

Экз. № _____

00045

Н. А. ЛОБАНОВ

ОСНОВЫ РАСЧЕТА И КОНСТРУИРОВАНИЯ ПАРАШЮТОВ



ИЗДАТЕЛЬСТВО
«МАШИНОСТРОЕНИЕ»
Москва 1965

В книге изложены основы теории и расчета парашютов и парашютных систем различного назначения. Рассмотрены основные параметры и характеристики парашютов, связь этих параметров со скоростью наполнения купола и падения тел; перегрузки и методы расчета парашютов на прочность. Описаны конструкции современных спасательных, грузовых, тормозных и стабилизирующих парашютов, особенности их применения и расчета.

Книга рассчитана на широкий круг инженеров-конструкторов, летный и технический персонал ВВС СА и ВДВ. Книга может быть также полезной для студентов авиационных вузов и техникумов.

Редактор О. Н. Буракова

ПРЕДИСЛОВИЕ

В настоящее время парашюты и парашютные системы широко применяются для различных целей: для спасения летчиков при аварии самолета, спуска на землю людей, подопытных животных и исследовательской аппаратуры с самолетов, ракет и космических кораблей, для торможения самолета при посадке на взлетно-посадочную полосу ограниченного размера, десантирования различных грузов с самолетов и пр. Использование парашютов в столь широких целях, естественно, обусловило необходимость освещения в литературе методов расчета, конструирования и применения парашютов.

В гл. I—X книги изложены основы теории и расчета парашютов. Материалы эти являются переработкой и дополнением лекций, прочитанных автором в 1949—1954 гг. на кафедре «Воздухоплавание» Военно-воздушной инженерной академии им. проф. Н. Е. Жуковского.

В гл. XI рассмотрены парашютные системы для десантирования различных грузов; показаны пути создания парашютных систем малого веса; даны описание и анализ схем парашютных систем, принципиально отличающихся одна от другой; рассмотрены многокупольные парашютные системы, энергоемкие амортизаторы и реактивные тормозители для поглощения кинетической энергии груза при приземлении.

Гл. XII посвящена описанию спасательных парашютов. В этой главе приведен анализ некоторых недостатков спасательных парашютов и указаны пути их устранения. Здесь указаны также некоторые способы устранения причин, ограничивающих возможность применения спасательных парашютов в широком диапазоне высот и скоростей, указаны пути повышения надежности спасения и приведены соображения об использовании парашюта для спуска человека на Землю при полетах в ракете.

В гл. XIII внимание уделено вопросам применения и конструирования запасных парашютов. Кроме того, приведены также сведения об особенностях летных испытаний опытных образцов запасных парашютов.

Тормозные посадочные парашюты, их расчет и конструктивные особенности описаны в гл. XIV.

Людские десантные парашюты рассмотрены в гл. XV. Здесь описаны особенности применения таких парашютов, размещение и крепление снаряжения на десаннике, особенности снижения десантников в воздухе, а также недостатки современных людских десантных парашютов и возможные пути их устранения.

В гл. XVI приведены данные о парашютных системах осветительных авиабомб.

Парашюты артиллерийских, осветительных и других снарядов рассмотрены в гл. XVII. Здесь показаны схемы действия парашютов и приведены положения по их экспериментальным испытаниям.

В гл. XVIII описаны стабилизирующие парашюты различного авиационного вооружения, парашюты для катапультных кресел, для топливного шланга самолета-заправщика и их конструктивные особенности. Здесь же показаны парашюты термоядерных авиабомб и тормозные парашюты для аварийного снижения самолета с большой высоты при разгерметизации. В гл. XIX приведены сведения о назначении и схеме действия автоотцепки.

Настоящая книга охватывает только небольшую часть вопросов, встречающихся в практике применения и конструирования парашютов и парашютных систем, тем не менее автор выражает надежду, что книга будет полезна для специалистов, пользующихся парашютами и парашютными системами, а также конструкторов парашютов и тех изделий, для которых проектируется парашютная техника.

Автор выражает благодарность канд. техн. наук В. С. Ереми-ну, Л. Г. Введенскому и инж. И. Н. Кучурской за ценные предложения, высказанные ими при просмотре рукописи книги.

Н. Лобанов

ВВЕДЕНИЕ

Парашют как спасательное средство стал применяться еще на заре развития воздухоплавания. Действительно, в аварийных случаях при необходимости безопасного спуска экипажа из аэростата на Землю нельзя представить себе более рационального средства спасения, чем парашют.

В дальнейшем парашют получил широкое применение в качестве индивидуального спасательного средства также и на летательных аппаратах тяжелее воздуха и, наконец, — на более позднем этапе — для опускания на Землю различных грузов. Такое широкое применение парашюта объясняется его особым свойством — занимать в сложенном виде относительно небольшой объем, а при приведении в действие — разворачиваться за несколько секунд в купол значительной площади, способной тормозить и приземлять грузы с малой скоростью. Так, например, современный спасательный парашют для человека может укладываться в 20-литровую по объему компактную упаковку, а введенный в действие — образовать купол площадью до 60 м². Такая площадь купола парашюта обеспечивает скорость снижения, безопасную для приземления человека.

Кроме парашюта падающие тела можно тормозить, например, при помощи реактивных двигателей, но это менее удобно в эксплуатации.

В простоте конструкции, ее легкости и компактности заключается еще одна замечательная, экономически и технически целесообразная особенность парашюта, вес которого обычно менее 15% веса груза.

В России и на западе на первом этапе развития авиации использовались парашюты, применявшиеся на воздушных шарах. Такие парашюты помещались обычно под фюзеляжем самолета. Подвесная система летчика соединялась со стропами купола парашюта соединительными звеньями. При аварии летчик покидал самолет и тяжестью своего тела принудительно вытягивал стропы и купол парашюта из упаковки. Конечно, такая конструкция не удовлетворяла требованиям, предъявляемым к спасательному парашюту, так как если самолет загорался или летчик выпрыгивал не в безопасную сторону, то его гибель была неизбежной.

Русскому изобретателю Г. Е. Котельникову принадлежит честь создания ранцевого авиационного спасательного парашюта свободного действия. Парашют Котельникова в отличие от существовавших вводился в действие не принудительно, а самим летчиком через любое время после отделения от самолета.

Развитие парашютного спорта в Советском Союзе началось в 1930 г. после проведения первого учебного сбора армейских парашютистов в г. Воронеже. На сборе была завершена подготовка небольшой группы инструкторов-парашютистов и совершено около 100 прыжков с парашютом. Деятельность этой первой группы инструкторов была направлена на развитие парашютизма в Советском Союзе. Первые парашютисты должны были личным примером доказать надежность раскрытия парашюта отечественного изготовления.

Начиная с 1932 г. высокие качества парашюта свободного действия широко используются советскими парашютистами при освоении прыжков с задержкой раскрытия парашюта. 20 сентября 1932 г. парашютист Сергей Афанасьев падал, не раскрывая парашюта, на протяжении 1600 м.

Последовательная и систематическая работа советских парашютистов по освоению и исследованию прыжков с задержкой раскрытия парашюта представляла не только спортивный интерес, но и имела огромное практическое значение. Расширились возможности спасения летчика при большой скорости полета или на большой высоте. В первом случае при задержке раскрытия парашюта на 5—10 сек скорость падения летчика уменьшается из-за сопротивления воздуха. Следовательно, через 5—10 сек после эвакуации летчика с самолета парашют вводится в действие на скорости, значительно меньшей скорости самолета. Это, в свою очередь, значительно снижает нагрузки, действующие как на летчика, так и на парашют в процессе наполнения купола. Во втором случае при прыжке с большой высоты, падая с большой скоростью и не раскрывая парашюта, летчик быстро проходит зону с малым содержанием кислорода и раскрывает парашют на высоте, где применение кислородного прибора уже не является обязательным.

В 1934 г. впервые был создан и испытан с грузом в 2500 кг парашют конструкции М. А. Савицкого, предназначенный для гондолы стратостата СССР-1 (см. фиг. 11.51 и 11.45). Успешное развитие авиации в СССР позволило к тому времени впервые в мире сбросить на парашюте груз весом 2,5 т с самолета конструкции А. Н. Туполева.

С каждым годом развивается авиация — повышается скорость и увеличивается высота полета, в связи с чем к конструкциям и материалам парашютов предъявляются все более высокие требования. Разработка новых конструкций спасательного парашюта ведется уже в содружестве с создателями парашютных материалов и работниками институтов экспериментальной и авиационной

медицины, изучающими влияние динамики раскрывающегося парашюта на организм животных и человека при разных скоростях и высоте полета. В результате этого содружества в 1938 г. был создан надежный спасательный парашют ПЛ-3.

Создание полуавтоматических приборов для дистанционного управления раскрытием парашюта значительно повысило надежность спасения летчика в новых условиях. Эта задача была успешно разрешена конструкторами братьями Дорониными и Леонидом Саввичевым.

В годы Великой Отечественной войны прежние представления о парашюте как только о спасательном или спортивном средстве значительно расширились. На парашютах спасался летный состав, на парашютах производилась выброска с самолетов десантных войск, боеприпасов, различного вооружения, литания, горючего для танков и автомашин, предметов снаряжения и транспортных средств. Парашюты являлись обязательной принадлежностью осветительных авиационных бомб и артиллерийских снарядов, морских торпед и донных мин, сбрасываемых с самолета.

В послевоенные годы новым этапом в развитии парашютной техники явились работы конструкторов Ф. Д. Ткачева, А. И. Привалова, И. А. Петрова, М. П. Дрязгова, О. И. Волкова, Б. С. Скуладова, А. М. Клеймана и ученых проф. Х. А. Рахматулина, В. С. Еремина, Л. А. Елистратова, Б. С. Россомехина и др.

Были созданы специальные парашютные системы, обеспечивающие посадку беспилотных летающих лабораторий по исследованию полета на больших скоростях. Парашют нашел применение и как тормоз для сокращения длины пробега самолета при посадке. За рубежом парашют применяется и для стабилизации в полете шланга самолета-заправщика, чтобы облегчить сочленение его с приемником самолета, заправляемого горючим в воздухе.

Скорость полета самолетов настолько увеличилась, что при эвакуации с самолета экипажу приходится преодолевать значительные трудности. Поэтому вопросы, связанные со спасением экипажа самолета, стали решаться не только конструкторами парашютов, но и конструкторами самолетов, которые разрабатывали новые средства покидания самолета.

В 1949—1958 гг. парашют широко использовался при ракетных исследованиях верхних слоев атмосферы для надежного спуска частей ракет с научной аппаратурой на Землю. Проводились исследования выживания высокоорганизованных животных (собак) при раскрытии парашюта на высоте 80—90 км. Исследовались явления, связанные с раскрытием парашюта на больших высотах и при сверхзвуковых скоростях.

21 августа 1960 г. весь мир узнал об успешном запуске и возвращении на Землю советского космического корабля-спутника с подопытными животными. Корабль и отделившаяся от него капсула с животными благополучно приземлились на парашютных системах.

Успешное приземление на парашюте космического корабля явилось победой советских ученых и специалистов, а также убедительным доказательством возможности полета человека в космическое пространство.

По подготовке такого полета в Советском Союзе в течение многих лет проводились научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы. 12 апреля 1961 г. впервые в истории человечества гражданин Советского Союза Юрий Алексеевич Гагарин совершил полет в космическое пространство и благополучно приземлился на парашюте.

В настоящее время парашют широко применяется за рубежом при экспериментальной отработке ракетных ускорителей и аппаратуры, а также для многократного использования учебных управляемых снарядов. При этом снаряд после прекращения работы двигателя разделяется на две части — отсек с электронным оборудованием и отсек с двигателем. В течение некоторого времени обе части падают свободно, чтобы возможно дальше отойти друг от друга. Затем на сравнительно небольшой высоте автоматически открываются парашюты, на которых отсеки снаряда спускаются на Землю.

В настоящее время с парашютом можно спускать грузы весом и менее 1 кг и в несколько тонн; при этом парашюты можно вводить в действие на скоростях от 5 до 1000 м/сек. Такой широкий диапазон веса грузов и скоростей вызывает необходимость разрабатывать различные по конструкции и способу введения в действие парашюты и парашютные системы. При этом должна быть обеспечена необходимая прочность парашютов, воспринимающих при раскрытии значительные нагрузки и подвергающихся в отдельных случаях воздействию высоких температур торможения.

Разностороннее развитие парашютной техники в Советском Союзе есть результат многолетней работы советских ученых, конструкторов и испытателей, использующих в своей деятельности широкие возможности, предоставляемые им советским государством.

Глава I

ПРИНЦИПЫ ДЕЙСТВИЯ ПАРАШЮТА

1. АТМОСФЕРА ЗЕМЛИ

Общие сведения

Изучение свойств земной атмосферы и происходящих в атмосфере явлений составляет предмет науки, именуемой *метеорологией*.

Свойства земной атмосферы представляют значительный интерес. От свойств атмосферы зависит сопротивление, испытываемое телами, падающими в воздухе. Жизненные условия экипажа, покинувшего летательный аппарат и свободно падающего или спускающегося на парашюте, также определяются свойствами атмосферы. Успех исследований возможности спуска человека с парашютом при полетах на больших высотах, например, в ракете, зависит в частности от степени нашего знания свойств земной атмосферы.

Явления, происходящие в атмосфере, привлекали внимание человека с самых давних времен. Сведения о метеорологических явлениях, наблюдавшихся на территории России, приведены в древних летописях и письмах отважных русских путешественников.

Первые систематические наблюдения в России были начаты в Петербурге в 1722 г. В развитии метеорологии особенно велика роль М. В. Ломоносова. Среди обширного круга вопросов, которыми занимался этот великий русский ученый, метеорология занимала немалое место. Ломоносов первым указал на необходимость организации регулярно действующей сети метеорологических станций, на необходимость изучения высоких слоев атмосферы. Он много работал над созданием метеорологических приборов.

В метеорологии как одной из отраслей геофизических наук применяются физические по своей основе методы исследования. Важнейшие из них: 1) метод наблюдения, 2) метод эксперимента и 3) метод теоретического анализа изучаемых явлений на основе законов физики и механики.

Экспериментальные исследования атмосферы вблизи поверхности Земли производятся при помощи аэростатов, стратостатов, самолетов, шаров-радиозондов и различных метеорологических ракет. Температура, давление и влажность воздуха определяются непосредственными измерениями.

Для исследования свойств высоко расположенных слоев атмосферы до недавнего времени пользовались только косвенными методами; например, проводили наблюдения за падением метеоров. Установлено, что свечение метеоров в результате аэродинамического нагрева имеет место на высотах 130—80 км, где они становятся видимыми. Наблюдениями за свечением ночного неба, проведенными в 1946 г. академиком В. Г. Фесенковым, установлено, что излучающий слой атмосферы находится на высоте 270 км.

Большие возможности для изучения верхних слоев атмосферы связаны с исследованием полярных сияний, представляющих собой свечение разреженных газов под действием корпускулярного излучения солнца. Исследованиями установлено, что нижний край полярных сияний лежит на высоте 100—110 км, верхний — на высоте 300—350 км, а иногда на высоте 1000—1200 км.

Таким образом, по современным данным атмосфера Земли простирается до высоты 1000—1200 км. 50% всей массы атмосферного воздуха сосредоточено в пределах первых 5,5 км высоты. В пределах 10 км высоты находится около 75% всей массы атмосферного воздуха, в пределах 20 км — 94%. Плотность воздуха очень быстро убывает с высотой.

С 4 октября 1957 г. в связи с успешным запуском в СССР первого в мире искусственного спутника Земли и последующими успешными запусками в СССР и США искусственных спутников Земли возможности прямых исследований верхних слоев атмосферы Земли значительно увеличились.

Тропосфера, стратосфера и ионосфера

На основании аэрологических наблюдений атмосфера Земли разделяется на тропосферу, стратосферу и ионосферу.

Тропосфера есть нижняя часть атмосферы, простирающаяся в умеренных широтах до высоты 10—12 км, а в тропиках — до 16—17 км. В тропосфере сосредоточено около 75% массы атмосферного воздуха, поэтому там воздух наиболее плотный. Характерной особенностью тропосферы является понижение температуры воздуха с высотой.

Заметное нагревание воздуха происходит от тепла, излучаемого нагретой солнечными лучами земной поверхностью. Естественно, что слои воздуха, расположенные ближе к земной поверхности, нагреваются сильнее, а более удаленные — слабее. В результате легкие теплые массы воздуха поднимаются вверх и, расширяясь, охлаждаются; тяжелые холодные массы воздуха опускаются вниз и, сжимаясь, нагреваются. Так возникают вос-

ходящие и нисходящие потоки воздуха, которые вызывают перемешивание воздуха по вертикали и понижение температуры с высотой. Таким образом, второй характерной особенностью тропосферы является резко проявляющееся перемешивание воздуха по вертикали.

Высота, после которой температура перестает понижаться, принимается за границу тропосферы.

Стратосфера в умеренных широтах начинается в среднем с высоты 12 км и распространяется до 80 км. По распределению температур и неоднородности других физических характеристик стратосферу разделяют на три слоя:

1) нижний изотермический, который простирается до высоты 30—35 км. Постоянство температуры в этом слое объясняется лучистым равновесием: лучистый приток тепла равен оттоку;

2) средний, или теплый, слой протяженностью от 35 до 55 км. Этот слой характеризуется повышением температуры от интенсивного поглощения озоном ультрафиолетовой радиации солнца. (Начиная с высоты 5—10 км концентрация озона в атмосфере заметно увеличивается и достигает максимального значения на высоте 20—25 км. Выше концентрация озона уменьшается и на высоте 56—60 км сходится на нет);

3) верхний, или холодный, слой протяженностью от 55 до 80 км. В этом слое с увеличением высоты температура воздуха быстро понижается.

Ионосфера простирается на высоте более 80 км непосредственно над стратосферой. Характерной особенностью этой сферы является значительная ионизация и электропроводность. Ионосфера простирается до высоты порядка 2000—3000 км [1]. Далее лежит сфера рассеяния.

Изменение температуры атмосферы по высоте

В тропосфере — от поверхности Земли и до высоты 11 км (в умеренных широтах) — температура воздуха понижается на $6,5^{\circ}\text{C}$ на каждый километр.

В стратосфере на высоте от 11 до 32 км температура колеблется от -25 и до -85°C , причем средней температурой для этой высоты можно считать $-56,5^{\circ}\text{C}$ (стандартная атмосфера). Затем температура повышается и на высоте 50—65 км колеблется в пределах от $+25$ до $+150^{\circ}\text{C}$. Средней температурой для этой высоты можно считать $+75^{\circ}\text{C}$. Далее, вплоть до высоты 80 км температура понижается до -105°C . Новое, уже регулярное повышение температуры, начинается примерно с высоты 85 км [1].

Воздушные течения в атмосфере

В отношении направления воздушных течений в умеренных широтах выделяют три слоя:

1) нижний слой до высоты 20—30 км — преимущественно западные течения;

2) средняя и верхняя стратосферы — восточные течения;

3) ионосфера — западные течения.

Скорость этих течений также непостоянна, изменяется с высотой неравномерно и колеблется в пределах 5—50 м/сек (на высоте до 100—120 км). В верхней стратосфере по данным наблюдений за метеорами эта скорость иногда достигала 100—200 м/сек, а в отдельных случаях — 300 м/сек [1].

Исследованиями воздушных течений на разных высотах, организованными институтом прикладной геофизики АН СССР в 1951—1958 гг., установлены новые данные о ветрах на разных высотах атмосферы [2].

Скорость звука в воздухе

Малые возмущения плотности и давления воздуха, распространяющиеся в воздухе, называются *звуковыми волнами*. Скорость распространения звуковых волн в пространстве, называется *скоростью звука* и обозначается a . По Лапласу скорость звука

$a = \sqrt{k \frac{p}{\rho}}$. Эта формула дает значения скорости звука, хорошо совпадающие с измеренными [3].

Зависимость скорости звука от температуры воздуха

Из уравнения состояния газа $\frac{p}{\rho} = gRT$ можно записать, что $k \frac{p}{\rho} = kgRT$ или $a^2 = kgRT$. Отсюда

$$a = \sqrt{kgRT}.$$

Положив для воздуха $k = 1,4$; $g = 9,81$ и $R = 29,27$, получим приближенное значение скорости звука

$$a \approx 20 \sqrt{T}.$$

На больших высотах (100 км и более), где давление мало, значение $\Delta p/p$, определяющее скорость звука, становится очень большим, поэтому формула для скорости звука неприменима.

Стандартная атмосфера (СА)

Состояние атмосферы очень изменчиво, так как на нем даже при неизменной высоте, например, у земли, отражаются широта местности, времена года, время суток и др. Значительные колебания происходят в температуре, давлении и плотности воздуха.

Отсутствие постоянства в состоянии атмосферы создает серьезные трудности при расчетах параметров парашютов и парашют-

ных систем. Для устранения этих трудностей пользуются фиктивной атмосферой, принимаемой за стандартную. Ниже приведены некоторые величины СА, которые обычно используются в расчетах парашютных систем:

Высота h м	Температура		Плотность ρ кгс·сек ² /м ⁴	$\Delta = \frac{p_h}{p_0}$	$\sqrt{\frac{1}{\Delta}}$	Скорость звука a м/сек
	T_h °K	t_h °C				
0	288,00	15,00	0,12497	1,00000	1,00000	340,2
20	287,87	14,87	0,12473	0,99808	1,00095	340,1
40	287,74	14,74	0,12449	0,99616	1,0019	340,1
60	287,61	14,61	0,12425	0,99425	1,0029	340,0
80	287,48	14,48	0,12401	0,99234	1,0039	339,9
100	287,35	14,35	0,12377	0,99043	1,0049	339,8
200	286,70	13,70	0,12258	0,98093	1,0097	339,5
300	286,05	13,05	0,12140	0,97150	1,0145	339,1
400	285,40	12,40	0,12024	0,96214	1,0195	338,7
500	284,75	11,75	0,11907	0,95285	1,0245	338,3
600	284,10	11,10	0,11792	0,94363	1,0295	337,9
700	283,45	10,45	0,11678	0,93448	1,0344	337,5
800	282,80	9,80	0,11564	0,92540	1,0396	337,1
900	282,15	9,15	0,11452	0,91638	1,0447	336,8
1000	281,50	8,50	0,11340	0,90743	1,0498	336,4
1200	280,20	7,20	0,11119	0,88973	1,0602	335,6
1400	278,90	5,90	0,10901	0,87230	1,0707	334,8
1600	277,60	4,60	0,10686	0,85513	1,0815	334,0
1800	276,30	3,30	0,10475	0,83822	1,0923	333,2
2000	275,00	2,00	0,10267	0,82156	1,1032	332,5
2500	271,75	-1,25	0,09760	0,78103	1,1316	330,5
3000	268,50	-4,50	0,09273	0,74205	1,1609	328,5
3500	265,25	-7,75	0,08805	0,70458	1,1916	326,5
4000	262,00	-11,00	0,08355	0,66857	1,2230	324,5
4500	258,75	-14,25	0,07923	0,63398	1,2685	322,5
5000	255,50	-17,50	0,07508	0,60078	1,2992	320,5
5500	252,25	-20,75	0,071097	0,56893	1,3256	318,4
6000	249,00	-24,00	0,06728	0,53839	1,3629	316,3
6500	245,75	-27,25	0,06362	0,50911	1,401	314,3
7000	242,50	-30,50	0,06012	0,48107	1,4419	312,2
7500	239,25	-33,75	0,05676	0,45423	1,4837	310,1
8000	236,00	-37,00	0,05355	0,42855	1,5277	308,0
8500	232,75	-40,25	0,050485	0,40399	1,573	305,9
9000	229,50	-43,50	0,047553	0,38053	1,6212	303,7
9500	226,25	-46,75	0,04475	0,35812	1,671	301,6
10000	223,00	-50,00	0,042081	0,33674	1,7234	299,4
12000	216,50	-56,50	0,031688	0,25357	1,9861	295,0
14000	216,50	-56,5	0,023112	0,18495	2,3256	295,0
16000	216,50	-56,5	0,016858	0,1349	2,7231	295,0
18000	216,50	-56,5	0,012296	0,09839	3,1886	295,0
20000	216,50	-56,5	0,008968	0,071765	3,7336	295,0
22500	216,50	-56,5	0,006045	0,048374	4,551	295,0
25000	216,50	-56,5	0,004075	0,032606	5,538	295,0
27500	216,50	-56,5	0,002746	0,021978	6,745	295,0
30000	216,50	-56,5	0,0018513	0,014814	8,21	295,0

Для вычисления траектории парашютных систем, движущихся на больших высотах, рекомендуется пользоваться таблицей стандартной атмосферы 1964 г. [4].

Число М

Отношение скорости полета (или потока) к скорости звука называется *числом М*

$$M = \frac{V}{a}.$$

Число М зависит не только от скорости полета, но и от температуры воздуха, поскольку от температуры зависит скорость звука:

$$M = \frac{V}{20\sqrt{T}} = \frac{V}{20\sqrt{273+t^{\circ}}}.$$

Число М характеризует влияние сжимаемости воздуха, так как величина скорости звука позволяет судить о том, как велико изменение плотности воздуха $\Delta\rho$.

В условиях СА на высоте до 11 км

$$a \approx 340 - \frac{h}{250},$$

поэтому в условиях СА до $h = 11000$ м

$$M = \frac{V}{340 - \frac{h}{250}},$$

а для $h > 11000$ м и до $h \approx 30$ км

$$M = \frac{V}{295}.$$

Для определения числа М в условиях, отличающихся от стандартной атмосферы, необходимо знать не только истинную скорость полета, но и температуру воздуха.

2. СОПРОТИВЛЕНИЕ ВОЗДУХА ДВИЖУЩИМСЯ ТЕЛАМ

Лобовое сопротивление воздуха

Любое тело при падении испытывает сопротивление воздуха. Согласно экспериментальным данным сила лобового сопротивления воздуха зависит от плотности воздуха, скорости, размеров и формы тела и вычисляется по известной формуле

$$Q = \frac{\rho V^2}{2} c_r f_r, \quad (1.1)$$

где ρ — массовая плотность воздуха на высоте падения тела в $\text{кгс} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4$;

V — скорость падения тела в м/сек ;

f_r — площадь миделя тела (груза) в м^2 ;

c_r — коэффициент лобового сопротивления тела (груза), отнесенный к площади f_r .

Величина коэффициента лобового сопротивления c_r зависит не от абсолютных значений скорости падения, вязкости, плотности и температуры воздуха, формы и размеров тела, а от некоторых безразмерных величин, связывающих перечисленные (и некоторые другие) параметры, называемые *критериями подобия*. Наиболее важными из них для аэродинамики являются число Рейнольдса Re , учитывающее влияние вязких свойств воздуха,

$$Re = \frac{Vl\rho}{\mu}$$

(здесь μ — вязкость воздуха, l — характерный размер тела), и число M , учитывающее влияние сжимаемости воздуха.

Зависимостью c_r от чисел Re и M конструкторы парашютов и парашютных систем обычно задаются или определяют ее экспериментальным путем.

На свойстве воздуха оказывать сопротивление движущимся телам и основан принцип действия парашюта. Главной частью парашюта, испытывающей сопротивление воздуха, является купол.

Прежде чем рассмотреть действие купола парашюта, познакомимся с явлениями, связанными с падением изолированных тел в воздухе, а затем попытаемся распространить выводы на движение в воздухе системы тело — купол парашюта.

Критическая (предельная) скорость падения тела в воздухе

На фиг. 1.1 показаны внешние силы, действующие на тело, вертикально падающее в воздухе. Этими силами являются:

G — вес тела (в кг) и Q — лобовое сопротивление воздуха (в кг).

Из механики известно, что сумма проекций на вертикаль внешних сил G , Q и сил инерции $m\dot{j}$ равна нулю, т. е.

$$G - Q - m\dot{j} = 0,$$

откуда

$$m\dot{j} = G - Q. \quad (1.2)$$

Из равенства (1.2) следует, что:

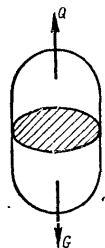
1) $m\dot{j} > 0$, если сила сопротивления меньше веса тела. Ускорение положительное. При падении скорость тела увеличивается.

2) $m\dot{j} < 0$, если сила сопротивления больше веса тела. Ускорение отрицательное. При падении скорость тела уменьшается.

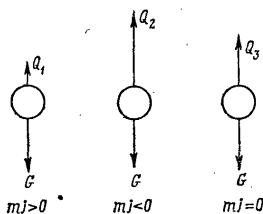
3) $m\dot{j} = 0$, если сила сопротивления равна весу тела. Ускорение равно нулю. Тело падает с постоянной скоростью.

Приведенные три случая иллюстрируются фиг. 1.2.

Определим, как изменяется вертикальная скорость тела при падении в воздухе. Пусть в начальный момент времени скорость падения тела равна нулю. Примером может служить падение тела из кабины привязного аэростата, падение ракеты или ее частей из верхней точки траектории при вертикальном взлете ракеты и пр. Если в начальный момент времени скорость тела равна нулю, то и сила сопротивления воздуха также равна нулю. Тело падает под действием своего веса G и скорость его падения увеличивается.



Фиг. 1.1. Схема сил, действующих на тело, вертикально падающее в воздухе.



Фиг. 1.2. Схема изменения сил сопротивления по мере падения тела в воздухе.

Но с увеличением скорости падения тела увеличивается сопротивление воздуха Q и возрастание скорости замедляется. Скорость падения будет увеличиваться до тех пор, пока сила сопротивления воздуха не станет равной весу тела. С этого момента ускорение равно нулю и тело будет падать с установившейся, постоянной для данной высоты, скоростью, которая называется *критической скоростью тела* и обычно обозначается $V_{кр}$. В этом случае $m_j = 0$, $G = Q$, $V = V_{кр}$ и, следовательно,

$$G = \frac{\rho V_{кр}^2}{2} c_{тр} f_r,$$

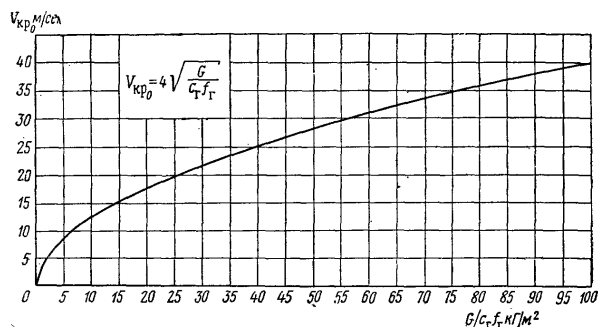
откуда критическая скорость тела на высоте при плотности воздуха ρ равна

$$V_{кр} = \sqrt{\frac{2G}{\rho c_{тр} f_r}}. \quad (1.3)$$

На уровне земли в условиях стандартной атмосферы ($\rho_0 = \frac{1}{8} \text{ кгс.сек}^2/\text{м}^4$) критическая скорость тела

$$V_{кр0} = 4 \sqrt{\frac{G}{c_{тр} f_r}}. \quad (1.4)$$

Отношение веса тела к площади его миделя называется *поперечной нагрузкой* (G/f_r). Из формулы (1.4) следует, что квадрат критической скорости прямо пропорционален поперечной нагрузке. На фиг. 1.3 показано изменение $V_{кр}$ в зависимости от поперечной нагрузки. Из формулы (1.4) также следует, что, увеличивая площадь сопротивления тела (или его характеристику $c_{тр} f_r$), можно обеспечить телу весом G любую скорость приземления. Из фиг. 1.3 следует, что при $G/c_{тр} f_r = 4900 \text{ кг/м}^2$ скорость $V_{кр0} = 280 \text{ м/сек}$, а при $G/c_{тр} f_r = 4 \text{ кг/м}^2$, скорость $V_{кр0} = 8 \text{ м/сек}$. Чем меньше поперечная нагрузка, тем меньше скорость падения.



Фиг. 1.3. Зависимость критической скорости тела от поперечной нагрузки.

Пример. Головка аэрологической ракеты падает вертикально с большой высоты. Определим критическую скорость головки у земли $V_{кр0}$, если вес головки $G = 1600 \text{ кг}$, а $c_{тр} f_r = 1 \text{ м}^2$.

Решение

$$V_{кр0} = 4 \sqrt{\frac{1600}{1}} = 160 \text{ м/сек}.$$

Очевидно, что критическую скорость у земли, равную 160 м/сек , будут иметь головки ракет разного веса, у которых $G/c_{тр} f_r = 1600 \text{ кг/м}^2$. Например: $G = 16 \text{ кг}$, $c_{тр} f_r = 0,01 \text{ м}^2$; $G = 160 \text{ кг}$, $c_{тр} f_r = 0,1 \text{ м}^2$ и т. д.

Изменение критической скорости тела по высоте

Из формулы (1.3) следует, что с увеличением высоты в связи с уменьшением плотности воздуха ρ критическая скорость тела увеличивается.

2 Н. А. Лобанов

17

У земли

$$G = \frac{\rho_0 V_{кр0}^2}{2} c_{г0} f_r.$$

На высоте

$$G = \frac{\rho_h V_{крh}^2}{2} c_{гh} f_r.$$

Отсюда

$$V_{крh}^2 = V_{кр0}^2 \frac{\rho_0 c_{г0}}{\rho_h c_{гh}},$$

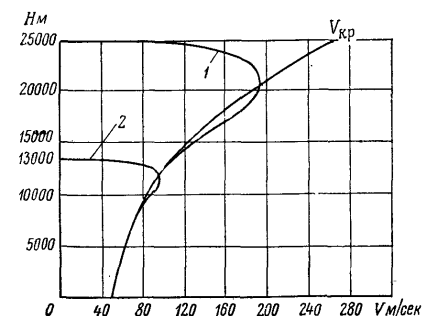
или

$$V_{крh} = V_{кр0} \sqrt{\frac{c_{г0}}{c_{гh}}} \sqrt{\frac{1}{\Delta}}. \quad (1.5)$$

В тех случаях, когда $c_{г0} = c_{гh}$, скорость

$$V_{крh} = V_{кр0} \sqrt{\frac{1}{\Delta}}. \quad (1.6)$$

Изменение критической скорости и скорости тела, падающего с разной высоты, показано на фиг. 1.4. Как видно, тело падает с некоторой высоты с нулевой начальной скоростью, затем скорость



Фиг. 1.4. Изменение скорости тела, падающего с разной высоты с нулевой начальной скоростью.

1 — падение с высоты 25 000 м; 2 — падение с высоты 13 000 м.

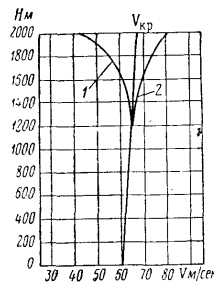
падения увеличивается, а достигнув максимума начинает убывать, стремясь к критической. Из графика видно также, что на большой высоте скорость падения может быть больше критической. При этом сопротивление тела Q больше веса G . (Отношение G/Q называется перегрузкой торможения). То обстоятельство, что скорость падения на данной высоте выше критической, объясняется тем, что, падая с большой высоты, тело успевает накопить

кинетическую энергию $mV^2/2$ такой величины, что для ее поглощения, т. е. достижения условия $V = V_{кр}$, требуется путь торможения, больший действительного. При этом тело по инерции пролетает высоту (на которой $V = V_{кр}$) с избыточной скоростью,

большой $V_{кр}$. С переходом тела при падении в более плотные слои атмосферы его кинетическая энергия все более поглощается ($Q > G$) и, наконец, наступает момент равновесия, при котором $Q = G$ и $V = V_{кр}$. При дальнейшем падении критическая скорость уменьшается из-за увеличения плотности воздуха с уменьшением высоты. Чем больше высота падения, тем больше избыточная скорость, перегрузка и путь торможения.

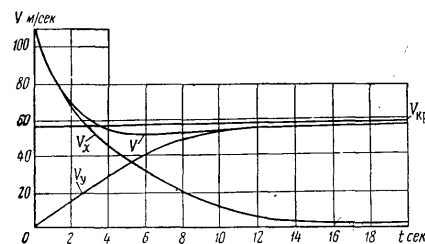
Падение тела с начальной скоростью больше нуля

Пусть тело катапультировано из отвесно пикирующего летательного аппарата (самолета, ракеты и др.). В момент отделения от летательного аппарата скорость тела равна скорости аппарата и



Фиг. 1.5. Изменение скорости тела, катапультированного из отвесно пикирующего самолета, по высоте.

1 — $V_{нач} < V_{кр}$; 2 — $V_{нач} > V_{кр}$.



Фиг. 1.6. Изменение скорости V и ее составляющих V_x и V_y по времени. Тело выброшено из горизонтально летящего самолета на высоте 100 м при скорости 400 км/час.

может быть значительно больше критической. В этом случае сила сопротивления будет больше веса тела и, следовательно, падение будет замедленным. Скорость тела будет уменьшаться до тех пор, пока не наступит такой момент, когда сила сопротивления станет численно равной весу тела.

Если скорость самолета в момент катапультирования тела меньше критической скорости тела, то по мере падения скорость тела будет увеличиваться и, достигнув максимального значения, начнет убывать, стремясь к критической. Изменение скорости тела, катапультированного на высоте 2000 м из отвесно пикирующего самолета при $V_{нач} > V_{кр}$ и $V_{нач} < V_{кр}$ показано на фиг. 1.5. Изменение скорости тела, сброшенного из горизонтально летящего самолета,

по времени, приведено на фиг. 1.6. В начальный момент времени составляющие скорости тела $V_y = 0$, $V_x = V$. В последующее время скорость тела V_y увеличивается вследствие земного притяжения, а скорость V_x уменьшается из-за сопротивления воздуха. Начиная с 5-й секунды, скорость V , достигнув минимального значения, будет стремиться к $V_{кр}$.

Снижение системы груз—парашют в воздухе

Рассмотрим вертикальное снижение (фиг. 1.7) системы груз—парашют. Будем считать, что купол парашюта достаточно удален от груза и полностью наполнен.

Вес системы и силу ее лобового сопротивления можно представить следующими суммами:

$$G_{\text{сист}} = G_r + G_n,$$

$$Q_{\text{сист}} = Q_r + Q_n.$$

Для вертикально снижающейся системы груз—парашют можно записать, что

$$m\dot{j} = G_{\text{сист}} - Q_{\text{сист}}. \quad (1.7)$$

Рассматривая равенство (1.7), можно сделать те же выводы, что и для равенства (1.2).

Следовательно, снижение груза с куполом парашюта, наполненным воздухом, есть частный случай падения произвольного тела в воздухе.

Когда

$$Q_{\text{сист}} = G_{\text{сист}},$$

то

$$Q_{\text{сист}} = \frac{\rho V_{кр}^2}{2} (c_r f_r + c_n F_n).$$

Примем для системы груз—парашют $V_{кр} = V_{сн}$. Тогда

$$G_{\text{сист}} = \frac{\rho V_{сн}^2}{2} (c_r f_r + c_n F_n).$$

Отсюда установившаяся скорость системы на высоте с плотностью воздуха ρ будет равна

$$V_{сн} = \sqrt{\frac{2G_{\text{сист}}}{\rho (c_r f_r + c_n F_n)}}. \quad (1.8)$$

Вблизи земли, в предположении, что в условиях стандартной атмосферы $\rho_0 = \frac{1}{8} \text{ кгс} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4$, установившаяся скорость верти-

кального приземления системы

$$V_{пр} = \sqrt{\frac{2 \cdot 8 \cdot G_{\text{сист}}}{(c_r f_r + c_n F_n)}} = 4 \sqrt{\frac{G_{\text{сист}}}{(c_r f_r + c_n F_n)}}. \quad (1.9)$$

Как и для изолированного тела, скорость приземления системы зависит от поперечной нагрузки. Изменяя площадь купола парашюта F_n , мы изменяем поперечную нагрузку, а следовательно, и скорость приземления. Поэтому мы можем заранее обеспечить заданную скорость приземления системы, выбрав нужную площадь купола парашюта. Из (1.9) следует, что

$$F_n = \frac{16G_{\text{сист}}}{c_n V_{пр}^2} - \frac{c_r}{c_n} f_r. \quad (1.10)$$

Формула (1.10) показывает зависимость площади купола парашюта F_n от веса системы, скорости приземления и коэффициента сопротивления купола парашюта c_n .

Пример. Определить площадь купола парашюта F_n , обеспечивающую скорость приземления головки аэрологической ракеты $V_{пр} = 7 \text{ м/сек}$, если вес головки $G_r = 1600 \text{ кг}$, вес парашюта $G_n = 120 \text{ кг}$, $c_r f_r = 1 \text{ м}^2$ и $c_n = 0,8$.

Решение.

$$F_n = \frac{16 \cdot 1720}{0,8 \cdot 49} - \frac{1}{0,8} = 702 - 1,25 \approx 700 \text{ м}^2.$$

Из этого примера следует, что сопротивление груза большого веса мало и поэтому площадь купола парашюта, вычисленная без учета сопротивления груза (702 м^2) практически не отличается от площади купола $F_n \approx 700 \text{ м}^2$.

Пример. Определить площадь купола F_n , обеспечивающую скорость приземления $V_{пр} = 5 \text{ м/сек}$ для приборного контейнера, если вес контейнера $G_r = 4,5 \text{ кг}$, вес парашюта $G_n = 0,5 \text{ кг}$, $c_r f_r = 0,5 \text{ м}^2$ и $G_n = 0,8$.

Решение.

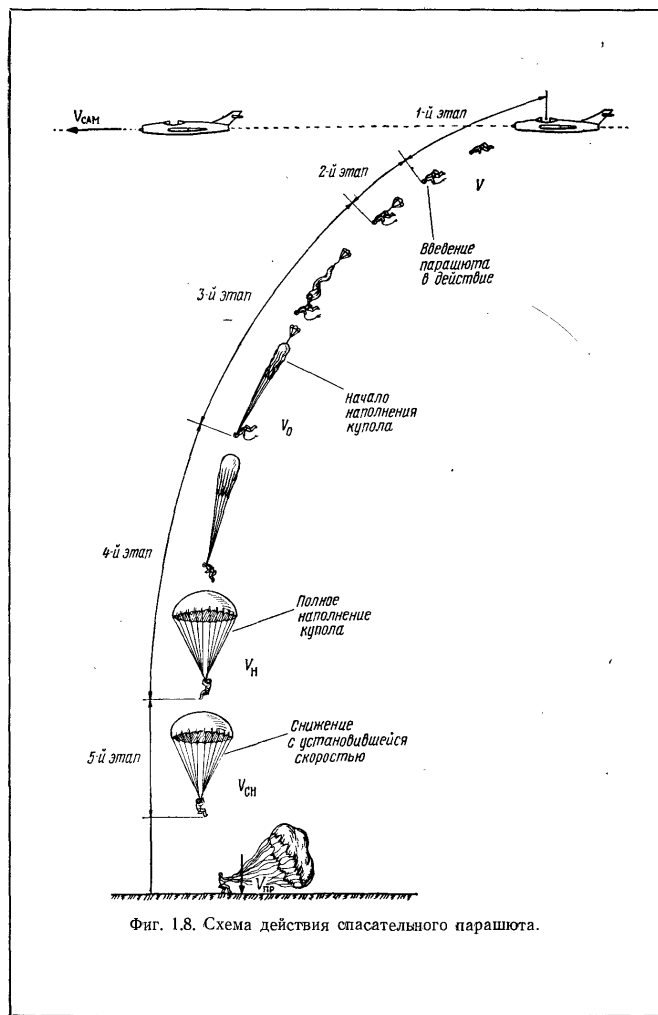
$$F_n = \frac{16(4,5 + 0,5)}{0,8 \cdot 25} - \frac{0,5}{0,8} = 4 - 0,625 \approx 3,4 \text{ м}^2.$$

Из примера следует, что сопротивление груза малого веса значительно, поэтому площадь купола парашюта, обеспечивающая заданную скорость приземления, равна 85% от площади, вычисленной без учета сопротивления груза.

3. СХЕМА ДЕЙСТВИЯ СПАСАТЕЛЬНОГО ПАРАШЮТА

С момента покидания парашютистом самолета можно наблюдать пять этапов в раскрытии парашюта, показанные на фиг. 1.8 [6].

1-й этап — свободное падение парашютиста;



2-й этап — введение парашюта в действие, выход вытяжного парашюта из ранца и наполнение парашюта воздухом;

3-й этап — вытягивание купола основного парашюта и строп на всю длину;

4-й этап — наполнение купола основного парашюта воздухом;

5-й этап — гашение скорости снижения до установившейся.

Рассмотрим кратко особенности каждого этапа.

1-й этап. Спустя некоторое время после отделения от летательного аппарата парашют вводится в действие самим парашютистом или полуавтоматическим прибором. На этом этапе скорость парашютиста изменяется от $V_{\text{сам}}$ до какой-то скорости V , соответствующей моменту введения парашюта в действие. Это изменение скорости происходит вследствие сопротивления воздуха, действующего на свободно падающего парашютиста. Продолжительность 1-го этапа называется *временем свободного падения* и обозначается t_1 . При обычных (не затяжных) прыжках парашют вводится в действие через 1—3 сек после отделения парашютиста от самолета, а при затяжных прыжках, т. е. прыжках с какой-то задержкой во времени раскрытия, парашют вводится в действие через 10—20 сек, в отдельных же случаях — через 100 сек и более.

2-й этап. Вытяжной парашют, введенный в действие в конце 1-го этапа тем или иным способом, наполняется воздухом. Изменение скорости падения парашютиста и пройденного им пути происходит (как и в течение 1-го этапа) по законам падения в воздухе тела без парашюта. Время раскрытия вытяжного парашюта t_2 зависит от его конструкции, веса и размеров, от скорости падения парашютиста в конце 1-го этапа и от высоты, на которой происходит раскрытие. С увеличением скорости падения парашютиста V время раскрытия вытяжного парашюта уменьшается. Так, например, для парашюта ПЛ-3 (или МПЛК-49) время $t_2 = 0,2$ сек при введении парашюта в действие на скорости $V = 100$ км/час и $t_2 = 0,07$ сек при скорости $V = 500$ км/час (высота в обоих случаях 300 м).

3-й этап. Наполненный воздухом вытяжной парашют, быстро теряя скорость, отстает от парашютиста и, будучи связанным с вершиной купола основного парашюта (или чехла купола, если он применяется), вытягивает его вместе со стропами на всю их длину. Продолжительность времени 3-го этапа t_3 зависит от размеров вытяжного парашюта, веса, длины купола и строп основного парашюта, скорости падения парашютиста к концу 2-го этапа, высоты и др. При введении в действие парашюта ПЛ-3 на высоте 300 м и на скорости $V = 100$ км/час время $t_3 = 0,9$ сек, а на скорости $V = 500$ км/час $t_3 = 0,27$ сек. Следовательно, с увеличением скорости V время вытягивания купола и строп уменьшается.

Заметим, что в течение первых трех этапов с момента отделения парашютиста от самолета до полного вытягивания купола и строп основного парашюта на всю их длину парашют тормозящего действия еще не оказывает. Изменение скорости падения пара-

шютиста от $V_{\text{сам}}$ до V_0 происходит только в результате сопротивления воздуха, действующего на парашютиста.

Время с момента введения парашюта в действие и до вытягивания купола и строп на всю длину называется *временем вытягивания* и обозначается t_v . Если обозначить время 2-го и соответственно 3-го этапа через t_2 и t_3 , то $t_v = t_2 + t_3$.

4-й этап. В конце 3-го этапа после полного вытягивания купола и строп основного парашюта на всю длину, начинается наполнение купола парашюта воздухом. Скорость системы в момент начала наполнения купола обозначается V_0 .

В конце 3-го этапа купол и стропы вытянуты и расположены в направлении движения системы. При этом купол имеет вид рукава с большим числом продольных складок. По мере движения системы в полусферической части купола накапливается все больше и больше воздуха. В течение 4-го этапа движения системы значительно возрастает аэродинамическое сопротивление $Q_{\text{сист}}$. В период наполнения купола сопротивление воздуха возникает не только из-за мощной вихревой области, создающейся позади купола, и трения купола о воздух, но также и потому, что купол, наполняясь, захватывает все большую массу воздуха. Скорость падения системы в процессе наполнения купола быстро уменьшается (если $Q_{\text{сист}} > G$), достигая к концу этапа значения V_n — скорости в момент полного наполнения купола.

Таким образом, только на 4-м этапе в процессе наполнения купола парашют начинает оказывать тормозящее действие. При этом на парашют действует максимальная нагрузка, величина которой в несколько раз больше веса системы (исключение составляют случаи наполнения купола на очень больших высотах).

Из всего комплекса явлений, которыми сопровождается прыжок с парашютом, процесс наполнения купола представляет собой наиболее сложное явление, трудно поддающееся математическому анализу*.

Время наполнения купола парашюта воздухом t_n зависит от скорости снижения системы V_0 к моменту начала наполнения, конструкции купола, от природы и воздухопроницаемости ткани и др. Так, например, время наполнения купола из ткани с малой воздухопроницаемостью при увеличении скорости V_0 уменьшается, а из ткани с большой воздухопроницаемостью — увеличивается.

Время с момента введения парашюта в действие до полного наполнения купола парашюта воздухом называется *временем раскрытия* парашюта и обозначается $t_{\text{раск}}$. Это время всегда больше времени наполнения купола на время вытягивания.

$$t_{\text{раск}} = t_v + t_n.$$

* В известных работах Мюллера, Х. А. Рахматулина, Дункан, В. С. Еремина и др., посвященных этой проблеме, имеется еще ряд невыясненных вопросов (см. литературу).

5-й этап. В конце 4-го этапа в момент полного наполнения купола воздухом скорость системы V_n значительно отличается от установившейся скорости снижения парашюта с выполненным куполом. В течение 5-го этапа скорость снижения системы гасится, а в общем случае изменяется от V_n до $V_{\text{сп}}$. Так например, если при наполнении купола $Q < G$, то скорость снижения системы будет увеличиваться от V_n до $V_{\text{сп}}$. Такое явление наблюдается при раскрытии парашюта на больших высотах или когда $V_0 < V_n$. При $V_0 > V_n$ скорость V_n будет больше $V_{\text{сп}}$, поэтому, если купол парашюта в этом случае выполнится полностью в непосредственной близости от земли, благополучное приземление гарантировать нельзя.

Установившаяся скорость вертикального снижения системы постепенно уменьшается из-за увеличения плотности воздуха и перед приземлением достигает такой величины, которую обычно называют *скоростью приземления* $V_{\text{пр}}$. Отметим, что в реальных условиях в момент приземления система относительно земли движется с вертикальной составляющей скорости $V_{\text{пр}}$, а также с горизонтальной скоростью, равной скорости ветра. Таким образом, скорость снижения парашютиста относительно земли

$$V = \sqrt{V_{\text{пр}}^2 + V_{\text{ветра}}^2},$$

и лишь при штиле, когда $V_{\text{ветра}} = 0$, скорость $V = V_{\text{пр}}$.

ЛИТЕРАТУРА

1. Курс метеорологии, под редакцией проф. П. Н. Тверского, Гидрометеоздат, Ленинград, 1951.
2. Благойрадов А. А., Исследование верхних слоев атмосферы при помощи высотных ракет, «Вестник АН СССР», 1957, № 6.
3. Левинсон Я. И., Аэродинамика больших скоростей. Оборонгиз, М., 1950.
4. Таблица стандартной атмосферы 1964 г., ГОСТ 4401—64.
5. Митра С. К., Верхняя атмосфера, ИЛ, 1955.
6. Лобанов Н. А., Парашюты, изд. ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, М., 1953.
7. Müller W. «Fallschirme für Luftfahrzeuge, ZFM, Nr. 20, 1927.
8. Рахматулин Х. А., Теория парашюта, докторская диссертация, 1943.
9. Dupson, Reports and Memoranda, No. 2119, 1943.
10. Еремин В. С., Исследование процесса наполнения куполов парашютов, изготовленных из тканей с большой воздухопроницаемостью, кандидатская диссертация, 1952.
11. Михневич В. В., «Геофизический бюллетень», 1962, № 11.

Глава II

ДВИЖЕНИЕ ТЕЛА ПОСЛЕ ОТДЕЛЕНИЯ ОТ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

После отделения тела от самолета или другого летательного аппарата и до начала наполнения купола парашюта воздухом скорость падения тела изменяется от $V_{сам}$ до V_0 по закону свободного падения тела в воздухе. Это изменение скорости происходит только вследствие аэродинамического сопротивления самого тела.

В практике применения парашютов довольно часто встречаются случаи, когда парашют вводится в действие через несколько секунд после отделения груза (или парашютиста) от самолета, поэтому вопрос о том, как при этом изменяются скорость и путь тела с момента его падения до начала наполнения купола парашюта воздухом представляет интерес. Знание закона изменения скорости падающего тела по времени позволяет определить оптимальное время задержки раскрытия парашюта, чтобы обеспечить минимальную нагрузку, действующую на купол парашюта при его наполнении.

1. ВЕРТИКАЛЬНОЕ ПАДЕНИЕ

Уравнение движения вертикально падающего тела в воздухе, как известно, можно записать в следующем виде:

$$m \frac{dV}{dt} = mg - \frac{\rho V^2}{2} c_r f_r, \quad (2.1)$$

где m — масса падающего тела;

ρ — массовая плотность воздуха, изменяющаяся с высотой;

V — скорость падающего тела, изменяющаяся в процессе падения;

c_r — коэффициент лобового сопротивления тела (груза), изменяющийся по скорости;

f_r — мидель тела (груза).

Рассмотрим два расчетных случая при следующих допущениях:

1) плотность воздуха ρ на небольшом участке пути имеет постоянное среднее значение, а коэффициент c_r не изменяется по скорости;

2) коэффициент c_r изменяется по скорости.

Случай 1. Величины ρ и c_r приняты постоянными. Из равенства

$$G = \frac{\rho V_{кр}^2}{2} c_r f_r$$

получим

$$\frac{\rho c_r f_r}{2} = \frac{G}{V_{кр}^2} = \frac{mg}{V_{кр}^2}.$$

Тогда уравнение (2.1) можно записать в виде

$$m \frac{dV}{dt} = mg - mg \frac{V^2}{V_{кр}^2},$$

или

$$\frac{dV}{dt} = \frac{g}{V_{кр}^2} (V_{кр}^2 - V^2). \quad (2.2)$$

Разделив переменные и интегрируя, получим

$$t = \frac{V_{кр}^2}{g} \int \frac{dV}{V_{кр}^2 - V^2} + \ln C,$$

или

$$t = \frac{V_{кр}^2}{g} \frac{1}{2V_{кр}} \ln \frac{V_{кр} + V}{V_{кр} - V} + \ln C.$$

Условимся для удобства обозначать скорость падающего тела как функцию времени через V_t . Кроме того, введем новую постоянную интегрирования C_1 , связанную с постоянной C равенством

$$\frac{2g}{V_{кр}} \ln C = \ln C_1, \text{ т. е. } C^{2g/V_{кр}} = C_1.$$

Тогда получим

$$\frac{2gt}{V_{кр}} = \ln \left(\frac{V_{кр} + V_t}{V_{кр} - V_t} C_1 \right). \quad (2.3)$$

Решая уравнение (2.3) [1] относительно t , V_t и h при заданных начальных условиях, получим расчетные формулы для определения времени падения, скорости и пройденного телом пути при вертикальном падении. Для удобства пользования расчетные формулы сведены в табл. 2.1.

Значения функций e^x , $\text{th } x$, $\text{ch } x$, $\ln x$ можно найти в книге Б. И. Сегала, К. А. Семендяева, Пятизначные математические таблицы, изд. АН СССР, 1950 г.

Таблица 2.1

	$V_{\text{нач}} = 0$	$V_{\text{нач}} > 0$
t	$\frac{V_{\text{кр}}}{2g} \ln \frac{V_{\text{кр}} + V_t}{V_{\text{кр}} - V_t}$	$\frac{V_{\text{кр}}}{2g} \ln \frac{(V_{\text{кр}} + V_t)(V_{\text{кр}} - V_{\text{нач}})}{(V_{\text{кр}} - V_t)(V_{\text{кр}} + V_{\text{нач}})}$
V_t	$V_{\text{кр}} \operatorname{th} \left(\frac{gt}{V_{\text{кр}}} \right)$	$V_{\text{кр}} \frac{(V_{\text{кр}} + V_{\text{нач}}) e^{2gt/V_{\text{кр}}} - (V_{\text{кр}} - V_{\text{нач}})}{(V_{\text{кр}} + V_{\text{нач}}) e^{2gt/V_{\text{кр}}} + (V_{\text{кр}} - V_{\text{нач}})}$
h_t	$\frac{V_{\text{кр}}^2}{g} \ln \operatorname{ch} \left(\frac{gt}{V_{\text{кр}}} \right)$	$\frac{V_{\text{кр}}^2}{g} \ln \left[\frac{(V_{\text{кр}} + V_{\text{нач}}) e^{2gt/V_{\text{кр}}} + (V_{\text{кр}} - V_{\text{нач}})}{2V_{\text{кр}} e^{gt/V_{\text{кр}}}} \right]$
h_{V_t}	$\frac{V_{\text{кр}}^2}{2g} \ln \frac{V_{\text{кр}}^2}{V_{\text{кр}}^2 - V_t^2}$	$\frac{V_{\text{кр}}^2}{2g} \ln \frac{V_{\text{кр}}^2 - V_{\text{нач}}^2}{V_{\text{кр}}^2 - V_t^2}$

Здесь t — время изменения скорости от $V_{\text{нач}}$ до V_t в сек;
 V_t — скорость к концу t секунд падения в м/сек;
 h_t — путь, пройденный телом за время t , в м;
 h_{V_t} — путь изменения скорости от $V_{\text{нач}}$ до V_t , в м.

Формулы табл. 2.1 получены путем интегрирования уравнения движения тела при допущении, что на расчетном участке вертикального падения плотность воздуха постоянна. В действительности падающее тело проходит слои воздуха со все увеличивающейся плотностью, поэтому задача решается следующим приближенным приемом. Весь путь падающего тела разбивают на отдельные участки, причем на каждом из этих участков критическая скорость считается постоянной; таким образом, для каждого участка можно применять формулы табл. 2.1. Естественно, что чем меньше длина каждого участка пути, тем с большей точностью определяются элементы движения падающего тела.

Порядок определения элементов движения тела при вертикальном падении

1. Строим кривую изменения критических скоростей тела по высоте. Вычисление критических скоростей по высоте производим для падающего тела по формуле (1.3):

$$V_{\text{кр}h} = \sqrt{\frac{2G}{\rho c_{\text{тл}}}},$$

а для снижающейся системы груз—парашют по формуле (1.8):

$$V_{\text{сн}} = V_{\text{кр}h} = \sqrt{\frac{2G_{\text{снст}}}{\rho(c_{\text{тл}} + c_{\text{пн}})}}.$$

Если критическая скорость тела или системы у Земли $V_{\text{кр}0}$ известна, то, пользуясь равенством

$$\rho_0 V_{\text{кр}0}^2 = \rho_h V_{\text{кр}h}^2,$$

согласно формуле (1.6) можно записать

$$V_{\text{кр}h} = V_{\text{кр}0} \sqrt{\frac{1}{\Delta}}.$$

2. Выбираем длину участка пути падения, на котором $V_{\text{кр}}$ допускается считать постоянной величиной. Длина участка берется равной 200—500 м в зависимости от требуемой точности.

3. Выбираем расчетный интервал времени, т. е. время, за которое тело проходит один участок или часть его.

4. Определяем V_t для первого участка. В расчетную формулу подставляем среднее значение $V_{\text{кр}}$ на первом участке, определяемой по кривой $V_{\text{кр}} = V_{\text{кр}}(h)$. Вычисленное значение скорости V_t будет начальной скоростью $V_{\text{нач}}$ для расчета скорости на втором участке.

5. Определяем h_t для первого участка. Если h_t значительно отличается от длины участка, выбранной в п. 2, то расчет повторяем, взяв новую среднюю критическую скорость для определенной длины первого участка.

6. Расчет второго, третьего и пр. участков ведется таким же образом, причем вычисленная скорость V_t i -го участка будет начальной скоростью при расчете V_t следующего участка.

Пример. На высоте 650 м из пикирующего самолета произведено катапультирование кресла с летчиком. Скорость самолета в момент катапультирования 200 м/сек (720 км/час). Вес кресла 70 кг. Вес летчика с креслом 170 кг. Средняя критическая скорость кресла с летчиком на участке высота 650 м — земля равна 91,27 м/сек, а летчика без кресла — 70 м/сек.

Особенности конструкции. Парашют летчика размещен в чашке сиденья кресла. Через 2 сек после катапультирования кресло автоматически отделяется от летчика. Через 1,5 сек после отделения летчика от кресла прибор КАП-3 раскрывает ранец парашюта и вводит его в действие.

Требуется определить:

- а) скорость кресла с летчиком и потерю высоты в течение 2 сек после катапультирования;
- б) скорость падения летчика и потерю высоты в течение 1,5 сек после отделения его от кресла;
- в) потерю высоты к моменту введения парашюта в действие.

1. Определяем V_{t1} — скорость падения летчика с креслом через 2 сек после катапультирования при $V_{\text{нач}} = V_{\text{сам}} = 200$ м/сек; критическая скорость падения кресла $V_{\text{кр.к}} = 91,27$ м/сек.

Подставляя заданные величины в соответствующую формулу табл. 2.1, получим

$$V_{t_1} = 91,27 \frac{(91,27 + 200) e^{\frac{2 \cdot 9,81 \cdot 2}{91,27}} - (91,27 - 200)}{(91,27 + 200) e^{\frac{2 \cdot 9,81 \cdot 2}{91,27}} + (91,27 - 200)} = 150 \text{ м/сек.}$$

2. Определяем h_{t_1} — потерю высоты летчиком с креслом за 2 сек падения после катапультирования.

Подставляя заданные величины в соответствующую формулу табл. 2.1, получим

$$h_{t_1} = \frac{91,27^2}{9,81} \ln \left[\frac{(91,27 + 200) e^{\frac{2 \cdot 9,81 \cdot 2}{91,27}} + (91,27 - 200)}{2 \cdot 91,27 \cdot e^{\frac{2 \cdot 9,81 \cdot 2}{91,27}}} \right] = 342,5 \text{ м.}$$

3. Определяем V_{t_2} — скорость свободного падения летчика за 1,5 сек после отделения от кресла при $V_{\text{нач}} = V_{t_1} = 150 \text{ м/сек}$, $V_{\text{кр}} = 70 \text{ м/сек}$, $t_2 = 1,5 \text{ сек}$

$$V_{t_2} = 70 \frac{(70 + 150) e^{\frac{2 \cdot 9,81 \cdot 1,5}{70}} - (70 - 150)}{(70 + 150) e^{\frac{2 \cdot 9,81 \cdot 1,5}{70}} + (70 - 150)} = 114 \text{ м/сек.}$$

4. Определяем h_{t_2} — потерю высоты летчиком за 1,5 сек падения

$$h_{t_2} = \frac{70^2}{9,81} \ln \left[\frac{(70 + 150) e^{\frac{2 \cdot 9,81 \cdot 1,5}{70}} + (70 - 150)}{2 \cdot 70 \cdot e^{\frac{2 \cdot 9,81 \cdot 1,5}{70}}} \right] = 194,3 \text{ м.}$$

5. Определяем потерю высоты к моменту введения парашюта в действие

$$h = h_{t_1} + h_{t_2} = 342,5 + 194,3 = 563,8 \text{ м.}$$

Как видно, за время с момента катапультирования и до введения парашюта в действие скорость падения летчика уменьшилась с 200 до 114 м/сек на пути падения $h = 564 \text{ м}$.

Приближенное вычисление элементов траектории движения тела в воздухе по формуле для вертикального падения

Рассмотрим изменение скорости и пути груза, сброшенного с горизонтально летящего самолета. При этом допустим, что скорость груза на траектории изменяется так же, как и при отвесном

падении. Для быстрого выполнения приближенных расчетов такое допущение оправдывается хотя бы тем, что вычисленная скорость груза к моменту введения парашюта в действие будет больше действительной, что обеспечивает надежность безопасной работы системы.

Пример. Кресло с манекеном сброшено на высоте 150 м. Скорость самолета (при горизонтальном полете) в момент сбрасывания 200 м/сек. Вес кресла с манекеном 170 кг; вес самого кресла 70 кг. Критическая скорость падения кресла с манекеном 91,27 м/сек, а манекена с нераскрытым парашютом — 70 м/сек.

Особенности конструкции. Через 2 сек после сбрасывания кресло автоматически отделяется от манекена. Через 1,5 сек после отделения кресла от манекена прибор вводит парашют в действие.

Требуется приблизительно определить потерю высоты манекеном к моменту введения парашюта в действие и угол касательной к траектории с горизонтом.

1. Определяем V_{t_1} — скорость кресла с манекеном к концу 2 сек падения. Согласно принятому допущению в отношении V_{t_1} , по формуле для вертикального падения при $V_{\text{нач}} = 200 \text{ м/сек}$, $V_{\text{кр.к}} = 91,27 \text{ м/сек}$, $t_1 = 2 \text{ сек}$

$$V_{t_1} = 91,27 \frac{(91,27 + 200) e^{\frac{2 \cdot 9,81 \cdot 2}{91,27}} - (91,27 - 200)}{(91,27 + 200) e^{\frac{2 \cdot 9,81 \cdot 2}{91,27}} + (91,27 - 200)} = 150 \text{ м/сек.}$$

2. Определяем V_y — вертикальную составляющую скорости при $V_{\text{нач}} = 0$, $t_1 = 2 \text{ сек}$, $V_{\text{кр.к}} = 91,27 \text{ м/сек}$. Получим

$$V_y = V_{\text{кр}} \operatorname{th} \left(\frac{gt}{V_{\text{кр}}} \right) \text{ (см. табл. 2.1).}$$

При подстановке заданных величин

$$V_{y_1} = 91,27 \operatorname{th} \left(\frac{9,81 \cdot 2}{91,27} \right) = 19,32 \text{ м/сек.}$$

3. Определяем α — угол касательной к траектории с горизонтом

$$\sin \alpha = \frac{V_{y_1}}{V_{t_1}} = \frac{19,32}{150} = 0,1288; \alpha = 7^\circ 25'.$$

4. Определяем h_1 — потерю высоты креслом с манекеном за 2 сек падения при $V_{\text{нач}} = 0$, $V_{\text{кр.к}} = 91,27 \text{ м/сек}$, $t_1 = 2 \text{ сек}$

$$h_1 = \frac{V_{\text{кр}}^2}{g} \ln \operatorname{ch} \left(\frac{gt}{V_{\text{кр}}} \right) \text{ (см. табл. 2.1).}$$

Подставляя заданные величины, получим

$$h_{t_1} = \frac{91,27^2}{9,81} \ln \operatorname{ch} \left(\frac{9,81 \cdot 2}{91,27} \right) = 19,36 \text{ м.}$$

5. Определяем V_{t_2} — скорость манекена через 1,5 сек падения после отделения от кресла (скорость в момент введения парашюта в действие) при $V_{\text{нач}} = 150 \text{ м/сек}$, $V_{\text{кр}} = 70 \text{ м/сек}$, $t_2 = 1,5 \text{ сек}$

$$V_{t_2} = 70 \frac{(70 + 150) e^{\frac{2 \cdot 9,81 \cdot 1,5}{70}} - (70 - 150)}{(70 + 150) e^{\frac{2 \cdot 9,81 \cdot 1,5}{70}} + (70 - 150)} = 114 \text{ м/сек.}$$

6. Определяем V_{y_1} при $V_{\text{нач}} = V_{y_1} = 19,32 \text{ м/сек}$, $V_{\text{кр}} = 70 \text{ м/сек}$, $t_2 = 1,5 \text{ сек}$

$$V_{y_1} = 70 \frac{(70 + 19,32) e^{\frac{2 \cdot 9,81 \cdot 1,5}{70}} - (70 - 19,32)}{(70 + 19,32) e^{\frac{2 \cdot 9,81 \cdot 1,5}{70}} + (70 - 19,32)} = 31,92 \text{ м/сек.}$$

7. Определяем угол α_2 :

$$\sin \alpha_2 = \frac{V_{y_2}}{V_{t_2}} = \frac{31,92}{114} = 0,28; \alpha_2 = 16^\circ 16'.$$

8. Определяем h_{t_2} — потерю высоты манекеном за 1,5 сек падения при $V_{\text{нач}} = V_{y_1} = 19,32 \text{ м/сек}$, $V_{\text{кр}} = 70 \text{ м/сек}$, $t_2 = 1,5 \text{ сек}$

$$h_{t_2} = \frac{70^2}{9,81} \ln \left[\frac{(70 + 19,32) e^{\frac{2 \cdot 9,81 \cdot 1,5}{70}} + (70 - 19,32)}{2 \cdot 70 \cdot e^{\frac{9,81 \cdot 1,5}{70}}} \right] = 38,45 \text{ м.}$$

9. Определяем потерю высоты к моменту введения парашюта в действие

$$h = h_{t_1} + h_{t_2} = 19,36 + 38,45 = 57,81 \text{ м.}$$

(Точное решение дает потерю высоты 47,7 м).

Случай 2. Коэффициент c_r принят изменяющимся по скорости.

Вертикальное падение

Известно, что в процессе падения тела в воздухе изменяются его скорость, коэффициент сопротивления и плотность воздуха. Вычисление элементов траектории тела без учета изменения коэффициента сопротивления приводит к существенным ошибкам; значения скоростей и пройденный путь получаются завышенными, а перегрузки торможения — заниженными. Для приближения рас-

четных значений к действительным вычисления элементов траектории можно производить методом последовательного приближения.

Известное уравнение движения тела (2.1) можно записать в виде

$$\frac{dV}{dt} = g - \frac{g}{G} \frac{f_r}{2} \rho c_r V^2. \quad (2.4)$$

Для небольшого промежутка времени Δt , дающего малое изменение скорости, можно принять, что

$$\frac{g}{G} \frac{f_r}{2} \rho c_r = K = \text{const.}$$

Тогда ускорение тела

$$\dot{V}_n = \frac{\Delta V_n}{\Delta t} = g - KV^2. \quad (2.5)$$

Приращение скорости тела за время Δt

$$\Delta V_n = \dot{V}_n \Delta t. \quad (2.6)$$

Скорость тела в конце времени Δt

$$V_{n+1} = V_n + \Delta V_n. \quad (2.7)$$

Средняя скорость тела

$$V_{\text{ср}} = \frac{V_{n+1} + V_n}{2}, \quad (2.8)$$

или

$$V_{\text{ср}} = V_n + \frac{\Delta V_n}{2}.$$

Перегрузка торможения

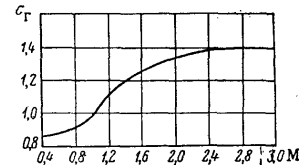
$$n_y = \frac{\dot{V}_n}{g}. \quad (2.9)$$

Расчет искомых величин производится в три этапа: первый этап — вычислений по V_n и c_r ; второй этап — по $V_{\text{ср}1}$ и c_{r1} ; третий этап — по $V_{\text{ср}2}$ и c_{r2} . Значение V_{n+1} , полученное в конце третьего этапа вычислений, принимается за V_n для времени Δt_2 .

Порядок и пример вычислений приведены в табл. 2.2. Один из примеров изменения $c_r = c_r(M)$ показан на фиг. 2.1.

Для иллюстрации различия в величинах элементов траектории V , h , n_y , вычисленных с учетом и без учета изменения c_r по M , на фиг. 2.2 приведены кривые $V = V(t)$, $h = h(t)$ и $n_y = n_y(t)$. Падение вертикальное; $G = 200 \text{ кг}$.

З Н. А. Лобанов

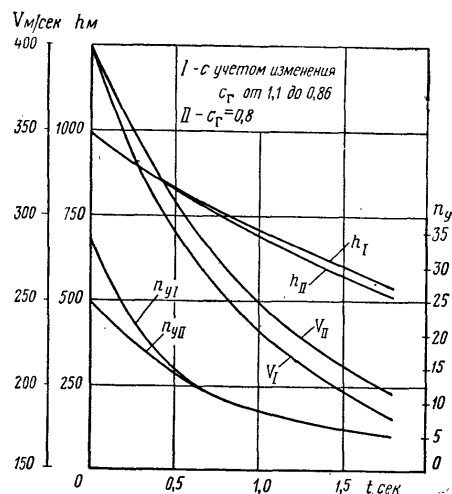


Фиг. 2.1. Изменение коэффициента сопротивления груза c_r по числу M .

Таблица 2.2

Исходные величины	0,1				0,2				0,3 и т. д.			
	0	I	II	III	0	I	II	III	0	I	II	III
V_n	400	383,29	385	389,6	389,6	342,2	347,5	323,3	323,3	304,11		
V_{cp}	—	146911,2	148225	—	—	117101	120756,25	—	—	—		
V_g	160000	—	—	136604	36,96	—	—	104522,9	32,33	—		
$\frac{\Delta h}{2} = \frac{V_n \Delta t}{2}$	20	—	—	961,5	961,5	—	—	892,2	892,2	—		
h_n	1000	—	—	924,5	924,5	—	—	859,87	859,87	—		
$h_{cp} = h_n - \frac{\Delta h}{2}$	980	—	—	0,11425	0,11425	—	—	0,11495	0,11495	—		
$Pn_{cp} V$	0,11362	1,17	1,14	1,1	1,1	1,02	1,03	0,96	0,96	—		
$M = \frac{a}{g}$	1,19	1,085	1,085	1,06	1,06	1,01	1,02	0,98	0,98	—		
$c_r = c_r(M)$	1,1	0,00212	0,00212	0,00208	0,00208	0,00198	0,002	0,00193	0,00193	—		
$K = \frac{2G}{KV^2} Pn_{cp} c_r$	0,00215	311,5	314,24	284,14	284,14	230,86	241,5	201,73	201,73	—		
$\dot{V} = g - KV^2$	344	—301,69	—304,43	—277,33	—277,33	—221	—231,7	—191,92	—191,92	—		
$\Delta V = V \Delta t$	—33,42	—30,17	—30,44	—54,87	—54,87	—44,2	—46,34	—38,38	—38,38	—		
$V_{n+1} = V_n + \Delta V$	366,58	369,83	369,6	314,73	314,73	325,4	323,3	284,94	284,94	—		
$V_{cp} = V_n + \frac{\Delta V}{2}$	383,29	385	384,78	342,16	342,16	347,5	346,43	304,11	304,11	—		
$\Delta h_{cp} = V_{cp} \Delta t$	38,33	38,5	38,5	68,43	68,43	69,5	69,29	60,82	60,82	—		
$n_y = \frac{V}{g}$	34	—	31	—	—	—	23,6	—	—	—		

Из фиг. 2.2 следует, что вычисления без учета изменения c_r по M (в рассмотренном примере $c_r = 1,1-0,8$) приводят к заниженным перегрузкам и завышенным скоростям.



Фиг. 2.2. Вычисления без учета изменения c_r по M дают заниженные значения перегрузок и пути падения и повышенные значения скорости.

2. ПАДЕНИЕ ТЕЛА С ГОРИЗОНТАЛЬНО ЛЕТАЮЩЕГО САМОЛЕТА

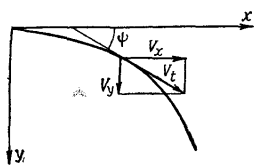
После отделения от горизонтально летящего самолета тело по инерции движется в направлении полета самолета, а под действием силы тяжести падает вниз. В результате тело движется по кривой, постепенно отклоняясь от горизонтального движения и приближаясь к вертикальному (фиг. 2.3).

В первые секунды падения тела горизонтальная составляющая скорости V_x , вследствие значительного сопротивления воздуха движущемуся телу, будет заметно уменьшаться, а вертикальная составляющая V_y из-за малого времени падения увеличивается незначительно, поэтому результирующая скорость тела

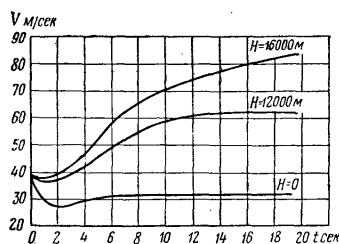
$$V_t = \sqrt{V_x^2 + V_y^2}$$

будет в первые секунды падения уменьшаться. При дальнейшем падении тела скорость V_t будет увеличиваться, стремясь к $V_{кр}$

(фиг. 2.4). При $V_{\text{нач}} > V_{\text{кр}}$ кривая результирующей скорости имеет явно выраженный минимум.



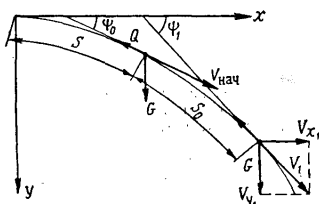
Фиг. 2.3. Траектория падающего тела.



Фиг. 2.4. Изменение скорости тела, сброшенного из горизонтально летящего самолета на разных высотах, по времени.

Методика расчета элементов траектории системы

Расчет элементов траектории парашютной системы (груз — тормозной парашют или груз с нераскрытым парашютом), сброшенной с самолета или падающей под любым углом к горизонту (кроме отвесного пикирования), производится по формулам и методу акад. А. И. Некрасова [2], [3]. Этот метод расчета позволяет учитывать начальный угол, изменение коэффициента лобового сопротивления системы в зависимости от числа M и изменение аэродинамических характеристик системы по мере падения (по мере раскрытия тормозных парашютов или их отделения).



Фиг. 2.5. Схема сил, действующих на падающее тело.

Для расчета траектории движения системы разбивают на отдельные отрезки S_0, S_1, S_2 и т. д. длиной по 25, 50, 100 или 200 м каждый в зависимости от скорости, угла и высоты падения системы. Чем больше скорость и меньше угол падения, тем большие отрезки пути берутся. По этому методу к концу каждого отрезка пути определяются скорость падения системы V и проекции скорости V_x и V_y , угол ϕ между касательной к траектории и горизонтом, путь по вертикали Δy и общий путь по вертикали y , путь по горизонтали Δx и общий путь по горизонтали x , время движения Δt на расчетном участке пути и общее время движения t от начала падения (фиг. 2.5).

К началу расчета элементов траектории известны:

- $\Sigma c_{\text{гр}}$ — суммарная характеристика груза в функции числа M в м^2 ;
- $\Sigma c_{\text{п}} F_{\text{п}}$ — суммарная характеристика парашюта (парашютов) в функции числа M в м^2 ;
- G — вес системы в кг;
- $V_{\text{нач}}$ — начальная скорость в м/сек ;
- ϕ_0 — начальный угол в град.;
- ρ_h — массовая плотность воздуха на высоте падения в $\text{кгс} \cdot \text{сек}^2 / \text{м}^{-4}$.

Формулы для вычисления элементов траектории системы

1. Скорость системы в конце расчетного отрезка пути S определяется по формуле

$$V = \frac{V_{\text{нач}} \cos \phi_0}{e^{aS} \cos \phi}, \quad (2.10)$$

где $V_{\text{нач}}$ — скорость в начале расчетного участка;
 $\cos \phi_0$ и $\cos \phi$ — косинусы углов в начале и конце расчетного участка;
 S — отрезок пути траектории от начала движения и до расчетной точки в м;

$$a = \frac{Cg}{G}. \quad (2.11)$$

Здесь

$$C = \frac{\rho_h}{2} (\Sigma c_{\text{гр}} + \Sigma c_{\text{п}} F_{\text{п}}). \quad (2.12)$$

Угол ϕ в расчетной точке траектории определяется по графикам функциональной зависимости $b = b(\phi)$. Графики строят на миллиметровой бумаге по следующей функциональной зависимости:

$$b = \frac{2 \sin \phi}{1 - \sin^2 \phi} + \ln \frac{1 + \sin \phi}{1 - \sin \phi}.$$

Результаты вычислений этой зависимости приведены в табл. 2.3.

В ходе расчета для каждого участка пути S значение b вычисляют по формуле

$$b = b_0 + \lambda (e^{aS} - 1), \quad (2.13)$$

где

$$\lambda = \frac{2g}{a(V_{\text{нач}} \cos \phi)^2}; \quad (2.14)$$

b_0 — значение функции для ϕ_0 .

Таблица 2.3

ψ°	b	ψ°	b	ψ°	b	ψ°	b
0	0,000	24	1,840	48	5,222	72	23,600
1	0,070	25	1,940	49	5,459	73	26,380
2	0,139	26	2,030	50	5,720	74	29,280
3	0,209	27	2,128	51	6,000	75	33,000
4	0,280	28	2,220	52	6,290	76	37,600
5	0,349	29	2,320	53	6,598	77	43,100
6	0,420	30	2,430	54	6,931	78	49,7
7	0,490	31	2,532	55	7,280	79	57,5
8	0,560	32	2,652	56	7,673	80	70,2
9	0,633	33	2,772	57	8,077	81	85,2
10	0,710	34	2,890	58	8,538	82	107,6
11	0,783	35	3,022	59	9,010	83	140,1
12	0,859	36	3,140	60	9,561	84	188,0
13	0,932	37	3,270	61	10,110	85	222,9
14	1,009	38	3,420	62	10,791	86	269,0
15	1,084	39	3,560	63	11,520	87	336,0
16	1,162	40	3,717	64	12,360	88	416,0
17	1,241	41	3,870	65	13,220	89	541,0
18	1,320	42	4,040	66	14,140	90	736,0
19	1,410	43	4,210	67	15,220	91	1059,3
20	1,488	44	4,399	68	16,490	92	1646,6
21	1,570	45	4,590	69	17,840	93	2948,8
22	1,660	46	4,790	70	19,540	94	6675,0
23	1,750	47	5,000	71	21,460	95	

Затем по значению b из графика $b = b(\psi)$ находят угол ψ .

Если в ходе расчета изменится $C = \frac{\rho h}{2} (\Sigma c_{fT} + \Sigma c_{nF_n})$, а следовательно, и $a = Cg/G$, то дальнейший расчет производят с новыми значениями начальной скорости, начального угла и b_0 , которые нужно брать равными значениям V , ψ и b_0 последней расчетной точки траектории.

Пример 1. Груз весом 981 кг сброшен с горизонтально летящего самолета при скорости полета 200 м/сек на высоте 70 м. Характеристика груза $\Sigma c_{fT} = 2,8 \text{ м}^2$. Требуется определить скорость груза к концу 2 сек падения и угол ψ .

Пример 2. В конце 2 сек падения груза раскрылся парашют, характеристика которого $\Sigma c_{nF_n} = 4,2 \text{ м}^2$. Требуется определить скорость системы к концу 1 сек падения и угол ψ .

Решение Примера 1. Дано: $G = 981 \text{ кг}$, $\Sigma c_{fT} = 2,8 \text{ м}^2$, $V_{\text{нач}} = 200 \text{ м/сек}$, $\psi_0 = 0$. За 2 сек падения груз достигнет высоты ~50 м, поэтому при расчете примем для средней высоты 60 м плотность воздуха $\rho_h = 0,12425 \text{ кгс} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4$.

Значение постоянных величин вычислим по формулам (2.11) — (2.14):

$$C = \frac{\rho h}{2} \Sigma c_{fT} = 0,5 \cdot 0,12425 \cdot 2,8 = 0,174;$$

$$a = \frac{Cg}{G} = \frac{0,174 \cdot 9,81}{981} = 0,00174; \quad 2a = 0,00348;$$

$$V_{\text{нач}} \cos \psi_0 = 200 \cdot 1 = 200; \quad (V_{\text{нач}} \cos \psi_0)^2 = 200^2;$$

$$a (V_{\text{нач}} \cos \psi_0)^2 = 0,00174 \cdot 200^2 = 69,6;$$

$$\lambda = \frac{2g}{a (V_{\text{нач}} \cos \psi_0)^2} = \frac{2 \cdot 9,81}{69,6} = 0,2819.$$

При $\psi_0 = 0$, $b_0 = 0$.

$$b = \lambda (e^{2aS} - 1) = 0,2819 (e^{2aS} - 1).$$

Результаты вычислений приведены в табл. 2.4.

Таблица 2.4

S	0	100	200	300	400	500
$2aS$	0,0	0,348	0,696	1,044	1,392	1,740
e^{2aS}	1,0	1,41623	2,0057	2,8406	4,0229	5,6973
$e^{2aS} - 1$	0,0	0,41623	1,0057	1,8406	3,0229	4,6973
$\lambda(e^{2aS} - 1)$	0,0	0,117	0,284	0,519	0,852	1,324
b	0,0	0,117	0,284	0,519	0,852	1,324
ψ	0°	1°39'	4°3'	7°24'	12°12'	18°6'
aS	0,0	0,174	0,348	0,522	0,696	0,870
e^{aS}	1,0	1,190	1,416	1,685	2,0057	2,3869
$\cos \psi$	1,0	0,999585	0,997523	0,99167	0,97742	0,95052
$e^{aS} \cos \psi$	1,0	1,1895	1,4125	1,67	1,96	2,269
V	200,0	168,137	141,594	119,69	102,02	88,152
$V_{\text{ср}}$	200,0	184,0685	154,845	130,642	110,85	95,081
Δt	0,0	0,543	0,646	0,765	0,902	1,051
$t = \Sigma \Delta t$	0,0	0,543	1,189	1,954	2,856	3,907

Для определения скорости груза и угла ψ к концу 2 сек падения по данным табл. 2.4 построим график изменения скорости, углов и времени по S или график изменения S , V и ψ по t . Из фиг. 2.6 видно, что в конце 2 сек падения скорость груза $V = 119 \text{ м/сек}$, угол $\psi = 7^\circ 48'$, а отрезок пути по траектории $S = 305 \text{ м}$. Эти данные примем за начальные условия для решения Примера 2. При точном решении нужно учесть время вытягивания t_b и наполнения купола парашюта. Например, если $t_b = 0,2 \text{ сек}$, то начальная скорость для Примера 2 равна 114 м/сек, $\psi = 8^\circ 48'$, а $S = 334 \text{ м}$, но на методику расчета эта разница в начальных условиях не влияет.

Решение Примера 2. Дано: $G = 981 \text{ кг}$, $\Sigma c_{fT} + \Sigma c_{nF_n} = 2,8 + 4,2 = 7 \text{ м}^2$, $V_{\text{нач}} = 119 \text{ м/сек}$, $\psi_0 = 7^\circ 48'$.

За 2 сек падения груза без парашюта и за 1 сек падения с парашютом система достигнет высоты ~30 м, поэтому при расчете примем для средней высоты 40 м плотность воздуха $\rho_h = 0,12449 \text{ кгс} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4$.

Значение постоянных величин вычислим по приведенным выше формулам:

$$C = \frac{P_n}{2} (\sum c_{r/f_r} + \sum c_{n/F_n}) = 0,5 \cdot 0,12449 \cdot 7 = 0,4357;$$

$$a = \frac{Cg}{G} = \frac{0,4357 \cdot 9,81}{981} = 0,004357; 2a = 0,008714;$$

$$V_{\text{нач}} \cos \psi_0 = 119 \cdot 0,99075 = 117,899; (V_{\text{нач}} \cos \psi_0)^2 = 13900,174;$$

$$a (V_{\text{нач}} \cos \psi_0)^2 = 0,004357 \cdot 13900,174 = 60,563;$$

$$\lambda = \frac{2g}{a (V_{\text{нач}} \cos \psi_0)^2} = \frac{2 \cdot 9,81}{60,563} = 0,324;$$

$$b_0 = 0,54; b = b_0 + \lambda (e^{2aS} - 1) = 0,54 + 0,324 (e^{2aS} - 1).$$

Результаты вычислений приведены в табл. 2.5.

По результатам вычислений Примеров 1 и 2 (табл. 2.4 и 2.5) построим кривые фиг. 2.7, из которой следует, что скорость груза с парашютом за 1 сек падения изменится с 119 до

~80 м/сек, а угол $\psi = 13^\circ 30'$. Путь по отрезку траектории $S \sim 95$ м, а с момента сбрасывания $S \sim 400$ м.

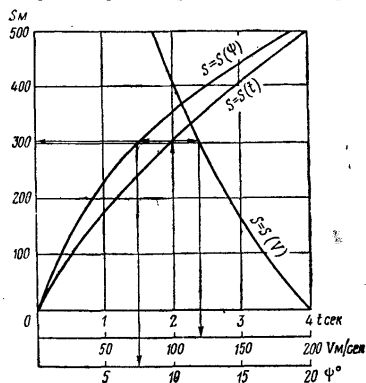
Скорость V_y , путь по вертикали Δy за время Δt , и общий путь по вертикали Y за время t , определяются по следующим формулам:

$$V_y = V \sin \psi; V_{y\text{cp}} =$$

$$= \frac{V_{y_{n-1}} + V_{y_n}}{2},$$

$$\Delta y = V_{y\text{cp}} \Delta t,$$

$$Y = \sum \Delta y.$$



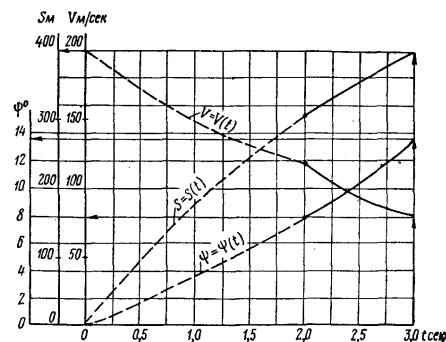
Фиг. 2.6. Зависимость пути падающего тела от времени t , скорости V и угла ψ .

Пример. Груз весом 981 кг сброшен с горизонтально летящего самолета при скорости 200 м/сек на высоте 70 м; $\sum c_{r/f_r} = 2,8$ м². В конце 2 сек падения раскрылся парашют, характеристика которого $\sum c_{n/F_n} = 4,2$ м². Нужно определить изменение V_y , Δy и Y за 2 сек падения груза без парашюта и за 1 сек падения с парашютом.

Исходные данные для расчета возьмем из предыдущего примера. Результаты вычислений приведены в табл. 2.6.

Таблица 2.5

S	300	25	50	75	100
$2aS$	—	0,2179	0,4357	0,6536	0,8714
e^{2aS}	—	1,24346	1,54596	1,9225	2,39
$e^{2aS} - 1$	—	0,24346	0,54596	0,9225	1,39
$\lambda(e^{2aS} - 1)$	—	0,07888	0,17689	0,29889	0,45
b	0,54	0,619	0,717	0,839	0,99
ψ	$7^\circ 48'$	$8^\circ 48'$	$10^\circ 9'$	$11^\circ 45'$	$13^\circ 48'$
aS	—	0,1089	0,2179	0,3267	0,4356
e^{aS}	—	1,115	1,24346	1,38642	1,54596
$\cos \psi$	—	0,98823	0,98435	0,97905	0,97113
$e^{aS} \cos \psi$	—	1,102	1,224	1,357	1,5
$V = \frac{V_{\text{нач}} \cos \psi_0}{e^{aS} \cos \psi}$	119	106,98	96,32	86,88	78,6
$V_{\text{cp}} = \frac{V_n - 1 + V_n}{2}$	—	112,99	101,65	91,6	82,74
$\Delta t = \frac{S_n - S_{n-1}}{V_{\text{cp}}}$	—	0,221	0,246	0,273	0,302
$t = \sum \Delta t$	2,0	2,221	2,467	2,740	3,042



Фиг. 2.7. Изменение скорости тела, угла ψ и пути S за 3 сек падения.

Из табл. 2.6 следует, что к концу 2 сек падения груза без парашюта $V_y = 16,15$ м/сек, а $Y = 16,55$ м. К концу 3 сек падения (в том числе в течение 1 сек груз падал с парашютом) $V_y = 18,68$ м/сек, а $Y = 33,7$ м.

Таблица 2.6

S	0	100	200	300	305	330	355	380	400
ψ	0	1°39'	4°3'	7°24'	7°48'	8°48'	10°9'	11°45'	13°30'
$\sin \psi$	0	0,028794	0,070627	0,1222	0,13572	0,15299	0,17623	0,20364	0,23343
V	200,0	168,137	141,594	119,69	119,0	106,98	96,32	86,88	80,0
$V_y = V \sin \psi$	0	4,84	10,0	15,42	16,15	16,37	16,97	17,69	18,68
V_{ycp}	0	2,42	7,42	12,71	15,785	16,26	16,67	17,33	18,185
Δt	0	0,543	0,646	0,765	0,046	0,221	0,246	0,273	0,26
$\Delta y = V_{ycp} \Delta t$	0	1,31	4,793	9,723	0,726	3,593	4,100	4,73	4,73
Y	0	1,31	6,10	15,83	16,55	20,15	24,25	28,98	33,71
t	0	0,543	1,189	1,954	2,00	2,221	2,467	2,74	3,00

Таблица 2.7

S	0	100	200	300	305	330	355	380	400
ψ	0	1°39'	4°3'	7°24'	7°48'	8°48'	10°9'	11°45'	13°30'
$\cos \psi$	1	0,995585	0,997523	0,99167	0,99075	0,98823	0,98435	0,97905	0,97235
V	200	168,14	141,59	119,69	119,0	106,98	96,32	86,88	80,0
V_x	200	168,067	141,243	118,693	117,899	105,72	94,813	85,06	77,788
V_{xcp}	200	184,0	154,65	129,968	118,296	111,81	100,266	89,937	81,414
Δt	0	0,543	0,646	0,765	0,046	0,221	0,246	0,273	0,26
Δx	0	99,912	99,904	99,426	5,442	24,710	24,665	24,553	21,168
X	0	99,91	199,82	299,24	304,68	329,39	354,06	378,61	399,78
	0	0,543	1,189	1,954	2,0	2,221	2,467	2,74	3,0

Результаты вычислений позволяют определить высоту положения груза к концу 2-й и 3-й сек падения:

$$h = h_{ср} - Y = 70 - 16,55 = 53,45 \text{ м}; t = 2 \text{ сек};$$

$$h = h_{ср} - Y = 70 - 33,7 = 36,3 \text{ м}; t = 3 \text{ сек}.$$

Проекция скорости и пути на ось x за время Δt и t определяют по формулам:

$$V_x = V \cos \psi, \quad V_{xcp} = \frac{V_{x_{n-1}} + V_{x_n}}{2},$$

$$\Delta x = V_{xcp} \Delta t,$$

$$X = \sum \Delta x.$$

Пример. Груз весом 981 кг сброшен с горизонтально летящего самолета при скорости 200 м/сек на высоте 70 м; $\Sigma c_{f_r} = 2,8 \text{ м}^2$. В конце 2 сек падения груза раскрылся парашют, характеристика которого $\Sigma c_{f_{п}} = 4,2 \text{ м}^2$. Требуется определить изменение скорости V_x , пути Δx и X за 2 сек падения груза без парашюта и за 1 сек с парашютом.

Исходные данные для расчета возьмем из табл. 2.6. Результаты вычислений внесены в табл. 2.7.

Из табл. 2.7 следует, что к концу 2 сек падения груза без парашюта $V_x = 117,9 \text{ м/сек}$, а $X = 304,7 \text{ м}$. К концу 3 сек падения (в том числе в течение 1 сек груз падал с парашютом) $V_x = 77,8 \text{ м/сек}$, а $X = 399,8 \text{ м}$.

Результаты вычислений позволяют также определить L_x — отставание груза от самолета и время его падения t :

$$L_x = Vt - X = 200 \cdot 2 - 304,7 = 95,3 \text{ м}; t = 2 \text{ сек},$$

$$L_x = Vt - X = 200 \cdot 3 - 399,8 = 200,2 \text{ м}; t = 3 \text{ сек}.$$

Результаты вычислений всех элементов траектории для рассмотренного примера сведены в табл. 2.8.

Таблица 2.8

t сек	ψ_0	V м/сек	V_y	V_x	S м	Y м	X м	L_x	h м
0	0	200	0	200	0	0	0	0	70
2	7°48'	119	16,15	117,9	305	16,55	304,7	95,3	53,45
3	13,30'	80	18,68	77,8	400	33,7	399,8	200,2	36,3

Для сокращения времени, необходимого для вычисления всех элементов траектории груза или груза с парашютом, расчет рекомендуется производить по общей табл. 2.9.

Таблица 2.9

Расчет элементов траектории системы, сброшенной с самолета, летящего горизонтально или под некоторым углом к горизонту

Исходные данные: $V_{\text{сам}} = V_{\text{нач}} = \text{_____ м/сек}$, $\psi_0 = \text{_____}^\circ$,
 $h_{\text{сбр}} = \text{_____ м}$, $G = \text{_____ кг}$

Вычисляемые величины	S_0	S_1	S_2	S_3
$\Sigma c_{\Gamma} f_{\Gamma}$				
$\Sigma c_{\Pi} F_{\Pi}$				
$\Sigma c_{\Gamma} f_{\Gamma} + \Sigma c_{\Pi} F_{\Pi}$				
ρ_h				
$C = 0,5 \rho_h (\Sigma c_{\Gamma} f_{\Gamma} + \Sigma c_{\Pi} F_{\Pi})$				
$a = \frac{Cg}{G}$				
$V_{\text{нач}} \cos \psi_0$				
$(V_{\text{нач}} \cos \psi_0)^2$				
$a (V_{\text{нач}} \cos \psi_0)^2$				
$\lambda = \frac{2g}{a (V_{\text{нач}} \cos \psi_0)^2}$				
$2aS$				
e^{2aS}				
$e^{2aS} - 1$				
$\lambda (e^{2aS} - 1)$				
$b = b_0 + \lambda (e^{2aS} - 1)$				
ψ^*				
$\sin \psi$				
$\cos \psi$				
e^{aS}				
$e^{aS} \cos \psi$				
$V = \frac{V_{\text{нач}} \cos \psi_0}{e^{aS} \cos \psi}$				
$V_{n_{\text{ср}}} = \frac{V_{n-1} + V_n}{2}$				
$\Delta t_n = \frac{S_n - S_{n-1}}{V_{\text{ср}}}$				

* ψ определяется по графикам зависимости $b = b(\psi)$.

Продолжение табл. 29.

Вычисляемые величины	S_0	S_1	S_2	S_3
$t = \Sigma \Delta t_n$				
$V_y = V \sin \psi$				
$V_{y_{n_{\text{ср}}}} = \frac{V_{y_{n-1}} + V_{y_n}}{2}$				
$\Delta y = V_{y_{n_{\text{ср}}}} \Delta t_n$				
$Y = \Sigma \Delta y$				
$h = h_{\text{сбр}} - Y$				
$V_x = V \cos \psi$				
$V_{x_{n_{\text{ср}}}} = \frac{V_{x_{n-1}} + V_{x_n}}{2}$				
$\Delta x = V_{x_{n_{\text{ср}}}} \Delta t_n$				
$x = \Sigma \Delta x$				
$L = V_{\text{сам}} t - x$				

Примечание. Величины V , ψ и b в конце предшествующего участка принимаются за $V_{\text{нач}}$, ψ_0 и b_0 для расчета последующего участка.

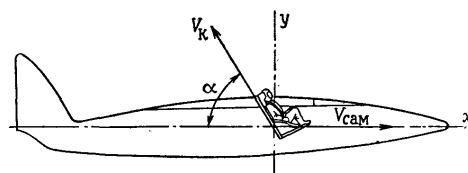
Приближенный расчет траектории кресла

Схема катапультирования показана на фиг. 2.8. В момент катапультирования проекции скоростей на оси x и y будут:

$$V_{x_0} = V_{\text{сам}} - V_{Kx},$$

$$V_{Kx} = V_K \cos \alpha,$$

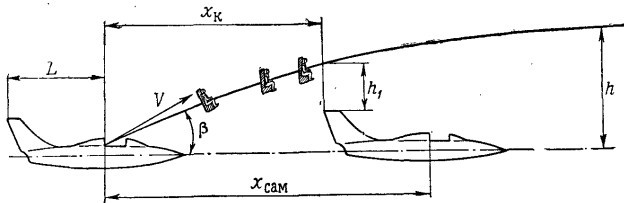
$$V_y = V_K \sin \alpha.$$



Фиг. 2.8. Схема размещения летчика с креслом в самолете при катапультировании.

В связи с наличием вертикальной составляющей и тем, что $V_{\text{сам}} > V_K$, траектория кресла с летчиком в этом случае будет та-

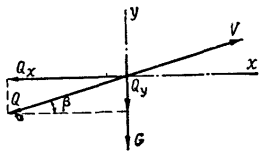
* ψ определяется по графикам зависимости $b = b(\psi)$.



Фиг. 2.9. Схема движения катапультированного кресла относительно самолета при горизонтальном полете.

кой, как показано на фиг. 2.9. Силы, действующие на кресло с летчиком после катапультирования, показаны на схеме фиг. 2.10.

Уравнение движения кресла, как известно, можно записать в следующем виде:



Фиг. 2.10. Схема сил, действующих на кресло с летчиком после катапультирования.

Но

$$m \frac{dV_x}{dt} = -Q_x, \quad (2.15)$$

$$m \frac{dV_y}{dt} = -(G + Q_y). \quad (2.16)$$

$$Q_x = \frac{\rho V^2}{2} c_{kf_k} \cos \beta,$$

$$Q_y = \frac{\rho V^2}{2} c_{kf_k} \sin \beta.$$

Тогда, разделив обе части уравнений на m , получим

$$\frac{dV_x}{dt} = -\frac{\rho}{2m} c_{kf_k} V^2 \cos \beta,$$

$$\frac{dV_y}{dt} = -\left(g + \frac{\rho}{2m} c_{kf_k} V^2 \sin \beta\right).$$

Примем $k = \frac{\rho}{2m} c_{kf_k}$. Тогда

$$\frac{dV_x}{dt} = -kV^2 \cos \beta, \quad (2.17)$$

$$\frac{dV_y}{dt} = -(g + kV^2 \sin \beta). \quad (2.18)$$

Проекция приращения скорости на оси x и y можно записать так:

$$\Delta V_x = -kV^2 \cos \beta \Delta t, \quad (2.19)$$

$$\Delta V_y = -(g + kV^2 \sin \beta) \Delta t. \quad (2.20)$$

Задаваясь при расчете отрезками времени Δt , получим ΔV_x и ΔV_y . Очевидно, чем меньше отрезки времени, тем точнее будет результат расчета.

По ΔV_x и ΔV_y вычисляем

$$V_{x_n} = V_{x_{n-1}} + \Delta V_x,$$

$$V_{y_n} = V_{y_{n-1}} + \Delta V_y.$$

По V_{x_n} и V_{y_n} вычисляем

$$V = \sqrt{V_{x_n}^2 + V_{y_n}^2},$$

$$\sin \beta = \frac{V_y}{V},$$

$$\Delta h = \frac{V_{y_n} + V_{y_{n+1}}}{2} \Delta t,$$

$$h = \sum \Delta h,$$

$$\Delta x_k = \frac{V_{x_n} + V_{x_{n+1}}}{2} \Delta t,$$

$$x_k = \sum \Delta x_k.$$

По $t = \sum \Delta t$ вычисляем

$$x_{сам} = V_{сам} t,$$

$$x_{сам} - x_k.$$

При $x_{сам} - x_k = L$ кресло с летчиком будет располагаться над верхней точкой хвостового оперения самолета (см. фиг. 2.9).

По V вычисляем число Маха

$$M = \frac{V}{a},$$

и по графику зависимости c_k от M находим значение c_k для данного участка времени.

По $\Delta J = \sqrt{\Delta J_x^2 + \Delta J_y^2}$ определяем перегрузку $n = \frac{\Delta J}{g}$.

Порядок расчета

Покажем порядок расчета на примере.

Пример. На высоте 100 м при скорости горизонтального полета самолета 222 м/сек (800 км/час) катапультировано кресло с летчиком со скоростью $V_k = 21$ м/сек. Вес кресла с летчиком $G = 190$ кг. Начальная аэродинамическая характеристика кресла с летчиком $c_{kf_k} = 0,385$ м². Коэффициент c_k изменяется по числу M (фиг. 2.11). Направляющие кресла расположены под углом $\alpha = 70^\circ$ к горизонту; $L = 8$ м (см. фиг. 2.9).

Требуется вычислить траекторию кресла с летчиком с момента катапультирования и до достижения креслом верхней точки траектории.

1. Определяем начальные условия. $\Delta t = 0$; $t = 0$; $\alpha = 70^\circ$; $V_K = 21$ м/сек; $\sin \alpha = 0,9397$; $\cos \alpha = 0,342$; $V_{K_x} = V_K \cos \alpha = 21 \cdot 0,342 = 7,18$ м/сек;

$$V_{x_0} = V_{\text{cam}} - V_{K_r} = 222 - 7,18 = 214,82 \text{ м/сек};$$

$$V_y = V_k \sin \alpha = 21 \cdot 0,9397 = 19,73 \text{ м/сек};$$

$$V = \sqrt{V_{x_0}^2 + V_y^2} = \sqrt{214,82^2 + 19,73^2} = 215,75 \text{ м/сек};$$

$$V^2 = 46536,9; \quad m = \frac{190}{9,81} = 19,368 \text{ кг} \cdot \text{сек}^2/\text{м};$$

$$M = \frac{V}{a} = \frac{215,75}{340} = 0,634; \quad c_K = 1; \quad c_K f_K = 0,385 \text{ м}^2;$$

$$k = \frac{\rho_0}{2m} c_K f_K = \frac{0,385}{8 \cdot 2 \cdot 19,368} = 0,0012424;$$

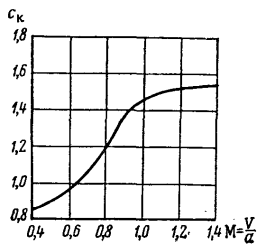
$$\frac{\rho_0}{2m} = 0,0032269; \quad \sin \beta = \frac{V_y}{V} = \frac{19,73}{215,75} = 0,091; \quad \cos \beta = 0,99586;$$

$$\Delta J_{x_0} = -kV^2 \cos \beta = 0,0012424 \cdot 46536,9 \cdot 0,99586 = -57,58 \text{ м/сек}^2;$$

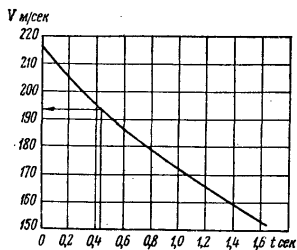
$$\Delta J_{y_0} = -(g + kV^2 \sin \beta) =$$

$$= -(9,81 + 0,0012424 \cdot 46536,9 \cdot 0,091) = -15,07 \text{ м/сек}^2.$$

2. Производим вычисления. Результаты вычислений сводим в табл. 2.10; затем строим графики фиг. 2.12—2.16.



Фиг. 2.11. Изменение коэффициента сопротивления кресла по числу М.



Фиг. 2.12. Изменение скорости кресла по времени после катапультирования.

Определяем время к моменту прохождения кресла с летчиком над верхней точкой хвостового оперения, т. е., когда

$$x_{\text{сам}} - x_{\text{к}} = L.$$

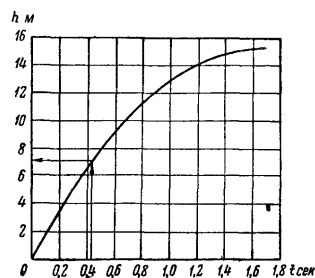
Из фиг. 2.14 следует, что при $L = 8$ м для рассматриваемого примера $t = 0,43$ сек.

Таблица 2.10

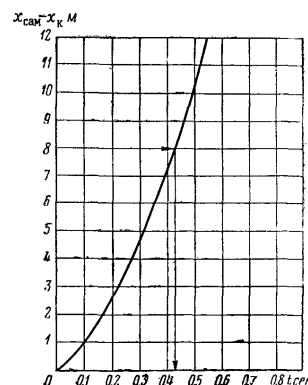
Δt	0	0,1	0,1	0,044
$t = \Sigma \Delta t$	0,0	0,2	1,6	1,644
$\Delta V_x = \Delta t_x \Delta t$	0,0	5,338	2,669	1,1
$V_{x_n} = V_{x_{n-1}} - \Delta V_x$	214,82	209,06	152,59	151,48
V_x^2	46147,6	23705,6	23286	22946
$\Delta V_y = \Delta t_y \Delta t$	0,0	1,507	1,0055	0,4343
$V_{y_n} = V_{y_{n-1}} - \Delta V_y$	19,73	18,223	0,4375	0,0
V_y^2	389,3	331,97	0,1914	0,0
$V^2 = V_x^2 + V_y^2$	46536,9	44037,5	23286	22946
V	215,75	209,85	152,59	151,48
$M = \frac{V}{a}$	0,634	0,617	0,45	0,446
$c_k f_k; c_k f_k + c_{n-1}$	0,385	0,377	0,3361	0,3357
$k = \frac{\rho}{2m} c_k f_k$	0,0012424	0,0012165	0,0010846	0,00108327
$\sin \beta = \frac{V_y}{V}$	0,091	0,0869	0,00286	0,0
$\cos \beta$	0,99586	0,99622	0,99995	1,0

$\Delta J_x = -kV^2 \cos \beta$	57,58	53,58				25,25	24,86
ΔJ_x^2	3314,16	2849,4				637,6	618,01
$\Delta J_y = -(g + kV^2 \sin \beta)$	15,07	14,465				9,87	9,81
ΔJ_y^2	227,1	209,2				94,41	92,23
$\Delta J = \sqrt{J_x^2 + J_y^2}$	59,515	55,3				27,05	26,64
$n = \frac{\Delta J}{g}$	6,0	5,6				2,75	2,72
$\Delta h = \frac{V_{yn} + V_{yn+1}}{2}$	0,0	1,8976				0,094	0,0114
$h = \sum \Delta h$	0,0	1,8976				15,0584	15,0698
$\Delta x_k = \frac{V_{xn} + V_{xn+1}}{2} \Delta t$	0,0	21,194				15,443	6,689
$x_k = \sum \Delta x_k$	0,0	21,194				288,01	294,7
$x_{сам} = V_{сам} t$	0,0	22,2				355,2	364,968
$x_{сам} - x_k$	0,0	1,006				67,189	70,268

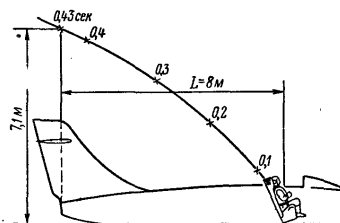
Определяем высоту подъема кресла при его прохождении над верхней точкой хвостового оперения. Согласно фиг. 2.13 при $t = 0,43$ сек, высота $h_1 = 7,1$ м.



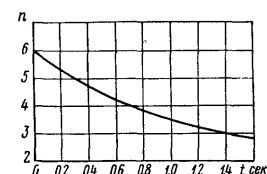
Фиг. 2.13. Изменение высоты движения кресла по времени после катапультирования.



Фиг. 2.14. Изменение разности путей самолета и кресла по времени после катапультирования.



Фиг. 2.15. Траектория кресла после катапультирования.



Фиг. 2.16. Изменение перегрузки по времени при торможении кресла.

В результате вычислений для этого примера получим следующие данные:

- 1) С момента катапультирования кресло с летчиком поднялось на высоту 15 м за время 1,644 сек.
- 2) Скорость кресла в верхней точке траектории 151,48 м/сек. От этой точки кресло движется в воздухе так же, как тело, бро-

шенное с горизонтально летящего самолета на скорости 151,48 м/сек. Изменение скорости кресла по времени показано на фиг. 2.12.

3. Над верхней точкой хвостового оперения кресло проходит через 0,43 сек с момента катапультирования и находится на высоте 7,1 м, как показано на фиг. 2.15.

4. Перегрузка торможения кресла с летчиком не превышает $n = 6g$. Изменение перегрузки по времени показано на фиг. 2.16.

3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВРЕМЕНИ ВЫТЯГИВАНИЯ ПАРАШЮТА

С момента введения парашюта в действие и до начала наполнения купола парашюта воздухом происходит вытягивание парашюта на всю длину. За время вытягивания t_b выходит и наполняется воздухом вытяжной парашют, вытягиваются на всю длину купол и стропы и с купола стаскивается чехол (если он применяется). Время вытягивания зависит от скоростного напора, площади вытяжного парашюта и его веса, длины купола и строп и их веса.

Пример зависимости времени вытягивания спасательного парашюта от скоростного напора приведен на фиг. 12.8.

Максимальное время вытягивания

Допустим, что поперечная нагрузка вытяжного парашюта равна поперечной нагрузке G_p/f_r и коэффициенты сопротивления вытяжного парашюта и груза равны. В этом случае из равенств

$$\frac{G_{в.п.}}{F_{в.п.}} = \frac{\rho V_{кр}^2}{2} c_{в.п.}, \quad \frac{G_r}{f_r} = \frac{\rho V_{кр}^2}{2} c_r$$

следует, что критическая скорость груза равна критической скорости вытяжного парашюта. Следовательно, груз и вытяжной парашют будут падать с одинаковой скоростью. Очевидно, что в таком случае купол парашюта со стропами никогда не будет вытянут. Время вытягивания будет равно бесконечности.

Минимальное время вытягивания

Допустим, что вытяжной парашют после раскрытия остановился, а груз падает со скоростью V , тогда время вытягивания

$$t_b = \frac{l}{V},$$

где l — длина купола и строп.

Минимальное время вытягивания наблюдается только при принудительном вытягивании парашюта веревкой, один конец которой закреплен, например, на подвеске привязного аэростата, а дру-

гой — присоединен к полюсной части купола парашюта или его чехла. При этом время вытягивания будет равно времени вертикального падения тела на пути, равном длине веревки, купола и строп парашюта, и определяется по формуле

$$t_b = \frac{V_{кр}}{g} \ln \left[e^{\frac{gl}{V_{кр}^2}} + \sqrt{e^{\frac{2gl}{V_{кр}^2}} - 1} \right] \quad (2.21)$$

или приближенно (без учета сопротивления воздуха) по формуле

$$t_b = \sqrt{\frac{2l}{g}}.$$

Действительное время вытягивания

Рассмотрим конкретный пример — вытягивание основного парашюта, и заметим, что полученные выводы можно распространить и на другие типы парашютов.

Площадь поверхности вытяжного парашюта спасательного парашюта обычно 0,6—0,8 м². Вес вытяжного парашюта, купола и строп основного парашюта 5—7 кг. Поперечная нагрузка вытяжного парашюта 6,2—11,7 кг/м², а критическая скорость 10—14 м/сек.

Поперечная нагрузка парашютиста обычно равна 160—200 кг/м², а критическая скорость на уровне земли достигает 50—70 м/сек, поэтому скорость парашютиста в несколько раз больше скорости вытяжного парашюта с куполом и стропами основного парашюта. В результате этого, спустя некоторое время с момента наполнения купола вытяжного парашюта, парашютист удалится от него на длину купола и строп, после чего все элементы системы начнут двигаться с одной и той же скоростью V_0 .

Таким образом, задача определения времени вытягивания сводится к рассмотрению падения двух различных тел, связанных между собой нитью длиной l , величина которой равна суммарной длине купола и строп основного парашюта. Очевидно, что время, в течение которого разность путей, пройденных парашютистом и вытяжным парашютом, станет равной l — суммарной длине купола и строп, и будет искомым временем вытягивания.

Для упрощения задачи будем считать, что в процессе вытягивания вес купола и строп распределяется поровну между парашютистом и вытяжным парашютом. Поэтому примем G_r = весу парашютиста + 0,5 веса купола и строп; $G_{в.п.}$ = весу вытяжного парашюта + 0,5 веса купола и строп.

Время вытягивания при вертикальном падении системы

Пользуясь методикой для определения пути, проходимого телом за время t при вертикальном падении, вычисляем изменение пути груза (парашютиста) по времени, а также пути, проходимого

вытяжным парашютом (см. табл. 2.1). Строим график $h_1 - h_2 = \varphi(t)$. По оси $h_1 - h_2$ откладываем l и на оси t получаем время t_b (при $l = h_1 - h_2$ время $t = t_b$).

Пример. Летчик отделился от катапультного кресла и вертикально падал до высоты 110 м, на которой ввел в действие спасательный парашют. На высоте 100 м от земли вытяжной парашют наполнился и стал вытягивать основной парашют. Определить время вытягивания, например, парашюта С-2, и путь, пройденный летчиком за это время, если вертикальная скорость падения летчика в момент начала вытягивания основного парашюта равна 99 м/сек. Характеристика вытяжного парашюта $c_{в.п} F_{в.п} = 0,8 \cdot 0,8 = 0,64 \text{ м}^2$. Вес вытяжного парашюта 0,104 кг, а с чехлом купола основного парашюта 0,825 кг; вес купола и строп основного парашюта 6,77 кг. Критическая скорость летчика у земли $V_{кр0} = 70 \text{ м/сек}$. Длина парашютной системы $l = 14 \text{ м}$.

Решение.

1. Определяем $V_{кр}^2$ летчика и вытяжного парашюта

$$V_{кр0}^2 = 70^2 = 4900,$$

$$V_{кр.в.п}^2 = \frac{2(G_{в.п} + 0,5G_{п})}{\rho c_{в.п} F_{в.п}} = \frac{2(0,104 + 0,5 \cdot 7,49)}{0,125 \cdot 0,8 \cdot 0,8} = 96.$$

2. Определяем изменение пути летчика по времени (см. табл. 2.1)

$$h_{лет} = \frac{4900}{9,81} \ln \left[\frac{(70 + 99) e^{\frac{2 \cdot 9,81 \cdot t}{70}} + (70 - 99)}{2 \cdot 70 \cdot e^{\frac{2 \cdot 9,81 \cdot t}{70}}} \right].$$

3. Определяем изменение пути вытяжного парашюта во времени:

$$h_{в.п} = \frac{96}{9,81} \ln \left[\frac{(9,798 + 99) e^{\frac{2 \cdot 9,81 \cdot t}{9,798}} + (9,798 - 99)}{2 \cdot 9,798 \cdot e^{\frac{2 \cdot 9,81 \cdot t}{9,798}}} \right].$$

4. Определяем изменение скорости падения летчика по времени (см. табл. 2.1)

$$V_{лет} = 70 \frac{(70 + 99) e^{\frac{2 \cdot 9,81 \cdot t}{70}} - (70 - 99)}{(70 + 99) e^{\frac{2 \cdot 9,81 \cdot t}{70}} + (70 - 99)}.$$

5. Определяем изменение скорости вытяжного парашюта по времени падения

$$V_{в.п} = 9,789 \frac{(9,789 + 99) e^{\frac{2 \cdot 9,81 \cdot t}{9,789}} - (9,789 - 99)}{(9,789 + 99) e^{\frac{2 \cdot 9,81 \cdot t}{9,789}} + (9,789 - 99)}.$$

Результаты вычислений сводим в табл. 2.11 и строим графики фиг. 2.17 и 2.18.

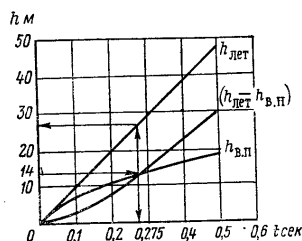
Таблица 2.11

t сек	$h_{лет}$ м	$h_{в.п}$ м	$h_{лет} - h_{в.п}$ м	$V_{лет}$ м/сек	$V_{в.п}$ м/сек
0,0	0	0	0	99,0	99,0
0,05	4,95	4,25	0,7	98,5	70,74
0,1	9,9	7,6	2,3	98,0	49,77
0,2	19,6	11,2	8,4	97,1	33,83
0,3	29,1	13,9	15,2	96,18	25,83
0,4	38,45	16,2	22,25	95,34	21,54
0,5	48,1	19,2	28,9	94,5	18,35

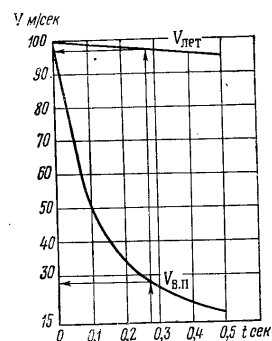
На фиг. 2.17 откладываем длину парашютной системы 14 м и получаем

$$t_b = 0,275 \text{ сек}, \quad h_{лет} = 27 \text{ м}, \quad h_{в.п} = 13 \text{ м}.$$

На фиг. 2.18 откладываем время вытягивания $t_b = 0,275 \text{ сек}$ и получаем, что скорость падения летчика в момент полного вытягивания (момент начала наполнения купола) равна 96,2 м/сек, а скорость вытяжного парашюта 27,5 м/сек. Если вытяжной парашют прочно соединен с полюсной частью купола основного пара-



Фиг. 2.17. Изменение пути падения летчика и вытяжного парашюта по времени.



Фиг. 2.18. Изменение скорости падения летчика и вытяжного парашюта по времени.

шюта, то с момента полного вытягивания парашютной системы скорость вытяжного парашюта будет быстро (за время деформации системы) увеличиваться и станет равной скорости летчика V_0 . В конце деформации системы звено, соединяющее вытяжной парашют с полюсной частью купола основного парашюта, и вся пара-

шютная система воспримут рывок. Сила этого рывка в результате внезапного действия аэродинамического сопротивления на вытяжной парашют ориентировочно будет равна

$$R_{в.п} = \frac{\rho V^2}{2} c_{в.п} F_{в.п} \cdot 2. \quad (2.22)$$

Обычно прочность звена на разрыв больше $R_{в.п}$ на величину коэффициента запаса прочности, но несмотря на это, звено может оборваться, если скорость деформации звена будет больше или равна критической скорости деформации материала звена. В рассматриваемом примере скорость деформации звена $68,7 \text{ м/сек}$ ($96,2 - 27,5 = 68,7$).

Время вытягивания системы, движущейся горизонтально или под некоторым углом к горизонту

При вытягивании купола и строп система движется по криволинейной траектории. Груз (парашютист) проходит путь S_1 , а вытяжной парашют — S_2 . Так как время вытягивания мало, то с достаточной точностью можно считать, что траектории груза и вытяжного парашюта совпадают. Очевидно, когда $S_1 - S_2 = l$, то $t = t_v$.

Для определения времени вытягивания строим кривую изменения разности $S_1 - S_2$ по времени, а затем по графику и известному значению l определяем t_v .

4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПУТИ И ВРЕМЕНИ НАПОЛНЕНИЯ КУПОЛА

Решая задачу по определению времени и пути наполнения купола парашюта воздухом, следует иметь в виду, что купол парашюта наполняется воздухом только при определенных условиях. Если количество воздуха, втекающего в купол парашюта в единицу времени, равно количеству воздуха, вытекающего из купола через поры ткани, то купол наполняться воздухом не будет. Количество воздуха, протекающего через поры ткани купола в единицу времени, зависит от скорости падения системы — груза — парашют на данной высоте. Купол парашюта определенной конструкции и изготовленный из соответствующей ткани наполнится воздухом в том случае, если скорость системы не превысит определенного значения. Та наибольшая скорость падения системы, при которой купол парашюта еще наполняется воздухом, называется *критической скоростью наполнения* и обозначается $V_{ок}$.

Таким образом, если скорость системы V_0 в момент начала наполнения меньше или равна критической скорости наполнения $V_{ок}$, то купол парашюта наполнится. Если $V_0 > V_{ок}$ и остается большей $V_{ок}$ на протяжении всего падения системы, то купол не наполнится.

При определении времени и пути наполнения имеют место два основных случая:

1) $V_0 < V_{ок}$; купол парашюта непрерывно наполняется воздухом;

2) $V_0 > V_{ок}$. С момента вытягивания купола и строп на всю длину система движется с ненаполненным или частично наполненным куполом до тех пор, пока скорость системы не уменьшится до $V_{ок}$. При дальнейшем падении системы со скоростью, равной или меньшей $V_{ок}$, купол наполняется полностью. Во втором случае время и путь наполнения состояются из двух частей:

$$t_n = t_{n_1} + t_{n_2}; \quad S_n = S_{n_1} + S_{n_2},$$

где t_{n_1} , S_{n_1} — время и путь частичного наполнения купола и гашения скорости от V_0 до $V_{ок}$;

t_{n_2} , S_{n_2} — время и путь собственно наполнения купола парашюта воздухом.

Очевидно, в первом случае ($V_0 < V_{ок}$) время t_{n_1} и путь S_{n_1} равны нулю и, следовательно,

$$t_n = t_{n_2}, \quad S_n = S_{n_2}.$$

Определение времени и пути уменьшения скорости системы до $V_{ок}$ не представляет трудности, если $V_{ок}$ известна. Значения t_{n_1} и S_{n_1} при вертикальном падении системы находят по формулам табл. 2.1, или путем расчета элементов траектории системы, если она движется под некоторым углом к горизонту.

Определение критической скорости наполнения купола описано в гл. VIII.

Путь наполнения купола S_{n_1}

Путь наполнения купола парашюта воздухом находится в зависимости от его геометрических размеров [4] и воздухопроницаемости ткани купола и выражается формулой

$$S_{n_1} = c \sqrt{F_{п}}, \quad (2.23)$$

где c — коэффициент пропорциональности, зависящий от конструкции купола, природы и воздухопроницаемости ткани купола. Для куполов из натурального шелка с воздухопроницаемостью $\leq 300 \text{ л/м}^2 \cdot \text{сек}$ коэффициент $c = 4$, а с воздухопроницаемостью $600 - 800 \text{ л/м}^2 \cdot \text{сек}$ — $c = 6,15$;

$F_{п}$ — площадь поверхности купола в м^2 .

Из формулы (2.23) следует, что путь наполнения купола есть величина постоянная. Общий же путь S_n , проходимый системой за время торможения скорости от V_0 до $V_{ок}$ и за время наполнения купола может изменяться от S_{n_2} до любого большого значения в зависимости от скорости V_0 , площади частично выполненного купола, плотности воздуха и др. или в зависимости от пути торможения S_{n_1} .

Время наполнения купола t_n

1. Рассмотрим сначала случай, когда $V_0 < V_{ок}$. При этом $t_{n1} = 0$; $t_n = t_{n2}$.

Зависимость пути наполнения от времени и скорости можно выразить формулой

$$S_{n2} = \alpha \frac{V_0 + V_n}{2} t_{n2}, \quad (2.24)$$

где $\alpha = S_{n2}/S_{cp}$.

Из (2.24) следует, что

$$t_{n2} = \frac{2S_{n2}}{\alpha(V_0 + V_n)}. \quad (2.25)$$

Полагая $\alpha = \text{const}$ для данного парашюта и учитывая (2.24), получим

$$t_{n2} = \frac{A}{(V_0 + V_n)}, \quad (2.26)$$

где

$$A = \frac{2S_{n2}}{\alpha} = \text{const},$$

V_0 — скорость в момент начала наполнения ($V_0 \leq V_{ок}$),

V_n — скорость в момент полного наполнения купола (определение — см. разд. 5 гл. IV).

Из (2.26) следует, что с увеличением скорости V_0 ($V_0 \leq V_{ок}$) время наполнения купола парашюта t_{n2} уменьшается. Изменение t_{n2} в зависимости от скорости, полученное при опытах со спасательным парашютом, показано на фиг. 2.19.

2. В случае, когда $V_0 > V_{ок}$, время наполнения

$$t_n = t_{n1} + t_{n2},$$

где t_{n1} — время гашения скорости от V_0 до $V_{ок}$, увеличивающееся с повышением скорости V_0 ;

t_{n2} — время собственно наполнения купола парашюта воздухом.

Для данного купола парашюта, начинающего непрерывно наполняться при скорости $V_{ок}$, время t_{n2} на данной высоте будет постоянным. Но так как t_{n1} увеличивается с повышением скорости V_0 , то и общее время t_n (в рассматриваемом случае) будет увеличиваться.

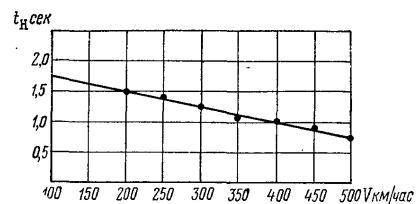
Таблица 2.12

$V_{сам}$ м/сек	55,6	69,5	83,4	97,3	111,2	125	139
V_0 м/сек	48,6	57,9	67,7	78,3	89,76	103,6	114,4
t_n сек	2,79	2,86	3,23	3,4	3,6	3,75	4,12
t_{n1} сек	1,5—1,7	1,85	2,20	2,5	2,8	2,9	3,1
t_{n2} сек	1,29—1,09	1,01	1,03	0,9	0,8	0,85	1,02

На фиг. 2.11 приведен пример изменения времени наполнения купола t_n в зависимости от скорости V_0 на высоте 300 м.

В табл. 2.12 приведены экспериментальные значения t_n для разных скоростей V_0 , а также значения t_{n1} и t_{n2} , вычисленные по V_0 при допущении, что $V_{ок} = 30$ м/сек.

Из табл. 2.12 видно, что при проведении опыта достаточно измерить время t_n только при одной скорости. Затем, зная $V_{ок}$ для данного парашюта, можно вычислить t_{n1} в зависимости от V_0 , а t_{n2} определить как разность экспериментально измеренного значения t_n и вычисленного значения t_{n1} .



Фиг. 2.19. Изменение времени наполнения купола парашюта в зависимости от скорости системы.

Затем, приняв для данного купола $t_{n2} = \text{const}$, по вычисленным значениям t_n , можно определить изменение t_{n1} от скорости V_0 по формуле

$$t_n = t_{n2} + t_{n1}.$$

5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВРЕМЕНИ И ПРОЙДЕННОГО ПУТИ ДО ДОСТИЖЕНИЯ СИСТЕМОЙ УСТАНОВИВШЕЙСЯ СКОРОСТИ СНИЖЕНИЯ

В момент полного наполнения купола парашюта воздухом скорость системы V_n может быть значительно больше установившейся скорости снижения $V_{сн}$ на данной высоте; требуется некоторое время, чтобы скорость системы достигла установившейся величины $V_{сн}$.

Полагая, что с момента полного наполнения купола парашюта воздухом система снижается вертикально, время и путь гашения скорости от V_n до скорости, близкой к $V_{сн}$, можно определить по формулам, приведенным в табл. 2.1.

Если к моменту наполнения купола система движется под некоторым углом к горизонту, отличающимся от вертикали, то время и путь торможения, вычисленные по формулам табл. 2.1, будут несколько больше действительных.

Время гашения скорости от V_n до скорости, близкой к $V_{сн}$

Время вертикального снижения системы на наполненном куполе до момента достижения заданной скорости V_t определяется по формуле

$$t = \frac{V_{кр}}{2g} \ln \frac{(V_{кр} + V_t)(V_{кр} - V_{нач})}{(V_{кр} - V_t)(V_{кр} + V_{нач})} \quad (\text{см. табл. 2.1}).$$

В нашем случае $V_{нач} = V_n$; $V_{кр} = V_{сн}$.

Пусть скорость $V_t = 1,05 V_{сн}$, т. е. V_t на 5% больше $V_{сн}$ — установившейся скорости снижения на данной высоте. Тогда, заменяя в приведенной выше формуле скорости $V_{нач}$, $V_{кр}$ и V_t соответственно скоростями V_n , $V_{сн}$ и $1,05 V_{сн}$, получим

$$t = \frac{V_{сн}}{2g} \ln \frac{(V_{сн} + 1,05 V_{сн})(V_{сн} - V_n)}{(V_{сн} - 1,05 V_{сн})(V_{сн} + V_n)}$$

или

$$t = \frac{V_{сн}}{2g} \ln \frac{41(V_n - V_{сн})}{(V_n + V_{сн})} \quad (2.27)$$

Если принять V_t на 1% больше $V_{сн}$, то расчетная формула по определению времени торможения скорости от V_n до $V_t = 1,01 V_{сн}$ примет вид

$$t = \frac{V_{сн}}{2g} \ln \frac{201(V_n - V_{сн})}{(V_n + V_{сн})} \quad (2.28)$$

При летных испытаниях спасательных парашютов оценка способности парашюта раскрываться на малой высоте производится по времени снижения с момента полного наполнения купола до приземления груза (манекена). При этом парашют вводится в действие в момент отделения манекена от горизонтально летящего самолета на минимальной высоте, установленной для данного парашюта. Если время снижения манекена на наполненном куполе более 2 сек, то считается, что парашют обеспечивает надежное срабатывание при заданных условиях.

Если принять $V_{сн} = 6$ м/сек, $V_n = 20$ м/сек, то по формуле (2.27) получим $t = 0,95$ сек, а по формуле (2.28) — $t = 1,43$ сек. Таким образом, за 0,95 сек скорость системы погасится до 6,3 м/сек, а за 1,43 сек — до 6,06 м/сек.

Вертикальный путь гашения скорости от V_n до скорости, близкой к $V_{сн}$

Путь, пройденный системой до момента достижения заданной скорости V_t , определяется по формуле

$$h = \frac{V_{кр}^2}{2g} \ln \frac{V_{нач}^2 - V_{кр}^2}{V_t^2 - V_{кр}^2} \quad (\text{см. табл. 2.1})$$

Заменяя в формуле скорости $V_{нач}$, $V_{кр}$ и V_t соответственно скоростями V_n , $V_{сн}$ и $1,05 V_{сн}$, получим

$$h = \frac{V_{сн}^2}{2g} \ln \frac{V_n^2 - V_{сн}^2}{0,1025 V_{сн}^2} \quad (2.29)$$

или, принимая $V_t = 1,01 V_{сн}$, получим

$$h = \frac{V_{сн}^2}{2g} \ln \frac{V_n^2 - V_{сн}^2}{0,0201 V_{сн}^2} \quad (2.30)$$

Если принять $V_{сн} = 6$ м/сек, $V_n = 20$ м/сек, то по формуле (2.29) получим $h = 8,4$ м, а по формуле (2.30) — $h = 11,4$ м. Таким образом, на пути 8,4 м скорость системы погасится до 6,3 м/сек, а на пути 11,4 м — до 6,06 м/сек.

ЛИТЕРАТУРА

1. Лобанов Н. А., Парашюты, изд. ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, М., 1953.
2. Некрасов А. И., Курс теоретической механики, т. 2, стр. 191—195, Гос-техтеоретиздат, 1953.
3. Алексеев С. М., Балкинд Я. В. и др. Современные средства аварийного покидания самолета. М., Оборонгиз, 1961.
4. Müller W., Fallschirme für Luftfahrzeuge, ZFM, 1927, Nr. 20.

Глава III

РАЗМЕРЫ КУПОЛА ПАРАШЮТА

1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАЗМЕРОВ КУПОЛА ПАРАШЮТА, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИХ ЗАДАННУЮ СКОРОСТЬ СНИЖЕНИЯ ИЛИ ПРИЗЕМЛЕНИЯ, ИЛИ ЗАДАННУЮ СИЛУ СОПРОТИВЛЕНИЯ

Определять размеры купола парашюта, обеспечивающие заданную скорость снижения, необходимо в том случае, если проектируемая система с момента наполнения парашюта воздухом снижается за время, достаточное для достижения установившейся скорости снижения. В этом случае сила сопротивления системы будет равна ее весу.

Тогда сила сопротивления парашюта.

$$Q_n + Q_r = G_n + G_r. \quad (3.1)$$

Но

$$Q_n = \frac{\rho V_{сн}^2}{2} c_n F_n; \quad Q_r = \frac{\rho V_{сн}^2}{2} c_r f_r \quad (3.2)$$

или

$$G_r + G_n = \frac{\rho V_{сн}^2}{2} (c_n F_n + c_r f_r), \quad (3.3)$$

откуда площадь поверхности купола парашюта

$$F_n = \frac{2(G_r + G_n)}{\rho c_n V_{сн}^2} - \frac{c_r}{c_n} f_r. \quad (3.4)$$

Если известен коэффициент сопротивления всей системы груз — парашют, отнесенный к F_n , то площадь поверхности купола парашюта определяется по формуле

$$F_n = \frac{2(G_r + G_n)}{\rho c_{сист} V_{сн}^2}. \quad (3.5)$$

По заданной $V_{пр} = V_{сн} \sqrt{\Delta}$ из фиг. 3.1 находим отношение G_n/G_r , а следовательно, и G_n . Величину G_n подставляем в формулу (3.4) или (3.5) и определяем примерное значение F_n .

Площадь поверхности купола парашюта, изготовленного в заводских условиях, может быть меньше расчетной на 6—8%, а плотность воздуха при применении парашюта может быть меньше расчетной (стандартная атмосфера) на 7—10%. Но, если высота местности приземления будет отличаться от уровня моря, то плотность воздуха будет меньше расчетной на 10—30%. В результате всего этого фактическая скорость приземления может отличаться от заданной.

На фиг. 3.2 и 3.3 приведены примеры отклонения от номинала значений скорости приземления, установленного большим количеством наблюдений на одном аэродроме в разное время года. Результаты измерений приведены только к стандартным атмосферным условиям*.

Так как вес парашюта зависит от нагрузок, действующих на него при наполнении купола, от материалов (шелк, хлопок, искусственное волокно и т. д.), от конструкции и многих других факторов, то после изготовления чертежей нужно определить точный вес конструкции, а если необходимо, то и точную площадь купола парашюта F_n . Как видно из фиг. 3.1, вес парашюта достигает 26% от веса груза при $V_{пр} = 4$ м/сек. В этом случае нельзя не учитывать вес парашюта, так как это приводит к ошибке в 13% при определении скорости приземления.

Иногда необходимо обеспечить заданную вертикальную скорость снижения системы у земли. Эта скорость, как обычно, называется скоростью приземления и обозначается $V_{пр}$.

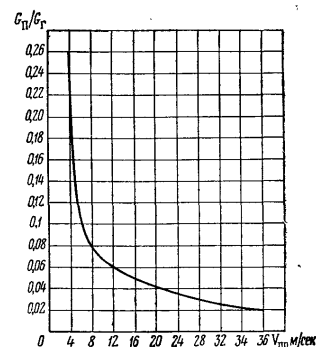
Искомая площадь купола парашюта определяется по формулам (3.4) и (3.5), в которых нужно положить $\rho_0 = \frac{1}{8} \text{ кгс} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4$. После подстановки получим

$$F_n = \frac{16(G_r + G_n)}{c_n V_{пр}^2} - \frac{c_r}{c_n} f_r \quad (3.6)$$

и

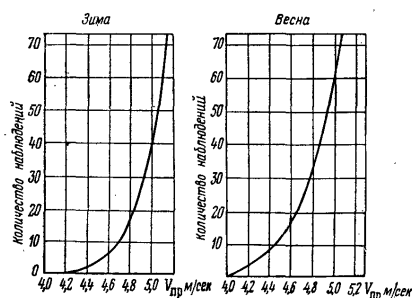
$$F_n = \frac{16(G_r + G_n)}{c_{сист} V_{пр}^2}. \quad (3.7)$$

* Графики составлены канд. техн. наук А. И. Матвеевым.



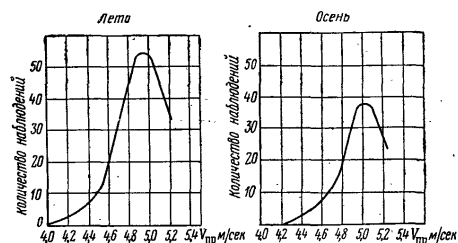
Фиг. 3.1. Зависимость отношения веса парашюта G_n к весу груза G_r от скорости приземления $V_{пр}$.

Теперь рассмотрим случай, когда времени снижения недостаточно для того, чтобы система успела достигнуть установившейся скорости снижения. На практике это встречается, например, когда парашют вводится в действие при сбрасывании груза с горизонтально



Фиг. 3.2. Пример сезонных отклонений скорости приземления $V_{пр}$ от номинала.

летящего самолета на малой высоте. При этом обычно нужно обеспечить определенную скорость $V_{т.}$ системы у земли и угол приземле-



Фиг. 3.3. Пример сезонных отклонений скорости приземления $V_{пр}$ от номинала.

ния α . Определение $F_{п}$ производится методом последовательных приближений.

1. Определяем $F_{п.}$ по $V_{сн.}$.
2. Строим кривую изменения скорости системы от $V_{нач.}$ до $V_{сн.}$ по времени. Одновременно определяем угол приземления системы $\tan \alpha = V_y/V_x$ и путь, пройденный системой по вертикали.

3. Сравниваем значение скорости V_t в момент приземления с заданным. Если V_t меньше заданного значения $V_{т.}$, то нужно взять новое меньшее значение $F_{п.}$ из следующего отношения:

$$F_{п.} V_{сн.}^2 = F_{п.} V_{сн.}^2; \quad F_{п.} = F_{п.} \frac{V_{сн.}^2}{V_{сн.}^2} \approx F_{п.} \frac{V_t^2}{V_{т.}^2}.$$

Если V_t больше заданного значения $V_{т.}$, то большее значение $F_{п.}$ берем аналогичным образом. Так следует делать до тех пор, пока не будет подобрана площадь $F_{п.}$, обеспечивающая заданные значения $V_{т.}$ и угол приземления при заданных начальных условиях ($V_{нач.}$, $h_{сб.}$ и др.).

Размеры купола тормозного парашюта выбирают из условия, чтобы в заданное время t (время падения на одном тормозном парашюте) он успел погасить скорость системы от $V_{нач.}$ до скорости V_t , равной заданному значению.

Если проектируемый парашют должен обеспечить заданную силу сопротивления $Q_{п.}$, то его площадь определяется следующим образом. Пусть, например, выполненный купол парашюта буксируется за самолетом. Сила сопротивления купола парашюта, буксируемого за самолетом с постоянной скоростью V , будет

$$Q = \frac{\rho V^2}{2} c_{п.} F_{п.},$$

откуда

$$F_{п.} = \frac{2Q_{п.}}{\rho c_{п.} V^2}. \quad (3.8)$$

2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТОВ СОПРОТИВЛЕНИЯ

$c_{г.}$, $c_{п.}$ и $c_{сн.т.}$

Коэффициент сопротивления груза $c_{г.}$, отнесенный к площади миделя груза, обычно определяют путем продувки модели груза в аэродинамической трубе на разных скоростях и вычисляют по формуле

$$c_{г.} = \frac{Q_{г.}}{q l_{г.}},$$

где $Q_{г.}$ — сопротивление груза в кг;
 q — скоростной напор потока в трубе в кг/м²;
 $l_{г.}$ — площадь миделя груза в м².

Значение коэффициента сопротивления груза зависит в основном от формы груза и скорости движения груза в воздухе.

Знать коэффициент сопротивления груза необходимо главным образом для определения размеров купола парашюта системы, снижающейся с большой скоростью. В случае систем, снижающихся с малой скоростью, сопротивление груза можно не учитывать. Так, на-

пример, если $c_{\Gamma} f_{\Gamma} = 0,4$; $G = 100 \text{ кг}$; $V_{\text{пр}} = 5 \text{ м/сек}$, то без учета сопротивления парашютиста площадь поверхности купола парашюта

$$F_{\text{п}} = \frac{16 \cdot 100}{0,9 \cdot 5^2} = 71 \text{ м}^2,$$

а с учетом сопротивления парашютиста

$$F_{\text{п}} = \frac{16 \cdot 100}{0,9 \cdot 5^2} - \frac{0,4}{0,9} = 70,56 \text{ м}^2.$$

Коэффициент сопротивления купола парашюта $c_{\text{п}}$ определяется в аэродинамической трубе при продувке модели купола потоком воздуха на разных скоростях. Так как сопротивление парашюта принято относить к площади поверхности купола $F_{\text{п}}$, то коэффициент $c_{\text{п}}$ находят из равенства

$$c_{\text{п}} = \frac{Q_{\text{п}}}{q F_{\text{п}}},$$

где $Q_{\text{п}}$ — сопротивление купола парашюта, измеренное на аэродинамических весах, в кг;

$F_{\text{п}}$ — площадь поверхности купола парашюта в м^2 .

Коэффициент сопротивления $c_{\text{п}}$ относят к площади поверхности купола $F_{\text{п}}$ из тех соображений, что эту площадь легко измерить при изготовлении купола, кроме того, она не изменяется при снижении груза при наполненном куполе.

Если сопротивление $c_{\text{п}}$ отнести к миделю купола парашюта, то при продувках нужно будет измерять площадь миделя одновременно с измерением сопротивления $Q_{\text{п}}$. Это сопряжено со значительными трудностями из-за неустойчивости положения купола в потоке. Кроме того, зная $c_{\text{п}}$, можно сразу определить площадь поверхности купола. В противном случае, конструктору нужно по вычисленному миделю определять площадь поверхности купола, т. е. иметь еще одну характеристику парашюта — отношение площади купола к площади миделя наполненного купола.

Если $c_{\text{п}}$ данного купола больше, чем $c_{\text{п}}$ других куполов, то при меньшем значении $F_{\text{п}}$, т. е. при меньшей затрате материала, можно обеспечить заданную скорость приземления. Следовательно, коэффициент $c_{\text{п}}$ характеризует экономическую целесообразность применения купола данной формы.

В силу приведенных положений при определении размеров купола парашюта пользуются, главным образом, коэффициентом сопротивления $c_{\text{п}}$, определенным по приведенному выше равенству.

Коэффициент сопротивления системы $c_{\text{сист}}$ (груз—парашют), отнесенный к площади поверхности купола парашюта $F_{\text{п}}$, определяется при сбрасывании груза с парашютом с привязного аэростата, самолета, или при выстреливании груза из пневматической пушки. В этом случае измеряют среднюю верти-

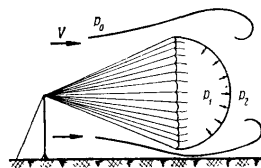
кальную скорость снижения с раскрытым парашютом на последних 35 м перед приземлением. Коэффициент сопротивления системы вычисляют по формуле

$$c_{\text{сист}} = \frac{16 (G_{\Gamma} + G_{\text{п}})}{V_{\text{пр}}^2 F_{\text{п}}}.$$

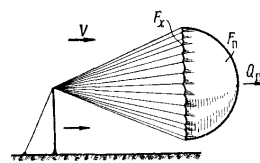
Относительная погрешность при определении $c_{\text{сист}}$ может быть порядка 10% (при измерении скорости приземления 5%, при определении плотности воздуха ~3%, при измерении площади поверхности купола ~2%).

3. ЗАВИСИМОСТЬ КОЭФФИЦИЕНТА СОПРОТИВЛЕНИЯ КУПОЛА $c_{\text{п}}$ от $\Delta p_{\text{к}}$ и q

При обтекании купола парашюта воздухом (фиг. 3.4), или при движении купола в неподвижном воздухе под куполом создается повышенное давление p_1 , а за куполом — пониженное по сравнению с атмосферным — давление p_2 .



Фиг. 3.4. Схема обтекания купола парашюта воздухом.



Фиг. 3.5. Схема купола в потоке.

Разность между давлением на внутренней и внешней сторонах купола $\Delta p_{\text{к}}$ называется *перепадом давления* на куполе

$$\Delta p_{\text{к}} = p_1 - p_2.$$

Если $p_2 = \alpha p_0$, где $\alpha < 1$, то

$$\Delta p_{\text{к}} = p_1 - \alpha p_0.$$

В правой части уравнения прибавим и вычтем p_0 , тогда

$$\Delta p_{\text{к}} = p_1 + p_0 - p_0 - \alpha p_0.$$

Но так как

$$p_1 - p_0 = q, \text{ а } q = \frac{\rho V^2}{2},$$

то

$$\Delta p_{\text{к}} = q + (1 - \alpha) p_0. \quad (3.9)$$

Таким образом, перепад давления на куполе больше скоростного напора q на величину $(1 - \alpha) p_0$.

Продувкой куполов парашютов в аэродинамической трубе на скорости от 16 до 120 м/сек (при скоростных напорах от 16 до 900 кг/м²) установлено, что для куполов из ткани с воздухопроницаемостью до 500 л/м² сек перепад давления $\Delta p_k \approx 1,6 q$ или $\Delta p_k/q \approx 1,6$.

Определение зависимости c_n от Δp_k и q

Сила сопротивления купола Q_n равна произведению перепада давления Δp_k на площадь миделя купола F_x (фиг. 3.5)

$$Q_n = \Delta p_k F_x.$$

Но сила сопротивления купола также равна

$$Q_n = \frac{\rho V^2}{2} c_n F_n.$$

Приравняв правые части этих равенств, можно записать, что

$$\Delta p_k F_x = \frac{\rho V^2}{2} c_n F_n.$$

Так как $\frac{\rho V^2}{2} = q$, а $F_x = \beta F_n$ ($\beta \leq 1$), получим

$$\Delta p_k \beta F_n = q c_n F_n,$$

откуда

$$c_n = \beta \frac{\Delta p_k}{q}.$$

Учитывая, что для некоторых куполов парашютов, изготовленных из воздухопроницаемой ткани, $\frac{\Delta p_k}{q} = 1,6$ и задаваясь значениями $\beta = \frac{F_x}{F_n}$, можно получить следующие возможные пределы значений c_n .

1. Плоская пластинка из воздухопроницаемой ткани, натянутой на жесткую рамку. В данном случае $F_x = F_n$; $\beta = 1$. Тогда

$$c_n = \beta \frac{\Delta p_k}{q} = 1 \cdot 1,6 = 1,6.$$

2. Полусферический купол из воздухопроницаемой ткани.

$$F_n = \frac{\pi d^2}{2}; \quad F_x = \frac{\pi d^2}{4}; \quad F_x = 0,5 F_n; \quad \beta = 0,5.$$

Здесь (при воздухопроницаемости порядка 500 л/м² сек)

$$c_n = 0,5 \cdot 1,6 = 0,8.$$

3. Ленточный полусферический купол. В этом случае согласно экспериментальным данным

$$\frac{\Delta p_k}{q} = 1,2.$$

Кроме того, для купола такой формы $\beta = 0,5$. Тогда

$$c_n = 0,5 \cdot 1,2 = 0,6.$$

4. Купол «плоский круг в раскрое». В воздухе купол принимает форму, подобную показанной на фиг. 3.6.

В зависимости от количества и длины строп, природы и воздухопроницаемости ткани, отношение диаметра d_x к диаметру купола в раскрое D_k колеблется в пределах 0,6—0,7.

Пусть

$$d_{x1} = 0,6 D_k, \text{ а } d_{x2} = 0,7 D_k,$$

тогда

$$F_{x1} = \frac{\pi d_{x1}^2}{4} = \frac{\pi (0,6 D_k)^2}{4} = 0,36 F_n; \quad \beta_1 = 0,36;$$

$$F_{x2} = \frac{\pi d_{x2}^2}{4} = \frac{\pi (0,7 D_k)^2}{4} = 0,49 F_n; \quad \beta_2 = 0,49.$$

Принимая $\frac{\Delta p_k}{q} = 1,6$, получим

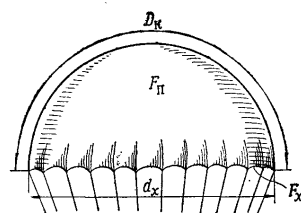
$$c_{n1} = 0,36 \cdot 1,6 = 0,58; \quad c_{n2} = 0,49 \cdot 1,6 = 0,78.$$

4. ЗАВИСИМОСТЬ КОЭФФИЦИЕНТА СОПРОТИВЛЕНИЯ ПАРАШЮТА ОТ РАЗНЫХ ФАКТОРОВ

Коэффициент c_n зависит от целого ряда таких факторов как: форма и размеры купола парашюта, удельная весовая нагрузка G/F_n , природа и воздухопроницаемость ткани купола, скорость снижения, количество и длина строп, способ крепления строп купола к грузу, удаление купола от груза, конструкция купола.

Зависимость c_n от формы купола

Сопротивление воздуха движущимся телам зависит в значительной степени от формы тела. Чем менее удобообтекаема форма тела, тем большее сопротивление испытывает тело при движении в воздухе.



Фиг. 3.6. Купол «плоский круг в раскрое» при снижении в воздухе.

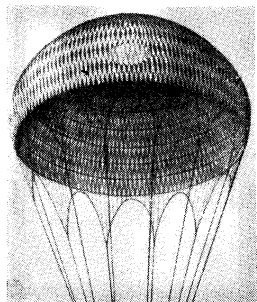
При конструировании купола парашюта ищут такую форму купола, которая при наименьшей площади купола обеспечивала бы наибольшую силу сопротивления. Иначе говоря, при минимальной площади поверхности купола парашюта, т. е. при минимальной затрате материала, форма купола должна обеспечивать грузу заданную скорость приземления.

В зависимости от формы купола парашюта значение c_x колеблется в пределах 0,3—1,6.

Рассмотрим некоторые формы куполов парашютов, расположив их в порядке возрастания коэффициента сопротивления.

Ленточный купол полусферической формы ($c_x = 0,3—0,6$)

Поверхность купола составлена из взаимно пересекающихся лент одинаковой ширины. Наибольшая плотность заполнения поверхности купола лентами у его полюсной части и наименьшая — у



Фиг. 3.7. Ленточный купол в воздухе.

нижней кромки. В среднем площадь просветов между лентами равна 0,2—0,4 от поверхности полусферы. Отношение поверхности лент к поверхности полусферы называется коэффициентом заполнения купола. Коэффициент заполнения купола обычно равен 0,7—0,8. По поясам коэффициент равен от 0,6 — у нижней кромки, до 1 — у полюсной части купола.

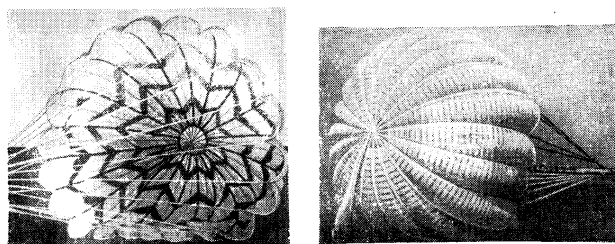
Вид в воздухе ленточного купола, применявшегося в Германии в 1944 г., приведен на фиг. 3.7.

Несмотря на относительно малый коэффициент сопротивления ленточные куполы применяются в спасательных и посадочных тормозных парашютах, так как обладают ценным свойством постепенно напол-

няться воздухом. Это обеспечивает относительно небольшие нагрузки на парашют, что очень важно при раскрытии парашюта на большой скорости. Кроме того, ленточные куполы обеспечивают устойчивое (без раскачиваний) снижение груза (парашютиста) в воздухе, что важно при приземлении. К недостаткам ленточных куполов относятся относительно большой вес, высокая стоимость изготовления, большая скорость приземления и вращение в воздухе при снижении. Последнее обстоятельство усложняет приземление, а при прыжке с большой высоты может вызвать тошноту и необходимость снять кислородную маску.

Ленточный купол с концентрически расположенными лентами

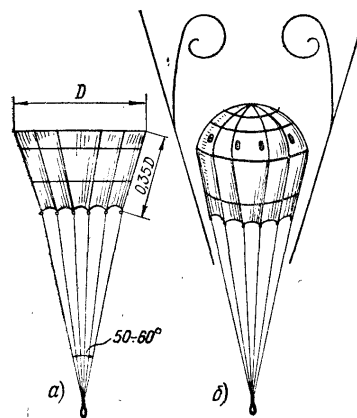
(фиг. 3.8) применяется в качестве посадочного тормозного средства, сокращающего пробег самолета при посадке.



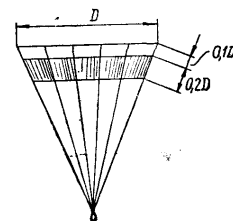
Фиг. 3.8. Ленточный купол с концентрически расположенными лентами.

Купол конусной формы * ($c_x = 0,3—0,6$)

При снижении такой купол (фиг. 3.9, а) принимает форму усеченного конуса с полусферической покрывкой (фиг. 3.9, б).



Фиг. 3.9. Купол конусной формы (а) при обтекании воздухом (б).



Фиг. 3.10. Купол конусной формы с кольцевым пояском.

* Исследован инж. Трусовым в лаборатории МГУ в 1934 г.

Купол конусной формы используется в качестве стабилизирующего парашюта, обеспечивающего устойчивое (без раскачивания) падение груза. Для других типов парашютов конусные куполы применяются редко, так как имеют малый коэффициент сопротивления. На коническую часть купола расходуется много ткани, которая увеличивает мидель купола незначительно и, следовательно, с экономической точки зрения используется нерационально.

Прототип конусного купола запатентован в Федеративной республике Германии (автор С. Виния) в 1951 г. (патент 807459). Этот купол, названный куполом с кольцевым пояском, отличается от конусного тем, что из его боковой поверхности удалена часть ткани (фиг. 3.10). Вытекание части воздуха через образовавшуюся щель приводит к уменьшению нагрузки на купол при его наполнении. Коэффициент сопротивления у купола с кольцевым пояском меньше, чем у конусного купола.

Круглый купол ($c_x = 0,6—0,8$)

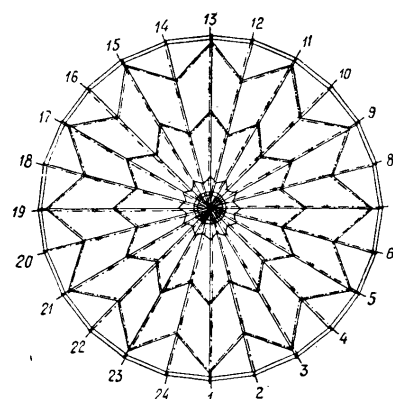
Этот купол, имеющий форму «плоского круга в раскрое» при расположении на плоскости совпадает с ней всеми своими точками. Известны два основных вида таких куполов.

Первый вид — купол составлен из трапецевидных полотнищ, которые, в свою очередь, составлены из клиньев. Количество клиньев в полотнище определяется высотой полотнища и шириной ткани, так как в швы, соединяющие клинья, входит кромка ткани (фиг. 3.11). Количество полотнищ круглого купола определяется количеством строп. Стропы пересекаются в полюсной части и закрепляются у нижней кромки купола и у полюса зигзагообразной строчкой. Основным недостатком круглого купола, изготовленного из плотной ткани, является неустойчивое снижение в воздухе (с раскачиванием), что усложняет приземление.

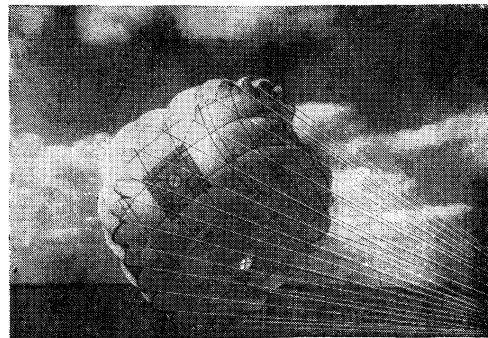
Второй вид — круглый купол, выполнен из четырех секций (фиг. 3.12) (конструкции Ф. Д. Ткачева), или купол с радиальными щелями (фиг. 3.13). Такие куполы устойчивы при снижении.

Плоский квадратный купол со срезанными углами ($c_x = 0,8—1,0$)

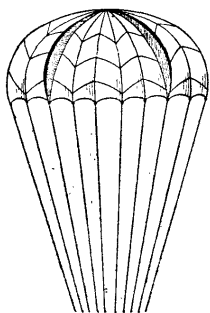
Купол [2] составлен из сплошных параллельных полотнищ, ширина которых обычно равна ширине ткани. Поверхность купола обычно усиливается тесемками, расположенными перпендикулярно к швам, соединяющим полотнища. Стропы прикрепляются у нижней кромки купола к петлям, являющимся продолжением тесемок, усиливающих купол. Простота и относительно низкая стоимость изготовления купола квадратной формы выгодно отличают его от куполов других форм. Схемы куполов квадратной формы показаны на фиг. 3.14 и 3.15 [3] (конструкции Н. А. Лобанова). Диагонально



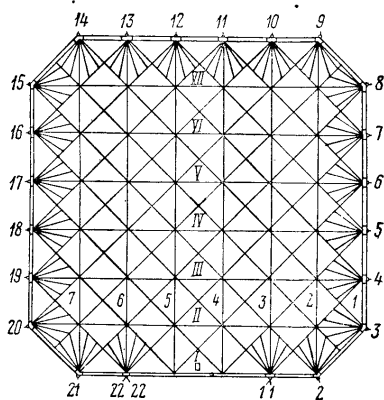
Фиг. 3.11. Монтажная схема купола «плоский круг в раскрое».



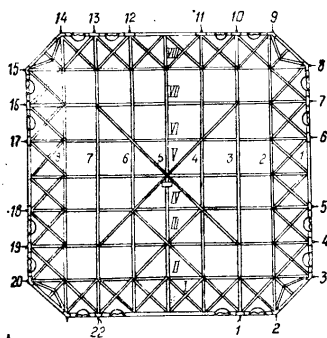
Фиг. 3.12. Купол «плоский круг в раскрое» четырехсекционный.



Фиг. 3.13. Купол с радиальными щелями.



Фиг. 3.14. Плоский купол квадратной формы.



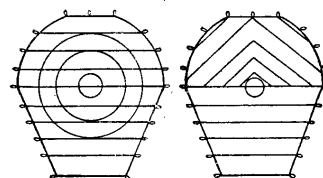
Фиг. 3.15. Разновидность плоского купола квадратной формы.

расположенные на куполе усилительные тесемки значительно укрепляют купол и ограничивают распространение возможных разрывов ткани.

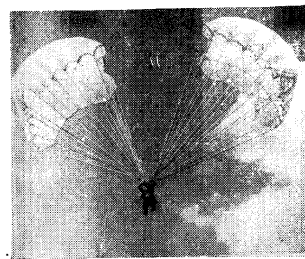
Купол «треугольной» формы ($c_n = 0,8—1,0$)

Купол плоский, составлен из двух геометрических фигур — равнобедренной трапеции и полукруга (фиг. 3.16), состоящих из отдельных полотнищ, ширина которых равна ширине ткани [4].

В воздухе купол принимает треугольную форму. Снижается парашют устойчиво, без раскачиваний. Одна сторона купола не имеет строп, вследствие чего при



Фиг. 3.16. Купол «треугольной» формы.



Фиг. 3.17. Снижение в воздухе двух купольной парашютной системы.

снижении образуется канал, через который большая часть воздуха из-под купола вытекает в сторону. Вытекающая струя воздуха создает реактивную силу, действующую на купол в направлении, противоположном истечению воздуха. Эта сила обеспечивает горизонтальное перемещение купола в воздухе, что успешно используется спортсменами-парашютистами, направляющими действие реактивной силы в желаемом (для приземления) направлении.

Подобные каналы для одностороннего вытекания воздуха из-под купола осуществляются на куполах и других форм, в частности, на куполе квадратной формы.

Купол треугольной формы изготовлять сложнее, чем квадратный или купол формы «плоский круг в раскрое», поэтому он имеет ограниченное применение.

Многокупольная парашютная система ($c_n = 0,8—1,0$)

Система состоит из группы куполов одинаковой площади, связанных с грузом отдельными соединительными звеньями. Все куполы многокупольной системы располагаются примерно на одном уровне, несколько отклоняясь друг от друга при снижении системы в воздухе.

Примером двухкупольной системы может служить система, показанная на фиг. 3.17*.

Многокупольные системы имеют перед однокупольными ряд преимуществ, особенно для грузов большого веса. Так, при многокупольной системе с куполами одного размера, например, для груза весом 100 кг, можно сбрасывать грузы весом 200, 300, 400 кг и более на двух, трех, четырех и более куполах, соединенных в одну систему. Отдельные куполы относительно малых размеров проще и легче укладывать в упаковку. При разрыве одного купола многокупольной системы груз приземляется с допустимой для сохранности груза скоростью, тогда как разрыв купола при однокупольной системе особенно в полюсной его части, приводит обычно к разрушению груза при приземлении. Куполы малых размеров проще изготовлять. В многокупольной системе поврежденный купол можно легко заменить запасным, тогда как повреждение одного большого купола полностью выводит его из строя и требует сложного заводского ремонта. Обычно при многокупольной системе груз более устойчиво снижается в воздухе.

Все эти преимущества многокупольной системы полностью окупают несколько больший расход материала, необходимого для изготовления такой системы (см. гл. XI, стр. 207).

Купол прямоугольной формы ($c_n = 1,0-1,6$)

Купол плоский, составлен из параллельно расположенных сплошных полотнищ (фиг. 3.18). Чем больше отношение большей стороны купола к меньшей, тем больше коэффициент сопротивления купола c_n . При отношении сторон, равном 3:1, коэффициент $c_n = 1,4-1,6$.

К недостаткам этого купола относится неустойчивость его формы в воздухе. Купол стремится принять форму лопасти и снижается с вращением или рысканьем относительно вертикальной оси.

Вращающийся купол ($c_n = 1-1,6$)

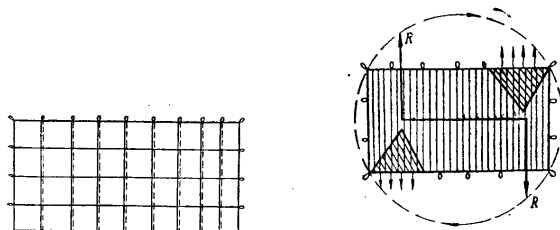
При снижении купол вращается относительно своей продольной оси. Это обеспечивает устойчивое вертикальное снижение груза с парашютом и высокий коэффициент сопротивления c_n . На фиг. 3.19 приведен пример прямоугольного вращающегося купола, который при снижении вращается парой реактивных сил, создаваемых струями воздуха, вытекающими через стороны купола, лишённые строп (предложен И. И. Мухиным, 1941 г.).

На фиг. 3.20 приведены вращающиеся куполы круглой (а) и крестообразной (б) формы (предложен И. А. Петровым, 1941 г.). Купол круглой формы, вращаясь, обеспечивает устойчивое снижение, но незначительно повышает коэффициент сопротивления (ис-

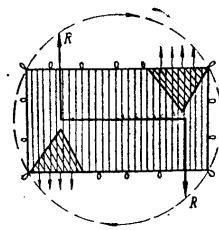
пытан Ф. С. Чуриковым в лаборатории Московского университета в 1936 г.). Вращение обеспечивается струями воздуха, вытекающими через отверстия, расположенные вдоль параллели купола.

Широкое использование вращающихся куполов ограничено из-за необходимости устанавливать вертлог между коушем строп купола и грузом.

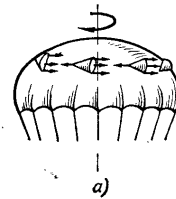
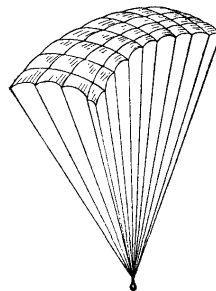
При изготовлении вращающихся куполов особое внимание нужно обращать на обеспечение строгой симметричности купола, осо-



Фиг. 3.18. Купол прямоугольной формы.



Фиг. 3.19. Купол прямоугольный вращающийся.



Фиг. 3.20. Куполы вращающиеся круглой (а) и крестообразной (б) формы.

бенно по длине строп. Купол со стропами разной длины обычно снижается неустойчиво. Повышенные требования к симметричности купола окупаются высоким коэффициентом сопротивления и хорошей устойчивостью вращающегося купола при снижении.

Зависимость c_n от размеров купола

При увеличении площади купола парашюта до 2 м^2 у обычных куполов, за исключением ленточных и вращающихся, коэффициент сопротивления купола c_n увеличивается; при дальнейшем увеличении площади купола c_n увеличивается незначительно.

* Фотохроника ТАСС, фото № 5535 22/VI—42 г.

У вращающихся куполов парашюта c_n с увеличением площади купола несколько уменьшается, что можно объяснить снижением числа оборотов у куполов большей площади. Так, купол площадью 0,1—0,5 м² делает 400—500 об/мин, а площадью 40 м² — всего 15—20 об/мин.

Зависимость c_n от удельной весовой нагрузки G_r/F_n

При увеличении удельного веса нагрузки повышается давление на единицу площади ткани купола, ткань деформируется (растягивается) и ее воздухопроницаемость увеличивается. Просачивание воздуха через ткань снижает перепад давления Δp_k , а следовательно, и коэффициент сопротивления c_n . Кроме того, увеличение удельного веса нагрузки вызывает уменьшение F_x и, следовательно, β . Так, у обычных куполов при $G_r/F_n = 20$ кг/м² и более $c_n = 0,5—0,3$, а при $G_r/F_n = 1,6—5$ кг/м² коэффициент $c_n = 0,8—0,6$.

Зависимость c_n от природы волокна и воздухопроницаемости ткани купола

Воздухопроницаемость ткани купола парашюта зависит от природы волокна ткани, из которой выполнен купол.

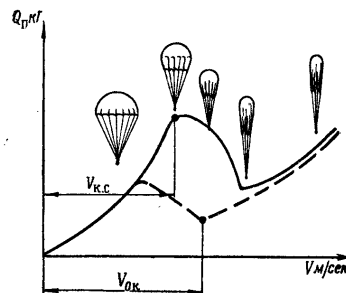
У купола из перкаля коэффициент сопротивления на 20% выше, чем у купола из капроновой ткани. Следовательно, для обеспечения заданной скорости приземления купол из перкаля по площади будет на 20% меньше купола из капрона, хотя воздухопроницаемость этих тканей одинакова (по приборным измерениям).

При увеличении воздухопроницаемости ткани коэффициент сопротивления купола уменьшается в связи с уменьшением перепада давления. У обычных куполов при увеличении воздухопроницаемости ткани от 100 до 800 л/м²сек коэффициент c_n уменьшается на 10%, а при увеличении от 800 до 1400 л/м²сек — на 20%. При увеличении воздухопроницаемости до 1800—2000 л/м²сек уменьшение c_n достигает 30—40%. Купол парашюта, изготовленный из такой ткани, наполняется только при скорости менее 15—20 м/сек. Как было указано ранее, эта скорость называется критической скоростью наполнения купола $V_{ок}$. При скорости системы, большей $V_{ок}$, или, в данном случае, большей 20 м/сек, количество воздуха, вытекающего через ткань купола, будет равно количеству воздуха, вытекающего через ткань купола. Перепад давления будет незначительным и купол полностью не наполнится. Если сопротивление частично выполненного купола способно погасить скорость системы до $V_{ок}$, то с момента достижения системой скорости $V_{ок}$ наполнение купола будет продолжаться и он наполнится полностью. Может иметь место другой случай, когда система сначала движется со скоростью, меньшей или равной $V_{ок}$. Купол парашюта наполнен полностью. Затем скорость системы увеличивается и купол парашюта оста-

ся выполненным полностью только до момента достижения системой определенной скорости, при которой купол парашюта начинает складываться. Скорость, при которой наполненный воздухом купол парашюта начинает складываться, называется *критической скоростью складывания купола* и обозначается $V_{к.с.}$. Критическая скорость складывания всегда меньше критической скорости наполнения купола $V_{ок}$.

На фиг. 3.21 показано изменение силы сопротивления купола парашюта в связи со складыванием купола при увеличении скорости потока и с наполнением — при уменьшении скорости. При увеличении скорости до $V_{к.с.}$ сопротивление полностью наполненного купола Q_n увеличивается по квадратичному закону. При дальнейшем увеличении скорости купол складывается, а сила сопротивления уменьшается до того момента, когда купол достигнет формы равновесия частично наполненного купола. С этого момента сила сопротивления начинает снова возрастать по квадратичному закону. При уменьшении скорости до $V_{ок}$ сохраняется форма равновесия частично наполненного купола. При дальнейшем уменьшении скорости купол наполняется полностью, а сила сопротивления увеличивается. Увеличение сопротивления купола объясняется тем, что площадь сопротивления наполняющегося купола увеличивается быстрее, чем убывает квадрат скорости. С момента полного наполнения купола, когда площадь сопротивления достигает предельного и постоянного для данного купола значения, сила сопротивления убывает пропорционально квадрату уменьшающейся скорости.

У вращающихся куполов с увеличением воздухопроницаемости ткани c_n уменьшается в значительной степени. Так, например, при увеличении воздухопроницаемости от 100 до 600 л/м²сек коэффициент сопротивления c_n уменьшается в 2 раза. При дальнейшем увеличении воздухопроницаемости ткани c_n уменьшается так же, как у обычного невращающегося купола. Значительное уменьшение c_n вращающегося купола в связи с увеличением воздухопроницаемости ткани купола можно объяснить уменьшением числа оборотов купола. Интенсивно протекающий через ткань воздух снижает число оборотов купола и, кроме того, уменьшает перепад



Фиг. 3.21. Изменение силы сопротивления складывающегося купола при увеличении скорости потока (сплошная кривая) и наполняющегося купола при уменьшении скорости (пунктирная кривая).

давления Δp_k . Все это вызывает уменьшение сопротивления купола и сводит к нулю преимущества вращающегося купола перед обычным невращающимся.

Зависимость c_n от скорости снижения

У обычных парашютных куполов при увеличении скорости коэффициент c_n несколько уменьшается вследствие уменьшения миделя купола. Напомним зависимость c_n от F_x :

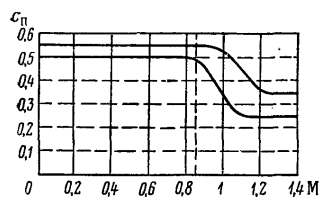
$$c_n = \beta \frac{\Delta p_k}{q},$$

где

$$\beta = \frac{F_x}{F_n}.$$

Так как с увеличением скорости F_x уменьшается, то уменьшается β , а следовательно, и c_n .

У некоторых обычных куполов при увеличении скорости движения системы, если она меньше критической скорости складывания $V_{к.с.}$, c_n практически не уменьшается. Если скорость движения системы или потока воздуха больше $V_{к.с.}$, то купол начинает складываться и c_n резко уменьшается.



Фиг. 3.22. Изменение коэффициента сопротивления ленточного купола при увеличении числа М.

У вращающихся куполов с увеличением скорости движения число оборотов купола увеличивается, в связи с чем повышается коэффициент сопротивления купола c_n .

У ленточных куполов c_n с увеличением скорости интенсивно уменьшается, так как критическая скорость складывания ленточного купола $V_{к.с.}$ мала. При скорости, большей $V_{к.с.}$, купол складывается и мидель его резко сокращается, что приводит к уменьшению сопротивления и коэффициента c_n (фиг. 3.22) [5].

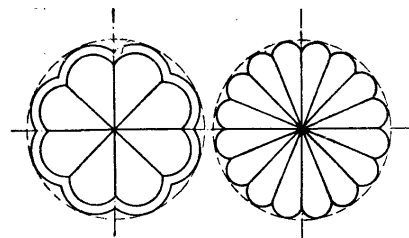
На сверхзвуковых скоростях уменьшение c_n происходит вследствие отрыва пограничного слоя в виде конуса вдоль строп купола и в этом случае купол парашюта располагается в дозвуковом потоке [6].

Зависимость c_n от количества строп купола

С увеличением количества строп коэффициент c_n увеличивается на 10—15%, но, если количество строп больше, чем определено для данного парашюта, то c_n уменьшается, так как при большом количестве строп входное отверстие купола перекрывается. Это поло-

жение наглядно подтверждается фиг. 3.23, из которой видно, что мидель купола с 8 стропами заметно меньше, чем мидель купола с 16 стропами. Увеличение количества строп купола сверх 16 не вызывает заметного увеличения миделя.

Количество строп купола определяется длиной нижней кромки купола и расстоянием между стропами, которое у обычных куполов равно 600—1000 мм. Исключением являются стабилизирующие и тормозные куполы, у которых расстояние между двумя соседними стропами 50—200 мм в связи с тем, что длина нижней кромки купола относительно мала и на такой кромке невозможно разместить большое количество строп, необходимое из условий прочности.



Фиг. 3.23. Схема изменения миделя купола с увеличением количества строп.

На фиг. 3.7 показан ленточный купол с большим количеством коротких строп, закрепленных по нижней кромке. Это обеспечивает максимальный мидель купола; во избежание перекрытия входного отверстия купола большое число коротких строп закреплено на 12 основных параболообразных стропах.

Зависимость c_n от длины строп купола

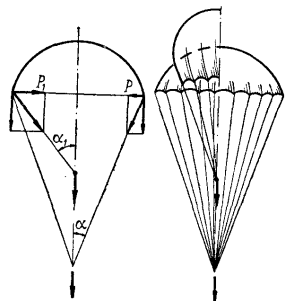
Рассмотрим фиг. 3.24. Купол принимает форму равновесия в том случае, когда при определенной длине стропы нижняя кромка стягивается под действием силы P . Угол между стропой и осью купола обозначим α . При уменьшении длины стропы мы получим угол α_1 , больший угла α . Стягивающая сила увеличивается ($P_1 > P$), и равновесие купола нарушается. Под действием силы P_1 кромка купола с короткими стропами сжимается. Как видно из фиг. 3.24, мидель купола с короткими стропами меньше, чем мидель купола с длинными стропами; уменьшение миделя приводит к уменьшению коэффициента c_n .

Следует отметить, что при значительном укорочении строп купол принимает удобообтекаемую форму, частично наполненную

воздухом*, что приводит к уменьшению перепада давления Δp_k и, следовательно, к дополнительному уменьшению c_n .

Очевидно, можно указать такую длину строп, при которой купол не сможет наполняться воздухом.

На фиг. 3.25 показана экспериментальная зависимость коэффициента сопротивления c_n от длины строп для куполов парашютов разного типа: 1) ленточного (см. фиг. 3.7); 2) квадратного из капроновой ткани; 3) круглого из перкаля «П» (см. фиг. 3.12); 4) квадратного из шелка «К», 5) квадратного из перкаля «Б» (см. фиг. 3.15).



Фиг. 3.24. Схема уменьшения площади купола при уменьшении длины строп.

Следовательно, увеличивая длину строп в 2 раза, можно уменьшить площадь купола в 1,23 раза.

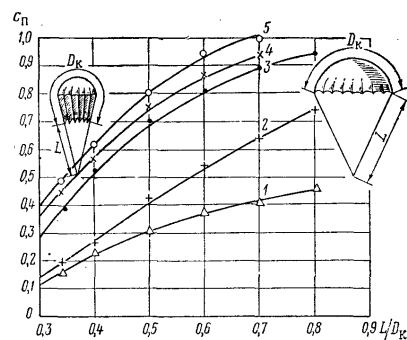
Рассмотрим купол спасательного парашюта. Вес купола 3900 г, вес строп 1100 г, вес купола со стропами 5000 г. Увеличив длину строп в 2 раза и уменьшив площадь купола в 1,23 раза, получим: вес купола 3170 г, вес строп 2200 г, вес купола со стропами 5370 г, т. е. на 370 г больше веса купола с более короткими стропами.

Если увеличить длину строп в 3 раза, то площадь купола можно уменьшить в 1,3 раза. Тогда вес купола и строп будет равен 6300 г, т. е. на 1300 г больше купола с короткими стропами.

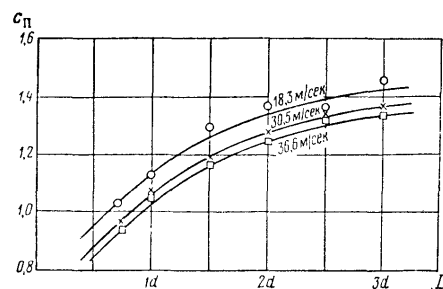
Приведенный пример поясняет, почему на практике используют длину строп, равную 0,8—1,0 диаметра купола в раскрое, хотя из фиг. 3.26 видно, что наибольшее значение c_n имеет место при длине строп, равной трем диаметрам купола в раскрое.

В ряде случаев наиболее экономичен по весу, а следовательно, и по расходу материалов, купол с относительно невысоким коэффициентом сопротивления c_n при правильно выбранной длине строп.

* О коэффициенте сопротивления куполов, рифленых по нижней кромке, см. гл. XI.



Фиг. 3.25. Экспериментальная зависимость коэффициента сопротивления купола от длины строп. 1 — купол ленточный; 2 — купол квадратный из капроновой ткани; 3 — купол круглый четырехсекционный из перкаля «П»; 4 — купол квадратный из шелка «К»; 5 — купол квадратный из перкаля «Б».



Фиг. 3.26. Изменение коэффициента c_n купола парашюта в зависимости от скорости потока и длины строп.

Зависимость c_n от размера полюсного отверстия купола

Увеличение размера полюсного отверстия приводит к пропорциональному уменьшению коэффициента c_n . В ряде конструкций куполов полюсное отверстие большого размера применяется для уменьшения критической скорости наполнения купола $V_{ок}$ и, следовательно, нагрузки на купол парашюта в момент наполнения (подробнее см. гл. VIII).

ЛИТЕРАТУРА

1. Техническое описание парашюта Д-1.
2. Техническое описание парашюта ПЛ-3М.
3. Техническое описание парашюта ПД-47.
4. Le parachute Hoffman pour avions, «Revue des Forces Aériennes», p. 1932, No. 35.
5. Экспресс-информация ВИНТИ, 1959, серия «Самолетостроение».
6. IAC, Paper 60—19.
7. Brown W. D., Parachutes, London, 1951.
8. Лобанов Н. А., Парашюты, изд. ВВИА им. Н. Е. Жуковского, М., 1953.

Глава IV

НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА КУПОЛ ПАРАШЮТА

1. НАГРУЗКИ НА КУПОЛ ПАРАШЮТА ПРИ УСТАНОВИВШЕМСЯ ДВИЖЕНИИ

При установившемся движении системы в воздухе на наполненный купол парашюта действует нагрузка, равная сопротивлению воздуха

$$Q_n = \frac{\rho V^2}{2} c_n F_n.$$

Примерами установившегося движения могут служить: 1) обтекание купола парашюта, продуваемого в аэродинамической трубе потоком воздуха постоянной скорости; 2) снижение парашюта с грузом с установившейся скоростью.

2. НАГРУЗКИ НА КУПОЛ ПАРАШЮТА ПРИ НАПОЛНЕНИИ ВОЗДУХОМ

В процессе наполнения купола парашюта воздухом изменяется площадь миделя купола и его форма, значительно изменяется скорость системы и наполняющийся купол увлекает все увеличивающуюся массу воздуха. Процесс наполнения купола является дважды нестационарным — изменяются и площадь сопротивления и скорость. Поэтому вполне понятны трудности, ограничивающие возможность экспериментальных и теоретических исследований, а также моделирования неустановившихся режимов обтекания купола парашюта.

При рассмотрении экспериментальных данных, полученных В. С. Ереминым в 1947—1949 гг., автором было установлено, что сопротивление купола парашюта в момент полного наполнения при скорости V_n примерно в 2 раза больше сопротивления того же купола парашюта при той же скорости V_n , но при установившемся движении [1].

Если через $R_{n \max}$ обозначить сопротивление купола в момент полного наполнения, то можно записать, что

$$R_{n \max} \approx 2Q_n = \rho V_n^2 c_n' F_n,$$

где

$$Q_n = \frac{\rho V_n^2}{2} c_n F_n;$$

V_n — скорость системы в момент полного наполнения купола в м/сек;

c_n — коэффициент сопротивления купола парашюта, отнесенный к площади парашюта F_n при скорости V_n ;

F_n — площадь поверхности купола в м²;

ρ — массовая плотность воздуха на высоте наполнения купола в кгс·сек²/м⁴.

Опыты по определению максимальных нагрузок, действующих на куполы парашютов разного размера, были проведены на куполах квадратной формы, изготовленных из шелковой ткани по ГОСТу 1637—42*. Площади поверхности куполов были равны 1; 3; 7; 11; 15; 20; 25; 30 и 42,5 м². Вес системы груз—парашют 100 кг. Скорость системы V_0 для всех куполов 90 м/сек. Сбрасывание груза с куполами этих размеров производилось с горизонтально летящего самолета на высоте 100 м от земли. Движение системы регистрировалось при помощи киноаппаратов.

Обработка киноплёнки позволила получить значение скорости V_n и ускорения системы к моменту полного наполнения купола.

Нагрузки измерялись динамометром, работающим по принципу Бринеля и включенным в систему подвески груза. Измерением диаметра отпечатка стального шарика на тарированной пласке динамометра было определено максимальное сопротивление купола $R_{n \max}$. Результаты опытов приведены в табл. 4.1, где для сравнения показаны результаты определения Q_n по V_n и отношение $R_{n \max}/Q_n$.

Таблица 4.1

F_n	1	3	7	9	11	15	20	25	30	42,5
V_n по опытным данным	83,27	70,3	48,45	55,57	41,0	32,0	29,3	26,0	19,64	15,61
$R_{n \max}$ по опытным данным	547,5	1177,5	1733	2239,6	2038,3	1661,6	1695	1645	1265	1272,5
Q_n из расчета по V_n	316,5	695	814	1390	936	806	920	930	652	595
$R_{n \max}/Q_n$	1,73	1,7	2,13	1,61	2,18	2,06	1,84	1,77	1,94	2,14

Из результатов табл. 4.1 следует, что $R_{n \max} = (1,61—2,18) Q_n$. Учитывая погрешности при измерениях, можно принять $R_{n \max} = 2 Q_n$ или

$$R_{n \max} = \rho V_n^2 c_n F_n. \quad (4.1)$$

Однако приведенное соотношение задачу не решает, так как входящая в его правую часть скорость V_n неизвестна. Для полного решения задачи необходимо найти еще одно уравнение, связывающее $R_{n \max}$ и V_n . В качестве такого соотношения используем извест-

ное уравнение движения системы в момент полного наполнения купола, когда скорость системы равна V_n .

Для упрощения вывода расчетной формулы зависимости $R_{n \max}$ от скорости системы к моменту начала наполнения купола, веса системы, площади поверхности купола парашюта, конструкции и воздухопроницаемости купола, высоты его раскрытия и пр. приняты следующие допущения:

1) система груз—парашют в момент полного наполнения купола снижается вертикально;

2) максимальная нагрузка, действует на купол парашюта в момент полного наполнения. В действительности нагрузка, близкая к максимальной, действует на купол парашюта и при наполнении только его полюсной части;

3) скорость системы (фиг. 4.1) в конце наполнения купола больше или равна установившейся скорости снижения системы на высоте наполнения ($V_n \geq V_{cn}$).

Неточность допущений, принятых при выводе расчетной формулы для $R_{n \max}$, компенсируется тем, что в расчетную формулу войдет опытный коэффициент, учитывающий как неточность допущений, так и влияние таких факторов, как присоединенная масса воздуха, увлекаемая наполняющимся куполом, природа волокна и воздухопроницаемость ткани, форма и конструкция купола, упругие свойства материалов и др.

Принимая во внимание принятые допущения, запишем уравнение движения в следующем виде:

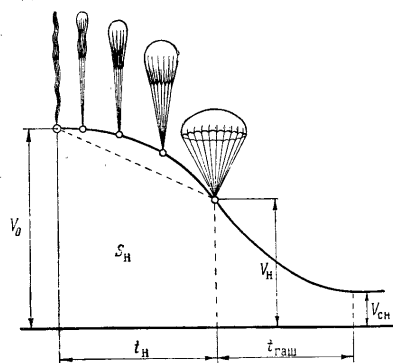
$$m j_{\max} = G - R, \quad (4.2)$$

где $j_{\max}$ — максимальное ускорение (замедление) в момент полного наполнения купола;

R — сопротивление системы груз—парашют.

В уравнение (4.2) скорость V_n явно не входит, поэтому преобразуем его, выразив $j_{\max}$ через среднее ускорение

$$j_{\max} = k j_{cp}. \quad (4.3)$$



Фиг. 4.1. Схема изменения скорости системы от V_0 до V_n при наполнении купола парашюта.

Из фиг. 4.1 следует, что

$$I_{cp} = \frac{V_n - V_0}{t_n} \quad (4.4)$$

Тогда

$$j_{max} = k \frac{V_n - V_0}{t_n} \quad (4.5)$$

В соотношении (4.5) заменяем t_n , используя при этом связь между пройденным расстоянием, скоростью и временем.

Известно, что путь S_n , проходимый системой за время наполнения купола, пропорционален его диаметру [2]

$$S_n = c \sqrt{F_n} \quad (4.6)$$

Здесь c — коэффициент пропорциональности, зависящий от конструкции и воздухопроницаемости купола.

С другой стороны, путь наполнения купола можно выразить через среднюю скорость и время наполнения

$$S_n = \alpha \frac{V_0 + V_n}{2} t_n \quad (4.7)$$

где α — коэффициент, равный отношению S_n к площади трапеции (см. фиг. 4.1).

На основании уравнений (4.6) и (4.7) можно записать, что

$$t_n = \frac{2c \sqrt{F_n}}{\alpha (V_0 + V_n)} \quad (4.8)$$

Используя это выражение, из (4.5) получим

$$j_{max} = \frac{\alpha k}{2c} \frac{V_n^2 - V_0^2}{\sqrt{F_n}} \quad (4.9)$$

На основании (4.9) уравнение (4.2) запишем в виде

$$R = \frac{G}{\sqrt{F_n}} [\sqrt{F_n} - K(V_n^2 - V_0^2)] \quad (4.10)$$

Здесь

$$K = \frac{\alpha k}{2cg} \text{ сек}^2/\text{м}.$$

Заменим в уравнении (4.10) значение сопротивления системы соотношением

$$R = \rho V_n^2 \left(c_n' F_n + \frac{c_r'}{2} f_r \right),$$

* Зависимость $S_n = c \sqrt{F_n}$ экспериментально подтверждена В. С. Ереминым в 1948 г.

а значение веса системы соотношением

$$G = \frac{\rho_0 V_{np}^2}{2} (c_n F_n + c_r f_r).$$

Тогда уравнение (4.10) можно записать в виде

$$\frac{2\rho V_n^2 \sqrt{F_n} \left(c_n' F_n + \frac{c_r'}{2} f_r \right)}{\rho_0 V_{np}^2 (c_n F_n + c_r f_r)} = \sqrt{F_n} - KV_n^2 + KV_0^2$$

или

$$V_n^2 = \frac{V_{np}^2}{\Delta} \frac{KV_0^2 + \sqrt{F_n}}{K \frac{V_{np}^2}{\Delta} + 2\eta \sqrt{F_n}} \quad (4.11)$$

где

$$\Delta = \frac{\rho}{\rho_0};$$

$$\eta = \frac{c_n' F_n + \frac{c_r'}{2} f_r}{c_n F_n + c_r f_r}.$$

Решая уравнение (4.1) и (4.11) относительно $R_{n \max}$, получим расчетную формулу, показывающую зависимость максимальной нагрузки, действующей на купол парашюта при наполнении, от скорости системы V_0 в момент начала наполнения, веса системы G , выраженного через квадрат скорости приземления V_{np}^2 , площади поверхности купола парашюта F_n , конструкции купола, природы волокна и воздухопроницаемости ткани, выраженных через K , высоты наполнения купола:

$$R_{n \max} = \frac{V_{np}^2}{8} c_n' F_n \frac{KV_0^2 + \sqrt{F_n}}{K \frac{V_{np}^2}{\Delta} + 2\eta \sqrt{F_n}} \quad (4.12)$$

где

$$V_{np}^2 = \frac{16G}{c_n F_n + c_r f_r};$$

Δ — относительная плотность воздуха на высоте наполнения купола парашюта;

$$\eta = \frac{c_n' F_n + \frac{c_r'}{2} f_r}{c_n F_n + c_r f_r} \quad (\text{при } V_n \leq 120 \text{ м/сек } \eta = 1);$$

c_n' и c_r' — коэффициенты сопротивления купола, парашюта и груза при V_n соответственно;

V_0 — скорость системы в момент начала наполнения купола парашюта в м/сек;

F_n — площадь поверхности купола в м²;

K — определяемый экспериментально коэффициент, величина которого зависит от конструкции купола парашюта, природы волокна (шелк, хлопок, лен, искусственное волокно), структуры и воздухопроницаемости ткани купола.

Численные значения коэффициента K для отдельных тканей куполов без конструктивной воздухопроницаемости приведены в табл. 4.2.

Таблица 4.2

Наименование ткани	Воздухопроницаемость ткани л/м ² ·сек	K сек ² /м
Натуральный шелк «Г»	100—300	0,027
Натуральный шелк «К»	600—800	0,01
Капрон арт. 1521/14179	1600	0,007—0,0065
Капрон арт. 1519/14178	2000	0,006—0,0055

Анализ нагрузок, действующих на куполы парашютов заданной конструкции, и изготовленных из определенной ткани, показывает, что коэффициент K практически не изменяется при изменении скорости V_0 в широких пределах, высоты раскрытия парашюта, размеров парашюта и пр. Поэтому для заданного типа парашюта достаточно определить из опыта $R_{n \max}$ на определенной высоте и при какой-либо скорости V_0 , чтобы затем вычислить K по формуле:

$$K = \frac{\sqrt{\frac{F_n}{\Delta}}}{\frac{V_{np}^2}{\Delta}} \left(\frac{\eta \frac{16R_{n \max}}{\Delta c_n' F_n} - \frac{V_{np}^2}{\Delta}}{V_0^2 - \frac{8R_{n \max}}{\Delta c_n' F_n}} \right), \quad (4.13)$$

полученной из решения уравнения (4.12) относительно K .

3. ПОРЯДОК ОПРЕДЕЛЕНИЯ МАКСИМАЛЬНОЙ НАГРУЗКИ НА КУПОЛ ПАРАШЮТА ПРИ НАПОЛНЕНИИ

1. Определяем скорость системы V_0 к моменту начала наполнения купола парашюта. Методика вычисления скорости системы по траектории, а следовательно, и V_0 изложена в гл. II. Методика выбирается в зависимости от характера движения системы (катапультирование или сбрасывание системы из горизонтально летяще-

го или пикирующего летательного аппарата, с привязного аэростата, при полете системы на восходящей ветви траектории — полет ракеты или артиллерийского снаряда и др.).

2. Вычисляем скорость снижения системы V_{cn} с наполненным куполом на высоте предполагаемого наполнения купола парашюта по заданной скорости приземления V_{np} :

$$V_{cn} = V_{np} \sqrt{\frac{1}{\Delta}}, \quad (4.14)$$

здесь Δ — относительная плотность воздуха на высоте наполнения купола.

3. Определяем первое приближение для значения скорости V_n к концу полного наполнения купола по формуле

$$V_n = V_{cn} \sqrt{\frac{KV_0^2 + \sqrt{F_n}}{KV_{cn}^2 + 2\sqrt{F_n}}},$$

приняв $\eta = 1$.

4. По значениям V_n , вычисленным в п. 3, и по опытным кривым определяем c_n' .

5. Определяем $R_{n \max}$ по формуле (4.12) при $\eta = 1$:

$$R_{n \max} = \frac{V_{np}^2}{8} c_n' F_n \frac{KV_0^2 + \sqrt{F_n}}{K \frac{V_{np}^2}{\Delta} + 2\sqrt{F_n}}.$$

Если за время наполнения купола скорость системы не изменяется или изменяется незначительно ($V_0 = V_n$; $V_0 \approx V_n$), то максимальную нагрузку можно определить по формуле

$$R_{n \max} = \frac{\rho V_0^2}{2} c_n' F_n k_d, \quad (4.15)$$

где коэффициент динамичности

$$k_d = 1,1 - 2 \text{ и } k_d = \frac{2V_n^2}{V_0^2}.$$

Примером, когда $V_0 = V_n$, может служить наполнение купола парашюта, буксируемого самолетом при постоянной скорости.

4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ СКОРОСТИ V_0 ПО ЗАДАННОЙ МАКСИМАЛЬНОЙ НАГРУЗКЕ НА КУПОЛ ПАРАШЮТА

Задача определения скорости V_0 , при которой максимальная нагрузка $R_{n \max}$ будет не выше заранее заданного значения, представляет практический интерес и встречается, например, в случае необ-

ходимости использовать уже имеющийся парашют для какой-либо новой цели.

Решая равенство (4.12) относительно V_0 , получим расчетную формулу для определения V_0 по $R_{п\max}$:

$$V_0 = \sqrt{\frac{8R_{п\max} \left(K \frac{V_{пр}^2}{\Delta} + 2\eta \sqrt{F_{п}} \right)}{KV_{пр}^2 c'_{п} F_{п}}} - \frac{\sqrt{F_{п}}}{K}. \quad (4.16)$$

5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ СКОРОСТИ $V_{п}$

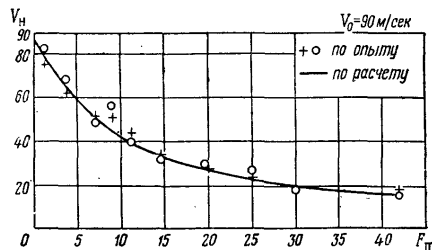
При выводе формулы (4.11) для определения $R_{п\max}$ было получено

$$V_{п}^2 = \frac{V_{пр}^2}{\Delta} \frac{KV_0^2 + \sqrt{F_{п}}}{K \frac{V_{пр}^2}{\Delta} + 2\eta \sqrt{F_{п}}}$$

Отсюда, заменяя выражение $V_{пр}^2/\Delta$ скоростью $V_{сн}^2$, получим

$$V_{п} = V_{сн} \sqrt{\frac{KV_0^2 + \sqrt{F_{п}}}{KV_{сн}^2 + 2\eta \sqrt{F_{п}}}}. \quad (4.17)$$

Знать скорость $V_{п}$ необходимо для решения многих практических задач. Например, при раскрытии парашюта на малых высо-



Фиг. 4.2. Изменение скорости от V_0 до $V_{п}$ при наполнении куполов парашютов разной площади и весе системы 100 кг.

тах нужно знать, как отличается скорость $V_{п}$ от установившейся скорости снижения $V_{сн}$ или приземления $V_{пр}$. Очевидно, что если $V_{п}$ будет значительно больше $V_{сн}$ или $V_{пр}$ и если полное наполнение купола произойдет на высоте, недостаточной для гашения скорости от $V_{п}$ до допустимой, то возможна авария. Знание скорости

$V_{п}$ позволит при помощи известных формул вычислить время и путь, необходимые и достаточные для гашения скорости от $V_{п}$ до скорости, безопасной для приземления.

Для оценки погрешности при определении скорости $V_{п}$ по формуле (4.17) сравним опытные и расчетные результаты, приведенные на фиг. 4.2. При опытах было принято: вес системы — 100 кг; $V_0 = 90$ м/сек; площадь поверхности куполов 1, 3, 7, 9, 11, 15, 20, 25, 30 и 42 м². Ткань куполов — натуральный шелк (ГОСТ 1637—42 *).

Из фиг. 4.2 следует, что расчетные значения скорости $V_{п}$ незначительно отличаются от полученных при опыте, если принять во внимание возможные ошибки измерений при опыте.

6. ОГРАНИЧЕНИЯ ПРИ ПРИМЕНЕНИИ ФОРМУЛ (4.12) и (4.17)

Формулы для определения $R_{п\max}$ и $V_{п}$ выведены при допущении, что $V_{п} > V_{сн}$. Следовательно, опытный коэффициент K при $V_{п} > V_{сн}$ можно принимать постоянным для заданного типа парашюта. Но тогда при применении формул (4.12) и (4.17) накладываются ограничения.

Оказывается этими формулами для заданного типа парашюта можно пользоваться, принимая $K = \text{const}$, только при определенных значениях V_0 .

Из выражения (4.13), имея в виду, что $V_{п}^2 = \frac{8R_{п\max}}{\Delta c'_{п} F_{п}}$, можно записать

$$K = \frac{\sqrt{F_{п}}}{V_{сн}^2} \frac{(2\eta V_{п}^2 - V_{сн}^2)}{(V_0^2 - V_{п}^2)}. \quad (4.18)$$

Если $V_{п} = V_{сн}$, то

$$K = \frac{\sqrt{F_{п}} (2\eta - 1)}{V_0^2 - V_{сн}^2}. \quad (4.19)$$

Откуда

$$V_0^2 = V_{сн}^2 + \frac{\sqrt{F_{п}}}{K} (2\eta - 1). \quad (4.20)$$

Или при $\eta = 1$

$$V_0^2 = V_{сн}^2 + \frac{\sqrt{F_{п}}}{K}. \quad (4.21)$$

Если $V_{п} = V_0$, то $R_{п\max}$ следует определять по выражению (4.1).

Примеры.

1. $F_{п} = 81$ м²; $K = 0,01$ сек²/м; $V_{сн} = 20$ м/сек;

$$V_0^2 = 20^2 + \frac{81}{0,01} = 1300; \quad V_0 \geq 36,1 \text{ м/сек.}$$

2. $F_{п} = 81$ м²; $K = 0,01$ сек²/м; $V_{сн} = 6$ м/сек;

$$V_0^2 = 6^2 + \frac{81}{0,01} = 936; \quad V_0 \geq 30,6 \text{ м/сек.}$$

$$3. F_n = 9 \text{ м}^2; \quad K = 0,01 \text{ сек}^2/\text{м}; \quad V_{сн} = 6 \text{ м/сек};$$

$$V_0^2 = 6^2 + \frac{9}{0,01} = 336; \quad V_0 \geq 18,33 \text{ м/сек.}$$

7. РАСЧЕТНАЯ МАКСИМАЛЬНАЯ НАГРУЗКА НА КУПОЛ ПАРАШЮТА

Для расчета купола и строп парашюта на прочность необходимо знать максимальную нагрузку, действующую на купол парашюта в процессе наполнения или снижения. На первый взгляд может показаться, что при расчете следует принимать нагрузку в момент наполнения купола парашюта, потому что, как было указано ранее, максимальное сопротивление купола $R_{п \max}$ в момент наполнения в 2 раза больше сопротивления Q_n при установившемся движении. Но это справедливо только при сравнении $R_{п \max}$ и Q_n при заданной скорости V_n и на заданной высоте. Практически могут встречаться случаи, когда сопротивление купола при вхождении в плотные слои атмосферы с большой скоростью может быть в несколько раз больше $R_{п \max}$, действующей на купол в момент наполнения на большой высоте.

Поэтому во всех случаях необходимо сравнивать максимальную нагрузку $R_{п \max}$ на купол в процессе наполнения с сопротивлением купола Q_n на всем пути его снижения.

Так как

$$R_{п \max} = \rho_{h_1} V_n^2 c_n' F_n,$$

(h_1 — высота, на которой наполняется купол парашюта), а

$$Q_n = \rho_n \frac{V_{сн}^2}{2} c_n F_n,$$

то

$$R_{п \max} \text{ будет больше } Q_n$$

только при

$$V_n^2 > \frac{\rho_n}{\rho_{h_1}} \frac{c_n}{c_n'} \frac{V_{сн}^2}{2}.$$

Если парашют буксируется за горизонтально летящим самолетом и его скорость постоянна, т. е. $V_{сам} = V_n$, то $R_{п \max} > Q_n$, и поэтому $R_{п \max}$ будет расчетной нагрузкой.

ЛИТЕРАТУРА

1. Лобанов Н. А., Парашюты, изд. ВВИА им. Н. Е. Жуковского, М., 1953.
2. Müller W., Fallschirme für Luftfahrzeuge, Z. F. M., 1927, Nr. 20.

Глава V

ЗАВИСИМОСТЬ МАКСИМАЛЬНОЙ НАГРУЗКИ НА КУПОЛ ПАРАШЮТА ПРИ НАПОЛНЕНИИ ОТ РАЗЛИЧНЫХ ФАКТОРОВ

1. ЗАВИСИМОСТЬ $R_{п \max}$ ОТ СКОРОСТИ V_0

Пользуясь формулой (4.12), установим зависимость $R_{п \max}$ от V_0 — скорости системы груз—парашют в момент начала наполнения купола парашюта.

При скорости V_0 ,

$$R_{п \max_1} = \frac{V_{np}^2}{8} c_n' F_n \frac{KV_{0_1}^2 + \sqrt{F_n}}{K \frac{V_{np}^2}{\Delta} + 2\eta \sqrt{F_n}};$$

при скорости V_{0n}

$$R_{п \max_n} = \frac{V_{np}^2}{8} c_n' F_n \frac{KV_{0_n}^2 + \sqrt{F_n}}{K \frac{V_{np}^2}{\Delta} + 2\eta \sqrt{F_n}}.$$

Таким образом,

$$\frac{R_{п \max_n}}{R_{п \max_1}} = \frac{c_n'}{c_n} \frac{KV_{0_n}^2 + \sqrt{F_n}}{KV_{0_1}^2 + \sqrt{F_n}}.$$

Обозначим через β отношение $R_{п \max_n}/R_{п \max_1}$. Тогда

$$\beta = \frac{c_n'}{c_n} \frac{KV_{0_n}^2 + \sqrt{F_n}}{KV_{0_1}^2 + \sqrt{F_n}}. \quad (5.1)$$

Из выражения (5.1) следует, что, если площадь F_n равна нулю, то отношение β равно отношению квадратов скоростей. Но F_n все-

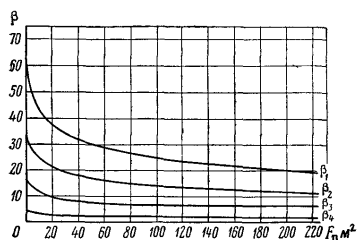
гда больше нуля, поэтому β будет всегда меньше отношения квадратов скоростей:

$$\beta < \frac{V_{0n}^2}{V_{01}^2}.$$

Покажем на фиг. 5.1 изменение β в зависимости от F_n и V_0 . При построении графика положим $K = \text{const}$, $c_n = c_n'$. Скорость V_{01} положим равной 25 м/сек. Скорости V_0 придадим следующие значения:

при β_1	$V_{0n} = 200$ м/сек,
» β_2	$V_{0n} = 150$ »
» β_3	$V_{0n} = 100$ »
» β_4	$V_{0n} = 50$ »

Результаты вычислений приведены на фиг. 5.1.



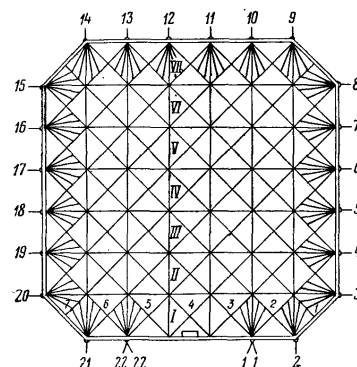
Фиг. 5.1. Зависимость параметра β от площади парашюта.

V_0 до V_n по-разному у парашютов разных размеров, хотя удельная весовая нагрузка G/F_n остается одной и той же.

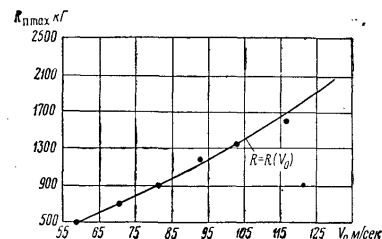
Далее следует отметить, что и абсолютное значение скорости V_0 влияет на величину нагрузки на купол.

Определим нагрузки, действующие на купол спасательного парашюта при разных значениях скорости V_0 и сравним полученные значения $R_{n \max}$ с результатами опыта. Парашют ПЛ-3М с куполом квадратной формы (фиг. 5.2), изготовленным из шелковой каркасной ткани (ГОСТ 1637—42*), сбрасывался с манекеном с горизонтально летящего самолета на скоростях 250, 300, 350, 400, 450 и 500 км/час. С момента отделения от самолета до начала наполнения купола парашюта воздухом скорость системы изменялась из-за сопротивления манекена. В результате V_0 — скорость к моменту

начала наполнения купола — была равна соответственно 213, 253, 293, 332, 372 и 417 км/час. Вес системы $G = 100$ кг. Площадь поверхности купола парашюта $F_n = 42,5$ м².



Фиг. 5.2. Купол парашюта ПЛ-3М в плане. Римскими цифрами обозначены полотнища купола, арабскими — квадраты полотнищ и порядковые номера строп купола.



Фиг. 5.3. Расчетная кривая зависимости $R_{n \max}$ от скорости V_0 для парашюта ПЛ-3М.

$H = 300-500$ м; $V_{\text{сам}} > V_0 > V_{\text{кр}}$; $G = 100$ кг.

Парашют вводился в действие принудительно при помощи вытяжной веревки, присоединенной одним концом к самолету, а другим — к устройству, раскрывающему ранец парашюта. Сбрасывание манекена с парашютом производилось из люка горизонтально летящего самолета на высоте 300—500 м. Процесс раскрытия парашюта с момента отделения манекена от самолета до полного

наполнения купола парашюта воздухом фотографировался с земли на киноплёнку.

При опытах на каждой скорости производилось по 6—8 сбрасываний. Нагрузки, действующие на купол парашюта при наполнении, измерялись максимальным динамометром, работа которого основана на принципе вдавливания стального шарика в калиброванную плашку.

Опытные и расчетные данные приведены в табл. 5.1 и на фиг. 5.3.

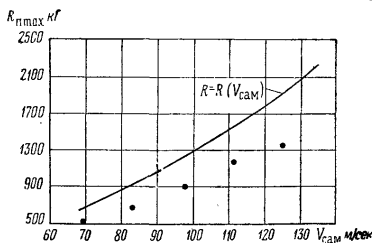
Таблица 5.1

Скорость самолета и момент сбрасывания манекена с парашютом, м/сек	69,5	83,3	97,3	111,0	125,0	139,0
Время с момента сбрасывания до начала наполнения купола, сек	1,165	1,006	0,88	0,799	0,717	0,621
V_0 , м/сек	59,3	70,3	81,43	92,26	103,48	115,92
$R_{п\max}$ (по показаниям динамометра)	500	690	910	1180	1350	1620
$R_{п\max}$ (рассчитана по формуле (4.12) при $K = 0,008$)	517,7	688,3	890,2	1114,8	1378	1702,8

Опытные точки располагаются достаточно близко от кривой зависимости $R_{п\max}$ от V_0 , вычисленной по формуле (4.12).

2. ОШИБКИ ПРИ ОПРЕДЕЛЕНИИ $R_{п\max}$ ПО СКОРОСТИ САМОЛЕТА

При сбрасывании парашюта с манекеном или при совершении прыжка обычно бывает известна скорость самолета $V_{сам}$, а не V_0 , необходимая для определения $R_{п\max}$. Вычисление V_0 может быть произведено по формулам гл. II.



Фиг. 5.4. Расчетная кривая зависимости $R_{п\max}$ от скорости V_0 для парашюта ПЛ-3М, вычисленная по $V_{сам}$:
 $H = 300-500$ м; $V_{сам} > V_0 > V_{кр}$; $G = 100$ кг.

Из табл. 5.2 и фиг. 5.4 видно, что если при подсчете нагрузок по скорости самолета $V_{сам} > V_0$, а $V_0 > V_{кр}$, то ошибка достигает 35%.

Следует иметь в виду, что численное значение этой ошибки будет изменяться при изменении соотношения скоростей $V_{сам}$, V_0 и $V_{кр}$, высоты сбрасывания, конструкции парашюта, размеров купола

ла и др. Приведенный частный пример показывает, что при определении $R_{п\max}$ нельзя не учитывать изменения скорости от $V_{сам}$ до V_0 .

Таблица 5.2

Скорость самолета, м/сек	69,5	83,3	97,3	111,0	125,0	139
$R_{п\max}$ (рассчитана по $V_{сам}$)	674,8	927	1229,3	1570,5	1965,4	2407,3
$R_{п\max}$ (по показаниям динамометра)	500	690	910,0	1180,0	1350	1620
$R_{п\max}/R_{п\max}$	1,35	1,35	1,35	1,33	1,45	1,48

3. ЗАВИСИМОСТЬ $R_{п\max}$ ОТ ВЫСОТЫ И СКОРОСТИ V_0

Как уже было указано, зависимость $R_{п\max}$ от высоты и скорости V_0 выражается формулой (4.12) в виде

$$R_{п\max} = \frac{V_{пр}^2}{8} c_n F_n \frac{KV_0^2 + \sqrt{E_n}}{K \frac{V_{пр}^2}{\Delta} + 2\eta \sqrt{F_n}}$$

Рассмотрим два случая этой зависимости.

Случай 1. Скорость V_0 на разных высотах постоянна. В этом случае формула (4.12) примет вид

$$R_{п\max} = \frac{A}{K \frac{V_{пр}^2}{\Delta} + 2\eta \sqrt{F_n}} \quad (5.2)$$

Здесь

$$A = \frac{V_{пр}^2}{8} c_n F_n (KV_0^2 + \sqrt{E_n}) = \text{const.}$$

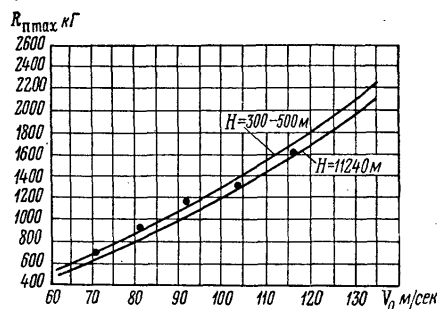
С увеличением высоты относительная плотность воздуха Δ уменьшается, поэтому знаменатель дроби в правой части (5.2) увеличивается. Следовательно, если купол парашюта начинает наполняться на разной высоте при постоянной скорости V_0 , то нагрузка, действующая на купол парашюта, с увеличением высоты будет уменьшаться. Можно принять такую высоту, на которой плотность Δ будет столь мала, что $R_{п\max}$ станет меньше веса купола парашюта, и тогда купол не выполнится*.

Для иллюстрации уменьшения нагрузок, действующих на купол парашюта при $V_0 = \text{const}$ на разной высоте, на фиг. 5.5 приведены расчетные и опытные данные для высот 300—500 и 11 240 м.

В действительности максимальная нагрузка на купол парашюта при наполнении зависит не только от скорости V_0 , но и от ха-

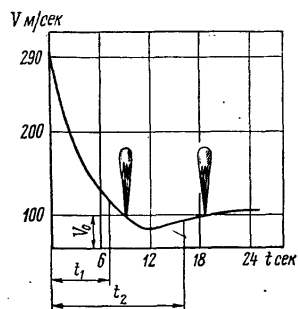
* Условия наполняемости купола парашюта подробно изложены в гл. IX.

рактора движения парашютиста на протяжении процесса наполнения. Покажем это на примерах.



Фиг. 5.5. Кривая зависимости $R_{\max}$ от скорости V_0 и высоты H для парашюта ПЛ-3М.

Пример 1. Парашютист совершил прыжок с горизонтально летящего самолета на высоте 8500 м. С момента отделения от самолета скорость падения парашютиста будет изменяться так, как показано на фиг. 5.6. Если парашют будет введен в действие через t_1 сек после отделения от самолета, то наполнение купола парашюта будет происходить при убывании скорости парашютиста.



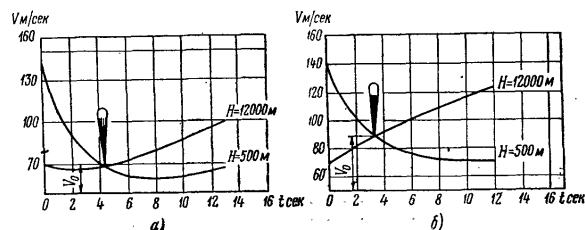
Фиг. 5.6. Изменение скорости свободно падающего парашютиста по времени. V_0 — скорость парашютиста в момент начала наполнения купола парашюта.

Если же парашют будет введен в действие через t_2 сек, то наполнение купола будет происходить при увеличивающейся скорости парашютиста. Очевидно, что в последнем случае нагрузка на парашют будет больше, хотя скорость V_0 в обоих случаях одна и та же.

Пример 2. Парашютист совершил прыжок в одном случае на высоте 500 м при скорости самолета 140 м/сек, а в другом — на

высоте 500 м наполнение купола парашюта начинается при уменьшении скорости падения парашютиста, а на высоте 12 000 м — при увеличении скорости.

На малой высоте скорость уменьшается из-за сопротивления самого парашютиста, что значительно уменьшает нагрузку на наполняющийся купол парашюта. На большой высоте, наоборот, наполняющийся купол гасит все нарастающую скорость парашютиста. Последнее обстоятельство может привести к тому, что к моменту наполнения купола скорость V_n на большой высоте будет значительно больше, чем на малой высоте, что в свою очередь может привести к увеличению нагрузки, действующей на купол парашюта на большой высоте.



Фиг. 5.7. Изменение скорости свободно падающего парашютиста при прыжке из горизонтально летящего (а) и отвесно пикирующего (б) самолета на разных скоростях и высотах.

Эти примеры показывают, что для суждения о действительной нагрузке, действующей на купол парашюта в процессе наполнения, совершенно недостаточно знать только величину V_0 . Нужно знать еще и характер изменения скорости падения парашютиста с момента введения парашюта в действие.

К сожалению, формула (4.12), показывающая зависимость $R_{\max}$ от скорости V_0 и высоты, выраженной через Δ , не отражает особенностей, указанных в приведенных примерах, если коэффициент K считать постоянным.

Случай 2. Купол парашюта начинает наполняться на разной высоте при разной скорости V_0 . Пользуясь формулой (4.12), вычислим нагрузки, действующие на купол парашюта при разных значениях скорости, и сравним с результатами опыта.

В 1947 г. инж. А. И. Грызловым и др. были проведены опыты по измерению нагрузок, действующих на купол парашюта ПЛ-3М при введении его в действие на разной высоте. Парашюты раскрывались на высоте 2385, 4400, 6100, 7700, 10 100 и 11 240 м вблизи горизонтально летящего самолета, индикаторная скорость которого на всех высотах была 200 км/час. Так как скоростной напор в момент сбрасывания манекена с парашютом был постоянным на всех высо-

тах, то время с момента сбрасывания до начала наполнения купола (зависящее для данного парашюта только от скоростного напора) было одинаковым и равным 1,5 сек.

Критическая скорость манекена с нераскрытым парашютом на разной высоте была различной (большей на больших высотах) в связи с изменением плотности воздуха на высоте. Поэтому в течение 1,5 сек к моменту начала наполнения парашюта истинная скорость падения манекена на разной высоте изменялась по-разному.

Из результатов опыта, приведенных в табл. 5.3, следует, что истинная скорость $V_{сам}$ на всех высотах была меньше критической скорости манекена. Следовательно, с момента введения парашюта в действие до начала наполнения купола парашюта скорость падения манекена увеличивалась, стремясь к критической. Если при опытах на высоте 300—500 м (см. табл. 5.1) $V_{сам}$ была больше V_0 , а V_0 была больше $V_{кр}$, то при опытах на больших высотах $V_{сам} < V_0 < V_{кр}$.

Таблица 5.3

Высота сбрасывания (по опытным данным), м	2385	4400	6100	7700	10100	11240
$V_{сам}$ (по опытным данным), м/сек	62,3	69,5	77,0	80,0	95,0	105,6
$V_{кр}$, м/сек (расчетная)	71,6	79,1	86,2	96,6	109,0	120,7
$R_{п max}$ (по динамометру)	780	840	1160	1110	1300	1550

Вычислим нагрузки $R_{п max}$ по формуле (4.12), подставляя вместо V_0 в одном случае $V_{сам}$, а в другом $V_{кр}$. Рассмотрим значения $R_{п max}$, вычисленные по $V_{сам}$ (табл. 5.4).

Таблица 5.4

Высота сбрасывания (по опытным данным), м	2385	4400	6100	7700	10100	11240
$V_{сам}$ (по опытным данным), м/сек	62,3	69,5	77,0	80,0	95,0	105,6
$R_{п max}$ (вычислено по $V_{сам}$)	556	666,6	790,2	838,0	1122,6	1349,0
$R_{п max}$ (по динамометру)	780	840	1160	1110	1300	1550

Из табл. 5.4 и фиг. 5.8 следует, что при подсчете нагрузок по $V_{сам}$, когда $V_{сам} < V_{кр}$, действительные нагрузки, измеренные динамометром, больше расчетных. (На высоте 300—500 м, когда $V_{сам} > V_{кр}$, расчетные нагрузки были на 35% выше действительных, см. табл. 5.2 и фиг. 5.4). Этот результат вполне реален, так как $V_0 > V_{сам}$, и с момента введения парашюта в действие и до начала наполнения скорость системы увеличивается, стремясь к $V_{кр} > V_{сам}$.

Рассмотрим значения $R_{п max}$, вычисленные по $V_{кр}$, приведенные в табл. 5.5.

Из табл. 5.5 и фиг. 5.9 видно, что при расчете $R_{п max}$ по $V_{кр}$ нагрузки несколько завышены против действительных. Это значит, что в рассматриваемом случае $V_{кр}$ несколько больше V_0 .

Таблица 5.5

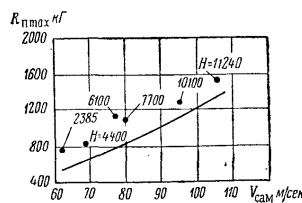
Высота сбрасывания (по опытным данным), м	2385	4400	6100	7700	10100	11240
$V_{кр}$, м/сек (расчетная)	71,6	79,1	86,2	96,6	109,0	120,7
$R_{п max}$ (вычислено по $V_{кр}$)	706	834	966,2	1178	1448	1734
$R_{п max}$ (по динамометру)	780	840	1160	1110	1300	1550

Из приведенных данных можно заключить, что:

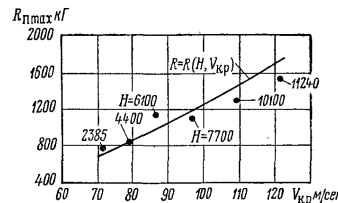
1) зависимость $R_{п max}$ от высоты и скорости V_0 достаточно хорошо выражается формулой (4.12)

$$R_{п max} = \frac{V_{пр}^2}{8} c_{п} F_{п} \frac{KV_0^2 + \sqrt{F_{п}}}{K \frac{V_{пр}^2}{\Delta} + 2\eta \sqrt{F_{п}}};$$

2) при $V_0 = \text{const}$ с увеличением высоты нагрузка, действующая на купол парашюта, уменьшается;



Фиг. 5.8. Расчетная кривая зависимости $R_{п max}$ от скорости на разной высоте, вычисленная не по V_0 , а по $V_{сам}$.



Фиг. 5.9. Расчетная кривая зависимости $R_{п max}$ от скорости на разной высоте, вычисленная по $V_{кр}$.

3) определение $R_{п max}$ по скорости $V_{сам}$ и без учета изменения скорости системы с момента отделения от самолета до начала наполнения купола воздухом (от $V_{сам}$ до V_0) приводит к значительным ошибкам.

4. ЗАВИСИМОСТЬ $R_{п max}$ ОТ ПЛОЩАДИ КУПОЛА $F_{п}$

Чтобы удовлетворить различным требованиям, предъявляемым к парашютным системам, применяются куполы парашютов разных размеров площадью от 0,01 до 6000 м².

Интересно, какова зависимость нагрузки на купол от его площади?

На первый взгляд кажется, что нагрузки, действующие на куполы парашютов разных размеров, должны возрастать пропорцио-

нально площади поверхности купола F_n . Но такой вывод будет правильным только для частного случая, когда скорость системы от начала до конца наполнения купола не изменяется, что имеет место, например, при продувке куполов парашютов разных размеров в аэродинамической трубе при постоянной скорости потока или при буксировке куполов парашютов разных размеров самолетом, летящим с постоянной скоростью.

В таком частном случае сопротивление куполов будет изменяться пропорционально их площади

$$Q_n = cF_n,$$

где

$$c = \frac{\rho V^2}{2} c_n.$$

В процессе наполнения купола парашюта скорость системы обычно изменяется от V_0 — скорости в момент начала наполнения, до V_n — скорости в момент полного наполнения купола. Очевидно, при заданном весе системы G , изменение скорости в процессе наполнения купола будет тем эффективнее, чем больше площадь купола парашюта. Вследствие изменения скорости V_n будет происходить также изменение нагрузок, действующих на куполы разных размеров. Изменение скорости от V_0 до V_n для куполов разных размеров при весе системы 100 кг показано на фиг. 4.2.

Фиг. 5.10. Изменение скорости системы при наполнении куполов парашюта.

Из фиг. 4.2 и 5.10 следует, что при наполнении купола парашюта малого размера ($G/F_n = 100 \text{ кг/м}^2$) скорость системы V_n незначительно отличается от V_0 . При наполнении же купола большого размера ($G/F_n = 3 \text{ кг/м}^2$) скорость V_n уменьшается значительно. Но максимальная нагрузка, действующая на купол парашюта, пропорциональна площади F_n и квадрату скорости V_n , т. е.

$$R_{n \max} = \rho V_n^2 c_n' F_n.$$

Из формулы видно, что $R_{n \max}$ зависит от произведения $F_n V_n^2$.

Очевидно, когда V_n мало отличается от V_0 , то увеличение F_n приведет к увеличению произведения $F_n V_n^2$ и, следовательно, $R_{n \max}$. При дальнейшем увеличении F_n (при постоянном весе системы)

скорость V_n уменьшается настолько быстро, что произведение $F_n V_n^2$, достигнув максимума, начинает также уменьшаться.

Приведенные положения легко подтвердить при помощи фиг. 4.2. Вычисленные значения произведения $F_n V_n^2$ в функции F_n при $G = 100 \text{ кг}$ приведены в табл. 5.6. Легко видеть, что при $5 \text{ м}^2 < F_n < 15 \text{ м}^2$ функция $F_n V_n^2 = \varphi(F_n)$ достигает максимума [1].

Таблица 5.6

F_n	1	3	5	15	25	42,5
$F_n V_n^2$	7396	14700	18000	16335	15625	12282,5

Для анализа функции $R_{n \max} = \varphi(F_n)$ формулу (4.12) перепишем в следующем виде:

$$R_{n \max} = \frac{\rho G c_n' K V_0^2 F_n + \rho G c_n' F_n \sqrt{F_n}}{KG + \rho c_n' F_n \sqrt{F_n} + \rho c_{tr} \sqrt{F_n}}. \quad (5.3)$$

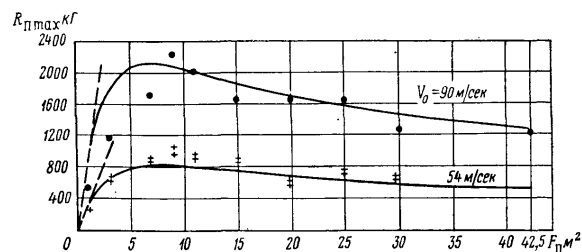
Принимая за независимую переменную величину F_n , получим

$$R_{n \max} = \frac{a F_n + b F_n \sqrt{F_n}}{c + d F_n \sqrt{F_n} + e \sqrt{F_n}}. \quad (5.4)$$

Максимум функции $R_{n \max}$ будет иметь место при $\sqrt{F_n}$, равном действительному корню уравнения

$$x^3 - 2 \frac{be}{ad} x^2 - \left(\frac{3bc}{ad} + \frac{e}{d} \right) x - 2 \frac{c}{d} = 0,$$

где a, b, c, d, e — некоторые постоянные.



Фиг. 5.11. Зависимость нагрузок $R_{n \max}$ от площади купола парашюта F_n и скорости V_0 .

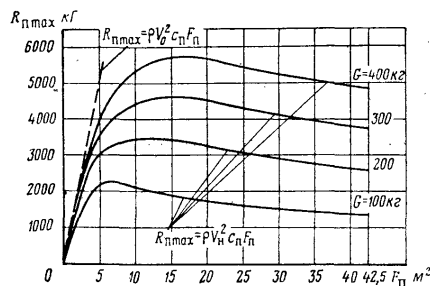
На фиг. 5.11 показано изменение нагрузок, действующих на куполы разных размеров. Сплошные кривые вычислены по формуле (4.12) при $G = 100 \text{ кг}$, $V_0 = 90$ и 54 м/сек , $H = 100 \text{ м}$.

5. ЗАВИСИМОСТЬ $R_{п\max}$ ОТ ПЛОЩАДИ КУПОЛА ПАРАШЮТА И ВЕСА СИСТЕМЫ G

Увеличение веса системы приводит к увеличению скорости V_n и, следовательно, к увеличению $R_{п\max}$.

Очевидно, что при значительном весе системы купол парашюта в процессе наполнения незначительно погасит скорость системы. Если скорость $V_n = V_0$, то $R_{п\max}$ достигает наибольшего значения, равного $\rho V_0^2 c_p F_{п\max}$.

Определим по формуле (4.12) значение $R_{п\max}$ для разных весов системы и размеров купола парашюта $F_{п}$ при $V_0 = 90$ м/сек на высоте $H = 100$ м. Результаты вычислений нанесены на фиг. 5.12.



Фиг. 5.12. Зависимость нагрузок, действующих на купол парашютов разных размеров при разных весах системы.

Из этого графика зависимости $R_{п\max}$ от веса системы и размеров купола парашюта следует, что:

- 1) для парашютов малого размера ($G/F_{п} > 100$ кг/м²) $R_{п\max} \approx \rho V_0^2 c_p F_{п}$, так как V_n мало отличается от V_0 ;
- 2) с увеличением веса системы максимальное значение $R_{п\max}$ будет иметь место при больших размерах парашюта.

6. ЗАВИСИМОСТЬ $R_{п\max}$ ОТ ПЛОЩАДИ КУПОЛА $F_{п}$ И ВЫСОТЫ

Приняв $V_0 = \text{const}$, вычислим значение $R_{п\max}$ для куполов разных размеров, наполняющихся на разной высоте.

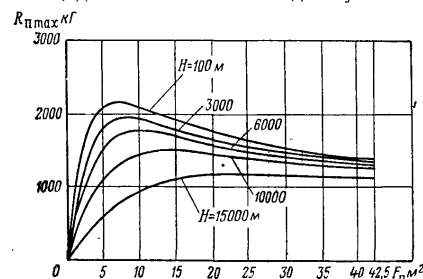
Пусть $V_0 = 100$ м/сек, $G = 100$ кг, высота 100, 3000, 6000, 10 000 и 15 000 м, $F_{п} = 1, 2, 4, 6, 9, 12, 16, 20, 25, 30, 42,5$ м². Результаты вычислений приведены на фиг. 5.13. Из этого графика зависимости $R_{п\max}$ от площади купола парашюта и высоты наполнения следует:

1) при $V_0 = \text{const}$ нагрузка $R_{п\max}$ с увеличением высоты уменьшается;

2) с увеличением высоты наибольшая нагрузка имеет место при большей площади купола. Так, например, при $G = 100$ кг на высоте 100 м наибольшая нагрузка $R_{п\max}$ имеет место для купола площадью 6 м², а на высоте 15 000 м — для купола площадью 20 м² и т. д.;

3) с увеличением размеров купола $R_{п\max}$ увеличивается и, достигнув наибольшего значения убывает;

4) с увеличением высоты $R_{п\max}$ снижается значительно для куполов малой площади и незначительно — для куполов большей площади.



Фиг. 5.13. Зависимость нагрузок, действующих на купол парашютов разных размеров на разной высоте.

Так, например при $F_{п} = 6$ м² на высоте 100 м нагрузка в 3 раза больше, чем на высоте 15 000 м, тогда как при $F_{п} = 42,5$ м² нагрузка больше только на 16%.

7. ПРИЧИНЫ УВЕЛИЧЕНИЯ НАГРУЗОК НА КУПОЛ СПАСАТЕЛЬНОГО ПАРАШЮТА НА БОЛЬШОЙ ВЫСОТЕ

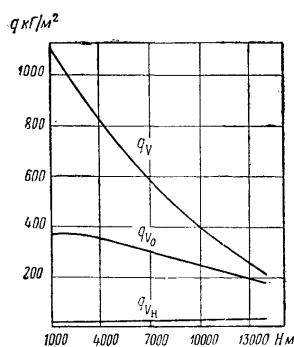
По свидетельству парашютистов, пользовавшихся парашютами на высоте около 12 000 м, нагрузки, действующие на парашют, а следовательно, и на парашютиста, на такой высоте очень велики. Если индикаторная скорость самолета в момент отделения парашютиста на высоте равна 200 км/час, то нагрузки были примерно такими, какие воспринимает парашютист, раскрывая парашют на высоте 500 м после отделения от самолета при скорости полета 500 км/час (парашют вводился в действие вблизи самолета).

Ощущение высоких нагрузок при раскрытии парашюта на большой высоте, даже при малых индикаторных скоростях, пытались объяснить не возрастанием нагрузок, а чрезмерно болезненной восприимчивостью человеческого организма на такой высоте.

При этом имелось в виду, что на большой высоте при низкой температуре и кислородном голодании даже небольшие движения вызывают у человека болезненные ощущения. Но приборные измерения показали, что с увеличением высоты нагрузки, действующие на купол парашюта в процессе наполнения, действительно увеличиваются.

Каковы же основные причины увеличения нагрузок, действующих на купол парашюта в процессе наполнения на большой высоте?

Пусть парашют вводится в действие на разной высоте, но



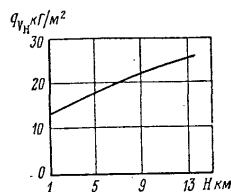
Фиг. 5.14. Изменение скоростных напоров q_v , q_{v_0} и q_{v_n} по высоте при $V_{ист} = \text{const}$.

при одной и той же скорости $V_{ист}$. С увеличением высоты скоростной напор q_v в момент введения парашюта в действие уменьшается из-за падения плотности воздуха с высотой (фиг. 5.14). Скорость V_0 в момент начала наполнения купола с увеличением высоты возрастает, однако соответствующий скоростной напор q_{v_0} уменьшается (медленнее, чем q_v).

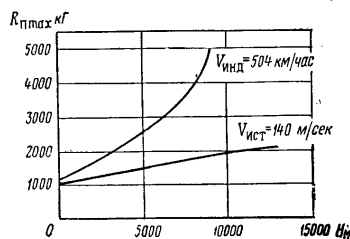
Ранее было показано, что нагрузка $R_{п \max}$ определяется равенством

$$R_{п \max} = \rho V_n^2 c_n' F_n,$$

т. е. определяется скоростным напором q_{v_n} в момент полного наполнения купола.



Фиг. 5.15. Изменение q_{v_n} от высоты H .



Фиг. 5.16. Изменение нагрузок, действующих на парашют на разной высоте, при постоянных индикаторной и истинной скоростях полета. Парашют вводился в действие через 3 сек после прыжка с самолета.

Как показывают расчеты, скоростной напор q_{v_n} с увеличением высоты (при $V_{ист} = \text{const}$) возрастает (фиг. 5.15). На фиг. 5.16 показана зависимость $R_{п \max}$ от высоты при $V_{ист} = 140 \text{ м/сек}$ и $V_{инд} = 504 \text{ км/час}$.

Автором в 1948 г. было показано, что скоростной напор q_{v_n} возрастает с увеличением высоты только до некоторой «критической» высоты. При дальнейшем увеличении высоты скоростной напор q_{v_n} (и, следовательно, $R_{п \max}$) уменьшается, так как нарастание скорости V_n не успевает компенсировать значительного уменьшения плотности воздуха.

Если с увеличением высоты поддерживается постоянная скорость полета $V_{инд}$, то $V_{ист}$ с увеличением высоты возрастает. В этом случае нагрузка $R_{п \max}$ повышается с увеличением высоты значительно быстрее, чем в случае $V_{ист} = \text{const}$.

8. НАГРУЗКИ НА КУПОЛ ПАРАШЮТА НА БОЛЬШОЙ ВЫСОТЕ

Для исследования верхних слоев атмосферы применяются приборы, которые на большой высоте измеряют температуру и давление воздуха. В некоторых случаях прибор посылает на землю радиосигналы, характеризующие эти параметры. Для обеспечения определенной продолжительности измерения и для спасения при приземлении, прибор снабжают парашютом. Для удешевления экспериментов, парашютом снабжаются также и части ракеты, поднимающей приборы на большую высоту.

Рассмотрим схему действия парашюта для корпуса ракеты. Достигнув максимальной высоты подъема, ракета начинает падать обратно на землю. Во время падения под действием силы земного притяжения скорость падения корпуса ракеты быстро увеличивается. Ввиду малой плотности воздуха ускорение корпуса на большой высоте будет примерно равно g . С уменьшением высоты плотность воздуха значительно увеличивается, поэтому на корпус ракеты будет действовать все возрастающая сила сопротивления, которая вызовет резкое торможение корпуса. Но, если вес корпуса ракеты порядка 2—5 т, то, несмотря на большое сопротивление, скорость падения корпуса перед приземлением будет порядка 300—400 м/сек. Раскрытие парашюта на такой скорости приведет к огромным нагрузкам, действующим на купол парашюта при наполнении.

Пусть площадь купола парашюта $F_n = 1600 \text{ м}^2$, вес корпуса с парашютом $G = 3200 \text{ кг}$, скорость падения корпуса в момент начала наполнения купола $V_0 = 350 \text{ м/сек}$ на высоте $h = 4000 \text{ м}$, скорость приземления $V_{пр} \approx 6,3 \text{ м/сек}$.

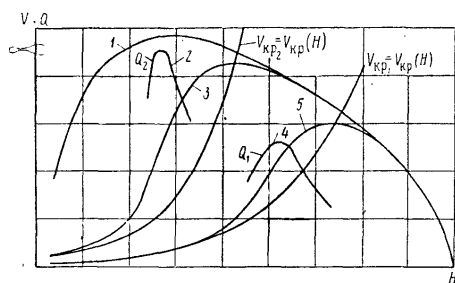
Нагрузка, действующая на купол парашюта при наполнении, определяется по формуле (4.12).

После подстановки заданных величин, получим

$$R_{п \max} = 100\,400 \text{ кг}.$$

Очевидно, что корпус ракеты такую нагрузку не выдержит, а купол парашюта, который может выдержать нагрузку в 100 т, будет весить около 850 кг и иметь объем $\approx 2 \text{ м}^3$. Парашют, занимающий такой объем, вряд ли можно разместить в корпусе ракеты. Уменьшения объема купола парашюта можно достигнуть уменьшением нагрузки $R_{п \max}$.

Ранее было указано, что для каждой парашютной системы имеется критическая высота, на которой нагрузки, действующие на купол парашюта, имеют наибольшее значение. Поэтому для снижения нагрузок купол парашюта нужно ввести в действие на возможно большей высоте, превышающей критическую. Купол парашюта,



Фиг. 5.17. Изменение скорости движения корпуса ракеты и нагрузок, действующих на парашют.

наполненный на большой высоте, оказывая тормозящее действие, обеспечит малое нарастание скорости системы и малые нагрузки на парашют.

Для примера рассмотрим фиг. 5.17* [2, 3]. Кривая 1 показывает изменение скорости корпуса ракеты, вертикально падающего с высоты 90 км. На высоте 70 км, пройдя 20 км, корпус приобретет скорость

$$V \approx \sqrt{2gh}; \quad V = \sqrt{2 \cdot 9,8 \cdot 20000} = 619,6 \text{ м/сек.}$$

При наполнении на высоте 70 км купол парашюта воспримет нагрузку

$$R_{п \max} = \frac{40}{8} \cdot 1 \cdot 1600 \cdot \frac{0,01 \cdot 620^2 + 40}{0,01 \cdot \frac{40}{0,00009} + 80} = 6865 \text{ кг.}$$

Так как в процессе наполнения купола скорость системы будет увеличиваться, то, полагая, $V_0 = V_n$, значение $R_{п \max}$ можно получить и по другой формуле:

$$R_{п \max} = \rho V_0^2 c_{п} F_{п} = 0,000112 \cdot 620^2 \cdot 1 \cdot 1600 = 6888,4 \text{ кг.}$$

* Кривые построены для ракеты Фау-2 с разрушенной головной частью.

При дальнейшем снижении скорости падения корпуса ракеты с наполненным куполом парашюта будет изменяться по кривой 5 (см. фиг. 5.17), а сила лобового сопротивления купола $Q_{п}$ — по кривой 4. Анализ кривой 4 показывает, что максимальное сопротивление $Q_{п \max} = 13 \text{ Т}$ купол испытывает на высоте $\sim 52 \text{ км}$ при скорости 480 м/сек. Таким образом, сила лобового сопротивления купола на высоте 52 км в 2 раза больше нагрузки $R_{п \max}$, действующей на купол при наполнении на высоте 70 км.

Приведенный пример позволяет сделать следующие выводы:

1) для уменьшения нагрузок, действующих на купол, парашют следует вводить в действие на возможно большей высоте. Так, при раскрытии на высоте 70 км купол парашюта на высоте 52 км испытывает максимальное лобовое сопротивление, равное 13 Т, тогда как тот же купол, раскрытый на высоте 4 км, испытывает нагрузку в 100 Т, т. е. в 7,7 раза большую;

2) на большой высоте купол парашюта испытывает наибольшее лобовое сопротивление не в момент наполнения ($H = 70 \text{ км}$, $R_{п \max} = 6865 \text{ кг}$), а при снижении на меньшей высоте ($H = 52 \text{ км}$, $Q_{п \max} = 13000 \text{ кг}$), где плотность воздуха увеличивается быстрее убывания квадрата скорости системы;

3) раскрытие купола парашюта большой площади на большой высоте обеспечивает меньшие нагрузки на парашют, тогда как купол меньшей площади незначительно погасит скорость системы (см. фиг. 5.17, кривая 3), что приведет к большим нагрузкам на меньших высотах (кривая 2).

9. ВЛИЯНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ ТОРМОЖЕНИЯ НА ПРОЧНОСТЬ ТКАНИ КУПОЛА ПАРАШЮТА

При движении тела в воздухе с большой скоростью поверхность тела нагревается из-за сжатия воздуха перед телом и из-за трения в пограничном слое. Если пренебречь отводом тепла внутрь движущегося тела, то температура поверхности тела будет близкой к температуре торможения.

Как известно, температура торможения воздуха в критической точке тела, где скорость набегающего потока равна нулю, определяется по формуле [4]

$$t_{\text{торм}}^{\circ} = t^{\circ} + 5 \left(\frac{V}{100} \right)^2,$$

где t — температура среды (воздуха) в $^{\circ}\text{C}$;

V — скорость движения в м/сек.

При движении тела, например, со скоростью 200 м/сек (720 км/час) температура торможения

$$t_{\text{торм}}^{\circ} = t^{\circ} + 5 \left(\frac{200}{100} \right)^2 = t^{\circ} + 20.$$

Следовательно, за счет торможения тело дополнительно нагреется всего только на $+20^\circ\text{C}$, при движении со скоростью 300 м/сек — на $+45^\circ\text{C}$. Зная температуру, при которой ткань купола быстро теряет свою прочность, можно показать предельную для этой ткани скорость движения.

Рассмотрим пример. Капроновая ткань начинает разрушаться при 200°C . Тогда при нормальных атмосферных условиях предельная скорость движения, при которой капроновая ткань начинает разрушаться, будет

$$V = 100 \sqrt{\frac{t_{\text{торм}}^{\circ} - t^{\circ}}{5}} = 100 \sqrt{\frac{200 - 15}{5}} = 608\text{ м/сек.}$$

Следовательно, чтобы ткань купола не разрушалась, скорость системы груз—парашют должна быть менее 600 м/сек или время движения системы — небольшое.

Если скорость летательного аппарата достигает $900\text{—}1000\text{ м/сек}$, а температура среды, например, на высоте $50\text{—}65\text{ км}$ равна $+100^\circ\text{C}$, то температура ткани купола в критической точке может быть (при определенном времени движения)

$$t_{\text{торм}}^{\circ} = 100 + 5 \left(\frac{1000}{100} \right)^2 = 600^\circ\text{C}.$$

Такую температуру в течение короткого времени может выдержать, например, ткань купола из стéклáнного волокна.

Можно сохранить прочность ткани купола, если вводить парашют в действие на малых скоростях, когда выполнившийся купол ограничит нарастание скорости системы (см. фиг. 5.17, кривая 5).

ЛИТЕРАТУРА

1. Лобанов Н. А., Нагрузки на парашют, «Легкая промышленность», 1945, № 6.
2. «Атмосферы земли и планет», ИЛ, 1951.
3. «Динамика ракет», Оборонгиз, 1950.
4. Левинсон Я. И., Аэродинамика больших скоростей, Оборонгиз, 1950.

Глава VI

ПЕРЕГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ПАРАШЮТИСТА

При совершении спасательного прыжка парашютист четыре раза испытывает действие перегрузок.

1-й раз — при отделении от самолета при помощи катапульты. При этом парашютист подвергается примерно 20-кратной перегрузке, действующей в течение $0,1\text{ сек}$.

2-й раз — парашютист подвергается действию перегрузок при свободном падении, когда скорость изменяется из-за аэродинамического сопротивления парашютиста с креслом и тормозного парашюта.

3-й раз — перегрузка действует на парашютиста в процессе наполнения купола парашюта воздухом. При этом перегрузка есть результат суммарного сопротивления купола и тела парашютиста.

4-й раз — парашютист подвергается действию перегрузки при приземлении. В зависимости от жесткости грунта и скорости ветра перегрузка при приземлении может быть различной.

1. ПЕРЕГРУЗКА ПРИ СВОБОДНОМ ПАДЕНИИ В ВОЗДУХЕ

При свободном падении, до начала наполнения купола воздухом, скорость падающего парашютиста (груза) изменяется от V до V_0 . При этом действующая на парашютиста сила сопротивления

$$Q = \frac{\rho V^2}{2} c_H f_r.$$

Рассмотрим влияние направления движения парашютиста (груза) на величину перегрузки.

Вертикальное падение

При вертикальном падении на тело действуют силы Q и G , которые связаны следующим уравнением:

$$Q = G + mj. \quad (6.1)$$

Так как $m = G/g$, то

$$Q = G + G \frac{j}{g}.$$

Отношение j/g есть перегрузка n_y . Таким образом,

$$n_y = \frac{j}{g} = \frac{Q}{G} - 1. \quad (6.2)$$

Движение с горизонтальной начальной скоростью

При движении с горизонтальной начальной скоростью (например, при отделении от горизонтально летящего самолета) проекция силы веса тела на направление движения будет равна нулю. Тогда из уравнения

$$Q = mj,$$

получим

$$n_x = \frac{j}{g} = \frac{Q}{G}.$$

Таким образом, при прыжке (или сбрасывании груза) с горизонтально летящего самолета парашютист до введения парашюта в действие испытывает перегрузку на единицу большую, чем при прыжке из отвесно пикирующего самолета (при этом имеется в виду, что высота и скорость или q_v в обоих случаях одинаковы).

2. ПЕРЕГРУЗКА ПРИ НАПОЛНЕНИИ КУПОЛА ПАРАШЮТА ВОЗДУХОМ

Вертикальное падение

К моменту полного наполнения купола парашюта воздухом система парашют—парашютист испытывает воздействие суммарного сопротивления купола парашюта и тела парашютиста. Действующие на систему силы связаны следующим уравнением:

$$R_{\text{сист}} = G + mj.$$

Таким образом, перегрузка

$$n_y = \frac{j}{g} = \frac{R_{\text{сист}}}{G} - 1.$$

Горизонтальное движение

При введении в действие парашюта артиллерийского осветительного снаряда на восходящей ветви траектории может оказаться, что к моменту полного наполнения купола парашюта продольная ось системы будет располагаться горизонтально. В этом случае

$$R_{\text{сист}} = mj,$$

откуда перегрузка

$$n_x = \frac{j}{g} = \frac{R_{\text{сист}}}{G}.$$

Таким образом, наполнение купола парашюта при горизонтальном полете системы создает перегрузку на единицу большую, чем при вертикальном падении.

Вертикальное движение вверх

Пусть наполнение купола парашюта происходит при движении системы вверх. В этом случае

$$R_{\text{сист}} = -G + mj,$$

откуда перегрузка

$$n_y = \frac{j}{g} = \frac{R_{\text{сист}}}{G} + 1.$$

Таким образом, при вертикальном движении системы *вверх* в момент полного наполнения купола парашюта система испытывает перегрузку на две единицы большую, чем при движении системы *вниз*.

Глава VII

СПОСОБЫ УМЕНЬШЕНИЯ НАГРУЗОК НА КУПОЛ ПАРАШЮТА В ПРОЦЕССЕ НАПОЛНЕНИЯ

Уменьшение нагрузок, действующих на купол парашюта в процессе наполнения, достигается двумя основными способами.

1. Начало наполнения купола парашюта производить на минимально возможной скорости V_0 .
2. Применять парашюты с конструктивными особенностями купола, снижающими нагрузки*.

1. ОБЕСПЕЧЕНИЕ МИНИМАЛЬНО ВОЗМОЖНОЙ СКОРОСТИ ПАДЕНИЯ СИСТЕМЫ К НАЧАЛУ НАПОЛНЕНИЯ

Задержка раскрытия парашюта

Рассмотрим для примера спасательный парашют. Из технических данных парашюта следует, что его можно вводить в действие на высоте 300—500 м на скорости не более 450 км/час.

Можно ли рекомендовать этот парашют при прыжке с самолета, скорость которого значительно более 450 км/час, и на большой высоте? Да, можно, но вводить парашют в действие нужно при вполне определенных условиях.

Рассмотрим конкретный случай: экипаж покидает самолет при аварии через нижние люки фюзеляжа без катапультных устройств. Опытным путем установлено, что покидание самолета в этом случае возможно при индикаторной скорости полета не более 600—620 км/час. Очевидно, если спасательный парашют будет введен в действие сразу же после отделения от самолета, нагрузки на раскрывающийся парашют будут столь большими, что он разрушится.

Рассмотрим следующий пример. Пусть летчик покидает самолет при индикаторной скорости 504 км/час (140 м/сек) и вводит парашют в действие через 3 сек после отделения от горизонтально летящего самолета. В этом случае нагрузки на парашют будут

* См. гл. XI и XII.

чрезмерно высокими, начиная с высоты 3000 м, если считать, что допустимая нагрузка равна 1600 кг (табл. 7.1).

Таблица 7.1

$H, м$	1000	3000	6000	9000	10000	11000	12000	13000	14000
$R_{п\max}, кг$	1177	1614	2629	3819	5078	5983	7299	8597	10534

Величина нагрузки, действующая на парашют, а следовательно, и на организм летчика, прыгающего с парашютом, зависит от скорости падения парашютиста V_0 в момент начала наполнения купола парашюта. Началом наполнения купола парашюта воздухом считаем момент полного вытягивания купола и строп парашюта на всю длину.

Зависимость скорости V_0 от нагрузки $R_{п\max}$ выражена формулой (4.16):

$$V_0 = \sqrt{\frac{8R_{п\max}}{V_{пр}^2 c_n F_n} \left(\frac{V_{пр}^2}{\Delta} + \frac{2\sqrt{F_n}}{K} \right) - \frac{\sqrt{F_n}}{K}}.$$

Задаваясь допустимой организмом человека нагрузкой $R_{п\max} = 1600$ кг, получим, что скорость V_0 на высотах 1000 и 12000 м не должна превышать соответственно 100 и 104 м/сек.

Каким же путем, покидая самолет на значительно больших скоростях, летчик сможет обеспечить введение парашюта в действие при $V_0 = 100$ м/сек?

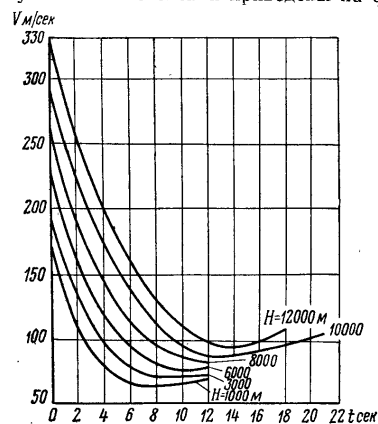
Рассмотрим изменение по времени скорости парашютиста, падающего с разных высот и при различных начальных условиях.

После отделения от самолета скорость падения парашютиста, равная скорости самолета в момент прыжка, при дальнейшем падении уменьшается из-за сопротивления воздуха, действующего на тело парашютиста. В первые секунды падения после отделения парашютиста от горизонтально летящего самолета скорость уменьшается до минимальной, а затем увеличивается до установившейся скорости тела на данной высоте $V_{кр}$. Скорость падения парашютиста в момент отделения от самолета ($V_{инд} = 610$ км/час) значительно больше допустимой скорости V_0 ; поэтому для обеспечения нормальной работы парашют необходимо вводить в действие спустя некоторое время после отделения от самолета. Время падения парашютиста до раскрытия парашюта обычно называют *временем задержки раскрытия парашюта*, а прыжок с такой задержкой — *затяжным прыжком*. Совершенно очевидно, что для разных высот и начальных скоростей необходимое время задержки раскрытия будет различным.

С увеличением высоты плотность воздуха уменьшается, следовательно, и времени для гашения скорости на большой высоте потребуется больше.

Чтобы оценить, как изменяется потребное время задержки раскрытия парашюта в зависимости от высоты и начальной скорости, рассмотрим расчетные данные изменения скорости падения парашютиста по времени после того, как он покинул горизонтально летящий самолет на скорости $V_{\text{инд}} = 610 \text{ км/час}$ на высотах 1000, 3000, 6000, 8000, 10 000 и 12 000 м.

Вычисления выполнены по методу, изложенному в гл. II. Результаты вычислений приведены на фиг. 7.1. В табл. 7.2 показано



Фиг. 7.1. Изменение скорости падения парашютиста с задержкой раскрытия парашюта (прыжок с горизонтально летящего самолета).

по скоростным напорам, соответствующим скорости $V_0 = 100 \text{ м/сек}$ на разных высотах, и по фиг. 12.8.

Таблица 7.2

Высота прыжка в м	1000	3000	6000	8000	10000	12000
$V_{\text{ист. самолета}}$ в м/сек	178	197	230	260	290	330
Время задержки t_1 в сек не менее . . .	3	4	5	7	9	11
Время задержки t_1 , обеспечивающее минимальную скорость V_0	7	8	9	10	11	12

Из фиг. 7.1 можно отметить важное обстоятельство, что при заданных начальных условиях на высоте более 8000 м время задержки не должно быть более 15 сек, так как при большем времени падения скорость парашютиста может значительно превысить

время задержки раскрытия парашюта t_1 , при котором $V_0 = 100 \text{ м/сек}$, а также время t_1 , соответствующее минимальному значению скорости V_0 . При этом следует иметь в виду, что скорость V_0 достигается парашютистом за время $t_1 + t_2$ (t_2 — время вытягивания, см. гл. I).

Из табл. 7.2 и фиг. 7.1 следует, что при задержке раскрытия парашюта на высотах до 12 000 м в течение 11 сек обеспечивается начало наполнения купола парашюта при скорости V_0 , равной или меньшей 100 м/сек.

Значения скорости V_0 по высотам при задержке раскрытия в 11 сек указаны в табл. 7.3. Время вытягивания парашюта определено

Таблица 7.3

Высота прыжка в м	1000	3000	6000	8000	10000	12000
$V_{\text{ист.}}$ м/сек	178	197	230	260	290	330
Время задержки в сек	11	11	11	11	11	11
Время вытягивания в сек	0,75	0,95	1,15	1,2	1,375	1,6
V_0 , м/сек	65	70	77	81	87	94

100 м/сек. Это не исключает возможности очень длительной задержки раскрытия парашюта, в течение которой парашютист падает до малой высоты, на которой установившаяся скорость падения будет меньше 100 м/сек. Так, например, если установившаяся скорость парашютиста на уровне земли равна $V_{\text{кр}0}$, то из соотношения

$$V_{\text{кр}h}^2 = \frac{V_{\text{кр}0}^2}{\Delta}$$

можно определить Δ , т. е. относительную плотность воздуха на той высоте, на которой и ниже которой скорость парашютиста будет равна или меньше $V_{\text{кр}h}$.

Принимая $V_{\text{кр}h} = 100 \text{ м/сек}$, а $V_{\text{кр}0} = 70 \text{ м/сек}$, получим

$$\Delta = \frac{V_{\text{кр}0}^2}{V_{\text{кр}h}^2} = \frac{70^2}{100^2} = 0,49,$$

что соответствует высоте 6850 м.

Следовательно, при совершении спасательных прыжков на высоте более 8000 м необходимо обеспечить задержку раскрытия парашюта в течение 11 сек, но не более 15 сек, или же падать, не раскрывая парашюта, до высоты, меньшей 6500 м.

Но было бы ошибочно заключить, что проблема спасения летчика на большой высоте разрешается при совершении прыжка с задержкой раскрытия парашюта, и что безопасность прыжка обеспечивается при этом индивидуальным кислородным прибором и комбинированным полуавтоматом, вводящим парашют в действие на заданной высоте. В действительности проблема спасения летчика на большой высоте и при большой скорости совершением затяжных прыжков решается только частично. Прыжок с определенной задержкой раскрытия парашюта не так уж просто совершить, тем более летчику, который покидает самолет при аварии, когда инстинкт самосохранения побуждает его ввести парашют в действие немедленно после прыжка. Кроме того, при совершении затяжного прыжка чувство времени теряется, человеку кажется, что он падает целую вечность, хотя на самом деле падение продолжается не более 3—5 сек. Падая без контроля времени (парашютисты обычно контролируют время падения счетом или по секундомеру), летчик может ввести парашют в действие преждевременно.

Следовательно, проблема спасения летчика на большой высоте и скорости полета может быть разрешена полностью только созданием такой конструкции парашюта, которая обеспечила бы минимальные нагрузки при наполнении купола на большой высоте и скорости, а также созданием прибора, который устранял бы возможность преждевременного раскрытия парашюта самим летчиком.

Условия, обеспечивающие нормальную работу парашюта при прыжке из отвесно пикирующего самолета, можно определить из анализа кривых изменения скорости падения по времени, построенных по формулам для вертикально падающих тел (см. гл. II, разд. 1).

Применение тормозных парашютов

Выше было показано, что при свободном падении в течение нескольких секунд скорость падения парашютиста заметно уменьшается.

Так, при прыжке с самолета на высоте 1000 м и скорости полета 178 м/сек скорость парашютиста через 3 сек после прыжка уменьшается до 100 м/сек. При прыжке с самолета на высоте 6000 м и скорости 230 м/сек скорость падения парашютиста уменьшается до 100 м/сек через 5 сек после прыжка. Такое значительное уменьшение скорости происходит при площади сопротивления парашютиста в 0,5 м² и удельной весовой нагрузке $G/f = 200 \text{ кг/м}^2$.

Очевидно, что скорость всех грузов с удельной весовой нагрузкой 200 кг/м² будет изменяться так же, как и скорость парашютиста (см. фиг. 7.1). Если удельная весовая нагрузка велика, то ее можно уменьшить дополнительным тормозным парашютом, площадь которого совместно с площадью сопротивления груза обеспечит нужное отношение $G/c_{\text{тг}} + c_{\text{т}}F_{\text{т}}$.

Рассмотрим конкретный пример. Пусть вес груза 400, 800, 1200 кг и т. д. Допустимая скорость V_0 не более 80 м/сек. Площадь сопротивления дополнительного тормозного парашюта и груза соответственно 2, 4, 6 м² и т. д. Для всех этих систем $G/c_{\text{тг}} + c_{\text{т}}F_{\text{т}} = 200 \text{ кг/м}^2$, поэтому изменение по времени скорости каждого груза с тормозным парашютом будет отображаться фиг. 7.1. Из анализа кривых следует, что при сбрасывании груза с горизонтально летящего самолета при индикаторной скорости 610 км/час с немедленным введением в действие тормозного парашюта для гашения скорости до $V_0 = 80 \text{ м/сек}$ (что обеспечит нормальную работу купола основного парашюта), необходимо задержать раскрытие основного парашюта в течение нескольких секунд после отделения от самолета, как указано в табл. 7.4.

Из фиг. 7.1 видно также, что, задерживая на высоте 1000—8000 м раскрытие основного парашюта в течение 11 сек с момента отделения груза от самолета, мы обеспечиваем начало наполнения купола основного парашюта при скорости V_0 , равной или мень-

Таблица 7.4

Высота сбрасывания, м	1000	3000	6000	8000	10000	12000
$V_{\text{ист}} \text{ самолета, м/сек}$	178	197	230	260	290	330
Время задержки в сек	4	5	7,5	11,0	Задержка раскрытия до высоты 2700 м	

шей 80 м/сек. При сбрасывании грузов с высоты, большей 8000 м, раскрывать основной парашют нужно на такой высоте, где критическая скорость груза с тормозным парашютом будет меньше или равна 80 м/сек.

Из соотношения

$$\Delta = \frac{V_{\text{кР0}}^2}{V_{\text{кРн}}^2}$$

получим

$$\Delta = \frac{70^2}{80^2} = 0,765,$$

что соответствует высоте 2700 м.

Применение тормозного парашюта при прыжке со спасательным парашютом ограничивается нагрузкой, предельно допустимой для организма человека.

Пусть допустимая нагрузка 1600 кг; для человека весом 100 кг $c_{\text{тг}} = 0,4 \text{ м}^2$, $\rho = \frac{1}{8} \text{ кгс} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4$. Тогда максимальная скорость полета, при которой парашютист может отделиться от самолета, равна

$$V = \sqrt{\frac{2Q}{\rho c_{\text{тг}}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 8 \cdot 1600}{0,4}} = 253 \text{ м/сек.}$$

Следовательно, при скорости полета 250 м/сек (900 км/час) сопротивление воздуха телу человека столь значительно, что о применении дополнительного тормозного парашюта не может быть и речи*.

В тех случаях, когда по характеру сбрасываемого груза большие нагрузки недопустимы, а скорость падения груза значительно превышает V_0 , тормозные парашюты вводятся последовательно. Первый парашют — малых размеров — вводится в действие при большой скорости падения груза. Через несколько секунд на меньшей скорости вводится в действие второй тормозной парашют и так до тех пор, пока скорость падения системы не достигнет скорости V_0 , допустимой для начала наполнения купола основного парашюта (подробно см. гл. XI).

* Подробно см. гл. XII.

2. КОНСТРУКТИВНЫЕ ОСОБЕННОСТИ КУПОЛА ПАРАШЮТА, СНИЖАЮЩИЕ НАГРУЗКИ

Куполы из ткани с большой воздухопроницаемостью

Воздухопроницаемость ткани характеризуется количеством литров воздуха, протекающего через квадратный метр ткани в одну секунду при определенном перепаде давления. Очевидно, что чем больше воздухопроницаемость ткани, тем дольше купол парашюта будет наполняться, тем больше будет путь торможения и меньше нагрузки, действующие на купол парашюта в процессе наполнения.

Воздухопроницаемость ткани зависит от перепада давления. С уменьшением перепада давления воздухопроницаемость ткани уменьшается. В процессе наполнения купола скорость падения системы груз—парашют уменьшается, а следовательно, уменьшается и скоростной напор, что приводит к уменьшению перепада давления и к уменьшению воздухопроницаемости ткани купола.

Возможности уменьшения нагрузок путем увеличения воздухопроницаемости ткани ограничены. При воздухопроницаемости ткани 1800—2000 л/м²сек купол парашюта совсем не наполняется. Для куполов парашютов, наполняющихся воздухом без дополнительных приспособлений, применяется ткань с воздухопроницаемостью от 100—300 до 800—1000 л/м²сек. При воздухопроницаемости ткани, большей 1100—1200 л/м²сек, купол парашюта наполняется полностью только при малой скорости падения системы.

Как уже указывалось, купол парашюта наполняется воздухом полностью при критической скорости $V_{ок}^*$. Если скорость системы больше $V_{ок}$, то купол парашюта полностью не наполняется. В зависимости от воздухопроницаемости ткани критическая скорость наполнения купола $V_{ок}$ колеблется в пределах от 6—7 до 100 м/сек и более. Если частично выполнившийся купол парашюта уменьшает скорость падения системы до $V_{ок}$, то купол выполняется полностью, в противном случае купол будет сохранять частично выполненную форму.

Увеличение воздухопроницаемости ткани уменьшает коэффициент сопротивления купола c_d , поэтому для обеспечения заданной скорости приземления площадь купола необходимо соответственно увеличивать. Следовательно, решая задачу уменьшения действующих на купол нагрузок путем увеличения воздухопроницаемости ткани, приходится мириться с неизбежным увеличением площади купола, его веса и объема.

Так, например, купол спасательного парашюта площадью 42 м² обеспечивает скорость приземления (6 м/сек) при воздухопроницаемости ткани 400—800 л/м²сек, но для обеспечения относительно малой нагрузки на купол при его наполнении необходимо,

чтобы воздухопроницаемость ткани была 1600—1800 л/м²сек, а площадь купола 60—64 м².

О конструктивной воздухопроницаемости куполов из ткани с малой воздухопроницаемостью см. гл. XII.

Увеличение площади купола парашюта

Увеличение площади купола парашюта уменьшает удельную весовую нагрузку G/F_n и увеличивает протяженность пути наполнения купола ($S_n = c \sqrt{F_n}$). В связи с увеличением пути наполнения уменьшается V_n —скорость системы в момент полного наполнения купола; уменьшение скорости V_n приводит к уменьшению нагрузки $R_{n \max}$.

Уменьшение длины строп парашюта

При уменьшении длины строп парашюта уменьшается критическая скорость наполнения $V_{ок}$. Система движется длительное время с полунаполненным куполом до тех пор, пока скорость не уменьшится до критической, после чего купол наполняется полностью. Ввиду малой критической скорости малы и нагрузки на выполненный купол. Опыты показывают, что критическая скорость наполнения уменьшается пропорционально уменьшению длины строп. Следовательно, уменьшая в два раза длину строп, можно уменьшить нагрузку в 4 раза, так как нагрузка пропорциональна квадрату критической скорости.

* См. гл. VIII.

Глава VIII

КРИТИЧЕСКАЯ СКОРОСТЬ НАПОЛНЕНИЯ И ЕЕ ЗАВИСИМОСТЬ ОТ РАЗЛИЧНЫХ ФАКТОРОВ

В разд. 4 гл. II было введено понятие критической скорости наполнения $V_{ок}$.

В настоящей главе мы приводим формулу для определения скорости $V_{ок}$ и результаты анализа зависимости $V_{ок}$ от различных факторов*.

1. ФОРМУЛА КРИТИЧЕСКОЙ СКОРОСТИ НАПОЛНЕНИЯ

$$V_{ок} = \frac{2kA}{A^2 - \omega}, \quad (8.1)$$

где

$$k = -\frac{a}{2b}.$$

Здесь a и b — размерные коэффициенты соотношения, связывающего перепад давления Δp со скоростью V_i протекания воздуха через ткань. Изменение V_i от Δp определяется для ткани купола в аэродинамической трубе и выражается кривой $V_i = V_i(\Delta p)$, аналитическая зависимость которой имеет вид:

$$\Delta p = aV_i + bV_i^2.$$

Опыты показывают, что каждая ткань, отличающаяся структурой, воздухопроницаемостью или природой волокна, имеет свои коэффициенты a и b ;

$$A = \frac{\left(\gamma + \frac{\pi}{2}\lambda\right)^2 (n_1 \lambda^2 - n_2 \beta^2)}{2\lambda^2 (1 + \gamma)^2 - \beta^2 \left(\gamma + \frac{\pi}{2}\lambda\right)^2}.$$

* Вывод формулы для определения $V_{ок}$ и анализ ее зависимости от разных факторов выполнен канд. техн. наук В. С. Еремным и опубликован в гл. VIII книги «Парашюты» Н. А. Лобанова, изд. ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1953.

Здесь

$$\gamma = \frac{2L}{D} \quad (L — \text{длина строп, } D — \text{диаметр купола});$$

$$\beta = \frac{2r_0}{D} \quad (r_0 — \text{радиус полюсного отверстия});$$

$$\lambda = \frac{2r^*}{D} \sqrt{\lambda_1^2 - \frac{2\pi^2 (n\lambda_1 - \pi)^2 + n\pi (2 - \pi\lambda_1) (4n\lambda_1 - 2\pi - \lambda_1\pi^2)}{n(2n - \pi^2)^2}}.$$

При $\lambda_1 = 0,2$

$$\lambda = (0,2n - \pi) \sqrt{\frac{2}{n(2n - \pi^2)}}, \quad (8.2)$$

n — количество строп в куполе;

n_1 — коэффициент поджатия струи воздуха у входного отверстия купола; принимается равным единице;

n_2 — коэффициент, определяющий поправку к средней скорости воздушного потока при истечении через полюсное отверстие; принимается равным 0,5.

Тогда

$$A = \frac{\left(\gamma + \frac{\pi}{2}\lambda\right)^2 (\lambda^2 - 0,5\beta^2)}{2\lambda^2 (1 + \gamma)^2 - \beta^2 \left(\gamma + \frac{\pi}{2}\lambda\right)^2}, \quad (8.3)$$

а для купола без полюсного отверстия

$$A = \frac{\left(\gamma + \frac{\pi}{2}\lambda\right)^2}{2(1 + \gamma)^2}. \quad (8.4)$$

$$\omega = \rho \frac{n_0}{b}. \quad (8.5)$$

Здесь ρ — массовая плотность воздуха на высоте наполнения купола;

n_0 — опытный коэффициент**.

2. ПРЕДЕЛ ПРИМЕНИМОСТИ ФОРМУЛЫ (8.1)***

Из формулы (8.1) следует, что $V_{ок}$ имеет действительное значение, если $\omega > A^2$. В этом случае можно получить вполне определенную критическую скорость наполнения. Если $\omega \leq A^2$, то будут по-

* Графическая зависимость λ от числа строп показана на фиг. 12.46.

** Графическая зависимость n_0 от воздухопроницаемости ткани приведена на фиг. 12.47.

*** Методика вычисления $V_{ок}$ приведена в гл. XII.

лучены бесконечно большие или отрицательные значения критической скорости $V_{ок}$. Это значит, что купол парашюта будет непрерывно наполняться.

3. АНАЛИЗ ЗАВИСИМОСТИ СКОРОСТИ $V_{ок}$ ОТ РАЗЛИЧНЫХ ФАКТОРОВ

При анализе зависимости $V_{ок}$ от различных параметров будем рассматривать определенный парашют и изменять в нем только один интересующий нас параметр.

Примем парашют с круглым куполом, характеризуемый следующими данными: площадь купола $F_{п} = 60,3 \text{ м}^2$; диаметр купола $D = 8,8 \text{ м}$; длина строп $L = 6,55 \text{ м}$; количество строп $n = 28$.

Величину безразмерного параметра λ , согласно опытным данным примем равной 0,2, а $\lambda = 0,102$. Характеризующий длину строп безразмерный параметр $\gamma = 1,489$.

Конечно, при определении зависимости $V_{ок}$ от длины или от количества строп рассматриваются различные значения γ и λ .

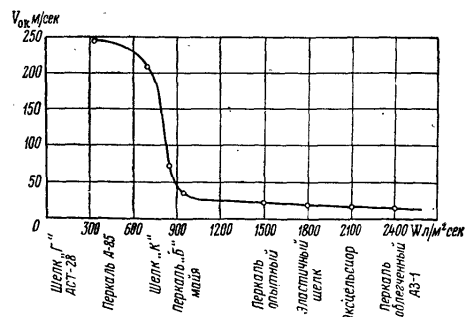
Зависимость скорости $V_{ок}$ от воздухопроницаемости ткани

Для установления зависимости $V_{ок}$ от воздухопроницаемости ткани воспользуемся формулой (8.1), в которой переменными величинами являются

$$k = -\frac{a}{2b}$$

и формулой (8.5), где

$$\omega = \rho \frac{n_0}{b}$$

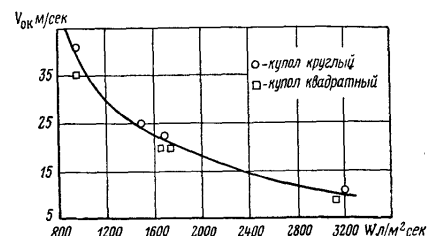


Фиг. 8.1. Расчетная кривая зависимости критической скорости наполнения $V_{ок}$ от воздухопроницаемости ткани купола W .

Результаты вычислений приведены на фиг. 8.1 и 8.2. Значения a и b для различных тканей вычисляем по фиг. 12.41 и методике, изложенной в гл. XII, стр. 255.

Из фиг. 8.1 и 8.2 видно, что чем выше воздухопроницаемость ткани купола, тем меньше $V_{ок}$ и тем при меньшей скорости может наполниться купол.

Полученные результаты замечательны тем, что каждой ткани, индивидуальные особенности которой характеризуются коэффициентами a и b , соответствует определенная критическая скорость $V_{ок}$ (при заданных γ , n и λ), т. е. указывается определенное значение скорости, выше которой купол парашюта данной конструкции, изготовленный из данной ткани, не наполняется, а ниже — наполняется.



Фиг. 8.2. Расчетная кривая зависимости критической скорости наполнения $V_{ок}$ от воздухопроницаемости ткани W .

Проверка зависимости скорости $V_{ок}$ от воздухопроницаемости ткани, проведенная в аэродинамической трубе с моделями куполов парашютов площадью $F_{п} = 3,75 \text{ м}^2$, изготовленными из тканей с различной воздухопроницаемостью, показала удовлетворительную сходимость расчетных и опытных данных, что подтверждает правильность расчетной кривой фиг. 8.2.

Зависимость скорости $V_{ок}$ от длины строп

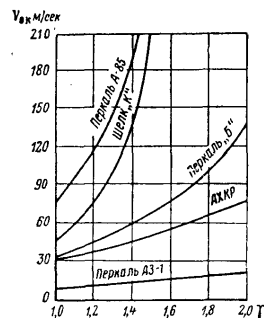
Входящий в формулы (8.3), (8.4) и (8.1) и выражающий отношение длины стропы L к диаметру D купола в раскрое, параметр γ является конструктивным параметром и для некоторых конструкций равен 1,4—1,6, что соответствует изменению длины строп в пределах

$$L = (0,7-0,8) D.$$

В разд. 3 расчеты были проведены для куполов с $\gamma = 1,489$. Выясним теперь, как влияет изменение параметра γ на $V_{ок}$, для чего в расчетных формулах (8.3), (8.4) и (8.1) все параметры, кроме γ , будем считать постоянными, а значение параметра γ будем изменять в пределах от 1 до 2.

Результаты расчетов нанесены на фиг. 8.3. Из этих данных можно сделать вывод, что с увеличением значения γ , т. е. с увеличением

длины строп купола парашюта из всех рассматриваемых тканей, критическая скорость наполнения $V_{ок}$ возрастает и становится тем больше, чем меньше воздухопроницаемость ткани. Из этого следует, что с увеличением длины строп раскрываемость куполов улучшается и, что уменьшением длины строп можно обеспечить ненаполняемость купола на больших скоростях*.



Фиг. 8.3. Зависимость критической скорости наполнения $V_{ок}$ от длины строп.

характеристики, указанные в начале настоящего раздела, изготовленных из различных тканей и вводимых в действие на высоте $H = 1000, 3000, 6000, 9000$ и 12000 м.

Результаты расчетов нанесены на фиг. 8.4. Как видно, с увеличением высоты, на которой парашют вводится в действие, скорость $V_{ок}$ возрастает при всех рассматриваемых тканях, причем она увеличивается тем энергичнее, чем меньше воздухопроницаемость ткани.

Возрастание скорости $V_{ок}$ с увеличением высоты, на которой парашют вводится в действие, обуславливает наполняемость на большой высоте тех куполов, которые на малой высоте не наполняются, и увеличение нагрузок на систему парашют—груз в процессе наполнения купола на большой высоте.

Зависимость скорости $V_{ок}$ от количества строп

Параметр λ (8.2) определяется площадью входного отверстия купола и изменяется с изменением числа строп n . Пользуясь формулой (8.2) и задавшись разным количеством строп (от 12 до 200), можно вычислить изменение параметра λ для куполов, изготовленных из различных тканей, но с геометрическими размерами, указан-

* См. гл. XI, «Приближенный расчет элементов рифленого купола».

Зависимость скорости $V_{ок}$ от высоты, на которой парашют вводится в действие

В формулу (8.1), определяющую критическую скорость наполнения, входит величина ω , равная $\omega = \rho \frac{n_0}{b}$ [см. (8.5)].

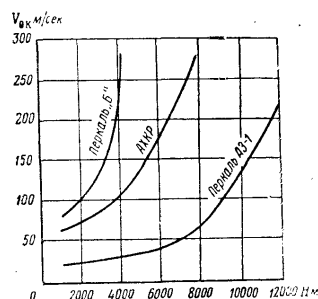
Естественно, что с изменением плотности ρ , т. е. с изменением высоты H , будет изменяться ω , а следовательно, и $V_{ок}$.

Как и в предыдущих подразделах, расчет производится применительно к куполам парашютов, имеющих харак-

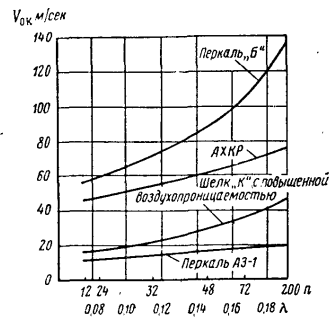
теристиками в начале настоящего раздела. Результаты расчетов иллюстрируются фиг. 8.5.

Как видно, для куполов, изготовленных из всех рассматриваемых тканей, с увеличением числа строп n критическая скорость наполнения $V_{ок}$ возрастает.

Однако для куполов из ткани с большой воздухопроницаемостью увеличение n вряд ли целесообразно, так как это мало влияет на увеличение $V_{ок}$, но может привести к ухудшению наполняемости



Фиг. 8.4. Зависимость критической скорости наполнения $V_{ок}$ от высоты введения парашюта в действие.



Фиг. 8.5. Зависимость критической скорости наполнения $V_{ок}$ от количества строп.

купола потому, что в момент начала наполнения входное отверстие в куполе (по его нижней кромке) может перекрыться большим количеством строп.

Зависимость скорости $V_{ок}$ от размеров полюсного отверстия купола

Параметр β , характеризующий отношение диаметра полюсного отверстия к диаметру купола парашюта, через величину A (8.3) входит в формулу (8.1), связывающую $V_{ок}$ с A , а следовательно, и с параметром β .

Из формулы (8.1) следует, что $V_{ок}$ имеет действительное значение, если $A > 0$. Но из (8.3) видно, что это условие соблюдается, если

$$\lambda^2 > n_2 \beta^2,$$

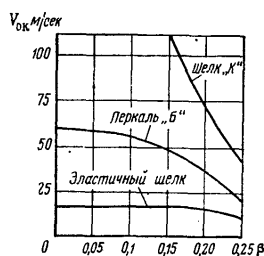
откуда

$$\beta_{\max} < \frac{\lambda}{\sqrt{n_2}}.$$

По В. С. Еремину $n_2 = 0,492$, тогда при $\lambda = 0,2$

$$\beta_{\max} < 0,285.$$

На основании обработки опытных данных установлено, что при $\beta \geq 0,27$, купол парашюта не наполняется. Следовательно, для



Фиг. 8.6. Зависимость критической скорости наполнения $V_{ок}$ от параметра β .

обеспечения наполняемости купола значение β должно быть меньше 0,27.

Задаваясь различными значениями β , вычислим изменение $V_{ок}$ от β и построим график фиг. 8.6. Из графика следует, что по мере увеличения полюсного отверстия купола с упомянутыми выше геометрическими размерами, критическая скорость наполнения $V_{ок}$ уменьшается.

Глава IX

УСЛОВИЯ НАПОЛНЯЕМОСТИ КУПОЛА ПАРАШЮТА

В гл. VIII было показано, что купол парашюта наполняется, если скорость системы не превышает критической скорости наполнения $V_{ок}$. Но будет ли купол наполняться при очень малой скорости? Ведь можно указать такую скорость, при которой сопротивление воздуха будет недостаточным, чтобы удерживать купол в вытянутом положении. В этом случае правильнее говорить о минимальном скоростном напоре $q_{\min}$, при котором купол парашюта способен наполниться. Наибольший скоростной напор, при котором купол наполняется, обозначим $q_{\max}$. Следовательно, существует такой интервал скоростных напоров $q_{\min} \leq q \leq q_{\max}$, когда при q , не лежащем в этом интервале, купол не наполняется.

Минимальный скоростной напор $q_{\min}$ в практических условиях имеет место в двух случаях:

1) на малой высоте, когда на малой скорости, например, при снижении на главном куполе парашюта ($V_{сн} = 5-6$ м/сек) вводится в действие купол запасного парашюта. Сопротивления воздуха едва хватает, чтобы купол запасного парашюта выполнился. При этом скоростной напор

$$q = \frac{\rho_0 V_{сн}^2}{2} = \frac{5^2 - 6^2}{8 \cdot 2} = 1,56 - 2,25 \text{ кг/м}^2;$$

2) на большой высоте, где при малой плотности воздуха скоростной напор может оказаться недостаточным для наполнения купола. Скоростной напор $q_{\max}$ определяется скоростью $V_{ок}$.

1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ УСЛОВИЯ НАПОЛНЯЕМОСТИ КУПОЛА

Очевидно, что купол парашюта будет отставать от груза, если его сопротивление, равное $\Delta p_k F_x$, будет больше веса купола парашюта со стропами:

$$\Delta p_k F_x > G_k. \quad (9.1)$$

Для некоторых куполов парашютов

$$\frac{\Delta p_k}{q} = 1,6 = \text{const},$$

тогда $\Delta p_k = 1,6q$.

Подставляя в (9.1) значение Δp_k , получим

$$1,6qF_x > G_k,$$

откуда

$$q > \frac{G_k}{1,6F_x}, \quad \text{т. е.} \quad q_{\min} = \frac{G_k}{1,6F_x}, \quad (9.2)$$

где F_x — минимальная площадь сопротивления купола.

Неравенство $q > q_{\min}$ и определяет условие наполняемости купола.

В качестве примера определим условие наполняемости запасного парашюта с $G_k = 5 \text{ кг}$ и $F_x = 1,4 \text{ м}^2$. Минимальный скоростной напор, обеспечивающий наполняемость купола запасного парашюта, определится из выражения (9.2):

$$q_{\min} = \frac{5}{1,6 \cdot 1,4} = 2,24 \text{ кг/м}^2.$$

Вблизи от земли скоростной напор, равный $2,24 \text{ кг/м}^2$, может быть обеспечен при скорости $V_{\text{сп}} \geq 6 \text{ м/сек}$. В реальных условиях скорость снижения парашютиста на раскрытом главном куполе иногда не превышает 5 м/сек , что не обеспечивает нужного для раскрытия купола скоростного напора $q_{\min}$, поэтому нередко парашютист, снижаясь на раскрытом главном куполе, встряхивает купол запасного парашюта, способствуя его раскрытию.

Из выражения (9.2) следует, что возможность наполняемости в основном определяется весом купола парашюта. Чем больше вес купола, тем больше при прочих равных условиях должен быть минимальный скоростной напор, обеспечивающий направляемость купола. Из выражения (9.2) можно найти минимальную скорость, при которой выполняется условие наполняемости при вертикальном движении системы к земле:

$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2G_k}{1,6\rho F_x}}. \quad (9.3)$$

Определим, например, минимальную скорость, при которой условие наполняемости купола парашюта на высоте 70 км выполняется при следующих данных: $G_k = 10 \text{ кг}$; $F_x = 1,4 \text{ м}^2$; $\rho = 0,0000117 \text{ кгс} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4$.

$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2 \cdot 10}{1,6 \cdot 0,0000117 \cdot 1,4}} = 940 \text{ м/сек}.$$

При такой скорости купол парашюта наполнится.

При горизонтальном движении системы или при движении вверх условия наполнения купола улучшаются. Купол может лучше наполниться при меньшем скоростном напоре, чем при вертикальном движении вниз.

2. ПРОВЕРКА УСЛОВИЯ НАПОЛНЯЕМОСТИ КУПОЛА

Условие наполняемости можно проверить опытным путем в вертикальной аэродинамической трубе или в воздухе.

Проверка условия наполняемости купола в аэродинамической трубе

Купол парашюта с прикрепленным к нему грузом размещают на решетке вертикальной аэродинамической трубы. Проволока, натянутая вдоль оси трубы и проходящая через полюс купола, удерживает купол при продувке в центре трубы. Скорость потока воздуха в трубе доводят до такой величины, при которой выполненный купол с грузом удерживается во взвешенном состоянии. При этом сила сопротивления системы груз—купол парашюта равна весу системы. Измеряя скорость потока и плотность воздуха в условиях опыта, вычисляем коэффициент сопротивления системы, отнесенный к площади поверхности купола, по формуле

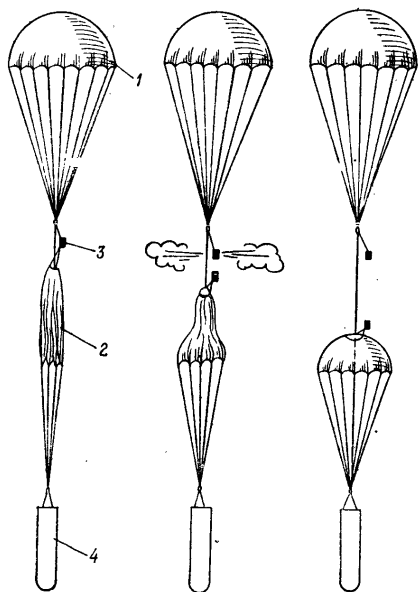
$$C_{\text{сист}} = \frac{2G_{\text{сист}}}{\rho V^2 F_n}.$$

Затем скорость потока уменьшаем до такой величины, при которой груз опирается на решетку, а купол парашюта опускается вниз до ослабления строп. Минимальный скоростной напор потока, при котором купол парашюта удерживается в потоке во взвешенном состоянии, принимают за $q_{\min}$.

Проверка условия наполняемости купола в воздухе

С самолета или аэростата сбрасываются груз 4 (фиг. 9.1) с вспомогательным парашютом 1, обеспечивающим системе заданную скорость снижения. На звене, соединяющем купол вспомогательного парашюта с грузом, подвешивается испытываемый купол 2, вытянутый на всю длину. Спустя 5—10 сек после наполнения купола вспомогательного парашюта, когда система снижается с установившейся скоростью, замок с временным замедлителем 3 освобождает полюсную часть испытываемого купола. Если скоростной напор достаточен, то испытываемый купол наполняется; в противном случае купол проваливается вниз (вес купола больше силы сопротивления) и не наполняется.

Изменяя вес груза, при последующих опытах устанавливаем минимальный скоростной напор, обеспечивающий условие наполняемости.



Фиг. 9.1. Схема опытной проверки условия наполняемости купола парашюта в воздухе.
1 — купол вспомогательного парашюта; 2 — испытываемый купол; 3 — замок с временным замедлителем; 4 — груз.

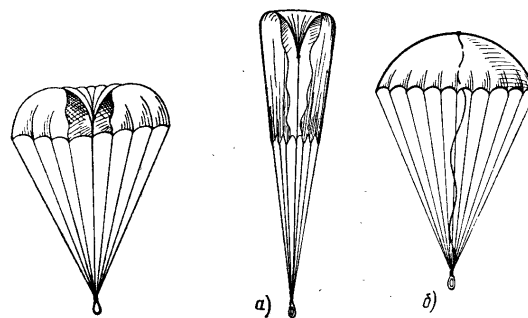
3. СПОСОБЫ УЛУЧШЕНИЯ НАПОЛНЯЕМОСТИ КУПОЛА

Для того, чтобы купол парашюта обеспечивал минимальные нагрузки при раскрытии на большой скорости, применяют ткань с большой воздухопроницаемостью, полюсное отверстие купола большой площади, или уменьшают число строп, укорачивают стропы и др. При испытании таких куполов в натурных условиях может явиться необходимость несколько уменьшить время наполнения или обеспечить наполняемость купола при больших скоростях.

Ниже указаны некоторые проверенные на практике способы, обеспечивающие улучшение наполняемости готового купола парашюта.

Применение центральной стропы

К полюсной части ненаполняющегося купола с его внутренней стороны прикрепляют одним концом центральную стропу. Другой конец этой стропы прикрепляют к грузу в месте крепления основных строп купола. Длину центральной стропы выбирают в зависимости от конкретных условий. В частном случае, когда купол изготовлен из ткани с воздухопроницаемостью более $2000 \text{ л/м}^2\text{сек}$ и предназначен для применения на относительно небольшой скорости, длина центральной стропы может быть равна длине основных строп (фиг. 9.2). Чаще длина центральной стропы на 200—400 мм



Фиг. 9.2. Купол с центральной стропой, равной длине основных строп.

Фиг. 9.3. Купол с центральной стропой большой длины.
а — в начале наполнения; б — в момент полного наполнения.

короче длины купола со стропами (фиг. 9.3). При полностью выполненном куполе центральная стропы повисает внутри купола.

Наличие центральной стропы приводит к расширению входного отверстия купола. При этом только полюсная часть выполняется на большой скорости и в таком положении гасит скорость системы до величины $V_{0\text{н}}$, при которой купол способен выполниться полностью.

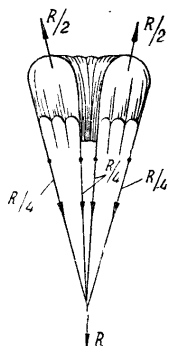
Чрезмерное уменьшение длины центральной стропы приводит к значительному ускорению наполнения купола и, следовательно, к большим нагрузкам на купол, в частности, на центральную стропу. Из схемы фиг. 9.4 легко усмотреть, что нагрузка, действующая на центральную стропу, примерно равна половине всей нагрузки, действующей на купол.

При большой длине центральная стропы подвергается воздействию нагрузки в течение сравнительно короткого времени, так как при малейшем наполнении купола полюсная часть опускается и центральная стропы выключается. При этом на малую площадь по-

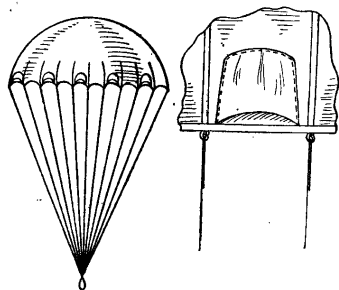
люсной части купола, наполненной воздухом, действует небольшая нагрузка (ввиду малой площади сопротивления).

Кроме улучшения наполняемости купола, центральная стропа увеличивает коэффициент сопротивления купола парашюта C_p .

Но применение центральной стропы имеет и свои отрицательные стороны. При укладке купола в упаковку центральная стропа может завернуться в ткань купола, а при раскрывании трение стропы о ткань приведет к ее ожиганию.



Фиг. 9.4. Схема сил, действующих на купол с центральной стропой.



Фиг. 9.5. Схема размещения карманов по нижней кромке купола.

Применение центральной стропы увеличивает вес, объем и стоимость купола, поэтому чаще отдают предпочтение описываемым ниже более рациональным способам улучшения наполняемости купола.

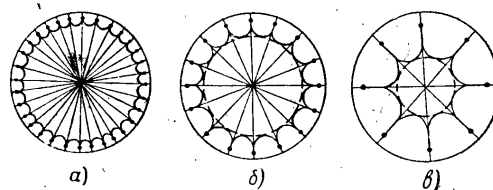
Размещение карманов по нижней кромке купола

По нижней кромке купола между узлами крепления строп пришивают карманы (фиг. 9.5). В момент полного вытягивания строп купола на всю длину карманы наполняются воздухом и, оказывая тормозящее действие, гасят скорость системы до критической $V_{ок}$, при которой купол способен наполняться полностью.

Увеличение числа строп купола

У купола с большим числом строп площадь начального входного отверстия по нижней кромке купола больше, чем у купола с малым числом строп (фиг. 9.6). Ткань, свободно расположенная меж-

ду узлами крепления строп, вжимается в начале наполнения внутрь купола и значительно перекрывает входное отверстие. При одинаковом числе строп площадь входного отверстия у купола с 32 стропами в несколько раз больше, чем у купола с 16 стропами и в особенности у купола с 8 стропами.

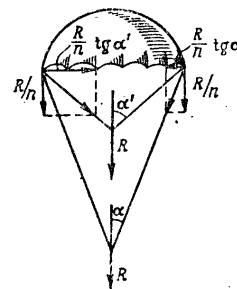


Фиг. 9.6. Схема изменения входного отверстия купола в зависимости от количества строп.
а — 32 стропы; б — 16 строп; в — 8 строп.

Наполняемость купола зависит от площади начального входного отверстия, и, естественно, лучше будет наполняться тот купол, у которого площадь входного отверстия больше.

Увеличение длины строп купола

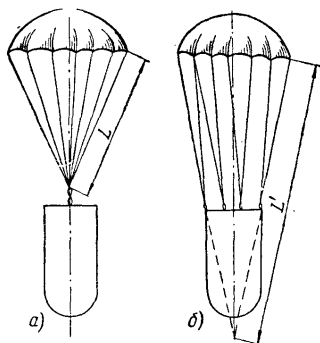
При увеличении длины строп купола силы, препятствующие наполнению купола, уменьшаются (фиг. 9.7) и наполнение купола облегчается.



Фиг. 9.7. Схема изменения сил, стягивающих кромку купола, в зависимости от длины строп.

Крепление строп купола по периметру груза

Крепление строп купола по периметру груза (фиг. 9.8) увеличивает эффективную длину строп ($L' > L$) и, следовательно, приводит к улучшению наполняемости купола.



Фиг. 9.8. Схема крепления строп купола к грузу.
а — в одной точке; б — по периметру груза.

Удаление купола парашюта от груза

При падении груза позади него создается зона завихрения, в которой купол парашюта может не наполниться из-за уменьшения скоростного напора q . В зависимости от скорости движения груза изменяется длина зоны ненаполняемости купола, поэтому удаление купола от груза выбирается в зависимости от условий движения, формы груза, соотношения миделя груза и парашюта и пр.

При скорости снижения системы до 200 м/сек расстояние от груза до нижней кромки купола должно быть не менее 5 диаметров груза (по миделю). При движении системы со сверхзвуковыми скоростями, расстояние от нижней кромки купола до груза должно быть не менее 10, а в отдельных случаях и 15 диаметров груза (по миделю).

Глава X

РАСЧЕТ КУПОЛА ПАРАШЮТА НА ПРОЧНОСТЬ

В процессе наполнения купола парашюта воздухом ткань купола и стропы подвергаются воздействию переменных нагрузок. В ряде случаев эти нагрузки превышают вес системы груз—парашют в десятки раз. Так, например, при наполнении купола спасательного парашюта нагрузки достигают 1000—1600 кг, что в 10—16 раз выше веса парашютиста с парашютом.

Для обеспечения надежности купола и строп необходимо, чтобы внутренние напряжения в ткани купола и стропях от действующих на купол нагрузок не превышали допустимых. Задачей расчета купола на прочность является определение в куполе и стропях наиболее напряженных мест и обеспечение их необходимой прочностью.

1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАПРЯЖЕНИЯ В ТКАНИ КУПОЛА

В процессе наполнения воздухом купол парашюта принимает форму усеченного конуса с полусферической «шапкой» (фиг. 10.1). Заметим, что купол имеет форму плоского круга диаметром D_k . Выполненная часть купола имеет поверхность, образованную плоским кругом диаметром d . В процессе наполнения диаметр d увеличивается и становится равным диаметру D_k в момент полного наполнения купола.

Рассечем наполняющийся купол горизонтальной и вертикальной плоскостями так, как показано на фиг. 10.2. Обозначим $\sigma_{гор}$ — напряжение в ткани купола по горизонтальному сечению, а $\sigma_{верт}$ — по вертикальному сечению. Длина ткани купола по горизонтальному сечению, растягиваемому силой R_H , равна πd .

Напряжение в ткани купола по горизонтальному сечению

$$\sigma_{гор} = \frac{R_H}{\pi d} \quad (10.1)$$

Длина ткани по вертикальному сечению, которое растягивается

силой $\frac{R_{\Pi}^*}{2}$, равна d . Напряжение в ткани купола по вертикальному сечению:

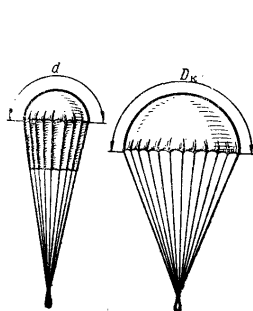
$$\sigma_{\text{верт}} = \frac{R_{\Pi}}{2d} \quad (10.2)$$

Разделив равенство (10.2) на (10.1), получим

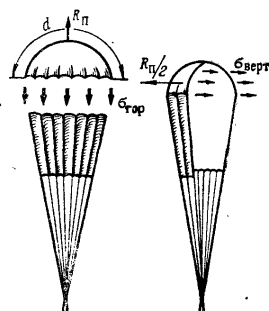
$$\frac{\sigma_{\text{верт}}}{\sigma_{\text{гор}}} = \frac{\pi}{2}$$

или

$$\sigma_{\text{верт}} = 1,57\sigma_{\text{гор}} \quad (10.3)$$



Фиг. 10.1. Форма купола при наплевнении.



Фиг. 10.2. К определению $\sigma_{\text{гор}}$ и $\sigma_{\text{верт}}$.

2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПАСНОГО СЕЧЕНИЯ В КУПОЛЕ

Сечение, в котором ткань купола имеет наибольшее напряжение, будем называть *опасным*. Из равенств (10.2) и (10.3) следует, что у купола плоской формы наибольшее напряжение имеет место по вертикальному сечению, когда $R_{\Pi} = R_{\Pi \text{ max}}$ при минимальном значении d .

Для определения диаметра опасного сечения $d_{\text{оп}}$ примем, что к моменту выполнения купола до опасного сечения на купол действует сила $R_{\Pi \text{ max}}$ и скорость системы к этому моменту еще равна V_0 . Согласно принятому допущению

$$R_{\Pi \text{ max}} = \rho V_0^2 c_f f_{\text{оп}}, \quad (10.4)$$

где $c_f f_{\text{оп}}$ — характеристика купола по опасному сечению.

* Полагаем, что выполненная часть купола — полусфера.

Из выражения (10.4) следует, что

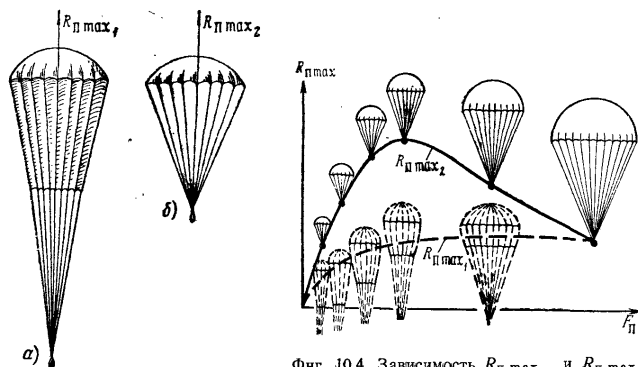
$$f_{\text{оп}} = \frac{R_{\Pi \text{ max}}}{\rho V_0^2 c_f} \quad (10.5)$$

Отсюда диаметр

$$d_{\text{оп}} = \sqrt{\frac{4R_{\Pi \text{ max}}}{\pi \rho V_0^2 c_f}} \quad (10.6)$$

В формулах (10.4) — (10.6) неизвестной величиной является только c_f — коэффициент сопротивления купола, наполнившегося только до $f_{\text{оп}}$.

Ненаполненная часть такого купола имеет вид конусного насадка, большое основание которого переходит в наполненную часть



Фиг. 10.3. Изменение нагрузок. а — $R_{\Pi \text{ max}_1}$ — нагрузка на частично наполненный купол парашюта до площади $f_{\text{оп}}$; б — $R_{\Pi \text{ max}_2}$ — нагрузка на наполненный купол площадью $f_{\text{оп}}$.

Фиг. 10.4. Зависимость $R_{\Pi \text{ max}_1}$ и $R_{\Pi \text{ max}_2}$ от площади купола.

Пунктирная линия — нагрузка $R_{\Pi \text{ max}_1}$, действующая на данный купол парашюта при разных фазах наполнения. Сплошная линия — нагрузка $R_{\Pi \text{ max}_2}$, действующая на куполы разных площадей, соответственно равных площадям частично наполненного купола парашюта.

купола площадью $f_{\text{оп}}$. Конусный насадок (фиг. 10.3, а) придает частично наполненному куполу удобообтекаемую форму, в результате чего нагрузка $R_{\Pi \text{ max}_1}$ будет меньше сопротивления полностью наполненного изолированного купола площадью $f_{\text{оп}}$. Поэтому c_f всегда меньше c_{Π} .

Численное значение коэффициента c_f можно определить из следующего соотношения:

$$\frac{c_f}{c_{\Pi}} = \frac{R_{\Pi \text{ max}_1}}{R_{\Pi \text{ max}_2}}$$

откуда

$$c_f = c_n \frac{R_{n \max_1}}{R_{n \max_2}}. \quad (10.7)$$

Здесь

$R_{n \max_1}$ — нагрузка на частично выполненный купол (фиг. 10.3, а) с площадью полусферы $f_{оп}$;

$R_{n \max_2}$ — нагрузка на выполненный изолированный купол площадью $f_{оп}$ (фиг. 10.3, б).

При раскрытии парашютов на малой высоте коэффициент $c_f \approx 0,5$. Связь между $R_{n \max_1}$, $R_{n \max_2}$ и площадью поверхности выполненной части купола парашюта показана на фиг. 10.4. Здесь сплошной линией показаны нагрузки $R_{n \max_2}$, действующие на изолированные куполы разных площадей, а пунктирной — $R_{n \max_1}$, действующие на один и тот же купол при разных фазах его наполнения до площадей, равных площадям изолированных куполов.

Примерный порядок последовательности определения c_f , $f_{оп}$ и $d_{оп}$ следующий:

1) по формуле (4.12) определяют $R_{n \max}$ для данного купола парашюта;

2) по формуле (10.5), принимая $c_f = 0,5$, вычисляют предварительное значение $f_{оп}^*$;

3) по формуле (4.12) и $f_{оп}$ определяют $R_{n \max_1}$;

4) по формуле (10.7) определяют точное значение c_f ;

5) по формуле (10.5) и точному значению c_f определяют точное значение $f_{оп}$;

6) по формуле (10.6) и точному значению c_f определяют $d_{оп}$.

Пример. Купол парашюта начал наполняться на высоте 100 м при $V_0 = 140$ м/сек.

Определить $f_{оп}$ и $d_{оп}$, если $F_n = 64$ м²; $V_{пр} = 6$ м/сек; $K = 0,006$ сек²/м; $c_n = c_n = 0,8$; $\eta = 1$.

1. Определяем нагрузку $R_{n \max}$, действующую на купол парашюта в процессе наполнения, по формуле (4.12):

$$R_{n \max} = \frac{V_{пр}^2}{8} c_n F_n \frac{KV_0^2 + \sqrt{F_n}}{K \frac{V_{пр}^2}{\Delta} + 2\eta \sqrt{F_n}},$$

или

$$R_{n \max} = \frac{6^2}{8} 0,8 \cdot 64 \frac{0,006 \cdot 140^2 + \sqrt{64}}{0,006 \frac{6^2}{0,99} + 2\sqrt{64}} = 1782 \text{ кг}.$$

2. Определяем приближенное значение $f_{оп}^*$ по формуле (10.5), принимая $c_f = c_f^* = 0,5$ $c_n = 0,5 \cdot 0,8 = 0,4$.

$$f_{оп} = \frac{R_{n \max}}{\rho V_0^2 c_f},$$

или

$$f_{оп}^* = \frac{1782}{0,12377 \cdot 140^2 \cdot 0,4} = 1,83 \text{ м}^2.$$

3. Определяем $R_{n \max_2}$ — нагрузку на изолированный купол площадью $f_{оп}^* = 1,83$ м².

Из $V_{пр_1}^2 F_n \approx V_{пр_2}^2 f_{оп}$ следует, что

$$V_{пр_2}^2 = V_{пр_1}^2 \frac{F_n}{f_{оп}} = 6^2 \frac{64}{1,83} = 1259^*.$$

Тогда

$$R_{n \max_2} = \frac{1259}{8} 0,8 \cdot 1,83 \frac{0,006 \cdot 140^2 + \sqrt{1,83}}{0,006 \frac{1259}{0,99} + 2\sqrt{1,83}} = 2661 \text{ кг}.$$

4. Определяем по формуле (10.7) точное значение

$$c_f = c_n \frac{R_{n \max_1}}{R_{n \max_2}},$$

или

$$c_f = 0,8 \frac{1782}{2661} = 0,535.$$

5. По формуле (10.5) и точному значению c_f определяем точное значение $f_{оп}$, равное

$$f_{оп} = \frac{1782}{0,12377 \cdot 140^2 \cdot 0,535} = 1,37 \text{ м}^2,$$

или

$$f_{оп} = f_{оп}^* \frac{c_f^*}{c_f} = 1,83 \frac{0,4}{0,535} = 1,37 \text{ м}^2.$$

6. Определяем диаметр $d_{оп}$:

$$d_{оп} = \sqrt{\frac{4f_{оп}}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 1,37}{\pi}} = 1,32 \text{ м},$$

или, по формуле (10.6)

$$d_{оп} = \sqrt{\frac{4R_{n \max}}{\pi \rho V_0^2 c_f}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 1782}{\pi \cdot 0,12377 \cdot 140^2 \cdot 0,535}} = 1,32 \text{ м}.$$

* Точное значение $V_{пр_2}^2$ с учетом сопротивления груза равно:

$$V_{пр_2}^2 = V_{пр_1}^2 \frac{c_{fг} + c_n F_n}{c_f f_{оп} + c_n f_{оп}^*}.$$

3. РАСПРЕДЕЛЕНИЕ НАПРЯЖЕНИЯ В ТКАНИ НАПОЛНЯЮЩЕГОСЯ КУПОЛА ПО ВЕРТИКАЛЬНОМУ СЕЧЕНИЮ

Размер полусферической «шапки» купола увеличивается при его наполнении.

Пусть площадь поверхности выполненной части купола будет f , а диаметр в раскрое d . Напряжение в ткани купола по вертикальному сечению согласно формуле (10.2) равно

$$\sigma_{\text{верт}} = \frac{R_{\Pi}}{2d}.$$

Но

$$R_{\Pi} = \rho V_0^2 c_f f,$$

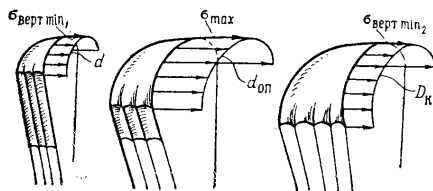
или

$$R_{\Pi} = \rho V_0^2 c_f \frac{\pi d^2}{4}.$$

Тогда

$$\sigma_{\text{верт}} = \frac{\pi}{8} \rho V_0^2 c_f d. \quad (10.8)$$

Следовательно, от начала до полного наполнения купола до $f_{\text{оп}}$ напряжение в ткани будет увеличиваться от $\sigma_{\text{верт min}}$ до $\sigma_{\text{верт max}}$ пропорционально d .



Фиг. 10.5. Схема изменения $\sigma_{\text{верт}}$ по куполу.

С момента наполнения купола до $f_{\text{оп}}$ и до F_{Π} примем, что на купол будет действовать нагрузка, близкая по величине к $R_{\Pi \text{ max}}$. Тогда, ввиду увеличения d от $d_{\text{оп}}$ до D_k и постоянства $R_{\Pi \text{ max}}$, напряжение в ткани купола будет уменьшаться от

$$\sigma_{\text{верт max}} = \frac{R_{\Pi \text{ max}}}{2d_{\text{оп}}} \text{ до } \sigma_{\text{верт min}_2} = \frac{R_{\Pi \text{ max}}}{2D_k},$$

где D_k — диаметр купола.

Схема изменения напряжения $\sigma_{\text{верт}}$ по куполу (плоский круг в раскрое) в процессе наполнения приведена на фиг. 10.5.

4. РАСЧЕТ СТРОП КУПОЛА

На купол парашюта в момент полного наполнения воздухом действует максимальная нагрузка $R_{\Pi \text{ max}}$. При раскрывании парашюта на большой высоте максимальная нагрузка на выполненный купол может действовать в момент вхождения системы (груз—выполненный купол парашюта) в плотные слои атмосферы с большой скоростью. Купол парашюта соединен с грузом при помощи n строп. Очевидно, что прочность строп будет достаточной, если их суммарная крепость будет больше действительной нагрузки в m раз, где m — коэффициент запаса прочности.

Согласно схеме нагрузок, действующих на купол со стропами (фиг. 10.6), можно записать, что

$$mR_{\Pi \text{ max}} = nP \cos \alpha m', \quad (10.9)$$

где n — число строп;

P — прочность стропы на разрыв в кг;

m' — коэффициент одновременной работы всех строп.

Из формулы (10.9) следует, что необходимая прочность стропы должна быть

$$P = \frac{mR_{\Pi \text{ max}}}{n \cdot \cos \alpha \cdot m'}. \quad (10.10)$$

Из фиг. 10.6 видно, что

$$\sin \alpha = \frac{(0,3-0,4)D}{L}.$$

Но $L = (0,8-1,2)D$ и тогда

$$\sin \alpha = \frac{0,3-0,4}{0,8-1,2} = 0,25-0,5,$$

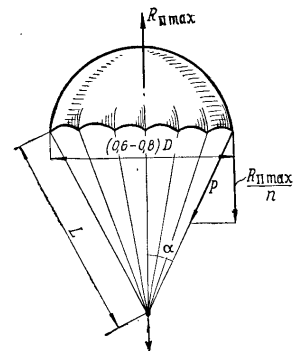
откуда

$$\cos \alpha = \sqrt{1 - \sin^2 \alpha} = 0,866-0,968.$$

Подставляя в (10.10) значение $\cos \alpha$, получим

$$P = \frac{m \cdot R_{\Pi \text{ max}}}{(0,866-0,968)nm'}. \quad (10.11)$$

Коэффициент запаса прочности m принимается в пределах 1,5—4 (подробнее см. ниже разд. 7). Коэффициент m' принимается равным 0,666, если нагрузка $R_{\Pi \text{ max}}$ воздействует на купол в процессе



Фиг. 10.6. Нагрузки, действующие на купол и стропы.

его наполнения, и равным единице, если нагрузка $R_{п\max} = Q_{п\max}$ воздействует на купол при вхождении системы с выполненным куполом в плотные слои атмосферы с большой скоростью.

5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАПРЯЖЕНИЯ В ОБОЛОЧКЕ КУПОЛА И СТРОПАХ ПАРАШЮТА ПРИ РАСКРЫВАНИИ НА РАЗНОЙ ВЫСОТЕ

В зависимости от высоты, на которой купол наполняется, и от скорости системы V_0 в момент начала наполнения, на купол воздействуют различные по величине нагрузки, а в оболочке купола (ткани купола) и стропах действуют различные по величине напряжения.

Естественно, что надежную прочность купола можно обеспечить при правильном определении максимальных напряжений.

Определение максимального напряжения в оболочке купола

Максимальное напряжение в оболочке купола по опасному сечению определяется по формуле

$$\sigma_{\text{верт max}} = \frac{\pi}{8} \rho V_0^2 c_f d_{\text{оп}} \quad (10.12)$$

(определение c_f и $d_{\text{оп}}$ см. выше в разд. 2).

В практических условиях встречаются два расчетных случая:

1) купол парашюта начинает наполняться на разной высоте при постоянной скорости V_0 . При этом с увеличением высоты скоростной напор $\frac{\rho V_0^2}{2}$ уменьшается;

2) купол парашюта начинает наполняться на разной высоте при постоянном скоростном напоре ($\rho_0 V_0^2 = \rho_h V_{0h}^2 = \text{const}$). При этом с увеличением высоты купол начинает наполняться при скорости большей, чем у земли ($V_{0h} = V_0 \sqrt{\frac{1}{\Delta}}$).

Рассмотрим каждый случай отдельно.

Случай 1. Купол начинает наполняться на разной высоте при $V_0 = \text{const}$. Из формул (10.12) и (10.6) можно записать, что

$$\sigma_{\text{верт max}} = \frac{\pi}{8} \rho V_0^2 c_f \sqrt{\frac{4R_{п\max}}{\pi \rho V_0^2 c_f}},$$

или

$$\sigma_{\text{верт max}} = \frac{1}{8} \sqrt{\pi \rho V_0^2 c_f 4 R_{п\max}}. \quad (10.13)$$

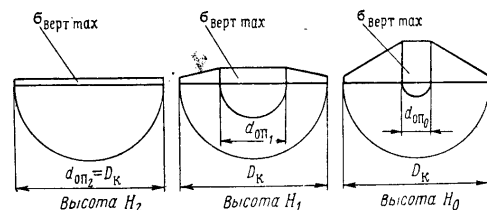
Отсюда следует, что с увеличением высоты при $V_0 = \text{const}$ напряжение в оболочке купола будет уменьшаться в связи с уменьшением плотности воздуха ρ и незначительным уменьшением нагрузки $R_{п\max}$ (см. гл. V, разд. 3).

* Следовательно, при $V_0 = \text{const}$ наибольшее напряжение будет наблюдаться при наполнении оболочки купола на малой высоте.

Из формулы (10.6) следует, что с увеличением высоты (при $V_0 = \text{const}$) в связи со значительным уменьшением плотности ρ и незначительным уменьшением $R_{п\max}$, диаметр опасного сечения $d_{\text{оп}}$ увеличивается, стремясь к D_K .

Эпюры напряжений в оболочке купола парашюта при наполнении на разной высоте, но при $V_0 = \text{const}$, приведены на фиг. 10.7.

Таким образом, если исходить *только* из прочности оболочки купола, то купол может наполняться на большой высоте при скорости V_0 значительно большей, чем на малой высоте, если этому не будут



Фиг. 10.7. Эпюры напряжений в оболочке купола.

препятствовать ограничения в отношении прочности строп и ограничения по перегрузкам торможения.

Вывод. При $V_0 = \text{const}$ расчетным случаем при определении $\sigma_{\text{верт max}}$ является наполнение купола на минимальной высоте.

Примерный порядок расчета

1. Определяем максимальную нагрузку, действующую на систему при наполнении купола парашюта воздухом на минимальной высоте, по формуле (4.12):

$$R_{п\max} = \frac{V_{np}^2}{8} c_{п\max} \frac{KV_0^2 + \sqrt{F_{п\max}}}{K \frac{V_{np}^2}{\Delta} + 2\eta \sqrt{F_{п\max}}}.$$

2. Определяем приближенное значение $f_{оп}^*$, принимая $c_f = c_f^* = 0,5 c_{п\max}$ по формуле:

$$f_{оп}^* = \frac{R_{п\max}}{\rho V_0^2 c_f^*}.$$

3. Определяем $R_{п\max}$ — нагрузку на изолированный купол площадью $f_{оп}^*$.

Из
следует, что

$$V_{np2}^2 (c_{rf} + c_{nfo}^*) = V_{np1}^2 (c_{rf} + c_{nf})$$

$$V_{np2}^2 = V_{np1}^2 \frac{(c_{rf} + c_{nf})}{(c_{rf} + c_{nfo}^*)}$$

Тогда

$$R_{n \max} = \frac{V_{np2}^2}{8} c_{nfo}^* \frac{KV_0^2 + \sqrt{f_{оп}^*}}{K \frac{V_{np2}^2}{\Delta} + 2\eta \sqrt{f_{оп}^*}}$$

4. Определяем точное значение коэффициента c_f по формуле (10.7):

$$c_f = c_n \frac{R_{n \max 1}}{R_{n \max 2}}$$

5. Определяем значение диаметра опасного сечения

$$d_{оп} = \sqrt{\frac{4R_{n \max 1}}{\rho_h \min c_f V_0^2}}$$

6. Определяем напряжение по формуле (10.2):

$$\sigma_{верт \max} = \frac{R_{n \max 1}}{2d_{оп}}$$

7. Определяем необходимую прочность одной стропы купола по формуле (10.10):

$$P = \frac{m R_{n \max 1}}{n \cdot \cos \alpha \cdot m'}$$

Случай 2. Купол парашюта начинает наполняться на разной высоте при постоянном скоростном напоре ($\rho_0 V_0^2 = \rho_h V_{dh}^2 = \text{const}$). В этом случае на большой высоте вследствие увеличения скорости системы к моменту начала наполнения купола парашюта ($V_{dh} = V_0 \sqrt{\frac{1}{\Delta}}$) нагрузка $R_{n \max}$ возрастает.

Но с увеличением $R_{n \max}$ увеличивается и $f_{оп}$ и $d_{оп}$. Поэтому

$$c_{fоп} = \frac{R_{n \max}}{2q}$$

Но так как $q = \text{const}$, то

$$c_{fопh} = c_{fоп0} \frac{R_{n \max h}}{R_{n \max 0}}$$

Хотя площадь опасного сечения увеличивается при раскрытии парашюта на большой высоте при $q = \text{const}$, напряжение в оболоч-

ке также возрастает. Это объясняется значительным увеличением $R_{n \max}$.

Из (10.13), где $\rho V_0^2 = 2q$,

$$\sigma_{верт \max} = \frac{1}{8} \sqrt{\pi 2q c_f^4 R_{n \max}}$$

Как видно, с увеличением $R_{n \max}$ возрастает и $\sigma_{верт \max}$.

Вывод. При $q_{V_0} = \text{const}$ расчетным случаем является наполнение купола на максимальной высоте.

6. ВЫБОР ТКАНИ КУПОЛА

Для обеспечения надежной прочности купола необходимо, чтобы временное сопротивление ткани на разрыв было больше максимального напряжения в ткани купола, возникающего в процессе наполнения купола:

$$\sigma_{тк} = m \sigma_{верт \max} \quad (10.14)$$

где $\sigma_{тк}$ — временное сопротивление ткани на разрыв в кг/м ;
 m — коэффициент запаса прочности;

$\sigma_{верт \max}$ — максимальное напряжение в ткани купола в кг/м .

В ГОСТах и технических условиях на выработку парашютных тканей обычно приводятся сведения о прочности на разрыв отдельно по основе и по утку полоски ткани шириной 50 мм, поэтому значение $\sigma_{тк}$, полученное по формуле (10.14), необходимо разделить на 20. Если $\frac{\sigma_{тк}}{20}$ меньше или равно прочности полоски ткани, указанной в ГОСТе, то принятый в расчете запас прочности купола будет обеспечен. Если $\frac{\sigma_{тк}}{20}$ больше прочности полоски ткани, то запас

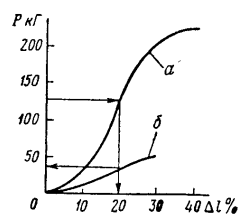
прочности не обеспечивается и необходимо выбрать более прочную ткань или усилить полюсную часть купола ($f_{оп}$) вторым слоем ткани или тесьмой, концентрически расположенной по куполу.

При выборе ткани следует руководствоваться не только ее прочностью на разрыв, но и удлинением при разрыве. Предпочтительнее ткань с большим удлинением, так как такая ткань способна воспринять большую работу разрыва. Кроме того, у куполов формы «плоский круг в раскрое» ткань с большим удлинением выпучивается между радиально расположенными стропами, в результате чего радиус кривизны уменьшается, а следовательно, уменьшается и напряжение в местах выпучивания ткани.

По вертикальному сечению купола напряжение $\sigma_{верт}$ в 1,57 раза больше $\sigma_{гор}$, поэтому целесообразно, чтобы нити ткани с большим удлинением были расположены перпендикулярно вертикальному сечению. Обычно уточные нити ткани имеют большее удлинение, поэтому концентрическое расположение уточных нитей ткани в куполе предпочтительно.

Тесьма, применяющаяся для усиления купола должна иметь меньшее удлинение, чем ткань (фиг. 10.8), в противном случае ткань может разорваться.

Из фиг. 10.8 следует, что при нагрузке 125 кг, действующей на усиленную тесьму, относительное удлинение тесьмы равно 20%, при котором нагрузка на ткань 35 кг.



Фиг. 10.8. Диаграмма растяжения тесьмы (α), ткани (β).

7. ВЫБОР КОЭФФИЦИЕНТА ЗАПАСА ПРОЧНОСТИ ТКАНИ И СТРОП КУПОЛА ПАРАШЮТА

Численное значение коэффициента запаса прочности принимается в пределах 1,5—4. Выбор коэффициента запаса прочности m определяется следующими факторами:

- а) характеристикой и природой волокна ткани и строп;
- б) сроком службы парашюта;
- в) условием применения и хранения парашютов;
- г) количеством сбрасываний или прыжков, на которое рассчитан парашют;
- д) назначением парашюта.

Природа волокна (шелк, хлопок, лен, искусственный шелк-капрон, вискоза и др.), структура ткани и шнура для строп, а также технология их производства, характеризуют как прочностные свойства ткани и строп купола парашюта, так и их способность терять или восстанавливать упругие свойства или механические качества после многократного приложения нагрузки.

Природа волокна характеризует также способность ткани и строп купола сопротивляться длительному воздействию света, метеорологических условий*, гниения, высокой температуры, морской воды, кислот, щелочей и др.

При многократном применении купола парашюта ткань и стропы теряют свои упругие свойства и, естественно, в результате износа могут частично или полностью разрушиться.

При четырехкратном запасе прочности ткани и строп купола после 25-разового применения парашюта удлинение хлопчатобумажной ткани уменьшается на 25%.

При двухкратном запасе прочности ткани и строп купола после 25-разового применения парашюта, но не чаще одного раза в сутки, упругие свойства ткани и строп у шелка и капрона восстанавливаются полностью. Минимальный коэффициент запаса прочности принимается для парашютов однократного применения, хранящихся

* Совместное влияние света и метеорологических условий принято называть влиянием свето-погоды.

в условиях, исключающих потерю прочности тканью и стропами от воздействия внешней среды. Спасательные парашюты имеют двухкратный запас прочности.

Увеличение коэффициента m неизбежно приводит к увеличению веса и объема парашюта, что в некоторых случаях недопустимо по условиям эксплуатации.

При выборе коэффициента запаса прочности ткани, строп и других соединительных звеньев парашюта следует обращать внимание не только на крепость материала на разрыв, но и на его удлинение. Обладая большим удлинением при растяжении, текстильные парашютные материалы при одинаковом разрывном усилии по сравнению, например, со стальным тросом, способны поглотить в несколько раз большую работу. Стальной трос к моменту разрыва удлинится на 2—4%, хлопчатобумажный шнур на 18—20%, шелковый шнур на 20—30%, а капроновый на 50—70%. Естественно, что два соединительных звена парашютной системы с одинаковым разрушающим усилием, но изготовленные из стального троса и из капрона, будут иметь разное сопротивление разрыву. Трос может обрваться, а капроновое звено сохранит свою прочность.

В весовом отношении преимущество также остается за текстильными материалами. Разрывная длина шнуров из разных материалов в среднем равна: шнур капроновый 30 км, шнур шелковый 21 км, стальной трос 15,5 км, шнур хлопчатобумажный 12,5 км, шнур льняной 9 км. Следовательно, при одинаковой прочности стальной трос будет почти в 2 раза тяжелее капронового, а льняной — более, чем в 3 раза.

Недостатком парашютных текстильных материалов является их чувствительность к воздействию свето-погоды, гнилостных бактерий, морской воды и др. Исключением является искусственный шелк-капрон. Капрон, являющийся продуктом переработки нефти или сухой перегонки каменного угля, не подвергается гниению и относительно нечувствителен к воздействию морской воды. Капрон обладает высокими механическими свойствами и не теряет их при длительном (в течение нескольких часов) воздействии температуры до 70°С.

Недостаток капрона — повышенная ожагаемость при трении (большая, чем у натурального шелка, хлопка), а также резкая потеря прочности при высоких температурах. Так, например, при кратковременном воздействии на капрон или нейлон температуры 120°С и выше прочность этих материалов резко ухудшается. Хлопчатобумажные материалы, наоборот, хорошо выдерживают высокую температуру до 300—400°С в течение нескольких секунд и не выдерживают длительного воздействия температуры 50—70°С.

Для повышения стойкости парашютных материалов против гниения (что особенно важно при использовании парашютов в тропических условиях — в условиях положительных температур и высокой относительной влажности) ткань, тесьму и стропы купола обрабатывают противогнилостной пропиткой.

При выборе коэффициента запаса прочности для ткани и строп купола парашюта следует также иметь в виду, что прочность текстильных материалов уменьшается от износа (истирания) при переукладках, при соприкосновении строп и купола с взлетно-посадочной полосой (тормозной посадочный парашют) и др.

Понижение прочности некоторых парашютных тканей от непрерывного воздействия свето-погоды в течение 600 час (в том числе 300 час дневных) приведено в табл. 10.1.

Таблица 10.1

Природа ткани	Потеря прочности ткани в % при непрерывном воздействии свето-погоды в течение 600 час
Натуральный шелк	100
Капрон матированный	70
Капрон блестящий	50
Перкаль (хлопок)	30

Парашюты подвергаются воздействию свето-погоды при просушке и периодических переукладках и, особенно, в полевых условиях, когда на купол парашюта действуют прямые солнечные лучи. Если принять срок эксплуатации парашютов 10 лет и предположить, что за этот срок будет произведено 120 переукладок и просушек, то общее время воздействия свето-погоды будет равно 120 час (дневным) при среднем времени просушки и переукладки 1 час.

Для повышения стойкости парашютных материалов к воздействию высоких температур торможения рекомендуется применять многослойные ткани. Опытами установлено, что увеличение толщины хлопчатобумажной ткани в 2 раза приводит к сохранению ее механических качеств при повышении температуры с 350 до 500°С (время воздействия 60 сек).

Глава XI

ПАРАШЮТНЫЕ СИСТЕМЫ ДЛЯ ДЕСАНТИРОВАНИЯ РАЗЛИЧНЫХ ГРУЗОВ

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Возможность десантирования из самолетов разных грузов определяется в первую очередь разрешающей способностью самолета. Если самолет способен поднять и транспортировать груз, а также сбросить этот груз в полете, то создание парашютной системы для десантирования такого груза не является большой проблемой.

Учитывая, что в принципе все грузы можно сбрасывать с самолета и без парашюта, очевидно, что вес груза не может явиться препятствием при создании парашютной системы. Обычно трудности возникают при необходимости обеспечить грузу малую скорость приземления.

Известно, что современные самолеты позволяют поднимать, транспортировать и сбрасывать грузы весом до 55 т [1]*. Поэтому целесообразно показать, при каких же условиях парашютное десантирование грузов такого веса будет нереальным или нецелесообразным.

Вес парашютной системы в зависимости от заданной скорости приземления, допускаемой прочностью груза или его содержимого; скорости груза в момент введения парашютной системы в действие; допустимых перегрузок торможения, природы парашютных материалов и много другого может достигать 20—26% от веса груза. Следовательно, вес парашютной системы для десантирования груза, например, весом 30 т при необходимой скорости приземления ~6 м/сек может быть равен ~6 т.

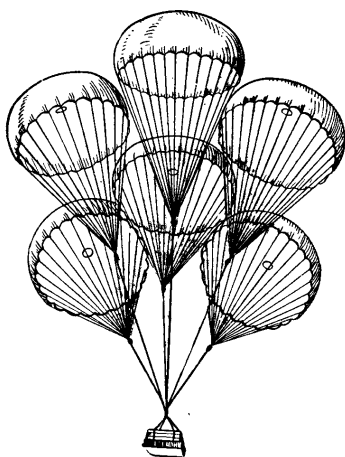
Объем уложенной парашютной системы в зависимости от природы парашютных материалов (хлопок, капрон) и плотности укладки может достигать соответственно 18 и 10 м³. Площадь куполов этой парашютной системы будет равна ~20 000 м². Примерная стоимость системы ~75 000 руб.

Из приведенных данных видно, что применение такой громоздкой, тяжелой и дорогой парашютной системы нереально.

* 29 октября 1959 г. на самолете 201-М был поднят груз весом 55,22 т на высоту 13 км.

К противоположным выводам можно прийти, если допустить большую скорость приземления. В самом деле, если скорость приземления принять равной, например, 24 м/сек , то возможность создания парашютной системы уже не будет вызывать сомнений. Тогда площадь куполов парашютной системы будет равна 1200 м^2 , вес системы $\sim 1 \text{ т}$, а объем $2\text{--}3 \text{ м}^3$.

Заметим, что в настоящее время применяются парашютные системы для десантирования вооружения (пушки-гаубицы) и транспортных средств (тягачи) с суммарной площадью куполов $4200\text{--}5000 \text{ м}^2$. Шестикупольная парашютная система площадью каждого купола 700 м^2 показана на фиг. 11.1 [2]. Площадь отдельных куполов, которые могут быть собраны в многокупольную систему, достигает $1500\text{--}2000 \text{ м}^2$.



Фиг. 11.1. Шестикупольная парашютная система.

В настоящее время усилия авиационных специалистов запада и США направлены на создание вертикально взлетающих и спускающихся аппаратов, сочетающих в себе качества вертолета и самолета. Такие машины, по мнению зарубежных специалистов, откроют большие возможности для десантирования, эвакуации и снабжения войск по воздуху, и позволят отказаться от весьма несовершенного и дорогого парашютного способа десантирования войск и боевой техники. Однако потребуется еще много времени, пока эти машины найдут практическое применение.

Современные вертолеты позволяют десантировать воинские грузы весом до 12 т , но скорость полета вертолета мала ($200\text{--}240 \text{ км/час}$), что также является одной из причин, почему парашютное десантирование с самолетов пока еще необходимо.

Основным недостатком парашютного десантирования является большой вес парашютной системы, ее подвески и устройств, амортизирующих приземление. Поэтому все внимание конструкторов направлено на то, чтобы уменьшить вес парашютных систем, особенно в тех случаях, когда нужно обеспечить малую скорость приземления.

* См. ниже разд. 7.

2. ПУТИ ПОЛУЧЕНИЯ ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМЫ МАЛОГО ВЕСА

Вес парашютной системы, предназначенной для обеспечения заданной скорости приземления, будет минимальным, если раскрытие купола (куполов) парашютной системы будет происходить при малой скорости снижения грузов. Но в современных условиях приходится десантировать грузы при большой скорости полета, поэтому с момента сбрасывания груза до начала наполнения купола (куполов) парашютной системы скорость груза должна быть каким-то образом значительно уменьшена. Только в этом случае нагрузки, действующие на парашютную систему при наполнении куполов, будут малыми, в результате чего будет обеспечен и малый вес парашютной системы.

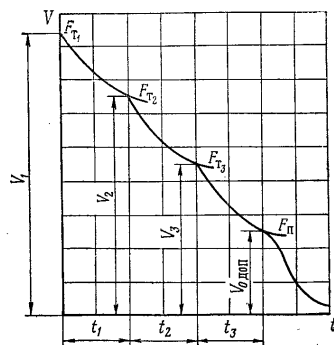
Применяя различные тормозные устройства, можно уменьшить скорость груза к моменту начала наполнения куполов основной парашютной системы. Конечно, дополнительные тормозные устройства будут увеличивать общий вес системы, но можно найти такое сочетание тормозной и основной парашютных систем, когда их суммарный вес будет минимальным.

3. ТИПОВЫЕ СХЕМЫ ПАРАШЮТНЫХ СИСТЕМ С ТОРМОЗНЫМИ ПАРАШЮТАМИ

Известны различные типы парашютных систем с одним или несколькими тормозными парашютами, последовательно вступающими в действие один за другим. Основное назначение тормозных парашютов — погасить скорость груза к началу наполнения купола основного парашюта и обеспечить перегрузки торможения в пределах величин, допустимых для заданного груза.

В некоторых случаях тормозной парашют обеспечивает стабилизированный спуск груза с большой скоростью снижения с большой высоты. В отдельных конструкциях тормозной парашют выполняет роль и вытяжного парашюта.

Парашютные системы с тормозными парашютами имеют значительные принципиальные и конструктивные отличия, но схему их действия можно свести к следующему. При скорости груза V вводится в действие тормозной парашют площадью F_1 , при на-



Фиг. 11.2. Изменение скорости системы при последовательном раскрытии тормозных парашютов.

полнении которого на груз воздействует рывок R_r (кратковременно). Сила рывка зависит от скорости снижения груза, площади купола тормозного парашюта, воздухопроницаемости оболочки купола или ткани и пр. Затем, в результате суммарного аэродинамического сопротивления тормозного парашюта, груза и других частей парашютной системы скорость груза снижается от V до $V_{кр.т.}$.

Если $V_{кр.т.}$ — критическая скорость снижения груза на тормозном парашюте — будет больше V_0 — скорости снижения груза в начале наполнения купола основного парашюта, то в системе предусматривается второй тормозной парашют большей площади, который раскрывается спустя t сек после раскрытия первого тормозного парашюта и т. д.

Количество последовательно вступающих в действие тормозных парашютов увеличивают до тех пор, пока скорость груза не будет погашена до необходимого значения $V_{одоп}$ (фиг. 11.2).

Ниже приведено описание известных типовых схем парашютных систем.

1. Парашютная система с тормозным парашютом. Купол основного парашюта помещен в отсеке груза

В парашютную систему (фиг. 11.3) входят следующие основные части.

1) Раскрывающее устройство. Роль раскрывающего устройства может выполнять: вытяжная веревка или трос, закрепленные одним концом на самолете; полуавтоматический прибор, раскрывающий клапаны парашютной упаковки на некотором удалении груза от самолета; стреляющее устройство, раскрывающее клапаны упаковки и выбрасывающее вытяжной парашют и т. д.

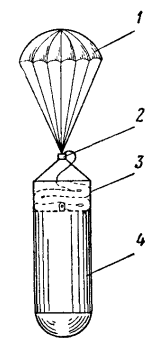
2) Вытяжной парашют для вытягивания тормозного парашюта.

3) Тормозной парашют 1, служащий для гашения скорости падения груза, обеспечения стабилизированного спуска груза при десантировании с большой высоты и вытягивания основного парашюта 3 после отделения тормозного парашюта от груза 4.

4) Замковое устройство 2 с дистанционным прибором, предназначенное для присоединения тормозного парашюта к грузу и для дистанционного отделения его от груза. Замковое устройство помещено на корпусе груза или на соединительных звеньях между грузом и тормозным парашютом.

5) Купол основного парашюта 3 со стропами.

6) Камера для укладки парашютной системы в отсеке груза 4.



Фиг. 11.3. Монтажная схема парашютной системы с тормозным парашютом (основной парашют помещен в отсеке груза). 1 — тормозной парашют; 2 — замковое устройство; 3 — основной парашют; 4 — груз.

Схема действия

Вытяжной парашют, введенный в действие тем или иным способом, вытягивает купол и стропы тормозного парашюта на всю длину. При этом вытяжной парашют соединен вытяжной стропой с полюсной частью купола тормозного парашюта или с вершинной чехла, внутри которого находится тормозной парашют. В последнем случае трение купола тормозного парашюта о внутренние стенки чехла обеспечивает последовательное вытягивание сначала строп, а затем купола, что в некоторых случаях устраняет перехлестывание купола стропами.

В зависимости от принятой конструкции замковое устройство 2 расстегивается после того, как истечет заданный отрезок времени падения или когда груз достигнет определенной высоты, и отделяет от груза тормозной парашют 1, который, отставая от груза, вводит в действие купол основного парашюта 3 (фиг. 11.4, а и б).

За время вытягивания купола и строп основного парашюта груз падает свободно и скорость его увеличивается. Следует отметить, что увеличение скорости падения груза может быть значительным при большой длине купола и строп основного парашюта или при малой площади вытяжного парашюта (в данной системе тормозной парашют играет роль вытяжного).

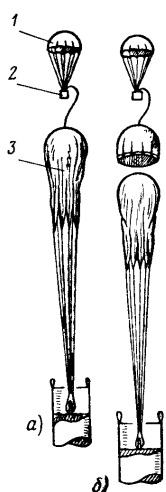
Для того чтобы предотвратить значительное увеличение скорости груза за время вытягивания купола и строп основного парашюта применяются различные конструктивные решения. Например, применяется дополнительный вытяжной парашют 4 (фиг. 11.5) большой площади, обеспечивающий малое время вытягивания или вспомогательный тормозной парашют 4 (фиг. 11.6), подхватывающий груз и препятствующий увеличению скорости его падения.

Одним из недостатков такой схемы парашютной системы является то, что замковое устройство воспринимает всю нагрузку, действующую на купол тормозного парашюта при его наполнении, в результате чего замковое устройство очень громоздко при больших нагрузках.

К преимуществам рассмотренной системы следует отнести удобство размещения дистанционного прибора вблизи от замкового устройства на отсеке груза, а также возможность обеспечения устойчивого спуска груза на тормозном парашюте с большой высоты. В этом случае тормозной парашют является также и стабилизирующим.

Система с тормозным парашютом, приведенная на фиг. 11.3, применялась в 1934 г. в парашюте гондолы стратостата СССР-1, где тормозной парашют (он же стабилизирующий) вводился в действие двумя независимыми один от другого способами: оболочкой стратостата, отделяющейся от гондолы, или вытяжным тросом из гондолы стратостата. Замковое устройство для присоединения и отделения тормозного парашюта помещалось на поверхности гондолы и приводилось в действие стратонавтами по мере надобности. В по-

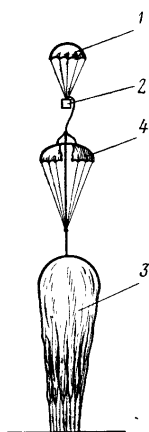
следующие годы принципиальная схема этой системы широко применялась для десантирования с самолетов авиационных морских мин и торпед, осветительных авиабомб, различных воинских грузов, а также для спуска на землю с большой высоты беспилотных летающих лабораторий, космических кораблей и др.



Фиг. 11.4. Схема действия парашютной системы после отделения тормозного парашюта от груза.

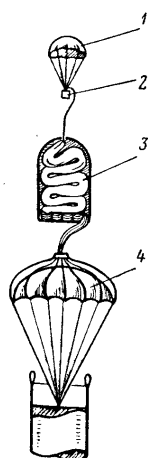
а — сначала вытягивается купол, а затем стропы; б — сначала вытягиваются стропы, а затем купол.

1 — тормозной парашют; 2 — замковое устройство; 3 — основной парашют.



Фиг. 11.5. Схема действия парашютной системы с дополнительным вытяжным парашютом.

1 — тормозной парашют; 2 — замковое устройство; 3 — основной парашют; 4 — дополнительный вытяжной парашют.



Фиг. 11.6. Схема действия парашютной системы со вспомогательным тормозным парашютом.

1 — тормозной парашют; 2 — замковое устройство; 3 — основной парашют; 4 — вспомогательный тормозной парашют.

2. Парашютная система с тормозным парашютом.

Купол основного парашюта помещен в парашютной камере

В парашютную систему входят следующие основные части (фиг. 11.7): раскрывающее устройство; вытяжной парашют 1; замковое устройство 2 с дистанционным прибором; парашютная камера

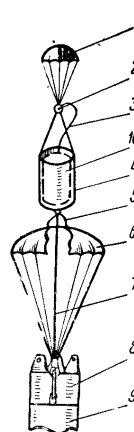
ра 4 с помещенными в ней основным парашютом и упаковкой 10; тормозной парашют 6; звено соединительное 7.

Схема действия

Вытяжной парашют 1 (фиг. 11.7), введенный в действие раскрывающим устройством, наполняется воздухом, отстает от груза 9 и вытягивает парашютную систему из отсека 8. Поддерживающие шнуры 5 способствуют вытягиванию и наполнению тормозного па-

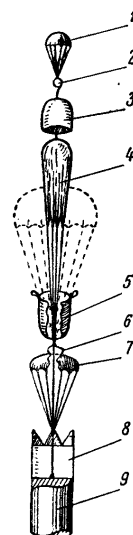
Фиг. 11.7. Монтажная схема парашютной системы.

1 — вытяжной парашют; 2 — замковое устройство; 3 — соединительное звено; 4 — парашютная камера; 5 — шнуры; 6 — тормозной парашют; 7 — соединительное звено; 8 — отсек; 9 — груз; 10 — упаковка.



Фиг. 11.8. Схема действия парашютной системы с тормозным парашютом и с куполом основного парашюта, помещенным в парашютной камере.

1 — вытяжной парашют; 2 — замковое устройство; 3 — упаковка; 4 — купол основного парашюта; 5 — камера; 6 — шнур; 7 — тормозной парашют; 8 — отсек; 9 — груз.

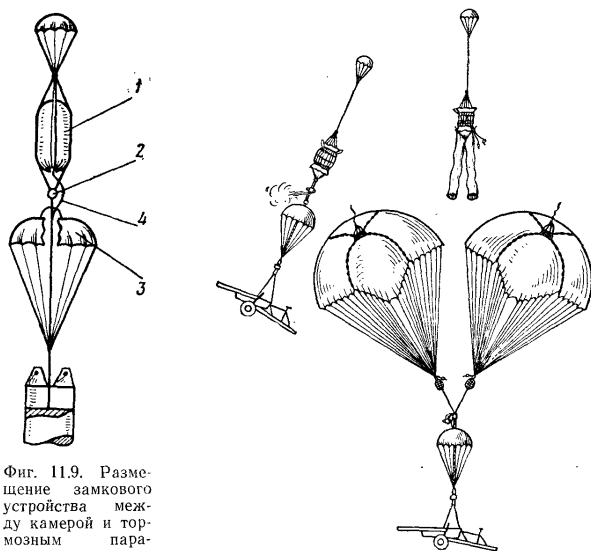


рашюта 6. За время падения, установленное на дистанционном приборе замкового устройства 2, суммарное сопротивление груза, тормозного парашюта, парашютной камеры и вытяжного парашюта гасит скорость груза от V до V_1 .

После раскрытия замкового устройства (фиг. 11.8) вытяжной парашют вытягивает упаковку 3 с основным парашютом из парашютной камеры 5. За время вытягивания купола и строп основного парашюта 4 скорость падения груза тормозится вследствие увеличения плотности воздуха и уменьшения веса системы (от груза отделяются вытяжной парашют с замковым устройством, камера и др.).

Уменьшение скорости груза к моменту начала наполнения купола основного парашюта является существенным преимуществом

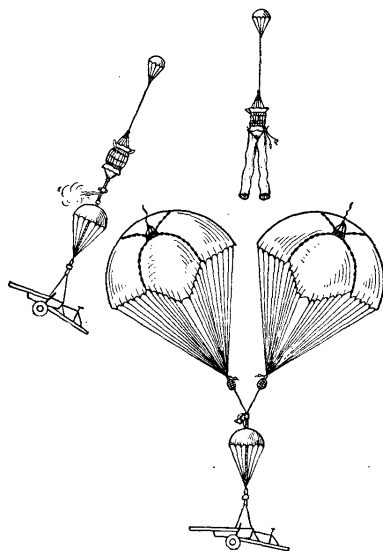
рассматриваемой системы. Кроме того, в этой системе рывок наполнившегося купола тормозного парашюта передается непосредственно на узел крепления парашютной системы к грузу 9, минуя замковое устройство.



Фиг. 11.9. Размещение замкового устройства между камерой и тормозным парашютом.
1 — камера; 2 — замковое устройство; 3 — тормозной парашют; 4 — соединительное звено.

Площадь купола вытяжного парашюта F_v , прикрепленного к замковому устройству, в несколько раз меньше площади купола тормозного парашюта ($F_v > F_T G_n / G_r$. Здесь G_n — вес парашютной системы, G_r — вес груза), поэтому рывок, действующий на замковое устройство, во столько же раз меньше рывка от тормозного парашюта.

В некоторых парашютных системах (фиг. 11.9) замковое устройство 2 помещено между парашютной камерой 1 и вершиной тормозного парашюта 3 и закреплено на соединительном звене 4. Это конструктивное отличие позволяет отказаться от упаковки (см. фиг. 11.7 и 11.8) и приближает замковое устройство к грузу.



Фиг. 11.10. Схема действия двухкупольной парашютной системы МКС-2, в которой замковое устройство помещено между парашютной камерой и тормозным парашютом.

На фиг. 11.10 приведена схема действия двухкупольной парашютной системы МКС-2, в которой замковое устройство помещено между парашютной камерой и тормозным парашютом. Система предназначена для десантирования пушки.

3. Парашютная система с тормозным парашютом без дистанционного прибора

Парашютные системы, описанные в подразд. 2, можно использовать и без применения замкового устройства и дистанционного прибора. В этом случае скорость груза будет гаситься тормозным парашютом только за время вытягивания строп и купола основного парашюта на всю длину, поэтому скорость системы к моменту начала наполнения купола основного парашюта будет значительно больше, чем в случае применения дистанционного прибора с замковым устройством. Кроме того, такая система исключает возможность длительного спуска груза с большой высоты и с большой скоростью, так как купол основного парашюта наполнится вскоре после введения парашютной системы в действие.

Примером парашютной системы с тормозным парашютом без замкового устройства и дистанционного прибора, задерживающего раскрытие основного парашюта, может служить система ПГ-125-47 [3], предназначенная для десантирования различных грузов (фиг. 11.11). При отделении груза от самолета вытяжная веревка, выполняющая функцию раскрывающего устройства, вводит в действие вытяжной парашют, который, вытянув парашютную камеру, вводит в действие тормозной парашют.

Купол тормозного парашюта гасит скорость падения груза в течение времени вытягивания строп и купола основного парашюта. Очевидно, чем дольше будет продолжаться вытягивание основного парашюта, тем больше погасится скорость к моменту начала наполнения купола основного парашюта, меньше нагрузки на основной парашют, больше живучесть парашюта и тем при большей скорости можно ввести парашют в действие.

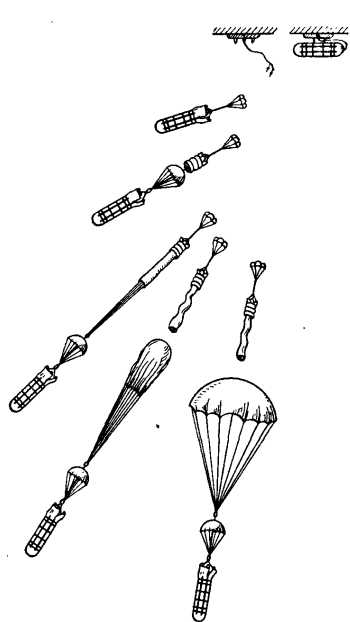
Увеличение времени вытягивания можно обеспечить, например, применением вытяжного парашюта малой площади. Однако необходимо, чтобы минимальная площадь вытяжного парашюта удовлетворяла двум условиям.

1) Должно быть обеспечено отставание вытяжного парашюта от груза, что удовлетворяется при следующей характеристике вытяжного парашюта:

$$c_v F_v \geq \frac{G_n}{G_r} (c_T F_T + c_r f_r) - c_k f_k,$$

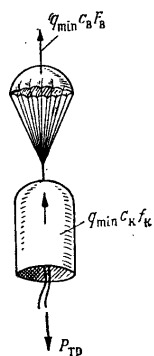
где F_v — площадь купола вытяжного парашюта;

c_v — коэффициент сопротивления вытяжного парашюта;



Фиг. 11.11. Схема действия парашютной системы с тормозным парашютом без замкового устройства и дистанционного прибора.

G_{Π} — вес парашютной системы без тормозного парашюта;
 G_T — вес груза и тормозного парашюта;
 $c_T F_T$ — характеристика купола тормозного парашюта;
 $c_T f_T$ — характеристика груза;
 $c_K f_K$ — характеристика парашютной камеры основного парашюта.



Фиг. 11.12. К расчету характеристики $c_v f_v$.

2) Должно быть обеспечено преодоление сил трения, препятствующих вытягиванию строп и купола из парашютной камеры при минимальном скоростном напоре (фиг. 11.12). Это условие удовлетворяется при

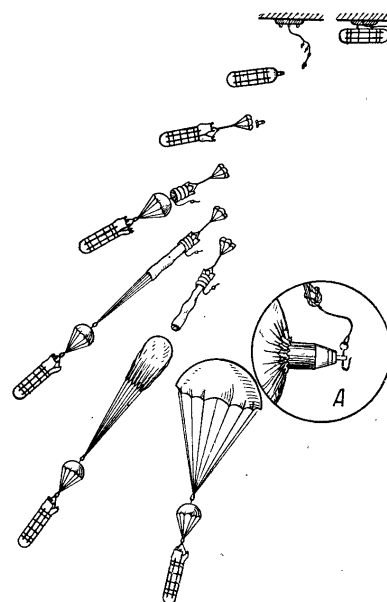
$$c_v f_v = \frac{(1,5-2)}{q_{\min}} P_{\text{тр}} - c_K f_K,$$

где $P_{\text{тр}}$ — максимальная сила трения;

$q_{\min}$ — минимальный скоростной напор при введении парашютной системы в действие.

4. Парашютная система с тормозным парашютом и приспособлением для задержки раскрытия основного парашюта

Парашютную систему, рассмотренную в подразд. 3, можно приспособить для введения в действие на любом расстоянии груза от самолета. В этом случае к парашютной системе добавляется дистанционное устройство, помещаемое в парашютном отсеке груза сверху



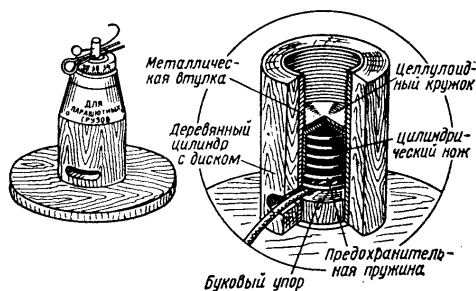
Фиг. 11.13. Схема действия парашютной системы с тормозным парашютом и дистанционным устройством (А).

парашютной камеры (фиг. 11.13). Схема дистанционного устройства, предложенная инж. М. П. Дрязговым, показана на фиг. 11.14.

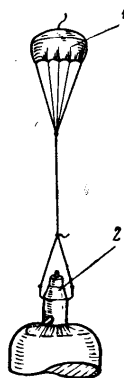
При отделении груза от самолета вытяжная веревка, закрепленная одним концом на самолете, выдергивает пусковую чеку из дистанционной трубки. По прошествии заданного времени или пути падения в дистанционной трубке воспламеняется пороховой заряд,

который дает форс огня на целлюлоидный кружок и воспламеняет его. Под давлением газов продуктов сгорания (порох и целлюлоид) цилиндрический нож сжимает предохранительную пружину и перерезает шнур, пропущенный внутри корпуса прибора и в кромке парашютного отсека. Перерезание шнура сопровождается введением в действие вытяжного парашюта, а следовательно, и всей парашютной системы.

При необходимости обеспечить стабилизированное падение груза с большой высоты к дистанционному устройству присоединяется стабилизирующий парашют, например, так, как показано на фиг. 11.15 [4]. В момент отделения груза от самолета раскрывающее устройство вводит в действие стабилизирующий парашют 1 (он же первый тормозной парашют, а в дальнейшем — вытяжной),



Фиг. 11.14. Схема дистанционного устройства.



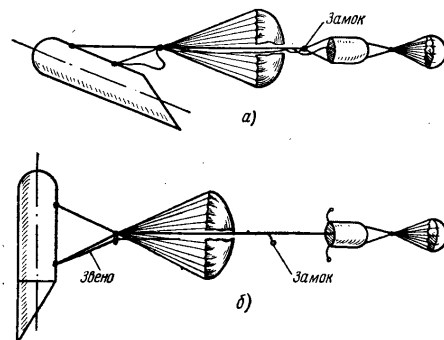
Фиг. 11.15. Схема крепления стабилизирующего парашюта к дистанционному прибору. 1 — стабилизирующий парашют; 2 — дистанционный прибор.

при натяжении которого включается дистанционный прибор 2. Дальнейшее действие парашютной системы после срабатывания дистанционной трубки аналогично схеме, приведенной на фиг. 11.13.

5. Парашютная система с тормозным парашютом и автоматическим замедлением раскрытия основного парашюта

Схема действия системы показана на фиг. 11.16. Автоматическое замедление раскрытия основного парашюта, а следовательно, и увеличение времени торможения скорости падения груза обеспечивается здесь определенным положением груза после отделения его от самолета и схемой крепления парашютной системы к грузу. До тех пор, пока сила сопротивления тормозного парашюта, парашютной камеры и вытяжного парашюта не развернет груз нормально движению, раскрытие основного парашюта (фиг. 16, а) будет

задерживаться. Как только продольная ось груза развернется нормально движению системы, звено натянется и разомкнет замок парашютной камеры основного парашюта (фиг. 16, б).



Фиг. 11.16. Схема действия парашютной системы с тормозным парашютом и автоматическим замедлением раскрытия основного парашюта.

6. Парашютная система с тормозным парашютом и путевым замедлителем раскрытия основного парашюта

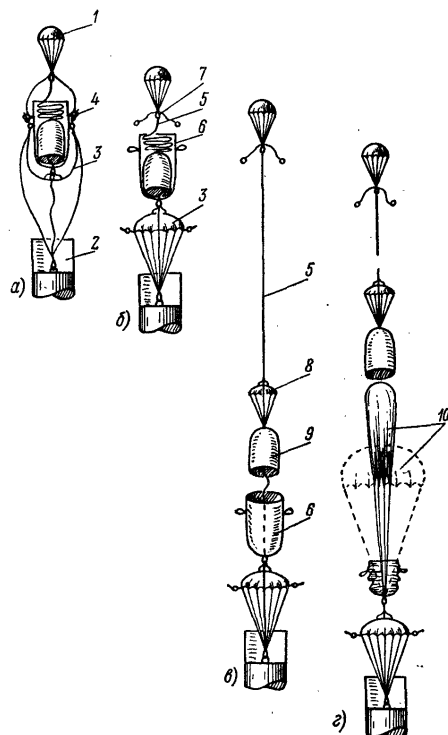
Для обеспечения заданного времени торможения, а, следовательно, и времени задержки раскрытия основного парашюта, наряду с замками и дистанционными приборами применяются так называемые путевые замедлители [5].

Примерная схема действия парашютной системы с путевым замедлителем приведена на фиг. 11.17. Здесь вытяжной парашют 1 вытягивает парашютную систему из отсека 2 (см. фиг. 11.17, а). В момент натяжения строп купола тормозного парашюта 3 размыкается связь 4, в результате чего вытяжной парашют отделяется от системы и купол тормозного парашюта раскрывается (см. фиг. 11.17, б).

Отставая от парашютной системы, вытяжной парашют вытягивает путевой замедлитель 5 из камеры 6. Здесь время вытягивания путевого замедлителя зависит от его длины, площади вытяжного парашюта, веса грузика 7, подвешенного к коушу вытяжного парашюта и др. В пределе, когда

$$\frac{G_B}{c_B f_B} = \frac{G_T}{c_T f_T + c_T f_T},$$

вытяжной парашют будет снижаться рядом с грузом и парашютная система не вытянется.



Фиг. 11.17. Схема действия парашютной системы с путевым замедлителем раскрытия основного парашюта.
1 — вытяжной парашют; 2 — отсек; 3 — тормозной парашют; 4 — связь; 5 — путевой замедлитель; 6 — камера; 7 — грузик; 8 — вспомогательный вытяжной парашют; 9 — упаковка; 10 — основной парашют.

Для обеспечения вытягивания путевого замедлителя должно соблюдаться следующее неравенство:

$$c_b F_b > \frac{G_b}{G_r} (c_t F_t + c_r f_r),$$

где G_b — вес вытяжного парашюта, грузика и путевого замедлителя.

Когда вытяжной парашют отстанет от груза на длину путевого замедлителя (фиг. 11.17, в), из парашютной камеры вытянется вспомогательный вытяжной парашют 8, который вытянет упаковку 9 с основным парашютом в ней из камеры 6.

Вытягивание упаковки 9 произойдет, если конструкция удовлетворяет следующему неравенству:

$$\frac{G_y}{c'_b F'_b + c_y F_y} < \frac{G_r}{c_t F_t + c_r f_r},$$

откуда

$$c'_b F'_b > \frac{G_y}{G_r} (c_t F_t + c_r f_r) - c_y F_y,$$

где G_y — вес упаковки с основным парашютом и вспомогательным вытяжным парашютом;

$c'_b F'_b$ — характеристика вспомогательного вытяжного парашюта;

$c_y F_y$ — характеристика упаковки, свободно помещенной в камере 6.

Кроме того, условие вытягивания основного парашюта из упаковки 9 будет удовлетворено, если

$$c'_b F'_b > \frac{(1,5-2)}{q_{\min}} P_{\text{тр}} - c_y F_y.$$

После вытягивания парашютной системы на всю длину купол основного парашюта 10 наполнится воздухом (фиг. 11.17, г).

7. Парашютная система с тормозным парашютом, закрепленным на чехле основного парашюта

Для обеспечения устойчивого движения груза или парашютиста на траектории тормозной парашют 1 (фиг. 11.18) (он же и стабилизирующий) является продолжением чехла 3, в котором подвешен купол основного парашюта 4, вытянутый на всю длину. Чехол присоединен к грузу 5 (или к подвесной системе парашютиста) замками 2.

На заданной высоте или спустя определенное время с момента отделения груза от самолета замки размыкаются, тормозной парашют обрывает шнур-подвеску 6 и стаскивает чехол с основного парашюта.

Недостатком описанной системы [6] является то, что чехол воспринимает рывок большой силы при наполнении купола тормозного парашюта и поэтому должен быть достаточно прочным, что в свою очередь влечет за собой увеличение его веса и веса всей системы. Но когда нужно обеспечить хорошую устойчивость груза при снижении с большой высоты и с большой скоростью, с некоторым увеличением веса системы приходится мириться.

К положительным свойствам системы (кроме обеспечения устойчивого снижения) следует отнести малое время с момента размыкания замков до начала наполнения купола основного парашюта. Это объясняется тем, что к моменту размыкания замков купол уже подготовлен для наполнения.

Для того чтобы устранить соприкосновение металлических деталей замка со стропами и куполом основного парашюта, когда с него сходит чехол, металлические детали помещены с внешней стороны чехла, на некотором расстоянии от его нижней кромки.

Для разгрузки ткани чехла удлинение продольных тесемок, закрепленных на чехле и передающих рывок от тормозного парашюта к замкам, должно быть меньше удлинения ткани чехла.

Парашютная система в уложенном виде помещена в отсеке груза и вводится в действие тем или иным путем вблизи или на некотором расстоянии груза от самолета.

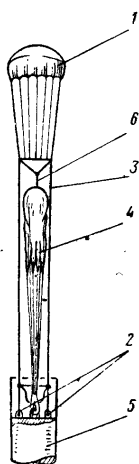
Аналогичная по схеме система осуществлена в тренировочных парашютах типа ПДПС-48 [7], Д-1-8 [8] и др.

8. Парашютная система с тормозным парашютом, являющимся частью купола основного парашюта

Для упрощения схемы парашютной системы в качестве купола тормозного парашюта используется полюсная часть или нижняя кромка купола основного парашюта. На фиг. 11.19, а приведена схема, где тормозным парашютом является полюсная часть частично наполненного воздушного купола основного парашюта 1. Полному наполнению основного парашюта препятствует рифовый шнур 3 определенной длины, помещенный в кольца на нижней кромке купола основного парашюта и в замке 2, закрепленном у нижней кромки или на грузе (фиг. 11.19, б).

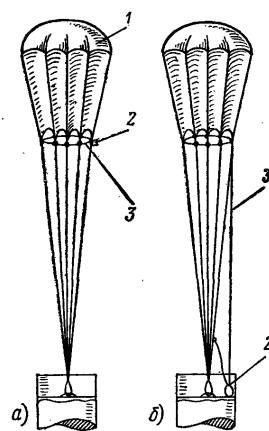
При срабатывании замка шнур освобождается, проскальзывает в кольцах и освобождает нижнюю кромку, в результате чего купол основного парашюта наполняется полностью.

В приведенной схеме купол и стропы основного парашюта подвергаются нагрузке в процессе наполнения дважды: при частичном наполнении — R_f и при полном наполнении купола — $R_{\text{н}}$.

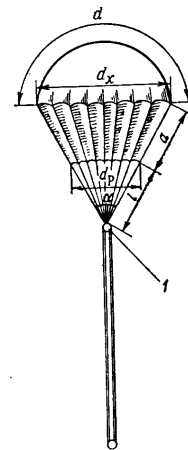


Фиг. 11.18. Монтажная схема парашютной системы с тормозным парашютом, закрепленным на чехле основного парашюта.

1 — тормозной парашют; 2 — замок; 3 — чехол; 4 — основной парашют; 5 — груз; 6 — шнур-подвеска.



Фиг. 11.19. Схема парашютной системы с тормозным парашютом, являющимся полюсной частью купола основного парашюта.
а — рифовый шнур закреплен в замке на нижней кромке купола основного парашюта; б — рифовый шнур закреплен в замке на грузе.
1 — основной парашют; 2 — замок; 3 — рифовый шнур.



Фиг. 11.20. Схема рифленого купола. Узел рифления 1 помещен на стропах.

К недостаткам этой схемы можно отнести следующее:

- 1) возможный отказ срабатывания системы (см. фиг. 11.19, б) в случае снижения с закрученными в один жгут стропами;
- 2) необходимость экспериментальной проверки расчетной длины шнура для обеспечения заданной площади частично наполненного купола. При малой длине шнура малая площадь частично наполненного купола не обеспечит нужного гашения скорости и на купол при его последующем после рифления наполнении будет действовать нагрузка, большая допустимой. При большой длине рифового шнура нагрузка, действующая на купол при частичном наполнении, будет больше допустимой.

Приближенный расчет элементов рифленого купола

Пример. На высоте H частично наполняется рифленый купол площадью F_n . Заданы: вес системы G , скорость в момент начала наполнения купола V_0 , коэффициенты K , $c_{f\Gamma}$ и c_n .

Требуется определить параметры d , l и d_p (фиг. 11.20), обеспечивающие частичное наполнение рифленого купола, $R_{п\max} = R_{доп}$, а также время снижения системы t на рифленом куполе, необходимое для гашения скорости до $V_{доп}$, обеспечивающей $R_{доп}$ при последующем (после разрифления) наполнении купола.

При построении расчетных графиков примем: $H = 1500$ м; $\Delta = 0,8637$; $F_n = 760$ м²; $D_k = 31,5$ м (фиг. 11.21); $G = 2100$ кг; $V_0 = 100$ м/сек; $K = 0,01$ сек²/м; $c_{f\Gamma} = 1$ м²; $c_n = 0,8$; $c_f < c_n$; $V_{пр}^2 = 55,1$; $R_{доп} \leq 4500$ кг.

1. Определяем $d_{\min}$ для купола, рифленого только по нижней кромке (см. фиг. 11.21):

$$d_{\min} \geq \frac{D_k}{3},$$

где

$$D_k = \sqrt{\frac{4F_n}{\pi}},$$

$$d_{\min} > \frac{31,5}{3} = 10,5 \text{ м.}$$

Фиг. 11.21. Схема купола с рифлением по нижней кромке.

2. Определяем $f_{\min}$ — площадь поверхности частично наполненного купола рифленого по нижней кромке:

$$f_{\min} > \frac{\pi d_{\min}^2}{4}$$

или

$$f_{\min} > 86,5 \text{ м}^2.$$

3. Определяем нагрузку $R_{п\max}$, действующую на нерифленый купол площадью F_n :

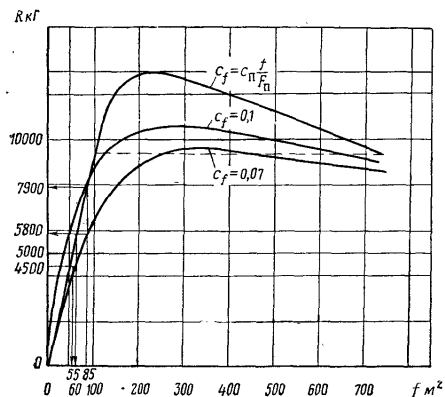
$$R_{п\max} \approx 2G \frac{KV_0^2 + \sqrt{F_n}}{K \frac{V_{пр}^2}{\Delta} + 2\sqrt{F_n}}$$

или

$$R_{п\max} = 2 \cdot 2100 \frac{0,01 \cdot 100^2 + \sqrt{760}}{0,01 \frac{55,1}{0,8637} + 2\sqrt{760}} = 9400 \text{ кг.}$$

$R_{п\max} > R_{доп}$ ($9400 > 4500$), поэтому целесообразно применять рифление купола.

4. Откладываем на фиг. 11.22 значение $R_{п\max}$ в виде пунктирной линии, параллельной оси F .



Фиг. 11.22. Зависимость нагрузок, действующих на купол парашюта с различной площадью f его наполненной части.

5. Вычисляем R_f для рифленых куполов с разной площадью поверхности наполненной части, принимая при расчете, что

$$1) c_f = c_n \frac{f}{F_n} \text{ (для нашего примера } c_f = \frac{0,8}{760} f = 0,00105f);$$

$$2) c_f < c_n.$$

Вычисление R_f производим по формуле (4.12):

$$R_f = \frac{V_{пр}^2}{8} c_f f \frac{KV_0^2 + \sqrt{f}}{K \frac{V_{пр}^2}{\Delta} + 2\sqrt{f}},$$

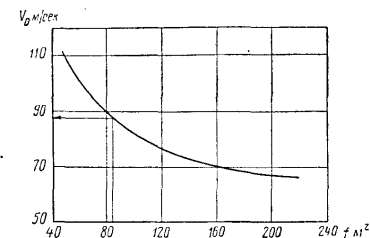
где

$$V_{пр}^2 = \frac{16G}{c_f f + c_{f\Gamma}}.$$

Результаты вычислений наносим на фиг. 11.22, из которой видно, что:

1) при рифлении купола только по нижней кромке ($f_{\min} > 86 \text{ м}^2$) нагрузка, действующая на частично наполненный купол, будет больше допустимой ($8000 > 4500 \text{ кг}$ при $c_f = c_n \frac{f}{F_n}$ и $6000 > 4500$ при $c_f = 0,07$);

2) заданную нагрузку ($R_{\text{доп}} \leq 4500 \text{ кг}$) можно обеспечить, если площадь наполненной части купола будет $55-60 \text{ м}^2$, чего можно достигнуть дополнительным рифлением между полюсной частью купола и его нижней кромкой (см. фиг. 11.24).



Фиг. 11.23. Зависимость скорости V_0 от площади f наполненной части рифленного купола.

6. В случае рифления купола только по нижней кромке заданную нагрузку $R_{\text{доп}} \leq 4500 \text{ кг}$ можно обеспечить уменьшением скорости V_0 , применяя для этого, например, дополнительный тормозной парашют.

Вычислим зависимость V_0 от площади f из условий обеспечения $R \leq R_{\text{доп}}$ при $c_f = 0,1$:

$$V_0 = \sqrt{\frac{8R \left(K \frac{V_{\text{пр}}^2}{\Delta} + 2 \sqrt{f} \right)}{KV_{\text{пр}}^2 c_f f}} - \frac{\sqrt{f}}{K}.$$

Результаты вычислений при $R = R_{\text{доп}} = 4500 \text{ кг}$ приведены на фиг. 11.23, из которой следует, что $R_{\text{доп}}$ будет обеспечена для $f > f_{\min}$ при $V_0 < 87 \text{ м/сек}$.

7. Определяем $V_{0 \text{ доп}}$ — скорость системы в начале наполнения купола после его разрифления из условий обеспечения $R_{\text{доп}}$:

$$V_{0 \text{ доп}} = \sqrt{\frac{8 \cdot 4500 \left(0,01 \frac{55,1}{0,8637} + 2 \sqrt{760} \right)}{0,01 \cdot 55,1 \cdot 0,8 \cdot 760}} - \frac{\sqrt{760}}{0,01} = 56,7 \text{ м/сек}.$$

Следовательно, рифленный купол должен погасить скорость системы до $V_{0 \text{ доп}}$, а критическая скорость системы с рифленным куполом должна быть меньше $V_{0 \text{ доп}}$.

Примем $V_{\text{кр}} = 53 \text{ м/сек}$, что меньше $56,7 \text{ м/сек}$.

8. Определяем площадь выполненной части рифленного купола, обеспечивающей $V_{\text{кр}} = 53 \text{ м/сек}$.

$$f = \frac{2G}{\rho c_f V_{\text{кр}}^2} - \frac{c_r}{c_f} f_r,$$

или

$$f = \frac{2 \cdot 2100}{0,1 \cdot 0,07 \cdot 53^2} - \frac{1,0}{0,07} \approx 200 \text{ м}^2.$$

9. Определяем V_0 из условий обеспечения $R_{\text{доп}}$. По фиг. 11.23 и при площади $f = 200 \text{ м}^2$ получаем $V_0 = 66 \text{ м/сек}$.

10. Определяем l и d_p (см. фиг. 11.20) по формулам [9]

$$l = 1,5d - \frac{D_k}{2},$$

$$d_p = 0,636l,$$

$$d = \sqrt{\frac{4f}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 200}{\pi}} = 16 \text{ м},$$

$$l = 1,5 \cdot 16 - \frac{31,5}{2} = 8,25 \text{ м},$$

$$d_p = 0,636 \cdot 8,25 = 5,25 \text{ м}.$$

11. Определяем время снижения системы с рифленным куполом ($f = 200 \text{ м}^2$), обеспечивающее гашение скорости системы от $V_0 = 66 \text{ м/сек}$ до $V_{0 \text{ доп}} = 56,7 \text{ м/сек}$. Примем, что система с рифленным куполом снижается вертикально. Тогда время снижения системы определяется по известной формуле (см. гл. II)

$$t = \frac{V_{\text{кр}}}{2g} \ln \frac{(V_{\text{кр}} + V_t)(V_{\text{кр}} - V_{\text{нач}})}{(V_{\text{кр}} - V_t)(V_{\text{кр}} + V_{\text{нач}})},$$

где

$$V_{\text{нач}} = V_0; \quad V_t = V_{0 \text{ доп}};$$

$$V_{\text{кр}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho(c_r f_r + c_f)}}.$$

Подставляя $G = 2100 \text{ кг}$; $\rho = 0,1 \text{ кгс} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4$; $c_r f_r = 1 \text{ м}^2$; $c_f = 0,07$; $f = 200 \text{ м}^2$; $V_{\text{кр}} = 53 \text{ м/сек}$ и $V_{\text{нач}} = V_0 = 66 \text{ м/сек}$, $V_t = V_{0 \text{ доп}} = 56,7 \text{ м/сек}$, получим

$$t = \frac{53}{2 \cdot 9,81} \ln \frac{(53 + 56,7)(53 - 66)}{(53 - 56,7)(53 + 66)} = 4,7 \text{ сек}.$$

12. Определяем дополнительные рифления для обеспечения $R_{\text{доп}}$ при заданной скорости V_0 .

В п. 5 было показано, что рифлением купола только по нижней кромке при заданной скорости, V_0 нельзя обеспечить $R_{\text{доп}}$. Пока-

жем, что $R_{\text{доп}}$ можно обеспечить, установив дополнительные рифующие устройства внутри купола на расстоянии h от нижней кромки (фиг. 11.24).

1) По фиг. 11.22 и при $R_{\text{доп}} = 4500 \text{ кг}$ определяем f_1 . Примем $f_1 = 50 \text{ м}^2$.

2) Определяем критическую скорость системы с площадью выполненной части купола $f_1 = 50 \text{ м}^2$:

$$V_{\text{кр}1} = \sqrt{\frac{2G}{\rho(c_f f_1 + c_{f2})}}$$

или

$$V_{\text{кр}1} = \sqrt{\frac{2 \cdot 2100}{0,1(1 + 0,07 \cdot 50)}} = 73 \text{ м/сек.}$$

3) Снимем дополнительное рифление при достижении системой скорости $V_{02} \approx 80 \text{ м/сек.}$ Тогда согласно фиг. 11.23 можно выполнить купол до площади $f_2 = 115 \text{ м}^2$, что обеспечивается основным рифлением купола по нижней кромке.

4) Определяем критическую скорость системы с площадью выполненной части купола $f_2 = 115 \text{ м}^2$:

$$V_{\text{кр}2} = \sqrt{\frac{2 \cdot 2100}{0,1(1 + 0,07 \cdot 115)}} = 51 \text{ м/сек.}$$

5) Снимем основное рифление купола при достижении системой скорости $V_{03} = V_{0\text{доп}} = 56,7 \text{ м/сек.}$ Тогда при наполнении купола нагрузка не будет превышать заданной ($R_{\text{доп}} = 4500 \text{ кг}$).

6) Определяем величины h , d_1 , d_2 и d_p .

$$d_2 = \sqrt{\frac{4f_2}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 115}{\pi}} = 12,11 \text{ м (рифление по нижней кромке купола);}$$

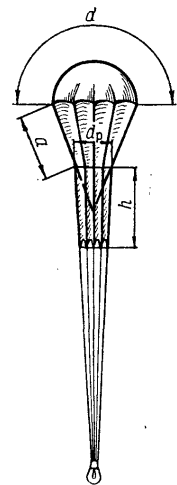
$$l_2 = 1,5d_2 - \frac{D_k}{2} = 1,5 \cdot 12,11 - \frac{31,5}{2} = 2,41 \text{ м;}$$

$$d_p = 0,636l_2 = 0,636 \cdot 2,41 = 1,53 \text{ м;}$$

$$d_1 = \sqrt{\frac{4f_1}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 50}{\pi}} = 8 \text{ м;}$$

$$a = d_1 - l_2 = 8 - 2,41 = 5,59 \text{ м;}$$

$$h = \frac{D_k}{2} - \left(\frac{d_1}{2} + a\right) = \frac{31,5}{2} - \left(\frac{8}{2} + 5,59\right) = 6,16 \text{ м.}$$



Фиг. 11.24. Схема купола с рифлением по нижней кромке и внутри купола.

7) Определяем время снижения системы площадью $f_1 = 50 \text{ м}^2$ (см. фиг. 11.24); $d_p = 1,53 \text{ м}$; $h = 6,16 \text{ м}$; $V_{\text{нач}} = V_{01} = 100 \text{ м/сек}$; $V_t = V_{02} = 80 \text{ м/сек}$; $V_{\text{кр}1} = 73 \text{ м/сек}$. Снижение вертикальное.

$$t_1 = \frac{73}{2 \cdot 9,81} \ln \frac{(73 + 80)(73 - 100)}{(73 - 80)(73 + 100)} = 9,84 \text{ сек.}$$

8. Определяем время снижения системы площадью $f_2 = 115 \text{ м}^2$ (рифление по нижней кромке); $d_p = 1,53 \text{ м}$; $V_{\text{нач}} = V_{02} = 80 \text{ м/сек}$; $V_t = V_{0\text{доп}} = 56,7 \text{ м/сек}$; $V_{\text{кр}2} = 51 \text{ м/сек}$.

$$t_2 = \frac{51}{2 \cdot 9,81} \ln \frac{(51 + 56,7)(51 - 80)}{(51 - 56,7)(51 + 80)} = 6,3 \text{ сек.}$$

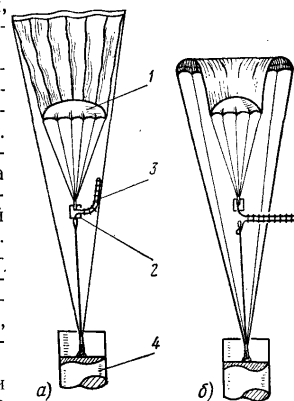
На фиг. 11.25, а [10] приведена схема парашютной системы, у которой тормозным парашютом 1 является полюсная часть купола основного парашюта, снабженная дополнительными стропами, соединяющимися с грузом 4 замком 2.

При работе тормозного парашюта нижняя кромка купола основного парашюта свободно располагается по потоку воздуха. После срабатывания замка 2 тормозной парашют отстает от груза и купол основного парашюта начинает наполняться у нижней кромки купола (фиг. 11.25, б). Чтобы узел строп тормозного парашюта не захлестывался стропами купола основного после расцепления замка 2, применяется, например, разрывное устройство 3.

Разрывающаяся тесьма или шнур устройства удерживают в натянутом положении стропы отстающего от груза тормозного парашюта.

Чтобы обеспечить надежное срабатывание разрывного устройства, его сопротивление разрыву должно быть меньше минимального аэродинамического сопротивления тормозного парашюта.

Для размыкания замка применяются различные дистанционные устройства: часовые, anerоидные, путевые или пиротехнические замедлители и др. На фиг. 11.26 показан путевой замедлитель, присоединенный к поверхности купола тормозного парашюта ма-



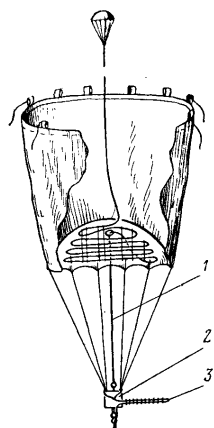
Фиг. 11.25. Схема парашютной системы с тормозным парашютом, являющимся полюсной частью основного парашюта.

а — снижение системы на тормозном парашюте; б — отключение тормозного парашюта и начало наполнения купола основного парашюта.

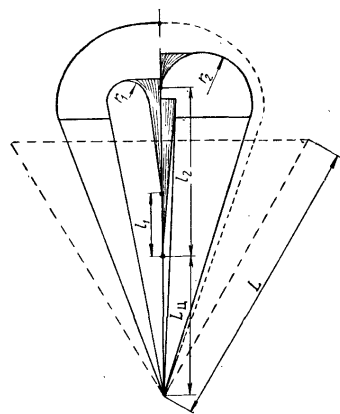
1 — тормозной парашют; 2 — замок; 3 — разрывное устройство; 4 — груз.

шинной строчкой. При раскрытии парашютной системы вытяжной парашют, отставая от системы, обрывает нитки пристрочки, вытягивает путевой замедлитель 1 на всю длину и размыкает замок 2. В результате купол тормозного парашюта отстает от груза, разрывное устройство 3 разрывается и удерживает стропы тормозного парашюта в натянутом положении до полного наполнения купола основного парашюта.

Примером парашютной системы с тормозным парашютом, являющимся частью купола основного парашюта, может также служить схема фиг. 11.27. Здесь тормозной парашют образуется ниж-



Фиг. 11.26. Схема парашютной системы с путевым замедлителем.
1 — путевой замедлитель;
2 — замок; 3 — разрывное устройство.



Фиг. 11.27. Схема парашютной системы с тормозным парашютом, образующимся у нижней кромки купола основного парашюта.

ней кромкой купола основного парашюта вследствие втягивания его полюсной части внутрь купола. Величина необходимой площади тормозного парашюта устанавливается путем изменения степени втянутости полюсной части. Так, например, при полностью втянутой полюсной части купола (длина центральной стропы, удерживающей полюсную часть во втянутом положении, равна L_n) площадь тормозного купола в сложенном виде равна миделю купола основного парашюта по его нижней кромке. Удлиняя центральную стропу, например, на длину l_1 , получим мидель тормозного парашюта, равный примерно $4\pi l_1^2$ или $\frac{4l_1^2}{\pi}$ ($r_1 \approx l_1/\pi$).

По прошествии заданного времени падения системы с частично наполненным куполом, или по достижении системой заданной высоты, срабатывает замок и освобождает полюсную часть купола. В результате купол основного парашюта наполняется полностью.

В производственных условиях по технологическим и другим причинам (деформация парашютных материалов) практически невозможно изготовить партию куполов одинакового диаметра и с одинаковой длиной строп L . Поэтому, даже при строгом обеспечении заданной длины центральной стропы ($L_n + l$) площадь торможения у всех частично наполненных куполов будет разной. Чтобы обеспечить примерно одинаковую площадь торможения в каждом куполе всей партии парашютов, в условиях производства перед монтажом центральной стропы строго выдерживается только высота h «козырька» (фиг. 11.28). После этого всю систему слегка растягивают заданным усилием и закрепляют центральную стропу.

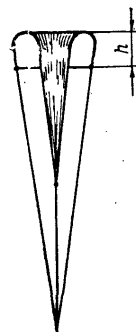
Парашютная система с предварительным втягиванием внутрь купола его полюсной части для образования тормозного парашюта у нижней кромки купола основного парашюта впервые была применена в 1939 г. В. А. Артемьевым для осветительного снаряда. Центральная стропы из стального троса была укреплена на осветительной звездке и перегородала в течение определенного времени, достаточного для торможения скорости звездки до скорости, допустимой для полного наполнения купола. В последующие годы (после 1939 г.) эта система применялась в артиллерийских осветительных снарядах разного калибра (на заводах Шкода в период временной оккупации Чехословакии фашистской Германией).

В 1942 г. в летно-исследовательском институте был исследован купол со втянутой полюсной частью при использовании его для торможения самолета в полете.

Площадь куполов с центральной стропой не превышала 20 м². Результаты опытов с куполами большей площади отрицательны.

9. Парашютная система с автоматическим изменением площади тормозного парашюта

Полюсная часть купола втянута внутрь и удерживается в этом положении центральной стропой (фиг. 11.29, а) с разрывным устройством. Длина центральной стропы обеспечивает образование заданной величины начальной площади тормозного парашюта у



Фиг. 11.28. Схема монтажа купола с центральной стропой.

нижней кромки купола. Стропы изготовлены из эластичных материалов, которые могут обеспечить удлинение строп на 70—80%.

При наполнении купола аэродинамическое сопротивление тормозного парашюта растянёт стропы и разорвет нити сшивки центральной стропы (фиг. 11.29, б). В таком положении система будет снижаться и гасить скорость до тех пор, пока аэродинамическое сопротивление тормозного парашюта не уменьшится до упругой силы строп. С этого момента стропы купола начнут сокращаться по длине и, подтягивая нижнюю кромку купола, будут увеличивать площадь торможения до полного наполнения купола (фиг. 11.29, в).

Начальная площадь тормозного парашюта (см. фиг. 11.29, а) должна обеспечить растяжение строп и разрыв строчек сшивки центральной стропы при минимально возможном для данной системы скоростном напоре. Кроме того, аэродинамическое сопротивление начальной площади тормозного парашюта должно быть больше веса системы в 2 раза или более, а упругая сила всех строп при их

исходной длине (см. фиг. 11.29, а) должна быть равна или больше веса системы.

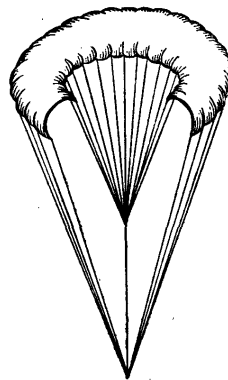
10. Парашютная система с тормозным парашютом, упругим звеном и куполом основного парашюта с большим полюсным отверстием

В книге Г. Оберта [11] приведена схема купола парашюта с большим полюсным отверстием, к кромке которого прикреплены центральные стропы (фиг. 11.30). По мнению Г. Оберта такой парашют мог бы применяться для спуска на землю частей космических летательных аппаратов. Летные испытания подобного парашюта, проведенные в Советском Союзе в 1940—1942 гг., показали, что купол, как и следовало ожидать, очень быстро наполняется воздухом, подвергается воздействию больших нагрузок и разрушается.

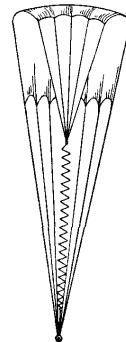
Чтобы увеличить время наполнения купола и уменьшить нагрузки, между центральными стропами и грузом было вмонтировано упругое звено (резиновый шнур). Предполагалось, что сопротивление полюсной части купола растянёт упругое звено и купол примет форму, показанную на фиг. 11.31. Предполагалось также, что эта форма будет сохраняться до того момента, когда система достигнет такой скорости, при которой упругая сила растянутого звена превысит сопротивление частично наполненного купола, втянет кромку полюсного отверстия внутрь купола и купол наполнится.

178

Летными испытаниями было установлено, что упругое звено (упругая сила звена равнялась половине веса груза) не успевает растянуться и купол наполняется почти так же быстро, как и при отсутствии упругого звена. Поэтому, естественно, возникла необходимость обеспечить предварительное растяжение упругого звена до начала наполнения купола. На фиг. 11.32 [12] показана схема парашюта с приспособлением, которое растягивает упругое звено



Фиг. 11.30. Схема купола парашюта с большим полюсным отверстием.



Фиг. 11.31. Схема купола парашюта с большим полюсным отверстием и упругим звеном на центральных стропах.

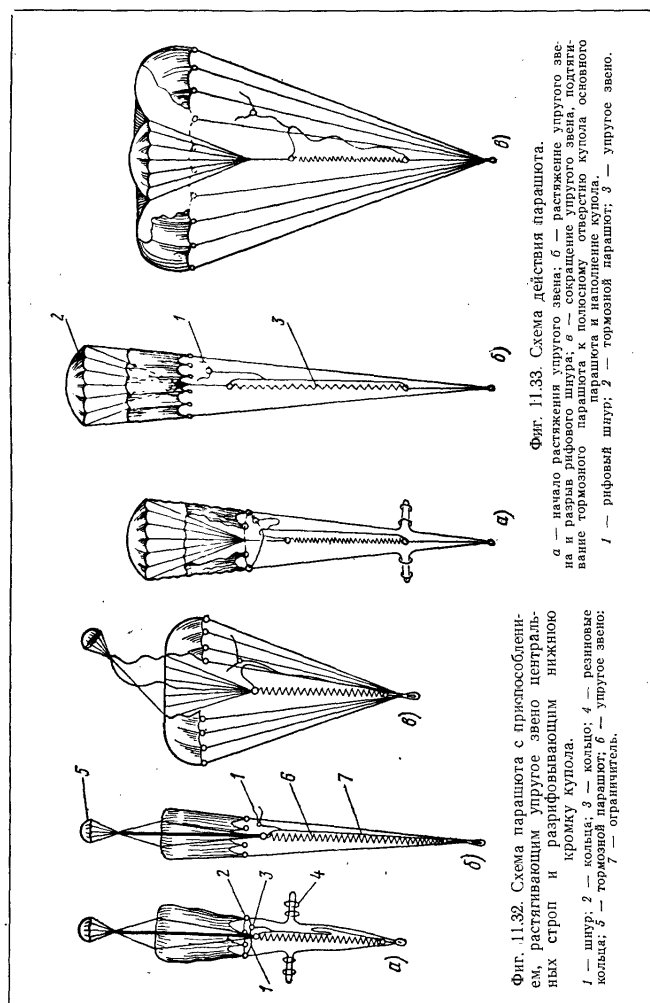
и некоторое время удерживает его в растянутом положении. При укладке купола его нижнюю кромку связывают шнуром 1, пропущенным через кольца 2. Концы шнура закрепляются в кольце 3. Избыточная длина строп купола удерживается резиновыми кольцами 4 (фиг. 11.32, а).

При попадании в поток воздуха купол тормозного парашюта 5 вытягивает основной парашют на всю длину, растягивает упругое звено 6 на длину ограничителя 7 и обрывает шнур 1 (фиг. 11.32, б). В момент обрыва шнура нижняя кромка купола освобождается, воздух свободно поступает в купол и вытекает через полюсное отверстие.

Пока сила аэродинамического сопротивления купола тормозного парашюта будет больше упругой силы звена, купол основного парашюта наполняться не будет. Но когда скорость системы погасится, упругое звено сожмется, втянет кромку полюсного отверстия внутрь и купол выполнится полностью (фиг. 11.32, в).

12*

179



Одним из недостатков парашюта приведенной схемы является большой вес звена и ограничителя, соединяющих тормозной парашют с грузом. Рывок при раскрытии тормозного парашюта и его сопротивление передаются грузу только звеном, а затем ограничителем. Поэтому эти части парашюта должны быть достаточно прочными, но из-за большой длины они имеют также большой вес.

В схеме парашюта, приведенной на фиг. 11.33, этот недостаток отсутствует. Здесь рывок наполнявшегося купола тормозного парашюта сначала растягивает упругое звено (фиг. 11.33, б) и обрывает шнур 1. Затем сопротивление купола тормозного парашюта 2 передается грузу через купол и стропы основного парашюта. Когда скорость системы погасится и сопротивление купола 2 станет меньше упругой силы звена 3, то звено, сокращаясь, притянет купол тормозного парашюта к полюсному отверстию купола основного парашюта, что и обеспечит его полное наполнение (фиг. 11.33, в).

Усилие начального растяжения упругого звена должно быть равно или больше веса груза. Если усилие начального растяжения звена будет равно весу системы (весу груза с парашютом), то наполнение купола основного парашюта начнется при скорости системы, равной

$$V_{кр} = \sqrt{\frac{2G}{\rho(c_{fT} + c_T F_T)}}$$

Очевидно, эта парашютная система будет надежно срабатывать при начальной скорости системы, большей $V_{кр}$.

4. МЕТОДИКА РАСЧЕТА ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМЫ

Заданы:

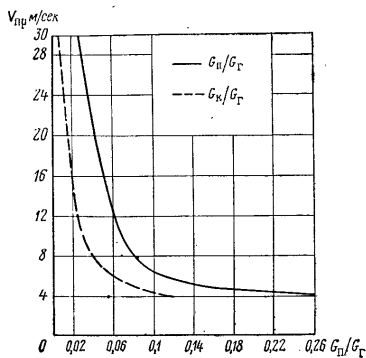
- G_r — вес десантируемого груза в кг;
- f_r — площадь мишени груза в m^2 ;
- c_r — коэффициент сопротивления груза;
- $V_{пр}$ — вертикальная скорость снижения груза при приземлении в м/сек;
- $V_{сам}$ — скорость самолета при десантировании груза в м/сек;
- h_{max}, h_{min} — максимальная и минимальная высоты возможного раскрытия парашютной системы в м;
- n — допустимая перегрузка при торможении системы в процессе раскрытия парашютной системы.

Примерный порядок расчета

1. По графику $\frac{G_n}{G_r} = f(V_{пр})$ фиг. 11.34 * и заданному значению $V_{пр}$ определяем примерный вес парашюта G_n .

* График построен по весовым характеристикам известных в СССР парашютных систем.

2. Определяем площадь купола основного парашюта



Фиг. 11.34. Зависимость относительного веса парашютной системы $\frac{G_p}{G_r}$ и веса купола $\frac{G_k}{G_r}$ от скорости приземления $V_{пр}$ (по статистическим данным о парашютных системах за 1932—1964 гг.).

Но

$$R_{сист} = \rho V_{пр}^2 \left(c_p' F_p + \frac{c_r f_r}{2} \right),$$

а

$$R_{п\max} = \rho V_{пр}^2 c_p' F_p.$$

Тогда

$$R_{п\max} = R_{сист} \frac{c_p' F_p}{c_p' F_p + \frac{c_r f_r}{2}},$$

или

$$R_{п\max} = (n_y + 1) G_{сист} \frac{2c_p' F_p}{2c_p' F_p + c_r f_r}.$$

182

$$F_p = \frac{16(G_r + G_p)}{c_p V_{пр}^2} - \frac{c_r}{c_p} f_r.$$

(после определения веса парашюта по чертежу площадь купола парашюта уточняется).

3. Определяем максимальную нагрузку $R_{п\max}$, действующую на купол основного парашюта при его раскрытии и обеспечивающую перегрузку торможения в пределах заданного значения n .

Приняв, что в момент воздействия $R_{п\max}$ система движется вертикально вниз, получим

$$n_y = \frac{R_{сист}}{G_{сист}} - 1,$$

откуда нагрузка на систему груз—парашют

$$R_{сист} = (n_y + 1) G_{сист}.$$

4. По $R_{п\max}$ определяем $V_{0\text{доп}}$ — допустимую скорость груза в момент начала наполнения купола основного парашюта по формуле (4.16):

$$V_{0\text{доп}} = \sqrt{\frac{8R_{п\max} \left(K \frac{V_{пр}^2}{\Delta} + 2 \sqrt{F_p} \right)}{K V_{пр}^2 c_p' F_p}} - \frac{\sqrt{F_p}}{K}.$$

5. Вычисляем изменение скорости системы от $V_{сам}$ до V_0 за время раскрытия вытяжного устройства и вытягивания купола и строп основного парашюта на всю их длину, т. е. до момента начала наполнения купола основного парашюта воздухом. Примерная методика вычисления приведена в гл. II.

Если скорость V_0 будет больше $V_{0\text{доп}}$, то необходимо применить тормозной парашют, чтобы погасить скорость груза от $V_{сам}$ до $V_0 \leq V_{0\text{доп}}$.

6. Определяем площадь купола тормозного парашюта. Примем, что критическая скорость груза на тормозном парашюте равна $V_{кр} = V_{0\text{доп}}$. Тогда, подставляя в формулу для

$$F_t = \frac{2G_{сист}}{\rho_h V_{кр}^2 c_t} - \frac{c_r}{c_t} f_r,$$

скорость $V_{0\text{доп}}$ вместо $V_{кр}$, получим

$$F_t = \frac{2G_{сист}}{\rho_h V_{0\text{доп}}^2 c_t} - \frac{c_r}{c_t} f_r,$$

где ρ_h — плотность воздуха на высоте раскрытия парашюта;

c_t — коэффициент сопротивления тормозного парашюта;

F_t — минимальная площадь тормозного парашюта, обеспечивающая гашение скорости груза до $V_{0\text{доп}}$.

7. Определяем максимальную нагрузку, действующую на купол тормозного парашюта при его наполнении на скорости $V_{от} \approx V_{сам}$:

$$R_{т\max} = \frac{V_{пр.т}^2}{8} c_t F_t \frac{K V_{сам}^2 + \sqrt{F_t}}{K \frac{V_{пр.т}^2}{\Delta} + 2 \sqrt{F_t}},$$

где

$$V_{пр.т}^2 = \frac{16G_{сист}}{c_t F_t + c_r f_r};$$

Δ — относительная плотность воздуха на высоте наполнения купола тормозного парашюта.

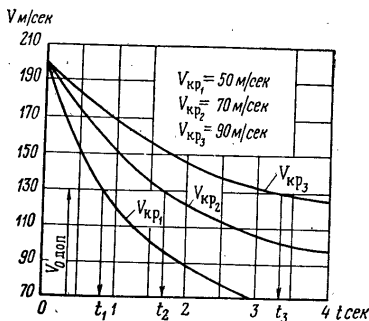
Если $R_{т\max}$ будет равна или несколько больше нагрузки $R_{п\max}$, действующей на купол основного парашюта, то общий вес

183

парашютной системы будет минимальным*. Если же $R_{т max}$ будет значительно отличаться от $R_{п max}$, то площадь купола тормозного парашюта целесообразно изменить до

$$F'_т = F_т \frac{R_{п max}}{R_{т max}}$$

Увеличение площади купола тормозного парашюта приведет к уменьшению времени торможения скорости груза или к уменьшению



Фиг. 11.35. Изменение времени торможения системы до скорости $V_{0 доп}$ в зависимости от площади тормозного парашюта, выраженной через $V_{кр}$.

Уменьшение площади тормозного парашюта при $R_т > R_{п max}$ потребует применения двух или нескольких тормозных парашютов. Сначала раскрывается тормозной парашют малой площади ($R_{т1} \approx R_{п max}$) и гасит

скорость груза в течение определенного времени, затем раскрывается второй тормозной парашют большей площади, при раскрытии которого $R_{т2} \approx R_{п max}$ и т. д. (см. стр. 190).

На фиг. 11.35 показано изменение времени торможения до скорости $V_{0 доп}$ при вертикальном снижении.

8. Разрабатываем чертежи куполов основного и тормозного парашютов, а также всех элементов парашютной системы; производим расчет их на прочность и определяем вес.

9. По вычисленному весу парашютной системы, снижающейся с грузом, определяем точное значение площади купола основного парашюта

$$F_п = \frac{16G_{сист}}{c_п V_{пр}^2} - \frac{c_г}{c_п} f_г$$

Пример. $G_г = 4000$ кг; $f_г = 4$ м²; $c_г = 0,8$; $V_{сам} = 200$ м/сек; $h = 800$ м.

Определить основные параметры парашютной системы, обеспечивающей $V_{пр} = 6$ м/сек и $n_y = 3$, если $c_п = 0,8$; $K = 0,01$ сек²/м.

1. Определяем примерный вес парашютной системы. По заданной $V_{пр}$ из фиг. 11.34 находим, что отношение $G_п/G_г = 0,1$. Тогда

$$G_п = 0,1G_г = 0,1 \cdot 4000 = 400 \text{ кг.}$$

2. Определяем примерную площадь купола основного парашюта

$$F_п = \frac{16(G_г + G_п)}{c_п V_{пр}^2} - \frac{c_г}{c_п} f_г$$

или

$$F_п = \frac{16 \cdot 4400}{0,8 \cdot 6^2} - \frac{0,8}{0,8} 4 = 2440 \text{ м}^2.$$

3. Определяем максимальную нагрузку $R_{п max}$, действующую на купол основного парашюта при его наполнении и обеспечивающую перегрузку торможения в пределах заданного значения n_y :

$$R_{п max} = (n_y + 1) G_{сист} \frac{2 \cdot c_п F_п}{2c_п F_п + c_г f_г}$$

или

$$R_{п max} = (3 + 1) 4400 \frac{2 \cdot 0,8 \cdot 2440}{(2 \cdot 0,8 \cdot 2440 + 0,8 \cdot 4)} = 17600 \text{ кг.}$$

4. По $R_{п max}$ определяем допустимую скорость груза в момент начала наполнения купола основного парашюта по формуле (4.16)

$$V_{0 доп} = \sqrt{\frac{8R_{п max} \left(K \frac{V_{пр}^2}{\Delta} + 2\sqrt{F_п} \right)}{kV_{пр}^2 c_п' F_п} - \frac{\sqrt{F_п}}{K}}$$

или

$$V_{0 доп} = \sqrt{\frac{8 \cdot 17600 \left(0,01 \frac{36}{0,9254} + 2\sqrt{2440} \right)}{0,01 \cdot 36 \cdot 0,8 \cdot 2440} - \frac{\sqrt{2440}}{0,01}} = 122,6 \text{ м/сек.}$$

5. Вычисляем изменение скорости системы от $V_{сам}$ до V_0 . Результаты вычисления приведены на фиг. 11.36.

6. Определяем минимальную площадь купола тормозного парашюта

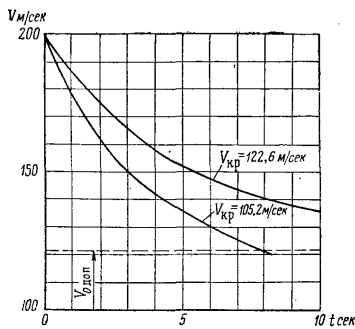
$$F_{т min} = \frac{2G_{сист}}{c_п V_{0 доп}^2} - \frac{c_г}{c_п} f_г$$

или

$$F_{т min} = \frac{2 \cdot 4400}{0,1156 \cdot 122,6^2 \cdot 0,8} - \frac{0,8}{0,8} 4 = 2,32 \text{ м}^2.$$

* См. стр. 193.

7. Определяем максимальную нагрузку, действующую на купол тормозного парашюта при $F_T = 2,32 \text{ м}^2$, по формуле (4.12)



Фиг. 11.36. Изменение скорости системы по времени до начала наполнения купола парашюта воздухом при разной площади

$$\text{тормозного парашюта } (V_{кр} = \sqrt{\frac{2G_{сист}}{\rho(c_T F_T + c_{TfT})}})$$

Площадь купола тормозного парашюта

$$F'_T = F_T \frac{R_{п \max}}{R_{т \max}}$$

или

$$F'_T = 2,32 \frac{17600}{8343} = 4,9 \text{ м}^2$$

В связи с увеличением площади купола тормозного парашюта нагрузка $R_{т \max}$ будет равна $R_{п \max} = 17600 \text{ кг}$, а критическая скорость груза, спускающегося на тормозном парашюте, уменьшится до

$$V_{кр} = \frac{2G_{сист}}{\rho(c_T F_T + c_{TfT})}$$

или

$$V_{кр} = \sqrt{\frac{2 \cdot 4400}{0,1156(0,8 \cdot 4,9 + 0,8 \cdot 4)}} \approx 104,0 \text{ м/сек.}$$

Поэтому время торможения от скорости $V_{сам} = 200 \text{ м/сек}$ до $V_{доп} = 122,6 \text{ м/сек}$ потребуются меньше, чем это было нужно при

186

$$R_{т \max} = \frac{V_{пз,т}^2}{8} c_T F_T \frac{KV_{сам}^2 + VF_T}{K \frac{V_{пз,т}^2}{\Delta} + 2VF_T}$$

где

$$V_{пз,т}^2 = \frac{16G_{сист}}{c_T F_T + c_{TfT}} = \frac{16 \cdot 4400}{0,8 \cdot 2,32 + 0,8 \cdot 4} = 13904$$

Тогда

$$R_{т \max} = \frac{13904}{8} \cdot 0,8 \cdot 2,32 \times \frac{0,01 \cdot 200^2 + \sqrt{2,32}}{0,01 \frac{13904}{0,9254} + 2\sqrt{2,32}} = 8343 \text{ кг}$$

Так как $R_{т \max}$ значительно меньше $R_{п \max}$, то целесообразно увеличить пло-

меньшей площади купола тормозного парашюта (см. Фиг. 11.36).

8. Разрабатываем чертежи куполов основного и тормозного парашютов и определяем их вес.

Купол основного парашюта

Площадь парашюта $F_п = 2440 \text{ м}^2$; нагрузка $R_{п \max} = 17600 \text{ кг}$. Ткань купола. Примем капроновую парашютную ткань с воздухопроницаемостью $W \sim 800 \text{ л/м}^2 \text{ сек}$ ($K = 0,01 \text{ сек}^2/\text{м}$). Вес 1 м^2 ткани $0,06 \text{ кг/м}^2$.

Коэффициент, учитывающий расход ткани на швы, соединяющие полотнища, на образование кромки и на усадку примем равным 1,18. Тогда вес ткани купола $G_{тк} = 0,06 \cdot 1,18 \cdot 2440 = 172,74 \text{ кг}$.

Стропы купола. Количество строп n принимается равным отношению периметра купола по его нижней кромке к расстоянию между стропами, равному 0,1 м для тормозных куполов и до 1 м — для основных

$$n = \frac{\pi D}{0,1 + 1}; \quad D = \sqrt{\frac{4F_п}{\pi}}$$

или, для нашего примера,

$$n = \frac{2\pi \sqrt{2440}}{0,8 \cdot \sqrt{\pi}} \approx 220$$

Определяем прочность стропы на разрыв

$$P = \frac{mR_{п \max}}{n \cos \alpha m'}$$

Примем $m = 2$; $m' = 0,66$; $\cos \alpha = 0,9$. Тогда

$$P = \frac{2 \cdot 17600}{220 \cdot 0,9 \cdot 0,66} = 270 \text{ кг}$$

Из альбома парашютных материалов выбираем капроновый шнур № 10к. $P_1 = 200 \text{ кг}$. Вес одного погонного метра шнура равен $0,008 \text{ кг/м}$. Так как $P_1 < P$, то пропорционально увеличим количество строп

$$n_1 = n \frac{P}{P_1} = 220 \frac{270}{200} \approx 300$$

Определяем длину строп L .

$$L = (0,8 - 1)D = (0,8 - 1) \sqrt{\frac{4 \cdot 2440}{\pi}} = 44,6 - 55,7 \text{ м}$$

Примем $L = 45 \text{ м}$ (с учетом расхода шнура на присоединение строп к куполу $\sim 0,14 \text{ м}$). Определяем вес строп

$$G_{стр} = 0,008 \cdot 300 \cdot 45 = 108 \text{ кг}$$

Тесьма, усиливающая купол парашюта. Расчет расхода тесьмы произведем для купола квадратной формы. В этом случае купол взаимно пересекают 150 тесемок, к концам которых подсоединяются 300 строп.

На образование петли для привязки строп с учетом усиливающих вкладок расходуется $\sim 0,4$ м или всего на купол 120 м. Для упрочнения нижней кромки купола расходуется ≈ 180 м. Общий расход тесьмы будет равен (с учетом усадки)

$$1,03(150 \sqrt{2440} + 120 + 180) = 7941 \text{ м.}$$

Вес тесьмы (тесьма ЛТК-25-200 равнопрочная стропе, вес 1 м = 0,0063 кг/м)

$$G_{\text{тес}} = 0,0063 \cdot 7941 = 50 \text{ кг.}$$

Общий вес купола и строп основного парашюта равен

$$\begin{aligned} \text{вес ткани} &= 172,74 \text{ кг} \\ \text{вес строп} &= 108,00 \text{ кг} \\ \text{вес тесьмы} &= 50,00 \text{ кг} \\ \hline &330,74 \text{ кг } (0,082 G_r). \end{aligned}$$

Купол тормозного парашюта

Площадь тормозного парашюта $F_T = 4,9 \text{ м}^2$; $R_{T \max} = R_{n \max} = 17600 \text{ кг}$.

Общий вес купола и строп тормозного парашюта равен

$$\begin{aligned} G_{\text{тк}} &= 0,33 \text{ кг} \\ G_{\text{стр}} &= 6,24 \text{ кг} \\ G_{\text{тес}} &= 2,04 \text{ кг} \\ \hline G_T &= 8,61 \text{ кг.} \end{aligned}$$

Звено соединительное

Чтобы обеспечить удаление купола тормозного парашюта из аэродинамического следа груза, общую длину звена и строп купола тормозного парашюта примем равной $5d$. Здесь d — диаметр приведенной площади мишени груза.

$$d = \sqrt{\frac{4,4}{\pi}} = 2,26 \text{ м. } 5d = 5 \cdot 2,26 = 11,3 \text{ м.}$$

Так как длина строп купола тормозного парашюта равна 2,43 м, то длина звена

$$l_{\text{зв}} = 11,3 - 2,43 \approx 9 \text{ м.}$$

Вес звена

$$G_{\text{зв}} = 0,008 \cdot 300 \cdot 9 = 21,6 \text{ кг.}$$

Общий вес парашютов (основного и тормозного)

$$G_n = 330,74 + 8,61 + 21,6 = 361 \text{ кг.}$$

Для сравнения вычислим вес парашютной системы без применения тормозного парашюта. Задано: $G_r = 400 \text{ кг}$; $V_0 = 200 \text{ м/сек}$; $V_{\text{тр}} = 6 \text{ м/сек}$; $c_n = 0,8$; $\Delta = 0,9254$ ($h = 800 \text{ м}$); $K = 0,01 \text{ сек}^2/\text{м}$; $F_n = 2440 \text{ м}^2$; $\eta = 1$.

1. Определяем максимальную нагрузку, действующую на купол парашюта при наполнении

$$R_{n \max} = \frac{6^2}{8} \cdot 0,8 \cdot 2440 - \frac{0,01 \cdot 200^2 + \sqrt{2440}}{0,01 \frac{6^2}{0,9254} + 2 \sqrt{2440}} = 39802 \text{ кг.}$$

Из расчета следует, что не применяя тормозной парашют, получаем увеличение нагрузки $R_{n \max}$ в 2,25 раза ($39802 : 17600 = 2,25$), а следовательно, и перегрузки

$$n_y = \frac{R_{n \max} (2c_n F_n + c_r f_r)}{G_{\text{сист}} 2c_n F_n} - 1,$$

или

$$n_y = \frac{39802 (2 \cdot 0,8 \cdot 2440 + 0,8 \cdot 4)}{4400 \cdot 2 \cdot 0,8 \cdot 2440} - 1 = 8 \text{ (вместо заданной перегрузки 3).}$$

2. Определяем вес основного парашюта.

Площадь ткани купола, количество и длину тесьмы и строп примем такими же, как и у купола системы с тормозным парашютом, но прочность строп и тесьмы, а также их вес увеличим пропорционально увеличению $R_{n \max}$, т. е. в 2,25 раза.

Тогда вес парашюта без применения тормозного парашюта будет равен

$$\begin{aligned} G_{\text{тк}} &= 172,74 \text{ кг} \\ G_{\text{стр}} &= 108,0 \cdot 2,25 = 243,00 \text{ кг} \\ G_{\text{тес}} &= 50,00 \cdot 2,25 = 112,50 \text{ кг} \\ \hline &528,24 \text{ кг } (0,13 G_r). \end{aligned}$$

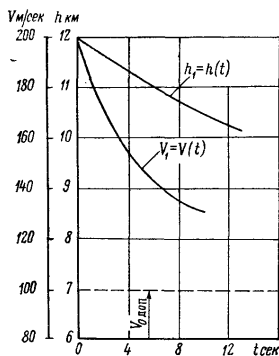
Из приведенного примера следует, что применяя тормозной парашют, мы получим парашютную систему с меньшим весом ($361 < 528$) и обеспечим заданную перегрузку ($3 < 8$).

5. МЕТОДИКА РАСЧЕТА ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМЫ С НЕСКОЛЬКИМИ ТОРМОЗНЫМИ ПАРАШЮТАМИ

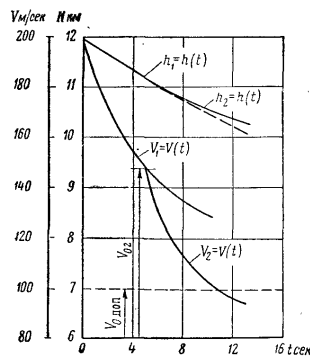
1. По заданным перегрузке n_y и скорости V_0 к моменту начала наполнения первого тормозного парашюта определяем его площадь

$$F_{T1} = \frac{G_{\text{сист}}(n_y + 1)}{\rho c_T V_0^2} - \frac{c_T f_T}{2c_T} \quad (\text{вертикальное движение}).$$

2. Строим график изменения скорости и высоты падения груза с первым тормозным парашютом по времени (фиг. 11.37).



Фиг. 11.37. Изменение по времени скорости и высоты падения груза с первым тормозным парашютом.



Фиг. 11.38. Изменение по времени скорости и высоты падения груза на первом, а затем втором тормозных парашютах.

Так как минимальная скорость груза с первым тормозным парашютом больше $V_{\text{доп}}$ — допустимой скорости в начале наполнения купола основного парашюта, то применим второй тормозной парашют большей площади, чем первый.

3. Определяем площадь купола второго тормозного парашюта

$$F_{T2} = \frac{2G_{\text{сист}}}{\rho V_{\text{кр}}^2 c_T} - \frac{c_T f_T}{c_T},$$

где

$$V_{\text{кр}} < V_{0 \text{ доп.}}$$

4. Определяем скорость груза, при которой допустимо наполнение купола второго тормозного парашюта

190

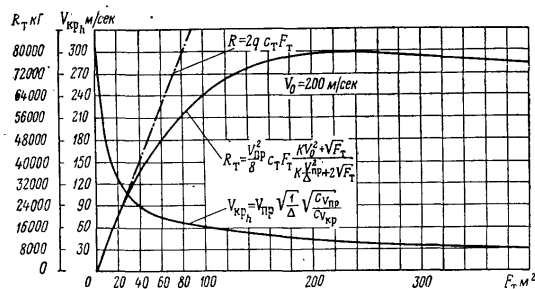
$$V_{02} = \sqrt{\frac{G_{\text{сист}}(n_y + 1)}{\rho \left(c_T F_{T2} + \frac{c_T}{2} f_T \right)}} \quad (\text{вертикальное падение}).$$

5. По V_{02} и F_{T2} вычисляем и строим график изменения скорости и высоты снижения груза на втором тормозном парашюте (фиг. 11.38). По фиг. 11.38 определяем потребное время снижения на первом и втором тормозных парашютах с учетом увеличения скорости груза с момента отделения первого тормозного парашюта до начала наполнения второго тормозного парашюта.

Дальнейший расчет аналогичен примерной методике, приведенной в разд. 4.

Изменение веса парашютной системы в зависимости от площади купола тормозного парашюта

Пример. Задано: $G_T = 4000$ кг; $h = 12000$ м; $V_0 = 200$ м/сек; $F_{T1} = 2440$ м²; $V_{\text{пр}} = 6$ м/сек; $\eta = 1$; $K = 0,01$ сек²/м; $c_T = 0,8$; $f_T = 4$ м²; $c_{T1} = 0,8$; $c_{T2} = 0,8$; $\Delta = 0,2535$.

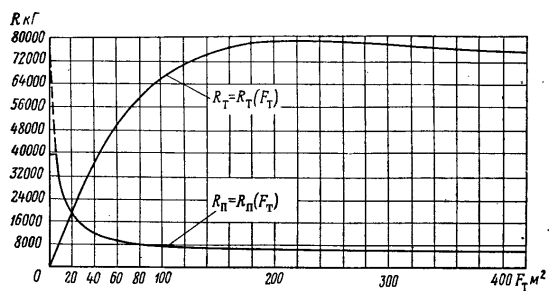


Фиг. 11.39. Зависимость R_T и $V_{\text{кр}}$ от площади тормозного парашюта F_T .

1. Определяем изменение R_T в зависимости от площади купола тормозного парашюта и строим график фиг. 11.39. На график нанесем также изменение критической скорости груза в зависимости от F_T . В дальнейшем кривая изменения скорости ($V_{\text{кр}} = V_{\text{кр}}(F_T)$) потребуется для определения V_0 .

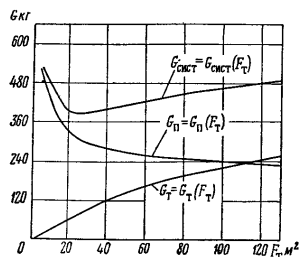
2. Определяем изменение R_n в зависимости от F_T и строим график фиг. 11.40 для случая раскрытия основного парашюта на большой высоте. На этот же график нанесем изменение R_T в зависимости от F_T . Пересечение кривых дает характерную площадь тормозного парашюта, при которой $R_T = R_n$.

3. Определяем изменение веса тормозного и основного парашютов и их общего веса в зависимости от площади тормозного парашюта. Вес тормозных парашютов разной площади вычисляется

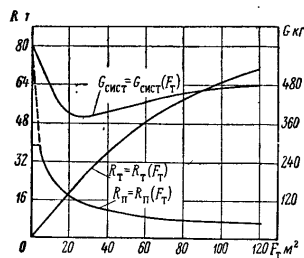


Фиг. 11.40. Зависимость R_n от площади тормозного парашюта F_t .

отдельно, так как в зависимости от площади каждого купола изменяется расход ткани, тесьмы и строп. Вес основного купола вычисляется только для одной нагрузки $R_{n \max}$. Для других нагрузок,



Фиг. 11.41. Зависимость веса парашютной системы $G_{\text{сист}}$, основного парашюта G_n и тормозного парашюта G_t от площади тормозного парашюта F_t .



Фиг. 11.42. Сводный график зависимости веса парашютной системы $G_{\text{сист}}$, нагрузок R_n и R_t от площади тормозного парашюта F_t .
($G_t = 4000$ кг; $F_n = 2440$ м²; $h = 12000$ м;
 $V_0 = 200$ м/сек; $c_{f_t} = 3.2$ м²).

отличающихся от принятой в связи с изменением F_t , вес купола основного парашюта определяется путем изменения веса тесьмы и строп пропорционально изменению $R_{n \max}$. Результаты вычислений наносим на фиг. 11.41 и 11.42.

Из фиг. 11.42 следует, что минимальный общий вес тормозного и основного парашютов получаем при такой площади тормозного парашюта, при которой нагрузки R_t и R_n примерно равны.

На фиг. 11.43 показано изменение общего веса тормозного и основного парашютов для случая, когда парашютная система применяется при следующих условиях:

а) тормозной парашют раскрывается на высоте ≥ 12000 м и груз снижается на тормозном парашюте до высоты ~ 800 м;

б) основной парашют раскрывается только на высоте ~ 800 м.

Из фиг. 11.43 следует, что минимальный суммарный вес обоих парашютов будет при $R_t = R_n$.

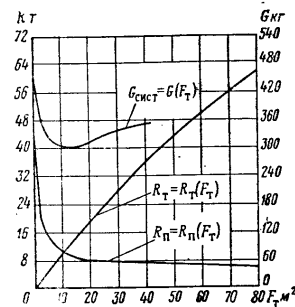
6. ЭНЕРГОЕМКИЕ АМОРТИЗАТОРЫ И ТОРМОЗИТЕЛИ

Десантирование с самолетов различных грузов на парашютах позволяет доставлять в труднодоступные для обычного транспорта районы строительные материалы, оборудование, машины, бульдозеры и пр. В военное время на парашютах можно десантировать самоходные пушки, тягачи и другое вооружение и транспортные средства. По сообщению журнала «Флайт» * английский самолет Беверли может транспортировать грузы весом до 23 т, но отсутствие соответствующей парашютной системы ограничивает возможности самолета по десантированию. Так, в апреле 1957 г. было произведено парашютное десантирование груза весом в 13 т на восьмикупольной парашютной системе фирмы GQ ($F_n = 2545$ м²). Это десантирование было объявлено как спуск рекордного по весу груза.

В Советском Союзе в 1956 г. было произведено парашютное десантирование груза при полетном весе груза и парашютной системы 28 т.

Трудности, встречающиеся на пути создания парашютных систем для десантирования с самолетов грузов большого веса заключаются в том, что парашютную систему приемлемого для эксплуатации веса и объема создать невозможно, в особенности, когда необходимо обеспечить малую скорость приземления груза.

Так как при обеспечении вертикальной скорости приземления



Фиг. 11.43. Сводный график зависимости $G_{\text{сист}}$, R_n и R_t от площади тормозного парашюта F_t при раскрытии тормозного парашюта на высоте 12000 м, а основного — на высоте 800 м.

* «Flight», July 1957 г.

~6 м/сек вес парашютной системы может составлять ~20% от веса груза, то понятно стремление конструкторских и научно-исследовательских организаций различных стран изыскать способы по уменьшению веса, объема и стоимости парашютных систем, предназначенных для парашютного десантирования тяжелых грузов. Известны два основных способа торможения: 1) при помощи энергоемких амортизаторов, 2) при помощи реактивных тормозителей. Назначением этих устройств является поглощение кинетической энергии груза в момент приземления.

Очевидно, чем больше энергии способен поглотить амортизатор или чем большую работу торможения способен совершить тормозитель перед приземлением груза, тем больше будет скорость снижения груза на парашюте, меньше площадь купола парашюта и тем меньше вес, объем и стоимость парашютной системы. Очевидно также, что для каждого типа тормозителя или амортизатора существует оптимальная величина площади парашюта, обеспечивающая получение оптимальной системы по весу, по объему или по стоимости*.

Энергоемкие амортизаторы

К энергоемким относятся амортизаторы, которые в момент приземления способны поглотить большую часть кинетической энергии груза, спускающегося на парашюте.

Человек и некоторые грузы могут надежно приземляться с вертикальной скоростью порядка 5—7 м/сек. При этом для грузов весом до 4 т для обеспечения такой скорости приземления удастся сконструировать практически приемлемую парашютную систему с суммарной площадью куполов в пределах 3800—1900 м². Но в практических условиях для десантирования грузов весом 8—20 т создать парашютную систему со скоростью приземления 5—7 м/сек чрезвычайно трудно.

Чтобы облегчить решение столь трудной задачи, нужно спускать груз на парашюте малой площади с большой скоростью, а в момент приземления часть кинетической энергии груза должна быть поглощена амортизатором при условии, чтобы конечная скорость приземления не превышала допустимой.

Рассмотрим принципиальную схему системы с амортизатором и выясним его разрешающую способность.

Пусть груз весом G приземлился с вертикальной скоростью $V_{пр}$ и деформировал грунт на глубину h . Работа, затраченная на деформацию грунта, равна

$$Ph = \frac{mV_{пр}^2}{2} + Gh. \quad (11.1)$$

* Оптимальные величины парашютно-реактивных систем указаны в работах М. П. Дрягзова, Л. А. Елистратова и др., выполненных в 1947—1953 гг.

Отсюда сила торможения (реакция грунта), действующая на груз при его приземлении,

$$P = \frac{mV_{пр}^2}{2h} + G. \quad (11.2)$$

Перегрузка торможения [см. (6.2)]

$$n_y = \frac{P}{G} - 1,$$

или

$$n_y = \frac{mV_{пр}^2}{2Gh}. \quad (11.3)$$

Из (11.3) следует, что

$$h = \frac{mV_{пр}^2}{2Gn_y}, \quad (11.4)$$

или

$$h = \frac{V_{пр}^2}{2gn_y}.$$

Теперь разместим между грузом и грунтом амортизатор с высотой рабочей части h_a . Скорость груза в момент соприкосновения амортизатора с грунтом равна $V_{сн}$ ($V_{сн} > V_{пр}$).

Энергия груза, поглощенная амортизатором,

$$P_a h_a = \frac{m(V_{сн}^2 - V_{пр}^2)}{2} + Gh_a. \quad (11.5)$$

Так как $V_{пр}$ — допустимая для данного груза скорость приземления — известна, то из формулы (11.5) получим

$$V_{сн} = \sqrt{V_{пр}^2 + 2gh_a \left(\frac{P_a}{G} - 1 \right)}. \quad (11.6)$$

По условиям прочности $P_a \leq P$ по (11.2), тогда максимальная скорость снижения груза с амортизатором

$$V_{сн} = \sqrt{V_{пр}^2 + 2gh_a n_y}. \quad (11.7)$$

Из выражения (11.7) следует, что потребная высота амортизатора, обеспечивающая заданную перегрузку торможения,

$$h_a = \frac{V_{сн}^2 - V_{пр}^2}{2gn_y}. \quad (11.8)$$

Пример. Вес десантируемого груза 12 000 кг; допустимая скорость приземления $V_{пр} = 3$ м/сек; $c_{гг} = 6$ м²; допустимая перегрузка торможения $n_y = 5$; $c_n = 0,8$.

Определить P_a , $V_{сн}$, F_n , G_n , G_a , если $h_a = 1$ м.

$$1. P_a = (n_y + 1) G = (5 + 1) 12\,000 = 72\,000 \text{ кг}.$$

$$2. V_{сн} = \sqrt{V_{пр}^2 + 2gh_a n_y} = \sqrt{3^2 + 2 \cdot 9,81 \cdot 1 \cdot 5} = 10,35 \text{ м/сек}.$$

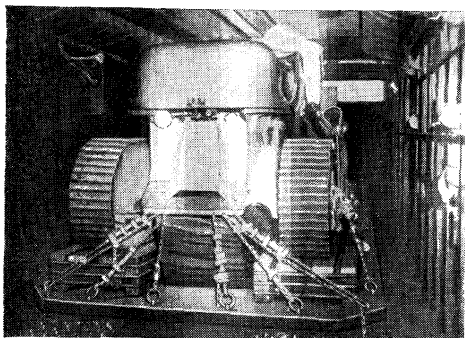
$$3. \frac{G_{снст}}{F_n} \approx \frac{V_{сн}^2}{16} c_n = \frac{107,1 \cdot 0,8}{16} = 5,35 \text{ кг/м}^2.$$

4. Вес амортизатора примем по статистическим данным $G_a = 360$ кг (уточняется по чертежу).

5. При $V_{сн} = 10,35$ м/сек, отношение $G_n/G_r = 0,07$ (см. фиг. 11.34). Тогда $G_n = 0,07 \cdot 12\,000 = 840$ кг (уточняется по чертежу).

$$6. F_n = \frac{16(G_r + G_n + G_a)}{c_n V_{сн}^2} = \frac{c_r}{c_n} f_r = \frac{16 \cdot 13\,200}{0,8 \cdot 10,35^2} = \frac{6}{0,8} = 2460 \text{ м}^2.$$

Для обеспечения $V_{пр} = 3$ м/сек без амортизатора требуется площадь $F_n = 33\,325 \text{ м}^2$.



Фиг. 11.44. Трактор на войлочном амортизаторе.

Известны различные конструкции амортизаторов, которые способны поглотить определенную кинетическую энергию груза. Наиболее простыми являются войлочные или другие прокладки, помещаемые между грузом и платформой. К более сложным относятся разламывающиеся клетки, рессоры, гидравлические тормоза типа артиллерийских противоткатных тормозов, пневматические устройства в виде мешков, наполненных воздухом и др.

Так, например, для трактора весом 9,5 т, десантируемого с самолета типа С-124*, в качестве амортизатора применялись войлочные прокладки, располагаемые между трактором и десантной платформой (фиг. 11.44).

* «Flight Magazine», 1953, May, p. 26.

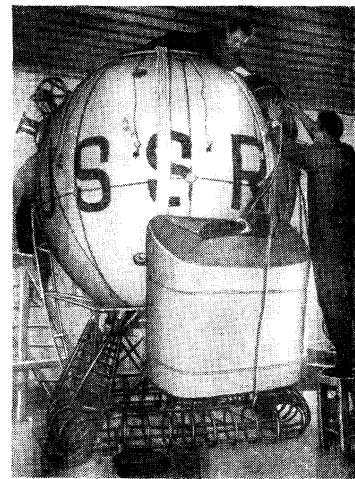
Для смягчения удара при приземлении (1934 г.) гондола стратостата СССР-1 была снабжена ломающимся амортизатором, представлявшим собой пустотелую клетку, сплетенную из лозы (фиг. 11.45). На старте клетка являлась опорой, не деформировалась при весе гондолы 2500 кг и ломалась при скорости вертикального приземления гондолы $\sim 6-7$ м/сек.

В США* в качестве амортизационных материалов применялись пенопласт, гофрированная бумага, склеенная в виде пчелиных сот, а иногда и пустые консервные банки (фиг. 11.46). Применение бумажного амортизатора из четырех слоев с общей высотой ~ 300 мм и соответствующая укладка десантируемых грузов позволили значительно уменьшить площадь парашюта и более чем в 3 раза снизить стоимость парашютной системы. Например, как видно из фиг. 11.47, для обеспечения устойчивого (без опрокидывания) приземления груз следует располагать на возможно большей площади, занимаемой амортизатором, при малой общей высоте. При допустимой без амортизаторов скорости приземления груза 7,6 м/сек с амортизатором груз снижался со скоростью ~ 21 м/сек.

Описанные амортизаторы увеличивают высоту груза, что является их недостатком при десантировании тяжелых грузов с парашютом. Кроме того, жесткая конструкция амортизаторов затрудняет управление перегрузкой торможения в пределах допустимых грузом величин.

Значительным преимуществом обладают воздушные самонаполняющиеся амортизаторы, предложенные в 1947 г. И. А. Петровым и Р. П. Гриншпаном [13].

Предложение авторов сводится к следующему:

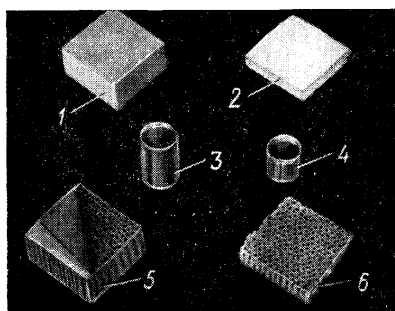


Фиг. 11.45. Гондола стратостата СССР-1 на амортизаторе из лозы.

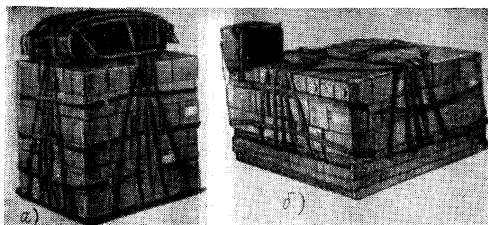
* «Army Information Digest», March, 1957, pp. 31-35.

— Между двумя жесткими платформами помещают несколько цилиндрических, бочкообразных или другой формы мешков.

— Одна платформа прочно прикрепляется к основанию десантируемого груза, а вторая удерживается под ней при помощи разъемного соединения.



Фиг. 11.46. Разновидности амортизаторов:
1, 2 — пенопласт; 3, 4 — пустые консервные банки;
5, 6 — сотовый амортизатор из гофрированной бумаги.

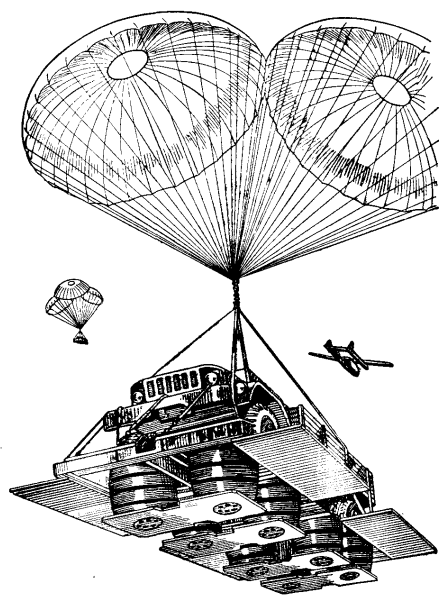


Фиг. 11.47. Парашютная система с грузом без амортизатора (а); парашютная система с сотовым амортизатором (б).

— При раскрытии куполов основной парашютной системы разъемное соединение расстегивается, вторая (нижняя) платформа отделяется от верхней и под действием инерционных сил и собственного веса растягивает мешки, которые при этом наполняются воздухом, засасываемым через клапаны.

— В момент приземления груза воздух в мешках сжимается, в результате чего на пути обжатия мешков создается определенная

сила торможения ($P = pF_a$). Постоянное давление p внутри мешков обеспечивается естественной или конструктивной воздухопроницаемостью ткани мешков или системой клапанов, оттарированных на определенное давление.



Фиг. 11.48. Самонаполняющийся воздушный амортизатор с балансиром.

Главным недостатком самонаполняющихся и других амортизаторов, имеющих большую высоту (для обеспечения заданной перегрузки торможения необходима определенная высота или путь торможения), является их свойство опрокидывать груз в момент приземления. Опрокидывающий момент создается главным образом при горизонтальном перемещении груза относительно грунта со скоростью ветра.

Устранить опрокидывание груза можно: автоматическим разворачиванием груза продольной осью по ветру (имеется в виду, что длина груза значительно больше его ширины); применением теле-

скопически выдвигающихся в стороны балансиров из труб, или применением дополнительных платформ, раскрывающихся в воздухе и закрепляющихся при помощи рычагов (фиг. 11.48), предложенных Б. Джонсоном в декабре 1956 г. *, т. е. через 9 лет после работ, проведенных в Советском Союзе И. А. Петровым и др.

Колесные самолетные шасси с гидравлической амортизацией могли бы найти применение в качестве амортизаторов для тяжелых грузов, десантируемых с парашютами, при условии автоматического разворачивания груза для приземления колесами в направлении ветра.

Реактивные тормозители

Основной частью реактивного тормозителя является двигатель, в котором происходит сгорание топлива и из сопла которого истекают продукты сгорания с большой скоростью. Струя истекающих газов создает реактивную силу, которая и используется в качестве силы торможения снижающегося на парашюте груза.

Примерная схема парашютной системы с реактивным тормозителем показана на фиг. 11.49 ** [14]. Здесь в момент касания контактором земли включается двигатель с тягой $R > G$. С этого момента на пути торможения $h_{\text{торм}}$ реактивная сила (тяга) R будет гасить скорость системы от $V_{\text{сн}}$ до $V \approx 0$. В дальнейшем скорость падения груза будет увеличиваться. Так, если двигатель прекратит свою работу до момента касания грузом земли, то скорость приземления будет несколько больше нуля.

Существенное отличие реактивного тормозителя от различных амортизаторов заключается в том, что груз можно тормозить на большом пути $h_{\text{торм}}$, тогда как амортизаторы с большим путем торможения неприменимы, так как при этом грузы в момент приземления опрокидываются, в особенности при ветре. Возможность торможения на большом пути позволяет обеспечить малые перегрузки торможения, что практически почти исключено при использовании амортизаторов.

Рассмотрим зависимость пути торможения реактивным тормозителем от силы тяги R , скорости снижения $V_{\text{сн}}$, перегрузки торможения n_y и др.

На пути торможения $h_{\text{торм}}$ реактивный тормозитель поглощает всю энергию груза, спускающегося на парашюте.

$$R h_{\text{торм}} = \frac{m(V_{\text{сн}}^2 - V^2)}{2} + G h_{\text{торм}}. \quad (11.9)$$

Здесь R — тяга двигателя (здесь и далее принята постоянной на всем пути торможения).

* Патент США 2.774.560.

** Теоретическое и экспериментальное исследование этой схемы было начато в 1940 г. инж. М. П. Дрявговым и А. И. Приваловым.

Из условий обеспечения заданной перегрузки торможения n_y тяга двигателя не должна превышать $n_y G$:

$$R \leq n_y G.$$

Тогда

$$n_y G h_{\text{торм}} = \frac{m(V_{\text{сн}}^2 - V^2)}{2} + G h_{\text{торм}}.$$

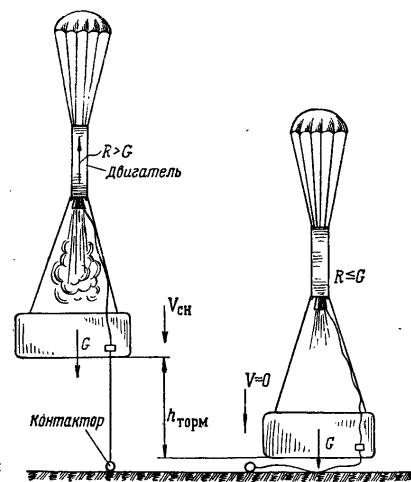
Отсюда

$$h_{\text{торм}} = \frac{m(V_{\text{сн}}^2 - V^2)}{2G(n_y - 1)},$$

или

$$h_{\text{торм}} \approx \frac{V_{\text{сн}}^2 - V^2}{2g(n_y - 1)}. \quad (11.10)$$

Длина лота с контактором (см. фиг. 11.49) будет равна сумме пути торможения и пути свободного падения груза, на котором ско-



Фиг. 11.49. Схема парашютной системы с реактивным тормозителем.

рость груза будет увеличиваться от V до $V_{\text{пр}}$. Путь свободного падения груза

$$h \approx \frac{V_{\text{пр}}^2 - V^2}{2g}. \quad (11.11)$$

а длина лота

$$L = h_{\text{торм}} + h. \quad (11.12)$$

Изменение скорости системы за время торможения получим из известного дифференциального уравнения вертикального движения системы

$$m \frac{dV}{dt} = G - R.$$

Откуда

$$dV = g \left(1 - \frac{R}{G} \right) dt.$$

(здесь сопротивление парашюта не учитывается).

Интегрируя, получим

$$V = g \left(1 - \frac{R}{G} \right) t + c_1.$$

При $t = 0$ скорость $V = V_{\text{сн}}$, следовательно, $c_1 = V_{\text{сн}}$. Тогда

$$V = V_{\text{сн}} - \left(\frac{R}{G} - 1 \right) gt. \quad (11.13)$$

Время торможения (время работы двигателя)

$$t = \frac{m(V_{\text{сн}} - V)}{G \left(\frac{R}{G} - 1 \right)}. \quad (11.14)$$

Отсюда следует, что импульс силы двигателя должен быть равен

$$Rt = m(V_{\text{сн}} - V) + Gt. \quad (11.15)$$

Вес топлива (заряда) двигателя можно определить из отношения потребного импульса к удельной тяге топлива $P_{\text{уд}}$

$$G_{\text{т}} = \frac{Rt}{P_{\text{уд}}}.$$

Из отношения потребного импульса к импульсу известного реактивного снаряда можно получить потребное количество снарядов, а следовательно, и их вес.

Пример. Вес груза 12 000 кг; допустимая скорость приземления $V_{\text{пр}} = 3$ м/сек; $c_{\text{гр}} = 6$ м², допустимая перегрузка торможения $n_{\text{г}} = 5$.

Определить тягу двигателя R , импульс Rt , путь торможения $h_{\text{торм}}$, длину лота L , вес заряда, вес двигателя, площадь купола парашюта $F_{\text{п}}$ и вес парашюта, если $V_{\text{сн}} = 30$ м/сек, а $V = 0$.

$$1. R = n_{\text{г}} G = 5 \cdot 12000 = 60000 \text{ кг}.$$

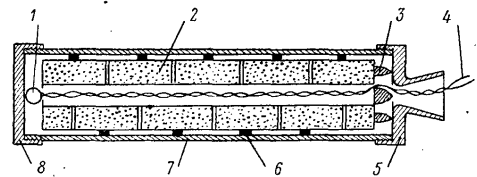
$$2. t = \frac{m(V_{\text{сн}} - V)}{G \left(\frac{R}{G} - 1 \right)} = \frac{30}{9,81(5 - 1)} = 0,765 \text{ сек}.$$

$$3. Rt = 60000 \cdot 0,765 = 45871 \text{ кг} \cdot \text{сек}.$$

$$4. G_{\text{пороха}} = \frac{Rt}{P_{\text{уд}}} = \frac{45871}{180} = 254,8 \text{ кг},$$

где $P_{\text{уд}} = 180$ кг·сек/кг для трубчатых порохов.

5. Составим двигатель из штатных реактивных снарядов (фиг. 11.50) с $Rt_{\text{с}} = 1915$ кг·сек и весом каждого снаряда 55 кг.



Фиг. 11.50. Схема порохового реактивного двигателя.
1 — воспламенитель; 2 — пороховые палочки; 3 — диафрагма;
4 — электрод; 5 — сопло; 6 — упоры; 7 — корпус; 8 — крышка.

Тогда количество снарядов в блоке двигателя будет

$$\frac{Rt}{Rt_{\text{с}}} = \frac{45871}{1915} = 24 \text{ шт.}$$

Вес снарядов с блоком двигателя

$$55 \cdot 24 = 1320 \text{ кг}.$$

$$6. h_{\text{торм}} = \frac{V_{\text{сн}}^2 - V^2}{2g(n_{\text{г}} - 1)} = \frac{30^2}{2 \cdot 9,81(5 - 1)} = 11,47 \text{ м},$$

или

$$h_{\text{торм}} = \frac{V_{\text{сн}} + V}{2} t = \frac{30}{2} \cdot 0,765 = 11,47 \text{ м},$$

7.

$$h = \frac{V_{\text{пр}}^2}{2g} - \frac{V^2}{2g} = \frac{3^2}{2 \cdot 9,81} = 0,46 \text{ м}.$$

8. Длина лота L или расстояние груза от земли в момент включения двигателя

$$L = h_{\text{торм}} + h = 11,47 + 0,46 = 11,93 \text{ м}.$$

$$9. \frac{G_{\text{сист}}}{F_{\text{п}}} \approx \frac{V_{\text{сн}}^2}{16} c_{\text{п}} = \frac{30^2}{16} \cdot 0,8 = 45 \text{ кг/м}^2,$$

при этом $V_{\text{сн}} = 30$ м/сек, а $\frac{G_{\text{п}}}{G_{\text{г}}} = 0,02$ (см. фиг. 11.34).

$$10. G_{\text{п}} = 0,02 \cdot G_{\text{г}} = 0,02 \cdot 12000 = 240 \text{ кг}.$$

11. Вес подвески двигателя (длина подвески $l = 10$ м по длине пламени двигателя)

$$G_{\text{подв}} = \frac{Rm\varphi_d l}{P_d} = \frac{60\,000 \cdot 4 \cdot 0,09 \cdot 10}{2500} = 86,4 = 90 \text{ кг},$$

где m — коэффициент запаса прочности;

φ_d — вес погонного метра ленты;

P_d — прочность ленты.

12. Вес системы

$$G_{\text{сист}} = G_r + G_{\text{дв}} + G_n + G_{\text{подв}} = 12\,000 + 1320 + 240 + 90 = 13\,650 \text{ кг}.$$

13. Площадь купола парашюта

$$F_n = \frac{16G_{\text{сист}}}{c_n V_{\text{сн}}^2} - \frac{c_r}{c_n} f_r = \frac{16 \cdot 13\,650}{0,8 \cdot 30^2} - \frac{6}{0,8} = 296 \text{ м}^2.$$

Из приведенного приближенного расчета следует, что вес парашютно-реактивной тормозной системы составляет 1650 кг или 13,5% от веса груза.

Если не применять ни амортизаторы, ни реактивный тормозитель, то вес парашютной системы резко увеличится и будет равен ~3000 кг, что составляет ~25% от веса груза.

В этом случае площадь

$$F_n = \frac{16 \cdot 15\,000}{0,8 \cdot 3^2} - \frac{6}{0,8} = 33\,325 \text{ м}^2.$$

Для сравнения сведем результаты вычислений в таблицу. Примем $G_r = 12\,000$ кг, $n_y = 5$.

Тип системы торможения	$V_{\text{сн}}$ м/сек	$V_{\text{пр}}$ м/сек	F_n м ²	G_n кг	$G_{\text{торм}}$ кг	$\frac{G_{\text{сист}} - G_r}{G_r} \cdot 100$ %
Парашютная	3	3	33 325	3000	—	25
Парашютная с амортизатором	9,35	3	3 013	840	360	10
Парашютная с реактивным тормозителем	12,5	3	1 692	600	615	10
То же	30,0	3	296	240	1410	13,5

Результаты ориентировочных расчетов показывают, что вес парашютно-реактивной тормозной системы может лежать в пределах 10—13,5% от веса груза при реальной площади купола парашютной системы.

Следует указать на некоторые особенности, которые проявляются при использовании реактивных тормозителей и которые необходимо учитывать при проектировании парашютно-реактивной тормозной системы.

204

1. Тяга и время работы порохового реактивного тормозителя изменяются в зависимости от температуры пороха, поэтому для обеспечения расчетных тяги и времени торможения необходимо предусматривать обогрев или хорошую теплоизоляцию блока двигателя в полете или же применение лота, изменяющегося по длине в зависимости от температуры пороха к моменту включения двигателя. В противном случае, например, при высокой температуре, порох сгорит быстрее и приземление может происходить со скоростью выше допустимой. При переохлаждении двигателя порох будет догорать на земле, скорость приземления будет выше допустимой; кроме того, работающий на земле двигатель может подбросить и опрокинуть груз ($R > G$).

2. Из условий обеспечения абсолютной безопасности обращения с двигателем (реактивным тормозителем) на земле, безопасности в полете (до момента сбрасывания груза с самолета), а также и после приземления груза, вся энергосистема должна быть полностью обесточена.

7. МНОГОКУПОЛЬНЫЕ ПАРАШЮТНЫЕ СИСТЕМЫ ДЛЯ ДЕСАНТИРОВАНИЯ ТЯЖЕЛЫХ ГРУЗОВ

Известно, что для обеспечения тяжелому грузу малой скорости приземления нужен купол парашюта площадью в несколько сотен, а в отдельных случаях и в несколько тысяч квадратных метров. При изготовлении куполов такой большой площади возникают значительные технологические трудности, так как просвет между корпусом швейной машины, на которой шьют полотнища купола, и столом мал, и сквозь него невозможно продвигать при шивке полотнища площадью 300—400 м². Кроме того, купол большой площади имеет такой вес, что для перемещения его под шивающей частью машины требуется усилие, превышающее мускульную силу человека. Далее, для крепления строп к куполу нужны большие монтажные площадки. Так, например, чтобы создать нормальные условия для крепления строп к куполу площадью 2000 м², необходима площадка длиной около 80 м. Для внутрицеховой межоперационной транспортировки купола большой площади нужны подъемные сооружения и др.

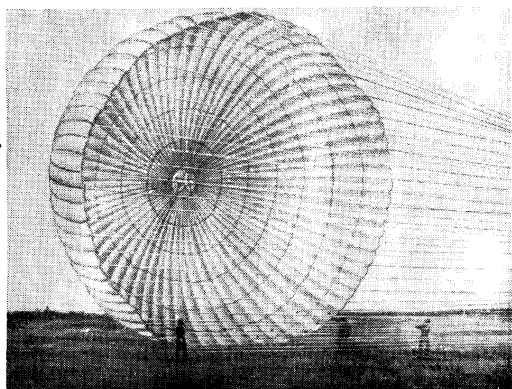
Куполы большой площади вызывают затруднения и в эксплуатации.

Отмеченные выше трудности устраняются при применении многосекционного купола или многокупольной парашютной системы (МКС).

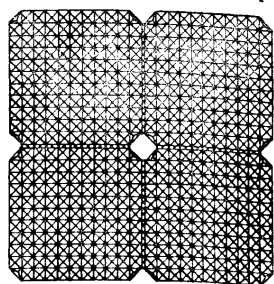
Многосекционные куполы

Такие куполы состояются из отдельных секций малой площади. Примером многосекционного купола может служить купол парашюта для гондолы стратостата СССР-1, составленный из семи кольцевых секций (фиг. 11.51) [15].

С 1940 г. в Советском Союзе применяются секционные куполы ПК-4-11 (фиг. 11.52) [16], составленные из четырех отдельных куполов (секций) прямоугольной формы. По кромкам этих куполов



Фиг. 11.51. Семисекционный купол gondoli стратостата СССР-1.

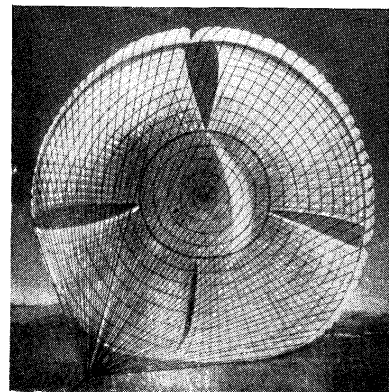


Фиг. 11.52. Четырехсекционный купол ПК-4-11.

закреплены петли, связывая которые, можно составить один купол из четырех, девяти, шестнадцати и т. д. куполов. Между кромками отдельных куполов образуются щели, через которые вытекает часть воздуха, в результате чего удлиняется процесс наполнения купола, уменьшаются нагрузки и улучшается устойчивость системы при снижении. Кроме прямоугольных куполов у нас применяются и круглые пяти-секционные куполы, характерной особенностью которых является симметричное наполнение воздухом с образованием своеобразного входного отверстия по нижней кромке в процессе наполнения. Эти куполы так же, как и прямоугольные, наполняются постепенно и обеспечивают устойчивое снижение системы.

В 1956 г. в Англии по сообщению журнала «Флайт»* парашютная компания GQ разработала четырехсекционный купол (фиг. 11.53). Секции связаны между собой только у нижней кромки и в полюсной части купола, что создает в куполе четыре щели, обеспечивающие устойчивое снижение без раскачивания — недостатка, присущего многим типам круглых куполов.

Вполне возможно, что это конструктивное решение осуществляется компанией GQ на основании опыта СССР в этой области



Фиг. 11.53. Щелевой четырехсекционный купол.

(советские секционные куполы грузовых парашютов широко применялись во второй мировой войне 1941—1945 гг. и были известны всем странам, участвующим в этой войне).

Многосекционные куполы просты в изготовлении; в условиях войскового подразделения поврежденную секцию можно заменить запасной, не отправляя весь парашют на завод для ремонта. Но ввиду большого веса окончательный монтаж такого купола и его эксплуатация затруднительны.

Многокупольные парашютные системы (МКС)

Многокупольные системы комплектуются из отдельных куполов (от 2 до 20) обычно одинаковой площади. Стропы каждого отдельного купола соединяются с грузом соединительными звеньями.

* «Flight», April, 6, 1956.

Обычно все куполы МКС при снижении в воздухе располагаются примерно на одном уровне, несколько отклоняясь в стороны от вертикали (см. фиг. 11.1). Прообразом современной МКС можно считать обычный учебно-тренировочный парашют, когда раскрыты оба его купола — основной и запасной.

Широкое применение многокупольные системы нашли в 1941—1945 гг. в связи с десантированием различных по весу воинских грузов, когда из штатных куполов одного размера комплектовались многокупольные системы.

Положительным обстоятельством является то, что повреждение (разрыв) одного или нескольких куполов в МКС не нарушает действия системы и сопровождается *только* иногда незначительным увеличением скорости приземления груза. При разрыве же купола однокупольной системы, особенно в полюсной части, скорость приземления резко увеличивается, что приводит к разрушению груза при приземлении.

При разрыве одного или нескольких куполов МКС скорость приземления груза

$$V = V_{\text{пр}} \sqrt{\frac{n}{n-m}},$$

где $V_{\text{пр}}$ — скорость приземления при всех нормально выполненных куполах МКС;

n — число куполов в МКС;

m — число ненаполненных куполов.

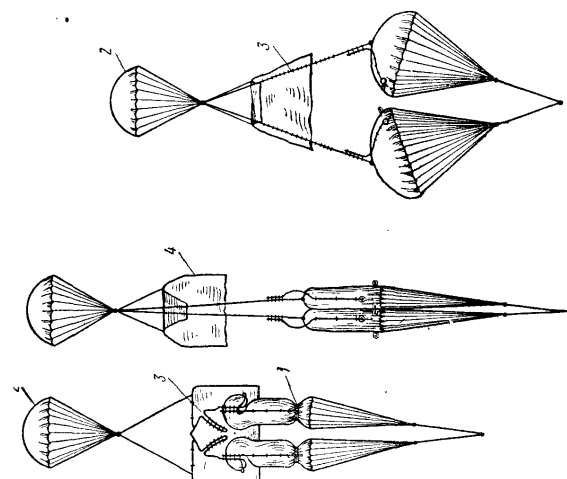
Изменение числа $\sqrt{\frac{n}{n-m}}$ в зависимости от n и m показано на фиг. 11.54.

Укладку куполов МКС можно производить на малой площадке, что выгодно отличает эту систему от однокупольной. МКС можно укладывать в отдельные блоки (камеры) малого веса, что значительно упрощает монтаж и размещение системы на грузе.

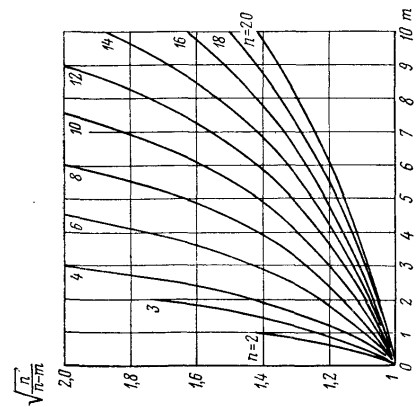
В некоторых случаях вес многокупольной системы (ОКС) может быть меньше веса однокупольной системы (ОКС). Обычно груз на МКС снижается устойчиво.

К недостаткам МКС нужно отнести неодновременное наполнение всех куполов системы*, если в конструкции не предусмотрено приспособление, обеспечивающее одновременное наполнение. При неодновременном наполнении на купол, наполнившийся первым, приходится большая нагрузка, чем на остальные. Кроме того, куполы, наполнившиеся раньше других, несколько гасят скорость груза, в результате чего могут ухудшиться условия наполнения для последнего купола.

* Для тормозных посадочных парашютных систем неодновременное наполнение всех куполов желательно для уменьшения рывка на замок крепления МКС к самолету.



Фиг. 11.55. Схема многокупольной парашютной системы с приспособлением для одновременного наполнения куполов.
1 — зацепочка, 2 — поддерживающий купол, 3 — связи, 4 — камера.



Фиг. 11.54. К расчету многокупольной системы.

Одним из надежно действующих приспособлений, обеспечивающих одновременное наполнение куполов, является зачековка 1 нижней кромки каждого купола до момента натяжения купола со стропами на всю длину и так называемый поддерживающий купол 2, удерживающий вершины куполов через разрывающиеся связи 3 (фиг. 11.55). По схеме фиг. 11.55 можно комплектовать МКС с любым количеством куполов. Эта схема работает нормально, если отношение общего веса камеры 4, связей 3 и поддерживающего купола 2 к площади этого купола *меньше* отношения веса груза и основных парашютов к площади куполов основных парашютов.

При этом поддерживающий купол и камера будут отставать от куполов основной парашютной системы и тем самым способствовать их нормальному функционированию.

Определение аэродинамических нагрузок на отдельные куполы МКС и на всю систему

1-й случай. Одновременное наполнение всех куполов МКС. При этом максимальная нагрузка на всю систему

$$R_{n \max} = \frac{V_{np}^2}{8} c_n' F_n \frac{KV_0^2 + \sqrt{nF_n}}{K \frac{V_{np}^2}{\Delta} + 2\eta \sqrt{nF_n}}.$$

Здесь n — число куполов в системе;
 F_n — площадь поверхности отдельного купола в m^2 ;
 c_n' — коэффициент сопротивления системы;
 V_0 — скорость системы в начале наполнения куполов в m/sec ;
 Δ — относительная плотность воздуха на высоте наполнения куполов;
 K — коэффициент системы в $сек^2/m$;
 $V_{np}^2 = \frac{16G_{сист}}{c_n n F_n + c_{fг}} m^2/sec^2$;
 $G_{сист}$ — суммарный вес груза и парашютной системы в $кг$;
 $c_{fг}$ — характеристика груза в m^2 ;
 $\eta = 1$ при $V_n \leq 120 m/sec$.

Нагрузка на один отдельный купол парашютной системы

$$R_1 = \frac{R_{n \max}}{n}.$$

2-й случай. Неодновременное наполнение всех куполов МКС.

1. Сначала наполняется один купол. В этом случае нагрузка на отдельный купол

$$R_1 = \frac{V_{np1}^2}{8} c_{n1}' F_{n1} \frac{KV_0^2 + \sqrt{F_{n1}}}{K \frac{V_{np1}^2}{\Delta} + 2\eta \sqrt{F_{n1}}}.$$

2. Сначала наполняются два купола. В этом случае нагрузка на отдельный купол

$$R_1 = \frac{V_{np2}^2}{8} c_{n2}' F_{n2} \frac{KV_0^2 + \sqrt{2F_{n1}}}{K \frac{V_{np2}^2}{\Delta} + 2\eta \sqrt{2F_{n1}}}.$$

3. Сначала наполняются три купола. В этом случае нагрузка на отдельный купол

$$R_1 = \frac{V_{np3}^2}{8} c_{n3}' F_{n3} \frac{KV_0^2 + \sqrt{3F_{n1}}}{K \frac{V_{np3}^2}{\Delta} + 2\eta \sqrt{3F_{n1}}}.$$

При наполнении n куполов нагрузка на один купол

$$R_1 = \frac{V_{npn}^2}{8} c_{nn}' F_{nn} \frac{KV_0^2 + \sqrt{nF_{n1}}}{K \frac{V_{npn}^2}{\Delta} + 2\eta \sqrt{nF_{n1}}}.$$

Пример. С самолета десантируется груз весом 12 000 кг с парашютной системой весом 1200 кг. Площадь куполов парашютной системы, обеспечивающая заданную скорость приземления, $nF_{n1} = 3200 m^2$. Скорость системы в момент начала наполнения куполов парашютной системы $V_0 = 100 m/sec$. Высота раскрытия парашютной системы 600 м; $\Delta = 0,94362$. Характеристика груза $c_{fг} = 6 m^2$; $c_n' = 0,8$; $K = 0,01 сек^2/m$; $\eta = 1$.

Определить рациональное количество куполов МКС и нагрузку на отдельный купол и на всю систему при наполнении куполов парашютной системы.

Решение. Рассмотрим два случая.

1-й случай. Все куполы МКС наполняются одновременно*. При этом нагрузка на отдельный купол МКС

$$R_1 = \frac{R_{n \max}}{n}.$$

* Под одновременным наполнением понимается частичное наполнение всех куполов, обеспечивающее эффективное гашение скорости к моменту полного наполнения одного или нескольких куполов МКС.

В этом случае рациональным количеством куполов (из условий обеспечения простоты изготовления и применения) можно считать 8—10 куполов при площади отдельного купола $F_{п1} = 400—320 \text{ м}^2$.

Максимальная нагрузка, действующая на всю систему при одновременном наполнении всех куполов МКС, по формуле (4.12) равна

$$R_{п \text{ max}} = \frac{V_{пр}^2}{8} c_{п1} n F_{п1} \frac{KV_0^2 + \sqrt{n F_{п1}}}{K \frac{V_{пр}^2}{\Delta} + 2\eta \sqrt{n F_{п1}}},$$

или

$$R_{п \text{ max}} = \frac{V_{пр}^2}{8} \cdot 0,8 \cdot 3200 \frac{0,01 \cdot 100^2 + \sqrt{3200}}{0,01 \frac{V_{пр}^2}{0,9436} + 2\eta \sqrt{3200}}.$$

Но скорость приземления

$$V_{пр}^2 = \frac{16(G_2 + G_n)}{(c_{п1} F_{п1} + c_k f)} = \frac{16(12000 + 1200)}{0,8 \cdot 3200 + 6} = 82,31 \text{ (м/сек)}^2.$$

Тогда $R_{п \text{ max}} = 36161 \text{ кг}$.

Нагрузка на отдельный купол МКС равна:

$$\text{а) при } n = 8 \quad R_1 = \frac{36161}{8} = 4520 \text{ кг},$$

$$\text{б) при } n = 10 \quad R_1 = \frac{36161}{10} = 3616 \text{ кг},$$

т. е. значительно меньше веса груза.

Однако, если один из куполов МКС выполнится первым до начала наполнения остальных, то нагрузка на него будет значительно больше и может превышать $R_{п \text{ max}}$.

2-й случай. При раскрытии парашютной системы один купол выполнился полностью до начала наполнения остальных куполов.

Вычислим нагрузку на отдельный купол и построим график зависимости $R_{п}$ от $F_{п1}$, полагая, что МКС может быть составлена из разного числа куполов любой площади $F_{п1}$ (фиг. 11.56).

Из фиг. 11.56 следует, что при наполнении отдельных куполов площадью 200—300 м^2 нагрузка будет равна $R_1 \approx 70000 \text{ кг}$ или в 2 раза больше, чем нагрузка на всю систему ($R_{п \text{ max}} = 36161 \text{ кг}$ при одновременном наполнении всех куполов). В связи с этим вес куполов будет большим и компоновать парашютную систему из куполов площадью порядка 200—400 м^2 невыгодно. Из фиг. 11.56 также следует, что малую нагрузку на отдельный купол обеспечить можно, если площадь отдельного купола в данном случае будет менее 40 м^2 . Но тогда МКС должна состоять из 80 куполов, наполнение которых не всегда надежно. Кроме того, из графика явствует

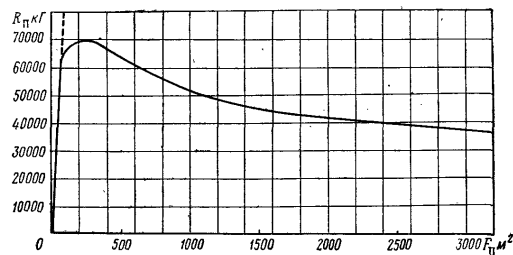
212

возможность применения МКС из трех куполов по 1070 м^2 или из двух куполов по 1600 м^2 каждый. В этом случае нагрузка на отдельный купол будет 50 000 или 45 000 кг соответственно.

Приведенные примеры значительной разницы в нагрузках, действующих на отдельные куполы МКС, наглядно показывают необходимость отработки приспособлений, обеспечивающих одновременное наполнение всех куполов МКС.

Если нужно разработать новую конструкцию МКС, а не комплектовать из имеющихся куполов, то можно рекомендовать следующий способ, устраняющий преждевременное наполнение отдельного купола.

МКС комплектуют из куполов, изготовленных из ткани с большой воздухопроницаемостью, с уплотнением в полюсной части



Фиг. 11.56. К расчету нагрузки на отдельный купол парашюта.

каждого купола [17]. При раскрытии парашютной системы сначала наполняется только уплотненная часть всех куполов, а затем, когда общее сопротивление выполненных уплотненных частей погасит скорость системы до $V_{ок}$, куполы будут наполняться полностью. Для нашего примера при восьмикупольной системе ($8 \times 400 = 3200 \text{ м}^2$) с площадью одного купола 400 м^2 необходимо, чтобы площадь уплотнения не превышала 10 м^2 . При этом нагрузка на выполненную часть не будет превышать 4522 кг , а на всю систему — 36164 кг .

Однако необходимо особо отметить, что такая система применима для раскрытия только на определенных высотах, так как с увеличением высоты скорость $V_{ок}$ увеличивается и куполы смогут наполняться при большей скорости (см. гл. VIII).

Пример. Пусть купол площадью $F_{п1} = 800 \text{ м}^2$ обеспечивает надежный спуск груза весом 3000 кг при $V_0 = 100 \text{ м/сек}$, $c_{г1}/f_{г1} = 1 \text{ м}^2$.

Определить возможность компоновки МКС из куполов указанной площади для десантирования груза весом 12 000 кг , если вес одного купола 300 кг , $c_{г2} = 6 \text{ м}^2$, $\Delta = 0,94362$, $K = 0,01 \text{ сек}^2/\text{м}$, $c_{п1} = 0,8 \text{ м}$.

1. Определяем $R_{п\max}$ при спуске груза весом 3000 кг ($G_{п} = 300 \text{ кг}$).

$$V_{пр}^2 = \frac{16(3000 + 300)}{0,8 \cdot 800 + 1} = 82,31 \text{ м}^2/\text{сек}^2,$$

$$R_{п\max} = \frac{82,31}{8} \cdot 0,8 \cdot 800 \cdot \frac{0,01 \cdot 100^2 + \sqrt{800}}{0,01 \frac{82,31}{0,9436} + 2\sqrt{800}} = 14\,704 \text{ кг}.$$

2. Определяем $R_{п\max}$ при спуске груза весом 12 000 кг на одновременно наполняющейся четырехкупольной парашютной системе ($G_{п} = 1200 \text{ кг}$):

$$V_{пр}^2 = \frac{16(12\,000 + 1200)}{0,8 \cdot 3200 + 6} = 82,31 \text{ м}^2/\text{сек}^2,$$

$$R_{п\max} = \frac{82,31}{8} \cdot 0,8 \cdot 3200 \cdot \frac{0,01 \cdot 100^2 + \sqrt{3200}}{0,01 \frac{82,31}{0,9436} + 2\sqrt{3200}} = 36\,161 \text{ кг}.$$

Нагрузка на один купол равна

$$R_1 = \frac{36\,161}{4} = 9040,25 \text{ кг}.$$

Так как $9040,25 \text{ кг} < 14\,704 \text{ кг}$, то МКС можно сконструировать из куполов, предназначенных для спуска груза весом 3000 кг, но с обязательным обеспечением одновременного наполнения всех четырех куполов.

3. Определяем $R_{п}$ при наполнении только одного из четырех куполов парашютной системы при спуске груза весом 12 000 кг:

$$V_{пр}^2 = \frac{16(12\,000 + 1200)}{0,8 \cdot 800 + 6} = 326,94 \text{ м}^2/\text{сек}^2,$$

$$R_{п1} = \frac{326,94}{8} \cdot 0,8 \cdot 800 \cdot \frac{0,01 \cdot 100^2 + \sqrt{800}}{0,01 \frac{326,94}{0,9436} + 2\sqrt{800}} = 55\,920 \text{ кг}.$$

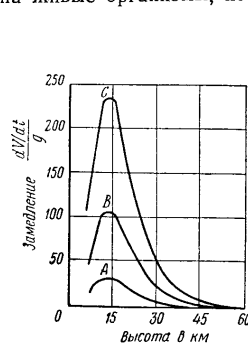
Так как $55\,920 \text{ кг} > 14\,704 \text{ кг}$, то купол, предназначенный для спуска груза весом 3000 кг, нельзя применять в МКС, не имеющей приспособления, обеспечивающего одновременное наполнение всех куполов.

8. СПУСК ГРУЗОВ С БОЛЬШОЙ ВЫСОТЫ ПРИ ПОМОЩИ ПОРОХОВОГО РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ (ПРД)

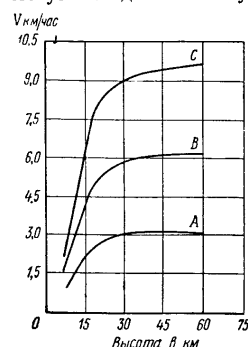
В связи с успешными запусками первых искусственных спутников Земли (в СССР в 1957 г.) возникла задача обеспечения надежного спуска спутника на Землю.

Первой и значительной трудностью при решении этой задачи является необходимость преодоления больших температур торможения, разрушающе действующих на спутник, когда он с огромной скоростью входит в плотные слои атмосферы. При этом известно, что температура торможения зависит от скорости падающего тела, формы тела и плотности воздуха, расположенного на пути движения тела [18].

Второй, не менее значительной трудностью, является необходимость преодолеть перегрузки торможения, отрицательно действующие на живые организмы, которые могут находиться в спутнике.



Фиг. 11.57. Изменение перегрузки торможения, действующей на стальные шары.



Фиг. 11.58. Изменение скорости падения шариков по высоте.

В различных работах, посвященных исследованию падения тел на Землю с большой высоты [12], приведены величины возможных перегрузок аэродинамического торможения, которые явно недопустимы для живых организмов [20]. На фиг. 11.57 и 11.58, заимствованных из работы [19], показано изменение скоростей и перегрузок торможения ($n_y = \frac{dV}{dt} / g$) свободно падающих в воздухе стальных шариков диаметром 0,305 м, вертикально входящих в атмосферу Земли со скоростями 3,05 (кривая A), 6,1 (кривая B) и 9,15 км/сек (кривая C).

Таким образом, для обеспечения надежного спуска на Землю грузов, падающих с большой высоты и с большой скоростью, необходимо погасить скорость груза еще до достижения им плотных слоев атмосферы. Но при этом необходимо помнить, что эффективность торможения груза не должна вызывать перегрузок торможения, величина которых может быть опасной для живого организма.

Авторы ряда статей, посвященных этой проблеме, высказывают утверждение о возможности спуска космических кораблей на Землю при помощи реактивного двигателя, гасящего скорость груза при приближении к плотным слоям атмосферы, а также парашюта с последующим приземлением груза с малой скоростью.

Можно ли затормозить груз на большой высоте при помощи реактивного двигателя?

Вопрос этот ставится потому, что для работы реактивного двигателя любого типа необходимо горючее, вес которого вместе с весом двигателя может настолько увеличить общий вес груза, что осуществить запуск будет невозможно. Рассмотрим конкретный пример. Исходя из имеющихся реальных возможностей запуска, примем общий вес кабины, оборудования, человека, топлива и двигателя, а также парашюта, равным 2 т.

Допустим, что из общего веса всей системы на долю топлива ПРД приходится 1 т. Тогда при расчете начальными условиями будут:

- V_1 — скорость системы в момент включения двигателя;
- $G_1 = 2000$ кг — вес системы в момент включения двигателя;
- $G_2 = 1000$ кг — вес системы в конце сгорания топлива;
- V_2 — скорость системы в конце сгорания топлива.

Обычно скорость V_2 известна. Величина этой скорости определяется из условий обеспечения допустимых перегрузок аэродинамического торможения, действующих в системе при ее свободном падении в плотных слоях воздуха, или из условий, допускающих раскрытие парашюта.

Так, например, при опытах, проведенных в СССР в 1951—1957 гг. по спуску на Землю собак в кабине, свободно падающей с высоты 100, 210 и 472 км, животные остались живы, при этом скорость падения кабины не превышала $V_2 \approx 2800$ м/сек*. В этом случае необходимо было затормозить скорость кабины от V_1 до $V_2 \approx 2800$ м/сек.

Примем, что величина допустимой перегрузки торможения не должна быть больше 20g и попытаемся определить начальную скорость системы V_1 , которую надлежит затормозить до V_2 .

Допустим, что к моменту включения ПРД его продольная ось совпадает с касательной к траектории падающей системы, а реактивная сила торможения направлена в сторону, противоположную движению системы. Здесь имеется в виду, что необходимая ориентация системы в пространстве обеспечивается известными способами.

* Здесь принято допущение, что до высоты ~ 40 км кабина падает на протяжении 432 000 м как в пустоте. Тогда

$$V_2 = \sqrt{2gh} = \sqrt{2 \cdot 9,1 \cdot 432\,000} = 2804 \text{ м/сек.}$$

Для упрощения расчета примем, что реактивная сила ПРД есть величина постоянная и из условий обеспечения заданной перегрузки торможения равна

$$R = G_2 (n_y + 1),$$

или, для нашего случая ($G_2 = 1000$ кг, $n_y = 20$),

$$R = 1000(20 + 1) = 21\,000 \text{ кг.}$$

Примем в качестве топлива порох, а его удельную тягу равной 250 кг·сек/кг. Тогда для обеспечения тяги $R = 21\,000$ кг необходимо в одну секунду сжигать 84 кг пороха ($21\,000 : 250 = 84$ кг/сек).

Зная общий вес пороха (1000 кг) и его расход в секунду, определим время работы ПРД:

$$t = \frac{1000}{84} = 11,9 \text{ сек.}$$

Теперь, пользуясь уравнением изменения количества движения системы, определим начальную скорость системы V_1 . За время работы ПРД изменение количества движения системы равно

$$(R - G_{cp})t = m_{cp}(V_1 - V_2).$$

Так как $m_{cp} = G_{cp}/g$, получим

$$V_1 = \frac{(R - G_{cp})}{G_{cp}} gt + V_2.$$

Для нашего примера средний вес

$$G_{cp} = \frac{G_1 + G_2}{2} = \frac{2000 + 1000}{2} = 1500 \text{ кг.}$$

Тогда

$$V_1 = \frac{(21\,000 - 1500) \cdot 9,628 \cdot 11,9}{1500} + 2800 = 4289 \text{ м/сек.}$$

Здесь $g = 9,628$ м/сек² — среднее значение на высоте от 80 до 40 км.

Путь падения системы за время торможения скорости от 4289 до 2800 м/сек равен:

$$h = V_{cp}t = \frac{4289 + 2800}{2} 11,9 = 38\,782 \text{ м,}$$

а высота включения двигателя

$$H = 40\,000 + 38\,782 = 78\,782 \text{ м.}$$

Из приведенных данных следует, что при использовании ПРД можно в принципе осуществить торможение системы, падающей с большой высоты, если скорость системы в момент включения ПРД будет не выше $V_1 \approx 4300$ м/сек, а живые организмы (пассажиры) смогут без ущерба для здоровья переносить 20-кратную перегрузку торможения в течение ~ 12 сек.

Учитывая, что человек без особого вреда может выдерживать только 10-кратные продолжительно действующие перегрузки торможения, очевидно, что скорость системы, допустимая для начала работы ПРД, и тяга двигателя должны быть меньше приведенных выше.

В самом деле, если например, перегрузка $n_y = 10$, то реактивная сила двигателя будет $R = 1000(10 + 1) = 11\,000$ кг.

Секундный расход пороха равен

$$11\,000 : 250 = 44 \text{ кг/сек.}$$

Время работы двигателя

$$t = \frac{1000}{44} = 22,9 \text{ сек.}$$

Скорость

$$V_1 = \frac{(11\,000 - 1500) 9,6 \cdot 22,9}{1500} + 2800 \approx 4192 \text{ м/сек.}$$

Путь падения системы за время торможения

$$h = V_{\text{ср}} t = \frac{4192 + 2800}{2} 22,9 \approx 80\,000 \text{ м.}$$

Высота включения двигателя

$$H = 40\,000 + 80\,000 = 120\,000 \text{ м.}$$

Из этого примера следует, что при малых перегрузках торможения время торможения велико, а следовательно, система будет длительное время падать с большой скоростью и подвергаться нежелательному воздействию больших температур торможения.

Чтобы показать графическую зависимость изменения скорости $(V_1 - V_2)$ и времени торможения t от перегрузок торможения и веса системы, введем безразмерную величину

$$\alpha = G_1/G_2.$$

Тогда уравнения для

$$V_1 - V_2 = \frac{(R - G_{\text{ср}})}{G_{\text{ср}}} g t$$

можно представить в ином виде. Так как

$$R = G_2 (n_y + 1),$$

$$\Delta G = \frac{R}{\omega} = \frac{G_2 (n_y + 1)}{\omega},$$

$$\Sigma \Delta G = G_1 - G_2 = G_2 (\alpha - 1),$$

$$G_{\text{ср}} = \frac{G_1 + G_2}{2} = \frac{G_2 (\alpha + 1)}{2},$$

$$t = \frac{\Sigma \Delta G}{\Delta G} = \frac{(\alpha - 1)}{(n_y + 1)} \omega,$$

то можно записать, что

$$V_1 - V_2 = \frac{\left[G_2 (n_y + 1) - G_2 \frac{(\alpha + 1)}{2} \right] 2\omega g \frac{(\alpha - 1)}{(n_y + 1)}}{G_2 (\alpha + 1)},$$

или, сокращая G_2 , получим

$$V_1 - V_2 = \frac{[2(n_y + 1) - (\alpha + 1)] (\alpha - 1) \omega g}{(\alpha + 1) (n_y + 1)}.$$

Здесь n_y — перегрузка торможения;

ω — удельная тяга пороха в кг·сек/кг;

$\alpha = G_1/G_2$;

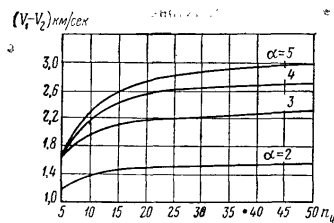
G_1 — вес системы в момент включения двигателя или стартовый вес системы;

G_2 — вес системы в конце работы двигателя.

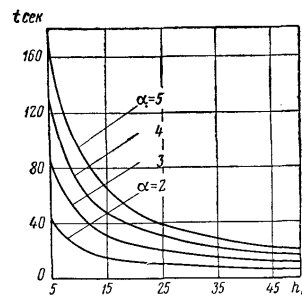
Время торможения

$$t = \frac{(\alpha - 1)}{(n_y + 1)} \omega.$$

Примем $\omega = 250$ кг·сек/кг, $g_{\text{ср}} = 9,6$ м/сек² на высоте более 40 км. Тогда, задаваясь различными значениями α и n_y , получим искомую зависимость $(V_1 - V_2)$ и t от α и n_y .



Фиг. 11.59. Зависимость $V_1 - V_2$ от перегрузки торможения.



Фиг. 11.60. Зависимость времени торможения от перегрузки.

Если считать, что $G_1 = 2000$ кг, а $G_{2\text{min}} \geq 400$ кг, то $\alpha \leq 5$. Поэтому для α примем значения 2, 3, 4 и 5, а n_y примем в пределах 5—50.

Результаты вычислений приведены на фиг. 11.59 и 11.60, из которых следует, что:

1) большие разности скоростей $(V_1 - V_2)$ при малом времени торможения можно получить при высоких перегрузках торможения n_y , а следовательно, при большой тяге ПРД $R = G_2 (n_y + 1)$;

2) изменение скорости падающей системы (кабины), например, от $V_1 = 5,8$ км/сек до $V_2 = 2,8$ км/сек можно обеспечить при помощи ПРД, но вес системы G_1 в момент включения двигателя будет при этом выше веса приземляющейся системы G_2 более чем в 6 раз при $n_y = 25$ и в 5 раз при $n_y = 50$. Время торможения в этом случае будет соответственно ~ 50 и 40 сек.

ЛИТЕРАТУРА

1. Газета «Советская авиация», № 261 (3431) за 5.XI—1959 г.
2. Журнал Military Review, December, 1954.
3. Авторское свидетельство № 7922.
4. Техническое описание парашюта ПГ-125-47.
5. Авторское свидетельство № 10533.
6. Авторское свидетельство № 4107.
7. Глушков И. Л. Спортивный парашют, журнал «Крылья Родины», 1956, № 8.
8. Лисов И. И. и др., Воздушно-десантная подготовка, Воениздат, 1960.
9. Лобанов Н. А., К вопросу определения примерных параметров частично наполненного рифленого купола, Бюллетень № 4/133, 1963, инв. № 5747.
10. Заявка № 3968 от 22.8.1946 г.
11. Оберт Г., Пути осуществления космических полетов, Оборонгиз, 1948.
12. Авторское свидетельство № 6144.
13. Авторское свидетельство № 8979.
14. Техинформация БНТИ МАП СССР, № 1, 1947.
15. Лобанов Н. А., Парашюты, изд. ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1953 г.
16. Авторское свидетельство № 5522.
17. Авторское свидетельство № 7029.
18. Статья Р. Мейеротта (перевод с английского), журнал «Вопросы ракетной техники», 1959, № 11.
19. Статья Проварта (перевод с английского), журнал «Вопросы ракетной техники», 1957, № 6/42.
20. Статья Аллена и Эггерса (перевод с английского), журнал «Вопросы ракетной техники», 1959, № 12.

Глава XII

СПАСАТЕЛЬНЫЕ ПАРАШЮТЫ

Летному составу различных летательных аппаратов при аварийном спасении приходится преодолевать ряд трудностей, возникающих большей частью из-за того, что способности человека противостоять воздействию внешней среды очень ограничены. Следует подчеркнуть, что при увеличении скорости и высоты полета эти трудности представляют собой уже серьезную проблему.

В настоящее время представляется возможным разделить условия и проблемы аварийного спасения на два больших раздела:

- 1) обеспечение аварийного покидания летательного аппарата и
- 2) обеспечение надежного спасения после того, как человек покинет летательный аппарат.

На первый взгляд может возникнуть соображение, что раздел об обеспечении аварийного покидания относится целиком к компетенции конструкторов летательных аппаратов и не имеет прямого отношения как к спасательным парашютам, так и к вопросам обеспечения надежного спасения человека. В действительности же оба эти раздела взаимно связаны, и особенно в настоящее время, когда спасательный парашют в некоторых конструкциях органически связан с катапультным креслом летчика и является неотъемлемой частью кресла. Парашют способствует преодолению трудностей, возникающих в процессе покидания самолета и при падении человека с большой высоты.

Конструкция спасательного парашюта и его компоновка на человеке или на катапультном кресле должны быть столь совершенными, чтобы они ни в коей мере не усложняли для экипажа условия полета. В то же время они должны обеспечивать надежное покидание и спасение человека при аварии летательного аппарата, а при полетах в ракете — надежный спуск на Землю.

1. СПАСАТЕЛЬНЫЕ ПАРАШЮТЫ НА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТАХ БЕЗ КАТАПУЛЬТНЫХ КРЕСЕЛ

Основной тип спасательного парашюта, принятый на снабжение ВВС во многих странах мира, помещается в чашке сиденья (фиг. 12.1). Такое размещение парашюта имеет ряд преимуществ

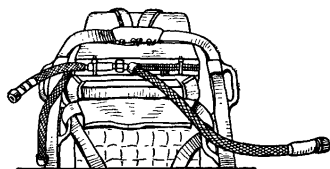
перед нагрудными и наспинными парашютами. Так, например, парашют-сиденье не обременяет летчика весом и не мешает управлению самолетом. На летчика в полете действует только часть веса



Фиг. 12.1. Схема катапультного кресла со шторкой. Парашют помещен в чашке сиденья.

стижении летчиком заданной высоты или спустя определенное время после отделения летчика от летательного аппарата.

До 1945 г., когда только отдельные поршневые самолеты летали со скоростью 600—700 км/час, а в основном скорость самолетов не превышала 500 км/час, летчик при аварии покидал самолет через верхний борт кабины или через люки, предусмотренные для этой цели в фюзеляже самолета. Однако при эвакуации с самолета через верхний борт кабины летчика возникали следующие затруднения: с одной стороны, скоростной напор воздуха порядка 1250—1750 кг/м² мешал летчику быстро выйти из самолета, с другой — инерционные или центробежные силы прижимали его к сиденью, и таким образом процесс эвакуации с самолета удлился. В результате самолет настолько за это время терял высоту, что при покидании самолета летчику уже не хватало высоты для безопасного спуска на парашюте. При аварии на малой высоте зафиксированы случаи, когда летчик вводил в действие парашют, находясь в самолете, парашют нормально раскрывался



Фиг. 12.2. Кислородный прибор летчика помещен на ранце парашюта.

подвесной системы, обычно не превышающего 3 кг. На верхней части ранца парашюта компактно размещен индивидуальный кислородный прибор (фиг. 12.2), которым летчик пользуется после аварийного покидания самолета на высоте более 3—4 км.

Ранец с упакованным в него куполом парашюта со стропами не выступает за габариты летчика и поэтому не препятствует покиданию самолета при аварии.

Внутри ранца между его днищем и сложенным куполом парашюта помещена спасательная лодка, крайне необходимая при снижении летчика на парашюте на водное пространство. В левой стороне ранца парашюта помещен полуавтоматический прибор, обеспечивающий введение парашюта в действие (раскрывание клапанов ранца парашюта) при до-

и вытаскивал летчика из самолета, но при этом летчик получал увечья и в отдельных случаях со смертельным исходом от ударов о выступающие части самолета.

Таким образом, надежность спасения летчика очень часто зависела от его умения покинуть самолет. С другой стороны, это определялось запасом высоты, надежностью действия парашюта, которая в свою очередь зависела от его конструкции и от истинной скорости летчика относительно воздуха в момент введения парашюта в действие.

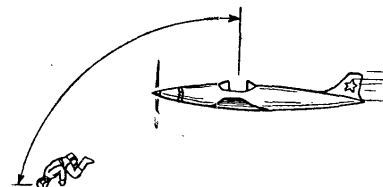
2. СХЕМА ДЕЙСТВИЯ СПАСАТЕЛЬНОГО ПАРАШЮТА

В момент отделения от самолета принудительно включается полуавтоматический прибор, и летчик, если он не занимается парашютным спортом, обычно беспорядочно падает в воздухе и к моменту введения парашюта в действие может занимать произвольное положение относительно земли (фиг. 12.3).

В зависимости от запаса высоты, от установки полуавтоматического прибора на срабатывание и от воли летчика время свободного падения летчика колеблется в больших пределах — от 1—3 до 100 сек и более.

Спасательный парашют вводится в действие самим летчиком или полуавтоматическим прибором независимо. В момент введения парашюта в действие выдергивается трос со шпильками, запирающими клапаны ранца парашюта (фиг. 12.4). Кольцо вытяжного троса находится на подвесной системе парашюта с левой стороны на уровне груди (фиг. 12.5), что позволяет летчику вводить парашют в действие как правой, так и левой рукой. Это очень важно при ранении одной из рук.

Для большей надежности раскрывания парашюта при аварийном покидании самолета на малой высоте или в случае длительного падения летчика с большой высоты с задержкой раскрывания парашюта парашют вводится в действие полуавтоматическим прибором, например, типа КАП-3.



Фиг. 12.3. Свободное падение летчика.



Фиг. 12.4. Момент введения парашюта в действие.

Прибор КАП-3 комбинированного действия (конструкции бр. Дорониных и Л. Саввичева), имеет два дистанционных механизма — часовой и anerоидный. Часовой механизм устанавливается на срабатывание через 2—5 сек, а anerоидный — на определенную высоту от 500 до 4000 м. Если аварийная эвакуация с самолета произошла на высоте, меньшей установленной на приборе, то прибор срабатывает спустя установленное время. Если же спасательный прыжок произведен на высоте, большей установленной на приборе, то прибор сработает в момент достижения летчиком заданной высоты и таким образом парашют будет введен в действие.

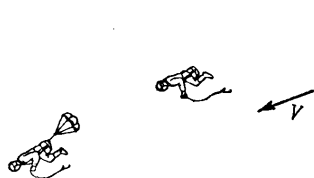


Фиг. 12.5. Кольцо вытяжного троса находится с левой стороны на уровне груди.

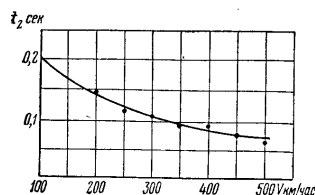
При выдергивании троса со шпильками из запирающего устройства ранцевые резинки или стальные пружины отбрасывают клапаны ранца в стороны и вытяжной парашют вводится в действие.

Вытяжной парашют отбрасывается от ранца прачей (фиг. 12.6) или пружинным механизмом, помещающимся в полюсной части купола вытяжного парашюта, или иным путем, и наполняется воздухом.

Время раскрытия вытяжного парашюта зависит от его конструкции, веса и площади, от скорости падения летчика, высоты, на которой раскрывается парашют и др. На фиг. 12.7 показано изменение времени раскрытия



Фиг. 12.6. Наполнение купола вытяжного парашюта.



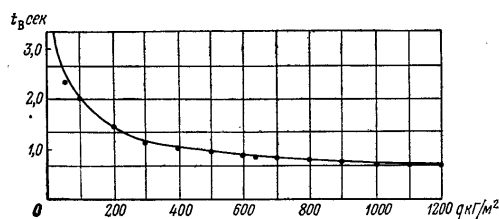
Фиг. 12.7. Зависимость времени раскрытия вытяжного парашюта от скорости.

ния (выброс из ранца и наполнение) вытяжного парашюта на высоте 300 м в зависимости от скорости (вытяжной парашют без пружинного механизма).

С увеличением скорости падения время раскрытия вытяжного парашюта уменьшается и для рассматриваемой конструкции при введении в действие спасательного парашюта на скорости 500 км/час равно 0,07 сек, а на скорости 100 км/час — 0,2 сек.

Наполненный воздухом вытяжной парашют, быстро теряя скорость, отстает от летчика и, будучи связан с вершиной купола спасательного парашюта или с вершиной чехла купола (если применяется), вытягивает купол со стропами на всю длину. Продолжительность вытягивания купола и строп и стягивания чехла с купола основного парашюта зависит от площади вытяжного парашюта, веса и длины купола и строп основного парашюта, скорости падения летчика в момент вытягивания, высоты и др.

Время с момента введения спасательного парашюта в действие (выдергивания троса со шпильками) и до вытягивания купола и строп на всю длину называется *временем вытягивания* t_v .



Фиг. 12.8. Зависимость времени вытягивания спасательного парашюта от скоростного напора.

Опытные данные по изменению времени вытягивания спасательного парашюта в зависимости от скоростного напора $q = \frac{\rho V^2}{2}$ приведены на фиг. 12.8.

После вытягивания купола и строп на всю длину, начинается наполнение купола спасательного парашюта воздухом (фиг. 12.9). Купол и стропы вытянуты и расположены в направлении движения летчика, при этом купол имеет вид рукава с большим числом продольных складок. В этот момент купол парашюта почти мгновенно приобретает скорость, равную скорости падения летчика V_0 . Вследствие этого на куполе возникает кратковременная нагрузка, величина которой зависит от разности скоростей массы летчика и купола, а также упругих свойств системы. Эта нагрузка соизмерима с нагрузкой, действующей на купол парашюта при наполнении.

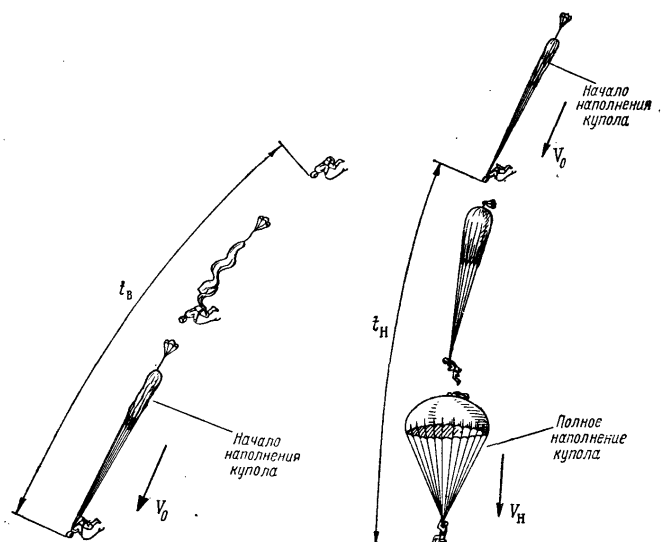
По мере движения в полюсной части купола накапливается все больше и больше воздуха (хотя часть воздуха и просачивается через поры ткани), площадь сопротивления увеличивается и аэродинамическое сопротивление купола парашюта интенсивно возрастает.

В период наполнения купола сопротивление воздуха возникает не только от мощной области завихрения позади купола и трения

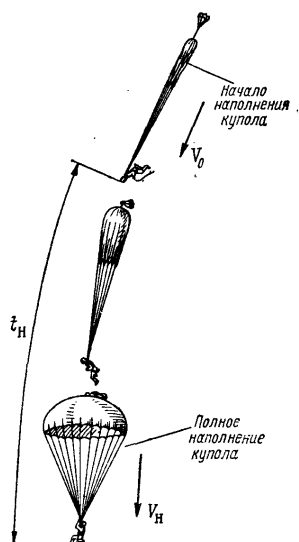
купола о воздух, но и вследствие того, что купол, наполняясь, захватывает и увлекает все увеличивающуюся массу воздуха.

Чаще всего скорость падения летчика в процессе наполнения купола за короткий промежуток времени сильно уменьшается, достигая к концу наполнения значения V_H — скорости к моменту полного наполнения купола.

В отдельных случаях, когда сила сопротивления наполняющегося купола *меньше* веса падающей системы, скорость падения сис-



Фиг. 12.9. Вытягивание купола и строп парашюта и начало наполнения купола.



Фиг. 12.10. Наполнение купола парашюта воздухом.

темы в процессе наполнения будет увеличиваться. Это может иметь место, когда купол наполняется на очень большой высоте или когда прыжок совершается из привязного аэростата.

Таким образом, только в процессе наполнения купола (фиг. 12.10) парашют оказывает тормозящее действие; при этом на купол парашюта действует максимальная нагрузка, величина которой может быть в несколько, а иногда и в десятки и тысячи раз больше веса системы (летчик—парашют, осветительный снаряд—парашют).

Время наполнения купола парашюта воздухом t_H зависит от скорости V_0 падения системы к моменту начала наполнения, конструкции купола и его площади, природы и воздухопроницаемости ткани и др. Время наполнения купола при увеличении скорости V_0 может увеличиваться при большой воздухопроницаемости ткани купола и, наоборот, уменьшаться при малой воздухопроницаемости.

Изменение времени наполнения купола парашюта ПЛ-3 и ленточного купола в зависимости от скорости на высоте 300 м показано на фиг. 12.11.

В момент полного наполнения купола воздухом скорость системы V_H может значительно отличаться от установившейся скорости снижения летчика с наполненным куполом парашюта. Поэтому, если купол парашюта выполнен полностью в непосредственной близости от земли, благополучное приземление нельзя гарантировать, так как скорость V_H может в несколько раз превосходить установившуюся скорость вертикального снижения $V_{сн}$. Необходимо, чтобы снижение на наполненном куполе продолжалось некоторое время, за которое скорость системы погасится до $V_{сн}$.

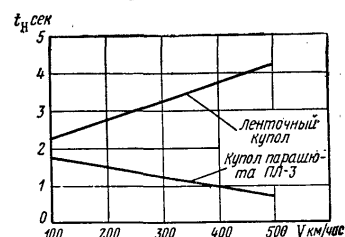
Установившаяся скорость вертикального снижения постепенно уменьшается из-за увеличения плотности воздуха и перед приземлением достигает такой величины, которую обычно называют *скоростью приземления*. В реальных условиях в момент приземления скорость снижающейся системы относительно земли имеет, кроме вертикальной составляющей скорости $V_{пр}$, также и горизонтальную составляющую, равную примерно скорости ветра. Таким образом, скорость падения летчика относительно земли равна

$$V = \sqrt{V_{пр}^2 + V_{ветра}^2}$$

и только при штиле, когда $V_{ветра} = 0$, скорость $V = V_{пр}$.

3. НЕДОСТАТКИ СПАСАТЕЛЬНОГО ПАРАШЮТА

Выше были описаны некоторые затруднения при аварийном покидании летательных аппаратов, снижающие возможность благополучного спасения при полетах на летательных аппаратах без катапультных кресел. Следует заметить, что иногда возможность надежного приземления уменьшается также из-за ненормальной

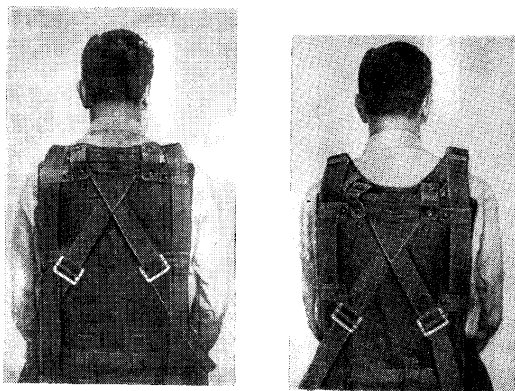


Фиг. 12.11. Зависимость времени наполнения ленточного купола и купола парашюта ПЛ-3 от скорости.

работы спасательных парашютов и ограничений, свойственных многим конструкциям спасательных парашютов.

Рассмотрим типичные недостатки современных спасательных парашютов и некоторые конструктивные решения, направленные на их устранение.

Кроме целого ряда конструктивных недостатков спасательного парашюта, о которых будет сказано ниже, следует указать также на редко встречающиеся аварийные случаи выпадения летчика из подвесной системы с нагрудным замком *. Основной причиной та-



Фиг. 12.12. Расположение крестовины спинки. Слева — правильное, справа — неправильное.

ких случаев, которые возможны при самых различных конструкциях подвесных систем, следует считать нарушение летчиками инструкции по подгонке по росту подвесной системы, а именно:

- слабина наспинно-плечевых обхватов не устранена;
- крестовина спинки не доведена до крайнего верхнего положения и не скреплена прочно с плечевыми обхватами подвесной системы;
- подвесная система подогнана в стоячем положении, а не в сидячем.

На фиг. 12.12 приведены примеры правильного (слева) и неправильного (справа) расположения крестовины спинки [1], [2].

* В ВВС США на 518 прыжков с парашютом зафиксированы 3 случая выпадения летчика из подвесной системы.

Вытяжной парашют цепляется за конечности или снаряжение летчика. Как устранить этот недостаток

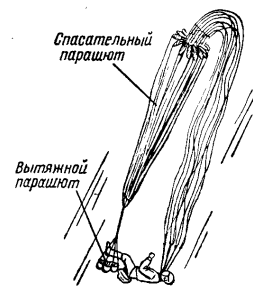
В связи с беспорядочным падением летчика после отделения от самолета возможны случаи, когда вытяжной парашют попадает под руку летчика или цепляется за его обувь, углы ранца и др. Это в зависимости от конструкции спасательного парашюта, запаса высоты и сообразительности летчика может привести к различным последствиям.

При зацеплении вытяжного парашюта купол основного парашюта выдувается потоком воздуха из ранца и при достаточной прочности шнура, соединяющего вытяжной парашют с куполом основного, располагается нижней кромкой по потоку, что делает невозможным наполнение его воздухом (фиг. 12.13).

Для устранения таких случаев вытяжной парашют присоединяют к полюсной части купола основного парашюта шнуром, прочностью не выше 100 кг. При зацеплении вытяжного парашюта соединительный шнур из-за аэродинамического сопротивления беспорядочно выдуваемого из ранца купола основного парашюта обрывается и освобождает купол. Но когда спасательный парашют вводится в действие на скорости 90 м/сек и более, соединительный шнур часто обрывается еще до вытягивания купола основного парашюта из ранца коробчатой формы *. Это приводит к беспорядочному выдуванию купола основного парашюта из ранца, а в отдельных случаях — к неправильному раскрытию спасательного парашюта. Таким образом попытка устранить один недостаток породила другой.

Задачу повышения надежности действия спасательного парашюта разрешают по-разному, в частности, применяя два последовательно вступающих в действие вытяжных парашюта или применяя чехол купола основного парашюта с длинным шнуром, соединяющим вытяжной парашют с вершиной чехла и др.

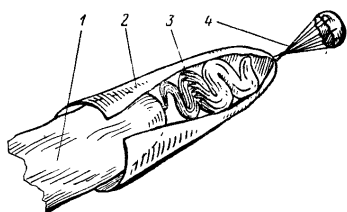
Схема двух последовательно вступающих в действие вытяжных парашютов сводится к следующему.



Фиг. 12.13. Пример несрабатывания основного парашюта при зацеплении вытяжного парашюта.

* Ранец коробчатой формы вместо ранца формы «развернутый конверт» стали применять в СССР с 1934 г. для уменьшения случаев перехлестывания купола основного парашюта его же стропами при раскрытии (например, в парашюте ПЛ-3М).

Второй вытяжной парашют коушем строп прочно соединен с полюсной частью купола основного парашюта или с вершиной чехла. Перед укладкой в ранец на второй вытяжной парашют и на полюсную часть купола основного парашюта или на вершину чехла (если применяется) плотно натягивается рукавообразный чехол, к вершине которого присоединен первый вытяжной парашют (фиг. 12.14). В случае зацепления первого вытяжного парашюта летчик не успевает заметить, как под действием аэродинамического сопротивления купола основного парашюта вытягивается из рукавообразного чехла второй вытяжной парашют, что и обеспечивает нормальное раскрытие спасательного парашюта (фиг. 12.15). При обычном раскрытии спасательного парашюта, снабженного двумя вытяжными парашютами, первый вытяжной сдерживает рукавообразный чехол со второго вытяжного и спускается на землю. Второй вытяжной наполняется, отстает от летчика и обеспечивает нормальное раскрытие купола основного парашюта.

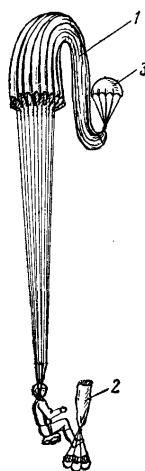


Фиг. 12.14. Схема укладки двух вытяжных парашютов:
1 — полюсная часть основного парашюта; 2 — чехол; 3 — второй вытяжной парашют; 4 — первый вытяжной парашют.

Схема чехла купола с длинным шнуром, соединяющим вытяжной парашют с вершиной чехла, сводится к следующему.

Купол основного парашюта помещен внутри чехла, в нижней части которого имеется клапан и два ряда ячеек сотов. В соты укладываются стропы, а клапан удерживает купол в чехле до полного вытягивания строп из сотов при раскрытии парашюта.

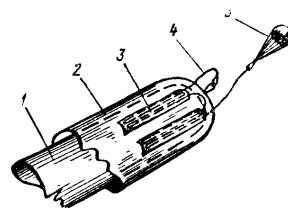
Вытяжной парашют 5 соединен с вершиной чехла 2 длинным шнуром 4 (фиг. 12.16), который помещен в отсеках 3 вершины чехла.



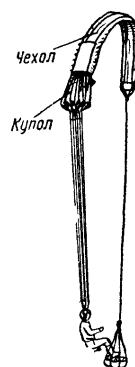
Фиг. 12.15. Аэродинамическое сопротивление купола основного парашюта 1 вытягивает второй вытяжной парашют 2 из чехла 2.

ла. При таком размещении шнур не зацепляется при раскрытии парашюта. В случае зацепления вытяжного парашюта чехол с имеющимся в нем куполом основного парашюта 1 принимает седловидную форму (фиг. 12.17), аэродинамическое сопротивление которой достаточно для вытягивания строп из сотов чехла, а самого купола из чехла. При обычном раскрытии спасательного парашюта вытяжной парашют отстает от вершины чехла на длину соединительного шнура и, попав в чистый поток, обеспечивает надежное вытягивание, а следовательно, и раскрытие спасательного парашюта.

Свободные концы подвесной системы, которые идут к стропам купола основного парашюта, закреплены вдоль спинки подвес-



Фиг. 12.16. Схема монтажа вытяжного парашюта:
1 — купол основного парашюта; 2 — чехол; 3 — отсек; 4 — шнур; 5 — вытяжной парашют.



Фиг. 12.17. Аэродинамическое сопротивление чехла достаточно для вытягивания строп из сотов и купола из чехла.

ной системы, что устраняет зацепление свободных концов за самолет при прыжке летчика, а также случаи попадания в них вытяжного парашюта при раскрытии.

Купол спасательного парашюта перехлестывается стропами

В процессе раскрытия парашютов самых различных конструкций наблюдаются случаи, когда за время вытягивания всей системы и наполнения купола парашюта воздухом стропы перехлестывают поверхность наполняющегося купола или захлестывают чехол с находящимся в нем куполом.

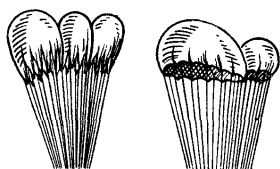
Типичными примерами перехлестывания купола парашюта одной или несколькими стропами являются:

Перехлестывание купола стропой с последующим соскальзыванием. При этом ткань купола и поверхность стропы ожигаются, а

в местах ожога ткань разрывается или оплавляется. Обычно перехлестывание бывает кратковременным, стропы соскальзывают и приземление парашютиста или груза проходит нормально. В зависимости от степени повреждения купол ремонтируется в условиях войсковой части или на парашютном заводе.

Куполы из хлопчатобумажной ткани (перкаль, миткаль, АСТ, АХКР и др.) при кратковременном перехлестывании получают незначительные повреждения. Куполы же из натуральной шелковой ткани, в особенности из перлона, нейлона и капрона без противостоимой пропитки сильно ожигаются стропой, скользящей по поверхности купола под натяжением и с большой скоростью, и часто требуют заводского ремонта.

Перехлестывание купола стропой без соскальзывания. В этом случае поверхность купола стягивается стропой (стропами) и принимает седловидную форму (фиг. 12.18). Мидель купола значительно уменьшается, а парашютист или груз снижаются с повышенной скоростью, часто опасной для благополучного приземления.



Фиг. 12.18. Седловидная форма стянутой при перехлестывании стропой поверхности купола.

Перехлестывание купола стропами, скрутившимися с нижней кромкой купола. В этом случае поверхность купола стягивается, мидель уменьшается, снижение происходит с большой скоростью. Скручивание строп с

нижней кромкой и тканью купола настолько прочно, что освободить стропы от купола можно только после приземления.

Перехлестывание купола стропами с вывертыванием его наизнанку. В процессе перехлестывания купол вывертывается наизнанку, но снижение происходит нормально и это явление обнаруживается только после приземления.

Перехлестывание стропами чехла с находящимся в нем куполом. Этот случай является аварийным, так как чехол не сходит с купола парашюта и парашютист падает со скоростью порядка 40—50 м/сек. Предотвратить катастрофу можно только раскрытием запасного парашюта, который применяется обычно при тренировочных прыжках.

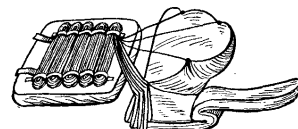
Следует особо указать на недопустимость перехлестывания стропами купола спасательного парашюта. При аварии самолета парашют является единственным средством спасения экипажа, поэтому парашют должен быть надежным и обеспечивать нормальное приземление при выполнении летчиком определенных правил инструкции.

Устранение перехлестывания купола парашюта

Перехлестывание купола стропами может происходить из-за несовершенства принципиальной схемы введения парашюта в действие, конструкции купола, способа крепления строп, а также схемы укладки купола и строп в парашютный ранец или камеру. Кроме того, перехлестывание зависит от скорости снижения парашютиста (груза) к моменту введения парашюта в действие и от воздухопроницаемости ткани купола. Для оценки значимости различных причин перехлестывания рассмотрим их отдельно.

Отсутствие вытяжного парашюта

Основной причиной перехлестывания купола запасного парашюта стропами при отсутствии вытяжного парашюта является то, что купол в виде кома сдувается потоком воздуха с поверхности дна ранца. Свободная часть нижней кромки купола, наполняясь воздухом, отстает от массы купола и, вытягивая одну или несколько строп из сотов ранца, набрасывает их на купол (фиг. 12.19).



Фиг. 12.19. Начало перехлестывания купола стропой.

Результаты многократных летных испытаний запасных парашютов (без вытяжных парашютов) ПЗ-41а с куполом «плоский круг в раскрое», изготовленным из натурального шелка с воздухопроницаемостью 100—300 л/м²сек и ПЗ-47 с куполом квадратной формы из натурального шелка с воздухопроницаемостью 600—800 л/м²сек позволяют сделать следующие выводы*.

1. Влияние формы купола на количество случаев перехлестывания не установлено.

2. Бóльший процент перехлестываний наблюдается у куполов из ткани с малой воздухопроницаемостью (11% у парашюта ПЗ-41а и 7,5% у ПЗ-47).

3. С увеличением скорости падения груза к моменту введения парашюта в действие количество случаев перехлестывания увеличивается, но более интенсивно — у куполов из ткани с малой воздухопроницаемостью.

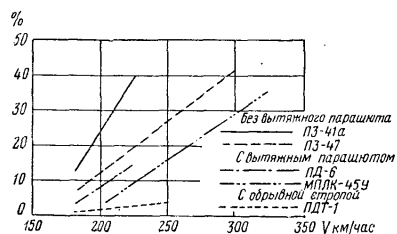
У парашюта ПЗ-41а при увеличении скорости с 180 до 225 км/час было 39% перехлестываний, а у ПЗ-47 при увеличении скорости до 300 км/час — 41,6% перехлестываний.

* Из отчетов по летным испытаниям серийных парашютов за 1947—1952 гг.

Перехлестывание стропами куполов при применении вытяжных устройств

Чтобы оценить, в какой степени применение вытяжного парашюта решает проблему по устранению перехлестывания купола стропами, рассмотрим результаты летных испытаний спасательных парашютов ПЛ-3, ПЛК-45 и МПЛК-45у, куполы которых идентичны куполу парашюта ПЗ-47, но имеют вытяжной парашют, а также результаты летных испытаний тренировочных парашютов ПД-6 и ПДТ-1.

Тренировочные парашюты ПД-6 и ПДТ-1 отличаются от спасательных не только конструкцией и формой куполов, но и способом вытягивания купола и строп из ранца. Эти обстоятельства



Фиг. 12.20. Зависимость количества перехлестывания купола стропами в % от скорости и конструкции парашюта.

осложняют оценку результатов их летных испытаний, но все же позволяют выявить влияние способа вытягивания купола парашюта на количество перехлестываний.

Из фиг. 12.20 следует, что применение вытяжного парашюта заметно уменьшает число перехлестываний при раскрытии парашюта на малой скорости. Так, на скорости 180—200 км/час число перехлестываний уменьшилось в 2,6 раза (3,15% вместо 7,23%). Однако при раскрытии парашюта на скорости 300—325 км/час процент перехлестываний снизился незначительно (35,6% вместо 41,6%). Это обстоятельство можно объяснить следующими причинами.

Мидель вытяжного парашюта соизмерим с миделем купола, сложенного на дне ранца, поэтому при раскрытии спасательного парашюта на скоростях 300—325 км/час и более вытяжной парашют может не успеть своевременно вытянуть купол и стропы. При этом купол сдувается потоком воздуха с поверхности дна ранца и стропы перехлестывают купол (фиг. 12.21).

При испытаниях на скоростях 180—250 км/час в качестве эффективного средства по уменьшению перехлестывания до 1,23—

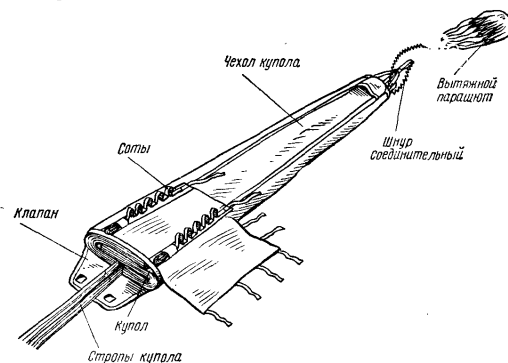
5% применялось принудительное вытягивание купола и строп из ранца парашюта ПДТ-1 при помощи обрывной стропы, соединяющей полюсную часть купола с вытяжной веревкой, один конец которой закреплен на самолете. Однако такой способ раскрытия для спасательного парашюта оказался непригодным.



Фиг. 12.21. Купол парашюта сдувается потоком воздуха с дна ранца.

Применение вытяжного парашюта с чехлом купола

Результаты летных испытаний парашютов как с вытяжным парашютом, так и без него показывают, что при раскрытии парашюта на скорости более 250 км/час нужно изолировать нижнюю

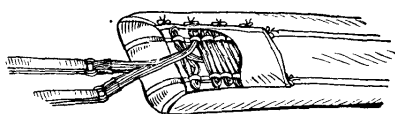


Фиг. 12.22. Схема размещения купола парашюта в чехле.

кромку купола. Это устранило попадание воздуха под нижнюю кромку купола до момента полного натяжения купола и строп, а следовательно, и уменьшило перехлестывание.

Применение чехла купола основного парашюта явилось одним из многих способов изоляции всего купола от воздушного потока. Чехол купола имеет форму рукава и свободно надевается на купол, сложенный по полотнищам (фиг. 12.22). Торцовая часть чехла заканчивается клапаном, при помощи которого находящийся внутри чехла купол запирается и изолируется от воздушного потока

в течение всего процесса вытягивания. На поверхности чехла вблизи его торцевой части расположены два ряда ячеек сотов, предназначенных для укладки строп, и предохранительный клапан, перекрывающий стропы (фиг. 12.23). При раскрывании ранца парашюта вследствие аэродинамического сопротивления воздуха вытяжной парашют и чехол с уложенным в него куполом отстают



Фиг. 12.23. Схема укладки строп купола парашюта в ячейки сотов чехла.

от летчика, стропы вытягиваются из сотов чехла, а затем — купол из чехла.

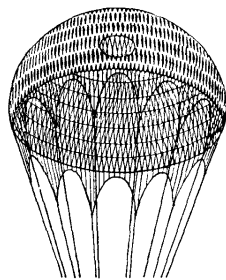
Чехол купола парашюта был впервые применен в России в 1917 г. аэроавтомом Н. Д. Анощенко для купола спасательного парашюта, подвешиваемого на привяз-

ном аэростате. В этом случае чехол предназначался для изоляции купола от ветра [3].

В 1936 г. А. Д. Осмоловский проводил опыты по применению чехла купола на спасательном парашюте ПЛ-1 для уменьшения числа случаев перехлестывания. Так как чехол был изготовлен из той же шелковой ткани, что и купол парашюта, то при выходе купола из чехла они взаимно ожигались. Ткань купола и чехла в местах ожогов разрывалась, поэтому опыты были прекращены. Впоследствии, в 1947 г. было установлено, что для устранения ожигаемости природа ткани чехла должна отличаться от природы ткани купола. Например, если купол из ткани натурального шелка, то чехол должен быть из хлопчатобумажной ткани или из вискозного шелка и т. д.

С 1939 г. чехол купола был применен на парашюте с переменной скоростью снижения (ПДПС-48) для изоляции купола основного парашюта от воздушного потока при длительном снижении с большой скоростью на стабилизирующем парашюте, а также для крепления стабилизирующего купола и обеспечения устойчивого снижения системы с большой скоростью.

С 1944 г. чехол купола применяется на немецком спасательном парашюте с ленточным куполом. Здесь чехол предохраняет, главным образом, конечности и снаряжение летчика от зацепления лентами купола, образующими при пересечении большое количество отверстий в куполе от его нижней кромки до полюсной части (фиг. 12.24).



Фиг. 12.24. Ленточный купол.

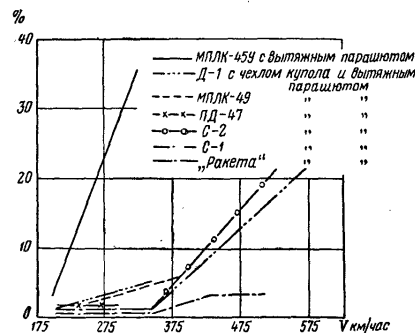
Применение чехлов купола на парашютах разных типов показало, что кроме уменьшения числа перехлестываний чехол купола:

- изолирует купол от потока воздуха, что препятствует его преждевременному наполнению и износу;

- изолирует купол от соприкосновения с конечностями и снаряжением летчика;

- упорядочивает форму купола к моменту начала наполнения;

- повышает надежность действия парашюта, так как устраняются случаи отказа при зацеплении вытяжного парашюта;



Фиг. 12.25. Зависимость количества перехлестываний купола стропами в % от скорости, наличия чехла купола и конструкции парашюта.

- приводит к увеличению времени вытягивания, а следовательно, к уменьшению скорости V_0 и максимальной нагрузки $R_{\text{п max}}$, если в процессе вытягивания парашюта скорость падения летчика уменьшается;

- приводит к увеличению скорости V_0 и максимальной нагрузки $R_{\text{п max}}$, если в процессе вытягивания парашюта скорость падения летчика увеличивается (прыжок из аэростата);

- способствует разворачиванию летчика в таком направлении, что при наполнении купола нагрузки торможения действуют на него в желательном направлении (голова — ноги) под действием силы, потребной для вытягивания строп купола из сотов чехла.

На основании большого количества летных испытаний с манекенами парашютов различных конструкций с куполами, уложенными в чехол, построим сравнительный график фиг. 12.25 и попытаемся оценить влияние чехла с вытяжным парашютом на перехлестывание купола стропами.

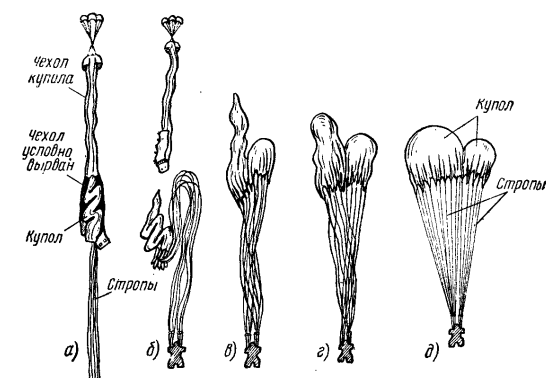
Из результатов нескольких сотен летных испытаний парашютов, вводимых в действие в непосредственной близости от самолета, с применением чехла купола и вытяжного парашюта, видно, что число случаев перехлестывания купола стропами при применении чехла значительно уменьшается*. Так, например, у парашютов МПЛК-45у серии 2 и МПЛК-49 после применения чехла купола число перехлестываний уменьшилось с 35,6% при раскрытии на скорости 325 км/час до 6,5% при раскрытии на скорости 380—400 км/час.

Однако при введении в действие парашютов с чехлами куполов на скорости 550—600 км/час количество перехлестываний резко возрастает до 23—25%. Таким образом, проблема устранения перехлестывания путем применения чехла купола решается только для скорости порядка 400 км/час, т. е. до скорости, которой достигает летчик через 5—6 сек после эвакуации из пикирующего самолета на индикаторной скорости до 900 км/час на высоте 4000 м и ниже. Но за 5—6 сек падения с задержкой раскрытия парашюта летчик теряет высоту, что увеличивает минимальную безопасную высоту надежного спасения.

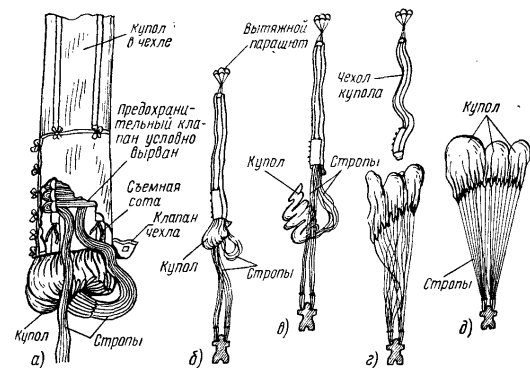
Резкое увеличение количества перехлестываний купола при введении парашюта в действие на скорости 550—600 км/час даже при применении чехла купола можно объяснить следующим. При раскрытии на большой скорости аэродинамическое сопротивление вытяжного парашюта и чехла резко уменьшает скорость движения чехла, а размещенный внутри него купол и стропы, уложенные в соты на поверхности чехла, продолжают двигаться с прежней скоростью. В результате купол проваливается в нижнюю часть чехла и давит на клапан, замыкающий чехол, а стропы вырываются из сот. Как только стропы выйдут из сот, замыкающих клапан чехла, купол выбрасывается из чехла комом и, соприкасаясь со стропами, перехлестывается ими (фиг. 12.26, б и 12.27, в).

Обеспечив достаточную прочность съемных сот, удерживающих клапан чехла и, таким образом, купол в чехле до полного выхода строп из сот чехла, можно устранить преждевременное выбрасывание купола из чехла (см. фиг. 12.27), но перехлестывания, иллюстрируемые фиг. 12.26, не устраняются.

Для устранения проваливания купола в нижнюю часть чехла, а следовательно, и перехлестывания купола стропами, логично на первый взгляд купол в чехле подвесить, т. е. соединить полюсную часть купола с вершиной чехла шнуром, который должен обрываться как только стропы купола натянутся на всю длину. Однако такое решение вызывает ряд затруднений. Дело в том, что при раскрытии парашюта на скорости 600 км/час (166 м/сек) купол можно удерживать в чехле, если прочность шнура, соединяющего купол, будет 200—250 кг. Но спасательный парашют можно ввести в действие и при скорости падения летчика порядка 60 м/сек (ско-



Фиг. 12.26. Схема перехлестывания купола стропами, когда он проваливается в нижнюю часть чехла при обрыве сот, замыкающих клапан чехла.



Фиг. 12.27. Схема перехлестывания купола стропами при обрыве сот, замыкающих клапан чехла.

* Из отчетов № 196—49 и № 228—52 ЛИС.

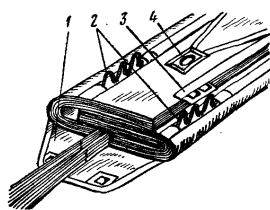
рость падения летчика на высоте 400—800 м при длительном падении с задержкой раскрытия парашюта), когда сопротивление вытяжного парашюта и карманов чехла может быть недостаточно, чтобы оборвать соединительный шнур. Кроме того, в случае, если вытяжной парашют зацепится за конечности или снаряжение летчика, купол, будучи связан с вершиной чехла, не сможет выйти из чехла.

Из приведенных положений следует, что введение парашюта в действие на скорости более 110 м/сек с применением чехла купола не будет сопровождаться большим количеством перехлестываний, если

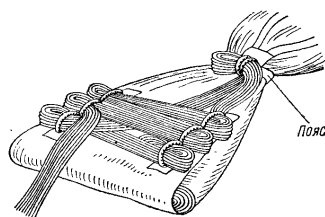
упрочнить соты, замыкающие клапан чехла (что устранит выход купола из чехла до того, как стропы вытянутся на всю длину); устранить преждевременное выпадение строп из сот чехла; обеспечить изоляцию нижней кромки купола от воздушного потока до момента полного натяжения строп.

Изоляция нижней кромки купола

На оборточном полотнище купола (фиг. 12.28) [4] пришиты: клапан 1, две радиальные тесемки с ячейками для сот 2, одна



Фиг. 12.28. Детали для изоляции нижней кромки купола.
1 — клапан; 2 — ячейки для сот; 3 — тесьма; 4 — накладка.



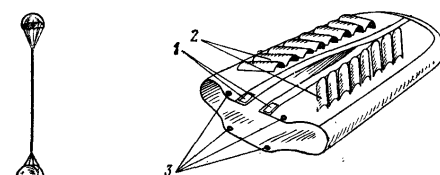
Фиг. 12.29. Схема изоляции нижней кромки купола.

тесемка с двумя петлями 3 и накладка 4 с отверстием и усиливающими тесемками.

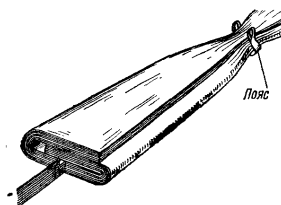
Нижнюю кромку купола закрывают клапаном, который замыкается пучком строп. Сложенный по полотнищам купол стягивают поясом, концевые петли которого пропускают в окно накладки и замыкают пучком строп (фиг. 12.29). В оставшиеся две пары ячеек сотов укладываются стропы.

К полюсной части купола прикрепляют вытяжной парашют, после чего на сложенный купол надевают чехол, клапан которого замыкает купол. Оставшимся пучком строп замыкают соты клапана чехла купола.

К вершине чехла присоединяют второй вытяжной парашют при помощи длинного шнура (фиг. 12.30). При раскрытии спасательного парашюта вытяжной парашют вытягивает стропы из сот чехла, в результате чего клапан размыкается и из чехла выбрасывается купол, но с замкнутой нижней кромкой (см. фиг. 12.29). Когда вытяжной парашют купола выйдет из чехла и наполнится



Фиг. 12.31. Эскиз контейнера.
1 — окна; 2 — ячейки сот; 3 — отверстие.



Фиг. 12.32. Пояс, укрепленный на куполе.



Фиг. 12.30. Вытяжной парашют присоединен к чехлу длинным шнуром.

воздухом, стропы вытянутся из ячеек сотов купола, из концевых петель пояса и из сотов клапана, замыкающего нижнюю кромку купола. С этого момента воздух начинает поступать в купол, но стропы уже вытянуты на всю длину и возможность перехлестывания значительно уменьшается.

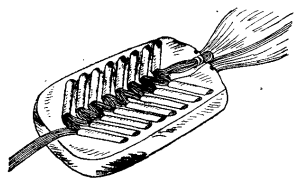
Другой разновидностью изоляции нижней кромки купола является применение съемного контейнера, который надевают на нижнюю кромку купола, сложенного по полотнищам.

Эскиз контейнера, применяющегося на спасательных парашютах ВВС США приведен на фиг. 12.31. В окна 1 пропускаются петли пояса, прочно закрепленного на куполе, как показано на

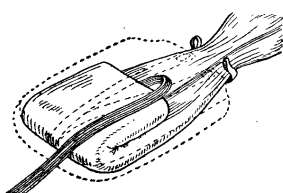
фиг. 12.32. Пояс удерживает контейнер на куполе, пока стропы вытягиваются из ячеек сотов 2 контейнера и из петель пояса купола. Отверстия 3 контейнера служат для крепления нитью кромки нижнего основания контейнера к его верхнему основанию после того, как контейнер будет надет на купол.

На фиг. 12.33 показан контейнер, смонтированный на куполе парашюта.

При раскрытии парашюта сопротивление вытяжного парашюта, закрепленного в полюсной части купола, обеспечивает вытягивание строп из ячеек сотов контейнера и из петель пояса.



Фиг. 12.33. Контейнер смонтированный на куполе парашюта.

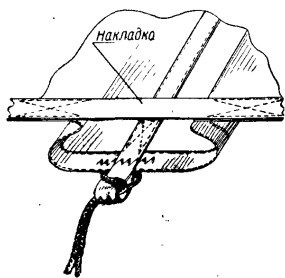


Фиг. 12.34. Сбрасывание контейнера с нижней части купола.

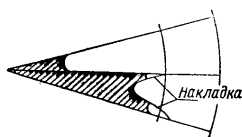
Сбрасывание контейнера с нижней части купола обеспечивается распрямлением перегиба купола (фиг. 12.34). Контейнер показан пунктиром.

Стягивание нижней кромки купола [5]

Для уменьшения количества случаев перехлестывания купола стропами из-за так называемого подныривания применяются накладки из тесьмы, стягивающие нижнюю кромку купола и закреп-



Фиг. 12.35. Накладка стягивает нижнюю кромку купола.



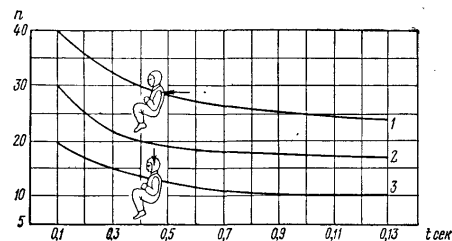
Фиг. 12.36. К вопросу об изменении площади входного отверстия купола с накладками, стягивающими нижнюю кромку.

ляемые на ней (фиг. 12.35). Накладки связывают между собой полотнища купола и препятствуют их подныриванию под стропы, расположенные близко от полотнищ. Однако накладки увеличивают площадь начального входного отверстия по нижней кромке купола, что вызывает более интенсивное наполнение купола и, как следствие, увеличение нагрузок. Разница в величине площади входного отверстия купола показана на фиг. 12.36, где для сравнения в виде снизу приведены два полотнища наполняющегося купола с накладками и без них. Площадь сектора входного отверстия для наглядности заштрихована. Длина каждой накладки 100 мм при длине нижней кромки купола под накладкой, равной 200—300 мм.

4. ОГРАНИЧЕНИЯ, НАКЛАДЫВАЕМЫЕ НА КОНСТРУКЦИИ СПАСАТЕЛЬНЫХ ПАРАШЮТОВ

Ограничения по перегрузке

Экспериментально установлено, что человек способен переносить только определенные по величине и направлению перегрузки торможения и в течение короткого промежутка времени.



Фиг. 12.37. Зависимость предельных для человеческого организма перегрузок от их направления и времени воздействия.

На фиг. 12.37 приведены для примера экспериментальные данные* о пределах выносливости человеческого организма к перегрузкам, действующим в направлении спина—грудь (кривая 1), голова—ноги (кривая 3) и предельная перегрузка для человека при катапультировании с самолета (кривая 2)**.

Перегрузки торможения пропорциональны нагрузкам, действующим на купол парашюта при наполнении воздухом. Но макси-

* Журналы: «Flight» за 1955 и 1956 гг., и «Journal of Aviation Medicine», 1957.

** По опытам фирмы Stanley Aviation (США), см. [14].

мальные нагрузки, действующие на парашют и на летчика в процессе раскрытия парашюта зависят от скорости V_0 падения летчика в момент начала наполнения купола, воздухопроницаемости купола, высоты раскрытия парашюта, площади купола парашюта и веса системы летчик—парашют и определяются по формуле (4.12):

$$R_{п\max} = \frac{V_{пр}^2}{8} c_n' F_n \frac{KV_0^2 + \sqrt{F_n}}{K \frac{V_{пр}^2}{\Delta} + 2\eta \sqrt{F_n}}.$$

Для парашютов, при которых максимальная нагрузка действует в течение 0,1—1 сек, допустимая перегрузка торможения n соответственно равна 20—10.

При горизонтальном движении системы

$$n = \frac{R_{п\max}}{G},$$

откуда

$$R_{п\max} = nG,$$

или, для спасательного парашюта

$$R_{п\max} = (10-20)G.$$

Обычно вес летчика с парашютом $G = 100-120$ кг. Тогда допустимая организмом нагрузка, действующая на парашют при наполнении, равна 1200—2400 кг при времени воздействия соответственно не более 1—0,1 сек.

Ограничения по скорости V_0

Для современных спасательных парашютов принимается $R_{п\max} = 1600$ кг. Тогда для данного парашюта можно определить скорость V_0 , допустимую к моменту начала наполнения спасательного парашюта, по формуле (4.17):

$$V_{0\text{ доп}} = \sqrt{\frac{8R_{п\max}}{V_{пр}^2 c_n' F_n} \left(\frac{V_{пр}^2}{\Delta} + \frac{2\eta \sqrt{F_n}}{K} \right) - \frac{\sqrt{F_n}}{K}}.$$

Определим для примера величину $V_{0\text{ доп}}$ для спасательных парашютов различных конструкций при раскрытии на разной высоте.

Пусть $V_{пр}^2 = 36 \text{ м}^2/\text{сек}^2$; $c_n' F_n = 52 \text{ м}^2$; $\sqrt{F_n} = 8 \text{ м}$; $\eta = 1$; $K_1 = 0,01 \text{ сек}^2/\text{м}$; $K_2 = 0,006 \text{ сек}^2/\text{м}$; $R_{п\max} = 1600 \text{ кг}$.

Требуется определить $V_{0\text{ доп}}$ у Земли и на высоте 16 км.

После подстановки заданных величин при $K = 0,01 \text{ сек}^2/\text{м}$ получим

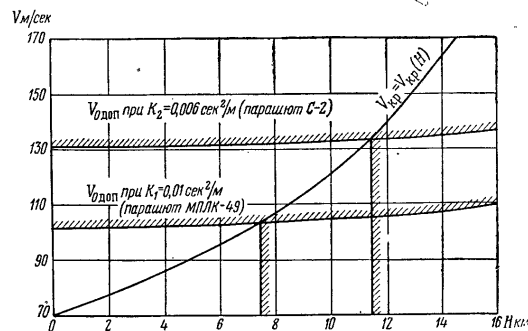
$$V_{0\text{ доп}} = \sqrt{\frac{246,154}{\Delta} + 10140,1},$$

а при $K = 0,006 \text{ сек}^2/\text{м}$

$$V_{0\text{ доп}} = \sqrt{\frac{246,154}{\Delta} + 16900,285}.$$

Подставляя в приведенные выше формулы значения относительной плотности Δ для разной высоты, получим значения $V_{0\text{ доп}}$, допустимые на разной высоте для купола парашюта с $K_1 = 0,01 \text{ сек}^2/\text{м}$ и $K_2 = 0,006 \text{ сек}^2/\text{м}$.

Результаты вычислений нанесены на фиг. 12.38. Из графика видно, что начало наполнения купола с коэффициентом $K_1 =$



Фиг. 12.38. Зависимость $V_{0\text{ доп}}$ от высоты и воздухопроницаемости купола парашюта, выраженной через коэффициент K .

$= 0,01 \text{ сек}^2/\text{м}$ допустимо при $V_{0\text{ доп}}$ не более 102—109,4 м/сек на высоте соответственно 0—16 км, а с коэффициентом $K_2 = 0,006 \text{ сек}^2/\text{м}$ при $V_{0\text{ доп}}$ не более 131—136,9 м/сек на высоте соответственно 0—16 км. На фиг. 12.38 нанесена также кривая изменения критической скорости $V_{кр}$ свободно падающего летчика с большой высоты.

Из графика следует, что при длительной задержке раскрытия парашюта, скорость свободно падающего летчика может быть больше скорости, допустимой для раскрытия парашюта. Так, например, парашют с коэффициентом $K_1 = 0,01 \text{ сек}^2/\text{м}$ при свободном падении с большой высоты, можно раскрывать только на высоте менее 7,5 км, а парашют с коэффициентом $K_2 = 0,006 \text{ сек}^2/\text{м}$ — на высоте менее 11,5 км.

Учитывая, что за время свободного падения летчика и за время вытягивания парашюта скорость летчика уменьшается, допустимая скорость летчика к моменту введения парашюта в действие будет несколько больше $V_{0 \text{ доп}}$. Так, парашют с $K_1 = 0,01 \text{ сек}^2/\text{м}$ можно вводить в действие при истинной скорости падения летчика $V_{\text{ист}} = 110 \text{ м/сек}$ (400 км/час), а парашют с $K_2 = 0,006 \text{ сек}^2/\text{м}$ — при скорости 166 м/сек (600 км/час).

В связи с указанными ограничениями по скорости, накладываемыми на многие конструкции спасательных парашютов, высказываются предложения изъять ручное раскрытие парашюта или установить блокировку устройства, раскрывающего ранец парашюта. Цель блокировки — воспрепятствовать естественному стремлению летчика после отделения от самолета ввести парашют в действие вручную, не ожидая срабатывания полуавтоматического прибора, который раскроет парашют на допустимой высоте.

Дело в том, что летчик может покинуть бомбардировщик через люк фюзеляжа на индикаторной скорости $\sim 550 \text{ км/час}$, например, на высоте 12000 м . Истинная скорость летчика относительно воздуха будет равна $\sim 1100 \text{ км/час}$ или $\sim 300 \text{ м/сек}$, что в несколько раз больше скорости, которая допускается для введения в действие самого лучшего современного спасательного парашюта. Если летчик введет парашют в действие при указанной скорости, то парашют разрушится, а если представить себе, что парашют можно сделать достаточно прочным, то нагрузка в 6500 кг , действующая на парашют ($K_2 = 0,006 \text{ сек}^2/\text{м}$) при его раскрытии, убьет летчика.

Чтобы предупредить возможную катастрофу из-за преждевременного введения парашюта в действие, в инструкциях по эксплуатации спасательных парашютов рекомендуется необходимое время падения с задержкой раскрытия парашюта, а также установка полуавтоматического прибора на срабатывание на допустимой высоте. Так, например, при пользовании спасательным парашютом типа С-3 при общем весе человека с парашютом, кислородным прибором, прибором КАП-3 и спасательной лодкой не более 100 кг , надежная работа парашюта обуславливается обязательным выполнением следующих рекомендаций:

1) парашют разрешается немедленно вводить в действие после отделения от горизонтально летящего самолета * на истинной скорости до 600 км/час на высоте $100-12000 \text{ м}$;

2) при аварийном покидании самолета на индикаторной скорости до 600 км/час парашют разрешается вводить в действие только после задержки раскрытия, указанной в нижеследующей таблице, но не ниже 500 м от рельефа местности.

* Указание на горизонтально летящий самолет относится главным образом к минимально безопасной высоте 100 м . При прыжке из отвесно пикирующего самолета минимально безопасная высота равна 500 м над рельефом местности.

Высота полета при совершении прыжка (от уровня моря) в м	Задержка раскрытия парашюта в сек
От 100 до 1000	Без задержки
От 1000 до 7000	Не менее 4
От 7000 до 12000	Не менее 15
Более 12000	Парашют раскрывать на высоте ниже 9000 м

Очевидно, что свойства парашютов, ограничивающие раскрытие при различных условиях аварийного спасения, хотя и оговорены различными инструкциями и рекомендациями, все же определенно уменьшают возможности надежного спасения.

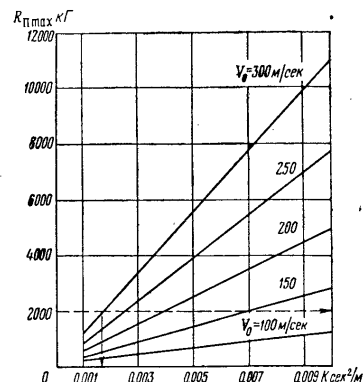
5. УСТРАНЕНИЕ ОГРАНИЧЕНИЙ ПО РАСКРЫВАНИЮ СПАСАТЕЛЬНЫХ ПАРАШЮТОВ

Покажем, как можно устранить ограничения, указанные в разд. 4. Так как организм человека выдерживает кратковременные перегрузки порядка $20 g$, то при весе летчика с парашютом и снаряжением, равном 100 кг , максимальная нагрузка, действующая на парашют, не должна превышать 2000 кг при воздействии в течение не более $0,1 \text{ сек}$.

Величина максимальной нагрузки для парашюта с заданной площадью купола зависит от двух величин: 1) K — коэффициента, характеризующего конструкцию купола парашюта, воздухопроницаемости ткани и пр., 2) V_0 — скорости летчика к моменту начала наполнения купола.

Эта зависимость описывается формулой (4.12)

$$R_{\text{п max}} = \frac{V_{\text{пр}}^2}{8} c_{\text{п}}' F_{\text{п}} \frac{KV_0^2 + \sqrt{F_{\text{п}}}}{K \frac{V_{\text{пр}}^2}{\Delta} + 2\eta \sqrt{F_{\text{п}}}}$$



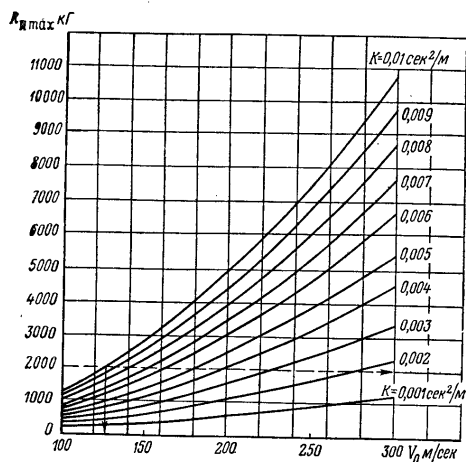
Фиг. 12.39. Зависимость $R_{\text{п max}}$ от воздухопроницаемости купола, выраженной через коэффициент K , и от скорости V_0 .

и фиг. 12.39 и 12.40, построенными для условий: $V_{\text{пр}} = 6 \text{ м/сек}$, $c_{\text{п}}' F_{\text{п}} = 44,44 \text{ м}^2$, $F_{\text{п}} = 64 \text{ м}^2$, $\eta = 1$, $\Delta = 1$. Из этих графиков следует, что для обеспечения $R_{\text{п max}} \leq 2000 \text{ кг}$ необходимо

а) или погасить скорость падения летчика V_0 , например, до 125 м/сек при $K = 0,01 \text{ сек}^2/\text{м}$,

б) или создать конструкцию купола (с $K = 0,0016 \text{ сек}^2/\text{м}$), обеспечивающую заданную нагрузку при $V_0 = 300 \text{ м/сек}$ (скорость летчика на высоте 12 км при покидании самолета на индикаторной скорости 550 км/час).

Погасить скорость падения летчик может при длительном падении с задержкой раскрытия парашюта и при условии, что парашют будет введен в действие анерондным прибором на высоте, допустимой для данного парашюта. Но при отсутствии опыта до



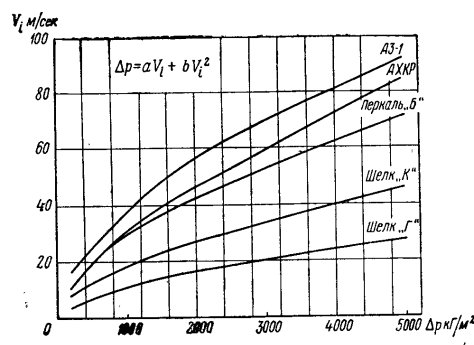
Фиг. 12.40. Зависимость $R_{\max}$ от скорости падения и воздухопроницаемости ткани купола парашюта, выраженной через коэффициент K .

введения парашюта в действие летчик обычно падает, беспорядочно вращаясь в воздухе. Это может вызвать рвоту, что недопустимо при наличии кислородной маски или гермошлема. Поэтому для обеспечения относительно устойчивого положения летчика в воздухе, необходимо снабдить его стабилизирующим устройством, но которое не мешало бы нормальному раскрытию спасательного парашюта.

Кроме того, при падении с задержкой раскрытия парашюта устройство ручного введения парашюта в действие должно быть заблокировано, чтобы устранить опасное преждевременное раскрытие парашюта.

Для обеспечения гарантийного времени задержки раскрытия

парашюта на высоте, равной или меньшей установленной на анерондной части прибора, прибор должен иметь часовой механизм. Так, например, прибор КАП-3 обеспечивает задержку срабатывания 2—5 сек, а следовательно, и задержку раскрытия парашюта независимо от высоты. Пока не сработает часовой механизм, анерондная часть прибора выключена. Но гарантийная задержка раскрытия парашюта увеличивает минимально безопасную высо-



Фиг. 12.41. Зависимость скорости протекания воздуха через ткань купола от природы волокна ткани, ее плотности и перепада давления Δp .

ту надежного спасения. Так, например, при задержке срабатывания прибора 5 сек безопасная высота аварийного покидания самолета увеличивается до 200 м при горизонтальном полете и до 700 м — при отвесном пикировании со скоростью $\sim 550 \text{ км/час}$.

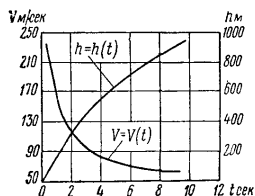
Ткань с большой воздухопроницаемостью

Для обеспечения относительно небольших нагрузок, действующих на парашют при наполнении, а следовательно, возможности открывать парашют при больших скоростях, для купола или облолки купола применяется ткань с большой воздухопроницаемостью. В этом случае используется замечательное свойство ткани — способность изменять воздухопроницаемость в зависимости от перепада давления (фиг. 12.41). Скорость протекания воздуха через ткань V_i связана с перепадом давления Δp известным соотношением:

$$\Delta p = aV_i + bV_i^2 \quad [6].$$

Таким образом для каждой ткани можно показать перепад давления, а следовательно, и скорость, при которых количество

воздуха, протекающего через поры ткани, может быть равно количеству воздуха, поступающему в купол через входное отверстие, ограниченное кромкой купола. Короче говоря, для каждой ткани существует своя критическая скорость $V_{ок}$, при которой или большей скорости купол наполняться не будет. Но по мере падения с ненаполняющимся куполом скорость летчика будет тормозиться за счет сопротивления летчика и ненаполняющегося купола, следовательно, будет уменьшаться и перепад давления Δp . Вследствие этого, а также вследствие свойств ткани количество протекающего через ткань воздуха будет уменьшаться и купол начнет наполняться.



Фиг. 12.42. Изменение по времени скорости и пути h вертикального падения летчика с ненаполняющимся куполом на малой высоте.

На фиг. 12.42 показано изменение по времени скорости и пути h вертикального падения летчика с ненаполняющимся куполом вблизи земли.

Зная скорость $V_{ок}$ для заданной ткани, можно определить время падения и потерю высоты до того момента, когда летчик достигнет скорости $V_{ок}$, при которой купол способен наполняться.

Однако в практических условиях применение ткани с высокой воздухопроницаемостью крайне ограничено. Увеличение воздухопроницаемости уменьшает коэффициент сопротивления купола, а поэтому (чтобы обеспечить заданную скорость приземления) ведет к неизбежному увеличению площади купола. Это, в свою очередь, приводит к увеличению длины строп, веса и объема парашюта. Но с другой стороны, при увеличении воздухопроницаемости купол парашюта при определенных условиях не наполняется. Дело в том, что увеличение воздухопроницаемости, например, шелковой ткани с 800 до 1500 л/м²сек уменьшает $V_{ок}$ с 215 до 25 м/сек (см. гл. VIII). Следовательно, чтобы купол из ткани с $V_{ок} = 25$ м/сек мог наполниться, необходимо, чтобы скорость летчика, падающего с ненаполняющимся куполом, достигла величины, равной или меньшей $V_{ок}$ (меньшей 25 м/сек). Но, как видно из фиг. 12.42, даже к концу 10 сек, когда потеряно более 900 м высоты, скорость падения летчика больше 62 м/сек, т. е. в несколько раз больше скорости, обеспечивающей наполнение купола.

Уплотнение в полюсной части купола [7]

Чтобы обеспечить наполняемость куполов из ткани с большой воздухопроницаемостью (более 1500 л/м²сек) в полюсной части купола помещают уплотнение — второй слой ткани или каркас из взаимно пересекающихся тесемок.

Уплотненная часть купола с относительно малой воздухопроницаемостью быстро наполняется и частично наполненный купол может погасить скорость летчика до $V_{ок}$, что обеспечит полную наполняемость купола. Однако это конструктивное решение не всегда справедливо. Дело в том, что из-за ограничений, свойственных человеческому организму, имеется предельная скорость падения летчика V_0 , на которой или меньшей может начаться наполнение купола. Даже если ввести в действие не наполняющийся купол парашюта, то и в этом случае существует вполне определенная скорость V_0 , при которой сопротивление летчика и не наполняющегося купола равно сопротивлению предельно допускаемому организмом человека. Кроме того, с увеличением высоты увеличивается $V_{ок}$, что приводит к значительному увеличению $R_{пmax}$ — нагрузке на купол парашюта в процессе наполнения.

Таким образом, площадь уплотнения в полюсной части нужно определять из условий обеспечения:

- допустимых человеческим организмом нагрузок торможения как на малой, так и на большой высоте;
- наполняемости купола.

Пусть $c_{упл}F_{упл}$ — характеристика частично выполненного купола, а $c_{гг}$ — характеристика летчика. Тогда условие обеспечения допустимых нагрузок при частичном наполнении купола до площади $F_{упл}$ будет удовлетворяться при

$$R_{доп} = \frac{\rho V_0^2}{2} (2c_{упл}F_{упл} + c_{гг}),$$

или при

$$c_{упл}F_{упл} = \frac{R_{доп}}{\rho V_0^2} - \frac{c_{гг}}{2}.$$

Условие обеспечения допустимой $R_{пmax}$ на большой высоте будет удовлетворяться при наполнении уплотненной части купола при V_0 доп.

Условие наполняемости купола на малой высоте удовлетворяется при $V_{кр} < V_{ок}$. Известно, что

$$G = \frac{\rho V_{кр}^2}{2} (c_{упл}F_{упл} + c_{гг}),$$

откуда

$$c_{упл}F_{упл} = \frac{2G}{\rho V_{кр}^2} - c_{гг}.$$

Тогда

$$\frac{R_{доп}}{\rho V_0^2} - \frac{c_{гг}}{2} = \frac{2G}{\rho V_{кр}^2} - c_{гг},$$

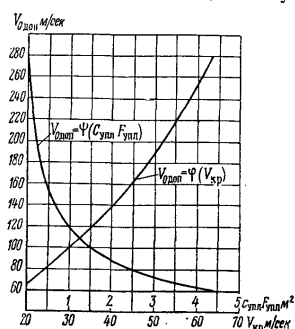
откуда можно записать, что

$$V_{0 \text{ доп}} = \sqrt{\frac{R_{\text{доп}}}{\frac{2G}{V_{\text{кр}}^2} - \rho \frac{c_{\text{тг}}}{2}}}$$

Графическое выражение этой зависимости приведено на фиг. 12.43. График построен для $G = 100 \text{ кг}$, $R_{\text{доп}} = 2000 \text{ кг}$, $c_{\text{тг}} = 0,4 \text{ м}^2$, $\rho = 0,12 \text{ кгс} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4$.

Из приведенных выше зависимостей можно сделать интересные для практического применения выводы.

1. Заданные нагрузки $R_{\text{доп}}$ при введении купола парашюта в действие на большой скорости $V_{0 \text{ доп}}$ можно обеспечить только при высокой критической скорости $V_{\text{кр}}$, что может быть достигнуто при падении, например, с не наполняющимся куполом или при малой площади уплотненной части купола. Но падение с ненаполняющимся ку-

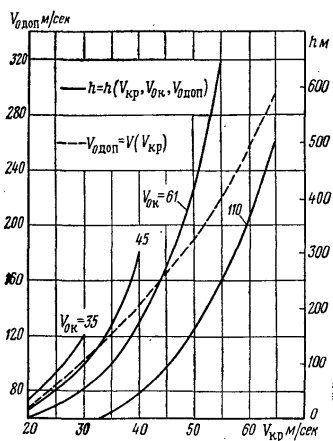


Фиг. 12.43. Зависимость $V_{0 \text{ доп}}$ от $V_{\text{кр}}$.

полом (см. фиг. 12.42) приводит к большой потере высоты, которая необходима для торможения скорости от $V_{\text{нач}}$ до $V_{0 \text{ к}} > V_{\text{кр}}$.

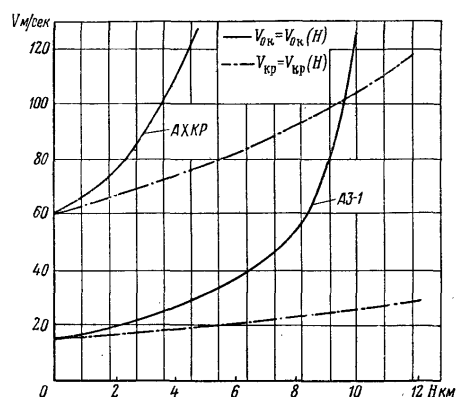
2. Уменьшение безопасной высоты для надежного срабатывания спасательного парашюта приводит к неизбежному уменьшению $V_{0 \text{ доп}}$ (фиг. 12.44), хотя в этом случае применяется ткань с большой воздухопроницаемостью и с уплотнением в полюсной части.

3. Куполы, предназначенные для применения только на большой высоте и при больших значениях V_0 , могут обеспечивать допустимые нагрузки $R_{\text{доп}}$ только при высокой воздухопроницаемости.



Фиг. 12.44. Зависимость $V_{0 \text{ доп}}$ и безопасной высоты h для надежного срабатывания парашюта от $V_{\text{кр}}$.

В этом случае скорость $V_{\text{кр}}$ становится меньше $V_{0 \text{ к}}$ начиная только с определенной высоты, на которой (или выше) купол может наполниться полностью. На меньших высотах, когда $V_{\text{кр}} > V_{0 \text{ к}}$, купол не наполняется.



Фиг. 12.45. Зависимость $V_{0 \text{ к}}$ от высоты раскрытия парашюта с куполом из ткани АХКР и АЗ-1.

Из фиг. 12.45 видно, что купол, например, из ткани АЗ-1 на высоте ниже 9500 м не наполнится, если он не имеет уплотнения в полюсной части.

Конструктивная воздухопроницаемость купола парашюта

Допустимые для человека перегрузки, возникающие при наполнении купола парашюта можно обеспечить различными конструктивными решениями, сводящимися в основном к увеличению времени наполнения купола — времени торможения. Одним из таких решений является увеличение воздухопроницаемости ткани купола.

Как уже указывалось, с увеличением воздухопроницаемости ткани уменьшается коэффициент сопротивления купола и увеличивается скорость приземления. Вместе с тем, чтобы сохранить скорость приземления, приходится увеличивать площадь купола, длину строп и расход тесмоук, усиливающих купол.

Для иллюстрации приведенных положений приводим сравнительные данные спасательных парашютов, куполы которых изготовлены из ткани с различной воздухопроницаемостью:

Тип парашюта	Вес купола со стропами кг	Площадь купола м ²	Воздухопроницаемость (средняя) м/сек	Истинная скорость, допустимая при раскрытии км/час
ПЛ-2	4,8	38,5	150	275
ПЛ-3 и МПЛК-49	5,0	42,5	Не более 950	400
С-1	7,2	60,0	1600	600

За последние годы в связи с тем, что на ранце спасательного парашюта помещают индивидуальный (автономный) кислородный прибор летчика, а внутри ранца — парашютный полуавтомат, спасательную лодку и купол парашюта со стропами, высота упакованного парашюта с подушкой стала достигать 250—270 мм. Это привело к тому, что при росте более 170 см летчики истребительных самолетов упираются головой в фонарь кабины. Понятно поэтому требование, предъявляемое к спасательному парашюту — занимать малый объем, что возможно только при малом весе купола парашюта. Стремление уменьшить объем парашюта при условии сохранения аэродинамических характеристик привело к созданию конструктивной воздухопроницаемости купола парашюта. Примерно в 1932 г. парашютная фирма Робур [8] увеличила воздухопроницаемость купола из плотной ткани, чтобы, не увеличивая площади, обеспечить малые нагрузки при раскрытии купола на большой скорости и допустимую скорость приземления. Конструктивное решение сводилось к следующему. В куполе было вырезано около 48 отверстий диаметром ~ 200 мм каждое. По кромке отверстий были прикреплены цилиндрические насадки с резиновыми кольцами, вшитыми в кромку каждого насадка. Давление воздуха на насадок должно растянуть резиновое кольцо и выпустить из купола часть воздуха через отверстия в процессе наполнения. После наполнения купола парашюта воздухом резиновые кольца должны сократиться в размерах и, препятствуя утечке воздуха из купола, обеспечить должную силу сопротивления купола.

Этот парашют был широко разрекламирован фирмой, как парашют, который можно вводить в действие на большой скорости, но данных о том, что парашют принят на снабжение в авиации не имеется. Можно предположить, что причинами, скомпрометировавшими правильную идею, была малая площадь отверстий и, что более вероятно, применение цилиндрических насадков с резиновыми кольцами. В процессе наполнения купола кольца не успевают растянуться и, следовательно, не выполняют своего назначения.

Конструктивную воздухопроницаемость купола можно осуществить увеличением полюсного отверстия. Из экспериментальных работ Ф. С. Чурикова (1936 г.) и теоретической работы В. С. Еремина [9] известно, что купол парашюта не наполняется, если скорость системы больше $V_{0к}$, а диаметр полюсного отверстия больше или равен βD_k . В зависимости от воздухопроницаемости ткани опреде-

ленной скорости $V_{0к}$ соответствует определенное значение параметра β , находящееся в пределах 0—0,28 (см. гл. VIII). Таким образом, зная воздухопроницаемость ткани купола и пользуясь теоретической зависимостью $V_{0к}$ от β , можно вычислить скорость $V_{0к}$ и определить площадь полюсного отверстия, которая обеспечит ненаполняемость купола на большой скорости, и полную наполняемость — на малой. Но для спасательного парашюта условие наполняемости купола с большим полюсным отверстием удовлетворить не удастся ($V_{кр} < V_{0к}$). Дело в том, что скорость падения летчика с ненаполняющимся куполом больше $V_{0к}$. Так, например, по расчету купол из шелка «К» с диаметром полюсного отверстия $0,27 D_k$ способен наполниться только при $V_{0к} \leq 9,4$ м/сек, а минимальная скорость падения летчика с ненаполняющимся куполом равна ≈ 50 м/сек. Уменьшив площадь полюсного отверстия, можно обеспечить наполнение купола при скорости 50 м/сек, но при наполнении купола вблизи кромки полюсного отверстия возникают недопустимые напряжения, разрушающие купол*.

В 1956 г. инж. Ф. Д. Ткачев предложил теоретическую зависимость от скорости общей площади отверстий, расположенных по куполу. При этом купол можно изготавливать из ткани с малой воздухопроницаемостью, что позволяет обеспечить заданную скорость приземления при увеличении площади купола не более как на 15% (компенсация площади вырезанных отверстий).

Отличительной особенностью этого метода является то, что осуществляя большую воздухопроницаемость конструктивным путем, удастся обеспечить ненаполняемость купола на большой скорости и нужное торможение при последующей полной наполняемости. Дело в том, что между большим числом отверстий (общая площадь которых значительно больше площади полюсного отверстия) расположены перемычки из ткани купола, общая площадь которых способна обеспечить частичную и постепенную наполняемость полюсной части купола. Но мидель частично наполненного купола больше площади перемычек и поэтому может погасить скорость падения летчика до величины, меньшей $V_{0к}$, чем и обеспечивается дальнейшая полная наполняемость купола.

Испытания в аэродинамической трубе показывают, что наполняемость купола, например, при $V_{0к} \leq 60$ м/сек обеспечивается, если общая площадь всех отверстий не превышает 15% от площади купола, на которой они размещены.

Методика определения скорости $V_{0к}$ **

1. Определяем коэффициенты a и b по опытной кривой зависимости V_i от Δp для заданной ткани купола и по аналитическому выражению этой зависимости $\Delta p = aV_i + bV_i^2$:

* По данным опытов Ф. Д. Ткачева на куполе с большим полюсным отверстием, 1946 г.

** См. гл. VIII.

$$a = \frac{\Delta p_n}{V_{i_n}} - b V_{i_n},$$

$$b = \frac{\frac{\Delta p_n}{V_{i_n}} - \frac{\Delta p_1}{V_{i_1}}}{V_{i_n} - V_{i_1}}.$$

2. Определяем $2k$:

$$2k = -\frac{a}{b}.$$

3. Определяем γ :

$$\gamma = \frac{2L}{D}.$$

4. Определяем λ :

$$\lambda = (0,2n - \pi) \sqrt{\frac{2}{n(2n - \pi^2)}}.$$

или, по фиг. 12.46 $\lambda = \lambda(n)$.

5. Определяем $\beta_{\max}$:

$$\beta_{\max} = 1,414\lambda.$$

6. Определяем $2r_{0\max}$:

$$2r_{0\max} = \beta_{\max} D.$$

7. Определяем β по принятому r_0 :

$$\beta = \frac{2r_0}{D}.$$

8. Определяем A :

$$A = \frac{\left(\gamma + \frac{\pi}{2}\lambda\right)^2 (\lambda^2 - 0,5\beta^2)}{2\lambda^2 (1 + \gamma)^2 - \left(\gamma + \frac{\pi}{2}\lambda\right)^2 \beta^2}.$$

9. Определяем коэффициент давления n_0 по экспериментальному графику фиг. 12.47 [10] зависимости n_0 от воздухопроницаемости ткани W .

10. Определяем ω :

$$\omega = \rho \frac{n_0}{b},$$

где ρ — массовая плотность воздуха на минимальной и максимальной высотах возможного введения парашюта в действие.

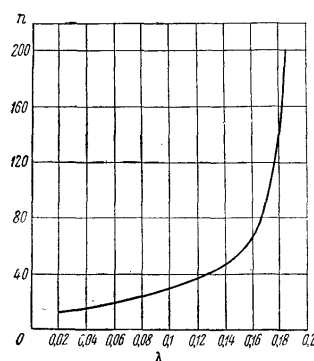
11. Определяем скорость

$$V_{0k} = \frac{2kA}{A^2 - \omega}.$$

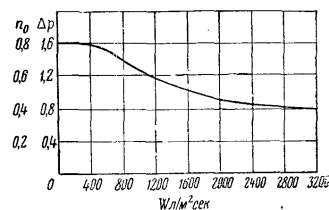
Если $\omega > A^2$, то купол способен выполняться полностью при скорости $\leq V_{0k}$. Если же $\omega \leq A^2$, то купол будет наполняться полностью при любой скорости.

В табл. 12.1 указаны значения расчетных параметров a , b , n_0 , $\omega_{h=0}$ и $\omega_{h=12 \text{ км}}$ для куполов с разным диаметром полюсного отверстия, изготовленных из различных тканей.

На основании приведенной методики расчета в табл. 12.2 и 12.3 указаны примерные значения скорости V_{0k} на высоте $h = 0$ и $h = 12 \text{ км}$ соответственно.



Фиг. 12.46. Зависимость λ от числа строп купола n .



Фиг. 12.47. Зависимость коэффициента давления n_0 от воздухопроницаемости ткани.

Из приведенных в табл. 12.2 и 12.3 значений V_{0k} можно сделать следующие выводы.

1. Для куполов из ткани с малой воздухопроницаемостью и при большом числе строп трудно обеспечить постепенное наполнение, хотя у них полюсное отверстие имеет большую площадь. Так, купол из ткани АСТ-100 при $\beta = 0,25$ ($f_0 = 0,0625 F_n$) наполняется при скорости $V_{0k} \leq 92,5 \text{ м/сек}$, а при $\beta = 0,27$ ($f_0 = 0,0729 F_n$) купол не наполняется даже при скорости $> 2,7 \text{ м/сек}$.

Таблица 12.1

$\gamma = 2$; $\lambda = 0,1$ и $0,2$; $h = 0$ и 12 км ; $\beta = 0-0,27$

Ткань	a	b	n^*	$\omega_{h=0}$	$\omega_{h=12 \text{ км}}$
АХКР	13,4	0,619	0,6	0,1211	0,0307
Перкаль «Б»	12,38	0,957	0,76	0,09927	0,0251
Эксельсиор	2,69	0,63	0,4	0,08	0,0201
Перкаль «А»	24,18	1,64	0,78	0,05945	0,01507
Шелк «К»	13,3	1,8	0,7	0,0486	0,01232
АСТ-100	41,5	3,13	0,8	0,03194	0,007997
Шелк «Г»	44,0	7,91	0,8	0,01264	0,0032

Таблица 12.2

Скорость $V_{ок}$ на высоте $h = 0$ при $\gamma = 2$

Ткань	λ	β									
		0	0,04	0,08	0,10	0,12	0,14	0,15	0,2	0,25	0,27
		Скорость $V_{ок}$ м/сек									
АХКР	0,1	103,0	90,0	52,3	41,5	23,1	Не наполняется				
	0,2	197,5	187,4	167,0	149,1	127,4	109,0	100,4	59,6	24,6	10,5
Перкаль «Б»	0,1	102,9	84,9	42,3	32,3	17,5	Не наполняется				
	0,2	359,0	311,8	222,1	190,1	143,4	112,8	99,2	49,8	18,5	7,7
Эксельсиор	0,1	83,4	57,85	20,55	15,0	7,38	Не наполняется				
	0,2	+	+	+	+	217,56	103,14	77,16	25,33	7,9	3,2
Перкаль «А»	0,1	+	+	142,1	88,0	36,8	Не наполняется				
	0,2	+	+	+	+	+	+	+	208,1	39,8	15,1
Шелк «К»	0,1	+	+	151,36	70,21	24,1	1,5	Не наполняется			
	0,2	+	+	+	+	+	+	+	380,0	26,3	9,4
АСТ-100	0,1	+	+	+	140,55	81,94	4,2	Не наполняется			
	0,2	+	+	+	+	+	+	+	+	92,5	2,7
Шелк «Г»	0,1	+	+	+	+	+	4,44	Не наполняется			
	0,2	+	+	+	+	+	+	+	+	+	3,4

Знак «+» показывает, что купол наполняется при любой большой скорости.

2. С увеличением высоты купол с полюсным отверстием наполняется полностью при значительно большей скорости, чем у земли, однако при небольшом увеличении площади полюсного отверстия купол не наполняется.

3. Величина λ оказывает сильное влияние на $V_{ок}$, поэтому при расчете куполов новой конструкции необходимо уточнить значение $\lambda_{max} = 0,2$, указанное В. С. Ереминым.

Примерная методика расчета купола с конструктивной воздухопроницаемостью

Заданы: V_0 , ρ , Δ , G , F_n , $V_{пр}$, c_n , K . Требуется обеспечить нагрузку $\leq R_{п max}$.

Таблица 12.3

Скорость $V_{ок}$ на высоте $h = 12$ км при $\gamma = 2$

Ткань	λ	β					
		0,12	0,14	0,15	0,2	0,25	0,27
		Скорость $V_{ок}$ м/сек					
АХКР	0,1	143,3	7,1	Не наполняется			
	0,2	+	+	+	+	162,7	45,4
Перкаль «Б»	0,1	126,3	51,75	Не наполняется			
	0,2	+	+	+	+	149,1	34,1
Эксельсиор	0,1	72,34	2,14	Не наполняется			
	0,2	+	+	+	+	93,94	14,6
Перкаль «А»	0,1	959,6	98,5	Не наполняется			
	0,2	+	+	+	+	379,6	72,0
Шелк «К»	0,1	+	6,0	Не наполняется			
	0,2	+	+	+	+	+	47,1
АСТ-100	0,1	+	16,8	Не наполняется			
	0,2	+	+	+	+	+	16,23
Шелк «Г»	0,1	+	17,4	Не наполняется			
	0,2	+	+	+	+	+	+

Знак «+» показывает, что купол наполняется при любой большой скорости.

Пример. $V_0 = 150$ м/сек; $\Delta = 0,38046$ ($h = 9000$ м); $G = 100$ кг; $F_n = 49$ м²; $V_{пр} = 6$ м/сек; $K = 0,01$ сек²/м; $c_n = 0,907$; $R_{п max} = 1600$ кг; $R_{доп} = 2000$ кг. Купол изготовлен из шелка «К».

Порядок расчета

1. Определяем допустимую скорость

$$V_{0 доп} = \sqrt{\frac{8R_{п max}}{V_{пр}^2 c_n F_n} \left(\frac{V_{пр}^2}{\Delta} + \frac{2V_{пр} F_n}{K} \right) - \frac{V_{пр} F_n}{K}}$$

Здесь Δ — относительная плотность воздуха на максимальной высоте раскрытия парашюта. Тогда

$$V_{0 \text{ доп}} = \sqrt{\frac{8 \cdot 1600}{6^2 \cdot 0,907 \cdot 49} \left(\frac{6^2}{0,38046} + \frac{2 \sqrt{49}}{0,01} \right) - \frac{\sqrt{49}}{0,01}} = 106,1 \text{ м/сек.}$$

При раскрытии парашюта у земли $V_{0 \text{ доп}} = 103,86 \text{ м/сек.}$

2. Сравним $V_{0 \text{ доп}}$ с заданным значением V_0 . Если $V_{0 \text{ доп}} \geq V_0$, то при раскрытии парашюта нагрузка будет меньше $R_{\text{п max}}$. Если $V_{0 \text{ доп}} < V_0$, то для обеспечения заданных нагрузок в куполе необходимо осуществить конструктивную воздухопроницаемость.

В рассматриваемом примере $V_{0 \text{ доп}} < V_0$.

3. Определяем площадь перемычек, расположенных между отверстиями конструктивной воздухопроницаемости купола.

Площадь перемычек $f_{\text{пер}}$ определяется из условий обеспечения аэродинамического сопротивления $R_{\text{доп}}$, допустимого организмом человека:

$$R_{\text{доп}} = \frac{\rho V_0^2}{2} (k_d c'_f f_{\text{пер}} + c_r f_r),$$

откуда

$$f_{\text{пер}} = \frac{1}{c'_f k_d} \left(\frac{2 R_{\text{доп}}}{\rho V_0^2} - c_r f_r \right).$$

Здесь ρ — массовая плотность воздуха на минимальной высоте раскрытия парашюта;

c'_f — коэффициент сопротивления частично выполненного купола.

Тогда для нашего примера при $\rho_0 = \frac{1}{8} \text{ кгс} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4$, $c'_f = 0,4$, $c_r f_r = 0,4 \text{ м}^2$, $k_d = 2$, $V_0 = 150 \text{ м/сек}$ и $R_{\text{доп}} = 2000 \text{ кг}$

$$f_{\text{пер}} = \frac{1}{0,4 \cdot 2} \left(\frac{2 \cdot 2000 \cdot 8}{150^2} - 0,4 \right) = 1,278 \text{ м}^2.$$

Графическая зависимость $f_{\text{пер}}$ от V_0 приведена на фиг. 12.48.

4. Определяем общую площадь f_0 всех отверстий купола

$$f_0 = \beta^2 F_{\text{п.}}$$

Для нашего примера, когда $\gamma = 1,7$, а $\lambda = 0,08$, из графика зависимости $V_{0 \text{ к}}$ от β (фиг. 12.49) при $V_{0 \text{ к}} = 50 \text{ м/сек}$ ($V_{0 \text{ к}} > V_{\text{кр}}$), $\beta = 0,077$, $F_{\text{п.}} = 49 \text{ м}^2$, получим

$$f_0 = 0,005929 \cdot 49 = 0,29 \text{ м}^2.$$

5. Определяем общую площадь поверхности частично выполненной части купола

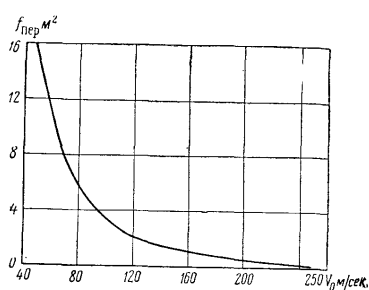
$$f_{\text{в.ч}} = f_{\text{пер}} + f_0.$$

А для нашего примера

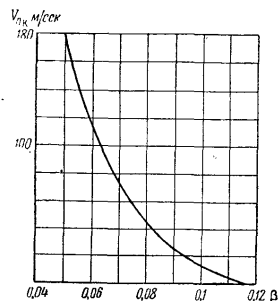
$$f_{\text{в.ч}} = 1,278 + 0,29 = 1,568 \text{ м}^2.$$

6. Определяем критическую скорость падения летчика с частично выполненным куполом

$$V_{\text{кр}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho (c'_f f_{\text{в.ч}} + c_r f_r)}}.$$



Фиг. 12.48. Зависимость $f_{\text{пер}}$ от V_0 .



Фиг. 12.49. Зависимость $V_{0 \text{ к}}$ от β для куполов из шелка «К» при $\gamma = 1,7$ и $\lambda = 0,08$.

Тогда для нашего примера при $G = 100 \text{ кг}$, $c'_f = 0,4$, $f_{\text{в.ч}} = 1,568 \text{ м}^2$, $c_r f_r = 0,4 \text{ м}^2$ и $\rho_0 = \frac{1}{8} \text{ кгс} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4$,

$$V_{\text{кр}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 100 \cdot 8}{0,4 \cdot 1,568 + 0,4}} = 39,4 \text{ м/сек.}$$

7. Определяем время гашения скорости от V_0 до $V_{0 \text{ к}}$. При вертикальном падении

$$t = \frac{V_{\text{кр}}}{2g} \ln \frac{(V_{\text{кр}} + V_{0 \text{ к}})(V_{\text{кр}} - V_0)}{(V_{\text{кр}} - V_{0 \text{ к}})(V_{\text{кр}} + V_0)}.$$

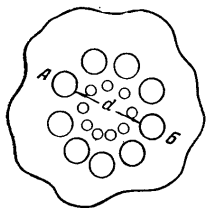
Для нашего примера при $V_{0 \text{ к}} = 50 \text{ м/сек}$, $V_0 = 150 \text{ м/сек}$ и $V_{\text{кр}} = 39,4 \text{ м/сек}$

$$t = \frac{39,4}{2 \cdot 9,81} \ln \frac{(39,4 + 50)(39,4 - 150)}{(39,4 - 50)(39,4 + 150)} = 3,18 \text{ сек.}$$

Максимальное время торможения будет больше расчетного, если полюсная часть полностью не выполнится и торможение будет осуществляться только перемычками ($f_{\text{пер}} = 1,278 \text{ м}^2$). Поэтому

му действительное время торможения определяется опытным путем.

8. Расчет купола на прочность (в полюсной части). Удельная прочность оболочки на разрыв (ткань и усиливающие тесемки) по сечению А—В фиг. 12.50 должна быть:



Фиг. 12.50. Полюсная часть купола с конструктивной воздухопроницаемостью.

и $f_{в.ч} = 1,568 \text{ м}^2$

$$\sigma = \frac{m R_{п \max}}{2d}$$

Здесь m — коэффициент запаса прочности.

В начале наполнения воздухом на полюсную часть купола кратковременно будет действовать нагрузка:

$$R_{п \max} = \frac{\rho V_0^2}{2} c_f f_{в.ч}^2$$

Для нашего примера при $V_0 = 150 \text{ м/сек}$, $\rho_0 = \frac{1}{8} \text{ кгс} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4$, $c_f = 0,4$

$$R_{п \max} = \frac{150^2 \cdot 0,4 \cdot 1,568 \cdot 2}{2 \cdot 8} = 1764 \text{ кг}.$$

Если принять диаметр отверстия 0,1 м, то $d = d_{в.ч} - 0,2$. Но

$$d_{в.ч} = \sqrt{\frac{f_{в.ч}^4}{\pi}} = \sqrt{\frac{1,568^4}{\pi}} = 1,41 \text{ м}.$$

Тогда $d = 1,41 - 0,2 = 1,21 \text{ м}$.

Примем $m = 2,5$. Тогда

$$\sigma = \frac{2,5 \cdot 1764}{2 \cdot 1,21} = 1822,3 \text{ кг/м}.$$

Следовательно, прочность на разрыв ткани купола и усиливающих тесемок по сечению А—В фиг. 12.50 должна быть равна $1822,3 \times 1,21 = 2205 \text{ кг}$.

Размещение купола тормозного парашюта в полюсной части купола основного парашюта *

Опытами Ф. С. Чурикова по исследованию куполов парашюта с полюсным отверстием большой площади, проведенными в 1936 г. в аэродинамической лаборатории МГУ, установлено, что если наполнить воздухом купол парашюта с большим полюсным отверстием, площадь которого равна 0,25 площади всего купола

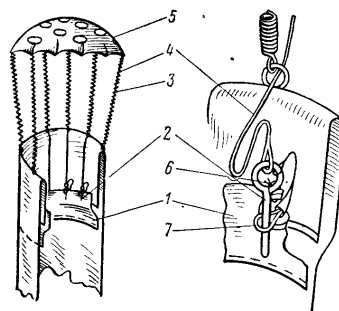
* Заявка № 632159/27 от 25 июня 1959 г.

($\beta = d_0/D_k = 0,5$), то такой купол сохранит выполненную форму при скорости менее 10 м/сек ($V_{0к} = 10 \text{ м/сек}$).

Естественно возникает вопрос, каким путем можно обеспечить наполняемость такого купола, если он вводится в действие на большой скорости?

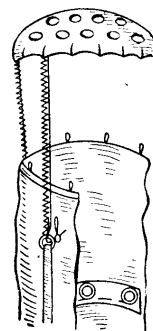
Рассмотрим один из возможных способов, направленных на обеспечение наполняемости купола и нагрузок торможения в пределах, допускаемых человеческим организмом.

В куполе основного парашюта вырежем полюсное отверстие, равное по площади $f_0 = 0,0625 F_{п}$, что соответствует $\beta = 0,25$.



Фиг. 12.51. Монтажная схема купола.

1 — кольцевой клапан; 2 — шпильки; 3 — пружинный амортизатор; 4 — ограничитель; 5 — купол тормозного парашюта; 6 — контрольная нить; 7 — петля.



Фиг. 12.52. Полюсная часть купола развернулась.

Втянем полюсную часть внутрь купола* (фиг. 12.51), перекроем кромку полюсного отверстия кольцевым клапаном 1, закрепим его шпильками 2 через петли 7 и закроем нитью 6. На перегибе купола закрепим пружинные амортизаторы 3 с ограничителями 4, к концам которых присоединим купол тормозного парашюта 5.

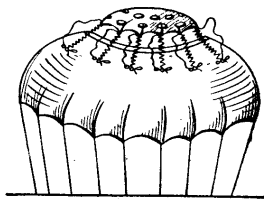
Для увеличения периметра купола тормозного парашюта вырежем в нем отверстия с общей площадью, обеспечивающей наполняемость купола тормозного парашюта, например, при $V_{0к} = 140 \text{ м/сек}$ ($f_0 = 0,1 F_{т}$).

Схема действия такого парашюта сводится к следующему.

* Если не втягивать полюсную часть внутрь купола, то купол выполнится на большой скорости, так как пружинные амортизаторы не успеют растянуться и отдалить тормозной парашют от полюсного отверстия.

— После вытягивания купола и строп основного парашюта на всю длину купол тормозного парашюта наполняется воздухом при $V_{0к} < V_0$.

— Сопротивление купола тормозного парашюта растягивает пружинные амортизаторы (связи) на длину ограничителей и раскрывает пояс, перекрывающий кромку полюсного отверстия. При этом втянутая внутрь купола полюсная часть разворачивается (фиг. 12.52).



Фиг. 12.53. Купол основного парашюта выполнен полностью.

— Сопротивление купола тормозного парашюта погасит скорость падения летчика до V , при которой это сопротивление становится равным весу системы летчик — парашют. Тогда пружинные амортизаторы сократятся, подтянут купол тормозного парашюта к полюсному отверстию купола и перекроют им отверстие. Вследствие этого купол основного парашюта выполнится полностью (фиг. 12.53).

Площадь купола тормозного парашюта равна сумме площадей перемишек и отверстий. Площадь перемишек $f_{пер}$ купола тормозного парашюта определяется из условий обеспечения

$$R_{доп} = \frac{\rho V_0^2}{2} (k_d c'_n f_{пер} + c_r f_r),$$

откуда

$$f_{пер} = \frac{1}{c'_n k_d} \left(\frac{2R_{доп}}{\rho V_0^2} - c_r f_r \right).$$

Примем для примера: $\rho_0 = \frac{1}{8} \text{ кгс} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4$, $k_d = 2$, $c'_n = 0,7$, $c_r f_r = 0,4 \text{ м}^2$, $R_{доп} = 2000 \text{ кг}$, $V_0 = 150 \text{ м/сек}$. Тогда

$$f_{пер} = \frac{1}{0,7 \cdot 2} \left(\frac{2 \cdot 8 \cdot 2000}{150^2} - 0,4 \right) = 0,73 \text{ м}^2.$$

Площадь всех отверстий f_0 на площади купола тормозного парашюта f_r примем равной $0,1 f_r$. Тогда площадь купола тормозного парашюта

или

$$f_r = f_{пер} + f_0 = f_{пер} + 0,1 f_r$$

$$f_r = \frac{f_{пер}}{0,9} = \frac{0,73}{0,9} = 0,81 \text{ м}^2,$$

$$f_0 = 0,1 f_r = 0,1 \cdot 0,81 = 0,081 \text{ м}^2.$$

Зная площадь купола тормозного парашюта, определим скорость снижения летчика V , при которой сопротивление тормозного парашюта будет равно или меньше упругой силы P пружинных амортизаторов.

Сопротивление перемишек тормозного парашюта

$$Q = \frac{\rho V^2}{2} c'_n f_{пер},$$

отсюда скорость

$$V = \sqrt{\frac{2Q}{\rho c'_n f_{пер}}}.$$

Если $\rho_0 = \frac{1}{8} \text{ кгс} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4$, $P = Q = 100 \text{ кг}$, $c'_n = 0,7$, а $f_{пер} = 0,73 \text{ м}^2$, то

$$V = \sqrt{\frac{8 \cdot 2 \cdot 100}{0,7 \cdot 0,73}} = 56 \text{ м/сек}.$$

Купол парашюта рассмотренной конструкции несколько сложнее и имеет больший вес, чем купол парашюта с большим числом отверстий, но может обеспечить более надежное срабатывание как на малой, так и на большой высоте.

Из расчета следует, что такой парашют можно вводить в действие, например, на высоте 12 км при $V_0 \leq 280 \text{ м/сек}$, так как нагрузка на купол тормозного парашюта зависит только от скоростного напора. Купол же основного парашюта выполнится при $V = 112 \text{ м/сек}$, что также обеспечит $R_{пmax}$, допускаемую организмом человека.

Зашемление нижней кромки купола

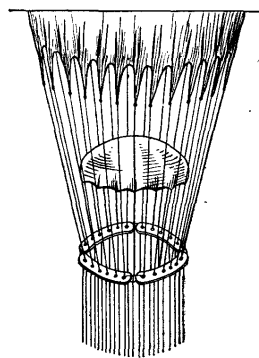
Такое зашемление является конструктивной разновидностью увеличения времени торможения при кратковременном ненаполнении купола спасательного парашюта, введенного в действие на большой скорости. Зашемление позволяет при небольших дополнительных затратах использовать на большой скорости полета ранее выпущенные промышленностью спасательные парашюты, предназначенные для скоростей $250\text{--}300 \text{ км/час}$.

Зашемление нижней кромки купола гребенками немецкой фирмы Шадэ

Все стропы купола спасательного парашюта пропускаются через отверстия четырех металлических гребенок, связанных между собой шнурами. По краям гребенок прикреплены стропы тормозного парашюта, который должен удерживать гребенки у нижней кромки купола и таким образом препятствовать наполнению купола.

При уменьшении скорости падения летчика сопротивление тормозного парашюта уменьшается. В результате этого, а также под действием сил частично наполненного купола, гребенки будут скользить по стропам, удаляясь от нижней кромки купола. Но по мере удаления гребенок купол начинает интенсивнее наполняться воздухом (фиг. 12.54). К моменту полного наполнения купола гребенки смещаются к свободным концам подвесной системы.

Для того чтобы гребенки не могли преждевременно сдвинуться с нижней кромки купола в процессе вытягивания строп и купола на всю длину, тормозной парашют и гребенки присоеди-



Фиг. 12.54. Гребенки фирмы Шадэ на стропах купола.

няются нитью определенной прочности к опорным утолщениям на стропах основного купола. Эти утолщения, помещенные на небольшом расстоянии от нижней кромки купола, препятствуют продвижению гребенок вплотную к нижней кромке купола и таким образом обеспечивают начальное частичное наполнение купола. Парашюты с гребенками фирмы Шадэ применялись ВВС Германии в годы второй мировой войны, но надо полагать не полностью удовлетворяли требованиям, так как в последний год войны (1944—1945 гг.) ВВС Германии начали применять парашюты новой конструкции с ленточными куполами конструкции Вальтера Косталецкого (WaCo).

Значительным недостатком купола с гребенками на стропах является то, что в случае перекручивания всей группы строп он не наполняется. При этом гребенки упираются в перекрученные стропы, не удаляются от нижней кромки купола и препятствуют наполнению.

Площадь купола тормозного парашюта f_T в зависимости от V_0 и $Q_{доп}$ определяется по формуле:

$$f_T = \frac{1}{2c_n} \left(\frac{2R_{доп}}{\rho V_0^2} - c_n f_T \right).$$

Принимая $R_{доп} = 2000 \text{ кг}$, $\rho = \frac{1}{8} \text{ кгс} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4$, $c_n = 0,6$, $c_n f_T = 0,4 \text{ м}^2$, получим

$$f_T = \frac{1}{2 \cdot 0,6} \left(\frac{2 \cdot 8 \cdot 2000}{V_0^2} - 0,4 \right).$$

С увеличением высоты, а следовательно, с уменьшением скоростного напора (при $V_{ист} = \text{const}$) тормозной парашют не способен удерживать гребенки вблизи нижней кромки купола и поэтому купол, наполняясь на большой скорости, создает нагрузки, недопустимые для организма человека.

Следовательно, использование гребенок с тормозным парашютом не устраняет условий, ограничивающих применение спасательного парашюта на большой высоте, хотя и позволяет пользоваться гребенками на малой высоте при большой скорости.

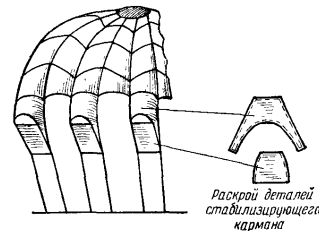
Карманы на нижней кромке, регулирующие наполняемость купола

Начиная с 1952 г. в американской печати* широко рекламируется купол парашюта со стабилизирующими карманами.

Основное отличие этого купола от существующих заключается в том, что на его нижней кромке и на стропах прикреплены карманы, количество которых равно половине количества строп купола (фиг. 12.55). При введении в действие купола парашюта со стабилизирующими карманами на большой скорости карманы вжимаются внутрь потоком воздуха и перекрывают входное отверстие по нижней кромке купола. В результате этого процесс наполнения купола значительно удлиняется, вследствие чего уменьшаются нагрузки, действующие на купол и на летчика.

Кроме того, по мнению автора конструкции Х. Г. Гейнриха (США, Дейтон, Огайо), наполненный купол со стабилизирующими карманами обеспечивает меньшую скорость снижения и высокую устойчивость при снижении (без раскачивания).

Из сообщений участников 27-й ежегодной конференции Ассоциации авиационной медицины (Чикаго, апрель 1956 г.) следует, что введение в действие купола со стабилизирующими карманами можно производить на большой скорости и на любой высоте. Однако утверждение о допустимости раскрытия парашюта «на любой высоте» при большой скорости теоретически не подтверждается и справедливо только для малой высоты. Дело в том, что входное отверстие купола может быть вжатом в сложенном



Фиг. 12.55. Купол со стабилизирующими карманами.

* В журналах «American Aviation», «Flight», «The Aeroplane», «Interavia» и др.

только при определенном скоростном напоре. А это значит, что купол выполнится на большой высоте при истинной скорости значительно большей, чем у земли ($V_h = V_{ho} \sqrt{\frac{1}{\Delta}}$), что, в свою очередь, приведет к недопустимому увеличению нагрузок.

На изготовление стабилизирующих карманов расходуется 11—12 м² парашютной ткани, что увеличивает вес, объем и стоимость спасательного парашюта.

6. СПАСАТЕЛЬНЫЕ ПАРАШЮТЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С КАТАПУЛЬТНЫМИ КРЕСЛАМИ

В течение 1945—1950 гг. совершился переход от поршневых к турбореактивным двигателям, что позволило увеличить скорость полета самолетов от 700 до 1100 км/час. Это обстоятельство выдвинуло новые требования к средствам спасения летного состава. Возникли новые проблемы по обеспечению надежного аварийного покидания самолетов и по спасению летного состава.

Применение катапультных кресел, выбрасывающихся вместе с летчиком из самолета на индикаторной скорости до 900 км/час, явилось успешным решением проблемы аварийного покидания самолета. Но минимально безопасная высота, на которой обеспечивается надежное спасение, повысилась.

Статистика результатов катапультирования (934 катапультирования), совершенных из самолетов военно-морской авиации и военно-воздушных сил США в 1949—1956 гг., показывает, что только 24% катапультирования, выполненных на высоте 0—300 м, закончились успешно.

Если при покидании самолета без катапультного кресла летчик теряет время, а значит, и высоту на преодоление различных причин, препятствующих быстрому покиданию самолета, то с применением катапультного кресла летчик быстро отделяется от самолета (за доли секунды), но теряет от 3 до 12 сек на отделение от кресла. При этом имеется в виду, что спасательный парашют помещен в чашке сиденья кресла и может вводиться в действие только после отделения летчика от кресла.

Расчеты показывают, что за время отделения от кресла (3—12 сек), летчик теряет от 40 до 500 м высоты, катапультируясь при горизонтальном полете, и от 500 до 1500 м — при отвесном пикировании самолета.

Основные условия успешного спасения

Удачно выполненное катапультирование и своевременное отделение летчика от кресла недостаточны для надежного спасения. Нужны еще и безупречное срабатывание парашюта или определенные условия, при которых можно ввести спасательный парашют в действие (высота, допустимая скорость падения летчика и др.).

Таким образом, успешное спасение при аварийном покидании самолета на разных высоте и скорости определяется двумя основными условиями: а) надежным покиданием самолета, б) надежным срабатыванием спасательного парашюта.

Возможность надежной эвакуации с самолета летчика и других членов экипажа зависит от того, насколько успешно разрешены следующие проблемы.

1. Обеспечение перегрузок торможения в пределах значений и времени действия, допускаемых организмом человека.
2. Преодоление разброса конечностей под воздействием встречного потока воздуха и угловых ускорений при вращении кресла.
3. Защита лица и тела от прямого воздействия потока воздуха.
4. Преодоление вращения кресла с летчиком, которое вызывает недопустимые угловые ускорения с момента катапультирования до отделения летчика от кресла.
5. Обеспечение своевременного отделения летчика от кресла.
6. Устранение возможности столкновения с креслом после того, как летчик отделился от кресла, и парашют раскрылся.

Возможность надежного срабатывания парашюта зависит от четырех основных условий.

1. Парашют и парашютную систему можно ввести в действие в пределах определенного скоростного напора, а следовательно, при разной истинной скорости на малой и большой высотах.
2. В момент введения в действие парашют находится на высоте, необходимой для наполнения купола и гашения скорости снижения до скорости приземления, допускаемой организмом человека.
3. Скорость падения летчика в момент введения парашюта в действие равна или меньше $V_{доп}$.
4. Парашютная система обеспечивает устойчивое падение летчика с большой высоты, на которой он эвакуировался с самолета, до минимальной высоты, на которой допускается раскрытие спасательного парашюта.

Рассмотрим возможные пути выполнения перечисленных выше условий, обеспечивающих успешное спасение летчика.

Обеспечение перегрузок торможения в пределах значений и времени действия, допускаемых организмом человека

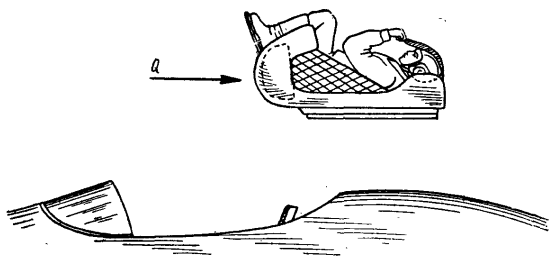
Перегрузка торможения при катапультировании из горизонтально летящего самолета равна отношению аэродинамического сопротивления к весу системы, катапультированной в воздушный поток.

$$n_t = \frac{Q}{G}.$$

При катапультировании из отвесно пикирующего самолета

$$n_y = \frac{Q}{G} \sim 1; Q = \frac{\rho V^2}{2} c_{\Gamma} f_{\Gamma}.$$

Очевидно, минимальную величину перегрузки при заданном скоростном напоре можно обеспечить при максимальном весе кресла с летчиком и при минимальной величине характеристики кресла $c_{\Gamma\Gamma}$. Последнее условие, как известно, может быть выполнено, если после отделения от самолета кресло с летчиком будет повернуто в воздухе так, чтобы его продольная ось совпадала с направлением движения самолета, а заголовник был расположен сзади (фиг. 12.56).



Фиг. 12.56. Продольная ось кресла совпадает с направлением движения самолета.

Разворачивание кресла по потоку обычно обеспечивается жесткими стабилизирующими устройствами, помещаемыми на кресле. Но удерживание кресла в повернутом положении в некоторых случаях обеспечивается стабилизирующим парашютом, соединительное звено которого закреплено в замке у заголовника кресла. Опыты показывают, что стабилизирующий парашют может успешно выполнить свое назначение, если он выстреливается в момент катапультирования и удаляется от кресла снарядом (пулей) стреляющего устройства. При этом, конечно, скорость снаряда должна быть больше скорости кресла.

Чтобы обеспечить заданные перегрузки торможения площадь стабилизирующего парашюта обычно принимается небольшой (0,1—0,8 м²) в зависимости от скорости полета в момент катапультирования, веса и характеристики кресла с летчиком.

Длину соединительного звена выбирают из условий обеспечения расположения купола стабилизирующего парашюта за зоной аэродинамической тени кресла.

Максимальная перегрузка торможения при входе кресла во встречный поток остается практически постоянной при заданной

индикаторной скорости полета в момент катапультирования независимо от высоты, но время действия перегрузки с высотой увеличивается. Дело в том, что при постоянной индикаторной скорости полета кинетическая энергия кресла на высоте возрастает пропорционально квадрату истинной скорости (воздушной скорости), на погашение которой требуется более длительное время.

Скоростной напор, допустимый при катапультировании, с увеличением высоты уменьшается в связи с повышением коэффициента сопротивления кресла из-за увеличения истинной скорости или числа M .

$$q_h = q_0 \frac{c_{x0}}{c_{xh}}.$$

Если принять $c_{x0} = 1$ при $M = 1$, то при $M = 2$ $c_{xh} = 1,33^*$, а при $M = 3$ коэффициент $c_{xh} = 1,41^*$. Тогда при истинной скорости на высоте, соответствующей числу $M = 2$

$$q_h = 0,75q_0,$$

а при скорости, соответствующей числу $M = 3$

$$q_h = 0,7q_0.$$

Численное значение скоростного напора q_0 , допускаемого организмом человека, исходя из условий обеспечения допустимых перегрузок торможения, можно определить из следующих соотношений. В случае катапультирования при горизонтальном полете

$$n_x = \frac{Q_0}{G} = \frac{q_0 c_{x0} f}{G},$$

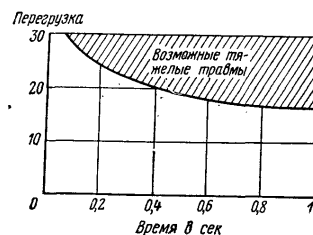
отсюда

$$q_0 = \frac{n_x G}{c_{x0} f}.$$

Специалисты фирмы «Стенли Эйвиэйшн», занимающиеся разработкой установок для аварийного спасения летчика на сверхзвуковой скорости, считают допустимыми перегрузки, указанные на фиг. 12.57.

Если принять $n_x = 30$, $c_{x0} = 1$ и $f = 0,7$ м², то скоростной напор $q_0 = 43$ Г. Тогда допустимый скоростной напор (только по перегрузке торможения) при весе кресла с летчиком $G = 145$ кг будет равен 6235 кг/м², а при $G = 200$ кг будет 8600 кг/м².

* С учетом поправки на сжимаемость и наличие прямого скачка уплотнения.



Фиг. 12.57. Зависимость допустимых для человеческого организма перегрузок от времени воздействия.

Но для установления действительного скоростного напора, допустимого при катапультировании, следует рассматривать его влияние на разброс конечностей человека и многое другое.

Устранение разброса конечностей

При прыжках из нижних люков фюзеляжа самолета без катапультных устройств было установлено, что при $q_0 \geq 1750 \text{ кг/м}^2$ конечности человека разбрасываются с силой, превышающей его мускульную силу, и это вызывает вывих ног*.

В случае катапультирования при $q_0 \geq 3173 \text{ кг/м}^2$ нефиксированные на кресле голова и конечности человека разбрасываются с силой, превышающей мускульную силу.

Отдельные случаи катапультирования при $q_0 = 6000 \text{ кг/м}^2$ [11] показывают, что при надежной фиксации тела и конечностей на кресле надежное спасение обеспечено. Имеется в виду, что перед моментом катапультирования плечевые ремни должны плотно притягивать летчика к спинке кресла, а гибкие связи — ноги летчика плотно к креслу; боковые ограничители, установленные на кресле, должны препятствовать разбросу ног, рук и смещению головы.

Защита лица и тела от прямого воздействия потока воздуха

При обдуве кресла с летчиком в аэродинамической трубе установлено, что летчик в компенсационном костюме с гермошлемом и с фиксацией туловища и конечностей тела на кресле, выдерживает скоростной напор $q_0 \leq 10\,000 \text{ кг/м}^2$.

Кроме защиты лица летчика от прямого воздействия потока воздуха при катапультировании, гермошлем значительно облегчает длительное падение с задержкой раскрытия парашюта с большой высоты. «В гермошлеме прыгать удобнее, чем в кислородной маске, дышать легче, он надежнее защищает лицо от холодного потока воздуха. Последнее обстоятельство было особенно важным, так как нам предстояло прыгать с такой высоты, с которой свободное падение по расчету должно было продолжаться около 4 мин» [12].

Прыжок был совершен ночью на высоте 14 382 м, свободное падение продолжалось около 4 мин. За это время парашютисты преодолели высоту в 13 543 м.

В качестве примера на фиг. 12.58 приведены расчетные кривые изменения перегрузок торможения кресла с летчиком, катапультированного из отвесно пикирующего самолета на высоте 1000 м при $q = 9072 \text{ кг/м}^2$ ($V = 400 \text{ м/сек}$), $G = 200 \text{ кг}$, $f = 0,7 \text{ м}^2$;

при этом коэффициент c_x изменился от 1,1 до 0,86; а также на высоте 12 000 м при $q = 7764 \text{ кг/м}^2$ ($V = 700 \text{ м/сек}$), где c_x изменился от 1,385 до 1,155.

Устранение вращения кресла с летчиком

Для существующих конструкций катапультных кресел считается установленным, что скорость их вращательного движения пропорциональна истинной воздушной скорости полета в момент катапультирования. Установлено также, что при катапультировании на индикаторной скорости $> 800 \text{ км/час}$, необходимо стабилизировать положение кресла в воздухе, чтобы устранить отрицательное влияние угловых ускорений, которое выражается в снижении допустимой человеческим организмом перегрузки.

При вращении лежащего на левом боку на платформе человека вокруг оси, проходящей через область сердца, бессознательное состояние наступало при 160 об/мин через 10 сек.

Устранение вращения кресла необходимо также для предотвращения тошноты, рвоты и потери ориентации при свободном падении с большой высоты с задержкой раскрытия парашюта.

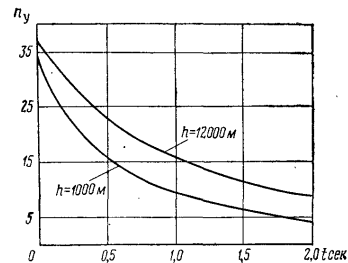
Все эти явления наблюдались при падении с высоты 13760 м с вращением 90 об/мин [1]. При прыжках опытных парашютистов, умеющих управлять своим телом при падении с длительной задержкой раскрытия парашюта, таких явлений не наблюдалось [12].

Из изложенного следует, что необходимы два типа стабилизации:

- стабилизация кресла с момента катапультирования при большом скоростном напоре и
- стабилизация кресла с летчиком или одного летчика после отделения от кресла при малом скоростном напоре.

Стабилизация кресла с момента катапультирования обеспечивается жесткими телескопически (или иным путем) раздвигающимися стабилизирующими устройствами или применением направленной тяги, например, стабилизирующего парашюта или реактивного движка, сохраняющего положение кресла, достигнутое

18 Н. А. Лобанов

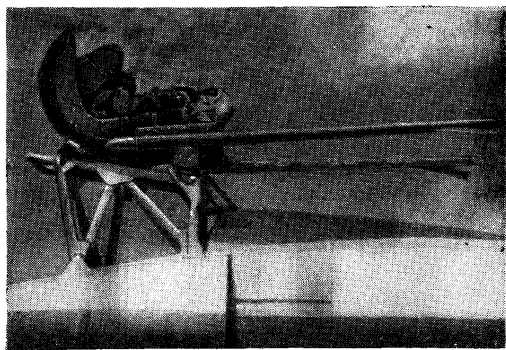


Фиг. 12.58. Изменение перегрузок торможения кресла, катапультированного из отвесно пикирующего самолета на высоте 1000 и 12 000 м.

* По сообщению журнала «Aeroplane», 1955, 28, р. 667 о прыжках из самолета В-47, совершенных в 1952 г.

за доли секунды после катапультирования за счет жестких стабилизирующих устройств (фиг. 12.59).

Ввиду малой площади стабилизирующего парашюта его сопротивление эффективно только в течение короткого времени, за которое происходит торможение кресла. При уменьшении скорости стабилизирующий парашют уже теряет свое значение и становится ненужным. Поэтому первый стабилизирующий парашют отделяется от кресла через 1,5—2 сек после катапультирования



Фиг. 12.59. Катапультиное кресло с жесткими стабилизирующими устройствами.

и используется затем в качестве вытяжного парашюта для введения в действие второго стабилизирующего парашюта большей площади. Второй парашют при катапультировании на малой высоте играет роль тормозного парашюта, который гасит скорость падения кресла с летчиком или одного летчика до величины, допустимой для введения в действие основного спасательного парашюта.

При катапультировании на большой высоте второй парашют стабилизирует кресло с летчиком или одного летчика до высоты, на которой парашютный полуавтомат вводит в действие основной спасательный парашют.

Обеспечение своевременного отделения летчика от кресла

Своевременное отделение летчика от кресла после успешного катапультирования из самолета обеспечивается несколькими путями.

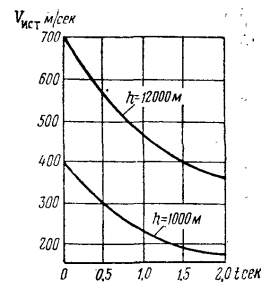
Отделение от кресла, санкционированное летчиком

После катапультирования летчик удерживается в кресле привязными ремнями, замок которых расстегивается полуавтоматическим прибором через 1,5—2 сек после катапультирования или вручную самим летчиком. После того как привязные ремни расстегнуты, летчик отталкивается от себя кресло, упираясь в него руками или ногами. Однако такой способ не гарантирует определенного и минимального времени на отделение от кресла, что крайне необходимо при аварийном катапультировании на малой высоте. Задержка летчика в кресле до 12 сек может закончиться катастрофой, хотя катапультирование и было выполнено успешно. Дело в том, что задерживаясь в кресле, в чашке которого помещен спасательный парашют, летчик лишает себя возможности ввести парашют в действие.

Автоматическое отделение летчика от кресла

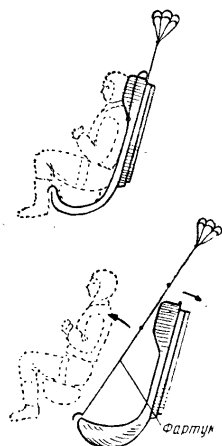
Для обеспечения автоматического отделения летчика от кресла спустя определенное время после катапультирования применяются пневматические устройства, которые отбрасывают кресло от летчика как только прибор расстегнет замок привязных ремней или замки привязной системы. Прибор, расстегивающий замок привязных ремней, взводится в момент катапультирования и срабатывает через определенное время, установленное на шкале. Нужно отметить, что в случае отделения летчика от кресла при $q \geq 1750 \text{ кг/м}^2$ ранец парашюта может оторваться от подвесной системы и это вызовет преждевременное раскрытие парашюта. Расчеты показывают (фиг. 12.60) что через 1,8 сек с момента катапультирования из отвесно пикирующего самолета при $q = 9100 \text{ кг/м}^2$, скорость падения кресла с летчиком ($G = 200 \text{ кг}$) погасится до 182 м/сек, что будет соответствовать $q = 3900 \text{ кг/м}^2$. Поэтому прочность крепления ранца к подвесной системе должна быть проверена в летных условиях. В противном случае для уменьшения скорости падения кресла время с момента катапультирования до отделения летчика от кресла должно быть увеличено ($> 1,8 \text{ сек}$).

В некоторых конструкциях кресел, где для автоматического отделения кресла от летчика используются стабилизирующие пара-



Фиг. 12.60. Изменение по времени истинной скорости падения кресла с летчиком при катапультировании на одной индикаторной скорости на высоте 1000 и 12 000 м.

шюты, они (первый или второй), отделяясь от замка кресла, натягивают фартук, находящийся в кресле под парашютом, и таким образом выбрасывают летчика из кресла (фиг. 12.61).



Фиг. 12.61. Схема выбрасывания летчика из кресла.

Устранение необходимости отделения летчика от кресла перед введением парашюта в действие

Существующие в настоящее время катапультные кресла со спасательным парашютом в чашке сиденья являются в сущности старой конструкцией, но приспособленной к новым условиям.

Условия аварийного покидания самолета значительно изменились. Если раньше при свободном покидании самолета введению парашюта в действие ничто не препятствовало, то в новых условиях, прежде чем ввести парашют в действие, летчику необходимо обязательно отделиться от кресла. Совершенно очевидно, что в новых условиях надежность спасения снизилась. В самом деле, при отказе замка или прибора привязного устройства отделиться от кресла нельзя, а, следовательно, невозможно и раскрыть парашют. В американских журналах* сообщалось, что из 78 неудачных катапульти-

рований 41 случай произошел из-за того, что привязные ремни не разомкнулись и летчики остались в кресле.

С другой стороны, совсем небезопасно отделяться от кресла при $q > 1750 \text{ кг/м}^2$. Поэтому усилия конструкторов направлены на то, чтобы создать катапультное кресло, которое обеспечивало бы надежное введение спасательного парашюта в действие до отделения летчика от кресла или совсем без отделения** от кресла.

В настоящее время применяются в основном кресла, у которых парашютная система находится в спинке или в заголовнике. Схема действия парашютной системы таких кресел сводится к следующему.

а) В момент катапультирования взводятся все приборы, установленные на кресле, а от кресла отстреливается первый стаби-

лизирующий парашют, назначение которого — сохранить ориентированное положение кресла с летчиком относительно воздушного потока в течение 1,5—2 сек;

б) спустя 1,5—2 сек с момента катапультирования временной прибор размыкает замок, удерживающий первый стабилизирующий парашют на кресле. В результате этого первый стабилизирующий парашют отделяется от кресла и вводит в действие второй стабилизирующий парашют. За 1,5—2 сек падения с первым стабилизирующим парашютом скорость кресла значительно уменьшается, поэтому площадь второго стабилизирующего парашюта обычно в несколько раз больше площади первого.

Назначение второго стабилизирующего парашюта — погасить скорость падения кресла с летчиком до величины, допустимой для раскрытия основного спасательного парашюта при катапультировании на малой высоте, и обеспечить стабилизированное падение летчика с креслом с большой высоты.

в) Через 2,5—3 сек с момента катапультирования на малой высоте второй стабилизирующий парашют отделяется от кресла и вводит в действие основной спасательный парашют. В момент отделения от кресла второго стабилизирующего парашюта размыкаются замки привязной системы, удерживающей летчика в кресле.

Сопротивление наполняющегося купола спасательного парашюта вполне достаточно, чтобы затормозить падение летчика, в результате чего ничем не удерживаемое кресло отделится от летчика и уйдет вперед, чем устранится возможность столкновения летчика с креслом. Если замки привязной системы не сработают, то на наполненном куполе спасательного парашюта летчик спустится вместе с креслом. При наполнении купола основного спасательного парашюта, если кресло не отделится, нагрузка $R_{\text{п max}}$ увеличится пропорционально весу всей системы (кресло—летчик—парашют).

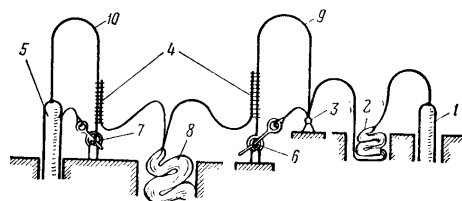
При катапультировании на большой высоте через 2,5—3 сек с момента катапультирования сработает временная установка прибора, но прибор не сработает до тех пор, пока кресло с летчиком на втором стабилизирующем парашюте не достигнет определенной заранее заданной высоты. При достижении этой высоты анероидная часть прибора сработает, замок разомкнется, отделит от кресла второй стабилизирующий парашют и таким образом введет купол спасательного парашюта в действие.

На случай отказа или неотделения первого стабилизирующего парашюта предусмотрено дублирующее устройство, обеспечивающее или принудительное введение в действие второго стабилизирующего парашюта с одновременным автоматическим отключением связей, идущих от первого стабилизирующего парашюта ко второму, или автономное отделение летчика от кресла с последующим раскрытием основного парашюта. Примерная схема автоматического отключения связей парашютной системы показана на фиг. 12.62.

* «American Aviation», 1955, April 11, p. 32; «Aviation Week», 1955, April 25, pp. 35—36.

** По сообщению журнала «Popular Mechanics» (1957 г., August, p. 88) в ВВС США летчики-испытатели занимаются отработкой техники приземления с креслом.

Схема действия системы следующая. Снаряд 1 вводит в действие первый стабилизирующий парашют 2, соединительное звено которого закреплено в замке 3. Заданное время кресло движется

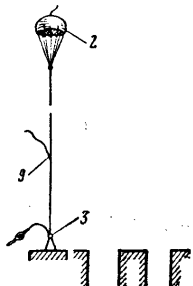


Фиг. 12.62. Монтажная схема автоматического отключения связей парашютной системы.

1 — снаряд; 2 — первый стабилизирующий парашют; 3 — замок; 4 — строчка; 5 — снаряд; 6 — узел; 7 — узел; 8 — второй стабилизирующий парашют; 9 — звено; 10 — связь; 11 — связь; 12 — связь.

Примечание. На фиг. 12.62—12.65 номера позиций одни и те же.

на первом стабилизирующем парашюте (фиг. 12.63). Затем после размыкания замка (фиг. 12.64) первый стабилизирующий парашют отделяется от кресла, автоматически размыкает узел 6, после чего звено 9 вытягивает второй стабилизирующий парашют 8 и попутно, разрывая строчку 4, автоматически отсоединяет второй стабилизирующий парашют от системы дублирующего введения парашюта в действие (снаряд 5 и связь 10). При натяжении второго парашюта связь 11 отключает прибор второй пушки снаряда.



Фиг. 12.63. К описанию схемы действия парашютной системы.

12.65). В этом случае снаряд 5 размыкает узел 7, после чего связь 10 вытягивает второй стабилизирующий парашют и, попутно разрывая строчку, автоматически отсоединяет второй парашют от звена 9.

Кроме автоматических устройств, на кресле обычно имеется рукоятка, управляя которой (левой или правой рукой), летчик независимо от автоматических устройств может сам отделить

второй стабилизирующий парашют от кресла и ввести купол основного спасательного парашюта в действие. От рукоятки также идут гибкие связи к замкам привязной системы, удерживающей летчика в кресле, поэтому летчик может отделить от себя кресло после раскрытия основного спасательного парашюта, если прибор, размыкающий эти замки, не сработал.

Кроме того, следует отметить, что на кресле, отделяясь от которого летчику не требуется до раскрытия парашюта, проще

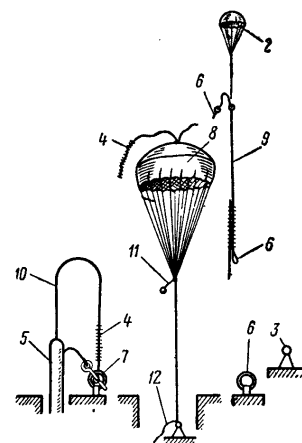
разместить кислородную и другую аппаратуру, обеспечивающую жизненно необходимые условия для человека при катапультировании на большой высоте и при спуске на водную или необитаемую поверхность. Для таких случаев в чашке сиденья помещается аварийный запас летчика (продукты питания, медикаменты, сигнальные и другие средства связи), а также надувная спасательная лодка, подсоединенные к подвесной системе летчика.

Для надежной и быстрой эвакуации летчика с самолета при вынужденной посадке на воду в конструкции подвесной системы парашюта предусмотрены замки, отделяющие подвесную систему летчика от свободных концов, соединяющих стропы купола основного парашюта с подвесной системой летчика. Процесс отделения производится в два приема:

1) до посадки на воду летчик размыкает замки, отделяющие его подвесную систему от парашютной системы; 2) после посадки летчик рукояткой размыкает все замки своей привязной системы на кресле. Затем, имея на себе подвесную систему, к которой прикреплен контейнер с аварийным запасом и надувной лодкой, летчик покидает самолет.

Если очевидно, что самолет быстро утонет, летчик катапультируется, после чего при помощи рукоятки расстегивает замки привязной системы и отделяется от кресла.

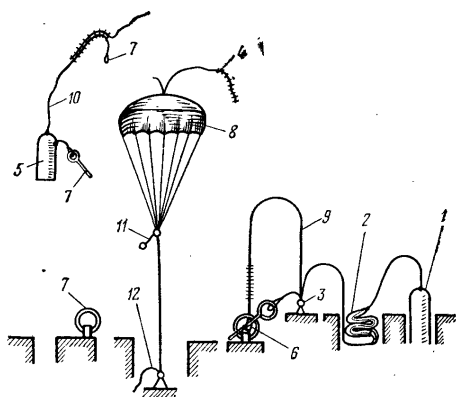
По сообщению журнала «Aviation Week» (см. [14]) из самолета 4D-1 было совершенно успешное катапультирование с глубины 22 м. «Из-за отказа тормоза при посадке на борт авиаматки «Эссекс» самолет упал через борт, разорвав тормозную сетку,



Фиг. 12.64. К описанию схемы действия парашютной системы.

укрепленную на борту. Во время своего 17-метрового падения самолет несколько раз переворачивался в воздухе. При ударе о воду фонарь кабины сдвинулся, вода стала проникать в кабину. Летчик откинул фонарь, затем, сделав неудачную попытку выбраться из кабины, натянул шторку, в результате чего катапультировался и, отделившись от кресла, успешно приводнился».

Для упрощения системы спасения применяется, например, кресло только с одним первым стабилизирующим парашютом. Второй стабилизирующий парашют прикрепляется не к креслу, а к под-



Фиг. 12.65. Схема действия парашютной системы при несрабатывании первой пушки или замка, отделяющего первый стабилизирующий парашют.

весной системе летчика, в результате чего количество замков на кресле уменьшается.

Схема действия такой парашютной системы сводится к следующему.

1) В момент катапультирования кресла с летчиком выстреливается первый стабилизирующий парашют;

2) Спустя 1,5—2 сек первый стабилизирующий парашют отделяется от кресла и вводит в действие второй стабилизирующий парашют, свободные концы которого прикреплены к подвесной системе летчика.

Одновременно с отделением первого стабилизирующего парашюта размыкаются замки привязной системы, удерживающей летчика в кресле, поэтому в момент наполнения купола второго стабилизирующего парашюта кресло уходит впереди летчика и

включает прибор, который раскрывает ранец основного спасательного парашюта, помещенного под сиденьем летчика.

3) При катапультировании на малой высоте парашютный прибор вводит в действие основной спасательный парашют через 2—3 сек после отделения от кресла или спустя 3,5—5 сек после катапультирования.

При катапультировании на большой высоте после отделения от кресла летчик спускается на втором стабилизирующем парашюте до малой высоты, на которой срабатывает анероидная часть парашютного прибора, вводящего в действие спасательный парашют при неотделенном от подвесной системы летчика куполе второго стабилизирующего парашюта. Размещение на подвесной системе летчика замков для отделения второго стабилизирующего парашюта значительно усложняет конструкцию парашюта и в некоторых случаях неоправдано.

Количественные изменения, произведенные в конструкции кресла, обеспечивающего автоматическое отделение летчика, вызвали качественные изменения всей системы спасения по сравнению с креслом, от которого летчик может отделиться только сам. Минимально безопасная высота для надежного спасения увеличилась из-за того, что на выход и наполнение вытяжного парашюта, на неинтенсивное вытягивание купола и строп основного парашюта (площадь вытяжного парашюта меньше площади купола второго стабилизирующего парашюта, который является вытяжным в системе кресла первого типа) и на свободное падение летчика после отделения от кресла требуется дополнительная высота.

Кроме того, возможны случаи ненормального срабатывания основного парашюта (см. разд. 3 гл. XII), когда его части могут зацепиться за купол второго стабилизирующего парашюта.

Следует также учитывать, что неотделенный от подвесной системы наполненный купол второго стабилизирующего парашюта отрицательно влияет на наполняемость купола основного спасательного парашюта.

Можно найти такие форму и размеры второго стабилизирующего парашюта и так разместить его между летчиком и вытянутым куполом основного парашюта, что обтекание воздухом купола второго стабилизирующего парашюта не будет ухудшать наполняемости купола основного парашюта. Улучшение наполняемости купола основного парашюта можно обеспечить приспособлениями, увеличивающими скорость $V_{ок}$.

Устранение столкновения летчика с креслом

Практика аварийного и учебного катапультирования показывает, что после отделения и раскрытия основного спасательного парашюта возможно столкновение летчика с креслом, если траектории летчика и кресла в воздухе совмещаются или пересекаются.

Вес и аэродинамические характеристики летчика и кресла

различны, поэтому различны и их скорости после отделения. Так, например, если $\frac{G_r}{c_{rfg}}$ летчика больше $\frac{G_k}{c_{kfk}}$ кресла, то после отделения кресло будет отставать и летчик уйдет вперед. Но когда основной спасательный парашют раскроется, скорость падения летчика резко уменьшится, в результате чего кресло догонит летчика и при ветре траектории кресла и летчика могут совместиться или пересечься и произойдет столкновение.

При применении описанных выше кресел первого или второго типа столкновение летчика с креслом исключается. Кресло уходит вперед, а летчик, скорость падения которого быстро уменьшается в связи с наполнением купола основного спасательного парашюта (в случае кресла первого типа) или второго стабилизирующего парашюта (в случае кресла второго типа), отстает от кресла, что и устраняет столкновение.

Типовая трехкаскадная парашютная система

В современных самолетах на катапультных креслах летчика применяется типовая парашютная система, которая состоит из трех основных частей, срабатывающих в определенной последовательности. В новой парашютной системе учтены рекомендации и устранены недостатки обычных парашютных систем.

При катапультировании кресла с летчиком на скорости до 1100 км/час вводится в действие первый стабилизирующий парашют площадью 0,15—0,2 м², который должен развернуть кресло по полету и препятствовать его вращению.

Спустя некоторое время, за которое скорость падения кресла уменьшится до индикаторной скорости 600 км/час, полуавтоматический прибор, следящий за скоростью падения кресла, отключает первый стабилизирующий парашют от кресла, который принудительно вводит в действие второй стабилизирующий парашют площадью 2 м². Этот второй парашют должен затормозить скорость падения кресла до величины, допустимой для раскрытия основного парашюта, и обеспечить стабилизированный спуск кресла с летчиком с большой высоты.

Когда кресло с летчиком достигнет заданной высоты, полуавтоматический прибор отсоединяет от кресла второй стабилизирующий парашют, который принудительно вводит в действие основной парашют на скорости ~100 м/сек. Связь второго стабилизирующего парашюта с основным осуществляется замком «Не разъем—Разъем». При нормальном срабатывании элементов парашютной системы по штатной схеме замок под натяжением второго стабилизирующего парашюта запирается («Не разъем») и, отделяясь от кресла, обеспечивает связь второго стабилизирующего парашюта с основным.

Если летчик самостоятельно отделяется от кресла в случае отказа стреляющего механизма или несрабатывания первого или

второго стабилизирующего парашюта, закрепленный на кресле замок размыкается («Разъем») под усилием летчика и отделяет основной парашют от несработавшего второго стабилизирующего парашюта. После самостоятельного отделения летчика от кресла основной парашют вводится в действие полуавтоматическим прибором, находящимся в ранце парашюта, или самим летчиком, который выдергивает вытяжное кольцо с тросом, размыкающим ранец основного парашюта.

Сочетание штатной схемы действия трехкаскадной парашютной системы с возможностью самостоятельного отделения летчика от кресла позволяет отказаться от второй пушки, дублирующей ввод в действие второго стабилизирующего парашюта (см. стр. 278).

Кабины и капсулы как средство спасения при полетах на сверхзвуковых скоростях

Основное назначение отделяемой от самолета кабины или капсулы сводится к снижению перегрузок торможения (за счет большого веса кабины) и к защите летчика от прямого воздействия потока воздуха и отрицательных явлений, связанных с катапультированием на высоте > 15 км.

Казалось бы, такая кабина может явиться идеальным решением задачи. Однако проблема спасения на малой высоте в отделяемой кабине еще не разрешена, а усложняется. Дело в том, что из-за большого веса кабины ~ 500 кг требуется дополнительный путь (дополнительная высота), чтобы погасить скорость падения кабины до величины, допустимой для введения в действие ее парашютной системы. Кроме того, как известно из опыта применения отделяемой кабины самолета Bell-X2, кабина этого самолета не имела катапультного кресла. Поэтому при испытательном полете 27 сентября 1956 г., летчик, преодолев значительные трудности, сумел отделить кабину от самолета и расстегнуть привязные ремни, но покинуть свободно падающую кабину не смог и погиб [13].

Фирма Стенли Эйвиэйшн [14] создала отделяемую капсулу «Денвер» с парашютной системой для всей капсулы. Руль высоты устанавливает капсулу под углом набора высоты 20°, что должно значительно снизить минимальную высоту спасения при благоприятных условиях.

7. ПАРАШЮТ ДЛЯ СПУСКА ЧЕЛОВЕКА НА ЗЕМЛЮ ПРИ ПОЛЕТАХ В РАКЕТЕ

Работы по обеспечению подъема, выживаемости животных в полете и спуска их на землю проводились в 1950—1958 гг. применительно к условиям ракет, поднимающихся на высоту 100, 200 и 472 км. За эти годы был, в частности, осуществлен надежный

спуск животных (собак) с высоты 472 км при различных условиях и путях обеспечения спуска [15, 16].

В одном случае животные были помещены в герметичной кабине головной части ракеты, представляющей собой образец отделяемой кабины. Спуск на землю обеспечивался парашютной системой всей головки ракеты. Головка автоматически отделялась от корпуса ракеты на высоте 100, 200, 472 км и свободно падала. В плотных слоях атмосферы скорость головки тормозилась укрепленными на ней металлическими щитками. На высоте ~ 4 км включалась в действие парашютная система головки, которая обеспечивала торможение в пределах допустимых перегрузок и приземление с малой скоростью (до 7 м/сек).

В другом случае, когда животные, снабженные скафандрами, были помещены в негерметичной кабине, спуск их на землю обеспечивался индивидуальными парашютами, действующими независимо от парашютной системы головки ракеты. На высоте ~ 85 км из свободно падающей головки выстреливалась (катапультировалась) первая тележка с собакой в скафандре, парашютом, аппаратурой и приборами. Через 3 сек после катапультирования парашютный автомат вводил в действие парашют тележки. При этих опытах собака в скафандре с тележкой и различными приборами спускалась на раскрытом парашюте с высоты ~ 82 км.

Вторая тележка с собакой выстреливалась на высоте 35—50 км. В этом случае после катапультирования тележка с собакой свободно падала до высоты ~ 4 км, на которой анероидный парашютный полуавтомат КАП-3 вводил в действие парашют.

Свободно падающая головка, как и в других опытах, приземлялась на своем парашюте.

Полет человека на большую высоту реален

Надежная работа парашютных систем спуска животных на землю в столь разных и сложных условиях свидетельствует о высокой эффективности разработанных конструкций ракеты, скафандра, парашютных систем, катапультирующих устройств, автоматических устройств по обеспечению жизненно необходимых для животных условий и др. и указывает на реальную возможность полета человека в ракете на большую высоту.

При полетах на самолете парашют является средством спасения, которое используется только при аварии самолета, при полетах же в ракете, не оборудованной посадочными средствами, применение парашюта обязательно. Здесь парашют является уже средством, которое обеспечивает спуск и приземление.

При свободном падении головка ракеты приземляется с вертикальной скоростью порядка 150—200 м/сек, при которой, естественно, разобьется и головка ракеты и человек. Безопасна для приземления скорость не более 7 м/сек, поэтому головка ракеты

должна иметь дополнительное тормозное устройство, обеспечивающее торможение скорости головки до 7 м/сек.

Одним из известных тормозных устройств является парашют. Парашют обладает особым, присущим только ему, свойством — его можно укладывать в компактную упаковку относительно малого объема и он может разворачиваться в купол с большой площадью поверхности, сопротивление которого обеспечивает скорость приземления, допускаемую конструкцией головки ракеты и организмом человека. В случае аварии человек пользуется катапультиным креслом с индивидуальным спасательным парашютом, который является обязательной принадлежностью в полете.

Таким образом, в отличие от полета на самолете, где безопасная посадка на землю в обычных условиях обеспечена без применения парашюта, при полете в ракете безопасное возвращение человека на землю целиком зависит от надежности действия одного из двух парашютов — парашюта головки ракеты или спасательного.

Чтобы оценить условия, при которых обеспечивается безопасный спуск на землю, рассмотрим полет в головной части ракеты.

Расчеты показывают, что наибольшие трудности для спасения человека возникают не при подъеме, а при спуске ракеты на землю с большой высоты. Помимо причин аэродинамического характера, это объясняется еще и тем, что при спуске ракеты не имеется того резерва времени, который есть при взлете. Рассмотрим условия, обеспечивающие безопасный спуск человека на землю в ракете с максимальной высоты. Пусть ракета достигла высоты, например, 100 км. Здесь головка отделяется от корпуса ракеты, взводит анероидные приборы и свободно падает до высоты ~ 4 км, на которой взведенный анероидный прибор включает парашютную систему, которая приземляет головку со скоростью, допускаемой организмом человека. В этом случае человек будет находиться внутри головки в течение 6,5 мин, начиная от взлета до момента раскрытия парашютной системы на высоте ~ 4 км.

Следует отметить, что до раскрытия парашютной системы головка в течение ~ 3 мин может падать беспорядочно (в особенности с большой высоты, на которой аэродинамические стабилизирующие устройства головки не эффективны), поэтому человек должен быть прикреплен к креслу так же надежно, как это делается при полетах в обычных самолетах и, особенно, в самолетах с отделяемыми кабинами.

С высоты 100 до 35 км из-за малой плотности воздуха головка будет падать ускоренно и путь в 65 км пройдет за 116 сек. Затем, на высоте 28—15 км в плотных слоях атмосферы скорость головки быстро уменьшится. В результате резкого торможения на находящегося внутри головки человека будут в течение 10—12 сек действовать перегрузки порядка 4,4—5,3g. Для уменьшения величины перегрузок и обеспечения их воздействия в заранее заданном

направлении целесообразно на большой высоте ввести в действие стабилизирующий парашют. Этот парашют, кроме стабилизации падения головки, будет препятствовать увеличению скорости падения головки, что и приведет к уменьшению величины перегрузки торможения.

Организм человека выдерживает разные по величине перегрузки в зависимости от их направления и времени действия. Поэтому при соответствующем расположении кресла в головке ракеты или такой стабилизации головки, чтобы возникающие при торможении перегрузки действовали в направлении спина—грудь, можно обеспечить безопасность полета в ракете и спуск человека на землю.

Человек подвергается воздействию перегрузок не только при спуске, но и при взлете ракеты. При этом на него будет действовать шестикратная перегрузка, создаваемая при работе двигателя.

Из приведенных положений следует, что при полете в ракете на высоту 100 км перегрузки, действующие на человека как при взлете ракеты, так и при свободном падении головки, не опасны для организма человека при условии обеспечения соответствующего расположения кресла с человеком в головке и должной ее стабилизации. На высоте 5—3 км, на которой скорость головки затормозится до 200—250 км/сек*, можно ввести в действие парашютную систему головки. Перегрузки, действующие в процессе раскрытия парашютной системы на малой высоте, а также при приземлении с раскрытым парашютом, малы и кратковременны, а поэтому опасности для человека не представляют.

Для повышения надежности полета имеется катапультное кресло с индивидуальной парашютной системой спасения, которым можно воспользоваться в случае аварии ракеты при взлете, отделении головки от корпуса ракеты или несрабатывания парашютной системы головки.

Рассмотрим условия, при которых можно пользоваться спасательным парашютом.

Совершенно очевидно, что до ввода спасательного парашюта в действие необходимо обеспечить надежное покидание свободно падающей головки на высоте < 4 км в случае отказа парашютной системы головки или свободно падающей ракеты (случай неотделения головки от корпуса ракеты или аварии при взлете).

При отказе парашютной системы головки у человека есть всего только 10—15 сек времени, в течение которого должно произойти катапультирование кресла, его торможение и раскрытие спасательной парашютной системы. Поэтому в такой аварийной обстановке катапультирование кресла с человеком из головки ракеты должно производиться автоматически по команде второго анеро-

идного прибора, настроенного на срабатывание, например, на высоте 2000 м (первый прибор введения в действие парашютной системы всей головки устанавливается на срабатывание на высоте ~ 4000 м).

При нормальном срабатывании парашютной системы головки должно быть обеспечено автоматическое отключение прибора, подающего команду на катапультирование.

Если головка не отделится от корпуса ракеты или если произойдет авария при взлете, катапультирование кресла с человеком должно обеспечиваться также и по радиокоманде с земли. В самом деле, если головка не отделится, то анероидный прибор катапульты кресла взведен не будет и, следовательно, автоматическое катапультирование кресла с человеком не произойдет. Сам же человек, лишенный возможности оценить действительную обстановку полета, например, при взлете, может не успеть принять решение для катапультирования вручную.

Отсюда ясно, что катапультирование кресла с человеком при разных, хотя и редких, аварийных ситуациях должно быть обеспечено очень надежно. Но возможность покидания ракеты как и любого другого летательного аппарата ограничивается величиной допустимого воздушного скоростного напора. Так, например, из современного реактивного самолета безопасное катапультирование кресла с летчиком возможно при индикаторной скорости полета до 900 км/час, что соответствует воздушному скоростному напору 4000 кг/м².

Из расчетов видно, что при свободном падении головки ракеты с высоты 100 км максимальный скоростной напор не превышает 2600 кг/м² (на высоте 21 км); следовательно, из свободно падающей головки можно катапультироваться на любой высоте от 100 и до 2 км.

Но при свободном падении ракеты с неотделенной головкой возможности аварийного катапультирования несколько ограничиваются. Дело в том, что при свободном падении ракеты с высоты 100 км скоростной напор на высоте 9,5 км достигнет 11500 кг/м², что почти в 3 раза выше напора в 4000 кг/м², принятого нами за допустимый, и соответствует случаю полета самолета у земли со скоростью 1500 км/час.

Согласно расчету при принятом скоростном напоре 4000 кг/м² из свободно падающей ракеты с неотделенной головкой можно катапультироваться только на высоте более > 20 км или < 3 км. С высоты 100 до 20 км ракета с неотделенной головкой будет падать около 130 сек, в течение которых можно успеть подать радиокоманду с земли на катапультное устройство. За это же время по аварийному сигналу, показывающему, что головка не отделилась, человек может успеть катапультироваться самостоятельно.

Применение защитных устройств (надежного крепления туловища и конечностей к креслу, скафандра, гермошлема и др.)

* При применении стабилизирующего парашюта в зависимости от его площади скорость головки на высоте ~ 5 км будет значительно меньше 200 м/сек.

позволяет катапультироваться при скоростном напоре до $7000-10\,000\text{ кг/м}^2$ и, следовательно, несколько расширяет возможности аварийного покидания свободно падающей ракеты. В этом случае можно катапультироваться на высоте $100-15,5$ или $<5\text{ км}$.

Для того чтобы имеющейся на кресле рукояткой не ввести в действие основной спасательный парашют преждевременно, т. е. раньше чем кресло с летчиком достигнет высоты, на которой (или ниже) спасательный парашют раскрывается анероидным прибором, рассмотрим ограничения, которые необходимо учитывать при пользовании спасательным парашютом.

1) На большой высоте, где плотность воздуха стремится к нулю, купол спасательного парашюта может не выполниться, а без специальных устройств — совсем не сработать.

2) При раскрытии спасательного парашюта на большой высоте нагрузки, действующие на наполняющийся купол, а следовательно, и на человека, могут быть выше нагрузок, допускаемых организмом человека.

3) Сопротивление купола парашюта, выполнившегося на большой высоте, может при вхождении купола в плотные слои атмосферы с большой скоростью вызвать перегрузки торможения, недопустимые для организма человека.

4) Ткань купола парашюта может сгореть от воздействия температуры торможения.

5) Снижение на раскрытом парашюте с большой высоты может происходить со значительным раскачиванием и вращением, что недопустимо для организма человека.

Возможность раскрытия парашюта на малой высоте после длительного и беспорядочного * падения человека с большой высоты (с задержкой раскрытия парашюта) ограничивается пределом выносливости человека.

Рассмотрим, на какой высоте человек может сам раскрыть спасательный парашют, учитывая приведенные выше ограничения.

Купол парашюта наполняется воздухом, если купол и стропы вытянуты на всю длину и система груз—парашют движется в воздухе со скоростью, которая создает скоростной напор, необходимый для наполнения купола.

Укажем для примера, что купол спасательного парашюта летчика (вес купола парашюта со стропами $5-8\text{ кг}$), вытянутый на всю длину, может начать наполняться при скоростном напоре порядка $0,1-0,5\text{ кг/м}^2$. Чтобы обеспечить такой скоростной напор, например, на высоте 90 км , скорость снижения системы на этой высоте должна быть равна соответственно $710-1500\text{ м/сек}$.

Расчеты и успешно проведенные в Советском Союзе опыты по спасению животных показывают, что при немедленном введении спасательного парашюта в действие после катапультирования крес-

ла из головки, свободно падающей с высоты 100 км , наполняемость купола обеспечивается начиная с высоты 85 км и ниже.

Следовательно, исходя только из условий наполняемости, спасательный парашют можно вводить в действие на высоте $<85\text{ км}$ немедленно или через несколько секунд после катапультирования из головки ракеты, свободно падающей с высоты 100 км .

Рассмотрим, какие ограничения внесут нагрузки, действующие на купол парашюта, а следовательно, и на человека в процессе раскрытия парашюта.

Известно, что нагрузка порядка $1600-1800\text{ кг}$, кратковременно действующая на купол спасательного парашюта в процессе наполнения воздухом, допустима для человека. Из расчетов следует, что эта нагрузка не будет превышена, если купол парашюта начнет наполняться немедленно после отделения от головки ракеты на высоте более 55 км или менее 3 км .

В диапазоне высот $55-3\text{ км}$ спасательный парашют раскрыть нельзя из-за огромных нагрузок, которые воздействуют на купол парашюта при наполнении на этих высотах. Так, например, на высоте 48 км на наполняющийся купол будет действовать нагрузка в 4000 кг , что приведет к обрыву строп и оболочки неупрочненного дополнительно купола. Если купол упрочнить, то на высоте 24 км на него будет действовать нагрузка в $70\,000\text{ кг}$.

При раскрытии спасательного парашюта на высоте от 85 до 58 км скорость снижения кресла с человеком на раскрытом парашюте будет не выше 900 м/сек .

Опыты, проведенные в Советском Союзе по раскрытию купола парашюта на высоте 85 км и при скорости снижения до 980 м/сек , показывают, что применяемые в настоящее время парашютные ткани выдерживают температуру торможения, соответствующую этой скорости, в течение $25-30\text{ сек}$. Поэтому разрушающее действие температур торможения не опасно, если раскрывать спасательный парашют на высоте $85-58\text{ км}$.

Таким образом, учитывая приведенные выше ограничения, спасательный парашют можно вводить в действие *только* в диапазоне высот $85-58\text{ км}$ или ниже 3 км .

Так как после катапультирования человек не может определить, на какой высоте он находится, а следовательно, не может оценить возможность введения парашюта в действие, необходимо соблюдать выдержку и не касаться рукоятки введения парашюта в действие вручную.

При длительной задержке раскрытия парашюта (человек в кресле после катапультирования падает свободно) введение спасательного парашюта в действие допускается производить на высоте $<6,5\text{ км}$. Дело в том, что на высоте $>6,5\text{ км}$ скорость падения кресла с человеком еще велика и недопустима для безопасного раскрытия парашюта.

При задержке раскрытия парашюта человек падает в воздухе беспорядочно (в особенности на большой высоте), что может вы-

* При отсутствии стабилизирующего парашюта или из-за его неэффективности на большой высоте.

звать морскую болезнь. Поэтому для обеспечения относительно устойчивого падения можно применять стабилизирующий парашют площадью 1,5—2 м². Стабилизирующий парашют можно вводить в действие на любой высоте, на которой допускается безопасное катапультирование, т. е. в диапазоне 100—20 км или ниже 3 км при падении ракеты с неотделенной головкой, или на любой высоте от 100 до 2 км при катапультировании из свободно падающей головки.

Целесообразность длительного свободного падения человека в кресле с большой высоты (в аварийных случаях) с задержкой раскрытия основного парашюта до высоты, например, 4 км подтверждается многими соображениями.

Во-первых, свободное падение человека с креслом удобно тем, что в кресле можно поместить и закрепить баллоны с необходимым запасом кислорода, а также приборы и различное устройство, поддерживающие жизненно необходимые для человека условия при падении с большой высоты.

Далее, катапультируясь из головки ракеты, например, на высоте 85 км человек будет падать до высоты 4 км, не раскрывая спасательный парашют *всего только* в течение 197—200 сек, тогда как на раскрытом спасательном парашюте, он будет падать до этой же высоты 1755 сек, в том числе ~500 сек со значительным вращением и раскачиванием. Осуществимость свободного падения в течение ~200 сек подтверждается опытами, проведенными как советскими, так и зарубежными парашютистами.

Так, например, 25 сентября 1945 г. Василий Романюк свободно падал в течение 167 сек, не раскрывая парашюта. 21 марта 1957 г. три чехословацких парашютиста Густав Коубек, Ярослав Егличка и Зденек Каплан свободно падали с высоты 12 082 м в течение 198 сек, не раскрывая парашюта. 20 августа 1957 г. Николай Никитин совершил прыжок с парашютом на высоте 15 383 м, раскрыв его только на высоте 763 м от земли.

В 1958 г. ночью был совершен групповой прыжок советских парашютистов с высоты 14 382 м с задержкой раскрытия парашютов в течение ~240 сек [12].

Газета «Трибуна Люду» сообщила, что 16 ноября 1959 г. американский парашютист Киттингер совершил прыжок из гондолы стратостата на высоте 22 920 м и спускался на стабилизирующем парашюте с большой скоростью до высоты 3600 м, на которой основной парашют был введен в действие прибором.

1 ноября 1962 г. Е. Н. Андреев совершил прыжок с высоты 25 458 м и свободно падал, не раскрывая парашюта, в течение 270 сек*.

При вертикальном падении с высоты, например 85 км, не раскрывая парашюта до высоты 4 км, человек находится в зоне низких температур, кислородной недостаточности и малых парциальных давлений *всего только* в течение 200 сек. На этот отрезок вре-

мени требуется запас кислорода в восемь раз меньший, чем при снижении на раскрытом спасательном парашюте. На высоте же 4 км спасательный парашют надежно раскрывается анероидным прибором, например типа КАП-3, или человеком.

В дополнение к приведенным положениям о свободном падении с большой высоты с задержкой раскрытия парашюта следует отметить интересный факт, кажущийся на первый взгляд парадоксальным. Оказывается, что время свободного падения человека с креслом до 4 км практически одинаково как при катапультировании из вертикально падающей головки ракеты на высоте 85 км, так и при катапультировании летчика из горизонтально летящего самолета на высоте 35 км. Это объясняется тем, что в момент катапультирования на высоте 85 км начальная вертикальная скорость падения кресла с человеком равна 700 м/сек. Ввиду малой плотности воздуха, падая с этой высоты, кресло с человеком достигнет высоты 35 км при вертикальной скорости падения ~890 м/сек, тогда как при катапультировании из самолета на высоте 35 км начальная вертикальная скорость падения кресла с летчиком равна нулю.

Приведенные выше данные, а также результаты успешного приземления животных на парашютах с высоты 100, 200 и 472 км позволяют сделать следующие выводы.

1. Безопасный спуск человека на землю при полете в ракете на высоту 100 км можно обеспечить при помощи парашютной системы головной части ракеты и индивидуального спасательного парашюта.

2. Безопасный полет и спуск человека на землю с высоты 100 км можно обеспечить при следующем примерном порядке полета и спуска:

- человек в скафандре находится в катапультном кресле, помещенном в головной части ракеты;

- при нормальном полете на максимальной высоте головка автоматически отделяется от корпуса ракеты, взводит автоматические устройства своей парашютной системы и катапультного кресла и подает сигнал;

- на высоте 85 км раскрывается стабилизирующий парашют головки (площадью ~15 м²), который обеспечивает относительно устойчивое падение головки до высоты 5—3 км, на которой анероидный прибор включает в действие парашютную систему головки. В момент раскрытия парашюта головки выключаются автоматические устройства катапультирования кресла;

- на раскрытом парашюте головка с человеком приземляется со скоростью 5—7 м/сек;

- при отказе стабилизирующего парашюта головки человек катапультируется по возникающему при этом аварийному сигналу на высоте от 85 до 20 км (время для принятия решения о катапультировании ~130 сек). После катапультирования человек в кресле

* При обеспечении стабилизации головки иным способом стабилизирующий парашют может не вводиться в действие на большой высоте.

* В. Г. Романюк, Из стратосферы, «Крылья Родины», 1963, № 2.

снижается на стабилизирующем парашюте кресла площадью 1,5—2 м² до высоты 4 км, где anerоидный прибор автоматически вводит в действие спасательный парашют.

Раскрывание спасательного парашюта вручную можно производить на высотах 6,5—1 км.

При аварии на взлете или в случае неотделения головки от корпуса ракеты катапультирование кресла с человеком производится по радиокоманде с земли: при взлете — на любой высоте без ограничения, при падении со 100 км — на высоте от 100 до 20 км или ниже 3 км.

3. На протяжении пути с высоты 100 до 4 км, когда человеку необходимо кислородное питание, время падения равно:

— при падении в головке	208 сек
— при падении с креслом (катапультирование на высоте 85 км) . . .	258 сек
— при снижении на спасательном парашюте, раскрытом на высоте 85 км	1855 сек

ЛИТЕРАТУРА

1. Journal of Aviation Medicine, 1957.
2. Flying Safety, 1954.
3. 1-й сборник трудов аэростатного отдела «Летучей лаборатории», 1918.
4. Техническое описание парашюта ПНЛ-58.
5. Brown B. D., Parachutes, London, 1951.
6. Попов С. Г., Полазов С. П., Об определении воздухопроницаемости тканей, журнал «Измерительная техника», 1941, № 5.
7. Авторское свидетельство № 7029.
8. Le parachute Robur, Revue des Aeriennes, 1932, No. 32.
9. Еремин В. С., Исследование процесса наполнения куполов парашютов, изготовленных из тканей с большой воздухопроницаемостью. Кандидатская диссертация, 1952.
10. Еремин В. С., Россомахин Б. С., Отчет № 233-52-НИО, 1952.
11. Flight, No. 2435, p. 836, Sept., 1955.
12. Романюк В. Г., Савкин А., Групповые прыжки из стратосферы, журнал «Крылья Родины», 1958, № 6.
13. Aviation Revue, 1956, Novemb., p. 523—525.
14. Aviation Week, 1957, May 27.
15. Благоданов А. А., Исследование верхних слоев атмосферы при помощи высотных ракет. «Вестник АН СССР», 1957, № 6.
16. Лобанов Н. А., Парашют — средство возвращения человека на Землю из космического полета. «Вестник Воздушного флота», 1958, № 7.

Глава XIII

ПАРАШЮТЫ ЗАПАСНЫЕ

Обычно запасные парашюты являются обязательной принадлежностью людских учебно-тренировочных и спортивных парашютов, однако используются по своему прямому назначению редко.

Назначение запасного парашюта хорошо определяется его названием. Этими парашютами «про запас» пользуются главным образом при аварийной обстановке, когда основной парашют раскрылся ненормально или не раскрылся совсем.

Статистика нескольких сотен тысяч прыжков, совершенных из самолета на разной скорости полета и с парашютами разных конструкций показывает, например, по зарубежным данным [1], что отказ основного парашюта, когда приходится пользоваться запасным парашютом, случается 1 раз на 5000 прыжков.

Из американских данных, основанных на анализе прыжков с парашютом, выполненных в школе парашютистов «Форт Брэгг», следует, что одна катастрофа приходится примерно на 30 000 прыжков [2].

Относительно малое число случаев отказа основных парашютов показывает их надежность, однако до сего времени ведутся работы над созданием такой конструкции запасного парашюта, которая исключала бы и отдельные случаи катастроф и аварий при учебно-тренировочных и спортивных прыжках с парашютом.

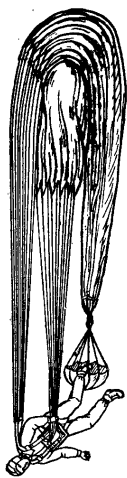
1. ОТКАЗ ИЛИ НЕНОРМАЛЬНОЕ РАСКРЫВАНИЕ ОСНОВНОГО ПАРАШЮТА

1. Основной парашют может не вестись в действие из-за неисправности парашютного полуавтомата, раскрывающего ранец основного парашюта, или по вине парашютиста. Например, парашютист не зацепил крюк вытяжной веревки на самолете или не выдернул вытяжное кольцо с тросом раскрывающего устройства при выполнении прыжка с преднамеренной задержкой раскрытия основного парашюта.

В таких случаях купол основного парашюта остается в ранце, а запасной парашют раскрывается при свободном падении парашю-

тиста и выполняет роль обычного спасательного, но в более сложных условиях, которые вызываются тем, что запасной парашют обычно не имеет вытяжного парашюта.

2. Вытяжной парашют основного парашюта зацепился за снаряжение или конечности парашютиста, что в некоторых случаях приводит к отказу основного парашюта (фиг. 13.1). При этом раскрытие запасного парашюта осложняется тем, что купол может попасть в «дужку», образованную отказавшим основным парашютом, и не наполнится.



Фиг. 13.1. Зацепление вытяжного парашюта за ногу парашютиста и возможное несрабатывание запасного парашюта.

3. Купол основного парашюта выполнен не полностью (разрыв купола, обрыв нескольких строп, перехлестывание купола одной или несколькими стропами, закручивание строп купола в один общий жгут и пр.). При этом парашютист снижается с повышенной скоростью порядка 8—12 м/сек, а если купол разорвался во многих местах и, в особенности, в районе полюсной части — со скоростью 25—50 м/сек. Помимо увеличения скорости, вся система парашютист—парашют может снижаться с вращением относительно вертикали.

4. Купол основного парашюта сложился при столкновении двух или нескольких парашютистов, снижающихся на выполненных куполах. Столкновение может произойти из-за: перемещения парашютов в горизонтальной плоскости вместе с воздушными течениями разной скорости и разного направления; разного веса парашютистов (парашютист большего веса обгоняет парашютиста меньшего веса); перемещения куполов в воздухе под действием реактивной силы, возникающей при вытекании воздуха из килевого устройства купола (киля, щели, отверстия и пр.).

Складывание куполов при столкновении наблюдается в разных странах независимо от формы купола и его конструкции. В статье о вооружении и снаряжении парашютистов-десантников [3] специально указывается: «нужно следить за

тем, чтобы избежать столкновения с другими парашютистами при снижении на раскрытых парашютах, так как при этом один или несколько куполов могут сложиться».

5. При учебном катапультировании основной парашют может не ввестись в действие из-за того, что парашютист не отделился от катапультного кресла, в чашке которого находится основной парашют. В этом случае запасной парашют вводится в действие при большой скорости снижения парашютиста с креслом и при их об-

щем большом весе, который иногда может превышать вес парашютиста в 2 и более раза.

Кроме приведенных случаев отказа или ненормального раскрытия основного парашюта, запасной парашют иногда вводят в действие и в момент, совпадающий с раскрытием основного парашюта. Примером этого могут служить случаи раскрытия запасного парашюта парашютистом в момент отделения его от самолета или при свободном падении парашютиста с задержкой раскрытия основного парашюта, когда парашютист открывает запасной парашют в момент раскрытия основного парашюта дистанционным прибором.

2. НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ЗАПАСНОГО ПАРАШЮТА

Характерные особенности применения запасного парашюта определяются его конструкцией. Если запасной парашют представляет собой точную копию основного спасательного и вводится в действие только после того, как парашютист отцепит несработавший основной парашют, то в этом случае применение запасного парашюта никакими особенностями не отличается. Здесь просто происходит последовательное с некоторым интервалом введение в действие двух одинаковых парашютов, если первый парашют не выполнил своей функции. Но в конструкции подвесной системы тренировочного или спортивного парашюта должно быть компактное, прочное и надежное устройство для отделения отказавшего парашюта от подвесной системы.

Если на подвесной системе такое устройство не предусмотрено, то раскрытие запасного парашюта при ненормально раскрытом основном парашюте будет происходить в более сложных условиях, отличающихся от условий раскрытия основного парашюта.

Обычно два одинаковых или однотипных парашюта применяются только испытателями-парашютистами.

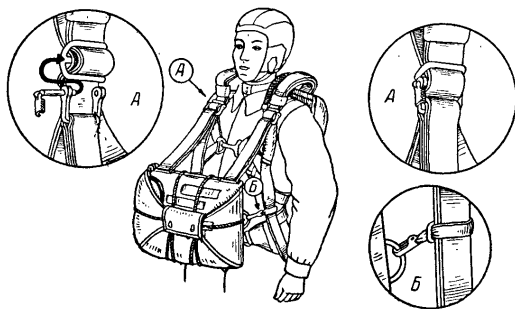
При всем многообразии конструкций все известные за последние 30 лет тренировочные и спортивные парашюты снабжены запасным парашютом, который значительно отличается от основного и должен раскрываться при всех возможных случаях несрабатывания основного.

Приведем примеры характерных особенностей запасного парашюта.

Запасной парашют должен раскрываться одинаково надежно как при малой (12 м/сек), так и при большой скорости падения парашютиста, равной скорости полета самолета (случай раскрытия запасного парашюта при отделении от самолета). Но, чтобы хорошо наполняться при малой скорости купол запасного парашюта должен иметь малую площадь, минимально возможный вес и минимальную воздухопроницаемость. Таким образом, необходимость раскрытия запасного парашюта при большой скорости и боль-

шом общем весе системы (общий вес десантника с парашютами и снаряжением 140 кг, а парашютиста с неотделившимся креслом — 250 кг) является диаметрально противоположным требованием.

В самом деле, при раскрытии купола малой площади и с малой воздухопроницаемостью имеют место большие аэродинамические нагрузки торможения, которые может выдержать только достаточно прочный купол. Увеличение же прочности влечет за собой неизбежное увеличение веса купола и ухудшение его наполняемости при малой скорости, т. е. при частичном отказе основного парашюта. Кроме того, скорость падения парашютиста на куполе запасного парашюта малой площади может быть опасной для приземления. Поэтому, например, с 1935 г. начали применять куполы



Фиг. 13.2. Размещение запасного парашюта на подвесной системе основного парашюта.

запасного парашюта площадью 40—50 м² вместо применяемых ранее площадью 30—35 м².

Использование известных способов уменьшения нагрузок, действующих на купол при наполнении на большой скорости (увеличение воздухопроницаемости и др.) приводит к ухудшению наполняемости купола запасного парашюта при частичном отказе основного.

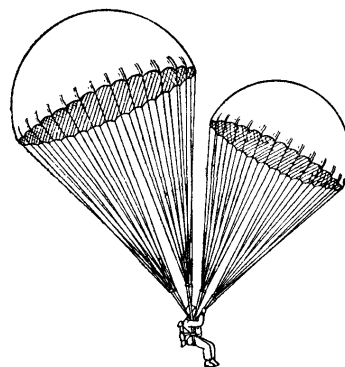
Приведенными соображениями можно объяснить то обстоятельство, что известные куполы запасных парашютов допускают (по прочности) надежное одноразовое применение при общем весе ~140 кг на скорости не более 250—300 км/час, а при весе ~250 кг — на скорости не более 180—230 км/час, хотя прыжки совершаются при значительно большей скорости.

Запасные парашюты не имеют вытяжного — обязательной принадлежности основного парашюта. Дело в том, что при ненормально раскрытом основном парашюте вытяжной, проходя вдоль основного, вполне может запутаться в стропам или куполе частично рас-

крытого основного парашюта и не даст возможности раскрыться куполу запасного парашюта. В некоторых конструкциях роль вытяжного парашюта выполняют карманы, помещаемые в полюсной части купола запасного парашюта [4].

Обычно запасной парашют [5] помещается на уровне груди или живота парашютиста (фиг. 13.2), поэтому парашютист может, отбросив купол запасного парашюта в сторону или как либо иначе, способствовать раскрытию купола запасного парашюта, компенсируя таким образом отсутствие вытяжного парашюта.

Следует заметить, что при отсутствии вытяжного парашюта купол запасного парашюта часто перехлестывается своими стропами



Фиг. 13.3. Куполы основного и запасного парашютов находятся на разных уровнях.

при раскрытии на скорости 180—300 км/час, что сопровождается ожогом и разрывами ткани купола.

Кроме того, из-за отсутствия вытяжного парашюта купол запасного парашюта иногда не выходит из раскрытого ранца, что случается, когда основной парашют не введен в действие и парашютист падает спиной вниз. При этом запасной парашют, располагаясь в аэродинамической тени парашютиста, не может раскрыться до тех пор, пока парашютист не повернется или не выбросит купол из ранца руками.

Для того чтобы уменьшить возможность соприкосновения купола запасного парашюта при его раскрытии с ненормально раскрытым основным парашютом, длину строп куполов запасных парашютов делают значительно меньшей длины строп основного парашюта. Поэтому при нормальном раскрытии нижние кромки куполов основного и запасного парашютов находятся на разных

уровнях (фиг. 13.3). Но такое расположение куполов может привести к складыванию, например, ленточного купола основного парашюта после наполнения запасного. Так, при прыжках с ленточным куполом на скорости приземления выше $7,5 \text{ м/сек}$, раскрытие запасного парашюта может привести к складыванию ленточного купола основного парашюта. Но, если длина строп купола запасного парашюта будет увеличена настолько, чтобы куполы парашютов были на одном уровне, то ленточный купол основного парашюта складываться не будет.

Следует иметь в виду, что в связи с малой скоростью снижения нормально раскрытого купола основного парашюта раскрытие купола запасного парашюта может произойти только при участии самого парашютиста. Поэтому усилие, удерживающее стропы купола запасного парашюта в сотах ранца, должно быть минимальным и должно надежно преодолевать при раскрытии купола запасного парашюта на малой скорости. Однако это обстоятельство увеличивает вероятность того, что купол запасного парашюта будет перехлестываться своими стропами в случае раскрытия на большой скорости.

3. ПРИСПОСОБЛЕНИЯ, УСТРАНЯЮЩИЕ ПЕРЕХЛЕСТЫВАНИЕ КУПОЛА ЗАПАСНОГО ПАРАШЮТА СВОИМИ СТРОПАМИ

Известно, что количество случаев перехлестывания купола запасного парашюта своими стропами заметно уменьшается, если к началу наполнения купола его стропы удерживаются в виде сплошного жгута или если купол у нижней кромки перехвачен поясом или как либо иначе.

Конечно, для обеспечения последующего надежного наполнения купола все приспособления должны автоматически отключаться в момент вытягивания купола и строп на всю длину.

Рассмотрим два вида приспособлений.

Упругие резиновые кольца на стропях купола

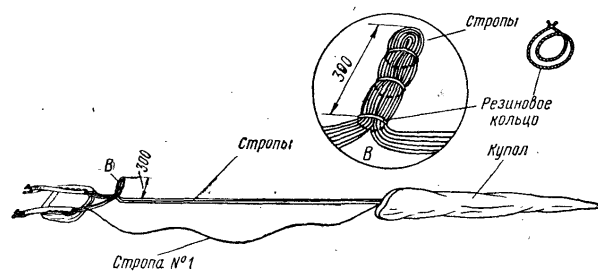
Перед укладкой купола запасного парашюта в ранец все его стропы, за исключением одной (стропы № 1 на фиг. 13.4), охватываются упругими кольцами [6] и образуют «аппендикс» длиной $\sim 300 \text{ мм}$. В результате стропы № 1 окажется длиннее остальных строп на 600 мм . Затем оставшуюся длину строп охватывают упругими кольцами, петли которых зачековывают стропой № 1 (фиг. 13.5); кольца располагают на расстоянии $\sim 400 \text{ мм}$ одно от другого.

Последнюю пару упругих колец располагают так, как показано в узле Б фиг. 13.5.

Укладка строп купола в соты ранца показана на фиг. 13.6.

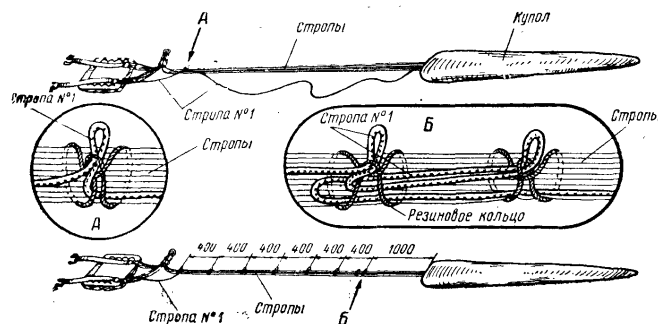
Схема действия парашюта с кольцами на стропях заключается в следующем. Во время вытягивания купола и строп на длину, указанную на фиг. 13.5, упругие кольца удерживают стропы в форме

сплошного жгута и таким образом устраняют перехлестывание. При дальнейшем вытягивании системы стропы № 1 натягиваются и начи-



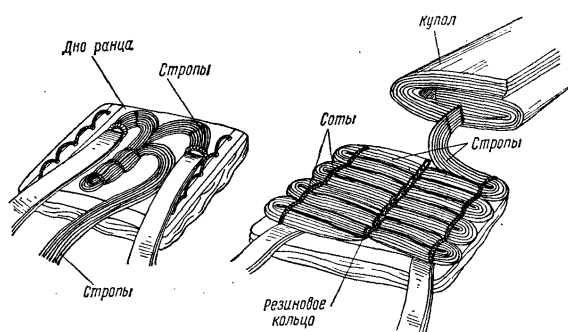
Фиг. 13.4. Схема сборки избыточной длины строп.

нает последовательно расчехлять кольца, начиная с кольца, расположенного у аппендикса. По мере расчехловки колец длина аппендикса уменьшается, а при расчехловке двух последних колец (фиг. 13.5, узел Б) все стропы натягиваются одновременно и купол свободно наполняется.

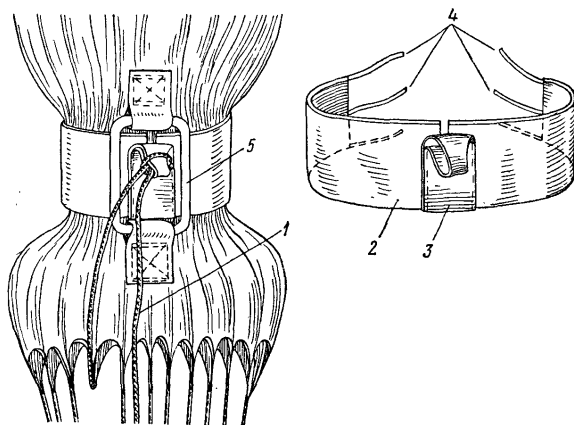


Фиг. 13.5. Схема размещения резиновых колец на стропях купола.

Усилие, потребное на расчехловку упругих колец не должно быть более 3 кг , в противном случае при снижении на основном парашюте с нормально выполненным куполом, когда $V_{сн} \approx 6-8 \text{ м/сек}$, раскрытие запасного парашюта будет затруднено.



Фиг. 13.6. Схема укладки в соты ранца строп купола с закрепленными на них резиновыми кольцами.



Фиг. 13.7. Схема крепления разъёмного пояса у нижней кромки купола.
1 — стропа; 2 — пояс; 3 — лента; 4 — тесемка; 5 — пряжка.

Разъёмный пояс для стягивания купола у нижней кромки

Примерное расположение пояса 2, стягивающего купол запасного парашюта у нижней кромки, показано на фиг. 13.7. Назначение пояса — удерживать купол в затянутом виде до момента натяжения всех его строп на полную длину и таким образом предотвращать перехлестывание купола стропами. Когда стропы купола вытянутся на всю длину, стропа 1 оторвет ленту 3 от пояса в направлении к нижней кромке и, разделив пояс на две половины, освободит купол для наполнения. После раскрытия купола запасного парашюта обе половины пояса остаются на куполе, а лента — на стропе 1.

Монтаж пояса на купол производится примерно в следующем порядке: стропа 1 пропускают в петлю ленты. Затем пояс пропускают в петлю, образованную стропой, и затягивают петлю этой стропы на ленте «удавкой». Свободные концы пояса с тесемками 4 пропускают под пряжку 5, закрепленную на куполе. Затем поясом 2 и тесемками 4 стягивают купол, после чего концы тесемок связывают между собой, а затем привязывают к петле, закрепленной на стороне купола, противоположной пряжке.

После монтажа пояса на куполе стропа 1 укорачивается на величину, равную удвоенному расстоянию от кромки купола до петли ленты 3, поэтому избыточную длину остальных строп связывают упругими кольцами в общий жгут в виде аппендикса и укладывают на дно ранца * парашюта (см. фиг. 13.4, узел В).

4. ЛЕТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ОПЫТНЫХ ОБРАЗЦОВ ЗАПАСНЫХ ПАРАШЮТОВ

Летные испытания опытных образцов запасных парашютов проводятся главным образом с манекенами, по форме и весу подобными человеку, в условиях искусственно созданного отказа или ненормального раскрытия основного парашюта.

Искусственное имитирование при испытаниях различного вида отказов объясняется тем, что отказы основных парашютов довольно редки и установить эти редко встречающиеся случаи не представляется возможным. При испытаниях искусственно создаются такие условия ненормальной работы основного парашюта, которые были зафиксированы на протяжении многолетней практики прыжков с учебно-тренировочными, десантными, спасательными и другими парашютами.

При летных испытаниях испытываемый парашют вводится в действие дистанционным прибором или вытяжной веревкой, закреплен-

* Если пояс применяется на парашюте, купол которого укладывается в чехол, а стропы — в соты на чехле купола, то аппендикс образуют у кромки купола и укладывают внутрь чехла.

ной на самолете, или звеном, присоединенным к стропам основного парашюта. В последнем случае вытягивающийся основной парашют вводит в действие испытываемый.

Оценка запасного парашюта новой конструкции при этих испытаниях производится только на основании сравнения с результатами испытаний парашютов, находящихся на снабжении.

Следует особо отметить, что при испытаниях запасного парашюта с манекеном в связи с отсутствием парашютиста, который мог бы облегчить срабатывание парашюта, наблюдается много случаев отказа или ненормального раскрытия испытываемого парашюта.

Испытатели-парашютисты совершают прыжки с раскрытием опытного образца запасного парашюта *только* после проведения испытаний парашюта с манекеном и выявления преимуществ этого парашюта перед запасными парашютами, находящимися на снабжении.

При испытаниях проверяется прочность, надежность раскрытия и наполняемость купола запасного парашюта при различных условиях введения в действие.

Испытание опытного образца парашюта на прочность производится двумя путями:

1) запасной парашют вводят в действие вытяжной веревкой в момент отделения манекена от самолета. Полет горизонтальный, скорость самолета в момент сбрасывания манекена — максимально допустимая по расчету для данного парашюта;

2) запасной парашют вводится в действие дистанционным прибором при свободном падении манекена или кресла с неотделенным манекеном в течение 12—15 сек с момента отделения от самолета.

Испытания проходят 4—6 парашютов. Испытания проводят до тех пор, пока на куполе не появятся разрывы, приводящие к увеличению скорости приземления манекена.

Прочность опытных образцов парашютов признается удовлетворительной, если при двух раскрытиях одного и того же парашюта повреждения купола (если они зафиксированы при испытаниях) не приводят к увеличению скорости приземления манекена.

Нагрузки, действующие на парашют при раскрытии, измеряются динамометром, фиксирующим максимальную нагрузку, или перегрузочным прибором. Процесс раскрытия купола при всех испытаниях фотографируется киноаппаратом для оценки по киноплёнке качества раскрытия и установления причин возможных случаев ненормального раскрытия.

Испытания на надежность раскрытия опытных образцов парашютов проводятся при следующих искусственно созданных условиях.

1) Запасной парашют вводится в действие одновременно с основным парашютом вытяжной веревкой, закрепленной на самолете, или звеном, закрепленным на пряжке, присоединяющей стропы основного парашюта к подвесной системе. При пользовании вытяж-

ной веревкой ранца основного и запасного парашютов раскрываются одновременно. При пользовании звеном ранец запасного парашюта раскрывается в момент натяжения строп основного парашюта. Испытания проходят два парашюта. Скорость падения манекена в момент раскрытия ранца запасного парашюта — максимально допустимая для данного парашюта. Количество испытаний — два на каждый парашют.

2) Запасной парашют вводится в действие дистанционным прибором через 10—15 сек после раскрытия ранца основного парашюта. При этом манекен падает с искусственно разорванным (в полюсной части) и ненаполняющимся куполом основного парашюта. Эти испытания проходят 4—6 опытных образцов запасных парашютов, испытанных ранее на прочность. Количество испытаний — 10.

3) Запасной парашют вводится в действие дистанционным прибором через 10—15 сек после раскрытия ранца основного парашюта. При этом манекен падает с большой скоростью, так как чехол не сходит с купола основного парашюта. Клапан чехла купола основного парашюта умышленно привязан к сотам чехла. При этих испытаниях используются опытные образцы запасных парашютов, испытанные ранее и, в случае необходимости, отремонтированные. Количество испытаний — шесть.

4) Запасной парашют вводится в действие дистанционным прибором через 10—15 сек после раскрытия ранца основного парашюта. При этом манекен снижается на искусственно перехлестнутыми стропами купола основного парашюта со скоростью 10—15 м/сек. Количество испытаний — 10.

5) Запасной парашют вводится в действие вытягивающимся куполом основного парашюта, у которого перед укладкой в ранец стропы искусственно закручены на 10—12 оборотов. Количество испытаний — 10.

6) Запасной парашют вводится в действие дистанционным прибором через 5—7 сек после раскрытия ранца основного парашюта. Манекен снижается с большой скоростью, так как вытяжной парашют умышленно привязан к манекену, в результате чего чехол не сходит с купола. Количество испытаний — 10.

Результаты испытаний на надежное раскрытие купола опытных образцов запасных парашютов при различных искусственно созданных условиях ненормального срабатывания или отказа основных парашютов сравниваются затем с результатами аналогичных испытаний серийных запасных парашютов.

Испытания на наполняемость куполов опытных образцов запасных парашютов производятся при прыжках парашютистов-испытателей с парашютом. На эти испытания выделяются *вновь* изготовленные запасные парашюты. Снижаясь на нормально выполненном куполе основного парашюта, парашютист-испытатель раскрывает ранец запасного парашюта и *не помогает* куполу запасного парашюта раскрываться.

Количество прыжков — от 5 до 10 при скорости полета, допустимой для случайного раскрытия запасного парашюта у самолета. При прыжках определяется степень удобства пользования запасным парашютом новой конструкции. Если конструкция ранца не изменена, то определяется только характер раскрытия купола запасного парашюта и как он влияет на сохранение выполненной формы купола основного парашюта.

Оценка наполняемости купола запасного парашюта без помощи парашютиста при снижении на выполненном куполе основного парашюта является факультативной, так как раскрытие запасного парашюта при нормальном снижении на основном парашюте не обязательно.

ЛИТЕРАТУРА

1. Brown B. D., Parachutes, London, 1951.
2. Military Service Publishing Company «Paratrooper» (США), 1954.
3. «Popular Science», 1952, April, p. 114.
4. Авторское свидетельство № 22499.
5. Техническое описание запасных парашютов ПЗ—41а, 3-1П, 3—2.
6. Авторское свидетельство № 16382.

Глава XIV

ТОРМОЗНЫЕ ПОСАДОЧНЫЕ ПАРАШЮТЫ (ТПП)

1. НАЗНАЧЕНИЕ И СВОЙСТВА

Тормозные посадочные парашюты предназначены для сокращения длины пробега самолета после посадки и применяются в дополнение к другим имеющимся на самолете тормозным устройствам.

Высокая стоимость строительства взлетно-посадочных полос (ВПП) и относительно большой путь пробега реактивного самолета после посадки заставляют изыскивать различные способы эффективного сокращения пути пробега. Для примера укажем, что путь пробега истребителя весом 6—7 т равен ~2500 м, а бомбардировщика весом 50 т — 3500 м. Очевидно, для тяжелого бомбардировщика весом 100—150 т потребуется посадочная полоса длиной 4—6 км.

Применение тормозов колес дает в практических условиях хорошие результаты. В этом случае длина пробега после посадки составляет 0,5—0,6 длины пробега без тормозов, но и при этом путь пробега реактивного истребителя достигает 1200—1300 м, а бомбардировщика — 1800—2300 м. Следует указать, что существенными недостатками торможения колес являются зависимость силы трения от состояния взлетно-посадочной полосы (лед, сухой или мокрый бетон), а также то, что при большой посадочной скорости тормозить колеса невозможно (разрушаются покрышки колес).

Уменьшения длины пробега самолета можно достигнуть также при помощи тормозного посадочного парашюта. В данном случае используется то замечательное свойство парашюта, что при упаковке он занимает относительно малый объем и при необходимости может развертываться в большую площадь сопротивления. Преимущество ТПП в том, что его тормозящее действие не зависит от состояния поверхности посадочной полосы. Весит парашют обычно немного, вводится в действие просто и легко размещается в хвостовой части фюзеляжа самолета.

Основным аэродинамическим недостатком ТПП является зависимость его тормозящего действия от скорости полета самолета,

но все же применение ТПП дополнительно сокращает длину пробега самолета после посадки на 30—40%.

Ниже приведена сравнительная таблица пробега самолетов после посадки при разных способах торможения (торможение реверсивной тягой двигателей самолета здесь не рассматривается).

Тип самолета	Вес в кг		Общий путь пробега после посадки в м			Время раскрытия — открывания створок парашютного контейнера до полного наполнения купола (куполов) ТПП в сек	Удельный объем парашюта в л/кг веса
	самолета	парашюта	без торможения	с торможением колес	с торможением колес и парашютом		
Истребитель	6500	7,0	2500	1200—1300	700—800	1,5—3	2
Бомбардировщик	50 000	50,0	3500	1760	1360	3—5	2
Тяжелый бомбардировщик	100 000	140,0	4500	2300	1500—1800	—	2

Кроме сокращения длины пробега самолета после посадки, применение ТПП в 2 раза увеличивает срок службы покрышек колес, шасси и тормозных устройств на колесах. Так, на американском самолете «Боинг-52» весом 136 т в связи с применением ТПП кратность использования покрышек колес увеличилась с 25 до 50.

На учебном аэродроме, где применялись реактивные истребители МиГ-19, из-за частых посадок быстро изнашивались тормозные колодки колес; использование ТПП позволило производить посадку без торможения колес. На самолете «М» применение трехкупольной тормозной парашютной системы позволило снять совсем тормозные устройства с передней группы колес, что облегчило посадку. При эксплуатации самолета МиГ-19 выяснилось, что ТПП можно применять и в качестве противоштопорного парашюта. Однажды самолет не вышел из штопора и тогда летчик ввел в действие тормозной посадочный парашют. Парашют раскрылся и, рванув самолет, вывел его из штопора, выполнив таким образом роль противоштопорного парашюта.

Встречный ветер улучшает условия торможения при помощи парашюта. Посадка с тормозным парашютом допускается и при боковом ветре до 15 м/сек (угол до 60°).

В зависимости от места расположения на самолете ТПП можно пользоваться от 10 до 75 раз [1]. Экономическая эффективность ТПП определяется стоимостью одной посадки, которая равна отношению стоимости парашюта к количеству применений, допускаемых данным типом ТПП при своевременно выполняемых войсковых ремонтах.

Тормозные посадочные парашюты применяются при посадочных скоростях 200—350 км/час.

2. СХЕМА ДЕЙСТВИЯ

Раскрывание ТПП после приземления самолета

Самолет коснулся взлетно-посадочной полосы двумя колесами шасси и, пробежав некоторое расстояние, коснулся полосы передним колесом. В этот момент летчик вводит ТПП в действие и начинает тормозить колеса шасси, постепенно повышая давление в системе торможения.

Введение ТПП в действие начинается открыванием створок люка парашютного контейнера. При этом первым в воздушный поток попадает вытяжной парашют, купол которого, наполнившись воздухом, теряет скорость и поэтому отстает от самолета. Будучи связан с основным, вытяжной парашют вытягивает его купол и стропы на всю длину, а при применении чехла купола — стягивает его с купола основного парашюта. Во время вытягивания ТПП подготавливает купол основного парашюта для наполнения и потому не оказывает тормозящего действия на самолет. Только наполняясь воздухом, купол ТПП оказывает тормозящее действие на самолет.

В момент полного наполнения купола ТПП самолет испытывает кратковременный рывок ($R_{п\max} = Q_{п}k_{п}$), который в $k_{п}$ раз больше лобового сопротивления парашюта $Q_{п}$. Величина $k_{п}$ зависит от воздухопроницаемости оболочки купола и скоростного напора q и колеблется в пределах 1,1—2. После рывка, продолжающегося десятки доли секунды, сопротивление купола ТПП становится равным его лобовому сопротивлению ($Q_{п} = q c_{п} F_{п}$), которое по мере уменьшения скорости самолета уменьшается пропорционально квадрату скорости. Таким образом, при раскрывании ТПП после посадки самолета, при включении колесных тормозов в момент выпуска ТПП общий путь пробега самолета равен сумме трех следующих отрезков пути пробега.

1) От момента соприкосновения колес с посадочной полосой до открывания створок люка парашютного контейнера. Длина L_1 этого отрезка пути колеблется в пределах 50—200 м и зависит от летчика: от того, насколько быстро после соприкосновения с полосой двух колес летчик заставит самолет коснуться полосы передним колесом и введет ТПП в действие, а также от скорости пробега самолета при посадке.

2) От момента открывания створок люка парашютного контейнера до полного наполнения купола парашюта.

Длина L_2 этого отрезка пути колеблется в пределах 100—150 м и зависит от размеров вытяжного и тормозного парашютов и от воздухопроницаемости купола тормозного парашюта.

3) От момента полного наполнения купола ТПП до остановки самолета или до достижения им такой скорости, при которой обеспечивается рулежка самолета до стоянки.

Длина $L_{п}$ этого отрезка пути зависит от характеристики парашюта $c_{п} F_{п}$ и веса самолета, а при данных весе и характеристике

парашюта — от посадочной скорости самолета, эффективности тормозных устройств колес и интенсивности торможения летчиком.

Первые два отрезка пути (150—350 м) самолет пробегает без ТПП и этот путь является добавочным к тому пути, который самолет пробегает при торможении парашютом.

При рулежке летчик нажимает на кнопку «Сброс парашюта», в результате чего замок раскрывается и отделяет ТПП от самолета.

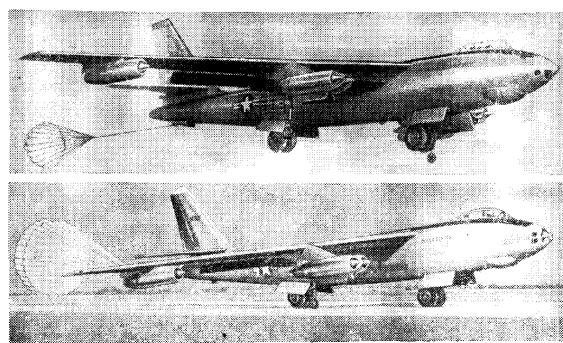
Раскрывание ТПП в воздухе

Чтобы обеспечить наиболее короткий путь пробега самолета при посадке, на некоторых типах самолетов ТПП раскрывают в воздухе. О посадке реактивного истребителя с парашютом, раскрытым в воздухе, один летчик рассказал примерно следующее: «Когда самолет находился на расстоянии 1 м от земли я открыл створки люка парашютного контейнера. Рывок раскрывшегося парашюта вызвал пикирующий момент, который был парирован управлением самолета. Самолет коснулся колесами посадочной полосы при полностью выполненном куполе тормозного парашюта. Доведя постепенно давление в тормозной системе колес до 8—10 атм, я остановил самолет на расстоянии ~480 м от точки соприкосновения колес с посадочной полосой».

Таким образом, при раскрывании в воздухе ТПП уменьшает скорость самолета перед соприкосновением с посадочной полосой; сразу же с момента приземления полностью тормозит движение самолета и позволяет раньше включить колесные тормоза. При этом исключаются первые два отрезка пути (150—350 м), необходимые при раскрывании парашюта на пробеге. Уменьшение посадочной скорости позволяет в случае необходимости интенсивнее использовать колесные тормоза.

Хотя раскрывание ТПП в воздухе на некоторых типах самолетов требует определенной тренировки летного состава для обеспечения хорошей посадки самолета с раскрытым парашютом, но преимущества и примеры успешного применения такой посадки на практике позволяют рекомендовать этот способ для изучения на различных типах самолетов, для которых предусмотрена посадка на взлетно-посадочные полосы малой длины. Следует также заметить, что раскрывание парашюта в воздухе создает и более крутую траекторию планирования самолета на посадку. Например, из иностранных источников известно*, что на самолете В-48 установлен парашют площадью ~20 м², который раскрывается при планировании при заходе самолета на посадку. Этот парашют называется парашютом «подхода». Создаваемое парашютом дополнительное лобовое сопротивление делает траекторию снижения самолета более крутой. Посадка реактивного самолета Рене Редьюк 021 также совершается с парашютом, раскрытым в воздухе [2].

В работе [3] сообщается, что для сокращения длины посадки самолета В-47 в последнее время стали использовать дополнительный тормозной парашют площадью ~20 м² — парашют «подхода», который раскрывается в воздухе, и основной тормозной посадочный



Фиг. 14.1. Раскрывание парашюта в воздухе. Сверху — дополнительный тормозной парашют раскрывается в воздухе; снизу — основной парашют раскрывается после приземления самолета.

парашют площадью 88 м², который раскрывается после приземления самолета при работающем дополнительном парашюте (фиг. 14.1).

3. ТЕХНИКА БЕЗОПАСНОСТИ

Для того чтобы устранить раскрывание ТПП при взлете в случае произвольного открывания створок люка контейнера, на некоторых типах самолетов предусмотрена предохранительная блокировка. Замок крепления троса парашюта к самолету остается разомкнутым до момента подачи летчиком импульса на введение парашюта в действие. При подаче импульса замок крепления троса парашюта запирается и только после этого створки люка контейнера открываются и парашют вводится в действие. Если створки люка откроются произвольно, то, будучи не соединен с самолетом, парашют выпадет из контейнера и не окажет влияния на полет самолета [4].

Более простым средством, предохраняющим самолет от повреждения при раскрывании парашюта на недопустимо большой скорости, является установка тарированного на заданную нагрузку соединительного звена между парашютом и замком самолета. При ло-

* Журнал «Aero Digest», в. 69, No. 5, 1954, 87.

бовом сопротивлении парашюта, равном прочности тарированного звена, звено разрывается и отделяет парашют от самолета.

Для предохранения от вредного воздействия горячей газовой струи двигателя звено изготавливают из стального троса или капронового канатика, заключенного в шланг из стекловолокна. Длина звена 3—5 м.

Чтобы устранить в полете вредное воздействие на парашют высокой температуры стенок контейнера, если он помещен вблизи стенок сопла двигателя, помимо применения различной теплоизоляции контейнера, для изготовления парашюта применяют материалы, стойкие против длительного воздействия высоких температур. Известно, что капроновые, нейлоновые и другие материалы не теряют прочностных свойств при длительном (в течение нескольких часов) пребывании в среде с температурой 70—80°С, но при кратковременном воздействии температуры 120°С и выше прочность этих материалов резко снижается. Наличие кислорода в парашютном отсеке способствует более интенсивному распаду капрона и нейлона при высокой температуре. Хлопчатобумажные материалы, наоборот, хорошо выдерживают кратковременную (в течение нескольких секунд) высокую температуру до 300—400°С и не выдерживают длительного воздействия температуры 50—70°С.

Поэтому для предохранения капроновых строп ТПП от повреждения газовой струей двигателя, например, при уходе самолета с взлетно-посадочной полосы с раскрытым парашютом, на стропы парашюта на длине 2—3 м от коуша применяются предохранительные чехлы не только из стеклоткани, но и из обычной хлопчатобумажной ткани или из ткани, обработанной пламестойкой пропиткой.

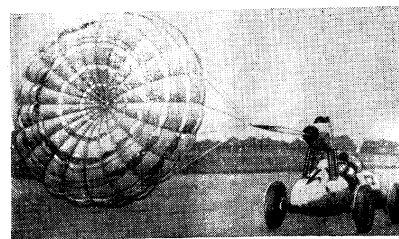
Изыскание жаропрочных материалов для изготовления ТПП привело к полиэфирному дакрону, который хотя и обладает несколько меньшей прочностью, но в среде с высокой температурой теряет прочность в незначительной степени. Если прочность капрона и нейлона понижается на ~60%, то прочность дакрона в тех же условиях понижается только на 8%. Однако при изготовлении ТПП просто заменить капроновые и нейлоновые материалы дакроном невозможно. Дело в том, что дакроновая ткань при температуре порядка 177°С дает усадку примерно на 20%. А так как усадка ткани и строп купола может происходить неравномерно (участки парашюта, близко расположенные к стенке контейнера с высокой температурой будут иметь значительно большую усадку, чем другие), то, конечно, применять дакрон без дополнительной обработки нельзя. Усадка отдельных участков купола искажает его форму и уменьшает воздухопроницаемость ткани, что, в свою очередь, вызывает местные перенапряжения материала при раскрытии парашюта. С другой стороны, значительное сокращение площади сопротивления уменьшает тормозные качества парашюта. Для устранения усадки дакрона были предприняты попытки повысить прочность и устранить остаточную деформацию вытягиванием пряжи в горячем состоянии.

310

Во время вытягивания дакроновой пряжи при температуре 177°С молекулярная структура пряжи изменялась таким образом, что остаточная деформация больше уже не наблюдалась. Для устранения усадки, которая достигала при этом 12%, пряжу релаксировали под нагревом [1].

4. ОСОБЕННОСТИ ТПП

Тормозной посадочный парашют в момент полного наполнения купола испытывает кратковременный рывок, который в 1,1—2 раза больше его лобового сопротивления. Поэтому прочность замка для крепления парашюта к самолету необходимо рассчитывать не на максимальную силу торможения $Q_{\text{п}}$, а на рывок, действие которого аналогично действию статической нагрузки $R_{\text{п max}} = (1,1 - 2) Q_{\text{п}}$.



Фиг. 14.2. Испытание на автомобиле устройства, предназначенного для втягивания тормозного посадочного парашюта в трубу.

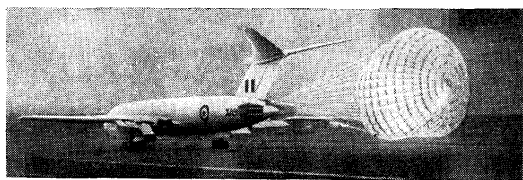
По мере уменьшения скорости полета самолета лобовое сопротивление парашюта уменьшается пропорционально квадрату этой скорости.

При применении ТПП эксплуатация самолета усложняется. Для уборки парашютов, отделившихся от самолета после посадки, переукладки этих парашютов и размещения их на самолете требуется дополнительный обслуживающий персонал. Английская парашютная компания GQ сочла возможным сделать на самолете устройство для втягивания лебедкой парашюта в трубу, что устраняет необходимость подбирать, укладывать и размещать парашют на самолете [5] (фиг. 14.2). Однако о применении этого приспособления на самолетах данных пока нет.

Парашюты необходимо сушить, если при посадке они намокли; производить осмотр и своевременное выполнение войскового ремонта парашютов.

311

В зависимости от места расположения ТПП на самолете и от принятой схемы введения в действие, парашют может быстро выходить из строя, а в отдельных случаях и разрушаться. С этой точки зрения, существующую на многих типах самолетов схему введения ТПП в действие нельзя признать лучшей. После раскрытия створок люка парашютного контейнера весь парашют под действием силы тяжести падает на посадочную полосу, вытяжной парашют не успевает вытянуть парашютную систему на всю длину, в результате чего стропы, чехол купола и купол ТПП, протаскиваясь по бетонной полосе, истираются, получают ожог и разрушаются. Совершенно очевидно, что чем тяжелее самолет, тем больше вес ТПП и тем быстрее он будет выходить из строя. Так, например, на самолете «М» куполы парашютной системы в отдельных неблагоприят-



Фиг. 14.3. Высокое расположение замка крепления ТПП устраняет соприкосновение купола с посадочной полосой.

ных случаях выходят из строя после 4—5, а иногда после 1—6 применений, тогда как при схеме введения парашюта в действие, в которой устранено соприкосновение ТПП с посадочной полосой, количество надежных применений ТПП увеличивается до 40. Можно добиться большого количества применений ТПП, если парашютную систему разместить в трубе, продольная ось которой расположена на самолете параллельно земле, и обеспечить вытягивание сначала купола, а затем строп.

Применение ТПП требует обеспечения хорошей теплоизоляции парашютного контейнера, если он находится близко от сильно нагретых двигателей.

ТПП быстро выходят из строя при малом клиренсе хвостовой части самолета, если не удастся поднять место расположения замка крепления парашюта к самолету (фиг. 14.3) или применить многокупольную тормозную систему (см. фиг. 14.9) [6].

5. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА КУПОЛА

Аэродинамическими свойствами куполов ТПП, так же как и куполов других парашютов являются: коэффициент лобового сопротивления купола, динамический коэффициент, устойчивость купола,

время вытягивания и время наполнения купола (т. е. скорость раскрытия). Многие из этих свойств рассмотрены ранее, поэтому здесь мы осветим только свойства, характерные для куполов ТПП, и их взаимное влияние.

Известно, что лобовое сопротивление купола ТПП

$$Q_n = \frac{\rho_0 V^2}{2} c_n F_n, \quad (14.1)$$

или

$$Q_n = \frac{V^2}{16} c_n F_n.$$

Из этого равенства следует, что при данной скорости движения самолета можно получить наибольшее лобовое сопротивление купола, если коэффициент лобового сопротивления купола c_n будет максимальным. В этом случае потребное сопротивление можно получить при малой площади купола F_n , что на первый взгляд наиболее целесообразно с экономической точки зрения. При этом предполагается, что купол с малой площадью поверхности F_n будет иметь минимальные вес и объем, а также минимальную стоимость. Но в действительности при конструировании куполов ТПП не всегда удается выбрать купол с максимальным коэффициентом c_n . Дело в том, что коэффициент c_n зависит от многих факторов, которые, в свою очередь, отрицательно влияют на устойчивость купола, динамический коэффициент и скорость раскрытия.

Одним из основных свойств купола ТПП, определяющих его качества, является продольная устойчивость при посадке самолета. Рыскание неустойчивого купола усложняет посадку самолета. Но, к сожалению, за исключением вращающихся и конусных куполов, все находящиеся в эксплуатации куполы с высоким коэффициентом c_n неустойчивы.

Устойчивость купола обеспечивается главным образом воздухопроницаемостью его поверхности. Чем больше воздухопроницаемость, тем больше устойчивость. Но с увеличением воздухопроницаемости поверхности купола уменьшается коэффициент c_n и увеличивается время наполнения. При продувках моделей куполов в аэродинамической трубе установлено, что c_n продольно устойчивых куполов, изготовленных из концентрически расположенных лент при длине строп $L = 0,8 D_n$, изменяется пропорционально коэффициенту заполнения $k_{зап}$ купола

$$c_n = \alpha k_{зап}. \quad (14.2)^*$$

Здесь α — коэффициент пропорциональности. Для куполов из концентрически расположенных лент α зависит от природы ткани лент. Например, если ленты из хлопка, то $\alpha = 0,56$, если из натурального шелка и капрона, то $\alpha = 0,605$ при $V = 30—70$ м/сек;

* По данным Б. С. Россомахина, полученным при проверке раскрытия парашютов в аэродинамической трубе.

$k_{\text{зап}}$ — коэффициент заполнения поверхности купола тканью; $k_{\text{зап}}$ равен отношению площади, заполненной тканью (лентами), к площади поверхности купола и принимается в пределах 0,825—0,95.

Итак, в зависимости от $k_{\text{зап}}$ коэффициент c_p куполов с концентрически расположенными лентами равен 0,46—0,575 и не зависит от ширины лент. При выборе коэффициента лобового сопротивления для купола ТПП следует иметь в виду, что коэффициент $k_{\text{зап}}$ значительно влияет на раскрываемость парашюта и на динамический коэффициент k_d .

Для ТПП, которые раскрываются после приземления самолета для уменьшения пути пробега самолета за время наполнения купола целесообразно применять куполы с $k_{\text{зап}} = 0,9—0,95$, а для ТПП, которые раскрываются в воздухе — с $k_{\text{зап}} = 0,825—0,9$. Дело в том, что от величины $k_{\text{зап}}$ зависит критическая скорость наполняемости купола $V_{\text{ок}}$ (подробнее см. гл. VIII, разд. 3). Чем больше коэффициент заполнения купола $k_{\text{зап}}$, тем при большей скорости самолета купол парашюта способен выполниться полностью. Поэтому для ТПП, которые вводятся в действие после приземления самолета, применяют куполы с высоким коэффициентом $k_{\text{зап}}$, чтобы обеспечить наполняемость при большей скорости пробега самолета за короткое время.

Для ТПП, вводимых в действие в воздухе, применяются куполы с малым коэффициентом $k_{\text{зап}}$, чтобы удлинить процесс наполнения и обеспечить полное наполнение купола при сниженной посадочной скорости.

Ниже для примера показана известная зависимость скорости $V_{\text{ок}}$ от коэффициента $k_{\text{зап}}$ для ленточных и конусных куполов. Площадь поверхности купола 15—16 м².

Купол	$k_{\text{зап}}$	0,77	0,825	0,85	0,9	0,94	Материал
С концентрически расположенными лентами	$V_{\text{ок}}$	<15	<20	—	—	>65	Ленты хлопчатобумажные
		—	<70	—	—	>65	Ленты из натурального шелка
		—	30—65	—	—	>65	Ленты капроновые
Конусный	$V_{\text{ок}}$	—	—	50	>60	—	Ткань капроновая

Динамический коэффициент k_d зависит не только от $k_{\text{зап}}$, но и от скорости. Так, например, для указанных ленточных куполов при продувках в аэродинамической трубе были получены следующие данные:

при скорости потока в трубе $V = 56$ м/сек коэффициент $k_{\text{зап}} = 0,825—0,98$, $k_d = 1,1—1,42$;

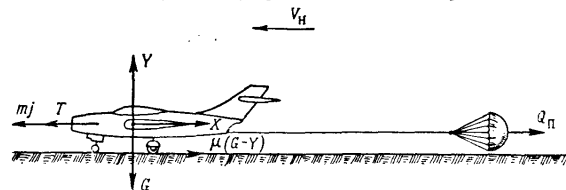
при скорости потока в трубе $V = 30$ м/сек коэффициент $k_{\text{зап}} = 0,825—0,98$, $k_d = 1,1—1,77$.

Увеличение коэффициента k_d при малых скоростях и больших значениях $k_{\text{зап}} = 0,98$ указывает, что критическая скорость наполнения этих куполов значительно больше 30 м/сек.

Из показанных аэродинамических свойств куполов ТПП следует, что для обеспечения меньших нагрузок, действующих на парашют и замок крепления парашюта к самолету, целесообразно применять куполы с $k_{\text{зап}} \geq 0,85$. При этом площадь купола увеличивается на 12% по сравнению с куполом, у которого $k_{\text{зап}} = 0,95$, но нагрузки на парашют будут на 30—60% меньше. В результате ТПП с куполами, для которых $k_{\text{зап}} = 0,85$, не будут отличаться по весу и объему от ТПП с куполами, для которых $k_{\text{зап}} = 0,95$, но будут испытывать меньшие нагрузки. Для ТПП многократного применения с куполами из концентрически расположенных хлопчатобумажных лент, рекомендуется принимать $k_{\text{зап}} = 0,94$. При таком значении $k_{\text{зап}}$ стабильная наполняемость куполов сохраняется и при остаточном удлинении лент (в результате многократного применения парашюта). При малом значении $k_{\text{зап}}$ куполы из хлопчатобумажных лент из-за остаточного удлинения при повторном применении нормально не наполняются.

6. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПЛОЩАДИ КУПОЛА

Перед тем как приступить к определению собственно площади купола сначала рассчитывают характеристику парашюта $c_p F_n$, обеспечивающую заданную длину пробега самолета $L_{\text{пр}}$ от момента пол-



Фиг. 14.4. Схема сил, действующих на самолет при торможении.

ного наполнения купола (куполов) парашюта до остановки самолета или до достижения самолетом такой скорости пробега, при которой обеспечивается рулежка самолета до стоянки. Затем по численной характеристике $c_p F_n$ и выбранному значению коэффициента c_p определяют площадь купола F_n .

Рассмотрим систему самолет—парашют, на которую действуют силы, показанные на фиг. 14.4. Здесь T — сила тяги двигателя; G —

вес самолета; Y — подъемная сила самолета при пробеге; X — лобовое сопротивление самолета при пробеге; Q_n — лобовое сопротивление парашюта; $\mu(G - Y)$ — сила трения; V_n — скорость самолета в момент полного наполнения купола парашюта.

Для данного самолета заданы также $c_x S$ и $c_y S$ при пробеге.

Известно, что уравнение движения системы имеет вид

$$m \frac{dV}{dt} = -X - Q_n + \mu Y - \mu G + T. \quad (14.3)$$

Так как при $\rho_0 = \frac{1}{8}$

$$X = \frac{c_x S}{16} V^2; \quad Y = \frac{c_y S}{16} V^2; \quad Q_n = \frac{c_n F_n}{16} V^2, \quad \text{а } m = \frac{G}{g},$$

то уравнение движения можно переписать в виде

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{gV^2}{16G} (c_x S - \mu c_y S + c_n F_n) - g \left(\mu - \frac{T}{G} \right). \quad (14.4)$$

Для упрощения расчета примем несколько допущений. Положим, что коэффициент трения μ не зависит от скорости, а коэффициенты подъемной силы c_y и лобового сопротивления c_x во время пробега остаются постоянными [7].

Введем в уравнение (14.4)

$$b = g \left(\mu - \frac{T}{G} \right); \quad a = \frac{g}{16G} (c_x S - \mu c_y S + c_n F_n).$$

Тогда

$$\frac{dV}{dt} = -b - aV^2.$$

Но так как

$$\frac{dV}{dt} = \frac{dV}{dl} \frac{dl}{dt} = V \frac{dV}{dl},$$

то

$$V \frac{dV}{dl} = -b - aV^2.$$

Отсюда

$$dl = -\frac{V dV}{b + aV^2}. \quad (14.5)$$

Интегрируя (14.5), получим

$$-\frac{1}{2a} \ln(b + aV^2) = L_{np} + C_1. \quad (14.6)$$

Постоянная C_1 определяется из начального условия, что при $V = V_n$, длина пробега $L_{np} = 0$. Таким образом,

$$C_1 = -\frac{1}{2a} \ln(b + aV_n^2).$$

Тогда выражение (14.6) можно записать в виде

$$L_{np} = \frac{1}{2a} \ln \frac{(b + aV_n^2)}{(b + aV^2)}, \quad (14.7)$$

где L_{np} — искомый путь пробега самолета с парашютом;

V_n — скорость самолета в момент полного наполнения купола парашюта;

V — скорость пробега самолета в конце пути L_{np} ;

$$b = g \left(\mu - \frac{T}{G} \right);$$

$$a = \frac{g}{16G} (c_x S - \mu c_y S + c_n F_n).$$

Примерный порядок определения площади купола

1. Определяем путь пробега самолета L_{np} ;

$$L_{np} = L_{\text{общ}} - (L_1 + L_2), \quad (14.8)$$

где $L_{\text{общ}}$ — общий путь пробега самолета в м;

L_1 — путь пробега от момента соприкосновения колес самолета с посадочной полосой и до открывания створки люка парашютного контейнера в м;

L_2 — путь пробега самолета за время вытягивания парашюта и наполнения купола в м;

L_{np} — путь пробега самолета при полностью выполненном куполе парашюта в м.

При раскрытии парашюта в воздухе $L_1 + L_2 = 0$.

2. Определяем скорость пробега самолета к моменту наполнения купола. От момента приземления самолета до наполнения купола самолет пробежит путь, равный $L_1 + L_2$, а скорость самолета изменится от $V_{\text{пос}}$ до V_n . Не учитывая сопротивление парашюта за время наполнения купола, определим скорость V_n из формулы (14.7) после ее преобразования [8]. Так как

$$L = \frac{1}{2a_1} \ln \frac{b + a_1 V_{\text{пос}}^2}{b + a_1 V_n^2},$$

то

$$V_n = \sqrt{\frac{b(1 - e^{2a_1 L}) + a_1 V_{\text{пос}}^2}{a_1 e^{2a_1 L}}}. \quad (14.9)$$

Здесь

$$L = L_1 + L_2,$$

$$a_1 = \frac{g}{16G} (c_x S - \mu c_y S),$$

$$b = g \left(\mu - \frac{T}{G_{\text{пос}}} \right).$$

3. Задаемся минимальным значением a . Из статистических данных следует, что $a_{\min} = 0,0002$.

4. Вычисляем характеристику $c_n F_n$ по a при $a = 0,0002$ до $a = 0,001$ по формуле

$$c_n F_n = \frac{16Ga}{g} - c_x S + \mu c_y S. \quad (14.10)$$

Результаты вычислений нужно свести в таблицу (см. ниже).

a	0,0002	0,0003	0,0004	0,0005	и т. д.	0,001
$c_n F_n$						

5. Определяем величину b :

$$b = g \left(\mu - \frac{T}{G} \right).$$

6. Вычисляем $L_{пр}$ по a по формуле (14.7):

$$L_{пр} = \frac{1}{2a} \ln \frac{b + aV_n^2}{b + aV^2}.$$

Здесь V — скорость самолета к концу $L_{пр}$ обычно бывает задана.

Результаты вычислений $L_{пр}$ по a и $c_n F_n$ по a вносим в таблицу и строим график фиг. 14.5.

a	0,0002	0,0003	0,0004	и т. д.	0,001
$c_n F_n$					
$L_{пр}$					

Из фиг. 14.5, где $L_{пр} = \varphi(a)$, а $c_n F_n = \psi(a)$, по заданному $L_{пр}$ определяем характеристику $c_n F_n$. График позволяет проанализировать, как будет изменяться $L_{пр}$ при изменении $c_n F_n$, которое имеет место в расчетах из-за ограничений максимальной нагрузки $R_{п \max}$ или по другим причинам.

7. Определяем площадь купола парашюта F'_n .

$$F'_n = \frac{c_n F_n}{c_n}.$$

Здесь c'_n — коэффициент сопротивления для выбранной конструкции купола тормозного посадочного парашюта.

Для ленточных куполов с концентрически расположенными хлопчатобумажными лентами в зависимости от величины $k_{зап}$ коэффициент c_n равен 0,46—0,575. Для конусных куполов коэффициент $c_n = 0,7$ —0,8 в зависимости от воздухопроницаемости купола. Здесь c_n относят к площади верхнего основания купола без учета сопротивления поверхности конуса.

Учитывая клиренс самолета при пробеге, останавливаемся на одно-, двух- или трехкупольной парашютной системе с равным расстоянием всех куполов системы от самолета.

8. Определяем максимальную нагрузку $R_{п \max}$ на тормозной посадочный парашют в момент наполнения купола (или куполов)

$$R_{п \max} = \frac{V_n^2}{16} c_n F_n k_d. \quad (14.11)$$

Здесь k_d — коэффициент динамичности, зависящий от воздухопроницаемости поверхности купола и скорости, и равный 1,1—2,0.

Для одного купола многокупольной системы

$$R_{п \max} = \frac{R_{п \max}}{n},$$

где n — число куполов.

Если $R_{п \max}$ превышает нагрузку, допускаемую прочностью конструкции самолета, то вычисляем новое значение $c_n F_n$ по формуле

$$c_n F_n = \frac{16 R_{п \max \text{ доп}}}{V_n^2 k_d}$$

и внося вычисленное значение $c_n F_n$ в график зависимости $L_{пр} = \varphi(a)$ и $c_n F_n = \psi(a)$, определяем $L_{пр}$, который, естественно, будет несколько больше требуемого (см. фиг. 14.5).

Если путь пробега $L_{пр}$ увеличивать нельзя, то для уменьшения $R_{п \max}$ увеличивают воздухопроницаемость поверхности купола или, что все равно, уменьшают коэффициент $k_{зап}$. В этом случае в связи с изменением c_n изменяются F_n , $V_{ок}$ и k_d .

7. РАСЧЕТ ТПП НА ПРОЧНОСТЬ

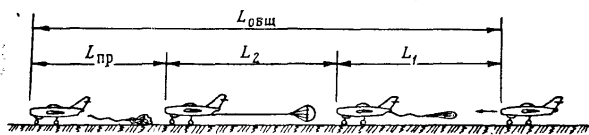
Расчет купола, строп и соединительного звена ТПП производится по методике, применяемой для расчета парашютов и парашютных систем разных типов (см. гл. X), однако при выборе коэффициента запаса прочности для ТПП следует иметь в виду следующее.

1. При раскрытии парашюта после приземления самолета и при возможном соприкосновении парашюта с посадочной полосой коэффициент запаса прочности m принимают:

- а) для строп купола $m = 3-4$;
 б) для радиальных тесемок купола (продолжение строп) $m = 3-4$;
 в) для экваториальных тесемок купола $m = 2$.
 2. При раскрывании парашюта в воздухе или когда парашют не соприкасается с посадочной полосой во время раскрывания или пробега коэффициент запаса прочности $m = 2$.
 3. Для парашютов, находящихся в парашютном контейнере в условиях высокой температуры, коэффициент запаса прочности увеличивают пропорционально потере прочности парашютных материалов из-за отрицательного действия температуры.
 4. Нижнюю кромку купола парашюта изготавливают равнопрочной стропе.

8. ПРИМЕРНЫЙ РАСЧЕТ ПЛОЩАДИ КУПОЛА

Пример 1. Заданы: вес самолета при посадке $G = 9500$ кг; $S = 30$ м², $c_y = 1,0$; $c_x = 0,26$; тяга двигателя при посадке $T = 257$ кг; коэффициент трения $\mu = 0,2$ (с торможением колес при



Фиг. 14.6. Общий путь пробега самолета по взлетно-посадочной полосе.

пробега); посадочная скорость самолета 77 м/сек; потребный путь пробега самолета при посадке $L_{общ} = 900$ м.

Нужно определить:

- 1) площадь куполов тормозных посадочных парашютов, обеспечивающую заданную длину пробега самолета при посадке для случая $T = 0$ (двигатель выключен при пробега) и $T = 257$ кг при $V = 0$;
- 2) максимальные нагрузки, действующие на парашюты при наполнении.

Общий путь пробега самолета при посадке (фиг. 14.6) в случае введения парашюта в действие при пробега

$$L_{общ} = L_1 + L_2 + L_{пр}.$$

Здесь L_1 — путь пробега от момента соприкосновения колес самолета с посадочной полосой до открывания створок люка парашютного контейнера в м;
 L_2 — путь пробега самолета за время вытягивания парашюта и наполнения купола в м;
 $L_{пр}$ — путь пробега самолета при полностью выполненном куполе в м.

Расчет площади купола ТПП производим из условий обеспечения пути пробега по формуле (14.8):

$$L_{пр} = L_{общ} - (L_1 + L_2).$$

При раскрывании парашюта в воздухе $L_{пр} = L_{общ}$, так как $L_1 + L_2 = 0$.

1. Определяем путь пробега $L_{пр}$. Из статистических данных для самолетов весом $7-10$ т путь $L_1 = 50$ м, $L_2 = 150$ м. По условиям задачи $L_{общ} = 900$ м.

Тогда

$$L_{пр} = 900 - (50 + 150) = 700 \text{ м.}$$

2. Определяем скорость полета V_n к моменту наполнения купола ТПП по формуле (14.9):

$$V_n = \sqrt{\frac{b(1 - e^{2a_1L}) + a_1V_{пос}^2}{a_1e^{2a_1L}}},$$

где

$$a_1 = \frac{g}{16G} (c_x S - \mu c_y S) = \frac{9,81}{16 \cdot 9500} (0,26 \cdot 30 - 0,2 \cdot 1 \cdot 30) = 0,00011617;$$

$$L = L_1 + L_2 = 50 + 150 = 200 \text{ м}; \quad V_{пос}^2 = 5929; \quad a_1 V_{пос}^2 = 0,6896;$$

$$b = g \left(\mu - \frac{T}{G} \right) = 9,81 \cdot 0,2 = 1,962 (T = 0);$$

$$b = 9,81 \left(0,2 - \frac{257}{9500} \right) = 1,696 (T = 257); \quad e^{2a_1L} = e^{0,046468} = 1,04756.$$

Тогда

$$V_n = \sqrt{\frac{1,962(1 - 1,04756) + 0,6896}{0,00011617 \cdot 1,04756}} = 70 \text{ м/сек} \quad (T = 0)$$

$$V_n = \sqrt{\frac{1,696(1 - 1,04756) + 0,6896}{0,00011617 \cdot 1,04756}} = 70,73 \text{ м/сек} \quad (T = 257).$$

Примем для расчета $V_n = 70$ м/сек.

3. Определяем характеристику ТПП $c_n F_n$. Путь пробега $L_{пр}$ связан с $c_n F_n$ согласно формуле (14.7) зависимостью

$$L_{пр} = \frac{1}{2a} \ln \frac{b + aV_n^2}{b + aV^2},$$

где

$$a = \frac{g}{16G} (c_x S - \mu c_y S + c_n F_n);$$

$$b = g \left(\mu - \frac{T}{G} \right);$$

V — скорость самолета в конце пути $L_{пр}$.

Задача решается этапами.

1) Задаем минимальным значением a . На основании статистических данных для истребителей весом 7–10 т $a_{\min} \approx 0,0005$.

2) Вычисляем $c_n F_n$ по формуле (14.10) при $a = 0,0005$; 0,0006 и т. д.

$$c_n F_n = \frac{16Ga}{g} - c_{\lambda} S + \mu c_y S.$$

Для нашего примера

$$c_n F_n = \frac{16 \cdot 9500 \cdot a}{9,81} - 0,26 \cdot 30 + 0,2 \cdot 1 \cdot 30.$$

Результаты вычислений сведем в таблицу:

a	0,0005	0,0006	0,0007	0,0008	0,0009	0,001
$c_n F_n$	5,95	7,49	9,05	10,58	12,14	13,69

3) Определяем величину b :

$$b = g \left(\mu - \frac{T}{G} \right).$$

По условиям задачи $\mu = 0,2$, $T = 0$, $T = 257$ кг, $G = 9500$ кг.

Тогда при $T = 0$ $b = 9,81 \cdot 0,2 = 1,962$;

при $T = 257$ кг $b = 9,81 \left(0,2 - \frac{257}{9500} \right) = 1,696$.

4) Вычисляем путь пробега $L_{пр}$ по a по формуле (14.7):

$$L_{пр} = \frac{1}{2a} \ln \frac{b + aV_n^2}{b + aV^2}.$$

По условиям задачи $V_n = 70$ м/сек, $V = 0$.

Тогда при $T = 0$

$$L_{пр} = \frac{1}{2a} \ln \frac{1,962 + a \cdot 70^2}{1,962}.$$

а при $T = 257$ кг

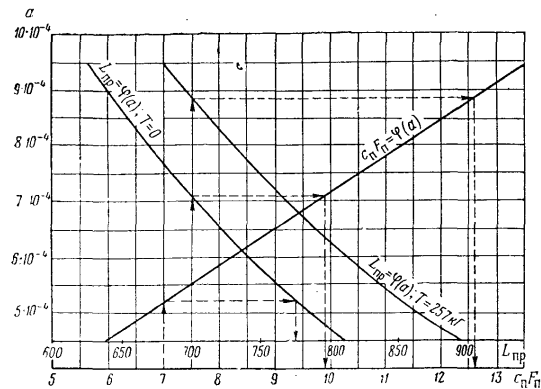
$$L_{пр} = \frac{1}{2a} \ln \frac{1,696 + a70^2}{1,696}.$$

Результаты вычислений внесем в таблицу и построим график фиг. 14.7 (см. сл. стр.).

Из фиг. 14.7 следует, что для обеспечения заданной длины пробега $L_{пр} = 700$ м необходимы следующие значения характеристик ТПП:

при $T = 0$ $c_n F_n = 9,925$ м².

при $T = 257$ кг $c_n F_n = 12,65$ м².



Фиг. 14.7. К расчету площади купола ТПП.

a	0,0005	0,0006	0,0007	0,0008	0,0009	0,001
$c_n F_n$	5,95	7,49	9,05	10,58	12,14	13,69
$L_{пр}$ при	$T = 0$					
	810,3	762,9	722,0	686,0	654,3	626,0
$L_{пр}$ при	$T = 257$ кг					
	893,8	837,9	789,9	750,1	711,6	680,4

4. Определяем площадь куполов F'_n . Для ленточных куполов с концентрически расположенными капроновыми лентами примем $k_{зап} = 0,85$. Тогда $c_n = 0,6 \cdot k_{зап}$ или $c_n = 0,6 \cdot 0,85 = 0,510$.

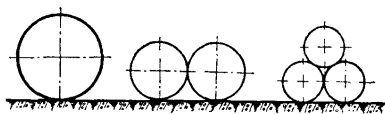
$$\text{При } T = 0 \quad F'_n = \frac{c_n F_n}{c'_n} = \frac{9,925}{0,51} = 19,46 \text{ м}^2;$$

$$\text{при } T = 257 \text{ кг} \quad F'_n = \frac{12,65}{0,51} = 24,8 \text{ м}^2.$$

В зависимости от клиренса самолета принимаем одно-, двух- или трехкупольную систему с общей площадью куполов F'_n (фиг. 14.8). Многокупольная система обеспечивает надежную работу при малом клиренсе самолета и меньший рывок при раскрытии куполов за счет их неодновременного наполнения.

5. Определяем максимальную нагрузку $R_{п\max}$, действующую на парашюты в момент наполнения куполов.

Заданы: $V_n = 70$ м/сек; $c_{пF_{п}} = 9,925$ м² при $T = 0$ и $c_{пF_{п}} = 12,65$ м² при $T = 257$ кг, $k_d = 1,2$ при $k_{зап} = 0,85$.



Фиг. 14.8. Системы куполов.

Максимальную нагрузку определяем по формуле

$$R_{п\max} = \frac{V_n^2}{16} c_{пF_{п}} k_d.$$

$$\text{При } T = 0 \quad R_{п\max} = \frac{70^2}{16} \cdot 9,925 \cdot 1,2 = 3647 \text{ кг};$$

$$\text{при } T = 257 \text{ кг} \quad R_{п\max} = \frac{70^2}{16} \cdot 12,65 \cdot 1,2 = 4648,6 \text{ кг}.$$

В многокупольной системе ТПП нагрузку на один купол принимают равной $R_{п\max}/n$, где n — число куполов.

Пример 2. Для самолета, приведенного в Примере 1, определить площадь парашюта F'_n , путь пробега $L_{пр}$ и общий пробег при условии обеспечения $R_{п\max} \leq 2573$ кг при $T = 0$.

1. Определяем характеристику

$$c_{пF_{п}} = \frac{16R_{п\max\text{ доп}}}{V_n^2 k_d}.$$

Подставляя заданные величины, получим

$$c_{пF_{п}} = \frac{16 \cdot 2573}{70^2 \cdot 1,2} \approx 7 \text{ м}^2.$$

2. Определяем площадь

$$F'_n = \frac{c_{пF_{п}}}{c_n} = \frac{7}{0,51} = 13,7 \text{ м}^2.$$

3. Определяем путь пробега $L_{рп}$. Из фиг. 14.7 при $c_{пF_{п}} = 7$ м² путь пробега $L_{рп} = 776$ м.

4. Определяем общий путь пробега

$$L_{общ} = 50 + 150 + 776 = 976 \text{ м}.$$

9. ЭЛЕМЕНТЫ ТПП

Парашютный контейнер

Для укладки ТПП применяется съемный парашютный контейнер, что позволяет заблаговременно уложить в него парашют и относительно быстро поместить контейнер на самолет. На парашютном контейнере имеются клапаны, удерживающие парашют в упакованном виде при помощи колец и шомпола с красным флажком. После того как контейнер будет помещен на самолет и створки люка будут закрыты, шомпол вытаскивают, клапаны расстегиваются и парашют опирается на створки люка. Открывание створок люка сопровождается введением парашюта в действие.

Парашютный контейнер помещается в таком месте хвостовой части самолета, где поток воздуха обеспечивает интенсивное отставание вытяжного парашюта от самолета, а следовательно, и раскрытие ТПП. Кромка парашютного контейнера, по которой протаскивается парашют, и два смежных угла должны быть закруглены, чтобы устранить повреждение и заклинивание парашюта при вытягивании из контейнера.

Створки люка парашютного контейнера не должны иметь выступающих частей, чтобы вытяжной или основной парашют не могли за них зацепиться. Соприкасающиеся с двигателем стенки контейнера должны иметь изолирующую прослойку, которая обеспечивала бы на внутренней стенке контейнера температуру, допускаемую парашютными материалами. Стенки парашютного контейнера должны быть с положительной конусностью для устранения заклинивания парашюта при вытягивании.

Поверхность внутренних стенок контейнера должна быть гладкой, а заклепочные соединения (если имеются) — выполнены впотай.

Применяющиеся для изготовления парашютного контейнера материалы должны иметь стойкое антикоррозионное покрытие или не подвергаться ржавлению, особенно в местах соприкосновения с парашютом.

Стенки контейнера должны быть достаточно жесткими, чтобы не деформироваться при транспортировке и других случаях. Возможные вмятины не должны заклинивать парашют в контейнере.

Упаковка ТПП

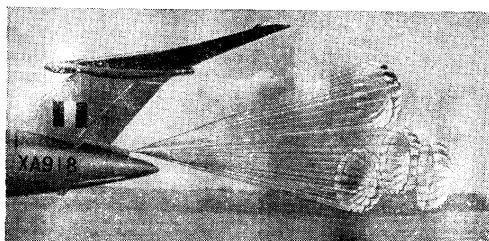
Первым в парашютный контейнер укладывают соединительное звено (соединяющее ТПП с замком самолета), поверх звена — зигзагообразно стропы, а затем купол. При применении чехла купола на звено помещают нижнюю часть чехла купола, но так, чтобы при раскрытии купола с взлетно-посадочной полосой соприкасалась гладкая часть чехла, а соты чехла с уложенными в них стропами купола должны быть при этом расположены сверху. При таком

положении чехол купола быстро изнашивается, но зато предохраняются стропы.

Последним в парашютный контейнер укладывают вытяжной парашют, который при введении парашюта в действие должен выходить из контейнера первым.

10. МОНТАЖНАЯ СХЕМА

Тормозной посадочный парашют монтируют на самолет так, чтобы после раскрытия все части парашюта следовали за самолетом. Из опыта применения ТПП известно, что нарушение этого правила приводило в отдельных случаях к авариям, так как отделившиеся от купола ТПП чехол и вытяжной парашют всасыва-



Фиг. 14.9. Многокупольная система без соединительного звена.

лись воздухозаборником двигателя соседнего приземлившегося самолета, что выводило воздухозаборник из строя.

Обычно ТПП монтируется по следующей схеме: металлическая серьга (для крепления парашюта к замку самолета) закреплена на соединительном звене, которое, в свою очередь, через разъемный переходник соединено с коушем строп купола парашюта. Если ТПП находится далеко от газовой струи двигателя, то соединительное звено не применяется (фиг. 14.9) и коуш строп присоединен непосредственно к металлической серьге, но при этом длина строп должна обеспечивать положение купола парашюта за аэродинамической тенью самолета. Для крепления многокупольной системы серьга имеет вильчатую форму с количеством проушин, равным количеству коушей строп куполов парашютной системы.

К полюсной части купола ТПП вытяжной парашют с чехлом купола присоединен прочным звеном, выдерживающим рывок вытяжного парашюта в момент вытягивания парашютной системы на всю длину.

11. ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЗАДАННЫХ НАГРУЗОК

При наполнении купола ТПП на замок самолета действует рывок, равный $R_{п\max} = Q_{п}k_{д}$, а затем сопротивление парашюта $Q_{п}$. Очевидно, что при заданных $V_{пос}$, $F_{п}$ и $k_{д}$ уменьшить нагрузку можно только в пределах от $R_{п\max}$ до $Q_{п}$.

Одним из путей уменьшения нагрузки в этом пределе является применение для ТПП многокупольной системы. Куполы многокупольной системы наполняются неодновременно, поэтому рывок на замок от каждого парашюта приходится в разное время.

Общее сопротивление парашютной системы к концу наполнения последнего купола, например, при трехкупольной системе можно записать в виде

$$R_{п\max} = Q_1 + Q_2 + Q_3k_{д} = Q_{п}(2 + k_{д}),$$

вместо

$$R_{п\max} = 3Q_{п}k_{д}.$$

Неодновременное наполнение всех куполов многокупольной системы происходит из-за их взаимного аэродинамического влияния друг на друга и из-за неодинаковой воздухопроницаемости ткани отдельных куполов.

Уменьшить нагрузки можно также увеличением воздухопроницаемости купола или куполов ТПП. При увеличении воздухопроницаемости купола скорость $V_{ок}$ уменьшается, таким образом купол или куполы будут полностью наполняться при меньшей скорости, что и уменьшит нагрузки. Но путь пробега самолета при этом удлинится, если соответственно не увеличить площадь купола.

ЛИТЕРАТУРА

1. «American Textile Reporter», 1957, August, p. 9, 10, 32.
2. «Aeroplane», 1955, No. 2292, June 24, p. 841.
3. «Flying Safety», 1955, August, p. 25.
4. «American Aviation», 1953, May 11, p. 21 (самолеты F-92c и F-94c).
5. «The Aeroplane», 1954, May 28.
6. «Interavia», No. 12, 1954.
7. Сухоцкий Е. И. Торможение самолета винтом в полете и при посадке, изд. Бюро новой техники Министерства авиационной промышленности СССР, 1947, № 14.
8. Зонштайн С. И., «Аэродинамика и конструкция самолета», Оборонизд, 1955.
9. Горленко Г. Е., Тормозной посадочный парашют, Воениздат, 1962.

Глава XV

ПАРАШЮТЫ ЛЮДСКИЕ ДЕСАНТНЫЕ

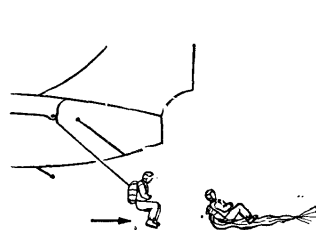
1. ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ

Высадка из самолетов большой группы десантников на небольшую площадку приземления и за короткий промежуток времени является основной отличительной особенностью применения людских десантных парашютов. Эта особенность накладывает определенные ограничения не только на процесс десантирования, но и на конструкцию людского десантного парашюта. Так, чтобы обеспечить приземление большой группы десантников на малую площадку, необходимо производить десантирование на малой высоте при малой скорости полета самолета и малых интервалах времени между моментами последовательного отделения десантников от самолета. Десантирование же на малой высоте требует принудительного введения в действие парашюта каждого десантника после того, как он отделится от самолета. Это в свою очередь обязывает закреплять на самолете раскрывающие устройства (карабины с вытяжными веревками) в таком месте, где их не могли бы задевать десантники, когда они подходят к люку для прыжка с самолета и в момент самого прыжка. Конструкция парашюта должна обеспечивать одинаковое время раскрытия каждого парашюта. Несоблюдение этого условия, в особенности при малом интервале времени между последовательно отделяющимися от самолета десантниками и при разном весе десантников, может привести к столкновению людей при одновременном раскрытии парашютов. Увеличение же интервала времени между прыжками неизбежно приводит к увеличению длины посадочной площадки и рассредоточению десантников. Так, например, при интервале в 1 сек и скорости полета самолета 100 м/сек длина посадочной площадки при высадке 30 десантников будет равна 3000 м.

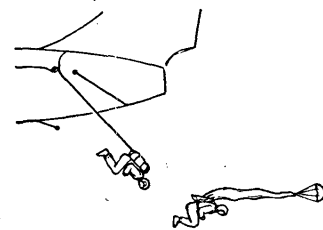
При одновременном покидании самолета из разных мест, например из переднего и заднего люков, столкновение десантников при применении парашютов одинаковой конструкции неизбежно. Но этого можно избежать, если через последний люк будут прыгать десантники с задержкой раскрытия парашюта 4—5 сек, а через

задний люк — десантники, парашюты которых будут открываться принудительно вблизи самолета. Принудительное раскрытие парашюта приводит к тому, что купол, раскрываясь в возмущенном потоке воздуха, закручивается, поэтому к людскому десантному парашюту предъявляется также требование обеспечивать надежное раскрытие и при скручивании строп купола на несколько оборотов (до 10 оборотов).

Скручивание всех строп купола в один жгут происходит также в результате вращения десантника после отделения от самолета, или при наполнении купола, не соосном с положением десантника



Фиг. 15.1. При прыжке в положении «солдатиком» купол и стропы парашюта протаскиваются по ногам парашютиста.



Фиг. 15.2. При прыжке подобно ныряющему в воду пловцу купол и стропы вытягиваются вдоль головы.

в воздухе (продольная ось десантника расположена под углом к оси наполняющегося купола).

Положение десантника при отделении от самолета влияет на надежность действия парашюта. Так, например, прыжок из хвостового люка самолета в положении «солдатиком» (Фиг. 15.1) приводит обычно к тому, что воздушный поток поворачивает человека головой в направлении полета. Поворачиванию способствует и рывок веревки, раскрывающей ранец парашюта. При этом вытяжной парашют и вытягивающийся из ранца чехол с куполом и стропами соприкасаются с ногами десантника, что иногда может привести к зацеплению вытяжного парашюта и его ненормальному раскрытию. Кроме того, сопротивление наполняющегося купола энергично разворачивает десантника ногами по полету, вызывая окружные ускорение и перегрузки. Но если десантник отделяется от самолета подобно пловцу, ныряющему в воду (Фиг. 15.2), то к моменту раскрытия ранца десантник располагается ногами по полету и вытягивание чехла с куполом и стропами происходит вдоль головы. Такое положение десантника значительно улучшает условия раскрытия парашюта и обеспечивает действие аэродинамических перегрузок торможения в направлении голова — ноги.

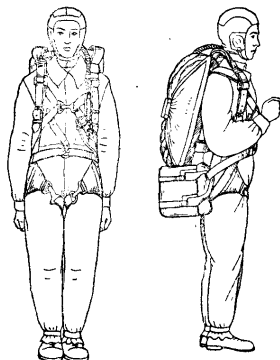
2. РАЗМЕЩЕНИЕ СНАРЯЖЕНИЯ И ВООРУЖЕНИЯ

Размещение и крепление снаряжения и вооружения на десантнике производится при условии выполнения следующих основных требований.

1. Снаряжение и вооружение должно позволять десантнику удобно сидеть в самолете до момента десантирования.
2. Позволять подойти к люку для прыжка за установленное минимальное время.
3. Не зацепляться за обрезы люков и дверей самолета при десантировании; при этом части парашюта (вытяжной парашют,



Фиг. 15.3. Мешок со снаряжением закрепляется на ноге парашютиста.



Фиг. 15.4. Размещение контейнера со снаряжением под ранцем основного парашюта.

чехол купола, стропы купола основного и запасного парашютов и др.) также не должны задевать за снаряжение десантника.

4. Крепление снаряжения и вооружения должно быть прочным и выдерживать перегрузки торможения, действующие в процессе наполнения купола парашюта, а также аэродинамическое сопротивление воздуха в момент эвакуации с самолета.

5. Размещение снаряжения должно обеспечивать десантнику свободный доступ к устройствам, раскрывающим основной и запасной парашют в случае, если не сработает парашютный полуавтомат или принудительное раскрывающее устройство (не зацеплен крюк вытяжной веревки за трос самолета, обрыв вытяжной веревки из-за нарушения условий хранения и применения и пр.).

6. Позволять за возможно короткое время гасить парашют после приземления (особенно при сильном ветре) и освободиться от снаряжения, вооружения и подвесной системы парашюта.

7. Позволять пользоваться оружием в случае необходимости и в момент снижения в воздухе на парашюте.

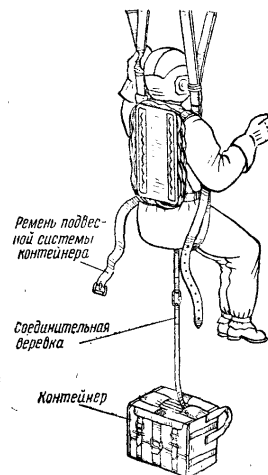
Обычно вооружение и снаряжение размещают и закрепляют на десантнике после того, как подвесная система парашюта подогнана и плотно охватывает тело десантника. В результате этого после приземления десантник должен затрачивать определенное время, чтобы снять с себя вооружение, часть снаряжения и только в последнюю очередь подвесную систему. Несоввершенство такого размещения очевидно, если учесть, что в боевой обстановке у десантника может совсем не быть времени для этого. Кроме того, размещение всего снаряжения и вооружения на десантнике увеличивает общий вес системы, снижающейся на парашюте, и скорость приземления.

Для уменьшения веса, а следовательно, и скорости приземления, практикуется упаковка снаряжения в отдельный мешок, который прикрепляется к ноге парашютиста (фиг. 15.3) и подвешивается к плечевым пряжкам подвесной системы. При раскрывании парашюта на наполняющийся купол действует аэродинамическая нагрузка, величина которой пропорциональна общему весу системы. На высоте 30 м от земли десантник освобождается от мешка со снаряжением, который спускается на веревке, и, приземляясь первым, уменьшает вес системы [1, 2]. Десантник же приземляется спустя 1—1,5 сек с меньшей скоростью из-за уменьшения веса.

На фиг. 15.4 показано размещение контейнера со снаряжением ниже ранца основного парашюта с последующим спуском контейнера (фиг. 15.5) на соединительной веревке*. Для отделения контейнера от подвесной системы достаточно расстегнуть ремень подвесной системы контейнера [3].

Такое и подобное размещение снаряжения позволяет десантнику быстро освободиться от подвесной системы парашюта и приступить к выполнению своих основных обязанностей.

* Схема крепления контейнера, предложена братьями Дорониными. Конструктивное оформление Т. Д. Кузильой.



Фиг. 15.5. Отделение контейнера от парашютиста.

3. ОСОБЕННОСТИ СНИЖЕНИЯ ДЕСАНТНИКА В ВОЗДУХЕ

Десантирование за короткий промежуток времени на определенную площадку возможно большего количества десантников, осуществляемое одновременной выброской десанта из многих самолетов с разной высоты, приводит к тому, что отдельные десантники с большим весом садятся на купол десантников, спускающихся ниже их. Кроме того, из-за разных воздушных течений куполы парашютов перемещаются в воздухе, что приводит к столкновению и затем складыванию одного или нескольких куполов. Установлено, что при столкновении куполов или при расположении их один над другим на разной высоте, чаще складываются куполы, выполненные из ткани с большой воздухопроницаемостью. Так, например, при расположении куполов один за другим и при горизонтальной буксировке их за автомашиной, оборудованной специальной установкой, было зафиксировано (опыты Л. А. Елистратова и В. А. Уханова) [4], что купол, расположенный позади, складывался, если его нижняя кромка находилась на заданном или меньшем расстоянии от нижней кромки переднего купола. При расположении кромки на расстоянии 10 м и менее складывались куполы парашютов ПД-6 и ПД-47 (воздухопроницаемость ткани 600—800 л/м²сек), а при расстоянии в 15 м и менее складывался купол парашюта Д-1 (воздухопроницаемость ткани 800—1100 л/м²сек). Результаты этих опытов с куполами натуральных размеров подтвердили полученную ранее Ереминым В. С. аналогичную картину складывания моделей куполов при продувке в вертикальной аэродинамической трубе [5].

Поэтому для повышения надежности десантирования при массовых выбросках десанта предпочитают применять людские десантные парашюты без приспособлений, автоматически перемещающих куполы в горизонтальной плоскости (куполы с «килем», со щелью и др.), а также парашюты с отделяющимся от купола чехлом. Дело в том, что прикрепленный к полусной части купола привязной стропой $l=4-5$ м чехол в отдельных случаях массовой выброски десанта захлестывается за соединительную стропу чехла снижающегося рядом десантника и нарушает нормальное действие его парашюта. Кроме того, расчеты показывают, что привязывать чехол к куполу нецелесообразно и по экономическим соображениям. Оказывается, что при раскрытии парашюта привязной чехол получает повреждения от привязной стропы [6], поэтому привязных чехлов выходит из строя в несколько раз больше, чем можно потерять непривязных чехлов, спускающихся отдельно от купола.

4. ПРИЗЕМЛЕНИЕ ДЕСАНТНИКА

Конструкция современных людских десантных парашютов обеспечивает надежное приземление, если предварительно была тщательно отработана техника приземления на наземных тренаже-

рах, а при снижении с парашютом десантники выполняют элементарные правила приземления.

Однако статистика травм, полученных десантниками американских воздушных дивизий и парашютистами в школе Форт Брэг, показывает, что общий процент травм высок и достигает 0,58%, что составляет один случай на 172 приземления [7]. Характерно, что половина всех травм была получена из-за нарушения десантниками элементарных правил приземления. Так, например, в 82-й американской воздушно-десантной дивизии за определенный отрезок времени были зафиксированы 140 травм при приземлении.

Анализ причин показал, что травмы были получены из-за неправильного приземления:

на спину —	29
на одну ногу —	27
с сильно поднятыми коленями или на вытянутые ноги —	14

70

Остальные 70 случаев травм произошли по следующим причинам:

столкновение парашютистов в воздухе	
с нарушением скорости приземления	— 14
неправильное отделение от самолета	— 9
сильное раскручивание системы купол—	
парашютист перед приземлением	— 14
жесткое приземление	— 16
сильный ветер	— 4
не сработал запасной парашют при	
частичном отказе основного	— 8
неправильная пригонка снаряжения	— 5

70

Из приведенных статистических данных следует, что 14 травм (из общего числа 140) были получены из-за несовершенства конструкции купола американского парашюта типа «х», не обеспечивающего устойчивое без раскачиваний снижение десантника к моменту приземления [7]. В 1955—1958 гг. в американских воздушно-десантных войсках для уменьшения скорости снижения и процента травм при приземлении стали применять куполы парашютов площадью 90 м² вместо применявшихся ранее 60 м² [8].

Кроме того, применяются также куполы из ткани с повышенной воздухопроницаемостью или щелевые, чтобы обеспечить устойчивое без раскачиваний снижение к моменту приземления. Так, например, известная американская парашютная фирма Ирвинг в феврале 1958 г. провела сравнительные испытания парашюта новой конструкции, купол которого имеет площадь 75 м² и изготовлен из ткани двух типов с разной воздухопроницаемостью [9].

22 Н. А. Лобанов

333

Следует учитывать, что щелевые куполы так же, как и килевые, в отличие от куполов, изготовленных из ткани с большой воздухопроницаемостью, позволяют десантнику, управляя куполом, избегать столкновения в воздухе с другими десантниками. Однако, если десантники не обучены управлению куполом или не управляют им при снижении, то реактивный эффект, создаваемый щелью или «килем», приведет к беспорядочному перемещению куполов в горизонтальной плоскости и к увеличению числа столкновений в воздухе.

Приземление в гористой местности

Приземление десантников в гористой местности сильно осложняется двумя основными обстоятельствами: приземление осуществляется при малой плотности воздуха и на каменистую пересеченную местность.

Может возникнуть необходимость высадки десанта в гористой местности, высота которой достигает 3—4 км над уровнем моря.



Фиг. 15.6. Десантник американской армии с пневматическими амортизаторами.

В этих условиях скорость приземления увеличится из-за уменьшения плотности воздуха в 1,16 раза на высоте 3 км и в 1,22 — на высоте 4 км, что вызовет значительное увеличение числа травм.

Очевидно, что при десантировании в гористой местности вес десантника к моменту приземления должен быть минимальным*, а площадь купола — максимальной. При этом целесообразно обязательное раскрытие и купола запасного парашюта, что, помимо увеличения общей площади сопротивления, улучшит устойчивость снижения к моменту приземления. Для того чтобы десантника не тащило по каменистой местности наполненным куполом при ветре, целесообразно также включать в конструкцию парашюта устройство, отделяющее купол от подвесной системы в момент приземления.

Из многолетнего опыта парашютистов Иванова Г. М., Пятерикова Б. С. и других известно, что условия приземления значительно облегчаются, если парашютист отделяется от парашюта в мо-

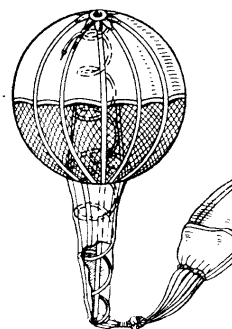
* Вес основного десантного парашюта в зависимости от природы ткани (капрон, хлопок) равен 14—17 кг, а запасного — 6—7 кг.

мент приземления. Поэтому можно ожидать, что и в горах приземление будет легче, если десантник будет иметь возможность отделять купол парашюта в момент приземления.

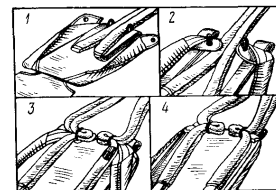
Могут также оказаться полезными пневматические амортизаторы, наполняющиеся во время снижения из баллона со сжатым газом, подобные приведенным на фиг. 15.6 [10].

5. НЕДОСТАТКИ ДЕСАНТНЫХ ПАРАШЮТОВ И ИХ УСТРАНЕНИЕ

К недостаткам современных людских десантных парашютов, проявляющимся в процессе раскрытия, относятся отдельные случаи (один на 4000 прыжков) ненормального срабатывания парашюта главным образом из-за того, что вытяжной парашют зацепляется за снаряжение или попадает в стропы основного парашюта или между свободны-



Фиг. 15.7. Вытяжной парашют шаровой формы.



Фиг. 15.8. Последовательность укладки строп.

ми концами подвесной системы парашюта, к пряжкам которых прикреплены стропы купола основного парашюта. Во всех этих случаях своевременное раскрытие запасного парашюта обеспечивало благополучное приземление (согласно статистике прыжков с парашютом ПД-47 за 1953, 1954 и 1955 гг.). Случаи перехлестывания купола парашюта стропами, относящиеся также и к недостаткам современных людских десантных парашютов, подробно рассмотрены в гл. XII.

Для устранения случаев зацепления применяются вытяжной парашют шаровой формы [11] или двойные вытяжные парашюты (фиг. 15.7 и 12.15). Когда зацепляется один вытяжной парашют, то второй извлекается из чехла силой аэродинамического сопротивления чехла с куполом основного парашюта и обеспечивает нормальное раскрытие парашюта. Чтобы устранить попадание вытяжного парашюта в стропы купола основного, стропы в виде монолитного пучка (жгута) удерживаются на дне ранца парашю-

та резиновой петлей в течение всего времени вытягивания купола и строп парашюта на всю длину (фиг. 15.8). При этом вытяжной парашют не попадает в свободные концы подвесной системы, так как они пристегнуты шлевками к дну ранца, а слабина убрана под резинки, находящиеся на наружной стороне дна ранца.

Для повышения надежности действия людских десантных парашютов при десантировании на большой скорости полета применяются стабилизирующие парашюты. В момент отделения десантника от самолета принудительно вводится в действие стабилизирующий парашют площадью $1,5 \text{ м}^2$. Сопротивление купола стабилизирующего парашюта разворачивает десантника ногами по полету, гасит скорость падения десантника и обеспечивает раскрытие основного парашюта при малой скорости падения [12].

ЛИТЕРАТУРА

1. «Popular Science», 1952, April, p. 114.
2. «Flight», 1956, No. 2464, p. 431.
3. Техническое описание грузового контейнера ГК-30.
4. Отчет № 840-55-НИАЛ.
5. Отчет № 275—50.
6. Акт № 1/33 от 18/1—1955.
7. Military Service Publishing Company «Paratrooper» (США), 1954.
8. «Aeroplane», 1955, August 5, p. 201.
9. «Flight», 1958, February 28, p. 268.
10. «Flying», 1950, July, p. 19.
11. Авторское свидетельство № 20306.
12. Технические описания парашютов ПД-47, Д-1, ПД-47-5, Д-1-5, Д-3, Д-4, Д-1-8.

Глава XVI

ПАРАШЮТНЫЕ СИСТЕМЫ ОСВЕТИТЕЛЬНЫХ АВИАБОМБ

1. НАЗНАЧЕНИЕ

Парашютные системы осветительных авиабомб предназначены для: обеспечения устойчивого падения бомбы на траектории с большой скоростью; торможения скорости осветительной звездки к моменту введения в действие основного парашюта; обеспечения устойчивого без раскачивания снижения с малой скоростью горящей осветительной звездки после выбрасывания из корпуса авиабомбы на расчетной высоте.

2. ПРИМЕРНАЯ СХЕМА ДЕЙСТВИЯ

Обычно осветительные авиабомбы сбрасывают с самолетов на большой высоте. Чтобы обеспечить попадание бомбы в заданный район при помощи прицельных устройств самолета, необходимо, чтобы бомба двигалась по траектории с большой скоростью и устойчивостью. В отличие от фугасных и других авиабомб устойчивое падение осветительной авиабомбы обеспечивается стабилизирующим парашютом, находящимся в ее хвостовой части.

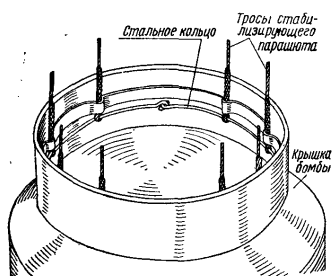
После отделения бомбы от самолета включается дистанционное устройство раскрытия стабилизирующего парашюта и дистанционная трубка введения осветительной бомбы в действие. Через несколько секунд после отделения авиабомбы от самолета дистанционное устройство срабатывает и стабилизирующий парашют вводится в действие. На стабилизирующем парашюте авиабомба движется по траектории до заданной высоты. Обычно площадь стабилизирующего парашюта небольшая ($G/F_{ст} = 1000 \text{ кг/м}^2$), поэтому для повышения коэффициента сопротивления парашюта тросы строп купола закрепляют по кромке крышки корпуса авиабомбы (см. фигуру).

Когда бомба достигает заданной высоты, срабатывает временное или анероидное дистанционное устройство, в результате чего воспламеняется вышибной заряд, давление газов которого выбрасывает осветительную звездку вместе с основным парашютом из кор-

пуса бомбы. Пороховые газы вышибного заряда поджигают осветительный состав звездки.

Так как к моменту выброса звездки с парашютом бомба имеет скорость 200—300 м/сек, то первым раскрывается тормозной парашют, назначение которого погасить скорость звездки до V_0 — скорости, допустимой для начала наполнения купола основного парашюта. Время торможения зависит от скорости движения бомбы, веса звездки, площади тормозного парашюта и скорости V_0 .

Во время торможения звездки тормозным парашютом купол основного парашюта удерживается в парашютной камере дистанцион-



ным устройством, которое включается в момент раскрытия тормозного парашюта или при выбросе звездки с основным парашютом из корпуса авиабомбы.

По истечении заданного времени торможения вводится в действие и наполняется воздухом купол основного парашюта, на котором звездка спускается с малой скоростью и долго освещает местность. При выбрасывании из корпуса авиабомбы пороховые газы вышиб-

ного заряда давят на торец звездки и на днище корпуса бомбы. Через звездку и основной парашют давление передается на крышку бомбы, в результате чего срезаются шпильки крепления и крышка, отделившись от корпуса, снижается на стабилизирующем парашюте. В момент отделения крышки корпус бомбы под давлением газов вышибного заряда движется ускоренно и уходит вперед от отстающих от него звездки и парашюта.

Если парашютная система присоединена к боковой, а не к торцевой части звездки, то в момент раскрытия тормозного парашюта звездка, получив боковой рывок, движется с вращением, что может привести к скручиванию строп и несрабатыванию основного парашюта. Для обеспечения надежности действия основного парашюта при таком креплении парашютной системы к звездке между парашютной системой и подвеской звездки ставят вертлюг.

3. ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМЫ ОСВЕТИТЕЛЬНОЙ АВИАБОМБЫ

При конструировании авиабомб стремятся максимально использовать объем корпуса авиабомб для размещения в нем осветительной звездки, поэтому для парашютной системы выделяется минимальный объем. Однако в малый объем парашютная система поместиться не может, если необходимо удовлетворить определенным

требованиям, предъявляемым к парашютной системе. Дело в том, что для обеспечения прицельного бомбометания скорость движения бомбы по траектории должна быть возможно большей, следовательно, парашютная система неизбежно вводится в действие при значительной скорости звездки. Но раскрытие парашюта на большой скорости приводит к большим нагрузкам на парашют и, следовательно, к большому объему парашюта. Кроме того, для обеспечения малой скорости снижения звездки 4—5 м/сек нужно, чтобы купол основного парашюта был большой площади, а для его размещения требуется не малый объем. Указанные обстоятельства вызывают необходимость проектировать оптимальную по весу и объему парашютную систему.

Методика отработки парашютной системы минимального веса, а следовательно, и минимального объема, изложена в гл. XI настоящей книги. Вкратце эта методика сводится к следующему.

1. Определяется площадь купола основного парашюта по заданному весу звездки и скорости ее снижения на парашюте.

2. Определяется максимальная нагрузка $R_{п\max}$, допустимая для купола основного парашюта по заданной минимальной перегрузке (см. стр. 190).

3. Определяется $V_{0\text{ доп}}$ — допустимая скорость звездки в момент начала наполнения купола основного парашюта [по формуле (4.16)].

4. Определяется площадь купола тормозного парашюта, обеспечивающая торможение звездки от скорости бомбы в момент выброса парашютной системы до $V_{0\text{ доп}}$. При этом критическую скорость звездки на тормозном парашюте принимают несколько меньшей $V_{0\text{ доп}}$, имея в виду, что чем меньше разница между $V_{кр.т}$ и $V_{0\text{ доп}}$, тем дольше торможение скорости и меньше площадь купола тормозного парашюта.

5. Определяется максимальная нагрузка, действующая на купол тормозного парашюта при наполнении на скорости, равной скорости движения бомбы.

6. Разрабатываются конструктивные чертежи куполов основного и тормозного парашютов; конструкция устройства, задерживающего раскрытие купола основного парашюта в течение времени торможения скорости звездки до $V_{0\text{ доп}}$; конструкция парашютной камеры и соединительных звеньев, соединяющих парашютную систему со звездкой; конструкция вытяжного устройства и др. по одной из возможных принципиальных схем парашютной системы (см., например, разд. 4, гл. XI).

Производится расчет на прочность всех частей парашютной системы и определение их веса.

7. По вычисленному весу парашюта, снижающегося со звездкой, рассчитываются площадь купола основного парашюта, его вес и объем всей парашютной системы.

Объем парашютной системы в зависимости от природы материалов и степени запрессовки системы определяется по формуле

$$V = \alpha G_{п.с} (1),$$

где $G_{п.с}$ — вес парашютной системы в кг;

α — опытный коэффициент в л/кг; для капрона $\alpha = 1,5-2$; для шелка $\alpha = 2-2,5$; для хлопчатобумажных материалов $\alpha = 2,5-3$.

4. ВЫБОР РАСЧЕТНОГО СЛУЧАЯ

Расчет показывает, что если купол основного парашюта будет раскрываться на определенной высоте, то вполне возможно создать парашютную систему минимального веса и объема. При этом полагают, что купол основного парашюта будет иметь конструктивную воздухопроницаемость*, обеспечивающую малое значение $R_{п\max}$ при большой скорости $V_{0\text{доп}}$. Последнее условие позволяет применять тормозной парашют малой площади.

Если парашютная система предназначена для введения в действие на разной высоте с раскрыванием основного парашюта как на малой, так и на большой высоте, то расчетным случаем для купола основного парашюта будет раскрывание на максимальной высоте. Площадь купола тормозного парашюта определяется также из условий раскрывания на максимальной высоте (в этом случае площадь купола тормозного парашюта будет наибольшей), но расчет купола тормозного парашюта на прочность нужно производить при этом из условий раскрывания на минимальной высоте, где при наполнении тормозного купола на него будет действовать наибольшая нагрузка.

5. ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ ОСВЕТИТЕЛЬНЫХ АВИАБОМБ С НАРУЖНОЙ ПОДВЕСКОЙ

При наружной подвеске авиабомб под самолетом и при продолжительных полетах самолета на сверхзвуковых скоростях парашютная система может получить повреждение от нагрева корпуса авиабомбы. В этих условиях предохранить парашютную систему можно прокладкой теплоизоляционного слоя между корпусом бомбы и парашютной системой, а также применением жаропрочных материалов для изготовления парашютной системы.

Известно, что на материалы из таких искусственных волокон, как капрон, нейлон, дакрон и др. температура окружающей среды $70-80^\circ\text{C}$ не оказывает заметного отрицательного влияния, поэтому если при помощи изоляционных материалов можно обеспечить внутреннюю температуру в корпусе бомбы не более указанной, то создание парашютной системы вполне реально (см. стр. 310). При этом необходимо проверить отсутствие отрицательного влияния на парашютные материалы паров химических компонентов, входящих в осветительный состав звездки, учитывая, что парашют со звездкой могут храниться в корпусе авиабомбы в течение многих лет.

* Подробнее см. гл. XII, разд. 5, п. 5.

6. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМЫ

Экономически целесообразно экспериментальные испытания парашютной системы производить в следующей примерной последовательности.

1. Стабилизирующий парашют

Прочность стабилизирующего парашюта целесообразно проверять в воздушном потоке открытой аэродинамической трубы, питающейся от баллонов со сжатым воздухом. Учитывая малую площадь купола стабилизирующего парашюта, можно в открытой трубе обеспечить скорость потока, близкую к натурным условиям для этого парашюта.

Стабилизирующие качества парашюта и расстояние, на которое он должен удаляться от авиабомбы, можно определить в аэродинамической трубе при продувке парашюта вместе с корпусом авиабомбы.

При натурном бомбометании макетов бомб проверяют и стабилизирующие качества парашюта и характеристическое время θ падения бомбы.

2. Тормозной парашют

Прочность купола тормозного парашюта проверяют на грузе, выстреливаемом пневматической пушкой или сбрасываемом с самолета на режиме, обеспечивающем воздействие максимальной нагрузки на парашют.

3. Основной парашют

Прочность купола основного парашюта и скорость снижения системы проверяют путем сбрасывания груза с парашютом с самолета, обеспечивая условия для начала наполнения купола при расчетной скорости $V_{0\text{доп}}$ или несколько большей. Вес груза при этих испытаниях должен быть равен весу звездки.

4. Проверка схемы действия парашютной системы

Парашютную систему собирают с натурным образцом авиабомбы, но с инертно снаряженной звездкой.

Воспламенением вышибного заряда в наземных условиях проверяется надежность выбрасывания звездки и парашютной системы из корпуса авиабомбы. При этом усилие, срезающее шпильки, крепящие крышку к корпусу, должно быть в 2 раза больше возможного максимального аэродинамического сопротивления, действующего на стабилизирующий парашют при раскрывании.

При отсутствии повреждений парашютные системы собирают вновь с натурными образцами авиабомб. Собранные с парашютными

ми системами авиабомбы сбрасывают с самолета, обеспечив введение парашютной системы в действие на малой высоте.

Для проверки схемы действия парашютную систему и детали авиабомбы можно использовать по несколько раз.

5. Комплексные испытания

На комплексные испытания подаются заново изготовленные парашютные системы и части авиабомбы со звездкой, снаряженной боевым осветительным составом.

Сбрасывание бомб с самолета и введение парашютных систем в действие при комплексных испытаниях производятся в условиях, обеспечивающих раскрытие парашютных систем на расчетном режиме (для тормозного парашюта на малой высоте, для основного — на большой высоте возможного применения авиабомбы).

Глава XVII

ПАРАШЮТЫ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ ОСВЕТИТЕЛЬНЫХ И ДРУГИХ СНАРЯДОВ

1. НАЗНАЧЕНИЕ

Парашюты артиллерийских снарядов применяются для того, чтобы тормозить движение осветительной звездки и обеспечить малую скорость снижения в воздухе звездки или всего корпуса снаряда.

2. ОСОБЕННОСТИ ПАРАШЮТОВ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ СНАРЯДОВ

Отличительной особенностью парашютов артиллерийских снарядов разного назначения является то, что эти парашюты можно вводить в действие при вращении всей системы с огромным числом оборотов, достигающим иногда 15 000 об/мин, а также при сверхзвуковых скоростях 400—600 м/сек.

Обычно парашюты артиллерийских снарядов вводятся в действие на малой высоте 1—2 км, поэтому парашют раскрывается при скоростном напоре 10—20 Т/м². В связи с этим, хотя площадь парашюта и не превышает 10 м², нагрузки при раскрытии купола в указанных условиях могут достигать нескольких десятков тонн.

Большую часть внутреннего объема корпуса артиллерийского снаряда занимает осветительная звездка, для размещения же парашюта остается меньшая часть объема. Проблема размещения парашюта в малом объеме корпуса снаряда решается путем применения парашюта ступенчатого действия и соответствующей запрессовкой его в отведенный объем.

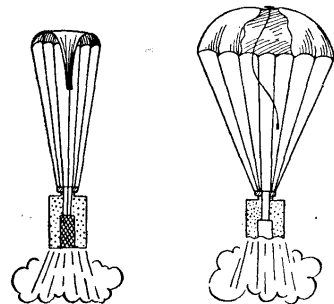
3. СХЕМА ДЕЙСТВИЯ ПАРАШЮТОВ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ СНАРЯДОВ

В заданной точке траектории снаряда срабатывают дистанционная трубка, находящаяся в головной части снаряда. Форс огня трубки воспламеняет порох вышибного заряда. Высокая температура пороховых газов вышибного заряда воспламеняет в свою очередь осветительный состав звездки, а возрастающее давление газов, дей-

ствуя одновременно на корпус снаряда и на торцовую часть звездки, срезает крепление днища снаряда и выбрасывает парашют со звездкой через донное отверстие. Корпус снаряда в этот момент движется ускоренно, поэтому звездка с парашютом отстают от корпуса снаряда. Центробежные силы вращающейся системы отбрасывают в сторону днище снаряда и стальные полуцилиндры, являющиеся одновременно и камерой для размещения парашюта и опорой между днищем снаряда и торцом звездки.

После отделения полуцилиндров парашют, попав в воздух, начинает вытягиваться по касательной к траектории и наполняться воздухом. Вертлюг, находящийся между тросами — стропами парашюта и звездкой, не позволяет скручиваться стропам наполняющегося купола.

Сначала выполняется только первая ступень купола. Площадь первой выполненной ступени купола воспринимает аэродинамическую нагрузку, величина которой допускается прочностью деталей, соединяющих тросы парашюта с корпусом звездки. Приняв величину допустимой нагрузки 1500—2000 кг, и, учитывая, что первая фаза наполнения происходит при скорости звездки, близкой к скорости снаряда, напри-



мер, 500 м/сек, получим площадь первой выполненной ступени купола $\sim 0,07 \text{ м}^2$.

Общее сопротивление корпуса звездки и выполненной части первой ступени купола гасит скорость звездки до величины, допустимой для наполнения всей площади купола парашюта (вторая ступень).

На фигуре показана типичная схема парашюта двухступенчатого действия с центральным тросом, применявшаяся в годы второй мировой войны многими странами. Один конец центрального троса заканчивается опорным фланцем, помещенным в зоне горения осветительного состава звездки, а другой — фланцем, помещенным в вертлюге, закрепленном в полюсной части купола. Опорные вертлюги, закрепленные в куполе парашюта и в торцовой части звездки, устраняют скручивание строп парашюта после выброса из корпуса снаряда.

Длину центрального троса выбирают из условий обеспечения заданной площади сопротивления при выполнении первой ступени купола * (см. фигуру слева). В таком положении система движется

определенное время, необходимое для торможения скорости системы. Потребное время движения на наполненной первой ступени обеспечивается временем выплавления конца центрального троса из опорного фланца, помещенного в зоне горения осветительного состава звездки. В момент выплавления конец троса выскальзывает из опорного фланца, вследствие чего освобождается полюсная часть купола и купол парашюта выполняется полностью (см. фигуру справа).

Если применяется купол с конструктивной воздухопроницаемостью, обеспечивающей частичное наполнение купола на большой скорости и полное наполнение при скорости $V_{\text{вн}}$, допускаемой прочностью системы, то конструкция такого парашюта проще, чем показанная на фигуре.

4. ИСПЫТАНИЯ ПАРАШЮТОВ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ СНАРЯДОВ

Испытания парашютов артиллерийских снарядов проводятся в четыре этапа.

1. Наземные испытания

Наземными испытаниями проверяется возможность запрессовки парашюта в корпус снаряда и отсутствие повреждений в парашюте при отстреле из снаряда вышибным зарядом в наземных условиях.

2. Определение прочности и раскрываемости парашюта на второй ступени наполнения

Парашют с центральным тросом. Перед испытаниями полюсную часть втягивают внутрь купола и конец центрального троса слегка закрепляют в макете звездки. В момент наполнения первой ступени купола конец троса должен отделиться от макета звездки, имитируя натурные условия раскрытия парашюта.

Парашют вводится в действие 2—3 раза на расчетной скорости V_0 . При этих испытаниях проверяют прочность парашюта, оценивают характер снижения звездки с парашютом и измеряют скорость приземления.

При испытаниях макет звездки с парашютом сбрасывается с самолета или выстреливается из пневмопушки.

Парашют с куполом из ткани с большой воздухопроницаемостью или с конструктивной воздухопроницаемостью оболочки купола. Парашют вводится в действие на скорости, заведомо большей V_0 ; при этом купол должен наполняться только частично — до расчетной площади первой выполненной ступени. Когда скорость груза уменьшится до V_0 , купол должен выполняться полностью. Если купол выполняется полностью на скорости, значительно большей V_0 , то воздухопроницаемость оболочки купола увеличивают и, наобо-

* См. гл. XI, стр. 177, фиг. 11.28.

рот, уменьшают, если купол не выполняется полностью при скорости V_0 .

При этих испытаниях применяют груз, критическая (установившаяся) скорость которого с частично наполненным куполом равна V_0 . Груз с парашютом сбрасывают с самолета на скорости, значительно большей V_0 , или отстреливают из пневмопушки.

Для некоторого приближения испытаний к условиям, близким к натурным, в момент достижения грузом скорости V_0 , от него отделяется макет звездки и парашют наполняется в расчетных условиях.

Сохранность груза для повторного применения обеспечивается спасательным парашютом, который вводится в действие в момент отделения звездки от груза.

Описанные испытания по отработке наполняемости только первой ступени при скорости, большей V_0 , и второй ступени только при скорости, меньшей или равной V_0 , более качественно можно проводить в аэродинамической трубе с последующим испытанием на самолете или пневмопушке для определения характера устойчивости и скорости приземления звездки с парашютом.

3. Оценка прочности парашюта и деталей, соединяющих парашют с макетом звездки

Парашют вводится в действие на максимальной расчетной скорости с учетом выполнения *только* первой ступени (центральный трос должен быть прочно закреплен в звездке).

Эти испытания проводятся в аэродинамической трубе кратковременного действия, работающей на сжатом воздухе*, или путем отстрела звездки с парашютом из пневмопушки, или на рельсовой реактивной установке.

4. Натурные экспериментальные испытания парашютов

Такие испытания парашютов проводятся в два этапа:

- 1) испытания на прочность при выполнении первой ступени,
- 2) испытания по полной схеме

и выполняются путем отстрела вышибным зарядом звездки с парашютом из корпуса снаряда.

Испытания парашютов на прочность при выполнении первой ступени раскрытия купола парашюта производят с инертно снаряженными звездками и с приспособлением, предотвращающим вторую ступень наполнения купола. Для этого у парашютов с центральным тросом конец троса намертво закрепляется в звездке. У других парашютов по нижней кромке купола ставят ограничительное кольцо, позволяющее куполу наполняться только до площади первой ступени.

При этих испытаниях отстрел звездки с парашютом производится при максимальной скорости снаряда, по которой производился расчет парашюта на прочность.

В случае разрыва парашюта последующие испытания после его упрочнения производятся с меньшей площадью первой ступени наполнения.

После получения положительных результатов испытаний первой ступени наполнения при максимальной скорости приступают к испытаниям по полной схеме.

Испытания парашютов по полной схеме выполняются с боевой осветительной звездкой. Отстрел звездки с парашютом производится при максимальной скорости снаряда.

В случае разрыва парашюта (при второй ступени наполнения) последующие испытания после его упрочнения производят с увеличением времени выплавления троса из звездки (парашют с центральным тросом) или с увеличением воздухопроницаемости оболочки купола (парашют с конструктивной воздухопроницаемостью купола).

При натурных испытаниях парашюта по полной схеме наряду с определением прочности парашюта проверяют прочность звездки и надежность ее действия, оценивают характер снижения с парашютом горящей звездки и измеряют скорость снижения.

После получения положительных результатов экспериментальные испытания заканчивают и партии снарядов с парашютами передают на контрольные испытания.

* Я. И. Левинсон, Аэродинамика больших скоростей, Оборонгиз, 1950.

Глава XVIII

ПАРАШЮТЫ РАЗНЫЕ

1. СТАБИЛИЗИРУЮЩИЕ ПАРАШЮТЫ

Парашюты для различного авиационного вооружения

Стабилизированное (устойчивое) снижение авиационного вооружения обычно обеспечивается жесткими стабилизаторами, применение которых приводит, к сожалению, к неизбежному увеличению габаритов изделия. Так, например, ширина хвостового оперения обычной авиабомбы в 1,5 раза больше ее диаметра, а длина хвостового оперения увеличивает общий размер бомбы на два и более диаметра.

Иногда для рационального использования существующих бомбовых отсеков самолета и в том случае, когда увеличивать длину изделия (бомбы, мины, торпеды и др.) невозможно, в качестве стабилизирующего устройства используется купол парашюта, который можно упаковывать в относительно небольшой объем при малом удлинении изделия. Следует отметить, что наряду с замечательным свойством парашюта — возможностью упаковки его в малый объем — основным недостатком парашюта является большое лобовое сопротивление, значительно увеличивающее характеристическое время θ падения изделия. Так, все авиационные осветительные бомбы, снабженные стабилизирующими парашютами, обеспечивают удовлетворительную устойчивость бомбы на траектории, но увеличивают характеристическое время от 21—23 до 26 сек и более.

Прочность стабилизирующих парашютов позволяет вводить их в действие на скоростях современных самолетов.

При некоторых изделиях парашют, выполнив роль стабилизирующего устройства, отделяется на заданной высоте от изделия и выполняет роль вытяжного, вводящего в действие основной парашют, назначение которого затормозить изделие перед приземлением или приводнением.

Парашюты для катапультных кресел летного состава

Под действием аэродинамического сопротивления кресло с летчиком приобретает вращательное движение вскоре после катапультирования из летательного аппарата. Вращательное движение, в особенности при большой скорости падения кресла, оказывает отрицательное влияние на организм человека, поэтому для обеспечения стабилизированного движения кресла применяются различные средства. Одним из таких средств является стабилизирующий парашют. Обеспечивая относительно устойчивое движение кресла, стабилизирующий парашют в то же время является и тормозным, аэродинамическое сопротивление которого дополняет сопротивление кресла. Кроме того, после отделения от кресла на заданной высоте или спустя некоторое время после катапультирования, стабилизирующий (он же тормозной) парашют играет роль вытяжного устройства, вводящего в действие основную парашютную систему.

Надежное введение в действие стабилизирующего парашюта в условиях вращательного движения кресла обеспечивается выстреливанием его из упаковки пороховой или пневматической пушкой, а также применением соединительного звена, длина которого обеспечивает раскрытие парашюта вне аэродинамической тени кресла.

Парашюты топливного шланга самолета-заправщика

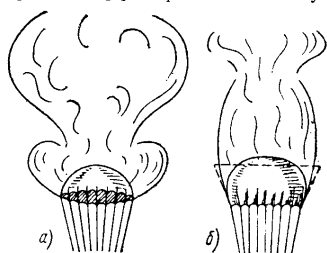
Самолет-заправщик выпускает шланг длиной в несколько метров, на конце которого закреплена деталь, соединяющая его с приемником самолета, заправляемого в полете топливом. Под действием силы тяжести и аэродинамического сопротивления шланг сильно раскачивается в воздухе; возникает явление «хлыста», вызывающее обрыв шланга. Но если шланг не обрывается, то и в этом случае из-за раскачивания практически невозможно произвести соединение шланга с заправляемым самолетом. Для придания шлангу устойчивого положения применяются различные устройства, в частности, стабилизирующие парашюты, которые помимо основной задачи — стабилизировать шланг в воздухе — выполняют роль вытяжного устройства. В начале выпуска шланга аэродинамическое сопротивление наполненного купола стабилизирующего парашюта обеспечивает вытягивание шланга из самолета-заправщика на всю длину. В дальнейшем стабилизирующий парашют предотвращает рысканье конца шланга в воздухе и таким образом облегчает соединение его с приемником заправляемого самолета.

После перекачки топлива шланг отсоединяется от приемника и втягивается в самолет-заправщик. В процессе втягивания шланга стабилизирующий парашют выполняет положительную роль — стабилизирует шланг, и отрицательную — препятствует втягиванию шланга в самолет-заправщик. В некоторых случаях после отсоеди-

нения из шланга вытекает сильная струя оставшегося топлива, которая ударяет в купол парашюта. Чтобы предотвратить разрыв купола от удара струей топлива, в полюсной части купола предусмотрено полюсное отверстие, а поверхность купола усилена концентрически расположенными лентами. Ленты присоединяются к куполу зигзагообразной строчкой, которая сохраняет прочность при больших деформациях купола в момент наполнения воздухом, в конце вытягивания шланга, а также при ударе струей топлива.

Форма, конструктивные особенности и свойства куполов

Наиболее распространенными формами куполов стабилизирующих парашютов являются усеченный конус с большим основанием у вершины * [1] и вращающиеся куполы «сдвинутый круг» [2]



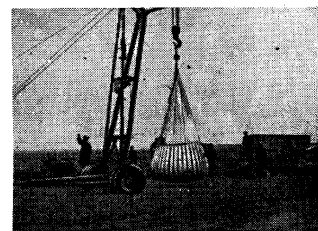
Фиг. 18.1. Спектр обтекания купола плоской формы (а) и купола конусной формы (б).

или многолопастной формы [3]. На фиг. 18.1, б показан спектр обтекания парашюта четырехлопастного титана усеченного конуса в сравнении с обтеканием купола плоской формы, показанного на фиг. 18.1, а.

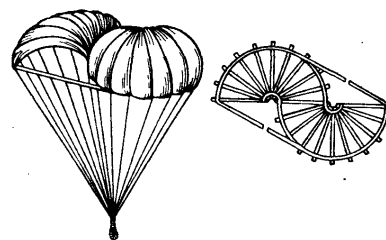
Такие формы куполов обеспечивают достаточную для практики устойчивость движения (бомбы, кресла, шланга и др.). Устойчивость купола конусной формы улучшается при увеличении воздухопроницаемости ткани купола или оболочки. Помимо улучшения устойчивости увеличение воздухопроницаемости приводит к уменьшению коэффициента динамичности k_d , что желательно при всех видах применения стабилизирующих парашютов. Однако следует особо отметить, что принятая для данного типа парашюта воздухопроницаемость должна быть с малой неравномерностью. Дело в том, что при изменении воздухопроницаемости изменяется критическая скорость наполнения купола $V_{0к}$, что недопустимо для стабилизирующих парашютов. Так, например, увеличение с 800 до 1000 л/м²сек воздухопроницаемости ткани купола типа К-1177, предназначенного для стабилизации шланга самолета-заправщика, приводит к ненаполняемости купола на заданном режиме полета на минимальной высоте. Обладая высо-

коэффициент лобового сопротивления, уменьшающийся с увеличением скорости, и поэтому менее экономичен. На фиг. 18.2 показан купол конусной формы при статических испытаниях песком.

Вращающиеся стабилизирующие куполы (фиг. 18.3) обладают исключительно высоким коэффициентом сопротивления (в 2 и более раз превышающим коэффициент сопротивления не вращающихся парашютов), но требуют особо тщательного изготовления (выдерживание малых допусков, обеспечение симметрии и др.). При вращающемся парашюте обязательно применение вертлюга, который является соединительным звеном между парашютом и стабилизируемым изделием, а также устройств, парирующих вращение изделия относительно его продольной оси (вращающийся парашют увлекает изделие во вращательное



Фиг. 18.2. Статические испытания купола песком.



Фиг. 18.3. Вращающийся стабилизирующий парашют формы «сдвинутый круг».

движение). Для вращающегося купола парашюта желательно применять ткань только с малой воздухопроницаемостью, так как в противном случае коэффициент сопротивления купола резко уменьшится.

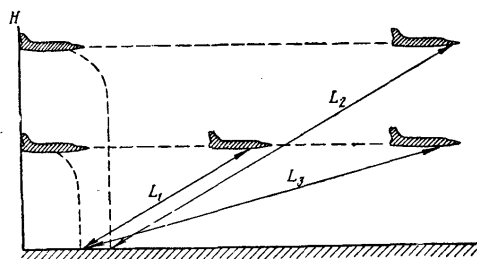
Кроме того, вращающийся купол парашюта обладает еще одним замечательным свойством. В момент наполнения купол парашюта не вращается, и коэффициент его сопротивления в этот момент в 2 и более раз меньше чем коэффициент вращающегося, поэтому сила рывка при наполнении не превышает сопротивления 23*.

* Аэродинамические исследования конусных куполов были впервые проведены в СССР в 1934 г. в аэродинамической лаборатории МГУ инж. Трусовым. На фиг. 18.1, а и б приведены спектры, полученные при аэродинамических исследованиях куполов Ф. С. Чуриковым в 1935 г.

вращающегося купола при той же скорости, тогда как у обычных куполов сила рывка может в 2 раза превышать сопротивление купола ($R_{п\max} = Q_{пk_d}$, где $k_d = 1,1-2$).

2. ПАРАШЮТЫ ДЛЯ ТЕРМОЯДЕРНЫХ АВИАБОМБ

Эти парашюты применяются обычно для спуска сброшенной с самолета термоядерной авиабомбы для увеличения времени ее падения [4]. Дело в том, что взрыв термоядерной авиабомбы сопровождается комплексными разрушительными последствиями взрывной волны теплового и радиоактивного излучения, распространяющегося на десятки километров. И если самолет с момента сбрасывания бомбы до взрыва не успеет уйти на безопасную дальность L_2 , L_3 , то гибель экипажа самолета-носителя неизбежна. Очевидно, что чем с меньшей высоты будет сброшена бомба, тем меньше будет наклонная дальность L_1 (фиг. 18.4), и тем дольше должна снижаться бомба, чтобы обеспечить безопасность экипажа.



Фиг. 18.4. Наклонная дальность самолета до взрыва бомбы.

Отдельные примеры сбрасывания водородной авиабомбы с самолета в США дают представление о величине безопасной наклонной дальности... «При сбрасывании водородной бомбы с высоты 15 200 м, взорвавшейся на высоте 3000 м, самолет В-52 ушел от места взрыва за время падения бомбы на расстояние до 24 км» [5]. «21 мая 1956 г. с самолета В-52 была сброшена водородная бомба (Атолл Бикини). К моменту взрыва самолет уже находился от эпицентра взрыва на расстоянии около 32 км» [5].

Представление о времени падения бомбы можно получить из следующих очень приближенных вычислений. Пусть путь самолета Vt равен наклонной дальности $L = 24\,000$ м, скорость самолета $V = 200$ м/сек. Тогда время падения бомбы

$$t = \frac{L}{V} = \frac{24\,000}{200} = 120 \text{ сек.}$$

Теперь, зная высоту сбрасывания $H = 15\,200$ м и время падения бомбы, можно определить среднюю скорость ее падения.

Пусть первые 500 м высоты (бомбометание при горизонтальном полете) бомба пройдет за 11 сек и выйдет на вертикаль. Тогда оставшийся до взрыва путь 11 700 м бомба пройдет за 109 сек со средней скоростью

$$V_{cp} = \frac{11\,700}{109} = 107,3 \text{ м/сек.}$$

Но

$$V_{cp} = \frac{V_{np} \left(\sqrt{\frac{1}{\Delta_{3000}}} + \sqrt{\frac{1}{\Delta_{14700}}} \right)}{2}.$$

Отсюда

$$V_{np} = \frac{2V_{cp}}{\sqrt{\frac{1}{\Delta_{3000}}} + \sqrt{\frac{1}{\Delta_{14700}}}}.$$

На высоте 14 700 м величина $\sqrt{\frac{1}{\Delta}} = 2,4577$, а на высоте 3000 м

величина $\sqrt{\frac{1}{\Delta}} = 1,1609$, тогда скорость приземления бомбы

$$V_{np} = \frac{2 \cdot 107,3}{1,16 + 2,4577} \approx 60,4 \text{ м/сек.}$$

Теперь, зная V_{np} и задаваясь весом бомбы и ее характеристикой, можно определить площадь купола парашюта по формуле

$$F_n = \frac{16G}{c_n V_{np}^2} - \frac{c_6}{c_n} f_6.$$

Пусть $G = 10\,000$ кг, $c_6 f_6 = 2$ м², а $c_n = 0,8$. Тогда

$$F_n = \frac{16 \times 10\,000}{0,8 \times 60,4^2} - \frac{2}{0,8} = 51,7 \text{ м}^2.$$

При наполнении такого парашюта на высоте 15 200 м, где $\Delta = 0,153$, допуская, что $K = 0,01 \text{ сек}^2/\text{м}$, $\eta = 1$, $c'_n = 0,8$ и $V_0 = 200$ м/сек, получим нагрузку на купол парашюта $R_{п\max}$, определяемую по формуле (4.12):

$$R_{п\max} = \frac{V_{np}^2}{8} c'_n F_n \frac{KV_0^2 + V F_n}{K \frac{V_{np}^2}{\Delta} + 2\eta V F_n}.$$

После подстановки известных величин получим

$$R_{п\max} = \frac{60,4^2}{8} 0,8 \cdot 51,7 \frac{0,01 \cdot 200^2 + V 51,7}{0,01 \frac{60,4^2}{0,153} + 2V 51,7} = 30\,366 \text{ кг.}$$

Нагрузку $R_{п\max}$ можно определить и по формуле

$$R_{п\max} = \frac{\rho_h V_0^2}{2} c_n F_n k_d = \frac{0,0191 \cdot 200^2}{2} 0,8 \cdot 51,7 \cdot 2 = 31\,599 \text{ кг},$$

где коэффициент динамичности k_d принят равным 2.

Действительное значение k_d можно определить по следующей формуле:

$$k_d = \frac{2R_{п\max}}{\rho_h V_0^2 c_n F_n} = \frac{2 \cdot 31\,599}{0,0191 \cdot 200^2 \cdot 0,8 \cdot 51,7} = 1,92.$$

3. ТОРМОЗНЫЕ ПАРАШЮТЫ ДЛЯ СНИЖЕНИЯ САМОЛЕТА ПРИ РАЗГЕРМЕТИЗАЦИИ

При разгерметизации самолета на большой высоте полета необходимо за малое время опуститься на высоту 3—4 км. Однако быстрый спуск самолета с большой высоты (пикирование) сопровождается увеличением скорости самолета до величины, недопускаемой прочностью самолета. Поэтому, чтобы обеспечить снижение самолета на скорости, не выходящей за пределы допустимых величин, применяется тормозной парашют, общее сопротивление которого и сопротивление самолета обеспечивают заданную скорость снижения при определенном угле пикирования. Из схемы сил, действующих на пикирующий самолет с парашютом (фиг. 18.5), можно записать, что

$$T + G \sin \alpha = Q_x + Q_n,$$

откуда

$$Q_n = T + G \sin \alpha - Q_x.$$

Но $Q_n = \frac{\rho_h V^2}{2} c_n F_n$, а $Q_x = \frac{\rho_h V^2}{2} c_x S$.

Тогда

$$c_n F_n = \frac{2}{\rho_h V^2} (T + G \sin \alpha) - c_x S.$$

Здесь T — тяга двигательной установки самолета;

G — вес самолета;

$c_x S$ — характеристика самолета;

V — скорость полета;

ρ_h — массовая плотность воздуха на высоте;

$c_n F_n$ — характеристика парашюта;

α — угол пикирования к горизонту.

Если площадь поверхности выполненной части купола не изменяется по скорости, то самолет с парашютом будет пикировать в условиях постоянного скоростного напора $q = \frac{\rho V^2}{2}$. Тогда

$$c_n F_n = \frac{1}{q} (T + G \sin \alpha) - c_x S.$$

Пример. Самолет весом $G = 86\,000$ кг пикирует под углом $\alpha = 30^\circ$ при $c_x S = 17 \text{ м}^2$.

Определить площадь купола парашюта для обеспечения пикирования при $q = 1000 \text{ кг/м}^2$, если $T = 8000 \text{ кг}$, а $c_n = 0,8$.

$$c_n F_n = \frac{8000 + 86\,000 \cdot 0,5}{1000} - 17 = 34 \text{ м}^2;$$

$$F_n = \frac{34}{0,8} = 42,5 \text{ м}^2.$$

Определить нагрузку, действующую на купол парашюта при наплывении:

$$R_{п\max} = q c_n F_n k_d = 1000 \cdot 34 \cdot 2 = 68\,000 \text{ кг}.$$

ЛИТЕРАТУРА

1. Отчет инж. Трусова по аэродинамическим исследованиям конусных куполов, МГУ им. М. В. Ломоносова, 1934.
2. Авторское свидетельство № 6066.
3. Авторское свидетельство № 16389.
4. Боровик Г., Оружие долей. Журнал «Огонек», 1959, № 46.
5. Пономарев А. Н., Современная авиация, Воениздат, 1959, стр. 164 и 116.

Глава XIX АВТООТЦЕПКА

1. НАЗНАЧЕНИЕ И ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ

Автоотцепка помещается между грузом и парашютом и предназначена для соединения груза с парашютом до приземления и для автоматического отцепления парашюта от груза при приземлении. Автоматическое отцепление парашюта устраняет протаскивание груза по земле наполненным куполом парашюта при ветре.

Автоотцепка должна обеспечивать надежное соединение груза с парашютом в процессе раскрытия купола и снижения груза на раскрытом парашюте, а также надежное отцепление парашюта от груза в момент приземления при ветре до 10—20 м/сек.

Все применяемые автоотцепки — контактного действия. Они срабатывают и отделяют купол парашюта от груза в момент соприкосновения с землей груза или командного механизма автоотцепки, выступающего за габариты груза (лог, щуп и др.).

Исполнительные механизмы автоотцепок, отделяющие парашют от груза, срабатывают под действием упругой силы пружины в результате давления газов порохового заряда или взрыва бризантных веществ.

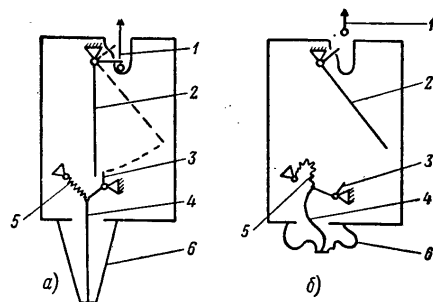
При транспортировке груза с парашютом, их подвеске под самолет, наполнении купола парашюта и снижении груза на раскрытом парашюте до момента приземления исполнительный механизм автоотцепки должен быть выключен.

2. СХЕМА ДЕЙСТВИЯ

Автоотцепка рычажная

На фиг. 19.1, а и б показана схема рычажной автоотцепки контактного действия. Коуш строп парашюта 1 закрепляется в автоотцепке рычагом 2, длинный конец которого удерживается консолью качалки 3. Вторая консоль качалки удерживается в определенном положении тросом 4 и пружиной 5. Трос в натянутом состоя-

нии закреплен в контактной опоре 6, которая изготавливается из хрупкого (керамика, стекло и др.) или легко деформируемого материала. В момент приземления опора разрушается или сминается,



Фиг. 19.1. Схема рычажной автоотцепки контактного действия без временного замедлителя.

а — автоотцепка в замкнутом состоянии; б — автоотцепка разомкнулась.
1 — коуш; 2 — рычаг; 3 — качалка; 4 — трос; 5 — пружина; 6 — опора.

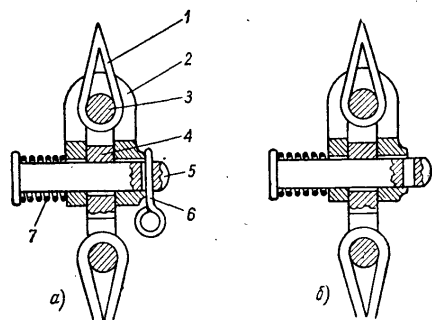
пружина, проворачивая качалку, освобождает рычаг и отцепляет коуш строп парашюта от автоотцепки, а следовательно, и от груза (см. фиг. 19.1, б).

Автоотцепка пальцевая

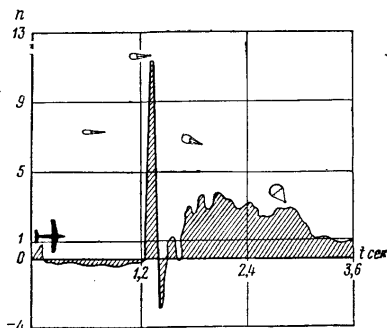
Схема пальцевой автоотцепки приведена на фиг. 19.2 а и б. Коуш строп парашюта 1 соединен с корпусом автоотцепки 2 болтом 3. Коуш подвески груза через пряжку 4 замыкается в корпусе автоотцепки пальцем 5, который закрепляется чекой 6. Чека удерживает автоотцепку в замкнутом состоянии, препятствуя упругой силе сжатой пружины 7 выбросить палец из корпуса автоотцепки при транспортировке и раскрытии парашюта.

Чека извлекается из пальца только спустя определенное время после полного наполнения купола парашюта, когда сила трения между пальцем, пряжкой и корпусом автоотцепки значительно превышает силу пружины (см. фиг. 19.2, б).

Извлекать чеку раньше установленного для данного парашюта времени нельзя, так как парашют отцепится в воздухе. В процессе раскрытия парашюта действуют переменные по величине аэродинамические и упругие силы, минимальная величина которых стремится к нулю (фиг. 19.3), и если в это время палец не будет зачекан, то пружина выбросит его из корпуса и парашют отделится от груза.



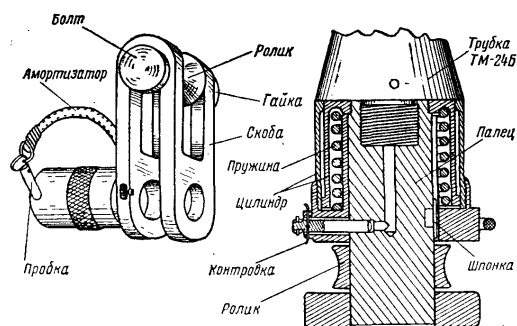
Фиг. 19.2. Схема пальцевой автоотцепки.
а — автоотцепка в замкнутом состоянии; б — автоотцепка перед приземлением груза.
1 — коуш; 2 — корпус автоотцепки; 3 — болт; 4 — пряжка; 5 — палец; 6 — чека; 7 — пружина.



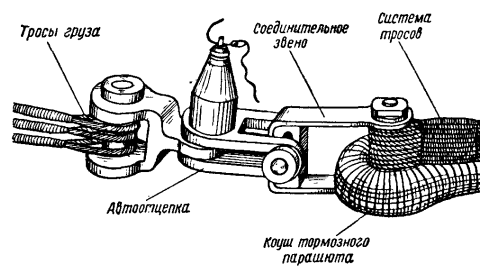
Фиг. 19.3. Изменение перегрузок торможения по времени в процессе раскрытия парашюта ПД-6 при $V=225$ км/час (по данным испытаний 1948 г.).

Опыт показывает, что с момента введения парашюта в действие до извлечения чеки должно пройти время, не меньшее удвоенного времени раскрытия парашюта. При этом условии гарантируется, что парашют не отделится от груза в воздухе.

Чека извлекается временным прибором, установленным на определенное время срабатывания. На фиг. 19.4 показана схема авто-



Фиг. 19.4. Схема автоотцепки АД-47.



Фиг. 19.5. Примерная схема монтажа автоотцепки АД-47 на грузовую парашютную систему.

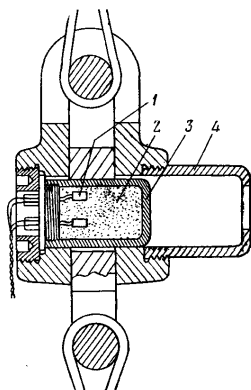
отцепки АД-47 * с дистанционной трубкой ТМ-24Б, которую можно устанавливать на время от 6 до 60 сек. По истечении установленного времени трубка срабатывает, давление пороховых газов срезает контрольку, выталкивает чеку и освобождает палец автоотцепки. Наружный цилиндр с запечками предотвращает потерю пальца и пружины после срабатывания автоотцепки.

* Конструкции М. П. Дрягзова и А. И. Привалова, 1947.

Примерная схема монтажа автоотцепки АД-47 на грузовую парашютную систему показана на фиг. 19.5.

Автоотцепка пиротехническая

Описанная выше пальцевая автоотцепка, срабатывающая в момент приземления груза при достаточно слабом натяжении системы, обладает существенным недостатком — она не успевает сработать



Фиг. 19.6. Пиротехническая автоотцепка контактного действия без временного замедления.

1 — электрозапал; 2 — порох; 3 — палец; 4 — улавливатель пальца.

при сильном ветре. Дело в том, что в момент соприкосновения груза с землей парашют продолжает двигаться по воздуху со скоростью ветра, вследствие чего натяжение системы ослабевает только до силы трения груза о землю, при которой автоотцепка не срабатывает.

Пиротехнические автоотцепки, так же как и рычажные, лишены этого недостатка (фиг. 19.6). В момент соприкосновения с землей контактное устройство замыкает электрическую цепь и электрозапал 1 поджигает порох вышибного заряда 2, находящегося внутри пальца 3 автоотцепки. Давление пороховых газов создает силу, достаточную для того, чтобы срезать две нитки резьбы и вытолкнуть палец из корпуса автоотцепки при любом натяжении купола парашюта. Из условий техники безопасности после выталкивания палец задерживается улавливателем 4.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Предисловие	3
Введение	5
Глава I. Принципы действия парашюта	9
1. Атмосфера Земли	9
2. Сопротивление воздуха движущимся телам	14
3. Схема действия свисающего парашюта	21
Глава II. Движение тела после отделения от летательного аппарата	26
1. Вертикальное падение	26
2. Падение тела с горизонтально летящего самолета	35
3. Определение времени вытягивания парашюта	52
4. Определение пути и времени наполнения купола	56
5. Определение времени и пройденного пути до достижения системой установившейся скорости снижения	59
Глава III. Размеры купола парашюта	62
1. Определение размеров купола парашюта, обеспечивающих заданную скорость снижения или приземления, или заданную силу сопротивления	62
2. Определение коэффициентов сопротивления c_r , c_n и $c_{\text{ветер}}$	65
3. Зависимость коэффициента сопротивления купола c_n от Δr_k и q	67
4. Зависимость коэффициента сопротивления парашюта c_n от разных факторов	69
Глава IV. Нагрузки, действующие на купол парашюта	85
1. Нагрузки на купол парашюта при установившемся движении	85
2. Нагрузки на купол парашюта при наполнении воздухом	85
3. Порядок определения максимальной нагрузки на купол парашюта при наполнении	90
4. Определение скорости V_0 по заданной максимальной нагрузке на купол парашюта	91
5. Определение скорости V_n	92
6. Ограничения при применении формул (4.12) и (4.17)	93
7. Расчетная максимальная нагрузка на купол парашюта	94
Глава V. Зависимость максимальной нагрузки на купол парашюта при наполнении от различных факторов	95
1. Зависимость $R_{n \text{ max}}$ от скорости V_0	95
2. Ошибки при определении $R_{n \text{ max}}$ по скорости самолета	98
3. Зависимость $R_{n \text{ max}}$ от высоты и скорости V_0	99
4. Зависимость $R_{n \text{ max}}$ от площади купола F_n	103
5. Зависимость $R_{n \text{ max}}$ от площади купола парашюта и веса системы G	106
6. Зависимость $R_{n \text{ max}}$ от площади купола F_n и высоты	106

	Стр.
7. Причины увеличения нагрузок на купол спасательного парашюта на большой высоте	107
8. Нагрузки на купол парашюта на большой высоте	109
9. Влияние температуры торможения на прочность ткани купола парашюта	111
Глава VI. Перегрузки, действующие на парашютиста	113
1. Перегрузка при свободном падении в воздухе	113
2. Перегрузка при наполнении купола парашюта воздухом	114
Глава VII. Способы уменьшения нагрузок на купол парашюта в процессе наполнения	116
1. Обеспечение минимально возможной скорости падения системы к началу наполнения	116
2. Конструктивные особенности купола парашюта, снижающие нагрузки	122
Глава VIII. Критическая скорость наполнения и ее зависимость от различных факторов	124
1. Формула критической скорости наполнения	124
2. Предел применимости формулы (8.1)	125
3. Анализ зависимости скорости $V_{ок}$ от различных факторов	126
Глава IX. Условия наполняемости купола парашюта	131
1. Определение условия наполняемости купола	131
2. Проверка условия наполняемости купола	133
3. Способы улучшения наполняемости купола	134
Глава X. Расчет купола парашюта на прочность	139
1. Определение напряжения в ткани купола	139
2. Определение опасного сечения в куполе	140
3. Распределение напряжения в ткани наполняющегося купола по вертикальному сечению	144
4. Расчет строп купола	145
5. Определение напряжения в оболочке купола и стропах парашюта при раскрытии на разной высоте	146
6. Выбор ткани купола	149
7. Выбор коэффициента запаса прочности ткани и строп купола парашюта	150
Глава XI. Парашютные системы для десантирования различных грузов	153
1. Общие сведения	153
2. Пути получения парашютной системы малого веса	155
3. Типовые схемы парашютных систем с тормозными парашютами	155
4. Методика расчета парашютной системы	181
5. Методика расчета парашютной системы с несколькими тормозными парашютами	190
6. Энергоемкие амортизаторы и тормозители	193
7. Многокупольные парашютные системы для десантирования тяжелых грузов	205
8. Спуск грузов с большой высоты при помощи порохового реактивного двигателя (ПРД)	214
Глава XII. Спасательные парашюты	221
1. Спасательные парашюты на летательных аппаратах без катапультных кресел	221
2. Схема действия спасательного парашюта	223
3. Недостатки складываемого парашюта	227
4. Ограничения, накладываемые на конструкции спасательных парашютов	243
5. Устранение ограничений по раскрытию спасательных парашютов	247

	Стр.
6. Спасательные парашюты летательных аппаратов с катапультными креслами	268
7. Парашют для спуска человека на землю при полетах в ракете	283
Глава XIII. Парашюты запасные	293
1. Отказ или ненормальное раскрытие основного парашюта	293
2. Некоторые особенности применения запасного парашюта	295
3. Приспособления, устраняющие перехлестывание купола запасного парашюта своими стропами	298
4. Летные испытания опытных образцов запасных парашютов	301
Глава XIV. Тормозные посадочные парашюты (ТПП)	305
1. Назначение и свойства	305
2. Схема действия	307
3. Техника безопасности	309
4. Особенности ТПП	311
5. Аэродинамические свойства купола	312
6. Определение площади купола	315
7. Расчет ТПП на прочность	319
8. Примерный расчет площади купола	320
9. Элементы ТПП	325
10. Монтажная схема	326
11. Обеспечение заданных нагрузок	327
Глава XV. Парашюты людские десантные	328
1. Особенности применения	328
2. Размещение снаряжения и вооружения	330
3. Особенности снижения десантника в воздухе	332
4. Приземление десантника	332
5. Недостатки десантных парашютов и их устранение	335
Глава XVI. Парашютные системы осветительных авиабомб	337
1. Назначение	337
2. Примерная схема действия	337
3. Особенности проектирования парашютной системы осветительной авиабомбы	338
4. Выбор расчетного случая	340
5. Особенности проектирования парашютной системы для осветительных авиабомб с наружной подвеской	340
6. Экспериментальная отработка парашютной системы	341
Глава XVII. Парашюты артиллерийских осветительных и других снарядов	343
1. Назначение	343
2. Особенности парашютов артиллерийских снарядов	343
3. Схема действия парашютов артиллерийских снарядов	343
4. Испытания парашютов артиллерийских снарядов	345
Глава XVIII. Парашюты разные	348
1. Стабилизирующие парашюты	348
2. Парашюты для термоядерных авиабомб	352
3. Тормозные парашюты для снижения самолета при разгерметизации	354
Глава XIX. Автоотцепка	356
1. Назначение и принцип действия	356
2. Схема действия	356

Николай Александрович Лобанов
ОСНОВЫ РАСЧЕТА И КОНСТРУИРОВАНИЯ ПАРАШЮТОВ

Редактор Н. А. Агейчева Технический редактор В. И. Орешкина

Г—27188 Подписано в печать 7/VIII 1965 г. Учетно-изд. л. 20,37
Формат бумаги 60×90¹/₁₆=11,38 бум. л.—22,75 печ. л. Заказ 1101/5727

Экспериментальная типография ВНИИПП
Государственного комитета Совета Министров СССР по печати
Москва, И-51, Цветной бульвар, 30.

Замеченные опечатки

Стр.	Строка	Напечатано	Должно быть
17	7 сверху	Из фиг. 1.3 следует, что	Например,
32	2 снизу	значение скоростей и пройденный путь получают завышенными	величины скоростей получают завышенными
37	10 сверху	кгс. сек ² /м ⁻⁴	кгс. сек ² /м ⁴
72	14 снизу	Второй вид —	Второй вид [1] —
132	11 снизу	направляемость	наполняемость
213	2 снизу	$c_{f_{T_2}} =$	$c_{T_2} \dot{f}_{T_2} =$
328	2 снизу	последний	передний
333	23 снизу	раскручивание	раскачивание

Заказ 1101/5727