

## НЕКОТОРЫЕ ПРОБЛЕМНЫЕ ВОПРОСЫ ОЦЕНКИ ПРОЧНОСТИ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ ПАРАШЮТНЫХ СИСТЕМ ПУТЁМ ДОВЕДЕНИЯ ИХ ДО РАЗРУШЕНИЯ В ЛЁТНОМ ЭКСПЕРИМЕНТЕ

© 2018

- П. И. Иванов** доктор технических наук, профессор, ведущий специалист по лётным испытаниям;  
Научно-исследовательский институт аэроупругих систем, г. Феодосия;  
[niiiaus@mail.ru](mailto:niiiaus@mail.ru)
- С. М. Куринный** ведущий инженер по лётным испытаниям;  
Научно-исследовательский институт аэроупругих систем, г. Феодосия;  
[niiiaus@mail.ru](mailto:niiiaus@mail.ru)
- М. М. Криворотов** инженер по лётным испытаниям;  
Научно-исследовательский институт аэроупругих систем, г. Феодосия;  
[niiiaus@mail.ru](mailto:niiiaus@mail.ru)
- Г. В. Шмерова** инженер-конструктор;  
Научно-исследовательский институт аэроупругих систем, г. Феодосия;  
[niiiaus@mail.ru](mailto:niiiaus@mail.ru)

Рассмотрены проблемные вопросы оценки прочности осесимметричных парашютных систем при проведении лётных испытаний. Одной из основных задач при подготовке к лётным испытаниям является выбор условий для проведения эксперимента. Рассмотрены варианты испытаний парашютных систем путём доведения их до разрушения. Проанализированы варианты нагрузок, возникающих при наполнении парашютных систем. Приведены специфика и особенности повреждений и разрушения парашютов. Поставлена проблема разрушения парашютных систем при разрушающих нагрузках, значительно меньших, чем несущая способность парашюта. Оценивается возможность применения испытаний на прочность на этапе проектирования парашютных систем. Предлагается использование методов экспериментальной оптимизации и стохастической аппроксимации для сокращения количества экспериментов. Сделан вывод о возможных вариантах решения проблемы оценки разрушающей нагрузки и несущей способности, полученных при оценке прочности парашютных систем в лётном эксперименте.

*Парашютная система; испытания; прочность; несущая способность; режимы.*

---

**Цитирование:** Иванов П.И., Куринный С.М., Криворотов М.М., Шмерова Г.В. Некоторые проблемные вопросы оценки прочности осесимметричных парашютных систем путём доведения их до разрушения в лётном эксперименте // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 2. С. 91-99. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-91-99

### Введение

Одной из основных задач при лётных испытаниях (ЛИ) парашютных систем (ПС) является оценка их прочности [1-3].

Под прочностью ПС понимается способность сопротивляться воздействию на неё аэродинамических и динамических нагрузок в процессе функционирования системы «объект-парашют» без нарушения целостности конструкции ПС во всём эксплуатационном пространстве режимов и условий её применения, заданном в техническом задании (ТЗ).

В основном задача оценки прочности сводится к подтверждению несущей способности ПС на режимах, близких к предельным эксплуатационным, определённым ТЗ на разработку ПС.

Под несущей способностью парашюта понимается предельная величина нагрузки, не приводящая к потере функциональных свойств парашюта даже в результате его частичного разрушения [1].

Следствием потери несущей способности парашюта в результате повреждения (разрушения) является превышение системой объект-парашют предельно допустимого значения посадочной скорости (предельного – по условиям достижения предельных значений ударных перегрузок при приземлении).

Испытания на прочность – испытания, проводимые для определения значений воздействующих факторов, вызывающих выход значений характеристик свойств объекта за установленные пределы или его разрушение, т.е., по существу, это разрушающие испытания [2]. Разрушающие испытания – испытания с применением разрушающих методов контроля [2].

### **Особенности выбора испытательных режимов**

При выборе испытательного режима в лётных испытаниях ПС на прочность рекомендуется пользоваться следующими правилами [3]:

– аэродинамическая и динамическая нагрузки, действующие на парашют в процессе наполнения, возрастают с увеличением скоростного напора  $q = \frac{\rho V^2}{2}$  при сохра-

нении постоянной высоты  $H = \text{const}$  (т.е. при уменьшении числа Фруда  $Fr = \frac{g\sqrt{F_{II}}}{V_0}$ ),

где  $V_0$  – скорость ввода в действие ПС,  $g$  – ускорение свободного падения;

– аэродинамическая и динамическая нагрузки, действующие на парашют площадью  $F_{II}$  в процессе наполнения, возрастают с увеличением высоты  $H$  при сохранении постоянным скоростного напора  $q = \text{const}$  (т.е. при уменьшении числа Ньютона

$N = \frac{\rho g F_{II} \sqrt{F_{II}}}{G}$ ), где  $\rho$  – плотность воздуха;  $G$  – сила тяжести груза;

– аэродинамическая и динамическая нагрузки, действующие на парашют в процессе наполнения, возрастают при существенном уменьшении траекторного угла  $\theta$  (от 0 до  $-90^\circ$ );

– аэродинамическая и динамическая нагрузки, действующие на парашют в процессе наполнения, возрастают при увеличении массы груза  $m$ .

Таким образом, разрушающими методами контроля в лётных испытаниях парашютных систем являются предельно допустимые значения режимов и условий:  $q$ ,  $H$ ,  $\theta$ ,  $m$ .

Наиболее жёстким по прочности – предельным эксплуатационным режимом – в большинстве случаев следует считать режим в точках правой границы области испытательного режима в координатах  $q - H(q_{\max}, H)$  при максимально допустимой массе объекта  $m_{\max}$  на вертикальной траектории снижения:  $\theta = -90^\circ$ .

Разрушение парашютов на малых числах  $Fr$  реализуется скоростным напором  $q$  в основном за счёт выбивания ткани и разрушения силового каркаса и строп на начальных фазах процесса наполнения.

## Специфика и особенности повреждений и разрушений ПС

Возникает вопрос: почему при больших скоростных напорах ( $F_r \rightarrow 0$ ) разрушение строп парашютов может происходить на малых фазах процесса наполнения ( $\varnothing \approx 0,08 \div 0,1$ , где параметр рифления  $\varnothing$  – отношение диаметра входного сечения купола к диаметру купола в раскрое) и при малых разрушающих нагрузках, значительно меньших, чем несущая способность парашюта?

Малые фазы в конце подготовительного – начале основных этапов процесса наполнения характерны большой неустойчивостью (неравномерностью) формообразования контура кромки входного отверстия осесимметричного купола.

В это время на сравнительно небольшой длине видимой линии контура (ВЛК) входного отверстия начальной фазы наполнения скапливается большое количество собранного материала нижней кромки, хаотически перемещающегося под воздействием скоростного напора набегающего потока. При этом контур может принимать разнообразные (как правило, асимметричные) геометрические формы.

Это приводит к существенной неравномерности распределения строп вдоль ВЛК, ограничивающей входное отверстие купола, и степень концентрации строп на единицу длины ВЛК может быть различна в различных частях контура.

В работе [3] представлены некоторые из возможных случаев распределения строп вдоль ВЛК кромки. В той части ВЛК, где плотность концентрации строп велика, стропы будут менее нагружены, чем в той части контура, где кромка растянута и плотность концентрации строп мала. В этой части стропы будут перегружены и вероятность их разрушения возрастает.

Пусть погонная плотность строп на собранной части ВЛК равна  $\frac{N_c}{L_c}$ , а на растянутой  $\frac{N_p}{L_p}$ , где  $N$  и  $L$  – соответственно число строп и длина части ВЛК.

Пусть  $P_c$  – средняя нагрузка в стропах  $N_c$ , а  $P_p$  – средняя нагрузка в стропах  $N_p$ . Предположим для простоты, что на каждую часть ВЛК (как собранную, так и растянутую) приходится соответственно  $R_c$  и  $R_p$  от величины полной осевой нагрузки на купол:  $\bar{R} = \bar{R}_c + \bar{R}_p$  и пусть, для простоты,  $L_c = L_p$ .

Тогда можно записать соотношения:

$$P_c = \frac{R_c}{N_c}; \quad P_p = \frac{R_p}{N_p}.$$

Из них следует, что чем больше погонная плотность строп на единицу длины ВЛК, тем меньше нагрузка в стропах, и наоборот. По существу, это две гиперболические зависимости – функции от числа строп.

При малом числе строп нагрузка в стропах растёт катастрофически быстро (в силу наличия асимптотики у гиперболической функции) и при определённом критическом значении числа строп  $N_{кр}$  она может оказаться равной разрушающей  $P^{разр}$ .

При выходе же из строя даже одной стропы её нагрузку принимают на себя оставшиеся стропы при  $N < N_{кр}$ , и поскольку нагрузка в них уже превышает их несущую способность, то разрушение этой группы строп становится неизбежным.

Необходимо также отметить, что в стропах растянутой части кромки происходит дополнительное увеличение нагрузки за счёт излома контура купол-стропа в точке

крепления стропы к куполу из-за перепада давления на выдутой наружу части купола (в зоне растянутой части кромки).

Это явление аналогично общеизвестному физическому факту, что поперечная нагрузка, действующая на натянутую нить, существенно увеличивает натяжение нити.

Следующим фактором, объясняющим почему при больших скоростных напорах разрушение строп осесимметричных парашютов может происходить на малых фазах процесса наполнения и при малых разрушающих нагрузках, значительно меньших, чем несущая способность парашюта, является асимметрия формообразования контура кромки купола парашюта (одностороннее выдувание наружу контура кромки купола).

Скоростной напор, воздействуя на ослабленную по сравнению с полюсной частью (по плотности распределения каркаса) выдутую наружу часть купола у нижней кромки, приводит к выбиванию ткани, обширным повреждением и потере несущей способности парашюта на начальных фазах, что значительно раньше нормальной фазы опасного сечения, на которой реализуется  $R_{\max}$ , и, следовательно, при нагрузке в коуше значительно меньшей величины расчётной несущей способности парашюта.

Итак, на малых числах  $F_r$  парашют в процессе наполнения нагружается кольцевыми натяжениями  $\bar{\tau}$  от скоростного напора  $q$ , действующими на локальную часть купола, и волновыми процессами в элементах конструкции, а не нагрузкой  $R_{\max}$  (как было принято считать), регистрируемой в коуше парашюта. Это подтверждается результатами численного моделирования нагружения парашюта при движении системы объект-парашют [3]. Эпюры распределения  $Q$  (силы сопротивления парашюта) и  $\bar{\tau}$  в момент наполнения парашюта, характерные для малых чисел  $F_r$ , представлены на рис. 1.

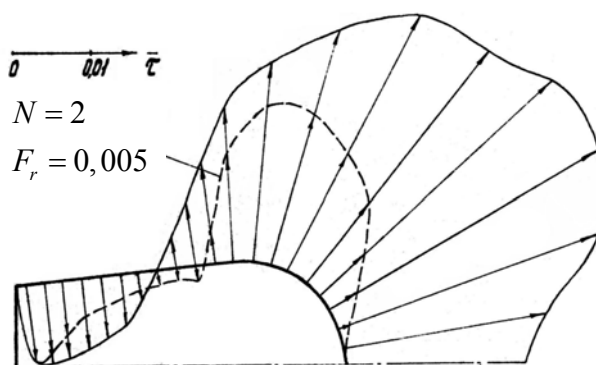


Рис. 1. Эпюры распределения

Из полученного вида распределения силы сопротивления и кольцевых натяжений (прерывистая линия) видно их соответствие от нижней кромки до района миделя парашюта и резкое различие распределений в полюсной части купола. Таким образом, значительное превышение интегральной нагрузки в мидельной части купола на этапе наполнения частично объясняет причину разрушения парашютов до достижения  $R_{\max}$ , характерную для малых чисел  $F_r$ .

Напряженно-деформированное состояние (НДС), формируемое перепадом давления  $\Delta p, \bar{\tau}$  и волновыми процессами, должно быть таким, чтобы начался процесс разрушения парашюта.

В свою очередь, разрушение парашюта в процессе наполнения может быть:

- без существенной потери несущей способности (с допустимым увеличением вертикальной составляющей скорости приземления);
- с полной потерей несущей способности.

Очевидно, что разрушение парашюта без потери его несущей способности возможно только в том случае, если при этом не происходит существенной перестройки аэродинамической картины течений под куполом и вне его, обеспечивающих нормальный процесс раскрытия парашюта.

Полная потеря несущей способности возможна только при существенной качественной и количественной перестройке аэродинамической картины течений под куполом и вне его, кардинально меняющей аэродинамику процесса раскрытия парашюта.

Это происходит за счёт разрушений купола и появления новых течений через разрушенные части купола, нарушающих аэродинамику процесса раскрытия, что приводит к ненаполнению купола из-за уменьшения или полного подавления сил и моментов, работающих на раскрытие.

Разрушение парашютов на малых числах  $N$  на больших фазах процесса наполнения можно объяснить следующим образом.

Уравнение движения системы груз-парашют (как материальной точки) при наполнении парашюта на вертикальной траектории имеет вид:

$$m \frac{dV}{dt} = G - Q,$$

где  $m = m_r + m_{\Pi}$  – масса системы груз-парашют, кг;  $V$  – скорость центра масс системы, м/с;  $t$  – время, с;  $G = G_r + G_{\Pi}$  – сила тяжести системы груз-парашют, Н;  $Q = Q_r + Q_{\Pi}$  – сила сопротивления системы груз-парашют, Н.

Отсюда:

$$V(t) = gt - \frac{1}{m} \int_0^t Q dt.$$

С увеличением массы  $m$  возрастает скорость к концу наполнения (и следовательно, скоростной напор, воздействующий на купол на конечных фазах процесса наполнения).

Воздействуя на более ослабленные элементы конструкции купола вблизи кромки, скоростной напор разрушает купол на больших фазах процесса раскрытия.

Отметим, что максимальная аэродинамическая нагрузка  $R_{\max}$  при разрушениях на малых числах  $F_r$  реализуется на малых фазах ( $\varnothing = 0,08 - 0,12$ ), а при разрушении на малых числах  $N$  реализуется на больших фазах ( $\varnothing = 0,3 - 0,5$ ).

### Особенности проектирования ПС и оценки их прочности

Обычно проектирование парашютной системы начинается с выполнения условия обеспечения потребной посадочной скорости, величина которой определяет полную надёжность системы объект-парашют.

Посадочная скорость определяет площадь купола парашюта, а вместе с этим, используя опыт проектирования конструкций-аналогов, фактически и конструкцию парашюта со всем её силовым набором (материалом основы, радиальным и кольцевым каркасами купола, стропной системой, звеньями и др.).

Таким образом, после проектирования уже может быть заранее известна номинальная несущая способность  $P_n$  конструкции парашюта по наиболее опасному сечению, определяемая характеристикой материалов по техническим условиям.

Естественно, что в процессе эксплуатации несущая способность парашюта неизбежно начинает уменьшаться за счёт воздействия различных внешних и внутренних

факторов и к моменту истечения гарантийного ресурса прочность конструкции должна оказаться равной, как минимум, её расчётной несущей способности  $P_p$ .

Связь между величинами  $P_p$  и  $P_n$  устанавливается с помощью коэффициента потери прочности  $K_{np}$ :  $P_p = K_{np} P_n$ , где  $0,8 \leq K_{np} \leq 1$ .

Коэффициент потери прочности интегрально учитывает возможную потерю прочности от ожигаемости элементов конструкции, возможные тепловые удары от трения в процессе вытягивания ПС из упаковки, работу концентраторов напряжения, несимметричность и неодновременность включения в работу и нагружения элементов конструкции, влияние светопогоды, старение элементов конструкции и др.

Таким образом, оценка номинальной прочности парашюта при доведении его до разрушения заключается в обеспечении такого испытательного режима, задаваемого четвёркой параметров  $q, H, \theta, t$ , при которых нагрузка, фиксируемая тензодатчиком, установленным в коуше парашюта, примерно станет равной разрушающей.

При испытании нового парашюта, учитывая закон распределения случайной величины номинальной несущей способности  $P_n$ , могут быть реализованы следующие случаи:

– разрушающая парашют нагрузка  $R_{\max}^{разр}$  (потеря несущей способности парашюта) на предельных эксплуатационных режимах и условиях оказалась больше математического ожидания номинальной несущей способности  $P_n$ ;

– разрушающая парашют нагрузка  $R_{\max}^{разр}$  (потеря несущей способности парашюта) на предельных эксплуатационных режимах и условиях оказалась меньше математического ожидания номинальной несущей способности  $P_n$ .

В первом случае вопросов к надёжности по несущей способности парашюта не возникает. Однако возникает проблемный вопрос: по какому параметру (или комбинации параметров) и с каким шагом следует снижать ужесточение для того, чтобы определить, где и когда парашют уже перестанет разрушаться?

Учитывая, что лётный эксперимент является весьма дорогостоящим видом испытаний, ставится задача минимизации количества итераций для выхода в требуемую точку по разрушающей нагрузке и несущей способности – задача, решаемая методами экспериментальной оптимизации и стохастической аппроксимации.

Во втором случае, учитывая случайный характер распределения величин  $R_{\max}^{разр}$  и  $P_n$ , возникают вопросы: насколько величина  $R_{\max}^{разр}$  оказалась меньше величины математического ожидания  $P_n$  и что явилось причиной того, что парашют разрушился при нагрузках меньших, чем несущая способность парашюта?

Поиск этих причин нужно начинать с анализа режимов и начальных условий лётного эксперимента. Далее проводится детальный анализ ведомости дефектации изделия с привлечением видеogramм, данных внешнетраекторных и бортовых измерений с тем, чтобы построить и представить себе полную картину динамики катастрофического, лавинообразного процесса разрушения конструкции парашюта, установить причину и принять все необходимые меры для её устранения.

Это один из важнейших проблемных вопросов оценки прочности конструкции ПС, решение которого возможно только совместными усилиями конструкторов и испытателей.

После проведения испытаний на прочность следующим этапом является проведение граничных испытаний.

Граничные испытания – испытания, проводимые для определения зависимостей между предельно допустимыми значениями параметров объекта и режимом эксплуатации [2].

В рассматриваемом случае предельно допустимым значением параметра объекта является номинальная несущая способность  $P_n$  парашюта. Под режимом эксплуатации понимается набор параметров  $q$ ,  $H$ ,  $\theta$ ,  $m$ , определённых для области эксплуатационных режимов.

Основным проблемным вопросом здесь является определение не только уравнения регрессии тренда, но также оценка величины дисперсии и её изменения вдоль тренда для разрушающей нагрузки и несущей способности в условиях интенсивного шума ошибок лётного эксперимента.

Решение этой задачи возможно только путём выявления и подавления составляющих гармоник шума лётного эксперимента, что является как задачей практического гармонического анализа, так и самостоятельной научной задачей, требующей ещё своего разрешения.

Важным является определение закона распределения случайной величины несущей способности парашюта вдоль оси аэродинамической нагрузки парашюта в процессе его наполнения, регистрируемой тензодатчиком, установленным в коуше парашюта.

Экспериментально пока удалось только показать, что закон распределения случайной величины несущей способности парашюта имеет явную асимметрию с центром распределения в точке номинальной несущей способности (определяемой характеристиками материалов, заданных по техническим условиям), крутым склоном правее этой точки и достаточно пологим склоном в сторону меньших аэродинамических нагрузок слева от неё.

### Заключение

Приведём некоторые практические рекомендации при подготовке и проведении лётных испытаний на прочность путём доведения парашютной системы до разрушения.

1. Необходимо учитывать дисперсию времени наполнения испытываемой ПС:  $t_n = M \{t_n\} + 3s_n$  и, с учётом этого, увеличивать время на её функционирование.

Невыполнение этого условия может привести к незачётности эксперимента, особенно при испытаниях на малых числах  $N$ , т.к. испытываемая ПС может отделиться раньше от весового макета, чем купол выйдет в фазу своего разрушения.

2. На малых числах  $F_r$  (на больших скоростных напорах) необходимо обеспечивать достаточно эффективную подвязку строп в сотах и купола в камере.

Невыполнение этого условия из-за больших инерционных ускорений может приводить к одновременному вываливанию комом купола и строп из камеры и к нештатному, по ударной схеме (если ввод был предусмотрен по безударной), введению парашюта в действие.

3. При испытаниях на разрушение на малых числах  $F_r$  (на больших скоростных напорах) и выборе испытательных режимов необходимо учитывать, что скорость введения ПС в действие, обеспечивающая разрушающий парашют скоростной напор, может быть близка или даже превышать критическую скорость наполнения  $V_{ок}$ . Это может привести к ненаполнению купола и незачётности лётного эксперимента.

4. Для стабилизации величины несущей способности парашюта на уровне или выше его расчётной несущей способности необходимо обеспечить симметричное формирование контура кромки входного отверстия купола парашюта в процессе его

раскрытия. Это достигается тщательной укладкой кромки, специальной симметричной группировкой строп и комплексом других мероприятий.

Для того, чтобы разрушить парашют на режимах значительно более слабых, чем режимы, реализующие номинальную несущую способность  $P_n$ , необходимо искусственно обеспечить асимметрию формообразования контура кромки входного отверстия. Это достигается специальными приёмами при укладке кромки купола, специальной асимметричной группировкой строп и другими мероприятиями.

### **Библиографический список**

1. Стандарт предприятия СТП 604.20-78. Системы парашютные. Термины, обозначения и определения. Феодосия: ФФ НИИ АУ, 1978. 25 с.
2. ГОСТ 16504-81. Система государственных испытаний продукции. Испытания и контроль качества продукции. Основные термины и определения. М.: Издательство стандартов, 1981. 24 с.
3. Иванов П.И. Лётные испытания парашютных систем. Феодосия: Гранд-С, 2001. 332 с.

## **PROBLEMATIC ISSUES OF ASSESSING THE STRENGTH OF AXISYMMETRIC PARACHUTE SYSTEMS BY CONDUCTING BREAKDOWN TESTS IN FLIGHT EXPERIMENTS**

© 2018

**P. I. Ivanov** Doctor of Science (Engineering), Professor, Lead Flight-Test Specialist;  
Research Institute of Aeroelastic Systems, Feodosia, Russian Federation;  
[niaus@mail.ru](mailto:niaus@mail.ru)

**S. M. Kurinnyy** Principal Flight-Test Engineer;  
Research Institute of Aeroelastic Systems, Feodosia, Russian Federation;  
[niaus@mail.ru](mailto:niaus@mail.ru)

**M. M. Krivorotov** Flight-Test Engineer;  
Research Institute of Aeroelastic Systems, Feodosia, Russian Federation;  
[niaus@mail.ru](mailto:niaus@mail.ru)

**G. V. Shmerova** Design Engineer;  
Research Institute of Aeroelastic Systems, Feodosia, Russian Federation;  
[niaus@mail.ru](mailto:niaus@mail.ru)

The article deals with problematic issues of assessing the strength of axisymmetric parachute systems in flight tests. One of the main tasks in preparing for flight tests is the choice of conditions for carrying out an experiment. Variants of parachute system breakdown tests are considered. Loads occurring in parachute system inflation are analyzed. The specific character and peculiarities of parachute damages and failures are presented in the article. The problem of parachute system destruction under breaking loads considerably smaller than the parachute load bearing capacity is posed. We propose to use methods of experimental optimization and stochastic approximation to reduce the number of experiments. The conclusion is drawn on possible ways of solving the problem of assessing the breaking load and load bearing capacity obtained in assessing the strength of parachute systems in a flight experiment.

*Parachute system; tests; strength; load bearing capacity; modes.*

---

*Citation:* Ivanov P.I., Kurinnyy S.M., Krivorotov M.M., Shmerova G.V. Problematic issues of assessing the strength of axisymmetric parachute systems by conducting breakdown tests in flight experiments. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 2. P. 91-99. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-91-99



### **References**

1. Standard of the enterprise STP 604.20-78. Parachute systems. Terms, designations and definitions. Feodosiya: FF NII AU Publ., 1978. 25 p. (In Russ.)
2. GOST 16504-81. The state system of testing products. Product test and quality inspection. General terms and definitions. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1981. 24 p. (In Russ.)
3. Ivanov P.I. *Letnye ispytaniya parashyutnykh system* [Flight tests of parachute systems]. Feodosia: Grand-S Publ., 2001. 332 p.