma_{B_1}}}$$

Следовательно, скорость v пропорциональна

$$\sqrt[3]{E_{n_1}} \cdot \sqrt[18]{\frac{\gamma_B}{\gamma_{B_1}}}$$

т. е. пропорциональна $\sqrt[18]{\gamma_B}$.

Значит, с уменьшением плотности среды скорость v даже уменьшается, но очень медленно (при одной и той же подъемной силе A). Так, на высоте 12 верст плотность атмосферы уменьшается в 4 раза, а скорость управляемого аэростата уменьшается в $\sqrt[18]{4}$, или в 1,08, т. е. на 7,4%.

Удобнее это выразить таблицей:

Таблица 14—5

Высота, км . . .	0	1	2	3	4	5	10
Уменьшение скорости, % . . .	0	0,7	1,4	2,1	2,9	3,3	5,9

Из того же (17) уравнения видно, что скорость дирижаблей пропорциональна корню девятой степени из подъемной силы A или из его вместимости (тоннаж). Как видим, тут выгоды от увеличения объема оболочки аэронава невелики. Но большие дирижабли имеют другие весьма важные преимущества: возможность применять толстую, несгораемую, дешевую, газонепроницаемую и неизменяемую металлическую оболочку; гондолу, полную пассажирами; дешевое перемещение; солидную и надежную конструкцию двигателей; большую устойчивость всех родов, — закрытую несгораемую гондолу; возможность изменять подъемную силу подогреванием легкого газа; простую благодаря этому управляемость вертикальным перемещением и многое другое.

Из последней таблицы мы видели, что с увеличением размеров дирижабля при той же его скорости (70 км/час) уменьшается пропорционально часть (k_m), отделяемая на моторы. Это также создает выгоды, потому что увеличивает свободную подъемную силу, которая может быть уделена на усиление прочности моторов (которые, впрочем, и так довольно солидны при 4 кг удельного веса) и других частей аэроната или на увеличение его полезной грузоподъемности.

Так, при высоте оболочки аэроната 14 м (см. таблицу) мы уде- ляем $\frac{1}{8}$ всей подъемной силы на двигатели, а при высоте оболочки, немного не доходящей до башни Эйфеля, — только $\frac{1}{160}$, и в 20 раз меньше, причем самостоятельная горизонтальная скорость корабля несколько не страдает.

Громадные размеры аэронавов в наших таблицах, конечно, — мечта, хотя и основанная на строго научных расчетах, в этом сочинении не приведенных. Однако мы видим, что жизнь в своем течении нередко опережает научные мечты. Так, фонограф неожиданно и просто решил вопрос о говорящей машине, превзойдя тем самым пылкие теории Гельмгольца. [Спектральный анализ решил вопрос о вещественном составе небесных тел. Возможность решения этой задачи даже в будущем отрицали самые серьезные ученые и мыслители. В таком роде можно [проповедовать очень долго. Не я один думаю о больших аэронатах. Еще Жиффар составил проект аэроната ёмкостью 220 000 м³. Будучи идеалистом, Жиффар был в то же время ловким практиком, лично исполнявшим свои мечты и сумевшим нажать миллионы. Слепота и самоубийство прекратили жизнь и деятельность этого человека. И теперь подаются инженерами проекты дирижаблей ёмкостью [50 000 м³. Стремление увеличивать объем аэроната не угасает, но этому мешает непрочность, стораемость и дороговизна теперешних органических оболочек, а также сомнения в целесообразности необходимых [громадных затрат. В широкой публике так мало распространены сведения об аэронатах. Из-за этой неуверенности нет поддержки и со стороны сильных мира сего.

В. Инертность корабля

Пробег по инерции

Про аэростаты говорят, что это «пузыри», что они не обладают большой инерцией. Дайте толчок такому пузырю; он пройдет небольшое расстояние и сейчас же остановится от сопротивления воздуха и благодаря малой своей живой силе. Напротив, дайте толчок массивному телу, сообщив ему такую же скорость, как и пузырю, надутому водородом, — оно будет долго двигаться, например на колесах или на полозьях по льду, и пройдет значительное расстояние прежде, чем

остановится, потеряв на преодоление сопротивления весь запас своей живой силы.

Вот какого рода инертность я имею в виду.

Однако дело не так просто, как кажется с первого взгляда. Надо знать еще влияние формы тела, его размеров и т. д.

Сравним живую силу (кинетическую энергию) мчащегося воздушного корабля с сопротивлением воздуха, препятствующим движению аэронаута. Это даст нам понятие об его массивности, или инертности в сравнении с инертностью среды.

Возьмем общий случай, когда вес корабля не равен весу вытесненной им среды, что также будет применимо к живым и мертвым аэропланам, т. е. к насекомым, птицам и искусственным летательным аппаратам.

Живая сила корабля равна $m \cdot \frac{v^2}{2g}$, где m/g — масса корабля. Если оболочка имеет принятую нами плавную параболическую форму (13), то

$$m \frac{v^2}{2g} = \frac{16}{15} \pi y_1^2 x_1 k_{\Gamma} \gamma_{\Pi} \frac{v^2}{2g}. \quad (18)$$

Тут γ_{Π} означает среднюю плотность корабля, т. е. полный вес корабля, разделенный на его объем.

Из формул (2) и (7) найдем сопротивление среды:

$$P = \frac{\pi k_F}{2g u_{\Phi}} y_1^2 v^2. \quad (19)$$

Выразим инертность корабля, разделив живую силу его движения на сопротивление среды при той же скорости.

Из двух последних уравнений (разделив и сократив) получим величину инертности:

$$\frac{mv^2}{2g} : P = \frac{16}{15} \cdot \frac{k_G}{k_F} \cdot \frac{\gamma_{\Pi}}{\gamma_B} u_{\Phi} x_1. \quad (20)$$

Частное выразит пройденное кораблем с разбега расстояние, если предположить сопротивление P среды не уменьшающимся; двигатель при этом, конечно, прекращает свою работу.

Из формулы видно, что инертность, или, можно сказать, относительная кинетическая энергия двигающегося летательного снаряда, прямо пропорциональна:

- 1) его размерам x_1 ;
- 2) полезности формы u_{Φ} ;
- 3) относительной его плотности γ_{Π}/γ_B , т. е. отношению средней собственной его плотности γ_{Π} к плотности γ_B окружающей его среды¹.

¹ Заметим, что формула справедлива и для артиллерийских снарядов, и для кораблей, и для водных животных.

Так, например, для кораблей дурной формы, — формы шара или еще худшей, — при прочих одинаковых условиях относительная энергия движения будет мала сравнительно с телами хорошей формы (в отношении сопротивления среды).

Также она будет очень мала для маленьких (x_1 мало) кораблей, потому что, помимо малых размеров x_1 , утилизация формы, как бы последняя совершенна ни была, не может быть велика вследствие преобладания трения. Я хочу сказать, что на основании формулы инертности больших летающих средств, при одинаковых прочих условиях, тем больше, чем размеры их значительнее.

Сравним аэроплан (с закрытым корпусом, как Ньюпор) с аэрона- том. С одной стороны, преимущество будет на стороне аэроплана, так как отношение $\gamma_{п}/\gamma_{в}$ средней плотности его вещества к плотности среды значительно, но, с другой стороны, полезность $u_{ф}$ формы, а главное размеры x_1 у него гораздо меньше, чем у газового воздушного корабля, так что вопрос оказывается довольно сложным.

Если положить для всех кораблей постоянную инертность, то из последнего уравнения увидим, что тогда необходимо, чтобы величины $u_{ф}$, x_1 и $\gamma_{п}/\gamma_{в}$ были обратно пропорциональны друг другу. Так, чтобы уравнивать в отношении инертности птицу, имеющую в длину $2x_1$ 10 см и среднюю относительную плотность $\gamma_{п}/\gamma_{в} = 500$, с аэрона- том, у которого относительная плотность единица, нужно, чтобы у последнего произведение $u_{ф}x_1$ было в 500 раз больше, чем у птицы. Положим, например, что полезность будет у воздушного корабля в 5 раз больше, чем у птицы. Тогда длина $2x_1$ аэрона- та должна быть в 100 раз больше, чем у птицы, т. е. длина его составит 1000 см, или 10 м. Ввиду малости нашей птицы сопротивление крыльев, принятое отношением (5) утилизации, недалеко от истины.

Итак, инертности нашей птички и небольшой модели аэрона- та будут одинаковы.

Если вместо птицы возьмем аэроплан с такою же полезностью формы, но длиною 10 м и отношением $\gamma_{п}/\gamma_{в}$ плотностей не меньшим 80, то он сравняется инертностью с аэрона- том длиною 160 м.

Это предельный размер для существующих пока аэрона- тов. Их газоземещение (тоннаж у кораблей) составляет 20 000 м³. Стало быть, хорошо устроенные воздушные корабли могут и теперь по инертности равняться аэропланам. Но, конечно, аэрона- т имеет огромные преимущества, так как не потребует энергии для поддержания его в воздухе.

Утилизацию формы аэроплана я потому кладу столь низкой в срав- нении с аэрона- том, что у первого обязательны крылья, представляющие по своей форме огромное добавочное сопротивление. Кроме того, и меньшие размеры и очень несовершенная пока форма корпуса имеют неблагоприятное влияние на среднюю полезность формы аэроплана.

Относительная энергия движения предельных (по размерам) металлических кораблей, несомненно, не только больше, чем таковая же у насекомых и других летающих существ, но она даже больше, чем у самых лучших воображаемых аэропланов.

Если мы пожелаем сравнить инертность водных кораблей или подводных лодок между собою или с существами, плавающими в воде, то в последней формуле отношение $\gamma_{\text{п}}/\gamma_{\text{в}}$ равно единице, так как средняя плотность уравновешенного корабля равна плотности окружающей среды. То же будет и при сравнении инертности уравновешенных в вертикальном направлении воздушных кораблей, плавающих на разных высотах. Итак, вместо (20) получим

$$\frac{mv^2}{2g} : P = \frac{16}{15} \cdot \frac{k_U}{k_F} \cdot u_{\text{ф}} x_1. \quad (21)$$

Отсюда видно, что инертность не зависит от плотности среды ($\gamma_{\text{п}} = \gamma_{\text{в}}$), ибо эта величина в формулу не входит. Значит, инертность водных и воздушных кораблей, при одинаковых их размерах x_1 и утилизации формы, одна и та же, несмотря на бесконечное разнообразие плотностей средин, в которых эти корабли плавают.

Относительная инерция парохода, при одинаковых прочих условиях, несколько не больше относительной инерции аэронаута.

Но инерция всякого корабля пропорциональна его размерам x_1 и полезности формы ($u_{\text{ф}}$). Так, инертность больших рыб и больших дирижаблей, при одинаковых остальных условиях, больше, чем малых или с менее совершенной формой в отношении сопротивления.

Заметим, что если речь идет о пароходe, то под средней его плотностью ($\gamma_{\text{п}}^{\text{ср}}$) надо подразумевать его массу, разделенную на объем подводной части.

Величина инертности (20) дает понятие о способности корабля, снаряда или живого существа при известной их скорости v пройти с разбегу, по инерции некоторое расстояние, когда двигатель уже не работает. Займемся этим вопросом. Мы видели, что если бы сопротивление было неизменным, несмотря на уменьшение скорости снаряда, то величина инертности и выражала бы проходимое снарядом расстояние. Это приблизительно было бы верно при движении тела,двигающегося по инерции на плоскости в безвоздушном пространстве и испытывающего лишь сопротивление от трения и тяжести.

Работа, совершенная кораблем при прямолинейном движении, на расстоянии dx равна Pdx , где P — сопротивление среды, или давление ее на снаряд по направлению его движения. С другой стороны, потерю живой силы корабля $m \cdot \frac{v^2}{2g}$ при уменьшении его скорости от

сопротивления среды на величину dv получим через дифференцирование его живой силы:

$$-m \cdot \frac{v}{g} \cdot dv.$$

На основании закона сохранения энергии теперь составим уравнение:

$$-m \frac{v}{g} dv = P \cdot dx. \quad (22)$$

Исключая отсюда m и P посредством уравнений (18 и 19), сокращая, разделяя переменные, интегрируя и определяя постоянную, найдем

$$x = \frac{32}{15} \cdot \frac{k_U}{k_F} \cdot \frac{\gamma_{\Pi}}{\gamma_B} \cdot u_{\Phi} x_1 \ln \left(\frac{v_1}{v} \right). \quad (23)$$

Тут v_1 означает начальную скорость движения тела, а v — окончательную; знак \ln означает натуральный логарифм.

Если тело движется до остановки, то $v=0$, а $x=\infty$, т. е. тело пройдет бесконечное расстояние, прежде чем остановится. Следовательно, остановиться оно не может.

Формула показывает, что при неизменном отношении v_1/v скоростей, какова бы ни была их абсолютная величина, пройденное пространство неизменно; но оно прямо пропорционально относительной инерции корабля [см. (20)].

Иными словами, до потери определенной части первоначальной, малой или большой скорости снаряд проходит одно и то же расстояние, которое, однако, пропорционально размерам тела, его относительной плотности γ_{Π}/γ_B и утилизации формы.

Замечательно, что расстояние, пройденное телом с разбега, не зависит также от абсолютной величины плотности среды, а только от отношения этой плотности к средней плотности корабля. Значит, например, водный корабль и дирижабль, при одинаковых прочих условиях, пройдут с разбега одно и то же расстояние, потеряв, например, половину своей первоначальной скорости. Для парохода, рыбы, аэронаута $\gamma_{\Pi}=\gamma_B$, так как средняя плотность и плотность среды одинаковы. Следовательно, из (23) получим для них

$$x = \frac{32}{15} \frac{k_U}{k_F} u_{\Phi} x_1 \ln \left(\frac{v_1}{v} \right). \quad (24)$$

Положим тут, например, $\frac{k_U}{k_F} = 1$; $u_{\Phi} = 50$; $x = 100$ м; $\frac{v_1}{v} = 2$; последнее означает потерю кораблем половины первоначальной произвольной скорости (v_1); тогда вычислим $x = 7392$ м, или около 7 верст.

Вычисления относятся к воздушному кораблю на 200 человек или к морскому пароходу таких же размеров. Условия довольно идеальные. Примем самые скромные условия: $k_U = 0,7$; $k_F = 1,4$; $u_{\Phi} = 14$;

$x_1 = 50$ (аэронат на 10 человек, вместимостью 6000 м^3); $\frac{v_1}{v} = 2$; найдем $x = 517 \text{ м}$, и тогда пробег составит $\frac{1}{2}$ версты.

После того, как это расстояние будет пройдено, тело сохранит $\frac{1}{2}$ первоначальной скорости, например, 10 м/сек ; тогда на основании тех же формул (23) и (24) оно может еще пройти столько же (500 м), сохранив опять половину скорости, т. е. 5 м/сек , и т. д.

Но движение становится все медленнее и, наконец, делается незаметным.

В уравнении (22)

$$dx = v \cdot dt, \quad (25)$$

где t — время в секундах, считая от момента, когда снаряд имеет скорость v_1 .

Выключив из него (22) dx и интегрируя, найдем

$$t = \frac{32}{15} \cdot \frac{k_v}{k_F} \cdot \frac{\gamma_{\Pi}}{\gamma_B} \cdot \frac{u_{\Phi}}{v_1} \cdot x \left(\frac{v_1}{v} - 1 \right). \quad (26)$$

Следовательно, время движения до определенной относительной потери скорости $\frac{v_1}{v}$ пропорционально инертности $\frac{\gamma_{\Pi}}{\gamma_B} \cdot u_{\Phi} x_1$ корабля (аэронат, аэронеф, пароход, птица, рыбы, насекомые, артиллерийский снаряд и т. д.) и обратно пропорционально первоначальной скорости v_1 . Какое бы ни было v_1 , но с уменьшением v или окончательной скорости движения, время возрастает, делаясь бесконечным при нулевом значении v или при полной потере скорости.

Следовательно, полная остановка теоретически требует бесконечного времени.

Разумется, все сказанное в этой главе окажется настолько верным, насколько точен принятый нами закон сопротивления среды; сопротивление это считаем пропорциональным квадрату скорости, что никак нельзя считать строгим и верным; и потому вывод наш представляет собой только грубую картину истинных явлений разбега.

Но эта картина тем ближе к истине, чем окончательная скорость v ближе к начальной скорости v_1 .

С. Относительное сопротивление корабля, удельная поверхность, удельный объем

Мне кажется излишним привести еще некоторые вычисления, уясняющие степень управляемости аэронатов.

Определим площадь наибольшего поперечного сечения оболочки, приходящуюся на одного воздушного пассажира.

Сумма площадей проекции корабля на плоскость поперечного сечения по-прежнему обозначим F_{Π} .

Она равна:

$$F_{\Pi} = \pi y_1^2 k_F.$$

Но вследствие хорошей формы корабля эта площадь не выражает еще сопротивление воздушного корабля: надо данную площадь F_{Π} еще разделить на полезность u_{Φ} формы; тогда получим величину площади эквивалентного сопротивления при той же, конечно, скорости движения:

$$\frac{F_{\Pi}}{u_{\Phi}} = \frac{\pi k_F}{u_{\Phi}} y_1^2. \quad (27)$$

Вес людей составляет определенную часть k_{Π} подъемной силы Q (см. 10) корабля. Поэтому, если вес каждого пассажира обозначим через q_{Π} , то число их будет равно

$$[H =] \frac{Q k_{\Pi}}{q_{\Pi}}, \quad (28)$$

а площадь сопротивления, приходящаяся на одного пассажира, на основании формул (7) и (10) будет

$$\left[\frac{F_{\Pi}}{H u_{\Phi}} = \right] \frac{F_{\Pi} q_{\Pi}}{u_{\Phi} Q k_{\Pi}} = \frac{15 k_F}{16 k_V} \frac{q_{\Pi}}{(\gamma_V - \gamma_{\Gamma}) x_1 \cdot u_{\Phi} \cdot k_{\Pi}}. \quad (30)$$

Отсюда видно, что эквивалентная удельная площадь сопротивления корабля уменьшается пропорционально размерам x_1 корабля, утилизации формы и разности плотностей воздуха γ_V и легкого газа γ_{Γ} .

Последний вывод хотя и показывает как будто невыгоду разреженности среды, но это не так. Правда, чем среда реже, тем удельная площадь сопротивления больше, но абсолютное сопротивление, т. е. самая величина сопротивления, остается та же, потому что сопротивление разреженной среды меньше.

Возьмем сначала для вычисления по формуле (30) идеальные условия и положим $\frac{k_F}{k_V} = 1$; $q_{\Pi} = 100$ кг; $k_{\Pi} = 0,1$; $\gamma_V - \gamma_{\Gamma} = 0,001$ [м/м³]; $x_1 = 100$ м; $u_{\Phi} = 50$.

Тогда найдем, что относительная площадь сопротивления (в виде плоскости) равна 0,19 м². Как будто мы получили парадоксальный вывод! Каким образом давление на части аэростата и на целого человека оказалось гораздо меньше, чем давление на поверхность его тела, раз эта поверхность больше 0,19 м²? Дело в том, что пассажиры спрятаны в гондole, сопротивление которой вследствие ее формы совершенно ничтожно и ни в каком случае не равняется сопротивлению

скрытых в ней человеческих тел, выставленных на ветер. Понятно, что величина поверхности людей тут не причем.

Площадь сопротивления для моих предельных металлических аэронавов, согласно последней формуле, будет еще меньше, т. е. составит около $0,019 \text{ м}^2$ на человека. Такую площадь имеет квадратная пластинка со стороной менее 14 см; следовательно, эта пластинка не более ладони человека.

Примем теперь совсем неблагоприятные основания для определения удельного сопротивления и положим в формуле (30); $k_F = 1,4$; $k_U = 0,7$; $q_{II} = 100$; $\gamma_B - \gamma_T = 0,001$; $x_1 = 50 \text{ м}$; $u_\Phi = 14$; $k_m = 0,1$. Тогда получим для относительной площади сопротивления $2,68 \text{ м}^2$. Величина довольно почтенная. Для предельного металлического аэронава она будет $0,134 \text{ м}^2$, или около $\frac{1}{8} \text{ м}^2$. Во всяком случае, при достаточных размерах и совершенстве корабля удельная площадь сопротивления представит меньшее сопротивление, чем не прикрытое гондолой человеческое тело.

Это значит, что если бы пассажиры сами были обязаны выделять всю мощность, необходимую для поступательного движения корабля, на котором они летят, то им пришлось бы тратить гораздо меньше энергии, чем при движении с такой скоростью и в той же среде, но самостоятельно, как говорится «на своих, на двоих».

При этом беге людей я не считаю иных сопротивлений, кроме сопротивления воздуха.

Можно выразить тоже еще так: если бы человек потерял свой вес, то, двигаясь в воздухе, как птица, или рыба в воде, он должен был бы тратить несравненно больше энергии для преодоления сопротивления воздуха, чем та, которая нужна для движения с той же скоростью при нормальных условиях, в закрытой гондole благоустроенного аэронава.

Выразим также площадь сопротивления, приходящуюся на 1 л. с., или на 75 кгм.

Из уравнений (7), (10) и (15) найдем

$$\frac{F_{II}}{u_\Phi} : p = \left(\frac{1125}{16} \cdot \frac{k_F}{k_U} \right) : \{ u_\Phi k_m E_n \cdot x_1 (\gamma_B - \gamma_T) \}. \quad (31)$$

Следовательно, кроме известных выводов, можем сказать, что площадь сопротивления по отношению к мощности двигателей обратно пропорциональна их энергии E_n , или числу килограммометров их работы [в 1 сек.], приходящихся на 1 кг их веса.

Положим тут: $\frac{k_F}{k_U} = 1$; $\gamma_B - \gamma_T = 0,001 \text{ [м/м}^3]$; $x_1 = 100 \text{ м}$; $u_\Phi = 50$; $k_m = 0,1$; $E_n = 25$.

Тогда для аэроната длиной в океанский пароход, при идеальной полезности формы вычислим $\frac{F_{\text{п}}}{u_{\text{ф}}^2}$: $p = 0,005625 \text{ м}^2$ или около $56,2 \text{ см}^2$ *; это есть квадрат со стороною [меньше 8 см или с площадью, меньшей ладони руки]. Лошадиная сила, приложенная к такой незначительной поверхности, понятно, может сообщить ей значительную скорость, вычисленную нами ранее.

Для предельных металлических кораблей удельная площадь по формуле будет в 10 раз меньше, или равна $5,6 \text{ см}^2$ *. Это есть квадрат со стороною меньше $2,4 \text{ см}^*$.

При скромных условиях для аэроната вместимостью 6000 м^3 положим:

$$k_{\text{к}} = 1,4; k_{\text{в}} = 0,7; u_{\text{ф}} = 14; k_{\text{м}} = 0,1; E_{\text{н}} = 25; x_1 = 50; \\ \gamma_{\text{в}} - \gamma_{\text{г}} = 0,001 [т/м^3].$$

Тогда по той же формуле для удельной площади сопротивления найдем $0,08 \text{ м}^2$, а для предельных металлических дирижаблей $0,004 \text{ м}^2$, что составит квадрат с ребром в $0,063 \text{ м}$, или $6,3 \text{ см}$.

Стало быть, и при обыкновенных условиях для среднего аэроната удельное сопротивление, приходящееся на расход в 1 л. с., немного более** сопротивления человеческого тела в одежде.

Выясним также величину сопротивления поверхности оболочки газоместиллица, приходящегося на одного пассажира, или на единицу работы двигателей. Трение оболочки в рационально построенном аэронате должно составлять около половины всего сопротивления оболочки (или около $\frac{1}{4}$ доли *полного* сопротивления [корабля]).

Следовательно, удельная поверхность выражает величину сопротивления аэроната. Поверхность оболочки равна

$$\frac{8}{3} \pi y_1 x_1 k_a \left(1 + \frac{2}{5} \cdot \frac{y_1^2}{x_1^2} \right), \quad (32)$$

где k_a — поправочный коэффициент, близкий к единице. Деля эту поверхность на число пассажиров (13₁) и (10), найдем

$$\frac{5}{2} \cdot \frac{k_a}{k_{\text{в}}} \cdot \frac{75}{k_{\text{м}}} \left(1 + \frac{2}{5} \frac{y_1^2}{x_1^2} \right) \cdot \frac{1}{(\gamma_{\text{в}} - \gamma_{\text{г}}) y_1}. \quad (33)$$

Отсюда видно, что относительная поверхность обратно пропорциональна размерам (y_1) дирижабля и плотности среды.

Полагая тут $\frac{k_a}{k_{\text{в}}} = 1$; $k_{\text{м}} = \frac{1}{8}$, $\frac{y_1}{x_1} = \frac{1}{7}$; $\gamma_{\text{в}} - \gamma_{\text{г}} = 0,001 [т/м^3]$; $y_1 = 7 \text{ м}$, вычислим для удельной поверхности 216 м^2 , или квадрат с ребром $14,7 \text{ м}$ (около 7 сажен).

* Исправлены опiski автора, преувеличивавшие сопротивление воздуха в 10 раз.

** Значительно менее.

Такая поверхность подвергается трению только с одной стороны. Если представим себе эту поверхность в виде плоскости, движущейся вдоль самой себя и трущейся обеими сторонами, то мы получим приблизительное понятие о *полном* относительном сопротивлении оболочки (так как оно вдвое больше одного трения). Но не надо забывать, что отдельно такая поверхность представляет большее сопротивление, чем в целом, когда она составляет часть оболочки корабля.

Для предельных размеров аэронаута эта поверхность будет в 20 раз меньше, т. е. составит около $10,8 \text{ м}^2$, или квадрат с ребром $3,3 \text{ м}$, что уже совсем немного.

Еще скромнее представляется эта поверхность, если представить ее в виде куба, ребро которого будет на основании (33) приблизительно равно:

$$\sqrt{\frac{5k_a \cdot 75}{12k_U (\gamma_B - \gamma_r) y_1}} \quad (34)$$

Вычисляя его по этой формуле, найдем для обыкновенного аэронаута 6 м , а для предельного $1,34 \text{ м}$. В первом случае эту поверхность можно сравнить с поверхностью высокой комнаты, а в последнем ее далеко не достаточно, чтобы обить поверхность тесной каретки. Отсюда видно, что не только сопротивление незначительно, но и удельная поверхность оболочки практически мала.

Разделив поверхность (32) на силу двигателей (10) и (15), получим

$$\frac{5}{2} \cdot \frac{k_a}{k_U} \left(1 + \frac{2}{5} \frac{y_1^2}{x_1^2} \right) : \{k_M E_n y_1 (\gamma_B - \gamma_r)\} \quad (35)$$

Принимая $E_n = 20$, а в остальном те же условия, вычислим для управляемого аэростата в 6000 м^3 вместимости на 1 кгм работы * его мотора, поверхность в $1/7 \text{ м}^2$, или $10,8 \text{ м}^2$ на 1 паровую силу (75 кгм). Трение такой поверхности очень незначительно, и потому понятно, почему аэронавт может двигаться с большой самостоятельной скоростью. Для предельных размеров воздушного корабля эта поверхность понизится до $0,33 \text{ м}^2$ на паровую лошадиную силу.

Объем легкого газа, приходящегося на одного пассажира, на основании предыдущего, найдем равным

$$\frac{75}{(\gamma_B - \gamma_r) k_M} \quad (36)$$

Отсюда видно, что удельный объем не зависит от размеров аэронаута, а только от веса пассажира (75), плотности $\gamma_B - \gamma_r$ среды и пассажирского коэффициента ($[k_P =] k_M$).

* Мощности.

Полагая $k_m = 1/8$ и $\gamma_v - \gamma_r = 0,001 [m/m^3]$ для «удельного» объема газа, найдем $600 m^3$, или объем куба с ребром $8,43 m$. В этом отношении гигантский аэронавигатор не представляет никаких выгод по сравнению с дирижаблем-малюткой.

XV. НАГРЕВАНИЕ ЛЕГКОГО ГАЗА И ИЗМЕНЕНИЕ ОТ ЭТОГО ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ АЭРОНАВИГАТОРА *

1. Вопрос о нагревании легкого газа есть вопрос весьма сложный и едва ли при настоящем состоянии науки возможный для точного теоретического решения.

Продукты горения из моторов направляются в черную металлическую трубу, помещенную внутри оболочки и окруженную легким газом (теперь нагревающая труба предполагается прилегающей к нижнему основанию, но это почти не изменит сделанные тут выводы).

Газовые продукты горения, если не смешиваются с воздухом, имеют весьма высокую температуру, именно до $500^\circ C$. Здесь теплота их передается черной трубе, она нагревается, но температура ее в разных частях далеко не одинакова.

Сначала она близка к температуре продуктов взрыва ($500^\circ C$), а затем, по мере приближения к выходному отверстию, непрерывно убывает. Количество передаваемой газу теплоты разными частями трубы учесть весьма затруднительно.

Понятно, что труба должна быть устроена из подходящего материала, например из красной меди, и что толщина ее стенок должна также сообразоваться с температурой. Трубу выгоднее делать так, чтобы ее лучеиспускательная способность была наибольшей, на что имеет огромное влияние состояние ее поверхности. Так, хорошо, если она матовая и черного цвета. Часть теплоты продуктов горения передается легкому газу. Эта часть будет тем больше, чем выше первоначальная температура продуктов горения. Но температура легкого газа не будет одинакова во всех частях оболочки.

Температура последней в свою очередь не только не будет равна средней температуре газа, но и не будет одинакова по всей своей поверхности. Значение имеет состав газа и в особенности примеси к нему в виде пыли, дыма, паров воды и водяного тумана. Конечно, этих всех примесей может и не быть, и это даже будет лучше, но все-таки дым и водяной туман в старинных монгольфьерах, я уверен, замедляли потерю теплоты ими и способствовали продолжительности полета, хотя и портили эти шары.

Лучеиспускание и охлаждение земли задерживаются облаками. Так, дым, туман внутри оболочки должны сильно задерживать теплоту аэронавигатора.

Теплота оболочки воздушного корабля передается воздуху. Здесь опять значение имеет состояние поверхности оболочки и встречный воздушный поток при самостоятельном движении аэронаута.

При стоянке же на охлаждение имеет влияние ветер. Температура воздуха, солнце, облачность, прозрачность атмосферы, высота положения и пр. и пр. — все это также не остается без влияния на потерю теплоты.

Мы, несмотря на эту сложность условий, тем не менее сделаем попытку приблизительного решения вопроса о нагревании аэростата продуктами горения.

Мощность двигателей выражается известной формулой, эквивалентное количество теплоты будет:

$$aU \cdot k_m E_n : M_e,$$

где делитель M_e — механический эквивалент теплоты; a — разность плотностей воздуха и газа; U — объем газа; k_m — часть подъемной силы дирижабля, идущая на моторы; E_n — энергия моторов в секунду на единицу их массы.

Если обозначим часть теплоты топлива, превращаемой посредством моторов в механическую работу, через u_m , то полная теплота топлива будет равна

$$\frac{aU k_m E_n}{M_e u_m}.$$

Количество же теплоты, идущее в черную трубу, будет равно

$$aU k_m \cdot \frac{E_n}{M_e} \cdot \left(\frac{1}{u_m} - 1 \right).$$

Но не вся эта теплота усваивается легким газом, а только часть u_T ее, ибо газы выходят из трубы в атмосферу с более высокой температурой, чем окружающий их воздух.

Так что теплота, получаемая внутренностью аэростата, равна

$$aU k_m E_n \cdot \frac{u_T}{M_e} \left(\frac{1}{u_m} - 1 \right).$$

2. Количество выделенной в газ и выброшенной в атмосферу теплоты зависит от величины поверхности S черной трубы, от температуры t_1 продуктов горения, от скорости их течения или от количества их, от состояния поверхности трубы, от окружающего ее газа.

Для определения количества теплоты, выделяемой нагретым телом в единицу времени, при известной его температуре t_1 и температуре t_2 окружающей среды, мы имеем множество исследований и формул. При очень незначительной разности температур (градусов 10—20)

может быть принята формула Ньютона, по которой потеря теплоты пропорциональна разности температур.

Этот закон мы можем принять для охлаждения оболочки аэростата в воздухе ввиду незначительного ее нагревания по отношению к воздуху.

По всем исследованиям приблизительно принимается, что потеря теплоты, между прочим, пропорциональна поверхности тела S , хотя, строго говоря, и форма тела имеет влияние.

Таким образом, по Ньютону, примем для потери теплоты в единицу времени

$$KS(t_1 - t_2),$$

где коэффициент K зависит от состояния поверхности охлаждаемого тела и от свойств и движения окружающей его среды. Коэффициент K состоит собственно из двух частей. Одна часть есть потеря теплоты от лучеиспускания, она зависит более всего от состояния поверхности тела. Другая — от потери тепла через конвекцию и теплопроводность окружающей среды, она зависит более всего от свойства среды и ее движения.

Первый коэффициент (по Пекле) для оловянной поверхности $K_1 = 0,000000588$. Он очень мал для блестящих металлических поверхностей, но для ржавого железа, например, он будет в 15 раз больше, т. е. 0,0000089 (секунда, кв. дец.).

Другой коэффициент, по Валериусу, $K_2 = 0,000009$ не больше (для тела, помещенного в атмосфере снаружи). Отсюда видно, что первый, при блестящей поверхности, в 10 раз меньше второго, и только при черной поверхности оба коэффициента становятся одинаковыми.

Принимая не очень блестящую поверхность и складывая оба коэффициента, узнаем, что K не больше 0,00001.

Итак, примем для оболочки охлаждение равным

$$0,001S(t_1 - t_2),$$

где выражена потеря теплоты в больших калориях для поверхности S в m^2 в течение 1 сек.

3. Для черной трубы мы ни в коем случае не можем применять эту формулу, так как K быстро возрастает с температурой.

Для разности температур градусов до 300 можем взять формулу Дюлонга и Пти, в которой потеря теплоты единицею поверхности выражается так:

$$a(b^{t_1} - b^{t_2}) + c(t_1 - t_2)^{1,233}.$$

Первый член относится к потере теплоты от лучеиспускания, где всегда $b = 1,0077$, но a зависит от состояния поверхности. Другой член

относится к потере тепла от соприкосновения с окружающей средой и по формуле не зависит от состояния поверхности тела.

4. Для очень блестящих металлических поверхностей и при не очень значительных разностях температур можем пренебречь первым членом, и тогда потерю тепла примем равной для тела в открытом воздухе

$$0,001 (t_1 - t_2)^{1,233}.$$

Это уже более точная формула, чем ньютоновская. Некоторые (Лоренц, Терешин) даже принимают

$$0,001 (t_1 - t_2)^{1,25},$$

что недалеко от предыдущего.

5. Для черной поверхности нельзя применять упрощенные формулы, так же как и при высокой (выше 300°C) температуре (в особенности при том и другом), потому что потеря от лучеиспускания становится значительной и даже превышает потерю от теплопроводности и конвекции.

Отношение потерь от лучеиспускания и теплопроводности, по формуле (3), будет равно

$$\frac{a (b^{t_1} - b^{t_2})}{c (t_1 - t_2)^{1,233}}.$$

Здесь $a = 0,1445$; $b = 1,0077$; $c = 0,0009$. Полагая тут черную поверхность (например, заржавленное железо), $t_1 = 300^\circ\text{C}$, $t_2 = 0^\circ\text{C}$, вычислим по формуле отношение потерь равным (по коэффициентам Пекле и Валериуса) 1,4, т. е. потеря от лучеиспускания будет немного больше, чем от теплопроводности.

В этом случае можно вообще принять для удобства сравнения двух родов потерь тепла вместо предыдущей формулы

$$\frac{161}{t_1^{1,233}} (b^{t_1} - 1).$$

Температура t_2 среды принята за нуль. Так, по формуле при $t_1 = 1$ найдем отношение потерь 1,24, т. е. потери почти равны.

При 100°C вычислим 0,635. При 10°C получим 0,76. При 50°C найдем 0,61. При 600°C отношение равно 6,1.

Отсюда видно, что лучеиспускательная потеря при черной поверхности сначала, при малой разности температур, преобладает, потом становится сравнительно меньше, а затем опять возрастает, приближаясь к 1,4 при 300°C . При дальнейшем же возрастании температур преобладание потери тепла от лучеиспускания обращается в бесконечность. При высоких температурах (800°C и более) Дрепер нашел на основании опытов формулу Дюлонга и Пти неверной, и потому она хороша только для температуры до 300°C .

6. Мы еще предложим формулы, отличающиеся не только простотой, но и, по-моему, наибольшей вероятностью.

Эта формула Стефана для величины лучеиспускательной потери тепла

$$a(T_1^4 - T_2^4),$$

где T — абсолютная температура.

Эта формула добавлена Лоренцом (см. 4 и 5) так:

$$a(T_1^4 - T_2^4) + c(T_1 - T_2)^{1,25},$$

где второй член выражает потерю тепла от теплопроводности среды и конвекции. Формула Стефана дает весьма вероятную температуру поверхности солнца и среднюю температуру земли.

Больцман показал, что формула Стефана может быть выведена и теоретически.

Для черной поверхности, для секунд, кв. метров и больших калорий получим $a = 12 \cdot 10^{-12}$ (Стефан и Христиансен).

7. Отношение потери от лучеиспускания к потере другого рода будет равно

$$\frac{a(T_1^4 - T_2^4)}{c(T_1 - T_2)^{1,25}}.$$

8. $\frac{a}{c} = 1,22 \cdot 10^{-8}$. Так, для $T_1 = 273 + 100^\circ$ и $T_2 = 273^\circ$ вычислим c для отношения двух родов потерь тепла: 0,532, т. е. почти то же, что и по формуле Дюлонга и Пти (5). При разности температур в 300° получим то же число, близкое к формулам Дюлонга и Пти, именно 1,00. При $T_1 = 873^\circ$ и $T_2 = 273^\circ$, т. е. для 600° разницы, найдем отношение потерь равным 2,35, что уже значительно меньше числа (6,1) Дюлонга и Пти.

9. Если мы имеем дело с температурными разностями более 500° , то можем смело принять последнее отношение равным

$$\frac{a}{c} \cdot \frac{T_1^4}{(T_1 - T_2)^{1,25}}.$$

Из сравнения формул Дюлонга и Пти с формулами Стефана и Лоренца видно, что при высоких температурах вторая формула показывает на меньшие потери тепла, чем первая, что согласуется с опытными исследованиями Дрепера. И поэтому для высоких температур формула Стефана и Лоренца предпочтительнее.

10. Если труба наша будет иметь температуру от 0 до 400 или 450°C , то мы можем для вычисления ее охлаждения принять потерю тепла равной $0,002 \cdot S(t_1 - t_2)^{1,25}$ или вообще $K_h \cdot S(t_1 - t_2)^{1,25}$, где

K_h — коэффициент потери тепла. В первой формуле S — поверхность черной трубы в m^2 ; t_1 — температура ее в $^{\circ}C$. Количество тепла выражается в больших калориях, а потеря относится ко времени в 1 сек. Действительно, мы приняли потери двух родов при одних температурах равными, что и верно при нуле и $300^{\circ}C$.

В промежутках же между этими температурами лучеиспускательная потеря меньше, а потому мы при расчетах по упрощенной формуле

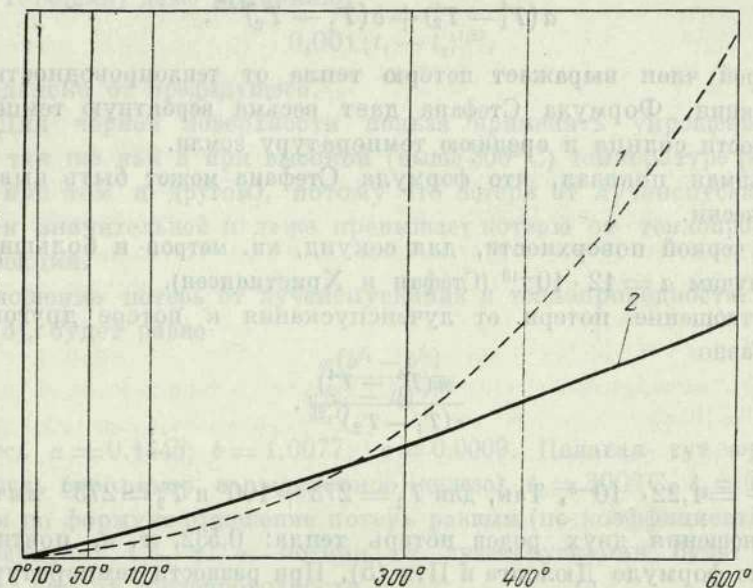


Рис. 1.

Лучеиспускание черной поверхности

1 — истинное (по Лоренцу); 2 — принятое нами и согласное с потерей от теплопроводности и конвекции

получим большее число единиц тепла. Но зато при температурах выше $300^{\circ}C$ наша формула будет давать меньше, чем следует, и потому ошибка отчасти загладится.

Как видно из рис. 1, площади почти равны, если высшую температуру продуктов горения принять в $400^{\circ}C$.

11. Итак, для блестящей оболочки аэростата, пренебрегая лучеиспускательной способностью, примем $0,001 S(t_1 - t_2)^{1,25}\tau$, а для черной трубы ровно вдвое больше. Здесь выражена потеря теплоты в больших калориях во время τ , выраженное в секундах, поверхностью S , выраженной в m^2 .

12. Определим понижение температуры черной трубы. Рис. 2 пояснит обозначения.

Дифференциал потери тепла черной трубой на протяжении dL при радиусе ее r равен:

$$\pi r^2 \cdot dL c \gamma dt = 2\pi r \cdot dL K_h (t - t_3)^{1,25} a \tau,$$

где c — средняя теплоемкость продуктов горения; d — их плотность; t — температура рассматриваемого элемента трубы; t_3 — температура легкого газа; τ — время, считаемое от начала движения продуктов горения в черной трубе (см. 11). Сокращая это уравнение, разделяя переменные и интегрируя, получим

$$\frac{2c d r}{K_h \sqrt[4]{t - t_3}} + \text{const} = \tau.$$

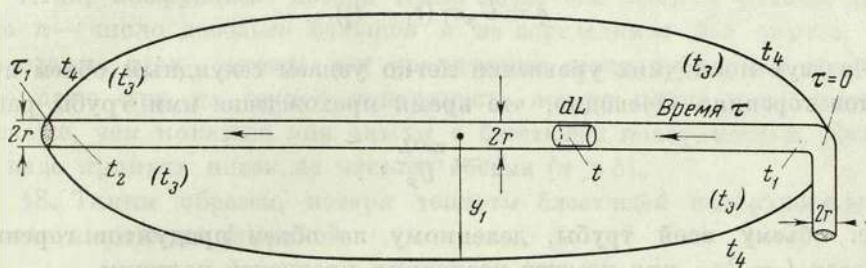


Рис. 2

Так как при $\tau = 0$ $t = t_1$, то, определяя на этом основании постоянное, найдем

$$\tau = \frac{2}{K_h} \cdot c \gamma r \left(\frac{1}{\sqrt[4]{t - t_3}} - \frac{1}{\sqrt[4]{t_1 - t_3}} \right).$$

13. Если $\tau = \tau_1$, то $t = t_2$; тут τ_1 — время выхода газов из конца трубы в атмосферу, а t_2 — соответствующая температура выходящих наружу теплых газов.

Поэтому

$$\tau_1 = \frac{2}{K_h} \cdot c \gamma r \left(\frac{1}{\sqrt[4]{t_2 - t_3}} - \frac{1}{\sqrt[4]{t_1 - t_3}} \right),$$

откуда

$$t_2 = \left\{ 1 : \left(\frac{\tau_1 K_h}{2c \gamma r} + \frac{1}{\sqrt[4]{t_1 - t_3}} \right)^4 \right\} + t_3.$$

Эта формула дает возможность определить температуру t_2 выходящих из оболочки продуктов горения, если известны их начальная температура t_1 , температура t_3 легкого газа и время прохождения τ_1 продуктов горения трубы из конца в конец.

Определением этого времени мы сейчас и займемся.

14*. Мы видели (см. 1), что секундное количество теплоты, несомой в черную трубу, равно

$$(aU)k_M E_n \left(\frac{1}{u_M} - 1 \right) : M_e,$$

или на основании формулы (13) гл. XIV

$$\frac{16\pi}{15M_e} \left(\frac{1}{u_M} - 1 \right) k_U k_M a E_n y_1^2 x_1 = q.$$

15. С другой стороны, это количество q равно объему U_p продуктов, притекающих из моторов в единицу времени, умноженному на теплоемкость их c , плотность γ и разность температур $t_1 - t_4$, где t_4 — температура воздуха; следовательно,

$$q = U_p c \gamma (t_1 - t_4).$$

Из двух последних уравнений легко узнаем секундный объем продуктов горения. Очевидно, что время прохождения ими трубы равно

$$\tau_1 = \frac{\pi r^2 L}{U_p},$$

т. е. объему всей трубы, деленному на объем продуктов горения. Полагая $L = 2x_1$, при помощи последних уравнений получим

$$\tau_1 = \frac{15}{8} \cdot \frac{M_e c \gamma (t_1 - t_4)}{k_U k_M a \left(\frac{1}{u_M} - 1 \right) E_n} \cdot \left(\frac{r}{y_1} \right)^2.$$

16. Выключая теперь τ_1 из (3), найдем

$$t_2 = \left\{ 1 : \left[\frac{15M_e r (t_1 - t_4) K_h}{16k_U k_M a E_n \left(\frac{1}{u_M} - 1 \right) y_1^2} + \frac{1}{\sqrt[4]{t_1 - t_3}} \right]^4 \right\} + t_3.$$

17. t_3 , или температура легкого газа, в сущности неизвестна, но и ее можно определить. Формула же наша применима в том случае, когда t_3 мало отличается от t_4 , т. е. от температуры наружного воздуха, и можно принять, что $t_3 = t_4$.

Также она применима, когда черная труба расположена на открытом воздухе. Основанием для определения t_3 служит уравнение, показывающее, что потеря теплоты черной трубой при установившемся равновесии внутри азростата равна потере теплоты поверхностью оболочки. Чтобы узнать последнюю, надо знать температуру оболочки, но она далеко не равна средней температуре t_3 легкого газа, а значительно меньше. Так, мои опыты, относящиеся приблизительно к 1890 г., над [охлаждением блестящего сосуда в комнате, нагреваемого, как азростат, в центре, дали коэффициент, равный $\frac{1}{3000}$ для 1 м^2 в секунду.

Между тем по известным приводимым тут формулам вычислим вдвое меньший [знаменатель] (для закрытых помещений получим $1/1500$, а для открытого пространства 0,001).

Отсюда следует, что разность температур оболочки и воздуха, даже в моих опытах с маленьким прибором в несколько сантиметров (20—30 см, не помню точно), была вдвое меньше средней разности температур между внутренним газом и воздухом.

Понятно, что в громадном аэростате температура центральных частей газа, прилегающего к горячей трубе, будет несравненно больше температуры частей, прилегающих к холодной оболочке, а температура последней должна быть в особенности много меньше средней температуры t_3 газа.

Итак, коэффициент потери тепла оболочкой примем равным $K_h : n$, где n — число довольно большое и не определяемое без опытов. Так, некоторые мои расчеты над старинными монгольфьерами показали, что даже при их темной поверхности потеря тепла ими была вдвое меньше, чем показали мои опыты с блестящей поверхностью. Поэтому n надо принять никак не меньше восьми ($n > 8$).

18. Таким образом, потеря теплоты блестящей поверхностью оболочки выразится формулой

$$(2A_1 k_a) \left(\frac{K_h}{2n} \right) (t_3 - t_4)^{1,25},$$

где K_h — нормальный коэффициент потери тепла блестящей оболочкой (см. 10); t_3 — средняя температура легкого газа; $2A_1 k_a$ — поверхность оболочки.

19. Теперь выразим потерю теплоты черной трубой. Количество теплоты, даваемое трубой, известно из (1) и (4), где u_T — утилизация тепла внутренностью аэростата. Она, очевидно, равна:

$$u_T = \frac{t_1 - t_2}{t_1 - t_4},$$

где числитель показывает избыток температуры продуктов горения, выходящих из трубы, над температурой воздуха, а знаменатель — избыток температур, входящих в черную трубу газов.

20. Искомое уравнение, значит, будет равно:

$$2A_1 k_a \frac{K_h}{n} (t_3 - t_4)^{1,25} = aU \frac{E_n}{M_e} \left(\frac{1}{u_T} - 1 \right) \left(\frac{t_1 - t_2}{t_1 - t_4} \right) k_M.$$

Выключая отсюда $2A_1$, aU и t_2 , найдем по сокращении

$$(t_3 - t_4)^{1,25} = B \left\{ t_1 - t_3 \frac{1}{\left(A + \frac{1}{\sqrt{t_1 - t_3}} \right)^4} \right\},$$

где

$$B = \frac{1}{\left(1 + \frac{2}{5} \frac{y_1^2}{x_1^2}\right)} \frac{0,4n}{t_1 - t_4} \left(\frac{1}{u_M} - 1\right)^{\frac{k_U}{k_a}} \cdot \frac{k_M}{M_e} \cdot \frac{E_n}{K_h} \cdot a \cdot y_1$$

и

$$A = \frac{15 \cdot K_h M_e r (t_1 - t_4)}{16 \cdot k_U k_M a E_n \left(\frac{1}{u_M} - 1\right) y_1^2}$$

21. По этим уравнениям, зная размеры оболочки и черной трубы, уже нетрудно определить и t_3 , т. е. среднюю температуру внутренней аэростата; зная же t_3 , по § 16 определим и t_2 , или температуру оставляющих черную трубу продуктов горения.

22. Вычислим A и B , полагая $n = 10$ (так как размеры наших аэростатов больше монгольфьеров); $t_4 = 0$; $t_1 = 400$; $u_T = 0,1$; $\frac{k_U}{k_a} = 1$; $k_M = 0,01$ (значит, на двигатели отделяется только сотая доля всей подъемной силы aU); $a = 0,001$ [$\text{кг}/\text{д.м}^3$], $K_h = 0,001$ (на 1 м^2 в сек. вдвое меньше, чем для черной трубы); $E_n = 25 \text{ кгм}$ на 1 кг ; $y_1 = 15 \text{ м}$; $\left(1 + \frac{2}{5} \frac{y_1^2}{x_1^2}\right) = 1$, $M_e = 424$, $k_U = 1$; $r = 25 \text{ см}$; $K_h = 0,002$ (для черной поверхности, см. 10).

Найдем $A = 0,157$; $B = 0,7960$.

23. Из (21) получим

$$t_3 = \frac{B \left[t_1 - \frac{1}{\left(A + \frac{1}{\sqrt[4]{t_1 - t_3}} \right)^4} \right] + t_4 \sqrt[4]{t_3 - t_4}}{B + \sqrt[4]{t_3 - t_4}}$$

24. Для грубого определения t_3 мы предположим, что потеря теплоты оболочкой пропорциональна разности температур $t_3 - t_4$; тогда на основании (16—21), откидывая показатель 1,25, найдем

$$t_3 = \frac{B \left[t_1 - \frac{1}{A + \frac{1}{\sqrt[4]{t_1 - t_3}}} \right] + t_4}{1 + B}$$

Тут от величины t_3 под знаком радикала весьма мало зависит его величина, поэтому можем положить $t_3 = t_4$, предполагая, конечно, что t_1 велико в сравнении с t_3 .

Допуская, например, что t_1 , или температура воздуха, равна нулю, вычислим $t_3 = 160^\circ \text{С}$. Теперь, подставляя эту величину в точную формулу (23), вычислим $t_3 = 62^\circ \text{С}$. Поступая также с числом 62°С , най-

дем $t_3 = 78,27^\circ \text{C}$; четвертое приближение даст $t_3 = 75,86^\circ \text{C}$. Таким образом, средняя температура легкого газа будет около 76°C .

25. Если радиус сечения трубы уменьшим вдвое, то $r = 12,5 \text{ см}$ (диаметр $2r = 25 \text{ см}$), $A = 0,0785$, $B = 0,796$ (см. 22); для грубого определения t_3 можем воспользоваться точной формулой, во второй части которой положим $t_3 = 76^\circ \text{C}$, так как поверхность трубы, если она не изменилась чрезмерно, не имеет очень большого влияния на температуру газа. Тогда найдем $t_3 = 62^\circ \text{C}$.

Третье приближение даст $t_3 = 64,5^\circ \text{C}$. Можем принять $63\text{--}64^\circ \text{C}$, что вполне достаточно для практических целей.

26. Мы полагали в последних расчетах, что $t_4 = 0^\circ$, в таком случае вместо формулы (23) получим

$$t_3 = \frac{B \left[t_1 - \frac{1}{\left(A + \frac{1}{\sqrt[4]{t_1 - t_3}} \right)^4} \right]}{B + \sqrt[4]{t_3}}.$$

27. По формуле (16) можем узнать и температуру t_2 выходящих из трубы газов. На основании (20) формулу (16) напомним так:

$$t_2 = \left\{ 1 : \left(A + \frac{1}{\sqrt[4]{t_1 - t_3}} \right)^4 \right\} + t_3.$$

При прежних условиях (24) вычислим приблизительно $t_2 = 39^\circ + t_3 = 115^\circ \text{C}$, а при условиях в 2 раза более узкой трубы $t_2 = 106^\circ + t_3 = 170^\circ \text{C}$.

28. Если $t_4 = 0^\circ \text{C}$, то из (23) найдем

$$t_3 = \left(\frac{B}{1+B} \right) \cdot \left\{ t_1 - \frac{4}{\left(A + \frac{1}{\sqrt[4]{t_1 - t_3}} \right)^4} \right\},$$

откуда видно, что t_3 возрастает с увеличением B и A , т. е. с увеличением n , K_h , r и с уменьшением K_h (см. 20).

Зависимость t_3 от других независимых переменных не явственна. Впрочем, если мала сила двигателей $k_m E_n$ и велика t_1 , или температура продуктов горения, то A будет также велико, и потому дробью в больших скобках можно пренебречь.

Тогда найдем вместо последней формулы

$$t_3 = \frac{B(t_1 + t_4)}{1+B},$$

откуда видно, что средняя температура t_3 легкого газа будет пропорциональна температуре t_1 продуктов горения и увеличивается с увели-

чением B , т. е. с увеличением $k_m E_n$ и y_1 ; особенного внимания заслуживает увеличение t_3 с возрастанием размеров оболочки в высоту y_1 .

29*. Благодаря регулятору температуры среднюю температуру легкого газа можно изменять в пределах t_4 и t_3 . Температура газа t_3 может быть гораздо больше, чем мы вычислили. Так, мы только 1% всей подъемной силы корабля уделили на моторы. Стоит только этот процент увеличить, и температура легкого газа может достигнуть 100°C и более (см. 28), смотря по температуре продуктов горения: чем эта температура больше, тем тоньше можно делать черную трубу и тем пределы температурных изменений значительнее при одной и той же мощности двигателей.

Главная польза от нагревания газа — это изменение подъемной силы воздушного корабля.

Относительная величина этого изменения равна отношению объемов одной и той же массы газа при температурах t_3 и t_4 , т. е.

$$\frac{273 + t_4}{273 + t_3} = \frac{T_4}{T_3}.$$

Если, например, $t_4 = 27^\circ\text{C}$ и $t_3 = 127^\circ\text{C}$, то $T_4 : T_3 = 0,75$. Это значит, что если принять подъемную [силу аэростата при нагретом газе за единицу, то подъемная сила при охлаждении его составит только $3/4$: она уменьшится на четвертую долю первоначальной величины.

Я думаю на основании приведенных в этой главе вычислений, что разность $t_3 - t_4$ температур в 100°C поддерживать в оболочке очень легко. Практический результат этого весьма важен: аэростат может снять с себя груз, равный $1/4$ доли его полной $U \cdot \gamma_B$ подъемной силы, и сохранить в то же время равновесие и даже опускаться и подниматься по желанию.

Четвертая доля полной подъемной силы $U \gamma_B$ составляет груз, который примерно в 3 раза больше веса всех пассажиров.

Точнее в $\frac{1}{4k_{\text{п}} \left(1 - \frac{\gamma_{\text{г}}}{\gamma_{\text{в}}}\right)}$ раз, так как

$$U a k_{\text{п}} = U (\gamma_{\text{в}} - \gamma_{\text{г}}) k_{\text{п}}.$$

Полагая тут

$$k_{\text{п}} = 0,4 \frac{\gamma_{\text{г}}}{\gamma_{\text{в}}} = \frac{1}{12},$$

найдем $2^{8/11}$. Мы можем, например, спуститься на землю, снять всех пассажиров, груз, вдвое превышающий этот вес, и пуститься в путь далее порожняком. Затем мы приезжаем в какой-нибудь город, забираем полный комплект пассажиров, громадный груз и продолжаем путь без пополнения аэростата газом.

30. Другая польза от изменения подъемной силы аэростата — возможность быстро или медленно подниматься и опускаться без потери газа и балласта, а также возможность легко побеждать метеорологические влияния, нарушающие вертикальное равновесие аэростата.

Так, при нагревании черной оболочки воздушного корабля солнечными лучами его подъемная сила может увеличиться, при благоприятных прочих условиях, на $\frac{1}{10}$ первоначальной величины. Эта могущественная сила солнца может быть практически побеждена только изменением подъемной силы корабля посредством обратного изменения температуры легкого газа, именно понижением ее при помощи регулятора.

Я не считаю тут еще способ выпуска газа и потери балласта. Да он к тому же и не может долго служить.

31. Изменение подъемной силы зависит от изменения температуры легкого газа. Когда температура воздуха неизменна, то имеем

$$dQ = Q_{\text{п}} \frac{dT_{\text{г}}}{T_{\text{г}}}.$$

Если, например, температура газа $T_{\text{г}} = 300^{\circ}\text{C}$, а $dT_{\text{г}} = 1^{\circ}$, то изменение подъемной силы корабля dQ было бы равно $\frac{1}{300}$ полной подъемной силы $Q_{\text{п}}$. При подъемной силе 300 *m* изменение температуры легкого газа на 1°C будет вызывать изменение подъемной силы в 1 *m*, т. е. корабль на каждый градус повышения может прикинуть 10—15 человек пассажиров и наоборот.

32. Далее, выгоды в том, что нагретый газ суше и имеет меньшую плотность и массу при том же объеме, т. е. дешевле.

33. Понятно, что и подъемная сила будет больше, так как газ нагретый легче.

34. Благодаря нагреванию газа и наружная часть оболочки аэростата нагревается, что способствует ее сухости и сохранению. От этого также падающий на нее снег тает и стекает, не уменьшая почти подъемной силы корабля, даже в холодных и полярных странах.

35. Заметим здесь кстати, что вследствие медленного движения снега и быстрого поступательного движения воздушного корабля относительное движение снега будет почти горизонтально, а потому количество попадающего на оболочку снега в пределе будет во столько раз меньше, чем при стоянке, во сколько поперечное сечение аэростата меньше продольного, т. е. приблизительно раз в семь, при такой же продолговатости оболочки.

При помощи изменения подъемной силы можно также приобретать при наклонном положении аэростата поступательное движение.

36. Определим время, в течение которого аэростат достаточно охлаждается или нагревается. Если это время окажется чересчур велико,

то способ нагревания газа для изменения подъемной силы корабля нельзя будет считать в некоторых случаях удобным.

Когда аэростат нагрелся и наступило равновесие между приходом и расходом тепла внутри оболочки, то теплота, получаемая легким газом от черной трубы, в течение единицы времени будет (см. 1)

$$aUk_mE_nu_T\left(\frac{1}{u_T}-1\right):M_e.$$

Столько же тепла будет терять и аэростат через оболочку в то же время.

Для нагревания всей массы легкого газа на 1°C требуется количество теплоты:

$$U\gamma_\Gamma c_p,$$

где γ_Γ — плотность газа; c_p — его теплоемкость при постоянном давлении. Произведение $\gamma_\Gamma c_p$ может считаться приблизительно постоянным для всех газов, какими бы ни наполняли оболочку *, так что можем принять, что наполнен аэростат воздухом или чистым водородом, — результат будет один и тот же.

В секунду, стало быть, аэростат нагреется или охладится на величину

$$\frac{ak_mE_n}{M_e\gamma_\Gamma c_p} \cdot u_T \left(\frac{1}{u_T}-1\right).$$

Предполагается, что в течение единицы времени потеря или приобретение тепла пропорциональны времени.

Величина u_T , или утилизация тепла черной трубой, известна из (19). Именно,

$$u_T = \frac{t_1 - t_2}{t_1 - t_4}.$$

37. Положим в этих формулах: $a = 0,001$; $k_M = 0,01$; $E_n = 25 \text{ кгм/сек}$; $M_e = 424 \text{ кгм/Кал.}$; $\gamma_\Gamma = 0,0012$; $c = 0,24$; $u_M = 0,1$; $t_1 = 400^\circ\text{C}$; $t_4 = 0$; $t_2 = 170^\circ\text{C}$ (при черной трубе диаметром 25 см, см. 27 и 25); тогда вычислим

$$u_T = \frac{23}{40}.$$

Величина же нагревания в секунду будет $0,01057^\circ\text{C}$, а в минуту $0,6342^\circ\text{C}$. Такова же и потеря тепла оболочкой.

38. Когда аэростат еще холоден, степень нагревания в единицу времени будет, конечно, больше вычисленной нами сейчас; потеря же тепла оболочкой вследствие близости ее температуры с температурой воздуха ничтожна. Таким образом, можем принять t_3 , или температуру

газа, равной 64°C , т. е. что нагревание примерно до $t_3/2$ приблизительно пропорционально времени и, следовательно, в τ минут будет $0,6\tau^{\circ}\text{C}$.

Этой же формулой можно выразить и охлаждение оболочки. Можно бы произвести более точные вычисления, но и так наш труд чрезмерно обременен формулами, здесь достаточно дать только представление о скорости нагревания и охлаждения аэростата.

39. При данных последних параграфов узнаем, сколько нужно времени, чтобы легкий газ нагрелся на 27°C . Найдем $0,6\tau = 27$, откуда получим $\tau = 45$ мин.

Также нужно не меньше 45 мин., чтобы нагретый аэростат после прекращения притока горячего газа в черную трубу охладился на 27°C . Охлаждение это будет сопровождаться потерей подъемной силы на 0,1 первоначальной величины (см. 31).

Чтобы высадить всех пассажиров и ехать порожняком, надо $3/4$ часа охлаждать оболочку, прикрыв заслонку регулятора температуры. Также, чтобы принять после этого полный комплект пассажиров, нужно не менее 45 мин. нагреть легкий газ посредством черной трубы.

40. Но это время нельзя считать чем-то неизменным, напротив, его можно во много раз сократить. В самом деле, рассматривая формулы (36), видно, что потеря теплоты или нагревание в единицу времени [зависит от произведения $k_M \cdot E_n$, т. е. от мощности двигателей воздушного корабля.

Если, например, мы отделим на моторы корабля при той же их энергии не 1% всей подъемной силы, как мы принимали в последних вычислениях, а 10% ($k_M = 0,1$), то коэффициент нагревания будет в 10 раз больше. Значит, в течение минуты нагревание или охлаждение составит 6°C , так что для означенной манипуляции требуется не 45 мин., а только $4\frac{1}{2}$ мин., что можно считать почти моментальным. Довольно для практически быстрого нагревания увеличить силу двигателей только в три раза, и тогда уже время охлаждения на 27°C сократится до $1/4$ часа.

Замечательно, что коэффициент нагревания (см. формулу 36) не зависит от размеров воздушного корабля, т. е., как бы ни был громаден аэростат, нагревание [скорость нагревания] от этого не уменьшится.

2. ПРОСТЕЙШИЙ ПРОЕКТ МЕТАЛЛИЧЕСКОГО АЭРОНАТА*

1. ОПИСАНИЕ ЧЕРТЕЖЕЙ

Чертежи схематические, т. е. даже у одного и того же чертежа масштаб переменный.

Рис. 1. Изображена [металлическая оболочка аэронаута в плоском виде. Она не наполнена газом и висит на цепях в особой верфи. Имеет вид лодки-плоскодонки, поставленной боком, с закрытой палубой. Бока — из волнистого железа — снабжены вертикальными гибкими, сравнительно массивными полосами; они служат и средством соедине-

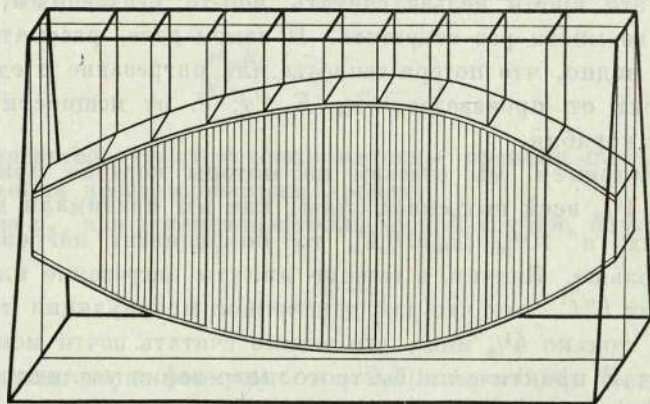


Рис. 1

ния боковых трапеций из волнистого металла. Дно и крыша оболочки состоят из длинных и узких изогнутых поверхностей, укрепленных массивными [поперечинами и продольными гибкими балками. Концы оболочки, т. е. корма и нос, оканчиваются квадратами.

В большом натуральном аэронауте заметны издали только две волнистые, почти сливающиеся, боковины; остальные же части так сравнительно малы, что их и не видно; весь аэронаут имеет вид листочка ивы.

* 1914 г.

Кривые продольные линии обозначают полутрубы, прикрывающие шарнирные соединения.

Рис. 2. Та же оболочка, но в раздутом состоянии. В натуральном виде имеет форму гигантского веретена. Притупленность его заметна только вблизи.

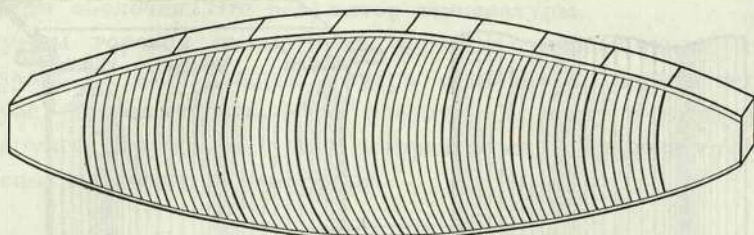


Рис. 2

Рис. 3. Поперечный вертикальный разрез нераздутой оболочки.

Рис. 4. То же, но раздутой оболочки.

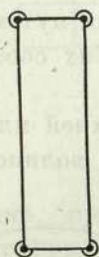


Рис. 3

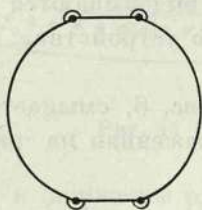


Рис. 4

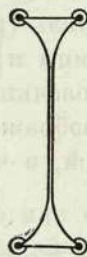


Рис. 5

Рис. 5. То же, но в оболочке разрежен воздух. В этом виде она наполняется газом.

На всех этих чертежах (рис. 3, 4 и 5) черные кружочки означают шарнирное соединение двух боковин с крышкой и дном; неполные же

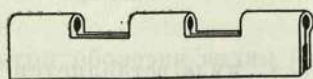


Рис. 6

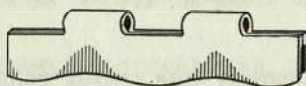


Рис. 7

окружности — разрез труб, прикрывающих шарнирные соединения и препятствующих утечке газов.

Для настоящих оболочек в некотором удалении трубы не видны.

Рис. 3 и 5 тогда принимают вид двух вертикальных полосок с почти незаметным между ними промежутком. Рис. 4 тогда — гладкий круг.

Рис. 9 изображает шарнирное соединение волнистой боковины с крышкой или дном.

Рис. 6, 7 и 8 — главные элементы металлической оболочки аэронаута.

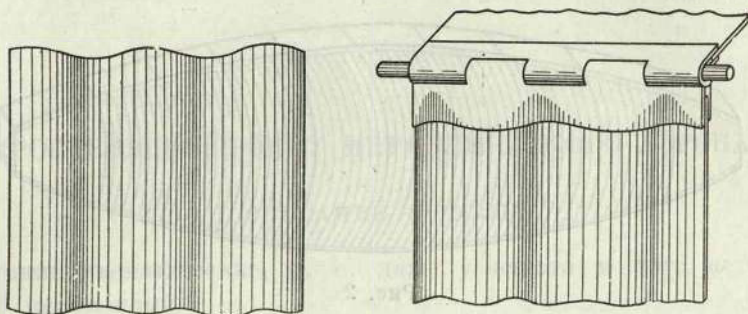


Рис. 8

Рис. 9

Части петель (рис. 6 и 7) выделяются фабричным путем, неограниченной длины и неизменного устройства. Толщина их соответствует размерам оболочки.

Часть, изображенная на рис. 6, смыкается с верхней или нижней узкой полосой, а часть, изображенная на рис. 7, — с волнистой боко-

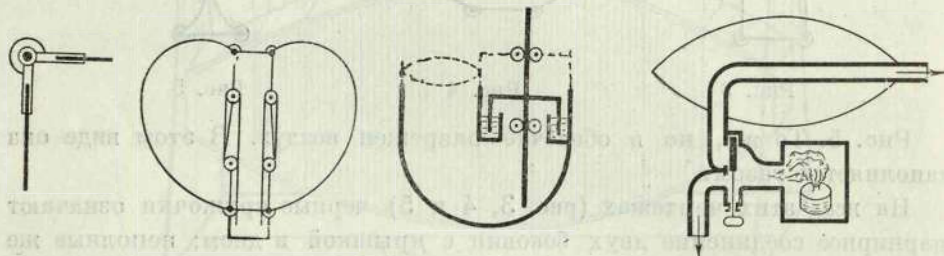


Рис. 10

Рис. 11

Рис. 12

Рис. 13

виной; поэтому она имеет волнистый разрез, куда вставляется волнистая боковина (рис. 8), или часть ее — трапеция.

Рис. 10. Разрез шарнирного соединения, прикрытого непроницаемой для газа гибкой трубой.

Рис. 11. Поперечный вертикальный разрез простейшего аэронаута. Внизу примыкает гондола.

Оболочка, ради устойчивой горизонтальности своей продольной оси, стянута блочной системой.

Рис. 12. Предохранительный клапан в нижней части оболочки — в гондоле. Слева по широкой трубе устремляется из оболочки газ.

Если давление превышает норму, то газ поднимает заслонку в виде вьюшки, которая тогда своими краями выходит из кольцеобразного канала, заполненного жидкостью, и газ свободно выходит, устраняя излишнее давление в оболочке. Движение заслонки облегчено роликами.

Рис. 13. Рисунок объясняет наглядно, как изменяется температура газа внутри оболочки. Это регулятор температуры.

Продукты горения из моторов аэронаута устремляются в трубу, откуда часть их направляется внутрь оболочки по черной металлической трубе, нагревает легкий газ и самую оболочку и тогда уже выходит наружу. Другая же часть направляется в другую трубу и выходит непосредственно в атмосферу.

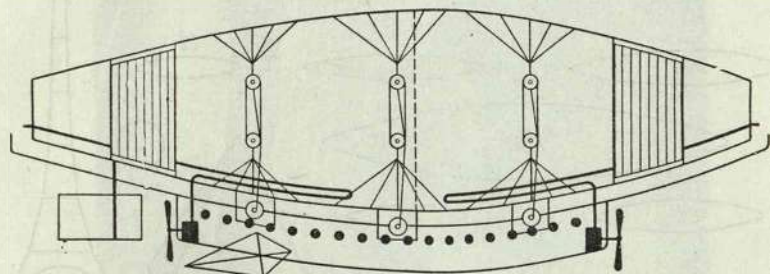


Рис. 14

Заслонка, приводимая в движение рукой, более или менее закрывает или открывает отверстие в одну из труб, открывая или закрывая в то же время отверстие другой трубы.

Обыкновенно оба отверстия частью прикрыты, так что в оболочке устанавливается некоторая средняя температура, например 30°C ; передвигая заслонку туда или сюда, эту температуру можно понизить до нуля (температура воздуха) или повысить до 60°C .

Рис. 14*. Металлический аэронаут с главными органами. Видна часть металлической волнистой поверхности. Большая часть ее устранена.

Внутри оболочки видим блочную систему ее стягивания, необходимую для устойчивости продольной оси аэронаута.

Далее, в нижней части оболочки замечаем две черные трубы, куда из моторов gondoly поступают, пройдя через регулятор температуры (рис. 13), горячие продукты взрывов.

Начало труб — по концам ладьи, где размещены и моторы; там же и гребные винты. Вводные отверстия черных труб — по концам оболочки. Две трубы позволяют подъемную силу двух половин оболочки делать неодинаковой. Это весьма могущественное средство восстанавливать горизонтальность продольной оси дирижабля. Разнице температур

передней и задней частей оболочки способствует еще легкая, но крепкая и гибкая поперечная (с ромбической сеткой) перегородка, обозначенная пунктиром. Она может быть и не прорезинена и может пропускать газ, но не очень сильно. Это единственная сгораемая часть аэронаута; в водороде, конечно, она загореться не может; кроме того, она не очень необходима.

С левой стороны гондолы находим рули: горизонтальный (искаженный ромб) и вертикальный. Общая поверхность рулей должна быть настолько велика, чтобы заменять и стабилизаторы.

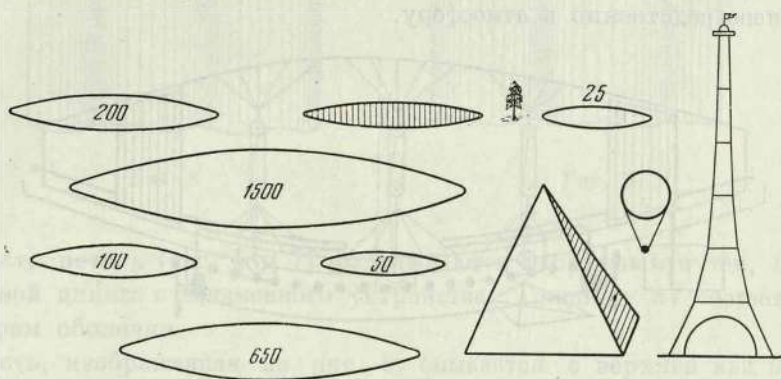


Рис. 15

Стабилизатор мертвый, не реагирующий, как руль или птичий хвост, на изменение направления аэронаута, обременителен; он восстанавливает равновесие или надлежащее направление аэронаута в 10 раз слабее, чем быстродействующие автоматические рули, при одной площади с мертвыми стабилизаторами. Вот почему я против употребления неподвижных стабилизаторов*.

Какие же выгоды дает нам эта конструкция?

Блочное стягивание, производимое в разных местах гондолы, дает напряженность газа и устойчивость продольной оси. Стягивание в одном конце и распускание в другом наклоняют продольную ось или позволяют восстанавливать горизонтальность уже наклоненной оси. Того же достигают, но гораздо легче, при помощи двух регуляторов температуры (рис. 13).

Для того же может служить и перетягивание середины перегородки в ту или другую сторону.

Одновременно и согласно действующие регуляторы температуры дают возможность аэронауту подниматься, опускаться и изменять подъемную силу без потери газа и балласта.

При изменении объема и давления газа внутри оболочки от поднятия ее или других причин нарушенная норма давления восстанавливается стягиванием или распусканием оболочки.

Если же этого не успели сделать, то повышенное давление газа устраняется несколькими предохранительными клапанами (рис. 12),

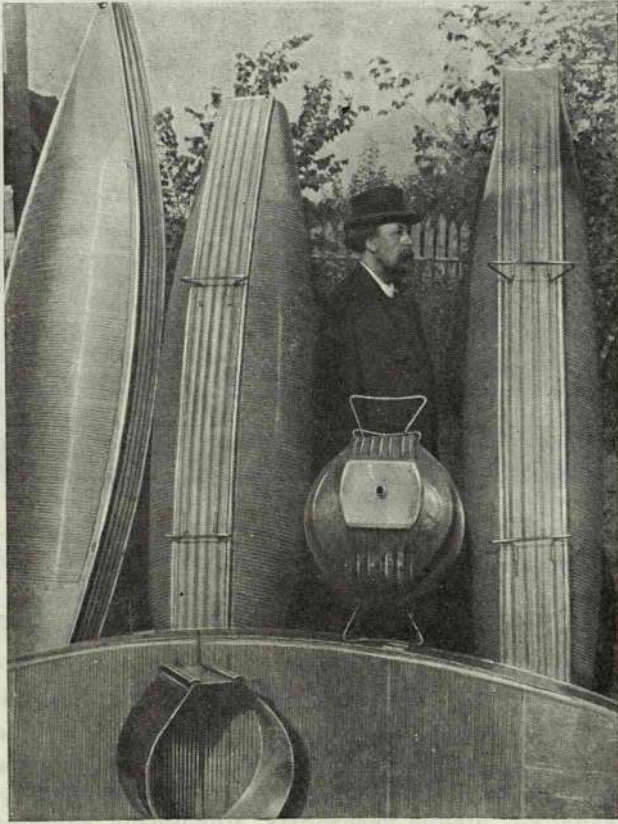


Рис. 16

которые выпускают излишний газ. Разумеется, это только оплошность, которую не надо допускать.

Галерея дает возможность, даже во время полета, обследовать не только дно, но и крышу оболочки.

Рис. 15. Относительные размеры аэронаута по отношению к башне Эйфеля, пирамиде Хеопса, палубе океанского парохода (затушевано), к соснам и привязному аэростату Жиффара.

Числа показывают число пассажиров аэронаута.

Рис. 16*. Чисто металлические модели аэронаута, устроенные исключительно из железа. Это, так сказать, первое воплощение идей.

Посредине — плоский аэронав, снизу — слегка выпуклый, наверху — вполне раздутый. Видны полутрубы, которыми прикрываются шарнирные соединения по углам оболочки.

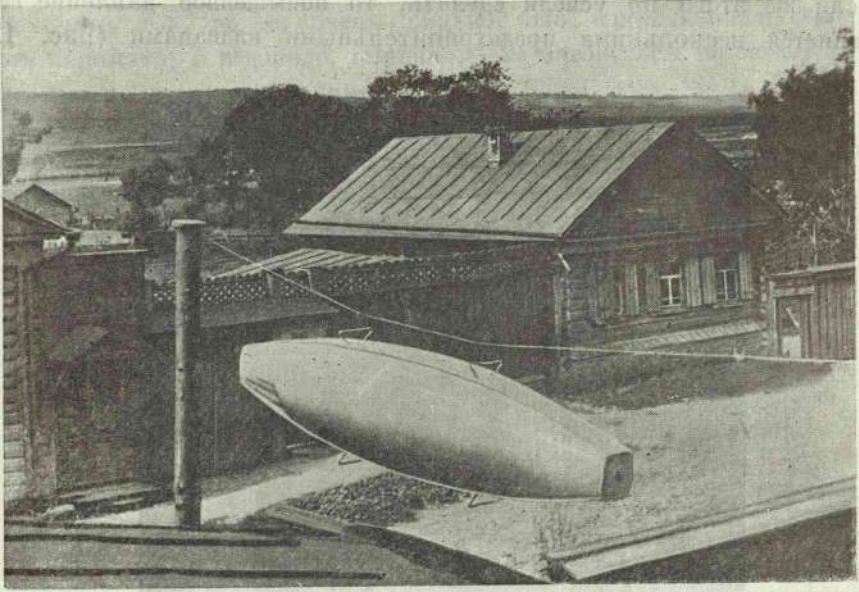


Рис. 17

Оболочка, собственноручно построенная К. Э. Циолковским в 1912—1913 гг.

Рис. 17. Надутый аэронав в более ясном виде. Видна верхняя часть, такая же, как и нижняя.

Длина каждой модели составляет около 2 м.

II. ПРЕИМУЩЕСТВА

1. **Несгораемость.** Нет ничего в нем воспламеняемого — ни в оболочке, ни в гондоле, кроме некоторых предметов комфорта. Газ сам по себе не дает взрывов, а только горюч. Если бы образовалось множество небольших отверстий в оболочке и случайно бы загорелся выходящий газ, то мы получили бы ряд спокойных огней (факелов), обращенных наружу, так как внутреннее давление не позволит воздуху входить внутрь оболочки; стало быть, смешения не будет и взрыва — также. Само собой, что и оболочка не загорится, не расплавится, а только будет терять газ. Она будет спокойно сжиматься, теряя понемногу подъемную силу. На обычных аэронавах каждую минуту пассажиры и, в особенности, управители (пилоты), как более компетентные, находятся под страхом пожара. Строжайше запрещено на них курить или зажигать огонь. Действительно, довольно минуты, чтобы все погубило и аэронав обратился в пепел. Страх и ужас пара-

лизуют деятельность ума и рук. Загорается газ иногда и неожиданно от электрической искры, происходящей от трения частей или от атмосферного электричества. Предвидеть и предупредить причину такого несчастья очень трудно. Малейшая суета, недоразумение, и управители уже теряют голову и способствуют сугубому несчастью.

2. Непроницаемость оболочки для газов, отсутствие осмоса. Нет опасений потерять подъемную силу. Буря, ураган, вихри, непогода, невозможность спуска на землю не страшны. От всего этого можно подняться в спокойный слой атмосферы, где всегда хорошая погода и безмятежно светит солнце, а ночью путь указывают звезды, месяц, компас, барометр и другие приборы.

Можно сколько угодно пробыть в этих высотах и, разумеется, спуститься в благоприятное время и в благоприятном месте совершенно безопасно. Пускай внизу бушует непогода, мы же будем благоденствовать в царстве света и чистого воздуха. Даже и моторы можем остановить.

3. Негигроскопичность металла. Благодаря ей аэронаут не утяжеляется в зависимости от влажности воздуха или дождя.

4. Долгота службы аэронаута. Алюминий, никель и многие другие металлы сохраняются столетия без изменения; также — и железная оболочка, своевременно покрываемая лаком или краской. Прочна и оболочка, хорошо освинцованная. В больших аэронаутах оболочка может быть вдвое толще кровельного железа, а из алюминия — в 6 раз толще (3 мм). Надлежаще устроенные металлические оболочки больших аэронаутов почти вечны.

5. Дешевизна железа. Прорезиненная ткань при одной поверхности не только в 50 раз дороже, но и, главное, скоро разрушается от солнца, погоды и огня. Ввиду ее недолговечности она по крайней мере в 1000 раз дороже железной. А как заманчиво удешевить аэронауты чуть не в 1000 раз!

6. Крепость материала позволяет делать аэронауты до 300 м высоты, причем они поднимают до 200 000 пассажиров каждый. Такие аэронауты могут двигаться быстрее поездов. Перемещение на них обходится дешевле, чем на пароходе, так что (см. мое «Простое учение о воздушном корабле») кругосветное путешествие на них становится доступным для каждого человека.

7. Блестящая поверхность металлической оболочки мало нагревается от солнца и меньше охлаждается от ночного лучеиспускания, или когда днем набегаёт облачко и прикрывает аэронаут своей тенью.

Перемена температуры внутреннего легкого газа, происходящая от этой причины, заставляет то выпускать газ, то терять балласт. Эта потеря, вообще, больше, чем от осмоса газов. Понятно, что для металлической оболочки она минимальна.

8. **Подогревание легкого газа.** Собственно, терять газ и балласт металлическому аэронауте совсем не приходится благодаря искусственному повышению и изменению температуры газа внутри оболочки. Опасно было бы нагревать газ, если бы оболочка была воспламеняемой. Продукты горения из моторов проводят в особую черную металлическую трубу, находящуюся внутри аэронаута. Через нее охлажденные продукты и выходят наружу, в атмосферу. От этого легкий газ всегда нагрет выше температуры окружающего воздуха. Если часть продуктов горения выпускать непосредственно в воздух, то температура внутри аэронаута будет меньше. Одним словом, температуру легкого газа можно изменять между известными пределами, что дает еще множество преимуществ металлической оболочке, именно:

а) высокая температура увеличивает подъемную силу газа;

б) она не дает намерзнуть и застаиваться воде и снегу на оболочке в случае путешествия зимой или в полярных странах;

в) изменение температуры позволяет изменять и подъемную силу аэронаута в огромных размерах; так, например, можно снять на землю всех пассажиров или все полезные грузы, и аэронаут благодаря искусственному понижению температуры газа после этого не устремится бомбой в облака;

г) изменение подъемной силы дает возможность аэронауту подниматься и опускаться без всякой потери газа и балласта;

д) по этой же причине аэронауту легко бороться с естественным колебанием температуры газа от действия солнца и других причин; когда, например, газ нагревается солнечными лучами, температура искусственно понижается, и стремление аэронаута кверху парализуется.

9. **Ненадобность баллонета.** Чтобы наружная форма обычного дирижабля не изменялась от изменения высоты его положения и других причин, он имеет внутри мешок (баллонет), надуваемый в той или иной степени воздухом. От этого мягкая поверхность дирижабля остается гладкой, на ней не образуется грубых складок, мешающих управлению им. Но металлический аэронаут не может образовывать складок, его форма всегда правильная, легко рассекающая воздух, и потому для этой цели металлический аэронаут в баллонете не нуждается. Последний еще полезен для соблюдения продольной устойчивости; но у нас она сохраняется благодаря сильному натяжению волнообразной оболочки.

Если бы для больших аэронаутов этого натяжения оказалось недостаточно, то есть другие средства достигнуть устойчивости (рис. 11 и 14). Мы о них много писали, и они теперь в самых последних конструкциях уже применяются (Крокко и Торрес-Квеведо).

10. Построенная модель показала, что вполне упругий аэронаут получается уже при высоте его в 2 м. Теория же показывает, что

высота его может достигать и высоты башни Эйфеля (300 м). Благодаря возможности малых размеров можно начать постройку с маленького аэронаута. Тогда мы рискуем немногим, а между тем научимся строить аэронауты более серьезных размеров. Поэтому второй шаг мы уже сделаем почти с уверенностью в успехе.

11 и 12. Возможность грандиозных размеров оболочки допускается крепостью и дешевизной железа и стали. Большие размеры делают металлические аэронауты, как я многократно доказывал в своих трудах, самым дешевым способом перемещения людей и грузов. Сейчас скорость цеппелина достигает 75 км/час; для больших металлических аэронаутов она будет вдвое более, т. е. не уступит скорости аэропланов.

13. Легкое наполнение газом. Когда оболочка висит на верфи в плоском виде, из нее вытягивается воздух. Она сжимается, стенки ее сближаются до соприкосновения, только сверху и снизу остается немного воздуха. Тогда пускают сверху легкий газ и продолжают снизу вытягивать воздух, пока последний не заменится водородом. Теперь накачивают вентилятором водород, закрыв все другие отверстия (рис. 1, 2, 3, 4 и 5).

14. Объем оболочки упруго изменяется почти от нуля до определенной величины. При этом плавность формы ее не нарушается. Если половину наибольшей вместимости аэронаута наполнить при уровне океана газом, то аэронаут без баллонета и всяких хлопот будет в состоянии подниматься на 5 км высоты. При этом вследствие натянутости волнистой оболочки устойчивость продольной оси во все время поднятия не нарушается. Также не нарушается и его способность рассекать воздух. Таким образом, металлический аэронаут перелетит почти через все горы, через все плоскогорья. Для его движения не будет препятствий.

15. К металлическому аэронауту нашего устройства удобно пристроить гондолу, гребные винты, рули и стабилизаторы. Для этого могут служить обе продольные массивные полосы: верхняя и нижняя. Каюты могут быть и внизу и на крыше, также и гребные винты, что чрезвычайно облегчит защиту аэронаута и управление им. Нужно только ради устойчивости, чтобы нагрузка и вес нижней ладьи были значительнее нагрузки и веса верхних кают.

16. Нет надобности жечь дорогой и опасный бензин. Для работы моторов может быть употреблен газ, наполняющий аэронаут. Если это светильный газ, то он окажется дешевле бензина в 10 раз; если же чистый водород, то не дороже бензина. По мере истребления газа в оболочке внутренность ее должна подогреваться описанным способом. Когда же температуру газа повышать более невозможно, то нужно спуститься на землю, охладить газ и пополнить им оболочку. Тогда аэронаут опять будет готов на тысячи километров безостановочного пути.

17. **Простота устройства.** Необходима верфь, т. е. огромный сарай, к потолку которого можно привесить верхнюю продольную полосу. Сделав это, надо присоединить к ней боковины. Они ровны и состоят из трапеций. Каждая из них устраивается отдельно в том же ангаре, внизу, на горизонтальной или наклонной плоскости. Трапеция сделана из волнистой жести (рис. 8). Волны одинаковы для каждой трапеции и для всех вместе. Сверху и снизу непараллельные стороны трапеции имеют петли (рис. 6, 7, 9 и 11) для шарнирного соединения с такими же петлями верхней и нижней массивных полос. Параллельные же (верхняя и нижняя) стороны трапеций имеют приспособления для взаимного их герметического соединения; это соединение производят уже после их прицепления к полосе. Далее присоединяют к трапециям нижнюю массивную полосу. Наконец, все шарнирные соединения герметически прикрывают цилиндрическими неполными трубами (рис. 3, 4, 5, 6 и 10). Присоединение гондолы, гребных винтов и пр. делается обычным путем. Добавим, что все решительно сооружено из металла (рис. 14). Заметим, что все части сцепляются сначала геометрически, а потом уже герметически.

18. **Безопасность для жизни.** Цепелиновский аэронавт можно было бы считать самым безопасным, если бы не легкая его воспламеняемость. Он был бы безопаснее моего, если бы при своей системе был вполне металлическим, что невозможно без коренного изменения его устройства.

В самом деле, если бы и вышел весь легкий газ из цепелина, последний все-таки будет сохранять свою внешнюю форму, водород в которой заменится воздухом. Таким образом, эта форма, имея значительную поверхность, не дает ей падать чересчур быстро: этот аэронавт в то же время и *немного* парашют.

Наш аэронавт не имеет этого преимущества, если не вдувать через большой запасный вентилятор в прорванную оболочку воздух.

Но воспламеняемый материал уничтожает все преимущества в современных дирижаблях.

3. ПРОЕКТ МЕТАЛЛИЧЕСКОГО ДИРИЖАБЛЯ НА 40 ЧЕЛОВЕК

Я даю тут далеко не совершенный и неполный проект дирижабля в 20 м высоты и 120 м длины, на 40 человек, объемом не более 23 600 м³.

Исполнить этот проект еще преждевременно. Надо проделать ряд предварительных работ, как указано дальше в статье «Порядок практических работ при постройке дирижаблей» (см. гл. V). После их исполнения и проект усовершенствуется сообразно полученным результатам.

Кроме того, проект при таких размерах дирижабля и не может быть очень совершенным: чем больше будут его размеры (до высоты примерно 50—100 м), тем явится возможность лучше разработать проект.

1. ОСНОВЫ ПРОЕКТА

Этот дирижабль строится на особых принципах, не применимых к другим системам дирижаблей.

1. Вполне металлический (дешевый, крепкий материал). Нет потери газа. Долговечность.
2. Изменяемость объема без нарушения плавности формы, прочности и сохранности оболочки. Простота конструкции.
3. Строительство оболочки на горизонтальной поверхности в плоском виде.
4. Надувание водородом в таком же положении, без предварительного поднятия.
5. Отсутствие верфи и ангара для хранения.
6. Ненадобность причальной башни, так как дирижабль, не имея каркаса, упруг, как мячик. Довольно невысокой мачты.
7. Ненадобность воздушных отделений и перегородок. Их заменяет стягивающая тросовая система.
8. Подогревание внутренности оболочки продуктами горения и естественное ее охлаждение избавляют нас от балласта и потери газа.

Подъемная сила дирижабля благодаря этому изменяется по желанию. Успешно проводится борьба с метеорологическими влияниями. Имеем ничего не стоящее изменение высоты для удаления от бурь, гроз, качки и достижения благоприятного ветра.

9. Простота устройства и легкость построения.

10. Все грузы *висят*. Все силы *растягивают* оболочку и другие детали дирижабля, части которого благодаря этому имеют наименьший вес.

11. Гондола, моторы, грузы и пр. — все это висит и имеет опору (благодаря устройству стягивающей тросовой системы) в огромной верхней поверхности оболочки.

12. Жесткая часть дирижабля — пол гондолы — служит главной основой для укрепления органов дирижабля.

13. Предел упругости материала нигде не должен нарушаться.

14. В целом дирижабль гибок, но части его тем жестче, чем меньше.

15. Прочее устройство приблизительно такое же, как и у обычных дирижаблей. Это касается двигателей, воздушного винта и рулей.

Большинство расчетов приблизительно, но направлено в сторону невыгодную. Например, силы и веса приборов даны больше истинных, а подъемная сила меньше.

II. НЕКОТОРЫЕ ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ЗАМЕЧАНИЯ

Предполагается некоторое знакомство с моими работами о металлическом дирижабле. Поэтому тут не может быть больших подробностей. Многое будет подразумеваться. Здесь цель практическая: указать на его лучшее устройство и способ его построения. Формулы даю также самые простые и практические, не входя в подробные их исследования.

Форма продольного сечения оболочки дирижабля

16. Из сочинения моего «Теория аэростата» (буду ссылаться только на формулы этого труда) видно, что главное продольное сечение оболочки, вмещающей водород, выражается уравнением (259):

$$y = y_1 \cdot \left(1 - \frac{x^2}{x_1^2}\right)^{3/4}.$$

Это очень плавная линия, как видно из чертежей. Соответствующая поверхность вращения не так полна (тупа или выпукла), как эллипсоид, но полнее поверхности, образованной вращением параболической кривой (взятой у ее вершины).

17. Плоский мешок такой формы при раздувании требует (в сред-

ней части) постоянной крутизны волн, что упрощает построение дирижабля из гофрированного металла. Только концы мешка требуют волн более крутых.

Чтобы избежать этого, концы поверхности меняем на конические.

Все же мы покрываем их волнами, только более мелкими, потому что гладкие поверхности (даже конические) при раздувании образуют неправильные складки. А это грозит порчей оболочки.

Роль оснований оболочки

18. Основания необходимы, так как в больших дирижаблях они главным образом выносят давление газа. Но так как основания не могут быть очень широки, то они делаются в три раза толще и из самого прочного материала. Помимо этого, благодаря основаниям изгибание частей боковин оболочки будет тем меньше, чем ближе эти части к концам, что как раз и требуется, так как высота волн почти постоянна, а радиусы кривизны боковин оболочки уменьшаются к концам.

19. Заметим, что даже такие толстые основания, расширяя объем оболочки, настолько же увеличивают ее подъемную силу, насколько увеличивается вес оболочки от прибавки оснований.

Поэтому основания не следует делать уже к концам ради экономии веса, а скорее делать их к концам тоньше или к середине толще. Можно также уширить его середину, не утолщая. Это увеличит не только сопротивление разрыву, но и подъемную силу дирижабля и потому выгоднее утолщения.

Крутизна волн оболочки

20. Грубое представление о величине растяжения волн гофра дает формула (294). Приняв обозначения, изображенные на рис. 1, найдем

$$\frac{S - X_2}{X_2} = 0,5 \cdot \frac{Y_2^2}{X_2^2}.$$

21. Отношение Y_2/X_2 есть крутизна волны, $(S - X_2)/X$ есть отношение полного растяжения к нерастянутому гофру. Полная высота волны будет $2Y_1$, а полная длина $4X_2$. Отношение будет $0,5Y_2/X_2$, т. е. это отношение вдвое меньше крутизны волны.

22. Кривая гофра или волны может быть дугой круга, укороченной синусоидой, даже прямой. Мы рекомендуем плавную кривую, например дугу круга. Истинное растяжение, конечно, зависит и от формы сечения волны, но очень мало: ошибка будет небольшой, и можно принять нашу формулу для всех кривых, лишь бы крутизна X_2/Y_2 не была больше 0,5.

23. Полного выпрямления волн делать нельзя. После надувания оболочки и некоторого растяжения гофра должны еще остаться низкие или пологие волны. Если этого не будет, то потеряется жесткость гофра и может произойти его разрыв. В противном случае разрыв невозможен (ибо мешают продольные основания).

24. На этот случай, принимая обозначения, изображенное на рис. 1, из формулы, полученной выше, см. (20), найдем

$$\frac{S - S_1}{X_2} = 0,5 \left(\frac{Y_2}{X_2} \right)^2 \cdot \left[1 - \left(\frac{Y_3}{Y_2} \right)^2 \right].$$

Тут X_3/Y_2 — относительная остаточная крутизна волны после растяжения гофра*; $(S - S_1)/X_2$ — наибольшее, но не полное относитель-

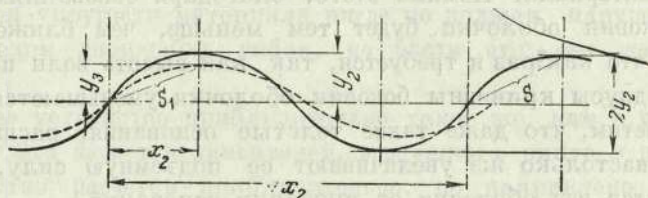


Рис. 1

ное растяжение гофра. При полном же распрямлении волн мы имели бы предельную вытяжку гофра.

25. Теперь перейдем к раздуванию оболочки дирижабля, т. е. переходу ее из плоского вида в поверхность вращения.

При обозначении размеров дирижабля, показанном на рис. 2, имеем (259)

$$\frac{A_1}{dx} = \frac{3\pi^2}{32} \cdot \left(\frac{y_1}{x_2} \right)^2 \cdot \frac{\left(2 - \frac{x^2}{x_1^2} \right)}{\sqrt{1 - \frac{x^2}{x_1^2}}},$$

где A_1 — приращение дуги горизонтального меридиана на протяжении dx при переходе оболочки из плоского вида в надутый или обратно. В последнем случае приращение будет отрицательным.

Это при форме сечения, указанной в п. 17.

26. Мы доказывали, что для разных частей средней линии оболочки (кроме концов), т. е. для разных x/x_1 , растяжение почти одинаково]

Поэтому, чтобы найти его, положим в последней формуле $\frac{x}{x_1} = 0$. Тогда вычислим

$$\frac{A_1}{dx} = 1,85 \left(\frac{y_1}{x_1} \right)^2.$$

* Т. е. отношение остаточной крутизны (точнее — высоты) волны к начальной.

Тут x_1/y_1 есть продолговатость вполне раздутой оболочки.

27. Растяжение это (25) должно равняться растяжению гофра, см. (24), т. е. из (26) и (24) получим

$$1,85 \left(\frac{y_1}{x_1}\right)^2 = 0,5 \left(\frac{Y_2}{X_2}\right)^2 \left[1 - \left(\frac{Y_3}{Y_2}\right)^2\right].$$

Напомним, что тут y_1/x_1 есть продолговатость надутой оболочки, Y_2/X_2 — крутизна нерастянутого гофра, а Y_3/Y_2 — степень оставшейся крутизны волн после раздутия дирижабля.

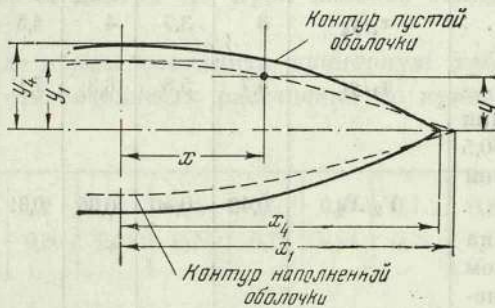


Рис. 2

28. Из (27) получим

$$\frac{X_2}{Y_2} = 0,52 \left(\frac{x_1}{y_1}\right) \sqrt{1 - \left(\frac{Y_3}{Y_2}\right)^2}.$$

Эта форма определяет крутизну волн нерастянутого гофра в зависимости от продолговатости оболочки и оставшейся крутизны волн надутой оболочки.

Мы строим нашу оболочку в плоском виде. Дается ее определенная продолговатость. Какова же наибольшая крутизна гофра? Пренебрегая основаниями, имеем:

$$29. \quad 2\pi y_1 = 4y_4,$$

где y_1 — радиус надутой оболочки, а y_4 — плоской. Исключая с помощью этой формулы y_4 , из формулы (28) найдем

$$30. \quad \frac{X_2}{Y_2} = 0,817 \left(\frac{x_1}{y_4}\right) \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{Y_3}{Y_2}\right)^2}.$$

31. Положим, например, что продолговатость плоских боковин оболочки равна четырем, выпуклость растянутого остаточного гофра равна 0,5, т. е.

$$\frac{x_1}{y_4} = 4 \text{ и } \frac{Y_3}{Y_2} = 0,5.$$

Тогда

$$\frac{x_2}{y_2} = 2,827.$$

Вообще составим такую таблицу для разных продолговатостей плоской оболочки, определяющую критичну волн гофра, при остаточной крутизне 0,5 и 0,3.

Таблица 1

1. Продолговатость плоской оболочки . . .	x_1/y_4	3	3,5	4	4,5	5	5,5	6
2. Продолговатость надутой [см. (29)] . .	x_1/y_1	4,7	5,5	6,3	7,1	7,9	8,6	9,4
3. Крутизна волн при заданном остатке в 0,5 (для ненаполненной оболочки)	Y_2/X_2	0,48	0,40	0,36	0,31	0,28	0,26	0,24
4. Обратная крутизна волн при заданном остатке в 0,5 (для ненаполненной оболочки)	X_2/Y_2	2,1	2,5	2,8	3,2	3,6	3,9	4,2
5. То же, при заданном остатке в 0,3	X_2/Y_2	2,34	2,73	3,12	3,51	3,90	4,28	4,67
6. Вытяжка гофра при наполнении оболочки, %	$100 A_1/dx$	8,4	6,1	4,7	3,7	3,0	2,5	2,1
7. Предельная вытяжка гофра при заданном остатке крутизны в 0,5	—	11,4	8,1	6,4	4,9	3,9	3,3	2,8
8. То же, при заданном остатке в 0,3	—	9,4	6,9	5,2	4,1	3,3	2,7	2,3

• В последних двух строках таблицы видим также и относительную величину полного растяжения (выпрямления) гофра, или степень сокращения гладкой металлической поверхности при ее гофрировании. Это сокращение достигает 11%, что неэкономно. Но не придется делать дирижабли, продолговатость которых в плоском виде меньше четырех (а в надutom 6,3). В таком случае это растяжение не больше 6,4%. При гофрировке жести можно будет по ее сокращению судить о достаточной крутизне волн.

Согласно формулам (245) растяжение оболочки близ оснований гораздо меньше и доходит до нуля. Но уничтожение гофрировки даже у самых оснований дирижабля недопустимо, так как лишает боковины необходимой жесткости. Гофрировку можно только ослаблять по мере

приближения к основаниям. Притом ввиду вогнутости верхней части оболочки растяжение верхних ее частей несколько больше, чем нижних. И потому еще полезно почти не уменьшать высоту волн верхней части оболочки.

32. Из (245) можно вывести, что сокращение A в зависимости от расстояния \bar{y} от краев оболочки выражается формулой

$$A = A_1 \left(\frac{\bar{y}}{y_1} \right) \cdot \left(2 - \frac{\bar{y}}{y_1} \right),$$

где y_1 — расстояние от центра до края плоской оболочки по ее поперечному диаметру.

По этой формуле можем составить примерную таблицу отношений A/A_1 для разных относительных расстояний до краев оболочки.

Таблица 2

\bar{y}/y_1 . .	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
A/A_1 . .	0,19	0,36	0,51	0,64	0,75	0,84	0,91	0,96	0,99	1

Эта таблица будет иметь больше значения для громадных дирижаблей, где исполнение их будет точнее.

33. Экономнее оболочка более продолговатая. Так, из табл. 1 видно, что для плоской оболочки с продолговатостью в 5 (у надутой почти 8) наибольшее сокращение меньше 4% (истинный перерасход меньше, так как оболочка растягивается).

34. Упругое растяжение гофра определяется стр. 6 табл. 1. Например, для плоских оболочек продолговатостью 4 и 5 упругое растяжение в процентах должно быть 4,7 и 3. Для оболочек, начиная с 2 м высоты, при плоской продолговатости 5, это вполне достижимо, как показывают не только мои многочисленные расчеты, но и опыт постройки модели*.

Также достижимо, и на том же основании, поперечное упругое изгибание оболочки, происходящее при ее надувании (см. «Теория аэростата»).

Практический вывод из рассмотрения вопроса о крутизне волн оболочки изображен на рис. 1.

III. Пояснения к сводной таблице¹

35—40. Данные таблицы относятся к половине оболочки. Цель таблицы — выяснить силы, действующие на оболочку. По этим данным получим и указания для лучшего устройства дирижабля. Таблица необходима и для его построения.

¹ См. таблицу 3 в конце этой главы. В этой главе «стр.» обозначает «строка».

- Указываю на наиболее важные строки.
 Стр. 8. Необходима при постройке.
 Стр. 12. Размеры надутой оболочки в высоту.
 Стр. 15. Объемы отсеков и полный объем.
 Стр. 16. Подъемная сила каждого отсека и всего дирижабля (не считая веса водорода).
 Стр. 17 и 18. То же при наполнении в 75%.

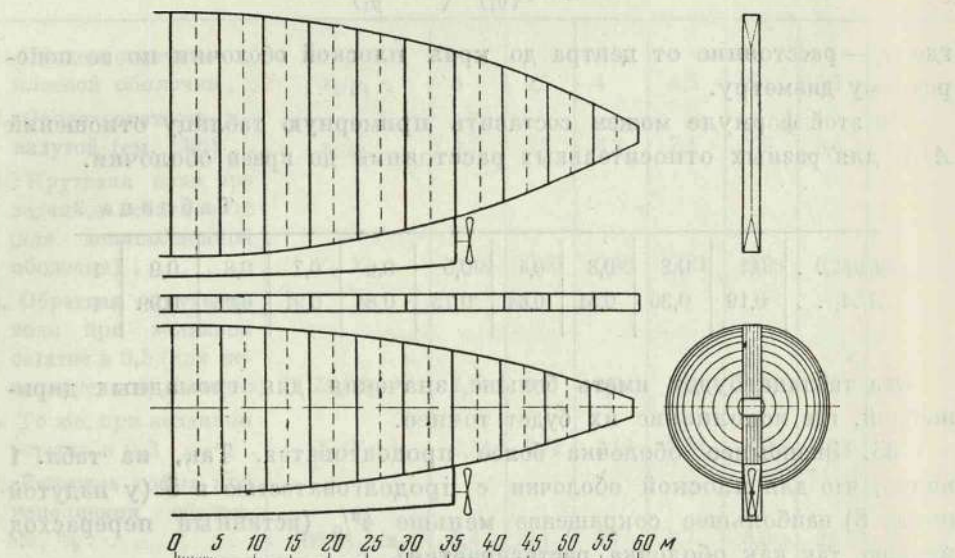


Рис. 3

Стр. 34 и 35. Свободная подъемная сила отсеков и всего дирижабля (при 100 и 75% наполнения), которая может быть употреблена на моторы, рули, горючее, на людей и другие необходимые грузы.

Стр. 36 и 37. То же, но не на весь отсек, т. е. не на 6 м, а на 1 м его длины (или длины гондолы).

Стр. 38. Сверхдавление газа внутри оболочки на 1 м².

Стр. 66 и 67. Этими числами надо руководствоваться при определении толщины, ширины и прочности оснований в разных сечениях.

41. Рис. 3 назначен для уяснения составления сводной таблицы.

Верхняя часть рис. 3 относится к плоскому дирижаблю, нижняя — к надутому до отказа. Верхний чертеж изображает дирижабль в отвесном положении (хотя строится он в горизонтальном положении).

Поперечные сплошные линии означают нормальные к продольной оси плоскости, которые отделяют воображаемые части оболочки или отсеки равной ширины. Их — десять, каждый в 6 м ширины. На чертежах не обозначено относительное расстояние параллельных се-

чений до центра. Тут же между пунктирными линиями видим воображаемые трапеции. Сплошные отвесные линии служат им осями. При раздувании оболочки трапеции обращаются в конические поверхности.

Через x_1 обозначаю длину продольной полуоси оболочки, x означает расстояние поперечной плоскости до среднего сечения. Далее следует описание таблиц по порядку строк.

42. Стр. 1. Даю отношение x/x_1 , определяющее положение плоскости сечения.

Стр. 2—4. Даны величины, полезные для вычислений:

$$1 - \left(\frac{x}{x_1}\right)^2; \quad \sqrt{1 - \left(\frac{x}{x_1}\right)^2}; \quad \sqrt[4]{1 - \left(\frac{x}{x_1}\right)^2}.$$

Стр. 5. Относительная величина ординат, сложенных в плоскость боковин оболочки, или

$$\frac{y}{y_1} = \left[1 - \left(\frac{x}{x_1}\right)^2\right]^{3/4}.$$

Стр. 1—5 суть только отношения.

Стр. 6. Тангенсы углов плоской оболочки.

Стр. 7. Истинные расстояния сечений до среднего сечения.

Стр. 8. Ординаты y плоской боковины, принимая наибольшую среднюю ординату $y_1 = 15$ м. Это и дальнейшее вычисляются по формуле строки 5 только до 10-го столбца (т. е. до сечения 0,9). Действительно, конструкция оболочки требует конических концов*. Для получения их надо вообразить касательные к концам оболочки, когда $x/x_1 = 0,9$ (строка 6).

Стр. 9. Удвоенные ординаты ($2y$) плоской (строящейся) оболочки, или длины поперечных сечений.

Стр. 10. То же, с приложением ширины основания, которую мы принимаем в 2 м (около 10% высоты раздутой оболочки).

Стр. 11. Ординаты вполне надутой оболочки, или радиусы сечений. Полупериметр сечения плоской оболочки мы делим на π .

Стр. 12. Диаметры поперечных сечений надутой оболочки. Ординаты и диаметры уже отклоняются от значений стр. 9 плоской оболочки благодаря основаниям, но немного.

Стр. 13. Площади поперечных сечений вполне надутой оболочки.

Заметим, что стр. 8—13 не зависят от длины оболочки по ее продольной оси. Они относятся ко всякой продолговатости дирижабля (при ширине плоской строящейся оболочки 30 м).

Стр. 14. Вообразим, что боковины плоской оболочки состоят из трапеций, средняя линия которых совпадает с нашими поперечными сечениями. Числа строки покажут величину высот этих трапеций при длине плоской оболочки 120 м (полуось равна 60 м), или при

плоской продолговатости в 4. Первое и последнее числа относятся к полутрапециям. Поэтому и высоты их половинные.

Когда оболочка раздувается, трапеции с основаниями оболочки образуют приблизительно ряд усеченных конусов, высоты которых будут близки к высотам трапеций. Получим 11 новых конических отсеков. Только конечные отсеки будут половинные.

Стр. 15. Тут числа означают объемы этих отсеков при вполне надутой оболочке. Мы видели, что концы оболочки должны быть коническими. Сообразно этому составляется последний столбец. Заметим, что более точные формулы дают большие объемы конусов и всего дирижабля*. Объем всех 11 конусов будет $11\ 795\ м^3$, а удвоенный $23\ 590\ м^3$. Это объем сравнительно небольшой. Теперь строят дирижабли объема в 4—6 раз большего (даже еще больше).

Стр. 16. Подъемная сила каждого вполне надутого водородом отсека. Подъемная сила $1\ м^3$ принимается в $1,2\ кг$. Подъемная сила всех 11 отсеков составляет $14\ 149\ кг$, а подъемная сила обеих половин оболочки $28\ 298\ кг$, т. е. более $28\ т$.

Стр. 17. Наш дирижабль наполняется вообще не до отказа, на 100% , а примерно на 75% . Это дает ему возможность подниматься почти на $2\ км$, что часто бывает полезно, а иногда необходимо.

Числа строки относятся к объему отсеков при таком (75%) наполнении. Объем половины оболочки тогда составит $8844\ м^3$, а всей $17\ 688\ м^3$.*

Стр. 18. При таком же наполнении и подъемная сила каждого отсека уменьшается. Она и показана в строке. Подъемная сила всех 11 отсеков будет $10\ 612\ кг$, а всего дирижабля $21\ 224\ кг$.

Стр. 19. Удвоенная площадь боковых трапеций плоской оболочки. К концу прибавляется еще площадь конечного прямоугольника ($2,46 \times 2$) $м^2$. Вся площадь равна $2604\ м^2$, удвоенная — $5208\ м^2$ (рис. 3).

Стр. 20. Вес каждой пары боковых трапеций. Плотность металла принимаем в $7,8$, толщину — в $0,15\ мм$, 10% ассигнуем на сварку, волны и пр. При таких условиях вес $1\ см^2$ жести можем принять в $1,3\ кг$. Вес всего $3398\ кг$, удвоенный $6796\ кг$.

Стр. 21. Вес оснований каждой пары трапеций. Принимаем плотность равной $7,8$; толщину $0,45\ мм$; вес $1\ м^2$ $3,51\ кг$. Прибавляя 20% на шарнирное соединение, продольные (очень пологие) волны, наклон и пр., вычислим вес $1\ м^2$ основания почти в $4,2\ кг$. Заметим, что наклон оснований, даже на конце, увеличивает их длину только на 13% , между тем как тут основания могут быть, по крайней мере, вдвое тоньше.

Площадь оснований каждого отсека при ширине $2\ м$ вычислим по стр. 14. Умножив ее на вес $1\ м^2$ $4,2\ кг$, получим и числа стр. 21.

Вес оснований одной половины оболочки будет 1000 кг, всей 2000 кг.

Стр. 22. Вес каждого конического отсека с основаниями и шарнирными соединениями. Вес половины оболочки 4386 кг, а всей 8772 кг

Стр. 23. Избыток подъемной силы каждого отсека при 100% наполнения (стр. 15). Весь избыток равен 9751 кг, а для всей оболочки — 19 502 кг.

Стр. 24. То же, при 75% (стр. 16). Избыток равен 6211 кг, а целой оболочки 12 422 кг.

Стр. 25. Разность подъемной силы каждого отсека при наполнении на 100 и на 75%, т. е. четвертая доля полной подъемной силы или третья доля неполной. Полный избыток проще и вернее получим, разделив всю подъемную силу (стр. 16) на 4. Найдем 3532 кг и 7064 кг для всей оболочки.

Чтобы узнать полезную подъемную силу каждого отсека, надо еще вычесть вес гондолы, стягивающей системы, над ней расположенной, нагревающей трубы и пр. Этим сейчас займемся.

Стр. 26. Определим вес стягивающей системы: полный и приходящийся на 1 пог. м гондолы.

Натяжение стягивающей системы не более наибольшей подъемной силы, т. е. 28 т (стр. 16). Сечение тального стержня, выдерживающего это натяжение, будет не более 28 см²; если положить коэффициент крепости 60 кг/мм²; запас прочности 6; плотность 7,8, вес 1 м этого стержня 22 кг. Длину его в среднем можно положить не более 20 м. Значит, вес всей стягивающей системы будет не более 440 кг. Удваивая это число ввиду наличия блоков и других ее принадлежностей, получим 880 кг. На 1 м гондолы (длина ее равна 72 м) придется около 12 кг.

Стр. 27. Наметим теперь полный вес всего нагревающего аппарата, приходящегося на 1 м, предполагая длину трубы во всю гондолу. Примем полукруглое сечение диаметром 0,5 м и толщину стенок 0,13 мм. Поверхность всей трубы будет 57 м². Вес 57 кг. Удваиваем и округляем этот вес ввиду наличия регулятора температуры и других принадлежностей. Получим 120 кг. На 1 м придется 1,7 кг.

Стр. 28. Узнаем вес гондольных тяжей. Натяжение их не может быть более всей наибольшей подъемной силы (стр. 14). Поэтому вся площадь их поперечного сечения — не более 28 см² (стр. 26), а вес 1 м — не более 22 кг. Приняв же среднюю высоту гондолы в 4 м, получим 88 кг. Но ввиду необходимости поперечной сетки и разных мелочей мы удваиваем и округляем этот вес. Тогда получим 180 кг. На 1 м придется 2,5 кг.

Стр. 29. Займемся покрытием гондолы. Поверхность ее с боков будет 57 м². Приняв сталь или другой материал, 1 м² которого весит 1 кг, и округляя, получим для боковых стенок гондолы 600 кг. В это

число входит и вес легких окон и дверей. На 1 м гондолы придется 9 кг.

Стр. 30. Найдем полный и относительный вес пола гондолы. Примем ширину гондолы в 2 м, толщину в среднем 4 см, материал — дерево плотностью 0,6. Тогда вес 1 пог. м пола гондолы будет 45 кг. Вес всего пола 3240 кг. Как распределен будет этот вес и другие подобные, видно будет из подробных чертежей.

Стр. 31. Вес висячих сидений, таких же коек и пр. Можем его принять на человека в 10 кг. На все 40 человек понадобится 400 кг. На 1 пог. м гондолы придется менее 6 кг.

Стр. 32. Итак, 1 пог. м гондолы с сиденьями, стягивающей системой и нагревающей трубой будет весить $12 + 2 + 9 + 3 + 45 + 6 \approx 75$ кг. Вес общий, на протяжении 72 м, будет 5544 кг*.

Стр. 33 дает вес отсеков гондолы.

Стр. 34. Из стр. 33 и 23 найдем подъемную силу каждого отсека гондолы и каждого сечения, свободного от гондолы, при 100% наполнения газом.

Стр. 35. То же, но при 70% наполнения (стр. 24). Последний, укороченный вдвое, отсек гондолы опирается на удвоенный (6 м) отсек оболочки, и потому его свободная подъемная сила сравнительно больше.

Стр. 36. То же, но не на весь отсек, а на 1 м его длины.

Стр. 37. То же, но при 75% наполнения.

Стр. 38. Если бы гондола была во всю длину оболочки и груз на ней распределялся согласно подъемной силе каждого отсека, то не было бы сил, сгибающих дирижабль, т. е. не было бы моментов тяжести и подъемной силы. Точнее говоря, они бы уравновесили друг друга.

В таком случае оболочка подвергалась бы только вертикальному натяжению от ее веса и давления газов. В строке 38 дано полное давление газов (разность) на каждое поперечное сечение. Тут теоретически предполагается, что в низшей точке оболочки приделана открытая снизу труба (аппендикс), наполненная водородом, длиной в половину высоты оболочки (10 м). Она увеличивает среднее давление газов вдвое. Кстати заметим, что среднее давление на 1 м составляет 24 кг, высшее 36 кг, а низшее 12 кг. Без прибавочного давления (т. е. без воображаемой трубы) низшее давление равно нулю, среднее 12 кг, а высшее 24 кг. Вообще оно равно:

$$p = (\gamma_B - \gamma_T)(b + h),$$

где разность между плотностью воздуха и водорода (газа) умножается на сумму высот прибавочной (воображаемой) трубы и высоты данной площади над низшей точкой оболочки.

Стр. 39. Относительная величина ординат вполне надутой оболочки.

Стр. 40 (468) дает нам отношение между двумя составляющими этого (газового) давления, натягивающими основания. Сопротивлением или натяжением боковин пренебрегаем.

Стр. 41 и 42 дают эти составляющие силы, т. е. натяжение верхнего основания и нижнего.

Для больших дирижаблей, например на 100—1000 человек, гондола будет во всю длину оболочки, и моменты свободной подъемной силы и силы тяжести будут уравновешены. Будем иметь дело главным образом с давлением газов. Тогда, как видно из последних строк таблицы, натяжение верхнего основания в средней его части будет почти в 1,3 раза больше, чем нижнего. Далее, к концам оболочки оба натяжения все более и более уравниваются. Особенно опасен разрыв верхнего основания. Поэтому у гигантских дирижаблей оно в верхней средней части должно делаться толще и шире. Последнее экономнее, так как увеличивает объем и подъемную силу оболочки.

Но вообще, особенно для малых дирижаблей, довольно трудно уравновесить гондольную нагрузку со свободной подъемной силой каждого отсека. Действительно, концы оболочки, не имея гондолы и нагрузки, рождают момент подъемной силы, сжимающий верхнее основание и растягивающий нижнее. Также и значительная тяжесть мотора производит момент тяжести, имеющий обратное влияние на основания. Перевозимые иногда дирижаблем тяжелые вещи имеют такое же вредное влияние на основания. Из этого видно, что необходимо считаться с моментами тяжести и подъемной силы неуравновешенного по всем отсекам дирижабля.

Положим, например, что в начале пути дирижабль полон водородом или что избыток подъемной силы равен четверти наибольшей. Избыток этого использован каким-нибудь грузом, расположенным в середине дирижабля. Посмотрим, что из этого выйдет. Для этого мы должны определить сначала отдельные моменты подъемной силы каждого отсека, потом общий момент и, наконец, действие его на оболочку. Стр. 25 дает нам избыток подъемной силы каждого отсека.

Стр. 43. Приводим расстояния отсеков до среднего поперечного сечения оболочки.

Стр. 44. Умножив избыточную подъемную силу (стр. 25) каждого отсека на расстояние (стр. 43), узнаем частные моменты относительно среднего сечения. Их и дает стр. 44. Сумма моментов относительно среднего сечения будет 74 182 *кжм*.

Стр. 45. Так же можем узнать момент подъемной силы относительно второго и прочих сечений и сумму этих моментов относительно каждого сечения. Но это же можно узнать и проще. Относи-

тельно второго сечения каждый момент уменьшается на сумму всех оставшихся подъемных сил, умноженному на расстояние его до среднего сечения (3 м).

Стр. 46. Так можем узнать сумму моментов относительно каждого сечения. Для этого прежде всего к каждому числу стр. 25 прибавим сумму всех последующих чисел. Получим стр. 46.

Стр. 47. Теперь найдем произведение этих чисел на расстояния (стр. 43).

Стр. 48. Наконец, вычтя числа стр. 47 из соответствующих чисел стр. 45, получим общие моменты относительно каждого сечения. В первой клетке даю два момента: один относительно среднего сечения, а другой — ближайшего к нему, на расстоянии всего 3 м [«Теория аэростата»], формулы моментов (394, 395, 396). Затем формулы (397—399 и 442, 449 и 450)].

Стр. 49—52. Какие же моменты натяжения оснований могут уравновесить эти моменты подъемной силы относительно каждого сечения? Мы можем определить неизвестные прибавочные (равные и противоположные) натяжения оснований каждого сечения из уравнения $z \cdot y + zy = M$, или $z = \frac{M}{2y}$, где z — неизвестное прибавочное натяжение основания, y — радиус сечения надутой оболочки, который известен из стр. 11; M — сумма моментов подъемной силы сечений, известная из стр. 45. По этим данным (стр. 49 и 44) вычислим прибавочные натяжения оснований (стр. 50). Сравнивая эти числа (стр. 50) с натяжением оснований от давления газов (стр. 41 и 42), видим, что натяжение нижнего основания должно сильно увеличиться, а верхнего сделаться обратным, т. е. оно будет подвергаться сжатию (стр. 51 и 52).

Так будет обстоять дело, если груз будет сосредоточен в середине дирижабля. Тогда будет бесполезно пропадать сопротивляемость верхнего основания, между тем как нижнее придется делать вдвое толще. Все это невыгодно. Главное — это неэкономно в отношении соблюдения наименьшего веса, что в летательных приборах должно стоять на первом месте.

Теперь допустим, что избыточный груз в 7064 кг (стр. 25) расположен на концах оболочки. На каждом конце покажется по 3532 кг.

Избыточная подъемная сила сечения будет стремиться поднимать концы оболочки; конечные же грузы будут стремиться опускать эти концы. Насколько оба момента могут друг друга уравновесить, увидим из вычислений.

Стр. 53. Даем расстояние конца оболочки (или груза) до каждого сечения.

Стр. 54. В этой строке мы вычисляем моменты тяжести этого половинного груза (3532 кг) для каждого сечения, т. е. множим 3532 кг на расстояние груза до сечения. Пользуемся стр. 53.

Стр. 55. Определяем избыточное натяжение z оснований из уравнения $2zy = M$, или $z = \frac{M}{2y}$. С помощью стр. 54 и 49 узнаем z .

Сравнивая полученные числа с натяжением (стр. 50) от избыточной подъемной силы, видим, что последнее далеко не заглаживается конечными грузами: вопиющая неравномерность остается.

Отсюда видно, что необходимо возможно равномернее распределить грузы в гондоле, в соответствии с величиной подъемной силы каждого отдельного отсека. При этом все же натяжение верхнего основания (ближе к среднему поперечному сечению) будет несколько больше, чем нижнего, что не только неэкономно, но и опасно в больших дирижаблях, где запас прочности невелик. Разрыв же верхнего основания опаснее, чем разрыв нижнего.

Стр. 56. Результат совместного действия тяжестей на концах (стр. 55) и подъемной силы (стр. 50) выражается положительным изменением натяжения оснований оболочки, приведенным в этой строке.

Стр. 57 и 58. Сравнивая с натяжением от давления газов (стр. 51), видим, что натяжение верхнего основания сильно увеличится, а нижнего еще сильнее уменьшится и даже для средних частей основания и концов его сделается отрицательным, т. е. подвергнется сжатию, что совсем недопустимо. Стр. 57 и 58 обстоятельно это показывают.

Мы рассмотрим влияние на основания в нашем проекте тяжести мотора и незначительного момента подъемной силы концов оболочки, где под ней нет гондолы. Большие же запасы горючего при переполнении средней части оболочки (подгондольной) газом могут быть распределены по всей гондоле сообразно подъемной силе отсеков. Итак, будем иметь дело с тяжестью мотора и моментами подъемной силы концов.

При скорости 78 км/час сила мотора составит 198 метрических сил, или 264 л. с. На каждый мотор придется 132 силы и вес 132 кг. Если скорость дирижабля удвоить, т. е. довести до 156 км/час, то вес одного из двух моторов дойдет до 1050 кг.

Заметим, что увеличение скорости вдвое сократит вчетверо наибольший рейс, но оно выгодно в отношении нагревания водорода, так как увеличит пределы этого нагревания и его быстроту.

Подъемная сила крайнего отсека гондолы составит 629 кг (стр. 34). Если на двух-трех машинистов положить 200 кг, то все же останется 429 кг. Добавочная тяжесть будет $1054 - 429 = 625$ кг. Как будет действовать этот груз и насколько он уравновесит момент подъемной силы конца оболочки?

Стр. 59 и 60. Вычисляем моменты (стр. 60) груза в 625 кг для каждого сечения по расстоянию груза до этого сечения (стр. 59).

Стр. 61. Добавочные положительные натяжения оснований определяем, деля на диаметры сечений (стр. 49).

Стр. 62 и 63. Момент подъемной силы внегондольного конца на разные сечения узнаем, умножив его величину относительно среднего сечения (см. стр. 45, найдем тут 20 618 кгм) на отношение $\frac{x_1 - x}{x_1}$. Это отношение даем в стр. 62, а момент (приблизительный) — в следующей.

Стр. 64. Тут содержится отрицательная прибавка от этой причины к натяжению оснований.

Стр. 65. Сравнивая ее с положительной прибавкой от веса мотора (стр. 60), видим, что сначала они почти уравнивают друг друга, затем преобладает отрицательная прибавка от подъемной силы концов. Обстоятельнее это видно из стр. 65.

Стр. 66 и 67. Принимая в основу натяжение оснований от давления газов (стр. 51) и изменение его, по стр. 65 найдем истинное натяжение верхнего (стр. 66) и нижнего оснований (стр. 67).

IV. ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ МЕТАЛЛИЧЕСКОГО ДИРИЖАБЛЯ

Тут я не только описываю чертежи, но и даю дополнительные сведения о проекте дирижабля на 40 человек.

43. На чертежах изображены половины дирижаблей, так как обе половины почти одинаковы. Изображение воздушных винтов моторов, рулей и некоторых других частей схематическое: тут видны лишь примерные размеры и площади. Показано только направление волн: величина их была бы незаметна.

40. Рис. 4 дает наружный вид дирижабля сбоку, вдоль, сверху и снизу. Показано направление волн.

45. Рис. 5 дает понятие о стягивающей системе. Блоки, по их малости, изображаем в виде точек. Стягивающий вал и обнимающая его непроницаемая камера едва заметны.

46. Рис. 6 дает поперечные сечения одной и той же оболочки в разных расстояниях от центра (0,2; 0,4; 0,6). Относительное расстояние их от среднего поперечного сечения обозначено на чертежах. На первых трех заметна стягивающая система, на остальных ее совсем нет.

46. Рис. 7 дает форму одного и того же среднего поперечного сечения оболочки дирижабля при разных степенях его надутости. Форма эта зависит: от продолговатости оболочки, силы натяжения гофра (в боковинах), относительной тяжести оболочки, силы стягивания или давления газа и других причин. Волнистая оболочка приспособляется ко всем условиям, не давая неправильных складок.

Таблица 3

Данные по проекту металлического дирижабля на 40 человек

	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
1 Относительные расстояния до среднего поперечного сечения ($x : x_1$)											
2 Вспомогательная величина $1 - (x : x_1)^2$	1	0,99	0,96	0,91	0,84	0,75	0,64	0,51	0,36	0,19	0
3 Вспомогательная величина $\sqrt{1 - (x : x_1)^2}$	1	0,995	0,980	0,954	0,9165	0,866	0,800	0,714	0,600	0,436	0
4 Вспомогательная величина $\sqrt{1 - (x : x_1)^2}$	1	0,9975	0,990	0,977	0,957	0,931	0,894	0,845	0,775	0,660	0
5 Относительная величина ординат плоской оболочки	1	0,9925	0,9698	0,9317	0,8774	0,8059	0,7155	0,6035	0,4648	0,2728	0,082
6 Тангенсы углов плоской оболочки	0	0,0379	0,0763	0,1138	0,1584	0,2032	0,2539	0,3136	0,3902	0,5151	0,5151
7 Истинные расстояния до среднего сечения	0	6	12	18	24	30	36	42	48	54	60
8 Ординаты плоской оболочки	15	14,887	14,547	13,975	13,161	12,088	10,732	9,052	6,972	4,317	1,23
9 Удвоенные ординаты плоской оболочки	30	29,774	29,094	27,950	26,322	24,176	21,464	18,104	13,944	8,634	2,46
10 То же, с шириной одного основания	32	31,774	31,094	29,950	28,322	26,176	23,464	20,104	15,944	10,634	4,46
11 Радиусы сечений вполне надутой оболочки	10,191	10,120	9,836	9,504	9,019	8,336	7,473	6,403	5,078	3,387	1,23
12 Диаметры сечений вполне надутой оболочки	20,38	20,24	19,67	19,01	18,04	16,67	14,95	12,81	10,16	6,77	2,46
13 Площади поперечных сечений надутой оболочки	326	320	304	283	254	219	174	128	80	35	4,92

Таблица 3 (продолжение)

	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
1	Относительные расстояния до среднего поперечного сечения (x : z)										
14	Ширина отсеков вполне надутой оболочки . . .	3	6	6	6	6	6	6	6	6	3
15	Объемы этих отсеков или конусов вполне (100%) надутой оболочки . . .	973	1920	1824	1698	1524	1044	768	480	210	35
16	Подъемная сила каждого отсека (1,2 кг/м ³) . . .	1173	2304	2188	2037	1828	1252	921	576	252	42
17	Объемы отсеков при надувании на 75% . . .	733	1440	1368	1273	1143	783	576	360	157	26
18	Подъемная сила при надувании на 75% . . .	880	1728	1641	1527	1372	940	690	432	189	31
19	Удвоенная площадь боковых трапеций плоской оболочки . . .	180	356	347	335	316	270	217	167	104	29
20	Вес каждой пары боковых трапеций . . .	234	463	451	436	411	351	282	217	135	41
21	Вес двух отрезков оснований каждого конуса	50	100	100	100	100	100	100	100	100	50
22	Вес всего конического отсека . . .	284	563	551	536	511	451	382	317	235	91
23	Подъемная сила каждого отсека за вычетом его веса при 100% наполнения . . .	890	1741	1637	1501	1317	801	539	259	17	-49
24	То же, при 75% наполнения газом . . .	595	1165	1090	991	860	488	308	115	-46	-60
25	Разница в подъемной силе при наполнении 100 и 75% . . .	293	575	547	509	455	313	230	144	63	11

Таблица 3 (продолжение)

1	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
26				На 1	1 пог. м	гондолы	12 кг				
27	Вес стягивающей системы			» 1	»	»	1,7				
28	Вес нагревательной системы			» 1	»	»	2,5				
29	Вес гондольных тяжей			» 1	»	»	9				
30	Вес покрышки гондолы			» 1	»	»	45				
31	Вес пола гондолы			» 1	»	»	6				
32	Вес внутреннего оборудования гондолы			» 1	»	»	74				
33	Полный вес гондолы			» 1	»	»					
34	Вес отсеков гондолы под конусами	222	444	444	444	444	222				Тут гондолы нет
35	Полезный груз каждого отсека при 100% наполнения	668	1302	4193	1057	873	655	539	259	17	-49
36	То же, при 75% наполнения	373	721	646	547	416	261	308	115	-46	-60
37	Полезный груз на 1 м гондолы при 100% наполнения	223	217	199	176	146	109	90	43	3	-16
38	То же, при 75% наполнения	125	120	108	91	69	44	51	19	-8	-20
39	Продольное давление газа на разные поперечные сечения	7824	7680	7296	6792	6096	5256	3072	1920	840	118
40	Относительная величина ординат наддутой оболочки (из стр. 11)	1,000	0,993	0,970	0,932	0,885	0,817	0,628	0,498	0,332	0,120
	Отношение между давлениями газа на верхнее и нижнее основания	1,286	1,284	1,272	1,264	1,248	1,228	1,171	1,133	1,086	1,030

Таблица 3 (продолжение)

	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0	
1	Относительное расстояние до среднего поперечного сечения (х; ж)											
41	4407	4310	4,082	3788	3387	2797	2278	1656	1020	437	60	
42	3417	3370	3214	3004	2709	2459	1898	1416	900	403	58	
43	1,5	6	12	18	24	30	36	42	48	54	58,5	
44	440	3450	6564	9162	10 920	11 760	11 268	9660	6912	3402	644	
45	74 182	73 742	70 292	63 728	54 566	43 646	31 886	20 618	10 958	4046	644	
46	3532	3239	2664	2117	1608	1153	761	448	218	74	11	
47	5298	19 434	31 968	38 106	38 592	34 590	27 396	18 816	10 464	3996	643,5	
48	68 884	54 308	3824	25 622	15 974	9056	4490	1802	494	50	0	
49	20,4	20,2	19,7	19,0	18,0	16,7	15,0	12,8	10,2	6,8	2,5	
50	3636	2688	1955	1348	870,7	542,3	299,3	140,8	48,4	7,4	0	

Таблица 3 (продолжение)

1	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
51	771	1622	2127	2440	2516	2248	1979	1515	972	430	60
52	7053	6058	5169	4352	3580	3008	2197	1557	948	410	58
53	60	54	48	42	36	30	24	18	12	6	0
54	10 290	92 610	82 320	72 030	61 740	51 450	41 160	30 870	20 580	10 290	0
55	5044	4585	4200	3791	3430	3081	2744	2415	2018	1513	0
56	1408	1897	2245	2443	2559	2539	2445	2274	1970	1506	0
57	5815	6207	6327	6231	5946	5336	4723	3930	2990	1943	60

Таблица 3 (окончание)

	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
1	Относительные расстояния до среднего поперечного сечения ($x : x_1$)										
58	То же, нижнего основания	2009	1473	969	561	450	-547	-858	-1070	-1103	-58
59	Расстояние мотора до сечений	36	30	24	18	12	0	—	—	—	—
60	Моменты тяжести мотора относительно разных сечений	22 500	18 750	15 000	11 250	7 500	0	—	—	—	—
61	Добавочные натяжения оснований (стр. 49 и 60) от веса мотора	1103	929	761	592	417	0	—	—	—	—
62	$\frac{x_1 - x}{x_1} = 1 - \frac{F}{x_1}$	1	0,9	0,8	0,7	0,6	0,4	—	—	—	—
63	Моменты подъемной силы вневгондольного конца оболочек	20 600	18 540	16 560	14 490	12 420	10 350	8 280	—	—	—
64	Отрицательное изменение в натяжении оснований от подъемной силы конца (стр. 49 и 63)	1010	918	841	771	90	620	—	—	—	—
65	Совместное действие подъемной силы конца (стр. 49 и 63)	93	11	-80	-179	-273	-395	—	—	—	—
66	Натяжение верхнего основания (из стр. 51 и 65), окончательное значение, со всеми поправками	4410	4324	4002	3609	3114	2402	1979	1515	972	430
67	Натяжение нижнего основания (из стр. 51 и 65), окончательное значение, со всеми поправками	3324	3359	3294	3183	3082	2854	2197	1557	948	410

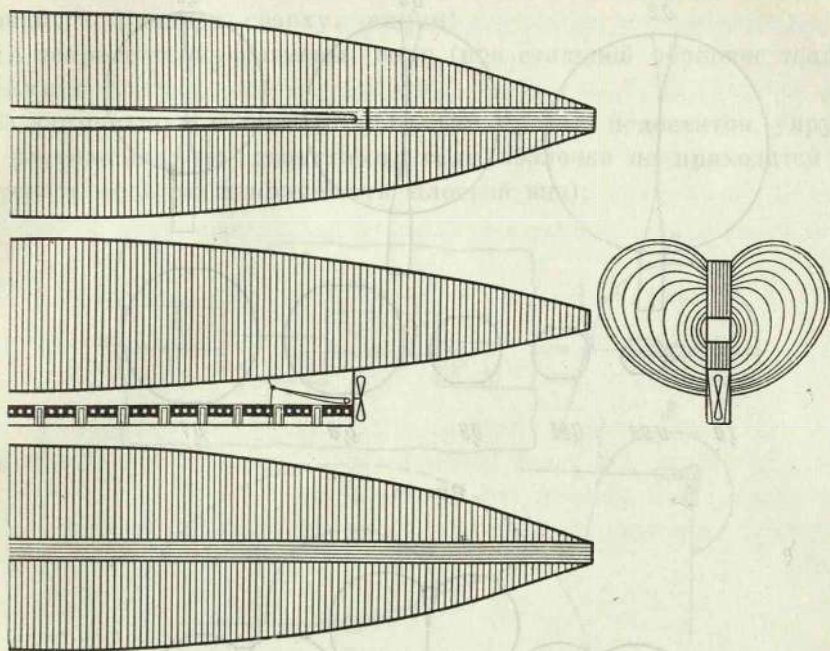


Рис. 4

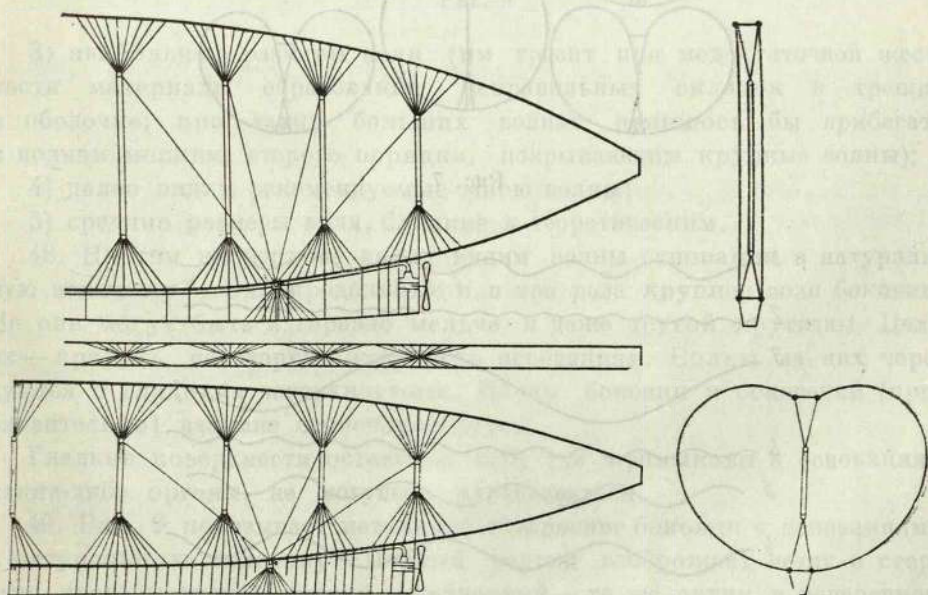


Рис. 5

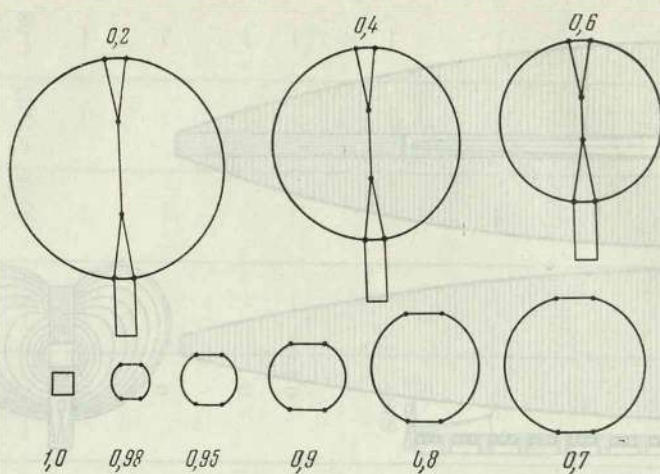


Рис. 6

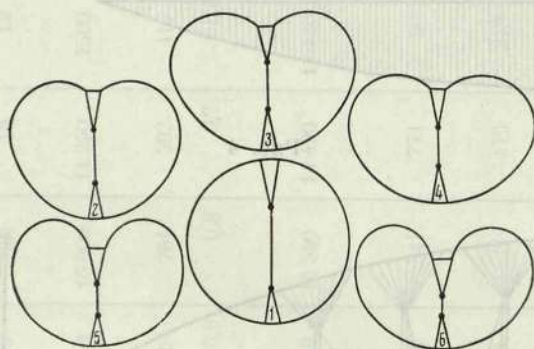


Рис. 7

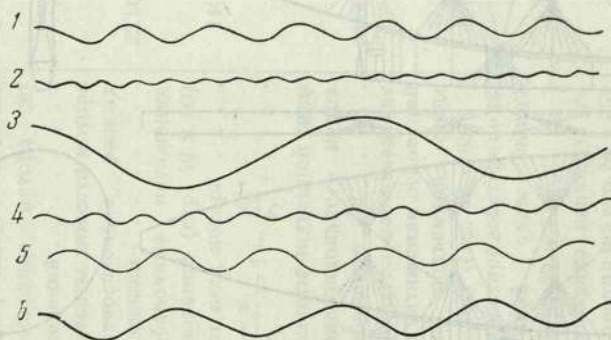


Рис. 8

47. Рис. 8 дает сечение боковин или волны гофра в натуральную величину*. Начиная сверху, видим:

1) теоретические размеры волн (при стальной оболочке толщиной 0,2 мм);

2) наименьшую величину волн (им грозит недостаток упругости при растяжении; это допустимо, если оболочке не приходится часто выпускать весь газ и принимать плоский вид);

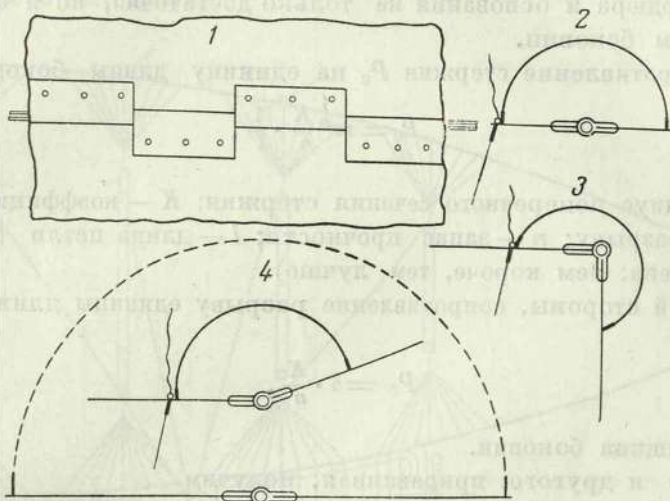


Рис. 9

3) наибольшие размеры волн (им грозит при недостаточной жесткости материала образование неправильных складок и трещин в оболочке; при таких больших волнах пришлось бы прибегать к волнам мелким, второго порядка, покрывающим крупные волны);

4) далее видим рекомендуемые мною волны;

5) средние размеры волн, близкие к теоретическим.

48. На том же чертеже внизу видим волны основания в натуральную величину*. Они продольные и в три раза крупнее волн боковин. Но они могут быть и гораздо мельче и даже другой крутизны. Цель их — придать некоторую жесткость основаниям. Волны на них чередуются с гладкими поверхностями. Волны боковин и оснований [приблизительно] взаимно перпендикулярны.

Гладкие поверхности остаются там, где примыкают к основаниям какие-либо органы, не могущие растягиваться.

49. Рис. 9 показывает петельное соединение боковин с основаниями в натуральную величину*. Первый чертеж изображает петли и стержень сверху; второй, третий и четвертый — те же петли в поперечном

* В авторской рукописи, здесь же масштаб около 1:4.

разрезах, причем указано и на желоба, прикрывающие петельное со-единение. Большой пунктирный полукруг дает наибольшие размеры желоба. Толщина материала петель такая же, как и оснований (0,45 мм). Толщина желобов такая же, как и боковин (0,15 мм). Число петель и толщина стержня рассчитываются так, чтобы сопротивление стержня *поперечному разрыву* было равно поперечному сопротивлению соответствующей части боковин. Поперечное же сопротивление самих петель, бордюра и основания не только недостаточно, но и в три раза больше, чем боковин.

50. Сопротивление стержня P_c на единицу длины боковины будет

$$P_c = \pi r^2 \frac{K}{n} \cdot \frac{1}{l},$$

где r — радиус поперечного сечения стержня; K — коэффициент сопротивления разрыву; n — запас прочности; l — длина петли (ширина ее не определена: чем короче, тем лучше).

С другой стороны, сопротивление разрыву единицы длины боковин P_b будет

$$P_b = \delta \cdot \frac{K}{n},$$

где δ — толщина боковин.

Из того и другого, приравнявая, получим

$$l = \frac{\pi r^2}{\delta} \quad \text{и} \quad r = \sqrt{\frac{l\delta}{\pi}}.$$

Полагая тут $\delta = 0,15$ мм, а длину петли l последовательно равной 10, 20, 30 мм и т. д., составим таблицу.

Таблица 4

Длина петли, мм	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
Толщина стержня, мм	1,4	1,96	2,40	2,76	3,10	3,42	3,68	3,90	4,16	4,38

Значит, чем длиннее петля, или чем меньше число их на всей оболочке, тем толще нужно делать петельный стержень. Экономия (правда, ничтожная) получается при очень коротких петлях.

На рис. 9 приняты петли длиной 5 см при стержне толщиной 3,1 мм (см. табл. 4).

Один ряд прикрепляется к основанию, а другой — промежуточный — к особому бордюру такой же толщины, как основание, и уже этот бордюр приваривается к боковинам.

На рис. 9 видим привески для прутьев стягивающей системы и для вешания дирижабля на верфи при опораживании и ремонте.

Для больших дирижаблей привески могут надеваться на стержни между петлями. Мной было устроено много моделей, иллюстрирующих это построение.

Желоба, задерживающие утечку газов, могут помещаться и внутри оболочки. Тогда необходимо сверху прикрытие от дождя и влаги. Это прикрытие может быть и герметическим, т. е. желоба могут быть и сверху и снизу двойные. Они могут устраиваться и из мягкого органического материала.

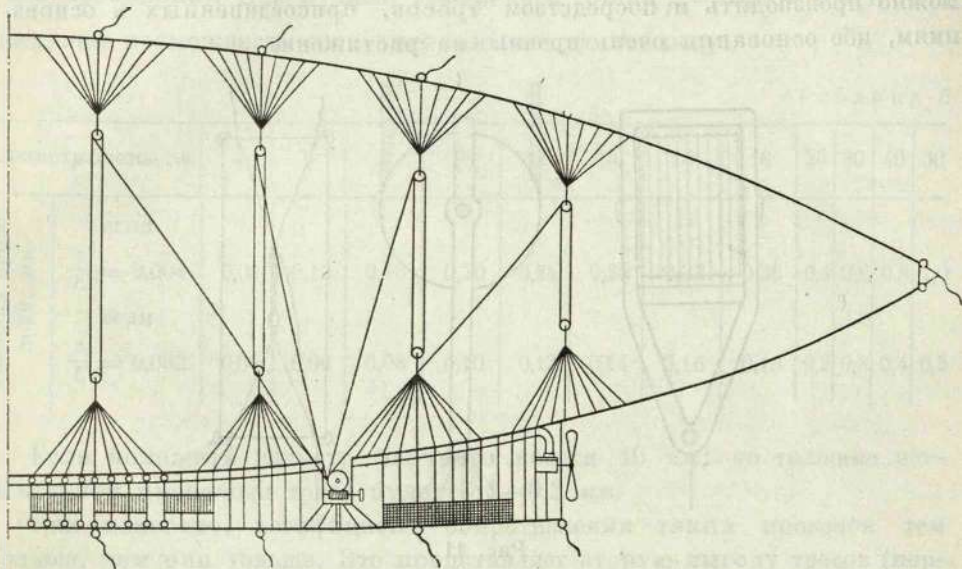


Рис. 10

Отверстия в петлях должны делаться больше стержней, чтобы было хотя отчасти трение качения.

51. Рис. 10 изображает плоский дирижабль с крючками и кольцами для вешания самой оболочки и для прицепки к ней тросов стягивающей системы и гондолы. Прицепки указаны в большом масштабе, в противном случае они не были бы видны. Тут же показаны в таком же большом масштабе блоки, тросы, стягивающий вал с непроницаемой камерой, мотор, воздушный винт и нагревающая труба.

Прицепки обозначены не все, а только образцы и место их. Сверху они могут быть парными сообразно основанию.

Назначаются они для вешания оболочки при выпуске газа, а также при наполнении дирижабля газом по окончании его постройки на горизонтальной платформе в плоском виде. Тут нужны и прицепки нижнего основания. Все они должны составлять как бы одно целое с внутренними тяжами. Последние могут прямо привариваться к

основанию (без колец), так как у них нет изгиба или изменения наклона в месте прикрепления.

Отвесные тязи гондолы должны иметь прицепки сверху и снизу, потому что гондолой может совершаться небольшие колебания. Но можно обойтись и без этих прицепок, не особенно рискуя (или при употреблении тросов). Прицепки нижние приделаны к нижней гондольной балке (рис. 10). С них спускаются тросы, когда происходит приземление дирижабля или привязка его к причальной мачте. Последнее можно производить и посредством тросов, присоединенных к основаниям, ибо основания очень прочны на растяжение.

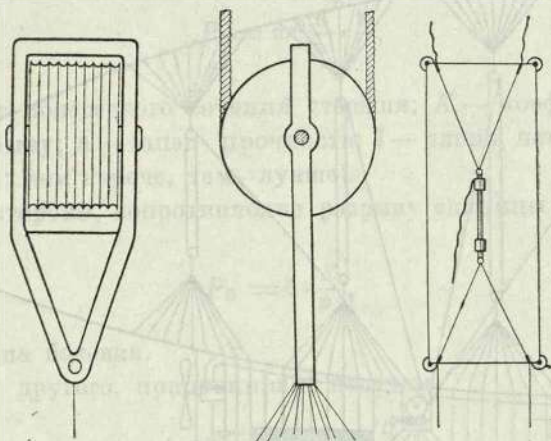


Рис. 11

52. Блоки стягивающей системы (рис. 11) нужно делать из самого легкого и прочного материала, например из отборного дерева с металлической оправой. Число колес в каждой обоймце не меньше 5 и не больше 10. В первом случае среднее натяжение одного троса будет не более 350 кг. Действительно, среднее натяжение всех тросов не более всей подъемной силы дирижабля, т. е. 28 т (см. сводную таблицу). Число полиспастов у нас 8, число блоков в каждом 10. Следовательно, имеем 80 тросов. Натяжение каждого будет 350 кг. При 10 колесах на одной оси (в полиспасте 20 колес) натяжение будет 175 кг.

Примем это число колес в наших полиспастах. Стальная проволока, выдерживающая это натяжение, будет иметь площадь сечения

$$f = \frac{P}{K/n}.$$

Приняв для стали $K/n = 10 \text{ кг/мм}^2$, а натяжение 175 кг, найдем, что $f = 17,5 \text{ мм}^2$. Толщина проволоки будет 4,72 мм, а вес 1 м составит 0,14 кг. Для упругого сгибания такой проволоки нужно очень

большое и тяжелое колесо в блоке. Отсюда видно, что блочный трос должен состоять из очень многих тонких проволок, т. е. быть тросом. Формула (272) нам дала

$$h = y \frac{\sigma}{E},$$

где σ — величина упругого сопротивления материала; E — модуль упругости; h — толщина проволоки; y — радиус колеса (или радиус изгиба проволоки). Для лучшей закаленной стали $\frac{\sigma}{E} = 0,004$ (307). Это дает нам возможность составить следующую таблицу.

Таблица 5

Диаметр блока, см	4	6	8	10	12	14	16	18	20	30	40	50	
Толщина проволоки, мм	если $\frac{\sigma}{E} = 0,004$	0,08	0,12	0,16	0,20	0,24	0,28	0,32	0,36	0,4	0,6	0,8	1,0
	если $\frac{\sigma}{E} = 0,002$	0,04	0,06	0,08	0,10	0,12	0,14	0,16	0,18	0,2	0,3	0,4	0,5

Если положить диаметр блочного колеса 10 см, то толщина элементарной проволоки троса будет 0,1—0,2 мм.

Как известно, коэффициент сопротивления таких проволок тем больше, чем они тоньше. Это представляет вторую выгоду тросов (первая же — гибкость и малость блоков). Толщина троса ввиду этого будет не более 5—8 мм. Отсюда видно, что толщина колеса будет больше 1 см, а 10 колес на одной оси — не больше 10 см. Проекция каждого блока будет квадратной.

Сложный блок должен быть устроен так, чтобы трос не мог с него соскакивать.

На рис. 11 изображено устройство сложного блока. Диаметр колеса принят 16 см.

Судя по размерам и легкому материалу, каждый сложный блок со своей обоймицей не будет весить более 2—3 кг. Тогда все восемь полиспастов (16 сложных колес) будут весить не более 32 или 48 кг.

Вес стягивающей системы мы определили в 440 кг (см. сводную табл., стр. 26). Столько же мы дали на блочную систему и разные ее дополнения. Отсюда видно, что диаметр блоков может быть, без затруднений, даже в два раза больше.

Длину всех тросов приблизительно определим из чертежей в 1010 м. Вес 1 м троса около 0,14 кг. Следовательно, вес всех тросов будет 141 кг.

Повторим: на всю стягивающую систему мы дали 880 кг. Блоки поглотят не более 50 кг, тросы 141 кг. На неподвижные тяги пойдет не более 440 кг. На стягивающий вал, его покрывку и мотор останется не менее 249 кг.

Но на неподвижные тяги мы дали чересчур много (440 кг), считая их среднюю длину 20 м. В самом деле, отсюда надо еще исключить протяжение блочной системы. Из чертежей видно, что довольно и 300 кг, так что останется еще 140 кг, а всего 389 кг.

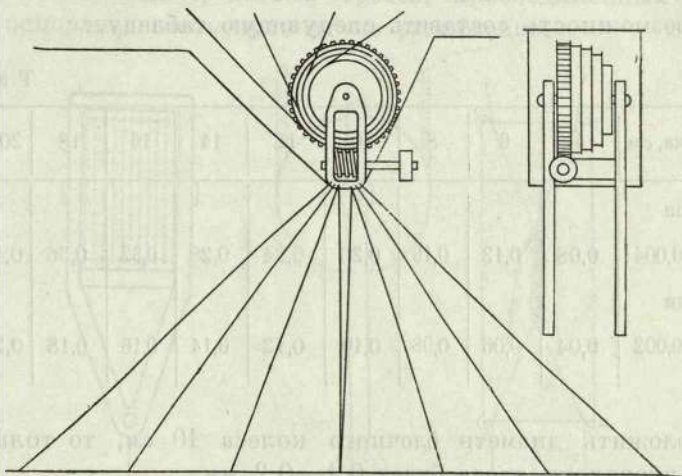


Рис. 12

На рис. 5, справа, вверху приложено схематическое поперечное сечение ненадутой оболочки. Из чертежа видно расположение шарниров, стягивающей системы, труб прикрытия, блоков и прицепок (для стягивания и вешания гондолы и самого дирижабля).

Нет особенной надобности давать большой запас прочности стержням и тросам стягивающей системы. Разрыв их неприятен, но не опасен для жизни людей. Вот гондольные тросы нужно делать особенно прочными.

53. На рис. 5 видно, что оболочка стягивается в двух местах гондолы на расстоянии 21 м от ее середины, т. е. в 42 м друг от друга, на расстоянии 15 м от концов гондолы (от моторов) и 39 м от концов оболочки.

Рис. 12 показывает способ стягивания. Натяжение одного троса может доходить до 175 кг, а всех четырех — до 700 кг. Отсюда видно, что стягивающий аппарат должен быть устроен очень прочно.

В общей металлической раме помещаются стягивающий вал с зубчатым колесом и винт (червяк), приводящий зубчатое колесо и вал в движение. Рама соединяется стержнями и тяжами с основанием

гондолы и ее массивными продольными балками. Легкий чехол прикрывает машину, препятствуя утечке газов. Из него только высывается ось червяка, приводимая во вращение особым мотором в ту или другую сторону.

Механизм и укрепляющие его части помещаются с одного бока гондолы или посредине ее. В этом месте пол гондолы должен иметь особенную прочность. Полезно его также загрузить по расчету, чтобы уравновесить натяжение тросов.

Из рис. 12 видно, что укрепляющие тяжи занимают около 6 м длины гондолы. Соответствующая подъемная сила (по сводной таблице) на 1 м равна 100—180 кг, а на 6 м [составит] 600—1080 кг. Следовательно, и усиленная загрузка не нужна. Но при пяти колесах в каждой обоймце загрузка будет необходима, так как натяжение удвоится (7002 кг). Тут может быть размещен пассажирский багаж или другие грузы.

Величина стягивания разных частей оболочки тем меньше, чем меньше ее сечение. Поэтому вал делается ступенчатым, т. е. он состоит из ряда связанных между собой желобчатых колес разных диаметров. Они относятся между собой как числа 1,00; 0,95; 0,86; 0,72 (сообразно относительному размеру поперечных сечений оболочки, где происходит стягивание). Тросы могут на всем своем протяжении остаться тросами, если концы их будут закреплены на стягивающем валу и будут на него наматываться по мере стягивания оболочки. Тогда неудобно будет делать вал малого диаметра, потому что надо много места для наматываемых тросов.

Стягивание оболочки желательно на 1—2 м. При десяти колесах на каждой обоймце трос должен при этом сматываться с блоков на 20—40 м. Если средний диаметр вала будет 1 м, наматывание на вал 3 м троса даст на нем один виток. При стягивании же на 20—40 м получится 7—14 витков. Толщина троса не более 1 см. Следовательно, при одинаковой намотке рядом и в высоту (друг на друга) ширина и высота желоба на колесах составят не более 3—4 см.

Как видно, можно диаметр вала уменьшить вдвое. Тогда получится 13—26 витков. Поперечное сечение желоба будет не более 4—5 см, что на колесе 50 см немного. Этот диаметр мы и примем.

Значит, каждая ступень вала займет 5 см, а четыре колеса—20 см. Принимая во внимание еще обода или стенки желобов и зубчатое колесо, увидим, что весь вал имеет длину не более 30 см (при диаметре 50 см). На рис. 6 диаметр вала принят 1 м.

Зубец колеса, соединяющийся с червяком при квадратном сечении, должен быть около 1 см в поперечном сечении, так как выдерживает давление до 1000 кг. Отсюда видно, что весь стягивающий вал, с его рамой и тяжами, не может иметь очень большого веса, если сделан из хорошего материала: примерно не более 200—300 кг.

Чем выше поднимается дирижабль, тем больше приходится распускать тросы. Цель употребления червяка — не давать им распускаться самовольно от натяжения оболочки, т. е. без участия мотора или особого тормоза. Самый червяк при определенном шаге будет служить тормозом.

Стягивающих валов в дирижабле два. Они вообще стягивают оболочку одинаково, т. е. на одну величину.

Ради восстановления горизонтальности дирижабля при его наклонах оба вала работают в противоположном направлении.

Но можно один вал оставить в покое и действовать только другим, то заставляя его стягивать одну половину оболочки, то распускать ее же, смотря по наклону продольной оси корабля.

Если дирижабль хорошо уравновешен, погода обыкновенная и дирижабль плывет на определенной высоте, то для стабилизации довольно и одного руля высоты.

Тогда стягивание для получения нормального давления водорода в оболочке совсем не нужно: безопасное давление проще получается регулятором температуры. Если давление велико, то температуру понижают, дирижабль опускается и давление становится нормальным. При низком давлении поступают наоборот.

Ввиду этого средняя часовая работа стягивания невелика, но порою, когда приходится прибегать к стягиванию, она больше. Для спуска дирижабля на 1 км нужно стянуть оболочку не более чем на 2 м, т. е. придется поднять гондолу на эту высоту. Гондола же со всем содержимым весит не более 20 т. Значит, придется совершить работу в 40 т·м. Если спуск дирижабля на 1 км совершается в 100 сек., то работа стягивания в 1 сек. будет 400 кг·м, или 4 метрические силы. Скорость спуска будет 10 м/сек. При скорости 5 м/сек работа будет уже в 2 силы.

При поднятии работа должна была бы выделяться обратно и в таком же количестве, если бы не червяк и его трение, поглощающее эту работу.

Итак, у каждого вала надо поставить по мотору в 2—4 метрические силы. Экономнее было бы приводить в действие стягивающую систему от главных двигателей. Расстояние до них 15 м. Наиболее экономная передача силы в отношении веса — воздушная или электрическая. Тут стягивающий вал может сразу получить мощность 100 л. с. и более и, следовательно, работать необыкновенно быстро.

Но желательно, чтобы стягивающий вал работал независимо от главных двигателей. Поэтому придется прибегнуть к бензиновым или газовым моторам, быстро пускаемым в ход. Это, пожалуй, будет не менее экономно в отношении веса.

Уравнивать горизонтальность дирижабля сразу двумя способами нельзя (например, рулем высоты и стягивающей системой). Надо сначала пытаться достигнуть горизонтальности одной стягивающей системой и по возможности обходиться без горизонтального руля.

Тем более нельзя одновременно пользоваться тремя или более способами стабилизации, например присоединять к первым двум способам еще неравномерное нагревание водорода в оболочке посредством регулятора температуры.

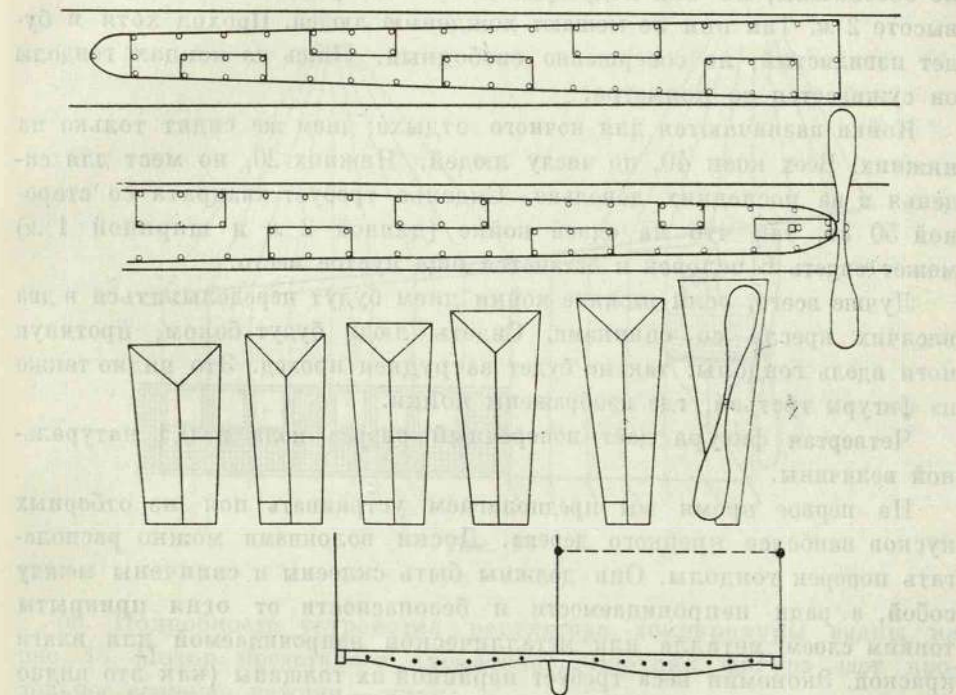


Рис. 13

Но пытаться одним последним способом достигать устойчивого направления продольной оси дирижабля не мешает.

54. Рис. 13 изображает план пола для обеих половин гондолы, почти от середины до конца, т. е. на протяжении 34 м (две фигуры сверху).

Следующие фигуры дают поперечные сечения гондолы и пола.

Из плана видно, что каждый квадратный метр пола имеет по углам четыре тяжа, на которых он и висит (только к концам гондолы тяжи чаще расположены). Они составляют продолжение тяжей стягивающей системы (см. третью фигуру) и опираются на верхнюю часть оболочки с давлением газа до 5 *m*. Проекция тяжей обозначены на чертеже точками. Этих тяжей на всей гондоле будет 219. Они ме-

шать движению людей не могут, так как проход между ними равен 1 м и лишь к концам гондолы меньше.

Не только пол, но и койки, столы, шкафы, сиденья и лестницы опираются на них. Это делает вес коек, кресел и пр. наименьшим. Они могут даже состоять из легких полотнищ или сеток. Койки расположены друг от друга на расстоянии 1 м; одна внизу, на высоте полметра, а следующая, с той же стороны, — сверху, на высоте 2 м. На первых двух фигурах изображены только нижние койки. Верхние не обозначены, но они подразумеваются на пустых местах чертежа на высоте 2 м. Так они не мешают хождению людей. Проход хотя и будет извилистый, но совершенно свободный. Лишь на концах гондолы он суживается до полметра.

Койки назначаются для ночного отдыха; днем же сидят только на нижних. Всех коек 40, по числу людей. Нижних 20, но мест для сиденья и на последних довольно. Сиденье требует квадрата со стороной 50 см, так что на одной койке (длиной 2 м и шириной 1 м) может сидеть 6 человек и останется еще пустое место.

Лучше всего, если нижние койки днем будут переделываться в два висячих кресла со спинками. Сидеть люди будут боком, протянув ноги вдоль гондолы: так не будет затруднен проход. Это видно также из фигуры третьей, где изображены койки.

Четвертая фигура дает поперечный разрез пола в 0,1 натуральной величины.

На первое время мы предполагаем устраивать пол из отборных кусков наиболее крепкого дерева. Доски волокнами можно располагать поперек гондолы. Они должны быть склеены и свинчены между собой, а ради непроницаемости и безопасности от огня прикрыты тонким слоем металла или металлической непроницаемой для влаги краской. Экономия веса требует неравной их толщины (как это видно из последней фигуры).

По краям и середине пола идут, ради прочности, продольные брусья. Средний брус очень массивный (тоже пока деревянный). Он служит и опорой для тросов (гайдропов), бросаемых вниз для задержки и приземления дирижабля, а также для привязки его к причальной башне (или мачте).

Чтобы не делать пол очень массивным и вместе с тем не рисковать жизнью, его снизу можно прикрыть сеткой из лучшей стальной проволоки. Если повредиться пол — спасет сетка.

Конечно, со временем полы будут делаться металлическими, но пока необходимы уступки.

Для прикрепления к причальной мачте могут служить и тросы, присоединенные к одному или двум основаниям (рис. 1 и 11).

Но соединение мачты с гондолой выгоднее, потому что не требует высокой причальной мачты; горизонтальное же выравнивание можно возложить на стягивающую систему. Сход пассажиров также тут легче. Остановка моторов у причальной мачты должна сопровождаться выходом пассажиров, вообще — уравниванием подъемной силы.

55. Рис. 14 указывает на расположение мотора, регулятора температуры и нагревающей трубы. Видим окна и двери, прицепки гондолы и тормозные (в увеличенном масштабе, иначе они не были бы видны).

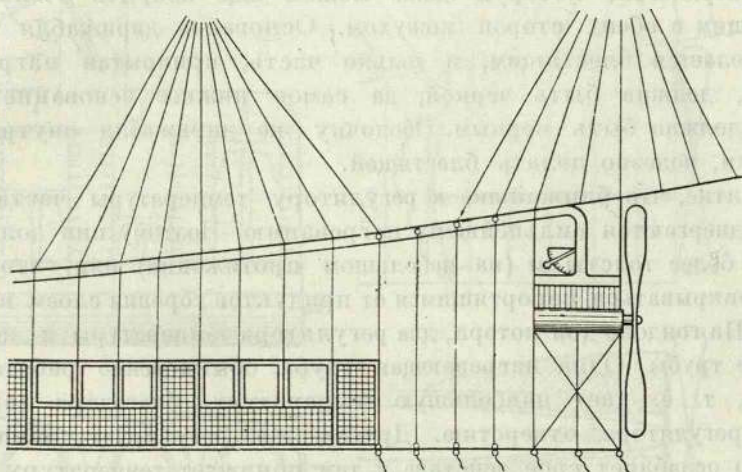


Рис. 14

56. Подробности устройства регулятора температуры видны на рис. 15. Мотор представлен схематично. Верхняя фигура дает продольное сечение, нижняя — план.

Выходные отверстия цилиндрических газов должны быть окружены особым непроницаемым кожухом, откуда они устремляются в регулятор температуры дирижабля, состоящий из трубы с квадратным поперечным сечением. В трубе может вращаться прямоугольная заслонка, то перегораживающая плотно трубу и прекращающая дальнейший ход в ней горячих газов кверху (наклонное положение заслонки), то захлопывающая левое большое отверстие в трубе и пропускающая их тогда свободно в нагревающую дирижабль трубу (отвесное положение заслонки). В первом случае все горячие газы выбрасывают в сторону (наружу) и почти не нагревают водород в оболочке дирижабля. Во втором, наоборот, вся масса газов устремляется в нагревающую трубу и тепло их почти целиком передается дирижаблю. В среднем случае часть продуктов горения выходит наружу, а часть —

в нагревающую трубу. Ясно, что степень нагревания водорода будет зависеть от наклона заслонки.

Ее поворачивают особой рукояткой, прилегающей к циферблату. Он указывает градусы наклона или получаемую среднюю температуру нагрева дирижабля.

Чтобы теплота выхлопных газов лучше передавалась дирижаблю и меньше терялась, регулятор температуры и нагревающая труба снаружи и внутри делаются блестящими. Но внутренность их скоро тускнеет, и потому мы заботимся главным образом о блеске наружной поверхности, которую даже можем еще покрыть очень тонким блестящим с обеих сторон кожухом. Основание дирижабля снаружи тоже делается блестящим, и только часть, прикрытая нагревающей трубой, должна быть черной, да самое нижнее основание внутри также должно быть черным. Оболочку же дирижабля внутри, как и снаружи, полезно делать блестящей.

Понятно, что ближайшие к регулятору температуры части оснований подвергаются сильнейшему нагреванию. Поэтому они должны делаться более толстыми (на небольшом протяжении) или, что экономнее, прикрываться непортящимся от продуктов горения слоем вещества.

57. На гондоле два мотора, два регулятора температуры и две нагревающие трубы. Одна нагревающая труба обыкновенно работает полностью, т. е. дает наибольшую температуру, благодаря закрытому сбоку регулятора отверстию. Другая же регулирует температуру, т. е. то ослабляет свое действие и тем понижает температуру, то усиливает его и тем повышает температуру (смотря по надобности).

В иных случаях приходится действовать обоими регуляторами одновременно. Продукты горения, остывая, дают, между прочим, воду. В наиболее низком месте нагревающей трубы ставят сосуд, где вода собирается. Ее вес (если все продукты горения подвергаются охлаждению) близок к весу сожженного углеводорода и полезен для поддержания равновесия дирижабля, как и переменная температура его газа.

Выгоднее передний регулятор открывать полностью (т. е. все продукты горения направлять в нагревающую трубу). Тогда все тепло переднего мотора пойдет на нагревание дирижабля и не будет надобности выбрасывать продукты сгорания в носовой части оболочки. Тут выбрасывание продуктов может более беспокоить людей и пачкать дирижабль. Напротив, выбрасываемые сзади (на корме другим регулятором) продукты будут уноситься встречным потоком, не попадая на гондолу.

Наш дирижабль не может подняться, если не пустим в ход хотя бы один мотор. Также если оба мотора стали во время пути, то дирижабль будет медленно падать. Но трудно допустить, чтобы оба

мотора стали одновременно. Один же (действующий) может воспрепятствовать спуску дирижабля. Если же стали оба, то дирижабль должен планировать в наклонном положении, как аэроплан. Его огромная поверхность заменит крылья аэроплана. Во всяком случае, спуск в лесу, в море или в неизвестном месте будет рискованным.

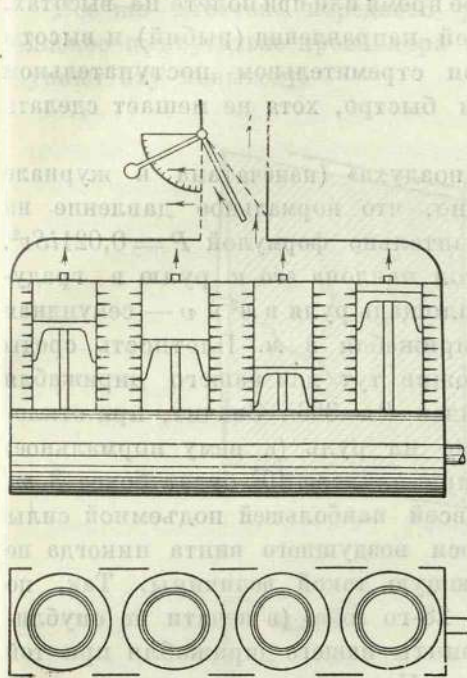


Рис. 15

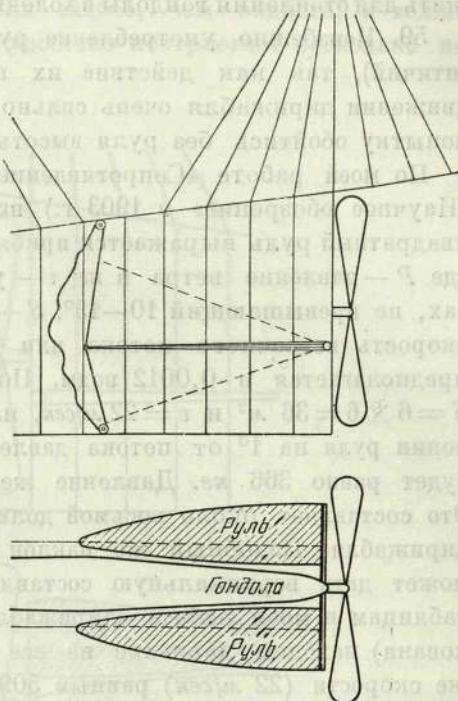


Рис. 16

Можно было бы выкинуть балласт, чтобы остановить снижение, но в нашем дирижабле балласт (бесполезный в других отношениях груз) не полагается. Притом балласт этот составляет около тонны и запастись его неэкономно. Выбрасывать же вещи и горючее еще менее разумно.

Но можно найти много средств избежать приземления. Можно, например, пустить в действие запасный мотор, стоящий рядом с остановившимся.

Это кажется наиболее практическое средство, так как дает одновременно и поступательное движение, также необходимое для удобного спуска.

Пока запасный мотор работает с тем же воздушным винтом, остановившиеся двигатели могут быть исправлены. Иногда нужно пользоваться теплом моторов и в то же время ослабленной работой воздушного винта. Это соединимо, если лопасти винта можно поворачивать.

58. Рабочие цилиндры со своими ребрами также должны быть покрыты особым кожухом. Сильный воздушный ток от вентиляторов, проникая в него через несколько отверстий, должен достаточно и равномерно охлаждать цилиндры. Выходящий наружу и нагретый цилиндрами воздух содержит сравнительно немного тепла, но может служить для отопления гондолы в холодное время или при полете на высотах.

59. Неизбежно употребление рулей направления (рыбий) и высоты (птичий), так как действие их при стремительном поступательном движении дирижабля очень сильно и быстро, хотя не мешает сделать попытку обойтись без руля высоты.

По моей работе «Сопротивление воздуха» (напечатана в журнале «Научное обозрение» в 1903 г.) видно, что нормальное давление на квадратный руль выражается приблизительно формулой $P = 0,021iSv^2$, где P — давление ветра в кг; i — угол наклона его к рулю в градусах, не превышающий $10-15^\circ$; S — площадь руля в m^2 и v — секундная скорость встречного потока или дирижабля в m . Плотность среды предполагается в 0,0012 воды. Положив тут для нашего дирижабля $S = 6 \times 6 = 36 m^2$ и $v = 22 m/сек$, найден $P = 366i$. Значит, при отклонении руля на 1° от потока давление на руль (к нему нормальное) будет равно 366 кг. Давление же при наклоне 10° будет более 3 т. Это составляет около восьмой доли всей наибольшей подъемной силы дирижабля. Подобный же наклон оси воздушного винта никогда не может дать вертикальную составляющую такой величины. Так, по таблицам в моей работе «дирижабль 28-го года» (в печати не опубликована) находим давление на все винты нашего дирижабля при той же скорости (22 м/сек) равным 509 кг. При наклоне оси винтов на 1° отвесная составляющая будет около 9 кг, а при 10° 90 кг. Это меньше 3660 кг в 40 раз.

Также и другие средства по быстроте своей не могут сравниться с действием рулей.

Особенно выгодно действие руля не только при его наклоне, но еще и при искривлении. Такой руль изображен на рис. 16. Тут мы видим две его проекции. Устройство его едва ли сложнее и массивнее руля плоского. Конечно, его удобнее всего поместить позади переднего пропеллера (винта).

Устраивается он из ряда гибких стальных прутьев с натянутой между ними легкой материей (или гофрированной вдоль жестью). При управлении им конец отгибается особыми тросами кверху или книзу. Так как он расположен по бокам гондолы, то это приспособление легко устроить. Такой руль может быть сооружен без всяких шарниров. Все достигается его гибкостью.

Рули всегда, если можно, надо ставить позади пропеллеров. Тогда их действие сильнее от возбуждаемого винтом воздушного потока.

Особенно полезен такой руль при начале поступательного движения дирижабля, когда он еще не приобрел большой скорости и, следовательно, от встречного воздушного потока почти не работает. Напротив, воздушный винт в это время как раз дает наибольшую отдачу (т. е. движение воздуха).

Все же действие переднего руля слабее, чем заднего, и только близкое присутствие пропеллера и удобство построения несколько искупают эту невыгоду.

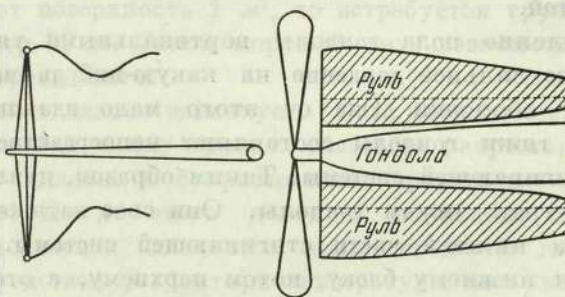
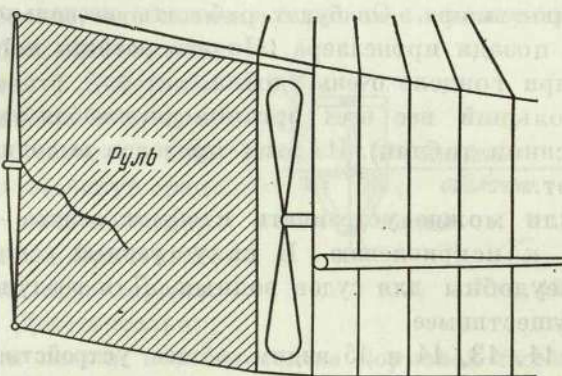


Рис. 17

Руль высоты мы могли бы поместить и позади кормового пропеллера; но это не так удобно и экономно в отношении веса. Может быть, в силу его переднего положения придется увеличить его поверхность.

В больших дирижаблях, с гондолой во всю длину оболочки, все может быть поставлено иначе. В начале движения дирижабля, когда скорость его еще мала, и руль высоты действует слабо, следует прибегать для получения горизонтальности к неравномерному стягиванию.

Если нельзя будет обойтись без руля высоты, то удобнее помещать его на корме, как указано на рис. 17.

60. Рис. 17 дает понятие об устройстве гибкого руля направления таких же размеров, как и руль высоты. Он имеет на конце два перпендикулярных к нему стержня малого сопротивления. К концам их прицеплены легкие тросы, натягивая которые можем искривлять гибкий руль и тем вызывать давление на него и желаемое направление дирижабля. В общем устройство обоих рулей одинаково, только кормовая система несколько тяжелее. Но зато она действует сильнее ввиду заднего ее положения (и притом позади пропеллера). На этом же чертеже дан проект руля высоты, расположенного по другую сторону заднего пропеллера. Он будет работать несколько слабее руля, расположенного позади пропеллера. Но эта разница невелика, притом постройка его при гондоле очень удобна.

Общий наибольший вес всех органов дирижабля уже был указан ранее (при описании таблиц). Из этих пределов выходить по возможности не следует.

Конечно, рули можно устраивать и обыкновенные — плоские, без способности их к искривлению. В силу разных условий искривляющиеся рули неудобны для судов водных. Для воздушных же судов они гораздо осуществимее.

61. На рис. 11, 13, 14 и 15 видим общее устройство боковых степок гондолы, ее окон, дверей, укрепление стягивающего вала, мотора и других тяжестей.

Видим укрепление пола гондолы вертикальными тяжами длиной более 3 м. Даже сильное давление на какую-нибудь часть пола не искажает форму оболочки. Она от этого мало вдавливается. Дело в том, что эти тяжи гондолы составляют непосредственное продолжение тяжей стягивающей системы. Таким образом, давление на пол передается двум-трем тяжам гондолы. Они свое натяжение передают двум-трем тяжам нижней части стягивающей системы. Это же давление передается нижнему блоку, потом верхнему, а отсюда оно распределяется на значительную долю оболочки длиной 8 м. Ее подъемная сила составляет не менее 800 кг. Давление же газа на эту часть еще гораздо больше (около 5 т). Понятно, что вдавливание оболочки будет почти незаметно.

Так же укрепляются и моторы (на концах гондолы). Они, можно сказать, висят на верхних частях оболочки. Тяжи, идущие от рамы к полу, мешают только их раскачиванию.

На 1 м от пола идет ограждающая бока гондолы сеть из квадратных клеток размером 25 см. Она предохраняет пассажиров от падения на случай разрыва боковых гондольных покрышек. Выше этой сети — ряд окон, каждое в 1 м². Еще выше — натянутая крышка для устранения в гондоле ветра и излишнего сопротивления воздуха.

Между окнами — двери, также огражденные сеткой и покрытые не пропускаемым для ветра слоем.

62. На рис. 18 видим также верхнее основание оболочки и два предохранительных клапана. Один представлен закрытым, другой открыт и выпускает газ по направлению стрелок. Изображение схематическое. Клапан напоминает печную вьюшку и находится на уровне поверхности дирижабля, в конце верхнего основания. Выдаются наружу только стержни, направляющие движение заслонки. Движение это облегчается роликами. Клапанная вьюшка входит краями в кольцеобразное углубление, наполненное хлопком с незамерзающей жидкостью (можно употребить вместо этого и хорошую резину). Действием собственной тяжести и не изображенной на чертеже спиральной пружины (вокруг среднего стержня) клапан поддерживается закрытым. Применять вместо пружины груз хорошо, но неэкономно. Действительно, для безопасности клапан помещается на кормовой части дирижабля, где давление газа составляет около 24 кг/м^2 . Поэтому если совокупность клапанов имеет поверхность 1 м^2 , то потребуются груз гораздо больше 24 кг , например 50 кг . Такой мертвый груз неэкономен. Пружины же могут быть гораздо легче.

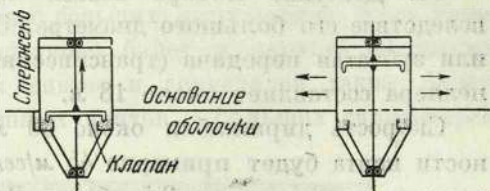


Рис. 18

Понятно, как клапан действует. Если сверхдавление в дирижабле много выше нормы и ему грозит опасность разрыва, то это давление одолевает вес клапана и сопротивление пружин и поднимает клапан, выпуская газ. Но до этого доводить дирижабль не следует. При малейшем увеличении давления выше среднего дирижабль нужно опускать посредством регулятора температуры или уменьшать давление при помощи стягивающей системы. Так же, впрочем, поступают и при уменьшении сверхдавления, т. е. увеличивают его теми же средствами.

63. Горючее, вес которого составляет несколько тонн, нельзя сосредоточивать на одном месте, так как это вызывает вредное напряжение оснований. Его нужно распределить по всей длине гондолы в одном длинном баке, расположенном под гондолой и разделенном перегородками.

Такая труба может заменить и массивную балку гондольного пола и потому очень экономна.

Длина гондолы 72 м . Если запас бензина принять в 5000 л , то площадь сечения трубы будет менее 7 дм^2 , а поперечный разрез (диаметр) менее 30 см . Ввиду малого изгибания гондолы упругое изгибание трубы вполне обеспечено даже без ее поперечной гофрировки

(так называемые гибкие трубы). Притом она может иметь и овальное или прямоугольное сечение.

Продольная гофрировка при малой ее массивности может придать ей и гондоле огромную жесткость.

Вес ее при употреблении стальной жести плотности 8 и толщиной 1 мм вычислим на 1 м ее длины в 7 кг. Вес же легкого горючего на 1 м около 50 кг.

Следовательно, вес баков составит около $\frac{1}{7}$ веса горючего. Это немного, если принять во внимание замену деревянной балки, которая сама на 1 м весит не менее 5 кг.

64. Действие мотора нельзя передавать прямо гребному винту вследствие его большого диаметра. Это невыгодно. Необходима цепная или зубчатая передача (трансмиссия). Действительно, окружность пропеллера составляет около 18 м.

Скорость дирижабля около 30 м/сек. Значит, скорость по окружности винта будет примерно 45 м/сек. Следовательно, воздушный винт должен делать только 2,5 об/сек. Двигателю же выгодно делать 50—100 об/сек. Значит, передача необходима и выражается числом от 1 : 20 до 1 : 40. Без передачи можно обойтись при старых дизелях, но они неэкономны по своему весу.

Отклонения и упрощения

65. В предлагаемом проекте мы допускаем разные упрощения. Так, обе половины оболочки устраиваем одинаково, т. е. нос и корма будут иметь одинаковые размеры и форму. Значит, оболочка будет симметрична относительно среднего поперечного сечения.

Для дирижаблей большого размера и более совершенных этой симметрии не будет: передняя часть оболочки будет тупее задней. Сопротивление воздуха при этом мало уменьшится, но устойчивость, а следовательно, и управление будут лучше.

66. Также нижнее основание, или нижнюю часть плоской оболочки, надо бы делать выпуклее; в противном случае при надувании и стягивании оболочки верхняя ее часть будет выпуклее нижней. Это зависит от выпирающих сверху двух длинных бугров (над продольной впадиной). Но мы пока и этим пренебрежем.

Эта неправильность (асимметрия) должна опускать нос дирижабля, что способствует компенсации действия воздушного винта, поднимающего этот нос. Таким образом, эта асимметрия может быть полезной. В какой же степени — решить без опыта нельзя. Но мы всегда можем достигнуть горизонтальности дирижабля посредством стягивания.

67. Потом мы берем довольно тупой дирижабль: его продолговатость в плоском виде будет 4, а в надутом около 6. Цель — увеличить горизонтальную устойчивость и упростить стягивающую систему.

68. Конец дирижабля не может быть построен по формуле: он должен быть коническим по крайней мере на 0,1 полуоси от конца*. Строка сводной таблицы для плоской оболочки дает производную, или тангенсы углов кривой с горизонтом. Из рис. 3 видно, что ордината конца должна быть равна (см. стр. 6 и 8 в сводной таблице) $4,317 - (0,515 \cdot 6) = 1,23$ м.

Мы из ординаты, соответствующей абсциссе $(0,9 x_1)$, вычли произведение отрезка в $0,1 x_1$, или 6 м, на тангенс угла. Значит, высота конечного прямоугольника будет 2,46 м. Если оболочку, т. е. концы ее, чуть удлинить, то они дойдут в высоту до 2 м или сделаются равными в высоту и ширину, значит, станут квадратными. Но в этом нет надобности.

69. Гондола у более совершенных больших дирижаблей будет идти во всю длину оболочки. Вполне доступно будет и верхнее основание оболочки. Размещение воздушных винтов и двигателей также будет иное. Число двигателей и воздушных винтов у больших дирижаблей увеличится.

У. ПОРЯДОК ПРАКТИЧЕСКИХ РАБОТ ПРИ ПОСТРОЕНИИ МЕТАЛЛИЧЕСКОГО ДИРИЖАБЛЯ

Порядок работ при построении металлического воздушного корабля предполагаю таким,

1. Построение пропорциональных моделей дирижабля, нелетающих и неизменяющих своей формы и объема. Размеры 5—30 см в высоту

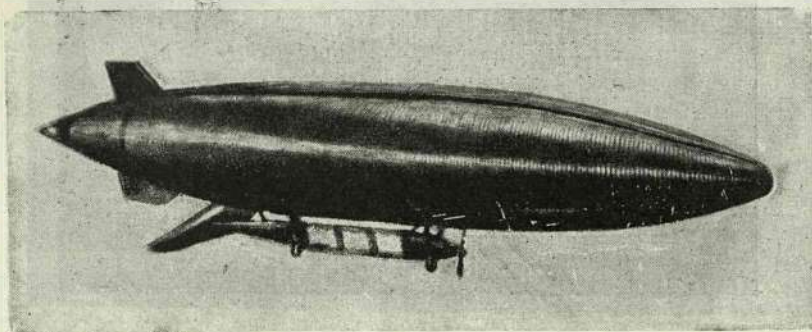


Рис. 19

и 30—180 см в длину. Кроме волн и других сравнительно мелких частей, масштаб постоянный, и построение подобно (последняя из построенных таких моделей [дирижабля объемом 3000 м^3] изображена на фотоснимке рис. 19 [см. также модели дирижабля объемом 8000 м^3 , рис. 20 и 21]).

* См. снимки 16 и 17 в «Простейшем проекте», стр. 231 и 232 настоящего тома.

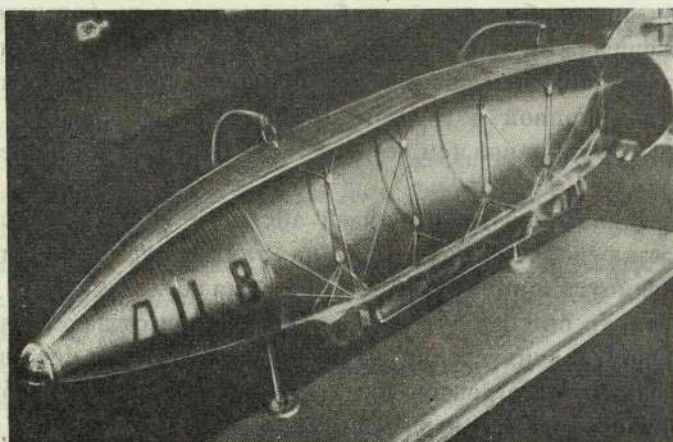


Рис. 20

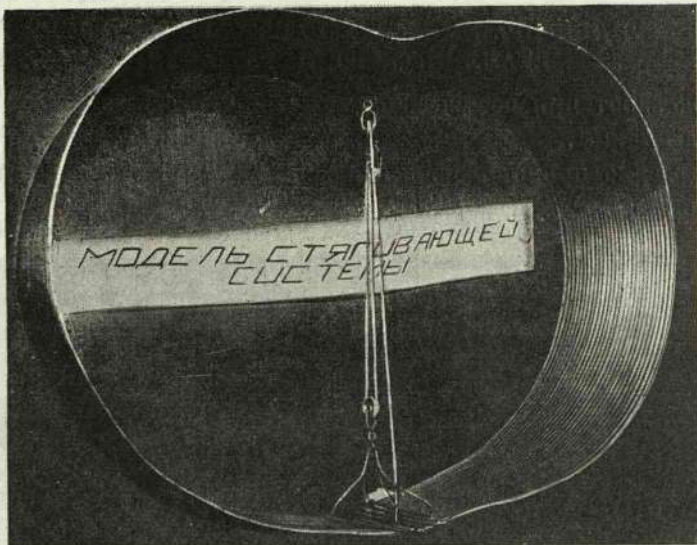


Рис. 21

2. Построение нелетающих моделей, но отчасти упругих, т. е. слегка изменяющих свой объем и форму без деформации. Размеры 30—100 см в высоту и 180—600 см в длину. Масштаб переменный. Подобие не соблюдается (карикатура). Строится одна оболочка. Одна из таких моделей (латунная) [1924 г.], только в 30 см высоты, обладала почти полной упругостью.

3. Модели нелетающих оболочек, изменяющих свой объем и складывающихся в плоскость без всякой деформации. Такие оболочки можно

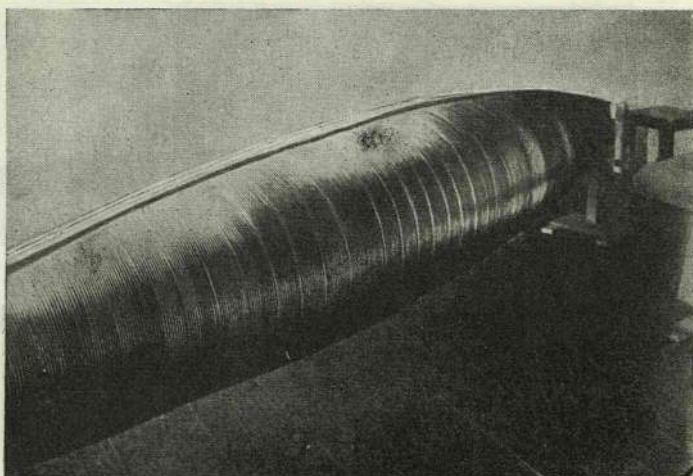


Рис. 22

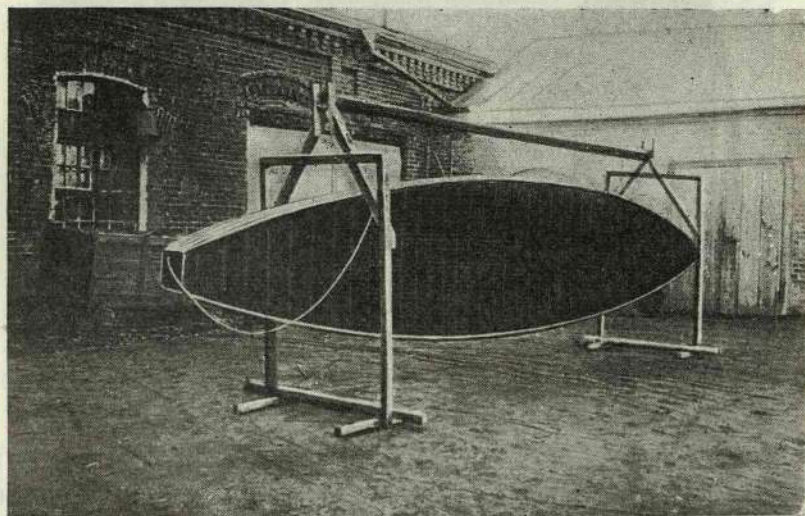


Рис. 23

совершенно опоражнивать и снова наполнять бесчисленное множество раз без всякого вреда для их целостности. Пропорциональность или сходство с действительной оболочкой соблюдается больше. Размеры 1—4 м высоты и 4—16 м длины.

[На рис. 22 автором снята в своей светёлке модель высотой (в плоском виде) 1 м и длиной 4 м, изготовленная им в 1925 г. из латуни. Толщина боковины 0,1 мм. В 1926 г. по чертежам К. Э. Циолковского была построена вторая упругая латунная модель, размерами

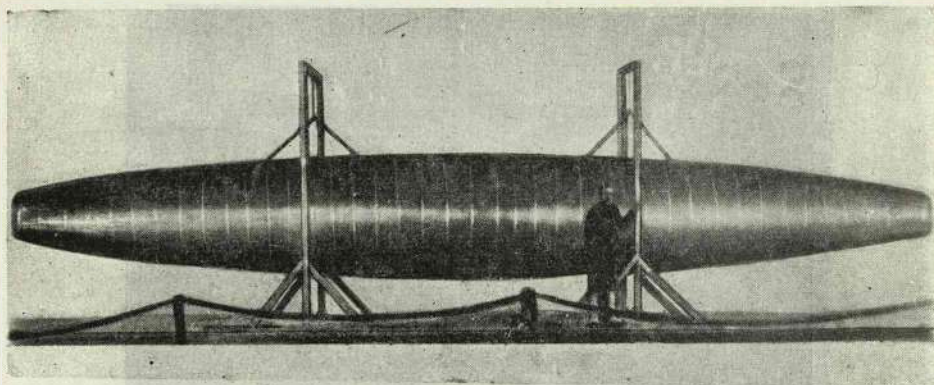


Рис. 24

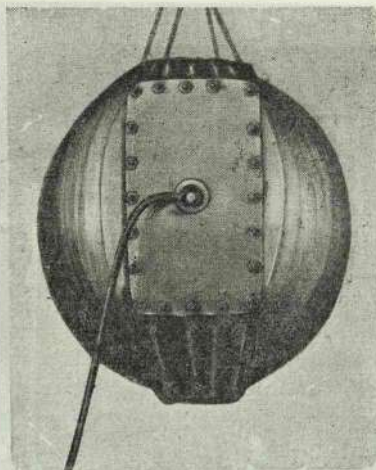
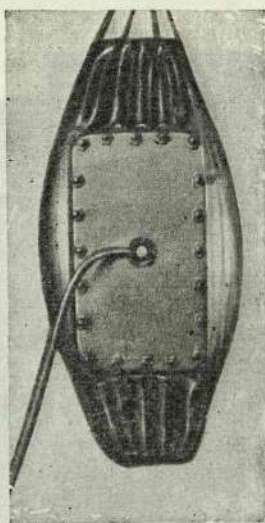


Рис. 25

в плоском виде $10,2 \cdot 0,3$ м с боковинами толщиной $0,15$ мм. Она впервые была собрана без поднимания оболочки — по способу, упрощенно воспроизводящему описанный ниже (см. п. 6 и рис. 31 и 32).

В 1931 г. была построена первая электросварная упругая оболочка высотой 1 м и длиной 6 м. Её боковины и полугрубы выполнены из углеродистой стали толщиной $0,1$ мм, а остальные детали — из нержавеющей стали толщиной $0,2$ мм (рис. 23). Отсутствие движущихся сварочных машин заставило на время вернуться к перевёртыванию оболочки при сборке, недопустимому при сборке оболочки корабля.

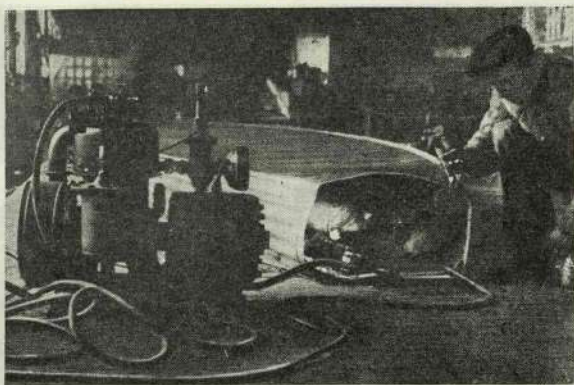


Рис. 26

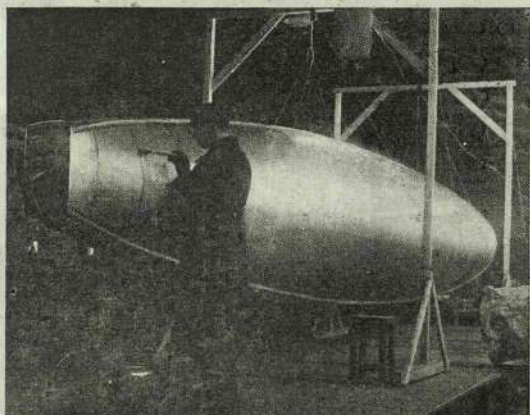


Рис. 27

В 1933 г. была построена первая оболочка, цельносварная из нержавеющей стали, длиной 11,3 м, в остальном повторяющая размеры модели 1926 г., как и порядок ее сборки.

Общий вид этой оболочки дается на рис. 24 и 25. Мы видим её в двух степенях наполнения — при 10 и при 200 мм вод. ст.].

4. Устройство всех деталей дирижабля в натуральную величину, каковы: волнистая поверхность боковин оболочки, шарнирное соединение, блоки, тросы, части гондолы, рули, регуляторы температуры, стягивающие валы, предохранительные клапаны и т. д.

5. Машины-орудия для быстрого, точного, совершенного и дешевого изготовления деталей в естественную величину. Тут, между прочим, сварочные, гофрировальные, прессовочные и прокатные машины разных размеров, назначений и устройства.

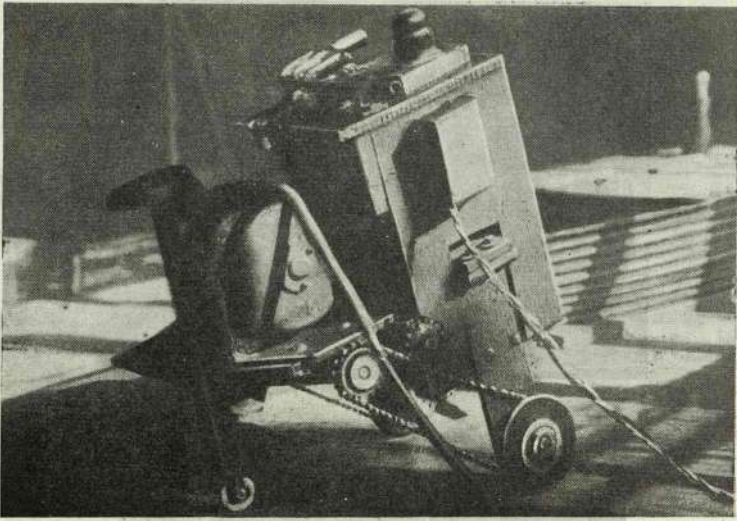


Рис. 28

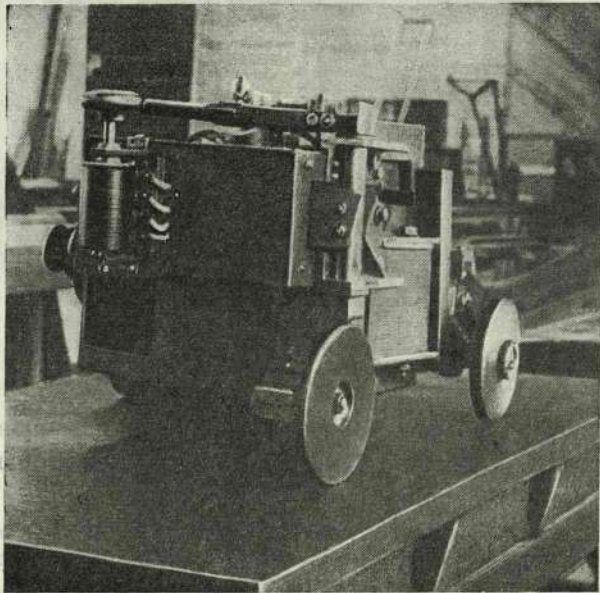


Рис. 29

[На рис. 26 показан на фоне собираемой оболочки компрессор, использованный при проверке плотности швов, а на рис. 27— проверка плотности швов в наполненной оболочке.

На рис. 28 показан макет движущейся швовой машины типа «двуколка» для электросварки полотнищ неограниченного размера.

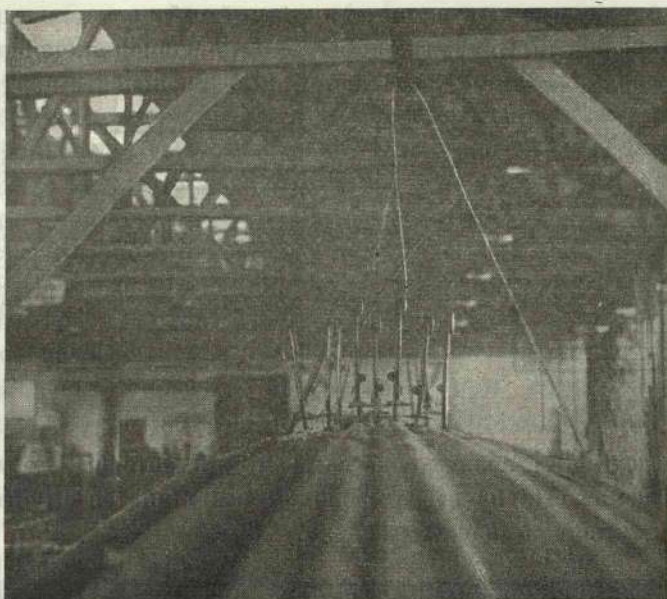


Рис. 30

На заднем плане оболочка длиной 11,3 м, собранная вся с помощью этого макета. Следующая машина типа «велосипед» для сварки замыкающих швов оболочки показана на рис. 29.

На рис. 30 видна расстановка рычажных тензометров для исследования напряженного состояния оснований (продольных полос) при различных давлениях газа в оболочке].

6. Верфи для построения гондол и металлических оболочек. Верфь гондолы имеет вид невысоких стоек, на которых строится и вешается гондола. А верфь оболочки — почти плоская и горизонтальная платформа или даже выровненная и цементированная поверхность земли.

Рис. 31 представляет в плане схему верфи оболочки. Толстые поперечные линии в контуре оболочки изображают очертания отдельных секций боковин.

На длинных столах по бокам собираются основания (продольные полосы), а квадраты у концов оболочки изображают места предварительной сборки носового и кормового окончаний.

Точки вокруг контура оболочки изображают невысокие столбы для подтягивания оболочки при газонаполнении и подъеме.

Рис. 32 изображает в поперечном разрезе последовательные стадии наполнения оболочки на плоской, слегка наклонной платформе, выявленные при помощи исследования в водном бассейне моделей, наполняемых воздухом.

Мертвое пространство в ненаполненной оболочке со спадающими боковинами (верхняя фигура) промывается водородом, после чего начинается газонаполнение. Когда количества газа почти достаточно для

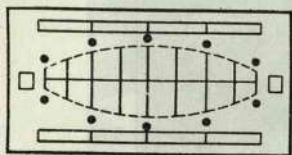


Рис. 31

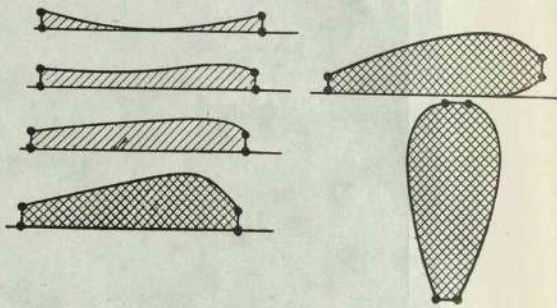


Рис. 32

подъема оболочки на воздух, она сама поднимается и принимает отвесное положение. После этого оболочка наполняется и испытывается, а затем к ней подвешивается гондола.

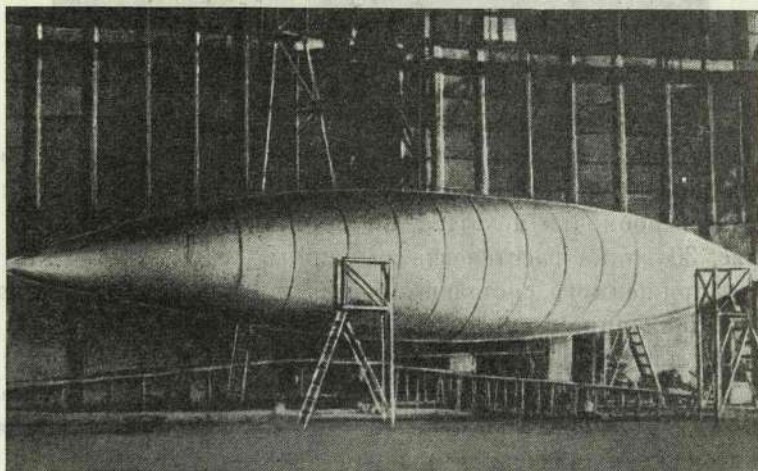


Рис. 33

7. Летящие оболочки упрощенной конструкции без гондолы. Высота 2—6 м, а длина 8—18 м.

На рис. 33 показана в стадии статических испытаний цельносварная летающая оболочка объемом 1080 м³ и диаметром 7 м из стали толщиной 0,1 мм, имевшая при сборке размеры 0,36 · 11,44 м. Постройка оболочки была закончена 15-го сентября 1935 г., за 4 дня до смерти К. Э. Циолковского.

8. Модели дирижаблей, поднимающие гондолу и небольшой груз в форме упрощенных органов управления, без людей, немного больших размеров, чем предыдущие.

9. Дирижабли, поднимающие 1—5 человек, упрощенные, очень нежной конструкции, негодные на практике и не приносящие дохода. Строятся ради обучения строению. Высота 7—10 м, а длина 28—30 м.

10. Дирижабли менее нежного устройства, хорошо управляемые, но еще непрактичные и мало доходные. Высота 10—15 м, а длина 40—75 м. Поднимают 5—15 человек. Конструкция почти полная, с незначительными упрощениями.

11. Практические дирижабли и тем более совершенные и доходные, чем размеры их больше. Полное оборудование. Высота 15—50 м, а длина 90—300 м, величиной до размеров океанского парохода. Несут 17—1000 человек.

Теоретические пределы дирижаблей при современном состоянии техники могут дойти до 300 м высоты и до подъема 200 000 человек.

Эти воздушные левиафаны сравниваются по высоте с башней Эйфеля.

Первые три стадии уже пройдены. Если это сделано не совсем удовлетворительно, то причина в несоответствии материалов, неопытности и недостаточном оборудовании. Теперь готовятся орудия сварки частей оболочки (исполненные модели рассеяны по разным местам, отчасти испорчены переноской и повреждены при осмотре посетителями выставок; вообще их очень бы полезно построить заново).

Четвертая — уже пройдена отчасти и не может затормозиться при благополучных материальных условиях. Ведь это шаблонная работа — по готовым чертежам и таблицам.

Пятая ступень очень важна, так как от нее зависят быстрота, дешевизна и совершенство построения дирижаблей. Желательно ее основательно пройти прежде, чем начать постройку практических воздушных кораблей (хотя их можно сооружать и специально не приспособленными машинами).

Сделав известными способами возможно совершенные детали дирижабля, можно по этим данным сконструировать и соответствующие машины-орудия. Могут помочь и заграничные конструкторы, но дело так просто, что, мне кажется, мы легко справимся и сами.

Построение плоских верфей и небольших гондольных (шестая ступень) — пустое дело.

Следующая, седьмая стадия — построение летающих моделей — довольно деликатна, но при наличии достаточно тонких материалов и технических средств вполне осуществима.

Следующие стадии (восьмая—одиннадцатая) могут быть пройдены очень быстро при хорошем выполнении пятой ступени, ибо от машин-орудий все зависит (т. е. быстрота и совершенство). Детали аэронавта незамысловаты и разнообразны, так что как будто и производство машин-орудий нетрудно.

Постепенность стадий не только избавит нас от больших расходов и непроизводительной затраты сил, но и чрезвычайно облегчит построение больших практических дирижаблей. Эта подготовка, ничего почти не стоящая в материальном отношении, избавит нас от дорогостоящих ошибок и неудач.

Выполнение первой ступени дает общее понятие о форме и устройстве металлических дирижаблей из волнистого металла, а также понятие об относительных размерах дирижаблей и их частей. Тут создается преимущественно художественное представление о воздушном корабле.

Вторая стадия ясно показывает возможность построения металлической оболочки, изменяющей свой объем и свою форму без вреда для целостности аэронаута. Третья утверждает то же, но в высшей степени. Четвертая будет подготовкой к конструированию машин-орудий. Она дает также понятие о натуральных размерах и солидности главных частей воздушного корабля. Гондола и органы управления будут почти в законченном виде и естественной величины.

В пятой ступени будем стремиться к упрощению деталей и производящих их машин-орудий. Она может отнять немало времени.

В седьмой стадии задаемся построением летающей упрощенной модели. Прохождение ее необходимо, так как она дает нам наглядное понятие об отношении сил сопротивления материалов оболочек к давлению газов и к силам тяжести. Она может дать первое практическое указание и об устойчивости аэронаута.

Остальные стадии служат подготовкой друг к другу для накопления опыта и избежания лишних трудов, жертв и расходов.

Дело дирижабля — громадное дело и польза его никак не ограничивается военными применениями. Оно заслуживает и внимания и большой работы. Оно не по силам одному лицу и одной специальности.

Работы по дирижаблю должны быть разделены между опытными, знающими, беспристрастными, молодыми и сильными лицами в таком примерно порядке.

1. Выбор и испытание материалов.
2. Прокатка листов, стержней и пр.
3. Порфировка и штамповка листов.
4. Проволоки и тросы.
5. Сварка электричеством.
6. Сварка ацетилено-кислородная.
7. Плоская верфь для построения оболочки дирижабля.
8. Петельное соединение.
9. Стягивающая система с особым двигателем.
10. Предохранительные клапаны.
11. Невысокая верфь для гондолы.
12. Пол гондолы.

13. Главные ее стержни, предохранительные сетки, оболочка, окна, двери и пассажирские удобства (отопление, кресла, койки, продовольствие и пр.).

14. Винтомоторная группа с регулятором температуры и нагревающей трубой.

15. Руль направления и, если нужно, руль высоты.

16. Общая сборка оболочки дирижабля.

17. Добывание водорода.

18. Наполнение оболочки газом и соединение ее с гондолой.

19. Причалные мачты и башни.

20. Управление дирижаблем.

21. Мое общее наблюдение через посредство т. Рапопорта.

Все участники работ должны ознакомиться с общим проектом.

Моделисты должны сделать модели целого дирижабля и его частей для общего наглядного ознакомления сотрудников.



Рис. 2

Рис. 1—3. Главные проекты. Продольный и поперечный сечения и вид гондолы сверху.



Рис. 3

Рис. 4. Продольное сечение сечения дирижабля на 100 человек.



Рис. 5. Поперечное сечение дирижабля на 100 человек.

Рис. 6. Вид гондолы с винтомоторной группой.

Рис. 7. Башня управления дирижаблем.

Рис. 8. Башня управления дирижаблем, вид сверху.

4. АТЛАС ДИРИЖАБЛЯ ИЗ ВОЛНИСТОЙ СТАЛИ *

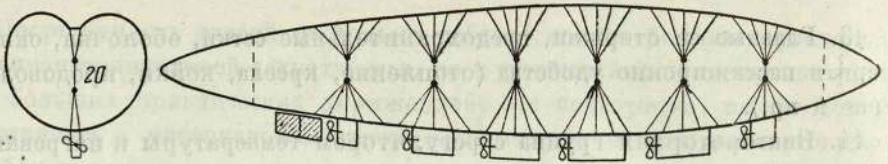


Рис. 1

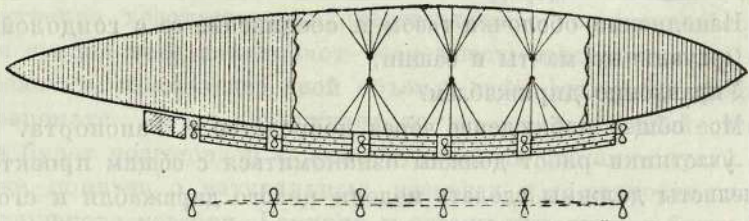


Рис. 2

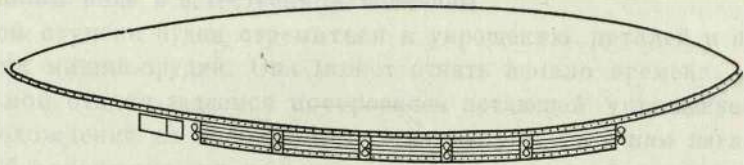


Рис. 3

Рис. 1—3. Старые проекты. Продольные и поперечные сечения и вид гондол снизу.

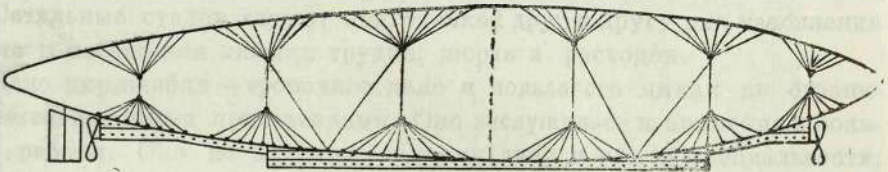


Рис. 4

Чертеж предельного отвесного сечения дирижабля на 200 человек.

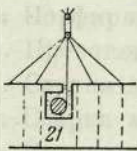


Рис. 5. Камера со стягивающим валом

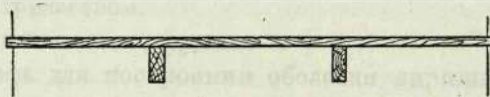


Рис. 6. Пол гондолы

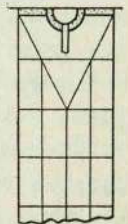


Рис. 7. Поперечное сечение многоэтажной гондолы

* 1931 г. Для уменьшения повторений с предыдущими работами К. Э. здесь даются только рис. 18—27 с новой нумерацией. См. прим. ред. в конце книги.

I. ОБЩАЯ ТАБЛИЦА ДЛЯ ДИРИЖАБЛЕЙ ДЛИНОЙ 60—300 м

1	10	15	20	25	30	40	50
Высота вполне раздутой оболочки не считая оснований							
2 Наибольшая ширина строящейся плоской оболочки	15,7 60	23,55 90	31,4 120	39,25 150	47,1 180	62,8 240	78,5 300
3 Длина оболочки или дирижабля	1						
4 Ширина оснований оболочки или длинных полюс	1400	1,5 3150	2 5600	2,5 8750	3 12 600	4 22 400	5 35 000
5 Поверхность волнистой оболочки	122						
6 Поверхность полюс или двух осно- ваний оболочки	1522	274	488	762	1098	1952	3050
7 Полная поверхность газохранилища	2150	3424	6088	9512	13 698	24 352	38 050
8 3/4 полного объема газохранилища		7240	17 190	33 500	58 000	137 400	268 000
9 Подъемная сила дирижабля за выче- том веса газа	2570	8690	20 600	40 220	69 530	164 600	321 800
10 Число людей на дирижабле	5	17	39	76	131	312	610
11 Поверхность газохранилища, при- ходящаяся на одного человека	304						
12 Площадь наибольшего поперечного сечения оболочки, если не прини- мать в расчет оснований и вдавлен- ности	78,5 3,14	201 176,7	156 314,2	125 490,9	104 706,9	78 1257	63 1964
13 Та же площадь, уменьшенная в 25 раз		7,08	12,56	19,64	28,28	50,3	78,5
14 Те же числа, но деленные на число людей	0,63	0,44	0,32	0,26	0,22	0,16	0,13
15 Сумма мощностей всех моторов на воздушном корабле	24	82	195	381	659	1560	3050

Продолжение

	10	15	20	25	30	40	50
1	Высота вполне раздутой оболочки, не считая оснований						
16	240	820	1950	3810	6590	15 600	30 500
17	24	82	195	381	659	1560	3050
18	Вес двух моторов, полагаая на 1 метрическую силу по 10 кг.						
19	80	236	509	921	1488	3218	5849
20	17,2	49,7	21,7	23,3	25,0	27,5	29,5
21	62	71	78	84	90	99	106
22	6	9	12	15	18	24	30
23	12	18	24	30	36	48	60
24	18	27	36	45	54	72	90
25	942	3179	7536	14 719	25 434	60 288	11 775
26	319	717	1276	1994	2871	5104	7975
27	530	1785	4240	8275	14 310	33 900*	66 350
28	410	1395	3300	6450	11 130	26 400	51 500
29	53	119	241	330	475	845	1320
30	60	135	240	375	540	960	1500
	67	151	269	420	605	1075	1680

* В подлиннике была описка: 42400.

		Продолжение							
1	Высота вполне раздутой оболочки, не считая оснований	10	15	20	25	30	40	50	
31	Толщина волнистой оболочки и материала полутруб, мм	0,1	0,15	0,2	0,25	0,3	0,4	0,5	
32	Толщина продольных оснований и материала петьел, мм	0,3	0,45	0,6	0,75	0,9	1,2	1,5	
33	Наименьшая продольная прочность оболочки дирижабля	46	30	23	18	15	11	9	
34	Наименьшая поперечная прочность оболочки дирижабля	99	66	50	40	33	25	20	
35а	Полная высота волн оболочки, см	0,5	0,75	1	1,25	1,5	2	2,5	
35б	Длина волн, см	1,35	2,025	2,7	3,375	4,05	5,4	6,75	
36	Ширина ленты для выделки петьел шарнирного соединения, см	5	7,5	10	12,5	15	20	25	
37	Ширина ленты полутруб, см	4	6	8	10	12	16	20	
38	Вес 1 м ² оболочки с прибавкой 10% на снай и волны, кг	0,825	1,238	1,650	2,062	2,48	3,30	4,12*	
39	Ширина нижнего основания гондолы или ширина ее пола	1	1	1	1	1,5	2	2	
40	Высота гондолы (наименьшая)	3	3	3	4	4	5	6	
41	Число этажей	1	1	1	1	1	1	2	
42	Диаметр каждого винта	3	4	6	8	10	12	14	
43	Длина гондол	60	90	120	150	180	240	600	
44	Площадь пола гондолы	60	90	120	150	270	480	1200	
45	Площадь пола, деленная на число людей	12	5,3	3,1	1,98	2,06	1,54	1,97	
46	Средняя толщина одной из 120 про- волок стягивающей системы, мм	1,5	2,7	4,1	5,6	7,4	11	16	

* В издании 1931 г. была опечатка: 4,18.

Окончание

	10	15	20	25	30	40	50	
1	Высота вполне раздутой оболочки, не считая оснований	20	68	160	310	540	1300	2500
47	Среднее натяжение стягивающего троса в одной системе при 10 блоках							
48	Наибольшая высота продольных балок, волн, полутруб, нагревательных труб и т. д., см	6	9	12	15	18	24	30
49	Средняя стоимость дирижабли, золотые русские руб.	3300	41 400	26 300	51 300	88 700	210 000	441 000
50	Полезная работа дирижабли в год, если считать только 5000 час. в году; за единицу принимаем провоз 100 кг (\$ 6) на 1000 км	0	2840	11 310	26 880	52 200	144 540	310 050
51	Стоимость этой работы, если принять копеечную плату с пассажира за км, золотые руб.	0	28 400	113 000	269 000	522 000	1 445 000	3 100 000

II. ПОЯСНЕНИЯ К ТАБЛИЦЕ

1. Высота раздутой оболочки в метрах без оснований. Основания увеличивают эту высоту, но так как дирижабль наполняется только до $\frac{3}{4}$ своего наибольшего объема, то истинная высота не поднявшегося еще аэронаута даже меньше приведенной. Наибольшая приведенная в таблице высота в 6 раз меньше высоты башни Эйфеля и в 2 раза больше высоты рослых сосен. Заметим, что числа таблицы выражены в м и кг, где единицы не названы.

Высота дирижаблей страшит; но, во-первых, к большим размерам подойдем постепенно, строя сначала небольшие аэронауты; во-вторых, стройка происходит на горизонтальной плоскости; это не только удобно, но аэронаут, расположенный на земле, не пугает тогда своими размерами. При наполнении водородом он висит на газе. Вообще нужно помнить, что все части дирижабля висят, т. е. подвергаются растяжению, а не сдавливанию, как, например, на корабле. Это чрезвычайно увеличивает прочность, уменьшает вес и облегчает построение.

2. Наибольшая ширина строящейся плоской оболочки, не надутой еще газом; она в 1,57 раза больше

первого ряда чисел. Платформа для постройки должна быть на 30% шире для расположения оснований.

3. Длина дирижабля. Платформа немного длиннее. Длина наибольшего аэронаута сравнивается с длиной океанского парохода, высота же несколько больше ширины морского гиганта. Длина дирижабля в 6 раз больше его высоты. Цепелины уже строят таких размеров.

4. Ширина оснований оболочки. Она составляет 10% высоты оболочки и изменяется от 1 до 5 м. Выгоднее основания делать в середине шире, чем по концам. Выигрывается продольная прочность раза в полтора и прибавляется подъемная сила процента на три. В таблице основания принимаются прямоугольными, одной и той же ширины. Длина их равна длине оболочки.

5. Поверхность волнистой оболочки. Она раза в три больше площади продольного среднего сечения.

6. Поверхность двух оснований. Она составляет 11,5% площади боковых волнистых половин.

7. Полная поверхность газового хранилища.

8. $\frac{3}{4}$ полного объема газохранилища. Наполнение на $\frac{3}{4}$ позволяет дирижаблю подниматься без потери газа на 2 км высоты и плавать, если нужно, на этой высоте. Объем самого большого из приведенных дирижаблей в 2 раза больше проектируемого цепелиновского гиганта. Средний металлический дирижабль по объему сравнивается с цепелином, имеющим 50 000 м³ вместимости.

9. Подъемная сила дирижабля. Плотность воздуха принимается 0,00129, плотность газа 0,00009, т. е. в 14 раз меньше. Это — водород. Подъемная сила 1 м³ его составит 1,2 кг. Разумеется, она меньше на высотах и при температуре выше нуля и больше в местах ниже уровня океана и в холоде ниже нуля. Также она увеличивается при увеличении атмосферного давления. Подъемная сила равна весу дирижабля со всем содержимым, за исключением газа.

10. Число людей на дирижабле. Оно изменяется от 5 до 610 человек. На каждого с багажом полагается 100 кг. Вес всех людей с багажом принимается в 5 раз меньше подъемной силы, т. е. он составляет 20%. Число служащих составляет не менее девяти; следовательно, только аэростат в 15 м высоты может везти восемь пассажиров и потому может приносить некоторый доход. На больших дирижаблях число служащих сравнительно незаметно, и потому эти дирижабли могут приносить большие выгоды.

11. Поверхность дирижабля, приходящаяся на одного человека. Она изменяется от 304 до 63 м² и выражает относительное трение или сопротивление, испытываемое оболочкой при ее движении и приходящееся на одного человека. Поверхность крыльев аэроплана с обеих сторон не менее 30 м², да корпус имеет не менее 20 м² внешней поверхности.

Значит, одно трение в аэроплане близко к трению поверхности дирижабля высотой 50 м. Но аэроплан имеет еще громадное сопротивление тяжей и разных выдающихся частей, чего нет почти в дирижабле. Кроме того, аэроплан массу энергии тратит на поддержание себя в воздухе, т. е. на борьбу с тяжестью, чего не надо дирижаблю. На большом дирижабле 63 м^2 металлической поверхности, заключаая водород, несут человека и соответствующую ему часть гондолы со всеми органами управления. Эти 63 м^2 составляют поверхность кубической каретки с ребром около 3 м.

Поверхность, приходящаяся на одного человека, всегда заключает 440 м^3 водорода. Она-то и несет человека со всем его комфортом, багажом и двигателями, 400 кг дешевого металла, и эти 440 м^3 газа вечно держат и двигают человека с его багажом. В этих 400 кг заключаются и оболочка, и гондола, и органы движения, и все необходимое.

12. Площадь наибольшего поперечного сечения оболочки, если не принимать в расчет оснований и вдавленности. Истинная площадь немного меньше. Она также выражает сопротивление воздуха движению дирижабля. Но он заострен, и потому истинное сопротивление по крайней мере в 25 раз меньше. Площадь эта в 19,4 раза меньше поверхности дирижабля и составляет $5,6\%$ от нее. Главное продольное горизонтальное сечение меньше поверхности оболочки, если не считать оснований, раза в три. Оно выражает сопротивление при вертикальных движениях оболочки.

13. Предыдущие числа, уменьшенные в 25 раз. Они выражают сопротивление дирижабля при его поступательном движении.

14. Те же площади, деленные на число людей, т. е. сопротивление, приходящееся на одного человека. Оно совсем невелико и уменьшается с увеличением размеров дирижабля. Оно для больших дирижаблей меньше того, которое испытывает человек, катающийся на коньках или вообщедвигающийся в спокойном воздухе с такой же скоростью, как дирижабль. Но так как скорость его велика, то на преодоление сопротивления атмосферы полагается 7 л. с. на каждого пассажира воздушного корабля. На первый взгляд кажется странным, что относительное сопротивление на дирижабле, при его больших размерах, меньше сопротивления человеческого тела. Но это последнее сопротивление можно на дирижабле совсем не считать, так как люди закрыты от ветра гондолой весьма малого сопротивления.

15. Мощность всех двигателей на воздушном корабле, если принять за единицу $4/3 \text{ л. с.}$, или 100 кгм/сек . Она доходит до 3 тыс. метрических сил, или до 4 тыс. обыкновенных, между тем как аэроплан с двумя пассажирами требует 150 сил, или на одного 75 сил. Наш большой дирижабль имеет около 600 пассажиров. Значит, на каждого идет только 7 л. с., или в 10 раз меньше.

Определение мощности основано на многочисленных расчетах и опытах по сопротивлению воздуха. Она невелика, потому что корпус и гондола дирижабля имеют совершенную форму при полном отсутствии складок и других неправильностей. Высокая и узкая гондола служит прекрасным килем, а горизонтальное оперение, как увидим, оказывается почти излишним. Следовательно, сопротивление среды минимально.

16 и 17*. Вес моторов. Мы даем на двигатели гораздо больше, чем дают на аэропланах, именно — чуть не в 10 раз больше. Зато от этих двигателей можно ждать исправного действия и долговечности. Этого же, впрочем, можем достигнуть и при двигателях по 5 кг на метрическую силу. Тогда приведенные числа можно уменьшить вдвое. На практике же, подражая аэропланам, можем довести вес мотора наибольшего дирижабля до 3 т.

На моторы мы ассигновали 10% всей подъемной силы, но при легких моторах пойдет только 5% и даже 1% подъемной силы. Конечно, последние двигатели будут так же ненадежны, как и аэропланые. Только ненадежность аэропланых двигателей грозит худшими последствиями, так как там остановка двигателей принуждает к падению или сомнительному планированию. На дирижабле порча моторов также затрудняет спуск; но, во-первых, здесь спуск необязателен, во-вторых, трудно предположить, чтобы оба мотора испортились одновременно. Остановка же одного почти незаметна, так что легкие моторы гораздо применимее к дирижаблю, чем к аэронауту.

18. Давление на дирижабль встречного воздушного потока; оно равно давлению на все вращающиеся винты и составляет только 3,3% всей подъемной силы; следовательно, оно в 30 раз меньше подъемной силы, или в 6 раз меньше веса людей, так как люди составляют пятую долю подъемной силы.

Давление на винты от их вращения и давление встречного воздушного потока на корпус аэронаута и его гондолу составляют две равные, противоположные и параллельные силы, т. е. так называемую пару сил. Эту пару сил надо, так или иначе, уравновесить, чтобы аэронаут не задира л нос кверху.

19. Секундная скорость дирижабля.

20. Часовая скорость дирижабля в километрах. Изменяется от 62 до 106 км. Есть возможность силу двигателей маленьких аэронаутов увеличить в 8 раз. Тогда скорость возрастет в 2 раза и будет чуть не вдвое больше, чем у аэропланов. Возможно это и для больших дирижаблей.

21—23. Давление газа, или, вернее, разность давлений газов снаружи и внутри оболочки дирижабля, на 1 м²; пределы 6—90 кг. Это давление показано для низшей, средней и высшей точек оболочки. На

любой горизонтальной плоскости сечения или на одной высоте давление одинаково. Оно вообще пропорционально высоте газа над низшей точкой оболочки плюс постоянное давление. Это постоянное давление зависит от нас, т. е. от силы стягивания оболочки. Низшее, среднее и высшее давления у нас относятся, как числа 1, 2 и 3. Но при сильнейшем стягивании может получиться иное отношение, например 2, 3 и 4 или 11, 12 и 13. Для самого большого из приведенных в таблице аэронатов среднее давление равно 60 кг/м^2 . Приведенные числа выражают также давление газа в миллиметрах водяного столба.

24. Полное продольное давление газа на наибольшее поперечное сечение оболочки. Оно составляет $38,6\%$ подъемной силы и потому довольно велико. Разумеется, оно убывает быстро к концам оболочки. Оно должно уравниваться натяжением продольных оснований и волнистых боковин дирижабля. Последнее натяжение непостоянно, потому что зависит от степени наполнения оболочки газом и от силы ее стягивания. Поэтому продольные основания также подвергаются непостоянному натяжению. При расчете прочности оболочки лучше всего сопротивлением волнистой поверхности пренебречь.

25. Продольное натяжение волнистой оболочки. На основании формулы (339) моего сочинения «Теория аэростата» вычисляем натяжение по данным таблицы и текста о волнистой поверхности. Сравнивая это натяжение с полным давлением газа на поперечное сечение, видим, что упругость волнистой поверхности составляет в больших кораблях незначительную часть давления газов: именно, для оболочки в 10 м высоты 60% , для 20 м 30% , для 40 м 15% и т. д. Следовательно, на сопротивление волны нельзя рассчитывать, а только на основания. Впрочем, уменьшая размер волн и их крутизну, можем сопротивление их увеличить; только от этого уменьшится предел упругого растяжения; но оно у нас вообще избыточно и может быть еще уменьшено в два раза, так как на практике оболочке не приходится складываться в плоскость. Если размер волн уменьшить в два раза, то натяжение оболочки будет уже составлять до 120% давления газов, т. е. оно будет сильно увеличивать прочность дирижабля, особенно ближе к его концам.

26 и 27. Натяжение оснований от давления газа, если пренебречь сопротивлением оболочки. Сумма обоих натяжений тогда составит давление газа. Оба давления относятся, как числа 9 и 7. Впрочем, натяжение зависит от силы стягивания оболочки: чем оно больше, тем отношение обеих стягивающих сил ближе к единице. Натяжение в других точках оснований тем меньше, чем они ближе к концам, или чем меньше площадь сечения оболочки. Таким образом, как будто незаконно сопротивление оснований делать на всем их протяжении одинаковым. Можно, действительно, его ослаблять к концам, но не очень,

так как при случайных наклонениях дирижабля давление газа на концах возрастает.

28—30. Поперечное натяжение оболочки на 1 линейный метр ее сечения изменяется в зависимости от размеров дирижабля и высоты сечения в одной и той же оболочке. Приведены низшее, среднее и высшее напряжения. Они относятся, как числа 7, 8 и 9.

31. Толщина оболочки и материала полутруб. Она выражена в миллиметрах. Сколько метров высоты имеет оболочка, столько сотых долей миллиметра имеет ее толщина. Оболочка — железная или стальная. Из дюралюминия — в три раза толще.

32. Толщина оснований и материала петель в три раза больше.

33. Продольная прочность оболочки уменьшается с увеличением в несколько раз, если увеличить ширину оснований, отчего почти на столько же увеличится подъемная сила дирижабля, так что он поднимет все, что и прежде поднимал.

34. Прочность поперечная. Она в два раза больше.

35а. Полная высота волн оболочки в сантиметрах. Длина волн в 2,7 раза больше.

35б. Длина волн в сантиметрах.

36. Ширина ленты, из которой выгибают петли. Она в 10 раз больше высоты волн. Толщина петель такая же, как оснований. Ленту составляют двойной по ширине и в этом виде делают пробои для петельного соединения, потом уже разрезают на две ленты. Они составляют пару, соединяемую со стержнем. Вес петель составляет 2,2% всей подъемной силы. Сопротивление их немалое. Оно составит около 20% сопротивлений оснований.

37. Ширина ленты полутруб. Она в 8 раз больше высоты волн. Вес полутруб вычислим в 0,26% всей подъемной силы.

38. Вес 1 м² боковин оболочки с прибавкой 10% на спай и волны. Толщина всякого рода оболочек в дирижабле большей частью пропорциональна линейным размерам дирижабля. Так, волнистая оболочка для наибольшего аэронаута длиной 300 м сделана из материала толщиной в кровельное железо. Волны и спай увеличивают поперечное сопротивление оболочки на 10%.

39. Ширина гондолы, или ширина ее пола. Для аэронаутов с 15 м высоты гондола сверху расширяется, чтобы сравняться с более широким основанием оболочек. Ширина достаточна для помещения верхних коек и висячих сидений. Проход остается достаточный.

40. Высота гондолы показана наименьшая; вследствие кривизны дирижабля к носу и к корме она больше, что дает возможность поместить тут винты большего диаметра. Это позволяет увеличить полезную отдачу винтомоторной группы.

41. Число этажей. Только у наибольшего два этажа.

Большая высота удобна для помещения коек выше человеческого роста и для проведения нагревательных труб.

42. Диаметр вивта.

43 и 44. Длина гондол и площадь их полов.

45. Площадь пола, приходящаяся на одного человека. Для самого малого дирижабля она непроизводительно велика, для других дирижаблей составляет около 2 м^2 . Этого вполне довольно, чтобы при помощи висящих над головой коек доставить каждому пассажиру просторную постель и комфортабельное помещение внизу для кресел, столов и свободного движения.

46. Толщина проволок в миллиметрах. От каждого блока идут кверху направо и налево 10 проволок; да еще вниз 10; всего 20 проволок. В шести системах будет 120 проволок довольно солидной толщины. Тросы могут быть легче. Толстые проволоки могут разветвляться к основаниям на более тонкие и многочисленные.

47. Натяжение троса в килограммах. При 20 блоках в каждой стягивающей системе натяжение это еще вдвое меньше. Пределы 20—2500 кг. Наматывание тросов на валы для стягивания должно производиться ближайшим двигателем. Для малых дирижаблей оно невелико; даже для дирижабля на 39 человек оно 160 кг. При построении же больших дирижаблей, может быть, будут изменения.

48. Высота продольных балок в сантиметрах. При надувании оболочки дирижабля все продольные части его изгибаются. Полома и деформации не будет при указанной высоте труб, продольных волнах на основаниях и т. д.

На практике высота эта может быть и гораздо больше, так как значительное изгибание будет только раз при наполнении водородом, и тут допустима единственная деформация. Далее же изгибание весьма незначительно. Для первого практического дирижабля диаметр труб достигает 10 см.

49*. Цена дирижабля. Большую часть массы дирижабля составляют простая железная его оболочка и гондола. Эта масса не превышает 70% подъемной силы (см. графу 9); 1 кг железа при заводском производстве может обходиться чуть ли не в копейку.

70% подъемной силы для аэроната в 300 м длины составят около 220 000 кг и 2200 руб. ценности. Остаются еще двигатели и водород, но и они при грандиозном усовершенствованном производстве не окажутся так дороги, как теперь. Значит, цены дирижаблей при развитии дела могут быть понижены в 10 раз против приведенных чисел. Хотя, с другой стороны, при первых постройках они потребуют, веро-

*Прим. ред. см. в конце книги.

ятно, расходов в 10 раз больше вычисленного, особенно маленькие дирижабли, с которых неизбежно начнут постройки.

50 и 51*. Полезная работа дирижабля в год и стоимость ее. Провоз 100 кг на 1000 км принимаем за единицу. Сравните стоимость (п. 51) работы со стоимостью (п. 49) дирижабля. Вы увидите, что для дирижабля высотой 10 м стоимость работы ничтожна, для следующего эта стоимость уже в $2\frac{1}{2}$ раза больше цены дирижабля. Далее, она в 4, в 5, в 6, в 7, в 8 раз больше этой стоимости.

ПРИЛОЖЕНИЯ

ПРИМЕЧАНИЯ РЕДАКЦИИ К ТРУДАМ К. Э. ЦИОЛКОВСКОГО ПО ДИРИЖАБЛЯМ

1. Теория аэростата

Основное содержание этой работы изложено в неопубликованной рукописи автора 1886 г. (хранится в архиве К. Э.). Постепенное опубликование материала рукописи по частям в течение ряда лет сопровождалось доработкой, перепланировкой материала, частичным изменением текста. Часть этой рукописи, имевшей общее наименование «Теория аэростата», вошла в книгу «Аэростат металлический, управляемый», изданной в 1892 г. (вып. 1) и в 1893 г. (вып. 2), часть опубликована в статье «Самостоятельное горизонтальное движение управляемого аэростата» в журнале «Вестник опытной физики и элементарной математики» № 258—259 в 1898 г. в Одессе, но большая часть всей рукописи опубликована в журн. «Воздухоплаватель» за 1905—1908 гг. под названием «Аэростат и аэроплан». Глава рукописи, касающаяся горизонтального движения дирижабля, была в 1912 г. вновь отредактирована автором и озаглавлена «Движение аэронаута». В этой последней редакции автора она и печатается сейчас как глава XIV «Теории аэростата». Часть работы, касающаяся подогрева газа в аэростате, была подготовлена К. Э. к печати как заключительная глава работы «Аэростат и аэроплан». В настоящем издании она включена в «Теорию аэростата» в качестве заключительной (XV) главы этого обширного труда К. Э. Циолковского (см. примечания к главе XV).

Текст глав I—XIII «Теории аэростата» взят из книги «Избранные труды К. Э. Циолковского», подготовлявшейся к печати в 1932—1934 гг. редактором Я. А. Рапопортом под непосредственным наблюдением самого К. Э. (ОНТИ, Госмашметиздат, 1934). Редакционные примечания к главам II—XI упомянутого издания не утратили своего значения и приводятся ниже почти полностью.

II. Изменение объема аэростата

К § 56. По международной стандартной атмосфере этот градиент принимается равным $6,5^{\circ}$ С на 1000 м.

IV. Некоторые условия, которым должен удовлетворять управляемый аэростат

К § 118а. В настоящее время носовая часть воздушных кораблей делается не заостренной, а закругленной (несколько утолщенной) в соответствии с требованиями аэродинамики. Ср. § 350.

V. Краткое описание металлического воздушного корабля

К § 125 и 126. В дальнейшем, как видно из помещаемого ниже материала, автор пришел к несколько измененному решению тех же вопросов.

К § 135. В дальнейшем автор отказался от продольного перемещения ладьи и для регулировки статического момента предложил неравномерное стягивание оболочки. К. Э. предложил также помещать рули в струе воздуха, отбрасываемой винтом.

VI. Форма управляемого аэростата

К § 138. В настоящее время такая внутренняя подвеска Циолковского стала широко применяться в конструкциях мягких и полужестких дирижаблей, но без упоминания имени Циолковского.

К § 144—147. Описание опытного исследования поперечного сечения корабля было опубликовано ранее в книге Циолковского «Аэростат металлический, управляемый», вып. 2, Калуга, 1893.

К § 171. То же интегрирование можно выполнить и обычным приемом.

VII. Металлическая волнистая поверхность аэростата

К § 277. Эту же формулу можно получить, пользуясь понятием модуля сопротивления

$$w = \frac{b \cdot \delta^2}{6}.$$

К § 298. Формулы (299) и (300) приближенные.

К § 301—304. Здесь принимается весьма осторожное допущение, что предел упругости материала на растяжение K_e является в то же время и пределом устойчивости волнистой оболочки при ее изгибании.

IX. Давление газа на площадь поперечного сечения аэростата

К § 455. Выше через y обозначался не радиус, а ордината сечения.

X. Обзорение главных сил, действующих на оболочку аэростата; их соотношения

К § 501. Здесь в уравнениях (181) и (182) вместо y_{\max} и y_{\min} введены их выражения: $y_{\max} = h + y_3$ и $y_{\min} = y_3$.

XI. Уклонение в деталях металлического воздушного корабля

К § 541. Этот вопрос автор решает уже иначе в своей книге «Проект металлического дирижабля на 40 человек», изданной в 1930 г.

XIV. Движение аэростата

Здесь, как иногда и в других своих работах, автор называет управляемой аэростат аэронатом.

Современное учение о движении воздушного корабля охватывает вопрос шире (следует вспомнить, что содержание главы «Движение аэроната» отвечает тексту соответствующей главы рукописи 1886 г. «Теория аэростата», подвергшейся правке автора в 1912 г.). Однако изложенная здесь теория имеет и сейчас большую познавательную ценность; необходимо лишь ввести уточнения в соответствии с современными данными теоретической и экспериментальной аэродинамики (например, в исследование вопроса о скорости полета).

Первая часть главы XIV в труде «Аэростат и аэроплан» (журн. «Воздухоплаватель», 1908 г., № 8, 17 стр.) под названием «Сопротивление воздуха» была посвящена изучению аэропланного крыла. В т. I настоящего издания эта статья не вошла.

Статья «Движение аэроната» печатается впервые, нумерация формул, как и в главе XV, дается с № 1. Автором она в печать не сдавалась, так как требовала проверки.

Для удобства чтения обозначения величин приведены в соответствие с обозначениями в предыдущих главах.

XV. Нагревание легкого газа и изменение от этого подъемной силы аэростата

Как установил исследователь рукописей К. Э. Циолковского инж. Б. Н. Воробьев, Константин Эдуардович в 1932 г. сделал на рукописи этой главы пометку о том, что она не печатается, так как не проверена им, хотя и имеет важное значение.

Содержание этой главы впервые было опубликовано уже после смерти автора в «Сборнике научно-технических работ по дирижаблестроению и воздухоплаванию» (1938, № 6).

В том же сборнике напечатана статья Б. Н. Воробьева «О работе К. Э. Циолковского «Нагревание легкого газа», в которой автор приводит следующие данные своих исследований.

«Работа К. Э. Циолковского, озаглавленная «Нагревание легкого газа и изменение от этого подъемной силы аэростата», написана в 1908 г. и просмотрена автором незадолго до кончины. В печати она появляется впервые. Первоначально эта работа представляла собой главу XVI первой части одной из самых крупных его работ «Аэростат и аэроплан», печатавшейся в журнале «Воздухоплаватель» в Петербурге в 1905—1908 гг. Циолковский, по-видимому, намеревался в этой большой работе изложить основные положения построения как управляемого аэростата (главным образом его собственной системы), так и аэроплана. Однако Константину Эдуардовичу не удалось напечатать полностью в этом журнале даже первую часть всего труда, посвященную дирижаблю. В конце 1908 г., когда в журнале было напечатано в виде отдельных статей немного более двух третей первой части, правление вновь основанного Всероссийского аэроклуба заключило с редакцией «Воздухоплавателя» договор, по которому журнал обязывался печатать за определенную плату протоколы заседаний и прочие материалы аэроклуба. К. Э. Циолковскому было сообщено, что за отсутствием места редакция не может продолжать печатание его работы «Аэростат и аэроплан».

В той же статье Б. Н. Воробьев пишет: «К. Э. Циолковский придавал большое значение именно XVI главе своей работы «Аэростат и аэроплан», называя ее тепловым расчетом своего дирижабля. Он писал о ней: «Тепловой расчет давно готов в рукописи и предполагается к печатанию в «Воздухоплавателе» как продолжение моей большой работы «Аэростат и аэроплан». Но журнал стал органом Аэроклуба, и потому печатание моих работ было приостановлено» (К. Э. Циолковский. История моего дирижабля. Изд. АСНАТ, стр. 13, 1924)».

В связи с упоминанием К. Э. Циолковским в его более раннем труде «Простое учение о воздушном корабле и его построении» (1904, вып. 2, § 308) о том, что «способ подогревания газа внутри аэростата предложен сравнительно недавно Партриджем», Б. Н. Воробьев в той же своей статье утверждает: «Обстоятельно рассмотрел этот важный вопрос впервые в 1908 г. лишь К. Э. Циолковский, производивший и некоторые опыты в связи с этой работой. Ни до него, ни после него ни в нашей, ни в зарубежной технической прессе никто так обстоятельно не разбирает интересный и серьезный вопрос об искусственном подогреве газа».

Это утверждение Б. Н. Воробьева заслуживает быть отмеченным как полностью обоснованное. Приоритет в научной разработке вопроса о подогреве несущего газа в дирижабле безусловно принадлежит К. Э. Циолковскому.

В связи с тем, что общая нумерация пунктов в тексте последних глав оказалась невыдержанной из-за невозможности в свое время (1905—1908 гг.) опубликовать содержание всей большой работы «Аэростат и аэроплан», оказалось целесообразным сейчас в главе XV заменить номера § 841—878, тем более что § 858 и 859 оказались в рукописи случайно продублированными, соответственно на § 1—40.

К § 1. Здесь, как и далее в тексте главы XV, автор обозначил через V объем газа в оболочке; но тот же объем газа в оболочке в главе XIV обозначался через W . В соответствии с главами I—VIII объем в этом томе обозначен через U .

К § 29. См. формулу (27) главы XIV.

Четвертая часть полной (архимедовой) подъемной силы составляет

$$\frac{1}{4} U \gamma_{\text{в}};$$

вес всех пассажиров составляет

$$u (\gamma_{\text{в}} - \gamma_{\text{г}}) k_{\text{п}};$$

отношение этих величин дает

$$\frac{1}{4} \cdot \frac{1}{k_{\text{п}}} \cdot \frac{\gamma_{\text{в}}}{\gamma_{\text{в}} - \gamma_{\text{г}}} = \frac{1}{4K_{\text{п}}} \left(1 - \frac{\gamma_{\text{г}}}{\gamma_{\text{в}}} \right)$$

К § 36. Это справедливо для всех двухатомных газов, как, например, водород, азот и др. Теплоемкость гелия, газа одноатомного, несколько ниже.

2. Простейший проект металлического аэронаута

Работа 1914 г. В ней К. Э. развивает (и в значительной мере повторяет) свои мысли, изложенные им в более ранних работах.

К описанию рис. 14. Автор высказывается «против употребления неподвижных стабилизаторов». Современная теория устойчивости воздушного корабля в полете доказывает целесообразность их применения независимо от наличия подвижных рулей.

Рис. 16, слепой в брошюре изд. 1914 г. и искаженный в «Избранных трудах» изд. 1934 г. заменен другим фотоснимком.

3. Проект металлического дирижабля на 40 человек

Работа 1930 г. Настоящий текст воспроизводит весь материал этой работы изд. 1930 г., но несколько перегруппирован. В таком виде эта работа напечатана в сборнике «Избранные труды К. Э. Циолковского» изд. 1934 г., отсюда и взят текст для настоящего издания.

В главе III «Пояснения к сводной таблице» исправлены описки автора: 8844 м^3 вместо 8944 и 17688 вместо 17888 (стр. 17) 9751 и 19502 вместо 9857 и 19714 (стр. 23); внесены авторские поправки: $12 + 2 + 9 + + 3 + 45 + 6 = 77$ и исправлено 5472 на 5544 (стр. 32).

В самой таблице исправлена опечатка авторского издания: 1746 вместо 1741 (стр. 23) и внесены незначительные уточнения: 193 вместо 201 и -16 вместо -12 (стр. 36); -20 вместо -13 (стр. 37).

В конце главы V: «Порядок практических работ» восстановлен п. 21, выпущенный редактором издания 1934 г.

4. Атлас дирижабля из волнистой стали

Работа 1931 г. Чертежи и описания к ним почти полностью повторяются; поэтому в настоящем издании помещены только чертежи, отсутствующие в предыдущих двух работах.

«Общая таблица» дает описание ряда геометрических подобных дирижаблей; при переходе от одного дирижабля к другому толщина оболочки изменяется пропорционально линейным размерам корабля.

Таблица отчасти повторяет содержание «Таблицы металлических дирижаблей» изд. 1915 г., составленной для дирижаблей диаметром 10—300 м и длиной 60—1800 м, объемом до 58 млн. м^3 .

Современный материал с большей величиной временного сопротивления дает возможность иметь корпуса таких дирижаблей значительно более легкими.

К § 17. В отличие от аэронатов (т. е. аппаратов легче воздуха) автор называет самолеты аэронефами (см. § 17 «Пояснений к таблице»).

К § 49—51. Соображения автора о денежных затратах и вообще о ценах на материалы, конечно, имеют лишь историческое значение.

5. Замечание

При подборе и подготовке материалов для настоящего тома из ранее издававшихся трудов К. Э. Циолковского, редакция стремилась избежать повторений. В то же время в настоящий том включены те неизданные ранее исследования и соображения К. Э., которые автор в отношении дирижаблей считал основными.

Редакция учла, что подобный сборник (хотя и менее полный) был подготовлен и издан еще при жизни автора (Изд. ОНТИ, Госмашметиздат, М., 1934. Все материалы этого сборника включены в настоящее издание.

ПЕРЕЧЕНЬ ТРУДОВ К. Э. ЦИОЛКОВСКОГО ПО ДИРИЖАБЛЯМ
И ПО ТЕОРИИ ВОЗДУХОПЛАВАНИЯ

1886 г.

1. Теория аэростата. Теория и опыт аэростата, имеющего в горизонтальном направлении удлиненную форму. *Рукопись.*

1890 г.

2. О возможности построения металлического аэростата. *Рукопись.*

1892 г.

3. Аэростат металлический, управляемый.

Вып. 1. Изд. Черткова, Москва.

1893 г.

4. Аэростат металлический, управляемый.

Вып. 2. Изд. автора, Калуга.

5. Возможен ли металлический аэростат.

«Наука и жизнь», № 51—52, Москва.

1896 г.

6. Железный управляемый аэростат на 200 человек.

Изд. автора, Калуга.

1897 г.

7. Самостоятельное горизонтальное движение управляемого аэростата.

*«Вестник опытной физики», № 258—259, Одесса.
Отдельная брошюра. Москва, 1898.*

1898 г.

8. Простое изучение о воздушном корабле и его построении.

Изд. «Общедоступная техника», Москва.

1900 г.

9. Вопросы воздухоплавания.

*Изд. «Научное обозрение», № 10, СПб.
Отдельный оттиск, 1901.*

10. Успехи воздухоплавания в XIX в.
Изд. «Научное обозрение», № 12, СПб.
Отдельный оттиск, 1901.
1904 г.
11. Простое учение о воздушном корабле и его построении.
2-е изд., дополненное. Изд. автора, Калуга.
1905 г.
12. Металлический воздушный корабль.
«Знание и искусство», № 9, СПб.
1905—1908 гг.
13. Аэростат и аэроплан.
«Воздухоплаватель», 1905—1908 гг. Глава XVI этой работы, озаглавленная автором «Нагревание легкого газа и изменение от этого подъемной силы аэростата» и написанная в 1908 г., оставалась в рукописи до 1938 г., когда впервые была опубликована в Научно-техническом сборнике работ по дирижаблестроению. № 6, 1938, изд. «Авиационной газеты».
1910 г.
14. Металлический мешок, изменяющий объем и форму.
«Всемирное техническое обозрение», № 3, СПб.
Отдельный оттиск. Изд. автора, Калуга.
15. Металлический аэростат. Его выгоды и преимущества.
«Воздухоплаватель», № 11, СПб.
«Аэро», СПб.
1911 г.
16. Защита аэроната.
Изд. автора, Калуга.
1913 г.
17. Первая модель чистометаллического аэроната из волнистого железа.
Изд. автора, Калуга.
1914 г.
18. Простейший проект металлического аэроната.
Изд. автора, Калуга.
1915 г.
19. Таблица дирижаблей из волнистого железа.
Изд. автора, Калуга.
20. Дополнительные технические данные к построению металлической оболочки.
Изд. автора, Калуга.
21. Отзыв Леденцовского общества о моем дирижабле.
Изд. автора, Калуга.
1918 г.
22. Воздушный транспорт.
Изд. автора, Калуга.

23. Гондола металлического дирижабля и органы его управления.
Изд. автора, Калуга.
- 1924 г.
24. История моего дирижабля. «Известия ассоциации натуралистов»,
Москва.
приложение к № 3
25. Четыре способа носиться над сушей и водой.
«Воздухоплавание», № 6—7.
- 1925 г.
26. Порядок практических работ при постройке металлического
дирижабля. *«Воздухоплавание», № 4—5.*
27. Дирижабль из волнистой стали. *«Техника и жизнь», № 29.*
28. История моего дирижабля. *«Огонек», № 14.*
- 1928 г.
29. Новое о моем дирижабле и последние о нем отзывы.
Изд. автора, Калуга.
30. Дирижабль из волнистой стали. *Изд. автора, Калуга.*
- 1930 г.
31. Стальной дирижабль. *«Авиация и химия», № 4.*
32. Проект металлического дирижабля на 40 человек.
Изд. автора, Калуга.
33. Эпоха дирижаблестроения. *Рукопись.*
- 1931 г.
34. Дирижабли. *Изд. автора, Калуга.*
35. Атлас дирижабля из волнистой стали. *Изд. автора, Калуга.*
36. Металлический дирижабль с изменяющимся объемом.
«Наука и техника», № 61—62.
37. Каким должен быть дирижабль.
«Рабочее изобретательство», № 1.
38. Дирижабль — основа воздушного транспорта.
«Рабочее изобретательство», № 5.
39. Газы для дирижаблей. *«Рабочее изобретательство», № 17.*
40. Газовые воздушные корабли или аэронаты.
«Вестник инженеров и техников», № 5.
- 1932 г.
41. Новый тип дирижабля. *«В бой за технику», № 17—18.*

42. Значение величины дирижабля. *«Вестник инженеров и техников», № 3.*
43. Некоторые пояснения к особенностям конструкции цельнометаллического дирижабля. *«Вестник инженеров и техников», № 4.*
44. Мой дирижабль и стратоплан. *«Известия ВЦИК», 288.*
45. Дирижабль и ракета против катастроф. *Рукопись.*
- 1933 г.
46. Дирижабль, стратоплан и звездолет как три ступени величайших достижений СССР. *«Гражданская авиация», № 9.*
47. Программа работ по стальному дирижаблю. *Технический бюллетень Дирижаблестроя, № 4.*
- 1934 г.
48. Достижение высот стратостатом. *«Гражданская авиация», № 9.*
49. Избранные труды К. Э. Циолковского
Книга I. Цельнометаллический дирижабль
Книга II. Реактивное движение.
- 1935 г.
50. Победа героических людей. *«Наука и жизнь», № 8 (10).*
- Рукописи К. Э. Циолковского, относящиеся к последним годам жизни автора, и сданные в печать после его смерти:
51. Поезд дирижаблей. *«На страже», 20 сентября 1936 г. Сборник «К. Циолковский». Изд. Аэрофлота, 1939.*
52. Авиация, воздухоплавание и ракетоплавание в XX веке. *Тот же сборник, 1939.*
53. Дирижабли. *Тот же сборник, 1939.*

СО Д Е Р Ж А Н И Е

<i>В. А. Семенов.</i> Константин Эдуардович Циолковский — страстный борец за надежный транспортный дирижабль	5
--	---

ТРУДЫ К. Э. ЦИОЛКОВСКОГО

1. Теория аэростата	31
I. Условия равновесия, поднятия и опускания аэростата	31
II. Изменение объема аэростата	39
III. Из какого материала делать аэростат	53
IV. Некоторые условия, которым должен удовлетворять управляемый аэростат	56
V. Краткое описание металлического воздушного корабля	57
VI. Форма управляемого аэростата	62
VII. Металлическая волнистая поверхность аэростата. Растяжение и сгибание ее	80
VIII. Форма главного продольного сечения оболочки и его свойства. Поверхность оболочки и объем ее. Момент веса оболочки и момент подъемной силы газа	103
IX. Давление газа на площадь поперечного сечения аэростата. Центр этого давления	126
X. Обзорение главных сил, действующих на оболочку аэростата; их соотношения	130
XI. Уклонение в деталях металлического воздушного корабля	139
XII. Расчеты некоторых деталей параболического аэростата; их вес	157
XIII. Вычисление размеров оболочки аэростата по высоте	175
XIV. Движение аэростата	188
XV. Нагревание легкого газа и изменение от этого подъемной силы аэростата	211
2. Простейший проект металлического аэростата	226
I. Описание чертежей	226
II. Преимущества	232
3. Проект металлического дирижабля на 40 человек	237
I. Основы проекта	237
II. Некоторые теоретические замечания	238
III. Пояснения к сводной таблице	243
IV. Особенности конструкции металлического дирижабля	252

V. Порядок практических работ при построении металлического дирижабля	279
4. Атлас дирижабля из волнистой стали	290
I. Общая таблица для дирижаблей длиной 60—300 м	291
II. Пояснения к таблице	294

ПРИЛОЖЕНИЯ

Примечания редакции к трудам К. Э. Циолковского по дирижаблям	305
Перечень трудов К. Э. Циолковского по дирижаблям и по теории воздухоплавания	311

СОДЕРЖАНИЕ

1	Введение	1
2	1. Условные обозначения	2
3	2. Назначение и область применения	3
4	3. Назначение и область применения	4
5	4. Назначение и область применения	5
6	5. Назначение и область применения	6
7	6. Назначение и область применения	7
8	7. Назначение и область применения	8
9	8. Назначение и область применения	9
10	9. Назначение и область применения	10
11	10. Назначение и область применения	11
12	11. Назначение и область применения	12
13	12. Назначение и область применения	13
14	13. Назначение и область применения	14
15	14. Назначение и область применения	15
16	15. Назначение и область применения	16
17	16. Назначение и область применения	17
18	17. Назначение и область применения	18
19	18. Назначение и область применения	19
20	19. Назначение и область применения	20
21	20. Назначение и область применения	21
22	21. Назначение и область применения	22
23	22. Назначение и область применения	23
24	23. Назначение и область применения	24
25	24. Назначение и область применения	25
26	25. Назначение и область применения	26
27	26. Назначение и область применения	27
28	27. Назначение и область применения	28
29	28. Назначение и область применения	29
30	29. Назначение и область применения	30
31	30. Назначение и область применения	31
32	31. Назначение и область применения	32
33	32. Назначение и область применения	33
34	33. Назначение и область применения	34
35	34. Назначение и область применения	35
36	35. Назначение и область применения	36
37	36. Назначение и область применения	37
38	37. Назначение и область применения	38
39	38. Назначение и область применения	39
40	39. Назначение и область применения	40
41	40. Назначение и область применения	41
42	41. Назначение и область применения	42
43	42. Назначение и область применения	43
44	43. Назначение и область применения	44
45	44. Назначение и область применения	45
46	45. Назначение и область применения	46
47	46. Назначение и область применения	47
48	47. Назначение и область применения	48
49	48. Назначение и область применения	49
50	49. Назначение и область применения	50
51	50. Назначение и область применения	51
52	51. Назначение и область применения	52
53	52. Назначение и область применения	53
54	53. Назначение и область применения	54
55	54. Назначение и область применения	55
56	55. Назначение и область применения	56
57	56. Назначение и область применения	57
58	57. Назначение и область применения	58
59	58. Назначение и область применения	59
60	59. Назначение и область применения	60
61	60. Назначение и область применения	61
62	61. Назначение и область применения	62
63	62. Назначение и область применения	63
64	63. Назначение и область применения	64
65	64. Назначение и область применения	65
66	65. Назначение и область применения	66
67	66. Назначение и область применения	67
68	67. Назначение и область применения	68
69	68. Назначение и область применения	69
70	69. Назначение и область применения	70
71	70. Назначение и область применения	71
72	71. Назначение и область применения	72
73	72. Назначение и область применения	73
74	73. Назначение и область применения	74
75	74. Назначение и область применения	75
76	75. Назначение и область применения	76
77	76. Назначение и область применения	77
78	77. Назначение и область применения	78
79	78. Назначение и область применения	79
80	79. Назначение и область применения	80
81	80. Назначение и область применения	81
82	81. Назначение и область применения	82
83	82. Назначение и область применения	83
84	83. Назначение и область применения	84
85	84. Назначение и область применения	85
86	85. Назначение и область применения	86
87	86. Назначение и область применения	87
88	87. Назначение и область применения	88
89	88. Назначение и область применения	89
90	89. Назначение и область применения	90
91	90. Назначение и область применения	91
92	91. Назначение и область применения	92
93	92. Назначение и область применения	93
94	93. Назначение и область применения	94
95	94. Назначение и область применения	95
96	95. Назначение и область применения	96
97	96. Назначение и область применения	97
98	97. Назначение и область применения	98
99	98. Назначение и область применения	99
100	99. Назначение и область применения	100

Утверждено к печати Отделением технических наук Академии наук СССР

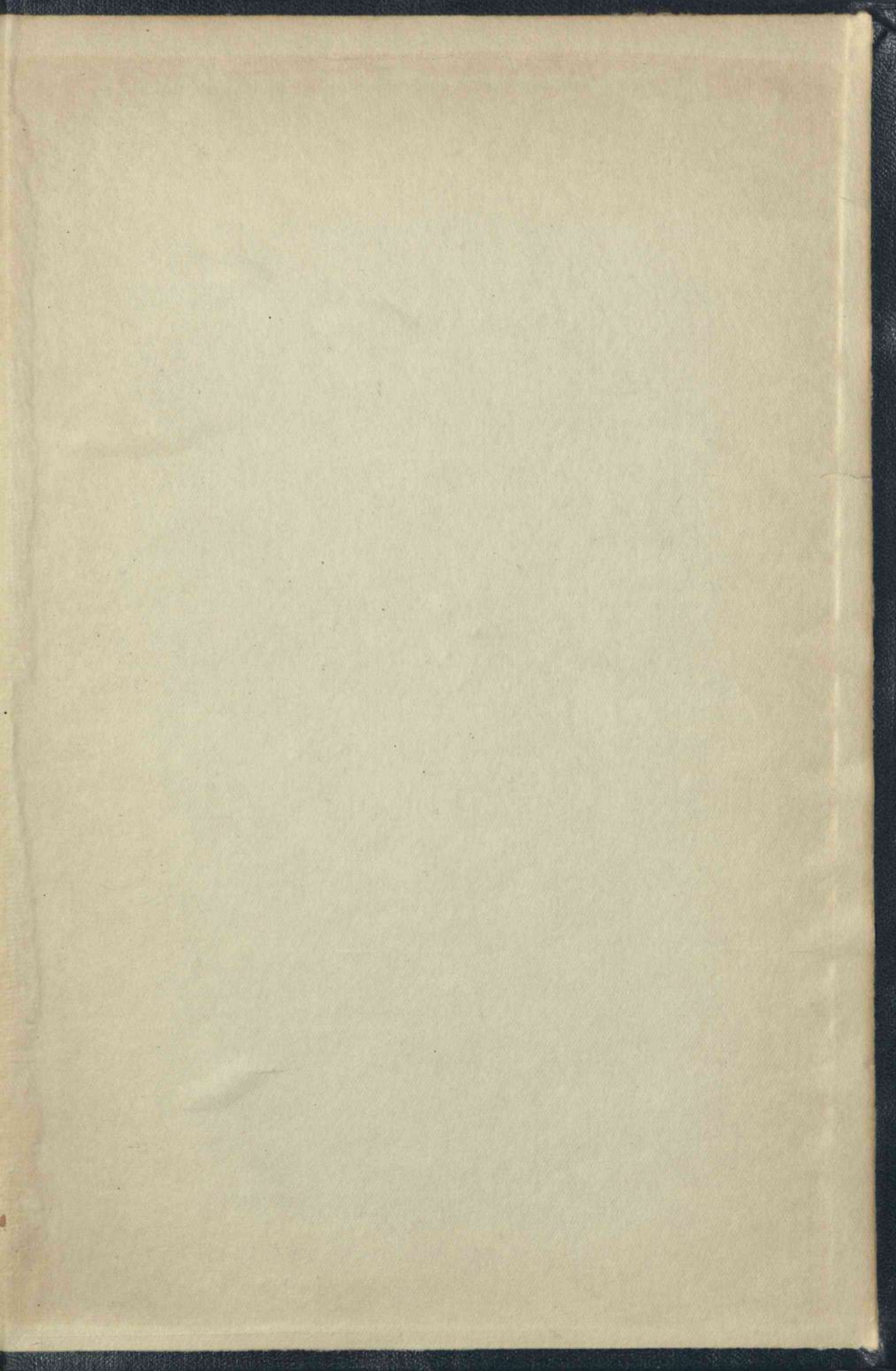
Редактор-составитель тома инженер Б. Н. Воробьев

Научный редактор тома доктор технических наук профессор В. А. Семенов

Редактор издательства Я. А. Рапопорт. Технический редактор Т. А. Прусакова

РИСО АН СССР № 19-7В. Сдано в набор 8/XII 1958 г. Подписано к печати 4/II 1959 г. Формат 70 × 108^{1/16}. печ. л. 19,75 = 27,05 Уч.-изд. л. 20,3+0,1 вкл. Тираж 3000. Издат. № 3150. Тип. зак. № 893.

Цена 16 р. 30 к.



1830