

Mirosław KOWALSKI¹
Ryszard SZCZEPANIK²

**ANALIZA PRACY SILNIKA PZL-10WM Z PEŁNOZAKRESOWYM,
MIKROPROCESOROWYM UKŁADEM TYPU „FADEC”,
A ODWZOROWANIE FAZOWE**

W referacie przedstawiono ogólne informacje o nowym, mikroprocesorowym układzie sterowania silnikiem PZL-10WM typu „FADEC” eksploatowanym na śmigłowcu W-3 „Sokół”. Przedstawiono możliwości wykorzystania odwzorowywania fazowego do analizy podstawowych parametrów pracy turbinowych silników. Udowodniono, że z pomocą odwzorowania fazowego już w fazie prowadzenia badań kwalifikacyjnych (a nawet na etapie badań wstępnych) można kontrolować stan technicznych i doregulowanie układów paliwowych silników lotniczych oraz występujące na nim obciążenia gazodynamiczne mogące stanowić duże zagrożenie bezpiecznej eksploatacji.

**PHASE MAPPING IN THE ANALYSIS OF THE PZL-10WM ENGINE
WITH FULL-RANGE MICROPROCESSOR-BASED
ENGINE CONTROL UNIT OF THE FADEC TYPE**

The paper has been intended to give general information on a new microprocessor-based engine control unit for the PZL-10WM engine operated on the W-3 “Sokół” helicopter. Capabilities of using the phase-mapping technique in the analysis of the most essential parameters of turbine engine performance have been presented. It has been shown that the phase mapping proves helpful in the monitoring of aircraft engine’s and fuel system’s health and adjustments as soon as at the stage of certification tests (or even earlier, at the stage of preliminary tests), and in the monitoring of gasdynamic-processes-imposed loads that may generate hazards to safe (fault tolerant) engine operation.

1. WSTĘP

Zespół napędowy śmigłowca W-3 „Sokół” stanowią dwa silniki PZL-10W z jednostopniową turbiną napędową oraz przekładnią główną WR-3. Moc tego silnika oraz

¹Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych; 01-494 Warszawa, ul. Księcia Bolesława 6.
Tel.: +48 22 685-11-04, Fax: +48 22 685-10-13, e-mail: miroslaw.kowalski@itwl.pl

²Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych; 01-494 Warszawa, ul. Księcia Bolesława 6.
Tel.: +48 22 685-10-09, Fax: +48 22 685-10-13, e-mail: ryszard.szczepanik@itwl.pl

zużycie paliwa zależy od aktualnych warunków i zakresów pracy, określonych prędkościami obrotowymi wirników, prędkością i wysokością lotu, warunków atmosferycznych itp. Zmieniające się warunki i zakresy pracy silnika oraz wymagania dotyczące precyzyjnego utrzymywania parametrów pracy silnika na zadanym przez pilota poziomie, zmuszają do wyposażania układu zasilania w różne urządzenia sterujące (automatyczne i ręczne) oraz urządzenia kontrolno-pomiarowe. Urządzenia te powinny być coraz bardziej niezawodne i bezpieczne oraz powinny być coraz bardziej zautomatyzowane, nie wymagające uwagi ze strony pilota. Stąd ostatnio do śmigłowca W-3 „Sokół” został opracowany przez „PZL-Hydral” S.A. nowy, pełnozakresowy, mikroprocesorowy układ paliwowo-regulacyjny (EUP-10WM), który dołącza śmigłowca W-3 „Sokół” do światowej czołówki śmigłowców wyposażonych w zespoły napędowe sterowane układami najnowszej generacji, występujące w nomenklaturze zachodniej pod skrótem FADEC (Full – Authority Digital Electronic Control).

2. PRACA UKŁADU TYPU „FADEC”

Przeznaczeniem pełnozakresowego, mikroprocesorowego układu paliwowo-regulacyjnego EUP-10WM (FADEC – Full Authority Digital Engine Control) jest zapewnienie zasilania paliwem i sterowania pracą silnika turbinowego PZL-10WM, stanowiącego część składową układu napędowego śmigłowca W-3A „Sokół”.

W skład układu wchodzi:

- mikroprocesorowy pełnozakresowy blok sterowania silnika ALAM-1,
- hydromechaniczny blok dozowania paliwa ALRP-10,
- rezerwowo elektroniczny blok sterowania silnikiem ALRT-2E,
- czujniki sygnałów,
- elementy wykonawcze (elektrozawory, przełączniki, itp.),
- wskaźniki i sygnalizatory (w kabinie załogi śmigłowca).

Hydromechaniczny blok dozowania paliwa z mikroprocesorowym pełnozakresowym blokiem sterowania i rezerwowym elektronicznym blokiem sterowania silnikiem zapewnia podawanie paliwa w procesie rozruchu, w stanach ustalonych, w trakcie przyspieszania i opóźniania oraz umożliwia odcięcie dopływu paliwa do silnika.

Regulator obrotów turbiny napędowej każdego z silników utrzymuje stałą liczbę obrotów niezależnie od obciążenia poprzez zmianę ilości podawanego paliwa.

Układ EUP-10WM do silnika PZL-10WM umożliwia pracę w trzech trybach: „PODSTAWOWY”, „REZERWOWY”, „RĘCZNY”.

Układ ten, uważany jest za coraz bardziej niezawodny. Wymaga jednak optymalnej regulacji oraz ciągłego monitorowania podczas eksploatacji. Osobne rozpatrywanie zastosowanych podzespołów nie daje gwarancji optymalnej regulacji całego układu paliwowego, stąd konieczność opracowania ekspertowego systemu diagnostycznego, uwzględniającego dany problem w sposób kompleksowy.

3. ANALIZA PARAMETRÓW PRACY SILNIKA Z WYKORZYSTANIEM ODWZOROWANIA FAZOWEGO

Do rozwiązania powyższego problemu na śmigłowcach możliwym jest zastosowanie metody odwzorowania fazowego $dn/dt=f(n)$ (nazywany również portretem fazowym)

wykorzystywanego już do analizy pracy niektórych zespołów napędowych samolotów wojskowych, jak np. typu SO-3 z samolotów TS-11 „Iskra”, typu M601T z samolotów PZL-130TC1 „Orlik” itp. Pierwsze kroki adaptacji tej metody do jakościowego diagnozowania silników turbośmigłowych zostały już poczynione, m.in. na silniku PZL-10W śmigłowca W-3 „Sokół” bez układu typu FADEC. Dodatkowo, stwierdzono możliwość prowadzenia dość szczegółowej analizy dynamicznego przyrostu podstawowych parametrów pracy tych silników, co pozwala na jakościowe ich diagnozowanie, a ponadto umożliwia identyfikowanie ukrytych do tej pory niezdatności z uwagi na to, że chwilowy punkt pracy jest monitorowany na podstawie bieżącej wartości prędkości obrotowej oraz pierwszych dwóch jej pochodnych.

3.1. Badania funkcjonalne na ziemi

Celem tych badań było sprawdzenie parametrów pracy i uzyskiwanych charakterystyk silnika PZL-10WM (z układem typu „FADEC”) podczas prób naziemnych.

Ocenie podlegały takie elementy jak:

- zgodność uzyskiwanych parametrów na wszystkich zakresach pracy z warunkami technicznymi (WT) opisanymi w Instrukcji eksploatacji tego zespołu napędowego;
- poprawność działania automatyki oraz układu sterowania silnikami;
- poprawność działania ograniczników prędkości obrotowej turbosprężarki i turbiny napędowej, temperatur gazów wylotowych, momentów obrotowych itp.;
- charakter pracy układu na podstawie uzyskiwanych charakterystyk pracy silników.

Naziemne próby funkcjonalne rozpoczęto od przeprowadzenia zimnych pokręceń silników, jak i wykonywania pozornych rozruchów, gdzie nie stwierdzono odstępstw od warunków technicznych (WT). Różnice pojawiły się dopiero podczas wykonywania tzw. gorących rozruchów. Sam proces uruchomienia silników przebiegał bez zakłóceń, a ich parametry nie odbiegały od narzuconych przez WT. Rys. 1 pokazuje dynamikę zmian prędkości obrotowej turbosprężarki silnika lewego.



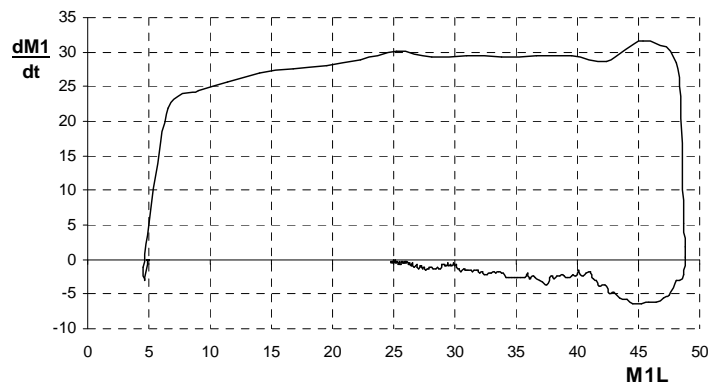
Rys. 1. Odzworowanie fazowe przyrostu prędkości obrotowej SL przy rozruchu.

Na rys. 2 natomiast przedstawiono dynamikę zmian prędkości obrotowej silnika prawego podczas rozruchu (dane pozyskano z bloku ALAM-1, który korzysta z czujników CRL-3).

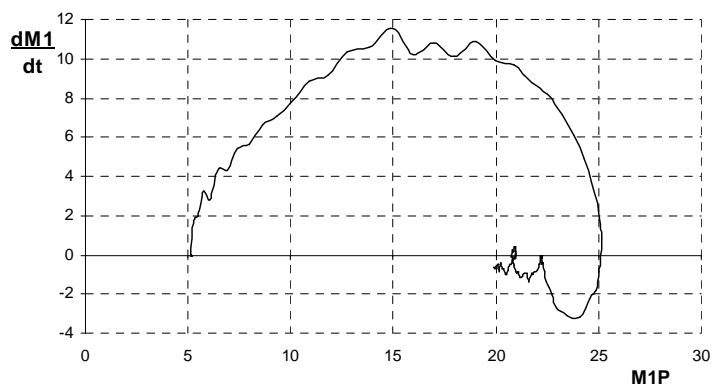
Silnik lewy w pierwszej fazie rozruchu oraz środkowej jest nieco mniej dynamiczny niż silnik prawy, zaś w drugiej odwrotnie. Ponadto przeprowadzono analizę dynamiki przyrostu podstawowych parametrów pracy obu silników PZL-10WM, tj. turbiny napędowej N_2 , momentu obrotowego M_1 , temperatury gazów wylotowych T_4 .



Rys. 2. Odzworowanie fazowe przyrostu prędkości obrotowej SP przy rozruchu.



Rys. 3. Odzworowanie fazowe przyrostu momentu obrotowego M_1 SL podczas rozruchu.

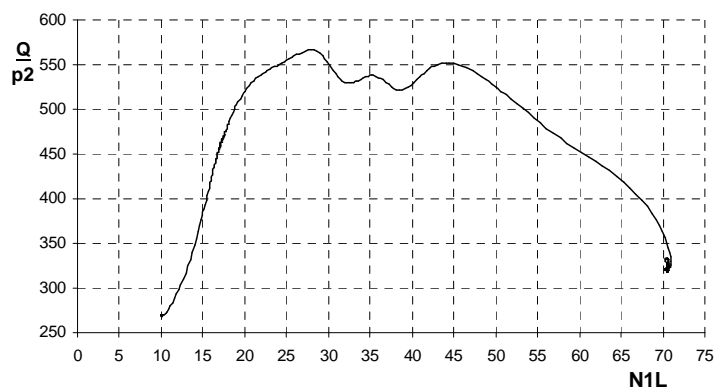


Rys. 4. Odzworowanie fazowe przyrostu momentu obrotowego M_1 SP podczas rozruchu.

Na rys. 3 przykładowo przedstawiono dynamikę zmian momentu obrotowego obu silników, z których wynika, że silnik uruchamiany jako pierwszy jest znacznie bardziej obciążony niż silnik uruchamiany w drugiej kolejności (dla silnika uruchamianego jako pierwszy o około 3÷5 razy wyższe niż dla silnika uruchamianego jako drugi).

Wskazano jest więc, aby w Instrukcjach użytkownika silnika PZL-10WM zalecić uruchamianie silników zamiennie tzn., raz jako pierwszy np. silnik lewy, to drugim razem odwrotnie. Pozwoli to na równomierne obciążenie pędni silników podczas ich rozruchu, a w konsekwencji równomierne ich zużywanie.

Ponadto (dla sprawdzenia charakterystyki, według której blok elektroniczny ALAM-1 steruje wydatkiem paliwa podczas rozruchu), na rys. 5 przedstawiono zależność stosunku wydatku paliwa Q do ciśnienia powietrza dopływającego do komory spalania p_2 w funkcji prędkości obrotowej turbosprężarki silnika lewego N_1 . Stwierdzono „uskoki” w zakresie 28÷43% prędkości N_1 , które świadczą o dwukrotnym zadziałaniu ograniczników temperatury. Sugeruje to, że istnieje możliwość podregulowania procesu rozruchu silnika w tym zakresie, aby ograniczniki nie musiały ingerować w proces rozruchu (każda ingerencja wpływa niekorzystnie na obciążenia dynamiczne silnika).



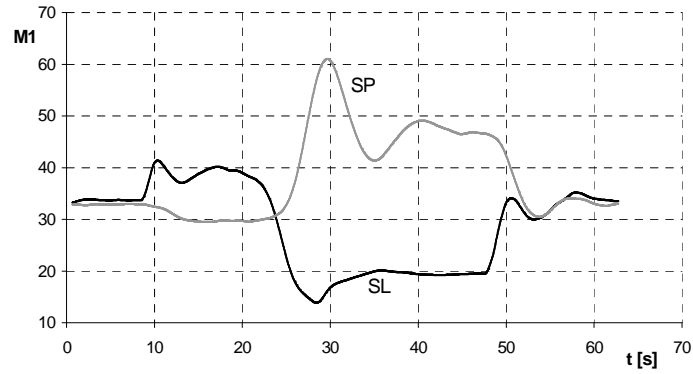
Rys. 5. Zależność stosunku Q/p_2 w funkcji prędkości obrotowej N_1 silnika lewego.

Z analizy pozostałych elementów przeprowadzonych badań, interesującym są procesy rozruchu silników z różnych źródeł zasilania. Pokazały one zwiększoną dynamikę przyrostu momentu obrotowego dM_1 oraz temperatury gazów wylotowych dT_4 (ponad 2-krotnie) podczas rozruchów z lotniskowego źródła zasilania typu APA niż z akumulatora podkładowego i w dodatku bez istotnego wpływu na czas rozruchu.

Natomiast analiza procesu akceleracji i deceleracji obu silników wykazała, że dynamika przyrostu prędkości obrotowej silników podczas akceleracji i deceleracji jest zdecydowanie większa w trybie pracy PRIMARY niż w trybie BACKUP.

Na uwagę zasługuje także próba sprawdzenia możliwości utrzymywania synchronizacji obu silników wg momentów i prędkości obrotowej przez układ typu FADEC. Wykazała ona prawidłowy charakter pracy układu, który „po wytrąceniu” dość sprawnie synchronizuje pracę obu silników (patrz rys. 6, rys. 7, rys. 8 i rys. 9).

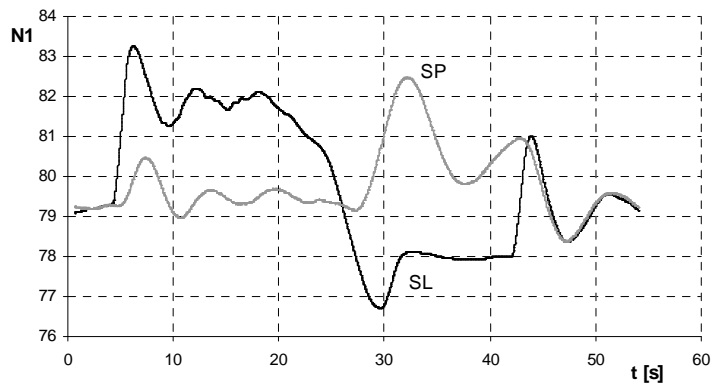
Pozostałe elementy analizy pracy silników PZL-10WM podczas prób naziemnych z wykorzystaniem odwzorowania fazowego nie wniosły istotnych odstępstw od WT, a ich przebiegi były prawidłowe.



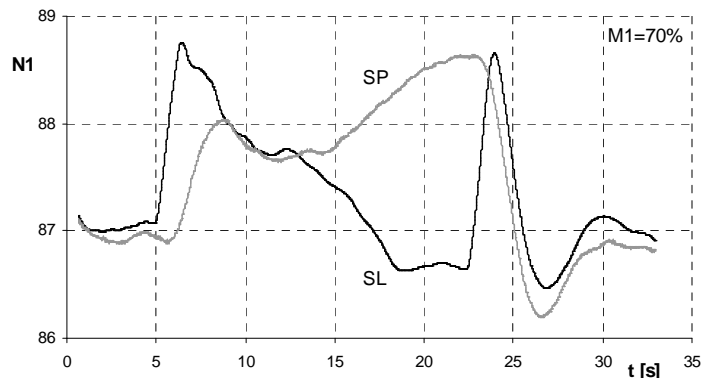
Rys. 6. Charakter zmian momentu obrotowego M_1 podczas wykonywania próby synchronizacji wg momentów w czasie ($M_1 \approx 30\%$).



Rys. 7. Charakter zmian momentu obrotowego M_1 podczas wykonywania próby synchronizacji wg momentów w czasie ($M_1 \approx 70\%$)



Rys. 8. Charakter zmiany N_1 podczas próby synchronizacji wg N_1 ($M_1 \approx 30\%$).

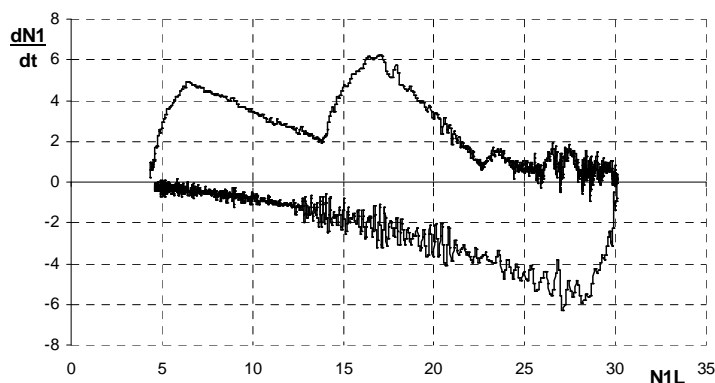


Rys. 9. Charakter zmiany N_1 podczas próby synchronizacji wg N_1 ($M_1 \approx 70\%$).

3.2. Badania funkcjonalne podczas lotu

W ramach prób w locie wykonano rozruchy zimne oraz gorące na wysokościach do 4000 m. W jednym przypadku, na wysokościach 3500 i 4000 m, próby wykonania rozruchów nie udały się. Powodem tego było nie włączenie dodatkowego upustu powietrza (np. na potrzeby płatowca – nakazane m.in. w Instrukcji Użytkownika silnika PZL-10W). Na rys. 10 przedstawiono przykład takiej próby na silniku lewym (na $H \approx 3500$ m, przy $V_p \approx 115$ km/h). Widoczne odwzorowanie fazowe jest typowe dla pracy samego rozrusznika, co sugeruje, że wzrost prędkości obrotowej turbosprężarki N_1 do ok. 30% był tylko następstwem pracy rozrusznika.

W kolejnych sprawdzeniach, po uwzględnieniu upustu części powietrza ze sprężarki, próby zakończyły się wynikiem pozytywnym, a ich parametry były zgodne z WT. Należy jednak zaznaczyć, że zaistniały przypadek nie uruchomienia się silnika na dużych wysokościach, przy ujemnych temperaturach otoczenia, bez zastosowania dodatkowego upustu powietrza jest sporym problemem, wartym głębszej analizy.

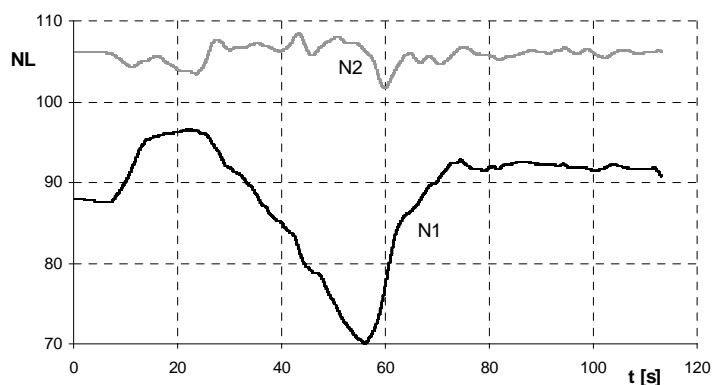


Rys. 10. Odwzorowanie fazowe przyrostu prędkości obrotowej N_1 SL podczas nieudanego rozruchu w locie.

Wymaga bowiem pamiętania przez załogę o dodatkowych czynnościach w sytuacji mocno stresowej (sytuacja awaryjna) oraz przy bardzo często występującym deficycie czasu.

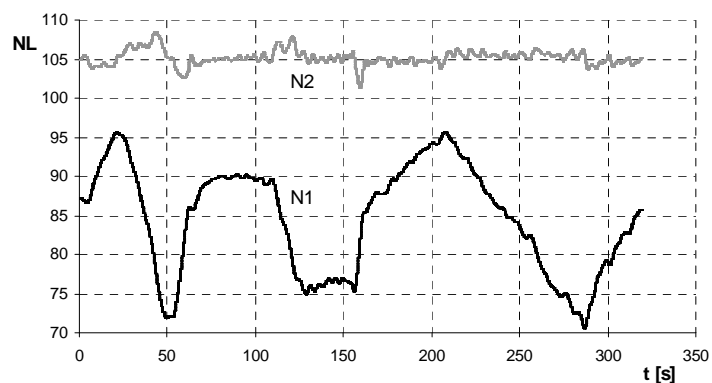
Innym, dość istotnym spostrzeżeniem (podczas prób uruchamiania silników w powietrzu) jest stwierdzenie, że ochładzanie silnika nie ma istotnego znaczenia na proces rozruchu silnika PZL-10WM w powietrzu oraz na wartość uzyskiwanych przy tym podstawowych parametrów pracy.

Z kolejno przeprowadzonych badań w locie na uwagę zasługuje próba automatycznego utrzymania zadanej prędkości obrotowej turbiny napędowej N_2 . Próbę wykonano zgodnie z metodyką programu prób fabrycznych, na wysokościach 1000 m, 4000 m i 6000 m.



Rys. 11. Próba automatycznego utrzymania N_2 w locie na $H \approx 1000$ m (tryb PRIMARY).

Rys. 11 przedstawia charakter automatycznego utrzymywania zadanej prędkości obrotowej turbiny napędowej N_2 silnika lewego, przy zmiennych obrotach turbosprężarki w trybie pracy PRIMARY na wysokości $H \approx 1000$ m.

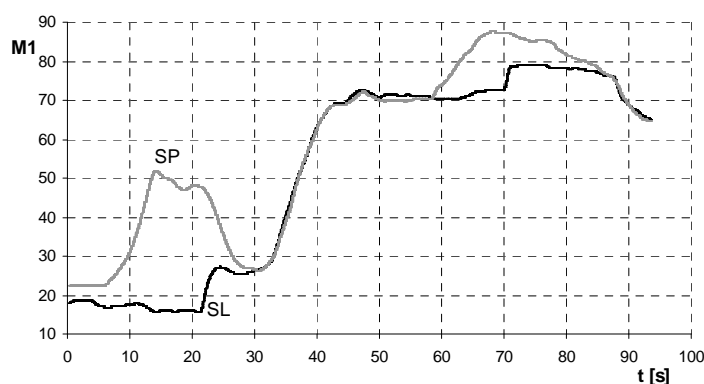


Rys. 12. Próba automatycznego utrzymania N_2 w locie na $H \approx 1000$ m (tryb BACKUP).

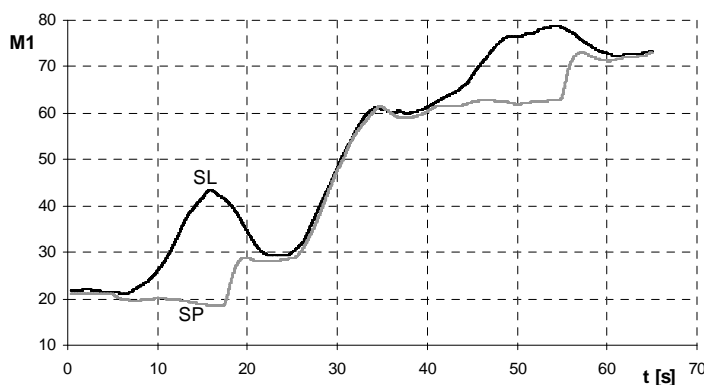
Podobny charakter stwierdzono na silniku prawym oraz na poszczególnych wysokościach lotu. Charakter utrzymywania zadanej prędkości N_2 w trybie pracy

BACKUP również był prawidłowy (patrz rys.12), co potwierdza dobrą pracę mikroprocesorowego układu typu FADEC.

Następną, dość ważną próbą było sprawdzenie synchronizacji silników wg momentów obrotowych i prędkości obrotowej turbosprężarki na $H \approx 1000$ m i $H \approx 4000$ m. Otrzymane charakterystyki nie wykazały odstępstw od WT, a ich przebiegi były prawidłowe. Na rys. 13 przedstawiono przykład zmian momentów obrotowych obu silników podczas tych prób. Przy czym silnikiem wytrącanym (tzn. przełączanym w tryb pracy BACKUP i następnie obniżanym momentem o ok. 20% za pomocą dźwigni rodzaju pracy DRP) był silnik lewy. Próby przeprowadzono dla momentów ustalonych na ok. 30% i 70%. Zauważono wyraźny i dość sprawny powrót momentów do stanu ustalonego przed kolejnym wytrącaniem, co jest zgodne z wymaganiami opisanymi w WT.



Rys. 13. Charakter zmian momentu obrotowego M_1 SL i SP podczas próby synchronizacji wg momentów w locie – SL wytrącany ($V_p \approx 115$ km/h; $H \approx 4000$ m).



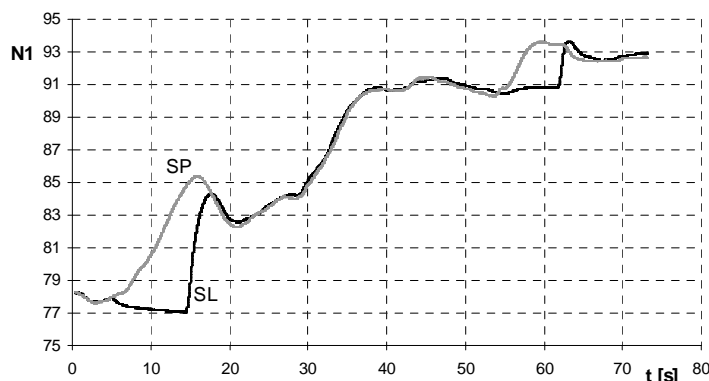
Rys. 14. Charakter zmian momentu obrotowego M_1 SL i SP podczas próby synchronizacji wg momentów w locie – SP wytrącany ($V_p \approx 115$ km/h; $H \approx 4000$ m).

Na rys. 14 zaś przedstawiono tego rodzaju próbę synchronizacji według momentów obrotowych M_1 , z tym, że silnikiem wytrącanym był silnik prawy.

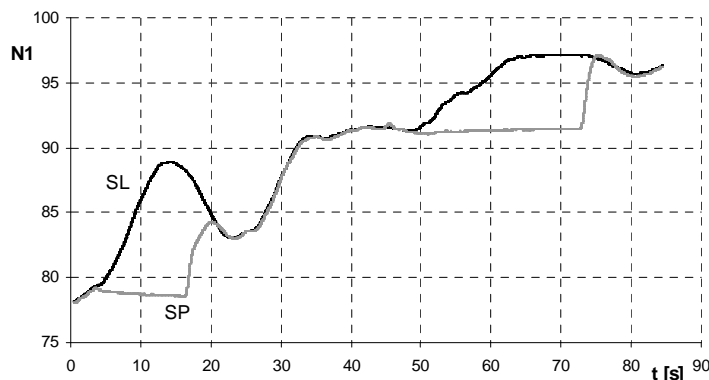
Na rys. 15 przedstawiono charakter zmian prędkości obrotowej turbosprężarki N_1 obu silników podczas próby synchronizacji według prędkości obrotowej N_1 . Silnikiem

wytrącanym był silnik lewy. Podobnie jak powyżej próby wykonano dla ustalonych momentów obrotowych na około 30% i 70%. Stwierdzono dużą efektywność synchronizacji silników według tego parametru - podobnie jak poprzednio.

Na Rys. 16 przedstawiono przebieg prędkości obrotowej silników podczas takiej samej próby, ale silnikiem wytrącanym był silnik prawy. Efekty są podobne, choć w nieco dłuższym czasie.



Rys. 15. Charakter zmian prędkości obrotowej N_1 SL i SP podczas próby synchronizacji wg prędkości N_1 w locie – SL wytrącany ($V_p \approx 115$ km/h; $H \approx 4000$ m).



Rys. 16. Charakter zmian prędkości obrotowej N_1 SL i SP podczas próby synchronizacji wg prędkości N_1 w locie – SP wytrącany ($V_p \approx 115$ km/h; $H \approx 4000$ m)

4. PODSUMOWANIE

Uzyskane wyniki z prób naziemnych oraz w locie zespołu napędowego śmigłowca PZL W-3A „Sokół” z zabudowanymi silnikami PZL-10WM, wyposażonymi w cyfrowe, pełnozakresowe, mikroprocesorowe układy paliwowo-regulacyjne EUP-10WM (typu FADEC) są na poziomie dobrym i odpowiadają założeniom taktyczno-technicznym (ZTT) oraz w większości są na zbliżonym poziomie do parametrów uzyskiwanych przez silnik PZL-10W (bez układu typu „FADEC”).

Dość istotnym utrudnieniem, stwierdzonym podczas badań naziemnych jest występowanie zaburzeń w pracy elektronicznego bloku ALAM-1 podczas odłączania lotniskowego źródła zasilania po uruchomieniu silnika. Powyższe utrudnienia (pomimo braku danych w tym zakresie w ZTT) wymagają rozpatrzenia, celem poprawy rozwiązania konstrukcyjnego całego układu jeszcze przed wdrożeniem układu do powszechnej eksploatacji.

Stwierdzono ponadto, że układ posiada szerokie możliwości rozwojowe, dlatego też Producent układu EUP-10WM (typu FADEC) zobowiązany jest rozważyć możliwość programowego sterowania (w bloku ALAM-1) dodatkowym upustem powietrza podczas rozruchów silnika w locie przy występowaniu niskich (ujemnych) temperatur otoczenia. Oczywiście jej uwzględnienie może nastąpić w wersji rozwojowej tego układu.

Ostatecznie stwierdzono, że przeprowadzone próby naziemne oraz w locie wykazały, że stosowanie odwzorowania fazowego do diagnozowania lotniczych zespołów napędowych wyposażonych w mikroprocesorowy układ typu „FADEC” jest możliwy w pełnym zakresie już na etapie badań kwalifikacyjnych.

5. BIBLIOGRAFIA

- [1] Kowalski M. Podskarbi S. Szczepanik R. Witoś M.: *Condition-based maintenance of turbojet engines based on compressor blade vibration measuring method*. Symposium, Pisa, September 2000.
- [2] *Tymczasowa dokumentacja eksploatacyjna prototypu pełnozakresowego mikroprocesorowego układu paliwowo-regulacyjnego do silnika PZL-10W. Seria XA*. Wydanie, listopad 1999; *Seria XB*. Wydanie, kwiecień 2000; *Seria XB*. Wydanie III, maj 2001.
- [3] *Program fabrycznych prób śmigłowca PZL W-3A Sokół z silnikami PZL-10WM wyposażonymi w cyfrowy układ paliwowo-regulacyjny typu FADEC LPR-37/386/1*. Wydawnictwo PZL Świdnik, luty 2001.
- [4] *Zadania techniczne prototypu pełnozakresowego mikroprocesorowego układu paliwowo-regulacyjnego do silnika PZL-10WM*. Wydanie PZL Świdnik, lipiec 1999.
- [5] *Założenia taktyczno-techniczne. Silnik PZL-10WM z pełnozakresowym mikroprocesorowym układem FADEC*. Sprawozdanie z pracy naukowo-badawczej, ITWL, Warszawa 1999.