1. Гриб О. Г., Сендерович Г. А., Щербакова П. Г., Яров Х. Автоматичне визначення місця розташування джерела провалу напруги.
2. Bill Fleming. Negative-Sequence Impedance Directional Element. 10th Annual ProTest User Group Meeting Pasadena, California February 24–26, 1998. URL: https://selinc.com/api/download/2475?id=2475 (дата звернення 04.03.2025).

References

1. Hryb O. H., Senderovych H. A., Shcherbakova P. H., Yarov Kh. Automatic Determination of Voltage Sag Source Location. (Ukr).
2. Bill Fleming. Negative-Sequence Impedance Directional Element. 10th Annual ProTest User Group Meeting, Pasadena, California, February 24–26, 1998. URL: https://selinc.com/api/download/2475?id=2475 (accessed 04.03.2025).

УДК 681.5

Ву Дзя Вей, магістрант, ORCID 0009-0000-0582-9836,
науковий керівник: канд. техн. наук, доцент **А. В. Торопов**,
Національний технічний університет України
“Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського”

ПРОЄКТУВАННЯ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ ТИПУ FLY-BY-WIRE НА ОСНОВІ МОДЕЛІ ПРОГНОЗНОГО УПРАВЛІННЯ

DESIGN OF A FLY-BY-WIRE AIRCRAFT CONTROL SYSTEM BASED ON A PREDICTIVE CONTROL MODEL

Анотація. *Система fly-by-wire відіграє ключову роль у сучасних літаках і технології автономного водіння, а її характеристики керування безпосередньо впливають на стабільність і безпеку літака. З огляду на недоліки традиційних методів управління при роботі з обмеженнями і динамічними реакціями, в даній роботі запропонована розрахункова схема системи fly-by-wire на основі моделі прогнозного управління. Встановлено модель поздовжньої динаміки літального апарату, а для моделювання системи використовується метод “стан-простір”. Вводиться модель стратегії прогнозного керування, побудована цільова функція оптимізації, а для вирішення оптимального входу керування використовується метод квадратичного програмування. З метою перевірки ефективності запропонованого методу на базі MATLAB Simulink побудована математична модель, а експериментальне дослідження здійснюється у порівнянні із ПІД – регулятором. Результати показують, що модель прогнозного керування може підвищити точність керування та здатність динамічного реагування системи fly-by-wire, і в той же час відповідати вимогам до вхідних обмежень, що забезпечує теоретичну та інженерну підтримку інтелектуального управління літальними апаратами.* Бібл. 5.
Ключові слова: *Модель прогнозного керування (MPC), дротова система керування, поздовжнє керування літальними апаратами, імітаційне дослідження.*

Abstract. *The fly-by-wire control system plays a key role in modern aircraft and autonomous driving technology, and its control performance directly affects the stability and safety of aircraft. In view of the shortcomings of traditional control methods in dealing with constraints and dynamic responses, this paper proposes a design scheme for fly-by-wire control system*

based on model predictive control. The longitudinal dynamics model of the aircraft is established, and the state-space method is used to model the system. The model predictive control strategy is introduced, the optimization objective function is constructed, and the quadratic programming method is used to solve the optimal control input. In order to verify the effectiveness of the proposed method, a simulation environment is built based on MATLAB Simulink, and the simulation experiment is compared with PID control. The results show that the model predictive control can improve the control accuracy and dynamic response ability of the fly-by-wire control system, and at the same time meet the input constraint requirements, which provide theoretical and engineering support for the intelligent control of the aircraft. Ref. 5.
Keywords: *Model Predictive Control (MPC), Fly-by-wire control system, Aircraft longitudinal control, Simulation experiments.*

Вступ. Суть системи fly-by-wire полягає в точному управлінні положенням і траєкторією літака, а моделювання поздовжньої динаміки є основою проєктування системи управління. Поздовжня динаміка в основному описує стан руху літака вздовж напрямку тангажу, включаючи такі змінні, як кут атаки (α), кут тангажу (θ) і швидкість зміни кута тангажу (q). У бездротових системах кут відхилення керма (наприклад, кут регулювання висоти) є основним входом керування, який керує рухом за кутом тангажу, впливаючи на аеродинамічний момент. Аеродинамічний момент можна апроксимувати як пропорційну залежність. Проте при цьому саме динамічний тиск, опорна зона, середня довжина аеродинамічної хорди та коефіцієнт моменту тангажу, які пов'язані з кутом атаки, швидкістю зміни кута тангажу та кутом відхилення керма, а точне встановлення поздовжньої динамічної моделі є змінними координатами, що не в повній мірі можуть бути скомпенсовані стандартними ПІД – регуляторами. Відповідно, це є передумовою подальшої вдосконаленням контролерів керування літальним апаратом, в тому числі з використанням методів прогнозного керування моделлю (MPC).

Мета і завдання досліджень. Метою даного дослідження є розроблення системи керування літальним апаратом за технологією з fly-by-wire з використанням технологій прогнозного керування за еталонною моделлю. Для досягнення поставленої мети було вирішено наступні завдання:

1. Сформувати основні вимоги до системи керування літаком з технологією з fly-by-wire.
2. Надати аналітичний опис прогнозного регулятора.
3. Порівняти отримані результати із типовими ПІД–регуляторами.

Матеріал і результати досліджень. Поздовжня динаміка літального апарату може бути встановлена за допомогою рівнянь Ньютона-Ейлера, які можна виразити у вигляді:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= -\frac{D}{m} + g\sin\theta + \frac{T}{m}\cos\alpha, \\ \dot{\alpha} &= q - \frac{g}{V}\cos\theta, \\ \dot{q} &= \frac{M}{I_y}, \\ \dot{\theta} &= q. \end{aligned} \tag{1}$$

В математичній моделі задіяні значення параметрів як швидкість, опір, маса літака, прискорення під дією сили тяжіння, тяга, момент у напрямку тангажу та момент інерції навколо поперечної осі. Ці рівняння описують поздовжню динаміку літального апарату і дають математичну основу для проєктування системи управління.

У бездротових системах кут відхилення керма висоти є основним входом керування, який керує рухом тангажу, впливаючи на аеродинамічний момент M. Аеродинамічний момент може бути апроксимований наступним виразом:

$$\mathrm{M} = \mathrm{qSc}\bar{\mathrm{C}}_{\mathrm{m}}. \tag{2}$$

тобто залежить від динамічного тиску, опорної зони, середньої довжини аеродинамічної хорди та коефіцієнту моменту тангажу, які пов'язані з кутом атаки, швидкістю кута тангажу та кутом відхилення керма, а точне встановлення поздовжньої динамічної моделі є передумовою подальшої конструкції контролера.

З метою полегшення процедури оптимізації системи з використанням методів прогнозного керування моделлю (MPC), рівняння поздовжньої динаміки літального апарату зазвичай перетворюють у стандартну форму простору станів, а саме:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu, \\ \mathrm{y} &= Cx + Du. \end{aligned} \tag{3}$$

В математичному рівнянні введено наступні позначення: A – матриця стану системи, B – вхідна матриця керуючих впливів, C – вихідна матриця, D – матриця прямої передачі керуючих впливів. Для поздовжньої динаміки літального апарату матриці матричної системи рівнянь (3) можуть бути представлені наступним чином:

$$x = \begin{bmatrix} \alpha \\ q \\ \theta \end{bmatrix}, \quad u = \delta_e, \quad y = \theta.$$

За умови виконання припущення щодо малості збурень, що діють на об'єкт керування, форму моделі простору станів, для якої може бути вирішена задача оптимізації, можна отримати шляхом лінеаризації динамічних рівнянь:

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_1 \\ B_2 \\ B_3 \end{bmatrix} \delta_e,$$

$$y = [0 \quad 0 \quad 1]\begin{bmatrix}\alpha \\ q \\ \theta\end{bmatrix}. \tag{4}$$

Коефіцієнти лінеаризації матриць A, B можна визначити за параметрами системи і аеродинамічної похідної. Таке представлення опису об'єкта регулювання у вигляді простору станів закладає математичну основу для проєктування контролерів MPC. При цьому прогнозна стратегія управління дозволяє оптимізувати керуючий вплив в певній часовій області та реалізувати точне керування поздовжнім рухом літака. При практичному застосуванні системи fly-by-wire вхід керування піддається фізичним обмеженням, включаючи обмеження амплітуди кута відхилення керма та обмеження швидкості відхилення керма. Для забезпечення безпеки літака змінні стану (такі як кут атаки, кут тангажу і швидкість) також повинні бути обмежені. Керуючі входи і обмеження стану можуть бути представлені у вигляді:

$$\begin{aligned} &\delta_{e,\min} \le \delta_e \le \delta_{e,\max}, \\ &\dot{\delta}_{e,\min} \le \dot{\delta}_e \le \dot{\delta}_{e,\max}, \\ &x_{\min} \le x \le x_{\max}. \end{aligned} \tag{5}$$

де $\delta_{e,\min}$ і $\delta_{e,\max}$ – мінімальна і максимальна межі кута підйому відповідно і верхня і нижня межі швидкості відхилення керма, і діапазон обмеження змінних стану.

В рамках управління MPC ці обмеження безпосередньо включені в задачу оптимізації, відповідно фізичні обмеження завжди задовольняються в процесі вирішення задачі оптимізації, щоб забезпечити безпеку і можливість практичної реалізації системи управління. Оскільки MPC може одночасно враховувати зміну станів системи та обмеження на значення вхідних сигналів керування, така стратегія керування може не тільки відповідати вимогам до динамічної продуктивності, але й мінімізувати споживання енергії та знос приводу, а також збільшити термін служби системи.

Висновки. У роботі запропоновано метод проєктування прогнозного управління на основі моделі, ефективність якого перевіряється теоретичним аналізом і імітаційними експериментами. Шляхом встановлення моделі поздовжньої динаміки літального апарату та використання опису простору станів забезпечується математична основа для реалізації моделі прогнозного керування. Побудована цільова функція оптимізації, а оптимальний вхід керування вирішується шляхом комбінування обмежень таким чином, щоб підвищити точність керування при забезпеченні стабільності системи.

Результати моделювання показують, що в порівнянні з традиційним ПІД-регулятором, модель прогнозного управління демонструє кращі показники з точки зору динамічного відгуку, стаціонарної похибки, споживання енергії управління та задоволення обмежень, що може ефективно підвищити точність і стабільність контролю положення повітряного судна.

Список використаних джерел

1. Чен Юцзінь, Лі Хонг, Лі Баолян. Метод сертифікації льотної придатності системи управління польотом для цивільного вертольота[J].Динаміка польоту, 2023, 41(2):79–86. [In chinese].
2. Лі Юньсі, Ван Сінь. Застосування технології керування резервною конфігурацією для системи керування fly-by-wire[J]. Automation Application, 2023, 64(6):88–89. [In chinese].
3. Чжоу Вей. TT&C Technology, 2020, 39(6):7. [In chinese].
4. Тен Ліцян. Журнал Інженерного університету Військово-Повітряних Сил, 2022, 23 (04):20–28. [In chinese].
5. Фалькон В. Спільна робота покращує успішну систему управління польотом CH-53K[J]. Новини морської авіації, 2022, 104(3):24–27. [In chinese].

References

1. Cheng Yujin, Li Hong, Li Baoliang. Flight Control System Airworthiness Certification Method for Civil Helicopter[J].Flight Dynamics, 2023, 41(2):79–86. [In chinese].
2. Li Yunxi, Wang Xin. Application of redundant configuration management technology for fly-by-wire control system[J]. Automation Application, 2023, 64(6):88–89. [In chinese].
3. Чжоу Вей. TT&C Technology, 2020, 39(6):7. [In chinese].
4. Teng Liqiang. Journal of the Air Force Engineering University, 2022, 23(04):20-28. [In chinese].
5. Falcon V. Joint work improves successful CH-53K[J] flight control system. Marine Aviation News, 2022, 104(3):24–27. [In chinese].