

Научная статья
УДК 629.7.036.5

МНОГОКРИТЕРИАЛЬНЫЙ ВЫБОР РАЦИОНАЛЬНЫХ ОБЛИКОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ МНОГОИМПУЛЬСНОМ РЕЖИМЕ ДВИЖЕНИЯ

Владимир Митрофанович Балык¹ ✉, Дмитрий Дмитриевич Гайдаров², Иван Андреевич Соцков³
^{1, 2, 3} Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Россия
¹ balikv@gmail.com ✉

Аннотация. Одним из путей повышения эффективности беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) является качественное улучшение принимаемых проектных решений. Особую значимость при моделировании БПЛА имеют задачи восстановления проектных связей между проектными параметрами и условиями функционирования БПЛА. Такие проектные связи восстанавливаются по статистическим выборкам, получаемым зондированием математической модели БПЛА. Проектные связи строятся в классе гармонических полиномов по статистическому критерию регулярности, оптимизация которых проводится по оригинальному методу поиска глобального экстремума.

Очевидно, что эффективность БПЛА есть понятие многогранное, которое описывается широким набором частных критериев оптимальности. Для БПЛА, цель которого – является парирование чрезвычайных ситуаций, проведение спасательных операций, наиболее важными критериями оптимальности являются дальность полета и время функционирования. Многокритериальная проблема здесь решается также на основе поиска глобального экстремума.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, дальность полета, время полета, ракетно-прямоточный двигатель, воздухозаборник, аэродинамические коэффициенты, гармонические полиномы, статистическая выборка

Для цитирования: Балык В.М., Гайдаров Д.Д., Соцков И.А. Многокритериальный выбор рациональных обликковых характеристик беспилотного летательного аппарата при многоимпульсном режиме движения // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 3. С. 59–68.

Original article

MULTI-CRITERIA SELECTION OF UNMANNED AERIAL VEHICLE RATIONAL LAYOUT CHARACTERISTICS AT MULTI-IMPULSE MODE OF MOTION

Vladimir M. Balyk¹ ✉, Dmitrii D. Gaidarov², Ivan A. Sotskov³
^{1, 2, 3} Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russia
¹ balikv@gmail.com ✉

Abstract

The article considers the problem of an unmanned aerial vehicle (UAV) with a solid propellant rocket engine designing. One of the ways for the UAVs efficiency enhancing consists in qualitative improving of the design choices being made. The issues of the design links restoring between the project parameters and the UAV functioning

conditions are of special meaningfulness while the UAV modeling. These design links are being restored from the samplings obtained by the UAV mathematical model probing. The project links are being constructed in the class of harmonic polynomials by the static regularity criterion, which optimization is being performed by the original method of the global extremum seeking. Mass, flight performance, economic and operational indicators as well as other criterion characteristics may be accepted as a goal function. The article being presented assumes the UAV flight range as an optimality criterion. The UAV efficiency increasing is associated with highly accurate small-sized and moving targets hitting, which leads to the necessity of the UAVs power plants further improving. The UAV efficiency, like any other aerial vehicle type, is a complex indicator, determining the UAV flight range. The highest augment in the UAV flight range may be reached through the solid-fuel rocket-ramjet engines application (SFRRE). Such engines improvement is being accomplished by way of working process and power plant structure, as well as specific-mass and energy properties of solid fuels selection. The supersonic air intake device makes significant contribution to the working process quality. In this regard, the air compressing process efficiency in the air intake is of significant importance.

Parameters selection of the power plant with the SFRRE as well as the UAV parameters, ensuring the maximum flight range of the rocket with a fixed launch weight and specified fuel margin was performed. The fuel-flow rate at the cruising section as well as inlet and outlet cross-sections areas of the air intake are assumed as variable parameters. Optimal selection of the inlet and outlet cross-sections area of the air intake and fuel consumption allowed increasing the UAV flight range by 5.842% for the 1000 m flight altitude, and by 12.283% for the flight altitude of 10000 m.

Keywords: unmanned aerial vehicle, flight range, flight time, ramjet engine, air intake, aerodynamic coefficients, harmonic polynomials, statistical sampling

For citation: Balyk V.M., Gaidarov D.D., Sotskov I.A. Multi-Criteria Selection of Unmanned Aerial Vehicle Rational Layout Characteristics at Multi-Impulse Mode of Motion. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 3, pp. 59-68.

Введение

Эффективность БПЛА во многом определяется дальностью полета и временем полета. Наибольший прирост дальности полета аппарата может быть достигнут за счет применения ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе (РПДТ) [1]. Совершенствование таких двигателей происходит как в направлении выбора рабочего процесса и конструкции силовой установки, так и за счет подбора удельно-массовых и энергетических свойств твердых топлив. Существенный вклад в качество рабочего процесса вносит сверхзвуковое воздухозаборное устройство (СВУ). В связи с этим важное значение имеет эффективность процесса сжатия воздуха в воздухозаборнике.

Основные этапы расчета СВУ включают в себя [2, 3, 4, 5]:

- определение геометрических параметров воздухозаборника, в частности, размеров сечений на входе $F_{вх}$ и на выходе $F_{вых}$ воздухозаборника;

- расчет характеристик СВУ в виде зависимостей коэффициента полного давления $\sigma_{вх}$, коэффициента расхода $\varphi = G_B/G_{Bmax}$ и коэффициента лобового сопротивления воздуха $C_{хвх}$ от числа Маха M_n и угла атаки α на нерасчетных режимах.

Для определения характеристик СВУ на расчетном режиме необходимо задать следующие параметры:

- расчетное число Маха $M_{р.вх}$;

- значение углов наклона торможения β_i .

Суммарный угол при этом равен

$$\beta_{\Sigma} = \sum_{i=1}^m \beta_i,$$

где m – число панелей торможения.

В качестве целевой функции могут быть приняты массовые, летно-технические характеристики, экономические и эксплуатационные показатели и другие критериальные характеристики. В данной работе в качестве критерия оптимальности принята дальность полета БПЛА.

Несмотря на перспективность РПДТ, у них имеется один недостаток, присущий всем двигателям на твердом топливе – наличие проблемы управления тягой двигателя. Частично эта проблема решается с помощью ряда прерываний работы двигателя (многоимпульсный режим). Так, в [6] рассматривалась математическая модель двухимпульсного режима движения БПЛА и были получены параметры этого движения по критериям дальности и времени полета. В данной работе приводится многокритериальная постановка задачи выбора многоимпульсного режима движения.

Связь между характеристиками силовой установки и критериями верхнего уровня – дальность и время полета – осуществляется через уравнения движения БПЛА, которые описывают следующие участки полета:

Стартовый участок, соответствует полету БПЛА на разгонном участке, когда работает лишь стартовый ускоритель. При этом канал РПДТ закрыт для протока воздуха.

Маршевый участок, соответствует полету БПЛА на активном участке полета, когда стартовая ступень полностью отработала, а тяга для движения создается только за счет работы РПДТ.

Пассивный участок, соответствует полету БПЛА на пассивном участке полета, когда топливо полностью выгорело и ЛА продолжает лететь за счет инерции.

На маршевом и пассивном участках полета рассчитываются маневренные характеристики ЛА, включающие в себя [7, 8, 9, 10]:

– значения располагаемых тангенциальных перегрузок n_x и энергетической скороподъемности V_y на различных высотах и скоростях полета;

– значения установившегося и неустановившегося виражей.

Для расчета траектории полета БПЛА должны быть определены характеристики дальности и продолжительности полета БПЛА при фиксированной стартовой массе и заданном запасе топлива. В качестве варьируемых параметров принимаются секундный расход топлива на маршевом участке \dot{m} , площадь входного сечения воздухозаборника $F_{ВХ}$ и площадь выходного сечения воздухозаборника $F_{ВЫХ}$.

Постановка задачи

Необходимо выбрать параметры силовой установки с РПДТ и параметры БПЛА, обеспечивающие максимум дальности полета аппарата и минимум времени его движения при фиксированной стартовой массе и заданном запасе топлива. В качестве варьируемых параметров принимаются секундный расход топлива на маршевом участке \dot{m} , площадь входного сечения воздухозаборника $F_{ВХ}$ и площадь выходного сечения воздухозаборника $F_{ВЫХ}$.

Для описания многоимпульсного режима движения БПЛА вводится длительность i -го пассивного участка движения $t_i, i = \overline{1, s}$, где s – число участков пассивного движения.

Необходимо также найти оптимальные зависимости характеристик воздухозаборника от фазовых координат объекта [11, 12, 13, 14]:

– зависимость коэффициента расхода φ сверхзвукового воздухозаборника от угла атаки α и числа Маха $M_{Ц}$:

$$\varphi = \varphi(\alpha, M_{Ц}); \tag{1}$$

– зависимость относительной скорости $\lambda_{ВХ}$ от числа Маха $M_{Ц}$ и суммарного угла наклона панелей клина торможения β_{Σ} :

$$\lambda_{ВХ} = \lambda_{ВХ}(M_{Ц}, \beta_{\Sigma}); \tag{2}$$

– зависимость суммарного угла наклона панелей клина торможения β_{Σ} от числа Маха объекта $M_{Ц}$ и высоты полета $H_{Ц}$:

$$\beta_{\Sigma} = \beta_{\Sigma}(M_{Ц}, H_{Ц}). \tag{3}$$

Таким образом, ставится задача: найти

$$\begin{aligned} L^{opt} &= \max_{\{\dot{m}, F_{ВХ}, F_{ВЫХ}, \varphi, \lambda_{ВХ}, \beta_{\Sigma}\}} L(\dot{m}, F_{ВХ}, F_{ВЫХ}, \varphi, \lambda_{ВХ}, \beta_{\Sigma}), i = \overline{1, s}; \\ T^{opt} &= \min_{\{\dot{m}, F_{ВХ}, F_{ВЫХ}, \varphi, \lambda_{ВХ}, \beta_{\Sigma}\}} T(\dot{m}, F_{ВХ}, F_{ВЫХ}, \varphi, \lambda_{ВХ}, \beta_{\Sigma}), i = \overline{1, s} \end{aligned} \tag{4}$$

при заданных параметрических и функциональных ограничениях:

$$\begin{aligned} 0,3 \text{ кг} &\leq \dot{m} \leq 0,5 \text{ кг}; \\ 0,1 \text{ м}^2 &\leq F_{ВХ} \leq 0,2 \text{ м}^2; \\ 0,1 \text{ м}^2 &\leq F_{ВЫХ} \leq 0,2 \text{ м}^2; \\ 0 &\leq t_i \leq t_{i \text{ макс}}, i = \overline{1, s} \end{aligned}$$

при выполнении зависимостей (1), (2), (3).

Здесь L – дальность полета БПЛА; \dot{m} – запас топлива.

Математическая модель БПЛА с РПДТ

Уравнения движения БПЛА в скоростной системе координат [15, 16, 17]

$$m \frac{dV}{dt} = p \cdot \cos \alpha \cdot \cos \beta - X_a - G \cdot \sin \theta;$$

$$mV \frac{d\theta}{dt} = p \cdot \sin \alpha + Y_a - G \cdot \cos \theta;$$

$$mV \frac{d\psi}{dt} = p \cdot \sin \beta + Z_a;$$

$$\frac{dx}{dt} = V \cdot \cos \theta;$$

$$\frac{dy}{dt} = V \cdot \sin \theta;$$

$$\frac{dz}{dt} = V \cdot \sin \psi;$$

$$\frac{dm}{dt} = -\dot{m};$$

$$\frac{dt}{dt} = 1.$$

Здесь m – масса аппарата; V – скорость движения аппарата; θ – угол наклона траектории; x – дальность полета по оси OX ; y – дальность полета по оси OY ; z – дальность полета по оси OZ ; α – угол атаки; β – угол скольжения; X_a – осевая сила (сила лобового сопротивления); Y_a – аэродинамическая

нормальная сила (подъемная сила); Z_a – аэродинамическая боковая сила.

Уравнения движения объекта:

$$\begin{aligned} \frac{dx_{\text{ц}}}{dt} &= V_{\text{ц}} \cos \theta_{\text{ц}}; \\ \frac{dy_{\text{ц}}}{dt} &= V_{\text{ц}} \sin \theta_{\text{ц}}; \\ \frac{dz_{\text{ц}}}{dt} &= -V_{\text{ц}} \sin \psi_{\text{ц}}. \end{aligned}$$

Аэродинамические силы:

$$\begin{aligned} X_a &= (C_{x0} + C_x^\alpha \alpha^2) \cdot \frac{\rho V^2 S_M}{2}; \\ Y_a &= C_y^\alpha \cdot \alpha^2 \cdot \frac{\rho V^2 S}{2}; \\ Z_a &= C_z^\beta \cdot \beta^2 \cdot \frac{\rho V^2 S}{2}. \end{aligned}$$

Плотность воздуха зависит от высоты полета:

$$\rho = \rho_0 \cdot \left(1 - \frac{y}{44308}\right)^{4,2553},$$

где $\rho_0 = 1,25 \text{ кг/м}^3$.

Расчет начальной массы аппарата проводится по упрощенным проектно-массовым уравнениям, которые представлены в виде:

$$m_0 = m_{\text{пн}} + m_{\text{фюз}} + m_{\text{кр}} + m_{\text{топл}} + m_{\text{ду}},$$

где $m_{\text{пн}}$ – масса полезной нагрузки; $m_{\text{фюз}}$ – масса фюзеляжа; $m_{\text{кр}}$ – масса крыльев; $m_{\text{топл}}$ – масса топлива; $m_{\text{ду}}$ – масса двигательной установки (ДУ).

Масса ряда систем зависит от определенных тактико-технических характеристик (ТТХ) аппарата и параметров функционирования подсистем и может быть выражена через статистические коэффициенты.

Исследуемый ЛА имеет несущий корпус, поэтому стартовая масса определяется по следующей формуле:

$$m_0 = \frac{(1 + \beta_{\text{фюз}}) \cdot m_{\text{пн}} + m_{\text{топл}} \cdot (1 + \alpha_{\text{ду}})}{1 - \mu_{\text{опер+кр}}},$$

где $\beta_{\text{фюз}} = 0,2$ – относительная масса фюзеляжа;
 $\alpha_{\text{ду}} = 0,16$ – относительная масса ДУ;
 $\mu_{\text{опер+кр}} = 0,7$ – относительная масса оперения и крыла.

Расход топлива ЛА:

$$\dot{m} = \frac{P}{P_{\text{уд}}} \text{ кг/с},$$

где $P_{\text{уд}} = 3000 \text{ кг/с}$.

Расчет угла атаки и скольжения в методе пропорционального сближения [18, 19, 20]:

$$\begin{aligned} \alpha &= \frac{mg \cos \theta + mk \frac{d\varphi}{dt}}{p + C_y^\alpha \frac{\rho V^2}{2} S}; \\ \beta &= \frac{mg \cos \psi + mk \frac{d\chi}{dt}}{p + C_z^\beta \frac{\rho V^2}{2} S}. \end{aligned}$$

Здесь φ – угол места объекта; χ – угол курса; k – коэффициент пропорциональности:

$$\begin{aligned} \varphi &= \arctg \frac{y - y_{\text{ц}}}{x - x_{\text{ц}}}; \\ \chi &= \arctg \frac{z - z_{\text{ц}}}{x - x_{\text{ц}}}. \end{aligned}$$

Закон уменьшения массы БПЛА за счет уменьшения массы топлива:

$$m_{\text{топл}} = m_0 - \dot{m}t,$$

где m_0 – начальная масса БПЛА; t – время работы двигателя.

Угол места считается со знаком «+», если высота, на которой находятся ЛА, выше высоты, на которой находится объект, или равна ей; в противном случае угол берется со знаком «-»:

$$\varphi = \pm \arctg \frac{y - y_{\text{ц}}}{x - x_{\text{ц}}},$$

где $y_{\text{ц}}$ – высота над уровнем моря, на которой находится объект.

Выход из интегрирования происходит, когда БПЛА находится на необходимом расстоянии от объекта для подрыва боевой части (БЧ), т. е. когда выполняется следующее условие:

$$\sqrt{(x - x_{\text{ц}})^2 + (y - y_{\text{ц}})^2 + (z - z_{\text{ц}})^2} \leq 3 \text{ м}.$$

Ниже приводится математическая модель расчета эффективной тяги РПДТ.

Давление среды:

$$p_H = 10^5 \exp\left(\frac{-0,029 \cdot g \cdot y}{8,31 \cdot 288,15}\right).$$

Для изолированного РПДТ идеальная тяга сопла равна

$$R_{\text{ид}} = G_c \cdot C_c + F_c (p_c - p_H).$$

где G_c – расход газа на срезе сопла; C_c – скорость газового потока на срезе сопла; p_H – давление на

срезе сопла; p_c – давление среды; F_c – площадь срез сопла.

Коэффициент скорости сопла:

$$\varphi_c = 0,998 - A - 0,013 \sqrt{\frac{F_c}{F_{cp}} - 1};$$

$$A = 0 \div 0,02.$$

Тяга сопла с учетом потерь импульса:

$$R_c = I_c (G_c \cdot C_c + p_c \cdot F_c) - F_c p_H.$$

где I_c – коэффициент потери импульса в сопле.

Идеальная тяга (если скорость потока на срезе сопла направлена по скорости невозмущенного потока):

$$P_{ид} = R - \dot{m} \cdot V,$$

где \dot{m} – расход на входе в двигатель.

Идеальный удельный импульс двигателя:

$$I_{уд.ид} = \frac{P_{ид}}{\dot{m}}.$$

Сила лобового сопротивления на входе в воздухозаборник:

$$X_{вх} = C_{X_{вх}} \frac{\rho_H V_H^2}{2} \cdot F_{вх},$$

где

$$C_{X_{вх}} = (\varphi - \varphi_{max}) \left[A + \frac{\sin \beta_\Sigma \left(1 - \frac{\varphi}{\varphi_{max}} \right)}{\lambda_H} \right];$$

$$A = 2 - \cos \beta_\Sigma \left(1 - \frac{\varphi}{\varphi_{max}} \right) \frac{1}{\lambda_{вх} \lambda_H}.$$

Коэффициент расхода φ , относительная скорость $\lambda_{вх}$, суммарный угол наклона панелей клина торможения β_Σ определяются по аппроксимирующим полиномам.

Сила лобового сопротивления на выходе из воздухозаборника:

$$X_{вых} \cong X_{корм} = C_{X_{корм}} \frac{\rho_H V_H^2}{2} \cdot F_{вых}.$$

Здесь $F_{вх}$ и $F_{вых}$ являются варьируемыми параметрами.

Эффективная тяга равна $P_{эф} = P_{ид} - X_{вх} - X_{вых}$.

Решение задачи (4), в силу сложности математической модели

$$L = L(\dot{m}, F_{вх}, F_{вых}, t_i, \varphi, \lambda_{вх}, \beta_\Sigma), \quad i = \overline{1, s};$$

$$T = T(\dot{m}, F_{вх}, F_{вых}, t_i, \varphi, \lambda_{вх}, \beta_\Sigma), \quad i = \overline{1, s}$$

и ее многоэкстремальности, не может быть получено стандартными методами оптимизации. Для решения этой задачи был применен оригинальный метод глобального поиска экстремума [21], который позволяет гарантированно находить глобальный экстремум в многомерных задачах. Кроме того, метод в процессе своей работы строит функциональные зависимости вида $I = a \cos(I\omega) + b \sin(I\omega)$, где u и I – векторы, в общем случае имеющие следующий состав: $y = (\varphi, \lambda_{вх}, \beta_\Sigma)$ и $I = (\alpha, M_{ц}, H_{ц}, \beta_\Sigma)$; к ним могут быть сведены задачи построения зависимостей $\varphi = \varphi(\alpha, M_{ц})$; $\lambda_{вх} = \lambda_{вх}(M_{ц}, \beta_\Sigma)$; $\beta_\Sigma = \beta_\Sigma(M_{ц}, H_{ц})$.

Для решения многокритериальной задачи $J_0 = (L, T)$ используется аддитивный принцип оптимальности с переменными коэффициентами:

$$J_0 = \min [\alpha T_a - (1 - \alpha) L_1(\alpha)].$$

Пространство варьируемых параметров распространяется на единицу:

$$X = (\dot{m}, F_{вх}, F_{вых}, t_i, i = \overline{1, s}, \alpha),$$

здесь α – весовой коэффициент, на который накладываются параметрические ограничения $0 \leq \alpha \leq 1$.

Поиск глобального экстремума в тригонометрическом базисе

Для непрерывной функции $f : R^n \Rightarrow R$, ограниченной снизу $f(x) > -\infty$, ставится задача отыскания глобального минимума на компакте $X \subset R^n$:

$$J_* = \text{glob min } f(x) = f(x_*),$$

$$x \in X$$

где x_* – любая точка глобального минимума, равного J_* .

Если построить обратную функцию

$$x = f^{-1}(J), \tag{5}$$

то задача поиска глобального минимума становится тривиальной. Достаточно в (5) критерий J последовательно уменьшать, если ищется глобальный минимум, или последовательно увеличивать, если ищется глобальный максимум.

Обратные функции в (5) аппроксимируются тригонометрическим полиномом:

$$f^{-1}(J) = \frac{\alpha_0}{2} + \sum_{j=1}^m \prod_{i=1}^P [\alpha_j^{(i)} \cos(\omega_j^{(i)} J) + b_j^{(i)} \sin(\omega_j^{(i)} J)].$$

Здесь P – размерность задачи; m – число набранных гармоник; α_0 – среднее значение функции $f^{-1}(J)$.

Для дискретного варианта коэффициенты $\alpha_0, \alpha_j^{(i)}, b_j^{(i)}$ имеют вид:

$$\alpha_0 = \frac{2}{N} \sum_{j=1}^{N-1} f^{-1}(J_j).$$

Здесь N – объем таблицы исходных данных; $\alpha_j^{(i)}, b_j^{(i)}$ – коэффициенты Фурье:

$$\alpha_j^{(i)} = \frac{2}{N} \sum_{j=0}^{N-1} f_i^{-1}(J_j) \cos(\omega_j^{(i)} j);$$

$$b_j^{(i)} = \frac{2}{N} \sum_{j=0}^{N-1} f_i^{-1}(J_j) \sin(\omega_j^{(i)} j),$$

где $\omega_k^{(i)}$ – частота функции $f^{-1}(J)$.

Таким образом, все варьируемые параметры представляются в виде аппроксимаций обратных функций:

$$x_1 = f_1^{-1}(J), x_2 = f_2^{-1}(J), \dots, x_n = f_n^{-1}(J).$$

Сделаем замену переменных:

$$x_1 = \varphi_1(I) = \alpha_1 \cos(\omega_1 I) + b_1 \sin(\omega_1 I);$$

$$x_2 = \varphi_2(I) = \alpha_2 \cos(\omega_2 I) + b_2 \sin(\omega_2 I);$$

...

$$x_n = \varphi_n(I) = \alpha_n \cos(\omega_n I) + b_n \sin(\omega_n I).$$

Пусть $J_{\text{пред}}^{(1)}$ – рекордное значение критерия.

Если невязка вида

$$h[J] = \left\| f(\varphi_1(J), \varphi_2(J), \dots, \varphi_{n \times m}(J)) - J_{\text{пред}}^{(1)} \right\|$$

больше заданной точности ε :

$$h[J] > \varepsilon, \tag{6}$$

то рекорд $J_{\text{пред}}^{(1)}$ последовательно увеличивается по правилу:

$$J_{\text{пред}}^{(1)} = J_{\text{пред}}^{(1)} + \Delta, \Delta = \frac{|J_{\text{пред}}^{(1)}|}{2k}; k = 1, \tag{7}$$

пока выполняется условие (6).

В случае d

$$h[J] < \varepsilon \tag{8}$$

k принимается равным двум, и рекорд $J_{\text{пред}}^{(2)}$ последовательно уменьшается по правилу:

$$J_{\text{пред}}^{(2)} = J_{\text{пред}}^{(2)} + \Delta, \Delta = \frac{|J_{\text{пред}}^{(1)}|}{2k}, \tag{9}$$

пока выполняется условие (8).

Общее правило построения поискового шага имеет вид:

$$J_{k+1} = \begin{cases} J_k - \frac{|J_1|}{2k}, & \text{если } h(J_k) < \varepsilon \text{ и } h(J_{k+1}) > \varepsilon, \text{ то } k = k + 1; \\ J_k + \frac{|J_1|}{2k}, & \text{если } h(J_k) > \varepsilon \text{ и } h(J_{k+1}) < \varepsilon, \text{ то } k = k + 1. \end{cases} \tag{10}$$

В общем случае при $h[J] > \varepsilon$ смещение критерия происходит по правилу (7), а при $h[J] < \varepsilon$ критерий смещается по правилу (9). При изменении $h[J] > \varepsilon$ на $h[J] < \varepsilon$ или при изменении $h[J] < \varepsilon$ на $h[J] > \varepsilon$ номер итерации увеличивается на единицу. Описанный итерационный процесс показан на рисунке.

В результате процесса (7) и (9) строится последовательность вложенных отрезков:

$$\begin{aligned} & [J_{\text{пред}}^{(1)}, J_{\text{пред}}^{(2)}]; \\ & [J_{\text{пред}}^{(2)}, J_{\text{пред}}^{(3)}]; \\ & \dots \\ & [J_{\text{пред}}^{(2k)}, J_{\text{пред}}^{(2k+1)}]. \end{aligned}$$

Итерационный процесс прекращается, если

$$[J_{\text{пред}}^{(k)}, J_{\text{пред}}^{(k-1)}] \leq \varepsilon.$$

В результате итерационного процесса (10) образуется последовательность значений:

$$I_1, I_2, \dots, I_{2k}, I_{2k+1}, \dots,$$

из которой можно выделить убывающую подпоследовательность

$$I_1 > I_3 > I_5 > \dots > I_{2k+1}$$

и возрастающую подпоследовательность

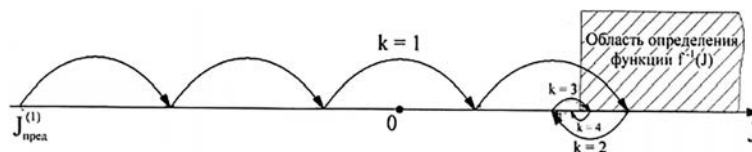
$$I_2 < I_4 < I_6 < \dots < I_{2k},$$

пределы которых при $k \rightarrow \infty$ равны между собой, и этот предел соответствует положению глобального минимума.

Основные результаты

Задача $\min J(\dot{m}, F_{\text{вх}}, F_{\text{вых}}, \varphi, \lambda_{\text{вх}}, \beta_{\Sigma})$;

$$a = (\dot{m}, F_{\text{вх}}, F_{\text{вых}}, \varphi, \lambda_{\text{вх}}, \beta_{\Sigma})$$



Итерационный процесс определения глобального минимума по значению

решалась при условиях: $t_1 = 17,33$ с и $t_2 = 15,16$ с; оптимальный весовой коэффициент $\alpha^{opt} = 0,709$;

$$A = \begin{cases} 0,3 \text{ кг} \leq \dot{m} \leq 0,5 \text{ кг} \\ 0,1 \text{ м}^2 \leq F_{\text{вх}} \leq 0,2 \text{ м}^2; \\ 0,1 \text{ м}^2 \leq F_{\text{вых}} \leq 0,2 \text{ м}^2; \\ 0,75 \leq \varphi \leq 0,95; \\ 0,8 \leq \lambda_{\text{вх}} \leq 1,1; \\ 0,158 \leq \beta_{\Sigma} \leq 2,285; \\ m_{\text{топл}} \leq 80 \text{ кг.} \end{cases}$$

Задача решена для двух различных высот объекта.

Получены следующие результаты: для высоты объекта $H_{\text{ц}} = 1000$ м:

- расход топлива $\dot{m} = 0,496$ кг/с;
- площадь сечения на входе в воздухозаборник $F_{\text{вх}} = 5,603 \cdot 10^{-2}$ м²;
- площадь сечения на выходе в воздухозаборник $F_{\text{вых}} = 4,163 \cdot 10^{-2}$ м²;
- коэффициент расхода $\varphi = 0,87$;
- относительная скорость $\lambda_{\text{вх}} = 1,074$;
- суммарный угол наклона панелей клина торможения $\beta_{\Sigma} = 0,252$. При данных оптимальных параметрах дальность полета БПЛА равна $L^{opt} = 191957$ м, при начальной дальности $L^{(0)} = 180000$ м, $T = 118$ с.

Для высоты объекта $H_{\text{ц}} = 10000$ м:

- расход топлива $\dot{m} = 0,128$ кг/с;
- площадь сечения на входе в воздухозаборник $F_{\text{вх}} = 7,253 \cdot 10^{-2}$ м²;
- площадь сечения на выходе в воздухозаборник $F_{\text{вых}} = 5,448 \cdot 10^{-2}$ м²;
- коэффициент расхода $\varphi = 0,69$;
- относительная скорость $\lambda_{\text{вх}} = 1,934$;
- суммарный угол наклона панелей клина торможения $\beta_{\Sigma} = 0,204$. При данных оптимальных параметрах дальность полета аппарата $L^{opt} = 205206$ м при начальной дальности $L^{(0)} = 180000$ м, $T = 142$ с.

Как видно из приведенных результатов, разные положения объекта по высоте приводят к различным оптимальным параметрам и различным дальностям полета БПЛА. Поэтому представляется важным иметь зависимость характеристик воздухозаборника от фазовых координат аппарата и объекта.

Задача (4) решалась при различных сочетаниях высоты объекта $H_{\text{ц}}$ и скорости объекта $M_{\text{ц}}$, в результате чего были построены следующие аппроксимирующие зависимости в тригонометрическом базисе:

$$I = \sum_{i=1}^m \prod_{j=1}^P \left[a_i \cos \left(x_j \frac{2\pi J}{\omega_i} \right) + b_i \sin \left(x_j \frac{2\pi J}{\omega_i} \right) \right],$$

P – количество аргументов в восстанавливаемой функции.

Построение зависимости коэффициента расхода φ сверхзвукового воздухозаборного устройства от угла атаки α и числа Маха $M_{\text{ц}}$

Здесь $I = \varphi$; $J = (\alpha, M_{\text{ц}})$; $P = 2$.

Статистическая выборка для построения зависимости $\varphi = \varphi(\alpha, M_{\text{ц}})$ приведена в таблице.

По данной статистике была получена зависимость вида:

$$\begin{aligned} \varphi^M = & (-0,219 \cos(2\pi M_{\text{ц}} / 0,467) + 0,852 \sin(2\pi M_{\text{ц}} / 0,467)) \times \\ & \times (-1,472 \cos(2\pi \alpha / 1,714) - 0,938 \sin(2\pi \alpha / 1,714)) + \\ & + (-0,787 \cos(2\pi M_{\text{ц}} / 0,250) + 0,549 \sin(2\pi M_{\text{ц}} / 0,250)) \times \\ & \times (1,026 \cos(2\pi \alpha / 0,989) + 0,748 \sin(2\pi \alpha / 0,989)) + \\ & + (-0,787 \cos(2\pi M_{\text{ц}} / 0,250) + 0,549 \sin(2\pi M_{\text{ц}} / 0,250)) \times \\ & \times (1,026 \cos(2\pi \alpha / 0,989) + 0,748 \sin(2\pi \alpha / 0,989)) + \\ & + (-0,787 \cos(2\pi M_{\text{ц}} / 0,250) + 0,549 \sin(2\pi M_{\text{ц}} / 0,250)) \times \\ & \times (1,026 \cos(2\pi \alpha / 0,989) + 0,748 \sin(2\pi \alpha / 0,989)). \end{aligned}$$

Построение зависимости относительной скорости $\lambda_{\text{вх}}$ от числа $M_{\text{ц}}$ полета и суммарного угла наклона панелей клина торможения β_{Σ}

Здесь $I = \lambda_{\text{вх}}$; $J = (M_{\text{ц}}, \beta_{\Sigma})$; $P = 2$.

Статистическая выборка для зависимости $\lambda_{\text{вх}} = \lambda_{\text{вх}}(M_{\text{ц}}, \beta_{\Sigma})$ приведена в таблице.

По данной статистике была получена зависимость вида:

$$\begin{aligned} \lambda_{\text{вх}}^M = & (-0,889 \cos(2\pi M_{\text{ц}} / 0,490) - 0,976 \sin(2\pi M_{\text{ц}} / 0,490)) \times \\ & \times (0,994 \cos(2\pi \beta_{\Sigma} / 0,04327) + 0,651 \sin(2\pi \beta_{\Sigma} / 0,04327)) + \\ & + (-0,953 \cos(2\pi M_{\text{ц}} / 0,473) - 0,999 \sin(2\pi M_{\text{ц}} / 0,473)) \times \\ & \times (0,998 \cos(2\pi \beta_{\Sigma} / 0,08836) + 0,608 \sin(2\pi \beta_{\Sigma} / 0,08836)) + \\ & + (0,422 \cos(2\pi M_{\text{ц}} / 0,486) - 0,906 \sin(2\pi M_{\text{ц}} / 0,486)) \times \\ & \times (-0,764 \cos(2\pi \beta_{\Sigma} / 0,0862) + 0,999 \sin(2\pi \beta_{\Sigma} / 0,0862)). \end{aligned}$$

Построение зависимости суммарного угла наклона панелей клина торможения β_{Σ} от числа $M_{\text{ц}}$ и высоты полета $H_{\text{ц}}$

Здесь $I = \beta_{\Sigma}$; $J = (M_{\text{ц}}, H_{\text{ц}})$; $P = 2$.

Статистическая выборка для зависимости $\beta_{\Sigma} = \beta_{\Sigma}(M_{\text{ц}}, H_{\text{ц}})$ приведена в таблице.

По данной статистике была получена зависимость вида:

$$\begin{aligned} \beta_{\Sigma}^I = & [-0,44 \cos(2\pi M_{\text{ц}} / 0,09958) - 0,501 \sin(2\pi M_{\text{ц}} / 0,09952)] \times \\ & \times [-0,675 \cos(2\pi H_{\text{ц}} / 0,467) - 0,307 \sin(2\pi H_{\text{ц}} / 0,467)]. \end{aligned}$$

Статистика для $\varphi = \varphi(\alpha, M_{II})$, $\lambda_{BX} = (M_{II}, \beta_{\Sigma})$; $\beta_{\Sigma} = \beta_{\Sigma}(M_{II}, H_{II})$

$\varphi = \varphi(\alpha, M_{II})$			$\lambda_{BX} = (M_{II}, \beta_{\Sigma})$			$\beta_{\Sigma} = \beta_{\Sigma}(M_{II}, H_{II})$		
M_{II}	α	φ	M_{II}	β_{Σ}	λ_{BX}	M_{II}	H_{II}	β_{Σ}
2,0	0	0,80	1,5	35°	1,0	0	10000	7°
2,0	2	0,82	1,5	30°	1,0	0,1	10000	7°
2,0	6	0,84	1,5	25°	1,9	0,2	10000	7°
2,5	0	0,95	1,5	20°	1,2	0,3	10000	7°
2,5	2	0,96	1,5	10°	1,38	0,4	10000	7°
2,5	4	0,96	2,0	35°	1,29	0,5	10000	7°
2,5	6	0,96	2,0	30°	1,3	0,5	10000	14°
2,5	8	0,96	2,0	25°	1,38	0,5	15000	8°
3,0	8	0,80	2,0	20°	1,4	0,6	15000	8°
3,0	6	0,90	2,0	10°	1,6	0,7	15000	8°
3,0	4	0,94	2,5	35°	1,35	0,8	15000	8°
3,0	0	0,95	2,5	30°	1,4	0,9	15000	8°
3,0	2	0,96	2,5	25°	1,58	1,0	10000	8°
3,5	8	0,64	2,5	20°	1,65	0,6	10000	15°
3,5	6	0,73	2,5	10°	1,78	0,7	10000	16°
3,5	4	0,82	3,0	35°	1,4	0,8	10000	17°
3,5	2	0,94	3,0	30°	1,58	0,9	10000	18°
3,5	0	0,95	3,0	25°	1,7	1,0	10000	19°
3,8	8	0,54	3,0	20°	1,8	1,1	10000	20°
3,8	6	0,60	3,0	10°	1,9	1,2	10000	22°
3,8	4	0,71	3,5	35°	1,6	1,3	10000	24°
3,8	2	0,88	3,5	30°	1,7	1,4	10000	25°
3,8	0	0,90	3,5	25°	1,8	1,5	10000	9°
			3,5	20°	1,82	1,1	15000	10°
			3,5	10°	1,9	1,2	15000	12°
			4,0	35°	1,93	1,3	15000	13°
			4,0	30°	1,5	1,4	15000	14°
			4,0	25°	1,9	1,5	15000	15°
			4,0	20°	2,0	1,6	15000	18°
			4,0	10°	2,1	1,7	15000	20°
						1,8	15000	23°
						1,9	15000	25°
						1,8	15000	23°
						1,9	15000	25°
						2,0	15000	25°
						2,1	15000	25°
						2,2	15000	25°

Выводы

1. Получены аппроксимирующие зависимости коэффициента расхода, относительной скорости и суммарного угла наклона панелей клина торможения от числа Маха, дальности и высоты полета.

2. Выбор оптимальной площади входного и выходного сечений воздухозаборника и расхода топлива позволил улучшить дальность полета БПЛА на 5,842% для — высоты полета 1000 м и на 12,283% для высоты полета 10000 м.

Список источников

1. Сорokin В.А. (ред.) Конструкция и проектирование комбинированных ракетных двигателей на твердом топливе. — М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. — 304 с.
2. Сорokin В.А., Козлов В.А., Шаров М.С. Ракетно-прямоточные двигатели на твердых и пастообразных топливах. Основы проектирования и экспериментальной отработки. — М.: Физматлит, 2010. — 320 с.
3. Суриков Е.В., Шаров М.С., Яновский Л.С. Особенности наземной экспериментальной отработки комбинированных двигательных установок газогенераторной схемы // Боеприпасы. 2016. С. 16–23.
4. Сорokin В.А. Проектирование и отработка ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе: Учебное пособие. — М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. — 320 с.
5. Волков В.Т., Ягодников Д.А. Исследования и стендовая отработка РДТТ. — М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. — 296 с.
6. Балык В.М., Бородин И.Д., Гайдаров Д.Д., Майкова Н.В. Многокритериальный выбор двухимпульсного режима движения беспилотного летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 1. С. 54–63. DOI: 10.34759/vst-2023-1-54-63
7. Фахрутдинов И.Х., Котельников А.В. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива. — М.: Машиностроение, 1987. — 324 с.
8. Chernov V., Gany A. Experimental Investigation of a Pipe-connected Solid Fuel Scramjet in an Are-heatet Facility // 5th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (1-5 July 2013; Munich, Germany).
9. Guy R.W., Rogers R.C., Rock K.E. et al. The NASA Langley

References

1. Sorokin V.A. (ed.) *Konstruktsiya i proektirovanie kombinirovannykh raketnykh dvigatelei na tverdom toplive* (Design and design of combined rocket engines on solid fuel), Moscow, MGTU im. N.E. Bauman, 2014, 304 p.
2. Sorokin V.A., Kozlov V.A., Sharov M.S. *Raketno-pryamotochnye dvigateli na tverdykh i pastoobraznykh toplivakh. Osnovy proektirovaniya i eksperimental'noi otrabotki* (Rocket-ramjet engines on solid and pasty fuels. Fundamentals of design and experimental development), Moscow, Fizmatlit, 2010, 320 p.

- Scramjet Test Complex // 32nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit (1-3 July 1996; Lake Buena Vista, Fl). AIAA-96-3243.
10. Duncan J.C. Heat Exchanger Design Considerations for Transonic Wind Tunnels // 20th AIAA Advanced Measurement and Ground Testing Technology Conference (15-18 June 1998; Albuquerque, NM, USA). AIAA-98-2617. DOI: 10.2514/6.1998-2617
11. Volkov K.N., Denisikhin S.V., Emel'yanov V.N. Simulation of internal dynamics of solid-fuel rocket engines on the basis of the STAR-CD suite // Journal of Engineering Physics and Thermophysics. 2006. Vol. 79, pp. 678-684. DOI: 10.1007/s10891-006-0153-7
12. Дулепов Н.П., Котенков Г.К., Яновский Л.С. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах — М.: Изд-во ЦИАМ им. П.И. Баранова, 1999. — 26 с.
13. Stufflebeam J.H., Eckibreth A.C. CARS Diagnostics for Solid Propellant Combustion Investigations // Combustion Science and Technology. 1989. Vol. 66. No. 4-6, pp. 163-179. DOI: 10.1080/00102208908947147
14. Виницкий А.М., Волков В.Т., Волковицкий И.Г., Холодилов С.В. Конструкция и отработка РДТТ. — М.: Машиностроение, 1980. — 231 с.
15. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1973. — 616 с.
16. Грущанский В.А., Кобко Г.Г. Баллистическое проектирование двухсредных аппаратов. — М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2009. — 107 с.
17. Балык В.М., Леонов А.Г., Мокрецова О.В. и др. Общее проектирование двухсредных летательных аппаратов: Учебник. — М.: Изд-во МАИ, 2020. — 320 с.
18. Тарасов Е.В., Грумондз В.Т., Яковлев Г.А. Ракетогидродинамика. — М.: МАИ, 1985. — 270 с.
19. Александров В.Н. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах. Основы теории и расчета. — М.: Академкнига, 2006. — 343 с.
20. Петренко В.И., Соколовский М.И., Зыков Г.А. и др. Управляемые энергетические установки на твердом ракетном топливе. — М.: Машиностроение, 2003. — 463 с.
21. Балык В.М. Статистический синтез проектных решений при разработке сложных систем. — М.: Изд-во МАИ, 2011. — 278 с.

3. Surikov E.V., Sharov M.S., Yanovskii L.S. *Boepripasy*, 2016, pp. 16-23.
4. Sorokin V.A. *Proektirovanie i otrabotka raketno-pryamotochnykh dvigatelei na tverdom toplive* (Design and development of rocket-ramjet engines on solid fuel), Moscow, MGTU im. N.E. Bauman, 2016, 320 p.
5. Volkov V.T., Yagodnikov D.A. *Issledovaniya i stendovaya otrabotka RDTT* (Research and bench testing of RDTT), Moscow, MGTU im. N.E. Bauman, 2007, 296 p.
6. Balyk V.M., Borodin I.D., Gaidarov D.D., Maikova N.V. Multi-criteria selection of the unmanned aerial vehicle

- two-impulse mode of motion. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 1, pp. 54-63. DOI: 10.34759/vst-2023-1-54-63
7. Fakhruddinov I.Kh., Kotel'nikov A.V. *Konstruktsiya i proektirovanie raketnykh dvigatelei tverdogo topliva* (Construction and design of solid fuel rocket engines), Moscow, Mashinostroenie, 1987, 324 p.
 8. Chernov V., Gany A. Experimental Investigation of a Pipe-connected Solid Fuel Scramjet in an Are-heatet Facility. *5th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (1-5 July 2013; Munich, Germany)*.
 9. Guy R.W., Rogers R.C., Rock K.E. et al. The NASA Langley Scramjet Test Complex. *32nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit (1-3 July 1996; Lake Buena Vista, FL)*. AIAA-96-3243.
 10. Duncan J.C. Heat Exchanger Design Considerations for Transonic Wind Tunnels. *20th AIAA Advanced Measurement and Ground Testing Technology Conference (15-18 June 1998; Albuquerque, NM, USA)*. AIAA-98-2617. DOI: 10.2514/6.1998-2617
 11. Volkov K.N., Denisikhin S.V., Emel'yanov V.N. Simulation of internal dynamics of solid-fuel rocket engines on the basis of the STAR-CD suite. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, 2006, vol. 79, pp. 678-684. DOI: 10.1007/s10891-006-0153-7
 12. Dulepov N.P., Kotenkov G.K., Yanovskii L.S. *Pryamotochnye vozdušno-reaktivnye dvigateli na tverdykh toplivakh* (Ramjet engines on solid fuels), Moscow, TsIAM im. P.I. Baranova, 1999, 26 p.
 13. Stufflebeam J.H., Eckibreth A.C. CARS Diagnostics for Solid Propellant Combustion Investigations. *Combustion Science and Technology*, 1989, vol. 66, no. 4-6, pp. 163-179. DOI: 10.1080/00102208908947147
 14. Vintskii A.M., Volkov V.T., Volkovitskii I.G., Kholodilov S.V. *Konstruktsiya i otrabotka RDTT* (Design and development of the RDTT), Moscow, Mashinostroenie, 1980, 231 p.
 15. Lebedev A.A., Chernobrovkin L.S. *Dinamika poleta bespilotnykh letatel'nykh apparatov* (Flight dynamics of unmanned aerial vehicles), Moscow, Mashinostroenie, 1973, 616 p.
 16. Grushchanskii V.A., Kobko G.G. *Ballisticheskoe proektirovanie dvukhsrednykh apparatov* (Ballistic design of two-medium vehicles), Moscow, MAI -PRINT, 2009, 107 p.
 17. Balyk V.M., Leonov A.G., Mokretsova O.V. et al. *Obshchee proektirovanie dvukhsrednykh letatel'nykh apparatov* (General design of two-medium aircraft), Moscow, MAI, 2020, 320 p.
 18. Tarasov E.V., Grumondz V.T., Yakovlev G.A. *Raketogidrodinamika* (Rocket Hydrodynamics), Moscow, MAI, 1985, 270 p.
 19. Aleksandrov V.N. *Integral'nye pryamotochnye vozdušno-reaktivnye dvigateli na tverdykh toplivakh. Osnovy teorii i rascheta* (Integral direct-flow air-jet engines on solid fuels. Fundamentals of theory and calculation), Moscow, Akademkniga, 2006, 343 p.
 20. Petrenko V.I., Sokolovskii M.I., Zыkov G.A. et al. *Upravlyaemye energeticheskie ustanovki na tverdom raketnom toplive* (Controlled power plants on solid rocket fuel), Moscow, Mashinostroenie, 2003, 463 p.
 21. Balyk V.M. *Statisticheskii sintez proektnykh reshenii pri razrabotke slozhnykh system* (Statistical synthesis of design solutions in the development of complex systems), Moscow, MAI, 2011, 278 p.

Статья поступила в редакцию 13.06.2023; одобрена после рецензирования 25.08.2023; принята к публикации 28.08.2023.

The article was submitted on 13.06.2023; approved after reviewing on 25.08.08.2023; accepted for publication on 28.08.2023.