

Л.В. Капітанова, О.В. Лось, В.І. Рябков

## МЕТОДИКА ВПЛИВУ ЗАМІНИ МАРШОВИХ ДВИГУНІВ НА МАСУ І ЗЛІТНО-ПОСАДКОВІ ХАРАКТЕРИСТИКИ МОДИФІКАЦІЙ ЛІТАКІВ

Найбільш глибокі модифікаційні змінення в літаках транспортної категорії здійснюються шляхом зміни геометрії крила і заміни маршових двигунів. При заміні маршових двигунів досягається не тільки значне поліпшення злітно-технічних параметрів, але й відбувається значні змінення величини і структури масових характеристик як двигунів, так і літака в цілому вже на етапі проектування модифікації.

Так, при створенні військово-транспортного літака (ВТЛ) Ан-178 на базі пасажирського Ан-148 замість двигуна Д436-148 з тягою 7100 кгс встановлено двигун Д436-148ФМ з тягою 8600 кгс, що привело не тільки до вантажопідіймної, але й до збільшення злітної маси модифікації. Це збільшення маси обумовлено доопрацюваннями післяльотних випробувань опитного зразка, технологічними особливостями процесів при їх виготовленні, змінами умов замовника і таке інше.

В таких умовах визначення злітно-посадкові параметри побудовано на використанні так званої стартової маси, яка знайдена розрахунковим шляхом з урахуванням збільшення вантажопідіймності модифікації літака.

Однак, до моменту сертифікації модифікації, тобто встановлення істинних значень злітно-посадкових параметрів неминуче відбувається зростання маси, обумовленої доробками післяльотних випробувань дослідного зразка, технологічними особливостями процесів при їх виготовленні, змінами умов замовника і т.п. Злітну масу, збільшену, в порівнянні зі стартовою масою, прийнято вважати злітною сертифікованою. У таких моделях враховано ряд обмежень, зумовлених вимогами, що пред'являються до літаків середньої вагової категорії, що і встановлює граничні значення злітно-посадкових параметрів конкретної модифікації.

На основі таких моделей встановлено взаємодію змінення маси модифікації (зі збільшеною тягою маршових двигунів) зі злітно-посадковими параметрами, такими, як довжина розбігу при зльоті і потрібна довжина злітно-посадкової смуги при перерваному зльоті з ділянкою гальмування.

Реалізація таких досліджень при створенні літака Ан-178 з двигунами Д436-148ФМ дозволила вирішити задачу збільшення вантажопідіймності та забезпечити базування на аеродромах, які заявлені для базового варіанту літака Ан-148.

**Ключові слова:** маршові двигуни, маса модифікації, довжина пробігу при зльоті, потрібна довжина злітно-посадкової смуги.

### Вступ

Задачу створення модифікацій літаків транспортної категорії зі збільшеною вантажопідіймністю і дальністю дії неможливо вирішити без заміни маршових двигунів зі збільшеною тягою.

Таке рішення проблеми збільшення продуктивності неминуче призводить до зростання маси модифікації, що тягне за собою зниження питомих показників ефективності, в тому числі, і злітно-посадкових параметрів, таких, як довжина пробігу при зльоті, довжина пробігу при посадці і потрібна довжина злітно-посадкової смуги.

Використання в модифікаціях маршових двигунів зі збільшеною тягою тягне за собою зміни і інших параметрів всієї силової установки: її маси, запасу палива на борту, перекомпоновки паливних баків і т.і., що оказує специфічний вплив і на оцінку маси літака.

В таких умовах використання традиційного вагового балансу [1, 3, 6] є необґрунтованим і потребує уточнення.

Уточнення компонентів вагового балансу модифікації при заміні маршових двигунів відбувається шляхом розробки моделей, які встановлюють взаємодію кожної компоненти вагового балансу з новою масою модифікації з новими двигунами.

Такий підхід є основним шляхом створення модифікацій з заявленою масою, який дозволяє проаналізувати параметричні змінення злітно-посадкових характеристик і уникнути циклового їх визначення.

### Аналіз умов забезпечення потрібних ЗПХ

Як витікає з наведених джерел [1-8], процес створення модифікацій літаків транспортної категорії з завищеною вантажопідіймністю неминуче призводить до збільшення маси літака, що, в свою чергу, породжує проблему забезпечення їх злітно-посадкових характеристик (ЗПХ), тому що більш важкі модифікації повинні базуватися на аеродромах, які заявлені для базового варіанту літака. А це – проблема, оскільки маса модифікації значно змінюється: при її проектуванні, після льотних випробувань, в процесі виробництва і навіть при регулярній експлуатації.

Тому проблему формування маси слід вирішувати на етапі попереднього проектування для того, щоб неминучі добавки не привели б до різкого погіршення ЗПХ.

На ряду з цим ЗПХ літаків різного призначення слід забезпечити не тільки з урахуванням змінення маси в процесі їх створення, але й з урахуванням обмежень по абсолютній величині злітної

маси, по величині посадкової швидкості і т.і., обумовлених вимогами АП-25 або FAR -25 для літаків різної вагової категорії.

**Методика формування основних параметрів можливих модифікацій середнього літака транспортної категорії**

Відмітна особливість формування основних параметрів модифікації з збільшеною продуктивністю характеризується тим, що необхідно створити моделі, які дають змогу узгодити кілька груп змінених параметрів: стартової маси, рейсової продуктивності, тягооснащеності, геометричного перекомпонування несних поверхонь й прийнятних злітно-посадкових характеристик в єдиному вигляді модифікації.

Насамперед скористаємося видозміненою моделлю визначення стартової маси [5] при необхідному збільшенні  $m_g$ :

$$m_0 = \psi \frac{m_g + m_{об.сн}(n_{пас}, L)}{1 - [\overline{m}_k(m_0) + \overline{m}_{C.Y}(m_0) + \overline{m}_n(m_0)]}, \quad (1)$$

де  $m_g$  – вантажопідйомність модифікації;

$m_{об.сн}(n_{пас}, L)$  – маса спорядженого літака, що залежить від кількості членів екіпажу, пасажирів і дальності польоту;

$\overline{m}_k(m_0)$ ,  $\overline{m}_{C.Y}(m_0)$ ,  $\overline{m}_n(m_0)$  – відносні маси конструкції планера, силової установки й палива.

Величину  $\overline{m}_k$ , що входить у вираз (1), подамо у вигляді залежності

$$\overline{m}_k = A - B \frac{m_0}{S}, \quad (2)$$

де  $A=0,416$ ,  $B=2,533 \cdot 10^{-4}$  – коефіцієнти, одержані шляхом попереднього за агрегатним розрахунком мас конструкції середнього транспортного літака [5-8].

Відносну масу силової установки можна оцінити за допомогою виразу [5]

$$\overline{m}_{C.Y} = a_1(1 + 0,11 \frac{n_{дв.рев}}{n_{дв}}) \gamma_{дв} \frac{n_{дв} P_{0i}}{m_0} + b_1, \quad (3)$$

у якому для дводвигунних літаків з ТРРД  $a_1=0,95$ ,  $b_1=0,0185$ ;

$n_{дв.рев}=2$  – кількість двигунів, обладнаних реверсом тяги;

$n_{дв} = 2$  – кількість двигунів, установлених на літаку.

Після підстановки цих значень одержимо

$$\overline{m}_{C.Y} = C \frac{P_{0i}}{m_0} + D, \quad (4)$$

де  $C = 0,37313$ ,  $D = 0,0185$  – для середньо вагових літаків.

Для визначення відносної маси палива необхідна наявність аеродинамічної якості в крейсерському польоті

$$K = \frac{m_0 q}{\rho \frac{V^2}{2} C_x S} = \frac{m_0}{S(C_{x0} + AC_y^2)}, \quad (5)$$

де  $C_y = \frac{m_0}{S}$ ,  $A$  – коефіцієнт відвалу поляри;

$$A = \frac{k_1(1 + \overline{S}_{ф.з})}{\pi k_2} = \frac{1,02(1 + 0,2)}{\pi \cdot 9,6 \cdot 0,968} = 0,04192. \quad (6)$$

Відносну масу палива подамо у вигляді суми відносних мас:

$$\overline{m}_n = \overline{m}_{н.крейс} + \overline{m}_{н.н.в} + \overline{m}_{н.зн.л} + \overline{m}_{н.н.з} + \overline{m}_{н.ін}, \quad (7)$$

де  $\overline{m}_{н.крейс}$  – відносна маса палива, що витрачається в крейсерському польоті;

$\overline{m}_{н.н.в}$  – відносна маса палива, що витрачається при зльоті та набиранні висоти;

$\overline{m}_{н.зн.л}$  – відносна маса палива, що витрачається при зниженні та посадці;

$\overline{m}_{н.н.з}$  – відносна маса палива для навігаційного запасу;

$\overline{m}_{н.ін}$  – невироблений залишок палива.

Величини відносних мас палива, що входять у вираз (7), за даними роботи [5], можна оцінити за відношеннями

$$\overline{m}_{н.н.в} = \frac{0,0035 H_{поч}(1 - 0,03y)}{1 - 0,004 H_{поч}};$$

$$\overline{m}_{н.зн.л} = 0,002 H_{кін}(1 - 0,03y)(1 - 0,023 H_{кін}),$$

де  $y$  – ступінь двоконтурності двигуна;

$$\overline{m}_{н.н.з} = \frac{C_p \tau P}{m_0} = \frac{C_p \tau m_0}{m_0 K_{max}}, \quad (8)$$

де  $\tau=1$  год – час розрахунку навігаційного запасу палива.

Відносну масу полива, що витрачається на крейсерському режимі, можна оцінити за допомогою формули Бреге

$$\overline{m}_{н.крейс} = 1 - \exp \left[ - \frac{(L - 10 H_{сер}) C_{р.крейс}}{(V_{крейс} - W) K} \right] \quad (9)$$

де  $W = 50$  км/год швидкість зустрічного вітру.

Після перетворень і підстановки чисел одержимо:

$$\overline{m}_n = I + \frac{J_i S^2 + N_i m_0^2}{m_0 S}, \quad (10)$$

де  $I=0,10117$ , а  $J_i$  і  $N_i$ , відповідно, становлять:

– для дальності польоту  $L=2200$  км:  $J_1=22,7,6$ ;

$$N_1 = 5,5878 \cdot 10^5;$$

– для дальності польоту  $L = 5100$  км:  
 $J_3 = 60,767$ ;  $N_3 = 1,4955 \cdot 10^4$ .

У вираз (1) входить маса обладнання спорядженого літака  $m_{об.сн}$  (кг), величину якої згідно з [5] у першому наближенні можна оцінити за виразом

$$m_{об.сн} = m_g (5 \cdot 10^{-5} L + 0,66) . \quad (11)$$

Якщо до виразів (1), (2), (4), (7) і (10) додати умови Бреге [6]

$$L = \frac{KV}{C_{нлт}} \ln \frac{1}{1-m_n} = \frac{KV}{C_{нлт}} \ln \frac{1}{m_k + m_{с.у} + m_{н.н}} , \quad (12)$$

то отримуємо систему рівнянь для оцінювання залежності вантажопідйомності й дальності дії від стартової маси та її складових, від аеродинамічних характеристик крила, від швидкості польоту і від питомої витрати палива двигуна модифікації легкого транспортного літака з двома ТРД.

Необхідно також урахувати всі видозмінення за їх впливом на злітно-посадкові характеристики, такі як довжина розбігу  $L_p$ , довжина пробігу  $L_{np}$  і потрібна довжина злітно-посадкової смуги при відмові під час розбігу одного з двох двигунів.

Довжина розбігу до відмови двигуна  $L_{p.до відм}$ , м, оцінюється виразом [4]

$$L_{p.до відм} = \frac{(0,9V_{відр})^2}{2g \left[ \frac{P_{сер.до відм}}{m_0 g} - \frac{1}{3} \left( \frac{1}{K_{відр}} + 2f \right) \right]} , \quad (13)$$

$$\text{де } P_{сер.до відм} = \frac{(P_{0i} + P_{0,9V_{відр}})^2}{2} , \quad (14)$$

$$P_{0,9V_{відр}} = P_{0i} \xi_{V=0,9V_{відр}} . \quad (15)$$

А довжина розбігу після відмови,  $L_{p.після відм}$ , м визначається формулою

$$L_{p.після відм} = \frac{V_{відр}^2 - (0,9V_{відр})^2}{2g \left[ \frac{P'_{сер.}}{m_0 g} - \frac{1}{3} \left( \frac{1}{K_{відр}} + 2f \right) \right]} , \quad (16)$$

$$\text{де } P'_{сер} = \frac{V_{відр} + P_{0,9V_{відр}}}{2} ; \quad (17)$$

$$L_{p.з} = \frac{V_{відр} + 0,9V_{відр}}{2} \cdot 3 . \quad (18)$$

При цьому довжина повітряної ділянки до нормованої висоти  $H = 10,7$  м оцінюється залежністю

$$L_{новім} = \frac{m_0 g}{P_{сер}'' - Q} \cdot \left( \frac{V_{наб}^2 - V_{відр}^2}{2g} + H \right) , \quad (19)$$

$$\text{де } P_{сер}'' = \frac{P_{V_{відр}} + P_{V_{наб}}}{2} ;$$

$$Q = \int \frac{V_{наб}^2}{2} C_{X_{відр}} S ; \quad C_{X_{відр}} = 0,1;$$

$$V_{наб} = V_{від} + 10 \text{ км/год.}$$

З урахуванням ділянок до відмови та після неї, довжина розбігу визначається формулою

$$L_p = \frac{V_{відр}^2}{2g \left[ \frac{P_{сер}}{m_0 g} - \frac{1}{3} \left( \frac{1}{K_{відр}} + 2f \right) \right]} , \quad (20)$$

де  $V_{відр}$  – швидкість відриву тертя коліс об ЗПС під час розбігу, м/с;

$g$  – прискорення вільного падіння, м/с<sup>2</sup>;

$P_{сер}$  – середня тяга двигунів при зміні швидкості від 0 до  $V_{відр}$ , Н;

$m_0$  – злітна маса літака, отримана в розрахунках;

$K_{відр} = 14$  – аеродинамічна якість при відриві;

$f = 0,03$  – коефіцієнт тертя коліс об ЗПС під час розбігу.

Слід відзначити, що в виразах (13, 16 і 20) фігурує так звана стартова маса ( $m_0$ ), яка визначається на основі базової залежності (1).

Однак, на подальших етапах створення модифікації (виготовлення опитного зразка, його льотні дослідження, ліквідування "слабких" місць і т. інше) спостерігається неминучий зріст маси ( $\Delta m$ ). На етапі сертифікації модифікації вона характеризується злітною масою.

$$m_{зл} = m_0 + \Delta m . \quad (21)$$

Це призводить до необхідності використання других виразів при оцінці злітно-посадкових характеристик сертифікованої модифікації.

Крім того, необхідно також урахувати умови базування на основі залежності

$$L_p = \frac{V_{отп}^2}{2g \left( K_1 t_0 - f_k - \frac{\rho_0 C_{X_p} S_{кр}}{6m_0} V_{отп}^2 \right)} , \quad (22)$$

де  $K_1$  – коефіцієнт, що враховує падіння тяги двигуна за швидкістю і втрати в повітрязабірниках, для літаків з ТРД при стандартній атмосфері  $K_1 \approx 0,9$ , для  $t_n^0 = +30^0 \text{ C}$  і 730 мм. рт. ст.;  $K_1 \approx 0,813$ ;

$f_k$  – коефіцієнт тертя кочення,  $0,02 \leq f_k \leq 0,08$ , 0,02 – по сухому бетону; 0,04 – по

твердому ґрунту;

$V_{відр}$  – швидкість відриву;

$t_0$  – стартова тягооснащеність.

При такому підході довжина пробігу при посадці оцінюється виразом

$$L_{np} = \frac{V_{noc}^2}{2g \left( K_1 \left( 1 - \frac{1}{n_{дв}} \right) \cdot r_p t_0 + f_{np} + \frac{1C_{X_{np}}}{3C_{Y_{np}}} \right)}, \quad (23)$$

де  $n_{дв}$  – кількість двигунів;

$r_p$  – коефіцієнт відношення тяги реверсу до прямої тяги двигунів;

$K_1$  – коефіцієнт, що враховує падіння тяги двигуна за швидкістю ( $K_1 \approx 0,813$ );

$f_{np}$  – зведений коефіцієнт тертя коліс під час пробігу (середнє значення);

$C_{X_{np}}$  – коефіцієнт аеродинамічного опору під час пробігу;

$C_{Y_{np}}$  – коефіцієнт піднімальної сили під час пробігу.

В моделі типу (23) величина посадкової швидкості визначається залежністю

$$V_{noc} = \sqrt{\frac{2m_{noc}}{\rho_0 \cdot C_{y_{noc}} \cdot S_{кр}}}, \quad (24)$$

де  $m_{noc}$  – маса модифікації літака при посадці.

Таким чином, на підставі виразів (1, 22 і 23) представляється можливість оцінити взаємозаміни основних параметрів можливих модифікацій середнього літака транспортно категорії.

#### Аналіз впливу взаємної маси і вантажопідйомності на злітно-посадочні характеристики можливих модифікацій середнього літака

Оскільки однією з основних задач створення модифікацій є збільшення вантажопідйомності ( $m_g$ ) або пасажиромісткості ( $n_{нас}$ ), то важливо оцінити зміну цих мас на такі показники, як довжина розбігу ( $L_p$ ) і потрібна довжина злітно-посадкової смуги ( $L_{ВПП}$ ) в умовах перерваного зльоту.

На рис.1 наведено таку взаємозалежність підключення на основі виразів (1, 22, 23).

Наведені значення свідчать про те, що збільшення вантажопідйомності (пасажиромісткості) істотно збільшують і довжину розбігу при висоті ( $L_p$ ) і потрібну довжину злітно-посадкової смуги ( $L_{ВПП}$ ).

Слід зазначити, що наведені на рис. 1, та рис. 2 значення змінних параметрів не враховують нормативних обмежень, обумовлених вимогами АП-25 (або FAR-25) замовника на конкретні модифікаційні зміни.

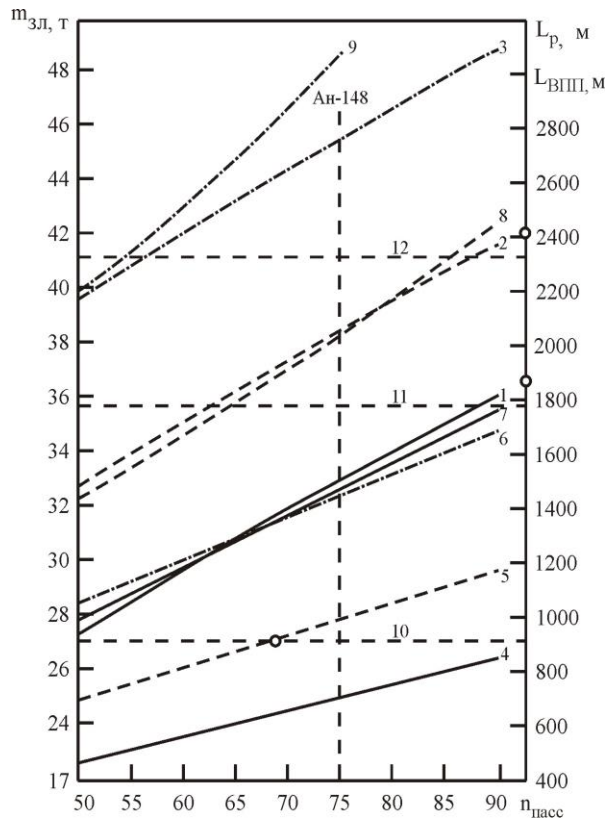


Рис. 1. Злітно-посадкові характеристики модифікацій середньомагістрального літака з двома ТРД:

1, 2, 3 - злітна маса літака  $m_{зл}$  т; 4, 5, 6 - довжина розбігу  $L_p$ , м; 7, 8, 9 - збалансована довжина злітно-посадкової смуги  $L_{ВПП}$ , м; 10 - довжина розбігу літака Ан-148,  $L_p = 900$  м; 11, 12 - довжина ЗПС літака Ан-148,  $L_{ВПП} = 1750 \dots 2300$  м; по пасажиромісткості ( $n_{нас}$ ) перемінна і дальності польотів: — — — — — 2200 км; - - - - - 3600 км; · · · · · 5100 км; при  $S = 87$  м<sup>2</sup> и  $P_{0i} = 6500$  кгс

Межі таких обмежень наведено на рис. 2.

Така методика реалізована при проектуванні модифікацій транспортного літака Ан-178 на базі пасажирського літака Ан-148 (рис.3).

У порівнянні з Ан-148 ( $n_{нас} = 75$ ) вантажопідйомність Ан-178 збільшена до 18 т. Проте, використання запропонованої методики і заміна маршових двигунів [7] дозволили зберегти злітно-посадочні параметри цієї, більш важкої модифікації, на рівні базового літака [8].

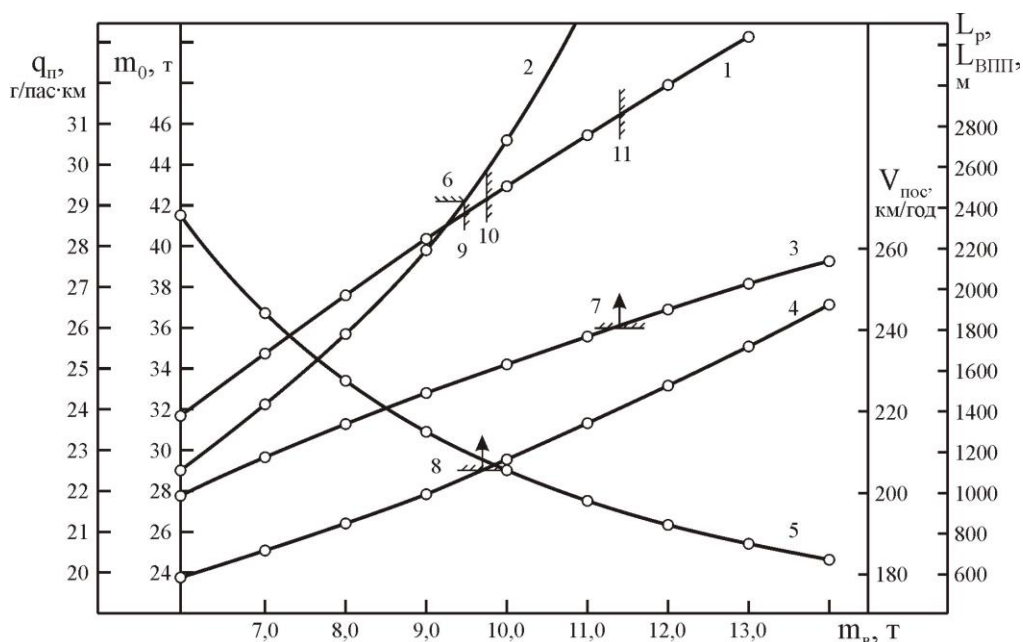


Рис. 2 Области обмежень при зміні цільового навантаження літака з двома ТРД:

1 – злітна маса літака  $m_0$ ; 2 – довжина злітної дистанції  $L_{ВПП}$  у разі відмови одного двигуна – довжина продовженого зльоту до висоти 10,7 м; 3 – посадкова швидкість  $V_{пос}$ ; 4 – довжина розбігу перед зльотом  $L_p$ ; 5 – паливна ефективність  $q_n$ ; 6 – гранична довжина  $L_{ВПП} = 2400$  м; 7 – гранична величина  $V_{пос} = 240$  км/год; 8 – гранична довжина  $L_p = 1100$  м; 9 – граничне значення “кількість пасажирів – злітна маса” за довжиною ЗПС  $L_{ВПП}$ ; 10 – граничне значення “кількість пасажирів – злітна маса” за довжиною розбігу  $L_p$ ; 11 – граничне значення “цільове навантаження – злітна маса” за величиною посадкової швидкості  $V_{пос}$

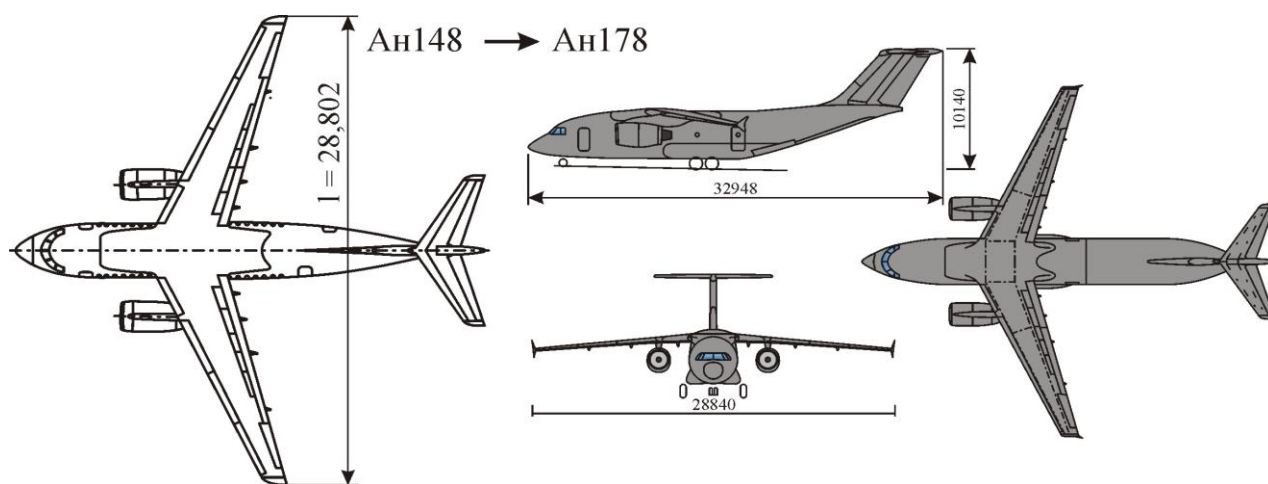


Рис. 3. Базовий літак Ан-148 і його модифікація Ан-178

**Висновки**

1. С статті запропоновано методику оцінки змінення мас модифікацій літаків транспортної категорії, які викликані установкою на модифікації нових маршових двигунів зі збільшеною тягою.
2. Основу нової методики становить класичне рівняння вагового балансу літака з урахуванням

параметричної взаємодії з новою масою модифікації.

3. В нову методику також увійшли моделі параметричного взаємовпливу змінення маси модифікації (викликані установкою нових маршових двигунів) на такі важливі параметри, як довжина

розбігу при зльоті і потрібна довжина злітно-посадкової смуги в умовах перерваного зльоту.

4. Використання запропонованої методики (з урахуванням заміни маршових двигунів на ТРДД Д436-148ФМ) при проектуванні середнього транспортного літака Ан-178 корисним навантаженням, збільшеним до 18 т, дозволило забезпечити його базування на аеродромах, заявлених для базового літака.

#### Список літератури:

1. *Bombardier forecast 2007-2026* [Електронний ресурс]. – Режим доступу: [www.bombardier.com](http://www.bombardier.com). – 3.06.2011.
2. *Embraer and BRA agree to a sale of up to 40 E-Jet* [Електронний ресурс]. – Режим доступу: [www.embraer.com/English/content/imprnsa-press\\_releases\\_detailhe.asp?id=1962](http://www.embraer.com/English/content/imprnsa-press_releases_detailhe.asp?id=1962). – 25.08.2010.
3. Кива, Д. С. (2014), *Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории* Ч. 1. / Д. С. Кива, А. Г. Гребенников. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского “Харьк. авиац. ин-т”. – 439 с.
4. Бабенко, Ю. В. *Определение области основных параметров модификации по величине дистанции прерванного взлета самолета* / Ю. В. Бабенко, Н. Г. Толмачев, В. И. Новиков // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов*, 2006. – Вып. 2(45). – С. 52-61.
5. Кобылянский, А. И. *Десять характеристики літаків транспортної категорії* / А. И. Кобылянский, В. М. Желдоченко // *Методичний посібник*, 2001. – 22 с.
6. Егер, С. М. *Проектирование самолетов* / С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев. – М. : Машиностроение, 1983. – 616 с.
7. *Трехвалный ТРДД Д436-148ФМ*. – Запорожье: “ГП Івченко-Прогресс”, 2004. – 592 с.
8. Лось, А. В. *Создание среднего военно-транспортного самолета на базе пассажирского варианта Ан-148 при реализации глубоких модификационных изменений* / А. В. Лось // *Вісник КрНУ ім. Михайла Остроградського*, 2019. – Вып. 6 (119). – С. 140-145.
9. Balabuyev, P. V., Bichkov S. A., Grebenikov A. G. *Principles of designing of airplanes*

*with gas turbine engines: Study Guide*. – Kharkov: National Aerospace University “Kharkov Aviation Institute”, 2013. – 731 p.

#### Bibliography (transliterated):

1. *Bombardier forecast 2007–2026*. Available at: [www.bombardier.com](http://www.bombardier.com). – 3.06.2011.
2. *Embraer and BRA agree to a sale of up to 40 E-Jet*. Available at: [www.embraer.com/English/content/imprnsa-press\\_releases\\_detailhe.asp?id=1962](http://www.embraer.com/English/content/imprnsa-press_releases_detailhe.asp?id=1962). 25.08.2010.
3. Kiva, D. S., Grebennikov, A. G. (2014), “The scientific foundations of integrated aircraft design in the transport category. No. 1.”. [Nauchnyie osnovy integririvannogo proyektirovaniya samoletov transportnoy kategorii]. Kharkov, NAKU, 439 p.
4. Babenko, Yu. V., Tolmachev, N. G., Novikov, V. I. *Opredeleniye oblasti osnovnykh parametrov modifikatsii po velichine distantsii prervannogo vzleta samoleta*. [Determining the area of the main parameters of the modification by the size of the aborted aircraft takeoff]. *Voprosy proyektirovaniya i proizvodstva konstruktsey letatelnykh apparatov*. Kharkov, NAKU, 2006, no. 2 (45), pp. 52-61.
4. Babenko, Yu. V., Tolmachev, N. G., Novikov, V. I. (2006), “Determining the area of the main parameters of the modification by the size of the aborted aircraft takeoff”, *Design and production of aircraft atributes* [“Opredeleniye oblasti osnovnykh parametrov modifikatsii po velichine distantsii prervannogo vzleta samoleta”, *Voprosy proyektirovaniya i proizvodstva konstruktsey letatelnykh apparatov*], Kharkov, NAKU, no. 2 (45), pp. 52-61.
5. Kobylanskiy, A. I., Zheldochenko, V. N. (2001), “Some characteristics of the aircraft transport category”, *Toolkit* [“Deyaki kharakteristyyki litakiv transportnoy kategoriy.” *Metodyichnyy posibnyik*]. Kharkiv, NAKU, 22 p.
6. Eger, S. M., Mishin, V. F., Liseyev, N. K. (1983), “Aircraft design”, [Proyektirovaniye samoletov“], Moskva, Mashinostroyeniye, 616 p.
7. *Trehvalnyy TRDD D436-148FM*. (2004), [“Three-engine Turbo Twin-Circuit Engine D436-148FM“]. Zaporozhye. “GP Ivchenko-Progress”, 592 p.
8. Los, A.V. (2019), “Creation of a medium-sized military transport aircraft based on the passenger version of the An-148 while implementing deep modifications” [“Sozdaniye srednego voyenno-transportnogo samoleta na baze passazhirskogo varianta An-148 pri realizatsii glubokikh modifikatsionnykh izmeneniy“], *Visnyk KrNU im. Mikhayla Ostrogradskogo*. no. 6 (119), pp. 140-145.
9. Balabuyev, P. V., Bichkov, S. A., Grebenikov, A. G. (2013), “Principles of designing of airplanes with gas turbine engines”. *Study Guide*. [“Prinsypy konstruirovaniya samoletov s gazotugbinnyimi dvigateliami“]. *Uchebnoe posobie*. Kharkov: National Aerospace University “Kharkov Aviation Institute”, 731 p.

Надійшла до редакції 10.04.2020 р.

**Капітанова Людмила Валеріївна** – канд. техн. наук, доц., доцент кафедри проектування літаків та вертольотів Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна, e-mail: [zzzmila888@gmail.com](mailto:zzzmila888@gmail.com), <http://orcid.org/0000-0001-9746-4634>.

**Лось Олександр Васильович** – канд. техн. наук, віце-президент ДП «Антонов», Київ, Україна, e-mail: [systems.an@ukr.net](mailto:systems.an@ukr.net), <http://orcid.org/0000-0002-6636-4208>.

**Рябков Віктор Іванович** – доктор техн. наук, проф., проф. кафедри проектування літаків та вертольотів Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Україна, e-mail: [v.riabkov@khai.edu](mailto:v.riabkov@khai.edu), <http://orcid.org/0000-0001-6512-052X>.

### МЕТОДИКА ВЛИЯНИЯ ЗАМЕНЫ МАРШЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА МАССУ И ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ МОДИФИКАЦИЙ САМОЛЕТОВ

*Л.В. Капитанова, А.В. Лось, В.И. Рябков*

Наиболее глубокие изменения массы в самолетах транспортной категории выполняются путем изменений геометрии крыла и замены маршевых двигателей. При замене маршевых двигателей достигается не только значительное уменьшение взлетно-посадочных характеристик, но и происходит значительные изменения величины и структуры массовых характеристик, как двигателей, так и самолета в целом уже на этапе проектирования модификации.

Так, при создании военно-транспортного самолета (ВТС) Ан-178 на базе пассажирского Ан-148 вместо двигателя Д436-148 с тягой 7100 кгс, установлен двигатель Д436-148ФВ с тягой 8600 кгс, что привело не только к грузоподъемной, но и к увеличению взлетной массы модификации. Это увеличение массы обусловлено доработкой послелетных испытаний опытного образца, технологическими особенностями процессов при их изготовлении, изменениями условий заказчика и т.д.

В таких условиях определение взлетно-посадочных параметров построено на использовании, так называемой, стартовой массы, найденной расчетным путем с учетом увеличения грузоподъемности модификации самолета.

Однако к моменту сертификации модификации, т.е. установления истинных значений взлетно-посадочных параметров неминуемо происходит увеличение массы, обусловленной доработками послелетных испытаний опытного образца, технологическими особенностями процессов при их изготовлении, изменениями условий заказчика и т.п. Взлетную массу, увеличенную, по сравнению со стартовой массой, принято считать взлетной сертифицированной. В таких моделях учтено ряд ограничений, обусловленных требованиями, которые предъявляют к самолетам средней весовой категории, что и определяет граничные значения взлетно-посадочных параметров конкретной модификации.

На основе таких моделей установлено взаимосвязь изменения массы модификации (с увеличенной тягой маршевых двигателей) с взлетно-посадочными параметрами, такими, как длина разбега при взлете и потребная длина взлетно-посадочной полосы при прерванном взлете с участком торможения.

Реализация таких исследований при создании самолета Ан-178 с двигателями Д436-148ФМ позволила решить задачу увеличения грузоподъемности и обеспечить базирование на аэродромах, которые заявлены для базового варианта самолета Ан-148.

**Ключевые слова:** маршевые двигатели; масса модификации; длина пробега при посадке; потребная длина взлетно-посадочной полосы.

#### **METHOD OF INFLUENCE OF REPLACEMENT OF MAIN ENGINES ON THE MASS AND TAKE-OFF AND LANDING CHARACTERISTICS OF AIRCRAFT MODIFICATIONS**

*L. V. Kapitanova, A. V. Losj, V.I. Riabkov*

The most profound mass changes in aircraft transport category are performed by changing the wing geometry and replacing the main engines. When replacing main engines, not only a significant improvement in take-off and landing characteristics is achieved, but also significant changes in the size and structure of mass characteristics of both engines and the aircraft as a whole occur already at the stage of design modification.

Thus, when creating a military transport aircraft (MTA) An-178 based on the passenger An-148 instead of the D436-148 engine with a thrust of 7100 kgf, the D436-148FV engine with a thrust of 8600 kgf was installed, which led not only to the lifting capacity, but also to an increase in the take-off weight of the modification. This increase in weight is due to the modification of the prototype post-flight tests, technological features of the processes in their manufacture, changes in the customer's conditions, etc.

In such conditions, the determination of take-off and landing parameters is based on the use of the so-called starting mass, found by calculation, taking into account the increase in the load capacity of the aircraft modification.

However, by the time the modification is certified, i.e., the true values of the take-off and landing parameters are established, there is inevitably an increase in mass due to modifications of the post-flight tests of the prototype, technological features of the processes during their manufacture, changes in the customer's conditions, etc. The take-off weight increased in comparison with the starting weight, is considered to be a certified take-off weight. These models take into account a number of restrictions due to the requirements that apply to medium-weight aircraft, which determines the boundary values of the take-off and landing parameters of a particular modification.

On the basis of such models the correlation of the mass change modification (with increased thrust of the main engines) with runway parameters, such as the length of takeoff and the required length of the runway during aborted takeoff with the stopping section.

The implementation of such research in the creation of the An-178 aircraft with D436-148FM engines allowed us to solve the problem of increasing the load capacity and provide basing at airfields that are declared for the basic version of the An-148 aircraft.

**Key words:** main engines, modification mass, landing run, required runway length.