

Анализируя результаты дальнейшей работы с данными, полученными в результате выполнения алгоритма, можно сделать вывод, что по сравнению с методом аппроксимации с постоянным шагом, данный метод обеспечивает гораздо меньшую погрешность в определении энергетических характеристик РДТТ.

Куприк Дмитрий Анатольевич, аспирант, dk7189317.d@yandex.ru, Россия, Тула, Тульский Государственный Университет

THE ALGORITHM OF PROCESSING THE TELEMETRY INFORMATION

D.A. Kuprik

An algorithm for processing telemetry information obtained as a result of fire test bench and flight tests of solid fuel rocket engine is presented. The algorithm is implemented in two stages, the allocation of the period of operation of the engine and the approximation of the data array. A comparison of the approximation method developed by the author with standard methods is given.

Keywords: telemetric information, testing solid propellant motors, the energy characteristics, the approximation of the data.

Kuprik Dmitry Anatolyevich, postgraduate, dk7189317.d@yandex.ru, Russia, Tula, Tula State University

УДК 623.54

ОПТИМИЗАЦИЯ НЕКОТОРЫХ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ, ПРОБЛЕМНО ОРИЕНТИРОВАННАЯ НА ДОСТИЖЕНИЕ МАКСИМАЛЬНОЙ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА

В.В. Ветров, В.В. Морозов, П.Д. Шилин

Рассматривается аэробаллистический способ повышения дальности. Рассмотрен пример оптимизации технического решения и проведено математическое моделирование с выбором оптимальных начальных параметров.

Ключевые слова: оптимизация, опорная траектория, математическое моделирование движения, внешняя баллистика.

Под оптимизацией понимается процесс нахождения экстремума количественной характеристики проектируемого объекта. Если эта характеристика выражает полезное, желаемое свойство объекта, то ищется максимальное значение характеристики. В противном случае - ее минимальное значение.

Понятие «оптимальное проектное решение» подразумевает такое решение, которое является наилучшим из рационально допустимых решений. Термин «допустимое проектное решение» означает, что оно удовле-

творяет всем требованиям, предъявляемым к проектируемому объекту. Эти требования сужают область возможных решений, играя роль ограничений при решении задачи. Нахождение хотя бы одного допустимого решения является важнейшей задачей проектирования. В общем случае число допустимых решений, особенно если ограничения не слишком жестки, может быть достаточно большим. В этом случае возникает проблема выбора наилучшего (оптимального) решения. Сделать это можно лишь при условии, если допустимое проектное решение поддается количественной оценке, позволяющей осуществлять сравнение вариантов по показателям эффективности или полезности [1].

Рассмотрим простейший пример, позволяющий получить наглядное представление о проблеме двухпараметрической оптимизации технического решения. Предположим, что стоит проблема выбора проектных параметров летательного аппарата, максимизирующих, например, дальность. Иными словами, необходимо найти максимум функции $F(x_1, x_2)$, где x_1 и x_2 – проектные переменные, например, угол запуска и время задержки включения двигательной установки, а F – дальность. Графическая интерпретация этой задачи показана на рис. 1, где проектные переменные представлены в нормализованном (безразмерном) виде.

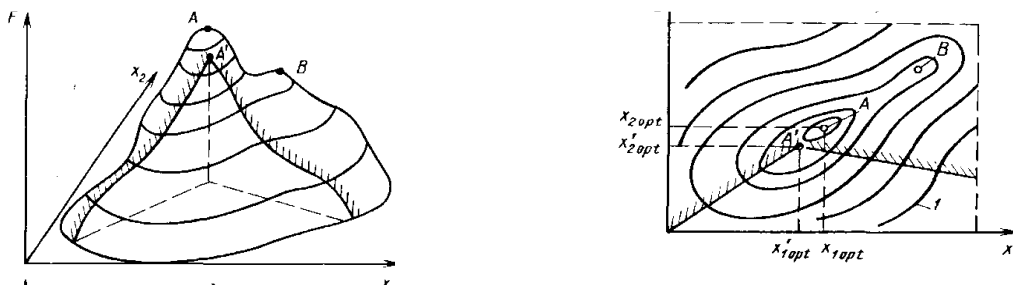


Рис. 1. Графическое представление задачи оптимизации

Очевидно, что максимум критерия достигается в точке А, являющейся вершиной холма, при значениях параметров x_{1opt} и x_{2opt} . Точка А соответствует строгому математическому оптимуму. Однако результат может получиться иным, если математический оптимум находится за пределами допустимой области изменения проектных параметров, определяемой ограничениями на величины этих параметров. При наличии ограничений оптимальное значение критерия достигается в точке А', в рассматриваемом примере лежащей на границе допустимой области. Точка А' определяет оптимальное техническое решение, соответствующее значениям параметров x'_{1opt} и x'_{2opt} . Точку А' называют условным оптимумом функции F. Именно с отысканием таких оптимумов чаще всего приходится сталкиваться проектировщику. Однако это не единственная сложность при решении практических задач оптимального проектирования. Прежде всего целевая функция может иметь несколько экстремальных значений. Это обстоятель-

ство приводит к опасности нахождения локального оптимума (точка B на рис. 1) вместо глобального (точка A). Топография целевой функции часто характеризуется целым рядом особенностей, затрудняющих нахождение экстремума. К таким особенностям относятся «гребни», «овраги», седловые точки и т.д.

Таким образом, задача формулируется как оптимальное программирование опорного движения, сводящаяся к определению номинальной траектории снаряда, удовлетворяющей некоторым наперед заданным требованиям при наложенных ограничениях.

Центральное место в баллистике занимает задача оптимального программирования опорного движения как подзадача количественного и качественного анализа оптимальных режимов движения, существования и единственности решения.

Математическая модель, описывающая пространственное движение ЛА представляет собой сложную систему дифференциальных уравнений, включающую в себя уравнения поступательного движения центра масс переменной массы и вращательного движения вокруг центра масс [2]. Поэтому, для расчета параметров движения, реальная траектория сближения ракеты с целью заменяется на некоторую условную траекторию.

Также использованы следующие допущения:

- рассматривается полет ракеты в вертикальной плоскости;
- рассматривается движение центра масс ракеты;
- система управления полетом ракеты идеальная.

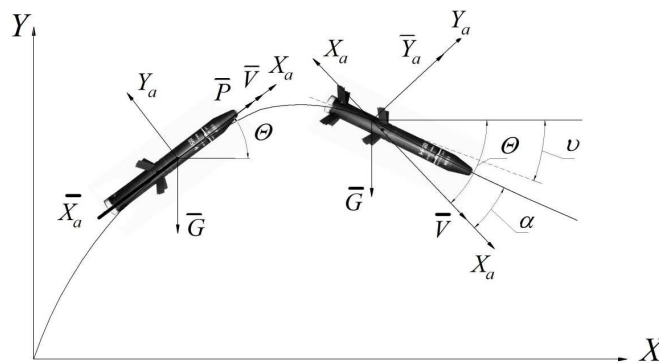


Рис. 2. Схема сил, приложенных к центру масс ЛА

Система уравнений, описывающая движение в скоростной системе координат с учетом принятых допущений будет иметь вид:

$$m \frac{dV}{dt} = P \cos \alpha - X_a - G \sin \Theta; \quad (1)$$

$$mV \frac{d\Theta}{dt} = P \sin \alpha + Y_a - G \cos \Theta; \quad (2)$$

$$I_z \frac{dw_z}{dt} = M_z; \quad (3)$$

$$\frac{d\vartheta}{dt} = w_z; \quad (4)$$

$$\frac{dY}{dt} = V \sin \theta; \quad (5)$$

$$\frac{dX}{dt} = V \cos \theta; \quad (6)$$

$$\frac{dm}{dt} = -m_{сек}; \quad (7)$$

где V – скорость ЛА; m – масса ЛА; P – тяга ЛА; X_a – сила лобового сопротивления; Y_a – подъемная сила; x – дальность; y – высота; Θ – угол наклона траектории; ϑ – угол тангажа; α – угол атаки.

В качестве исходных данных для расчета задается стартовая масса, калибр, начальная скорость, а для определения действующих в полете на снаряд аэродинамических сил используются аэродинамические коэффициенты, представленные на рис. 3.

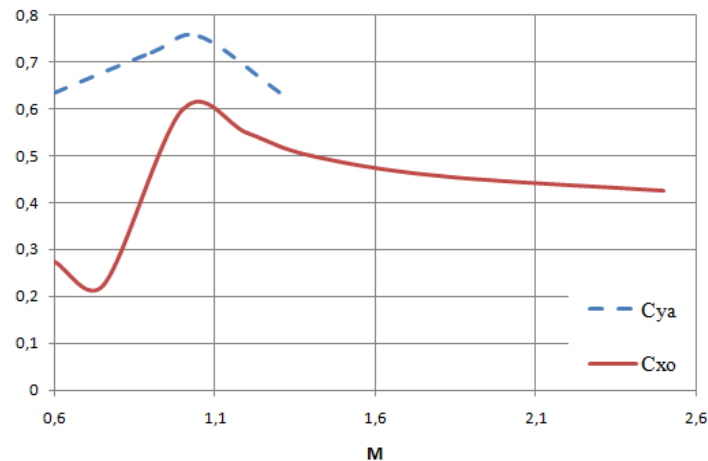


Рис. 3. Зависимости коэффициента аэродинамического сопротивления снаряда при нулевом угле атаки и коэффициента подъемной силы

Рассмотрим полет летательного аппарата по баллистической траектории, по баллистической траектории с участком планирования с постоянным углом тангажа, а также по баллистической траектории с участками кабрирования и пикирования за счет переменного отклонения органов управления. При этом для каждого варианта определим оптимальные значения начальных параметров, обеспечивающих максимальную дальность.

В результате расчета получены области значений возможной дальности (рис. 4) в зависимости от различных стартовых параметров.

Сводные результаты расчета представлены на рис. 5 и в таблице.

Таким образом, в работе рассмотрен пример оптимизации технического решения с выбором оптимальных начальных параметров, обеспечивающих максимальную дальность, при полете по баллистической траектории.

Результаты расчета

Траектория \ Параметр	Прирост дальности, D/D_0	Угол запуска, °	Время задержки, $t_z/t_{ду}$
Баллистическая траектория	1	57,4	5
Планирование с постоянным углом тангажа	1,71	69,6	4
Планирование с углом атаки	2	58,8	4,8

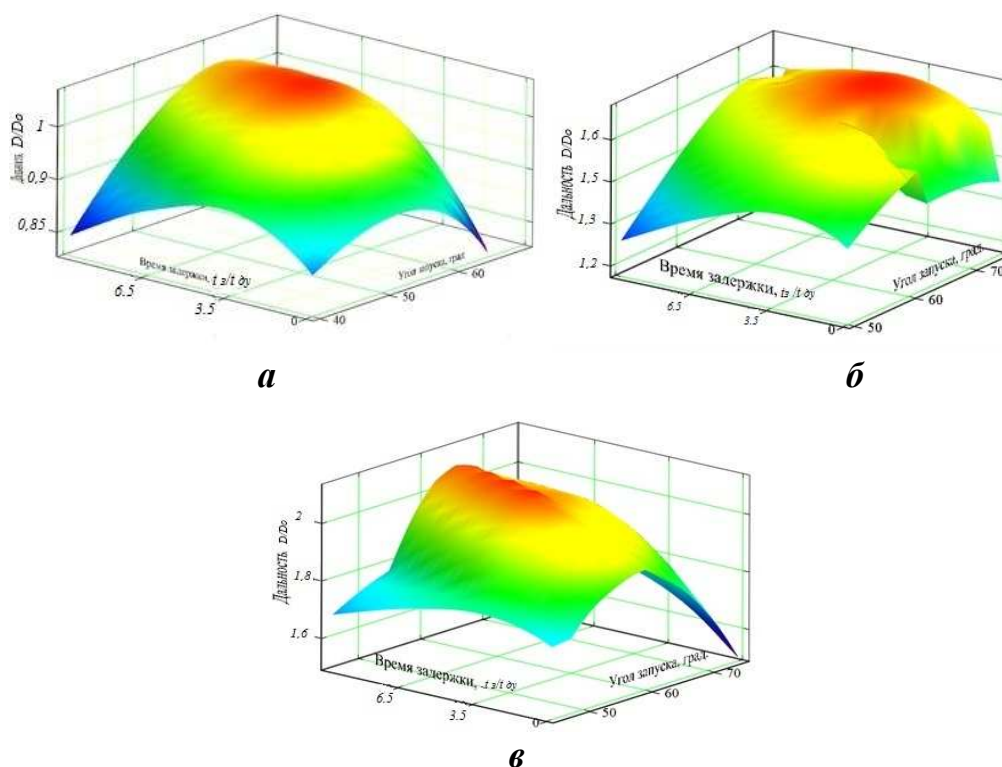


Рис. 4. Область значений дальности в зависимости от угла запуска и времени задержки включения двигательной установки:
 а – для баллистической траектории; б – для полета с участком планирования с постоянным углом тангажа; в – для полета с оптимальным углом атаки

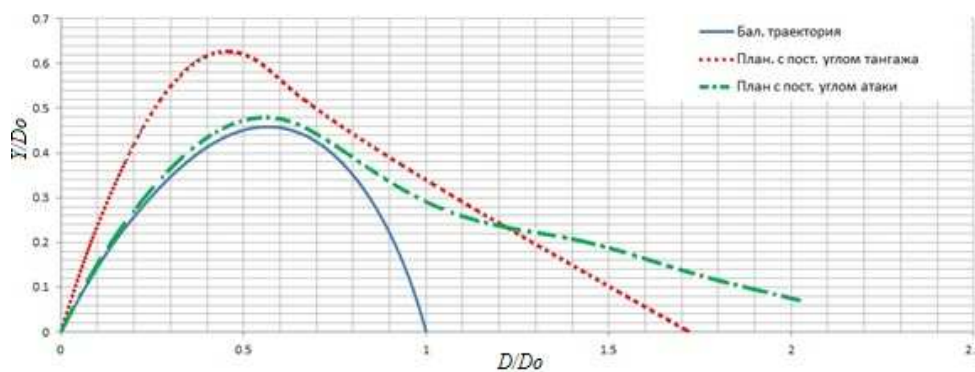


Рис. 5. Траектории и соответствующие им профили скорости (см. также с. 41)

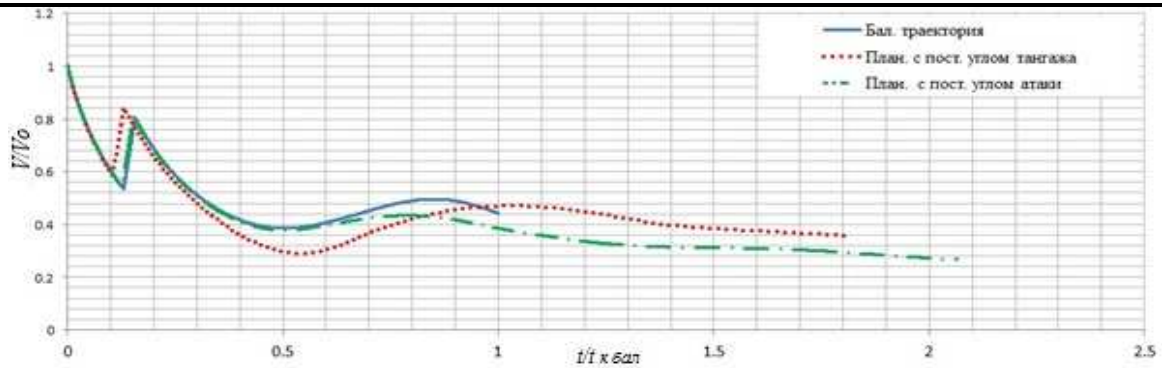


Рис. 5. Окончание

Рассматривая, аэробаллистический способ повышения дальности, решена задача оптимального программирования опорного движения с использованием упрощенной математической модели внешней баллистики. В итоге за счет введения участка планирования дальность увеличилась в 1,72 раза, а за счет участка кабрирования в 2 раза.

Список литературы

1. Егер С.М. и др. Основы автоматизированного проектирования самолетов: Учеб. пособие для студентов авиационных специальностей вузов. / С.М. Егер, Н.К. Лисейцев, О.С. Самойлович. М.: Машиностроение, 1986. 232 с.
2. Лебедев А.А., Чернобровкин Л. С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. Учебное пособие для вузов. Изд. 2-е, переработанное и доп. М.: «Машиностроение», 1973. 616 с.

Ветров Вячеслав Васильевич, д-р техн. наук, профессор, holod-0@yandex.ru, Россия, Тула, Тульский государственный университет,

Морозов Виктор Викторович, канд. техн. наук, доцент, holod-0@yandex.ru, Россия, Тула, Тульский государственный университет,

Шилин Павел Дмитриевич, аспирант, pvlshilin@gmail.com, Россия, Тула, Тульский государственный университет

OPTIMIZATION OF SOME BALLISTIC PARAMETERS, PROBLEM-ORIENTED TO ACHIEVE THE MAXIMUM DISTANCE OF A FLIGHT

V.V. Vetrov, V.V. Morozov, P.D. Shilin

The article discusses the airballistic method of increasing the range. An example of optimization of a technical solution is considered and mathematical modeling is carried out with a choice of optimal initial parameters.

Key words: optimization, reference trajectory, mathematical modeling of motion, external ballistics.

Vetrov Vyacheslav Vasilyevich, doctor of technical sciences, professor, holod-0@yandex.ru, Russia, Tula, Tula State University,

Morozov Victor Victorovich, candidate of technical sciences, docent, holod-0@yandex.ru, Russia, Tula, Tula State University,

Shilin Pavel Dmitrievich, postgraduate, pvlshilin@gmail.com, Russia, Tula, Tula State University

УДК 623.462

МОДЕЛИРОВАНИЕ МОМЕНТНОГО РАЗВОРОТА ПРИ ВЕРТИКАЛЬНОМ ПУСКЕ

О.А. Фомичева, Е.М. Масальцева, Г.А. Яковлев

Рассмотрены преимущества вертикального пуска управляемых ракет корабельного базирования. Проанализированы способыклонения управляемой ракеты. Представлены математическая модель участкаклонения при моментном развороте управляемой ракеты и программный комплекс для определения траекторных параметров.

Ключевые слова: вертикальный пуск, моментный разворот, математическое моделирование.

Вертикальный пуск управляемых ракет, применяемый на кораблях, дает возможность быстро реагировать против цели в любом направлении, кроме того может обеспечить высокую скорострельность с использованием наименьшего количества боеприпасов, находящихся на борту. Установки вертикального пуска (УВП) обладают рядом преимуществ: снижают радиолокационную сигнатуру кораблей, экономят массу, пространство, устраняют временные задержки и механизмы, необходимые для перезарядки ПУ из подпалубных погребов, поскольку каждая управляемая ракета (УР) фактически выстреливается из своего «ракетного погреба». УВП могут быть использованы для пусков УР различного назначения (противокорабельных, противовоздушных и противолодочных), придавая кораблю-носителю многоцелевые возможности. Опыт применения показал, что данные УВП могут быть модернизированы для размещения и пуска УР новейших разработок. Однако стрельба из подпалубного помещения связана с проблемой обеспечения безопасности, как при старте, так и приклонении УР в требуемом направлении [1].

Траектория движение УР при вертикальном пуске представляет собой комбинацию из трех участков: старт, разворот (клонение), наведение.

Существуют два способа вертикального старта УР:

- на собственном двигателе («горячий» старт);
- выброс ракеты из пускового контейнера при помощи катапульты («холодный» старт).