

Л. В. КАПІТАНОВА, В. І. РЯБКОВ, Д. С. КІРНОСОВ

*Національний аерокосмічний університет імені М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна***ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ СТАТИЧНОГО БАЛАНСУВАННЯ ЛЕГКОГО
ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА ПІД ЧАС ЗАМІНИ ЙОГО МАРШОВИХ ДВИГУНІВ**

Процес удосконалення наявного парку літаків шляхом розроблення модифікацій набув широкого застосування як у вітчизняному, так і в зарубіжному літакобудуванні. У сучасних умовах жодна держава у світі не може проводити одночасне оновлення всіх типів літаків. Економічні й науково-технічні ресурси, зазвичай, спрямовуються на розроблення таких типів літаків, потреба в яких найбільша. Обмеження кількості типів літаків у поєднанні з розробленням модифікацій уже створених літаків найбільшою мірою сприяє підвищенню ефективності всієї системи повітряного транспорту. Об'єктивно існує кілька причин для модифікації літаків транспортної категорії. Перша причина пов'язана зі зростанням суперечностей між технічними та економічними показниками, друга – зі сферою використання цього виду транспорту в практичній діяльності людини, що дедалі розширюється, третя причина – вплив фактора часу. Створення модифікацій дає змогу певною мірою розв'язати суперечності між термінами створення складної сучасної техніки, що збільшилися, і зрослими темпами науково-технічного прогресу. **Предметом** вивчення в статті є процес забезпечення статичного балансування легкого транспортного літака під час заміни його маршових двигунів. **Метою** є розроблення моделей забезпечення статичного балансування легкого транспортного літака (ЛТЛ) в умовах заміни його маршових двигунів і перекомпонування системи несних поверхонь і забезпечення мінімальних витрат аеродинамічної якості на змінення балансування ЛТЛ. **Завдання:** визначити процес забезпечення статичного балансування літаків транспортної категорії з урахуванням коефіцієнта ступеня статичної стійкості та особливості застосування цього коефіцієнта при забезпеченні балансування ЛТЛ; установити зв'язок коефіцієнта ступеня статичної стійкості з аеродинамічною полярною балансованою ЛТЛ; кількісно оцінити й мінімізувати втрати аеродинамічної якості крила на забезпечення статичного балансування ЛТЛ. **Отримані наукові результати** дають змогу забезпечити балансування ЛТЛ, а також мінімізувати втрати аеродинамічної якості. **Висновки:** під час досліджень і на основі отриманих залежностей та їх числовим аналізом встановлено, що при заміні маршових двигунів легкого транспортного літака вантажопідйомністю 9,1 т коефіцієнт статичної стійкості дорівнює - 0,15, що відповідає вимогам Норм льотної придатності для літаків транспортної категорії. Шляхом чисельного аналізу також встановлено, що для такого літака втрати аеродинамічної якості становлять 7...9 відсотків, що є допустимим для літаків типу, що розглядається.

Ключові слова: легкий транспортний літак; статичне балансування; модифікація літака; аеродинамічна якість; маршовий двигун.

Вступ

Під час проектування легких транспортних літаків (ЛТЛ) з новими більш ефективними маршовими двигунами виникало багато актуальних завдань, у тому числі й необхідність забезпечення статичного балансування.

Особливість цього процесу полягає в тому, що і самі маршові двигуни, і зміни у всій силовій установці істотно впливають на положення центра мас літака, що й потребує ув'язування його положення відносно середньої аеродинамічної хорди крила, тобто, забезпечення мінімальної величини запасу поздовжньої статичної стійкості, яка чисельно

виражається коефіцієнтом, з урахуванням чисельних обмежень з його величину [1, 2].

Розвиток літаків транспортної категорії багато в чому пов'язаний з появою нових газотурбінних двигунів і встановленням їх на вже створені літаки, що виправдали себе.

При такому підході, тобто при заміні маршових двигунів, здійснюються глибокі модифікаційні зміни і в планері, і в системах літака.

Шляхом таких глибоких модифікаційних змін вирішується низка проблемних питань:

– суттєво покращується характеристика «вантаж – дальність» як за вантажопідйомністю, так і за дальністю перевезення;

– поліпшуються показники економічної ефективності, такі як собівартість літако-години в експлуатації;

- підвищується рейсова продуктивність;
- зменшується витрата палива.

Двигуни PW-150A не можуть експлуатуватися на внутрішньоукраїнських авіалініях через відсутність у наших аеропортах вітчизняного палива, придатного для двигунів цього типу, а також через неможливість проведення ремонтних операцій у процесі їх експлуатації.

Для легких літаків транспортної категорії проблема заміни маршових двигунів, розташованих на крилі, ускладнюється ще й тією обставиною, що змінюється геометрія крила, що неминуче спричиняє змінення середньої аеродинамічної хорди крила і плечей розташування агрегатів хвостового оперення $L_{го}$ і $L_{во}$ [3].

Також зміни в геометричному компоунванні легкого літака приводить до змінення розташування мас основних агрегатів по його довжині й положення центра мас відносно середньої аеродинамічної хорди крила.

З урахуванням таких компоувальних змін у літаку призводить необхідно забезпечити його статичне балансування.

Проблема не нова і розв'язується під час проектування будь-якого літака транспортної категорії.

Однак під час проектування легких транспортних літаків виникає низка специфічних питань, пов'язаних із суттєвим перекомпоунванням системи несних поверхонь (крило + параметри хвостового оперення особливо їх плеч $L_{го}$ і $L_{во}$, що вимагає реалізації нових підходів у забезпеченні їх статичного балансування).

По довжині літака виникає нова структура мас агрегатів, що й приводить до необхідності вирішення завдання статичного балансування літака з новими маршовими двигунами й реалізації нових підходів до цього.

Аналіз останніх досліджень та публікацій

У статті розглядається процес створення модифікації літака транспортної категорії, який, безумовно, базується на законодавчій основі, тобто відбувається згідно з Повітряним кодексом України [1] та Картами льотної придатності АП-25 [2]. А оскільки в роботі розглядається процес заміни маршових двигунів, то законодавчим документом є і Part33 [3], що обумовлює основні параметри газотурбінних авіадвигунів. Таким чином, нормативними документами регламентується

найглибші модифікаційні зміни в системі "літак – двигуни".

З урахуванням таких обставин нині є низка публікацій, що стосуються різних сторін реалізації необхідних змін.

Так, у роботі [4] подано аналіз модифікації крила літака в ANSYS Fluent. Метою дослідження є розроблення біотехнологічної модифікації існуючого крила, яка може зменшити лобовий опір літака.

У роботі [5] наведено дані щодо оптимізації аеродинамічної форми крила з урахуванням кількох умов польоту для отримання конструкцій, що добре працюють у різних ситуаціях. Однак багатоточкові дослідження ґрунтувалися на евристичному виборі умов польоту. Щоб виключити евристику, запропоновано новий підхід, у якому умови ґрунтуються на реальних даних польоту.

У роботі [6] під час оцінювання ефективності модифікаційних змін наголошено на необхідності використання сукупності критеріїв, що дає змогу судити за різними категоріями ефективності: за транспортними та економічними показниками.

Про економічний критерій модифікаційних змін ідеться і в публікації [7]. Автор вважає, що актуальність теми зумовлена необхідністю всебічного обґрунтування внесення змін до конструкцій транспортних літаків з економічного погляду з метою економії коштів під час їх створення та поліпшення функціонування системи планування подальших конструкторських розробок у цьому напрямі.

Зниження економічних витрат є предметом дослідження і в роботі [8]. У цій роботі йдеться про зниження обчислювальних витрат під час внесення змін у конструкцію за допомогою оцінювання активних обмежень і використання оцінки опору і структурного навантаження на основі багатоточкових моделей. Дослідження цієї роботи спрямовані не тільки на поліпшення техніко-економічних показників модифікацій, а й на імпортозаміщення маршових двигунів, в дослідженнях враховано особливості цих процесів і в роботі [9], і в дослідженнях Т. В. Вашенко [10].

У публікаціях особливу увагу під час оцінювання ефективності модифікаційних змін у літаках транспортної категорії приділено аеродинамічним показникам.

Так, у статті [11] описано фізичну модель низького порядку для двовимірного нестационарного навколзвукowego обтікання аеродинамічного профілю, яка ґрунтується на малих нестационарних збуреннях відносно відомого розв'язання про сталу течію, що є підставою для вибору параметрів крила за виглядом у плані.

А в статті [12] подано всебічний сучасний огляд загальних методів моделювання та методів оптимізації на основі альтернативних моделей з акцентом на вибір і перевірку моделей, зменшення розмірності, аналіз чутливості, обробку обмежень.

Крім того, у роботі [13] розглядаються методи аналізу флатера в контексті оптимізації конструкції літака. Також описано методи прогнозування коливань граничного циклу постфлатера через зростаючий вплив нелінійних ефектів на майбутні літаки.

У роботі [14] особливу увагу приділено оптимізації крила за виглядом у плані на основі розв'язання рівнянь Нав'є – Стокса, усереднених за Рейнольдсом, що забезпечує хороші характеристики для різних умов польоту.

У дослідженні [15] подано числовий метод мінімізації індуктивного опору зі структурними обмеженнями, у якому використовуються апроксимації, які можна застосувати до нестрілоподібних плоских крил із довільними формами в плані.

У роботах [16, 17] запропоновано нову методологію формування предметної області основних параметрів літаків, у якій в інтегральному вигляді подана взаємозалежність основних параметрів літака, що дає змогу оцінити вплив зміни основних параметрів на інші в області допустимих розв'язань.

Як випливає з наведеного аналізу публікацій, усі дослідження пов'язані з необхідними і вельми важливими оцінками ефективності модифікаційних змін різного рівня. У жодній із наведених публікацій не порушено проблемних питань, що виникають під час імпортозаміщення маршових двигунів, а також не описано і впливу цього процесу на необхідні зміни в компонованні інших агрегатів літаків транспортної категорії, які забезпечили б:

- необхідне збільшення вантажопідйомності літака транспортної категорії;
- збільшення крейсерської швидкості і підвищення рейсової та годинної продуктивності;
- підвищення паливної ефективності нової модифікації;
- поліпшення характеристики "вантаж – дальність" шляхом підвищення паливної ефективності при найглибших модифікаційних змінах, пов'язаних з імпортозаміщенням маршових двигунів.

Мета й результати дослідження

Мета цієї роботи – розроблення моделей забезпечення статичного балансування легкого транспортного літака (ЛТЛ) в умовах заміни його

маршових двигунів і перекомпонування системи несних поверхонь «крило + агрегати хвостового оперення» і забезпечення мінімальних витрат аеродинамічної якості на зміну балансування ЛТЛ.

Для реалізації такої мети слід визначити:

– процес забезпечення статичного балансування літаків транспортної категорії з урахуванням коефіцієнта $m_z^{C_y}$;

– особливості застосування коефіцієнта $m_z^{C_y}$ при забезпеченні балансування легкого транспортного літака (ЛТЛ);

– встановити зв'язок коефіцієнта $m_z^{C_y}$ з аеродинамічною полярною балансованого ЛТЛ.

Також необхідно кількісно оцінити й мінімізувати втрати аеродинамічної якості крила на забезпечення статичного балансування ЛТЛ.

Розвиток легких транспортних літаків відбувається внаслідок збільшення вантажопідйомності та крейсерської швидкості шляхом використання в їх компонованні ЛТС більш досконалих маршових двигунів і модифікованих значень геометричних параметрів системи несних поверхонь, що, своєю чергою, приводить до змінення положення центра мас відносно середньої аеродинамічної хорди крила. Виникає правомірне запитання: якою мірою перекомпонування системи несних поверхонь, унаслідок використання нових маршових двигунів відповідає незмінній вимозі – забезпеченню статичного балансування літака (рис. 1).

За даними робіт [4, 6] вимога мінімально допустимого ступеня поздовжньої статичної стійкості за перевантаженням $m_z^{C_y}_{\min}$ при задньому центруванні записується в нижченаведених таких параметрах.

Для визначення потрібного значення $A_{ГО}$ скористаємося відомою узагальненою залежністю параметра горизонтального оперення від координат $X_{F_{Ti}}$ (рис. 2, на якому показано і границі обмеження реалізації такого процесу):

$$\underline{X}_{F_6 GO} - \underline{X}_{F_{Tp3}} + k_{ГО} A_{ГО} \frac{\alpha_{ГО}}{C_{\alpha}^{\alpha}} (1 - \varepsilon^{\alpha}) < \underline{m}_z^{C_y}_{\min}, \quad (1)$$

де $\underline{X}_{F_6 GO}$ – відносна відстань від фокуса літака до носка САХ (без ГО);

$\underline{X}_{F_{Tp3}}$ – відносна гранично задня відстань від ц.м. до носка САХ;

ε^{α} – зміна кута скосу потоку при одиничній зміні кута атаки крила;

C_y^{α} – коефіцієнт підйомної сили кута атаки крила;

$k_{ГО}$ – коефіцієнт гальмування потоку в області ГО;

$\alpha_{ГО}$ – похідна коефіцієнта підйомної сили ГО за кутом атаки ГО.

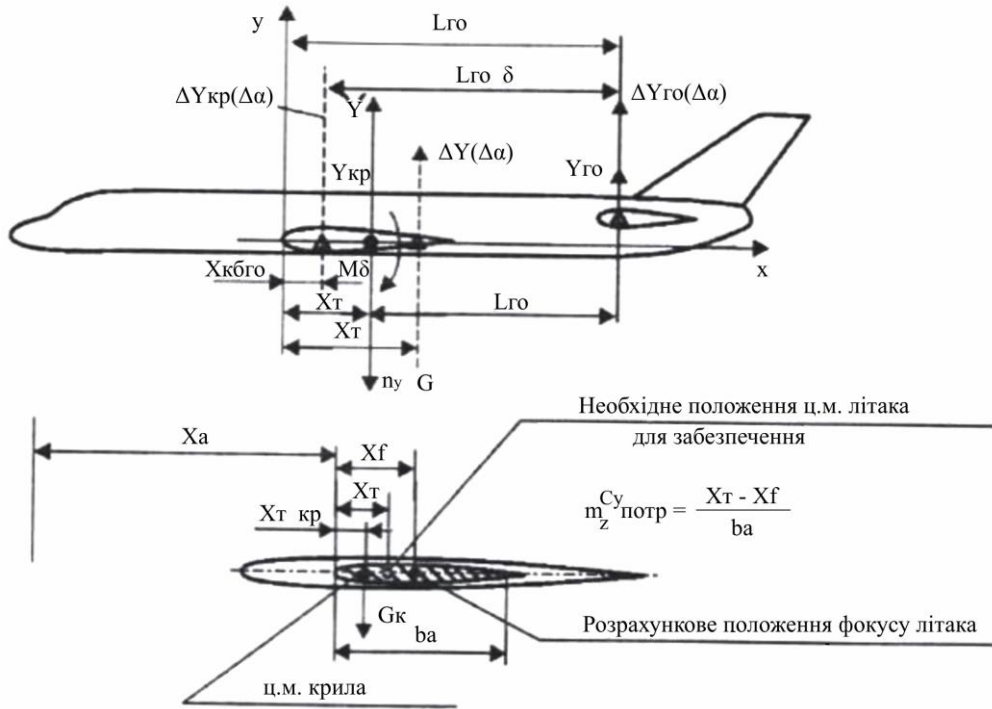


Рис. 1. Схема сил і плечей системи несучих поверхонь, що забезпечують поздовжню статичну стійкість літака

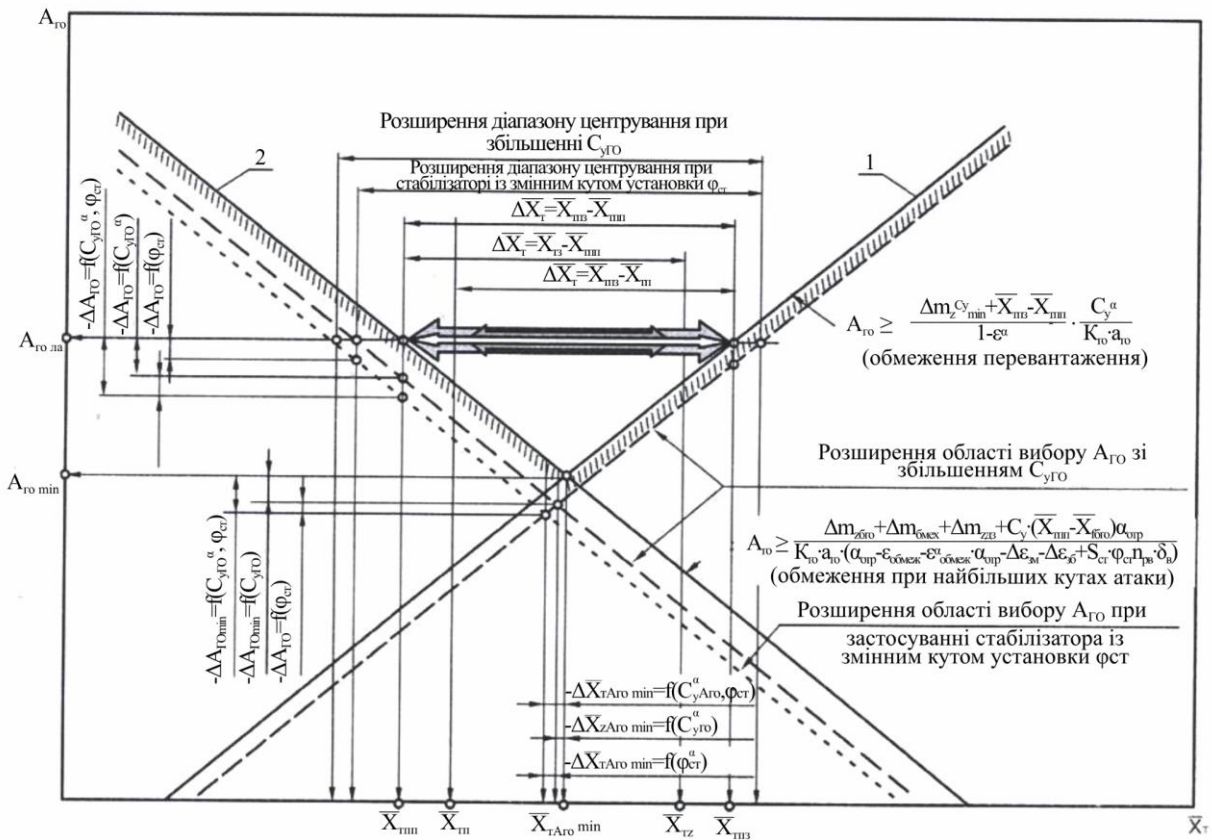


Рис. 2. Граничні лінії та області вибору параметрів $A_{го}$ і: 1 – мінімально допустимий ступінь поздовжньої статичної стійкості; 2 – балансування літака на великих кутах атаки крила

З нерівності (1) випливає умова для вибору коефіцієнта статичного моменту горизонтального оперення:

$$A_{ГО} > \frac{m_{z \min}^{C_y} - X_{F_6 ГО} + X_{F_{T ПЗ}} \frac{C_y^{\alpha} \alpha_{ГО}}{k_{ГО} \alpha_{ГО}}}{1 - \varepsilon^{\alpha}} \quad (2)$$

Побудовані за виразом (2) у координатах $X_{T ПЗ}$ – $X_{T ПЗ}$ граничні лінії утворюють так званий "хрест" (див. рис. 2), що обмежує сферу вибору значень $A_{ГО}$ залежно від діапазону розбігу центрувань.

За даними роботи [6], вимоги цього мінімально допустимого ступеня поздовжньої статичної стійкості за перевантаженням при задньому центруванні $X_{T ПЗ}$ записується в таких параметрах:

$$X_{F_6 ГО} - X_{F_{T ПЗ}} + k_{ГО} A_{ГО} \frac{\alpha_{ГО}}{C_y^{\alpha}} (1 - \varepsilon^{\alpha}) < \underline{m}_{z \min}^{C_y} \quad (3)$$

Ураховуючи ці обставини, слід мати на увазі, що цей параметр залежить і від коефіцієнта еліптичності крила в системі несних поверхонь:

$$A_{ГО} = \frac{B_{ГО} L_{ГО} \lambda_{\text{еф}}}{L_{BO}} \quad (4)$$

що дає змогу традиційну умову поздовжнього статичного балансування перетворити до вигляду

$$\underline{m}_{z \min}^{C_y} < \frac{\lambda_{\text{еф}} B_{ГО} L_{ГО} k_{ГО} \chi_{ГО} (1 - \varepsilon^{\alpha})}{L_{ГО} C_y^{\alpha}} + X_{F_6 ГО} + X_{F_{T ПЗ}} \quad (5)$$

Як видно з рис. 2, зі збільшенням розбігу центрувань потрібні значення $A_{ГО}$ збільшуються. Найменше потрібне значення $A_{ГО \min}$, що визначається точкою перетину двох граничних ліній, забезпечує відповідність цим двом умовам при єдиному положенні центру мас розбіжності центрувань.

З даних, наведених на рис. 2 випливає, що величина $A_{ГО}$ істотно впливає на розбіжність центрувань, параметри керованості, умови відриву переднього стояка шасі від ЗПС та інші важливі характеристики літака.

Ураховуючи ці обставини, слід мати на увазі, що цей параметр залежить і від окремих критеріїв ефективності системи несних поверхонь:

$$A_{ГО} = \frac{B_{BO} L_{ГО} \lambda_{\text{еф}}}{K_{\text{фм}} L_{BO}} \quad (6)$$

що дає змогу традиційну умову поздовжнього статичного балансування перетворити на вигляд

$$\underline{m}_{z \min}^{C_y} < \frac{\lambda_{\text{еф}} B_{BO} L_{ГО} k_{ГО} \chi_{ГО} (1 - \varepsilon^{\alpha})}{K_{\text{фм}} L_{ГО} C_y^{\alpha}} + X_{F_6 ГО} - X_{F_{T ПЗ}} \quad (7)$$

З уведенням в умови статичного балансування окремих критеріїв ефективності системи несних поверхонь стало можливим оцінити вплив геометричних параметрів на величину $\underline{m}_{z \min}^{C_y}$.

Особливості застосування коефіцієнта при забезпеченні балансування легкого транспортного літака

На основі загальних положень забезпечення стійкості літаків транспортної категорії видається можливим використати їх для предметного оцінювання легкого транспортного літака з урахуванням особливостей його компонентів (рис. 3).

Ефективність оперення у системі «крило + оперення» оцінюється за величиною моменту, який оперення створює відносно відповідної осі літака:

$$M_{z_{ГО}} = Y_{ГО} L_{ГО}; M_{y_{ГО}} = Z_{BO} L_{BO} \quad (8)$$

Підставляючи $Y_{ГО} = C_{y_{ГО}} S_{ГО} q_{ГО}$ і $Z_{BO} = C_{z_{BO}} S_{BO} q_{BO}$ у вирази для моментів оперення, отримуємо

$$M_{z_{ГО}} = C_{y_{ГО}} S_{ГО} L_{ГО} q_{ГО}; M_{y_{ГО}} = C_{z_{BO}} S_{BO} L_{BO} q_{BO} \quad (9)$$

Щоб одержати вирази для безрозмірних коефіцієнтів моментів, перший вираз потрібно поділити на $S b_{\text{сак}} q$, а другий – на $S l_q$, тоді

$$m_{z_{ГО}} = C_{y_{ГО}} k_{ГО} \underline{S}_{ГО} L_{ГО}; m_{y_{ГО}} = C_{z_{BO}} k_{BO} \underline{S}_{BO} L_{BO} \quad (10)$$

де $k_{ГО} = \frac{q_{ГО}}{q}$ і $k_{BO} = \frac{q_{BO}}{q}$ – коефіцієнти гальмування потоку в області горизонтального й вертикального оперень, а відносні величини визначаються такими співвідношеннями:

$$\underline{S}_{ГО} = \frac{S_{ГО}}{S}; \underline{L}_{ГО} = \frac{L_{ГО}}{b_a}; \underline{L}_{BO} = \frac{L_{BO}}{l}; \underline{S}_{BO} = S_{BO} \quad (11)$$

Ці геометричні параметри оперення мають забезпечити необхідну поздовжню статичну стійкість за навантаженням (при гранично задньому центруванні $X_{T ПЗ}$).

Якщо врахувати, що за умовою зв'язку між геометричними параметрами оперення й крила величина $L_{ГО}$ визначається співвідношенням

$$L_{ГО} = \frac{A_{ГО} L_{BO}}{B_{BO} \lambda_{\text{еф}}}, \quad (12)$$

є можливість побудувати балансувальні поляри для літака. У роботі [8] показано мінімальне значення величини $C_{x \text{ бал}}$:

$$C_{x \text{ бал}} = C_{x_0} + \frac{C_y^2}{\pi \lambda_{2\text{еф}}} \quad (13)$$

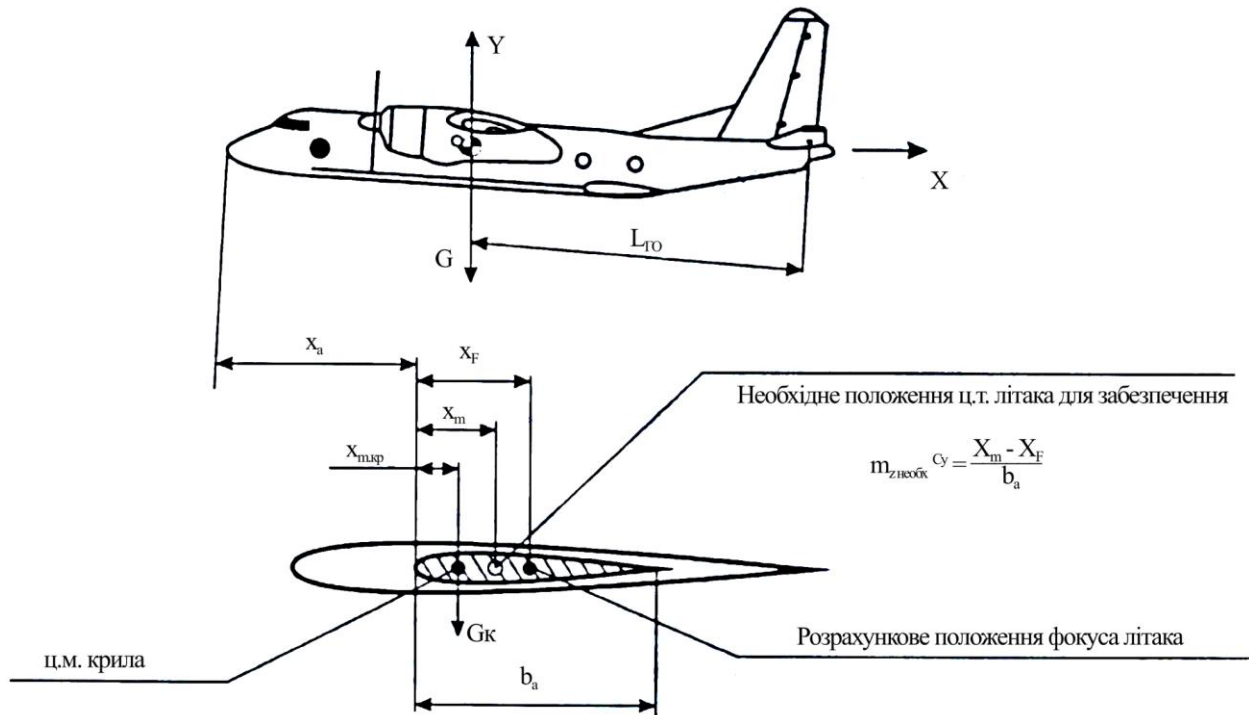


Рис. 3. Схема сил і плечей несних поверхонь, що забезпечують поздовжню статичну стійкість ЛТЛ

Як і слід було очікувати, балансування літака призводить до збільшення відвалу поляри, тобто до зменшення аеродинамічної якості. При цьому втрати на балансування визначаються не тільки мірою поздовжньої статистичної стійкості $m_z^{C_y}$, а й окремими параметрами системи "крило + горизонтальне оперення", такими як $S_{ГО}$ і $L_{ГО}$

Під час досліджень визначено, що найбільш живivanoю величиною для літаків транспортної категорії є значення $m_z^{C_y} = -0,15$. Як впливає з даних наведених на рис. 4, втрати аеродинамічної якості на балансування літака при виборі геометричних параметрів його несних поверхонь з урахуванням окремих критеріїв ефективності зниження на 7...9 відсотків, що приводить до збільшення дальності польоту та зменшення кілометрових витрат палива.

Для задоволення цієї умови відому нерівність допустимого ступеня статичної стійкості за навантаженням з урахуванням сукупності геометричних параметрів системи "крило + горизонтальне оперення" зведено до вигляду:

$$m_{z \min}^{C_y} < \frac{\lambda_{ef} B_{ГО} L_{ГО} k_{ГО} X_{ГО} (1 - \epsilon^{\alpha})}{K_{фм} L_{ГО} C_y^{\alpha}} + X_{F6ГО} - X_{FTпз} \quad (14)$$

У залежність (14) додатково увійшли такі геометричні параметри системи несних поверхонь, як λ_{ef} , $L_{ГО}$, $L_{В0}$, $B_{В0}$, що потребує обґрунтованого їх

призначення при формуванні компонування літака за умовою статичного балансування.

Висновки

1. Процес забезпечення статичного балансування за коефіцієнтом $m_z^{C_y}$ є безумовною вимогою до літаків транспортної категорії [1, 2].

Під час проектування легких транспортних літаків цей процес ускладнюється тим, що заміна в них маршових двигунів приводить до необхідності змінення геометричного компонування горизонтального оперення, тобто до змінення геометрії системи несних поверхонь "крило + агрегати хвостового оперення", що у свою чергу приводить до зміни положення центру мас літака щодо середньої аеродинамічної хорди крила та коефіцієнта статичної стійкості $m_z^{C_y}$.

2. У статті отримано новий вираз для визначення коефіцієнта статичної стійкості $m_z^{C_y}$ (14), що дає змогу забезпечити статичне балансування легкого транспортного літака вже на етапі формування його вигляду при заміні в ньому маршових двигунів.

3. Установлено зв'язок коефіцієнта статичної стійкості (отриманого з урахуванням залежності (14)) з полярою літака. Числовий аналіз цієї залежності показав, що втрати аеродинамічної якості

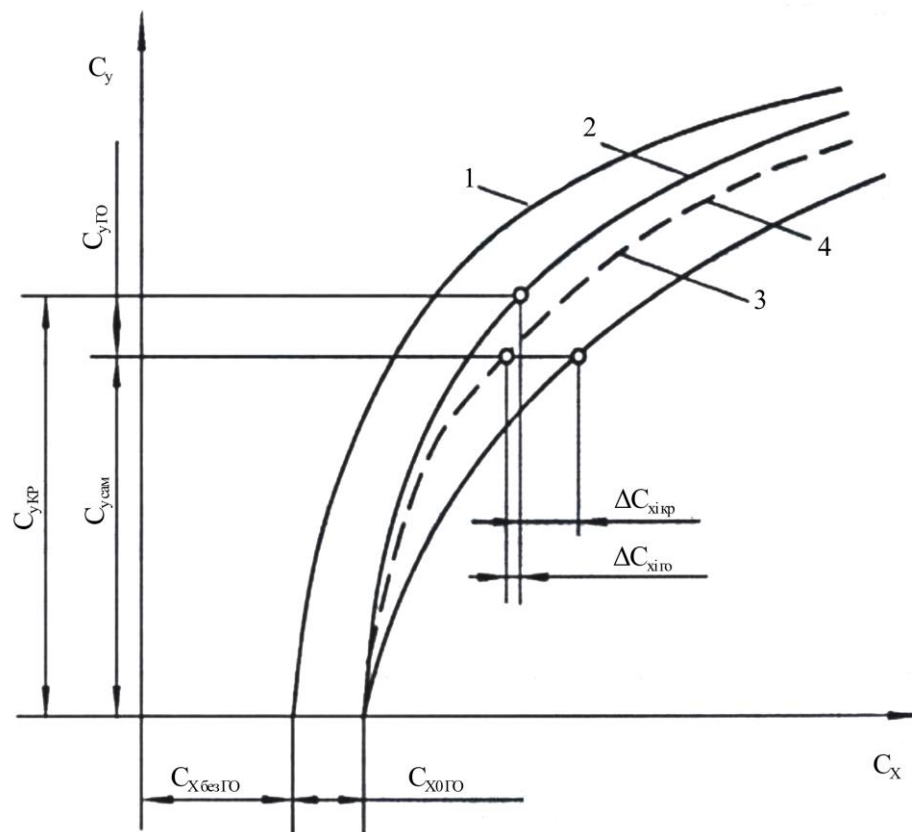


Рис. 4. Схема впливу приватних критеріїв ефективності несучих поверхонь на балансувальну поляру літака: 1 – літак без ГО; 2 – літак с ГО;

- 3 – балансувальна поляра, побудована з урахуванням приватних критеріїв ефективності крила і ГО;
4 – балансувальна поляра літака з вихідними параметрами крила і горизонтального оперення

на балансування літака за залежністю (14) становить 7...9 відсотків, що на 16...17 відсотків менше порівняно з даними, наведеними в роботі [6].

4. Таким чином, дослідження, описано в статті, є науковим обґрунтуванням забезпечення статичного балансування легких транспортних літаків при заміні в них маршових двигунів, що забезпечує для нової модифікації не лише потрібну величину коефіцієнта $m_z^{C_y}$, а й мінімум втрат аеродинамічної якості.

Планується також поширити цю методику на більш важкі літаки транспортної категорії, у тому числі й на пасажирські.

Внесок авторів: установлення взаємозв'язків основних параметрів літака у предметній області літака – **Л. В. Капітанова**; формування проблеми та шляхів її вирішення, моделювання процесу забезпечення статичного балансування літаків транспортної категорії з урахуванням коефіцієнтів, аналіз результатів – **В. І. Рябков**; огляд та аналіз англійських інформаційних джерел та можливість їх використання у поставленій проблемі; розробка

моделей забезпечення статичного балансування легкого транспортного літака – **Д. С. Кірносів**.

Усі автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису.

Література

1. Повітряний кодекс України : Постанова Верховної Ради України від 19.05.2011 р. № 3393-VI [Текст] // Відомості Верховної Ради України. – 2011. – № 48–49. – 536 с.
2. Electronic Code of Federal Regulations Part 27 – Airworthiness Standards: Normal Category Rotorcraft [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-27?toc=1>. – 11.10.2023.
3. Electronic Code of Federal Regulations Part 33 – Airworthiness Standards: Aircraft Engines [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-33?toc=1>. – 11.10.2023.
4. Fernando, V. N. Bi-Inspired Aircraft Wing Modification Analysis in ANSYS Fluent [Text] /

V. N. Fernando, & D. Y. Mudunkotuwa // *10th International Conference on Information and Automation for Sustainability (ICIAfS)*. – Negambo, Sri Lanka, 2021. – P. 316-321. DOI: 10.1109/ICIAfS52090.2021.9605821.

5. Liem, R. P. Expected drag minimization for aerodynamic design optimization based on aircraft operational data [Text] / R. P. Liem, J. R. R. A. Martins, & G. Kenway // *Aerospace Science and Technology*. – 2017. – Vol. 63. – P. 344–362. DOI: 10.1016/j.ast.2017.01.006.

6. A methodology for constructing the aircraft design schema [Text] / Xiaojian Sun, Mingqiang Luo, Zhiyang Cui, Zhenpeng Ji, Hu Liu // *Chinese Journal of Aeronautics*. – 2023. – Vol. 36, Iss. 8. – P. 148-167. DOI: 10.1016/j.cja.2023.03.009.

7. Ignatyevs, S. Economic feasibility of modifications to the design of transport aircraft [Text] / S. Ignatyevs, S. Makushkin, S. Spivakovskyy // *INCAS BULLETIN* – 2021. – Vol. 13. – P. 67-76. DOI: 10.13111/2066-8201.2021.13.S.7.

8. Lobo do Vale, J. On the multi-fidelity approach in surrogate-based multidisciplinary design optimisation of high-aspect-ratio wing aircraft [Text] / J. Lobo do Vale, M. Sohst, C. Crawford, A. Suleman, G. Potter, S. Banerjee // *The Aeronautical Journal*. – 2023. – Vol. 127, Iss. 1307. – P. 2–23. DOI: 10.1017/aer.2022.49.

9. Цап, М. В. Теоретичні аспекти імпортозаміщення та рівень імпортозаміщення національного господарства України [Текст] / М. В. Цап, Н. Ю. Калиняк // *Науковий вісник Ужгородського національного університету. Серія : Міжнародні економічні відносини та світове господарство*. – 2018. – Вип. 18(3). – С. 106-112. – Режим доступу: http://nbuv.gov.ua/UJRN/Nvshmetvcg_2018_18%283%29_24. – 11.10.2023.

10. Ващенко, Т. В. Реалізація імпортозаміщення як запорука розвитку експортного потенціалу промислових підприємств [Текст] / Т. В. Ващенко // *Маркетинг і менеджмент інновацій*. – 2015. – № 3. – С. 210–211. – Режим доступу: http://nbuv.gov.ua/UJRN/Mimi_2015_3_20. – 11.10.2023.

11. Opgenoord, M. Physics-based low-order model for transonic flutter prediction [Text] / M. Opgenoord, M. Drela, & K. E. Willcox // *AIAA Journal*. – 2018. – Vol. 56, No. 4. – P. 1519-1531. DOI: 10.2514/1.J056710.

12. Yondo, R. A review on design of experiments and surrogate models in aircraft real-time and many-query aerodynamic analyses [Text] / R. Yondo, E. Andres, & E. Valero // *Progress in Aerospace Sciences*. – 2018. – Vol. 96. – P. 23-61. DOI: 10.1016/j.paerosci.2017.11.003.

13. Flutter and post-flutter constraints in aircraft design optimization [Text] / E. Jonsson, C. Riso, C. A. Lupp, C. E. S. Cesnik, J. R. R. A. Martins, & B. I.

Epureanu // *Progress in Aerospace Sciences*. – 2019. – Vol. 109. – Article No. 100537. DOI: 10.1016/j.paerosci.2019.04.001.

14. Kenway, G. K. W. Multipoint aerodynamic shape optimization investigation of the common research model wing [Text] / G. K. W. Kenway, J. R. R. A. Martins // *AIAA Journal*. – 2016. – Vol. 54, No.1. – P. 113-128. DOI: 10.2514/1.J054154.

15. Taylor, J. D. Low-fidelity method for rapid aerostructural optimisation and design-space exploration of planar wings [Text] / J. D. Taylor, & D. F. Hunsaker // *The Aeronautical Journal*. – 2021. – Vol. 125, Iss. 1289. – P. 1209-1230. DOI: 10.1017/aer.2021.14.

16. Tiniakov, D. Analysis of the specific fuel efficiency for preliminary design stage of transport category aircraft variant [Text] / D. Tiniakov, L. Kapitanova, & L. Makarova // *8th International Conference on Mechanical Engineering and Automation Science (ICMEAS)*, 14-16 Oct. 2022. – Wuhan, China, 2022. – P. 252–256. DOI: 10.1109/ICMEAS57305.2022.00054.

17. Методологія формування предметної області модифікаційних змін у важкому транспортному літаку [Текст] / О. З. Двейрін, В. І. Рябков, Л. В. Капітанова, & Д. С. Кірносів // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2023. – № 1 (185). – С. 4–11. DOI: 10.32620/aktt.2023.1.01.

References

1. Povitryanyu kodeks Ukrainy: Postanova Verkhovnoyi Rady Ukrainy vid 19.05.2011 [Air Code of Ukraine: Introduced by the Resolution of the Verkhovna Rada of Ukraine dated 19.05.2011]. *Vidomosti Verkhovnoyi Rady Ukrainy – The Official Bulletin of the Verkhovna Rada of Ukraine*, 2011, No. 48-49. 536 p.

2. *Electronic Code of Federal Regulations Part 27 – Airworthiness Standards: Normal Category Rotorcraft*. Available at: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-27?toc=1>. (accessed 11.10.2023).

3. *Electronic Code of Federal Regulations Part 33 – Airworthiness Standards: Aircraft Engines*. Available at: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-33?toc=1>. (accessed 11.10.2023).

4. Fernando, V. N., & Mudunkotuwa, D. Y. Bi-Inspired Aircraft Wing Modification Analysis in ANSYS Fluent. *10th International Conference on Information and Automation for Sustainability (ICIAfS)*, Negambo, Sri Lanka, 2021, pp. 316-321. DOI: 10.1109/ICIAfS52090.2021.9605821.

5. Liem, R. P., Martins, J. R. R. A., & Kenway, G. Expected drag minimization for aerodynamic design

optimization based on aircraft operational data. *Aerospace Science and Technology*, 2017, no. 63, pp. 344–362. DOI: 10.1016/j.ast.2017.01.006.

6. Sun, X., Luo, M., Cui, Z., Ji, Z., & Liu, H. A methodology for constructing the aircraft design schema. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2023, vol. 36, iss. 8, pp. 148-167. DOI: 10.1016/j.cja.2023.03.009.

7. Ignatyevs, S., Makushkin, S., & Spivakovskyy, S. Economic feasibility of modifications to the design of transport aircraft. *INCAS BULLETIN*, 2021, vol. 13, pp. 67-76. DOI: 10.13111/2066-8201.2021.13.S.7.

8. Lobo do Vale, J., Sohst, M., Crawford, C., Suleman, A., Potter, G., & Banerjee, S. On the multi-fidelity approach in surrogate-based multidisciplinary design optimisation of high-aspect-ratio wing aircraft. *The Aeronautical Journal*, 2023, vol. 127, iss. 1307, pp. 2-23. DOI: 10.1017/aer.2022.49.

9. Tsap M. V., & Kalinyak, N. Yu. Theoretical aspects of import substitution and the level of import dependence of the national economy of Ukraine. *Naukovyy visnyk Uzhhorods'koho natsional'noho universytetu. Seriya : Mizhnarodni ekonomichni vidnosyny ta svitove hospodarstvo – Scientific Bulletin of the Uzhhorod National University. Series: International economic relations and world economy*, 2018, no. 18(3), pp. 106-112. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/Nvuumevcg_2018_18%283%29__24. (accessed 11.10.2023). (in Ukrainian).

10. Vashchenko, T. V. Realizatsiya importozamishchennya yak zaporuka rozvytku eksportnoho potentsialu promyslovykh pidpryemstv [Implementation of import substitution as a guarantee of the development of the export potential of industrial enterprises]. *Marketing and Management of Innovations*, 2015, no. 3, pp. 210–211. Available at: (accessed 11.10.2023). (in Ukrainian).

11. Opgenoord, M., Drela, M., & Willcox, K. E. Physics-based low-order model for transonic flutter

prediction. *AIAA Journal*, 2018, no. 56, no. 4, pp. 1519-1531. DOI: 10.2514/1.J056710.

12. Yondo, R., Andres, E., & Valero, E. A review on design of experiments and surrogate models in aircraft real-time and many-query aerodynamic analyses. *Progress in Aerospace Sciences*, 2018, vol. 96, pp. 23-61. DOI: 10.1016/j.paerosci.2017.11.003.

13. Jonsson, E., Riso, C., Lupp, C. A., Cesnik, C. E. S., Martins J. R. R. A., & Epureanu, B. I. Flutter and post-flutter constraints in aircraft design optimization. *Progress in Aerospace Sciences*, 2019, vol. 109, article no. 100537. DOI: 10.1016/j.paerosci.2019.04.001.

14. Kenway, G. K. W., & Martins, J. R. A. Multipoint aerodynamic shape optimization investigation of the common research model wing. *AIAA Journal*, 2016, vol. 54, no. 1, pp. 113-128. DOI: 10.2514/1.J054154.

15. Taylor, J. D., & Hunsaker, D. F. Low-fidelity method for rapid aerostructural optimisation and design-space exploration of planar wings. *The Aeronautical Journal*, 2021, vol. 125, iss. 1289, pp. 1209-1230. DOI: 10.1017/aer.2021.14.

16. Tiniakov, D., Kapitanova, L., & Makarova, L. Analysis of the specific fuel efficiency for preliminary design stage of transport category aircraft variant. *8th International Conference on Mechanical Engineering and Automation Science (ICMEAS), 14-16 Oct. 2022, Wuhan, China, 2022*, pp. 252-256, DOI: 10.1109/ICMEAS57305.2022.00054.

17. Dveyrin, O., Riabkov, V., Kapitanova, L., Kirnosov, D. Metodolohiya formuvannya predmetnoyi oblasti modyfikatsiynykh zmin u vazhkomu transportnomu litaku [Methodology for forming the subject area of modification changes in heavy transport aircraft]. *Aviatsiyno-kosmichna tekhnika i tekhnolohiya – Aviation, Space, and Technology*, 2023, no. 1 (185), pp. 4–11. DOI: 10.32620/akt.2023.1.01. (in Ukrainian).

Надійшла до редакції 20.09.2023, розглянута на редколегії 20.11.2023

ENSURING STATIC BALANCE OF A LIGHT TRANSPORT AIRCRAFT DURING THE REPLACEMENT OF ITS PROPULSION ENGINES

*Liudmyla Kapitanova, Viktor Riabkov,
Danylo Kirnosov*

The process of improving the existing aircraft fleet through the development of modifications has become widespread in both domestic and foreign aircraft manufacturing. Under modern conditions, no country in the world is capable of simultaneously modernizing all types of aircraft. Economic and scientific-technical resources are usually directed toward developing those types for which there is the greatest demand. Limiting the number of types in conjunction with developing modifications for existing aircraft significantly contributes to increasing the efficiency of the entire air transport system. Objectively, there are several reasons for modifications in transport-category aircraft. The first reason is associated with increasing discrepancies between technical and economic indicators. The second reason is related to the use of this type of transport in practical human activities, which is progressively expanding.

The third reason is the influence of time. Creating modifications allows to a certain extent to resolve the contradiction between the deadlines for creating complex modern technology, which have increased, and the accelerated pace of scientific and technological progress. **The subject** of this study is the process of ensuring static balancing of a light transport aircraft during the replacement of its propulsion engines. **The goal** is to develop models for ensuring the static balancing of a light transport aircraft (LTA) in conditions involving changes in its propulsion engines and reconfiguring the lifting surface system while minimizing the aerodynamic quality costs for balancing changes in the LTA. **Tasks:** Determine the process of ensuring static balancing of transport category aircraft considering the coefficient of static stability degree; peculiarities of applying this coefficient in balancing a LTA; establish the correlation between the coefficient of static stability degree and the aerodynamic polar of a balanced LTA; quantitatively evaluate and minimize the losses of wing aerodynamic quality to achieve static balancing of the LTA. The obtained scientific **results** enable both the balancing of a LTA and the minimization of aerodynamic quality losses. **Conclusions:** Based on the obtained dependencies and their numerical analysis, it has been established that when replacing the engines of a light transport aircraft with a payload capacity of 9.1 tons, the coefficient of static stability of 0.15 complies with the requirements of the Airworthiness Standards for Transport Category Aircraft. During the numerical analysis, it was also determined that for such an aircraft, the aerodynamic quality losses amounted to 7%–9%, which is acceptable for the considered aircraft type.

Keywords: light transport aircraft; static balancing; aircraft modification; aerodynamic quality; propulsion engine.

Капітанова Людмила Валеріївна – д-р техн. наук, доц., проф. каф. проектування літаків та вертольотів, Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Рябков Віктор Іванович – д-р техн. наук, проф., проф. каф. проектування літаків та вертольотів, Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Кірносів Данило Сергійович – асп. каф. проектування літаків та вертольотів, Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Liudmyla Kapitanova – Doctor of Techn. Sci., Professor at the Department "Design of Aircraft and Helicopters", National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv, Ukraine, e-mail: l.kapitanova@khai.edu, ORCID: 0000-0003-3878-6734, Scopus Author ID 57218556745.

Viktor Riabkov – Doctor of Techn. Sci., Professor at the Department "Design of Aircraft and Helicopters", National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv, Ukraine, e-mail: 2506lulu@gmail.com, Scopus Author ID: 58020320100.

Danylo Kirnosov – PhD Student at the Department "Design of Aircraft and Helicopters", National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv, Ukraine, e-mail: d.s.kirnosov@khai.edu, ORCID: 0000-0002-2288-2863.