

УДК 629.7.01

0657.12-02-05

В.М. Синєглазов, д-р техн. наук
А.В. Брикалов**ПРОБЛЕМА АВТОМАТИЗОВАНОГО ПРОЕКТУВАННЯ ДВИГУНА
ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА ОДНОГО КЛАСУ**

Національний авіаційний університет, kb@luch.kiev.ua

Розглянуто задачу оптимального проектування однорежимного двигуна на твердому паливі. Вибрано критерії якості, обмеження і змінні параметри. Сформульовано задачу оптимального проектування та здійснено пошук шляхів її спрощення.

Вступ

Двигун є складовою частиною безпілотного літального апарата (ЛА) одного класу, який використовується для здійснення його руху на траєкторії під дією сили тяги.

Оптимальне проектування двигуна є частиною інтегрованої системи автоматизованого проектування (САПР), що разом із розв'язанням окремих завдань за оптимізацією аеродинамічної та внутрішньої компоновок, вибором оптимальних траєкторій характеристик польоту й інших проектних параметрів ЛА служить для забезпечення потрібних тактико-технічних характеристик.

Процес оптимального проектування двигуна має особливості, що повинні враховуватися під час створення САПР:

- великий обсяг проектувальних обчислювань, пов'язаних із застосуванням різних матеріалів, палив і конструктивно-силових схем;

- невизначеність у разі вибору проектних розв'язків через розкид значень проектних характеристик, обумовлених неточністю початкових даних;

- оптимальність проектних розв'язків, яка визначається призначенням і досягненням загальних і окремих критеріїв, що можуть бути суперечливими.

- необхідність супроводу проектування імітаційним моделюванням для виявлення граничних умов роботи і прогнозування можливостей застосування двигуна, що розробляється, у складі ЛА;

- потреба швидкого і своєчасного доступу до інформації про поточний стан проекту двигуна, що розробляється, про виробни-аналоги, матеріали, паливо, нормативні документи і стандартні виробни.

Найкращі значення критеріїв досягаються при встановлених умовах і обмеженнях.

Виконання зазначених особливостей забезпечується використанням комплексної автоматизації проектних робіт на базі сучасної обчислювальної техніки, що є незамінним засобом підви-

щення науково-технічного рівня проекту, скорочення термінів і вартості його реалізації за рахунок опрацювання і перетворення великого обсягу інформації, зниження ступеня технічного ризику при проектуванні.

Оптимізація двигуна на твердому паливі допускає вибір оптимальних проектних параметрів, що відповідають його максимальній ефективності. Під максимальною ефективністю двигуна уявляється забезпечення експлуатаційних вимог і достатньої надійності при досягненні його мінімальної маси.

У процесі оптимального проектування складних систем, таких, як двигун ЛА, необхідно врахувати три типи обмежень: параметричні, функціональні і критеріальні [1].

Оптимальні параметри двигуна тісно пов'язані з параметрами ЛА, тому задачу оптимального проектування двигуна слід розділити на два рівня.

На першому рівні визначаємо вектор основних локальних критеріїв якості двигуна, що проектується, вектори параметричних, функціональних і критеріальних обмежень, потім формулюємо задачу оптимального проектування. На етапі розв'язання задачі, вибираємо оптимальні проектні параметри при досягненні екстремума функцій вектора критеріїв з урахуванням розглянутих обмежень.

Основними локальними критеріями двигуна на твердому паливі є:

- одиничний імпульс палива J_1 ;
- маса конструкції двигуна $m_{\text{кд}}$;
- коефіцієнт заповнення камери згоряння Δ ;
- робочий тиск у камері згоряння P_0 .

Постановка задачі

Сформулюємо задачу оптимального проектування двигуна на першому рівні.

Нехай задано вектор проектних параметрів

$$Y = (Y_1, \dots, Y_n),$$

які входять до системи рівнянь, що описують функціонування двигуна. Маємо вектор функцій

$$G(Y) = (G_1(Y), \dots, G_n(Y)),$$

що описують функціонування двигуна, вектор локальних критеріїв якості

$$F_1(Y), F_2(Y), F_3(Y), F_4(Y),$$

які намагаються екстремізувати.

Для уникання ситуації, коли значення окремих критеріїв виявляються недопустимо поганими, необхідно ввести критеріальні обмеження:

$$F_1^{\max}(Y) \geq F_1(Y)^*;$$

$$F_2^{\min}(Y) \leq F_2(Y)^{**};$$

$$F_3^{\max}(Y) \geq F_3(Y)^*;$$

$$F_4^{\min}(Y) \leq F_4(Y)^{**},$$

де $F_1(Y)^*, F_2(Y)^{**}, F_3(Y)^*, F_4(Y)^{**}$ – гірші значення критеріїв $F_1(Y), F_2(Y), F_3(Y), F_4(Y)$, що можуть бути допустимі.

Отже, задача оптимізації при проектуванні двигуна на твердому паливі полягає у визначенні оптимальних проектних параметрів, що забезпечують максимальний одиничний імпульс і максимальну щільність заповнення паливом камери згоряння. При цьому робочий тиск у камері згоряння і маса конструкції повинні бути мінімальними.

Якщо прийняті критерії позначити:

$$F_1 = j_1(Y),$$

$$F_2 = m_{\text{кд}}(Y),$$

$$F_3 = \Delta(Y);$$

$$F_4 = p_0(Y),$$

то задачу оптимізації можна зобразити:

$$(Y)_{\text{opt}} = \arg \begin{cases} \max_{Y \in H} F_1; \\ \min_{Y \in H} F_2; \\ \max_{Y \in H} F_3; \\ \min_{Y \in H} F_4. \end{cases}$$

$$Y_{\min} \leq Y \leq Y_{\max};$$

$$G_{\min} \leq G \leq G_{\max};$$

$$F_1^{\max}(Y) \geq F_1(Y)^*;$$

$$F_2^{\min}(Y) \leq F_2(Y)^{**};$$

$$F_3^{\max}(Y) \geq F_3(Y)^*;$$

$$F_4^{\min}(Y) \leq F_4(Y)^{**},$$

де $Y = (Y_1, \dots, Y_n)^T$ – вектор проектних параметрів; Y_{\min}, Y_{\max} – вектори, що містять верхні і нижні межі деяких компонентів вектора Y ; $G = (G_1, \dots, G_n)^T$ – вектор функціональних обмежень; G_{\min}, G_{\max} – вектори граничних умов; $F_1(Y), F_2(Y), F_3(Y), F_4(Y)$ – локальні критерії якості; $F_1(Y)^*, F_2(Y)^{**}, F_3(Y)^*, F_4(Y)^{**}$ – допустимі

значення критеріїв; H – область допустимих розв'язків; T – транспонування.

Компоненти векторів параметричних обмежень, якими є верхні і нижні межі значень проектних параметрів, визначаються особою, що приймає рішення (ОПР) або вибираються за результатами статистичних досліджень ЛА одного класу.

Компоненти векторів функціональних і критеріальних обмежень, а також проектних параметрів визначимо в процесі розгляду рівнянь, що описують функціонування двигуна та функцій критеріїв.

Розглянемо вирази функцій сформульованих локальних критеріїв.

Одним з основних показників ефективності роботи двигуна на твердому паливі є одиничний імпульс j_1 . Чим вище його значення, тим ефективніше двигун.

Одиничний імпульс палива виражається залежністю

$$j_1 = \frac{I}{gm_n}, \quad (1)$$

де I – сумарний імпульс тяги двигуна; g – прискорення вільного падіння; m_n – маса палива.

Сумарний імпульс тяги двигуна I являє собою інтегральну характеристику тяги P за часом:

$$I = \int_0^{\tau_d} P d\tau.$$

При постійній тязі двигуна протягом усього часу його роботи I визначають за формулою

$$I = P_{\text{сер}} \tau_d, \quad (2)$$

де $P_{\text{сер}}$ – середнє значення сили тяги; τ_d – час роботи двигуна.

Вираз сили тяги двигуна отримано перетворенням диференціального рівняння руху тіла зі змінною масою:

$$P = m_c U_a + (p_a - p_h) F_a, \quad (3)$$

де m_c – секундна витрата робочого тіла через сопло; U_a – швидкість витікання робочого тіла через сопло; p_a – тиск у вихідному перерізі сопла; p_h – тиск навколишнього середовища на вихідному перерізі сопла; F_a – площа вихідного перерізу сопла.

Характер зміни тяги при витіканні робочого тіла з перерозширенням залежить від ступеня перерозширення і конфігурації сопла. За рахунок збільшення U_a тяга збільшується, а через $p_a < p_h$ – зменшується, тому другий доданок у

формулі (3) характеризує втрату тяги при пере-
розширенні.

Відповідно до умови балансу робочого тіла [2]

$$m_c = f(A, p_0, F_{кр}), \quad (4)$$

де A – коефіцієнт витікання; p_0 – робочий тиск у камері згоряння; $F_{кр}$ – площа критичного перерізу сопла.

Коефіцієнт витікання є функцією параметрів

$$A = f(k, R, T_0), \quad (5)$$

де k – показник адіабати; R – газова постійна; T_0 – температура в камері згоряння.

Відповідно до теорії газової динаміки [2] швидкість витікання через сопло і тиск на виході із сопла робочого тіла є функціями параметрів:

$$U_a = f(k, R, T_0, \frac{p_a}{p_0}); \quad (6)$$

$$\frac{p_a}{p_0} = f(k, M_a), \quad (7)$$

де M_a – безрозмірна швидкість робочого тіла у вихідному перерізі сопла (число M потоку робочого тіла).

Швидкість робочого тіла у вихідному перерізі сопла залежить від площі вихідного перерізу та площі критичного перерізу сопла:

$$M_a = f(k, \frac{F_a}{F_{кр}}). \quad (8)$$

Якщо у формулу (3) підставити вирази (4)–(8), то одержимо залежність сили тяги двигуна від характеристик і параметрів:

$$P = f(A, k, R, T_0, p_0, p_a, p_h, F_{кр}, F_a). \quad (9)$$

Маса палива m_n виражена відносно τ_d :

$$m_n = m_c \tau_d. \quad (10)$$

Одиничний імпульс з урахуванням виразів (2) і (10) має вигляд:

$$j_1 = \frac{I}{gm_n} = \frac{P_{сер} \tau_d}{gm_c \tau_d} = \frac{P_{сер}}{gm_c} \quad (11)$$

Якщо у вираз (11) підставити формули (4) і (9), то одержимо рівняння для j_1 , що залежить від характеристик і параметрів:

$$j_1 = f(A, k, R, T_0, p_0, p_a, p_h, F_{кр}, F_a). \quad (12)$$

На робочий тиск p_0 накладаються такі обмеження:

$$p_{0_{\min}} \leq p_0 \leq p_{0_{\max}}, \quad (13)$$

де $p_{0_{\min}}$ і $p_{0_{\max}}$ – межові величини допустимої множини значень p_0 .

Умовами вибору значень P і j_1 є обмеження

$$P \geq P^*, j_1 \geq j_1^*, \quad (14)$$

де P^* , j_1^* – деякі межові значення тяги і одиничного імпульсу.

Запишемо вираз для маси конструкції двигуна:

$$m_{кд} = m_{кз} + m_{соп}, \quad (15)$$

де $m_{кд}$ – маса конструкції двигуна; $m_{кз}$ – маса камери згоряння; $m_{соп}$ – маса сопла.

Основною частиною конструктивної маси двигуна є маса камери згоряння, яку можна подати:

$$m_{кз} = m_{об} + m_{дн}, \quad (16)$$

де $m_{об}$ – маса циліндричної обичайки; $m_{дн}$ – маса двох опуклих днищ.

Маса циліндричної обичайки визначається її розмірами, товщиною стінки і щільністю матеріалу:

$$m_{об} = f(D_{кз}, l_{кз}, \delta_{об}, \rho_{об}), \quad (17)$$

де $D_{кз}$ – діаметр камери згоряння; $\delta_{об}$ – товщина обичайки; $\rho_{об}$ – щільність матеріалу обичайки; $l_{кз}$ – довжина камери згоряння.

Маса двох днищ визначається розмірами, середньою товщиною і щільністю матеріалу

$$m_{дн} = f(\psi_{дн}, D_{кз}, \delta_{дн}, \rho_{дн}), \quad (18)$$

де $\psi_{дн}$ – множник, що враховує опуклість днищ; $\delta_{дн}$ – товщина днищ; $\rho_{дн}$ – щільність матеріалу днищ.

Довжина камери згоряння визначається довжиною паливної шашки:

$$l_{кз} = f(V_n, D_{кз}, F_{вп}), \quad (19)$$

де V_n – об'єм палива з урахуванням бронювання; $F_{вп}$ – вільна площа поперечного перерізу камери згоряння.

Об'єм палива V_n визначають залежно від сили тяги, часу роботи двигуна, марки палива і робочого тиску в камері згоряння:

$$V_n = f(P, \tau_d, p_0, \text{марка палива}), \quad (20)$$

З урахуванням виразу (20) $l_{кз}$ є функцією характеристик і параметрів:

$$l_{кз} = f(P, \tau_d, p_0, \text{марка палива}, D_{кз}, F_{вп}). \quad (21)$$

Товщина обичайки $\delta_{об}$ визначається умовами міцності, місцевої стійкості і конструктивно-технологічними характеристиками (надійністю зварювання, сприйняттям місцевих навантажень та ін.) [3]:

$$\delta_{об} = f(f_{зм}, p_{0_{\max}}, D_{кз}, \sigma_{b_{об}}), \quad (22)$$

де $f_{зм}$ – коефіцієнт запасу міцності, що враховує зниження міцності внаслідок нагрівання обичайки; $p_{0_{\max}}$ – максимальний тиск у камері згоряння

при максимальній температурі палива; $\sigma_{b_{об}}$ – межа міцності матеріалу обичайки.

Оскільки тиск у камері згорання великий, то товщина обичайки, що знайдена з умови міцності (22), як правило, забезпечує і місцеву міцність її при стиску і згину корпусу ЛА.

Товщина днищ $\delta_{дн}$, як і товщина обичайки, визначається умовами міцності, жорсткості і конструктивно-технологічними характеристиками. При цьому необхідно враховувати ослаблення днищ внаслідок вирізів, а також місцеві стовщення.

З урахуванням зазначених чинників середню товщину днищ вибираємо з виразу

$$\delta_{дн} = f(f_{зп}, p_{0_{max}}, D_{кз}, \sigma_{b_{дн}}), \quad (23)$$

де $\sigma_{b_{дн}}$ – межа міцності матеріалу днищ.

На величини $\delta_{об}$, $\delta_{дн}$ і $l_{кз}$ накладаються обмеження:

$$\begin{aligned} \delta_{об_{min}} &\leq \delta_{об} \leq \delta_{об_{max}}; \\ \delta_{дн_{min}} &\leq \delta_{дн} \leq \delta_{дн_{max}}; \\ l_{кз} &\leq l_{кз_{max}}, \end{aligned} \quad (24)$$

Нижні межі $\delta_{об_{min}}$, $\delta_{дн_{min}}$ визначають з умов міцності і розрахункових випадків навантаження ЛА перед польотом або умов виробництва. Згідно з конструктивно-технологічними характеристиками мінімальна товщина обичайки дорівнює

$$\delta_{об_{min}} = 0,0012 \dots 0,0015 \text{ м},$$

мінімальна товщина днищ:

$$\delta_{дн_{min}} = 0,002 \text{ м}.$$

Верхні межі $\delta_{об_{max}}$, $\delta_{дн_{max}}$ визначають з умов компонування.

Обмеження $l_{кз}$ за максимальним значенням пояснюється обмеженням загальної довжини корпусу ЛА через можливе збільшення опору від тертя, зменшення жорсткості на згин і кручення, а також умовами розміщення ЛА на носії.

Обмеженнями, які накладаються на вибір значення максимального тиску, є

$$p_{0_{min}} \leq p_0 \leq p_{0_{max}}. \quad (25)$$

Оскільки тиск у соплі переважно залежить від тиску в камері згорання, то при оптимізації параметрів сопла на цьому етапі проектування можна обмежитися вибором оптимального тиску в камері згорання і геометричними параметрами сопла, що впливають на силу тяги і одиничний імпульс двигуна.

За статистикою маса сопла пропорційна розміру сумарного імпульсу:

$$m_{соп} = k_{соп} I, \quad (26)$$

де $k_{соп}$ – коефіцієнт пропорційності.

На підставі аналізу існуючих конструкцій $k_{соп} \approx 2,5 \cdot 10^{-4}$.

Геометричні характеристики сопла впливають на силу тяги і одиничний імпульс двигуна.

Діаметр критичного перерізу сопла $d_{кр}$ визначається з умови балансу утворення і витрати робочого тіла:

$$d_{кр} = f(u, \rho_{п}, S_{г}, A, p_0). \quad (27)$$

де u – швидкість горіння палива; $S_{г}$ – сумарна площа горіння паливної шашки.

Довжина вихідного розтруба сопла $l_{вих}$ є функцією параметрів:

$$l_{вих} = f(d_{кр}, \epsilon, \beta_{соп}), \quad (28)$$

де ϵ – розширення сопла; $\beta_{соп}$ – кут напіврозхилу вихідного конуса сопла.

З умов найбільш частого застосування

$$\epsilon = (1,5 \dots 2,5). \quad (29)$$

Оскільки

$$\epsilon = \frac{d_a}{d_{кр}},$$

то діаметр вихідного перерізу сопла d_a :

$$d_a = (1,5 \dots 2,5) d_{кр}.$$

Кут напіврозхилу вихідного конуса сопла $\beta_{соп}$ обмежений з умови безвідривної течії робочого тіла по соплу:

$$2\beta_{соп} = 20 \dots 30^\circ. \quad (30)$$

Отже, діапазони значень ϵ і $\beta_{соп}$, які вказані у виразах (29) і (30), являють собою множину змін проектних параметрів.

Умовою вибору $m_{кд}$ є

$$m_{кд} \leq m_{кд}^{**}, \quad (31)$$

де $m_{кд}^{**}$ – деяке межове значення маси конструкції двигуна.

Коефіцієнт заповнення камери згорання Δ характеризує щільність заповнення паливом камери згорання:

$$\Delta = \frac{V_{п}}{V_{кз}}, \quad (32)$$

де $V_{кз}$ – об'єм камери згорання.

Згідно з виразами (20) і (21) Δ є функцією характеристик і параметрів:

$$\Delta = f(P, \tau_{д}, p_0, \text{тип палива}, D_{кз}, F_{вп}). \quad (33)$$

Збільшення Δ веде до зменшення вільної площі поперечного перерізу камери згорання $F_{вп}$. Тому згідно з виразом (19), якщо $V_{п} = \text{const}$, а $D_{кз}$ задане, то довжина камери згорання $l_{кз}$ теж зменшується.

У свою чергу, зменшення $F_{вп}$ збільшує відношення $\frac{S_r}{F_{вп}}$, що може призвести до зростання мінімального робочого тиску $p_{0_{\min}}$ і відповідно до збільшення товщин обичайки $\delta_{об}$ і днищ $\delta_{дн}$ камери згорання.

У зв'язку з цим, обмеженнями, які накладаються на область вибору проектних параметрів при знаходженні екстремуму функції Δ , є

$$\delta_{об_{\min}} \leq \delta_{об} \leq \delta_{об_{\max}};$$

$$\delta_{дн_{\min}} \leq \delta_{дн} \leq \delta_{дн_{\max}};$$

$$l_{кз} \leq l_{кз_{\max}}; \quad (34)$$

$$p_{0_{\min}} \leq p_0 \leq p_{0_{\max}}; \quad (35)$$

$$P \geq P^* \text{ і } j_1 \geq j_1^*. \quad (36)$$

Крім того, умовою вибору значення Δ є

$$\Delta \geq \Delta^*, \quad (37)$$

де Δ^* – деяке межове значення коефіцієнта заповнення камери згорання Δ .

Тиск робочого тіла в камері згорання двигуна і характер зміни тиску за часом визначаються умовою балансу приходу робочого тіла від горіння палива і витрати його через сопло [2]:

$$\frac{dp_0}{dt} = \frac{RT_0}{V_{кз}} \left[\rho_{п} u S_r \left(1 - \frac{p_{0_{поч}}}{\delta_{п} RT_0} \right) - A p_{0_{поч}} F_{кр} \right], \quad (38)$$

де $p_{0_{поч}}$ – деякий початковий тиск у камері згорання; $V_{кз}$ – вільний об'єм у камері згорання.

Параметри R , T_0 , A , k , $\rho_{п}$, u відповідають використовуваному у двигуні паливу. Параметри $V_{кз}$ і $F_{кр}$ є конструктивними параметрами двигуна.

Розмір робочого тиску вибирають із межового діапазону його крайніх значень:

$$p_{0_{\min}} \leq p_0 \leq p_{0_{\max}}. \quad (39)$$

Граничними умовами вибору робочого тиску в камері згорання є нижня $p_{0_{\min}}$ та верхня $p_{0_{\max}}$ межі допустимого тиску.

Нижня межа допустимого тиску

У зв'язку з тим, що функціонування розглянутого двигуна при низьких тисках у камері згорання характеризується аномальним переривчастим горінням палива, то потрібно призначити робочий тиск, що перевищує $p_{0_{\min}}$, обумовлене експериментально для кожної марки палива.

Для вибраної марки палива нижня межа допустимого робочого тиску повинна визначатися з урахуванням заданого температурного інтервалу роботи двигуна і його конструктивних особливостей:

$$p_{0_{\min}} = f(\text{марка палива}, t_0, \chi);$$

$$\chi = \frac{S_r}{F_{вп}}, \quad (40)$$

де t_0 – початкова температура палива; χ – коефіцієнт заряджання (коефіцієнт Победоносцева), що визначає стійкість горіння палива; S_r – повна площа поверхні горіння.

Характеристики $p = p(\chi)$, отримані експериментально для деяких типів палив при їх різних початкових температурах, визначають нижню межу тисків, що забезпечують стійке горіння (наприклад, для баліститних палив [2]).

Верхня межа допустимого тиску

Необхідність обмеження робочого тиску за максимальним значенням, пояснюється вимогою до забезпечення заданого часу горіння паливної шашки деякої вибраної конфігурації.

Паливо масою $m_{п}$ згоряє в двигуні за час $\tau_{д}$:

$$\tau_{д} = \frac{m_{п}}{m_{с}},$$

де $m_{с}$ – секундна масова витрата палива:

$$m_{с} = \rho_{п} u S_r.$$

Тоді

$$\tau_{д} = \frac{m_{п}}{\rho_{п} u S_r}$$

і оскільки $u = u(p)$ є функцією тиску, то і час горіння буде залежати від тиску.

При законі горіння зі степеню

$$u(p) = u_1 p^n$$

відповідний максимальний тиск у двигуні з заданим часом роботи $\tau_{д}$ [2]:

$$p_{0_{\max}} = f(m_{п}, u_1, \rho_{п}, S_r, \tau_{д}, f(t_{0_{\max}}), v), \quad (41)$$

де u_1 – швидкість горіння палива даної марки при тиску 1 атм. і температурі +15 °C; $f(t_0)$ – температурна функція горіння; v – показник ступеня в законі горіння.

При лінійному законі горіння

$$u = ap + b$$

відповідний максимальний тиск у двигуні з заданим часом роботи $\tau_{д}$:

$$p_{0_{\max}} = f(m_{п}, \rho_{п}, S_r, \tau_{д}, f(t_{0_{\max}}), a, b), \quad (42)$$

де a, b – коефіцієнти, що залежать від складу палива, його початкової температури, робочого тиску і визначені експериментально.

Температурна функція горіння враховує вплив на швидкість горіння початкової температури палива:

$$f(t_0) = 1 + \beta_t(t_0 - 20^\circ),$$

де β_t – температурний коефіцієнт швидкості горіння, що показує наскільки зміниться швидкість горіння палива, при зміні його температури на 1°C від температури $+20^\circ\text{C}$ (визначається експериментально [2]).

У зв'язку з тим, що спрощені розрахунки природи ерозійного горіння не дають задовільних результатів, обмеження значення максимального тиску $p_{0_{\max}}$ доповнюється перевіркою допустимої площі вільного перерізу камери згоряння $F_{\text{вп}}$:

$$F_{\text{вп}} > F_{\text{кр}}. \quad (43)$$

Остаточню з урахуванням виразів (1)–(12), (15)–(23), (26)–(28), (32), (33), (38), (40)–(42) функції локальних критеріїв на першому рівні можна зобразити залежністю таких характеристик і параметрів:

$$F_1(Y) = j_1 = f(k, R, T_0, p_h, F_{\text{кр}}, F_a, F_{\text{вп}}, \tau_d, D_{\text{кз}}, u_1; \rho_{\text{п}}, f(t_0), v(a, b), S_r, p_{0_{\text{поч}}}, \text{марка палива});$$

$$F_2(Y) = m_{\text{кд}} = f(D_{\text{кз}}, \rho_{\text{п}}, \rho_{\text{об}}, \rho_{\text{дн}}, \Psi_{\text{дн}}, \sigma_{b_{\text{об}}}, \sigma_{b_{\text{дн}}}; f(t_0), v(a, b), u_1, k, R, T_0, \tau_d, f_{\text{зм}}, S_r, F_{\text{кр}}, F_a; F_{\text{вп}}, \epsilon, \beta_{\text{соп}}, p_{0_{\text{поч}}}, p_h, \text{марка палива});$$

$$F_3(Y) = \Delta = f(k, R, T_0, p_h, F_{\text{кр}}, F_a, F_{\text{вп}}, \tau_d, D_{\text{кз}}, u_1; \rho_{\text{п}}, f(t_0), v(a, b), S_r, p_{0_{\text{поч}}}, \text{марка палива});$$

$$F_4(Y) = p_0 = f(k, R, T_0, p_h, F_{\text{кр}}, F_a, F_{\text{вп}}, \tau_d, D_{\text{кз}}, u_1; \rho_{\text{п}}, f(t_0), v(a, b), S_r, p_{0_{\text{поч}}}, m_{\text{п}}, \text{марка палива}).$$

Компонентами вектора функціональних обмежень є обмеження (13), (24), (25), (34), (35), (39), (43).

Критеріальними обмеженнями є обмеження (14), (31), (36), (37).

Результатом аналізу залежностей функцій $F_1(Y) - F_4(Y)$ є визначення компонентів вектора проектних параметрів Y :

– параметри палива: марка палива, $\rho_{\text{п}}, f(t_0), v(a, b), u_1, k, R, T_0$;

– параметри матеріалу конструкції камери згоряння: $\rho_{\text{об}}, \rho_{\text{дн}}, \sigma_{b_{\text{об}}}, \sigma_{b_{\text{дн}}}$;

– параметри, що визначаються ОПР або отримані в результаті статистичних досліджень: $D_{\text{кз}}, \Psi_{\text{дн}}, m_{\text{п}}, \tau_d, f_{\text{зм}}, S_r, F_{\text{кр}}, F_a, F_{\text{вп}}, \epsilon, \beta_{\text{соп}}, p_{0_{\text{поч}}}, p_h$.

На другому рівні визначимо критерій, який ураховує вплив характеристик і параметрів двигуна на характеристики і параметри ЛА.

Багато параметрів ЛА, що впливають на вибір оптимальних параметрів двигуна, невідомі. У зв'язку з цим варто ввести допущення, що вибір оптимальних проектних параметрів двигуна

здійснюється при заданому значенні сумарного імпульсу та обмежень на зміну характеристик і параметрів у процесі вибору.

Критерієм оптимальності на другому рівні є максимальне значення відношення сумарного імпульсу I до повної маси ЛА m_0 або при заданому значенні сумарного імпульсу мінімальне значення повної маси ЛА [4].

Сформулюємо задачу оптимізації двигуна на другому рівні з врахуванням прийнятих допущень.

Задача оптимізації двигуна на твердому паливі полягає у визначенні оптимальних проектних параметрів, при яких забезпечується максимальне значення відношення сумарного імпульсу I до повної маси ЛА m_0 , або при заданому значенні сумарного імпульсу мінімальне значення повної маси ЛА.

Якщо позначити критерій на другому рівні як $F_5(Y)$, то задача оптимізації на другому рівні набуває вигляду

$$(Y)_{\text{opt}} = \arg \max_{Y \in H} F_5(Y);$$

$$Y_{\text{min}} \leq Y \leq Y_{\text{max}};$$

$$G_{\text{min}} \leq G \leq G_{\text{max}};$$

$$F_5(Y) \geq F_5(Y)^*.$$

Вираз критеріальної функції має вигляд

$$F_5(Y) = \frac{I}{m_0} = \frac{j_1 m_{\text{п}}}{m_0} = j_1 \bar{m}_{\text{п}}, \quad (44)$$

де I – сумарний імпульс тяги двигуна; m_0 – повна маса ЛА; j_1 – одиничний імпульс палива; $m_{\text{п}}$ – маса палива; $\bar{m}_{\text{п}}$ – відносна маса палива.

Запишемо вираз для повної маси ЛА:

$$m_0 = m_{\text{кд}} + m_{\text{п}} + m_{\text{ін}}; \quad (45)$$

де $m_{\text{кд}}$ – маса конструкції двигуна; $m_{\text{ін}}$ – маса інших частин ЛА.

Підставляючи рівняння (45) і (15) у формулу (44), отримуємо вираз

$$F_5(Y) = \frac{I}{m_0} = \frac{j_1 m_{\text{п}}}{m_0} = j_1 / \left(\frac{m_{\text{кз}}}{m_{\text{п}}} + \frac{m_{\text{соп}}}{m_{\text{п}}} + \frac{m_{\text{ін}}}{m_{\text{п}}} + 1 \right). \quad (46)$$

Масу палива можна виразити через щільність палива $\rho_{\text{п}}$, розміри камери згоряння $D_{\text{кз}}, l_{\text{кз}}$ і щільність її заповнення Δ :

$$m_{\text{п}} = f(\rho_{\text{п}}, D_{\text{кз}}, l_{\text{кз}}, \Delta). \quad (47)$$

Маса інших частин ЛА, що складає суму мас інших частин і агрегатів, передбачається відомою:

$$m_{\text{ін}} = \text{const}. \quad (48)$$

З урахуванням виразів (1)–(12), (15)–(23), (26)–(28), (32), (33), (38), (40)–(42), (48) функцію (46) критерію другого рівня можна зобразити залежністю таких характеристик і параметрів:

$$F_5(Y) = I / m_0 = f(D_{кз}, \rho_{п}, \rho_{об}, \rho_{дн}, \psi_{дн}, \sigma_{b_{об}}, \rho_{b_{дн}}, f(t_0), v(a, b), u_1, k, R, T_0, \tau_d, f_{зм}, S_r, F_{кр}, F_a, F_{вп}, \varepsilon, \beta_c, p_{0_{поч}}, p_h, \text{марка палива}, m_{ин}). \quad (49)$$

Порівнюючи компоненти функції $F_5(Y)$ із компонентами $F_1(Y) - F_4(Y)$ і враховуючи вираз (47), робимо висновок, що проектні параметри на першому і другому рівні, крім $m_{ин}$, однакові.

У зв'язку з цим, функціональними обмеженнями на другому рівні є обмеження першого рівня (13), (24), (25), (34), (35), (39), (43).

Отже, на другому рівні знаходимо екстремум функції (49), використовуючи результати розв'язання задачі оптимізації на першому рівні, за умови виконання критеріальних обмежень:

$$I \geq I^*; m_0 \leq m_0^{**}. \quad (50)$$

де I^* , m_0^{**} – межові значення сумарного імпульсу і маси ЛА.

Якщо обмеження (50) не виконуються і задача на другому рівні не має розв'язку, то в цьому випадку слід повернутися на перший рівень, перетворити один із локальних критеріїв на змінний параметр і знайти розв'язок задачі першого рівня при дотримванні функціональних обмежень накладених на нього. Якщо і після цього задача на другому рівні не має розв'язку, то слід знову повернутися на перший рівень, перетворити другий локальний критерій на змінний параметр при дотримванні функціональних обмежень накладених на нього, і робити це послідовно з кожним локальним критерієм, доки обмеження (50) не будуть виконуватися.

В.М. Синеглазов, А.В. Брыкалов

Проблема автоматизированного проектирования двигательной установки летательного аппарата одного класса

Рассмотрена задача оптимального проектирования однорежимной двигательной установки на твердом топливе. Выбраны критерии качества, ограничения и переменные параметры. Сформулирована задача оптимального проектирования и осуществлен поиск путей ее упрощения.

V.M. Sineglazov, A.V. Brykalov

Problem of the flying device's power plant of the same type automatic design

The task of optimum designing of a single mode power plant operating with solid propellant is considered. The quality criteria, restrictions and variable parameters are selected. The task of optimal designing is formed and the way to simplify it is realized.

Якщо значення критерію на другому рівні виявляється не допустимо поганим із погляду виконання умов (50) навіть після перетворення всіх локальних критеріїв першого рівня в змінні параметри, то межові значення величин критеріальних обмежень посилюються або послабляються за розсудом ОПР.

Висновки

Дослідження області допустимих розв'язків H передбачає пошук можливих варіантів проекту Y^i , де $i = \overline{1, n}$, що належать цієї області. У міру наближення дослідження до множини парето-оптимальних розв'язків визначення множини Y^i супроводжується обчисленням значної кількості альтернативних варіантів проекту, порівнянням їх між собою і вибором найкращих за прийнятими критеріями якості.

Перевага застосування ПЕОМ у задачах багатокритеріальної оптимізації, у першу чергу, пояснюється можливістю генерувати велику кількість варіантів проекту Y^i при різних сполученнях їх компонентів у всьому діапазоні зміни.

Список літератури

1. Соболев И.М., Статников Р.Б. Выбор оптимальных параметров в задачах с многими критериями. – М.: Наука, 1981. – 110 с.
2. Куров В.Д., Должанский Ю.М. Основы проектирования пороховых ракетных снарядов. – М.: Оборонгиз, 1961. – 294 с.
3. Алешков М.Н., Жуков И.И. Физические основы ракетного оружия. – М.: Воениздат, 1965. – 461 с.
4. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 1969. – 547 с.

Стаття надійшла до редакції 02.04.03.