

PRÓBY FLATTEROWE SAMOLOTU ORKA

FRANCISZEK LENORT*, ANTONI NIEPOKÓLCZYCKI*, SEBASTIAN WIERCIAK**

Instytut Lotnictwa, Zakłady Lotnicze Margański & Mysłowski***

Streszczenie

Niniejsza praca opisuje próby flutterowe w locie samolotu EM-11C ORKA, cel i obiekt badań, przebieg prób, technologię realizacji pomiarów i ich analiz oraz końcowe wyniki całego cyklu badań.

1. CEL I OBIEKT BADAŃ

Celem prób było wykazanie spełnienia, metodą prób w locie, następujących wymagań:

- CS 23.629(b) - dowód iż samolot jest wolny od flutteru, odwrotnego działania sterów i rozbieżności dla wszystkich warunków użytkowania w obszarze ograniczeń obwiedni V-n, oraz przy wszystkich prędkościach, aż do V_D ;
- CS 23.251 – dowód iż samolot, jego struktura oraz każda jego część jest wolny od drgań oraz buffetingu, wolny od problemów ze sterownością oraz wolny od problemów z nadmiernym zmęczeniem załogi w pełnym zakresie użytkowania samolotu;
- CS 23.145(c) - dowód iż samolot demonstruje zdolność osiągania przyspieszenia 1,5g dla zabezpieczenia wyprowadzania z wytrącenia z toru lotu lub niezamierzonego wzrostu prędkości aż do prędkości V_D ;
- CS 23.335(b)(4)(i) – dowód iż minimalny margines prędkości pomiędzy V_C a V_D jest odpowiedni.



Fot. 1. EM-11C ORKA

Obiektem badań był 4-miejscowy samolot EM-11C ORKA o strukturze całkowicie kompozytowej z chowanym podwoziem, napędzany dwoma silnikami Lycoming o mocy 160 KM każdy, wyposażonymi w śmigła pchające.

Podstawowe dane geometryczne:

rozpiętość:	13.500 m
długość:	8.705 m
wysokość:	2.585 m
powierzchnia skrzydła:	16.500 m ²
średnia ciężarówka odniesienia (SCO):	1.303 m

2. ORGANIZACJA PRÓB

Próby flutterowe samolotu EM-11C ORKA przeprowadzono w całości w przestrzeni kontrolowanej lotniska w Mielcu (EPML) w dniach od 22.02.2010 do 10.03.2010 na samolocie SP-MIM. Wykonano w sumie 25 lotów, w czasie łącznym 28h 45', podczas których oceniano samolot pod kątem spełnienia wymagań następujących przepisów:

- CS 23.629(b);
- CS 23.251;
- CS 23.145(c);
- CS 23.335(b)(4)(i);

W czasie prób dane pomiarowe rejestrowane były przez dwa rejestratory: ATM oraz magnetofon RACAL. Informacje z nich odczytywane były i analizowane bezpośrednio po każdym locie.

Pilot podczas prób był wyposażony w spadochron ratunkowy i twardy hełm lotniczy. W czasie całego lotu miał kontakt z wieżą, inżynierem prowadzącym próby i grupą analizującą dane.

Loty odbywały się w konfiguracji: ciężar maksymalny ($Q = 1820$ kg), tylny środek ciężkości (S.C. = 30,44%), z ilościami paliwa w zbiornikach skrzydłowych: 2 x 100 litrów.

Sposób realizacji kolejnych kroków podczas prób flutterowych odbywał się wg poniższego schematu:

Lot do zadanej prędkości bez wzbudzeń – obserwacja przez pilota własności samolotu przy większych prędkościach i skłonności do drgań i buffetingu.

Lot do zadanej prędkości ze wzbudzeniami – obserwacja tłumień oraz ewentualnego spadku tłumienia przez pilota.

Po każdym locie sprawdzenie struktury oraz mechanizmów samolotu – wychylenie powierzchni sterowych, luzów, itp.

Analiza wykonanych w czasie lotu pomiarów.

Podjęcie decyzji o przystąpieniu do badań przy kolejnej, wyższej prędkości.

3. REALIZACJA PRÓB

Przed przystąpieniem do prób flutterowych samolot przygotowano i zweryfikowano zgodnie z programem [1].

W układach sterowania wprowadzono celowo luzy, które przez cały okres prób kontrolowano po każdym locie. Kontrolowano także wychylenia powierzchni sterowych, wykonywano stabilizację i niwelację samolotu oraz sprawdzano dokładnie wszystkie powierzchnie i mechanizmy w tym te najbardziej krytyczne. Wszelkie protokoły z badań i pomiarów załączono do odpowiednich dokumentów PWL.

Przed przystąpieniem do prób wykonano również weryfikację funkcjonowania aparatury pomiarowo-rejestrującej.

Podczas realizacji prób flutterowych zastosowano wzbudzanie drgań przez pilota. Zgodnie z zaleceniami programu prób pilot realizował wzbudzenia szybkimi uderzeniami w wolant i pedały. Wymagano, aby po uderzeniu w sterownice wychylenie sterów wynosiło minimum 3 stopnie. Zastosowany sposób wzbudzania okazał się skuteczny w pełnym zakresie przebadanym, od $V=130$ kts do $V=216$ kts oraz dla wszystkich przebadanych konfiguracji i sterów. Można zauważyć, że przy małych prędkościach wychylenia sterów były większe, zaś przy dużych prędkościach użycie przez pilota tej samej siły powodowało mniejsze wychylenia sterów. Nie wpływało to na ocenę wielkości współczynników tłumienia. Zaobserwowano też, że na wyniki próby nie ma wpływu ilość uderzeń w sterownice jedno.

Stwierdzono także, że dane uzyskane w locie, w którym wystąpiła zwiększona turbulencja a pilot nie wykonywał żadnych wzbudzeń są równie przydatne dla oceny badanych własności jak dane uzyskane w lotach bez turbulencji, ale ze wzbudzeniami realizowanymi przez pilota.

Kolejność przeprowadzania następnych kroków zgodna była z programem [1]. Pierwsze dwa loty ze wzbudzeniami do prędkości $V=157$ kts zostały uznane jako weryfikujące i skalujące aparaturę pomiarowo-rejestrującą. Następnie powtórzono loty do prędkości $V=157$ kts ze wzbudzeniami. Każde kolejne zwiększanie prędkości odbywało się następująco: w pierwszej kolejności wykonywano lot bez wzbudzeń, a następnie, po pozytywnej ocenie reakcji dynamicznej struktury, wykonywano lot ze wzbudzeniami.

Podczas prób flutterowych w locie Nr MIM0503/1 w dniu 05.03.2010 wykorzystano możliwość obserwacji próby z samolotu towarzyszącego. W locie tym realizowano próbę wzbudzania do prędkości $V=175$ kts z $Nz \neq 1$, natomiast z samolotu towarzyszącego Piper PA-28 Cherokee wykonano nagranie wideo kamerą Sony DCR-SR37 oraz serię zdjęć Aparatem Canon EOS 500D z obiektywem Canon EF-300mm.

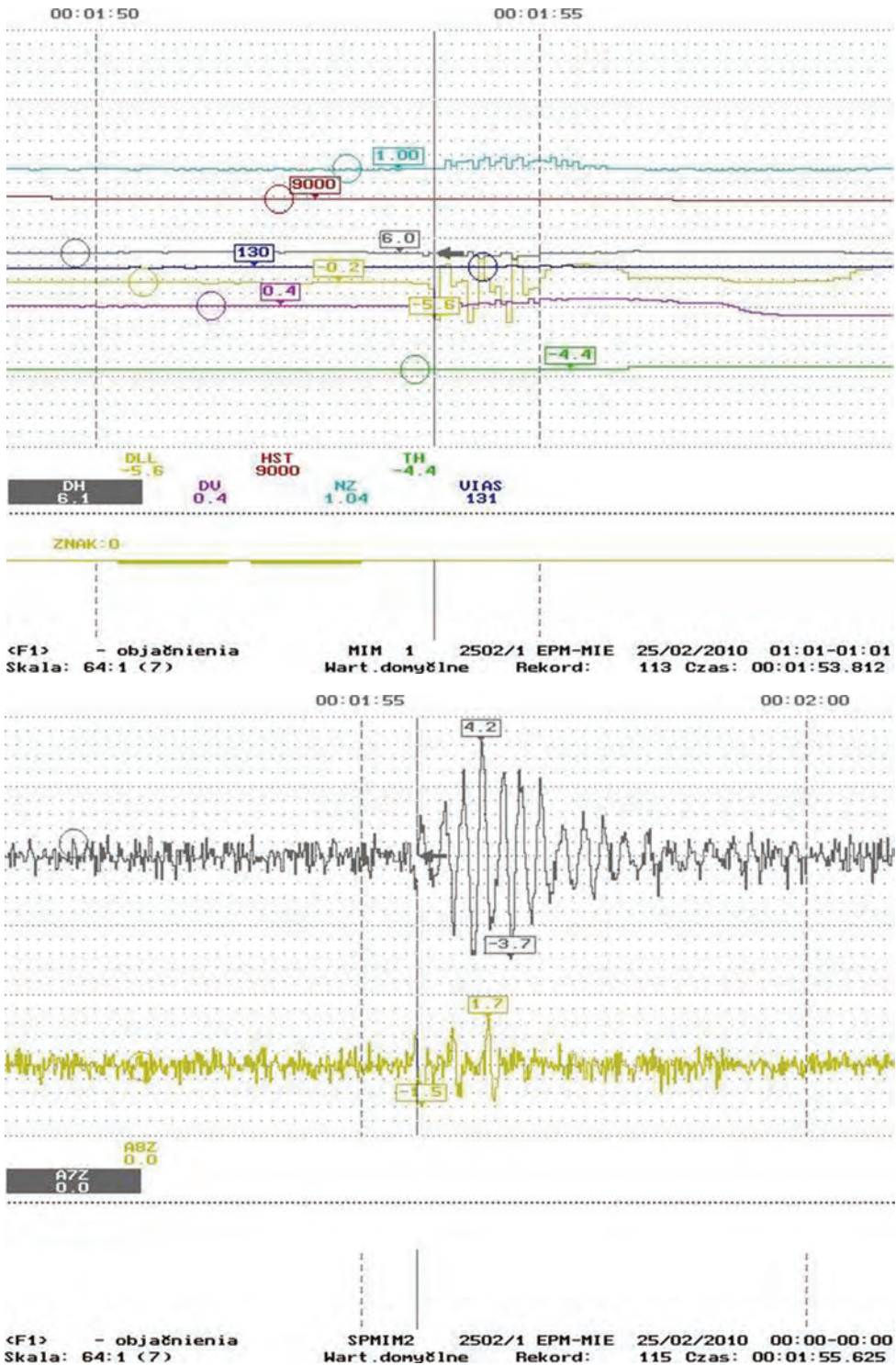
W związku z tym, iż odległość samolotu towarzyszącego od badanego ze względów bezpieczeństwa była zwiększona (ok. 50-100 m), a także drgania struktury samolotu były zbyt małe aby je dostrzec lub zarejestrować, postanowiono uznać dodatkowe obserwacje za zbędne i pozostać przy skutecznej i bezpiecznej analizie danych z rejestratorów.



Fot. 2. Samolot SP-MIM podczas próby flutterowej

Po pozytywnym zweryfikowaniu własności dynamicznych samolotu do prędkości $V=205$ kts postanowiono zweryfikować projektową wartość V_D próbą rozpędzania od V_C przez 20 sekund. Wartość wyznaczono na 205 kts.

Osiągnięcie prędkości wyższych od 130 kts nie było możliwe w locie poziomym i wymagało nurkowania. Wszystkie powyższe próby rozpędzania rozpoczynały się od wysokości 10000 ft. Zrealizowano również dodatkową próbę wzbudzania przy prędkości $V_{NE}=194$ kts rozpędzając się z wysokości $H=12500$ ft w celu weryfikacji własności samolotu przy wzbudzeniach na dużej wysokości.



Rys. 1. Przykład udanego wzbudzenia drgań skrzydła poprzez kilkukrotne wychylenie lotki spowodowane uderzeniami pilota w wolant

4. SYSTEM POMIAROWY

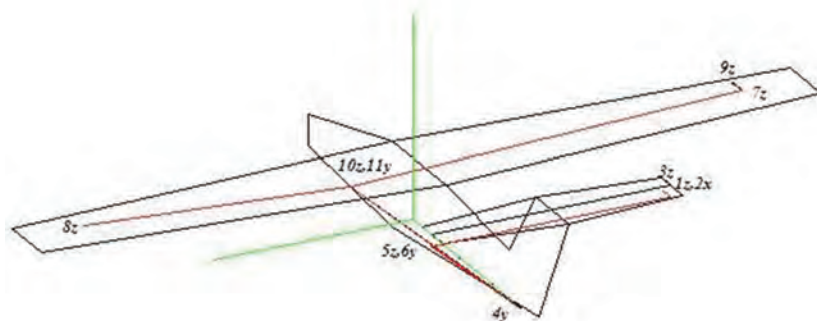
4.1 Pomiar, rejestracja i analiza drgań

Na samolocie zamontowano zestaw 11 czujników drgań wraz ze wzmacniaczami pomiarowymi. Mierzyły one drgania w paśmie częstotliwości 1Hz do 10 kHz, w zakresie 0 do 40g.

Czujniki 1z, 2x, 5z oraz 6y zamontowano na prawej i lewej stronie statecznika poziomego. Czujniki 7z i 8z znajdowały się na lewej i prawej końcówce skrzydła. Czujnik 4y był przymocowany do statecznika pionowego, a czujniki 10z i 11y zamontowano pod fotelem pilota. Dwa czujniki drgań były umieszczone na krawędzi natarcia na prawym skrzydle (czujnik 9z) i na krawędzi natarcia prawego statecznika poziomego (czujnik 3z). Czujniki te umożliwiały śledzenie ewentualnego skręcania tych elementów konstrukcji samolotu w czasie lotów pomiarowych.

Schemat rozmieszczenia przetworników przyspieszeń widać na Rys. 2.

Jeszcze przed zamontowaniem na samolocie, w Instytucie Lotnictwa przeprowadzono wzorcowanie torów pomiarowych. Po zamocowaniu na samolocie, przed próbami oraz w trakcie ich realizacji, tory pomiarowe były wielokrotnie sprawdzane pod kątem poprawności ich działania.



Rys. 2. Rozmieszczenie czujników drgań na samolocie

W czasie prób w locie do analogowej rejestracji sygnałów z czujników drgań oraz informacji głosowych od pilota, wykorzystywany był 16-to kanałowy magnetofon pomiarowy firmy RACAL.



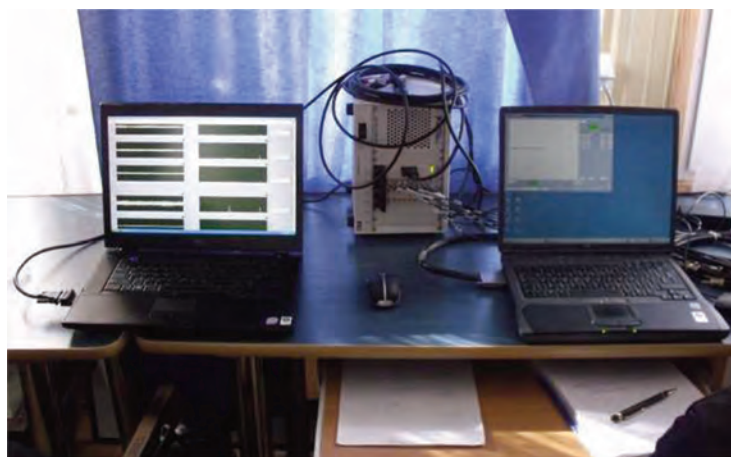
Fot. 3. Magnetofon pomiarowy RACAL wykorzystywany podczas prób flutterowych

Zapis analogowy pozwalał na późniejsze próbkowanie sygnałów drgań z częstotliwościami potrzebnymi do poprawnej ich analizy. Głównie stosowano próbkowanie z częstotliwością 256 próbek/s i z częstotliwością 1024 próbek/s.

Oprogramowanie zastosowane do analizy drgań

Analiza sygnałów drgań zapisanych analogowo na magnetofonie firmy RACAL była wykonywana dwutorowo: na starszym systemie składającym się z 16-kanałowego przetwornika analogowo-cyfrowego firmy National Instruments DAQCard-6036E (16 Inputs /2 Outputs, 200 kS/s, 16-bit Multifunction I/O) podłączonego do komputera firmy HP (Omnibook 6100) oraz na nowym 24-kanałowym systemie firmy National Instruments z komputerem notebook DELL Latitude E6500.

Oprogramowanie zbierające dane opracowano w języku C++, natomiast program analizy danych i interfejs użytkownika zostały wykonane w języku Visual Basic. Zestaw pomiarowy firmy National Instruments składa się z trzech modułów przetworników analogowo-cyfrowych NI PXI 4472B do pomiaru przyspieszeń oraz modułu komunikacyjnego NI PXI 8360, który umożliwia połączenie zestawu z komputerem za pomocą szybkiego łącza ExpressCard. Moduły umieszczone są w obudowie NI PXI 1036DC wyposażonej w system chłodzenia.



Fot. 4. Urządzenie firmy National Instruments z podłączonymi komputerami

Oprogramowanie do analizy drgań, w czasie badań flutterowych w locie, zostało opracowane w Instytucie Lotnictwa i było rozwijane w ramach dwóch grantów europejskich, FLiTE (Flight Test Easy) i FLiTE2 w latach 2002 do 2008. Celem tych grantów było przygotowanie programów komputerowych do bieżącej, w trakcie lotu, oceny odporności badanego samolotu na drgania flutterowe. Oprogramowanie to rozwijane było w zakresie wizualizacji postaci drgań na bieżąco w trakcie lotu oraz pod kątem szybkości obliczeń w projekcie „Opracowanie metody szybkiej estymacji właściwości aerosprężystych samolotu w czasie prób flutterowych w locie” realizowanym w ramach Programu Operacyjnego Innowacyjna Gospodarka. Celem było zmniejszenie ilości lotów pomiarowych i kosztów badań oraz zwiększenie bezpieczeństwa realizacji prób flutterowych.



Fot. 5. Stanowisko Instytutu Lotnictwa do analizy danych w czasie prób flutterowych

System oprogramowania ANDAT

Oprogramowanie ANDAT umożliwia ocenę częstotliwości drgań własnych i współczynników tłumienia na podstawie:

odpowiedzi impulsowej badanego obiektu,
innych, swobodnie zanikających sygnałów drgań (np. po wymuszeniu buffetingowym),
zarejestrowanych drgań samolotu w normalnym locie w warunkach podwyższonej turbulencji powietrza o charakterze stochastycznym lub przy dużej prędkości lotu.

Sygnał drgań wymuszonych stochastycznie poddaje się przekształceniom w celu otrzymania funkcji korelacji własnej, która zastępuje odpowiedź impulsową. Ta metoda eksploatacyjnej analizy modalnej jest przygotowywana do analizy drgań w czasie lotu z ustaloną prędkością. W przypadku wzrastającej prędkości lotu obliczane współczynniki tłumienia są zazwyczaj zaniżane, a w przypadku malejącej prędkości lotu są zawyżane.

Istotność obliczonych parametrów modalnych jest oceniana w oparciu o rozkład Fishera-Snedecora. Przyjęto, że obliczona postać drgań modalnych jest istotna, gdy usunięcie jej z sygnału drgań zmniejsza sumę kwadratów tego sygnału przynajmniej o 5%. Do obliczania funkcji korelacji własnej zastosowano nową metodę i próbkowanie sygnału drgań z częstotliwością 256 próbek/s.

System oprogramowania FLUTVIS

Program FLUTVIS służy do wizualizacji postaci drgań eksploatacyjnych na bieżąco w czasie lotu. Po zmierzeniu drgań w czasie jednej lub kilku sekund, w następnej sekundzie można obejrzeć postacie drgań samolotu w wybranych punktach widma drgań. Dla analizy flutterowej ważne są postacie drgań dla częstotliwości w pikach rezonansowych widma drgań lub w pikach drgań harmonicznym.

Do wizualizacji postaci drgań stosuje się funkcję korelacji wzajemnej. Funkcje korelacji wzajemnej między poszczególnymi punktami struktury a wybranym punktem referencyjnym umożliwiają obliczenie przesunięć fazowych potrzebnych do wizualizacji postaci drgań w cza-

sie rzeczywistym. Jednocześnie, mając widma drgań dla poszczególnych czujników drgań, oblicza się stosunek amplitud w tych punktach do amplitudy drgań w wybranym punkcie referencyjnym. Taka animacja postaci drgań pozwala określić, czy są to drgania symetryczne, czy antysymetryczne, czy też mają cechy niebezpiecznych drgań flatterowych, na przykład drgań giętno-skrętnych skrzydła o fazie drgań skrętnych wyprzedzającej o 90° fazę drgań giętnych.

Do wizualizacji postaci drgań zastosowano częstotliwość próbkowania 256 próbek/s. Do obliczania widma drgań używano odcinki drgań o długości 4 s. Te odcinki uzupełniano odcinkami sygnału zerowego też o długości 4 s. Ta znana metoda (ang. „zero pad”) pozwala uzyskać dwukrotnie lepszą rozdzielczość widma (rozdzielczość 0,125 Hz zamiast 0,250 Hz). Widma drgań służyły do oceny amplitudy drgań, do obliczania funkcji korelacji wzajemnych i do określania przesunięć fazowych.

System do oceny poziomu drgań

Do oceny poziomu drgań struktury samolotu zastosowano nowy, 24-kanałowy system firmy National Instruments. Analizowano widma drgań na podstawie odcinków drgań o długości 4 s, próbkowanych z częstotliwością 1024 próbek/s. Zastosowano do tej analizy szybką transformatę Fouriera (FFT). Uzyskiwano rozdzielczość widma drgań 0,25 Hz i możliwość oceny drgań o częstotliwości do 512 Hz.

Poziom drgań struktury samolotu analizowano po każdym locie pomiarowym.

4.2 Pomiar, rejestracja i analiza parametrów lotu

W czasie prób flatterowych na samolocie zabudowane były dwa lotnicze pokładowe rejestratory danych lotu ATM QAR, produkcji ATM – Warszawa (Advanced Technology Manufacturing).

Pierwszy rejestrator ATM QAR z szyfratorem zewnętrznym typ. ATM-1024ADC rejestrował w czasie próby 16 parametrów analogowych oraz 3 dyskretne.

Parametry analogowe:

ALFA-H – wychylenia trymera steru wysokości w stopniach;

ALFA-V – wychylenia trymera steru kierunku w stopniach;

DH – wychylenie steru wysokości w stopniach;

DLL – wychylenie lotki w stopniach;

DV – wychylenie steru kierunku w stopniach;

HST – wysokość w stopach;

KLAPA – wychylenie kłapy w stopniach;

NATAR – kąt natarcia w stopniach;

NZ – przeciążenie w g;

PH – siła na wolancie od steru wysokości w kg;

PL – siła na wolancie od lotki w kg;

PVL – siła na pedale lewym w kg;

PVP – siła na pedale prawym w kg;

SLIZG – kąt ślizgu w stopniach;

TH – temperatura powietrza w stopniach C;

VIAS – prędkość samolotu w węzłach;

Parametry dyskretne:

NAP – kontrola napięcia – zero-jedynkowo;

PODW – wskaźnik położenia podwozia – zero-jedynkowo;

ZNAK – znacznik, marker – zero-jedynkowo;

Drugi rejestrator ATM QAR nr 0061/91 model EP z szyfratorem wewnętrznym rejestrował w czasie próby 10 parametrów analogowych oraz 1 dyskretny. Ze względów technicznych rejestrator ten rejestrował drgania z 4 czujników (2 na skrzydle i 2 na stateczniku poziomym) oraz dla pewności dublował główne parametry rejestrowane przez rejestrator pierwszy (wychylenia sterów i prędkość) a także obroty silników.

Ze względów technicznych rejestrowane było tylko ok. 30 minut lotu, z reguły tylko sam moment próby. Parametry analogowe:

A1Z – przyśpieszenia (drgania) na stateczniku poziomym, strona prawa w g;

A5Z – przyśpieszenia na stateczniku poziomym, strona lewa w g;

A7Z – przyśpieszenia na prawym skrzydle w g;

A8Z – przyśpieszenia na lewym skrzydle w g;

DH – wychylenie steru wysokości w stopniach;

DLL – wychylenie lotki w stopniach;

DV – wychylenie steru kierunku w stopniach;

RPM-L – obroty silnika lewego w obr/min;

RPM-P – obroty silnika prawego w obr/min;

VIAS – prędkość samolotu w węzłach;

Parametry dyskretny:

ZNAK – znacznik, marker – zero-jedynkowo;

Do odczytu i prezentacji danych, w formie wykresów trendów czasowych i tabelarycznej zastosowano oprogramowanie produkcji ATM: System FDS wersja 6.54.

5. WYNIKI PRZEPROWADZONYCH PRÓB W LOCIE

Podsumowując wyniki prób w locie stwierdzono, że:

- przeprowadzone próby flutterowe wykazały, że samolot jest wolny od flutteru, odwrotnego działania sterów i rozbieżności – spełnienie CS 23.629(b);
- zostały zastosowane odpowiednie i wystarczające wzbudzenia dla wywołania flutteru w całym zakresie prędkości aż do V_D – spełnienie CS 23.629(b)(1);
- drgania stanowiące odpowiedź struktury podczas prób wskazują brak flutteru – spełnienie CS 23.629(b)(2);
- przy prędkości V_D występuje odpowiedni zapas tłumienia - spełnienie CS 23.629(b)(3);
- nie występuje duży i nagły spadek tłumienia przy zbliżaniu się do prędkości V_D -spełnienie CS 23.629(b)(4);
- przyrost prędkości, który występuje, gdy samolot z początkowego lotu ustabilizowanego przy prędkości $V_C=157$ kts, jest skierowany w dół, wykonuje w ciągu 20 sekund lot wzdłuż toru nachylonego o 7,5 stopnia poniżej początkowego toru lotu a następnie wyprowadzony jest przy współczynniku obciążenia 1,5g przy 75% mocy silników w czasie całej próby, wynosi 48 kts i jest mniejszy niż przyrost prędkości między projektowymi prędkościami V_C i V_D wynoszący 59 kts – spełnienie CS 23.335(b)(4)(i);
- do maksymalnej prędkości V_D zademonstrowano zdolność osiągnięcia przyśpieszenia 1,5g dla zabezpieczenia wyprowadzenia z wytrącenia z toru lotu lub niezamierzonego wzrostu prędkości – spełnienie CS 23.145(c);
- na samolocie oraz każdej jego części nie występują drgania ani buffeting na tyle silny ażeby powodował uszkodzenia strukturalne przy każdych odpowiednich warunkach prędkości i mocy aż do prędkości $V_D=216$ kts oraz w żadnych normalnych warunkach lotu nie występuje buffeting na tyle silny by kolidował z zadowalającą sterownością samolotu lub powodował nadmierne zmęczenie załogi – spełnienie CS 23.251.

LITERATURA

- [1] Program prób flatterowych. Dok. Nr: D2-L1-005, Zakłady Lotnicze Margański & Mysłowski, Bielsko-Biała, luty 2009.
- [2] Sprawozdanie z prób w locie. Flatter. Dok. Nr: D2-L2-011.A, Zakłady Lotnicze Margański & Mysłowski, Bielsko-Biała, marzec 2010.