

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ РУХУ ВІЙСЬКОВО-ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА З ЗАСТОСУВАННЯМ НЕЛІНІЙНИХ ЯКІСНИХ РЕГУЛЯТОРІВ В КОНТУРІ КЕРУВАННЯ

Глазок О.М.

Національний авіаційний університет
Кафедра комп'ютеризованих систем управління

Для широкого класу сучасних задач керування рухом динамічних систем характерним є функціонування керованого об'єкта у великому експлуатаційному діапазоні вихідних координат, для якого не виконуються умови можливості лінеаризації рівнянь руху. До таких задач, зокрема, відносяться задачі управління польотом сучасних літаків. Підвищення ефективності використання можливостей органів керування літальних апаратів, підвищення маневреності, зменшення часу перехідних процесів для пасажирських та транспортних літаків є фактором, що надає переваги у конкурентній боротьбі на світовому ринку, а для літаків оборонного призначення – переваги в умовах виконання бойових задач, про що, зокрема, свідчить ряд досліджень, опублікованих у вітчизняних та зарубіжних джерелах [1].

Одним з шляхів до підвищення ефективності керування рухом літака є розробка і застосування методів синтезу регуляторів для нелінійних об'єктів, які забезпечують задану якість перехідних процесів. В статті [2] було розглянуто модифікований метод аналітичного конструювання регуляторів для об'єктів з поліноміальними правими частинами з урахуванням показників якості руху на етапі проектування регулятора.

В даній роботі проводилося моделювання поздовжнього руху транспортного літака, що описується математичною моделлю [3]:

$$\begin{aligned}\dot{V} &= \frac{1}{m} \left[P(V, R) \cos(\alpha + \varphi_{\delta\theta}) - G \sin \Theta - c_x(k(H), c_y, \delta_u, \alpha) S \frac{\rho V^2}{2} \right] \\ \dot{\Theta} &= \frac{1}{mV} \left[P(V, R) \sin(\alpha + \varphi_{\delta\theta}) + c_y(k(H), \delta_u, \alpha) S \frac{\rho V^2}{2} - G \cos \Theta \right] \\ \dot{\omega}_z &= \frac{1}{J_z} \left[m_{z_{cm}}(\delta_u, \delta_\theta, \alpha) S \frac{\rho V^2}{2} b_A + m_{z_{ep}}(\bar{\omega}_z, \bar{\alpha}) S \frac{\rho V}{2} b_A^2 - P(V, R) \cos \varphi_{\delta\theta} y_{\delta\theta} \right]\end{aligned}$$

де V - повітряна швидкість; P - тяга двигунів; R - режим роботи двигунів; α - кут атаки крила; $\varphi_{\delta\theta}$, $y_{\delta\theta}$ - кут та висота установки двигунів; m , G - маса та вага літака; Θ - кут нахилу траєкторії; c_x , c_y - коефіцієнти лобового опору та підйомної сили; δ_u , δ_θ - відхилення інтерцепторів та керма висоти; S - площа крила; ρ - густина повітря; k - коефіцієнт впливу землі; H - висота

польоту; ω_z , J_z - кутова швидкість та момент інерції відносно пов'язаної осі z ; b_A - середня аеродинамічна хорда крила; $m_{z_{op}}$, $m_{z_{cm}}$ - коефіцієнти обертального та подовжнього статичного моменту. При моделюванні динаміки польоту аналізувалися також перевантаження, що виникають. Для синтезу нелінійного якісного регулятора за згаданим методом необхідно привести цю систему рівнянь до вигляду системи диференціальних рівнянь з поліноміальними правими частинами. Автоматизація процесу посадки літака вимагає також автоматизації керування літальним апаратом у випадку, коли посадку доводиться переривати з тих чи інших причин.

Висота, до якої дозволяється приймати рішення про припинення посадки і вихід на друге коло, нормується документами, що визначають правила льотної експлуатації конкретного літального апарату, а також нормами ІКАО. В ряді випадків процес посадки припиняється на висоті, на якій вплив землі на рух літака вже є суттєвим, що і було враховано під час чисельного моделювання. В якості фазових змінних, що характеризують подовжній рух літака, було обрано кут атаки α і кутову швидкість ω_z . На початку розрахунків літак знижується прямолінійно і рівномірно, знаходячись в стані балансування. В разі, коли літак потрапляє в зону впливу землі, кут нахилу траєкторії витримується постійним за рахунок зміни кута атаки та тяги двигунів. В момент, коли приймається рішення про вихід на друге коло, прибираються інтерцептори, збільшується тяга і літак починає злітати. При цьому задається закон керування, спрямований на стабілізацію кута атаки та повітряної швидкості руху літака.

$$\omega_z = 0; \alpha = \alpha_0 + k_\alpha (V - V_0),$$

де ω_z , α , V – поточні значення кутової швидкості обертання літака навколо осі z , кута атаки та повітряної швидкості; α_0 , V_0 – значення кута тангажа та повітряної швидкості літака в початковий момент стабілізації; k_α – коефіцієнт пропорційності. Регулятор відпрацьовує розходження між заданими (бажаними) величинами ω_z та α і поточними значеннями цих величин. Моделювання показало суттєву перевагу застосування нелінійних регуляторів в контурі керування.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. В.Бабич. «Хук» против «сэндвича», или плюсы и минусы сверхманевренности. //Зарубежное военное обозрение. – 2002. – № 6. – С.30–32.
2. Глазков О.М. Методи синтезу якісних регуляторів для нелінійних динамічних систем //Системні дослідження та інформаційні технології. – 2004. – №4. – С.92-102.
3. Механика полета. Инженерный справочник. /Горбатенко С.А., Макашов Э.М., Полушкин Ю.Ф., Шефтель Л.В. – М.: Машиностроение, 1969. – 420 с.