

СОЗДАНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ СПУСКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ РАКЕТЫ С ПОМОЩЬЮ ЭФФЕКТА АВТОРОТАЦИИ НА ОСНОВЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ДАННЫХ

Г.А. Едоян, В.А. Ковалев, А.О. Соколова, П.В. Фадеенков

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара, Россия

Обоснование. При разработке экспериментальной модели ракеты возникла необходимость создания системы спасения, обеспечивающей спуск конструкции модели массой 1,3 кг с высоты 400 м с безопасной скоростью (7–15 м/с), при этом минимизировав расстояние, на которое удаляется ракета от точки старта. Парашютная система, прежде использовавшаяся для спуска конструкции, не подходит для таких целей по причине достаточно большого удаления модели ракеты от точки старта (около 1 км) при сильном боковом ветре. Система спасения, представляющая собой конструкцию, состоящую из трех лопастей и обеспечивающая спуск модели ракеты при помощи эффекта авторотации, позволяет решить эту проблему.

Цель — создать математическую модель спуска ракеты, скорректировать ее по экспериментальным данным.

Методы. Методика эксперимента заключается в создании математической модели на основе уравнений динамики полета ракеты, последующем получении данных телеметрии в ходе запуска, их анализирование и корректировка математической модели. Система спасения представляет собой конструкцию из трех лопастей, изначально прилегающих к корпусу ракеты, которые раскрываются при достижении апогея и обеспечивают вращение конструкции.

Сила сопротивления воздуха, действующая на лопасти в процессе спуска, была разделена на составляющую, возникающую из-за вращательного движения лопастей, и составляющую, возникающую из-за поступательного движения вниз (рис. 1).

Составляем систему уравнений, описывающих спуск ракеты:

$$\begin{cases} m \cdot \frac{dV}{dt} = Y_v - Y_w - M \cdot g, \\ I_z \cdot \frac{d\omega}{dt} = M_{xv} - M_{xw}, \\ \frac{dH}{dt} = V(t), \end{cases}$$

где

$$Y_v = 3 \cdot C_{Yv} \cdot \rho \cdot F_{\text{л}} \cdot \frac{V^2}{2}, \quad Y_w = 3 \cdot C_{Yw} \cdot \rho \cdot F_{\text{л}} \cdot \frac{(\omega R)^2}{6}, \quad M_{xw} = \int_0^R 3 \cdot C_{xw} \cdot \rho \cdot \frac{(\omega r)^2}{2} \cdot b \cdot r \cdot dr, \quad M_{xv} = \int_0^R 3 \cdot C_{xv} \cdot \rho \cdot \frac{V^2}{2} \cdot b \cdot r \cdot dr$$

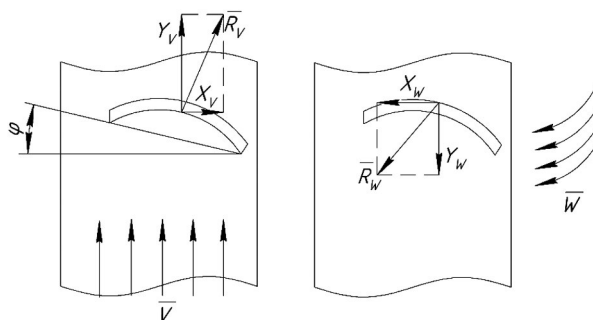


Рис. 1. Схема действия сил сопротивления: $\bar{R}_v$ — сила сопротивления, возникающая из-за поступательного движения вниз; $\bar{R}_w$ — сила сопротивления, возникающая из-за вращательного движения; φ — установочный угол лопасти

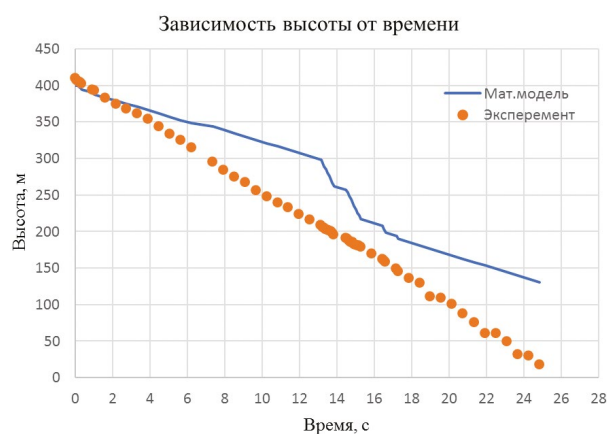


Рис. 2. Зависимость высоты от времени до корректировки

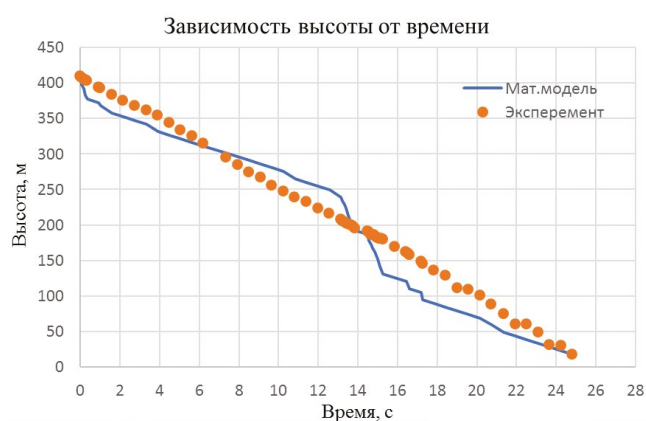


Рис. 3. Зависимость высоты от времени после корректировки

В модели не учитывается боковая скорость ветра, а также силы и моменты, действующие в поперечном направлении относительно оси ракеты. Считаем, что после прохождения апогея ракета движется вертикально вниз. Варьируемыми параметрами являются аэродинамические коэффициенты. Были приняты следующие начальные условия для решения системы дифференциальных уравнений: высота спуска 400 м, вертикальная скорость 1 м/с, угловая скорость $0,5 \text{ с}^{-1}$. Система уравнения решается в математическом пакете MathCAD 15, методом Рунге – Кутты 4–5-порядка. Для корректировки математической модели будем сравнивать скорость спуска и угловую скорость экспериментальной ракеты путем наложения графиков эксперимента и модели. В ходе экспериментального пуска ракеты вертикальную скорость спуска получаем путем численного дифференцирования показаний барометра BMP280 (абсолютная точность измерения давления — $\pm 1 \text{ гПа}$; относительная точность измерения давления — $0,12 \text{ гПа}$ ($\pm 1 \text{ м}$); частота опроса датчика — 10 Гц). Угловую скорость получаем с помощью электронного гироскопа в составе датчика MPU9250.

Результаты. Снять показание угловой скорости с ракеты не получилось, поэтому дальнейшее их сравнение невозможно. Сравнив значения скорости спуска математической модели и результатов эксперимента (рис. 2), приходим к выводу, что модель требует корректировки. Изменим начальную скорость с 1 на 12 м/с и аэродинамический коэффициент C_{yw} с 0,9 до 0,7. Получаем математическую модель, которая имеет схожую скорость спуска при сравнении ее с результатами эксперимента (рис. 3).

Выводы. В ходе эксперимента была создана альтернативная система спасения, удовлетворяющая заявленным требованиям. Создана математическая модель, описывающая спуск экспериментальной ракеты, получены графики зависимости высоты и скорости спуска и вращения от времени. Произведен запуск экспериментальной модели ракеты, в ходе которого были получены данные телеметрии, на основе которых математическая модель была скорректирована и приближена к реальной. Результаты эксперимента могут использоваться для определения скорости вращения лопастей, а также скорости спуска модели ракеты.

Ключевые слова: математическая модель; экспериментальная модель ракеты; авторотация; система спасения; система дифференциальных уравнений.

Список литературы

1. Александров В.Л. Воздушные винты. Москва: Государственное издательство оборонной промышленности, 1951. 476 с.

Сведения об авторах:

Арина Олеговна Соколова — студентка, группа 1206-240501D, институт авиационной и ракетно-космической техники; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара, Россия. E-mail: privchedell@mail.ru

Гарик Араикович Едоян — студент, группа 1207-240501D, институт авиационной и ракетно-космической техники; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара, Россия. E-mail: garik-edoyan2022@yandex.ru

Владимир Александрович Ковалев — студент, группа 1607-240501D, институт авиационной и ракетно-космической техники; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара, Россия. E-mail: vovakovalev2498@gmail.com

Павел Васильевич Фадеенков — научный руководитель, кандидат технических наук; доцент кафедры динамики полета и систем управления; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара, Россия. E-mail: fadeenkov.pv@ssau.ru