

DETEKCJA NIEPRAWIDŁOWYCH INTERAKCJI PILOTA I EFEKTYWNEJ DYNAMIKI SAMOLOTU

Paweł RZUCIDŁO

Politechnika Rzeszowska, Katedra Awioniki i Sterowania
35-959 Rzeszów, Al. Powstańców Warszawy 8, tel./fax: 017 854 43 19, email: pawelrz@prz.edu.pl

Streszczenie

Układ pośredniego sterowania samolotem pozwala pilotowi wpływać w sposób nadrzędny na wybrane parametry lotu i modyfikować je w takt wychyleń odpowiednich organów sterowych (sterownicy, dźwigni mocy). Rozwiązanie to redukuje obciążenie pilota i umożliwia skierowanie jego uwagi na zasadniczy cel misji. Niestety, zastosowanie złożonych układów pośredniczących może skutkować błędną interpretacją bodźców odbieranych przez człowieka. Sytuacja taka prowadzi w wielu przypadkach do eskalacji nieprawidłowych interakcji pilota i efektywnej dynamiki samolotu. W opracowaniu przedstawiono rozwiązanie umożliwiające automatyczną detekcję oscylacji indukowanych przez pilota. Opisano praktyczną realizację układu detektora jak również zaprezentowano przykładowe wyniki badań diagnostycznych układu pilot-samolot.

Słowa kluczowe: detektor, oscylacje indukowane przez pilota, sterowanie pośrednie, diagnostyka.

THE DETECTION OF UNFAVORABLE AIRCRAFT-PILOT COUPLING

Summary

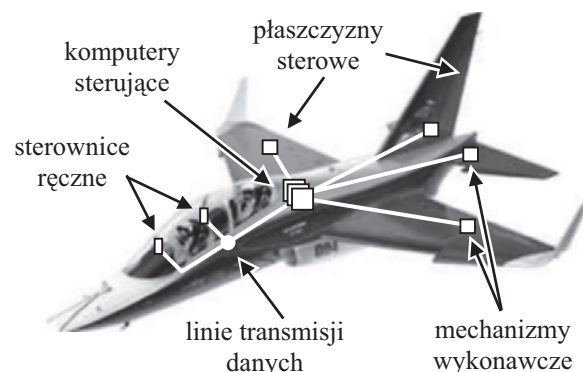
Fly-by-wire system enables superior control of chosen flight parameters. Pilot can modify stabilized parameters by adequate deflection of control inceptors as side-stick or trust lever in this solution. Fly-by-wire control reduces pilot loading and allows to bring main tasks to his attention. Unfortunately, the use of more complicated interfaces between human and machine can cause incorrect pilot behavior. It leads to erroneous interactions between operator and effective aircraft dynamics in many times. The solution of automatic detection of pilot induced oscillations has been presented in this paper. Practical realization of PIO detector as well examples of diagnostics of human-machine system have been reported herein.

Keywords: detector, pilot-induced oscillations, fly-by-wire, diagnostics.

1. WSTĘP

Termin *Fly-by-Wire* (FBW) jest ogólnie przyjętym określeniem systemu pośredniego sterowania samolotem, w którym czynności pilota są przetwarzane przez komputery pokładowe na sygnały elektryczne (ciągłe lub dyskretne) i dostarczane do serwomechanizmów odpowiadających za pozycjonowanie odpowiednich organów sterowych (rys. 1). W ostatnim czasie zamiast wiązek elektrycznych stosuje się do transmisji sygnałów również linie światłowodowe (systemy *Fly-by-Light*). W układach FBW nie występuje bezpośrednio, mechaniczne połączenie sterownicy i płaszczyzn sterowych. W praktyce oznacza to, że możliwe są sytuacje, gdy konkretnemu położeniu sterownicy odpowiadają (w zależności od trybu sterowania) różne położenia, a nawet stany dynamiczne płaszczyzn sterowej. W klasycznym układzie sterowania zjawiska takie nie powinny się zdarzać, a jeśli już występują to świadczą o degradacji układu sterowania (np. nadmierne luzy

mechaniczne, zbyt mała sztywność popychaczy). Piloci samolotów z FBW muszą być świadomi, że ich czynności nie przekładają się bezpośrednio na wychylenia (lub prędkości wychylenia) płaszczyzn sterowych, lecz pośrednio decydują o wybranych parametrach lotu [5].



Rys. 1. Idea pośredniego sterowania samolotem

Sygnal sterujący pochodzący bezpośrednio ze sterownicy jest w większości rozwiązań mocno modyfikowany przy użyciu specjalnych funkcji kształtujących. Funkcje te uwzględniają nie tylko statyczne położenie sterownicy, lecz także szybkość i kierunek zmian tego położenia. Pozwalają one na skuteczną i szybką korekcję parametrów lotu, zmniejszają liczbę koniecznych ruchów sterownicą i eliminują drgania ręki pilota. Dopiero uformowany sygnał ze sterownicy jest uwzględniany w prawach sterowania samolotem. Komputery sterujące w zależności od trybu pracy systemu, zmierzonych parametrów lotu i dyrektyw pilota wypracowują odpowiednie sygnały sterujące serwo mechanizmami [1]. Ze względu na swą konstrukcję systemy pośredniego sterowania samolotem wprowadzają opóźnienia nawet w trybie sterowania bezpośredniego i posiadają ograniczenia związane z maksymalną prędkością działania swych elementów składowych [5, 9]. Problem ten dotyczy głównie elementów wykonawczych odpowiadających za pozycjonowanie płaszczyzn sterowych [5], sterowanie mocą silnika, czy zmianę wektora ciągu. Ograniczenie to występuje również w innych elementach systemu, nie wyłączając komputerów sterujących i ich oprogramowania [8].

Analiza złożonego układu, na który składa się również działanie pilota sprawia sporo problemów. Opóźnienie i ograniczenia w prędkości działania elementów składowych systemu sterowania, rozmaite tryby pracy i możliwość rekonfiguracji mogą w szczególnych sytuacjach powodować problemy w funkcjonowaniu układu pilot-samolot.

2. PROBLEM OSCYLACJI INDUKOWANYCH PRZEZ PILOTA

Nieprawidłowe współdziałanie pilota i samolotu (ang. *unfavorable Aircraft-Pilot Coupling; APC*) prowadzi zwykle do różnych postaci oscylacji indukowanych przez pilota (ang. *Pilot-Induced Oscillations; PIO*). Niezwykle rzadko zdarza się, że odpowiedź samolotu jest rozbieżna w stosunku do działań pilota. Cechą charakterystyczną oscylacji indukowanych przez pilota jest przesunięcie fazowe pomiędzy czynnościami operatora układu sterowania i efektywną dynamiką samolotu sięgające 180 stopni. Konsekwencją tego jest utrzymywanie, a nawet pogłębianie oscylacji przez pilota, który próbuje je tłumić. Pilot odczuwa intuicyjnie PIO jako nieprawidłowe, a czasem wręcz odwrotne działanie układu sterowania. Częstość groźnych oscylacji indukowanych przez pilota zawiera się w przedziale 2-5 [rad/s].

Praktyka wskazuje, że zjawisk o charakterze PIO jest trudno uniknąć i dlatego na każdym etapie badań nowej konstrukcji należy dokonywać szczegółowych analiz z uwzględnieniem możliwości indukowania oscylacji indukowanych przez pilota. Wyszukiwanie tendencji do PIO powinno odbywać się począwszy od etapu badań symulacyjnych, poprzez próby w locie aż po proces

certyfikacji. W wielu publikacjach można się również spotkać z zaleceniami dotyczącymi konieczności monitorowania APC, a w szczególności PIO w trakcie normalnej eksploatacji statków powietrznych [3, 4].

3. ALGORYTMY DETEKЦИИ PIO

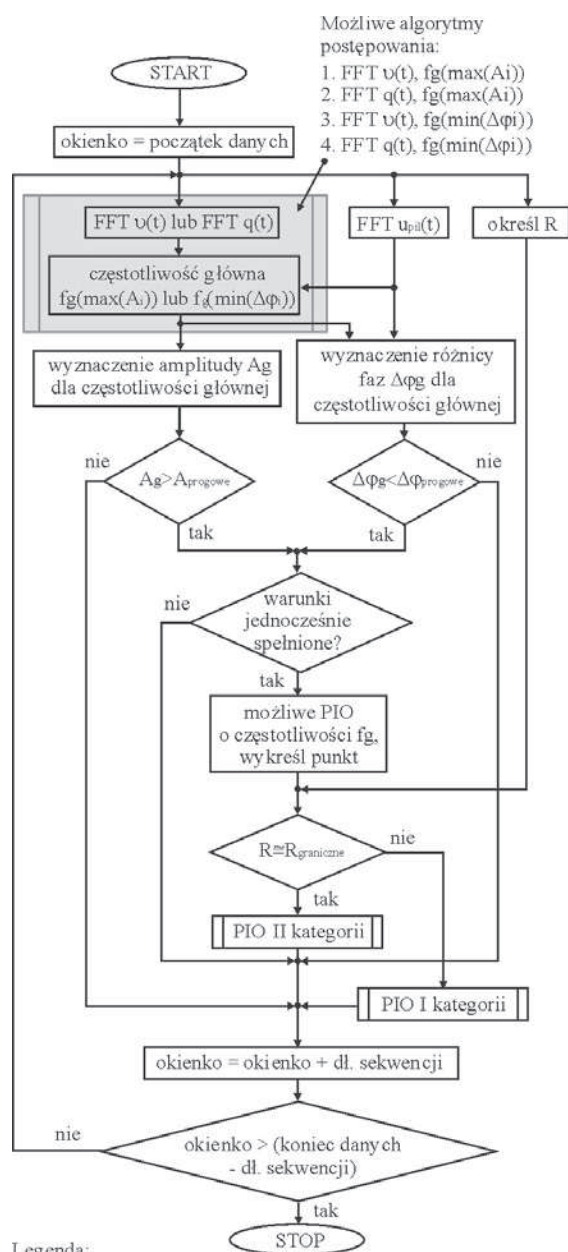
W pracy [4] podano rozwiązanie umożliwiające automatyczną detekcję PIO. Autorzy jednej z prac skonstruowali neuronowo-probabilistyczny detektor wykorzystujący informacje wejściowe w postaci głównej częstotliwości składowej oscylacji kąta pochylenia, odpowiadających jej amplitud działań pilota i zmian kąta pochylenia oraz ich wzajemnego przesunięcia fazowego. Dodatkowo, w celu detekcji PIO wywołanych ograniczoną prędkością pozycjonowania płaszczyzn sterowych (PIO II kategorii) wprowadzono na wejście skonstruowanej sieci neuronowej informację o nasyceniu prędkości działania serwo mechanizmu. W pracy [3] zawarto natomiast zasady, których powinno się przestrzegać budując algorytmy wykrywania PIO:

- należy uwzględnić fakt, że odpowiedź samolotu na każde wymuszenie ma charakter oscylacyjny,
- trzeba ograniczyć zakres poszukiwań do częstotliwości charakterystycznych dla PIO,
- w przypadku detekcji oscylacji o częstotliwościach PIO odpowiedź samolotu musi zostać porównana z wymuszeniem pochodzącym od pilota (wychyleniem lub siłą na sterownicy),
- duże przesunięcie fazowe pomiędzy wymuszeniem i odpowiedzią samolotu może świadczyć o zaistnieniu PIO,
- zamiast monitorować zmiany kąta pochylenia samolotu można posłużyć się wartością prędkości katowej pochylenia, gdyż wielkość ta jest łatwiejsza do analizy (wartość średnia bliska zeru) i posiada stosunkowo dużą wartość już w pierwszych chwilach zaistnienia oscylacji indukowanych przez pilota (szczególnie istotne w rozwiązaniach czasu rzeczywistego),
- osiągnięcie odpowiednio dużej (wg ustalonego progu) wartości amplitudy zmian prędkości katowej pochylenia oraz działań pilota pozwoli odróżnić drobne zaburzenia o charakterze oscylacyjnym od PIO.

Wykorzystując przedstawione powyżej zasady oraz ideę detektora oscylacji indukowanych przez pilota zaczerpniętą z literatury [2, 3, 4] opracowano kilka własnych algorytmów umożliwiających wyszukiwanie w ciągach zarejestrowanych danych przedziałów czasowych, w których wystąpiły PIO lub tendencje do nich.

Przedstawione na rys. 2 algorytmy detekcji PIO poddają sekwencyjnej analizie pakiety danych składające się z 500 próbek zarejestrowanych w odstępach 10 [ms]. Liczbę próbek dobrano do ustalonego czasu dyskretyzacji w taki sposób, aby

analiza FFT umożliwiała otrzymanie harmonicznych o częstotliwościach powyżej 1 [rad/s], a jednocześnie okno czasowe nie przekraczało długości 5 [s].



Rys. 2. Zastosowany algorytm detekcji PIO (oznaczenia na schemacie wg PN-75/E-01226)

Okienkowanie części sygnału odpowiadającej liczbie próbek pojedynczej sekwencji odbywa się z ustalonym krokiem [5]. Mały krok operacji pozwala na precyzyjną analizę danych jednak wiąże się ze znacznym wzrostem czasu obliczeń.

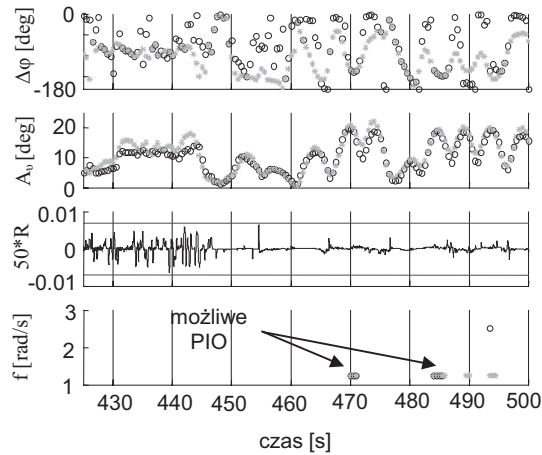
W praktyce zastosowano krok okienkowania odpowiadający 1/10 długości pojedynczej sekwencji. Rozkładowi Fouriera poddawane są, w zależności od zastosowanego wariantu algorytmu kąt pochylenia samolotu i wychylenie sterownicy ręcznej bądź prędkość kątowna pochylenia i wychylenie sterownicy. W wyniku zastosowania FFT dla każdej sekwencji sygnałów poddawanych analizie otrzymuje się wartości amplitudy i przesunięcia fazowego poszczególnych harmonicznych. Częstotliwość główną analizowanych sygnałów wyznacza harmoniczna, dla której różnica faz pomiędzy sygnałem wejściowym (działaniem pilota) i odpowiedzią samolotu jest najmniejsza bądź (w alternatywnej wersji algorytmu) jest to harmoniczna odpowiedzi samolotu o największej amplitudzie. Dla częstotliwości głównej wyznaczane jest przesunięcie fazowe pomiędzy działaniem pilota i odpowiedzią samolotu. Jednoczesne przekroczenie wartości progowej amplitudy sygnału wyjściowego (7.5 [deg] dla kąta pochylenia, a 3 [deg/s] dla prędkości kątownej pochylenia) i przesunięcia fazowego (-150 [deg] dla kąta pochylenia, -60 [deg] dla prędkości kątownej pochylenia) powoduje wygenerowanie informacji o możliwości zaistnienia PIO w analizowanej sekwencji. Skupiska punktów otrzymane w wyniku analizy kolejnych sekwencji (okienek) danych sygnalizują możliwość wystąpienia PIO, gdyż wskazują na niegasnące oscylacje. Pojedynczy punkt może sygnalizować jedynie chwilowe, nieokresowe zaburzenia.

Przedstawione algorytmy dają możliwość detekcji PIO na cztery sposoby (dwie metody detekcji głównej harmonicznej w połączeniu z analizą jednego z dwóch parametrów lotu). Dodatkowo wykorzystanie informacji dotyczących osiągnięcia prędkości granicznej przez serwomechanizm steru wysokości czy też zmian trybu sterowania może pomóc w ewentualnym określeniu kategorii PIO.

4. WERYFIKACJA ZASTOSOWANYCH ALGORYTMÓW

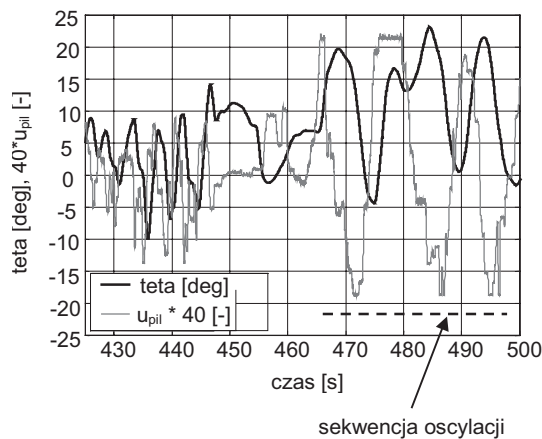
Algorytmy detekcji PIO zrealizowano praktycznie w postaci funkcji środowiska *Matlab* i poddano badaniom testowym mającym na celu wykazanie ich przydatności w dalszych procesach analizy zarejestrowanych danych. Przeprowadzone badania wykazały, że skuteczność poszczególnych algorytmów detekcji PIO jest różna. W przypadku algorytmów wyróżniających harmoniczną o największej amplitudzie uzyskiwano nadmierną czułość dla sygnałów wolnozmiennych (rzędu 1 [rad/s]) i w efekcie wiele lokalizacji PIO było błędnych. Detektory wyznaczające główną częstotliwość w oparciu o wartość minimalną przesunięcia fazowego okazały się nieco bardziej uniwersalne, gdyż umożliwiły nie tylko trafne wyszukiwanie interesujących pod względem PIO

fragmentów przebiegów czasowych, lecz również wykazywały wrażliwość na zjawiska o wyższych częstotliwościach. Największą skutecznością odznaczał się detektor poddający analizie kąt pochylenia samolotu i harmoniczne o minimalnym przesunięciu fazowym.



Rys. 3. Przykład działania detektora PIO poddającego analizie FFT kąta pochylenia samolotu

- $\Delta\phi$ - różnica faz pomiędzy główną harmoniczną kąta pochylenia samolotu, a odpowiadającą jej harmoniczną działań pilota [deg],
- A_v - amplituda głównej harmonicznego kąta pochylenia samolotu [deg],
- R - prędkość pozycjonowania steru wysokości [rad/s],
- f - częstość niezamierzonych oscylacji układu pilot-samolot [rad/s].



Rys. 4. Zjawisko zlokalizowane na podstawie wyników działania detektora PIO z rys. 3

- teta - kąt pochylenia samolotu [deg],
- u_{pil} - wychylenie sterownicy ręcznej [-].

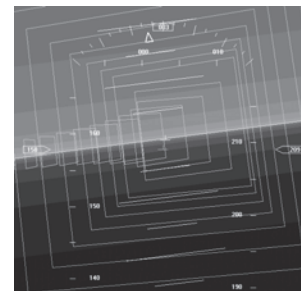
Na rys. 3 przedstawiono przykład działania detektora PIO. W przebiegach czasowych zarejestrowanych podczas symulowanego lotu (27.06.2005, pilot OS, czas lotu ok. 20 minut)

detektory wskazały lokalizację zjawiska o charakterze PIO. Ograniczenie obszaru poszukiwań do przedziału czasowego 425-500 [s] umożliwiło szczegółową analizę oscylacji, które charakteryzowało przesunięcie fazowe sięgające 150 [deg]. Amplituda oscylacji kąta pochylenia samolotu przekraczała 10 [deg] przy częstotliwości rzędu 0.7 [rad/s] (rys. 4).

5. BADANIA Z UDZIAŁEM PILOTÓW

Eksperymenty z udziałem pilotów zrealizowano przy pomocy specjalizowanego stanowiska badawczego. Konieczność opracowania własnego układu uproszczonego symulatora lotu podyktowana została specyfiką prowadzonych badań. Wykorzystanie typowego urządzenia stosowanego w procesie szkolenia pilotów okazało się niemożliwe ze względu na konieczność dokonania zbyt wielu daleko idących modyfikacji w obrębie układu sterowania i wskaźników, jak również ze względów praktycznych (duże obciążenie dostępnych symulatorów). Budowa własnego stoiska w oparciu o sprawdzony model dynamiki samolotu PZL-110 Koliber wymagała opracowania i budowy elastycznego rdzenia symulatora, umożliwiającego wzajemne sprzężenie elementów systemu pośredniego sterowania SPS-1 poprzez magistralę CAN [6].

Zgodnie z zaleceniami zawartymi w literaturze ustalono, że w trakcie badań zrealizowane zostaną eksperymenty pozwalające na ocenę prawidłowości funkcjonowania układu pilot-samolot w trakcie prowadzenia agresywnych manewrów przechwytywania i śledzenia [3]. Plan symulacji dobrano w taki sposób, aby umożliwić przeprowadzenie badań w warunkach pozorujących trudne fazy lotu jak np. strome wznoszenie po starcie z jednoczesną zmianą kierunku lotu, przechwytywanie ścieżki podejścia do lądowania czy też śledzenie złożonej trajektorii lotu [5]. Zadana trajektoria lotu zobrazowana została na wskaźniku pilotażowo-nawigacyjnym opracowanym przez autora pracy (rys. 5). Przyjęto, że długość boku kwadratu wytyczającego tunel przestrzenny wyniesie 40 [m], a w fazie symulowanego podejścia do lądowania, wielkość ta będzie stopniowo zmniejszana począwszy od 40 [m] aż do 10 [m] w punkcie przyziemienia.



Rys. 5. Zobrazowanie nakazanej trajektorii lotu

Podczas przeprowadzonych badań 13 pilotów wykonało łącznie 65 symulowanych lotów w łącznym czasie 1300 minut. Zgromadzono ogółem 416MB danych zawierających 34 wybrane do rejestracji parametry lotu oraz parametry układu sterowania, a także wartości opisujące przebieg działań pilota. Uczestnicy eksperymentu wypełnili ankiety, w których dokonali oceny podatności testowanego samolotu na możliwość wystąpienia PIO poprzez określenie współczynnika PIOR (ang. *PIO Rating*) wyznaczanego w oparciu o skalę opisową [5].

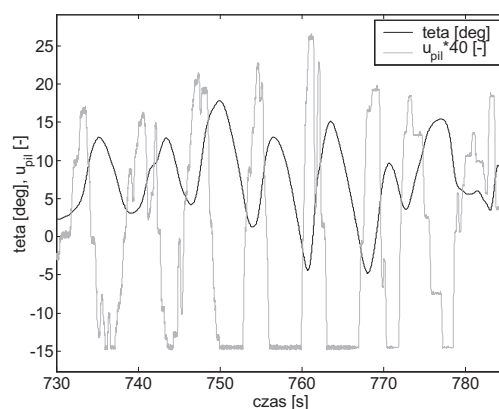
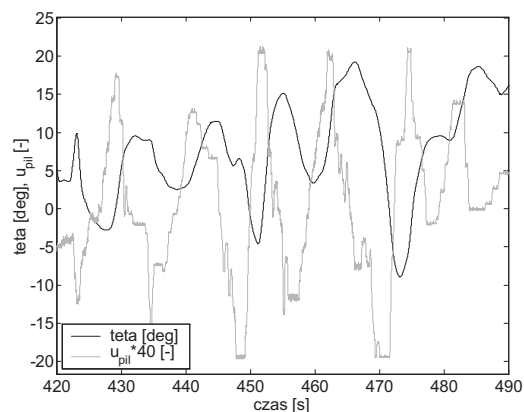
Przebiegi czasowe parametrów lotu uzyskane w trakcie prowadzenia prób symulacyjnych poddano automatycznej detekcji PIO. Przykładowe wyniki badań symulacyjnych przedstawiono w tabeli 1. Dla każdego z analizowanych trybów sterowania samolotem zamieszczono oceny wystawione przez poszczególnych pilotów w skali PIOR. Podano również ilość sekwencji zawierających tendencje bądź wyraźne oscylacje układu pilot-samolot, które zostały wykryte za pośrednictwem prezentowanych w pracy algorytmów detekcji.

Tabela 1. Szacunki dotyczące podatności samolotu PZL-110 Koliber wyposażonego w pośredni układ sterowania SPS-1 do występowania PIO

podatność do PIO	wg skali PIOR (skala ocen od 1 do 6, gdzie: 1 – brak PIO, 6 – groźne PIO)			wg wyników automatycznej detekcji (liczba sekwencji: z tendencją do oscylacji / wyraźnymi oscylacjami)		
	tryb sterowania			tryb sterowania		
	średni	stabilizacja kąta pochylenia	stabilizacja prędkości kątowej pochylenia	średni	stabilizacja kąta pochylenia	stabilizacja prędkości kątowej pochylenia
JZ	1	2	3	1/-	-/-	4/-
PZ	2	1	3	-/-	-/-	4/1
MS	2	1	3	9/-	-/-	5/-
RM	1	2	3	-/-	-/-	4/1
MW	1	1	2	3/-	-/-	8/-
PB	1	1	1	-/-	-/-	4/1
TR	2	2	2	-/-	-/-	7/1
MSz	2	1	4	2/-	-/-	10/2
JB	2	1	1	4/-	-/-	4/-
PP	3	3	3	7/-	1/-	9/-
OS	2	1	1	2/-	-/-	11/1
ŁW	1	1	1	-/-	-/-	4/-
MK	1	2	1	-/-	2/-	6/1
zakres ocen:	1-3	1-3	1-4	1-9/	1-2/	4-11/
wartości średnie:	1.5	1.5	2.2	2.2/0	0.2/0	6.2/0.6

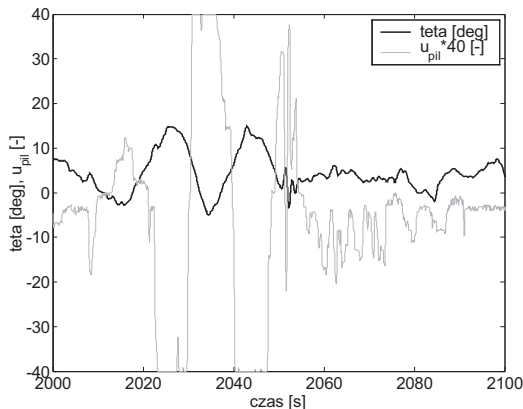
Krótkotrwałe zaburzenia współpracy pilota i samolotu mogące stanowić załączki PIO wykryto we wszystkich badanych trybach sterowania. Należy w tym miejscu podkreślić, że sytuacje takie w układzie sterowania pośredniego mogą mieć miejsce podczas normalnej eksploatacji prawidłowo

skonstruowanego systemu, chociażby ze względu na specyfikę relacji położenia sterownicy względem położenia płaszczyzny sterowej (przy sterowaniu pośrednim nie istnieje bezpośrednie mechaniczne sprzężenie tych elementów i w związku z tym możliwe są różne położenia, a nawet stany dynamiczne płaszczyzny sterowej dla tego samego położenia sterownicy). Prawidłowe współdziałanie pilota i efektywnej dynamiki samolotu powinno jednocześnie prowadzić do szybkiego wy tłumienia wspomnianych zaburzeń i w żadnym wypadku nie prowadzić do dalszej eskalacji. Krótkotrwałe oscylacje (nie przekraczające jednego okresu) występowały stosunkowo najrzadziej w trybie stabilizacji kąta pochylenia. Przydarzyły się tylko dwóm mało doświadczonym pilotom (PP oraz MK) i zostały dość szybko skompensowane. Tryb ten został oceniony przez pilotów jako pozbawiony tendencji do PIO, względnie podatny na drobne zaburzenia o charakterze oscylacyjnym łatwe do skompensowania poprzez zastosowanie odpowiedniej techniki pilotażu. Z kolei największą podatnością do niezamierzonych oscylacji wykazywał się tryb stabilizacji prędkości kątowej pochylenia, co potwierdziły również wyniki automatycznej detekcji.



Rys. 6. Przykładowe przebiegi czasowe przedstawiające zlokalizowane zjawiska o charakterze PIO (symulator lotu)

Zastosowanie detektora PIO w odniesieniu do wyników uzyskanych podczas prób w locie wykazało w większości przypadków brak jakichkolwiek tendencji do występowania niezamierzonych oscylacji w układzie pilot-samolot. Tylko w jednym z plików odnaleziono wyraźną sekwencję oscylacji (rys. 7) o bardzo małej częstotliwości (ok. 0.3 [rad/s]), podczas której wystąpiły silne zaburzenia kąta pochylenia samolotu. Ustalono, że w rozpatrywanym locie dokonywano celowego i nadmiernego obciążania serwo mechanizmów płaszczyzn sterowych. Podczas eksperymentu nastąpiło chwilowe odłączenie sprzęgła napędzającego ster wysokości. W konsekwencji wystąpiły nietłumione oscylacje długookresowe charakteryzujące dynamikę klasycznego samolotu, które nie miały jednak nic wspólnego z PIO. Przesunięcie w fazie działań pilota i odpowiedzi samolotu wywołane było w tym przypadku niemożnością skutecznego oddziaływania na wychylenie steru wysokości.



Rys. 7. Zjawisko o charakterze oscylacyjnym dostrzeżone podczas lotów badawczych

6. PODSUMOWANIE

Prezentowane rozwiązanie detektora nieprawidłowych interakcji pilota i efektywnej dynamiki samolotu może być wykorzystane do automatycznego wyszukiwania zjawisk - diagnozowania o charakterze PIO w bardzo długich zbiorach danych. Podczas prowadzonych dotychczas badań detektor był stosowany jako narzędzie do wstępnej analizy danych zarejestrowanych podczas prób symulacyjnych i badań w locie. W przyszłości algorytmy detekcji oscylacji z udziałem pilota mogą być stosowane do analizy danych pochodzących z rejestratorów wykorzystywanych podczas normalnej eksploatacji statków powietrznych, w tym również nowoczesnych samolotów komunikacyjnych. Implementacja detektora PIO do rozwiązania w czasie rzeczywistym może posłużyć do budowy systemu wczesnego ostrzegania, jak też układu automatycznego tłumienia oscylacji indukowanych przez pilota.

LITERATURA

- [1] Gruszecki J., Grzybowski J., Rzucidło P., *Electro-Mechanical Actuators for General Aviation Fly-by-Wire Aircraft*, VI International Seminar on Recent Research and Design Progress in Aeronautical Engineering and its Influence on Education, Ryga, 14-16 października 2004 (również: Aviation, vol. IX, nr 1, Vilnius "Technika", Wilno 2005, str. 19-25).
- [2] Jeram J. G., Prasad J. V., *Fuzzy Logic Detector for Pilot Induced Oscillation*, American Helicopter Society 59th Annual Forum, Phoenix, Arizona, 6-8 Maj 2003.
- [3] Mitchell D. G., Arencibia A. J., *Real-Time Detection of Pilot-Induced Oscillations*, AIAA 2004-4700, 2004.
- [4] Raimbault N., Fabre P., *Probabilistic Neural Detector of Pilot Induced Oscillations (PIO)*, AIAA 2001-4353, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, 6-9 sierpnia 2001, Montreal, Kanada.
- [5] Rzucidło P., *Metody kompensacji oscylacji samolotu indukowanych przez pilota w układzie pośredniego sterowania*, Rozprawa doktorska, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa, Politechnika Rzeszowska, Rzeszów 2005.
- [6] Rzucidło P., *Monitor magistrali CAN systemu pośredniego sterowania samolotem PZL-110*, Polskie Towarzystwo Diagnostyki Technicznej, Diagnostyka 31/2004, str. 37-42.
- [7] Rzucidło P., *Monitoring and Data Acquisition System for Experimental General Aviation Fly-by-Wire Aircraft*, AVIATION-2004 Conference, Wilno, 9-10 grudnia 2004.
- [8] Rzucidło P., *Oscylacje indukowane przez pilota w układzie pośredniego sterowania samolotem*, IV Konferencja Awioniki, Polańczyk, 14-17 września, 2004, str. 179-186.
- [9] Tomczyk A., *Experimental Fly-By-Wire Control System for General Aviation Aircraft*, AIAA-2003-5776, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, 11-14 August 2003, CD-ROM ISBN 1-56347-638-X, Austin, Texas.



Dr inż. Paweł RZUCIDŁO jest pracownikiem Katedry Awioniki i Sterowania na Wydziale Budowy Maszyn i Lotnictwa Politechniki Rzeszowskiej. Jest autorem bądź współautorem dwunastu publikacji z zakresu układów sterowania samolotem.