

УДК 629.7.01

¹А.В. Брикалов

ФОРМАЛІЗАЦІЯ ЗАДАЧІ ОПТИМІЗАЦІЇ ВИГЛЯДУ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА ОДНОГО КЛАСУ

¹Інститут електроніки та систем управління НАУ, e-mail: kb@luch.kiev.ua

Розглянуто задачу визначення оптимальних параметрів компоновання безпілотного літального апарата одного класу. Визначено критерії компоновання літального апарата, обмеження і змінні параметри. Сформульовано задачу оптимального проектування літального апарата. Запропоновано можливий шлях її розв'язання.

Вступ

На етапі проектування літального апарата (ЛА) формується його вигляд, що передбачає визначення:

- масових і габаритних характеристик;
- зовнішнього і внутрішнього компоновань;
- центрувальних та інерційних характеристик;
- конструкції корпусу і несучих поверхонь, що дозволяє підвищити зручність транспортування і збереження ЛА;
- складання і заміну агрегатів у процесі експлуатації.

Однією з задач зовнішнього і внутрішнього компоновань ЛА є забезпечення поздовжньої статичної стійкості, балансування і точності управління.

При обраних розмірах корпусу і несучих поверхонь ці характеристики залежать, головним чином, від положення центра маси (центрування) ЛА, поздовжнього положення крил і площі оперення.

Постановка задачі

Задача оптимізації проектування компоновання ЛА одного класу полягає у визначенні вектора оптимальних проектних параметрів Y^0 , що забезпечують:

1) мінімальний розкид положень центрів мас ЛА на початку $x_{ц.м.поч}$ і наприкінці $x_{ц.м.кін}$ активного польоту при обмеженні ступеня поздовжньої статичної стійкості, яка визначається похідною коефіцієнта поздовжнього моменту за кутом атаки m_z^a ;

2) мінімальне плече прикладання рівнодійної сили тяги двигуна x_p , що визначається перетинанням осей сопел з поздовжньою віссю ЛА, відносно центра маси ЛА при обмеженні на величину передавального коефіцієнта за перевантаженням K_n ;

3) максимальну середню щільність компоновання $\rho_{сеп}$ вантажів і агрегатів у корпусі ЛА

при досягненні об'єму компоновання бортового устаткування $Q_{б.у}$, що дорівнює сумі повних об'ємів елементів бортового устаткування $\sum_{i=1}^n Q_{б.у_i}$ (n – кількість елементів бортового устаткування) і мінімальних міжагрегатних зазорів, зазорів між агрегатами й обшивкою корпусу $\sum_{j=1}^r Q_{з_j}$ (r – кількість зазорів) при обмеженні на зовнішній діаметр відсіку бортового устаткування $D_{б.у}$ і довжину ЛА $l_{ЛА}$;

4) максимальну модульність побудови конструкції, виражену кількістю відсіків корпусу ЛА N при обмеженні на масу конструкції корпусу ЛА $m_{корп}$, що залежить від сумарної маси технологічних стиків відсіків $\sum_{i=1}^k m_{ст_i}$ (k – кількість стиків відсіків).

Загальною умовою виконання поставленої задачі оптимального проектування компоновання ЛА одного класу є додатне значення стартової маси ЛА m_0 , визначене рівнянням вагового балансу, виведення якого розглянуто у праці [1].

Визначимо розкид центрувань

$$x_{ц.м.поч} - x_{ц.м.кін} = A$$

і плече прикладання рівнодійної сили тяги двигуна відносно центра маси ЛА

$$x_{ц.м.поч} - x_p = B.$$

Тоді задачу оптимізації проектування компоновання ЛА одного класу можна подати у вигляді:

$$Y^0 = \arg \begin{cases} \min_{Y \in H} |A(Y)| \\ \min_{Y \in H} |B(Y)| \\ \max_{Y \in H} \rho_{сеп}(Y) \\ \max_{Y \in H} N(Y) \end{cases}, \quad (1)$$

$$\begin{aligned}
& Y_{\min} \leq Y \leq Y_{\max}; \quad Y = (Y_1, \dots, Y_v)^T \\
& m_z^a < 0; \\
& K_{n_{\min}} \leq K_n \leq K_{n_{\max}}; \\
& \left| m_z^{C_y} \right|_{\min} \leq \left| m_z^{C_y} \right| \leq \left| m_z^{C_y} \right|_{\max}; \\
& Q_{\text{кор}} = \sum_{i=1}^n Q_{\text{б.}y_i} + \sum_{j=1}^r Q_{z_j}; \\
& D_{\text{б.}y_{\min}} \leq D_{\text{б.}y} \leq D_{\text{б.}y_{\max}}; \\
& l_{\text{ЛА}} \leq l_{\text{ЛА}_{\max}}; \\
& m_{\text{кор}} \left(\sum_{l=1}^k m_{\text{ст}_l} \right) \leq m_{\text{кор}_{\max}}; \\
& m_0 > 0, \\
& G = (K_n, \left| m_z^{C_y} \right|, D_{\text{б.}y_{\min}}, l_{\text{ЛА}}, m_{\text{кор}}, m_0)^T; \\
& G_{\min} = (K_{n_{\min}}, \left| m_z^{C_y} \right|_{\min}, D_{\text{б.}y_{\min}}); \\
& G_{\max} = (K_{n_{\max}}, \left| m_z^{C_y} \right|_{\max}, D_{\text{б.}y_{\max}}, l_{\text{ЛА}_{\max}}, m_{\text{кор}_{\max}}); \\
& F(Y) = (|A(Y)|, |B(Y)|, \rho_{\text{сеп.}}(Y), N(Y))^T,
\end{aligned} \tag{2}$$

де Y^0 – вектор оптимальних проектних параметрів; Y – вектор проектних параметрів, що оптимізуються; v – кількість проектних параметрів; Y_{\min} , Y_{\max} – вектори, що містять верхні і нижні межі компонентів вектора Y ; G – вектор функціональних обмежень; G_{\min} – вектор мінімальних значень компонент вектора G ; G_{\max} – вектор максимальних значень компонентів вектора G ; $F(Y)$ – вектор критеріїв; $|A(Y)|^*$, $|B(Y)|^*$, $\rho_{\text{сеп.}}(Y)^{**}$, $N(Y)^{**}$ – граничні значення розглядуваних критеріїв $F(Y)$, які можна вважати прийнятними; H – множина припустимих значень; T – транспонування.

Вектори Y_{\min} і Y_{\max} , що містять верхні і нижні межі компонентів вектора Y та граничні значення розглядуваних критеріїв $F(Y)$, які можна вважати прийнятними, визначаються особою, що приймає рішення (ОПР), або вибираються за результатами статистичних досліджень ЛА одного класу.

У процесі побудови математичної моделі вигляду ЛА на етапі проектування компоновання визначимо вирази для критеріальних функцій (1) і функціональних обмежень (2). На підставі цього виділимо змінні параметри, від яких вони залежать і які складають вектор проектних параметрів, що оптимізуються.

Оптимізація компоновання ЛА за критерієм A забезпечує підвищення його маневреності за

рахунок стабілізації передавальних коефіцієнтів і часу реакції під час відхилення рулів на всіх режимах польоту і припускає визначення центрування ЛА з паливом і без палива.

Мінімальна різниця положень указаних центрувань визначає оптимальний варіант компоновання.

Визначенню центрувань передують конструктивне оформлення окремих груп устаткування в блоки і розміщення блоків, що мають тісний функціональний зв'язок, в одному відсіку корпусу ЛА на принципах максимальних щільності внутрішнього компоновання, модульності побудови конструкції, зручності складання і обслуговування ЛА і його агрегатів.

Розташування вантажів, частин і агрегатів ЛА всередині корпусу ЛА визначається вимогами до цільової ваги і системи управління, а також загальними вимогами до компоновання ЛА.

Якщо за вказаними причинами положення вантажів, частин і агрегатів ЛА визначено, то мінімальна різниця центрувань ЛА з паливом і без палива забезпечується розташуванням двигуна, так щоб його центр маси був мінімально віддалений від центра маси ЛА.

При цьому в процесі досягнення мінімальної відстані центра маси двигуна від центра маси ЛА можуть бути прийняті послаблення на фіксовані положення вантажів, частин і агрегатів ЛА.

Розрахунок центрування в першому наближенні має, як правило, маси тільки основних частин ЛА і великих агрегатів. За початок координат приймають носок корпусу ЛА, а за вісь Ox – поздовжню вісь ЛА.

У зв'язку з тим, що в більшості випадків відсіки ЛА одного класу являють собою тіла обертання і симетричні відносно вертикальної і горизонтальної площин симетрії, то зсувом центрів мас відсіків по вертикальній координаті y і бічній координаті z можна знехувати.

Центрування ЛА відносно носка корпусу в цьому випадку визначають з виразу:

$$x_{\text{ц.м}} = \frac{\sum_{i=1}^u x_i m_i}{m_0}, \tag{3}$$

де u – кількість частин ЛА; x_i – положення центрів мас кожної частини ЛА; m_i – маса кожної частини ЛА.

Якщо двигун має одне центральне сопло з виходом розтруба через донну поверхню корпусу, то застосування подовженого газоводу для забезпечення мінімальної відстані центра маси двигуна відносно центра маси ЛА може призвести до зростання маси двигуна.

Для усунення цього недоліку в деяких випадках доцільно використовувати двигун з бічними соплами.

Однак якщо осі бічних сопел збігаються в точці на поздовжній осі ЛА, значно віддаленій від центра маси ЛА, то ЛА може стати статично нестійким.

Крім цього, розташування бічних сопел в області установки крил і рулів може значно понизити їхні керуючі сили через вплив газового струменя.

У зв'язку з цим оптимізацію компоновки ЛА слід проводити за критерієм B .

У цьому випадку забезпечення мінімального розкиду центрів мас варто виконувати з урахуванням мінімального плеча прикладання рівнодійної сили тяги відносно центра маси ЛА.

Отже, на підставі зазначеного та формули (3), запишемо вирази критеріальних функцій критеріїв A і B :

$$A = x_{ц.м.поч} - x_{ц.м.кін} = \frac{\sum_{i=1}^u x_i m_i}{m_0} - \frac{\sum_{i=1}^u x_i m_i - x_{п} m_{п}}{m_0 - m_{п}}; \quad (4)$$

$$B = x_{ц.м.поч} - x_P = \frac{\sum_{i=1}^u x_i m_i}{m_0} - x_P, \quad (5)$$

де $x_{п}$ – положення центра маси паливної шашки; $m_{п}$ – маса палива.

Вирази (4) і (5) залежать, головним чином, від положень центрів мас кожної частини ЛА, маси кожної частини ЛА і стартової маси ЛА.

Положення центрів мас вантажів, частин і агрегатів ЛА визначаються в середовищі геометричного моделювання після побудови зовнішніх обводів ЛА і розміщення в знайдених об'ємах відсіків корпусу ЛА цільової ваги, двигуна і елементів бортового устаткування системи управління.

Маси складових частин і стартової маси ЛА визначаються таким способом.

На початковій стадії проектування, коли велика частина параметрів ЛА ще невідома, доцільно користуватися залежностями першого наближення. При цьому досить задати мінімальне число параметрів.

Стартову масу ЛА m_0 можна приблизно визначити за статистичними матеріалами для ЛА, аналогічного призначення за допомогою коефіцієнта вагової видатності k_G :

$$k_G = \frac{m_{ц.в}}{m_0},$$

де $m_{ц.в}$ – маса цільової ваги.

Масу двигуна можна визначити, якщо задати її відносною величиною:

$$\alpha_d = \frac{m_d}{m_{п}}, \quad (6)$$

де α_d – відносна маса двигуна; m_d – абсолютна маса двигуна.

Вираз для відносної маси конструкції ЛА має вигляд:

$$\frac{m_{кон}}{m_0} = \frac{m_{кон}}{m_0}, \quad (7)$$

де $m_{кон}$ – відносна маса конструкції; $m_{кон}$ – абсолютна маса конструкції.

Приблизну масу палива можна визначити таким способом.

Вираз для прискорення a , обумовлене тягою P , має вигляд:

$$a = \frac{P}{m_0}.$$

Час польоту t визначається шляхом ділення швидкості V на прискорення:

$$t = V / a.$$

Тоді маса палива $m_{п}$ виражається залежністю:

$$m_{п} = \frac{Pt}{j_1 g},$$

де j_1 – одиничний імпульс палива; g – прискорення вільного падіння.

Тягу P , у першому наближенні, можемо визначити за тягоозброєністю \bar{P} :

$$\bar{P} = P / m_0 g.$$

Значення поданих відносних величин маси, коефіцієнта вагової видатності і тягоозброєності можна визначити з публікацій [2; 3] для аналогів розглядуваних ЛА.

Після визначення структури ЛА, вибору форми і приблизних розмірів його частин можна визначити масу ЛА в другому наближенні, використовуючи більш точні вагові формули, що містять більшу кількість параметрів.

Для побудови моделі вигляду ЛА вагові формули частин ЛА використані з праці [4].

Відповідно до праці [1] у загальному випадку вираз для стартової маси одноступінчатого ЛА має вигляд:

$$m_0 = \frac{m_{к.в}}{1 - (m_{п} + \alpha_d + m_{кон})}, \quad (8)$$

де $m_{к.в}$ – маса корисної ваги.

Маса корисної ваги складається з маси цільової ваги $m_{ц.в}$ і маси бортового устаткування системи управління $m_{б.у}$.

Умовою вибору стартової маси є додатне її значення, отримане під час розв'язання рівняння (8), тобто якщо виконується умова:

$$m_0 = \frac{m_{к.в}}{1 - (m_{п} + \alpha_{д} + m_{кон})} > 0. \quad (9)$$

Якщо умова (9) не виконується і стартова маса від'ємна ($m_0 < 0$), то слід повернутися на рівень визначення маси складових частин ЛА і переглянути значення відносних величин $\alpha_{д}$ і $m_{кон}$.

Відповідно до значень відносних мас, отриманих за формулами (6) і (7), маси двигуна і конструкції визначають за співвідношеннями:

$$m_{д} = \alpha_{д} m_{п}; \\ m_{кон} = m_{кон} m_0.$$

Точний запас палива обчислюють після проведення імітаційного моделювання польоту ЛА за розрахунковими траєкторіями на етапі визначення параметрів траєкторії.

Під час проектування компоновки ЛА за прийнятими критеріями A і B необхідно проводити перевірочні розрахунки на етапах аеродинамічного (АД) проектування і визначення параметрів траєкторії. При цьому компоновка вважається оптимальною, якщо отримані величини $|A|_{\min}$ і $|B|_{\min}$ не приводять до зниження стійкості та точності управління ЛА. Тому слід враховувати обмеження на ступінь поздовжньої статичної стійкості і передавальні коефіцієнти.

Найбільш важливим передавальним коефіцієнтом при оцінці маневреності ЛА даного класу є передавальний коефіцієнт перевантаження K_n :

$$K_n = \left(\frac{\Delta n_y}{\Delta \delta} \right)_{ст},$$

де Δn_y – стале значення збільшення перевантаження; $\Delta \delta$ – збільшення кута відхилення рулів.

Для сталого режиму польоту за умови, що стале поперечне перевантаження $n_{y_{ст}}$

$$n_{y_{ст}} = \frac{P \sin(\alpha + \varphi_{д}) + C_{y_{бал}} S q}{mg},$$

де α – кут атаки ЛА; $\varphi_{д}$ – кут напряму рівнодіючої сили тяги; $C_{y_{бал}}$ – балансвальний коефіцієнт піднімальної сили ЛА; S – площа двох консолей крила з підкорпусною частиною; q – швидкісний напір; m – маса ЛА, а балансвальний коефіцієнт піднімальної сили для симетричних відносно поздовжньої осі ЛА $C_{y_{бал}}$:

$$C_{y_{бал}}^{\alpha} = C_y^{\alpha} \alpha_{бал} + C_y^{\delta} \delta,$$

$$C_{y_{бал}}^{\delta} = \frac{C_y^{\delta} \delta}{\chi},$$

де C_y^{α} , C_y^{δ} – похідні коефіцієнта піднімальної сили від кута α і кута відхилення рулів δ відповідно; $\alpha_{бал}$ – балансвальний кут атаки; χ – частка складової піднімальної сили від дії рулів, то вираз для передавального коефіцієнта перевантаження, що залежить від ступеня поздовжньої статичної стійкості, має такий вигляд:

$$K_n = \frac{P \sin(\alpha + \varphi_{д}) + C_y^{\delta} (x_{F^{\alpha}} - x_{F^{\delta}}) (x_{F^{\alpha}} - x_{ц}) S q}{mg}, \quad (1)$$

де $x_{F^{\alpha}}$, $x_{F^{\delta}}$ – положення фокусів від кутів α і δ відповідно; $x_{ц}$ – положення центра ваги ЛА.

Величина передавального коефіцієнта K_n у кожній точці з можливих траєкторій повинна перевищувати мінімальне значення, обумовлене умовою:

$$n_{y_n} \geq n_{y_n},$$

де n_{y_n} – наявне поперечне перевантаження; n_{y_n} – потрібне поперечне перевантаження.

Максимальне значення передавального коефіцієнта визначається величиною наявного перевантаження n_{y_n} з умови забезпечення міцності конструкції рухомого ЛА:

$$n_{y_n} \leq n_{y_{\max}},$$

де $n_{y_{\max}}$ – максимально припустиме поперечне перевантаження.

При малих кутах атаки, коли залежності $C_y = f(\alpha)$ і $m_z = f(\alpha)$ лінійні, ступінь поздовжньої статичної стійкості визначається двома рівноправними виразами:

$$m_z^{\alpha} = \frac{-C_y^{\alpha} (x_{F^{\alpha}} - x_{ц})}{L}; \\ m_z^{C_y} = \frac{-(x_{F^{\alpha}} - x_{ц})}{L}, \quad (11)$$

де L – характерний лінійний розмір ЛА.

Основною умовою статично стійкого ЛА є від'ємне значення похідної m_z^{α} ($m_z^{\alpha} < 0$).

Мінімальне значення ступеня поздовжньої статичної стійкості $|m_z^{C_y}|_{\min}$ розраховують за залежністю:

$$|m_z^{C_y}|_{\min} = \frac{(|\Delta x_{ц.в}| + |\Delta F_1| + |\Delta F_2|)}{L},$$

де $\Delta x_{ц.в}$ – помилка при визначенні центрування

ЛА; ΔF_1 – помилка при визначенні фокуса ЛА від кута α ; ΔF_2 – помилка при можливих деформаціях частин ЛА в польоті.

Максимальне значення ступеня поздовжньої статичної стійкості $\left| m_z^c \right|_{\max}$ залежить від обмеження шарнірних моментів і лобового опору ЛА через збільшення площі рулів для одержання необхідної керуваності ЛА.

Формалізація компоувального розв'язку з визначенням стартової маси не може вважатися достатньою, якщо не враховувати алгоритм розрахунку середньої щільності компоування ЛА і необхідні розміри зовнішніх обведень ЛА і його внутрішнього компоування.

Максимальна середня щільність компоування ЛА ρ_{cp} при розміщенні вантажів і агрегатів усередині корпусу дозволяє зменшити довжину і діаметр корпусу. Наслідком цього є зменшення маси і моментів інерції ЛА.

Отже, вибір варіанта ЛА з оптимальним компоуванням доцільно проводити також за максимальним значенням критерію $\rho_{сер}$.

Середня щільність компоування при знайдених масах частин і агрегатів ЛА визначається потрібним об'ємом корпусу ЛА.

Об'єм корпусу ЛА конструктивно можна розділити на об'єми відсіків цільової ваги, двигуна і бортового устаткування.

Спочатку знаходимо об'єм відсіку для розміщення цільової ваги $Q_{ц.в}$.

При несучій конструкції цільової ваги:

$$Q_{ц.в} = \frac{m_{ц.в}}{\rho_{ц.в}}, \quad (12)$$

а при ненесучій конструкції:

$$Q_{ц.в} = \frac{\pi D_{ц.в}^2 l_{ц.в}}{4},$$

де $\rho_{ц.в}$ – щільність компоування цільової ваги; $l_{ц.в}$ – довжина цільової ваги; $D_{ц.в}$ – зовнішній діаметр цільової ваги.

Об'єм двигуна Q_d можна подати у вигляді суми двох частин:

– об'єму циліндричної частини двигуна, заповненого твердим паливом з коефіцієнтом заповнення Δ ;

– об'єму, зайнятого випуклими днищами і сопловим блоком. Ця частина об'єму двигуна приблизно дорівнює об'єму еквівалентного циліндра з довжиною, яка дорівнює діаметру двигуна D_d , отже:

$$Q_d = \frac{1,1m_n / \rho_n \Delta + \pi D_d^3}{4}, \quad (13)$$

де 1,1 – множник, що враховує товщину стінок двигуна і їхню теплоізоляцію; ρ_n – щільність палива.

Далі визначаємо об'єм, необхідний для розміщення бортової апаратури і кермових приводів (із джерелами їхнього живлення), що складає об'єм бортового устаткування $Q_{б.у}$:

$$Q_{б.у} = \frac{m_{б.у}}{\rho_{б.у}}, \quad (14)$$

де $\rho_{б.у}$ – щільність компоування бортового устаткування.

Середня щільність компоування ЛА складається з щільностей компоувань цільової ваги $\rho_{ц.в}$, двигуна ρ_d і бортового устаткування $\rho_{б.у}$. Від щільності компоування цільової ваги залежать характеристики ефективності його функціонування.

Визначення параметрів цільової ваги в поданій задачі проектування ЛА одного класу не розглядається. Тому габаритні, масові і центрувальні параметри цільової ваги призначаються ОПР або приймаються за статистичними матеріалами для аналогів розглядуваних ЛА.

Щільність компоування двигуна, головним чином, залежить від коефіцієнта заповнення паливом камери згоряння Δ і також впливає на потрібні характеристики двигуна.

Оптимальні параметри двигуна визначають на стадії проектування двигуна.

Задачі, зв'язані з оптимізацією параметрів двигуна, розглянуто в праці [5].

Отже, максимізація щільності внутрішнього компоування ЛА зводиться до визначення максимальної щільності компоування бортового устаткування $\rho_{б.у}$.

Щільність $\rho_{б.у}$ при заданій масі бортового устаткування залежить від внутрішнього об'єму відсіку.

Розташування елементів бортового устаткування в середині відсіку є достатнім, якщо виконується рівність:

$$Q_{б.у} = \sum_{i=1}^n Q_{б.у_i} + \sum_{j=1}^r Q_{з_j}, \quad (15)$$

де $Q_{б.у}$ – внутрішній об'єм відсіку, в якому розміщуються елементи бортового устаткування;

$\sum_{i=1}^n Q_{б.у_i}$ – сумарний об'єм елементів бортового

устаткування; $\sum_{j=1}^r Q_{3j}$ – сумарний об'єм мінімально припустимих міжагрегатних зазорів і зазорів між агрегатами і обшивкою.

Необхідною умовою оптимальної щільності внутрішнього укладання бортового устаткування є обмеження на зовнішній діаметр корпусу бортового устаткування $D_{б.у}$ і довжину ЛА $l_{ЛА}$. Мінімальний діаметр відсіку бортового устаткування призначається за результатами визначення АД характеристик корпусу і аналізу впливу їх на АД характеристики ЛА.

Довжина корпусу ЛА обмежена вимогою розміщення його в пусковому контейнері.

Для отриманої конфігурації ЛА визначають АД характеристики і проводять оцінку стійкості і керованості на етапах АД проектування та визначення параметрів траєкторії. Після цього приймають рішення про конфігурацію корпусу ЛА.

З урахуванням виразів (12)–(15) критеріальна функція $\rho_{сер}$ остаточно набуває вигляду:

$$\rho_{сер} = \frac{m_0}{Q_{корп}} = \frac{m_{ц.в.}}{Q_{ц.в.}} + \frac{m_d}{1,1 \frac{m_{п.}}{\rho_{п.}\Delta} + \frac{\pi D_d^3}{4}} + \frac{m_{б.у.}}{\sum_{i=1}^n Q_{б.у_i} + \sum_{j=1}^r Q_{3j}}. \quad (16)$$

Далі визначають лінійні розміри корпусу, крил і оперення.

У результаті попереднього розрахунку АД характеристик на етапі АД проектування за методиками, поданими в праці [6] знаходимо геометричні параметри крил і оперення:

- площу S ;
- розмах l ;
- бортову хорду $b_б$;
- кінцеву хорду b_1 ;
- середню хорду $b_{САХ}$;
- товщину профілю s .

Далі, знаючи діаметр корпусу D і видовження корпусу $\lambda_{корп}$, носової $\lambda_{нос}$ і кормової $\lambda_{корм}$ частин корпусу, визначаємо зовнішні розміри корпусу:

- довжину корпусу $l_{корп}$;
- довжину носової частини корпусу $l_{нос}$;
- кормової частини корпусу $l_{корм}$.

Після цього визначаємо довжину відсіків, зайнятих бортовим устаткуванням $l_{б.у}$ і двигуном l_d :

$$l_{б.у} = \frac{4Q_{б.у.}}{\pi D_{б.у}^2};$$

$$l_d = \frac{4Q_d}{\pi D_d^2}. \quad (17)$$

Конструктивне оформлення окремих груп устаткування в блоки і розміщення блоків, що мають тісний функціональний зв'язок, в одному відсіку корпусу ЛА виконуються за принципом максимальної модульності побудови конструкції, зручності складання і обслуговування ЛА та його агрегатів.

Розділення корпусу ЛА на відсіки призводить до зростання на стиках руйнівних напружень, що виникають у результаті дії зовнішніх сил на ЛА в польоті. Конструкція відсіку посилюється в області стиків, що призводить до зростання його маси. Визначення маси конструкції відсіків з урахуванням маси стиків доцільно виконувати після проведення розрахунку на міцність з наступним аналізом напруженого стану корпусу на стиках відсіків.

У першому наближенні припустимо застосувати спрощений підхід до розв'язку питань стійкості і балансування. Цей підхід полягає в тому, що площу оперення вибирають за статистичними даними, після чого знаходять таке положення крил, що забезпечує заданий мінімальний ступінь стійкості. Відповідно до праці [7] для маневрених ЛА відстань між фокусом ЛА за кутом атаки і його центром маси повинна знаходитися в межах 2–4% від довжини корпусу ЛА.

Отже, аналіз виразів (4)–(17) показує, що параметрами, які складають у першому наближенні вектор проектних параметрів Y в задачі оптимального проектування (1) при обмеженнях (2), є:

- маса конструкції ЛА $m_{кон}$, яка складається з мас конструкції корпусу і несучих поверхонь, бортового устаткування $m_{б.у}$, маси палива $m_{п.}$, маси двигуна m_d , стартової маси ЛА m_0 ;
- положення центрів мас цільової ваги $x_{ц.в.}$, двигуна x_d , палива $x_{п.}$, елементів бортового устаткування $x_{б.у}$ ($e = \overline{1, d}$, d – кількість елементів бортового устаткування) і конструкції ЛА $x_{кон}$ ($l = \overline{1, s}$, s – кількість елементів конструкції ЛА) відносно носка корпусу;
- щільність компонування бортового устаткування $\rho_{б.у}$;

– геометричні параметри корпусу ЛА (довжина $l_{корп}$ і максимальний діаметр $D_{корп}$, що визна-

чають довжину і діаметр ЛА, довжина носової $l_{\text{нос}}$ і кормової $l_{\text{корм}}$ частин корпусу, діаметр $D_{\text{д}}$ і довжина $l_{\text{д}}$ двигуна, діаметр $D_{\text{б.у}}$ і довжина $l_{\text{б.у}}$ відсіку бортового устаткування);

– геометричні параметри несучих поверхонь (розмах крил $l_{\text{кр}}$ і оперення $l_{\text{оп}}$, кінцеві хорди b_1 , бортові хорди $b_{\text{б}}$, середні АД хорди $b_{\text{САХ}}$, товщина профілів c , кути стріловидності по передньому χ_0 і задньому краю χ_1 , по лінії максимальних товщин χ_c , площі консолей $S_{\text{к}}$);

– параметри, що отримані на інших етапах проектування (тяга двигуна P , коефіцієнт заповнення паливом двигуна Δ , щільність палива $\rho_{\text{п}}$, похідні коефіцієнта піднімальної сили C_y^{α} і C_y^{δ} від кутів α і δ відповідно, положення фокусів ЛА $x_{F^{\alpha}}$ і $x_{F^{\delta}}$ від кутів α і δ відповідно, швидкісний напір q).

Висновки

Ідеалізація структурної схеми ЛА, як об'єкта проектування, постановка задачі оптимального проектування і побудова обґрунтованої математичної моделі дозволяє формалізувати процес оптимізації компоувального розв'язку.

У постановці задачі і розгляді математичної моделі вигляду ЛА одного класу визначені критерії оптимальності, а також параметричні, функціональні і критеріальні обмеження, проект-

ні параметри, що оптимізуються, та їхній взаємозв'язок з іншими етапами розв'язання задачі проектування ЛА. Виявлено суперечливість прийнятих критеріїв, що характеризується поліпшенням стійкості ЛА при зниженні керуючої сили несучих поверхонь, зменшенням маси і моментів інерції при збільшенні коефіцієнта лобового опору, підвищенням технологічності складання і зручності експлуатації ЛА при зниженні міцності конструкції. Отже, задача оптимального проектування компоування ЛА має компромісне розв'язання, а процес пошуку найкращого розв'язання кожної локальної задачі проектування характеризується як спільний і ітераційний.

Список літератури

1. Дракин И.И. Основы проектирования беспилотных летательных аппаратов с учетом экономической эффективности. – М.: Машиностроение, 1973. – 223 с.
2. Техника и вооружение. – 2001. – №1 – С.27–32.
3. Jane's Defense Weekly. – 1988. – Vol. 10, № 5. – P. 198.
4. Чернобровкин Л.С., Петраш В.Я. Прикладные программы учебной САПР ЛА. – М.: МАИ, 1980, – 91 с.
5. Синеглазов В.М., Брикалов А.В. Проблема автоматизованого проектування двигуна літального апарата. – Вісн. НАУ. – 2003. – № 1. – С.97–103.
6. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета. – М.: Машиностроение, 1973. – 616 с.
7. Кобылянский А.А., Андриенко А.И., Носик В.Н. Проектирование самолетов. – Харьков, ХАИ, 1975. – 33 с.

Стаття надійшла до редакції 26.04.04.

А.В. Брыкалов

Формализация задачи оптимизации облика летательного аппарата одного класса

Рассмотрена задача определения оптимальных параметров компоновки беспилотного летательного аппарата одного класса. Определены критерии компоновки летательного аппарата, ограничения и переменные параметры. Сформулирована задача оптимального проектирования летательного аппарата. Предложен возможный путь ее решения.

A.V. Brykalov

Formalization of task for the flying vehicle of the same classe optimal configuration

The task of the optimum pilotless flying vehicle of the same class configuration parameters definition is considered. The criteria are assigned, limits and variable parameters are selected. The task of optimal designing is formulated and the probable way of its resolution is defined.