

УДК 533.666.2: 629.7

Ю. Г. МЕХОНОШИН¹, В. Н. ЧИЖУХИН², П. И. ИВАНОВ³, Р. П. ИВАНОВ⁴¹ ЗАО «Научно-внедренческий центр «Атмосфера», Россия² ОАО РКК «Энергия», Россия³ ГП НИИ аэроупругих систем, Россия⁴ г. Харьков, Украина

ОБОСНОВАНИЕ НЕОБХОДИМОСТИ РАЗРАБОТКИ, ВЫБОР КОНЦЕПЦИИ И ПРОБЛЕМНЫЕ ВОПРОСЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМЫ

В работе рассматривается и обсуждается проблема спасения с помощью парашютной системы наиболее ценной составляющей ракеты-носителя – двигательного отсека с жидкостным реактивным двигателем с целью оценки возможности его многократного использования. Приводятся и обосновываются причины, заставляющие разработчиков проводить детальные исследования этой проблемы. Предложена концепция выбора воздушно-космической парашютной системы. Приводятся некоторые результаты баллистических и других расчетов, выполненных в процессе поиска возможных вариантов решения проблемы. Выявлен ряд существенных факторов, которые могут оказаться возможными препятствиями на пути поиска решения проблемы. Предложены варианты конструкции воздушно-космической парашютной системы.

Ключевые слова: воздушно-космическая парашютная система, выбор концепции, проблемные вопросы проектирования.

Введение

Все космические аппараты выводятся на свои орбиты искусственных спутников Земли (ИСЗ) с помощью транспортных космических систем (ТКС).

Энергетические затраты на запуск искусственного спутника Земли сегодня таковы, что масса космических аппаратов, выводимых на низкие орбиты, составляет не более 5,5% стартовой массы ракеты-носителя, а при выведении на геостационарную орбиту – менее 1,5%.

Понятно, почему так велика стоимость выведения полезной нагрузки в космос: от 3 до 30 тысяч долларов США за один килограмм.

Основу современного парка ТКС составляют одноразовые ракеты-носители (РН).

Современные одноразовые РН привязаны к определенным стартовым комплексам. Вследствие этого, при выведении на орбиты с наклонением, меньшим широты точки старта, требуются дополнительные энергетические затраты на поворот плоскости орбиты, что уменьшает экономическую эффективность системы.

Кроме того, необходимы обширные зоны отчуждения земель в местах падения отработавших ступеней РН [1].

Основными критериями, практически полностью определяющими целесообразность разработки и создания новых ТКС, являются их экономическая

эффективность, а в последние годы также и экологическая безопасность.

В настоящее время поиски путей повышения экономической эффективности и экологической безопасности ТКС проходят в трех основных направлениях [1]:

- модульность конструкции, позволяющая на базе типовых модулей создавать различные семейства РН. За счет увеличения серийности выпуска отдельных модулей сокращаются затраты на производство ТКС. Модульность конструкции особенно важна для совершенствования современных одноразовых ракет-носителей;

- многократность, предполагающая спасение и повторное использование конструкции ТКС или ее элементов;

- мобильность, сочетающая подвижность старта ТКС с его оперативностью и автономностью запуска.

Существенными факторами, определяющими перспективы развития ТКС, являются прогнозируемый объем грузопотоков и номенклатура полезных грузов.

В настоящее время отсутствует явная тенденция к росту объема грузопотока, что сдерживает привлечение инвестиций, без которых создание перспективных ТКС нового поколения невозможно.

Все эти обстоятельства приводят к необходимости поиска малозатратных технических решений,

на основе которых можно было бы создать более экономичные транспортные космические системы [1].

1. Постановка задачи

Цель настоящей работы – обоснование необходимости проектирования и выбор концепции для воздушно-космической парашютной системы, обсуждение выбранной концепции, что связано с важной практической задачей спасения возвращаемых на Землю объектов и разделяемых ступеней ракет-носителей.

Последние исследования и публикации, на которые опираются авторы данной статьи, представлены в работах [1-4].

2. Основная часть

2.1. Техническое решение

Одним из таких технических решений является спасение и многократное повторное применение ракетного блока (РБ) или его наиболее ценной составляющей – двигательного отсека (ДО) с жидкостным реактивным двигателем (ЖРД) посредством применения парашютной системы (ПС).

В зависимости от назначения и ресурса ЖРД – его цена может достигать до 90% от стоимости РБ. Корпус РБ представляет собой пустотелую конструкцию – баки из алюминиевых сплавов с трубопроводами, оснащенные электропневмоприводными дренажными и отсечными клапанами компонентов.

Его спасение также возможно и целесообразно, хотя бы из-за исключения районов падения фрагментов РБ при стохастическом разрушении корпуса к высотам $H \approx 20\text{--}15\text{ км}$.

В этом случае корпус РБ хотя и приземляется с относительно большой скоростью $V \leq 15\text{ м/с}$, но, тем не менее, сохраняет свою целостность. РБ может быть эвакуирован с места приземления как объект вертолетом или иным транспортом, а отдельные узлы и клапаны РБ демонтированы, проверены на работоспособность и могут быть повторно использованы в составе другого РБ [1].

Приземление РБ производится точечным касанием с его последующей эвакуацией.

Повреждений и какого-либо экологического воздействия, по сравнению с районом широкого рассеивания, при стохастическом падении фрагментов РБ данному участку приземления практически не наносится.

Следовательно, часть весьма обширных зон не выводится из землепользования.

Таким образом, при спасении РБ посредством ПС районы падения переводятся в другую катего-

рию – районы приземления РБ, и тогда уже не производятся выплаты за их отчуждение из средств финансирования запуска РН.

Снижение РБ на ПС занимает десятки минут.

Координаты приземления РБ на ПС при таких условиях несложно получить по данным радиолокационного сопровождения, так как отсутствует разрушение РБ.

Это снижает трудозатраты по поиску РБ, и данную статью затрат в составе общих расходов на запуск РН можно также уменьшить.

2.2. Выбор концепции

Из выше сказанного следует необходимость в предложении и обосновании новой концепции применения ПС с новыми для парашютостроения (учитывая ее тяжелые режимы и условия работы, теплонапряженность трассы полета) серийными высокотемпературными, термостойкими и термопрочными кремнеземными и кварцевыми текстильными материалами, которую уже можно выделить в новый класс воздушно-космических парашютных систем (ВКПС).

В соответствии с этой концепцией стабилизация, торможение, снижение и приземление РБ массой 3,5–11 тонн может выполняться на одних и тех же парашютах, изготовленных из высокотемпературных текстильных материалов, образующих ВКПС, причем ввод ВКПС в действие может производиться и сразу же после отделения отработанного ракетного блока от РН.

В качестве такой воздушно-космической парашютной системы может быть предложена многокупольная парашютная система, обоснование в пользу выбора которой будет приведено ниже.

2.3. Описание процесса функционирования воздушно-космических парашютных систем

Общая схема работы ВКПС с вертолетным подхватом отделяемого ДО приведена на рис. 1.

ВКПС начинает работу в высокоразреженных слоях атмосферы (более 60 км) на гиперзвуковых скоростях порядка 3 км/с и траекторных углах от 17° до 30° .

На одних и тех же парашютах производится стабилизация и торможение как на восходящем участке траектории при подъеме в точку апогея, так и на нисходящей ее ветви – при снижении.

Основное уменьшение величины скорости до $M < 1$ и выход на вертикальное снижение должно происходить к высоте порядка 40–45 км до входа в относительно плотные слои атмосферы, и заканчивается либо приземлением РБ со скоростью от 7 до 15 м/с, либо его вертолетным подхватом в воздухе.

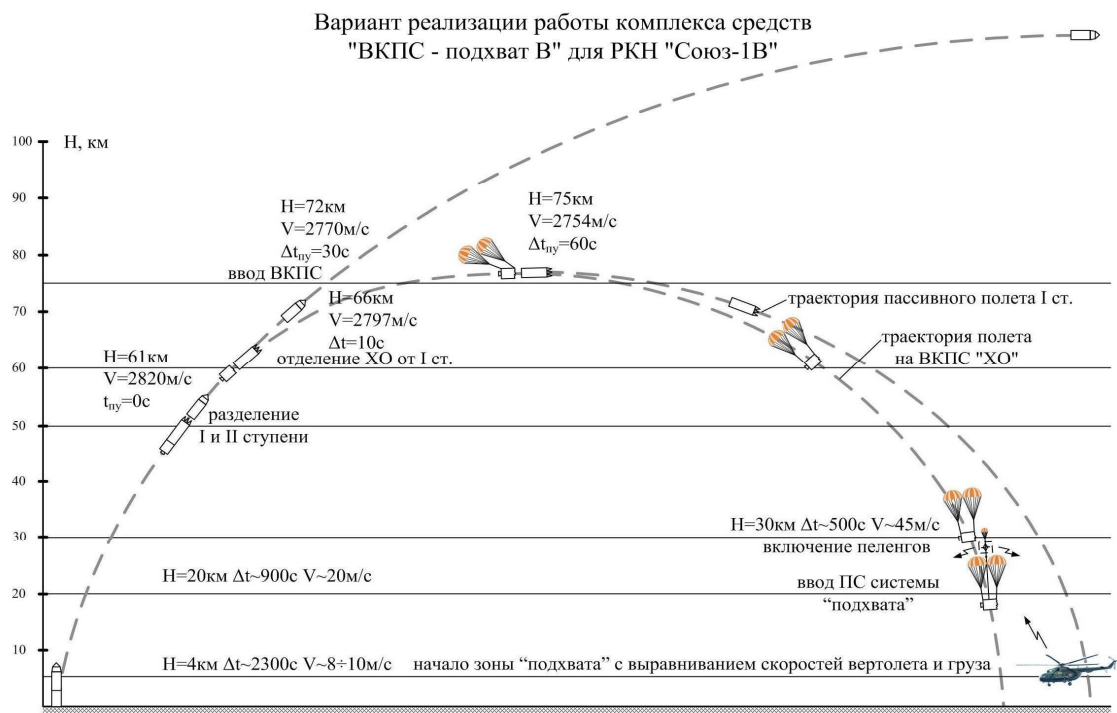


Рис. 1. Схема действия ВКПС для отделяемого ДО ракетносителя «Союз-2-1в»

Таким образом, все режимы аэродинамического и теплового нагружения ВКПС при наполнении куполов парашютов и стабилизации на гиперзвуковых скоростях, торможение от гиперзвуковой скорости до сверхзвуковой, преодоление критичной трансзвуковой области с перестройкой обтекания парашютов в области $V \approx 1$ М и выход на дозвуковую – должны происходить при относительно малой интенсивности и протяженности скачков уплотнения в условиях воздушной среды чрезвычайно малой плотности (в десятки тысяч раз меньшей по сравнению с приземной плотностью).

Обычно это происходит в диапазоне высот от 60 до 80 км на восходящей части траектории, через апогейную точку на высоте 150 км, и нисходящей ветви траектории от 150 до 40–45 км.

Нужно отметить, что в 1965-1990 г.г. аналогичным образом, но на еще больших положительных траекторных углах (до $\theta=85^\circ$), вводились в действие и работали на скоростях от 1 до 2,3 М – ПС с площадью купола до 100 м^2 , изготовленные из обычных капроновых материалов, применяемые для отделяющихся головных частей (ГЧ) метеорокет, массой порядка 12–80 кг.

В 1985-1989 г.г. ЦАО успешно применяло ПС с площадью купола 100 м^2 более чем в 50 пусках метеорокеты М-100Б при вводе на скорости до 2 М и высоте 80-90 км (и более 3000 пусков ПС площадью 42 м^2 на метеорокете М-100). На основании этих данных можно сделать обоснованное предположе-

ние о том, что, по крайней мере, при вводе однокупольных ВКПС с площадью 500 м^2 на высоте 80-90 км и скорости до 6 М – особых проблем с вводом и раскрытием купола ожидать не следует. Здесь, вероятно, возможно раскрытие ВКПС без каких-либо вспомогательных систем принудительного раскрытия купола [2].

2.4. Анализ результатов предварительных баллистических расчетов

Рассматривалось движение хвостового отсека (ХО) полетной массой $m=5,5$ т с миделевым сечением площадью 12 м^2 после разделения РН и введения в действие трехкупольной связки ПС суммарной площадью $F_{\Pi}=1500 \text{ м}^2$ с коэффициентом сопротивления $c_{\Pi}=0,5$ при следующих начальных режимах и условиях: $H=66$ км, $V=2800$ м/с. Параметры атмосферы брались в соответствии со стандартом [3]. Влияние числа Маха на коэффициент сопротивления ПС на гиперзвуковых режимах учитывалось. Расчеты выполнялись для двух значений траекторных углов: $\theta=20^\circ$ и $\theta=30^\circ$.

Расчеты показали следующее.

При $\theta=30^\circ$ точка апогея достигается на высоте 150 км к 138 секунде с момента разделения. Скорость системы в точке апогея составляет 2055 м/с. Возвращение на высоту разделения $H=66$ км происходит на 277 с, при этом скорость системы составляет 2131 м/с, скоростной напор $q=323 \text{ н/м}^2$, число

Маха $M=6,98$, перегрузка $n=4,6$, температура и давление в точках торможения потока $T_T=2532^0\text{ К}$ и $P_T=4255\text{ н/м}^2$ соответственно. Переход к дозвуковому режиму ($M=1$) осуществляется к 317 с на высоте 42 км. Перегрузка в этот момент составляет $n=2,1$, скоростной напор $q=150\text{ н/м}^2$.

При $\theta=20^0$ точка апогея достигается на высоте 102 км к 88 секунде с момента разделения. Скорость системы в точке апогея составляет 2078 м/с. Возвращение на высоту разделения $H=66\text{ км}$ происходит на 179с, при этом скорость системы составляет 1869м/с, скоростной напор $q=232\text{ н/м}^2$, число Маха $M=6,13$, перегрузка $n=3,3$, температура и давление в точках торможения $T_T=1998^0\text{ К}$ и $P_T=2417\text{ н/м}^2$ соответственно. Переход к дозвуковому режиму ($M=1$) осуществляется к 230 с на высоте 43,27 км. Перегрузка при этом составляет $n=1,83$, скоростной напор $q=130\text{ н/м}^2$.

Сравнительный анализ рассмотренных выше случаев показывает, что условия функционирования для ВКПС тем лучше, чем меньше величина траекторного угла в момент разделения РН.

При относительно больших траекторных углах в момент разделения ВКПС входит фактически в космическое безвоздушное пространство и пребывает там значительное время в нагретом состоянии. Это приводит к интенсивному испарению противосжигаемой и других видов пропиток ткани основы и материала строп ВКПС, что ухудшает ее прочностные характеристики и, в процессе погружения в плотные слои атмосферы, может привести к ее разрушению.

С другой стороны, выход на высоты за границу условного захвата атмосферой (более 100 км) приводит к уменьшению скоростного напора до величины, при которой парашюты уже фактически не наполняются, что приведет к складыванию куполов связки и, в случае, если спасаемый объект (ХО) неустойчив, к спутыванию куполов между собой. Если же объект будет также и вращаться относительно своего центра масс, то это может привести к намазыванию куполов на объект и полному отказу по функционированию связки куполов ВКПС.

Все эти особенности объекта должны быть учтены при проектировании ВКПС.

Расчеты также показывают, что ПС может удовлетворительно работать только до высот порядка 90 км. Выше ее эффективность существенно снижается.

Чем меньше траекторный угол в момент разделения, тем меньше высота апогея и, тем больше времени ПС работает в более плотной среде, а, значит, тем больше ее тормозящий эффект, и она уже

на большей высоте (до верхней границы стратосферы) приходит к режиму дозвуковой скорости, который может выдерживать сколь угодно долго.

Итак, предварительный анализ показал, что в момент разделения РН крайне желательно иметь, по возможности, как можно меньший начальный траекторный угол для спасаемого объекта.

Кроме того, существует и ряд других факторов, например, факторы теплового воздействия и ударного, пульсационного нагружения элементов конструкции, которые должны быть учтены на этапе более тщательного анализа функционирования аэроупругой оболочки ВКПС на гиперзвуковых режимах.

2.5. Формулировка задачи

Таким образом, окончательно, задачу можно сформулировать следующим образом:

– необходимо создание воздушно-космических парашютных систем (ВКПС), работающих на высотах 60-150 километров для спасения и компактного приведения в некоторую точку заданного района поверхности ракетных блоков первых ступеней ракет-носителей сверхлёгкого, легкого и среднего классов и их двигательных установок с целью возврата в землепользование больших районов падения, возникающих от стохастически разрушающихся фрагментов отделяемых блоков, а также с целью возможности многократного использования их элементов.

Эта задача автоматически требует выбора базовой концепции построения и функционирования ВКПС и создания новых высокотемпературных текстильных материалов для парашютных систем.

Здесь необходимо создание парашютных систем из термостойких тканей с рабочей температурой более 600 градусов, обеспечивающих торможение и спуск грузов с высот 80–150 километров до самого приземления.

Экономические расчеты показывают, что при пятикратном использовании РН, экономия составит примерно одну стоимость двигательной установки (ДУ) в одноразовом исполнении. Реализация проекта с положительными результатами может обеспечить его коммерциализацию в ракетно-космической отрасли, в том числе за счет перехода к созданию или использованию уже разработанных многоразовых двигателей и ракетных блоков.

В наибольшей степени это относится к ракетоносителям легкого и сверхлегкого класса, так как для них особенно проблематично выдержать отношение массы ракетносителя к массе запускаемого аппарата, близкое к аналогичному отношению для более тяжелых классов РН, при одинаковой техно-

логии изготовления. Весовые ограничения по массе ВКПС и условиям обеспечения минимальных перегрузок на ДО, после его отделения от бакового отсека, обуславливают применение вертолетного подхвата и транспортировки ДО на внешней подвеске [2, 3].

2.6. Выбор конструкции воздушно-космических парашютных систем

Расчеты показывают, что ВКПС вводится в действие на гиперзвуковых скоростях и больших высотах с высокотемпературным и силовым аэродинамическим воздействием до 4–5 минут. Непосредственный ввод ВКПС с минимальной задержкой после отделения отработанного блока РН может позволить в полной мере использовать особенность весьма малой плотности атмосферы на больших высотах как фактор существенного замедления скорости прогрева купола и строп и одновременно существенно снизить скорость системы. ВКПС должен обеспечивать для отработанного блока РН по всей траектории стабилизацию, торможение, снижение и приземление частей РН на одних и тех же куполах со скоростью 7–15 м/с.

Прежде всего, расчеты показывают, что для эффективного торможения РБ на больших высотах до входа в верхнюю границу стратосферы, где начинается интенсивное стохастическое разрушение РБ на фрагменты, ВКПС должна иметь достаточно большую суммарную площадь: 1500–3000 м² и более.

В практике парашютостроения уже имеется опыт создания и проверки на функционирование в летных испытаниях парашютов площадью 1400–1500 м², применяемых в связке для спуска грузов массой до 40 тонн. Однако создание и эксплуатация таких больших парашютов связаны с целым рядом трудностей как технического, так и технологического характера, а также особенностями их введения в действие и функционирования.

В свете сказанного выше, для ВКПС представляется целесообразным применение многокупольной ПС с площадью базовых куполов, из которых состоит связка, не более 1000 м², например, от 500 м² до 1000 м².

Сегодня пока еще неизвестно, как поведет себя связка куполов – многокупольная парашютная система (МКС) при малой плотности воздуха на больших высотах и гиперзвуковой скорости при условии, что спасаемый объект может быть весьма неустойчивым в процессе движения по траектории и может совершать всевозможные колебания. Здесь потребуются предварительные исследования интерференционного взаимодействия куполов связки ме-

жду собой как при устойчивом, так и неустойчивом движениях спасаемого объекта. Ясно одно, что одиночный купол связки должен быть весьма устойчив, что однозначно диктует выбор комбинированной конструкции, например, такой, как крестообразно-конусный парашют.

Известно, что как крестообразный, так и конусный парашюты обладают весьма высокими характеристиками устойчивости – как маятниковой, так и пульсационной при удовлетворительных значениях всех остальных.

Все виды устойчивости купола зависят, в частности, от угла наклона (конусности) и угла атаки нижней кромки купола по отношению к оси симметрии парашюта. Угол наклона кромки купола парашюта – угол между касательной к кромке в меридиональном сечении купола и прямой, параллельной оси купола и проходящей через точку кромки. Угол наклона кромки будем считать положительным, если при движении от полюса к кромке вдоль меридиана купола касательная к кромке остается направленной вверх, и отрицательным – если в точке кромки она направлена вниз. У конусных куполов – угол наклона (конусности) отрицательный.

Круглые купола с положительным углом наклона кромки, без проницаемости, как правило, плохо устойчивы.

Конусные купола имеют отрицательный угол наклона кромки к оси симметрии парашюта и, как правило, обладают высокой степенью всех видов устойчивости. Устойчивость конусного парашюта возрастает также при наличии явно выраженной линии излома меридиана в миделевом сечении купола, что связано со стабилизацией линии отрыва потока строго на миделевом сечении купола.

Известно также, что с увеличением высоты функционирования, энергия собственных колебаний парашюта уменьшается, что способствует их более стабильному функционированию на больших высотах.

Балансировочный угол атаки устойчивого парашюта α_6 – это угол атаки, при котором аэродинамический момент парашюта равен нулю, т.е. $m_z = 0$, а производная от коэффициента момента по углу атаки $m_z^\alpha < 0$.

У конусного парашюта, в отличие от круглого, имеется только один балансировочный угол: $\alpha_6 = 0^\circ$, а коэффициент сопротивления парашюта при этом равен $c_{x0} = 0,55$. С увеличением угла атаки коэффициент сопротивления возрастает и к углу атаки $\alpha = 10^\circ$ достигает значения $c_x = 0,7$ [4]. Возрастает также и коэффициент аэродинамической подъемной силы от $c_y = 0$ при $\alpha = 0^\circ$, до $c_y = 0,1$ при $\alpha = 10^\circ$.

Производная от аэродинамического коэффициента момента m_z^α отрицательна во всем диапазоне изменения углов атаки, что говорит о высокой степени устойчивости конусного парашюта.

Правда, здесь нужно отметить, что существенное изменение формы конусного купола начинает проявляться уже при $|\alpha| > 6^\circ$, тогда как у круглого – только около его устойчивых балансировочных углов атаки, т.е. при $|\alpha| > 35^\circ$ [4].

Эту особенность конусного парашюта нужно будет учитывать при проектировании связки куполов ВКПС.

На рис. 2 представлена конструкция крестообразно-конусного парашюта, который может быть использован в качестве базового в связке ВКПС [2].

Общий вид и ориентировочные размеры базового парашюта ВКПС площадью 500 м^2 также приведены на рис. 2.

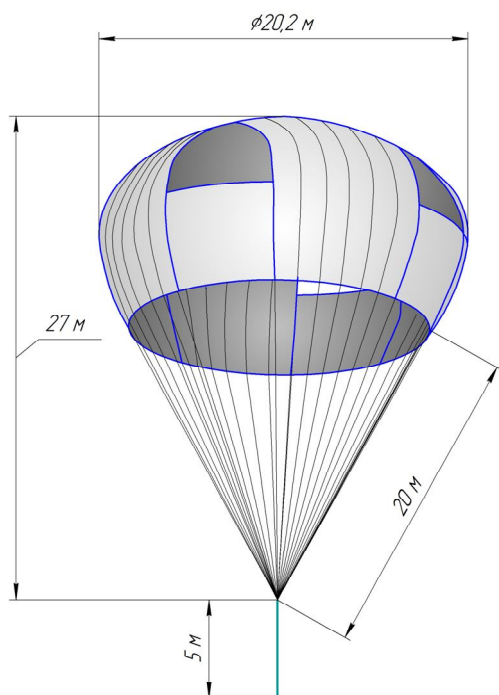


Рис. 2. Базовый парашют ВКПС площадью 500 м^2

Теперь из этих базовых парашютов можно формировать многокупольную связку для ВКПС с целью спасения отделяемых от РН отсеков, частей и блоков.

Основные критерии оптимальности параметров для многокупольных систем заключаются в следующем:

- система должна иметь максимально возможный коэффициент сопротивления, обеспечивающий заданную скорость снижения;
- система должна обеспечивать максимальную

устойчивость при снижении (угол раскачки не более 5°);

- система должна иметь минимальный вес;
- система должна обеспечивать надежность не ниже 0,99 при односторонней доверительной вероятности 0,95;
- система должна обеспечивать минимальное время наполнения связки и, как следствие, минимальный путь наполнения;
- система должна быть технологичной и простой в эксплуатации.

Важной задачей оптимизации многокупольных парашютных систем является выбор количества куполов, их площадей, а также конструкций ПС, входящих в состав связки. Эти параметры, в свою очередь, являются аргументами таких функций, как высота применения, устойчивость, надежность функционирования, объем, вес, стоимость, технологичность, простота в эксплуатации.

На рис. 3 представлена схема связки ВКПС, состоящая из трех базовых парашютов. На рис.3 представлен также общий вид ВКПС, предлагаемый, например, для ХО+ДУ первых ступеней РН «Союз 2-1в» и «Ангара 1.2». Такая же геометрия и размеры могут быть и у ВКПС для ДО первой ступени унифицированной РН сверхлегкого класса «Спелок» [1], [2].

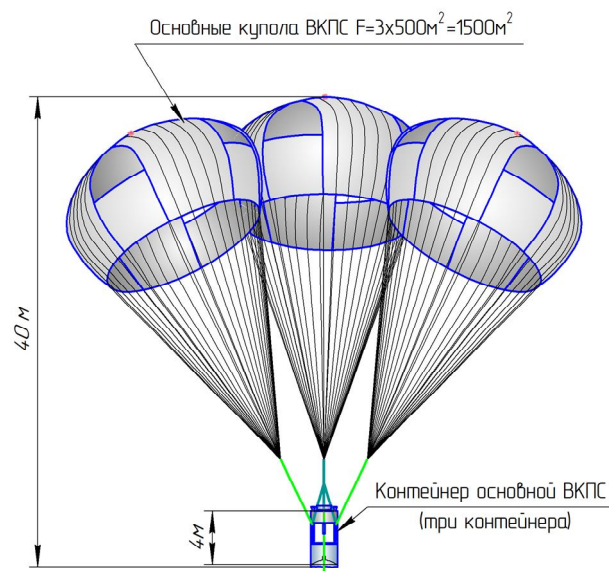


Рис. 3. ВКПС $3 \times 500 \text{ м}^2$, которая может быть использована для спасения ДО первой ступени РН «Союз 2-1в», «Ангара 1.2» и «Спелок»

На рис. 4 представлена схема связки ВКПС из трех базовых парашютов с ВКПС и системой вертолётного подхвата. Наряду с основными куполами, здесь в составе конструкции МКС должен быть парашют подхвата, а также ловитель троса подхвата.

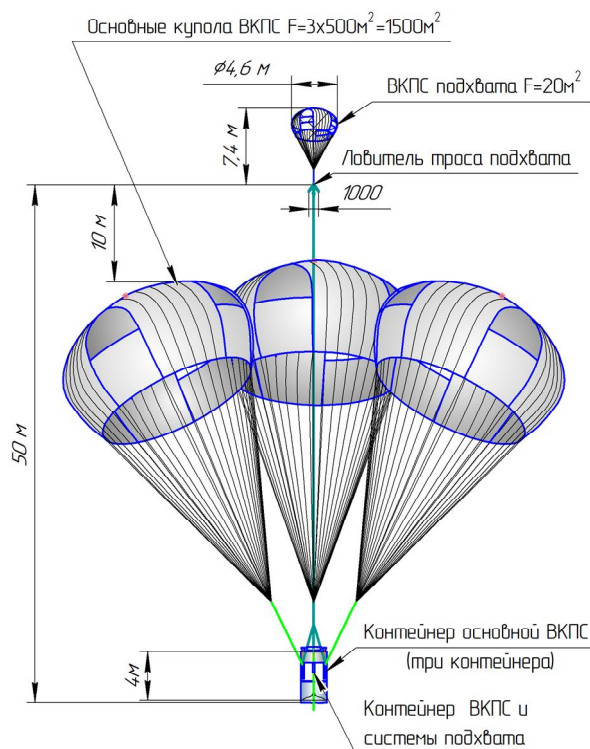


Рис. 4. ВКПС $3 \times 500 \text{ м}^2$, которая может быть использована для спасения ДО первой ступени РН «Союз 2-1в», «Ангара 1.2» и «Спалх» с ВКПС -20 м^2 и системой вертолетного подхвата

Многокупольная парашютная система (МКС), как уже отмечалось выше, представляет собой связку однокупольных парашютов.

Замена одного парашюта связкой МКС позволяет:

- повысить устойчивость куполов в связке и устойчивость снижения объекта. Известно, что связка парашютов, составленная из неустойчивых куполов, в ряде случаев может стать устойчивой;
- повысить надежность работы ПС за счет параллельного резервирования (нагруженный резерв);
- организовать большую суммарную площадь для эффективного торможения спасаемого объекта;
- уменьшить среднее время и путь наполнения связки по сравнению с одиночным парашютом аналогичной площади;
- устранить сложности изготовления и эксплуатации парашютной системы большой площади, т.е. существенно упростить технологию изготовления и эксплуатации ПС;

- удобно размещать (распределять) ПС в уложенном состоянии;
- проводить широкую унификацию при разработке серийных ПС.

Все эти преимущества МКС стали основанием для предложений о внедрении их в конструкцию ВКПС.

Выводы

1. Приведено обоснование необходимости разработки высотной космической парашютной системы для спасения отработанных ступеней ракет-носителей.
2. Предложена концепция и выполнена формулировка задачи по проектированию ВКПС.
3. Рассмотрены некоторые проблемные вопросы проектирования и создания высотной космической парашютной системы.
4. Предложен тип и конструкция базового парашюта, а также конструкции связок куполов МКС для спасения хвостового отсека после разделения на активном участке траектории полета РН.

Литература

1. Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники [Текст] : сб. научн. тр. / редкол. В.Г. Дмитриев [и др.] ; ФГУП ЦАГИ. – М. : Физматлит, 2005. – 648 с.
2. Научно-технический отчет с конфигурацией и составом воздушно-космических парашютных систем в виде конструктивно-компоновочных схем основных составных элементов ВКПС [Текст] : отчет о НИР (промежуточн.) : №3-М-2013 НТО / ЗАО НВЦ «Атмосфера» ; рук. Чижухин В. Н. ; исполн. : Мехоношин Ю. Г. [и др.]. – М., 2013. – 108 с.
3. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры [Текст]. – Введ. 01.07.1982. – М. : Изд-во стандартов, 1981. – 179 с.
4. Носарев, И. М. Аэродинамические исследования парашютов при различных углах атаки [Текст] / И. М. Носарев. – М. : Изд. ЦАГИ, 1976. – 41 с.

Поступила в редакцию 3.06.2014, рассмотрена на редколлегии 10.06.2014

Рецензент: канд. физ.-мат. наук, доцент, доцент кафедры прикладной математики и математического моделирования Г. С. Абрамов, Херсонский национальный технический университет, Херсон.

ОБҐРУНТУВАННЯ НЕОБХІДНОСТІ РОЗРОБКИ, ВИБІР КОНЦЕПЦІЇ І ПРОБЛЕМНІ ПИТАННЯ ПРОЕКТУВАННЯ ПОВІТРЯНО-КОСМІЧНОЇ ПАРАШУТНОЇ СИСТЕМИ

Ю. Г. Мехоношін, В. М. Чижухін, П. І. Іванов, Р. П. Іванов

У роботі розглядається й обговорюється проблема порятунку за допомогою парашутної системи більш кошовної складової ракети-носія – рухового відсіку з рідинним реактивним двигуном з метою оцінки можливості його багаторазового використання. Приводяться й обґрунтовуються причини, що змушують розроблювачів проводити детальні дослідження цієї проблеми. Запропоновано концепцію вибору повітряно-космічної парашутної системи. Наведено деякі результати балістичних і інших розрахунків, виконаних у процесі пошуку можливих варіантів рішення проблеми. Виявлено ряд істотних факторів, що можуть виявитися можливими перешкодами на шляху пошуку рішення проблеми. Запропоновано варіанти конструкції повітряно-космічної парашутної системи.

Ключові слова: повітряно-космічна парашутна система, вибір концепції, проблемні питання проектування.

THE BASIS OF THE NECESSITY OF THE DEVELOPMENT, THE CHOICE OF THE CONCEPTION AND PROBLEMATIC ISSUES OF THE DESIGNING OF AEROSPACE PARACHUTE SYSTEM

Y. G. Mekhonochin, V. N. Chizhukhin, P. I. Ivanov, R. P. Ivanov

The problem of rescue with the help of parachute system the most important component of launch vehicle – an engine bay with liquid-fuel rocket engine is being examined and discussed in the work with the aim of possibility its repetitive using. The reasons that make the developers to carry out detailed studies of this problem are listed and substantiated. The concept of the choice of aerospace parachute system is proposed. Some results of ballistic and other calculations that were made in the process of the search of possible variants of problem solving are listed. A number of material factors that can turn out to be possible barriers on the way of the search of problem solving are revealed. The variants of the construction of aerospace parachute system are proposed.

Key words: aerospace parachute system, the choice of the conception, problematic issues of the designing.

Мехоношін Юрій Геннадьевич – ведущий специалист проекта ВКПС (главный конструктор), инженер-конструктор 1 категории, ЗАО «Научно – внедренческий центр «Атмосфера», г. Долгопрудный, Россия.

Чижухин Владимир Николаевич – советник старшего вице-президента ОАО РКК «Энергия», г. Москва, Россия.

Иванов Петр Иванович – д-р техн. наук, профессор, ведущий специалист по летным испытаниям парашютных систем, ГП НИИ аэроупругих систем, г. Феодосия, Республика Крым, e-mail: ivanovpetr@rambler.ru.

Иванов Роман Петрович – г. Харьков, Украина.