Розвиток, бойове застосування та озброєння авіації

УДК 629.735.33

DOI: 10.30748/nitps.2020.38.09

О.В. Лось

Державне підприємство “Антонов”, Київ

СТРУКТУРА МОДЕЛЕЙ УЗГОДЖЕННЯ ГЛИБОКИХ ЗМІН ПРИ ЗАМІНІ МАРШОВИХ ДВИГУНІВ У МОДИФІКАЦІЯХ ВІЙСЬКОВО-ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ

Розроблено структуру моделей параметричного узгодження глибоких змін у крилі й силовій установці при заміні маршових двигунів у модифікаціях військово-транспортних літаків (ВТЛ). До структури входять моделі зв'язку типу $\bar{t}_o(\bar{C}_y)$ при одночасній зміні в силовій установці ($\bar{t}_o$) і геометрії крила ($\bar{C}_y$) з урахуванням умов польоту (H_i) і режимів роботи силової установки (злітний режим, крейсерський політ, надзвичайний режим). Реалізація такого підходу при створенні військово-транспортного літака Ан-178 на базі пасажирського Ан-148 дала змогу підвищити його вантажність до 18 т і забезпечити питому витрату палива 223 г/т·км.

Ключові слова: модифікації літаків, глибокі зміни в крилі й силовій установці, узгодження змін при заміні двигуна.

Вступ

Найбільш результативним шляхом підвищення ефективності літаків транспортної категорії є створення їх модифікацій зі збільшеною рейсовою ($m_o L$) і часовою ($m_o V$) продуктивністю на основі реалізації глибоких змін у геометрії крила і в силовій установці [1].

У силовій установці ця проблема вирішується шляхом заміни маршових двигунів зі збільшеною тягою (P) і зменшеною питомою витратою палива (C_p), що дає змогу збільшити стартову масу (m_o), швидкість у крейсерському режимі (V), підвищити стартову тягоозброєність (t_o) літака [2; 4–5].

Глибокі модифікаційні зміни передбачають також і зміни в геометрії крила заради зниження його індуктивного опору (C_{xi}) шляхом зміни таких параметрів крила: η – звуження, $\bar{z}_{hi}$ – відносні координати зламів по його розмаху, ε^o – геометрична крутка місцевих хорд, що наближує форму трапецієподібного крила до еліптичної форми за виглядом у плані [3].

При одночасному здійсненні модифікаційних змін і в силовій установці, і в геометрії крила виникає проблема їх узгодження, бо тільки ув'язка параметрів нового двигуна зі змінами в крилі забезпечує підвищення паливної ефективності ($\bar{q}_m$) нової модифікації [6]. Тому метою статті є розробка структури моделей параметричного узгодження глибоких змін у крилі і силовій установці при заміні маршових двигунів у модифікаціях військово-транспортних літаків.

Виклад основного матеріалу

Як відомо, актуальним є розроблення структури моделі узгодження глибоких змін у модифікації при заміні маршових двигунів. За даними роботи [2], потрібну величину тяги (потужності), даН, визначають через значення стартової маси (m_o) модифікації й потрібної тягоозброєності (t_o):

$$P_{oi} = \frac{t_o m_o g}{10 n_{\partial g}}. \quad (1)$$

Величина t_o , що входить у вираз (1), визначається залежністю

$$t_o = \frac{C_x}{C_y} + \theta + \frac{a}{g}, \quad (2)$$

де $\frac{C_x}{C_y}$ – складова, яка дорівнює частині тягоозброєності, що витрачається на підтримання літака в повітрі на певному режимі польоту;

θ – складова, визначальна частина тягоозброєності, що витрачається на набір висоти й залежить від градієнта (кута) набору, яка вимірюється в радіанах ($1^\circ = 2\pi/360^\circ = 0,0175$ рад, 01 ан);

$\frac{a}{g}$ – складова, частина тягоозброєності, яка витрачається на відносну величину прискорення

$\bar{a} = \frac{a}{g} = n_x$, що дорівнює частки прискорення сили земного тяжіння або перевантаження уздовж осі ОХ.

Оскільки заявлене перекомпонування крила спрямовано перш за все на зниження його індуктивного опору, то за умови, що в крейсерському режимі $C_{xi} \approx 0,35C_x$, вираз (1) для горизонтального крейсерського польоту набуде вигляду

$$t_{o\text{ крейс}} = \frac{C_{xi}(\eta, \bar{z}_{hi}, \bar{\epsilon}_i^o)}{0,35C_y(H, M)}, \quad (3)$$

де $\eta, \bar{z}_{hi}, \bar{\epsilon}_i^o$ – геометричні параметри перекомпонування крила; H, M – висота і швидкість польоту модифікації.

При цьому потрібна величина коефіцієнта піднімальної сили оцінюється виразом

$$C_{ynomp}(H, M) = \frac{m_o g}{Sq(H, M)}, \quad (4)$$

$$\text{де } q(H, M) = \rho(H) \cdot \frac{M^2 a^2}{2};$$

ρ, a – щільність повітря і швидкість звуку на висоті польоту H , а потрібна для горизонтального усталеного польоту швидкість визначається рівністю

$$P_n = N_n / V. \quad (5)$$

Беручи до уваги умову $m_o g = Y$, вираз $N_n = P_n V$ можна записати у вигляді

$$N_n = m_o g V / K = (m_o g V / C_y) C_x. \quad (6)$$

З наведених залежностей випливає, що структура формування потрібної тяги в крейсерському польоті з урахуванням геометричного перекомпонування крила ($\eta, \bar{z}_{hi}, \bar{\epsilon}_i^o$) повинна базуватися на моделях, у яких ураховується зміна C_{xi} (у полярі) при

зміні ($\eta, \bar{z}_{hi}, \bar{\epsilon}_i^o$) (рис. 1), а також на закономірностях впливу геометричного перекомпонування крила ($\bar{C}_y(\eta, \bar{z}_{hi}, \bar{\epsilon}_i^o)$) на потрібну тягоозброєність модифікації ($\bar{t}_o$) (рис. 2).

Рис. 1. Зміни потрібних значень C_y, C_x і C_{xi} , обумовлені геометричним перекомпонуванням крила ($\eta, \bar{z}_{hi}, \bar{\epsilon}_i^o$)

При цьому обмеженням слід уважати те, що швидкість звалювання визначається з умови рівності потрібного й максимального значень коефіцієнтів піднімальної сили:

$$C_{ynomp}(H, M) = C_{y\max}. \quad (7)$$

Рис. 2. Залежність відносної величини потрібної тягоозброєності модифікації від коефіцієнта $\bar{C}_y$, обумовленого геометричним перекомпонуванням крила

$$(M = 0,7; \lambda_{kp} = 7; C_{xo} = 0,022; B = 0,0565; C_{y\text{ доп}} = 1,08);$$

▨ – область $\bar{C}_y > 1_H t_r > 1$; □ – область $\bar{C}_y > 1_H t_r < 1$

З даних, показаних на рис. 2, стає очевидним, що потрібне збільшення $\bar{C}_y > 1,0$ реалізується у двох областях зміни тягоозброєності: при $t_o > 1,0$ і при $t_o < 1,0$, що дає змогу використовувати відомий метод потужностей (тяг) при виборі конкретного двигуна.

При заміні маршових двигунів у новій модифікації дуже важливо забезпечити рівність між потрібною тягою, зумовленою змінами в геометрії крила, і наявною тягою замінного двигуна з урахуванням його дросельної характеристики (рис. 3), оскільки вона багато в чому визначає паливну ефективність літака з урахуванням різних режимів його польоту й адекватних режимів роботи двигунів:

– злітний (стартовий), $t_o = P_o / G_{3л}$, коли працюють обидва маршові двигуни;

– надзвичайний на зльоті, $t_{надз} = P_{надз} / m_{зл}$,
або на маршруті, $t_{надз.м} = P_{надз.м} / m_{м}$, при відмові
одного з двигунів;

– потрібний, $t_n = P_n/m_m$, необхідний для отримання тих чи інших льотних характеристик;

– наявний, $t_p = P_p / m_m$, який забезпечує працюючі двигуни в конкретних умовах.

Тільки такий підхід до вибору двигуна для модифікації зі збільшеними вантажністю і дальністю польоту забезпечує оптимальну паливну ефективність нового літака.

Рис. 3. Дросельні характеристики вітчизняних і зарубіжних авіаційних двигунів

Так, наприклад, при створенні ВТЛ Ан-178 на базі вихідної моделі пасажирського Ан-148 шляхом змін у геометрії крила і заміни маршових двигунів Д436-148 на двигуни Д436-148FM удалося підвищи-

ти вантажність до 18 т при дальності польоту 1200 км, забезпечивши на цьому режимі питому витрату палива 223 г/т·км.

Висновки

Розроблено структуру моделей параметричного узгодження глибоких змін у крилі й силовій установці при заміні маршових двигунів у модифікаціях військово-транспортних літаків.

Структура моделей узгодження складається з такого:

- зображення поляри з урахуванням геометричного перекомпонування крила за параметрами його звуження (η), координат зламів ($\bar{z}_{ni}$) і кутів геометричної крутки ($\bar{\epsilon}_i^o$) місцевих хорд уздовж розмаху та їх впливу на величини C_x і C_y крила, тобто на його аеродинамічну якість;

- статистичне подання дросельних характеристик кількох вітчизняних і зарубіжних двигунів.

На основі такої структури розроблено моделі зв'язку типу $\bar{t}_o(\bar{C}_y)$ при одночасній зміні в силовій установці ($\bar{t}_o$) і геометрії крила ($\bar{C}_y$) з урахуванням умов польоту (H_i) і режимів роботи силової установки (злітний режим, крейсерський політ, надзвичайний режим).

Такий підхід дає змогу для більш продуктивної модифікації підібрати двигун з урахуванням його дросельної характеристики, що й забезпечує максимальну паливну ефективність нової модифікації.

Реалізація такого підходу при створенні військово-транспортного літака Ан-178 на базі пасажирського Ан-148 дозволила підвищити його вантажність до 18 т і забезпечити питому витрату палива 223 г/т·км.

Список літератури

1. Шейнин В.М. Роль модификаций в развитии авиационной техники [Текст] / В.М. Шейнин, В.М. Макаров. – М.: Наука, 1983. – 226 с.
2. Балабуев П.В. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями [Текст] / П.В. Балабуев, С.А. Бычков, А.Г. Гребеников. – Харьков: ХАИ, 2003. – Ч. 2. – 389 с.
3. Утенкова В.В. Метод оптимизации геометрии крыла самолета в плане по частным критериям / В.В. Утенкова, В.И. Новиков, В.И. Рябков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского “ХАИ”. – Харьков, 2005. – Вып. 27. – С. 116-124.
4. Кюхеман Д. Аэродинамическое проектирование самолетов [Текст] / Д. Кюхеман. – М.: Машиностроение, 1983. – 367 с.
5. Капитанова Л.В. Формирование потребной тяговооруженности модификаций тяжелых самолетов транспортной категории с учетом ограничений по условиям их базирования [Текст] / Л.В. Капитанова, Ю.В. Бабенко // Авиационно-космическая техника и технология: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского “ХАИ”. – Харьков. – 2007. – Вып. 3(39). – С. 27-33.
6. Иностранные авиационные двигатели, 2005: Справочник ЦИАМ. – Вып. 14 / Общ. ред.: В.А. Скибин, В.И. Солонин. – М.: Изд. дом “Авиамир”, 2005. – 592 с.
7. Loss A.V. AN-178 High level roadmap / A.V. Loss. – 2016-12-01 V1, 2016. – 57 p.
8. Югов О.К. Согласование характеристик самолета и двигателя [Текст] / О.К. Югов, О.Д. Селиванов. – М.: Машиностроение, 1975. – 204 с.

References

1. Sheynin, V.M. and Makarov, V.M. (1983), “*Rol' modifikacij v razvitii aviacionnoj tehniki*” [Role of models in the development of aviation technology], Nauka, Moscow, 226 p.
2. Balabuev, P.V., Bychkov, S.A. and Grebenikov, A.G. (2003), “*Osnovy obshhego proektirovaniya samoletov s gazoturbinnyimi dvigatel'jami, chast 2*” [Fundamentals of General design of aircraft turbine engines, part 2], KhAI, Kharkiv, 389 p.
3. Utenkova, V.V., Novikov, V.I. and Ryabkov, V.I. (2005), “*Metod optimizacii geometrii kryla samoleta v plane po chastnym kriterijam*” [Method of optimizing the geometry of an airplane wing in the plan according to specific criteria], *Open information and computer integrated technologies*, Vol. 27, KhAI, Kharkiv, pp. 116-124.
4. Kjuheman, D. (1983), “*Ajerodinamicheskoe proektirovanie samoletov*” [Aerodynamic design of aircraft], Mechanical Engineering, Moscow, 367 p.
5. Kapitanova, L.V. and Babenko, Yu.V. (2007), “*Formirovanie potrebnnoj tjavogovoruzhennosti modifikacij tjavhelyh samoletov transportnoj kategorii s uchetoм ogranicenij po uslovijam ih bazirovaniya*” [Formation of the required thrust-weight ratio of heavy modifications to transport category airplanes subject to the restrictions under the terms of their home], *Aerospace technique and technology*, Vol. 3(39), pp. 27-33.
6. Skibin, V.A. and Solonin, V.I. (2005), “*Inostrannye aviacionnye dvigateli*” [Foreign aircraft engines], Central Institute of Aviation Motors, Moscow, 592 p.
7. Los, A.V. (2016), *AN-178 High level roadmap*, 57 p.
8. Yugov, O.K. and Selivanov, O.D. (1975), “*Soglasovanie harakteristik samoleta i dvigatelja*” [Coordination characteristics of the aircraft and engine], Mechanical Engineering, Moscow, 204 p.

Надійшла до редколегії 16.01.2020

Схвалена до друку 11.02.2020

Відомості про автора:**Лось Олександр Васильович**

кандидат технічних наук

віце-президент ДП “Антонов”,

Київ, Україна

<https://orcid.org/0000-0002-6636-4208>**Information about the author:****Alexander Los**

Candidate of Technical Sciences

Vice President of the SE “Antonov”,

Kyiv, Ukraine

<https://orcid.org/0000-0002-6636-4208>**СТРУКТУРА МОДЕЛЕЙ СОГЛАСОВАНИЯ ГЛУБОКИХ ИЗМЕНЕНИЙ ПРИ ЗАМЕНЕ
МАРШЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В МОДИФИКАЦИЯХ ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ**

А.В. Лось

Разработана структура моделей параметрического согласования глубоких изменений в крыле и силовой установке при замене маршевых двигателей в модификациях военно-транспортных самолетов (ВТС). В структуру входят модели связи типа $\bar{t}_0(\bar{C}_y)$ при одновременных изменениях в силовой установке ($\bar{t}_0$) и геометрии крыла ($\bar{C}_y$) с учетом условий полета (H_i) и режимов работы силовой установки (взлетный режим, крейсерский полет, чрезвычайный режим). Реализация такого подхода при создании военно-транспортного самолета Ан-178 на базе пассажирского Ан-148 позволила повысить его грузоподъемность до 18 т и обеспечить удельный расход топлива 223 г/т·км.

Ключевые слова: модификации самолетов, глубокие изменения в крыле и силовой установке, структура моделей согласования изменений при замене двигателя.

**STRUCTURE OF AGREEMENT MODELS DEEP CHANGES WHEN REPLACING MARCH ENGINES
IN MODIFICATIONS OF MILITARY TRANSPORT AIRCRAFT**

A. Los

With the simultaneous implementation of modification changes both in the power plant and in the wing geometry, the problem of matching them arises, because only linking the parameters of the new engine with changes in the wing provides the new modification with an increase in its fuel efficiency ($\bar{q}_m$). The article developed the structure of models for parametric matching of profound changes in the wing and in the power plant when replacing mid-flight engines in modifications of military transport aircraft (MTA). The approval structure consists of: representation of the polar, taking into account the geometric rearrangement of the wing according to its narrowing parameters (η), kink coordinates ($\bar{z}_{hi}$) and geometric twist angles ($\bar{\varepsilon}_i^0$) of the local chords along the span and their influence on the values of C_x and C_y of the wing, i.e., not its aerodynamic quality; statistical representation of the throttle characteristics of a number of domestic and foreign engines. Based on this structure, communication models of the type $\bar{t}_0(\bar{C}_y)$ were developed with a simultaneous change in the power plant ($\bar{t}_0$) and in the wing geometry ($\bar{C}_y$), taking into account the flight conditions (H_i) and the power plant operating modes (take-off, cruising, emergency operation). This approach allows for a more productive modification to choose the engine taking into account its throttle characteristics, which provides the new modification with maximum fuel efficiency. The implementation of this approach when creating the An-178 military transport aircraft based on the An-148 passenger aircraft made it possible to increase its carrying capacity to 18 t with a range with a maximum load of up to 1200 km and at the same time provide a specific fuel consumption of 223 g/t·km.

Keywords: aircraft modifications, profound changes in the wing and in the power plant, coordination of changes during engine replacement.