

УДК 533.6: 6297

ХАРЧЕНКО О.В., начальник інституту, лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки, Заслужений діяч науки і техніки України, доктор технічних наук, професор

КОРИТЬКО О.І., провідний науковий співробітник, кандидат технічних наук, доцент, старший науковий співробітник

КОЦУРЕНКО Ю.В., провідний науковий співробітник, кандидат військових наук, доцент, старший науковий співробітник

МЕТОДИКА ПОРІВНЯЛЬНОЇ ОЦІНКИ АЕРОДИНАМІЧНОЇ ДОСКОНАЛОСТІ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ В УМОВАХ ОБМЕЖЕНОГО ОБ'ЄМУ ВИХІДНОЇ ІНФОРМАЦІЇ

Розглядається методика комплексної порівняльної оцінки аеродинамічної досконалості літаків в умовах обмеженого об'єму вихідної інформації. Її роботоздатність демонструється на прикладі аналізу властивостей зразків техніки легкомоторної авіації.

Ключові слова: легкомоторний літальний апарат, первинна льотна підготовка, конструктивна компоновка, льотно-технічні характеристики, геометричні параметри, досконалість зразка.

Повернення інтересу до створення нових зразків легкомоторних літальних апаратів (ЛА), вивчення їх досконалості та ефективності продиктовано як діалектикою розвитку по знаменитому спіральному шляху, так і привабливістю цих об'єктів авіаційної техніки, обумовлену очевидними економічними вигодами їх використання.

Перед політиками, керівниками відповідних рівнів (в тому числі і військовими) стає нагальною проблема вибору. Вибору шляху: придбання легкомоторних ЛА чи організації власного виробництва. Якщо придбання, то вирішується питання визначення оптимального зразка (із запропонованих на ринку) з точки зору існуючих практичних потреб та наявних економічних ресурсів. Якщо виробництва, то повстає завдання вибору найбільш раціонального прототипу, який обумовлений як економікою, так і якісними показниками техніки, а також формулюванням та обґрунтуванням вимог до неї.

У наш час найбільшого поширення у світі набула триступенева система підготовки льотного складу для військової авіації. Відповідно до неї на першому ступені льотного навчання здійснюється професійний відбір майбутніх льотчиків, оцінюється і розвивається їх мотивація на льотну роботу, а також відбувається первинне формування навичок у пілотуванні літальних апаратів [1]. Для цього, як правило, використовуються, так звані, легкомоторні літаки первинної льотної підготовки. Згідно до традиційних поглядів такі літаки належать до класу учбових. У переважній більшості вони оснащені поршнеvim або турбогвинтовим двигуном. Наліт на цих літаках, як правило, складає до 60...80 годин.

Учбові літаки мають, зазвичай, двомісну кабіну, поршневий або турбогвинтовий двигун з порівняно невеликою питомою витратою палива, відносно невелику максимальну злітну масу та добрі пілотажні і злітно-посадкові характеристики. У техніці пілотування та у роботі з обладнанням у кабіні такі літаки найбільш прості.

Світова практика показує, що кожна країна висуває власні загальні і технічні вимоги до подібних літаків, які ґрунтуються на специфіці потреб і можливостей щодо підготовки майбутніх військових льотчиків [2].

На даний час в Україні також прийнята триступенева система підготовки льотного складу. Але її повноцінне впровадження стримується відсутністю у Повітряних Силах (ПС) Збройних Сил (ЗС) України учбових літаків. Тому перед Командуванням ПС ЗС України постали актуальні завдання щодо вибору типу учбового літака, визначення тактико-технічних вимог до нього та вибору шляху постачання на оснащення навчального закладу Міністерства оборони України.

Вирішення кожного із перелічених завдань стикається із необхідністю вибору раціонального прототипу учбового літака, який би задовольняв сформульованим тактичним, технічним, льотно-методичним та економічним вимогам.

В цілому це досить глобальна проблема, але її можна (і необхідно) розділити на ряд часткових. Однією з таких часткових технічних проблем безумовно є проведення порівняльного аналізу існуючих зразків світової легкомоторної авіації з точки зору їх аеродинамічної досконалості, особливостей конструктивних компоновок, льотно-технічних та пілотажних характеристик, відповідності існуючим вимогам безпеки польотів. При тому, указаний аналіз повинен бути, з однієї сторони, максимально вичерпним та об'єктивним, а з іншої, виконуватись в умовах обмеженого об'єму вихідної інформації. Згадане обмеження може бути обумовлене та умотивоване як технічними причинами, так і бізнесовими чи політичними інтересами.

Саме вирішенню останньої задачі і буде присвячено наступне дослідження. Під час його проведення ми будемо розглядати максимальне число відомих нам зразків легкомоторних ЛА, які побудовані в різних країнах на протязі достатньо великого історичного проміжку часу.

Перелік вихідних геометричних та аеродинамічних параметрів

Для проведення згаданого порівняльного аналізу в якості вихідних даних будемо вважати відомими наступні: три проекції літального апарату (спереду, збоку та зверху) у вигляді креслень чи фотографій з невідомим масштабом; один (як мінімум) із натурних геометричних розмірів (розмах крила, висота чи довжина літака тощо); величина характерної маси (чи ваги).

Заради визначеності міркувань виберемо прямокутну стандартну зв'язану з ЛА систему координат $Oxuz$ з початком, який розташовується на подовжній вісі ЛА напроти носка середньої аеродинамічної хорди (САХ) крила $b_{A_{кр}}$. Вісь Ox направимо вздовж подовжньої вісі літака вперед, Oy – вверх в площині його

симетрії, Oz – перпендикулярно першим двом вправо, вздовж розмаху правої половини крила.

Роботу по визначенню необхідних геометричних параметрів почнемо з розрахунку масштабу існуючого в наявності креслення (чи фото) ЛА. Для цього відомий натурний геометричний розмір ділимо на аналогічний з існуючого креслення. Відповідним чином знімаємо також з цього креслення всі інші геометричні лінійні та кутові розміри планера літака, окремих його частин (крила та його механізації, горизонтального та вертикального оперень, фюзеляжу та рульових поверхонь).

Для приблизного визначення аеродинамічних характеристик, як правило, в якості вихідних даних використовують відносні величини відповідних геометричних параметрів. Будемо їх обчислювати по відомим формулам [3]. А саме:

1. Відносне подовження крила (КР), горизонтального (ГО) та вертикального (ВО) оперень

$$I_{кр} = \frac{l_{кр}^2}{S_{кр}}, \quad I_{го} = \frac{l_{го}^2}{S_{го}}, \quad I_{во} = \frac{l_{во}^2}{S_{во}}, \quad (1)$$

де $l_{кр}$, $l_{го}$, $l_{во}$ – розмахи, $S_{кр}$, $S_{го}$, $S_{во}$ – площі відповідних частин.

2. Звуження основних несучих поверхонь ЛА

$$h_{кр} = \frac{b_{окр}}{b_k}, \quad h_{го} = \frac{b_{ого}}{b_{кго}}, \quad h_{во} = \frac{b_{ово}}{b_{кво}}, \quad (2)$$

де $b_{окр}$, $b_{ого}$, $b_{ово}$ – кореневі хорди (відстань між точками перетину передніх та задніх крайок з віссю ЛА); $b_{ккр}$, $b_{кго}$, $b_{кво}$ – хорди закінцівок несучих поверхонь.

3. Відносні довжини "обслуговуваних" задніх крайок крила елеронами (ел) та закрилками (зк)

$$\bar{l}_{ел} = \frac{l_{ел}}{l_{кр}}, \quad \bar{l}_{зк} = \frac{l_{зк}}{l_{кр}}, \quad (3)$$

де $l_{ел}$, $l_{зк}$ – довжини (розміри уздовж Oz) задніх крайок, які обслуговуються елеронами та закрилками відповідно.

4. Величини середніх аеродинамічних хорд крила, ГО та ВО ($b_{Акр}$, $b_{Аго}$, $b_{Аво}$), визначаються по формулі

$$b_A = \frac{2}{3} b_o \left[1 + \frac{1}{h(1+h)} \right], \quad (4)$$

а їх координати уздовж Oz

$$z_A = \frac{1}{3} \frac{h+2}{h+1}. \quad (5)$$

Слід відзначити, що наведені співвідношення справедливі лише для крил простої форми в плані.

5. Величини відносних координат аеродинамічних фокусів

$$\bar{x}_{F_{кр}} = \frac{x_{F_{кр}}}{b_{A_{кр}}}, \quad \bar{x}_{F_{го}} = \frac{x_{F_{го}}}{b_{A_{го}}}, \quad \bar{x}_{F_{во}} = \frac{x_{F_{во}}}{b_{A_{во}}} \quad (6)$$

визначаються по відомим відповідним геометричним параметрам за допомогою Атласу нестационарних аеродинамічних характеристик [3].

6. Відносна відстань між передньою крайкою САХ крила літака та аеродинамічним фокусом горизонтального та вертикального оперень

$$\bar{L}_{го} = \frac{L_{го}}{b_{A_{кр}}}, \quad \bar{L}_{во} = \frac{L_{во}}{b_{A_{кр}}}, \quad (7)$$

де $L_{го} = L'_{го} + x_{F_{го}}$, $L_{во} = L'_{во} + x_{F_{во}}$, $L'_{го}$ та $L'_{во}$ – координати вздовж Ox передніх крайок САХ ГО та ВО, $x_{F_{го}}$ та $x_{F_{во}}$ – координати аеродинамічних фокусів ГО та ВО відносно передніх крайок САХ ГО та ВО.

7. Відносні величини площ горизонтального та вертикального оперень літака

$$\bar{S}_{го} = \frac{S_{го}}{S_{кр}}, \quad \bar{S}_{во} = \frac{S_{во}}{S_{кр}}. \quad (8)$$

За допомогою розрахованих вище наведених геометричних параметрів визначимо аеродинамічні похідні коефіцієнта піднімальної (бокової) сили, які характеризують несучі властивості крила, ГО та ВО. Вирішення цієї задачі можливо здійснити теж за допомогою раніше указаного Атласу [1].

Формування переліку узагальнених параметрів для проведення порівняльної оцінки

Отримана кількість геометричних параметрів та аеродинамічних характеристик є достатньо великою і провести порівняльний аналіз тільки на основі їх значень - завдання в відомому ступені можливе, але занадто складне як для самого аналізу, так і сприйняття його результатів. Тому виникає необхідність пошуку узагальнених (комплексних) характеристик, які прив'язані до фізики динаміки руху

ЛА. Порівняння на їх основі стає більш природним, а головне - значно зрозумілішим та досконалішим.

До переліку вище указаних узагальнених характеристик слід віднести наступні:

1. Несучі властивості ЛА. Їх визначають, в основному, дві поверхні – це крило та горизонтальне оперення. Звичайно, що крило є основним несучим елементом і у вирішальній мірі формує цю фізичну властивість планера ЛА в цілому. Будемо оцінювати в першому наближенні похідну коефіцієнта піднімальної сили ЛА по куту атаки $C_y^a = \frac{\partial C_y}{\partial \alpha}$ (без урахування інтерференції між крилом і ГО) за допомогою формули

$$C_y^a = C_{y_{кр}}^a + C_{y_{го}}^a \cdot \bar{S}_{го}, \quad (9)$$

де $C_{y_{кр}}^a = \frac{\partial C_{y_{кр}}}{\partial \alpha}$, $C_{y_{го}}^a = \frac{\partial C_{y_{го}}}{\partial \alpha}$ - похідні для крила та ГО відповідно.

2. Надзвичайно важливими для порівняльної оцінки є характеристики, які впливають на фізичні властивості подовжнього руху ЛА. Такими характеристиками, на наш погляд, можуть бути величини B' та B . Вони відповідно пропорційні значенням похідних: $B' - \frac{\partial m_z}{\partial d_\delta}$, а $B - \frac{\partial m_z}{\partial \alpha}$ та $\frac{\partial m_z}{\partial w_z}$.

$$B' = -C_{y_{го}}^a \cdot \bar{L}_{го} \bar{S}_{го}, \quad (10)$$

$$B = B' - C_{y_{кр}}^a \cdot \bar{x}_{кр}. \quad (11)$$

У вище наведених формулах: m_z – коефіцієнт подовжнього моменту від аеродинамічних сил відносно передньої крайки САХ крила; d_δ – кут відхилення руля висоти, який „обслуговує” практично усю задню крайку ГО; w_z – кутова швидкість обертання ЛА навколо вісі Oz ; α – кут атаки ЛА.

3. Комплексна характеристика статичної та динамічної стійкості шляхового руху ($m_y^b = \frac{\partial m_y}{\partial b}$ та $m_y^{w_y} = \frac{\partial m_y}{\partial w_y}$ відповідно) а також його керованості

($m_y^{d_{pn}} = \frac{\partial m_y}{\partial d_{pn}}$). Її можливо представити як

$$C = C_{z_{во}}^b \cdot \bar{L}_{во} \cdot \bar{S}_{во}. \quad (12)$$

В наведених вище виразах m_y – коефіцієнт шляхового моменту від аеродинамічних сил відносно передньої крайки САХ крила, який виникає внаслідок появи кутів ковзання b та d_{pn} – відхилення руля направлення (який майже в усіх ЛА „обслуговує” практично усю задню крайку ВО), а також обертального руху ЛА відносно Oy з кутовою швидкістю w_y . Величину указаних сил (бокових сил)

характеризує похідна $C_{z_{во}}^b = \frac{\partial C_{z_{во}}}{\partial b}$, де $C_{z_{во}}$ – коефіцієнт бокової сили, яка

утворюється на ВО при виникненні ковзання ЛА ($b \neq 0$) чи відповідного обертального руху.

4. Поперечна статична стійкість ($m_x^b = \frac{\partial m_x}{\partial b}$). Її приблизно може характеризувати величина

$$D = C_{z_{\omega}}^b \cdot \frac{I_{\omega}}{2} \cdot \bar{S}_{\omega} - C_{y_{\text{кр}}}^a (\text{tg } c_{\text{кр}} - y_{\text{кр}}) I_{\text{кр}}. \quad (13)$$

В формулі (13) $c_{\text{кр}}$ та $y_{\text{кр}}$ – кути стрілоподібності передньої крайки крила та його поперечного „V”.

Величину, пропорційну характеристиці демпфіруючих властивостей літака під час обертального руху навколо вісі Ox ($m_x^{w_x} = \frac{\partial m_x}{\partial w_x}$), можна представити

$$D' = C_{z_{\omega}}^b \cdot \frac{I_{\omega}}{2} \cdot \bar{S}_{\omega} - C_{y_{\text{кр}}}^a \cdot I_{\text{кр}}. \quad (14)$$

5. Параметр керованості поперечного руху ($m_x^{d_{el}} = \frac{\partial m_x}{\partial d_{el}}$). Його також можна в першому наближенні характеризувати величиною

$$D'' = -C_{y_{\text{кр}}}^a \cdot I_{\text{кр}} \cdot \bar{l}_{el}. \quad (15)$$

В наведених формулах m_x – коефіцієнт поперечного моменту від аеродинамічних сил, які виникають на крилі та ВО літака за рахунок ковзання та обертання навколо вісі Ox а також відхилення елеронів (d_{el} кут цього відхилення).

6. Важливою з точки зору забезпечення задовільних характеристик зльоту та посадки є величина, яка характеризує приріст піднімальної сили крила за рахунок застосування (відхилення на кут d_3) механізації його задньої крайки ($C_{y_{\text{кр}}}^{d_3} = \frac{\partial C_{y_{\text{кр}}}}{\partial d_3}$). Значення параметра, який пропорційний цій величині, можна розрахувати по формулі

$$E = C_{y_{\text{кр}}}^a \cdot \bar{l}_3. \quad (16)$$

7. Важливою також для проведення раніше вказаного аналізу може бути величина, яка характеризує аеродинамічну та енергетичну досконалість літака. Вона безпосередньо впливає на його льотно-технічні характеристики (дальність та тривалість польоту, маневреність тощо). Такою величиною I може бути добуток коефіцієнта індуктивного лобового опору C_{xi} та квадрату $q = r \cdot V^2 / 2$ (швидкісного тиску набігаючого потоку повітря), який (добуток) припадає на одиницю величини нормального перевантаження n_y .

$$I = C_{xi} \cdot q^2 = \frac{1}{\rho I_{ef}} \cdot P^2, \quad (17)$$

де $I_{ef} = I_{ef}(I_{кр}, h_{кр}, c_{кр})$ – ефективне подовження крила. Визначається за допомогою [4]; $P = \frac{M_{max}}{S_{кр}}$ – питома навантаження на крило; M_{max} - максимальна злітна маса літака.

Порівняльна оцінка досконалості існуючих зразків легкомоторних ЛА

Розрахунки сформульованих параметрів для десяти легкомоторних літаків, що досліджуються, зведено в таблицю 1.

Аналізуючи результати в цій таблиці, можна визначити рейтингові оцінки по кожному із сформульованих параметрів для указаних ЛА.

Дані оцінки для подальшого аналізу зведено в таблицю 2. В цій таблиці після підсумовування рейтингів по кожному із визначених параметрів для кожного із досліджуємих літаків отримуємо результуючі рейтингові оцінки цих літаків. Очевидно, що найменша сума відповідає найбільш досконалому з точки зору практичної аеродинаміки ЛА, а найбільша – навпаки, найменш досконалому.

Наведені в таблиці 2 підсумкові результати дають можливість відзначити, що найбільш досконалим є літак Т67 "Firefly" виробництва Великої Британії (1985 року випуску). Він має дуже значний відрив по рейтинговим балам від наступного за їх результуючою сумою літака виробництва Бразилії ЕМВ-312 "Tiscano" (1983 р. в.). Цей відрив складає 18 балів.

Третій по рейтинговій шкалі ЛА виробництва США (2006 р. в.) Т-6В "Texan II" програє ЕМВ-312 тільки 3 бали. А італійський літак SIAI – "Marchetti" SF.260 (1970 р. в.), в свою чергу, також поступається американському вже 12 балів.

Швейцарський літак РС-7 Mk.II(M) „Turbo Trainer” (1994 р. в.), який займає п’яте місце, має невеликий відрив від попередника – усього 3 бали. Літаки виробництва Франції ТВ.30В "Epsilon" (1983 р. в.), Росії Як-152 (2004 р. с.), Польщі PZL М-26-00 "Іскорка" та Росії Су-49 ідуть тісною групою (6, 7, 8 та 9 місце) і відрізняються один від одного усього на 1,0...4,5 бали.

Замикає рейтинговий ряд літак виробництва Чилі (1985 р. в.) Т-35 „Pillan”, відстаючи від попередника лише на 5 балів та аж на 55 балів від найкращого літака виробництва Великої Британії.

Першість британського літака у вирішальній мірі визначили найбільше подовження крила $I_{кр}$ та найменша питома навантаження на крило P .

Відставання ж від інших літаків по більшості характеристик ЛА виробництва Чилі обумовили, в основному, дуже малі відносні площі його горизонтального та вертикального оперень.

У значної групи (з 4 по 9 місце) літаків (6 шт.) характеристики відрізняються дуже мало. Тому відмінності між ними по зайнятими місцями у нашому рейтингу носять скоріше формальний характер.

В даний час на Державному підприємстві Міністерства оборони України "Одесавіаремсервіс" завершується створення нового легкомоторного літака "Дельфін".

Попередня оцінка аеродинамічної досконалості цього літака за допомогою пропонуваного підходу показує, що він має задовільні аеродинамічні характеристики. Серед літаків, по яким проведені рейтингові дослідження в даній статті, цей літальний апарат упевнено займає друге місце (29 балів).

Під час підсумовування рейтингів можливі два варіанти виконання цієї операції. При першому, більш простому (який ми реалізували по відношенню до легкомоторних літаків в даній роботі), вагомість оцінок по різних рейтинговим параметрам повинна вважатись рівноцінною. Вагові множники, які можливо б було використовувати для кожного із визначених параметрів аеродинамічної досконалості, в цьому випадку будуть незмінними та тотожно дорівнювати одиниці.

Але ж може бути використано і інший, більш точний на наш погляд, варіант указанного підсумовування. При його реалізації для кожного із оціночних параметрів повинен визначатись множник вагомості. Його величина, в залежності від експертного визначення цінності кожного із рейтингових параметрів, може змінюватись в діапазоні від нуля до одиниці.

Запровадження вагового множника повинно дещо ускладнити роботу експерта, можливо навіть внести в оцінку елемент суб'єктивності. Але його використання, в разі максимально об'єктивного підходу до реалізації, може, напевно, привести в підсумку до підвищення точності результатів оцінки та процедури вибору кращого зразка.

В якості узагальнення слід також відзначити, що наведена в даному дослідженні методика рейтингової оцінки вигідно відрізняється своєю простотою, природністю та прозорістю побудови і, як наслідок, доступністю у використанні спеціалістами різних рівнів. Окрім того, вона безсумнівно придатна до вдосконалення. Серед напрямків цього вдосконалення, на наш погляд, може бути, наприклад, шлях розширення (доповнення) переліку оціночних параметрів чи, взагалі, зміни його складу в залежності від вибраного напрямку досліджень якостей авіаційних об'єктів. Більш того, також цілком можливе використання методології даного підходу стосовно вирішення відповідних питань відносно інших видів військової техніки, навіть неавіаційного походження.

ЛІТЕРАТУРА

1. Концепція підготовки льотного складу Військово-Повітряних Сил Збройних Сил України. Затверджена Головнокомандувачем Військово-Повітряних Сил Збройних Сил України 3 липня 2003 року. – Б. М., 2003. – 10 с.
2. Равлык Р. Ф. Анализ и оценка зарубежного опыта подготовки летного состава военной авиации – [Електронний ресурс] – Режим доступу: <http://www.pentagonus.ru>.
3. Белоцерковский С.М., Моисеев Е.М., Табачников В.Г. Атлас нестационарных аэродинамических характеристик крыльев различной формы в плане. – М: ЦАГИ им. Проф. Н.Е.Жуковского, с.484, 1959.

4. Бонч-Бруевич Г.Ф. Аэродинамические характеристики сверхзвуковых самолётов. К—: КВВАИУ, с.138, 1983.

Надійшла до редакції 29.10.201

Таблиця 1

Розрахунок проміжних геометричних та основних аеродинамічних параметрів

№ з/п	Параметри	Тип літака, країна-виробник, рік випуску									
		Т-35 "Pillan"	PZL М-26-00 "Іскерка"	Як-152	Су-49	Т-6В "Texan II"	Т-67 "Firefly"	ТВ.30В "Epsilon"	SF.260 SIAI "Marchetti"	EMB- 312 "Tucano"	РС-7 Мк.ІІ(М) "Turbo Trainer"
		Чилі, 1985	Польща, 1986	Росія, 2004	Росія	США, 2006	Велика Британія, 1985	Франція , 1983	Італія, 1970	Бразилі я, 1983	Швейца рія, 1994
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
1	$S_{кр}, м^2$	13,69	14	11,4	14,03	16,3	12,63	10,75	11,1	19,4	16,29
2	$l_{кр}, м$	8,84	8,6	8,22	9,2	10,1	10,59	7,92	8,35	11,4	10,19
3	$P = G_{max} / S_{кр}, кг / м^2$	97,7	100	115,8	107	180,9	75,4	116,3	122,5	131,4	175
4	$I_{кр} = \frac{l_{кр}^2}{S_{кр}}$	6	5,27	5,9	6,04	7,2	8,88	5,84	6,29	6,5	6,1
5	$h_{кр} = b_{o(кр)} / b_{к(кр)}$	1	1	1,6	1,894	1,814	1,93	1,54	2,5	2,5	1,84
6	$c_{кр}, град$	0	0	3	4,5	3	4	2,5	3,5	4	5
7	$I_{ef} = f(I_{кр} h_{кр} c_{кр})$	5,93	5,18	5,83	6,02	7,1	8,34	5,74	5,95	6,36	6
8	$\bar{l}_e = l_e / l_{кр}$	0,42	0,44	0,35	0,398	0,43	0,336	0,315	0,318	0,44	0,425
9	$\bar{l}_3 = l_3 / l_{кр}$	0,44	0,4045	0,455	0,446	0,3	0,505	0,438	0,42	0,44	0,437
10	$I_{z0} = l_{z0}^2 / S_{z0}$	4,43	3,91	3,4	3,81	4,04	4,25	6,07	3,76	4,88	3,0
11	$h_{z0} = b_{o(z0)} / b_{к(z0)}$	1	1	1,6	1,62	1,74	1,78	1,62	2,0	1,84	1,8
12	$c_{z0}, град$	0	0	10	6	11	9	8	18	9	14

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
13	$\bar{L}_{z0} = L_{z0} / b_{Akp}$	-3,31	-2,713	-2,62	-2,61	-3,59	-3,32	-3,59	-3,175	-2,733	-3,21
14	$\bar{S}_{z0} = S_{z0} / S_{kp}$	0,16	0,254	0,249	0,193	0,194	0,23	0,157	0,208	0,232	0,217
15	$I_{\theta 0} = l_{\theta 0}^2 / S_{\theta 0}$	3,4	2,89	2,6	2,56	3,8	3,29	3,55	2,96	2,92	2,3
16	$h_{\theta 0} = b_{o(\theta 0)} / b_{\kappa(\theta 0)}$	2,9	2,87	3,9	3,384	2,0	3,25	2,46	3,17	3	5,1
17	$c_{\theta 0}, \text{град}$	42	43	25	29,5	10	31	43,5	45	36	51
18	$\bar{L}_{\theta 0} = L_{\theta 0} / b_{Akp}$	-3,194	-2,234	-2,56	-2,75	-3,094	-3,81	-3,386	-2,92	-2,733	-2,11
19	$\bar{S}_{\theta 0} = S_{\theta 0} / S_{kp}$	0,12	0,21	0,154	0,146	0,157	0,127	0,166	0,188	0,194	0,281
20	C_{ykp}^a	4,27	4,08	4,35	4,42	4,64	4,97	4,3	4,52	4,54	4,41
21	$C_{y z 0}^a$	3,81	3,68	3,47	3,58	3,77	3,85	4,32	3,67	4,08	3,28
22	$C_{z \theta 0}^b$	-3,24	-2,96	-3,16	-3,0	-3,68	-3,42	-3,26	-3,12	-3,2	-2,7
23	$\bar{x}_{F z 0} = \frac{x_{F z 0}}{b_{A z 0}}$	0,233	0,23	0,226	0,226	0,236	0,231	0,2455	0,242	0,24	0,23
24	$\bar{x}_{F \theta 0} = \frac{x_{F \theta 0}}{b_{A \theta 0}}$	0,28	0,248	0,24	0,243	0,24	0,255	0,287	0,284	0,255	0,315
25	$C_y^a = C_{ykp}^a + \bar{S}_{z0} C_{y z 0}^a$	4,88	5,015	5,214	5,111	5,37	5,86	4,98	5,283	5,487	5,122
26	$B' = \bar{L}_{z0} \cdot C_{y z 0}^a \cdot \bar{S}_{z0}$	-2,02	-2,536	-2,264	-1,803	-2,626	-2,94	-2,435	-2,424	-2,587	-2,285
27	\bar{x}_{Fkp}	-0,236	-0,234	-0,238	-0,241	-0,247	-0,246	-0,239	-0,241	-0,242	-0,241
28	$B = B' + C_{ykp}^a \cdot \bar{x}_{Fkp}$	-3,03	-3,49	-3,3	-2,87	-3,77	-4,16	-3,46	-3,51	-3,69	-3,35
29	$C(n_{\text{прон}}, m_y^b, m_y^{w_y}, m_y^{d_{\text{прн}}})$	-1,242	-1,388	-1,246	-1,204	-1,788	-1,654	-1,832	-1,712	-1,693	-1,6

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
30	$Y_{кр}, град$	-5,7	-7,0	-5,0	-2,5	-8,0	-5,0	-6,0	-4,5	-6,0	-9,5
31	$D(nponop.m_x^b)$	-3,22	-3,52	-4,203	-3,83	-6,51	-7,64	-4,7	-4,84	-6,07	-7,69
32	$D'(nponop.m_x^{w_x})$	-26,3	-22,4	-26,3	-27,26	-34,51	-44,85	-26,07	-29,3	-30,42	-27,77
33	$D''(nponop.m_x^{d_{en}})$	-10,76	-9,46	-8,98	-10,56	-14,36	-14,83	-7,91	-9,04	-12,98	-11,43
34	$E = C_{y_{кр}}^a \cdot \bar{l}_3$	1,88	1,65	1,98	1,97	1,39	2,51	1,88	1,9	2,0	1,93
35	$I = C_{x_i} \cdot q^2, (кг/м^2)^2$	512,6	614,8	732,5	605,7	1467,9	217,1	750,4	803,2	864,6	1625,5

Таблиця 2

Рейтингові бали та порівняна оцінка легкомоторних ЛА

№ з/п	Назва характеристики (параметру)	Тип літака, країна-виробник, рік випуску									
		T-35 "Pillan"	PZL M-26-00 "Iскерка"	Як-152	Су-49	T-6B "Texan II"	T-67 "Firefly"	TB.30B "Epsilon"	SIAI- "Marchetti" SF.260	Embraer EMB 312 "Tucano"	PCMk.II(M) "Turbo Treiner"
		Чилі, 1985	Польща, 1986	Росія, 2004	Росія	США, 2006	Велика Британія , 1985	Франція, 1983	Італія, 1970	Бразилія, 1983	Швейцарія, 1994
1	Несучі властивості (25 рядок у табл. 1)	10	8	5	7	3	1	9	4	2	6
2	Подовжня керованість (26 ряд.)	9	4	8	10	2	1	5	6	3	7
3	Подовжня стійкість (28 ряд.)	9	5	8	10	2	1	6	4	3	7
4	Шляхова стійкість та керованість (29 ряд.)	9	7	8	10	2	5	1	3	4	6
5	Поперечна статична стійкість (31 ряд.)	10	9	7	8	3	2	6	5	4	1
6	Поперечна динамічна стійкість (32 ряд.)	7,5	10	7,5	6	2	1	9	4	3	5
7	Поперечна керованість (33 ряд.)	5	7	9	6	2	1	10	8	3	4
8	Ефективність механізації (34 ряд.)	7,5	9	3	4	10	1	7,5	6	2	5
9	Енергетична досконалість (35 ряд.)	2	4	5	3	9	1	6	7	8	10
Сумарне число балів		69	63	60,5	64	35	14	59,5	47	32	50
Місце		10	8	7	9	3	1	6	4	2	5

