

**П. А. ФОМИЧЕВ***Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

**УСТАНОВЛЕНИЕ ОГРАНИЧЕНИЙ ПО МАКСИМАЛЬНЫМ СКОРОСТЯМ  
ДЕСАНТИРОВАНИЯ С УЧЁТОМ ДЕГРАДАЦИИ ПРОЧНОСТНЫХ  
ХАРАКТЕРИСТИК МАТЕРИАЛОВ КУПОЛА ПАРАШЮТА.  
СООБЩЕНИЕ 1. ЗАВИСИМОСТЬ ПРОЧНОСТИ ПАРАШЮТОВ  
ОТ ДЕГРАДАЦИИ ПРОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК  
КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ**

*Введено понятие о коэффициентах деградации прочностных характеристик материалов силовой конструкции купола парашюта. Эти коэффициенты определены как отношение разрушающих нагрузок после длительной эксплуатации или хранения к исходным, принятым при проектировании. Отмечена зависимость коэффициентов запаса прочности от коэффициентов деградации. Принято условие равенства коэффициентов запаса прочности после длительной эксплуатации или хранения и при проектировании, показано, что отношение максимально допустимых нагрузок равно коэффициенту деградации. Изложена методика расчёта нагрузок на парашют при раскрытии. Использован упрощённый подход, предложенный Н. А. Лобановым. В соответствии этим подходом приняты коэффициент динамичности равный двум, методика определения опасного сечения купола при оценке прочности ткани, зависимость скорости в момент полного наполнения купола парашюта от обобщённого эмпирического коэффициента. Характеристики стандартной атмосферы в виде зависимостей от высоты покидания самолёта заданы аппроксимирующими функциями. Движение тела до момента раскрытия парашюта задано в виде дифференциальных уравнений с известными начальными условиями. Решение уравнений позволяет найти скорость падения в момент начала раскрытия парашюта в зависимости от времени задержки. Приведены скорости установившегося свободного падения без введения парашюта в работу и со стабилизирующим парашютом, скорость приземления с основным парашютом. Установлены зависимости максимально допустимых нагрузок на купол в момент раскрытия от коэффициентов деградации прочности для ткани купола, строп, свободных концов подвесной системы. Предложены соотношения для максимально допустимой скорости в момент начала раскрытия парашюта по требованиям прочности. Эта скорость определяет максимально допустимую скорость десантирования для конкретного типа парашюта после длительной эксплуатации или хранения.*

**Ключевые слова:** прочность; нагрузка на парашют; коэффициент деградации; скорость десантирования.

### Введение

Задача продления сроков службы характерна для изделий авиационной техники. Она важна и для парашютных систем, поскольку для синтетических материалов, применяемых в конструкции силового каркаса, свойственно значительное ухудшение (деградация) прочностных характеристик. Величина деградации зависит от условий применения, длительности и условий хранения.

По требованиям прочности парашютные системы проектируют на экстремальные нагрузки, которые зависят от веса груза, скорости и высоты полета, при которых они вводятся в действие. Для парашютных десантных систем, спроектированных во второй половине прошлого века, максимальная скорость составляла 400 км/час. Возникает вопрос,

возможна ли дальнейшая эксплуатация таких парашютов с учетом деградации прочностных свойств, но при условии ограничения максимальной скорости десантирования и если да, то какова должна быть эта скорость.

Результаты теоретических и экспериментальных исследований сотрудников НИИ парашютостроения [1 – 3] направлены, прежде всего, на обеспечение проектирования парашютных систем. В работах [4, 5] отмечены проблемы, связанные с теоретическими вопросами аэродинамики и напряженного состояния элементов конструкции купола. Отмечено [3], что для полного решения задачи о нагрузках на конструкцию парашютов необходимо решение трех нелинейных задач, а именно, теории мягких оболочек, аэродинамики с учетом срыва потока, баллистики. Интегрирование этих уравнений совместно аналитически невозможно [3]. Вслед-

ствие нелинейности механических характеристик синтетических материалов затруднено определение напряженно деформированного состояния и коэффициента демпфирования в уравнениях движения. В работе [2] этот коэффициент предложено находить приближенно из условия согласования натурного и численного экспериментов.

В рамках решаемой задачи об ограничении скорости десантирования с учетом деградации прочностных характеристик конструкционных материалов воспользуемся приближенным подходом, предложенным Н. А. Лобановым [1]. В указанной работе получена зависимость для расчета нагрузки на парашют, показано, что для парашютов простых схем она удовлетворительно согласуется с результатами испытаний. Эта формула содержит один эмпирический коэффициент, который необходимо уточнять по экспериментальным данным для конкретного парашюта. Следует отметить, что такой подход был использован при разработке ряда парашютов, находящихся в эксплуатации и в настоящее время.

Цель данного сообщения состоит в установлении зависимости максимально допустимых нагрузок на парашют от деградации прочностных характеристик материалов силовой конструкции.

## 1. Коэффициенты запаса прочности и коэффициенты деградации прочностных характеристик элемента конструкции

Коэффициенты запаса прочности элементов каркаса парашюта составляют:

- по нагрузкам

$$m = \frac{P_{\text{разр}}}{P_{\text{max}}}, \quad (1)$$

- по деформациям

$$m = \frac{\varepsilon_{\text{разр}}}{\varepsilon_{\text{max}}}, \quad (2)$$

где  $P_{\text{max}}$ ,  $\varepsilon_{\text{max}}$  – максимальные эксплуатационные усилие или деформация в элементе конструкции,  $P_{\text{разр}}$ ,  $\varepsilon_{\text{разр}}$  – разрушающие усилие или деформация для элемента конструкции.

В случае линейной зависимости деформации от нагрузки коэффициенты запаса (1) и (2) совпадают.

В процессе эксплуатации или длительного хранения парашютов происходит снижение (деградация) прочностных характеристик ткани, усилительных лент, строп и др.

Введем понятие о коэффициенте деградации, как об отношении прочностных характеристик элементов каркаса после эксплуатации или длительного

хранения к исходному их значению, принятому при проектировании парашюта

$$\eta = \frac{P_{\text{разр}}}{P_{\text{разр}}^*}, \quad (3)$$

или

$$\eta = \frac{\varepsilon_{\text{разр}}}{\varepsilon_{\text{разр}}^*}, \quad (4)$$

где  $P_{\text{разр}}^*$ ,  $\varepsilon_{\text{разр}}^*$  – исходные прочностные характеристики элемента конструкции по нагрузкам и деформациям, принятые при проектировании.

Обозначим коэффициент запаса прочности элемента конструкции в исходном состоянии  $m^*$

$$m^* = \frac{P_{\text{разр}}^*}{P_{\text{max}}}, \quad (5)$$

где  $P_{\text{max}}^*$  – максимальная нагрузка на элемент каркаса в исходном состоянии, принятая при проектировании для экстремальных полетных условий.

Установим зависимость коэффициента запаса прочности от коэффициента деградации прочностных характеристик элемента конструкции. Разделим (1) на (5)

$$\frac{m}{m^*} = \frac{P_{\text{разр}}}{P_{\text{разр}}^*} \frac{P_{\text{max}}^*}{P_{\text{max}}}.$$

Учитывая зависимость (3) для коэффициента деградации, имеем

$$\frac{m}{m^*} = \eta \frac{P_{\text{max}}^*}{P_{\text{max}}}.$$

Если полетные условия в части высоты и скорости десантирования, веса парашютиста или груза неизменны, то  $P_{\text{max}} = P_{\text{max}}^*$ , следовательно

$$m = \eta m^*. \quad (6)$$

Коэффициент запаса прочности зависит прямо пропорционально от коэффициента деградации прочностных характеристик конструкционного материала.

Ограничение полетных условий для конструкции после эксплуатации или длительного хранения установим из условия равенства коэффициентов запаса прочности элементов каркаса в исходном состоянии и после эксплуатации.

Приравняем правые части (1) и (5)

$$\frac{P_{\text{разр}}^*}{P_{\text{max}}^*} = \frac{P_{\text{разр}}}{P_{\text{max}}} \quad \text{или} \quad \frac{P_{\text{max}}}{P_{\text{max}}^*} = \frac{P_{\text{разр}}}{P_{\text{разр}}^*}.$$

С учетом введенного понятия о коэффициенте деградации (3) имеем

$$\frac{P_{\max}}{P_{\max}^*} = \eta. \quad (7)$$

Для установления ограничений по применению конкретного парашюта с учетом деградации его прочностных характеристик необходимо знать нагрузки, действующие на элемент конструкции в эксплуатации. Максимальными являются нагрузки при раскрытии парашюта. Коэффициенты деградации должны быть установлены для элементов конструкции экспериментально путем разрушающих испытаний с учетом длительности, условий хранения, числа применений парашюта.

## 2. Методика расчёта нагрузок на парашют

### 2.1 Характеристики стандартной атмосферы

Плотность воздуха в зависимости от высоты  $H$  может быть найдена по таблицам стандартной атмосферы или с использованием известных аппроксимирующих соотношений

Температура в градусах Кельвина

$$T_H = 288,15 - \frac{41319 \cdot H}{6356,8 + H}.$$

Давление на высоте  $H$

$$p_H = 101325 \cdot \left(1 - \frac{143,4 \cdot H}{6356,8 + H}\right)^{5,256}.$$

Поскольку давление и плотность связаны между собой

$$p_H = \rho_H \cdot R \cdot T_H,$$

плотность воздуха на высоте  $H$  составит

$$\rho_H = \frac{p_H}{R \cdot T_H}. \quad (8)$$

где  $R = 287 \frac{\text{дж}}{\text{кг К}^\circ}$  – удельная газовая постоянная,

$H$  – высота полета в километрах.

### 2.2 Уравнения движения тела в вертикальной плоскости

Дифференциальные уравнения движения в виде второго закона Ньютона имеют вид

$$M \frac{d V_x}{d \tau} = -Q_x, \quad M \frac{d V_y}{d \tau} = G - Q_y, \quad (9)$$

где  $M$  – масса системы,

$V_x, V_y$  – горизонтальная и вертикальная скорости снижения соответственно,

$Q_x$  – сила сопротивления по горизонтальной,

$Q_y$  – сила сопротивления по вертикальной оси,

$G$  – вес системы.

Ось  $x$  направлена по полету, ось  $y$  вертикально вниз. Проекции силы сопротивления по горизонтальной и вертикальной осям составляют

$$Q_x = Q \cos \beta, \quad Q_y = Q \sin \beta.$$

Сила сопротивления среды равна

$$Q = C \frac{\rho_H V^2}{2} S,$$

где  $C$  – коэффициент сопротивления,  $V$  – результирующая скорость падения,  $\rho_H$  – плотность воздуха на рассматриваемой высоте  $H$  по формуле (8),  $S$  – площадь объекта в рассматриваемой задаче.

Соотношения между траекторным углом и соответствующими скоростями имеют вид

$$\cos \beta = \frac{V_x}{V}, \quad \sin \beta = \frac{V_y}{V}.$$

Ускорения по осям скоростной системы координат составляют

$$J_x = -Q_x / m, \quad J_y = g - Q_y / m,$$

где  $g$  – ускорение свободного падения.

Результирующая скорость

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2}.$$

В зависимости от решаемой задачи коэффициент  $C$  может принимать различные значения, в случае свободного падения парашютиста, согласно [1] следует принимать  $C_r = 0,35$ , а произведение  $C_r S_r = 0,4$ . При открытии стабилизирующего парашюта возникает дополнительная сила сопротивления, пропорциональная коэффициенту аэродинамического сопротивления  $C_{сп}$  и площади стабилизирующего парашюта  $S_{сп}$ .

Решение уравнения (9) выполняем численно при следующих начальных условиях, при  $\tau = 0$ ;  $V_x = V_{сам}$ ;  $V_y = 0$ ;  $x = 0$ ;  $y = 0$ . Приращение времени

$$d\tau = \tau_{\max} / K_p,$$

где  $\tau_{\max}$  – время свободного падения до введения в работу парашюта,  $K_p$  – число интервалов дискретизации рассматриваемого процесса,  $V_{сам}$  – скорость самолета, при которой проводится десантирование.

Сходимость расчета скоростей и ускорений свободного падения до введения в работу основного парашюта  $V_0$  при фиксированном времени  $\tau_{\max}$  и различном  $K_p$  достигается быстро. Таким образом, в результате численного решения уравнений (9) имеем для конкретного момента времени введения парашюта  $\tau_{\max}$  значение скорости  $V_0$  в момент начала наполнения купола, то есть  $V_0 = V$ .

Скорость установившегося свободного падения без введения парашюта в работу

$$V_{СП} = \sqrt{\frac{2 \cdot G}{\rho_H C_r S_r}}, \quad (10)$$

где  $C_r$ ,  $S_r$  – аэродинамический коэффициент сопротивления и площадь миделя парашютиста (груза).

Скорость установившегося падения со стабилизирующим парашютом

$$V_{СТП} = \sqrt{\frac{2 \cdot G}{\rho_H (C_r S_r + C_{СП} S_{СП})}}, \quad (11)$$

где  $C_{СП} S_{СП}$  – произведение аэродинамического коэффициента сопротивления на площадь стабилизирующего парашюта.

Скорость приземления с основным парашютом

$$V_{ПР} = \sqrt{\frac{2 \cdot G}{\rho_0 C_{П} S_{П}}}, \quad (12)$$

где  $\rho_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3$  – плотность воздуха у земли по таблице стандартной атмосферы,

$C_{П} S_{П}$  – произведение аэродинамического коэффициента сопротивления парашюта на его площадь. Обычно используют площадь парашюта в раскрое и соответствующий этой площади аэродинамический коэффициент. Такой подход исключает неоднозначность в определении площади миделя купола парашюта.

### 2.3 Нагрузки, действующие на купол парашюта при наполнении воздухом

Результаты многочисленных натурных испытаний с непосредственным измерением нагрузок при раскрытии купола по методу Бринеля позволили установить, что коэффициент динамичности может быть принят равным двум [1]. Тогда максимальная нагрузка на купол в момент полного наполнения составит

$$R_{П\text{max}} = S_{П} C_{П} \rho_H V_H^2. \quad (13)$$

Скорость в момент полного наполнения купола парашюта можно найти так [1]

$$V_H = \sqrt{\frac{V_{ПР}^2}{\Delta} \frac{K V_0^2 + \sqrt{S_{П}}}{K \frac{V_{ПР}^2}{\Delta} + 2 \cdot \sqrt{S_{П}}}}, \quad (14)$$

где  $\Delta = \frac{\rho_H}{\rho_0}$ .

Максимальная перегрузка в момент полного наполнения купола равна

$$n_{\text{max}} = R_{П\text{max}} / G. \quad (15)$$

Формула (13) справедлива до скорости  $V_H < 120 \text{ м/сек}$ . При больших скоростях необходимо учитывать зависимость аэродинамических коэффициентов от числа Маха.

В формуле (14)  $K$  – экспериментально определяемый обобщенный коэффициент, величина которого зависит от конструкции купола парашюта, ткани, процесса наполнения купола. Этот коэффициент практически не изменяется в зависимости от скорости  $V_0$ , высоты раскрытия парашюта [1].

Задачей расчета парашюта на прочность является определение в ткани купола, каркасе, стропях и лямках подвесной системы наиболее напряженных мест и обеспечение их необходимой прочности. Задача усложняется в случае необходимости подтверждения прочности или установления ограничений по условиям эксплуатации с учетом деградации прочностных характеристик конструкционных материалов.

Процесс наполнения даже купола круглого сечения в раскрое достаточно сложен. В начале наполнения купол парашюта принимает форму усеченного конуса с полусферической «шапкой» диаметром опасного сечения  $d$ . В процессе наполнения диаметр  $d$  увеличивается и становится равным диаметру  $D_k$  в момент полного наполнения купола. Н. А. Лобанов [1] принимает допущение о том, что максимальная нагрузка на купол остается постоянной в процессе наполнения и фактически сводит расчет парашюта на прочность к двум расчетным случаям. Первый соответствует нагрузке  $R_{П\text{max}}$ , скорости в момент начала раскрытия  $V_0$  при диаметре опасного сечения купола  $d_{оп}$  и второй расчетный случай, соответствующий максимальной нагрузке  $R_{П\text{max}}$ , скорости в момент полного наполнения  $V_H$  и диаметру наполненного купола  $D_k$ .

В работе [1] даны рекомендации по определению диаметра опасного сечения купола  $d_{оп}$ . Вводится предположение, что наполненная часть купола есть полусфера. Тогда от действия результирующей нагрузки на купол  $R_{П\text{max}}$  в ткани купола возникает плоское напряженное состояние. Окружное погонное усилие в ткани, без учета каркаса усиления, составит

$$P_{окр} = \frac{R_{П\text{max}}}{2d_{оп}}. \quad (16)$$

Максимальные усилия в стропях, соединяющих подвесную систему и купол, следует находить в момент полного наполнения, когда результирующая нагрузка равна  $R_{П\text{max}}$  и угол между этой нагрузкой и стропями максимален. Учитывая статистические соотношения между диаметрами наполненного купола и купола в раскрое, а, так же длиной стропы и диаметром купола, с разумным запасом усилие в стропе можно найти так.

Диаметр купола в раскрое

$$D_p = \sqrt{\frac{4 \cdot S_{\Pi}}{\pi}}$$

По статистике диаметр наполненного купола

$$D_H = 0,7 \cdot D_p.$$

Обозначим расстояние между дугowymi пряжками свободных концов подвесной системы через  $L_{CK}$ , а угол между вертикалью и стропой через  $\alpha$ , тогда

$$\sin(\alpha) = \frac{D_H - L_{CK}}{2 \cdot L_0}, \quad (17)$$

где  $L_0$  – длина стропы.

Окончательно имеем

$$P_{стр} = \frac{\kappa \cdot R_{\Pi max}}{\cos(\alpha) \cdot n_{CT}}, \quad (18)$$

где  $\kappa$  – коэффициент, учитывающий неравномерность включения строп в работу, следует принять  $\kappa = 1,5$  [1],  $n_{CT}$  – количество строп.

### 3. Зависимость максимально допустимых нагрузок на купол в момент раскрытия от коэффициентов деградации прочности

Применительно к ткани купола зависимость окружных усилий от максимальной нагрузки на купол в исходном состоянии и после эксплуатации представим так

$$P_{окр}^* = \frac{R_{\Pi max}^*}{2d_{оп}^*}, \quad P_{окр} = \frac{R_{\Pi max}}{2d_{оп}},$$

где  $R_{\Pi max}^*$ ,  $R_{\Pi max}$  – максимальные нагрузки на купол, принятая при проектировании, и допустимая после длительного хранения или эксплуатации,

$d_{оп}^*$ ,  $d_{оп}$  – диаметры опасного сечения купола, соответственно.

Условие прочности (7) для ткани купола примет вид

$$\frac{R_{\Pi max}}{R_{\Pi max}^*} \frac{d_{оп}^*}{d_{оп}} = \eta. \quad (19)$$

Применительно к стропам, учитывая зависимость (18), имеем

$$\frac{R_{\Pi max}}{R_{\Pi max}^*} = \eta. \quad (20)$$

Для свободных концов подвесной системы условие прочности аналогично (20).

Соотношения (19) и (20) можно трактовать как условия прочности с учетом деградации свойств

элементов каркаса при одинаковых коэффициентах запаса прочности. Левые части этих уравнений для одного и того же купола зависят, прежде всего, от скорости самолета в момент десантирования и могут быть рассчитаны предварительно. Определив методом разрушающего контроля коэффициенты деградации, найдем и допустимую для десантирования скорость самолета.

### 4. Зависимость максимально допустимой скорости в момент раскрытия парашюта от коэффициента деградации прочности

Согласно с (20) имеем отношение максимальных нагрузок на купол, допустимой после длительного хранения или эксплуатации и принятой при проектировании

$$R_{\Pi max} = S_{\Pi} C_{\Pi} \rho_H V_H^2,$$

$$R_{\Pi max}^* = S_{\Pi} C_{\Pi} \rho_H V_H^{*2},$$

где  $V_H^*$ ,  $V_H$  – максимально допустимые скорости в момент полного наполнения купола, принятая при проектировании парашюта, и скорости с учетом деградации прочности элементов каркаса.

Эти скорости определяются скоростью самолета, характеристиками купола, высотой сброса, весом парашютиста и скоростью падения  $V_0$  в момент ввода парашюта в работу (14).

Применительно к соотношению (20) имеем

$$V_H = \sqrt{\eta} V_H^*. \quad (21)$$

Скорости  $V_H^*$  и  $V_H$  равны

$$V_H^* = \sqrt{\frac{V_{пр}^2}{\Delta} \frac{K V_0^{*2} + \sqrt{S_{\Pi}}}{K \frac{V_{пр}^2}{\Delta} + 2 \cdot \sqrt{S_{\Pi}}}},$$

$$V_H = \sqrt{\frac{V_{пр}^2}{\Delta} \frac{K V_0^2 + \sqrt{S_{\Pi}}}{K \frac{V_{пр}^2}{\Delta} + 2 \cdot \sqrt{S_{\Pi}}}}.$$

При одинаковой высоте десантирования и скорости приземления

$$\frac{K V_0^2 + \sqrt{S_{\Pi}}}{K V_0^{*2} + \sqrt{S_{\Pi}}} = \eta,$$

следовательно

$$V_0 = \sqrt{\eta V_0^{*2} - \sqrt{S_{\Pi}} \frac{1 - \eta}{K}}, \quad (22)$$

где  $V_0^*$ ,  $V_0$  – скорости в момент введения в работу купола основного парашюта, принятая для исходной конструкции при проектировании и допустимая по

условиям прочности с учетом деградации свойств материала.

Эти скорости зависят от скорости самолета, времени задержки раскрытия основного парашюта, коэффициентов аэродинамического сопротивления и площадей парашютиста и стабилизирующего парашюта, если он предусмотрен.

Скорость  $V_0$  следует находить численно, решая уравнения движения (9) относительно скорости самолета при десантировании. С уменьшением коэффициента деградации допустимая скорость введения парашюта в работу уменьшается.

Для стабилизирующего купола парашюта предусмотрено принудительное введение в работу и скорость в момент полного наполнения может быть принята равной скорости самолета, тогда

$$\left( \frac{V_{\text{сам}}}{V_{\text{сам}}^*} \right)^2 = \eta, \quad (23)$$

где  $V_{\text{сам}}^*$  – максимальная скорость самолета, принятая при проектировании парашюта,  $V_{\text{сам}}$  – максимально допустимая скорость самолета с учетом деградации прочностных характеристик материалов каркаса стабилизирующего парашюта и соединительного звена.

### Заключение

1. Введено понятие о коэффициентах деградации прочностных характеристик элементов конструкции, изложена методика расчета нагрузок на парашют.

2. Предложены зависимости максимально допустимых нагрузок на купол и скоростей в момент раскрытия парашюта от коэффициентов деградации прочности.

### Литература

1. Лобанов, Н. А. Основы расчета и конструирования парашютов [Текст] / Н. А. Лобанов. – М. : Машиностроение, 1965. – 363 с.
2. Исследование парашютов и дельтапланов на ЭВМ [Текст] / С. М. Белоцерковский, М. И. Ништ, А. Т. Пономарев, О. В. Рысев; под ред. С. М. Белоцерковского. – М. : Машиностроение, 1987. – 240 с.

3. Лялин, В. В. Парашютные системы. Проблемы и методы их решения [Текст] / В. В. Лялин, В. И. Морозов, А. Т. Пономарев. – М. : Физматлит, 2009. – 576 с.

4. Guglieri, Giorgio. Parachute-Payload System Flight Dynamics and Trajectory Simulation [Electronic Resource] / Giorgio Guglieri // International Journal of Aerospace Engineering. – 2012. – Vol. 2012, article ID 182907 – 17 p. Available at: <https://www.hindawi.com/journals/ijae/2012/182907/> – 15.11.2018. doi.org/10.1155/2012/182907.

5. Gao, Xinglong. Fluid-Structure Interaction Analysis of Parachute Finite Mass Inflation [Electronic Resource] / Xinglong Gao, Qingbin Zhang, and Qiangang Tang. // International Journal of Aerospace Engineering. – 2016. – Vol. 2016, article ID 1438727. – 8 p. Available at: <https://www.hindawi.com/journals/ijae/2016/1438727/> – 6.01.2019. doi.org/10.1155/2016/1438727.

### References

1. Lobanov, N. A. *Osnovy rascheta y konstruyrovaniya parashyutov* [Basics of parachutes calculating and designing], Moscow, Mashynostroenye Publ., 1965. 363 p.
2. Belotserkovskyy, S. M., Nysht, M. Y., Ponomarev, A. T., Rysev, O. V. *Yssledovaniye parashyutov y del'taplanov na EVM* [Computer research of parachutes and hang-glidern], Moscow, Mashynostroenye Publ., 1987. 240 p.
3. Lyalyn, V. V., Morozov, V. Y., Ponomarev, A. T. *Parashyutnye systemy. Problemy i metody ykh resheniya* [Parachute systems. Problems and methods of their solution], Moscow, Fyzmatlyt Publ., 2009. 576 p.
4. Guglieri, Giorgio. Parachute-Payload System Flight Dynamics and Trajectory Simulation. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2012, vol. 2012, article ID 182907. 17 p. Available at: <https://www.hindawi.com/journals/ijae/2012/182907/> (accessed 15.11.2018). doi.org/10.1155/2012/182907.
5. Xinglong Gao, Qingbin Zhang, and Qiangang Tang. Fluid-Structure Interaction Analysis of Parachute Finite Mass Inflation. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2016, vol. 2016, article ID 1438727. 8 p. Available at: <https://www.hindawi.com/journals/ijae/2016/1438727/> (accessed 6.01.2019). doi.org/10.1155/2016/1438727.

Поступила в редакцию 19.01.2019, рассмотрена на редколлегии 14.02.2019

## ВСТАНОВЛЕННЯ ОБМЕЖЕНЬ МАКСИМАЛЬНИХ ШВИДКОСТЕЙ ДЕСАНТУВАННЯ ІЗ УРАХУВАННЯМ ДЕГРАДАЦІЇ МІЦНОСТНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ МАТЕРІАЛІВ КУПОЛА ПАРАШУТА. ПОВІДОМЛЕННЯ 1. ЗАЛЕЖНІСТЬ МІЦНОСТІ ПАРАШУТІВ ВІД ДЕГРАДАЦІЇ МІЦНОСТНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ КОНСТРУКЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ

П. О. Фомичов

Запропоновано поняття про коефіцієнти деградації міцностних властивостей матеріалів силової конструкції купола парашюта. Ці коефіцієнти визначені як відношення руйнівних навантажень після довготрива-

лої експлуатації чи зберігання до вихідних, що були прийняті при проектуванні. Відмічена залежність коефіцієнтів запасу міцності від коефіцієнтів деградації. Прийнята умова рівності коефіцієнтів запасу міцності після довготривалої експлуатації та при проектуванні, встановлено, що відношення максимально допустимих навантажень є рівним коефіцієнту деградації. Викладено методику розрахунків навантажень на парашут при розкритті. Використано спрощений підхід, що був створений М. А. Лобановим. Згідно цьому підходу прийнято коефіцієнт динамічності рівний двом, методику визначення небезпечного перерізу куполу при визначенні міцності тканини, залежність швидкості в момент повного наповнення куполу парашуту від узагальненого емпіричного коефіцієнту. Властивості стандартної атмосфери у вигляді залежностей від висоти покидання літака прийняті апроксимуючими функціями. Рух тіла до моменту розкриття парашуту задано у вигляді диференціальних рівнянь із визначеними початковими умовами. Рішення рівнянь дозволяє знайти швидкість падіння в момент початку розкриття парашуту в залежності від часу затримки. Представлені швидкості сталого вільного падіння без введення парашута у роботу та із стабілізуючим парашутом, швидкість приземлення із основним парашутом. Встановлені залежності максимально допустимих навантажень на купол в момент розкриття від коефіцієнтів деградації міцності для тканини куполу, строп, вільних кінцівок підвісної системи. Запропоновані співвідношення для максимально допустимої швидкості в момент початку розкриття парашуту за вимогами міцності. Ця швидкість визначає максимально допустиму швидкість десантування для конкретного типу парашуту після довгострокової експлуатації чи зберігання.

**Ключові слова:** міцність; навантаження на парашут; коефіцієнт деградації; швидкість десантування.

**ESTIMATION OF THE ULTIMATE LANDING SPEEDS TAKING INTO ACCOUNT THE DEGRADATION OF THE STRENGTH CHARACTERISTICS OF PARASHUT DOME MATERIALS. PART 1. DEPENDENCE THE PARACHUTE DURABILITY ON DEGRADATION OF THE CONSTRUCTION MATERIALS STRENGTH CHARACTERISTICS**

*P. A. Fomichev*

It is introduced the concept of the degradation coefficients of the parachute canopy power structure materials strength characteristics. These coefficients are defined as the ratio of destructive loads after long-term operation or storage to the original, taken at the design stage. It is noted revealed the dependence of safety factors on degradation factors. It was determined the condition of safety factors equality after the long-term operation and during the design stage. It was shown that the ratio of maximum permissible loads is equal to the degradation coefficient. It was defined as the method for calculating the load on the parachute during deployment. It was applied to the simplified approach proposed by N. A. Lobanov. The following statement was determined according to this approach: a dynamic coefficient equal to two, a method for determining the dangerous section of the dome when assessing the fabric strength, the dependence of the speed at the moment of full filling of the parachute canopy from the generalized empirical coefficient. Characteristics of the standard atmosphere, depending on the height of throwing the aircraft are given by approximating functions. The movement of the body until the parachute opens is given in the form of differential equations with known initial conditions. The equation allows you to find the falling speed at the initial moment of the parachute opening, depending on the delay time. It is given the speed of steady free fall without the introduction of a parachute into the work and with a stabilizing parachute, the landing speed with the main parachute. The dependences of the maximum permissible loads on the dome at the opening moment on the strength degradation factors for the fabric of the dome, lines, and free ends of the suspension system are established. It was proposed the correlations for the maximum allowable speed at the time of the beginning of the parachute opening on the requirements of strength. This speed determines the maximum allowed landing speed for a particular type of parachute after long-term operation or storage.

**Keywords:** strength; load on the parachute; degradation coefficient; landing speed.

**Фомичев Петр Александрович** – д-р техн. наук, проф., зав. каф. прочности летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: nil\_prochnost@khai.edu.

**Fomichev Petr Alexandrovych** – Doctor of Technical Science, Professor, Head of the Department of Aircraft Strength, National Aerospace University "Kharkov Aviation Institute", Kharkov, Ukraine, e-mail: nil\_prochnost@khai.edu.