УДК 629.734.7 DOI: 10.18698/2308-6033-2021-3-2066

Современные парашютные системы высокоточной доставки грузов

© С.Ю. Плосков

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Рассмотрены история создания планирующих парашютов и обобщенный опыт их разработки, а также развитие различных конструктивных схем маневренных и управляемых парашютов. Предложена новая для отечественной практики классификация парашютов, имеющих аэродинамическое качество. Представлены обобщенные аэродинамические характеристики различных планирующих парашютов. Указаны основные требования к парашютным системам высокоточной доставки грузов (СВДГ). Проанализированы современные комбинированные парашютные СВДГ фирмы Airbone Systems (США), созданные на основе двухоболочковых парашютов-крыльев. Приведены классификация и типы СВДГ. Изучены вопросы возможной унификации парашютных СВДГ. Основой унификации современных комбинированных СВДГ являются общие элементы систем управления. Унификация для систем сверхлегкого класса по основным парашютам возможна при использовании людских парашютов. Для парашютных систем среднего и тяжелого класса характерна внутривидовая унификация за счет применения единых парашютных модулей.

Ключевые слова: *планирующие парашюты, маневренные парашюты, управляемые парашюты, парашюты с высоким аэродинамическим качеством, поляра парашюта, унификация систем высокоточной доставки грузов*

Введение. Точная доставка полезной нагрузки парашютным способом является важным требованием для военной и космической областей развития современной авиационной техники. Работы по этой тематике ведутся с момента появления парашюта. Следует отметить, что основные успехи в этой области достигнуты в США, поэтому анализ необходимо провести на основе небольшого исторического обзора планирующих парашютов и современного состояния американских систем высокоточной воздушной доставки грузов.

Система высокоточной доставки грузов — это парашютная система, решающая целевую задачу по доставке полезной нагрузки с заданной точностью независимо от воздействия атмосферных факторов.

Разработка парашютных систем высокоточной доставки спасаемой нагрузки ведется с 1940-х годов. Цель настоящей статьи — на основе анализа аэродинамических характеристик различных планирующих парашютов определить аэродинамическую схему для современных парашютных систем высокоточной доставки грузов (СВДГ), определить типы и рассмотреть возможность унификации конструкции основных парашютов подобных систем.

Данная статья является продолжением теоретических и экспериментальных исследований автора, посвященных изучению аэродинамических характеристик и, в частности, устойчивости различных парашютных систем [1–4].

Во многих странах, в том числе и в России, ведутся работы по созданию системы высокоточного десантирования грузов. В иностранной литературе эти системы получили общее наименование: наводимые системы точной воздушной доставки грузов (Guided Precision Aerial Delivery System, GPADS). В США для разработки таких систем в 90-х годах XX в. проводились исследовательские работы, в 2000 г. — работа по разработке комбинированных систем высокоточной воздушной доставки (Joint Precision Aerial Delivery Systems, JPADS). Достижением этой программы стало создание унифицированных систем управления, что позволяет их комбинировать с различными основными парашютами систем высокоточной воздушной доставки.

В статье обоснована новая для отечественной практики классификация парашютов, имеющих аэродинамическое качество, и показаны критерии выбора аэродинамических схем основных парашютов для СВДГ.

Актуальность создания парашютных систем точной доставки грузов. Самолет должен лететь достаточно низко и непосредственно в районе цели для того, чтобы осуществить точную доставку военных грузов с помощью традиционной баллистической парашютной системы. Вследствие этого транспортный самолет может быть подвержен риску поражения от переносных средств противовоздушной обороны и стрелкового оружия и может выдать расположение своих войск противнику. Если самолет выполняет полет на безопасной высоте (более 6000 м — высота поражения современных переносных зенитных ракетных комплексов), то точность приземления может быть недостаточной из-за погрешностей точки выброски и ветра. В обычных условиях для современных грузовых многокупольных парашютных систем может составлять 2,0…2,5 км при высоте десантирования 4000 м. Планирующие парашютные системы могут компенсировать погрешности по дальности в выборе точки выброски и относ ветром. Пологая глиссада, получаемая благодаря большему аэродинамическому качеству парашютной системы (ПС), обеспечивает наибольшую коррекцию относа системы, которая может быть достигнута для данной высоты десантирования.

В США работы по созданию планирующих парашютных систем для приземления космических спускаемых аппаратов ведутся с начала космической эры, но по ряду причин пока не нашли реального применения. Сокращение финансовых затрат, получаемое от спасения и повторного использования дорогостоящих элементов космической техники, например ракетных двигателей или ускорителей 1-й ступени

ракет, создает условия для разработки систем, способных обеспечивать доставку таких грузов на специальные площадки приземления. Безусловно, возвращение на землю таких объектов способно увеличить риск возникновения опасных ситуаций для населения и наземной инфраструктуры. В целях уменьшения рисков для людей и спасаемого имущества необходимо обеспечить максимальную вертикальную скорость приземления для систем высокоточной доставки грузов — не более 5 м/с.

С помощью баллистических расчетов траектории возвращения спасаемых космических аппаратов можно определить только в установленных допусках. Поэтому расчетная точка для ввода ПС всегда известна достаточно приблизительно. Соответственно, ПС должна иметь достаточную способность к планированию и преодолению воздействий ветра для достижения заданной посадочной площадки (горизонтальная скорость планирования космической системы должна составлять до 15 м/с) [5].

История развития пилотируемой космонавтики как в России, так и за рубежом показывает, что сейчас наиболее эффективным средством для обеспечения безопасного снижения и приземления космических аппаратов является высоконадежная ПС, поэтому в настоящей статье рассматриваются технические характеристики таких систем на примере истории развития различных конструктивных схем маневренных и управляемых парашютов.

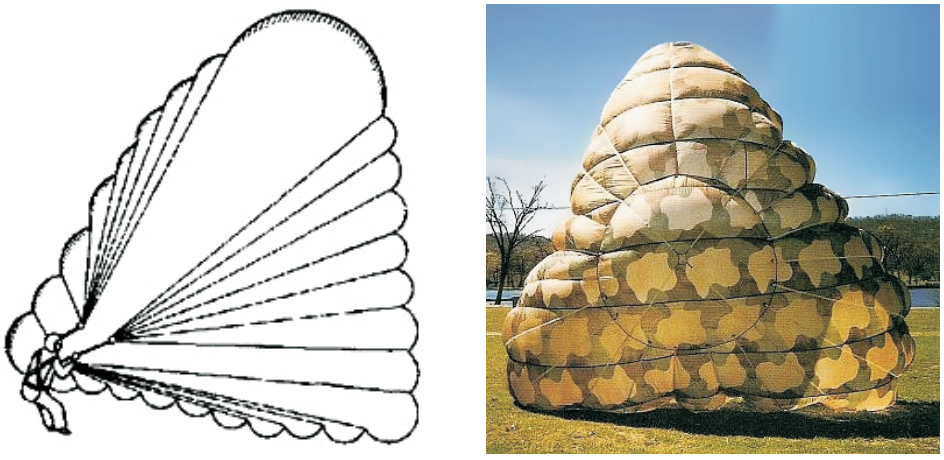
Краткий исторический обзор конструктивных схем планирующих парашютов. Первая зарегистрированная попытка создания маневренного парашюта была сделана французским инженером Лейтеуром (Lateur), который погиб в 1856 г. при испытании парашюта собственной конструкции. Американский испытатель Деграфф (Degraff) повторил его судьбу в 1887 г. при аналогичных обстоятельствах.

В 1936 г. в СССР были созданы Воздушно-десантные войска, что оказало существенное влияние на развитие тактики ведения боевых действий и совершенствование парашютной техники.

В конце мая 1941 г. немецкие десантные части сумели захватить остров Крит, разгромив союзный гарнизон, практически в 5 раз превышавший по численности наступавших. Но это была очень тяжелая победа — потери среди парашютистов составили около 50 %. Поэтому во время Второй мировой войны Германия больше не проводила стратегических воздушно-десантных операций.

Значительные потери парашютистов были обусловлены и несовершенством парашютной техники. Немецкие ВВС были вынуждены увеличить высоту десантирования, чтобы избежать огневого противодействия сил противника. Однако при изменении высоты происходило существенное рассеивание над площадкой десантирования парашютистов, их оружия и грузов снабжения, потоком воздуха парашютистов

часто сносило в море. Поэтому в Германии в 1943 г. был принят на вооружение серийный маневренный парашют RZ-36 с треугольным куполом (Rueckenpackung Zwangsausloeung — ранцевый парашют принудительного ввода; рис. 1). Этот парашют разработал немецкий инженер Шауэнбург (Sohauenburg), работавший в фирме Henking в Берлине, на основе анализа советских десантных куполов квадратной формы, а не на основе патента 1929 г. подполковника ВВС США Хоффмана (Hoffman). Немецкий парашют был проще по конструкции. Однако и его применение не устранило проблему рассеивания десантников: плоский треугольный парашют RZ-36 оказался существенно неустойчивым в боковом канале — он непредсказуемо планировал со скольжением на нейтральном куполе [6], поэтому его применение при массовом десантировании приводило к частым схождениям десантников в воздухе. На рис. 1. показан парашют RZ-36, наполненный ветром. Движение вперед осуществлялось за счет истечения воздуха из желоба (киля) в задней части купола (рис. 1, *а*). Купол имел каркас, соответствующий круглому парашюту (рис. 1, *б*), что было сделано для улучшения симметричности его обтекания, но не решило всех проблем аэродинамики плоского парашюта.



а *б*

Рис. 1. Парашют RZ-36:
а — положение при планировании; *б* — каркас купола, соответствующий круглому парашюту

Во время Второй мировой войны и послевоенный период планирующие парашюты, имевшие плоский в раскрое купол, активно разрабатывались в Великобритании, СССР и США на базе основных десантных парашютов и имели аэродинамическое качество 0,7…1,0. Наличие киля или удаленных клиньев обеспечивало реактивную тягу. Основой аэродинамики таких парашютов было интенсивное несим-

метричное вихреобразование, возникающее при отрыве потока с нижней кромки купола, что увеличивало коэффициент сопротивления. Однако эти парашюты были неустойчивы в полете, так как все плоские в раскрое купола имеют моментную характеристику, соответствующую неустойчивому парашюту, и подвержены раскачке на углы ±(20…35)°.

Некоторые типовые кривые изменения коэффициента момента тангажа по углу атаки на установившемся режиме для обычных парашютов показаны на рис. 2 [7]. Например, плоский круглый парашют находится в равновесии и статически устойчив по тангажу при угле атаки около 0 и 20°. Эти графики асимметричны относительно нулевого угла атаки, поэтому описанный плоский круглый купол также будет находиться в равновесии и статически устойчив при угле атаки –20°. Поскольку какое-либо конкретное положение для этого парашюта не является предпочтительным, во время снижения парашют совершает колебания примерно на ±20°. Такой парашют называется неустойчивым. Следует отметить, что купол крестообразного парашюта с соотношением сторон лопасти 3,8:1 называется устойчивым. Он находится в равновесии и статически устойчив только при нулевом угле атаки, поэтому любое отклонение от этого состояния балансировки будет устранено. На рис. 2 также представлена зависимость момента тангажа для круглого парашюта с удлиненной на 14 % нижней кромкой. У этого парашюта купол конической формы с дополнительной конической надставкой обратной кривизны по нижней кромке протяженностью 14 % от его номинального диаметра.

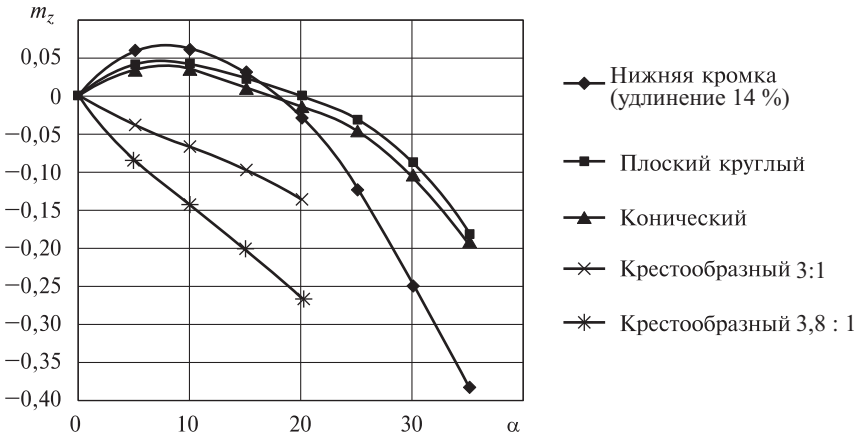


Рис. 2. Зависимость коэффициента момента тангажа от угла атаки для парашютов некоторых видов

В качестве примера существенно неустойчивого парашюта на рис. 3 показан отечественный квадратный плоский в раскрое парашют ПД-47 конструкции Н.А. Лобанова. Этот парашют хорошо себя

зарекомендовал на международных соревнованиях по парашютным видам спорта до 1955 г., превосходя все существовавшие на то время парашюты по управляемости. Кроме того, конструкция его купола позволяла при пошиве сократить расход перкаля почти на четверть, по коэффициенту сопротивления он примерно на 10 % превосходил аналогичные круглые купола аналогичной площади [8]. Реактивная тяга для движения вперед, как и в случае с немецким парашютом RZ-36, создавалась с помощью киля в задней части купола (выделенная область на рис. 3). На рис. 3 также хорошо виден характерный подгиб нижней кромки купола в его передней части. Парашюты типа ПД-47 были достаточно надежны по меркам 50-х годов XX в., но склонны к перехлестам стропами. Кроме того, эти парашюты не нашли признания в ВДВ из-за опасности схождения при массовом десантировании и вскоре были заменены на парашюты Д-1.

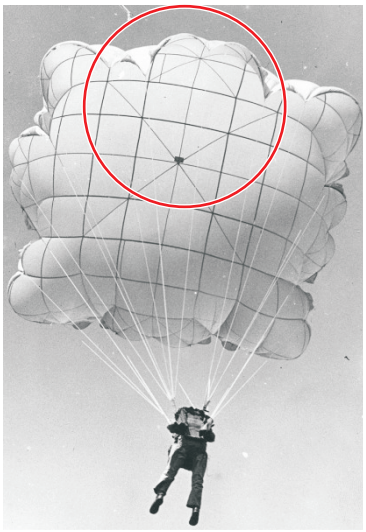


Рис. 3. Парашют ПД-47

Технические характеристики парашюта ПД-47 представлены ниже:

Площадь купола, м^2 ……..	70
Средняя вертикальная скорость снижения на основном парашюте, м/с, не более ……...….	5,2
Полетная масса (десантник в полном снаряжении для выполнения прыжков) m_c, кг ……...	120
Скорость, км/ч ……...	300
Масса парашютной системы без переносной сумки и прибора, кг, не более …….	16

Следует отметить, что именно поэтому создание десантных треугольных и квадратных парашютов является тупиковой ветвью современного развития парашютной техники. Помимо неудовлетворительных моментных характеристик это связано также с проблемами, возникающими при наполнении указанных парашютов.

Во второй половине 50-х годов XX в. для маневренных парашютов было найдено компромиссное решение: для обеспечения реактивной силы стали использовать сопла (вырезы в задней части купола фиксированного размера), а для увеличения надежности наполнения купола парашютов их стали делать круглой формы со сплошной нижней кромкой. Отечественная маневренная парашютная

система Д-1-5у с основным парашютом плоской круглой формы конструкции Ф.Д. Ткачева показана на рис. 4, *а*. Аналогичная по назначению маневренная парашютная система МС-1 (США), созданная на базе основного парашюта Т-1 с удлиненной на 10 % нижней кромкой, приведена на рис. 4, *б*.



а *б*

Рис. 4. Маневренные парашюты конца 50-х гг. XX в.:
а — отечественный десантный парашют Д-1-5у; *б* — маневренная парашютная система МС-1 (США)

Основой улучшения аэродинамических характеристик таких парашютов стало использование базовых относительно устойчивых парашютов, а также наличие сплошной нижней кромки круглого купола. Для отечественного парашюта Д-1 был применен плоский в раскрое перкалевый купол с высокой воздушной проницаемостью. Для МС-1 первоначально использовался плоский в раскрое купол из нейлона с удлиненной на 10 % нижней кромкой. Это позволило производить парашюты с хорошими характеристиками наполнения и большей предсказуемостью характеристик маневрирования (аэродинамического качества и скорости разворота). Несколько позже сопла были зашиты сеткой, первоначально для отечественных парашютов специального назначения (серия ПСН), что обеспечило более равномерное наполнение и улучшило местную прочность купола. Маневренные парашюты подобного типа используются и в настоящее

время. Ниже представлены технические характеристики парашюта Д-1-5у:

Площадь купола, м^2 ……..	70
Полетная масса m_c, кг ……...	120
Скорость, км/ч ……...	250
Средняя вертикальная скорость снижения на основном парашюте, м/с, не более ……	5,1
Средняя горизонтальная скорость на основном парашюте при движении вперед, м/с, не более ……...….	2,5
Масса парашютной системы без переносной сумки и прибора, кг, не более ……...….	17,5
Время разворота на 360° в любую сторону при натяжении одной стропы управления, с, не более ……...	18

Улучшение характеристик маневрирования конструкции парашюта было достигнуто французским инженером Лемоном (Lemoigne). Он первоначально создавал для развлечения публики парашют, по конструкции напоминавший воздушного змея. Купол был выполнен из нейлона невысокой проницаемости, имел большое количество специально спрофилированных аэродинамических щелей по всей поверхности и боковые стабилизирующие панели. Это позволило добиться достаточной устойчивости за счет реализации равномерного вихреобразования на куполе. Первоначально аэродинамическое качество этого парашюта составляло 0,85, а затем были достигнуты значения от 1,1 до 1,2, например для отечественной ПС УТ-15 (рис. 5). Подобный парашют испытывался фирмой Pioneer для КСА Gemini в 1962 г.

Технические характеристики парашюта УТ-15 серии 5 представлены ниже:

Площадь купола, м^2 ……..	50
Полетная масса m_c, кг ……...….	100
Скорость, км/ч ……...….	120–225
Средняя вертикальная скорость снижения на основном парашюте, м/с, не более …….	5,1
Средняя горизонтальная скорость на основном парашюте при движении вперед, м/с, не менее ……	5,1
Масса парашюта без переносной сумки и прибора, кг ……	12,3
Время разворота на 360° в любую сторону при натяжении одной стропы управления, с, не более ……	5

В дальнейшем разработка маневренных людских парашютов была значительно ускорена благодаря постоянно увеличивающейся популярности спортивных прыжков, а также за счет реализации работ по приземлению пилотируемых или беспилотных космических кораблей на сушу в заданной точке посадки. Аэродинамическое качество для ПС, равное 2, впервые удалось достичь сотрудникам фирмы

Northrop (США) в трехкупольной ПС, в которой осуществили сшивку куполов (рис. 6) таким образом, что по форме они напоминали лист клевера (cloverleaf, трилистник). Преимущество такой конструкции заключалось в достаточной устойчивости системы из трех парашютов — она практически не планировала на нейтральных куполах. Однако разработка этой системы не получила дальнейшего продолжения, так как она имела меньшую на порядок надежность функционирования по сравнению с однокупольной. Кроме того, она оказалась сложной в эксплуатации и, вероятно, имела проблемы, связанные с прочностью при раскрытии, из-за сшивки куполов между собой.



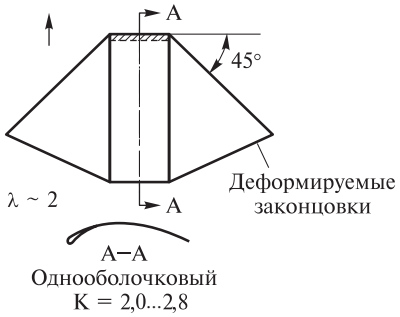
Рис. 5. Парашют УТ-15 серии 5



Рис. 6. Парашютная система с формой куполов, напоминающих лист клевера

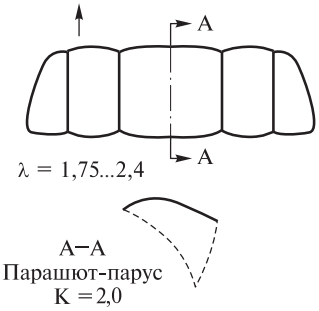
Последующие работы по совершенствованию спортивных систем привели к созданию целой серии планирующих хорошо управляемых парашютов с высоким аэродинамическим качеством K. На рис. 7 показаны общий вид и схемы парашютов, подразделяющихся в зависимости от степени заполнения профиля парашютного крыла на следующие типы:





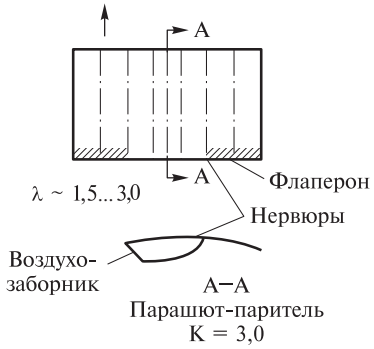
а



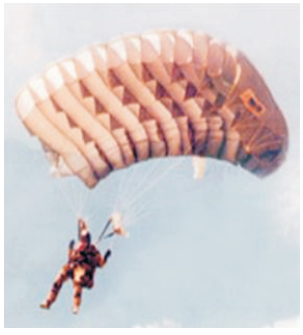


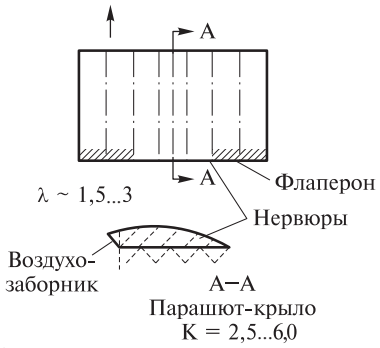
б





в





г

Рис. 7. Типы планирующих парашютов с высоким аэродинамическим качеством:
а — однооболочковый двухкилевой парашют парящее крыло; *б* — английский парашют-парус; *в* — парашют-паритель; *г* — парашют-крыло; λ — удлинение крыла

– парящее крыло (parawing) — однооболочковый с профилем в виде дужки, например однооболочковый двухкилевой парашют, созданный американским инженером Рогалло (Rogallo, рис. 7, *а*);

– парашют-парус (sailwing) — однооболочковый с панелями стабилизации, например парашют-парус, разработанный английским инженером Бэришем (Barish, рис. 7, *б*);

– парашют-паритель (volplane) — с небольшой наддуваемой частью профиля передней кромки крыла (рис. 7, *в*);

– парашют-крыло (parafoil) — двухоболочковый с полнотелым крыльевым профилем, изобретенный американским пилотом Джалбертом (Jalbert, рис. 7, *г*).

Купол однооболочкового парашюта типа «крыло Рогалло» с одним килем состоит из двух полотнищ треугольной формы, с двумя килями этот купол имеет прямоугольную вставку между двумя треугольными полотнищами. На рис. 7, *а* парашют типа «крыло Рогалло» показан в варианте с двумя килями. Купол парашюта с двумя килями может быть дополнительно оборудован поддерживающими нервюрами для формирования менее заминаемой при полете передней кромки крыла. В США в 60-е годы XX в. было осуществлено несколько больших программ разработки парашютов такого типа. Наполнение парашютов неправильной формы можно сделать равномерным, если оно будет управляемо с помощью многоступенчатого рифления. Аэродинамическое качество ПС с одним килем составляло 2,0, с двойным килем — 2,8. Отклонение законцовок гибкого крыла обеспечивает хорошую маневренность. Проводились исследования, в ходе которых осуществляли трубные продувки моделей парашютов и летные сбросы однооболочковых двухкилевых парашютов с площадью купола до S_0 = 279 м^2 и размахом до 33 м с грузом массой до 2700 кг. Конструктивным недостатком этого парашюта является разная длина строп, что приводит к неравномерному нагружению при наполнении. Большие нагрузки при наполнении таких куполов из непроницаемых материалов вызывают потребность в использовании трехступенчатого рифления купола для выполнения требований по ограничению перегрузок при наполнении парашютов космических аппаратов (около 3 ед.) при вводе их на высоте 5…6 км со скоростным напором до 4,3 кПа [9]. Это существенно снижает их надежность по функционированию.

Двумя другими планирующими парашютами с высоким аэродинамическим качеством, которые продемонстрировали хорошие характеристики при планировании и маневрировании, являются однооболочковый парашют-паритель разработки фирмы Pioneer (США), а также английский парашют-парус, которые в ходе проведенной автором настоящей статьи исследовательской работы считаются малоперспективными. Это связано с тем, что на их куполе реализуют

аэродинамический профиль крыла типа «дужка», неэффективность такого профиля крыла для самолета была доказана немецким авиатором и промышленником Юнкерсом (Junkers) еще в начале XX в. Кроме того, такие парашюты показали неудовлетворительные характеристики по устойчивости.

В настоящее время для создания хорошо управляемых планирующих парашютных систем наиболее перспективными являются двухоболочковые парашюты-крылья, наполняемые давлением скоростного напора (ram-air inflated parafoil или RAPS, ram-air parachute system). Этот парашют в 1964 г., изобретенный Джалбертом, первоначально по конструкции напоминал воздушного змея. Основой аэродинамики его купола стало отрывное обтекание раскрытого спереди аэродинамического профиля. Полнотелый крыльевой профиль крыла парашюта обеспечивает достаточно высокие аэродинамические характеристики, что позволило добиться устойчивости ПС. Аэродинамическое качество парашюта-крыла, достигнутое в настоящее время, составляет 6. Стабилизация в потоке обеспечивается вихрями высокой интенсивности, сходящими с боковых законцовок крыла, вызванными перетеканием масс воздуха с нижней поверхности на верхнюю поверхность купола, так же как и у самолета. Для обеспечения заданной формы конструкции в полете и для управления процессом наполнения крыло сконструировано из отдельных секций (см. рис. 7, *г*). Стропы равной длины расположены по размаху крыла, а различная длина строп по длине хорды (в ряду) дает возможность реализовать правильную форму профиля и обеспечить заданный угол установки, а также предотвратить складывание концевых секций. Маневренность обеспечивается за счет поочередного или одновременного отклонения задних законцовок внешних секций крыла (флаперонов) для управления поворотом или для торможения при планировании. Нагрузки при наполнении высоки, поскольку применяется непроницаемая ткань, как и для любого однооболочкового парашюта. Обычно в таких парашютах используется система непрерывного разрифления типа «слайдер», изобретенная в Германии в начале 40-х годов XX в., или осуществляется рифление по периметру купола.

На основании проведенного автором анализа все рассмотренные типы планирующих парашюты можно разделить на две группы с учетом их управляемости и возможности выполнения маневров:

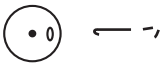
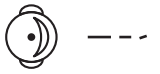
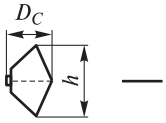
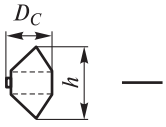
1) маневренные с достаточно ограниченной управляемостью и возможностью совершения бокового маневра, например Д-1-5у;

2) парашюты с высоким аэродинамическим качеством, обладающие хорошей управляемостью и возможностью выполнения эффективного бокового маневра, например отечественный парашют ПО-9 или наиболее современный американский Hi-5.

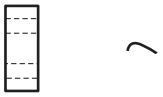
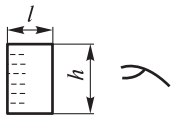
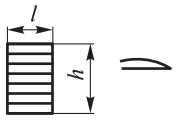
В табл. 1 представлены обобщенные характеристики современных планирующих (маневренных и хорошо управляемых) парашютов. Материал данной таблицы заимствован из работы Т. Нека [9] и видоизменен автором настоящей публикации в соответствии с современными представлениями о планирующей парашютной технике. Линиями сетки большей толщины в таблице выделены данные о планирующих парашютах, эксплуатируемых в настоящее время. Самыми эффективными, с точки зрения получения наилучших аэродинамических характеристик и управляемости, являются парашюты-крылья. Круглые маневренные парашюты, созданные на базе куполов основных десантных, с соплами и парашюты конструкции Лемона, активно используются, так как они надежны и просты в освоении парашютистами с малым опытом полетов; кроме того они существенно дешевле парашютов-крыльев при пошиве.

Таблица 1

Характеристика современных планирующих парашютов

Тип		Форма конструкции (вид сверху и профиль в плане)	Соотношение площадей $S_{кр}/S_0$	Коэффициент суммарной аэродинамической силы C_R	Максимальное аэродинамическое качество	Класс парашюта при обычном применении
Маневренные парашюты						
Десантный с соплами и *U*-образными вырезами типа Tojo, например МС-1, Д-1-5у			1,0	0,85–0,90	0,5–0,7	Основной парашют
Парашют Лемона (Lemoigne) «управляемый паритель» (paracommander) или УТ-15			1,0	0,90–1,00	1,15	То же
Управляемые парашюты (с высоким аэродинамическим качеством)						
Парящее крыло	Однокилевой 3П-85		1,0	0,90–1,10	2,0–2,5	»
	Двухкилевой		1,0	1,00–1,10	2,8*–3,0	»

Окончание табл. 1

Тип	Форма конструкции (вид сверху и профиль в плане)	Соотношение площадей $S_{кр}/S_0$	Коэффициент суммарной аэродинамической силы C_R	Максимальное аэродинамическое качество	Класс парашюта при обычном применении
Парашют-парус		0,80–0,90	Нет данных	2,8*–3,5	»
Парашют-паритель		0,60	Нет данных	2,0*–3,0	»
Парашют-крыло, например ПО-9		0,27	0,75–0,85	2,8*–6,0	»

* Аэродинамическое качество при планировании зависит от относительного удлинения крыла λ и удельной нагрузки на купол $q = m_c g/S_{кр}$.

Аэродинамические характеристики парашютов с высоким качеством. На рис. 8 [9] приведены поляры и значения аэродинамического качества K, соответствующие оптимальному режиму, для четырех систем «груз — планирующий парашют» с использованием парашютов следующих типов: «лист клевера», двухкилевой однооболочковый, двухоболочковый парашют-крыло. Для сравнения приведены характеристики жесткого крыла с аэродинамическим профилем НАСА 4424, которое имело относительное удлинение крыла λ = 2,0. Экспериментальный летательный аппарат с жестким крылом достиг качества 6,8 при оптимальных условиях для планирования без двигателя. Двухоболочковый парашют-крыло достигает качества 3,2, однооболочковый — 2,9, и «лист клевера» — 1,9. Такие аэродинамические характеристики были подтверждены в летных испытаниях. Как и для жестких крыльев, только две точки на поляре представляют особый интерес при проектировании планирующих парашютов — оптимального аэродинамического качества и максимума подъемной силы. В большинстве планирующих парашютов стропная система настраивается для реализации точки оптимального качества, что определяет угол установки крыла, так же как и для самолетов.

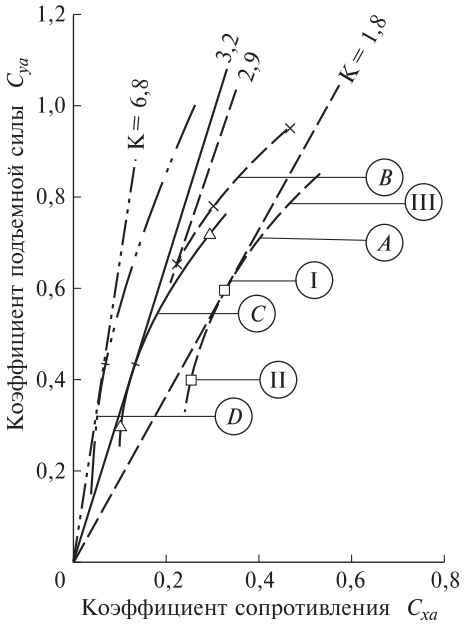


Рис. 8. Поляры и значения оптимального аэродинамического качества K для различных планирующих парашютов с высоким качеством жесткого крыла (включено сопротивление строп, звеньев и груза):

A — парашют типа «лист клевера», K = *L*/*D* = 1,8; *B* — двухкилевой однооболочковый парашют, K = 2,9; *C* — двухоболочковый парашют, K =3,2; *D* — жесткое крыло с аэродинамическим профилем НАСА 4424, λ = 2,0, K = 6,8; I — наилучшее качество; II — максимальная скорость; III — минимальная скорость (приземление)

Увеличение относительного удлинения крыла уменьшает его индуктивное сопротивление и увеличивает качество и, соответственно, относительную дальность планирования. Но более тонкое крыло при равных удельных нагрузках требует более длинных строп, которые существенно увеличивают общее лобовое сопротивление системы. Тонкие крылья труднее вводить в поток, они более опасны при сваливании и менее маневренны. До сих пор относительное удлинение, равное 3, обычно считается рациональным для двухоболочковых парашютов-крыльев.

На рис. 9 [9] показаны годографы скоростей систем «груз — парашют» с парашютами типа «лист клевера», однооболочковый и двухоболочковый в зависимости от удельной нагрузки на крыло:

$$q = m_c g / S_{кр},$$

где m_c — общая полетная масса системы; $S_{кр}$ — раскройная площадь однооболочкового парашюта, суммарная площадь куполов ПС типа «лист клевера» или площадь в плане для купола двухоболочкового парашюта. Обычно g измеряется в Н/м^2 (Па), для удобства можно использовать даН/м^2.

Особенности построения годографов заключаются в том, что ПС обтекаема в более широком диапазоне углов атаки, чем было определено в трубных экспериментах. Очевидно, что соединять точки необходимо по параболе, так как это другой вид представления поляры.



Обозначение	Удельная нагрузка на крыло $m_c g/S_0$ (даН/м^2)
I	2,5
II	5,0
III	10,0

* Значение при баллистическом спуске

Рис. 9. Годографы скоростей планирующих парашютных систем с учетом влияния груза

В действительности планирующие парашюты разрабатываются с учетом одного установочного угла крыла, диапазон изменения углов атаки ограничивается доступным отклонением законцовок крыла. Тогда конструкция обеспечивает больший диапазон углов атаки для оснащенных отклоняемыми флаперонами ПС типа «лист клевера», а также для двухоболочковых парашютов по сравнению с однооболчковым парашютом-крылом.

Известно, что траекторная скорость V_Σ при планировании с углом наклона траектории θ зависит от удельной нагрузки на крыло:

$$m_c g \cos\theta = Y_a = C_{ya\ \mathrm{opt}} \frac{\rho V_\Sigma^2}{2} S_{\mathrm{кр}} \Rightarrow V_\Sigma = \sqrt{\frac{2 m_c g \cos\theta}{C_{ya\ \mathrm{opt}} \rho S_{\mathrm{кр}}}}.$$

Следовательно, любое увеличение нагрузки на крыло несколько уменьшает значение K в результате большего пропорционального увеличения лобового сопротивления системы — поляра смещается вправо с небольшим поворотом по ходу часовой стрелки (см. рис. 8). Например, космические аппараты должны иметь возможность приземляться при скорости ветра у поверхности земли до 15 м/с, для чего требуются более высокая скорость горизонтального полета и, соответственно, бóльшая нагрузка на крыло. Следовательно, парашют-

крыло для такого аппарата априори будет иметь меньшее аэродинамическое качество, чем парашют-крыло для десантника.

Требования к режимам приземления планирующих парашютных систем. Парашютный спорт является опасным. По неофициальной статистике, только в 2001 г. в мире при приземлении на скоростных парашютах (с высокой удельной нагрузкой на крыло) погибли более 20 спортсменов, а получили разные травмы еще не один десяток [10]. Основными причинами травмирования спортсменов являются высокие скорости при приземлении и большой крен. Поэтому к планирующим парашютам с высоким аэродинамическим качеством предъявляют особые требования по режимам приземления.

Все планирующие парашюты с высоким качеством для управления разворотом используют поочередное отклонение законцовок крыла (однооблочковый парашют-крыло) или поочередное отклонение флаперонов на задней кромке (двухоболочковый парашют-крыло или ПС типа «лист клевера»). Это уменьшает подъемную силу и увеличивает сопротивление на внутренней части крыла, вызывая крен и разворот крыла, а также обеспечивая хорошие характеристики управления для всех планирующих парашютов. Однако большой крен системы «груз — парашют» увеличивает вертикальную скорость установившегося спуска пропорционально косинусу угла крена. По этой причине приземление необходимо осуществлять только в горизонтальном положении, а не с креном. Зависимость увеличения вертикальной скорости от угла крена для обычной баллистической ПС показана на рис. 10 [9]. Фактически это кубическая парабола. Значения увеличения скорости встречи с поверхностью при наличии крена для планирующих парашютов аналогичны.

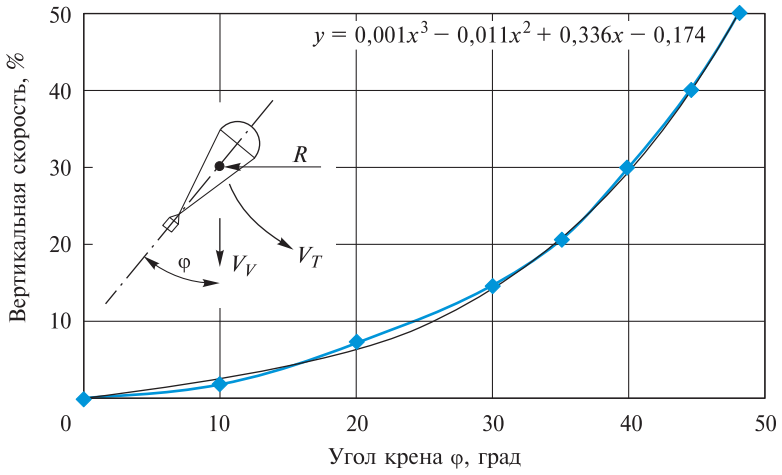


Рис. 10. Зависимость увеличения вертикальной скорости в процентном соотношении от угла крена:
R — радиус виража; V_T — траекторная скорость; V_V — вертикальная скорость

Эффективное сокращение вертикальной скорости при посадке выполняется «подрывом купола» — для людского парашюта это вытягивание клевант в положение полного торможения с реализацией на крыле режима $C_{ya\,\max}$, чего можно достичь при рекомендуемом соотношении масс системы и присоединенной массы (вовлеченного) воздуха

$$M_r = \frac{m_c}{\rho D_0^3} = 0{,}4\ldots0{,}8,$$

где ρ — плотность воздуха; D_0 — номинальный диаметр купола.

При этом остаточная горизонтальная скорость увеличивается в зависимости от размера системы [5]:

– до 10,7 м/с для крыльев площадью 36 м^2;

– до 16 м/с для крыльев площадью 300 м^2;

– более 20 м/с для крыльев площадью до 1000 м^2.

Кроме того, известно, что стоимость производства двухоблочкового парашюта существенно, иногда примерно на порядок, больше стоимости производства обычного баллистического парашюта, а грузовые парашютные системы должны иметь минимальную стоимость по определению.

Для выполнения условий уменьшения скорости при посадке и общей стоимости системы в США были разработаны планирующие ПС гибридного типа, например ПС Screamer (рис. 11, *а*) и Onyx 2200 (рис. 11, *б*), проходившие испытания в начале 2000-х годов. На большей части траектории снижение осуществляется на парашютекрыле, а на этапе посадки вводится традиционный баллистический парашют большой площади или система из них.



а *б*

Рис. 11. Гибридные парашютные системы:
а — Screamer; *б* — Onyx 2200

Для планирующего парашюта в такой системе характерна высокая удельная нагрузка на купол (до 90 даН/м^2 вместо традиционной нагрузки 10…12 даН/м^2). Преимуществом таких систем является быстрая доставка груза. Для ПС Screamer используются два грузовых парашюта типа G12 (цвета хаки), которые вводились перед приземлением. Система имела дополнительный тормозной парашют красного цвета (см. рис. 11, *а*). Площадь двухоболочкового купола ПС Onyx 2200 составляла 32,5 м^2, размах — 11,58 м, площадь купола посадочной системы — 204,3 м^2, масса ПС (включая массу блока управления парашютом) — 45 кг, аэродинамическое качество обеих планирующих систем — около 4,5.

Современные парашютные системы высокоточного десантирования грузов. Рассмотрим термины и требования к современным ПС. На рис. 12 показана схема выполнения целевой задачи высокоточной доставки различных грузов с помощью парашютной СВДГ.

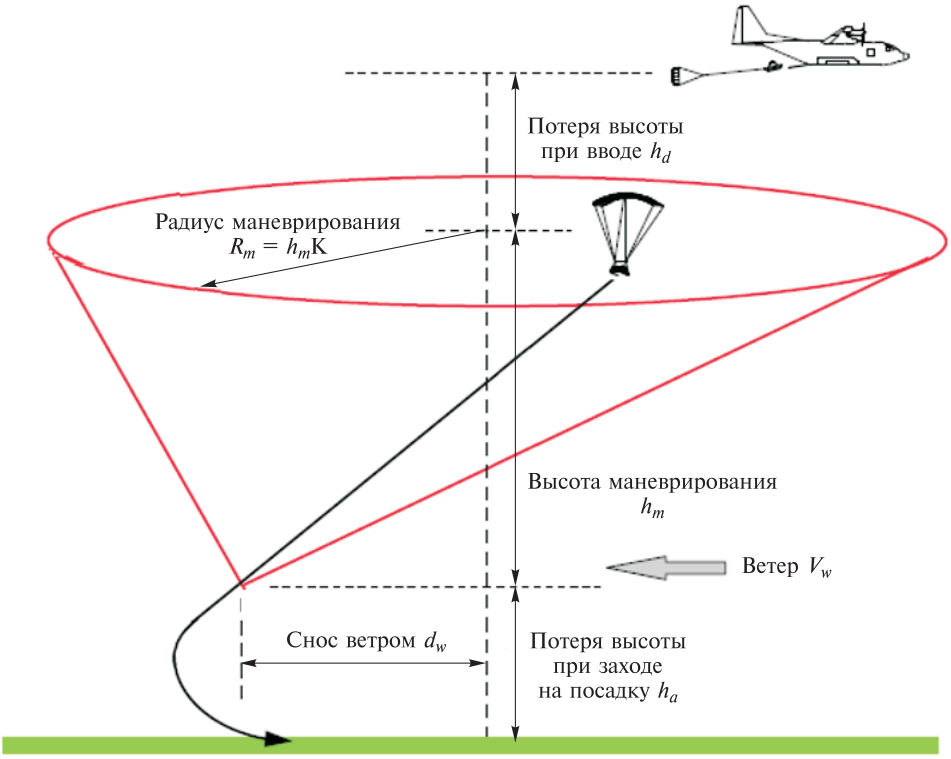


Рис. 12. Параметры выполнения задачи высокоточной воздушной доставки грузов

Снижение высоты парашютной системы можно подразделить на три этапа:

1) ввод парашюта-крыла и реализация устойчивого планирования;

2) управляемый полет в посадочную зону;

3) маневр конечного этапа захода на посадку для приземления.

Высота, доступная для маневра h_m в зависимости от точки сброса h_0 парашютной системы, определяется по формуле

$$h_m = h_0 - h_d - h_a,$$

где h_d — потеря высоты при вводе; h_a — потеря высоты при посадке.

При отсутствии ветра радиус маневрирования R_m с любой высоты h рассчитывается по формуле

$$R_m = (h - h_a)\mathrm{K},$$

где h — рассматриваемая высота; K — аэродинамическое качество парашюта (отношением подъемной силы к сопротивлению парашюта).

Диапазон возможности выполнения бокового маневра, в котором система может осуществлять полет в посадочную зону, является конусом, имеющим угол наклона образующей при штиле, равный половине угла arctg K (см. рис. 12). Следовательно, чем выше аэродинамическое качество ПС, тем больше допустимое смещение начальной точки сброса и выбор для внесения изменений в диапазон корректировки СВДГ.

Ветер искажает конус за счет наличия сноса по ветру. На любой высоте центр конуса перемещается на расстояние d_w от точки назначения:

$$d_w = \int_0^h \frac{\vec{v}_w}{|w|},$$

где $\vec{v}_w$ — вектор скорости ветра *f(h);* $|w|$ — скорость спуска парашютной системы $f(h)$; $f(h)$ — функция высоты.

Если парашют будет находиться внутри искаженного конуса, то эффективная система наведения приведет груз в точку доставки. Если ПС выйдет за пределы конуса, то задача не будет выполнена.

Типичная ПС высокоточной доставки грузов и ее комплектность показаны на рис. 13.

Общие технические требования для СВДГ:

– высота ввода до 11 000 м;

– диапазон возможного бокового маневра до 20 км;

– точность приземления кругового вероятного отклонения <100 м от запланированного пункта посадки;

– приземляемая масса 200…19 000 кг (верхнее ограничение по возможностям современных грузовых летательных аппаратов);

– при приземлении желательна вертикальная скорость не более 5 м/с.

Для реализации этих требований основной планирующий парашют должен иметь:

– надежный ввод и малые перегрузки при наполнении;

– высокое аэродинамическое качество;

– скорость горизонтального полета, сопоставимую со скоростью сноса ветром;

– предсказуемые характеристики устойчивости и динамические характеристики системы при реакции на воздействие системы управления и порывы ветра;

– предсказуемые характеристики выполнения разворота;

– возможность использования режима «полного торможения» для сокращения вертикальной посадочной скорости.

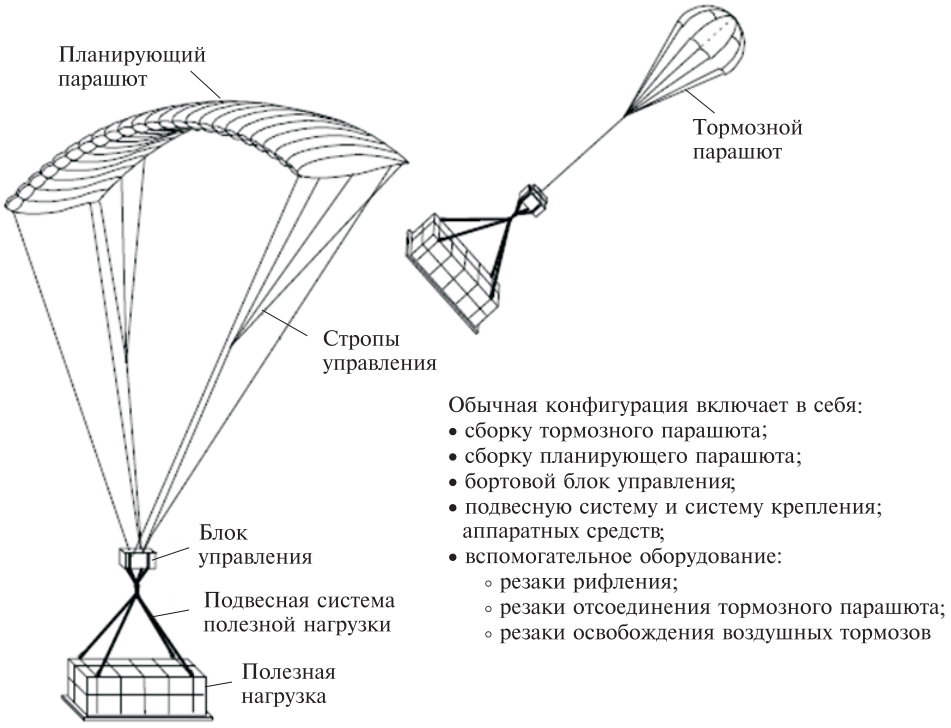


Рис. 13. Парашютная система высокоточной воздушной доставки грузов

Тормозной парашют должен обеспечивать стабилизацию системы на траектории спуска и заданные условия для ввода основного парашюта.

Классификация, типизация и унификация систем высокоточной воздушной доставки грузов. В настоящее время в США фирмой Airborne Systems разработана серия комбинированных грузовых парашютных систем точной доставки грузов (JPADS). В эту серию входят парашютные системы MicroFly, FireFly и DragonFly, способные обеспечивать десантирование грузов полетной массой 90,7…4535 кг. Эти ПС объединены общим названием «комбинированные системы», так

как имеют унифицированные системы управления, разработанные в ходе этой программы. Реализация этих систем управления основана на использовании аналогичного для всех ПС алгоритмического обеспечения, работающего с общим пользовательским интерфейсом и единым комплектом планировщика выполнения полетного задания по доставке груза. Кроме того, эти системы называются комбинированными парашютными системами, так как они сочетают в себе разные основные планирующие парашюты при типовой реализации системы с использованием различных унифицированных комплектующих грузовых ПС, применяемых с обычными (баллистическими) многокупольными парашютными системами.

Методика укладки для всех систем одинакова, поэтому для работы с разными системами квалифицированным укладчикам требуется небольшое дополнительное обучение.

Кроме того, Airborne Systems разрабатывает также системы Mega-Fly и GigaFly, которые увеличивают верхнее значение полетной массы до 19 000 кг. Очевидно, что блоки управления для этих систем имеют несколько иное исполнение из-за приводов большего размера строп управления.



Рис. 14. Парашютная система Megafly

Площадь крыла у модульного купола ПС MegaFly (рис. 14) составляет 836,13 м^2, размах крыла 52 м, хорда — 17 м, крыло практически прямоугольное в плане; парашют имеет массу 410 кг и конструктивно состоит из пяти отдельных модулей, каждый из которых может изготавливаться и транспортироваться отдельно. Общее число секций — 63. Масса блока управления парашютом системы составляет 165 кг, включая при этом массу аккумуляторных батарей 95 кг. Потеря высоты системой от начала раскрытия парашюта и до завершения составляет 150…300 м. Минимальная высота ввода парашюта 1200 м, аэродинамическое качество 3,5.

На рис. 14 четко видны разрывы на промежуточных модулях, вызванные неравномерностью ввода системы при наполнения.

Обобщенные характеристики комбинированных СВДГ представлены в табл. 2.

Таблица 2

Комбинированные системы высокоточной воздушной доставки грузов

Характеристика	MicroFly	FireFly	DragonFly	MegaFly	GigaFly
Масса полезной нагрузки, кг	90–225	315–1 000	2 250–4 550	9 100–13 600	13 601–19 000
Площадь крыла, м^2	25,1–33,4	99,23	325,16	836,13	966,16
Размах крыла, м		17	33,5	51,8	59,4
Хорда, м		5,48	10	17,0	19,5
Число секций		19	35	63	71
Максимальная высота применения, м	7500				
Максимальное аэродинамическое качество	6,0	3,5	3,5	3,5	3,5
Точность (вероятность 0,8), м	100–150	< 150	< 250	< 250	< 50

Стоимость планирующих парашютных систем на основе парашютов-крыльев существенно выше, чем баллистических парашютов, поэтому необходимо искать пути ее снижения. Унификация является наиболее значимой составляющей удешевления промышленного производства любых технических систем. В связи с этим необходимо уточнить вопросы возможной унификации грузовых парашютных систем.

Известно, что унификация — это установление оптимального числа размеров или видов продукции, процессов или услуг, необхо-

димых для удовлетворения основных потребностей. Унификация обычно связана с сокращением многообразия. В зависимости от методических принципов осуществления унификация может быть внутривидовой (семейство однотипных изделий) и межвидовой или межпроектной (узлов, агрегатов, деталей разнотипных изделий) [11].

Фактически планирующие ПС с высоким аэродинамическим качеством активно создаются около 60 лет, причем в течение последних 30 лет в США и Западной Европе было создано около 30 СВДГ различных классов и типов, поэтому можно выполнить достаточно подробный анализ этих систем, исходя из характеристик основных парашютов, входящих в СВДГ.

Для обеспечения унификации изделий прежде всего необходимо провести четкую классификацию этих изделий и определить их типы.

Классификация систем точной доставки грузов в зависимости от полетной массы, принятая в США, показана в табл. 3.

Таблица 3

Классификация систем точной доставки грузов по полетной массе

Класс СВДГ	Диапазон полетных масс, кг	Пример системы	Площадь основного парашюта, м^2	Число Рейнольдса Re	Удельная нагрузка, даН/м^2
Сверхлегкий	90–1000	MicroFly/ FireFly	34,4/95,2	$\sim 2/6\cdot10^6$	2,6/12
Легкий	1 001–4 500	DragonFly	325,5	$\sim 1\cdot10^7$	14
Средний	4 501–13 600	MegaFly	837	$\sim 2\cdot10^7$	16
Тяжелый	13 601–27 000	GigaFly	966	$\sim 2{,}5\cdot10^7$	29

Эту классификацию необходимо принять за основу, так как градация систем зависит от особенностей изменения аэродинамических, а также динамических свойств основных парашютов системы. Для планирующих парашютов реализация простого геометрического подобия не обеспечивает идентичность летных характеристик. Это связано с изменением их динамических свойств как объекта управления в зависимости, во-первых, от соотношения масс M_r = 0,4…0,8, во-вторых, от числа Рейнольдса Re, в-третьих, от размеров системы при реализации ПС различных классов:

$$\mathrm{Re} = \frac{Vc}{\nu},$$

где V — горизонтальная скорость; c — хорда парашюта-крыла; ν — кинематическая вязкость воздуха на заданной высоте полета, например для 1000 м $\nu = 1{,}58 \cdot 10^{-5}$ м^2/с.

При создании унифицированных систем управления для таких объектов важно именно динамическое подобие.

Для основных парашютов сверхлегких систем Re $\approx 10^6$. Экономически нецелесообразно создание унифицированных ПС с внутривидовой унификацией по основным парашютам для всех систем сверхлегкого класса. Подобную унификацию этих систем применяют, если полетная масса ≤ 225 кг, может быть использован любой морской парашют-крыло площадью от 25,1 до 33,4 м^2. Для систем этого класса и полетной массы возможно применение гибридных основных ПС с учетом увеличения нагрузки при раскрытии на основной управляемый парашют. В гибридных системах в конечной фазе полета в качестве парашюта используют серийные грузовые баллистические парашюты круглой формы.

Для легкого класса Re $=10^7$. В системах этого класса применяют гибридные основные парашютные системы. Вероятно, могут быть созданы модульные парашютные системы.

Анализ работ по созданию ПС MegaFly и GigaFly, проведенный автором настоящей статьи, показывает, что для систем среднего и тяжелого класса внутривидовая унификация применяется обязательно. Для основных парашютов этих систем Re $\geq 2 \cdot 10^7$. Купола основных парашютов этих систем имеют модульную конструкцию и отличаются размерами внутреннего модуля. Возможно, такое конструктивное решение вызвано трудностью пошива и транспортировки планирующих монокуполов большой площади.

На основании результатов анализа видно, что степень внутривидовой унификации для парашютных СВДГ возрастает по мере увеличения полетной массы системы за счет возможности применения модульных конструкций куполов. С учетом этого можно определить типы основных планирующих парашютов СВДГ. Типизация конструкций и изделий — это разработка и установление типовых конструкций, содержащих конструктивные параметры, общие для изделий, единиц и деталей. Типы основных планирующих парашютов СВДГ представлены в табл. 4.

В основных планирующих парашютах, например DragonFly, MegaFly и GigaFly, максимальная площадь единого монокупола (или модуля) не превышает 330 м^2, так как грузовые планирующие парашюты площадью более 330 м^2 неудобны в производстве вследствие их больших собственной массы и размеров. Площадь планирующего парашюта КСА Х-38 около 380 м^2, и он является рекордсменом среди планирующих монопарашютов по этому параметру (рис. 15).

Таблица 4

Типы основных планирующих парашютов систем точной доставки грузов

Тип	Класс СВДГ	Пример системы	Площадь основного парашюта, м^2	Масса ПС, кг	Требуемая степень внутривидовой унификации
Монокупол	Сверхлегкий	MicroFly и FireFly	До 100	12–36	Низкая
	Легкий	DragonFly	101–330	230	Средняя
Модульные	Средний и тяжелый	MegaFly/ GigaFly	Более 330	580/Нет данных	Высокая



Рис. 15. Планирующий парашют КСА Х-38

Рассмотрим виды основной ПС современных СВДГ. Виды таких систем по применяемым в них основным парашютам и парашютам, выполняющих целевую задачу всей системы, представлены в табл. 5.

Таблица 5

Виды основных современных парашютных систем высокоточной доставки грузов

Вид	Аэродинамическое качество	Пример системы
С малым аэродинамическим качеством	До 2,5	«Лист клевера»
С высоким аэродинамическим качеством	До 6,0	Microfly
Комбинированная	Комбинация первых двух аэродинамических качеств	Onyx 2200

Системы высокоточной доставки грузов с малым аэродинамическим качеством создают по принципу маневренных баллистических парашютов, с высоким — на основе парашютов с качеством 2,5 и выше. Гибридные объединяют в себе оба вида систем: сначала полезная нагрузка спускается на парашюте-крыле с достаточно большой траекторной скоростью, а на конечном участке траектории вводится баллистический парашют и обеспечивает заданную скорость приземления. Такие системы проходили испытания, но не нашли широкого применения по следующим причинам:

– сложность, вызванная наличием нескольких основных парашютов, что обусловливает их относительно низкую надежность;

– большое количество элементов, что не позволяет существенно сократить общую стоимость системы;

– аэродинамическое качество меньше, чем для СВДГ, выполненных на основе только парашюта-крыла.

Для парашютов-крыльев максимальное значение аэродинамического качества составляет около 6,0 (ПС MicroFly), т. е. такие системы обеспечивают наибольший боковой маневр. На основании этого можно сделать вывод, что наиболее перспективными для решения задач точной доставки грузов являются двухоболочковые планирующие системы типа парашют-крыло.

При необходимости можно провести классификацию парашютных систем точной доставки грузов по типу остальных компонентов:

– тормозного парашюта (в зависимости от скорости ввода системы и конструкции тормозного парашюта);

– бортовой системы управления (управляемые оператором, с самонаведением: по маяку или автономные);

– подвесной системы и системы крепления аппаратных средств (двух- и трехмассовые);

– вспомогательного оборудования (резаки, грузовые платформы и др.) с унифицированными покупными элементами и без них.

Используя эти компоненты, можно реализовывать широкую межвидовую унификацию при создании СВДГ. Далее рассмотрим системы управления СВДГ.

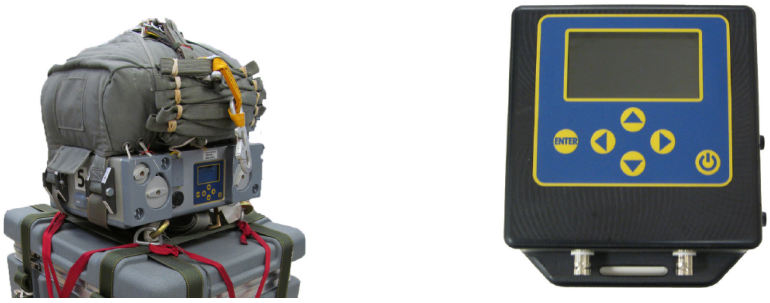
Реализация системы управления в системе высокоточной доставки грузов. В качестве примера реализации систем управления СВДГ рассмотрим систему JPADS. В нее входит достаточно большое количество элементов, которые объединены в модули и комплекты:

– исполнительный модуль;

– универсальное устройство управления;

– унифицированный комплект JPADS-MP.

Реализация исполнительного модуля (бортового блока управления) зависит от класса системы и определяется размерами силовых приводов и используемых аккумуляторов. Исполнительный модуль для системы MicroFly показан на рис. 16, *а*.



а *б*

Рис. 16. Системы управления в системе высокоточной доставки грузов:
а — исполнительный модуль для системы MicroFly;
б — пульт дистанционного управления

Унифицированный элемент системы JPADS — пульт дистанционного управления — показан на рис. 16, *б*. Он предоставляет возможность пользователю дистанционно программировать систему для выполнения программы полета и может использоваться для контроля состояния грузовых систем, находящихся на борту самолета, перед сбросом. После сброса грузов с применением СВДГ с пульта дистанционного управления можно отслеживать местоположение и курс ПС во время полета. При желании оператор может уточнить параметры управления бортового блока управления и осуществлять управление системой вручную, т. е. изменить точку приземления ПС во время полета.

Комплект управления JPADS-MP, являющийся унифицированным элементом системы JPADS, показан на рис. 17. Он представляет собой планировщик выполнения задачи доставки груза для комбинированных систем точной доставки (JPADS). Все системы точной доставки требуют наличия комплекта аппаратуры планирования.



Рис. 17. Комплект управления JPADS-MP

Следует отметить, что планировщик полета JPADS-MP является наиболее отработанным с точки зрения унификации и взаимодействия с другими системами средством для комбинированных парашютных систем точной доставки грузов. JPADS-MP дает возможность экипажу самолета-носителя запланировать и обеспечить сброс груза в заданной точке, рассчитанной с использованием бортовой навигационной системы, с учетом обработки имеющейся информации о направлении ветра и погодных условиях в районе приземления.

Заключение. Впервые в отечественной практике в статье проведен анализ и обобщен опыт разработки планирующих ПС с 1930-х годов по 2021 г. с учетом особенностей аэродинамики различных видов ПС. Приведено общее описание различных аэродинамических схем маневренных и управляемых парашютов, указаны их преимущества и недостатки, а также представлена современная классификацию планирующих ПС.

На основе анализа в статье показано, что для управляемых ПС необходимо применение планирующих парашютов с высоким качеством типа парашют-крыло. Исходя из этих соображений, определен выбор аэродинамических схем основных парашютов СВДГ. Современные тенденции развития СВДГ показаны на примере комбинированных парашютных систем доставки грузов, разработанных фирмой Airborne Systems (США).

Кроме того, в работе рассмотрена возможная унификация различных видов для таких ПС как способ удешевления их производства. Приведена классификация комбинированных парашютных систем точной доставки грузов. Обосновано наличие четырех классов

ПС: сверхлегкого, легкого, среднего и тяжелого в зависимости от полетной массы систем. Определены базовые типы основной ПС по конструкции парашюта-крыла: монокупол и модульные. Для систем среднего и тяжелого класса указана необходимость использования модульных парашютов. Выявлено, что степень внутривидовой унификации для комбинированных парашютных систем доставки грузов возрастает по мере увеличения полетной массы системы благодаря возможности применения модульных конструкций куполов. Широкая межвидовая унификации при создании СВДГ возможна за счет применения унифицированных комплектующих парашютных систем.

Показано, что единообразный комплект системы управления является наиболее эффективным средством с точки зрения унификации и взаимодействия с другими системами для парашютных систем точной доставки грузов. Поэтому создание комбинированных СВДГ необходимо обязательно проводить в сочетании с реализацией аналогичного комплекта системы управления.

В ходе дальнейших работ предполагается проведение систематических исследований аэродинамики парашютов-крыльев. Проблемы разработки таких парашютов тесно связаны с особенностями обтекания крыла малого удлинения на больших углах атаки.

ЛИТЕРАТУРА

[1] Плосков С.Ю., Муравьев Ю.В. Новый подход к проектированию зарубежных десантных парашютных систем военного назначения. *Авиация и космонавтика — 2018. Тезисы 17-й Международной конференции, МАИ, 19–23 ноября 2018 г.* Москва, 2018, с. 44–45.

[2] Плосков С.Ю., Хурсевич С.Н. *Обзор зарубежных десантных парашютных систем военного назначения*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018, с. 101.

[3] Плосков С.Ю. Современный подход к проектированию иностранных десантных парашютных систем. *XLIV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва. Сборник тезисов. МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 28–31 января 2020 г.* В 2 т. Москва, 2020, т. 1, с. 782–784.

[4] Плосков С.Ю. Исследование аэродинамических характеристик парашютов повышенной устойчивости. *19-я Международная конференция «Авиация и космонавтика — 2020». Тезисы 19-й Международной конференции, МАИ, Москва, 23–27 ноября 2018 г.* Москва, 2020, с. 28–29.

[5] Lingard J.S. Ram-air parachute design. *13th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, Precision Aerial Delivery Seminar*. Cyearwater Beach, FL, May, 1995, p. 51. URL: https://www.aerodecelerator.com/pdf/Lingard.pdf

[6] Плосков С.Ю. Современный подход к проектированию иностранных десантных парашютных систем. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 8. DOI: 10.18698/2308-6033-2020-8-2008

[7] Ewing E.G., Bixby H.W. and Knacke T.W. *Recovery System Design Guide.* AFFDL-TR-78-151, 1978. URL: https://ru.scribd.com/document/56811712/Irvin-Recovery-Systems-Design-Guide

[8] Колесников Г.А. *Парашюты*. Москва, ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1959, с. 21.

[9] Knacke T.W. *Parachute Recovery Systems*, *Design Manual.* NWC TP6575, Naval Weapons Center, CA, Santa Barbara, 1991, pp. 5–119.

[10] Берг Б. Парашют. *Международный авиа- и парашютный журнал*, 2003, вып. 14, с. 34.

[11] *ГОСТ 1.1–2002 «Межгосударственная система стандартизации. Термины и определения».*

Статья поступила в редакцию 19.03.2021

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Плосков С.Ю. Современные парашютные системы высокоточной доставки грузов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2021, вып. 3.

http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-3-2066

Плосков Сергей Юрьевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Лауреат гранта Президента Российской Федерации 2005 г. e-mail: ploskovsu@bmstu.ru

Modern parachute precision aerial delivery systems

© S.Yu. Ploskov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The development of parachute precision aerial delivery systems (PADS) has been going on since 1940s. Relying on the analysis of the aerodynamic characteristics of various gliding parachutes, the paper specifies the aerodynamic configuration for modern parachute precision aerial delivery systems, determines the types and considers the possibility of unifying the design of the main parachutes of such systems. The paper describes the history of gliding parachutes, summarizes the experience of developing such parachutes, and considers the evolution of maneuverable and steerable parachutes. In our study, we introduce and substantiate a new for the Russian practice classification of parachutes with aerodynamic quality. First, aerodynamic characteristics of various gliding parachutes were generalized and the main requirements for parachute PADS were indicated. Then, modern combined parachute PADS of Airbone Systems, USA, developed on the basis of double-surface parafoil parachutes were analyzed and classified with the emphasis on the types of modern systems. Since unification is most responsible for reducing the cost of industrial production of any technical systems, we considered the issues of possible unification of parachute PADS. Findings of research show that the unification of modern combined PADS depends on the common elements of control systems. It is worth noting that unification for systems of the ultralight class in terms of main parachutes is possible when using individual parachutes. For parachute systems of the middle and heavy class, intraspecific unification is possible through the use of single parachute modules.

Keywords: *parachute precision aerial delivery systems, parachute design, gliding parachutes, maneuverable parachutes, guided parachutes, parachutes with high aerodynamic quality, parachute polar, parachutist landing, classification, typification, unification of precision aerial delivery system, parachute control systems*

REFERENCES

[1] Ploskov S.Yu., Muravev Yu.V. *Aviatsiya i kosmonavtika–2018. Tezisy 17-y Mezhdunarodnoy konferentsii* [Proceedings of AviaSpace–2018]. Moscow, 2018, pp. 44–45.

[2] Ploskov S.Yu., Khursevich S.N. *Obzor zarubezhnykh desantnykh parashyutnykh sistem voennogo naznacheniya* [Review of foreign military parachute systems]. Moscow, BMSTU Publ., 2018, p. 101.

[3] Ploskov S.Yu. Sovremenny podkhod k proektirovaniyu inostrannykh desantnykh parashyutnykh sistem [A modern approach to the design of foreign landing parachute systems]. *XLIV Akademicheskie chteniya po kosmonavtike, posvyashchennye pamyati akademika S.P. Koroleva. Sbornik tezisov.* [XLIV Academic Readings on Cosmonautics dedicated to the memory of academician S.P. Korolev. Collected abstracts]. In 2 vols. Moscow, 2020, vol. 1, pp. 782–784.

[4] Ploskov S.Yu. Issledovanie aerodinamicheskikh kharakteristik parashyutov povyshennoy ustoychivosti [Investigation of the aerodynamic characteristics of parachutes with increased stability]. *19-ya Mezhdunarodnaya konferentsiya «Aviatsiya i kosmonavtika». Tezisy* [Proceedings of AviaSpace–2020]. Moscow, 2020, pp. 28–29.

[5] Lingard J.S. Ram-air parachute design. *13th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference.* Cyearwater Beach, May, 1995.

[6] Ploskov S.Yu. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2020, iss. 8, p. 3. http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-8-2008
[7] Kolesnikov G.A. *Parashyuty* [Parachutes]. Moscow, Zhukovsky Air Force Engineering Academy Publ., 1959, p. 21.
[8] Knacke T.W. *Parachute Recovery Systems Design Manual*. Naval Weapons Center, China Lake, CA. Para-Publishing, Santa Barbara, CA 91340-4232, pp. 5-5, 5-118, 5-119.
[9] Berg B. *Mezhdunarodny avia- i parashyutny zhurnal* (*International Aviation and Parachute Journal*), 2003, no. 14, p 34.
[10] *GOST 1.1—2002. Mezhgosudarstvennaya sistema standartizatsii. Terminy i opredeleniya* [State Standard 1.1–2002. Interstate System for Standardization. Terms and definitions]. Moscow, Izd. Standartov Publ., 2003, 40 p.

Ploskov S.Yu. (b. 1972) graduated from Irkutsk Higher Military Aviation Engineering School in 1994 with honors, Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University, laureate of the grant of the President of the Russian Federation 2005. Research interests: numerical methods for modeling parachute systems. Author of over 30 research papers. e-mail: ploskovsu@bmstu.ru