

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА ОДНОСТУПЕНЧАТОЙ ТВЕРДОТОПЛИВНОЙ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ МАЛОЙ ДАЛЬНОСТИ

Свинарский М. В.

Служба системных исследований в области радиотехники

Государственное предприятие «Центр радиотехники Национальной академии наук Беларуси»

Минск, Республика Беларусь

E-mail: mechislav1993@gmail.com

Актуальность работы обусловлена широкой распространенностью баллистических ракет малой дальности (БРМД) с ракетными двигателями твердого топлива (РДТТ) и необходимостью точного прогнозирования их траекторий для разработки и модернизации средств противодействия. В работе представлена математическая модель траектории полета БРМД, основанная на системе дифференциальных уравнений движения центра масс. Данная модель учитывает тягу двигателя, аэродинамическое сопротивление, гравитацию, силу Кориолиса и центробежную силу. Для перехода от теоретической модели к вычислительной введен ряд допущений. Представлены графики изменения основных координат и параметров траектории в процессе полета.

ВВЕДЕНИЕ

Современные баллистические ракеты представляют собой одну из наиболее серьезных угроз национальной безопасности вследствие своих тактико-технических характеристик. Высокая скорость полета, значительная дальность действия, устойчивость к электромагнитным помехам и способность преодолевать системы противоракетной обороны делают их эффективным средством поражения стратегически важных объектов. Особую опасность представляет возможность оснащения таких ракет различными типами боевых частей, включая ядерные.

Эффективное противодействие баллистическим ракетам требует комплексного подхода, основанного на современных научных методах и технологиях. Задачами первостепенной важности являются своевременное обнаружение пуска, точное сопровождение на всех участках траектории и прогнозирование точки падения. Решение этих задач осуществляется с применением сложных алгоритмов, центральное место в которых занимают методы математического моделирования. Теоретической основой для построения таких алгоритмов является адекватная математическая модель траектории полета баллистической ракеты. При этом степень детализации и физической обоснованности этой модели напрямую влияет на точность и надежность решения перечисленных прикладных задач. В связи с этим разработка таких моделей, в частности, для широко распространенного класса одноступенчатых твердотопливных ракет малой дальности, представляет собой актуальную научно-практическую задачу.

1. ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

В зависимости от действующих силовых факторов траекторию полета баллистической ракеты принято разделять на три основных участка [1]: активный, баллистический и участок возвра-

щения в атмосферу. На активном участке движение происходит под действием тяги двигателя, силы тяжести и аэродинамического сопротивления. После прекращения работы двигателя ракета продолжает полет по баллистической траектории, где основными действующими силами являются гравитация и незначительное сопротивление в верхних слоях атмосферы. На этапе возвращения в атмосферу аэродинамическое сопротивление становится доминирующей силой, наряду с силой тяжести, вызывая интенсивное торможение объекта.

Поскольку движение рассматривается относительно вращающейся Земли, для адекватного описания траектории необходимо использовать неинерциальную систему отсчета. В такой системе, помимо основных физических сил, необходимо учитывать [2]: силу Кориолиса и центробежную силу. С учетом изложенного, векторное уравнение движения центра масс баллистической ракеты в геоцентрической системе координат может быть представлено в следующем виде:

$$\mathbf{A}_\Sigma = \mathbf{A}_T + \mathbf{A}_A + \mathbf{A}_G + \mathbf{A}_C + \mathbf{A}_F,$$

где $\mathbf{A}_T$ – вектор ускорения обусловленный тягой двигателя, $\mathbf{A}_A$ – вектор ускорения обусловленный аэродинамическим сопротивлением, $\mathbf{A}_G$ – вектор ускорения обусловленный гравитационным полем Земли, $\mathbf{A}_C$ – вектор ускорения обусловленный силой Кориолиса, $\mathbf{A}_F$ – вектор ускорения обусловленный центробежной силой.

Важно отметить, что на практике учет всех возможных факторов, формирующих перечисленные ускорения является сложной задачей. Такие факторы, как нестационарность атмосферы, упругие колебания конструкции, изменение аэродинамических коэффициентов в широком диапазоне углов атаки и чисел Маха, точное знание программы работы двигателя и многие другие,

вносят значительную неопределенность. В связи с этим общепринятым подходом при баллистическом проектировании является введение в математическую модель обоснованных ограничений и допущений, позволяющих достичь приемлемого компромисса между точностью прогноза и вычислительной сложностью модели [1].

В связи с этим приняты следующие допущения при разработке математической модели:

- ракета аппроксимируется материальной точкой (учтены только уравнения движения центра масс);
- углы крена и скольжения ракеты в процессе полета равны нулю;
- модель гравитационного поля соответствует центральному ньютоновскому;
- атмосфера неподвижная с экспоненциальным законом изменения плотности;
- учет аэродинамических сил с поправкой на кривизну Земли;
- управление по углу тангажа осуществляется по программному закону от относительной массы топлива;
- аэродинамические коэффициенты аппроксимируются зависимостями от числа Маха и угла атаки;
- интегрирование системы дифференциальных уравнений движения осуществляется явным методом Эйлера.

II. РЕЗУЛЬТАТЫ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Моделирование проводилось для типовой БРМД со следующими параметрами: стартовая масса 3800 кг, масса боевой части 480 кг, время работы РДТТ 26 с, удельный импульс в 2460 м/с. программный закон изменения угла тангажа от 90° до 44° . На рисунках 1-4 представлены результаты математического моделирования, показывающие динамику изменения основных координат и параметров движения баллистической ракеты на всех этапах полета.

Анализ полученных результатов подтвердил, что разработанная математическая модель корректно воспроизводит физику процесса на всех этапах: активном участке, баллистическом подъеме и нисходящей ветви. Верификация модели показала хорошую сходимость с ожидаемыми характеристиками: расчетная дальность полета составила 515 км, максимальная скорость – 2532 м/с, а боковое смещение траектории под действием силы Кориолиса – 8.6 км. Таким образом, полученная модель может быть использована для предварительного баллистического проектирования, оценки влияния различных факторов на траекторию

полета, решения задачи сопровождения, а также для прогнозирования точки старта и падения.

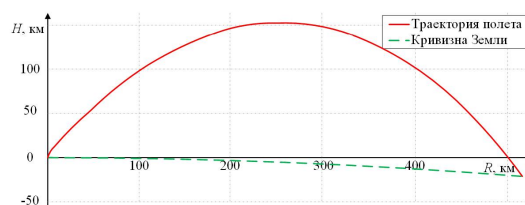


Рис. 1 – Траектория полета БРМД в вертикальной плоскости

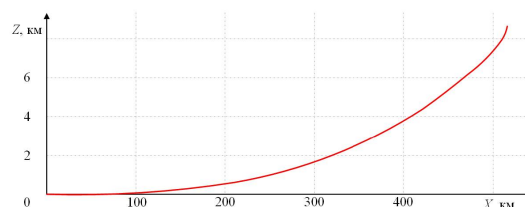


Рис. 2 – Траектория полета БРМД в горизонтальной плоскости

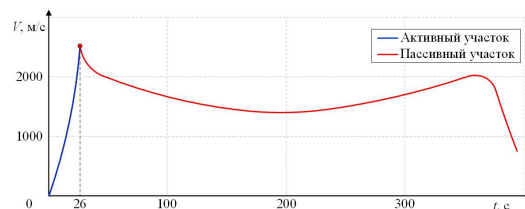


Рис. 3 – Изменение скорости БРМД в процессе полета

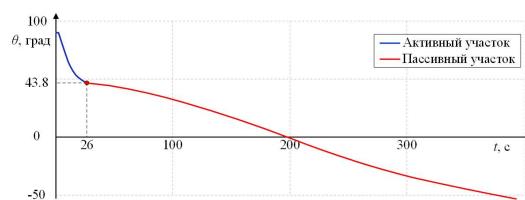


Рис. 4 – Изменение угла тангажа БРМД в процессе полета

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Сихарулидзе, Ю. Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов [Электронный ресурс] / Ю. Г. Сихарулидзе. – 2-е изд. (эл.). – М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2013. – 407 с.
2. Лысенко, Л. Н. Внешняя баллистика: учебное пособие / Л. Н. Лысенко. – М.: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2018. – 328 с.