

П. А. ФОМИЧЕВ

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ» Украина

**УСТАНОВЛЕНИЕ ОГРАНИЧЕНИЙ ПО МАКСИМАЛЬНЫМ СКОРОСТЯМ
ДЕСАНТИРОВАНИЯ С УЧЕТОМ ДЕГРАДАЦИИ ПРОЧНОСТНЫХ
ХАРАКТЕРИСТИК МАТЕРИАЛОВ КУПОЛА ПАРАШЮТА.
СООБЩЕНИЕ 2. ЗАВИСИМОСТЬ МАКСИМАЛЬНЫХ СКОРОСТЕЙ
ДЕСАНТИРОВАНИЯ ОТ ДЕГРАДАЦИИ ПРОЧНОСТИ**

Сообщение 2 является продолжением Сообщения 1 [1], в котором предложена зависимость максимально допустимых нагрузок на парашют от коэффициентов деградации прочностных характеристик элементов силовой конструкции. Принято условие равенства коэффициентов запаса прочности элементов после длительной эксплуатации и при проектировании. Проведено сопоставление результатов расчета скоростей и нагрузок на парашют с опубликованными экспериментальными данными. В частности, для спасательного парашюта выполнены расчеты скорости падения в момент начала наполнения купола и максимальной нагрузки в зависимости от скорости самолета. Скорость падения рассчитана численно по уравнениям движения системы манекен – парашют с заданными начальными условиями. Эта скорость практически совпадает с измеренной экспериментально. Вполне удовлетворительное согласование имеет место и для максимальной нагрузки. В соответствии с методикой Н. А. Лобанова максимальная нагрузка зависит от скорости в момент полного раскрытия парашюта. Эта скорость в значительной мере определяется величиной эмпирического обобщенного коэффициента K . Численное значение K следует находить для конкретного парашюта из условия согласования рассчитанных и экспериментально измеренных нагрузок. Анализ полетных ограничений максимальных скоростей десантирования от коэффициентов деградации прочностных характеристик конструкционных материалов проведен для двух случаев. Первый соответствует постоянству времени отделения от самолета до введения купола парашюта в работу, второй – учету зависимости этого времени от скорости самолета. Расчеты зависимости максимально допустимой скорости самолета от коэффициентов деградации выполнены в максимально широком диапазоне изменения обобщенных коэффициентов K для ткани купола и строп. Рассмотрены запасной 3-5 и десантный Д-5 серии 2 парашюты. Установлены зависимости максимально допустимых скоростей десантирования от коэффициентов деградации прочности элементов каркаса указанных парашютов. Действительное значение этих коэффициентов должно быть установлено путём разрушающих прочностных испытаний.

Ключевые слова: прочность; деградация; парашют; скорость десантирования.

Введение

В Сообщении 1 [1] предложена зависимость максимально допустимых нагрузок на парашют при раскрытии от коэффициентов деградации прочностных характеристик конструкционных материалов. В качестве метода расчета нагрузок принят подход, предложенный Н. А. Лобановым [2]. Суть подхода состоит в следующем. Коэффициент динамичности принят равный двум, установлена зависимость для скорости в момент полного наполнения V_n от скорости V_0 и высоты в момент начала раскрытия, использован эмпирический обобщенный коэффициент K , который обеспечивает согласование экспериментальных и рассчитанных нагрузок при наполнении парашюта. В данном Сообщении установлена

зависимость предельно допустимых скоростей десантирования от коэффициентов деградации из условия неизменности коэффициентов запаса прочности элементов каркаса парашюта.

1. Сопоставление результатов расчётов с экспериментальными данными

Выполним сопоставление теоретической модели с экспериментальными данными. В качестве примера рассмотрим данные для спасательного парашюта ПЛ-3М. Результаты испытаний в табличном виде приведены в работе [2].

Спасательный парашют ПЛ-3М имеет купол квадратной формы из шелковой каркасной ткани. Проведены испытания на сброс манекена из горизонтально летящего самолета на высотах 300 – 500

метров. Введение парашюта в действие было принудительным с помощью вытяжного фала. Процесс раскрытия снимали на кинолентку с земли. Максимальные нагрузки при раскрытии определяли по методу Бринеля. На каждой скорости самолета выполняли 6 – 8 сбросов. Фиксировали время от момента отделения до начала наполнения купола τ_0 .

Суммарный вес системы манекен – парашют составлял 100 кг, площадь купола в раскрое была равна 42,5 м². Коэффициент $K = 0,008$. Измеренные экспериментальные данные в зависимости от скорости самолета $V_{\text{сам}}$ представлены в таблице 1.

Таблица 1
Экспериментальные данные для парашюта ПЛ-3М в зависимости от скорости самолета $V_{\text{сам}}$

$V_{\text{сам}}$, км/час	250	300	350	400	450	500
τ_0 , с	1,165	1,006	0,88	0,799	0,0717	0,621
V_0 , м/с	59,17	70,3	81,39	92,22	103,3	115,83
$R_{\text{пmax}}$, кг	500	690	910	1180	1350	1620

Результаты расчета скорости V_0 , максимальной нагрузки при раскрытии $R_{\text{пmax}}$ и перегрузки n для парашюта ПЛ-3М в зависимости от скорости самолета приведены на рис. 1 – 3. Скорость в момент начала наполнения купола V_0 рассчитана численно по уравнениям движения системы манекен – парашют с известными начальными условиями (9), в Сообщении 1 [1]. Можно отметить практически совпадающие значения этих скоростей при сбросах манекена и в расчете. Определяющим V_0 является скорость самолета и время от сброса до момента введения парашюта в работу.

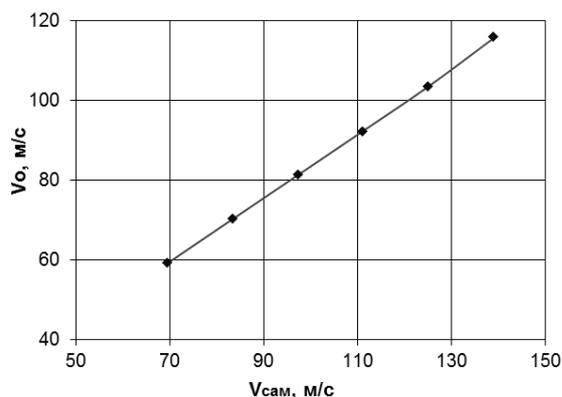


Рис. 1. Зависимость скорости системы манекен – парашют в начале наполнения купола от скорости самолета

Скорость V_H в испытаниях не определяли, она была рассчитана по формуле (14) в [1]. От этой скорости зависит максимальная нагрузка на купол в момент наполнения. Нагрузка $R_{\text{пmax}}$ вычислена по формуле (13).

Экспериментально установленная зависимость скорости системы манекен – парашют в начале наполнения купола от скорости самолета в виде маркеров показана на рис. 1. Сплошная линия соответствует расчетам по уравнениям движения в зависимости от экспериментально установленного времени τ_0 .

Зависимость максимальной нагрузки на купол в момент раскрытия парашюта от скорости самолета приведена на рис. 2. Следует отметить, что важная характеристика – скорость V_H является рассчитанной по уравнению (14) в [1]. Маркерами обозначены результаты измерений по методу Бринеля, сплошная линия соответствует расчету по формуле (13) в [1].

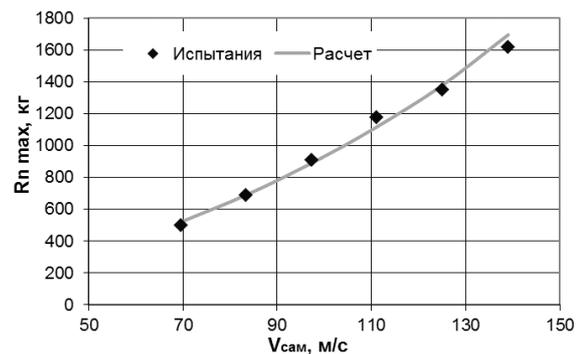


Рис. 2. Зависимость максимальной нагрузки на купол при раскрытии парашюта ПЛ-3М от скорости самолета

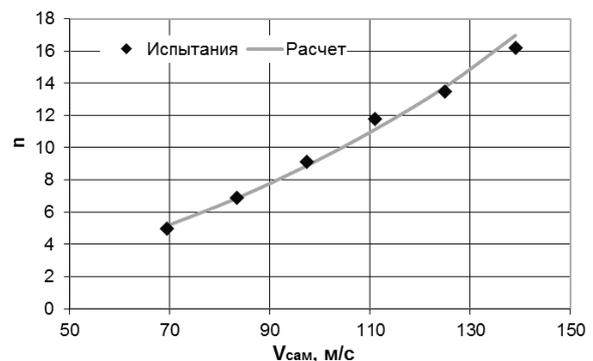


Рис. 3. Зависимость перегрузки при раскрытии парашюта ПЛ-3М от скорости самолета

Представляет интерес зависимость коэффициента перегрузки от скорости самолета. Под коэффициентом перегрузки, принятом в авиации, понимают

отношение равнодействующей поверхностной силы, действующей на систему груз – парашют, к её весу. Отмеченная зависимость показана на рис. 3.

Приведенные на рис. 1 – 3 результаты свидетельствуют о вполне удовлетворительном согласовании экспериментальных данных для парашюта ПЛ-3М с результатами расчётов по модифицированной методике Лобанова Н.А. Суть модификации заключается в применении численного алгоритма определения скорости системы в момент раскрытия парашюта согласно уравнениям движения.

Проведено сопоставление с экспериментальными данными [2] зависимостей скорости полного наполнения купола и максимальной нагрузки на купол от его площади в раскрое. Результаты расчетов практически совпадают с аналогичными графиками в работе [2] и вполне удовлетворительно согласуются с данными испытаний.

2. Установление полетных ограничений для парашютов с учетом деградации прочностных характеристик конструкционных материалов

Максимальная нагрузка на купол парашюта $R_{пmax}$ может быть найдена через скорость V_n в момент его полного наполнения. В свою очередь, скорость V_n зависит от скорости V_0 в момент введения парашюта в действие и обобщенного коэффициента K . При выводе формулы (14) были использованы [2] ряд зависимостей, а именно, пути, пройденного системой парашютист – купол за время наполнения, средней скорости на участке траектории при наполнении, зависимости максимального ускорения от среднего на участке наполнения. Каждая из этих зависимостей содержит эмпирические коэффициенты, которые входят в уравнение для K в виде множителей. Диапазон изменения коэффициента K для различных конструкций парашютов и тканей купола достаточно широкий. В связи с этим, рассчитанные нагрузки на купол при различных значениях K могут существенно отличаться. В качестве примера на рис. 4 приведены рассчитанные зависимости максимальной перегрузки от параметра K для десантного парашюта Д-5 серии 2 и запасного 3-5. В работе [2] отмечено что обобщенный коэффициент K для конкретного парашюта необходимо определять по данным летных измерений из условия совпадения экспериментальных и рассчитанных нагрузок. Для этого целесообразно использовать измерения перегрузок, при этом фиксировать:

1. Время от момента отделения от самолета до введения парашюта в действие. Это позволит вы-

числить для конкретной скорости самолета и высоты покидания скорость V_0 .

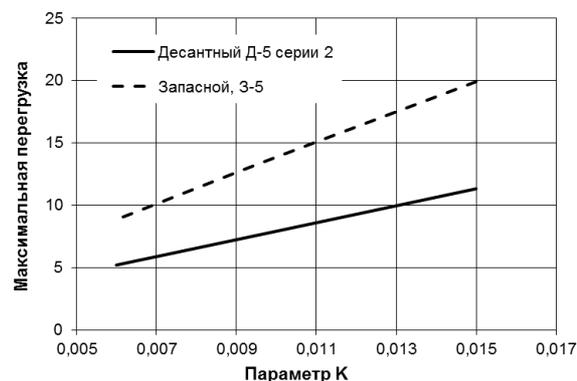


Рис. 4. Зависимость максимальной перегрузки при раскрытии парашюта от обобщенного параметра K

2. Величину максимальной перегрузки при раскрытии парашюта. Зная эту величину, определим $R_{пmax}$, по которой вычислим значение обобщенного коэффициента K .

Рассмотрим зависимость максимальной скорости самолета при десантировании от коэффициентов деградации прочностных характеристик для ткани купола и строп и различных значений обобщенного коэффициента K . Расчеты проведены для запасного парашюта 3-5 и десантного Д-5 серии 2.

Запасной парашют предназначен для спасения парашютиста в случае частичного или полного отказа в работе основного парашюта в воздухе. Парашют 3-5 проектировали из условия обеспечения прочности при совместном применении с десантным парашютом Д-5, когда в случае чрезвычайной ситуации этот парашют может быть введен в действие при максимальной скорости десантирования с самолета Ил-76, равной 400 км/час. Регламентирована максимальная скорость при раскрытии парашюта 3-5, которая составляет 350 км/час.

Численные расчеты показали, что время задержки раскрытия, соответствующее указанным условиям $V_{сам} = 400$ км/час и $V_0 = 350$ км/час, составляет 0,64 с.

Выполнен расчет максимальной нагрузки на купол для скоростей, принятых при проектировании парашюта 3-5, в случае отсутствия деградации прочностных свойств материалов каркаса. Далее проведены расчеты при меньших скоростях десантирования и вычислены значения коэффициентов деградации для ткани купола и строп по формулам (19) и (20), соответственно [1]. На первом этапе для всех скоростей десантирования, в запас прочности,

время от отделения от самолёта до введения купола запасного парашюта в работу принято одинаковым и равным 0,64 с. Это время определяет скорость V_0 в момент введения купола в работу.

На рис. 5 и 6 показаны зависимости максимально допустимых скоростей десантирования от коэффициентов деградации прочностных свойств строп и купола для различных значений обобщенного коэффициента K . Принят широкий диапазон возможных значений K . Тем не менее, при одинаковых коэффициентах деградации диапазон соответствующих максимальных скоростей десантирования достаточно узок. Наибольшее снижение скорости при одинаковых величинах η соответствует минимальному значению обобщенного коэффициента $K = 0,006$, указанному в [2]. В качестве примера, при $\eta = 0,5$ для строп максимальное отличие допустимых скоростей составляет 12 км/час, а для ткани купола менее 8 км/час на фоне, в среднем, 260 км/час.

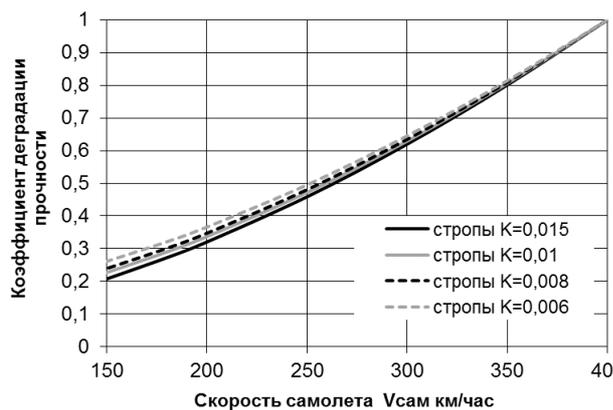


Рис. 5. Зависимость максимально допустимой скорости десантирования от коэффициентов деградации прочности для строп парашюта 3-5 при различных значениях обобщенного коэффициента K

Данные, приведенные на рис. 5 и 6, следует понимать так. В исходном состоянии элементов конструкции каркаса парашюта, принятом при проектировании, деградация отсутствует. Коэффициент η есть отношение прочностных характеристик материалов после какого-то срока эксплуатации к исходным. В исходном состоянии коэффициент $\eta = 1$. Парашют проектировали на заданную скорость десантирования, в данном случае $V_{сам} = 400$ км/час и $G = 120$ кг, для конкретных коэффициентов запаса прочности. При сохранении таких же коэффициентов запаса прочности в случае неизбежной деграда-

ции прочностных характеристик необходимо снижать максимально допустимую скорость самолета (скорость десантирования).

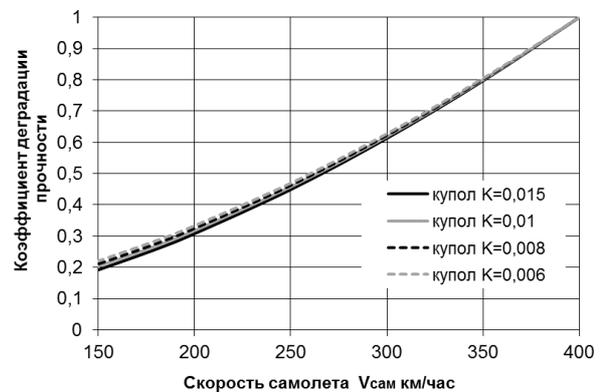


Рис. 6. Зависимость максимально допустимой скорости десантирования от коэффициентов деградации прочности для ткани купола парашюта 3-5 при различных значениях обобщенного коэффициента

Например, если прочностные характеристики строп уменьшились в два раза, коэффициент $\eta = 0,5$, максимально допустимая скорость десантирования должна быть уменьшена с 400 км/час до 250 км/час. Ограничения по скорости с учетом прочности строп и купола запасного парашюта достаточно близки, для $\eta = 0,5$ отличие составляет менее 10 км/час.

Представленные результаты расчетов соответствуют $\tau_0 = 0,64$ с вне зависимости от скорости самолета. Указанное время для парашюта 3-5 обеспечивает максимальную регламентированную скорость в момент раскрытия 350 км/час при скорости самолёта 400 км/час. Известно, что время раскрытия купола τ_0 возрастает с уменьшением скорости самолета, следовательно, уменьшается скорость V_0 и действующие нагрузки. Определим погрешность в расчете, связанную с допущением о постоянстве τ_0 .

Оценку погрешности выполним, ориентируясь на экспериментальные данные спасательного парашюта ПЛ-3М, нормированные относительно скорости в момент раскрытия V_0 для парашюта 3-5. Для этого аппроксимируем по скорости самолета время задержки раскрытия купола ПЛ-3М и введем нормирующий коэффициент, который обеспечит скорость при раскрытии 350 км/час при скорости самолёта 400 км/час.

На рис. 7 представлены в виде маркеров экспериментальные данные для ПЛ-3М, сплошная линия

соответствует аппроксимации зависимости времени задержки раскрытия купола от скорости самолета, параметры уравнения указаны на рисунке.

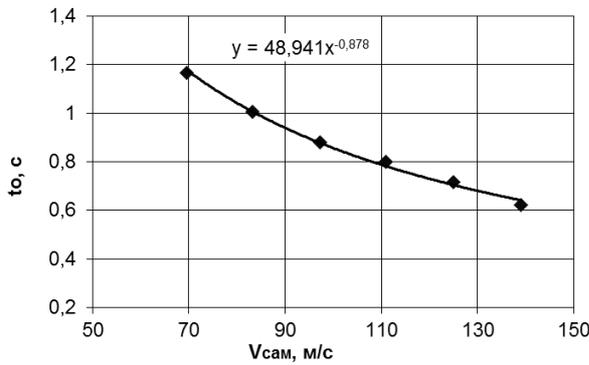


Рис. 7. Зависимость времени задержки раскрытия парашюта ПЛ-3М от скорости самолета

Для скорости самолета 400 км/час или 111,11 м/с время задержки раскрытия купола ПЛ-3М составляет $\tau_0 = 0,78$ с, а для 3-5 – $\tau_0 = 0,64$ с. Нормирующий коэффициент равен $0,64/0,78 = 0,821$. Приняв уравнение зависимости времени задержки раскрытия купола 3-5 аналогично приведенному для ПЛ-3М, найдем параметр b

$$b = 48,941 \cdot 0,821 = 40,18.$$

Тогда

$$\tau_0 = b \cdot (V_{сам})^a;$$

$$b = 40,18; a = 0,8785.$$

Обобщенный коэффициент K для 3-5 принимаем, как и для ПЛ-3М, равным $K = 0,008$.

Зависимость максимальной перегрузки для фиксированного времени задержки раскрытия и переменного от скорости самолета для запасного парашюта 3-5 показана на рис. 8.

Результаты расчёта максимальной перегрузки достаточно близки, максимальная погрешность не превышает 6%. Большие значения перегрузки имеем для $\tau_0 = 0,64$ с. При скоростях десантирования менее 200 км/час за счёт роста τ_0 возрастает и скорость в момент раскрытия, кривые сближаются.

Представляют интерес зависимости максимально допустимых скоростей десантирования от коэффициентов деградации прочности элементов каркаса парашюта с учетом зависимости времени задержки раскрытия купола от скорости и обобщенного коэффициента K. Результаты расчетов представлены для строп и ткани купола на рис. 9 и 10.

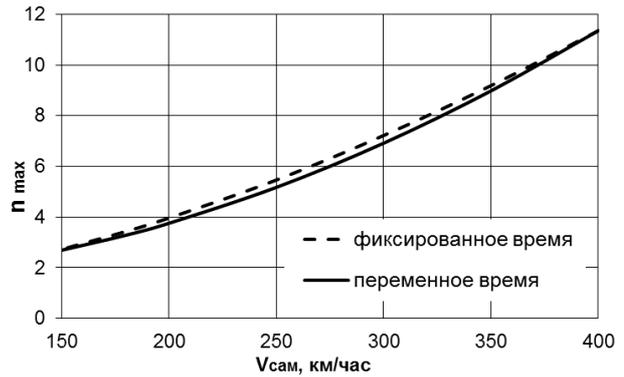


Рис. 8. Зависимость максимальной перегрузки от скорости самолета для парашюта 3-5

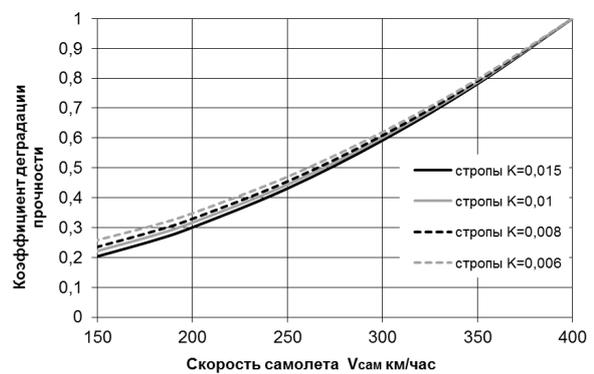


Рис. 9. Зависимость максимально допустимой скорости десантирования от коэффициентов деградации прочности для строп парашюта 3-5 при различных значениях обобщенного коэффициента K и переменном τ_0

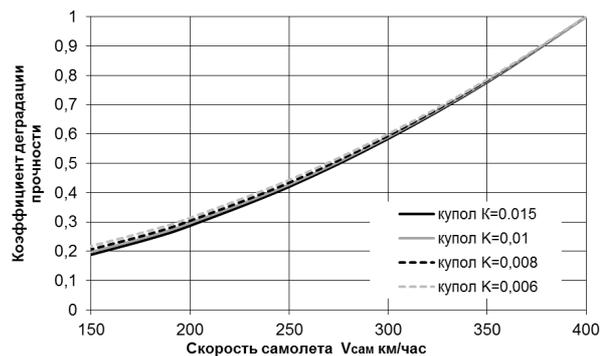


Рис. 10. Зависимость максимально допустимой скорости десантирования от коэффициентов деградации прочности для купола парашюта 3-5 при различных значениях обобщенного коэффициента K и переменном τ_0

Как и в случае постоянного $\tau_0 = 0,64$ с, отличие зависимостей предельно допустимых скоростей десантирования от коэффициентов деградации прочности элементов каркаса купола при различных

значениях обобщенного коэффициента K не велико. В случае учёта зависимости τ_0 от скорости самолёта имеем при одинаковом коэффициенте деградации прочности несколько большую максимально допустимую скорость десантирования. Например, при $\eta = 0,5$ и переменном τ_0 скорость десантирования возрастает от 250 до 260 км/час, что не является принципиальным.

Таким образом, проведенные расчёты при $\tau_0 = 0,64$ с являются оправданными, обеспечивают запас по скорости десантирования до 10 км/час. Время τ_0 можно рассчитать по максимальной скорости при раскрытии купола, принятой при проектировании.

Аналогичные расчеты проведены для десантного парашюта Д-5 серии 2. Ограничения по скорости с учетом прочности строп и купола основного парашюта достаточно близки, для $\eta = 0,5$ отличие составляет 10 км/час. Время отделения от самолета до введения основного купола в работу принято, в запас прочности, одинаковым и равным 0,5 с. На рис. 11 представлены зависимости максимально допустимых скоростей десантирования от коэффициентов деградации прочностных характеристик строп при различных значениях коэффициента K .

Наибольшее снижение скорости при одинаковых η соответствует минимальному значению обобщенного коэффициента $K = 0,006$, указанному в [2].

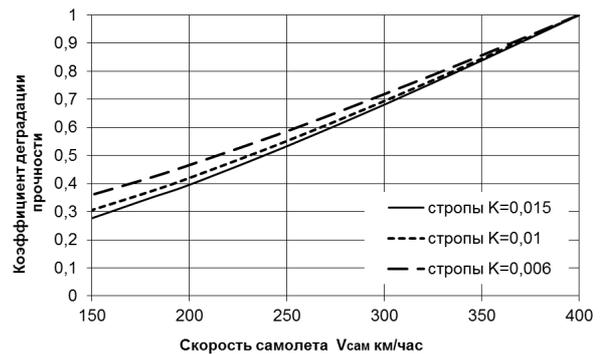


Рис. 11. Зависимость максимально допустимой скорости десантирования от коэффициента деградации прочности для строп основного купола парашюта Д-5 серии 2 при различных коэффициентах K

При $\eta = 0,5$ максимально допустимая скорость десантирования составляет 215 км/час, а при $K = 0,015$ – 238 км/час.

Таким образом, в разумный запас прочности, полетные ограничения по максимально допустимым скоростям десантирования в зависимости от коэффициентов деградации прочностных характеристик элементов каркаса десантного парашюта Д-5 серии 2 и запасного парашюта 3-5 могут быть приняты в виде, представленном на рис. 12.

Какова же реальная деградация прочностных характеристик материала купола и строп необходимо определять по результатам разрушающих испытаний образцов, изготовленных из элементов каркаса парашютов.

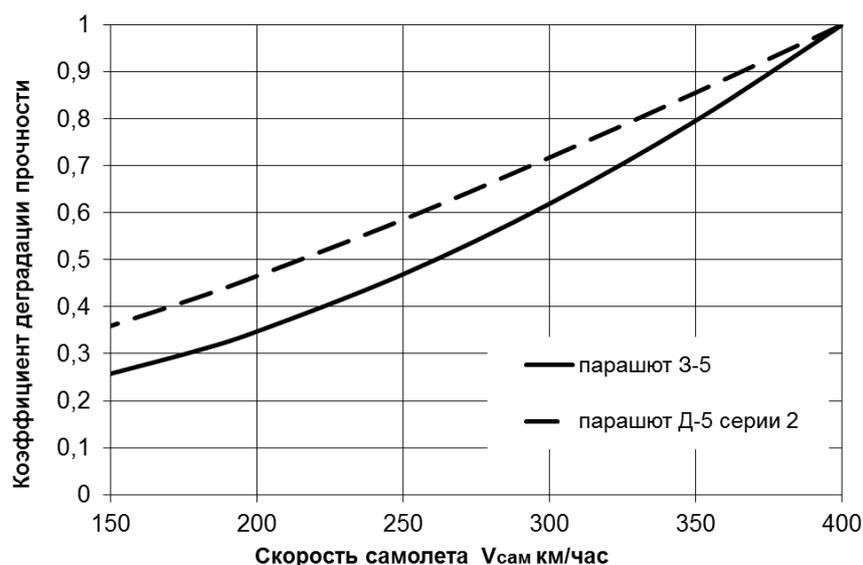


Рис. 12. Зависимость максимально допустимых скоростей десантирования от коэффициентов деградации прочностных характеристик элементов каркаса парашютов

Заключение

1. По результатам расчетов скоростей и нагрузок на парашюты и сопоставлению с результатами испытаний [2] установлено вполне удовлетворительное согласование.

2. Предложена методика установления полетных ограничений из условия равенства коэффициентов запаса прочности элементов каркаса парашютов, принятых при проектировании, и с учетом деградации прочностных характеристик элементов каркаса купола.

3. Полетные ограничения могут быть установлены по результатам разрушающих испытаний образцов ткани купола и строп парашютов после длительного хранения или эксплуатации и определении действительных коэффициентов деградации прочностных свойств материалов.

4. При коэффициенте деградации $\eta = 0,5$ возможно десантирование с парашютом Д-5 серии 2 с самолетов Ан-2 и вертолетов Ми-8. При коэффициенте деградации $\eta = 0,6$ возможно десантирование с парашютом Д-5 серии 2 с самолетов Ан-2, L-410 и вертолетов Ми-8. Применение запасного парашюта З-5 при указанных коэффициентах деградации прочности и типах летательных аппаратов допустимо.

Литература

1. Фомичев, П. А. Установление ограничений по максимальным скоростям десантирования с учетом деградации прочностных характеристик материалов купола парашюта. Сообщение 1. Зависимость прочности парашютов от деградации прочностных характеристик конструкционных материалов [Текст] // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2019. – № 1(153). – С. 65 – 71.

2. Лобанов, Н. А. Основы расчета и конструирования парашютов [Текст] / Н. А. Лобанов. – М. : Машиностроение, 1965. – 363 с.

References

1. Fomichev, P. A. Ustanovlenie ogranichenij po maksimalnym skorostjam desantirovanija s uchetom degradacii prochnostnyh harakteristik materialov kupola parashjuta. Soobshhenie 1. Zavisimost prochnosti parashjutov ot degradacii prochnostnyh harakteristik konstrukcionnyh materialov [Estimation of the ultimate landing speeds taking into account the degradation of the strength characteristics of parachute dome materials. Part 1. Dependence the parachute durability on degradation of the construction materials strength characteristics]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologija – Aerospace technic and technology*, 2019, no. 1 (153), pp. 65-71.

2. Lobanov, N. A. *Osnovy rascheta y konstruyrovanyya parashyutov* [Basics of parachutes calculating and designing], Moscow, Mashynostroenyje Publ., 1965. 363 p.

Поступила в редакцию 20.02.2019, рассмотрена на редколлегии 15.04.2019

ВСТАНОВЛЕННЯ ОБМЕЖЕНЬ МАКСИМАЛЬНИХ ШВИДКОСТЕЙ ДЕСАНТУВАННЯ ІЗ УРАХУВАННЯМ ДЕГРАДАЦІЇ МІЦНОСТНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ МАТЕРІАЛІВ КУПОЛА ПАРАШЮТА. ПОВІДОМЛЕННЯ 2. ЗАЛЕЖНІСТЬ МАКСИМАЛЬНИХ ШВИДКОСТЕЙ ДЕСАНТУВАННЯ ВІД ДЕГРАДАЦІЇ МІЦНОСТІ

П. О. Фомичев

Повідомлення 2 є продовженням Повідомлення 1 [1], у якому запропоновано залежність максимально допустимих навантажень на парашут від коефіцієнтів деградації міцностних властивостей елементів силової конструкції. Прийнято вимога рівності коефіцієнтів запасу міцності елементів після довгострокової експлуатації та при проектуванні. Виконано співставлення результатів розрахунку швидкостей руху та навантажень на парашут із опублікованими експериментальними даними. Зокрема, для рятувального парашюта виконані розрахунки швидкості падіння у момент початку наповнення купола та максимального навантаження у залежності від швидкості літака. Швидкість падіння розрахована за рівняннями руху системи манекен – парашут із відомими початковими умовами. Ця швидкість практично збігається із визначеною експериментально. Задовільне співвідношення має місце і для максимального навантаження. Згідно із методикою М. А. Лобанова максимальне навантаження залежить від швидкості у момент повного розкриття парашюта. Ця швидкість в значній мірі визначається емпіричним узагальненим коефіцієнтом К. Чисельне значення К необхідно визначать для конкретного парашути із вимоги співпадіння розрахункових і експериментально визначених навантажень. Аналіз польотних обмежень максимальних швидкостей десантування від коефіцієнтів деградації міцностних властивостей конструкційних матеріалів виконано для двох випадків. Перший відповідає незмінному часу від відокремлення від літака до введення купола парашюта в роботу, другий – враховує залежність цього часу від швидкості літака. Розрахунки залежності максимально допустимої шви-

дкості літака від коефіцієнтів деградації виконано у максимально широкому діапазоні змінення узагальнених коефіцієнтів K для тканини купола та строп. Розглянуті запасний З-5 та десантний Д-5 серії 2 парашути. Встановлені залежності максимально допустимих швидкостей десантування від коефіцієнтів деградації міцності елементів каркасу вказаних парашутів. Дійсне значення цих коефіцієнтів повинно бути встановленим шляхом руйнівних міцностних випробувань.

Ключові слова: міцність; деградація; парашут; швидкість десантування.

**ESTIMATION OF THE ULTIMATE LANDING SPEEDS TAKING INTO ACCOUNT
THE DEGRADATION OF THE STRENGTH CHARACTERISTICS OF PARACHUTE
DOME MATERIALS. PART 2. DEPENDENCE OF THE ULTIMATE LANDING SPEEDS
ON THE STRENGTH DEGRADATION**

P. A. Fomichev

Part 2 is a continuation of Part 1 [1], which proposed the dependence of the maximum permissible loads on the parachute on the degradation coefficients of the power structure elements strength characteristics. The condition of equality of safety factors for elements after the long-term operation and during design was adopted. The results of calculating the speeds and loads on the parachute were compared with published experimental data. In particular, for the rescue parachute, calculations were made of the fall rate at the moment of the beginning of filling the dome and the maximum load, depending on the aircraft speed. The fall rate is calculated numerically using the motion equations of the dummy-parachute system with given initial conditions. This speed almost coincides with that measured experimentally. Quite satisfactory coordination takes place and for the maximum load. In accordance with the methodology, N. A. Lobanov maximum load depends on the speed at the time of the parachute full opening. This speed is largely determined by the value of the empirical generalized coefficient K . The numerical value of K should be found for a particular parachute from the condition of matching the calculated and experimentally measured loads. The analysis of maximum landing speeds flight limitations from the degradation coefficients of the structural materials strength characteristics was carried out for two cases. The first corresponds to the constancy of the time of separation from the aircraft until the introduction of the parachute dome into operation. The second corresponds to the accounting for the dependence of this time on the aircraft speed. Calculations of the dependence of the maximum allowable aircraft speed on the degradation coefficients were performed in the widest possible range of the generalized coefficients K variation for the dome and lines fabric. The spare Z-5 and landing D-5 series 2 parachutes are considered. The dependences of the maximum permissible landing speeds on the strength degradation coefficients of the framework elements of these parachutes have been established. The actual value of these coefficients must be established by means of destructive strength tests.

Keywords: strength; degradation; parachute; landing speed.

Фомичев Петр Александрович – д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой прочности летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

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.