

ВИКОРИСТАННЯ БОРТОВОЇ ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ ЕКСПЕРТНОЇ СИСТЕМИ ДЛЯ ВИРОБЛЕННЯ РЕКОМЕНДАЦІЙ ЕКІПАЖУ В УМОВАХ РАПТОВОГО ВИНИКНЕННЯ ОСОБЛИВОЇ СИТУАЦІЇ В ПОЛЬОТІ

Проведено аналіз можливості використання бортової інтелектуальної експертної системи для вироблення рекомендацій екіпажу в умовах виникнення особливої ситуації в польоті. Наведено функціональну схему системи «літак—екіпаж—регулятор—середовище—ОС», яка функціонує в таких режимах: «пасивний», «підказки», «напівактивний», «активний». У статті також наведена структура запропонованої бортової інтелектуальної експертної системи.

An analysis of on-board intelligent expert system availability in order to form crew prompting under the conditions of special situation during the flight was made. The functional chart of the system «airplane—crew—regulator—environment—special situation», which functions in the following modes: «passive», «prompting», «semiactive», «active» is presented. The structure of the offered on-board intelligent expert system is also introduced.

Постановка проблеми

Найактуальніша проблема в усіх країнах полягає у гарантуванні високого рівня безпеки польотів та ефективності застосування авіації. Особливі ситуації (ОС), що виникають у польоті та призводять до авіаподій, суттєво знижують ці показники.

Тому питання дослідження можливості застосування бортової інтелектуальної експертної системи для формування і видачі однозначних і своєчасних підказок екіпажу в умовах виникнення ОС є безперечно актуальними.

Аналіз досліджень і публікацій

Аналіз публікацій [1—3] показує, що проблема запобігання розвитку особливих ситуацій, які раптово виникають у польоті, турбує вчених і експлуатантів усіх авіаційних країн. Існують різні методи та методики запобігання розвитку ОС у польоті, але вирішення цього питання шляхом застосування більш ефективних методів потребує подальших досліджень.

Мета статті — дослідження можливості застосування бортової інтелектуальної експертної системи, що базується на використанні нечіткої логіки та нейронних мереж, для запобігання авіаподіям.

Основна частина

Під системою «літак—екіпаж—регулятор—середовище—ОС» (рис. 1) розумітимемо літак з його аеродинамічними властивостями, дії екіпажу, спрямовані на парирування ОС, регулятор, який функціонує на кожному етапі розвитку ОС, середовище, що змінює з висотою свої характеристики, а також ОС, яка розвивається в часі, певним чином між собою взаємозалежні і складають у комплексі одне ціле, а також впливають на вирішення необхідного набору завдань залежно від етапу ОС із заданою точністю в межах визначеного набору обмежень [2].

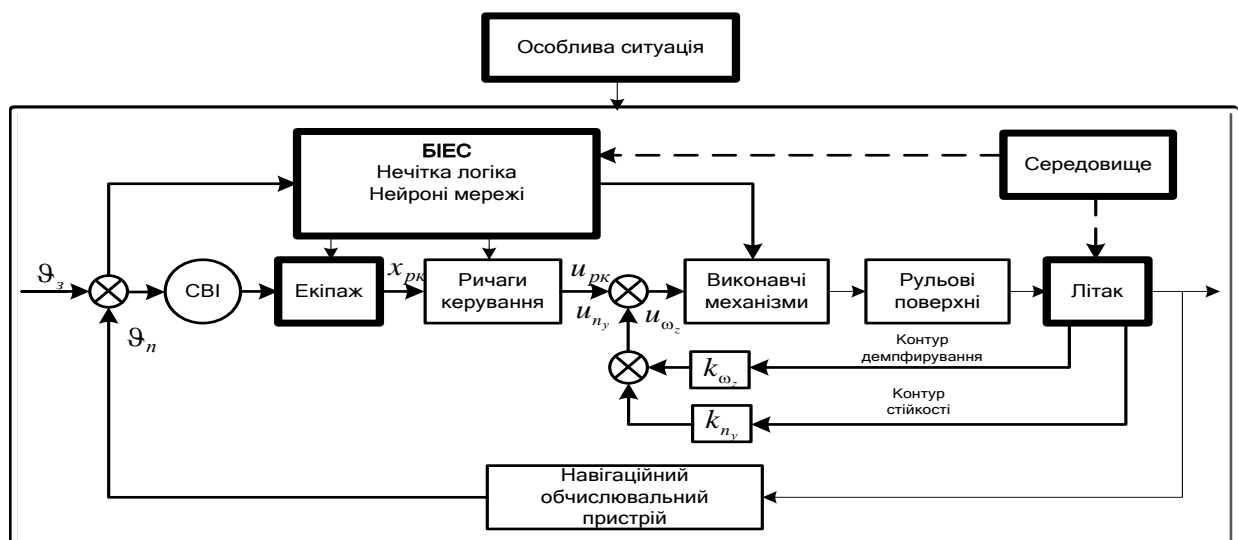


Рис. 1. Функціональна схема системи «літак—екіпаж—регулятор—середовище—ОС», де: СВІ — система відображення інформації; \mathcal{D}_n — поточне значення тангажу; \mathcal{D}_z — задане значення тангажу; БІЕС — бортова інтелектуальна експертна система, яка функціонує у таких режимах: система «пасивний» — відстежує значення параметрів польоту, та не втручається в процес керування літаком; режим «підказки» — коли в умовах виникнення ОС екіпажу видаються однозначні та своєчасні підказки у вигляді «Якщо..., то..., інакше — погіршений варіант розвитку ОС»; «напівактивний» режим — інтелектуальна система здійснює зміну коефіцієнтів зворотного зв'язку (або змінює величину динамічних характеристик важелів керування), якщо дії екіпажу правильні, але недостатньо енергійні для парирування наслідків виникнення ОС у польоті; «активний режим» — коли на певному етапі розвитку ОС стає зрозуміло, що екіпаж не в змозі впоратися з ОС, що склалася у польоті, через нестачу часу на ухвалення адекватного рішення і його відпрацювання, відбувається автоматичне виключення пілота з контуру керування та «активне»

втручання автоматики в керування літаком

Концепція створення БІЕС будується на базі інтеграції кількох технологій штучного інтелекту. Оскільки нечіткі системи працюють зі слабо структурованою якісною інформацією, а нейронні мережі використовують лише кількісну інформацію, поєднання цих двох методів дає змогу використовувати всю доступну інформацію про літак в умовах раптового виникнення ОС у польоті. Розроблений на цій основі алгоритм керування поєднує певним чином здатність нейронних мереж до самонавчання та адаптації до невизначеностей і здатність нечітких систем обробляти якісну інформацію, що формується у базі знань БІЕС, створеної на досвіді успішних дій інших екіпажів в аналогічних ситуаціях у польоті [2]. Кожне ківне правило діє у певній області інформаційного простору, використовуваного при керуванні у виді алгоритму керування «Якщо (склалася ситуація), то (для запобігання її розвитку потрібний певний керівний вплив), інакше — погіршений варіант розвитку ОС», що дає можливість забезпечити керованість системи «літак—екіпаж—регулятор—середовище—ОС». Узагальнена структура запропонованої БІС наведена на рис. 2.

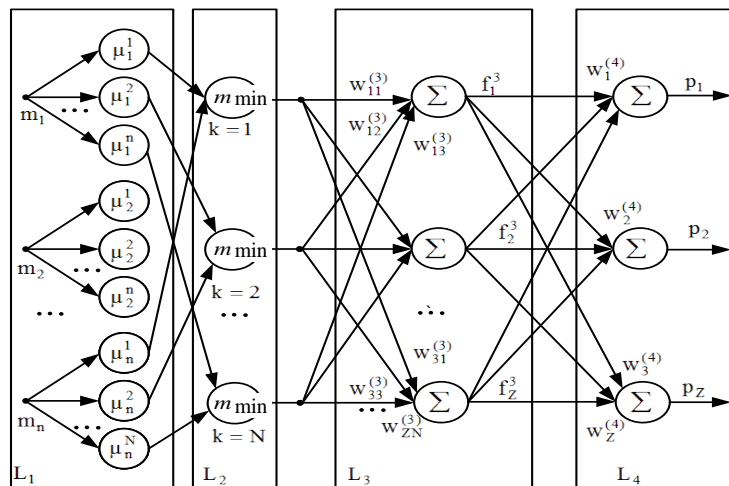


Рис. 2. Структура БІЕС, де: L_1 — вхідний шар, кожний елемент якого визначає функції належності конкретних значень m_n параметрів польоту літака (висота, швидкість, кути тангажу, крену, курсу, кутові швидкості змінв кутів по трьох осях і т. п.), поданих на n -й вхід до відповідних нечітких множин

A_i^k ,
 $i = 1, 2, \dots, n$, $k = 1, 2, \dots, N$, де n — кількість входів у системі; N — кількість нечітких правил у

виді «Якщо..., то..., інакше — погіршений варіант розвитку ОС»

У запропонованій БІЕС елементи другого шару (позначені через min) реалізують нечітке виведення згідно з методом Мамдані, тому виконується операція логічного мінімуму. На виходах елементів другого шару дыстаємо ступені істинності передумов кожного нечіткого правила бази даних, які обчислюються за формулою [3]:

$$\tau_k = \min_{1 \leq i \leq n} \mu_{A_i^k}(x_i^{-k}). \quad (1)$$

Кількість елементів у шарі L_2 дорівнює кількості нечітких правил N . Елементами L_3 та L_4 є звичайні нейрони. У цих шарах виконується нечітка класифікація типових ОС та необхідний керівний вплив. На вхід шару L_3 подаються ступені істинності передумов нечітких правил τ_k , $k = 1, 2, \dots, N$, обчислювані за формулою (1). У ньому є Z -нейронів, де Z — кількість класів законів керування.

У статті як приклад розглянемо функціонування БІЕС в «активному» режимі, коли відбувається виключення пілота з контуру керування для збереження живучості літака в умовах виникнення типової ОС. Спрощена математична модель системи «літак—екіпаж—регулятор—середовище—ОС», без урахування передатної функції пілота подано виразом

$$\dot{x}(t) = f[x(t), u(t), g(t), \eta(t), t], \quad (2)$$

де $x(t)$ — вектор стану, розмірність $[n \times 1]$; $u(t)$ — вектор керування розмірністю $[k \times 1]$; $g(t)$ — вектор збурення $[q \times 1]$; $\eta(t)$ — вектор особливої ситуації $[z \times 1]$.

Подано вираз (2) розгорнутому вигляді:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + Cg(t) + D\eta(t); \\ y(t) = A'x(t); \\ \eta(t) = A''x(t); \\ g(t) = \phi\eta(t), \end{cases} \quad (3)$$

де $y(t)$ — вектор вихідних спостережуваних змінних; A , A' , A'' — матриці коефіцієнтів вектора стану; B — матриця коефіцієнтів вектора керування; C — матриці коефіцієнтів вектора збурення; D — матриці коефіцієнтів вектора ОС; ϕ — діагональна матриця нелінійних варіацій параметрів ОС.

Після лінеаризації із застосуванням перетворення Лапласа в припущенні нульових початкових умов дістанемо:

$$\begin{cases} pX(p) = AX(p) + BU(p) + CG(p) + DN(p); \\ Y(p) = A'X(p); \\ N(p) = A''X(p); \\ G(p) = \phi N(p). \end{cases} \quad (4)$$

Із системи (4) визначимо $Y(p) = A'[pI - (A + A''(C\phi + D))]^{-1} BU(p)$. Цій залежності відповідає структурна схема, наведена на рис. 3. Матрична функція системи «літак—екіпаж—регулятор—середовище—ОС», без урахування дій екіпажу, має вигляд $\Phi_{YU}(p) = A'[pI - (A + A''(C\phi + D))]^{-1} B$, або у частотній формі ($p = j\omega$) $\Phi_{YU}(j\omega) = A'[pI - (A + A''(C\phi + D))]^{-1} B$.

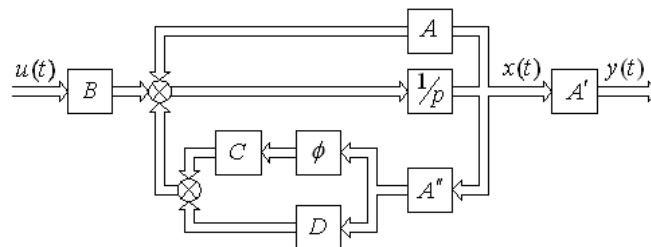


Рис. 3. Структурна схема системи «літак—екіпаж—регулятор—середовище—ОС»

Матриця A коефіцієнтів змінних вектора стану, що описує поздовжній канал керування рухом ПК, в умовах виникнення ОС у польоті буде змінюватися відповідно до типу ОС та характеру її розвитку, тобто

$$\begin{pmatrix} a_x^V & a_x^\theta & 0 & a_x^\alpha & a_x^h \\ a_y^V & a_y^\theta & 0 & a_y^\alpha & a_y^h \\ a_{m_z}^V & a_{m_z}^\theta & a_{m_z}^{\omega_z} & a_{m_z}^\alpha & a_{m_z}^h \\ -a_y^V & -a_y^\theta & -1 & -a_y^\alpha & -a_y^h \\ a_h^V & a_h^\theta & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}, \quad (5)$$

де $a_x^V = a_{x_0}^V + \Delta a_x^V$; $a_{x_0}^\theta = a_x^\theta + \Delta a_x^\theta$; $a_x^\alpha = a_{x_0}^\alpha + \Delta a_x^\alpha$; $a_x^h = a_{x_0}^h + \Delta a_x^h$; $a_y^V = a_{y_0}^V + \Delta a_y^V$; $a_{y_0}^\theta = a_y^\theta + \Delta a_y^\theta$; $a_y^\alpha = a_{y_0}^\alpha + \Delta a_y^\alpha$; $a_y^h = a_{y_0}^h + \Delta a_y^h$; $a_{m_z}^V = a_{m_{z0}}^V + \Delta a_{m_z}^V$; $a_{m_z}^\theta = a_{m_{z0}}^\theta + \Delta a_{m_z}^\theta$; $a_{m_z}^{\omega_z} = a_{m_{z0}}^{\omega_z} + \Delta a_{m_z}^{\omega_z}$; $a_{m_z}^\alpha = a_{m_{m_{z0}}}^\alpha + \Delta a_{m_z}^\alpha$; $a_{m_z}^h = a_{m_{m_{z0}}}^h + \Delta a_{m_z}^h$; $a_h^V = a_{h_0}^V + \Delta a_h^V$; $a_{h_0}^\theta = a_h^\theta + \Delta a_h^\theta$; Δa_j^i — додатки, що враховують вплив типової ОС.

Дослідження проводились методом комп'ютерного моделювання з використанням програми Matlab. Структурну схему системи «літак—екіпаж—регулятор—середовище—ОС», реалізовану в заданому середовищі, показано на рис. 4.

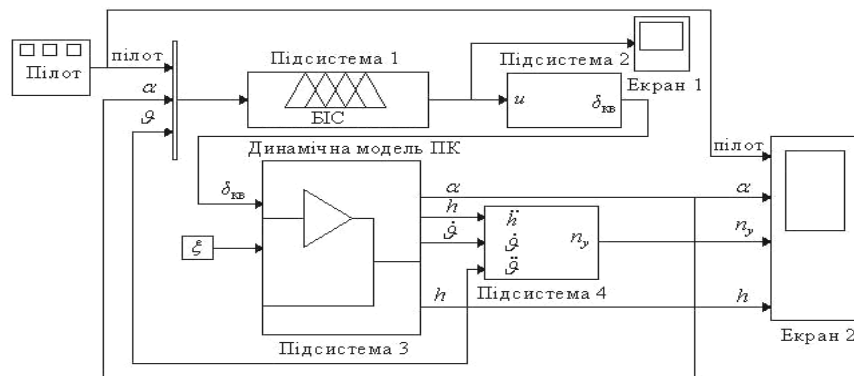


Рис. 4. Структурна схема системи «літак—екіпаж—регулятор—середовище—ОС» у середовищі Matlab

У підсистемі 1 задаються регулятори, що реалізують різні закони керування. В роботі досліджувались ПІД-регулятор із законом керування $u = k_1 + k_2/p + k_3 p$, де k_1, k_2, k_3 — коефіцієнти, які визначаються експериментально, нечіткий регулятор (НР) на базі алгоритму Мамдані із сімома симетричними трикутними функціями належності [3], а також БІЕС. У підсистемі 2 задаємо передатну функцію сервоприводу, яка має вигляд $W_{сп}(p) = \frac{\delta_{кв}(p)}{u(p)} = \frac{1}{T_p p + 1}$, а в підсистемі 3 — матрицю коефіцієнтів поздовжнього руху ПК в умовах виникнення ОС [див. вираз (3)]. Нормальне перевантаження розраховуємо за формулою $n_y(t) = -\frac{d^2 h}{dt^2} + 106,7 \frac{d^2 \vartheta}{dt^2} + 760,4 \frac{d\vartheta}{dt}$ у підсистемі 4. Передатна функція пілота має такий вигляд: $W_n(p) = e^{-\tau_n p} \frac{k_1(T_1 p + 1)}{T_2 p + 1} \cdot \frac{k_2}{T_3 p + 1}$.

Висновок

Таким чином, застосовуючи БІЕС для вироблення необхідних своєчасних рекомендацій екіпажу в умовах виникнення ОС в польоті, можна уникнути авіаподій, що призводять до загибелі пасажирів і втрати авіаційної техніки.

Наведені функціональна та структурна схеми системи «літак—екіпаж—регулятор—середовище—ОС» є науковою основою для вдосконалення методів гарантування безпеки польотів і підвищення ефективності авіації.

ЛІТЕРАТУРА

1. *Aircraft Accident Digest* № 37 1990: ICAO, Circular. — Cir. 263-AN/157. — Montreal: ICAO, 1996. — 150 р.
2. *Aircraft Accident Digest* № 38 1991: ICAO, Circular. — Cir. 290-AN/168. — Montreal: ICAO, 2002. — 310 р.
3. Kazak V. N., Shevchuk D. O., Vovk V. G. The comparative analysis of fuzzy logic controller can be used for controlling complex systems // Проблеми інформатизації та управління. — 2004. — № 11. — С. 41—47.