

УДК 629.735.051-52(045)

А. П. Козлов, доц.,  
О. В. Мельников, доц.,  
Ю. М. Кеменяш, асист.

## СИСТЕМА ВИЗНАЧЕННЯ ПОЛОЖЕННЯ ЦЕНТРА МАС ЛІТАКА В РЕЖИМІ ПОЛЬОТУ

<sup>1</sup>Інститут аерокосмічних систем управління НАУ, e-mail: svm@nau.edu.ua

*Розглянуто задачу визначення центра мас літака в режимі польоту. Наведено приклади визначення положення центра мас літака під час зниження та набору висоти. Розроблено систему визначення положення центра мас літака в режимі польоту.*

**Ключові слова:** центр мас, маятник, сила тяжіння, літак.

**Вступ.** Рух літака в просторі складається з двох видів: обертального навколо центра мас та поступального руху його центра мас (рис. 1).

Характер руху літака в просторі визначається величиною та місцем прикладення зовнішніх сил. У випадку, коли сума сил, діючих на літак, дорівнює нулю, літак перебуває у стані динамічної рівноваги або є збалансованим. Тут важливими є поздовжня стійкість та фактори, що на неї впливають. Поздовжня рівновага – це стан літака в польоті, за якого сума сил, що діють на літак, та сума їх моментів відносно поперечної осі  $OZ$  дорівнюють нулю. Розглянемо умови забезпечення поздовжньої рівноваги літака в різних елементах польоту. Рівновага літака у встановленому режимі польоту забезпечується положенням стабілізатора відносно горизонталі фюзеляжу та відхиленням руля висоти. Під час виконання літальним апаратом (ЛА) рівномірного та прямолінійного горизонтального польоту при передньому центруванні схему сил та моментів, що діють на літак, показано на рис. 2.

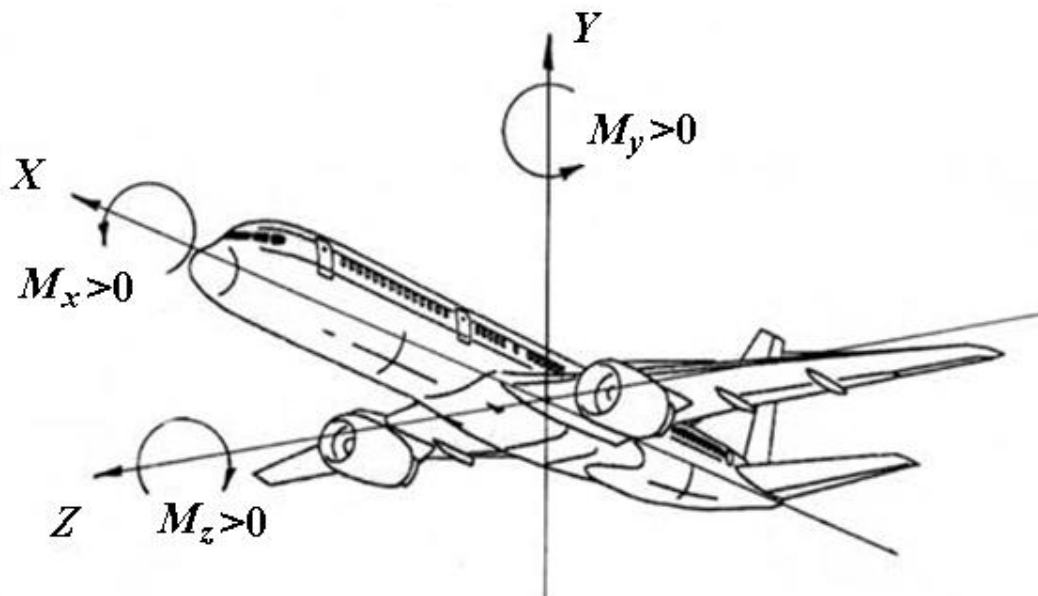


Рис. 1. Складові просторового руху ЛА

Отже, для виконання різних режимів польоту (зльоту, посадки, розвороту) необхідно, щоб ЛА був збалансований, тобто зовнішні сили мають бути зрівноважені. Можливість зрівноважити літак у польоті є однією з найважливіших вимог, що ставиться до пілотування ЛА. Розроблення автоматичної системи визначення центра мас допоможе вирішити цю проблему, крім того значно підвищить процес пілотування літака та його керованість і зменшить навантаження на пілота.

Злітна маса (злітна сила тяжіння) літака і положення його фактичного центра ваги є дуже важливими параметрами, що визначають на всіх режимах польоту. Положення центра земного тяжіння контролюють рівномірним розміщенням вантажу у вантажних і багажних відсіках згідно з наявною там розміткою, рівномірним і раціональним розміщенням пасажирів у салоні (що відображено у відповідних документах з експлуатації ЛА). Контроль цих операцій покладено на екіпаж та членів обслуговуючого персоналу. Очевидно, що таке центрування є суб'єктивним.

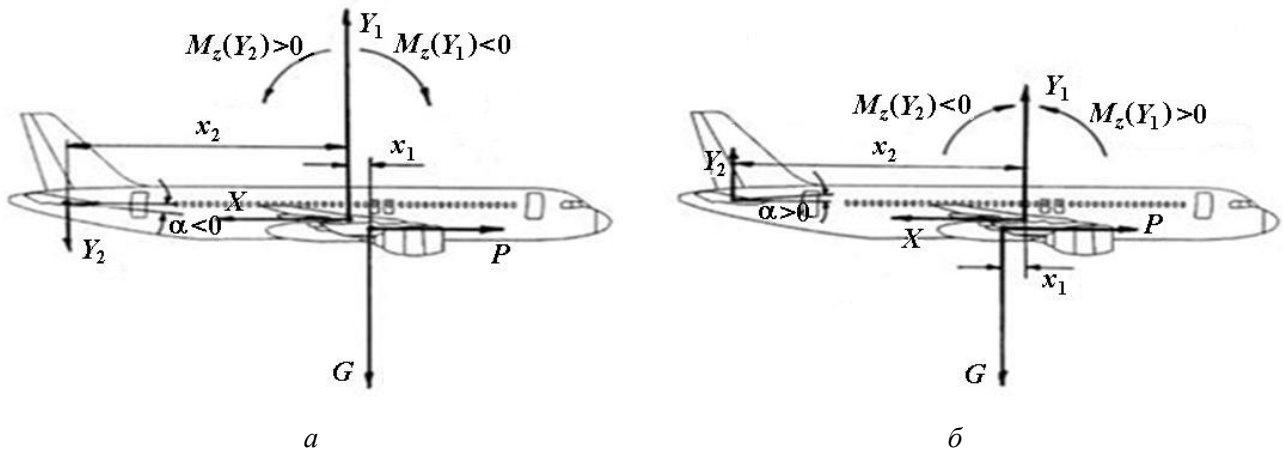


Рис. 2. Схема сил та моментів, що діють на ЛА, поздовжня рівновага літака за центрування: а – переднього; б – заднього

У польоті збереження центрування ЛА контролюється автоматом центрування шляхом вироблення і перекачування палива з різних груп паливних баків.

Проаналізуємо взаємозв'язок цих параметрів з основними аеродинамічними параметрами літака (див. таблицю) [1].

**Формалізація етапів польоту ЛА та їх складові**

Горизонтальна швидкість літака	Мінімальна швидкість відриву літака	Довжина розбігу	Потрібна тяга двигунів у горизонтальному польоті	Швидкість підняття і зниження	Радіус віражу	Маса членів екіпажу і обладнання літака
$V_{гор} = \sqrt{\frac{2G}{C_{уmax} \rho S}}$ де $G$ – злітна сила тяжіння літака; $C_{уmax}$ – коефіцієнт піднімальної сили; $S$ – площа крила в плані; $\rho$ – щільність повітря [1]	$V_{відр} = 1,15V_{min}$ (дорівнює горизонтальній швидкості)	$L_{разб} = \frac{V_{відр}^2}{2g(\frac{P}{G} - f)}$ , де $g$ – прискорення земного тяжіння; $P$ – тяга двигуна; $f$ – коефіцієнт тертя коліс шасі	$P_{потр} = \frac{G}{K}$ , де $K$ – аеродинамічна якість літака	$V_{під} = V_{відр} \sqrt{\cos \theta}$ , $V_{зник} = V_{гор} \sqrt{\sin \theta}$ , де $\theta$ – кут підняття або зниження	$R_{вир} = \frac{2G}{9,8C_{у} \rho \sin \gamma}$ , де $\gamma$ – крен	$m_{пас} = m_{пас}^0 n$ , де $m_{пас}^0$ – середня маса пасажирів; $n$ – кількість пасажирів на борту

Таким чином, в усі аеродинамічні параметри входить злітна сила тяжіння літака, яку можна подати у вигляді [2]

$$G = G_k + G_{c.y} + G_T + G_{e.ук} = (m_k + m_{c.y} + m_{п} + m_{e.уст.k})g,$$

де  $m_k$  – маса конструкції планера;  $m_{c.y}$  – маса силової установки;  $m_{п}$  – маса палива;  $m_{e.уст.k}$  – маса екіпажу, устаткування, комерційного навантаження.

Інформацію про  $G_k$  та  $G_{c,y}$  екіпаж отримує з паспорта ЛА, масу палива – за показаннями топливоміра,  $G_{e,уст.к}$  – з документів служби перевезень, маса вантажу, пошти і багажу фіксуються в документах, маса пасажирів розраховується дуже наближено.

При зсуві центра тяжіння уздовж поперечної осі літака виникає збурювальний момент, який прагне створити крен. Зрівноважити цей момент можна за допомогою відхилення елеронів або перекачування (вироблення) палива з паливних баків відповідного півкрила. При цьому, якщо похибками паспортних даних можна знехтувати, похибки топливоміра можна оцінити, а похибки комерційного завантаження найчастіше оцінити важко. Величина цієї похибки може виявитися значною і мати випадковий характер, тому екіпаж ЛА, зокрема командир, перед зльотом виробляє оперативний алгоритм дій, який враховує випадковий характер досягнення бажаних значень аеродинамічних параметрів польоту. Таким чином, ця обставина спричиняє певну напруженість екіпажу, особливо в екстремальних умовах польоту.

Очевидно, необхідно мати об'єктивний приладовий контроль злітної сили тяжіння літака, яка вимірюється з достатньою точністю і діагностується екіпажем за допомогою спеціального приладу. Це дозволить поліпшити роботу екіпажу, підвищити безпеку польоту і економічну ефективність виконуваних рейсів.

**Постановка завдання.** Рівняння руху літак відображає зрівноваженість сил відносно вибраних осей координат (швидкісної, земної чи пов'язаної системи координат) і зрівноваженість моментів сил. Точку прикладання усіх рівнодійних сил беруть такою, що збігається з центром ваги. У разі зміни положення центра ваги виникає збурювальний момент  $M_z$  відносно поперечної осі  $OZ$  ЛА. У результаті цього, як відомо з розв'язання системи рівнянь руху [2], змінюються параметри польоту ЛА – швидкість, висота, кути атаки, тангажу. Для компенсації збурювального моменту за допомогою основних елементів управління створюється момент, що утримує ЛА на бажаній траєкторії. Для розвантаження зусиль на штурвалі використовують тример. Однак, незважаючи на можливість з певною точністю відновити траєкторію руху центра ваги, швидкість польоту та положення літака у просторі не відновлюється – швидкість знижується, висота змінюється, тангаж, кут атаки ненульові. Це зумовлює додаткові витрати палива, збільшення часу польоту.

Для балансування ЛА в польоті використовують перекачування палива за показаннями топливоміра, але об'єктивно бічний зсув центра ваги не контролюється. На деяких типах літаків установлюють автомат центрування. Зазначимо, що зміщення центра ваги вздовж поперечної осі за рахунок розміщення вантажів та пасажирів невелика через невеликі порівняно з розмахом крила поперечні габарити пасажирських салонів і вантажних відсіків. Тому для більшої безпеки польоту щодо стійкості й керованості літака, а також мінімальної похибки автомата центрування об'єктивний контроль бічного зсуву центра ваги літака необхідний.

Злітну масу, а також її розподіл між стійками шасі можна визначати за допомогою наземних засобів типу літакових ваг, що застосовуються на літакобудівних заводах при контролі вагових характеристик ЛА.

Таким чином, можна зробити висновок – для забезпечення стійкості та керованості ЛА на різних етапах польоту необхідно розробити систему (пристрій) визначення (реагування) зміщення центра мас (центра тяжіння) ЛА на різних режимах польоту.

**Результати вирішення завдання.** Положення центра мас літака в режимі польоту буде визначатися за допомогою маятників 1 та 2, розміщених у хвостовій та носовій частинах літака. Поки що розглянемо найпростіші випадки для повноти розуміння фізики процесу [3].

Припустимо, що в літаку на однаковій відстані від центра мас розміщено два вантажі однакової маси  $m_1 = m_2$ . На них діє сила ваги, відповідно  $P_1 = P_2$ . Точка  $O$  – центр тяжіння літака, або інакше кажучи, його центр мас. В точці  $O$  на літак діє сила ваги  $P = mg$ , де  $m$  – маса літака.

Розглянемо випадок обертання літака навколо осі  $OY$ ;  $x_1, x_2$  – відстань від центра мас до вантажів 1 та 2. Під час обертання літака навколо осі  $OY$  на вантажі, що міститься всередині літака діє сила відцентрового прискорення, назовемо її  $F_{ц}$ .

Напрямок векторів сил, що діють на літак та вантажі у ньому, показано на рис. 3; причому вектор  $S$  буде результируючим вектором сил  $P$  та  $F_{ц}$ . Кути між вектором сили ваги та результируючим вектором рівні між собою. Це впливає з того, що маси вантажів однакові  $m_1 = m_2$  і розміщені на однаковій відстані від осі обертання  $x_1 = x_2$ .

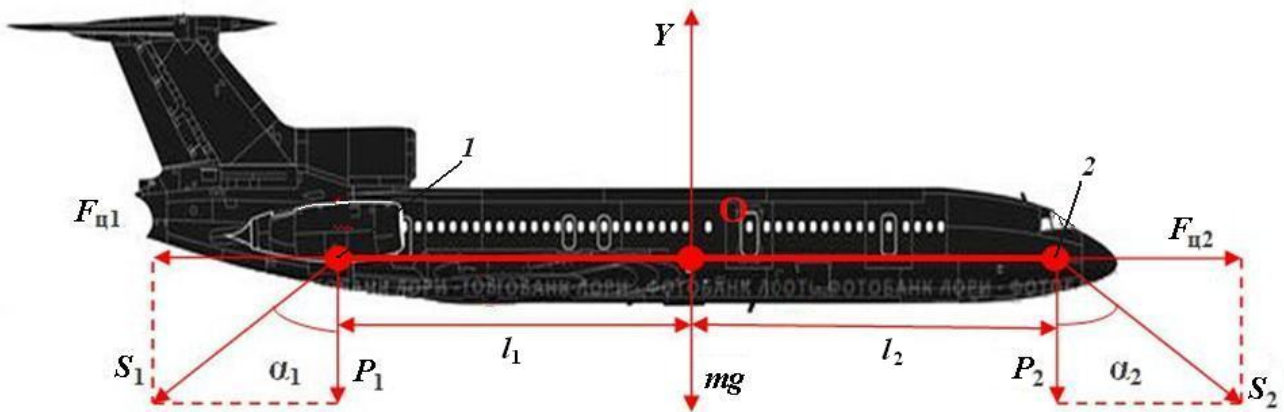


Рис. 3. Схема векторів сил при обертанні навколо осі  $OY$

Знайдемо залежність зміни кута  $\alpha$  як функцію від  $l$  – відстань, на якій розміщено вантажі 1 та 2. Оскільки  $F_{ц}$  – сила відцентрового прискорення, то знайдемо її з такого виразу:

$$F_{ц} = \frac{mV^2}{l}. \quad (1)$$

Оскільки розглядається обертальний рух, то знайдемо залежність між лінійною  $V$  та кутовою  $\omega$  швидкостями. Залежність виражаємо формулою

$$V = \omega l.$$

Підставивши рівняння (1), отримаємо вираз для сили відцентрового прискорення:

$$F_{ц} = m\omega^2 l.$$

За означенням тангенса кута:

$$\operatorname{tg}\alpha = \frac{F_{ц}}{P}.$$

Звідси

$$\alpha = \operatorname{arctg} \frac{F_{ц}}{P} = \operatorname{arctg} \frac{m\omega^2 l}{mg} = \frac{\omega^2 l}{g}. \quad (2)$$

Таким чином, вираз (2) для вантажів 1 та 2 матиме вигляд

$$\alpha_1 = \operatorname{arctg} \frac{F_{ц}}{P} = \operatorname{arctg} \frac{m\omega^2 l_1}{mg} = \frac{\omega^2 l_1}{g};$$

$$\alpha_2 = \operatorname{arctg} \frac{F_u}{P} = \operatorname{arctg} \frac{m\omega^2 l_2}{mg} = \frac{\omega^2 l_2}{g}.$$

Оскільки  $l_1 = l_2$ , то  $\alpha_1 = \alpha_2$  відповідно.

Наступний випадок – обертання навколо осі  $OX$ . Причому кут тангажа не дорівнює нулю  $\theta \neq 0$ , наприклад літак переходить у режим набору висоти  $\theta > 0$ ;  $l_1^T$  та  $l_2^T$  – радіус обертання, відстань відповідно від вантажів 1 та 2 до осі  $OY$ . За означенням косинуса кута маємо:

$$l_1^T = l_1 \cos \theta; \quad (3)$$

$$l_2^T = l_2 \cos \theta, \quad (4)$$

де  $\theta$  – кут тангажа.

Для цього випадку знайдемо залежність зміни кута  $\alpha$  як функцію від  $l$  – відстані, на якій розміщено вантажі 1 та 2:

$$\alpha_1 = \operatorname{arctg} \frac{F_u}{P} = \frac{\omega^2 l_1^T}{g}; \quad (5)$$

$$\alpha_2 = \operatorname{arctg} \frac{F_u}{P} = \frac{\omega^2 l_2^T}{g}. \quad (6)$$

Підставивши у вирази (5) та (6) вираз (3) та (4), отримаємо:

$$\alpha_1 = \operatorname{arctg} \frac{F_u}{P} = \frac{\omega^2 l_1 \cos \theta}{g};$$

$$\alpha_2 = \operatorname{arctg} \frac{F_u}{P} = \frac{\omega^2 l_2 \cos \theta}{g}.$$

Розглянемо приклад. Під час набору висоти з невідомих причин відбулося зміщення центра мас літака в бік хвостової частини на деяку відстань –  $x$ . Таким чином відстані від вантажів 1 та 2 до центра мас  $O$  буде не однаковою  $l_1 \neq l_2$ ,  $l_1 < l_2$ . З цього випливає: радіуси обертання не рівні між собою:  $l_1^T \neq l_2^T$ ,  $l_1^T < l_2^T$ ; відповідно сили відцентрового прискорення теж не рівні:  $F_{1u} \neq F_{2u}$ . Напрямок векторів сил, що діють на вантаж, показано на рис. 4.

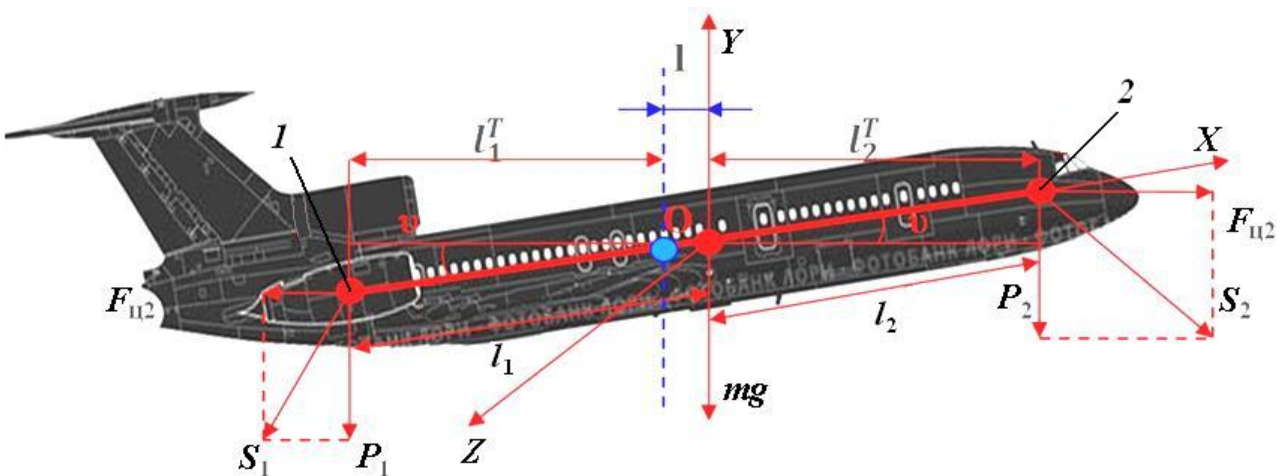


Рис. 4. Схема векторів сил за заднього центрування

Отже, кути між векторами  $P_1 \cap S_1$  та  $P_2 \cap S_2$  теж рівними не будуть, причому  $\alpha_1 > \alpha_2$ , оскільки у носовій частині сила  $F_{2н}$  створює більший обертальний момент. Запишемо залежність кутів  $\alpha_1$  та  $\alpha_2$  від  $l_1^T$  та  $l_2^T$ . Причому  $l_2^T = l_2 + x$ ,  $l_1^T = l_1 - x$ . А якщо літак знижується то відповідно  $l_2^T = l_2 - x$ ,  $l_1^T = l_1 + x$ . Маємо:

$$\alpha_1 = \arctg \frac{F_{н}}{P} = \frac{\omega^2 (l_1 \pm x) \cos \theta}{g};$$

$$\alpha_2 = \arctg \frac{F_{н}}{P} = \frac{\omega^2 (l_2 \mp x) \cos \theta}{g}.$$

Проаналізувавши наведені приклади, можна зробити висновок, що знаючи, на скільки градусів змінюються кути  $\alpha_2$  та  $\alpha_1$ , можна визначити зміну положення центра мас літака в режимі польоту. Це можливо, якщо наприклад замість вантажів 1 та 2 встановити маятники, які залежно від положення центра мас будуть відхилятися на певний кут. Знаючи різницю між  $\alpha_2$  та  $\alpha_1$ , можна обчислити величину, на яку зміститься центр мас літака. Таким чином виведемо загальну формулу для розрахунку зміни положення центра мас літака, або, інакше кажучи, знайдемо залежність зміни кутів між векторами  $P_1$  і  $S_1$  та  $P_2$  і  $S_2$  як функцію від зміни положення центра мас:

$$\Delta \operatorname{tg} \alpha = \operatorname{tg} \alpha_1 - \operatorname{tg} \alpha_2 = \frac{\omega^2 l_1^T \cos \theta - \omega^2 l_2^T \cos \theta}{g} = \frac{\omega^2 (l_1^T - l_2^T) \cos \theta}{g}. \quad (7)$$

Із формули (7) знайдемо  $\Delta l$ :

$$\Delta l = l_1^T - l_2^T = \frac{\Delta \operatorname{tg} \alpha g}{\omega^2 \cos \theta}. \quad (8)$$

Вираз (8) і буде загальною формулою для розрахунку зміни положення центра мас літака в режимі польоту.

На основі формули (8) побудуємо структурну схему системи визначення центра мас (рис. 5).

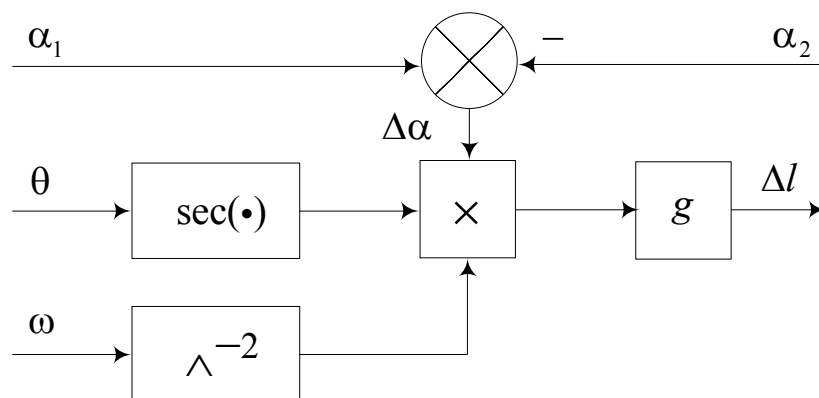


Рис. 5. Структурна схема системи визначення центра мас ЛА

**Висновок.** У роботі показано фактори впливу визначення центра ваги ЛА на параметри польоту ЛА та обґрунтовано необхідність розроблення системи визначення центра мас літака в режимі польоту; проаналізовано та розглянуто можливі варіанти його оптимального завантаження, що є досить суттєвим.

Оскільки зрівноваження ЛА в польоті є однією з найважливіших вимог пілотування, отримані результати можуть бути використані для вдосконалення проектування перспективних ЛА цивільної авіації та контролю положення центра мас в режимі польоту.

Упровадження такої системи дозволить істотно розширити можливість контролю центра мас під час польоту, підвищить безпека польотів, знизить психологічне навантаження на екіпаж.

### Список літератури

1. *Бехтир В. П.* Практическая аэродинамика самолета ЯК-42 / В. П. Бехтир. – М.: Транспорт, 1989. – 191 с.
2. *Байбородин Ю. В.* Бортовые системы управления полетом / Ю. В. Байбородин, С. Г. Унгурян. – М.: Транспорт, 1975. – 336 с.
3. *Житомирский Г. И.* Конструкция самолетов / Г. И. Житомирский. – М.: Машиностроение, 1991. – 400 с.

А. П. Козлов, О. В. Мельников, Ю. М. Кеменяш

#### **Система определения положения центра масс самолета в режиме полета**

Рассмотрена задача определения центра масс самолета в режиме полета. Приведены примеры определения положения центра масс самолета при снижении и наборе высоты. Разработана система определения положения центра масс самолета в режиме полета.

A. P. Kozlov, O. V. Melnikov, Yu. N. Kemenjash

#### **The system of airplane centre-of-mass position-finding in the flight mode**

The article is devoted to the center-of-mass of airplane during flight mode task determination. Examples of the airplane center-of-mass position-finding for landing and climb modes are given. The aim of article is development the system of airplane centre-of-mass position-finding in the flight mode.