

УДК 629.735.015.7.017.2(045)

¹О.В. Самойленко, канд. техн. наук, наук. співроб.²А.І. Коросташивець, старш. викл.³С.М. Бабкін, старш. викл.**ДОСЛІДЖЕННЯ МОЖЛИВОСТІ КЕРУВАННЯ ПАРАМЕТРАМИ БІЧНОГО РУХУ ВІЙСЬКОВО-ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА НА ЕТАПІ ДЕСАНТУВАННЯ МОНОВАНТАЖУ**¹Державний науково-дослідний інститут авіації
^{2,3}НАУ, кафедра дистанційного навчання

Розглянуто можливість керування параметрами бічного руху військово-транспортного літака на етапі десантування моновантажю. Уточнено повну нелінійну математичну модель літака з урахуванням сили дії моновантажю на підлогу вантажної кабіни. Проведено математичне моделювання процесу десантування моновантажю при стабілізації заданого курсу літака як у спокійних атмосферних умовах, так і в умовах вітрових збурень.

A possibility of pilotage of moment parameters of military-transport aircraft on the stage of monocargo landing is being examined. Fully mathematic nonline model of the aircraft with consideration of the influence of monocargo onto the cargo cabin floor has been specified. Mathematic modelling of monocargo landing process by stabilisation of given route of the aircraft under normal and turbulent air conditions has been made.

Вступ

Роль військово-транспортної авіації (ВТА) під час ведення бойових дій і здійснення миротворчих операцій на сьогодні надзвичайно висока [1]. Це пов'язано з вимогами мобільності, які висувають сучасні бойові дії.

Одне з основних завдань ВТА – доставка вантажів до місця призначення парашутним способом. Ефективність десантування моновантажів ВТА в умовах протидії засобів протиповітряної оборони (ППО) значно залежить від керованості літаком не тільки в поздовжньому каналі, але й у бічному.

Проблема некерованості літаком у бічному каналі робить літак уразливим при здійсненні десантування в зоні дії ППО противника.

Аналіз досліджень і публікацій

Велику кількість робіт присвячено десантуванню бойової техніки і різноманітного роду вантажів із військово-транспортних літаків (ВТЛ).

В існуючих алгоритмах керування процесом десантування бойової техніки використовуються тільки нелінійні рівняння поздовжнього руху літака, а бічний канал застабілізований [2].

Але для забезпечення маневрування літака в умовах протидії засобів ППО доцільно керування параметрами бічного каналу.

Постановка завдання – дослідження процесу десантування на повній нелінійній математичній моделі, керування заданим курсом літака під час десантування моновантажю на повній нелінійній математичній моделі з урахуванням сили дії N_y моновантажю на підлогу вантажної кабіни літака.

Побудова математичної моделі

Під час розробки математичної моделі використовували такі системи координат (СК):

– нормальну $OX_g Y_g Z_g$ як інерційну СК;

– зв'язану $OXYZ$;

– швидкісну $OXYZ$.

При отриманні рівнянь просторового руху літака були взяті такі припущення:

– Земля плоска і не обертається;

– військово-транспортні літаки і моновантаж є абсолютно твердими тілами;

– пружні деформації конструкції об'єктів дослідження і коливання палива в баках не розглядаються;

– сила тяги двигунів на етапі дослідження залишається постійною;

– військово-транспортний літак і моновантаж силово і моментно впливають один на одного;

– сила дії витяжної парашутної системи (ВПС) спрямована за вектором швидкості ВТЛ у протилежному напрямку;

– інтервал часу від початку скидання моновантажю до його віддалення від літака не перевищує періоду власних коливань літака за тангажем.

Таким чином, просторовий рух ВТЛ з моновантажем описується системою рівнянь, в якій моновантаж розглядається як сила N_y його дії на підлогу вантажної кабіни та сила N_x тертя [2; 3]:

$$m \frac{dV_o}{dt} = P \cos(\alpha + \varphi_{дв}) - c_{x_a} \frac{\rho V_o^2}{2} S - G \sin \vartheta_a + N_y \sin(\alpha + \varphi) - f_m N_y \cos(\alpha + \varphi);$$

$$\begin{aligned}
mV_o \frac{d\vartheta_a}{dt} &= P \sin(\alpha + \varphi_{дв}) + c_{y_a} \frac{\rho V_o^2}{2} S - \\
&- G \cos \vartheta_a - N_y \cos(\alpha + \varphi) - f_m N_y \sin(\alpha + \varphi); \\
-mV_o \frac{d\phi_a}{dt} &= -P \cos(\alpha + \varphi_{дв}) \sin \beta + c_{z_a} \frac{\rho V_o^2}{2} S + \\
&+ G \cos \vartheta_a \sin \gamma_a - N_y \sin(\alpha + \varphi) \sin \beta + \\
&+ f_m N_y \cos(\alpha + \varphi) \sin \beta; \quad (1)
\end{aligned}$$

$$I_X \dot{\omega}_X + (I_Z - I_Y) \omega_Y \omega_Z = M_X;$$

$$I_Y \dot{\omega}_Y + (I_X - I_Z) \omega_X \omega_Z = M_Y;$$

$$I_Z \dot{\omega}_Z + (I_Y - I_X) \omega_X \omega_Y = M_Z;$$

$$\dot{\vartheta} = \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma;$$

$$\dot{\gamma} = \omega_x - tg \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma);$$

$$\dot{\phi} = (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \sec \vartheta;$$

$$V_{Xg} = V_o \cos \vartheta_a \cos \phi_a;$$

$$V_{Yg} = V_o \sin \vartheta_a;$$

$$V_{Zg} = -V_o \cos \vartheta_a \sin \phi_a,$$

$$\alpha_o = \vartheta - \vartheta_a;$$

$$\phi_a = \phi - \beta,$$

де m – маса системи “ВТЛ + моновантаж”, яка складається з маси m_o ВТЛ та маси m_e моновантажу; V_o , α_o – повітряна швидкість центра мас ВТЛ та його кут атаки відповідно; $\varphi_{дв}$ – кут установки двигунів ВТЛ; φ – кут між подовжніми осями моновантажу та літака; f_m – коефіцієнт тертя; ϑ_a, ϕ_a – швидкісні кути тангажа та ристання відповідно; β – кут ковзання.

Решта позначень є загальноприйнятими і відповідають ГОСТ 20058-80.

Для рівнянь (1), що описують рух ВТЛ, замість маси моновантажу використовувався еквівалент m_e^e дії моновантажу та відносний еквівалент \bar{m}_e^e дії, завдяки чому враховується зміна впливу маси моновантажу на літак:

$$m_e^e = N_y g^{-1},$$

$$\bar{m}_e^e = m_e^e (m_o + m_e^e)^{-1}.$$

Рівняння моментів з урахуванням сили дії N_y моновантажу в зв’язаній СК мають вигляд:

$$M_X = m_X q S l + M_{P_X} + R_n y_{II} \sin \beta;$$

$$M_Y = m_Y q S l + M_{P_Y} + R_n x_{II} \sin \beta;$$

$$M_Z = m_Z q S b_a + f_m N_y y_N - N x_N - M_{P_Z}, \quad (2)$$

де m_X, m_Y, m_Z – коефіцієнти відповідних аеродинамічних моментів; q – швидкісний напір; l – розмах крила; $M_{P_X}, M_{P_Y}, M_{P_Z}$ – проекції моменту тяги двигунів на осі зв’язаної СК ($M_{P_X} = 0, M_{P_Y} = 0$); y_{II}, x_{II} – координати точок прикладання складової сили тяги ВПС; $R_n x_{II} \sin \beta$ – момент бічної складової сили тяги ВПС; b_a – середня аеродинамічна хорда (САХ) крила; x_N, y_N – плечі сил реакції до центра мас. Вирази для коефіцієнтів аеродинамічних сил $c_{x_a}, c_{y_a}, c_{z_a}$ і моментів m_X, m_Y, m_Z наведено у праці [3].

Осьовий момент інерції I_{z_n} ВТЛ з моновантажем визначають за формулою:

$$I_{z_n} = I_z^a + I_z^e + m_e^e x_e^2 (1 - \bar{m}_e^e) + m_e^e y_e^2 (1 - \bar{m}_e^e), \quad (3)$$

де I_z^a, I_z^e – власні осьові моменти інерції літака та моновантажу відповідно; x_e, y_e – координати центру мас моновантажу в зв’язаній СК.

На моновантаж, розташований усередині вантажної кабіни літака, діють:

– сила тяжіння $m_e g$;

– сила, яка створюється ВПС R_n ;

– сила реакції підлоги вантажної кабіни ВТЛ на моновантаж N_y ;

– сила тертя N_x .

При цьому система рівнянь, що описує рух моновантажу в проекціях на осі зв’язаної СК, має вигляд:

$$\begin{aligned}
m_e [\dot{V}_x - \omega_z V_y - \dot{\omega}_z y_e - x_e \omega_z^2 + \dot{V}_{e_x}] &= \\
&= -m_e g \sin \vartheta + N_x - R_n \cos \alpha \cos \beta;
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
m_e [\dot{V}_y + \omega_z V_x + \dot{\omega}_z x_e - y_e \omega_z^2 + 2\omega_z V_{e_y}] &= \\
&= -m_e g \cos \vartheta + N_y + R_n \sin \alpha \cos \beta;
\end{aligned}$$

$$0 = m_e g \cos \vartheta \sin \gamma - R_n \sin \beta. \quad (4)$$

Рівняння руху моновантажу відносно центра мас отримаємо, як і у випадку з літаком, з рівняння моментів, спроектованого на осі OX, OY, OZ зв’язаної СК (точка O знаходиться в центрі мас моновантажу). Ураховуючи припущення, що для моновантажу $\omega_x = \omega_y = 0$, систему зведемо до одного рівняння:

$$I_z^e \dot{\omega}_Z = N_y (x_N - x) + f_m N_y (y - y_N) + R_n \cos \beta [\cos \alpha (y_{II} - y) - \sin \alpha (x - x_{II})], \quad (5)$$

де x_N, y_N, x_{II}, y_{II} – координати точок прикладання сил N_y, R_n до моновантажу в зв’язаній СК.

Величина R_n визначалася за формулою

$$R_n = \frac{1}{2} c_{\Pi} S_{\Pi} \rho V_{\Pi}^2,$$

де c_{Π} – коефіцієнт опору парашута; S_{Π} – площа витяжного парашута; ρ – щільність повітря; V_{Π} – проекція вектора швидкості точки кріплення парашута до моновантажу на вектор \vec{V}_o :

$$V_{\Pi} = V_o + (\dot{x} - y_R \dot{\vartheta}) \cos \alpha \cos \beta - x_R \dot{\vartheta} \sin \alpha \cos \beta, \quad (6)$$

x_R, y_R – координати точки прикладення сили R_n відносно рухливої СК.

Для виключення кута ковзання β з перших двох рівнянь системи (4), який при бічній складовій вітру буде усуватися, виразимо його через кут крену γ з третього рівняння системи (4):

$$\sin \beta = \frac{m_o g \cos \vartheta \sin \gamma}{R_n},$$

$$\cos \beta = \frac{\sqrt{R_n^2 - m_o^2 g^2 (\cos \vartheta \sin \gamma)^2}}{R_n}. \quad (7)$$

З першого рівняння системи (4) отримуємо відносне прискорення моновантажу всередині вантажної кабіни V_{ϵ_x} , а з другого рівняння – силу реакції з боку літака на моновантаж N_y :

$$\begin{aligned} \dot{V}_{\epsilon_x} &= -\dot{V}_x + \omega_z V_y + \dot{\omega}_z y_{\epsilon} + x_{\epsilon} \omega_z^2 - \\ &- g \sin \vartheta + N_x m_o^{-1} - R_n m_o^{-1} \cos \alpha \cos \beta; \\ N_y &= m_o [\dot{V}_y + \omega_z V_x + \dot{\omega}_z x_{\epsilon} - y_{\epsilon} \omega_z^2 + 2\omega_z V_{\epsilon_x} + \\ &+ g \cos \vartheta \cos \gamma + R_n m_o^{-1} \sin \alpha \cos \beta]. \end{aligned}$$

При цьому система рівнянь, що описує рух літака в проекціях на осі зв'язаної СК з урахуванням сили дії N_y моновантажу, має вигляд:

$$\begin{aligned} m_o [\dot{V}_x - \omega_z V_y] &= P \cos \varphi_{\text{дв}} - X - N_x - m_o g \sin \vartheta; \\ m_o [\dot{V}_y + \omega_z V_x] &= P \sin \varphi_{\text{дв}} + Y - N_y - m_o g \cos \vartheta; \quad (8) \\ m_o [\dot{V}_z + \omega_x V_y - \omega_y V_x] &= m_o g \cos \vartheta \sin \gamma. \end{aligned}$$

Із виразів (4) та (8) отримуємо рівняння прискорення руху моновантажу відносно рухливої СК з урахуванням залежностей (7):

$$\begin{aligned} \dot{V}_{\epsilon_x} &= \frac{m_o + m_o}{m_o m_o} f_m N_y - \frac{\sqrt{R_n^2 - m_o^2 g^2 (\cos \vartheta \sin \gamma)^2}}{m_o} \cos \alpha - \\ &- \frac{P}{m_o} \cos \varphi_{\text{дв}} + c_x S \frac{\rho V^2}{2m_o} + \dot{\omega}_z y_{\epsilon} + x_{\epsilon} \omega_z^2, \quad (9) \end{aligned}$$

а з урахуванням залежності для визначення нормального перевантаження

$$n_y = (P \sin \varphi_{\text{дв}} + 0,5 c_{y\alpha} S \rho V^2) (mg)^{-1}$$

рівняння для визначення сили дії моновантажу на підлогу вантажної кабіни ВТЛ дорівнюватиме:

$$\begin{aligned} N_y^n &= \frac{m_o m_o}{m_o + m_o} [n_y \frac{g}{m_o} (m_o + m_o) - \\ &- \frac{\sqrt{R_n^2 - m_o^2 g^2 (\cos \vartheta \sin \gamma)^2}}{m_o} \sin \alpha + \\ &+ \dot{\omega}_z x_{\epsilon} - y_{\epsilon} \omega_z^2 + 2\omega_z V_{\epsilon_x}]. \quad (10) \end{aligned}$$

Математичне моделювання

Числове інтегрування системи диференціальних рівнянь (1) здійснювали з урахуванням співвідношень (2), (3), (5), (6), (9), (10) методом Рунге-Куты четвертого порядку з постійним кроком інтегрування, який дозволяє моделювати просторовий рух літака на етапі десантування з необхідною точністю.

При моделюванні процесу десантування досліджувалася горизонтальна складова регулярного (невипадкового) вітру на бічний рух, кінематичне співвідношення якого має вигляд [3]:

$$\Psi = \varphi_a - \beta_{\text{зн}} = \varphi - \beta + \beta_{\text{зн}},$$

де Ψ – шляховий кут літака, $\beta_{\text{зн}}$ – кут зносу:

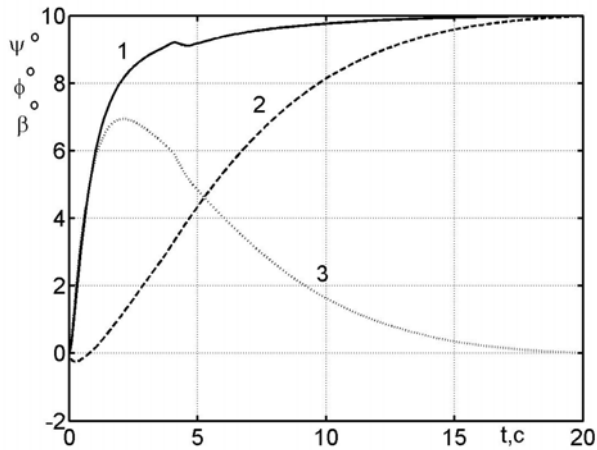
$$\beta_{\text{зн}} = \frac{W_{z_a}}{V};$$

W_{z_a} – швидкість вітру.

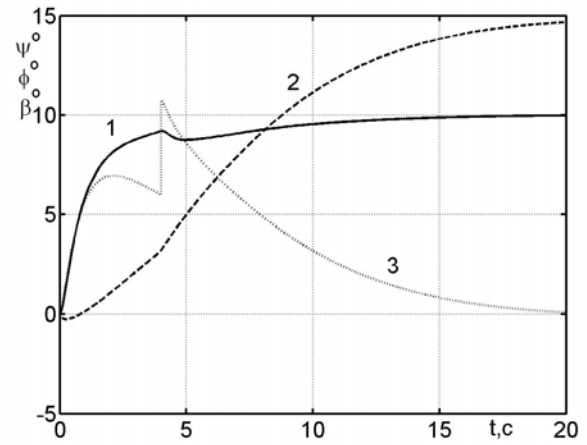
Результати моделювання процесу десантування моновантажу з гіпотетичного ВТЛ показано на рисунку. Загальний час польоту дорівнює 20 с, висота польоту 2000 м, швидкість літака 120 м/с, коефіцієнт опору парашута $c_{\Pi} = 0,97$, площа витяжного парашута $S_{\Pi} = 30 \text{ м}^2$, коефіцієнт тертя $f_m = 0,05$.

Під час математичного моделювання використовували такі основні характеристики літака:

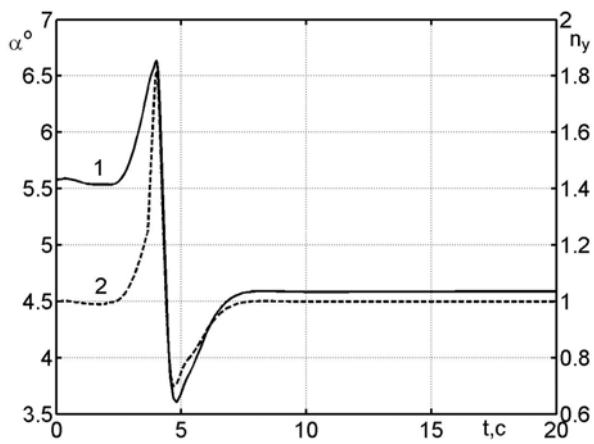
Площина крил, м^2	200
Маса літака, кг	71 000
Маса моновантажу, кг	20 000
Осьовий момент інерції, I_x , $\text{кг} \cdot \text{м}^2$	520 300
Осьовий момент інерції, I_y , $\text{кг} \cdot \text{м}^2$	480 000
Осьовий момент інерції, I_z , $\text{кг} \cdot \text{м}^2$	520 000
САХ, м	5,508
Центрування відносно САХ, %	25
Балансувальна тяга, Н	55899,65
Балансувальний кут атаки, град	5,5
Балансувальна кутова швидкість, град/с	-1,716



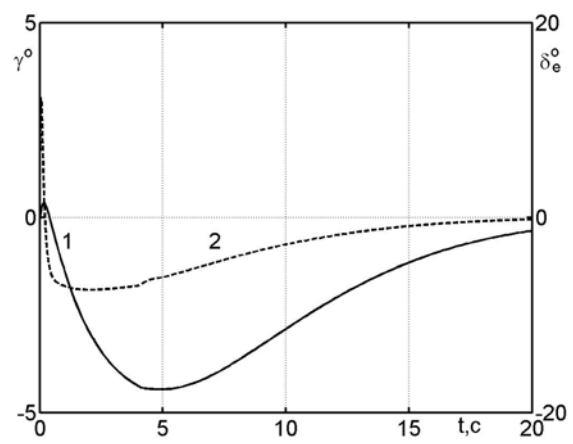
a



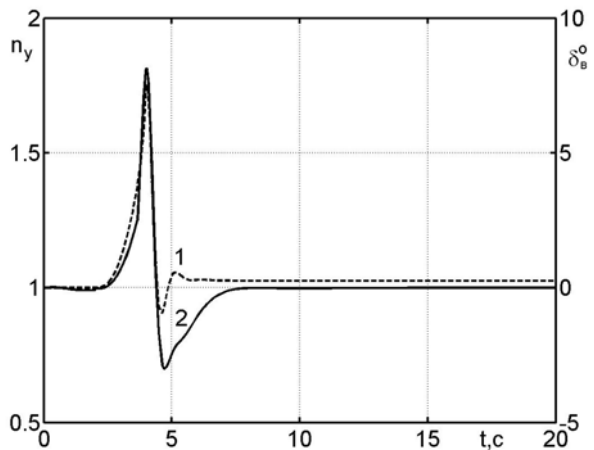
б



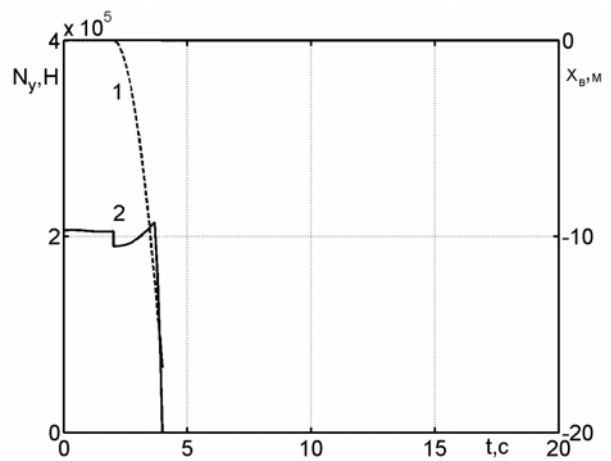
в



г



д



е

Перехідні режими стабілізації (а, б, в, д), відхилення (г, е):

а, б: 1 – заданий курс; 2 – кут ристання; 3 – кут ковзання;

в: 1 – кут атаки; 2 – нормальне перевантаження;

г: 1 – кут крену; 2 – елеронів;

д: 1 – відхилення руля висоти; 2 – стабілізація нормального перевантаження;

е: 1 – пройдений шлях моновантажем усередині вантажної кабіни літака; 2 – зміна сили дії моновантажу

При моделюванні процесу десантування з літака досліджувався режим стабілізації, призначення якого автоматична стабілізація положення ВТЛ відносно заданого незбуреного положення.

Для розглянутого літака використовували закони керування, які синтезовані за методикою, наведеною в працях [4; 5]:

– для контурів стабілізації поздовжнього руху:

$$\Delta \delta_e = \frac{1}{T_1 p + 1} [K_{\omega_z}^e \omega_z + K_{n_y}^e (n_y - n_{y_{зад}})] + \frac{1}{p} (K_{\omega_z}^e \omega_z + K_{n_y}^e (n_y - n_{y_{зад}}));$$

– для контурів стабілізації бічного руху:

$$\Delta \delta_e = K_e^\phi (\phi - \phi_3) + K_e^{\omega_x} \omega_x - K_e^\gamma \gamma;$$

$$\Delta \delta_n = K_n^\beta \beta + K_n^{\omega_y} \omega_y,$$

де T_1 – стала часу кермового привода;

$K_{\omega_z}^e, K_{\omega_x}^e, K_n^{\omega_y}, K_e^{\omega_x}$ – коефіцієнти передаточних чисел, що залежать від швидкісного напору; $K_{n_y}^e, K_{n_x}^e, K_n^\beta, K_e^\phi, K_e^\gamma$ – сталі коефіцієнти передаточних чисел; $n_{y_{зад}}, \phi_3$ – задані значення нормального перевантаження та курсу.

На рисунку показано результати числового експерименту процесу десантування моновантажу з горизонтального польоту при стабілізації заданого курсу $\Psi_{зад} = 10^\circ$ без впливу вітрових збурень (a, b, c), і з впливом бічної складової швидкості вітру $W_{z_a} = 10$ м/с (b, d, e).

Із результатів моделювання видно, що в спокійній атмосфері заданий курс $\Psi_{зад}$ літака стабілізується за 12 с (див. рисунок, a).

При цьому параметри поздовжнього руху літака, такі, як нормальне перевантаження n_y та кут атаки α , при десантуванні моновантажу змінюються в межах норми.

Кут атаки літака не повинен перевищувати $\alpha_{доп} = 2^\circ$, а перевантаження $0,8n_{y_{макс}}^e$, де $n_{y_{макс}}^e = 2$ (див. рисунок, b).

Під час пориву бічної складової швидкості вітру $W_{z_a} = 10$ м/с, який діє в момент початку руху моновантажу ($t = 2$ с), стабілізація заданого курсу відбувається за 15 с (див. рисунок, b). При цьому нормальне перевантаження літака змінюється майже так само, як і у випадку десантування без впливу бічної складової вітру. Роль висоти парирує виникаюче збурення, обумовлене рухом моновантажу, відхиляючись на 8° (див. рисунок, d).

Сила дії моновантажу змінюється плавно з 20 000 Н до нуля, а моновантаж проходить шлях у 16 м по підлозі вантажної кабіни літака (див. рисунок, e).

Висновки

У роботі уточнена модель просторового руху ВТЛ на етапі десантування моновантажу з урахуванням сили дії моновантажу на підлогу вантажної кабіни літака. Результати математичного моделювання свідчать про те, що залежно від збурюючого впливу змінюється тільки час виходу літака на заданий курс.

При невеликих значеннях крену літака ($2-4^\circ$) можливо здійснювати десантування військової техніки та особового складу повітряно-десантних військ при стабілізації заданого курсу літака, про що свідчить якість перехідних процесів.

Література

1. Краснов А.Б. Авиация в миротворческих операциях // Военная мысль. – 1999. – №4. – С. 29–34.
2. Хлоп'ячий В.А. Нелінійна модель подовжнього руху системи “ВТЛ+вантаж” на етапі десантування моновантажу порівнянної маси // Зб. наук. пр. КІ ВПС. – К.: КІ ВПС, 1999. – Вип. 6. – С. 168–177.
3. Асланян А.Е. Системы автоматического управления полетом летательных аппаратов. Ч. 1. – К.: КВВАИУ, 1984. – 435 с.
4. Самойленко О.В. Синтез законів управління рулем висоти та інтерцепторами військово-транспортного літака на режимі десантування надважкого моновантажу // Зб. наук. пр. – К.: НЦ ПС ЗСУ. – 2004. – №.7 – С. 207–210.
5. Асланян А.Е., Казмірчук А.В., Куран А.Г. Синтез бічного каналу системи автоматичного керування багатоцільовим дистанційно пілотованим літальним апаратом // Зб. наук. пр. КІ ВПС. – 2000. – Вип. 2(20). – С. 41–46.

Стаття надійшла до редакції 09.10.06.