

УДК 629.13

А. В. Аксененко, Е. Ю. Баранов, А. И. Гурский, А. С. Ключков,
А. С. Морозов, А. П. Алпатов, В. С. Сенькин, С. В. Сюткина-Доронина

МЕТОДИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДЛЯ ОПТИМИЗАЦИИ НА НАЧАЛЬНОМ ЭТАПЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ, ПАРАМЕТРОВ ТРАЕКТОРИИ И ПРОГРАММ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ РАКЕТНОГО ОБЪЕКТА

Сформулированы основные научно-методические положения по проектированию одноступенчатых управляемых ракетных объектов с маршевыми ракетными двигателями на твердом топливе, предназначенных для доставки полезной нагрузки в заданную точку пространства с требуемыми значениями кинематических параметров движения. Цель статьи – разработка методического обеспечения для оптимизации на начальном этапе проектирования основных характеристик управляемого ракетного объекта, включающая в себя формализацию комплексной задачи оптимизации проектных параметров, параметров траектории и программ управления движением управляемого ракетного объекта, который может осуществлять полет по баллистической, аэробаллистической или комбинированной траекториям. Задача сформулирована как задача теории оптимального управления с ограничениями в виде равенств, неравенств и дифференциальных связей. Предложен подход к формированию программ управления движением в виде полиномов, который позволил свести задачу теории оптимального управления к более простой задаче нелинейного математического программирования. При расчетах параметров траекторий управляемый ракетный объект рассматривался как материальная точка переменной массы, при этом использовалась система уравнений движения центра масс управляемого ракетного объекта в проекциях на оси земной системы координат. Приведены структура математической модели и последовательность расчета целевого функционала, которые применялись при оптимизации проектных параметров, программ управления и основных характеристик управляемого ракетного объекта. Математическая модель управляемого ракетного объекта позволяет с приемлемой для проектных исследований точностью определять: габаритно-массовые характеристики управляемого ракетного объекта в целом и входящих в его состав подсистем и элементов; энергетические, тяговые и расходные характеристики маршевого двигателя; аэродинамические и баллистические характеристики управляемого ракетного объекта. Апробировано разработанное методическое обеспечение на примерах решения проектных задач. Рассмотрены программные приложения для представления в удобной для пользователя форме результатов исследований.

Ключевые слова: комплексная задача теории оптимального управления, задача нелинейного математического программирования, маршевый ракетный двигатель на твердом топливе, ограничения на параметры движения и основные характеристики объекта.

Сформульовано основні науково-методичні положення щодо проектування одноступеневих керованих ракетних об'єктів з маршовими ракетними двигунами на твердому паливі, призначених для доставляння корисного навантаження в задану точку простору з необхідними значеннями кінематичних параметрів руху. Мета статті – розроблення методичного забезпечення для оптимізації на початковому етапі проектування основних характеристик керованого ракетного об'єкта, до складу якого входить формалізація комплексного завдання оптимізації проектних параметрів, параметрів траєкторії та програм керування рухом керованого ракетного об'єкта, який може здійснювати політ балістичною, аеробалістичною або комбінованою траєкторіями. Задачу сформульовано як задачу теорії оптимального керування з обмеженнями у вигляді рівностей, нерівностей і диференціальних зв'язків. Запропоновано підхід до формування програм керування рухом у вигляді поліномів, який дав змогу звести задачу теорії оптимального керування до простішої задачі нелінійного математичного програмування. Під час розрахунків параметрів траєкторій керований ракетний об'єкт розглядали як матеріальну точку змінної маси, при цьому використовували систему рівнянь руху центру мас керованого ракетного об'єкта у проекціях на осі земної системи координат. Наведено структуру математичної моделі та послідовність розрахунку цільового функціонала, які застосовували для оптимізації проектних параметрів, програм керування й основних характеристик керованого ракетного об'єкта. Математична модель керованого ракетного об'єкта дає змогу з допустимою для проектних досліджень точністю визначати: габаритно-масові характеристики керованого ракетного об'єкта в цілому та підсистем і елементів, що входять до його складу; енергетичні, тягові та витратні характеристики маршового двигуна; аеродинамічні та балістичні характеристики керованого ракетного об'єкта. Апробовано розроблене методичне забезпечення на прикладах розв'язання проектних задач. Розглянуто програмні додатки для подання у зручній для користувача формі результатів досліджень.

Ключові слова: комплексна задача теорії оптимального керування, задача нелінійного математичного програмування, маршовий ракетний двигун на твердому паливі, обмеження на параметри руху й основні характеристики об'єкта.

The main scientific and methodological propositions for designing single-stage guided missiles with main solid rocket motors that are intended for delivering payload to the given spatial point with required and specified kinematic motion parameters are defined. The aim of the article is to develop methodology for the early design phase to improve the basic characteristics of guided missiles, including formalization of complex problem to optimize design parameters, trajectory parameters and motion control programs for guided missiles capable of flying along the ballistic, aeroballistic or combined trajectories. The task is defined as a problem of the optimal control theory with limitations in form of equality, inequality and differential constraints. An approach to program forming is proposed for motion control in the form of polynomial that brings the problem of the optimal control theory to a simpler problem of nonlinear mathematical programming. When trajectory parameters were calculated the missile was regarded as material point of variable mass and the combined equations for center-of-mass motion of the guided missile with projections on axes of the terrestrial reference system were used. The structure of the mathematical model was given along with the calculation sequence of criterion functional that was used for optimization of design parameters, control programs and basic characteristics of the guided missile. The mathematical model of the guided missile provides adequate accuracy for design study to determine: overall dimensions and mass characteristics of the guided missile in general and its structural components and subsystems; power, thrust and consumption characteristics of the main engine; aerodynamic and ballistic characteristics of the guided missile. The developed methodology was tested by solving design problems. Applications of the developed program were studied to present the research results in a user-friendly form.

Keywords: complex problem of the optimal control theory, problem of nonlinear mathematical programming, main solid rocket motor, limitations for motion parameters and basic characteristics of the object.

Введение

Одним из важных этапов разработки высокоточного ракетного вооружения является создание методического обеспечения для системного анализа и оптимизации принципиальных схем, проектных параметров, параметров траекторий и программ управления движением ракетных объектов [1].

Характерной особенностью современных управляемых ракетных объектов (УРО) является использование баллистических, аэробаллистических и комбинированных траекторий.

Управление ракетными объектами в полете осуществляется с помощью рулевых приводов по командам, формируемым интегрированной инерциально-спутниковой системой управления.

Проектирование, разработка и создание УРО различного назначения связано с большими затратами материальных, финансовых и технических ресурсов [2–4]. Необходимость снижения этих затрат на начальном этапе проектирования УРО предъявляет повышенные требования к формализации проектных задач, методам их решения, адекватности используемых математических моделей, качеству принимаемых проектных решений. Следует отметить, что нерациональные решения, при-

нятые на начальном этапе проектирования, приводят к снижению эффективности выполнения поставленных перед УРО целевых задач, росту затрат и увеличению сроков его создания [5, 6], что определяет актуальность рассматриваемой проблемы.

Поэтому особое значение приобретает разработка методического обеспечения, позволяющего на начальном этапе проектирования с необходимой для проектных исследований точностью определять оптимальные значения основных проектных параметров УРО, параметров траектории, программы управления движением на различных участках траектории, габаритно-массовые, энергетические, аэродинамические и баллистические характеристики УРО.

При этом оптимальным проектом УРО среди множества возможных альтернативных вариантов следует считать тот, который обеспечивает наивысшее значение целевого функционала с учетом технико-экономических показателей, характеризующего качество проектирования УРО, остальные показатели эффективности должны либо достигать заданных значений, либо находиться в требуемом диапазоне.

Целью статьи является формализация комплексной задачи совместной оптими-

зации проектных параметров, параметров траектории и программ управления движением ракетного объекта, который может совершать полет по баллистической, аэробаллистической и комбинированной траекториям. Предложен подход к формированию программ управления движением УРО на различных участках траектории в виде полиномов, который позволил свести комплексную задачу теории оптимального управления [7–9] к задаче нелинейного математического программирования [10–14].

В качестве УРО далее рассматривается одноступенчатый УРО с работающей на твердом ракетном топливе (ТРТ) двигательной установкой, который обеспечивает доставку требуемой массы полезного груза в заданную точку пространства. При этом УРО, траектория движения которого предполагается в вертикальной плоскости, рассматривается как материальная точка переменной массы.

Постановка задачи

Как уже указывалось ранее, комплексная задача совместной оптимизации проектных параметров, параметров траектории и программ управления УРО может быть сформулирована как задача теории оптимального управления с ограничениями в виде равенств, неравенств и дифференциальных связей [7–9]. Формализация задачи заключается:

- в выборе критерия оптимизации (целевого функционала);
- в разработке математической модели, позволяющей в зависимости от исходных данных (вектора \bar{x}), значений оптимизируемых параметров, включающих основные проектные параметры УРО и параметры траектории (вектор \bar{p}), программ управления (вектора \bar{u}) определять значение целевого функционала;
- в разработке эффективных методов оптимизации, обеспечивающих как в автоматическом, так и в интерактивном режимах нахождение таких значений оптимизируемых параметров $\bar{p} = \bar{p}_{\text{опт}}$ и программ управления движением УРО $\bar{u} = \bar{u}_{\text{опт}}(t)$,

при которых целевой функционал принимает оптимальное значение.

В качестве целевого функционала далее рассматривается дальность полета $L = L(\bar{x}, \bar{p}, \bar{u})$, на которую необходимо доставить требуемую массу полезного груза $m_{n.z}$ при заданной стартовой массе УРО m_0 . Определение оптимальных значений вектора $\bar{p}_{\text{опт}}$ и оптимальных программ управления движением УРО $\bar{u}_{\text{опт}}(t)$ осуществляется из условия обеспечения максимального значения целевого функционала.

В состав исходной информации (компоненты вектора \bar{x}), необходимой для решения комплексной задачи, входят: данные тактико-технического задания, определяющие целевую задачу; условия пуска УРО; ограничения на траекторию полета, габаритно-массовые характеристики УРО в целом и отдельных его подсистем и элементов; физико-механические характеристики используемых конструкционных материалов; химические характеристики ТРТ; данные о прототипах, отдельных подсистемах и элементах; неучтенные массы элементов и подсистем, не включенных в математическую модель для расчета основных характеристик УРО.

В качестве оптимизируемых в процессе решения комплексной задачи параметров рассматриваются:

- основные проектные параметры, которые позволяют на начальном этапе проектирования определять габаритно-массовые и энергетические характеристики УРО в целом и входящего в его состав маршевого ракетного двигателя на твердом топливе (РДТТ);
- параметры, которые совместно с оптимизируемыми программами управления движением определяют траекторию УРО и значение целевого функционала.

Основные проектные параметры УРО включают в себя коэффициент начальной тяговооруженности ν_p , относительную конечную массу μ_k , определяемые известными соотношениями [2–4]

$$v_p = \frac{m_0 g_0}{P_{\text{пуст}}};$$

$$\mu_k = \frac{m_0 - m_m}{m_0} = \frac{m_k}{m_0}, \quad (1)$$

где m_0 – стартовая масса УРО; g_0 – ускорение свободного падения у поверхности Земли; $P_{\text{пуст}}$ – тяга маршевого РДТТ в пустоте на основном режиме работы; m_m – полный запас топлива; m_k – конечная масса УРО.

В состав проектных параметров маршевого РДТТ включены давление p_k в камере сгорания на основном режиме его работы, диаметр среза сопла D_a , а также полное время работы маршевого РДТТ t_Σ .

Управление движением УРО осуществляется в соответствии с оптимизируемыми программами изменения во времени угла тангажа $\varphi_j(t)$ на j -тых участках траектории полета:

$$\varphi_j = \varphi_{npj}(t), \quad j = \overline{1, N},$$

где N – количество участков траектории для рассматриваемой схемы полета УРО [10–14].

Состав параметров траектории, входящих в вектор оптимизируемых параметров \bar{p} , зависит от выбранной схемы полета и рассматривается далее для каждой конкретной схемы при определении программ управления движением.

При формировании траектории полета необходимо соблюдать ряд требований и ограничений к параметрам движения и характеристикам УРО, к числу которых относятся:

- ограничение на максимальный угол атаки на всех участках траектории $\alpha \leq \alpha_{\text{max}}$;
- обеспечение требуемого угла тангажа $\varphi = \varphi_c$ и скорости $V = V_c$ при подлете к цели;
- ограничения на максимальную высоту полета H_{max} и скоростной напор $Q_{H_{\text{max}}}$ на максимальной высоте;
- выполнение требований к габаритно-массовым характеристикам УРО, таким как

масса полезного груза $m_{n.z}$, полная длина УРО $L_{\text{УРО}}$, стартовая масса УРО m_0 , диаметр цилиндрической части УРО $D_{\text{УРО}}$.

Следует отметить, что каждой конкретной проектной задаче соответствует вполне определенный комплекс из перечисленных выше условий, ограничений и требований.

Проектный параметр УРО μ_k в (1) определяется при заданных значениях массы полезного груза $m_{n.z}^{mp}$ и стартовой массы УРО m_0^{mp} из условия размещения максимально возможного количества твердого топлива в рассматриваемом варианте УРО.

В качестве компонентов вектора управления движением УРО $\bar{u} = \bar{u}(t)$ рассматриваются программы изменения во времени угла тангажа $\varphi_{npj}(t)$ на активном и пассивных участках траектории. При этом $\varphi_{npj}(t)$ предлагается формировать в виде полиномов [10–14]

$$\varphi_{npj}(t) = \sum_{i=0}^n A_{ji} t^i, \quad (2)$$

в которых коэффициенты A_{ji} определяются в зависимости от рассматриваемого j -того участка траектории, вектора оптимизируемых параметров \bar{p} и текущих значений вектора фазовых координат \bar{y} , определяющих положение УРО в пространстве.

Такой подход к выбору программ управления позволил свести задачу теории оптимального управления [7–9] к более простой задаче нелинейного математического программирования с ограничениями в виде равенств и дифференциальных связей [10–14].

Комплексная задача совместной оптимизации проектных параметров и программ управления УРО формулируется следующим образом. Необходимо определить значения векторов $\bar{p} = \bar{p}_{\text{опт}}$ и $\bar{u} = \bar{u}_{\text{опт}}(t)$, обеспечивающих максимальное значение целевого функционала

$$I[\bar{p}_{\text{опт}}, \bar{u}_{\text{опт}}(t), \bar{x}] = \max_{\bar{p}, \bar{u}} L[\bar{p}, \bar{u}(t), \bar{x}] \quad (3)$$

при ограничениях:

– на области изменения оптимизируемых параметров \bar{p} и исходных данных \bar{x}

$$\bar{p} \in \tilde{P}^m \subset P^m; \quad \bar{x} \in \tilde{X}^k \subset X^k; \quad (4)$$

– на параметры траектории полета

$$\begin{aligned} H_{\max} &\leq H_{\max}^{mp}; \quad Q_{H_{\max}} \geq Q_{mp}; \\ \alpha &\leq \alpha_{\max}; \quad \varphi_c = \varphi_c^{mp}; \quad V_c = V_c^{mp}; \end{aligned} \quad (5)$$

– на траекторию полета и программы управления движением

$$\begin{aligned} \frac{d\bar{y}}{dt} &= f(\bar{y}, \bar{u}, \bar{x}, \bar{p}); \\ \bar{y} \in \tilde{Y}^s \subset Y^s; \quad \bar{u} \in \tilde{U}^r \subset U^r; \end{aligned} \quad (6)$$

– на габаритно-массовые характеристики УРО

$$m_0(\bar{x}, \bar{p}) = m_0^{mp}; \quad m_{n.z}(\bar{x}, \bar{p}) = m_{n.z}^{mp}; \quad (7)$$

$$\begin{aligned} L_{YPO} &= L_{YPO}^{mp}; \quad L_{ГЧ} = L_{ГЧ}^{mp}; \\ D_{YPO}(\bar{x}, \bar{p}) &= D_{YPO}^{mp}. \end{aligned} \quad (8)$$

В соотношениях (3) – (8) использованы следующие обозначения:

$\bar{x} = (x_i), i = \overline{1, k}$ – вектор исходных данных, являющийся элементом действительного векторного пространства X^k ;

$\bar{p} = (p_i), i = \overline{1, m}$ – вектор оптимизируемых параметров, являющийся элементом действительного векторного пространства P^m ;

\tilde{P}^m, \tilde{X}^k – замкнутые области в действительных векторных пространствах P^m, X^k , в которых могут принимать значения векторы \bar{p}, \bar{x} соответственно;

$\bar{y} = (y_i), i = \overline{1, s}$, – вектор фазовых координат, определяющий положение УРО в пространстве, являющийся элементом векторного пространства Y^s ;

$\bar{u} = (u_j), j = \overline{1, r}$ – вектор управления, являющийся элементом векторного пространства U^r ;

\tilde{Y}^s, \tilde{U}^r – замкнутые области в векторных пространствах Y^s и U^r , в которых могут принимать значения векторы \bar{y} и \bar{u} ;

H_{\max}, H_{\max}^{mp} – расчетная и максимально допустимая высоты полета УРО;

$Q_{H_{\max}}, Q_{mp}$ – расчетный и минимально-допустимый скоростные напоры на максимальной высоте полета $H = H_{\max}$;

α, α_{\max} – расчетный и максимально допустимый углы атаки на всех участках траектории;

$\varphi_c, \varphi_c^{mp}, V_c, V_c^{mp}$ – расчетные и требуемые углы тангажа и скорости при подлете к цели;

$m_0(\bar{x}, \bar{p}), m_0^{mp}$ – расчетная и требуемая стартовые массы УРО;

$m_{n.z}(\bar{x}, \bar{p}), m_{n.z}^{mp}$ – расчетная и требуемая массы полезного груза;

L_{YPO}, L_{YPO}^{mp} – расчетная и требуемая длины УРО;

$L_{ГЧ}, L_{ГЧ}^{mp}$ – расчетная и требуемая длины головной части (ГЧ) УРО;

$D_{YPO}(\bar{x}, \bar{p}), D_{YPO}^{mp}$ – расчетный и требуемый диаметры УРО.

Математическая модель УРО представлена в виде оператора $\tilde{F} = R(z)$ с областью определения на множестве $Z = \tilde{X}^k \times \tilde{P}^m \times \tilde{U}^r$ и областью значений на множестве F , сопоставляющего с каждым элементом множества $z(\bar{x}, \bar{p}, \bar{u}) \in Z$ множество выходных характеристик УРО $\tilde{F} \subset F$.

Выходными данными, получаемыми в результате решения комплексной задачи, являются: значение целевого функционала L (дальность полета УРО); оптимальные значения оптимизируемых параметров $\bar{p}_{\text{опт}}$; программы управления движением УРО $\bar{u}_{\text{опт}}(t)$; габаритно-массовые характеристики УРО в целом, основных его элементов и подсистем; прочностные, аэродинамические, баллистические, энергетические характеристики УРО.

Сформулированная комплексная задача оптимизации проектных параметров и программ управления в зависимости от выбранных для конкретной проектной задачи ограничений (4) – (8) может быть использована при проектировании УРО, совершающих полеты по баллистической, аэробаллистической и комбинированной траекториям.

Система уравнений движения центра масс УРО в проекциях на оси земной системы координат, которая использовалась при решении сформулированной комплексной задачи, приведена в [15]. Математические модели для определения основных характеристик УРО в целом и входящих в его состав подсистем и элементов приведены в [2–4, 16–21].

Структура математической модели и последовательность расчета целевого функционала при оптимизации проектных параметров, программ управления и основных характеристик УРО приведены на рис. 1.

Формирование программ управления для баллистической траектории полета

Баллистическая траектория движения УРО может быть реализована как с вертикальным, так и с наклонным видами стартов.

В случае вертикального старта траектория УРО формируется из четырех участков:

– вертикального участка полета продол-

жительностью $t_{верт}$, на котором программа изменения угла тангажа принимается постоянной, не зависящей от времени, $\varphi_{np}^{верт} = 90^\circ$;

– активного участка траектории (АУТ) (полет с работающим маршевым РДТТ), на котором программа управления (2), обеспечивающая разворот УРО в вертикальной плоскости, выбирается из условия обеспечения заданного значения угла тангажа $\varphi = \varphi_{АУТ}$ в конце этого участка траектории;

– первого пассивного участка траектории (ПУТ), на котором программа изменения угла тангажа (2) в конце этого участка обеспечивает выход на нулевой угол атаки $\alpha_{ПУТ_1} = 0$ в течение заданного времени $t = t_{ПУТ_1}$;

– второго ПУТ, на котором программа изменения угла тангажа (2) выбирается из условия обеспечения полета с нулевым углом атаки до соприкосновения УРО с поверхностью Земли.



Рис. 1. Структура математической модели УРО:

ККС – конструктивно-компоновочная схема; ГМХ – габаритно-массовые характеристики;

ТРТ – твердое ракетное топливо; КМ – конструкционные материалы;

РДТТ – ракетный двигатель на твердом топливе; СБ – сопловой блок; ПС – продукты сгорания;

ИД – исходные данные; $P(t)$ – изменение во времени тяги маршевого РДТТ;

$m_c(t)$ – изменение во времени массового секундного расхода продуктов сгорания маршевого РДТТ

При наклонном в сторону точки прицеливания старте УРО $\varphi = \varphi_{cm}$ вертикальный участок движения отсутствует, а программа изменения угла тангажа (2) обеспечивает разворот УРО в вертикальной плоскости начиная с момента старта. Дальнейшее движение УРО осуществляется по такой же схеме полета, как и при вертикальном старте УРО.

В качестве оптимизируемых для этой схемы полета рассматривались следующие параметры траектории: угол тангажа φ_{AVT} в конце активного участка полета; продолжительность полета $t_{ПВТ_1}$ на первом ПУТ с выходом на нулевой угол атаки; угол тангажа φ_{cm} в случае использования наклонного в направлении цели старта УРО.

На активном участке траектории в качестве программ управления движением (2) могут быть использованы кубическая ($n=3$), квадратичная ($n=2$) и линейная ($n=1$) зависимости угла тангажа от времени. Далее индекс j , определяющий номер участка траектории, в коэффициентах A_j соотношения (2) будет опущен, а формулы для определения этих коэффициентов будут относиться к рассматриваемому участку траектории.

В случае использования в качестве программы управления кубической параболы программа управления строится с учетом следующих условий и ограничений.

После окончания вертикального участка полета при $t = t_{верт}$ условия для определения программы изменения угла тангажа следующие:

$$\varphi_{верт} = \frac{\pi}{2}; \quad (9)$$

$$\frac{d\varphi}{dt} = 0, \quad (10)$$

где $\varphi_{верт}$ – угол тангажа в конце вертикального участка движения.

В конце активного участка траектории при $t = t_{AVT}$, где t_{AVT} – полное время работы маршевого РДТТ, условия для выбора программы управления имеют следующий вид:

$$\varphi_{AVT} = \varphi_{AVT}^{mp}, \quad (11)$$

где φ_{AVT} и φ_{AVT}^{mp} – расчетный и требуемый углы тангажа в конце активного участка траектории.

Программа изменения угла тангажа на АУТ при этом подбирается таким образом, чтобы угол атаки в конце АУТ α_{AVT} равнялся нулю.

С учетом (9) – (11) коэффициенты кубической параболы A_i могут быть определены в результате решения следующей системы уравнений:

$$\begin{cases} A_0 + A_1 t_{верт} + A_2 t_{верт}^2 + A_3 t_{верт}^3 = \varphi_{верт}; \\ A_1 + 2 A_2 t_{верт} + 3 A_3 t_{верт}^2 = 0; \\ A_0 + A_1 t_{AVT} + A_2 t_{AVT}^2 + A_3 t_{AVT}^3 = \varphi_{AVT}^{mp}. \end{cases} \quad (12)$$

Следует отметить, что по приведенным уравнениям можно определить только три коэффициента из четырех. Четвертый коэффициент (пусть это будет A_3) определяется в результате решения краевой задачи на АУТ для системы обыкновенных дифференциальных уравнений, описывающих движение УРО [15], при условии обеспечения нулевого угла атаки в конце этого участка траектории.

В этом случае система уравнений для определения трех коэффициентов программы управления имеет следующий вид:

$$\begin{cases} A_0 + A_1 t_{верт} + A_2 t_{верт}^2 = \varphi_{верт} - A_3 t_{верт}^3; \\ A_1 + 2 A_2 t_{верт} = -3 A_3 t_{верт}^2; \\ A_0 + A_1 t_{AVT} + A_2 t_{AVT}^2 = \varphi_{AVT}^{mp} - A_3 t_{AVT}^3. \end{cases} \quad (13)$$

При выборе для управления движением на АУТ кубической зависимости угла тангажа от времени с выходом в конце АУТ на нулевой угол атаки дальнейшее движение УРО и программа управления определяются из условия обеспечения нулевого угла атаки.

В случае использования в качестве программы управления квадратичной параболы программа управления строится с учетом следующих условий и ограничений.

После окончания вертикального участка полета при $t = t_{верт}$ начальные условия для определения программы изменения угла тангажа будут такими же, как и для кубической параболы (9), (10).

В конце АУТ при $t = t_{AVT}$ должно быть выполнено условие (11).

Для определения трех коэффициентов программы управления движением необходимо решить следующую систему уравнений:

$$\begin{cases} A_0 + A_1 t_{верт} + A_2 t_{верт}^2 = \varphi_{верт} ; \\ A_1 + 2 A_2 t_{верт} = 0 ; \\ A_0 + A_1 t_{AVT} + A_2 t_{AVT}^2 = \varphi_{AVT}^{mp} . \end{cases} \quad (14)$$

В этом случае коэффициенты квадратичной параболы определяются по формулам

$$\begin{cases} A_2 = \frac{\varphi_{верт} - \varphi_{AVT}^{mp}}{(t_{верт}^2 - t_{AVT}^2) - 2 t_{верт} (t_{верт} - t_{AVT})} ; \\ A_1 = -2 A_2 t_{верт} ; \\ A_0 = \varphi_{верт} - (A_1 t_{верт} + A_2 t_{верт}^2) . \end{cases} \quad (15)$$

В случае использования в качестве программы управления линейной зависимости изменения угла тангажа от времени программа управления строится с учетом следующих условий и ограничений.

После окончания вертикального участка полета при $t = t_{верт}$ начальные условия для определения программы изменения угла тангажа будут такими же, как и для кубической параболы (9), (10).

В конце активного участка траектории при $t = t_{AVT}$ условием для выбора программы управления является соотношение (11).

Коэффициенты линейной зависимости определяются по следующим формулам:

$$A_1 = \frac{\varphi_{верт} - \varphi_{AVT}^{mp}}{t_{верт} - t_{AVT}} ; \quad (16)$$

$$A_0 = \varphi_{верт} - A_1 t_{верт} . \quad (17)$$

В случае использования для управления движением на АУТ квадратичной или линейной зависимости угла тангажа от времени программа управления на первом ПУТ определяется условием выхода на нулевой угол атаки $\alpha_{ПУТ_1} = 0^\circ$ в течение заданного промежутка времени $t_{ПУТ_1}$. При этом

промежуток времени $t_{ПУТ_1}$ является одним из оптимизируемых параметров на этом участке траектории. Программа управления определяется в результате решения следующей системы уравнений:

$$\begin{cases} A_1 t_{AVT} + A_0 = \varphi_{AVT}^{mp} ; \\ A_1 (t_{AVT} + t_{ПУТ_1}) + A_0 = \varphi_{ПУТ_1} , \end{cases} \quad (18)$$

где коэффициенты A_i , входящие в (18), могут быть вычислены по формулам

$$\begin{cases} A_1 = \frac{\varphi_{ПУТ_1} - \varphi_{AVT}^{mp}}{t_{ПУТ_1}} ; \\ A_0 = \varphi_{AVT}^{mp} - A_1 t_{AVT} . \end{cases} \quad (19)$$

Следует отметить, что входящий в (18), (19) угол тангажа в конце первого ПУТ $\varphi_{ПУТ_1}$ определяется в процессе решения краевой задачи для системы обыкновенных дифференциальных уравнений, описывающих движение УРО [15] при условии обеспечения нулевого угла атаки в конце этого участка траектории.

Программа управления углом тангажа на втором пассивном участке траектории подбирается из условия обеспечения полета с нулевым углом атаки до соприкосновения УРО с поверхностью Земли.

В случае использования наклонного старта УРО в соотношениях (9), (12) – (17) вместо угла тангажа $\varphi_{верт}$ необходимо подставить угол тангажа при наклонном старте $\varphi_{см}$, а продолжительность вертикального участка движения $t_{верт}$ принять равной нулю.

Формирование программ управления для аэробаллистической траектории полета

В случае движения УРО по аэробаллистической траектории так же, как и для баллистической траектории, могут быть использованы как вертикальный, так и наклонный виды старта УРО.

На активном и пассивном участках траектории, при движении до максимальной высоты полета УРО $H = H_{max}$, рассматриваются четыре возможные схемы полета:

1) программа управления углом тангажа (2) формирует в конце АУТ угол тангажа $\varphi_{АУТ}$, а на последующем пассивном участке траектории обеспечивает на максимальной высоте выполнение требования по значению скоростного напора $Q_{H_{\max}} = Q_{mp}$;

2) программа управления углом тангажа (2) формирует угол тангажа $\varphi_{АУТ}$ в конце АУТ с последующим выходом на первом ПУТ на нулевой угол атаки и дальнейшим полетом с нулевым углом атаки до максимальной высоты полета с выполнением требования $H_{\max} = H_{\max}^{mp}$;

3) программа управления углом тангажа (2) обеспечивает заданный угол тангажа $\varphi_{АУТ}$ в конце АУТ и обеспечивает в конце первого ПУТ выполнение на максимальной высоте требования $H_{\max} = H_{\max}^{mp}$ без выхода на нулевой угол атаки после АУТ;

4) в случае наклонного старта программа управления движением на активном и первом пассивном участках траектории выбирается из условия выполнения требования $H_{\max} = H_{\max}^{mp}$.

Для первой схемы полета программа управления на АУТ выбиралась такой же, как и для баллистической траектории. Далее на первом ПУТ программа управления углом тангажа $\varphi_{np} = \varphi_{np}(t)$ формировалась таким образом, чтобы обеспечить на максимальной высоте $H = H_{\max}$ требуемое значение скоростного напора $Q_{H_{\max}} = Q_{mp}$, при котором может быть обеспечена управляемость УРО в этой точке траектории. Изменение угла тангажа в этом случае осуществлялось по линейной зависимости ($n = 1$) в соотношении (2), в котором коэффициент A_0 определяется по формуле

$$A_0 = \varphi_{АУТ} - A_1 t_{АУТ}. \quad (20)$$

Коэффициент A_1 в (20) определяется в результате решения краевой задачи на этом участке траектории при обеспечении выполнения условия $Q_{H_{\max}} = Q_{mp}$.

Для второй схемы полета угол тангажа $\varphi_{АУТ}$ в конце АУТ и коэффициент A_1 в (20) подбирались таким образом, чтобы обеспе-

чить выход на нулевой угол атаки и движение с нулевым углом атаки до максимальной высоты полета $H_{\max} = H_{\max}^{mp}$.

Для третьей схемы полета программа управления на АУТ выбиралась такой же, как и для баллистической траектории, а программа изменения угла тангажа на первом пассивном участке $\varphi = \varphi_{np}(t)$ осуществлялась по линейной зависимости, в которой коэффициент A_1 в (20) подбирается таким образом, чтобы при движении на первом пассивном участке траектории максимальной высоты полета обеспечить выполнение требования $H_{\max} = H_{\max}^{mp}$.

Для четвертой схемы полета с единой программой управления на активном и первом пассивном участках траектории с учетом выполнения ограничения $H_{\max} = H_{\max}^{mp}$ рассматривались два возможных варианта программы управления.

В первом случае программа изменения угла тангажа на активном и первом пассивном участках траектории определялась по соотношению

$$\varphi_{np}(t) = \varphi_{cm}, \quad (21)$$

где φ_{cm} – угол тангажа при старте УРО, который выбирался из условия выполнения ограничения $H_{\max} = H_{\max}^{mp}$.

Во втором случае программа изменения угла тангажа на активном и первом пассивном участках траектории определялась по линейной зависимости

$$\varphi_{np}(t) = A_0 + A_1 t, \quad (22)$$

в которой коэффициент $A_0 = \varphi_{cm}$, а коэффициент A_1 определяется в результате решения краевой задачи с учетом выполнения требования $H_{\max} = H_{\max}^{mp}$.

После достижения УРО (для указанных выше схем полета) максимальной высоты H_{\max} рассматривались следующие три варианта дальнейшего полета по аэробаллистической траектории.

В первом варианте программа управления обеспечивает выход на заданные высоту маневра $H_{ман}$ и скорость $V_{ман}$, после

достижения которых осуществлялся маневр в вертикальной плоскости до требуемого значения угла тангажа $\varphi_{ман}$. После выполнения маневра происходил выход на заданный угол тангажа при подлете к цели φ_c в течение заданного промежутка времени t_{φ_c} . Для этого варианта движения на втором ПУТ программа управления углом тангажа формировалась по линейной зависимости, обеспечивая в конце этого участка выход на требуемый угол атаки $\alpha = \alpha_{ПУТ_2}$ в течение заданного промежутка времени $t_{ПУТ_2}$. Коэффициент A_0 определялся по соотношению

$$A_0 = \varphi_{H_{max}} - A_1 t_{H_{max}}, \quad (23)$$

где $\varphi_{H_{max}}$ – угол тангажа на максимальной высоте полета; $t_{H_{max}}$ – время, при котором достигается максимальная высота полета.

Коэффициент A_1 в (23) определялся в результате решения краевой задачи при выполнении в конце участка движения условия $\alpha = \alpha_{ПУТ_2}$.

Программа управления углом тангажа $\varphi_{np} = \varphi_{np}(t)$ на третьем ПУТ для этой схемы полета выбиралась таким образом, чтобы осуществить полет с постоянным углом атаки $\alpha = \alpha_{ПУТ_2}$, а в конце этого участка обеспечить высоту $H = H_{ман}$ и скорость полета $V = V_{ман}$. На четвертом ПУТ осуществлялся маневр УРО в вертикальной плоскости, и программа управления углом тангажа $\varphi_{np} = \varphi_{np}(t)$ выбиралась таким образом, чтобы обеспечить в конце этого участка выход на заданный угол тангажа $\varphi = \varphi_{ман}$ в течение заданного времени маневра $t_{ман}$. На пятом ПУТ программа управления углом тангажа $\varphi_{np} = \varphi_{np}(t)$ выбиралась из условия обеспечения в конце этого участка выхода на заданный угол тангажа при подлете к цели $\varphi = \varphi_c$ в течение заданного времени t_{φ_c} . На шестом, последнем, ПУТ осуществлялся полет с постоянным углом тангажа $\varphi = \varphi_c$ до сопри-

косновения УРО с поверхностью Земли, при этом продолжительность полета на этом участке траектории $t_{\varphi_{const}}$ выбиралась в диапазоне от 1 до 2 с.

В качестве оптимизируемых параметров, влияющих на характер траектории для данного варианта движения УРО, рассматриваются следующие:

- продолжительность полета на вертикальном участке $t_{верт}$, если предусмотрен этот участок полета;
- угол тангажа $\varphi_{сн}$ в случае использования наклонного старта;
- угол тангажа $\varphi_{АУТ}$ в конце активного участка полета;
- угол атаки $\alpha_{ПУТ_2}$, с которым осуществляется полет на третьем ПУТ до заданных высоты $H = H_{ман}$ и скорости $V = V_{ман}$;
- угол тангажа $\varphi_{ман}$ в конце маневра в вертикальной плоскости и продолжительность маневра $t_{ман}$;
- продолжительность выхода t_{φ_c} на заданный угол тангажа φ_c при подлете к цели.

Во втором варианте полета программа управления движением обеспечивает в течение заданного промежутка времени t_c выход на требуемую высоту H_c , после достижения которой осуществляется выход на требуемый угол тангажа при подлете к цели φ_c в течение заданного промежутка времени t_{φ_c} .

Для этого варианта движения УРО без маневра по углу тангажа в вертикальной плоскости программы управления движением на АУТ и на первом и втором ПУТ выбирались по соотношениям (20) – (23). Программа управления $\varphi_{np} = \varphi_{np}(t)$ на третьем ПУТ выбиралась таким образом, чтобы обеспечить движение с постоянным углом атаки $\alpha = \alpha_{ПУТ_2}$, а в конце этого участка выход на заданное значение высоты $H = H_c$. На четвертом ПУТ программа управления $\varphi_{np} = \varphi_{np}(t)$ выбиралась таким

образом, чтобы обеспечить в конце этого участка выход на заданное значение угла тангажа подлета к цели $\varphi = \varphi_c$ в течение заданного времени t_{φ_c} . На пятом, последнем, ПУТ осуществлялся полет с постоянным углом тангажа $\varphi = \varphi_c$ до соприкосновения УРО с поверхностью Земли, при этом продолжительность полета на этом участке траектории $t_{\varphi_{const}}$ выбиралась в соответствии с соотношением (24).

В качестве оптимизируемых параметров, влияющих на траекторию полета, рассматриваются следующие параметры:

- продолжительность полета на вертикальном участке $t_{верт}$, если предусмотрен этот участок полета;
- угол тангажа φ_{cm} в случае использования наклонного старта;
- угол тангажа φ_{AVT} в конце активного участка полета;
- угол атаки $\alpha_{ПВТ_2}$, с которым осуществляется полет на третьем ПУТ до заданной высоты $H = H_c$;
- продолжительность t_{φ_c} выхода на заданный угол тангажа φ_c при подлете к цели.

В третьем варианте полета программа управления углом тангажа обеспечивает движение с нулевым углом атаки до заданной высоты H_{α_0} , затем осуществляется вывод на требуемый угол атаки $\alpha = \alpha_{const}$ в течение заданного времени $t_{\alpha_{const}}$ и осуществляется полет с этим углом атаки. После достижения заданной скорости полета $V_{\alpha_{const}}$ осуществляется вывод на требуемый угол тангажа при подлете к цели φ_c в течение заданного промежутка времени t_{φ_c} .

Для этой схемы движения необходимо на втором пассивном участке траектории обеспечить выход на нулевой угол атаки в течение заданного промежутка времени $t_{ПВТ_2}$. В этом случае программа управления определяется из следующих условий:

$$A_1 t_{H_{max}} + A_0 = \varphi_{H_{max}}; \quad (25)$$

$$A_1 (t_{H_{max}} + t_{ПВТ_2}) + A_0 = \varphi_{H_{\alpha_0}}, \quad (26)$$

где $t_{H_{max}}$ – время достижения УРО максимальной высоты; $\varphi_{H_{max}}$ – угол тангажа в момент времени достижения УРО максимальной высоты; $\varphi_{H_{\alpha_0}}$ – угол тангажа в момент окончания движения УРО на этом участке полета при достижении нулевого угла атаки.

Коэффициенты A_i , входящие в (25), (26), могут быть вычислены по формулам

$$A_1 = \frac{\varphi_{H_{\alpha_0}} - \varphi_{H_{max}}}{t_{ПВТ_2}}; \quad (27)$$

$$A_0 = \varphi_{H_{\alpha_0}} - A_1 (t_{H_{max}} + t_{ПВТ_2}). \quad (28)$$

Следует отметить, что входящий в (27), (28) угол тангажа в конце второго ПУТ $\varphi_{H_{\alpha_0}}$ определяется в процессе решения краевой задачи при условии обеспечения нулевого угла атаки в конце этого участка траектории.

На третьем ПУТ осуществляется полет с нулевым углом атаки до достижения заданной высоты H_{α_0} , после чего на четвертом ПУТ проводится вывод на требуемый угол атаки α_{const} в течение заданного времени $t_{\alpha_{const}}$. Коэффициенты программы управления углом тангажа определяются из следующих условий:

$$A_1 t_{H_{ПВТ_3}} + A_0 = \varphi_{H_{\alpha_0}}; \quad (29)$$

$$A_1 (t_{H_{ПВТ_3}} + t_{\alpha_{const}}) + A_0 = \varphi_{\alpha_{const}}, \quad (30)$$

где $t_{H_{ПВТ_3}}$ – время достижения УРО высоты H_{α_0} ; $\varphi_{H_{\alpha_0}}$ – угол тангажа в момент времени достижения УРО высоты H_{α_0} ; $\varphi_{\alpha_{const}}$ – угол тангажа в момент окончания движения УРО на этом участке полета.

Коэффициенты A_i , входящие в (29), (30), могут быть вычислены по формулам

$$A_1 = \frac{\varphi_{\alpha_{const}} - \varphi_{H_{\alpha_0}}}{t_{\alpha_{const}}}; \quad (31)$$

$$A_0 = \varphi_{\alpha_{const}} - A_1 (t_{H_{ПВТ_3}} + t_{\alpha_{const}}). \quad (32)$$

Следует отметить, что входящий в (31), (32) угол тангажа в конце четвертого ПУТ $\varphi_{\alpha_{\text{const}}}$ определяется в процессе решения краевой задачи при условии обеспечения требуемого угла атаки α_{const} в конце этого участка траектории.

На пятом ПУТ программа управления подбирается таким образом, чтобы обеспечить полет с требуемым углом атаки α_{const} до достижения заданной скорости полета $V_{\alpha_{\text{const}}}$.

На шестом ПУТ программа управления $\varphi_{np} = \varphi_{np}(t)$ выбирается таким образом, чтобы обеспечить в конце этого участка выход на заданное значение угла тангажа подлета к цели $\varphi = \varphi_c$ в течение заданного времени t_{φ_c} . На последнем ПУТ осуществляется полет с постоянным углом тангажа $\varphi = \varphi_c$ до соприкосновения УРО с поверхностью Земли, при этом продолжительность полета на этом участке траектории выбирается в соответствии с (24).

В качестве оптимизируемых параметров, влияющих на характер траектории полета, рассматриваются следующие параметры:

- продолжительность полета на вертикальном участке $t_{\text{верт}}$, если предусмотрен этот участок полета;

- угол тангажа φ_{cm} в случае использования наклонного старта;

- угол тангажа φ_{AVT} в конце активного участка полета;

- $t_{ПУТ_2}$ – продолжительность выхода на нулевой угол атаки;

- H_{α_0} – высота, до которой обеспечивается полет с нулевым углом атаки;

- α_{const} – постоянное значение угла атаки на пятом ПУТ;

- $t_{\alpha_{\text{const}}}$ – продолжительность выхода на угол атаки $\alpha = \alpha_{\text{const}}$;

- $V_{\alpha_{\text{const}}}$ – скорость, при которой происходит окончание полета с углом атаки $\alpha = \alpha_{\text{const}}$;

- t_{φ_c} – продолжительность выхода на заданный угол тангажа φ_c при подлете к цели.

В заключение следует отметить, что предложенный подход к построению программ управления ракетным объектом в виде полиномов может быть использован при формировании широкого диапазона траекторий полета управляемых объектов.

Иллюстративный пример

В качестве иллюстративного примера использования методического обеспечения проведена оптимизация проектных параметров, параметров траектории и программ управления движением гипотетического ракетного объекта, осуществляющего полет по аэробаллистической траектории. Для выбранного оптимального варианта УРО проведено сравнение энергетических возможностей УРО в случае его движения по аэробаллистической и баллистической траекториям.

Рассматривался вариант УРО со стартовой массой $m_0 = 1500$ кг, массой полезного груза $m_{n.z} = 280$ кг и маршевым РДТТ. В качестве целевого функционала, как указывалось ранее, выбрана дальность полета $L = L(\bar{p}, \bar{u}, \bar{x})$, на которую доставляется заданная масса полезного груза $m_{n.z}$.

При оптимизации проектных параметров и программ управления использовались следующие начальные условия при старте: географическая широта точки старта $\varphi_{c.cm} = 40^\circ$, азимут пуска $\psi = 40^\circ$, высота точки старта $H_{cm} = 10$ м.

Рассматривалась аэродинамическая схема УРО без крыльев, состоящая из конической носовой части в сочетании с цилиндром, с задним расположением аэродинамических рулей.

Характеристики УРО, не изменяемые в процессе оптимизации проектных параметров, параметров траектории и программ управления, приведены в табл. 1, в которой использованы следующие обозначения: m_0 – стартовая масса УРО; $m_{n.z}$ – масса полезного груза; $D_{УРО}$ – диаметр цилиндрической части УРО; $L_{ГЧ}$ – длина ГЧ УРО; $D_{ГЧ}$ – диаметр цилиндрической части ГЧ; ξ – угол полураствора конуса ГЧ.

Таблица 1

Исходные данные

Характеристика	Значение
m_0 , кг	1500,0
$m_{n.z}$, кг	280,0
$D_{УРО}$, м	0,45
$L_{ГЧ}$, м	2,5
$D_{ГЧ}$, м	0,45
ξ , град	15,0

В маршевом РДТТ использовалось условное твердое топливо со следующими характеристиками [14]: плотностью $\rho = 1760$ кг/м³, температурой горения $T_{гор} = 3755,0$ К с показательной зависимостью скорости горения от давления

$$u = u_1 (p_k)^v,$$

где $u_1 = 0,003$ м/с; $v = 0,251$.

При запуске УРО применялся наклонный старт. На активных участках аэробаллистической и баллистической траекторий программы изменения угла тангажа формировались по линейной зависимости от времени. Коэффициенты линейной зависимости определялись по соотношениям (16), (17), в которых время $t_{верт}$ принималось равным нулю, а угол тангажа $\varphi_{верт}$ принимался равным углу наклонного старта $\varphi_{см}$.

На первом пассивном участке баллистической траектории в течение заданного времени $t_{ПУТ_1}$ осуществлялся выход на нулевой угол атаки, на котором и происходило дальнейшее движение УРО до окончания полета.

На первом пассивном участке аэробаллистической траектории рассматривалась третья схема полета, согласно которой программа управления (2) после окончания АУТ обеспечивала в конце первого ПУТ выполнение требования на максимальной высоте $H_{max} = H_{max}^{mp} = 50$ км. После достижения максимальной высоты рассматривался третий вариант полета, в котором програм-

ма управления углом тангажа обеспечивала движение с нулевым углом атаки до заданной высоты $H_{\alpha_0} = 49,9$ км, затем осуществлялись вывод на требуемый угол атаки $\alpha = \alpha_{const} = 12^\circ$ в течение заданного времени $t_{\alpha_{const}} = 2$ с и полет с этим углом атаки. После достижения скорости полета $V = V_{\alpha_{const}}$ происходил вывод на требуемый угол тангажа при подлете к цели φ_c в течение промежутка времени t_{φ_c} .

Состав оптимизируемых параметров для аэробаллистической траектории и диапазоны их изменений приведены в табл. 2, в которой использованы следующие обозначения: ν_p – коэффициент начальной тяговооруженности УРО; μ_k – относительная конечная масса; p_k – давление в камере сгорания РДТТ; D_a – диаметр среза сопла РДТТ; $\varphi_{см}$ – угол наклона УРО при старте; $\varphi_{АУТ}$ – угол тангажа в конце АУТ; $V_{\alpha_{const}}$ – скорость, при которой заканчивается участок полета с постоянным углом атаки $\alpha = \alpha_{const}$; t_{φ_c} – продолжительность времени выхода на заданный угол тангажа при подлете к цели $\varphi_c = 90^\circ$.

Результаты, полученные при оптимизации проектных параметров УРО, параметров аэробаллистической траектории, а также некоторые характеристики УРО приведены в табл. 3, в которой дополнительно использованы следующие обозначения: $L_{УРО}$ – полная длина УРО; $L_{РДТТ}$ – длина маршевого РДТТ; m_m – полный запас топлива УРО; $P_{нуст}$ – тяга РДТТ в пустоте на основном режиме работы; m_c – массовый секундный расход продуктов сгорания на основном режиме работы; t_Σ – полное время работы РДТТ; $I_{уд}^{нуст}$ – пустотный удельный импульс РДТТ; $D_{кр}$ – диаметр критического сечения сопла; ξ – степень расширения сопла.

Таблица 2

Диапазоны изменения
оптимизируемых параметров

Параметр	min	max
v_p	0,05	0,2
μ_k	0,35	0,5
p_k , кгс/см ²	75,0	90,0
D_a , м	0,34	0,4
φ_{cm} , град	60,0	80,0
φ_{AVT} , град	35,0	55,0
$V_{\alpha_{const}}$, м/с	300,0	600,0
t_{φ_c} , с	50,0	80,0

Таблица 3

Результаты оптимизации

Оптимизируемые параметры УРО	
Параметр	Значение
v_p	0,0975
μ_k	0,4341
p_k , кгс/см ²	90,0
D_a , м	0,40
$L_{УРО}$, м	7,133
$L_{РДТТ}$, м	4,236
m_m , кг	848,85
$P_{нуст}$, кгс	15388,7
m_c , кг/с	57,796
t_{Σ} , с	14,76
$I_{y0}^{нуст}$, с	266,256
$D_{кр}$, м	0,116
ζ	3,4545

Оптимальные значения параметров аэробаллистической и баллистической траекторий приведены в табл. 4, в которой использованы следующие обозначения: L – дальность полета; φ_{cm} – угол наклона при старте УРО; φ_{AVT} – угол тангажа в конце АУТ; $V_{\alpha_{const}}$ – скорость, при которой заканчивается участок полета с постоянным углом атаки; H_{max} – максимальная высота полета УРО; V_c – скорость подлета к цели; t_{φ_c} – продолжительность времени выхода

на заданный угол тангажа при подлете к цели; φ_c – угол тангажа при подлете к цели.

Таблица 4

Параметры траекторий

Параметр	Траектория	
	балли- стическая	аэробалли- стическая
L , км	228,4	247,451
φ_{cm} , град	68,33	65,07
φ_{AVT} , град	49,67	41,27
$V_{\alpha_{const}}$, м/с	–	350,0
H_{max} , км	77,931	50,0
V_c , м/с	870,0	347,16
t_{φ_c} , с	–	71,0
φ_c , град	-57,53	-90

Изменения параметров движения от времени для аэробаллистической (сплошные линии на графиках) и баллистической (штриховые линии на графиках) траекторий приведены на рис. 2–5.

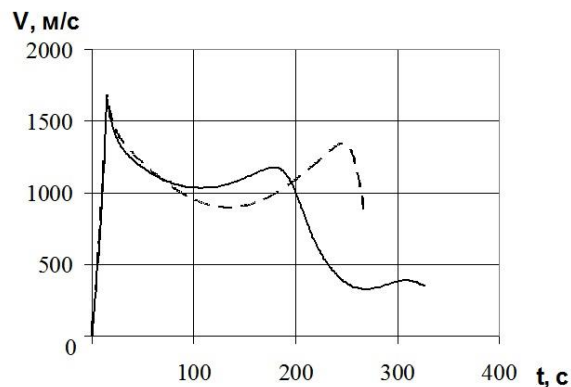


Рис. 2. Зависимость скорости от времени

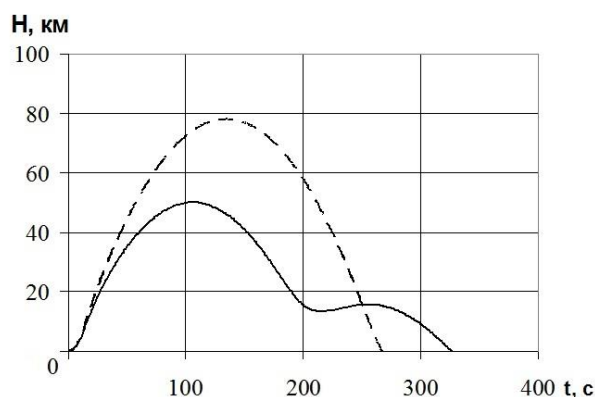


Рис. 3. Зависимость высоты от времени

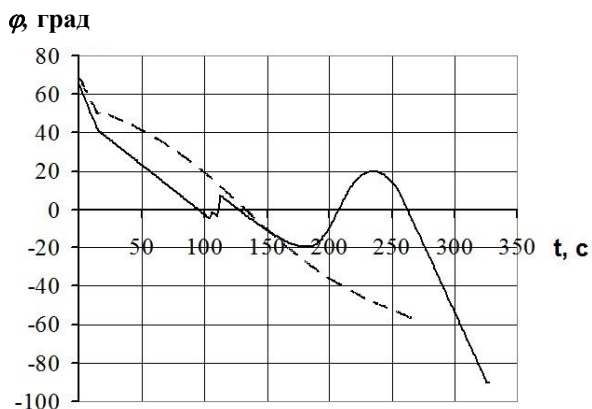


Рис. 4. Зависимость угла тангажа от времени

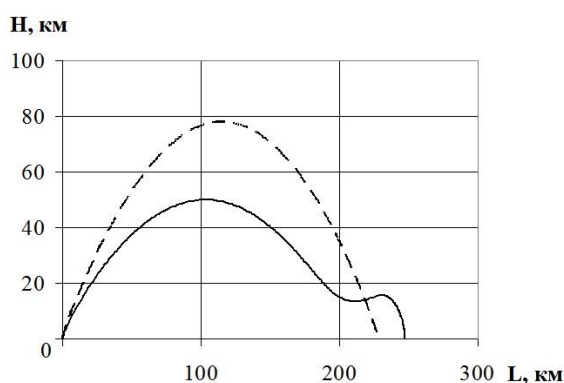


Рис. 5. Зависимость высоты от дальности

Выводы

Сформулирована комплексная задача оптимизации на начальном этапе проектирования проектных параметров, программ управления и основных характеристик УРО. Приведены структура математической модели и алгоритм, позволяющие на начальном этапе проектирования в зависимости от основных проектных параметров определять габаритно-массовые, энергетические, аэродинамические и баллистические характеристики УРО. Разработаны программные приложения для представления в удобной для пользователя форме результатов исследований. Проведена апробация разработанного методического обеспечения на примере решения проектной задачи применительно к УРО, осуществляемому полет по баллистической и аэробаллистической траекториям.

Список использованной литературы

1. Дегтярев А. В. Ракетная техника: проблемы и перспективы. Избранные научно-

технические публикации. — Днепропетровск: АРТ-ПРЕСС, 2014. — 420 с.

2. Щевров Д. Н. Проектирование беспилотных летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1978. — 264 с.

3. Синюков А. М. и др. Баллистическая ракета на твердом топливе / А. М. Синюков, Л. И. Волков, А. И. Львов, А. М. Шишкевич / Под ред. А. М. Синюкова. — М.: Воениздат, 1972. — 511 с.

4. Варфоломеев В. И. Проектирование и испытание баллистических ракет / Под ред. В. И. Варфоломеева, М. И. Копытова. — М.: Воениздат, 1970. — 392 с.

5. Эффективность сложных систем. Динамические модели / В. А. Виноградов, В. А. Грущанский, С. И. Довгодуш и др. — М.: Наука, 1989. — 285 с.

6. Ильичев А. В. Эффективность проектируемых элементов сложных систем / А. В. Ильичев, В. Д. Волков, В. А. Грущанский. — М.: Высш. шк., 1982. — 280 с.

7. Кротов В. Ф., Гурман В. И. Методы и задачи оптимального управления. — М.: Наука, 1973. — 446 с.

8. Понтрягин Л. С. Математическая теория оптимальных процессов / Л. С. Понтрягин, В. Г. Болтянский, Р. В. Гамкрелидзе, Е. Ф. Мищенко. — М.: Наука, 1969. — 385 с.

9. Тарасов Е. В. Алгоритм оптимального проектирования летательного аппарата. — М.: Машиностроение, 1970. — 364 с.

10. Алпатов А. П., Сенькин В. С. Комплексная задача оптимизации основных проектных параметров и программ управления движением ракет космического назначения // Техническая механика. — 2011. — № 4. — С. 98 — 113.

11. Алпатов А. П., Сенькин В. С. Методическое обеспечение для выбора облика, оптимизации проектных параметров и программ управления полетом ракеты-носителя // Техническая механика. — 2013. — № 4. — С. 146 — 161.

12. Сенькин В. С. Оптимизация проектных параметров ракеты-носителя сверхлегкого класса // Техническая механика. — 2009. — № 1. — С. 80 — 88.

13. Сенькин В. С. Оптимизация программ управления полетом и оптимизация тяги маршевой двигательной установки

управляемого ракетного объекта // Техническая механика. – 2000. – № 1. – С. 46 – 50.

14. Сюткина-Доронина С. В. К вопросу оптимизации проектных параметров и программ управления ракетного объекта с ракетным двигателем на твердом топливе // Авиационно-космическая техника и технология. – 2017. – № 2 (137). – С. 44 – 59.

15. Лебедев А. А., Герасюта Н. Ф. Баллистика ракет. – М.: Машиностроение, 1970. – 244 с.

16. Разумев В. Ф., Ковалев Б. К. Основы проектирования баллистических ракет на твердом топливе. – М.: Машиностроение, 1976. – 356 с.

17. Ерохин Б. Т. Теоретические основы проектирования РДТТ. – М.: Машиностроение, 1982. – 206 с.

18. Абугов Д. И., Бобылев В. М. Теория и расчет ракетных двигателей твердого топлива. – М.: Машиностроение, 1987. – 272 с.

19. Шишков А. А. Газодинамика пороховых ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 1974. – 156 с.

20. Сенькин В. С. Комплексная задача оптимизации проектных параметров и программ управления твердотопливной ракеты-носителя сверхлегкого класса // Техническая механика. – 2012. – № 2. – С. 106 – 121.

21. Методическое обеспечение для определения на начальном этапе проектирования проектных параметров, программ управления, баллистических, энергетических и габаритно-массовых характеристик управляемых ракетных объектов, осуществляющих движение по аэробаллистической траектории: Отчет о НИР / ИТМ НАНУ и ГКАУ, ГП «КБ «Южное». – Инв. № 40-09/2017. – 2017. – 159 с.

Статья поступила 07.06.2018