

СПАСЕНИЕ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Аннотация: В статье рассмотрены возможности использования авиационных средств для запуска космических аппаратов с борта тяжелого самолета. Подробно рассмотрены методики определения параметров многокупольной парашютной системы, расчет и компоновка реактивных двигателей в едином блоке, который отстреливается в случае благополучного пуска ракеты.

Ключевые слова: авиационный запуск космических аппаратов, системы спасения, парашютные системы, реактивные двигатели мягкой посадки

Общие положения

В настоящее время известны способы осуществления воздушного старта ракет с помощью запуска собственных двигателей. Запуск осуществляется из режима полета составного летательного аппарата (ЛА) с нормальной перегрузкой $n_y = 1$. Однако, такой способ применим только к небольшим ЛА, у которых струя газов, выходящих из двигателей, имеет небольшой запас кинетической и тепловой энергии. Большой запас энергии, которым обладает струя газов, которые выходят из двигателей ракеты весом 50...100 тонн и больше, не позволяет включить двигатели для удаления ракеты от самолета - носителя (СН) на некоторое безопасное расстояние.

Другим способом воздушного старта ракеты является извлечение ее из грузового отсека фюзеляжа СН. При этом могут возникнуть некоторые аварийные ситуации, которые могут привести к потере ракеты и стартовой системы (самолета). В связи с этим возникает проблема спасения ракеты-носителя.

Под спасением ракеты-носителя будем понимать ее управляемый спуск и мягкую посадку на землю или водную поверхность. Спасение ракеты-носителя (РН) необходимо в случае отказа (незапуска) ее маршевой ДУ после десантирования РН из грузовой кабины СН или с верхней части фюзеляжа. Такая ситуация обычно приводит к падению и потере РН и КА, а также, к проникновению высокотоксичных компонентов топлива в акваторию мирового океана, то есть экологической катастрофе. Управляемый спуск и мягкую посадку РН представляется возможным осуществить при помощи многокупольной парашютной системы в сочетании с твердотопливным замедлителем.

Спасение РН происходит в автоматическом режиме и включает в себя следующие этапы:

1. Активация системы спасения;
2. Ввод вытяжного парашюта;
3. Развертывание и наполнение основных куполов;

4. Снижение РН;
5. Запуск тормозной ДУ;
6. Приводнение РН.

Для определения момента запуска тормозной ДУ используется гамма- или радиовысотомер. РН изначально обладает положительной плавучестью.

Конструктивно система спасения (рис. 1) представляет собой цилиндрическую секцию или ступень, которая стыкуется при помощи пирозамков сверху конического головного обтекателя РН. Внутри симметрично расположены шесть тормозных РДТТ, ферма для передачи усилия к несущему шпангоуту и многокупольная парашютная система (купола, стропы, стренги, вытяжной парашют).

В случае нормального запуска маршевой ДУ, система спасения отстреливается от РН и вводится при помощи собственных тормозных двигателей.

Методика проектирования и расчет некоторых параметров системы спасения приведены ниже.

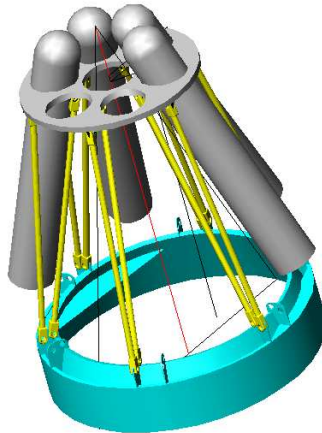


Рис. 1 – Компоновочная схема системы спасения.

1. Методика проектирования парашютных систем

1.1 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 теряемая им высота не заданы, они определяются дополнительно.

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

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_2 ;
- в) допустимая скорость снижения груза у земли V_{np} ;
- 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_{np} на высоте, характеризуемой относительной плотностью воздуха Δ , определяется по формуле

$$F = \frac{16}{\Delta C_{II} V_{np}^2} G_{сумт}$$

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

$$F = \frac{16}{C_{II} V_{np}^2} G_{сумт}$$

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

$$G_{сум} = \left(1 + \frac{G_{\Pi}}{G}\right) G$$

В диапазоне скоростей от 5 до 15 м/сек потребная поверхность купола парашюта однокаскадной системы:

$$F = \frac{16G}{C_{\Pi} V_{np}^2} \left(1 + \frac{0,72}{V_{np}}\right)$$

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

$$F \approx \frac{16G}{C_{\Pi} V_{np}^2} \left(1 + \frac{1,6}{V_{np}}\right)$$

В первом приближении, для прикидки, можно считать, что $C_{\Pi} = 0.8$.

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

2. Максимальная нагрузка при срабатывании парашютной системы

$$R_{\max} = n_y G_{сум}$$

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

$$V_{\partial on} = \sqrt{\left(\frac{V_{CH}^2}{2} + \frac{\sqrt{F}}{k}\right) n_y - \frac{\sqrt{F}}{k}}$$

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

$$V_{\partial on} \sqrt{(n_y - 1) \frac{\sqrt{F}}{k}}$$

1.2 Характеристика и особенности многокупольной парашютной системы

Весы и номенклатура грузов, спускаемых на парашютах, неуклонно увеличиваются. Однако применение парашютов с поверхностью купола больше $1000m^2$ вызывает огромные производственные и эксплуатационные трудности. В связи с этим весьма привлекательным представляется применение многокупольных парашютных систем, обладающих целым рядом ценных преимуществ. В данном параграфе определяются весовые

и другие характеристики многокупольной парашютной системы, находясь целесообразные параметры ее элементов и оптимальное число парашютов, а также производится приближенная оценка надежности такой системы.

1.2.1 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. 2 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 .

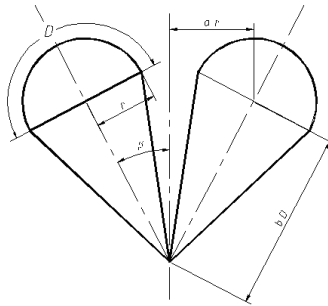


Рис. 2 – Схема многокупольной парашютной системы

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 $a \approx 1,25$. Предполагая, что подобное расстояние между куполами, равное половине радиуса основания, сохранится и при большем числе парашютов, в дальнейшем будем считать, что всюду $a \approx 1,25$.

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. 1).

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.

Поверхность каждого купола m - купольной системы равна

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

где F_0 – поверхность купола одного парашюта, задающего заданную скорость снижения.

Из выражения 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

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

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 b .

Суммарная нагрузка на стропы с изменением числа куполов увеличивается пропорционально $\frac{1}{\cos \beta_m}$. 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:

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

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. Вели они сквозные, то вес их составляет около 75%; если стропы прикреплены к кромке купола, то вес их близок 50% веса купола (при $b = 1$). В зависимости от значения b относительный вес строп, прикрепленных к кромке купола, равен: $\bar{G}_{cmp} = 0,5b\bar{G}_{куп}$

Относительный вес сквозных строп несколько больше:

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

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. 3). Дело 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 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:

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

Для сквозных строп соответственно будем иметь:

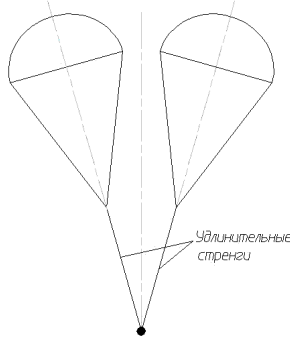


Рис. 3 – Схема парашютной системы с удлиненными стренгами.

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

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:

$$\bar{G}_{m1} = (0,758 + 0,213b)\bar{G}_{куп}$$

Относительный вес многокупольной парашютной системы для случая использования сквозных строп будет

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

На рис. 4 приведены относительные веса многокупольной системы парашютов с прикрепленными стропами и удлинительными стренгами.

Вес системы с удлинительными стренгами при $b = 1,5 \div 2,0$ больше веса нормальной системы без удлинительных стренг ($b = 1$) на 11 – 12%. 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

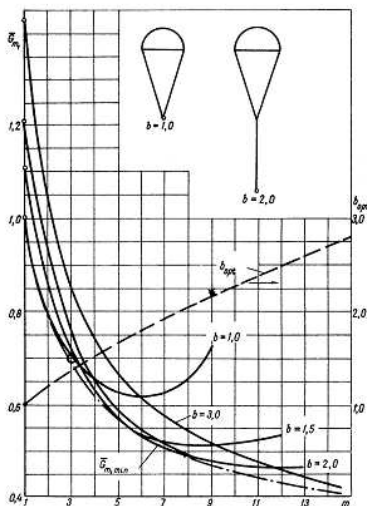


Рис. 4 – Относительные веса многокупольной системы парашютов с прикрепленными стропами и удлинительными стренгами.

куполов продолжается медленное уменьшение веса системы, достигающего 46% при $m = 13$.

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

На рис. 4 снизу проведена штрихпунктирная 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 оптимальное значение величины $b - b_{opt}$. Нанесенная на графике кривая b_{opt} позволяет определить оптимальное значение длины строп для выбранного числа парашютов системы m .

Объем уложенной системы пропорционален ее весу, следовательно, и в отношении габаритов многокупольные системы являются более целесообразными. Объем, занимаемый парашютом в упакованном состоянии, можно определить из такого приближенного выражения: $A = \frac{G_{уп}}{\gamma}$, где γ – плотность упаковки парашюта.

Зависимость плотности упаковки парашютов от давления трамбовки приведена на рис. 5

1.2.2 Продолжительность наполнения многокупольной системы парашютов Время наполнения купола парашюта зависит от проходимо им пути h в процессе раскрытия и средней скорости движения $V_{ср}$:

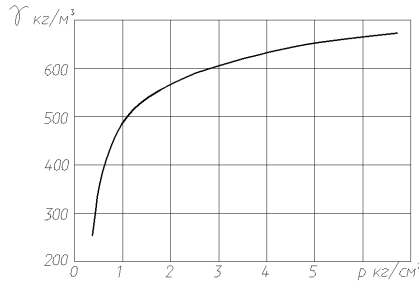


Рис. 5 – Удельный вес упакованных парашютов в зависимости от применяемого давления.

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

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

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

В табл. 1 приведены данные расчета относительного времени наполнения многокупольной системы в зависимости от числа парашютов в системе при длине строп $b = 2$.

На рис. 6 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 рас стояния, исчисляемые многими сотнями метров, поэтому применение многокупольных систем позволяет существенно понизить высоту, на которой возможно применение парашютов.

Таблица 1

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

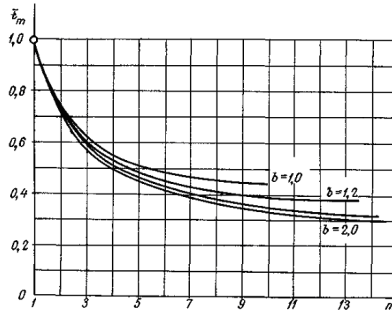


Рис. 6 – Относительное время наполнения многокупольной системы.

1.2.3 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 n 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.

Вероятность отказа n парашютов из m , согласно формуле Бернулли, будет $P = C_m^n p^n (1 - p)^{m-n}$, где C_m^n – число возможных сочетаний из m элементов по n , равное

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

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

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

В верхней части рис. 6 приведены относительные скорости снижения многокупольной системы при отказе одного, двух или трех парашютов: $V_m = \frac{V}{V_{N0}}$, где V – скорость снижения; V_{N0} – номинальная скорость снижения.

В нижней части рис. 6 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.

Вероятность отказа одного парашюта системы прямо пропорциональна числу парашютов в системе: $P_{n=1} = mp$.

Вероятность отказа двух парашютов системы равна:

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

Вероятность отказа трех парашютов системы равна:

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

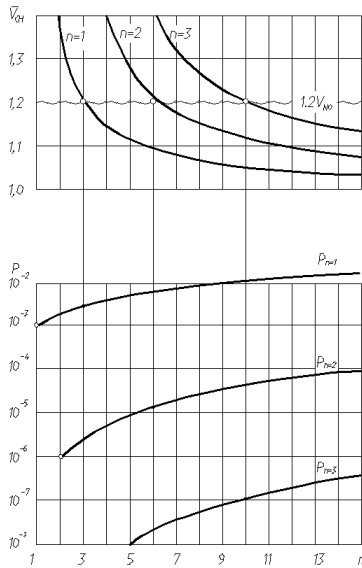


Рис. 7 – Вероятность обеспечения определенной скорости снижения в зависимости от числа куполов системы: m – число куполов; n – число отказавших парашютов.

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, но превысит номинальную в 8–10 раз, что безусловно вызовет катастрофические последствия.

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 вероятность такого события (рис.7) 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

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

Для десятикупольной системы допустим отказ даже трех парашютов, а вероятность такого события уменьшается в 25000 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.

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.

Вероятность отказа по сравнению с отказом одного парашюта этой же системы равна: $\frac{m-1}{2}$, т.е. почти в $(2 \div 30)p^{-1}$ раза меньше. Так, при $m = 5$, она меньше отказа одного парашюта этой системы (если $p = 10^{-3}$) в 500 раз.

На практике космических исследование целесообразно применять тормозные двигатели для мягкой посадки спасаемого объекта, поэтому рассмотрим некоторые аспекты таких систем.

2. Тормозные системы (реактивные замедлители)

Тормозная система представляет собой ракетный двигатель твердого топлива, расположенный, например, между парашютом и грузом. Схема такого устройства приведена на рис. 8.

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;

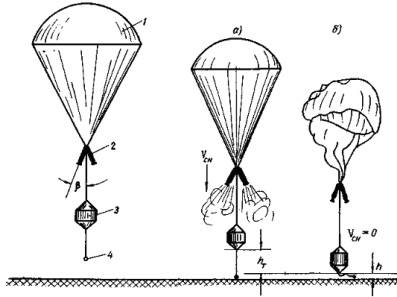


Рис. 8 – Схема и работа тормозной системы.
 1-парашют; 2- реактивные замедлители; 3- груз; 4- контактор, включающий двигатели; а)- момент включения тормозного двигателя; б)- момент прекращения работы тормозного двигателя.

- 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 и парашюта 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 P , скорости снижения V_{CH} 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: $Rh_T = \frac{mV_{CH}^2}{2} + Gh_T = \left(\frac{V_{CH}^2}{2g} + h_T\right) G$, 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 формулой:

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

С момента включения двигателя, тяга которого практически постоянна, можно считать, что парашют сразу теряет свою эффективность из-за уменьшения скорости груза. Следовательно, движение груза будет равнозамедленным, а продолжительность торможения легко получить из следующего выражения:

$$t = \frac{2h_T}{V_{CH}} = \frac{V_{CH}}{g(n_y - 1)}$$

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 и в момент касания грунта достигнет скорости приземления:

$$V_{np} = \sqrt{2g\Delta h}$$

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 $V_{np} = 2\sqrt{g\Delta h}$.

Таким образом, расстояние контактора от груза должно быть равным длине среднего тормозного пути плюс средняя погрешность 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 $Rt = \sum Pt \cos \beta = mV_{CH} + Gt$.

Вес топлива G_T равен частному от деления полного импульса двигателя на его удельную тягу $P_{y\delta}$, используя предыдущее выражение, получим: $G_T = \frac{n_y}{n_y - 1} \frac{V_{CH}G}{\cos \beta P_{y\delta}}$.

Вес тормозного двигателя можно выразить через вес топлива следующим образом: $G_{\delta в} = aG_T = a \frac{n_y}{n_y - 1} \frac{V_{CH}G}{\cos \beta P_{y\delta}}$.

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. 9. 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%. В связи с этим, если

возможно, не обходимо. 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%.

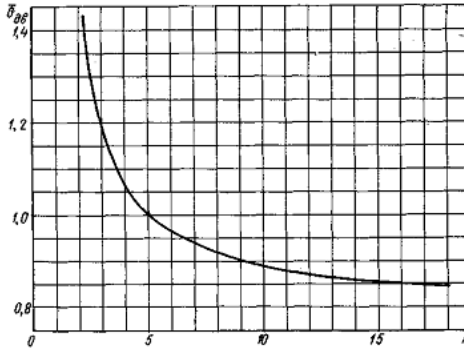


Рис. 9 – Изменение веса тормозного реактивного двигателя в зависимости от перегрузки

Таким образом, возможность безаварийного снижения системы с двумя отказавшими парашютами ($n = 9$) и в совокупности с использованием тормозных двигателей мягкой посадки намного повышает безопасность снижения.

Литература

1. Стасевич Р.А. Основы проектирования и расчета грузовых парашютных систем. /Ленинградская военная инженерная академия/, -Ленинград 1969.
2. Антоненко А.И., Рысев О.В. и др. Динамика движения парашютных систем. – М.: Машиностроение, 1982.-152 с.
3. В.П.Мишин, Основы проектирования ракет, М, Машиностроение, 1985, 185 с.
4. Г.В.Белов, Основы проектирования ракет, М, Машиностроение, 1974, 256с.
5. Е.В.Тарасов, Алгоритм оптимального проектирования, М, Машиностроение, 1970, 364 с.

Отримано 07.12.2010 р.