

Р. В. Василенко, В. М. Колеснік

## ДОСЛІДЖЕННЯ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ СИСТЕМИ ПОПЕРЕДЖЕННЯ ПРО НЕБЕЗПЕЧНУ ВИСОТУ ЛІТАКА-ВИНИЩУВАЧА

**Анотація:** Застосування систем повітряних сигналів (СПС) дозволяє підвищити точність вимірювань за рахунок застосування загального обчислювача і централізованої компенсації похибок, зменшити загальну масу і габарити системи за рахунок зменшення кількості дублюючих і однотипних приладів. Поєднання розробленої моделі визначення небезпечної висоти з системою повітряних сигналів (СВС-2Ц) та обмежувальних сигналів (СОС-2) надає можливість забезпечити екіпаж інформацією про наближення до критичного режиму за параметрами зниження для своєчасного внесення корекції у керування літаком.

**Ключові слова:** повітряне судно, система повітряних сигналів, система обмежувальних сигналів, інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів, математична модель.

**Abstract:** The use of airborne signalling systems allows to increase the accuracy of measurements by using a common calculator and centralised error compensation, to reduce the overall weight and dimensions of the system by reducing the number of duplicate and similar instruments. The combination of the developed model for determining the hazardous altitude with the airborne signal system and limiting signals makes it possible to provide the crew with information about the approach to the critical mode in terms of descent parameters for timely correction of the aircraft control.

**Key words:** aircraft, air signal system, system of limiting signals, information complex of altitude-speed parameters, mathematical model.

Застосування повітряних суден в бойових діях передбачає оперативність, точність та раптовість дій, що накладає певні вимоги на системи літака. Підвищення точності аерометричних пілотажно-навігаційних приладів шляхом урахування всіх можливих факторів призводить до застосування у них лічильно-обчислювальних схем, ускладнення конструкції та збільшення загальної маси цих приладів, а також до ускладнення систем повітряного живлення. Крім того, більшість цих приладів не має електричного виходу, тому на борту ПС встановлюються додаткові пристрої видачі аерометричних параметрів у вигляді електричних сигналів (коректори та датчики висоти, датчики повітряної швидкості і т. ін.). Це призводить до невиправданого дублювання та збільшення кількості приладів, тому більш раціональним є визначення великої кількості аерометричних параметрів у межах єдиної системи, яка забезпечувала б як роботу індикаторів, так і видачу електричних сигналів з інформацією про значення аерометричних параметрів.

Система попередження про небезпечну висоту літака Су-27 базується на цифровій СПС та системі обмежувальних сигналів СОС-2. Вона містить схему вироблення сигналів про небезпечне зниження, побудовану на основі моделі (рис. 1).

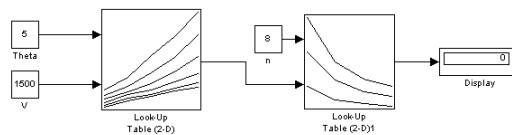


Рис. 1. Simulink-модель реалізації залежностей  $f(\theta, V)$  та  $H(n_y, f)$

З аналізу обмежень за висотою при пікіруванні розроблена математична модель автоматичного отримання даних про втрату висоти при визначених аеродинамічних та аерометричних параметрах польоту. Дана модель являє собою Simulink-модель [3] реалізації залежностей  $f(\theta, V)$  та  $H(n_y, f)$ , як функцій двох аргументів. На рисунку 1 показані  $f(\theta, V)$  – залежність деякої певної функції від кута нахилу траєкторії та повітряної швидкості польоту – та  $\Delta H_{\text{вив.}}(n_y, f)$  – залежність витраченої при виведенні з пікірування висоти від нормального перевантаження та функції  $f$ .

Загальна *Simulink*-модель зображена на рис. 2.

На схемі позначені:

- *Constant5* – блок завдання нормального перевантаження;
- *Derivative1* – диференціювання висоти;
- *Gain3* – переведення швидкості з м/с у км/год.;
- *Product3* – блок ділення (у моделі кут нахилу траєкторії обчислюється за формулою

$\Theta = \arcsin \frac{V_y}{V}$ , і у цьому блоці вертикальна швидкість ділиться на повітряну, яка біля землі приблизно дорівнює приладовій; у реальному комплексі ІК ВСП2-10 сигнал  $\theta$  надходить з СОС-2);

- *Trigonometric Function* – обчислення арксинуса у формулі  $\Theta = \arcsin \frac{V_y}{V}$ ;
- *Gain4* – переведення кута  $\theta$  з радіанної у градусну міру;
- *Gain5* – інвертор;
- *Theta* – осцилограф для відображення кута нахилу траєкторії;
- *Display* – монітор для відліку обчисленої висоти  $\Delta H_{\text{Вив.}}$  виведення літака з пікірування;
- *Switch* – релейний елемент для увімкнення сигналу ОПАСНОЕ СНИЖЕНИЕ;
- *Display4* – монітор для відображення сигналу ОПАСНОЕ СНИЖЕНИЕ;
- *Display5* – монітор для відліку різниці висот  $H_a - \Delta H_{\text{Вив.}}$ ;
- *Constant1* та *Constant2* – блок завдання сигналів: 0 – сигнал відсутній, 1 – сигнал  $\epsilon$ .

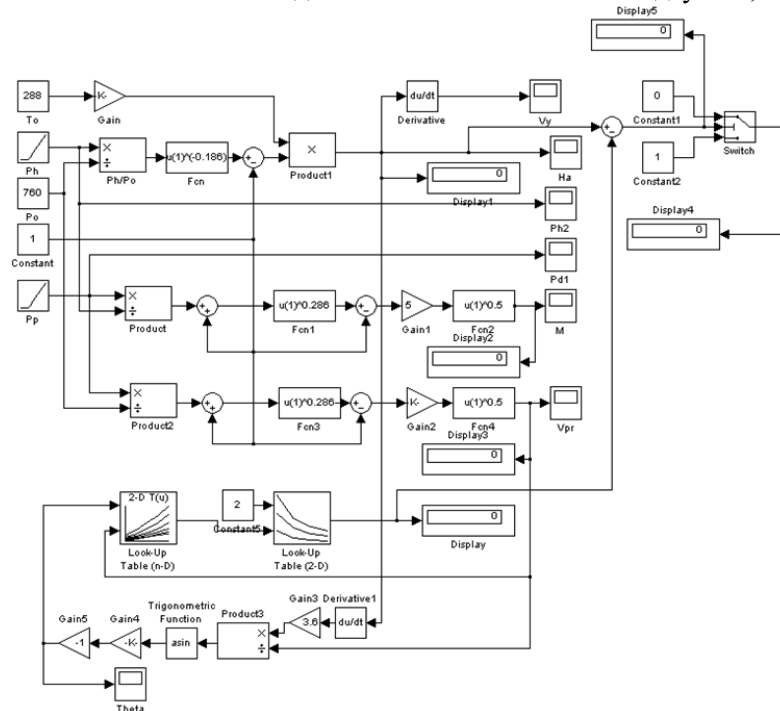


Рис. 2. *Simulink*-модель системи попередження про небезпечне зниження  
Схема працює таким чином.

Абсолютна висота обчислюється за гіпсометричною і подається на суматор. На його інший вхід надходить сигнал висоти виведення з пікірування, обчислений у схемі рис. 1. При  $H_a - \Delta H_{\text{Вив.}} \geq 0$  сигнал на виході релейного елементу *Switch* дорівнює нулю (сигналізація відсутня); в іншому випадку видається одиниця – сигнал ОПАСНОЕ СНИЖЕНИЕ.

Для дослідження роботи моделі були задані початкові умови:

- час польоту – 30 секунд;
- $P_h = 560$  мм. рт. ст., який відповідає висоті 2600 м; надалі він збільшується на 5,46 мм. рт. ст. щосекунди, що імітує зниження до 400 м (рис. 3, а);
- $P_p = 40$  мм. рт. ст., що відповідає приладовій швидкості 510 км/год., а з кожною секундою він зменшується на 0,6 мм. рт. ст., що імітує гальмування літака до швидкості 375 км/год. (рис. 3, б);
- кут пікірування, визначений зі співвідношення  $V_y$  та  $V$ , дорівнює  $37^\circ$ ;

– нормальне перевантаження  $n_y = 2$ .

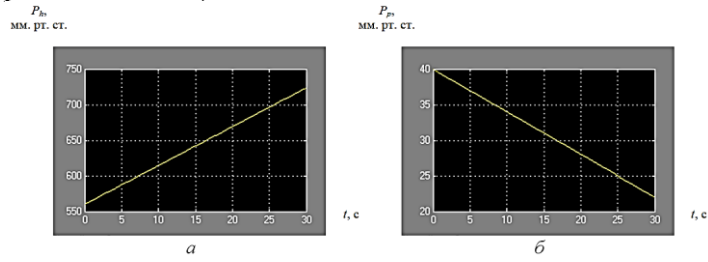


Рис. 3. Зміна тисків з часом:  
 $a$  – статичного;  $b$  – динамічного

При таких початкових умовах на виході моделі видається сигнал ОПАСНОЕ СНИЖЕНИЕ (1). Осцилограми динаміки аерометричних параметрів польоту зображені на рис. 4,  $a \dots d$ .

Якщо перевантаження  $n_y$  збільшиться до 3 одиниць, сигнал відсутній.

Працездатність цієї моделі можна дослідити, задавши два змінних параметри (аргументи) при незмінному значенні третього і отримавши на виході значення висоти виводу з критичного режиму польоту.

Отже, математична модель системи попередження про небезпечне зниження літака функціонує згідно з покладеними на неї задачами і може служити основою для побудови реальної системи.

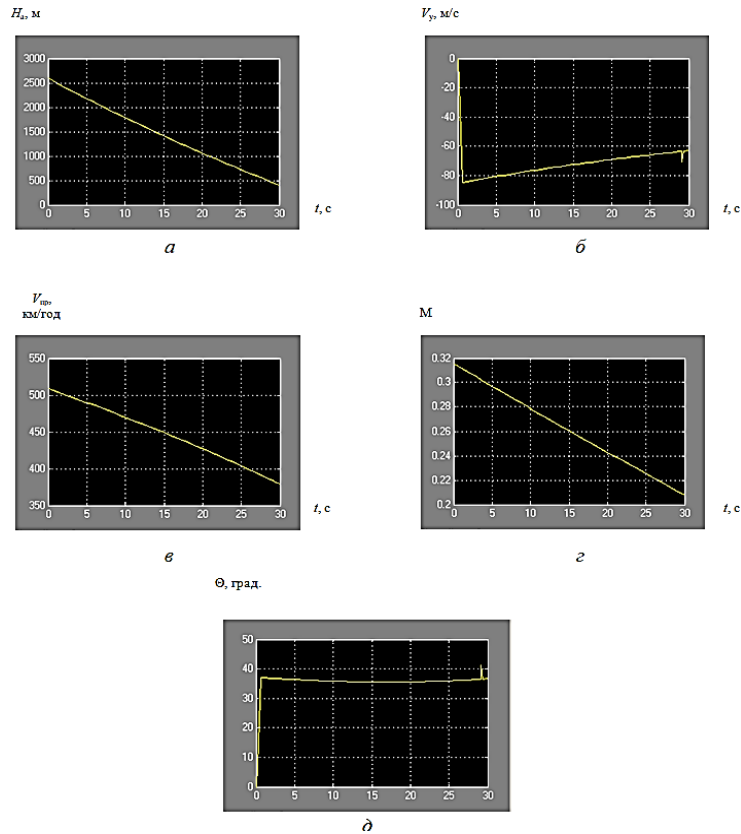


Рис. 4. Графіки залежностей аерометричних параметрів:  
 $a$  – абсолютної висоти;  $b$  – вертикальної швидкості;  $c$  – приладової швидкості;  
 $g$  – числа М;  $d$  – кута пікірування

Поєднання моделі визначення небезпечної висоти з системою повітряних сигналів СВС-2Ц та обмежувальних сигналів СОС-2 надає можливість забезпечити екіпаж інформацією про наближення до критичного режиму за параметрами зниження для своєчасного внесення корекції у керування літаком.

**Список використаних джерел:**

1. Зарубін А.М. Аерометричні прилади та системи: навч. посіб. – Х. : ХУПС, 2014.

2. Цифрові системи обмежувальних сигналів: навч. посіб. / Р.В. Василенко. – Х. : ХНУПС, 2022.

3. Суханов О.Ю., Лиходєєв О.С., Полонський О.І. Математичне моделювання пілотажно-навігаційних комплексів. – Х. : ХІ ВПС, 2002.

***Василенко Роман Вікторович**, старший викладач кафедри авіаційного обладнання літаків і вертольотів інженерно-авіаційного факультету Харківського національного університету Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, місто Вінниця, spike75.rv@gmail.com., ORCID: <https://orcid.org/0000-0001-7683-7526>.*

***Колеснік Вадим Миколайович**, старший технік групи обслуговування авіаційного обладнання в/ч А1356, місто Миргород, ien4323nerv@gmail.com.*

***Vasilenko Roman Viktorovich**, senior lecturer at the Department of Aviation Operations of Aircraft and Helicopters, Aviation Engineering Faculty, Kharkiv National University of Military Forces named after Ivan Kozhedub, Vi Nnitsya, spike75.rv@gmail.com., ORCID: <https://orcid.org/0000-0001-7683-7526>.*

***Kolesnik Vadim Mikolayovich**, senior technician of the aviation equipment maintenance group, military unit A1356, Mirgorod town, ien4323nerv@gmail.com.*