

RZECZPOSPOLITA
POLSKA



Urząd Patentowy
Rzeczypospolitej Polskiej

(12) **OPIS PATENTOWY** (19) **PL** (11) **223473**

(13) **B1**

(21) Numer zgłoszenia: **388707**

(51) Int.Cl.
B64C 13/16 (2006.01)
G05D 1/08 (2006.01)

(22) Data zgłoszenia: **03.08.2009**

(54) **Układ do estymacji parametrów modalnych konstrukcji mechanicznych**

(43) Zgłoszenie ogłoszono:
14.02.2011 BUP 04/11

(45) O udzieleniu patentu ogłoszono:
31.10.2016 WUP 10/16

(73) Uprawniony z patentu:
**AKADEMIA GÓRNICZO-HUTNICZA
IM. STANISŁAWA STASZICA W KRAKOWIE,
Kraków, PL**

(72) Twórca(y) wynalazku:
**TADEUSZ UHL, Wieliczka, PL
MACIEJ PETKO, Kraków, PL
GRZEGORZ KARPIEL, Kraków, PL
ANDRZEJ KLEPKA, Jędrzejów, PL**

(74) Pełnomocnik:
rzecz. pat. Elżbieta Postolek

PL 223473 B1

Opis wynalazku

Przedmiotem wynalazku jest układ do estymacji parametrów modalnych konstrukcji mechanicznych, znajdujący zastosowanie w lotnictwie do wykrywania w czasie rzeczywistym zjawiska flattera samolotu.

Znany jest z patentu nr US 5 135 186 układ do kontroli zjawiska flattera skrzydła samolotu, który zawiera blok pomiarowy przemieszczenia powierzchni danego skrzydła, przy czym blok ten zawiera czujniki przyspieszenia drgań rozmieszczone w wybranych punktach na skrzydle samolotu połączone z układem, obliczeniowo-przetwarzającym, w którym wielkości mierzonych przyspieszeń drgań poszczególnych punktów płaszczyzny skrzydła przetwarzane są na współrzędne wektorów wielkości rzeczywistego przemieszczenia tych punktów w przestrzeni. Uzyskane sygnały na wyjściu bloku pomiarowego przemieszczenia porównywane są następnie w bloku szacowania wielkości zakłóceń z sygnałem przewidywanego normalnego przemieszczenia uzyskanego w bloku określania normalnego przemieszczenia skrzydła na podstawie zadanego – sygnału o stanie lotu i innych danych warunków normalnego lotu bez zakłóceń, między innymi takich, jak siła wiatru, stan zachmurzenia, prędkość lotu, ustaloną wartość pozycji napędu dla przewidywanego przemieszczenia skrzydła, określonego dla warunków normalnego lotu. Uzyskana na wyjściu bloku, szacowana wielkość zakłóceń sygnału, będąca sygnałem różnicy porównywanych sygnałów wejściowych tego bloku wykorzystywana jest do korygowania sygnału zadanego z bloku kontroli komend lotu do układu sterującego napędami korygującymi położenie skrzydła.

Celem wynalazku jest opracowanie układu umożliwiającego identyfikację zjawiska flattera aeroelastycznego na podstawie zmierzonych wartości przyspieszeń lub prędkości drgań konstrukcji, bez konieczności znajomości dodatkowych parametrów lotu, mających wpływ na występowanie tego zjawiska, a tym samym bez konieczności zintegrowania tego układu z systemami kontrolno-pomiarowymi samolotu.

Układ, według wynalazku, zawierający czujniki przyspieszenia drgań, wybranych punktów konstrukcji mechanicznych charakteryzuje się tym, że zawiera co najmniej dwa tory pomiarowe, a każdy z nich zawiera czujnik przyspieszenia drgań umieszczony w wybranym punkcie konstrukcji mechanicznej w postaci skrzydła samolotu. Czujnik przyspieszenia drgań połączony jest poprzez przetwornik analogowo-cyfrowy z blokiem pamięci, którego wyjście połączone jest odpowiednio z co najmniej trzema kanałami, a każdy z kanałów zawiera odpowiednio filtr falkowy, którego wyjście poprzez blok estymacji i blok obliczania częstotliwości drgań własnych i współczynnika tłumienia modalnego połączone jest z oddzielnym wejściem bloku decyzyjnego. Jedno wyjście bloku decyzyjnego połączone jest z układem skalowania, do którego podłączony jest blok pamięci wzorcowej funkcji falkowej, a wyjścia układu skalowania połączone są z drugimi wejściami odpowiednich filtrów falkowych poprzez bloki buforowej pamięci funkcji falkowych o zadanej częstotliwości poszczególnych kanałów. Natomiast drugie wyjście bloku decyzyjnego połączone jest z blokiem udostępniania danych.

Układ do estymacji parametrów modalnych konstrukcji mechanicznych, według wynalazku, umożliwia szybką i bezpośrednią reakcję obsługi samolotu na pojawiające się zjawisko flattera samolotu w czasie trwania lotu, a tym samym zwiększa bezpieczeństwo lotu samolotu.

Rozwiązanie, według wynalazku, uwidocznione jest w przykładzie wykonania na rysunku, który przedstawia schemat blokowo-ideowy układu.

Układ, według wynalazku, zawiera dwa tory pomiarowe A, B, a każdy z nich zawiera czujnik przyspieszenia drgań A1, B1 umieszczony w wybranym punkcie konstrukcji mechanicznej w postaci skrzydła samolotu S. Czujniki przyspieszenia drgań A1, B1 połączone są odpowiednio poprzez przetworniki analogowo-cyfrowe A2, B2 z blokami pamięci A3, B3 typu RAM. Wyjścia każdego bloku pamięci A3, B3 połączone są odpowiednio z trzema kanałami a, b, c. Każdy z kanałów a, b, c zawiera odpowiednio cyfrowy filtr falkowy A4a, A4b, A4c, B4a, B4b, B4c, którego wyjście poprzez blok estymacji A5a, A5b, A5c, B5a, B5b, B5c w postaci bloku RLS (ang. recursive least squares) i blok obliczania częstotliwości i współczynnika tłumienia modalnego A6a, A6b, A6c, B6a, B6b, B6c połączone jest z oddzielnym wejściem bloku decyzyjnego UD. Jedno wyjście bloku decyzyjnego UD połączone jest z układem skalowania SK, do którego podłączony jest blok pamięci FF wzorcowej funkcji falkowej typu Morleta. Wyjścia układu skalowania SK połączone są z drugimi wejściami odpowiednich filtrów falkowych A4a, A4b, A4c, B4a, B4b, B4c poprzez bloki buforowej pamięci AFa, AFb, AFc, BFa, BFb, BFc funkcji falkowych o zadanej częstotliwości poszczególnych kanałów a, b, c, natomiast drugie wyjście

bloku decyzyjnego UD połączone jest z blokiem udostępniania danych W w postaci wyświetlacza albo interfejsu wymiany danych, albo sygnalizacji świetlnej, albo akustycznej, bądź ich kombinacji

Działanie układu jest następujące. Sygnały pomiarowe każdego toru pomiarowego A, B, uzyskane z czujników przyspieszeń drgań A1, B1 usytuowanych w wybranych punktach skrzydła samolotu S przetwarzane są za pomocą przetworników analogowo-cyfrowych A2, B2 na sygnały cyfrowe, a następnie zapamiętywane w blokach pamięci A3, B3.

Sygnały śledzonych drgań z bloków pamięci A3, B3 poddawane są dalszemu przetwarzaniu w trzech kanałach a, b, c poprzez filtrowanie odpowiednio za pomocą filtrów falkowych A4a, ..., A4c, B4a, ..., B4c, przy czym jeden z kanałów, dla przykładu kanał b pełni rolę kanału głównego o określonej szerokości pasma częstotliwości, zaś kanały a, c stanowią dodatkowe kanały, dostrojone do częstotliwości bliskich częstotliwościom granicznym pasma kanału głównego b, tak więc, kanał a dostrojony jest do dolnej, zaś kanał c do górnej częstotliwości granicznej kanału głównego b. Filtrowanie mierzonego sygnału w filtrach falkowych A4a, ..., A4c, B4a, ..., B4c realizowane jest poprzez splatanie sygnału mierzonego i sygnału z układu skalowania SK, będącego sygnałem funkcji falki. Z sygnałów, uzyskanych na wyjściu filtrów falkowych A4a, ..., A4c, B4a, ..., B4c, estymowane są w blokach estymacji A5a, ..., A5c, B5a, ..., B5c modele sygnałów, z których następnie wyznaczane są za pomocą bloków obliczeń A6a, ..., A6c, B6a, ..., B6c wartości parametrów modalnych, czyli częstotliwości drgań własnych i współczynników tłumienia modalnego w poszczególnych kanałach a, b, c. Otrzymane w zadeklarowanym kanale głównym b wartości estymowanych częstotliwości porównywane są w bloku decyzyjnym UD z zadaną wartością częstotliwości środkowej tego kanału b, po czym w przypadku wystąpienia równości porównywanych wielkości za pomocą bloku udostępniania W, przykładowo w postaci wyświetlacza zostają wyświetlone wartości parametrów sygnału mierzonego w kanale głównym b, czyli wartości częstotliwości i współczynnika tłumienia.

W przypadku występowania różnic estymowanej częstotliwości sygnału w kanale głównym b i jego zadanej częstotliwości środkowej układ decyzyjny UD powoduje odpowiednio zamianę rolami kanału głównego b i kanałów pomocniczych a i c.

W przypadku wyestymowania przez blok estymacji A5a, ..., A5c, B5a, ..., B5c częstotliwości większej od częstotliwości środkowej toru głównego tor pomocniczy c o częstotliwości środkowej bliskiej częstotliwości granicznej górnej toru głównego b staje się torem głównym i dotychczasowy tor główny b zaczyna pełnić funkcję dotychczasowego toru a, zaś w dotychczasowym torze a odpowiednia pamięć buforowa AFa, ..., AFc, BFa, ..., BFc zostaje przeprogramowana przez układ skalowania SK i kanał ten staje się torem pomocniczym dla częstotliwości granicznej górnej dotychczasowego toru c, pełniąc obecnie rolę toru głównego.

Natomiast w przypadku stwierdzenia przez układ decyzyjny UD, że wyestymowana częstotliwość jest mniejsza od częstotliwości środkowej kanału głównego b, kanał pomocniczy a o częstotliwości środkowej bliskiej częstotliwości granicznej dolnej kanału głównego b staje się kanałem, głównym, dotychczasowy kanał główny b staje się kanałem pomocniczym dla częstotliwości bliskiej częstotliwości granicznej górnej nowego kanału głównego, a w dotychczasowym kanale pomocniczym c o częstotliwości bliskiej częstotliwości granicznej górnej dotychczasowego kanału głównego odpowiednia pamięć buforowa AFa, ..., AFc, BFa, ..., BFc zostaje przeprogramowana przez układ skalowania SK i kanał c staje się kanałem pomocniczym o częstotliwości środkowej bliskiej częstotliwości granicznej dolnej dotychczasowego kanału a, który zaczął pełnić funkcje nowego kanału głównego. Możliwość przeprogramowaniu częstotliwości środkowej filtrów falkowych A4a, ..., A4c, B4a, ..., B4c każdego kanału a, b, c każdego toru A, B uzyskano poprzez układ skalowania SK, który bazując na wzorcowej funkcji falki typu Morleta zapisanej w bloku pamięci wzorcowej FF powoduje wpisanie wartości przeskalowanej falki o określonej częstotliwości środkowej do bloku buforowej pamięci AFa, ..., AFc, BFa, ..., BFc odpowiedniego kanału a, b, c każdego toru A, B z osobna. W momencie uzyskania na wyjściu bloku udostępniania danych W wartości bliskich wartościom krytycznym, przy których występuje flatter, obsługa samolotu zmienia parametry lotu tak, aby nie dopuścić do jego katastrofy.

Rozwiązanie, według wynalazku, zostało zrealizowane z wykorzystaniem elektronicznego układu programowalnego typu FPGA, gdzie część bloków funkcjonalnych, a mianowicie: przetworniki analogowo-cyfrowe A2, B2, bloki pamięci A3, B3, filtry falkowe A4a, ..., A4c, B4a, ..., B4c, bloki buforowej pamięci AFa, ..., AFc, BFa, ..., BFc funkcji falkowych o zadanej częstotliwości oraz blok pamięci wzorcowej funkcji falkowej FF została zrealizowana sprzętowo, a pozostałe zostały zrealizowane programowo przy pomocy mikroprocesora NIOSII tego układu.

Zastrzeżenie patentowe

Układ do estymacji parametrów modalnych konstrukcji mechanicznych zawierający czujniki przyspieszenia drgań wybranych punktów konstrukcji mechanicznych, **znamienny** tym, że zawiera co najmniej dwa tory pomiarowe (A, B), a każdy z nich zawiera czujnik przyspieszenia drgań (A1, B1) umieszczony w wybranym punkcie konstrukcji mechanicznej w postaci skrzydła samolotu (S), a czujnik przyspieszenia drgań (A1, B1) połączony jest poprzez przetwornik analogowo-cyfrowy (A2, B2) z blokiem pamięci (A3, B3), którego wyjście połączone jest odpowiednio z co najmniej trzema kanałami (a, b, c), a każdy z kanałów (a, b, c) zawiera odpowiednio filtr falkowy (A4a, A4b, A4c, B4a, B4b, B4c), którego wyjście poprzez blok estymacji (A5a, A5b, A5c, B5a, B5b, B5c) i blok obliczania częstości drgań własnych i współczynnika tłumienia modalnego (A6a, A6b, A6c, B6a, B6b, B6c) połączone jest z oddzielnym wejściem bloku decyzyjnego (UD), a jedno wyjście bloku decyzyjnego (UD) połączone jest z układem skalowania (SK), do którego podłączony jest blok pamięci (FF) wzorcowej funkcji falkowej, a wyjścia układu skalowania (SK) połączone są z drugimi wejściami odpowiednich filtrów falkowych (A4a, A4b, A4c, B4a, B4b, B4c) poprzez bloki buforowej pamięci funkcji, falkowych o zadanej częstotliwości (Afa, Afb, Afc, Bfa, Bfb, Bfc) poszczególnych kanałów (a, b, c), zaś drugie wyjście bloku decyzyjnego (UD) połączone jest z blokiem udostępniania danych (W).

Rysunek

