

УДК 629.7

0580-082.022

С.В. Шевченко, канд. техн. наук

Д.В. Білоус

### ВИЗНАЧЕННЯ РАЦІОНАЛЬНИХ ПАРАМЕТРІВ АКТИВНОЇ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ЛІТАКОМ З УРАХУВАННЯМ ПРУЖНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ КОНСТРУКЦІЇ

Харківський інститут Військово-повітряних сил імені Івана Кожедуба

*Наведено положення, які дозволять визначити раціональні параметри активних систем керування літаком з урахуванням пружності конструкції. Запропонований підхід може бути використаний при розробленні та проектуванні літаків військово-транспортної і цивільної авіації.*

На теперішній час у разі створення та проектування літаків прагнуть поєднати можливості автоматичної системи керування з конструкцією літака. Керування набуває такі самі значення для літака, як аеродинамічні й конструктивні особливості та силова установка.

Ще в семидесятих роках у теорії та практиці бортових систем керування виділилися напрямки щодо знаходження методів керування та створення засобів, ефективно діючих на льотно-технічні характеристики літаків. Ці методи отримали назву активних систем керування (АСК) [1].

За допомогою АСК можливо істотно поліпшити льотно-технічні, маневрові та тактичні характеристики літаків різних класів і бойову ефективність авіаційних комплексів. Вплив нових систем керування на літак такий великий, що конфігурація літального апарата (ЛА) визначається системою керування. За рубежом ця концепція отримала назву "Control Configured Vehicle" (CCV) – ЛА, конфігурація якого оптимізована для забезпечення найбільш ефективного керування [1].

Активні системи керування застосовують на бойових літаках, літаках військово-транспортної і цивільної авіації для зниження навантажень на конструкцію літака та поліпшення комфорту екіпажу, пасажирів при польоті в турбулентній атмосфері, безпосереднього керування аеродинамічними силами, гасіння пружних деформацій конструкції.

Крім того, реалізація таких систем за умови забезпечення їхньої високої надійності й безвідмовності дозволяє перейти від традиційних для транспортних і пасажирських літаків запасів статичної стійкості по перевантаженню 10–12% середньої аеродинамічної хорди (САХ) до літаків з центруванням 2–4% САХ, а в перспективі – до статично нейтрального і навіть хиткого польотного центрування.

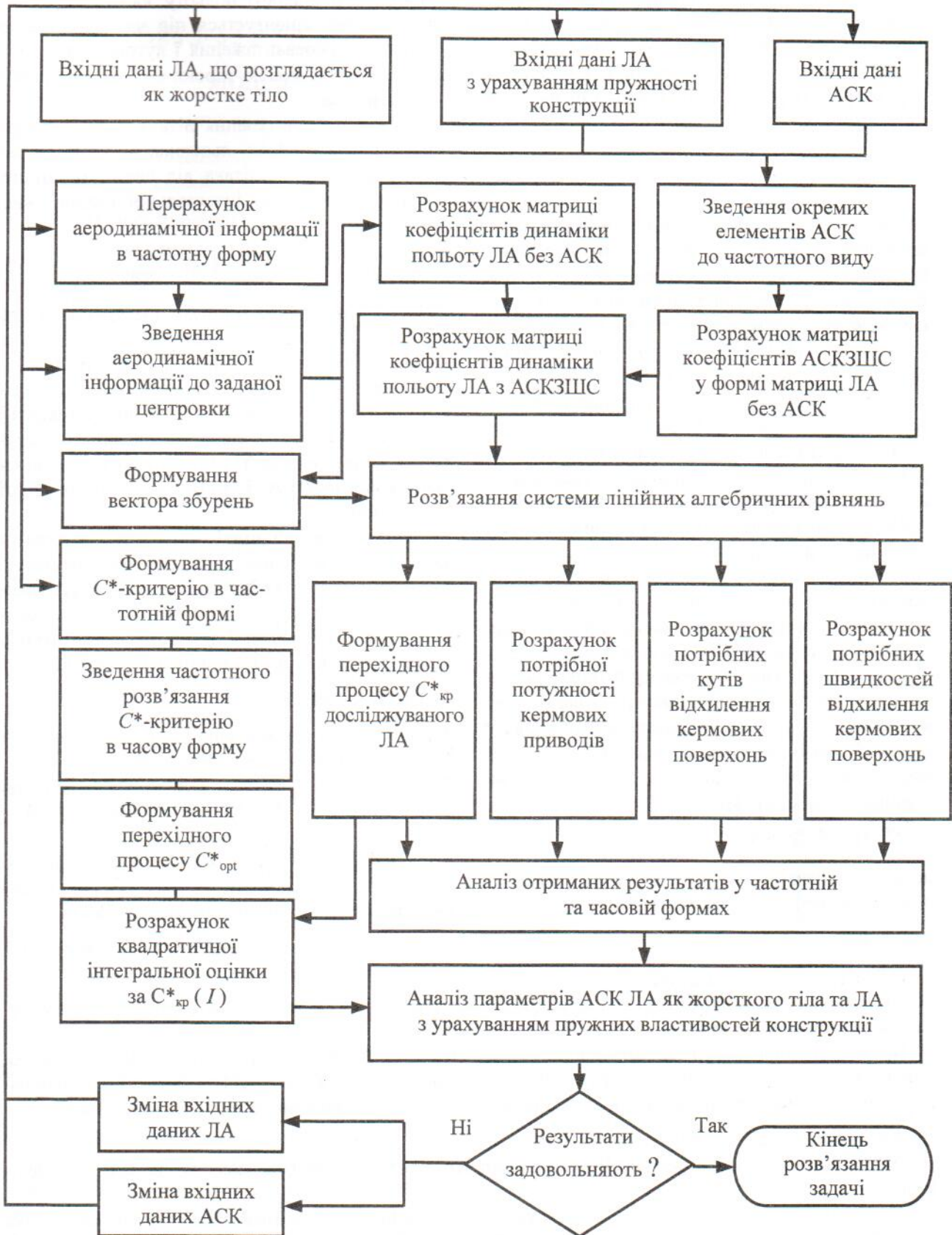
Перехід до таких центрів і забезпечення необхідних характеристик стійкості покладається на АСК забезпеченням штучної стійкості (АСКЗШС) літака. Така система має мінімальну власну вагу, забезпечує зниження індуктивного опору, витрати палива і його потрібного запасу, зменшення потрібної тяги двигунів, збільшення дальності польоту і корисного навантаження.

Постійний зрост швидкостей польоту ставить перед авіаційними фахівцями одночасно дві проблеми: по-перше, необхідність урахування впливу стисливості повітря на аеродинамічні та пружні характеристики і, по-друге, вплив пружності конструкції на характеристики стійкості та керуваності літака, особливо військово-транспортної та цивільної авіації [2]. Ця проблема до цього часу привертає увагу багатьох фахівців, які займаються проектуванням та випробуванням нових літаків.

На сьогодні практично немає систематичних досліджень АСК літаком із метою визначення їх раціональних параметрів з урахуванням пружності конструкції. Тому питання розроблення і проектування літаків з АСК з урахуванням пружності конструкції вимагають наукового обґрунтування раціональних рішень. Під час визначення раціональних параметрів АСК за досліджуваній ЛА обраний транспортний літак з АСК забезпеченням штучної стійкості. При цьому припускається застосування й інших АСК, які впливають на ефективність керування ЛА (див. рисунок).

При розв'язанні задачі раціонального застосування АСК на літаку використовують методологію аналізу складних систем, принципи якої викладені в праці [3]. Згідно з цим на початковому етапі дослідження основним є вибір мінімально-необхідного рівня системи, критеріїв ефективності та створення математичних моделей.

При виборі критеріїв для порівняння конкуруючих варіантів ЛА з різними АСК потрібно враховувати показники ефективності, витрати на їх створення та експлуатацію.



Блок-схема розв'язання задачі

Отже, визначення раціональних параметрів АСК літака з урахуванням пружних властивостей конструкції відбувається шляхом максимізації критерію  $K$  при заданих тактико-технічних параметрах, параметрах технічного рівня та області змінних параметрів АСК:

$$K_{\max} = \left[ \frac{\Delta E_{ij}}{\Delta m_{ij}} \right]_{\max},$$

де  $\Delta E_{ij} = E_{ij} - E_0$  – приріст критерію ефективності виконання транспортної задачі при застосуванні на літаку  $i$ -го кермового органа (КО)  $j$ -ї АСК;  $E_{ij}, E_0$  – відповідно критерій ефективності досліджуваного ЛА при використанні на ньому  $i$ -го КО  $j$ -ї АСК та без АСК;  $\Delta m_{ij} = m_{ij} - m_0$  – додаткові затрати маси на реалізацію  $j$ -ї АСК з  $i$ -м КО;  $m_{ij}, m_0$  – відповідно маса ЛА з досліджуваною  $j$ -ю АСК з  $i$ -м КО та ЛА без АСК.

У процесі розвитку систем автоматичного керування (САК) постійно підвищуються вимоги до пілотажних характеристик системи “літак – САК”. Незважаючи на те, що головним критерієм оцінки характеристик стійкості і керованості ЛА є відзив льотчика на стадії розроблення і проектування літаків, а також визначення параметрів АСК, вимагаються числові критерії оцінки характеристик стійкості і керованості літака.

На сьогодні вже розроблена й одержала досить широке застосування низка модифікованих критеріїв [2; 3]. Типовим критерієм цього класу є критерій для подовжнього каналу  $C^*$ , що включає до себе сукупність показників стійкості і керованості ( $\Omega_0, \xi, V$ ) [2]:

$$C^*(t) = n_{y,l}(t) + k\omega_z(t),$$

де  $n_{y,l}$  – перевантаження в кабіні льотчика;  $k$  – постійний коефіцієнт, що має розмірність  $V_0/g$  та

відповідає швидкості польоту  $V_0 \approx 120$  м/с, при якій льотчик орієнтується під час пілотування відчуттями перевантаження і кутової швидкості приблизно однаковою мірою;  $\omega_z$  – кутова швидкість тангажа.

З погляду пілотування літака й умов збереження працездатності льотчика відмінність досліджуваного руху літака від бажаного оцінюється за допомогою інтегральної квадратичної оцінки:

$$I = \int_0^{\infty} [C_p^*(t) - C_{opt}^*(t)]^2 dt,$$

де  $C_p^*(t)$  – залежність для руху досліджуваного літака;  $C_{opt}^*(t)$  – середнє значення між верхньою та нижньою межею задовільних умов пілотування.

Отже, застосування  $C^*$ -критерію й інтегральної квадратичної оцінки  $I$  для оцінки стійкості і керованості літака забезпечує можливість урахування нестационарності обтікання, а також динамічні властивості АСК з урахуванням пружності конструкції.

Запропонований підхід дозволить розробити методику визначення раціональних параметрів активної системи керування літаком з урахуванням пружності конструкції, яку можна застосувати при розробленні та проектуванні літаків військово-транспортної та цивільної авіації.

#### Список літератури

1. *Активные системы управления самолетов // Обзоры ЦАГИ. – 1976. – №499. – С.5–37.*
2. *Гуськов Ю.П., Загайнов Г.И. Управление полетом самолетов. – М.: Машиностроение, 1980. – 213 с.*
3. *Ильичев А.В., Волков В.Д., Грущанский В.А. Эффективность проектируемых элементов сложных систем. – М.: Высш. шк. 1984. – 280 с.*

Стаття надійшла до редакції 27.05.03.

С.В. Шевченко, Д.В. Белоус

Определение рациональных параметров активной системы управления самолетом с учетом упругих свойств конструкции

Приведены положения, позволяющие определить рациональные параметры активных систем управления самолетом с учетом упругости конструкции. Предлагаемый подход может быть использован при разработке и проектировании самолетов военно-транспортной и гражданской авиации.

S.V. Shevchenko, D.V. Belous

Determination of rational parameter of an aircraft active control system with account the structural flexibility

The given rules allow to conduct researches to define definition of rational parameters airplane active control systems with account the structural flexibility. The offered approach can be recommended by development and designing of airplanes for military-transport and civil aviation.