

Опечатки

Стр.	Строка	Напечатано	Должно быть	По чьей вине
56	табл. 4, графа 1	$V^{2/3}$	$V^{2/3}$	тип.
79	справа 9 снизу	V_m	ρV_m	ред.
96	формула (31)	$= \frac{1}{s} \cdot \frac{Z_{\theta}}{M'_{\theta}} ;$	$= \frac{1}{s} \cdot \frac{Z'_{\theta}}{M'_{\theta}} ;$	тип.
108	7 сверху	$\sin \alpha \cos \alpha + \alpha$	$\sin \alpha \cos \alpha + \alpha$	тип.
141	табл. 16, графа 3 справа, 8 строка сверху	41,08	$\frac{\pi}{4,08}$	корр.

Чарльз П. БЕРДЖЕС

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Перевод с английского *инж. Н. Г. ЗАХАРОВА*
под редакцией *инж. В. А. СЕМЕНОВА*

*Утверждено УУЗ Аэрофлота в качестве
учебного пособия для ВТУЗ'ов ГВФ*

Цена 4 р., пер. 1 р. 50 к.

ГОСУДАРСТВЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО ОБОРОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

МОСКВА

1938.

ЛЕНИНГРАД

Предлагаемая вниманию читателя книга излагает в сжатой форме специальные теоретические и практические данные, необходимые при проектировании воздушных судов. В первых девяти главах автор рассматривает все элементы воздушных судов и подвергает анализу вопросы объема и мощности, размеров, нагрузок и прочности воздушных судов различных систем. Теоретические выводы сопровождаются числовыми примерами. В десятой главе автор дает указания о порядке и последовательности проектирования и на конкретных примерах показывает, как пользоваться формулами и табличным материалом предшествующих частей книги.

Книга рассчитана на студента и практического конструктора, хорошо знакомых с математикой, аэростатикой и аэродинамикой.

ОТ РЕДАКТОРА

Книга Берджеса „Проектирование воздушных судов“ (Charles P. Burgess „Airship Design“), несмотря на большой срок, прошедший со времени первого издания ее на английском языке (1927 г.), не утратила ценности для современного читателя. За последние 10 лет не опубликовано ни одной работы по проектированию дирижаблей, которая могла бы конкурировать с книгой Берджеса по полноте и систематичности изложения.

Автор положил в основу изложения результаты экспериментальных работ различных научно-исследовательских учреждений США — аэродинамической лаборатории судостроительной верфи в Вашингтоне, лаборатории Массачузетского технологического института и др.

Книга Берджеса обнаруживает длительную работу английской и американской технической мысли над изучением распределения аэродинамических нагрузок по корпусу корабля для различных полетных случаев. Несмотря на сравнительно небольшой объем, книга дает читателю обширный материал по всем вопросам дирижаблестроения. Все основные разделы книги автор иллюстрирует практическими задачами и примерами.

В конце книги автор критически разбирает ряд изобретательских предложений.

Эти достоинства делают книгу Берджеса хорошим учебным пособием для студентов старших курсов дирижабельной специальности. Книга Берджеса будет полезной и для инженеров-практиков, работающих в области дирижаблестроения.

Все обозначения оригинала в переводе сохранены.

ПРЕДИСЛОВИЕ АВТОРА

При составлении настоящего выпуска преследовалась двоякая цель: дать учебное руководство по курсу проектирования воздушных судов и пособие для инженера, работающего на практическом поприще. Много материала, необходимого для студента, может оказаться излишне элементарным для конструктора. Проектирование воздушных судов и в особенности жесткого типа является по преимуществу конструктивной задачей, в которой теоретическая аэродинамика не имеет такой относительной важности, как для проектирования самолетов. Это и понятно, если принять во внимание, что полная подъемная сила воздушного судна зависит только от весовой плотности газа и объема газоместности, а вовсе не от формы или других аэродинамических характеристик, которые определяют подъемную силу самолетов. Поэтому для настоящего труда казалось достаточным ограничиться только одной главой об аэродинамических нагрузках.

Литература по проектированию воздушных судов чрезвычайно бедна; с другой стороны, существует весьма обширная литература по сопротивлению материалов и проектированию сооружений. Нельзя пытаться овладеть искусством проектирования воздушных судов, не изучив предварительно теорию продольного и поперечного изгиба и статику сооружений, включая элементы прикладной теории упругости и такие теоремы теории упругости, как „Начало наименьшей работы“ Кастильяно, применяемые в решении статически неопределимых систем. Теория сооружений предполагается известной, и в настоящий труд включены только такие теоремы и методы расчета, которые присущи проектированию воздушных судов.

Основными материалами конструкции воздушных судов являются ткани, дюралюмин и сталь. Ткани весьма подробно рассматриваются в части III выпуска Ronald Aeronautic Library: „Free and Captive Balloons“.

Существует большая литература по стали, включая высокосортные ее разновидности, применяемые в воздушной технике; литература по дюралюмину также достаточно обширна, так что в настоящем выпуске нет надобности обращаться к их рассмотрению.

Измерение площадей и объемов тел с криволинейными поверхностями, вычисления плавучести, окончательных нагрузок, перерезывающих сил и изгибающих моментов принадлежат к основам кораблестроения; однако знание курса кораблестроения не считается обязательным для изучающего проекти-

рование воздушных судов, хотя и оказало бы ему весьма большую помощь. Поэтому эти вопросы освещены в известной степени в главах III и IV.

При настоящем состоянии науки проектирования воздушных судов многие положения являются спорными. В таких случаях автор старался представить обе стороны вопроса с полной беспристрастностью так, чтобы читатель мог составить свою точку зрения, а возможно и получить новые решения для старых и до сих пор не вполне разрешенных проблем.

Автор выражает свою признательность своим сослуживцам по Bureau of Aeronautics и в особенности J. C. Hunsaker, бывшему начальнику проектного отдела. Он приносит также благодарность Национальному совещательному комитету по аэронавтике и Королевскому аэронавтическому о-ву за любезное разрешение опубликовать многие ценные данные.

Charles P. Burgess

15 июня 1927 г.

ГЛАВА ПЕРВАЯ

ТИПЫ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Классификация. Воздушные суда обычно подразделяются на три типа: мягкий, полужесткий и жесткий. Первые два типа имеют матерчатую оболочку, поддержание формы которой достигается сообщаемым ей сверхдавлением газа или воздуха, в то время как жесткий тип снабжен наружным матерчатым покрытием, плотно облегающим его каркас, состоящий из балочек и расчалок, и сохраняет свою форму независимо от сверхдавления газа. В жестких воздушных судах газ содержится внутри матерчатых газовых баллонов, обычно невыполненных вследствие лишь частичного наполнения их газом.

Воздушные суда мягкого и полужесткого типов было предложено классифицировать как нежесткие воздушные суда (pressure airships), а жесткого типа — как жесткие воздушные суда (pressureless airships)¹. Воздушное судно с металлической оболочкой, сконструированное Aircraft Development Corporation², является единственным, в котором сочетаются признаки как нежесткого, так и жесткого типов, так как оно требует сверхдавления газа, которым сообщается натяжение его тонкой металлической оболочке во избежание потери устойчивости материала последней при полете, и в то же время такое судно является жестким, поскольку его корпус сохраняет практически неизменяемую форму и оболочка этого судна не может быть опорожнена от газа и сложена подобно матерчатым оболочкам.

Настоящий труд посвящен главным образом наиболее крупному и важному типу — жесткому воздушному судну, если не считать принципов и методов проектирования, общих для всех трех типов. Некоторые типичные представители воздушных судов представлены на фиг. 1—4.

Жесткое воздушное судно. В современном жестком воздушном судне воплощены черты последовательного развития истори-

¹ Дословно: воздушные суда со сверхдавлением (pressure airships) и воздушные суда без сверхдавления (pressureless airships), понимая здесь под сверхдавлением некоторую положительную его величину в нижней точке миделевого поперечного сечения газоместности. *Прим. переводчика.*

² Общество развития воздушной техники. В дальнейшем будет обозначаться А. Д. С.

ческого воздушного судна „Цеппелин I“, построенного Цеппелином в 1900 году. Со времени постройки первого жесткого дирижабля фирме Цеппелин принадлежало в этой области техники всегда первое место, хотя и другие конструкторы Германии, Великобритании и США приняли немалое участие в деле развития этого типа.

Корпус жесткого воздушного судна состоит из каркаса, образованного решетчатыми балочками, расположенными в этом каркасе в продольном и поперечном направлениях и расчлененными между собой стальными проволочными расчалками. В зависимости от размеров судна его каркас имеет от 15 до 25 рядов продольных балочек или стрингеров, и можно ожидать, что в будущих и более крупных воздушных судах это число возрастет еще более. Эти балочки обыкновенно расположены на одинаковом расстоянии друг от друга, благодаря чему поперечные сечения корпуса представляют собой правильные многоугольники, хотя некоторое отступление от правильной полигональной формы в области килья в нижней части судна является обычным. Назначение килья заключается в том, чтобы создать вдоль судна коридор и таким образом образовать место для размещения горючего, балласта, бомб или иного груза, для помещения команды дирижабля и т. д. В прежних цеппелинах киль был расположен снаружи корпуса, затем позже, следуя практике фирмы Шютте-Лянц, он стал располагаться внутри, что значительно улучшало аэродинамические качества судна и создавало экономию в весе; однако в одном из последних жестких воздушных судов, построенных фирмой Цеппелин, именно „Los Angeles“, принадлежащем морским силам США, киль опущен несколько ниже круга, описанного через вершины прочих стрингеров.

Поперечные балочки образуют кольца, называемые шпангоутами. Они бывают двух родов: главные и промежуточные. Главные шпангоуты расчленены между узлами сложной системой расчалок; эти шпангоуты сообщают каркасу поперечную жесткость и образуют перегородки между смежными газовыми баллонами. Промежуточные шпангоуты в целях создания необходимого места газовым баллонам устраиваются всегда без поперечных расчалок; они обладают весьма небольшой жесткостью, хотя и оказывают некоторую помощь стрингерам против действия нагрузок от сверхдавления газа и сжимающих усилий, возникающих от действия изгиба корпуса судна.

Против действия перерезывающих и скручивающих сил конструкция каркаса расчленена стальными проволоками, которые называются диагональными расчалками и расположены по диагоналям в четырехсторонних панелях, образованных стрингерными и шпангоутными балочками.

Каркас судна покрыт матерчатой оболочкой, называемой наружным покрытием, которое облегает каркас гладко и туго, чтобы свести к минимуму сопротивление судна, и устраивается

по возможности непроницаемым для влаги и солнечных лучей.

Газ, служащий источником подъемной силы, содержится внутри баллонов из хлопчатобумажной материи, покрытой для достижения наименьшей газопроницаемости бодрюшем. Эти баллоны производят давление на балочки каркаса и для устранения чрезмерного выпучивания между балочками баллоны заключены в особую сеть, называемую баллонной сетью или баллонными проволоками, которые крепятся к внутренним ребрам стрингерных балочек. Баллонная сеть обладает натяжением, достаточным для обеспечения зазора от 75 до 125 мм между поверхностью газовых баллонов и наружным покрытием. Газовые баллоны могут в одинаковой степени как сжиматься до нулевого объема, так и расширяться до максимальных пределов, определяемых баллонной сетью и размерами каркаса корабля.

Существует весьма распространенное мнение, будто благодаря тому, что решетка каркаса жесткого воздушного судна расположена в нескольких плоскостях, а не в одной плоскости, подобно мостовым фермам, не весь диаметр его корпуса участвует в обеспечении прочности балочек. В действительности поперечные расчалки главных шпангоутов и диагональные расчалки в боковых панелях связывают конструкцию балочек настолько основательно, что весь корпус практически работает как цельная труба, обладающая высокой прочностью.

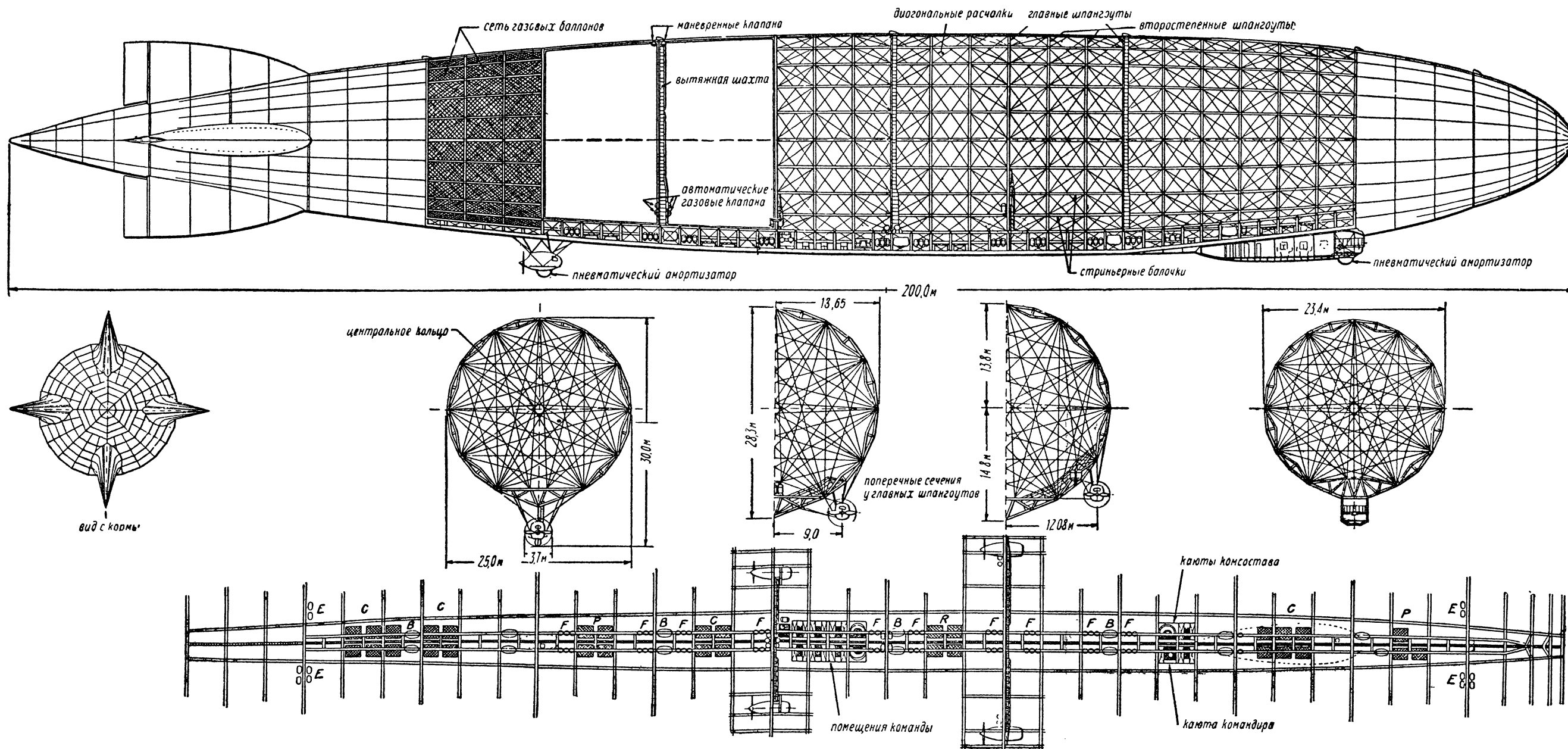
Воздушное судно с металлической оболочкой. Воздушное судно с металлической оболочкой представляет собой тип жесткого воздушного судна, радикально отличный от цеппелиновского типа. Оно имеет легкую металлическую оболочку, поддерживаемую металлическим каркасом, с весьма малой утечкой газа.

Для компенсации изменений объема газа внутри оболочки помещается матерчатый баллонет. К такому именно типу принадлежало самое первое жесткое воздушное судно. Оно было сконструировано и построено в 1897 году австрийцем Шварцем. Его оболочка была устроена из листового алюминия толщиной 0,2 мм и прикреплена к решетчатому каркасу из алюминиевых труб.

При первом же и единственном своем полете это воздушное судно дало настолько большую утечку газа через швы оболочки, что ударились о землю и полностью разрушилось всего лишь в 6 км от места своего старта. Постройка воздушного судна с металлической оболочкой тогда не повторялась и лишь в 1927 г. постройка судна этого типа была предпринята А. Д. С. в Детройте (штат Мичиган) ¹.

Пользуясь неизмеримо более высокими техническими средствами в сравнении с теми, что имел в своем распоряжении майор Шварц более тридцати лет тому назад, представляется возможным устранить производственные трудности и конструктив-

¹ Дирижабль ЗМС-2 (см. фиг. 4). *Прим. переводчика.*



Фиг. 1. Воздушное судно США „Los Angeles“. Общая схема, поперечные сечения и план трюмной части. *Г* — коммерческий груз, *В* — летный балласт, *Е* — посадочный балласт, *Г* — горючее, *Р* — провиант, *С* — запасы смазки.

ные недочеты первого воздушного судна с металлической оболочкой; однако практические перспективы этого типа еще не совсем ясны.

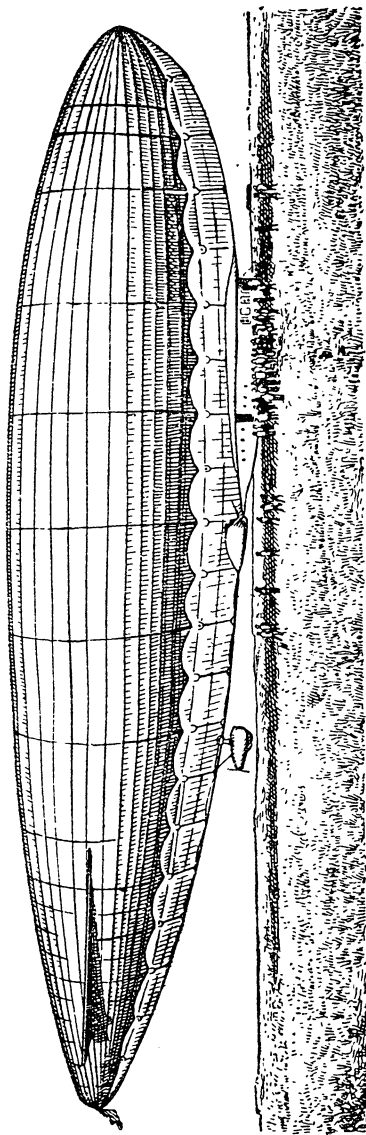
Воздушное судно с металлической оболочкой, будучи жестким, обладает в то же время признаками и нежесткого типа и перед обычным жестким типом имеет преимущество в том отношении, что почти все его части работают на растяжение, а растягивающие усилия, как известно, могут быть восприняты значительно более легкими конструктивными элементами, нежели одинаковые сжимающие усилия. Цеппелиновский тип обладает тем недостатком, что значительный вес материи газовых баллонов и наружного покрытия занимает лишь очень небольшое место в создании конструктивной прочности судна.

В нежестком воздушном судне оболочка не только обеспечивает большую прочность, но также выполняет и функции газовых баллонов и наружного покрытия. Однако нежесткие воздушные суда, построенные до настоящего времени, в сравнении с жесткими не обладали меньшим собственным весом конструкции, так как прорезиненная баллонная материя ¹ имеет разрывную длину (т. е. разрушающую нагрузку образца, деленную на вес единицы длины) всего лишь около 3400 м в сравнении с 13700 м для дуралюмина и 20000 м для высокосортной стальной проволоки. Кроме того прочность материи в эксплуатации уменьшается настолько быстро, что для нее необходим больший коэффициент безопасности, нежели для металла. Воздушное судно с металлической оболочкой, являющееся нежестким судном, обладает наилучшими весовыми показателями из всех осуществленных до сих пор конструкций. Однако в настоящее время еще трудно сказать, какой может потребоваться коэффициент безопасности для компенсации потери прочности от вибрации и коррозии в столь тонкой металлической оболочке.

Испытания небольших образцов металлической оболочки с наличием заклепочных соединений показали, что их газопроницаемость от десяти до ста раз меньше, нежели у прорезиненной материи, но в свою очередь и здесь необходим опыт с действительным судном, чтобы убедиться, что может произойти на практике при наличии большой поверхности оболочки воздушного судна, подверженной действию погоды, переменных напряжений и вибраций. Опытное воздушное судно с металлической оболочкой, сооруженное А. Д. С., имеет объем около 5660 м³, длину 45,8 м и диаметр в миделе 16,2 м.

По своему внешнему виду оно близко напоминает нежесткое воздушное судно. Так же, как многие нежесткие суда, оно не имеет деления газового пространства на отсеки. Размеры этого воздушного судна слишком малы, чтобы выявить преимущества

¹ Временное сопротивление и вес различных баллонных материй приведены в таблицах части III выпуска Ronald Aeronautic Library: „Free and Captive Balloons“.



Фиг. 2. Воздушное судно „Norge“, совершившее полет через северный полюс в 1926 г.

теоретически возможной экономии в весе благодаря применению листового дуралюмина вместо прорезиненной материи. Оболочка его, толщиной 0,2 мм, настолько тонка, насколько это допустимо с практической стороны, и тем не менее ее прочность вполне достаточна для значительно большего судна. Такое судно может потерпеть аварию скорее из-за недостатка сверхдавления, чем от его избытка. Теоретические невыгоды воздушного судна с металлической оболочкой, независимо от тех практических трудностей, которые могут возникнуть в его постройке и эксплуатации, заключаются в недоступности конструкции для осмотра и ремонта внутри газового пространства, а также в зависимости этого судна от сверхдавления газа даже в большей степени, чем в обыкновенных нежестких воздушных судах. Потеря сверхдавления может вызвать в мягкой оболочке образование складок без опасности повреждения оболочки; складки же в металлической оболочке привели бы к серьезным повреждениям, если не к полному ее разрушению.

Можно предполагать, что в крупных воздушных судах с металлической оболочкой деление газового пространства на отсеки может быть осуществлено без особых затруднений. Однако здесь отсеки не будут такой предупредительной мерой, как в обыкновенном жестком судне, так как конструктивная целостность потребует поддержания сверхдавления даже в том отсеке, в котором произошла потеря газа.

Воздушное судно МС-2 с металлической оболочкой

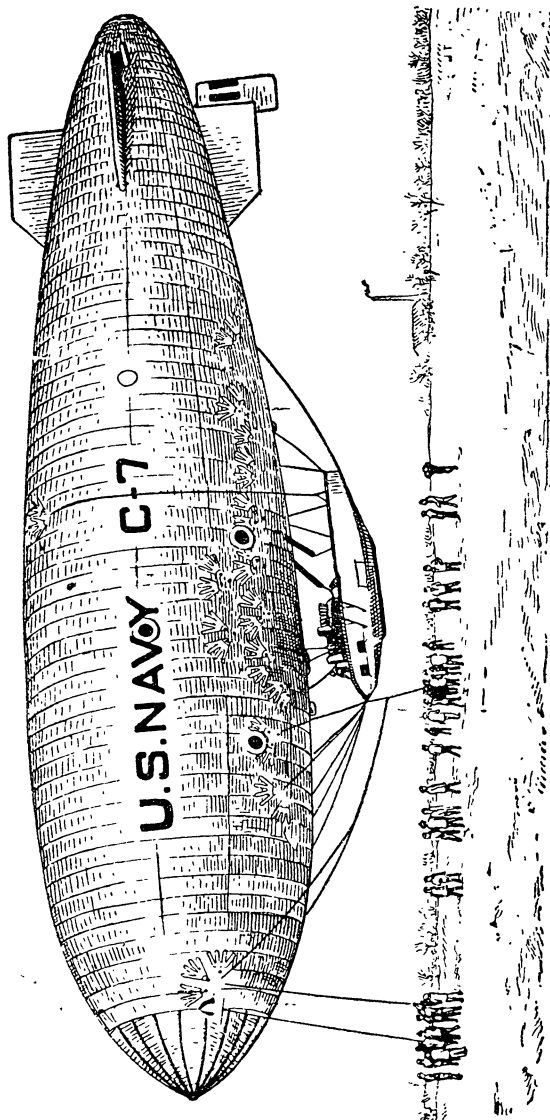
Общие данные

Объем судна	5660	м ³
Максимальный объем баллонета	1560	"
Длина корпуса	45,8	м
Диаметр в миделе	16,2	"
Длина гондолы	7,32	"
Ширина гондолы	2,59	"
Толщина оболочки	0,2	мм
Площадь боковых стабилизаторов	23,2	м ²
Общая площадь рулей высоты	16,7	"
Площадь нижних и верхних стабилизаторов	31,6	"
Площадь рулей направления	8,4	"
Площадь всего оперения	79,9	"
Мощность (при 1700 об/мин)	400 л. с.	
Дуралюминовые винты (двухлопастные)		

Два радиальных мотора Райта „J4“ с воздушным охлаждением по 200 л. с. каждый.

Расчетная летная характеристика

	Гелий	Водород
Удельная подъемная сила газа	(0,99 кг/м ³)	(1,089 кг/м ³)
Полная подъемная сила	5720 кг	6260 кг
Полезная подъемная сила:		
команда (4)	340 кг	340 кг
пассажиры (6)	500 кг	(10) . . . 860 кг
горючее	680 кг	680 кг
смазка	90 кг	90 кг



Фиг. 3. Тип мягкого воздушного судна США „С-7“.

	Г е л и й	В о д о р о д
Резервная нагрузка	160 кг	340 кг
Собственный вес судна	3950 кг	3950 кг
Практическая дальность полета (с 4-мя человеками команды, пассажирами или платным грузом) . .	1100 км	1840 км ¹
Максимальная дальность полета только с 4-мя человеками команды	1840 км	3400 км ¹
Максимальная скорость (при 400 л. с.)	112,6 км/ч	
Крейсерская скорость	85,3 км/ч	
Статический потолок	2440 м	3050 м

Будущее жестких воздушных судов. Особо выдающимися преимуществами жесткого воздушного судна перед всеми другими типами являются:

а) Постоянство формы, независимо от внутреннего сверхдавления.

б) Подразделение газового пространства, при котором возможно полное опорожнение одного отсека и даже более без ущерба для воздухоходности судна.

в) Доступность конструкции и поверхности газовых баллонов при полете судна.

Отмеченные три качества являются вообще существенно необходимыми для крупных воздушных судов, предназначенных для длинных рейсов, и в настоящее время у нас нет никаких признаков, указывающих на то, что эти качества могли бы быть реализованы в каком-либо другом типе.

К другим преимуществам относятся:

г) Легкость смены газовых баллонов и моторных гондол.

д) Прочная конструкция носовой части, при которой в жестком воздушном судне становится возможным достижение высоких скоростей и безопасная стоянка у мачты.

е) Медленное истечение газа сквозь отверстия в материи вследствие низкого сверхдавления.

ж) Безопасность при грозových штормах вследствие отсутствия резинового слоя в наружном покрытии; отсутствие возможности электрического конденсационного эффекта, который может иметь место в прорезиненной материи.

з) Малая степень влияния перегрева, благодаря циркуляции воздуха между наружным покрытием и газовыми баллонами.

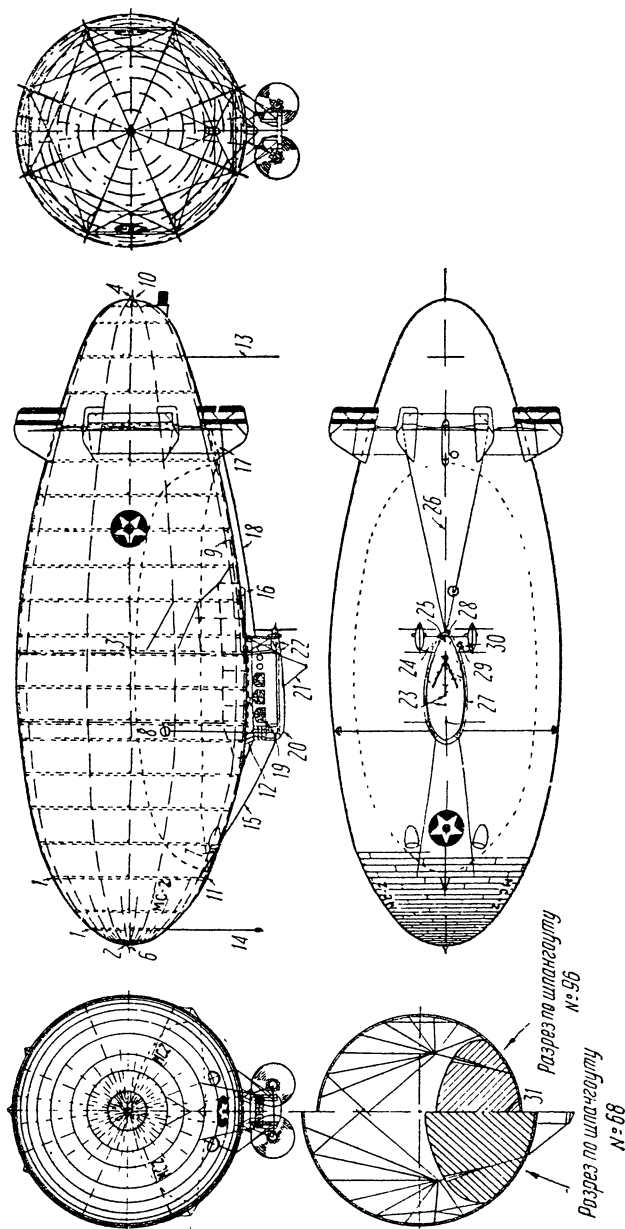
Указанным преимуществам можно противопоставить следующие недостатки:

а) Высокая стоимость.

б) Невозможность разборки и хранения в разобранном виде, а также транспортировки для сборки в другом месте.

в) Незначительная прочность однослойной ткани, применяемой для наружного покрытия и газовых баллонов.

¹ При частичном использовании водородного горючего.



Фиг. 4. Воздушное судно с металлической оболочкой ZMC-2. 1 — ушки для подвески воздушного судна в эллинге, 2 — лаз диаметром 45 см, 3 — центр объема корпуса, 4 — лаз диаметром 45 см, 5 — винтомоторная установка, 6 — громководные стержни, 7 — два воздухоулавливателя, 8 — два газовых клапана, 9 — ушки для поясных веревок, 10 — громководный стержень, 11 — запасное отверстие для впуска воздуха, 12 — воздухоулавливатели, 13 — поясная веревка, 14 — аэронавигационный визир, 15 — две поясных веревок, 16 — воздушный клапан, 17 — бензиновый бак емкостью 190 л, 18 — тяги управления рулями направления и высоты, 19 — переносный прожектор, 20 — место присоединения гайдропла, 21 — поручни, 22 — входные огни, 23 — отверстия для выпуска водяного балласта, 24 — лаз диаметром 45 см, 25 — отверстие для выпуска горячего, 26 — бензинопроводная труба диаметром 19 мм, 27 — переносная динамо для питания радио, освещения и т. д., 28 — бензиновый бак емкостью 645 л, 29 — ручной вентилятор и место присоединения воздухопровода в эллинге, 30 — отверстие для пополнения газом, 31 — баллонет.

Как морское судостроение, так и будущее развитие дирижаблестроения вероятно пойдет по пути увеличения размеров судов. Как в воздушных, так и морских судах долговечность и грузоподъемность с размерами увеличиваются. Способность противостоять штормам и шквалам, которые привели к гибели „Shenandoah“, представляется вполне достижимой, и можно быть уверенным в том, что меньшее удлинение судна будет значительно способствовать обеспечению лучшей продольной прочности судна без увеличения веса его конструкции.

Доступность всех частей судна будет усовершенствована, и с увеличением размеров окажется возможным применение более тяжелых тканей с большей долговечностью и прочностью в сравнении с применяемыми в настоящее время.

Кроме того, если удастся успешно преодолеть практические трудности, связанные с постройкой и эксплуатацией воздушного судна с металлической оболочкой, и если будут осуществлены теоретические возможности в отношении экономии в весе, то несомненно за ним останется обширное поле полезного применения, несмотря на явно присущие этому типу судна недостатки в виде недоступности конструкции в полете и зависимости от сверхдавления газа.

Выбор типа. Вопрос о наилучшем типе воздушного судна при заданном его объеме или назначении является весьма спорным, и каждый конструктор имеет на этот предмет свою собственную точку зрения. Вообще принято считать, что жесткое воздушное судно обычного типа становится невыгодным при объемах, меньших 30000 м^3 . Для меньшего объема более подходит тип нежесткого воздушного судна. Любопытно отметить тот факт, что для оболочек нежестких воздушных судов единственным вполне удовлетворительным типом материи, выработанным до сих пор, является прорезиненная трехслойная хлопчатобумажная ткань весом 475 г/м^2 с временным сопротивлением в среднем около 1425 кг/м^2 . Эта материя достаточно прочна для применения ее в мягких воздушных судах объемом приблизительно до 5500 м^3 . В судах объемом от 5500 м^3 до 30000 м^3 применяется почти такая же материя, а чтобы по мере увеличения объема сохранить постоянство напряжений, приходится при проектировании прибегать к усложнению конструкции, вводя внутреннюю подвеску и многодольную форму поперечных сечений вместо простых круговых сечений и уменьшая необходимое сверхдавление газа путем усиления жестких элементов. Этим самым, идя от простых мягких типов последовательно через полужесткие типы, конструкторы по мере увеличения объема все более и более приближаются к жесткому воздушному судну.

ОСНОВНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Порядок предварительного определения воздухоизмещения и мощности при заданной летной характеристике

Начальной ступенью проектирования воздушного судна, которое должно обладать заданной скоростью, требуемой продолжительностью полета и возможностью транспортирования заданного военного или коммерческого груза, является приближенное определение потребного воздухоизмещения и мощности винтомоторных установок.

В технической записке № 194 Национального совещательного комитета по авионавтике¹ приводится следующий порядок этого определения. Соотношение между мощностью, скоростью и воздухоизмещением может быть выражено следующей формулой:

$$N = \frac{V^{3/2} \rho v^3}{75 K},$$

где N — мощность в л. с.,

v — скорость в м/сек.,

ρ — массовая плотность воздуха в кг · сек²/м⁴,

V — объемное воздухоизмещение судна в м³,

K — безразмерный коэффициент, зависящий от коэффициента полезного действия винтов, конструкции корпуса и его выступающих частей.

Таким образом K есть измеритель общей пропульсивной отдачи воздушного судна, учитывающий как сопротивление судна, так и полезное действие его винтов.

Полный вес воздушного судна и его содержимого может быть подразделен на следующие пять групп:

- 1) Воздух и газ.
- 2) Собственный вес судна за исключением силовых установок, моторных гондол и системы питания горючим.
- 3) Команда, продовольствие и другие припасы, балласт.
- 4) Силовые установки, моторные гондолы, система питания горючим и само горючее.
- 5) Заданный военный или коммерческий груз.

Весовая плотность воздуха в „стандартной атмосфере“², т. е. при температуре 15°C и атмосферном давлении 760 мм рт. ст. на уровне моря, равна 1,225 кг/м³.

Произведение этой весовой плотности на объемное воздухоизмещение судна определяет так называемое весовое „стандартное воздухоизмещение“ D в кг.

Отсюда следует, что

$$N = \frac{D^{2/3} \rho v^3}{85,9 K}.$$

National Advisory Committee for Aeronautics. Technical Note No. 194.
Уорнер. Аэростатика. Госмашметиздат, 1934 г. *Прим. переводчика.*

Для целей предварительных расчетов весовые группы 1, 2 и 3 можно предположить изменяющимися пропорционально D и выразить их в долях этого D . Более точные методы расчета изменений весовой группы 2 в связи с изменениями воздухо-измещения изложены ниже при рассмотрении метода Нормана (Normand).

Группа 4 предполагается пропорциональной мощности и выражается в долях $D^{2/3}$. На долю же групп 4 и 5 приходится та часть D , которая получается в остатке от весовых групп 1, 2 и 3.

Задача 1. Определить объем и мощность винтомоторных установок жесткого воздушного судна, предназначенного для перевозки 6800 кг военного груза при скорости его хода 60 узлов (30,9 м/сек) и продолжительности полета 60 часов. Судно наполнено гелием со степенью выполнения 85%. Удельная подъемная сила гелия в стандартной атмосфере 1,025 кг/м³ (чистота—94%).

Так как по условиям задачи степень выполнения судна 85%, то вес воздуха в корпусе составляет 15% веса D , а вес газа—85% D , умноженного на разницу между весовой плотностью воздуха и удельной подъемной силой газа и деленного на весовую плотность воздуха. Поэтому полный вес воздуха и газа будет равен:

$$\left[0,15 + 0,85 \cdot \left(\frac{1,225 - 1,025}{1,225} \right) \right] \cdot D = 0,288 D.$$

По статистическим данным собственный вес судна, за исключением винтомоторных установок, моторных гондол и горючего, равен 0,3 D , а на команду, ее продовольствие и другие припасы, а также балласт может быть положено 0,055 D .

Таким образом на винтомоторные установки, моторные гондолы, горючее и военный груз остается:

$$(1 - 0,288 - 0,30 - 0,055) D = 0,357 D.$$

Полагая вес винтомоторных установок и их гондол равным 3,6 кг/л. с. и вес горючего и системы питания горючим 0,27 кг/л. с. ч., получаем следующий полный вес силовых установок, горючего и системы питания горючим:

$$[3,6 + (0,27 \cdot 60)] \cdot N = 19,8 N.$$

Складывая это с весом военного груза, будем иметь:

$$6800 + 19,8 N = 0,357 D. \quad (1)$$

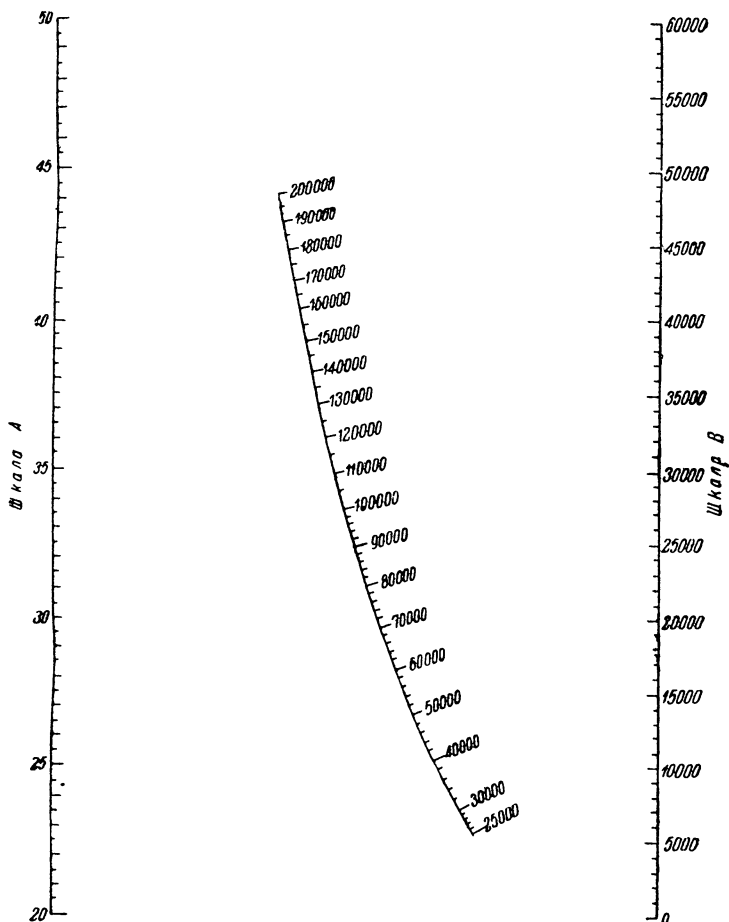
Положим, что из существующих данных по подобным судам мы остановились на значении $K = 63,5$. Тогда

$$N = \frac{(30,9)^3 \cdot 0,125 \cdot D^{2/3}}{85,9 \cdot 63,5} = 0,672 D^{2/3}. \quad (2)$$

Решая уравнения (1) и (2) совместно, получим:

$$D - 37,75 D^{2/3} = 19000. \quad (3)$$

Задача определения потребного воздухоизмещения судна при заданной его летной характеристике всегда приводится к реше-



Фиг. 5. Номограмма $D - AD^{2/3} = B$.

нию уравнения вида (3), которое может быть написано в следующей общей форме:

$$D - AD^{2/3} = B.$$

Решение этого уравнения для данных значений A и B может быть произведено непосредственно с помощью номограмм (фиг. 5 и 6), проводя в них прямую линию через соответствующие значения A и B правой и левой шкал той или иной номограммы.

В нашем случае $A = 37,75$ и $B = 19000$; по номограмме фиг. 5 находим $D = 100000$ кг, и тогда объемное воздухоизмещение

$$V = \frac{100000}{1,225} = 82000 \text{ м}^3;$$

$$D^{2/3} = 2150$$

и

$$N = 0,672 \cdot 2150 = 1440 \text{ л. с.}$$

Влияние увеличения скорости. Задача 2. Определить объем и мощность винтомоторных установок воздушного судна, удовлетворяющего условиям задачи 1, но при скорости его хода 66 узлов ($34,0 \text{ м/сек}$) и продолжительности полета 60 часов.

$$N = \frac{34^3 \cdot 0,125 \cdot D^{2/3}}{85,9 \cdot 63,5} = 0,9 D^{2/3}.$$

Соединяя с уравнением (1), получаем:

$$D - 50 D^{2/3} = 19000.$$

По номограмме фиг. 5:

$$D = 177000 \text{ кг}; \quad D^{2/3} = 3150.$$

Объемное воздухоизмещение $= 144500 \text{ м}^3$;

$$N = 0,9 \cdot 3150 = 2840 \text{ л. с.}$$

Отсюда мы видим, что увеличение скорости без изменения продолжительности полета достигается весьма дорогой ценой. С другой стороны, максимальная скорость может быть весьма легко увеличена до 66 узлов, если требование 60 часов полета при скорости 60 узлов будет относиться к средним крейсерским характеристикам корабля.

Мощность при скорости 60 узлов составляет только 50% от мощности, потребной для скорости 66 узлов, и потому вес винтомоторных установок и горючего будет:

$$3,6 N + (0,27 \cdot 60 \cdot 0,5 N) = 11,7 N.$$

Таким образом, основные уравнения получают следующий вид:

$$6800 + 11,7 N = 0,357 D;$$

$$N = 0,9 D^{2/3},$$

откуда

$$D - 29,5 D^{2/3} = 19000;$$

$$D = 68000 \text{ кг}; \quad D^{2/3} = 1670;$$

$$N = 0,9 \cdot 1670 = 1500 \text{ л. с.}$$

Объемное воздухоизмещение $= \frac{68000}{1,225} = 56000 \text{ м}^3.$

Влияние уменьшения собственного веса судна. Описанный метод может быть применен к определению возможных преде-

лов, до которых может быть уменьшено воздухоизмещение судна при его конструктивных усовершенствованиях.

Задача 3. Положим, что при усовершенствовании конструкции собственный ее вес может быть уменьшен на 10% в сравнении с условиями задачи 1. Собственный вес судна, за исключением винтомоторных установок, моторных гондол и системы горючего, будет 0,27 D .

Сохраняя, как и в задаче 1, скорость хода 60 узлов и продолжительность полета 60 часов, будем иметь:

$$6800 + 19,8 N = 0,387 D \text{ и } N = 0,68 D^{2/3},$$

откуда

$$D - 35 D^{2/3} = 17500;$$

$$D = 80000 \text{ кг; } D^{2/3} = 1860.$$

$$\text{Объемное воздухоизмещение} = \frac{80000}{1,225} = 65000 \text{ м}^3.$$

$$N = 0,68 \cdot 1860 = 1265 \text{ л. с.}$$

Сравнивая с результатами задачи 1, можно видеть, что 10%-ная экономия в собственном весе, за исключением винтомоторных установок, дает уменьшение объема на 20% и мощности на 13,3%.

Подобным же образом может быть исследовано влияние уменьшения коэффициента сопротивления. Сохраняя попрежнему условия задачи 1, положим, что K увеличивается на 10%, т. е. вместо 63,5 получает значение 69,9. Тогда:

$$N = 0,615 D^{2/3};$$

$$D - 34 D^{2/3} = 19000;$$

$$D = 84000 \text{ кг; } D^{2/3} = 1920.$$

$$\text{Объемное воздухоизмещение} = \frac{84000}{1,225} = 68500 \text{ м}^3.$$

$$N = 0,615 \cdot 1920 = 1180 \text{ л. с.}$$

Влияние высоты. Если приходится производить полет на большой высоте, то объемное воздухоизмещение $= \frac{D}{1,225}$ сохраняет прежнее свое значение. Однако при исчислениях веса в допущение относительно газа и воздуха приходится вводить соответствующие изменения, как показано в следующей задаче.

Задача 4. Определить объем мягкого воздушного судна, предназначенного для перевозки 450 кг военного груза на высоте 1200 м, при скорости хода 50 узлов (25,7 м/сек) и продолжительности полета 10 часов. Судно наполнено водородом, с удельной подъемной силой в стандартной атмосфере на уровне моря 1,10 кг/м³. Полет начинается на высоте 1200 м с полным выпол-

нением судна, чему соответствует степень его выполнения на уровне моря в 89%.
 Вес газа и воздуха на уровне моря равен:

$$\left[0,11 + 0,89 \left(\frac{1,225 - 1,10}{1,225} \right) \right] D = 0,202 D.$$

Определение веса воздуха и газа таким путем, вместо введения поправки к D на высоту, может показаться сложным, однако следует помнить, что так как собственный вес конструкции берется в долях D , то важно, чтобы D было взято в виде постоянного объемного воздухоизмещения.

По данным построенных мягких дирижаблей, собственный вес судна, за исключением винтомоторных установок и системы горючего, может быть принят равным $0,4 D$, а вес команды, продовольствия и других припасов, а также балласта $0,1 D$. Таким образом на долю винтомоторных установок, горючего и военного груза приходится:

$$(1 - 0,202 - 0,4 - 0,1) D = 0,298 D.$$

Полагая вес винтомоторных установок равным $2,7 \text{ кг/л. с.}$, а вес горючего, смазки и баков — $0,27 \text{ кг/л. с. ч.}$, общий вес винтомоторных установок, горючего и системы питания горючим будет равен:

$$[2,7 + (10 \cdot 0,27)] N = 5,4 N,$$

и таким образом получается следующее уравнение:

$$450 + 5,4 N = 0,298 D.$$

По существующим данным $K = 40,0$ и на высоте 1200 м

$$\rho = 0,125 \cdot 0,899 = 0,111 \text{ кг/сек}^2/\text{м}^4.$$

Поэтому

$$N = \frac{(25,7)^3 \cdot 0,111 D^{2/3}}{85,9 \cdot 40} = 0,55 D^{2/3}.$$

Решая попережнему эти уравнения совместно, получим:

$$D - 10 D^{2/3} = 1510.$$

По номограмме фиг. 6 находим:

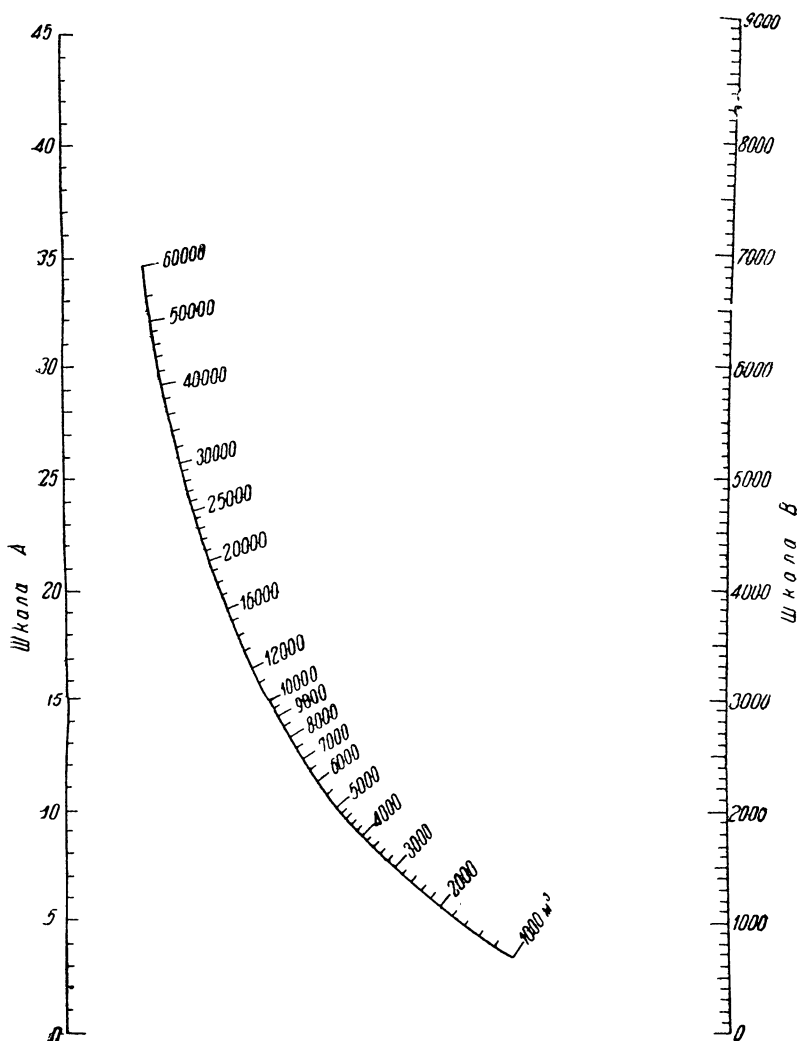
$$D = 4000 \text{ кг и } D^{2/3} = 252.$$

$$\text{Объемное воздухоизмещение} = \frac{4000}{1,225} = 3270 \text{ м}^3.$$

$$N = 0,55 \cdot 252 = 138 \text{ л. с.}$$

Коммерческий груз на заданном воздушном судне. Рассмотренный метод может быть применен к определению величины военного или коммерческого груза, который может нести воздушное судно заданного объема и при заданных скорости и продолжительности полета. Порядок вычислений приведен ниже.

Задача 5. Определить величину коммерческого груза, который может нести жесткое воздушное судно воздухоизмещением 141600 м³ на высоте 1200 м, при наполнении его гелием с удель-



Фиг. 6. Номограмма $D - AD^{2/3} = B$.

ной подъемной силой в стандартной атмосфере на уровне моря 1,025 кг/м³, если скорость судна—70 узлов и продолжительность полета—24 часа.

Дано: $K = 63,5$; собственный вес, за исключением винтомоторных установок $= 0,3 D$; команда, продовольствие и другие припасы,

а также балласт $= 0,05 D$; винтомоторные установки $= 3,6 \text{ кг/л. с.}$; горючее $= 0,27 \text{ кг/л. с. ч.}$; отсюда полный вес винтомоторных установок и горючего $= [3,6 + (0,27 \times 24)]N = 10,1 N$ и $D = 1,225 \times 141600 = 173500 \text{ кг.}$

Полагая, что при полном выполнении газовые баллоны занимают 95% объемного воздухоизмещения судна, газовый его объем при 89%-ном выполнении на уровне моря (учитывая высоту 1200 м) составит $0,95 \times 0,89 = 0,745$ объемного воздухоизмещения и тогда вес воздуха и газа будет:

$$\left[0,156 + 0,845 \frac{(1,225 - 1,025)}{1,225} \right] D = 0,293 D;$$

$$N = \frac{(36)^3 \cdot 0,111 \cdot (141600)^{2/3}}{75 \cdot 63,5} = 2950 \text{ л. с.}$$

Полный вес винтомоторных установок, моторных гондол, горючего и системы питания горючим $= 10,1 \times 2950 = 30000 \text{ кг.}$ Таким образом под коммерческий груз остается $173500 (1 - 0,293 - 0,3 - 0,05) - 30000 = 32000 \text{ кг.}$

Приложение уравнения Нормана к исчислению воздухоизмещения и весов воздушных судов

В предыдущем параграфе рассматривался метод определения в первом приближении потребного объема воздушного судна, основанный на допущении, что собственный вес, за исключением винтомоторных установок, составляет определенную долю воздухоизмещения. Ниже будет изложен более точный метод. Этот метод основан на приближенных формулах Нормана для исчисления составляющих воздухоизмещения судна по весовому уравнению, выражающему полный вес судна в виде суммы весовых групп, из которых каждая представляется функцией независимых переменных, связанных с проектом.

О применении уравнения Нормана к проектированию воздушных судов было изложено Hunsaker'ом в его лекции, посвященной памяти Вильбура Райта¹.

Уравнение Нормана представляет сумму весовых групп в следующем виде:

$$W = W_A + W_B + W_C + \text{и т. д.} = \sum W_z,$$

где каждый член W_z выражается в виде функции основных элементов, входящих в состав проекта. Отдельные члены весового уравнения задаются в следующей общей форме:

$$W_z = KL^x D y a^z \beta^w \text{ и т. д.,}$$

¹ Comdr. J. C. Hunsaker. Wilbur Wright Memorial Lecture to the Royal Aeronautical Society. The Aeronautical Journal, July, 1920.

где L и D — длина и диаметр судна, а α , β и т. д. — прочие переменные, входящие с показателями степени z , w и т. д.

По формуле полного дифференциала будем иметь:

$$\frac{\Delta W_z}{W_z} = x \frac{\Delta L}{L} + y \frac{\Delta D}{D} + z \frac{\Delta \alpha}{\alpha} + \text{и т. д.}$$

В задаче определения составляющих воздухоизмещения нового воздушного судна по данным существующих судов наиболее удобно исходить из предположения переменного объема при постоянной (подобной) форме, а затем можно исследовать и влияние изменения отношения $\frac{L}{D}$ при постоянном объеме.

Если $\frac{L}{D}$ постоянное, то D можно исключить из всех выражений весовых составляющих, и в таком случае отдельные члены весового уравнения примут следующий вид:

$$W_z = KL^{\alpha} \alpha^z \beta^w \text{ и т. д.} \quad (4)$$

и

$$\frac{\Delta W_z}{W_z} = x \frac{\Delta L}{L} + z \frac{\Delta \alpha}{\alpha} + \text{и т. д.}$$

Но

$$W = KL^3$$

и

$$\frac{\Delta W}{W} = 3 \frac{\Delta L}{L},$$

откуда

$$\Delta W_z = W_z \left(x \frac{\Delta W}{3W} + z \frac{\Delta \alpha}{\alpha} + \text{и т. д.} \right) \quad (5)$$

и

$$\begin{aligned} \Delta W &= \sum \Delta W_z = \frac{1}{1 - \sum x \frac{W_z}{3W}} \sum W_z \left(z \frac{\Delta \alpha}{\alpha} + \text{и т. д.} \right) = \\ &= N \sum W_z \left(z \frac{\Delta \alpha}{\alpha} + \text{и т. д.} \right), \end{aligned}$$

где

$$N = \frac{1}{1 - \sum x \frac{W_z}{3W}}. \quad (6)$$

Если $\frac{L}{D}$ переменное, а объем постоянный, то

$$\frac{\Delta W_z}{W_z} = x \frac{\Delta L}{L} + y \frac{\Delta D}{D}$$

и

$$\frac{\Delta W}{W} = \frac{\Delta L}{L} + 2 \frac{\Delta D}{D} = 0,$$

откуда

$$\Delta W = \sum \Delta W_z = \frac{\Delta L}{L} \sum W_z \left(x - \frac{y}{2} \right). \quad (7)$$

Изменение весовых составляющих с изменением главных размеров. Способ подразделения полного веса W на отдельные весовые группы W_z зависит от личного выбора конструктора. Например, все весовое воздухоизмещение судна можно рассматривать составленным из следующих весовых групп:

А. Наружное покрытие, включая крепления, швы, пропитку, шпацию и местные усиления.

В. Газовые баллоны с аппендиксами, рукавами и креплениями, но без клапанов.

С. Стрингеры — главные и промежуточные, включая конструкцию коридора, местное носовое усиление, соединение с причальным устройством, кормовую оконечность, но без креплений со шпангоутами.

Д. Шпангоуты — главные и промежуточные, включая соединения со стрингерами, места крепления расчалок и детали для подвески гондол.

Е. Диагональные расчалки, служащие для восприятия действия сдвига между балочками корпуса.

Ф. Шпангоутные расчалки; расчалки главных шпангоутов в их плоскости.

Г. Баллонная сеть; проволочная сеть, служащая для передачи давления газовых баллонов на каркас судна и, кроме того, осевой трос, при его наличии.

Н. Рули и стабилизаторы, включая обтяжку, шарниры и румпели, но без передачи к ним.

И. Снаряжение корпуса; причальный и поясной такелаж, клапаны, управление клапанами, вытяжные шахты и приемные шланги, приставные лестницы и мостки, наблюдательные посты; вентиляционные устройства, рулевые передачи, находящиеся вне рубки управления.

Ж. Машинные установки; веса винтомоторных установок и моторных гондол, включая моторы, передачу к винтам, винты, радиаторы, воду и различные вспомогательные устройства и оборудование вне корпуса судна, порожние масляные и бензиновые баки в гондолах, трубопровод в гондолах.

К. Горючее и смазка, необходимые для обеспечения установленной продолжительности полета; бензиновые и масляные баки в корпусе; трубопровод в корпусе, специальные поддерживающие устройства для баков.

Л. Различные постоянные грузы.

Л₁. Все электрооборудование, за исключением радио, но включая освещение, сигнальное оборудование и внутреннюю связь.

Л₂. Команда; нормальный людской состав, необходимый для эксплуатации судна, с его продовольствием, одеждой и обстановкой.

М. Газ и воздух внутри судна.

О. Независимые грузы; коммерческий груз, вооружение, радио, рубка управления с установленным в ней оборудованием,

запасные части, балласт или пассажиры, резервная подъемная сила судна.

Рассматривая перечисленные весовые группы по другим воздушным судам одинаковой в основном конструкции, т. е. с одинаковым числом газовых баллонов и стрингеров, мы можем установить приближенные соотношения, связывающие веса, главные размеры с элементами летной характеристики, приняв их в качестве независимых переменных.

Военной или коммерческой характеристикой определяются следующие независимые переменные:

V — максимальная скорость,

v — крейсерская скорость,

t — продолжительность полета на крейсерской скорости,

θ — независимые грузы, предназначенные для перевозки, как то: пассажиры, бомбы или коммерческий груз.

Кроме того, конструктору придется задаться по его усмотрению следующими независимыми переменными:

a — вес единицы поверхности наружного покрытия,

b — вес единицы поверхности газовых баллонов,

c — удельный расход горючего в моторах при скорости v ,

e — коэффициент полезного действия винтомоторной группы,

f — допускаемое напряжение материала конструкции,

m — вес на единицу мощности винтомоторных установок,

r — коэффициент сопротивления.

Функциями будут:

L — длина судна,

D — диаметр в миделе,

W — полный вес судна,

M — изгибающий момент.

Изменение каждой весовой группы с изменениями главных размеров и независимых переменных следует рассмотреть детально.

А. Наружное покрытие. Вес наружного покрытия вместе со швами, шпаковкой и местными усилениями пропорционален весу квадратной единицы покрытия и всей покрываемой поверхности. Поверхность определяется обводом судна и главными размерами L и D .

Полная поверхность наружного покрытия пропорциональна kLD , где k есть коэффициент, зависящий от формы судна, который для судов надлежащей формы с достаточным приближением можно принять постоянным. Поэтому вес наружного покрытия будет равен $kaLD$, или, считая k постоянным:

$$W_A \sim aLD.$$

В. Газовые баллоны. Газовые баллоны при постоянном их числе требуют для боковой своей поверхности материи весом W_{B1} пропорционально поверхности наружного покрытия, т. е. пропорционально LD .

Кроме того, торцы баллонов потребуют материи весом W_{B2} пропорционально D^2 .

Рассмотрение весов, заимствованных у действительных судов, показывает, что обе части полной поверхности газовых баллонов почти одинаковы. Для их веса будем иметь:

$$W_{B1} \sim bLD \text{ и } W_{B2} \sim bD^2,$$

причем

$$W_B = W_{B1} + W_{B2}.$$

С. Стрингеры. Вес стрингеров, соответственно четырем их различным функциям, можно подразделить на четыре части: W_{C1} , W_{C2} , W_{C3} и W_{C4} .

W_{C1} — часть веса стрингеров, относящаяся к их работе на статический изгибающий момент судна;

W_{C2} — часть веса стрингеров, относящаяся к их работе на аэродинамический изгибающий момент.

Осевое усилие в стрингерной балочке может быть как растягивающим, так и сжимающим, но для растягивающего усилия, которое может возникнуть в балочке, ее конструкция оказывается всегда вполне надежной, а потому для целей проектирования за критерий следует принимать максимальную сжимающую нагрузку. Отношение свободной длины балочек к радиусу инерции поперечного сечения обыкновенно настолько мало, что проверки на продольный изгиб обычно не делается. Имеем:

P — осевое усилие в балочке,

A — площадь поперечного сечения,

$$f = \frac{My}{I},$$

$$P = fA = \frac{MAy}{\sum \Delta Ay^2},$$

статическая перерезывающая сила $\sim LD^2$,

статический момент $\sim L^2D^2$ и $y \sim D$,

для статического момента $A \sim \frac{L^2D}{f}$

$$W_{C1} \sim \frac{L^3D}{f},$$

аэродинамическая перерезывающая сила $\sim L^{1/2} D^{1/2} V^2$,

аэродинамический момент $\sim L^{5/2} D^{4/2} V^2$,

для аэродинамического момента $A \sim \frac{L^{3/2} D^{1/2} V^2}{f}$

$$W_{C2} \sim \frac{L^{8/2} D^{1/2} V^2}{f}.$$

W_{C3} учитывает работу стрингеров под действием сверхдавления газа.

Для нагрузок на стрингеры от сверхдавления газа пусть будет:
 w — погонная нагрузка на балочку,
 i — момент инерции сечения балочки,
 d — высота сечения балочки,
 p — сверхдавление газа на высоте балочки,
 m_1 — максимальный изгибающий момент, действующий на балочку,
 A — площадь поперечного сечения балочки.
 Тогда

$$\begin{aligned} w &\sim pD \sim D^2; \\ m_1 &\sim wL^2 \sim D^2L^2; \\ f &\sim \frac{m_1 d}{i}. \end{aligned}$$

Положим, что при соблюдении геометрического подобия $d \sim D$.
 Тогда

$$\begin{aligned} \frac{d}{i} &\sim \frac{D}{AD^2} \sim \frac{1}{AD}; \quad A \sim \frac{DL^2}{f}. \\ \text{Вес} &\sim AL \text{ или } W_{C3} \sim \frac{L^3 D}{f}. \end{aligned}$$

Четвертая функция стрингеров W_{C4} относится к коридору, который работает, как мост, несущий между главными шпангоутами сосредоточенные грузы топлива и балласта. Эта функция может рассматриваться как связанная с усилиями, изменяющимися по тому же закону, как и усилия от статического изгибающего момента, т. е.

$$W_{C4} \sim \frac{L^3 D}{f}.$$

Суммируя вес стрингерных балочек, получим:

$$\begin{aligned} W_C &= W_{C1} + W_{C2} + W_{C3} + W_{C4}; \\ (W_{C1} + W_{C3} + W_{C4}) &\sim \frac{L^3 D}{f}; \\ W_{C2} &\sim \frac{L^{3/2} D^{1/2} V^2}{f}. \end{aligned}$$

В практических случаях иногда требуется знать $\frac{W_{C2}}{W_C}$ или приходится делать известное допущение относительно величины этой дроби, т. е. части полного веса стрингеров, рассчитанной на действие аэродинамического изгибающего момента.

Д. Шпангоуты. Наиболее серьезная нагрузка, на которую приходится рассчитывать главные шпангоуты, создается натяжением шпангоутных расчалок, вызываемым торцевым давлением газа в баллоне, смежном с опорожненным.

Так как средняя величина сверхдавления газа пропорциональна D , а часть торцевой поверхности газового баллона,

приходящаяся на одну расчалку, пропорциональна D^2 , то полная торцевая нагрузка φ на эту расчалку будет пропорциональна D^3 .

Пусть мы имеем:

a — площадь поперечного сечения расчалки,

E — модуль упругости материала расчалки,

T — натяжение расчалки,

P — сжимающее усилие шпангоутной балочки.

Так как $T^3 = \frac{Ea\varphi^2}{24}$, где $\frac{T}{a}$ и E постоянны¹, а $\varphi \sim D^3$ и $P \sim T$,

и так как, с другой стороны, $W_{D1} \sim \frac{PD}{f}$, то

$$W_{D1} \sim \frac{D^4}{f}.$$

Промежуточные шпангоуты, при наличии таковых, подвергаются диагональными расчалками сжатию, а сверхдавлением газа — изгибу.

Рассмотрим работу на сжатие как более серьезную нагрузку.

Перерезывающая сила в поперечном сечении судна пропорциональна части его объема до этого сечения, т. е. в конечном итоге пропорциональна LD^2 . Натяжение же в диагональных расчалках пропорционально перерезывающей силе, и тогда для нагрузки P , передаваемой этими расчалками на шпангоут, можно написать:

$$P \sim LD^2.$$

Таким образом:

$$W_{D2} \sim \frac{PD}{f} \sim \frac{LD^3}{f};$$

$$W_D = W_{D1} + W_{D2}.$$

Е. Диагональные расчалки. Площадь сечения диагональных расчалок в любом отсеке судна должна быть пропорциональна перерезывающей силе или LD^2 . Поэтому их вес

$$W_E \sim L^2 D^2.$$

Ф. Шпангоутные расчалки. Они были рассмотрены совместно с W_D . Поэтому

$$W_F \sim D^4.$$

Напряжение в материале расчалок предполагается постоянным и в написанном выражении не фигурирует.

Г. Баллонная сеть. Средняя величина сверхдавления, передаваемого на баллонную сеть на единицу длины судна, пропорциональна D ; поверхность баллона, заключенная между стрингерами, пропорциональна D , т. е. нагрузка на единицу длины судна будет пропорциональна D^2 .

¹ Вывод этой формулы дан в главе VIII.

Тогда вес сети на единицу длины судна должен быть пропорционален D^3 , а вес сети на всю длину судна

$$W_G \sim LD^3.$$

Н. Оперение. Опытом установлено, что в судах нормальной формы необходимая площадь стабилизаторов и рулей изменяется пропорционально LD . Аэродинамическое давление на них изменяется пропорционально V^2 .

Поэтому вес оперения для однотипных конструкций будет:

$$W_H \sim (LD)^{3/2} V^2.$$

И. Снаряжение корпуса и запасный балласт. Полагаем, что эти веса изменяются пропорционально воздухоизмещению судна. Тогда

$$W_I \sim LD^2.$$

Ж. Машинные установки. В первом приближении сопротивление судна движению можно выразить по формуле:

$$R = r L^{2/3} D^{4/3} V^2,$$

где r есть аэродинамический коэффициент, зависящий от обвода судна и лишь незначительно изменяющийся при небольших изменениях отношения $\frac{L}{D}$. Тогда потребная мощность будет:

$$J = \frac{RV}{e} = \frac{r}{e} L^{2/3} D^{4/3} V^3$$

и полный вес машинных установок:

$$W_J = mJ = \frac{mr}{e} L^{2/3} D^{4/3} V^3.$$

К. Горючее. Вес горючего и смазки, включая вес баков, непосредственно зависит от расходования горючего моторами предполагаемой мощности и от продолжительности полета (на крейсерской скорости):

$$W_K = cJt = \frac{ctr}{e} L^{2/3} D^{4/3} V^3.$$

Л. Различные постоянные грузы. Под этим наименованием для удобства объединены грузы, необходимые для судна как управляемого летательного аппарата, но не вполне пропорциональные его размерам. Сюда относятся:

L_1 — электрооборудование для освещения и сигнализации и L_2 — команда и ее имущество.

Перечисленные веса с увеличением размеров судна вообще возрастают, однако, их увеличение происходит медленнее увеличения объема судна.

Поэтому контролю конструктора они могут быть подчинены только отчасти. Относительно таких весов можем принять следующее допущение:

$$W_L \sim LD.$$

М. Газ и воздух.

$$W_M \sim LD^2.$$

θ. Независимые грузы. Наконец, мы имеем такие веса, которые могут быть назначаемы произвольно, безотносительно к той или иной характеристике судна. Сюда относятся: коммерческий груз, радио, рубка управления, пассажиры, бомбы и т. д.

$$W_\theta \sim (LD)^0 = \theta = \text{const.}$$

При постоянном $\frac{L}{D}$ приведенные выше выражения для изменений весовых групп могут быть приведены к нижеследующей упрощенной форме:

$W_A \sim aL^2$	$W_H \sim L^3 V^2$
$W_B \sim bL^2$	$W_I \sim L^3$
$(W_{C1} + W_{C3} + W_{C4}) \sim \frac{L^4}{f}$	$W_J \sim \frac{mr}{e} L^2 V^3$
$W_{C2} \sim \frac{L^3 V^2}{f}$	$W_K \sim \frac{ctr}{e} L^2 V^3$
$W_D \sim \frac{L^4}{f}$	$W_L \sim L^2$
$W_E \sim L^4$	$W_M \sim L^3$
$W_F \sim L^4$	
$W_G \sim L^4$	$W_\theta \sim \theta.$

Коэффициент N (см. уравнение 6) определяет величину, на которую изменится вес судна при изменении какой-либо весовой или летной характеристики, когда прочие характеристики остаются постоянными.

Численный пример на применение уравнения Нормана. Практическое применение уравнения Нормана может быть иллюстрировано следующим примером.

Основываясь на данных по воздушному судну типа Цепелина L-49, требуется выяснить результат следующих изменений:

a) Увеличение бомбовой нагрузки на 900 кг.

b) Применение более прочного наружного покрытия с увеличенным на 25% весом.

- с) Уменьшение веса шпангоутов и стрингеров на 15% выбором конструкции нового типа.
 д) Увеличение скорости на 5%.
 е) Уменьшение $\frac{L}{D}$ с 8 на 7.

Главные размеры и летная характеристика данного воздушного судна приведены в следующей таблице:

Воздушное судно L-49

Длина	196 м
Диаметр в миделе	24 м
Объем	55000 м ³
Полная подъемная сила	58900 кг
Воздухоизмещение	74390 кг
Максимальная скорость	96,5 км/час
Крейсерская скорость	72,4 км/час
Полная мощность	1200 л. с.
Мощность при крейсерской скорости	600 л. с.
Запас горючего	25000 кг

Вычисление коэффициента N . Первой ступенью в решении настоящей задачи является вычисление коэффициента N , определяемого уравнением (6). Общее изменение воздухоизмещения при всяком данном изменении в летной характеристике будет пропорционально N .

Из уравнения (6) и табл. 1 имеем:

$$N = \frac{1}{1 - \frac{\sum x W_z}{3W}} = \frac{1}{1 - 0,8266} = 5,76.$$

Для дополнительной бомбовой нагрузки 900 кг при сохранении прочих данных воздухоизмещение должно быть увеличено на

$$\Delta W = N \Delta \theta = 5,76 \cdot 900 = 5180 \text{ кг.}$$

Подобно этому более тяжелое наружное покрытие потребует увеличения воздухоизмещения на:

$$\Delta W = N W_A \frac{\Delta a}{a} = 5,76 \cdot 1770 \cdot 0,25 = 2550 \text{ кг.}$$

Экономия от уменьшения веса стрингеров и шпангоутов на 15% дает:

$$\begin{aligned} \Delta W &= -0,15 N (W_c + W_D) = \\ &= -0,15 \cdot 5,76 \cdot (2420 + 1210 + 1361 + 2360 + 1110) = 7310 \text{ кг.} \end{aligned}$$

Таблица 1

Вычисление N для жесткого воздушного судна типа L-49

Наименование	Обозначения	Вес кг	x	$x \frac{W_z}{3W}$
Наружное покрытие	W_A	1770	2	0,0158
Газовые баллоны	W_B	4020	2	0,0360
Стрингеры	$W_{C1} + W_{C3}$	2420	4	0,0434
Стрингеры	W_{C2}	1210	3	0,0163
Коридор	W_{C4}	1360	4	0,0244
Шпангоуты главные	W_{D1}	2369	4	0,0423
Шпангоуты промежуточные	W_{D2}	1110	4	0,0200
Диагональные расчалки	W_E	520	4	0,0093
Шпангоутные расчалки	W_F	500	4	0,0090
Баллонная сеть и осевой трос	W_G	1025	4	0,0184
Оперение	W_H	815	3	0,0110
Балласт, снаряжение корпуса	W_I	4310	3	0,0550
Винтомоторные установки	W_J	5440	2	0,0488
Горючее и баки	W_K	26760	2	0,2400
Разные грузы	W_L	2720	2	0,0244
Воздух и газ	W_M	15510	3	0,2085
Вооружение, радио и рубка управления	W_0	2540	0	0
		74390	$\frac{\sum x W_z}{3W} = 0,8266$	

Увеличение скорости на 5% требует более мощных моторов, а также более прочных стрингеров и оперения. Мы будем предполагать, что крейсерская скорость останется неизменной, так что вес горючего изменится только соответственно увеличившемуся воздухоизмещению.

Увеличение воздухоизмещения выразится по формуле:

$$\Delta W = N \left(\frac{\Delta V}{V} \right) (2W_{C2} + 2W_H + 3W_J).$$

Заметим, что:

$$W_{C2} \sim V^2$$

$$W_H \sim V^2$$

$$W_J \sim V^3$$

$$\Delta W = 5,76 \cdot 0,05 (2 \cdot 1210) + (2 \cdot 815) + (3 \cdot 5440) = 5870 \text{ кг.}$$

Полное увеличение воздухоизмещения, требуемое первыми четырьмя условиями, будет:

$$5180 + 2550 - 7310 + 5870 = 6290 \text{ кг.}$$

Новое воздухоизмещение равно $74390 + 6290 = 80680 \text{ кг.}$

Отдельные статьи весовых нагрузок для нового судна получают, применяя к каждой весовой группе его прототипа уравнение (5). В результате получается следующая таблица.

Новые весовые данные после изменений

Наименование	Обозначения	Изменение веса кг	Новый вес кг
Наружное покрытие	W_A	542	2312
Газовые баллоны	W_B	227	4247
Стрингеры	$W_{C1} + W_{C3}$	—90	2330
Стрингеры	W_{C2}	—42	1252
Коридор	W_{C4}	—51	1309
Шпангоуты главные	W_{D1}	—88	2272
Шпангоуты промежуточные	W_{D2}	—41	1069
Диагональные расчалки	W_E	59	579
Шпангоутные расчалки	W_F	56	556
Баллонная сеть и осевой трос . . .	W_G	116	1141
Оперение	W_H	150	965
Балласт, снаряжение корпуса . . .	W_I	364	4674
Винтомоторные установки	W_J	1123	6563
Горючее и баки	W_K	1508	28268
Разные грузы	W_L	153	2873
Воздух и газы	W_M	1311	16821
Вооружение, радио и рубка управления	W_0	900	3440
		6281	80671
		Разница	$\frac{80680}{9}$

Изменение длины, как и всякого другого линейного размера определяется коэффициентом

$$\frac{\Delta L}{L} = \frac{\Delta W}{3W} = 0,0284.$$

Новая длина = 201,6 м; новый диаметр = 24,65 м.

Влияние изменения формы. В предыдущем примере удлинение было принято постоянным. Рассмотрим теперь результат уменьшения $\frac{L}{D}$ с 8 на 7, при уменьшении L на 10% и увеличении D на 5%. С этой целью производим вычисления $\sum W_z \left(x - \frac{y}{2}\right)$, сводя их в нижеследующую таблицу.

Вычисление $\sum W_z \left(x - \frac{y}{2} \right)$ для судна L-49

Наименование	Вес кг	x	y	$W_z \left(x - \frac{y}{2} \right)$ кг
Наружное покрытие	1770	1	1	885
Газовые баллоны — бока	2010	1	1	1005
Газовые баллоны — торцы	2010	0	2	—2010
Стрингеры	2420	3	1	6050
Стрингеры	1214	$\frac{8}{3}$	$\frac{1}{3}$	3035
Коридор	1360	3	1	3400
Шпангоуты главные	2360	0	4	—4720
Шпангоуты промежуточные	1110	1	3	— 555
Диагональные расчалки	520	2	2	520
Шпангоутные расчалки	500	0	4	—1000
Баллонная сеть, осевой трос	1025	1	3	— 513
Оперение	815	$1\frac{1}{2}$	$1\frac{1}{2}$	611
Балласт, снаряжение корпуса	4310	1	2	0
Винтомоторные установки	5440	$\frac{2}{3}$	$\frac{4}{3}$	0
Горячее и баки	26760	$\frac{2}{3}$	$\frac{4}{3}$	0
Разные грузы	2720	$\frac{2}{3}$	$\frac{4}{3}$	0
Вооружение и пр.	2540	0	0	0
Воздух и газ	15510	1	2	0
	74390			6700

Согласно уравнению (7), изменение формы приводит к следующей экономии в весе:

$$\Delta W = \frac{\Delta L}{L} \sum W_z \left(x - \frac{y}{2} \right) = -0,10 \cdot 6700 = - 670 \text{ кг.}$$

Положим, что кроме изменения формы также уменьшается и коэффициент сопротивления на 2%. С этим будет связано следующее уменьшение воздухоизмещения:

$$\begin{aligned} \Delta W &= -0,02 N (W_j + W_k) = -0,02 \cdot 5,76 \cdot 6563 + 282,68 = \\ &= - 4013 \text{ кг.} \end{aligned}$$

Новые статьи весовых нагрузок для воздушного судна с меньшим удлинением могут быть составлены аналогичным же способом, как и в предыдущем разобранным случае судна постоянной формы.

Пределы применения уравнения Нормана. Из разобранных примеров применения уравнения Нормана можно заметить, что во всех расчетах весовых изменений значение N было принято постоянным; в действительности оно связано с характеристикой судна и с изменением последней должно в известной степени изменяться. По этой причине при изменениях воздухоизмещения

больше 25% рассмотренный метод нельзя считать уже надежным. При еще больших изменениях воздухоизмещения такой метод будет не только неточным в указанном смысле, но в конструкцию нового судна обязательно войдут такие изменения, что допущения пропорциональности, на которых основан весовой расчет, приняты больше быть не могут.

Увеличение воздухоизмещения при гелии, потребное для обеспечения той же летной характеристики, как и при водороде. Если водород с удельной подъемной силой $1,10 \text{ кг/м}^3$ заменяется гелием с удельной подъемной силой $1,0 \text{ кг/м}^3$, то такая замена эквивалентна увеличению веса, равному произведению $0,10 \text{ кг/м}^3$ на объем. В воздушном судне L-49, рассмотренном в предыдущих примерах приложения уравнения Нормана, этот объем равен $55\,000 \text{ м}^3$, так что увеличение веса составляет 5500 кг . При данном $N=5,76$ увеличение воздухоизмещения, необходимое для сохранения летной характеристики, теоретически равно $5,76 \cdot 5500 = 31\,680 \text{ кг}$, или 42,7%. Это увеличение настолько значительно, что находится уже за пределами применимости уравнения Нормана.

Практическое видоизменение уравнения Нормана. В предыдущих примерах уравнения Нормана $N=5,76$, тогда как для большинства типов морских судов, включая сюда столь глубоко различные между собой типы, как линейные корабли, крейсера и трансокеанские пароходы, N изменяется в пределах от 2,0 до 2,5.

Сравнительно большое значение N указывает, что в воздушном судне с увеличением воздухоизмещения летная характеристика улучшается медленнее, чем аналогичные качества в морских судах. С другой стороны, нужно помнить, что при таком сравнении воздушное судно оказывается в невыгодном положении, так как количество горючего, составляющее значительную часть полезной нагрузки, с увеличением размеров судна должно увеличиться. Если бы запасы горючего на L-49 уменьшились с $26\,760$ до $13\,150 \text{ кг}$, а военный или коммерческий груз соответственно увеличился до $16\,150 \text{ кг}$, то N уменьшился бы до 3,39.

Нужно помнить еще об одном обстоятельстве, которое говорит в пользу воздушного судна. Значения N в морских судах основаны главным образом на опыте, и большая часть весов конструкции в соответствии с опытом принимается пропорциональной L^3 , хотя по теории продольная прочность требует изменения веса продольных элементов конструкции пропорционально L^4 .

Что касается воздушных судов, то мы не обладаем достаточными весовыми данными весьма схожих конструкций, чтобы говорить об использовании опыта для определения N . Несомненно, многие из весовых групп, которые в воздушных судах теоретически пропорциональны L^4 , практически изменялись бы

пропорционально некоторой более низкой степени L , благодаря возможностям более выгодного использования материалов при увеличениях воздухоизмещения.

На основании кривых, в основе которых лежат данные по действительным судам, производились попытки доказать, что с увеличением воздухоизмещения так называемая „весовая отдача“ воздушных судов, т. е. отношение полезной подъемной силы к полной, возрастает весьма быстро. Это привело бы к низким значениям N .

Ошибочная сторона подобных расчетов по фактическим данным заключается в том, что в них обычно сравниваются небольшие суда с крупными, более позднего происхождения, так что повышение весовой отдачи никоим образом нельзя отнести за счет увеличения воздухоизмещения. Небольшие послевоенные цеппелины Bodensee и Nordstern доказывают, что воздушные суда современной конструкции могут обеспечить весьма высокую летную характеристику.

Коэффициенты полезного действия

Пропульсивный коэффициент ¹ и весовая отдача. В воздушных судах существуют только два показателя летной характеристики, которым можно придавать соответствующие численные значения для введения в формулы, выражающие относительную отдачу судна. Один из этих показателей представляет соотношение между воздухоизмещением, скоростью и мощностью, а другой является функцией собственного веса и весового воздухоизмещения. Первый показатель может быть назван коэффициентом K , определение которого было дано на стр. 17.

Весовая отдача, или отношение полезной подъемной силы к полной, есть величина, весьма часто встречающаяся в данных летной характеристики. Однако против применения ее говорит то обстоятельство, что она связана с подъемной силой газа, предназначенного для наполнения судна. Поэтому представляется более удобным заменить это отношение довольно близким к нему коэффициентом:

$$C = \frac{D - W}{D},$$

где, согласно определению, данному на стр. 18, D есть стандартное весовое воздухоизмещение, а W — собственный вес судна. Общая отдача воздушного судна выражается формулой:

$$E = CK.$$

Значения E , C и K для различных типов воздушных судов приведены в табл. 2.

¹ Иначе — моторно-аэродинамический коэффициент.

Таблица 2

Коэффициенты полезного действия воздушных судов

Тип	Наименование	Национальность	Год постройки	Воздухоп- мещение, м ³	Длина, м	$\frac{\text{Длина}}{(\text{Объем})^{1/3}}$	Мощность л. с.	Скорость м/сек	$\frac{(\text{Объем})}{\text{м}^3}$	Воздухоп- мещение, кг	Собствен. вес, кг	С	К	Е
Мягкий	S. S. P.	Английский	1916	1980	46,6	3,46	76	22,4	158	2430	1320	0,46	38,2	17,6
"	N. S.	Английский	1918	10190	79,4	3,69	500	23,3	467	12430	6315	0,49	19,4	9,5
"	C	США	1918	5100	58,5	3,41	250	26,5	297	6215	3580	0,42	36,3	15,2
"	Zodiac	Французский	1918	9290	79,4	3,80	500	21,9	446	11340	5400	0,52	15,4	8,0
Полужесткий	M	Итальянский	1917	12490	82,0	3,54	440	20,6	539	15240	8210	0,46	17,5	8,1
"	O	Итальянский	1918	3600	53,9	3,52	240	23,6	234	4400	2360	0,46	21,0	9,7
"	P. V.	Итальянский	1917	4980	61,9	3,69	450	25,0	292	6080	3765	0,38	16,6	6,3
"	Roma	Итальянский	1921	35390	125,0	3,81	900	23,2	1078	43320	20185	0,53	24,4	12,9
"	N-1	Итальянский	1924	19820	106,1	3,93	750	27,7	734	24270	10980	0,55	34,1	18,1
Жесткий	R-9	Английский	1916	26330	160,3	5,40	600	20,1	883	32205	19100	0,41	19,5	8,0
"	R-23	Английский	1917	29450	163,1	5,28	1000	24,7	953	36060	18100	0,50	23,4	11,7
"	R-31	Английский	1918	45590	187,5	5,24	1500	31,4	1276	55790	30980	0,44	43,0	18,9
"	R-33	Английский	1919	59460	186,0	5,03	1250	27,1	1524	72575	37060	0,49	39,8	19,5
"	L-33	Германский	1916	59460	196,0	5,03	1440	28,0	1524	72575	30480	0,58	38,2	22,2
"	L-49	Германский	1917	59460	196,0	5,03	1200	29,6	1524	72575	26400	0,64	53,6	34,4
"	L-70	Германский	1918	66260	210,9	5,20	1900	35,05	1635	80740	28030	0,65	60,5	39,3
"	Boeing	Германский	1918	24780	130,8	4,50	1040	36,9	855	30300	13020	0,57	67,2	38,3
"	L-100	Германский	Проект	115380	238,0	4,88	2900	36,9	2378	141070	35650	0,75	72,2	50,5
"	ZR-1	США	1922	64840	206,0	5,15	1610	28,0	1612	79380	36380	0,54	36,2	19,6
"	ZR-3	США	1924	78150	200,0	4,68	2200	35,05	1830	95250	41280	0,57	58,5	33,4

Примечание. Данные мощности отнесены к работе в стандартной атмосфере на уровне моря при $\rho = 0,125 \text{ кг/м}^3$

Замечания относительно выбора коэффициентов полезного действия. Нужно заметить, что весьма часто данные летной характеристики воздушных кораблей являются неточными. В особенности это относится к скоростям, а так как E и K при прочих постоянных величинах пропорциональны кубу скорости, то очевидно, что неточности, происходящие при определении скорости как с помощью спидометров, так и по покрытому воздушным судном расстоянию, приводят в вычислениях коэффициентов полезного действия к серьезным ошибкам.

Независимо от неточностей, происходящих от неправильностей в определении скоростей, коэффициент полезного действия не может рассматриваться как истинный измеритель общей отдачи воздушного судна. При уменьшении веса конструкции или машинных установок коэффициент полезного действия увеличивается, хотя кажущееся улучшение летной характеристики может иметь отрицательное значение вследствие уменьшения прочности конструкции или фактического увеличения расхода горючего. При увеличении скорости и мощности коэффициент полезного действия уменьшается, так как добавочный вес машинных установок уменьшает C , не отражаясь на величине K .

Несмотря на сбивчивый характер коэффициентов полезного действия, для конструктора они имеют несомненно большое значение, если отнестись с должной осторожностью и вниманием к прочим данным летной характеристики рассматриваемого воздушного судна.

Значение удельной подъемной силы газа для летной характеристики воздушных судов

Значительная неопределенность и недоразумения имеют место в вопросе об ухудшении летной характеристики воздушных судов в связи с уменьшением удельной подъемной силы газа, особенно при замене водорода гелием.

В Америке принято считать удельную подъемную силу водорода и гелия в стандартной атмосфере на уровне моря соответственно равной 1,09 и 0,96 кг/м³.

Из этих цифр следует, что при применении гелия вместо водорода произойдет потеря 11,8% полной подъемной силы, но относительная потеря полезной и боевой или коммерческой нагрузок будет значительно выше, так как собственный вес судна есть величина постоянная, и абсолютные потери общей и полезной грузоподъемности будут одинаковы.

Пусть q есть отношение удельной подъемной силы гелия к удельной подъемной силе водорода,

¹ 0,068 и 0,060 фун./фут³.

u — отношение полезной подъемной силы к полной при водороде;

m — отношение боевой или коммерческой нагрузки к полной подъемной силе при водороде.

Тогда часть полезной нагрузки, теряемая при применении гелия вместо водорода, будет равна $\frac{1-q}{u}$ и аналогично та же часть боевой или коммерческой нагрузки будет $\frac{1-q}{m}$.

Пример. Для судна, наполненного водородом, дано:

$$u = 0,38,$$

$$m = 0,20.$$

Требуется определить процент потерь полезной и коммерческой нагрузок, связанных с заменой водорода гелием, удельная подъемная сила которого составляет 88,2% уд. подъемной силы водорода.

$$\text{Потеря полезной нагрузки} = \frac{1 - 0,882}{0,38} = 31\%.$$

$$\text{Потеря коммерческого груза} = \frac{1 - 0,882}{0,20} = 59\%.$$

Дальнейшее ухудшение летной характеристики, связанное с применением гелия, происходит из-за необходимости старта судна в невыполненном состоянии, чтобы избежать выпуска дорогостоящего газа через клапаны по мере увеличения высоты. При водороде полет судна обычно начинается при выполненном его состоянии и по мере расходования горючего газ выпускается через клапаны. Однако отмеченная невыгода гелия может быть устранена применением светильного газа, заполняющего в особых баллонетах пустое воздушное пространство невыполненных газовых баллонов и используемого в полете в качестве горючего.

Влияние высоты на летную характеристику воздушного корабля. Как полная подъемная сила, так и сопротивление воздушных судов прямо пропорциональны плотности воздуха. Коэффициент полезного действия винтов можно считать независимым от плотности воздуха, а значит и от высоты, так как при данном числе оборотов в минуту тяга винтов изменяется точно так же, как и плотность воздуха, благодаря чему отношение между скоростью и числом оборотов будет всегда постоянным.

В пределах высоты, на которой обыкновенно совершают полеты воздушные суда, например до 3000 м, расход горючего в единицу времени на единицу мощности большинства моторов при соответственно отрегулированных карбюраторах будет почти постоянным, хотя при постоянных скорости и числе оборотов полная развиваемая мощность, подобно сопротивлению судна, пропорциональна плотности воздуха. Отсюда

с достаточным приближением можно считать, что полный расход горючего будет пропорционален плотности воздуха.

Простая пропорциональная зависимость между плотностью воздуха и полной подъемной силой, а также расходом горючего приводит к весьма простому определению изменения летной характеристики с высотой, так как это изменение зависит лишь от изменения плотности воздуха с высотой.

Однако при особенно точных расчетах приходится учитывать то обстоятельство, что расход горючего на 1 л. с. ч. при данном числе оборотов не совсем независим от плотности воздуха.

Хотя при данном числе оборотов скорость и не зависит от высоты, многие дирижабельные моторы конструируются так, что ниже известной высоты они могут работать только с неполным открытием дросселя, и воздушные суда, снабженные такими моторами, не могут развивать полной скорости ниже такой высоты. За пределами же высоты, при которой возможно полное открытие дросселя, достигаемая максимальная скорость будет практически постоянной.

Так как при данной скорости полный расход горючего и аэродинамические нагрузки на судно изменяются пропорционально плотности воздуха, то желательно совершать полеты на той высоте, на которой газовые баллоны будут выполнены на 100%, конечно, если только на более низкой высоте не окажутся более благоприятные воздушные течения.

Пример. Дано воздушное судно, в котором полная подъемная сила на уровне моря равна 56 700 кг. Подъемная сила, приходящаяся на долю горючего на уровне моря, равна 13 600 кг. Скорость и расход горючего на уровне моря будут соответственно 60 узлов (30,9 м/сек) и 225 кг/час. Определить продолжительность полета при скорости 60 узлов и высоте 1 800 м.

На высоте 1 800 м плотность воздуха составляет 83,8% плотности на уровне моря.

Полная подъемная сила на этой высоте уменьшится на 56 700 (1—0,838) = 9 200 кг, и запас горючего должен быть ограничен 13 600—9 200 = 4 400 кг. Расход горючего при скорости 60 узлов и высоте 1 800 м составляет $0,838 \cdot 225 = 189$ кг/час. Отсюда максимальная продолжительность полета будет $\frac{4\,400}{189} = 23$ час., а весь путь 2 560 км.

Соотношение между степенью выполнения воздушного судна и статическим потолком

Известно, что при отсутствии явлений перегрева объем газа будет обратно пропорционален плотности окружающего воздуха¹. Отсюда следует, что для достижения желаемой высоты без

¹ Э. П. Уорнер. Аэростатика. Госмашметиздат, 1934 г.

потери газа необходимо, чтобы степень выполнения воздушного судна при старте не превышала отношения плотности воздуха на максимальной высоте к плотности у земли.

Пример. Определить максимальную степень выполнения газовых баллонов для достижения высоты 3000 м без потери газа при старте с уровня моря.

Отношение между величинами плотности воздуха на высоте 3000 м и на уровне моря по таблицам „стандартной атмосферы“ равно 0,742. Поэтому степень выполнения при старте должна быть ограничена 74,2%.

Статический потолок воздушных судов. Статический потолок воздушного судна при данной нагрузке есть высота, на которой воздушное судно, сделавшись выполненным, будет в статическом равновесии.

Максимальный статический потолок, которого воздушный корабль может достигнуть, определяется отношением расходуемых грузов к полной подъемной силе на уровне моря. Пусть это отношение будет x . Тогда максимальным статическим потолком будет высота, на которой отношение плотности воздуха к плотности на уровне моря равно $1 - x$; на этой высоте судно будет всегда выполненным, если бы даже расходуемых грузов на его борту и вовсе не осталось.

Пример. Определить максимальный статический потолок воздушного судна в стандартной атмосфере, если отношение расходуемых грузов к полной подъемной силе на уровне моря равно 0,35.

Из таблиц стандартной атмосферы находим, что высота, на которой плотность воздуха составляет $1 - 0,35$ плотности на уровне моря, равна 4250 м; это и будет максимальным статическим потолком воздушного судна в стандартной атмосфере.

Объем баллонетов мягких воздушных судов. Баллонеты мягких воздушных судов должны обладать достаточным объемом, обеспечивающим спуск с максимального статического потолка без потери сверхдавления газа, от которого зависит поддержание формы корпуса судна. Спуск с максимального статического потолка требует, чтобы отношение объема баллонетов к объему судна было равно отношению расходуемых грузов к полной подъемной силе на уровне моря. В предыдущем параграфе мы это отношение обозначили через x . Однако, чтобы иметь возможность надежного спуска с высоты, достигаемой динамически сверх статического потолка, необходимо, чтобы объем баллонетов был несколько больше, чем при статическом равновесии судна.

Если объем баллонетов будет меньше, чем требуется по условиям статического или динамического потолка, то воздушное судно ни в коем случае не должно подниматься выше той высоты, на которой отношение плотности воздуха к плотности на земле будет меньше единицы минус отношение объема баллонетов к объему судна.

Пример. Определить объем баллонетов, необходимый для спуска воздушного судна с максимального статического потолка на уровень моря, если отношение расходуемых грузов к полной подъемной силе равно 0,25.

Объем баллонетов должен составлять 25% от объема судна в выполненном его состоянии.

Пример. Определить максимальную высоту, с которой мягкое воздушное судно может произвести спуск на уровень моря, если объем баллонетов составляет 20% от объема судна.

Высота, на которой плотность воздуха составляет 1—0,20 плотности на уровне моря, равна 2250 м. Это и будет максимальная высота, с которой воздушное судно может произвести спуск без потери сверхдавления.

ГЛАВА ТРЕТЬЯ

ОБЪЕМЫ, ПЛОЩАДИ И ЛИНЕЙНЫЕ РАЗМЕРЫ

Воздухоизмещение и объем. Величину воздушного судна обычно принято выражать в объемных единицах, относя последние к объему газа в выполненном состоянии судна.

В специальных случаях дается фактический объем судна с учетом степени его выполнения, которая может иметь величину 90—95%. Очевидно, что объем судна является величиной наиболее для нас важной, так как им определяется полная подъемная сила воздушного судна. Не менее важное значение имеет объемное воздухоизмещение, разумея под последним объем воздуха, замещенный корпусом судна и его выступающими частями, т. е. гондолами и оперением.

В качестве измерителя величины воздушного судна объемное воздухоизмещение имеет то преимущество, что оно является величиной постоянной, в противоположность переменному объему газа. Все аэродинамические расчеты, к которым относится также определение скорости и мощности, базируются на воздухоизмещении, а не на объеме судна.

Объем мягких воздушных судов может быть практически равен объему воздуха, замещенному судном, так как объем гондол и оперения обычно не превышает одного-двух процентов от воздухоизмещения. В жестких воздушных судах, благодаря наличию воздушных прослоек внутри корпуса, объем этих судов составляет от 90 до 96% их воздухоизмещения.

Площади поперечных сечений. Первой ступенью в вычислениях объема или воздухоизмещения является определение площадей поперечных сечений корпусов воздушных судов.

В воздушных судах обычными являются поперечные сечения круговые или близкие к круговым. Поэтому площадь поперечного сечения A радиуса R определяется по общеизвестной формуле:

$A = \pi R^2$. Поперечные сечения жестких воздушных судов обыкновенно представляют собой правильно вписанные многоугольники с числом сторон от 17 до 24; площадь такого n -стороннего многоугольника, вписанного в круг радиуса R , определяется по формуле:

$$A = nR^2 \sin \frac{\pi}{n} \cos \frac{\pi}{n}.$$

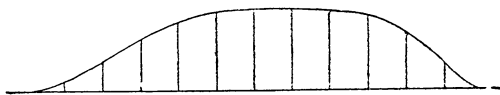
В приведенной ниже таблице даны отношения площади правильных многоугольников с различным числом сторон к площади описанного круга.

Площади правильных вписанных многоугольников

n	$\frac{\pi}{n}$	$\sin \frac{\pi}{n}$	$\cos \frac{\pi}{n}$	A	$\frac{A}{\pi R^2}$
5	36,0	0,5878	0,8090	$2,36 R^2$	0,752
9	20,0	0,3420	0,9397	$2,88 R^2$	0,916
13	13,84	0,2392	0,9709	$3,02 R^2$	0,962
17	10,6	0,1840	0,9819	$3,07 R^2$	0,977
19	9,48	0,1646	0,9852	$3,08 R^2$	0,980
21	8,57	0,1490	0,9888	$3,09 R^2$	0,983
23	7,83	0,1332	0,9907	$3,10 R^2$	0,986
25	7,20	0,1253	0,9921	$3,11 R^2$	0,989
30	6,0	0,1045	0,9945	$3,12 R^2$	0,993

Площади некруговых поперечных сечений, присущих полужестким воздушным судам, измеряются с помощью планиметра. Эти же площади могут быть определены по одному из правил вычисления площади так называемой строевой по шпангоутам.

Строевая по шпангоутам. Строевая по шпангоутам служит удобным графическим изображением распределения объема



Фиг. 7. Строевая по шпангоутам.

или подъемной силы вдоль корпуса воздушного судна. Для ее построения на горизонтальной прямой, изображающей ось судна, проводятся ординаты, на которых откладываются в соответствующем масштабе площади поперечных сечений (фиг. 7). Тогда площадь, ограниченная кривой, проведенной через концы ординат, и горизонтальной прямой, разделенная на масштаб этой прямой и масштаб ординат, даст объем судна, для которого была построена эта строевая по шпангоутам.

Вычисление площадей, ограниченных кривыми. Площади, ограниченные кривыми, наиболее легко измерять с помощью

планиметра. Для арифметических же вычислений пользуются правилами, обычно применяемыми в кораблестроении: 1) правило трапеций, 2) правила Симпсона и 3) правило Чебышева.

Правило трапеций. В этом способе предполагается, что введенные ординаты кривой соединены прямолинейными отрезками так, что вся площадь состоит из ряда трапеций.

Очевидно, что при таком допущении измерение площади, ограниченной кривой, будет не совсем точным. Однако оно приводит к некоторому преуменьшению, а не к преувеличению объема судна.

Площадь трапеции $ABCD$ (фиг. 8) определяется по формуле:

$$\text{Площадь} = \frac{h}{2} (y_1 + y_2).$$

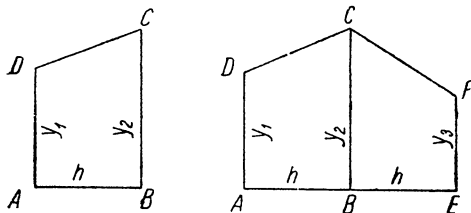
Тогда площадь двух смежных трапеций $ABEFCD$ с равными высотами (фиг. 9) будет равна:

$$\frac{h}{2} (y_1 + 2y_2 + y_3).$$

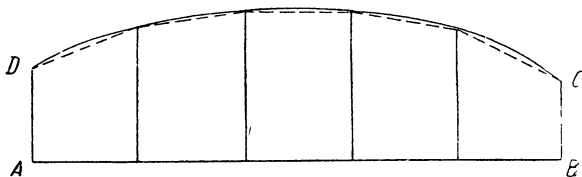
Для определения площади криволинейной фигуры вроде $ABCD$ (фиг. 10) нужно разделить ее основание на некоторое число равных частей и через точки деления провести перпендикуляры до встречи с кривой, затем сложить полусумму первой и последней ординат с суммой всех остальных ординат, тогда результат, умноженный на расстояние между ординатами, и выразит искомую площадь.

Первое правило Симпсона. Более точными в сравнении с правилом трапеций являются правила Симпсона; часто применяемые для вычислений площади строевой по шпангоутам, а значит и объема судна.

Первое правило Симпсона основано на допущении, что кривая DC , ограничивающая площадь $ABCD$ (фиг. 11), является частью параболы второй степени, т. е. параболы, заданной уравнением вида $y = ax^2 + bx + c$. Положим, что на фиг. 11 ординаты AD , EF и BC проведены нормально к основанию AB и делят его на равные части. Тогда, если кривая DFC есть часть параболы



Фиг. 8—9. Иллюстрация правила трапеций для вычисления площадей.



Фиг. 10. Иллюстрация правила трапеций для вычисления площадей.

второй степени, то площадь, ограниченная этой кривой, после интегрирования будет равна:

$$\frac{h}{3} (y_1 + 4y_2 + y_3).$$

Площадь, ограниченная кривой с непрерывно меняющейся кривизной, подобная строевой по шпангоутам воздушного судна, может быть разбита на несколько частей, к каждой из которых можно применить приведенное правило; тогда общая площадь с равными интервалами между ординатами будет:

$$\frac{h}{3} (y_1 + 4y_2 + 2y_3 + 4y_4 + \dots + 4y_{n-1} + y_n).$$

Второе правило Симпсона. Это правило предполагает, что кривая DC (фиг. 12) является частью кубической параболы, задаваемой уравнением вида:

$$y = ax^3 + bx^2 + cx + d.$$

При равных интервалах между ординатами площадь, ограниченная кривой, выразится формулой:

$$\text{Площадь} = \frac{3h}{8} (y_1 + 3y_2 + 3y_3 + y_4).$$

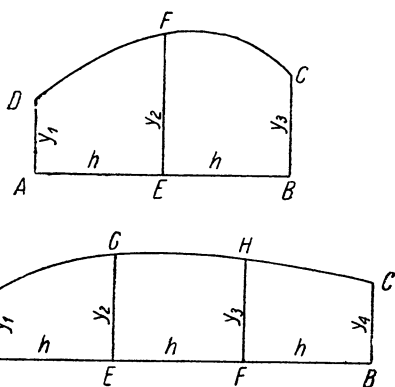
При семи равных интервалах между ординатами будем иметь:

$$\text{Площадь} = \frac{3h}{8} (y_1 + 3y_2 + 3y_3 + 2y_4 + 3y_5 + 3y_6 + y_7).$$

В области носа и кормы, где изменение поперечных сечений происходит более быстро, нежели в миделевой части судна, часто желательно сократить интервалы между ординатами вдвое. Если это сделано, то и множители ординат в области сокращенных интервалов должны быть также уменьшены вдвое.

Эти множители называются „множителями Симпсона“, а произведение ординат на множителей — „функциями Симпсона“.

Правило Чебышева. Насколько известно, при проектировании воздушных судов правило Чебышева применяется довольно редко. Однако во многих случаях оно обладает преимуществами в том отношении, что требует меньше вычислительной работы, чем правила Симпсона, и для получения результатов связано с меньшим числом ординат. Неудобство этого правила заклю-



Фиг. 11—12. Иллюстрация правила Симпсона для вычисления площадей.

чается в том, что с его применением связано особенное расположение ординат с неравными интервалами, согласно нижеследующей таблице.

Число ординат	Расстояние ординат от середины основания в частях половины длины основания				
2			0,5773		
3			0	0,7071	
4		0,1876		0,7947	
5		0	0,3745	0,8325	
6		0,2666		0,4225	0,8662
7	0	0,3239		0,5997	0,8839
9	0	0,1679	0,5288	0,6010	0,9116
10	0,0838	0,3127	0,5000	0,6873	0,9162

Выбрав желаемое число ординат и расположив их по приведенной таблице, площадь строевой по шпангоутам определяют по формуле:

$$\text{Площадь} = \frac{\text{сумма ординат}}{\text{число ординат}} \times \text{длина основания.}$$

Центр подъемной силы или объема. Центр подъемной силы воздушного судна, обозначаемый буквами ц. п. с., совпадает с центром тяжести газовой массы. Положение этого центра по длине судна имеет большое значение, и для обеспечения горизонтальности оси воздушного судна в неподвижном его состоянии необходимо, чтобы центр тяжести (ц. т.) собственного веса и всех временных нагрузок был на одной вертикали под центром тяжести газовой массы.

Положение ц. п. с. по длине корабля. Правило трапеций может быть применено к вычислению продольного положения центра подъемной силы следующим образом: разделим строевую по шпангоутам ординатами, приведенными через равные отрезки горизонтальной прямой, и умножим площадь, заключенную между каждыми двумя смежными ординатами, на расстояние от некоторой удобной ординаты, предпочтительно миделевой или близкой к ней; сложим все эти моменты, считая моменты передней части судна положительными, а задней части — отрицательными; разделим алгебраическую сумму всех моментов на площадь строевой по шпангоутам. Тогда результат определит расстояние центра подъемной силы от той ординаты, относительно которой были взяты моменты; ц. п. с. будет расположен спереди от этой ординаты, если сумма моментов была положительной, и сзади нее, если сумма моментов была отрицательной.

По правилам Симпсона или Чебышева можно достигнуть более точных результатов, для чего нужно взять площади поперечных сечений, помножить их на соответствующие множители,

в свою очередь эти функции площадей нужно умножить на плечи моментов от некоторой выбранной ординаты и алгебраическую сумму полученных моментов функций разделить на сумму функций; тогда частное и определит расстояние центра подъемной силы от выбранной ординаты.

Положение ц. п. с. по высоте корабля. Если поперечные сечения выполненного судна являются круговыми, то центр подъемной силы очевидно будет расположен на оси судна.

При поперечных сечениях некруговой формы для определения вертикального положения ц. п. с. нужно разделить весь объем несколькими горизонтальными плоскостями и умножить объемы, заключенные между этими плоскостями, на расстояния их центра тяжести до некоторой горизонтальной прямой. Сумма полученных моментов, деленная на полный объем, определит расстояние центра подъемной силы от выбранной прямой.

Соотношение между главными размерами и объемом. При определении главных размеров воздушного судна для заданного его объема применяются два весьма важных коэффициента. Этими коэффициентами являются удлинение судна, представляющее собой отношение полной длины к диаметру в миделе, и призматический коэффициент, которым выражается отношение фактического объема судна к объему призмы, имеющей длину, одинаковую с судном, и то же поперечное сечение, что и миделевое сечение судна. При круговом сечении судна призма превращается в цилиндр, и тогда указанный коэффициент иногда называется цилиндрическим коэффициентом¹.

Влияние удлинения и призматического коэффициента на сопротивление будет рассмотрено в главе V. В случае нежестких воздушных судов последним могут быть приданы размеры, обеспечивающие наименьшее сопротивление; в случае жестких воздушных судов существуют соображения, приводящие к некоторому отступлению от формы, диктуемой чисто аэродинамическими условиями.

Наименьшее сопротивление получается при удлинении приблизительно от 4,5 до 5,0 и призматическом коэффициенте от 0,60 до 0,65, хотя нужно помнить, что эти обстоятельства являются спорными. Фирма Цепелин утверждает, что наименьшее сопротивление получается при удлинении от шести и более, тогда как по свидетельству А. D. C. наилучшие результаты получаются при удлинении около трех.

В крупных жестких воздушных судах во избежание чрезмерного веса шпангоутов, а также с целью облегчения маневренных операций на земле и придания судну достаточной длины для надлежащей развески моторных гондол удлинение обыкновенно желательно иметь не меньше шести.

Увеличение призматического коэффициента путем включения

¹ Иначе, коэффициентом полноты.

в обвод корпуса судна некоторой миделевой цилиндрической вставки создает практическую выгоду уменьшения главных размеров для заданного объема и сокращения строительной стоимости. При осторожном использовании этого средства сопротивление увеличится лишь в весьма незначительной степени.

Соотношение между объемом, длиной, диаметром, удлинением и призматическим коэффициентом может быть выражено следующей формулой:

$$V = \frac{1}{4} C_V L D^2 \pi = C_V F \frac{\pi D^3}{4},$$

где V — объем,

L — длина,

D — диаметр,

C_V — призматический коэффициент,

F — удлинение.

Пример. Определить длину и диаметр в миделе жесткого воздушного судна, если его объемное воздухоизмещение равно 140000 м^3 и если $F = 6,0$ и $C_V = 0,65$.

$$D^3 = \frac{4 V}{\pi F C_V} = \frac{4 \cdot 140000}{\pi \cdot 6,0 \cdot 0,65} = 45700 \text{ м}^3;$$

$$D = 35,75 \text{ м};$$

$$L = FD = 6 \cdot 35,75 = 224,5 \text{ м}.$$

Длина и диаметр в миделе воздушных судов с объемом до 300000 м^3 , с удлинением от 5 до 8 и призматическим коэффициентом от 0,60 до 0,80 могут быть определены по кривым (фиг. 13—16).

Коэффициент поверхности. Коэффициенты C_s и C'_s , связывающие поверхность S корпуса с длиной и объемом, определяются по формулам:

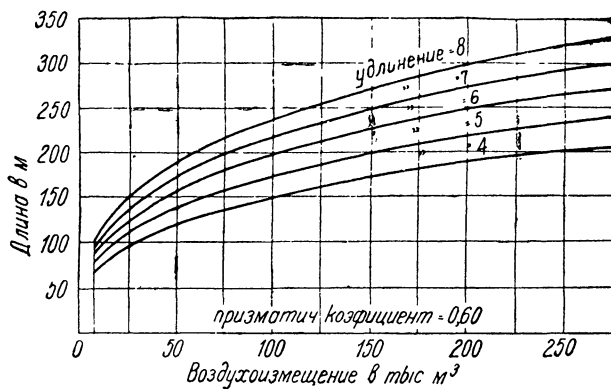
$$S = C_s \sqrt{VL}; \quad S = C'_s DL.$$

Значения C_s и C'_s были вычислены по фактическим размерам, объемам и поверхностям 52 тел удобообтекаемой формы, которые применяются в современной воздухоплавательной практике. Данные этих вычислений приведены в таблице 3. Хотя оба коэффициента C_s и C'_s являются безразмерными, однако оказывается, что их величина не является постоянной.

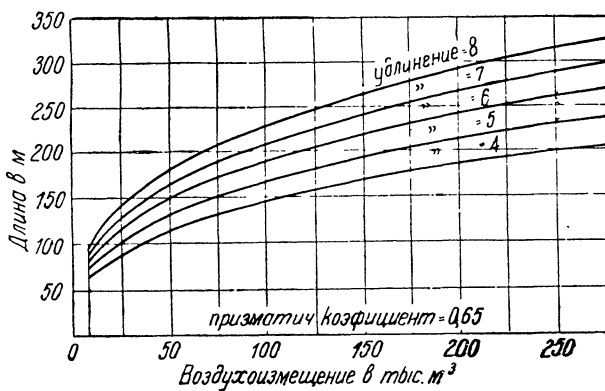
Каждый из них до известной степени зависит от призматического коэффициента. На фиг. 17 и 18 представлены значения коэффициентов C_s и C'_s в зависимости от C_V . Из графиков можно видеть, что в то время как величина каждого из коэффициентов не является постоянной, все же значение C_s можно считать постоянным с вероятной максимальной точностью до 3%. При этих условиях для C_s может быть рекомендовано значение

$$C_s = 3,45,$$

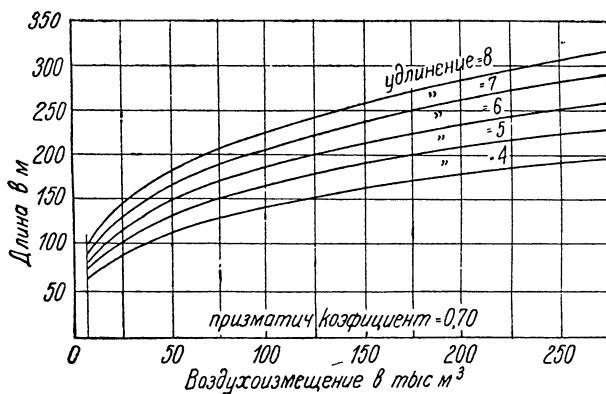
которое применимо в одинаковой степени как к нежестким, так и к жестким воздушным судам нормальной формы.



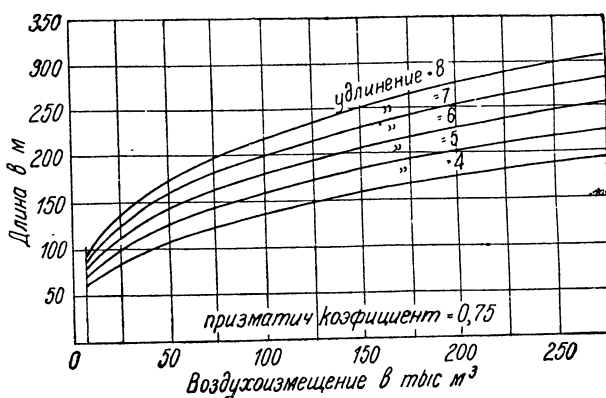
Фиг. 13. Кривые зависимости между воздухоизмещением и длиной.



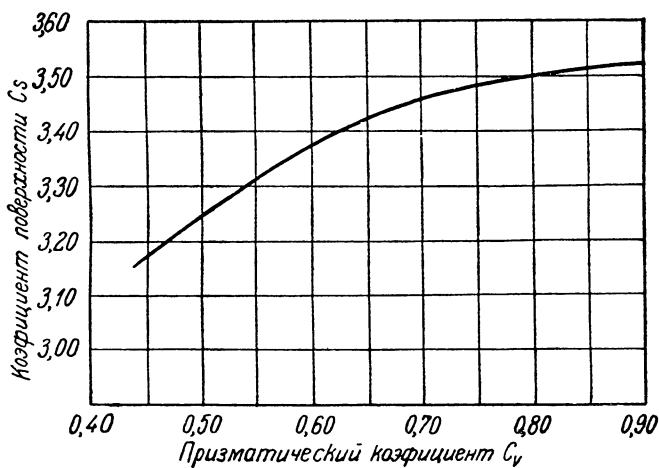
Фиг. 14. Кривые зависимости между воздухоизмещением и длиной.



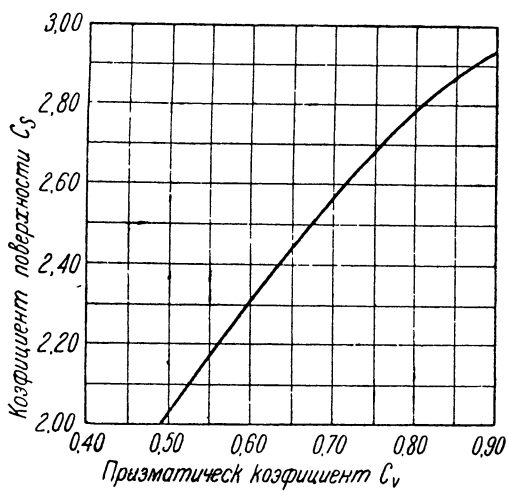
Фиг. 15. Кривые зависимости между воздухоизмещением и длиной.



Фиг. 16. Кривые зависимости между воздухоизмещением и длиной.



Фиг. 17. Коэффициенты поверхности.



Фиг. 18. Коэффициенты поверхности.

Таблица 3
Данные по корпусам воздушных судов
Поверхность = $C_s \sqrt{V} L = C'_s D L$. Объем = $C_V A L$.

Наименование	Длина L	Диаметр D	Объем V	Поверхность s	C_s	C'_s	C_V
IE	2,99	0,641	0,596	4,59	3,44	2,40	0,617
B	3,53	0,696	0,831	5,80	3,39	2,36	0,618
F	3,12	0,641	0,670	5,01	3,46	3,50	0,661
E. P	3,09	0,641	0,589	4,59	3,40	2,32	0,590
C	2,97	0,641	0,624	4,70	3,45	2,47	0,651
P	3,21	0,641	0,589	4,53	3,30	2,20	0,575
Goodyear № 4	3,19	0,687	0,784	5,47	3,46	2,50	0,663
P—AA'	3,89	0,641	0,750	5,70	3,34	2,29	0,597
P—AD'	3,50	0,641	0,742	5,57	3,45	2,48	0,658
P—BA'	3,83	0,641	0,749	5,69	3,35	2,32	0,616
P—BC'	3,58	0,641	0,745	5,61	3,43	2,45	0,646
P—CB'	3,64	0,641	0,744	5,62	3,41	2,41	0,633
P—CD'	3,39	0,641	0,737	5,51	3,48	2,53	0,673
Göttingen № 1	3,79	0,638	0,643	5,16	3,30	2,13	0,531
Göttingen № 2	3,41	0,639	0,643	5,16	3,48	2,37	0,588
Göttingen № 3	3,47	0,589	0,643	5,16	3,45	2,52	0,681
Göttingen № 4	3,79	0,617	0,643	5,16	3,30	2,20	0,567
Göttingen № 5	3,46	0,597	0,643	5,16	3,46	2,50	0,664
Göttingen № 6	3,89	0,630	0,643	5,16	3,26	2,10	0,531
P'	1,59	0,390	0,0970	1,275	3,25	2,06	0,510
P ⁴	1,23	0,387	0,0714	0,953	3,22	2,00	0,494
E ⁴	1,37	0,392	0,0972	1,214	3,33	2,24	0,586
C—25	3,13	0,641	0,677	5,023	3,45	2,50	0,669
C—50	3,29	0,641	0,729	5,345	3,45	2,54	0,687
C ₁ —0	3,61	0,641	0,833	5,99	3,46	2,59	0,713
C ₂ —0	4,25	0,641	1,040	7,28	3,46	2,68	0,758
C ₃ —0	4,89	0,641	1,248	8,57	3,47	2,73	0,792
C ₄ —0	5,53	0,641	1,455	9,86	3,47	2,78	0,815
C ₅ —0	6,17	0,641	1,663	11,15	3,48	2,83	0,834
3C	1,925	0,641	0,404	3,07	3,48	2,49	0,651
6C	3,85	0,641	0,807	6,03	3,42	2,45	0,651
8C	5,133	0,641	1,077	8,00	3,41	2,43	0,651
2321	4,00	0,286	0,1600	2,70	3,38	2,36	0,613
2322	4,00	0,286	0,1823	2,91	3,41	2,54	0,715
2323	4,00	0,286	0,2059	3,12	3,44	2,73	0,803
2324	4,00	0,286	0,2265	3,33	3,50	2,91	0,883
2325	4,00	0,348	0,2360	3,29	3,39	2,36	0,621
2326	4,00	0,348	0,2685	3,54	3,40	2,54	0,706
2327	4,00	0,348	0,301	3,79	3,45	2,72	0,793
2328	4,00	0,348	0,334	4,06	3,51	2,92	0,878
2329	4,00	0,444	0,382	4,21	3,40	2,37	0,616
2330	4,00	0,444	0,436	4,53	3,43	2,55	0,704
2331	4,00	0,444	0,488	4,85	3,47	2,73	0,788
2332	4,00	0,444	0,541	5,17	3,51	2,92	0,873
2333	4,00	0,615	0,726	5,82	3,41	2,37	0,611
2334	4,00	0,615	0,827	6,28	3,45	2,55	0,696
2335	4,00	0,615	0,930	6,72	3,48	2,73	0,782
2336	4,00	0,615	1,030	7,18	3,54	2,92	0,866
2337	4,00	1,000	1,865	9,45	3,41	2,36	0,595
2338	4,00	1,000	2,135	10,19	3,49	2,55	0,680
2339	4,00	1,000	2,405	10,92	3,52	2,73	0,766
2340	4,00	1,000	2,680	11,65	3,54	2,91	0,853

Теоретические пределы C_s . Определим теперь пределы коэффициента C_s . Очевидно, что наибольшие и наименьшие значения могут быть получены, исходя из цилиндра и двойного конуса ¹.

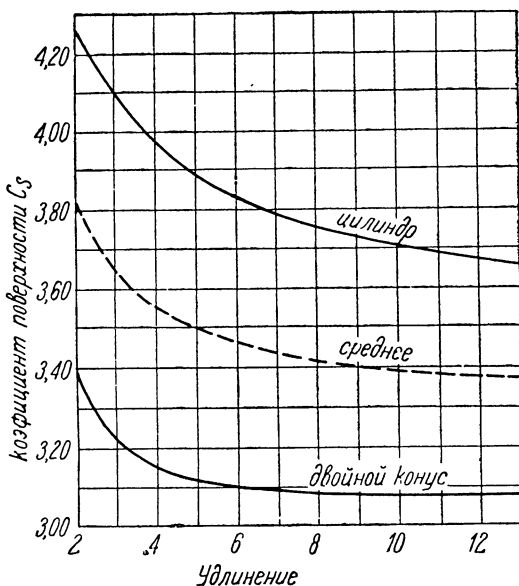
Выражениями для C_s в этих случаях будут:

для цилиндра:
$$C_s = 2 \cdot \sqrt{\pi} \left(\frac{D + 2L}{2L} \right);$$

для двойного конуса:
$$C_s = \sqrt{3\pi} \left(\frac{\sqrt{D^2 + L^2}}{L} \right).$$

Вычисленные по этим формулам значения C_s графически представлены на фиг. 19. Из графика можно видеть, что при $\frac{L}{D} = 7,0$ среднее значение $C_s = 3,45$. Оно является также и средним значением для тел удобообтекаемой формы, благодаря тому обстоятельству, что для обеспечения наименьшего сопротивления на единицу объема оказывается необходимым увеличить или уменьшить полноту обвода при увеличении или уменьшении отношения $\frac{L}{D}$.

Коэффициенты площади оперения. В главе V выведен критерий качества оперения и его соответствия устойчивости и управляемости воздушного судна, основанный на данных аэродинамических продувок. Этот критерий в связи с аэродинамическими продувками является полезным с точки зрения оценки различных вариантов проекта оперения и суждения об их соответствии целям устойчивости. Однако для конструктора он не является руководящим при предварительных расчетах потребной площади для вновь проектируемого судна. Для последней цели являются наиболее полезными коэффициенты, основанные на данных построенных воздушных судов. В табл. 4 приведены значения коэффициентов площади вертикального и горизонтального оперения, отнесенной к $(\text{воздухоизмещению})^{2/3}$.



Фиг. 19. Коэффициенты поверхности.

¹ Два прямых конуса, соединенные вместе своими основаниями. *Прим. переводчика.*

Таблица 4

Коэффициент оперения

Тип	Наименование	Национальность	Объем- ное воз- духоиз- мещение м^3	Длина м	$\frac{\text{Длина}}{V^{1/3}}$	Площадь оперения		$\frac{A_v}{V^{2/3}}$	$\frac{A_h}{V^{2/3}}$
						Верти- кального $A_v, \text{м}^2$	Горизон- тального $A_h, \text{м}^2$		
Мягкий	S. S. Z.	Английский	1980	46,6	3,46	21,4	26,4	0,135	0,167
"	N. S.	Английский	10190	79,4	3,69	68,9	104,4	0,148	0,226
"	C	США	5100	58,5	3,41	39,4	50,0	0,133	0,168
"	J	США	4955	51,2	3,00	42,3	45,7	0,146	0,158
"	Zodiac	Французский	9290	79,4	3,80	81,8	77,85	0,184	0,175
"	Astra	Французский	9630	79,4	3,75	80,1	120,1	0,178	0,267
Полужесткий	M	Итальянский	12490	82,0	3,54	104,0	60,1	0,193	0,111
	O	Итальянский	3600	53,9	3,52	45,9	24,4	0,195	0,104
"	P. V.	Итальянский	4980	61,9	3,69	55,55	57,3	0,191	0,197
"	Roma	Итальянский	35390	125,0	3,80	94,3	134,3	0,088	0,125
Жесткий	R-9	Английский	26330	160,3	5,40	155,7	243,4	0,176	0,276
	R-23	Английский	29450	163,1	5,28	174,65	211,8	0,183	0,222
	R-31	Английский	45590	187,5	5,24	191,4	203,5	0,150	0,159
	R-38	Английский	80980	211,8	4,90	243,1	272,9	0,130	0,146
	L-33	Германский	59460	196,0	5,03	174,3	232,7	0,115	0,153
	S-49	Германский	59460	196,0	5,03	167,6	228,2	0,114	0,150
	ZR-1	США	64840	206,0	5,15	216,9	266,6	0,135	0,166
	ZR-3	США	78150	200,0	4,68	233,2	233,2	0,128	0,128

Некоторыми конструкторами применялись коэффициенты площади оперения, основанные на меридиональной или миделевой площадях сечения судна; однако, величина таких коэффициентов в значительной степени зависит от удлинения воздушного судна, тогда как коэффициенты, основанные на (воздухоизмещении)^{2/3}, оказываются в достаточной мере постоянными на всем возможном диапазоне изменений удлинения судна.

Для введения в табл. 4 данных по воздушным судам с некруговым поперечным сечением, к которым относится тип Астра-Торрес и большинство полужестких воздушных судов, обычное удлинение $\frac{L}{D}$ в ней заменено отношением L : (воздухоизмещение)^{1/3}.

Процентное отношение площади рулей к полной площади оперения в прошлом изменялось довольно широко. Практика показала, что качество рулей мало зависит от их хорды. Современная практика стремится развивать рули и стабилизаторы поперек корпуса судна приблизительно до размеров его диаметра в миделе и брать хорду каждого почти равной трети его вылета.

Площадь рулей составляет несколько меньше 20% полной площади оперения.

Для предварительных целей проектирования до проверки критерия устойчивости по данным аэродинамических продувок площадь A как горизонтального, так и вертикального оперения можно рассчитывать по следующей эмпирической формуле:

$$A = 0,13 V^{2/3}.$$

ГЛАВА ЧЕТВЕРТАЯ

НАГРУЗКИ, ПЕРЕРЕЗЫВАЮЩИЕ СИЛЫ И ИЗГИБАЮЩИЕ МОМЕНТЫ

Статический момент воздушного судна. Простое понятие о статической устойчивости воздушного судна можно получить, сравнивая его с маятником, если принять центр подъемной силы в точке подвеса маятника. В некоторых случаях центр подъемной силы или центр тяжести, или тот и другой вместе, при диференте судна перемещаются, и тогда понятие о статической устойчивости становится более сложным.

Если на положение центра подъемной силы и центра тяжести судна не оказывает влияния его диферент, то момент, необходимый для отклонения в продольном или поперечном направлении из первоначального положения равновесия на угол α , может быть определен по формуле:

$$M = WH \sin \alpha,$$

где

M — момент,

W — полный вес судна,

H — расстояние по вертикали между центром тяжести судна и центром подъемной силы.

Влияние свободной поверхности газа на статическую устойчивость воздушных судов. Нижняя поверхность невыполненного газового баллона или верхняя поверхность частично выполненного баллонета являются горизонтальными, если только на них не оказывает влияния вес материи. Отсюда следует, что при крене или диференте воздушного судна нижняя поверхность газовой массы и центр подъемной силы перемещаются относительно судна.

Перемещение центра подъемной силы уменьшает статическую устойчивость воздушного судна, причем степень этого уменьшения может быть определена методами, принятыми в корабельном деле при рассмотрении действия свободной воды в трюме корабля.

Вертикальное понижение центра подъемной силы при свободной нижней поверхности газовой массы равно $\frac{i}{V}$, где i — момент инерции поверхности относительно ее нейтральной оси, нормальной к направлению наклона, V — объем судна.

Пример. Определить понижение центра подъемной силы при свободной нижней поверхности газовой массы невыполненного газового баллона, если объем судна в выполненном его состоянии равен 85000 м^3 , а нижняя поверхность газовой массы представляет прямоугольник длиной 18 м и шириной 24 м . В какой мере отразится это понижение на продольной устойчивости судна?

Момент инерции i нижней поверхности газовой массы относительно поперечной нейтральной оси равен:

$$i = \frac{24 \cdot 18^3}{12} = 11664 \text{ м}^4;$$

$$\frac{i}{V} = \frac{11664}{85000} = 0,137 \text{ м}.$$

Двенадцать свободных поверхностей такой же величины понизили бы центр подъемной силы на $12 \cdot 0,137 = 1,64 \text{ м}$, но так как расстояние между центром тяжести судна этого размера и центром подъемной силы обыкновенно бывает порядка 9 м , то даже и в этом крайнем случае статическая устойчивость уменьшится менее чем на 20% .

Нагрузки, перерезывающие силы и изгибающие моменты. При расчете основных напряжений корпус воздушного судна рассматривается как нагруженная балка, подверженная действию изгибающих моментов и продольных сил от сверхдавления газа, а также перерезывающих сил и изгибающих моментов от не-

равномерного распределения вдоль оси судна его веса, подъемной силы и аэродинамических нагрузок. Статические перерезывающие силы и изгибающие моменты вызываются действием весовых нагрузок и подъемной силы. Аэродинамические перерезывающие силы и изгибающие моменты вызываются действием поперечных составляющих аэродинамического давления на корпус и оперение, уравниваемых весом или инерцией судна.

Если рассматривать судно как балку, то очевидно, что статические силы создают перерезывающие силы и изгибающие моменты только в вертикальной плоскости, тогда как аэродинамические силы могут действовать в любой меридиональной плоскости сечения корпуса судна.

Эпюры весовых нагрузок, подъемной силы и их суммарная эпюра. Первой ступенью в вычислении перерезывающих сил и изгибающих моментов является определение продольного распределения весовых нагрузок и подъемной силы. Точная картина распределения весовых нагрузок может быть получена только в результате подробных и тщательных весовых расчетов, а эти расчеты можно выполнить только в том случае, когда проект судна будет близок к окончанию. В предварительных расчетах конструктор ограничивается только известными допущениями, основываясь при этом на весовых данных существующих судов. Важность таких данных преуменьшать не приходится. Каждый конструктор должен их иметь в достаточной полноте. Весовые данные воздушного судна США „Los Angeles“ приведены в табл. 5 и 6.

Таблица 5
Весовые нагрузки воздушного судна „Los Angeles“ (ZR-3)

Наименование	Вес кг	Наименование	Вес кг
Стрингеры	4241	Подъемная шахта и площадка	54
Шпангоуты	6750	Причалное оборудование	467
Расчалки	1161	Гайдропы и поясные веревки	148
Наружное покрытие	1905 ¹	Балластные резервуары, приборы управления и разный инструмент	1080
Баллонная сеть	291	Помещения в киле	395
Газовые баллоны	4082	Оборудование пассажирских помещений	636
Газовые клапаны	175	Радио, различная арматура и оборудование	1515
Стабилизаторы	821 ¹		
Горизонт. и вертикальн. рули	627 ¹		
Коридор	1279		
Машинные установки	8981		
Пассажирская гондола	1143		
5 моторных гондол	1501		
Различные усиления	685		
Вытяжные шахты	137	Полный вес судна	38074

¹ Вес обтяжки стабилизаторов и рулей включен в вес наружного покрытия.

Расчет распределения весовых нагрузок обыкновенно начинается с приближенного исчисления веса корпуса на единицу его длины, изменяющегося пропорционально диаметру; затем принимается во внимание расположение основных сосредоточенных нагрузок в виде гондол, моторов, носового купола, оперения, команды, горючего, коммерческого груза, балласта, бомб и т. д.

В мягких воздушных судах нагрузки, предаваемые на оболочку, в значительной степени регулируются конструктором, так как он имеет возможность произвольно назначать натяжения в стропях подвески гондолы.

Определение ординат эпюры распределения подъемной силы трудностей не представляет, так как эта эпюра идентична со строевой по шпангоутам (см. стр. 45), ординаты которой должны быть умножены на удельную подъемную силу газа.

Если продольное распределение весовых нагрузок и подъемной силы выражается графически в виде эпюр, то эти эпюры должны быть построены в одинаковых грузовых масштабах.

Таблица 6

Распределение весовых нагрузок воздушного судна „Los Angeles“ по шпангоутам

Шпангоут ¹ №	Корпус и оперение кг	Снаряжение корпуса кг	Силовые установки кг	Различные приспособления кг	Полный вес кг
10	166	—	—	—	166
0	1315	2	—	—	1317
10	1334	3	—	2	1339
25	1254	161	—	68	1483
40	1529	62	—	82	1673
55	1728	54	1814	58	3654
70	1891	39	270	68	2268
85	2018	43	3735	259	6053
100	2014	70	249	308	2641
115	2032	48	3715	30	5825
130	1946	52	270	188	2456
145	1819	447	130	1529	3935
160	1724	708	—	1313	3745
175	1329	257	—	40	1626
187	557	202	—	—	759
Итого . . .	22656	2148	10181	3945	38930

¹ Номера шпангоутов выражают расстояние в метрах от стернпоста (крестообразного шпангоута у задней кромки стабилизаторов).

Тогда суммарная эпюра может быть получена, как разность между ординатами эпюр весовых нагрузок и подъемной силы, считая избыток подъемной силы положительной нагрузкой (сила, направленная вверх), а избыток веса — отрицательной нагрузкой (сила, направленная вниз).

Если судно фактически уравновешено и ось его горизонтальна, то площади эпюр весовых нагрузок и подъемной силы должны быть одинаковы, а центры тяжести этих площадей должны быть расположены на одной вертикали. Отсюда следует, что положительные и отрицательные площади эпюры окончательной нагрузки должны быть равны между собой.

Эпюры перерезывающих сил и изгибающих моментов. По известному правилу перерезывающая сила в каждом поперечном сечении равна интегралу площади эпюры суммарной нагрузки до этого сечения с учетом при этом масштаба ординат и абсцисс и при интегрировании с любого конца последней. Поэтому эпюра перерезывающих сил может быть построена с помощью интегрирования суммарной эпюры, начиная это интегрирование безразлично от носа или кормы. Интегрирование наиболее быстро выполняется механическим интегратором; однако при отсутствии такого прибора оно может быть произведено путем разделения суммарной эпюры на интервалы и суммирования площадей между последовательными сечениями, обращая при этом внимание на знаки площадей. Так как положительные и отрицательные площади суммарной эпюры равны между собой, то эпюра перерезывающих сил на противоположном конце линии основания должна обратиться в нуль. Если указанное условие не выполнено, значит, в построении эпюры где-то была допущена ошибка.

На этом же этапе надлежит произвести и еще одну проверку, прежде чем приступать к построению эпюры изгибающих моментов, а именно надлежит выяснить, равны ли между собой положительные и отрицательные площади эпюры перерезывающих сил. Они должны быть равны, если центры тяжести площадей эпюр весовых нагрузок и подъемной силы будут расположены на одной вертикали и если последующее интегрирование выполнено правильно.

Следующей ступенью является построение эпюры изгибающих моментов. По известному правилу ординаты этой эпюры получаются интегрированием эпюры перерезывающих сил, подобно тому как ординаты последней были получены интегрированием эпюры суммарной нагрузки.

Так как положительные и отрицательные площади эпюры перерезывающих сил равны между собой, то эпюра изгибающих моментов на противоположном конце оси судна должна также обратиться в нуль.

Вычисление перерезывающих сил и изгибающих моментов при распределении весовых нагрузок и подъемной силы по

шпангоутам. При вычислении перерезывающих сил и изгибающих моментов для жестких воздушных судов обычно предполагают, что весовые нагрузки и подъемная сила приложены к главным шпангоутам, а не распределены вдоль корпуса. Отсюда следует, что при таких допущениях нельзя говорить об эпюрах подъемной силы, весовых нагрузок или окончательной нагрузки, так как все эти нагрузки, за исключением главных шпангоутов, всюду равны нулю. Тогда перерезывающая сила между шпангоутами будет постоянной и изменяется в каждом шпангоуте на величину нагрузки, приложенной к шпангоуту. Таким образом эпюра перерезывающих сил будет образована из ряда ступеней, а эпюра изгибающих моментов, получаемая интегрированием эпюры перерезывающих сил, будет иметь между последовательными главными шпангоутами постоянный уклон; однако ординаты ее на шпангоутах скачкообразно изменяться не будут.

При распределении весовых нагрузок и подъемной силы по главным шпангоутам перерезывающие силы и изгибающие моменты могут быть вычислены очень легко арифметическим путем, не прибегая к графическим построениям. В таблицу вносятся значения подъемной силы, весовых нагрузок и окончательной нагрузки, распределенных по главным шпангоутам; тогда перерезывающая сила между последовательными шпангоутами будет равна алгебраической сумме нагрузок, приложенных к шпангоутам до рассматриваемого отсека. Изгибающий момент на каждом шпангоуте будет равен алгебраической сумме перерезывающих сил в отсеках, умноженных на длину каждого отсека до рассматриваемого шпангоута.

Образец вычисления перерезывающих сил и изгибающих моментов в жестком воздушном судне по этому способу приведен в табл. 7.

Вычисление перерезывающих сил и изгибающих моментов от нагрузок на оперение. Движение воздушного судна от поперечной нагрузки на оперение, уравниваемой только инерцией виртуальной массы судна, можно рассматривать либо как чисто вращательное движение относительно центра давления, соответствующего точке приложения равнодействующей на оперение, либо как вращение относительно центра подъемной силы, соединенное с боковым поступательным движением ц. п. с. Для вычисления перерезывающих сил и изгибающих моментов последний прием рассмотрения движения представляется более удобным.

Основными уравнениями, выражающими соотношение между полной нагрузкой на оперение и произведением массы на ускорение судна при его поступательном и вращательном движении, являются:

$$F = \alpha \sum w \quad (8)$$

Таблица 7

Окончательные нагрузки на шпангоуты, перерезывающие силы и изгибающие моменты воздушного судна США при полной его подъемной силе 61977 кг

№ шпангоутов	Полная подъемная сила кг	Собственный вес кг	Временные нагрузки кг	Сумма весовых нагрузок кг	Нагрузка на шпангоут кг	Перерезывающая сила кг	Изгиб. момент кгм
0	139	1187	0	1187	— 1048		0
10	659	852	0	852	— 193	— 1048	— 10480
20	1276	363	0	863	413	— 1241	— 22890
30	2039	903	1032	1935	104	— 828	— 31170
40	2626	1056	998	2054	572	— 724	— 38410
50	3233	1084	2350	3434	— 201	— 152	— 39930
60	3728	2657	686	3343	385	— 353	— 43460
70	4075	1228	1079	2307	1768	32	— 43140
80	4265	1402	2566	3968	297	1800	— 25140
90	4314	4302	2766	7068	— 2754	2097	— 4170
100	4327	1462	2747	4209	118	— 657	— 11190
110	4347	1392	2587	3979	368	— 539	— 16580
120	4336	3712	2275	5987	— 1651	— 171	— 18290
130	4326	1404	812	2216	2110	— 1822	— 36510
140	4272	1390	25244	3914	358	288	— 33630
150	4085	1231	2452	3683	402	646	27170
160	3705	3655	1024	4679	— 974	1048	— 16690
170	3074	1395	1203	2598	476	74	— 15930
180	2026	1457	557	2014	12	550	— 10450
188	1008	689	0	689	319	562	— 5950
194,75	117	499	499	998	— 881	881	0
—	61977	33820	28157	61977	—	—	—

Примечание к таблице. При вычислении момента на шпангоуте 100 в подлиннике допущена ошибка: вместо 23660 фун. м значится 24660 фун. м.. С этой же ошибкой были произведены и пересчеты таблицы на метрические меры, так как ее исправление потребовало бы переработки таблицы, что не имело бы смысла, принимая во внимание чисто иллюстративный характер этой таблицы. Прим. переводчика.

и

$$Fl = \beta \sum wx^2, \quad (9)$$

где F — полная нагрузка на оперение;

l — расстояние от точки приложения F до центра подъемной силы;

w — весовая нагрузка, приложенная к главному шпангоуту, причем все весовые нагрузки предполагаются распределенными по этим шпангоутам;

x — расстояние от главного шпангоута до центра подъемной силы;

α — ускорение поступательного движения;

β — угловое ускорение.

Инерционная нагрузка на каждом шпангоуте равна $w\alpha + wx\beta$.

При подобных вычислениях обычно предполагается, что вес w распределен пропорционально площадям поперечных сечений A . Тогда уравнения (8) и (9) могут быть заменены следующими:

$$F = C_1 \sum A; \quad (10)$$

$$Fl = C_2 \sum Ax^2. \quad (11)$$

Инерционная нагрузка на каждом шпангоуте будет равна:

$$f = C_1 A + C_2 Ax. \quad (12)$$

Первой ступенью определения перерезывающих сил и изгибающих моментов является вычисление значений $\sum A$ и $\sum Ax^2$, после чего по этим значениям из уравнений (10) и (11) определяются коэффициенты C_1 и C_2 для данной величины F .

Нагрузка на каждый шпангоут вычисляется по уравнению (12) и перерезывающие силы определяют обыкновенным способом, суммируя найденные нагрузки на шпангоуты вдоль оси судна, а значения изгибающих моментов получаются подобным же образом суммированием площадей эпюры перерезывающих сил.

В табл. 8 и 9 приведено вычисление перерезывающих сил и изгибающих моментов от действия нагрузки 4500 кг на оперение жесткого воздушного судна объемом 116000 м³. В этом примере номера шпангоутов выражают расстояние в метрах от sternпоста¹.

¹ См. примечание на стр. 60.

Таблица 8

Статические моменты и моменты инерции площадей главных шпангоутов жесткого воздушного судна объемом 116000 м³

Шпангоуты	Площадь A (м²)	Плечо x_1 от 90 шпангоута (м)	Статический момент Ax_1 (м³)	Момент инерции Ax_1^2 (м⁴)
—15	9	—105	— 945	99225
0	126	— 90	—11340	1020600
15	316	— 75	—23700	1777500
30	515	— 60	—30900	1854000
45	675	— 45	—30375	1366875
60	765	— 30	—22950	688500
75	775	— 15	—11625	174375
90	775	0	0	0
105	775	15	11625	174375
120	775	30	23250	697500
135	765	45	34425	1549125
150	673	60	40380	2422800
165	491	75	36825	2761875
180	216	90	19440	1749600
	7651 = ΣA		—165945 = ΣAx_1 —131835 = ΣAx_1	16336350 = ΣAx_1^2
До ц. п. с. $x_1 = \frac{34110}{7651} = 4,458$ м впереди шпангоута 90				

Момент инерции относительно ц. п. с. = $16336360 - (7651 \cdot 4,458^2) = 16184290$ м⁴ = ΣAx^2 .

$$C_1 = \frac{F}{\Sigma A} = \frac{4500}{7651} = 0,5882; \quad C_2 = \frac{Fl}{\Sigma Ax^2} = \frac{4500 \cdot 94,458}{16184290} = 0,02629.$$

Таблица 9

Воздушное судно объемом 116 000 м³. Перерезывающие силы и изгибающие моменты от нагрузки, приложенной к sternпосту и уравновешиваемой только инерцией судна

№№ шпангоутов	Ax	$C_1 A$	$C_2 Ax$	Нагрузка f (кг)	Перерезывающая сила S (кг)	ΣS кг	Изгибающий момент кгм
— 15	— 985	— 5	— 26	— 2	— 2	0	0
0	—11902	— 74	—313	4084	4082	— 2	— 30
15	—25109	—186	—660	— 846	3236	4080	61200
30	—33196	—303	—873	—1176	2060	7316	109740
45	—33384	—397	—877	—1274	786	9376	140640
60	—26360	—450	—693	—1143	— 357	10162	152430
75	—15080	— 45	—396	— 52	—1209	9805	147075
90	— 3455	—456	— 91	— 547	—1756	8596	128940
105	8170	—456	214	— 242	—1998	6840	102600
120	19795	—456	521	65	— 193	4842	72480
135	31015	—450	815	365	—1568	2909	43635
150	37380	—396	983	587	— 981	1341	20115
165	34636	—289	910	621	— 360	360	5400
180	18477	—126	6	360		0	0
	— 4500	0	0	0	0		

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ НАГРУЗКИ

Аэродинамические нагрузки, действующие на воздушное судно, могут быть подразделены на продольные и поперечные. Продольные нагрузки, или силы сопротивления, являются наиболее важными, и все усилия должны быть направлены к тому, чтобы свести их к возможному практическому минимуму и тем повысить скорость судна, а также сократить потребную мощность моторов и расход горючего. Их влияние на конструктивную прочность воздушного судна сравнительно ничтожно, если не считать области его носовой оконечности. Но в этом смысле важное значение имеют аэродинамические нагрузки, действующие нормально к продольной оси судна. Поперечные нагрузки могут быть двоякого рода: а) нагрузки, вызываемые действиями вертикальных и горизонтальных рулей при управлении курсом и высотой и при компенсировании разницы между весом судна и его подъемной силой, и б) нагрузки, создаваемые действием шквалов при полетах в бурную погоду.

Сопротивление воздушных судов

Конструктор воздушного судна должен всячески стремиться к тому, чтобы обеспечить наименьшее возможное сопротивление, совместимое с конструктивно экономичной формой судна. Однако его задача облегчается в том отношении, что оба эти требования редко находятся в противоречии друг с другом. Форма с наименьшим сопротивлением на единицу объема жестких воздушных судов одновременно согласуется и с наиболее легким весом их конструкции на единицу объема. Нежесткие воздушные суда без подразделения их объема на отсеки были бы в конструктивном отношении наиболее экономичными, если бы обладали сферической формой. Наилучшим практическим компромиссом для таких воздушных судов является выбор их формы с несколько меньшим удлинением, чем это вытекало бы из чисто аэродинамических соображений. В жестких воздушных судах применение несколько большей цилиндрической вставки, чем это допустимо с аэродинамической точки зрения, дает возможность достигнуть некоторой экономии в основных размерах и стоимости конструкции, но мало или вовсе не отражается на собственном весе. Габаритные размеры эллинга и удобство маневренных операций на земле могут также оказать известное влияние на форму.

Сопротивление воздуха движению воздушного судна может быть разложено на две части: а) сопротивление давления или формы и б) сопротивление трения.

Аэродинамическое давление действует нормально к поверхности тела, и в идеальной несжимаемой и невязкой жидкости составляющие давления, действующие на кормовую часть тела

по направлению вперед, равны составляющим, действующим на переднюю его часть по направлению назад. В реальной жидкости, воздухе составляющие, действующие по направлению вперед, меньше составляющих, действующих по направлению назад; отсюда происходит сопротивление, известное под названием сопротивления формы.

Сопротивление трения обуславливается действием тангенциальных составляющих аэродинамических сил на поверхность тела.

Теоретические соображения, подтвердившиеся отчасти и опытом, показывают, что в геометрически подобных формах и при одинаковых скоростях сопротивление формы изменяется пропорционально L^2 , где L есть линейный размер тела. Опытные же данные по сопротивлению трения показывают, что оно изменяется приблизительно пропорционально $L^{1,86}$. Эта разница в степени изменения обоих сопротивлений приводит к значительной разнице в результатах испытаний модели и действительного судна. Положим, например, что в модели при известной скорости потока сопротивление формы и сопротивление трения оказались одинаковы. Тогда в действительном судне, для которого модель была построена в масштабе $1/120$, сопротивление формы будет в $120^2 = 14400$ раз больше, чем в модели, тогда как сопротивление формы будет только в $120^{1,86} = 7367$ раз больше, чем в модели. Другими словами, в действительном судне сопротивление формы оказывается вдвое больше сопротивления трения в том случае, если оба эти сопротивления в модели были одинаковы.

Чем больше удлинение корпуса воздушного судна, тем больше величина его поверхности на единицу объема. Отсюда тем больше сопротивление трения, но в известных пределах тем меньше и сопротивление формы. Но так как с увеличением размеров судна сопротивление формы возрастает быстрее сопротивления трения, то, чтобы получить форму наименьшего полного сопротивления, удлинение судна должно в известной степени возрастать вместе с увеличением его объема.

Ограничения, налагаемые изменением объема судна на его удлинение, являются одним из вопросов, связанных со сложной проблемой масштабного эффекта. Сопротивление формы и сопротивление трения не вполне независимы друг от друга. Сопротивление формы является результатом турбулентности воздушного потока вокруг тела и зависит главным образом от формы тела. Однако турбулентность может быть до известной степени и следствием сопротивления трения. Величина поверхности и скорость являются основными решающими факторами для сопротивления трения, но форма тела также влияет на скорость воздушного потока по поверхности, а отсюда и на сопротивление трения.

Коэффициенты сопротивления. При проектировании воздушных судов для определения полного их сопротивления обычно применяются два коэффициента сопротивления: коэффициент лобового сопротивления ¹:

$$K_d = \frac{R}{qA};$$

и коэффициент формы ¹:

$$C = \frac{R}{qV^{2/3}},$$

где R — сопротивление тела,

A — площадь миделевого поперечного сечения,

Табл

Характеристика различных форм корпусов, испытанных в Аэродина

Наименование моделей	Время испытания	Длина L м	Диаметр в миделе D м	Поверхность S м ²	Площадь поперечн. сечения в миделе A м ²	Объем V м ³	Удлинение $\frac{L}{D}$	Расстояние миделя от носа, % L
Navy C	18-XI-19	1,075	0,212	0,539	0,0354	0,0235	5,060	37,50
Navy D	26-III-29	0,899	0,196	0,441	0,0300	0,0117	4,620	30,00
Navy F	26-VIII-19	0,9255	0,196	0,465	0,0300	0,0189	4,870	36,25
E. P.	23-X-19	0,942	0,196	0,427	0,0300	0,0167	4,820	41,50
Парсеваль P- I	17-IV-19	1,2015	0,196	0,508	0,0300	0,0205	6,140	38,75
" P- II	17-IV-19	0,978	0,196	0,421	0,0300	0,0167	4,990	38,90
" P-III	17-IV-19	0,978	0,196	0,441	0,0300	0,0179	4,990	47,33
A. A.	1-X-19	0,607	0,178	0,256	0,0248	0,0090	3,410	42,50
Класс С с цилиндрической вставкой длиной:								
$\frac{1}{4}$ диаметра	26-III-21	0,948	0,196	0,471	0,0300	0,0192	4,850	—
$\frac{1}{2}$ " "	26-III-21	0,997	0,196	0,500	0,0300	0,0207	5,100	—
1 диаметр	26-III-21	1,094	0,196	0,564	0,0300	0,0236	5,570	—
2 диаметра	26-III-21	1,290	0,196	0,681	0,0300	0,0295	6,600	—
3 " "	26-III-21	1,485	0,196	0,800	0,0300	0,0353	7,590	—
4 " "	26-III-21	1,681	0,196	0,920	0,0300	0,0412	8,590	—
5 диаметров	26-III-21	1,877	0,196	1,050	0,0300	0,0471	9,600	—
	22-VII-22	1,721	0,200	0,860	0,0311	0,0376	8,600	32,00

¹ В СССР коэффициенты K_d и C отдельных наименований не имеют и называются просто коэффициентами сопротивления, причем в знаменателе их формул иногда вводится $q = \rho v^2$ вместо $q = \frac{1}{2} \rho v^2$. Прим. переводчика.

V — объемное воздухоизмещение,

$q = \frac{\rho v^2}{2}$ — скоростной напор воздушного потока, или давление

на плоскую пластинку, нормальную к потоку.

Коэффициент лобового сопротивления K_a выражает сопротивление на единицу площади миделевого поперечного сечения и является наиболее полным измерителем сопротивления выступающих частей корпуса, например, гондол, для которых приходится предусматривать известную площадь поперечного сечения. Коэффициент формы C выражает сопротивление на единицу воздухоизмещения и поэтому больше всего пригоден для измерения сопротивления корпуса, к которому при данном воздухоизмеще-

ца 10

мической лаборатории морского министерства США в Вашингтоне

Расстояние п. п. с. от носа, % L	Призматический коэффициент $\frac{V}{AL}$	Коэффициент поверхности $\frac{S}{VL}$	Коэффициент формы			Коэффициент лобового сопротивления		
			8,94 м/сек (20 миль/час)	17,88 м/сек (40 миль/час)	26,8 м/сек (60 миль/час)	8,94 м/сек	17,88 м/сек	26,8 м/сек
—	0,6176	3,389	0,0336	0,0308	0,0296	0,0788	0,0724	0,0693
46,37	0,6562	3,496	0,0318	0,0288	0,0272	0,0724	0,0667	0,0621
48,64	0,6621	3,463	0,0336	0,0292	0,0284	0,0803	0,0716	0,0677
43,92	0,5891	3,406	0,0332	0,0294	0,0276	0,0728	0,0645	0,0605
43,19	0,5679	3,235	0,0370	0,0348	0,0330	0,0935	0,0875	0,0827
44,46	0,5677	3,294	0,0362	0,0340	0,0328	0,0796	0,0749	0,072
45,85	0,6095	3,323	0,0358	0,0338	0,0322	0,0823	0,0780	0,0740
46,00	0,6003	3,460	0,0410	0,0510	0,0554	0,0725	0,0900	0,0978
—	0,6749	3,495	0,0308	0,0280	0,0264	0,0744	0,0673	0,0633
—	0,6909	3,495	0,0306	0,0282	0,0270	0,0771	0,0716	0,0784
—	0,7184	3,494	0,0328	0,0292	0,0272	0,0917	0,0808	0,0752
—	0,7611	3,497	0,0350	0,0300	0,0272	0,1120	0,0958	0,0875
—	0,7925	3,500	0,0346	0,0312	0,0296	0,1215	0,1020	0,1060
—	0,8167	3,503	0,0350	0,0314	0,0292	0,1402	0,1255	0,1180
—	0,8258	3,506	0,0328	0,0308	0,0296	0,1460	0,1350	0,130
46,6	0,700	3,380	0,0342	0,0308	0,0290	0,1225	0,1105	0,1040

нии или данной подъемной силе предъявляется требование наименьшего лобового сопротивления.

Оба эти коэффициента основываются на допущении, что сопротивление геометрически подобных тел пропорционально квадрату скорости и квадрату линейных размеров. Мы уже видели, что для

сопротивления трения первое допущение не вполне правильно, а второе нуждается в поправке на „масштабный эффект“.

Некоторые коэффициенты лобового сопротивления и формы, полученные в результате аэродинамических продувок, приведены в табл. 10.

Коэффициент сопротивления трения. На основании опытов Фруда (Froude), Цама (Zahm) и Стентона (Stanton) сопротивление трения корпусов воздушных судов может быть определено по формуле:

$$R_f = 0,0025 \rho S^{0,93} v^{1,86}.$$

Пример. Определить сопротивление трения корпуса воздушного судна длиной 152,4 м, диаметром в миделе 27,4 м при скорости 26,8 м/сек и массовой плотности воздуха 0,110 кгсек³/м⁴.

Положим, что коэффициент поверхности $C'_s = 2,40$ (см. стр. 53). Тогда будем иметь:

$$S = C'_s L D = 2,4 \cdot 27,4 \cdot 152,4 = 10020 \text{ м}^2.$$

$$R_f = 0,0025 \cdot 0,11 \cdot 10020^{0,93} \cdot 26,8^{1,86} = 655 \text{ кг}.$$

Ввиду трудности отделения сопротивления трения от сопротивления формы опытное определение сопротивления трения было ограничено плоскими досками длиной от 1,83 до 4,88 м и шириной от 152 до 648 мм. Как и в случае сопротивления формы, точный масштабный эффект между опытными поверхностями и действительным судном является до некоторой степени гадательным.

Для уменьшения трения поверхность должна быть гладкой; Цам нашел, что для всех таких гладких поверхностей, как поверхности сухих или влажных строганых досок, лакированных поверхностей, глянцевого батиста, лощеной бумаги, листового цинка и т. д., трение оказалось одинаковым. Трение грубого клееного холста и неглянцевой ткани с небольшим ворсом оказалось примерно на 15% больше трения гладких поверхностей и сопротивление в них изменялось пропорционально не $v^{1,86}$, а почти пропорционально v^2 .

Известны случаи, когда при аэродинамических испытаниях полное сопротивление модели корпуса воздушного судна получалось меньше одного сопротивления трения, вычисленного теоретически. Отсюда следует, что если формула для определения сопротивления трения правильна, то в этих случаях сопротивление формы должно быть отрицательным. С первого взгляда подобное обстоятельство представляется невозможным, однако его можно объяснить тем, что замедление воздушного потока по-

верхностным трением может привести к тому, что полное давление на кормовую часть модели окажется большим, нежели при отсутствии трения. Случаи отрицательного сопротивления формы возможны только при известных критических скоростях. В действительном воздушном судне этого никогда не бывает.

Влияние удлинения и цилиндрической вставки. В жестких воздушных судах обычно желательно иметь удлинение выше пяти. Это диктуется соображениями надлежащей развески гондол, облегчения маневренных операций на земле и недопущения чрезмерного веса газовых баллонов и шпангоутов. Часто габаритные размеры эллинга требуют большего удлинения, чем его следовало бы брать при других условиях.

Конструктуру предоставляет возможность включения некоторой цилиндрической вставки или же сохранения формы непрерывной кривизны, но с увеличением расстояния между ординатами обвода. Для выяснения относительных достоинств этих вариантов в аэродинамической лаборатории Судостроительного и ремонтного бюро¹ в Вашингтоне были произведены две интересных серии испытаний.

В первой серии между кормой и носом модели мягкого воздушного судна класса С включались цилиндрические вставки различной длины. Результаты были опубликованы в репорте (Report) № 138 Национального совещательного комитета по авионавигации под заглавием: „The Drag of C Class Airship Hull with Varying Length of Cylindric Midships“. Испытания показали, что длина цилиндрической вставки до одного диаметра приводит к чрезвычайно небольшому изменению коэффициента формы, причем длина цилиндрической вставки, равная трем диаметрам, увеличила этот коэффициент только на 7,6%.

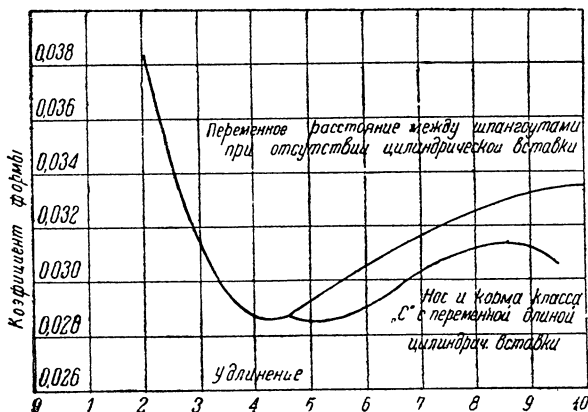
Во второй серии были испытаны модели воздушного судна класса С без цилиндрической вставки, но с различным расстоянием между ординатами, дававшим удлинение от 2 до 10. При этом для класса С оказалось, что увеличение удлинения с 4,6 до 8 имело результатом увеличение коэффициента формы на 13,2%. Кроме того, оказалось, что при удлинениях около 4,3 без цилиндрической вставки и 5,2 с цилиндрической вставкой, равной 0,6 диаметра, кривые коэффициента формы имеют минимум.

Коэффициенты формы, полученные в обеих сериях испытаний, представлены на фиг. 20.

Сравнение коэффициентов показывает, что если желательно увеличить удлинение выше 4,5, то для получения меньшего сопротивления длину судна предпочтительно увеличивать за счет введения цилиндрической вставки, нежели за счет увеличения расстояния между ординатами. Однако надлежит помнить, что

¹ Bureau of Construction and Repair at the Navy Yard.

такое заключение базируется только на двух сериях аэродинамических продувок и что надежность таких испытаний, как основы предсказания сопротивления в натуре, является весьма спорной.



Фиг. 20. Коэффициенты формы для класса С с переменными удлинением и длиной цилиндрической вставки.

Воздушное судно „Los Angeles“ имеет удлинение 7,25, и фирма Цеппелин выбрала его форму совершенно без цилиндрической вставки, утверждая, что такая форма дает меньшее сопротивление, нежели при том же объеме форма с цилиндрической вставкой.

Очевидно, что практическая сторона вопроса, независимо от чисто аэродинамических соображений, говорит весьма основательно в пользу цилиндрической вставки.

Конструкция будет проще и дешевле, а при данных объеме и удлинении основные размеры судна будут меньше.

Формы корпусов воздушных судов, полученные математическим путем

Формы воздушных судов получили свое развитие в основном чисто экспериментальным путем с помощью аэродинамических испытаний, служивших для определения сопротивления различных намечаемых форм.

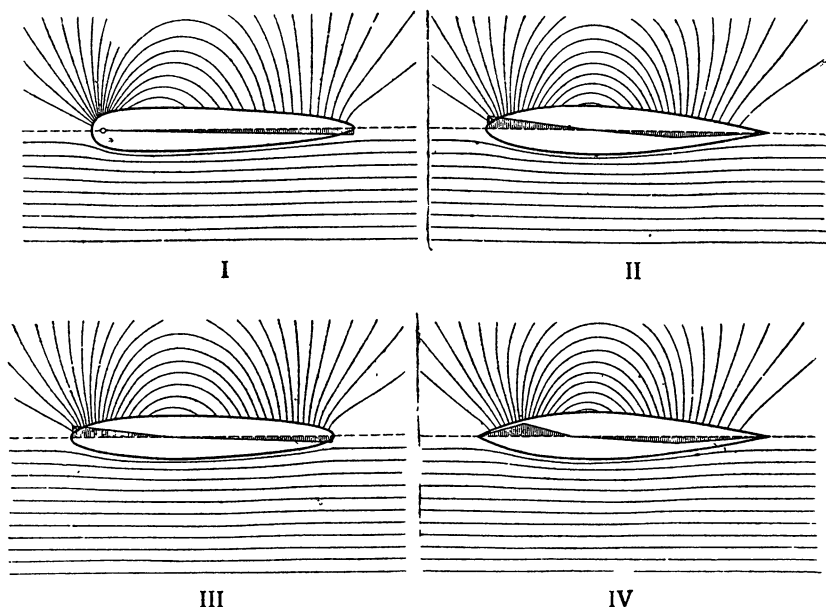
Однако некоторые удобообтекаемые формы были получены математическим путем, основываясь на теоретическом потоке при некотором произвольном допущении систем источников и стоков. Рассмотрение форм, полученных таким путем д-ром Г. Фурманом (Fuhrmann) и испытанных в Геттингенской аэродинамической лаборатории в Германии, приводится в репорте № 116 Национального совещательного комитета по аэронавтике под заглавием: „Applications of Modern Hydrodynamics to Aeronautics“. Указанный репорт принадлежит Л. Прандтлю, сотрудничавшему с д-ром Фурманом до его смерти в начале войны. На фиг. 21—24 представлены четыре формы Фурмана, а также источники и стоки, положенные в их основу, вместе с теоретическими линиями тока. Заштрихованные площади сверху и снизу продольной оси представленных форм выражают соответ-

ственно источники и стоки. На верхней половине каждого чертежа нанесены линии тока для системы осей, находящейся в покое относительно невозмущенного воздуха, а на нижней половине те же линии для системы осей, движущейся с телом.

Геттингенская аэродинамическая лаборатория получила следующие коэффициенты сопротивления:

Модель	I	II	III	IV
C	0,0340	0,0220	0,0246	0,0248

Расчет удобообтекаемых форм, соответствующих произвольным источникам и стокам, чрезвычайно сложен и здесь не рассматривается. Краткие сведения о нем можно найти в репорте № 116



Фиг. 21—24. Формы воздушных судов, полученные на основании математической теории источников и стоков.

Национального совещательного комитета по авиации, и более подробные в германском *Jahrbuch der Motorluftschiff — Studiengesellschaft*, 5. Band, за 1911—1912 гг. Аэродинамические испытания не показали особо выдающихся качеств у форм, полученных таким сложным методом; это и понятно, так как нет никаких теоретических оснований ожидать, чтобы произвольная система источников и стоков дала особенно хорошую форму.

Формы, намечаемые опытными конструкторами на-глаз, получались вполне удовлетворительными. Воздушное судно класса С морского министерства США представляет собою образец весьма удачной формы, запроектированной именно таким образом; координаты ее обвода приведены в табл. 11.

Формы корпусов

Navy B		Navy C		Navy F		E. P.		Parseval P-I		Parse-
Расстояние от носа	Диаметр попе- речного сечения	Расстояние от носа	Диаметр попе- речного сечения	Расстояние от носа	Диаметр попе- речного сечения	Расстояние от носа	Диаметр попе- речного сечения	Расстояние от носа	Диаметр попе- речного сечения	Расстояние от носа
% L	% D	% L	% D	% L	% D	% L	% D	% L	% D	% L
2,36	24,16	2,81	32,47	1,23	23,12	0,13	24,88	1,25	27,37	1,25
4,73	41,27	5,62	55,06	2,45	35,06	2,59	34,00	2,50	37,92	2,50
7,09	55,14	8,43	69,61	3,68	43,90	5,19	48,44	5,00	51,95	5,00
9,45	66,27	11,24	79,22	4,91	50,61	10,37	66,10	10,00	71,17	10,00
11,81	75,36	16,86	91,17	7,36	62,73	15,56	78,12	14,99	83,38	15,00
14,18	81,94	22,48	97,40	9,81	72,08	20,75	86,60	19,98	91,17	20,00
18,90	90,31	28,11	100,00	12,26	78,57	25,94	92,73	24,98	96,10	25,00
23,63	94,98	33,73	100,00	14,71	84,93	31,12	96,75	29,98	98,96	30,00
28,35	98,09	42,16	98,18	19,62	93,51	36,31	99,40	34,97	100,00	35,00
33,09	99,64	50,59	94,29	24,54	98,05	41,50	100,00	39,96	99,48	40,00
37,82	100,00	59,02	88,83	29,45	99,61	48,81	98,44	44,96	98,18	45,00
47,25	98,44	67,45	81,56	34,35	100,00	56,12	93,77	49,96	94,81	50,00
56,70	93,06	75,89	71,69	39,27	99,74	63,43	86,23	54,96	89,87	55,00
66,15	83,25	84,32	59,48	44,17	98,96	70,74	75,32	59,96	83,90	60,00
70,88	76,91	89,94	48,57	49,07	97,53	78,05	60,52	64,95	76,36	65,00
75,60	69,38	92,75	41,56	53,98	95,15	85,36	44,16	69,95	67,53	70,00
80,33	61,00	95,56	31,95	58,78	92,34	92,68	23,90	74,94	57,66	75,00
85,05	51,44	98,37	18,96	63,69	88,31	100,00	0	79,94	47,01	80,00
89,78	39,35	100,00	0	68,69	83,25	...	...	84,93	35,84	85,00
92,14	31,94	...	...	73,60	77,27	...	...	89,92	24,16	90,00
94,50	23,44	...	...	78,51	70,26	...	...	94,92	12,21	95,00
96,86	14,00	...	...	83,41	62,38	...	...	100,00	0	100,00
98,14	8,97	...	...	88,32	52,47	...	...	...	...	...
100,00	0	...	...	93,22	40,52	...	...	...	...	...
...	...	...	...	94,45	36,75	...	...	...	...	...
...	...	...	...	95,68	33,12	...	...	...	...	...
...	...	...	...	96,91	28,31	...	...	...	...	...
...	...	...	...	98,13	22,47	...	...	...	...	...
...	...	...	...	99,36	12,26	...	...	...	...	...
...	...	...	...	100,00	0	...	...	...	...	...

[illegible]

Форма с низким сопротивлением, полученная Национальной физической лабораторией в Теддингтоне из простого математического уравнения, состоит из эллипсоида и параболоида. Носовая часть формы образована вращением вокруг оси X -ов полуэллипса, заданного уравнением:

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{4y^2}{D^2} = 1,$$

где D — диаметр в миделе и a — длина носовой части.

Кормовая часть образована вращением вокруг оси X -ов полу-параболы:

$$y = \frac{D}{2} - \frac{Dx^2}{4a^2}.$$

Последнее уравнение дает $y=0$ при $x=a\sqrt{2}$, так что кормовая часть формы получается в $\sqrt{2}$ раза длиннее носовой части.

При отсутствии цилиндрической вставки переход от носовой части к кормовой происходит при одном и том же радиусе кривизны и их стык располагается в миделевом сечении формы. Нужно также заметить, что радиус кривизны увеличивается на всем протяжении от носа до кормы.

В табл. 3 форма эта обозначена Е. Р. (эллипсоид — параболоид). В запроектированной модели длина носовой части была назначена вдвое больше диаметра в миделе, т. е. $a=2D$. К приведенным в табл. 3 данным можно добавить, что:

- 1) центр подъемной силы расположен в $44\%L$ от носа;
- 2) центр тяжести поверхности расположен в $45\%L$ от носа.

Без ущерба для аэродинамических качеств формы конец кормы может быть закруглен, что дает экономию в весе и сокращает общую длину корпуса. Наоборот, для удобства проектирования носового усиления, воспринимающего на себя аэродинамическое давление, и для лучшего крепления носового швартового устройства носовая оконечность может быть удлинена.

Вариантом эллипсоида — параболоида является эллипсоид — гиперболоид, запроектированный в Детройте (штат Мичиган). В этой форме носовая часть попрежнему образована из эллипсоида вращения, а задней частью служит гиперболоид, заданный уравнением:

$$\frac{4(D-y)^2}{D^2} - \frac{x^2}{a^2} = 1$$

(относительно той же оси, что и эллипс).

Модель формы эллипсоид — гиперболоид была построена и испытана в Аэродинамической лаборатории судостроительной верфи в Вашингтоне.

В этой модели $a=1,2D$, а кормовая ее часть заканчивается закруглением, весьма близким к полусфере и расположенным в том месте, где диаметр поперечного сечения формы равен

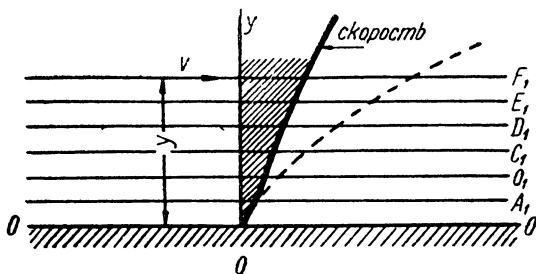
0,485 ее диаметра в миделе. Удлинение этой модели было 2,82, а коэффициент формы получился равным 0,0264, т. е. наименьшим из коэффициентов всех моделей, испытанных ранее в Аэродинамической лаборатории судостроительной верфи в Вашингтоне.

Масштабный эффект

Масштабный эффект зачастую является термином, которым пользуются для покрытия расхождений между моделью и ее натурой, между тем как истинная причина этих расхождений заключается в неточности приборов и наблюдений или неправильных методах испытаний. Тем не менее масштабный эффект является реальной сущностью, в основном не исследованной и до сих пор.

Чтобы объяснить содержание проблемы масштабного эффекта, необходимо начать с основ движения весьма вязких жидкостей.

На фиг. 25 OO есть плоская поверхность, по которой, как следствие градиента давления слева направо, происходит движение весьма вязкой жидкости, подобной глицерину. Наблюдения показывают, что скорость движения вдоль OO равна нулю и возрастает пропорционально расстоянию от плоской поверхности. Тангенциальная сила f на единицу плоской поверхности OO определяется уравнением:



Фиг. 25. Ламинарное движение вязких жидкостей.

$$f = \frac{\mu v}{y}, \quad (13)$$

где v есть скорость на расстоянии y от плоскости, а μ некоторая постоянная, называемая коэффициентом вязкости жидкости. Выражение (13) показывает, что сопротивление трения, или тангенциальная сила, в весьма вязких жидкостях прямо пропорциональна скорости. В случаях малых скоростей этот закон оказывается справедливым также и для жидкостей, обладающих столь небольшой степенью вязкости, как газы; однако при больших скоростях тангенциальная сила изменяется почти пропорционально квадрату скорости.

Объяснение этой любопытной разницы между медленным и быстрым движением впервые было дано проф. Осборном Рейнольдсом, который иллюстрировал свое открытие опытами в стеклянных трубах.

Из наполненного сосуда вода медленно пропусклась через трубку, в которую вводилась также струйка окрашенной жидкости. Пока скорость воды не превосходила некоторого критического значения, окрашенная струйка отчетливо выделялась в середине трубки. Когда скорость становилась больше критической, целостность струйки внезапно нарушалась и происходило полное ее смешение с остальной массой воды, что является признаком образования вихрей, которые нарушали ламинарное движение жидкости и сообщали ему новый характер.

Профессор Рейнольдс доказал, что изменение движения происходит всегда при определенных значениях $\frac{\rho v d}{\mu}$, где ρ — плотность жидкости, v — скорость, d — диаметр трубки, в которой производился опыт, а μ — коэффициент вязкости, определяемый из формулы (13). Выражение $\frac{\rho v d}{\mu}$ обыкновенно пишется в виде $\frac{vL}{\nu}$ и называется „числом Рейнольдса“.

Пользуясь теорией размерности, Релей (Rayleigh) доказал, что между переменными серии геометрически подобных тел, входящими в выражение сопротивления жидкости движению, должно существовать определенное соотношение. Изменения давления воздуха, вызываемые движением воздушного судна, в сравнении с полным атмосферным давлением настолько малы, что сжимаемостью воздуха можно пренебречь. При этом допущении общее выражение для силы сопротивления должно иметь вид:

$$R = \rho L^2 v^2 f\left(\frac{vL}{\nu}\right),$$

где L есть линейное измерение тела, а f означает некоторую неизвестную функцию числа Рейнольдса. Для исключения масштабного эффекта мы должны иметь для сравниваемых тел одно и то же число Рейнольдса.

Число Рейнольдса зависит от L , v , ρ и ν . Первые три величины являются переменными; последняя для жидкостей — в нашем случае воздуха — постоянная. Значения ρ и ν для модели и судна обыкновенно одинаковы, а значения L чрезвычайно разнятся друг от друга. Если бы нам удалось сделать ρ обратно пропорциональным L , то число Рейнольдса для модели и судна было бы одинаковым и масштабный эффект был бы исключен. Лаборатория Национального совещательного бюро по авиации имеет замечательную аэродинамическую трубу, в которой продувка моделей может происходить под различными давлениями включительно до двадцати атмосфер. Это дает возможность применять числа Рейнольдса натуры к моделям воздушных судов объемом приблизительно до 5700 м³. Для крупных жестких воздушных судов остается некоторое расхождение и в этом случае, однако отнюдь не столь значительное, как в обыкновенных аэродинамических трубах. В применении этой трубы к изучению масштаб-

ного эффекта в воздушных судах сделано еще немного, однако в ближайшие несколько лет можно ожидать заметного сдвига в наших знаниях о природе масштабного эффекта.

Внешнее сопротивление

Сопротивление выступающих частей корпуса, вроде гондол, оперения и т. д., иногда называют „внешним сопротивлением“. В течение многих лет считали, что полное сопротивление воздушного судна можно определить как сумму сопротивления чистого корпуса и отдельных составляющих внешнего сопротивления; однако в настоящее время стало известно, что такой метод приводит к весьма ошибочным результатам, так как он не принимает в расчет взаимного влияния корпуса и выступающих частей. Аэродинамические испытания полных моделей показали сопротивление вдвое большее, чем сопротивление чистого корпуса, тогда как сопротивление только одних выступающих частей составляло от 40 до 60% сопротивления чистого корпуса. При этом оказывается, что выступающие части, расположенные впереди миделя, увеличивают сопротивление корпуса больше, нежели подобные же выступающие части, расположенные позади миделя.

Испытания на замедление

Испытания на замедление, служащие для определения сопротивления воздушного судна, трудностей не представляют; сложнее обстоит дело в некоторых случаях с правильной интерпретацией результатов.

Теория испытания на замедление заключается в том, что сопротивление статически уравновешенного воздушного судна, движущегося при остановленных моторах в спокойном воздухе или находящегося в равномерном движении, выражается по формуле:

$$R = \frac{m dv}{dt} = \rho V_m \frac{dv}{dt}, \quad (14)$$

где R — сопротивление,

V_m — виртуальная масса,

$\frac{dv}{dt}$ — величина уменьшения скорости, т. е. замедление.

Виртуальная масса представляет собой действительную массу судна вместе с его содержимым, включая воздух плюс добавочную или присоединенную массу воздуха, увлекаемую судном.

Присоединенная масса воздуха может быть определена умножением действительной массы на коэффициент, значения которого приведены в табл. 12 для эллипсоидов с различным удлинением. Кроме того, по Мунку (Munk) ее можно принять равной

$\frac{\rho \pi r^3}{3}$, где r — радиус миделевого сечения (см. репорт № 117 Национального совещательного комитета по авиации). В обоих случаях предполагается, что масса — та же самая, какой она была бы в идеальной невязкой жидкости.

Таблица 12

Коэффициенты присоединенной массы эллипсоидов с различным удлинением

Удлинение	k_1 при движении вдоль оси	k_2 при поперечном движении	$k_2 - k_1$	k'_t при вращательном движении
1,0	0,500	0,500	0	0
1,50	0,305	0,621	0,316	0,094
2,00	0,209	0,702	0,493	0,240
2,51	0,156	0,763	0,607	0,367
2,99	0,122	0,803	0,681	0,465
3,99	0,082	0,860	0,778	0,608
4,99	0,059	0,895	0,836	0,701
6,01	0,045	0,918	0,873	0,764
6,97	0,036	0,933	0,897	0,805
8,01	0,029	0,945	0,916	0,840
9,02	0,024	0,954	0,930	0,865
9,97	0,021	0,960	0,939	0,883
—	0	1,000	1,000	1,000

Можно думать, что благодаря сопротивлению трения масса воздуха, увлекаемая судном, будет значительно больше, чем получается по расчету по одному из указанных методов.

Сопротивление может быть определено также по следующей приближенной формуле:

$$R = A \cdot \frac{\rho v^2}{2}. \quad (15)$$

Здесь A имеет размерность площади и называется по Мунку „площадью сопротивления“. Соединяя выражения (14) и (15), получим:

$$\frac{dt}{dv} = \frac{s}{v^2}, \quad (16)$$

где s — длина, которая является постоянной, если R пропорционально v^2 .

Интегрируя уравнение (16), будем иметь:

$$t = -\frac{s}{v} + B.$$

Начало испытания на замедление совпадает с $v = v_0$, поэтому при $t = 0$ $B = \frac{s}{v_0}$, откуда, при времени t и скорости v ,

$$s = \frac{t}{\frac{1}{v_0} - \frac{1}{v}}. \quad (17)$$

Длина s равна уклону кривой $\frac{1}{v}$, построенной в зависимости от t . Соединяя уравнения (14), (15) и (16), будем иметь:

$$A = \frac{2V_m}{s}. \quad (18)$$

Площадь сопротивления, определяемая таким путем, учитывает и сопротивление винтов. Аэродинамические испытания неподвижных винтов показали, что их площадь сопротивления составляет примерно 0,8 части площади, ометаемой вращающимися винтами. Ввиду того, что обычно полностью приостановить вращение винтов бывает трудно, то в большей части испытаний на замедление им предоставляется либо проворачиваться вместе с моторами на холостом ходу, либо вращаться свободно в разъемном от моторов состоянии. Ранее обычно считали, что свободно вращающийся винт обладает меньшим сопротивлением, нежели закрепленный; в настоящее время выяснилась справедливость обратного. Однако в ряде испытаний на замедление воздушного судна США „Los Angeles“ с закрепленными и свободно вращающимися винтами не было обнаружено заметной разницы. Во всяком случае, пока еще не известны средства для введения поправки на увеличение сопротивления как от закрепленных, так и свободно вращающихся винтов, находящихся во взаимодействии с окружающим корпус судна воздушным потоком.

Поправки на присоединенную массу и сопротивление винтов противоположны по знаку и в совокупности достигают вероятно порядка от 4 до 10%. Ввиду неопределенности величины этих поправок на практике считается допустимым ими пренебречь.

В большинстве испытаний на замедление для измерения скоростей применялась трубка Пито. В испытаниях же воздушных судов США „Shenandoah“ и „Los Angeles“ трубка Пито была дополнена электрическим спидометром типа ветрянки, свешивающимся вниз с судна на надлежащее расстояние. При постоянной скорости показания этих приборов согласовывались друг с другом весьма хорошо, однако при замедлениях показания электрического спидометра давали значительно большее замедление, чем показания трубки Пито. Электрический прибор не мог отражать движения судна, и значит расхождение нужно отнести за счет запаздывания трубки Пито, которую вследствие этого нельзя считать прибором, пригодным для испытаний на замедление.

Из изложенного выше об испытаниях на замедление должно быть ясно, что они дают в лучшем случае только весьма приближенное средство для быстрого определения сопротивления действительного судна. Применение динамометрической втулки, показывающей фактическую величину силы тяги при полете, могло бы явиться единственно точным средством для определения сопротивления. Однако практически в этом направлении ничего еще не сделано.

Основные данные и показатели летной характеристики воз

№ по пор.	Воздушное судно	О с н о в н ы е д а н н ы е					
		Объем м ³	Длина м	Диаметр в миделе м	Воздухоиз- менение кор- пуса м ³	Число моторов	Удли- нение
	<i>Серии с обводами не- прерывной кривизны</i>						
1	U. S. N. B	2380	55,8	11,12	2380	1	5,06
2	U. S. N. C	5100	59,0	12,80	5100	2	4,62
3	U. S. N. D	5380	60,35	12,80	5380	2	4,72
4	U. S. N. E	2690	49,4	10,21	2690	1	4,84
5	U. S. N. F	2690	49,4	10,21	2690	1	4,84
6	LZ 120 и 121 (после удлинения) и	20000	136,2	18,83	22570	4	6,70
7	LZ 126 „Los Angeles“ (без конденсацион- ных устройств)	73600	200,65	27,64	78250	5	7,25
	<i>Серии с цилиндриче- ской вставкой</i>						
8	LZ 1	10620	130,45	11,64	11325	2	10,21
9	LZ 4 и 5	15000	135,9	13,00	16200	2	10,50
10	LZ 7 и 8	19260	148,1	14,00	20780	3	10,60
11	LZ 10 и 12	16760	140,2	14,00	17870	3	10,00
12	LZ 15 и 16	19480	142,0	14,87	21070	3	9,55
13	LZ 22 и 23	22085	156,0	14,87	22280	3	10,48
14	LZ 24—35	22480	158,2	14,87	24295	3	10,61
15	LZ 36	23500	161,5	16,00	25020	3	10,08
16	LZ 42—50	32000	163,4	18,83	34545	4	8,68
17	LZ 59—61 и 64—71 (исключая 60 и 70)	35730	178,6	18,83	38590	4	9,50
18	LZ 72—90 (исключая 73, 77 и 81)	55070	196,6	23,86	60850	6	8,24
19	LZ 91—94	55650	196,6	23,86	60595	5	8,24
20	LZ 95—99	55780	196,6	23,86	60595	5	8,24
21	LZ 100 и 101	55840	196,6	23,86	60620	5	8,24
22	LZ 102	68520	227,1	23,86	74750	5	9,52
23	LZ 104	68720	227,1	23,86	74750	5	9,52
24	LZ 106—111	55840	196,6	23,86	60620	5	8,24
25	LZ 112—114	62000	227,1	23,86	67960	5	9,52
26	ZRI „Shenandoah“	60910	207,3	23,98	64837	5	8,64

¹ При максимальных скорости и мощности. С — коэффициент формы.

душных судов, проанализированные лейтенантом Хэвиллом

Полная поверхность корпуса M^2	Максимальная скорость			Максимальная мощность л. с.	Пропульсивный коэффициент K	E^1 к. п. д. винтов	A_p^1 площадь сопротивления	C^1 для всего судна
	м/сек	км/час	узлы					
1296	21,03	75,71	40,86	100,84	27,63	0,622	8,12	0,045582
1990	26,82	96,56	52,11	302,53	31,59	0,631	11,835	0,039962
21124	25,33	91,19	49,21	253,46	32,78	0,650	12,215	0,039807
1895,5	25,05	90,18	48,67	155,22	32,55	0,610	7,25	0,037561
1895,5	23,56	84,82	45,77	128,56	32,68	0,620	7,34	0,037945
6502	36,57	131,65	71,05	972,17	66,76	0,660	15,80	0,019976
13659	35,05	126,18	68,09	2044,94	64,04	0,580	33,162	0,018125
3809	8,04	28,64	15,63	28,00	15,58	0,360	23,32	0,046234
4476	12,50	45,00	24,28	205,74	10,08	0,280	35,58	0,055578
5230	15,84	57,02	30,78	348,10	14,36	0,330	34,74	0,045973
4961	19,02	68,47	36,95	352,70	18,44	0,658	52,30	0,071371
5351	20,57	74,05	39,97	486,53	24,45	0,570	38,27	0,050191
5820	20,33	73,79	39,49	600,92	18,42	0,520	44,78	0,056547
5946	21,61	77,80	41,97	600,89	23,40	0,530	38,00	0,054298
—	23,50	84,60	45,65	595,59	30,51	0,540	31,03	0,036262
7655	24,87	89,53	48,32	848,17	31,96	0,550	36,51	0,034422
8454	26,21	94,36	50,92	992,68	35,25	0,530	34,33	0,030068
11631	28,16	101,38	63,00	1486,10	38,52	0,550	44,03	0,028540
11652	28,165	101,39	54,72	1232,65	46,65	0,594	39,30	0,025505
11653	29,32	105,55	56,96	1205,77	53,57	0,600	34,56	0,022402
11659	29,69	106,88	57,67	1207,80	55,51	0,620	34,47	0,022340
13582	28,74	103,46	55,83	1218,24	57,44	0,630	38,925	0,021935
13582	28,71	103,36	55,77	1200,73	57,66	0,640	39,39	0,022198
11653	31,95	115,02	62,06	1461,35	57,14	0,640	34,56	0,022400
13394	34,48	124,13	66,98	2026,49	55,91	0,630	37,53	0,022538
12345	27,74	99,86	53,88	1581,31	36,34	0,425	37,39	0,023172

Вследствие невыясненности масштабного эффекта данные о сопротивлении действительных воздушных судов приобретают особо важное значение. Ввиду погрешностей, допускаемых в наблюдениях, и неточностей приборов публикуемые данные зачастую противоречат друг другу и должны быть тщательно проанализированы и выверены всеми возможными средствами, чтобы получить согласующиеся и достоверные результаты.

Можно полагать, что труду лейт. Хэвилла (С. Н. Havill) принадлежит наиболее исчерпывающая сводка существующих опытных данных по сопротивлению, опубликованная Национальным совещательным комитетом по авиации¹. Хэвилл применил метод Липка (Lipka) для увязки несогласующихся данных к следующим показателям: максимальной скорости, максимальной мощности, пропульсивному коэффициенту при максимальной скорости, площади сопротивления и коэффициенту формы всего судна. Это было исполнено не только в отношении данных по каждому отдельному судну, но были указаны также все расхождения между одинаковыми судами в отношении коэффициента формы и коэффициента полезного действия винтов, от которых зависят многие показатели. Окончательные результаты приведены в табл. 13.

Поперечные аэродинамические нагрузки

В воздушных судах, построенных до 1916 года, скорость была низка и основные грузы, несомые судном, сосредоточивались внутри или вблизи одной или двух гондол. Вследствие этого перерезывающие силы и изгибающие моменты от действия веса и подъемной силы значительно превышали силы и моменты от действия на корпус и оперение аэродинамических нагрузок, и если корпус обладал достаточным запасом прочности против действия статических нагрузок, то аэродинамическими нагрузками можно было пренебречь. По мере же того, как воздушные суда становились больше и быстрее, а винтомоторные установки располагались в большем числе гондол, статические нагрузки приобретали все меньшее и меньшее значение, тогда как аэродинамические нагрузки, будучи пропорциональными квадрату скорости, быстро возрастали как по своей величине, так и по значимости.

Результат внезапного переложения рулей. Некоторые исследователи, принимавшие участие в разработке вопросов аэродинамических нагрузок в начальной стадии их постановки, независимо друг от друга пришли к выводу, что наиболее тяжелые аэродинамические условия создаются тогда, когда рули направления или высоты мгновенно приводятся в действие. Тогда утверждали, что такие условия являются наихудшими именно потому, что поперечная сила, передающаяся на корпус через центр давления на оперение, создает вращающий момент, ура-

¹ Technical Notes 247 and 240: „The Drag of Airships“.

вновешиваемый только инерцией судна, причем по мере того как угловое движение возрастает, поворот кормы уменьшает нагрузку на оперение, создаваемую рулями направления или высоты. Слабым местом в таком рассуждении является то, что движение судна предполагается прямолинейно-поступательным вдоль его оси, тогда как действительная траектория полета всегда образуется из ряда кривых, описываемых судном относительно некоторого среднего его направления, причем нередки случаи, когда нос судна повернут в сторону, противоположную отклонению рулей, отчего полная нагрузка на оперение будет значительно больше, чем при том же отклонении рулей и нулевых углах встречи в плоскостях горизонтальной (дрейф) и вертикальной (тангаж). Существует еще широкое поле для рассуждений относительно того, какими именно максимальными углами тангажа следует задаваться. Некоторыми конструкторами, создавшими удачные конструкции, практикуется метод удваивания нагрузки на оперение, определенной аэродинамическими продувками при одновременно полном отклонении рулей направления и высоты и нулевых углах тангажа и дрейфа (подробнее см. гл. IV).

Аэродинамическая нагрузка при постоянном угле тангажа. Когда судно производит полет либо при наличии сплавной силы, либо при наличии весовой перегрузки, то аэродинамическая нагрузка используется для уравнивания избытка подъемной силы или избытка веса, смотря по обстоятельствам. Потребная положительная или отрицательная динамическая поддерживающая сила создается полетом судна при положении его оси под некоторым углом к траектории полета с одновременным маневрированием рулями высоты, необходимым для поддержания этого угла. Любопытно то обстоятельство, что когда судно совершает полет с постоянным углом тангажа¹ или дрейфа, аэродинамические силы на суживающуюся кормовую часть корпуса действуют с подветренной стороны на наветренную, а не наоборот, как можно было бы ожидать. Вращающий момент судна от аэродинамической силы, действующей на носовую часть корпуса с наветренной стороны и на кормовую часть с подветренной стороны, оказывается настолько велик, что при полете с поднятым носом рули высоты обыкновенно приходится держать отклоненными вниз, а не вверх, как можно было бы ожидать; наоборот, при полете с опущенным носом рули высоты должны быть отклонены вверх. Поэтому, когда воздушное судно производит полет при наличии сплавной силы, корма кажется облегченной, а когда оно летит с весовой перегрузкой, корма кажется перегруженной.

Д-р Мунк из Национального совещательного комитета по аэронавтике предложил метод расчета распределения поперечных аэродинамических нагрузок на воздушное судно, движущееся

¹ В данном случае с постоянным углом атаки

с постоянным углом тангажа в идеальной несжимаемой и невязкой среде. Им была выведена следующая формула:

$$\frac{dF}{dx} = f = \frac{dS}{dx} \cdot \frac{\rho v^2}{2} (k_2 - k_1) \sin 2\theta, \quad (19)$$

где F — поперечная нагрузка,

x — расстояние по оси судна,

S — площадь поперечного сечения корпуса,

v — скорость относительно воздуха,

ρ — массовая плотность воздуха,

θ — угол тангажа или дрейфа,

k_2 и k_1 — коэффициенты присоединенной массы воздуха при движении соответственно вдоль оси и в поперечном к ней направлении.

Теория Мунка базируется на том допущении, что присоединенная масса воздуха, увлекаемая в направлении движения судна, будет такая же вокруг всякой ограниченной длины корпуса, как и вокруг такой же длины бесконечного цилиндра с равным поперечным сечением, но с поправочным коэффициентом $k_2 - k_1$ для учета разницы между бесконечным цилиндром и эллипсоидом с конечным $\frac{L}{D}$. Если увеличивается площадь поперечного сечения

корпуса в направлении воздушного потока, то увеличивается также и присоединенная масса воздуха, и создаваемая поперечная аэродинамическая нагрузка, действующая на корпус с наветренной стороны на подветренную, будет такова, что сообщит увеличенной воздушной массе добавочное количество движения. Наоборот, если площадь поперечного сечения уменьшается, то уменьшенное количество движения окружающей воздушной массы будет налагать на корпус поперечную нагрузку, действующую с подветренной стороны на наветренную. Предположение о невязкой среде значительно расходится с действительностью; однако аэродинамическими испытаниями на распределение давления доказано, что действительные силы в носовой части судна вполне согласуются с теорией Мунка. В кормовой части действительные силы, действующие с подветренной стороны, значительно меньше теоретических. Однако действительные силы в этой части корпуса сравнительно незначительны, так как если бы действительные силы, действующие с подветренной стороны, оказались меньше теоретических, то и действительные силы, действующие в противоположном направлении на оперение в той же области, были бы также меньше теоретических, ибо равнодействующая сил, действующих на кормовую часть и оперение, должна создать равновесие моментов с силами, приложенными к носовой части. Интегрирование уравнения (19) по длине судна показывает, что поперечная сила, действующая на чистый корпус, равна 0; вследствие этого сила, которая предполагается приложенной в центре давления на оперение, равна

полной динамической поддерживающей силе. Момент теоретической силы, действующей на чистый корпус, равен:

$$V \frac{\rho v^3}{2} (k_2 - k_1) \sin 2\theta, \quad (20)$$

где V есть объем корпуса, а остальные обозначения те же, что и в уравнении (19). Отсюда следует, что угол тангажа, при котором судно приобретает желаемую динамическую поддерживающую силу, определяется по формуле:

$$\sin^2 2\theta = \frac{2Fa}{V\rho v^2(k_2 - k_1)}, \quad (21)$$

где F — динамическая поддерживающая сила, равная силе, которая предполагается приложенной к центру давления на оперение, и a — расстояние от центра давления до центра подъемной силы.

Сила F является не только равнодействующей давления на оперение, но содержит также теоретическую разницу между теоретическими и фактическими силами в кормовой части корпуса. Она приложена несколько спереди центра тяжести площади оперения.

При вычислении перерезывающих сил и изгибающих моментов для данного избытка веса или подъемной силы обычно предполагают, что избыток веса или подъемной силы, смотря по обстоятельствам, распределен по корпусу пропорционально площадям поперечных сечений.

Вообще это не совсем правильно, однако всякую перерезывающую силу или изгибающий момент, происходящие от другого распределения подъемной силы или веса, можно рассматривать как результат действия статической силы и их следует складывать с аэродинамическими перерезывающими силами и изгибающими моментами. Вычисления перерезывающих сил и изгибающих моментов на основе уравнения (19) приведены в табл. 14.

Аэродинамические нагрузки при установившемся повороте. Экспериментальное определение аэродинамических нагрузок на воздушное судно при установившемся повороте чрезвычайно трудно. Здесь условия движения судна не могут быть воспроизведены в обычной аэродинамической трубе, и единственно возможной опытной работой с моделями представляются испытания на распределение давления в модели, прикрепленной к рычагу, вращающемуся в спокойном воздухе. Такие работы нигде еще не были произведены.

С воздушным судном С-7 были произведены опыты по распределению давления в натуре, однако поперечные нагрузки на корпус оказались настолько малы, что никакого закона их распределения вывести не удалось. Основное заключение, полученное из этих испытаний, сводилось к тому, что нагрузка на оперение и часть корпуса вблизи оперения служит главным фактором при определении изгибающих моментов в корпусе и эту нагрузку вполне можно рассматривать уравновешиваемой инерцией судна.

Таблица 14

Перерезывающие силы и изгибающие моменты „Shenandoah“
при скорости 25,9 м/сек и угле тангажа 6°42'

№№ шпангоу- тов	$f(\Delta S)$ кг	$f(S\Delta x)$ кг	F кг	Окон- чательная нагрузка кг	Перерезы- вающая сила кг	Изгибаю- щий момент кгм
0	— 372	— 26	1043	—398	— 398	0
10	— 468	— 81	1043	494	— 96	— 3980
20	— 544	—152	1703	347	443	— 3020
30	—5570	—227	2239	919	1362	+ 1310
40	— 535	—301	1043	1403	2765	15030
50	— 447	—370		226	2991	42680
60	— 342	—423		—765	2226	72590
70	— 224	—462		—686	1540	94850
80	— 68	—484		—552	988	110250
90	— 25	—489		—514	474	120130
100	0	—489		—489	— 15	124870
110	0	—489		—489	— 504	124720
120	0	—488		—488	— 998	119680
130	19	—489		—470	—1462	109700
140	68	—484		—416	—1878	95080
150	224	—467		—243	—2121	76300
160	386	—423		— 37	—2157	55090
170	610	—355		255	—1903	33520
180	858	—255		603	—1300	14490
188	807	—113		694	— 606	4090
194.75	611	— 4		606		0
		—7071	7071			

Примечание к таблице:

$$f(\Delta S) = \left[\frac{\rho v^2}{2} (k_2 - k_1) \sin 2\theta \right] \Delta S = \left(\frac{0,1104 \cdot 25,9^2}{2} \cdot 0,924 \cdot 0,2317 \right) \Delta S = 7,928 \Delta S;$$

$$F = \frac{\rho v^2}{2a} V(k_2 - k_1) \sin 2\theta = \frac{0,1104 \cdot 25,9^2}{2 \cdot 72,63} \cdot 648 \cdot 0,924 \cdot 0,2317 = 7071 \text{ кг};$$

$$\Sigma f(S\Delta x) = F \text{ и } \Sigma S\Delta x = V.$$

$$\text{Поэтому } \int (S\Delta x) = \frac{F}{V} S\Delta x = \frac{7071}{64840} S\Delta x = 0,1091 S\Delta x.$$

Для включения установившегося поворота Мунком был расширен его анализ аэродинамических нагрузок на воздушное судно, движущееся в идеальной невязкой и несжимаемой жидкости. В этом случае задача оказалась значительно сложнее, чем при постоянном угле тангажа или дрейфа, и теоретические результаты не могли быть проверены аэродинамическими испытаниями, как это было сделано в указанном простейшем случае.

Однако удовлетворительная согласованность между теорией и опытом для передней части корпуса при постоянном угле тангажа создает уверенность, что теория в известных пределах применима к действительным нагрузкам на носовую часть корпуса также и при установившемся повороте. Каково бы ни было расхождение в отношении кормовой части, оно здесь опять-таки несущественно ввиду того, что давление на стабилизаторы и рули должно дать равновесие с силами, приложенными к носовой части. Уравнение Мунка для распределения нагрузок от аэродинамического давления вдоль корпуса при установившемся повороте имеет следующий вид:

$$\frac{dF}{dx} = (k_2 - k_1) \frac{dS}{dx} v^2 \frac{\rho}{2} \sin 2\theta + k' v^2 \frac{\rho}{R} S \cos \theta + k' v^2 \frac{\rho x}{R} \frac{dS}{dx} \cos \theta. \quad (22)$$

Единственным новым обозначением в этом уравнении, не вошедшим в уравнение (19) для нагрузок при постоянном угле тангажа или дрейфа, является коэффициент k' присоединенной массы при вращательном движении. Значения этого коэффициента даны в табл. 12. Кроме того, нужно заметить, что x — расстояние вдоль оси судна — измеряется от центра подъемной силы, а θ есть угол дрейфа в этом центре.

Первый член уравнения (22) соответствует нагрузке на корпус при постоянном угле дрейфа, которая в носовой части направлена внутрь, к центру поворота, а в кормовой части — наружу. Она создает вращающий момент, уравновешиваемый силой, направленной внутрь и предполагаемой приложенной в центре площади стабилизаторов. Сумма второго и третьего членов не приводится ни к равнодействующей силе, ни к паре сил. Один второй член дает поперечную силу, почти равную по величине центробежной силе замещенного воздуха и направленную также внутрь, а не наружу. Третий член выражает нагрузки на суживающиеся части корпуса, направленные наружу и имеющие ту же равнодействующую, что и нагрузки, выражаемые вторым членом, но с обратным знаком, причем эта равнодействующая также приложена к центру подъемной силы.

Вывод уравнения (22) слишком сложен, чтобы поместить его здесь; полный его математический вывод приведен в технической записке № 184 Национального совещательного комитета по аэронавтике.

Сила F , приложенная к оперению, направлена внутрь, к центру поворота, а так как теоретические нагрузки на чистый корпус не имеют равнодействующей, а приводятся только к паре, получаемой интегрированием первого члена (правой части) уравнения (22), то сила F равна по величине центробежной силе судна, и для уравновешивания момента от нагрузки на чистый корпус радиус круга поворота должен быть связан с углом.

дрейфа, имеющим вершину в центре подъемной силы, следующим соотношением:

$$\sin 2\theta = \frac{2a}{R(k_2 - k_1)}.$$

Если расстояние a измеряется от центра объема корпуса до центра площади оперения, то оказывается, что угол дрейфа при данном радиусе поворота получается приблизительно на 20% больше, чем было определено опытным путем на английских жестких воздушных судах. Отсюда можно заключить, что более точное определение нагрузок при установившемся повороте можно получить, принимая a равным около 80% расстояния от центра объема корпуса до центра площади оперения, причем сила F предполагается приложенной на расстоянии a за центром объема.

Нагрузки на корпус, выраженные первым членом правой части уравнения (22), в соединении с силой F в области кормы и центробежной силой корпуса создают изгибающие моменты, стремящиеся изогнуть корпус в направлении поворота судна. Окончательные изгибающие моменты относятся к центробежной силе так же, как и изгибающие моменты к динамической поддерживающей силе при постоянном угле тангажа. Однако нагрузки, выраженные последними двумя членами уравнения (20), изгибают корпус в обратном направлении, в результате чего полный изгибающий момент при установившемся повороте составляет только около одной пятой части момента при постоянном угле тангажа в предположении, что силы веса или инерции в обоих случаях одинаковы.

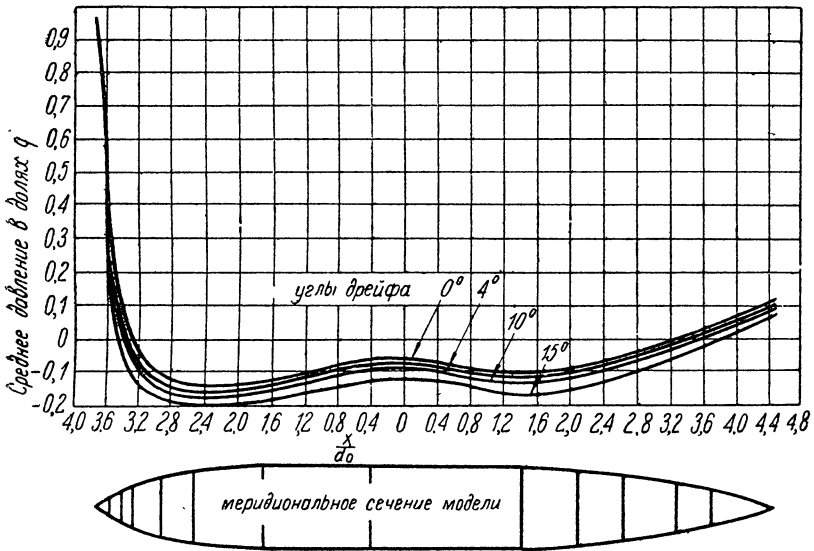
Поправка Эпсона к распределению поперечной нагрузки по Мунку. Эпсон (R. H. Upson) доказал, что поперечная погонная нагрузка на корпус может быть определена более точно, если член $k_2 - k_1$ в формуле (19) заменить $\cos \alpha$, где α — угол, образованный касательной к обводу корпуса судна с его осью. Исправленная таким образом формула для поперечной нагрузки принимает следующий вид:

$$\frac{dF}{dx} = \frac{dS}{dx} \frac{\rho v^2}{2} \cos^2 \alpha \sin 2\theta. \quad (23)$$

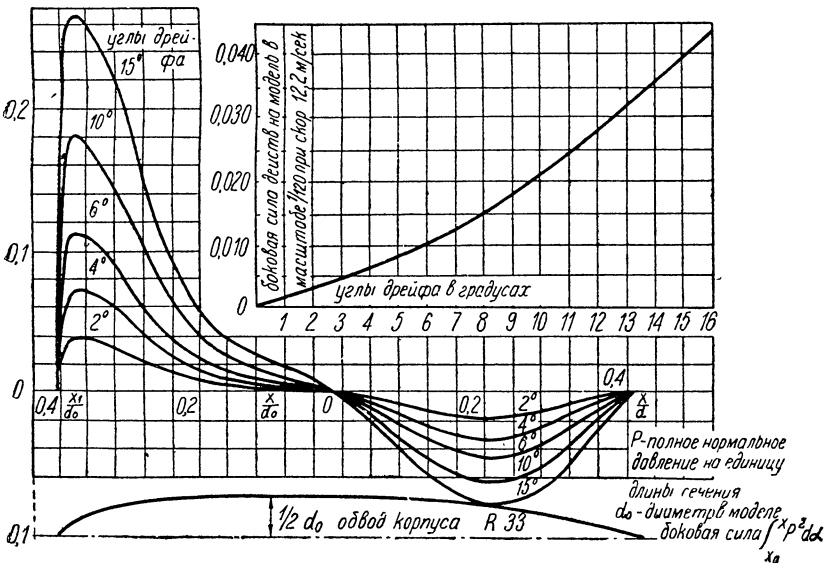
Распределение нормального давления

Разница между давлением на крайнюю носовую точку и атмосферным давлением на той же высоте равна аэродинамическому напору $\frac{\rho v^2}{2}$, обычно обозначаемому через q .

Значения ρ и v должны быть выражены в абсолютных единицах.



Фиг. 26. Распределение давления по корпусу R-33.



Фиг. 27. Распределение полного давления по корпусу R-33.

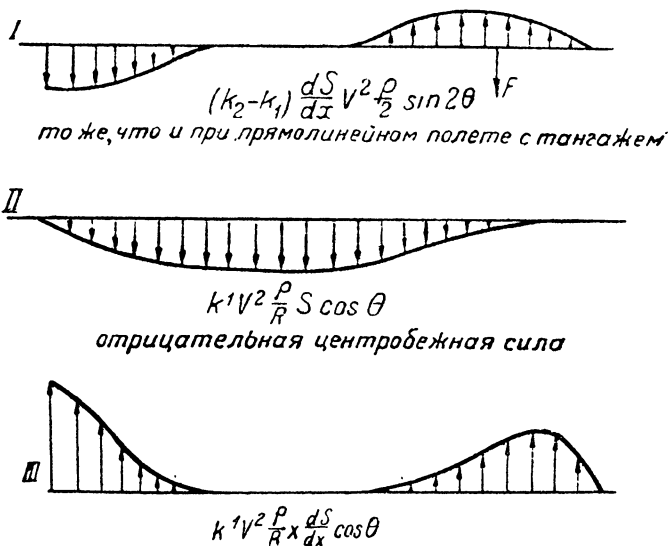
Пример. Определить давление q на крайнюю носовую точку воздушного судна, движущегося со скоростью 25 м/сек в воздухе с весовой плотностью 1,220 кг/м³.

$$v = 25 \text{ м/сек},$$

$$\rho = \frac{1,220}{9,81} = 0,124 \text{ кг} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4,$$

$$q = \frac{\rho v^2}{2} = \frac{0,124 \cdot 25^2}{2} = 38,75 \text{ кг/м}^2.$$

Можно отметить, что $\frac{\rho v^2}{2}$ выражает собой кинетическую энергию единицы объема воздуха, движущегося со скоростью v , а q есть потенциальная энергия единицы объема воздуха, после того как скорость целиком превратилась в давление.



Фиг. 28. Теоретическое распределение поперечных нагрузок по Мунку.

Аэродинамическое давление на все части воздушного судна обычно принято выражать в значениях q . Начиная от носа, давление падает довольно быстро и в большинстве случаев обращается в нуль уже на 3—5% длины судна, считая от крайней носовой точки. Далее давление становится отрицательным и остается таковым на большем протяжении корпуса, а затем в пределах кормовой оконечности, приблизительно на 10% длины корпуса, оно снова переходит в положительное. На фиг. 26 представлено распределение давления, полученное Национальной физической лабораторией (Теддингтон, Англия) на модели жесткого воздушного судна R-33 при различных углах

дрейфа. На фиг. 27 представлено распределение поперечной нагрузки, полученной интегрированием давления вокруг поперечных сечений.

Теоретические кривые поперечной нагрузки, соответствующие трем членам правой части уравнения (22), представлены на фиг. 28. К постоянному углу тангажа или дрейфа относится только кривая I фиг. 28.

Кривые II и III выражают нагрузки при повороте, которые, как видно из этих кривых, в значительной степени уравновешивают нагрузки, представленные кривой I.

Коэффициенты присоединенной массы

Табл. 12 коэффициентов присоединенной массы заимствована из технической записки № 184 Национального совещательного комитета по авионавигации. Коэффициенты k_1 , k_2 и k' соответственно являются коэффициентами присоединенной массы при движении вдоль оси, в поперечном к ней направлении и при вращательном движении. Их применение при расчете аэродинамических нагрузок было уже объяснено. Однако нужно отметить, что удлинение, указанное в таблице, относится не к действительному воздушному судну, а к эквивалентному эллипсоиду; удлинение же для эллипсоида получено из уравнения:

$$\frac{L}{D} \text{ (эллипсоид)} = \sqrt{\frac{\pi}{6} \cdot \frac{L^3}{V}} \text{ (судно)}.$$

Нагрузки при шквалах

Измерения экстензометрами в стрингерных балочках воздушных судов „Shenandoah“ и „Los Angeles“ показали, что напряжения при нормальном полете в условиях порывистого ветра превышали напряжения при полете в спокойном воздухе. Попутно мы можем отметить значительное разногласие в мнениях относительно нагрузок, которые могут действовать на воздушное судно при сильных шквалах. Это неудивительно, если принять во внимание наши скудные знания относительно структуры ветра при таких условиях. Hunsaker расценивает положение следующим образом:

„При проектировании воздушных судов необходимо учитывать существование настоящих фонтанов устремленного вверх воздуха, которые зачастую резко отграничены от окружающей атмосферы. Наиболее сильный из этих потоков — шквал — соединяет вертикальную скорость с вращением. К счастью, он может быть замечен на большом расстоянии, а потому может и должен быть обойден. Гроза с большим скоплением кучевых облаков является также видимой с больших расстояний и может быть обойдена. Помимо подобного рода опасностей, которые могут быть своевременно распознаны, существуют еще конвек-

ционные токи, в которые судно может войти с полной скоростью. О возможности же попадания судна под действие вертикальной скорости ветра порядка 3 м/сек говорить не приходится.

Если обозначить такую скорость через u , то при наличии относительной горизонтальной скорости судна v произойдет изменение угла тангажа на $\arctg \frac{u}{v}$ °.

В табл. 14 приведено вычисление нагрузок, перерезывающих сил и изгибающих моментов воздушного судна США „Schenandoah“, попадающего при скорости 25,9 м/сек в шквал с вертикальной скоростью 3 м/сек.

Динамическая устойчивость

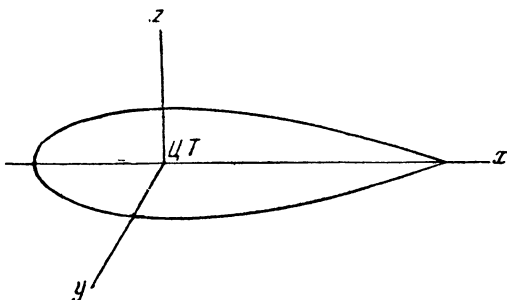
Основные уравнения устойчивости воздушного судна были выведены независимо друг от друга несколькими исследователями. Приведенный ниже вывод принадлежит д-ру Цаму. Он был опубликован Национальным совещательным комитетом по аэронавтике в виде репорта № 112: „Stability Equations for Airship Hulls“.

Критерий устойчивости при тангаже по Цаму. Для упрощения трактовки вопроса положим, что корпус симметричен относительно его оси, что центры тяжести и объема совпадают, вес уравновешен подъемной силой, рули находятся в нейтральном положении и движение поступательное в спокойном воздухе.

На фиг. 29 начало координат расположено в центре объема; ось x направлена назад, ось y — влево и ось z вверх. Малые приращения линейной и угловой скорости по этим осям и относительно них соответственно обозначаются u , v , w , p , q , r .

Приращения аэродинамической силы и момента, отнесенные к осям x , y , z , расположенным в корпусе неподвижно и движущимся вместе с ним, будут X , Y , Z , L , M , N . В начальный момент все составляющие скорости и момента равны нулю, кроме поступательной скорости U и сопротивления X_0 , причем последнее имеет незаметное влияние на всякое движение, кроме прямопоступательного вдоль оси.

Движение при простом тангаже. Если теперь судну, движущемуся с постоянной скоростью U , сообщить небольшой угол тангажа θ , то вся система внешних сил, кроме X_0 , будет экви-



Фиг. 29. Система осей.

валентна нормальной аэродинамической силе Z , приложенной к центру объема, и моменту тангажа M относительно оси y . Отсюда, применяя начало Даламбера, получим следующие условия кинетического равновесия:

$$Z = m\dot{w}_1 = m(\dot{w} - Uq); \quad (24)$$

$$M = B\dot{q}, \quad (25)$$

где m есть эффективная масса судна, B — ее момент инерции относительно оси y при ускорении центра объема, равном $\dot{w}_1$, если отнести его к оси z как мгновенно неподвижной в пространстве, и равном $\dot{w} - Uq$, если отнести его к оси z , движущейся вместе с судном¹. Если m' есть действительная масса судна, то для поперечного ускоренного движения как вертикального, так и бокового эффективная масса m , т. е. действительная масса судна плюс его присоединенная масса, приближенно может быть принята равной $1,5 m'$.

Ввиду наличия сил возмущающей и восстанавливающей, обусловленных θ и q , полезно выявить составляющие Z и M . Часть Z , обусловленная θ , будет θZ_θ , где Z_θ означает $\frac{\partial Z}{\partial \theta}$; часть Z , обусловленная q , будет qZ_q . Они представляют собой обыкновенную динамическую поддерживающую силу и восстанавливающую силу и практически составляют вместе полную Z . Подобно этому возмущающими и восстанавливающими частями M будут θM_θ и qM_q . Подставляя эти четыре составляющих в уравнения (24) и (25), получим:

$$\theta Z_\theta + qZ_q = m(\dot{w} = qU); \quad (26)$$

$$\theta M_\theta + qM_q = B\dot{q}. \quad (27)$$

Условия устойчивости при тангаже. При $q = 0$ угловая скорость постоянна и будет уменьшаться при наличии некоторого добавочного восстанавливающего момента, например вследствие понижения центра тяжести.

При $q = 0$ уравнение (27) приведет к виду:

$$\theta M_\theta + qM_q = 0. \quad (28)$$

Точно так же для таких скоростей, при которых $\dot{w}$ будет мало в сравнении с qU , уравнение (26) может быть написано в более простой форме:

$$\theta Z_\theta + q(Z_q + mU) = 0. \quad (29)$$

Эти уравнения совместны и в совокупности приближенно выражают важное условие для динамически устойчивого движе-

¹ В курсах механики доказывается, что $\dot{w}_1 = \dot{w} - Uq$.

·ния (при небольшом тангаже), выраженного в обычных аэродинамических величинах.

Согласно уравнению (28) восстанавливающий момент $q\theta M_q$ уравновешивает возмущающий момент θM_θ , а согласно уравнению (29) возмущающая сила θZ_θ , восстанавливающая сила qZ_q и сила инерции $q\dot{\theta}U$ находятся между собой в равновесии.

Критерий устойчивости при тангаже. В уравнениях (28) и (29) переменные θ и q представляют собой угловое перемещение и угловую скорость при малом устойчивом колебании, прочие шесть величин являются для каждого частного случая постоянными. Исключая θ и q , мы получим условие устойчивости, т. е. соотношение между этими постоянными, которое должно удовлетворить уравнениям (28) и (29) для всех малых значений θ и q :

$$\frac{Z_\theta M_q}{M_\theta (Z_q + mU)} = 1. \quad (30)$$

Этот критерий можно выразить также в значениях данных аэродинамических продувок. Если s есть масштаб модели, u — скорость потока в трубе и если штрихи отнести к обозначениям модели, то значения в формуле (30) будут связаны со значениями модели следующим образом:

$$\begin{aligned} \frac{Z_\theta}{M_\theta} &= \frac{1}{s} \cdot \frac{Z'_\theta}{M'_\theta}; \\ \frac{M_q}{u} &= \frac{s^4 \mu}{u}, \end{aligned} \quad (31)$$

где μ есть коэффициент восстанавливающего момента модели при тангаже и при скорости u потока в трубе. С другой стороны, так как Z_q пропорциональна U , можно написать $Z_q + mU = nmU$, где n должно быть определено опытным путем. Вводя эти новые значения в уравнение (30), получим критерий устойчивости в следующей форме:

$$a \frac{\mu}{u} \frac{Z'_\theta}{M'_\theta} = 1, \quad (32)$$

где $a = \frac{s^3}{mn}$. Форма критерия устойчивости (32) удобна для применения обычных данных аэродинамических испытаний. Коэффициент μ определяется опытным путем с помощью аэродинамических продувок.

Слабым местом в такой трактовке устойчивости является трудность опытного определения Z_q . Ранее считали, что величина Z_q является незаметной в сравнении с mU , так что $n=1$. При таком предположении критерий (32) в применении к данным аэродинамических продувок показывал большую неустойчивость даже для воздушных судов, оказавшихся в действительном полете вполне устойчивыми. Отсюда следует заключить, что величиной Z_q никоим образом пренебречь нельзя.

Критерий устойчивости по Джонсу. Джонс, сотрудник Национальной физической лаборатории, установил, что в английских жестких воздушных судах $R\theta = 0,9 l$, где R есть радиус круга поворота, θ угол дрейфа в радианах с вершиной в центре объема, а l — расстояние от центра объема до центра давления на оперение. Критерий по Джонсу основывается, с одной стороны, на условии (обозначения Цама):

$$\theta M_0 + \left(\frac{U}{R}\right) M_q = 0, \quad (33)$$

которое является не чем иным, как приведенным выше уравнением (28), так как $q = \frac{U}{R}$, а с другой стороны, на наблюдении:

$$R\theta = 0,9 l. \quad (34)$$

Решая совместно уравнения (33) и (34), будем иметь:

$$\frac{M_q U}{M_0} = 0,9 l.$$

В применении к результатам аэродинамических продувок критерий устойчивости можно выразить в следующем виде:

$$\frac{s \left(\frac{\mu}{u} \right) u^2}{M'_0} > 0,9 l. \quad (35)$$

Пример. Модель жесткого воздушного судна, построенная в масштабе $\frac{1}{120}$, испытана в аэродинамической трубе. При этом найдено, что $\frac{\mu}{u} = 0,00236$, а $M'_0 = 0,0172$ кгм на градус при $u = 17,9$ м/сек. Расстояние от ц. п. с. до центра площади оперения в натуре равно 97,5 м. Отсюда получим:

$$\frac{s \left(\frac{\mu}{u} \right) u^2}{M'_0} = \frac{120 \cdot 0,00236 \cdot 17,9^2}{0,0172 \cdot 57,3} = 92,1 \text{ м};$$

$$0,9 l = 0,9 \cdot 97,5 = 87,75 \text{ м}.$$

Судно должно быть устойчиво лишь с небольшим запасом.

По существу этого метода нужно заметить, что коэффициент 0,9 основан на наблюдениях, относящихся к жестким воздушным судам, и может оказаться неприменимым к судам со значительно отличающейся формой или удлинением.

Динамическая поддерживающая сила

При незначительных расхождениях между весом и подъемной силой их разница может быть компенсирована аэродинамическими силами, приложенными к корпусу и горизонтальному оперению и создаваемыми действием отклоненных рулей высоты. Такая

динамическая поддерживающая сила изменяется пропорционально квадрату скорости и при постоянной скорости вообще увеличивается с увеличением угла атаки. Однако увеличение сопротивления при увеличении углов атаки вызывает настолько быстрое падение скорости,

что при всякой данной мощности максимальная динамическая поддерживающая сила получается при угле тангажа лишь около 8° .

На фиг. 30 представлены кривые скорости динамической поддерживающей силы воздушного судна „Los Angeles“.

Нужно заметить, что динамическая поддерживающая сила изменяется пропорционально квадрату линейных размеров воздушного судна, тогда как вес и статическая подъемная сила изменяются пропорционально кубу этих размеров.

Отсюда следует, что по мере увеличения объема воздушных судов использование динамической поддерживающей силы для ликвидации нарушения статического равновесия становится все более и более трудным,

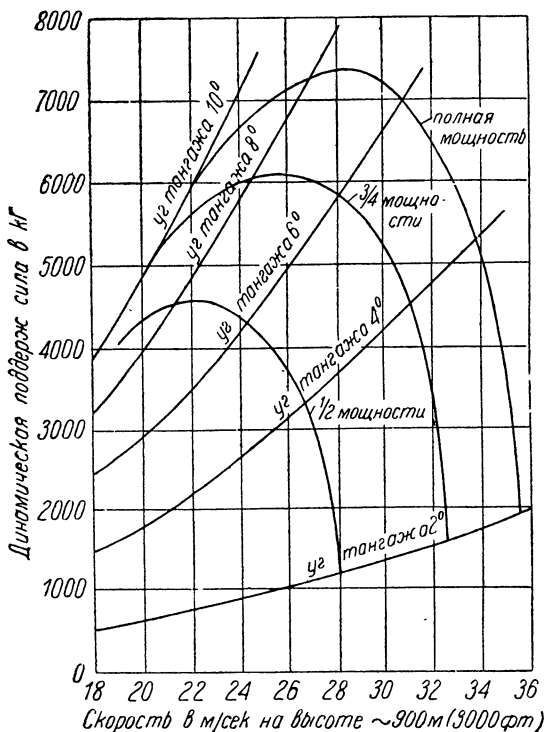
если только скорость не будет увеличиваться пропорционально корню квадратному из линейных размеров. Такое соотношение между скоростью и линейными размерами потребовало бы, чтобы мощность была пропорциональной $L^{3,5}$ или $V^{7/6}$, где L и V соответственно длина и объем судна.

Эмпирические формулы для наибольшего аэродинамического изгибающего момента и нагрузок на оперение

Для определения наибольшего динамического изгибающего момента д-ром Н а а ц о м (Naatz)¹ предложена следующая формула:

$$M_b = 0,005 \rho v^2 V^{2/3} L, \quad (36)$$

¹ National Advisory Committee for Aeronautics Technical Memoranda Nos. 275, 276 „Recent Research in Airship Construction“.



Фиг. 30. Кривые динамической поддерживающей силы воздушного судна США „Los Angeles“.

где M_b — наибольший изгибающий момент,
 V — объемное воздухоизмещение судна,
 ρ — массовая плотность воздуха,
 v — скорость судна относительно воздуха,
 L — длина судна.

Все значения в формулу входят в абсолютных единицах; 0,005 есть безразмерный коэффициент.

Эту формулу Наац вывел из теоретических соображений, причем для ее проверки служила величина внутреннего сверхдавления, потребного для недопущения образования складок в оболочке крупного мягкого воздушного судна PL-27 во время его двухгодичной эксплуатации в штормовых условиях Балтики.

Под эту же формулу близко подходили также значения максимального аэродинамического изгибающего момента „Shenandoah“, вычисленные по деформациям, отмечавшимся тензометрами на стрингерах в воздухе при полетах над гористой местностью.

Для целей проектирования весьма важны некоторые удобные коэффициенты, служащие для приближенного определения максимальных нагрузок на оперение.

Такие коэффициенты удобнее всего задавать в безразмерной форме:

$$C = \frac{2p}{\rho v^2},$$

где p есть местная нагрузка на единицу площади, или

$$C = \frac{2P}{A\rho v^2},$$

где P есть полная нагрузка на площадь A .

Величины p могут быть получены только из испытаний на распределение давления воздушных судов во время полета или аэродинамических моделей.

Полная нагрузка P на оперение может быть определена значительно проще либо экспериментальным определением моментов в модели, создаваемых оперением при различных отклонениях рулей, либо наблюдением углового ускорения, создаваемого действием рулей воздушного судна при полете.

Кроме того, P может быть получено интегрированием кривых распределения давления в модели или действительном судне.

Под руководством Национального совещательного комитета были произведены обширные испытания на распределение давления на оперение воздушного судна C-7¹. При этом наблюдались следующие величины давления.

Максимальная полная нагрузка на всю площадь была 160 кг, или 6,35 кг/м² на нижний стабилизатор и руль при отклонении

¹ N. A. C. A. Report No. 223.

рулей с 24° влево на 18° вправо, при скорости 64 км/час ($18,0 \text{ м/сек}$) и $\rho = 0,127 \text{ кгсек}^2/\text{м}^4$, откуда

$$C = \frac{2 \cdot 6,35}{0,127 \cdot 18,0^2} = 0,309.$$

Максимальная нагрузка на стабилизатор без руля была 141 кг , или $8,3 \text{ кг/м}^2$ на верхний стабилизатор во время установившегося поворота по кругу с отклоненными рулями на 44° вправо при скорости $55,5 \text{ км/час}$ ($15,7 \text{ м/сек}$) и $\rho = 0,124 \text{ кгсек}^2/\text{м}^4$, откуда

$$C = \frac{2 \cdot 8,3}{0,124 \cdot 15,7^2} = 0,547.$$

Максимальная полная нагрузка на рули была эквивалентна $14,2 \text{ кг/м}^2$ при отклонении рулей в начале поворота судна на 44° , скорости $73,4 \text{ км/час}$ ($20,4 \text{ м/сек}$) и $\rho = 0,1267 \text{ кгсек}^2/\text{м}^4$. Отсюда

$$C = \frac{2 \cdot 14 \cdot 2}{0,1267 \cdot 20,4^2} = 0,539.$$

Максимальная местная нагрузка вблизи режущего ребра верхнего стабилизатора была $35,6 \text{ кг/м}^2$ при установившемся полете по кругу со скоростью $12,4 \text{ км/час}$ ($20,1 \text{ м/сек}$), отклонении рулей на 44° вправо и $\rho = 0,1225 \text{ кгсек}^2/\text{м}^4$. Отсюда

$$C = \frac{2 \cdot 35 \cdot 6}{0,1225 \cdot 20,1^2} = 1,44.$$

Наибольший коэффициент $0,309$, полученный для стабилизатора вместе с рулем $C-7$, приблизительно равен коэффициенту нагрузки на оперение в модели „Shenandoah“ при угле дрейфа 5° и при отклонении руля в противоположную сторону на 20° .

Обычные типы оперения повидимому достаточно рассчитывать на среднее давление, соответствующее $C = 0,40$. Режущее ребро стабилизаторов и конструкцию рулей следует рассчитывать на нагрузки, в четыре раза большие средней нагрузки. Полагая, что $C = 0,40$ и что площадь оперения выражается по формуле $A = 0,13V^{2/3}$ (см. стр. 57), полная поперечная нагрузка P как на вертикальное, так и на горизонтальное оперение будет: $P = 0,026V^{2/3}\rho v^2$.

ГЛАВА ШЕСТАЯ

ПРОЧНОСТЬ МЯГКИХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

В 1911 г. фирма Сименс-Шуккерт в Берлине построила крупное опытное мягкое воздушное судно длиной $120,4 \text{ м}$ и диаметром в миделе $14,2 \text{ м}$. Оно имело три гондолы, подвешенные

к оригинальному наружному мягкому матерчатому килю. Как и следовало ожидать при данных размерах, судно оказалось слабым и неспособным сохранять свою форму. Однако эта неудача принесла большую пользу развитию наших знаний в области конструкции воздушных судов, так как она явилась причиной исчерпывающих исследований по теории прочности мягких воздушных судов, выполненных двумя германскими инженерами Гаасом и Дициусом (R. Haas, A. Dietzius) с большой тщательностью и полнотой и опубликованных в 1912 г.¹ Хотя мягкие воздушные суда, кроме судов малых объемов, видимо, не будут строиться, тем не менее знание напряжений в их оболочках имеет большое значение, и при рассмотрении прочности жестких воздушных судов мы будем часто ссылаться на принципы, установленные в настоящей главе².

Изгиб оболочки. Обычная формула $f = \frac{My}{I}$, применяемая к случаю изгиба однородного прямого стержня или балки, выведена в двух предположениях: а) что поперечные сечения, плоские до изгиба, остаются плоскими и после изгиба, б) что напряжение в материале при изгибе прямо пропорционально растяжению или сжатию, производимому изгибом. Первое из этих положений известно как гипотеза Навье, а второе — как закон Гука.

Чтобы определить возможность применения обычной формулы изгиба, Гаасом и Дициусом были произведены испытания, имевшие целью установить, насколько изгиб модели мягкого воздушного судна, наполненной водой, согласуется с гипотезой Навье, а растяжение баллонной материи — с законом Гука.

Модель была изготовлена из трехслойной прорезиненной баллонной материи с двумя параллельными слоями (в которых нити расположены в продольном и поперечном направлениях), одним диагональным слоем (в котором нити расположены под углом 45° к нитям параллельных слоев) и тонкими резиновыми прослойками, служащими для связывания матерчатых слоев друг с другом и для сообщения оболочке судна в известной степени газонепроницаемости. Когда модель была наполнена воздухом и находилась почти в недеформированном состоянии, на ее поверхности были нанесены круги, обозначающие окружности поперечных сечений. После этого модель была наполнена водой и подвешена на специальной подвеске, сосредоточенной в области миделя, что создавало весьма значительный изгиб модели.

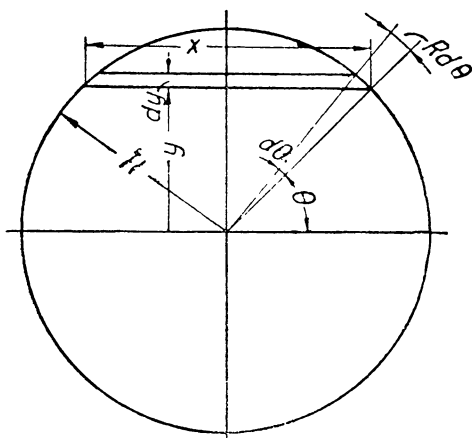
Модель оставалась под нагрузкой в течение трех недель; это преследовало цель обеспечить постепенное растяжение материи

¹ См. Р. Гаас и А. Дициус. Растяжение материи и деформация оболочек мягких воздушных кораблей. Лит. изд. Института гражданского воздушного флота. Ленинград 1931 г.

² См. также „Pressure Airships“ Blackemore and Pagon, Ronald Aeronautic Library.

под нагрузкой, с тем чтобы деформация достигла постоянной величины. По истечении указанного срока фотограмметрическим способом была определена форма поперечных сечений, причем для достижения большей точности исследования пластинки были увеличены. Никакого отступления от плоской формы сечений обнаружено не было и отсюда был сделан вывод, что гипотезу Навье можно считать действительной и для изгиба оболочек мягких воздушных судов.

Были поставлены также и специальные опыты для получения диаграмм удлинения баллонных материй, с помощью которых можно было бы проверить применимость закона Гука; при этом



Фиг. 31. Момент инерции кругового кольца.

оказалось, что связь между напряжением и деформацией известным образом зависит также и от напряжения, нормального к исследуемому, но когда нормальное напряжение сохраняло постоянную величину, то диаграмма удлинений приближенно согласовывалась с законом Гука. Это давало возможность заключить, что закон Гука можно считать также применимым без чувствительной погрешности ко всякому поперечному сечению оболочки мягкого воздушного судна.

Так как гипотеза Навье и закон Гука оказались сохраняющими свою силу, то к изгибу оболочки возможно применить формулу напряжений при изгибе простой балки. Однако нужно заметить, что при оперировании с напряжениями и моментом инерции оболочки воздушного судна ее поперечное сечение принято рассматривать как бесконечно тонкое кольцо, так что напряжения выражаются в кг/м , а не в кг/см^2 или кг/мм^2 , а размерность момента инерции будет L^3 , а не L^4 , как в обычной строительной механике.

В круговом поперечном сечении (фиг. 31), рассматриваемом как бесконечно тонкое кольцо, момент инерции определится по формуле:

$$I = 4 \int_0^{\pi/2} y^2 R d\theta$$

и

$$y = R \sin \theta.$$

Поэтому

$$I = 4R^3 \int_0^{\pi/2} \sin^2 \theta d\theta,$$

откуда

$$\dot{I} = \pi R^3. \quad (37)$$

Вычисление изгибающего момента. Статический изгибающий момент в мягком воздушном судне складывается из следующих трех частей:

1) Изгибающий момент от вертикальных нагрузок веса и подъемной силы, распределенных вдоль оболочки неравномерно.

2) Момент подвески от натяжения строп подвески гондолы, которые обычно прикрепляются к оболочке на некотором расстоянии ниже уровня оси оболочки, причем натяжения в них имеют горизонтальные составляющие, создающие изгибающие моменты, которые можно сравнивать с моментом, возникающим при внецентровой нагрузке стержня.

3) Момент от увеличения сверхдавления газа вверх, благодаря чему равнодействующая продольных составляющих сил сверхдавления, называемая продольной силой, будет приложена в верхней половине поперечного сечения, выше его поперечной оси.

Если изгибающий момент таков, что он будет стремиться изогнуть оболочку выпуклостью вниз, то такой изгибающий момент принято называть положительным; если же концы оболочки будут стремиться отвиснуть вниз, то изгибающий момент будет отрицательным. В морском кораблестроении такие моменты принято именовать моментом прогиба и моментом перегиба.

Можно отметить, что момент подвески и момент от сверхдавления газа отрицательны, а момент от весовых нагрузок и подъемной силы обыкновенно положителен. Если распределение веса и подъемной силы в оболочке и натяжения в стропах подвески известны, то изгибающий момент от вертикальных нагрузок может быть вычислен методами, изложенными в главе IV.

Диаграмма подвески. В мягких воздушных судах около двух третей полного их веса обыкновенно сосредоточено в единственной гондоле и менее одной пятой — вдоль корпуса или оболочки. Если бы подвеска гондолы была вертикальной, то полный ее вес создал бы чрезмерный положительный изгибающий момент. Это предупреждается скашиванием строп подвески вперед и назад от гондолы к оболочке, с тем чтобы разнести нагрузку гондолы вдоль корпуса судна.

Разница между полной подъемной силой и весом оболочки называется свободной подъемной силой оболочки. Для статического равновесия необходимо, чтобы вес гондолы и ее нагрузки был равен свободной подъемной силе, а для обеспечения горизонтальности оси оболочки — чтобы центр тяжести

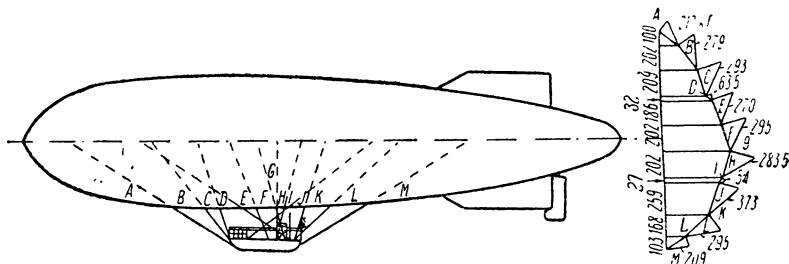
гондолы был расположен на вертикали под центром свободной подъемной силы. Положение этих центров определяется обычным способом составления уравнения статических моментов.

Если вес и положение гондолы определены в соответствии со свободной подъемной силой, то далее должна быть запроектирована система подвески. Здесь возможно бесконечное разнообразие расположения строп и натяжений в них, лишь бы были соблюдены следующие три условия:

1) сумма вертикальных составляющих натяжений во всех стропах должна быть равна свободной подъемной силе или весу гондолы с ее нагрузкой;

2) сумма горизонтальных составляющих натяжений во всех стропах должна быть равна нулю;

3) сумма моментов натяжений во всех стропах относительно всякой оси, нормальной к вертикали, проведенной через центр тяжести гондолы, должна быть равна нулю.



Фиг. 32. Диаграммы подвески мягкого воздушного судна.

Чтобы убедиться в выполнении условий 1 и 2, строится диаграмма подвески (фиг. 32). Для этого проводится ломаная линия, каждый отрезок которой параллелен проекции стропы подвески на диаметральную плоскость и имеет длину, выражающую в масштабе натяжение той стропы, которой он параллелен. Если отрезки, представляющие все стропы подвески, проведены таким именно образом, то прямая, соединяющая начало первого отрезка с концом последнего, выразит равнодействующую натяжений во всех стропах. Если длина равнодействующей равна весу гондолы, определенному в масштабе, принятом для составляющих отрезков, то условие 1 будет выполнено, а если при этом равнодействующая будет вертикальной, то будет выполнено также и условие 2. Для нахождения моментов по условию 3 удобнее всего составить таблицу моментов, в которой натяжение в каждой стропе снимается с диаграммы подвески и умножается на расстояние по перпендикуляру от стропы до некоторой определенной точки по вертикали, проведенной через центр тяжести гондолы.

Применяя такой метод, нетрудно построить диаграмму, удовлетворяющую условиям 1 и 2, но при этом следует иметь в виду,

что вообще потребуется несколько попыток для наметки расположения строп подвески и выбора натяжений в них, прежде чем условие 3 будет увязано с условиями 1 и 2. Помимо этих трех условий, которые должны быть выполнены, существуют и другие; на которые должно быть направлено внимание конструктора. Так, расположение строп подвески гондолы должно быть запроектировано с таким расчетом, чтобы окончательный изгибающий момент в оболочке был насколько возможно малым, а это равносильно требованию, чтобы вес гондолы воспринимался стропами подвески по возможности вертикально, чем устранялось бы возникновение сжимающих усилий в оболочке. Против передачи большой нагрузки на наклонные стропы подвески говорит и то соображение, что при диференте судна такие стропы оказались бы значительно перегруженными даже и в том случае, если бы при отсутствии диферента натяжения в них были совсем малы. Другое желательное условие, меньшего значения, заключается в том, чтобы изгибающий момент в самой гондole был мал. Практика коротких гондол в современных воздушных судах делает это условие легко выполнимым.

Хотя и не существует твердо установленных правил для проектирования подвески гондолы, при которой могли бы быть выполнены необходимые или желательные условия, однако удобным методом является продление линии подвески (фиг. 32), пренебрегая спусками, обыкновенно разветвляющимися в верхних концах строп, до пересечения с продольной или нейтральной осью оболочки. Если стропы подвески предположить прикрепленными в том месте оболочки, где их проекция пересекает ось судна, то момент подвески¹ исчезает, а момент от вертикальных сил делается весьма мал, если натяжение каждой стропы назначить таким, чтобы его вертикальная составляющая была приблизительно равна свободной силе на участке оболочки, равном среднему расстоянию между точками пересечения линий последовательных направлений строп с осью оболочки.

В полужестких воздушных судах натяжения в стропях подвески² выбирают так, чтобы сумма вертикальных составляющих в каждой паре строп в месте их крепления к узлам фермы была равна свободной подъемной силе оболочки, передаваемой на эти узлы. При таком условии ферма примет непосредственно на себя все горизонтальные составляющие натяжений в подвеске.

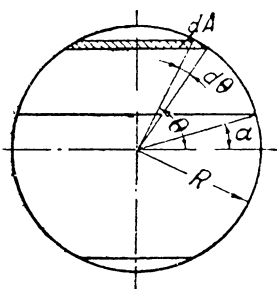
Влияние диферента воздушного судна и тяги винтов. Большой диферент воздушного судна влечет за собой значительную перегрузку некоторых наклонных строп подвески, и для устранения возможности раскачиваний гондолы относительно оболочки необходимо снабдить ее так называемыми оттяжками, т. е. стро-

¹ От горизонтальной составляющей натяжения строп.

² Здесь идет речь о воздушных судах итальянского военного типа с двухпоясной фермой, которые по принятой у нас в Союзе классификации относятся к полумягкому типу. *Прим. переводчика.*

пами, расположенными по отношению к оси оболочки под возможно более острым углом и протянутыми от носа гондолы назад и от ее кормы вперед. Влияние диферента выражается в уменьшении нагрузки, передаваемой от гондолы на оболочку в направлении, нормальном к оси оболочки, и создании силы, параллельной оси. Влияние тяги винтов весьма сходно с влиянием диферента, если не считать полного отсутствия изменений в полной нагрузке, передаваемой на оболочку нормально к ее оси, хотя в большинстве случаев с тягой винтов бывает связано некоторое перераспределение натяжений в стропях подвески, а отсюда и вертикальных их составляющих.

Для нормальных условий, при небольших натяжениях в оттяжках или их отсутствии, стропы подвески обычно принято рассчитывать с коэффициентом безопасности 5—6. Оттяжки рассчитываются на полную нагрузку от тяги винтов или диферента судна с коэффициентом безопасности около 3.



Фиг. 33. Продольная сила и изгибающий момент от сверхдавления газа.

Продольная сила и изгибающий момент от сверхдавления газа. В каждом сечении оболочки сверхдавление газа создает продольную силу и изгибающий момент. Если поперечное сечение круговое, то сила F и изгибающий момент M могут быть определены следующим образом.

Фиг. 33 представляет круговое поперечное сечение радиуса R оболочки, наполненной газом с удельной подъемной силой k от уровня, определяемого расстоянием $R \sin \alpha$ от горизонтального диаметра. Имеем:

$$dA = 2R^2 \cos^2 \theta d\theta; \quad dM = pR \sin \theta dA; \quad p = kR(\sin \theta - \sin \alpha)$$

при нулевом сверхдавлении на упомянутом уровне.

Отсюда:

$$\begin{aligned} dM &= 2kR^4 \sin \theta \cos^2 \theta (\sin \theta - \sin \alpha) d\theta; \\ M &= 2kR^4 \left\{ \int_{\alpha}^{\frac{\pi}{2}} \sin^2 \theta \cos^2 \theta d\theta - \int_{\alpha}^{\frac{\pi}{2}} \sin \alpha \sin \theta \cos^2 \theta d\theta \right\} = \\ &= 2kR^4 \left[-\frac{1}{8} \left(\frac{1}{4} \sin 4\theta - \theta \right) - \sin \alpha \left(-\frac{\cos^3 \theta}{3} \right) \right]_{\alpha}^{\frac{\pi}{2}} = \\ &= \frac{kR^4}{2} \left(\frac{\pi}{4} - \frac{\alpha}{2} - \sin^3 \alpha \cos \alpha + \frac{1}{2} \sin \alpha \cos \alpha - \frac{4}{3} \sin \alpha \cos^3 \alpha \right); \\ M &= \frac{kR^4}{24} [3\pi - 6\alpha + (2 \sin^2 \alpha - 5) \sin 2\alpha] \end{aligned} \quad (38)$$

и

$$\begin{aligned}
 dF &= p dA = 2kR^3 \cos^2 \theta (\sin \theta - \sin \alpha) d\theta; \\
 F &= 2kR^3 \left\{ \int_{\alpha}^{\frac{\pi}{2}} \sin \theta \cos^2 \theta d\theta - \int_{\alpha}^{\frac{\pi}{2}} \sin \alpha \cos^2 \theta d\theta \right\} = \\
 &= 2kR^3 \left[-\frac{\cos^3 \theta}{3} - \sin \alpha \left(\frac{\theta}{2} + \frac{\sin 2\theta}{4} \right) \right]_{\alpha}^{\frac{\pi}{2}}; \\
 F &= \frac{kR^3}{6} [4 \cos^3 \alpha - (3\pi - 6\alpha - 3 \sin 2\alpha) \sin \alpha]
 \end{aligned}$$

(при нулевом сверхдавлении на уровне $R \sin \alpha$ от горизонтального диаметра).

Сверхдавление p_0 (внизу газовой массы) равномерно увеличивает величину давления по всему поперечному сечению и не оказывает никакого влияния на M , но увеличивает F на величину, равную произведению площади поперечного сечения на p_0 , т. е. на $\pi R^2 p_0$. Поэтому общее выражение для F будет:

$$F = \pi R^2 p_0 + \frac{kR^3}{6} [4 \cos^3 \alpha - (3\pi - 6\alpha - 3 \sin 2\alpha) \sin \alpha]. \quad (39)$$

Особо важным является случай выполненного судна. В этом случае

$$\alpha = -\frac{\pi}{2};$$

$$M = \frac{\pi}{4} kR^4 \quad (40)$$

и

$$F = \pi R^2 p_0 + \pi kR^3. \quad (41)$$

Пример. Определить продольную силу и изгибающий момент от сверхдавления газа в круговом поперечном сечении диаметром 24,4 м воздушного судна, наполненного газом с удельной подъемной силой 1,10 кг/м³; уровень газа расположен на 4,6 м ниже горизонтального диаметра:

$$\sin \alpha = -\frac{4,6}{12,2} = -0,375;$$

$$\sin^2 \alpha = 0,1407;$$

$$\alpha = -22^\circ 1' = -0,352 \text{ радиана};$$

$$\cos \alpha = 0,9271;$$

$$\sin 2\alpha = -0,6952.$$

По формуле (38):

$$M = \frac{1,10 \cdot 12,2^4}{24} [9,425 + 2,112 + (-4,7186) \cdot (-0,6952)] = 15000 \text{ кг} \cdot \text{м}.$$

По формуле (39):

$$F = \frac{1,10 \cdot 12,2^3}{6} [3,19 - (9,425 + 2,112 + 2,085) \cdot (-0,375)] = 2760 \text{ кг.}$$

Площадь поперечного сечения выполненной части баллона или оболочки равна.

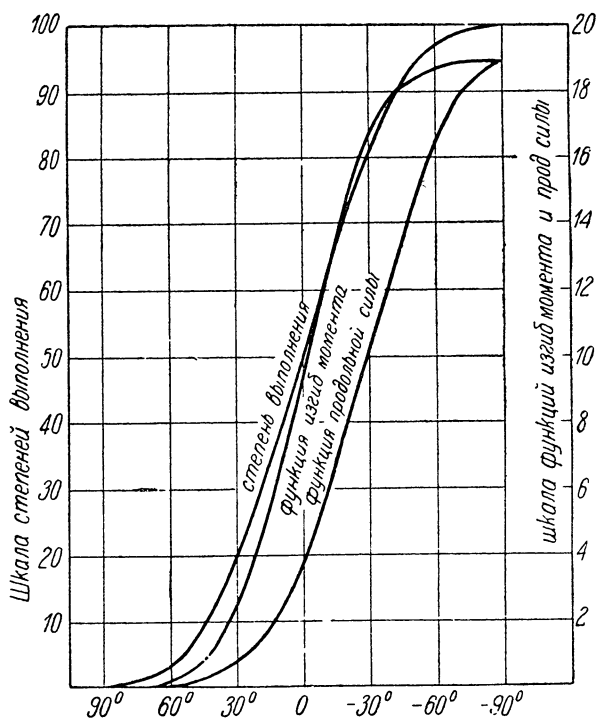
$$\frac{\pi R^2}{2} - R^2 (\sin \alpha \cos \alpha + \alpha),$$

а степень выполнения будет:

$$100 \cdot \left(\frac{1}{2} - \frac{\sin \alpha \cos \alpha + \alpha}{\pi} \right).$$

Функции продольной силы $4 \cos^3 \alpha - (3\pi - 6\alpha - 3 \sin 2\alpha) \cdot \sin \alpha$ изгибающего момента $3\pi - 6\alpha + (2 \sin^2 \alpha - 5) \cdot \sin 2\alpha$ и степень выполнения в зависи-

мости от α графически представлены на фиг. 34.



Фиг. 34. Функции продольной силы и изгибающего момента от сверхдавления газа.

Напряжения в оболочке

Дадим теперь вывод формулы, выражающей зависимость между напряжениями в элементе поверхности материи и давлением на нее.

Положим, что элемент ds тонкой проволоки (фиг. 35) вмещает угол $d\theta$ с его вершиной в центре кривизны. Так как длина элемента мала, то его радиус кривизны можно считать постоянным независимо к изменениям кривизны на значительной

длине проволоки. По геометрическим свойствам, касательные к проволоке в концах элемента составляют с прямой, проведенной через концы элемента, угол, равный $\frac{d\theta}{2}$. Если проволока несет погонную нагрузку p , то для равновесия необходимо, чтобы эта

поперечная нагрузка уравнивалась натяжением T в проволоке, так что:

$$pds = 2T \sin \frac{d\theta}{2}.$$

Так как синус малого угла равен самому углу, то:

$$pds = Td\theta; \quad (42)$$

$$d\theta = \frac{ds}{R},$$

где R есть радиус кривизны элемента ds .

Поэтому

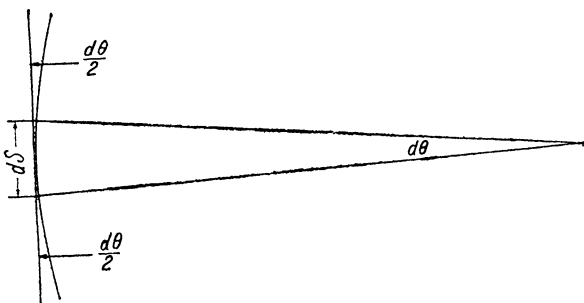
$$p = \frac{T}{R}$$

или

$$T = Rp. \quad (43)$$

Подобным образом из условия равновесия элемента поверхности материи, обладающего кривизной в двух направлениях и нагруженного поперечной нагрузкой p на единицу поверхности, согласно представленному на фиг. 36 следует:

$$\begin{aligned} pds_1ds_2 = \\ = 2T_1 \sin \frac{d\theta_1}{2} ds_2 + \\ + 2T_2 \sin \frac{d\theta_2}{2} ds_1, \end{aligned}$$



Фиг. 35. Натяжения в проволоке.

где T_1 и T_2 — натяжения в обоих направлениях на единицу длины.

Как и в случае поперечно нагруженной проволоки, это уравнение может быть приведено к виду:

$$p = \frac{T_1}{R_1} + \frac{T_2}{R_2},$$

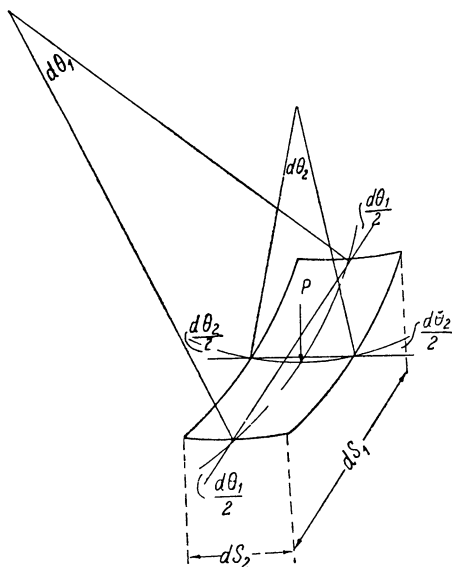
или применительно к оболочке воздушного судна:

$$p = \frac{T_t}{R_t} + \frac{T_l}{R_l}, \quad (44)$$

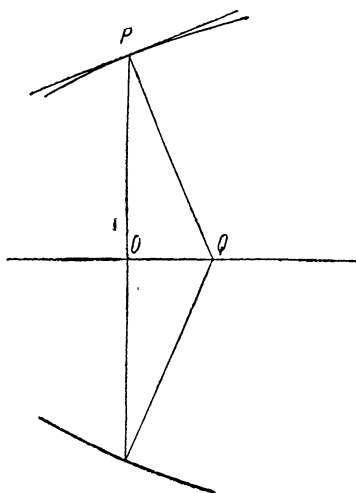
где значки t и l относятся соответственно к поперечному и продольному натяжению и радиусам кривизны.

Уравнение (44) является вообще неопределенным, так как оно содержит два неизвестных. Оно может иметь определенное решение либо при бесконечном R_l , так как тогда последний его член обращается в нуль, либо при известном T_l . Натяжение T_l

можно вычислить, зная величину изгибающего момента, продольных сил и исходя из геометрических свойств поперечного сечения оболочки в том месте, к которому относятся определяемые натяжения. Продольное натяжение T_l можно рассматривать слагающимся из двух частей. Первая часть обуславливается действием продольной силы на оболочку в рассматриваемом поперечном сечении, а вторая часть — действием изгибающего момента в этом сечении. Первая часть T_l равна полной продольной силе, действующей на оболочку в данном поперечном се-



Фиг. 36. Натяжения в материи.



Фиг. 37. Радиус кривизны поперечного сечения в конической части оболочки воздушного судна.

чении, деленной на периметр поперечного сечения, а вторая часть определяется по обычной формуле напряжений при изгибе.

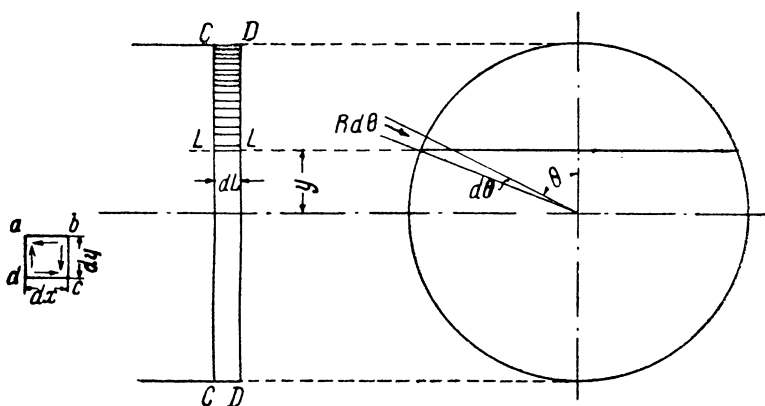
В большинстве случаев в напряжения материи оболочки можно вводить поправку около 5% на усиление материи, создаваемое перекрытием швов. Поправки на деформацию оболочки будут рассмотрены ниже.

Если касательная к оболочке наклонена к ее оси под углом α , то необходимо ввести поправку на разницу между действительным натяжением материи и составляющей натяжения, параллельной продольной оси оболочки. Эта составляющая определяется без учета α , а T_l будет тогда равна указанной составляющей, деленной на $\cos \alpha$.

Полная продольная сила в данном поперечном сечении представляет собой разность продольной силы от сверхдавления

газа, создающей растяжение оболочки, и суммы создающих сжатие горизонтальных составляющих натяжений в стропях подвески до рассматриваемого сечения. Продольная сила от сверхдавления газа равна произведению площади поперечного сечения оболочки на среднее сверхдавление газа, т. е. сверхдавление в середине высоты оболочки. Сжимающая сила, создаваемая натяжением в стропях подвески, может быть найдена из диаграммы подвески. Тот факт, что равнодействующая указанных продольных сил не совпадает с осью оболочки, не нуждается в рассмотрении, ввиду того что влияние ее внецентрового приложения включается в вычисление изгибающего момента.

В большинстве случаев, относящихся к расчету на прочность оболочки воздушного судна, R_t настолько велико в сравнении



Фиг. 38. Продольный сдвиг в оболочке мягкого воздушного судна.

с R_t , что последним членом в уравнении (44) можно пренебречь и применять формулу для поперечных напряжений в цилиндре или конусе:

$$T_t = pR_t. \quad (45)$$

Если пренебречь R_b , то суживающиеся части оболочки надлежит рассматривать составленными из ряда усеченных конусов. В этом случае поперечный радиус R_t в точке P на фиг. 37 представляет длину линии PQ , проведенной нормально к касательной в точке P и пересекающей ось в точке Q ; а не линии PO , являющейся радиусом поперечного сечения, проходящего через P . Объяснение этому можно найти в теории конических сечений, но на нем мы здесь останавливаться не будем; отметим лишь, что R_t , очевидно, должен заключаться в плоскости перпендикулярной, а не наклонной к поверхности в точке P .

Расчет касательных напряжений. На фиг. 38 небольшой прямоугольник $abcd$ со сторонами dx и dy подвергается вдоль

этих сторон действию усилия сдвига f на единицу длины. Эти силы создают пару $f dy dx$, стремящуюся произвести вращение прямоугольника по часовой стрелке. Если сдвигающее усилие, действующее вдоль сторон ab и cd , будет также f на единицу длины, то прямоугольник будет находиться под действием новой пары $f dx dy$, стремящейся произвести вращение против часовой стрелки. При наличии последней пары равновесие прямоугольника не будет нарушено, а отсюда следует, что для условия равновесия необходимо, чтобы величина касательных напряжений во всякой точке была одинаковой как в продольном, так и в поперечном направлениях. Поэтому исследование касательных напряжений в оболочке можно свести к рассмотрению сдвига либо в продольном, либо в поперечном направлениях.

Продольный сдвиг. Пусть полная перерезывающая сила в сечении CC на фиг. 38 будет F , а усилие сдвига на единицу длины, т. е. касательное напряжение, будет f . Требуется определить значение f в месте пересечения поперечного сечения CC с плоскостью LL .

Полная продольная сила в сечении CC оболочки между LL и его вершиной, вызываемая действием изгибающего момента, в соответствии с теорией изгиба будет:

$$\frac{M}{I} \int_0^{\theta} y R d\theta.$$

Но

$$y = R \cos \theta,$$

поэтому интеграл равен:

$$\frac{MR^2}{I} \int_0^{\theta} \cos \theta d\theta = \frac{MR^2}{I} \sin \theta.$$

Подобно этому полная продольная сила в оболочке между LL и верхней точкой поперечного сечения DD , расположенного на бесконечно близком расстоянии dl от CC , будет равна:

$$\frac{(M - dM) R^2}{I} \sin \theta,$$

где dM — изменение изгибающего момента между CC и DD . По теории перерезывающих сил и изгибающих моментов перерезывающая сила в некотором поперечном сечении равна производной от изгибающего момента в этом сечении по расстоянию вдоль оси; поэтому $dM = F dl$.

Разность продольных сил в CC и DD между LL и верхом оболочки равна:

$$\frac{R^2 \sin \theta dM}{I} = \frac{R^2 \sin \theta}{I} F dl.$$

Разность продольных сил в CC и DD , очевидно, должна быть равна полному усилию сдвига по LL между CC и DD . Отсюда следует, что

$$f dl = \frac{R^2}{I} \sin \theta F dl.$$

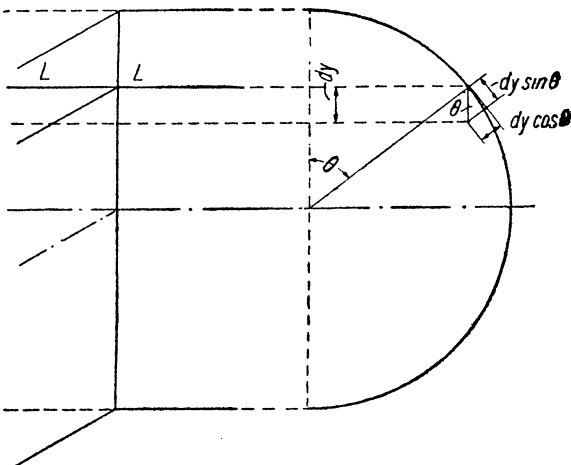
В круговом поперечном сечении $I = \pi R^3$.

Поэтому

$$f = \frac{F \sin \theta}{\pi R}. \quad (46)$$

Поперечный сдвиг.

Уравнение (46) может быть получено также из рассмотрения поперечного сдвига на фиг. 39. Положим, что сечение DD смещается вниз относительно CC на малое расстояние dy . Это перемещение имеет по LL тангенциальную составляющую $dy \sin \theta$ и радиальную составляющую $dy \cos \theta$. Радиальная составляющая не оказывает никакого влияния на напряжение в материи, а тангенциальная составляющая создает деформации сдвига и касательные напряжения. Касательное напряжение будет пропорционально $dy \sin \theta$, а отсюда следует, что если f_m есть максимальное касательное напряжение в поперечном сечении CC , то касательное напряжение в некоторой точке на плоскости CC определится по формуле:



Фиг. 39. Поперечный сдвиг в оболочке мягкого воздушного судна.

деформации сдвига и касательные напряжения. Касательное напряжение будет пропорционально $dy \sin \theta$, а отсюда следует, что если f_m есть максимальное касательное напряжение в поперечном сечении CC , то касательное напряжение в некоторой точке на плоскости CC определится по формуле:

$$f = f_m \sin \theta.$$

Вертикальная составляющая касательного напряжения равна $f \sin \theta$, а полная вертикальная перерезывающая сила определится интегрированием вертикальных составляющих по всему поперечному сечению. Поэтому:

$$F = \int_0^{2\pi} f \sin \theta R d\theta = R f_m \int_0^{2\pi} \sin^2 \theta d\theta = \pi R f_m$$

или

$$f_m = \frac{F}{\pi R} \quad (47)$$

$$f = \frac{F \sin \theta}{\pi R}.$$

Таким образом мы пришли к тому же результату, который был получен при рассмотрении продольного сдвига. Однако оказывается, что подобная согласованность существует только в том случае, если поперечное сечение круговое, а это показывает, что обычная формула изгиба строго применима только для круговых поперечных сечений. Другими словами, если поперечное сечение не круговое, то изгиб создает искажение такого поперечного сечения, и в этом случае гипотеза Навье в точности не оправдывается.

Если рассмотреть поперечное сечение на конической части оболочки, то тангенциальная составляющая сдвига будет также $dy \sin \theta$, интеграл касательных напряжений останется без изменений, так что значение f будет таким же, как и для цилиндра. Единственной разницей между конусом и цилиндром будет то, что расстоянию dl , параллельному оси оболочки, будет соответствовать длина $\frac{dl}{\cos \alpha}$, а не dl , где α — угол наклона к оси оболочки. Поэтому в сравнении с цилиндром данная перерезывающая сила произведет в конце большее смещение dy в отношении $\frac{1}{\cos \alpha}$.

Эллипс напряжений. В предыдущих параграфах были рассмотрены методы определения растягивающих и касательных напряжений во всякой точке оболочки как в продольном, так и в поперечном направлениях. Однако максимальное напряжение может не совпадать ни с одним из этих направлений, а между тем часто требуется знать направление и величину максимального и минимального натяжений в оболочке. С этой задачей в особенности приходится сталкиваться при проектировании усиления для оболочки, вроде, например, специальных поясов усиления¹ (trajectory bands). Величина растягивающего и касательного напряжений во всяком направлении может быть определена геометрически с помощью так называемого эллипса напряжений.

Пусть на фиг. 40 OX и OY будут прямоугольные координатные оси. Пусть далее в прямоугольном элементе оболочки $ABCD$ со сторонами, параллельными этим осям, натяжения на единицу длины, направленные параллельно OX и OY , будут соответственно T_x и T_y . Пусть величина сдвига в направлениях OX и OY будет равна нулю. Положим, что в элементарном

¹ Такие пояса применялись в оболочках германских мягких воздушных судов Парсевала, начиная с PL-17. Случаи их применения в других мягких воздушных судах неизвестны. *Прим. переводчика.*

прямоугольнике $ABCD$ диагональ AC наклонена к OX под углом θ , а длина AC равна единице. Тогда силами, приложенными к AC от натяжений T_x и T_y , соответственно будут $T_x \sin \theta$ и $T_y \cos \theta$. Положим, что равнодействующая этих сил S будет наклонена к OX под углом φ . Тогда из разложения сил (фиг. 40) получим:

$$S \cos \varphi = T_x \sin \theta$$

и

$$S \sin \varphi = T_y \cos \theta.$$

Отсюда

$$\frac{S^2 \cos^2 \varphi}{T_x^2} = \sin^2 \theta$$

и

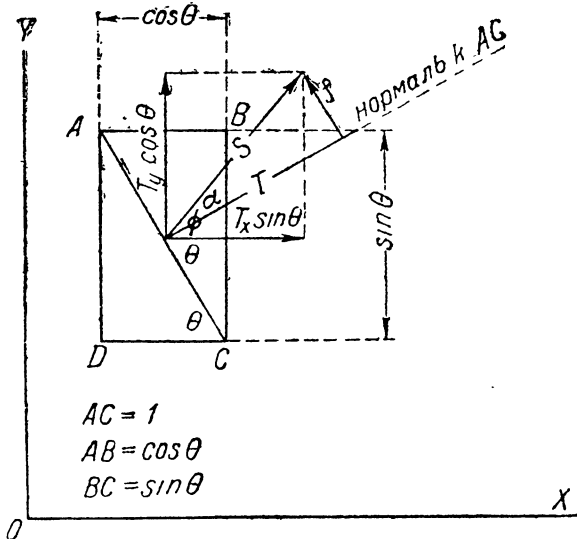
$$\frac{S^2 \sin^2 \varphi}{T_y^2} = \cos^2 \theta;$$

но

$$\sin^2 \theta + \cos^2 \theta = 1,$$

поэтому

$$\frac{S^2 \cos^2 \varphi}{T_x^2} + \frac{S^2 \sin^2 \varphi}{T_y^2} = 1.$$



Фиг. 40. Эллипс напряжений в оболочке мягкого воздушного судна.

Последнее уравнение представляет собой уравнение эллипса, в котором S есть радиус-вектор, а T_x и T_y — полуоси.

Равнодействующую S , приложенную к некоторому отрезку, равному единице длины, можно разложить на две составляющих: на растягивающее напряжение T , нормальное к этому отрезку, и на касательное напряжение f , параллельное ему. Положим, что на фиг. 40 α есть угол между нормалью к AC и направлением S . Тогда

$$\alpha = \theta + \varphi - 90^\circ.$$

Точно так же

$$T = S \cos \alpha$$

и

$$f = S \sin \alpha.$$

По фиг. 40:

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{T_y \cos \theta}{T_x \sin \theta}.$$

Пример. Дано: $T_x = 125$ кг/м, $T_y = 200$ кг/м. Определить S , T и f для линии, наклоненной под углом 25° к OX .

$$\theta = 25^\circ, \sin \theta = 0,4226; \cos \theta = 0,9063;$$

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{200 \cdot 0,9063}{125 \cdot 0,4226} = 3,43;$$

$$\varphi = 73^{\circ}45'; \cos \varphi = 0,2798;$$

$$S = \frac{125 \cdot 0,4226}{0,2798} = 188,8 \text{ кг/м};$$

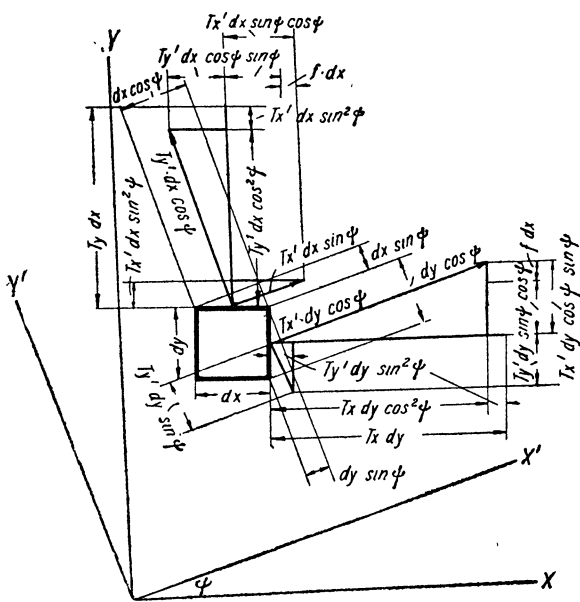
$$\alpha = \theta + \varphi - 90^{\circ} = 25^{\circ} + 73^{\circ}45' - 90^{\circ} = 8^{\circ}45';$$

$$T = S \cos \alpha = 188,8 \cdot 0,9884 = 186,6 \text{ кг/м};$$

$$f = S \sin \alpha = 188,8 \cdot 0,1521 = 28,7 \text{ кг/м}.$$

Деформация будет чистым растяжением без сдвига только в направлении осей эллипса напряжений, так как $\alpha = 0$, только в том случае, когда напряжения рассматриваются по линии, параллельной одной из этих осей.

В предыдущем исследовании мы полагали, что направления осей эллипса являются известными; однако на практике обыкновенно приходится сталкиваться с более общим случаем, когда продольное и поперечное растягивающее напряжение и касательное напряжение являются известными, а направления осей эллипса напряжений не известны. Действие сдвига в продольном и попереч-



Фиг. 41. Натяжение и сдвиг в выбранном направлении.

ном направлении заключается в стремлении повернуть оси эллипса в том направлении, в котором сдвиг отсутствует. Новые оси определяют в рассматриваемой точке направление и величину максимального и минимального натяжений в оболочке.

Положим, что растягивающие напряжения T_x и T_y и касательное напряжение, параллельные осям координат OX и OY на фиг. 41, будут известны. Пусть оси эллипса напряжений OX' и OY' будут наклонены соответственно к OX и OY под углом φ . Растягивающие напряжения, параллельные OX' и OY' , в нап-

влении OX и OY имеют составляющие, равные известным растягивающим напряжениям и касательному напряжению в этих направлениях. Пусть растягивающие напряжения, параллельные OX' и OY' , будут соответственно T_x' и T_y' . Приравняв составляющие T_x' и T_y' в направлениях OX и OY значениям T_x и T_y , получим следующие соотношения (фиг. 41):

$$T_x dy = T_x' dy \cos^2 \psi + T_y' dy \sin^2 \psi$$

и

$$T_y dx = T_y' dx \cos^2 \psi + T_x' dx \sin^2 \psi.$$

Эти уравнения приводятся к следующим:

$$T_x = T_x' \cos^2 \psi + T_y' \sin^2 \psi \quad (48)$$

и

$$T_y = T_y' \cos^2 \psi + T_x' \sin^2 \psi. \quad (49)$$

Касательное напряжение связано с растягивающим напряжением уравнением:

$$f dy = -T_x' dy \cos \psi \sin \psi + T_y' dy \sin \psi \cos \psi$$

или

$$f = (T_y' - T_x') \sin \psi \cos \psi. \quad (50)$$

Неизвестные T_x' , T_y' и ψ могут быть определены из уравнений (48), (49) и (50).

Подставляя в уравнение (48) $1 - \sin^2 \psi$ вместо $\cos^2 \psi$, получим:

$$\sin^2 \psi = \frac{T_x - T_x'}{T_y' - T_x'}. \quad (51)$$

Та же подстановка в уравнение (49) дает:

$$\sin^2 \psi = \frac{T_y' - T_y}{T_y' - T_x'}. \quad (52)$$

Из уравнений (51) и (52) получим:

$$T_x + T_y = T_x' + T_y'. \quad (53)$$

То же из уравнений (50) и (51):

$$f^2 = (T_y' - T_x')^2 \left[\frac{T_x - T_x'}{T_y' - T_x'} - \left(\frac{T_x - T_x'}{T_y' - T_x'} \right)^2 \right] = (T_x - T_x')(T_y' - T_x).$$

Подставляя сюда значение T_y' из уравнения (53), найдем:

$$f^2 = T_x'^2 - (T_x + T_y) T_x' + T_x T_y.$$

Точно так же подстановка значения T_x' даст:

$$f^2 = T_y'^2 - (T_x + T_y) T_y' + T_x T_y.$$

Из этих уравнений получаем:

$$T_x' \text{ или } T_y' = \frac{T_x + T_y \pm \sqrt{(T_x + T_y)^2 - 4T_x T_y + 4f^2}}{2}. \quad (54)$$

Корни этого квадратного уравнения и будут значениями T_x' и T_y' .

Пример. Дано: $T_x = 125 \text{ кг/м}$, $T_y = 200 \text{ кг/м}$ и $f = 70 \text{ кг/м}$. Найти направление и величину максимального и минимального напряжений в оболочке. (Заметим, что согласно предыдущему анализу эти направления являются направлениями нулевого сдвига).

Из уравнения (54) определяем длины осей эллипса напряжений:

$$\frac{125 + 200 \pm \sqrt{(125 + 200)^2 - 4 \cdot 125 \cdot 200 + 4 \cdot 70^2}}{2} =$$

$$= \frac{325 \pm \sqrt{25229}}{2} = 241,9 \text{ или } 83,1 \text{ кг/м}.$$

Они и будут максимальным и минимальным натяжением в рассматриваемом месте. Какую из этих осей обозначать через X' и через Y' — значения не имеет.

Пусть малая ось будет обозначена через X' . Тогда:

$$\sin^2 \psi = \frac{125 - 83,1}{241,9 - 83,1} = 0,2579;$$

$$\sin \psi = 0,5078 \text{ и } \psi = 30^\circ 31'.$$

Таким образом направления $T_{x'}$ и $T_{y'}$ поворачиваются соответственно от направлений T_x и T_y на угол $30^\circ 31'$ против часовой стрелки.

Критический сдвиг. Так как материя не может работать на сжатие, то если в каком-либо месте оболочки растягивающее напряжение становится меньше нуля, в ней начнут появляться складки. Из последнего примера можно видеть, что если к известным значениям T_x и T_y прибавляется касательное напряжение, то результат этого сводится к повороту осей эллипса напряжений и к изменению их относительной длины. Очевидно, что если нужно избежать образования складок в материи, то предельное значение касательного напряжения будет в том случае, когда длина одной какой-нибудь оси становится равной нулю. А это в свою очередь может быть только в том случае, когда значения вне корня и под корнем в уравнении (54) будут равны, т. е. когда:

$$T_x + T_y = \sqrt{(T_x + T_y)^2 - 4T_x T_y + 4f^2}.$$

Решая это уравнение, получим:

$$f = \sqrt{T_x T_y}, \quad (55)$$

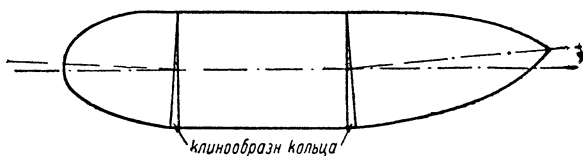
что и является предельным, или критическим, значением f .

Деформация оболочки

Оболочка мягкого воздушного судна испытывает деформацию двоякого рода. Как и вообще во всяком упругом материале, напряжение в баллонной материи создает ее растяжение, и при

этом растяжении оболочка неизбежно в большей или меньшей степени деформируется. Независимо от растяжения материи под действием подвешенных грузов и изменений сверхдавления газа в оболочке по высоте корабля происходит изменение чисто круговой формы поперечных сечений в иную форму.

Вследствие большого числа переменных, определяющих связь между напряжением и деформацией в баллонной материи, расчет деформации оболочки от растяжения материи труден и не дает определенной точности. На практике лучше всего определять вероятное изменение длины, прогиб оболочки и увеличение периметров поперечных сечений при непрекращающемся растяжении материи, исходя из опыта с подобными же воздушными судами или из результатов гидростатических испытаний моделей. Изгиб, обусловливаемый непрекращающейся деформацией материи, может быть исправлен „пригонкой“, т. е. вставкой клинообразных матерчатых колец, представленных в увеличенном¹ виде на фиг. 42, которыми придается начальная форма оболочке, направленная навстречу действию ожидаемого изгиба.



Фиг. 42. Пригонка оболочки мягкого воздушного судна.

Практика показала, что изгиб оболочки может быть в значительной степени уменьшен должными мероприятиями при нахождении воздушного судна в эллинге. Например, наиболее серьезной формой изгиба в современных мягких воздушных судах является так называемое „отвисание кормы“, вызываемое действием веса оперения в кормовой части судна, где подъемная сила мала. Оказывается, что если во время пребывания судна в эллинге его корму подпереть, то отвисание последней будет значительно менее серьезным, чем если бы эта предупредительная мера принята не была.

Поперечная деформация от действия подвешенных нагрузок и изменения сверхдавления более поддается расчету и обычно имеет большее значение, нежели деформация оболочки от растяжения материи.

Гидростатические модели. Для опытного исследования напряжений и деформаций оболочек мягких и полужестких судов может быть использовано особое экспериментальное средство в виде гидростатической модели. Идея гидростатической модели возникла в 1911 году почти одновременно и независимо друг от друга у Крокко (Сгоссо) в Италии, Эпсона в Америке и

¹ Т. е. не в масштабе рисунка. *Прим. переводчика.*

Буса (Booth) в Англии. Модель оболочки мягкого воздушного судна вместе с подвеской гондолы делается из той же материи, что и действительная оболочка. Так как $T \sim pR$, то ясно, что если сделать p обратно пропорциональным R , то модель будет подвергаться действию тех же напряжений, что и действительное судно.

Положим, что модель наполнена воздухом и погружена в бак, наполненный водой, помощью нагрузок, приложенных к веревкам, имитирующим подвеску гондолы. Содержащийся в погруженной модели воздух и окружающая вода будут соответствовать содержащемуся водороду и окружающей атмосфере действительного воздушного судна. Чтобы модель возможно было сравнивать с воздушным судном, нужно, чтобы натяжения материи в соответственных точках воздушного судна и модели были равны друг другу. Поэтому, чтобы это условие могло быть выполнено, необходимо определить масштаб модели $\frac{1}{n}$.

Пусть q_1 и q_2 будут точки в судне на расстоянии h по вертикали;

q_1' и q_2' — точки на модели, соответствующие q_1 и q_2 ;

p_1 и p_2 — величины сверхдавления соответственно в q_1 и q_2 ;

p_1' и p_2' — величины сверхдавления соответственно в q_1' и q_2' ;

k — разница между весовыми плотностями газа, заключенного в воздушном судне, и окружающего воздуха, т. е. удельная подъемная сила газа;

k' — удельная подъемная сила воздуха при погружении модели в воду.

Тогда по законам гидростатического давления должно быть:

$$p_1' = p_2' + k'h' \quad (56)$$

и

$$p_1 = p_2 + kh. \quad (57)$$

Но $h = nh'$ и, кроме того, n желательно выбрать так, чтобы

$$p_1' = np_1 \text{ и } p_2' = np_2.$$

Деля уравнение (56) на уравнение (57) и подставляя значения p_1' , p_2' и h' , получим:

$$\frac{np_1}{p_1} = \frac{np_2 + k' \frac{h}{n}}{p_2 + kh},$$

откуда

$$n = \sqrt{\frac{k'}{k}}. \quad (58)$$

Для воды $k' = 1000 \text{ кг/м}^3$, и если принять $k = 1,10 \text{ кг/м}^3$, то

$$n = \sqrt{\frac{1000}{1,10}} = 30,15.$$

Для удобства n обычно принимают равным 30,0, чему соответствует $k = 1,118 \text{ кг/м}^3$ и $k' = 1000 \text{ кг/м}^3$.

При наличии модели, построенной в масштабе $1/30$ натуральной величины и со сверхдавлением в 30 раз большим, чем в действительном воздушном судне, натяжения в материи от сверхдавления будут точно дублироваться, а потому деформации от сверхдавления будут дублироваться в масштабе. Но полная деформация оболочки является результатом совместного действия внутреннего сверхдавления и распределения нагрузки, а в отношении нагрузки гидростатическая модель в описанном виде не дублирует в масштабе условия действительного воздушного судна. Между моделью и действительным судном мы имеем следующие соотношения:

$$\begin{aligned} \text{Масштаб} & \dots \dots \dots \frac{1}{n} \\ \text{Объем} & \dots \dots \dots \frac{1}{n^3} \\ \text{Удельная подъемная сила} & \dots \dots \frac{k'}{k} = n^2 \end{aligned}$$

$$\text{Полн. подъемн. сила} \dots \text{уд. подъемн. сила} \times \text{объем} = \frac{1}{n}$$

$$\text{Вес материи} \dots \dots \dots \frac{1}{n^2}$$

Отсюда можно видеть, что отношение веса материи к полной подъемной силе в воздушном судне будет в n раз больше, чем в модели, а из этого вытекает, что нагрузка, воспринимаемая подвеской, в модели должна быть относительно больше, чем в воздушном судне. Это может быть компенсировано приблизительно добавкой грузов к модели в количестве, равном $\left(\frac{1}{n} - \frac{1}{n^2}\right)$ веса материи ее оболочки. Подобно этому, чтобы по возможности полно имитировать условия действительного воздушного судна, необходимо подвесить к модели грузы, равные $\frac{1}{n}$ части веса оперения и других частей снаряжения оболочки.

Обычно бывает неудобно погружать модель в воду. То же распределение давлений можно получить, если подвесить модель, наполненную водой, в воздухе, но в перевернутом виде. К перевернутой модели должны быть приложены силы, направленные вверх и равные весу оболочки модели плюс $\frac{1}{n}$ веса оболочки и ее снаряжения в действительном воздушном судне. Направленные вверх силы обыкновенно прикладываются к поясу, пришитому к модели по ее экваториальному сечению. К тем же результатам приводит снабжение модели особым баллонетом, наполняемым воздухом, однако такой способ обычно более сложен и менее удовлетворителен.

Гидростатические испытания не воспроизводят местных деформаций в точках крепления подвесных лап к оболочке действительного воздушного судна. Если бы лапы в модели были масштабным воспроизведением лап натуры, то их площадь была бы $\frac{1}{n^2}$ площади натуры, но подвергалась бы действию нагрузки, равной $\frac{1}{n}$ части нагрузки, передаваемой на действительные лапы.

Тогда усилия сдвига в местах крепления лап к оболочке модели были бы в n раз больше, чем в действительном судне, и лапы должны были бы оторваться от модели. Для устранения такой возможности лапы устраиваются значительно больших размеров, что приводит к созданию в модели значительных добавочных местных усилий, не существующих в действительной оболочке.

Определение деформации от растяжения материи. Деформация сооружений и машин от растяжения материалов может быть определена при том условии, если модули упругости материалов будут известны и если растяжения материалов не происходит за пределом упругости.

Для исследования обыкновенных случаев упругого растяжения или деформации однородных материалов, таких, как металлы, требуется знание лишь одной характеристической величины E , известной под названием модуля упругости или модуля Юнга. E может быть определено как напряжение в некотором материале, под действием которого длина однородного стержня, изготовленного из такого материала, удваивается, предполагая, что он остается совершенно упругим, т. е. предполагая применимость закона Гука, согласно которому отношение напряжения к удлинению есть величина постоянная.

В некоторых случаях приходится учитывать и деформацию сдвига, и для ее определения применяется модуль упругости при сдвиге E_s . E_s можно определить как отношение напряжения при сдвиге к угловой деформации.

Для каждого металла E является величиной определенной, так что деформации нагруженных металлических конструкций обыкновенно могут быть вычислены с большой степенью точности. Для дерева значения E менее определенны и, как оказывается, зависят в известной степени от времени, так что нагруженная деревянная конструкция с течением времени может заметно увеличить свою деформацию. Пример этого можно наблюдать в деревянных судах, которые с течением времени обыкновенно получают „перегиб“, т. е. под действием отрицательного изгибающего момента их нос и корма отвисают.

В баллонных материях еще в большей степени, чем в дереве, деформация под действием нагрузки носит характер медленного течения, продолжающегося днями, но асимптотически приближающегося к пределу, который можно считать постоянным для

нагрузок, остающихся в течение службы оболочки более или менее постоянными.

Если баллонные материи подвергаются простому растяжению, то отношение напряжения к удлинению изменяется в зависимости от величины напряжения и направления, в котором растягивающая нагрузка приложена относительно направления линий основы и утка материи. Если растягивающая нагрузка приложена к материи по двум взаимно-перпендикулярным направлениям, то отношение напряжения к удлинению в каждом направлении зависит от величины напряжения в другом направлении.

Для обозначения отношения напряжения к удлинению в растянутой баллонной материи проф. Дарроу применил термин „нормальная характеристика“, более подходящий, нежели термин „модуль упругости“. Для отношения напряжения при сдвиге к угловой деформации Дарроу применил термин „касательная характеристика“.

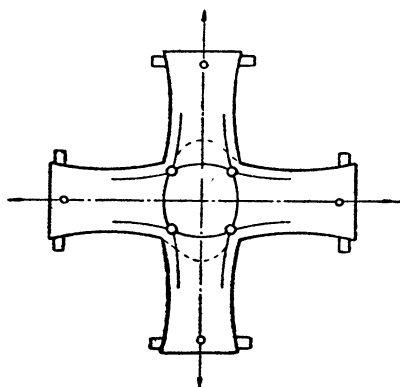
При обычном определении деформации оболочки воздушного судна бывает нужна нормальная характеристика материи в двух главных направлениях — продольном и поперечном, т. е. параллельно нитям основы и утка прямых слоев ткани. Из зависимости нормальной характеристики в одном направлении от растягивающей нагрузки, приложенной в перпендикулярном направлении, следует, что значение характеристики в каждом направлении выражается семейством кривых. Форма этих кривых для каждого частного типа материи должна быть определена опытным путем, а так как единственными случаями, имеющими практическое значение, будут случаи, когда нагруженной материи дается время для приближения к асимптотическому пределу ее растяжения, то очевидно, что получение таких кривых является процессом длительным и кропотливым.

Касательная характеристика является еще более сложной, чем нормальная характеристика. Оказывается, что с изменением касательного напряжения и растягивающих напряжений в двух главных направлениях деформация сдвига изменяется незакономерно. Если бы касательная характеристика зависела только от величины касательного напряжения и одного из главных растягивающих напряжений, то она представлялась бы в виде семейства кривых, но так как она зависит от обоих главных растягивающих напряжений, то должна выразиться семейством поверхностей.

Труд Гааса и Дициуса содержит подробное описание экспериментальных методов, которыми они пользовались для определения нормальных и касательных характеристик баллонных материй.

При определении нормальной характеристики материя нагружается так, чтобы сообщить ей растяжение в двух главных направлениях и измерить изменения длины в этих на-

правлениях. Наиболее простым способом будет приложение нагрузок к плоскому крестообразному образцу материи, представленному на фиг. 43. Другой метод заключается в создании внутри матерчатого цилиндра гидростатического давления, совместно с осевой нагрузкой, прилагаемой к цилиндру с помощью переменных грузов, чтобы изменить отношение между продольным и поперечным напряжением. Метод матерчатого креста имеет неудобство в том отношении, что благодаря деформации материи, характер которой в преувеличенном виде изображен на фиг. 43, растягивающее напряжение получается неоднородным. Для оттяжки материи в углах Гаас и Дициус применяли вспомогательные зажимы, но даже и в этом случае деформация материи



Фиг. 43. Метод получения нормальной характеристики материи.

и разница в растягивающих напряжениях не могут быть полностью исключены. Опытное определение нормальной характеристики с помощью гидростатического давления в матерчатом цилиндре, повидимому, более точно, нежели метод матерчатого креста, однако прибор более сложен; затруднения могут встретиться в связи со скручиванием диагональной материи и, наконец, вычислительная работа требует больше времени ввиду того, что поперечное растягивающее напряжение нельзя считать изменяющимся прямо пропорционально гидростатическому давлению, так как диаметр цилиндра

также изменяется в зависимости от давления и продольного напряжения.

Вследствие того, что нормальная характеристика материи состоит для каждого из главных направлений напряжения из семейства кривых, приходится наносить большое число точек. Для каждого из обоих семейств отношение напряжения к удлинению дает по точке. Фактор времени должен быть по возможности исключен, для чего материя оставляется под нагрузкой на несколько дней. Гаас и Дициус установили, что наиболее удовлетворительным способом является получение каждой точки с отдельного креста материи, а не всех точек с одного креста или каждой кривой с одного креста.

Касательная характеристика определяется из опытов на кручение матерчатых цилиндров, подверженных действию гидростатического давления.

При данных нормальной и касательной характеристик определение деформации оболочки от действия изгиба и сдвига принципиально ничем не отличается от случая простых балок. Кри-

визна оси, создаваемая действием изгиба, определяется из обычного дифференциального уравнения изогнутой оси балки:

$$\frac{d^2y}{dx^2} = \frac{M}{EI}. \quad (59)$$

Математическое определение кривизны чрезвычайно сложно, ввиду того что значения M , E и I вдоль оболочки являются переменными. E есть нормальная характеристика материи, определяемая опытным путем. Вычислительная работа далее усложняется тем обстоятельством, что вследствие растяжения материи и изменения формы поперечных сечений I становится больше его значения для расчетных круговых поперечных сечений. При данных поперечных и продольных натяжениях оболочки увеличение периметра поперечных сечений может быть определено по нормальной характеристике. Изменение их формы будет рассмотрено несколько ниже.

Растяжение материи оболочки вызывает также и некоторое изменение длины последней. Гаас и Дициус установили, что благодаря тому, что продольное напряжение приблизительно вдвое больше поперечного, длина оболочки уменьшается. Американские же мягкие воздушные суда показали некоторое увеличение длины.

Деформацией балки от действия сдвига обычно пренебрегают, однако в воздушном судне деформация, вызываемая сдвигом, достигает величины такого же порядка, что и деформация от действия изгиба. Кривизна продольной оси при сдвиге определяется уравнением:

$$\frac{dy}{dx} = \gamma, \quad (60)$$

где γ есть угловая деформация оси в некоторой ее точке. По данному выше определению, касательная характеристика E_s представляет отношение касательного напряжения к угловой деформации, т. е. мы можем написать:

$$E_s = \frac{f_m}{\gamma}.$$

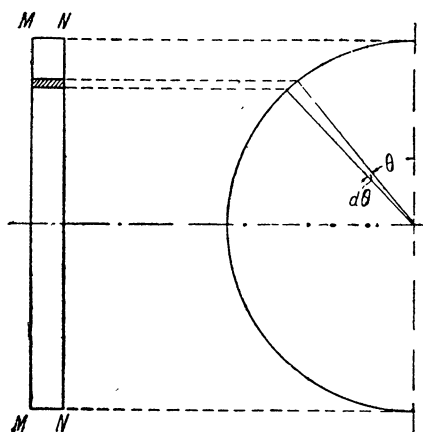
Подставляя из уравнения (47) вместо f_m его значение, получим:

$$\gamma = \frac{F}{\pi R E_s}. \quad (61)$$

Полная деформация оси оболочки равна сумме деформаций от изгиба и сдвига. Ввиду трудности и неточности вычисления нормальной и касательной характеристик баллонных материй, а также кропотливости работы, связанной с вычислениями кривизны оси, даже и в том случае, если обе характеристики известны, практическое определение продольной деформации, которую можно ожидать во всякой новой кон-

струкции воздушного судна, производится с помощью измерений на гидростатической модели.

Определение деформации поперечного сечения. В отношении поперечной деформации мягкой оболочки будет исследован только случай цилиндра или конуса. Этим задача значительно упрощается, а получаемые результаты обладают достаточной точностью, так как в той части оболочки, где деформация заметна, продольный радиус кривизны всегда настолько больше поперечного, что поперечное напряжение в материи практически не зависит от продольного напряжения и кривизны. Поперечными нагрузками, действующими на данное сечение, являются сверх-



Фиг. 44. Влияние сдвига на форму поперечного сечения.

давление газа, вес материи, перерезывающая сила и составляющие натяжений в стропах подвески в поперечной плоскости.

Пусть на фиг. 44 MM и NN будут два поперечных сечения, расположенные друг от друга на расстоянии, равном единице длины. Пусть заштрихованная полоска вмещает в поперечном направлении угол $d\theta$ с вершиной на оси оболочки.

Пусть R есть поперечный радиус,

p — сверхдавление газа в заштрихованной части,

w — вес единицы поверхности материи,

k — удельная подъемная сила газа,

W — нагрузка, подвешенная между MM и NN ,

F_1 и F_2 — перерезывающие силы соответственно в MM и NN ,

T_1 и T_2 — поперечные напряжения в материи соответственно выше и ниже заштрихованной части,

$$S = F_2 - F_1,$$

$$dT = T_2 - T_1.$$

Поверхность заштрихованной части равна $Rd\theta$, а вес материи в ней — $wRd\theta$. Этот вес имеет радиальную и тангенциальную составляющие, соответственно равные $wR \sin \theta d\theta$ и $wR \cos \theta d\theta$. В нижней половине оболочки радиальная составляющая действует в направлении сверхдавления газа, а в верхней половине в противоположном направлении.

Если пренебречь продольной кривизной, то уравнение (45), служащее для определения поперечного натяжения в материи, дает: $p = \frac{T}{R}$. Если должен быть принят во внимание вес материи,

то к написанному выражению нужно прибавить еще один член учитывающий влияние радиальной составляющей веса, действующий в направлении p или навстречу ему. Принимая во внимание только что выведенное значение этой составляющей и видоизмененное уравнение (42), будем иметь:

$$pRd\theta \pm wR \cos \theta d\theta = Td\theta,$$

откуда

$$p \pm w \cos \theta = \frac{T}{R}. \quad (62)$$

Для равновесия заштрихованной полоски (фиг. 44) необходимо равновесие действующих на нее тангенциальных сил. Этими силами являются разность поперечных напряжений выше и ниже этой полоски, тангенциальная составляющая веса материи и разность перерезывающих сил, приложенных вдоль ее краев по MM и NN . Разность поперечных напряжений равна dT ; тангенциальная составляющая веса материи равна $wR \sin \theta d\theta$. Разность перерезывающих сил может быть вычислена из значения полных перерезывающих сил в MM и NN , определяемого по уравнению (46). Пусть s будет изменение касательного напряжения на единицу ширины материи при переходе от MM к NN . Из уравнения (46) будем иметь:

$$s = \frac{(F_2 - F_1) \sin \theta}{\pi R} = \frac{S \sin \theta}{\pi R}.$$

Тангенциальная составляющая разности перерезывающих сил, приложенных к концам заштрихованной полоски, будет $sRd\theta$, и уравнением равновесия тангенциальных сил, действующих на эту полоску, будет:

$$\begin{aligned} dT = sRd\theta + wR \sin \theta d\theta &= \frac{S \sin \theta d\theta}{\pi} + wR \sin \theta d\theta = \\ &= \left(\frac{S}{\pi} + wR \right) \sin \theta d\theta. \end{aligned}$$

Если T_t есть поперечное натяжение в верхней точке сечения, то поперечное натяжение в точке, удаленной на расстояние $R\theta$ от вершины сечения, определится по формуле:

$$T = T_t - \int_0^\theta \left(\frac{S}{\pi} + wR \right) \sin \theta d\theta = T_t - \left(\frac{S}{\pi} + wR \right) (1 - \cos \theta). \quad (63)$$

Если p_t есть сверхдавление газа в верхней точке сечения, то сверхдавление в точке, удаленной на расстояние $R\theta$ от верха, будет:

$$p = p_t - kR(1 - \cos \theta).$$

Рассмотрим случай, когда $W=0$; тогда $S + 2w\pi R = k\pi R^2$, т. е. полная подъемная сила объема газа, заключенного между MM и NN , уравнивается перерезывающей силой и весом.

материи. Пусть R_t — радиус поперечного сечения в вершине сечения. Положим, что поперечное сечение является круговым, и при таком допущении определим значения сверхдавления и натяжения материи в некоторой точке, а по этим значениям найдем и R . Если $R = R_t$, то предположение кругового сечения будет правильным. Из уравнений (62) и (63) данными уравнениями будут:

$$R_t = \frac{T_t}{p_t - w \cos \theta} = \frac{T_t}{p_t - w}$$

или

$$p_t = \frac{T_t}{R_t} + w; \quad R = \frac{T}{p - w \cos \theta};$$

$$T = T_t - \left(\frac{S}{\pi} + w R_t \right) (1 - \cos \theta);$$

$$p = p_t - k R_t (1 - \cos \theta);$$

$$S + 2w\pi R = k\pi R^2$$

или

$$\frac{S}{\pi} + w R_t = k R_t^2 - w R_t.$$

Из этих уравнений вытекает:

$$\begin{aligned} R &= \frac{T_t - \left(\frac{S}{\pi} + w R_t \right) (1 - \cos \theta)}{p_t - k R_t (1 - \cos \theta) - w \cos \theta} = \frac{T_t - (k R_t^2 - w R_t) (1 - \cos \theta)}{\frac{T_t}{R_t} + w - k R_t (1 - \cos \theta) - w \cos \theta} = \\ &= \frac{R_t [T_t - (k R_t^2 - w R_t) (1 - \cos \theta)]}{T_t + (w R_t - k R_t^2) (1 - \cos \theta)} = R_t. \end{aligned}$$

Это доказывает, что на тех участках оболочки, где не приложено никаких сосредоточенных нагрузок, а подъемная сила уравновешивается весом материи, равномерно распределенным по периметру поперечного сечения, и перерезывающей силой, поперечное сечение остается круговым.

Обратимся теперь к другому особому случаю, когда поперечное натяжение материи в поперечном сечении постоянно, за исключением мест креплений строп подвески. Этот случай возможен тогда, когда полная подъемная сила будет равна подвешенной нагрузке. При таком условии вес материи уравновесится перерезывающей силой, и условие равновесия заштрихованной полоски на фиг. 44 должно требовать, чтобы T сверху и снизу этой полоски было одинаковым. Указанный случай наиболее свойственен полужестким воздушным судам, в особенности, если пренебречь весом материи, так как натяжения в стропях подвески будут перераспределяться таким образом, чтобы вместе с фермой распределить нагрузки по длине оболочки пропорционально подъемной силе. Тогда в части попе-

речного сечения, расположенной выше точек крепления строп подвески к оболочке или оболочки к ферме в полужестких воздушных судах, произведение $Rp = T$ будет постоянным, а так как p пропорционально высоте, то кривая поперечного сечения будет литенарией (lythenary):

$$R = \frac{C}{y} \text{ или } R = \frac{T}{p}.$$

Значение T может быть определено методом последовательного приближения, задаваясь значениями T и p_t и строя кривые, пока не будет получена кривая, обладающая известным периметром и удовлетворяющая необходимым условиям. В мягком воздушном судне без внутренней подвески этими условиями будут: концы кривой должны быть нормальны к вертикальной оси и в точке крепления строп подвески gondoly значение T должно изменяться на величину, необходимую для равновесия с натяжением стропы. В полужестком воздушном судне кривая должна выходить из вершины поперечного сечения фермы. Математическое решение этого случая было получено Пегоном¹. Задачу построения формы поперечного сечения Пегон значительно упростил, дав остроумную серию кривых, которые могут быть применены к решению практически всякого случая, относящегося к полужестким воздушным судам.

Кроме чисто математического решения задачи, другим вариантом этого решения является механический метод, предложенный итальянским конструктором полковником Крокко. Он основывается на том принципе, что радиус кривизны тонкого стержня или рейки из однородного материала с постоянным поперечным сечением при отсутствии начального изгиба в ней будет пропорционален изгибающему моменту в рейке согласно основному уравнению:

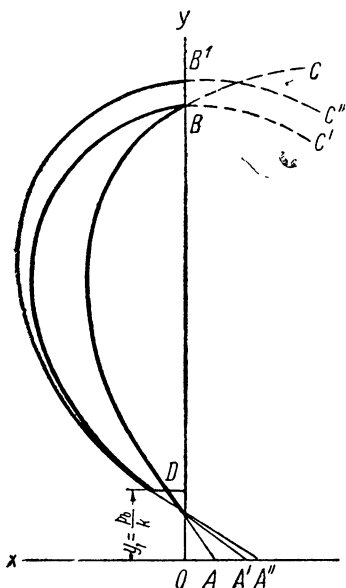
$$\frac{M}{EI} = \frac{1}{R}.$$

Если на фиг. 45 такая рейка закреплена зажимами в точках A , B и C , из которых A расположена на горизонтальной оси OX , а B на вертикальной оси OY , то изгибающий момент по длине рейки между A и B будет прямо пропорционален расстоянию по вертикали от B , а радиус кривизны рейки будет обратно пропорционален этому расстоянию. В A изгибающий момент равен нулю, а радиус кривизны — бесконечности. Поэтому между A и B изогнутая ось рейки будет удовлетворять уравнению $R = \frac{C}{y}$. Положим, что требуется построить поперечное сечение оболочки полужесткого воздушного судна, не имеющего внутренней подвески. Пусть периметр поперечного сечения и положение точки D в месте крепления оболочки

¹ Blackmore and Pagon. „Pressure Airships“. The Ronald Press Co. New York.

к ферме, а также сверхдавление газа внизу оболочки будут известны. Положение оси OX дадим на уровне нулевого сверхдавления, т. е. если бы аппендикс, служащий для наполнения оболочки газом, представить продолженным вниз, то на уровне OX внутреннее давление в нем было бы равно наружному. Если p_b есть сверхдавление газа внизу оболочки, а y_1 — расстояние от оси OX до низа оболочки, то $p_b = ky_1$ или $y_1 = \frac{p_b}{k}$.

Если бы поперечное сечение оболочки было вытянуто вниз до OX , то точно так же, как и в рейке, радиус кривизны в OX был бы равен бесконечности. Кривая поперечного сечения проходит через D , а ее верхний конец нормален к OY ; положение верха кривой является еще неизвестным, однако положим, что этот верх находится в B . Тогда зажим в A передвигаем вдоль OX до некоторой точки A' , а зажим в C — до некоторой точки C' , так чтобы кривая прошла через D и была нормальна к OY в точке B . Тогда кривая обязательно удовлетворит всем условиям, кроме периметра. Измеряем периметр и если он окажется равным заданному, то полученная кривая и будет искомой. Если же периметр получится слишком малым или слишком большим, то тогда точку B нужно передвинуть по оси OY вверх или вниз в B' , а положение точек A и C изменить снова так, чтобы в точках D и B' были удовлетворены требуемые условия, и измерить новый периметр. Применяя таким образом ряд последовательных



Фиг. 45. Механический способ построения формы поперечных сечений при их деформациях от сверхдавления газа.

приемов, мы получим истинную кривую поперечного сечения.

Здесь были исследованы два важных особых случая. На них следует обратить серьезное внимание, ибо часто допускают ошибку, полагая, что второй случай, когда $R\rho = \text{const}$, является общим случаем. Исходя из этого, поперечное сечение, полученное из приведенной формулы, иногда называют „натуральным сечением“, и было даже предложение строить жесткие воздушные суда с поперечным сечением именно такой формы. В действительности в применении к жестким воздушным судам, кроме мест расположения шпангоутов, наиболее вероятен первый особый случай, когда подъемная сила уравнивается перерезывающей силой и весом материи, равномерно распределенным по окружности сечения.

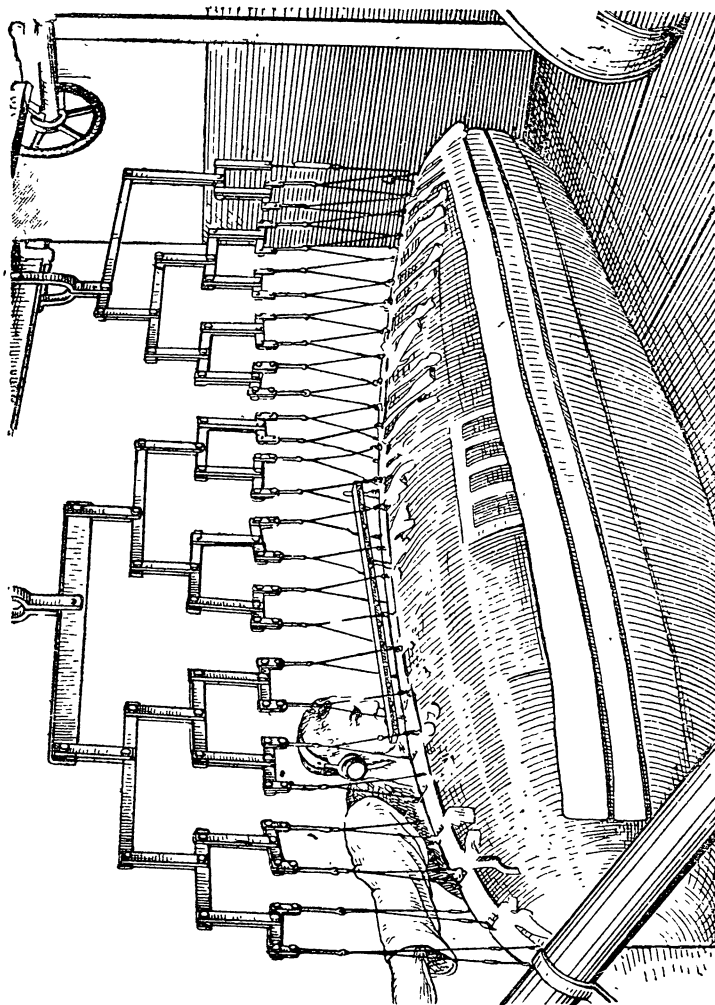
Общий случай формы поперечного сечения

В общем случае, когда не удовлетворяются условия ни одного из особых случаев, можно базироваться на втором случае, если применить к нему эквивалентную подъемную силу газа, определяемую следующим образом:

Положим, что известными величинами будут w , p_t и периметры сечения выше и ниже точек крепления строп подвески, а также величина и направление натяжения в стропях подвески на единицу длины оболочки, приложенного в рассматриваемом ее поперечном сечении. В соответствии с принципом, установленным первым особым случаем, перерезывающая сила и вес оболочки не создают никакой деформации поперечного сечения. Эквивалентная удельная подъемная сила газа равна вертикальной составляющей натяжения в стропях подвески на единицу длины оболочки, деленной на площадь поперечного сечения. Тогда форму поперечного сечения можно рассматривать применительно ко второму особому случаю, заменяя в нем действительную подъемную силу газа эквивалентной подъемной силой. Когда величина натяжения в подвеске приближается к нулю, то то же делается и с эквивалентной подъемной силой, а, следовательно, уровень нулевого эквивалентного сверхдавления газа будет приближаться к бесконечному расстоянию от оболочки (так как p_t предполагается величиной заданной); однако на практике, когда уровень нулевого сверхдавления слишком удален от оболочки, чтобы можно было с ним оперировать, кривые поперечного сечения настолько близки к дугам окружностей, что без чувствительной погрешности они могут быть приняты за таковые.

В приведенных методах определения формы поперечного сечения как в общем, так и специальных случаях каждое поперечное сечение рассматривается независимо от соседних, так что прерывное распределение нагрузок вдоль оболочки теоретически вызвало бы и скачкообразное изменение форм последовательных поперечных сечений. Однако подобная возможность должна быть исключена по причине продольных напряжений, которые при этом возникли бы. При практических расчетах для обеспечения непрерывного изменения форм поперечных сечений следует исходить из того предположения, что натяжение в стропях подвески на единицу длины оболочки является средним значением натяжения, отнесенным к значительному расстоянию вперед и назад от рассматриваемого сечения.

На практике определение формы поперечного сечения едва ли будет производиться в каком-либо другом месте кроме миделя, если только не может быть применен один из особых простых случаев.



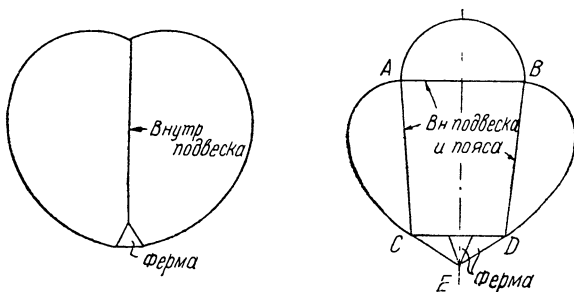
Фиг. 46. Гидростатическая модель полужесткого воздушного судна RS-1.

Напряжения при изменениях сверхдавления газа

Чем больше внутреннее сверхдавление, тем ближе форма поперечных сечений к круговой. Отсюда следует, что с изменением сверхдавления газа форма поперечных сечений и диаметрального сечения в вертикальной плоскости оболочки мягкого и полужесткого воздушного судна будет изменяться. Чем ниже сверхдавление, тем выше и уже будут поперечные сечения и тем глубже будет искривлена линия обвода судна. В мягких воздушных судах изменяющаяся форма сечений не вызывает никаких особых напряжений; в полужестком же воздушном судне, в котором матерчатая оболочка прикреплена к треугольной ферме, форма низа оболочки predetermined и ее тенденция изменить свой обвод с изменением сверхдавления создает значительные напряжения в ферме. Исследования с помощью тензиометров, произведенные в полужестком воздушном судне RS-1, показали, что изменение сверхдавления на 12,5 мм вод. ст. приводит к напряжениям в ферме большим, чем от аэродинамических нагрузок даже в самую бурную погоду.

Этот вид напряжений был впервые открыт Пегоном (W. Watters Pagon), который дал им наименование „breathing stress“ („напряжения от дыхания“). Математическое определение величины „breathing stress“ настолько сложно, что при проектировании полужесткого воздушного судна необходима постановка гидростатических испытаний. На фиг. 46 представлена гидростатическая модель RS-1, где можно видеть способ подвески модели и прибор для измерения кривизны фермы.

Двулопастная форма RS-1 (фиг. 47) приводит к значительным напряжениям „breathing“. На фиг. 47 представлена трехлопастная форма, которая должна привести к полному исключению этих напряжений. Вертикальные пояса, свешивающиеся от точек *A* и *B*, и горизонтальный пояс между ними фиксируют положение этих точек относительно килевой фермы, так что напряжения „breathing“ вызываются только сравнительно малыми изменениями кривизны в боках поперечного сечения *AC* и *BD*. Треугольная ферма здесь представлена треугольником *CDE* и, подобно итальянским типам, является наружной, а не внутренней конструкцией, как в RS-1.



Фиг. 47. Поперечные сечения полужестких воздушных судов. Миделевое сечение RS-1. Проект сечения полужесткого воздушного судна.

ПРОДОЛЬНАЯ ПРОЧНОСТЬ ЖЕСТКИХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Методы расчета. Расчету напряжений, возникающих от действия заданных основных перерезывающих сил и изгибающих моментов, в литературе уделено значительно больше внимания, чем другим вопросам, связанным с проектированием жестких воздушных судов. Желателен, конечно, точный расчет этих напряжений, но вследствие статической неопределимости конструкции корпуса такой расчет должен быть основан на начале наименьшей работы или на некотором эквивалентном методе деформаций, связанном с упругими свойствами всей конструкции. Применение таких методов к корпусу как целому оказалось неудобным благодаря большому числу лишних неизвестных и связанных с ними уравнений. Например, точный расчет даже для простого случая шестиугольной расчаленной конструкции, состоящей из пяти отсеков, при симметричной ее нагрузке требует решения системы десяти уравнений. Кроме того, с таким решением связаны разности весьма близких между собой величин, так что если вычислительная работа не будет произведена с точностью до шести-семи знаков, то в полученных результатах неизбежны весьма значительные погрешности. Точный расчет напряжений в конструкции воздушного судна был бы несравненно более труден, нежели в сравнительно простом случае шестиугольной расчаленной трубы, если бы даже жесткости узлов и не учитывать. Так как точный расчет оказывается невыполнимым, то приходится искать некоторого приближенного решения и способа определения степени его точности.

Основными конструктивными элементами корпуса жесткого воздушного судна обычно являются стрингерные и шпангоутные балочки и диагональные расчалки.

В первом воздушном судне Шютте-Лянца обыкновенные стрингерные балочки и диагональные расчалки были заменены балочками, располагавшимися в корпусе по спиралям. Вследствие большой сложности спиральной конструкции она никогда больше не повторялась и поэтому исключена из области нашего исследования. Вообще же продольные усилия, создаваемые в корпусе действием изгибающих моментов, воспринимаются главным образом стрингерными балочками (или более просто „стрингерами“), а перерезывающие силы — диагональными расчалками. Однако в восприятии продольных усилий играют также значительную роль и диагональные расчалки, а стрингеры при условии отсутствия в них прерывности в месте расположения шпангоутов будут создавать заметное сопротивление и перерезывающим силам.

Обычные методы расчета напряжений в стрингерах и диагональных расчалках основываются только на приблизительно

правильных допущениях, что плоские поперечные сечения остаются плоскими и что стрингеры воспринимают полностью продольные усилия, а диагональные расчалки — одни перерезывающие силы. Методы расчета общеизвестны и были изложены Льюитом и другими авторами. Эти методы могут быть названы методами изгибающих моментов и перерезывающих сил. Они являются аналогией по отношению к методам определения касательных напряжений в мягком воздушном судне, рассмотренном в главе IV. При расчете по методу изгибающих моментов напряжения и усилия в стрингерах определяются по известной формуле изгиба:

$$\frac{M}{I} = \frac{f}{y}.$$

В основу же определения усилий в диагональных расчалках кладется продольный сдвиг между стрингерами.

По методу перерезывающих сил сначала рассчитываются усилия в диагональных расчалках от действия перерезывающих сил в корпусе, а усилия в стрингерах определяются суммированием сил, передаваемых диагональными расчалками на узлы.

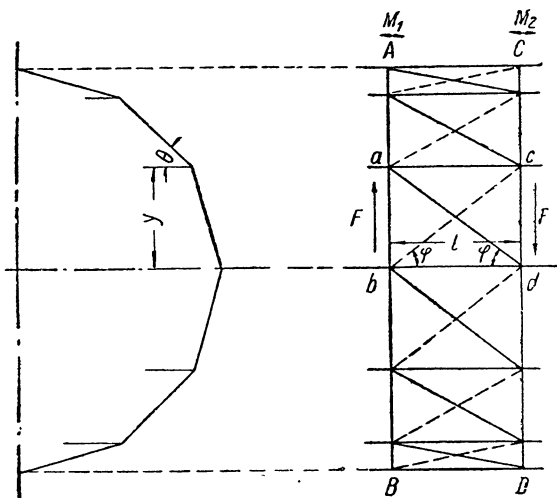
Перейдем теперь к рассмотрению сущности обоих методов. Положим, что на фиг. 48 AB и CD будут два смежных главных шпангоута в корпусе жесткого воздушного судна. Введем следующие обозначения:

L — длина диагональных расчалок,
 l — расстояние между смежными главными шпангоутами,
 φ — угол наклона диагональных расчалок к стрингерам,
 β — угол наклона стрингеров между AB и CD к оси корпуса,

A — площадь поперечного сечения стрингерной балочки,
 M_1 и M_2 — изгибающие моменты в корпусе соответственно на шпангоутах AB и CD ,

F — перерезывающая сила, предполагаемая между шпангоутами AB и CD постоянной,

I_1 и I_2 — моменты инерции поперечных сечений корпуса соответственно на шпангоутах AB и CD ,



Фиг. 48. Иллюстрация напряжений при изгибе и сдвиге в жестких воздушных судах.

y_1 и y_2 — расстояние центра тяжести поперечного сечения данного стрингера от нейтральной оси корпуса соответственно на шпангоутах AB и CD ,

T — натяжение в диагональной расчалке.

По теории изгибающих моментов усилия в данном стрингере на шпангоутах AB и CD будут соответственно:

$$\frac{M_1 A y_1}{I_1} \text{ и } \frac{M_2 A y_2}{I_2}.$$

На фиг. 48 продольные силы над панелью $abdc$ на этих шпангоутах соответственно будут:

$$\frac{M_1 \sum A y_1}{I_1} \text{ и } \frac{M_2 \sum A y_2}{I_2},$$

где суммирование распространяется на все стрингеры, расположенные выше $abdc$. Разность этих двух сил определит ту нагрузку, которая передается на диагональную расчалку ad и соответствующую расчалку на противоположной стороне корпуса. Продольная составляющая растягивающего усилия в расчалке будет $T \cos \varphi$; эта составляющая должна быть равна передаваемой на нее нагрузке, т. е.

$$2T \cos \varphi \cos \beta = \frac{M_1 \sum A y_1}{I_1} - \frac{M_2 \sum A y_2}{I_2}, \quad (64)$$

где, как и прежде, суммирование распространяется на все стрингеры, расположенные над панелью $abdc$. Если между шпангоутами A будет постоянно, то

$$\frac{I_2}{I_1} = \frac{y_2^2}{y_1^2} \text{ и } \frac{\sum A y_2}{\sum A y_1} = \frac{y_2}{y_1}.$$

Отсюда следует, что:

$$\frac{M_1 \sum A y_1}{I_1} - \frac{M_2 \sum A y_2}{I_2} = \left(M_1 - M_2 \frac{y_1}{y_2} \right) \frac{\sum A y_1}{I_1}$$

и

$$T = \frac{\left(M_1 - M_2 \frac{y_1}{y_2} \right) \sum A y_1}{2 I_1 \cos \varphi \cos \beta}. \quad (65)$$

По теории изгибающих моментов произведение перерезывающей силы на расстояние между шпангоутами определяет величину изменения изгибающего момента, так что $M_1 - M_2 = Fl$. В цилиндрической части корпуса $\frac{y_1}{y_2} = 1$ и $\cos \beta = 1$, так что уравнение (65) может быть приведено к виду:

$$T = \frac{Fl \sum A y}{2 I \cos \varphi}. \quad (66)$$

Это и есть формула натяжений в диагональных расчалках по методу изгибающих моментов.

Переходя к методу перерезывающих сил, в дополнение к фиг. 48 введем следующие обозначения:

Δy — малое перемещение шпангоута CD параллельно AB от действия перерезывающей силы F ,

ΔL — увеличение L от малого перемещения Δy ,

θ — поперечный угол наклона панели к горизонту,

a — площадь поперечного сечения диагональной расчалки,

E — модуль упругости материала расчалки.

Перемещение Δy может быть разложено на две составляющие: $\Delta y \cos \theta$ — нормальную к панели и $\Delta y \sin \theta$ — параллельную панели. Натяжение в диагональной расчалке вызовет только составляющая $\Delta y \sin \theta$. По закону Гука имеем:

$$T = \frac{Ea\Delta L}{L}$$

и, кроме того, по геометрической зависимости:

$$\Delta L = \Delta y \sin \theta \sin \varphi, \quad (67)$$

откуда

$$T = \frac{Ea \Delta y \sin \theta \sin \varphi}{L}. \quad (68)$$

Положим, что перемещение Δy происходит исключительно за счет растяжения диагональных расчалок; отсюда работу перерезывающей силы можно приравнять работе усилий в расчалках:

$$F \Delta y = \sum T \Delta L, \quad (69)$$

где суммирование распространяется на все диагональные расчалки между шпангоутами AB и CD .

Из уравнений (67), (68) и (69) получим:

$$F = E \Delta y \sum \frac{a}{L} \sin^2 \theta \sin^2 \varphi$$

или

$$\Delta y = \frac{F}{E \sum \frac{a}{L} \sin^2 \theta \sin^2 \varphi}. \quad (70)$$

Подставляя полученное значение Δy в уравнение (68), будем иметь:

$$T = \frac{Fa \sin \theta \sin \varphi}{L \sum \frac{a}{L} \sin^2 \theta \sin^2 \varphi}. \quad (71)$$

Если L и φ во всех панелях между рассматриваемыми шпангоутами будут одинаковы, то уравнение (71) может быть приведено к следующему виду:

$$T = \frac{Fa \sin^2 \theta}{\sin \varphi \sum a \sin^2 \theta}. \quad (72)$$

Если, кроме того, будет постоянно и a , то последнее выражение далее приводится к следующему:

$$T = \frac{F \sin \theta}{\sin \varphi \sum \sin^2 \theta} . \quad (73)$$

В этом и заключается сущность метода перерезывающих сил в применении к расчету натяжений в диагональных расчалках. Для определения усилий в стрингерах необходимо произвести сложную и утомительную процедуру суммирования нагрузок, передаваемых диагональными расчалками на стрингеры в узлах со шпангоутами.

Уравнения (66) и (73), служащие для определения натяжений в диагональных расчалках, содержат различные совокупности переменных и вообще не приводят к одинаковым значениям T .

Как метод изгибающих моментов, так и метод перерезывающих сил имеет своих сторонников. Полковник Крокко из Итальянского центрального аэронавтического института применял метод изгибающих моментов. Темпл (Temple), работавший ранее у фирмы Виккерс, отдавал предпочтение методу перерезывающих сил. Покойный Кемпбелл (Campbell), главный конструктор R-38, избрал компромиссный путь, применив для усилий в стрингерах метод изгибающих моментов, а для натяжений в диагональных расчалках — метод перерезывающих сил. Можно думать, что Люитом были впервые рассмотрены методы расчета продольной прочности жестких воздушных судов. Его статьи по этому вопросу появились в английском авиационном журнале „Aeronautics“ в 1919 и 1920 гг.

Видоизменение теории изгибающих моментов. Морское министерство США предложило профессору Массачусетского технологического института Ховгарду (Hovgaard) попытаться поставить теорию продольной прочности жестких воздушных судов на более надежную почву сравнительно с несогласующимися друг с другом теориями изгибающих моментов и перерезывающих сил. Проф. Ховгард высказался в пользу теории изгибающих моментов, но при этом отметил, что она содержит фундаментальную ошибку, заключающуюся в допущении, что продольные силы целиком воспринимаются стрингерами. Он доказал, что удлинение или укорочение панелей в результате изгиба корпуса приводит к возникновению в диагональных расчалках дополнительных усилий, причем горизонтальные составляющие этих усилий направлены на подкрепление прочности корпуса против действия изгиба. Ховгард пришел к заключению, что помощь, которую получают стрингеры со стороны диагональных расчалок, следует рассчитывать, исходя из предположения некоторых фиктивных стержней, совпадающих со стрингерами и одинакового с ними материала, и такие стержни следует включать в вычисление момента инерции поперечного сечения корпуса судна.

Он указал, что площадь поперечного сечения фиктивных стержней может быть получена по формуле:

$$A_f = qa \cos^3 \varphi, \tag{74}$$

где A_f —площадь поперечного сечения фиктивного стержня,
 q —отношение модулей упругости материала расчалок и стрингеров,
 a —площадь поперечного сечения расчалки или расчалок с одной стороны узла,
 φ —угол наклона расчалок к стрингерам.

Таблица 15

Усилия в диагональных расчалках в значениях перерезывающей силы F в миделевом отсеке воздушного судна США „Shenandoah“

Панель	a мм ²	θ град.	L м	$\sin \theta$	$\sin \varphi$	Q мм	$\frac{T}{F}$
--------	------------------------	-------------------	----------	---------------	----------------	-----------	---------------

Главные диагональные расчалки

AC	5,27	14,25	5,817	0,2462	0,5075	14,2	0,0308
CF	5,27	42,75	5,817	0,6788	0,5075	110,5	0,0850
EG	6,59	71,25	5,817	0,9469	0,5075	262,1	0,1482
GJ	6,59	80,25	5,817	0,9855	0,5075	284,5	0,1542
JK	6,59	51,75	5,817	0,7854	0,5075	180,3	0,1128
KM	5,27	23,25	5,817	0,3947	0,5075	36,6	0,0494
MN	6,59	57,30	9,195	0,8415	0,8480	356,9	0,1354

Второстепенные диагональные расчалки

AG	3,32	14,25	7,747	0,2462	0,7638	15,2	0,0220
CE	3,32	42,75	7,747	0,6788	0,7638	115,3	0,0604
EG	3,32	71,25	7,747	0,9469	0,7638	224,3	0,0842
GJ	3 32	80,25	7,747	0,9855	0,7638	242,8	0,0878
$\Sigma Q = 2 \times 1842,7 = 3867,4$							

$$Q = 1000000 \cdot \frac{a}{L} \sin^2 \theta \sin^2 \varphi;$$

$$\frac{T}{F} = \frac{a \sin \theta \sin \varphi}{L \Sigma Q \cdot 10^{-6}}.$$

Попытаемся теперь доказать, что если принять допущение, что продольные усилия при изгибе воспринимаются расчалками, то действительные напряжения как в стрингерах, так и расчалках будут заключаться между пределами, определяемыми методами изгибающих моментов и перерезывающих сил.

Так как усилия в стрингерах создаются нагрузками, передаваемыми диагональными расчалками на узлы, то диагональные расчалки возможно выбрать в такой соразмерности со стрингерами, что натяжения в расчалках будут нагружать стрингеры, не вызывая нарушения плоской формы шпангоутов. Если деформации в шпангоутах будут отсутствовать, то усилия в стрингерах (и в расчалках от действия изгиба) будут удовлетворять всем условиям, определяемым теорией изгибающих моментов, а усилия в расчалках от перерезывающих сил — всем условиям, определяемым теорией перерезывающих сил. Так как силы, приложенные к узлам, должны находиться в равновесии, то усилия в расчалках в этом случае должны быть в полном соответствии с величиной продольных сил, определяемых теорией изгибающих моментов, а усилия в стрингерах — в полном соответствии с нагрузками, передаваемыми расчалками на узлы, как определяется теорией перерезывающих сил. Отсюда следует, что если площади поперечных сечений стрингеров и расчалок находятся между собой в такой соразмерности, что шпангоуты остаются плоскими, то усилия будут определяться правильно как теорией изгибающих моментов, так и теорией перерезывающих сил.

Положим теперь, что какой-нибудь стрингер заменен новым стрингером с другим поперечным сечением без всяких иных изменений в конструкции. Новый стрингер под действием нагрузок, передаваемых диагональными расчалками, будет растягиваться больше или меньше старого стрингера в зависимости от того, будет ли он больше или меньше старого. Если он будет больше и растяжение меньше, то напряжение и усилие в нем будут меньше, чем следует из теории изгибающих моментов, и наоборот, если стрингер будет меньше. В то же самое время меньшее растяжение более крупного стрингера повлечет за собой увеличение нагрузок, передаваемых на него диагональными расчалками, так что усилие в этом стрингере будет больше, чем вытекает из теории перерезывающих сил.

Таким образом очевидно, что если новый стрингер будет больше, чем старый, без всяких иных изменений в конструкции, то усилие в нем будет меньше, чем по теории изгибающих моментов, и больше, чем по теории перерезывающих сил, и наоборот, если стрингер будет меньше.

Подобными же рассуждениями можно доказать, что и натяжения в расчалках будут заключаться внутри пределов, устанавливаемых теорией перерезывающих сил и изгибающих моментов. Для определения того, в каком месте будут находиться

Таблица 16

Момент инерции миделевого сечения воздушного судна США „Shenandoah“

Стрингер	Тип №	Площадь поперечн. сечения $см^2$	Высота $м$	H^2 $м^2$	AH $м \cdot см^2$	AH^2 $м^2 \cdot см^2$
A	56	1,071	11,82	139,71	12,65	149,61
B	21	1,361	11,53	132,94	15,68	180,90
C	54	1,852	10,39	107,95	19,236	199,87
D	21	1,361	8,74	76,39	11,87	104,00
E	54	1,852	6,44	41,47	11,94	76,77
F	21	1,361	3,83	14,67	5,21	19,97
G	54	1,852	0,93	0,86	1,66	1,59
H	91	1,361	— 2,02	41,08	2,75	5,55
I	54	1,852	— 4,81	23,14	— 8,90	42,85
J	91	1,361	— 7,34	53,88	—10,00	73,35
K	54	1,852	— 9,38	87,08	—17,35	162,90
L	92	1,664	—10,83	117,29	— 8,00	195,23
M	55	1,968	—11,67	136,19	—22,97	268,00
N	43	1,039	— 8,76	76,74	— 9,10	79,74
O	31	0,716	—11,64	135,49	— 8,32	97,03
P	72	2,168	— 9,66	93,32	—20,97	202,32
		24,691			—34,62	1859,68

Нейтральная ось расположена на расстоянии $\frac{34 \cdot 62}{24 \cdot 691} = 1,40$ м ниже геометрической оси. Момент инерции относительно нейтральной оси равен: $I = 2 [1859,68 - (1,40^2 \cdot 24,691)] = 3670,22$ $м^2 \cdot см^2$.

Таблица 17

Усилия в стрингерах в миделевом сечении воздушного судна США „Shenandoah“ в значениях изгибающего момента M

Стрингер	Площадь поперечн. сечения $см^2$	Расстояние от нейтральной оси $м$	Напряжение $кг/см^2$	Усилие $кг$
A	2,148	13,22	0,00360	0,00773
B	1,361	12,93	0,00352	0,00479
C	1,852	11,79	0,00321	0,00594
D	1,361	10,14	0,00276	0,00376
E	1,852	7,84	0,00214	0,00396
F	1,361	5,23	0,00143	0,00195
G	1,852	2,33	0,00063	0,00117
H	1,361	— 0,62	—0,00017	—0,00023
I	1,852	— 3,41	—0,00093	—0,00172
J	1,361	— 5,94	—0,00162	—0,00220
K	1,852	— 7,98	—0,00217	—0,00402
L	1,664	— 9,48	—0,00258	—0,00429
M	1,968	—10,27	—0,00280	—0,00551
N	2,084	— 7,36	—0,00201	—0,00419
O	1,432	—10,24	—0,00279	—0,00400
P	2,168	— 8,26	—0,00225	—0,00488

Напряжение ($кг/см^2$) = изгибающий момент ($кгм$) · высота от нейтральной оси ($м$): момент инерции ($м^2см^2$). В этой таблице $M = 1$ $кгм$.

внутри этих пределов усилия, никакого точного правила нет, но вообще большие изгибающие моменты и перерезывающие силы не находятся в одном и том же отсеке, и там, где изгибающий момент относительно более важен, можно ожидать, что усилия в стрингерах будут в большем соответствии с теорией изгибающих моментов, нежели с теорией перерезывающих сил. Там же, где относительно более важными являются перерезывающие силы, можно ожидать, что натяжения в диагональных расчалках будут приближаться более к теории перерезывающих сил. Так как нам больше всего приходится иметь дело с усилиями в стрингерах там, где изгибающий момент большой, и с усилиями в расчалках, где перерезывающая сила большая, то можно рекомендовать расчет усилий в стрингерах производить по методу изгибающих моментов, а усилий в расчалках — по методу перерезывающих сил, хотя это, повидимому, должно привести к некоторому преувеличению наибольших усилий.

В табл. 15 приведен образец расчета напряжений в диагональных расчалках в отсеке по методу перерезывающих сил. Натяжения выражены в значениях перерезывающей силы. Табл. 16 и 17 служат иллюстрацией применения метода изгибающих моментов к расчету усилий в стрингерах в значениях изгибающего момента.

Экспериментальное определение усилий в стрингерах. Бюро по аэронавтике применило к определению натяжений в целлулоидной модели „Shenandoah“ оптический метод. При этом методе исследования поляризованный свет проходил сквозь исследуемые нагруженные элементы и целлулоид разлагал поляризованный свет на цвета, зависящие от величины напряжений. Техника этого метода экспериментального изучения напряжений была настолько усовершенствована, что давала гарантию большой точности. Возможность применения результатов, полученных на модели, к натуре в статически неопределимой конструкции зависит, конечно, от обеспечения упругого подобия, которое достигается при условии тщательной соразмерности частей модели.

Целлулоидная модель „Shenandoah“ в первоначально построенном виде представляла семь отсеков миделевой цилиндрической части. Сначала оказалось, что усилия в стрингерах приближаются к теории перерезывающих сил. После этого один конец модели был дополнен частью, имитировавшей корму воздушного судна, и нагружен применительно к аэродинамическим нагрузкам на оперение. В этом случае оказалось, что увеличенная длина модели и влияние суживающейся части на деформации шпангоутов привели к усилиям, более согласующимся с теорией изгибающих моментов.

Опыты с тензиометрами на стрингерах в воздушных судах США „Shenandoah“ и „Los Angeles“ показали, что усилия от аэродинамических нагрузок при полете приближаются к теории изгибающих моментов.

Метод обратных отношений. Метод расчета, которому может быть дано наименование „метода обратных отношений“, учитывает взаимодействие между стрингерами и диагональными расчалками лучше, нежели каждый из методов, рассмотренных ранее. Он основывается на том принципе, что если данная внешняя нагрузка воспринимается n системами, из которых каждая является статически определимой, то между этими системами нагрузка распределяется в обратном отношении к внутренней работе каждой отдельной системы, когда такая система одна несет данную нагрузку. Математически это можно выразить следующим образом:

$$q_1 Q_1 = q_2 Q_2 = \dots = q_n Q_n$$

и

$$q_1 + q_2 + q_3 + \dots + q_n = 1,$$

где Q есть внутренняя работа каждой отдельной системы, когда она одна несет данную нагрузку, а q — часть данной нагрузки, несомой каждой из статически определимых систем при их совместной работе. Значки при Q и q применимы для обозначения различных систем.

Очевидно, что сумма q равна единице. Докажем, что $q_1 Q_1 = Q_2 q_2$. Работа конструкции, не деформирующейся за пределы пропорциональности, будет пропорциональна квадрату внешней нагрузки. Поэтому внутренняя работа каждой статически определимой системы при совместном их действии равна $q_1^2 Q_1$, $q_2^2 Q_2$ и т. д. Кроме того, работа каждой системы также равна $q_1 F \frac{x}{2}$, $q_2 F \frac{x}{2}$ и т. д., где F есть полная нагрузка, а x — перемещение системы в точке приложения F . Соединяя вместе эти два ряда выражений работы каждой системы, получим:

$$\begin{aligned} q_1^2 Q_1 &= q_1 F \frac{x}{2}; \\ q_2^2 Q_2 &= q_2 F \frac{x}{2}; \\ &\dots\dots\dots \\ q_n^2 Q_n &= q_n F \frac{x}{2}. \end{aligned}$$

По разделении обеих частей этих равенств на общего множителя q в правой их части мы будем иметь $F \frac{x}{2}$, а следовательно, $q_1 Q_2 = Q_2 q_2$, что и доказывает нашу теорему.

Другое доказательство того, что нагрузка, воспринимаемая некоторыми двумя статически определимыми системами, распределяется между ними в обратном отношении к внутренней работе каждой отдельной системы, когда она одна несет данную нагрузку, основывается на принципе наименьшей работы.

Если имеются две системы, воспринимающих данную нагрузку, то $q_2 = 1 - q_1$, и полная работа, как и прежде, будет:

$$W = q_1^2 Q + q_2^2 Q_2 = q_1^2 Q_1 + (1 - q_1)^2 Q_2.$$

Условие минимума внутренней энергии требует, чтобы:

$$\frac{dW}{dq_1} = 2q_1 Q_1 + (2q_1 - 2) Q_2 = 0$$

или

$$q_1 = \frac{Q_2}{Q_1 + Q_2}. \quad (75)$$

Подобно этому

$$q_2 = \frac{Q_1}{Q_1 + Q_2}. \quad (76)$$

Деля (75) на (76), получим:

$$\frac{q_1}{q_2} = \frac{Q_2}{Q_1}$$

или

$$q_1 Q_1 = q_2 Q_2.$$

Приложение метода обратных отношений к расчету продольной прочности. Метод обратных отношений строго применим лишь к случаю, когда в конструкции нет элементов, общих каждой паре статически определимых систем, на которые разложена статически неопределимая конструкция, так что эти системы не имеют между собой никакого взаимодействия, кроме степени их участия во внешней нагрузке. Если же существуют элементы, общие двум или большему числу статически определимых систем, то с достаточной степенью точности можно предположить, что усилие в таком элементе равно сумме усилий, которые в нем возникнут как в элементе каждой из систем, к которым он принадлежит.

При применении этого метода к расчету продольной прочности жестких воздушных судов можно всю конструкцию разделить на отдельные системы, из которых каждая будет состоять из двух стрингеров, простирающихся на один или большее число отсеков, со связывающими их поперечными и диагональными элементами, необходимыми для создания статически определимой системы.

В частном случае, когда нагрузка была приложена на расстоянии, равном длине одного отсека от рассматриваемого поперечного сечения, оказалось, что 78% полной внутренней работы падало на расчалки, 19% — на стрингерные балочки и 3% на шпангоутные балочки. Когда же нагрузка была приложена на расстоянии, равном длине четырех отсеков, то на диагональные расчалки падало полной внутренней работы 21%, на стрингеры — 78% и на шпангоутные балочки — 1%. Из этих цифр видно, что при распределении нагрузки между панелями на небольшом расстоянии от точки приложения силы размеры диагональных

расчалок играют большую роль, нежели размеры стрингеров, а значит при этом условии от метода перерезывающих сил можно ожидать большей степени точности; однако по мере того как расстояние от точки приложения силы возрастает, размеры стрингеров будут играть все большую и большую роль и в конце концов сделаются главным фактором, и тогда усилия окажутся более соответствующими теории изгибающих моментов.

Расчет продольной прочности по методу обратных отношений слишком длинен, чтобы иллюстрировать его здесь примером. Приложение этого метода к расчету распределения нагрузки между двумя статически определимыми системами, на которые разделена силовая схема главного шпангоута, дано в главе VIII.

Определение величины $\sum \sin^2 \theta$ в воздушных судах с правильным полигональным поперечным сечением и ее применение на практике. В жестком воздушном судне при одинаковом сечении стрингеров, проходящих через вершины правильного полигонального поперечного сечения, момент инерции поперечного сечения корпуса определяется по формуле:

$$I = \sum ay^2 = a \sum y^2 = aR^2 \sum \sin^2 \theta, \quad (77)$$

где I — момент инерции,

a — площадь поперечного сечения каждого стрингера (предполагаемая постоянной),

y — расстояние центра тяжести сечения каждого стрингера до диаметра, относительно которого определяется I ,

R — радиус поперечного сечения корпуса, проходящий через центр тяжести сечений стрингеров,

θ — угол между радиусом, проходящим через центр тяжести сечения каждого стрингера, и диаметром, относительно которого берется I .

$\sum \sin^2 \theta$ входит также и в расчет натяжений в диагональных расчалках от перерезывающей силы в воздушном судне с правильным поперечным сечением и с диагональными расчалками, имеющими всюду в каждом данном отсеке постоянную толщину. Формулой натяжений в диагональных расчалках в этом простом случае будет:

$$S = \frac{F \sin \theta}{\sin \varphi \sum \sin^2 \theta}, \quad (78)$$

где S — натяжение в диагональной расчалке,

F — полная перерезывающая сила,

φ — угол наклона диагональных расчалок к стрингерам,

θ — угол наклона каждой панели, содержащей диагональную расчалку, к нормали, проведенной к плоскости изгиба (т. е. в обыкновенном случае изгиба в диаметральной плоскости — угол наклона панели к горизонту).

Такие простые случаи правильных полигональных сечений на практике никогда не встречаются, и в особенности приходится обращать внимание на отступление от правильности, создаваемое килем. Однако для расчета в первом приближении усилий в стрингерах и диагональных расчалках от изгибающих моментов и перерезывающих сил эти формулы для простых случаев могут быть часто полезны.

Докажем теперь, что при правильной полигональной конструкции из n граней

$$\sum \sin^2 \theta = \frac{n}{2}.$$

В такой конструкции при четном n панели или радиальные плоскости, проходящие через стрингеры, можно разделить на $\frac{n}{2}$ пар, причем каждая пара, состоящая из панелей или радиальных плоскостей, при данном угле θ будет иметь его дополнение до 90° . Другими словами, для каждой панели (или радиальной плоскости), наклоненной к плоскости изгиба под углом θ , найдется другая парная ей панель, наклоненная под углом $\frac{\pi}{2} - \theta$, и таким образом:

$$\sin^2 \theta + \sin^2 \left(\frac{\pi}{2} - \theta \right) = \sin^2 \theta + \cos^2 \theta = 1;$$

поэтому сумма $\sin^2 \theta$ для этих $\frac{n}{2}$ пар панелей или радиальных плоскостей будет равна $\frac{n}{2} \times 1$, т. е.

$$\sum \sin^2 \theta = \frac{n}{2}. \quad (79)$$

При n нечетном панели и радиальные плоскости не могут быть разделены на пары, в которых при данном θ будут и точные его дополнения до 90° , однако при $n=17$ и выше, как это на практике всегда и бывает, погрешность будет очень мала.

Отсюда следует, что:

$$I = aR^2 \frac{n}{2} = A \frac{R^2}{2}, \quad (80)$$

где A есть сумма площадей поперечных сечений всех стрингеров.

Из этого вытекает интересное следствие, что момент инерции не зависит от числа граней, если суммарная площадь поперечных сечений стрингеров остается постоянной.

Полагая, что усилия в стрингерах при изгибе будут распределены в соответствии с теорией изгибающих моментов, напряжение в каждом стрингере выразится формулой:

$$f = \frac{My}{I} = \frac{2M \sin \theta}{aRn} = \frac{2M \sin \theta}{AR}. \quad (81)$$

Для наиболее нагруженного стрингера $\sin \theta = 1$ и

$$f = \frac{2M}{aRn} = \frac{2M}{AR}.$$

Усилие в каждом стрингере будет равно fa ; поэтому

$$fa = \frac{2M \sin \theta}{Rn}.$$

В наиболее нагруженном стрингере $fa = \frac{2M}{Rn}$.

Подобно этому натяжение в диагональной расчалке будет:

$$S = \frac{2F \sin \theta}{n \sin \varphi}. \quad (82)$$

Для судна, подвергающегося действию изгибающих моментов и перерезывающих сил, приведенные формулы, очевидно, дают возможность очень быстро и просто определить в первом приближении усилия, которые можно ожидать в стрингерах и диагональных расчалках.

Дополнительные напряжения, создаваемые действием перерезывающих сил

Над шпангоутами стрингеры устраиваются неразрезными и соединяются с ними жесткими узлами; поэтому при изгибе судна как целого стрингеры должны получить небольшой изгиб, чтобы следовать форме изогнутой оси судна. В теории изгибающих моментов мы принимаем, что главные шпангоуты остаются плоскими, но поворачиваются под действием изгибающих моментов. В расчете основных напряжений мы могли бы учесть и дополнительные или второстепенные напряжения, создаваемые в стрингерах при повороте главных шпангоутов жесткостью узлов, если бы мы взяли расстояние каждого швеллера стрингерной балочки до нейтральной оси судна, а не среднее расстояние для всей балочки. Однако ввиду того, что высота каждой балочки в области верха и низа судна мала в сравнении с ее расстоянием до нейтральной оси, то уточнение, достигаемое учетом дополнительного напряжения, существенной важности не имеет и им можно пренебречь.

Остается теперь рассмотреть дополнительные напряжения от относительных перемещений главных шпангоутов под действием перерезывающих сил. В связи с обследованием проекта „Shenandoah“ специальной комиссией Национального совещательного комитета по авиации Пегонном был дан весьма подробный анализ этих напряжений. Он исходил из того допущения, что шпангоуты не создают никакого сопротивления кручению, но оказывают сопротивление повороту узлов, действуя наподобие портала. Для точного определения дополнительных напряже-

ний было бы необходимо рассмотреть перемещение сдвига главных шпангоутов по всему корпусу, но в таком случае весь расчет был бы чрезвычайно сложен. Пегон получил приближенное решение, предположив, что стрингеры нормальны к главным шпангоутам, расположенным спереди и сзади того шпангоута, при котором требуется определить дополнительные напряжения. Свое решение этой задачи он опубликовал в технической записке № 140 Национального совещательного комитета по аэронавтике.

В последующем нашем анализе дополнительный изгиб будет делиться на две части: одну — в радиальной плоскости, содержащей ось судна и стрингерную балочку, а другую — в продольной плоскости, называемой тангенциальной и содержащей стрингерную балочку и нормаль к радиальной плоскости. Наверху и внизу корпуса (когда основной изгиб происходит в диаметральной плоскости) дополнительный изгиб будет целиком радиальный, а на середине высоты корпуса — целиком тангенциальный. Поэтому радиальный второстепенный изгиб создается в том месте, где основные напряжения являются наибольшими, а тангенциальный изгиб — в том месте, где они будут наименьшими. Кроме того, высота сечения стрингеров гораздо больше ширины, так что максимальные дополнительные напряжения в радиальной плоскости будут гораздо больше максимальных напряжений в тангенциальной плоскости. По этим соображениям дополнительными напряжениями в тангенциальной плоскости возможно пренебречь.

Так как шпангоутные балочки практически не создают никакого сопротивления кручению, то в радиальной плоскости стрингеры можно рассматривать над узлами неразрезными, но в них незакрепленными. Тогда дополнительные напряжения с обеих сторон узла будут одинаковы. Полагая, что стрингеры будут нормальны к главным шпангоутам, расположенным спереди и сзади того шпангоута, при котором требуется определить дополнительные напряжения, из общеизвестных соотношений между напряжением и прогибом в балке с заделанными на различных уровнях концами и нагруженной посередине сосредоточенной нагрузкой следует, что дополнительное напряжение может быть выражено формулой:

$$s = 3Eu \left(-\frac{\Delta_1 + \Delta_2}{b^2} \right), \quad (83)$$

где s — дополнительное напряжение швеллера балочки,
 b — расстояние между главными шпангоутами,
 u — расстояние швеллера до нейтральной оси балочки,
 Δ_1 и Δ_2 — радиальные перемещения балочки соответственно на переднем и заднем главных шпангоутах относительно того шпангоута, при котором определяется s .

По теории перерезывающих сил относительное перемещение между последовательными главными шпангоутами будет:

$$d = \frac{Sb}{E \sum a \sin^2 \varphi \cos \varphi \sin^2 \theta},$$

где d — относительное перемещение, а все остальные обозначения те же, что и в теории перерезывающих сил (стр. 137).

Отсюда следует, что

$$\Delta_1 + \Delta_2 = \frac{(S_1 - S_2) b \cos u}{F \sum a \sin^2 \varphi \cos \varphi \sin^2 \theta},$$

где S_1 и S_2 — перерезывающие силы соответственно спереди и сзади рассматриваемого шпангоута, а u — угол между диаметральной плоскостью и плоскостью радиальной, проходящей через стрингер.

Дополнительное напряжение определяется по формуле:

$$s = \frac{3\gamma (S_1 - S_2) \cos u}{qb \sum a \sin^2 \varphi \cos \varphi \sin^2 \theta}, \quad (84)$$

где q есть отношение модулей упругости стали и дуралюмина.

В качестве примера максимального дополнительного напряжения, которое должно возникнуть в ZR-1, можно рассмотреть случай полного его нагружения при опорожненном газовом баллоне между шпангоутами 80 и 90. При этом условии перерезывающая сила у шпангоута 90 изменяется с 3064 кг до — 2929 кг. Заданными величинами тогда будут:

$$S_1 = -2929 \text{ кг},$$

$$S_2 = +3064 \text{ кг},$$

$$q = 2,86,$$

$$b = 10,0 \text{ м},$$

$$\sum a \sin^2 \varphi \cos \varphi \sin^2 \theta = 37 \text{ мм}^2.$$

И для стрингера А:

$$y = 207 \text{ мм (в верхний швеллер)},$$

$$\cos u = 1,0.$$

Дополнительное напряжение в верхнем швеллере стрингера А тогда будет:

$$s = \frac{3 \cdot 207 (-2929 - 3064)}{2,86 \cdot 10000 \times 37} = 3,5 \text{ кг/мм}^2.$$

Расстояние между стрингерами и шпангоутами

Расстояние между главными шпангоутами в жестком воздушном судне определяется главным образом требуемым подразделением объема судна на отсеки. Чем больше число отсеков, тем больше гарантия безопасности, но зато тем больше собственный вес конструкции и газовых баллонов. В современных воздушных судах число главных шпангоутов и газовых баллонов колеблется между 12 и 20.

Возможно, что в жестких воздушных судах с меньшим удлинением, чем ныне практикуется, кроме разделения корпуса главными шпангоутами на отсеки газовая масса внутри баллонов будет подразделена еще специальными продольными матерчатыми перегородками, что может привести к некоторому сокращению числа главных шпангоутов.

Расстояние между стрингерами и между промежуточными шпангоутами непосредственно связано с тем фактом, что чем больше стрингеров, тем они будут легче и гибче, а значит тем теснее должны быть расположены поддерживающие их шпангоуты. Кроме того, желательно иметь указанное расстояние таким, чтобы диагональные расчалки были наклонены к стрингерам и шпангоутам под углом, возможно более близким к 45° , который является для них наивыгоднейшим углом, как это будет доказано на стр. 153—154. Наивыгоднейший наклон диагональных расчалок может быть получен в том случае, когда расстояния между стрингерами и между шпангоутами будут одинаковы или когда стрингеры расположены вдвое ближе между собою, чем шпангоуты. В последнем случае пересечение диагональных расчалок на стрингере должно иметь место на половине расстояния между шпангоутами.

Наименее дорогая, но самая легкая и прочная конструкция получается при небольшом числе солидных стрингеров и совершенном отсутствии промежуточных шпангоутов. С другой стороны, наилучшая поддержка наружного покрытия и достижение максимального объема получается при увеличенном числе не особенно высоких стрингеров. В таблице на стр. 45 приведены отношения площадей правильных многоугольников с различным числом сторон к площади описанного круга. Из этой таблицы можно видеть, что при числе сторон выше 21 достигается лишь весьма небольшой выигрыш в площади, но, с другой стороны, при числе сторон меньшем 13 потеря в площади становится уже серьезной, а кроме того более высокие стрингеры будут захватывать часть и полезного объема судна.

Представителями воздушных судов с относительно близким и широким расположением стрингерных и шпангоутных балочек являются воздушное судно США „Los Angeles“ и последние английские воздушные суда объемом 141600 м^3 . В воздушном судне „Los Angeles“, запроектированном и построенном

фирмой Цеппелин, имеется 24 стрингера, расположенных в миделе на расстоянии 3,6 м друг от друга при расстояниях между главными шпангоутами 15,0 м и промежуточными шпангоутами — 5,0 м.

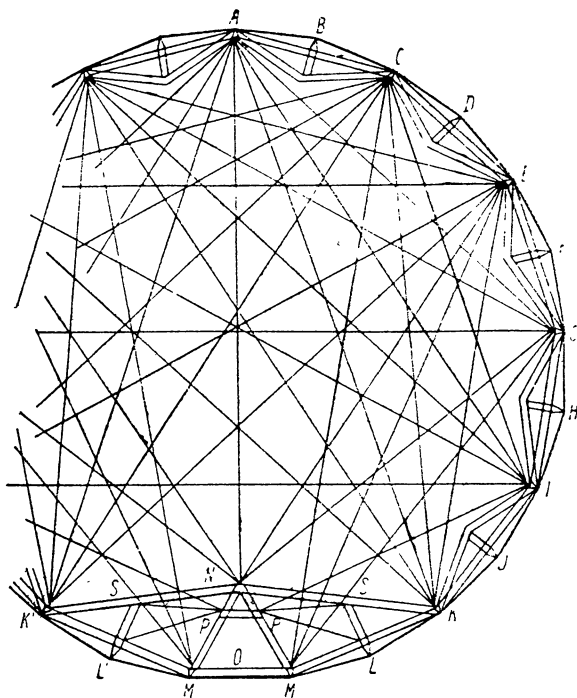
Согласно опубликованным описаниям конструкции английских воздушных судов, они имеют 17 стрингеров, расположенных на расстоянии 7,315 м (24 ф.) друг от друга при расстоянии между главными шпангоутами — 18,288 м (60 ф.) и совершенном отсутствии промежуточных шпангоутов. Кроме того, стрингеры „Los Angeles“ имеют высоту около 250 мм, причем минимальный зазор между баллонной сетью и наружным покрытием на половине пролета между стрингерами находится в пределах 100 мм, тогда как в английских судах высота стрингеров равна приблизительно 0,9 м. Чтобы разгрузить их большой неподкрепленный пролет от нагрузок сверхдавления газа, сеть прикрепляется к шпангоутам, не соприкасаясь со стрингерами, и подъемная сила газа передается сетью непосредственно на главные шпангоуты. В английской конструкции благодаря отсутствию промежуточных шпангоутов достигается экономия в собственном весе, а исключение нагрузок от сверхдавления газа и напряжений от деформации главных шпангоутов приводит к значительному уменьшению полного веса стрингеров.

Можно думать, что экономия в весе балочек, достигнутая в конструкции английского типа, почти поглощается более тяжелой баллонной сетью и потерей газового пространства. Преимущество меньшей стоимости и большей простоты конструкции с более свободным размещением стрингеров и шпангоутов остается за английским типом, однако благодаря лучшей поддержке, создаваемой наружному покрытию, окончательный перевес может остаться за цеппелиновским типом.

Главные и промежуточные стрингеры. Некоторые жесткие воздушные суда имеют два типа стрингеров, называемых главными и промежуточными. Эта схема была введена фирмой Цеппелина в 1916 г. при проектировании 25-гранного воздушного судна, в котором 13 главных стрингеров играли роль в обеспечении основной прочности конструкции. На середине пролета между каждыми двумя главными стрингерами, за исключением двух нижних, располагался промежуточный стрингер, который должен был служить для поддержки наружного покрытия и оказывать помощь в восприятии нагрузок от сверхдавления газа. Однако по конструктивным соображениям оказалось неудобным назначить вес промежуточных стрингеров меньшим двух третей веса главных стрингеров и естественным шагом было изменить конструкцию посредством прикрепления диагональных расчалок к промежуточным стрингерам так, чтобы наряду с главными стрингерами они также принимали участие в создании основной прочности судна, и таким образом оба типа стрингеров, различные по размерам, оказались идентичными по своим функциям.

В „Los Angeles“ все стрингеры по размерам одинаковы, и различия между главными и промежуточными стрингерами в нем нет. В цепелиновских воздушных судах с 13 главными и 12 промежуточными стрингерами главные шпангоуты имели 13-угольную конструкцию в виде шпренгелей, состоявших из рас- порок и подкосов, со- гласно представленно- му на фиг. 49. Стойки пропускались сквозь основные балочки шпангоутов и служи- ли опорой для проме- жуточных стрингеров. Шпангоутные расчал- ки крепились только в узлах, образованных шпангоутами с главны- ми стрингерами. Когда в „Los Angeles“ было решено отказаться от различия между глав- ными и промежуточ- ными стрингерами, то вместе с тем было приз- нано желательным так- же избежать излишне сложной статической неопределимости, обус- ловливаемой большим числом сторон в глав- ных шпангоутах; поэто- му в указанном воздуш- ном судне эти шпан- гоуты имеют 12-сто-

ронную конструкцию, в которой каждая сторона или элемент состоит из чечевицеобразной шпренгельной фермочки, как пред- ставлено на фиг. 1, со стрингерными балочками, расположен- ными в узлах между фермочками и в середине каждой фермочки в месте пересечения ее поясов. Шпангоутные расчалки прикреп- ляются только в узлах между шпренгельными фермочками.



Фиг. 49. Главный шпангоут ZR-1 (воздушное судно США „Shenandoah“).

ронную конструкцию, в которой каждая сторона или элемент состоит из чечевицеобразной шпренгельной фермочки, как пред- ставлено на фиг. 1, со стрингерными балочками, расположен- ными в узлах между фермочками и в середине каждой фермочки в месте пересечения ее поясов. Шпангоутные расчалки прикреп- ляются только в узлах между шпренгельными фермочками.

Расчалки в жестких воздушных судах

Главную систему расчалки в жестких воздушных судах со- ставляют диагональные расчалки в четырехугольных панелях, образованных стрингерными и шпангоутными балочками, рас- чалки главных шпангоутов и баллонная сеть. Наилучшим мате- риалом для расчалки служит высокосортная сталь. Временное

сопротивление такой стали равно 170 кг/мм^2 в сравнении с временным сопротивлением дуралюмина 49 кг/мм^2 . Отношение временного сопротивления к удельному весу для высокосортной стали равно около 22000 м, а для дуралюмина — 14000 м¹. Меньшие поперечные сечения стали при одинаковом весе не являясь недостатком в растянутых элементах, хотя в сжатых элементах недостаток от этого был бы чрезвычайно серьезным.

Коэффициент расширения дуралюмина в 1,78 раза больше стали, а следовательно, натяжение в расчалках и сжимающие усилия, создаваемые расчалками в дуралюминовых балочках, будут зависеть в известной степени и от температуры. Влияние температуры было исследовано Лью и том², который доказал, что при увеличении температуры на 28°C (50°F) натяжения в стальных расчалках увеличиваются от 1,4 до 2,1 кг/мм^2 , сжимающие напряжения в стрингерных балочках — на 0,2 кг/мм^2 и в балочках главных шпангоутов — на 0,5 кг/мм^2 . Эти температурные напряжения совершенно незначительны и в расчетах на прочность обычно не учитываются, хотя при проектировании воздушных судов, предназначенных для эксплуатации в условиях широко изменяющейся температуры, их, возможно, потребуется принять во внимание.

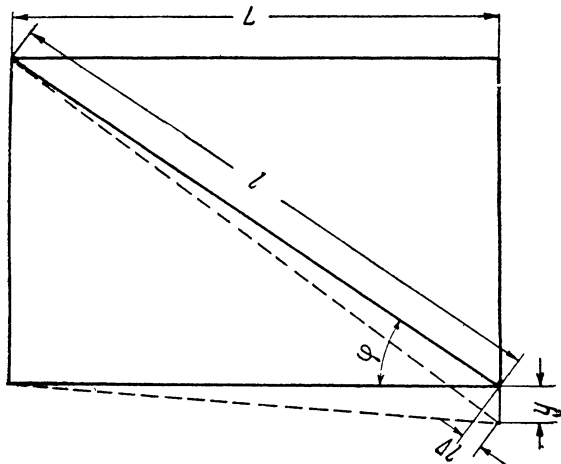
Наивыгоднейший наклон расчалок. Углы наклона диагональных расчалок к стрингерным и шпангоутным балочкам до сих пор варьировались в довольно широких пределах. Докажем, что наивыгоднейшим углом является угол наклона в 45° .

Обратимся к прямоугольной панели с пролетом L (фиг. 50), подвергающейся действию данной перерезывающей силы F , и рассмотрим наклон расчалки с точки зрения наименьшей деформации сдвига в панели и наименьшего веса расчалки.

Пусть:

T — полное натяжение в расчалке,

t — натяжение на единицу площади,



Фиг. 50. Иллюстрация натяжений в диагональной расчалке от параллельного смещения главных шпангоутов.

¹ При удельном весе стали 7,8 и дуралюмина 2,8. *Прим. переводчика.*

² „Temperature stresses in Rigid Airships“. Aeronautics, July, 1921.

a — площадь поперечного сечения,
 l — длина расчалки,
 φ — угол наклона расчалки к стрингеру,
 Δl — удлинение расчалки,
 y — поперечное перемещение наружного конца панели,
 E — модуль упругости материала расчалки.

На практике изменения длины панели от усилий в ее элементах малы в сравнении с поперечными перемещениями сдвига. Пренебрегая изменением длины панели, будем иметь:

$$\Delta l = y \sin \varphi.$$

Кроме того,

$$\Delta l = \frac{Tl}{Ea} = \frac{tl}{E},$$

откуда

$$y = \frac{tl}{E \sin \varphi} = \frac{tl}{E \sin \varphi \cos \varphi}.$$

Поэтому для минимума t необходимо, чтобы $\sin \varphi \cos \varphi$ было максимумом. Положим:

$$x = \sin \varphi \cos \varphi.$$

Тогда

$$\frac{dx}{d\varphi} = \cos^2 \varphi - \sin^2 \varphi.$$

Эта производная обращается в нуль при $\sin \varphi = \cos \varphi$, т. е. при $\varphi = 45^\circ$. Поэтому наименьшее перемещение получается при угле наклона диагональных расчалок, равном 45° .

Пусть k — удельный вес материала расчалки. Тогда вес расчалки равен kal ,

$$T = \frac{F}{\sin \varphi},$$

$$a = \frac{F}{t \sin \varphi},$$

$$kal = \frac{kFL}{t \sin \varphi \cos \varphi}.$$

Таким образом условие наименьшего веса расчалки при данном t требует также, чтобы $\varphi = 45^\circ$.

Начальная затяжка в расчалках. Расчалка, обладающая начальной затяжкой, способна к передаче сжимающих нагрузок, сдавая при этом свою затяжку. Таким образом она работает как сжатая стойка, которая может терять свою устойчивость без ущерба для нее самой. Отсюда следует, что если в корпусе дать диагональным расчалкам начальную затяжку, то встречные расчалки будут работать как сжатые раскосы и уменьшат деформации сдвига в корпусе. Выгода этого заключается в уменьшении дополнительных напряжений в стрингерах, вызываемых действием перерезывающих сил в корпусе. Невыгодами же на-

чальной затяжки является увеличение статической неопределенности, а во многих случаях также и увеличение сжимающих усилий в стрингерных и шпангоутных балочках. Нужно также отметить и трудность получения всюду одинаковой начальной затяжки, так что некоторые расчалки и балочки могут оказаться перегруженными. По этим причинам диагональным расчалкам из осторожности обыкновенно не принято давать начальную затяжку свыше 90 кг.

Начальная затяжка в шпангоутных расчалках нежелательна, так как она привела бы к увеличению натяжений в случае опорожнения газового баллона. Однако во избежание деформации шпангоутов от действия их собственного веса все же достаточная начальная затяжка и в этих расчалках является необходимой. Когда судно находится на подмостях с пустыми газовыми баллонами, то вес корпуса будет стремиться сплюснуть шпангоуты и создать натяжения в горизонтальных шпангоутных расчалках. С другой стороны, когда судно наполнено газом, то шпангоуты будут стремиться вытянуться по вертикали и создать натяжения в вертикальных шпангоутных расчалках.

Задача создания достаточной начальной затяжки для устранения деформации в корпусе во время его монтажа, но не больше, чем надо для этого, является чисто практической задачей, не вполне доступной для теоретической обработки. Начальную затяжку расчалок лучше всего возложить на опытных рабочих с продолжительным стажем и развитой способностью „чувствовать“ расчалки.

ГЛАВА ВОСЬМАЯ

НАГРУЗКИ ОТ СВЕРХДАВЛЕНИЯ ГАЗА И ПОПЕРЕЧНАЯ ПРОЧНОСТЬ

Функции газа

Газ, содержащийся в оболочке или газовых баллонах воздушного судна, обыкновенно рассматривается как источник подъемной силы; в то время как для общих целей это понятие является достаточно точным, для конструктора воздушных судов важно иметь более точное представление о функциях газа.

Истинным источником подъемной силы является окружающий воздух, а не содержащийся в оболочке газ. Если бы газ оказалось возможным удалить и создать вакуум, но без нарушения устойчивости газоместилица, то подъемная сила увеличилась бы на вес удаленного объема газа. Хотя весовая плотность воздуха, а значит и его Архимедова сила, невелика и в стандартной атмосфере на уровне моря составляет только $1,225 \text{ кг/м}^3$, однако давление атмосферного воздуха весьма ве-

лико и при тех же условиях составляет 10333 кг/м^2 . Ни одна конструкция, содержащая пустоту и замещающая объем воздуха с весом, бóльшим ее самой, не могла бы выдержать такого давления. Поэтому баллон или вместилище, замещающие воздух, должны быть наполнены газом, имеющим абсолютное давление, приблизительно равное давлению окружающей атмосферы, но насколько возможно легким, так как его вес, подобно всякой другой подобной же весовой статье судна, уменьшает полезную грузоподъемность последнего.

Строго говоря, истинная функция газа заключается в поддержании внутреннего давления.

Изменение сверхдавления газа. На практике термин „сверхдавление газа“ применяется по отношению к разнице между абсолютным внутренним давлением газа и внешним давлением воздуха. Вследствие разницы между весовыми плотностями газа и воздуха сверхдавление внутри газовместилища возрастает с высотой. Величина изменения сверхдавления газа с высотой выражается по формуле:

$$\frac{dp}{dh} = k, \quad (85)$$

где p — сверхдавление газа на единицу площади,

h — высота,

k — удельная подъемная сила газа, или разница между весовыми плотностями газа и воздуха.

В пределах высоты воздушного судна от его низа до верха k можно считать постоянным, хотя, строго говоря, внутри судна k должно изменяться в той же степени, как и вообще при изменениях уровней атмосферы ¹.

Сверхдавление в нижней точке и на высоте. Если сверхдавление в самой нижней точке газовместилища будет p_0 , то сверхдавление на высоте определяется по формуле:

$$p = p_0 + kh, \quad (86)$$

где h — превышение над нижней точкой газовместилища.

В газовых баллонах жесткого воздушного судна сверхдавление в нижней точке будет равно нулю, если баллон остается невыполненным. В мягких и полужестких воздушных судах сверхдавление внизу газовой массы может быть создано нагнетанием воздуха в баллонеты до некоторого одинакового в них сверхдавления. Тогда сверхдавление внизу газовой массы будет равно сверхдавлению в баллонете, если не считаться с некоторым возможным уменьшением первого в сравнении со вторым, вызываемым весом оболочки баллонета или натяжением в ней.

¹ См. Э. П. Уорнер. „Аэростатика“. Госмашметиздат, 1934 г.

Величина сверхдавления газа. Сверхдавление газа вообще измеряется в *мм* водяного столба, но в проектных расчетах сверхдавление обычно вводится в $\text{кг}/\text{м}^2$.

$$1 \text{ мм вод. ст.} = 1 \text{ кг}/\text{м}^2. \quad (87)$$

Сверхдавление газа очень мало в сравнении с величинами давлений на единицу площади, обычно фигурирующими в других инженерных расчетах. Сверхдавление в 50 *мм* вод. ст. считается большим даже в мягких и полужестких судах, а в жестком воздушном судне регулировка автоматических газовых клапанов обыкновенно производится на сверхдавлении не выше 10 *мм* вод. ст.

Пример. Определить сверхдавление на уровне 20 *м* от нижней точки баллона, наполненного газом с удельной подъемной силой $1,10 \text{ кг}/\text{м}^3$, если сверхдавление в нижней точке будет 38 *мм* вод. ст.

Так как 38 *мм* вод. ст. = $38 \text{ кг}/\text{м}^2$, то из уравнения (86) следует:

$$p = 38 + 1,1 \cdot 20 = 60 \text{ кг}/\text{м}^2 \text{ или } 60 \text{ мм вод. ст.}$$

Влияние дифферента на сверхдавление газа. В мягких и полужестких воздушных судах пространство, заполняемое газом, либо вовсе не подразделено поперечными перегородками, либо эти перегородки мало действительны в смысле противодействия уравниванию сверхдавления газа с каждой их стороны. Расстояние по вертикали между наинизшей и наивысшей точками оболочки воздушного судна вместе с увеличением его дифферента возрастает, а так как сверхдавление в наинизшей точке должно быть достаточным для предупреждения образования складок (в мягких воздушных судах обычно около 25 *мм* вод. ст.), то наибольшее сверхдавление газа будет создаваться всегда при дифференте судна. Расчет оболочек обычно производится на сверхдавление газа при дифференте в 30° ¹. В жестких воздушных судах газовые баллоны довольно коротки в сравнении со своим диаметром и отделены друг от друга расчаленными главными шпангоутами, так что влияние дифферента на величину сверхдавления в судне будет довольно незначительным, хотя и приводит к некоторой разнице в сверхдавлении между смежными баллонами, а значит и к нагрузкам на шпангоуты от торцевого давления газа. Однако эти нагрузки оказываются малыми в сравнении с нагрузками, возникающими при опорожнении баллона, смежного с наполненным.

Сверхдавление газа как элемент конструкции. В целях недопущения образования складок в оболочках некоторое сверхдавление газа в нежестких воздушных судах является совершенно необходимым. Нередко оно бывает полезным также и в жестких воздушных судах, создавая помощь кон-

¹ Blakemore and Pagon: „Pressure Airships“, Ronald Press Co. New York.

струкции корпуса в ее работе на сжимающие нагрузки. Во всех типах воздушных судов возможность избыточного сверхдавления предупреждается надлежащим применением газовых клапанов, служащих для выпуска газа при быстрых подъемах судна или сильным подбрасывании его вертикальными потоками, как это может случиться во время грозы.

В жестких воздушных судах, построенных до настоящего времени, сверхдавление газа является чаще всего бременем для их конструкции, приводящим к созданию нежелательных поперечных нагрузок на стрингерные балочки. Однако путем соответствующего усовершенствования конструкции представляется возможным заключить газовые баллоны в особую систему проволочек, которые не будут налагать значительных поперечных нагрузок на стрингеры, а создавать в них скорее растягивающие усилия, которые воспринимаются довольно легко и фактически могут оказаться направленными навстречу сжимающим усилиям, воспринимаемым элементами конструкции с большим трудом.

Для уменьшения усилий от сверхдавления газа в жестких воздушных судах было предположено придавать их поперечному сечению так называемую „естественную форму“, представляющую собой второй особый случай формы поперечного сечения, рассмотренной в главе VI. Однако, не считая уже того, что было бы чрезвычайно трудно предупредить изменения форм поперечных сечений при изменениях сверхдавления газа, в действительности естественная форма поперечного сечения между главными шпангоутами является круговой, ибо за исключением мест этих шпангоутов подъемная сила уравнивается только перерезывающей силой и равномерно распределенным весом.

Изгибающий момент от сверхдавления газа был рассмотрен в главе VI.

Нагрузки от сверхдавления газа на стрингеры. В обычных жестких воздушных судах напряжения в стрингерных балочках, создаваемые нагрузками от сверхдавления газа, приблизительно такого же порядка, что и напряжения, создаваемые изгибом корпуса.

Под действием сверхдавления газа материя газового баллона производит давление как на основание стрингерных балочек, так и на баллонную сеть, прикрепляемую к стрингерам. Раньше иногда считали, что сверхдавление газа в каждой панели воспринимается стрингерами в виде радиальной нагрузки. Однако в действительности это было бы правильным только в том случае, если бы сеть выпучивалась в виде полного полукруга, как представлено на фиг. 51, полагая, что диагональные расчалки и наружное покрытие могут допустить такую форму. В этом случае в направлении, тангенциальном к поперечному сечению корпуса, баллонная сеть не налагала бы никаких нагрузок на стрингеры.

На фиг. 51 представлен другой особый случай, когда кривизна сети одинакова с кривизной поперечного сечения корпуса. В этом случае сеть всюду тангенциальна к корпусу, так что ее натяжение не имеет составляющей, передаваемой на стрингеры в виде радиальной нагрузки. Однако в этом случае стрингеры будут подвергаться действию тангенциальных нагрузок, возникающих от увеличения сверхдавления газа и натяжений в проволочках сети в каждой выше лежащей панели.

В обоих отмеченных случаях характер передачи подъемной силы газа на корпус глубоко различен. В первом случае подъемная сила обуславливается радиально направленными наружу нагрузками на верхние стрингеры, тогда как во втором случае подъемная сила является результатом действия тангенциальных нагрузок главным образом на стрингеры, расположенные в области середины высоты корпуса.

Влияние изменения кривизны сети имеет большое значение. С подобной же задачей приходится сталкиваться при рассмотрении нагрузок на стрингеры со стороны наружного покрытия при наличии разницы между наружным и внутренним давлениями. Это обстоятельство мы должны особенно подчеркнуть, так как часто доказывается, что для нагрузок на стрингеры кривизна сети не может иметь никакого значения, подобно тому как кривизна тросов всяческого моста не имеет значения для нагрузок на его порталы. Ошибочность такого довода нетрудно раскрыть, обращаясь к рассмотрению фиг. 52. Радиальная нагрузка, передаваемая в каждой панели баллонной сетью на стрингеры, к которым она прикреплена, выражается формулой:

$$w = t \cos \psi, \quad (88)$$

где w — радиальная нагрузка, передаваемая сетью на единицу длины стрингера,

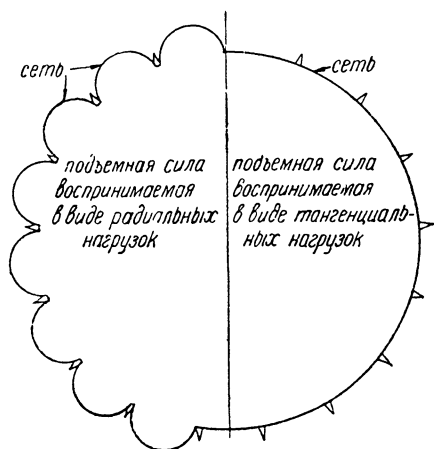
t — натяжение в сети на единицу ее ширины,

ψ — угол между касательной к сети и радиальной плоскостью, проходящей через стрингер.

Из фиг. 52 следует:

$$\psi = \pi - \gamma - \lambda$$

$$t = pr, \quad (89)$$



Фиг. 51. Иллюстрация влияния кривизны сети на распределение нагрузок от подъемной силы.

где p — сверхдавление газа на единицу площади, предполагаемое для данной панели постоянным.

Поэтому

$$w = pr \cos(\pi - \gamma - \lambda).$$

В частном случае, когда $\lambda = \frac{\pi}{2}$,

$$w = pr \cos\left(\frac{\pi}{2} - \gamma\right) = pr \sin \gamma,$$

но $\sin \gamma = \frac{c}{2r}$, где c — ширина панели. Потому

$$w = \frac{pc}{2}.$$

В воздушных судах, подобных „Shenandoah“, в которых главные и промежуточные стрингеры имеют неодинаковую высоту, в главных стрингерах λ будет больше, чем в промежуточных, а в связи с этим главные стрингеры должны принимать на себя и большую радиальную нагрузку.

Кривизна баллонной сети обыкновенно такова, что последняя передает подъемную силу газа на корпус в виде комбинации радиальных и тангенциальных нагрузок на стрингеры. Последние можно более надежно расчитать в тангенциальном, нежели в радиальном направлении, а вместе с тем баллонная сеть, в особенности составленная из диагональных проволок, является фактически тангенциальной расчалкой. Поэтому желательно, чтобы сеть при выпучивании лишь немного выдавалась за пределы вписанного круга, касающегося оснований стрингеров.

К сожалению, трудно осуществить монтаж и обеспечить дальнейшее поддержание сети с натяжением, которое представляется наиболее выгодным теоретически; поэтому между выпуклостью сети и наружным покрытием принято давать зазор от 100 до 150 мм.

Известная доля нагрузки от сверхдавления газа, направленной радиально наружу, является полезной для стрингеров против действия нагрузок от внешнего покрытия, направленных внутрь. Такую нагрузку дает непосредственное сверхдавление газа на подошву стрингерных балочек.

Пример расчета нагрузок от сверхдавления газа на баллонную сеть и стрингеры. Положим, что в нашем примере расчета нагрузок от сверхдавления газа в воздушном судне с 32-сторонним поперечным сечением (фиг. 53) будет дано:

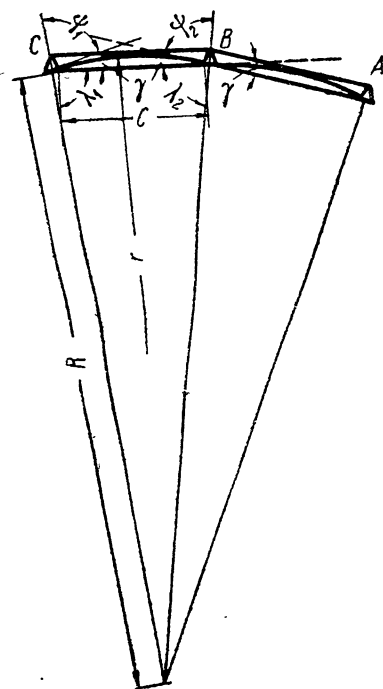
R — радиус поперечного сечения корпуса, проведенного по вертикали стрингеров = 18,6 м;

$\Delta\theta$ — угол, стягиваемый панелью, с вершиной в центре поперечного сечения = $11^{\circ}15'$;

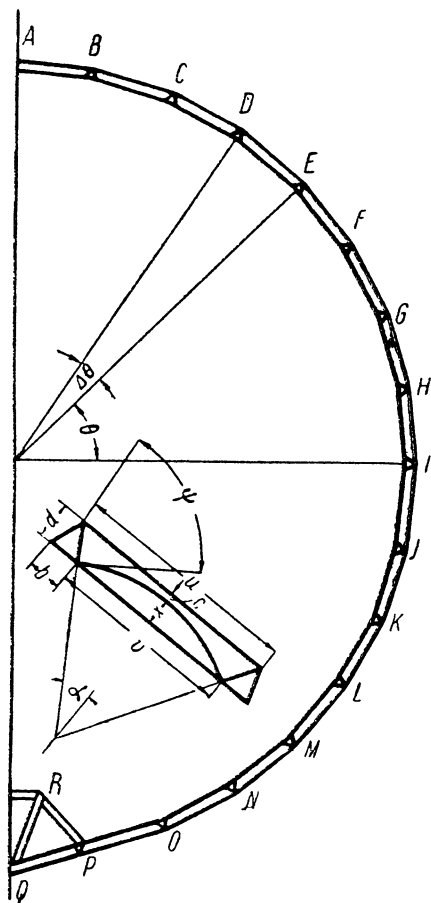
d — высота стрингерной балочки = 0,300 м;

b — ширина стрингерной балочки по основанию = 0,270 м;

c — минимальный зазор между баллонной сетью и наружным покрытием $= 0,152$ м;
 r — радиус кривизны сети;
 u — расстояние между вершинами стрингеров;
 v — расстояние в свету между основаниями стрингеров;
 x — максимальная стрела выпуклости сети;
 θ — угол между горизонтальной и радиальной плоскостями, проходящими через стрингерную балочку;



Фиг. 52. Иллюстрация радиальных нагрузок на стрингеры от сверхдавления газа на сеть.



Фиг. 53. Поперечное сечение 32-стороннего жесткого воздушного судна.

H — высота стрингера от низа газового баллона;
 k — удельная подъемная сила газа $= 1,025$ кг/м³,¹
 t — поперечное натяжение в баллонной сети;
 p — сверхдавление газа на уровне данного стрингера;

¹ Удельная подъемная сила гелия. Прим. переводчика.

p_0 — сверхдавление газа внизу баллона = 12,5 мм вод. ст. = 12,5 кг/м²;

α — половина дуги сети;

φ — угол между плоскостями радиальной и касательной к сети, проходящими через данный стрингер;

R_1 — средний радиус газового пространства.

Исходя из геометрической зависимости между заданными величинами, будем иметь:

$$u = 2R \sin \frac{\Delta\theta}{2} = 2 \cdot 18,6 \cdot 0,098 = 3,65 \text{ м};$$

$$v = u - 2d \sin \frac{\Delta\theta}{2} - b \cos \frac{\Delta\theta}{2} = 3,65 - 0,62 \cdot 0,098 - 0,270 \cdot 0,99 = 3,33 \text{ м};$$

$$x = d \cos \frac{\Delta\theta}{2} - \frac{b}{2} \sin \frac{\Delta\theta}{2} - c = 0,360 \cdot 0,995 - 0,135 \cdot 0,98 - 0,152 = 0,195 \text{ м};$$

$$r = \frac{v^2}{8x} = \frac{3,33^2}{8 \cdot 0,195} = 7,11 \text{ м};$$

$$\psi = 90^\circ + \frac{\Delta\theta}{2} - \alpha;$$

$$\alpha = \arcsin \frac{v}{2r} = \arcsin 0,232 = 13^\circ 25';$$

$$\psi = 90^\circ + 5^\circ 37,5' - 13^\circ 25' = 82^\circ 12,5';$$

$$\sin \psi = 0,9907;$$

$$\cos \psi = 0,1356;$$

$$H = R_1 (1 + \sin \theta) = 18,35 (1 + \sin \theta);$$

$$p = p_0 + kH = 12,5 + 1,025 \cdot 18,35 (1 + \sin \theta) = 31,31 + 18,81 \sin \theta;$$

$$t = rp = 222,61 + 133,74 \sin \theta.$$

Радиальная нагрузка на подошвы стрингеров:

$$bp = 8,45 + 5,08 \sin \theta.$$

Радиальная нагрузка на стрингеры от баллонной сети:

$$2t \cos \psi = 60,37 + 35,27 \sin \theta.$$

Полная радиальная нагрузка = 68,82 + 41,35 sin θ .

Тангенциальная нагрузка = $\sin \psi \Delta t = \sin \psi r \Delta p = \sin \psi r k \Delta H$.

$$\Delta H = R_1 \cos \theta \sin \Delta\theta.$$

Тангенциальная нагрузка = $R_1 r k \sin \psi \sin \Delta\theta \cos \theta =$

$$= 18,35 \cdot 7,17 \cdot 1,025 \cdot 0,195 \cdot 0,9907 \cos \theta = 26,05 \cos \theta \text{ (кг/м)}.$$

Погонная радиальная и тангенциальная нагрузки на стрингеры и среднее натяжение в баллонной сети приведены в табл. 18.

Истинное натяжение сети в каждой панели может быть получено как среднее из приведенных в таблице натяжений, вычисленных для уровней, на которых расположены узлы главного шпангоута.

Таблица 18

Расчет сверхдавления, натяжения в сети, радиальных и тангенциальных нагрузок на стрингеры с 32-угольным поперечным сечением диам. 37,2 м

Стрин- геры	θ	$\sin \theta$	$\cos \theta$	P кг/м ²	t кг/м	Радиаль- ная на- грузка кг/м	Танген- циальная нагрузка кг/м
A	90°0'	1,0	0	50,1	356,4	110,3	0
B	78°45'	0,9808	0,1950	49,8	353,8	109,4	5,1
C	67°30'	0,9239	0,3827	48,70	347,2	107,0	10,0
D	56°15'	0,8315	0,5555	46,95	333,8	103,2	14,5
E	45°0'	0,7071	0,7071	44,70	317,2	98,1	18,4
F	33°45'	0,5555	0,8315	41,8	296,9	91,8	21,7
G	32°30'	0,3827	0,9239	38,5	273,8	84,6	24,1
H	11°15'	0,1950	0,9808	35,0	248,7	76,9	25,4
I	0	0	1,0	31,3	222,6	68,8	26,0
J	—11°15'	—0,1950	0,9808	27,6	196,5	60,8	25,5
K	—22°30'	—0,3827	0,9239	4,1	171,4	53,0	24,1
L	—33°45'	—0,5555	0,8315	20,9	148,3	45,85	21,7
M	—45°0'	—0,7071	0,7071	18,0	128,0	39,6	18,4
N	—56°15'	—0,8315	0,5555	15,7	111,4	34,4	14,5
O	—67°30'	—0,9239	0,3827	13,9	99,1	30,6	10,0
P	—78°45'	—0,9808	—	—	—	—	—

Радиус кривизны сети $r = 7,1^1$ м.

Если кривизна сети или высота стрингеров являются величинами переменными, то угол ψ будет также переменным, и расчет нагрузок на стрингеры становится более сложным, но в принципе остается таким же, как и в приведенном примере.

В следующем параграфе будет показано, как определить начальную затяжку или слабину баллонной сети, которая при данном сверхдавлении газа обладала бы требуемой кривизной.

Баллонная сеть

В промежутке между стрингерами газовые баллоны должны быть заключены в баллонную сеть с ячейками не более 550 мм в просвете. Проволочная сеть с такими ячейками должна состоять из очень тонких проволок, и благодаря большому их числу трудно получить в них одинаковую начальную затяжку, которая необходима, если нагрузка от сверхдавления газа на стрингеры не должна выходить из расчетных пределов. По этим причинам обычно применяется стальная проволочная сеть с ячейками от 0,9 до 1,2 м, вместе с шнуровой сетью с ячейками, приблизительно в два-три раза меньшими.

Известны два основных типа проволочной сети, которая в одном из них образована из диагональных проволок, перекрещивающихся между собой, а в другой из окружных проволок. Цеппелиновские воздушные суда до „Los Angeles“ имели простую диагональную сеть. В R-38 англичане применили остроумную систему окружных проволок, огибавших корпус в поперечном направлении и пропущенных через отверстия швеллеров оснований стрингерных балочек. Проволоки крепились к катенариям, т. е. тонким тросам, напоминавшим по своей форме перевернутые тросы висячего моста и располагавшимся в плоскостях панелей между смежными узлами, образованными пересечением главных стрингеров с главными и промежуточными шпангоутами. Эти катенарии принимали на себя тангенциальные нагрузки, возникающие от изменения натяжений окружных проволок вследствие увеличения сверхдавления газа по высоте, и таким образом освобождали стрингеры от тангенциальных нагрузок.

Баллонная сеть в „Los Angeles“ устроена по типу, представленному на фиг. 54. Ее система является компромиссом между диагональной и окружной системой проволок. Как и в окружной системе, проволоки пропущены через швеллеры оснований стрингеров, так что последние не несут тангенциальных нагрузок; несколько же проволок сходятся к узлам и таким образом большую часть радиальных нагрузок от сверхдавления газа передают непосредственно в узлы, а не на стрингеры.

При проектировании баллонной сети главное внимание должно быть обращено на следующие требования:

а) небольшие радиальные и тангенциальные нагрузки на стрингеры;

б) наибольшее возможное газовое пространство;

в) небольшие продольные составляющие натяжений в проволоках;

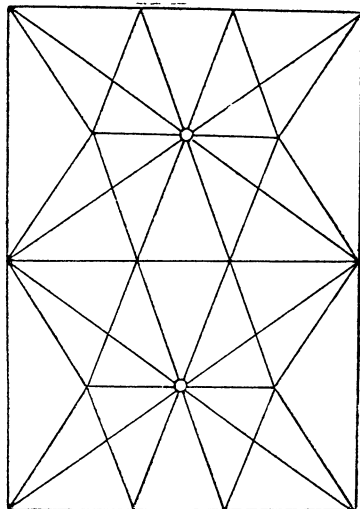
г) легкая, простая и удоборегулируемая система проволок.

Эти требования до некоторой степени противоречат друг другу, и конструктору приходится прибегать к известному компромиссу между ними.

Тангенциальные нагрузки на стрингеры легко устранить, пропуская проволоки сквозь отверстия в швеллерах оснований и закрепляя концы проволок в узлах со шпангоутами. Радиальные нагрузки могли бы быть также исключены, если бы радиус кривизны сети был равен радиусу вписанного круга, касающегося оснований стрингеров; однако это не совместимо с требованием обеспечения максимального газового пространства, так как приводит к значительному объему воздушной прослойки между баллонами и наружным покрытием, и, кроме того, благодаря неизбежным изменениям кривизны с изменением сверхдавления газа такое условие выполнимо только отчасти. Единственный путь, ведущий к полному исключению радиальных и тангенциаль-

ных нагрузок от сверхдавления газа на стрингеры, представлялся бы в креплении проволок только к шпангоутам и притом с такой их затяжкой, чтобы они ни при каких условиях не могли касаться стрингеров. Вследствие потери газового пространства и трудности монтажа проволок с надлежащей затяжкой представляется сомнительным, чтобы такая система была возможна или желательна в производстве.

Продольная растягивающая нагрузка, сообщаемая корпусу сверхдавлением газа, могла бы быть полезна в смысле известной разгрузки стрингеров от сжимающих усилий, создающихся при изгибе корпуса как целого; однако было бы трудно избежать уравнивания большей части этой нагрузки продольными составляющими натяжений баллонных проволок. По этой причине было бы желательно иметь большую часть проволок огибающими корпус насколько возможно в окружном направлении, хотя и здесь не исключается трудность обеспечения надлежащей затяжки и кривизны благодаря большим длинам проволок, которые станут необходимы, если этот принцип применить слишком широко.



Фиг. 54. Две типовых панели баллонной сети воздушного судна США „Los Angeles“.

Натяжение от поперечной нагрузки в проволоке, обладающей начальной затяжкой. В проектных расчетах воздушных судов часто необходимо определять натяжение от поперечной нагрузки, создаваемой некоторым избыточным давлением газа или воздуха на проволоку, обладающую начальной затяжкой. В других отраслях техники эта задача встречается довольно редко и способ ее решения известен лишь немногим. По этой причине мы считаем необходимым дать здесь вывод формулы для определения натяжений в проволоке, обладающей начальной затяжкой, на которую действует поперечная нагрузка, распределенная по произвольному закону.

На фиг. 55 представлена проволока, затянутая между двумя неподвижными точками и нагруженная поперечной нагрузкой.

Пусть L — начальная длина проволоки,

ΔL — приращение длины проволоки от поперечной нагрузки,

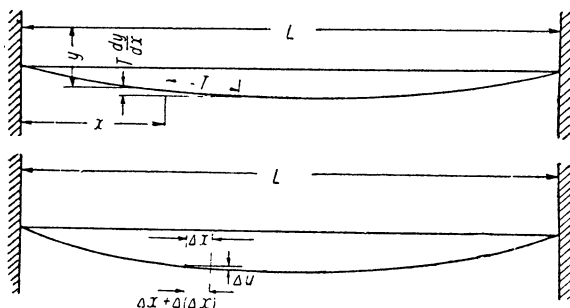
a — площадь поперечного сечения проволоки,

E — модуль упругости материала проволоки,

y — стрела провеса проволоки на расстоянии x от одного ее конца,

p — погонная поперечная нагрузка на проволоку,
 P — полная поперечная нагрузка на проволоку,
 T_0 — начальное натяжение проволоки,
 T — окончательное натяжение проволоки,
 R — радиус кривизны проволоки.

Влиянием веса проволоки можно пренебречь, так как в задачах расчета воздушных судов этот вес мал в сравнении с поперечной нагрузкой, на которую приходится вести расчет. Так как поперечные нагрузки, происходящие от избыточного давления газа, не могут иметь тангенциальных составляющих по длине проволоки, то натяжение по всей проволоке будет постоянным.



Основное и общеизвестное соотношение между R , p и T имеет вид: $Rp = T$. Так как $\frac{dy}{dx}$ (тангенс угла наклона проволоки к начальному положению) всегда мала, то $\frac{1}{R} = \frac{d^2y}{dx^2}$, откуда

Фиг. 55. Натяжение от поперечной нагрузки на проволоку, обладающую начальной затяжкой.

$$T \frac{d^2y}{dx^2} = p. \quad (90)$$

Провес проволоки увеличивает малую ее длину Δx до величины $\Delta x + \Delta(\Delta x)$; из фиг. 55 следует:

$$[\Delta x + \Delta(\Delta x)]^2 = (\Delta x)^2 + (\Delta y)^2,$$

откуда

$$\Delta(\Delta x) = \frac{1}{2} \left(\frac{\Delta y}{\Delta x} \right)^2 \Delta x$$

и

$$\Delta L = \int_0^L \frac{1}{2} \left(\frac{dy}{dx} \right)^2 dx. \quad (91)$$

На основании же закона Гука можно написать:

$$\Delta L = \frac{(T - T_0) L}{Ea}. \quad (92)$$

Интегрируя уравнение (90) дважды, мы можем найти T в значениях p , x и y плюс постоянная интегрирования, которую можно определить, принимая во внимание, что при $x = L$, $y = 0$. Из уравнений (90), (91) и (92) могут быть полностью определены натяжение и стрела провеса, если под действием нагрузки концы проволок не получают относительных смещений. Если же известны смещения концов проволоки, то окончательное натя-

жение может быть вычислено, исходя из того допущения, что начальная затяжка изменится на величину, которая получилась бы, если бы смещение произошло до приложения нагрузки, а не после него.

Натяжение от равномерно распределенной поперечной нагрузки. Интегрируя уравнение (90) дважды, будем иметь:

$$T \frac{dy}{dx} = \int_0^x p dx + C = px + C;$$

$$Ty = \frac{px^2}{2} + Cx.$$

Так как при $x=L$, $y=0$, то

$$p \cdot \frac{L^2}{2} + CL = 0; \quad -C = \frac{pL}{2};$$

$$\frac{dy}{dx} = \frac{px}{T} - \frac{pL}{2T};$$

$$\begin{aligned} \Delta L &= \frac{(T - T_0)L}{Ea} = \int_0^L \frac{1}{2} \left(\frac{dy}{dx} \right)^2 dx = \\ &= \frac{p^2}{2T^2} \int_0^L \left(x^2 - Lx + \frac{L^2}{4} \right) dx = \frac{p^2 L^3}{24T^2} = \frac{P^2 L}{24T^2}, \end{aligned}$$

откуда

$$24T^3 - 24T_0T^2 - EaP^2 = 0. \quad (93)$$

Если $T_0=0$, то последнее уравнение дает:

$$T^3 = \frac{EaP^2}{24}.$$

Для случая равномерно распределенной поперечной нагрузки и $T_0=0$ легко вывести и другие важные соотношения:

$$R^3 = \frac{EaL^3}{24P}; \quad y_{\max} = \frac{L^2}{8R}; \quad y_{\max}^3 = \frac{3L^3P}{64Ea}.$$

Положим $\frac{T}{a} = t$, тогда

$$t = E \frac{\Delta L}{L}; \quad T^2 = \frac{EP^2}{24t};$$

$$y_{\max}^2 = \frac{3L^2t}{8E}; \quad R^2 = \frac{L^2E}{24t}.$$

Натяжение от неравномерно распределенной поперечной нагрузки. При сосредоточенной поперечной нагрузке, приложенной в середине проволоки, обладающей начальной затяжкой, натяжение будет:

$$T^3 = \frac{EaP^2}{8}.$$

Часто встречающимся случаем будет случай нагрузки, распределенной по закону $p = kx$, где k — некоторая постоянная. В этом случае:

$$\frac{45T^3}{2} - \frac{45T_0T^2}{2} - EaP^2 = 0.$$

Это и подобные ему выражения для других видов неравномерно распределенных нагрузок могут быть выведены по способу, аналогичному с примененным выше к случаю равномерно распределенной нагрузки.

Определение начальной затяжки или слабины при данном окончательном натяжении проволоки, нагруженной поперечной нагрузкой. При проектировании воздушного судна нередко приходится сталкиваться с задачей определения начальной затяжки или слабины проволоки, которая должна иметь известное окончательное натяжение или кривизну под действием заданной поперечной нагрузки. Решение этой задачи приходится производить вычислением величины начальной затяжки T_0 , которая должна дать требуемое T .

Приведенный пример иллюстрирует способ решения задачи определения натяжения проволоки, нагруженной поперечной нагрузкой.

Пример. Определить величину начальной затяжки и площадь поперечного сечения проволоки, которая при равномерно распределенной поперечной нагрузке 27 кг/м и натяжении 35 кг/мм^2 должна иметь стрелу провеса 150 мм , если дано: $L = 4,0 \text{ м}$ и $E = 2,1 \cdot 10^4 \text{ кг/мм}^2$. Из приведенных данных находим:

$$P = 27 \cdot 4 = 108 \text{ кг};$$

$$R = \frac{L^2}{8y} = \frac{4 \cdot 4}{8 \cdot 0,15} = 13,33 \text{ м};$$

$$T = Rp = 13,33 \cdot 27 = 360 \text{ кг};$$

$$a = \frac{T}{t} = \frac{360}{35} = 10,3 \text{ мм}^2.$$

Из уравнения $24T^3 - 24T_0T^2 - EaP^2 = 0$ получим:

$$T_0 = \frac{24T^3 - EaP^2}{24T^2} = \frac{24 \cdot 360^3 - 2,1 \cdot 10^4 \cdot 10,3 \cdot 108^2}{24 \cdot 360^2} = -452 \text{ кг}.$$

Очевидно, что проволоку нельзя монтировать с начальным сжатием, а потому отрицательное T_0 должно быть превращено в значение начальной слабину, определяемой по формуле:

$$\Delta L = \frac{T_0 L}{Ea},$$

откуда

$$\Delta L = \frac{-452 \cdot 4000}{2,1 \cdot 10^4 \cdot 10,3} = -8,4 \text{ мм},$$

т. е. проволока между точками закрепления должна быть на 8,4 мм длиннее 4,0 м.

Влияние начальной затяжки баллонной сети на нагрузку от сверхдавления газа на стрингеры. Вопрос о влиянии натяжения баллонных проволок на радиальные нагрузки от сверхдавления газа на стрингеры нами будет рассмотрен применительно к специальному случаю стрингеров одинаковой высоты, расположенных через $11^\circ 15'$ по окружности поперечного сечения воздушного судна диаметром в миделе 41,15 м.

Характер расчета здесь таков, что мы не можем воспользоваться для радиальных нагрузок общей формулой, и потому каждый отдельный случай приходится рассматривать самостоятельно. Тем не менее нами будут даны некоторые выводы общего значения.

Метод нашего исследования будет заключаться в следующем:

Пусть v — расстояние в свету между основаниями смежных стрингеров,

x — максимальная стрела провеса баллонной сети между стрингерами,

r — радиус кривизны сети,

α — половина дуги, стягиваемой сетью в центре ее кривизны,

$\Delta\theta$ — угол, образуемый каждой из сторон поперечного сечения с продолжением соседней с ней стороны,

ϕ — угол между радиусом, проходящим через стрингер, и касательной к сети, проведенной при основании стрингера,

p — среднее сверхдавление газа на единицу площади в рассматриваемой панели,

t_0 — начальное натяжение в сети на единицу длины,

t — окончательное натяжение сети от сверхдавления p ,

w — погонная нагрузка, передаваемая сетью на стрингер с одной его стороны,

E — модуль упругости материала проволок,

a — площадь поперечного сечения проволок, предполагаемых огибающими корпус в поперечном направлении на расстоянии единицы длины друг от друга (1 фт.).

Из предыдущего нетрудно вывести следующие простые соотношения между приведенными выше величинами:

$$\begin{aligned}w &= t \cos \psi; \\ \psi &= 90^\circ + \frac{\Delta \theta}{2} - \alpha; \\ \sin \alpha &= \frac{v}{2r}; \\ x &= \frac{v^2}{8r}; \\ r &= \frac{t}{p}; \\ t^3 - t_0 t^2 &= Ea(vp)^2.\end{aligned}$$

Пусть для проволок, расположенных на расстоянии 0,3048 м (1 фт.), будет дано: $v = 3,8$ м, $E = 1,4 \cdot 10^4$ кг/мм² и $a = 6,45$ мм².¹

Значения t , w , x и т. д. графически представлены на фиг. 56 и 57 в зависимости от давления от 0 до 100 кг/мм² (100 мм вод. ст.). При этом взято пять различных значений t_0 : —90 кг, —45 кг, 0, +45 кг и +90 кг.² Отрицательное натяжение проволок в обычном смысле этого слова (т. е. сжатие), конечно, невозможно. Этот термин применен здесь в том смысле, что проволоки имеют слабину, т. е. они имеют некоторую добавочную длину, на которую уменьшились бы проволоки, если бы они могли подвергаться сжатию без выпучивания. Например, если v — расстояние между точками закрепления, Δv — добавочная длина проволоки, то по закону Гука:

$$-\Delta v = \frac{vt_0}{Ea}.$$

Начальный провес x_0 , который может быть вызван дерганием за середину проволоки, не производя натяжения в ней, определяется по формуле:

$$x_0^2 = v \frac{\Delta v}{2}.$$

При $t_0 = -90$ кг

$$\Delta v = \frac{3800 \cdot 90}{90000} = 3,8 \text{ мм};$$

$$x_0^2 = 3800 \cdot \frac{3,8}{2} = 7220 \text{ мм}^2;$$

$$x_0 = 85 \text{ мм}.$$

¹ В подлиннике: $E = 2 \cdot 10^7$ фунт/дм² и $a = 0,1$ дм². Прим. переводчика.

² В подлиннике: —200 фн., —100 фн., 0, +100 фн., +200 фн. При переводе в килограммы десятые доли нами отброшены, так как они не отражаются на точности представленных графиков. Прим. переводчика.

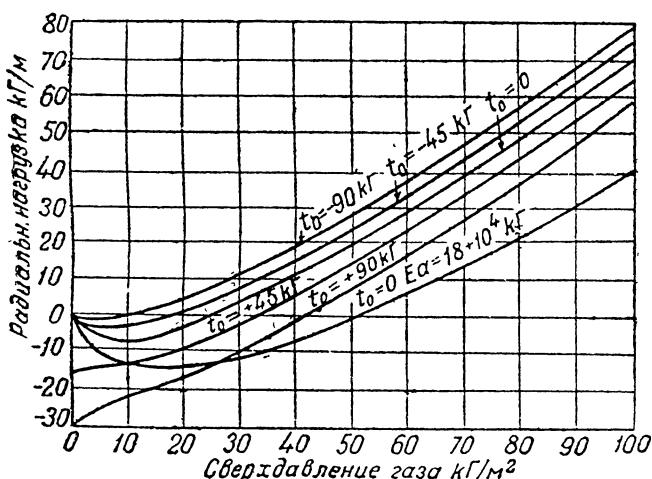
При $t_0 = -45 \text{ кг}$

$$\Delta v = \frac{3800 \cdot 45}{90000} = 1,9 \text{ мм};$$

$$x_0^2 = \frac{3800 \cdot 1,9}{2} = 3610 \text{ мм}^2;$$

$$x_0 = 61,1 \text{ мм}.$$

Приложение к проектированию. Кривые на фиг. 56 иллюстрируют характер изменения w в зависимости от p при постоянных значениях t_0 , а если проследить по вертикали, то можно составить представление и о зависимости w от t_0 при постоянных t .



Фиг. 56. Радиальная нагрузка на стрингеры от баллонной сети при различных значениях ее начальной затяжки.

Внимание конструктора должно быть направлено к тому, чтобы w было мало, хотя для компенсации нагрузок со стороны оболочки, направленных внутрь, некоторое положительное значение его является желательным. Для каждой данной величины сверхдавления газа p существует такое начальное t_0 , которое приведет к $w = 0$, но p зависит от степени выполнения газового баллона и от сверхдавления в его нижней точке, почему выбор t_0 с достаточной большой точностью является невозможным. Для панелей рассматриваемой величины вероятный диапазон неопределенности t_0 можно принять равным 45 кг. Фиг. 56 показывает, что в пределах $t_0 = \pm 22,5 \text{ кг}$ изменение w составляет около 6,0 кг/м на всем диапазоне изменений сверхдавления газа. Так как сеть прикрепляется с обоих боков стрингеров, то пределы

неопределенности w для любого заданного сверхдавления составляют около 12 кг/м .

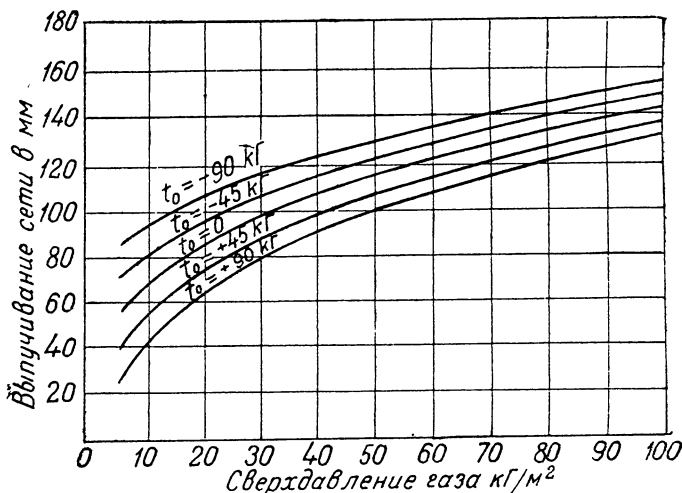
В качестве типичного случая мы можем рассмотреть стрингерную балочку длиной $5,5 \text{ м}$ между закрепленными ее концами; момент сопротивления этой балочки $Z = 46 \text{ см}^3$. Максимальный изгибающий момент выражается формулой:

$$M = \frac{wL^2}{12}$$

Для нагрузки 12 кг/м

$$M = \frac{12 \cdot 5,5^2}{12} = 30,25 \text{ кг} \cdot \text{м};$$

$$f = \frac{M}{Z} = \frac{3025}{46,0} = 66 \text{ кг/см}^2.$$



Фиг. 57. Выпучивание баллонной сети при различных значениях начальной затяжки.

Другими словами, неучтенные изменения t_0 могут привести к ошибке в напряжениях порядка $0,70 \text{ кг/мм}^2$.

На фиг. 56 кривые продолжены до сверхдавления 100 кг/м^2 . Однако на практике едва ли будет необходимо принимать во внимание сверхдавление выше 60 кг/м^2 даже в верхней точке поперечных сечений большого воздушного судна.

Если $p = 60 \text{ кг/м}^2$, $Ea = 90000 \text{ кг}$ и $t_0 = 0$, то $w = 28,8 \text{ кг/м}$, $t = 259 \text{ кг}$ и $\frac{t}{a} = 40,2 \text{ кг/мм}^2$. Радиальная нагрузка высока, а напряжение в $40,2 \text{ кг/мм}^2$ для высокосортной стальной проволоки является весьма умеренным. Лучшие результаты получаются при $t_0 = 90 \text{ кг}$. В этом случае мы имеем $w = 17,6 \text{ кг/м}$, $t = 293 \text{ кг}$

и $\frac{t}{a} = 45,5 \text{ кг/мм}^2$. В сравнении со случаем $t_0 = 0$ для w это уже является заметным улучшением, а напряжение попрежнему невелико. Однако против столь большой величины начальной затяжки говорит то обстоятельство, что при нулевом сверхдавлении на стрингеры будет передаваться направленная внутрь нагрузка.

Очевидно желательно, чтобы w по возможности мало зависело от переменного сверхдавления. Это может быть достигнуто увеличением площадей поперечных сечений проволок. На фиг. 56 нанесена кривая зависимости w от p при $t = 0$ и $Ea = 180000 \text{ кг}$. Она оказывается значительно выше кривых с $Ea = 90000 \text{ кг}$. При $p = 60 \text{ кг/мм}^2$ w будет только $6,6 \text{ кг/м}$, $t = 327 \text{ кг}$ и $\frac{t}{a} = 25,3 \text{ кг/мм}^2$. Более постоянное значение w получается путем увеличения веса баллонной сети.

Нужно заметить, что уменьшение w за счет увеличения t_0 или a влечет за собой уменьшение объема в силу уменьшения выпуклости баллонной сети между стрингерами.

Наивыгоднейший компромисс между максимальным объемом газовых баллонов и легкой баллонной сетью, с одной стороны, и минимальной нагрузкой на стрингеры, с другой, приходится определять исследованием каждого случая в отдельности. Никакого общего правила дать здесь нельзя.

Значение $E = 1,4 \cdot 10^4 \text{ кг/мм}^2$ для стальных проволок вместо $2,1 \cdot 10^4 \text{ кг/мм}^2$ взято для надлежащего учета вытягивания проволок в местах их закрепления.

Главные шпангоуты

Поперечная прочность и жесткость воздушных судов всецело зависит от расчлененных главных шпангоутов. Благодаря наличию газовых баллонов промежуточные шпангоуты устраиваются обязательно без поперечной расчалки, а потому являются весьма гибкими. Кроме придания воздушному судну поперечной жесткости, главные шпангоуты служат перегородками между смежными газовыми баллонами, причем наиболее тяжелой нагрузкой на эти шпангоуты будет торцевое давление газа со стороны выполненного баллона, смежного с опорожненным. Другими не менее значительными нагрузками, воспринимаемыми главными шпангоутами, будут передаваемые на них нагрузки коридора, уравновешиваемые нагрузками от подъемной силы, которые передаются на эти шпангоуты стрингерами и диагональными расчалками.

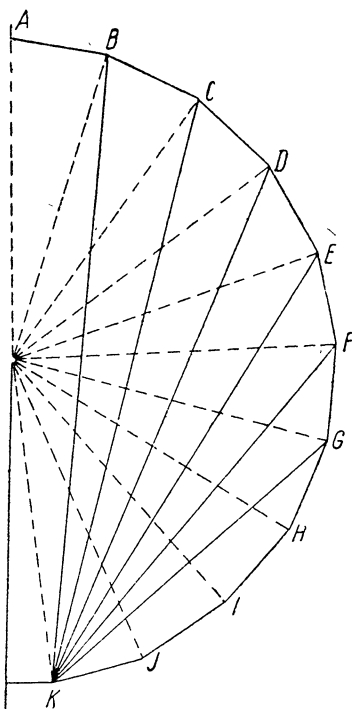
Статическая неопределимость конструкции главных шпангоутов настолько велика, что точный расчет усилий в балочках и в шпангоутных расчалках от нагрузок веса и подъемной силы

является чрезвычайно трудным. Достаточную степень точности можно получить, подразделяя основную часть расчалки на три или четыре статически определимых системы и распределяя нагрузку между этими системами согласно „методу обратных оттошений“, рассмотренному в предыдущей главе.

Усилия в главных шпангоутах, возникающие от действия нагрузок веса и подъемной силы, обыкновенно не превышают 30% величины усилий, создаваемых торцевым давлением газа при опорожнении газового баллона.

Нумерация шпангоутов. Номера шпангоутов жестких воздушных судов обычно принято выражать их расстоянием в метрах от sternпоста (т. е. крестообразного шпангоута у задней кромки стабилизаторов). Пятиметровые интервалы между шпангоутами, которые до сих пор были стандартными, делают такую систему нумерации весьма удобной. Шпангоуты позади sternпоста обозначаются знаком минус перед их номером.

Пример вычисления усилий в главном шпангоуте. На главный шпангоут диаметром 24,08 м действует весовая нагрузка в 2950 кг, передаваемая со стороны коридора. Эта нагрузка уравнивается нагрузками от подъемной силы, приложенными к узлам шпангоута отчасти в виде радиальных нагрузок со стороны стрингеров, но главным образом в виде тангенциальных нагрузок, передаваемых в узлы стрингерами, баллонной сетью и больше всего диагональными расчалками. Расчет усилий



Фиг. 58. Упрощенная схема главного шпангоута.

в шпангоуте может быть значительно упрощен при допущении, что нагрузки от подъемной силы, приложенные к узлам, являются чисто тангенциальными. Возникающая отсюда небольшая погрешность пойдет в запас прочности, так как фактические радиальные нагрузки в узлах создают в балочках растягивающие усилия, разгружающие их в известной степени от сжимающих усилий, создаваемых другими нагрузками.

С достаточной точностью можно предположить, что согласно теории перерезывающих сил тангенциальные нагрузки в узлах будут пропорциональны $\sin \theta$, а вертикальные нагрузки пропорциональны $\sin^2 \theta$. Тогда тангенциальная нагрузка в каждом узле

будет равна $\frac{2950 \sin \theta}{\sum \sin^2 \theta}$. Положим, что тангенциальные нагрузки в узлах и вертикальная нагрузка в 2950 кг, передаваемая коридором, воспринимаются двумя статически определимыми системами. Система 1 состоит из шпангоутных балочек и радиальных расчалок, представленных на фиг. 58. Система 2 состоит из балочек и хордовых расчалок, сходящихся в узлы низа коридора. Каждая система решается самостоятельно обычными графическими или аналитическими методами статики сооружений. Величина усилий S внутренней работы $\frac{S^2 L}{2EA}$ в обеих системах приведена в табл. 19, из которой определяются суммарные величины работы Q_1 и Q_2 .

Таблица 19

Расчет усилий в главном шпангоуте

Элемент	L см	A мм ²	E кг/мм ²	Система 1		Система 2		$q_1 S_1$ кг	$q_2 S_2$ кг	$S = q_1 S_1 + q_2 S_2$ кг
				S_1 кг	$\frac{S_1^2 L}{2EA}$ кг · см	S_2 кг	$\frac{S_2^2 L}{2EA}$ кг · см			
AC	599,4	258,1	7400	—1335	280	—805	101,5	—520	—491	—1011
CE	599,4	258,1	7400	—1105	192	—712	79,5	—431	—434	—865
EG	599,4	258,1	7400	—701	77	—503	40	—273	—307	—580
GJ	599,4	258,1	7400	—220	7,5	—220	7,5	—86	—134	—220
JL	599,4	258,1	7400	+220	7,5	+220	7,5	+86	+134	+220
OA	1206,5	5,3	21000	658	4614	—	—	257	—	257
OC	1206,5	5,3	21000	601	3909	—	—	234	—	234
OE	1206,5	5,3	21000	444,5	2142	—	—	173	—	173
Og	1206,5	5,3	21000	227	559	—	—	88	—	88
MA	2400,3	5,3	21000	—	—	181	707	—	110	110
MC	2286,0	5,3	21000	—	—	417	3518	—	254	254
ME	2006,6	5,3	21000	—	—	340	2084	—	207	207
Mg	1612,9	5,3	21000	—	—	259	972	—	158	158
					11778		7517			

$$Q_1 = 11788 \text{ кг} \cdot \text{см}; \quad q_1 = \frac{Q_2}{Q_1 + Q_2} = 0,39;$$

$$Q_2 = 7517 \text{ кг} \cdot \text{см}; \quad q_2 = 1 - q_1 = 0,61.$$

Усилия в элементах, как частях систем 1 и 2, умножаются соответственно на q_1 и q_2 , а полные усилия принимаются равными $q_1 S_1 + q_2 S_2$.

Усилия от торцевого давления при опорожнении газового баллона. Давление со стороны выполненного или частично выполненного газового баллона, смежного с опорожненным, или

разница давлений между двумя неодинаково выполненными баллонами, создают поперечную нагрузку на шпангоутные расчалки, вызывающую в них натяжение, а в шпангоутных балочках — сжатие. Вследствие крайне сложной системы шпангоутных расчалок (фиг. 49), применяемой в современных жестких воздушных судах, мы лишены возможности точно определить характер распределения нагрузок от торцевого давления газа между расчалками. Однако весьма близкое приближение к нагрузкам в главном шпангоуте можно получить, предполагая, что вся система шпангоутных расчалок заменена простой системой радиальных расчалок с площадью их поперечных сечений, вдвое большей площади сечений действительных радиальных или диаметральных расчалок. Расчет нагрузок, которые должны передаваться в узлы главных шпангоутов в предположении такой упрощенной системы расчалок, показал, что во всех случаях испытаний на торцевое давление, по которым имеются данные, эти нагрузки вполне согласуются с нагрузками, вычисленными на основе наблюдаемых натяжений в шпангоутных расчалках.

Метод определения натяжений в расчалке, обладающей начальной затяжкой и находящейся под действием поперечной нагрузки, изложен на стр. 166. Применяя этот метод к натяжениям в системе радиальных расчалок между опорожненным и выполненным газовыми баллонами, но без сверхдавления в нижней его части, можно получить следующее соотношение для определения натяжения в верхней вертикальной расчалке:

$$\frac{TR}{Ea} = \frac{33}{280} \frac{k^2 R^2 \operatorname{tg}^2 \alpha}{T^2} + \frac{\delta^2}{2R}, \quad (94)$$

где T — натяжение в расчалке,

R — радиус шпангоута,

E — модуль упругости материала в расчалке,

a — площадь поперечного сечения расчалки,

k — удельная подъемная сила газа,

α — половина угла между смежными расчалками,

δ — продольное перемещение центрального кольца, к которому производится крепление радиальных расчалок.

Подобные же выражения могут быть выведены и для других радиальных расчалок. Для горизонтальной и нижней вертикальной расчалок коэффициент $\frac{33}{280}$ заменяется соответственно коэффициентами $\frac{2}{45}$ и $\frac{17}{2520}$. Все эти выражения выведены в предположении, что центральное кольцо не имеет никакого вертикального перемещения. В действительности же перемещение этого кольца приводит к перераспределению натяжений во всех радиальных расчалках приблизительно до величины натяжения, вычисленной для горизонтальной расчалки, на которую перемещение центрального кольца заметного влияния не оказывает.

Продольное перемещение центрального кольца может быть определено по удлинению осевого троса согласно формуле:

$$\delta = \frac{TL}{Ea},$$

где T — натяжение в осевом тросе, принимаемое равным одной трети полной величины торцевого давления газа на шпангоут; L — расстояние от шпангоута до конца судна со стороны шпангоута, противоположного к опорожненному баллону. Так как осевой трос имеет плетение, то для него E принимается равным $1,2 \cdot 10^4$ кг/мм², что составляет 57% значения E для цельной стальной проволоки.

При отсутствии осевого троса натяжение в горизонтальной радиальной расчалке выражается по формуле:

$$10T^3 = Ea R^6 k^2 \operatorname{tg}^2 \alpha. \quad (95)$$

При отсутствии осевого троса этой же формулой можно воспользоваться для приближенного определения натяжений во всех расчалках простой радиальной или диаметральной системы.

Сжимающее усилие в шпангоутных балочках от натяжения в эквивалентной радиальной расчалке определяется по формуле:

$$S = \frac{T}{2 \sin \alpha}.$$

Применяя этот способ к определению усилий, возникающих при опорожнении газового баллона, отделенного от выполненного шпангоутом, для которого был произведен расчет действия нагрузки 2950 кг, передаваемой со стороны коридора (стр. 174), будем иметь:

$$\begin{aligned} R &= 12,2 \text{ м (38,2 фт.)}, \\ a &= 2 \cdot 5,57 = 11,14 \text{ мм}^2, \\ E &= 2,1 \cdot 10^4 \text{ кг/мм}^2, \\ k &= 1,10 \text{ кг/м}^3, \\ \alpha &= 14^\circ 15'; \operatorname{tg} \alpha = 0,254. \end{aligned}$$

Среднее давление на торец баллона равно $13,2$ кг/мм², площадь этого торца 420 мм², откуда нагрузка на осевой трос будет $13,2 \cdot \frac{420}{3} = 1850$ кг. Площадь поперечного сечения троса равна $71,3$ мм², а расстояние шпангоута от конца судна со стороны выполненного баллона составляет 180 м, откуда:

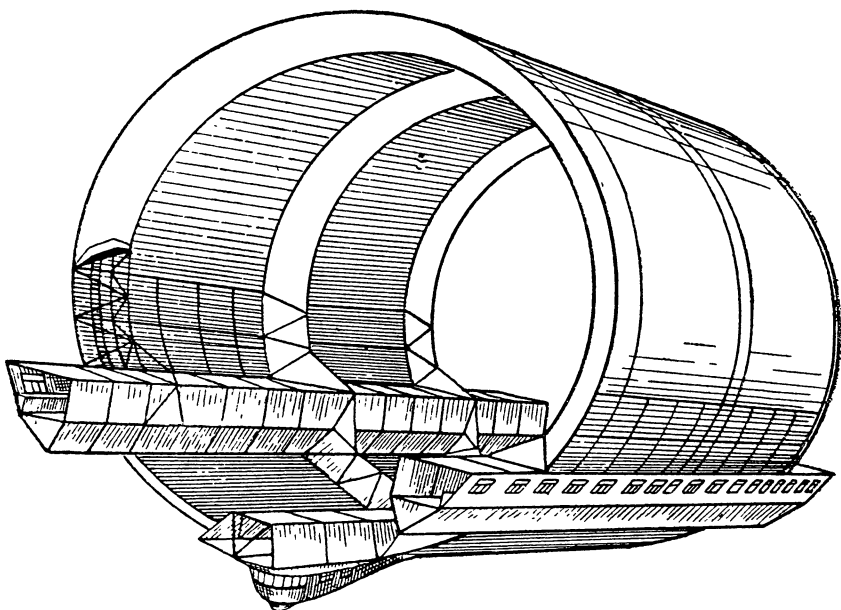
$$\delta = \frac{1850 \cdot 180}{71,3 \cdot 1,2 \cdot 10^4} = 0,388 \text{ м},$$

а из уравнения (94):

$$\frac{12,2 T}{2,1 \cdot 10^4 \cdot 11,14} = \frac{2}{45} \cdot \frac{1,1^2 \cdot 12,2^2 \cdot 0,254^2}{T^2} + \frac{0,388}{2 \cdot 12,2}.$$

Отсюда $T = 1500$ кг и сжимающее усилие в каждой шпангоутной балочке равно $\frac{1500}{2 \sin 14^\circ 15'} = 3050$ кг.

Нерасчаленные главные шпангоуты. В воздушных судах объемом 100000 м³ и выше главные шпангоуты могут устраиваться в виде пространственных колец без поперечной расчалки, как представлено на фиг. 59. Безотносительно к числу сторон, такой шпангоут имеет только два лишних элемента, и для определения усилий в нем можно воспользоваться началом наимень-



Фиг. 59. Жесткое воздушное судно по проекту фирмы Гудьир-Цеппелин с пространственными шпангоутами и боковыми коридорами.

шей работы, дающим более точные результаты, нежели метод обратных отношений, при одинаковой затрате времени на них. Натянутые поперечные расчалки в нем заменены сетью со слабиной, принимающей на себя разницу давлений при неодинаково выполненных газовых баллонах или полное торцевое давление при опорожнении баллона. Эта сеть дает возможность торцу баллона давать значительное выпучивание, благодаря чему усилия, возникающие от торцевого давления, будут значительно меньше, чем в расчаленных шпангоутах. В отношении сопротивления деформирующим нагрузкам в виде нагрузок от подъемной силы, приложенных к узлам шпангоута по его окружности и уравниваемых весовыми нагрузками, сосредоточенными в коридоре, пространственный шпангоут оказывается не

столь надежным, как расчаленный шпангоут. Его надежность в известной степени может быть повышена либо разностойкой основных весовых нагрузок в стороны от диаметральной плоскости и расположением их в самом главном шпангоуте, а не в коридоре, либо устройством двух коридоров, как представлено на фиг. 59. Как та, так и другая схема значительно уменьшают напряжения в шпангоуте, но даже и в таком случае усилие от подъемной силы и весовых нагрузок будет больше, нежели при опорожнении газового баллона.

Этот тип шпангоута имеет большое число балочек, из которых некоторые работают на сравнительно небольшие нагрузки, так что, принимая во внимание минимальный экономический предел поперечного сечения балочки (см. стр. 214), подобная конструкция не может быть выгодной в шпангоутах диаметром менее 30 м. Большое преимущество этого шпангоута заключается в полной доступности к большей части конструкции судна при его полете. Пространственный шпангоут можно также рассматривать как пример общей тенденции в воздушной технике освободиться от сложных систем расчалок с их переменным и неопределенным распределением натяжений.

Промежуточные шпангоуты

Балочки промежуточных шпангоутов служат распорками между стрингерами, помогая им совместно с диагональными расчалками в создании продольной жесткости судна. Кроме того, они усиливают стрингеры против действия нагрузок от сверхдавления газа и наружного покрытия.

Благодаря отсутствию поперечной расчалки, промежуточные шпангоуты обладают большой гибкостью и деформируются под действием нагрузок от сверхдавления газа, передаваемых на них стрингерами и баллонной сетью. Вследствие своей гибкости промежуточные шпангоуты не испытывают серьезных напряжений при их деформации; однако эта деформация приобретает весьма важное значение ввиду тех напряжений, которые вызываются ею в стрингерах. Силы, приложенные к каждому узлу промежуточных шпангоутов, могут быть разложены на следующие три направления:

- а) равнодействующая радиальной и тангенциальной нагрузок от сверхдавления газа, передаваемая в узел стрингерной балочкой и баллонной сетью;
- б) усилие в шпангоутной балочке над узлом;
- в) усилие в шпангоутной балочке под узлом и в том же направлении — составляющая в вертикальной плоскости от натяжений расчалок, расположенных в панели под узлом.

Пример вычисления нагрузок от сверхдавления газа на стрингеры воздушного корабля с поперечным сечением в виде 32-стороннего многоугольника, диаметром 37,2 м, приведен на

стр. 160—163. Расстояние между промежуточными шпангоутами равно 6 м, так что радиальные и тангенциальные нагрузки от сверхдавления газа, приложенные к узлам промежуточного шпангоута, могут быть приняты равными шестикратной погонной нагрузке на стрингеры. Растягивающие усилия в балочке промежуточного шпангоута над узлом равны радиальной нагрузке, приложенной к узлу, деленному на $2 \sin \frac{\Delta\theta}{2}$ минус тангенциальная нагрузка, деленная на $2 \cos \frac{\Delta\theta}{2}$.

Таблица 20

Усилия в балочках промежуточного шпангоута от нагрузок сверхдавления газа

Балочка промежуточного шпангоута	Рад. нагрузка	Танг. нагрузка	Растягивающее усилие в балочке кг
	$2 \sin \frac{\Delta\theta}{2}$ кг	$2 \cos \frac{\Delta\theta}{2}$ кг	
AB	3349	15	3334
BC	3275	30	3245
CD	3159	44	3115
DE	3003	55	2948
EF	2810	65	2745
FG	2590	73	2517
GH	2354	76	2278
HI	2106	78	2028
IJ	1881	76	1805
JK	1622	73	1549
KL	1403	65	1338
LM	1212	55	1157
MN	1053	44	1009
NO	937	30	907

$$2 \sin \Delta \frac{\theta}{2} = 0,196; 2 \cos \Delta \frac{\theta}{2} = 1,9904; \Delta\theta = 11^{\circ}15'$$

В табл. 20 приведен расчет растягивающих усилий в балочках промежуточного шпангоута применительно к величинам радиальных и тангенциальных нагрузок, полученным в табл. 18.

Необходимо уяснить смысл подчеркнутого здесь факта деформации промежуточного шпангоута от сверхдавления газа, так как в главе VI было доказано, что поперечные сечения судна, к которым не приложено никаких сосредоточенных нагрузок, стремятся остаться такими круговыми, несмотря на сверхдавление газа. Деформация промежуточных шпангоутов носит характер главным образом увеличения диаметра первоначального круга от растяжения балочек, в то время как их низ остается закрепленным относительно главных шпангоутов; происходящие же отступле-

ния от круговой формы вызываются изменениями длины диагональных расчалок и шпангоутных балочек, а также неравномерностью нагрузок от сверхдавления газа, обусловливаемой переменной кривизной баллонной сети. Существует, конечно, и абсолютная деформация промежуточного шпангоута как следствие некоторой, хотя и незначительной, деформации главных шпангоутов, которая может в них возникнуть, несмотря на противодействие расчалок; однако здесь мы рассматриваем только перемещения промежуточного шпангоута относительно главных.

Для расчета перемещений узлов промежуточного шпангоута необходимо иметь усилия в шпангоутных балочках, а также натяжения в диагональных расчалках, которыми и передаются от промежуточных шпангоутов к главным нагрузки от подъемной силы.

Расчет натяжений в диагональных расчалках от нагрузок подъемной силы на промежуточные шпангоуты. Здесь мы определим сначала составляющую натяжения в поперечной плоскости. Эта составляющая равна $S \sin \varphi$, где S — растягивающее усилие в диагональной расчалке, а φ — угол наклона к стрингеру. Если начать с верхнего узла промежуточного шпангоута, то сумма поперечных составляющих натяжений в диагональных расчалках по направлению вниз и наружу от узла, вместе с растягивающими усилиями в самых верхних балочках шпангоута, должна уравновесить радиальную нагрузку на верхний узел.

Подобно этому во всяком другом узле составляющая натяжения в диагональной расчалке вместе с растягивающим усилием в балочке должна дать равновесие с радиальной и тангенциальной нагрузками в этом узле. Или более просто: поперечная составляющая натяжений расчалок в панели под узлом равна радиальной нагрузке в узле, деленной на $2 \sin \frac{\Delta \theta}{2}$, плюс тангенциальная нагрузка в том же узле, деленная на $2 \cos \frac{\Delta \theta}{2}$, минус растягивающее усилие в шпангоутной балочке в той же панели. Все данные, необходимые для определения искомых составляющих, включены в таблицу расчета усилий в шпангоутных балочках (табл. 20).

Для облегчения расчета усилий в диагональных расчалках, когда баллонная сеть во всех панелях обладает одинаковой кривизной, а стрингеры расположены в вершинах правильного многоугольника, можно воспользоваться методом перерезывающих сил (глава VII).

Пусть S_w — сумма натяжений в диагональных расчалках в каждой панели,

φ — угол наклона диагональных расчалок к стрингерам,

F — полная нагрузка от подъемной силы, передаваемая на второстепенный шпангоут,

θ — угол наклона панели к горизонтальной плоскости.

Тогда, пренебрегая весом промежуточных шпангоутов, по теории перерезывающих сил будем иметь:

$$S_w \sin \varphi = \frac{F \sin \theta}{\sum \sin^2 \theta}.$$

Но $\sum \sin^2 \theta = \frac{n}{2}$ (см. стр. 146), где n — число граней корпуса судна. Поэтому

$$S_w \sin \varphi = \frac{2F \sin \theta}{n}.$$

Для выполненного судна $F = k\pi R_1^2 l$, где l — расстояние между промежуточными шпангоутами.

В нашем частном случае:

$$F = 1,1 \cdot \pi \cdot 18,35^2 \cdot 6,1 = 6980 \text{ кг};$$

$$S_w \sin \varphi = 436 \sin \theta.$$

Таблица 21

Поперечные составляющие в диагональных расчалках ($S_w \sin \varphi$)

Панель	θ	$\sin \theta$	$S \sin \varphi = 436 \sin \theta$ кг
AB	$84^\circ 22\frac{1}{2}'$	0,0980	43
BC	$73^\circ 7\frac{1}{2}'$	0,2903	127
CD	$61^\circ 52\frac{1}{2}'$	0,4714	206
DE	$50^\circ 37\frac{1}{2}'$	0,6344	277
EF	$39^\circ 22\frac{1}{2}'$	0,7730	337
FG	$28^\circ 7\frac{1}{2}'$	0,8819	385
GH	$16^\circ 52\frac{1}{2}'$	0,9569	417
HI	$5^\circ 37\frac{1}{2}'$	0,9952	434
IJ	— $5^\circ 37\frac{1}{2}'$	0,9952	434
JK	— $6^\circ 52\frac{1}{2}'$	0,9569	417
KL	— $28^\circ 7\frac{1}{2}'$	0,8819	385
LM	— $39^\circ 22\frac{1}{2}'$	0,7730	337
MN	— $50^\circ 37\frac{1}{2}'$	0,6344	277
NO	— $61^\circ 52\frac{1}{2}'$	0,4714	206

Численные значения $S_w \sin \varphi$ для всех панелей приведены в табл. 21.

Деформация промежуточных шпангоутов. Для расчета перемещений узлов промежуточного шпангоута, как и в теории перерезывающих сил, его конструкция предполагается шарнирно присоединенной к жестким стрингерам. Тогда перемещения каждого узла определяются усилиями в конструкции, состоящей из шпангоутной балочки выше

данного узла и диагональных расчалок в панелях выше и ниже этого узла. Рассматривая радиальное и тангенциальное перемещения отдельно, для первого получим формулу:

$$\Delta_r = \frac{SL}{2EA \sin \frac{\Delta \theta}{2}} (\text{балочка}) + \sum \frac{S \sin \varphi L}{2EA \sin^2 \varphi \sin \frac{\Delta \theta}{2}} (\text{расчалки}).$$

Подобно этому для тангенциального перемещения будем иметь:

$$\Delta_t = \frac{SL}{2EA \cos \frac{\Delta \theta}{2}} (\text{балочка}) + \sum \frac{S \sin \varphi L}{2EA \sin^2 \varphi \cos \frac{\Delta \theta}{2}} (\text{расчалки}).$$

Эти уравнения представляют собой результат применения теоремы Максвелла о взаимных перемещениях к пространственной системе.

В действительности балочки присоединены жестко, а не шарнирно; баллонная сеть, наружное покрытие и вес конструкции противодействуют перемещению узлов, так что действительные перемещения составят приблизительно от половины до двух третей расчетных. Учитывая, что возможная неточность должна пойти в запас прочности, расчетные перемещения можно умножать на две трети или, что все равно, принять E увеличенным на 50%.

Пример расчета деформации промежуточного шпангоута. В основу предлагаемого примера расчета деформаций промежуточного шпангоута кладутся значения нагрузок на стрингерную балочку, приведенные в табл. 18. Другими расчетными данными являются:

$$\begin{aligned} L \text{ (балочка)} &= 3430 \text{ мм}, \\ L \text{ (расчалки)} &= 9525 \text{ мм}, \\ E \text{ (балочек)} &= 1,5 \cdot 7400 = 11100 \text{ кг/мм}^2, \\ E \text{ (расчалок)} &= 1,5 \cdot 21000 = 31500 \text{ кг/мм}^2, \\ A \text{ (балочек)} &= 258 \text{ мм}^2, \\ A \text{ (расчалок)} &= 20,54 \text{ мм}^2, \end{aligned}$$

$$\sin \frac{\Delta\theta}{2} = 0,098, \quad \cos \frac{\Delta\theta}{2} = 0,9952, \quad \sin^2 \varphi = 0,590.$$

Значения $S \sin \varphi$ приведены в табл. 21. Из этих данных следует, что радиальное перемещение каждого узла равно $0,00617 \times$ (растягивающее усилие в балочке выше узла) $+ 0,1273 \times$ (натяжение в расчалке ниже узла минус натяжение в расчалке выше узла) $\times \sin \varphi$.

Тангенциальное перемещение равно $0,01254$ (сумма натяжений в расчалках выше и ниже узла) $\times \sin \varphi - 0,00060 \times$ (растягивающее усилие в балочке выше узла).

Перемещение верхнего узла является чисто радиальным, и площадь поперечных сечений диагональных расчалок нужно удвоить, чтобы ввести в расчет расчалки с обеих сторон диаметральной плоскости, препятствующие перемещению этого узла.

Что касается знака перемещений, то радиальные перемещения считаются положительными, если они направлены наружу, а тангенциальные перемещения считаются положительными, если они направлены вверх.

Расчет перемещений приведен в табл. 22.

Напряжения в стрингерах от перемещения узлов промежуточных шпангоутов. Стрингерные балочки рассматриваются закрепленными по положению и направлению над главными шпангоутами, а над промежуточными шпангоутами — неразрезными, но не закрепленными по направлению. При наличии одного промежуточного шпангоута изгибающий момент в стрингерной ба-

Таблица 22

Перемещения узлов промежуточного шпангоута

Узел	Усилие в балочке над узлом кг	Усилие в расчалке над узлом $\times \sin \varphi$ кг	Усилие в расчалке над узлом $\times \sin \varphi$ кг	Радиальное перемещение мм	Тангенциальное перемещение мм
A	0	0	43	10,95	0
B	3334	43	127	31,26	— 0,13
C	3245	127	206	30,08	2,23
D	3115	206	277	28,26	4,11
E	2948	277	337	25,33	5,93
F	2745	337	385	23,05	7,40
G	2517	385	417	19,60	8,55
H	3277	417	434	16,21	9,30
I	2028	434	434	12,51	9,66
J	1784	434	417	8,85	9,60
K	1549	417	385	5,49	9,13
L	1338	385	337	1,53	8,25
M	1157	337	277	— 0,50	7,01
N	1009	227	206	2,81	5,38

лочке на главном и промежуточном шпангоутах будет выражаться по формуле:

$$M = \frac{24EI\Delta}{L^2},$$

где M — изгибающий момент,

E — модуль упругости балочки при изгибе,

I — момент инерции поперечного сечения балочки относительно оси, нормальной к плоскости изгиба,

Δ — смещение узла, образуемого стрингерной балочкой с промежуточным шпангоутом — от прямой, соединяющей узлы балочки с главными шпангоутами,

L — длина стрингера между главными шпангоутами.

При наличии двух промежуточных шпангоутов изгибающий момент на главных шпангоутах от равных перемещений Δ узлов обоих промежуточных шпангоутов будет:

$$M = \frac{36EI\Delta}{L^2}.$$

В этом случае для изгибающего момента на промежуточном шпангоуте будем иметь:

$$M = \frac{18EI\Delta}{L^2}.$$

Напряжение в стрингерной балочке от изгибающего момента должно быть определено по формуле: $f = \frac{My}{I}$, подстановка в которую найденных значений M дает:

1) для случаев одного промежуточного шпангоута

$$f = \frac{24E\Delta y}{L^2};$$

2) для случаев двух промежуточных шпангоутов

$$\tilde{f} = \frac{36E\Delta y}{L^2} \text{ — на главных шпангоутах}$$

и

$$f = \frac{18E\Delta y}{L^2} \text{ — на промежуточных шпангоутах.}$$

Для балочек цеппелиновского типа

$$E \approx 6300 \text{ кг/мм}^2.$$

В качестве примера напряжений, создаваемых деформациями промежуточного шпангоута, дано, что стрингер *C* в предыдущем примере расчета деформаций промежуточного шпангоута имеет поперечное сечение в виде равнобедренного треугольника; расстояние вершинного швеллера до тангенциальной нейтральной оси равно 216 мм, а от швеллеров основания до той же оси — 145 мм; расстояние от каждого швеллера основания до радиальной нейтральной оси равно 135 мм. Главные шпангоуты расположены на расстоянии 18 м друг от друга при двух промежуточных шпангоутах между ними. Согласно табл. 22 радиальное и тангенциальное перемещения узла промежуточного шпангоута при стрингере *C* соответственно будут 30,08 мм и 2,23 мм. Сжимающее напряжение в вершинном швеллере в месте главных шпангоутов от этих перемещений будет:

$$\frac{36 \cdot 6300 \cdot 30,08 \cdot 216}{18^2 \cdot 10^6} = 4,55 \text{ кг/мм}^2.$$

Швеллер основания, обращенный вниз, получает максимальное напряжение в узлах промежуточных шпангоутов и в промежутке между ними, где при изгибе от радиальных перемещений этот швеллер будет работать на сжатие. Сжимающее напряжение будет:

$$\frac{18 \cdot 6300}{18^2 \cdot 10^6} (30,08 \cdot 145 + 2,23 \cdot 135) = 1,64 \text{ кг/мм}^2.$$

Отсюда видно, что напряжения в вершинном швеллере, создаваемые радиальным перемещением, достигают весьма значительной величины. Тангенциальное перемещение производит напряжения только в швеллерах основания. Так как деформация промежуточного шпангоута происходит главным образом от радиальной нагрузки давления газа на стрингер, а эти нагрузки возникают от выпучивания баллонной сети, то большие напряжения, которые могут возникнуть в стрингерах при перемещении узлов промежуточного шпангоута, являются убедительным доводом в пользу того, чтобы выпучивание сети было по возможности незначительно.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ БАЛОЧЕК

Материалы, применяемые в конструкции балочек. Балочки воздушных судов делались из дерева, алюминиевых сплавов и высокосортной стали. Деревянные балочки были доведены до высокой степени совершенства дирижаблестроительной фирмой Шютте-Лянц. До развития алюминиевого сплава, вошедшего в промышленность под названием дуралюмин, дерево было, по всей вероятности, наиболее подходящим материалом. Развитие дуралюмина дало конструкторам воздушных судов весьма совершенный материал для их работ. Вначале думали, что этот сплав, наряду с прочими его выдающимися свойствами, совершенно не поддается коррозии. В недавние же годы выяснилось, что, подобно другим материалам, дуралюмин нуждается в предохранении от вредного влияния погоды и требует покрытия защитной краской или окисью, наподобие недавно полученной электрическим анодным процессом. Наиболее серьезная особенность коррозии дуралюмина в том, что она не дает поверхностного эффекта, являющегося предостерегающим сигналом подобно красной ржавчине стали, но представляет собою межкристаллическое явление, распространяющееся снаружи вглубь материала, создавая значительные трудности для борьбы с нею.

По мере увеличения толщины материала в дуралюмине, как и других материалах, коррозия становится менее серьезной, и можно думать, что при толщине большей 1,5 мм и при надлежащих мерах защиты и предупреждения потеря прочности дуралюмина от коррозии в пределах сроков службы воздушного судна едва ли может оказаться серьезной. В воздушной технике вопросы коррозии и мер борьбы с нею стоят на переднем плане, и надо рассчитывать, что в ближайшие несколько лет произойдет значительный сдвиг в наших знаниях о причинах и средствах предупреждения коррозии.

Одной из выгод дуралюмина является то, что непосредственно после термической обработки он сравнительно мягок и до начала старения ему может быть легко придана соответствующей обработкой любая форма. Процесс старения занимает два или три дня, после чего металл получает твердость, свойственную облагороженному дуралюмину. Некоторые исследователи считали, что обработка дуралюмина сразу же по его облагораживании делает материал более подверженным коррозии, однако подобное мнение пока ни на чем не основано и к нему следует отнестись с известной осторожностью.

В среднем дуралюмин обладает следующим химическим составом:

	в %
Медь	4,23
Магний	0,54

	в %
Марганец	0,52
Железо	0,45
Кремний	0,26
Алюминий	94,0

Физические его свойства характеризуются следующими данными:

Временное сопротивление	40 кг/мм ²
Критическая точка	21 "
Удлинение при разрыве, отнесенное к 50 мм длины	18 ³ / ₀
Удельный вес	2,81

Умеренная холодная прокатка может повысить как критическую точку, так и временное сопротивление на 7 кг/мм²; удлинение при этом уменьшается до 15%.

Высокосортная сталь. Высокосортная сталь как материал, применяемый в воздушной технике, обладает известными преимуществами перед дуралюмином, если только усилия в данной конструкции допускают рациональную толщину применяемого материала. Она обладает несколько большим отношением временного сопротивления к весу и потому неизменно применяется для расчалки воздушных судов. Усилия в существующих типах балочек жестких воздушных судов недостаточно велики, чтобы допустить применение стали практически осуществимой толщины, и пока воздушные суда не вырастут по своему масштабу или пока существующие типы не будут заменены конструкцией с меньшим числом более крупных балочек, сталь не может считаться серьезным конкурентом дуралюмина. В полужестком воздушном судне усилия в отдельных элементах конструкции фермы могут оказаться достаточно велики, чтобы оправдать применение стали.

Старый классический тип цеппелиновской балочки. Тип балочки в наиболее общем его применении для жестких воздушных судов был выработан фирмой Цеппелин. Он характеризуется треугольным поперечным сечением, хотя для особых целей могут находить применение также и прямоугольное и W-образное сечения. В треугольных балочках три поясных элемента состоят из швеллеров с отогнутыми краями, расположенных в вершинах треугольника. В прямоугольных балочках для поясных элементов обычно применяются уголки с отогнутыми краями; в W-образных балочках в зависимости от надобности могут применяться как швеллеры, так и уголки. Типичные профили швеллеров и уголков с отогнутыми краями представлены на фиг. 60 и 61. Бока балочек обносятся штампованными раскосами волнистого профиля, причем для взаимной связи раскосы перекрещиваются попарно друг с другом и в местах пересечений склепываются вместе.

Особенностью цеппелиновской балочки, бросающейся в глаза каждому специалисту, привыкшему к конструкциям других типов,

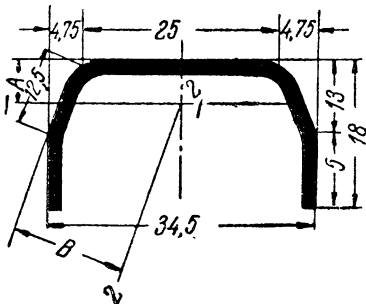
является несимметричное расположение раскосов. Одно из основных правил, обычно применяемых при проектировании решетчатых конструкций, выражается в том, чтобы оси раскосов пересекались на оси поясов. В цеппелиновских балочках это правило совершенно не соблюдается. Причина этого заключается в том, что срезающие усилия, появляющиеся в поясах благодаря зазору в них между встречными раскосами, создают лишь незаметные напряжения в швеллерах, в то время как система решетки, применяемая фирмой Цеппелин, приводит к уменьшению свободной длины швеллеров между раскосами, а такое уменьшение свободной длины значительно повышает сопротивление швеллеров сжимающим усилиям. Балочки этого типа иллюстрированы на фиг. 61—65. В балочках, проектируемых для чисто сжимающих нагрузок, поперечным сечениям обычно придается форма равностороннего треугольника. Для балочек же, проектируемых для работы на поперечный изгиб или совместное действие поперечного и продольного изгиба, предпочтительны поперечные сечения в виде равнобедренного треугольника, с высотой, значительно большей основания и направленной навстречу основной поперечной нагрузке, т. е. радиально по отношению к поперечному сечению судна.

Раскосы. Раскосы, применяемые в балочках цеппелиновского типа, штампуются из дуралюминовых листов толщиной обычно 0,6 мм. Последняя является минимальной толщиной, обеспечивающей надлежащую жесткость для предупреждения повреждений при перемещениях балок и лазании по ним.

Испытания балочек, произведенные в Бюро стандартов, показали, что напряжения в раскосах в общем чрезвычайно малы. Величины от 1,5 до 2 кг/мм² были максимальными из наблюдаемых. При испытаниях 150 балочек случаи потери устойчивости форм были обнаружены только в тончайших раскосах и то при перерезывающих силах, выходящих далеко за пределы, встречающиеся на практике. При конструировании новой решетки можно вполне исходить из цеппелиновского прототипа как в отношении высоты ребра, так и доведения краев профиля до нейтральной оси. Раскосы в ней должны обладать соответствующим уклоном согласно высоте балочки и требуемой разбивке длины поясов на участки для получения желаемого отношения $\frac{l}{r}$.

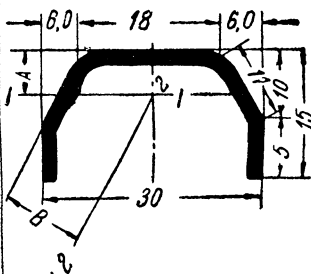
Нужно считать, что раскосы с высоким центральным ребром должны широко использоваться в конструкциях балочек. Это увеличивает жесткость швеллера и обеспечивает некоторую помощь швеллеру при его работе на сжатие. Вообще же при выработке окончательной формы раскоса приходится сильно считаться с известными радиусами и условиями обжимки в штампах.

Сопротивление сжатию дуралюминовых швеллеров и уголков. Балочки воздушных судов обычно проектируются с отношением длины к радиусу инерции меньшим 50, так что



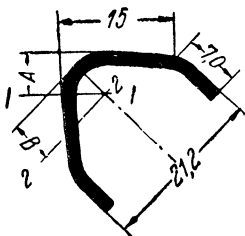
Швеллер №	A1	A2	A3
Толщина мм	1,0	1,2	1,4
Площ. попер. сеч. мм ²	60,0	71,67	83,17
R (внутр. радиус) мм	3,0	4,0	4,0
A мм	5,84	5,87	5,89
B мм	13,74	13,77	13,79
I (относит. 1—1) . см ⁴	0,1994	0,2381	0,2743
I (относит. 2—2) . см ⁴	0,8591	1,0127	1,1500

Швеллеры A1, A2 и A3.



Швеллер №	B1	B2	B3	B4	B5	B6
Толщина мм	0,8	1,0	1,2	1,4	1,6	2,0
Площ. попер. сеч. мм ²	39,5	49,1	58,5	67,7	77,0	93,3
R (внутрен. рад.) мм	3,0	3,0	3,6	4,1	4,4	4,4
A мм	5,26	9,30	5,35	5,39	5,44	5,49
B мм	10,49	10,51	10,53	10,55	10,68	10,59
I (относит. 1—1) . см ⁴	0,0207	0,1206	0,1302	0,1485	0,1606	0,1955
I (относит. 2—2) . см ⁴	0,3453	0,4285	0,5167	0,5928	0,6669	0,7938

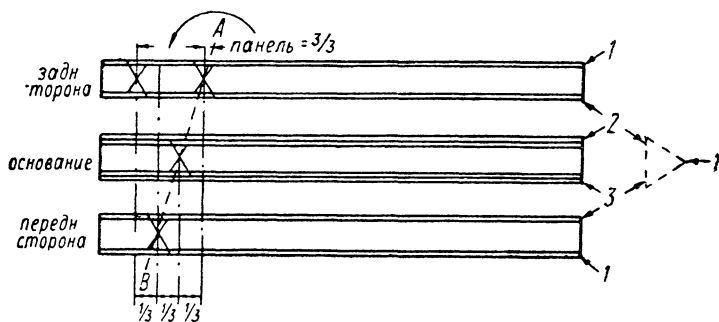
Швеллеры B1, B2, B3, B4, B5, B6.



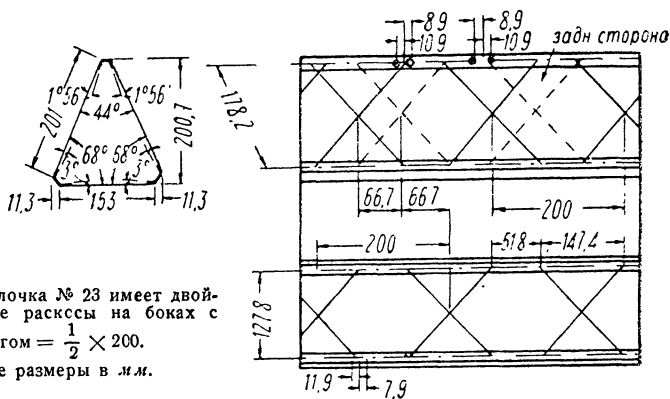
Уголок №	N1	N2	N3	N4
Толщина мм	1,0	1,2	1,4	1,6
Площ. попер. сеч. мм ²	40,9	48,7	56,4	63,9
R (внутр. радиус) . . . мм	3,0	4,1	4,1	4,4
A мм	6,05	6,15	6,28	6,36
B мм	6,99	6,63	6,60	6,50
I (относит. 1—1) . . . см ⁴	0,1362	0,1797	0,2068	0,2313
I (относит. 2—2) . . . см ⁴	0,0890	0,957	0,1089	0,1203

Уголки N1, N2, N3, N-4.

Фиг. 60. Размеры и свойства швеллеров и уголков.



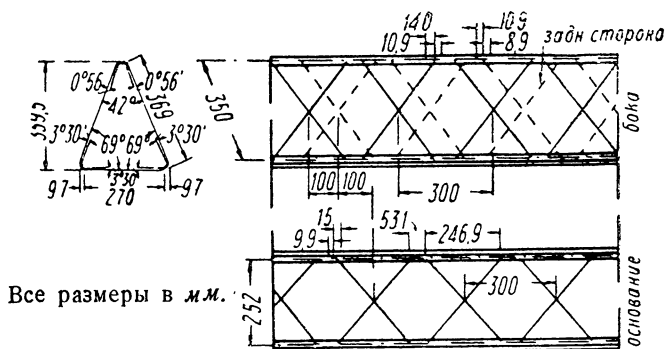
Линия А—В указывает направление стандартной спирали.
Направление спирали всегда с.-в. и ю.-з.



Балочки 21 и 23.

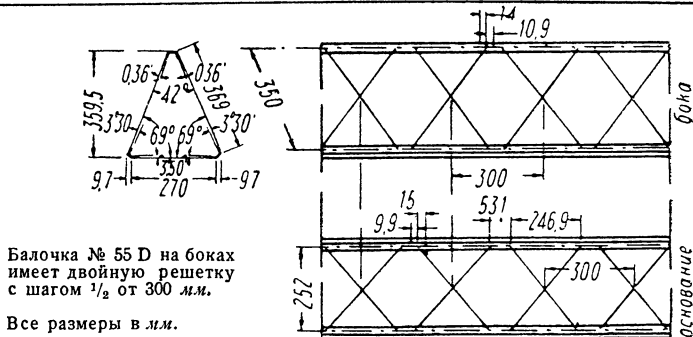
Балочка №	Верш. швел.	Толщ.	Швел. основ.	Толщ.	Толщ. раскосов	
					боков.	основа-ния
21	A1	1,0	B1	0,8	0,5	0,9
23	A1	1,0	B2	0,8	0,5	0,9

Фиг. 61. Размеры и свойства балочек цеппелиновского типа.



Балочки 52, 53, 54, 55 и 55А.

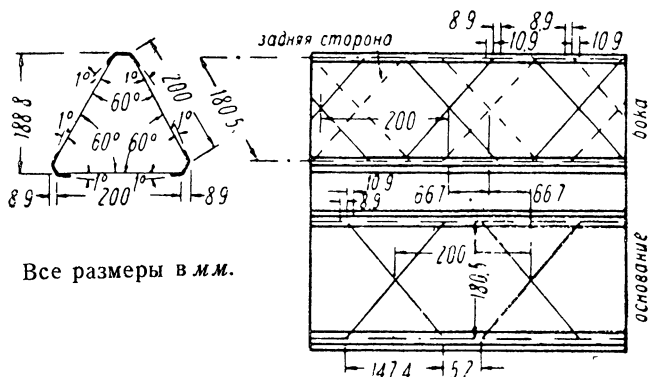
Балочка №	Верш. швел.	Толщ.	Швел. основ.	Толщ.	Толщ. раскосов	
					боков.	основания
52	A1	1,0	B3	1,2	0,48	0,48
53	A2	1,2	B3	1,2	0,48	0,48
54	A2	1,2	B3	1,2	0,48	0,48
55	A3	1,4	B2	1,0	0,58	0,48
55А	A3	1,4	B2	1,0	0,58	0,48



Балочки 55B, 55С и 55D.

Балочка №	Верш. швел.	Толщ.	Швел. основ.	Толщ.	Толщ. раскосов	
					боков.	основания
55B	A3	1,4	B3	1,2	0,58	0,48
55C	A3	1,4	B3	1,2	0,48	0,48
55D	A3	1,4	B3	1,2	0,48	0,48

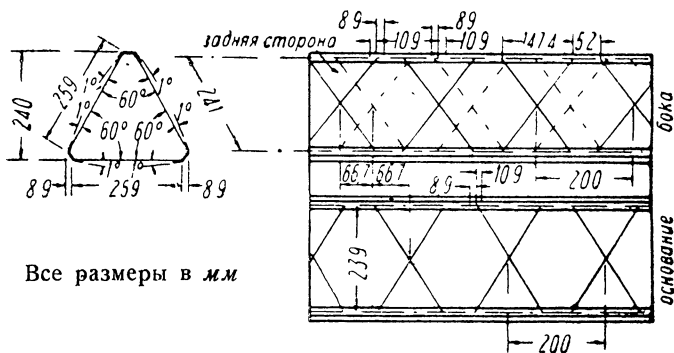
Фиг. 62. Размеры и свойства балочек цепелиновского типа.



Все размеры в мм.

Балочки 31В и 32В.

Балочка №	Верш. швел.	Толщ.	Швел. основ.	Толщ.	Толщ. раскосов	
					боков.	основания
31В	В2	1,0	В2	1,0	0,48	0,48
32В	В3	1,20	В2	1,0	0,58	0,58

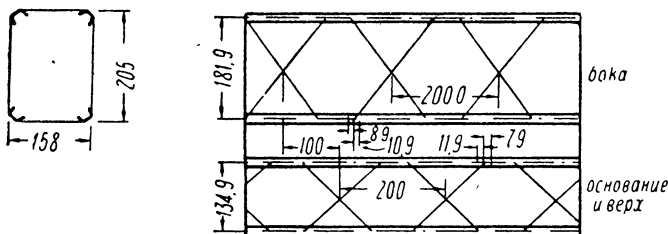


Все размеры в мм

Балочка 42.

Балочка №	Верш. швел.	Толщ.	Швел. основ.	Толщ.	Толщ. раскосов	
					боков.	основания
42	В3	1,2	В3	1,2	0,48	0,48

Фиг. 63. Размеры и свойства балочек цепелиновского типа.

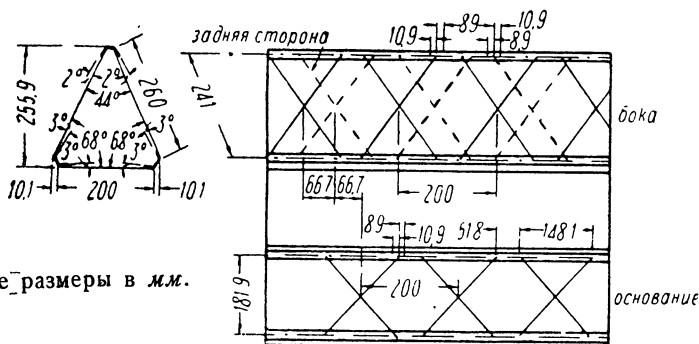


Балочка № 72 имеет длину панелей на боках 146,0 мм.

Балочки 71 и 72.

Все размеры в мм.

Балочка №	Уголки	Толщ.	Толщ. раскосов	
			боков.	основания
71	N3	1,4	0,48	0,48
72	N3	1,4	0,48	0,48

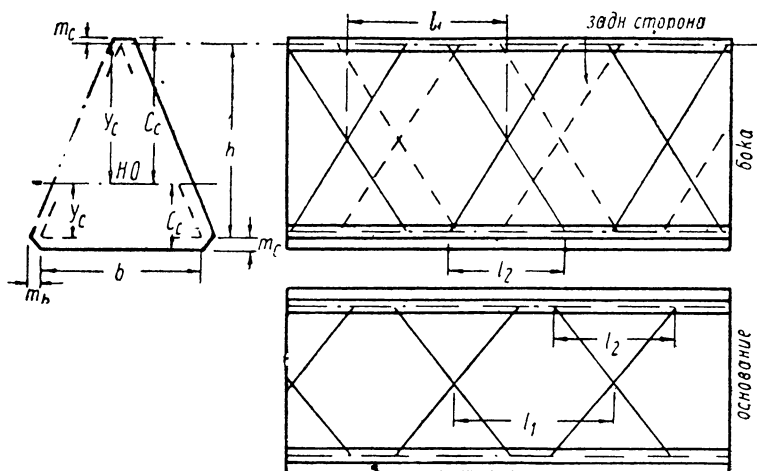


Все размеры в мм.

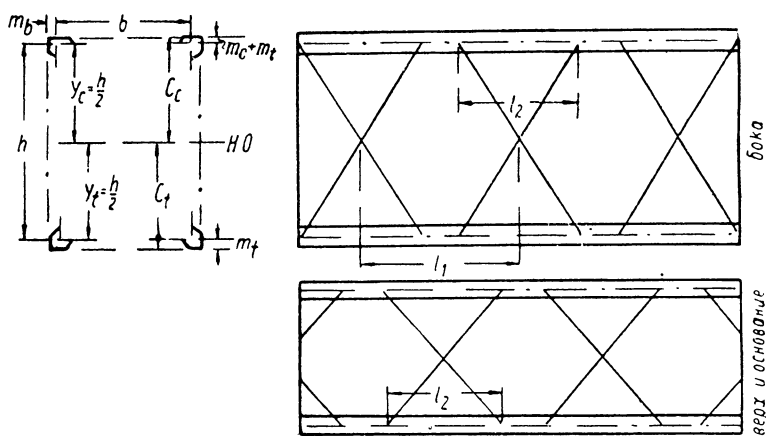
Балочки 91 и 92.

Балочка №	Верш. швел.	Швел. основ.	Швел. основ.	Толщ.	Толщ. раскосов	
					боков.	основания
91	A1	1,0	B1	0,80	0,48	0,48
92	A2	1,20		1,0	0,48	0,48

Фиг. 64. Размеры и свойства балочек цепелиновского типа.



Балочки 21, 23, 31, 32, 42, 52, 53, 54, 55, 91, 92.



Балочки 71, 72.

Фиг. 65. Размеры балочек.

возможность потери устойчивости при продольном изгибе, по всей вероятности, исключена, и наиболее важным критерием прочности будет та нагрузка, которую могут выдержать поясные швеллеры или уголки на участках между креплением раскосов. Это и является решающим условием как для продольной, так и поперечной нагрузки.

В изданной Национальным совещательным бюро по аэронавтике технической записке № 124 под заглавием „Tests on Duralumin Columns for Aircraft Construction“ приведено описание испытаний, произведенных Массачузетским технологическим институтом. Из нее мы заимствуем следующее:

„Испытаниям на сжатие были подвергнуты четыре комплекта термически обработанных дуралюминовых профилей с различным поперечным сечением и переменной толщиной для получения различных значений $\frac{l}{r}$. Образцы, подлежащие испытанию, нарезались по требуемой длине и, после соответствующей обработки их концов, закладывались между полушаровыми опорными головками вертикальной испытательной машины Ольсена, дающей точность до 9,07 кг (20 фн.). При закладке образцов для обеспечения точной центровки применялся специальный калибр. Каждая точка, наносимая на график, дает среднее значение трех отдельных испытаний.

Наиболее интересной особенностью, которую можно заметить на графиках, является характер поведения образцов при низких значениях $\frac{l}{r}$. В то время как при высоких значениях ($\frac{l}{r} = 80$ и выше) точки располагаются вблизи кривой Эйлера, при более низких значениях они не перегибаются в параболическую форму, которую мы обычно ожидаем. Их перегиб фактически происходит несколько раньше, а в некоторых случаях кривые остаются вогнутыми на всем своем протяжении. Эта тенденция наиболее заметна в тонких профилях со свободными краями, удаленными от нейтральной оси; такие профили в особенности склонны к вторичным зигзагообразным формам потери устойчивости. Можно предполагать, что если бы кривые для таких профилей продолжить ниже $\frac{l}{r} = 20$, то они продолжали бы подниматься все более и более круто, пока при $\frac{l}{r} = 0$ не достигли бы значения временного сопротивления (38,5 кг/мм²). По мере же того как профили утолщаются, точки располагаются ближе к прямой линии, нежели к кривой. Поэтому можно думать, что если бы мы продолжали увеличивать толщину профиля, то кривая стала бы в конце концов обращенной выпуклостью кверху и приняла бы более известную форму, достигнув максимального значения 38,5 кг/мм² снова при $\frac{l}{r} = 0$. Для двух групп профилей (серии А и В)

перемена знака кривизны в действительности и наблюдается. Такое особенное отступление от обычного поведения образцов при продольном изгибе, повидимому, можно объяснить местной потерей устойчивости длинных неподкрепленных полков образца. Эта потеря устойчивости проявляется в нескольких видах. В более коротких образцах она принимает форму непосредственного местного выпучивания. В более длинных образцах полки иногда выпучиваются в одном направлении, что ведет к угловому смещению середины образца относительно его концов, и тогда потеря устойчивости выражается скручиванием. В свою очередь, если полки выгибаются в противоположных направлениях, то происходит искажение профиля, и нередко образец теряет свою устойчивость в сторону той оси, относительно которой момент инерции раньше был наибольший. В случае уголковых профилей с прямыми полками, обладающими наименьшей поддержкой, оказалось, что наружные их части работали как самостоятельные стойки и, насколько можно было судить по испытанию, выпучивались независимо друг от друга“.

При проектировании полезно иметь формулу, которая приблизительно удовлетворяла бы различным профилям сжатых элементов, встречающимся на практике. Хотя в большинстве случаев и можно руководствоваться непосредственно опытными данными, все же такая формула постоянно бывает нужна для неиспытанных профилей. В соответствии с этим для сжатых стержней со свободно поворачивающимися концами могут быть предложены следующие формулы:

от $\frac{l}{r} = 0$ до $\frac{l}{r} = 90$

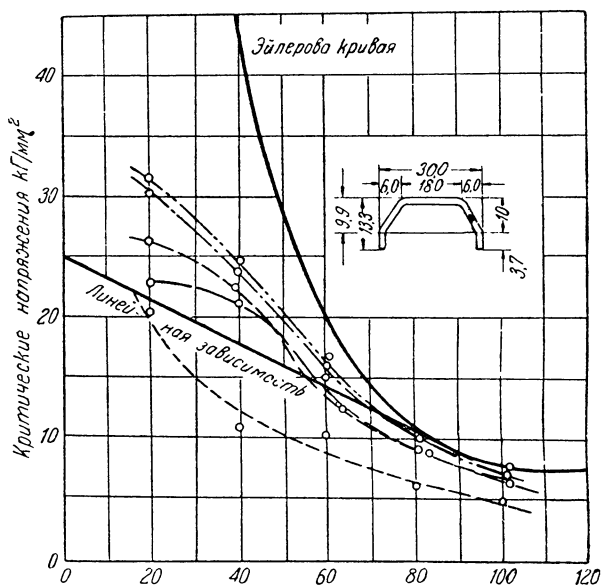
$$f_c = 24,6 - 0,176 \frac{l}{r}; \quad (96)$$

от $\frac{l}{r} = 90$ и выше

$$f_c = \frac{70000}{\left(\frac{l}{r}\right)^2}. \quad (97)$$

Первая из них является чисто эмпирической формулой прямой линии, которая при $\frac{l}{r} = 90$ имеет точку касания с кривой, выражаемой второй формулой. Последняя представляет собой формулу Эйлера: $f_c = \frac{\pi^2 E}{\left(\frac{l}{r}\right)^2}$, в которой E для дуралюмина при-

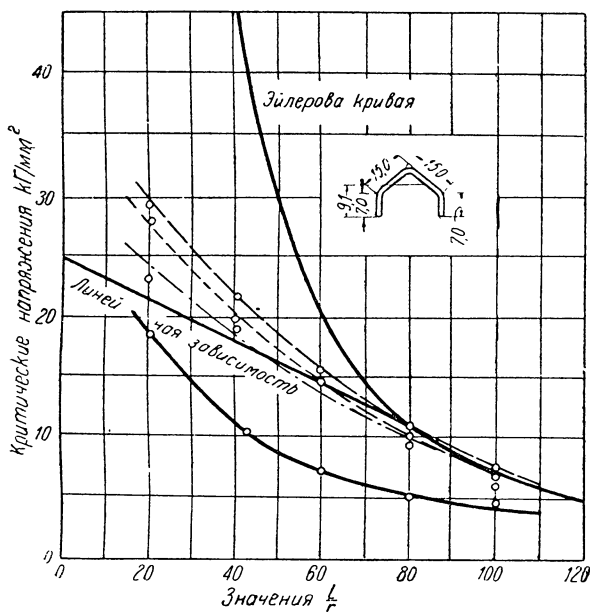
нят равным 7100 кг/мм^2 , что является вполне приемлемым значением. Представляет интерес и формула другого типа, которая была предложена военным ведомством США для значений $\frac{l}{r}$ от 0 до 80 в следующем виде:



Марка	Станд. толщина	Площ. попер. сечен.	Наим. радиус инерции
В-1	0,8	38,39	4,93
В-2	1,0	52,77	4,88
В-3	1,2	61,22	4,78
В-4	1,4	73,08	4,78
В-5	1,6	82,71	4,75

Фиг. 67. Испытания на сжатие дуралюминовых швеллеров и уголков.

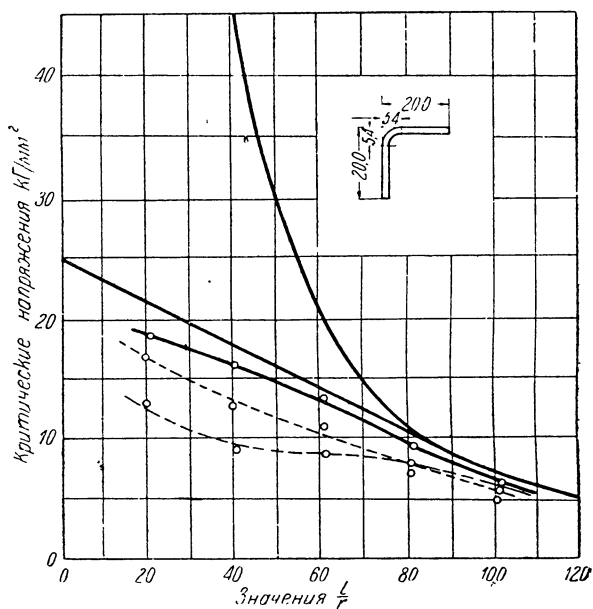
Испытания на сжатие термически обработанных дуралюминовых профилей марки В. Образцы испытаны как стержни со свободно поворачивающимися концами. Наименьший радиус инерции есть радиус инерции относительно горизонтальной оси.



Марка	Станд. толщ.	Действ. площадь поп. сеч.	Наим. радиус инерции
N-1	1,0	43,86	4,57
N-2	1,20	50,96	4,52
N-3	1,4	54,18	4,45
N-4	1,7	63,86	4,37

Фиг. 68. Испытания на сжатие дуралюминовых швеллеров и уголков.

Испытания на сжатие термически обработанных дуралюминовых профилей марки N. Образцы испытаны как стержни со свободно поворачивающимися концами. Наименьший радиус инерции есть радиус инерции относительно горизонтальной оси.



Марка	Станд. толщ.	Действ. площ. поп. сеч.	Наим. радиус инерции
S-1	1,0	32,35	3,99
S-2	1,2	49,02	3,96
S-3	1,4	54,83	3,96

Фиг. 69. Испытания на сжатие дуралюминовых швеллеров и уголков.

Испытания на сжатие термически обработанных дуралюминовых профилей марки S. Образцы испытаны как стержни со свободно поворачивающимися концами.

$$f_c = 0,8 \left[33 - 0,28 \left(\frac{l}{r} \right) \right]. \quad (98)$$

Для труб и стержней коэффициент 0,8 изменяется в единицу, но сохраняет свое значение для других профилей. Для стержней с закрепленными концами коэффициент 0,28 изменяется в 0,20 и диапазон применения формулы расширяется до $\frac{l}{r} = 110$. Основная неувязка формулы военного ведомства заключается в том, что выражаемая ею прямая имеет значительное расхождение с касательной к кривой Эйлера. Однако так же, как и формула (96), она дает вполне удовлетворительные значения.

Кривые, выражаемые формулами (96) и (97), приведены на каждом из четырех графиков. На фиг. 67 и 68 можно видеть, что точки швеллеров В-1 и N-2 расположились ниже кривых. Эти швеллеры настолько тонки для своих размеров, что являются совершенно неэкономичными профилями; отношения толщины к периметру их профилей соответственно равны $\frac{1}{60}$ и $\frac{1}{40}$. То же самое можно сказать о профиле „S“ на фиг. 69. Здесь мы видим, что все точки испытанных образцов расположились ниже кривых. Однако, если экстраполировать опытные значения, то можно заключить, что приведенные формулы будут применимы только к уголкам, в которых толщина составляет по крайней мере $\frac{1}{10}$ ширины полки. Фиг. 69 ясно показывает ненадежность плоского уголкового профиля.

Испытания балочек

Во время постройки „Shenandoah“ в Бюро стандартов было испытано на разрушение около 150 опытных балочек, подобных применяемым в корпусе этого воздушного судна. Эти испытания были подробно описаны в статье Burgess, Hunsaker and Truscott: „The Strength of Rigid Airships“, опубликованной в Journal of the Royal Aeronautical Society за июнь 1924 г. Данные основной характеристики различных типов балочек приведены на фиг. 61—65. Номера типов балочек на фигурах соответствуют следующим элементам корпуса:

Тип №	Положение в корпусе судна
21, 23	Верхние промежуточные стрингеры
52, 53, 54, 55	Главные стрингеры
71, 72	Коробчатые балочки коридора
91, 92	Нижние промежуточные стрингеры

Для получения проектных данных испытания балочек были распространены на значительно больший диапазон $\frac{l}{r}$, чем встречается в действительном судне. В испытания были включены 10-метровые стрингерные балочки с шаровыми опорными концами

без всякого промежуточного подкрепления; между тем, в действительной практике балочки на 5-метровых интервалах обладают значительным закреплением как по положению, так и по направлению. Балочки были испытаны на продольный изгиб, поперечный изгиб и на совместное действие продольного и поперечного изгиба. В испытаниях на поперечный изгиб балочки были просто оперты на концах и к их основанию была приложена равномерно распределенная нагрузка. В каждом случае разрушение выражалось выпучиванием швеллеров основания. Напряжение в этих швеллерах выражается формулой:

$$f = \frac{Wly}{8I},$$

где W — полная нагрузка,

l — длина балочки,

I — наибольший момент инерции, вычисленный в предположении, что площадь сечения каждого швеллера сконцентрирована в центре ее тяжести,

y — расстояние от нейтральной оси линии, проходящей через центр тяжести швеллеров основания.

В большинстве случаев были испытаны три образца каждого типа балочки.

Критические напряжения в швеллерах основания приведены в табл. 23. Просмотр этой таблицы показывает, что нормальные главные и промежуточные стрингеры (типы 21, 91 и 52—55) теряли устойчивость с заметным постоянством при напряжениях около 14,4 кг/мм². Коробчатые балочки 71 и 72 имели критические напряжения приблизительно на 25% выше.

Представляют интерес специальные балочки 55с и 55d. При испытании обычных типов балочек оказалось, что раскосы были очень слабо напряжены и характер потери устойчивости швеллеров доказывал, что метод расположения раскосов, согласно которому раскосы на обеих сторонах швеллера располагались не непосредственно друг против друга, а образовывали решетку спирального типа, служил причиной потери устойчивости швеллера в форме скручивания. Поэтому было решено изготовить несколько опытных балочек типа 55с, в которых раскосы имели толщину 0,5 мм вместо 0,6 мм, как в нормальном типе 55, причем раскосы эти были приклепаны к полкам швеллеров в точках, расположенных непосредственно друг против друга, согласно обычной практике решетчатых конструкций. Более низкое критическое напряжение типа 55с показывает, что выгода симметричного расположения раскосов поглощалась малой устойчивостью швеллера при увеличенных его пролетах между точками крепления раскосов.

Тип 55d был идентичен с типом 55с, если не считать того, что расстояние между точками крепления раскосов было сокращено вдвое. Результатом этого было увеличение критического напряжения приблизительно на 24% в сравнении с типом 55 и на 45% в сравнении с типом 55с. Вес за вычетом концевых

Таблица 23

Критические напряжения в швеллерах основания стрингерных балочек, испытанных на поперечный изгиб

Тип	Длина мм	I $у$ мм ³	Средняя критическая нагрузка кг	Напряжения в швеллерах основания кг/мм ²
21	5000	137,13	281	14,41
23	5000	137,13	332	15,11
52	5000	328,64	742	14,10
53	5000	330,77	755	14,27
54	5000	379,10	846	13,95
55	5000	389,42	926	14,90
71	5000	211,18	614	18,21
72	5000	211,18	640	18,95
91	5000	186,60	448	15,04
92	5000	230,02	577	15,75
55с	5000	389,42	792	12,72
55д	5000	389,42	1152	18,52
23	10000	137,13	158	14,45
55	10000	389,42	464	14,94
72	10000	211,18	304	18,03
92	10000	230,02	282	15,33

приспособлений увеличивался на 35% в сравнении с типом 55 и на 43% в сравнении с типом 55с. Отсюда можно заключить, что тип 55 является наиболее выгодным, а тип 55с — наименее выгодным.

Можно заметить, что вершинный швеллер расположен приблизительно на 50% дальше от нейтральной оси, чем швеллеры основания, так что когда напряжения в швеллерах основания под действием нагрузки достигали критического значения, в вершинных швеллерах растягивающее напряжение было несколько выше 21 кг/мм², что значительно ниже временного сопротивления дуралюмина. Так как потеря устойчивости неизменно вызывалась сжатием швеллеров основания, то критическим условием в балочках было напряжение именно в этих элементах, а не в вершинном швеллере.

Модуль упругости при изгибе. Вычисление модуля упругости при изгибе этих балочек было произведено по величинам прогиба десяти типовых балочек, взятых на выбор. Формула, связывающая прогиб в середине равномерно нагруженной балочки с нагрузкой, размерами и упругими свойствами балочки, имеет вид:

$$d = \frac{5Wl^3}{384EI}$$

или

$$E = \frac{5Wl^3}{384Id},$$

где d есть прогиб по середине балочки.

Таблица 24
Вычисления E при изгибе балочек

Тип	l мм	I мм ⁴	W кг	d мм	$E = \frac{5Wl^3}{384Id}$ кг/мм ²
54	5000	502,56	454	27,305	5390
54	5000	502,56	648	45,068	4070
54	5000	502,56	394	23,55	5430
54	5000	502,56	590	38,10	5030
55	5000	550,40	454	25,15	5340
55	5000	550,40	726	38,15	5620
55	10000	550,40	340	124,46	6470
55	10000	550,40	308	114,30	6400
21	5000	113,37	193	38,86	7135
23	10000	113,37	107	125,42	6610

Результаты приведены в табл. 24.

Сравнительно низкие значения для 5-метровых балочек 54 и 55 следует отнести, несомненно, за счет деформаций сдвига, которые в этих коротких и высоких балочках приобретают более важное значение, чем в длинных и гибких. Приведенные выше формулы не принимают во внимание деформации сдвига.

Испытания балочек на продольный изгиб. Отношение длины к радиусу инерции $\left(\frac{l}{r}\right)$ 5-метровых балочек главных стрингеров составляет только около 48, что значительно ниже применимости формулы Эйлера. К таким балочкам можно применять следующую формулу Джонсона (Johnson):

$$p_j = C \left[1 - \left\{ \frac{C}{4N\pi^2 E} \left(\frac{l}{r} \right)^2 \right\} \right],$$

где p_j — критическое напряжение в кг/мм²,

C — временное сопротивление при сжатии в кг/мм²,

N — коэффициент, который в случае балочек со свободно поворачивающимися концами равен 1.

Средние значения C и E для каждого типа балочки получены из испытаний на поперечный изгиб. Значения p_j , вычисленные по формуле Джонсона, в табл. 25 сравниваются с фактическими значениями P/a , т. е. с фактическими напряжениями балочек.

Для отношений $\frac{l}{r}$, больших 50, в таблице приведены также и значения Эйлеровых критических напряжений.

Эти напряжения p_e определяются по формуле:

$$p_e = \frac{\pi^2 E}{\left(\frac{l}{r} \right)^2}.$$

Таблица 25
Испытания балочек на продольный изгиб

Тип	$\frac{l}{r}$	$\left(\frac{l}{r}\right)^2$	a кг/мм ²	C кг/мм ²	E кг/мм ²	P кг	$\frac{P}{a}$ кг/мм ²	P_j кг/мм ²	P_e кг/мм ²
5-метровые балочки									
21	85,6	7350	136,45	14,41	6330	1126	8,16	8,33	8,51
23	85,6	7350	136,45	15,11	6330	1134	8,31	8,56	8,51
52	47,0	2210	155,61	14,41	5270	2009	12,93	12,02	
53	48,7	2370	166,71	14,27	5270	2057	12,34	11,95	
54	47,1	2220	184,90	13,95	5270	2235	12,09	11,88	
55	48,5	2350	196,32	14,90	5270	2519	12,83	12,41	
71	71,4	5100	216,77	18,21	6330	2508	11,56	11,49	12,30
72	71,4	5100	216,77	18,95	6330	2558	11,81	11,67	12,30
91	66,5	4420	136,45	15,04	5620	1709	12,53	10,55	12,58
92	65,7	4320	166,71	15,75	5620	2038	12,30	10,97	12,86
55	48,5	2350	196,32	14,90	5270	2359	11,99	12,41	
55b	48,5	2350	196,32	12,72	5270	2197	11,18	10,90	
55d	48,5	2350	196,32	18,72	5270	3162	16,10	14,80	
10-метровые балочки									
23	171,2	29400	136,45	14,75	6610	332	2,43		2,22
55	97,0	9400	196,32	14,94	6530	1432	9,14	6,73	6,73
72	142,8	20400	216,77	48,03	6680	770	3,92		3,23
90	131,4	17280	166,71	15,33	6330	666	3,97		3,63

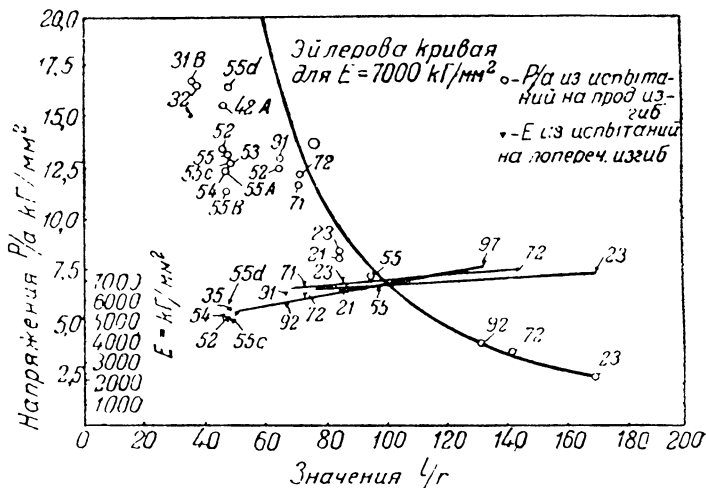
Значения $\frac{P}{a}$ приведены на фиг. 70, а кривая p_e , представленная на этой же фигуре, относится к постоянному значению $E = 7000 \text{ кг/мм}^2$, более соответствующему испытаниям на продольный изгиб, нежели меньшим его значениям, полученным из результатов испытаний на поперечный изгиб.

Испытания на совместное действие продольного и поперечного изгиба. К балочкам, равномерно нагруженным поперечной нагрузкой, остававшейся во время испытания постоянной, прилагалась осевая сжимающая нагрузка, которая увеличивалась до тех пор, пока не происходила потеря устойчивости балочки. Наличие шаровых шарниров на концах балочек обеспечивало центральную передачу сжимающей нагрузки; при этом, как и во всех остальных испытаниях, потеря устойчивости неизменно носила характер выпучивания швеллеров основания между точками прикрепления раскосов.

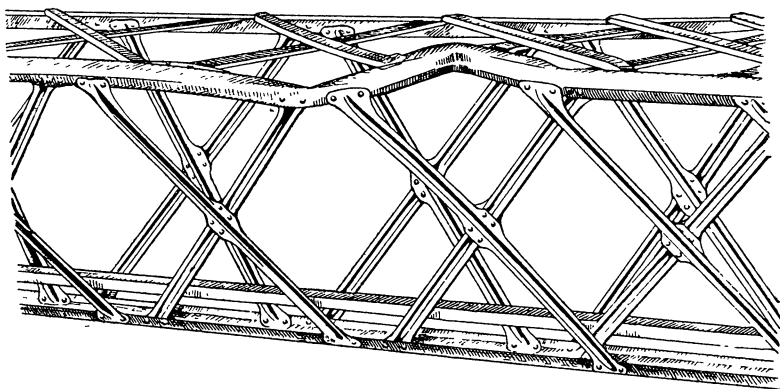
При анализе этих испытаний изгибающий момент от совместного действия продольной и поперечной нагрузок вычислялся по формуле Морлея (Morley):

$$M = \frac{wEI}{P} \left(\sec \frac{\pi}{2} \sqrt{\frac{P}{P_e}} - 1 \right),$$

где M — изгибающий момент,
 w — поперечная нагрузка на единицу длины,
 E — модуль упругости,
 I — наибольший момент инерции,



Фиг. 70. Сопротивление продольному изгибу балочек при различных значениях E , полученных из испытаний на поперечный изгиб.



Фиг. 71. Типичный образец потери устойчивости сжатого пояса при испытаниях на поперечный изгиб.

P — действительная сжимающая критическая нагрузка,
 P_e — Эйлера нагрузка, вычисляемая по наибольшему моменту инерции, а не по наименьшему, как в случае чистого продольного изгиба.

Критическое напряжение определяется по формуле:

$$f = \frac{M}{Z} + \frac{P}{a}.$$

Вычисление f приведено в табл. 26.

Значение

$$\sec \frac{\pi}{2} \sqrt{\frac{P}{P_e}} - 1$$

в таблице обозначено через q . Для 5-метровых балочек главных стрингеров (типы 52—54) для E принято значение 5620 кг/мм², для всех других балочек 6330 кг/мм².

В 10-метровых балочках к w отнесен также и вес балочки от 0,71 до 1,07 кг/м, однако даже и при этом условия значения f оказались ниже, чем можно было бы ожидать.

В результате этих испытаний можно прийти к выводу, что существуют следующие четыре типа критической неустойчивости, могущие вывести балочку из устойчивого равновесия:

1) боковое выпучивание целой балочки, которое зависит от отношения ее длины к наибольшему и наименьшему радиусу инерции, а также от характера закрепления концов и от характера нагрузки;

2) выпучивание и скручивание швеллера между точками прикрепления раскосов, зависящие от отношения длины к радиусу инерции швеллера, от его сопротивления кручению, жесткости раскосов и их крепления к швеллерам;

3) выпучивание концевых раскосов под действием перерезывающих усилий; это может произойти только при чрезмерной поперечной нагрузке, которая едва ли может встретиться на практике;

4) раскрытие и закручивание швеллеров.

Природа окончательного разрушения при потере устойчивости не определяется этими четырьмя факторами. Разрушение может принять различные формы, как, например, скручивание и отрыв раскосов и швеллеров или срез заклепок, что зависит от критической точки и временного сопротивления материала различных частей, но не от начальной причины потери устойчивости.

Приложение к проектированию. Для определения прочности балочек были предложены различные формулы. При проектировании балочек весьма важным критерием прочности балочки является сопротивление продольному изгибу поясных элементов, т. е. в балочках цеппелиновского типа — швеллеров и уголков, тогда как испытания коротких образцов, соответствующих длинам между точками прикрепления раскосов, сравнительно малоценны. Для большинства профилей прочность может быть определена со вполне достаточным приближением вычислением $\frac{l}{r}$ и применением обычных формул продольного изгиба. При таких

Таблица 26

Критические напряжения при совместном действии продольного и поперечного изгиба

Тип	Длина l	a $м.м^2$	I $см^4$	Z $см^3$	ω $кг/м$	P $кг$	P_e $кг$	q	M $кг/м$	$\frac{M}{Z}$ $кг/м.м^2$	$\frac{P}{a}$ $кг/м.м^2$	f $кг/м.м^2$
21	5,00	136,45	113,42	13,72	35,7	529	2835	0,288	159,39	10,14	3,87	14,01
23	5,00	136,45	113,42	13,72	35,7	563	2835	0,310	141,12	10,28	4,13	14,41
52	5,00	155,61	418,52	32,87	89,3	1110	9276	0,164	309,31	9,41	7,15	16,59
53	5,00	166,71	469,84	33,09	89,3	1119	11340	0,149	303,55	9,18	6,71	15,89
54	5,00	184,90	502,89	37,92	89,3	1230	11158	0,153	311,62	7,85	6,70	14,55
55	5,00	196,32	550,80	38,95	89,3	1560	12247	0,180	319,10	8,20	7,94	16,14
71	5,00	216,77	203,79	21,12	53,6	1470	5089	0,506	237,89	11,28	6,78	18,06
72	5,00	216,77	203,79	21,12	53,6	1447	5089	0,495	236,16	11,18	6,68	17,86
91	5,00	136,45	192,17	18,66	35,7	948	4808	0,306	141,31	7,52	6,96	14,48
92	5,00	166,71	233,01	23,01	35,7	1424	5829	0,400	148,03	6,43	8,53	14,96
23	10,00	136,45	113,42	13,72	9,64	82	708,5	0,160	135,94	9,91	0,60	10,51
55	10,00	196,32	550,80	38,95	23,40	709	3447	0,322	368,64	9,49	3,61	13,10
72	10,00	216,77	203,79	21,12	14,46	441	1272	0,660	278,78	13,22	2,04	15,26
92	10,00	166,71	233,01	23,01	9,82	430	1457	0,520	170,59	7,40	2,57	9,97

вычислениях должно быть принято во внимание отношение толщины к ширине материала, чтобы избежать потери устойчивости в форме коробления. Слабое место в применении теоретических или опытных значений прочности одних только поясных элементов заключается в том, что без испытания действительных корпусов невозможно в точности определить, насколько пояса подкрепляются раскосными элементами. Опытные результаты или расчеты, основанные на свободной длине поясов, равной расстоянию между точками прикрепления раскосов, обыкновенно дают надежные исходные данные, но не всегда, в особенности, если раскосы не жестки и не имеют прочной связи с поясами. Проектирование воздушного судна никогда не должно заходить далеко без испытаний балочек, близко соответствующих балочкам, применяемым в воздушном судне.

Германские испытания балочек. В „Zeitschrift für Flugtechnik und Motorwissenschaft“ за май 1924 г. были опубликованы данные испытания различных размеров и типов деревянных и дуралюминовых балочек, полученные фирмой Шютте-Лянц.

Весьма сомнительно, чтобы постройка воздушных судов снова производилась когда-либо из деревянных балочек; поэтому на их характеристике мы здесь останавливаться не будем. Табл. 27 дает сводку результатов произведенных фирмой Шютте-Лянц испытаний типов балочек, представленных на фиг. 72—76, а в табл. 28 сведены для сравнения результаты испытаний типовых балочек „Shenandoah“, произведенных в Бюро стандартов. В последней графе каждой таблицы приведены значения „ломающей длины“, представляющей собой отношение критической нагрузки к весу единицы длины балочки и являющейся приближенным показателем качества балочки.

Большинство балочек Шютте-Лянца, в особенности трубчатых, оказалось значительно лучше балочек „Shenandoah“, и эта разница объясняется следующими преимуществами балочек фирмы Шютте-Лянц: а) меньшее отношение $\frac{l}{r}$, б) большая толщина металла, в) относительно малый вес, приходящийся на долю раскосов, г) применение трубчатых поясов вместо швеллеров с открытыми профилями. Рассматривая по пунктам каждое из этих преимуществ балочек Шютте-Лянца, очевидно, что: а) представляет чисто случайную разницу в методах испытаний; б) является преимуществом, присущим более крупным балочкам, которые могут быть применены лишь в больших судах; в) является преимуществом, присущим также более крупным балочкам, так как балочки, примененные в „Shenandoah“, были столь легки, что оказалось невозможным ставить раскосы такой толщины, как это требовалось теоретическими усилиями в них; г) представляет особое преимущество, на котором настаивает фирма Шютте-Лянц в отношении своих трубчатых элементов, перед открытыми профилями швеллеров, применяемых фирмой Цеппелин. Реальность

Таблица 27

Характеристика различных типов дуралюминовых балочек

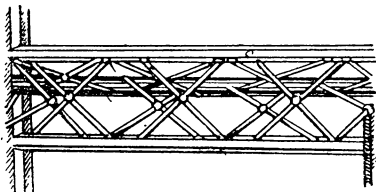
Тип	Число поясов	Высота мм	Ширина мм	Длина м	Расстояние между раскосов мм	Площадь поперечного сечения мм ²	Отношение длины к радиусу изгибания	Критическая нагрузка кг	Критическое напряжение кг/мм ²	Вес кг/м	Отношение полного веса к весу поясов	Площади катящихся поверхностей
<i>Балочки, испытанные на продольный изгиб</i>												
1	2	420	180	0,310	90—40	44	39	880	20,0	0,148	1,22	5910
2	4	70	70	1,20	100	168	40	4000	23,8	0,770	1,65	5150
2а	4	250	250	4,25	350	2100	40	52000	24,7	10,00	1,69	5210
3	2	240	60	2,40	370	88	22	1400	15,9	0,52	2,12	2680
4	3	220	250	2,60	580	270	22	3000	11,1	0,97	1,28	3090
5	3	233	270	2,56	270	266	21	4500	16,9	1,16	1,56	3870
6	3	225	200	2,56	420	273	22	6200	22,7	1,12	1,46	5550
7	3	220	250	4,23	580	444	36	9000	20,2	1,71	1,38	5240
8	3	220	250	2,53	580	444	21	12000	27,0	1,76	1,41	6830
<i>Балочки, испытанные на поперечный изгиб</i>												
Длина высота												
9	2	240	50	2,50	—	88	10,4	470	5,34	0,66	—	720
10	4	100	70	1,00	—	84	10,0	600	7,1	0,80	—	745
11	3	220	250	4,23	—	300	18,5	1300	4,35	1,80	—	725

Характеристика балочек, примененных в воздушном судне "Shenandoah"

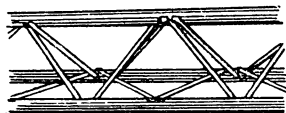
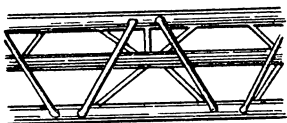
Тип	Число поясов	Высота мм	Ширина мм	Длина м	Расстояние между точками крепления раскосов мм	Площадь поперечного сечения мм ²	Отношение длины к радиусу инерции	Критическая нагрузка кг	Напряжение кг/мм ²	Вес кг/м	Отношение полного веса к весу поясов	Ломаящая длина м
<i>Балочки, испытанные на продольный изгиб</i>												
21	3	200	155	5,00	1777	136,4	85,6	1116	8,2	0,664	1,76	2230
54	3	360	270	5,00	2966	184,9	47,1	2235	12,0	0,929	1,79	3200
91	3	255	200	5,00	1777	136,4	66,5	1709	12,5	0,731	1,93	3100
72	3	205	155	5,00	1777	216,7	71,4	2558	11,8	1,003	1,66	3380
31B	3	190	201	3,00	1777	143,6	36,6	1318	15,5	0,699	1,76	4410
42	3	240	260	5,00	1777	172,2	47,3	2567	15,5	0,863	1,77	4100
<i>Балочки, испытанные на поперечный изгиб</i>												
Длина высота												
21	3	200	155	5,00	1777	136,4	25,0	316	14,4	0,664	1,76	630
54	3	360	270	5,00	2966	184,9	13,9	846	13,95	0,929	1,79	1610
91	3	255	200	5,00	1777	136,4	19,6	448	15,0	0,731	1,93	810
72	4	205	155	5,00	1777	216,7	24,4	640	18,95	1,003	1,66	850



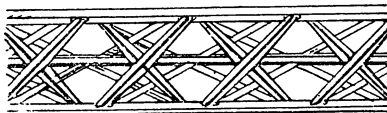
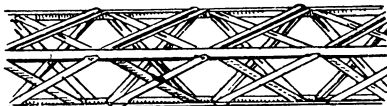
Фиг. 72.



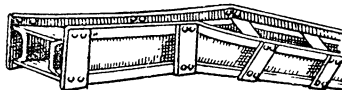
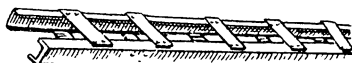
Фиг. 73.



Фиг. 74.



Фиг. 75.

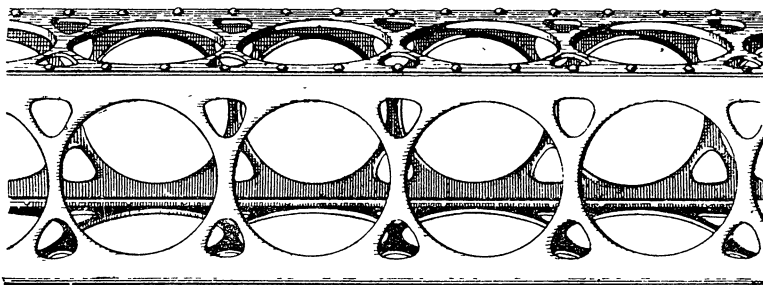


Фиг. 76.

Фиг. 72—76. Опытные дуратюминовые балочки
фирмы Шютте-Лянц.

этого преимущества является еще спорной, но, повидимому, можно считать установленным, что при не слишком большом $\frac{l}{r}$ дуралюминовые трубчатые поперечные сечения выдерживают весьма высокое критическое напряжение до 28 кг/мм^2 . В то же время фирма Цеппелин упоминает о критических напряжениях до 24 кг/мм^2 для балочек с двойными раскосами, вообще идентичных с типом 91 и 92 „Shenandoah“, если не считать того, что толщина швеллеров у фирмы Цеппелин увеличена до $1,8 \text{ мм}$ при более толстых и жестких раскосах.

Преимущество, которым может обладать трубчатая балочка Шютте-Лянц, теряет свою заманчивость вследствие трудности достижения удовлетворительного соединения балочек друг с другом и крепления раскосов к поясным элементам, а также невозможности осмотра внутренней поверхности труб в отношении коррозии и других дефектов.



Фиг. 77. Цеппелиновская коробчатая балочка из листового дуралюмина.

Цеппелиновские коробчатые балочки из листов. В воздушное судно „Los Angeles“ фирма Цеппелин ввела новый тип коробчатой балочки, примененный ею в гондолах, стабилизаторах и некоторых других специальных местах, причем в следующем проекте фирма Цеппелин намеревалась более широко использовать этот тип балочки. Образец такой балочки представлен на фиг. 77. Ее существенной особенностью является применение четырех листов с пробитыми отверстиями вместо трех поясных швеллеров с множеством раскосов. К отогнутым краям боковых листов этих балочек приклепываются верхний и нижний листы, называемые „покрышками“. Во всех четырех листах пробит ряд крупных круглых отверстий и два ряда мелких отверстий приблизительно треугольной формы. Края этих отверстий отогнуты внутрь, что придает листам значительную жесткость. По утверждению фирмы Цеппелин, такая конструкция приводит к значительной экономии в ее стоимости ввиду значительного уменьшения числа частей и количества потребной клепки. Благодаря удобству крепления косынок к балочкам, конструкция узлов при

этом упрощается, толщина листов может изменяться соответственно напряжениям в каждом из них, а потеря устойчивости в виде коробления и деформация, свойственная обычным швеллерам с открытым профилем, сводится к минимуму.

Практическое преимущество перед решетчатым типом цепелиновской балочки заключается в том, что в сравнении с раскосами листы обладают значительно большей стойкостью против повреждения от лазания по балочкам людей из состава команды и ремонтных рабочих. Очевидным же недостатком является большое количество отходного материала, получаемого при пробивке отверстий в листах. Усовершенствованные методы использования отходов дуралюмина могут уменьшить стоимость материалов балочек, строящихся из листов с пробитыми отверстиями. Рабочая площадь поперечного сечения таких балочек представляется несколько неопределенной, а опытных показателей прочности или отношений прочности к весу при продольном и поперечном изгибе этой конструкции в настоящее время еще не имеется.

Минимальный экономический размер балочек. Если поясные элементы дуралюминовых балочек имеют толщину, меньшую 1,0—1,5 мм, то возможность местных повреждений при перемещениях рабочих по корпусу судна или от других незначительных причин заметно возрастает, а сопротивление металла коррозии становится низким. Если площадь поперечного сечения балочки получается менее 200 мм², то обыкновенно лучше назначать толщину в 1,0 мм и сокращать основные размеры поперечного сечения, даже за счет менее выгодного отношения длины к радиусу инерции и уменьшения критического напряжения. Отсюда следует, что качество балочки понизится, если площадь ее поперечного сечения будет взята менее 200 мм².

Экономичный размер балочек зависит также от отношения $\frac{L}{\sqrt{A}}$ (где L — длина балочки, A — площадь поперечного сечения), которое не должно превышать приблизительно 350. Если эта величина будет превышена, то при существующих типах балочек уже трудно рассчитывать на получение приемлемого отношения длины к радиусу инерции без чрезмерного веса раскосов или элементов решетки.

Предварительное определение веса балочек. После того как на основании предварительных расчетов на прочность произведен выбор площади поперечного сечения балочки, полный ее вес, включая раскосы, стыки и соединительные части, может быть получен с весьма близким приближением, увеличивая вес одних поясных элементов на 75%.

Пример. Определить полный вес, включая раскосы, стыки и соединительные части, дуралюминовой балочки длиной 5 м и площадью поперечного сечения 430 мм².

При удельном весе дуралюмина 2,81 полный вес балочки будет: $1,75 \cdot 0,043 \cdot 50 \cdot 2,81 = 10,6$ кг.

Проектирование узловых соединений

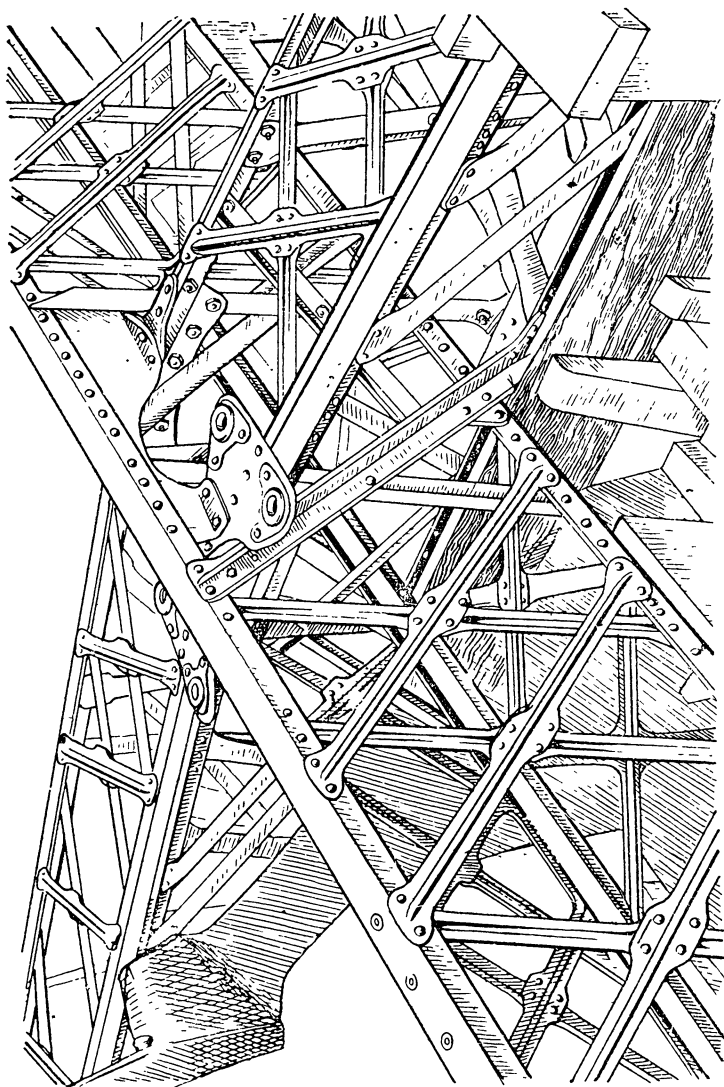
С проектированием пересечений балочек обычно связаны столь сложные задачи начертательной геометрии, что практически невозможно дать общих правил порядка этого проектирования; можно лишь ограничиться указанием, что узловые соединения должны быть возможно более легкими и компактными, насколько это совместимо с их прочностью. Обычно рабочие чертежи выполняются конструктором, обладающим достаточным опытом в подобного рода задачах, но зачастую наиболее удовлетворительным и недорогим методом проектирования будет построить в натуральную величину макет частей балочек с косынками, которые могут быть легко вырезаны и выгнуты, смотря по надобности, а затем изготовить действительные узлы и снять чертежи с их макета.

В проектируемых узлах важно обеспечить надлежащую прочность, а это обычно достигается при помощи накладок с должным числом заклепок. Для стыка швеллеров наиболее подходящей накладкой будет небольшой кусок швеллера, вкладываемый внутрь стыкаемых швеллеров, для чего наружные размеры его профиля должны подходить под внутренние размеры профиля последних. При соединениях балочек под большими углами друг к другу эти соединения будут находиться обыкновенно под действием лишь небольших разрывающих усилий, так что вообще будет достаточно некоторая компактная конструкция соединения балочек с помощью листовой накладки и заклепок. К таким узлам обычно крепятся и диагональные расчалки. Надлежащее закрепление концов расчалки обеспечивается коушем, вделываемым в накладку, при соблюдении условия, чтобы вывод расчалки находился в одной плоскости с накладкой и не стремился бы произвести изгиб или поворот узла. В узлах главных шпангоутов, в которых сходится большое число расчалок, для надежного прикрепления концов шпангоутных расчалок с надлежащим их сгибом между листовыми накладками помещается небольшая отливка из алюминия или сплава.

Типичные узловые соединения балочек цеппелиновского типа представлены на фиг. 78 и 79. Рассмотрение этих фигур показывает, насколько сложны задачи проектирования узлов и в каком виде они нашли свое практическое разрешение. Обращает на себя внимание и некоторое пренебрежение условием пересечения нейтральных осей балочек в узлах. Практика показывает, что усилия, возникающие от небольшой эксцентричности нейтральных осей, особого значения не имеют.

Открытые корытные и уголкового профиля в балочках цеппелиновского типа гарантируют легкую клепку и достаточно простые узлы; новые же коробчатые балочки фирмы Цепелин, образуемые из четырех листов с пробитыми отверстиями, еще более удобны для соединений простыми листовыми накладками.

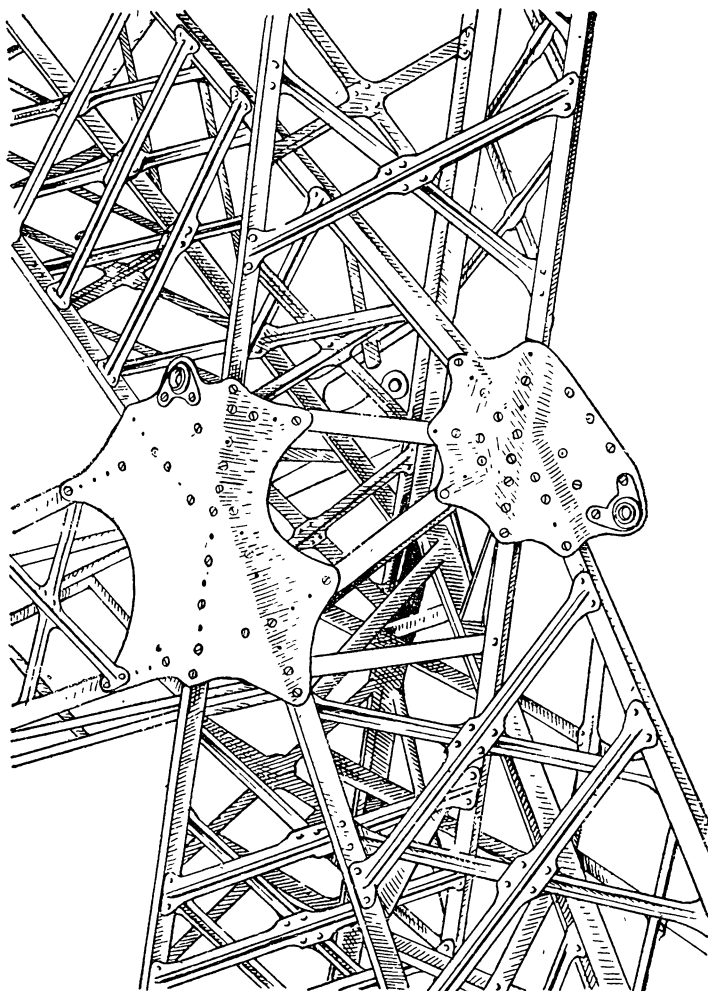
Серьезным препятствием к применению балочек, конструируемых из трубчатых элементов, служит очевидная трудность осуществления удовлетворительных узловых соединений между ними. Фиг. 80 служит иллюстрацией решения этой задачи фирмой Шютте-Лянц.



Фиг. 78. Образец узлового соединения балочек цепелиновского типа.

Стыки стрингерных балочек обычно устраиваются в пересечениях с главными и промежуточными шпангоутами. Известная выгода представилась бы в пропуске поясных элементов сквозь

узлы со шпангоутами и в устройстве стыков в местах перегиба на расстоянии около одной четверти длины панели с каждой стороны шпангоута. При такой конструкции стык располагался бы либо в местах небольших напряжений изгиба в балочке,

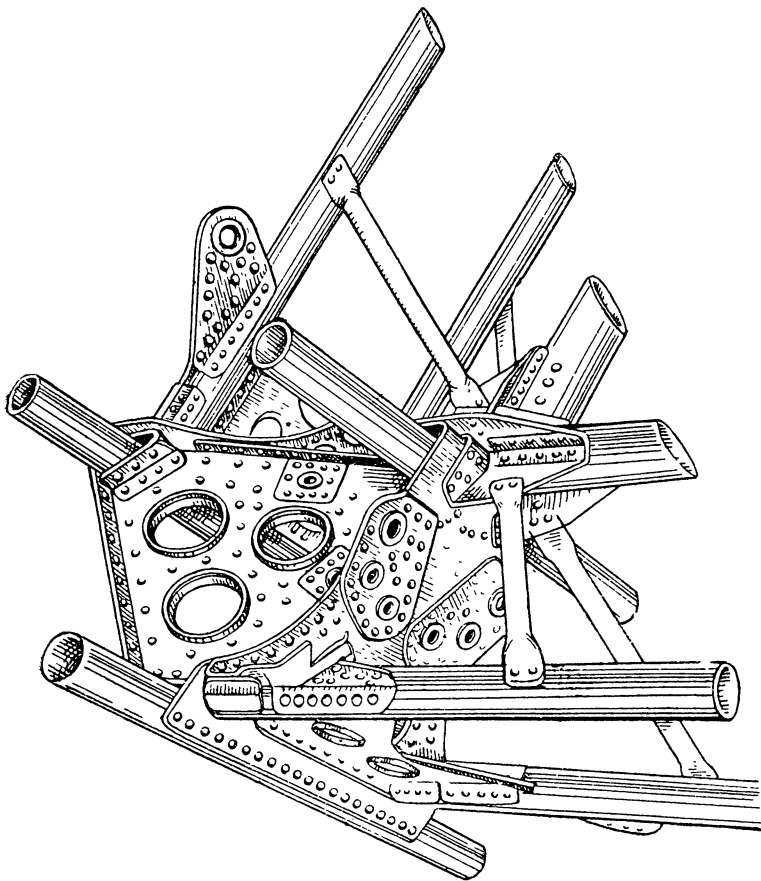


Фиг. 79. Образец узлового соединения балочек цепелиновского типа.

либо полного их отсутствия, а в той части балочки, которая пропускается сквозь узел, т. е. в месте наибольшего опорного момента, можно было бы применить более сильные швеллеры. Такую конструкцию предполагала применить фирма Шютте-Лянц для своих трубчатых балочек. Возражением против нее служит то, что в суживающейся части корпуса стрингерные балочки

предпочтительно иметь прямыми между шпангоутами с изменением их наклона к оси судна на шпангоутах; очевидно, что такое изменение будет легче осуществить в узле, нежели в пролете балочки.

Узлы с шаровыми шарнирами. Для уменьшения дополнительных напряжений в жестких воздушных судах часто предла-



Фиг. 80. Узел трубчатых балочек Шютте-Лянц.

галось : устраивать соединение балочек с помощью шаровых шарниров, так же как и в конструкции фермы итальянских полужестких воздушных судов. Узлы на шаровых шарнирах были бы несомненно гораздо тяжелее и дороже обыкновенных заклепочных соединений с помощью косынок и накладок, и, чтобы получить высокое качество таких узлов, балочки пришлось бы устраивать суживающимися, что значительно увеличило бы их стоимость. Кроме того, шарнирная конструкция привела

бы вероятно к опасной неустойчивости промежуточных шпангоутов.

Прочность заклепочных узлов. В проектируемых заклепочных узлах необходимо принять меры против следующих трех основных видов возможного разрушения: а) разрыв листа между заклепочными отверстиями, б) смятие листа и заклепки, с) срез заклепки. Для достижения максимальной надежности при расчете соединений нужно исходить из одинаковой вероятности каждого из этих трех видов разрушения. Для ориентировки в проектировании заклепочных соединений из листового дуралюмина приводим нижеследующее описание опытов, произведенных в Массачузетском технологическом институте.

Наиболее удивительными результатами опытов оказались необычайно высокие значения сопротивления заклепок смятию и срезу. Эти значения почти вдвое превышали то, что обычно получается при испытаниях на срез и сжатие, и очевидно объясняются трением склепываемых листов и усилением заклепочных головок. Так как это трение и усиление обязательно свойственны всякому доброкачественному заклепочному соединению, то при проектировании можно пользоваться соответственно повышенными нормами прочности.

Нормами для заклепочных соединений термически обработанных дуралюминовых листов являются нижеследующие:

	Коммерческие нормы <i>кг/мм²</i>	Нормы по Ретью и Семином <i>кг/мм²</i>	Предлагаемые нормы для проектирования соединений <i>кг/мм²</i>
Разрыв	39	38	37
Смятие	32	74	70
Срез	18	31	28

Рекомендуемые значения для разрыва и среза ниже всех отдельных опытных значений, определенных Ретью и Семином, однако известны примеры, когда сопротивление смятию было ниже на 5% рекомендуемого значения 70 *кг/мм²*.

Тем не менее значение 70 *кг/мм²* представляется достаточно надежной средней нормой.

На основе рекомендуемых норм была составлена номограмма (фиг. 81) применительно к следующим формулам разрушения заклепки.

Срез:

$$F = f_s \frac{\pi d^2}{4} = 22 d^2 \text{ — для одиночного среза,}$$

$$F = f_s \frac{\pi d^2}{2} = 44 d^2 \text{ — для двойного среза.}$$

Смятие:

$$F = f_c t d = 70 t d.$$

Разрыв листа:

$$F = f_t(p - d)t = 37t(p - d).$$

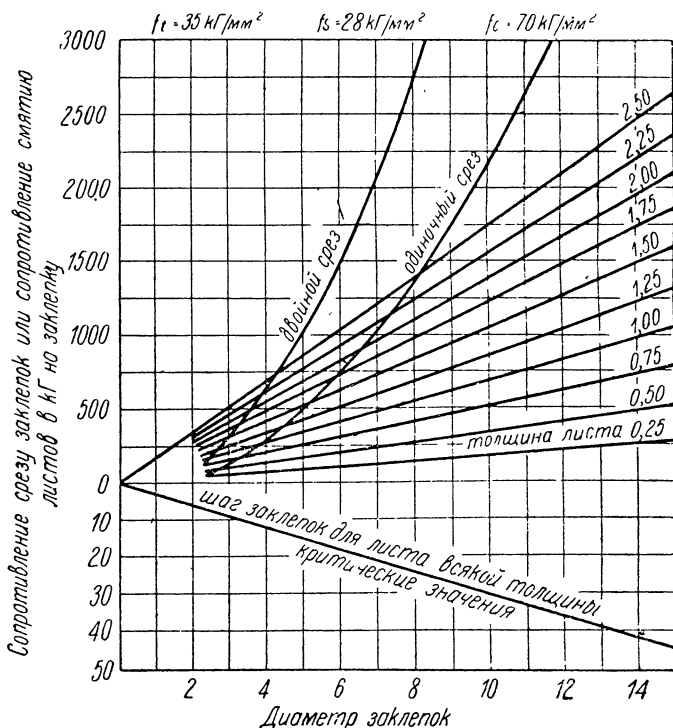
Критический диаметр заклепки:

$$70td = 22d^2; d = 3,2t.$$

При двойном срезе $d = 1,6t$.

Критический шаг заклепок:

$$37t(p - d) = 70td; p = 3d.$$



Фиг. 81. Прочность однорядного соединения дуралюминовых листов.

При двухрядной клепке:

$$37t(p - d) = 2 \cdot 70td; p = 5d.$$

Подобно этому при трехрядной клепке $p = 7d$.

В этих формулах:

d — диаметр заклепки,

t — толщина листа,

p — шаг заклепок по их центрам.

На практике оказалось удобным брать ширину накроя от 2,5 до 3*d*, а расстояние между рядами при двухрядной клепке (в шахматном порядке) от 1 до 1,5 *p*.

При пользовании номограммой обыкновенно удобно начинать с толщины листа и находить точку пересечения с одной или другой линией среза. Это определит критический диаметр заклепки. Далее по сортаменту выбирают ближайший диаметр заклепки (предпочтительно больший) и берут по левой шкале ординат отсчет прочности, пользуясь ординатой линии толщины листа, если диаметр заклепки больше критического, и ординатой параболы среза, если этот диаметр меньше критического. Для определения шага заклепок исходят из выбранного диаметра и берут ближайший удобный шаг (больший, чем получается по графику).

Испытания на разрыв дали следующие средние результаты.

	Термически обработанные листы		Отожженные листы
Толщина (мм)	0,5	1,0	2,4
Удлинение при $l = 200$ мм (%) . .	11,67	19,53	12,55
Удлинение при $l = 50$ мм (%) . .	14,83	24,25	17,75
Критическая точка (кг/мм ²)	19,5	18,35	9,7
Временное сопротивление (кг/мм ²)	39,7	39,8	22,3
Модуль упругости (кг/мм ²)	7940	7750	6860
Уменьшение площади сечения (%)	15,33	19,97	34,48
Отношение критической точки к временному сопротивлению . . .	0,491	0,456	0,437

Заклепочные соединения в отожженном листе толщиной 2,4 мм дали следующие значения в кг/мм²:

$$f_t = 2300; f_s = 30,1; f_c = 43,8.$$

Во всех случаях разрыв как заклепочных соединений, так и сплошных образцов носил характер среза по плоскости, наклоненной под углом 45°. Смятие происходило по листу, а не по заклепкам, хотя лист, будучи термически обработан, теоретически обладает сопротивлением, большим чем вдвое. В противоположность постепенным деформациям, предшествовавшим разрушениям при смятии и разрыве, разрушения при срезе происходили мгновенно.

Единственным заслуживающим внимания результатом испытаний на скольжение является то, что перераспределение нагрузки происходит при небольших напряжениях, как это доказывается различными величинами скольжения различных точек вдоль стыка.

В общем величина скольжения невелика и существенного значения не имеет.

СТУПЕНИ В ПРОЕКТИРОВАНИИ

Основные элементы. Проект воздушного судна может удовлетворять определенным требованиям летной характеристики, которыми главные размеры судна не обуславливаются. При наличии такого рода задачи предварительный расчет необходимых основных элементов судна производится методами, изложенными в главе II.

Чаше же в основу предварительного определения основных элементов кладется другое судно, по отношению к которому проектируемое воздушное судно должно быть либо равного, либо большего объема; в качестве исходных данных могут служить также условия стоимости судна и ограничения, налагаемые размерами эллинга. В таких случаях конструктору приходится иметь дело уже с предопределенным объемом судна, а возможно также и с его главными размерами, и тогда его усилия должны быть направлены к обеспечению наилучших летных качеств и в частности качеств, особо выделенных в поставленной перед ним задаче.

Пример предварительных проектных расчетов. Проектирование жесткого воздушного судна является главным образом задачей конструктивного характера. Предварительные проектные расчеты в основном бывают связаны с выбором объема и расположения элементов, которое должно обеспечивать по возможности наиболее легкую конструкцию, совместимую с требуемой прочностью. Нижеследующий пример проектных расчетов дает иллюстрацию метода определения летной характеристики и основных элементов крупного жесткого воздушного судна обычного типа.

Задание: требуется спроектировать жесткое воздушное судно объемом 170000 м^3 для службы в качестве морского разведчика, могущего развить скорость до 70 узлов (36 м/сек) и имеющего наибольший возможный радиус действия при отсутствии на нем боевой нагрузки.

Если учесть воздушную прослойку вокруг газовых баллонов, то воздухоизмещение судна должно быть 181000 м^3 . При отсутствии ограничений в полной длине и диаметре в миделе, налагаемых размерами существующих эллингов, в первую очередь приходится решать вопрос о выборе удлинения судна. Здесь уже в самом начале задачи мы оказываемся перед весьма противоречивыми положениями. Основными показателями, с которыми связан конструктор в выборе удлинения, являются сопротивление воздушного судна и его вес. Никакого общего мнения относительно удлинения, которое должно привести к наименьшему сопротивлению, до настоящего времени нет. Признанными авторитетами в области проектирования воздушных судов рекомендуются различные нормы удлинений на всем диапазоне от 8,0

до 2,8. Результаты аэродинамических продувок показывают, что наилучшее удлинение должно быть около 4,5. Однако и здесь еще много сомнений относительно возможности прямого перехода от аэродинамической модели к действительному судну при не вполне выясненной роли масштабного эффекта.

Чем меньше удлинение, тем меньше вес продольных связей, но зато тем больше вес шпангоутов. Удлинение, которое должно привести к наименьшему полному весу, зависит от многих переменных. Например, необходимая продольная прочность зависит главным образом от скорости, так что чем быстрее ходит воздушное судно, тем меньше должно быть удлинение для достижения минимума веса. С увеличением числа отсеков связано увеличение веса поперечных связей, так что чем больше требуется газовых баллонов, тем больше должно быть удлинение для обеспечения наименьшего веса.

Простота и дешевизна постройки, а также удобство маневренных операций на земле лучше всего удовлетворяются при большом удлинении; однако эти же условия требуют также наименьшего сопротивления и наименьшего веса.

В настоящее время конструкторы жестких воздушных судов склоняются к удлинению около шести. В каждом данном случае конструктор должен составить два-три эскизных проекта и по каждому из них произвести приближенный весовой расчет.

Положим, что мы остановились на удлинении, равном 6,4; тогда в предварительном проектировании можно придерживаться следующего порядка. Ближайшим очередным вопросом, с которым приходится сталкиваться конструктору, является вопрос о длине цилиндрической вставки, если она предусматривается, и об обводе носовой и кормовой части судна. Очевидно, что, не касаясь сопротивления, практические соображения говорят больше в пользу цилиндрической вставки, нежели обвода непрерывной кривизны. Надлежаще выбранная величина цилиндрической вставки сократит время и стоимость постройки, а при заданном объеме уменьшит также и основные размеры судна.

Аэродинамические соображения также показывают, хотя вопрос этот и является спорным, что если удлинение превышает 4,5, добавочную длину будет предпочтительнее ввести в форме цилиндрической вставки. Хорошие результаты получаются при эллиптической форме носовой части и параболической форме кормовой части, однако опытный конструктор может достигнуть даже еще лучших результатов, вычертив обвод судна на-глаз безотносительно к математической формуле.

Положим, что в предварительном проектировании носовая часть образуетя вращением вокруг оси ix полуэллипса, заданного уравнением:

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{4y^2}{D^2} = 1,$$

где D — диаметр в миделе и a — длина носовой части.

Положим далее, что кормовая часть образуется вращением вокруг оси ix полупараболы, заданной уравнением:

$$y = \frac{D}{2} - \frac{Dx^2}{4a^2},$$

где D и a — попрежнему диаметр в миделе и длина носовой части. Из последнего уравнения следует, что при $x = 1,41 \cdot a$, $y = 0$, так что кормовая часть в 1,41 раза длиннее носовой части.

При отсутствии цилиндрической вставки кормовая и носовая части стыкались бы друг с другом без изменения кривизны в месте их соединения.

Интегрирование объема тела, образованного вращением эллипса и параболы вокруг горизонтальной оси, показывает, что этот объем составляет 0,59 части объема цилиндра таких же длины и диаметра.

Пусть $a = 2D$. Тогда длина суживающихся частей корпуса будет $2D + 1,41 (2D) = 4,82 D$, а длина цилиндрической вставки — $(6,4 - 4,82) D = 1,58 D$. Это дает:

$$(1,58 D + 0,59 \cdot 4,8 D) \cdot \frac{\pi D^2}{4} = 181000,$$

откуда

$$D = 37,2 \text{ м}$$

и

$$L = 6,4 \cdot 37,2 = 238,1 \text{ м.}$$

Скорость и мощность. Положим, что скорость судна должна быть 70 узлов или 36 м/сек. Для безопасности такую скорость не следует допускать на высотах ниже 1000 м, где массовая плотность по таблицам стандартной атмосферы $\rho = 0,113 \text{ кгсек}^2/\text{м}^4$. Аэродинамический напор, широко применяемый в аэродинамических расчетах на прочность, будет:

$$q = \frac{\rho v^2}{2} = \frac{0,113 \cdot 36^2}{2} = 73,2 \text{ кг/м}^2.$$

Максимальная потребная мощность на высоте 1000 м определится по формуле:

$$N = \frac{\rho v^3 V^{2/3}}{75 K}.$$

Пусть $K = 60$.

Тогда

$$N = \frac{0,113 \cdot 36^3 \cdot 181000^{2/3}}{75 \cdot 60} = 3750 \text{ л. с.}$$

Соответствующая мощность на уровне моря будет:

$$N = 3750 \cdot \frac{0,125}{0,113} = 4150 \text{ л. с.}$$

Предварительный выбор расстояния между стрингерами и шпангоутами. Мы будем предполагать, что для надежной поддержки наружного покрытия и в соответствии с установившейся практикой применяется расположение стрингеров на расстоянии около 3,7 м в миделе и шпангоутов на расстоянии от 5 до 6 м друг от друга. Таким образом число стрингеров и шпангоутов зависит от величины судна, но число главных шпангоутов является менее переменной величиной и определяется тем, что судно должно иметь от 12 до 15 газовых баллонов; такое число на практике признано удобным.

Длина окружности миделевого сечения будет $37,2 \pi = 116,55$ м. При 32 стрингерах расстояние между ними в миделе будет 3,64 м, что можно считать удовлетворительным; число же стрингеров, делящееся на 4, дает возможность расположить по одному стрингеру на каждом конце горизонтального и вертикального диаметров, а это упростит производство расчетов на прочность. Расположение шпангоутов на расстоянии 6,0 м друг от друга при каждом третьем главном шпангоуте даст панели приемлемых размеров и 13 газовых баллонов.

Статический и динамический изгибающие моменты. В современном крупном воздушном судне полезные нагрузки должны быть размещены так, чтобы при предварительном расчете на условие полной загрузки судна статический изгибающий момент имел бы возможно малую величину. В условиях облегченной весовой загрузки судна вес носа и кормы неизбежно создаст отрицательный изгибающий момент. Основываясь на ранее выполненных проектах, для определения этого момента может быть предложена формула:

$$M = C \rho g V L,$$

где M — изгибающий момент,

C — коэффициент = 0,005,

ρg — весовая плотность воздуха на уровне моря в стандартной атмосфере = $1,225 \text{ кг/м}^3$,

V — воздухоизмещение = 181000 м^3 ,

L — длина судна = $238,1 \text{ м}$.

Таким образом: $M = 0,005 \cdot 1,225 \cdot 181000 \cdot 238,1 = 264000 \text{ кгм.}$

Аэродинамический изгибающий момент. Для вычисления наибольшего аэродинамического изгибающего момента Наац о м была предложена следующая (см. стр. 98) эмпирическая формула:

$$M = 0,01 q V^{2/3} L.$$

Эта формула была выведена из значений наибольшего аэродинамического изгибающего момента от максимальных расчетных нагрузок на оперение, уравниваемых только инерцией судна. Наац нашел, что она полностью согласуется со значениями изгибающего момента, вычисленными, исходя из величины сверхдавления, потребного для предупреждения образования складок

в оболочке большого мягкого воздушного судна Парсеваль PL-27 при полетах его в шквалистую погоду в районах Балтийского моря; этой же формуле оказались близко соответствующими также и величины изгибающих моментов, вычисленные по данным наблюдений с помощью тензиометров, произведенных на воздушных судах морских сил США „Shenandoah“ и „Los Angeles“ (см. главу V).

Так как изгиб может быть вызван комбинированным действием рулей направления и высоты, то плоскость максимального изгиба должна совпадать с продольной плоскостью, наклоненной под углом 45° к вертикали и горизонту. В связи с этим для горизонтальной и диаметральной плоскостей коэффициент H а а α 0,01 должен быть уменьшен до $\frac{0,01}{\sqrt{2}} = 0,007$. Применяя это к рассматриваемой задаче, можно определить величину наибольшего аэродинамического момента в диаметральной и горизонтальной плоскостях:

$$M = 0,007 \cdot 73,2 \cdot 181000^{\frac{3}{2}} \cdot 238,1 = 390000 \text{ кгм.}$$

Предельные условия. Предельным или наиболее тяжелым условием для верхних стрингеров будет случай полностью нагруженного судна и наибольшего аэродинамического положительного изгибающего момента при наличии максимального сверхдавления газа и минимального натяжения в наружном покрытии.

Предельным же условием для нижних стрингеров будет случай минимально нагруженного судна и наибольшего отрицательного изгибающего момента от аэродинамических нагрузок при нулевом сверхдавлении газа внизу судна и максимальном натяжении в наружном покрытии.

Оба эти условия должны быть соединены с максимальным аэродинамическим изгибающим моментом в горизонтальной плоскости.

Можно заметить, что эти предельные условия предусматривают сжимающие усилия в стрингерах, на которые и приходится вести их расчет. Максимальные растягивающие усилия будут при тех же условиях, как и максимальные сжимающие усилия, но на противоположной стороне сечения корпуса судна.

Таким образом предельными условиями для нашего примера будут:

$$\text{отрицательный } M = 390000 + 264000 = 654000 \text{ кгм,}$$

$$\text{положительный } M = 390000 \text{ кгм.}$$

Кроме этих двух условий необходимо учитывать третье: изгибающий момент в горизонтальной плоскости, равный 390000 кгм.

Максимальные усилия в стрингерах. Для определения усилий в стрингерах в первом приближении можно воспользоваться простой формулой, выведенной в главе VII:

$$S = \frac{2 M \sin \theta}{Rn}.$$

Для верхнего стрингера:

$$M = 390000 \text{ кгм},$$

$$\sin \theta = 1,$$

$$R = 18,60 \text{ м},$$

$$n = 32,$$

Откуда

$$S = -1310 \text{ кг},$$

где знак минус означает сжатие.

Для нижнего стрингера при прочих равных величинах с верхним стрингером $M = 654000 \text{ кгм}$, откуда

$$S = -2200 \text{ кг}.$$

Стрингеры, расположенные на концах горизонтального диаметра, будут воспринимать на себя только действие горизонтального изгибающего момента, имеющего ту же величину, что и наибольший положительный изгибающий момент. Поэтому сжимающее усилие в этих стрингерах будет также:

$$S = -1310 \text{ кг}.$$

Для всех стрингеров, за исключением расположенных на концах вертикального и горизонтального диаметров, S должно быть вычислено, принимая во внимание совместное действие горизонтального и вертикального изгибающих моментов. Например, в стрингере, расположенном на нижнем конце диаметра, наклоненного под углом 30° к вертикали, предельное сжимающее усилие будет:

$$S = \frac{654000 \sin 60^\circ}{18,60 \cdot 16} + \frac{390000 \sin 30^\circ}{18,60 \cdot 16} = 2550 \text{ кг}.$$

Усилия от сверхдавления газа и натяжения наружного покрытия. В главе VIII приведен пример расчета усилий от сверхдавления газа в элементах корпуса судна, одинакового по размерам с рассматриваемым в настоящей главе. Эти усилия возникают от изгиба стрингеров как нагрузками от сверхдавления газа, так и перемещением узлов в промежуточных шпангоутах относительно главных.

При расчете напряжений в стрингерах от изгиба корпуса судна и нагрузок от сверхдавления газа должно быть также учтено и влияние натяжений в наружном покрытии, рассматриваемых на стр. 236.

Обыкновенно конструктору приходится рассматривать несколько схем баллонных проволок применительно к миделевому

отсеку судна. Только таким путем возможно прийти к наивыгоднейшему компромиссу между противоречащими друг другу требованиями туго натянутой сети для уменьшения нагрузок на стрингеры и сети, обладающей достаточной слабиной для возможности выпучивания газовых баллонов между стрингерами и максимального использования заключенного внутри корпуса объема. На этом же этапе проектирования должно быть исследовано также и влияние стрингерных балочек, различных по своей высоте и конструкции. При соблюдении известных границ увеличение высоты стрингеров приводит к уменьшению веса конструкции, но за счет потери газового пространства, и здесь опять-таки приходится выбирать компромисс между выгодой в одном отношении и невыгодой в другом.

Шпангоуты. Аэродинамические нагрузки имеют лишь весьма небольшое отношение к шпангоутам. Поэтому размеры шпангоутных балочек определяются расчетом на статические нагрузки, как изложено в главе VIII.

Порядок проектирования. Общее правило составления проекта воздушного судна заключается в том, что сначала составляется схема общего вида с предварительной наметкой отдельных деталей, а затем производится детальная разработка миделевого отсека судна. Отличительные особенности конструкции этого отсека определяют характер и всего проекта; было бы нецелесообразно переходить к последующим этапам проектирования, пока не будут полностью разрешены конструктивные задачи, относящиеся именно к этой части судна. Эти задачи связаны главным образом с прочностью конструкции и могут быть решены методами, изложенными в предыдущих главах. От миделевой части судна конструктор переходит к носу и корме.

Полный состав проекта крупного воздушного судна содержит несколько тысяч рабочих чертежей, охватывающих огромное количество детализировочной работы, освоение которой достигается только практическим путем. Книга в лучшем случае может служить только полезным руководством. В настоящей главе будут рассмотрены более крупные объекты состава проекта, а также расположение различных частей воздушного судна. В ней же будут затронуты и некоторые перспективы его дальнейшего развития.

Коридор. Крупные воздушные суда жесткого и полужесткого типов имеют в составе конструкции корпуса киль или коридор, служащий для прохода вдоль корпуса и доступа к различным гондолам. В коридоре же обыкновенно размещаются помещения для команды, горячее, балласт и другие виды полезных нагрузок. В прежних цепелинах конструкция коридора играла основную роль в их продольной крепости; в полужестких воздушных судах назначение коридора выполняет ферма, которой также принадлежит главное место в прочности этих судов. В современных жестких воздушных судах основная их прочность

особенно не связана с коридором; однако его конструкция выполняет роль моста, несущего полезные нагрузки между главными шпангоутами.

В прежних жестких воздушных судах коридор располагался снаружи и внизу корпуса. Поперечное его сечение имело форму равнобедренного треугольника, обращенного вершиной вниз. К такому же типу принадлежит и ферма в полужестком воздушном судне Norge (фиг. 2), но без входящего угла между корпусом и ее конструкцией, значительно портившего внешний вид прежних цеппелинов.

Фирма Шютте-Лянц ввела расположенный внутри корпуса треугольный коридор с вершиной, обращенной вверх. Такой тип коридора был принят и другими конструкторами и на несколько лет сделался стандартным. Его примером служит коридор „Shenandoah“ (фиг. 49). Однако в „Los Angeles“ поперечное сечение коридора имеет форму пятиугольника (фиг. 1) с вершиной, обращенной вниз и слегка выступающей за пределы круга, описанного через остальную часть поперечного сечения корпуса. Этот коридор гораздо просторнее и удобнее треугольного коридора „Shenandoah“, однако он захватывает часть ненужного для себя пространства, которое могло бы быть отведено под газ. Преимущество типа коридора „Los Angeles“ заключается в том, что балочкой для мостков в нем служит не специальный и довольно гибкий стрингер, как в „Shenandoah“, а самая крупная, прочная и важная в корпусе стрингерная балочка. Плоский верх коридора допускает размещение баков с горючим и балластных мешков на достаточном расстоянии друг от друга, что открывает свободный проход вдоль всего коридора.

Для уменьшения местных напряжений в конструкции коридора тяжелые грузы, как, например, баки с горючим и мешки с водяным балластом, должны подвешиваться настолько можно ближе к главным шпангоутам. Если между двумя смежными главными шпангоутами расположены два промежуточных шпангоута, то никаких тяжелых грузов между ними подвешивать не допускается.

Для получения наивыгоднейшего наклона расчалок (около 45°) между обыкновенными главными и промежуточными шпангоутами, являющимися общими для конструкции корпуса и коридора, в последнем устраиваются добавочные шпангоуты, известные под названием полушпангоутов. Кроме работы на местную нагрузку, конструкция коридора принимает также участие в создании основной прочности корпуса, и его элементы включаются в основные расчеты на прочность.

Будущее развитие коридора. Усилия в главных шпангоутах были бы значительно уменьшены, если бы нагрузки, нормально размещаемые в коридоре, были вынесены в стороны от диаметральной плоскости судна. Уменьшение усилий в шпангоутных балочках становится в особенности важным в нерасчеленных

шпангоутах, подобных рассмотренным нами на стр. 178. Поэтому можно думать, что в будущем либо полезные нагрузки будут размещаться внутри конструкции главных шпангоутов, а не в коридоре, либо одиночный коридор, располагаемый в диаметральной плоскости, уступит место двум коридорам, которые будут расположены по бокам корпуса, возможно, в нижних концах диаметров, наклоненных под углом 45° к диаметральной плоскости.

Коридор небольших размеров и легкого типа, расположенный в диаметральной плоскости наверху корпуса, значительно облегчил бы доступ к отдельным частям конструкции и к поверхности газовых баллонов. Он был бы также важен и в том случае, если бы наверху судна была применена система комбинированных маневренных и автоматических клапанов, рассматриваемая на стр. 245.

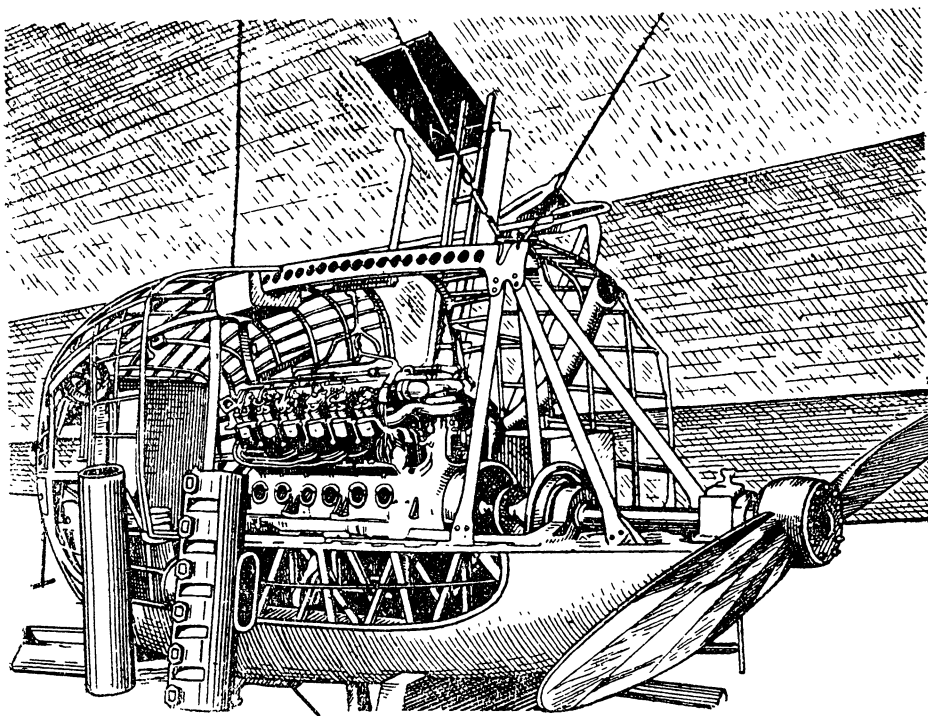
Проектирование моторных гондол. Моторные гондолы должны быть малы, небольшого веса и удобообтекаемой формы, насколько это совместимо с обеспечением прочного фундамента для силовых установок и достаточного места для механиков и принадлежностей моторов. Нужно думать, что вопрос о том, сколько именно нужно места механикам для выполнения их обязанностей, навсегда останется спорным. Механики будут претендовать на большее место, чем конструктор считает возможным им отвести. Моторные гондолы „Shenandoah“ имели следующие наружные размеры: длину—4,93 м, ширину—1,78 м и высоту—2,03 м; каждая из них была запроектирована под один прямой шестицилиндровый мотор мощностью 300 л. с. Площадь поперечного сечения в миделе этих гондол была около 3,0 м². По данным аэродинамических продувок модели гондолы, построенной в масштабе одна десятая, коэффициент сопротивления гондолы оказался равным 0,15, если этот коэффициент определить по формуле $C = \frac{2R}{A\rho v^2}$, где A —площадь поперечного сечения в миделе гондолы. Такой коэффициент получился при закрытом козырьке над радиатором впереди гондолы. При открытом козырьке сопротивление увеличилось на 60%.

Гондолой, подвешенная спереди миделя судна, увеличивает полное сопротивление судна на величину, значительно большую, чем ее собственное сопротивление, так как она нарушает плавность воздушного потока вокруг корпуса судна. Поэтому передние гондолы в особенности важно устраивать насколько возможно небольшими и удобообтекаемыми или, еще лучше, совершенно отсутствовать от них.

Низ моторной гондолы образует фундамент для мотора и должен быть солидной конструкции, обычно образуемой из дюралюминовых листов, уголков и швеллеров. Прочный низ гондолы приходится продолжать и за мотор, так как он служит одновременно и для крепления подшипников винтов, а возможно также

редукционной и реверсивной передач между мотором и винтом. Спереди мотора необходимо предусмотреть надежную поддержку для радиатора. Для воздушных судов намечались радиальные и тянущие моторы с воздушным охлаждением, вместо обычного толкающего типа с водяным охлаждением; если бы такая замена была произведена, то была бы достигнута значительная экономия в длине и весе моторных гондол.

Бока и верх моторных гондол могут быть образованы из очень легкого каркаса, покрываемого материей или тонкой дур-



Фиг. 82. Моторная гондла воздушного судна США „Los Angeles“ в процессе монтажа.

алюминовой обшивкой. Опыт показывает, что металлическая обшивка под действием вибрации приобретает серьезную тенденцию давать трещины; поэтому материя будет надежнее при условии ее пропитки специальным огнеупорным составом. У заднего и переднего концов гондолы снизу выступают вверх наклонные стержни, соединенные в узлах их встречи продольной связью, служащей одновременно и для крепления тросов подвески.

На фиг. 82 представлена моторная гондла „Los Angeles“ в период ее монтажа. Каждая гондла без мотора и оборудования весит около 270 кг.

Возможным усовершенствованием конструкции моторной гондолы, которое привело бы к уменьшению веса и сопротивления, практически является ее замена удобообтекаемым капотом над мотором с системой подвески, допускающей подтягивание такой гондолы к корпусу для доступа к мотору.

Подвеска моторных гондол. Боковые моторные гондолы обычно связываются с корпусом тремя стержнями, образующими треножник с основанием на гондоле и вершиной в узле главного шпангоута. Этот треножник не воспринимает веса гондолы, а работает в качестве распорной части между гондолой и корпусом. Вес гондолы воспринимается главным образом двумя стальными тросами, прикрепленными к узлу главного шпангоута над центром тяжести гондолы. В свою очередь к смежным переднему и заднему шпангоутам протянуты добавочные тросы, которые при диференте судна принимают на себя продольную составляющую веса гондолы и силу тяги винтов. Эти наклонные тросы или оттяжки работают совместно со стержнями треножника на действие крутящего момента от винтов или аналогичных крутящих сил, которые могут возникать при крене воздушного судна.

Задняя моторная гондola, подвешиваемая внизу корпуса симметрично относительно его диаметральной плоскости, обычно связывается с корпусом стержнями в количестве от четырех до шести, прикрепляемыми к узлам коридора в главном шпангоуте и соседних переднем и заднем полушпангоутах. Эти стержни служат для принятия на себя действия удара гондолы при посадке и рассчитываются на разрушение под нагрузкой, меньшей той нагрузки, которая могла бы причинить повреждение корпусу воздушного судна. В свою очередь матерчатый пневматический амортизатор, прикрепляемый к низу гондолы, рассчитывается на разрушающую нагрузку, меньшую, чем та нагрузка, которая привела бы к разрушению указанных стержней. Представляет известную выгоду заднюю гондолу нагружать большим весом, так как когда гондola ударяется о землю и судно теряет ее вес, то влияние такой потери будет эквивалентно действию сплавной силы, равной весу гондолы, которую получает судно, фактически не имея таковой. По этой причине в задней гондоле рекомендуется помещать два мотора, работающих на один винт, а во всех остальных гондолах — по одному мотору.

Небольшая вспышка в моторной гондоле — явление не редкое; поэтому в воздушных судах, наполненных водородом, важно, чтобы между моторными гондолами и корпусом не было никаких скрытых сообщений или проходов, через которые огонь мог бы проникнуть в корпус. В воздушных судах с гелием такая предосторожность не обязательна; наоборот, в будущем в этих судах можно предвидеть полное исключение гондол с наружной подвеской. Гондолы могут быть связываемы с корпусом жесткими стержнями, заключенными в обтекаемую обшивку; наконец, мо-

торы могут помещаться внутри корпуса и соединяться с винтами приводным валом.

Гондола управления и пассажирская гондола. Гондола управления жесткого воздушного судна располагается симметрично относительно диаметральной плоскости на расстоянии от носа, равном приблизительно 15% длины судна. Иногда эта гондола подвешивается несколько ниже корпуса, причем различные тяги управления проводятся в корпус через трубы с обтекаемым профилем. Однако для обеспечения большей прочности и безопасности и уменьшения сопротивления гондолу выгоднее подвешивать вплотную к корпусу. В пассажирском воздушном судне „Los Angeles“ гондола управления и пассажирская гондола сведены в общую гондолу, подвешенную вплотную к корпусу и занимающую протяжение от 15 до 25% длины корпуса, считая от носа. Вопрос о наилучшем расположении пассажирской гондолы является спорным. Экономия в весе и уменьшение сопротивления достигаются при устройстве гондолы управления и пассажирской гондолы в виде одного целого. Очевидно наилучшим будет расположение гондолы управления в передней части корпуса, при достаточном выдвижении ее вперед, а учитывая желательность удаления от шума моторов, это будет также удобным местом и для пассажирской гондолы. Посадка воздушного судна будет облегчена, если причальными точками будут матерчатые амортизаторы на гондолах, подвешенных внизу корпуса на некотором удалении от носа и кормы, при отсутствии всяких промежуточных точек, которые могли бы ударяться о неровную землю. Фирма Цепелин обычно устраивает один большой амортизатор под рубкой управления, а другой амортизатор — под задней моторной гондолой.

В пользу расположения пассажирской гондолы в миделевой части судна говорит тот довод, что такие временные нагрузки, как пассажиры, должны уравниваться относительно центра подъемной силы и что в аэродинамическом отношении выгоднее иметь большую гондолу в миделевой части судна, нежели вблизи носа, где она может создавать нежелательный стабилизирующий эффект и увеличивать сопротивление в большей степени, чем если бы она была отнесена назад. В германских небольших воздушных судах „Bodensee“ и „Nordstern“ пассажирская гондола, являющаяся одновременно и гондолой управления, мешала управлению курсом и создавала большой крен. Она была довольно большой и имела выдвинутое положение, а ее вертикальные бока производили весьма заметное стабилизирующее действие.

Вес чистой конструкции гондол обычно колеблется от 15 до 25 кг на 1 м³ объема. Приблизительно половина этого веса приходится на создание прочной конструкции палубы.

Кормовая оконечность. Корма жесткого воздушного судна за крестообразной балочкой заканчивается легкой конструкцией,

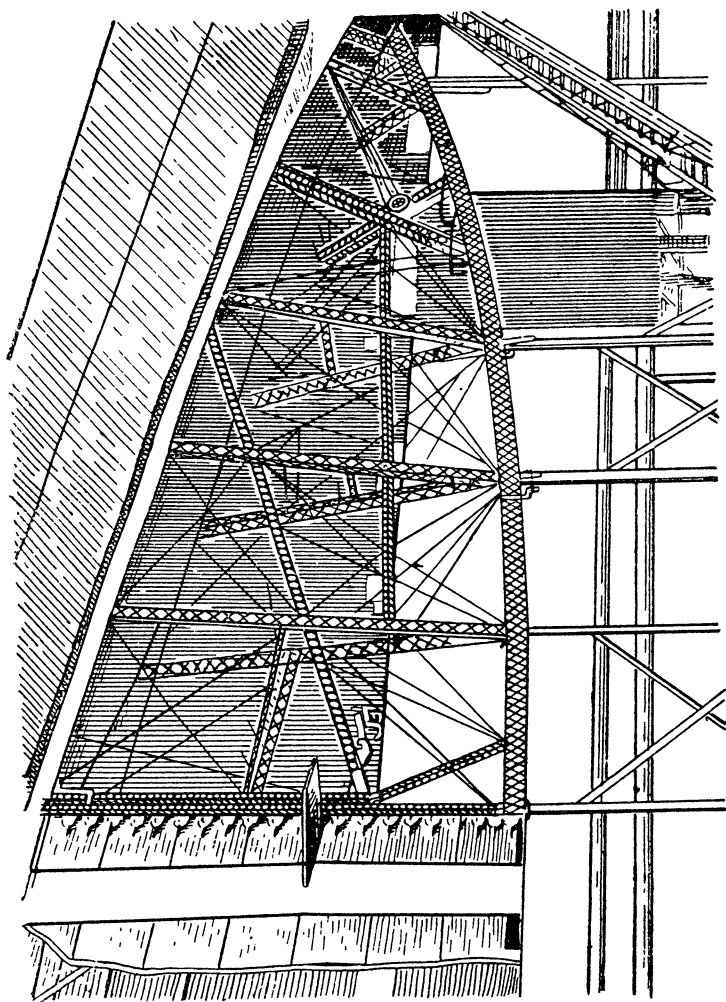
известной под названием кормовой оконечности и содержащей от шести до восьми граней. Обыкновенно кормовая оконечность не содержит газового баллона, однако в „Los Angeles“ такой баллон имеется. Кормовая оконечность чаще всего устраивается заостренной, иногда с подвешиваемой к ее концу наблюдательной люлькой. Хотя заостренная корма не имеет никакого заметного влияния на аэродинамические качества воздушного судна, однако ее вес мал и она улучшает внешний вид судна. Закругляя корму, конструктор может сэкономить несколько килограммов веса за счет некоторого ухудшения внешности судна. У „Shenandoah“ полный вес кормовой оконечности вместе с ее наружным покрытием составлял около 160 кг. Ее длина была 10,4 м, а диаметр у крестообразной балочки — 5,5 м.

Наружное покрытие. Для надлежащей воздухоходности жесткого воздушного судна требуется, чтобы наружное покрытие было гладким и туго натянутым. При монтаже судна удовлетворить в частности последнему требованию не представляет никаких затруднений, однако натянутость покрытия характеризуется тем неприятным свойством, что в условиях эксплуатации она довольно быстро исчезает. Расчет показывает, что слабина, появляющаяся нередко после шестимесячной эксплуатации судна, может привести к потере 10% скорости, а при сохранении скорости — к увеличению расхода горючего почти на 30%.

Когда стрингеры слишком раздвинуты, то изыскание средств, обеспечивающих плотное прилегание наружного покрытия, является одной из наиболее трудных технических задач, с которыми приходится сталкиваться при проектировании воздушных судов. Для дополнительной поддержки наружного покрытия между стрингерами было бы нетрудно применить систему расчалок, однако расчалки не особенно надежны в смысле предупреждения колыхания покрытия и, кроме того, они явились бы источником возникновения нежелательных сжимающих усилий в балочках. Одним из решений этой задачи является применение легких вспомогательных стрингеров для единственной лишь цели — поддержания наружного покрытия, а возможно также и восприятия некоторой части нагрузки от сверхдавления газа. Эти вспомогательные или промежуточные стрингеры должны быть совершенно упругими, чтобы они могли создавать известное пружинящее действие и тем поддерживать в наружном покрытии должное натяжение.

Другой метод для обеспечения туго натянутого наружного покрытия в полете заключается в создании внутри корпуса между газовыми баллонами и покрытием некоторого небольшого сверхдавления воздуха, которое может быть получено с помощью улавливателей или отверстий в области положительного давления в носовой части судна. Такая схема решения задачи является в некоторых отношениях весьма привлекательной, однако препятствием к ее осуществлению являются те узкие

пределы, внутри которых должно быть поддерживаемо сверхдавление воздуха. Для верхнего и нижнего пределов поперечного натяжения наружного покрытия можно назначить соответственно 250 и 50 кг/м. При наименьшем радиусе кривизны в 25 м соот-



Фиг. 83. Нижний стабилизатор и руль воздушного судна США „Los Angeles“ с удаленной со стабилизатора обтяжкой.

ветствующими величинами потребного сверхдавления воздуха будут 10 и 2 мм вод. ст., что дает разницу в 8 мм вод. ст. Вблизи уровня моря абсолютное давление воздуха изменяется на эту величину в пределах высоты лишь 6,5 м, а такие узкие пределы сверхдавления внутри корпуса могут быть

поддерживаемы только при наличии больших улавливателей вместе с широкими отверстиями для выхода воздуха. Выпуском воздуха можно было бы управлять с помощью какого-либо весьма легкого клапана с точно отрегулированными пружинами, однако это излишне, так как точной величины сверхдавления воздуха не требуется.

Вес наружного покрытия. Наружное покрытие устраивается из однослойной материи весом от 90 до 150 г/м², причем пропитка, шпаговка и пр. увеличивают этот вес примерно на 75%. Наверху судна, а также в носовой части и на стабилизаторах рациональнее применять более прочную материю, нежели на более

защищенных от влияния погоды боках и внизу корпуса.

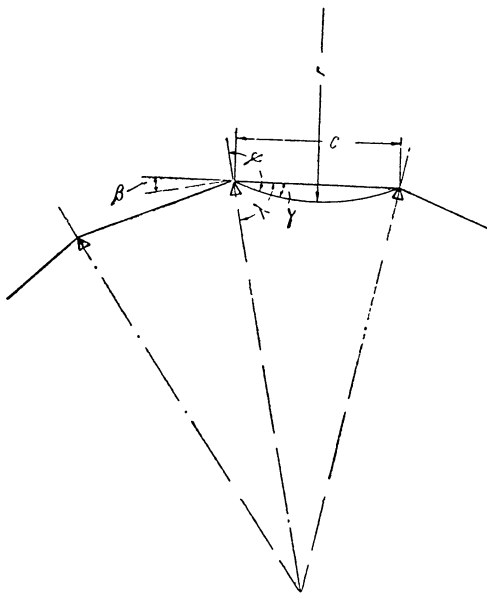
Нагрузки на стрингеры от натяжения в наружном покрытии. Расчет радиальных и направленных внутрь нагрузок на стрингеры от натяжения в наружном покрытии является задачей одинакового характера с расчетом нагрузок от сверхдавления газа, передаваемых сетью в наружном направлении. Натяжение в наружном покрытии по всему его поперечному сечению предполагается постоянным, так что тангенциальных нагрузок рассматривать здесь не приходится.

Обозначим через β половину внешнего угла между смежными сторонами поперечного сечения корпуса (фиг. 84). Если разница

Фиг. 84. Иллюстрация нагрузки на стрингеры от натяжения в наружном покрытии.

между давлением воздуха снаружи и внутри корпуса равна нулю, а натянутое покрытие обладает натяжением t на единицу ширины материи, то оно будет облегать корпус по прямой между смежными стрингерами и передавать на балочки равномерно распределенную нагрузку, равную $2t \sin \beta$. В воздушном судне ZR-1 $\beta = 7^\circ 7,5'$ и $\sin \beta = 0,124$.

Натяжение, создаваемое в наружном покрытии известной разницей между внутренним и наружным давлением воздуха, не поддается точному вычислению за отсутствием определенного соотношения между напряжением и деформацией в пропитанной ткани. Положим, что в панели шириною 3,0 м разность давлений 12 мм вод. ст. вызывает выпучивание или провес



наружного покрытия со стрелкой e , равной 75 мм. Тогда по фиг. 84:

$$\text{угол } \gamma = 4 \frac{e}{c} = \frac{4 \cdot 0,075}{3,00} = 0,1 \text{ радиана} = 5^{\circ}44';$$

$$\psi = \frac{\pi}{2} \pm \beta \pm \gamma = 90^{\circ} + 7^{\circ}7,5' \pm 5^{\circ}44'.$$

Величина натяжения будет:

$$t = \frac{pc^2}{8e} = \frac{12 \cdot 3,0^2}{8 \cdot 0,075} = 180 \text{ кг/м.}$$

При вдавливании покрытия γ будет положительным и $\psi = 102^{\circ}58'$; радиально направленная внутрь нагрузка $= 2 \cdot 180 \cdot \cos 102^{\circ}58' = 81 \text{ кг/м}$ и максимальное сжимающее напряжение в швеллерах основания главных стрингеров в их узлах со шпангоутами будет $5,9 \text{ кг/мм}^2$ ¹. При выпучивании покрытия γ будет отрицательным, $\psi = 91^{\circ}24'$ и радиально направленная внутрь нагрузка $= 2 \cdot 180 \cdot \cos 91^{\circ}24' = 8,8 \text{ кг/м}$.

Приведенный пример указывает на важность недопущения заметной разницы между наружным и внутренним давлением воздуха, не считая того особого случая, рассмотренного в предыдущем параграфе, когда внутреннее давление используется для устранения в наружном покрытии возможности колыхания; в последнем случае начальное натяжение (или слабина) должно быть таково, чтобы при выпучивании под полным давлением воздуха угол ψ был возможно близок к 90° . Этот же пример показывает, что избыток наружного давления приводит к значительно большим нагрузкам на стрингеры, нежели избыток внутреннего давления, так что первого предпочтительнее избегать. Нагрузка на стрингеры всегда направлена внутрь, даже при наличии избытка внутреннего давления, если только покрытие не имеет столь чрезмерной слабину, что ее выпучивание происходит за пределы круга, описанного через вершины стрингеров, а такой случай представляется мало вероятным.

Отверстия в наружном покрытии. Пропитанное наружное покрытие обладает вообще малой воздухопроницаемостью; поэтому для предупреждения чрезмерного внутреннего или наружного давления воздуха при подъеме и спуске воздушного судна с максимальной скоростью необходимо предусмотреть в покрытии отверстия с достаточной площадью. Расход воздуха при истечении сквозь отверстия определяется по формуле:

$$V = CA \sqrt{\frac{2p}{\rho}},$$

где V — объем воздуха, пропущенного в секунду,

A — полная площадь отверстий,

p — разность между наружным и внутренним давлением воздуха,

¹ Для стрингера с моментом сопротивления $28,5 \text{ см}^3$. Прим. переводчика

ρ — массовая плотность воздуха,

C — коэффициент расхода, определяемый из опыта.

В качестве примера определим площадь отверстий, потребную для недопущения p выше $2,5 \text{ кг/м}^2$ в воздушном судне объемом 60000 м^3 , производящем спуск со скоростью 6 м/сек , полагая, что плотность воздуха равна $1,155 \text{ кг/м}^3$, а изменение плотности воздуха составляет $1,1\%$ на 100 м высоты.

Полагаем $C = 0,5$;

$$V = \frac{6}{100} \cdot 0,011 \cdot 60000 = 39,6 \text{ м}^3/\text{сек};$$

$$0,5 A \sqrt{\frac{2 \cdot 2,5 \cdot 9,81}{1,155}} = 39,6;$$

$$A = 12,15 \text{ м}^2.$$

Это и будет площадью потребных отверстий.

Для выпуска воздуха из корпуса обычно достаточную площадь отверстий обеспечивают вытяжные шахты, однако для впуска воздуха в корпус необходимы дополнительные отверстия. С этой целью в области положительного давления внизу носа судна устраивают два больших люка с открывающимися внутрь створками и, кроме того, вдоль коридора располагают ряд меньших отверстий с подобными же створками. Над отверстиями вместо створок можно применять также мелкую сетку.

Газовые баллоны. Газовые баллоны жестких воздушных судов обычно устраиваются из однослойного перкаля, покрытого для газонепроницаемости бодрюшем. Бодрюш представляет собой наружную пленку слепой кишки крупного рогатого скота. Для изготовления газовых баллонов только одного воздушного судна может потребоваться кишек примерно от трех четвертей миллиона голов скота. Ввиду большой стоимости бодрюша были поставлены обширные исследования, направленные на получение пригодного искусственного вещества, которое можно было бы получать в листах или же накладывать механически на прорезиненную ткань. Вполне удовлетворительного разрешения эта задача еще не получила (1927 г.), но всё говорит о том, что она близка к разрешению. Главное преимущество естественного материала заключается в гибкости, обусловливаемой его волокнистой природой, чего нельзя воспроизвести как следует в искусственном материале. Пленки наклеиваются на материя специальным лаком или тонким слоем резинового клея. Газовые баллоны иногда строятся из прорезиненной материи. Это дает грубые баллоны с довольно небольшой газопроницаемостью, но довольно тяжелые. Кроме того, для оболочек, наполняемых водородом, прорезиненная материя опасна по причине ее электростатических свойств.

На практике принято делать газовые баллоны с запасом по длине на 3% , а по диаметру на $1,5\%$ больше отведенного

им по расчету места, чем, с одной стороны, учитывается их выпучивание между балочками и расчалками, а с другой стороны, предупреждается возможность значительных натяжений в материи. Бодрюшированная ткань имеет следующий примерный состав:

Перкаль типа НН	68 г/м ²
Резиновый слой	17 "
Резиновая проклейка	34 "
Бодрюш	24 "
Лак и тальк	12 "
Полный вес	155 г/м ²

В весовых расчетах нужно принять допуск около 10% на вес швов, подвесных лап и т. д.

Оперение. Оперение воздушного судна состоит из неподвижных вертикальных и горизонтальных стабилизаторов с подвижными горизонтальными и вертикальными плоскостями или рулями при них. Горизонтальные рули называются рулями высоты, а вертикальные рули — рулями направления.

Прежние воздушные суда обыкновенно имели многоплоскостное оперение, напоминающее коробчатые змеи. Для горизонтального оперения такой тип продолжал оставаться в Италии даже и после войны. В прежнее время иногда применялись носовые рули, однако они приводили к большой неустойчивости судна и от их применения вскоре же отказались. За исключением особенного коробчатого типа оперения, применяемого в Италии, одноплоскостной тип стабилизаторов и рулей приблизительно с 1910 г. сделался практически универсальным. Вначале одноплоскостное оперение состояло из плоского деревянного или металлического каркаса, плотно обтягиваемого покрытой лаком материей. Такое оперение, очевидно, обладало само по себе небольшой прочностью и для предупреждения поломок нуждалось в основательном укреплении наружными расчалками. Эти расчалки создавали значительную величину вредного сопротивления. Заметным усовершенствованием оперения явился V-образный или свободно стоящий тип с внутренней расчалкой, примененный в военных цеппелинах класса L-70, построенных незадолго до заключения мира. Поперечные сечения стабилизаторов в этом типе имели форму равнобедренных треугольников с основанием у корпуса воздушного судна. При наличии такой формы было нетрудно устраивать переднюю часть стабилизатора прочной, легкой и без наружной расчалки, но задняя часть суживалась к стернпосту у передней кромки рулей. На стернпост передавались большие нагрузки со стороны рулей, и конструкция его не давала возможности обойтись без значительного количества наружной расчалки. Оперение этого типа было применено в R-38, „Bodensee“ и „Shenandoah“, при различных типах рулей. Значительное улучшение этот тип нашел в ZR-3.

В этом воздушном судне задний конец стабилизатора имеет ширину в основании около 0,9 м. Продольный профиль стабилизатора находит себе продолжение в руле. Стерпность представляет собой узкую ферму вместо одиночной балочки в прежнем типе стабилизаторов с внутренней расчалкой. В этом оперении возможно устранить всю наружную расчалку, за исключением одного лишь комплекта проволок удобообтекаемого профиля, протягиваемых от середины каждого стерпности к корпусу.

Не менее важным, чем прочность конструкции стабилизаторов, является способ передачи нагрузок от оперения на корпус. В этом отношении для конструктора открыто два пути. Либо он может сконструировать стабилизаторы так, что они явятся составной частью конструкции корпуса и совместно с последним будут работать на действие изгиба и перерезывающих сил, либо он может сконструировать стабилизаторы как самостоятельные единицы, прикрепляемые к конструкции корпуса. Если избран последний путь, то следует принять меры к тому, чтобы нагрузки от стабилизаторов передавались преимущественно на главные шпангоуты, которые должны быть специально усилены для таких нагрузок. Очевидно, что следует всячески не допускать передачи больших нагрузок на промежуточные шпангоуты, которые при отсутствии поперечной расчалки не могут оказать сопротивления действию таких нагрузок.

Коэффициенты площадей и аэродинамической нагрузки на оперение приведены на стр. 56 и 99.

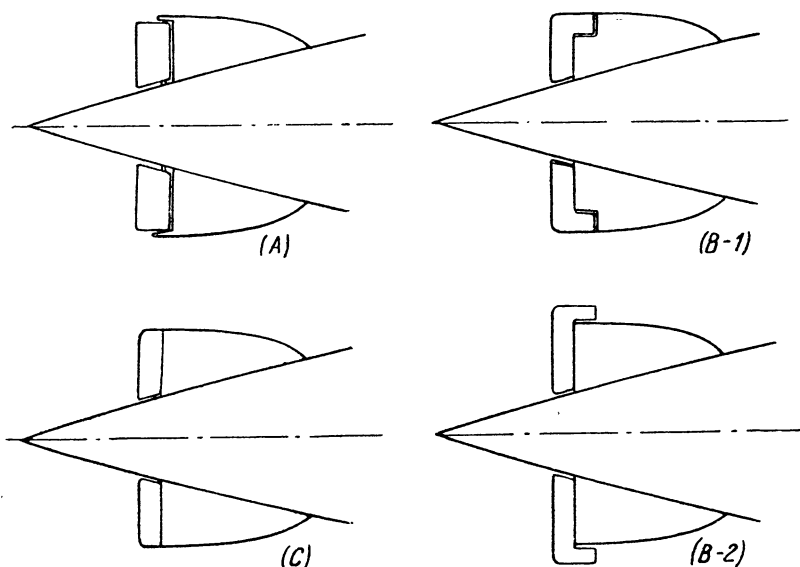
Каркас стабилизатора состоит из балочек, расположенных приблизительно в продольном направлении по наружной кромке стабилизатора и по линиям его пересечения с корпусом, и из поперечных балочек, расположенных друг от друга на расстоянии от 2,5 до 5,0 м. Матерчатая обтяжка между балочками поддерживается диагональными расчалками конструкции стабилизатора и продольными проволоками, натягиваемыми на расстоянии около 1 м друг от друга (фиг. 83).

Конструкция стабилизаторов должна быть достаточно прочной, чтобы противостоять не только поперечным аэродинамическим нагрузкам на оперение, но также и сжимающим усилиям, создаваемым натяжением обтяжки, хотя последнее едва ли может превысить 150 кг/м.

Крестообразная балочка. Крестообразная балочка создает большую помощь в передаче нагрузок от стабилизаторов и рулей на корпус. Простейшей формой этой балочки будет простое продолжение вертикальных и горизонтальных стерпностей стабилизаторов через корпус с их пересечением в центре поперечного сечения. Если стерпность состоит из двух балочек, как в „Los Angeles“, то крестообразная балочка обращается в крестообразную ферму, причем в этом воздушном судне идея крестообразной балочки получила дальнейшее расширение в применении другой и более широкой крестообразной фермы, пропу-

щенной через корпус и поддерживающей стабилизаторы на расстоянии 10 м впереди от стернпоста.

Рули направления и высоты. Рули направления и высоты жестких воздушных судов конструируются каждый в отдельности вместе с рулевой стойкой, обычно в виде коробчатой балочки, относительно которой происходит поворот руля. Эта рулевая стойка принимает основные изгибающие и крутящие нагрузки, действующие на руль. Рулевой каркас состоит из продольных балочек, прикрепляемых к рулевой стойке и сводящихся вместе в тонкую заднюю кромку, а также обычно из некоторых



Фиг. 85. Различные типы рулей воздушных судов.

лёгких элементов, параллельных рулевой стойке. Такая конструкция укрепляется расчалками и обтягивается материей.

Рули воздушных судов могут быть подразделены на следующие три основных типа, представленных на фиг. 85: А) рули балансирные, В) рули полубалансирные и С) обыкновенные рули. Рули балансирные были присущи старому типу оперения. Они обладали тем недостатком, что рулевая стойка могла быть опертой только ее наружным и внутренним концом и, вследствие зазора между стабилизатором и рулем, последний при наклонном положении к потоку работал просто как плоская пластинка. В полубалансирном и обыкновенном типах рулевая стойка может подвешиваться к стернпосту стабилизатора на трех или четырех шарнирах. Эти типы обладают также тем преимуществом, что руль и стабилизатор работают до некоторой степени совместно

наподобие крыла с изогнутым профилем, так что для управления судном будет достаточен значительно более узкий руль, нежели в старом балансирном типе. Уравновешивающая площадь полубалансирного руля оказывается весьма эффективной для уравновешивания руля благодаря ее положению и большому давлению потока на нее. В опытах с С-7 максимальное давление на уравновешивающую часть руля оказалось вдвое больше максимального давления на всякую другую часть. Однако подобное уравновешивание обладает тем конструктивным недостатком, что благодаря положению уравновешивающей части она передает на рулевую стойку большие крутящие нагрузки. Обыкновенный руль в конструктивном отношении лучше всех, но он требует от рулевого большой мускульной работы. Для вертикального руля это не особенно существенно, так как он никогда не удерживается долго в одном положении, а в современном типе узкого руля момент относительно рулевого шарнира не слишком значителен. Более серьезно дело обстоит с рулями высоты, так как воздушное судно в неуравновешенном состоянии может находиться в течение значительного промежутка времени под углом встречи, что требует постоянного приложения нагрузки на рули высоты. Поэтому представляется рациональным следовать примеру „Los Angeles“, который имеет уравновешенные рули высоты и неуравновешенные рули направления.

В „Shenandoah“ уравновешивание рулей направления и высоты было создано по типу Бреге (Breguet). В этой конструкции рули с конструктивной стороны — обыкновенного типа, а уравновешивающая часть состоит из небольших вспомогательных плоскостей, расположенных впереди шарнира, с каждой стороны руля направления или высоты, и поддерживаемых румпелем и специальными стойками. Этот тип уравновешивания представляется весьма эффективным, но когда руль отклонен на большой угол, то одна из уравновешивающих плоскостей приходит в соприкосновение со стабилизатором и, повидимому, создает нежелательное возмущение в воздушном потоке.

Тип Флеттнера (Flettner) элеронного управления рулями в воздушных судах испытан еще не был, но как будто обладает известными возможностями для будущего.

Рулевое управление. Рули направления и высоты приводятся в действие длинными проволочными тягами, проведенными по коридору от крестообразной балочки к гондоле управления. Тяги рассчитываются с большим коэффициентом безопасности, обычно не менее шести, принимая в качестве расчетной максимальной нагрузку на рули, определяемую по значениям коэффициентов давления, рассмотренных в главе V. Большой коэффициент безопасности требуется для обеспечения надежной связи между рулями и штурвалами. Общие правила для проектирования тяг управления заключаются в том, чтобы тяги были вполне доступны для осмотра и ремонта на всем их протяжении и по

возможности не имели крутых заворотов. По прямой вдоль коридора тяги устраиваются из цельной проволоки, однако на роликах или барабанах эта проволока должна быть заменена особо гибким тросом. Тяги присоединяются к рулям направления и высоты с помощью больших румпелей радиусом от 0,9 до 1,2 м, укрепленных посередине между наружной и внутренней кромкой рулей. Эти румпели имеют также значение и для увеличения жесткости рулей.

Число оборотов штурвала для отклонения рулей из одного крайнего положения в другое варьировалось довольно широко. На практике это число изменялось от четырех до двенадцати, и до сих пор еще является весьма спорным вопрос о том, следует ли требовать от рулевого затраты большого физического усилия, чтобы он „чувствовал“ действие рулей, или подкрепить его мощной передачей и создать замедленное движение рулей именно потому, что штурвалу пришлось бы дать большое число оборотов, прежде чем руль не отклонился бы на большой угол. Предлагались и сложные системы управления, в которых элемент времени вводится в движение рулей с помощью гидравлических или иных средств и тем исключается возможность слишком быстрого их отклонения. В случае развития таких систем они будут удовлетворять двоякой цели: во-первых, освобождать рулевого от затраты больших физических усилий и, во-вторых, одновременно исключать возможность слишком быстрого и эффективного действия рулей.

Кроме гондолы управления, в кормовой части судна устраиваются запасные посты со всем необходимым оборудованием для управления горизонтальными и вертикальными рулями, помещающимися либо в коридоре внутри корпуса, либо внутри нижнего стабилизатора.

Вытяжные шахты. Вытяжные или вентиляционные шахты располагаются внутри корпуса обычно через один главный шпангоут и выводятся снизу наверх судна; они служат главным образом для прямого и быстрого отвода из судна газа, выпускаемого клапанами, которые помещаются внизу газовых баллонов в местах, свободно доступных из коридора. В воздушных судах, наполненных водородом, вытяжные шахты существенно необходимы, чтобы не допустить образования внутри корпуса опасной в пожарном отношении смеси водорода с воздухом. В воздушных судах с гелием вытяжные шахты имеют меньшие значения, тем не менее они желательны во избежание удушающего действия больших количеств газа при внезапном их проникновении в коридор. Кроме того, шахты также полезны и с точки зрения предупреждения возможности скопления внутри корпуса бензиновых паров, хотя для этой цели были бы достаточны гораздо меньшие шахты в сравнении с существующим типом. Возможно, что в близком будущем существующая система автоматических газовых клапанов внизу баллонов и управляемых маневренных

клапанов наверху будет изъята и заменена комбинированными автоматическими и управляемыми клапанами наверху баллонов; вытяжные шахты будут тогда не нужны и уступят место небольшим вентиляционным шахтам, приспособленным специально для отвода бензиновых паров.

Вытяжная шахта состоит из прямоугольной нижней части, в которую упирается газовый клапан, и из расположенной выше части шахты с полукруглым или эллиптическим поперечным сечением. Если сечение полукруглое, то плоский бок шахты упирается в расчалку главного шпангоута судна. Прямоугольная нижняя часть обычно состоит из бамбукового каркаса, покрытого веревочной сетью, а верхняя часть состоит из горизонтальных деревянных обручей, соединенных вертикальными веревками и сетью. Шахты должны быть достаточно прочны и выдерживать максимальное сверхдавление газа в баллонах, причем особое внимание должно быть обращено на то, чтобы во избежание повреждений шахты при одновременном повороте горизонтальных обручей в отвесное положение вертикальные веревки были достаточно прочны и надежно прикреплены.

В миделевой цилиндрической части „Shenandoah“ каждая шахта обслуживала два газовых баллона, объемом около 4250 м^3 каждый; ее верхняя часть была полукруглого сечения, радиусом 400 мм. Полный вес каждой шахты был около 21 кг.

Над каждой шахтой располагается легкий фанерный козырек, обращенный своим отверстием назад для защиты шахты от попадания дождя и снега и создания в ней тяги во время полета судна.

Газовые клапаны. Жесткие воздушные суда имеют две системы клапанов, соответственно различному назначению последних. Внизу каждого газового баллона в месте, свободно доступном из коридора, помещается один или два клапана, открывающихся автоматически при определенном сверхдавлении газа; обычно от 10 до 15 мм вод. ст. Благодаря низкому сверхдавлению, при котором действуют эти клапаны, они должны быть обязательно больших размеров, обыкновенно диаметром не менее 0,9 м, при ходе клапана от 25 до 50 мм. Клапан имеет штампованную алюминиевую станину с коническим гнездом из прорезиненной материи. Клапанный диск состоит из кругового кольца и каркаса, обтянутого прорезиненной материей. Закрывается клапан действием спиральной пружины, одетой на шпindel. При таком простом механизме сила, необходимая для открытия клапана, увеличивается приблизительно на 25% на каждый сантиметр открытия. Наверху газового баллона обыкновенно помещается открывающийся внутрь управляемый маневренный клапан, хотя в некоторых баллонах этот клапан может и не ставиться и в особенности в баллонах, находящихся в районе расположения таких тяжелых грузов, как, например, моторные гондолы. Маневренные клапаны меньше автоматических; их диаметр

составляет только около двух третей диаметра последних, но ввиду большего сверхдавления наверху судна их конструкция должна быть более солидной.

Причины применения двух различных типов клапанов можно лучше всего понять из рассмотрения функций каждого типа. Назначение автоматического клапана заключается в освобождении баллона от чрезмерного сверхдавления газа, когда воздушное судно поднимается выше зоны выполнения и когда дальнейший подъем или разогрев газа вызвали бы опасное сверхдавление. Для предупреждения замораживания этих клапанов предпочтительно помещать их внутри судна, в нижней части газовых баллонов, где к ним обеспечен легкий доступ в случае их отказа в действии. К действию маневренных клапанов прибегают главным образом в случаях, когда бывает необходимо уменьшить подъемную силу воздушного судна при его спуске, а так как в период спуска газовые баллоны никогда не могут быть выполнены, то маневренные клапаны должны помещаться в баллоне на значительной высоте, предпочтительно на самом верху.

Для замены существующих отдельных автоматических и маневренных клапанов сконструированы комбинированные автоматические и управляемые клапаны, которые предполагается устанавливать наверху газовых баллонов, в местах, ныне занимаемых маневренными клапанами. Применение таких клапанов привело бы к значительной экономии в весе не только в связи с объединением двух клапанов в один, но также и потому, что при наличии большего сверхдавления наверху судна клапан может быть гораздо меньше, чем существующий тип автоматического клапана, помещаемого в области наименьшего сверхдавления, причем вытяжные шахты могли бы быть либо исключены совершенно, либо значительно уменьшены по своей площади поперечного сечения. Другая важная особенность такого типа клапана заключается в том, что пружины связывались бы с диском системой рычагов, сконструированных таким образом, чтобы сила, потребная для открытия клапана, практически не зависела от размера открытия. Отрицательной стороной расположения клапанов наверху является их недоступность и возможность замораживания. Для предупреждения такой опасности важно, чтобы как клапанный диск, так и его седло имели резиновые закраины; однако остается еще невыясненным, насколько подобная мера предосторожности будет достаточна для предупреждения замораживания при всех условиях погоды. Такие клапаны находятся еще в стадии своего развития.

Размеры и вес газовых клапанов. Площадь автоматических газовых клапанов должна быть достаточна, чтобы при подъемах воздушного судна с максимальной скоростью, обычно около 6 м/сек, была устранена возможность заметного повышения сверхдавления газа за пределы того сверхдавления, на которое кла-

паны отрегулированы. Расход газа сквозь клапанное отверстие определяется по формуле:

$$V = CA \sqrt{\frac{2p}{\rho}},$$

где V — объем выпускаемого газа в секунду,

A — площадь клапанного отверстия,

p — сверхдавление газа в месте расположения клапана,

ρ — массовая плотность газа,

C — безразмерный коэффициент.

Пример. Определить потребную площадь клапанного отверстия для газового баллона объемом 4250 м³ при скороподъеме судна 6 м/сек, максимальном сверхдавлении газа 10 мм вод. ст., если судно наполнено гелием с весовой плотностью 0,225 кг/м³, а изменение атмосферного давления составляет 1,1% на каждые 100 м высоты.

$$V = \frac{6 \cdot 0,011 \cdot 4250}{100} = 2,8 \text{ м}^3;$$

$$\rho = \frac{0,225}{9,81} = 0,023 \text{ кг сек}^2/\text{м}^4;$$

$$A = \frac{2,8}{0,5 \sqrt{\frac{2p}{\rho}}} = \frac{2 \cdot 2,8}{\sqrt{\frac{20}{0,023}}} = 0,19 \text{ м}^2.$$

Маневренные клапаны обыкновенно рассчитываются на тот же расход газа, что и автоматические клапаны.

У автоматических клапанов „Shenandoah“ диаметр дисков был 800 мм, причем каждый клапан весил около 6,5 кг. У маневренных клапанов диаметр дисков был 500 мм, а вес каждого из них вместе с опорной частью и защитным колпаком составлял около 10 кг.

Управление клапанами. Маневренные клапаны приводятся в действие тонкими проволочными тягами, проведенными к гондоле управления. В зависимости от надобности они могут открываться либо все одновременно, либо каждый в отдельности. Тяги управления должны быть тщательно отрегулированы так, чтобы при одновременном открытии клапанов отверстия в них были одинаковы.

Балластная система. Единственно подходящим балластом для жестких воздушных судов является вода. Она содержится в мешках из прорезиненной материи, развешиваемых в коридоре. Эти мешки бывают двух типов: мешки с обыкновенным и запасным или посадочным балластом; мешки с обыкновенным балластом емкостью около одной тонны каждый развешиваются вдоль коридора. Под каждым мешком помещается расходный клапан, приводимый в действие проволочной тягой, соединенной с рукояткой в гондоле управления. Запасный балласт содержится в меш-

ках емкостью приблизительно от 250 кг до полутонны. Низ каждого мешка снабжен широким рукавом, вывернутым вверх мешка и приподнятым над уровнем воды, где он удерживается на месте специальной защелкой, приводимой в действие из гондолы управления проволоочной тягой. Для выпуска балласта эта защелка открывается, и рукав под действием тяжести воды падает вниз, образуя широкое отверстие, через которое вода выливается почти мгновенно. Запасного балласта должно быть около 30% полной подъемной силы, а общая емкость мешков должна быть рассчитана на помещение в них балласта в количестве не менее 15% от полной подъемной силы. В современном жестком воздушном судне, снабженном средствами для причала к мачте, в коридоре должен быть оборудован трубопровод для приема в течение часа водяного балласта в количестве до 10% полной подъемной силы.

В настоящее время проблема добывания водяного балласта во время полета путем конденсации выхлопных газов вступила в новую фазу. Судно должно иметь запас обыкновенных балластных мешков для помещения балласта, равного по весу всему горючему, которое может быть израсходовано в полете; этот балласт распределяется по коридору с помощью помп так, как это требуется для сохранения горизонтального положения оси судна и недопущения больших изгибающих моментов. Для распределения балласта обыкновенно достаточны ручные помпы.

На судне должны быть предусмотрены средства против замерзания водяного балласта. До применения конденсационных устройств вопрос о незамерзании водяного балласта разрешался просто путем прибавки к нему достаточного количества хлористого кальция или другой незамерзающей смеси. С введением же конденсационных устройств обращение к хлористому кальцию как к средству для предупреждения замерзания всего балласта, который может находиться на судне в конце продолжительного его полета, становится задачей серьезной, не получившей еще удовлетворительного разрешения. От коррозионного действия противозамораживающего вещества балочки должны быть защищены лаком или другим соответствующим составом. Применение некоррозирующих противозамораживающих веществ было бы еще лучше, но это довольно дорого.

Швартовая и маневренная системы. На воздушном судне существуют две основных швартовых или якорных точки: одной является мачтовая швартовая точка на крайней носовой оконечности, предназначенная для швартовки воздушного судна к башне или мачте; другая служит якорной точкой, к которой крепятся гайдропы внизу носовой части корпуса, позади крайней носовой точки на расстоянии 7—8% длины судна. Большинство узлов коридора с главными шпангоутами по всей его длине от носа до переднего конца нижнего стабилизатора снабжено металлическими стропами с укрепленными на них блоками, служащими

для присоединения поясных веревок. Кроме того, гондолы, подвешиваемые к коридору, обычно расположенные ближе к носу и корме судна, снабжены поручнями, за которые может держаться часть наземной команды при нахождении воздушного судна у земли. Поручни могут дать место только небольшой части всего состава команды; в виде дополнительных поручней применяются легкие рамы расчлененной трубчатой конструкции; эти рамы относятся к категории наземного оборудования и при вводе и выводе судна из эллинга могут прикрепляться к низу коридора.

Оборудование для швартовки к мачте. Соединение между воздушным судном и причальной мачтой осуществляется посредством свисающего конуса, вкладываемого в коническую чашку наверху головки причальной мачты. Причальный конус представляет собою стальную отливку высотой 533 мм и наружным диаметром 381 мм при толщине стенок 9,5 мм. Форма и размеры конуса, несомненно, сделаются стандартными, так, чтобы воздушные суда могли причаливать ко всем существующим мачтам в мире. Верх этого конуса прикрепляется горизонтальным поперечным штырем к стальному трубчатому шпинделю длиной от 1,2 до 1,5 м, выступающему из носа судна по оси корпуса. Свобода поворотов судна в горизонтальной плоскости достигается движением конической чашки на мачте. Свобода раскачиваний в вертикальной плоскости обеспечивается поперечным штырем, соединяющим конус со шпинделем. Свобода вращения судна вокруг оси создается шпинделем, помещающимся в прочных подшипниках внутри конструкции судна. Отрыв „Shenandoah“ от причальной мачты в январе 1924 г. был вызван главным образом заеданием шпинделя в подшипниках, так что судно лишилось свободы вращения вокруг оси и под действием большой крутящей нагрузки, вызванной отчасти поломкой верхнего стабилизатора, произошел отрыв стрингеров от носового купола, в котором помещались подшипники шпинделя. Носовым креплением „Shenandoah“ служил гибкий стальной трос диаметром 14,3 мм (9/16") и длиной 152,4 м с разрывной крепостью не менее 9525 кг. Этот трос был продет сквозь шпиндель и причальный конус, а его битенговый конец имел стопор, закреплявшийся в стопорном кольце причального конуса. Для выбора причального троса в судно в коридоре помещается лебедка. Кроме причального троса, к шпинделю прикреплены две уравнивающие оттяжки длиной около 170 м. Материалом для оттяжек служит также стальной трос, разрывная крепость которого составляет около двух третей крепости носового швартового троса. Выбор этих оттяжек производится также с помощью лебедок.

Якорная точка. Первый главный шпангоут специально усиливается расчалками для создания позади заметного заворота носовой части обвода надежной швартовой или якорной точки в киле. К этому шпангоуту прикрепляются два пеньковых гайдропа,

свернутых в бухты, которые могут сбрасываться через устроенные для этой цели люки. В „Shenandoah“ эти гайдропы были длиной 152,4 м и толщиной по окружности 108 мм ($4\frac{1}{4}$ "). Якорной точкой также пользуются для швартовки судна по трехтросовой системе.

Прочность швартовых и маневренных устройств. В настоящее время еще не имеется вполне определенных данных относительно действительных нагрузок, которым подвергается воздушное судно при его стоянке у причальной мачты; однако известное приближение к максимальной поперечной нагрузке в носовой части может дать формула:

$$F = Cq V^{2/3},$$

где F — поперечная нагрузка,

C — коэффициент = 0,12,

q — аэродинамический напор = $\frac{\rho v^2}{2}$,

V — воздухоизмещение судна.

Пример. Определить максимальную поперечную нагрузку на нос „Shenandoah“ во время его стоянки у причальной мачты вблизи уровня моря при скорости ветра 26,8 м/сек (60 миль в час).

$$V^{2/3} = 64840^{2/3} = 1614 \text{ м}^2;$$

$$q = \frac{0,125 \cdot 26,8^2}{2} = 44,9 \text{ кг/м}^2;$$

$$F = 0,12 \cdot 44,9 \cdot 1614 = 8700 \text{ кг}.$$

Максимальный изгибающий момент от поперечной нагрузки на нос приходится в сечении, расположенном приблизительно в 25% длины судна от крайней носовой точки; его величина приближенно может быть определена по формуле:

$$M = 0,075 FL,$$

где L — длина судна.

При удержании судна за якорную точку, а не за крайнюю носовую точку, поперечная нагрузка может оказаться приблизительно на 25% больше, так как в этом случае можно ожидать возникновения больших углов дрейфа, однако ввиду более благоприятного места приложения нагрузки максимальный изгибающий момент будет несколько меньше.

Максимальная продольная нагрузка, приложенная к крайней носовой точке, или якорной точке, составляет только около половины поперечной нагрузки, а так как воздушное судно обладает огромным запасом прочности против действия растягивающих сил, то с такой нагрузкой едва ли придется считаться.

Обыкновенно носовое швартовое устройство рассчитывается на ветер 26,8 м/сек (60 миль в час), а якорная точка — на ветер 17,9 м/сек (40 миль в час), в обоих случаях при коэффициенте безопасности, равном двум.

Маневренные точки, расположенные вдоль киля, рассчитываются на боковые нагрузки, которые могут возникнуть во время ввода и вывода судна из эллинга при наличии бокового ветра, не превышающего 7,0 м/сек (15 миль в час). Полная боковая нагрузка на судно при боковом ветре может быть определена по формуле:

$$F = 0,2 LD\rho v^2,$$

где L и D — соответственно длина и диаметр судна,

ρ и v — массовая плотность воздуха и скорость ветра в абсолютных единицах. Эта нагрузка распределяется между четырьмя точками на главных шпангоутах, из которых две находятся в передней части судна и другие две — в задней его части.

ГЛАВА ОДИННАДЦАТАЯ

НЕПРАВИЛЬНЫЕ УКЛОНЫ В ИЗОБРЕТАТЕЛЬСТВЕ ПО ВОЗДУШНЫМ СУДАМ

Перечисленные ниже шесть предложений повторяются постоянно, причем особо предприимчивыми изобретателями неоднократно делались заявки на них в морское министерство США. Мы надеемся, что разъяснение ошибочности этих предложений может предостеречь некоторых будущих изобретателей от напрасных усилий и связанных с ними последующих разочарований. К таким изобретениям относятся:

- 1) пустотное воздушное судно,
- 2) сжатый газ или воздух в качестве балласта,
- 3) искусственный контроль перегрева газа,
- 4) комбинированный аппарат тяжелее и легче воздуха,
- 5) труба сквозь корпус для уменьшения сопротивления,
- 6) защитный экран на причальной мачте.

Напряжение в пустотном воздушном судне. Для создания плавучести без применения газа изобретатели нередко работают над конструкцией пустотного аэростата или вакуум-дирижабля. В связи с этим мы можем привести следующую трактовку этого вопроса, предложенную д-ром Ца м ом (Zahm).

Напряжения в стенке тонкого пустотелого сферического баллона, подверженного действию однородного гидростатического давления и защищенного от образования складок, определяются приравниванием полного усилия по диаметральному сечению обо-

лочки величине полного гидростатического давления на площадь поперечного сечения шара, т. е.

$$2\pi r t S = \pi p r^2,$$

где S — напряжение в кг/см^2 ,

p — гидростатическое давление в кг/см^2 ,

r — радиус шара и

t — толщина его стенок в соответствующих единицах.

Максимальный возможный вес оболочки определится приравниванием его весу замещенного воздуха, или:

$$4\pi r^2 t \rho_1 = \frac{4\pi r^3 \rho_2}{3},$$

где ρ_1 — плотность материала стенок, а ρ_2 — плотность окружающей атмосферы.

Полагая теперь $p = 1,0 \text{ кг/см}^2$, $\frac{\rho_1}{\rho_2} = 6000$ для стали и воздуха, получим из этих уравнений напряжение в стальном пустотном баллоне:

$$S = \frac{3p\rho_1}{2\rho_2} = 3 \cdot \frac{6000}{2} = 9000 \text{ кг/см}^2.$$

Для алюминия ρ_1 будет меньше, но в той же пропорции будет меньше и допускаемое значение S .

Последнее уравнение показывает, что для данного материала и состояния окружающей атмосферы напряжение в оболочке или стенок сферического баллона не зависит от радиуса кривизны поверхности. Кроме того, известно, что при сферической форме напряжения будут меньше, чем при всякой другой форме поверхности. Отсюда следует, что не может быть построена ни одна поверхность с S , меньшим $3p \frac{\rho_1}{2\rho_2}$. Как нетрудно видеть, тот же довод применим и к частично пустотному баллону, так как баллон с n -й разреженностью сможет держать в воздухе оболочку только $\frac{1}{n}$ его веса и прочности.

Приведенный результат получен в предположении, что оболочка защищена от образования складок. В действительности же потеря устойчивости произошла бы задолго до появления разрушающего напряжения.

Сжатый газ или воздух. Среди некоторых изобретателей весьма распространена идея о возможности уменьшения подъемной силы воздушного судна путем сжатия некоторой части газа, содержащегося в газовых баллонах, или получения тех же результатов путем сжатия воздуха с целью увеличения веса судна с использованием в обоих случаях сосудов высокого давления. Обе эти схемы обречены на ту же судьбу, что и пустотное воздушное судно, так как компрессорное оборудование оказывается

слишком тяжелым, чтобы его можно было уложить в приемлемый вес. Нижеследующие цифры доказывают, насколько неосуществимо регулирование подъемной силы путем сжатия газа или воздуха, даже если пренебречь весом самой компрессорной установки.

Стальной баллон, применяемый для доставки газов, весит от 52 до 55 кг и содержит от 5 до 5,7 м³ газа, сжатого от 125 до 140 атмосфер. Максимальная подъемная сила 5,7 м³ водорода составляет лишь около 6,55 кг и редко превышает 6,2 кг. Таким образом подъемная сила газа составляет лишь около 10—12% веса сосуда, в котором он содержится. Изменение давления внутри сосуда практически не играет никакой роли в этой задаче. Если бы давление было уменьшено вдвое, то необходимое увеличение размеров сосудов совершенно поглотило бы всю экономию в весе, которую можно было бы получить за счет уменьшения толщины стенок этих сосудов.

Помещение сжатого воздуха в баллоны высокого давления также бессмысленно. Вес 5—5,7 м³ воздуха, заключенного в сжатом виде в стальные баллоны рассмотренного типа, составляет от 6,15 до 7,0 кг, т. е. всего лишь от 11 до 13% веса сосуда.

Подъемная сила, не зависящая от высоты. Изобретатели, занимающиеся изысканием средств регулирования подъемной силы, часто не осведомлены о том, что, поскольку воздушное судно находится ниже зоны выполнения (т. е. высоты, на которой судно становится выполненным), подъемная сила оказывается не зависящей от высоты. Наоборот, существует весьма распространенное мнение, что раз судно поднимается, то с уменьшением плотности воздуха по мере увеличения высоты уменьшается и его подъемная сила. В действительности же при одинаковых давлении и температуре окружающего воздуха с изменением плотности воздуха будет обратно пропорционально изменяться и объем газа в баллонах, так что полная подъемная сила останется неизменной.

Вследствие ограниченной прочности воздушного судна абсолютные давления газа и воздуха должны быть обязательно все время одинаковы; отсюда следует, что если не происходит выпуска газа, то при изменении высоты подъемная сила может измениться только при возникновении временной разницы между температурой газа и окружающего воздуха. Подобные колебания подъемной силы во время полета легко компенсируются применением динамической поддерживающей силы.

Если судно поднимается выше зоны выполнения, то для предупреждения опасного сверхдавления производится выпуск газа и в то же время происходящая потеря подъемной силы в связи с уменьшением плотности воздуха больше уже не уравнивается возрастающим объемом газа. Очевидно, что такая потеря является безвозвратной и не может быть восстановлена при

спуске на более низкие высоты, так как потерянный газ не может быть возвращен во время полета.

Трудность спуска воздушного судна при наличии избытка подъемной силы над весом явилась стимулом для многих предложений об использовании сжатого газа или воздуха.

Эта трудность происходит не от увеличения подъемной силы при спуске, а является результатом потери динамического управления, когда судно совершает свою посадку. Наличие в судне сплавной силы, т. е. упомянутого избытка подъемной силы, обуславливается расходом горючего в полете, и в то время как при движении судна с достаточной скоростью этот избыток может быть легко компенсирован сообщением судну наклона вниз, средства для этой компенсации, которые мы назвали „динамическим управлением“, при потере скорости уже перестают быть действительными.

Искусственное регулирование температуры газа. При постоянном давлении и температуре воздуха его вес, замещенный данной массой газа, изменяется прямо пропорционально абсолютной температуре газа. Так как нормальная температура воздуха в абсолютных единицах равна 273° , то для увеличения подъемной силы на 5% температура газа должна быть повышена на 14° .

В воздушном судне объемом 60000 м^3 для повышения температуры газа на 1° потребуется около $17300 \text{ кг} \cdot \text{кал}$, а следовательно, для увеличения подъемной силы на 5% пришлось бы затратить около $242000 \text{ кг} \cdot \text{кал}$. Мы не располагаем достаточно надежными данными относительно теплоотдачи дирижабельных оболочек, однако та быстрота, с которой происходит потеря перегрева при прохождении судна под облаком, доказывает, что обмен температуры между газом и воздухом, заключенными внутри воздушного судна, и наружной атмосферой совершается довольно быстро. Вполне возможно, что при вхождении в облако с температурой перегрева 14° половина его оказалась бы потерянной за 13 минут, если бы не существовало никакого источника тепла для восполнения потери через радиацию. Другими словами, в минуту пришлось бы расходовать около $9300 \text{ кг} \cdot \text{кал}$. Это эквивалентно затрате 880 л. с. энергии, что вместе с весом потребной установки обрекает такую схему на полную неосуществимость. Новый тип конструкции газовых баллонов, при котором конвекционные потери были бы значительно сокращены, возможен и привел бы к практическому решению задачи.

Плоскости для увеличения подъемной силы воздушных судов. За последние тридцать лет излюбленной идеей изобретателей было применение плоскостей для сообщения воздушным судам динамической поддерживающей силы, и некоторые из прежних воздушных судов, в особенности № 10 Сантос-Дюмона, построенный в 1903 г., были фактически снабжены такими пло-

скостями. Воздушное судно с несущими плоскостями можно рассматривать как комбинацию дирижабля с самолетом; рассмотрение характеристик такого летательного аппарата показывает, что он соединяет в себе все недостатки обоих типов.

Комбинированный аппарат тяжелее воздуха и потому возможность держаться в воздухе будет зависеть у него от мощности моторов. Он должен отрываться от земли и производить полет с большой скоростью, потому что поддерживающая сила его плоскостей пропорциональна квадрату скорости и при малых скоростях они не создавали бы заметной силы поддержания. Все эти невыгоды комбинированного летательного аппарата присущи и самолету, однако, с другой стороны, ввиду большого объема газа, заполняющего корпус, такой комбинированный аппарат не может быть столь послушным и удобоподвижным, как самолет. Невозможно представить себе крупное воздушное судно быстро катящимся по аэродрому перед взлетом в воздух; еще труднее было бы построить воздушное судно, способное выдерживать удар о землю при посадке с большой скоростью.

Если бы даже трудности старта и посадки комбинированного аппарата и были преодолены, то все же летные качества аппарата были бы неудовлетворительными. На каждые 1000 кг поддерживающей силы, создаваемой плоскостями, приблизительно 60 кг сопротивления приходится преодолевать тягой винтов. С другой стороны, воздушное судно объемом 140000 м³, совершающее полет со скоростью 96,5 км/час, испытывает на каждые 1000 кг только 20 кг сопротивления. Таким образом очевидно, что увеличение подъемной силы, достигаемое применением несущих плоскостей на воздушном судне, повлекло бы за собой непропорциональное увеличение мощности моторов и расхода горючего.

Наконец, остается и еще возражение, сводящееся к тому, что динамические нагрузки от плоскостей были бы гораздо более сосредоточенными, чем подъемная сила газа, так что для восприятия такого рода сосредоточенных нагрузок пришлось бы устраивать значительно более прочный и тяжелый корпус.

Резюмируя изложенное, можно сказать, что увеличение веса конструкции моторов и горючего значительно превысило бы поддерживающую силу, создаваемую плоскостями, не говоря уже о непреодолимых трудностях, сопряженных со стартом и посадкой комбинированного аппарата.

Трубы для уменьшения сопротивления. От изобретателей поступали многочисленные предложения об уменьшении сопротивления как воздушных, так и морских судов путем введения в их конструкцию больших труб, через которые вода или воздух могли бы протекать от носа до кормы более прямым путем сквозь судно вдоль его оси, а не вокруг его наружной поверхности. Эта идея кажется заманчивой, однако испытания доказали, что такие трубы увеличивают сопротивление, вероятно,

вследствие увеличения сопротивления трения и потерь от завихрений при входе воды или воздуха и выходе из трубы. Наружная поверхность хорошо обтекаемого тела, повидимому, представляет наиболее удобный путь для движущейся жидкости от носа до кормы.

Предложения ввести в конструкцию кораблей такие трубы часто соединялись со схемами установки внутри труб вентиляторов или винтов для сообщения напора протекающей жидкости. Подобные добавления нисколько не изменяют основных недочетов конструкции.

Защитные экраны на причальной мачте. После отрыва „Shepandoah“ от причальной мачты в Лейкхерсте в январе 1924 г. неоднократно поступали предложения об ограждении воздушного судна при его стоянке у причальной мачты специальной формы щитами вокруг носовой части судна. Наиболее значительные усилия в воздушном судне при его стоянке у мачты возникают от продольных составляющих сил ветра, действующих на судно, а между тем растягивающие усилия в продольном направлении обычно являются желательными, так как они уменьшают сжимающие усилия от бокового изгиба поперечной аэродинамической нагрузкой. Защитные экраны, расположенные вокруг носа судна, несомненно, уменьшили бы продольные растягивающие усилия, но вследствие значительной турбулентности, которую создали бы эти экраны в воздушном потоке, поперечные нагрузки на большую часть корпуса, повидимому, должны увеличиться, а не уменьшиться.

ПРЕДМЕТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

- Аэродинамическая изгибающая сила, эмпирические формулы 98
 Аэродинамические нагрузки 66
 " " поперечные 84, 85
 " " при постоянном угле тангажа 85
 " " " установившемся повороте 87
 Балластная система 246
 Баллонная сеть 9, 163
 " " вес ее 30
 " " влияние ее начальной затяжки на нагрузку от сжатия газа на стрингеры 169
 Баллонеты мягких воздушных судов, объем их 43
 Баллоны газовые 238
 Баллонные проволоки 9
 Балочки 186
 " германские испытания их 209
 " дуралюминовые 210
 " испытание их 200
 " " " на продольный изгиб 204
 " " " на совместное действие продольного и поперечного изгиба 205
 " корабчатые 213
 " крестообразная 240
 " минимальный экономический размер их 214
 " модуль упругости при их изгибе 203
 " предварительное определение веса их 214
 " применяемые в их конструкция материалы 186
 " проектирование их 186, 207
 " " " узловых соединений 215
 " характеристика их 210, 211, 212
 " цепелиновского типа 187
 Бодрюш 238
 Вентиляционные шахты 243
 Весовая отдача 38
 Винтомоторные установки, влияние высоты на объем и мощность их 21
 " " увеличения скорости на объем и мощность их 20
 Винтомоторные установки, влияние уменьшения собственного веса судна на объем и мощность их 20
 " " определение воздухоизмещения и мощности их при заданной летной характеристике 17
 Внешнее сопротивление 79
 Воздухоизмещение 44
 " объемное 41
 " предварительное определение при заданной летной характеристике 17
 " приложение уравнения Нормана к его определению 24
 Воздушное судно, вес баллонной сети 30
 " " вес газа и воздуха 32
 " " " газовых баллонов 27
 " " " горючего 31
 " " " диагональных и шпангоутных расчалок 30
 " " " машинных установок 31
 " " " наружного покрытия 27
 " " " независимых грузов 31
 " " " оперения 31
 " " " постоянных грузов 31
 " " " снаряжения его корпуса и запасного балласта 31
 " " " стрингеров 28
 " " " шпангоутов 29
 " " влияние высоты полета на его летную характеристику 41
 " " " изменения формы 35
 " " " свободной поверхности на его статическую устойчивость 58
 " " " удлинения и цилиндрической вставки 71
 " " воздухоизмещение 44
 " " выбор к. п. д. 40
 " " " типа 16
 " " движение его при простом тангаже 94
 " " динамическая устойчивость 94
 " " значение удельной подъемной силы газа для его летной характеристики 40
 " " изгибающие моменты его 58

Воздушное судно, изменение его весовых составляющих с изменением главных размеров 26

„ „ классификация 7

„ „ коэффициенты полезного действия 38

„ „ критерий устойчивости его по Джонсу 97

„ „ „ „ „ при тангаже 94, 93

„ „ моменты его 57

„ „ мощность его 224

„ „ мягкий 43, 100

„ „ нагрузка его 57

„ „ неправильные уклоны в изобретательстве 250

„ „ объем 44

„ „ оперение 239

„ „ основные элементы 17

„ „ „ „ проектирования его 222

„ „ перерезывающие силы 57

„ „ площади поперечного сечения корпуса 44

„ „ подъемная сила 48

„ „ порядок проектирования 228

„ „ полученная математическим путем форма корпуса 72

„ „ приложение уравнения Нормана к исчислению его воздухоизмещения и весов 24

„ „ пример предварительных проектных расчетов 222

„ „ скорость его 224

„ „ с металлической оболочкой 9, 11, 15

„ „ соотношение между главными размерами и объемом 49

„ „ „ „ степень выполнения и предельной высотой 42

„ „ сопротивление его 66

„ „ статический момент 57

„ „ „ „ потолок 43

„ „ ступени в его проектировании 222

„ „ типы 7

„ „ условия устойчивости при тангаже 95

Высокосортная сталь 187

Высота, влияние ее на летную характеристику воздушного корабля 41

Вытяжные шахты 243

Газ, величина сверхдавления его 157

„ „ влияние дифферента на его сверхдавление 157

„ „ „ „ „ свободной поверхности его на статическую устойчивость воздушного судна 58

„ „ значение его удельной подъемной силы для летной характеристики воздушных судов 40

Газ, изменения его сверхдавления 156

„ „ нагрузка от сверхдавления его 155

„ „ „ „ „ на стрингеры 158

„ „ пример расчета нагрузки от его сверхдавления на баллонную сеть и стрингеры 160

„ „ сверхдавление его в нижней точке и на высоте 156

„ „ „ „ „ как элемент конструкции 157

„ „ функции его 155

Газовые баллоны 238

„ „ вес их 27

„ „ усилия от торцевого давления при их опорожнении 175

Газовые клапаны 244

„ „ размеры и вес их 245

„ „ управление 246

Гидростатические модели 119

Гипотеза Навье 101

Главные шпангоуты 173

„ „ нерасчаленные 178

Гондола, диаграмма подвески ее 103

„ „ моторная 230

„ „ пассажирская 233

„ „ управления 233

Горючее, вес его 31

Давление нормальное 90

Деформация от растяжения материи, определение ее 122

Диагональные расчалки 8

„ „ вес их 28

Динамическая поддерживающая сила 97

Динамическая устойчивость воздушного судна 94

Дуралюмин 186

Жесткие воздушные суда 7

„ „ „ „ „ будущее их 14

„ „ „ „ „ вес наружного покрытия 236

„ „ „ „ „ естественная форма поперечного сечения 158

„ „ „ „ „ методы расчета продольной прочности 134

„ „ „ „ „ нагрузка от сверхдавления газа на стрингеры 158

„ „ „ „ „ наружное покрытие 234

„ „ „ „ „ отверстия в наружном покрытии его 237

„ „ „ „ „ продольная прочность 134

„ „ „ „ „ расстояние между стрингерами и шпангоутами 150

„ „ „ „ „ расчалка его 152

Заклепочные узлы, прочность их 219

Закон Гука 101

Изгибающие моменты воздушного судна 58

Изгибающий момент, аэродинамический 98, 225

" " вычисление 103

" " " от нагрузок на оперение 62

" " " при распределении весовых нагрузок и подъемной силы по шпангоутам 61

" " динамический 225

" " отрицательный 103

" " от сверхдавления газа 106

" " положительный 103

" " статический 225

Касательная характеристики 123

Киль 8

Клапаны газовые 246

Коммерческий груз на заданном воздушном судне 22

Коридор 228

" будущее развитие его 229

Кормовая оконечность 233

Коробчатые балочки из листов 213

Коэффициент лобового сопротивления 68, 69

" моторно-аэродинамический 38

" площади оперения 55, 56

" поверхности 50

" призматический 49

" присоединения массы 93

" пропульсивный 38

" сопротивления трения 70

" формы 68, 69

" цилиндрический 49

Коэффициенты полезного действия 38

" " " выбор их 40

" " " сопротивления 68

Летная характеристика, влияние высоты 41

" " значение удельной подъемной силы газа 41

Маневренная система 247

" " прочность ее 249

Масштабный эффект 77

Метод изгибающих моментов 135, 138

" " " видоизменения 138

" " " обратных отношений 143

" " " приложение его к расчету продольной прочности 144

" " " перерезывающих сил 135, 138

Множители Симпсона 47

Модуль упругости 123

Момент изгибающий 103

" перегиба 103

" прогиба 103

Моменты воздушного судна 57

Моторная гондола, подвеска ее 232

" проектирование 232

Моторно-аэродинамический коэффициент 38

Мощность воздушного судна, предварительное определение при заданной летной характеристике 17

Мягкие воздушные суда 7, 100

" " " влияние диферента 105

" " " деформация оболочки 118

" " " диаграмма подвески 104

" " " тяги винтов 105

" " " напряжения в оболочке 108

" " " общий случай формы поперечного сечения оболочки 131

" " " определение деформации поперечного сечения оболочки 126

" " " поперечный сдвиг в оболочке 113

" " " пригонка оболочки 119

" " " продольный сдвиг в оболочке 111, 113

" " " эллипс напряжений в оболочке 115

Нагрузка воздушного судна 57, 58

" " " при шквалах 93

Нагрузки аэродинамические 66, 84, 85, 87

" на оперение 98

" " стрингеры 236

Напряжения в оболочке 108

" " " при изменениях сверхдавления газа 133

" " " расчет их касательных 111

" " " эллипс их 114

" " " в стрингерах 183

" " " от дыхания 133

Наружное покрытие 8

" " вес его 27

Натуральное сечение 130

Натяжения в диагональных расчалках 181

" от неравномерно распределенной поперечной нагрузки 168

" " поперечной нагрузки в проволоке 165, 167, 168

" " равномерного распределения поперечной нагрузки 167

Начальная затяжка 165, 168

" " баллонной сети, влияние ее на нагрузку от сверхдавления газа на стрингеры 169

" " в расчалках 154

Нежесткие воздушные суда 7

Нормальная характеристика 123

Нормальное давление, распределение его 90

Объем воздушного судна 44

" " " центр его 48

Оболочка металлическая 10

" нежесткого воздушного судна 10

" " " деформация 118

Оболочка нежесткого воздушного судна, изгиб 101
 " " " напряжения 108
 " " " общий случай формы ее поперечного сечения 131
 " " " определение деформации ее поперечного сечения 119
 " " " пригонка 119
 " " " продольная сила и изгибающий момент ее от сверхдавления газа 106
 " " " свободная подъемная сила ее 103
 Оперение 239, 240
 " вес его 31

Перегиб 122

Перерезывающие силы 57
 " " от нагрузок на оперение 62
 " " при распределении весовых нагрузок и подъемной силы по шпангоутам 61
 " " создаваемые ими дополнительные напряжения 147
 Площади поперечных сечений корпусов воздушных судов 45
 Площадь сопротивления 80
 Продольная сила 103
 " " от сверхдавления газа 106
 Подъемная сила оболочки, свободная 103
 " " центр ее 48
 Поддерживающая сила, динамическая 97

Покрышка 213

Полужесткие воздушные суда 7
 Поперечные аэродинамические нагрузки 84
 " " " распределение их по Мунку 85
 Поперечный сдвиг в оболочке мягкого воздушного судна 113
 Поправка Эпсона к распределению поперечной нагрузки по Мунку 90
 Правило Симпсона, первое 46
 " " второе 47
 " трапеций 46
 " Чебышева 47
 Пригонка 119
 Призматический коэффициент 49
 Проволока, "отрицательное натяжение" ее 170
 Продольный сдвиг в оболочке мягкого воздушного судна 112
 Промежуточные шпангоуты 179
 " " деформация их 182
 " " пример расчета их деформации 183

Пропульсивный коэффициент 38
 Прорезиненная трехслойная хлопчатобумажная ткань 16

Раскосы 188

Расчалки в жестких воздушных судах 152
 " диагональные 8, 28
 " наивыгоднейший наклон их 153
 " начальная затяжка в них 154
 " шпангоутные 30
 Рулевое управление 242
 Рули 239, 241
 " результат внезапного переложения их 84

Сверхдавление газа 7, 155

" " величина его 157
 " " влияние диферента 157
 " " в нижней точке и на высоте 156
 " " изменения его 156
 " " как элемент конструкции 157

Сопротивление 66

" внешнее 79
 " коэффициенты его 68
 " трения 67
 " формы 67
 Стабилизаторы 239, 240
 Стандартная атмосфера 17
 Стандартное воздухоизмещение 17
 Статический момент воздушного ко- рабля 57
 Статический потолок воздушных судов 43
 Стрингеры 8
 " вес их 28
 " главные и промежуточные 151
 Строевая по шпангоутам 45

Уголки дуралюминовые 188

Узловые соединения, проектирование 215
 Узлы заклепочные 219
 " с шаровыми шарнирами 218
 Уравнение Нормана 24
 " " практическое видоизменение 37
 " " пределы применения 36
 " " применение 32
 Усилия в стрингерах, определение 227
 " " " экспериментальное определение их 142
 " " от сверхдавления газа и натяжения наружного покрытия 227
 Устойчивость воздушного судна, динамическая 94
 " критерий ее по Джонсу 97
 " " " " Цаму 94
 " " " при тангаже 96

Функции Симпсона 74

Центр подъемной силы (ц. п. с.) 48
 " " " положение его по вертикали 49
 " " " положение его вдоль оси 48

Цеппелин 8
Цилиндрический коэффициент 49

Число Рейнольдса 78

Швеллеры дуралюминовые 188
Шпангоутные расчалки, вес их 30
Шпангоуты 8, 228
„ вес их 29
„ главные 173, 178
„ нерасчаленные 178
„ нумерация их 174
„ промежуточные 179, 182

Шахты вытяжные 243
Швартовая система 247
„ „ прочность ее 249
Швартовка к мачте, оборудование 248

Эпюры весовых нагрузок 59
„ изгибающих моментов 61
„ окончательной нагрузки 59
„ перерезывающих сил 61
„ подъемной силы 59

Якорная точка 248

ОГЛАВЛЕНИЕ

От редактора	Стр. 3
Предисловие автора	5
Глава первая. Типы воздушных судов	7
Классификация (7). Жесткое воздушное судно (7). Воздушное судно с металлической оболочкой (9). Будущее жестких воздушных судов (14). Выбор типа (16).	
Глава вторая. Основные элементы воздушных судов	17
Порядок предварительного определения воздухоизмещения и мощности при заданной летной характеристике	—
Влияние увеличения скорости (20). Влияние уменьшения собственного веса судна (20). Влияние высоты (21). Коммерческий груз на заданном воздушном судне (22).	
Приложение уравнения Нормана к исчислению воздухоизмещения и весов воздушных судов	24
Изменение весовых составляющих с изменением главных размеров (26). Численный пример на применение уравнения Нормана (32). Вычисление коэффициента N (33). Влияние изменения формы (35). Пределы применения уравнения Нормана (36). Увеличение воздухоизмещения при гелии, потребное для обеспечения той же летной характеристики, как и при водороде (37). Практическое видоизменение уравнения Нормана (37).	
Коэффициенты полезного действия	38
Пропульсивный коэффициент и весовая отдача (38). Замечания относительно выбора коэффициентов полезного действия (40).	
Значение удельной подъемной силы газа для летной характеристики воздушных судов	40
Влияние высоты на летную характеристику воздушного корабля (41).	
Соотношение между степенью выполнения воздушного судна и предельной высотой	42
Статический потолок воздушных судов (43). Объем баллонетов мягких воздушных судов (43).	
Глава третья. Объемы, площади и линейные размеры	44
Воздухоизмещение и объем (44). Площади поперечных сечений (44). Строевая по шангоутам (45). Вычисление площадей, ограниченных кривыми (45). Правило трапеций (46). Первое правило Симпсона (46). Второе правило Симпсона (47). Правило Чебышева (47). Центр подъемной силы или объема (48). Продольное положение ц. п. с. (48). Вертикальное положение ц. п. с. (49). Соотношение между главными размерами и объемом (49). Коэффициент поверхности (50). Теоретические пределы (55). Коэффициенты площади оперения (55).	
Глава четвертая. Нагрузки, перерезывающие силы и изгибающие моменты	57
Статический момент воздушного судна	—
Влияние свободной поверхности газа на статическую устойчивость воздушных судов (58). Нагрузки, перерезывающие силы	

и изгибающие моменты (58). Эпюры весовых нагрузок, подъемной силы и окончательной нагрузки (59). Эпюры перерезывающих сил и изгибающих моментов (61). Вычисление перерезывающих сил и изгибающих моментов при распределении весовых нагрузок и подъемной силы по шпангоутам (61). Вычисления перерезывающих сил и изгибающих моментов от нагрузок на оперение (62).

Глава пятая. Аэродинамические нагрузки	66
Сопrotивление воздушных судов	—
Кoэффициенты сопротивления (68). Кoэффициент сопротивления трения (70). Влияние удлинения и цилиндрической вставки (71).	
Формы корпусов воздушных судов, полученные математическим путем	72
Масштабный эффект	77
Внешнее сопротивление	79
Испытания на замедление	—
Поперечные аэродинамические нагрузки	84
Результат внезапного переложения рулей (84). Аэродинамическая нагрузка при постоянном угле тангажа (85). Аэродинамическая нагрузка при установившемся повороте (87). Поправка Эпсона к распределению поперечной нагрузки по Мунку (90).	
Распределение нормального давления	90
Кoэффициенты присоединенной массы	93
Нагрузки при шквалах	—
Динамическая устойчивость	94
Критерий устойчивости при тангаже по Цаму (94). Движение при простом тангаже (94). Условия устойчивости при тангаже (95). Критерий устойчивости при тангаже (96). Критерий устойчивости по Джонсу (97).	
Динамическая поддерживающая сила	97
Эмпирические формулы для наибольшего аэродинамического изгибающего момента и нагрузок на оперение	98
Глава шестая. Прочность мягких воздушных судов	100
Изгиб оболочки (101). Вычисление изгибающего момента (103). Диаграмма подвески (103). Влияние диферента воздушного судна и тяги винтов (105). Продольная сила и изгибающий момент от сверхдавления газа (106).	
Напряжения в оболочке	108
Расчет касательных напряжений (111). Продольный сдвиг (112). Поперечный сдвиг (113). Эллипс напряжений (114). Критический сдвиг (118).	
Деформация оболочки	118
Гидростатические модели (119). Определение деформации от растяжения материи (122). Определение деформации поперечного сечения (126).	
Общий случай формы поперечного сечения	131
Напряжения при изменениях сверхдавления газа	133
Глава седьмая. Продольная прочность жестких воздушных судов	134
Методы расчета (134). Видоизменение теории изгибающих моментов (138). Экспериментальное определение усилий в стрингерах (142). Метод обратных отношений (143). Приложение метода обратных отношений к расчету продольной прочности (144). Определение величины $\sum \sin^2 \theta$ в воздушных судах с правильным полигональным поперечным сечением и ее применение на практике (145).	
Дополнительные напряжения, создаваемые действием перерезывающих сил	197

	Стр.
Расстояние между стрингерами и шпангоутами	150
Главные и промежуточные стрингеры (151).	
Расчалки в жестких воздушных судах	152
Наивыгоднейший наклон расчалок (153). Начальная затяжка в расчалках (154).	
Глава восьмая. Нагрузки от сверхдавления газа и поперечная прочность	155
Функции газа	—
Изменение сверхдавления газа (156). Сверхдавление в нижней точке и на высоте (156). Величина сверхдавления газа (157). Влияние диферента на сверхдавление газа (157). Сверхдавление газа как элемент конструкции (157). Нагрузки от сверхдавления газа на стрингеры (158). Пример расчета нагрузок от сверхдавления газа на баллонную сеть и стрингеры (160).	
Баллонная сеть	163
Натяжение от поперечной нагрузки в проволоке, обладающей начальной затяжкой (165). Натяжение от равномерно распределенной поперечной нагрузки (167). Натяжение от неравномерно распределенной поперечной нагрузки (168). Определение начальной затяжки или слабины при данном окончательном натяжении проволоки, нагруженной поперечной нагрузкой (168). Влияние начальной затяжки баллонной сети на нагрузку от сверхдавления газа на стрингеры (169). Приложение к проектированию (171).	
Главные шпангоуты	173
Нумерация шпангоутов (174). Пример вычисления усилий в главном шпангоуте (174). Усилия от торцевого давления при опорожнении газового баллона (175). Нерасчетные главные шпангоуты (178).	
Промежуточные шпангоуты	179
Расчет натяжений в диагональных расчалках от нагрузок подъемной силы на промежуточные шпангоуты (181). Деформация промежуточных шпангоутов (182). Пример расчета деформации промежуточного шпангоута (183). Напряжения в стрингерах от перемещения узлов промежуточных шпангоутов (183).	
Глава девятая. Проектирование балочек	186
Материалы, применяемые в конструкции балочек (186). Высоко-сортная сталь (187). Старый классический тип цепелиновской балочки (187). Раскосы (188). Сопротивление сжатию дуралюминовых швеллеров и уголков (188).	
Испытания балочек	201
Модуль упругости при изгибе (203). Испытания балочек на продольный изгиб (204). Испытания на совместное действие продольного и поперечного изгиба (205). Приложение к проектированию (207). Германские испытания балочек (209). Цепелиновские коробчатые балочки из листов (213). Минимальный экономический размер балочек (214). Предварительное определение веса балочек (214).	
Проектирование узловых соединений	215
Узлы с шаровыми шарнирами (218). Прочность заклепочных узлов (219).	
Глава десятая. Ступени в проектировании	222
Основные элементы (222). Пример предварительных проектных расчетов (222). Скорость и мощность (224). Предварительный выбор расстояния между стрингерами и шпангоутами (225). Статический и динамический изгибающие моменты (225). Аэродинамический изгибающий момент (225). Предельные условия (226). Мак-	

симальные усилия в стрингерах (227). Усилия от сверхдавления газа и натяжения наружного покрытия (227). Шпангоуты (228). Порядок проектирования (228). Коридор (228). Будущее развитие коридора (229). Проектирование моторных гондол (230). Подвеска моторных гондол (232). Гондола управления и пассажирская гондола (233). Кормовая оконечность (233). Наружное покрытие (234). Вес наружного покрытия (236). Нагрузки на стрингеры от натяжения в наружном покрытии (236). Отверстия в наружном покрытии (237). Газовые баллоны (238). Оперение (239). Крестообразная балочка (240). Рули направления и высоты (241). Рулевое управление (242). Вытяжные шахты (243). Газовые клапаны (244). Размеры и вес газовых клапанов (245). Управление клапанами (246). Балластная система (246). Швартовая и маневренная системы (247). Оборудование для швартовки к мачте (248). Якорная точка (248). Прочность швартовых и маневренных устройств (249).

Глава одиннадцатая. Неправильные уклоны в изобретательстве по воздушным судам	250
Напряжение в пустотном воздушном судне (250). Сжатый газ или воздух (251). Подъемная сила, не зависящая от высоты (252). Искусственное регулирование температуры газа (253). Плоскости для увеличения подъемной силы воздушных судов (253). Трубы для уменьшения сопротивления (254). Защитные экраны на причальной мачте (255).	
Предметный указател.	256

Редактор В. А. Семенов.

Техн. редактор А. Н. Савари

Сдано в набор 15/II 1938 г. Подписано к печати 21/V 1938 г. Автор, дог. 295. Инд. 40-5-2.] Кол. печ. лист. $16\frac{1}{2} + 1$ вкл. Учетно-авт. лист. 19,2. Отпечатано на бумаге Камской ф-ки. Бум. л. $8\frac{1}{4}$. Тип. зн. в 1 бум. л. 93696. Уполн. Главлита № Б-38446. Формат бум. $62 \times 94/16$. Тираж 2000. Заказ № 156.

3-я типография ГОНТИ им. Евгении Соколовой. Ленинград, пр. Красных Командиров, 29.

