

УДК 629.736.072.8; 681.3

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/02033771352018143731>С. С. Янковський²¹, інженер, В. В. Кабанячий²², д.т.н., професор

ОЦІНКА СТАНУ ДИНАМІЧНОГО СТЕНДУ АВІАЦІЙНОГО ТРЕНАЖЕРА

En

Solution of problem of status analyzing of motion systems, deficiency identification of both motion systems and their hydraulic actuators, and suitability assessment of motion systems for use in aircraft flight simulators for training and retraining of pilots is proposed on base of experience of regulation, testing and operation of motion systems in the flight simulators of aircrafts IL-86NP, IL-62M3, IL-96-300 and Tu-204 (Russia, Penza Modeling Design Bureau), An-74TK-200 (Ukraine, state enterprise Antonov). A sinusoidal program signal is formed for evaluation of dynamical characteristics of hydraulic actuators. According to test data the difference between displacements of individual hydraulic actuators and monotony (absence of fractures) of these displacements is estimated. Quality of hydraulic actuator adjustment is estimated by transient process by using stepping control signal of hydraulic actuator. According to test results an overregulation or relative displacement of hydraulic actuator is determined. Such static characteristics of motion system as zone of insensitivity; gain factor; movement hysteresis; nonlinearity, give an opportunity to evaluate various aspects of motion system state. By motion system reaction on sinusoidal control signal an acceleration (acceleration gradients) "noise" is determined along controlled and uncontrollable degrees of freedom, which makes it possible to detect backlashes, friction in both bearings and seals of hydraulic actuators, sensitivity thresholds in valve cores, and so on. This approach includes the developed control both of motion system and its hydraulic actuators and generalized method of test results using for deficiency identification both of motion systems and their hydraulic actuators.

Ru

На основе опыта регулирования, испытаний и эксплуатации динамических стендов в составе комплексных тренажеров самолетов Ил-86НП, Ил-62МЗ, Ил-96-300 и Ту-204 (Россия, Пензенское конструкторское бюро моделирования), Ан-74ТК-200 (Украина, ДП «Антонов») предложено решение проблемы анализа состояния динамических стендов, выявление недостатков динамических стендов и оценки пригодности динамических стендов для использования в составе комплексных тренажеров самолетов для обучения и переобучения пилотов. Этот подход включает разработанное управление динамическим стендом и его гидроприводом и обобщенную методику использования результатов испытаний для выявления недостатков динамических стендов и их гидроприводов.

²¹ Державне підприємство «Антонов»

²² НТУУ «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», кафедра авіакосмічних і роботизованих систем

Вступ

Для імітації усієї сукупності акселераційних впливів використовується широкий перелік технічних засобів: від вібраційних стендів і вібраторів, що імітують високочастотні акселераційні впливи, до динамічних стендів (ДС) і динамічних крісел, які імітують низькочастотні акселераційні впливи, і до протиперевантажувальних костюмів із наддуванням, шоломів і завантажувальних пристроїв, що імітують значні тривалі низькочастотні акселераційні впливи. Завдяки тому, що сучасні ДС дозволяють імітувати низькочастотні акселераційні впливи до $0,4 g$ і високочастотні до 10 Гц й вище, вони є головним, а для неманеврових повітряних суден, враховуючи характерну для них сукупність акселераційних впливів, єдиним технічним засобом імітації акселераційних впливів. Для цього кабіна авіаційного тренажера встановлюється на рухливій основі – платформі ДС. Ступінь рухливості останньої визначається кількістю її степенів вільності.

У складі авіаційних тренажерів використовуються ДС різних конструкцій: від простих одноступеневих, що рухаються за тангажем або вертикальним ступенем вільності та задовольняють вимогам лише кваліфікаційного рівня А, до складних шестиступеневих ДС опорного типу, які є неодмінною складовою авіаційних тренажерів кваліфікаційних рівнів С й Д. Серед запропонованих конструктивних схем найефективнішою при використанні важких кабін сучасних неманеврових повітряних суден і необхідності забезпечення діапазонів лінійних переміщень платформи ДС понад 1 м і кутових – 25 градусів виявилася схема запропонована Стюартом [1]. Цей ДС опорного типу використовує кінематичний механізм і платформа ДС встановлюється на силових приводах, одночасне керування якими дозволяє здійснювати потрібну кількість степенів вільності переміщень. Він має менші сили тертя, меншу масу рухомих частин, ліпші динамічні характеристики, простішу конструкцію, що не обмежує огляд через ліхтар кабіни. На Україні перший шестиступеневий ДС опорного типу у складі АТ-74 (пізніше комплексний тренажер літака Ан-74ТК-200) з'явився у середині дев'яностих років. Шестиступеневі ДС опорного типу планується використовувати у складі авіаційних тренажерів усіх розроблюваних повітряних суден.

Постановка задачі

Людина дуже чутлива до порушення характеристик і стану ДС. Як показує досвід експлуатації ДС у складі авіаційних тренажерів, порушення характеристик і стану ДС може призводити до суттєвого погіршення придатності авіаційних до навчання та перенавчання пілотів, надання пілотам хибної акселераційної інформації. Тому актуальною є проблема оцінка стану ДС у процесі експлуатації авіаційних тренажерів [2]. Для отримання

високої якості імітації акселераційних впливів ДС повинен із достатньою точністю відтворювати рухи, задані програмним сигналом. Виникаюча проблема впливу характеристик ДС на якість імітації акселераційних впливів [3, 4, 5] включає оцінку стану ДС у складі авіаційних тренажерів.

До сімдесятих років експлуатанти авіаційних тренажерів не ставили питання про якість ДС. Дослідження із визначення характеристик ДС та їхнього впливу на навчальні властивості авіаційних тренажерів розгорнулися за появи шестиступеневих ДС опорного типу і за розуміння необхідності поліпшення якості імітації акселераційних впливів. На теренах СНД дослідження якості ДС розпочалися після появи ДС із довжиною гідроциліндрів 1,5 м (ДС6-1,5).

Розв'язання проблеми

Функціонування ДС можна розглядати як реакцію на вхідні програмні сигнали і початкові умови. Характер реакції ДС визначається кінцевою швидкістю протікання процесів, тобто динамічними властивостями. Оскільки ДС призначений для точного відтворення програмних сигналів, то динамічні властивості відіграють негативну роль. Реакція ДС складається з корисних сигналів – сигналів, перетворення яких є його призначенням, – і завад – сигналів, які заважають ДС виконувати свої функції і є відхиленням вихідного сигналу реального ДС від вихідного сигналу ідеального ДС, під яким розуміється такий ДС, який абсолютно точно здійснює потрібне перетворення корисного програмного сигналу. Визначення завад дозволяє оцінити якість ДС.

ДС оцінюється сукупністю статичних і динамічних характеристик. Доцільність використання тих або інших характеристик для оцінки стану ДС встановлювалась шляхом оцінки їхнього впливу на якість імітації акселераційних впливів і узагальнений стан ДС, що визначає його функціонування за певних умов. Так, пілот дуже чутливий до порушень безперервності або поштовхів. Тому однією із найгостріших проблем є недостатня плавність переміщення ДС, зумовлена такими чинниками, як люфти, тертя у підшипниках і ущільненнях гідроприводів, пороги чутливості у золотниках, момент інерції, ступінь демпфірування коливань, жорсткість й резонансні частоти коливань, запирання гідроциліндра у випадку, якщо програмний сигнал дорівнює нулю тощо.

Під час руху шестиступеневих ДС опорного типу (рис. 1) за будь-яким зі ступенів вільності задіяні усі шість гідроциліндрів (за винятком руху креном, у якому задіяні чотири гідроциліндри). Це призводить до сильної взаємозалежності руху ПДС за різними ступенями вільності: рух за будь-яким зі ступенів вільності призводить до зменшення допустимих переміщень за іншими ступенями вільності. Необхідність забезпечення високої якості імітації акселераційних впливів за окремими ступенями вільності

й гарантування уникнення виникнення хибних акселераційних впливів вимагає контролю лінійності переміщень і якості регулювання окремих гідроциліндрів та сумісного переміщення гідроциліндрів.

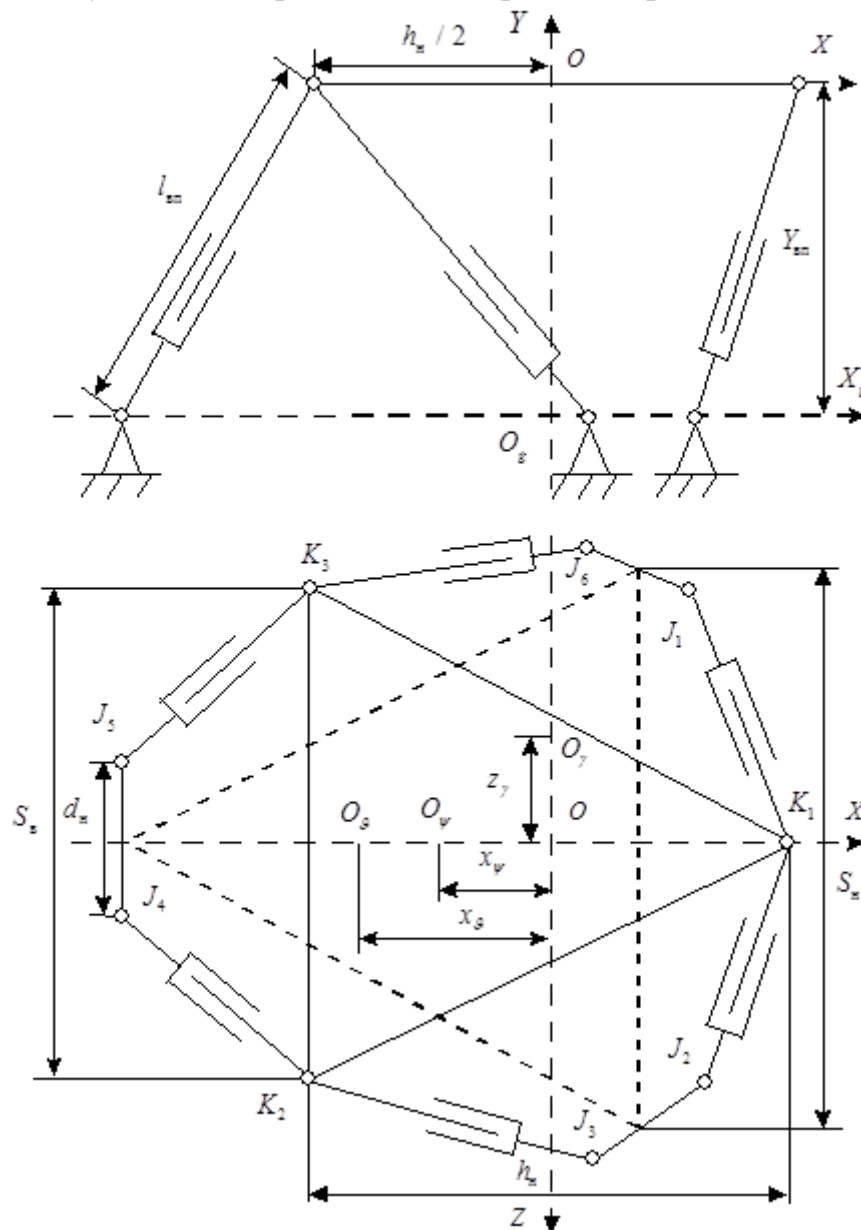


Рис. 1. Кінематична схема ДС опорного типу

Характеристики гідроприводів достатньо широко вивчені [6]. Однак за їх використання у складі шестиступневих ДС опорного типу для імітації акселераційних впливів на авіаційних тренажерах виникають певні проблеми, обумовлені особливостями їхнього використання у складі ДС. У якості силових гідроприводів у складі ДС використовуються слідку-вальні електрогідравлічні приводи, у яких є зворотний зв'язок між вхідними і вихідними елементами. Для поліпшення динамічних характеристик гідроприводів додатково використовується контур зворотного зв'язку або за швидкістю, або за прискоренням гідроциліндрів, або за тиском гідравлічної рідини. Однак

тоді з'являється тенденція до коливань на високих частотах, погіршення якості руху: переміщення гідроприводів стають не монотонними, зі зламами, виникають сприймані пілотом хибні високочастотні акселераційні впливи.

Дослідження показали, що сприймані пілотом акселераційні впливи на авіаційному тренажері будуть наближатися до реальних акселераційних впливів лише тоді, коли вони відображають плавний характер низькочастотних акселераційних впливів, характерний для реальних акселераційних впливів.

Для оцінки динамічних характеристик гідроприводів формується синусоїдальний програмний сигнал амплітуди A_u та частоти f_u :

$$u_i = A_u \sin(2\pi f_u t_i), \quad i = \overline{1, m},$$

де m – кількість точок розбиття інтервалу керування.

Тому переміщення гідроприводів повинні бути монотонними і без зламів (рис. 2).

Якість регулювання гідроприводів оцінюється за перехідним процесом. Для визначення характеристик якості регулювання гідроприводів формується східчастий програмний сигнал із амплітудою a_u , що дозволяє найповніше виявляти властивості гідроприводів:

$$u_i = \begin{cases} 0 & | 0 \leq t_i < \Delta t; 3\Delta t \leq t_i < 4\Delta t; 6\Delta t \leq t_i < 7\Delta t; \\ a_u \Delta u & | \Delta t \leq t_i < 2\Delta t; \\ a_u \left[\Delta u - \frac{\Delta u}{\Delta t} (t_i - 2\Delta t) \right] & | 2\Delta t \leq t_i < 3\Delta t; \\ -a_u \Delta u & | 4\Delta t \leq t_i < 5\Delta t; \\ a_u \left[\frac{\Delta u}{\Delta t} (t_i - 5\Delta t) - \Delta u \right] & | 5\Delta t \leq t_i < 6\Delta t; \quad i = \overline{1, m}. \end{cases}$$

Реєструються сигнали датчиків переміщень гідроприводів. Перехідний процес (коливальний або аперіодичний) із часом затухає й настає сталий стан. Мірою відносної сталості або коливальності процесу є перерегулювання або відносний закид піку переміщення гідроприводу.

На рис. 3 представлена реакція гідроприводу із дефектом в області невеликих від'ємних програмних сигналів (на інтервалі часу 27 – 32 с). Наявність цього дефекту призводила до появи гідравлічного удару у разі інтенсивного прибирання штоку гідроциліндру. Як бачимо із рис. 3, якість руху ДС униз дещо гірша, ніж угору. Ще один недолік, обумовлений особливостями системи керування гідроприводами – стала помилка під час повернення у вихідне положення.

Різні статичні характеристики ДС дають можливість оцінити різні аспекти стану ДС. Проведені дослідження дозволили встановити, що для цього доцільно використовувати такі статичні характеристики: зона нечутливості; коефіцієнт підсилення; гістерезис переміщення; нелінійність. Доцільність саме цих характеристик обумовлена тим, що у разі певного зна-

чення зони нечутливості можуть з'являтися поштовхи під час зрушення ДС, у разі певного значення коефіцієнтів підсилення можуть з'являтися перехресні паразитні прискорення, у разі певного значення гістерезису можуть з'являтися поштовхи під час зміни напрямку руху ДС, у разі певного значення нелінійності можуть з'являтися паразитні прискорення.

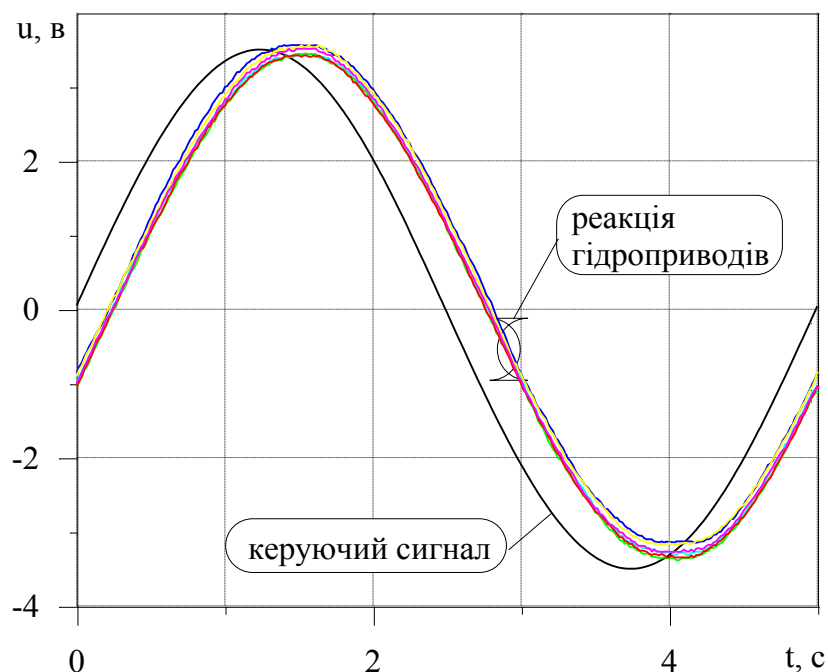


Рис. 2. Реакція гідроприводів на синусоїдальний програмний сигнал частотою 0,2 Гц

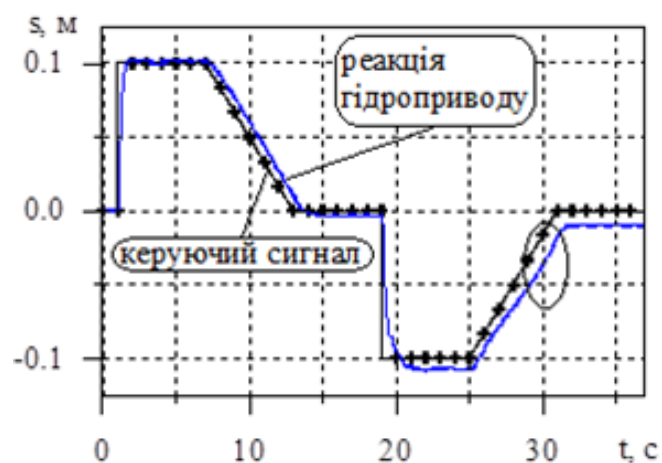


Рис. 3. Реакція на східчастий програмний сигнал гідроприводу із дефектом

Для визначення статичних характеристик ДС устанавлюється у вихідне положення та на вхід агрегатів керування гідроприводами подається програмний сигнал, який плавно змінюється від нульового до максимального, від максимального до мінімального та від мінімального до нуля за формулою:

$$u_i = \begin{cases} 0 & | t_i = 0; l > m_l; \\ u_i + a_u \Delta u \frac{h_l}{\Delta t} & | 1 \leq l \leq 0,25m_l, u_i < u_l; 0,75m_l < l \leq m_l, u_i < u_l; \\ u_i - a_u \Delta u \frac{h_l}{\Delta t} & | 0,25m_l < l \leq 0,75m_l, u_i < u_l; \\ u_i & | u_{ki} = u_l; i = \overline{1, m}, \end{cases}$$

u_l – сталі значення програмного сигналу на l -у підінтервалі:

$$u_l = \begin{cases} 0 & | t_i = 0; l > m_l; \\ u_l + \Delta u & | 1 \leq l \leq 0,25m_l, t_i = t_l; \\ u_l - \Delta u & | 0,75m_l < l \leq m_l, t_i = t_l; \\ u_l - \Delta u & | 0,25m_l < l \leq 0,75m_l, t_i = t_l; \\ u_l & | t_i < t_l; l = \overline{1, m_l}. \end{cases}$$

Під час сталих значень програмного сигналу $u_i = u_l$ реєструються сигнали переміщень гідроприводів $\{s_{di}, i = \overline{1, m_i}\}$ (рис. 4). Зона нечутливості a_n визначається за формулою: $a_n = \min u_i | s_i \geq s_{\min}; i = \overline{1, m_i}$, де s_{\min} - мінімальне переміщення гідроприводу (відповідає 0,2% u_{\max}).

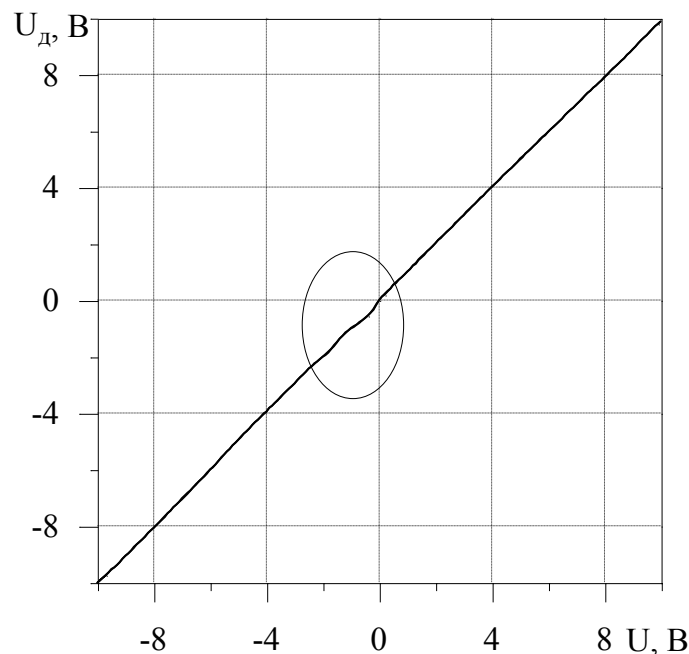


Рис. 4. Залежність сигналу датчика переміщення гідроприводів від програмного сигналу

Гістерезис переміщення гідроприводу розраховується за формулою: $\delta_\Gamma = 100 |s_{\text{аов}} - s_{\text{аон}}| / \max s_d$, де $s_{\text{аов}}$, $s_{\text{аон}}$ – апроксимовані значення сигналів

датчика лінійного переміщення гідроприводу при нульовому програмному сигналі під час руху ДС із вихідного положення вгору та із верхнього положення до вихідного відповідно; $\max s_d$ – максимальне значення сигналу датчика лінійних переміщень. Приведена нелінійність гідроприводу на l -у підінтервалі розраховується за формулою: $\bar{\delta}_{nl} = 100 |s_{dl} - s_a| / \max s_d$, $l_n \leq l \leq l_k$. Залежність $\bar{\delta}_{nl} = f(u)$ показана на рис. 5. Причому найістотніший вплив на якість руху ДС здійснює характеристика нелінійності. Так, за характеристикою нелінійності переміщення була виявлена несправність гідроциліндру, що суттєво впливала на якість імітації акселераційних впливів.

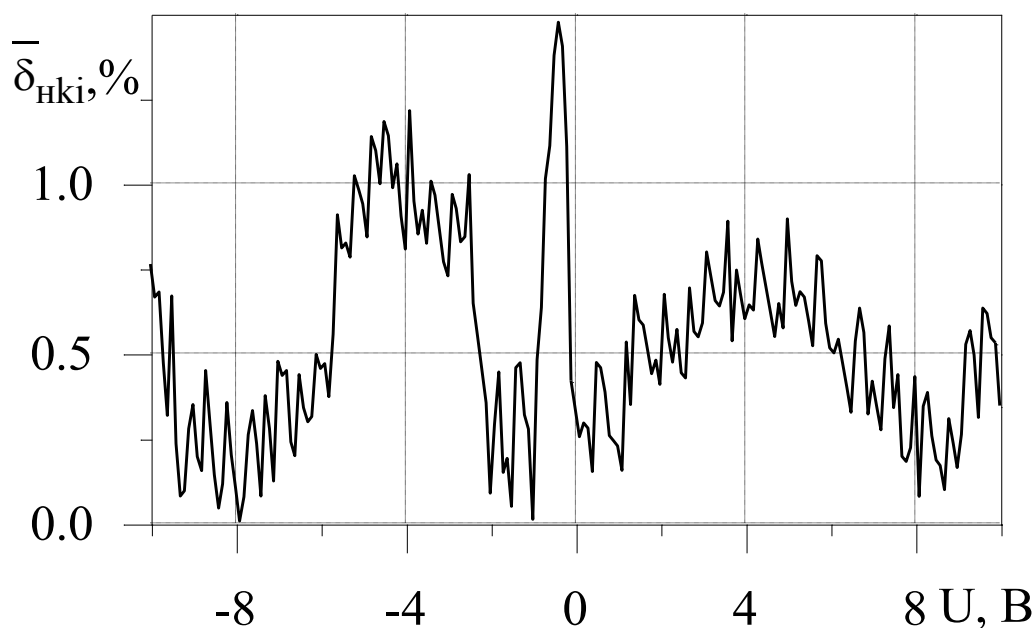


Рис. 5. Залежність наведеної нелінійності гідроприводів від програмного сигналу

Для визначення динамічних характеристик ДС формується синусоїдальний програмний сигнал заданої амплітуди та частоти:

$$u_{ji} = \begin{cases} 0 & | 0 \leq t_i \leq t_0; t_i > t_0 + 4T_u; \\ A_u \sin(2\pi f_u t_i) & | t_0 \leq t_i \leq t_0 + 4T_u; j = \overline{1, 6}; i = \overline{1, m}. \end{cases}$$

ДС устанавлюється у вихідне положення, на вхід агрегатів керування подається програмний сигнал, реєструються сигнали датчиків лінійних прискорень $\{\ddot{s}_{di}, i = \overline{1, m_u}\}$ та кутових швидкостей $\{\dot{s}_{di}, i = \overline{1, m_u}\}$. Аналіз графіків лінійних прискорень і кутових швидкостей дає можливість оцінювати перехідні режими руху ДС та виявляти наявні недоліки (рис. 6, рис. 7 і рис. 8).

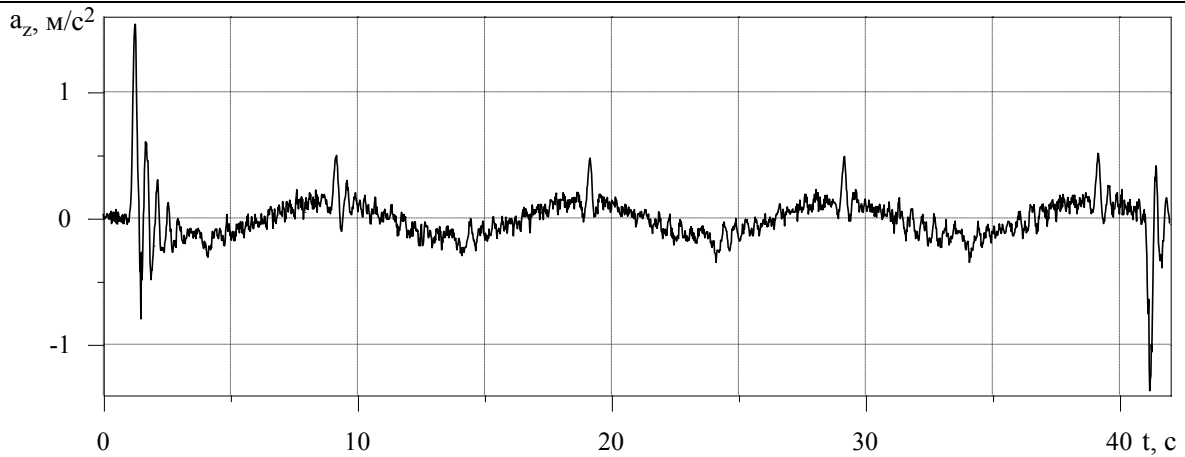


Рис. 6. Реакція погано відрегульованого ДС на синусоїдальний керуючий сигнал за поперечним ступенем вільності

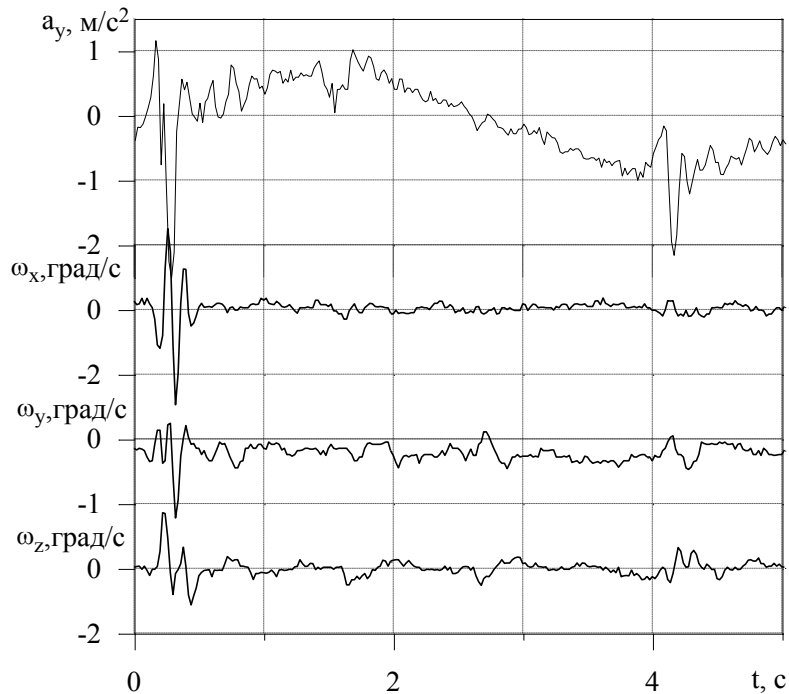


Рис. 7. Реакція ДС з недоліками на синусоїдальний програмний сигнал за вертикальним ступенем вільності

Одним із найважливіших чинників, який стає на перепоні відтворенню бажаного прискорення (градієнта прискорення), є «шум» прискорення. Головними причинами цього «шуму» є люфти, тертя у підшипниках та ущільненнях гідроприводів, пороги чутливості у золотниках. Результуюче значення «шуму» також залежить від моменту інерції, ступені демпфірування коливань, жорсткості та резонансних частот коливань, властивих конкретному гідроприводу та конструкції ДС. Крім того, причиною «шуму» є запирання гідроциліндру у тому випадку, коли програмний сигнал дорівнює нулю. (Стисливість властива гідрорідині, запертій у циліндрі, діє аналогічно пружині з незатухаючими коливаннями.) Тому «шум» приско-

рення – це найгостріша проблема, із якою зустрічаються у ДС авіаційних тренажерів. Рівень шуму повинен бути принаймні нижче порогу сприйняття.

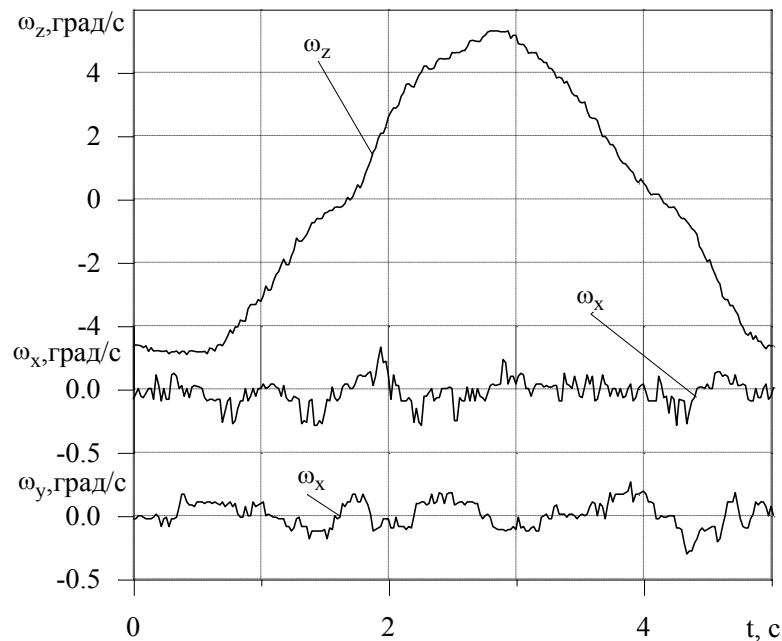


Рис. 8. Реакція ДС із недоліками на синусоїдальний програмний сигнал за тангажем

Значення визначених характеристик дозволяють (на підґрунті порівняння значень характеристик із допусками на них) прийняти рішення про придатність або непридатність ДС до імітації авіаційних впливів на авіаційному тренажері. У випадку прийняття рішення про непридатність ДС виникає задача діагностики несправностей – визначення місця і чинників несправностей. Результати діагностики є підґрунтям прийняття рішення про необхідність регулювання або ремонту ДС.

Аналіз наведених характеристик ДС показує, що через надмірні амплітуди паразитних прискорень при русі ДС за вертикальним ступенем вільності (рис. 7, прискорення на інтервалах часу 0,1 – 0,4 с і 4 – 4,25 с, швидкостей крену, рискання і тангажу на інтервалі часу 0,1 – 0,4 с) й тангажем (рис. 8, швидкість крену на інтервалах часу 1,5 – 2,5 с і 4 – 4,5 с) ДС із такими характеристиками не придатний до імітації акселераційних впливів, обумовлених маневровим рухом літака: пілот сприймає високочастотні трясіння, нехарактерні для реального польоту.

Висновки

Запропонована постановка проблеми оцінювання стану ДС авіаційного тренажера (із використанням розробленого керування ДС і його гідроциліндрами) дає можливість виявити усю можливу сукупність недоліків ДС і конкретних гідроциліндрів й оцінити стан ДС і його придатність до

використання у складі авіаційного тренажера для навчання і перенавчання пілотів.

Список використаної літератури

1. *Stewart D.* A Platform with Six Degrees of Freedom// Aircraft Engineering. – 1966. – v. 38. – № 4. – P. 30-35.
2. Технический акт № 3330-01-16 по результатам доработки системы управления динамическим стендом тренажёра КТС-74. Утвержденный Зам. Главного конструктора А.Ю. Курганским, 2017 г. – 11 с.
3. *Евланов Л. Г.* Контроль динамических систем. – М.: Наука. – 1979. – 431 с.
4. *Кабанячий В. В.* Характеристики динамічних стендів авіаційних тренажерів// Вісник НАУ. – К.: НАУ. – 2001 р. – №4. – С. 68-74.
5. *Adams J. J.* Dynamic Requirements for Simulator Servo Drive Mechanisms// AIAA Paper 70-355. – 1970. – p. 1-5.
6. *Гамынин Н. С.* Гидравлический привод систем управления. – М.: Машиностроение – 1972. – 376 с.