

УДК 629.78

Оценка летных характеристик ракеты-носителя Electron в условиях неполноты исходных данных о параметрах моделируемого объекта

Пятибрат Егор Максимович

e-pyatibrat@yandex.ru

Гришко Дмитрий Александрович^(*)

dim.gr@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

Аннотация. В условиях увеличения количества участников рынка услуг запуска ракет-носителей (РН) у государственных и частных компаний нередко возникает потребность проанализировать возможности продукта конкурентов. В работе решается задача оценки основных летных характеристик РН Electron в условиях ограниченного количества доступной информации об объекте. Для этого составлена и программно реализована математическая модель движения РН, учитывающая основные геометрические и физические аспекты задачи. Получена динамика изменения основных траекторных параметров, выполнено сравнение с известными данными, предоставляемыми компанией Rocket Lab.

Ключевые слова: сверхлегкая ракета-носитель Electron, математическая модель движения, траектория полета, центральное гравитационное поле, параметры Родрига — Гамильтона

Введение. Развитие микроэлектроники и производственных технологий, позволившее уменьшить размеры космических аппаратов (КА), привело к активному развитию направления сверхлегких ракет-носителей (РН) в последнее десятилетие. Наиболее перспективной РН такого класса является Electron от компании Rocket Lab — осуществлены уже 49 успешных пусков, ведется работа над многоразовой первой ступенью [1].

Рост рынка услуг космических запусков обеспечивает соперничество компаний-операторов, у которых появляется потребность в анализе существующих предложений в условиях малого количества доступной информации об изделиях конкурентов. Сведения о массе полезной нагрузки, выводимой конкретным носителем на распространенные типы орбит, практически всегда указаны на интернет-сайте производителя. Однако если интерес представляет динамика изменения траекторных параметров во времени (например, скорости или перегрузки), то необходимо выполнить математическое моделирование полета изделия. В данной работе сделана попытка получения приближенных летных характеристик существующей РН Electron в условиях сравнительно небольшого количества информации о рассматриваемом объекте.

Материалы и методы; результаты. Математическая модель движения РН составлена в центральном гравитационном поле и учитывает атмосферное сопротивление. Входными данными для модели выступают геометрические [2], инерционные и аэродинамические характеристики РН, которые могут быть получены с некоторой погрешностью путем обработки информации,

представленной в открытых источниках. Математическое моделирование обтекания созданной 3D-модели РН выполнялось потоком воздуха (ГОСТ 4401–81 [3]) с параметрами, соответствующими реальной траектории выведения, для которой в каждый момент времени известны значения скорости и высоты полета объекта. В результате могут быть получены примерные значения аэродинамических коэффициентов C_x , C_y , C_z , m_x , m_y , m_z в зависимости от числа Маха, углов атаки и скольжения.

Движение центра масс РН моделируется в неинерциальной Гринвичской системе координат (ГСК), участвующей в суточном угловом движении Земли [4] и позволяющей получать траекторию полета, непосредственно связанную с текущим положением космодрома. Пересчет векторов силы тяги двигателя и полной аэродинамической силы в стартовую систему координат, а затем — в ГСК осуществляется при помощи известных матриц перехода. Для описания движения РН относительно ее центра масс используются динамические уравнения Эйлера и кинематические уравнения в параметрах Родрига — Гамильтона [4], которые не вырождаются для любой пространственной ориентации объекта.

Заключение. В результате моделирования получены зависимости от времени таких параметров, как координаты и проекции скорости центра масс РН в ГСК, угол атаки, максимальный скоростной напор, перегрузка. Массивы этих данных помогают оценить летные характеристики РН Electron для разной массы полезной нагрузки, высоты и наклона орбиты выведения, а также при разных программах управления по тангажу и рысканию. Сравнение с известными данными об объекте исследования показывает, что предлагаемый подход можно применять для любой РН, для которой известны массо-геометрические характеристики, а также тяга двигателей и циклограмма полета.

Список источников

- [1] *Rocket Lab USA*. URL: <https://www.rocketlabusa.com/> (accessed November 05, 2024).
- [2] *Electron payload user's guide. Version 7.0*. URL: <https://www.rocketlabusa.com/assets/Uploads/Electron-Payload-User-Guide-7.0.pdf> (accessed November 07, 2024).
- [3] ГОСТ 4401–81. *Атмосфера стандартная. Параметры*. Москва, Стандартинформ, 1981.
- [4] Лысенко Л.Н. *Внешняя баллистика*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018, 328 с.