

ПАРАМЕТРЫ, ПОДЛЕЖАЩИЕ ОПРЕДЕЛЕНИЮ В ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЯХ МНОГОКУПОЛЬНОЙ ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМЫ С ЦЕЛЬЮ ОЦЕНКИ ЕЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ

Иванов П.И. *, Куринный С.М. **, Криворотов М.М. ***

*Научно-исследовательский институт аэроупругих систем (НИИ АУС),
ул. Гарнаева, 85, Феодосия, Республика Крым, 298112, Россия*

** e-mail: Ivanovpetr@rambler.ru*

*** e-mail: Kurinniys@yandex.ru*

**** e-mail: Krivorotovmm@mail.ru*

Статья поступила в редакцию 22.06.2020

Рассмотрены два критичных параметра, определяющих надежность процесса функционирования многокупольных парашютных систем: посадочная скорость и неодновременность наполнения куполов связки. Посадочная скорость определяет предельное значение перегрузки, действующей на объект в момент контакта с поверхностью посадки. Неодновременность наполнения определяет величину аэродинамической нагрузки на купол-лидер в процессе наполнения связки, а также минимально безопасную высоту десантирования системы объект—парашют. Выполнены достаточно подробные исследования данных критичных параметров.

Ключевые слова: многокупольная парашютная система, критические (критичные) параметры, посадочная скорость, неодновременность наполнения связки куполов.

Введение

Многокупольной системой (МКС) принято считать парашютную систему с числом куполов в связке два и более [1—20]. В настоящее время для десантирования техники в широком диапазоне масс используются МКС с площадями основных куполов от 150 до 1400 м² и числом куполов в связках от двух и более.

Под эффективностью МКС в данной работе понимается способность системы объект—МКС выполнять свои функции в рамках заданных значений ее критичных (особо ответственных) параметров.

Для МКС, как и для любой системы, справедлив принцип эмерджентности системного анализа: система приобретает новые свойства, которых нет ни у одного из ее элементов в отдельности. Среди них могут быть как полезные, так и вредные свойства, проявляющиеся в летных испытаниях при определении критичных (наиболее ответственных) параметров МКС.

В работе рассматриваются некоторые критичные параметры, подлежащие определению в лет-

ных испытаниях системы десантируемый объект—МКС.

1. Посадочная скорость

Важнейшим критичным кинематическим параметром любой парашютной системы (ПС), в том числе и системы объект—МКС, является значение вертикальной составляющей посадочной скорости V_y , определяющее в целом надежность функционирования системы.

Вертикальная составляющая посадочной скорости V_y в свою очередь определяет величину кинетической энергии системы и максимального, предельно допустимого значения вертикальной составляющей перегрузки $n_{y\max}$ в момент посадки, что крайне важно с точки зрения сохранности объекта десантирования, а также здоровья и безопасности экипажа.

Вертикальная составляющая перегрузки $n_{y\max}$ также существенно зависит от физических

свойств грунта в месте посадки и некоторых других факторов и в ряде случаев не должна превышать 20 единиц по техническому заданию (ТЗ).

Расчетное значение вертикальной составляющей посадочной скорости определяется в процессе проектировочных расчетов МКС по формуле [1–3]:

$$V_y = \sqrt{\frac{2G_{\text{сист}}}{c_{\text{Псист}} n F_{\text{П}} \rho}}, \quad (1)$$

где $G_{\text{сист}}$ — вес системы объект—МКС; $c_{\text{Псист}}$ — коэффициент сопротивления связки куполов МКС; n — число куполов в связке МКС; $F_{\text{П}}$ — площадь одного купола; ρ — плотность воздуха на уровне моря по стандартной атмосфере.

Расчетное значение вертикальной составляющей посадочной скорости принимается в качестве среднего значения (математического ожидания) реального значения вертикальной составляющей посадочной скорости, поскольку в действительности она является случайной величиной.

Действительно, четыре параметра из пяти, входящих под знак радикала в формуле (1), в общем случае являются случайными величинами, поскольку все они определяются измерительными средствами с некоторыми погрешностями.

Это относится и к весу системы $G_{\text{сист}}$, и к коэффициенту сопротивления связки куполов $c_{\text{Псист}}$ (в первом приближении, например, при десантировании тяжелых грузов с большой удельной массовой нагрузкой ($>10 \text{ кг/м}^2$), его можно принять как среднее значение из интервала 0,6–0,65 для спокойной атмосферы), и к среднему значению площади парашюта $F_{\text{П}}$ в связке (предполагается, что связка состоит из парашютов одинаковой по чертежу площади), и к плотности воздуха ρ на уровне посадочного полигона. Отметим, что с уменьшением удельной массовой нагрузки на связку куполов коэффициент ее сопротивления может существенно возрасти (например, для трехкупольной системы 0,7...0,9).

При измерении весов элементов и веса системы объект—МКС в целом наибольшее допустимое значение основной абсолютной погрешности определяется приведенной погрешностью и классом точности измерительных приборов [4]. Чем больше вес системы объект—МКС, тем больше возможная абсолютная погрешность при определении веса системы.

То же относится и к остальным параметрам, входящим в формулу (1).

Как следует из [1], «площадь поверхности купола парашюта, изготовленного в заводских условиях, может быть меньше расчетной на 6–8%, а плотность воздуха при применении парашюта может быть меньше расчетной (стандартная атмосфера) на 7–10%. Но если высота местности будет отличаться от уровня моря, то плотность воздуха будет меньше расчетной на 10–30%. В результате всего этого фактическая скорость приземления может отличаться от заданной».

Наиболее вероятная случайная ошибка функции (1) с учетом погрешностей измерений всех входящих в структуру функции аргументов может быть достаточно просто определена по формуле [4, 5]:

$$\Delta V_y = \sqrt{\sum_{i=1}^4 \left(\frac{\partial V_y}{\partial x_i} \Delta x_i \right)^2}, \quad (2)$$

где x_i — перечисленные выше четыре аргумента функции (1); Δx_i — их максимальные абсолютные погрешности.

Здесь

$$\begin{aligned} \frac{\partial V_y}{\partial G_{\text{сист}}} &= \frac{1}{\sqrt{2G_{\text{сист}} c_{\text{Псист}} n F_{\text{П}} \rho}}; \\ \frac{\partial V_y}{\partial F_{\text{П}}} &= -\frac{1}{F_{\text{П}}} \sqrt{\frac{G_{\text{сист}}}{2c_{\text{Псист}} n F_{\text{П}} \rho}}; \end{aligned} \quad (3a)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial V_y}{\partial c_{\text{Псист}}} &= -\frac{1}{c_{\text{Псист}}} \sqrt{\frac{G_{\text{сист}}}{2c_{\text{Псист}} n F_{\text{П}} \rho}}; \\ \frac{\partial V_y}{\partial \rho} &= -\frac{1}{\rho} \sqrt{\frac{G_{\text{сист}}}{2c_{\text{Псист}} n F_{\text{П}} \rho}}; \end{aligned} \quad (3b)$$

значения погрешностей Δx_i : $\Delta G_{\text{сист}}$, $\Delta c_{\text{Псист}}$, $\Delta F_{\text{П}}$, $\Delta \rho$ — можно взять предельными.

Подставляя выражения (3a) и (3b) в формулу (2), получим значение наиболее вероятной случайной ошибки функции (1) для вертикальной составляющей посадочной скорости.

Зависимость (2) дает возможность оценить вклад каждой составляющей погрешности в погрешность определения V_y , найти наибольшую из них и постараться минимизировать ее.

Для трехкупольной ($n = 3$) системы объект—парашют массой $m \approx 3000 \text{ кг}$ с площадью одиночного купола $F_{\text{П}} \approx 600 \text{ м}^2$, коэффициентом сопро-

тивления связки $c_{\Pi \text{ сист}} = 0,74$, при плотности воздуха $\rho = 1,225 \text{ кг/м}^3$ по формулам (1) и (2) получим значения: $V_y = 6,0 \text{ м/с}$, $\Delta V_y = 0,31 \text{ м/с}$.

Если теперь использовать метод статистического моделирования Монте-Карло [6] для нахождения вертикальной составляющей посадочной скорости и ее характеристик (при равномерном законе распределения значений случайных погрешностей), то с теми же исходными данными получим статистические оценки: среднее значение $V_y = 6,06 \text{ м/с}$, среднеквадратическое отклонение $S_y = 0,18 \text{ м/с}$ (что составляет 3% от V_y). Отсюда следует, что $\Delta V_y \approx (1,5 \dots 2) S_y$, что может быть использовано при расчете правой границы предельного значения вертикальной составляющей посадочной скорости.

Таким образом, используя формулу (2), можно рассчитать погрешность определения вертикальной составляющей скорости как за счет разброса характеристик самой системы объект—парашют, так и за счет разброса плотности атмосферы и ее параметров.

Нужно отметить, например, что ранее в инженерной практике в опытно-конструкторских работах уже проводились исследования влияния вариации плотности воздуха ρ на величину вертикальной составляющей посадочной скорости. Рассматривалось применение двух- и трехкупольных вариантов людских парашютов для десантирования грузов различных масс. При этом использовался метод статистического моделирования. Вариации подвергались значения температуры и давления, по которым и рассчитывались вариации плотности $\Delta \rho$ (влияние высоты посадочной площадки над уровнем моря). Это давало возможность построить функции для плотности распределения скорости и вероятности превышения заданного предельного значения вертикальной составляющей посадочной скорости для рассматриваемого частного случая.

Далее, наряду с учетом разбросов параметров атмосферы необходимо учитывать возможное активное влияние приземной атмосферной турбулентности на величину реальной вертикальной составляющей посадочной скорости. Большая суммарная площадь связки куполов МКС и, в ряде случаев, относительно небольшая удельная массовая нагрузка ($< 2,5 \text{ кг/м}^2$) могут сделать систему объект—МКС существенно подверженной влиянию мощных вертикальных восходящих и нисходящих потоков. Наиболее опасно воздей-

ствии нисходящих потоков на систему непосредственно перед посадкой, так как это может существенно увеличить величину реальной вертикальной составляющей посадочной скорости, а значит, и величину вертикальной составляющей ударной перегрузки в момент контакта объекта с поверхностью посадки [6–10].

Интересно отметить следующий экспериментальный результат. Для системы с объектом массой $m \approx 3000 \text{ кг}$ с трехкупольной системой (площадь одиночного купола $F_{\Pi} \approx 600 \text{ м}^2$) среднее значение реальной вертикальной составляющей посадочной скорости, приведенной к стандартным атмосферным условиям на уровне моря и штатному посадочному весу по данным 10 летних экспериментов, составило $V_{y \text{ ср}} \approx 6 \text{ м/с}$. Отклонение посадочной скорости от среднего значения, учитывающее разбросы параметров атмосферы в месте посадки (в основном, плотности воздуха и нормальной (малой и средней интенсивности) атмосферной турбулентности), разбросы аэродинамических характеристик и масс объекта, не превышало $\pm 1,5 \text{ м/с}$.

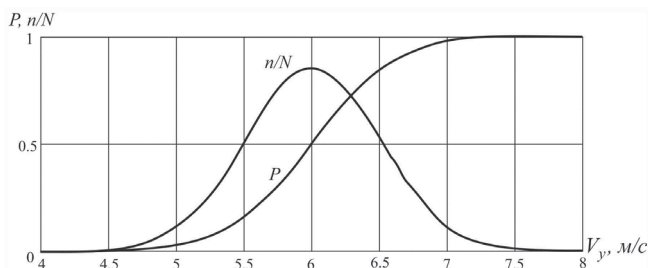
По данным этой выборочной совокупности может быть назначено предельное значение реальной вертикальной составляющей посадочной скорости (без учета интенсивной атмосферной турбулентности) по техническому заданию (ТЗ) для объекта-аналога: $V_{y \text{ ср}}^{\text{пред}} \approx 7,5 \text{ м/с}$.

Таким образом, в процентном отношении превышение среднего значения вертикальной составляющей посадочной скорости за счет разброса параметров атмосферы и параметров системы составляет $(1,5/6)100\% = 25\%$.

Если допустить, что в доверительный интервал $+1,5 \text{ м/с}$ входит примерно три величины среднеквадратического отклонения скорости от среднего значения ($\sigma \approx 0,5 \text{ м/с}$), то доверительная вероятность для этого одностороннего доверительного интервала будет приближенно равна $\gamma = 0,997$, а коэффициент вариации посадочной скорости $\nu = 0,08$. Если допустить, что в доверительный интервал $+1,5 \text{ м/с}$ входит 2,5 величины среднеквадратического отклонения скорости от среднего значения ($\sigma \approx 0,6 \text{ м/с}$), то доверительная вероятность для этого одностороннего доверительного интервала будет приближенно равна $\gamma = 0,95$, а коэффициент вариации посадочной скорости $\nu = 0,1$. Этот показатель вариации посадочной скорости за счет разброса параметров атмосферы и параметров системы, полученный в эк-

сперименте, может использоваться в проектировочных расчетах МКС.

На рисунке представлены зависимости плотности распределения (колокол) и вероятности неперевышения заданного значения величины вертикальной составляющей посадочной скорости для $V_{y\text{ ср}} \approx 6$ м/с и $\sigma \approx 0,5$ м/с.



Плотность распределения (колокол) и вероятность неперевышения заданного значения величины вертикальной составляющей посадочной скорости системы объект—МКС

Из рисунка видно, что практически 100% результатов испытаний укладывается в интервал

$V_{y\text{ ср}}^{\text{пред}} \approx 7,5$ м/с, что соответствует результатам летного эксперимента.

Теперь нужно и важно отметить возможность появления крайне незначительного числа «выскакивающих» измерений при воздействии на систему объект—МКС интенсивной, мощной приземной атмосферной турбулентности.

При этом при попадании в нисходящий поток вертикальная составляющая скорости снижения на трех парашютах основного класса с учетом влияния интенсивной турбулентности атмосферы в месте посадки для посадочного полигона, расположенного на широте 45° , достигала величины

$V_{y\text{ турб}}^{\text{пред}} \approx 8,5$ м/с.

Таким образом, в процентном отношении превышение среднего значения вертикальной составляющей посадочной скорости с учетом влияния возможной интенсивной атмосферной турбулентности атмосферы в месте посадки составило $(2,5/6)100\% \approx 42\%$.

Очевидно, что величину $V_{y\text{ турб}}^{\text{пред}}$ нужно учитывать и использовать для оценки возможного предельного значения посадочной перегрузки при расчете системы амортизации объектов-аналогов.

Нужно отметить влияние удельной массовой нагрузки на характер наполнения и поведения связки куполов в целом на установившемся режи-

ме снижения. При малых удельных массовых нагрузках (менее $2-2,5$ кг/м²) отмечается вялое наполнение куполов, возможны залипания кромок, сдавливание, задержки в наполнении и неполное наполнение отдельных куполов связки. При малых удельных массовых нагрузках система объект—МКС чувствительна к термическим восходящим и нисходящим потокам и вертикальная составляющая посадочной скорости весьма подвержена значительному влиянию атмосферной турбулентности [11–20].

Вектор полной посадочной скорости равен геометрической сумме горизонтальной и вертикальной составляющих скоростей. То есть кроме рассмотренной выше реальной вертикальной составляющей скорости на практике необходимо также учитывать и горизонтальную составляющую, которая, в свою очередь, состоит из собственной горизонтальной составляющей скорости и горизонтальной составляющей скорости ветра.

Собственная горизонтальная составляющая скорости возникает из-за наличия угла атаки, под которым движется в потоке система объект—парашют, поскольку реальную связку куполов практически невозможно сбалансировать на нулевом угле атаки из-за того, что технологически невозможно изготовить абсолютно одинаковыми все купола для связки.

Однако, как показывает эксперимент, собственная горизонтальная составляющая скорости у МКС, собранных из одинаковых по площади куполов, бывает значительно меньше скорости ветра у земли и ею в ряде случаев можно пренебречь. Правда, для связок, набранных из куполов различных площадей (применяемых крайне редко), собственная горизонтальная составляющая скорости может быть существенной.

Горизонтальная составляющая скорости системы объект—МКС важна с точки зрения появления бокового момента сил и опрокидывания объекта при посадке в сильный ветер. В боевых условиях это фактически означает провал операции.

Опрокидыванию объекта может также способствовать слишком высокая и слишком упругая система амортизации, что предъявляет повышенные требования к процессу ее проектирования.

Противодействовать опрокидыванию можно, увеличивая плечо момента силы веса объекта, противодействующего опрокидыванию, т.е. заранее перед посадкой ориентировать объект длинной осью по направлению движения системы (по направлению ветра). Здесь нужны системы ори-

ентации и стабилизации объекта перед посадкой, так как резкий импульс на ориентацию обычно приводит к переходным процессам колебаний и раскачке объекта, что крайне нежелательно в условиях острого дефицита времени перед посадкой.

Из существующих в настоящее время систем ориентации объектов тяжелой воздушно-десантной техники нужно отметить гайдропную систему ориентации. Ее эффективность зависит от скорости ветра и не всегда может соответствовать ожиданиям, поскольку она обеспечивает ориентацию объектов при скорости ветра у земли большей, чем вертикальная скорость снижения объекта.

Перспективными могут быть пневмо- и реактивно-импульсные системы ориентации и стабилизации, которые настраиваются перед десантированием с учетом весов и моментов инерции объектов десантирования.

Практика десантирования показывает, что в конечном итоге наилучшие результаты все же дают правильный предварительный ветровой прогноз в зоне посадки и применение системы объект—МКС при относительно малых скоростях ветра у земли (≤ 5 м/с), что при своевременном отделении куполов связки МКС от объекта гарантирует неопрокидывание объекта десантирования и оперативное выполнение поставленных задач.

2. Неодновременность процесса наполнения куполов в связке

Суммарный вес парашютной МКС, по сравнению с основным парашютом, площадь которого равна суммарной площади куполов МКС, намного выше. Однако масса каждого отдельного блока (купол + упаковка) МКС существенно ниже массы одиночного купола равновеликой площади, что делает весьма удобным укладку и монтаж блоков МКС на объект десантирования.

Одной из причин увеличения веса МКС по сравнению с однокупольной системой является неодновременность наполнения куполов МКС, что влечет за собой переутяжеление (за счет вынужденного переупрочнения) парашютов связки [7]. Взаимное влияние куполов связки друг на друга (интерференция), приводит к уменьшению коэффициентов сопротивления и динамичности связки по сравнению с этими же характеристиками одиночного купола.

При низковысотном десантировании тяжелой воздушно-десантной техники важное значение имеют время и путь наполнения (или потеря вы-

соты при наполнении) связки куполов, от которых зависит такой критический параметр, как минимально допустимая высота введения в действие системы объект—МКС. Например, в ряде случаев это может быть высота порядка 400—500 м. Время и путь наполнения, как показала практика, являются случайными величинами, имеющими свои статистические законы плотности распределения и вероятности не превышения заранее заданных значений, с большими значениями неодновременности и неравномерности процесса наполнения куполов, что проявляется также в неравномерности распределения нагрузок на наполняющиеся купола связки.

Большой разброс во времени наполнения, как показала практика, может привести даже к разрушению куполов. Под временем наполнения понимается интервал времени с момента полного вытягивания всех куполов из упаковок и до момента полного наполнения последнего купола связки. Путь наполнения и потеря высоты при наполнении МКС, как правило, прямо пропорциональны времени наполнения (чем больше время наполнения, тем больше пройденный путь и потеря высоты при наполнении), поэтому далее будем рассматривать, в основном, время наполнения связки куполов МКС.

Введем в рассмотрение параметр — коэффициент одновременности наполнения куполов в связке \bar{m} [7].

Пусть после относительно большой ($N > 10$) серии испытаний одиночного купола связки с грузом массой, равной $m = M/n$, где M — масса системы объект—МКС, n — общее число куполов в связке, удалось получить среднее значение его времени наполнения \bar{t}_{HO} . Так, например, для одиночного купола парашюта площадью 1000 м², не имеющего рифления и конструктивной воздухопроницаемости (с тканевой проницаемостью основы ~ 600 — 800 л/(м²·с)), среднее значение времени наполнения с грузом 2500 кг на высоте ~ 2000 м по данным 10 летних экспериментов составило $\bar{t}_{HO} = 12$ с, а коэффициент вариации $v = 0,25$. Отсюда видно, насколько велико рассеивание по времени наполнения даже у одиночного купола.

Будем считать условно, что те купола в связке МКС, время наполнения которых t_H окажется меньше или равно среднему значению времени наполнения одиночного купола \bar{t}_{HO} , наполнились одновременно, а те купола, для которых t_H окажется больше \bar{t}_{HO} , наполнились неодновременно.

Первую группу куполов назовем лидерами, вторую — аутсайдерами. Ясно, что в группе лидеров, в свою очередь, найдется первый по времени наполнения — абсолютный лидер, а в группе аутсайдеров найдется последний по времени наполнения — абсолютный аутсайдер.

Абсолютный лидер обычно принимает на себя наибольшую аэродинамическую нагрузку в процессе наполнения и чаще других подвержен возможному повреждению (иногда даже полной потере несущей способности вследствие разрушения).

Абсолютный аутсайдер наполняется последним, существенно увеличивая общее время наполнения связки МКС (иногда наполняется только частично или не наполняется полностью и даже проваливается вниз под действием собственного веса). Для трехкупольной системы (площадь одиночного купола $F_{\Pi} \approx 600 \text{ м}^2$) с объектом массой $m \approx 3000 \text{ кг}$ время наполнения связки изменялось от 17 с при неявно выраженном аутсайдере до 45 с при наличии явно выраженного абсолютного аутсайдера. При этом в последнем случае потеря высоты при наполнении возрастала примерно в 1,5 раза. Коэффициент пути наполнения $c = S_H / \sqrt{nF_{\Pi}}$ для первого случая составлял $c \approx 15$, для второго — $c \approx 18$. Время наполнения абсолютного лидера в трехкупольной связке (с учетом времени рифления) составляло $\approx 7...8 \text{ с}$.

Коэффициент одновременности наполнения куполов в связке \bar{m} равен отношению числа n_0 одновременно наполнившихся куполов ($t_H \leq \bar{t}_{HO}$) к

общему числу куполов связки: $\bar{m} = \frac{n_0}{n}$. Чем больше одновременно наполнившихся куполов, тем ближе \bar{m} к единице. Тогда, очевидно, коэффициент неодновременности наполнения куполов в связке будет равен $1 - \bar{m}$.

Физически явлению неодновременности процесса наполнения куполов в связке МКС можно дать следующее объяснение. Разброс во времени процесса наполнения, динамика наполнения куполов существенно зависят от геометрии контура входного сечения в момент начала наполнения. Купол с сильно искривленной кромкой контура входного сечения охватывает малую площадь, и поток воздуха под купол в этом случае будет незначительным. Купол с кромкой контура входного сечения, близкой по форме к кругу, как правило, охватывает большую площадь, и поток воздуха под

купол в этом случае будет значительным, что увеличивает динамику наполнения и уменьшает время его наполнения [8—10]. Конфигурация контура кромки существенно зависит от жесткости и конструктивного оформления нижней кромки купола. Чем выше жесткость кромки, тем интенсивнее динамика и меньше время наполнения купола парашюта.

Купол — абсолютный лидер и его группа вступают в работу процесса торможения системы первыми, что снижает величину скорости и скоростного напора для куполов-аутсайдеров, существенно ухудшая условия их наполнения, так как для их полного наполнения уже может не хватить энергии набегающего потока. Кроме того, наполнившиеся купола группы лидера могут зажимать, сдавливать купола аутсайдеров, не давая им принять полностью наполненную форму. В результате такого интерференционного взаимодействия куполов в связке система не может выйти на режим своей крейсерской скорости с полностью наполненными куполами, а движется с повышенной скоростью, что приводит к повышенной ударной перегрузке при приземлении. При наполнении рифленных куполов в связке в ряде случаев не наблюдается ярко выраженной рифленной фазы.

Для трехкупольной МКС при отказе одного из куполов связки в летных экспериментах скорость установившегося снижения системы увеличивалась не более чем на 25%, при этом кинетическая энергия системы в момент контакта с поверхностью возрастала в 1,5 раза, что приводило к существенному увеличению ударной перегрузки. При наличии экипажа этот факт неизбежно предъявляет высокие требования к системе амортизации или даже к установке на объект двигателей мягкой посадки (ДМП).

Как показывают летные испытания, вероятность ненаполнения абсолютного аутсайдера возрастает, если купола имеют относительно большой вес и изготовлены из ткани с высокой степенью тканевой воздухопроницаемости или при наличии конструктивной воздухопроницаемости. В отдельных случаях в МКС возможно опускание абсолютного аутсайдера вниз. Наблюдались случаи, когда ненаполненный парашют проваливался и повисал под грузом, что уже полностью исключало возможность его наполнения. Это происходит, как правило, при введении парашютов в действие на повышенных скоростных напорах из-за того, что при резком уменьшении скорости (т.е. при больших отрицательных ускорениях) при наполнении группы лидеров абсолютный аутсай-

дер еще в нераскрытом состоянии, под действием сил инерции и собственного веса, стремится провалиться вниз и опуститься ниже уровня груза.

Проваливания парашютов не произойдет, если ускорение ненаполненных парашютов будет меньше, чем ускорение груза с ненаполненными парашютами. В свое время Ф.Г. Герасимато и Б.Б. Котовым была предложена приближенная полуэмпирическая зависимость, определяющая предельное значение массы МКС, при которой вероятность проваливания купола аутсайдера фактически исключается:

$$m_{\text{МКС}} < M_{\text{сист}} \frac{0,05 \cdot n}{n - 1,05},$$

где $m_{\text{МКС}}$ — масса парашютной системы МКС; $M_{\text{сист}}$ — масса системы объект—МКС; n — число куполов в связке МКС.

Исключить вероятность проваливания абсолютного аутсайдера можно, если в схему МКС ввести поддерживающий парашют (дополнительный вытяжной парашют — ДВП), сдерживающий соединительными звеньями расхождения вершин куполов связки. В этом случае, даже при полном ненаполнении аутсайдера, исключается вероятность его проваливания вниз под действием собственного веса и существует вероятность того, что в приземном слое атмосферной турбулентности он может наполниться.

В свое время считалось, что введение ДВП в схему МКС позволит снизить неодновременность наполнения куполов связки за счет одновременного вытягивания куполов из упаковок. Однако неодновременность наполнения в значительно большей степени зависит от геометрии формообразования контуров кромок куполов в процессе их наполнения, а воздействие ДВП иногда может оказаться негативным, поскольку усилие натяжения от него на связку куполов может сдерживать их процесс раскрытия, но фактически не оказывает влияния на одновременность их наполнения. Поэтому при выборе ДВП важное значение имеет правильное определение его площади.

Неодновременности в процессе наполнения МКС способствует также мощный спутный след за габаритным объектом и тормозными парашютами, если они находятся ниже основных куполов связки. Существует задача оптимизации выбора конструкции и площади тормозных парашютов (ТП) для связки основных куполов с объектом больших габаритов.

ТП малых площадей наполняются достаточно быстро и вступают в работу торможения до момента достижения куполом-лидером фазы максимального значения аэродинамической нагрузки, хотя эффективность их при этом мала. ТП больших площадей наполняются медленнее и эффективно вступают в работу торможения, в основном, после момента достижения куполом-лидером фазы максимального значения аэродинамической нагрузки, снимая часть нагрузки только с остальных куполов связки. Однако при этом нужно иметь в виду, что ТП в следе за объектом могут также не все наполниться одновременно и поэтому эффективность их может быть ниже расчетной.

Неодновременности в процессе наполнения МКС в целом, кроме собственной неустойчивости во времени наполнения каждого отдельного купола связки, способствует также и неустойчивость во времени срабатывания пирорезаков (а также парашютных приборов ППК-У с приставкой-резаком), устанавливаемых на пояса рифления для разрифления кромок куполов. Так, например, пирорезаки с временами срабатывания 4, 7 и 12 с имеют существенные разбросы по времени: Р4М — $4 \pm 0,8$ с; Р7М — $7 \pm 1,4$ с; Р2М — $12 \pm 2,4$ с. Кроме того, массивные парашютные приборы ППК-У массой порядка 1 кг, устанавливаемые в ряде случаев на кромках куполов, также вносят неустойчивость в процессы разрифления и наполнения. В связи с этим возникает проблема разработки отечественных легких, надежных пироэнергетических (или построенных на других физических принципах) устройств для разрифления куполов, не имеющих больших разбросов по времени, что может повысить одновременность наполнения куполов в связке.

Нужно отметить, что со значительным увеличением числа куполов в связке полный отказ одного купола (абсолютного аутсайдера) становится менее критичным для системы объект—МКС в целом, так как посадочная скорость при этом увеличивается незначительно.

Что касается характера работы куполов в связке, то здесь можно отметить следующее: устойчивый купол может сделать связку (до трех куполов) неустойчивой, и наоборот, неустойчивый купол может стать в связке устойчивым и сделать всю связку устойчивой [7]. Причину этого явления пока не удалось до конца выяснить. Замечено также, что с увеличением числа куполов в связке устойчивость системы объект—МКС увеличивается.

Для возможных в дальнейшем теоретических исследований явления неодновременности наполнения куполов могут быть полезными некоторые экспериментальные данные.

Ниже представлены экспериментальные данные по временным интервалам процесса наполнения куполов трехкупольной рифленой (Р7М) связки МКС с площадью одиночного купола $F_{\Pi} \approx 600 \text{ м}^2$ при десантировании объекта массой $m \approx 3,0 \text{ т}$ в широком диапазоне скоростных напоров введения системы в действие по данным 44 летних экспериментов.

Первый купол (абсолютный лидер) наполнялся во временном интервале (с момента выхода из упаковки) $\Delta t_1 = 5...16 \text{ с}$, второй в интервале $\Delta t_2 = 5,1...29 \text{ с}$, третий в интервале $\Delta t_3 = 5,3...87 \text{ с}$. Временные интервалы всех трех куполов перекрываются. Временной интервал абсолютного аутсайдера имеет очень большую величину. Это говорит о значительной вероятности возможного ненаполнения купола аутсайдера.

Если рассматривать время наполнения куполов площадью $F_{\Pi} \approx 600 \text{ м}^2$ с момента их полного вытягивания из упаковок, то в данной серии экспериментов для каждого из них можно записать статистические оценки среднего значения времени наполнения \bar{t}_H , среднеквадратического отклонения s_n и вариационного размаха R :

первый купол:

$$\bar{t}_{H1} = 9,1 \text{ с}; s_{n1} = 1,9 \text{ с}; R_1 = (5...16) \text{ с};$$

второй купол:

$$\bar{t}_{H2} = 12,7 \text{ с}; s_{n2} = 4,0 \text{ с}; R_2 = (5,1...29) \text{ с};$$

третий купол:

$$\bar{t}_{H3} = 23,9 \text{ с}; s_{n3} = 13,6 \text{ с}; R_3 = (5,3...87) \text{ с}.$$

Потеря высоты и коэффициент вариации при наполнении составили при этом:

$$\text{первый купол: } \bar{H}_{H1} = 380 \text{ м}; v_{n1} = 0,175;$$

$$\text{второй купол: } \bar{H}_{H2} = 420 \text{ м}; v_{n2} = 0,185;$$

$$\text{третий купол: } \bar{H}_{H3} = 500 \text{ м}; v_{n3} = 0,27.$$

Как следует из изложенного выше, дисперсия по времени наполнения и потере высоты для связки куполов МКС существенно возрастает в сравнении с дисперсией одиночного купола, что является весьма негативным фактором.

Полученные экспериментальные данные можно использовать для проверки адекватности раз-

рабатываемых математических моделей одновременности (или неодновременности) наполнения куполов в трехкупольных парашютных системах.

Ниже представлены экспериментальные данные по временным интервалам процесса наполнения четырехкупольной связки МКС с площадью одиночного купола $F_{\Pi} \approx 760 \text{ м}^2$ при десантировании объекта массой $m \approx 6,0 \text{ т}$ (приборные скорости носителя в момент сбрасывания $V_{\PiР} \approx 340...375 \text{ км/ч}$) по данным 11 летних экспериментов.

Первый купол (абсолютный лидер) наполнялся во временном интервале (с момента отделения от носителя) $\Delta t_1 = 8...10 \text{ с}$;

второй — в интервале $\Delta t_2 = 8,8...13 \text{ с}$;

третий — в интервале $\Delta t_3 = 10,5...18 \text{ с}$;

четвертый — в интервале $\Delta t_4 = 18,5...23,5 \text{ с}$.

Временные интервалы перекрываются только у первых трех куполов. Временной интервал абсолютного аутсайдера не перекрывается по времени даже с предпоследним куполом — аутсайдером связки. Это говорит о значительной вероятности возможного ненаполнения купола-аутсайдера.

Если рассматривать время наполнения куполов площадью 760 м^2 с момента их полного вытягивания из упаковок, то в данной серии экспериментов для каждого из них можно записать статистические оценки среднего значения времени наполнения \bar{t}_H , среднеквадратического отклонения s_n и вариационного размаха R :

первый купол:

$$\bar{t}_{H1} = 4,88 \text{ с}; s_{n1} = 1,12 \text{ с}; R_1 = (3,0...7,3) \text{ с};$$

второй купол:

$$\bar{t}_{H2} = 6,92 \text{ с}; s_{n2} = 1,55 \text{ с}; R_2 = (4,0...9,8) \text{ с};$$

третий купол:

$$\bar{t}_{H3} = 8,87 \text{ с}; s_{n3} = 2,03 \text{ с}; R_3 = (5,5...13,8) \text{ с};$$

четвертый купол:

$$\bar{t}_{H4} = 15,1 \text{ с}; s_{n4} = 3,22 \text{ с}; R_4 = (7,7...19,8) \text{ с}.$$

Эти данные можно использовать для проверки адекватности разрабатываемых математических моделей одновременности (или неодновременности) наполнения куполов в четырехкупольных парашютных системах.

В связках, состоящих из пяти и более куполов, приведенные выше результаты по неодновременности наполнения отражаются аналогич-

но трех- и четырехкупольным системам с учетом их специфических особенностей конструктивного исполнения, а также с учетом режимов и условий их применения.

Выводы

В данной работе рассмотрены два критических параметра, подлежащие определению в летных испытаниях многокупольной парашютной системы с целью оценки ее эффективности и работоспособности: посадочная скорость и неодновременность наполнения куполов связки. Ряд других параметров, таких как аэродинамическая нагрузка, прочность, несущая способность и др., не вошли в данную работу по причине их большой информационной емкости.

Однако приведенная информация уже дает первичный материал для начала теоретических исследований по разработке методики комплексной оценки критических параметров МКС в летных испытаниях.

Разрабатываемая методика позволит на этапе проектирования МКС оптимизировать набор её критических параметров, значительно сократить объем и повысить информативную содержательность летных испытаний как для отдельных парашютных систем, так и для МКС в целом.

Библиографический список

1. Лобанов Н.А. Основы расчета и конструирования парашютов. — М.: Машиностроение, 1965. — 363 с.
2. Лялин В.В., Морозов В.И., Пономарев А.Т. Парашютные системы. Проблемы и методы их решения: Монография. — М.: Физматлит, 2009. — 576 с.
3. Рысев О.В., Пономарев А.Т., Васильев М.И., Вишняк А.А., Днепров И.В., Мосеев Ю.В. Парашютные системы. — М.: Наука. Физматгиз, 1996. — 288 с.
4. Зайдель А.Н. Элементарные оценки ошибок измерений. — Л.: Наука, 1965. — 80 с.
5. Рего К.Г. Метрологическая обработка результатов технических измерений. Справочник. — Киев: Техніка, 1987. — 128 с.
6. Соболев И.М. Метод Монте-Карло. — М.: Наука, 1985. — 80 с.
7. Иванов П.И., Бериславский Н.Ю. Проблемные вопросы функционирования многокупольных парашютных систем // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 1. С. 43-52. DOI: 10.34759/vst-2020-1-43-52
8. Иванов П.И., Куринный С.М., Криворотов М.М. Асимметричность в процессе наполнения куполов парашютов // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 3. С. 7-16.
9. Иванов П.И. Проблемные вопросы исследования струйных эффектов в процессах функционирования парашютов // Прикладные проблемы механики жидкости и газа: Сборник трудов X Международной научно-технической конференции ученых Украины, России, Белоруссии. — Севастополь: Сев.НТУ, 2001. С. 97-101.
10. Иванов П.И. К вопросу о методике оценки режимов низковысотного десантирования // Динамические системы. 2001. № 17. С. 41-46.
11. Громов Ю.Ю., Земской Н.А., Лагутин А.В. и др. Системный анализ в информационных технологиях: Учеб. пособие. — 2-е изд. — Тамбов: Изд-во ТГТУ, 2007. — 176 с.
12. ГОСТ 16504-81. Система государственных испытаний продукции. Испытания и контроль качества продукции. Основные термины и определения. — М.: Стандартинформ, 2011. — 24 с.
13. Иванов П.И. Аэродинамические характеристики парашютов больших площадей с конструктивной проницаемостью: Дисс. ... канд. техн. наук. — М.: НИИ АУ, 1986. — 202 с.
14. Иванов П.И. Летные испытания парашютных систем. — Феодосия: Гранд-С, 2001. — 332 с.
15. Морозов В.И., Пономарев А.Т., Рысев О.В. Математическое моделирование сложных аэроупругих систем. — М.: Физматлит, 1995. — 736 с.
16. Антоненко А.И., Рысев О.В., Фатыхов Ф.Ф., Чуркин В.М., Юрцев Ю.Н. Динамика движения парашютных систем. — М.: Машиностроение, 1982. — 152 с.
17. Иванов П.И., Бериславский Н.Ю. Параметры и характеристики многокупольных парашютных систем // Наука і техніка повітряних сил збройних сил України. 2014. № 2(15). С. 58-66.
18. Иванов П.И. Вероятностные модели процесса функционирования многокупольных парашютных систем // Вестник Херсонского национального технического университета. 2008. № 2(31). С. 189-194.
19. Чуркин В.М. Устойчивость и колебания парашютных систем: Монография. — М.: Издательская группа URSS, 2017. — 232 с.
20. Чуркин В.М., Серпичева Е.В., Силантьев В.М. К оценке влияния аэродинамики груза на свободные колебания парашютной системы // Труды МАИ. 2003. №12. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=34455>

PARAMETERS LIABLE TO BE DEFINED WHILE A MULTI-DOME PARACHUTE SYSTEM FLIGHT-TESTING FOR ITS EFFICIENCY ESTIMATION

Ivanov P.I.^{*}, Kurinniys S.M.^{**}, Krivorotov M.M.^{***}

*Research Institute of Aeroelastic Systems,
85, Garnaeva str., Feodosia, Crimea Republic, 298112, Russia*

^{} e-mail: Ivanovpetr@rambler.ru*

*^{**} e-mail: Kurinniys@yandex.ru*

*^{***} e-mail: Krivorotovmm@mail.ru*

Abstract

It is customary to assume that a multi-dome parachute system is a system with the number of domes in the bundle of two and more [1–20]. Efficiency of the multi-dome parachute system is understood in this work as the ability of the object – multi-dome parachute system ability to perform its functions within the framework of the specified values of its critical (most important parameters).

The presented work considers some critical parameters liable to be determined while the flight-testing of the system, comprising an air drop object and multi-dome parachute system, such as landing speed and non-simultaneity of the domes filling process.

The article presents the dependence of the vertical component of the landing speed, being determined while the multi-dome parachute system design computations, which is assumed as an average valued (mathematical expectation) of the real value of the vertical component of the landing speed, as it is a random value in reality. The most probable random error of the landing speed function was determined with account for inaccuracy of measurements of all arguments included in the function structure, which allows evaluating contribution of each error component to the speed determining error, as well as find the largest one and minimize it.

Further, alongside with accounting for the atmospheric parameters, the possible active impact of near-Earth atmospheric turbulence on the value of real vertical component of the landing speed was being reckoned in.

The experimental results on determining the average value of real vertical component of the landing speed, reduce to the standard atmospheric conditions at the sea level and regular weight according to the data of a series of flight-testing, are presented.

The article presents the dependence of distribution density and probability of not exceedance of assigned

value of landing speed's vertical component for a special case.

The authors marked the possibility of appearance of insignificant number of “jumping-out” measurements under the impact of intensive, powerful surface atmospheric turbulence on the multi-dome system.

The article presents the detailed analysis of the phenomenon of non-simultaneity of the domes filling process in the bundle. Substantiation of the non-uniformity parameter importance for the multi-dome parachute system operation effectiveness is being brought forward.

The authors introduced a parameter named the coefficient of domes in the bundle filling simultaneity. The notions of leaders and outsiders for the domes in the bundle were introduced as well. The analysis of their role in the domes filling in the bundle was performed. The article presents physical explanation of the domes filling non-uniformity phenomenon. Some important effects, associated with the non-uniformity phenomenon, as well as factors affecting the non-uniformity of the domes filling in the bundle were considered.

Certain experimental data on the non-simultaneity of domes filling in the bundle is presented for the possible theoretical studies in the future of the non-simultaneity of domes filling phenomenon. The article presents the experimental data by the time intervals of the domes filling process in the three-domed corrugated parachute system with the area of the single dome of $F_S = 600 \text{ m}^2$, while the airdrop of the object of $m \approx 3$ tons in a wide range of ram air of the system implementation according to the data of forty four flight experiments. The experimental data on the time intervals of the four-dome parachute system with the area of the single dome of $F_S = 760 \text{ m}^2$, while the airdrop of the object of $m \approx 6$ tons according to the data of eleven flight experiments.

The above-mentioned data can be used effectively for checking the adequacy of the mathematical models

under development of simultaneity (non-simultaneity) of the four-dome parachute systems filling.

The above data may be effectively used for the test for goodness of developed mathematical models of simultaneity (or non-simultaneity) of canopies filling in the four-dome parachute system.

Keywords: multi-domed parachute system, critical (sensitive) parameters, landing speed, non-simultaneity of the dome bundle filling.

References

1. Lobanov N.A. *Osnovy rascheta i konstruirovaniya parashyutov* (Basics of calculation and design of parachutes), Moscow, Mashinostroenie, 1965, 363 p.
2. Lyalin V.V., Morozov V.I., Ponomarev A.T. *Parashyutnye sistemy. Problemy i metody ikh resheniya* (Parachute system. Problems and methods of their solution), Moscow, Fizmatlit, 2009, 576 p.
3. Rysev O.V., Ponomarev A.T., Vasil'ev M.I., Vishnyak A.A., Dneprov I.V., Moseev Yu.V. *Parashyutnye sistemy* (Parachute system), Moscow, Nauka. Fizmatgiz, 1996, 288 p.
4. Zaidel' A.N. *Elementarnye otsenki oshibok izmerenii* (Elementary estimates of measurement errors), Leningrad, Nauka, 1965, 80 p.
5. Rego K.G. *Metrologicheskaya obrabotka rezul'tatov tekhnicheskikh izmerenii. Spravochnik* (Metrological processing of technical measurements results), Kiev, Tekhnika, 1987, 128 p.
6. Sobol' I.M. *Metod Monte-Karlo* (Monte-Carlo method), Moscow, Nauka, 1985, 80 p.
7. Ivanov P.I., Berislavskii N.Y. Problematic issues of functioning of multi-dome parachute systems. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 1, pp. 43-52. DOI: 10.34759/vst-2020-1-43-52
8. Ivanov P.I., Kurinnyi S.M., Krivorotov M.M. Asymmetry in the parachute canopy filling process. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 3, pp. 7-16.
9. Ivanov P.I. *Materialy X Mezhdunarodnoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii uchenykh Ukrainy, Rossii, Belorussii "Prikladnye problemy mekhaniki zhidkosti i gaza"*, Sevastopol, SevNTU, 2001, pp. 97-101.
10. Ivanov P.I. *Dinamicheskie sistemy*, 2001, no. 17, pp. 41-46.
11. Gromov Yu.Yu., Zemskoi N.A., Lagutin A.V. et al. *Sistemnyi analiz v informatsionnykh tekhnologiyakh* (System analysis in information technologies), Tambov, TGTU, 2007, 176 p.
12. *Sistema gosudarstvennykh ispytaniy produktsii. Ispytaniya i kontrol' kachestva produktsii. Osnovnye terminy i opredeleniya. GOST 16504-81* (The state system of products testing. Product test and quality inspection. General terms and definitions, State Standard 16504-81), Moscow, Standartinform, 2011, 24 p.
13. Ivanov P.I. *Aerodinamicheskie kharakteristiki parashyutov bol'shikh ploshchadei s konstruktivnoi pronitsaemost'yu* (Aerodynamic characteristics of large area parachutes with structural permeability), Doctor's thesis, Moscow, NII AU, 1986, 202 p.
14. Ivanov P.I. *Letnye ispytaniya parashyutnykh sistem* (Flight testing of parachute systems), Feodosiya, Grand-S, 2001, 332 p.
15. Morozov V.I., Ponomarev A.T., Rysev O.V. *Matematicheskoe modelirovanie slozhnykh aerouprugikh sistem* (Mathematical modeling of complex aeroelastic systems), Moscow, Fizmatlit, 1995, 736 p.
16. Antonenko A.I., Rysev O.V., Fatykhov F.F., Churkin V.M., Yurtsev Yu.N. *Dinamika dvizheniya parashyutnykh sistem* (Dynamics of parachute systems movement), Moscow, Mashinostroenie, 1982, 152 p.
17. Ivanov P.I., Berislavskii N.Yu. *Nauka i tekhnika vozdushnykh sil vooruzhennykh sil Ukrainy*, 2014, no. 2(15), pp. 58-66.
18. Ivanov P.I. *Vestnik Khersonskogo natsional'nogo tekhnicheskogo universiteta*, 2008, no. 2(31), pp. 189-194.
19. Churkin V.M. *Ustoichivost' i kolebaniya parashyutnykh sistem* (Stability and oscillations of parachute systems), Moscow, URSS, 2017, 232 p.
20. Churkin V.M., Serpicheva E.V., Silant'ev V.M. *Trudy MAI*, 2003, no. 12. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=34455>