

УДК 629.735.33:623.746.3:681.3.

В.М. Феденько, О.Л. Бурсала, В.В. Панченко

Державний науково-випробувальний центр Збройних Сил України, Феодосія

МЕТОДИКА ІДЕНТИФІКАЦІЇ ТА АНАЛІЗУ ВИСОТНО-ШВИДКІСНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАКІВ ВІЙСЬКОВОГО ПРИЗНАЧЕННЯ

Розглянуто визначення та аналіз висотно-швидкісних характеристик з використанням теорії подібності. Розроблено методику ідентифікації та аналізу висотно-швидкісних характеристик на основі регресивних моделей, що дозволить зменшити об'єм льотних випробувань.

Ключові слова: методика, ідентифікація, аналіз, висотно-швидкісні характеристики, випробування, регресія, математична модель.

Вступ

Постановка задачі. Модернізація парку бойових літальних апаратів, яка проводиться авіаційними заводами України, в основному міститься в модернізації авіаційних двигунів та бортового обладнання. Модернізація двигунів призводить до зміни тягових та витратних характеристик двигуна, які в свою чергу впливають на льотно-технічні характеристики, такі як висотно-швидкісні характеристики та характеристики дальності та тривалості. Тому постає задача удосконалення існуючих та розробки нових методів випробувань в умовах обмеженого фінансування, метою яких являється зменшення об'єму випробувань без втрати їх повноти та якості.

Аналіз останніх матеріалів. Для оцінки та визначення льотно-технічних характеристик застосовують методики по випробуванню авіаційної техніки [1, 2, 3], розроблені ще в 80-ті роки, які не в повній мірі використовують сучасні можливості обчислювальної і вимірювальної техніки, методи моделювання і обробки експериментальних даних.

Метою статті є:

- розгляд методики визначення висотно-швидкісних характеристик з використанням теорії подібності;
- розробка методики ідентифікації та аналізу висотно-швидкісних характеристик.

Основний матеріал

При проведенні випробувань визначаються наступні висотно-швидкісні характеристики:

- практична стеля;
- максимальні швидкості горизонтального польоту;
- характеристики набору;
- характеристики розгону.

В сучасних умовах для визначення та приведення до заданих умов висотно-швидкісних характеристик користуються методами, основаними на використанні теорії подібності. По результатам ви-

пробувань будується узагальнена сітка для сталих прямолінійних режимів (рисунок 1), за допомогою якої можна визначити та привести до заданих умов вище перераховані висотно-швидкісні характеристики. Для побудови узагальненої сітки під час проведення випробувань з визначення висотно-швидкісних характеристик неманеврених літаків виконуються «зубці» (набори та зниження висоти з постійною швидкістю та сталим режимом роботи двигуна в вертикальній площині без крену), визначається швидкопідйомність V_y :

$$V_y = \frac{\partial H}{\partial t} \quad (1)$$

де V_y – вертикальна швидкість отримана в випробуваннях, м/с;

∂H – набір висоти за «зубець», м;

∂t – час набору за «зубець», сек.

Отримані значення вертикальної швидкості при різній швидкості, висоті, атмосферних умовах та польотній масі приводяться до заданих умов за наступними формулами:

$$G_{пр} = G \frac{p_0}{p_H}, \quad (2)$$

$$n_{пр} = n \sqrt{\frac{T_0}{T_H}}, \quad (3)$$

$$V_{упр} = V_y \sqrt{\frac{T_0}{T_H}}. \quad (4)$$

де $G_{пр}$ - приведена вага, Н;

G - польотна вага літака, Н;

$n_{пр}$ - приведені оберти, %;

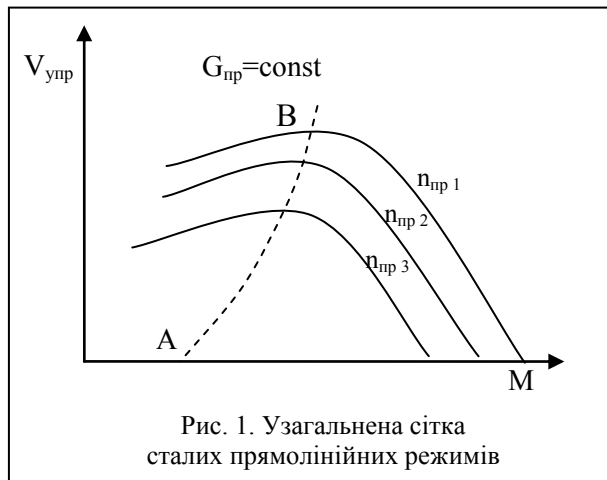
$V_{упр}$ - приведена швидкопідйомність, м/с;

p_0 - барометричний тиск на $H=0$ м згідно стандартної атмосфери, Па;

p_H - барометричний тиск, що відповідає висоті проведення експерименту, Па;

T_0 - температура зовнішнього повітря згідно стандартної атмосфери, К;

T_H - температура зовнішнього повітря, що відповідає висоті проведення експерименту, К;
 n - оберти двигуна, отримані в випробуваннях, %.
 Приведені до заданих умов отримані характеристики наносимо на графік (рис. 1).



За допомогою узагальненої характеристики сталих прямолінійних режимів можна отримати наступні характеристики:

- при $V_{упр} = 0$ отримаємо максимальну швидкість горизонтального польоту;
- лінія АВ відповідає максимальній швидкості підйому;
- значення стелі.

На практиці отримати узагальнену сітку для сталих прямолінійних режимів по методу «зубців» ускладнено внаслідок необхідності виконання значної кількості «зубців» (приблизно 80-100, і навіть більше). Для маневрених літаків цю сітку можна отримати набагато швидше методом розгонів.

Розглянемо формулу набору висоти в спрощеному вигляді без впливу сил інерції:

$$P - X - G \frac{V_y}{V} = 0, \quad (5)$$

- де P - тяга двигунів, Н;
 G - вага літака, Н;
 X - лобовий опір, Н;
 V - істинна швидкість польоту, м/с.

Розгін літака в горизонтальному польоті описується такими формулами:

$$\frac{G}{g} \frac{dV}{dt} = P - X; \quad (6)$$

$$Y = G. \quad (7)$$

Об'єднуючи формули (5), (6), (7) та приймаючи що при однакових атмосферних умовах і одній і тій самій швидкості польоту в обох випадках тяга і лобовий опір рівні, отримаємо:

$$\frac{V_y}{V} = \frac{1}{g} \frac{dV}{dt}. \quad (8)$$

Звідси

$$V_y = V n_x, \quad (9)$$

де n_x - тангенційне перевантаження, од.

Для отримання узагальненої сітки методом розгонів виконуються горизонтальні прямолінійні розгони на різних висотах та обертах двигуна. Потрібний час при виконанні розгонів взаємін зубців скорочується приблизно в 10 раз [4].

Розглянемо прямолінійний політ в площині симетрії (вертикальній площині):

$$P = \frac{1}{2} C_x \rho S V^2 + G \sin \theta, \quad (10)$$

$$G \cos \theta = \frac{1}{2} C_y \rho S V^2 \quad (11)$$

- де C_x - коефіцієнт сили опору літака, б/р;
 ρ - густина повітря, кг/м³;
 S - площа крила, м²;
 θ - кут нахилу траєкторії, град;
 C_y - коефіцієнт підйомної сили.

Для сучасних літаків аеродинамічні характеристики залежать від числа M польоту. Введемо число M в ці рівняння. Відомо, що:

$$M = \frac{V}{a}, \quad (12)$$

$$a = \sqrt{\frac{k P_H}{\rho}}. \quad (13)$$

- де a - швидкість звуку, м/с;
 k - коефіцієнт адиабати (для повітря - 1,4), б/р.
 Підставивши формулу (13) в (12), а потім в (10, 11), отримаємо такі рівняння:

$$P = \frac{k}{2} P_H C_x S M^2 + G \sin \theta, \quad (14)$$

$$G \cos \theta = \frac{k}{2} P_H C_y S M^2. \quad (15)$$

Так як

$$\sin \theta = \frac{V_y}{V} = \frac{V_y}{M \sqrt{k g R T_H}}, \quad (16)$$

де R - універсальна газова константа (дорівнює 29,27), с²/град, то

$$P \frac{P_0}{P_H} = \frac{k}{2} P_0 C_x S M^2 + G \frac{P_0}{P_H} \frac{V_y \sqrt{\frac{T_0}{T_H}}}{M \sqrt{k g R T_0}} \quad (17)$$

і

$$G \frac{P_0}{P_H} \sqrt{1 - \frac{V_y^2 \frac{T_0}{T_H}}{M^2 k g R T_0}} = \frac{k}{2} P_0 C_y S M^2. \quad (18)$$

Використовуючи формули (2), (3) та (4) та поняття приведеної тяги

$$P_{пр} = P \frac{P_0}{P_H}, \quad (19)$$

отримаємо:

$$P_{\text{пр}} = \frac{k}{2} p_0 C_x S M^2 + G_{\text{пр}} \frac{V_{y\text{пр}}}{M \sqrt{kgRT_0}}, \quad (20)$$

$$G_{\text{пр}} \sqrt{1 - \frac{V_{y\text{пр}}^2}{M^2 kgRT_0}} = \frac{k}{2} p_0 C_y S M^2. \quad (21)$$

Для розрахунку узагальненої сітки сталих прямолінійних режимів необхідно знати залежності C_x та C_y від числа M та конфігурації літака, висотно-швидкісні характеристики двигуна, мас та експлуатаційні діапазони.

Розглянуті методи «зубців» та «розгонів» потребують значної кількості випробувальних режимів. В даній статті пропонується удосконалення методів визначення ВШХ шляхом створення математичних регресійних моделей ВШХ.

Використовуючи формули (2), (3), (4), (19), (20), (21) та наведені вище залежності розраховуємо та будуємо узагальнені сітки сталих прямолінійних режимів (рисунок 1).

Розглянемо тягу двигунів через коефіцієнт надлишку тяги (C_{R_0}):

$$P = C_R \frac{\rho V^2}{2} S = C_R \frac{k}{2} \rho_H M^2 S. \quad (22)$$

Використовуючи формулу (19), отримаємо з (22):

$$P_{\text{пр}} = C_R \frac{k}{2} p_0 M^2 S. \quad (23)$$

Підставивши формулу (23) в (20) та виділивши швидкість набору висоти, отримаємо:

$$V_{y\text{пр}} = (C_R - C_{x_0} - C_{x_1}) \frac{kM^3 p_0 S \sqrt{kgRT_0}}{2G_{\text{пр}}}. \quad (24)$$

Так як $C_{R_0} = C_R - C_{x_0}$, то маємо:

$$V_{y\text{пр}} = (C_{R_0} - C_{x_1}) \frac{kM^3 p_0 S \sqrt{kgRT_0}}{2G_{\text{пр}}}. \quad (25)$$

Із умови виконання розгону в горизонтальному польоті маємо наступну формулу розрахунку безіндуктивного коефіцієнту надлишку тяги:

$$C_{R_0} = n_x \frac{2G_{\text{пр}}}{k\rho_0 M^2 S} + C_{x_1}, \quad (26)$$

де $C_{x_1} = A C_y^2$ - індуктивна складова сили опору, \bar{b}/p ; A - коефіцієнт відвалу поляри, \bar{b}/p . Так як розгін виконується в горизонтальному польоті (7), то:

$$C_{y\text{пр}} = \frac{2G}{k\rho_H M^2 S} = \frac{2G_{\text{пр}}}{k\rho_0 M^2 S}, \quad (27)$$

Підставивши (27) в (26) отримаємо:

$$C_{R_0} = n_x \frac{2G_{\text{пр}}}{k\rho_0 M^2 S} + \frac{4AG_{\text{пр}}^2}{k^2 p^2 M^4 S^2}, \quad (28)$$

де під n_x будемо розуміти отримане тангенціальне перевантаження від датчика та перераховане з зв'язаної системи координат до швидкісної.

За формулою (28), виконуючи розгони, можна визначити безіндуктивний коефіцієнт надлишку тяги.

Як бачимо з формули (28), в горизонтальному розгоні дуже легко визначити безіндуктивний коефіцієнт надлишку тяги, тому ми будемо ідентифікувати його. Так, як в безіндуктивний коефіцієнт надлишку тяги входить коефіцієнт лобового опору при нульовій підймальній силі, то нашу наступну модель доцільно розбити на три ділянки по числу M , так як C_{x_0} значно міняється при переході при числах $M > 1$. Враховуючи відомий загальний вираз C_{R_0} та використовуючи літературу [4, 5], побудуємо наступну узагальнену модель:

$$\begin{aligned} C_{R_0} &= (\bar{\Phi}_{21}, \bar{\beta}_{21}); \\ \bar{\beta}_{21} &= (\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_{20}, \beta_{21}); \\ \bar{\Phi}_{21} &= (\lambda_1; \lambda_1 / G_{\text{пр}}; \lambda_1 / M; \lambda_1 / (G_{\text{пр}} M)); \\ &(\lambda_1 G_{\text{пр}} / M; \lambda_1 / M^2; \lambda_1 / (G_{\text{пр}} M^2)); \\ &(\lambda_2; \lambda_2 / G_{\text{пр}}; \lambda_2 / M; \lambda_2 / (G_{\text{пр}} M)); \\ &(\lambda_2 G_{\text{пр}} / M; \lambda_2 / M^2; \lambda_2 / (G_{\text{пр}} M^2)); \\ &(\lambda_4 M^4 - \lambda_3 M^2 - 2\lambda_4 M M_2 + \\ &+ \lambda_5 M_3^2 - 4\lambda_5 M_3 M_2 - 2\lambda_5 M_3^3 / M + \\ &+ 2\lambda_5 M_2 M_3^2 / M + 2\lambda_5 M_3^3); (-2\lambda_3 M_2^3 - \\ &- 3\lambda_4 M_2^2 M + \lambda_4 M^2 + \lambda_5 4M_3^3 + \\ &+ \lambda_5 6M_2^2 M_3 - \lambda_5 (3M^2 - 3M_2^2) M_2^3 / M); \\ &(-3\lambda_3 M_2^4 + \lambda_4 (M^4 - 4M_2^3 M) + \\ &\lambda_5 (5M_3^4 - 8M_2^3 M_3 - 4M_3^5 / M + 4M_2^3 M_2^2 / M)); \\ &(\lambda_5 / M_3^2 - \lambda_5 / (M M_2)); 1 / \rho_H^2; M\rho_H^2; M\rho_H). \end{aligned} \quad (29)$$

При плануванні льотного експерименту, знаючи діапазон експлуатаційних чисел M і висот польоту та конфігурації літака, необхідно виділити такі діапазони, при яких лобовий опір мінімальний та максимальний або знаходиться поблизу цих значень.

Потім необхідно проаналізувати висотно-швидкісні характеристики двигуна в залежності від висоти та числа M польоту. При наявності розривів в значеннях цієї функції необхідно визначити висоти, на яких вони мають місце:

$$H_{\text{роз}} \in \{H_1, H_2, \dots, H_k\}.$$

Виконуючи розгони, ми проходимо весь діапазон чисел M :

$$M \in \{M_{\text{min}}; M_{\text{max}}\}.$$

Далі необхідно виконати розгони на таких висотах:

$$H \in \{H_{\text{min}} \cup \frac{H_{\text{min}} + H_1}{2} \cup H_1 \cup \frac{H_1 + H_2}{2} \cup \dots \cup H_k\}$$

при $C_{x_0} \in \{C_{x_0 \min} \cup C_{x_0 \max}\}$.

Таким чином, треба скласти план виконання трьохфакторного експерименту без обмеження на умови його проведення, причому два рівні зафіксовані і один випадковий [6, 7].

Відсутність обмежень на проведення експерименту в даному випадку слід розуміти так, що задані експериментальні режими можуть виконуватися в просторі і в часі в будь якій послідовності. Тому має місце експеримент без обмежень на рандомізацію [6, 7], який складається з виконання прямолінійних горизонтальних розгонів літака при фіксованому режимі роботи двигуна від числа M_{\min} до M_{\max} , при наступних сполученнях висоти польоту та коефіцієнта лобового опору при нульовій підймальній силі:

$$\left| \begin{matrix} H_{\min} \\ C_{x_0 \min} \end{matrix} \right|, \left| \begin{matrix} H_{\min} \\ C_{x_0 \max} \end{matrix} \right|, \left| \begin{matrix} H_{\min} + H_1 \\ 2 \\ C_{x_0 \min} \end{matrix} \right|, \dots, \left| \begin{matrix} H_{\max} \\ C_{x_0 \max} \end{matrix} \right|. \quad (30)$$

Під C_{x_0} розуміємо базовий коефіцієнт лобового опору при нульовій підйомній силі на числах $M=0,3\dots 0,5$.

У випадку, коли в залежності сили тяги від висоти і числа M польоту особливостей не виявлено, режими повинні виконуватися в наступній послідовності:

$$\left| \begin{matrix} H_{\min} \\ C_{x_0 \min} \end{matrix} \right|, \left| \begin{matrix} H_{\min} \\ C_{x_0 \max} \end{matrix} \right|, \left| \begin{matrix} H_{\min} + H_{\max} \\ 2 \\ C_{x_0 \min} \end{matrix} \right|, \dots, \left| \begin{matrix} H_{\max} \\ C_{x_0 \max} \end{matrix} \right|. \quad (31)$$

Для решти проміжних варіантів аеродинамічної конфігурації чи варіантів озброєння, для ідентифікації їх моделей C_{R_0} достатньо виконати по одному прямолінійному розгону від M_{\min} до M_{\max} при заданому фіксованому режимі роботи двигунів.

Ідентифікація отриманих математичних моделей зводиться до знаходження коефіцієнтів $\bar{\beta}_{21}$ системи (29). Для знаходження коефіцієнтів системи (29) використовуємо метод найменших квадратів [8], який дозволяє мінімізувати розходження між отриманими значеннями в випробуваннях та розрахунковими. Тобто, звести до мінімуму такий вираз:

$$\sum_{i=1}^n (C_{R_0 i} - \beta_{i1} \phi_1 - \beta_{i2} \phi_2 - \dots - \beta_{i21} \phi_{21})^2, \quad (32)$$

де n – кількість спостережень, од;

Методи оцінки адекватності математичних моделей засновані на використанні довірчих інтервалів, які дозволяють з заданою довірчою імовірністю визначити шукані значення оцінюваного параметра. Суть такої перевірки складається в зіставленні отриманої теоретичної функції з результатами вимірювань. Вибір методу оцінки адекватності зв'язаний з типом математичної моделі, яку досліджуємо, а також з об'ємом вибірок, які використовуємо. Так,

якщо для великих вибірок можна використати критерій Пірсона, Романовського, Колмагорова і т.д. [8], то в даному випадку, для розглянутої регресійної математичної моделі, враховуючи, що використовуються малі вибірки, доцільно для перевірки адекватності використати критерій Фішера [8].

Приймаючи, що план експерименту (30 або 31) реалізований та при цьому отримані наступні результати:

$$\begin{pmatrix} C_{R_{01,1}} \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ C_{R_{01,m}} \end{pmatrix}, \dots, \begin{pmatrix} C_{R_{0n,1}} \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ C_{R_{0n,m}} \end{pmatrix}. \quad (32)$$

Застосування критерію Фішера в даному випадку зводиться, по-перше, до оцінки дисперсії помилок спостереження S_1 , які мають при прийнятих вище припущеннях χ^2 розподілення з $K_2 = (m-1)n$ ступенями свободи:

$$S_1 = \frac{1}{n(m-1)} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m (C_{R_{0i,j}} - \tilde{C}_{R_{0i}})^2, \quad (33)$$

$$\tilde{C}_{R_{0i}} = \frac{1}{m} \sum_{j=1}^m C_{R_{0i,j}}, \quad (34)$$

по-друге, до обчислення величини, яка характеризує неадекватність моделі:

$$S_2 = \frac{1}{n-k} \sum_{i=1}^n m \left(\tilde{C}_{R_{0i}} - \left(\bar{\beta}_{21} \bar{\phi}_{21}(G_{\text{пр}i}, M_i) \right) \right)^2. \quad (34)$$

Розрахункове значення критерію Фішера дорівнює:

$$F_p = \frac{n(m-1) \sum_{i=1}^n m \left(\tilde{C}_{R_{0i}} - \left(\bar{\beta}_{21} \bar{\phi}_{21}(G_{\text{пр}i}, M_i) \right) \right)^2}{(n-k) \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m (C_{R_{0i,j}} - \tilde{C}_{R_{0i}})^2}, \quad (35)$$

та має F – розподіл з $k_1 = n-k$ і $k_2 = n(m-1)$ ступенями свободи. Для заданого рівня значимості $\alpha = 1-p$, перевірка адекватності зводиться до порівняння F_p з критичним значенням:

$$F_{\text{кр}} = F_{k_1, k_2, p}, \quad (32)$$

таким, що:

$$p = \frac{1}{k_2 B\left(\frac{k_1}{2}, \frac{k_2}{2}\right)} \int_0^{k_1 F_{k_1, k_2, p}} g^{k_1/2-1} (1+g)^{-\frac{k_1+k_2}{2}} dg,$$

$$B\left(\frac{k_1}{2}, \frac{k_2}{2}\right) = \int_0^1 g^{k_1/2-1} (1-g)^{k_2/2-1} dg. \quad (33)$$

Тобто модель адекватна у випадку:

$$F_p < F_{\text{кр}}. \quad (34)$$

Перед перевіркою адекватності, з метою усунення надлишкової інформації, необхідно для заданого рівня значимості $\alpha = 1 - p$ і $k_2 = n(m - 1)$ ступенів свободи перевірити значимість коефіцієнтів по критерію:

$$|\beta_i| > \chi_{k_2, p}^2 S_{\beta_i}, \quad (i = 1, 2, \dots, 20, 21), \quad (35)$$

де величина $\chi_{k_2, p}^2$ така, що:

$$p = \frac{1}{2^{k_2/2} \Gamma(k_2/2)} \int_0^{\chi_{k_2, p}^2} y^{k_2/2-1} e^{-y/2} dy, \quad (36)$$

$$\Gamma(k_2/2) = \int_0^\infty e^{-x} x^{k_2/2-1} dx, \quad (37)$$

$$S_{\beta_i}^2 = C_{i,i} S_{C_{Ro x}}^2, \quad (38)$$

де $C_{i,i}$ - діагональні елементи дисперсійної матриці:

$$C = [F^T F]^{-1}, \quad (39)$$

F - інформаційна матриця Фішера:

$$F = \begin{bmatrix} \phi_1(G_{pp1}, M_1) & \dots & \phi_{21}(G_{pp1}, M_1) \\ \vdots & & \vdots \\ \phi_1(G_{ppn}, M_n) & \dots & \phi_{21}(G_{ppn}, M_n) \end{bmatrix}, \quad (40)$$

$$S_{C_{Ro x}} = \sqrt{\frac{1}{mn-21} \sum_{j=1}^m \sum_{i=1}^n \left(C_{Ro i,j} - \sum_{k=1}^{21} \beta_k \phi_{k,j} \right)^2} \quad (41)$$

Модель (29) з відомими коефіцієнтами регресії підставляємо в (25) та отримуємо формулу:

$$V_{y_{pp}} = \left((\bar{\phi}_{21}, \bar{\beta}_{21}) - C_{x_i} \right) \frac{kM^3 p_0 S \sqrt{kgRT_0}}{2G_{pp}}. \quad (42)$$

За допомогою рівняння (42) будемо узагальнену сітку сталих прямолінійних режимів, яка наведена на рис. 1, та визначаємо необхідні висотно-

швидкісні характеристики, як наведено в початку статті.

Висновки

Розглянуто існуючі методики визначення висотно-швидкісних характеристик в польоті. Запропоновано порядок розрахунку висотно-швидкісних характеристик, регресивні математичні моделі безіндуктивного коефіцієнту надлишку тяги. Проведений аналіз адекватності отриманих моделей. На основі отриманих результатів розроблено методику ідентифікації безіндуктивного коефіцієнту надлишку тяги, яка дозволить зменшити об'єм льотних випробувань.

Список літератури

1. Ведров В.С. Летные испытания самолетов / В.С. Ведров, М.А. Тайц. - М.: Оборонгиз, 1951. - 220 с.
2. Справочная библиотека авиационного инженера-испытателя. Задачи и структура летных испытаний. - М. Машиностроение, 1982. - 388 с.
3. Справочная библиотека авиационного инженера-испытателя. Автоматизированная обработка результатов измерений при летных испытаниях. - М. Машиностроение, 1982. - 412 с.
4. Янке Е. Таблицы функций с формулами и кривыми / Е. Янке, Ф. Эдме. - М.: Наука, 1949. - 520 с.
5. Рыбасенко В.Д. Элементарные функции, формулы, таблицы, графики / В.Д. Рыбасенко, И.Д. Рыбасенко. - М.: Наука, 1987. - 320 с.
6. Федоров В.В. Теория оптимального эксперимента / В.В. Федоров. - М.: Высш. шк., 1971. - 256 с.
7. Круг Г.К. Планирование эксперимента в задачах идентификации и экстраполяции / Г.К. Круг, Ю.А. Сосуллин, В.А. Фатуев. - М.: Наука, 1977. - 282 с.
8. Асатурян В.И. Теория планирования эксперимента / В.И. Асатурян. - М.: Наука, 1983. - 306 с.

Надійшла до редколегії 22.05.2013

Рецензент: д-р техн. наук проф. О.Б. Леонтьев, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

МЕТОДИКА ИДЕНТИФИКАЦИИ И АНАЛИЗА ВЫСОТНО-СКОРОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТОВ ВОЕННОГО НАЗНАЧЕНИЯ

В.М. Феденько, О.Л. Бурсала, В.В. Панченко

Рассмотрено расчет, определение, идентификация и анализ высотно-скоростных характеристик с использованием теории подобия. Рассмотрено методику идентификации и анализа высотно-скоростных характеристик на основании регрессионных моделей, которые позволяют уменьшить объем летных испытаний.

Ключевые слова: методика, идентификация, анализ, высотно-скоростные характеристики, испытания, регрессия, математическая модель.

METHODOLOGY FOR THE IDENTIFICATION AND ANALYSIS OF THE ALTITUDE-HIGH-SPEED CHARACTERISTICS OF AIRCRAFT FOR MILITARY PURPOSES

V.M. Fedenko, A.L. Bursala, V.V. Panchenko

Considered calculation, determination, identification and analysis of altitude-speed performance with the use of the similarity theory. Considered methodology for the identification and analysis of altitude-speed performance on the basis of regression models, which allow to reduce the volume of flight tests.

Keywords: methodology, identification, analysis, altitude and speed characteristics, testing, regression, a mathematical model.