

## ПРИНЦИПЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ ПАРАШЮТНЫХ СИСТЕМ ЗАРУБЕЖНЫХ ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

С.Ю. Плосков

ploskovsu@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

---

### Аннотация

Рассмотрены основные принципы проектирования и обеспечения надежности парашютных систем зарубежных пилотируемых космических аппаратов. Приведены сведения об алгоритмах работы парашютных систем американских космических спускаемых аппаратов. С использованием метода структурных схем проанализированы особенности построения и функционирования парашютных систем космических спускаемых аппаратов «Близнецы», «Аполлон», а также наиболее современных, таких как Crew Return Vehicle, «Орион» и «Пилотируемый дракон» (США). Выявлено, что увеличить срок эксплуатации и число применений современных космических спускаемых аппаратов возможно, если при проектировании обеспечить устойчивость любой системы к двум совместным отказам. Данный принцип проектирования применяется для авиационных систем, обеспечивается трех- и четырехкратным резервированием и используется для наиболее важных систем космических аппаратов. Проектная надежность парашютных систем космических спускаемых аппаратов должна составлять не менее 0,99996. Проведены исследования надежности современных парашютных систем типа парашютакрыла

### Ключевые слова

*Парашютная система, надежность, многокупольные парашютные системы, спускаемые космические аппараты, резервирование, проектирование, путь работы парашютной системы*

Поступила 26.11.2021

Принята 04.04.2022

© Автор(ы), 2022

---

**Введение.** При создании ракетно-космических систем большое внимание уделяется их надежности, тем не менее отказов ракетно-космической техники избежать не удастся, что приводит к огромным потерям средств, сил и времени, а иногда и к человеческим жертвам. Поэтому проблема создания надежных систем и отдельных экземпляров ракетно-космической техники не только не снимается с повестки дня, но и с развитием космической техники становится еще более актуальной. Это связано с общей тен-

денцией к усложнению техники с возрастанием сложности решаемых задач и особыми условиями эксплуатации таких систем.

Присутствие людей в космическом спускаемом аппарате (КСА) значительно изменяет принципы проектирования ракетно-космической техники и реализации программы полетов, поскольку безопасное возвращение экипажа всегда является первоочередной задачей. Следовательно, при проектировании систем космических аппаратов (КА) и определении общей концепции полета следует уделять наибольшее внимание сохранению возможности безопасного возвращения экипажа, чем достижению запланированной цели полета.

Все катастрофы как отечественных, так и зарубежных пилотируемых КА, а также отравление американского экипажа КА «Аполлон-15» в 1975 г. тетраоксидом азота, должны быть учтены при проектировании парашютных систем (ПС). Это определяет принципы построения и режимы работы ПС, а также необходимость автоматизации ее управления.

*Цель настоящей работы* — на основе анализа ПС КСА выявить основные принципы проектирования и обеспечения надежности зарубежных пилотируемых КА, показать развитие этих принципов с момента появления пилотируемых КА и до настоящего времени.

В некоторых современных работах проведен анализ значительных аварий пилотируемых космических кораблей [1–3], что свидетельствует об актуальности выбранного направления исследования. В настоящей работе автором выполнена оценка параметров надежности пилотируемых КА, начиная с полета Ю.А. Гагарина. Впервые в отечественной практике приведены значения параметров надежности по функционированию ПС различных видов и типов. Для выделения многокупольных ПС с индивидуальным вводом парашютов, имеющих наивысшую надежность работы, введено понятие пути работы ПС.

**Экспериментальные КА.** Вероятностные критерии проектирования экспериментальных КА первого поколения приведены в табл. 1. Указано, что вероятность успешного выполнения программы полета составляет 0,95, а вероятность безопасного возвращения экипажа — 0,995 для обоих КА [2]. Это связано с главной особенностью выполнения программы полета — длительность полета короткая, не более двух недель.

Система спасения экипажа КСА «Близнецы» состояла из двух подсистем: основной ПС приводнения капсулы и индивидуальных катапультируемых кресел астронавтов [4].

Наиболее простым методом расчета надежности технических систем является метод структурных схем [5–7]. За расчетную надежность пара-

шюта можно взять вероятность безотказной работы основного десантного парашюта типа Т-10, равную 0,999 [8] (один перехлест стропами на 1000 применений).

Таблица 1

### Вероятностные критерии проектирования КА (США) первого поколения

КА	Вероятность		Особенности	
	успешного выполнения программы полета	безопасного возврата экипажа	выполнения программы полета	системы приземления
«Меркурий»	0,95	0,995	Доказательство возможности суборбитального полета. Длительность экспедиции (часы, дни)	Единый электронный блок с различными системами управления полетом, резервирование экипажем, наземное обеспечение полета. Пневматическая амортизация при посадке
«Близнецы»	0,95	0,995	Доказательство возможности орбитального полета, быстрые стыковки на орбите (~ 1 ч). Длительность экспедиции до двух недель	Аварийное покидание с помощью катапультирных кресел. Единый электронный блок с различными системами управления полетом, резервирование экипажем, наземное обеспечение полета. Трехточечное шасси для приземления

Исходя из условия равной вероятности безотказной работы всех элементов системы расчетную схему работы системы спасения КСА «Близнецы» можно представить так, как показано на рис. 1.

Для обеспечения заданной надежности ПС КСА «Близнецы» имеется два пути работы. Путь 1 — последовательность работы основной системы посадки. Путь 2 (резервный) — последовательность работы аварийной ПС катапультирных кресел членов экипажа. Поскольку эти системы с последовательным соединением элементов, то вероятность безотказной ра-

боты элементов (по функционированию) для первого и второго пути работы ПС равна 0,997. Проектирование равнонадежных систем для ПС спасения является предпочтительной практикой. Для двух путей работы системы с дублированием вероятность безотказной работы составляет  $1 - (1 - 0,997) (1 - 0,997) = 0,999991 = 0,9(5)4$ .



**Рис. 1.** Расчетная схема для ПС КСА «Близнецы» (ТП, ВП, ОП — тормозной, вытяжной и основной парашюты; СМ — стреляющий механизм)

Это значение несколько завышено, поскольку не учитываются элементы, входящие в ПС, а также их рифление и прочностная надежность парашютов и другие параметры, но обычно значения различаются примерно на порядок, что позволяет определить расчетную вероятность для всей системы как равную 0,9(4)4. Это очень близко к значению надежности современной французской основной десантной системы ARZ EPC — 0,99998 [9]. Надежность основной десантной системы с обычными парашютами берется за основу, поскольку такая система предназначается для штатного приземления парашютистов-десантников.

Опыт эксплуатации первых КСА (США) был проанализирован в [10]. На основании этого опыта были сформулированы основные требования к ПС пилотируемых КА длительной эксплуатации.

**Пилотируемые КА длительной эксплуатации.** Вероятностные критерии проектирования КА длительной эксплуатации (США) приведены в табл. 2, в которой впервые появляется вероятность потери аппарата  $(7,4...7,8) \cdot 10^{-5}$  за один час полета [2], так как эти аппараты изначально проектировались на существенно более длительные и сложные полеты. Система Space Shuttle являлась космическим самолетом и не имела ПС приземления, поэтому не рассматривается в данной статье, но опыт ее эксплуатации потребовал увеличения показателей надежности для наиболее современных КСА с ПС посадки.

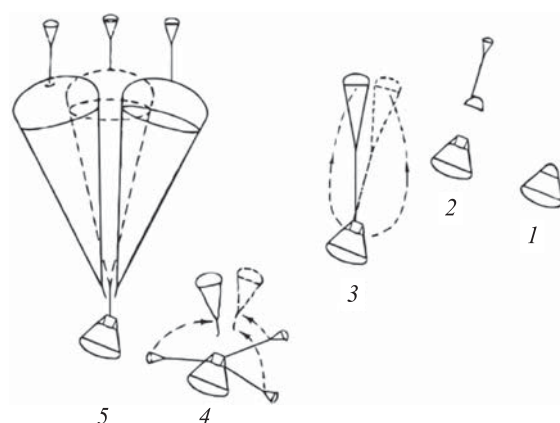
Таблица 2

**Вероятностные критерии проектирования КА (США) длительной эксплуатации**

КА	Вероятностные характеристики	Примечание
«Аполлон»	Вероятность успешного выполнения всей программы полета 0,9. Вероятность безопасного возвращения экипажа 0,999. Вероятность безотказной работы ПС спасения 0,99996 [4]. Расчетные потери от $7,4 \cdot 10^{-5}$ до $3,7 \cdot 10^{-5}$ за один час полета	Для 15 пилотируемых полетов КА «Аполлон» (включая три длительных полета на Skylab). Отсутствие потерь аппаратов или экипажей за 6760 ч пилотируемых полетов космической системы (без учета КА «Аполлон-1», который никогда не летал, и соответственно одной потери экипажа, а также КА «Аполлон-13», с успешным спасением экипажа). Тормозная ПС дублированная, основная ПС с тройным резервированием
Space Shuttle	Вероятность потери аппарата $7,8 \cdot 10^{-5}$ за один час полета	На этапе старта спасение экипажа невозможно. Первые полеты обеспечивались катапультируемыми креслами экипажа. Длительность программы полета одна-две недели, повторное использование КА, ремонт силами экипажа, выход в открытый космос. Две потери КА за 25 440 летных часов

Для систем посадки второго поколения КСА «Аполлон» выбрана многокупольная ПС из трех парашютов индивидуального ввода и амортизирующих стоек смягчения ударов крепления отдельных ложементов астронавтов.

Последовательность работы ПС КСА «Аполлон» [11] приведена на рис. 2. Включение системы посадки 1 происходило на высоте 7625 м и скорости полета  $M = 0,7$ . Передний тепловой экран модуля экипажа, который окружал стыковочный туннель и защищал раскладку ПС, сбрасывался по сигналу баростатического датчика 2. Теплозащитный экран спускался на парашюте с кольцевыми щелями диаметром 2,2 м с малой скоростью спуска, чтобы предотвратить повторный контакт с модулем экипажа. Этот парашют вводился твердотопливным ракетным двигателем. С момента ввода этого парашюта начинался отсчет времени работы всей системы посадки.



**Рис. 2.** Последовательность работы ПС КСА «Аполлон» для штатного режима:

1 — включение системы посадки в работу; 2 — сброс теплозащитного экрана; 3 — ввод ТП мортирой; 4 — отсоединение ТП и ввод ВП; 5 — установившийся спуск на ОП

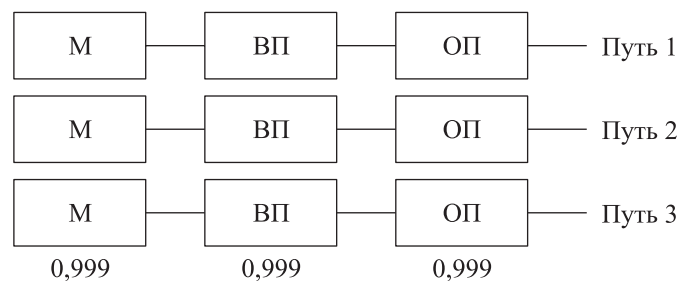
Через 1,6 с после сброса теплозащитного экрана два рифовых ТП диаметром 5 м вводились мортирами. Эти парашюты разрифовывались через 6 с. Один ТП являлся основной системой, а второй ТП был резервным парашютом, тем не менее одновременно вводились оба — для упрощения парирования возможного отказа ТП, так как работа этих парашютов определяла условия ввода ОП. Отметим, что ввод мортирой этих парашютов обеспечивал синхронность их работы, что важно для многокупольных ПС.

На высоте ~ 3000 м оба ТП отсоединялись по сигналу баростатического датчика и три ВП с кольцевыми щелями диаметром 2,2 м (вероятно, аналогичные парашюту переднего экрана) выстреливались мортирой в направлении по нормали к оси симметрии командного модуля. Вытяжные парашюты извлекли три рифовых ОП типа кольцевого паруса диаметром 25,5 м, которые разрифовывались в два этапа через 6 и 10 с. Только два парашюта формировали конфигурацию основной системы приведения, для уменьшения перегрузки при ударе о воду КСА спускался с заданным углом наклона. Для увеличения надежности работы системы третий (запасной) парашют вводился одновременно, его применение обеспечивало меньшую скорость приземления капсулы (аварийное приземление на грунт).

Две параллельно работающие полностью автоматические посадочные системы последовательного выполнения операций использовались для реализации всех функций по вводу парашютов с ручным переопределением астронавтом в качестве запасного варианта работы. Астронавты

могли вводить ТП на высоте более 7625 м в случае проблем с устойчивостью командного модуля. Отсоединение парашютов после приводнения осуществлялось строго по команде астронавтов.

В ПС КСА «Аполлон» применены две отдельно действующие ПС — тормозная (два ТП) и основная (три ОП) — последовательная работа подсистем. Для каждой подсистемы реализовано два-три пути работы системы, т. е. применено многократное дублирование; критических точек отказа нет. Такими точками являются точки, отказ в которых приводит к отказу всей системы, например, общий узел крепления трех парашютов. Расчетная схема для работы основной многокупольной ПС КСА «Аполлон» приведена на рис. 3 (обозначения см. рис. 1).



**Рис. 3.** Расчетная схема для основной многокупольной ПС КСА «Аполлон» (М)

Рассчитаем надежность работы этой системы. Вероятность безотказной работы для одного пути работы системы равна 0,997. Для трех путей работы системы вероятность —  $1 - (1 - 0,997)^3 = 0,99999997 = 0,9(7)7$ . Это значение несколько завышено, поскольку не учитывается ряд элементов, входящих в ПС, а также их рифление и прочностная надежность парашютов, но в целом оно отражает очень высокий уровень надежности.

Командный модуль может быть спасен при аварии ракеты-носителя с помощью аварийной ракетной системы. Временная последовательность ввода в действие парашютов использовалась для прерванного старта на пусковом столе, а временная и управляемая баростатическим автоматом последовательности — для прерванного полета КА на большой высоте.

Следует обратить внимание на постепенное увеличение надежности подсистем ПС КСА «Аполлон»: для парашюта переднего экрана это  $\sim 0,99$ , для ТП —  $\sim 0,9(5)6$ , а для ОП —  $\sim 0,9(7)7$ . Вероятно, увеличение надежности сброса экрана определялось мортирным вводом тормозной подсистемы. Главная задача — приводнение командного модуля — выполнялась основной ПС с высоким запасом по прочности, равным 1,35.



Система показала высокую надежность при эксплуатации, поэтому почти аналогичная схема реализации в настоящее время используется и для американского КСА «Орион». С точки зрения работы системы доработки коснулись именно подсистемы сброса переднего теплозащитного экрана — теперь применяют три парашюта увода экрана, что на два порядка увеличило ее надежность.

**Пилотируемые космические системы нового поколения.** В настоящее время НАСА занимается разработкой пилотируемых КА нового поколения, одно из основных требований к которым — это многократность применения. Такие аппараты используют системы посадки, выполненные на основе обычных парашютов. Предыдущее поколение КА типа Space Shuttle было разработано более 40 лет назад с другим набором выполняемых задач и функциональных требований. Фактически зарубежные спускаемые аппараты новой конструкции больше похожи на аппараты первых поколений программ: «Меркурий», «Близнецы», «Аполлон», чем на космический самолет. Это связано с тем, что реализовать требования, выдвигаемые современной методологией проектирования, исходя из требований надежности и наработки на отказ отдельных подсистем, необходимых для обеспечения успеха полета и безопасности экипажа, проще именно для таких КА. С учетом опыта космических полетов по программе Space Shuttle вероятностные параметры надежности перспективных КА должны стремиться к таковым для современного самолета-истребителя (табл. 3).

Исходя из современных требований, предъявляемых к авиационной технике, и требований по надежности для ПС, приведенных ранее, дополнительным приоритетным требованием при проектировании современных пилотируемых многоразовых КА является требование по устойчивости любой системы КСА к двум совместным отказам. Это позволяет обеспечить безопасность пилотируемых космических систем с учетом следующих условий:

- каждый из двух отказов маловероятен сам по себе в течение всего полета (этапа полета);
- совместное проявление двух отказов крайне маловероятно;
- вся система не подвержена общему или другому отказу, который нарушает работоспособность этой системы по одной причине.

Выполнить эти условия позволяют системы управления и топливопитания КА с трех- или четырехкратным резервированием, часто с разнообразными вариантами проводки этих систем.



Таблица 3

**Вероятностные критерии проектирования современных самолетов (США)**

Самолет	Вероятностные характеристики	Примечание
Истребитель F-16	Вероятность потери самолета $3,9 \cdot 10^{-5}$ за один час полета	Различные системы с трех- или четырехкратным резервированием с разнообразным ручным/механическим резервированием или без него. Резервирование первого отказа
Коммерческий самолет	Вероятность вылета коммерческих самолетов по расписанию равна 0,99. Вероятность безотказного выполнения рейса для коммерческих самолетов равна 0,9995 при продолжительности полета 5 ч (нормируемое значение 1985 г.) [5]. Вероятность потери самолета составляет от $9,1 \cdot 10^{-7}$ до $5,6 \cdot 10^{-8}$ за один час полета в период 1983–2002 гг.	Различные системы с трех- или четырехкратным резервированием с разнообразным ручным/механическим резервированием или без него. Резервирование первого отказа. Отказоустойчивое проектирование систем: – ни один единичный отказ не должен препятствовать продолжению безопасного полета и посадки; – система спроектирована так, что вероятность совместного отказа не должна превышать $1 \cdot 10^{-9}$ за один час полета

Устойчивость к двум отказам — это один из способов уменьшить влияние отказа на работу системы, который может поставить под угрозу исходную систему, а не резервные подсистемы. Для обеспечения устойчивости к двум отказам резервные системы не должны подвергаться риску из-за отказа основной системы независимо от режима полета и причины первого отказа. Достижение отказоустойчивости за счет резервирования не обеспечивает полной защиты, поскольку большинство отказов космической системы не вызвано единичным случайным событием, т. е. отказом только одного компонента. Если происходит отказ, то обычно из-за фатальной ошибки или «неизвестного и непредполагаемого события», которые влияют на несколько компонентов (например, производственные дефекты, ошибки проектирования и суровые условия окружающей среды).

Для современных десантных ПС уход от угрозы резервной системе — это отсоединение отказавшего ОП.

Первое условие, которое необходимо учитывать при выборе резервной системы или резервировании компонентов основной системы, — это непрерывность выполнения программы полета. Чтобы смягчить последствия первого отказа, резервирование должно обеспечивать заданные характеристики системы для успешного выполнения всей программы полета. Система может использовать одну, две, три или столько избыточных цепочек резервирования, сколько необходимо для достижения требуемой эксплуатационной надежности, если эти дополнения находятся в пределах ограничений характеристик системы, обеспечивают успешное выполнение программы полета и не ставят под угрозу безопасность экипажа. Для современных ПС типа парашюта-крыла выполнение этого условия — это реализация концепции «основной с основным», приведенная далее.

Для реализации этих требований спроектированы современные многопутевые ПС КСА «Орион» и «Пилотируемый дракон».

Парашютная система КСА «Орион» предназначена для обеспечения безопасной посадки астронавтов, возвращающихся на Землю в отсеке экипажа на скоростях, превышающих 11 175 м/с из дальних космических полетов [12]. В то время как атмосфера Земли позволяет замедлить космический корабль с 8490 до 145,3 м/с, парашюты необходимы для достижения безопасной посадочной скорости 9 м/с или менее.

Конфигурация ПС КСА «Орион» в целом соответствует ПС КСА «Аполлон». Парашютная система КСА «Орион» состоит из 11 парашютов [13], которые можно разделить на три отдельные подсистемы.

1. Три парашюта переднего теплозащитного экрана (FBC) используются вместе с пиротехническими толкателями для обеспечения отделения экрана, который защищает «Орион» и его парашюты во время первоначального замедления при входе в атмосферу. Каждый парашют, вероятно ленточный, полностью изготовлен из кевлара, имеет  $D_0 = 2,135$  м,  $S_0 = 3,6$  м<sup>2</sup> и массу 3,6 кг. Длина каждого парашюта-экрана ~ 3 м от крепления на экране до верхушки купола в наполненном состоянии. Парашюты вводятся на высоте 8083 м при скорости спускаемого аппарата 145 м/с. Применение трех парашютов существенно повысило надежность этой подсистемы по сравнению с КСА «Аполлон».

2. Два ТП используются для замедления и стабилизации модуля экипажа во время спуска и создания надлежащих условий для последующего ввода ОП. Конструкция парашютов гибридная: ленты/стропы выполне-

ны из кевлара, купола — из нейлона,  $D_0 = 7$  м,  $S_0 = 37$  м<sup>2</sup>, масса 36,3 кг. Длина ТП ~ 30,5 м от индивидуального места крепления на капсуле экипажа до верхушки купола в наполненном состоянии, купола рифленые. Парашюты вводятся на высоте 7625 м при скорости спускаемого аппарата 137 м/с. Несущая стропа ТП рассчитана на нагрузку не менее 2270 даН. Каждый ТП имеет 24 такие стропы.

3. В три блока основной парашютной подсистемы входят по одному ВП и ОП (рис. 4). На рисунке хорошо видно облако порошковой смазки куполов (основа фторопласт) в момент их наполнения. Вытяжные парашюты используются для извлечения и вытягивания ОП из переднего отсека модуля экипажа. Конструкция парашютов типа кольцевого паруса гибридная: ленты/стропы выполнены из кевлара, купола — из нейлона,  $D_0 = 3,35$  м,  $S_0 = 8,8$  м<sup>2</sup>, масса 5 кг. Парашюты вводятся на высоте 2900 м при скорости спускаемого аппарата 58 м/с. Основные парашюты используются для обеспечения посадки модуля экипажа как в воду, так и на грунт со скоростью, безопасной для астронавтов. Конструкция каждого парашюта гибридная: ленты/стропы выполнены из кевлара, купола — из нейлона,  $D_0 = 35,4$  м,  $S_0 = 977$  м<sup>2</sup>, масса 141 кг. Длина каждого ОП ~ 81 м от места крепления к модулю экипажа до верхушки купола в наполненном состоянии. Для купола выбрана четвертьсферическая раскройная форма с относительно высоким коэффициентом сопротивления. Купола имеют рифление. Несущая стропа ОП рассчитана на разрывную нагрузку не менее 681 даН. Каждый ОП имеет 80 таких строп. Общая длина строп трех ОП ~ 16 км. Поверхностная плотность нейлоновой ткани для ОП составляет от 41 г/м<sup>2</sup> (на периферии) до 68 г/м<sup>2</sup> (в вершине купола).

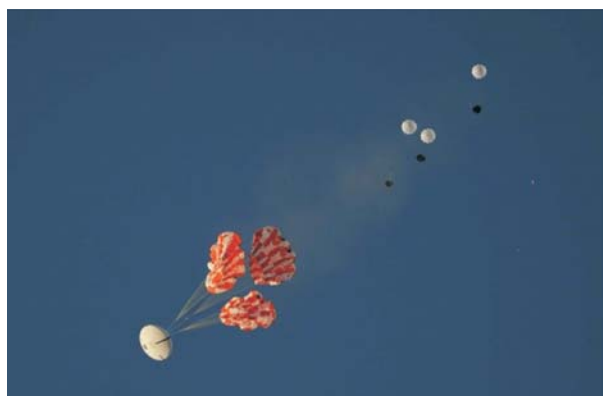


Рис. 4. Ввод ОП КСА «Орион» на испытаниях

Парашюты переднего теплозащитного экрана, ТП и ОП укладываются под гидравлическим прессом до плотности  $\sim 570 \text{ кг/м}^3$ .

Купола парашюта типа кольцевого паруса (рис. 5) около вершины клина, как правило, имеют первые несколько панелей из ткани, которые выполнены так, что будут наполняться в соответствии с расчетной формой (четвертьсферической в случае основного купола КСА «Орион») без дополнительной слабины или «выпучивания». Остающиеся панели ткани (паруса), расположенные от вершины к нижней кромке клина, имеют избыток ткани в нижней части по сравнению с расчетной формой образующей купола, чтобы выполненная форма в нижней части полотнища несколько выпирала наружу между лентами радиального каркаса и создавала «паруса», направленные по потоку, как зубцы на овощной терке.



Рис. 5. Продувка ОП КСА «Орион» в аэродинамической трубе

Купола ОП КСА «Орион» имеют малое центральное отверстие, четыре верхних кольца с маленькими разрывами между ними и девять полотнищ парусов (круговых колец ткани со слабиной). Существует относительно большой разрыв между первым и вторым парусами для повышения устойчивости данного парашюта и обеспечения равномерности наполнения в связке. Кроме щелей, создаваемых между первым и девятым парусами за счет истечения газа и различного выпучивания ткани, имеются отверстия по седьмому парусу для каждого пятого клина. Первоначально предполагалось, что парашюты будут иметь номинальную площадь купола, равную  $951 \text{ м}^2$  [14].

Сведений о технических характеристиках ПС КСА «Пилотируемый дракон» найти не удалось, но выявлено, что главной особенностью этой системы является ее построение по принципу устойчивости к двум отказам.

Космический спускаемый аппарат «Пилотируемый дракон» с основной четырехпольной ПС в режиме спуска показан на рис. 6. Парашютная система состоит из двух ТП и четырех ОП типа кольцевого паруса с рифлением и индивидуальным креплением к корпусу КСА, что указывает на использование двух парашютных подсистем (левого и правого

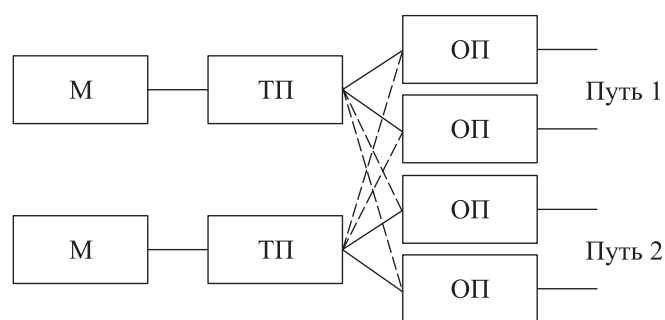


**Рис. 6.** Основная ПС КСА «Пилотируемый дракон»

бортов, ОП подсистем всегда имеют контрастную окраску). Тормозные парашюты вводятся мортирами. Затем они отсоединяются от индивидуальных замков (два пути работы) и вытягивают ОП. Основные парашюты обеспечивают приводнение спускаемой капсулы. В аварийном и штатном режимах работы КСА приводняется соответственно в Атлантическом океане и северной части Тихого океана. Отметим, что первоначально конструкторами компании SpaceX в аварийном режиме планировалось двигательное приземление капсулы, но в дальнейшем (2016) от такой схемы посадки отказались и в настоящее время для посадки

используется ПС в обоих режимах.

Упрощенная расчетная схема для многокупольной ПС КСА «Пилотируемый дракон» приведена на рис. 7. Система имеет два пути работы, критических точек отказа нет. Возможно переключение между подсистемами левого и правого бортов [15], поскольку существует механический переключатель для ТП. Для основной ПС допустим отказ только одного ОП.



**Рис. 7.** Расчетная схема ПС КСА «Пилотируемый дракон»

Для одного пути работы вероятность безотказной работы составляет  $0,999 \cdot 0,999 \cdot 0,998 = 0,996$ . Для двух путей работы ПС получаем вероятность безотказной работы:  $1 - (1 - 0,996)^2 = 0,99998 = 0,9(4)8$ . Это значе-

ние несколько завышено, так как не учитываются элементы, входящие в ПС, а также их рифление и прочностная надежность парашютов, но оно соответствует значению, заявленному для современной десантной ПС.

Интересные результаты дает применение рассмотренной методики формирования и расчета надежности ПС КСА, состоящих из обычных парашютов, для расчета надежности ПС типа парашюта-крыла.

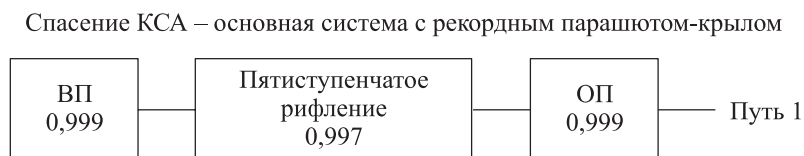
**Управляемые ПС типа парашюта-крыла.** С момента первых полетов в космос в США интенсивно проводились изыскательские работы по созданию планирующих систем посадки КСА. Посадка на сушу существенно упрощает эвакуацию экипажа и КА.

Наиболее поздняя разработка в этом направлении — это ПС КСА Crew Return Vehicle (CRV). Проект CRV являлся результатом сотрудничества ЕКА и НАСА. Как предполагалось, этот КСА будет «спасательной шлюпкой» для МКС, рассчитанным на 4–7 человек. Масса корабля соответственно 6810...11 350 кг. Конструкция спускаемого аппарата представляла собой планер типа несущего корпуса. Форма несущего корпуса обеспечивала достаточную подъемную силу, чтобы обеспечить аэродинамические маневры в верхних слоях атмосферы. Однако вследствие низкого аэродинамического качества аппарата скорость посадки была бы слишком высокой для посадки по самолетному типу. Поэтому предполагалось, что CRV будет приземляться с помощью самого большого парашюта-крыла в мире (площадь основного парашюта-крыла 380 м<sup>2</sup>). Посадка КСА предполагалась полностью автоматической, хотя у экипажа предусматривалась возможность переключаться на резервные системы, контролировать ориентацию на орбите, выбирать местоположение для ухода с орбиты и управлять парашютом-крылом, если это будет необходимо. Для обеспечения заданной надежности всей системы посадки запасная ПС CRV имела в своем составе связку из трех обычных парашютов типа кольцевого паруса ( $D_0 = 36,6$  м,  $S_0 = 1052$  м<sup>2</sup>), которые плохо себя зарекомендовали при модельных испытательных сбросах — часто происходил перехлест стропами [16].

Проект неожиданно закрыли в 2002 г., по официальной версии, в результате снижения объемов финансирования, выделенных на развитие космических станций в США. При этом проект был закрыт в пользу разработки более дорогого КСА «Орион», правда, с существенно более простой и надежной ПС на основе ОП меньшей массы.

Предполагаемая расчетная схема для основной управляемой ПС CRV приведена на рис. 8.





**Рис. 8.** Расчетная схема для ПС типа парашюта-крыла проекта CRV

Для одного пути работы ПС с пятиступенчатым рифлением (при вероятности безотказной работы контура рифления 0,999) вероятность безотказной работы составляет  $0,999 \cdot 0,997 \cdot 0,999 = 0,995$ . Для двух путей работы такой ПС (основной с основным) получаем вероятность безотказной работы, равную  $1 - (1 - 0,93)^2 = 0,99997 = 0,9(4)7$ . Это значение несколько завышено, поскольку не учитывает ряд элементов, входящих в ПС, а также прочностную надежность парашютов, но для оценки надежности системы приемлемо.

При единственном испытательном сбросе аппарата — прототипа X-38 рекордная ПС без слайдера [17] имела сильную раскачку и была повреждена



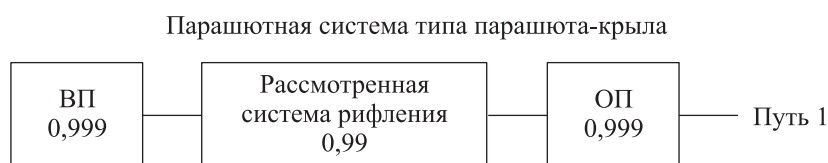
**Рис. 9.** Аппарат — прототип X-38 при приземлении на поврежденном рекордном планирующем парашюте-крыле

при раскрытии, вероятно, из-за погрешности времени срабатывания резачков (рис. 9), что указывает на ее не очень высокую надежность работы.

В результате зависимости характеристик от внешних условий мощность срабатывания пороховой навески для пиротехнических систем может меняться в 2–3 раза. Запас по мощности сделать нетрудно, но временные характеристики срабатывания пирорезачков очень разнятся (разброс более 10 % расчетного значения) и увеличение навески пороха только усиливает этот эффект, на что повлиять нельзя. Следовательно, расчетная надежность для резачков 0,999 имеет очень низкий доверительный интервал. Поэтому для рассмотренной

системы рифления парашюта-крыла гипотетически предположим надежность работы не 0,997, а 0,99 (рис. 10). Экспериментальные работы автора, проведенные с лемнискатным парашютом энергопоглощающей конструкции (с системой непрерывного разрифления центральной





**Рис. 10.** Расчетная схема для ПС типа парашюта-крыла

стропой) в 2019 г. [18], показали, что наименьшую надежность работы имеет именно система непрерывного разрифления.

Для одного пути работы ПС с рифлением (при вероятности безотказной работы системы рифления 0,99) вероятность безотказной работы составляет  $0,999 \cdot 0,99 \cdot 0,999 = 0,988$ . Для двух путей работы такой ПС с аналогичными парашютами получаем вероятность безотказной работы:  $1 - (1 - 0,988)^2 = 0,9998 = 0,9(3)8$ . Полученный результат весьма важен. Он позволяет охарактеризовать все современные ПС типа парашюта-крыла.

Десантные планирующие ПС типа парашюта-крыла имеют существенно меньшую надежность, чем системы, состоящие из обычных парашютов. Это обусловлено тем, что для уменьшения нагрузок при наполнении планирующие ПС обязательно должны иметь средства рифления купола на этапе его наполнения, т. е. по определению это более сложные парашюты с последовательной схемой работы элементов. Это может быть система непрерывного разрифления типа слайдера, либо различные варианты рифления шнуром по нижней кромке купола и/или его отдельных групп секций. Известно, что общая надежность десантных систем типа парашюта-крыла МС-4 составляет  $\sim 0,999$ , что позволяет полагать надежность системы рифления типа слайдера, равной 0,99, и подтверждает ранее предложенную гипотезу.

Надежность работы ПС не менее 0,999 является нижней границей для индивидуальных десантных систем (по опыту разработки ОП десантного парашюта Т-10 [8]). Именно поэтому сейчас активно применяют десантные парашюты-крылья с аналогичными ОП и запасным парашютом (концепция — основной с основным). Такие системы дороги в производстве — стоимость десантной системы МС-4 примерно в 6 раз выше стоимости маневренной системы с обычными круглыми парашютами FS-10А/МС-6, но они обеспечивают более надежное выполнение основной задачи выброски группы парашютистов.

**Выводы.** Обеспечение надежности КА и их основных (особо ответственных) систем, к которым относятся и ПС спасения, предусматривает разработку оптимального построения такой системы. В настоящей рабо-

те приведена методика предпроектной оценки надежности ПС КСА с использованием метода структурных схем. Кроме того, подробно рассмотрено построение некоторых ПС зарубежных спускаемых аппаратов с момента их появления до разработки наиболее современных многофазовых аппаратов с длительным сроком эксплуатации. Проведенный анализ ПС КСА США позволяет определить следующие принципы проектирования и обеспечения надежности ПС пилотируемых КА.

1. Выбор системы приземления — это проблема безопасности экипажа и обеспечения надежности ПС. При этом план полета на этапе выполнения посадки определяет характеристики и конструкцию системы посадки. Система амортизации удара в первую очередь определяется выбором системы спуска на конечном этапе полета КСА.

2. До настоящего времени основным режимом возвращения на Землю для американских КСА является приводнение, но эвакуация КСА с грунта существенно проще, и аварийная посадка на суше не должна причинять членам экипажа серьезных травм, поэтому проектная скорость спуска для КСА «Орион» на трех ОП составляет менее 10 м/с.

3. Система посадки КА «Меркурий», в которой используются парашюты для спуска и надувной баллонет для снижения удара при посадке на воду, показала удовлетворительную работу в широком диапазоне рабочих условий и является наиболее взрывобезопасной, поэтому системы воздушной амортизации нашли свое применение для КСА «Аполлон» и «Орион».

4. Экспериментальные планирующие ПС посадки для КСА «Близнецы» имели следующие особенности: способность приземляться на воду или сушу, способность к планируемому полету с аэродинамическим качеством от 0,7 до 3,5 (крыло конструкции Рогалло) и амортизационные стойки шасси, что позволяло выбирать точку приземления. Однако от этих нововведений отказались из-за низкой надежности системы посадки (например, для крыльев Рогалло использовалось трехступенчатое рифление купола).

5. Экспериментальная планирующая управляемая ПС посадки КСА CRV была отвергнута из-за низкой надежности работы, так как имела пятиступенчатое рифление основного парашюта-крыла и сложную запасную многокупольную ПС. При расчете надежности управляемых планирующих систем типа парашюта-крыла надежность системы рифления шнуром по нижней кромке и типа слайдера следует считать равной 0,99. Общая надежность современных ПС типа парашюта-крыла имеет расчет-

ное значение не менее 0,999, что является нижней границей для индивидуальных десантных систем, но неприемлемо для КСА с большим экипажем.

6. Системы наземной посадки КСА должны проектироваться и разрабатываться, чтобы использовать способности человека для управления приземлением и таким образом повысить надежность выполнения программы полета, но из-за случая отравления экипажа КСА «Аполлон-15» компонентами ракетного топлива основной режим работы ПС выбран автоматическим.

7. Наиболее перспективными для КСА являются многокупольные ПС посадки с обычными парашютами, в которых используются три ОП индивидуального ввода или четыре ОП в составе двух подсистем параллельной работы. Надежность таких ПС посадки должна быть не менее 0,99996.

8. Устойчивость к двум отказам — это один из способов уменьшить влияние отказа в работе системы, который может поставить под угрозу основную систему, а не резервные подсистемы. Соответственно для обеспечения устойчивости к двум отказам резервные системы не должны подвергаться риску из-за отказа основной системы, независимо от режима полета и причины отказа. Это требование обеспечивается трех- или четырехкратным резервированием основных систем спускаемых аппаратов. Надежность ПС ~ 0,999 для систем спасения современных КСА с большими экипажами недостаточна, поскольку не обеспечивается устойчивость к двум отказам (например, КСА «Союз-1» и «Аполлон»).

9. Парашюты всех подсистем должны вводиться независимо друг от друга, кроме того, должны использоваться активные средства их ввода — мортiry. Это обеспечивает более высокую надежность их раскрытия и условие минимальности импульса первого вводимого парашюта последующей подсистемы, необходимое для отсутствия запутывания с отказавшим и/или несброшенным парашютом предыдущей подсистемы.

**Заключение.** Парашют — это самый аэроупругий летательный аппарат, который никогда не прощает элементарных ошибок при проектировании, и от надежной работы которого непосредственно зависит жизнь экипажа современных КСА.

Исследования в этом направлении актуальны. Поскольку ПС КСА в настоящее время являются одноразовыми для минимизации массы и останутся таковыми в будущем, для таких систем очень важны вероятностные параметры надежности работы, а методики выбора коэффициентов надежности и безопасности существенно отличны от обычных, применяемых при проектировании других объектов авиационной и космической техники.

Предложенная в работе методика расчета надежности ПС КСА благодаря своей простоте и наглядности используется автором при проведении занятий со студентами. Она позволяет показать, как из одинаковых компонентов возможно получить многокупольные ПС с надежностью по функционированию на два порядка больше.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Patel N.R., Martin J.C., Francis R.J., et al. Human flight safety guidelines for reusable launch vehicles. Report No. ATR-2003(5050)-1. Aerospace Corporation, 2003.
- [2] Miller J., Leggett J., Kramer-White J. Design development test and evaluation (DDT&E) considerations for safe and reliable human rated spacecraft systems. NASA/TM-2008-215126/Vol I.
- [3] Miller J., Leggett J., Kramer-White J. Design development test and evaluation (DDT&E) considerations for safe and reliable human rated spacecraft systems. NASA/TM-2008-215126/Vol II.
- [4] Ewing E.G., Bixby H.W., Knacke T.W. Recovery systems design guide. California, Irvin Industries, 1978.
- [5] Анцелиович А.А. Надежность, безопасность и живучесть самолета. М., Машиностроение, 1985.
- [6] Barlow R.E., Proschan F. Mathematical theory of reliability. New York, John Wiley and Sons, 1965.
- [7] Епифанов А.Д. Надежность систем управления. М., Машиностроение, 1975.
- [8] Knacke T.W. Parachute recovery systems: design manual. Santa Barbara, Para Publ., 1992.
- [9] Плосков С.Ю., Хурсевич С.Н. Обзор зарубежных десантных парашютных систем военного назначения. М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018.
- [10] Kiker J.W., Lee J.B., Hinson J.K. Earth-landing systems for manned spacecraft. Turin, USA, NASA 1963.
- [11] Knacke T.W. The Apollo parachute landing system, TP-131. Newbury Park, Northrup Ventura Corp., 1968.
- [12] Apollo 15 mission main parachute failure. Report NASA-TM-X-68350. Houston, NASA, 1971.
- [13] Orion's parachute system. *nasa.gov: веб-сайт*. URL: [https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/orion\\_parachutes.pdf](https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/orion_parachutes.pdf) (дата обращения: 15.06.2022).
- [14] Greathouse J.S., Schwing A.M. Study of geometric porosity on static stability and drag using computational fluid dynamics for rigid parachute shapes. *AIAA Paper*, 2015, no. AIAA 2015-2131. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2015-2131>
- [15] Smith D.J. Reliability engineering. New York, Barnes and Noble, 1972.
- [16] Stein J.M., Ricardo A., Wolf D.F., et al. Low velocity airdrop tests of an X-38 backup parachute design. *AIAA Paper*, 2005, no. 2005-1649. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2005-1649>

[17] Плосков С.Ю. Современные парашютные системы высокоточной доставки грузов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2021, № 3.

DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-3-2066>

[18] Плосков С.Ю. Современный подход к проектированию иностранных десантных парашютных систем. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, № 8.

DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-8-2008>

**Плосков Сергей Юрьевич** — канд. техн. наук, доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

**Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:**

Плосков С.Ю. Принципы проектирования и обеспечения надежности парашютных систем зарубежных пилотируемых космических аппаратов. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2022, № 3 (142), с. 18–39.

DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2022-3-18-39>

## PRINCIPLES OF DESIGNING AND ENSURING RELIABILITY OF PARACHUTE SYSTEMS FOR FOREIGN MANNED SPACECRAFT

S.Yu. Ploskov

ploskovsu@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

---

### Abstract

The article considers the basic principles of designing and ensuring reliability of foreign manned spacecraft parachute systems. The operation algorithms of the parachute systems of American space descent vehicles are described. Using the method of block diagrams, the features of the constructing and functioning of the descent vehicle parachute systems of the “Gemini” and “Apollo” spacecraft, as well as the most modern ones, such as Crew Return Vehicle (CRV), “Orion” and “Manned Dragon” are analyzed. It is found that the design reliability of parachute systems of space descent vehicles should be at least 0.99996. It is determined that the service life and the number of applications of current space descent vehicles can be increased if designing the stability of any system to two joint failures is ensured. This principle of designing is being applied to aviation systems, is provided by their 3- and 4-fold redundancy, and it is used for the most important spacecraft systems. The reliability of modern parachute systems of the parafoil type has been studied

### Keywords

*Parachute system, reliability, parachute clusters, descent spacecrafts, redundancy, designing, parachute system operation*

Received 26.11.2021

Accepted 04.04.2022

© Author(s), 2022

---

**REFERENCES**

- [1] Patel N.R., Martin J.C., Francis R.J., et al. Human flight safety guidelines for reusable launch vehicles. Report No. ATR-2003(5050)-1. Aerospace Corporation, 2003.
- [2] Miller J., Leggett J., Kramer-White J. Design development test and evaluation (DDT&E) considerations for safe and reliable human rated spacecraft systems. NASA/TM-2008-215126/Vol I.
- [3] Miller J., Leggett J., Kramer-White J. Design development test and evaluation (DDT&E) considerations for safe and reliable human rated spacecraft systems. NASA/TM-2008-215126/Vol II.
- [4] Ewing E.G., Bixby H.W., Knacke T.W. Recovery systems design guide. California, Irvin Industries, 1978.
- [5] Antseliovich A.A. Nadezhnost', bezopasnost' i zhivuchest' samoleta [Reliability, safety and aircraft survivability]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1985.
- [6] Barlow R.E., Proschan F. Mathematical theory of reliability. New York, John Wiley and Sons, 1965.
- [7] Epifanov A.D. Nadezhnost' sistem upravleniya [Reliability of control systems]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1975.
- [8] Knacke T.W. Parachute recovery systems: design manual. Santa Barbara, Para Publ., 1992.
- [9] Ploskov S.Yu., Khursevich S.N. Obzor zarubezhnykh desantnykh parashyutnykh sistem voennogo naznacheniya [Review on foreign amphibious parachute systems for military use]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2018.
- [10] Kiker J.W., Lee J.B., Hinson J.K. Earth-landing systems for manned spacecraft. Turin, USA, NASA 1963.
- [11] Knacke T.W. The Apollo parachute landing system, TP-131. Newbury Park, Northrup Ventura Corp., 1968.
- [12] Apollo 15 mission main parachute failure. Report NASA-TM-X-68350. Houston, NASA, 1971.
- [13] Orion's parachute system. *nasa.gov: website*. Available at: [https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/orion\\_parachutes.pdf](https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/orion_parachutes.pdf) (accessed: 15.06.2022).
- [14] Greathouse J.S., Schwing A.M. Study of geometric porosity on static stability and drag using computational fluid dynamics for rigid parachute shapes. *AIAA Paper*, 2015, no. AIAA 2015-2131. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2015-2131>
- [15] Smith D.J. Reliability engineering. New York, Barnes and Noble, 1972.
- [16] Stein J.M., Ricardo A., Wolft D.F., et al. Low velocity airdrop tests of an X-38 backup parachute design. *AIAA Paper*, 2005, no. 2005-1649. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2005-1649>
- [17] Ploskov S.Yu. Modern parachute precision aerial delivery systems. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2021, no. 3 (in Russ.). DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-3-2066>

[18] Ploskov S.Yu. A modern approach to the design of foreign landing parachute systems. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2020, no. 8 (in Russ.).

DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-8-2008>

**Ploskov S.Yu.** — Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecrafts, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

**Please cite this article in English as:**

Ploskov S.Yu. Principles of designing and ensuring reliability of parachute systems for foreign manned spacecraft. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2022, no. 3 (142), pp. 18–39 (in Russ.).

DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2022-3-18-39>