

УДК 533.666.2: 629.7

ОБРАБОТКА И АНАЛИЗ ДАННЫХ НАТУРНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА ПО ОПРЕДЕЛЕНИЮ ТРАЕКТОРНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КРУГЛОГО ПАРАШЮТА НА БОЛЬШИХ ВЫСОТАХ

С.В. ЖУРИН, Ю.Н. ГВОЗДЕВ, А.Д. ЛЫКОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Ципенко В.Г.

Статья посвящена обработке и анализу траекторных параметров, полученных во время лётного эксперимента при пуске метеоракеты ММР-06, с целью определения основных параметров движения круглого парашюта на дозвуковой скорости в диапазоне высот от 0 км до 60 км. Число Рейнольдса Re при этом изменяется в диапазоне от 10^4 до $1,5 \cdot 10^6$. По экспериментальным данным получены зависимости основных параметров движения парашютной системы (ПС). В литературе по парашютной тематике встречаются исследования аэродинамических характеристик в таком широком диапазоне чисел Рейнольдса только в лабораторных условиях на модельных парашютных системах [1]. В данной статье приводятся результаты натурного эксперимента.

Ключевые слова: парашют, зондирование атмосферы, профиль ветра по высоте, метеоракета, аэродинамические характеристики парашюта.

Условные сокращения и обозначения

ПС – парашютная система;

СО – система отсчета;

СРЗА – сеть ракетного зондирования атмосферы;

$a_{зв}$ – скорость звука в среде, м/с;

$D_{п}$ – диаметр купола парашюта, м;

$F_{п}$ – площадь поверхности купола парашюта, m^2 ;

g – ускорение свободного падения, m/c^2 ;

H – высота, м;

$k_{п}$ – коэффициент конструктивной проницаемости;

$l_{зв}$ – длина звена, м;

$l_{ст}$ – длина строп, м;

$m_{г}$ – масса груза, кг;

$m_{ПС}$ – масса парашютной системы, кг;

$n = \frac{Q}{(m_{ПС} + m_{г})g}$ – перегрузка;

Q – сила сопротивления парашюта, Н;

\vec{V} – вектор скорости движения груза относительно неподвижной СО, м/с;

$\vec{V}_{сн}$ – вертикальная составляющая вектора \vec{V} , м/с;

$\vec{V}_{г}$ – горизонтальная составляющая вектора \vec{V} , м/с;

$V_{ветра}$ – скорость ветра, м/с;

ρ – плотность среды, kg/m^3 ;

μ – динамическая вязкость, Па·с;

$Re = \frac{\rho \cdot V_{к} \cdot D_{п}}{\mu}$ – число Рейнольдса;

$M = \frac{V_{к}}{a_{зв}}$ – число Маха;

$Ne = \frac{\rho F_{п}^2}{m_{г}}$ – число Ньютона.

Введение

Одним из способов исследования атмосферы Земли на высотах от 30 км до 100 км является регистрация её параметров при помощи ракетных зондов, которые доставляются на такую высоту специальными метеоракетами.

Во время лётного эксперимента ММР-06 7 октября 2011 г. ракетный зонд оснащался, кроме аппаратуры регистрации параметров атмосферы, бортовой навигационной системой GPS и видеокамерой, которая вела съёмку работы ПС. Данная работа посвящена обработке и анализу траекторных параметров, полученных во время лётного эксперимента, с целью определения основных параметров движения круглого парашюта на дозвуковой скорости в диапазоне высот от 0 км до 60 км.

Описание ПС

Схема парашютной системы СС-9635-64 показана на рис. 1.

Купол парашюта представляет собой плоский круг в раскрытое диаметром $D_{\text{п}} = 5,16$ м. Площадь парашюта $F_{\text{п}} = 20$ м². Купол составлен из 24 клиньев (полотнищ), выполненных из капроновой ткани арт. 56004 белого и оранжевого цветов. По стыкам полотнищ купол усилен каркасом из капроновой ленты ЛТКП 13-70. Полусное отверстие выполнено диаметром 100 мм. Конструктивная проницаемость выполнена в виде 36 отверстий круглой формы диаметром 210 мм, их суммарная площадь составляет 1,2 м². Коэффициент конструктивной проницаемости купола $k_{\text{п}} = 0,06$.

Парашют содержит 24 стропы длиной $l_{\text{ст}} = 5,16$ м, изготовленных из капронового шнура ШКП-60.

Для того чтобы механически развязать угловое движение груза и парашюта, ПС содержит вертлюг.

Груз крепится к парашюту с помощью стального тросового звена длиной $l_{\text{зв}} = 1,49$ м и диаметром 4 мм.

Общая масса ПС составляет $m_{\text{ПС}} \approx 1,9$ кг.

Головная часть ракеты ММР-06 является грузом ПС и представляет собой коническую конструкцию, высотой 0,76 м и с диаметром основания 0,2 м. Масса $m_{\text{г}} \approx 10,5$ кг.

Существует несколько способов классификации ПС [2]. Тормозные и основные парашюты принято разделять либо по критерию относительной скорости наполнения, либо по критерию удельной массовой нагрузки (числу Ньютона N_e). Для традиционных ПС эти критерии однозначно согласуются друг с другом. Исследуемую ПС (рис. 1) в силу особенностей условий эксплуатации сложно отнести к какому-либо классу по традиционной классификации, т.к. по удельной нагрузке она подходит к основным, а по критерию скорости наполнения к тормозным.

Траектория полёта ПС

Пуск метеоракеты ММР-06 произведён 7 октября 2011 г. со станции СРЗА М-202 ФГБУ «ЦАО» в Волгоградской области. Время старта 16 ч 57 мин. Координаты точки старта: С 48,930187; В 45,779607.

После старта маршевый двигатель ракеты работает 9 с. После его выключения ракета движется по баллистической траектории. На восходящей ветви траектории на высоте 57 км происходит отделение головной части от ракеты и ввод в действие ПС. Парашют наполняется при движении головной части на восходящей ветви траектории.

Траектория полёта в проекции на карту местности показана на рис. 2. Основная часть траектории получена при помощи бортовой аппаратуры глобальной спутниковой навигации GPS. Обозначение характерных точек траектории показано на рис. 2. Основные параметры траектории в каждой обозначенной точке приведены в табл. 1. На участках траектории,

обозначенных пунктирной линией, произошёл сбой работы бортовой системы GPS. Участок траектории, где происходила съёмка купола парашюта, обозначен зелёным цветом.

Приземление произошло в точке с координатами: С 48,804736; В 46,358750. Полёт длился 1 ч 7 мин 16 с. Расстояние между точкой старта и точкой приземления составило 42,8 км.

По направлению движения ПС в горизонтальном направлении можно судить о профиле скоростей ветра на больших высотах. На высотах выше 40 км ветер не оказывает существенного влияния на траекторию ПС. Форма траектории на рис. 2 показывает, что общее направление движения ПС меняется несколько раз. Диапазоны скоростей ветра и направления, полученные в лётном эксперименте, на различных высотах приведены в табл. 2.

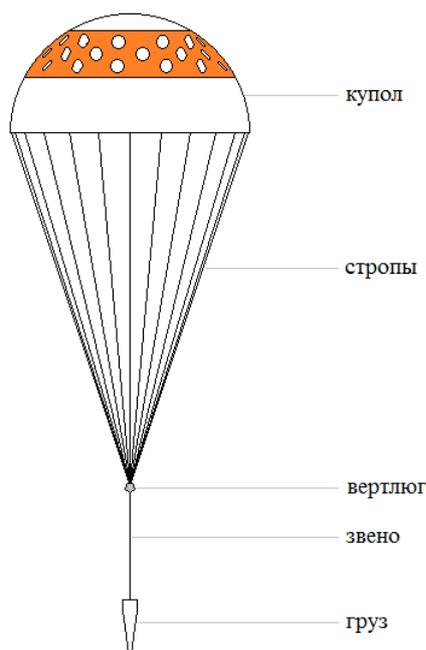


Рис. 1. Схема ПС

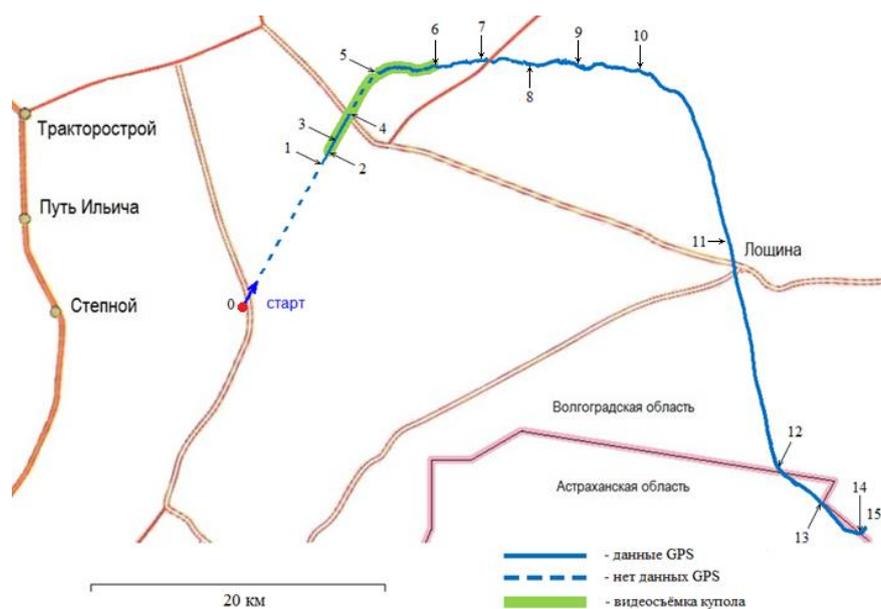


Рис. 2. Траектория полёта ПС в проекции на карту местности

Таблица 1

N	t, с	H, м	V, м/с	V _{сн} , м/с	V _г , м/с	Примечание
0	0	0	0	0	0	Старт
1	93	60260	259	237	109	Начало фиксации координат системой GPS
2	101	61679	159	134	85	Начало видеосъёмки купола парашюта
3	113	62435	82,2	0	82,2	Апогейная точка траектории
4	134	60549	176	-161	74,3	Сбой бортовой системы GPS
5	241	43333	112	-105	38,9	Восстановление работы бортовой системы GPS
6	370	34107	71	-45,4	54,4	Конец видеосъёмки купола парашюта
7	469	30000	39	-37	13,6	
8	656	25000	26,1	-23,4	10,9	
9	938	20000	17,5	-13,9	10,6	
10	1377	15000	12,3	-8,82	8,43	
11	2035	10000	22,9	-6,34	21,8	
12	2911	5000	8,64	-5,06	6,85	
13	3316	3000	11,9	-4,6	11	
14	3778	1000	4,53	-4,11	1,86	
15	4036	0	4,77	-3,89	2,67	Приземление

Основные траекторные параметры ПС в зависимости от времени представлены на рис. 3. Основные изменения параметров движения происходят на первых сотнях секунд полёта, поэтому для удобства анализа на оси абсцисс сделан разрыв с интервалом от 400 с по 3900 с полёта. На рисунке приведены пять кривых, соответствующих: высоте H , вертикальной составляющей вектора скорости $V_{сн}$, числу Re , числу M и перегрузке n .

Таблица 2

H, км	V _{ветра} , м/с	Направление
15÷35	10÷50	З
5÷15	5÷30	ССЗ
1÷5	2÷15	СЗ
0÷1	1,5÷3	ЮЗ

Значения высоты и скорости, обозначенные точками, получены при помощи системы GPS. Там, где произошёл сбой бортовой системы GPS, пунктиром показаны расчётные значения. Кривые Re , M и n построены полностью по результатам расчёта.

Численное моделирование траектории выполнено в рамках использования модели движения материальной точки. Уравнение движения вместе с начальными условиями составляют задачу Коши, которая решается явным методом с малым шагом по времени. Параметры модели: масса $m = 12,4$ кг, аэродинамическая сила сопротивления пропорциональна площади $F_{п} = 20$ м² и коэффициенту $c_{п} = 0,5$. В начальный момент: вертикальная составляющая скорости $V_{сн} = 237$ м/с, горизонтальная $V_{г} = 110$ м/с, высота $H = 60260$ м. Плотность атмосферы соответствует стандартной [3].

ПС достигает апогейной точки траектории $H = 62432$ м в момент времени $t = 113$ с, горизонтальная скорость при этом $V_{г} = 82,2$ м/с. В момент времени $t = 152$ с на высоте $H \approx 56,6$ км ПС приобретает максимальную скорость $V_{сн} \approx 230$ м/с, что соответствует числу Маха $M \approx 0,72$. Далее происходит уменьшение скорости. Максимальная перегрузка при торможении $n \approx 1,23$ на высоте $H \approx 52,3$ км и времени $t = 172$ с. Вертикальная скорость при приземлении составляет $V_{сн} \approx 4$ м/с. Во время движения по траектории число Re изменяется на два порядка, от 10^4 до $1,5 \cdot 10^6$.

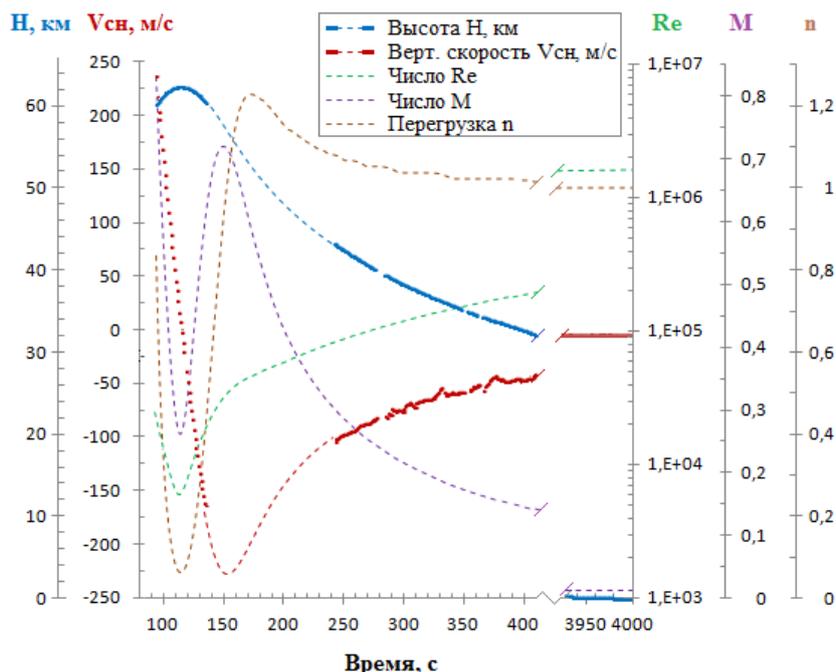


Рис. 3. Основные траекторные параметры ПС

Выводы

1. Проведён анализ данных лётного эксперимента, полученных при помощи бортовой системы навигации GPS метеорокеты ММР-06. Приведены траекторные параметры движения ПС на высотах от 0 км до 60 км.

2. На высотах выше 40 км ветер не оказывает существенного влияния на траекторию ПС. В результате анализа траектории получены количественные данные о скорости и направлении ветра на высотах от 0 км до 35 км.

ЛИТЕРАТУРА

1. Носарев И.М., Маленко В.В. Новый метод экспериментальных исследований парашютов при малой скорости снижения // Научно-технический бюллетень НИИ АУ. – 1980. - №1 (204). - С. 3-13.
2. Иванов П.И. Лётные испытания парашютных систем. – Феодосия: Гранд-С, 2001.
3. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры.
4. ГОСТ 21452-88. Системы парашютные. Термины и определения.

PROCESSING AND ANALYSIS OF DATA OF NATURAL EXPERIMENT FOR DETERMINING THE TRAJECTORY CHARACTERISTICS OF A ROUND PARACHUTE AT HIGH ALTITUDES

Zhurin S.V., Gvozdev Yu.N., Lykov A.D.

The article is devoted to the analysis of the trajectory parameters obtained during the flight experiment at the start of meteo-rocket MMP-06, to determine major parameters of motion of a round parachute at subsonic speeds in the range of altitudes from 0 km to 60 km. The Reynolds number is changed in the range from 10^4 to $1,5 \cdot 10^6$. The main parameters of the trajectory were obtained according to the experimental data. Only laboratory research on a model parachute systems in such a wide range of Reynolds numbers are found in the literature on parachute subjects. This article obtained results of flight experiment.

Keywords: parachute, sounding of atmosphere, meteorocket, aerodynamic characteristics of parachute.

Сведения об авторах

Журин Сергей Викторович, 1981 г.р., окончил МФТИ (2004), кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник отдела аэрогазодинамики и теплообмена Ракетно-космической корпорации «Энергия» им. С.П. Королёва, автор 26 научных работ, область научных интересов – проектирование космических возвращаемых аппаратов, конвективный теплообмен при движении в атмосфере с гиперзвуковыми скоростями, парашюты, мягкая парашютная посадка.

Гвоздев Юрий Николаевич, 1941 г.р., окончил ВЗПИ (1979), заведующий лабораторией ракетного зондирования атмосферы ФГБУ «ЦАО», автор 8 научных работ, область научных интересов – исследования физических процессов в верхних слоях атмосферы (стратосфера, мезосфера) методом ракетного зондирования.

Лыков Алексей Дмитриевич, 1973 г.р., окончил МЭИ (1996), ведущий инженер отдела Физики Высоких Слоёв Атмосферы ФГБУ «ЦАО», автор 8 научных работ, область научных интересов – радиотехника, измерения физических параметров, метрология.