

629.133.6
С 778

Р. А. СТАСЕВИЧ

ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И РАСЧЕТА ГРУЗОВЫХ ПАРАШЮТНЫХ СИСТЕМ

Учебное пособие



ЛВИКА
им. А. Ф. Можайского



БИБЛИОТЕКА
Высшего Авиационного
училища ГА
№ **138966**

ЛЕНИНГРАДСКАЯ ВОЕННАЯ ИНЖЕНЕРНАЯ КРАСНОЗНАМЕННАЯ
АКАДЕМИЯ имени А. Ф. МОЖАЙСКОГО

Ленинград — 1969

ВОЗВРАТИТЕ КНИГУ НЕ ПОЗЖЕ
обозначенного здесь срока

Ген. ин. Котлякова. 44-5 000 000 3.4-69 г.

ВВЕДЕНИЕ

Парашют был предложен еще Леонардо да Винчи в качестве средства, уменьшающего скорость падения с большой высоты. Первое практическое использование этого изобретения имело место при полетах на воздушных шарах братьев Монгольфье. С развитием авиации воздухоплавательный парашют претерпел значительные изменения. Он стал автономным, а не связанным с летательным аппаратом, компактным, пригодным для использования в широком диапазоне высот и скоростей.

В настоящее время парашюты, а более точно — парашютные системы, состоящие из нескольких, как правило, последовательно включаемых парашютов, применяются для многих и разнообразных целей: спасения летчиков при аварии, десантирования людей и грузов, торможения самолетов при пикировании и на пробеге, приземления исследовательской аппаратуры и космических кораблей, а также других подобных операций.

Разнообразие условий применения парашютов столь велико, что оптимальная конструкция для одного конкретного случая может оказаться совершенно непригодной для другого.

Целью этого краткого учебного пособия является сообщение слушателю минимума знаний, позволяющих ему по заданному весу груза, скорости падения и приземления правильно определить структуру парашютной системы, найти размеры входящих в нее парашютов, определить их прочность, вес и объем.

Пособие предназначено в основном для курсового и дипломного проектирования.

Г л а в а I

ДВИЖЕНИЕ ПАДАЮЩИХ ТЕЛ В ВОЗДУХЕ

§ I. Уравнения движения

Для того, чтобы правильно спроектировать парашютную систему, необходимо знать изменение скорости и высоты над поверхностью земли тела, для которого предназначается эта тормозная система. Определить кинетические характеристики падающего тела можно, разрешив дифференциальные уравнения его движения.

На падающее вблизи Земли тело действуют следующие силы:

- а) массовые силы, обусловленные притяжением Земли;
- б) аэродинамические силы — в случае движения в достаточно плотных слоях атмосферы (при скорости близкой к первой космической — ниже 100 км).

Ускорение свободного падения тела, находящегося на высоте H над уровнем моря, будет

$$g = g_0 \left(\frac{R}{R + H} \right)^2, \quad (I),$$

где $R = 6370 \cdot 10^3$ м — радиус земного шара;

$g_0 = 9,81$ м/сек² — ускорение свободного падения на уровне моря.

Уравнения равновесия сил удобно записывать в системе координат, связанных с траекторией движения тела. Такую систему иногда называют "скоростной" системой координат.

Начало координат такой системы поместим в центре масс тела, находящегося в начальном положении (рис. I). Ось OX направлена по вектору скорости, ось OY направлена по перпенди-

куляру к оси ОХ, лежащему в местной вертикальной плоскости. Ось ОZ перпендикулярна плоскости ХОУ и образует правую систему координат. Положение скоростной системы координат относи-

тельно земной системы определяется углом θ между вектором скорости и местной горизонтальной плоскостью.

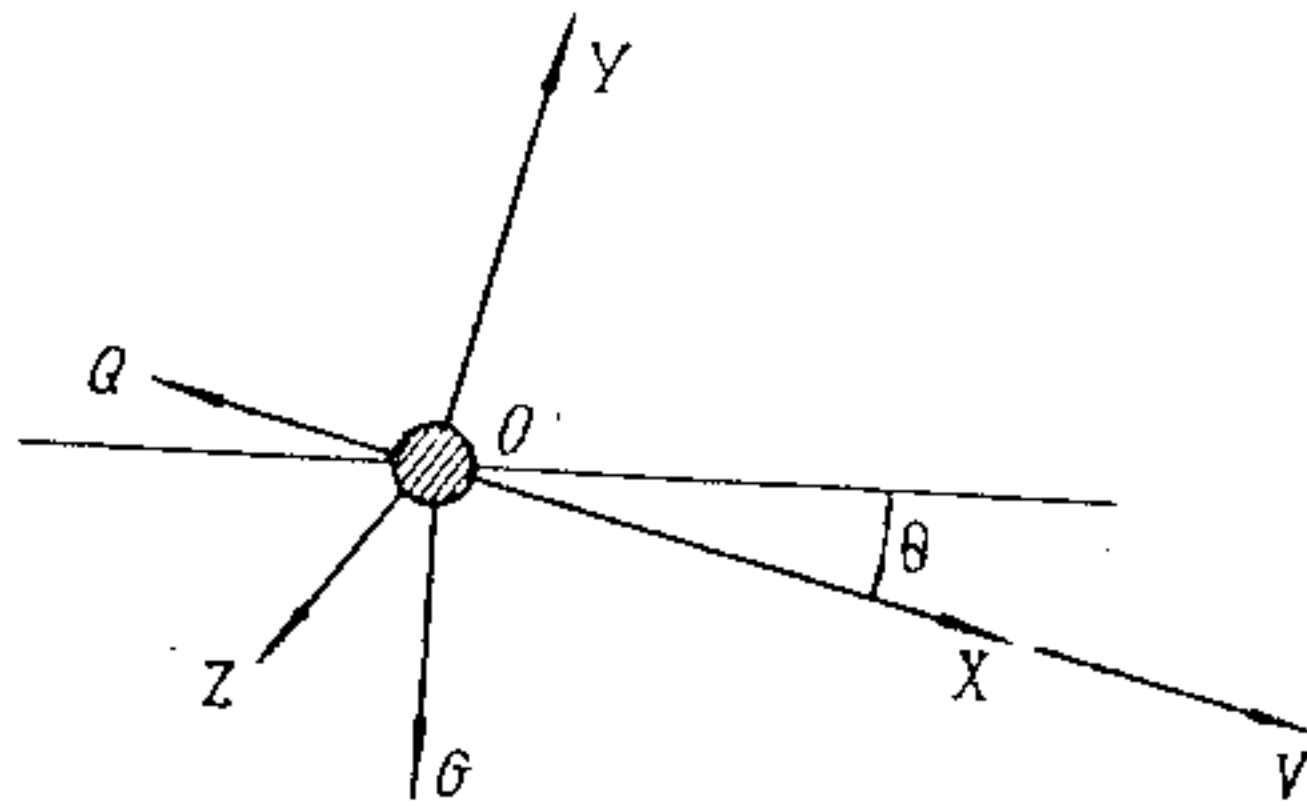


Рис. I. Схема скоростной системы осей координат

Как показывают расчеты, центробежные и кориолисовы силы инерции, обусловленные вращением Земли, достаточно малы и ими можно пренебречь, считая систему инерциальной. Принимая, что пол-

ная аэродинамическая сила направлена противоположно вектору скорости, получим плоскую траекторию движения. В этих условиях уравнения движения тела, как материальной точки постоянной массы, будут следующими:

$$m \dot{V} = -Q - G \sin \theta ;$$

$$m V \dot{\theta} = -G \cos \theta + \frac{m V^2 \cos \theta}{R + H} ,$$

где Q — лобовое сопротивление,

$$Q = C_x \rho S \frac{V^2}{2} = \frac{C_x \Delta S V^2}{16} .$$

$\frac{m V^2 \cos \theta}{R + H}$ — проекция центробежной силы, обусловленной угловой скоростью движения тела относительно центра Земли;

C_x — коэффициент лобового сопротивления тела;

$\Delta = \frac{\rho}{\rho_0}$ — относительная плотность воздуха ($\rho_0 = 0,125 \frac{\text{кг} \cdot \text{сек}^2}{\text{м}^4}$);

S — мидель тела;

G — вес тела.

Обозначив $\sigma_x = \frac{C_x S}{G}$ и воспользовавшись (I), получим

$$\left. \begin{aligned} \dot{V} &= -g_0 \left[\Delta \frac{\sigma_x}{16} V^2 + \frac{\sin \theta}{\left(1 + \frac{H}{R}\right)^2} \right] ; \\ \dot{\theta} &= - \frac{g_0 \cos \theta}{V \left(1 + \frac{H}{R}\right)} \left(\frac{1}{1 + \frac{H}{R}} - \frac{V^2}{V_I^2} \right) , \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

где V_I — первая космическая скорость.

Изменение высоты тела над поверхностью земли по времени связано со скоростью его движения и углом наклона траектории зависимостью

$$\dot{H} = V \sin \theta.$$

Для высот менее 100 км, когда с погрешностью менее 1% можно считать, что $g = \text{const} = 9,81 \text{ м/сек}^2$, уравнения упрощаются:

$$\left. \begin{aligned} \dot{V} &= -g_0 \left(1 - \frac{\sigma_x}{16} V^2 + \sin \theta \right); \\ \dot{\theta} &= -g_0 \frac{\cos \theta}{V} \left(1 - \frac{V^2}{V_T^2} \right), \end{aligned} \right\} \quad (2a)$$

При скорости движения менее 800 м/сек можно пренебречь и центробежной силой инерции, считая

$$\dot{\theta} \approx g_0 \frac{\cos \theta}{V}.$$

В связи с тем, что выражение для изменения плотности с высотой или громоздко, или недостаточно точно, подобные системы уравнений решаются численным методом интегрирования или на ЭВМ. Выбор метода численного интегрирования и шаг его обуславливаются требуемой точностью расчета и продолжительностью анализируемого процесса.

Если требуемая точность невелика (допустим 5%), исследуемое движение непродолжительно (5 – 10 сек), можно применить наиболее простой метод численного интегрирования Эйлера-Коши. При необходимости получить высокую точность следует пользоваться более трудоемкими способами численного интегрирования (например, методом Адамса-Штермера или Рунге).

При использовании ЭВМ, когда объем вычислений не является определяющим, можно получить решение подобных уравнений с любой наперед заданной точностью.

В качестве иллюстрации примера решения уравнений (2) на рис. 2 приведена характерная зависимость изменения скорости, высоты и перегрузки по времени при следующих данных: $V_0 = 7776 \text{ м/сек}$; $\theta_0 = -2^\circ$ (на высоте 120 км); $\sigma_x = 0,001$. Приведенные данные получены численным интегрированием уравнений (2) на ЭВМ М-20.

Для тел, входящих в атмосферу Земли, существуют некоторые закономерности в отношении потери ими скорости и высоты, на которой имеет место максимальное торможение. Так, максимальная перегрузка при торможении тела почти не зависит от его размеров,

формы и веса, а определяется лишь величиной скорости и углом наклона ее к горизонту. Если принять условную границу атмосферы на высоте 120 км, то

$$n_{max} \approx 2,5 V_0^2 \sin \theta,$$

где V_0 — скорость тела на высоте 120 км;

θ — угол наклона вектора скорости к горизонту на этой же высоте.

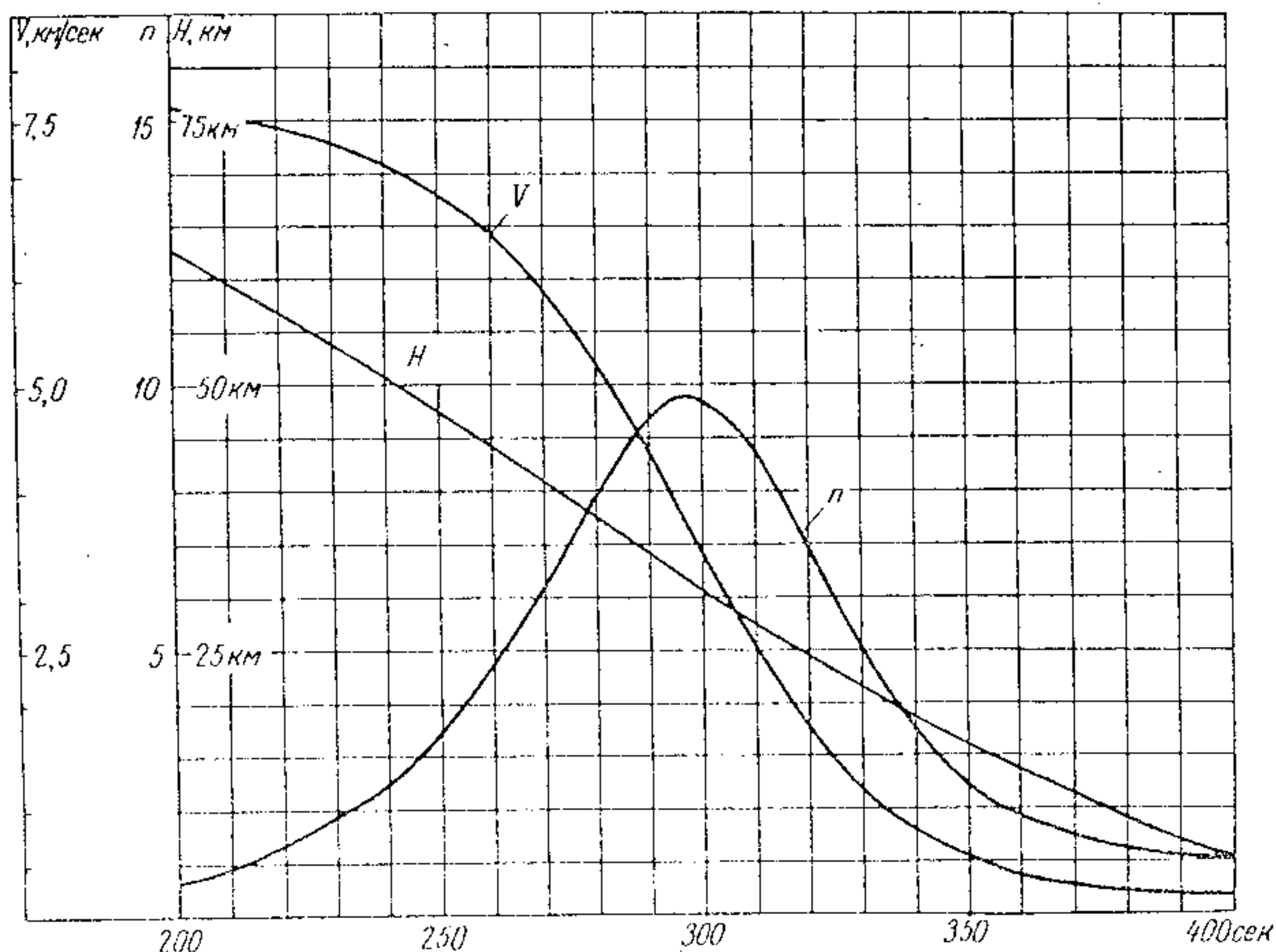


Рис. 2. Характерная зависимость изменения скорости, высоты и перегрузки по времени для случая $b_x = 0,001$ и $\theta = -2^\circ$

Эта формула дает удовлетворительные результаты при $\theta > 3^\circ$.

От массы, формы и габаритов тела зависит высота над Землей, на которой оно приобретает максимальное сопротивление. Относительная плотность воздуха, при которой имеет место максимальное сопротивление, может быть получена по следующей приближенной формуле, пригодной для $\theta > 3^\circ$:

$$\Delta \approx 1,1 \frac{\sin \theta}{10^4 \sigma_x}$$

Для частного случая ($\theta = -2^\circ$) на рис.3 приведены кривые высот, на которых достигается n_{max} в зависимости от параметра σ_x . Крайние кривые ограничивают высоты, на которых перегрузка торможения превышает 2.

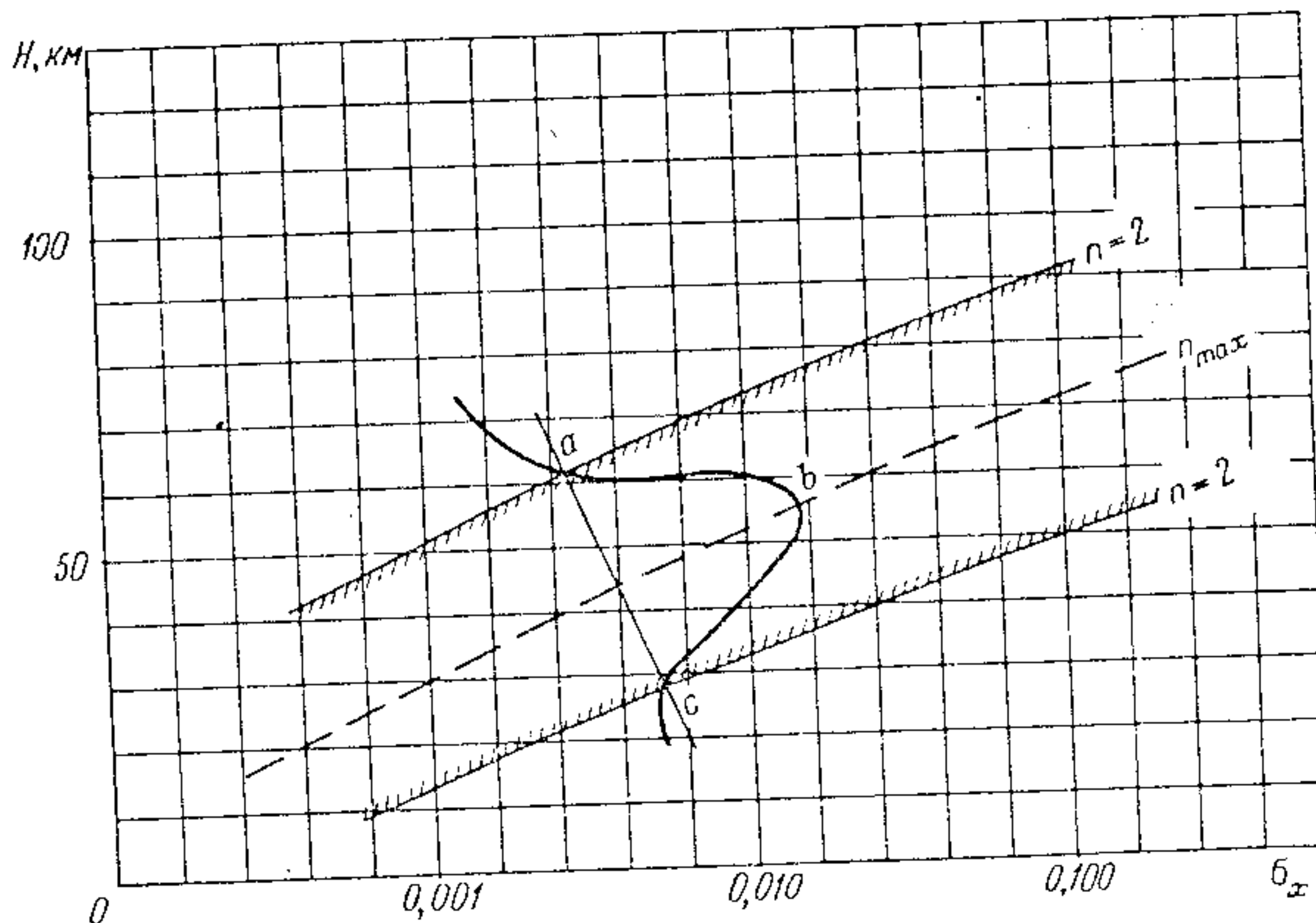


Рис.3. Область высот, внутри которой тело, падающее с околоземной орбиты и характеризуемое $\sigma_x = 0,001$ и $\theta = -2^\circ$, имеет перегрузку больше 2:

а, в, с — примерное течение величины перегрузки внутри области $n > 2$; а и с — граница области, где $n = 2$; в — линия максимальной перегрузки

В этой области высот раскрытие парашюта нежелательно из-за возрастания перегрузки. Действительно, перегрузка тела, спускающегося на парашюте, будет настолько больше

перегрузки при падении, насколько σ_n — параметр для парашюта — больше σ_x . Следовательно, перегрузка при спуске в заштрихованной области будет

$$n' = n \frac{\sigma_n}{\sigma_x}$$

Такую перегрузку будет иметь тело, спускающееся в указанной зоне на раскрытом парашюте. В случае раскрытия парашюта в этой зоне перегрузка будет значительно больше. На этом основании в каждом конкретном случае, в зависимости от начальной скорости и угла наклона траектории, необходимо определять зону повышенных перегрузок при проходе атмосферы и рассчитывать нагрузки на тело, особенно если предполагается раскрытие какого-либо парашюта системы в этой зоне.

§ 2. Равновесная скорость

Решение многих задач о движении тел в атмосфере упрощается при пользовании понятием равновесной^{х)} скорости. Каждое тело, в зависимости от веса, размеров, формы и плотности воздуха имеет определенную скорость, при которой сопротивление его равно силе тяжести. Такая скорость называется равновесной. Из этого определения, приравнявая силу тяжести тела сопротивлению воздуха или из уравнения (2) при $\theta = -90^\circ$, получаем значение равновесной скорости:

$$V_p = \sqrt{\frac{2G}{c\rho S}} = \sqrt{\frac{16}{\Delta \sigma_x}}. \quad (3)$$

При данной нагрузке на мидель $\frac{G}{cS} = \frac{1}{\sigma_x}$ равновесная скорость зависит лишь от плотности воздуха. На рис. 4 для ряда значений нагрузки на мидель приведены равновесные скорости в диапазоне высот от 0 и до 38 км стандартной атмосферы. При построении кривых учитывалось влияние волнового сопротивления, которое для плохобтекаемых тел начинает сказываться уже при $M > 0,7$. График построен для шара. Распространить эти данные на тела иной формы можно лишь с некоторым приближением.

Характер движения тела в воздухе в значительной степени зависит от того, как направлена начальная скорость и больше она или меньше равновесной.

^{х)} В литературе встречается идентичный по смыслу, но менее удачный термин — "критическая" скорость.

II

Процесс изменения скорости тела важно анализировать до некоторого приближения ее к равновесному значению. При этом следует иметь в виду, что если начальная скорость была направлена вертикально вниз, а по величине была меньше равновесной,

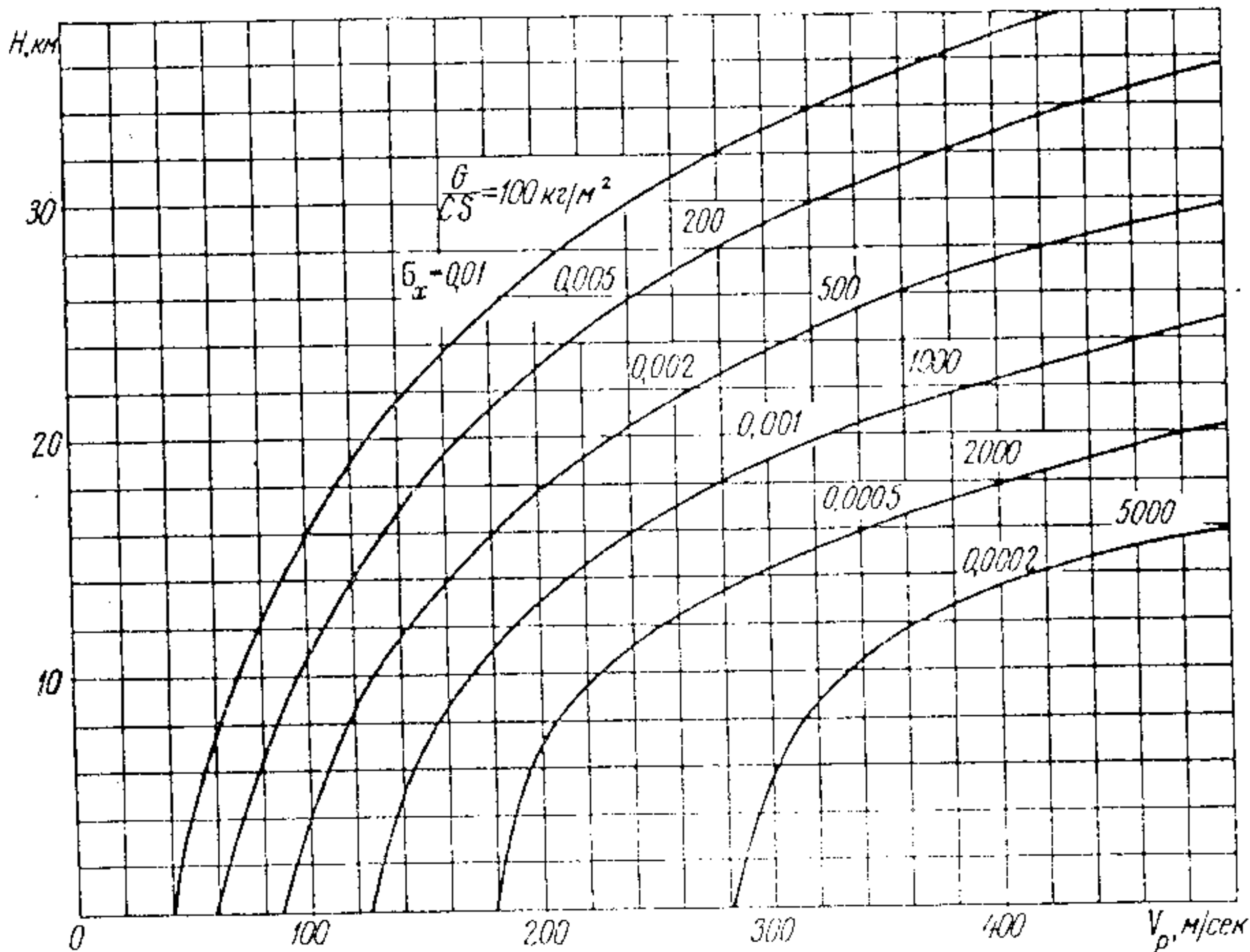


Рис. 4. Значения равновесной скорости падения в зависимости от высоты и нагрузки на модель $\frac{G}{C_x S} = \frac{1}{C_x}$

то в процессе падения скорость достигает равновесного значения (при этом по абсолютной величине она достигает максимума), а затем, уменьшаясь, будет превышать значение равновесной скорости на данной высоте [I]. Превышение фактической скорости над равновесной характеризуется разностью этих скоростей, называемой избыточной скоростью. В зависимости от начальной скорости и угла θ избыточная скорость по отношению к равновесной может изменяться в широких пределах: от доли одного и до нескольких тысяч процентов!

По мере уменьшения высоты величина избыточной скорости снижается и асимптотически приближается к равновесному значению. Сказанное иллюстрируется качественным графиком, представленным на рис. 5, кривая α .

В том случае, если начальная скорость, сохраняя вертикальное направление вниз, имеет величину, превышающую равновесную скорость, величина ее, уменьшаясь, будет асимптотически приближаться к равновесному значению.

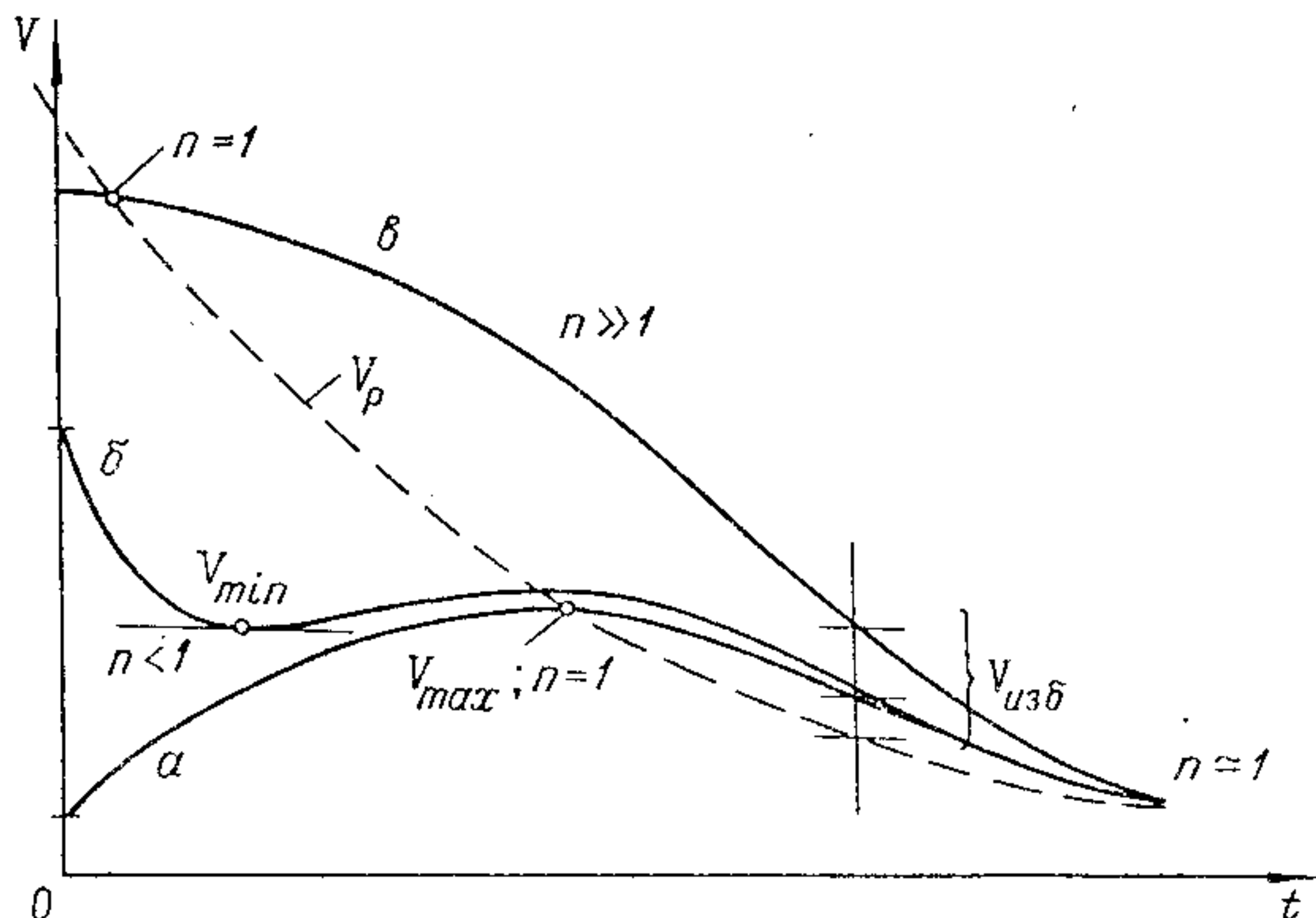


Рис. 5. Изменение скорости по времени в трех случаях:
 α – начальная скорость меньше равновесной и направлена вертикально;
 δ – начальная скорость направлена горизонтально;
 δ – характерная кривая для тела, возвращающегося из космоса

Если горизонтальная составляющая начальной скорости больше вертикальной (например, случай падения тела, сброшенного с самолета), и плотность среды существенна, то в процессе падения имеет место момент, когда суммарная скорость достигает минимума, а затем, увеличиваясь, асимптотически приближается к равновесному значению (кривая δ на рис. 5). Это интересное явление объясняется тем, что благодаря сопротивлению воздуха горизонтальная составляющая в процессе падения резко уменьшается, а вертикальная составляющая, медленно нарастая, не может компенсировать убывания суммарной скорости. Этот эффект, наиболее значительный тогда, когда начальная горизонтальная скорость в полтора – два раза превосходит равновесную, широко используется для уменьшения удара при раскрытии парашюта в случае покидания самолета.

Кривая δ показывает характерное изменение скорости возвращающегося из космоса тела, не имеющего качества.

Качественная картина изменения скорости в трех указанных случаях, но в координатах "высота - скорость", приведена на рис. 6.

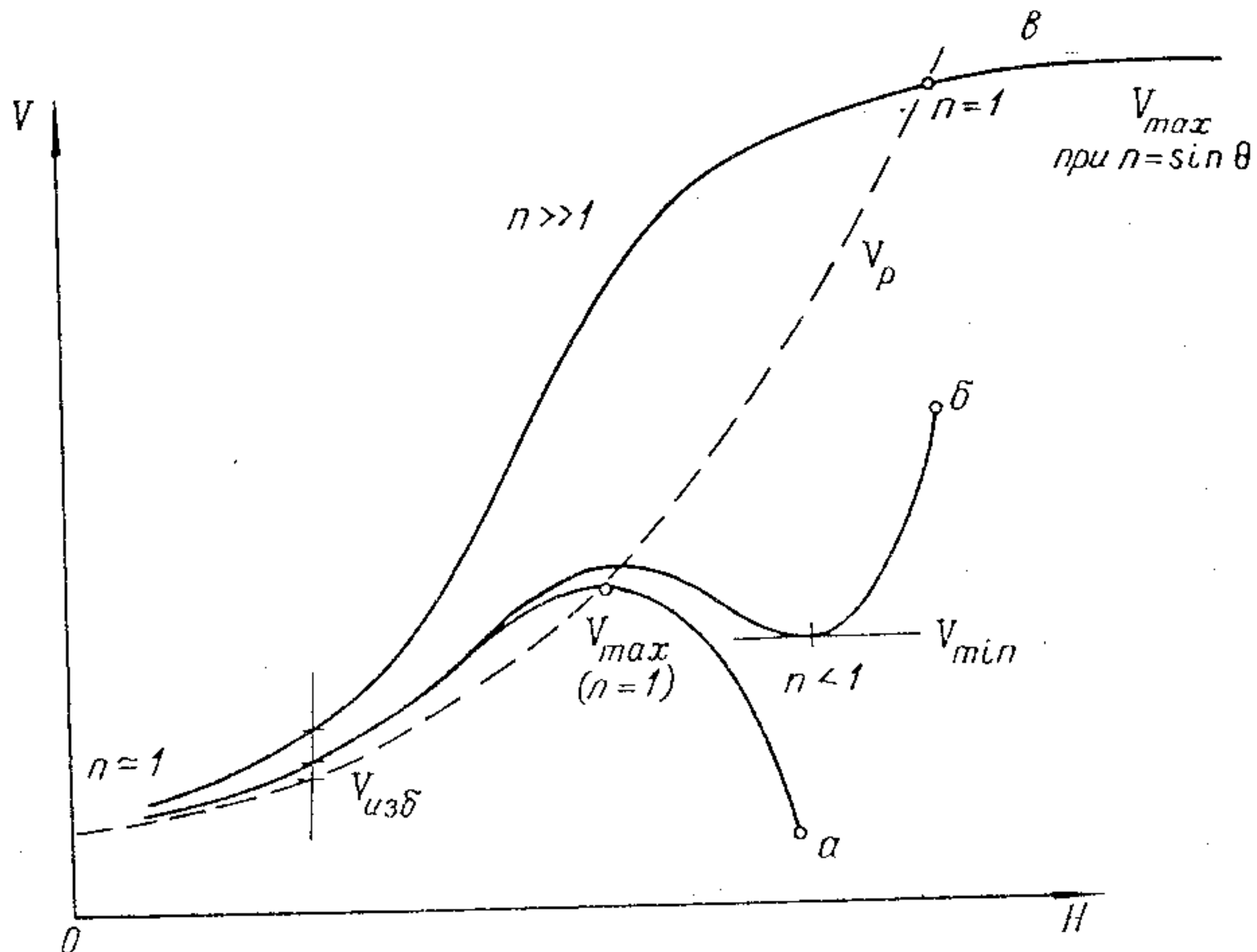


Рис. 6. Изменение скорости падающего тела по высоте в трех случаях:

a - начальная скорость меньше равновесной и направлена вертикально; b - начальная скорость направлена горизонтально; δ - характерная кривая для тела, возвращающегося из космоса

При расчете парашютных систем следует считаться с тем, что ряд исходных данных, например таких, как коэффициент сопротивления, вес системы, фактическая плотность воздуха, не может быть известен с большой точностью. Погрешность исходных данных, обыкновенно, близка к 5%. Поэтому, при расчете скорости движения падающего тела, когда она отличается от равновесной не более чем на 5%, можно принять, что в дальнейшем скорость будет изменяться так, как равновесная.

Для случая вертикального движения тела задачу определения изменения скорости, правда приближенно, можно решить и аналитическим путем.

§ 3. Вертикальное падение

При вертикальном падении тела ($\theta = -90^\circ$), согласно уравнению (2а), будем иметь ускорение

$$\dot{V} = -g_0 \left(\frac{\Delta \sigma_x}{16} V^2 - 1 \right) = g_0 \left(1 - \frac{V^2}{V_p^2} \right) \quad (4)$$

Приближенное аналитическое решение этого уравнения заключается в том, что изменение скорости (или высоты) находят не сразу для заданного времени, а разбив его на ряд участков.

Плодотворность идеи использования нескольких участков состоит в том, что на протяжении данного участка можно приближенно считать, что $V_p = \text{const}$. В зависимости от крутизны изменения V_p по высоте и от требуемой точности решения определяется протяженность участка. В связи с тем, что наибольший интерес представляет анализ движения до достижения скорости, отличающейся от равновесной не менее чем на 5 – 10%, весь процесс оказывается не столь длительным и укладывается в 2 – 3 участка, протяженностью каждый один – два км.

При $V_p = \text{const}$ дифференциальное уравнение легко интегрируется. После подстановки начальных условий и преобразования получаем следующее уравнение, связывающее вертикальную скорость движения с продолжительностью падения:

$$V_y = V_p \frac{(V_p + V_0) e^{\frac{2gt}{V_p}} - (V_p - V_0)}{(V_p + V_0) e^{\frac{2gt}{V_p}} + (V_p - V_0)}, \quad (5)$$

где V_0 – начальное значение вертикальной скорости;
 t – промежуток времени с момента, когда скорость равна V_0 , и до момента, когда она стала равной V_y .

Решить обратную задачу, т.е. определить продолжительность периода, за который скорость падения изменится от V_0 до V_y , можно с помощью формулы

$$t = \frac{V_p}{2g} \ln \frac{(V_p + V_y)(V_p - V_0)}{(V_p - V_y)(V_p + V_0)} \quad (6)$$

Введя в качестве новой переменной путь ΔH , который тело проходит за время падения t , преобразуем исходное дифференциальное уравнение.

Воспользуемся тем, что

$$\frac{dV_y}{dt} = \frac{dV_y}{dh} \cdot \frac{dh}{dt} = V_y \frac{dV_y}{dh}.$$

Следовательно,

$$V \frac{dV_y}{dH} = g \left(1 - \frac{V_y^2}{V_p^2} \right).$$

Решая это уравнение, получим

$$\Delta H = \frac{V_p^2}{2g} \ln \frac{V_p^2 - V_0^2}{V_p^2 - V_y^2}. \quad (7)$$

Выражая изменение высоты через продолжительность падения, найдем, что

$$\Delta H = \frac{V_p^2}{2g} \ln \frac{(V_p + V_0) e^{\frac{2gt}{V_p}} + (V_p - V_0)}{2 V_p e^{\frac{2t}{V_p}}}. \quad (7a)$$

Г л а в а П

УСТРОЙСТВО ПАРАШЮТОВ, ИХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ,
УСЛОВИЯ НАПОЛНЕНИЯ§ 1. Устройство парашютов

Поскольку парашют предназначен для уменьшения скорости падения, он должен обладать большим лобовым сопротивлением при минимальном весе. Это единственный в своем роде случай, когда аэродинамикам и конструкторам вместо привычного изыскания форм тел, обладающих минимальным сопротивлением, пришлось добиваться максимального лобового сопротивления при заданном весе.

Кроме большого сопротивления парашют должен быть устойчивым при снижении и не создавать чрезмерных нагрузок при наполнении купола или, как говорят, при раскрытии парашюта. Так как даже эти основные требования невозможно одинаково хорошо удовлетворить в одной конструкции, стремятся выполнить хотя бы только наиболее существенные, принципиально важные требования для данного парашюта.

В принципе, любой парашют состоит из **к у п о л а**, который в наполненном состоянии образует поверхность, создающую значительное сопротивление, и **с т р о п**, соединяющих купол с грузом через **с о е д и н и т е л ь н о е** звено. Этим соединительным звеном для людских парашютов является подвесная система, надеваемая на туловище. Для грузовых парашютов соединительным звеном является коуш или узел строп, которым они заканчиваются. К узлу строп непосредственно или через систему тросов, стренг или лямок присоединяется груз.

Для упорядочения разворачивания и наполнения купола обыкновенно применяется чехол, натягиваемый на уложенный и вытянутый купол. К чехлу присоединяют вытяжной парашют, стаскивающий чехол с купола. Применение чехла позволяет в большинстве случаев избежать случающееся перехлестывание купола стропами при его разворачивании и наполнении, которое может привести к разрушению ткани купола, обрыву строп или беспорядочному снижению груза с повышенной скоростью. Схема парашюта приведена на рис. 7.

Устройство, размеры и прочность парашюта зависят от его назначения и массы груза. Если начальная скорость груза велика, например, близка к звуковой, нецелесообразно гасить ее до заданной скорости приземления с помощью одного парашюта, так как это приводит к большим нагрузкам и к перетяжелению. В подобных случаях лучше применять ступенчатое уменьшение скорости. Сначала снижают скорость, например, с 500 до 100 м/сек так называемым тормозным парашютом, а затем уже со 100 м/сек и до заданной скорости снижения, допустим 10 м/сек, вторым, основным парашютом. В этом случае тормозной парашют оказывается небольших

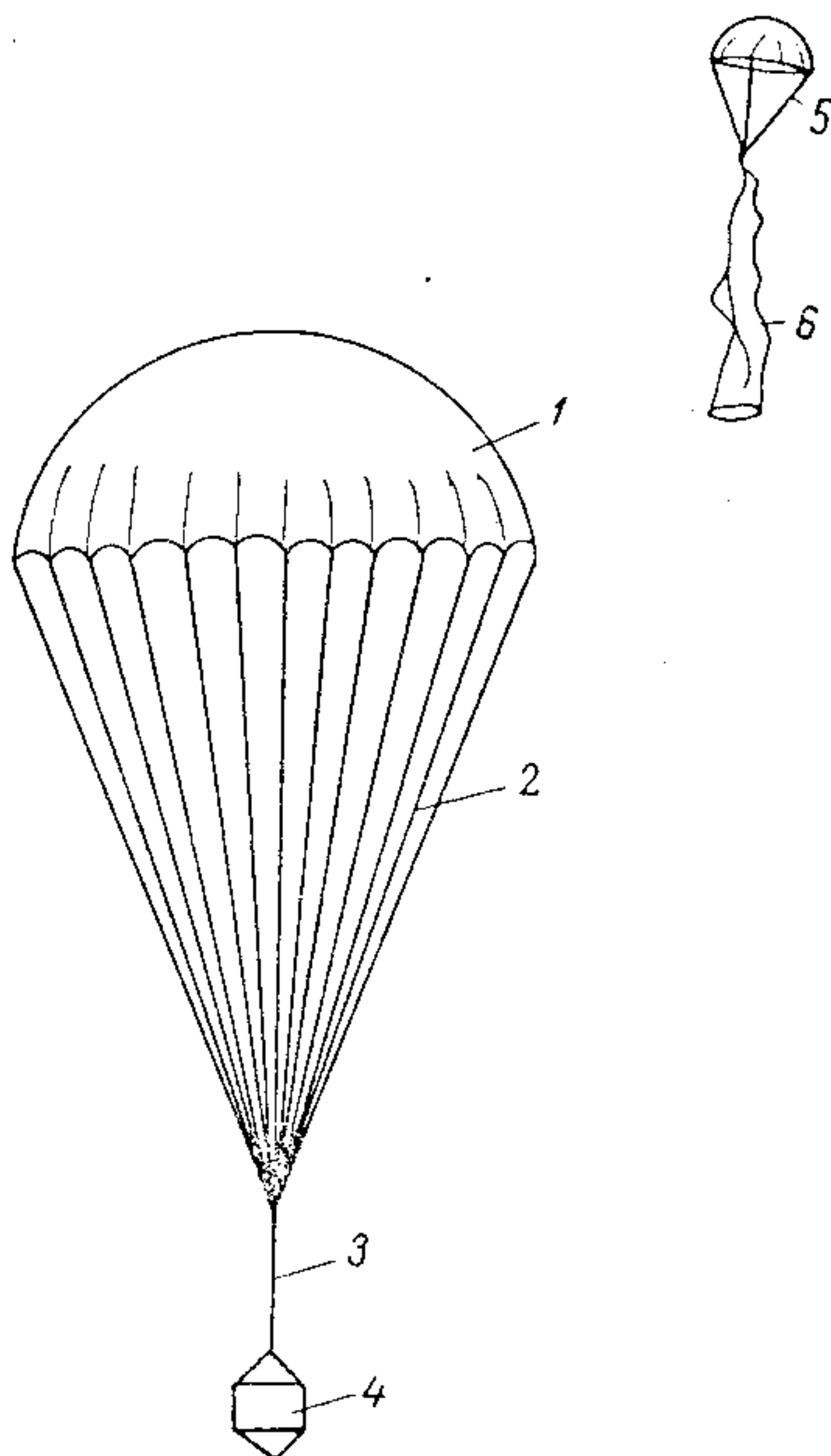


Рис. 7. Схема парашюта:

1 — купол; 2 — стропы; 3 — соединительное звено; 4 — груз; 5 — вытяжной парашют; 6 — чехол

размеров, и хотя прочность его должна быть очень высокой, вес его не оказывается значительным.

Многоступенчатое торможение является эффективным средством снижения максимальных перегрузок при раскрытии парашютов. Пределом здесь является конструктивная целесообразность и надежность работы всей системы. Практически редко используют системы, состоящие более чем из трех последовательно включаемых парашютов.

Естественно, что парашют, предназначенный для работы в диапазоне 300 – 100 м/сек, конструктивно будет отличаться от парашюта, предназначенного для снижения со скоростью 5–10 м/сек. Так как в первом случае большое лобовое сопротивление не является главным требованием, такой купол выполняют из ряда пересекающихся лент. Такой ленточный парашют может быть сделан очень прочным и устойчивым. Ленточные парашюты кроме использования их на первой ступени торможения применяются для торможения самолетов в полете и на пробеге.

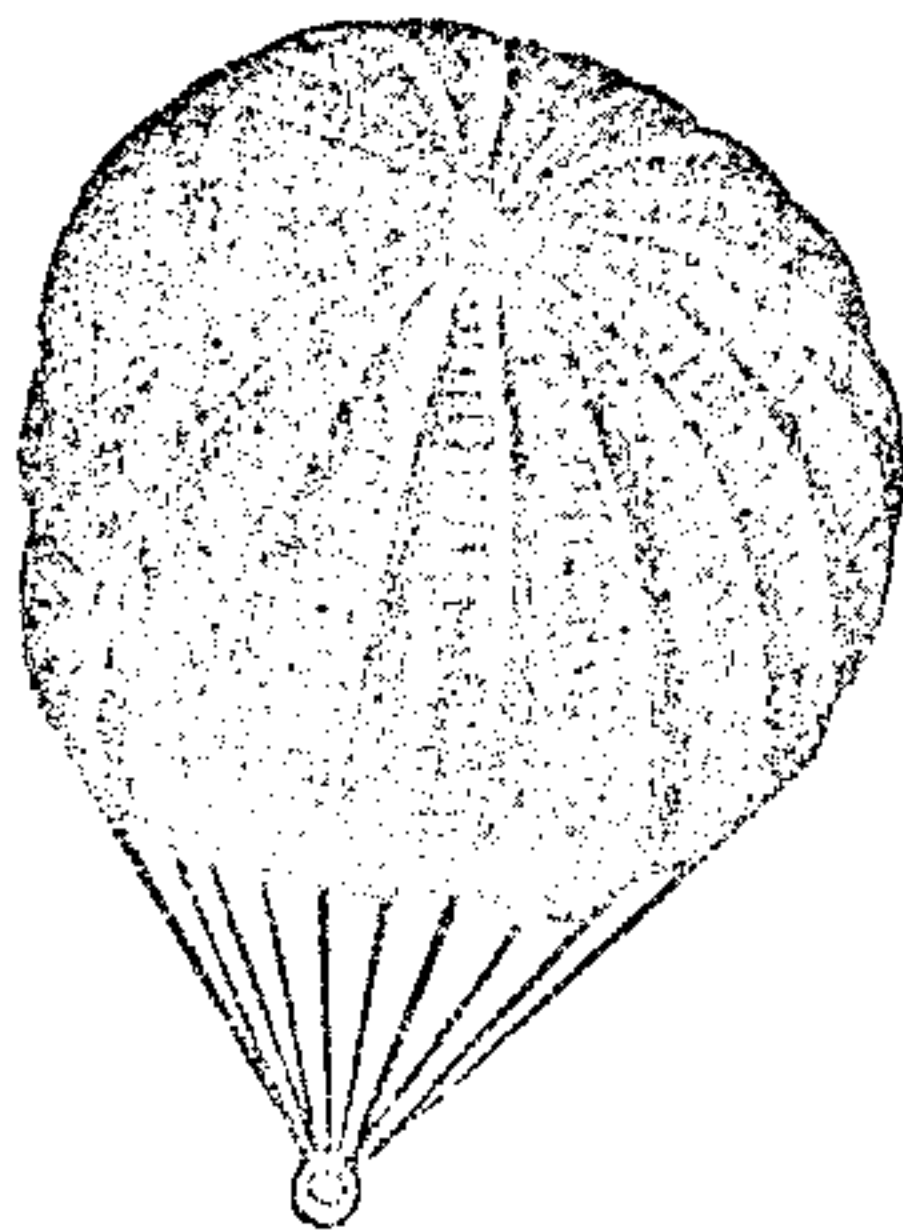


Рис. 8. Ленточный купол

Ленточный купол состоит, как правило, из концентрически и радиально расположенных лент (рис. 8), часть которых, выходя за пределы купола, соединяется со стропами. Варьируя толщину и ширину лент, а также расстояние между ними, можно изменять коэффициент лобового сопротивления и прочность купола в широких пределах.

В развернутом виде ленточные куполы чаще всего представляют плоский круг, т.е. технологически наиболее удобную форму. В наполненном состоянии купол

близок к полусфере. Избыток материала у кромки купола образует складки и "розы" – выпучины купола между точками крепления строп.

Объективным критерием, определяющим конструктивную схе-

му купола, является параметр $\frac{G}{F}$ — удельная нагрузка, т.е. отношение веса груза (точнее, веса груза и парашютной системы) к поверхности развернутого купола F .

При величине параметра $\frac{G}{F} < 20 \text{ кг/м}^2$ давление под куполом незначительное и материал купола может быть тонким и легким.

При значении параметра $\frac{G}{F}$ более 40 кг/м^2 необходимо специальное упрочнение купола, хорошо реализуемое конструкцией ленточного купола.

Парашюты с низкой удельной нагрузкой (менее 20 кг/м^2), выполняемые из сплошной ткани, для устойчивости при снижении и уменьшения нагрузки при раскрытии, имеют в центре купола "полюсные отверстия", диаметр которых должен лежать в пределах 4 — 7% диаметра купола. Увеличение диаметра полюсного отверстия до 20% может привести к ненаполнению купола.

Купол парашюта, имеющий малую удельную нагрузку, в раскрое представляет собой плоский круг или многоугольник. Купола больших размеров делают из нескольких секций (рис. 9). Многосекционные купола квадратной формы образуют сшиванием нескольких более мелких куполов. Многосекционные купола круглой формы образуют соединением нескольких секторов.

Для ускорения наполнения куполов на их нижней кромке с наружной стороны иногда пришивают "карманы". Эта мера, правда, увеличивает нагрузку при раскрытии парашюта. С той же целью, для слабо нагруженных куполов, можно применять "центральную стропу", несколько подтягивающую вершину купола вниз и увеличивающую начальный мидель купола (рис. 10).

Для снижения значительных грузов (свыше 1000 кг) иногда применяют многокупольные парашютные системы (рис. II). Такие системы имеют целый ряд преимуществ:

1. Проще изготовление и обслуживание нескольких парашютов средних размеров по сравнению с изготовлением и обслуживанием одного большого парашюта.

2. Многокупольная система обладает значительно большей устойчивостью и почти не раскачивается при снижении.

3. Так как напряжение материала купола, при всех прочих равных условиях, пропорционально радиусу поверхности купола, то правильно спроектированная многокупольная система оказывается легче однокупольной.

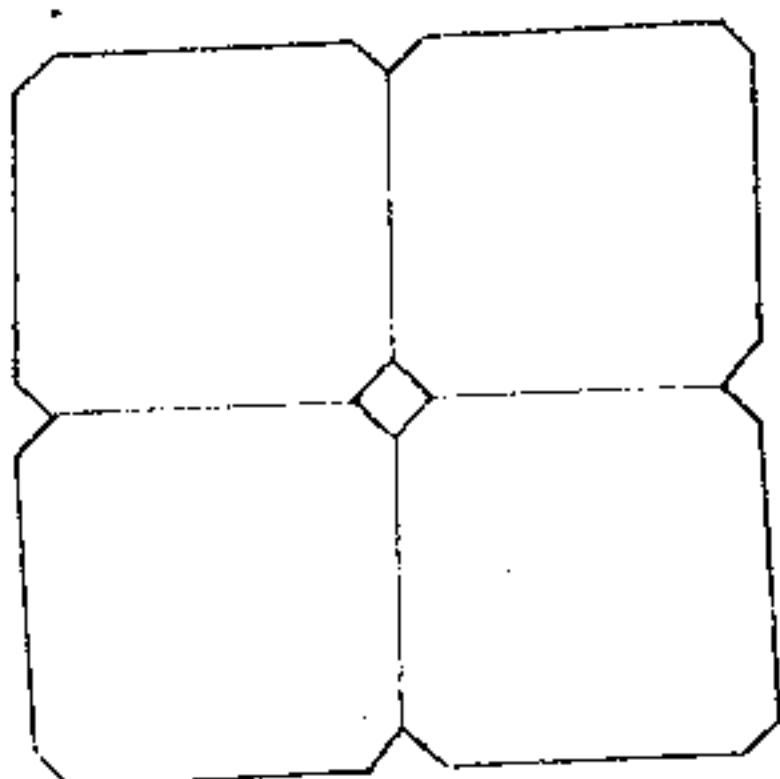


Рис. 9. Многосекционный
купол

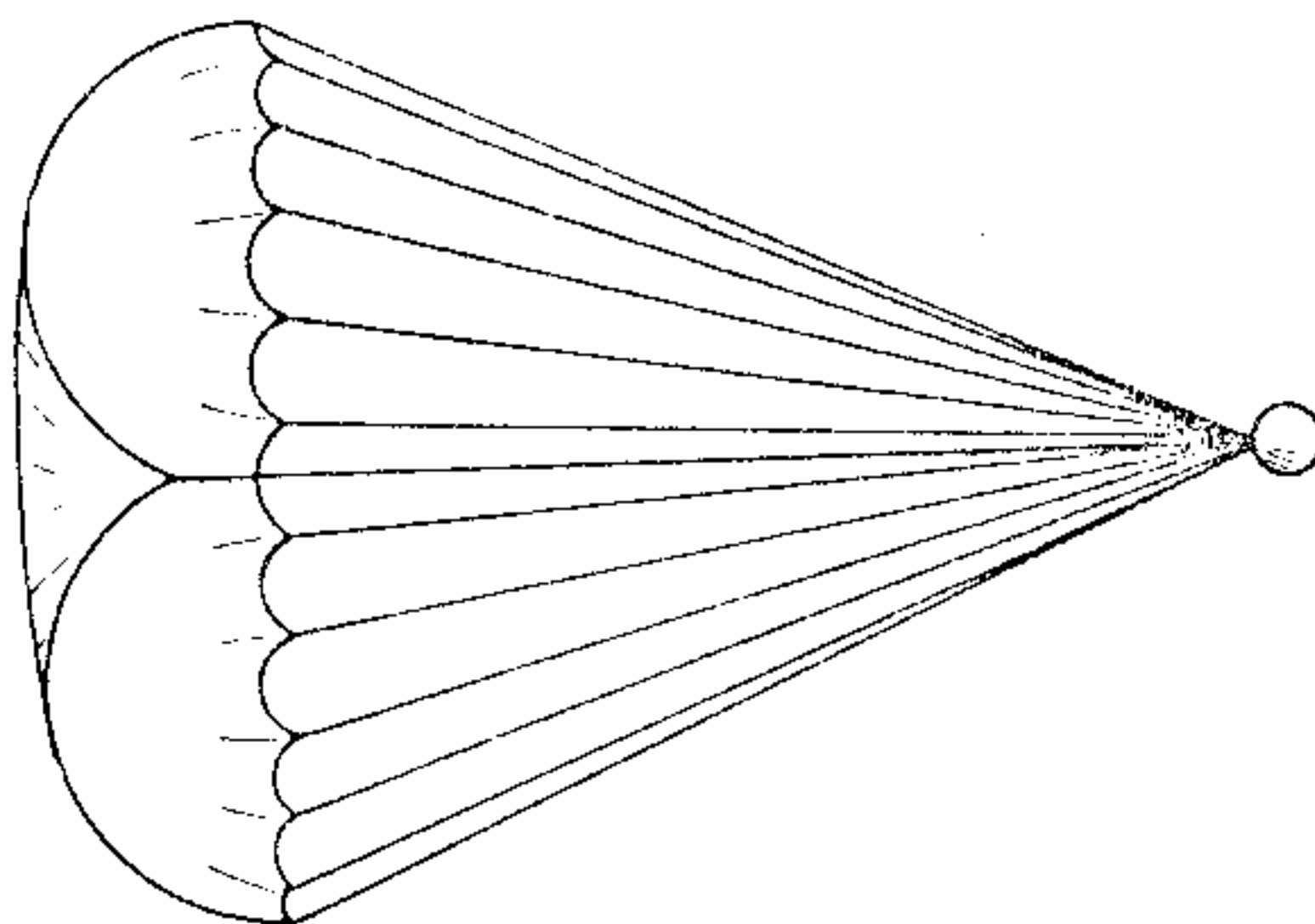


Рис. 10. Купол парашюта
с центральной стропой

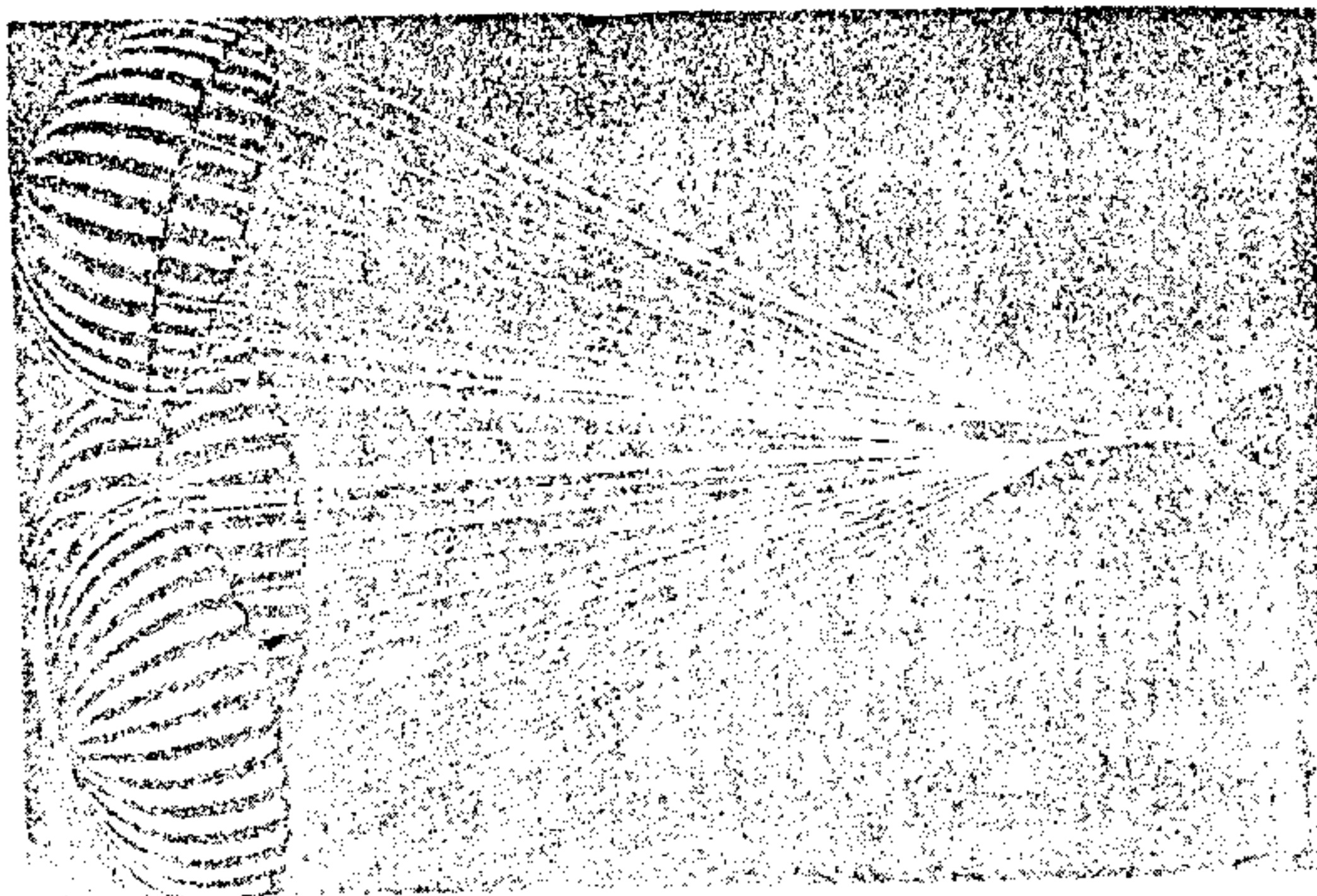


Рис. 11. Трехкуполная парашютная система,
используемая на возвращаемом аппарате
"Аполлон"

4. Надежность многокупольной системы оказывается выше надежности однокупольной (см. гл. V, § 4).

Стропы парашюта бывают сквозными, т.е. пересекающими весь купол и несколько разгружающими его ткань или присоединяемыми только к нижней кромке купола. Последнее решение чаще применяют для менее нагруженных парашютов и куполов квадратной формы.

Количество строп для мелких куполов (с поверхностью до 8 м^2) принимают от 8 до 20. С увеличением размеров купола должно расти и число строп. Длина стропы от кромки купола и до соединительного звена составляет $0,7 - 1,1$ диаметра купола или его стороны, если купол имеет квадратную форму.

Тормозные парашюты снабжаются относительно более длинными стропами ($1,0 - 1,4$ диаметра), так как эта мера увеличивает диапазон скоростей, при которых обеспечивается надежное наполнение купола.

Стропы представляют собой ленты, шнуры или ряд нитей, помещаемых в защитную оплетку. К ткани купола или к его лентам стропы прикрепляются прошивкой зигзагообразной строчкой или привязкой с обязательной прошивкой свободного конца.

В ы т я ж н о й п а р а - ш ю т имеет небольшой купол, который первым выбрасывается из контейнера и, наполнившись, обеспечивает вытягивание и разворачивание всей системы.

Наиболее важное требование, которому должен удовлетворять каждый вытяжной парашют, — это быстрота и надежность срабатывания. Для быстроты и надежности раскрытия и наполнения купола вытяжных парашютов часто снабжаются пружинным устройством, вшиваемым в купол. Иногда в вытяжной парашют от купола и до коуша строп вшивают пружину конической формы, помещенную в специальный чехол, что способствует уменьшению вероятности зацепления вытяжного парашюта при выходе из контейнера и вытаскивании системы. Для этой же цели между строп вытяжного пара-

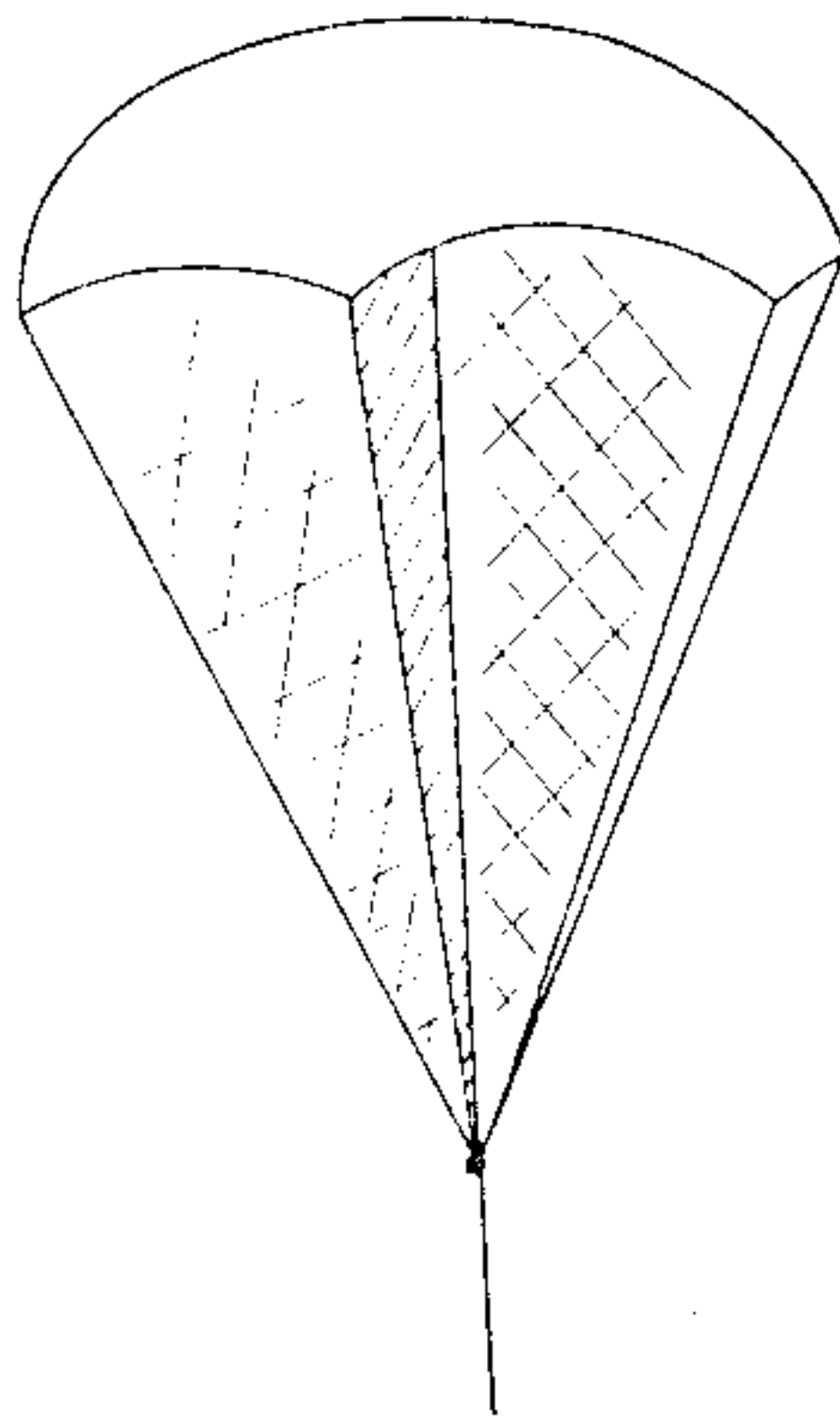


Рис. 12. Вытяжной парашют с продольными полотнищами между стропами

шюта вшивают продольные полотнища (рис. 12). Иногда вместо пружинного устройства применяют центральную стропу, подтягивающую полюсную часть купола к его кромке.

Наиболее надежными в отношении раскрытия и незацепления являются вытяжные парашюты с куполом шаровой формы, но их лобовое сопротивление относительно мало, из-за чего приходится увеличивать габариты вытяжного парашюта, а следовательно, и его вес.

§ 2. Коэффициенты сопротивления куполов

Сопротивление системы груз-парашют зависит как от сопротивления купола, так и от сопротивления самого груза.

Тормозные парашюты имеют большую удельную нагрузку и мидель их соизмерим с миделем груза. В этом случае необходимо учитывать сопротивление не только купола, но и груза в условиях их взаимной интерференции.

Парашюты с малой удельной нагрузкой обладают сопротивлением на один — два порядка большим, чем сопротивление груза. Поэтому в этом случае сопротивлением груза можно пренебречь.

Сопротивление купола парашюта характеризуется безразмерным коэффициентом сопротивления C_D , зависящим от формы купола, воздухопроницаемости его материала и других менее важных факторов.

Коэффициент сопротивления парашюта принято относить не к площади миделя, как обычно в аэродинамике, а к поверхности развернутого купола. Для этого есть веские соображения: поверхность купола легко измерить еще при изготовлении парашюта, кроме этого, она остается неизменной в процессе раскрытия и снижения парашюта. В противном случае необходимо заботиться о точном определении миделевого сечения, изменяющегося в большом диапазоне значений, что вызывает большие, совершенно неоправдаемые затруднения.

В связи с тем, что коэффициент сопротивления парашюта относят к поверхности купола, которая значительно больше миделя парашюта, коэффициент сопротивления по своему значению оказывается соответственно меньше того, который получился бы, если относить его не к поверхности, а к миделю.

Так, известно, что плоская пластинка, поставленная перпен-

дикулярно потоку, при дозвуковом обтекании имеет $C = 1,28$. Сопротивление полого полушария, обращенного вогнутой стороной к потоку, значительно больше и составляет (по отношению к миделю) $C = 1,6 + 1,8$. Коэффициент сопротивления купола парашюта, по форме очень близкого к полусфере, но отнесенный к поверхности, будет значительно меньше ($C = 0,7 - 1,0$). Дело здесь не столько в воздухопроницаемости ткани купола парашюта, сколько в том, что мидель купола составляет 40 - 60% его поверхности. Эти соображения следует учитывать при вычислении сопротивления парашютов.

Рассмотрим факторы, оказывающие наиболее сильное влияние на величину коэффициента сопротивления купола парашюта.

Ф о р м а и с т р у к т у р а к у п о л а . Чем более плоским является купол парашюта после наполнения, тем C_D выше. Это объясняется главным образом увеличением отношения миделя к поверхности купола. Что касается формы, то более плоская форма тела имеет при том же миделе меньший коэффициент сопротивления. Более плоскую поверхность купола парашюта создают различными способами, например специальным раскроем полотнищ купола, увеличением длины строп, применением дополнительных строп, прикрепляемых к внутренней поверхности купола, прямоугольной формой купола в плане с соотношением сторон более 1,5 и т.п.

Относительно плоская форма купола вызывает значительные нагрузки при раскрытии парашюта и делает его мало устойчивым при снижении. Эти недостатки можно устранить применением плоского отверстия увеличенного размера, тканью с большей воздухопроницаемостью и др. При этом C_D несколько снижается и весовое преимущество такой конструкции становится малоощутимым. На этом основании чаще всего применяют купола круглой или квадратной формы и плоские в раскрое, как наиболее дешевые и простые в производстве.

Коэффициенты сопротивления квадратных и прямоугольных в плане куполов колеблется в пределах 0,8 - 1,0 и 1,0 - 1,6 соответственно. Круглые купола плоского раскроя имеют более выпуклую поверхность, поэтому для них $C_D = 0,6 + 0,8$.

С целью увеличения устойчивости при снижении, особенно необходимой для стабильного спуска некоторых грузов, применяют купола "конусной" формы. Они состоят из круглой и плоской в

раскрое центральной части и боковой поверхности, выполненной в виде усеченного конуса (рис. 13). Такой купол при снижении принимает форму усеченного конуса, увенчанного полусферической "шапкой". Коэффициент сопротивления такого парашюта невелик ($C_D = 0,3 \div 0,6$).

Коэффициент сопротивления ленточных парашютов, применяемых в качестве тормозных, может быть выражен следующей формулой:

$$C_T = \omega \mu k_{\text{зап}},$$

где ω — коэффициент, зависящий от материала лент (для хлопчатобумажных лент $\omega \approx 0,56$, а для капроновых — $\omega \approx 0,61$);
 μ — коэффициент, учитывающий скорость движения купола относительно воздуха;

$k_{\text{зап}}$ — коэффициент заполнения, равный отношению суммарной поверхности лент к общей поверхности купола. У кромки купола ленты ставятся реже, в полюсной части чаще, вплоть до полного перекрытия. Обычно $k_{\text{зап}} = 0,80 - 0,95$.

При скорости до 70 м/сек $\mu = 1,0$. При скорости больше 70 м/сек начинается некоторое уменьшение μ в связи со сминанием лент и увеличением просветов между ними. При скорости, соответствующей $M = 0,8 - 0,9$, начинается сильное обжатие купола и мидель его уменьшается. Уменьшение миделя

не компенсируется волновым сопротивлением, которое мало из-за того, что купол находится внутри конуса Маха, образованного грузом. В результате при $M = 1,0 - 1,2$ $\mu = 0,65 - 0,75$.

Таким образом, при малых скоростях движения (до 70 м/сек) коэффициент сопротивления тормозного ленточного парашюта

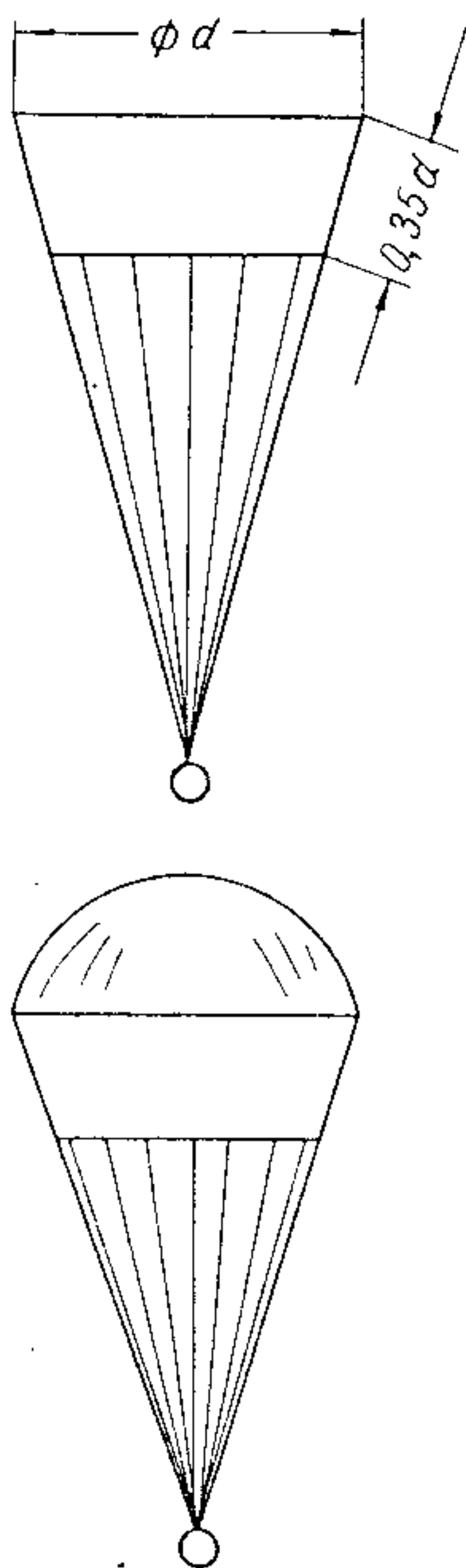


Рис. 13. Парашют с куполом "конусной" формы

$$C_T = 0,40 \div 0,55,$$

а при движении с околосвуковыми скоростями

$$C_T = 0,30 \div 0,40.$$

Коэффициент сопротивления тормозного ленточного парашюта от ширины лент не зависит.

Иногда купола парашютов выполняют со щелями. По отношению ко всей поверхности купола поверхность щели невелика и составляет лишь несколько процентов, но эффект от применения щелей весьма значителен. Дело в том, что вытекающий из щели в сторону воздух создает реактивный эффект и заставляет парашют, помимо снижения, двигаться в горизонтальном направлении, противоположном щели. В итоге суммарная скорость движения парашюта относительно воздуха увеличивается, сопротивление купола возрастает, а скорость снижения уменьшается. Если пренебречь скоростью горизонтального перемещения, достигающей 3–5 м/сек, или разворачивать парашют так, чтобы эта скорость была направлена против ветра, то имеет прямой смысл применять щелевой купол, так как эффект горизонтального перемещения вызывает уменьшение скорости снижения на 30 – 50%, т.е. равносильно увеличению C_D на 100 – 300%.

В о з д у х о п р о н и ц а е м о с т ь к у п о л а .
Воздухопроницаемость парашюта оказывает влияние на нагрузку при наполнении купола, на устойчивость и скорость снижения.

Воздухопроницаемость ткани купола W зависит от природы волокна и характера переплетения нитей. Измеряется она числом литров воздуха, протекающего сквозь один квадратный метр ткани в секунду. Размерность воздухопроницаемости выражается в л/м²·сек. Воздухопроницаемость измеряется специальным прибором при перепаде давления, равном 5 мм водяного столба. Такое давление примерно соответствует избыточному давлению под куполом парашюта с малой удельной нагрузкой.

С увеличением воздухопроницаемости уменьшается перепад давлений под и над куполом, что приводит к изменению коэффициента сопротивления, а также уменьшению нагрузки при раскрытии. У обычных круглых или квадратных куполов увеличение воздухопроницаемости вызывает следующее изменение коэффициентов сопротивления C_D :

Воздухопроницаемость менее 100 л/м ² сек.....	100%
Воздухопроницаемость от 100 до 800 л/м ² сек.....	90%
Воздухопроницаемость от 800 до 1400 л/м ² сек.....	80%
Воздухопроницаемость более 1800 л/м ² сек.....	70%

При воздухопроницаемости купола более 1800 л/м²сек купол не выдерживает движения со скоростью более 20 м/сек и складывается, либо не раскрывается на этой скорости.

Ленточные купола не характеризуются воздухопроницаемостью, для них более удобно пользоваться упомянутым коэффициентом заполнения. Если все же измерить воздухопроницаемость ленточного купола, то окажется, что она превышает 2000 л/м²сек. Несмотря на это, ленточные парашюты, как известно, выдерживают движение с большой скоростью и рассчитаны на раскрытие при значительных скоростях. Это возможно потому, что у полюсной части ленточного купола воздухопроницаемость его очень мала благодаря перекрытию лент.

Д л и н а и ч и с л о с т р о п . Увеличение длины строп приводит к уменьшению стягивания ими кромки купола (рис. 14) и увеличению миделя. В результате этого происходит

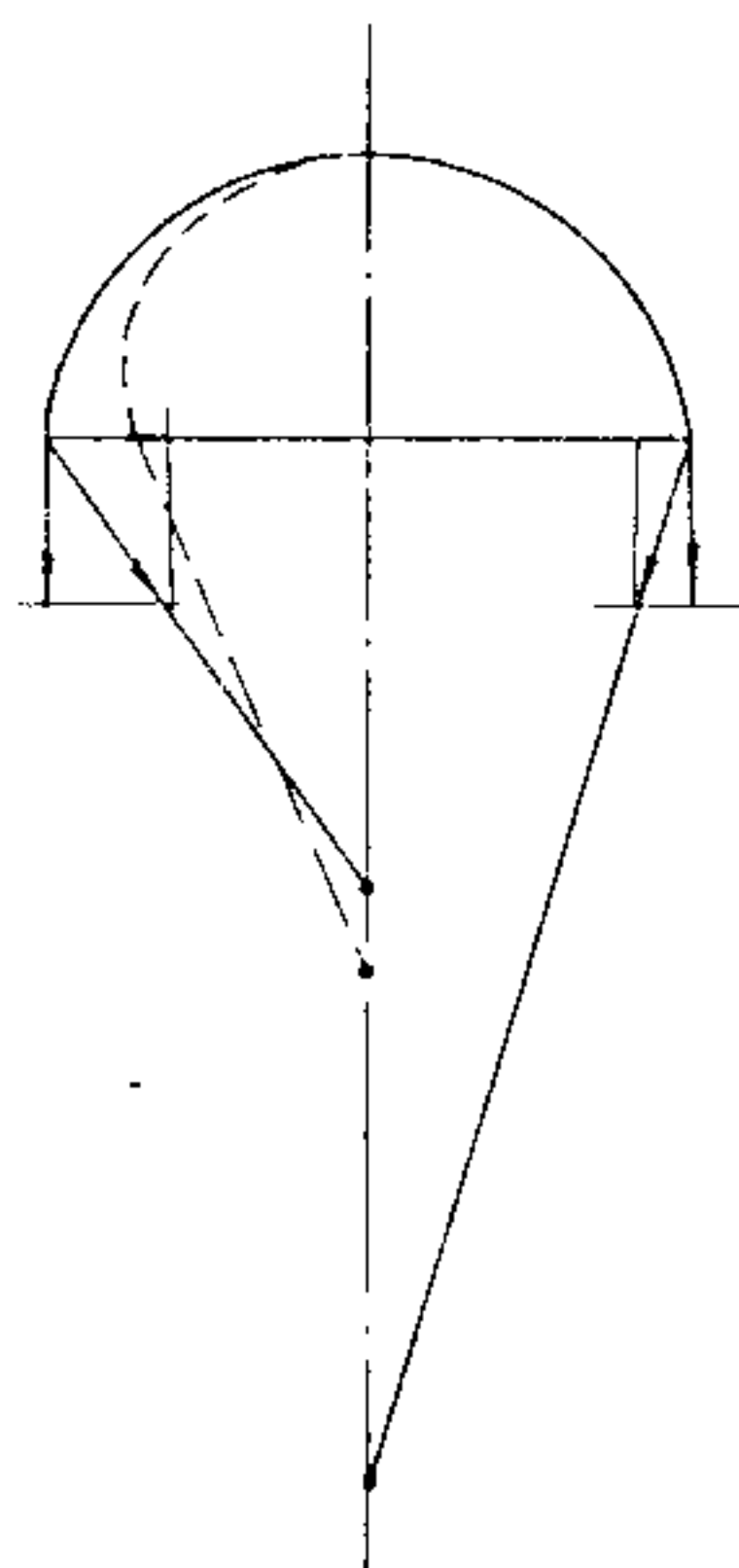


Рис. 14. Схема сжимания купола стропами

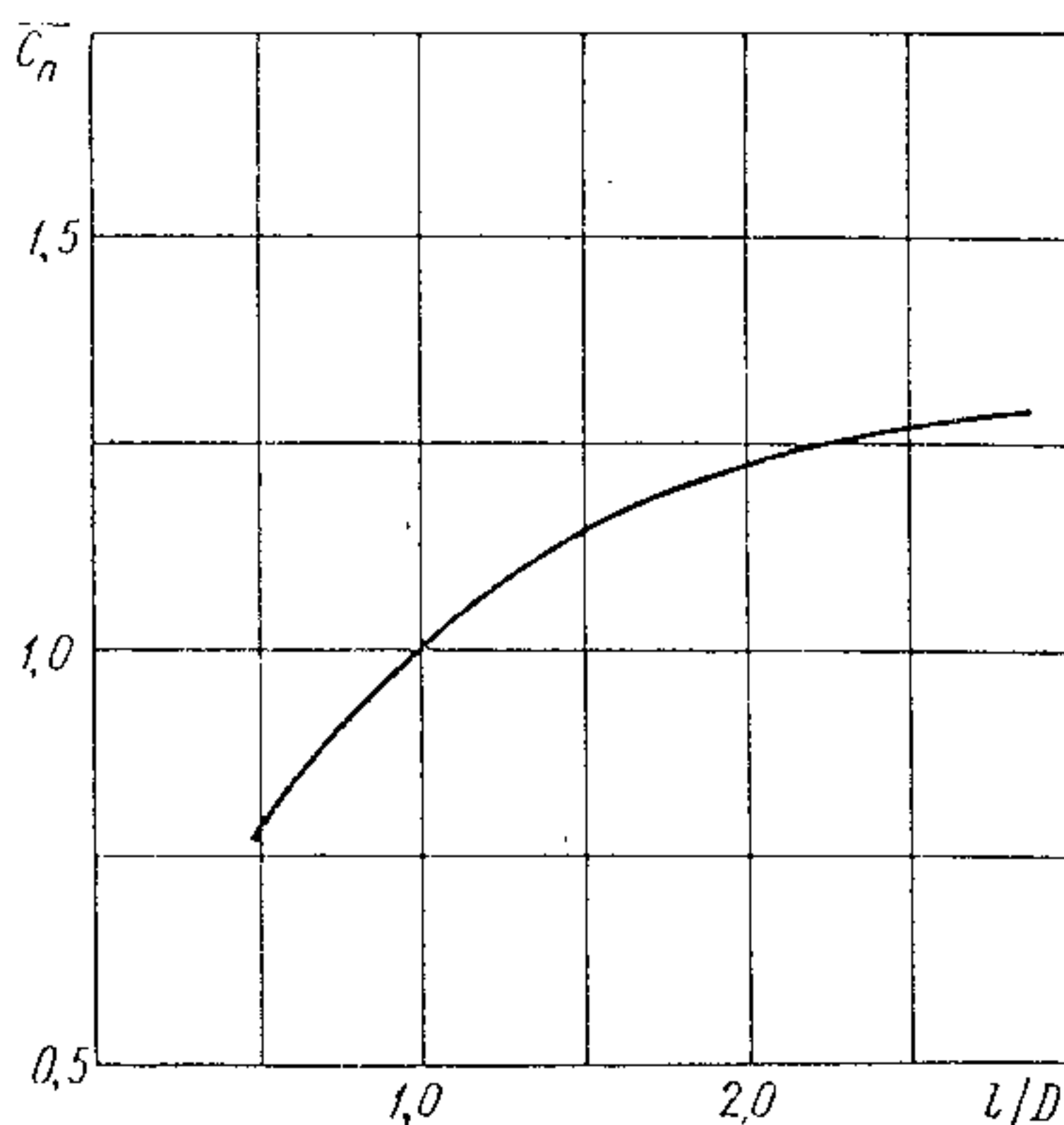


Рис. 15. Изменение коэффициента сопротивления парашюта в зависимости от относительной длины его строп

увеличение коэффициента сопротивления. Такая зависимость достаточно четко наблюдается до $\frac{l}{D} = 3$ (рис. 15), где D — диаметр развернутого купола. С экономической стороны очень длинные стропы нецелесообразны, так как на их весе и стоимости проигрывается больше, чем выгадывается на уменьшении поверхности купола. Таким образом, оптимальная длина строп (в отношении веса парашюта) лежит в пределах $\frac{l}{D} = 0,7 - 1,1$. Это соотношение является практически наиболее распространенным.

С увеличением числа строп мидель купола несколько возрастает (за счет уменьшения величины "роз"), что может привести к увеличению C_D примерно на 10%. Однако, если купол невелик, а строп много, т.е. если частота расположения их по кромке большая, происходит перекрытие (затенение) входного отверстия купола стропами, приводящее к значительному уменьшению сопротивления. Для того, чтобы перекрытие входного отверстия купола стропами было неощутимо, расстояние между стропами по кромке купола должно более чем в 100 раз превышать толщину одной стропы.

Удельная нагрузка. С увеличением удельной нагрузки скорость снижения парашюта возрастает, а C_D уменьшается. Если рассматривать движение парашюта на дозвуковых скоростях ($M < 0,7$), то уменьшение C_D с ростом удельной нагрузки вызывается следующими двумя основными факторами:

1. Увеличивается избыточное давление на материал купола. Ткань деформируется, нити растягиваются, промежутки между ними увеличиваются, воздухопроницаемость возрастает. Это, как известно, приводит к уменьшению перепада давления и снижению C_D .

2. Большая нагрузка "обжимает" купол, мидель и входное отверстие его уменьшаются, форма становится более обтекаемой.

По экспериментальным данным изменение коэффициента сопротивления, в зависимости от удельной нагрузки, следующее:

- при $\frac{G}{F} = 1,5 - 5,0 \text{ кг/м}^2$ ($V = 4 - 10 \text{ м/сек}$) $C_D = 100\%$;
- при $\frac{G}{F} = 20 \text{ кг/м}^2$ $C_D = 57\%$.

В диапазоне удельных нагрузок $5 - 20 \text{ кг/м}^2$ парашюты используются редко. Коэффициент сопротивления в этом случае можно принять равным промежуточному значению.

Скорость снижения. При увеличении скорости снижения сверх 20 м/сек , особенно для куполов, изготовлен-

ных из воздухопроницаемой ткани, имеет место дальнейшее обжатие купола, приводящее к образованию грушевидной формы.

Обжатие купола и образование грушевидной формы ведет к необратимому процессу полного вытягивания и складывания купола. Это объясняется тем, что грушевидная форма купола обладает малым коэффициентом сопротивления, скорость снижения возрастает, воздухопроницаемость продолжает увеличиваться, что и приводит к полному вытягиванию купола.

Увеличение скорости снижения не всегда связано с уменьшением коэффициента сопротивления. Так, вращающиеся купола с возрастанием скорости снижения (или удельной нагрузки) увеличивают число оборотов в единицу времени, что приводит к увеличению C_D .

При увеличении скорости движения сверх $M = 0,8$ уменьшение коэффициента сопротивления носит иной характер. Происходит образование скачков уплотнения от груза и строп парашюта. Купол оказывается внутри конуса Маха, местная скорость обтекания купола становится меньше, что приводит к уменьшению коэффициента сопротивления почти в два раза.

П о л ю с н о е о т в е р с т и е . В пределах допустимых размеров полюсные отверстия не влияют на величину C_D . При увеличении полюсного отверстия сверх рекомендованного значения величина C_D уменьшается.

§ 3. Условия наполняемости купола

Наполняемость купола парашюта зависит от его скорости относительно воздуха. При малой скорости сила, действующая на купол со стороны потока воздуха, невелика и его давление может быть недостаточным для того, чтобы расправить и наполнить купол. С ростом скорости движения давление воздуха на купол увеличивается, и когда оно, умноженное на мидель купола становится равным или больше веса купола и строп, купол наполняется. Таким образом, чем легче купол и стропы, тем меньше будет минимальная скорость наполнения. Чем мидель купола перед наполнением больше (за счет, например, подтягивания полюсной части купола с помощью центральной стропы), тем при всех прочих равных условиях скорость движения, при которой возможно наполнение, будет меньше, а раскрытие парашюта быстрее.

Оказывается, что в зависимости от конструкции купола произведение величины его миделя в вытянутом состоянии (перед наполнением) на коэффициент сопротивления меньше, чем в наполненном состоянии, в 5 – 20 раз. Так, для обычного купола, когда перед наполнением он вытянут в трубку, это отношение равно ~ 20 , а при подтянутой средней части купола к кромке сопротивление возрастает примерно в четыре раза.

Выражение для минимальной скорости наполнения, таким образом, будет следующим:

$$V_{min} = 4 \sqrt{\frac{(5 \div 20) G_{пт}}{\Delta C_{п} F}} = (9 \div 18) \sqrt{\frac{G_{пт}}{\Delta C_{п} F}}, \quad (8)$$

где $G_{пт}$ – вес парашюта в кг;

Δ – относительная плотность воздуха;

$C_{п}$ – коэффициент сопротивления раскрытого парашюта;

F – поверхность купола в m^2 .

Можно считать, что минимальная скорость наполнения парашюта прямо пропорциональна корню квадратному из удельной нагрузки и обратно пропорциональна относительной плотности воздуха. Конструктивные особенности купола могут изменить величину минимальной скорости наполнения примерно в два раза.

Приним, что $G_{пт} = 7$ кг, $F = 42 m^2$, $C_{п} = 0,8$ (применительно к людскому спасательному парашюту) и $\Delta = 1,0$, получим

$$V_{min} \approx 18 \sqrt{\frac{7}{42 \cdot 0,8}} = 8,2 \text{ м/сек.}$$

При подтягивании полюсной части купола или встряхивании кромки (как это практикуется для наполнения запасного купола при снижении на главном) получим, что

$$V_{min} \approx 9 \sqrt{\frac{7}{42 \cdot 0,8}} = 4,1 \text{ м/сек.}$$

На высоте 12 км, где $\Delta = 0,25$, минимальная скорость наполнения будет соответственно в два раза больше.

Если скорость движения парашюта относительно воздуха больше минимальной скорости наполнения, купол четко и энергично наполняется, но такое наполнение происходит только до определенного значения скорости. При некотором значении скорости движения у наполненного купола начинается колебание нижней кромки.

Эти колебания с ростом скорости увеличиваются по амплитуде и частоте, а затем нижняя часть полотнищ купола начинает загибаться внутрь. Вслед за этим происходит складывание купола и вытягивание его в трубку.

Скорость, при которой купол начинает складываться, называется критической скоростью складывания и обозначается $V_{ск}$.

Большое практическое значение имеет критическая скорость наполнения $V_{кн}$, которая обычно несколько больше критической скорости складывания, но меньше скорости, при которой имеет место устойчивое движение вытянутого в трубку и ненаполняемого купола.

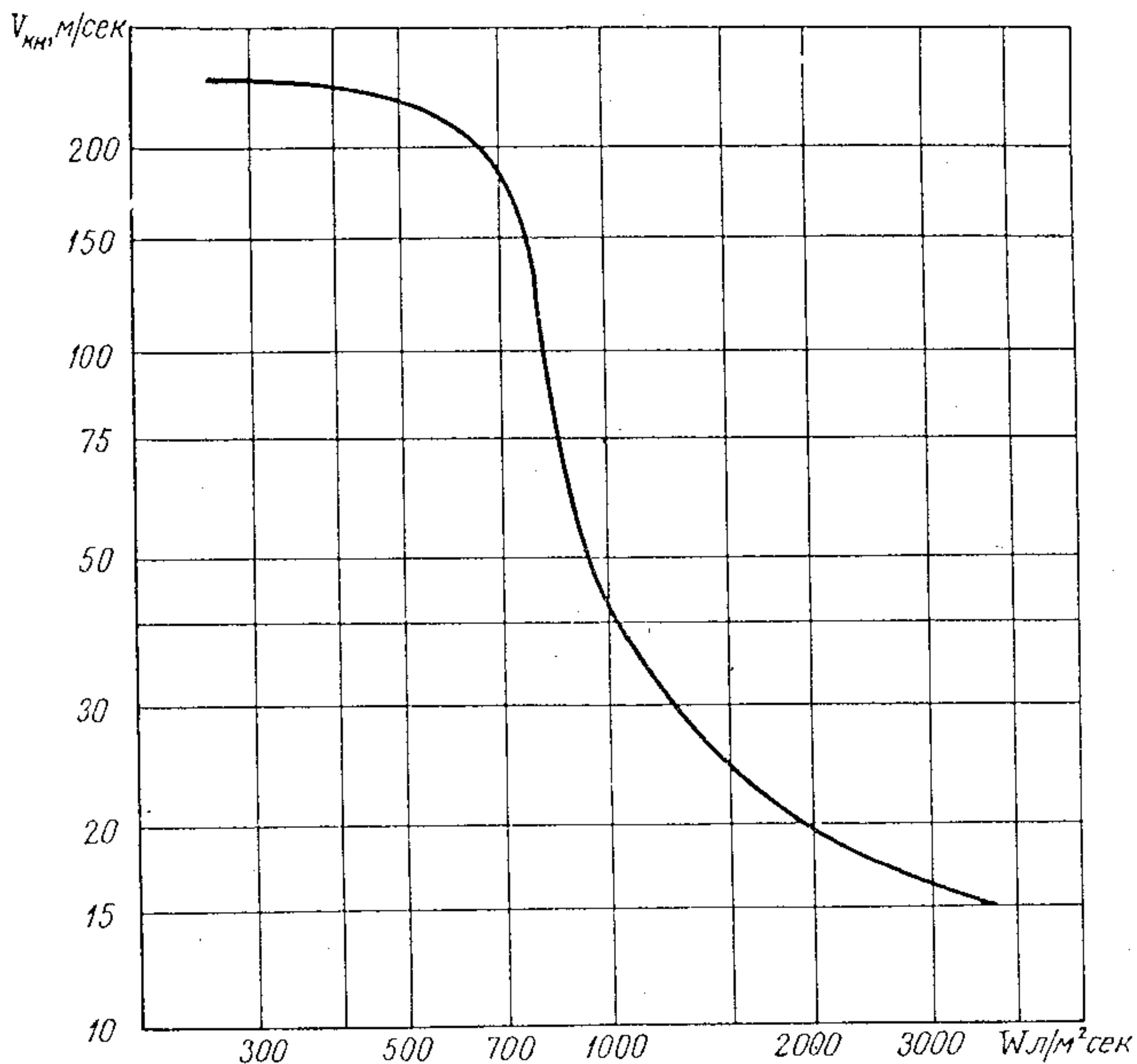


Рис. 16. Изменение критической скорости наполнения ($V_{кн}$) от воздухопроницаемости ткани (W)

Величина критической скорости наполнения зависит от большого числа факторов, важнейшими из которых являются: воздухопроницаемость материала купола, число и длина строп, наличие и величина полюсного отверстия.

Для парашюта, имеющего следующие данные: $F = 60 \text{ м}^2$, $\frac{l}{D} = 0,75$ и $n = 28$, на рис. 16 приведена расчетная зависимость V_{KH} от воздухопроницаемости ткани. Эксперименты показали, что в диапазоне $W = 800 - 3000 \text{ л/м}^2\text{сек}$ расчетные данные хорошо подтверждаются опытом.

Увеличение длины строп несколько увеличивает V_{KH} , причем чем плотнее ткань, тем это влияние оказывается сильнее. Так, для купола из перкаля Б увеличение длины строп на 40% приводит к возрастанию V_{KH} вдвое, а для купола из гладкого шелка — втрое.

Изменение диаметра полюсного отверстия в пределах 0 — 0,1 диаметра купола практически не сказывается на значении V_{KH} . Дальнейшее увеличение полюсного отверстия приводит к существенному уменьшению критической скорости наполнения, а при величине полюсного отверстия более 1/5 диаметра купола парашют не раскрывается.

С увеличением высоты, на которой парашют вводится в действие, критическая скорость наполнения возрастает. Приблизительно можно считать, что величина ее возрастает обратно пропорционально изменению плотности воздуха.

Габариты купола также оказывают некоторое влияние на критическую скорость наполнения. Увеличение размеров купола приводит к небольшому снижению величины критической скорости наполнения.

Г л а в а III

НАГРУЗКА НА ПАРАШЮТЫ И РАСЧЕТ ИХ ПРОЧНОСТИ

§ I. Нагрузка на парашюты

Все парашюты по характеру действия нагрузки при раскрытии можно разделить на два класса в зависимости от удельной нагрузки. Для каждого из этих классов применяют различный подход в определении величины максимальной эксплуатационной нагрузки при раскрытии парашюта.

1. Удельная нагрузка $\left(\frac{G}{F}\right)$ более 100 кг/м^2 . В данном случае в процессе раскрытия парашюта происходит практически совершенно несущественное уменьшение скорости движения системы. Примером может служить тормозной парашют системы или самолета. Торможение происходит уже в процессе движения объекта с раскрытым тормозным парашютом.

2. Удельная нагрузка меньше 40 кг/м^2 . В данном случае еще в процессе раскрытия и наполнения купола скорость системы существенно уменьшается. В промежуточном случае $(40 < \frac{G}{F} < 100 \text{ кг/м}^2)$, который редко бывает на практике, нагрузку следует находить по методике, служащей для парашютов с малой удельной нагрузкой.

В первом случае скорость движения системы в момент полного наполнения купола равна начальной скорости движения.

Многочисленные эксперименты показали, что максимальная нагрузка на парашют в процессе его раскрытия и наполнения равна удвоенному значению величины сопротивления купола в момент его полного раскрытия.

Таким образом,

$$R_{max} = 2 \cdot Q = C_n F \rho V_0^2 . \quad (9)$$

Как показали эксперименты, выполненные в 1947 г. В.С. Фреминем, эта зависимость справедлива и для второго случая, когда происходит существенное гашение скорости еще в процессе наполнения купола. Но в выражении нагрузки скорость должна иметь неизвестное нам значение, соответствующее моменту полного наполнения купола V_H .

Итак, максимальная нагрузка на парашют при любом значении удельной нагрузки будет

$$R_{max} = \rho V_H^2 C_n F .$$

Приближенное выражение для определения максимальной нагрузки при раскрытии парашюта нашел Н.А. Лобанов [2] в 1949 г. Он выразил неизвестную скорость V_H в функции заданных значений начальной скорости и скорости снижения. Приведем краткий вывод формулы, выражающей нагрузку на парашют при его раскрытии.

Из уравнения отвесного движения (4) легко получить следующее выражение:

$$R_{max} = G - m j_{max}$$

Значение

$$j_{max} = \varphi \frac{V_H - V_0}{t_H} ,$$

где φ — коэффициент, учитывающий полноту диаграммы "скорость — время";

t_H — продолжительность наполнения купола, сек.

Исключим из этого уравнения t_H , пользуясь тем, что нам известен путь, проходимый парашютом в процессе наполнения купола:

$$S = c \sqrt{F} . \quad (10)$$

Здесь c — коэффициент пропорциональности, зависящий от конструкции купола, природы и воздухопроницаемости ткани. Так, для куполов из натурального шелка с воздухопроницаемостью менее 300 л/м²сек $c = 4,0$, а с воздухопроницаемостью 600 — 800 л/м²сек $c = 6,2$.

Продолжительность наполнения равна пути наполнения, разделенному на среднюю скорость движения, которую приближенно выразим так:

$$V_{cp} = \frac{V_0 + V_H}{2} \propto .$$

Здесь α — поправочный коэффициент, учитывающий нелинейность изменения скорости парашюта в процессе наполнения купола.

Таким образом, продолжительность наполнения

$$t_n = \frac{2S}{\alpha(V_0 + V_H)}.$$

Подставляя это выражение в формулу для максимального ускорения, получим

$$j_{max} = \frac{\alpha \psi}{2c} \frac{(V_H - V_0)(V_0 + V_H)}{\sqrt{F}} = \frac{\alpha \psi}{2c} \frac{V_H^2 - V_0^2}{\sqrt{F}}.$$

Для краткости обозначая $\frac{\alpha \psi}{2c} = k \text{ сек}^2/\text{м}$, найдем, что

$$R_{max} = G - k \frac{G}{\sqrt{F}} (V_H^2 - V_0^2).$$

Но $V_H^2 = \frac{8 R_{max}}{\Delta C_n F}$, а установившаяся скорость снижения $V_{сн}^2 = \frac{16G}{\Delta C_n F}$.

Поэтому окончательно

$$R_{max} = 2G \frac{\sqrt{F} + k V_0^2}{2\sqrt{F} + k V_{сн}^2}. \quad (II)$$

Коэффициент k зависит от конструкции купола, природы волокна ткани и ее воздухопроницаемости и находится экспериментально. Для ткани с воздухопроницаемостью $W = 100 - 300 \text{ л/м}^2\text{сек}$ $k = 0,025$ (натуральный гладкий шелк). Для ткани с воздухопроницаемостью $W = 600 - 900 \text{ л/м}^2\text{сек}$ $k = 0,010$. Для тканей с большей воздухопроницаемостью $k = 0,006 - 0,008$.

Формула (II) дает удовлетворительные результаты для парашютов с малой удельной нагрузкой в тех случаях, когда выполняется следующее неравенство:

$$V_0^2 \gg V_{сн}^2 + \frac{\sqrt{F}}{k}. \quad (I2)$$

Прежде чем определять нагрузку, необходимо проверить удовлетворяется ли неравенство (I2).

Не всегда максимальная нагрузка на парашют соответствует моменту наполнения купола. Иногда нагрузка при снижении на раскрытом парашюте может оказаться больше нагрузки при наполнении купола. Это бывает тогда, когда парашют раскрывается на высотах больше 50 — 80 км. При дальнейшем снижении из-за малой плотности воздуха скорость движения будет уменьшаться медленно, значительно превышая равновесную скорость. Перегрузка при этом будет

$$n = \left(1 + \frac{V_{a1\delta}}{V_p}\right)^2.$$

Таким образом, при раскрытии парашюта на высоте более 50 км следует сравнивать перегрузку при наполнении купола с перегрузкой торможения при дальнейшем снижении.

Рассмотрим влияние различных факторов на величину нагрузки на парашют при его раскрытии.

П о в е р х н о с т ь к у п о л а . Размеры современных парашютов отличаются большим разнообразием. Величина поверхности их меняется в сотни и тысячи раз. Важно поэтому проследить влияние величины поверхности купола парашюта на нагрузку при его раскрытии.

При всех прочих равных условиях нагрузка на парашют с различной величиной поверхности купола изменяется двояко в зависимости от значения удельной нагрузки. В первом случае, т.е. когда удельная нагрузка превышает 100 кг/м^2 , нагрузка изменяется прямо пропорционально величине поверхности купола. Во втором случае, когда удельная нагрузка не превышает 40 кг/м^2 , увеличение поверхности купола (т.е. снижение удельной нагрузки) вызывает вначале возрастание нагрузки, а затем плавное снижение ее. Характерная зависимость максимальной нагрузки от поверхности купола при данном весе груза приведена на рис. 17.

При увеличении поверхности купола нагрузка при раскрытии парашюта стремится к предельному значению, равному весу системы. Перегрузка в этом случае равна, таким образом, 1.

При уменьшении поверхности купола, вернее, при малых значениях \sqrt{F} по сравнению с $k V_{cn}^2$, в пределе имеет место первый случай, при котором, как известно, нагрузка при раскрытии парашюта пропорциональна поверхности купола:

$$R_{max} = 2G \frac{k V_o^2}{k f 6 G} \Delta C_n F = V_o^2 \frac{\Delta}{8} C_n F.$$

При некотором значении поверхности купола для данного груза и скорости нагрузка при раскрытии парашюта будет наибольшей. Хотя превышение нагрузки над обычной невелико и составляет 20–30%, полезно знать, при какой величине поверхности купола будет иметь место повышенная нагрузка. Ориентировочное значение нежелательной в этом отношении поверхности купола можно определить из следующего приближенного эмпирического соотношения:

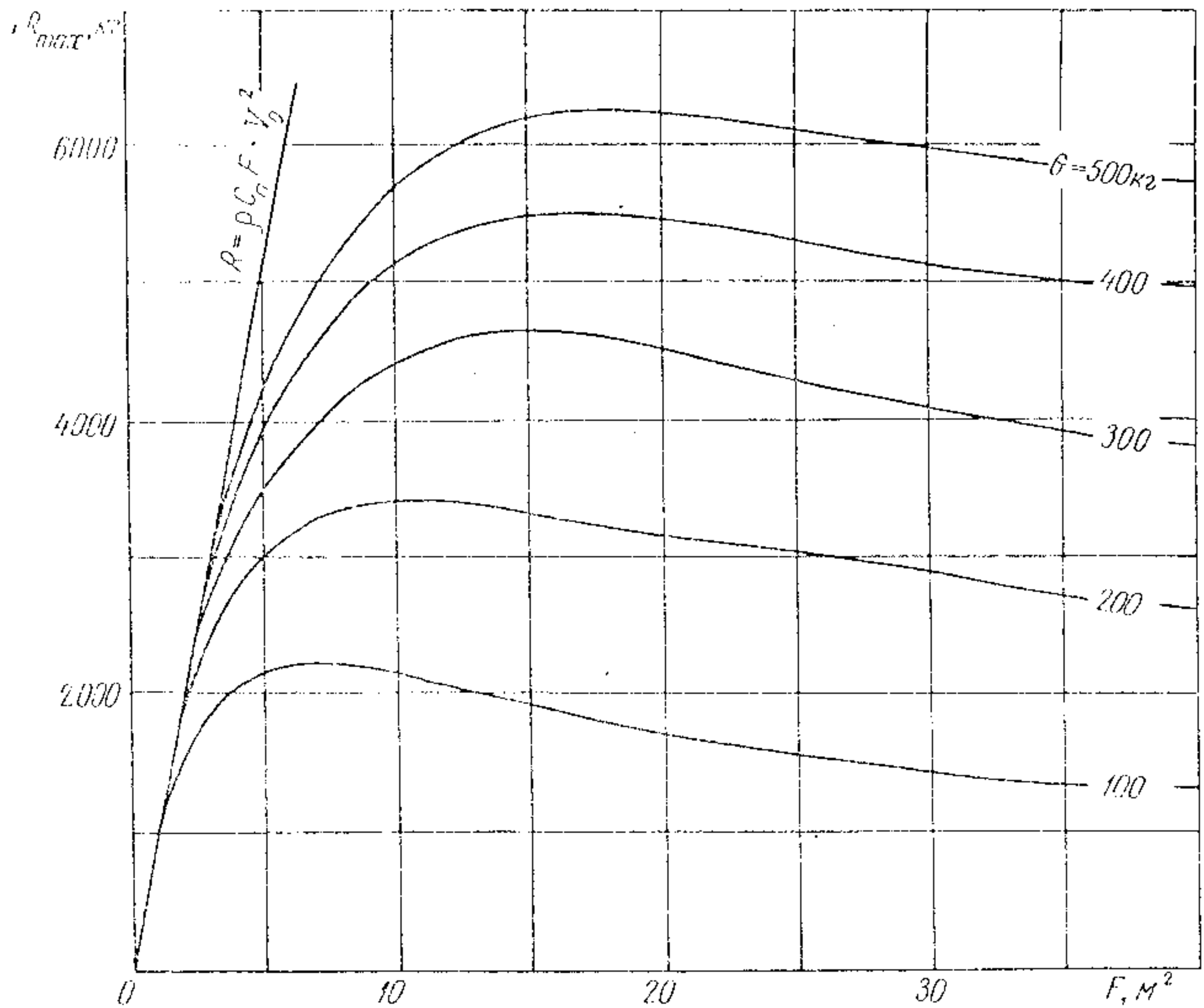


Рис. 17. Характерная зависимость максимальной нагрузки при раскрытии парашюта от поверхности купола для груза различного веса

$$F \approx \sqrt{G}.$$

Например, при весе системы $G = 200$ кг наибольшая нагрузка при раскрытии парашюта будет при поверхности купола

$$F \approx \sqrt{200} = 14 \text{ м}^2,$$

т.е. при удельной нагрузке 14 кг/м^2 . Удельная нагрузка, при которой нагрузка при раскрытии парашюта является наибольшей, численно равна корню квадратному из веса груза.

В е с с и с т е м ы . Если удельная нагрузка на парашют превышает 100 кг/м^2 , то вес системы не влияет на нагрузку при раскрытии парашюта. При удельной нагрузке менее 40 кг/м^2 на-

грузка при раскрытии парашюта увеличивается прямо пропорционально весу системы.

Если при увеличении веса системы соответственно увеличивать и поверхность купола парашюта, чтобы удельная нагрузка не изменялась, нагрузка при раскрытии парашюта будет возрастать, но в меньшей степени. Так, при увеличении веса системы и поверхности купола вдвое нагрузка при раскрытии парашюта возрастает лишь на 50 – 60%.

С к о р о с т ь д в и ж е н и я . В зависимости от величины удельной нагрузки изменение скорости вызывает различное изменение нагрузки при раскрытии парашюта. При $\frac{G}{F} > 100 \text{ кг/м}^2$ имеет место прямая пропорциональность между квадратом начальной скорости и величиной нагрузки при раскрытии парашюта. Так, увеличение скорости в два раза вызывает увеличение нагрузки в четыре раза.

При $\frac{G}{F} < 40 \text{ кг/м}^2$ имеет место только близкая к прямой зависимость между квадратом скорости и величиной нагрузки при раскрытии парашюта. Так, при изменении скорости в 2 раза нагрузка при раскрытии парашюта изменяется не в 4, а в 3 – 3,5 раза.

В ы с о т а . При данном весе системы и постоянной истинной скорости с увеличением высоты нагрузка при раскрытии парашюта несколько уменьшается. Это уменьшение нагрузки заметно для систем с удельной нагрузкой больше 5 кг/м^2 . Для систем с меньшей удельной нагрузкой можно считать, что изменение высоты (при постоянстве истинной скорости) не отражается на нагрузке при раскрытии парашюта.

Для торможения с помощью парашютов падающих объектов и летательных аппаратов более актуальным является случай не постоянной истинной скорости на различных высотах, а постоянной индикаторной скорости, равной, как известно,

$$V_i = V \sqrt{\Delta}.$$

При постоянстве индикаторной скорости на разных высотах нагрузка при раскрытии парашюта с ростом высоты будет увеличиваться. Изменение величины нагрузки проходит, примерно, обратно пропорционально относительной плотности воздуха. Так, например, на высоте 12 км, где относительная плотность $\Delta \approx 0,25$, нагрузка при раскрытии парашюта будет примерно в 4 раза больше, чем у поверхности моря при условии сохранения одинаковых зна-

чений индикаторных скоростей. На самом деле эта зависимость несколько более плавная, и возрастание нагрузки (в приведенном примере) будет происходить не в 4, а примерно в 3,4 – 3,5 раза.

В о з д у х о п р о н и ц а е м о с т ь . С увеличением воздухопроницаемости ткани купола возрастает продолжительность и путь наполнения купола, что приводит к снижению величины нагрузки при раскрытии парашюта. Влияние воздухопроницаемости на величину нагрузки учитывается коэффициентом k .

К о н с т р у к т и в н ы е о с о б е н н о с т и . Кроме рассмотренных факторов, на нагрузку при раскрытии парашюта влияют и конструктивные особенности парашюта. Так, ленточные купола, благодаря большой воздухопроницаемости, имеют сравнительно малую нагрузку при своем наполнении. Следовательно, в тех случаях, когда продолжительность или путь наполнения купола парашюта не играет особой роли, целесообразно применение ленточных куполов.

Высокая прочность ленточных куполов делает их весьма подходящими для использования в качестве тормозных парашютов.

Нагрузку при раскрытии парашюта можно снизить и с помощью регулируемого полюсного отверстия: при наполнении купола полюсное отверстие имеет максимально возможные (из условия наполнения) размеры, а после – прикрывается, обеспечивая приемлемую скорость снижения. Известны подобные парашюты с ручным и автоматическим регулированием величины полюсного отверстия.

В США разработана конструкция парашюта с серией карманов, расположенных на внутренней стороне нижней кромки. При наполнении купола эти карманы перекрывают входное отверстие, из-за чего наполнение купола затягивается, а нагрузка соответственно уменьшается. После наполнения карманы отклоняются наружу. Считается, что отклоненные наружу карманы расчленяют поток воздуха, обтекающего купол, на отдельные струи, что устраняет образование мощных вихрей и способствует устойчивому снижению парашюта.

§ 2. Расчет парашютов на прочность

С точки зрения прочности специфическими и основными частями парашюта являются купол и стропы. Расчет прочности ведется по разрушающим напряжениям, т.е. добиваются того, чтобы разру-

шающее напряжение материала σ_6 (временное сопротивление) было равно или больше расчетного напряжения.

Расчетное напряжение равно произведению максимально возможного напряжения, возникающего в данном элементе конструкции в условиях нормальной эксплуатации σ_6 , на коэффициент безопасности f .

Коэффициент безопасности гарантирует прочность парашюта, если фактическая нагрузка на него не превышает принятую в расчете максимальную эксплуатационную нагрузку.

Величина коэффициента безопасности определяется многими факторами: особенностями и качеством материала, сроком службы парашюта и предполагающейся интенсивностью эксплуатации, наконец, нашей уверенностью в правильности расчетной схемы и точности расчетов.

Минимально допустимое значение коэффициента безопасности $f = 1,5$ обеспечивает отсутствие остаточных деформаций при абсолютной точности всех расчетных данных и наличии у материала номинальной прочности. На самом деле предпочтительно применять более высокие значения коэффициента безопасности, особенно для парашютов многоразового применения, учитывая длительное воздействие внешней среды, главным образом солнечного света, температуры и осадков, т.е. так называемой "светопогоды".

Практически наиболее распространенное значение применяемых коэффициентов безопасности лежит в диапазоне от 2 до 4.

Условие прочности записывается следующим образом:

$$\sigma_3 \leq \frac{\sigma_6}{f} \quad (13)$$

Наиболее вероятный случай максимальной эксплуатационной нагрузки — это наполнение купола парашюта. Иногда, как указывалось выше, наибольшая нагрузка имеет место не в момент наполнения купола, а позже — при снижении. Поэтому, прежде чем приступать к расчету прочности парашюта на прочность, следует сравнить нагрузки, приходящиеся на него в течение всего процесса работы.

Под напряжением растяжения ткани купола будем принимать не нагрузку на площадь сечения, как обычно, а нагрузку на погонную длину сечения l :

$$\sigma = \frac{P}{l} \quad \text{кг/м.}$$

Так поступают при расчетах прочности в парашютостроительной промышленности, и удобно это потому, что толщина ткани не является достаточно определенным и точным параметром.

При расчете прочности купола предполагается, что ткань однородна и изотропна. Считается также, что раскрывающийся купол представляет собой поверхность вращения, хотя нижняя часть его собирается в мелкие складки, образуемые усилиями от строп, особенно тогда, если купол в раскрое представляет собой плоскую фигуру. В этом случае у наполненного купола избыток материала у кромки купола уходит в глубокие складки и "розы".

В процессе раскрытия и наполнения купола форма его претерпевает значительные изменения. Как известно, сначала купол вытягивается в трубку (рис. 18, а), затем, начиная с полюсной части, он начинает постепенно заполняться воздухом. Верхняя часть купола при этом напоминает часть сферы, а нижняя — усеченный конус (рис. 18, б). В дальнейшем все большая и большая часть конической поверхности купола переходит в сферическую "шапку", мидель купола увеличивается, растет и его коэффициент со-

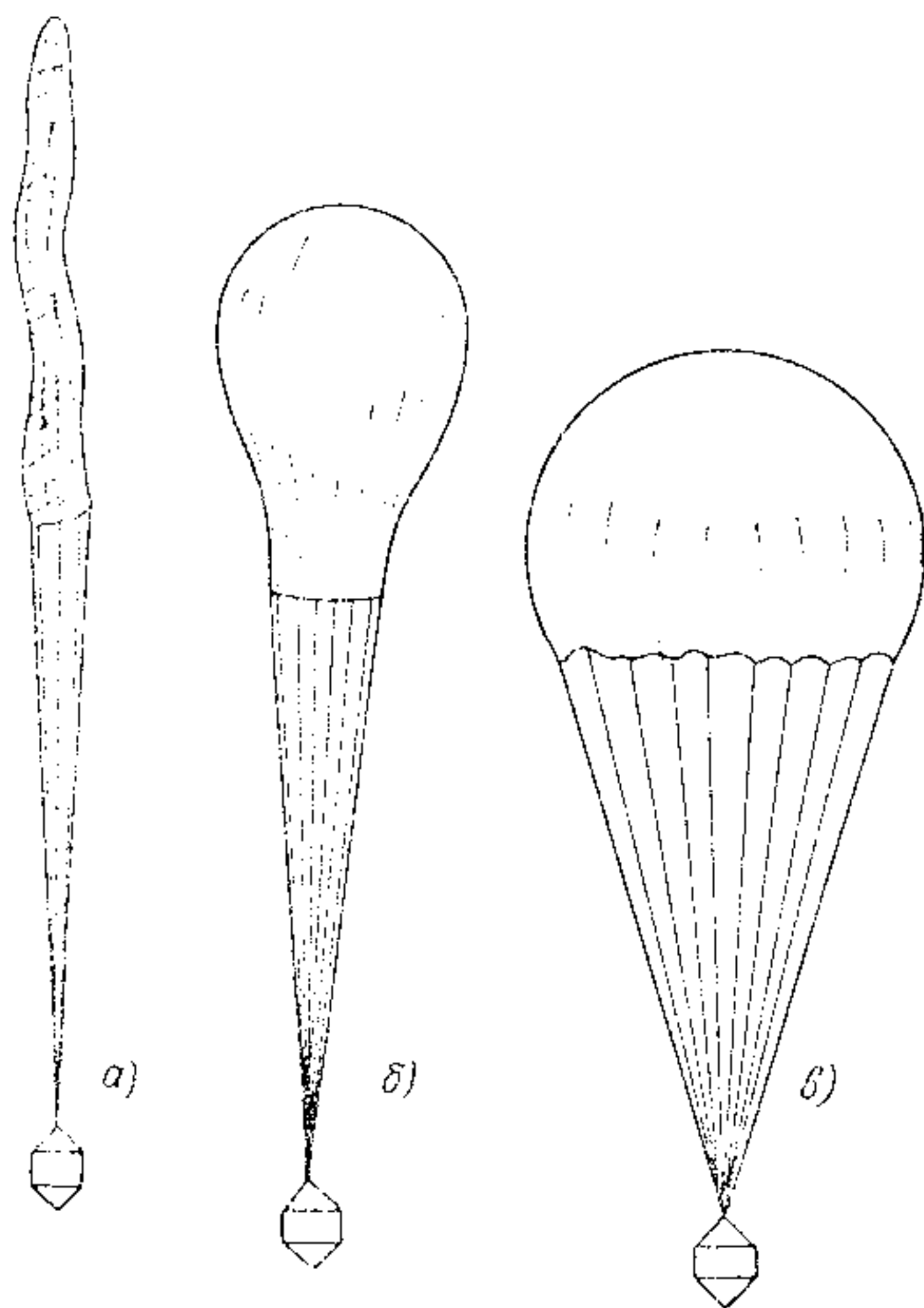


Рис. 18. Основные фазы наполнения купола парашюта:

а — купол вытянут в "трубку"; б — наполнение купола происходит в верхней части, постепенно нижняя коническая часть его переходит в полусферическую; в — купол почти полностью выполнен

характерно тем, что вся поверхность купола образует более или менее выпуклую полусферу, имеющую в нижней части складки и "розы".

противления, так как купол принимает менее обтекаемую форму. Полное раскрытие парашюта

При раскрытии парашюта, имеющего большую удельную нагрузку ($\frac{G}{F} > 40 - 100 \text{ кг/м}^2$), вопрос о том, в какой момент наполнения купола напряжение в ткани максимальное, совершенно ясен. Наибольшее напряжение в ткани соответствует моменту полного наполнения купола. Это происходит от того, что, во-первых, в этот момент нагрузка на купол будет максимальна (так как она пропорциональна миделю), во-вторых, при этом радиусы кривизны поверхности купола максимальны, а напряжение в тонкостенной оболочке, при всех прочих равных условиях, как известно, пропорционально радиусу кривизны.

Более сложен вопрос о максимальных напряжениях в куполе парашюта, имеющего малую удельную нагрузку. В этом случае, как известно, в процессе наполнения купола сопротивление его оказывается достаточным для значительного торможения системы "груз - парашют". К моменту полного раскрытия парашюта скорость движения по сравнению с начальной может уменьшиться в несколько раз и тем больше, чем меньше удельная нагрузка парашюта. Максимальная нагрузка на парашют приходится примерно на последнюю треть периода наполнения купола. Что касается максимального напряжения в ткани купола, то в связи с тем, что в момент действия наибольшей нагрузки купол обжат и радиусы кривизны его поверхности малы, максимальное напряжение в куполе возникает несколько позже, но еще до полного наполнения купола.

Итак, при расчете купола парашюта на прочность следует четко разграничивать два принципиально разных случая: большой и малой удельной нагрузки на парашют.

Р а с ч е т к у п о л а п р и б о л ь ш о й у д е л ь -
н о й н а г р у з к е ($\frac{G}{F} > 40 - 100 \text{ кг/м}^2$)

Как указывалось выше, при большой удельной нагрузке максимальная нагрузка на парашют будет

$$R_{max} = C_n \rho F V_o^2.$$

Переходя от плотности воздуха к относительной плотности ($\rho = 0,125 \Delta$), получим

$$R_{max} = 0,125 C_n \Delta F V_o^2. \quad (14)$$

Для куполов круглых в плане $F = \frac{\pi D^2}{4}$, поэтому

$$R_{max} = 0,10 C_n \Delta D^2 V_0^2. \quad (I4a)$$

Наполненная верхняя часть купола парашюта имеет форму, близкую к сферической. Как известно, напряжение в тонкостенной оболочке, нагруженной внутренним избыточным давлением $p_{вн}$, одинаково во всех направлениях

$$\sigma = \frac{r}{2} p_{вн},$$

где r — радиус кривизны сферы.

Экспериментальные данные показывают, что напряжения в куполе парашюта не одинаковы по его поверхности и, кроме того, зависят от направления. Так, наиболее напряжен материал в полюсной части купола. Это объясняется тем, что в верхней части купола радиусы кривизны имеют большую величину, чем в иных местах, и эта разница в большой мере зависит от упругих свойств материала купола. Для ткани, удлинение которой при разрыве менее 10%, радиусы кривизны в полюсной части превышают радиусы кривизны в других местах купола в два раза. Для наиболее распространенных в парашютостроении тканей, удлинение которых при разрыве лежит в пределах 15 — 23%, увеличение радиусов кривизны происходит примерно на 40 — 80%. Для еще более упругих тканей можно считать, что кривизна в полюсной части не изменяется.

Если в полюсной части купола напряжения равны во всех направлениях, то по мере приближения к кромке это положение (в отличие от тонкостенной чисто сферической оболочки) изменяется. Рассмотрим, к примеру, напряжения в средней части купола. Напряжения вдоль образующей (рис. I9) будем называть радиальными (σ_r), а перпендикулярные им, т.е. расположенные в направлении широт, — кольцевыми (σ_ϕ). Легко показать, что кольцевые напряжения (это справедливо для точек купола, находящихся на некотором удалении от кромки) в $\frac{\pi}{2}$ раза больше радиальных.

Для доказательства рассечем купол горизонтальной плоскостью ab . Нагрузка на отсеченную часть купола R' уравнивается радиальными напряжениями в ткани купола, умноженными на периметр сечения, для круглых куполов равный $\pi D'$:

$$R' = \sigma_r \pi D'.$$

Рассечем теперь купол вертикальной плоскостью. Заметим, что суммарная боковая нагрузка на отсеченную половину равна $\frac{R'}{2}$. Эта сила уравновешивается кольцевым напряжением, умноженным на длину сечения D' :

$$\frac{R'}{2} = \sigma_k D'$$

Из этих двух уравнений следует, что

$$\frac{\sigma_k}{\sigma_r} = \frac{\pi}{2} \approx 1,6.$$

Такой результат, специфический для куполов парашютов, получен потому, что, принимая форму, близкую к полусфере, они обладают поверхностью значительно большей по сравнению с полусферой. Избыток материала, как указывалось, уходит на образование складок и "роз" в нижней части купола.

Диаметр наполненного купола (по его миделеву сечению) составляет 60 – 80% раскройного диаметра. В среднем можно принять, что $r = 0,35 D$. Тогда

$$\sigma_r = \frac{0,35}{2} D p_{\delta n} = 0,175 p_{\delta n} D ;$$

$$\sigma_k = \frac{0,35}{2} D \frac{\pi}{2} p_{\delta n} = 0,275 p_{\delta n} D .$$

В полюсной части купола, где радиус кривизны возрастает в среднем на 40 – 80%, напряжения оказываются соответственно большими. Это увеличение напряжения обозначается коэффициентом β . У нас $\beta = 1,6$. В средней части купола кольцевые напряжения, как было показано, превышают радиальные примерно на 60%. Таким образом, оказывается, что независимо от месторасположения участка ткани напряжение в нем будет

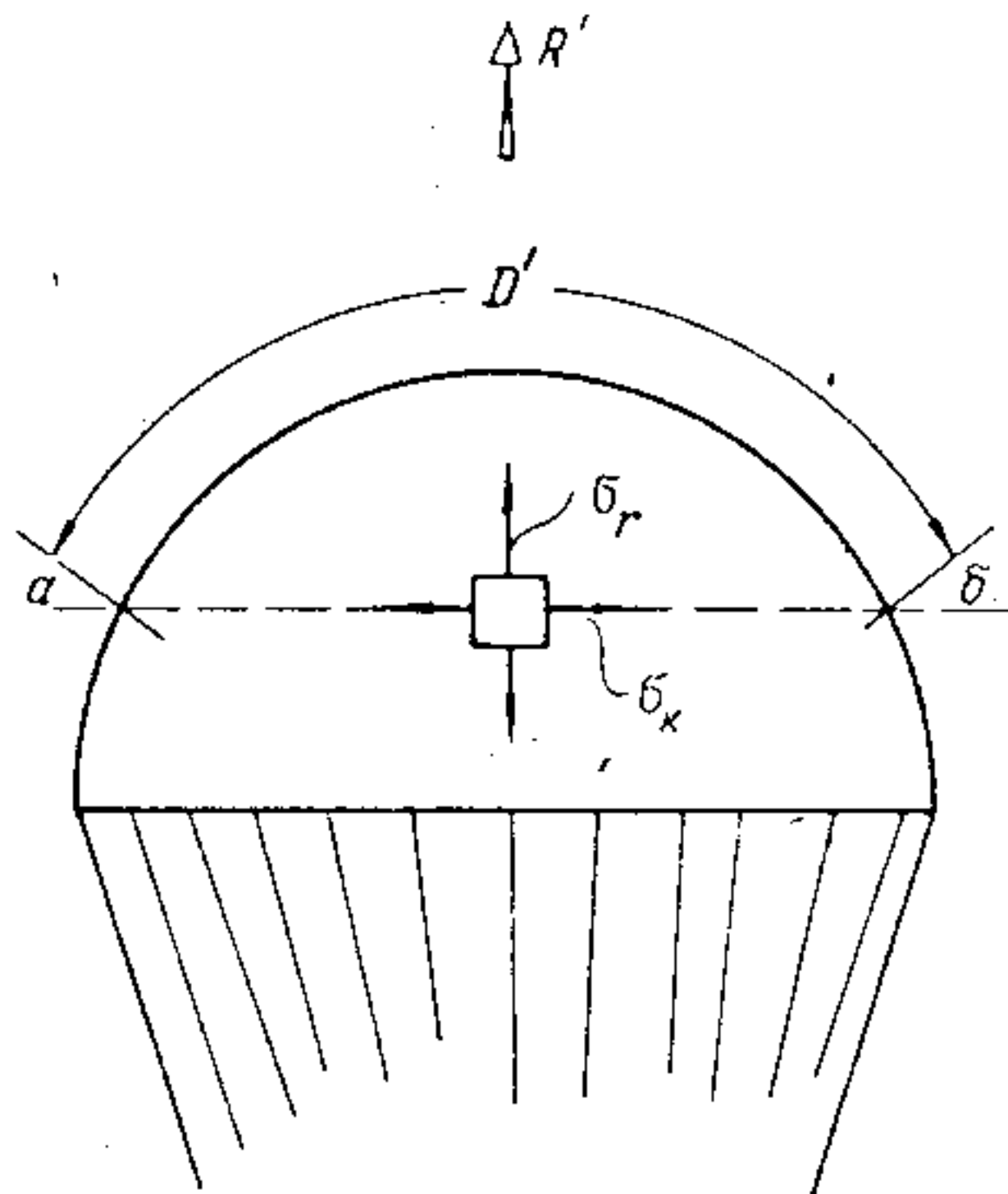


Рис. 19. К определению значения радиальных (σ_r) и кольцевых (σ_k) напряжений в материале купола

$$\sigma \approx 0,28 \rho_{\delta n} D.$$

Исключение составляет нижняя часть (кромка) купола, в которой из-за складок и выпучин с малым радиусом кривизны кольцевые напряжения значительно меньше напряжений в верхней части купола.

Величину избыточного давления $\rho_{\delta n}$ легко найти, разделив нагрузку на парашют на его мидель, который составляет около 50% поверхности купола:

$$\rho_{\delta n} \approx \frac{R}{\frac{F}{2}} = 2 \frac{R}{F} = 2,6 \frac{R}{D^2}.$$

Теперь легко получить рабочую формулу для нахождения максимальных эксплуатационных напряжений, действующих в ткани купола парашюта:

$$\sigma_s = 0,73 \frac{R_{max}}{D} = 0,07 \Delta C_n D V_o^2 \quad (I5)$$

или, в более общем случае

$$\sigma_s = 0,08 \Delta C_n \sqrt{F} V_o^2. \quad (I6)$$

Как видно из этих формул, наиболее сильное влияние на напряжения в куполе оказывает скорость движения, входящая в выражение во второй степени. Напряжение ткани, кроме того, пропорционально относительной плотности и коэффициенту сопротивления. Очень важный практический вывод из полученных формул заключается в том, что максимальное напряжение в куполе оказывается прямо пропорциональным размерам купола. Следовательно, при изготовлении тормозной системы, состоящей из нескольких мелких парашютов вместо одного большого, может быть получена экономия в весе установки и объеме ее укладки. В пользу многокупольной тормозной системы, таким образом, приводится еще один довод: она может быть выполнена более легкой и компактной.

Прочность купола обеспечивается при удовлетворении следующего неравенства:

$$0,08 \Delta C_n f \sqrt{F} V_o^2 \leq \sigma_b. \quad (I7)$$

В ГОСТах и технических условиях на выработку парашютных тканей обычно приводятся сводки о прочности на разрыв (отдельно по основе и по утку) полоски ткани шириной 50 мм. Поэтому значение σ_s , полученное по формуле (I7), необходимо разделить

на $20(\frac{100}{5} = 20)$ или разрушающую нагрузку на полосу увеличить в 20 раз.

При расчете ленточных куполов разрушающее напряжение погонного метра купола подсчитывается так: разрушающее усилие одной ленты умножается на количество лент, размещаемых на протяжении одного метра. Например, разрушающая нагрузка на ленту равна 800 кг, шаг между лентами — 100 мм. Следовательно, на одном погонном метре размещается 10 лент, и разрушающее напряжение на погонном метре будет 8 т/м ($\frac{800 \cdot 10}{1000} = 8$).

Р а с ч е т к у п о л а п а р а ш ю т а п р и м а л о й у д е л ь н о й н а г р у з к е ($\frac{G}{F} < 40 \text{ кг/м}^2$)

Способ расчета напряжений в куполе парашюта, имеющего малую удельную нагрузку, основан на предположении, что в процессе наполнения купола нагрузка растет быстрее увеличения его миделя. На основании этого в первом приближении принимается, что максимальное значение нагрузки соответствует некоторому промежуточному состоянию наполняющегося купола, называемому **о п а с н ы м**. Так как мидель купола в этот момент еще недостаточно велик, то принимается, что скорость системы еще не успела существенно уменьшиться. Больше того, в момент "опасного" положения купола скорость движения (конечно, в запас) принимается равной начальной скорости V_0 .

При таком допущении можно написать, что

$$R_{max} = \rho C_{оп} F_{оп} V_0^2,$$

где $C_{оп}$ и $F_{оп}$ — соответственно коэффициент сопротивления и мидель купола при "опасном" состоянии купола.

В данном случае коэффициент сопротивления отнесен не к поверхности, а к миделю купола и, несмотря на это, его величина, по экспериментальным данным, составляет только около половины коэффициента наполненного купола ($C_{оп} = 0,5 \cdot C_n$). Принимая, что R_{max} является максимальной нагрузкой при раскрытии парашюта, получим

$$F_{оп} = \frac{2 R_{max}}{C_n \Delta V_0^2}.$$

Так как $F_{оп} = \pi r_{оп}^2$, то опасный радиус кривизны купола будет

$$r_{оп} = \frac{1}{V_0} \sqrt{\frac{2R_{max}}{\Delta C_n \pi}}.$$

Избыточное давление

$$p_{вн} = \frac{R_{max}}{F_{оп}} = \frac{\Delta C_n V_0^2}{16}.$$

Максимальное эксплуатационное напряжение в материале купола будет

$$\sigma_z = \frac{r_{оп}}{2} \beta p_{вн} = \frac{1,41\beta}{2 V_0} \sqrt{\frac{R_{max}}{\Delta C_n \pi}} \frac{\Delta C_n V_0^2}{16} = 0,025 \beta V_0 \sqrt{\Delta C_n R_{max}}.$$

Принимая, как и ранее, что $\beta = 1,6$, получим следующее окончательное выражение для проверки прочности материала купола:

$$0,04 f V_0 \sqrt{\Delta C_n R_{max}} \leq \sigma_b. \quad (18)$$

В случае малой удельной нагрузки на парашют, напряжение в ткани купола оказывается примерно пропорциональным квадрату начальной скорости. Непосредственно из формулы это не видно, но ведь нагрузка R_{max} на парашют примерно пропорциональна V_0^2 , а так как выражение R_{max} стоит под квадратным корнем, то в результате напряжение оказывается зависящим от V_0 в степени, близкой 2.

Размеры купола тоже не входят в явном виде в выражение напряжения. Однако исследование выражения R_{max} показывает, что, при всех прочих равных условиях и постоянной удельной нагрузке, с ростом поверхности купола (или веса груза, что в данном случае идентично) пропорционально увеличивается и нагрузка на парашют. Отсюда следует, что напряжения в куполе, как и для случая большой удельной нагрузки, пропорциональны первой степени габарита купола.

Изменение удельной нагрузки, например ее уменьшение, вызывает пропорциональное уменьшение силы, действующей на парашют при его раскрытии. Таким образом, напряжения материала купола пропорциональны корню квадратному из удельной нагрузки. Так, уменьшение удельной нагрузки вдвое снижает напряжение в 1,4 раза.

Недостаток приведенной формулы для определения напряжений в материале купола заключается в том, что понятие "опасного" состояния купола весьма условно. Предполагая, что максималь-

ная нагрузка создается при движении раскрывающегося купола с начальной скоростью, мы тем самым обуславливаем введение в расчет сравнительно малого радиуса кривизны купола, а следовательно, и малого радиуса кривизны его сферической части. Как известно, напряжения в тонкостенной оболочке пропорциональны радиусу ее кривизны. На основании сказанного уместно ожидать появления более значительных напряжений в материале купола несколько позже — при больших радиусах кривизны, хотя при этом будет иметь место некоторое уменьшение величины нагрузки на парашют.

Р а с ч е т с т р о п п а р а ш ю т а

При расчете строп принимают максимальную нагрузку, приходящуюся на парашют. Если эта нагрузка оказывается максимальной при наполнении купола, а не в процессе снижения с больших высот, следует учесть возможную неравномерность нагружения строп. Достаточно хорошие результаты дает допущение о том, что одновременно нагружены лишь $2/3$ всех строп. Кроме этого, необходимо учитывать наклон строп по отношению к направлению действующей нагрузки (рис. 20). В действительности, обжатие купола при действии максимальной нагрузки уменьшает угол α , но это идет в запас прочности.

Максимальная эксплуатационная нагрузка на одну стропу будет

$$P_{стр} = \frac{3}{2} \cdot \frac{R_{max}}{n \cos \alpha},$$

где n — количество строп.

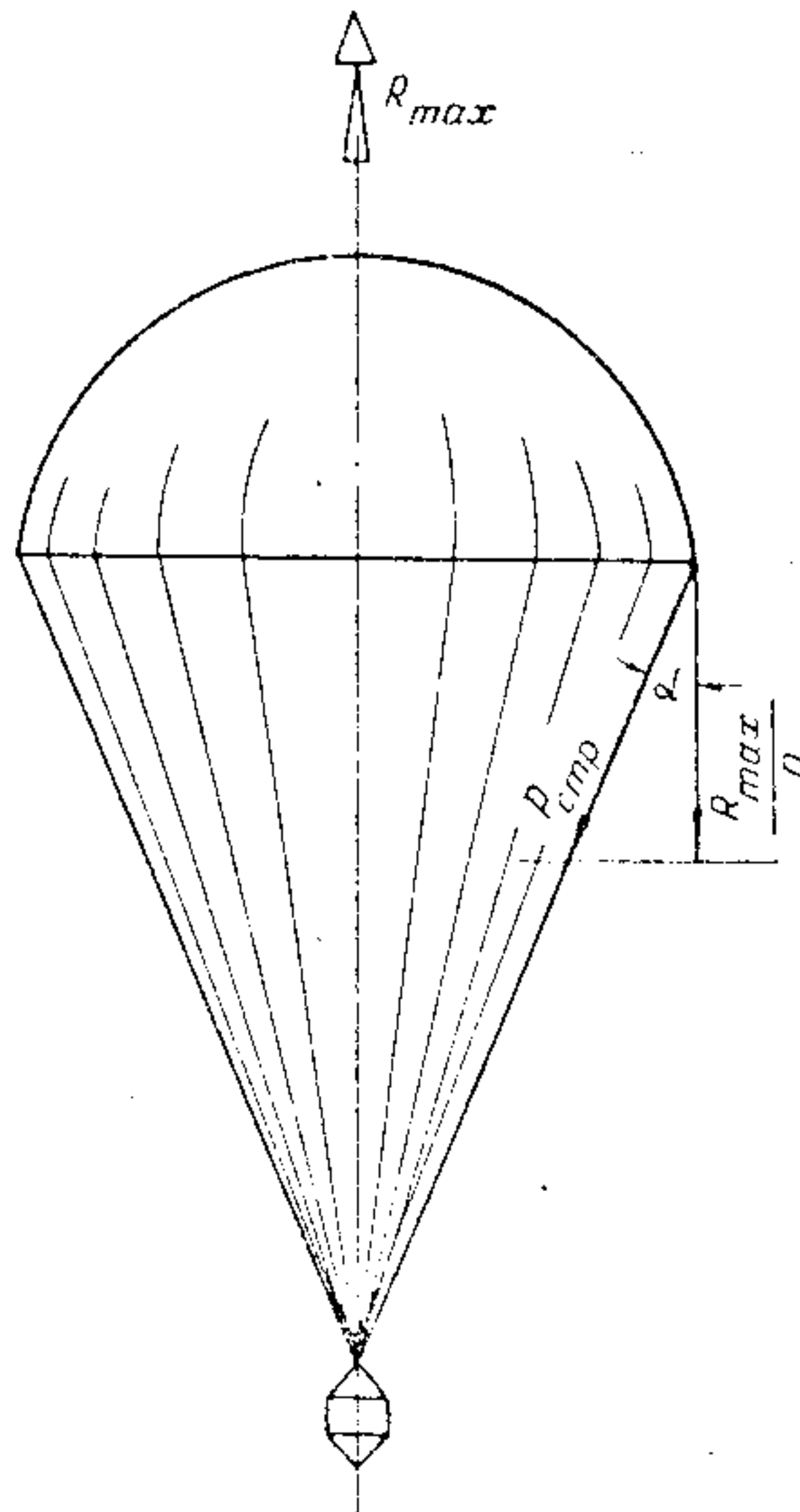


Рис. 20. К расчету усилий в стропях парашюта

Так как $\alpha = 15 - 25^\circ$, то можно считать, что

$$\rho_{\text{ср}} \approx 1,6 \frac{R_{\text{max}}}{n}.$$

Гарантия прочности строп будет обеспечена в том случае, если усилие P_s , разрушающее стропу, будет больше или равно максимальной эксплуатационной нагрузке на одну стропу, умноженной на коэффициент безопасности:

$$\rho_b \geq 1,6 f \frac{R_{\text{max}}}{n}. \quad (19)$$

Коэффициент безопасности, как и при расчете купола, принимается равным от 2 до 4.

§ 3. Учет изменения прочности материала ткани купола парашюта при кинетическом нагреве

Торможение воздуха и трение его в пограничном слое вызывает нагрев, называемый кинетическим. Температура воздуха в точке, где скорость движения его равна нулю (точке полного торможения), может быть определена по формуле

$$t_{\text{торм}}^{\circ} \approx t^{\circ} + 5 \left(\frac{V}{100} \right)^2,$$

где t° — температура среды в $^{\circ}\text{C}$;

V — скорость движения тела относительно воздуха в м/сек.

Температура тела может существенно отличаться от температуры воздуха в точке полного торможения из-за трех основных факторов:

- а) потерь тепла при переходе от воздушной среды к телу;
- б) лучеиспускания;
- в) отвода тепла внутрь тела.

Применительно к парашюту можно считать, что лучеиспускание и отвод тепла внутрь тела (прогрев его) очень малы. Тогда, считая, что максимальная температура материала купола достигает 80% температуры воздуха в точке полного торможения, можно найти предельно допустимую скорость движения парашюта по формуле

$$V_{\text{пред}} \approx 50 \sqrt{t_{\text{пред}}^{\circ} - 0,8 t^{\circ} - \Delta t^{\circ}}, \quad (20)$$

где $t_{пред}$ — предельная температура нагрева, при которой материал купола начинает недопустимо терять прочность;
 Δt° — температурный запас, равный $10 - 50^\circ$ и определяемый природой ткани, продолжительностью нагрева, достоверностью наших представлений о скорости движения, температуре среды и характеристиках материала.

Капрон и нейлон даже при кратковременном нагреве до 120°C существенно теряют свою прочность. Хлопчатобумажные материалы хорошо выдерживают нагрев до $300 - 400^\circ\text{C}$, правда, в течение только нескольких секунд. Более высокими прочностными характеристиками при нагреве обладают ткани из стекловолокна.

Для повышения стойкости материала купола при больших скоростях движения, а следовательно и значительном нагреве, рекомендуется применять двухслойные ткани.

§ 4. Примеры по определению нагрузок и расчету парашютов на прочность

1. Определить нагрузку на парашют при его раскрытии, если $G = 1000 \text{ кг}$; $F = 10 \text{ м}^2$; $V_0 = 150 \text{ м/сек}$; $C_\Pi = 0,6$. Высота — 6 км. По таблице стандартной атмосферы находим, что $\rho = 0,067$.

Сначала определим удельную нагрузку на парашют:

$$\frac{G}{F} = \frac{1000}{10} = 100 \text{ кг/м}^2.$$

Для определения нагрузки при раскрытии парашюта воспользуемся формулой (9), справедливой для парашютов с большой удельной нагрузкой:

$$R_{max} = C_\Pi \rho F V_0^2 = 0,6 \cdot 0,067 \cdot 10 \cdot 150^2 = 9000 \text{ кг} = 9 \text{ т.}$$

2. Определить нагрузку при раскрытии парашюта в тех же условиях, если $F = 200 \text{ м}^2$, ткань купола — каркасный шелк, $C_\Pi = 0,8$. Для каркасного шелка $k = 0,01$ (по условию парашют имеет малую удельную нагрузку), $V_0 = 100 \text{ м/сек}$.

Проверим правомочность пользования формулой определения нагрузки на парашют (II) с помощью выражения (12):

$$V_{сн}^2 + \frac{\sqrt{F}}{k} = \frac{16 \cdot G}{\Delta C_\Pi F} + \frac{\sqrt{F}}{k} = \frac{16 \cdot 1000}{0,54 \cdot 0,8 \cdot 200} + \frac{\sqrt{200}}{0,01} = 190 + 1410 = 1600 \text{ м}^2/\text{сек}^2.$$

У нас $V_0^2 = 100^2 > 1600 \text{ м}^2/\text{сек}^2$. Следовательно, формула подходит.

Теперь определим величину нагрузки при раскрытии парашюта:

$$R_{max} = 2G \frac{k V_0^2 + \sqrt{F}}{k V_{сн}^2 + 2\sqrt{F}} = 2 \cdot 1000 \frac{0,01 \cdot 100^2 + 14,1}{0,01 \cdot 190 + 2 \cdot 14,1} = 2 \cdot 10^3 \frac{114}{30,1} =$$

$$= 7,6 \cdot 10^3 \text{ кг} = 7,6 \text{ т.}$$

3. Применительно к условию примера I, найти максимальное эксплуатационное напряжение в материале купола.

Не связывая решение с формой купола, воспользуемся формулой (I6):

$$\sigma_s = 0,08 \cdot \Delta C_n \sqrt{F} V_0^2 = 0,08 \cdot 0,067 \cdot 8 \cdot 0,6 \cdot \sqrt{10} \cdot 150^2 =$$

$$= 64 \cdot 6,7 \cdot 0,6 \cdot 2,25 \cdot 3,16 = 1840 \text{ кг/м.}$$

4. Подобрать ленты для купола парашюта, если $\sigma_s = 1840 \text{ кг/м}$; $f = 3$; расстояние между лентами $\Delta l = 70 \text{ мм}$.

Найдем расчетное разрушающее напряжение:

$$f \sigma_s = 3 \cdot 1840 = 5520 \text{ кг/м.}$$

Определим расчетную нагрузку на одну ленту:

$$P = f \sigma_s \Delta l = 5520 \cdot 0,07 = 387 \text{ кг.}$$

По таблице приложения I выбираем ленту ЛТК-43-450.

Фактическое значение $f = \frac{450}{387} 3 \cong 3,5$.

5. Применительно к условию примера 2 определить необходимое временное сопротивление ткани купола, если $f = 2,8$.

Воспользуемся формулой (I8):

$$\sigma_b > 0,04 f V_0 \sqrt{\Delta C_n R_{max}} = 0,04 \cdot 2,8 \cdot 100 \sqrt{0,54 \cdot 0,8 \cdot 7600} =$$

$$= 11,2 \cdot 3300 = 640 \text{ кг/м.}$$

Полоска ткани шириной 50 мм должна иметь прочность не менее 32 кг ($\frac{640}{20} = 32$). Прочность материала купола достаточна, так как каркасный шелк имеет разрушающее напряжение (см. таблицу приложения I), равное 650 кг/м.

Глава IV

СРЕДСТВА УМЕНЬШЕНИЯ СИЛЫ УДАРА ПРИ ПРИЗЕМЛЕНИИ

§ I. Автоотцепки

Автоотцепка служит для отделения груза от парашюта после приземления во избежание протаскивания. Автоотцепка размещается между грузом и парашютом. Она должна обеспечить надежное соединение груза с парашютом при транспортировке, подвеске, в полете, в процессе раскрытия парашюта и при снижении.

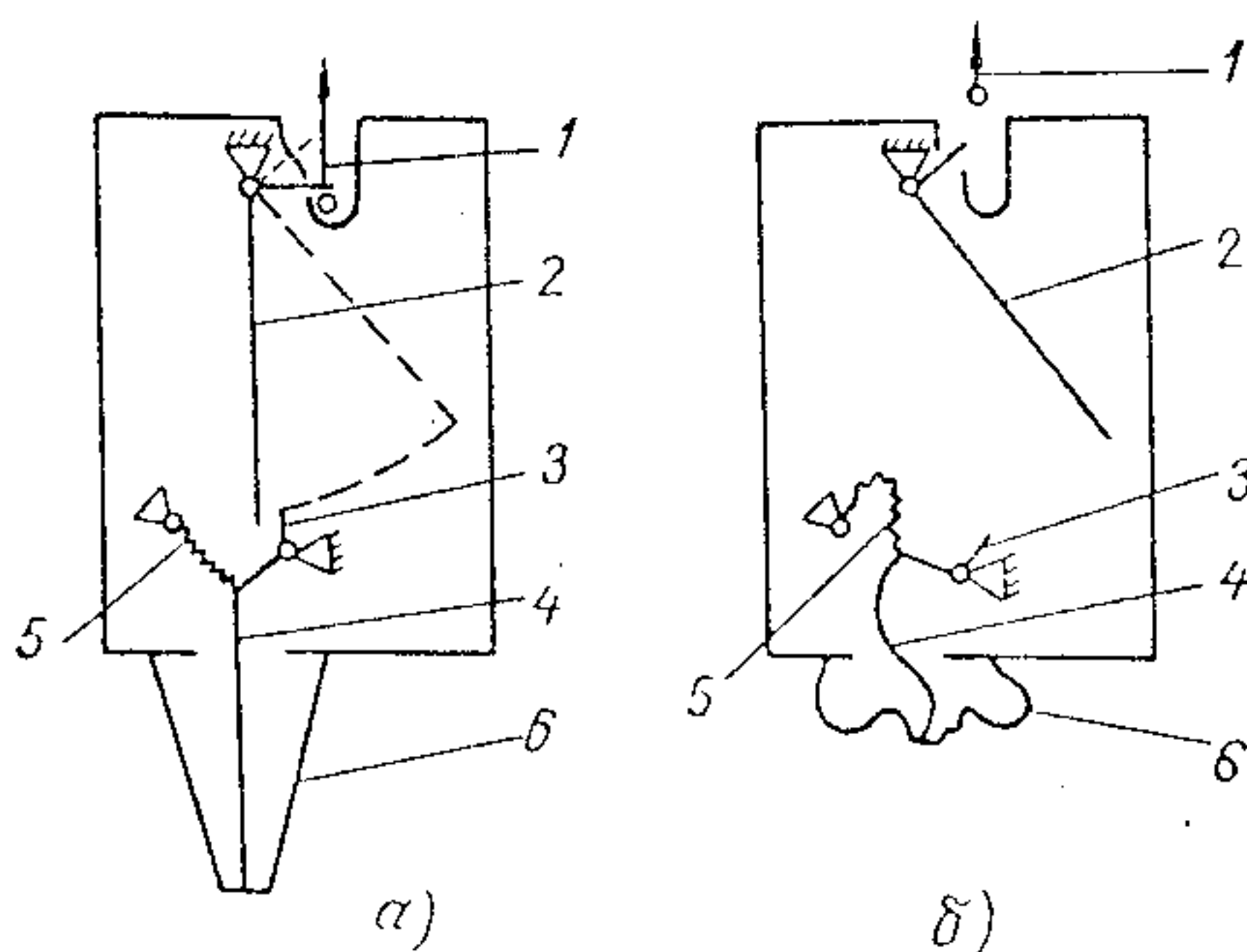


Рис. 21. Схема рычажной автоотцепки контактного действия:
 а — автоотцепка в замкнутом состоянии; б — автоотцепка разомкнута; 1 — коуш; 2 — рычаг; 3 — качалка; 4 — трос; 5 — пружина; 6 — коробчатая контактная опора

Все существующие автоотцепки имеют контактный принцип действия. Они срабатывают в момент соприкосновения груза или командного механизма с землей. Исполнительные механизмы автоотцепок срабатывают под действием упругой силы взведенной пружины или давления пороховых газов.

Рассмотрим устройство так называемой рычажной автоотцепки.

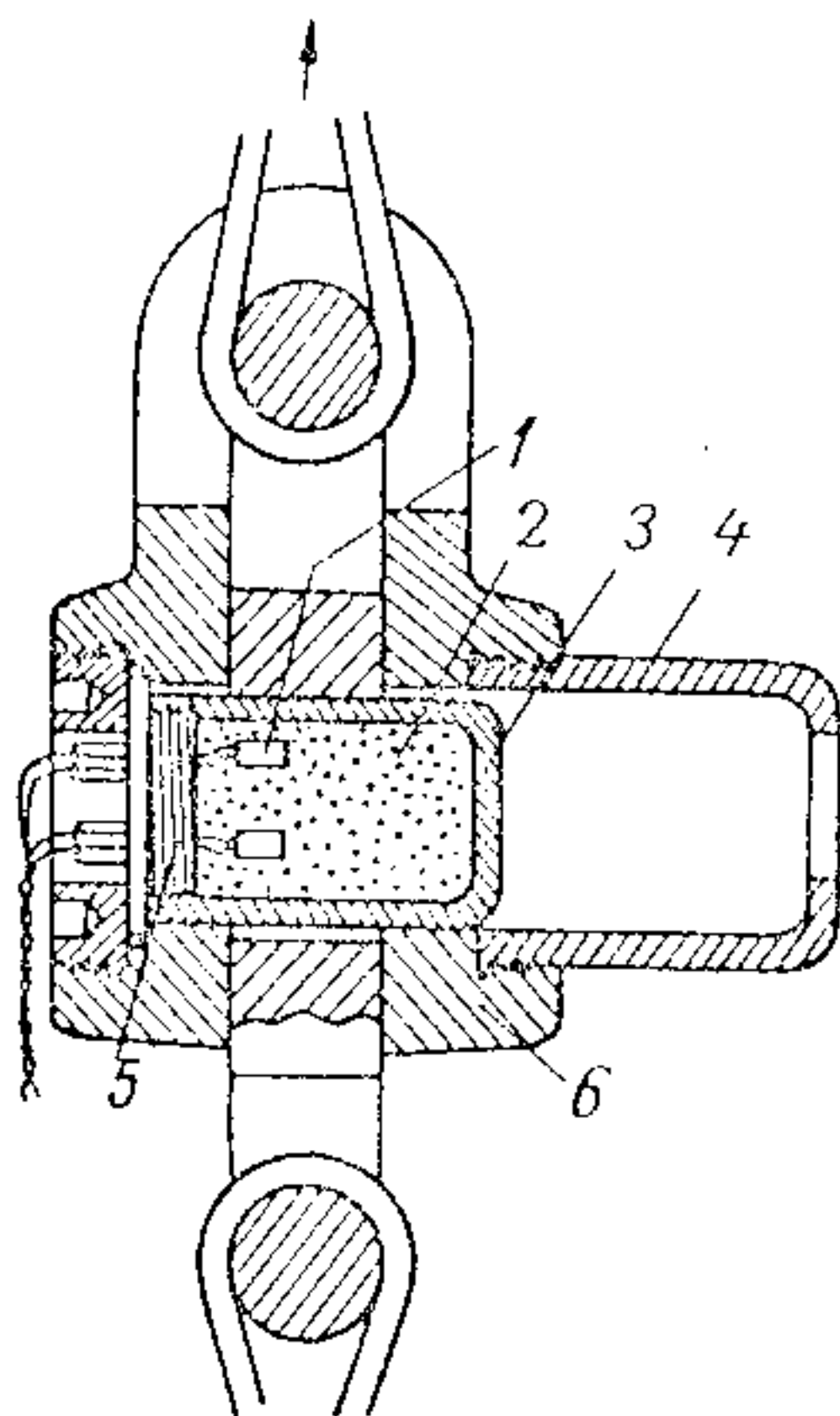


Рис. 22. Пиротехническая автоотцепка контактного действия:

1 — электрозанал; 2 — заряд; 3 — палец; 4 — улавливатель пальца; 5 — пробка; 6 — корпус автоотцепки

На рис. 21 показана схема такой автоотцепки. Коуш строп парашюта I закрепляется в автоотцепке рычагом 2, длинный конец которого удерживается плечом качалки 3. Второе плечо качалки удерживается в определенном положении тросом 4 и пружиной 5. Трос в натянутом положении закреплен в контактной опоре, изготовленной из легко деформируемого материала. В момент приземления контактная опора сминается, пружина поворачивает качалку, которая освобождает рычаг, удерживавший коуш строп парашюта (рис. 21, б).

Широкое распространение получили и пиротехнические автоотцепки. На рис. 22 приведена схема одного из типов таких автоотцепок.

В момент соприкосновения с поверхностью земли контактное устройство замыкает электрическую цепь и электрозанал I поджигает вышибной заряд 2, находящийся внутри пальца 3 автоотцепки. Давление пороховых газов создает силу, достаточную для того, чтобы срезать несколько ниток страховочной резьбы, крепящей палец к пробке 5, и вытолкнуть палец из корпуса автоотцепки 6 при любом возможном натяжении строп парашюта. Для безопасности вытолкнутый палец задерживается улавливателем 4.

§ 2. Амортизаторы

Задачи народного хозяйства и военные цели требуют спуска на землю все более и более тяжелых объектов. Решать эти зада-

чи в чисто парашютном варианте оказывается нецелесообразным. Дело в том, что по аналогии с выносливостью и прочностью в природе, с увеличением массы и габаритов объектов допустимая перегрузка неуклонно снижается. Так, пистолет или автомат без повреждения выдерживает значительно более высокую перегрузку по сравнению с орудием или автомобилем.

Уменьшить перегрузку при приземлении груза в чисто парашютном варианте можно лишь уменьшая скорость снижения. Однако это вызывает значительное увеличение габаритов парашютной системы, и, что особенно важно, увеличение ее веса по отношению к весу спускаемого груза. Так, уменьшение скорости снижения с 6 до 4 м/сек вызывает увеличение веса парашютной системы с 11,5 до 28%, т.е. почти в два с половиной раза.

Расточительное и нецелесообразное увеличение веса системы становится особенно ясным тогда, если мы учтем, что снижение груза происходит обычно при ветре. Следовательно, как бы мы не уменьшали скорость снижения, будет иметь место боковой удар, сила которого зависит от скорости ветра, состояния грунта и амортизационных свойств груза. Чем меньше скорость снижения, тем относительно более сильное влияние оказывает ветер. На рис. 23 приведены значения суммы квадратов скорости снижения и скорости ветра, которые при достаточно неровном грунте (т.е. при отсутствии протаскивания) характеризуют силу удара при приземлении. Из этого графика видно, что если груз снижается со скоростью, например, 10 м/сек, то при ветре 6 м/сек сила удара составит 136% по сравнению с приземлением при штиле ($\frac{10^2 + 6^2}{10^2} \cdot 100 = 136\%$). При скорости снижения 5 м/сек и той же скорости ветра удар будет составлять 244% по сравнению с приземлением при штиле, что равноценно силе удара при приземлении в штиль со скоростью снижения $\sim 7,8$ м/сек. Этот пример показывает, что уменьшение силы удара за счет скорости снижения недостаточно эффективно. Что касается удара при ветре, то с ним можно бороться уменьшением скорости сноса, применением управляемых парашютов либо использованием амортизаторов на грузе.

Как и любое другое устройство, амортизаторы имеют вполне определенную область использования, в которой их достоинства могут проявиться наилучшим образом.

Выразим основные соотношения параметров амортизаторов в

зависимости от веса груза, скорости снижения и допустимой величины перегрузки.

Энергия груза (сумма кинетической и потенциальной энергии), поглощаемая амортизатором, при вертикальном снижении равна:

$$P_a h_a \eta = \frac{m}{2} (V_{сн}^2 - V_{доп}^2) + G h_a, \quad (2I)$$

где P_a — максимальная нагрузка на амортизатор, кГ;
 h_a — ход амортизатора, м;
 η — коэффициент полноты диаграммы "сила — ход";
 $m = \frac{G}{g}$ — масса груза, кг;
 $V_{доп}$ — допустимая скорость приземления, м/сек.

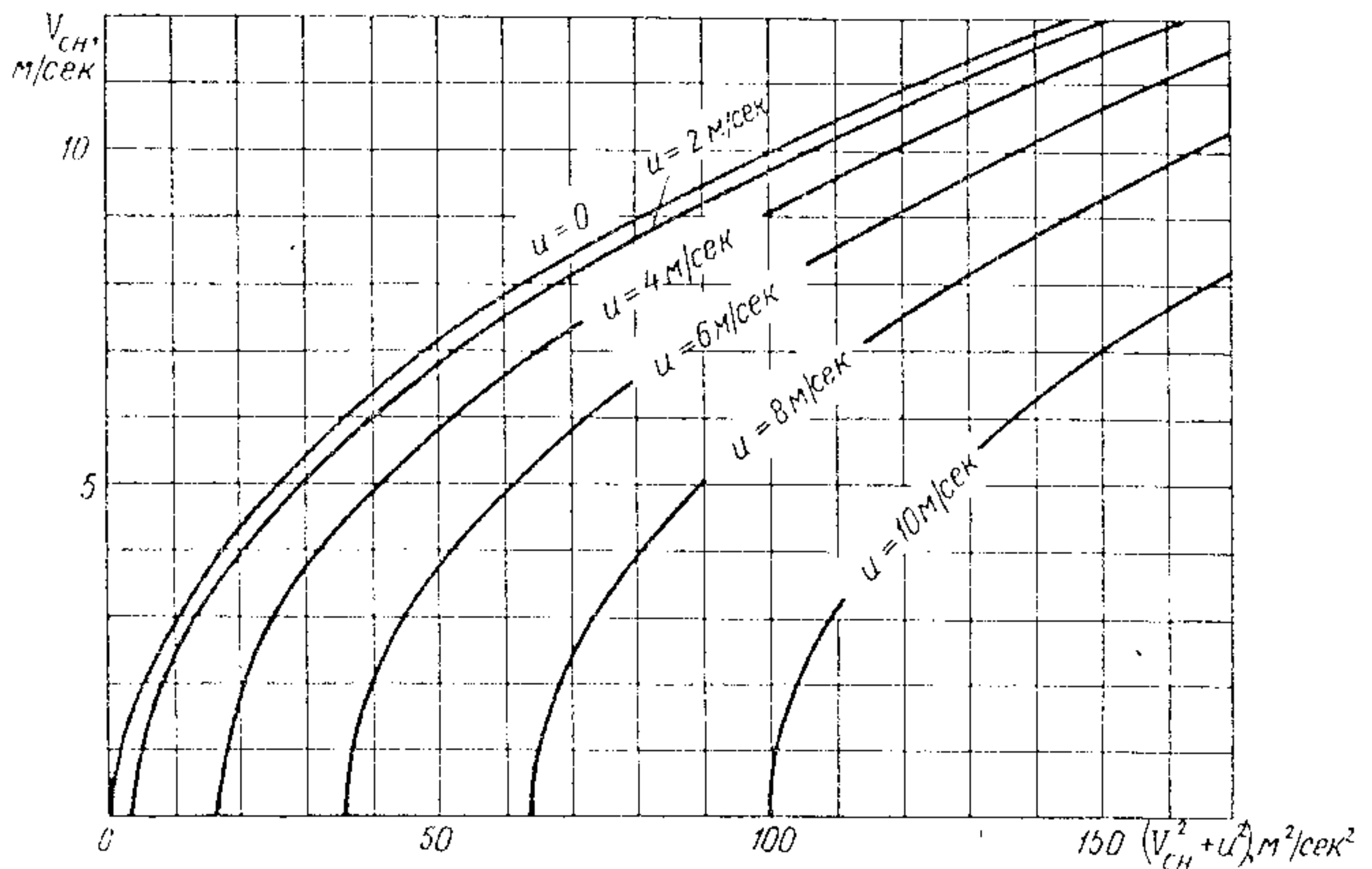


Рис. 23. Значение квадрата суммарной скорости груза, характеризующее силу удара при приземлении

Работа амортизатора характеризуется величиной максимальной воспринимаемой силы P_a , ходом и коэффициентом полноты диаграммы сжатия. Пружина имеет $\eta \approx 0,5$. Лучшие типы амортизаторов обладают значением $\eta = 0,8$, а худшие могут иметь $\eta \approx 0,3$.

Так как $n_y = \frac{P_a}{G}$, то значение хода амортизатора при заданных $V_{сн}$, $V_{доп}$, n_y равно

$$h_a = \frac{V_{сн}^2 - V_{доп}^2}{(n_y \eta - 1) 2g} \quad (22)$$

При заданных h_a , $V_{доп}$ и n_y максимальная скорость снижения может быть

$$V_{сн} = \sqrt{V_{доп}^2 + 2gh_a(n_y \eta - 1)} \quad (23)$$

Значение максимальной перегрузки

$$n_y = \frac{1}{\eta} \left(1 + \frac{V_{сн}^2 - V_{доп}^2}{2gh_a} \right) \quad (24)$$

Параметры амортизационного устройства, служащего для поглощения бокового удара, выражаются более простыми зависимостями. В этом случае энергия, поглощаемая амортизатором, равна

$$P_x h_x \eta = \frac{V_x^2}{2g} G,$$

где P_x — сила горизонтального удара, кГ;
 h_x — ход амортизатора в горизонтальном направлении, м;
 V_x — горизонтальная скорость груза перед ударом, м/сек.

Из этого уравнения следует, что максимальная перегрузка будет

$$n_x = \frac{P_x}{G} = \frac{V_x^2}{2gh_x \eta} \quad (25)$$

Максимальный ход амортизатора должен быть

$$h_x = \frac{V_x^2}{2gn_x \eta} \quad (26)$$

Допустимая скорость сноса

$$V_x = \sqrt{2gn_x h_x \eta} \quad (27)$$

При гладком или скользком грунте происходит протаскивание груза, и боковой удар при этом незначителен. Если поверхность имеет крупные неровности, происходит почти полное поглощение кинетической энергии. Даже при отсутствии специальных амортизаторов упругость грунта и груза позволяет рассчитывать на де-

формацию порядка 0,1 м. В этом случае, если считать, что допустимая перегрузка равна $n_x = 15$, получим значение скорости сноса, при которой амортизаторы еще не требуются:

$$V_x = \sqrt{2 \cdot 9,81 \cdot 15 \cdot 0,1 \cdot 0,5} \approx 3,8 \text{ м/сек.}$$

Найдем оптимальное соотношение параметров амортизации и парашюта с точки зрения минимального суммарного веса системы при заданной перегрузке.

Для нахождения оптимального значения скорости снижения в данных условиях выразим вес парашюта и амортизатора в зависимости от скорости снижения.

Вес парашюта с малой удельной нагрузкой G_{Π} достаточно хорошо описывается следующим выражением:

$$G_{\Pi} = \frac{0,72}{V_{сн}} G. \quad (28)$$

Оно подобрано по экспериментальной зависимости [2], приведенной на рис. 24. Как видно из графика, в рассмотренном диапазоне скоростей ($V_{сн} = 5 - 15$ м/сек) аналитическая зависимость хорошо совпадает с экспериментальной, основанной на большом числе статистических данных. Для скорости 15 - 30 м/сек вес парашюта определяется по следующей зависимости:

$$G_{\Pi} = \frac{0,82}{V_{сн}} G. \quad (28a)$$

Вес амортизационного устройства зависит в основном от двух параметров - минимальной нагрузки P_a и хода h_a . Таким образом, можно написать, что вес амортизатора

$$G_{ам} = \varphi P_a h_a = \varphi G \frac{V_{сн}^2 - V_{доп}^2}{2g(\eta - \frac{1}{\eta_y})}, \quad (29)$$

где φ - коэффициент пропорциональности, изменяющийся в зависимости от конструктивного выполнения амортизатора приблизительно от $\varphi = 0,03$ до $\varphi = 0,10$.

Относительный суммарный вес тормозной системы, включающей парашют и амортизаторы, выражается следующей функцией:

$$\bar{G}_{\Pi а} = \frac{0,72}{V_{сн}} + \varphi \frac{V_{сн}^2 - V_{доп}^2}{2g(\eta - \frac{1}{\eta_y})}.$$

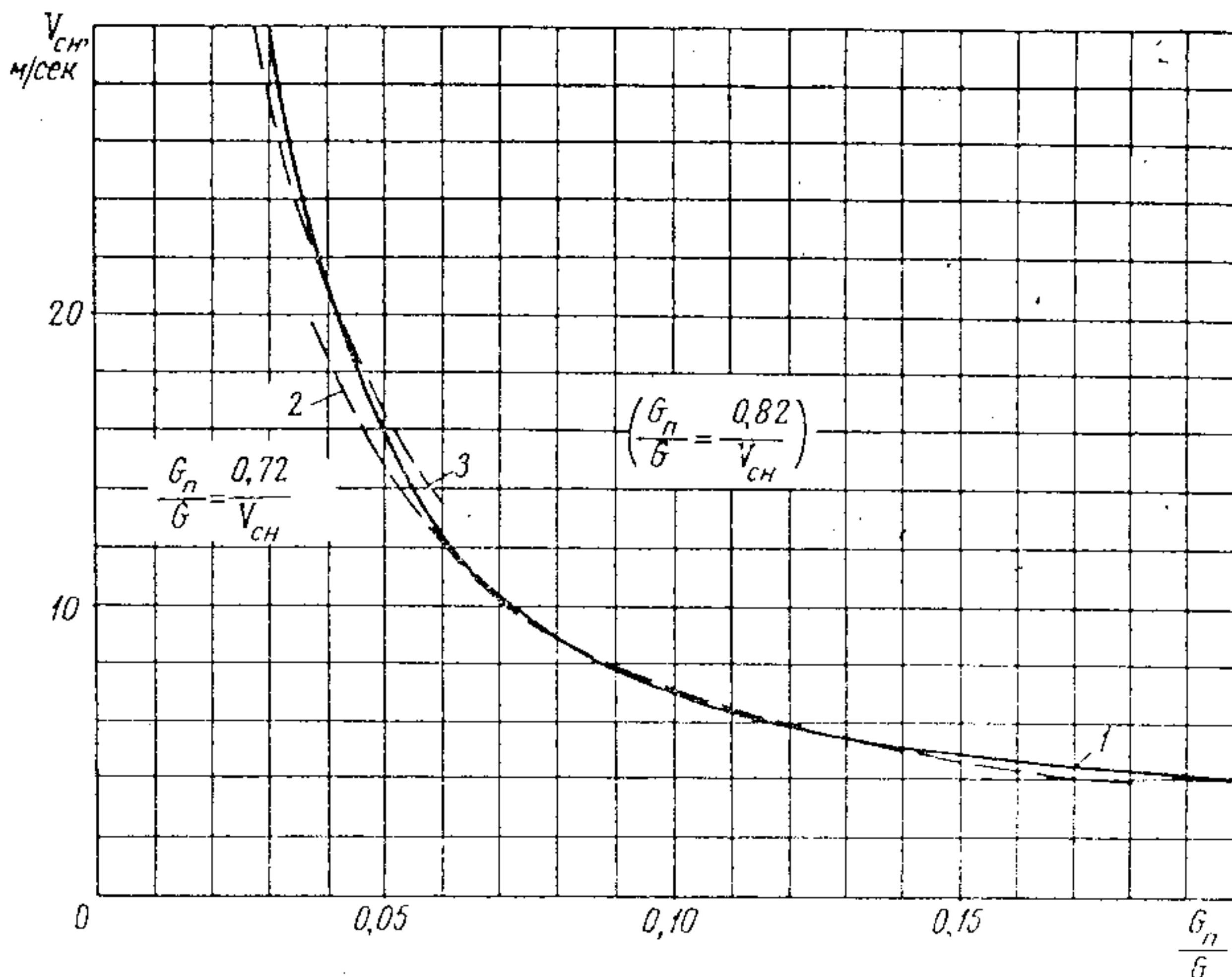


Рис. 24. Зависимость относительного веса паразитной системы от скорости снижения:

1 – средние статистические данные о паразитных системах за 1931 – 1964 гг.; 2 – приближенное аналитическое выражение этой зависимости в диапазоне скоростей 5 – 15 м/сек; 3 – приближенное аналитическое выражение этой зависимости в диапазоне скоростей 15 – 30 м/сек

Для нахождения оптимального значения скорости снижения при заданных параметрах амортизационного устройства будем искать минимум функции \bar{G}_{na} из условия

$$\frac{d \bar{G}_{na}}{d V_{сн}} = 0 ;$$

$$\frac{d \bar{G}_{na}}{d V_{сн}} = - \frac{0,72}{V_{сн}^2} + \frac{\varphi V_{сн}}{g \left(\eta - \frac{1}{n_y} \right)} = 0 .$$

Оптимальное значение $V_{сн}$ получаем в виде корня уравнения третьей степени:

$$V_{сн\ opt} = \sqrt[3]{\frac{0,72}{\varphi} g \left(2 - \frac{1}{n_y} \right)} = 1,92 \sqrt[3]{\frac{2 - \frac{1}{n_y}}{\varphi}}. \quad (30)$$

Анализ полученных формул показывает, что амортизационное устройство выгодно в весовом отношении только в том случае, если скорость снижения сравнительно мала (не превышает 4 – 5 м/сек). Только в этом случае чисто парашютная система оказывается более тяжелой по сравнению с системой, являющейся сочетанием парашюта и амортизатора.

Амортизаторы применяют, как правило, не считаясь с некоторым увеличением веса системы. Помимо снижения перегрузки в вертикальном направлении, амортизаторы позволяют смягчить боковой удар при ветре. Для смягчения бокового удара может служить и основной амортизатор, если он представляет толстое эластичное основание для груза. В иных случаях, как например при использовании гидравлических амортизаторов, приходится ставить специальные боковые амортизационные устройства в количестве трех и более, так как при снижении затруднительно ориентировать груз по ветру.

При проектировании амортизаторов их рабочий ход нельзя задавать произвольно. Очень высокие амортизаторы приводят к опрокидыванию груза. Поэтому, если с помощью амортизатора, имеющего высоту менее одного метра, нельзя обеспечить поглощение удара с заданной перегрузкой, следует искать иные пути уменьшения удара, например применять реактивные замедлители движения груза перед самым касанием земли.

Существует множество типов конструкций амортизаторов, предназначенных для поглощения энергии груза, спускаемого на парашюте. Наиболее простыми амортизаторами являются эластичные прокладки (войлочные или поролоновые), помещаемые под грузом. Более сложными амортизаторами являются ломающиеся опоры, рессоры, гидравлические амортизаторы типа противооткатных артиллерийских, пневматические устройства в виде гибких баллонов, наполненных воздухом, и т.п.

В США в качестве амортизирующих материалов, кроме изложенных выше, используют гофрированную бумагу, склеенную в виде пчелиных сот, и даже пустые консервные банки, помещаемые в легко сминаемые, но достаточно прочные ящики.

§ 3. Реактивные замедлители

Реактивный замедлитель представляет собой ракетный двигатель твердого топлива, расположенный, например, между парашютом и грузом. Схема такого устройства приведена на рис. 25. Работа его показана на рис. 26.

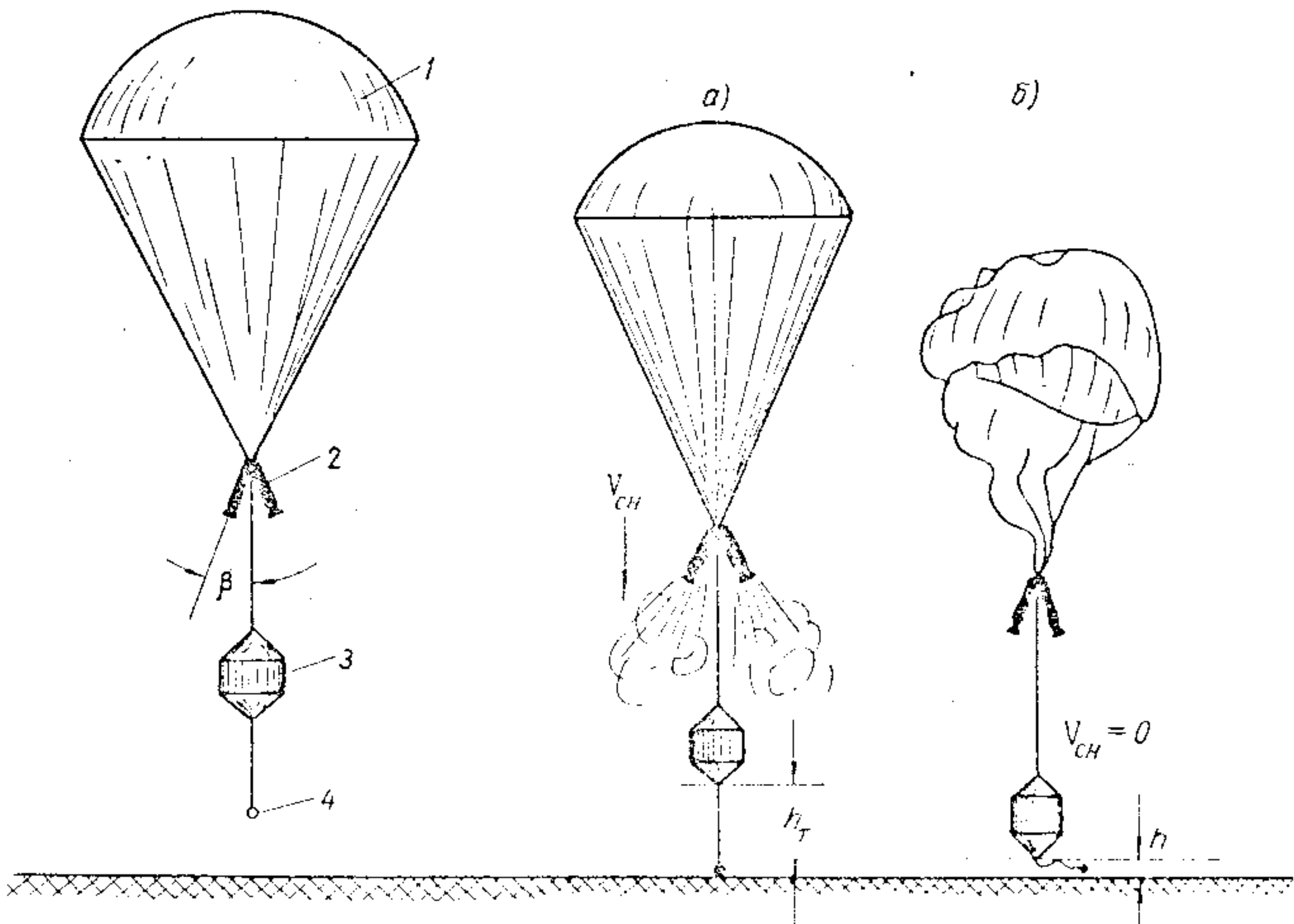


Рис. 25. Схема парашюта с реактивным замедлителем:

1 — парашют; 2 — реактивные двигатели; 3 — груз; 4 — контактор, включающий двигатели; φ — угол между продольной осью системы и осью сопла двигателя

Рис. 26. Схема работы реактивного замедлителя:

а — момент включения тормозного двигателя; б — момент прекращения работы тормозного двигателя

На некотором расстоянии груза от поверхности земли контактор включает двигатель, тяга которого, превышающая вес груза, уменьшает скорость движения груза. В идеальном случае сила тяги и продолжительность работы двигателя таковы, что в момент касания земли скорость груза уменьшается до нуля.

Реактивные замедлители обладают следующими достоинствами:

- 1) вертикальная скорость груза может быть доведена до нуля;
- 2) перегрузка торможения может быть незначительной;
- 3) устойчивость груза при касании земли не ухудшается;
- 4) вес системы возрастает незначительно.

Кроме этих преимуществ, реактивные замедлители имеют и недостатки. Например, они не способны уменьшить боковой удар, если груз снижается при ветре, конструкция их относительно сложна и требует квалифицированного и внимательного обслуживания.

Использование реактивного замедлителя, парашюта и амортизационного устройства придает тормозной системе такие качества, которые позволяют с небольшими затратами и при малом весе системы приземлять с малыми перегрузками грузы, имеющие самые различные веса и скорости снижения.

Рассмотрим зависимость пути и времени работы реактивного замедлителя от силы тяги R , скорости снижения $V_{сн}$ и допустимой перегрузки n_y .

Представим себе, что реактивный замедлитель доводит скорость снижения груза до нуля. Следовательно, работа двигателя должна равняться сумме кинетической и потенциальной энергий груза:

$$R h_T = \frac{m V_{сн}^2}{2} + G h_T = \left(\frac{V_{сн}^2}{2g} + h_T \right) G,$$

где R — проекция тяги двигателя на вертикаль, кг;

h_T — путь торможения, м.

Вес топлива реактивного замедлителя, как показывают расчеты, составляет не более 2% веса всей системы, из-за чего изменением массы системы в процессе торможения можно пренебречь.

Перегрузка груза при торможении его замедлителем

$$n_y = \frac{R}{G}.$$

Длина пути торможения может быть выражена следующей формулой:

$$h_T = \frac{V_{сн}^2}{2g (n_y - 1)} \quad (31)$$

С момента включения двигателя, тяга которого практически постоянна, можно считать, что парашют сразу теряет свою эффективность из-за уменьшения скорости груза. Таким образом, дви-

жение груза будет равнозамедленным, а продолжительность торможения легко получить из следующего выражения:

$$t = \frac{2 h_{\tau}}{V_{сн}} = \frac{V_{сн}}{g(n_y - 1)} \quad (32)$$

На рис. 27 приведены значения пути торможения и его продолжительности в зависимости от скорости снижения для некоторых значений перегрузок.

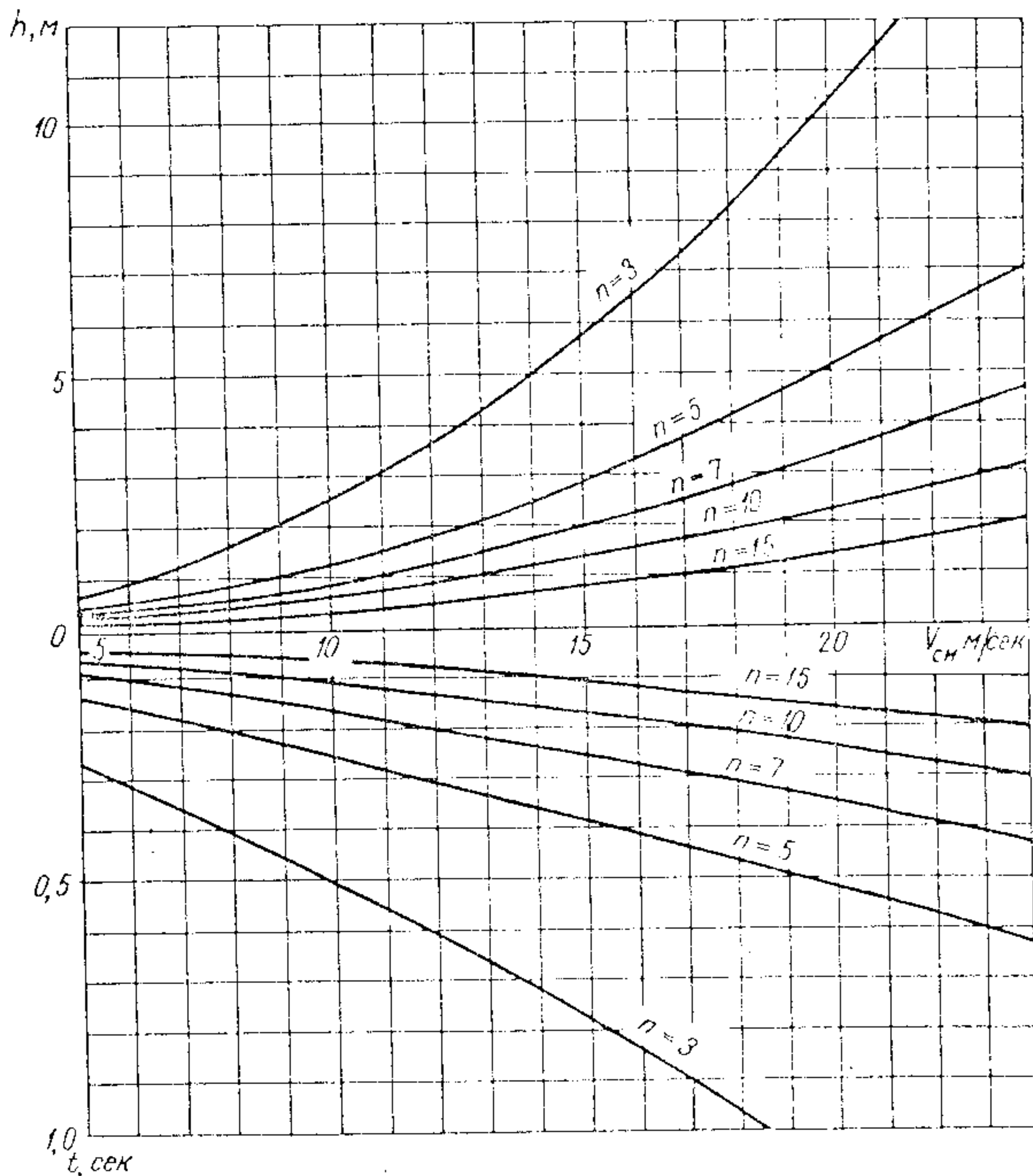


Рис. 27. Значения пути торможения (h) и времени его (t) в зависимости от перегрузки и скорости снижения

Практически неизбежны отклонения в работе тормозного двигателя. Например, возможно изменение суммарного импульса двигателя, изменение величины тяги и продолжительности работы, момента включения его и т.п. Так как при работе тормозного двигателя ускорение (замедление) движения груза составляет

$$j = g(n_y - 1),$$

т.е. намного превышает g , имеет смысл рассчитывать работу его так, чтобы скорость снижения была доведена до нуля еще до касания поверхности земли на какой-то высоте Δh . В этом случае груз будет свободно падать с высоты Δh и в момент касания грунта достигнет скорости приземления:

$$V_{пр} = \sqrt{2g \Delta h}.$$

Если скорость снижения при работе двигателя дойдет до нуля со средней погрешностью по высоте $\pm \Delta h$, то в первом случае приземление произойдет с нулевой скоростью, а во втором случае со скоростью

$$V_{пр} = 2\sqrt{g \Delta h}.$$

Если средняя погрешность в высоте, на которой произойдет полное торможение груза двигателем, не превысит 0,2 м, то максимальная вертикальная скорость движения груза будет не более 2,8 м/сек:

$$V_{пр} = 2\sqrt{9,81 \cdot 0,2} \approx 2,8 \text{ м/сек},$$

т.е. окажется достаточно безопасной. Если же запаса высоты не будет, то тормозной двигатель может не успеть остановить движение груза до касания грунта и остаточная скорость может оказаться значительно большей. В самом деле, если $n_y = 7$ и полное замедление произойдет не на нулевой высоте, а для этого потребуется еще 0,2 м, то остаточная скорость груза при соприкосновении с грунтом будет

$$V_{пр} = \sqrt{2g(n_y - 1)\Delta h} = \sqrt{2 \cdot 6 \cdot 9,81 \cdot 0,2} = 4,9 \text{ м/сек}.$$

Сила удара, по сравнению со случаем свободного падения с высоты, равной $2\Delta h$, возрастет пропорционально $\left(\frac{V_2}{V_1}\right)^2 = \left(\frac{4,9}{2,8}\right)^2$, т.е. станет в 3,1 раза больше.

Таким образом, расстояние контактора от груза должно быть равным длине среднего тормозного пути плюс средняя погреш-

ность срабатывания, выраженная через высоту Δh :

$$h_T + \Delta h = h_T + \frac{V_{np}^2}{2g}.$$

Определим требуемые параметры тормозного двигателя. Импульс тяги ракетного двигателя в проекции на вертикаль, если β — угол наклона вектора тяги, должен быть

$$Rt = \sum P t \cos \beta = m V_{сн} + G t.$$

Вес топлива G_T равен частному от деления полного импульса двигателя на его удельную тягу $P_{y\partial}$:

$$G_T = \frac{Rt}{\cos \beta P_{y\partial}} = \left(\frac{V_{сн}}{g} + t \right) \frac{G}{\cos \beta P_{y\partial}}.$$

Используя выражение (32), получим

$$G_T = \frac{n_y}{n_y - 1} \frac{V_{сн} G}{\cos \beta g P_{y\partial}}. \quad (33)$$

Вес тормозного двигателя можно выразить через вес топлива следующим образом:

$$G_{\partial\partial} = a G_T = a \frac{n_y}{n_y - 1} \frac{V_{сн} G}{g P_{y\partial} \cos \beta}. \quad (34)$$

Вес двигателя оказался пропорциональным весу груза и скорости снижения и обратно пропорциональным удельному импульсу. Любопытна зависимость веса двигателя от перегрузки. Оказывается, что с ростом перегрузки вес двигателя, при всех прочих равных условиях, уменьшается. Если принять вес двигателя при перегрузке $n_y = 5$ за единицу, то в зависимости от перегрузки относительный вес двигателя демонстрируется кривой на рис. 28. Хорошо видно, что при значении перегрузки $n_y = 6$ и ниже, вес двигателя резко увеличивается. Так, при изменении перегрузки с 6,5 до 2,5 вес двигателя увеличивается на 37% $\left(\frac{1,3 - 0,95}{0,95} \cdot 100 = 37 \right)$. В связи с этим, если возможно, необходимо принимать перегрузку равной не менее 8 — 9. При дальнейшем увеличении перегрузки экономия в весе тормозного двигателя получается незначительной. Например, при изменении перегрузки с 10 до 16 вес двигателя уменьшается лишь на 4,5%.

Найдем оптимальное соотношение между параметрами параметра в тормозного двигателя с целью получения минимального веса тормозной системы при заданных параметрах груза.

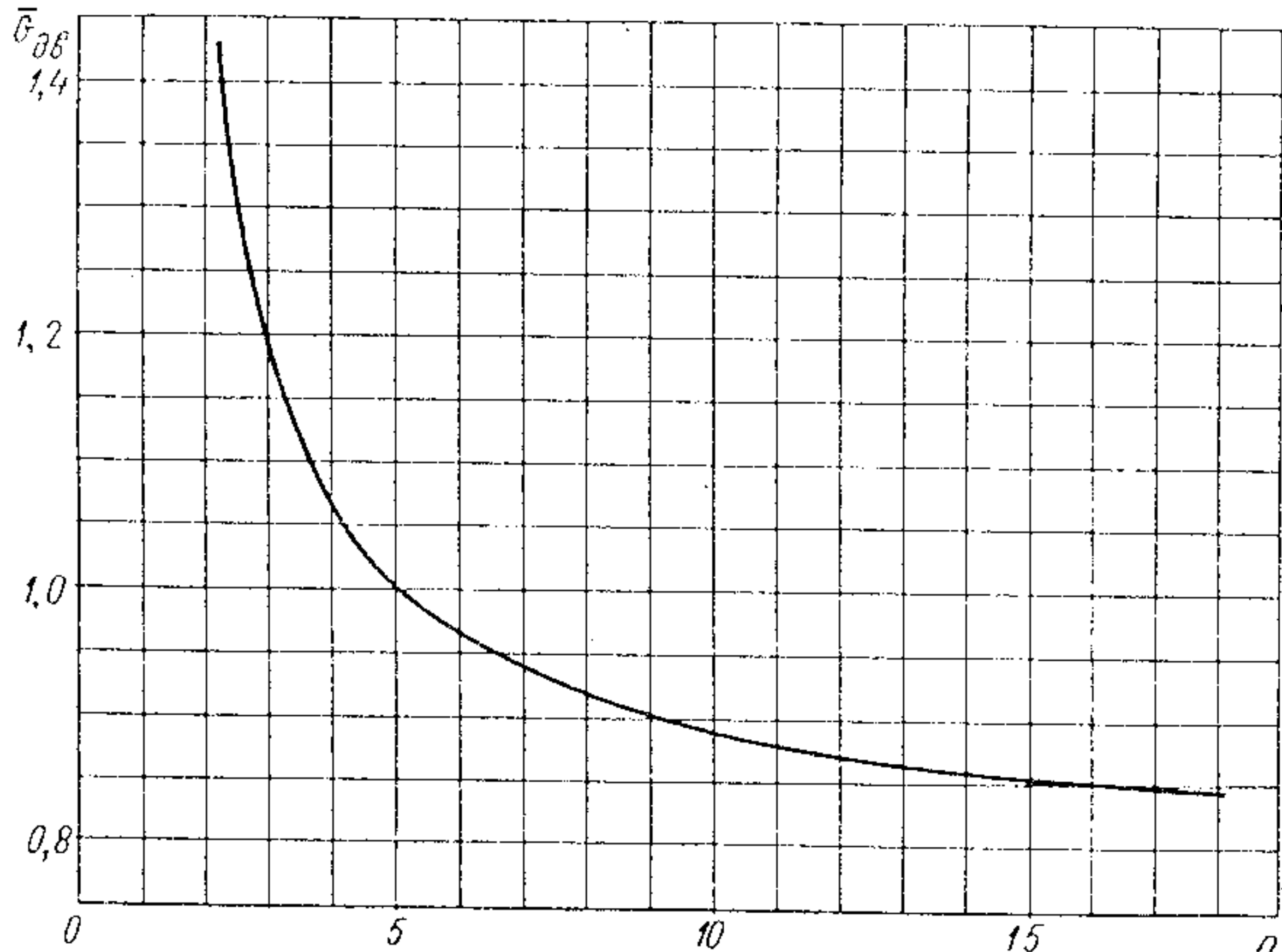


Рис. 28. Изменение относительного веса тормозного реактивного двигателя в зависимости от перегрузки

Будем искать минимум функции суммарного веса тормозной системы

$$G_{\tau c} = G_n + G_{\delta\delta}.$$

Используя выражения (28) и (34), получим

$$G_{\tau c} = 0,72 \frac{G}{V_{cn}} + a \frac{G V_{cn}}{g P_{y\delta} \cos \beta} \frac{n_y}{n_y - 1}.$$

Минимум этой функции будет при

$$\frac{dG_{\tau c}}{dV_{cn}} = 0,$$

т.е. при

$$-\frac{0,72}{V_{cn}^2} + \frac{a}{g P_{y\delta} \cos \beta} \frac{n_y}{n_y - 1} = 0.$$

Решая это уравнение, получим

$$V_{cn \text{ opt}} = 2,66 \sqrt{\frac{P_{y\delta} \cos \beta}{a} \left(1 - \frac{1}{n_y}\right)}. \quad (35)$$

если для примера $\rho_{y\partial} = 230$ сек; $a = 2,0$; $n_y = 7$; $\cos\beta = 1$, то

$$V_{cn\ opt} = 2,66 \sqrt{\frac{230}{2} \left(1 - \frac{1}{7}\right)} = 26,4 \text{ м/сек.}$$

При меньшей скорости снижения увеличение веса системы произойдет за счет утяжеления парашюта, а при большей скорости — за счет утяжеления тормозного двигателя.

Относительный вес тормозной системы:

$$\bar{G}_{тс} = \frac{G_{тс}}{G} = \frac{0,72}{V_{cn}} + \frac{a V_{cn}}{g \rho_{y\partial} \cos\beta} \frac{n_y}{n_y - 1} \quad (36)$$

На рис. 29 приведены значения относительного веса тормозной системы для некоторых значений n_y и параметра $\frac{\rho_{y\partial}}{a}$ при $\beta = 0$.

Как видно из приведенных кривых, влияние перегрузки на суммарный вес тормозной системы сказывается незначительно и то при скорости снижения, превышающей 20 м/сек^х). Значение относительного веса тормозной системы вблизи минимума изменяется очень полого, что позволяет без существенного увеличения веса системы изменять скорость снижения в пределах ± 5 м/сек и даже более по сравнению с оптимальным значением.

С ростом перегрузки оптимальное значение скорости несколько увеличивается.

При увеличении параметра $\frac{\rho_{y\partial}}{a}$ относительный вес тормозной системы снижается, а оптимальное значение скорости несколько увеличивается.

Практически целесообразно несколько уменьшить скорость снижения по сравнению с ее оптимальным значением. Это выгодно потому, что незначительно увеличивая при этом вес системы, мы существенно уменьшаем импульс тормозного двигателя и, что главное, величину отклонения параметров при его работе. Вероятная погрешность в работе тормозного двигателя (отклонение величины импульса и тяги) определяет, с учетом предусмотренной скорости приземления, параметры необходимой амортизации груза.

Если подставить выражение оптимальной скорости снижения (35) в уравнение относительного веса тормозной системы (36), получим формулу для определения минимального относительного веса тормозной системы:

^х) На этом основании следовало бы использовать выражение (28 а), а не (28). Разница, правда, мала ($\sim 6\%$).

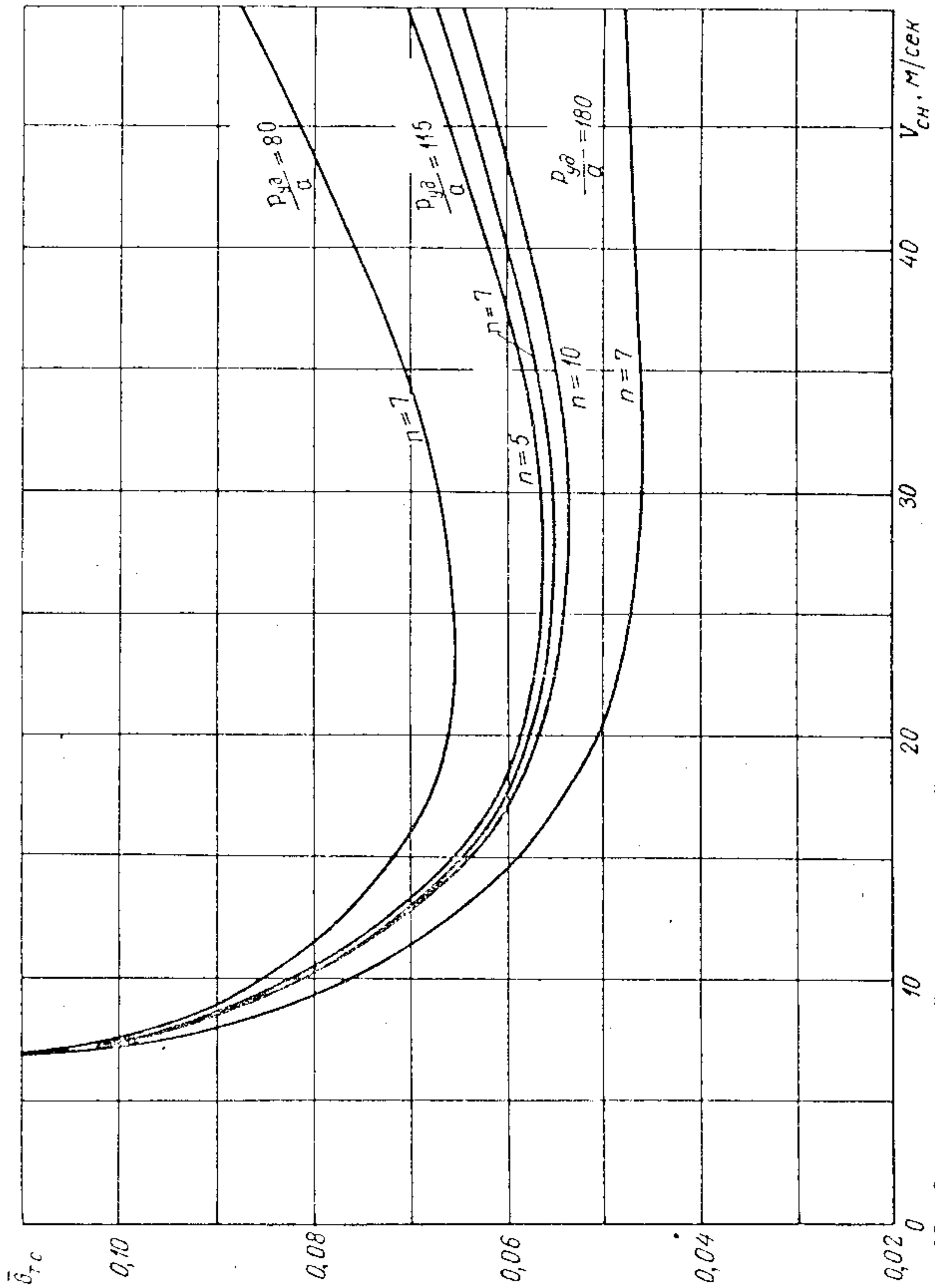


Рис. 29. Относительный вес тормозной системы в зависимости от скорости снижения при некоторых значениях перегрузки и параметра $\frac{P_{ya}}{a}$, характеризующего двигательную установку

$$\bar{G}_{гс min} = \frac{0,542}{\sqrt{\frac{\rho_{уд}}{\alpha} \left(1 - \frac{1}{n_y}\right) \cos \beta}} \quad (37)$$

Минимум относительного веса имеет место тогда, когда вес парашютной системы равен весу тормозного двигателя.

§ 4. Примеры по расчету средств уменьшения силы удара при приземлении

1. Определить допустимую скорость снижения, если $h_a = 0,2$ м;
 $V_{доп} = 3$ м/сек; $n_y = 10$; $\eta = 0,6$.

По формуле (23) определяем

$$V_{сн} = \sqrt{V_{доп}^2 + 2gh_a(n_y \eta - 1)} = \sqrt{3^2 + 2 \cdot 9,81 \cdot 0,2(10 \cdot 0,6 - 1)} = 5,35 \text{ м/сек.}$$

2. Определить максимальную вертикальную перегрузку при
 $V_{сн} = 15$ м/сек; $V_{доп} = 5$ м/сек; $h_a = 0,8$ и $\eta = 0,7$.

По формуле (24) получаем

$$n_y = \frac{1}{\eta} \left(1 + \frac{V_{сн}^2 - V_{доп}^2}{2gh_a} \right) = \frac{1}{0,7} \left(1 + \frac{15^2 - 5^2}{2 \cdot 9,81 \cdot 0,8} \right) = 19,7.$$

3. Найти вес системы, состоящей из парашюта и амортизатора, которая должна обеспечить приземление груза $G = 200$ кг при $V_{сн} = 10$ м/сек; $V_{доп} = 5$ м/сек; $n_y = 10$; $\eta = 0,7$ и $\varphi = 0,03$.

По формуле (28) определяем вес парашюта:

$$G_n = \frac{0,72}{V_{сн}} \cdot G = \frac{0,72}{10} \cdot 200 = 14,4 \text{ кг.}$$

По формуле (29) находим вес амортизатора:

$$G_{ам} = \varphi G \frac{V_{сн}^2 - V_{доп}^2}{2g \left(\eta - \frac{1}{n_y} \right)} = 0,03 \cdot 200 \frac{10^2 - 5^2}{19,6 \left(0,7 - \frac{1}{10} \right)} = 38,0 \text{ кг.}$$

Суммарный вес системы равен 52,4 кг ($14,4 + 38,0 = 52,4$).

4. Найти оптимальное значение $V_{сн}$, при котором вес системы "парашют - амортизатор" будет минимальным, если

$$\varphi = 0,05; \eta = 0,8; \lambda = 0,4; n_y = 10.$$

По формуле (30) находим, что

$$V_{снopt} \sqrt[3]{\frac{0,72g}{\varphi} \left(n - \frac{1}{n_y} \right)} = 1,92 \sqrt[3]{\frac{n - \frac{1}{n_y}}{\varphi}} = 1,92 \sqrt[3]{\frac{0,8 - \frac{1}{10}}{0,05}} = 1,92 \sqrt[3]{14} = 4,6 \text{ м/сек.}$$

5. Определить высоту включения реактивного замедлителя и продолжительность торможения груза, если допустимая перегрузка $n_y = 15$, а скорость снижения $V_{сн} = 20$ м/сек.

Воспользовавшись формулами (31) и (32), находим

$$h_T = \frac{V_{сн}^2}{2g(n_y - 1)} = \frac{20^2}{2 \cdot 9,81(15 - 1)} = 1,46 \text{ м;}$$

$$t = \frac{V_{сн}}{g(n_y - 1)} = \frac{20}{9,81(15 - 1)} = 0,146 \text{ сек.}$$

6. Для условий предыдущего примера найти вес топлива тормозного двигателя, если $P_{y\partial} = 250$ сек, $\beta = 10^\circ$, $G = 100$ кг.

По формуле (33) определяем

$$G_T = \frac{n_y}{n_y - 1} \frac{V_{сн} G}{g P_{y\partial} \cos \beta} = \frac{15}{15 - 1} \frac{20 \cdot 100}{9,81 \cdot 250 \cdot 0,98} = 0,9 \text{ кг.}$$

7. Определить суммарный вес тормозной системы для предыдущего примера, если $a = 2$.

По формулам (28) и (34) получаем

$$G_{тс} = 0,72 \frac{G}{V_{сн}} + a G_T = 0,72 \frac{100}{20} + 2 \cdot 0,9 = 5,4 \text{ кг.}$$

8. Определить, какова оптимальная скорость снижения груза из условия минимального веса тормозной системы при расчетных данных примеров 6 и 7.

По формуле (35) находим

$$V_{снopt} = 2,66 \sqrt{\frac{P_{y\partial} \cos \beta}{a} \left(1 - \frac{1}{n_y} \right)} = 2,66 \sqrt{\frac{250 \cdot 0,98}{2} \cdot \frac{14}{15}} = 23,4 \text{ м/сек.}$$

9. Определить, каков вес оптимальной системы по предыдущему примеру.

Воспользовавшись формулой (37), получаем

$$G_{TC} = \bar{G}_{TC} \cdot G = \frac{0,542 G}{\sqrt{\frac{P_{y\theta}}{a} \left(1 - \frac{1}{n_y}\right) \cos \beta}} = \frac{0,542 \cdot 100}{\sqrt{\frac{250}{2} \left(1 - \frac{1}{15}\right) \cdot 0,98}} = 5,1 \text{ кг.}$$

Таким образом, минимальный вес тормозной системы равен 5,1 кг, что лишь на 0,3 кг меньше веса системы по примеру 7.

Г л а в а у

МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПАРАШЮТНЫХ СИСТЕМ

§ I. Нахождение параметров парашютной системы

В задачу проектирования парашютной системы для данного груза входит определение оптимальной структуры системы, нахождение размеров и других параметров входящих в нее парашютов и агрегатов, расчет нагрузок на элементы системы, обеспечивающий выбор соответствующих конструкционных материалов, подсчет веса и объема уложенной системы.

В настоящей главе излагается методика определения основных параметров парашютной системы: принципиальной структуры ее и размеров входящих в нее парашютов, потери высоты и времени при наполнении куполов и торможении.

Если скорость движения тела до раскрытия парашютов и принимаемая им высота не заданы, они определяются по материалам главы I.

Расчет нагрузок на парашютную систему, расчет прочности купола и строп излагается в главе III.

В тех случаях (при допустимой скорости приземления менее 5 м/сек), когда чисто парашютная система нецелесообразна, применяют реактивные замедлители или амортизаторы. Интервалы, излагающие выбор и расчет системы в этом случае, изложены в главе IV.

Как правило, в тактико-техническом задании на проектирование парашютной системы, как минимум, должны быть указаны следующие данные:

а) вес груза G ;

- б) форма и мидель груза F_r ;
- в) допустимая скорость снижения груза у земли $V_{пр}$;
- г) начальная скорость груза на высоте ввода в действие парашютной системы V_0 ;
- д) высота ввода в действие парашютной системы H_0 ;
- е) допустимая перегрузка торможения в процессе работы системы n_y .

Остальные данные, а именно устройство и параметры самой парашютной системы, определяются, выбираются или назначаются исполнителем в процессе проектирования.

Рассмотрим методику проектирования парашютной системы.

1. Прежде всего определяется поверхность купола основного парашюта, на котором должно происходить снижение груза до земли. В связи с тем, что парашютная система весит, в зависимости от предъявляемых к ней требований, от 5 до ~ 16% веса спускаемого груза, необходимо учесть вес парашютной системы при определении величины поверхности купола.

При снижении на основном парашюте, как уже указывалось, можно пренебречь лобовым сопротивлением самого груза.

Потребная поверхность купола основного парашюта для приземления со скоростью $V_{пр}$ на высоте, характеризуемой относительной плотностью воздуха Δ , определяется по формуле

$$F = \frac{16}{\Delta C_n V_{пр}^2} G_{сист} . \quad (38)$$

Если приземление происходит на уровне моря или с отклонением от него на 200 – 300 м, то с погрешностью менее 3% можно принять $\Delta \cong 1$ и определять поверхность купола по формуле

$$F = \frac{16}{C_n V_{пр}^2} G_{сист} . \quad (38a)$$

Вес системы, равный весу груза и парашютов, можно представить как

$$G_{сист} = \left(1 + \frac{G_p}{G}\right) G . \quad (39)$$

Относительный вес парашюта $\frac{G_p}{G}$ можно определить по рис. 24 в зависимости от скорости снижения. В диапазоне скоростей от 5 до 15 м/сек, в котором справедлива зависимость (28), потребная поверхность купола парашюта однокаскадной системы

$$F = \frac{16G}{C_n V_{np}^2} \left(1 + \frac{0,72}{V_{np}} \right). \quad (38б)$$

Если начальная скорость системы превысит 100 м/сек и, возможно, потребуется применение тормозного парашюта, вес системы следует увеличить примерно на 2% от веса груза. Следовательно, в этом случае

$$F = \frac{16,3 \cdot G}{C_n V_{np}^2} \left(1,0 + \frac{0,72}{V_{np}} \right). \quad (38в)$$

Если скорость приземления лежит в диапазоне 15 – 30 м/сек, аналитическое выражение для оценки веса системы несколько изменится (см. формулу 28а). А так как при таких высоких скоростях приходится применять амортизационные устройства или реактивные замедлители, вес которых близок весу основного парашюта, то требуемую поверхность купола в этом случае можно приближенно определить по формуле

$$F \approx \frac{16 \cdot G}{C_n V_{np}^2} \left(1 + \frac{1,6}{V_{np}} \right). \quad (38г)$$

Коэффициент сопротивления парашюта принимается по данным главы II, § 2. В первом приближении, для прикидки, можно считать, что $C_n = 0,8$.

Определив величину поверхности купола основного парашюта, следует вычислить значение скорости движения груза, при которой допустимо раскрытие парашюта.

2. Максимальная нагрузка при срабатывании парашютной системы

$$R_{max} = n_y G_{сист},$$

где n_y – задано, а вес системы приближенно оценивается так, как это показано в формуле (39).

Допустимая начальная скорость груза при вводе основного парашюта, на основании формулы (II), будет

$$V_{доп} = \sqrt{\left(\frac{V_{сн}^2}{2} + \frac{\sqrt{F}}{K} \right) n_y - \frac{\sqrt{F}}{K}}. \quad (40)$$

В большинстве случаев, а именно, если $V_{сн} < 2,5 \sqrt[4]{F}$, с погрешностью менее 3% можно пользоваться более простой формулой:

$$V_{доп} \approx \sqrt{(\eta_y - 1) \frac{\sqrt{F}}{K}} \quad (40a)$$

3. В том случае, если допустимая скорость для ввода основного парашюта окажется меньше заданной, следует применить тормозные парашюты в таком количестве и таких размеров, чтобы максимальная перегрузка при срабатывании любой части системы не превышала заданной. Следует иметь в виду, что если перегрузки при раскрытии основного и тормозных парашютов будут примерно одинаковыми, то суммарный вес парашютной системы в этом случае окажется минимальным.

При спуске живых существ перегрузка при раскрытии тормозного парашюта может быть несколько больше, чем у основного, так как пик перегрузки, равный максимальному значению, продолжается долю секунды, а затем уменьшается вдвое (рис.30).

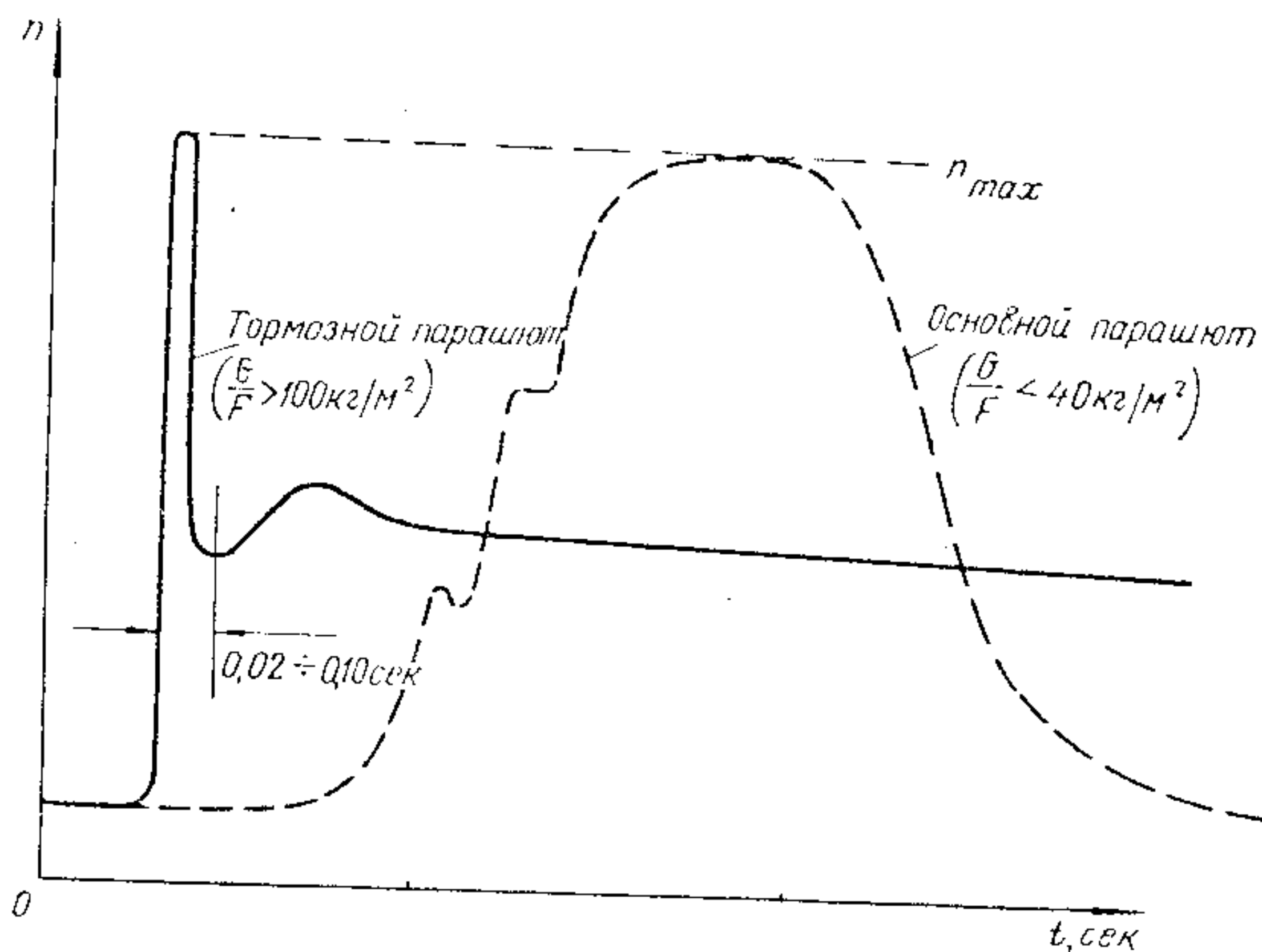


Рис.30. Характерное изменение перегрузки по времени при раскрытии парашютов с большой удельной нагрузкой (например, тормозных) и малой удельной нагрузкой (например, основных парашютов)

При заданных начальной скорости, скорости снижения и перегрузке, оптимальным образом разрешить эту задачу бывает невозможно. Один из указанных параметров должен быть определен в результате расчета оптимальной системы.

В некоторых случаях (например, если вес системы стремятся уменьшить, а путь, на котором срабатывает система, не ограничен), оказывается выгодно применить тормозной парашют и тогда, когда можно обойтись только основным парашютом. Это позволяет снизить величину перегрузки и суммарный вес парашютной системы.

Проектировочный расчет каскадной системы (имеющей кроме основного еще и тормозные парашюты) в первом приближении выполняется в следующем порядке:

1) вначале, как и раньше, определяется величина поверхности основного парашюта [формулы (38в) и (38г)] и допустимая скорость движения его при раскрытии [формулы (40) и (40а)];

2) находится максимально-допустимая поверхность тормозного парашюта из условия, что перегрузка при раскрытии его будет равна заданной:

$$F_{rmax} = \frac{1}{C_r} \left(\frac{8 \cdot \pi y}{\Delta V_0^2} G_{сист} - \frac{C_r F_r}{2} \right); \quad (41)$$

3) рассчитывается величина минимально допустимой поверхности тормозного парашюта из условия достижения им I, I равновесной скорости, равной допустимой скорости раскрытия основного парашюта ($1,1 V_{pr}$).

Запас скорости, равный 10%, принимается для того, чтобы быстрее довести скорость системы до такого значения, при котором возможно раскрытие основного парашюта. Спуск системы на тормозном парашюте до скорости, равной $1,1 V_{pr}$, происходит на протяжении 1 – 2 км. Плотность воздуха становится больше, а фактическая скорость системы несколько меньше расчетной. Это обстоятельство является гарантией того, что фактическая нагрузка при раскрытии основного парашюта системы будет меньше расчетной. С незначительной погрешностью можно пренебречь изменением плотности воздуха при спуске тормозного парашюта и считать, что плотность воздуха постоянна и соответствует начальной высоте ввода парашюта. Для расчетов, выполняемых с погрешностью менее 3%, следует учесть изменение плотности воздуха при введении каждого нового каскада, что можно выполнить по данным главы V, § 3.

Поверхность купола тормозного парашюта из условия достижения им I, I равновесной скорости, допустимой для раскрытия основного парашюта,

$$F_{T \min} = \frac{19,4 G_{\text{сист}}}{C_T \Delta V_{\text{доп}}^2} - \frac{C_r}{C_T} F_r \quad (42)$$

4. Возможны три результата расчета поверхности тормозного парашюта:

а) максимальная и минимальная поверхность тормозного парашюта совпадают (в этом случае тормозной парашют используется наиболее полно и можно ожидать, что суммарный вес парашютной системы будет минимальным);

б) минимально допустимая поверхность тормозного парашюта значительно меньше максимально возможной поверхности;

в) минимальная поверхность тормозного парашюта оказывается больше максимально допустимой из условия заданной перегрузки (такой результат свидетельствует о недостаточности одного тормозного парашюта в данных условиях и необходимости включить в систему дополнительный тормозной парашют).

Результат б) свидетельствует о возможности снижения перегрузки при раскрытии тормозного парашюта до величины, примерное значение которой (пренебрегая сопротивлением груза) будет

$$n'_y \approx \frac{F_{T \min}}{F_{T \max}} n_y.$$

В том случае, если n'_y составляет менее 70% от n_y , целесообразно понизить перегрузку и основного парашюта, т.е. раскрывать его на меньшей скорости движения. Это позволит уменьшить вес системы.

Пересчет в первом приближении производится в следующем порядке. Поверхность тормозного парашюта выбирается средней между значениями, соответствующими $F_{T \min}$ и $F_{T \max}$. Уточняется значение перегрузки при раскрытии такого парашюта по формуле:

$$n_y = \frac{\Delta}{g} \frac{V_0^2}{G_{\text{сист}}} \left(C_T F_T + \frac{C_r F_r}{2} \right). \quad (43)$$

Находится значение равновесной скорости снижения этого тормозного парашюта по формуле

$$V_{pr} = 4 \sqrt{\frac{G_{сист}}{(C_T F_T + C_r F_r) \Delta}} \quad (44)$$

Скорость, при которой возможен ввод основного парашюта, составляет $1,1 V_{pr}$. Для этого случая находим перегрузку при раскрытии основного парашюта. Величина перегрузки, на основании формулы (II), будет

$$n_y = \frac{1,21 V_{pr}^2 + \frac{1}{K} \sqrt{F}}{\frac{1}{2} V_{сн}^2 + \frac{1}{K} \sqrt{F}} \quad (45)$$

Если $V_{сн} < 2,5 \sqrt[4]{F}$, то пригодна более простая формула:

$$n_y \approx \frac{1,21 K V_{pr}^2}{\sqrt{F}} + 1 \quad (45a)$$

Сравниваются перегрузки тормозного и основного парашютов. Если перегрузки отличаются друг от друга менее чем на 15–20%, подбор системы можно считать удовлетворительным.

§ 2. Определение параметров многокаскадной парашютной системы

Основными исходными данными для ориентировочного подбора параметров многокаскадной парашютной системы являются: V_o , $V_{пр}$, $G_{сист}$, n_y .

Сначала по $V_{пр}$ и $G_{сист}$ находится требуемая поверхность купола основного парашюта F , и по n_y определяется допустимая скорость движения при его раскрытии (40, 40a).

Торможение груза с начальной скорости до допустимой для раскрытия основного парашюта должно осуществляться тормозными парашютами при условии, что заданная перегрузка не будет превышена.

Как известно, квадрат начальной скорости ввода тормозного парашюта может быть выражен (43) через его параметры следующим образом:

$$V_o^2 = \frac{8 n_y G_{сист}}{\Delta (C_T F_T + \frac{C_r F_r}{2})}$$

Квадрат равновесной скорости движения этого тормозного парашюта согласно (44) будет

$$V_{p1}^2 = \frac{16 \cdot G_{сист}}{\Delta(C_T F_T + C_r F_r)}.$$

Разделив первое уравнение на второе, получим

$$\frac{V_0^2}{V_{p1}^2} = \frac{n_y}{2} \left(1 + \frac{C_r F_r}{2C_T F_T + C_r F_r} \right).$$

Правый член в скобках зависит от соотношения поверхностей парашюта, формы и миделя груза. Величина этого члена находится, обыкновенно, в пределах 0,08 – 0,12. Для ориентировочного расчета без большой погрешности примем, что

$$\frac{C_r F_r}{2C_T F_T + C_r F_r} \approx 0,1.$$

Тогда

$$\frac{V_0}{V_{p1}} \approx \sqrt{0,55 n_y}. \quad (46)$$

Равновесную скорость второго тормозного парашюта обозначим V_{p2} . Скорость ввода тормозного парашюта второго каскада может быть приравнена равновесной скорости тормозного парашюта первого каскада. Умножив отношение скоростей первого и второго каскадов, получим

$$\frac{V_0}{V_{p1}} \frac{V_{p1}}{V_{p2}} = \frac{V_0}{V_{p2}} = \left(\sqrt{0,55 n_y} \right)^2 = 0,55 n_y.$$

Аналогично для трех каскадов будем иметь

$$\frac{V_0}{V_{p3}} = \left(\sqrt{0,55 n_y} \right)^3 = 0,41 n_y^{3/2}.$$

Отношение начальной скорости груза к равновесной скорости тормозного парашюта m -каскада будет

$$\frac{V_0}{V_{p,m}} = \left(\sqrt{0,55 n_y} \right)^m = (0,55 n_y)^{\frac{m}{2}}. \quad (47)$$

На рис.3I приведены значения $\frac{V_0}{V_p}$ по n_y для одного, двух и трех последовательно включаемых тормозных парашютов.

Как видно из графика, применение одного тормозного парашюта позволяет снизить скорость движения в 2 – 2,5 раза. При дальнейшем увеличении перепада скоростей перегрузка начинает

резко расти. Так, если при $\frac{V_o}{V_p} = 2,5$ $n_y = 10$, то уже при $\frac{V_o}{V_p} = 3,0$ $n_y = 16$.

При двух тормозных парашютах ($m = 2$) перепад скоростей (при $n < 10$) достигает 5,5. Трехкаскадное торможение целесообразно применять в тех случаях, когда высокие перегрузки недопустимы. Действительно, для перепада скоростей, равном $\frac{V_o}{V_p} = 3,5$, одноступенчатое торможение связано с воздействием перегрузки порядка 22. При $m = 2$ (двухступенчатое торможение) перегрузка снижается до 6, а для трехступенчатого торможения доходит лишь до 4.

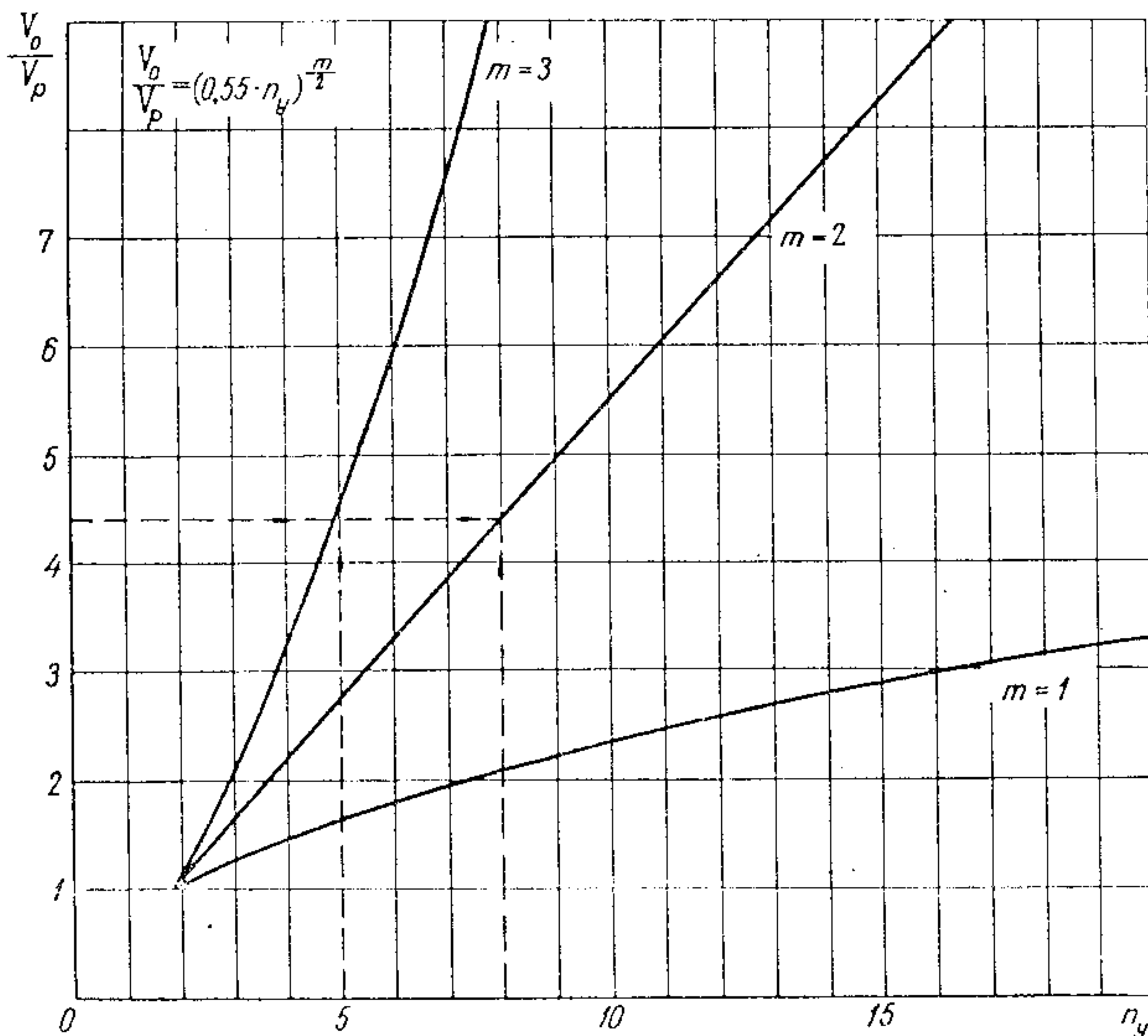


Рис.31. Число ступеней торможения m в зависимости от отношения $\frac{V_o}{V_p}$ и допустимой перегрузки n_y

Число ступеней торможения m (или число каскадов) определяется следующим образом. Найдя для конкретного случая значение

$\frac{V_o}{V_{pm}}$ и имея величину допустимой перегрузки, по рис.31 находим число ступеней m . Пересечение линий значений $\frac{V_o}{V_p}$ и n_y может не попасть на кривую, соответствующую целому числу ступеней. Если точка пересечения линий $\frac{V_o}{V_p}$ и n_y лежит от ближайшей кривой m на расстоянии (по оси n_y) не более чем на 20% заданной перегрузки, можно принять число тормозных парашютов, соответствующее этой кривой. Если же точка ляжет на большем удалении от кривой m , следует принять число парашютов, соответствующее кривой m , расположенной левее, т.е. с большим числом ступеней.

При этом следует иметь в виду, что если перегрузка снижается на 30% и больше, целесообразно провести пересчет на уменьшенную перегрузку и основного парашюта. Это может привести к существенному уменьшению веса системы.

Для эскизного проектирования полезно применять следующее ориентировочное правило: поверхность куполов тормозных парашютов двух смежных каскадов обратно пропорциональна квадрату отношения скоростей ввода их в действие $\left(\frac{V_o}{V_p}\right)^2$. Так, если $\frac{V_o}{V_p} = 2,0$, то $\frac{F_{T1}}{F_{T2}} \cong \frac{1}{2^2} = 0,25$.

§ 3. Расчет потери высоты при торможении парашютами

Полагая, что движение груза при вводе тормозного парашюта происходит вертикально, со скоростью V_o , на основании формулы (6) получим, что достижение скорости V_y , равной $1,1 V_p$ и являющейся допустимой для раскрытия парашюта следующей ступени (каскада), произойдет через время t :

$$t = \frac{V_p}{2g} \ln \left(21 \frac{V_o - V_p}{V_o + V_p} \right).$$

Преобразовывая выражение в скобках в более удобную форму, получим

$$t = \frac{V_p}{2g} \ln 42 \left(\frac{1}{2} - \frac{V_p}{V_o + V_p} \right). \quad (48)$$

На рис.32 даны значения продолжительности падения на тормозном парашюте до скорости $1,1 V_p$ по V_p в зависимости от параметра $\frac{V_p}{V_o + V_p}$. Например, если $V_p = 100$ м/сек, а $V_o = 150$ м/сек,

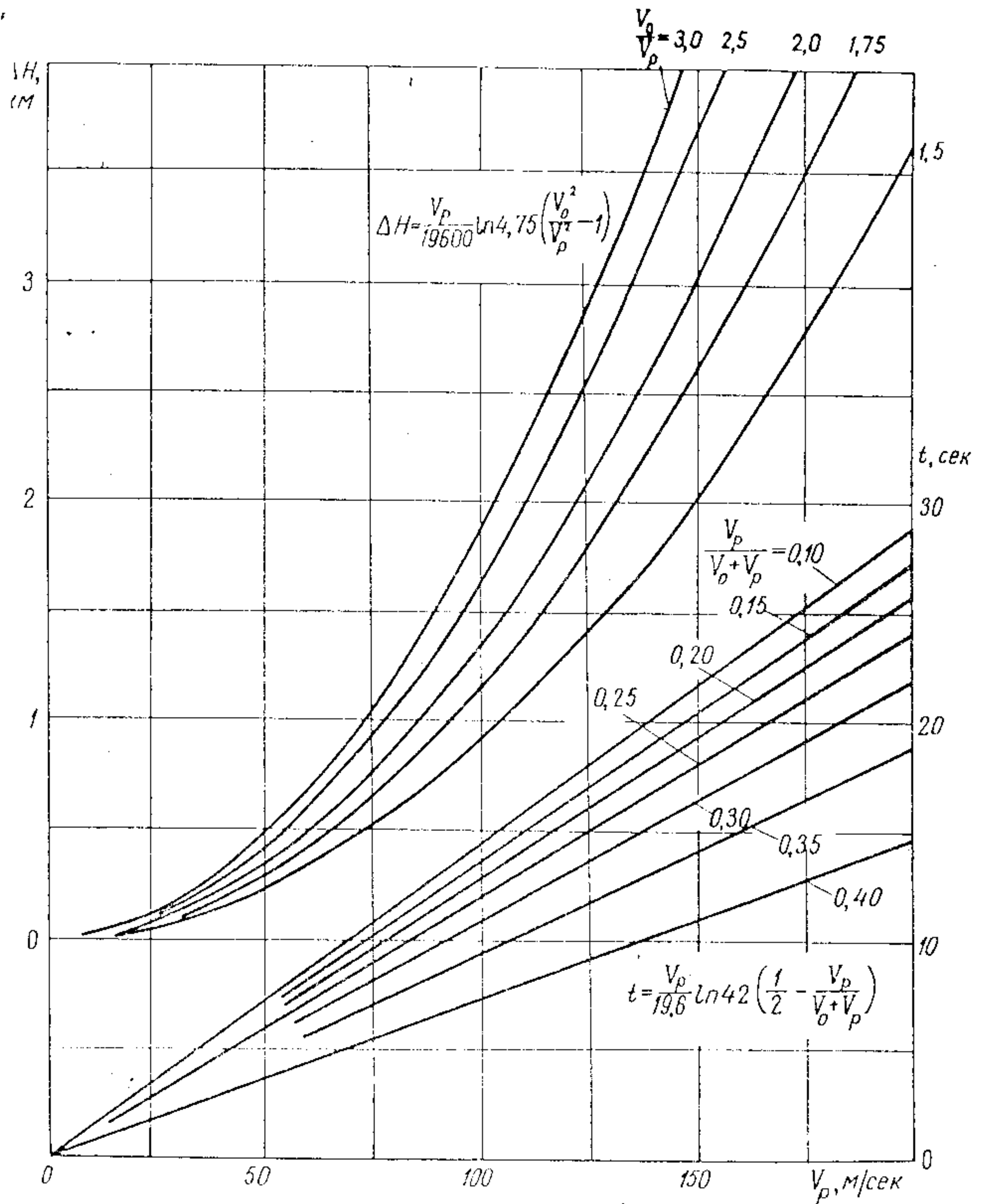


Рис.32. График определения тормозной высоты (ΔH) и продолжительности торможения (t) до скорости, равной $I, I V_p$, в зависимости от параметров $\frac{V_0}{V_p}$ и $\frac{V_0}{V_0 + V_p}$

параметр $\frac{V_p}{V_o + V_p} = \frac{100}{150 + 100} = 0,40$ и достижения скорости

$1,1 \cdot V_p = 110$ м/сек произойдет через 7,3 сек.

За время торможения системы от V_o до $1,1 \cdot V_p$ будет потеряна высота ΔH , согласно формуле (7). Она может быть выражена

$$\Delta H = \frac{V_p^2}{2g} \ln 4,75 \left(\frac{V_o^2}{V_p^2} - 1 \right). \quad (49)$$

На рис.32 приведены значения теряемой высоты ΔH по V_p в зависимости от параметра $\frac{V_o}{V_p}$. Для данных рассмотренного примера, при $\frac{V_o}{V_p} = 1,5$, получим, что $\Delta H = 0,91$ км.

Как правило, потеря высоты при работе очередной ступени торможения редко превышает 2 км, что позволяет пренебречь изменением плотности воздуха и определять значение V_p по исходной высоте. Если же погрешность расчета не должна превышать 5%, а перепад высот окажется больше 2 км, следует вычислять значение V_p по средней высоте, т.е. соответствующей уровню над землей, равному $H_o - \frac{\Delta H}{2}$. Например, на исходной высоте

$H_o = 10$ км $V_p = 180$ м/сек, $\Delta H = 3$ км. Средняя высота для определения расчетного значения V_p равна $H_o - \frac{\Delta H}{2} = 10 - \frac{3}{2} = 8,5$ км. На высоте 10 км $\Delta_o = 0,336$, на высоте 8,5 км $\Delta_1 = 0,404$. Расчетное значение

$$V_p' = V_p \sqrt{\frac{\Delta_o}{\Delta_1}} = 180 \sqrt{\frac{0,336}{0,404}} = 164 \text{ м/сек.}$$

Как известно, в процессе раскрытия основного парашюта происходит потеря большей части начальной скорости. При окончании наполнения купола скорость его близка установившейся скорости снижения. Достаточно еще 2 - 3 сек (потеря 20 - 30 м), чтобы скорость дошла, практически, до установившейся скорости снижения.

Считают, что при раскрытии основного парашюта теряется высота, равная [2]:

$$h_{осн} = (4 + 6) \sqrt{F}. \quad (50)$$

Меньшее значение высоты относится к куполу с малой воздухопроницаемостью ($W = 200 - 300$ л/м²сек), а большее - к куполу с большей воздухопроницаемостью ($W = 600 - 800$ л/м²сек).

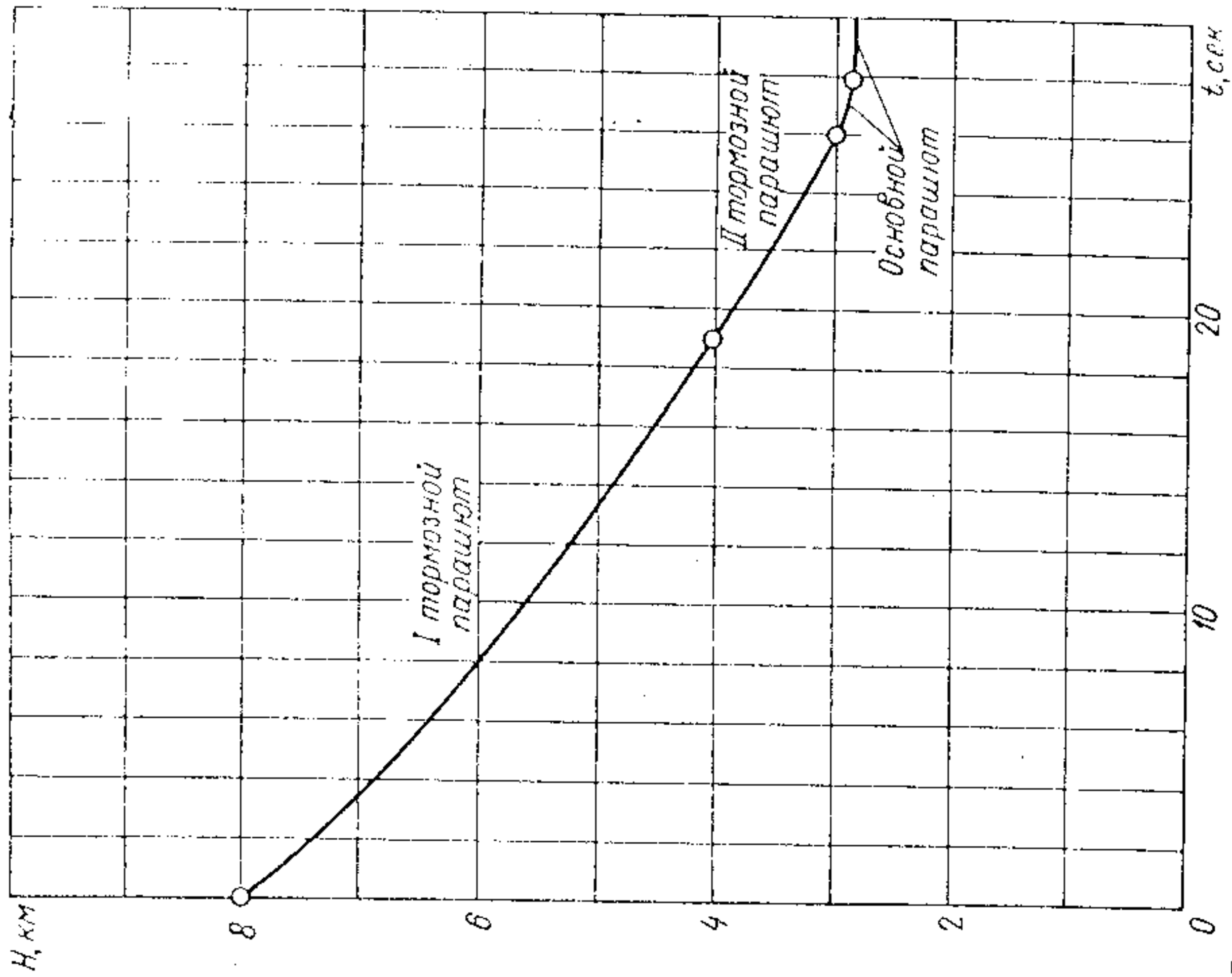


Рис.34. Изменение высоты по времени для случая, указанного на рис.33.

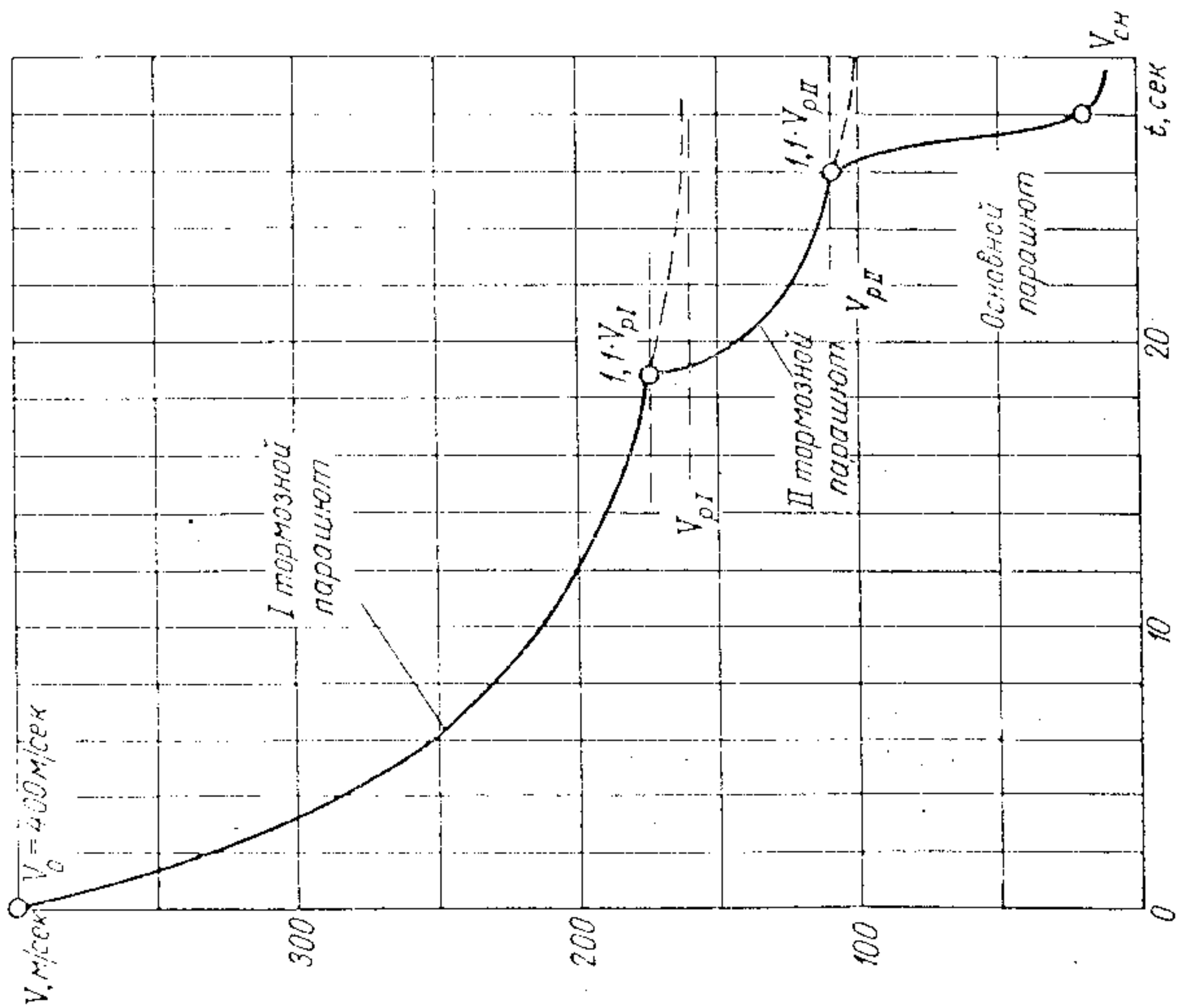


Рис.33. Изменение скорости трехкаскадной системы парашютов по времени

При раскрытии тормозных парашютов уменьшения скорости движения практически не происходит. Торможение осуществляется при движении уже раскрытого парашюта. При наполнении купола тормозного парашюта теряется высота, ориентировочно равная

$$h_T = (6 \div 10) \sqrt{F_T} \quad (51)$$

Например, при $F_T = 4 - 20 \text{ м}^2$ потеря высоты составляет 12 - 45 м, т.е. ничтожно малую величину по сравнению с расстоянием падения тела до установившейся скорости движения.

На рис.33 и 34 приведены графики, демонстрирующие изменение скорости движения и высоты по времени в случае применения трехкаскадной системы парашютов. Данные примера следующие:

$H_0 = 8 \text{ км}$; $V_0 = 400 \text{ м/сек}$; $n_{max} = 8$; $V_{пр} = 10 \text{ м/сек}$.

Включение очередной ступени торможения выполняют практически с некоторой задержкой, если, конечно, существует достаточный запас высоты. С целью уменьшения величины перегрузки надо стремиться раскрывать основной парашют на минимально допустимой, из условия безопасности, высоте, например, около 2 км. Если раскрывать основной парашют не на высоте 3 км (как в примере, приведенном на рис.34), а на высоте ~ 2 км, то остается еще около 1,0 км для увеличения промежутка между включениями тормозных парашютов смежных ступеней.

§ 4. Характеристики и особенности многокупольной парашютной системы

Веса и номенклатура грузов, спускаемых на парашютах, неуклонно увеличиваются. Однако применение парашютов с площадью купола больше 1000 м^2 вызывает огромные производственные и эксплуатационные трудности. В связи с этим весьма привлекательным представляется применение многокупольных парашютных систем, обладающих целым рядом ценных преимуществ (см. гл. II, § I). В данном параграфе определяются весовые и другие характеристики многокупольной парашютной системы, находятся целесообразные параметры ее элементов и оптимальное число парашютов, а также производится приближенная оценка надежности такой системы.

Приведенные результаты получены впервые и их следует рассматривать как ориентировочные.

Вес и объем многокупольной парашютной системы

Рассмотрим, от чего зависит вес многокупольной системы, и сравним его с весом одного парашюта, выполняющего те же функции. Число куполов в системе примем равным от 2 до 13, а относительную длину строп — от 1 до 3.

Для оценки характеристик многокупольной системы парашютов наибольшее значение имеют углы наклона куполов к оси системы β , число куполов и их размеры.

На рис. 35 приведена схема многокупольной системы и даны ее основные геометрические параметры. Радиус раскрытого купола обозначен r , расстояние от оси купола в плоскости его основания до оси системы — ar ; расстояние от плоскости основания купола до точки подвески груза — bD ; число куполов в системе — m .

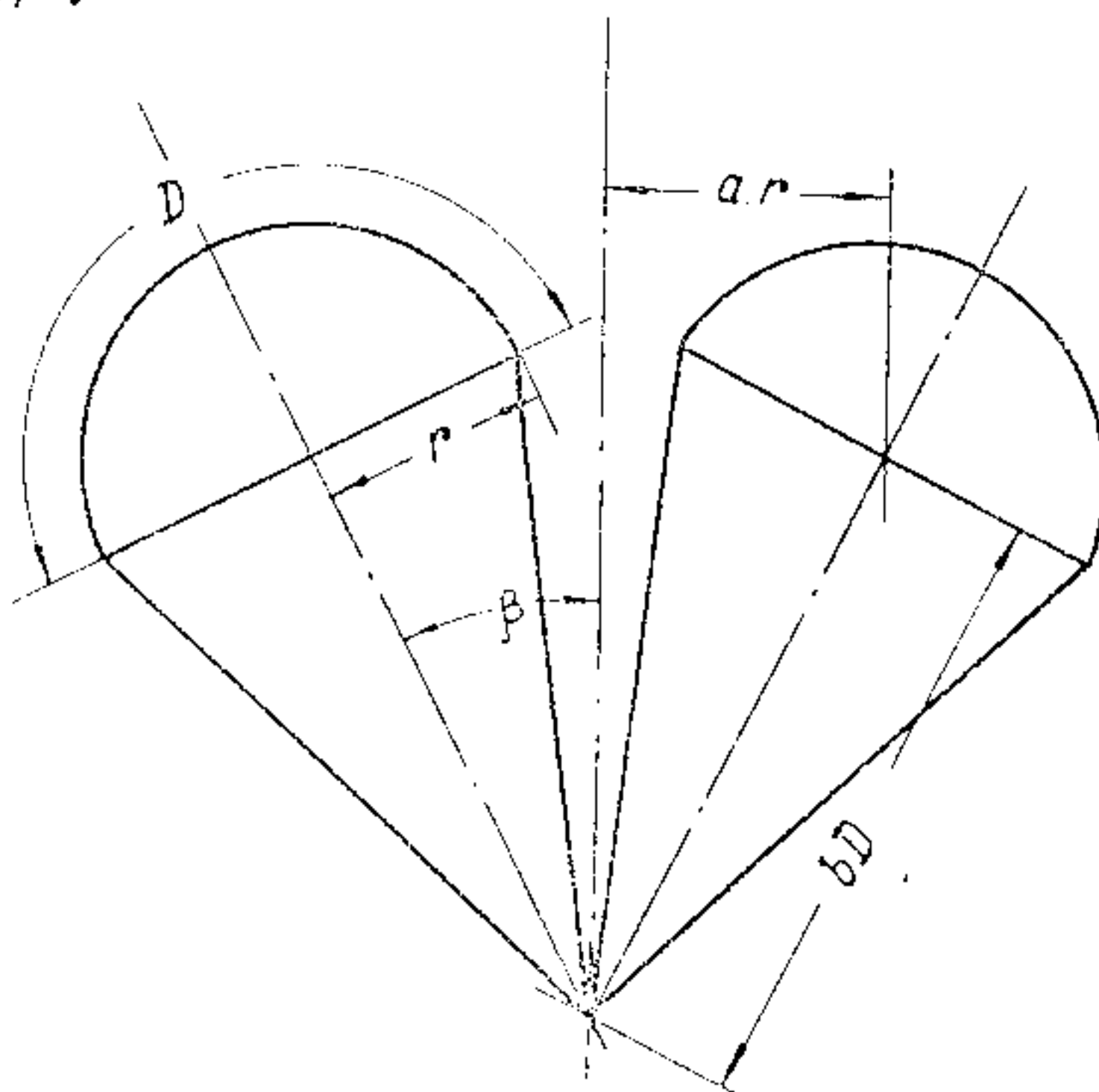


Рис. 35. Схема многокупольной парашютной системы

Угол наклона оси парашюта к оси системы при $m = 2$ будет

$$\beta = \arcsin \frac{ar}{bD}.$$

Можно принять, как это обычно и делается, что $D = \pi r$, тогда

$$\beta = \arcsin \frac{a}{\pi b}.$$

Из наблюдений за снижением двух- и трехкупольных систем видно, что $\alpha \approx 1,25$. Предполагая, что подобное расстояние между куполами, равное половине радиуса основания, сохранится и при большем числе парашютов, в дальнейшем будем считать, что всюду $\alpha = 1,25$.

В этом случае для двухкупольной системы получим

$$\beta_2 = \arcsin \frac{0,397}{b}.$$

Для трехкупольной системы

$$\beta_3 = \arcsin \frac{0,397}{b \cos 30^\circ} = \arcsin \frac{0,458}{b}.$$

Для четырехкупольной системы

$$\beta_4 = \arcsin \frac{0,397}{b \cos 45^\circ} = \arcsin \frac{0,561}{b}.$$

Для пяти - семикупольных систем предполагается, что один из куполов расположен по оси системы, а телесный угол β остальных куполов вдвое больше, чем для случая $m = 2$. В основе модели десяти - тринадцатикупольных систем находится семикупольная система, к которой добавляется соответственно 3 - 6 куполов с развалом, превышающим β_2 в четыре раза.

Для дальнейших расчетов важно знать средние косинусы углов наклона всех куполов системы, которые вычисляются с учетом "веса" куполов - количества их с одинаковым значением угла β . Рассчитанные углы и средние косинусы системы дают некоторое отклонение от плавной кривой (по m) в районе $m = 3 - 5$ (разница менее 2°). Поэтому для расчетов приняты данные несколько сглаженной кривой значений средних косинусов углов развала системы (табл. I).

Если пренебречь влиянием некоторого изменения удельной нагрузки на парашюты многокупольной системы и считать, что они наполняются одновременно, а нагрузка распределяется между ними равномерно, то на каждый парашют системы приходится сила

$$R_m = \frac{R_0}{m \cos \beta_m},$$

где R_0 - нагрузка на парашют однокупольной системы для того же груза.

Площадь каждого купола m -купольной системы равна

$$F_m = \frac{F_0}{m \cos \beta_m},$$

где F_0 - площадь купола одного парашюта, создающего заданную скорость снижения.

Т а б л и ц а I

m	$(\beta_m)_{max}$			$(\cos \beta_m)_{средн}$			Относительный вес куполов $^{-\frac{1}{2}}$ $\bar{G}_{куп} = (m \cos^3 \beta_m)$			Относительный вес системы с прикрепл. стропами $\bar{G}_{m1} = (0,785 + 0,213b) \bar{G}_{куп}$			Относительный вес системы со сквозными стропами $\bar{G}_{m2} = (0,817 + 0,183b) \bar{G}_{куп}$		
	$b=1,0$	$1,5$	$2,0$	$b=1,0$	$1,5$	$2,0$	$b=1,0$	$1,5$	$2,0$	$b=1,0$	$1,5$	$2,0$	$b=1,0$	$1,5$	$2,0$
I	0	0	0	I	I	I	I	I	I	I	I,11	1,21	I,0	I,09	I,18
2	23,6	15,4	11,5	0,92	0,96	0,98	0,80	0,75	0,73	0,80	0,83	0,88	0,80	0,82	0,86
4	34,2	22,0	16,3	0,83	0,93	0,96	0,66	0,56	0,54	0,66	0,62	0,65	0,66	0,61	0,64
7	47,3	30,8	23,0	0,72	0,88	0,93	0,62	0,47	0,42	0,62	0,52	0,51	0,62	0,51	0,50
10	-	61,6	46,0	-	0,76	0,86	-	0,47	0,39	-	0,52	0,47	-	0,51	0,46
13	-	61,6	46,0	-	0,69	0,82	-	0,49	0,38	-	0,54	0,46	-	0,53	0,45

Из выражения (18) видно, что максимальное напряжение в ткани купола пропорционально корню квадратному из величины нагрузки на парашют при его раскрытии. Следовательно, напряжение в ткани купола многокупольной системы, по отношению к напряжению в куполе при $m = 1$, составит

$$\sqrt{\frac{1}{m \cos \beta_m}}.$$

Вес куполов m -системы пропорционален их суммарной поверхности и напряжению ткани. Таким образом, относительный вес куполов m -системы

$$\bar{G}_{куп} = m \frac{F_m}{F_0} \sqrt{\frac{1}{m \cos \beta_m}} = (m \cos^3 \beta)^{-\frac{1}{2}}. \quad (52)$$

Прибавив к весу куполов вес всех строп, получим вес многокупольной парашютной системы.

Вес строп зависит от нагрузки на купол, размеров купола, компоновки строп и их относительной длины, характеризуемой в данном случае коэффициентом δ .

Суммарная нагрузка на стропы с изменением числа куполов увеличивается пропорционально $1/\cos \beta_m$. Длина строп пропорциональна линейному размеру купола, т.е. $\sqrt{F_m}$, который изменяется согласно выражению

$$\sqrt{\frac{1}{m \cos \beta_m}}.$$

Вес строп m -системы пропорционален

$$\frac{1}{\cos \beta_m} \sqrt{\frac{1}{m \cos \beta_m}} = (m \cos^3 \beta_m)^{-\frac{1}{2}},$$

т.е. он изменяется так же, как вес куполов. В связи с этим следует отметить, что существует определенная связь между весом купола и его строп. В первом приближении иногда принимают, что вес строп парашюта равен весу купола. В действительности, если вся конструкция является равнопрочной (с учетом возможной неравномерной загрузки строп), то стропы несколько легче купола. Если они сквозные, то вес их составляет около 75%; если стропы прикреплены к кромке купола, то вес их близок 50% веса купола (при $\delta = 1$). В зависимости от значения δ относительный вес строп, прикрепленных к кромке купола, равен

$$\bar{G}_{стр} = 0,5 \delta \bar{G}_{куп}.$$

Относительный вес сквозных строп несколько больше:

$$\bar{G}_{стр} = 0,5(b + 0,5) \bar{G}_{куп}$$

Применять стропы намного более длинные, чем диаметр купола, нецелесообразно из весовых соображений. Целесообразно уменьшить углы развала парашютов системы β , применив удлинительные стренги к парашютам с обычной длиной строп (рис.36). Дело

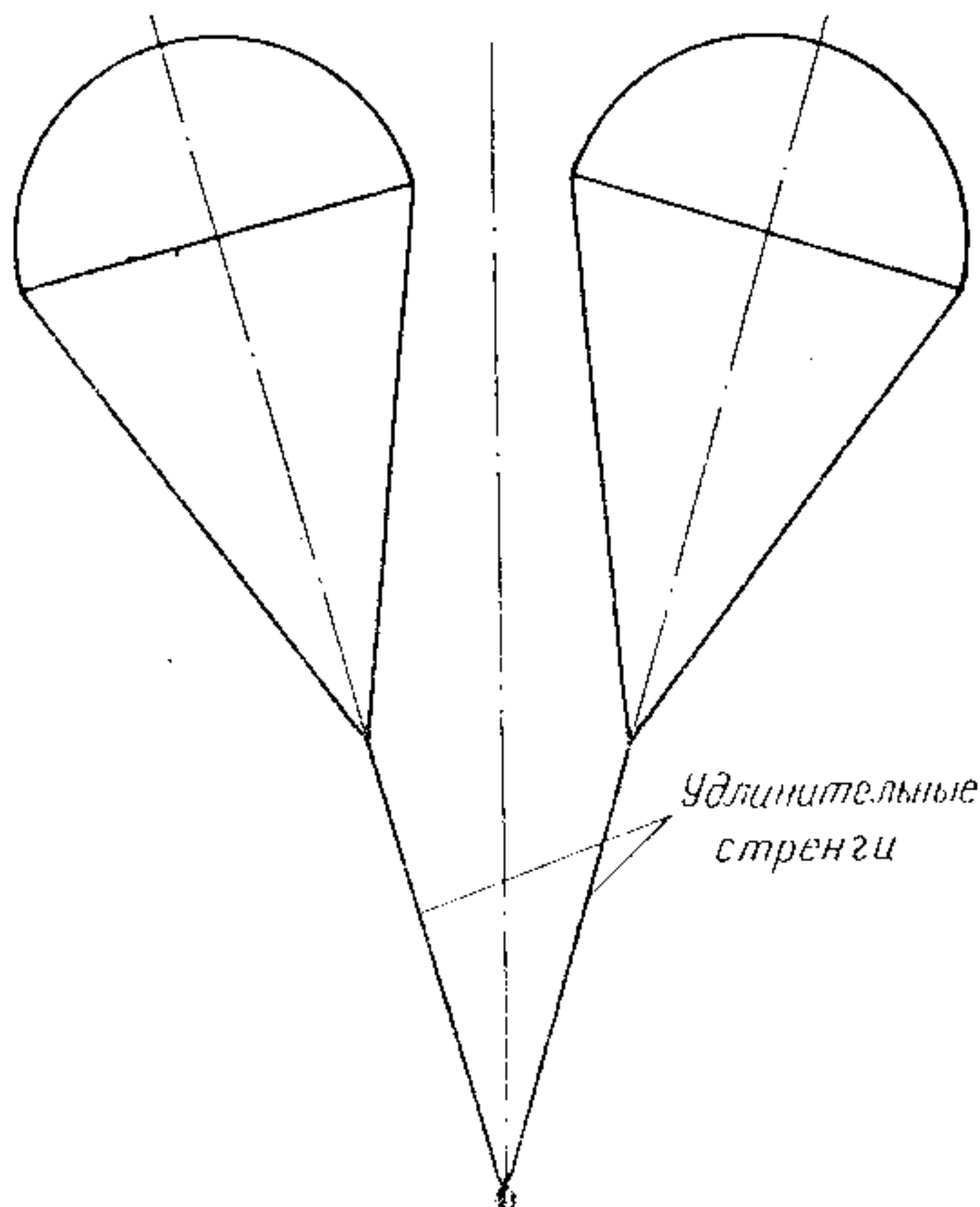


Рис.36. Схема парашютной системы с удлинительными стренгами

в том, что из-за наклонного расположения строп по отношению к оси парашюта суммарная нагрузка на них составляет около 1,05 нагрузки на купол. Кроме того, и это является основным соображением, из-за возможной неравномерности раскрытия купола нагрузка на стропы обычно принимается на 50% больше, чем при равномерном ее распределении. Следовательно, нагрузка на стренгу при всех прочих равных условиях может быть равной

$$\frac{1}{1,05} \cdot \frac{1}{1,50} \cdot 100 = 64\%$$

нагрузки на все стропы.

Следовательно, и вес единицы стренги может быть доведен до 64% веса строп.

Применяя удлинительные стренги на участке $b - 1$, получим следующее выражение для относительного веса прикрепленных к кромке купола строп:

$$\bar{G}_{стр} = (0,18 + 0,32 b) \bar{G}_{куп}$$

Для сквозных строп соответственно будем иметь

$$\bar{G}_{стр} = (0,43 + 0,32 b) \bar{G}_{куп}$$

Расчеты показывают, что применение удлинительных стренг способствует существенному облегчению системы, которое при $b = 2$ доходит до 8 - 9%.

Вес многокупольной парашютной системы, отнесенный к весу однокупольной системы при $b = 1,0$ для случая прикрепленных строп, будет

$$\bar{G}_{m1} = (0,785 + 0,213 b) \bar{G}_{куп} \quad (53)$$

Относительный вес многокупольной парашютной системы для случая использования сквозных строп будет

$$\bar{G}_{m2} = (0,817 + 0,183 b) \bar{G}_{куп} \quad (54)$$

В табл. I приведены значения $(\beta_m)_{max}$, $(\cos \beta_m)_{ср}$ и относительного веса многокупольной системы парашютов с прикрепленными и сквозными стропами и удлинительными стренгами (при $b > 1$) для числа куполов в системе от 1 до 13.

На рис. 37 приведены относительные веса многокупольной системы парашютов с прикрепленными стропами и удлинительными стренгами.

Вес системы с удлинительными стренгами при $b = 1,5 + 2,0$ больше веса нормальной системы без удлинительных стренг ($b = 1$) на 11 - 21%. Эта разница быстро уменьшается с увеличением числа куполов в системе, и уже при $m = 3$ вес систем с разной длиной стренг становится приблизительно равным.

Трехкупольная система ($m = 3$) оказывается легче однокупольной на 25 - 28%.

Уменьшение веса систем продолжается при дальнейшем увеличении числа куполов. Однако для системы, имеющей нормальную длину строп ($b = 1$), минимум наступает рано, при $m = 5-6$, составляя 63 - 64% веса однокупольной системы. Применение удлинительных стренг сдвигает минимум веса системы в сторону больших чисел m , и для $b = 1,2$ минимальный вес системы (58%) имеет место при семи куполах.

При длине стренг, составляющих примерно половину длины строп ($b = 1,5$), вес системы еще больше уменьшается (52% при $m = 8$).

Применение стренг, равных длине строп ($b = 2$), сокращает вес системы вдвое уже при семи куполах. При дальнейшем увеличении числа куполов продолжается медленное уменьшение веса системы, достигающего 46% при $m = 13$.

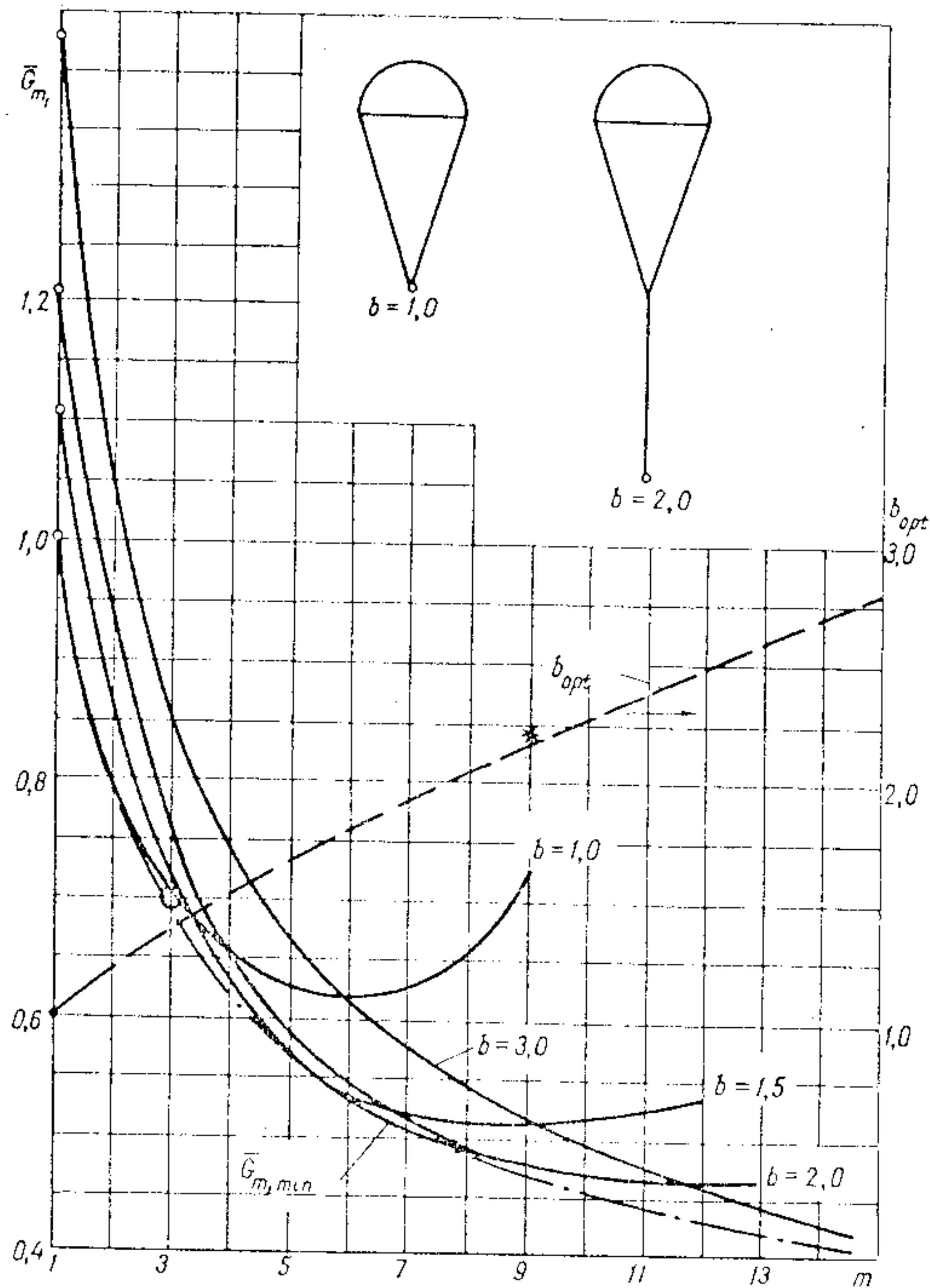


Рис. 37. Изменение относительного веса многокупольной парашютной системы в зависимости от числа куполов и относительной длины строп

Значения " b " систем "Аполлон" (О) и [6] - (*).

Применение более длинных стрепг ($b = 3$) оказывается целесообразным при числе парашютов больше 12.

На рис. 37 снизу проведена штрих-пунктирная линия, огибающая кривые относительных весов системы при разных b . Огибающая кривая показывает минимально достижимый относительный вес многокупольной системы, а точки касания ее с кривыми, соответствующими различной относительной длине строп (b), дают опти-

мальное значение величины $\delta - \delta_{opt}$. Нанесенная на графике кривая δ_{opt} позволяет определить наилучшее значение длины строп для выбранного числа парашютов системы m .

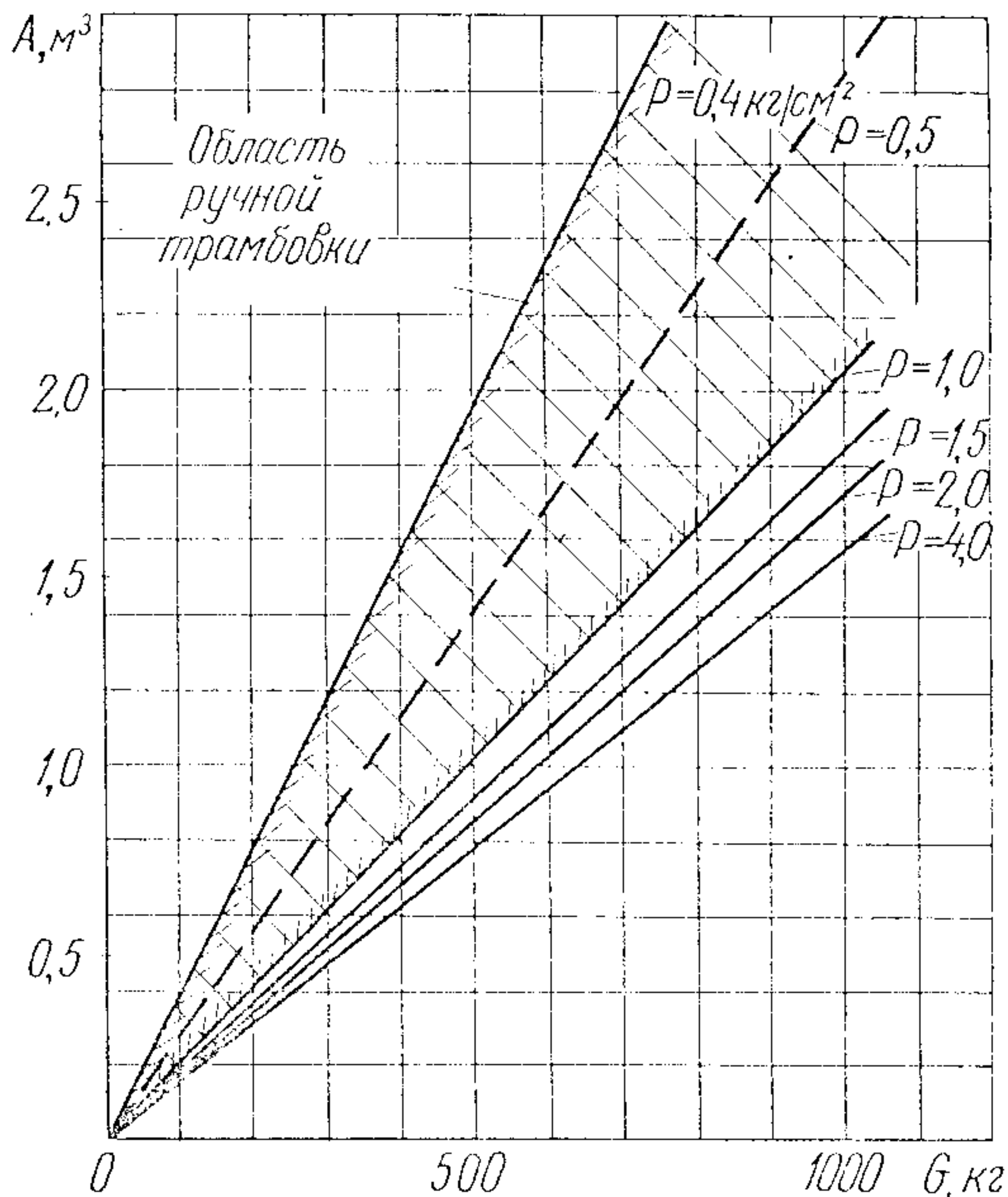


Рис. 38. Соотношение между весом системы и объемом ее в уложенном виде

Объем уложенной системы пропорционален ее весу, следовательно, и в отношении габаритов многокупольные системы являются более целесообразными. На рис. 38 приведен график примерного соотношения между объемом укладки и весом системы в зависимости от примененного давления.

Продолжительность наполнения многокупольной системы парашютов

Время наполнения купола парашюта зависит от проходимого им пути h в процессе раскрытия и средней скорости движения V_{cp} :

$$t = \frac{h}{V_{cp}}$$

Путь, проходимый парашютом в процессе наполнения купола, пропорционален характерному размеру парашюта, например, \sqrt{F} и конструктивной воздухопроницаемости.

При изменении только поверхности купола продолжительность наполнения пропорциональна \sqrt{F} . Отношение времени наполнения многокупольной системы (при одновременном наполнении всех куполов) к времени наполнения однокупольного парашюта того же назначения будет равно

$$\bar{t}_m = \frac{\sqrt{F_m}}{\sqrt{F_0}} = \sqrt{\frac{1}{m \cos \beta_m}} \quad (55)$$

В табл. 2 приведены данные расчета относительного времени наполнения многокупольной системы в зависимости от числа парашютов в системе при длине строп $b = 2$.

На рис. 39 дано относительное время наполнения многокупольной системы при различном значении параметра b .

Парашюты с большой поверхностью купола наполняются в течение десятков секунд и проходят при этом значительные расстояния, исчисляемые многими сотнями метров, поэтому применение многокупольных систем позволяет существенно понизить высоту, на которой возможно применение парашютов.

Т а б л и ц а 2

m	1	2	4	7	10	13
Относительное время наполнения m -системы ($b = 2,0$) $\bar{t}_m = (m \cos \beta_m)^{-\frac{1}{2}}$	1	0,71	0,51	0,39	0,34	0,31

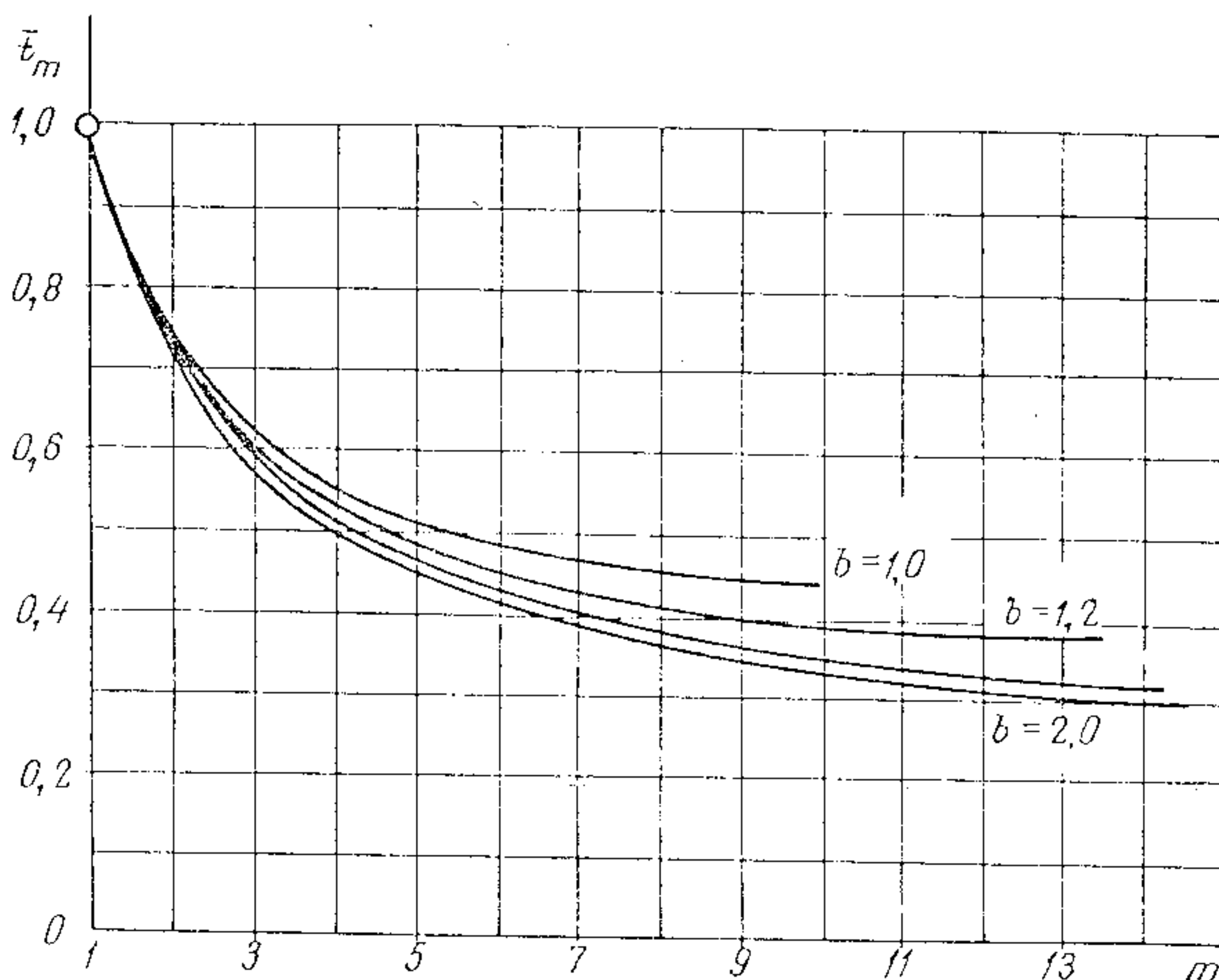


Рис.39. Относительное время наполнения многокупольной системы

Надежность многокупольной системы парашютов

В качестве критерия количественной оценки надежности парашютной системы принята вероятность снижения ее с некоторой увеличенной против нормальной, но допустимой скоростью. В приводимой приближенной оценке принимается, что увеличение скорости снижения происходит из-за нераскрытия или разрушения l парашютов из m парашютов в системе. Предполагается также, что все парашюты взаимно независимы, т.е. отказ одного из них, вероятность чего равна p , не влияет на действие других и, в свою очередь, не зависит от нее.

Подобная задача применительно к количественной оценке безопасности полета самолетов с большой полнотой и обстоятель-

ностью решена 10 лет тому назад М.Л. Галлай [3].

Вероятность отказа n парашютов из m , согласно формуле Бернулли [4], будет

$$P = \sum_{n=0}^m p^n (1-p)^{m-n},$$

где $\sum_{n=0}^m$ — число возможных сочетаний из m элементов по n , равное, как известно,

$$\frac{m!}{n!(m-n)!}.$$

Учитывая, что p в данном случае сравнительно мало ($p = 10^{-4} - 10^{-3}$), при суммировании все высшие степени p , начиная с $n+1$, могут быть отброшены и формула Бернулли приобретает более простой вид:

$$P = \frac{m!}{n!(m-n)!} p^n. \quad (56)$$

В верхней части рис. 40 приведены относительные скорости снижения многокупольной системы при отказе одного, двух или трех парашютов:

$$V_m = \frac{V}{V_{no}},$$

где V — скорость снижения;

V_{no} — номинальная скорость снижения.

Расчет относительной скорости снижения выполнен по формуле

$$V_m = \sqrt{\frac{m}{m-n}}. \quad (57)$$

В нижней части рис. 40 приведены вероятности отказа одного, двух и трех парашютов системы при вероятности отказа изолированного парашюта $p = 10^{-3}$. Такая вероятность несколько завышена, поэтому данные графика имеют качественный характер.

Для любого значения p приводим рабочие формулы расчета вероятности события, полученные из (56).

Вероятность отказа одного парашюта системы прямо пропорциональна числу парашютов в системе, т.е.

$$P_{n=1} = mp.$$

Вероятность отказа двух парашютов системы равна

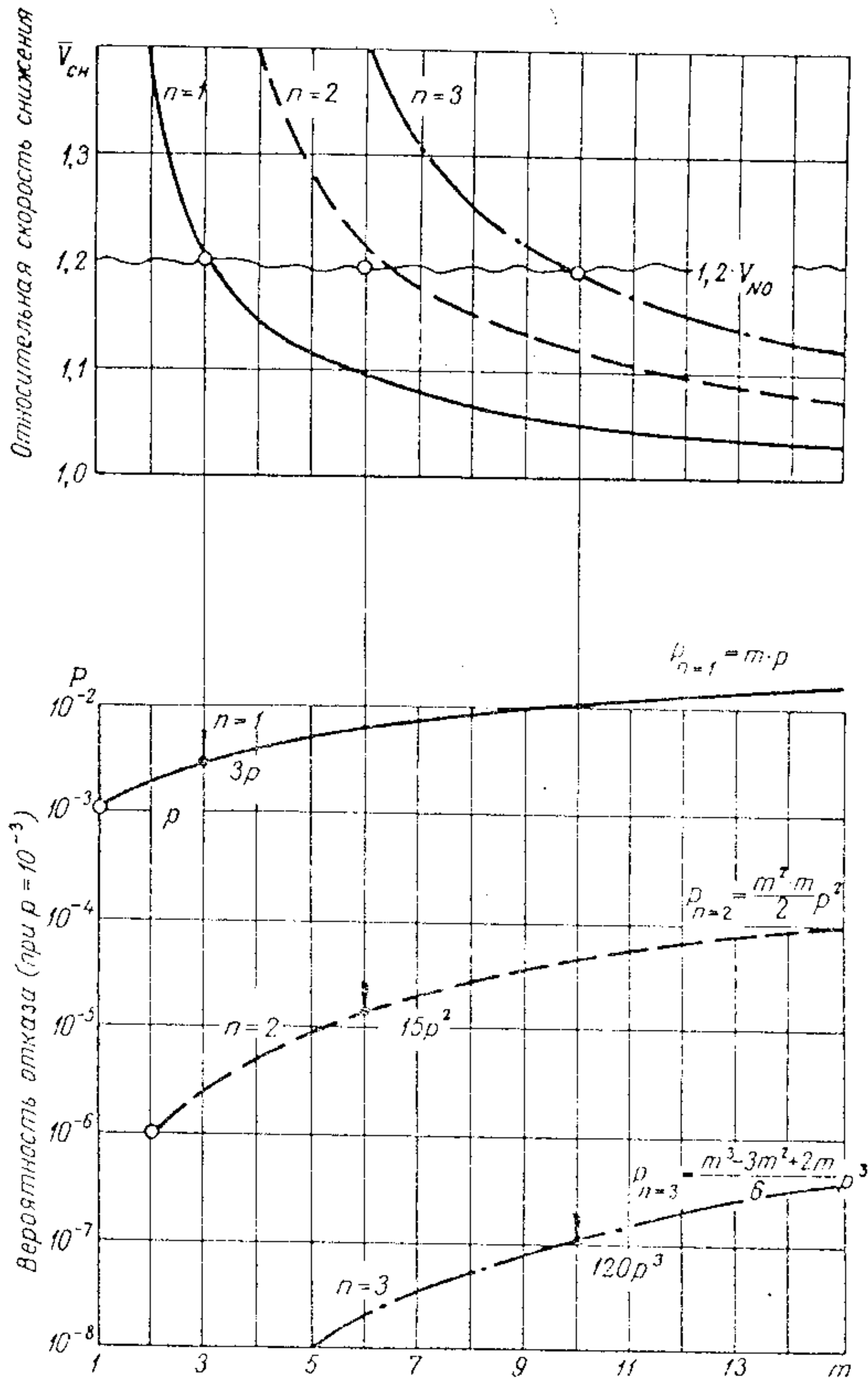


Рис. 40. Вероятность обеспечения определенной скорости снижения
в зависимости от числа куполов системы:
 m — число парашютов в системе; n — число отказавших парашютов

$$P_{n=2} = \frac{m^2 - m}{2} p^2.$$

Вероятность отказа трех парашютов системы равна

$$P_{n=3} = \frac{m^3 - 3m^2 + 2m}{6} p^3.$$

В системе, состоящей, например, из 10 парашютов, вероятность отказа одного парашюта является на порядок большей, чем отказ изолированного одиночного парашюта. Хотя такой отказ и является более частым, он вызывает несоизмеримо меньшие последствия. Скорость снижения увеличивается лишь на 5%. Если же откажет единственный парашют (вероятность этого события, правда, на порядок меньшая), скорость снижения не увеличится до бесконечности, как это формально следует из формулы (57), но превысит номинальную в 8 – 10 раз, что безусловно вызовет катастрофические последствия.

Возможность безаварийного снижения системы с двумя отказавшими парашютами ($n = 2$) намного повышает безопасность ее применения, придает ей иное качество. Вероятность такого отказа по сравнению с отказом одного парашюта этой же системы равна

$$\frac{m-1}{2} p,$$

т.е. почти в $\frac{1}{(2-3)p}$ раза меньше. Так, при $m = 5$, она меньше отказа одного парашюта этой системы (если $p = 10^{-3}$) в 500 раз!

Вероятность отказа трех парашютов такой системы меньше отказа одного парашюта в

$$\frac{6}{(m^2 - 3m + 2)p^2} = \frac{6 \cdot 10^6}{12} = 5 \cdot 10^5 \text{ раз.}$$

Из приведенных примеров видно, что на фоне известных трудностей понижения вероятности отказа одиночного парашюта (p) хотя бы в несколько раз существует простой способ значительного (на один – два порядка) уменьшения вероятности отказа системы. При этом вероятность отказа одиночного парашюта играет сравнительно малую роль. Решающее значение имеет допустимое (с точки зрения функционирования системы) число отказавших парашютов n . Если принять, что допустимая скорость снижения составляет 1,20 нормальной, то для трехкупольной системы ве-

роятность такого события (рис. 40) составит $3p$. Для шестикупольной системы при этих условиях допустим отказ двух парашютов, и вероятность такого события становится равной $15p^2$, т.е. меньше, чем в предыдущем случае (при $p = 10^{-3}$) в

$$\frac{3p}{15 \cdot p^2} = \frac{1}{5p} = \frac{10^3}{5} = 200 \text{ раз.}$$

Для десятикупольной системы допустим отказ даже трех парашютов, а вероятность такого события уменьшается в 25 000 раз по сравнению с отказом одного парашюта трехкупольной системы.

С точки зрения надежности системы целесообразно стремиться к минимальному числу парашютов в системе (так как увеличение числа парашютов, при всех прочих равных условиях, приводит к увеличению вероятности отказа) и к наибольшему числу парашютов, отказ которых допустим (так как это в очень большой степени уменьшает вероятность отказа системы). Такое условие противоречиво и разрешимо при повышении в разумных пределах величины допустимой скорости снижения.

Возможно и другое решение. Учитывая, что многокупольные системы легче однокупольных, система проектируется на пониженную, например на 10% номинальную скорость снижения. Если система может допустить снижение и с повышенной, например на те же 10% скоростью, то мы будем иметь в запасе 20% скорости. Такой запас скорости при шестикупольной системе допускает отказ двух парашютов, вероятность которого, по сравнению с отказом единичного парашюта, меньше в 67 раз (при $p = 10^{-3}$). Уменьшение вероятности отказа единичного парашюта соответственно увеличивает эффективность такого мероприятия. Так, при $p = 10^{-4}$, отказ двух парашютов шестикупольной системы меньше отказа единичного парашюта не в 67, а уже в 670 раз!

Таким образом, многокупольные парашютные системы, помимо того, что они удобнее в эксплуатации, легче, компактнее, имеют намного меньшую вероятность снижения с недопустимой скоростью, так как свойства правильно скомпонованной системы компенсируют недостатки одиночных парашютов.

§ 5. Примеры по определению параметров парашютных систем

1. Подобрать параметры парашютной системы, если задано: $G_0 = 400$ кг; $F_r = 1$ м²; $V_{np} = 7$ м/сек; $V_0 = 140$ м/сек; $H_0 = 4$ км; $n_y = 12$; Примем, что груз имеет форму шара, а $C_n = 0,8$.

Определим величину поверхности купола основного парашюта по формуле (58б):

$$F = \frac{16 G}{C_n V_{np}^2} \left(1 + \frac{0,72}{V_{np}} \right) = \frac{16 \cdot 400}{0,8 \cdot 7^2} \left(1 + \frac{0,72}{7} \right) \cong \frac{80 \cdot 10^2}{49} \cdot 1,1 = 180 \text{ м}^2.$$

Найдем допустимую скорость ввода этого парашюта в действие. Для $H_0 = 4$ км, где $\Delta = 0,669$,

$$V_{сн} = \frac{V_{np}}{\sqrt{\Delta}} = \frac{7}{\sqrt{0,669}} = 8,55 \text{ м/сек.}$$

$$\text{Определяем значение } 2,5 \sqrt[4]{F} = 2,5 \sqrt[4]{180} = 2,5 \cdot 3,66 = 9,15 \text{ м/сек.}$$

Так как $9,15 > V_{сн}$, допустимая скорость ввода парашюта может быть определена по формуле (40а):

$$V_{доп} \cong \sqrt{(n_y - 1) \frac{\sqrt{F}}{\kappa}}.$$

Предполагая выполнить купол из капронового полотна, в приложении I найдем, что $\kappa = 0,006$.

Тогда

$$V_{доп} \cong \sqrt{11 \cdot \frac{\sqrt{180}}{0,006}} \cong 157 \text{ м/сек.}$$

Допустимая скорость больше заданной на 12%. Можно считать подбор параметров парашюта удовлетворительным. Тормозной парашют в данном случае не требуется.

2. Определить состав и параметры парашютной системы при следующих данных: $G = 2,3$ т; $V_{np} = 10$ м/сек; $F_r = 4,2$ м²; $C_r = 0,3$; $V_0 = 230$ м/сек; $H_0 = 7$ км; $n_{yосн} = 7$; $n_{yторм} = 10$; $\kappa = 0,01$.

Раскрытие основного парашюта — на высоте 5 км.

Определим величину поверхности купола основного парашюта по формуле (58а), приняв, что $C_n = 0,65$.

$$F_n = \frac{16 G}{C_n V_{np}^2} = \frac{16 \cdot 2300}{0,65 \cdot 10^2} \cong 570 \text{ м}^2.$$

Вычислим допустимую величину скорости ввода основного парашюта по формуле 40а

$$V_{доп} = \sqrt{(n_y - 1) \frac{\sqrt{F}}{K}} = \sqrt{(7-1) \frac{\sqrt{570}}{0,01}} = 119 \text{ м/сек.}$$

Найдем максимально допустимую величину поверхности тормозного парашюта исходя из заданной перегрузки (41), приняв, что $C_T = 0,37$:

$$F_{Tmax} = \frac{1}{C_T} \left(\frac{8 n_y}{\Delta V_0^2} G_{сист} \frac{C_T F_T}{2} \right) = \frac{1}{0,37} \left(\frac{8 \cdot 10 \cdot 2300}{0,48 \cdot 230^2} - \frac{0,3 \cdot 4,2}{2} \right) = 17,8 \text{ м}^2.$$

Рассчитаем минимально возможную величину поверхности тормозного парашюта из условия достижения им равновесной скорости, соответствующей допустимой скорости ввода основного парашюта (42):

$$F_{Tmin} = \frac{19,4 G_{сист}}{C_T \Delta V_{доп}^2} - \frac{C_T F_T}{C_T} = \frac{19,4 \cdot 2300}{0,37 \cdot 0,60 \cdot 119^2} - \frac{0,3 \cdot 4,2}{0,37} = 10,8 \text{ м}^2.$$

Принимаем: $F_{осн} = 570 \text{ м}^2$ и $F_T = 18 \text{ м}^2$.

3. Определить число тормозных парашютов, если $V_0 = 320 \text{ м/сек}$, $n_y = 5$, а допустимая скорость ввода основного парашюта — 80 м/сек .

Найдем значение равновесной скорости последнего тормозного парашюта

$$V_p = \frac{80}{1,1} = 73 \text{ м/сек.}$$

Определим отношение $\frac{V_0}{V_p} = \frac{320}{73} = 4,4.$

По рис.31 для $\frac{V_0}{V_p} = 4,4$ и допустимой перегрузке $n_y = 5$ находим, что число ступеней тормозных парашютов $m = 3$.

Из рисунка видно, что если при раскрытии парашютов допустить перегрузку, равную не 5, а 8, то можно ограничиться лишь двумя ступенями ($m = 2$) тормозных парашютов.

Приложение I

ДАННЫЕ НЕКОТОРЫХ МАТЕРИАЛОВ, ПРИМЕНЯЕМЫХ В ПАРАШЮТСТРОЕНИИ

Физико-механические свойства основных текстильных материалов, применяемых для куполов парашютов

Наименование	Назначение	Вес, м ² /г	Проч- ность, кг/пог.м	Удли- нение, %	Возду- хопро- ницае- мость	K
Шелковое по- лотно глад- кое (Г)	Для вытяж- ных пара- шютов	60	850	II	200	0,025
Шелковое по- лотно кар- касное (К)	Для купо- лов па- рашютов	56	650	II-I2	900	0,010
Хлопчатобу- мажное по- лотно-пер- каль (Б)	Для купо- лов гру- зовых па- рашютов	65	520	5-8	650	≈0,015
Капроновое полотно 15/20	Для купо- лов гру- зовых па- рашютов	116	1900	23	1500	0,006
Эксцельсиор (тончайшее шелковое полотно)	Для купо- лов пара- шютов, на- полняемых при малом скорост- ном напо- ре	19	200	12	2200	-

Механические показатели парашютных тесем, лент и шнуров

Наименование	ГОСТ или ТУ	Обозначение	Ширина, диаметр, мм	Вес, г/м	Разрушаю- щая нагруз- ка, кг	Удлинение, %
Тесьма для куполов хлоп- чатобумажная	2782-44	ТХБ-13-65 ТХБ-25-150	13 25	4,5 10	65 150	12-20 12-20
Тесьма для куполов полу- шелковая	" -	ТШБ-25-150	25	7,6	150	12-20
Лента хлопчатобумажная	ТУ-1502-48, МШ	ТХБ-13-35 ТХБ-13-92	13 13	3,8 6,5	35 92	12-20 12-21
Лента техническая	ТУ-301-52, МШ	ТХБ-33-260	32	19,3	260	16
Лента шелковая	ТУ-460-51 МШ	ШБ-54-60 ШБ-26-180	54 26	3,3 3,5	60 180	10-20 15-25
Лента хлопчатобумажная	ТУ-460-51 МШ	ЛХБ-80-350	80	85,0	350	25-35
Лента капроновая	БТУ-1599-52 МШ	ЛТК-13-70 ЛТК-25-200 ЛТК-40-150 ЛТК-45-450	13 25 40 43	2,4 6,5 6,0 13,5	70 200 150 450	20-35 25-45 25-45 30-45
Лента суровая (полульня- ная)	1893-42	ПЛ-43	43	52,0	325	12
Лента суровая (льняная)	1893-42	ПЛ-32	32	35,0	230	18
Лента полульняная	ТУ-335-51 МШ	ПЛ-44	44	125,0	1200	12-25
Шнур шелковый плетеный	1754-42 БТУ-95	-	5 5,5	7 6,3	150 150	25 22-30

Шнур хлопчатобумажные	2297-43	ШХБ-40 ШХБ-110 ШХБ-114	6,5 6 4,2	5 13 12	40 110 114	14-25 35 20-30
Шнур капроновый коль- цевой, тканый	ВТУ-1461-51 МШ	ШКК-27-1200	27	47	1200	30
Шнур капроновый кольце- вой, плетеный	ВТУ-1534-51 МШ	ШКК-18-700	18	33	700	35
Шнур крученый льнолене- вый	ВТУ-1425-41 МШ	-	4	10,5	160	7
Канатики льняные	1765-42	-	8 10 12 14	41 60 35 120	500 720 950 1220	18 18 20 22

П р и л о ж е н и е 2

ОСНОВНЫЕ КОНСТРУКТИВНЫЕ СООТНОШЕНИЯ^{х)}

П л о щ а д ь к у п о л а . Одним из основных параметров парашюта является поверхность его купола. При проектировании грузовых парашютов поверхность купола определяется по заданной техническими условиями скорости приземления. Пользуясь известными характеристиками существующих парашютов, выбирают C_n . С учетом веса парашютной системы, в диапазоне скоростей приземления 5 – 15 м/сек, по формуле (38б) находят требуемую величину поверхности купола:

$$F = \frac{16 G}{C_n V_{пр}^2} \left(1 + \frac{0,72}{V_{пр}} \right) .$$

С учетом применения амортизационных устройств или реактивных замедлителей, когда скорость снижения на парашюте может превосходить 10 – 15 м/сек, поверхность купола парашюта определяется по формуле, учитывающей вес всей системы (38г)

$$F \cong \frac{16 G}{C_n V_{пр}^2} \left(1 + \frac{1,6}{V_{пр}} \right) .$$

В е с п а р а ш ю т а . По весу груза и заданной скорости приземления можно определить ориентировочный вес парашюта по формулам:

для скорости $V_{пр} = 5 - 15$ м/сек

$$G_n \cong \frac{0,72}{V_{пр}} G ;$$

^{х)} Здесь использованы некоторые материалы одноименного раздела книги Г.А. Колесникова [5], с некоторыми сокращениями и дополнениями.

для скорости $V_{пр} = 15 - 30$ м/сек

$$G_{\pi} \approx \frac{0,82}{V_{пр}} G$$

Если известна поверхность купола, то вес парашюта (кг) приближенно можно определить по формуле

$$G_{\pi} = x F,$$

где x — статистический коэффициент, имеющий следующие значения:

- однокупольные системы с малой удельной нагрузкой — $x = 0,15 - 0,25$ кг/м²;
- многокупольные системы с малой удельной нагрузкой — $x = 0,24 - 0,26$ кг/м²;
- тормозные парашюты — $x = 0,60 - 0,70$ кг/м².

Объем парашюта. Объем, занимаемый парашютом в упакованном состоянии (м³), можно определить из такого приближенного выражения:

$$A = \frac{G_{\pi}}{\gamma} = \frac{x F}{\delta}$$

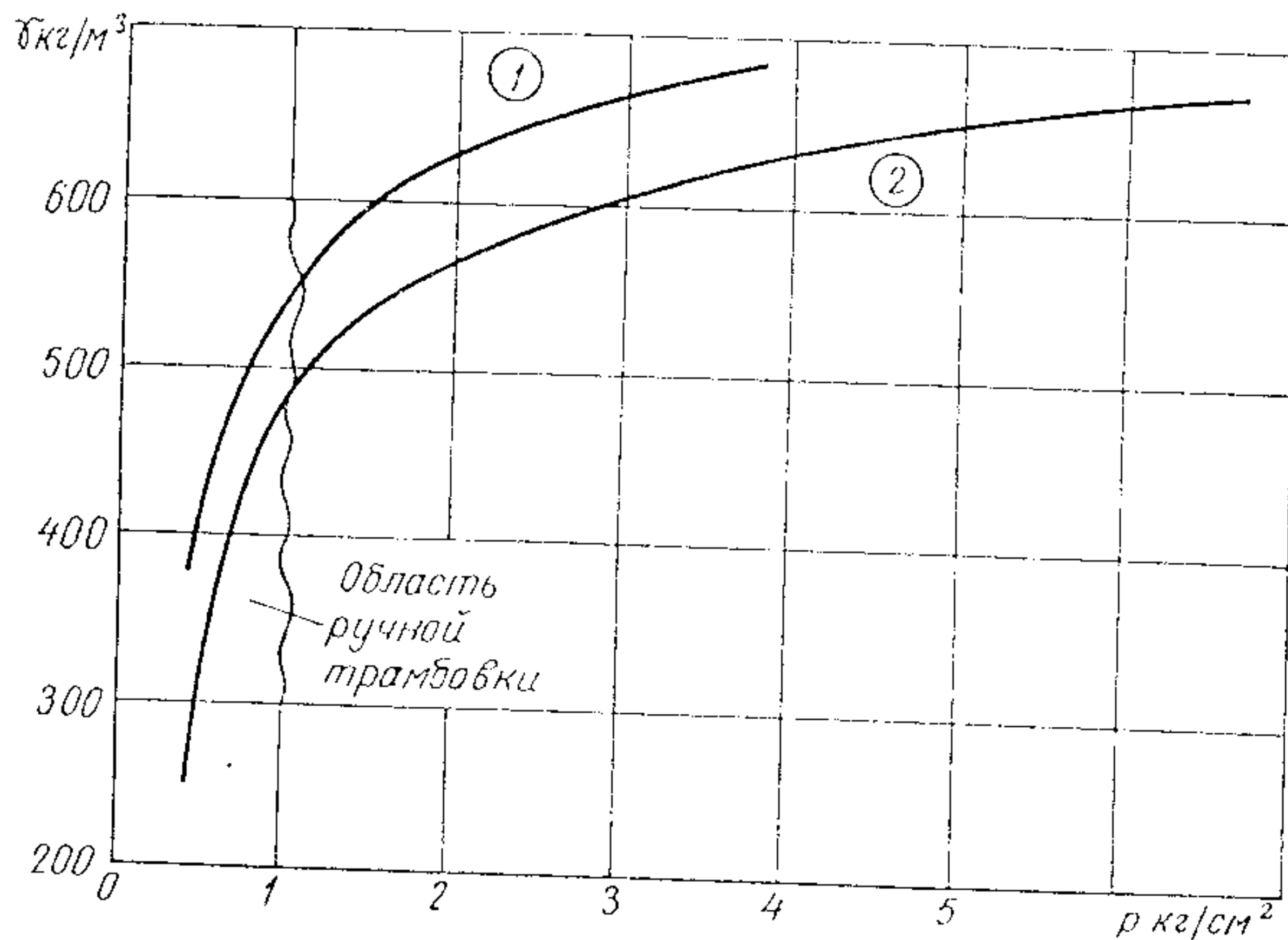


Рис. 41. Удельный вес уложенных парашютов в зависимости от примененного давления

На значение объемного удельного веса уложенного парашюта большее влияние оказывает давление трамбовки. Так, при ручной трамбовке, когда давление равно около $0,5 \text{ кг/см}^2$, $\gamma = 360 - 420 \text{ кг/м}^3$.

При механической трамбовке плотность уложенного парашюта возрастает в 1,5 - 2 раза.

На рис. 41 приведена приближенная зависимость плотности укладки тормозных парашютов (1) и парашютов с малой удельной нагрузкой (2) от примененного давления.

Ч и с л о с т р о п . Парашюты с поверхностью купола до 8 м^2 выполняют с 8 - 20 стропами. С увеличением размеров купола число строп растет. Расстояние между стропами (по кромке купола), как правило, не должно превышать одного метра.

Д л и н а с т р о п . Длина строп от кромки купола до соединительного звена должна составлять от 0,7 до 1,1 диаметра развернутого купола или его стороны, если купол парашюта имеет квадратную форму.

В многокупольной системе длина строп должна быть больше, и при числе парашютов 4 - 8 она составляет 1,5 - 2,0 диаметра развернутого купола.

П о л ю с н о е о т в е р с т и е . Диаметр полюсного отверстия по отношению к диаметру развернутого купола должен составлять 4 - 5%, но не более 7%. В куполах, имеющих воздухопроницаемость более $600 \text{ л/м}^2 \text{ сек}$, полюсное отверстие можно не делать.

ВЫПИСКА ИЗ СТАНДАРТНОЙ АТМОСФЕРЫ (ГОСТ 4401 - 64)

Геометрическая высота, км	Массовая плотность воздуха $\rho, 2 \cdot 10^{-4}$ кг·сек $^{-2}$ ·м $^{-4}$	Относительная плотность Δ	Температура $^{\circ}\text{K}$	Ускорение свободного падения $g, 2$ м/сек 2	Геометрическая высота, км	Массовая плотность воздуха $\rho, 2 \cdot 10^{-4}$ кг·сек $^{-2}$ ·м $^{-4}$	Относительная плотность Δ	Температура $^{\circ}\text{K}$	Ускорение свободного падения $g, 2$ м/сек 2
0	0,125	1,00	288	9,81	16	$1,70 \cdot 10^{-2}$	0,136	217	9,76
1	$1,15 \cdot 10^{-1}$	0,91	282	9,80	18	$1,24 \cdot 10^{-2}$	0,099	217	9,75
2	$1,03 \cdot 10^{-1}$	0,822	275	9,80	20	$9,06 \cdot 10^{-3}$	$7,25 \cdot 10^{-2}$	217	9,75
3	$9,27 \cdot 10^{-2}$	0,742	269	9,80	22	$6,62 \cdot 10^{-3}$	$5,30 \cdot 10^{-2}$	217	9,74
4	$8,55 \cdot 10^{-2}$	0,669	262	9,79	24	$4,84 \cdot 10^{-3}$	$3,88 \cdot 10^{-2}$	219	9,74
5	$7,51 \cdot 10^{-2}$	0,601	256	9,79	26	$3,50 \cdot 10^{-3}$	$2,80 \cdot 10^{-2}$	219	9,73
6	$6,73 \cdot 10^{-2}$	0,539	249	9,79	28	$2,52 \cdot 10^{-3}$	$2,02 \cdot 10^{-2}$	225	9,72
7	$6,02 \cdot 10^{-2}$	0,482	242	9,79	30	$1,83 \cdot 10^{-3}$	$1,46 \cdot 10^{-2}$	230	9,72
8	$5,36 \cdot 10^{-2}$	0,429	236	9,78	35	$8,45 \cdot 10^{-4}$	$6,76 \cdot 10^{-3}$	244	9,70
9	$4,76 \cdot 10^{-2}$	0,381	230	9,78	40	$4,03 \cdot 10^{-4}$	$3,27 \cdot 10^{-3}$	258	9,68
10	$4,22 \cdot 10^{-2}$	0,333	225	9,78	45	$2,05 \cdot 10^{-4}$	$1,64 \cdot 10^{-3}$	271	9,67
12	$3,13 \cdot 10^{-2}$	0,255	217	9,77	50	$1,1 \cdot 10^{-4}$	$8,78 \cdot 10^{-4}$	274	9,65
14	$2,32 \cdot 10^{-2}$	0,186	217	9,76	55	$6,01 \cdot 10^{-5}$	$4,81 \cdot 10^{-4}$	271	9,64

Геометрическая высота, км	Массовая плотность воздуха $\rho, 2 \cdot 10^{-4}$ кг·сек $^{-2}$ ·м $^{-4}$	Относительная плотность Δ	Температура $^{\circ}\text{K}$	Ускорение свободного падения $g, 2$ м/сек 2	Геометрическая высота, км	Массовая плотность воздуха $\rho, 2 \cdot 10^{-4}$ кг·сек $^{-2}$ ·м $^{-4}$	Относительная плотность Δ	Температура $^{\circ}\text{K}$	Ускорение свободного падения $g, 2$ м/сек 2
60	$3,38 \cdot 10^{-5}$	$2,71 \cdot 10^{-4}$	253	9,62	120	$2,71 \cdot 10^{-9}$	$2,17 \cdot 10^{-8}$	332	9,45
65	$1,85 \cdot 10^{-5}$	$1,46 \cdot 10^{-4}$	236	9,61	140	$3,34 \cdot 10^{-10}$	$2,67 \cdot 10^{-9}$	768	9,39
70	$9,46 \cdot 10^{-6}$	$7,57 \cdot 10^{-5}$	219	9,59	160	$1,13 \cdot 10^{-10}$	$9,05 \cdot 10^{-10}$	1155	9,33
75	$4,64 \cdot 10^{-6}$	$3,71 \cdot 10^{-5}$	202	9,58	180	$6,36 \cdot 10^{-11}$	$5,09 \cdot 10^{-10}$	1193	9,28
80	$2,14 \cdot 10^{-6}$	$1,71 \cdot 10^{-5}$	185	9,56	200	$3,68 \cdot 10^{-11}$	$2,95 \cdot 10^{-10}$	1227	9,22
85	$8,70 \cdot 10^{-7}$	$6,96 \cdot 10^{-6}$	185	9,55	220	$2,19 \cdot 10^{-11}$	$1,75 \cdot 10^{-10}$	1262	9,16
90	$3,54 \cdot 10^{-7}$	$2,84 \cdot 10^{-6}$	185	9,53	240	$1,32 \cdot 10^{-11}$	$1,06 \cdot 10^{-10}$	1291	9,11
100	$5,51 \cdot 10^{-8}$	$4,41 \cdot 10^{-7}$	209	9,51	260	$8,25 \cdot 10^{-12}$	$6,62 \cdot 10^{-11}$	1316	9,05
110	$1,08 \cdot 10^{-8}$	$8,64 \cdot 10^{-8}$	257	9,48	280	$5,26 \cdot 10^{-12}$	$4,21 \cdot 10^{-11}$	1340	9,00
					300	$3,40 \cdot 10^{-12}$	$2,74 \cdot 10^{-11}$	1358	8,94

ЛИТЕРАТУРА

1. С т а с е в и ч Р.А., Теория прыжка с парашютом, "Воениздат", 1940.
 2. Л о б а н о в Н.А., Парашюты, Изд-во ВВИА им. Жуковского, 1953.
 3. Г а л л а й М.Л., О сравнительной количественной оценке безопасности полета самолетов различных схем в случае частичного отказа их силовых установок, Труды ВАУ ГВФ № 8, Ленинград, 1960.
 4. Г н е д е н к о В.В. и Х и н ч и н А.Я., Элементарное введение в теорию вероятностей, М., Изд-во технико-теоретической литературы, 1952.
 5. К о л е с н и к о в Г.А., Парашюты, Изд-во ВВИА им. Жуковского, 1959.
 6. F. A. Burnham. *Space, defense needs spawn major new programs Aerospace Technology 1968, vol. 21, № 25.*
-

СОДЕРЖАНИЕ

Введение	3
Г л а в а I. <u>Движение падающих тел в воздухе</u>	
§ I. Уравнения движения	5
§ 2. Равновесная скорость	10
§ 3. Вертикальное падение	14
Г л а в а II. <u>Устройство парашютов, их аэродинамические характеристики, условия наполнения</u>	
§ I. Устройство парашютов	16
§ 2. Коэффициенты сопротивления куполов	22
§ 3. Условия наполняемости купола	28
Г л а в а III. <u>Нагрузки на парашюты и расчет их прочности</u>	
§ I. Нагрузка на парашюты	32
§ 2. Расчет парашютов на прочность	38
§ 3. Учет изменения прочности материала ткани купола парашюта при кинетическом нагреве	48
§ 4. Примеры по определению нагрузок и расчету парашютов на прочность	49
Г л а в а IV. <u>Средства уменьшения силы удара при приземлении</u>	
§ I. Автоотцепки	51
§ 2. Амортизаторы	52
§ 3. Реактивные замедлители	59
§ 4. Примеры по расчету средств уменьшения силы удара при приземлении	67

Г л а в а У. Методика проектирования парашютных систем

§ 1. Нахождение параметров парашютной системы	70
§ 2. Определение параметров многокаскадной парашютной системы	76
§ 3. Расчет потери высоты при торможении парашютами ...	79
§ 4. Характеристики и особенности многокупольной парашютной системы	83
§ 5. Примеры по определению параметров парашютных систем	98
Приложение I. Данные некоторых материалов, применяемых в парашютостроении	101
Приложение 2. Основные конструктивные соотношения	104
Приложение 3. Выписка из стандартной атмосферы (ГОСТ 4401-64)	107
Литература	109

УДК 629.734.7(075.8)

Технический редактор Т. Г. Мельник
Корректоры Р. Х. Кожемова, Г. А. Монтлевич

Подписано к печати 10.02.69 г. Печ. л. 7 Уч.-изд. листов 6,5
Зак. 6092 Для внутриведомственной продажи цена 44 коп. Г-651055

Типография ЛВИКА имени А. Ф. Можайского
