

УДК 533.6.011

В.Г. Лебедь, А.Л. Сушко

Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, Харків

ЧИСЕЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ РОЗТАШУВАННЯ ДВИГУНА НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛІТАКА

В статті розглянуто вплив розміщення мотогондоли з працюючим двигуном та реактивного струменя на аеродинамічні характеристики крила на злітно-посадочному та крейсерському режимі польоту. Наведена методика розрахунку параметрів потоку біля поверхні компоновки літака (крило, мотогондола, закрилок) з урахуванням в'язко-нев'язкої взаємодії та турбулентного струменя від двигуна. Визначені раціональні параметри розміщення мотогондоли з двигуном відносно крила, які покращують аеродинамічні характеристики літака на різних режимах польоту.

Ключевые слова: компоновка літального апарату, мотогондола з працюючим двигуном, турбулентна струмінь, розміщення мотогондоли відносно крила.

Вступ

Постановка проблеми. Розвиток авіації на сучасному етапі характеризується постійним підвищенням ефективності застосування і підвищенням безпеки польотів літальних апаратів. Основними вимогами до перспективних ЛА транспортної авіації є:

- 1) покращення злітно-посадочних характеристик;
- 2) велика дальність польоту;
- 3) безпека польоту;
- 4) експлуатація з непередбачених аеродромів.

Одним з напрямів виконання даних вимог є покращення аеродинамічних характеристик (АХ) літальних апаратів (ЛА). Одним із способів покращення АХ є застосування енергетичних засобів таких, як обдув верхньої поверхні крила струменем від двигуна.

Дослідження показують, що застосування обдування верхньої поверхні крила разом з поліпшенням злітно-посадочних характеристик літака, тягне за собою збільшення опору на крейсерських режимах польоту. Це призводить до зменшенню аеродинамічної якості на крейсерських режимах і відповідно зниження максимальної дальності польоту.

Аналіз льотно-технічних характеристик літаків Ан-74 ТК 200 з розміщенням мотогондоли двигуна над крилом, і Ан-74 ТК 300 з розміщенням мотогондоли двигуна під крилом, показав, що Ан-74 ТК 200 має малу дальність польоту але дуже добрі злітно-посадочні характеристики, а Ан-74 ТК-300 має більшу дальність польоту але задовільні злітно-посадочні характеристики. Звідси виникла проблема в суміщенні кращих характеристик Ан-74 ТК 200 і Ан-74 ТК 300 в одному компонованні.

Метою роботи є дослідження впливу розташування двигуна на аеродинамічні характеристики літака та визначення раціональних параметрів розміщення мотогондоли. У роботі розглянутий вплив розміщення мотогондоли з працюючим двигуном

відносно верхній поверхні крила на його аеродинамічні характеристики на різних режимах польоту.

Основна частина

Поставлена задача розв'язувалася на основі відомих методів гідродинамічних особливостей з використанням ідеї Прандтля – розділення області течії на зовнішню, де використовується модель ідеального газу, на прилежувальний шар і струмінь.

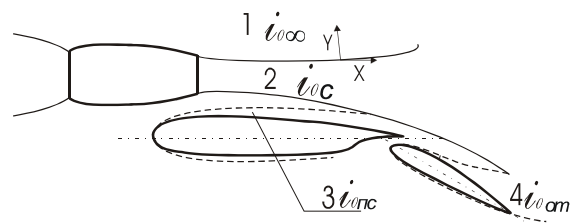


Рис. 1. Схема моделювання течії газу біля компоновки ЛА

Простір течії газу біля компоновки розбивається на чотири області (рис. 1), в області 1 зберігаються постійними повна ентальпія і робиться припущення про відсутність в'язкості, в інших же областях (2, 3, 4), прилеглих до поверхні тіла, в'язкість урахується. Всі області відокремлені вихровим шаром, який розташовується на відстані товщини витіснення від тіла або осі симетрії струменя. Течія нев'язкого газу в області 1 задовольняє рівнянню Лапласа

$$\frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial z^2} = 0, \quad (1)$$

де ϕ – збурений потенціал швидкості. Рішення рівняння (1) можна записати в інтегральній формі відносно збуреного потенціалу швидкості. Для компоновки ЛА, яка складається з декількох елементів не пов'язаних між собою (крило, закрилок, мотогондола) інтегральна форма має вигляд:

$$\phi_i(x) = \sum_{i=1}^m \left[E \int_{S_i} \left(\frac{1}{r} \frac{\partial \phi}{\partial n} - \phi \frac{\partial}{\partial n} \frac{1}{r} \right) dS_i - E \int_{f_i} \Delta \phi \frac{\partial}{\partial n} \frac{1}{r} df_i - E \int_{f_{\text{пш}_i}} \Delta \phi_{\text{пш}} \frac{\partial}{\partial n} \frac{1}{r} df_{\text{пш}_i} \right] + \left[E \int_{S_M} \left(\frac{1}{r} \frac{\partial \phi}{\partial n} - \phi \frac{\partial}{\partial n} \frac{1}{r} \right) dS_M + E \int_{S_{a1}} \left(\frac{1}{r} \frac{\dot{m}}{\rho_c S_{a1}} - \phi \frac{d}{dn} \frac{1}{r} \right) dS_{a1} + \int_{S_{a2}} \left(\frac{1}{r} \frac{d\Delta \phi_{a2}}{dn} - \phi \frac{d}{dn} \frac{1}{r} \right) dS_{a2} + E \int_{f_c} \Delta \phi_c \frac{d}{dn} \left(\frac{1}{r} \right) df_c \right]. \quad (2)$$

де $i = 1, \dots, m$; m – число елементів компоновки ЛА, $E = 1/(4\pi)$, $E = 1/(2\pi)$, точка (x, y, z) знаходиться відповідно зовні або на поверхні елементів компоновки S_i ; r – відстань між розрахунковою панеллю та панелями, з яких ураховується вплив; нормаль $\vec{n} = n_x \vec{i} + n_y \vec{j} + n_z \vec{k}$; $\frac{\partial \phi}{\partial n} = -(\vec{V}_\infty + \vec{V}_i) \cdot \vec{n}$, масова витрата – $\dot{m} = \rho_a V_a S_a$; S_M, S_{a1}, S_{a2} – відповідно, поверхня мотогондолі, поверхня першого активного перетину, поверхня другого активного перетину.

Інтенсивність джерела на другому активному перетині

$$\frac{d\Delta \phi_{a2}}{dn} = V_c - V_a = \left(\frac{\dot{m}}{\rho_c S_{a2}} - \frac{\dot{m}}{\rho_\infty S_a} \right).$$

Розподіл моменту диполів по поверхні струменя рівний: $\Delta \phi_C = \Delta \phi_0 + \frac{R}{m} L$,

де $R = \dot{m}(V_{c\infty} - V_\infty) = \dot{m} \left(\frac{d\phi_c}{dL} - \frac{d\phi_\infty}{dL} \right) = \dot{m} \frac{d\Delta \phi_c}{dL}$ – тяга двигуна; $V_{c\infty}$ – швидкість струменя на значному видаленні від зрізу сопла; L – відстань від зрізу сопла; $\Delta \phi_0$ – різниця потенціалів на зрізі сопла. Положення поверхні струменя визначається по лініях струму.

Рівняння (2) розв'язується при наступних граничних умовах:

– на поверхні S_i виконується умови непротікання $(\nabla \phi + \vec{V}_\infty) \cdot \vec{n} = 0$, $(x, y, z) \in S_i$;

– на нескінченному видаленні від поверхні і його сліду рідина знаходиться в стані спокою, тому $\lim_{r \rightarrow \infty} \nabla \phi = 0$, $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$;

– на f_i (поверхня пелени) повинна дотримуватися умова безперервності тиску і нормальної складової швидкості

$$p_+ = p_-, \quad (\nabla \phi \cdot \vec{n})_+ = (\nabla \phi \cdot \vec{n})_- \quad (x, y, z) \in f_i;$$

– на гострих кромках L_i поверхонь S_i виконується умова Чаплигіна–Жуковського про кінцівку швидкості

$$p_+ = p_-, \quad (\nabla \phi \cdot \vec{n})_+ = (\nabla \phi \cdot \vec{n})_- \quad (x, y, z) \in L_i.$$

При визначенні потенціалу ϕ_i на поверхні S_i додаються індуктивні потенціали від диполів і джерел інших елементів.

Перший та другий інтеграли рівняння (2) дозволяють отримати розподіл збуреного потенціалу швидкості на елементах компоновки (крило, закриток, щільовий закриток, передкрилок) та пелени f_i , яка сходиться з задніх крайок елементів, з урахуванням їх взаємодії. Останні інтеграли (4-7) рівняння (2) визначають збурений потенціал на поверхні мотогондолі. Рівняння (2) розв'язуються з використанням методик [1–3].

Для розрахунку характеристик примежового шару (ПШ) в області 3 використовується інтегральні співвідношення теорії примежового шару, які записуються в ортогональній системі координат $oxyz$, в якій поверхня обтічного тіла визначається умовою $y=0$ (y – відстань від поверхні по нормалі). На самій поверхні береться ортогональна сітка координатних ліній x і z .

У разі сталого руху, за відсутності масових сил і умови $V_{3\delta} \ll V_{1\delta}$, де $V_{1\delta}$ і $V_{3\delta}$ – відповідно швидкості на верхній межі примежового шару уздовж осі ox і oz , у роботі відведено інтегральне співвідношення у вигляді:

$$\frac{d\delta_{00}}{dx} + \frac{1}{V_\delta} V'_\delta \delta_0 + \left(\frac{2}{V_\delta} V'_\delta - \frac{1}{V_\delta} V'_{z\delta} - M_\delta^2 \right) \delta_{00} = \frac{\tau_0}{\rho V_\delta^2} - \frac{V_0}{V_\delta}. \quad (3)$$

де V_0 – швидкість відсмоктування або видування газу на поверхні тіла; τ_0 – напруження тертя на поверхні тіла; $V'_\delta = \frac{dV_\delta}{dx}$; $\delta_0 = \int_0^\delta \left(1 - \frac{V_x}{V_\delta} \right) dy$ – товщина

витіснення; $\delta_{00} = \int_0^\delta \frac{V_x}{V_\delta} \left(1 - \frac{V_x}{V_\delta} \right) dy$ – товщина втраченої кількості руху. Методика розв'язання рівняння (3) представлена в роботі [4].

Третій інтеграл рівняння (2) дозволяє урахувати вплив примежового шару та в'язко-нев'язку взаємодію. Отримавши характеристики примежового шару та координати точки відриву за методикою [4], вплив ПШ та в'язко-нев'язку взаємодії урахуємо за допомогою вихрової пелени [5]. Вихрова пелена передбачається віддаленою від крила на товщину витіснення δ_0 . Перепад потенціалу $\Delta \phi_{\text{пш}}$ на вихровій пелені визначається з розв'язання диференційного рівняння $\frac{d\Delta \phi_{\text{пш}}}{d\ell} = \frac{\rho_\delta}{\rho_{cp}} \frac{\delta_0}{\delta} V_\delta$, а у відривній зоні

(область 4) розподіл потенціалу береться однаковий уздовж вихрової пелени і тіла

$$\Delta\phi_{\text{пш}} = V_{\delta}d\ell + \Delta\phi_{\text{відр}}$$

Це витікає з експериментальних даних про незмінність тиску у всій зоні відриву. Вихрова пелена після відриву ПШ розташовується уздовж вектора швидкості набігаючого потоку.

Вплив турбулентного струменя на аеродинамічні характеристики крила здійснюється з наступними припущеннями:

- поперечні розміри струменя малі, в порівнянні з поздовжніми, це дозволяє вивчення струменевих течій проводити, виходячи з рівнянь прижеженого шару;

- азимутна складова швидкості дорівнює нулю;
- радіус кривизни осі струменя великий.

Для визначення параметрів течії газів у турбулентному струмені за методикою [5, 6] розв'язують диференціальні рівняння:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho V_x H}{\partial x} + \frac{\partial \rho V_r H}{\partial r} &= 0, \\ V_x \frac{\partial V_x}{\partial x} + V_r \frac{\partial V_x}{\partial r} &= \frac{1}{\rho H} \frac{\partial \tau H}{\partial r} - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x}, \\ V_x \frac{\partial i}{\partial x} + V_r \frac{\partial i}{\partial r} &= \frac{1}{\rho H} \frac{\partial q H}{\partial r} + \frac{\tau}{\rho} \frac{\partial V_x}{\partial r}, \end{aligned} \quad (4)$$

де $H = r \cos \theta$ – коефіцієнт Ляме; θ – кут повороту осі струменя; $\tau = \rho k_1 (V_m - V_{\delta}) \delta \frac{\partial V_x}{\partial r} = \mu_T \frac{\partial V_x}{\partial r}$ – напруга тертя (друга гіпотеза Прандтля); V_m – максимальне значення швидкості в поперечному перетині струменя; V_{δ} – швидкість на межі струменя (швидкість супутного або зустрічного потоку); δ – товщина струменя; $q = \frac{\mu_T}{Pr} \frac{\partial i}{\partial r}$ – тепловий потік

(закон Фур'є); $Pr = \frac{C_p \mu_T}{\lambda}$ – число Прандтля; i – ентальпія газу; λ – коефіцієнт теплопровідності; C_p – теплоємність при постійному тиску, отримуємо значення складових індуктивних швидкостей від струменя по крилу.

Далі розв'язуємо рівняння (2) з умовою непротікання

$$\frac{\partial \phi}{\partial n} = -(\vec{V}_{ci} + \vec{V}_{\infty} + \vec{V}_i) \vec{n}, \quad (5)$$

де \vec{V}_{ci} – індуктивна швидкість від струменя в кожній точці колокації панелі на крилі.

Від отриманих розподілених параметрів по крилу визначаються індуктивні швидкості від крила в області струменя і уточнюється форма струменя і знов розв'язується рівняння (2) з оновленими значеннями (5), тобто процес розрахунку ітераційний. Коефіцієнт тиску на поверхні крила визначається з рівняння Бернуллі:

$$C_p = \frac{P - P_{\infty}}{\rho V_{\infty}^2 / 2} = 1 - \frac{(\vec{V}_{\infty} + \vec{V}_{ci} + \vec{V}_i)^2}{V_{\infty}^2}, \quad (6)$$

де \vec{V}_{∞} – вектор швидкості набігаючого потоку; \vec{V}_{ci} – швидкість струменя в даній точці крила; $\vec{V}_i = \frac{\partial \phi}{\partial x} \vec{i} + \frac{\partial \phi}{\partial y} \vec{j} + \frac{\partial \phi}{\partial z} \vec{k}$; ϕ – збурений потенціал на поверхні крила.

З допомогою розробленої методики розглянутий вплив на аеродинамічні характеристики компоновки ЛА розташування двигуна.

Для забезпечення високої аеродинамічної якості на крейсерському режимі з одночасними добрими характеристиками на зльоті і посадці пропонується розмішувати мотогондолу над крилом на відстані, що дозволяє зменшити опір тиску на крейсерських режимах польоту, а управління соплом двигуна забезпечить поліпшення аеродинамічних характеристик на етапах зльоту і посадки.

Задача дослідження тривимірна. Схема розрахунку положення сопла відносно хорди крила представлена на рис. 2. Для чисельного дослідження використовувалося крило з профілем NACA-0015, подовженням $\lambda = 4$, хордою $b=1,5$ з моделюванням відхилення закрилка. Діаметр сопла $d_c=0,3$; швидкість струменя з сопла $V_c=200$ м/с.

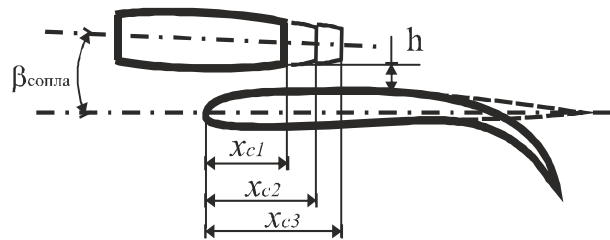


Рис. 2. Схема розрахунку

На рис. 3 представлено вплив висоти розташування нижньої кромки сопла над поверхнею крила на коефіцієнт лобового опору (закрилок не відхилений). Видно, що видалення мотогондолою від поверхні крила істотно знижує опір. Зріз сопла відносно хорди розташований $x = 0,067$.

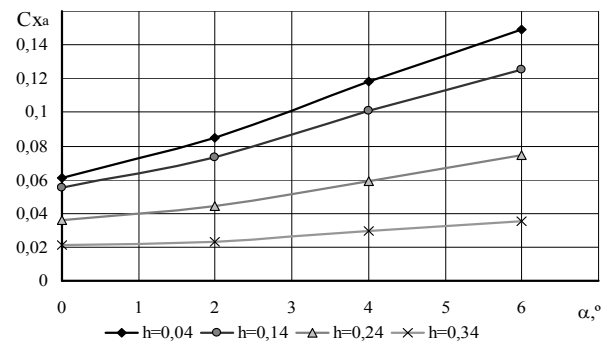


Рис. 3. Вплив розміщення зрізу сопла по висоті від поверхні крила і кута атаки на коефіцієнт лобового опору крила

На рис. 4 наведені результати розрахунку впливу висоти розташування нижньої кромки сопла над поверхнею крила на коефіцієнт підйімальної сили крила в залежності від кута атаки.

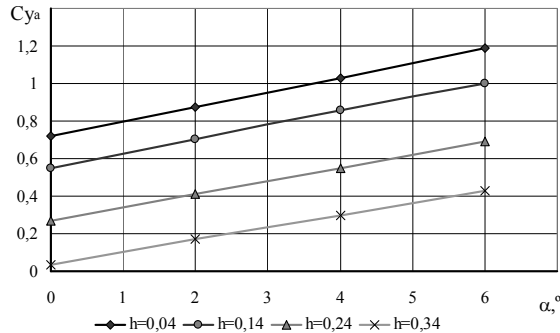


Рис. 4. Вплив розміщення зрізу сопла по висоті від поверхні крила і кута атаки на коефіцієнт підйімальної сили крила

З графіка видно, що із збільшенням висоти установки двигуна над крилом підйімальна сила крила зменшується.

На рис. 5 представлені результати досліджень за визначенням висоти розташування сопла над поверхнею крила і видаленням зрізу сопла від передньої кромки крила на максимальну аеродинамічну якість.

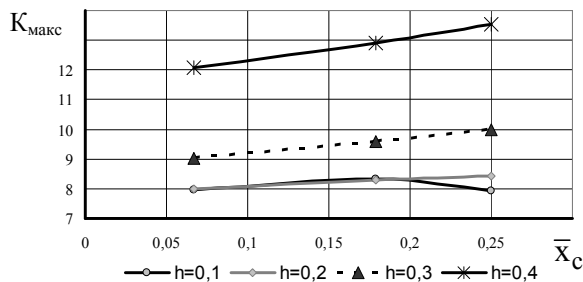


Рис. 5. Вплив розміщення зрізу сопла по висоті від поверхні крила і по хорді крила на аеродинамічну якість

Для зниження дистанції розгону і пробігу та поліпшення злітно-посадкових характеристик можна, використовуючи поворотне сопло, змінити напрямок струменя щоб забезпечити його натікання на крило під певним кутом з метою отримання необхідних величин підйімальної сили і лобового опору. На рис. 6 представлені залежності коефіцієнта підйімальної сили від кута установки сопла двигуна відносно хорди крила (закрылок відхилений). При вивченні впливу кута установки сопла відносно хорди крила в даній компоновці розрахунки показують, що із збільшенням кута установки від 0° до 5° коефіцієнт підйімальної сили C_{ya} зростає, а далі поступово знижується. Це пов'язано з тим, що із збільшенням кута β площа крила, яка обдувається струменем, зростає. Але з подальшим зростанням кута установки сопла ($\beta > 5$) збільшується проекція вектора швид-

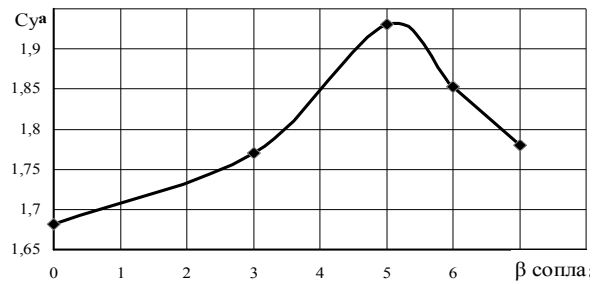


Рис. 6. Вплив кута встановлення осі сопла двигуна до хорди крила на C_{ya} при $\alpha=6^\circ$, $\bar{h}_c=0,4$.

кості на нормаль до поверхні, що в результаті збільшує коефіцієнт тиску на поверхні крила.

Висновки

В результаті проведених розрахунків представлена компоновка (крило + закрылок + мотогондола) для поліпшення характеристик зльоту і посадки доцільно використовувати розміщення крила відносно фюзеляжу – «низькоплан», що дозволить використовувати екранний ефект близькості землі. Для забезпечення максимальної аеродинамічної якості на крейсерському режимі польоту пропонується розміщення мотогондолою з двигуном над крилом на деякій відстані від поверхні крила.

Визначені раціональні параметри розміщення мотогондолою з двигуном відносно крила, які покращують аеродинамічні характеристики літака на різних режимах польоту:

- висота розміщення мотогондолою $h = 0,35 \dots 0,4$ м;
- відстань зрізу сопла від передньої кромки крила $\bar{x}_c = 0,2 \dots 0,25$;
- кут нахилу осі сопла до хорди крила $\beta = 4,5 \dots 5,2^\circ$.

Розроблена методика дозволяє на етапі проектування до натурального експерименту визначити раціональне розташування силової установки відносно крила тим самим знизити трудовитрати, енерговитрати і собівартість літального апарату, що розробляється.

Список літератури

1. Марино П. Аэродинамика тел сложной формы в дозвуковом и сверхзвуковом потоках при стационарном и колебательных режимах течения / П. Марино, Л. Чжень, Е.О. Сусью // Ракетная техника и космонавтика. – М.: Мир, 1975. – Т. 13, № 3. – С. 56.
2. Калкаманов С.А. Метод расчета аэродинамических характеристик крыла в широком диапазоне углов атаки / С.А. Калкаманов, А.Л. Сушко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та «ХАИ». – Вып. 40 (1). – Х., 2005. – С. 145.
3. Сушко А.Л. Метод расчета обтекания телесной мотогондолою с учетом струи от двигателя / А.Л. Сушко // Вопросы проектирования и производства конструкций

летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та «ХАИ». – Вып. 4(76). – X., 2013. – С. 33 – 39.

4. Лебедь В.Г. Метод решения уравнений турбулентного пограничного слоя / В.Г. Лебедь, А.Л. Сушко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та «ХАИ». – Вып. 31 (4). – X., 2002. – С. 97 – 103.

5. Сушко А.Л. Численное моделирование взаимодействия струи и поверхности ЛА / А.Л. Сушко, В.Г. Лебедь // Аэрогидродинамика и аэроакустика: проблемы и перспек-

тивы: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та «ХАИ». – Вып. 3. – X., 2009. – С. 124 -128.

6. Кюхеман Д. Аэродинамика авиационных двигателей / Д. Кюхеман, И. Вебер // Издат. иностр. литер. – М., 1956. – С. 92-96.

Надійшла до редколегії 2.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.А. Калкаманов, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ РАСПОЛОЖЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

В.Г. Лебедь, А.Л. Сушко

В статье рассмотрено влияние размещения мотогондолы с работающим двигателем и реактивной струи на аэродинамические характеристики крыла на взлетно-посадочном и крейсерском режиме полета. Приведена методика расчета параметров потока у поверхности компоновки самолета (крыло, мотогондола, закрылок) с учетом вязко-невязкой взаимодействия и турбулентной струи от двигателя. Определены рациональные параметры размещения мотогондолы с двигателем относительно крыла, которые улучшают аэродинамические характеристики самолета на различных режимах полета.

Ключевые слова: компоновка летательного аппарата, мотогондола с работающим двигателем, турбулентная струя, размещения мотогондолы относительно крыла.

NUMERICAL INVESTIGATION OF THE LOCATION OF THE ENGINE ON THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE AIRCRAFT

V.G. Lebed, A.L. Sushko

The article discusses the arrangement of placing the nacelle with the engine running and jet on aerodynamics characteristics of the wing during takeoff and landing and cruising flight. The technique for calculating the parameters of the flow at the surface layout of the aircraft (wing, nacelle, flap), taking into account the viscous-inviscid interaction and turbulent jet. Defined rational placement options nacelle of engine relative to the wing, which improve aerodynamic characteristics of the aircraft in various flight modes.

Keywords: design of the aircraft with the engine nacelle, turbulent jet, placement nacelle relative to the wing.