

# GLÓWNE ZAŁOŻENIA ORAZ PRZEBIEG BADAŃ EKSPERYMENTALNEGO SYSTEMU STEROWANIA SAMOLOTEM I-23 MANAGER

**Mariusz Krawczyk**

Instytut Lotnictwa

**Tomasz Rogalski**

Politechnika Rzeszowska

## **Streszczenie**

*W pracy zaprezentowano główne założenia projektowe oraz omówiono przebieg prób w locie Eksperymentalnego Systemu Sterowania Samolotem (ESSS). W skład autonomicznego (ze względu na wyposażenie awioniczne samolotu) systemu, wchodzi zintegrowane ze sobą w standardzie CAN AeroSpace: urządzenia pomiaru parametrów lotu, autopilot wraz z panelem sterowania oraz mechanizmy wykonawcze przeznaczone do współpracy z klasycznym układem sterowania samolotem. Dodatkowo ESSS wyposażono w przelicznik komputerowy służący do implementacji testowych wersji procedur nawigacyjnych, diagnostycznych i eksploatacyjnych.*

*Opracowany system został zabudowany na samolocie I-23 „Manager” w celu przeprowadzenia badań na potrzeby europejskiego programu SOFIA.*

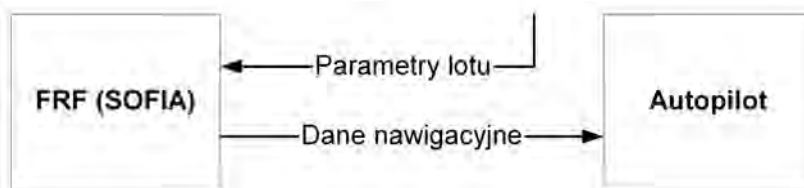
## **1. WSTĘP**

Jako platformę sprzętową do przeprowadzenia prób w locie automatycznego systemu wyznaczania i egzekucji planu lotu (FP) do najbliższego bezpiecznego lotniska [2], wykorzystano samolot I-23 „Manager”. Ideą badanego systemu jest, aby jego aktywacja następowała nieuchronnie w przypadku ataku terrorystycznego lub też innego rodzaju działania mającego bezpośredni wpływ na bezpieczeństwo lotu. Dla wyznaczenia trajektorii „powrotu” brane są różnorodne, założone kryteria i więzy, takie jak: ukształtowanie terenu, strefy zabronione, krytyczne i eksploatacyjne parametry lotu samolotu, dane nawigacyjne o portach lotniczych i wyposażeniach nawigacyjnych, etc.

W celu stworzenia platformy badawczej na pokładzie samolotu I-23 Manager zabudowany został ESSS, rodzaj autopilota z mechanizmami wykonawczymi niezależnymi układami pomiaru parametrów lotu. Autopilot działający w kilku dostępnych dla użytkownika trybach posiada między innymi możliwość stabilizacji lotu samolotu zgodnie z nastawami wprowadzonymi przez operatora.

Podstawowym zadaniem prezentowanego ESSS jest integracja autopilota z modułem programowym automatycznego wyznaczania i egzekucji trasy lotu – Flight Reconfiguration Function (FRF). W praktyce oprogramowanie FRF po zintegrowaniu z modułem autopilota zostało osadzone na komputerze pokładowym. Dodatkowo autopilot został wyposażony w tryb aktywujący

system FRF, skutkiem czego może on samodzielnie prowadzić samolot według wyznaczonego przez FRF FP, tj. według obliczeń nawigacyjnych realizowanych przez ten moduł.

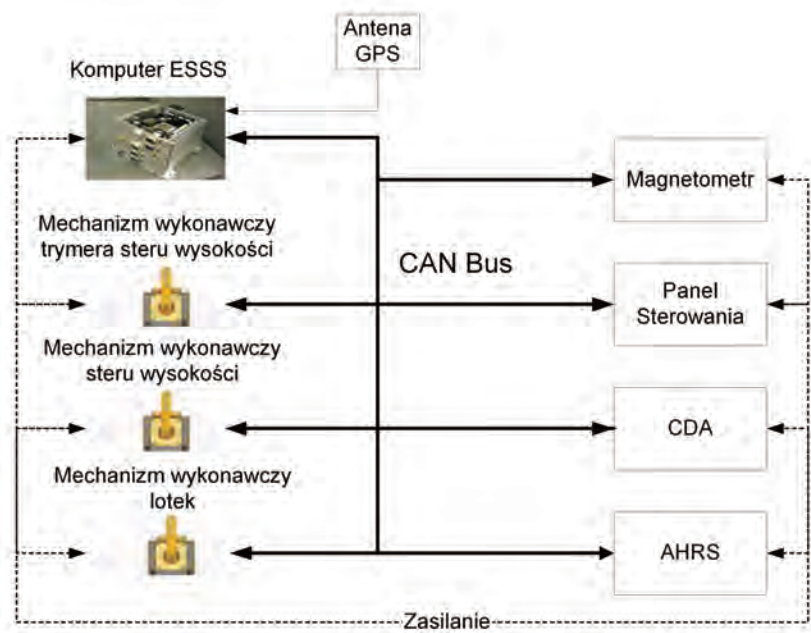


Rys. 1. Schemat współpracy autopilota z modulem automatycznego wyznaczania trasy

## 2. BUDOWA SYSTEMU

W skład pokazanego na rys. 2 autonomicznego systemu wchodzi następujące urządzenia połączone cyfrową magistralą danych CAN Aero:

- komputer pokładowy z wyświetlaczem,
- centrala aerometryczna,
- układ orientacji przestrzennej i kursu (AHRS),
- panel sterowania,
- trzy sterowniki mechanizmów wykonawczych,
- trzy mechanizmy wykonawcze napędzające odpowiednio: trymer steru wysokości, ster wysokości oraz lotki,
- magistrala CAN łącząca urządzenia pokładowe,
- rejestrator parametrów lotu.



Rys. 2. Schemat systemu sterowania na samolocie I-23

Przez centralę aerometryczną oraz AHRS mierzone są odpowiednio następujące parametry lotu samolotu: prędkość powietrzna, wysokość barometryczna i prędkość wznoszenia oraz kąty orientacji przestrzennej samolotu, prędkości kątowe wokół trzech osi samolotu i informacja o kursie magnetycznym. Dodatkowo odbiornik GPS zabudowany w strukturze komputera pokładowego dostarcza danych o położeniu geograficznym, kącie drogi oraz prędkości względem ziemi.

Trzy mechanizmy wykonawcze poruszają trymerem steru wysokości, sterem wysokości oraz lotkami. Mechanizm trymera realizuje sterowanie prędkościowe – sygnał sterujący niesie informację o prędkości poruszania się trymera a nie o tym w jakiej pozycji powinien zostać ustawiony. Pozostałe dwa mechanizmy są sterowane pozycyjnie – Sygnał sterujący określa w jakim położeniu powinien zostać ustawiony ster wysokości lub lotki.

Praca pilota jako operatora ESSS polegała na sterowaniu układem z poziomu panelu sterowania, poprzez zadawanie odpowiednich trybów pracy i wartości wybranych parametrów lotu, które mają być stabilizowane przez układ.

W praktyce, w każdym z przewidzianych trybów pracy autopilota, automatyczne sterowanie lotem samolotu I-23 Manager realizowane jest przez oprogramowanie zainstalowane w module komputera pokładowego. Algorytmy sterowania wykorzystują dane o parametrach lotu samolotu dostarczane przez urządzenia pomiarowe wchodzące w skład ESSS, a wyliczone przez nie wartości sygnałów sterujących niosą informację na podstawie której sterowniki mechanizmów wykonawczych realizują odpowiednie ustawienie powierzchni sterowe.

Autopilot może pracować w kilku trybach sterowania w kanele ruchu podłużnego i bocznego samolotu. Wybór trybu sterowania odbywa się za pomocą przycisków pokazanego na rys. 3 panelu sterowania umieszczonego na płycie czołowej.



**Rys. 3. Pulpit sterowania autopilotem**

W szczególności operator może użytkować autopilot w jednym z następujących trybów pracy, względnie ich kombinacji. Zestawienie trybów sterowania oraz odpowiadające im konfiguracje przycisków przedstawia tabela 1.

**Tabela 1. Dostępne tryby pracy autopilota**

Lp	Tryb pracy AP	ARM	HDG	ALT	NAV
1	system nieuzbrojony	OFF	OFF	OFF	OFF
2	stabilizacja kąta pochylecia, kąt przechylecia zero	ON	OFF	OFF	OFF
3	stabilizacja kąta pochylecia i kursu	ON	ON	OFF	OFF
4	stabilizacja wysokości lotu, kąt przechylecia zero	ON	OFF	ON	OFF
5	stabilizacja kursu i wysokości lotu	ON	ON	ON	OFF
6	stabilizacja drogi (współpraca z modulem SOFIA)	ON	OFF	OFF	ON

### 3. BADANIA SYSTEMU ESSS

Po spełnieniu założonych kryteriów dotyczących prawidłowego działania układów pomiarowych i algorytmów sterowania, oraz zapewnieniu odpowiedniego poziomu bezpieczeństwa lotu wg wymagań Urzędu Lotnictwa Cywilnego (ULC) jako organu nadzorującego wykonane próby z ramienia European Aviation Safety Agency (EASA), ESSS został dopuszczony do prób w locie. Badania systemu, tj. w pierwszej kolejności próby naziemne, a następnie próby w locie, wykonane zostały wg programu zatwierdzonemu przez ULC.

#### 3.1. Próby naziemne

Celem prób naziemnych było wykazanie, że elementy systemu działają prawidłowo i nie będą stanowić zagrożenia w czasie lotu. Próby naziemne obejmowały:

- zweryfikowanie prawidłowości działania urządzeń pomiarowych wchodzących w skład systemu,
- jakościowa ocena działania algorytmów sterowania,
- sprawdzenie działania mechanizmów wykonawczych,
- sprawdzenie działania elementów i procedur zapewniających bezpieczeństwo lotu.

Pozytywne zakończenie testów naziemnych było warunkiem rozpoczęcia następnego etapu badań czyli prób w locie.

##### 3.1.1. Ocena wskazań układów pomiarowych

Oceny wskazań przyrządów pomiarowych dokonano przez porównanie wartości parametrów lotu zmierzonych przez urządzenia pomiarowe wchodzące w skład ESSS ze wskazaniami przyrządów standardowo zabudowanych na samolocie. Niniejszym założono, że przyrządy pokładowe dopuszczone do wykorzystania przez pilota mają odpowiednią dokładność wskazań i jako takie mogą stanowić rodzaj wzorca dla sprawdzanych urządzeń pomiarowych. Próby prowadzone na tym etapie obejmowały sprawdzenie centrali areometrycznej, AHRS oraz magnetometru. Pod uwagę brane były następujące wielkości:

- prędkość powietrzna,
- wysokość barometryczna,
- prędkość wznoszenia,
- kąty orientacji przestrzennej (pochylenia, przechylenia i kursu).

W celu sprawdzenia centrali aerometrycznej do instalacji poboru ciśnienia statycznego i całkowitego podłączono tester instalacji ciśnieniowej. Porównywano wskazania prędkościomierza i wysokościomierza barometrycznego z wielkościami odpowiednich parametrów wyliczonych w centrali areometrycznej.

Kąty pochylenia i przechylenia (AHRS) były porównane ze wskazaniami sztucznego horyzontu. W tym celu samolot został ustawiony na wymiennych podstawkach. Zmiana ich wymiarów powodowała różną orientację przestrzenną samolotu. Kurs AHRS natomiast zostały porównane ze wskazaniami busoli magnetycznej zamontowanej w samolocie.

Na podstawie otrzymanych wyników stwierdzono, że układy pomiarowe ESSS działają poprawnie i mogą być dopuszczone do następnego etapu testów. Wszystkie próby naziemne odbyły się w obecności kierownika zespołu powołanego przez Instytut Lotnictwa do realizacji prób w locie.

##### 3.1.2. Sprawdzenie działania mechanizmów wykonawczych

W celu badań mechanizmów oraz sterowników zabudowanych na samolocie wykonano serię prób, które w szczególności obejmowały:

- sprawdzenie zakresu wychyleń płaszczyzn sterowych,



- sprawdzenie działania układów pomiarowych wskazujących położenie płaszczyzn sterowych lotek i steru wysokości,
- sprawdzenie działania sprzęgieł przeciążeniowych.

Podczas testów podłączone do magistrali CAN mechanizmy wykonawcze zasilane były z sieci pokładowej. Wykorzystano dwa sposoby sterowania, pierwszy z poziomu komputera pokładowego, drugi za pomocą specjalnego oprogramowania testowego uruchamianego na komputerze diagnostycznym, umożliwiającego manualne sterowanie położeniem steru wysokości, lotek oraz prędkością wychylenia trymera.

Na tym etapie testów sprawdzano „płynność ruchów” powierzchni sterowych oraz mierzono maksymalne obciążenia przenoszone przez sprzęgła przeciążeniowe każdego z mechanizmów, traktowane jako element bezpieczeństwa ESSS. Wynosiły one: dla steru wysokości – 100N, lotek – 60N oraz trymera – 35N mierzone jako maksymalne naprężenie odpowiedniej linki sterującej.

### **3.1.3. Ocena działania algorytmów sterowania**

Jednym z najistotniejszych elementów ESSS jest algorytm sterowania, którego prawidłowe założenia warunkują nie tylko możliwość spełnienia oczekiwanych własności użytkowych systemu ale również stanowią główną determinantę bezpieczeństwa lotu – w szczególności zaplanowanych prób w locie.

Badanie algorytmów sterowania rozpoczęto od testów stanowiskowych przeprowadzonych według metody „hardware-in-the-loop simulation”, w których rzeczywisty układ autopilota sterował modelem dynamiki samolotu I-23 manager. W tym celu komputer FRF z zaimplementowanymi prawami sterowania podłączony został do stanowiska symulacyjnego, na którym zaimplementowano model dynamiki lotu samolotu. Parametry lotu wyliczane w modelu samolotu przekazywane były do komputera FRF magistralą CAN tak jak ma to miejsce w samolocie rzeczywistym. Odwrotnie, zadane położenia sterów wypracowane w module autopilota osadzonym na komputerze FRF przekazywane były magistralą CAN do modelu samolotu. W ten sposób sprawdzono czy algorytmy sterowania działają poprawnie oraz oszacowano pierwsze wartości współczynników sterowania.

Następnie komputer FRF zamontowano na samolocie w celu sprawdzenia jak wypracowuje on sygnały sterujące w zależności od zadanych wielkości sterowanych i sygnałów docierających do niego z urządzeń pomiarowych. Ta seria testów miała charakter testów jakościowych, jako że w warunkach statycznych nie jest możliwe dokładne sprawdzenie działania każdego z elementów algorytmu (różniczkowania, całkowania, specyficzne filtracje, etc). Wykonane próby pozwoliły na jakościową ocenę prawidłowego kierunku wychylenia sterów oraz ogólne tendencje algorytmów sterowania.

### **3.1.4. Sprawdzenie mechanizmów zabezpieczających żądany poziom bezpieczeństwa**

System ESSS zaprojektowano w ten sposób, aby w razie wystąpienia jakiegokolwiek nieprawidłowego działania nie powodował zagrożenie bezpieczeństwa samolotu, ani też uniemożliwił pilotowi bezpieczne kontynuowanie lotu i lądowania.

Analizując wpływ systemu ESSS na bezpieczeństwo realizacji prób jako ścieżkę krytyczną rozważono jego mechaniczne połączenie z istniejącym systemem sterowania realizowane poprzez trzy mechanizmy wykonawcze, oddziałujące na następujące powierzchnie sterowe:

- lotki,
- ster wysokości,
- trymer steru wysokości.

Mechanizmy wykonawcze zasprzęglane są z układem sterowania samolotu za pośrednictwem sprzęgieł elektromagnetycznych sterowanych z komputera FRF. Zasprzęglenie następuje w chwili podania zasilenia na cewkę elektromagnesu, która przesuwa trzpień, odkształcając

jednocześnie sprężynę powrotnika. Odwrotnie, wyłączenie zasilania cewki powoduje wysprzęglenie, poprzez wycofanie trzpienia na skutek pracy sprężyny powrotnika. Konstrukcja sprzęgła uniezależnia siłę niezbędną do wysprzęglenia od sił działających w linkach sterowania – trzpień nie pracuje na ścinanie. Przyjęto zatem, że przy braku zasilania ESSS, wszystkie jego układy wykonawcze są biernie rozsprzęglone – tj. nie oddziałują na system sterowania samolotu. Warunkiem dopuszczenia układu sterowania do lotu było zatem niezawodne działanie sprzęgła elektromagnetycznego mechanizmu wykonawczego. Testy tego elementu objęły serię 50 kolejnych załączeń i rozłączeń z każdorazowym sprawdzeniem czy mechanizm został prawidłowo rozłączony. W trakcie prób nie stwierdzono blokowania się sprzęgła – układ za każdym razem działał prawidłowo.

Elementem bezpieczeństwa umożliwiającym pilotowi na awaryjne odłączenie napięcia cewki sprzęgła elektromagnetycznego jest jeden z dwóch monostabilnych wyłączników umieszczonych na każdym z wolantów.

Dodatkowo, na wypadek awarii sprzęgła elektromagnetycznego, pomiędzy sprzęgłem elektromagnetycznym, a układem sterowania, jako integralną część mechanizmu wykonawczego zastosowano sprzęgło nadmiarowe, które umożliwia pilotowi ręczne sterowanie samolotem, przypadku zasprzęglonego mechanizmu wykonawczego. Działanie i zasady sprawdzenia sprzęgła przeciążeniowego zostały omówione w rozdziale 3.1.2.

### **3.2. Próby w locie**

Pozytywne wyniki wykonanych testów laboratoryjnych oraz naziemnych kompletnie zintegrowanego ESSS pozwoliły na przystąpienie do następnego etapu badań, jakim były próby w locie. Ich celem w szczególności było:

- sprawdzenie działania urządzeń pomiarowych ESSS w locie,
- strojenie autopilota,
- sprawdzenie współpracy modułu FRF z autopilotem (omówione w [1]).

Próby w locie przeprowadzono według zatwierdzonego w Urzędzie Lotnictwa Cywilnego programu prób w locie Eksperymentalnego Systemu Sterowania Samolotem zamontowanego na samolocie I-23 SP-GIL.

#### **3.2.1. Sterowanie kątem pochylenia**

W badanym autopilocie stabilizacja kąta pochylenia jest podstawową pętlą sterowania ruchem podłużnym samolotu. Podczas formułowania praw sterowania w kanale pochylenia przyjęto kilka założeń projektowych, które decydują o walorach użytkowych powyższego kanału sterowania. W szczególności założono, że dla lotu odbywającego się w spokojnej atmosferze, tj. prędkości wiatru poniżej 2m/s, bez noszeń termicznych, układ regulacji powinien spełniać następujące kryteria:

- precyzja sterowania nie mniejsza niż  $1^\circ$ ,
- prędkość kątowa pochylania przy zmianie kąta nie większa niż  $5^\circ/s$ ,
- czas regulacji przy pięciostopniowej skokowej zmianie zadanej wartości kąta pochylenia nie dłużej niż 3s,
- przebieg zmian kąta pochylenia podczas automatycznej stabilizacji powinien mieć charakter aperiodyczny.

Przyjęte kryteria zostały opracowane na podstawie teorii automatycznego sterowania samolotem oraz opinii pilotów samolotów lekkich posiadających duże doświadczenie lotnicze (instruktorzy Ośrodka Kształcenia Lotniczego).

Sterowanie kątem pochylenia odbywa się za pomocą dwóch elementów wykonawczych: steru wysokości oraz jego trymera (rys. 4a).

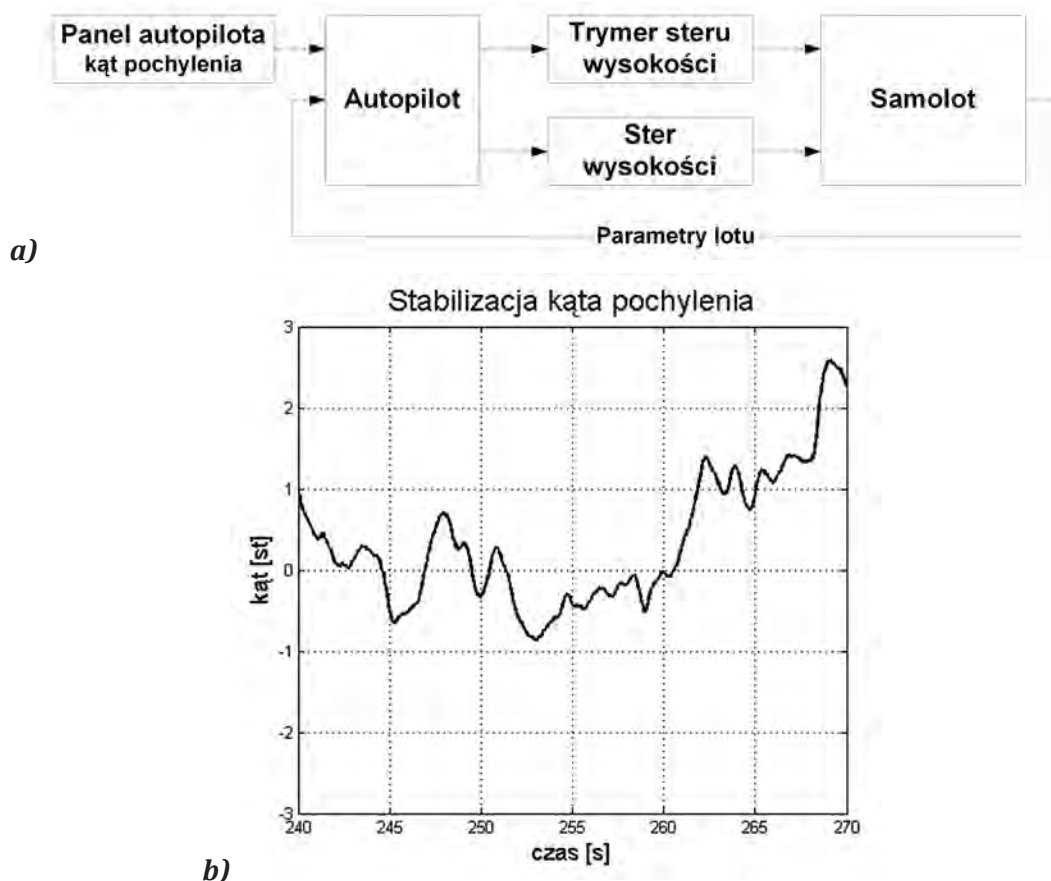
Właściwości dynamiczne samolotu I-23 powodują, że w przypadku lotu „z puszczonego drążkiem” i sterowaniem kątem pochylenia jedynie za pomocą trymera steru wysokości,

w kanale podłużnym pojawiają się słabo tłumione oscylacje o okresie ok. 20s i amplitudzie ok. 3°. Wartości te zostały ustalone na podstawie pierwszych eksperymentów prowadzonych w trakcie prób w locie.

Z drugiej strony sterowanie kątem pochylenia samolotu jedynie za pomocą steru wysokości wiąże się z koniecznością pokonania przez mechanizm wykonawczy momentu zawiasowego steru wysokości. W przypadku samolotu I-23 maksymalną wielkość siły w linkach sterowych, która równoważy ten moment szacuje się na ok. 100N, co w efekcie na wolancie daje maksymalną siłę 200N, jaką dopuszczają przepisy.

Powyższe oznacza to, że sterowanie kątem pochylenia jedynie za pomocą steru wysokości lub też jego trymera jest w przypadku samolotu I-23 nie jest możliwe. W pierwszym przypadku bowiem w układzie linek sterujących pojawiają się zbyt duże siły, w drugim natomiast jakość sterowania jest zbyt niska i nieefektywna. Skutkiem tego, tak jak to pokazano na rys. 4a, do sterowania kątem pochylenia wykorzystywane są obie powierzchnie sterowe.

Proces stabilizacji kąta pochylenia po dostrojeniu współczynników praw sterowania ruchem podłużnym samolotu można prześledzić na rys. 4b, na którym zostały pokazane parametry lotu zarejestrowane podczas prób w locie. Analizując rys. 4b konstatujemy, że osiągnięto zakładaną jakość sterowania na poziomie 1°.



Rys. 4. a) Schemat blokowy sterowania kątem pochylenia, b) Przykład stabilizacji kąta pochylenia: 0° od 240s, 1° od 260s, 2° od 268s

### 3.2.2. Sterowanie kątem przechylenia

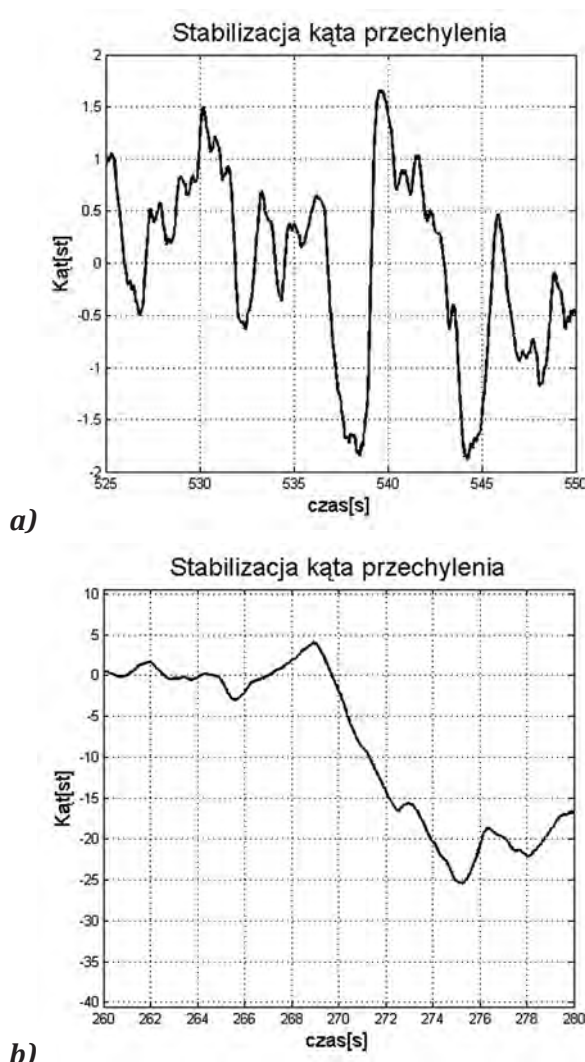
Sterowanie kątem przechylenia jest podstawowym procesem stabilizacji parametrów ruchu poprzecznego samolotu. Pętla sterowania kątem przechylenia jest wykorzystywana bezpośrednio do stabilizacji kursu, co z kolei umożliwia stabilizację drogi między dwoma punktami nawigacyjnymi. Założono, że kąt przechylenia może być stabilizowany przez układ sterowania w zakresie  $\pm 30^\circ$ . Podobnie jak dla kanału podłużnego, założono następujące kryteria jakie

powinien spełnić autopilot w kanale przechylenia w warunkach spokojnej atmosfery:

- precyzja sterowania nie mniejszą niż  $2^\circ$ ,
- prędkość kątowna przechylenia nie większa niż  $10^\circ/s$  (aby uniknąć gwałtownych zmian orientacji przestrzennej samolotu),
- czas regulacji przy dziesięciostopniowej skokowej zmianie zadanej wartości kąta przechylenia nie dłuższy niż 3s,
- przebieg zmian kąta przechylenia podczas automatycznej stabilizacji powinien mieć charakter aperiodyczny.

Sterowanie kątem przechylenia zostało zrealizowane w sposób klasyczny, tj. za pomocą lotek, wychylanych w sposób asymetryczny przez pojedynczy mechanizm wykonawczy działający w trybie pozycyjnym.

Ostatecznie osiągnięta została założona jakość sterowania. Przykładowy proces stabilizacji kąta przechylenia po dostrojeniu współczynników praw sterowania ruchem poprzecznym samolotu zaprezentowano na rys. 5, zarejestrowany podczas lotu w warunkach spokojnej atmosfery – prędkość wiatru poniżej 2m/s, pokrycie chmurami wysokimi jeden oktan, brak noszeń termicznych.



**Rys. 5. Przykładowe procesy stabilizacji kąta przechylenia: a) w locie poziomym zadany kąt przechylenia wynosił zero, b) zmiana kąta przechylenia o  $30^\circ$**

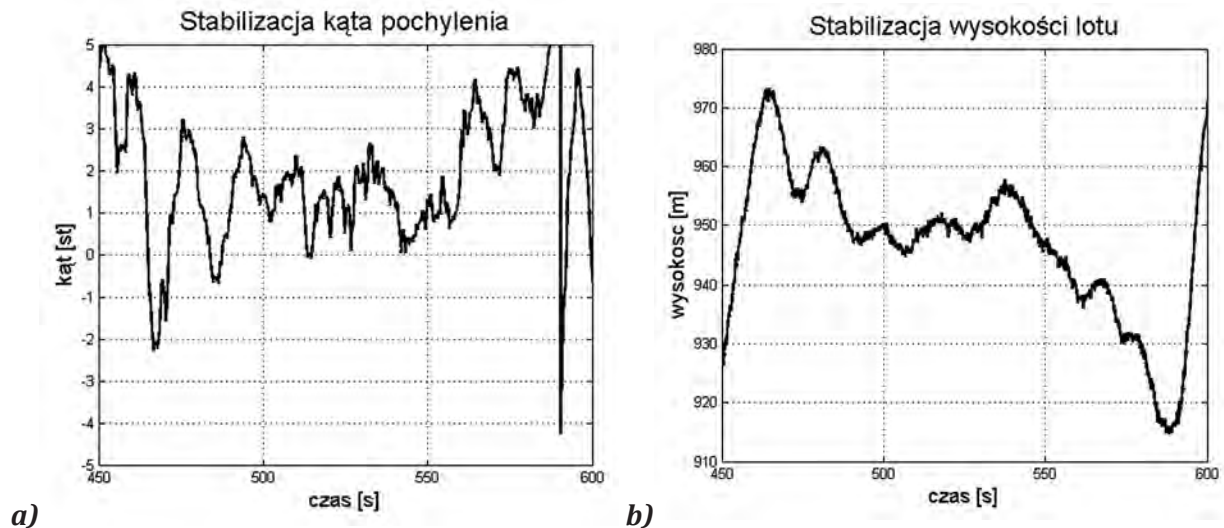
### 3.2.3. Sterowanie wysokością lotu

Algorytm sterowania wysokością lotu został zaprojektowany aby spełniać następujące założenia:



- wartość zadanego kąta pochylenia powinna zawierać się w przedziale  $\pm 10^\circ$ ,
- dokładność utrzymania wysokości w warunkach spokojnej atmosfery 20m.

Powyższe założenia zostały przyjęte na podstawie charakterystyk samolotu I-23 i doświadczenia osób latających tym samolotem. Przykładowe wyniki układu stabilizacji wysokości lotu w przedziale (550s ÷ 550s) po dostrojeniu współczynników praw sterowania ruchem podłużnym samolotu zaprezentowano na rys. 6.



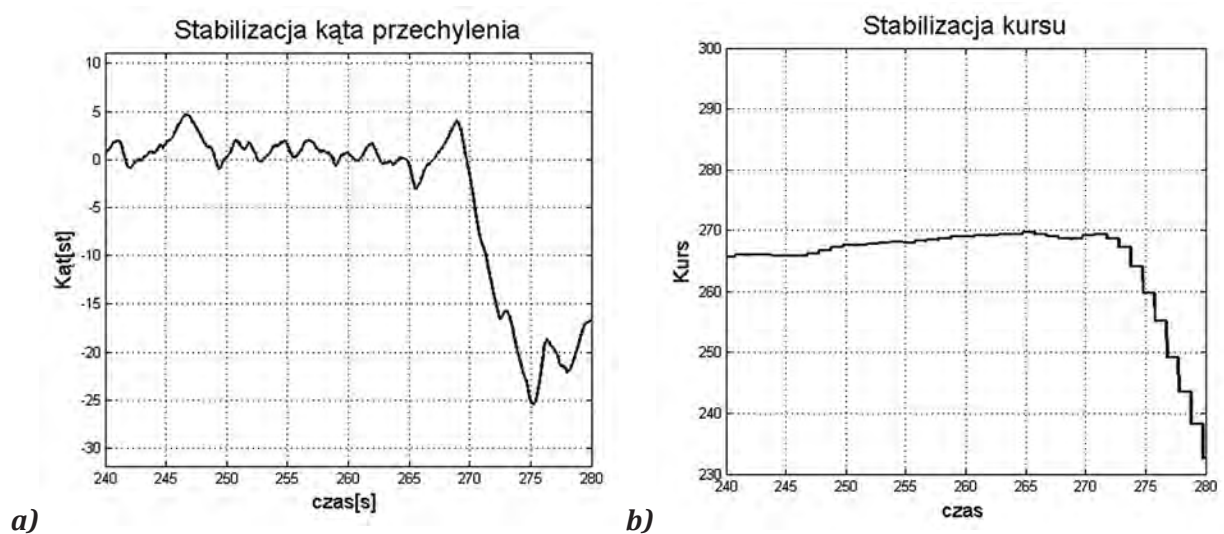
Rys. 6. a) Zmiana kąta pochylenia, b) Stabilizacja wysokości lotu

### 3.2.4. Sterowanie kursem lotu

Do stabilizacji kursu lub zadanej trajektorii (wyznaczonej przez FRF) układ autopilota wykorzystuje pętlę stabilizacji kąta przechylenia, którego zadana wartość wyznaczana jest na podstawie uchybów: kursu oraz prędkości kątowej zakrętu. Dla jakości sterowania w kanale kursu przyjęto następujące założenia:

- zadany kąt przechylenia mieści się w przedziale  $\pm 30^\circ$ ,
- czas osiągnięcia maksymalnego zadawanego kąta przechylenia między 3 ÷ 5s,
- dokładność stabilizacji kursu  $2^\circ$ .

Przykład działania algorytmu sterowania kursem po dostrojeniu współczynników praw sterowania ruchem poprzecznym samolotu zaprezentowano na rys. 7.



Rys. 7. Proces stabilizacji i zmiany kursu: a) kąt przechylenia, b) stabilizacja kursu  $270^\circ$  i zmiana na inny

#### 4. WNIOSKI

W ramach omówionych badań wykonano szereg prób naziemnych oraz łącznie 19 lotów w ramach prób w locie. Ich wyniki w pozytywny sposób zweryfikowały przyjęte założenia konstrukcyjne, rozwiązania sprzętowe i programowe ESSS, pokazując że jakość działania systemu spełnia stawiane przed nim wymagania.

Po ukończeniu integracji ESSS został on wykorzystany do badań systemu FRF powstałego w ramach projektu europejskiego SOFIA [1].

#### BIBLIOGRAFIA

- [1] M. Krawczyk, T. Rogalski: *Funkcja rekonfiguracji lotu – główne założenia oraz omówienie fazy ewaluacyjnej projektu SOFIA*, VI Konferencja Awioniki, Bezmiechowa Górna, 2010.
- [2] SOFIA Rapport: *D.3.2 Platform Adaptation Delivery Report*, August 2008.
- [3] SOFIA Rapport: *D.4.2 SOFIA Validation Trials*, May 2009.

**Mariusz Krawczyk, Tomasz Rogalski**

#### **GENERAL OVERVIEW OF EXPERIMENTAL CONTROL SYSTEM DEVELOPED ON I-23 MANAGER AIRCRAFT**

##### ***Abstract***

*Flight Reconfiguration Function software module developed in SOFIA (6 Frame Project) is capable to work exclusively in cooperation with an autopilot equipped with specialized interface. The paper presents a general overview of experimental control system developed on I-23 „Manager” aircraft, assembled of autopilot with extended functionalities, new actuators, as well as some measurement units necessary for system operation. In the paper the structure of experimental system is presented and selected results of flight tests are also discussed.*