

УДК 629.735.33.077.4

doi: 10.32620/aktt.2024.1.02

Л. В. КАПІТАНОВА, В. І. РЯБКОВ, Д. С. КІРНОСОВ

Національний аерокосмічний університет імені М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна

МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСУ ПАРАШУТУВАННЯ ЛІТАКА НА ЗЛІТНО-ПОСАДКОВУ СМУГУ ПРИ ЙОГО ПОСАДЦІ

Посадка літака є невідомою частиною його польоту і на цьому етапі спостерігається найбільша кількість аварій і навіть катастроф. Слід зазначити, що рух літака на його повітряних ділянках, коли він знаходиться під впливом аеродинамічних сил, гравітація і тяги двигунів, досить точно моделюються різними авторами що представлені в друкованих джерелах. Недостатньо вивчено особливості руху літака по повітряно-наземній посадці, тобто в момент парашутування безпосередньо на злітно-посадкову смугу. Зовсім мало вивчено вплив умов парашутування на стійкість післяпосадкового пробігу. **Предметом** вивчення в статті є моделювання процесу парашутування в умовах приземлення літака при його посадці. **Метою** є розробка та випробування математичних та імітаційних моделей процесу руху літака в момент його парашутування від зони вирівнювання до злітної посадкової смуги і забезпечення стійкості поздовжнього руху у момент першого посадкового удару і подальшого руху. **Завдання:** проаналізувати особливості посадкових відстаней літаків транспортної категорії; встановити особливості парасейлінгової стадії літака при посадці; розробити параметричну модель літака в його парашутній конфігурації; встановити умови для моделювання амортизаційних стійок шасі; на основі загальних та імітаційних моделей встановити зони стійкості поздовжнього руху літака після першого приземлення. За **результатами** експериментальних досліджень отримано, що запропонована математична модель літака в посадковій конфігурації та імітаційна модель участі в посадці амортизаційних систем опор шасі досить достовірно (порівняно з експериментальними даними) оцінюють рух літака в момент його приземлення та на наступному пробігу. Це означає, що математичне моделювання дозволяє: уникати повторних підскоків при приземленні, забезпечити стійкість поздовжнього руху літака, скоротити довжину негальмівного пробігу і зменшити потрібну довжину ЗПС при посадці літака. **Висновки:** Шляхом аналізу нормованих посадок виявлено шість найхарактерніших етапів у посадковій дистанції літаків транспортної категорії. Запропоновано метод математичного моделювання руху літака на ділянці його парашутування на злітно-посадкову смугу, з урахуванням не тільки особливостей планера, але з урахуванням особливостей роботи амортизаційних систем шасі дозволяє оцінити параметри парашутування, які забезпечують стійкість поздовжнього руху літака після першого удару в опори шасі. На прикладі літака Ан-140 показано, як забезпечуються значення параметрів стійкості гальмівних коліс і як впливає швидкість парашутування на довжину його посадкової дистанції.

Ключові слова: посадка літака; парашутування літака; дотичні коливання; стійкість поздовжнього руху, злітно-посадкова смуга.

Вступ

При аналізі відстані посадки літака транспортної категорії виділено наступні етапи (рис. 1):

1 і 2 – скорочення площ літака під дією аеродинамічних сил тяжіння і тягових двигунів;

3 – площа вирівнювання літака над злітно-посадковою смугою (горизонтальний політ);

4 – повітряно-наземний перехідний етап парашутування літака з етапу вирівнювання на злітно-посадкову смугу;

5, 6 – ділянки руху повітряного судна по злітно-посадковій смузі, безупинний і гальмівний пробіг до повної зупинки.

Зміну параметрів літака на різних ділянках посадкової дистанції наведено в таблиці 1.

Зважаючи на ці обставини, розроблено модель параметрів літака у його посадковій конфігурації, отримано математичну модель поздовжнього руху літака на момент сприйняття їм першого посадкового удару та додано імітаційне моделювання параметрів амортизаційних систем опор шасі для стійкості руху в площині ХОУ.

Аналіз останніх досліджень та публікацій

У нинішній світовій практиці посадка літаків транспортної категорії нормується за допомогою

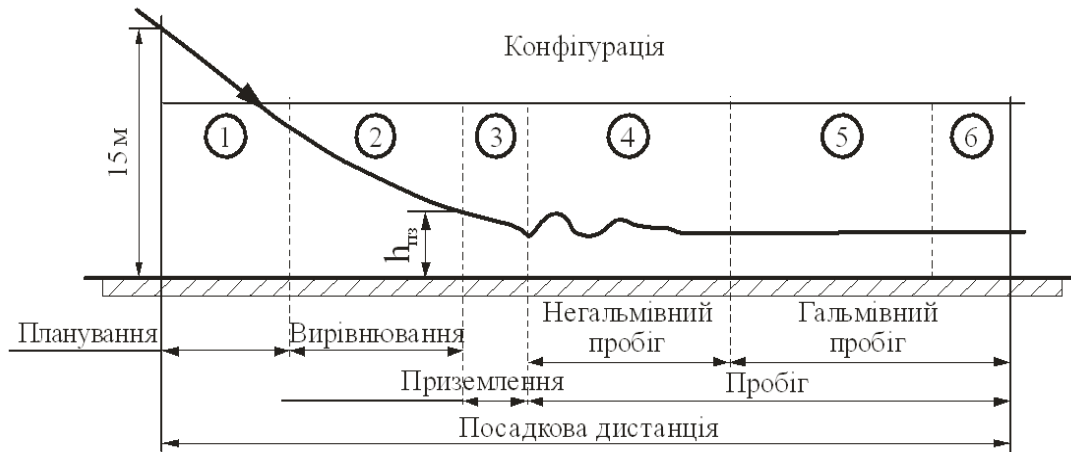


Рис. 1. Структура етапів посадкової дистанції

Таблиця 1

Зміна параметрів посадкової конфігурації літака (шасі і закрилки – випущено)

Положення інтерцепторів	на крилі	Прибрані	Прибрані	Відхилені	Відхилені
	на закрилках	Прибрані	Прибрані	Відхилені	Відхилені
Положення руля висоти		$\delta_{\text{бал}}^0$	$\Delta\delta_{\text{р.в}}$	$\Delta\delta_{\text{р.в}}$	$\delta_{\text{бал}}^0$
Висота		(15...5) м	(2...1) м	0	(0...0.5) м
Кут тангажу літака		θ	$\theta_{\text{пос}}$	$\theta_{\text{торк}}$	$\theta_{\text{торк}} - \theta_{\text{пос}}$
Гальма коліс шасі	Не включені				

низки нормативно-правових документів [1-5].

Вперше оцінка виникнення і розвитку дотичних коливань при посадці літака була проведена в роботі М. Г. Толмачова [6]. У цій роботі розкриті не тільки умови розвитку неконтрольованих коливань в площині ХОУ, але також запропоновано пристрій під назвою керований осцилятор, який реалізував цей тип флуктуацій на неповерненому прогоні. Однак автор цього конструктивного рішення так і не отримав математичного критерію впливу процесу парашутування на стійкість руху літака при посадці.

Останнім часом англійські джерела також публікують умови вирішення такої проблеми [7].

При синтезі характеристик зльоту і посадки в роботі [8] показано, що неконтрольовані коливання, що виникають при посадці, значно збільшують довжину безгальмівного пробігу, затримують час включення у роботу колісних гальм. Однак вплив умов парашутування літака на цей процес не визначено.

У роботі [9] зазначається, що оптимізація конфігурації літака повинна враховувати кілька умов польоту, щоб отримати конструкції, які добре

працюють в різних ситуаціях. Багаточислові дослідження базувалися на евристичному виборі умов польоту для усунення коливань, і був запропонований новий підхід, заснований на реальних даних польоту. Однак вибір конфігурації літака в парашутному режимі руху на ЗПС не розглядався.

Видання [10] планує експерименти та альтернативні моделі в режимі реального часу аеродинамічного аналізу літаків для багатьох застосувань.

Однак, проблема оцінки впливу амортизаційних систем на перехідні процеси в посадковій системі не розглядається.

Ситуація особливо складна для конструкторів важких літаків, які через свої характеристики повинні експлуатуватися на великих злітно-посадкових смугах аеродромів класу А. Тому надмірне «затягування» неконтрольованих дотичних коливань післяпосадкового пробігу для них вкрай небажано. У роботі [11] довжина пробігу після посадки обмежується, а проблема їх базування вирішується на етапі проектування через погіршення ряду інших параметрів.

Мета і результати дослідження

Метою цієї роботи є розробка та випробування математичних та імітаційних моделей процесу руху літака в момент його парашутування від зони вирівнювання до злітної посадкової смуги і забезпечення стійкості поздовжнього руху у момент першого посадкового удару і подальшого руху.

Для досягнення цієї мети необхідно:

- проаналізувати особливості посадкових відстаней літаків транспортної категорії;
- встановити особливості парасейлінгової стадії літака при посадці;
- розробити параметричну модель літака в його парашутній конфігурації;
- встановити умови для моделювання амортизаційних стійок шасі;
- на основі загальних та імітаційних моделей встановити зони стійкості поздовжнього руху літака після першого приземлення;

Експериментальними дослідженнями шасі літака Ан-140 на спеціалізованій копрі для оцінки можливості використання отриманих моделей для оцінки необхідної довжини злітно-посадкової смуги.

На рис. 2 представлено польотні умови літака на всіх етапах посадкової дистанції.

1, 2 і 3 – польотні етапи, які досить повно і точно змодельовані різними авторами і наведені в різних джерелах.

Найменш дослідженим є етап 4 – повітряно-наземний перехідний етап парашутування літака з етапу вирівнювання на злітно-посадкову смугу, тобто ділянка першого удару коліс основних опор на злітно-посадкову смугу.

На всіх етапах посадки зміна підйомної сили характеризується безрозмірним коефіцієнтом

$$\beta = 1 - \frac{Y}{G} = 1 - \frac{Y}{M_{пг}} \leq 0,25. \quad (1)$$

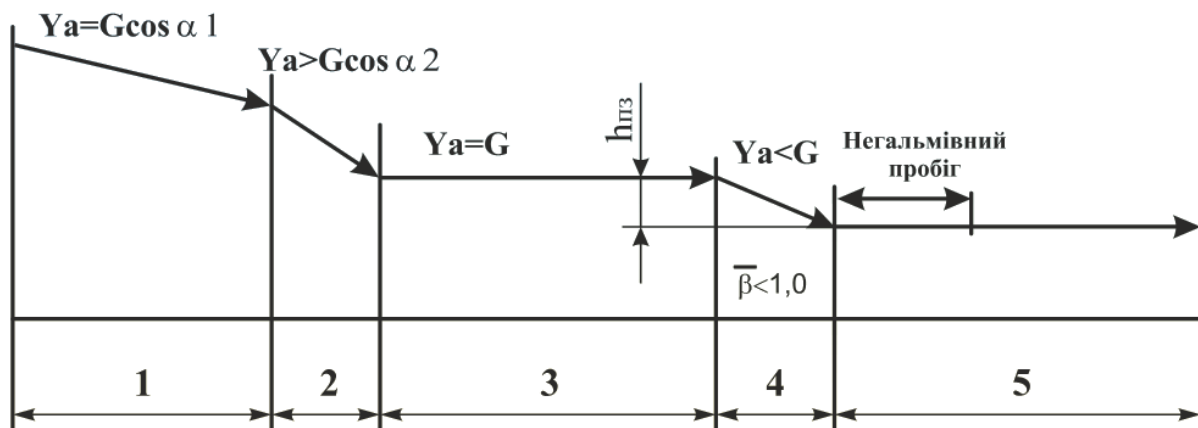


Рис. 2. Відношення підйомної сили крила до посадкової маси літака на різних ділянках посадкової дистанції

Що виражає відношення посадкової маси літака $M_{п}$ до крилового підйому Y і є предметом цього впливу на рух літака в момент першого торкання коліс основних опор зі злітно-посадковою смугою.

На рисунку 3 зображено схему сил, що діють на літак, і моменти в кінцевий момент парашутування, тобто в перший момент, коли колеса торкаються злітно-посадкової смуги.

На літак діють сили:

- підйомна сила крила $Y = C_y q S_k$;
- сила лобового опору літака $X = C_x q S_k$;
- аеродинамічний момент крила $M_{аер}$;
- підйомна сила горизонтального оперення $Y_{го}$;
- тяга двигунів $P_{дв}$;
- гравітаційна сила M_q ;

а з боку землі діють сили:

- вертикальні $P_0, P_{п}$;
- горизонтальні – $\mu_0 P_0, \mu_{п} P_{п}$ прикладені до осі коліс відповідно для основних і передніх опор шасі.

Розглянемо посадку літака на рівну ЗПС без крену і нищпорення з поступальною швидкістю V , з вертикальною швидкістю V_z , кутом тангажу θ і кутовою швидкістю ω відносно осі oz . Вважаємо, що літак здійснює плоскопаралельний рух.

Диференціальні рівняння, що описують динаміку посадки літаків за певної ідеалізації мають вигляд:

а) рівняння поздовжнього руху центру ваги літака (проекція сил на осі x)

$$\ddot{x} = \frac{1}{M} (X + \mu_{п} P_{п} + 2\mu_0 P_0 - P_{дв} \cos \theta); \quad (2)$$

б) рівняння вертикальних переміщень центру ваги літака (проекція сил на осі y)

$$\ddot{y} = \frac{1}{M} (Y + \mu_1 P_1 + 2\mu_0 P_0 - P_{дв} \cos \theta); \quad (3)$$

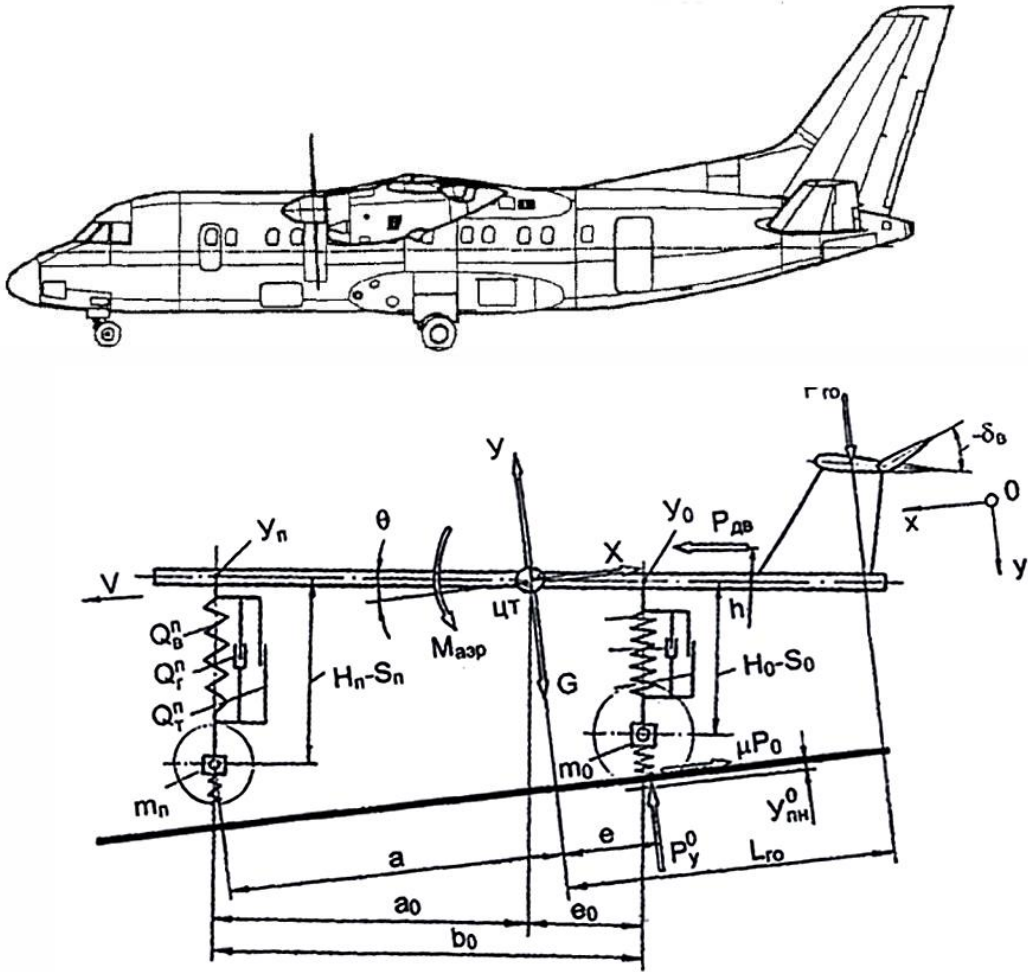


Рис. 3. Параметрична модель літака в посадковій конфігурації

в) рівняння рівноваги моментів відносно центру ваги літака

$$J_2 \theta'' + b \theta' - 2P_0 [e_0 \cos \theta - (H_0 - S_0) \sin \theta] - 2\mu_0 P_0 [e_0 \sin \theta + (H_n - S_n) \cos \theta] + P_n [a_0 \cos \theta + (H_n - S_n) \sin \theta] - \mu_n P_n [-a_0 \sin \theta + (H_n - S_n) \cos \theta] - M_z^{aep} \pm M_z^d = 0, \quad (4)$$

де b – коефіцієнт демпфірування літака [4] при його обертанні відносно осі z .

До рівнянь (2) – (4) додаємо рівняння руху рухомих частин опор шасі, у проекції сил на вісь амортизаційної системи (амортизатора)

а) по передній опорі:

$$m_n (\ddot{y}_n \cos \theta - S_n) = m_n q \cos \theta - P_n \cos \theta + Q_n; \quad (5)$$

б) по основній опорі:

$$m_0 (\ddot{y}_0 \cos \theta - S_0) = m_0 q \cos \theta - P_0 \cos \theta + Q_0; \quad (6)$$

а також рівняння розкрутки коліс:

в) для передньої опорі:

$$\varphi'' = \frac{1}{J_K} \mu_n \frac{P_n}{z_n} (R_n - y_{пн}^n); \quad (7)$$

г) для основної опорі:

$$\varphi'' = \frac{1}{J_K} \mu_0 \frac{P_0}{z_0} (R_0 - y_{пн}^0); \quad (8)$$

де $z_n; z_0$ – кількість коліс на осі; $\mu_n; \mu_0$ – коефіцієнти опору кочення коліс із ЗПС відповідно передніх і основних опор.

Значення M_z^{aep} визначається сумою моментів:

$$M_z^{aep} = M_{z\alpha} + M_{z\delta}, \quad (9)$$

де $M_{z\alpha}$ – статичний момент аеродинамічних сил,

$$M_{z\alpha} = [m_{zi} + m_z^{cy} C_y] q S_k b_a, \quad (10)$$

$M_{z\delta}$ – момент літака, що створюється внаслідок відключення керма висоти $\delta_{во}$,

$$M_{z\delta} = C_y^\delta [\delta_{во} + (\Theta - \Theta_0)] q S_{го} K_{го} L_{го}, \quad (11)$$

Тут

$$c_y = c_{y0} + c_y^\alpha \alpha; \quad \alpha = \Theta + \alpha_0 + \frac{y}{x}, \quad (12)$$

де α_i – початковий кут встановлення крила відносно СГФ літака;

x' – поступальна швидкість;

$M_z^\delta = \sum_{i=1}^N P_i h_i$ – момент, що створюється дією тяги двигунів;

h_i – плече тяги двигуна відносно центра мас літака.

Розв'язання системи рівнянь (1) – (12) здійснено, що описують процес посадки в першій фазі посадки для наступних параметрів: момент від аеродинамічних сил $M_{аер}(t)$ і сил, що діють на опори шасі $M_z(t)$, підкосів літака $H(t)$, та кутової швидкості тангажних коливань $\theta(t)$, що якнайповніше характеризують початок і розвиток коливань літака в першій фазі посадки.

При такій постановці основний вираз, що описують рух літака на перехідній повітряно-наземній ділянці посадкової дистанції, представлено у вигляді моделі.

$$\frac{C_y q S_{кр} d^2 y}{(1 - \beta) g dt^2} = C_y q S_{кр} \left(1 - \frac{1}{1 - \beta} \right) - P_{дв} \sin \theta + P_n + 2P_0. \quad (13)$$

Як впливає з цієї математичної моделі, переміщення центру мас у момент приземлення літака залежать від основних параметрів літака в посадковій конфігурації ($S_{кр}$, C_y , $P_{дв}$), зокрема й від коефіцієнта невірноваженості посадкової маси підйомною силою (β). Величина цього коефіцієнта (β) значною мірою залежить від здатності пілота керувати підйомною силою у момент приземлення літака.

Поряд із математичним моделюванням переміщень центру мас літака в момент його приземлення необхідною умовою забезпечення його точності є й імітаційне моделювання роботи агрегатів амортизаційних систем у стійках шасі, що складаються з шини. В умовах посадкового удару важливо врахувати послідовність увімкнення в роботу, особливості гасіння енергії удару на прямому і зворотному ході цієї системи.

Нелінійна сила гідравлічного опору для широкого класу амортизаторів на прямому і зворотному ході має вигляд:

$$Q_r = \xi_{пх} \rho \frac{F_{пл}^3}{2f_{пх}^2} \dot{S}^2 \text{ при } \dot{S} > 0, \quad (14)$$

$$Q_r = \xi_{ох} \rho \left[\frac{F_{кзг}^3}{2f_{ох}^2} + \frac{F_{пл}^3}{2f_{пх}^2} \right] \dot{S}^2 \text{ при } \dot{S} < 0, \quad (15)$$

де $F_{пл}$ – площа плунжера;

$F_{кзг}$ – площа камери зворотного гальмування;

ρ – масова щільність робочої рідини;

$S_{пх}$, $S_{ох}$ – площі дросельних отворів на прямому й зворотному ходах амортизатора.

Крім того, при обчисленні невідомих ураховано, що у всіх випадках робота амортизаційної системи характеризується чотирма періодами.

У 1-ому періоді відбувається обтиснення шин коліс, зовнішнє навантаження не перевищує початкового зусилля страгування амортизатора. Сам стояк являє собою в цей проміжок часу тверду систему.

У 2-му періоді відбувається одночасне обтиснення шин коліс й амортизатора, зовнішнє навантаження перевищує величину початкового зусилля страгування амортизатора. Амортизатор обтискується доти, доки зусилля по амортизатору не стане більшим, ніж зовнішнє навантаження. Із цього моменту починається розтиснення пневматика коліс, а амортизатор являє собою тверду систему (3-й період). І, нарешті, 4-й період, коли зусилля в шин коліс зменшуються до деякої величини, при якій починає розтискатися амортизатор. Таким чином, на 4-му етапі розтискаються як шини коліс, так і амортизатор.

1-й і 2-й періоди роботи амортизації – це прямий хід амортизаційної системи, коли відбувається поглинання кінетичної енергії літака, а 3-й і 4-й періоди – це зворотний хід амортизаційної системи, коли відбувається розсіювання частини поглиненої системою роботи.

Умови переходу від одного випадку руху літака до іншого визначається за наявністю контакту коліс із ЗПС, що оцінювалося нерівностями

$$PR1 = H_n - [(H_n - S_n) \cos \theta - a_o \sin \theta + y_n] - y_k^n \geq 0, \quad (16)$$

$$PR2 = H_o - [(H_o - S_o) \cos \theta - e_o \sin \theta + y_o] - y_k^o \geq 0. \quad (17)$$

При оцінці руху літака в момент приземлення структура рівнянь змінюється (рис. 4).

Така структура розв'язання системи диференціальних рівнянь, що враховують особливості руху літака в момент приземлення з

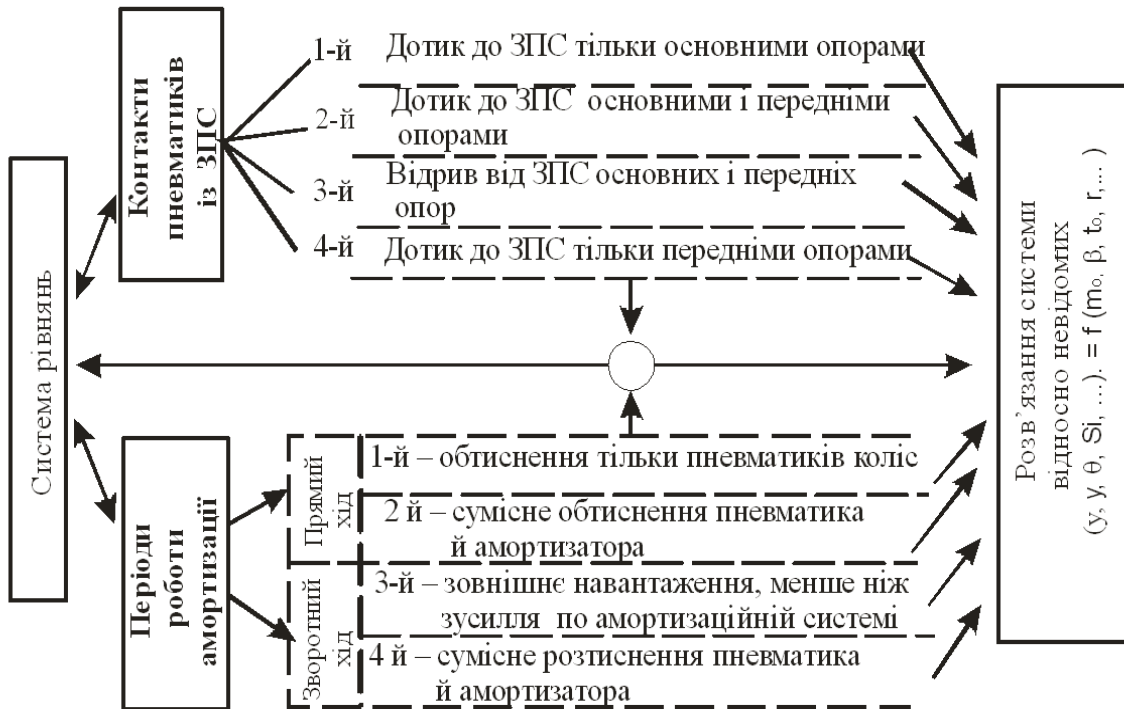


Рис. 4. Особливості розв'язання системи диференціальних

урахуванням особливостей роботи амортизаційних систем стійок шасі, дає змогу отримати низку важливих параметрів, як-от: перевантаження в центрі мас і в кожній стійці, можливість підскоків з відокремленням коліс від ЗПС, а також оцінити вплив параметрів літака і його амортизаційних систем стійок шасі на величину довжини втечі літака по ЗПС.

Таке завдання розв'язано на прикладі літака Ан-140, оскільки амортизаційні системи стійок шасі успішно пройшли копрові випробування, тобто всі необхідні результати для порівняльної оцінки необхідної довжини ЗПС для літака загалом. Отримані результати свідчать:

- отриманий вираз досить достовірно оцінює рух центру мас літака в момент приземлення та на наступному пробігу.

- натурні випробування основної стійки шасі літака Ан-140 на рухомому барабані, що імітує посадкову швидкість, підтвердили можливість використання запропонованої моделі оцінювання руху центру мас літака в момент приземлення і на наступному пробігу.

Крім того, загальне математичне та імітаційне моделювання процесу приземлення, тобто коефіцієнта β , дало змогу забезпечити більш раннє вмикання в роботу колісних гальм і тим самим

скоротити довжину посадкової дистанції літака Ан-140 (рис. 5).

Як впливає з наведених на рис. 5 даних математичне та імітаційне моделювання парашутування літака дає змогу забезпечити літаку під час посадки:

- стійкість поздовжнього руху гальмівних коліс у момент його приземлення;

- скорочення потрібної довжини ЗПС під час його пробігу шляхом скорочення його негальмівної ділянки.

Висновки

Шляхом аналізу нормованих посадок виявлено шість найхарактерніших етапів у посадковій дистанції літаків транспортної категорії тобто:

- зниження висоти, етап вирівнювання (горизонтальний політ) відносно рівня злітно-посадкової смуги. Далі йде область парашутування літака зі швидкістю V_y до злітно-посадкової смуги, за яким йдуть руху по злітно-посадковій смугі до повної зупинки.

Слід зазначити, що рух літака на його повітряних ділянках, коли він знаходиться під впливом аеродинамічних сил, гравітація і тяги двигунів, досить точно моделюються різними авторами що представлені в друкованих джерелах.

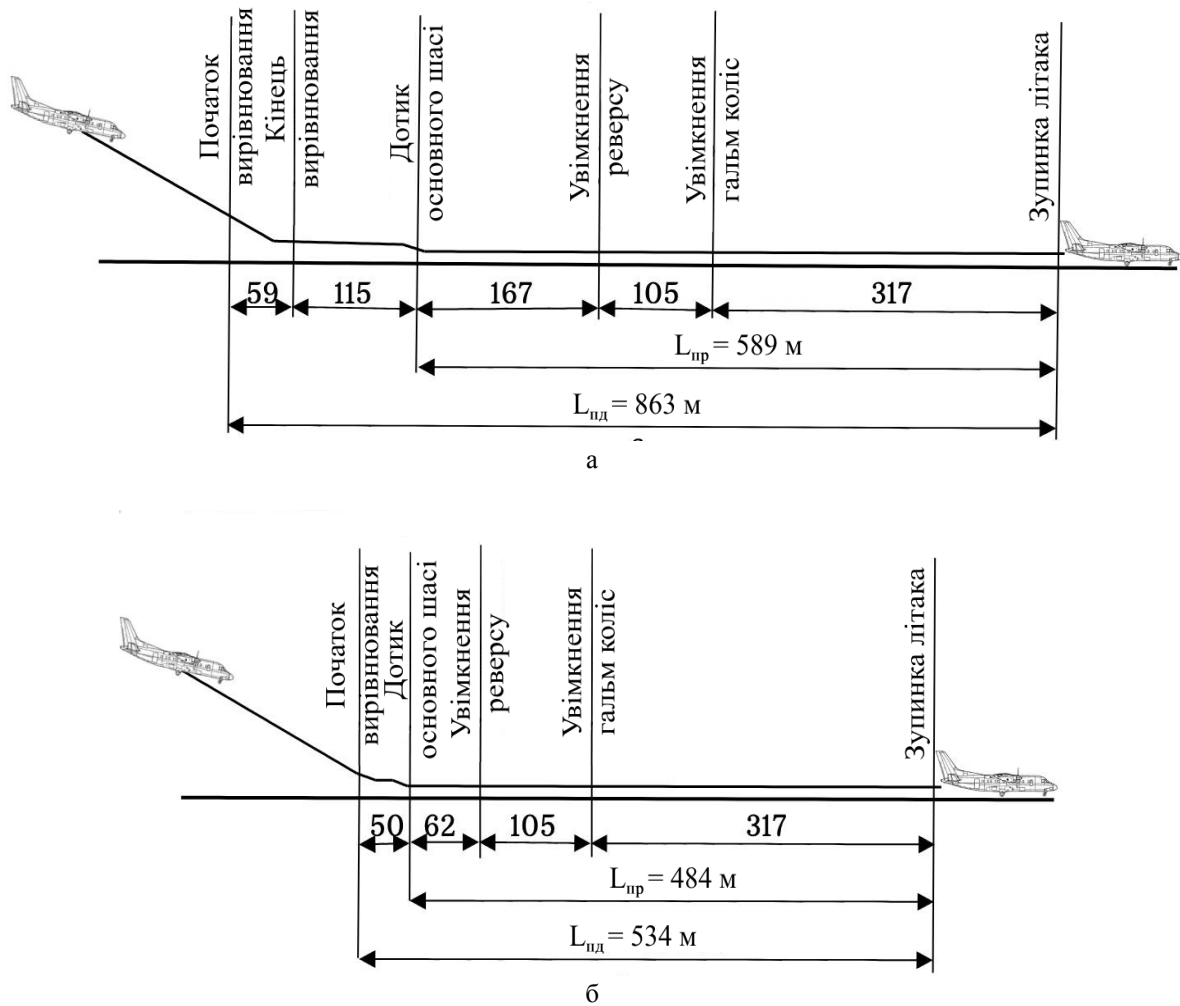


Рис. 5. Вплив моделювання умов парашування $\beta(V_y)$ на потрібну довжину ЗПС під час посадки літака Ан-140

Дуже мало вивчено особливості руху літака по повітряно-наземній посадці, тобто в момент парашування безпосередньо на злітно-посадкову смугу. Зовсім мало вивчено вплив, умов парашування на наступні ділянки посадки: перевантаження, неконтрольовані стрибки, на величину безгальмівного пробігу при неконтрольованих дотичних коливаннях, тобто на стійкість післяпосадкового пробігу.

Запропоновано метод математичного моделювання руху літака на ділянці його парашування на злітно-посадкову смугу, з урахуванням не тільки особливостей планера, але з урахуванням особливостей роботи амортизаційних систем шасі дозволяє оцінити параметри парашування, які забезпечують стійкість поздовжнього руху літака після першого удару в опори шасі.

На прикладі літака Ан-140 показано, як забезпечуються значення параметрів стійкості гальмівних коліс і як впливає швидкість

парашування V_y на довжину його посадкової дистанції.

Оскільки величина швидкості парашування V_y надає вирішальний вплив на величину перевантаження при першому посадковому ударі та на стійкість руху гальмівних коліс у подальшому пробігу проведені копрові випробування натурних основних опор літака Ан-140 з імітацією швидкістю посадки ($V_{\text{пос}}$) та швидкості парашування (V_y (β)).

За результатами таких експериментальних досліджень отримано, що

– математична модель літака в посадковій конфігурації та імітаційна модель участі в посадці амортизаційних систем опор шасі досить достовірно (порівняно з експериментальними даними) оцінюють рух літака в момент його приземлення та на наступному пробігу.

Це означає, що математичне моделювання залежності $\beta(V_y)$ дозволяє:

– уникати повторних підскоків при

приземленні та забезпечити стійкість поздовжнього руху літака;

– скоротити довжину негальмівного пробігу і зменшити потрібну довжину ЗПС при посадці літака.

Внесок авторів: встановлення взаємозв'язків основних параметрів літака у предметній області літака – **Л. В. Капітанова**; формування проблеми та шляхів її вирішення, моделювання процесу парашутування в умовах приземлення літака при його посадці, аналіз результатів – **В. І. Рябков**; огляд та аналіз англомовних інформаційних джерел та можливість їх використання у поставленій проблемі; розробка моделі процесу парашутування в умовах приземлення літака при його посадці – **Д. С. Кірносів**.

Конфлікт інтересів

Автори заявляють, що немає конфлікту інтересів щодо цього дослідження, фінансового, особистого, авторського чи іншого, який міг би вплинути на дослідження та його результати, представлені в цій статті.

Фінансування

Дослідження проводилося без фінансової підтримки.

Доступність даних

Рукопис не має пов'язаних даних.

Використання засобів штучного інтелекту

Автори підтверджують, що не використовували технології штучного інтелекту при створенні представленої роботи.

Усі автори прочитали та погодилися з опублікованою версією рукопису.

Література

1. *Electronic Code of Federal Regulations. Part 23 – Airworthiness Standards: Normal Category Airplanes [Електронний ресурс]. - Режим доступу: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-23?toc=1>. – 09.12.2023.*
2. *Electronic Code of Federal Regulations. Part 25 – Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes [Електронний ресурс]. - Режим доступу: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-25?toc=1>. – 09.12.2023.*
3. *Electronic Code of Federal Regulations. Part 27 – Airworthiness Standards: Normal Category*

Rotorcraft [Електронний ресурс]. - Режим доступу: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-27?toc=1>. – 09.12.2023.

4. *Electronic Code of Federal Regulations. Part 29 – Airworthiness Standards: Transport Category Rotorcraft [Електронний ресурс]. - Режим доступу: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-29?toc=1>. – 09.12.2023.*

5. *Electronic Code of Federal Regulations. Part 33 – Airworthiness Standards: Aircraft Engines [Електронний ресурс]. - Режим доступу: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-33?toc=1>. – 09.12.2023.*

6. Толмачов, М. Г. Принципи побудови керованих амортизаційних систем шасі літаків [Текст] / Н. Г. Толмачов // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2000. – Вип.18. – С. 140-146.

7. *A methodology for constructing the aircraft design schema [Text] / X. Sun, , M. Luo, Z. Cui, Z. Ji, & H. Liu // Chinese Journal of Aeronautics. – 2023. – Vol. 36, Iss. 8. – P. 148-167. DOI: 10.1016/j.cja.2023.03.009.*

8. Капітанова, Л. В. Злітно-посадкова конфігурація крила та її вплив на злітно-посадкові параметри літака [Текст] / Л. В. Капітанова // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2015. – № 7 (124). – С. 24-28. Режим доступу: http://nbuv.gov.ua/UJRN/aktit_2015_7_4. – 09.12.2023.

9. Liem, R. P. Expected drag minimization for aerodynamic design optimization based on aircraft operational data [Text] / R. P. Liem, J. R. R. A. Martins, & G. K. W. Kenway // *Aerospace Science and Technology*. – 2017. – No. 63. – P. 344–362. DOI: 10.1016/j.ast.2017.01.006.

10. Taylor, J. D. Low-fidelity method for rapid aerostructural optimisation and design-space exploration of planar wings [Text] / J. D. Taylor, & D. F. Hunsaker // *The Aeronautical Journal*. – 2021. – Vol. 125, Iss. 1289. – P. 1209-1230. DOI: 10.1017/aer.2021.14.

11. *Методологія формування предметної області модифікаційних змін у важкому транспортному літаку [Текст] / О. З. Двейрін, В. І. Рябков, Л. В. Капітанова, Д. С. Кірносів // Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2023. – № 1 (185). – С. 4–11. DOI: 10.32620/akt.2023.1.01.

References

1. *Electronic Code of Federal Regulations. Part 23 – Airworthiness Standards: Normal Category Airplanes*. Available at: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-23?toc=1>. (accessed 09.12.2023).

2. *Electronic Code of Federal Regulations. Part 25 – Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes*. Available at: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-25?toc=1>. (accessed 09.12.2023).

3. *Electronic Code of Federal Regulations Part 27 – Airworthiness Standards: Normal Category Rotorcraft*. Available at: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-27?toc=1>. (accessed 09.12.2023).

4. *Electronic Code of Federal Regulations Part 29 – Airworthiness Standards: Transport Category Rotorcraft*. Available at: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-29?toc=1>. (accessed 09.12.2023).

5. *Electronic Code of Federal Regulations Part 33 – Airworthiness Standards: Aircraft Engines*. Available at: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-33?toc=1>. (accessed 09.12.2023).

6. Tolmachov, M. H. Pryntsypy pobudovy kerovanykh amortyzatsiynykh system shasi litakiv [Principles of constructing controlled shock absorption systems for aircraft landing gear]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2000, vol. 18, pp. 140-146. (In Ukrainian).

7. Sun, X., Luo, M., Cui, Z., Ji, Z., & Liu, H. A methodology for constructing the aircraft design schema. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2023, vol. 36, iss. 8, pp. 148-167. DOI: 10.1016/j.cja.2023.03.009.

8. Kapitanova L. V. Zlitno-posadkova konfiguratsiya kryla ta yiyi vplyv na zlitno-posadkovi parametry litaka [Takeoff and landing wing configuration and its impact on aircraft takeoff and landing parameters]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2015, no. 7 (124), pp. 24-28. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/aktit_2015_7_4 (accessed 09.12.2023). (In Ukrainian).

9. Liem, R. P., Martins, J. R. R. A., & Kenway, G. K. W. Expected drag minimization for aerodynamic design optimization based on aircraft operational data. *Aerospace Science and Technology*, 2017, no. 63, pp. 344-362. DOI: 10.1016/j.ast.2017.01.006.

10. Taylor, J. D., & Hunsaker, D. F. Low-fidelity method for rapid aerostructural optimisation and design-space exploration of planar wings. *The Aeronautical Journal*, 2021, vol. 125, iss. 1289, pp. 1209-1230. DOI: 10.1017/aer.2021.14.

11. Dveyrin, O., Riabkov, V., Kapitanova, L., & Kirnosov, D. Metodolohiya formuvannya predmetnoyi oblasti modyfikatsiynykh zmin u vazhkomu transportnomu litaku [Methodology for forming the subject area of modification changes in heavy transport aircraft]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2023, no. 1 (185), pp. 4-11. DOI: 10.32620/akt.2023.1.01. (In Ukrainian).

Надійшла до редакції 05.01.2024, розглянута на редколегії 20.02.2024

SIMULATION OF THE AIRCRAFT PARACHUTING PROCESS TO THE RUNWAY DURING LANDING

*Liudmyla Kapitanova, Viktor Riabkov,
Danylo Kirnosov*

The landing of an aircraft is an unknown part of its flight, and at this stage, the highest number of accidents and even disasters are observed. It should be noted that the movement of the aircraft in its airspace, when it is under the influence of aerodynamic forces, gravity, and engine thrust, is quite accurately modeled by various authors and presented in printed sources. The peculiarities of the aircraft's movement during air-to-ground landing, i.e., at the moment of parachuting directly onto the runway, are insufficiently studied. The influence of parachuting conditions on post-landing stability has barely been studied. The **subject** of study in this article is the modeling of the parachuting process under conditions of aircraft landing. The **goal** of this study is to develop and test mathematical and simulation models of the aircraft's movement during its parachuting from the alignment zone to the runway and to ensure the stability of longitudinal movement at the moment of the first landing impact and subsequent movement. **Tasks**: analyze the characteristics of the landing distances of transport category aircraft; establish the features of the parasailing stage of the aircraft during landing; develop a parametric model of the aircraft in its parachute configuration; establish conditions for modeling shock-absorbing landing gear; and, based on general and simulation models, establish zones of longitudinal movement stability of the aircraft after the first landing. Based on the **results** of experimental studies, the proposed mathematical model of the aircraft in landing configuration and the simulation model of participation in the landing of shock-absorbing landing gear systems quite reliably (compared to experimental data) estimate the aircraft's movement at the moment of its touchdown and subsequent roll. This means that mathematical modeling can avoid repeated bounces during landing, ensure stability of longitudinal

aircraft movement, reduce the length of the unbraked roll, and decrease the required runway length during aircraft landing. **Conclusions:** By analyzing normalized landings, the six most characteristic stages in the landing distance of transport category aircraft have been identified. A method of mathematical modeling of aircraft movement during parachuting onto the runway, considering not only the glider's characteristics but also the features of the landing gear shock-absorbing systems, allows evaluating the parameters of parachuting that ensure stability of longitudinal aircraft movement after the first impact on the landing gear. Using the example of the An-140 aircraft, it is demonstrated how the values of brake wheel stability parameters are ensured and how the parachuting speed affects the length of its landing distance.

Keywords: aircraft landing; aircraft parachuting; ground contact oscillations; stability of longitudinal movement; runway.

Капітанова Людмила Валеріївна – д-р техн. наук, доц., проф. каф. проектування літаків та вертольотів, Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Рябков Віктор Іванович – д-р техн. наук, проф., проф. каф. проектування літаків та вертольотів, Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Кірносів Данило Сергійович – асп. каф. проектування літаків та вертольотів, Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Liudmyla Kapitanova – Doctor of Techn. Sci., Professor at the Department "Design of Aircraft and Helicopters", National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv, Ukraine, e-mail: l.kapitanova@khai.edu, ORCID: 0000-0003-3878-6734, Scopus Author ID 57218556745.

Viktor Riabkov – Doctor of Techn. Sci., Professor at the Department "Design of Aircraft and Helicopters", National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv, Ukraine, e-mail: 2506lulu@gmail.com, ORCID: 0000-0001-6512-052X, Scopus Author ID: 58020320100.

Danylo Kirnosov – PhD Student of the Department "Design of Aircraft and Helicopters", National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute», Kharkiv, Ukraine, e-mail: d.s.kirnosov@khai.edu, ORCID: 0000-0002-2288-2863.