

АДАПТИВНИЙ АВТОМАТ СТІЙКОСТІ

Анотація: Дослідження застосування спостерігаючого пристрою в автоматі стійкості кута тангажу літака дозволяє значно спростити структурну схему каналу стабілізації кута тангажу, перейти від замкненого принципу керування до умовно розімкненого. У запропонованій системі відсутні головний зворотній зв'язок та жорсткий зворотній зв'язок бустера, задавальний вплив формується безпосередньо автоматом стійкості.

Ключевые слова: дуальний спостерігач, спостерігаючий притрій, автомат стійкості, кут тангажу.

Вступ

Розвиток теорії та практики автоматичного керування промисловими та технологічними процесами, технічними, транспортними та іншими об'єктами на сучасному етапі призвів до необхідності підвищення точності та швидкодії систем з урахуванням обмежень на ресурси керування. У багатьох випадках динамічні та статичні властивості системи керування можуть змінюватися у часі, змінюються зовнішні завади, які діють на об'єкт керування. У цих випадках регулятори з жорсткими (незмінними) параметрами не можуть забезпечити потрібні режими роботи. Отже, необхідно змінювати налаштування керуючих пристроїв, параметри деяких елементів системи, вводити у систему канали компенсації, тобто переходити до самонастроювальних (адаптивних) систем керування. Але при цьому процес побудови системи керування стає досить складним, оскільки необхідно одночасно вирішувати задачі аналізу процесу керування, вибірку критерію адаптації, принципи побудови контурів самонастроювання, визначення алгоритму ідентифікації та закону зміни параметрів, розробки структурної моделі та аналізатора динамічних характеристик тощо [1,2].

Значно спростити побудову таких систем можна за рахунок застосування принципу використання спостерігаючих пристроїв у якості еталонних моделей, за допомогою яких у систему керування вводяться відповідні корегуючі сигнали, які компенсують впливи зовнішніх збурень, незбіжність початкових умов та непередбачену зміну параметрів об'єкта керування [3,4,5].

Широке застосування автоматичне управління знайшло у сфері керування польотом літаків. Необхідність автоматизації керування польотом літаків спершу була обумовлена їх недостатньою стійкістю та управлінням. Політ такими літаками потребував високої техніки пілотування. Використання автоматичних засобів стабілізації літака по крену та тангажу полегшило роботу пілота та робило політ менш небезпечним. По мірі збільшення часу польоту та відстані, на яку він здійснювався, виникла необхідність розвантажити екіпаж від втомливих та одноманітних

функції стабілізації літака не тільки по крену та тангажу, але і по курсу [1].

Постановка задачі

Метою даної роботи є дослідження адаптивного автомату стійкості на базі дуального спостерігача як компенсатора неконтрольованих впливів в системах автоматичного керування та застосування його до реального об'єкту, а саме системи автоматичного керування кутом тангажу літака.

Для досягнення даної мети в роботі вирішуються наступні науково-технічні задачі:

1. Дослідження можливості спрощення САК з застосуванням дуального спостерігача.
2. Дослідження дуального спостерігача в системах автоматичного управління літаком.
3. Розробка структурної схеми автоматичного керування кутом тангажу з використанням дуального спостерігача і порівняння її ефективності з типовою схемою.

Об'єктом досліджень є САК кутом тангажу та крену літаків. Поряд із стійкістю основною властивістю, яка визначає безпеку польоту літака, є керованість. Під керованістю розуміється здібність літака виконувати заданий маневр у відповідь на цілеспрямовані дії пілота або автоматики

Сучасні пілотовані літаки забезпечують координований розворот, стабілізуються по кутам тангажу ϑ , крену γ та ковзання β . При цьому поточні величини кутів ϑ , γ підтримуються в процесі стабілізації рівними заданим значенням $\vartheta_{ст}$, $\gamma_{ст}$ цих кутів, а стабілізуюче значення кута ковзання дорівнює $\beta = 0$.

Всі три канали куткової стабілізації пілотованих літаків при реалізації координованого розвороту виявляються взаємопов'язаними. Дійсно, при необхідності змінити курс літака здійснюється вплив на його елерони для створення крену. Одночасно змінюється положення рулів направлення і висоти, щоб позбавитись ковзання і попередити зменшення висоти польоту. Сигнали перевантажень, необхідні для функціонування автоматів стійкості в каналах тангажу і рискання літака, що також називаються каналами подовжньої шляхової стійкості відповідно, отримуються за допомогою датчиків лінійних прискорювачів. При цьому датчики для автомата подовжньої стійкості літака орієнтовані на його нормальну вісь, а для автомата шляхової стійкості – по поперечній осі.

Принцип дії автомата подовжньої стійкості складається в тому, що під дією напруги U_{jH} , що формується датчиком лінійних прискорень і змінного коректором передавального числа в залежності від швидкісного натиску q_H і висоти польоту літака, виконується переміщення рульового агрегату керування, пов'язаного із бустером. Останній відхиляє руль висоти або стабілізатор літака.

Завдяки дії автомата стійкості забезпечується стійкість навіть статично нестійкого літака.

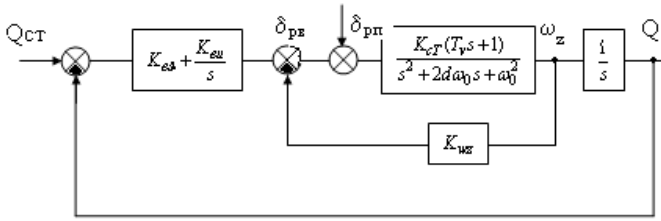


Рис. 1 – Структурна схема контуру стабілізації кута тангажу

Пристрій автоматичної стабілізації кута крену взаємодіє із підсистемою траекторного управління боковим рухом сучасних літаків, що виконують зазвичай координований розворот. Саме тому до якості функціонування контуру стабілізації кута крену висуваються не менш жорсткі вимоги, ніж до контуру стабілізації кута тангажу. Щоб виконати стабілізацію літака по крену автоматично відхиляються елерони, завдяки чому зберігається заданий для режиму стабілізації кут крену $\gamma_{ст}$ (рис. 2), а координований розворот виконується при нульовому куті ковзання. Одночасно із пристроєм стабілізації зазвичай функціонує і автоматичний демпфер. Однак достатня якість стабілізації нульового значення кута ковзання можливе лише при великій швидкодії всіх елементів автопілоту і приладу приводу керма направлення.

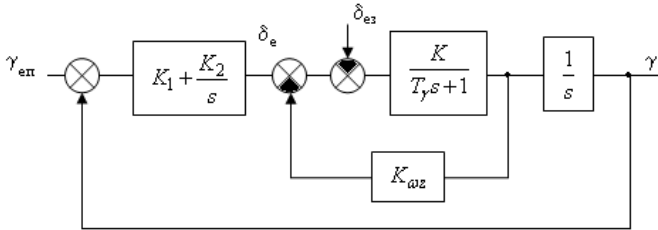


Рис. 2 – Динамічна структурна схема контуру стабілізації кута крену

Із-за того, що дослідження реакції літака на ступінчате відхилення керма висоти дає об'єктивну оцінку динамічної керованості поздовжнього руху, у якості об'єкту дослідження проблеми стійкості у першу чергу була обрана система стабілізації кута тангажу. Треба також зауважити, що поняття стійкості та керованості протилежні одна до одної, тому що під поняттям стійкості слід розуміти здібність літака зберігати початковий режим польоту, тоді як під поняттям керованості розуміється здібність цілеспрямовано змінювати його.

Розглянемо систему стабілізації кута тангажу літака із застосуванням дуального спостерігача ДС (рис. 3). Для порівняння динамічних та ста-

тичних характеристик дослідного літака з дуальним спостерігачем та типового літака використовуються їх математичні моделі.

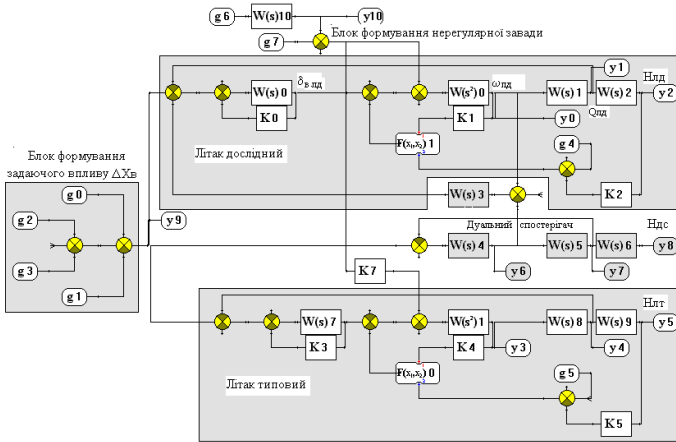


Рис. 3 – Повна схема задачі дослідження автомата стійкості літака з дуальним спостерігачем та типовим літаком

Дослідження виконувалися на моделюючому комплексі „SHS-TAK”, розробленому на кафедрі технічної кібернетики НТУУ ”КПІ”.

У якості спрощеної математичної моделі автомата тангажу дослідного літака була обрана передавальна функція літака відносно швидкості зміни кута тангажу $W(s^2)0 = \frac{0.4s+2}{0.36s^2+0.6s+1}$ (на схемі набору позначена як $W(s^2)0$ для дослідного літака ЛД та аналогічна $W(s^2)1$ для типового літака ЛТ). Коефіцієнти зворотнього зв’язку $K0$ та $K4$ змінюються відносно висоти польоту H за допомогою блока формування $k(H)$. Ланки $W(s)1 = W(s)5 = W(s)8 = \frac{0.6}{s}$ формують кути тангажу $Q_{лд}$, $Q_{дс}$ та $Q_{лт}$ відповідно для дослідного літака, дуального спостерігача (автомата стійкості) та типового літака. Висоти польоту $H_{лд}$, $H_{дс}$ та $H_{лт}$ виробляються ланками $W(s)2 = W(s)6 = W(s)9 = \frac{0.5}{s}$. Рульовий агрегат (рульова машинка, бустер) моделюється ланкою $W(s)0 = W(s)7 = \frac{8}{s}$, які охоплюють жорстким зворотним зв’язком $K1 = K4 = 0.4$ відповідно.

Дуальний спостерігач ДС, який задає бажані динамічні властивості дослідному літаку, складається із редукованої моделі на елементах $W(s)4 = \frac{2}{0.02s+1}$ та $W(s)5 = \frac{0.6}{s}$.

Відповідні реакції на перекладення керма висоти для виконання маневру типу “гірка” представлено на рис. 4 для випадку а) відключеного автомата стійкості та б) включеного автомата стійкості (дуальному спостерігачі). Аналіз перехідних процесів показує, що при вимкненому автоматі стійкості динамічні характеристики типового літака та дослідного повністю співпадають як по зміні кута тангажу $Q_{лт} = Q_{лд}$, так і по характеру руху при відповідному наборі висоти $H_{лт} = H_{лд}$. Параметри

короткоперіодичних коливань змінюються в залежності від висоти польоту : із підвищенням висоти період короткоперіодичних коливань та їх амплітуда збільшуються. Заданий рух визначається автоматом стійкості – дуальним спостерігачем (параметри Q_{dc}, H_{dc}), аналіз якого показує, що динамічні параметри руху дослідного літака змінюються відповідно заданого режиму та лишаються сталими незалежно від дії різноманітних збуджуючих факторів, тобто є сталими. Короткоперіодичні коливання відсутні. Блок формування нерегулярної завади (елементи $g_6, W(s)10 = \frac{0.8}{0.05s+1}$ та g_7) виробляє адитивну суміш випадкового сигналу g_6 та гармонічного сигналу g_7 (нерегулярна завада).

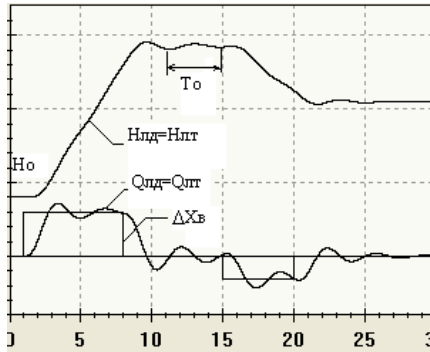


Рис. 4а. – Реакція типового літака на перекладку $\Delta X_{\text{в}}$ керма висоти.

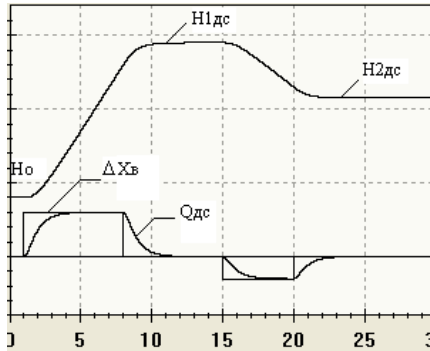


Рис. 4б. – Реакція дуального спостерігача на перекладку $\Delta X_{\text{в}}$ керма висоти, де:

$Q_{лд} = Q_{лт}$ – характер зміни кута тангажу Q , T_0 – період короткоперіодичних коливань,

$Q_{дс}$ – характерна зміни кута тангажу дуального спостерігача.

Задавальний вплив $\Delta X_{\text{в}}$ формується елементами $g_0 = g_1 = 0.3, g_3 = g_2 = 0.2$ з відповідними затримками 1с, 8с, 15с, 20с.

На рис. 5 показано, як впливає нерегулярна завада на дослідний та типовий літаки а) при вимкненому автоматі стійкості $Q_{лд} = Q_{лт}$, $H_{1,лд} = H_{1,лт}$ та б) при включеному автоматі стійкості $Q_{лд} = Q_{дс}$, $H_{1,лд} = H_{1,дс}$, побудованому на основі редукованого дуального спостерігача з каналом компенсації $W(s) = \frac{5s+100}{0.02s+1}$.

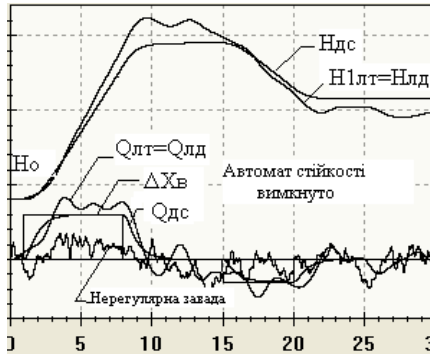


Рис. 5а. – Аналіз динамічних процесів при перекладці керма висоти при дії нерегулярної завади та зміні коефіцієнтів математичних моделей літака при вимкненому автоматі стійкості

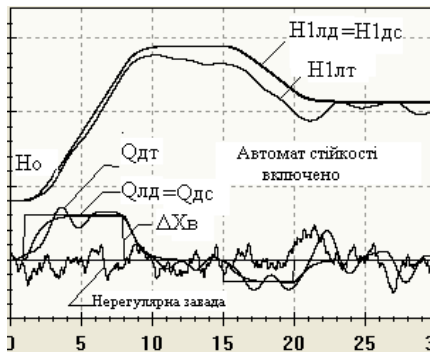


Рис. 5б. – Аналіз динамічних процесів при перекладці керма висоти при дії нерегулярної завади та зміні коефіцієнтів математичних моделей літака при увімкненому автоматі стійкості.

На дослідний літак нерегулярна завада не діє, зміна параметрів $k(H)$ літака не впливає на його динамічні властивості. Характерним відказом обладнання літака, який дуже впливає на безпеку польоту, є втрата стійкості за рахунок обриву жорсткого зворотного зв'язку у рульовому агрегаті (рис. 6а), а також випадок одночасного обриву головного зворотнього зв'язку та відмови каналу передачі задавального впливу ΔX_e при одночасній дії нерегулярної завади (рис. 6б).

Робота запропонованого адаптивного автомата стійкості перевірялася при нестійких об'єктах керування ($W(s^2)0 = \frac{0.4s+2}{0.36s^2+0.6s-1}$, $W(s^2)0 = \frac{0.4s+2}{0.36s^2-0.6s-1}$).

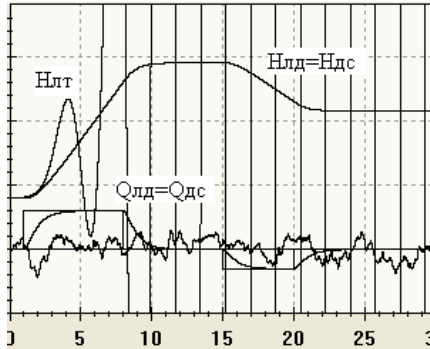


Рис. 6а. – Динамічні процеси у разі обриву жорсткого зворотнього зв'язку у рульовому агрегаті

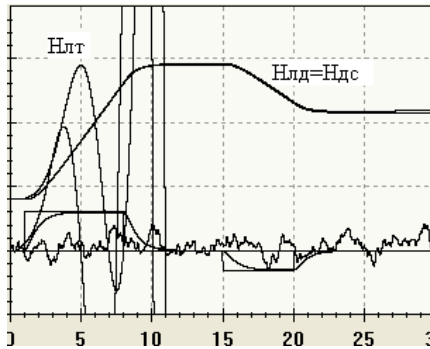


Рис. 6б. – Динамічні процеси у разі одночасного обриву головного зворотнього зв'язку та відмові каналу передачі задавального впливу

У всіх розглянутих випадках адаптивний автомат стійкості дозволяв дослідному літаку виконувати коректно заданий режим роботи незалежно від дії різноманітних перешкод, вплив яких на літак був розглянутий у попередніх дослідженнях.

Висновки

Отримані результати дослідження адаптивного автомату стійкості дозволили значно спростити структурну схему каналу стабілізації кута тангажу літального апарату, а також перейти від замкнутого принципу керування до умовно розімкненого. У запропонованій системі відсутній головний зворотній зв'язок у рульовому агрегаті та жорсткий зворотній зв'язок бустера. Крім того задавальний вплив формується безпосередньо

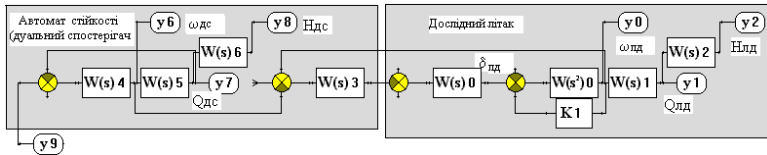


Рис 7. – Автомат стійкості в контурі керування кутом тангажу пілотованого літака.

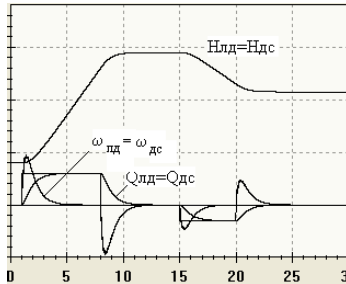


Рис 8. – Перехідні процеси у контурі керування кутом тангажу.

автоматом стійкості (тобто редукованим дуальним спостерігачем рис. 7). Динамічні процеси, зображені на рис. 8, підтверджують правильність запропонованих рішень, які сприяють підвищенню стійкості системи керування кутом тангажу пілотованого літака без зменшення умов його керуваності.

Література

1. Воробьев В.Г., Кузнецов С.В., Автоматическое управление полётом самолётов, Учеб.для вузов,-М. “Транспорт”,1995,- 448с.
2. Клумов А.С., Продольная устойчивость и управляемость маневренного самолёта. – М. “Машиностроение”,1988, -.200с.
3. Шпит С.В., Янцеловський С.Г., Ткаченко О.І., Системи автоматичного керування з еталом – спостерігачем // Адаптивні системи автоматичного управління. -2008- 12(32).- с. 145 – 151.
4. Шпит С.В., Семчишин А.В., Автономна багатомірна система керування з еталонами – спостерігачами // Адаптивні системи автоматичного управління. -2009 - 13(33).- с.
5. Шпит С.В., Дуальний спостерігач в системах автоматичного керування // Адаптивні системи автоматичного управління. -2009 - 14(34).- с.
6. Почекайлов А.В., Шпит С.В., // Адаптивні системи автоматичного управління. -2010 - 15(35).- с.

Отримано 07.11.2011 р.