

ОПТИМІЗАЦІЯ РОЗВ'ЯЗАННЯ КОНФЛІКТНИХ СИТУАЦІЙ МІЖ ПОВІТРЯНИМИ КОРАБЛЯМИ З ВИКОРИСТАННЯМ МЕТОДУ ДИНАМІЧНОГО ПРОГРАМУВАННЯ

Інститут аеронавігації
Національного авіаційного університету

Розглянуто задачу оптимального розв'язання конфліктних ситуацій між повітряними кораблями маневруванням швидкістю та її вирішення з використанням методу динамічного програмування

Вступ

Постійне вдосконалення організації повітряного руху, впровадження концепції глобальної системи зв'язку, навігації, спостереження і організації повітряного руху *CNS/ATM (Communication, Navigation, Surveillance / Air Traffic Management)*, перспектива використання кооперативного управління повітряним рухом (*Cooperative ATM*) і режиму „*Free Flight*” обумовлено необхідністю підвищення пропускної здатності та ефективності системи обслуговування повітряного руху (ОПР) при збільшенні інтенсивності польотів.

Впровадження цих концепцій дає можливість екіпажам самим вибирати маршрути польоту і планувати траєкторії, забезпечує підвищення пропускної здатності системи ОПР та значний економічний вигравш для авіакомпаній.

Однак при збільшенні щільності повітряного руху (ПР) зростає вірогідність виникнення конфліктних ситуацій (КС), що може звести нанівець економічний ефект у тому випадку, якщо повітряні кораблі (ПК) будуть змушені виконувати часті маневри для того, щоб уникнути зіткнення.

За таких умов значно зростає необхідність і роль систем підтримки прийняття рішень з якісно новими властивостями, які повинні забезпечувати своєчасне виявлення і розв'язання КС.

З метою збереження ефективності ПР розв'язання КС необхідно проводити оптимальним способом, тобто визначати оптимальні маневри з усунення конфлікту між ПК відповідно до обраних критеріїв,

таких як економічність, час польоту, комфортність тощо.

Аналіз досліджень і публікацій

Наукові дослідження проблеми прийняття рішень при розв'язання КС в системі управління повітряним рухом (УПР) зосереджені в науково-дослідних центрах *NASA (National Agency of Space and Aeronautics, USA)*, *EUROCONTROL (European Organization for the Safety of Air Navigation, France)*, *NLA (National Aerospace Laboratory, the Netherlands)*.

Аналіз існуючих методів розв'язання КС, які оптимальним чином планують маневрування ПК, показує, що їх недоліком є складність алгоритмів [4, 9].

Одним із способів усунення КС є маневрування швидкістю польоту ПК. Для оптимального вирішення задачі розв'язання КС маневруванням швидкістю пропонується використовувати метод динамічного програмування (ДП) [5, 6, 8].

Постановка завдання

Об'єктом дослідження є процес УПР в умовах виникнення КС.

Завданнями дослідження є:

– постановка задачі оптимального розв'язання КС маневруванням швидкістю;

– розробка стратегії оптимального розв'язання КС маневруванням швидкістю за критеріями мінімізації часу польоту ПК на неоптимальній швидкості та зменшення відхилень від розрахункового часу польоту контрольних точок маршруту;

– вирішення поставленої задачі оп-

тимізації розв'язання КС з використанням методу ДП.

Задача оптимального розв'язання КС маневруванням швидкістю

Постановка задачі наводиться за таких умов: в зоні УПР використовуються сучасні технології *CNS* (зв'язку, навігації, спостереження), наземна інфраструктура та ПК обладнанні апаратурою автоматичного залежного спостереження (*ADS-B*), організовано цифровий канал передачі даних між ПК та диспетчерами УПР (*CPDLC*).

Розглянемо ситуацію, коли два ПК виконують політ на одному ешелоні по трасах, що перетинаються під кутом φ (рис. 1). Перший ПК летить з курсом ψ_1 та шляховою швидкістю V_1 , другий – з курсом ψ_2 та шляховою швидкістю V_2 . Пеленг другого ПК відносно напрямку польоту першого – θ_1 , пеленг першого ПК відносно напрямку польоту другого – θ_2 .

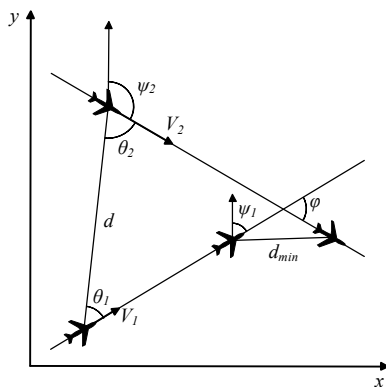


Рис. 1. Геометрична схема виникнення КС

Час до найбільшого зближення між ПК t_{\min} та відстань між ними d_{\min} в цей момент визначається з виразів [2]:

$$t_{\min} = dV_{\text{цає}} / V_{\text{а}^3\text{а}}^2, \quad (1)$$

$$d_{\min} = dV_1 / V_{\text{а}^3\text{а}}, \quad (2)$$

де $V_{\text{а}^3\text{а}}$ – відносна швидкість ПК; $V_{\text{цає}}$ – швидкість зближення, яка дорівнює складовій відносної швидкості, спрямованій уздовж лінії, що з'єднує ПК; V_1 – складо-

ва відносної швидкості, спрямована перпендикулярно до лінії, що з'єднує ПК.

Конфліктна ситуація вважається виявленою, якщо відстань між літаками d_{\min} в момент найбільшого зближення буде меншою за встановлену безпечну мінімальну відстань d_s .

Пропонується наступна стратегія оптимального розв'язання КС маневруванням швидкістю:

- екіпажі обох ПК ліквідують потенційну загрозу заздалегідь, відразу після сигналізації про неї;

- після маневрувань зі зміною швидкості для усунення конфлікту обидва ПК повертаються на крейсерські швидкості та продовжують політ за такими траєкторіями до часу найбільшого зближення;

- після прольоту точки найменшої відстані *CPA* (*Closest Point of Approach*) ПК виконують маневри з забезпечення виходу з зони УПР у розрахунковий за планом польоту час.

Відповідно до обраної стратегії пропонується наступна послідовність кооперативного розв'язання КС, яку виконують обидва ПК:

- маневрування швидкістю для усунення конфлікту (фаза 1);

- повернення та політ на крейсерській швидкості (фаза 2);

- забезпечення виходу ПК з зони УПР у розрахунковий за планом польоту час (фаза 3).

Критеріями оптимальності для кожної фази розв'язання КС є:

- фаза 1: збільшення швидкості розв'язання конфліктної ситуації;

- фаза 2: мінімізація часу польоту на неоптимальній швидкості;

- фаза 3: мінімізація відхилень від розрахункових часів виходу з зони УПР.

Використання методу ДП для вирішення задачі оптимізації розв'язання КС маневруванням швидкістю

Розв'язання КС є керованим процесом, при якому необхідно враховувати

динаміку польоту ПК та вплив цілої низки збурюючих чинників.

Оптимальне планування керованих процесів забезпечує метод ДП. Цей метод визначає оптимальне розв'язання n -мірної задачі шляхом її декомпозиції на n етапів, кожен з яких є підзадачею відносно однієї змінної.

Задача ДП формулюється наступним чином – з множини можливих керувань U знайти таке U^* , яке переведе систему S з початкового стану S_i в кінцевий S_e таким чином, що деяка функція вартості $W(S)$ набуде максимального значення.

Визначення оптимального керування проводиться за допомогою рекурентного рівняння ДП [3]:

$$W_i(S_i) = \max_{U_i} \{f_i(S_{i-1}, U_i) + W_{i-1}(S_{i-1})\}. \quad (3)$$

Запобігання потенційного конфлікту можна розглядати як послідовний багатетапний процес прийняття рішень у дискретні моменти часу. Задачу оптимального планування маневрів з усунення КС можна сформулювати наступним чином – з множини можливих керувань знайти таке, яке переведе систему ПК з початкового стану (конфлікт виявлено) в кінцевий (конфлікт усунено) таким чином, що деяка функція вартості (витрат) набуде екстремального значення.

Зробимо постановку задачі ДП для розв'язання КС маневруванням швидкістю відповідно до обраних критеріїв оптимальності.

Два ПК, які конфліктують, складають динамічну систему S .

Процес планування маневрів розглядається на часовому інтервалі $[t_0, t_A]$, де t_0 – момент виявлення КС, t_A – момент виходу одного з ПК з зони УПР.

Декомпозиція загальної задачі на етапи проводиться за часовим критерієм з кроком дискретизації Δt .

Для кожного i -го етапу розв'язання задачі ДП визначаються:

– множина керувань $U_i \in U_{\text{дп}}$ – зміни прискорень a ПК;

– множина станів системи S_i – прискорення a , отримані ПК в результаті дії керувань.

При цьому на керування накладаються обмеження по максимальних та мінімальних швидкостях польоту ПК:

$$U_i \in U_{\text{дп}}, \text{ якщо } V_{\min} \leq V(U_i) \leq V_{\max}.$$

Таким чином, прискорення a_i на i -му етапі залежить від прискорення ПК a_{i-1} після $(i-1)$ -го етапу та керування на i -му етапі:

$$a_i = f(a_{i-1}, U_i). \quad (4)$$

Координати положення та швидкості польоту обох ПК на кожному етапі для кожного стану та керування визначаються з використанням моделі [1]:

$$\begin{cases} x(t_i) = x(t_{i-1}) + V_x(t_{i-1})\Delta t + \frac{a_x\Delta t^2}{2}; \\ y(t_i) = y(t_{i-1}) + V_y(t_{i-1})\Delta t + \frac{a_y\Delta t^2}{2}, \end{cases} \quad (5)$$

де x, y – координати ПК; V_x, V_y – проекції швидкості польоту; a_x, a_y – проекції прискорення; $\Delta t = t_i - t_{i-1}$ – крок дискретизації.

Також визначаються: значення часу, що витрачається на зміну швидкості до крейсерської τ_c , прогнозоване значення мінімальної відстані між ПК d_{\min} та відхилення від розрахункового часу виходу ПК з зони УПР t_A для координат $x(t_i + \tau_c), y(t_i + \tau_c)$.

Визначимо рекурентні рівняння ДП для кожної фази розв'язання КС відповідно до обраних критеріїв оптимальності.

Для фази 1 рекурентне рівняння має вигляд:

$$\begin{aligned} W_i(S_i) = d_{\min}(S_i) = \max_{U_i} \{ & \Delta d_{\min}(S_{i-1}, U_i) + \\ & + d_{\min}(S_{i-1}) \} = \max_{U_i} \{ d_{\min}(S_{i-1}, U_i) \}, \end{aligned} \quad (6)$$

$$t_i \in [t_0; t_S],$$

де $d_{\min}(S_i)$ – максимальне значення прогнозованої мінімальної відстані між ПК для стану S_i ; $\Delta d_{\min}(S_{i-1}, U_i)$ – зміна значення прогнозованої мінімальної відстані між ПК при переході від стану S_{i-1} до стану S_i при керуванні U_i ; $d_{\min}(S_{i-1}, U_i)$ – прогнозоване значення мінімальної відстані при керуванні U_i ; t_s – момент, коли прогнозована мінімальна відстань між ПК d_{\min} стане більшою граничного значення d_s .

Рівняння (6) забезпечує максимізацію значення прогнозованої мінімальної відстані між ПК.

Для фази 2 рекурентне рівняння має вигляд:

$$W_i(S_i) = \tau_{c\Sigma}(S_i) = \min_{U_i} \{ \Delta \tau_{c\Sigma}(S_{i-1}, U_i) + \tau_{c\Sigma}(S_{i-1}) \} = \min_{U_i} \{ \tau_{c\Sigma}(S_{i-1}, U_i) \}, \quad (7)$$

$$t_i \in (t_s; t_{\min}],$$

де $\tau_{c\Sigma}(S_i)$ – мінімальне значення сумарного часу, що витрачається на зміну швидкості до крейсерської для стану S_i ; $\Delta \tau_{c\Sigma}(S_{i-1}, U_i)$ – зміна значення сумарного часу, що витрачається на зміну швидкості до крейсерської при переході від стану S_{i-1} до стану S_i при керуванні U_i ; $\tau_{c\Sigma}(S_{i-1}, U_i)$ – сумарний час, що витрачається на зміну швидкості до крейсерської при керуванні U_i ; t_{\min} – час найбільшого зближення ПК.

Рівняння (7) забезпечує мінімізацію сумарного часу, необхідного ПК для зміни швидкостей польоту до крейсерських.

Для фази 3 рекурентне рівняння має вигляд:

$$W_i(S_i) = t_{A\Sigma}(S_i) = \min_{U_i} \{ \Delta t_{A\Sigma}(S_{i-1}, U_i) + t_{A\Sigma}(S_{i-1}) \} = \min_{U_i} \{ t_{A\Sigma}(S_{i-1}, U_i) \}, \quad (8)$$

$$t_i \in (t_{\min}; t_A],$$

де $t_{A\Sigma}(S_i)$ – мінімальне сумарне відхилення від розрахункових часів виходу обох ПК з зони УПР для стану S_i ; $\Delta t_{A\Sigma}(S_{i-1}, U_i)$ – зміна сумарного відхи-

лення від розрахункових часів виходу обох ПК з зони УПР при переході від стану S_{i-1} до стану S_i при керуванні U_i ; $t_{A\Sigma}(S_{i-1}, U_i)$ – сумарне відхилення від розрахункових часів виходу обох ПК з зони УПР при керуванні U_i .

Рівняння (8) забезпечує мінімізацію сумарного відхилення від розрахункових часів виходу обох ПК з зони УПР.

Таким чином, на кожному етапі i визначається з множини можливих керувань U_i таке керування U_i^* , яке переводить систему зі стану S_{i-1} в стан S_i таким чином, що функція виграшу (витрат) $W_i(S_i)$ набуває максимального (мінімального) значення. При цьому виконується принцип оптимальності [3] – на кожному етапі оптимальний вибір значення функції виграшу (витрат) робиться незалежно від обраних значень на інших етапах.

Комп'ютерне моделювання КС та її розв'язання

В роботі проведено комп'ютерне моделювання КС та її оптимального розв'язання з використанням методу ДП.

Моделювалася КС, що виникає між двома ПК, які виконують політ на одному ешелоні по трасах, що перетинаються під кутом $\varphi = 80^\circ$. Параметри польоту ПК представлено в табл. 1.

Приймалося значення безпечної мінімальної відстані $d_s = 9,26$ км (5 морських миль).

За прийнятих початкових умов відповідно до виразів (1), (2) визначені прогнозоване значення часу найбільшого зближення між ПК $t_{\min} = 218$ с та мінімальна відстань між ПК $d_{\min} = 6919$ м для початкових параметрів польоту.

На етапі горизонтального крейсерського польоту нормальне абсолютне значення поздовжнього прискорення для реактивного ПК дорівнює $|a| = 2$ фут/с² ($\approx 0,61$ м/с²) [9].

При моделюванні приймалося, що абсолютне значення поздовжнього прис-

корення дорівнює $|a| = 0,5 \text{ м/с}^2$. Кожен ПК може отримати наступні прискорення: 0, 0,5 або $-0,5 \text{ м/с}^2$. Прискорення a змінюється миттєво.

Таблиця 1. Параметри польоту ПК

Параметр	ПК1	ПК2
Курс ψ°	0	80
Крейсерська швидкість V_c , м/с	200	250
Початкові координати $(x_0; y_0)$, км	(50;0)	(0;40)
Відстань до точки виходу з зони УПР S_0 , км	100	
Максимальна швидкість V_{\max} , м/с	230	260
Мінімальна швидкість V_{\min} , м/с	170	240

Оскільки систему складають два ПК, кожен з яких може отримати 3 варіанти прискорення, на i -му етапі розв'язання задачі буде 9 можливих станів системи.

Значення кроку дискретизації задавалося $\Delta t = 10 \text{ с}$.

При розв'язанні задачі ДП визначається програма оптимального керування швидкостями польоту. Тобто формується множина (послідовність) оптимальних прискорень та швидкостей, з якими ПК повинні виконувати політ для забезпечення розв'язання КС відповідно до обраної стратегії та критеріїв оптимальності (рис. 2 - 3).

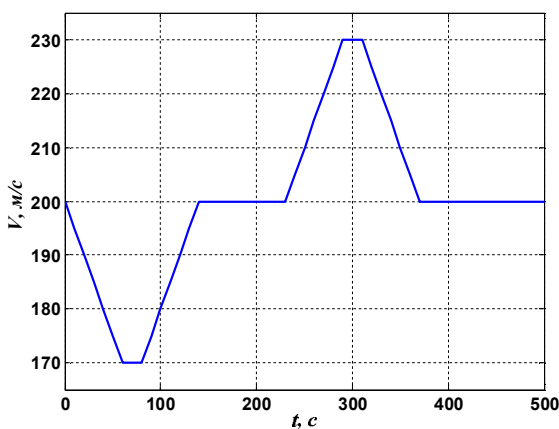


Рис. 2. Графік зміни швидкості першого ПК

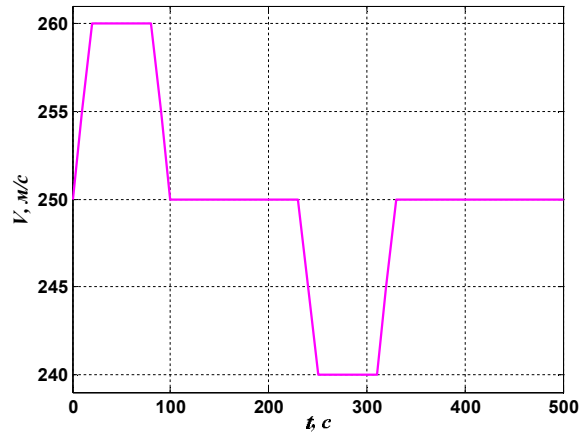


Рис. 3. Графік зміни швидкості другого ПК

Програма оптимального керування швидкостями забезпечує усунення КС та вихід обох ПК з зони УПР у розрахункові за планом польоту часи (рис. 4 - 6).

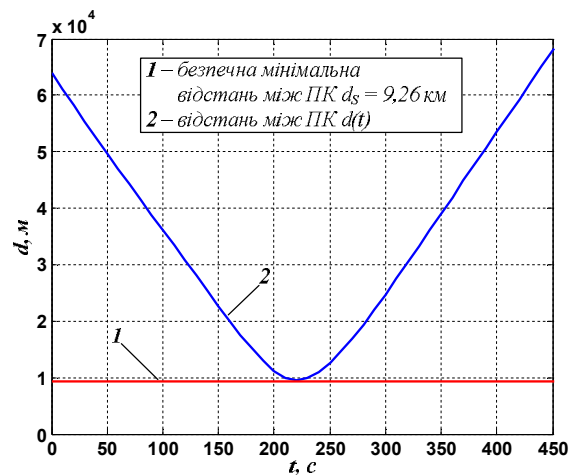


Рис. 4. Графік зміни відстані між ПК при маневруванні швидкістю

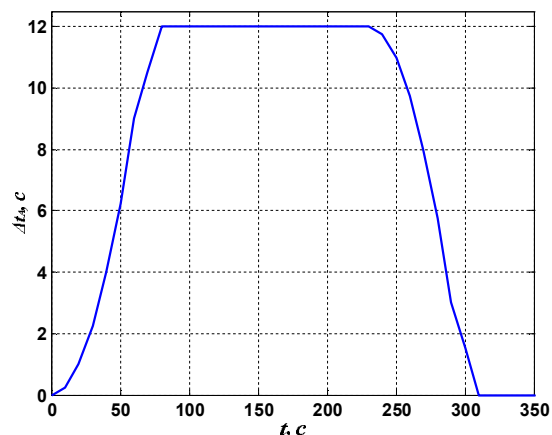


Рис. 5. Графік зміни часу затримки першого ПК відносно розрахункового за планом польоту часу виходу з зони УПР

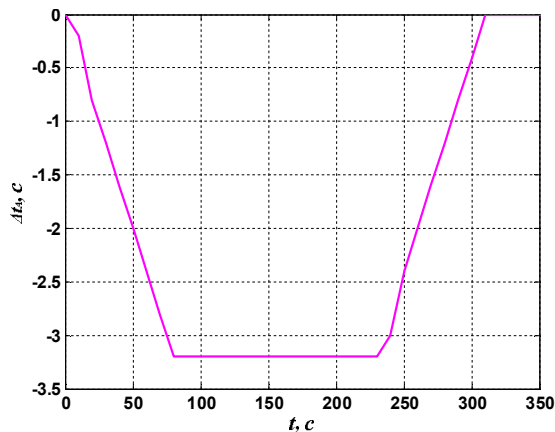


Рис. 6. Графік зміни часу випередження другого ПК відносно розрахункового за планом польоту часу виходу з зони УПР

Час найбільшого зближення між ПК буде дорівнювати $t_{\min} = 220$ с, а відстань між ними в цей момент $d_{\min} = 9485$ м, затримка першого ПК та випередження другого ПК відносно розрахункового за планом польоту часу виходу з зони УПР дорівнює $\Delta t_{A1} = \Delta t_{A2} = 0$ с.

Висновки

В процесі дослідження отримано такі результати:

- зроблено постановку задачі оптимального розв'язання КС маневруванням швидкістю;
- вирішено поставлену задачу з використанням методу динамічного програмування у відповідності до розробленої стратегії оптимального розв'язання КС;
- розроблено алгоритм та комп'ютерну програму оптимального розв'язання КС маневруванням швидкістю.

Результати моделювання показали, що використання методу ДП для розв'язання КС у відповідності до обраних критеріїв оптимальності дозволяє планувати маневрування швидкістю для гарантованого усунення конфлікту між ПК з додержанням їх часового плану польоту.

Запропонований підхід до вирішення задачі оптимізації розв'язання КС з використанням методу ДП є універсальним і може бути використаний при створенні

систем підтримки прийняття для УПР в умовах виникнення КС.

Список літератури

1. *Автоматизированные системы управления воздушным движением: Новые информационные технологии в транспорте: Учеб. пособ. / Р.М. Ахмедов, А.А. Бибутов, А.В. Васильев и др.; под ред. С.Г. Пятко и А.С. Красова. – СПб.: Политехника, 2004. – 446 с.*
2. *Тарасов В.Г. Межсамолетная навигация. – М.: Машиностроение, 1980. – 184 с.*
3. *Таха Хэмди А. Введение в исследование операций, 6-е издание. – М.: Издательский дом "Вильямс", 2001. – 912 с.*
4. *Bicchi A., Pallottino L. On Optimal Cooperative Conflict Resolution for Air Traffic Management Systems // IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 1(4): 2000. – P. 221–232.*
5. *Cetek C. Realistic Speed Change Maneuvers for Air Traffic Conflict Avoidance and their Impact on Aircraft Economics // International Journal of Civil Aviation, 2009. – Vol. 1. – No. 1: E5. – P. 62–73.*
6. *Conflict resolution in presence of uncertainty: A case study of decision making with dynamic programming /K. Blin, F. Bonnans, E. Hoffman, K. Zeghal // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Montreal, Canada, Aug. 6-9, 2001.*
7. *EUROCONTROL, User Manual for the Base of Aircraft Data (BADA), Revision 2.6, 1997.*
8. *Jardin M. Real-Time Conflict-Free Trajectory Optimization // 5th USA/Europe Air Traffic Management R&D Seminar, Budapest, Hungary, 23-27 June 2003.*
9. *Menon P.K., Sweriduk G.D., Sridhar B. Optimal Strategies for Free Flight Air Traffic Conflict Resolution //Journal of Guidance, Control and Dynamics, 22(2): 1999. – P.202–211.*

Подано до редакції 27.04.10