

УДК 681.5.017

**К. Є. Миронович, В. О. Апостолюк****МОДЕЛІ ПОВЕДІНКИ ПІЛОТА В ЗАДАЧАХ  
ТЕРМІНАЛЬНОГО КЕРУВАННЯ****Вступ**

При розв'язанні задач термінального керування тактичними ракетами одним із головних факторів, що визначають точність наведення, є поведінка цілі. Особливого значення цей фактор набуває у випадку активного маневрування літака-цілі, що може спричинити значний промах ракети. Тому модель цілі повинна бути максимально адекватною. Це дозволить оцінити значення можливого промаху, викликаного відсутністю на борту ракети апріорної інформації щодо динаміки цілі та створити відповідні алгоритми адаптивного термінального керування. Ціль повинна бути представлена у вигляді системи пілот-літак, де пілот формує необхідний керуючий вплив, а літак – здійснює заданий маневр.

Ціль зазвичай представляють у вигляді точки, що здійснює маневр заданого типу [1, 2]. Тоді основною характеристикою поведінки цілі є її поперечне (нормальне) прискорення. Для моделювання ухилення цілі використовують кроковий маневр, за якого ціль отримує певне нормальне прискорення у деякий момент часу та рухається із цим прискоренням до закінчення моделювання або ж синусоїдальний маневр, при якому нормальне прискорення цілі змінюється синусоїдально із заданою амплітудою та певною частотою. Динамічними характеристиками літака-цілі або нехтують, або зображують їх у вигляді передатної функції, порядок та параметри якої залежать від вибраної цілі та точності моделі. Класичне представлення пілота літака у вигляді передатної функції детально розглянуто в [3]. Фактори, що впливають на поведінку пілота та обумовлюють оцінку, яку він дає поточній ситуації, представлені в [4]. Приклади чисельного моделювання наведені у [5].

У сучасних літературних джерелах [1, 2] динаміка цілі, як правило, ігнорується, а поведінка пілота, обумовлена його психологічними особливостями та реакцією на поведінку ракети, не враховується взагалі. Ціль розглядається як ізольована система, ухилення якої не залежить від маневрування ракети. Існуюча тенденція до спрощення моделі пілота і літака-цілі не дозволяє в повній мірі оцінити вплив маневрування цілі на промах ракети та отримати адекватну модель процесу наведення.

### Постановка задачі

Метою статті є синтез моделей пілота, які будуть враховувати його динаміку і психологію, та оцінка впливу поведінки пілота на точність наведення ракети.

### Розв'язання задачі синтезу моделей поведінки пілота та результати досліджень

Було запропоновано реалістичні моделі пілота, який хоче ухилитися від ракети. Урахування психології пілота реалізується шляхом уведення до моделі нестійкої ланки та використання нечіткої логіки. Розглядається повздовжній рух ракети та цілі. Модель процесу наведення подається у наступному вигляді (рис. 1):

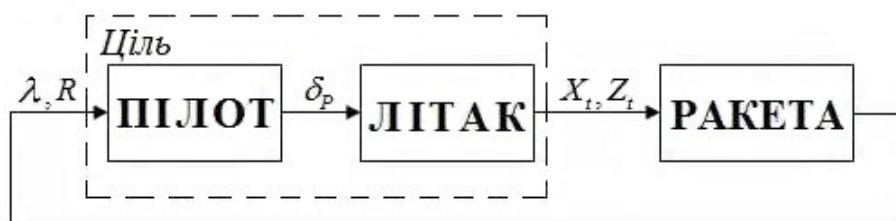


Рис. 1. Схема процесу наведення тактичної ракети на ціль

де  $\lambda$  – кут візування цілі, або кут, під яким видно ціль з точки розташування ракети; відлічується від деякого фіксованого на борту ракети напрямку (наприклад, від напрямку осі нормальної системи координат); на борту літака-цілі може обчислюватися за допомогою власної радіолокаційної станції (РЛС);

$R$  – відстань між ракетою та ціллю;

$\delta_p$  – 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, 4] 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  $K_P$  – коефіцієнт підсилення пілота (від 1 до 100);

$T_{va}$  – стала інтеграції – час, що витрачається пілотом на виконання керуючих дій (0,2..1 с);

$T_{rc}$  – стала прогнозування – час, необхідний пілоту для оцінки зміни вхідного сигналу (5..20 с);

$T_{nm}$  – нервово-м’язова стала (0,1..0,2 с);

$\tau$  – затримка передачі сигналу – час реакції пілота (0,1..0,4 с);

$s$  – оператор диференціювання.

Модель (1) відповідає випадку, коли пілот хоче *мінімізувати* відхилення вихідного сигналу від заданого значення. Натомість, у задачі термінального керування, пілот, отримавши інформацію про місце знаходження ракети, намагається втекти від неї, тобто *максимізувати* значення кута візування та відстані між ракетою та ціллю. У розглядуваній задачі вважається, що на початку процесу наведення тяга двигуна літака-цілі вже є максимальною, а тому змінити взаємне розташування ракети та цілі пілот може тільки за рахунок зміни нормального прискорення, тобто повороту РКЛ, що викликає відхилення руля висоти та відповідну зміну кутів атаки й тангажу літака-цілі.

Максимізація поточного значення кута візування може бути досягнута шляхом повороту вектора швидкості цілі у напрямку, протилежному до напрямку повороту лінії візування (зворотна пропорційна навігація) [2]. Це означає, що рулі висоти літака повинні повертатися у тому ж напрямку, що і лінія візування з тим, щоб максимально збільшити кут  $\lambda$ .

#### Уведення до моделі пілота нестійкої ланки

Для реалізації зазначеного принципу введемо до моделі (1) нестійку ланку, яка характеризує бажання пілота літака-цілі уникнути зближення з ракетою. У цьому випадку, 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  $\tau_e$  – час, необхідний пілоту для того, щоб прийняти рішення про «втечу» від ракети;  $\tau_d = \tau - \tau_e$ .

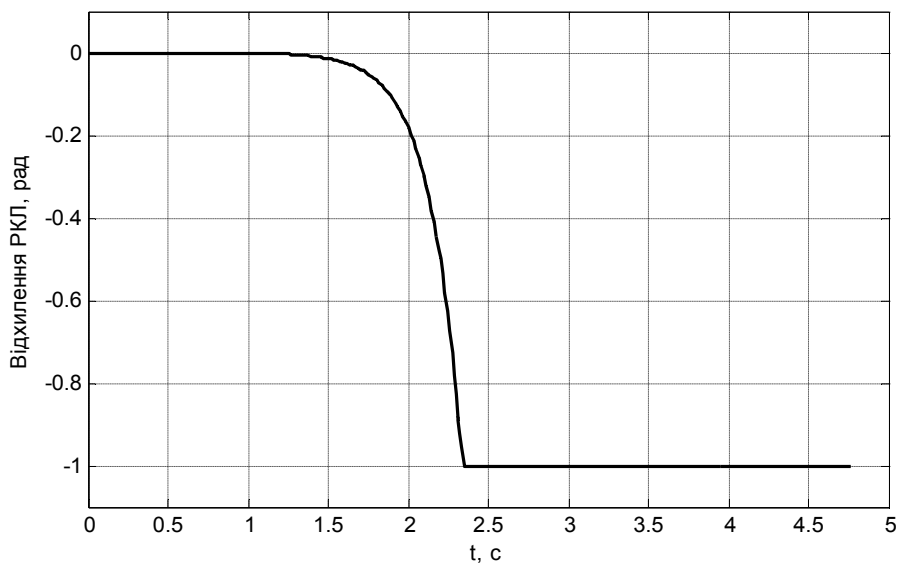
На підставі рівняння (2) побудуємо комп’ютерну модель пілота із використанням СКМ Matlab Simulink (рис. 2). Оберемо наступні значення змінних моделювання:

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

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  $\lambda$  на 0,1 рад у моделі пілота з нестійкою ланкою

Траєкторії ракети та цілі за умови застосування моделі пілота (2) зображено на рис. 4. Моделювання цілі відбувається за допомогою передатних функцій винищувача McDonnell Douglas F-4 Phantom II, відомих з літератури [6]; використовується нелінійна модель динаміки ракети; наведення здійснюється за класичним законом пропорційної навігації [1, 2]. Початкові координати (у нормальній системі координат) 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. Промах ракети становить 177,2 м.

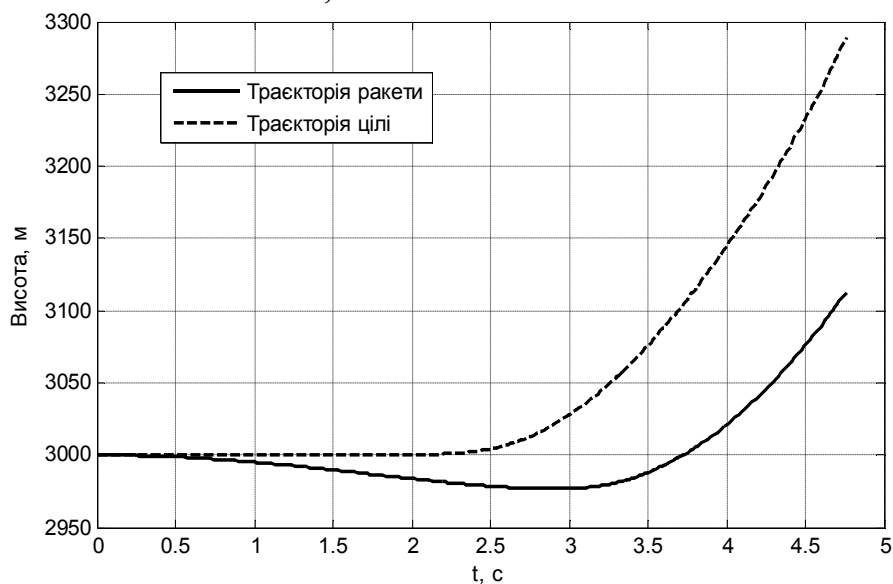


Рис. 4. Траєкторії ракети та цілі за умови включення нестійкої ланки

Використання нечіткої логіки для моделювання поведінки пілота

Побудуємо нечіткий регулятор, що описує поведінку пілота, який хоче ухилитись від ракети. Комп'ютерна модель пілота з таким регулятором буде мати вигляд, зображений на рис. 5. Коефіцієнт  $K_p$  визначає межі функцій належності нечіткого регулятора,  $K_f$  масштабує вихідний сигнал.



Рис. 5. Модель пілота із використанням нечіткого регулятора

Функції належності вхідної та вихідної величини показані на рис. 6. Використовується нечіткий логічний висновок за методом Мамдані та центроїдний метод зведення до чіткості. Правила нечіткого висновку для даної задачі формуються наступним чином:

1. Якщо  $\lambda \geq 0$ , то керуючий сигнал є від'ємним ( $\delta_p < 0$ , руль висоти відхиляється вгору).
2. Якщо  $\lambda < 0$ , то керуючий сигнал є додатним ( $\delta_p > 0$ , руль висоти відхиляється вниз).

Реакція пілота на зменшення кута візування на 0,1 рад показана на рис. 7. Графіки траєкторій цілі та ракети за умови використання нечіткого контролеру для моделювання поведінки пілота наведені на рис. 8. Модель цілі, ракети та початкові умови такі ж, як і для випадку моделі пілота із нестійкою ланкою. Отриманий промах ракети – 98,8 м.

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 з максимальною для цілі амплітудою  $n_t$  та частотою  $\omega_t$ , яка підібрана спеціальним чином [2]:

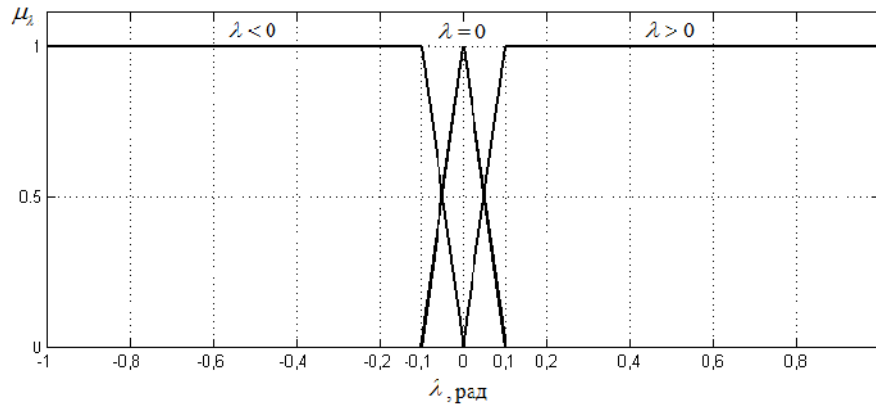
$$A_{zt} = n_t \sin \omega_t t, \quad (3)$$

де  $A_{zt}$  – нормальне прискорення цілі.

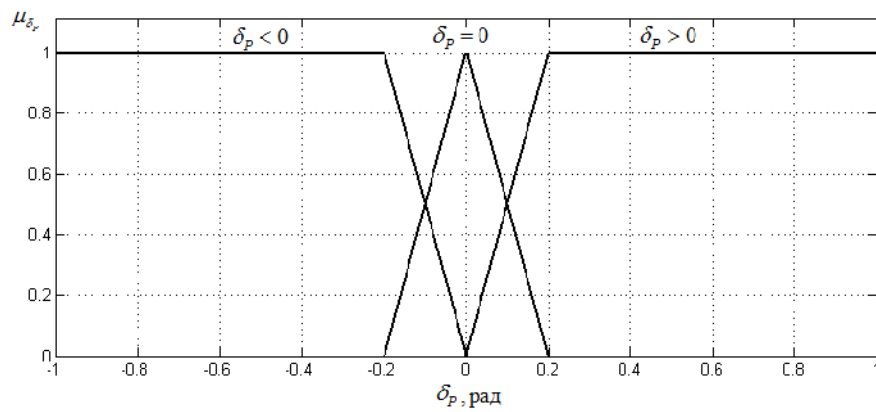
Дійсно, використовуючи для моделювання цілі цей тип маневру та нехтуючи її динамічними характеристиками отримаємо для розглядуваної

**Системи та процеси керування**

моделі при  $n_t = 9g$  та  $\omega_t = 1,5 \text{ рад/с}$  достатньо велике значення промаху - 526 м.



*a*



*б*

Рис. 6. Функції належності нечіткого регулятора  
*a* – вхідної величини  $\lambda$ ; *б* – вихідної величини  $\delta_p$

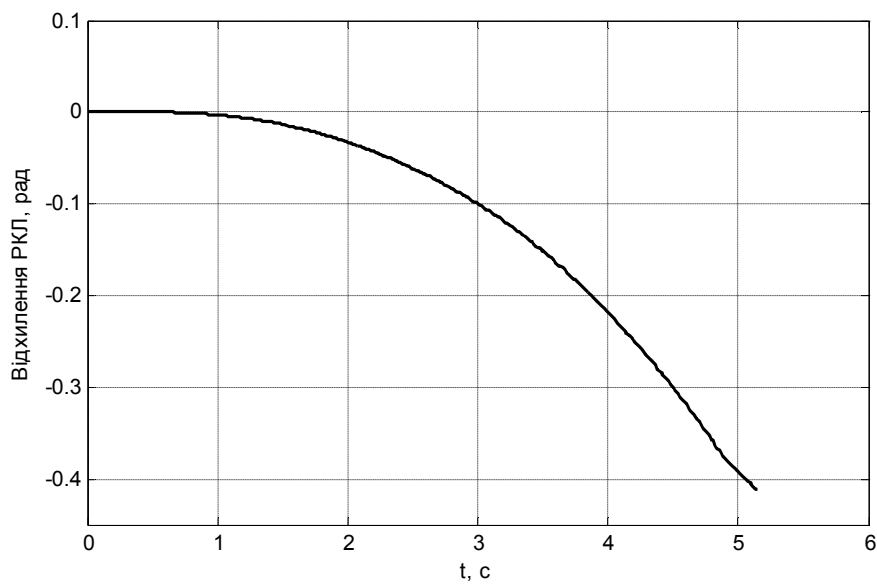


Рис. 7. Відхилення РКЛ при зменшенні кута  $\lambda$  на 0,1 рад у моделі пілота із нечітким регулятором

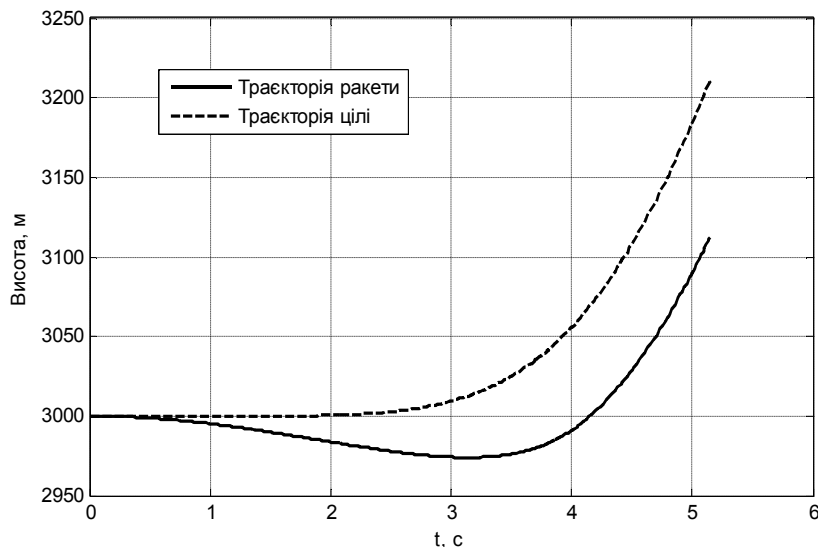


Рис. 8. Траєкторії ракети та цілі за умови включення нечіткого регулятора до моделі пілота

Урахування динаміки літака-цілі дозволяє одержати більш реалістичну картину процесу наведення та значно зменшує ефективність «оптимального» маневрування цілі. Графіки траєкторій ракети і цілі, що має динаміку та виконує маневр (3), показано на рис. 9. Для моделювання динаміки цілі використані дані про винищувач McDonnell Douglas F-4 Phantom II [6], амплітуда маневру  $n_t = 9g$ , його частота  $\omega_t = 1,5 \text{ рад/с}$ , початкові умови такі ж, як і для попередніх випадків моделювання. Промак ракети - 128,8 м.

На рис. 10 зображено траєкторії польоту цілі у випадках використання отриманих вище моделей пілота та оптимального синусоїдального маневру (3), реалізованого з урахуванням динаміки цілі.

Значення отриманих промахів ракети: модель пілота із нестійкою ланкою – 177,2 м; модель пілота із нечітким регулятором – 98,8 м; «оптимальне» маневрування цілі – 128,8 м. Так, модель ухиляння цілі з виконанням оптимального маневру (3) поступається моделі пілота із нестійкою ланкою, але забезпечує кращий розв'язок задачі термінального керування, порівняно з моделлю пілота на основі нечіткої логіки. Тим не менш, в реальних умовах повітряного бою реалізація оптимального маневру є досить проблематичною, оскільки цей маневр визначається оптимальною частотою  $\omega_t$ , яка у загальному випадку залежить від параметрів цілі та ракети і не відома пілоту заздалегідь. Натомість,

отримані в даній роботі моделі потребують лише інформації про взаємне розташування ракети і цілі та більш точно відображають реальну поведінку пілота в процесі наведення.

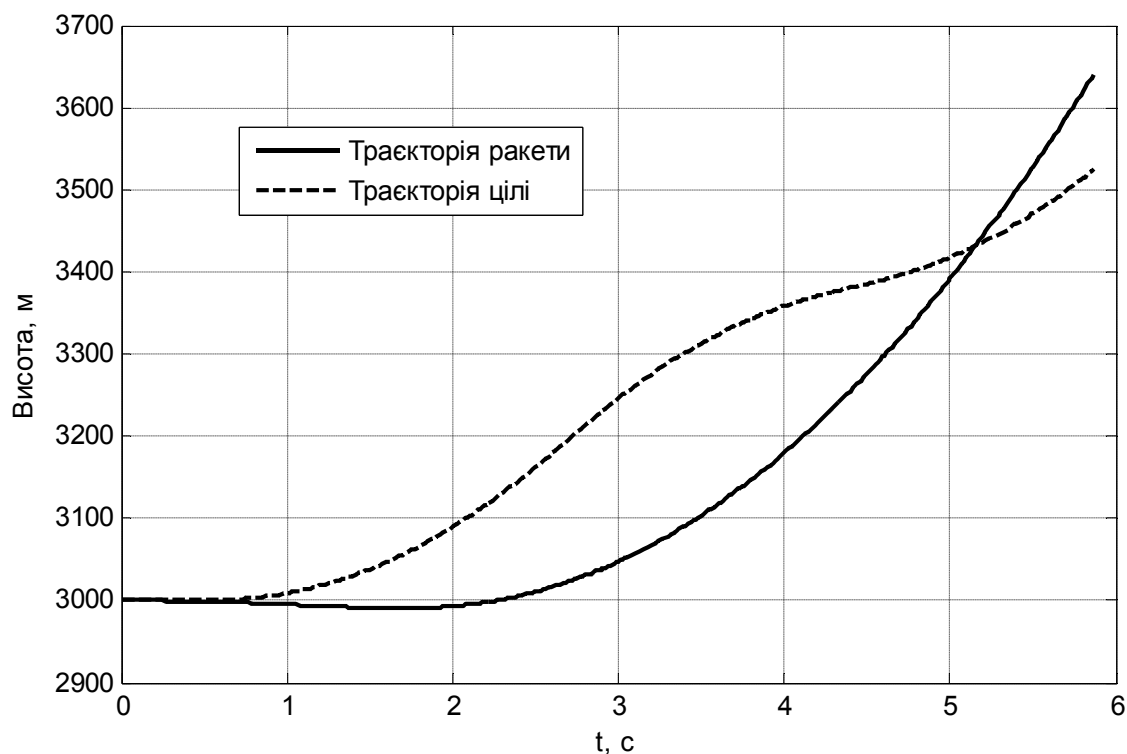


Рис. 9. Траєкторії керованого снаряду та цілі при її оптимальному маневруванні

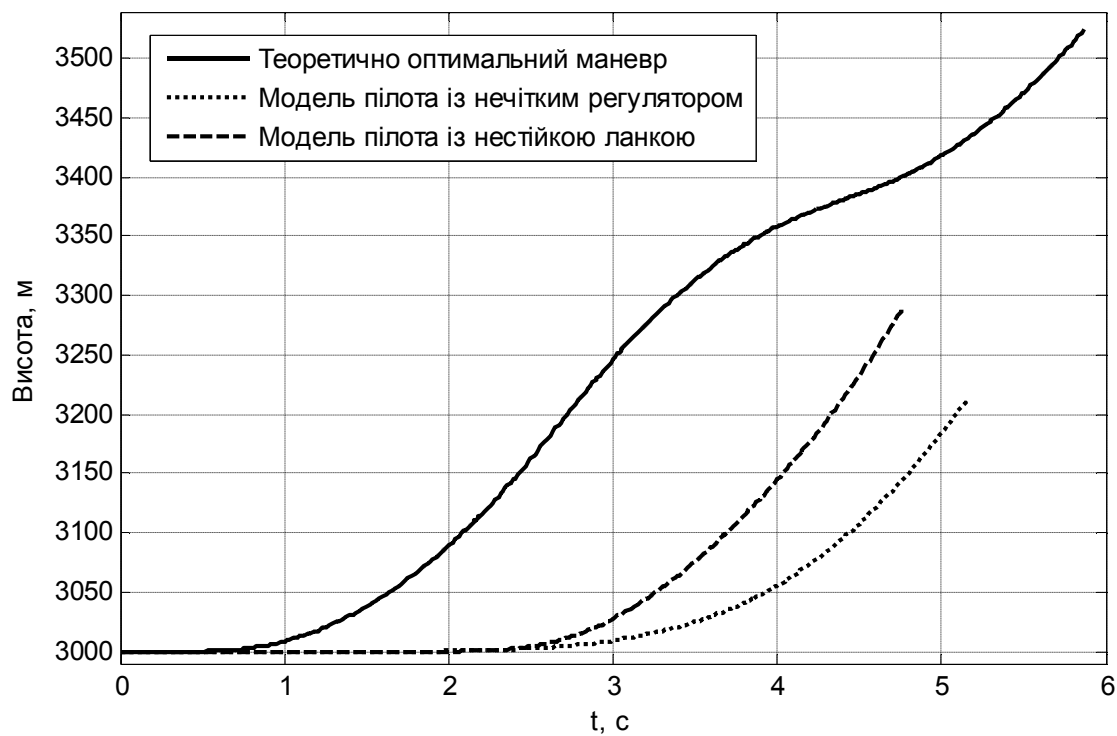




Рис. 10. Порівняння траєкторій теоретично оптимального маневрування цілі та маневрування на основі отриманих моделей пілота

### **Висновки**

В результаті проведених досліджень було встановлено, що найбільш ефективною з точки зору маневрування цілі та отриманих промахів ракети є модель пілота із нестійкою ланкою.

Отримані моделі можуть бути застосовані для синтезу алгоритмів розв'язання задачі термінального керування тактичною ракетою, покращення характеристик існуючих систем наведення керованих снарядів та реалістичного моделювання процесу наведення.

### **Список використаної література**

1. *Zarchan P.* Tactical and Strategic Missile Guidance, *Progress in Aeronautics and Astronautics*, 157, AIAA, 1994. – 452 p.;
2. *Yanushevsky R.* Modern Missile Guidance, CRC Press Taylor & Francis Group, 2008. – 226 p.;
3. *Blakelock J.* Automatic Control of Aircraft and Missiles, John Wiley & Sons, 1991. – 646 p.;
4. *Kopyt A.* The Mathematical Model of an Operator in a Human-Machine Systems. Problems and Solutions // *Information Systems, Mechanics and Control*. – 2010. – № 4. – pp 81-86;
5. *Jalovecky R., Janu P.* Human Pilot Behaviour Model during of Flight Control. – *Recent Advances in Mechatronics*, Springer, 2009. – pp. 157-162;
6. *Roskam J.* Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls (Part I), DARcorporation, 1995. – 576 pp.;

