

## ОПТИМІЗАЦІЯ ПРОЦЕСУ ВИКОНАННЯ ЛІТАКОМ ПОСАДКИ В УМОВАХ НЕВИЗНАЧЕНОСТІ З ЗАСТОСУВАННЯМ МЕТОДУ ЛІНІЙНОГО ПРОГРАМУВАННЯ

© Казак В., Шевчук Д., Кравчук М., 2008

Розглянуто метод лінійного програмування для знаходження оптимальних умов виконання повітряним кораблем посадки в заданій точці злітно-посадкової смуги у простих та складних метеоумовах. Обґрунтовано поняття відмови аеродромного світлосигнального комплексу при візуальному пілотуванні в складних метеорологічних умовах на етапі посадки повітряного корабля.

The method of choosing the algorithm and planning experiment for making research of the aircraft surface damage influence on the aircraft's controllability is considered.

The problem of planning the optimal experiment under conditions of getting the maximum information about the mechanism of influence on the aircraft surface damage the aircraft's flight characteristics under the limited expenses is presented. The criteria of choosing the optimal experiments are defined. The concept of the aerodrome lighting system failure under difficult meteorological conditions at visually flying aircraft during is considered.

### Постановка проблеми

Розвиток небажаної польотної ситуації, що створює загрозу безпеці польотів (БП), починається з появи несприятливих зовнішніх факторів або внутрішніх процесів. В основу класифікації й нормування несприятливих факторів покладені здатність і можливість екіпажа повітряного корабля (ПК) долати негативні наслідки їхньої прояви у польоті. Такий несприятливий фактор, як мінливість видимості, варто віднести до найнебезпечніших факторів. Аналіз досвіду експлуатації ПК у складних метеорологічних умовах (СМУ) при виконанні посадки або зльоту, показує, що ймовірність виникнення авіаподії (АП) на цих етапах значно більша, ніж на інших етапах польоту. На цих етапах виникаючі АП найчастіше мають важкі наслідки.

### Аналіз публікацій

Аналіз публікацій щодо вивчення впливу СМУ на безпеку польотів показав, що сьогодні відсутні дані аналізу стану та динаміки раптової зміни видимості безпосередньо в момент виникнення та розвитку авіаційних подій (АП). Як правило, у СМУ більшість АП відбуваються при справних технічних системах, що забезпечують політ. У результаті провина виникнення АП покладається на людський чинник.

### Мета досліджень

Метою статті є визначення оптимальних умов виконання літаком посадки в заданій точці злітно-посадкової смуги, а за необхідності умов виходу на друге коло або польоту на запасний аеродром – у простих та складних метеоумовах.

### Метод лінійного програмування для знаходження оптимальних умов виконання повітряним кораблем посадки у заданій точці злітно-посадкової смуги у простих та складних метеоумовах

Задачу лінійного програмування процесу виконання посадки літака можна подати у вигляді системи рівнянь, яка містить  $n=9$  початкових (головних або структурних) змінних:  $X_1 = X$  – відстань від точки прийняття рішення до точки доторкання ПК з ЗПС;  $X_2 = Z$  – бокове відхилення

повітряного судна;  $X_3 = Y = H$  – висота прийняття рішення;  $X_4 = \dot{X} = V_X$  – горизонтальна швидкість повітряного судна;  $X_5 = \dot{H} = V_Y$  – вертикальна швидкість ПК;  $X_6 = \gamma$  – кут крену ПК;  $X_7 = \nu$  – кут тангажу ПК, який складається з кута атаки  $\alpha$  та кута нахилу траєкторії  $\theta$ , тобто  $\nu = \alpha + \theta$ ;  $X_8 = P_L^3$  ( $X_8 \geq 0, 9$ ) – ймовірність усунення екіпажем несприятливого фактора  $P_3(t_i)$ , що з'явився на будь-якому інтервалі часу;  $X_9 = \psi$  – кут нищпорення ПК відносно середньої лінії ЗПС, а також  $m=4$  обмежень ( $m_1=3$  обмежень типу  $\geq$  та  $m_2=1$  обмежень типу  $\leq$ ,  $m_1 + m_2 = m$ ), запишемо у вигляді:

$$\left. \begin{aligned} a_{11}X_1 + a_{12}X_2 + a_{13}X_3 + a_{14}X_4 + a_{15}X_5 + a_{16}X_6 + \\ + a_{17}X_7 + a_{18}X_8 + a_{19}X_9 \geq b_1 \\ a_{21}X_1 + a_{22}X_2 + a_{23}X_3 + a_{24}X_4 + a_{25}X_5 + a_{26}X_6 + \\ + a_{27}X_7 + a_{28}X_8 + a_{29}X_9 \geq b_2 \\ a_{31}X_1 + a_{32}X_2 + a_{33}X_3 + a_{34}X_4 + a_{35}X_5 + a_{36}X_6 + \\ + a_{37}X_7 + a_{38}X_8 + a_{39}X_9 \geq b_3 \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

Запишемо коефіцієнти системи рівнянь, що описує процес пошуку оптимальної точки торкання шасі ЗПС у матрично-векторній формі, а також введемо перепозначення  $n' = n + m + m_1 = 9 + 3 + 4 = 16$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & \dots & a_{19} & a_{110} & a_{111} & \dots & a_{116} \\ a_{21} & a_{22} & \dots & a_{29} & a_{210} & a_{211} & \dots & a_{216} \\ a_{31} & a_{32} & \dots & a_{39} & a_{310} & a_{311} & \dots & a_{316} \\ a_{41} & a_{42} & \dots & a_{49} & a_{410} & a_{411} & \dots & a_{416} \end{bmatrix}; \quad (2)$$

Підібравши і підставивши значення кожного  $a_{ij}$  у вираз (2), отримаємо розрахункову матрицю:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 2 & 1 & 3 & 2 & 4 & 1 & 3 & 2 & 4 & -1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 12 & 0 & 5 & 5 & 1 & 8 & 7 & 15 & 20 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 11 & 8 & 4 & 8 & 1 & 7 & 8 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 1 & 5 & 5 & 5 & 5 & 8 & 8 & 4 & 3 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (3)$$

Отже, систему обмежень під час розв'язання задачі оптимізації точки торкання літака ЗПС можна записати у векторній формі:

$$\mathbf{X}_1\mathbf{A}_1 + \mathbf{X}_2\mathbf{A}_2 + \dots + \mathbf{X}_{16}\mathbf{A}_{16} = \mathbf{A}_0. \quad (4)$$

Як випливає із формули (4), вектор  $\mathbf{A}_0$  являє собою лінійну комбінацію векторів  $\mathbf{A}_1, \dots, \mathbf{A}_{16}$ , де коефіцієнтами є шукані величини  $\mathbf{X}_1 \dots \mathbf{X}_{16}$ .

Виберемо із 16 векторів,  $\mathbf{A}_1, \dots, \mathbf{A}_{16}$ , вектора  $\mathbf{A}_{v(1)}, \mathbf{A}_{v(2)}, \mathbf{A}_{v(3)}, \mathbf{A}_{v(4)}$ , лінійна комбінація яких становить 4-мірний вектор  $\mathbf{A}_0$ :

$$\mathbf{X}_{v(1)}^B \mathbf{A}_{v(1)} + \mathbf{X}_{v(2)}^B \mathbf{A}_{v(2)} + \mathbf{X}_{v(3)}^B \mathbf{A}_{v(3)} + \mathbf{X}_{v(4)}^B \mathbf{A}_{v(4)} = \mathbf{A}_0.$$

Обрані нами 4 вектора:

$\mathbf{A}_{v(1)} = \mathbf{A}_4$ ,  $\mathbf{A}_{v(2)} = \mathbf{A}_5$ ,  $\mathbf{A}_{v(3)} = \mathbf{A}_7$ ,  $\mathbf{A}_{v(4)} = \mathbf{A}_8$ , називаються базисними векторами, а відповідні їм змінні  $\mathbf{X}_{v(1)}^B$ ,  $\mathbf{X}_{v(2)}^B$ ,  $\mathbf{X}_{v(3)}^B$ ,  $\mathbf{X}_{v(4)}^B$  – базисними змінними.

Решта  $n' - m = 16 - 4 = 12$  векторів та їх змінні називаються відповідно небазисними векторами і небазисними змінними.

Якщо прирівняти всі небазисні змінні, тобто всі змінні за винятком  $X_{v(1)}^B$ ,  $X_{v(2)}^B$ ,  $X_{v(3)}^B$ ,  $X_{v(4)}^B$  до нуля, то отримаємо таке рівняння:

$$A_1 X_1 + A_2 X_2 + \dots + A_9 X_9 - A_{10} X_{10} - \dots - A_{13} X_{13} + A_{14} X_{14} + \dots + A_{16} X_{16} = 0 \quad (5)$$

Після розв'язання рівняння (5) отримаємо базисний розв'язок, який містить також нульові значення небазисних змінних. Усі отримані  $X$  мають нульові значення, і тому цей розв'язок називається припустимим базисним розв'язком, що відповідає фізичному процесу виконання посадки.

Імовірність появи несприятливого фактора в польоті, через мінливість видимості, відмов аеродромних світло-сигнальних комплексів (АСК) й інших фізичних і фізіологічних процесів, у числовому вигляді визначає функція інформативної ємності  $P(F_i, t_i)$  АСК як просторової оптичної системи (ПОС), на відповідному технологічному етапі  $t_i$ ,  $t_i [t_0, t_k]$ . Вона враховує комплексний вплив на мінливість сприйняття вогнів АСК у СМУ всіх основних факторів, розглянутих вище. Отже, для дотримання припустимих нормованих АП 25 (НЛПС) показників БП на технологічних етапах  $t_i$  повинна виконуватися умова:

$$Q_H(t_i) \geq P(F_i, t_i) \times [1 - P_9(t_i)], \quad t_i \in [t_0, t_k] \quad (6)$$

де  $Q_H(t_i)$  – нормований АП 25 (НЛПС) показник безпеки польотів для  $t_i$  технологічного етапу польоту з використанням засобів АСК;  $P(F_i, t_i)$  – функція інформативності АСК на технологічному етапі  $t_i$ ;  $P_9(t_i)$  – імовірність усунення екіпажем впливу несприятливого фактора через зміну видимості на технологічному етапі  $t_i$ .

З умови (6) визначимо нормоване значення функції інформативності АСК  $P_H(F_i, t_i)$  на технологічному етапі  $t_i$  для гарантованого забезпечення заданого рівня БП,

$$P_H(F_i, t_i) \leq \frac{Q_H(t_i)}{1 - P_9(t_i)} \quad (7)$$

Отже, запишемо таку умову:

$$Q_H(t_i) \geq [1 - P_9(t_i)] \times P[(H_n - H_{n-1}) < L_{виз}^{дон}, t_i] \times P(\Delta H < \Delta H_{дон}, t_i) \times \int_{t_i}^{t_n} f(\Delta S < S_{дон}, t_i) dt \quad (8)$$

Аналіз вимоги (8) показує, що для забезпечення заданого АП 25 (НЛПС) рівня БП  $Q_H(t_i)$  можна впливати тільки на дві складові цього виразу, інші визначаються природними явищами. Перша – це ймовірність усунення екіпажем несприятливого фактора через різку зміну видимості шляхом його тренувань, а друга, – це ймовірність застати в непрацездатному стані на етапі польоту  $t_i$  елементарні відрізки видимих вогнів за курсом польоту, що складаються з 4 вогнів (120м видимої поверхні, по рекомендаціями ІКАО) або 3 вогнів (90м за вимогами авіакомпаній). Іншими словами, вимога (8) при невиконанні нерівності визначає ймовірність виникнення АП на технологічному етапі  $t_i$

$$P(\Delta H_i, t_i < \Delta H_{дон}), \quad t_i = [t_0, t_k] \quad (9)$$

Імовірність нейтралізації екіпажем ПК несприятливого фактора  $P_9(t_i)$ , що з'явився на будь-якому інтервалі часу технологічних етапів  $t_i$ , визначається за відомою методикою, викладеною у роботах [1, 3]:

$$P_9(t_i) = \int_{t_0}^{t_p} f(t_g) dt_g = 0.5 + \Phi_0\left(\frac{1}{\sqrt{D}} \ln \frac{t'}{t_{g \min}}\right) \quad (10)$$

де  $t_p$  – час, що є в розпорядженні пілота для нейтралізації несприятливого фактора;  $t_0$  – час виявлення дії несприятливого фактора;  $t_g$  – час ухвалення рішення пілотом;  $t_{g \min}$  – мінімальний фізіологічний час втручання пілота;  $D$  – дисперсія вираження;  $\Phi_0(x)$  – таблична функція Лапласа для аргументу  $X$ .

Для оцінки впливу живучості системи “екіпаж – ПК – злітно-посадкова смуга – АСК – середовище” на точність приземлення ПК, а також знаходження оптимальних умов виконання його посадки в заданій точці злітно-посадочної смуги, як вже зазначалося, застосований метод лінійного програмування. Під живучістю системи “екіпаж – ПК – злітно-посадкова смуга – АСК – середовище” в умовах виконання зльоту чи посадки розуміємо властивість системи забезпечувати здатність виконання потрібних функцій керуваності та стійкості літака на потрібній для цих умов траєкторії зниження в умовах виникнення непередбачених раптових зовнішніх впливів або внутрішніх процесів в системі “екіпаж – ПК – злітно-посадкова смуга – АСК – середовище”.

Завданням на дослідження було виявлення впливу горизонтальної складової швидкості ПК на посадці  $\dot{X} = V_x$ , ( $\dot{X} = X_4$ ) та надійності функціонування АСК. Як таку в роботі прийнято ймовірність того, що в нормальних умовах видимості вогнів пілот бачитиме не менше 3-х вогнів, тобто  $P_L^3(X_8 \geq 0,9)$ ,  $X_8$  – ймовірність бачення екіпажем на відстані  $L$  3-х вогнів АСК. За цими умовами в роботі було розроблено лінійну модель процесу виконання посадки, складено оптимізаційну програму розв’язання задачі на ПЕОМ і виконано машинний експеримент. Частина результатів розв’язаної задачі наведено у табл. 1, 2.

$$X_2 = \begin{cases} 0, \text{ якщо } & Z = 0; \\ 0.5, \text{ якщо } & 0 < Z \leq 15; \\ 1, \text{ якщо } & 15 < Z \leq 30; \\ 2, \text{ якщо } & 30, Z \leq 60; \end{cases}$$

$$X_4 = \begin{cases} 0, \text{ якщо } & V_{\Gamma} = 270 \text{ км/год}; \\ 0.5, \text{ якщо } & 270 < V_{\Gamma} < 290; \\ 1, \text{ якщо } & 290 < V_{\Gamma} < 360; \\ > 1, \text{ якщо } & V_{\Gamma} < 400; \end{cases}$$

$$X_8 = \begin{cases} 0, \text{ якщо } & P_L^3 > 0.9; \\ 0.5, \text{ якщо } & 0.85 < P_L^3 < 0.9; \\ 1, \text{ якщо } & 0.8 \leq P_L^3 < 0.85; \\ > 1, \text{ якщо } & P_L^3 < 0.8; \end{cases}$$

Таблиця 1

### Результати, отримані у процесі першої ітерації

Відстань від точки прийняття рішення до точки доторкання з ЗПС, $m$	$(X_1) = 700$ ;
Бокові відхилення $Z$ , $m$	$(X_2) = 1.000$ ;
Висота прийняття рішення $H$ , $m$	$(X_3) = 10$ ;
Горизонтальна складова швидкість $V_x$ , $m/c$	$(X_4) = 0.000$ ;
Вертикальна швидкість ПС $V_y$ , $m/c$	$(X_5) = 5.00$ ;
Кут крену $\gamma$ , $град$	$(X_6) = 0.50$ ;
Кут тангажу $\vartheta$ , $град$	$(X_7) = 0.60$ ;
Ймовірність того, що на віддалені $X_1$ екіпаж бачить не менше ніж три вогні аеродромної світлосигнальної системи посадки $P_L^3(X_8 \geq 0,9)$	$(X_8) = 0.000$ ;
Кут нищпорення ПС відносно середньої лінії ЗПС $\psi$ , $град$	$(X_9) = 1.000$ ;

Аналіз отриманих результатів показує, що на умови точного приземлення ПК в умовному позначенні на ЗПС, тобто на горі літери «Т», при заданих початкових умовах впливає не тільки горизонтальна складова швидкості зниження ПК, яка на цьому кроці обчислення є нормальною (270км/год) та ймовірність бачення екіпажем не менше 3-х вогнів ЗПС, яка також є допустимою на цьому кроці, але й інші складові параметри. У нашому випадку (5) це вплив вертикальної швидкості ПК  $V_y$  ( $X_5$ ) та кута нишпорення ПК відносно середньої лінії ЗПС  $\psi$  ( $X_9$ ).

З аналізу даних (табл.1) випливає, що із зміною цих параметрів літак не зможе виконати посадку тому, що бокове відхилення  $Z$  є більшим, ніж ширина ЗПС, отже, безпека пасажирів не гарантується, тому екіпажу доцільно прийняти рішення про переліт на запасний аеродром або йти на друге коло.

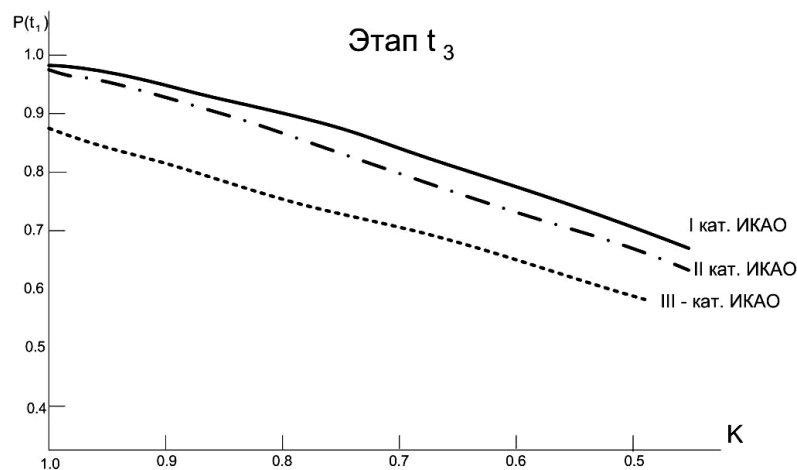
Таблиця 2

**Результати обчислень**

Відстань від точки прийняття рішення до точки доторкання з ЗПС, $m$	$(X_1) = 700;$
Бокові відхилення $Z$ , $m$	$(X_2) = 1.50;$
Висота прийняття рішення $H$ , $m$	$(X_3) = 10;$
Горизонтальна складова швидкість $V_x$ , $m/c$	$(X_4) = 0.000;$
Вертикальна швидкість ПК $V_y$ , $m/c$	$(X_5) = 5.00;$
Кут крену $\gamma$ , $град$	$(X_6) = 0.50$
Кут тангажу $\vartheta$ , $град$	$(X_7) = 0.60;$
Ймовірність того, що на віддалі $X_1$ екіпаж бачить не менше ніж три вогні аеродромної світлосигнальної системи посадки $P_L^3(X_8 \geq 0,9)$	$(X_8) = 0.000;$
Кут нишпорення ПК відносно середньої лінії ЗПС $\psi$ , $град$	$(X_9) = 1.000;$

Із аналізу подальших результатів (табл. 2) випливає, що при цих початкових умовах бокове відхилення не перевищує 30 м, і в екстрених ситуаціях літак може здійснити посадку на ЗПС, якщо її ширина становить 60 м, тобто на аеродром першого класу.

Результати розрахунку часу, що має в своєму розпорядженні пілот для прийняття рішення при польотах за I, II, III категоріями ІКАО, побудовані для стандартних висот прийняття рішення  $H_{впр}$ , (60, 30 і 15м, відповідно), посадкової швидкості ПК  $V_n = 250$  км/год, вертикальної швидкості зниження для ПК типу Ту-154  $V_g = 5.0$  м/с, мінімальної висоти відходу на друге коло  $H_{min} = 15$ м (для I-кат. ІКАО), 5м (для II й III кат. ІКАО) і коефіцієнта ускладнень умов польоту  $k$ , наведені на рисунку.



Результати розрахунку часу, що має в своєму розпорядженні пілот

Частина результатів розрахунків представлені у вигляді графіків зміни ймовірності нейтралізації екіпажем несприятливого фактора – миттєвого погіршення видимості нижче припустимої для відповідних категорій ІКАО.

### Висновки

Отже, проведений аналіз отриманих результатів показує, що при зниженні ймовірності бачення  $P_L^3(X_8 \geq 3)$  до 0.8 істотно збільшується не тільки бокове відхилення  $Z$ , але й потрібна вертикальна швидкість ПС  $V_y(X_5)$ . Посадка в таких умовах може привести до зниження безпеки польоту.

Крім того, з'ясовано, що із збільшенням посадочної швидкості потрібна кількість побачених екіпажем вогнів АСК також зростає. З фізичного погляду це означає, що із зростанням швидкості літака на посадці екіпажу для впевненості в правильності дій потрібно бачити не менше ніж 4–5 вогнів АСК ЗПС.

1. Блохин Л.Н., Казак В.Н. Синтез оптимальной робастной системы стабилизации объекта с отказывающими элементами // Кибернетика и системы анализа. – 2000. – № 3. – С. 151 – 158.
2. Казак В.Н., Салимон В.И., Туник А.А. Системы автоматического и полуватоматического управления полётом. – К.: НАУ, 2001. – 200 с.
3. Надежность и эффективность в технике: Справочник. В 10 т. / Ред. совет: В.С. Авдеевский (пред.) и др. Т. 1.: Методология. Организация. Терминология / Под ред. А.Н. Рембезы. – М.: Машиностроение, 1989. – 224 с.
4. Новости зарубежной науки и техники //Техническая информация (обзоры и рефераты по материалам иностранной печати). Серия: Авиационная и ракетная техника. – ЦАГИ. – 1999. – № 6. – С. 1 – 64 с.
5. Прокофьев А.И. Надежность и безопасность полетов. – М.: Машиностроение, 1985.– 180 с.
6. Райкин А.Л. Элементы теории надежности технических систем / Под ред. И.А. Ушакова. 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Советское радио, 1978. – 280 с.