

МОДЕЛЮВАННЯ ПОВЕДІНКИ ПЛОТА В СИСТЕМАХ ТЕРМІНАЛЬНОГО КЕРУВАННЯ

Миронович К.Є., Апостолюк В.О.

Національний технічний університет України

“Київський політехнічний інститут

При розв’язанні задач термінального керування тактичними ракетами одним із головних факторів, що визначають точність наведення, є поведінка цілі [1, 2]. Особливого значення цей фактор набуває у випадку активного маневрування літака-цілі, що може спричинити значний промах ракети. Тому модель цілі повинна бути максимально адекватною, ціль має бути представлена у вигляді системи пілот-літак, де пілот формує необхідний керуючий вплив, а літак – здійснює заданий маневр.

В роботі запропоновано реалістичні моделі пілота, який хоче ухилитися від ракети. Урахування психології пілота реалізується шляхом уведення до моделі нестійкої ланки та використання нечіткої логіки. Отримані моделі можуть бути застосовані для синтезу алгоритмів наведення тактичної ракети, покращення характеристик існуючих систем наведення керованих снарядів та реалістичного моделювання процесу наведення.

Розглядається повздовжній рух ракети та цілі. Модель процесу наведення подається у наступному вигляді (рис.1):

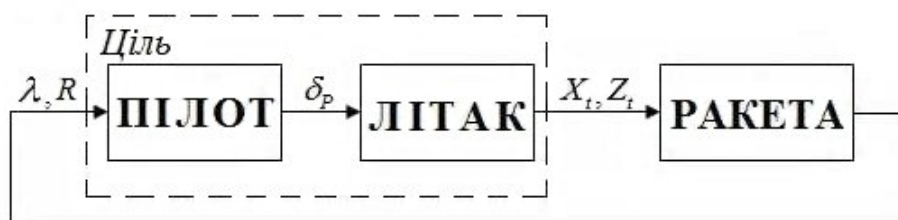


Рис. 1. Схема процесу наведення тактичної ракети на ціль

де:

- λ – кут візування цілі;
- R – відстань між ракетою та ціллю;
- δ_p – відхилення ручки керування літаком (РКЛ), яке задається пілотом з огляду на запланований маневр;
- X_t, Z_t – координати цілі.

Класичне представлення пілота у вигляді передатної функції [3] формулюється наступним чином:

$$W_P(s) = K_P \frac{(T_{va}s + 1)e^{-\tau s}}{(T_{rc}s + 1)(T_{nm}s + 1)}, \quad (1)$$

де [4]:

- K_P – коефіцієнт підсилення пілота (від 1 до 100);
- T_{va} – час, що витрачається пілотом на виконання керуючих дій (0,2..1 с);
- T_{rc} – час, необхідний пілоту для оцінки зміни вхідного сигналу (5..20 с);
- T_{nm} – нервово-м'язова стала (0,1..0,2 с);
- τ – затримка передачі сигналу – час реакції пілота (0,1..0,4 с).

Модель (1) відповідає випадку, коли пілот хоче *мінімізувати* відхилення вихідного сигналу від заданого значення. Натомість, у задачі термінального керування, пілот, отримавши інформацію про місцезнаходження ракети намагається втекти від неї, тобто *максимізувати* значення кута візування та відстані між ракетою та ціллю.

Уведення до моделі пілота нестійкої ланки.

Для максимізації поточного кута візування, введемо до моделі (1) нестійку ланку. Ступінь бажання пілота втекти характеризується коефіцієнтом підсилення K_P . Вираз для передатної функції пілота буде мати вигляд:

$$W_P(s) = \frac{\delta_p(s)}{\lambda(s)} = K_P \frac{(T_{va}s + 1)e^{-\tau_d s}}{(\tau_e s - 1)(T_{rc}s + 1)(T_{nm}s + 1)}, \quad (2)$$

де: τ_e – час, необхідний пілоту для того, щоб прийняти рішення про «втечу» від ракети; $\tau_d = \tau - \tau_e$.

Побудуємо комп'ютерну модель пілота із використанням СКМ Matlab Simulink (рис. 2). Оберемо наступні значення змінних моделювання:

$$K_P = 0,5; T_{va} = 1 \text{ с}; T_{rc} = 5 \text{ с}; T_{nm} = 0,15 \text{ с}; \tau_e = 0,2; \tau_d = 0,1 \text{ с}.$$

Відхилення РКЛ, що відповідає зменшенню кута візування на 0,1 рад показане на рис. 3.

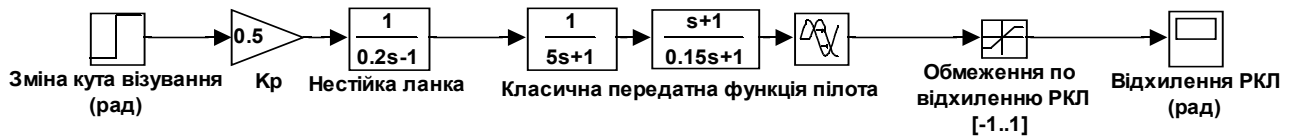


Рис. 2. Модель пілота із нестійкою ланкою

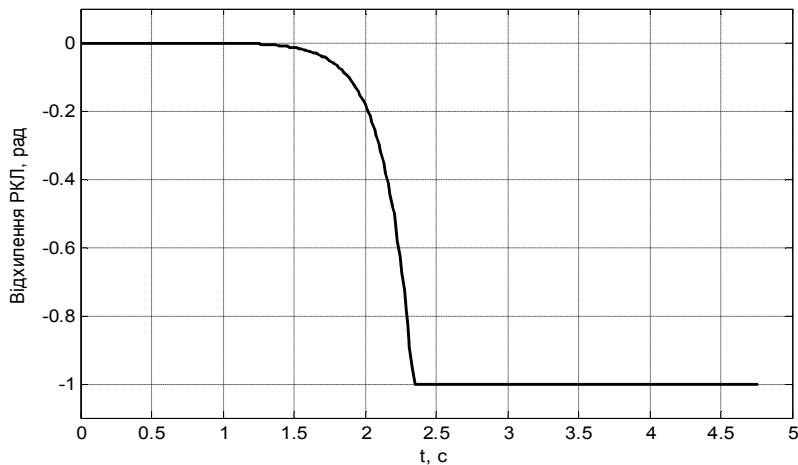


Рис. 3. Відхилення РКЛ при зменшенні кута λ на 0,1 рад у моделі пілота з нестійкою ланкою

Моделювання процесу наведення проведемо за наступних умов: початкові координати (у нормальній СК) та швидкість цілі: $X_t = 2000$ м, $Z_t = -3000$ м, $V_t = 260$ м/с; початкові координати та швидкість ракети: $X_m = 0$, $Z_m = -3000$ м, $V_m = 500$ м/с; закон наведення – пропорційна навігація; динаміка цілі моделюється за допомогою реальних передатних функцій винищувача McDonnell Douglas F-4 Phantom II [5]. Отриманий промах ракети становить 177,2 м.

Використання нечіткої логіки для моделювання поведінки пілота

Побудуємо нечіткий регулятор, що описує поведінку пілота, який хоче втекти від ракети. Комп'ютерна модель пілота з нечітким контролером буде мати вигляд, зображений на рис. 4. Використовуються трикутні й трапецеїдальні функції належності вхідної та вихідної величини, нечіткий логічний висновок за методом Мамдані та центроїдний метод зведення до чіткості.



Рис. 4. Модель пілота із використанням нечіткого регулятора

Реакція пілота на зменшення кута візування на 0,1 рад показана на рис. 5. Проведемо моделювання процесу наведення за тих самих початкових умов, що і у випадку моделі пілота із нестійкою ланкою. Отриманий промах ракети – 98,8 м.

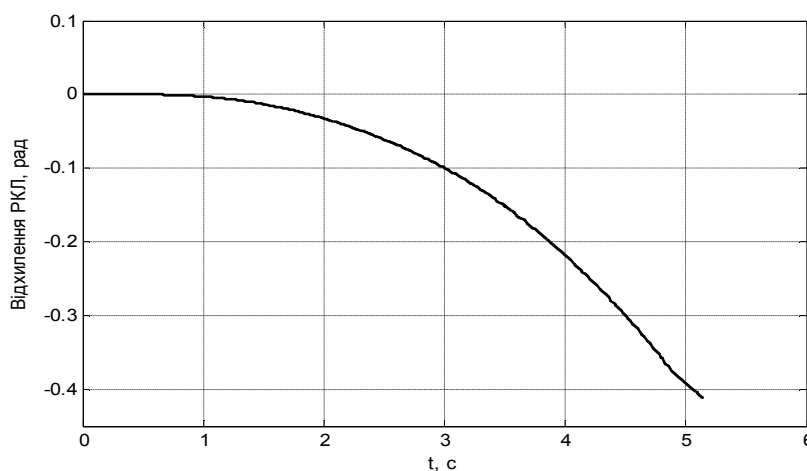


Рис. 5. Відхилення РКЛ при зменшенні кута λ на 0,1 рад у моделі пілота із нечітким регулятором

Порівняння вихідних характеристик отриманих моделей із теоретично оптимальною стратегією ухиляння цілі

Відомо [1], що оптимальним, з точки зору отриманих промахів ракети, є синусоїдальний маневр цілі (3) із прискоренням A_{zt} , яке має максимальну для цілі амплітуду n_t та частоту ω_t , підібрану спеціальним чином [2].

$$A_{zt} = n_t \sin \omega_t t, \quad (3)$$

У результаті порівняльного моделювання процесу наведення з урахуванням динаміки цілі були отримані наступні значення промахів ракети: модель пілота із нестійкою ланкою – 177,2 м; модель пілота із нечітким регулятором – 98,8 м; теоретично оптимальне маневрування цілі – 128,8 м. Таким чином, найбільш ефективною з точки зору маневрування цілі та отриманих промахів ракети є модель пілота із нестійкою ланкою.

Література

1. Zarchan, P., Tactical and Strategic Missile Guidance, *Progress in Aeronautics and Astronautics*, 157, AIAA, 1994. – 452 pp.;
2. Yanushevsky, R., Modern Missile Guidance, CRC Press Taylor & Francis Group, 2008. – 226 pp.;
3. Blakelock, J., Automatic Control of Aircraft and Missiles, John Wiley & Sons, 1991. – 646 pp.;

4. Jalovecky, R., Janu, P., Human Pilot Behaviour Model during of Flight Control. – Recent Advances in Mechatronics, Springer, 2009. – pp. 157-162;
5. Roskam, J., Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls (Part I), DARcorporation, 1995. – 576 pp.;