

## ОСОБЕННОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТЕПЛОВЫХ АЭРОСТАТОВ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ ПАРАШЮТНЫХ СИСТЕМ

© 2017

- С. М. Куринный** ведущий инженер по лётным испытаниям;  
Научно-исследовательский институт аэроупругих систем, г. Феодосия;  
[padevalo@mail.ru](mailto:padevalo@mail.ru)
- М. М. Криворотов** инженер по лётным испытаниям;  
Научно-исследовательский институт аэроупругих систем, г. Феодосия;  
[Krivorotovmm@mail.ru](mailto:Krivorotovmm@mail.ru)
- Е. А. Бараниченко** инженер-конструктор;  
Научно-исследовательский институт аэроупругих систем, г. Феодосия;  
[aus\\_021@mail.ru](mailto:aus_021@mail.ru)

Рассмотрены некоторые особенности использования тепловых аэростатов при испытаниях парашютных систем. Основной задачей является сокращение затрат при испытаниях парашютных систем. В качестве оценки достоверности результатов испытания уменьшенных моделей парашютных систем применялись критерии подобия: число Фруда и число Ньютона. Рассмотрен вопрос оперативного изменения конструкции парашютных систем и оценки их эффективности в испытаниях. Сделан вывод о достоинствах использования тепловых аэростатов для проведения испытаний моделей парашютных систем и перспективах их дальнейшего применения.

*Парашютная система; тепловой аэростат; критерий подобия; основной парашют; габаритно-весовой макет.*

---

*Цитирование:* Куринный С.М., Криворотов М.М., Бараниченко Е.А. Особенности использования тепловых аэростатов при испытаниях парашютных систем // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 3. С. 76-80. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-76-80

В настоящее время испытания новых парашютных систем (ПС) с площадью более 500 м<sup>2</sup> на начальных этапах создания проводят на полноразмерных моделях с использованием габаритно-весовых макетов (ГВМ) полётной массой до 3000 кг. Как правило, в качестве носителя используется вертолёт типа Ми-8. Данный вид испытаний связан со значительными материальными затратами на обеспечение испытаний и вероятными рисками при проведении испытаний ПС на предельных режимах [1]. При проведении таких испытаний проблематична отработка (оперативное изменение конструкции ПС) конструктивных решений, влияющих на работоспособность ПС. Отдельным вопросом при проведении испытаний является имитация отказов элементов ПС (закрутка строп, потеря работоспособности отдельных элементов и др.). Таким образом, одной из проблем при проведении лётных испытаний ПС является реализация максимального количества экспериментов с минимальными материальными и временными затратами.

Частичное решение вышеперечисленных вопросов возможно при сбрасывании с теплового аэростата (ТА) масштабных моделей ПС (высота до 1500 м), смонтированных на облегчённых (до 100 кг) манекенах. Научно-исследовательский институт аэроупругих систем (НИИ АУС) ведёт работу по созданию универсальной многокупольной парашютной системы грузоподъёмностью до 18000 кг. В рамках этой работы проводятся испытания основных парашютов (ОП) различных площадей (более 600 м<sup>2</sup>).

Для отработки конструктивных решений по внедрению системы рифления ОП без применения пиротехнических резаков проводились сбросы с ТА манекенов со смонтированными на них моделями ОП, которые являлись копиями ОП, уменьшенными в 10 раз по площади купола (рис. 1).

Параллельно с проверкой работоспособности системы рифления оценивался характер наполнения и скорость снижения моделей в более чем 10 экспериментах. Оценка скорости снижения проводилась по методике обработки цифровой видеосъёмки снижения системы ГВМ – парашют [2]. Одновременно выполнены 3 сброса полноразмерного ОП, смонтированного на ГВМ (полётная масса составила около 3000 кг), с вертолёта Ми-8 на полигоне «Чауда» с использованием средств внешнетраекторных измерений.



Рис. 1. Тепловой аэростат со снаряжёнными манекенами

Достоверность подobia моделей и натурного ОП выполнялась с использованием критериев подobia: числа Фруда ( $Fr$ ) и числа Ньютона ( $N$ ) [3]:

$$N = \frac{\rho F_{\Pi} \sqrt{F_{\Pi}}}{m},$$

$$Fr = \frac{g \sqrt{F_{\Pi}}}{V_0^2},$$

$$V_0 = 9,81 \Delta t,$$

где  $\rho$  – плотность воздуха;  $F_{\Pi}$  – площадь парашюта;  $m$  – полётная масса;  $V_0$  – скорость ввода ПС в действие;  $\Delta t$  – время до момента вытягивания ОП на всю длину.

Расчёты критериев подobia проводились для ОП  $F_{\Pi} = 650 \text{ м}^2$  с полётной массой 2600 кг и его уменьшенной модели ( $F_{\Pi} = 65 \text{ м}^2$ ) с полётной массой 100 кг. Полученные результаты приведены в табл. 1. Для наглядности в табл. 1 приведены данные по относительной скорости снижения  $V_{сн} / V_0$  ОП.

Таблица 1. Расчётные значения критериев подobia для ОП-650 и модели ОП-65

Площадь испытуемого парашюта	$V_{сн} / V_0$	$Fr$	$N$
$F_{\Pi} = 650 \text{ м}^2$	0,158	0,06	7,8
$F_{\Pi} = 65 \text{ м}^2$	0,148	0,04	6,43

Анализ данных табл. 1 говорит о хорошей сходимости получаемых характеристик по скорости снижения для модели и ОП (основного класса [4]), как в рифлёной, так и в наполненной фазах. Обеспечен хороший уровень подобия по числам  $F_r$  и  $N$ .

В процессе испытаний был выявлен ряд преимуществ сбросов ПС с использованием ТА. Помимо явной экономии затрат на подготовку и проведение испытаний следует отметить возможность оперативной конструктивной доработки уменьшенной модели ПС и проверки её эффективности в эксперименте.

Объектом испытаний в лётных экспериментах с применением ТА являлся макет купола ОП площадью  $F_{\text{П}} = 65 \text{ м}^2$  (основные геометрические характеристики приведены на рис. 2).

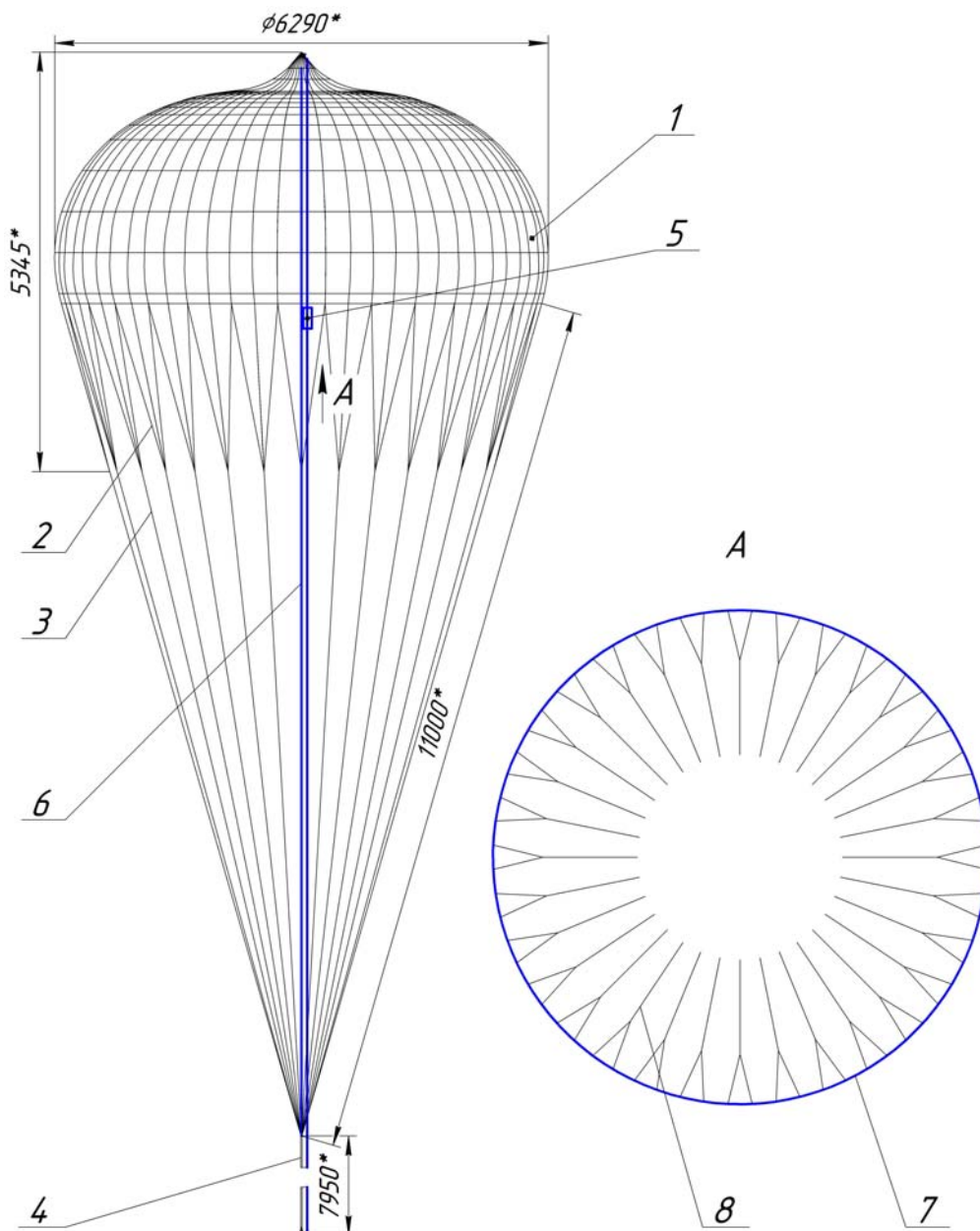


Рис. 2. Основные геометрические характеристики модели ОП:  
1 – купол макета ОП; 2 – стропа дополнительная; 3 – стропа основная; 4 – удлинитель строп; 5 – узел рифления; 6 – звено управляющее; 7 – нижняя кромка макета ОП; 8 – шнур рифления

Особенностями конструкции ОП и макета являлись следующие:

- купол парашюта пошит по спецкрою, т.е. его конечная форма – не плоский круг, а форма наполненного купола, что дало возможность сократить расход тканей купола, лент кольцевого каркаса и улучшить устойчивость ОП;
- привычный пояс рифления, опоясывающий купол по нижней кромке, заменён на шнуры, идущие от нижней кромки к центру купола, что положительно влияет на динамику наполнения купола после разрифления (рис. 2, вид А);
- система рифления сконструирована таким образом, чтобы можно было применять рифление как с пиротехническими резаками, так и без них. Для осуществления управляющего воздействия введено управляющее звено, соединяющее полюс купола и десантируемый объект.

Целью проведения экспериментов с ТА являлась проверка работы системы рифления и оценка характера наполнения и скорости снижения ПС.

При испытаниях макетов с ТА были выявлены проблемы, связанные с особенностями конструкции ОП и схемой ввода его в действие. Решение этих вопросов требовало оперативных конструкторских решений и своевременной их проверки, что стало возможно благодаря использованию уменьшенных макетов.

Одним из таких вопросов была необходимость точной настройки звена управляющего (его длины и некоторых конструктивных особенностей) для стабильной работы системы рифления.

За один подъём ТА выполнялось по два сброса снаряжённых манекенов, что значительно увеличило количество экспериментов и сократило полётное время. В то же время подготовка полноразмерной ПС и монтаж её на ГВМ массой до 3000 кг занимал до двух рабочих дней и один рабочий день – на лётный эксперимент. Учитывая большую площадь ОП и значительные (более 60 м) размеры его элементов, оперативная его доработка была связана со значительными технологическими трудностями.

Явный экономический эффект использования ТА для проведения испытаний уменьшенных моделей ПС позволяет говорить о необходимости более широкого их использования при испытаниях ПС. Наибольший эффект возможен при их использовании для отработки конструктивных решений. Дополнительные возможности по оценке характеристик моделей ПС могут быть реализованы при использовании передвижной системы измерений, не ограниченной только цифровой видеосъёмкой. Одним из вариантов её реализации может быть использование мобильной телевизионной измерительной системы с расширенными возможностями.

Таким образом, комбинированное использование в испытаниях полноразмерных ПС и их уменьшенных моделей позволит за счёт использования ТА значительно увеличить объём испытаний без существенного увеличения затрат на их проведение. Оперативная оценка конструкторских решений в ходе испытаний ПС позволяет эффективно внедрять их на всех этапах проектирования и снижать затраты.

### Библиографический список

1. Иванов П.И. Лётные испытания парашютных систем. Феодосия: Гранд-С, 2001. 332 с.
2. Иванов П.И., Шмерова Г.В., Криворотов М.М. Методические рекомендации по обработке материалов лётных испытаний ПС с использованием видеосъёмки и программы «Kinovea». Феодосия, 2017. 57 с.
3. Седов Л.И. Методы подобия и размерности в механике. М.: Наука, 1977. 440 с.
4. Лялин В.В., Морозов В.И., Пономарёв А.Т. Парашютные системы. Проблемы и методы их решения. М.: Физматлит, 2009. 576 с.

## PECULIARITIES OF USING HOT-AIR BALLOONS IN TESTS OF PARACHUTE SYSTEMS

© 2017

**S. M. Kurinny** Principal flight-test engineer;  
Research Institute of Aeroelastic Systems, Feodosia, Russian Federation;  
[padevalo@mail.ru](mailto:padevalo@mail.ru)

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

**E. A. Baranichenko** Design engineer;  
Research Institute of Aeroelastic Systems, Feodosia, Russian Federation;  
[aus\\_021@mail.ru](mailto:aus_021@mail.ru)

Some peculiarities of using hot-air balloons in testing parachute systems are described in the paper. The main aim is to reduce expenses while testing parachute systems. Similarity criteria such as Froude number and Newton's number were used to assess the reliability of the results of testing scaled-down models of parachute systems. The issue of expeditious changes in the structure of parachute systems and assessment of their effectiveness in tests is discussed. A conclusion is drawn about the advantages of using hot-air balloons for testing models of parachute systems and prospects of their further use.

*Parachute systems; hot-air balloon; similarity criteria; main parachute; mass-size evaluation model.*

---

*Citation:* Kurinny S.M., Krivorotov M.M., Baranichenko E.A. Peculiarities of using hot-air balloons in tests of parachute systems. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 3. P. 76-80.  
DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-76-80

### References

1. Ivanov P.I. *Letnye ispytaniya parashyutnykh system* [Flight tests of parachute systems]. Feodosia: Grand-S Publ., 2001. 332 p.
2. Ivanov P.I., Shmerova G.V., Krivorotov M.M. *Metodicheskie rekomendatsii po obrabotke materialov letnykh ispytaniy PS s ispol'zovaniem videos"emki i programmy «Kinovea»* [Methodical recommendations on processing of materials of flight tests PC with a use of video-recorder and «Kinovea» programme]. Feodosia, 2017. 57 p.
3. Sedov L.I. *Metody podobiya i razmernosti v mekhanike* [Methods of similarity and dimensions in mechanics]. Moscow: Nauka Publ., 1977. 440 p.
4. Lyalin V.V., Morozov V.I., Ponomarev A.T. *Parashyutnye sistemy. Problemy i metody ikh resheniya* [Parachute systems. Problems and ways of solving them]. Moscow: Fizmatlit Publ., 2009. 576 p.