

УДК 533.6:6297

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

АЛЬТЕРНАТИВА ВИКОРИСТАННЯ ІМПІРИЧНИХ МЕТОДІВ РОЗРАХУНКУ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК НА ЕТАПАХ ЕСКІЗНОГО ПРОЕКТУВАННЯ СУЧАСНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ ТА ЗАСОБІВ УРАЖЕННЯ

Наведено приклад оцінки коефіцієнта лобового опору при нульовій підіймальній силі гіпотетичної крилатої ракети, яку передбачається застосувати з носія типу Су-27. Розрахунки виконані з використанням імпиричного методу

Ключові слова: аеродинамічний розрахунок, коефіцієнт лобового опору при нульовій підіймальній силі, сили тертя, хвильовий лобовий опір, критичне число Маха

В сучасних умовах дослідники постійно наштовхуються на ділему вибору найкращого інструменту досліджень. При наявності потужної комп'ютерної техніки і сучасного програмного забезпечення завжди існує спокуса використовувати саме сучасне та складне, враховувати вплив на досліджуємий процес якомога більшого числа факторів та параметрів. Але філософія такого вибору не завжди може бути успішною. Ускладнення процесу досліджень веде до необхідності залучення до цього надзвичайно кваліфікованих спеціалістів, яких не так багато як хотілось би, великих, інколи непомірних часових та матеріальних витрат. Враховуючи все це, ми вимушені схилитись до філософії пошуку компромісу. А саме – вибирати ті інструменти та засоби, які могли б стати найбільш раціональними (навіть можливо оптимальними) на тому чи іншому етапі вирішення основної проблеми.

Наприклад на етапі ескізного проектування нового літального апарату (ЛА) чи засобу ураження виконується комплекс попередніх досліджень, пов'язаних з вибором основних проектних параметрів, вирішенням основних концептуальних проблем. Це, як правило, доволі широкі параметричні дослідження, тестування великої кількості проектних варіантів. Вимоги до точності результатів цих досліджень можуть бути не надто високими. Дуже ефективними в цьому разі можуть виявитися старі та надійні імпиричні підходи. Їх привабливість полягає, як правило, в задовільній точності при наявності в більшості випадків абсолютної доступності. На відповідному етапі розробки, вони можуть повністю задовольняти майже всі нагальні запити виконавців.

Якщо вести мову про аеродинамічний розрахунок, то виявиться, що саме тут існує достатньо розвинута ієрархія методів. В цій ієрархії на достойному місці знаходяться дуже ретельно відпрацьовані імпиричні підходи з бездоганною

репутацією практичного використання, які засновані на узагальненні великої кількості експериментальних та аналітичних досліджень.

Саме використання одного з них ми продемонструємо в цій статті. Це розрахунок коефіцієнта лобового опору при нульовій підймальній силі гіпотетичної крилатої ракети $C_{x_{0KPT}}$, яку передбачається застосовувати з бойового літака носія типу Су-27.

Згідно з пропонуємим порядком бойового застосування крилатої ракети (КР) літак носій оснащений нею – здійснює бойовий політ, як на малих висотах та дозвукових швидкостях ($M=0,9$), так і на середніх висотах ($H=5000\dots6000$ м), де досягає надзвукових швидкостей ($M=1,2$). Тому розрахунки $C_{x_{0KPT}}$ будемо виконувати для двох варіантів:

- 1) $H=0, M=0\dots0,9$;
- 2) $H=6000\text{м}, M=0\dots1,2$.

В першому та другому випадках найбільша приладова швидкість $V_{пр} = 1100$ км/год.

Для виконання цих розрахунків скористаємося відомою імпиричною методикою [1], яка побудована на основі вище згаданого узагальнення багаточисельних експериментальних та аналітичних досліджень.

Загальна формула для розрахунку $C_{x_{0KPT}}$ має вигляд

$$C_{x_{0KPT}} = K \left(C_{x_{0zo}} \frac{S_{zo}'}{S} + C_{x_{0\phi}} \frac{S_{\phi}'}{S} + C_{x_{0\phi}} \frac{S_{\phi}}{S} \right) + \Delta C_{x_0}, \quad (1)$$

де $C_{x_{0zo}}, C_{x_{0\phi}}, C_{x_{0\phi}}$ – відповідні коефіцієнти окремих частин КР, горизонтального та вертикального оперення і фюзеляжу з урахуванням їх взаємного впливу (інтерференції); ΔC_{x_0} – коефіцієнт додаткового опору, визваного наявністю дрібних надбудов, нерівностей, щілин, заклепок, гвинтів тощо. Він визначається формулою

$$\Delta C_{x_0} = \Delta C'_{x_0} S_M / S, \quad (2)$$

де із досвіду розрахунків відомо $\Delta C'_{x_0} = 0,003\dots0,004$. В цій формулі також: S_{zo}' , S_{ϕ}' , S_{ϕ} – величини площ горизонтального та вертикального оперень і фюзеляжу, які обтікає набігаючий потік повітря; $S=62\text{м}^2$ – характерна площа крила носія; S_M – максимальна площа (Міделя) перетину фюзеляжу КР; K – поправочний коефіцієнт на невраховані джерела збільшення лобового опору. З досвіду також відомо, що його величина знаходиться в межах $1,05\dots1,1$.

На дозвукових (докритичних) числах Маха розрахунки зазначених вище коефіцієнтів будемо виконувати за наступними формулами:

$$C_{x_{0го}} = 2C_f \cdot K_C \cdot K_M \left(1 + K_{интго} \frac{S_{zo}''}{S_{zo}'} \right); \quad (3)$$

$$C_{x_{0во}} = 2C_f \cdot K_C \cdot K_M \left(1 + K_{интво} \frac{S_{\phi}''}{S_{\phi}'} \right). \quad (4)$$

В цих формулах $2C_f$ – коефіцієнт двостороннього тертя плоскої пластини в нестисливому повітряному середовищі. Знаходиться як функція $2C_f = f(\text{Re}, \overline{X}_l)$

числа Рейнольдса Re та відносної координати точки переходу ламінарного характеру течії в примежовому шарі на обтікаємій поверхні крила (оперення) в турбулентний $\overline{X}_t = X_t / b_{cp}$ (b_{cp} – середня геометрична хорда профілю). Число Re розраховується для кожного елемента літального апарату окремо:

$$Re_{го} = \frac{V \cdot b_{cpго}}{\nu}; Re_{во} = \frac{V \cdot b_{cpво}}{\nu}. \quad (5)$$

В цих формулах: $V = M \cdot a$ – швидкість набігаючого потоку; $b_{cpго}$, $b_{cpво}$ – розміри середніх геометричних хорд відповідно, горизонтального та вертикального оперень. Для трапецевидних поверхонь $b_{cp} = \frac{b + b_{кц}}{2}$, де b і $b_{кц}$ – кореневі та кінцеві хорди аеродинамічних поверхонь; ν і a – коефіцієнт кінематичної в'язкості та швидкість розповсюдження слабких збурень в повітряному середовищі. Ці величини визначаються Міжнародною стандартною атмосферою у відповідності до значення розрахункової висоти польоту H .

Експериментальні дослідження показують, що координати місця зміни характеру течії в примежовому шарі \overline{X}_t та максимальної товщини профілю (оперення) $\overline{X}_{C_{max}}$ в більшості випадків майже співпадають. Тому з достатньою для практики точністю можна прийняти в розрахунках $\overline{X}_t = \overline{X}_{C_{max}}$.

Коефіцієнти K_C та K_M у формулах (3,4) враховують вплив відносних товщин профілів несучих поверхонь $\overline{C} = \frac{C}{b}$ (C – товщина, b – хорда) та стисливості середовища відповідно. Вони визначаються як функції: $K_C = f(\overline{C}, M)$, $K_M = f(M)$.

В тих же формулах $K_{интго}$, $K_{интво}$ – коефіцієнти інтерференції, які враховують підвищення лобового опору за рахунок можливого виникнення відриву потоку в місцях сполучення несучих поверхонь з фюзеляжем. З досвіду відомо, що при високопланній схемі $K_{инт} = 0 \dots 0,1$, середньопланній – $0,15 \dots 0,2$, низькопланній – $0,75$. $S_{го}''$, $S_{во}''$ – величини частин площ несучих поверхонь, які знаходяться під фюзеляжем (не в потоці повітря).

Для фюзеляжу розрахунки будемо виконувати за формулою

$$C_{X_{0\phi}} = C_f \cdot K_\phi \cdot K_M. \quad (6)$$

В ній C_f – коефіцієнт одностороннього тертя плоскої пластини в нестисливому середовищі. Для його визначення розраховується відповідне значення числа Re

$$Re_\phi = \frac{V \cdot L_\phi}{\nu}. \quad (7)$$

Параметр $\overline{X}_{t\phi} = \frac{X_{t\phi}}{L_\phi}$ (L_ϕ – довжина фюзеляжу) – відносна величина координати точки переходу ламінарної течії в примежовому шарі в турбулентну. Її можна вирахувати за формулою

$$\overline{X}_{t\phi} = \frac{Re_{кр}}{Re_{\phi}}, \quad (8)$$

де $Re_{кр}$ – критичне значення числа Re , яке приблизно можна визначити для достатньо гладких поверхонь при польоті в спокійній атмосфері величиною $2 \cdot 10^6$ [2].

Коефіцієнти K_{ϕ} та K_M в формулі (6) враховують особливості просторового характеру течії навколо фюзеляжу та впливу стисливості середовища відповідно. Коефіцієнт K_{ϕ} є функцією $K_{\phi} = f(\lambda_{\phi}, M)$, де $\lambda_{\phi} = \frac{L_{\phi}}{D_M}$ (L_{ϕ} – довжина фюзеляжу, D_M – діаметр його поперечного перетину з максимальною площею (Міделя) – подовження фюзеляжу. Коефіцієнт $K_M = f(M, \lambda_M, \overline{X}_{t\phi})$, де $\lambda_M = \frac{L_n}{D_M}$ (L_n – довжина носової частини) – подовження носової частини фюзеляжу.

Всі розрахунки зведено у таблиці 1,2.

Розрахунок критичного числа Маха $M_{кр}$

Оцінку $M_{кр}$ теж будемо виконувати згідно з [1].

Оскільки в даній компоновці горизонтальне оперення (ГО) КР є тим елементом планера, який найбільше деформує набігаючий потік повітря, то геометричні параметри саме цього елемента ракети будуть вирішальним чином впливати на її $M_{кр}$. Це означає, що хвильові процеси (після виникнення надзвукової течії) при збільшенні швидкості польоту насамперед з'являться саме на поверхні ГО, тому

$$M_{кр} = M_{кр_{проф}} + \Delta M_{кр_{\lambda}} + \Delta M_{кр_{\chi}}, \quad (9)$$

де $M_{кр_{проф}}$ – критичне число M профілю ГО, і є функцією відносної товщини профілю $\overline{C}_{ГО}$; $\Delta M_{кр_{\lambda}} = f(M_{кр_{проф}}, \lambda)$ – додаток, який враховує вплив подовження ГО λ ; $\Delta M_{кр_{\chi}} = f(M_{кр_{проф}}, \chi_c)$ – поправка, яка враховує вплив кута стрілоподібності лінії максимальних товщин ГО χ_c .

Оскільки на нашій КР ми маємо ГО малої стрілоподібності та доволі великого подовження, вказані поправки будуть надзвичайно малими, тобто $\Delta M_{кр_{\lambda}} \approx \Delta M_{кр_{\chi}} \approx 0$. У підсумку: критичне число Маха для КР буде визначатися тільки товщиною профілю ГО та дорівнюватиме $M_{кр} = 0,71$. Це означає, що надзвукове обтікання на поверхні КР виникне при збільшенні швидкості польоту доволі рано, і розвиток його при подальшому підвищенні вказаної швидкості буде надзвичайно інтенсивним (підключається ще й фюзеляж). Негативним наслідком цього явища буде виникнення та інтенсивне наростання додаткового лобового опору, яке в аеродинаміці іменують хвильовим. Цей опір швидко досягне величин, які будуть суттєво перевищувати ті, які ми мали на $M < M_{кр}$. Для його переборення знадобиться значне збільшення тяги силової установки. При використанні газотурбінних двигунів цього досягають, як правило, за допомогою їх форсування.

Проміжні розрахункові геометричні параметри

Особливості геометричної форми КР при підвісці її на літак носій:

- крило – повернуто на 90° “зливається” з поверхнею фюзеляжу і не створює

додаткового опору;

- ГО – в своєму “штатному” стані;

- ВО – в прибраному стані. Лише кінцева частина (202мм) виходить за обрис фюзеляжу, знаходиться в потоці та створює додатковий опір;

- хвостова частина фюзеляжу має приблизно конічну форму. Донний зріз відсутній;

- пілон та пускова балка – відсутні (умовно).

Розрахункові геометричні параметри:

а) Горизонтальне оперення

$$S_{ГО}' = 0,22 \text{ м}^2; S_{ГО}'' = 0,1975 \text{ м}^2; \frac{S_{ГО}''}{S_{ГО}'} = 0,898; \frac{S_{ГО}''}{S} = 0,00355;$$

$$\lambda_{ГО}' = 2,63; \eta_{ГО}' = 1,75; \lambda_{ГО}' \bar{C}^2_{ГО} = 0,0213; \bar{C}_{ГО} = 0,09; \bar{X}_{t_{ГО}} = 0,35;$$

$$\chi_{05_{ГО}} = 0^\circ; b_{ср_{ГО}} = 0,275 \text{ м};$$

$$K_{инт_{ГО}} = 0,2.$$

б) Вертикальне оперення

$$S_{ВО}' = 0,0487 \text{ м}^2; S_{ВО}'' = 0,044 \text{ м}^2; \frac{S_{ВО}''}{S_{ВО}'} = 0,9; \frac{S_{ВО}''}{S} = 0,000785$$

$$\lambda_{ВО}' = 0,927; \eta_{ВО}' = 1,41; \lambda_{ВО}' \bar{C}^2_{ВО} = 0,0075; \bar{C}_{ВО} = 0,09; \bar{X}_{t_{ВО}} = 0,35;$$

$$\chi_{05_{ВО}} = 0^\circ; b_{ср_{ВО}} = 0,241 \text{ м};$$

$$K_{инт_{ВО}} = 0,1.$$

в) Фюзеляж

$$S_{\phi} = 6,85 \text{ м}^2; S_M = 0,1963 \text{ м}^2; S_{\delta} = 0 \text{ м}^2;$$

$$\frac{S_{\delta}}{S_M} = 0; \frac{S_{\phi}}{S} = 0,1105; \bar{Z}_{3AT} = 0,43;$$

$$\lambda_{\phi} = 9,8; \lambda_H = 1,2; \lambda_{x_{\phi}} = 1.185; Re_{кр} = 2 \cdot 10^6; L_{\phi} = 4,9 \text{ м}.$$

Розрахунки проводимо для режимів польоту на висотах $H = 0$ та 6000 м. Цим висотам, згідно Міжнародній стандартній атмосфері (ГОСТ 4401-81), відповідають параметри :

- $H=0\text{м}$ - $a=340,3 \text{ м/с}$; $\nu = 14,6 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2/\text{с}^2$;

- $H=6000\text{м}$ - $a=316 \text{ м/с}$; $\nu = 24,2 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2/\text{с}^2$.

Оцінка коефіцієнта $C_{X_{0_{кр}}}$ з урахуванням особливостей надзвукового обтікання

Як уже згадувалося вище одним з найважливіших наслідків виникнення надзвукового обтікання є поява так званого хвильового лобового опору. Цей опір виникає при досягненні критичного значення числа Маха та буде інтенсивно наростати доти, доки надзвукове обтікання не охопить всю поверхню літального апарату. При геометричних параметрах, які має наша КР, повного надзвукового режиму обтікання її поверхні буде досягнуто при числі $M = 1$.

Згідно згаданої раніше методики [1] величини хвильових додатків до коефіцієнтів лобового опору елементів хвостового оперення розраховуються за

допомогою узагальнених залежностей з використанням критеріїв подібності $\lambda' \sqrt{M^2 - 1}$; $\lambda' \operatorname{tg} \chi_{05}$; $\lambda' \bar{C}^2$, де $\lambda' = \frac{l'^2}{S'}$, а l', S' – розмах та площа несучої поверхні без урахування підфюзеляжної частини; χ_{05} – кут стрілоподібності ліній середин хорд, $\bar{C} = \frac{c_{\max}}{b}$, C_{\max} – максимальна товщина профілів.

Хвильовий додаток до коефіцієнта лобового опору фюзеляжу теж визначається за допомогою відповідних узагальнених залежностей з використанням критеріїв подібності $\frac{\sqrt{M^2 - 1}}{\lambda_H}$; $\frac{S_{bx}}{S_M}$; $\frac{S_o}{S_M}$; $\lambda_H = \frac{L_H}{D_M}$, L_H – довжина носової частини фюзеляжу; $\lambda_{xv} = \frac{L_{xv}}{D_M}$, L_{xv} – довжина хвостової частини фюзеляжу (має приблизно конічну форму); S_o – площа поперечного перетину фюзеляжу в районі крайки реактивного сопла (в нашому випадку $S'_o = 0$). Розрахунок виконується окремо для носової та хвостової частин фюзеляжу. При розрахунку хвильового додатку лобового опору носової частини враховується збільшення цього опору за рахунок затуплення носової частини $\Delta C_{x_{зат}}$ (відносний радіус затуплення $\bar{Z}_{зат} = 0,43$).

Результати розрахунків зведено в таблицю 2.

Аналіз результатів розрахунків

Результуюча величина коефіцієнту лобового опору при нульовій підймальній силі крилатої ракети в цілому буде залежати від відповідних величин складових частин, які характеризують лобовий опір основних елементів цієї ракети, а саме: горизонтального та вертикального оперень та фюзеляжу.

Величини указаних складових коефіцієнта лобового опору КР при нульовій підймальній силі обумовлюються на числах $M < M_{кр}$, в основному, силами тертя в примежовому шарі. Таке припущення буде абсолютно справедливим лише за обставин, коли геометричні форми основних елементів літального апарату забезпечують плавність течії на всіх ділянках обтікаємої поверхні ЛА. При виконанні розрахунків, що зведені в таблиці 1, 2, ми виходили саме з цього фундаментального припущення.

При збільшенні числа Маха на постійній висоті зростає швидкість набігаючого потоку та, відповідно, число Re . Це свідчить про набуття переваги сил інерції над силами в'язкості в примежовому шарі і, як наслідок, призводить до зменшення сил тертя.

Указане зменшення деяким чином «компенсується» невеличким підвищенням впливу сил тиску (зростають розрідження), які утворюються на задніх схилах профілів несучих поверхонь та фюзеляжу, за рахунок зростання впливу стисливості середовища. Тому результуючі величини коефіцієнтів опору при нульовій підймальній силі майже не змінюються при збільшенні числа Маха (див. таблиці 1, 2).

Із аналізу видно також, що хвильова частина лобового опору при нульовій підймальній силі на числі $M=1$ складає 94,6% загального значення. За рахунок хвильової кризи C_{x_0} КР збільшується в 17,5 разів.

Таблиця 1

Розрахунок коефіцієнта $C_{X_0 KPT}$ на $H=0$

M $\Pi - pu$	0,1	0,3	0,5	0,7	0,9
$Re_\phi \cdot 10^{-6}$	11,42	34,3	57,1	79,95	102,8
\overline{X}_t	0,175	0,058	0,035	0,025	0,019
C_f	0,00287	0,0027	0,00255	0,00249	0,0024
K_ϕ	1,1	1,1	1,1	1,1	1,1
K_M	1,0	1,0	1,039	1,16	1,294
$C_{X_0\phi} \frac{S_\phi'}{S} \cdot 10^5$	34,95	32,8	32,2	35,1	37,75
$Re_{\Gamma O} \cdot 10^{-6}$	0,641	1,92	3,2	4,49	5,77
K_C	1,28	1,3	1,322	1,346	1,354
K_M	1,0	0,99	0,993	0,965	0,95
$2C_f$	0,0081	0,0065	0,0059	0,00566	0,0053
$C_{X_0\Gamma O} \frac{S_{\Gamma O}'}{S} \cdot 10^5$	4,343	3,504	3,114	3,08	2,856
$Re_{BO} \cdot 10^{-6}$	0,562	1,69	2,81	3,93	5,06
$2C_f$	0,0083	0,0067	0,006	0,0057	0,0054
K_C	1,28	1,3	1,322	1,346	1,354
K_M	1,0	0,99	0,953	0,965	0,95
$C_{X_0BO} \cdot \frac{S'_{BO}}{S} \cdot 10^5$	0,917	0,745	0,593	0,629	0,6
$C'_{X_0 KPT} \cdot 10^5$	40,21	37,05	35,9	38,81	41,21
$C_{X_0 KPT} \cdot 10^5$	45,5	42,0	40,7	43,9	

Таблиця 2

Розрахунок коефіцієнта $C_{X_0 KPT}$ на $H=6000\text{м}$

M $\Pi - pu$	0,1	0,3	0,5	0,7	0,9	1,0	1,2
$Re_{\phi} \cdot 10^{-6}$	6,4	19,2	32,0	44,8	57,59	63,98	76,8
\overline{X}_t	0,313	0,104	0,0625	0,0446	0,035	0,0313	0,026
C_f	0,00266	0,00275	0,0027	0,0026	0,00254	0,0025	0,00245
K_{ϕ}	1,1	1,1	1,1	1,1	1,1	1,06	1,06
K_M	1,0	1,0	1,039	1,16	1,294	0,9315	0,91
$C_{X_{0\phi}} \frac{S_{\phi}'}{S} \cdot 10^5$	32,33	33,43	34,1	36,66	39,95	27,4	26,11
$Re_{\Gamma O} \cdot 10^{-6}$	0,359	1,08	1,8	2,51	3,23	3,59	4,31
K_C	1,28	1,3	1,322	1,346	1,354	1,382	1,41
K_M	1,0	0,99	0,953	0,965	0,95	0,935	0,91
$2C_f$	0,009	0,0073	0,0065	0,00612	0,0039	0,00575	0,0056
$C_{X_{0\Gamma O}} \frac{S'_{\Gamma O}}{S} \cdot 10^5$	4,83	3,936	3,96	3,33	3,18	3,12	3,01
$Re_{BO} \cdot 10^{-6}$	0,315	0,945	1,575	2,2	2,83	3,15	3,78
$2C_f$	0,0093	0,0074	0,00665	0,00615	0,006	0,0059	0,0057
K_C	1,28	1,3	1,322	1,346	1,354	1,385	1,41
K_M	1,0	0,99	0,953	0,965	0,95	0,935	0,91
$C_{X_{0BO}} \frac{S'_{BO}}{S} \cdot 10^5$	1,03	0,822	0,723	0,69	0,666	0,66	0,632
$(C_{X_{0\Gamma O}})_{\Gamma O} / \lambda'_{\Gamma O} \overline{C}^2_{\Gamma O}$						2,725	1,9
$(C_{X_{0BO}})_{BO} / \lambda'_{BO} \overline{C}^2_{BO}$						2,7275	2,64
$(C_{X_{0\Gamma O}})_{\Gamma O} \cdot \frac{S'_{\Gamma O}}{S} \cdot 10^5$						20,6	14,37
$(C_{X_{0BO}})_{BO} \cdot \frac{S'_{BO}}{S} \cdot 10^5$						1,6	1,55

Продовження таблиці 2

M	0,1	0,3	0,5	0,7	0,9	1,0	1,2
$\Pi - pu$							
$(C_{X_0_{\text{во}}})_H \cdot \lambda^2_H$						1,1	0,76
$(C_{X_0_{\text{во}}})_{XB} \cdot \lambda^2_{XB}$						1,25	0,61
$(C_{X_0_{\text{во}}})_H + \Delta C_{X_{3AT}}$						0,764	0,61
$(C_{X_0_{\text{во}}})_H$						0,89	0,54
$(C_{X_0_{\text{во}}})_F \cdot \frac{S_M}{S} \cdot 10^5$						523,65	364,1
$C'_{X_0_{KPT}} \cdot 10^5$	38,19	38,19	38,78	40,68	43,8	577,03	409,8
$C_{X_0_{KPT}} \cdot 10^5$	43,21	43,21	44,25	45,95		635,93	452

Висновки. Із аналізу результатів розрахунку коефіцієнта лобового опору при нульовій підймальній силі $C_{X_0_{KPT}}$ видно, що при числі $M=1.0$ хвильова частина загального значення цього коефіцієнта складає понад 94%. Таким чином, за рахунок хвильової кризи величина $C_{X_0_{KPT}}$ зростає майже в 18 разів. Вказана вище особливість пояснюється "дозвуковими" формами КР. І тому виконання надзвукового польоту для носія, оснащеного цією КР, стане проблематичною. Суттєво підвищаться витрати палива та час виходу на надзвукові швидкості. На докритичних числах M $C_{X_0_{KPT}}$ майже не міняється.

ЛІТЕРАТУРА

1. Бонч-Бруевич Г.Ф. Аэродинамические характеристики сверхзвуковых самолетов и их расчет – К.: КВВАИУ, 1983. – 138 с.
2. Ништ М.И. Аэродинамика летательных аппаратов и гидравлика их систем – М.: ВВИА им. проф. Н.Е.Жуковского, 1981. – 580 с.

Надійшла до редакції 11.11.2015