

Исследование динамических характеристик экспериментальной модели ракеты с пассивной аэродинамической стабилизацией

В.В. Майоров, А.О. Соколова, В.В. Сметана

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

Обоснование. При проектировании возвращаемых экспериментальных моделей ракет (ЭМР) одним из актуальных вопросов является исследование их динамических характеристик (ДХ) для установления района приземления аппарата. На сегодняшний день в студенческом экспериментальном ракетостроении по всему миру [1] первоначальные расчеты ДХ производятся в программах OpenRocket [2] и Stabtraj [3], однако результаты этих расчетов обычно не подлежат дальнейшей проверке на истинность, а лишь сравниваются между собой и усредняются.

Цель — в связи с этим материалы данной работы направлены на исследование динамических характеристик ЭМР «Pepelats».

Методы. ЭМР не имеет органов управления, устойчивость полета обеспечивается за счет наличия хвостовых аэродинамических стабилизаторов (оперения). Данная компоновка смещает аэродинамический фокус ЛА к хвостовой части. На рис. 1 представлена компоновочная схема ЭМР «Pepelats».

Для обеспечения управления и устойчивости движения в системе стабилизации ракеты используются сигналы с датчиков, пропорциональные ускорениям в направлении продольной и поперечной осей ракеты. В нашем случае тяга отсутствует, стабилизация пассивная, поэтому законом изменения управляющих сил по времени можно пренебречь.

В ходе проведения расчетов был применен численный метод Рунге–Кутты четвертого порядка и средства языка C++ (Qt). Программа, используемая в [4], дополнительно была модифицирована для случая ЭМР.

Для проведения расчетов применена система уравнений движения [5], представленная в проекциях на оси стартовой системы координат (1).

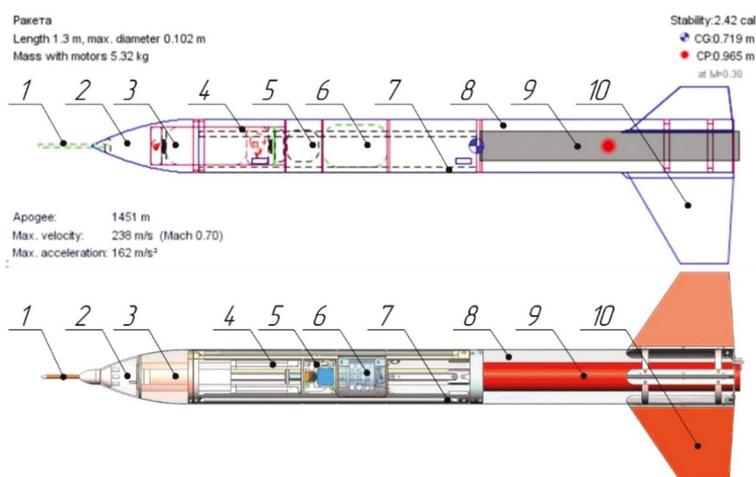


Рис. 1. Компоновочная схема ЭМР «Pepelats»: 1 — приемник воздушного давления (ПВД); 2 — головной обтекатель (ГО) оживальной формы; 3 — полезная нагрузка (ПН) форм-фактора PocketQube; 4 — транспортно-пусковой контейнер (ТПК); 5 — система выброса полезной нагрузки (СВПН); 6 — блок бортовой электроники (БЭ); 7 — силовой набор ракеты, состоящий из стрингеров и шпангоутов; 8 — корпусная труба ЭМР; 9 — ТТРД; 10 — хвостовое оперение (ХО) — стабилизаторы

$$\left\{ \begin{array}{l} m(t) \frac{dV_x}{dt} = P(h) \cos \varphi - X(V, h, \alpha) \cos \theta - Y(V, h, \alpha) \sin \theta - m(t) g \sin \eta \\ m(t) \frac{dV_y}{dt} = P(h) \sin \varphi - X(V, h, \alpha) \sin \theta - Y(V, h, \alpha) \cos \theta - m(t) g \cos \eta \\ \frac{dx}{dt} = V_x \\ \frac{dy}{dt} = V_y \\ V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2} \\ r = \sqrt{x^2 + (R + y)^2} \\ \eta = \arctan \frac{x}{R + y} \\ \theta = \arccos \frac{V_x}{V} \\ \alpha = \vartheta - \theta \end{array} \right.$$

где $m(t)$ — масса в текущий момент времени; $P(h)$ — тяга двигателя вдоль продольной оси ракеты; V — абсолютная скорость; V_x и V_y — проекции абсолютной скорости на оси стартовой СК; X — сила лобового сопротивления движению; Y — подъемная сила; g — ускорение свободного падения; ϑ — угол тангажа, между продольной осью и горизонтом старта; x — координата дальности полета; $y = h$ — координата высоты полета над поверхностью земли; η — полярный угол; $R = 6371$ км — средний радиус Земли; θ — угол наклона траектории.

В результате работы программы получены зависимости, представленные на рис. 2.

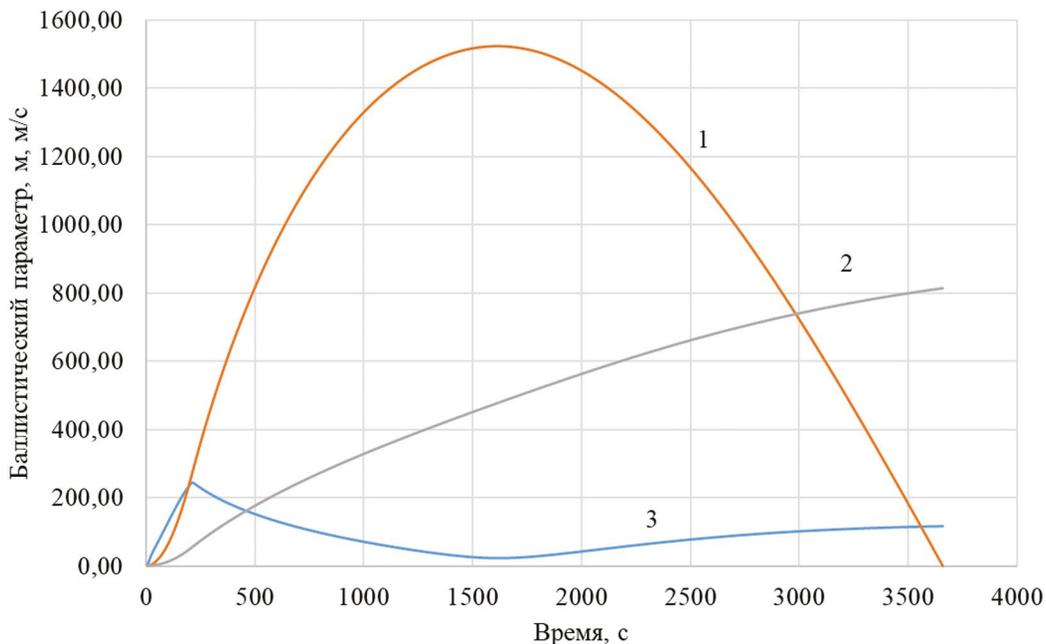


Рис. 2. Результат моделирования: 1 — зависимость высоты от времени; 2 — дальность полета; 3 — зависимость скорости от времени

Результаты. Проведем моделирование ЭМР в программах OpenRocket и Stabtraj со всеми теми же исходными данными. Сравним результаты максимальной высоты, дальности, скорости, ускорения и времени полета ЭМР. Результаты сведены в табл. 1.

Таблица 1. Сравнение результатов работы

Параметр	Единица измерения	Алгоритм	OpenRocket	Stabtraj
Рассчитанная дальность	м	832	–	831
Рассчитанная высота	м	1585	1451	1545
Максимальная скорость	м/с	250	240	245
Продолжительность полета	с	37,3	35,3	36,8
Максимальное ускорение	м/с ²	164,2	163,0	163,4

Моделирование движения рассматривалось по баллистической траектории. Для определения достоверности работы алгоритма проведем сравнение с результатами ПО Stabtraj, взятыми за эталон. Погрешность результатов алгоритма в сравнении с ПО Stabtraj для дальности — 0,12 %, высоты — 2,59 %, скорости — 2,04 %, продолжительности — 1,36 %, ускорения — 0,49 %.

Выводы. Можно сделать вывод, что погрешность находится в рамках допустимой. Программа будет дорабатываться, в том числе за счет уточнения модели и ее коэффициентов по результатам проводимых пусков.

Ключевые слова: экспериментальная пассивная аэродинамическая стабилизация; динамические характеристики; уравнения движения, баллистический расчет.

Список литературы

- Davies J., Bell T., Rea O., et al. Preliminary design and test of high altitude two-stage rockets in New Zealand // *Aerosp Sci Technol*. 2022. Vol. 128. ID 107741. doi: 10.1016/j.ast.2022.107741
- openrocket.info [Электронный ресурс]. Niskanen S. OpenRocket technical documentation [дата обращения: 18.09.2023]. Режим доступа: <https://openrocket.info/index.html>
- planete-sciences.org [Электронный ресурс]. Planète Sciences, Le Vol de la Fusée, Stabilité et Trajectographie [дата обращения: 18.09.2023]. Режим доступа: https://www.planete-sciences.org/espace/Realiser-un-projet/Trajectoire?recherche=stabtraj&lang=fr&var_recherche=stabtraj
- Сметана В.В., Давыдов И.Е. Исследование динамических характеристик тяжелой ракеты-носителя. В кн.: Сборник статей XXV Всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. 2022. С. 40–48.
- Проектирование и испытания баллистических ракет / под ред. В.И. Варфоломеева, М.И. Копытова. Москва: Воениздат, 1970. 302 с.

Сведения об авторах:

Виктор Владимирович Майоров — студент, группа 1132-240401D, Институт авиационной и ракетно-космической техники; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара, Россия. E-mail: viktor.majorov.01@mail.ru

Арина Олеговна Соколова — студентка, группа 1406-240501D, Институт авиационной и ракетно-космической техники; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара, Россия. E-mail: privchedell@mail.ru

Владимир Владимирович Сметана — аспирант, группа 2.5.16, Институт авиационной и ракетно-космической техники; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара, Россия. E-mail: smetanavladimir7@gmail.com

Сведения о научном руководителе:

Игорь Евгеньевич Давыдов — кандидат технических наук, доцент; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара, Россия. E-mail: Davydovie@mail.ru