

Научная статья
УДК 533.665
DOI: [10.34759/trd-2023-130-07](https://doi.org/10.34759/trd-2023-130-07)

ИССЛЕДОВАНИЕ КОЭФФИЦИЕНТОВ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ И ПАРАМЕТРОВ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА ДЛЯ АНАЛИЗА ДВИЖЕНИЯ БИКАЛИБЕРНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА БЛИЖНЕЙ ЗОНЫ ДЕЙСТВИЯ

Егор Ильич Савин^{1✉}, Леонид Леонидович Миньков²

^{1,2}Томский государственный университет,
Томск, Россия

¹esavin@stud.tsu.ru✉

²lminkov@ftf.tsu.ru

Аннотация. Рассматривается задача, основанная на определении внутрибаллистических и внешнебаллистических параметров для оценки зоны полета бикалиберного летательного аппарата (ЛА) ближнего действия (БД). Для математического описания силы тяги используется выражение закона изменения осевой составляющей силы тяги при квазистационарном режиме работы РДТТ. При математическом описании внешней баллистики используются уравнения продольного движения материальной точки в атмосфере. Приведена зависимость коэффициента лобового сопротивления от скорости и высоты. Дана оценка зоны полета ЛА БД с координатами в пространстве.

Ключевые слова: бикалиберная схема, коэффициент лобового сопротивления, стартовая ступень, маршевая ступень, тяга

Финансирование: работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки РФ в рамках государственного задания № FSMN-2020-0028.

Для цитирования: Савин Е.И., Миньков Л.Л. Исследование коэффициентов лобового сопротивления и параметров ракетного двигателя твердого топлива для анализа движения бикалиберного летательного аппарата ближней зоны действия // Труды МАИ. 2023. 130. DOI: [10.34759/trd-2023-130-07](https://doi.org/10.34759/trd-2023-130-07)

Original article

RESEARCH OF DRAG COEFFICIENTS AND SOLID ROCKET MOTOR PARAMETERS FOR THE ANALYSIS OF THE MOVEMENT OF A SHORT-RANGE BICALIBER AIRCRAFT

Egor I. Savin^{1✉}, **Leonid L. Minkov**²

^{1,2}Tomsk State University,

Tomsk, Russia

¹esavin@stud.tsu.ru ✉

²lminkov@ftf.tsu.ru

Abstract. A complex problem based on the determination of intra-ballistic and external-ballistic parameters for evaluating the flight zone of a short-range bicaliber aircraft is considered. The specifics of the short-range bicaliber aircraft are shown. The solid rocket motor provides fast acceleration in a short time period to the required speed (active section). After the end of the active section the basic shell, which has a smaller caliber, is

disconnected from the booster stage and continues to move in the energy-passive section of the flight. This plan allows the use of solid fuel with high energy and temperature characteristics and the use of the lightweight composite materials design of the propulsion system. Also, resetting the booster stage of a larger caliber significantly improves the aerodynamic quality in the energy-passive flight section. The law of change of the axial component of the thrust force in the quasi-stationary combustion duration of solid rocket motors is used for the thrust force mathematical description. Equations for the longitudinal motion of a material point in the atmosphere are used for the mathematical description of external ballistics. The dependence of the drag coefficient on speed and altitude is given. The Heun's method with a predictor-corrector scheme is used for the numerical solution of differential equations. The possibility of a preliminary evaluation of the flight zone with the coordinates of a short-range aircraft is shown. To improve the accuracy of calculations, it is possible to supplement the systems of equations with components of the lateral force, lift force, Magnus force, aerodynamic moments, rudder angles, etc. Also, to improve the accuracy of the numerical solution of equations, higher order solution methods can be used.

Keywords: bicaliber plan, drag coefficient, booster stage, basic shell, thrust

Funding: This work was carried out with financial support from the Ministry of Education and Science of the Russian Federation (State assignment № FSMN-2020-0028)

For citation: Savin E.I., Minkov L.L. Research of drag coefficients and solid rocket motor parameters for the analysis of the movement of a short-range bicaliber aircraft. *Trudy MAI*, 2023, no. 130. DOI: [10.34759/trd-2023-130-07](https://doi.org/10.34759/trd-2023-130-07)

Введение

Для высокоточных летательных аппаратов (далее ЛА) вообще и в ЛА ближнего действия (БД) в частности, в настоящее время в качестве решения, обладающего высокой баллистической эффективностью, применяют бикалиберную схему с доминирующим энергопассивным участком траектории [1]. РДТТ обеспечивает бикалиберному ЛА БД (рис. 1) быстрый разгон за короткий временной промежуток до необходимой скорости (активный участок). После окончания активного участка маршевая ступень 1 отсоединяется от отработавшей стартовой ступени 3 (РДТТ с переходным конусом 2) и продолжает движение на пассивном участке полета. Диаметр маршевой ступени меньше, чем диаметр стартовой.

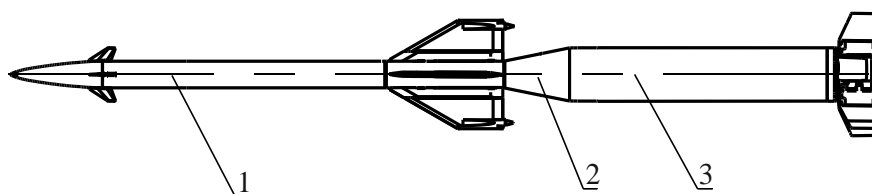


Рис. 1. Схема бикалиберного ЛА БД:

1 – маршевая ступень; 2 – переходный конус; 3 – стартовая ступень

Данная схема позволяет применять твердое топливо с высокими энергетическими и температурными характеристиками, а также конструкцию двигательной установки из легких композитных материалов с высокой удельной прочностью, а полетная трансформация, включающая сброс двигательной установки большего диаметра, значительно повышает аэродинамическое качество на энергопассивном участке полета [2]. Также проводятся исследования по усовершенствованию бикалиберной

схемы с использованием прямоточных воздушно-реактивных двигателей [3-5] (ПВРД), а также менее кардинальных способов типа включения в состав маршевой ступени дополнительного РДТТ (разгонно-поражающей двигательной установки), обеспечивающего разгон на небольшой части пассивного участка полета [6]. В тоже время с применением эффективных, высокотехнологичных и наукоемких ПВРД растет стоимость изделия и его пуска, что ставит под вопрос целесообразность применения таких ЛА с учетом широкого развития в настоящее время недорогих беспилотных летательных аппаратов [7]. Помимо усовершенствований для увеличения дальности полета также актуальным является вопрос понижения минимальной дальности полета бикалиберного ЛА. Переход от монокалиберной к бикалиберной схеме компоновки является также одним из подходов к увеличению дальности полета реактивных снарядов систем залпового огня [8]. В связи с этим актуальным становится вопрос об использовании бикалиберных ЛА с повышенной баллистической эффективностью.

Одним из основных аспектов влияния на зону полета бикалиберного ЛА БД в части энергобаллистической эффективности являются параметры РДТТ, определяемые на основании расчета внутренней баллистики. При этом возникает вопрос оценки влияния внутрибаллистических параметров РДТТ тяги, в частности на конечную зону полета бикалиберного ЛА БД, зависящую так же и от аэродинамического качества.

На основании вышесказанного задача получения количественной оценки зоны полета бикалиберного ЛА БД сопряжена с комплексным исследованием внутрибаллистических и внешнебаллистических параметров. Для решения данной

задачи была применены методы оценки, включающие в себя этапы внутрибаллистического и внешнебаллистического моделирования бикалиберного ЛА БД.

Постановка задачи

На этапе внутрибаллистического моделирования решается прямая задача определения поля течений при заданной форме камеры сгорания, заряда твердого ракетного топлива (ТРТ) и сопла. В рамках оценки параметров РДТТ в качестве количественного показателя, определяющего зону полета бикалиберного ЛА БД, рассматривалась тяга РДТТ и секундно-массовый расход.

Осевая составляющая силы тяги P определяется по формуле [9, 10]:

$$P = \int_{F_a} \rho v_x^2 dF + \int_{F_a} (p_a - p_n) dF, \quad (1)$$

где F_a – площадь выходного сечения сопла; v_x – осевая составляющая вектора скорости; p_a – давление в выходном сечении сопла; p_n – давление атмосферы (101325 Па).

По результатам численного моделирования работы РДТТ (модель рассматривалась в двухмерной постановке) с известной геометрией и зарядом ТРТ всестороннего горения на рабочем (квазистационарном) режиме были получены законы изменения тяги от времени до начала спада давления в камере сгорания. Примером такого РДТТ является двигатель, предложенный в [11]. Данная конструкция РДТТ обеспечивает быстрый разгон за счет большой поверхности горения вкладного трубчатого заряда ТРТ и обладает преимуществами такими как: надежность, простота, высокая технологичность изготовления, низкий конструктивно-весовой

коэффициент (вследствие использования композитных материалов). Характер зависимости относительных значений тяги $\bar{P} = P/P_{\max}$ от времени $\bar{t} = t_{\text{дв.}}/t_{\text{дв.}\max}$ при степенном законе скорости горения $u = u_1 p^{\nu}$ и замороженных параметрах состояния равновесного состава потока однофазной смеси в стационарной постановке задачи указан на рисунке 2. Здесь

P_{\max} наибольшее значение тяги, полученное при начальной температуре заряда ТРТ 50 °С и максимальной площади горения;

t_{\max} время горения при начальной температуре заряда минус 50 °С, соответствующее спаду давления в камере сгорания и тяги соответственно. Конструкция РДТТ не предполагает управления баллистическими параметрами, поэтому разброс значений тяги и времени работы РДТТ, в том числе, определяется горением ТРТ со скоростями горения при экстремальных начальных температурах ТРТ. Значения скоростей горения аппроксимированы степенными зависимостями, в которых u_1 и ν зависят от начальной температуры заряда ТРТ. Так как топливо горит по всем поверхностям (дегрессивное), то со временем давление в камере сгорания и тяга понижаются с последующим спадом до момента почти полного выгорания свода заряда.

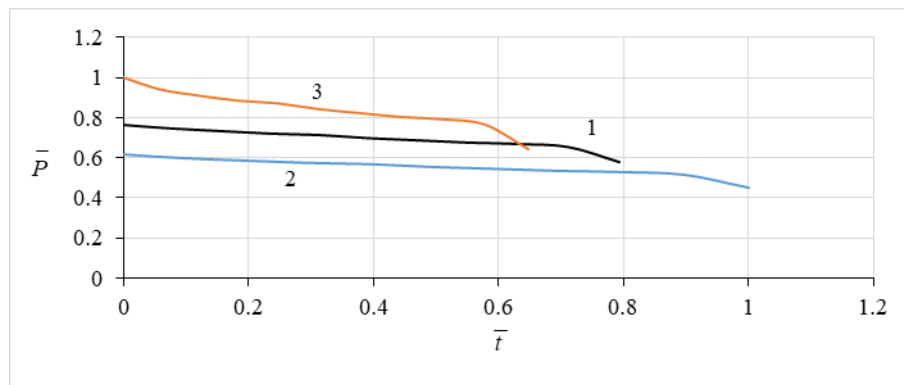


Рис. 2. Характер зависимости тяги от времени:

1 – зависимость при НКУ; 2 – зависимость при пониженной температуре (-50 °С);

3 – зависимость при повышенной температуре (50 °С)

На этапе определения внешнебаллистических параметров решается прямая задача определения силы лобового сопротивления набегающего воздушного потока, действующей на известную внешнюю форму бикалиберного ЛА БД, и в целом основная задача внешней баллистики, касающаяся определения зоны полета. Принимается, что с момента включения двигателя бикалиберный ЛА БД начинает движение, набирает скорость и совершает неуправляемый полет под воздействием тяги, сил сопротивления воздуха и земного притяжения. Скорость возрастает до максимального значения в некоторой точке траектории (активный участок траектории). Затем работа двигательной установки прекращается. После отсоединения двигательной установки, принимается, что маршевая ступень движется аналогично артиллерийскому снаряду (пассивный участок). Тогда максимальная дальность полета и зона полета бикалиберного ЛА БД будет определяться следующими характеристиками [12, 13]:

-углом бросания или углом пуска, так как существующий бикалиберный ЛА БД неуправляем в течение полета на активном участке траектории;

- скоростью в конце активного участка траектории;
- поперечной нагрузкой и аэродинамическим качеством.

Движущей силой ракеты является тяга P , создаваемая РДТТ, при этом траекторию ракеты на активном участке с целью понижения трудоемкости моделирования и расчетов можно представить в виде продольного движения материальной точки в плоскопараллельном гравитационном поле и описать системой уравнений центра масс для активного участка неуправляемого ЛА (вектор тяги совпадает с осью ЛА) [14]:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{P - X_{\text{старт.}}}{m} - g \sin \theta; \quad \frac{d\theta}{dt} = -\frac{g \cos \theta}{V};$$

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \theta; \quad \frac{dy}{dt} = V \sin \theta; \quad (2)$$

$$m = m_0 - \int_0^t \dot{m} dt,$$

где m – текущее значение массы бикалиберного ЛА БД; θ – угол между вектором скорости и линией местного горизонта; V – абсолютная скорость движения бикалиберного ЛА БД; x, y – координаты бикалиберного ЛА БД; g – ускорение свободного падения; $X_{\text{старт.}}$ – сила лобового сопротивления стартовой ступени; m_0 – начальная масса бикалиберного ЛА БД (масса стартовой ступени); \dot{m} – массовый расход равен секундно-массовому расходу G_a . $G_a = F_a \rho_a v_a$, где v_a – скорость потока в выходном сечении сопла; ρ_a – плотность потока в выходном

сечении сопла. Тяга P рассчитывается без учета высотной характеристики ($p_n = const$).

Предполагается, что после активного участка отсоединение от стартовой ступени происходит мгновенно, а движение маршевой ступени является свободным, описываемым системой упрощенных уравнений продольного движения центра масс в атмосфере:

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{X_{\text{марш.}}}{m_{\text{марш}}} - g \sin \theta; \quad \frac{d\theta}{dt} = -\frac{g \cos \theta}{V};$$
$$\frac{dx}{dt} = V \cos \theta; \quad \frac{dy}{dt} = V \sin \theta;$$
(3)

где, $X_{\text{марш.}}$ – сила лобового сопротивления маршевой ступени; $m_{\text{марш}}$ – масса маршевой ступени; t – время полета бикалиберного ЛА БД (на активном участке принимается равным времени работы РДТТ $t_{\text{дв}}$).

Для расчета траектории приняты параметры атмосферы (температура, плотность воздуха и ускорения свободного падения) согласно ГОСТ 4401-81 Атмосфера стандартная.

Для определения плотности воздуха ρ для текущей высоты H используется зависимость [15-17]:

-для высот до 11000 м:

$$\frac{\rho}{\rho_n} = (1 - 2.256 \cdot 10^{-5} \cdot H)^{4.256},$$

- для высот 11000-25000 м:

$$\frac{\rho}{\rho_n} = 0.29784 \exp \frac{-(H - 11000)}{6342},$$

где $\rho_n = 1.225 \text{ кг/м}^3$.

Значения коэффициентов лобового сопротивления $C_x^{\text{старт.}}$, $C_x^{\text{марш.}}$

рассчитываются на основании моделированных сил лобового сопротивления по формуле (4) и сводятся в массив данных (5). Силы лобового сопротивления определены путем численного моделирования продувки расчетных объемных моделей бикалиберного ЛА (стартовой и маршевой) при нулевом угле атаки в пакете SolidWorks FlowSimulation [18].

$$C_x = \frac{2X}{\rho V^2 S_M}, \quad (4)$$

где X – сила лобового сопротивления на высоте H ; S_M – площадь, к которой отнесены аэродинамические коэффициенты (площадь миделя).

$$C_x(V, H) = \begin{pmatrix} C_x(V_1, H_1) & C_x(V_2, H_1) & \dots & C_x(V_n, H_1) \\ C_x(V_1, H_2) & C_x(V_2, H_2) & \dots & C_x(V_n, H_2) \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ C_x(V_1, H_n) & C_x(V_2, H_n) & \dots & C_x(V_n, H_n) \end{pmatrix}, \text{ где} \quad (5)$$

$$V_2 = V_1 + h_v, \quad V_n = V_{n-1} + h_v \text{ при шаге } h_v = 150 \text{ м/с};$$

$$H_2 = H_1 + h_H, \quad H_n = H_{n-1} + h_H \text{ при шаге } h_H = 1000 \text{ м.}$$

Зависимости $C_x^{\text{старт.}}(V, H)$, $C_x^{\text{марш.}}(V, H)$ и имеют вид, указанный на рисунках 3, 5 соответственно. Характер зависимостей $C_x^{\text{старт.}}(V, H)$ и $C_x^{\text{марш.}}(V, H)$ для определенных высот указан на рисунках 4, 6 соответственно. Для стартовой ступени в пределах высоты 2000 м характер зависимости изменяется незначительно. В то же время, по мере изменения метеорологических параметров с увеличением высоты, происходит смещение значений $C_x^{\text{марш.}}(V, H)$. Пиковые значения коэффициента $C_x^{\text{марш.}}$ при скорости 450 м/с (у поверхности Земли) смещаются в левую сторону по мере понижения скорости звука на соответствующих высотах. При сравнении данных по коэффициентам лобового сопротивления, указанных на рисунках 3 и 5, можно сделать вывод о более высоком аэробаллистическом качестве маршевой ступени, имеющей меньший диаметр и длину, по сравнению со стартовой (начальной) ступенью.

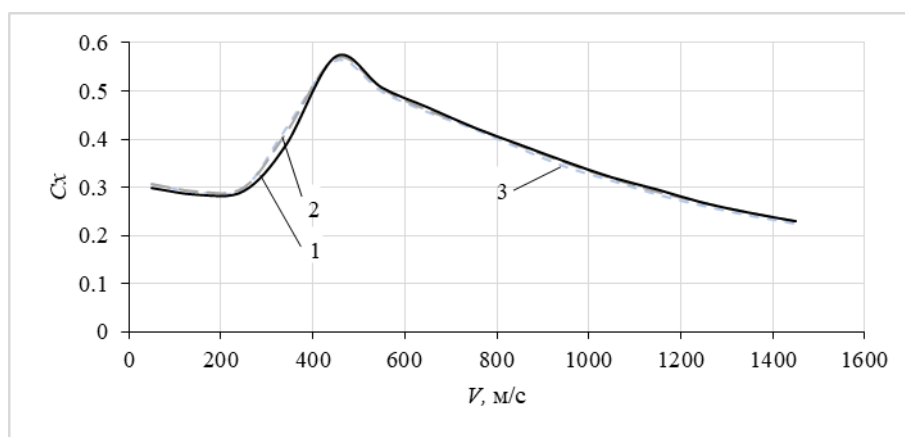


Рис. 3. Зависимость $C_x^{\text{старт.}}(V, H)$:

1 – у поверхности земли; 2 – на высоте 1000 м; 3 – на высоте 2000 м

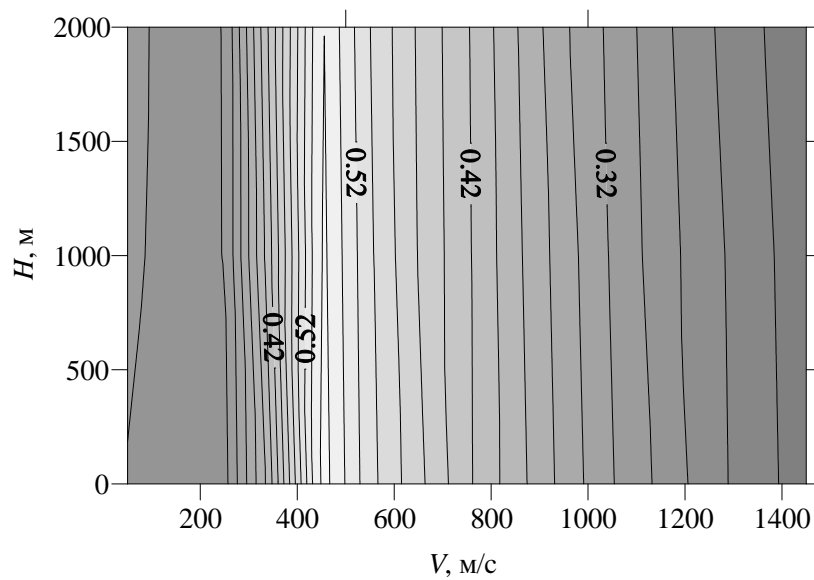


Рис. 4. Характер зависимости коэффициентов $C_x^{\text{старт.}}(V, H)$ для соответствующих
ВЫСОТ

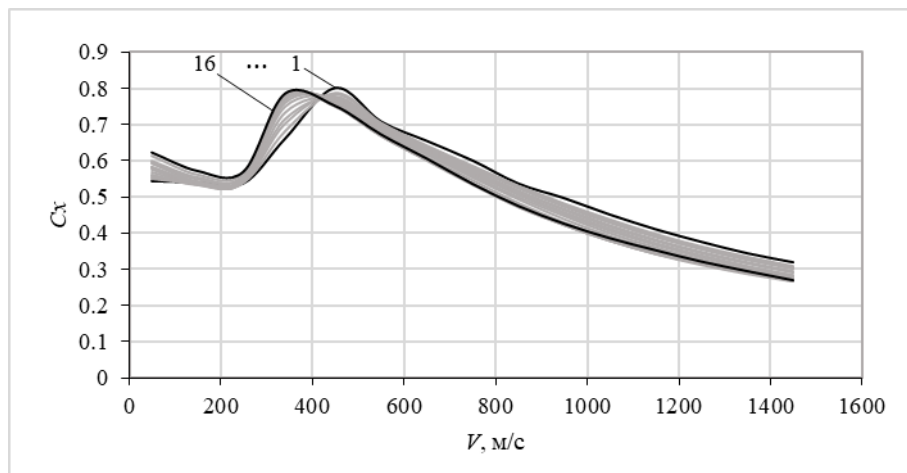


Рис. 5. Зависимость $C_x^{\text{марш.}}(V, H)$:

1 – зависимость у поверхности Земли; 2-16 – зависимости на высотах от 1000 до
 15000 м

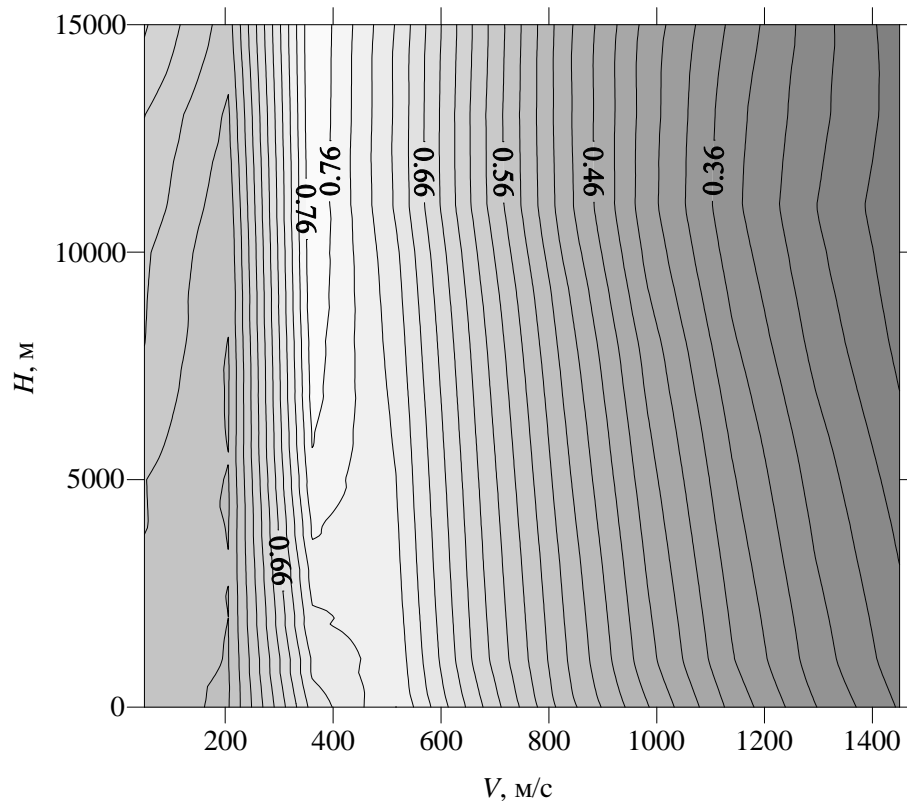


Рис. 6. Характер зависимости коэффициентов $C_x^{\text{марш.}}$ (V, H) для соответствующих
ВЫСОТ

В текущий момент времени значения $C_x^{\text{старт.}}$, $C_x^{\text{марш.}}$ определяются методом билинейной интерполяции между двумя соседними точками:

$$C_{i,j} = \frac{C_{i-1,j-1}}{(V_{i+1} - V_{i-1})(H_{j+1} - H_{j-1})} (V_{i+1} - V_i)(H_{j+1} - H_j) +$$

$$\frac{C_{i+1,j-1}}{(V_{i+1} - V_{i-1})(H_{j+1} - H_{j-1})} (V_i - V_{i-1})(H_{j+1} - H_j) +$$

$$\frac{C_{i-1,j+1}}{(V_{i+1} - V_{i-1})(H_{j+1} - H_{j-1})} (V_{i+1} - V_i)(H_j - H_{j-1}) +$$

$$\frac{C_{i+1,j+1}}{(V_{i+1} - V_{i-1})(H_{j+1} - H_{j-1})} (V_i - V_{i-1})(H_j - H_{j-1})$$

Методика решения

Для численного решения дифференциальных уравнений (2), (3) используется метод Хойна [19]. Начальные условия для стартовой ступени принимаются следующими: $V = 0$; $t = 0$; $\theta = \theta_0$; $x = 0$; $y = 0$. Для маршевой ступени начальными условиями являются $t = t_{ог}$, а так же значения V ; θ ; x ; y , получившиеся в конце активного участка.

Результаты расчетов

Полет разогнанной до максимальной скорости маршевой ступени бикалиберного ЛА БД происходит с уменьшением скорости на пассивном участке за счет сопротивления внешней среды. В зависимости от начального угла θ_0 заданная скорость на пассивном участке будет достигаться в различных точках плоскости (x , y). На рис. 7 приведены кривые, точки координат которых соответствуют заданным абсолютным скоростям маршевой ступени бикалиберного ЛА БД. Расчеты проводились для угла θ_0 , ограниченного минимальными положительными координатами x и y и максимальной высотой 5000 м, с шагом $\Delta\theta_0 = 1^\circ$ (для скорости 650 м/с максимальное ограничение по углу принималось $\theta_0 = 75^\circ$). Кривая 1 соответствует скорости 650 м/с, кривая 2 – 550 м/с, кривая 3 – 450 м/с, кривая 4 – 350 м/с.

Если увеличить значения тяги P на 10 %, то можно количественно оценить зону полета бикалиберного ЛА БД при повышенных значениях осевой

составляющей силы тяги (1). В этом случае зависимости координат при тех же скоростях смещаются в сторону увеличения дальности и высоты. На рис. 7 эти зависимости изображены штриховыми линиями 5-8. Кривая 5 соответствует скорости 650 м/с, кривая 6 – скорости 550 м/с, кривая 7 – 450 м/с, кривая 8 – 350 м/с.

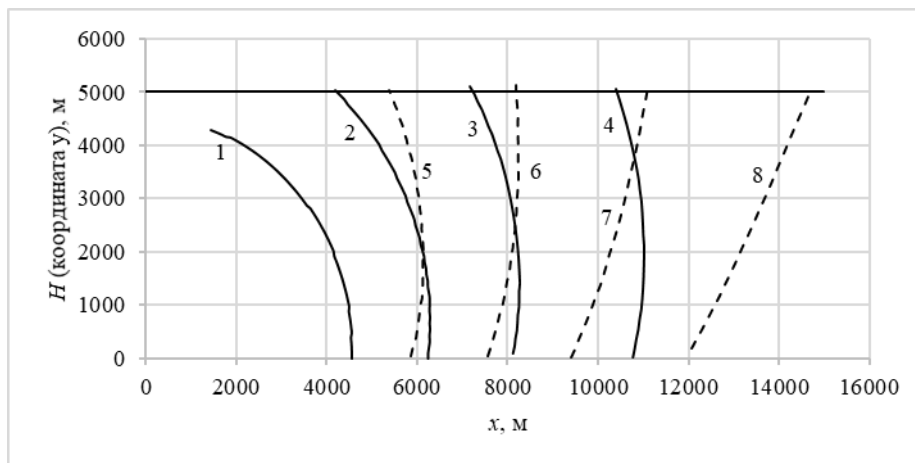


Рис. 7. Зависимость координат ЛА БД на пассивном участке:

1, 5 – 650 м/с; 2, 6 – 550 м/с; 3, 7 – 450 м/с; 4, 8 – 350 м/с

Оценка ближней границы зоны полета ЛА приведена на рис. 8. Принимается, что отсоединение двигательной установки определяет ближнюю границу зоны полета бикалиберного ЛА и понижение ее возможно путем уменьшения длительности активного участка за счет внедрения в двигательную установку конструктивных решений, позволяющих, например, сбросить давление в камере сгорания в определенный момент времени t [20, 21].

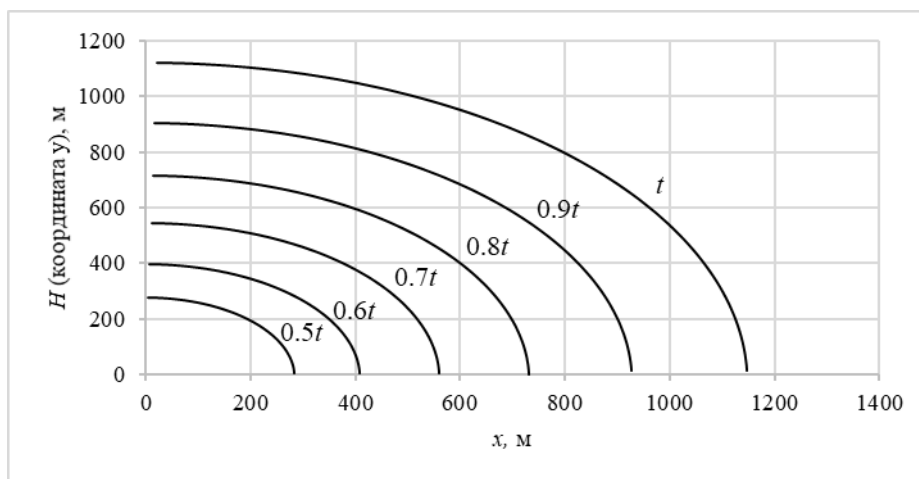


Рис. 8. Зависимость координат ближней зоны полета ЛА БД

С уменьшением времени работы РДТТ на активном участке пропорционально понижается и максимальная скорость, развиваемая аппаратом, что приводит к снижению максимальной дальности. Поэтому применять методы усовершенствования для повышения баллистической эффективности (либо повышение максимальной дальности, либо понижение ближней границы применимости) необходимо в зависимости от приоритетности поставленной задачи.

Для повышения точности расчетов возможно дополнить системы уравнений (2), (3) компонентами боковой силы, подъемной силы, силы Магнуса, аэродинамических моментов, углов наклона рулей. Также возможно учесть возмущения, возникающие вследствие полетной трансформации, влияющие на движение маршевой ступени. Повысить точность численного решения уравнений путем применения методов более высокого порядка, реализуемых в пакетах программ для математического моделирования, программирования и технических вычислений.

Заключение

Для оценки зоны полета бикалиберной схемы необходимо решать комплексную задачу, включающую определение внутрибаллистических и внешнебаллистических параметров. Причем этап определения внешнебаллистических параметров включает в себя определение параметров для двух ступеней с разными калибрами. Показано, что характер зависимости $C_x(V)$ меняется в зависимости от высоты H .

Проведение данных расчетов позволяет предварительно оценить зону полета бикалиберного ЛА БД в различных температурных условиях с существующими тяговыми характеристиками, а также спрогнозировать на сколько изменится зона полета при корректировке параметров РДТТ.

Список источников

1. Ветров В.В., Дунаев В.А., Костяной Е.М., Морозов В.В. Реализация концепции повышения баллистического эффективности летательных аппаратов ближней зоны // *Фундаментальные исследования*. 2012. № 11-2. С. 377-382.
2. Ветров В.В., Гусев А.В., Кузнецов В.М. Дикшев А.И., Костяной Е.М. О баллистической эффективности бикалиберных летательных аппаратов с доминирующим энергопассивным участком траектории // *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*. 2017. № 4. С. 11-16.

3. Дикшев А.И. Структурный синтез схем объёмной компоновки бикалиберных ракет с прямоточным воздушно-реактивным двигателем // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2013. № 4 (79). С. 37-47.
4. Дикшев А.И., Костяной Е.М. Определение рациональных параметров и алгоритма работы бикалиберной ракеты с ракетно-прямоточным двигателем // Труды МАИ. 2014. № 74. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=49300>
5. Ветров В.В., Дикшев А.И., Костяной Е.М., Образумов В.И., Хохлов Н.И. Особенности баллистического проектирования ракет ближней зоны с ПВРД // Четвертая Всероссийская научно-техническая конференция «Фундаментальные основы баллистического проектирования»: сборник трудов. - Санкт-Петербург: Балтийский государственный технический университет «Военмех», 2015. С. 56-62.
6. Курчанов М.В. Повышение энерго-баллистической эффективности ракет ближней тактической зоны // Труды МАИ. 2013. № 68. URL <https://trudymai.ru/published.php?ID=41792>
7. Новак К.В., Олешко В.С., Старикова И.О., Тофоров М.С. Анализ комплексов с беспилотными летательными аппаратами, применяемых силами специальных операций Соединенных Штатов Америки // Труды МАИ. 2017. № 94. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=80936>
8. Ветров В.В., Воробьев А.А., Морозов В.В. Увеличение дальности полета реактивных снарядов систем залпового огня на базе повышения их баллистической эффективности при переходе на бикалиберную схему компоновки // Шестая Всероссийская научно-техническая конференция «Фундаментальные основы

баллистического проектирования»: сборник трудов. - Санкт-Петербург: Балтийский государственный технический университет «Военмех», 2018. С. 8-12.

9. Соркин Р.Е. Теория внутрикамерных процессов в ракетных системах на твердом топливе: внутренняя. - М.: Наука, 1983. - 288 с.

10. Алемасов В.Е., Дрегаллин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. - М.: Машиностроение, 1989. - 464 с.

11. Соколов Г.Ф., Морозов В.Д., Алешичев И.А. Ракетный двигатель твердого топлива. Патент 2053401 С1 РФ, 27.01.1996.

12. Беневольский С.В., Бурлов В.В., Казаковцев В.П. и др. Баллистика. - Пенза: ПАИИ, 2005. - 510 с.

13. Лысенко Л.Н. Внешняя баллистика. – М.: МГТУ им. Баумана, 2018. - 328 с.

14. Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н., Богодистов С.С. Внешняя баллистика. - М.: Машиностроение, 1991. - 640 с.

15. Фарапонов В.В., Савкина Н.В., Биматов В.И. Математическое моделирование движения неуправляемого осесимметричного тела в однородном поле силы тяжести. - Томск: ООО «СТТ», 2017. - 60 с.

16. Коновалов А.А., Николаев Ю.В. Внешняя баллистика. - М.: ЦНИИ информации, 1979. - 228 с.

17. Паршин Ж.П., Чунаев Н.И., Логвин А.М. Внешняя баллистика. Ч.1. Уравнение движения снарядов. - М: МО СССР, 1984. - 386 с.

18. SolidWorks Flow Simulation 2009 Tutorial. Dassault System SolidWorks Corporation, 2009, 244 p.

19. Вержбицкий В.М. Численные методы. - М.: Издательский дом ОНИКС 21 век, 2005. - 400 с.
20. Веницкий А.М. Ракетные двигатели на твердом топливе. - М.: Машиностроение, 1973. - 348 с.
21. Липанов А.М., Алиев А.В. Проектирование ракетных двигателей твердого топлива. - М.: Машиностроение, 1995. - 400 с.

References

1. Vetrov V.V., Dunaev V.A., Kostyanoi E.M., Morozov V.V. *Fundamental'nye issledovaniya*, 2012, no. 11-2, pp. 377-382.
2. Vetrov V.V., Gusev A.V., Kuznetsov V.M. Dikshev A.I., Kostyanoi E.M. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsionnaya tekhnika*, 2017, no. 4, pp. 11-16.
3. Dikshev A.I. *Izvestiya Rossiiskoi akademii raketnykh i artilleriiskikh nauk*, 2013, no. 4 (79), pp. 37-47.
4. Dikshev A.I., Kostyanoi E.M. *Trudy MAI*, 2014, no. 74. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=49300>
5. Vetrov V.V., Dikshev A.I., Kostyanoi E.M., Obrazumov V.I., Khokhlov N.I. *Chetvertaya Vserossiiskaya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya «Fundamental'nye osnovy ballisticheskogo proektirovaniya»*, Saint-Petersburg, Baltiiskii gosudarstvennyi tekhnicheskii universitet «Voenmekh», 2015, pp. 56-62.
6. Kurchanov M.V. *Trudy MAI*, 2013, no. 68. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=41792>

7. Novak K.V., Oleshko V.S., Starikova I.O., Toforov M.S. *Trudy MAI*, 2017, no. 94.
URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=80936>
8. Vetrov V.V., Vorob'ev A.A., Morozov V.V. *Shestaya Vserossiiskaya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya «Fundamental'nye osnovy ballisticheskogo proektirovaniya»*, Saint-Petersburg, Baltiiskii gosudarstvennyi tekhnicheskii universitet «Voenmekh», 2018, pp. 8-12.
9. Sorkin R.E. *Teoriya vnutrikamernykh protsessov v raketnykh sistemakh na tverdom toplive: vnutrennyaya* (Theory of intra-chamber processes in solid propellant rocket systems: internal ballistics), Moscow, Nauka, 1983, 288 p.
10. Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P. *Teoriya raketnykh dvigatelei* (Theory of rocket engines), Moscow, Mashinostroenie, 1989, 464 p.
11. Sokolov G.F., Morozov V.D., Aleshichev I.A. *Patent 2053401 C1 RF*, 27.01.1996.
12. Benevol'skii S.V., Burlov V.V., Kazakovtsev V.P. et al. *Ballistika* (Ballistics), Penza, PAII, 2005, 510 p.
13. Lysenko L.N. *Vneshnyaya ballistika* (External ballistics), Moscow, MGTU im. Baumana, 2018, 328 p.
14. Dmitrievskii A.A., Lysenko L.N., Bogodistov S.S. *Vneshnyaya ballistika* (External ballistics), Moscow, Mashinostroenie, 1991, 640 pp.
15. Faraponov V.V., Savkina N.V., Bimatov V.I. *Matematicheskoe modelirovanie dvizheniya neupravlyaemogo osesimmetrichnogo tela v odnorodnom pole sily tyazhesti* (Mathematical modeling of the motion of an uncontrolled axisymmetric body in a uniform gravity field), Tomsk, OOO «STT», 2017, 60 p.

16. Konovalov A.A., Nikolaev Yu.V. *Vneshnyaya ballistika* (External ballistics), Moscow, TsNII informatsii, 1979, 228 pp.
17. Parshin Zh.P., Chunaev N.I., Logvin A.M. *Vneshnyaya ballistika. Ch.1. Uravnenie dvizheniya snaryadov* (External ballistics. Part 1. Equation of projectile motion), Moscow, MO SSSR, 1984, 386 p.
18. *SolidWorks Flow Simulation 2009 Tutorial*. Dassault System SolidWorks Corporation, 2009, 244 p.
19. Verzhbitskii V.M. *Chislennye metody* (Numerical Methods), Moscow, Izdatel'skii dom ONIKS 21 vek, 2005, 400 p.
20. Vinit'skii A.M. *Raketnye dvigateli na tverdom toplive* (Rocket engines on solid fuel), Moscow, Mashinostroenie, 1973, 348 p.
21. Lipanov A.M., Aliev A.V. *Proektirovanie raketnykh dvigatelei tverdogo topliva* (Design of solid propellant rocket engines), Moscow, Mashinostroenie, 1995, 400 p.

Статья поступила в редакцию 31.03.2023

Одобрена после рецензирования 15.04.2023

Принята к публикации 27.06.2023

The article was submitted on 31.03.2023; approved after reviewing on 15.04.2023; accepted for publication on 27.06.2023