

OPRACOWANIE METODY SZYBKIEJ ESTYMACJI WŁAŚCIWOŚCI AEROSPŔĘŻYSTYCH SAMOLOTU W CZASIE PRÓB FLATTEROWYCH W LOCIE – STUDIUM REALIZACJI PROJEKTU

ANTONI NIEPOKÓLCZYCKI

Instytut Lotnictwa

Streszczenie

Tytuł niniejszej pracy jest jednocześnie tytułem projektu rozwojowego zrealizowanego w ramach Programu Operacyjnego Innowacyjna Gospodarka. W pracy przedstawiono genezę projektu, cele, zespół wykonawców, opis projektu i jego realizacji. Przedstawiono rezultaty projektu i analizę możliwości zapewnienia ich trwałości. W podsumowaniu przedstawiono działania, które zostały już podjęte lub zostaną podjęte w przyszłości w celu wdrożenia rezultatów projektu do praktyki przemysłowej.

WSTĘP

Projekt *Opracowanie metody szybkiej estymacji właściwości aerosprężystych samolotu w czasie prób flutterowych w locie* zrealizowany został w ramach Programu Operacyjnego Innowacyjna Gospodarka lata 2007-2013, Priorytet 1 *Badania i rozwój nowoczesnych technologii*, Działanie 1.3 *Wsparcie projektów B+R na rzecz przedsiębiorców realizowanych przez jednostki naukowe*, Poddziałanie 1.3.1 *Projekty rozwojowe*.

Projekt zrealizowany został w odpowiedzi na potrzeby producentów samolotów i wymagania pilotów doświadczalnych dotyczące przygotowania i realizacji oraz bezpieczeństwa i kosztów badań flutterowych w locie, przez konsorcjum w składzie: Instytut Lotnictwa i Politechnika Poznańska.

Projekt był kontynuacją programów badawczych realizowanych przez Instytut Lotnictwa i Politechnikę Poznańską wraz z uczelniami, jednostkami badawczymi i przedsiębiorstwami branży lotniczej z całego świata oraz programów własnych wykonawców.

Koszt realizacji projektu: 2 314 033,23 zł; czas realizacji: 33 miesiące.

1. FLATTER I BADANIA FLATTEROWE

Flutterem nazywa się samowzbudne drgania aerosprężyste struktury samolotu w czasie lotu. Przy pewnych prędkościach lotu siły aerodynamiczne spowodowane ruchem drgającym skrzydeł lub usterzenia mogą, przy określonych właściwościach masowo-szytywnościowych struktury, doprowadzić do rozwoju drgań o amplitudach niebezpiecznych z uwagi na jej wytrzymałość.

Zjawisko to jest bardzo niebezpieczne i może doprowadzić do zniszczenia samolotu w czasie lotu.

Zgodnie z obowiązującymi przepisami, dotyczącymi zarówno lotnictwa cywilnego jak i wojskowego, samolot dopuszczony do lotu musi być odporny na drgania flatterowe. Aby ten warunek był spełniony w procesie budowy nowego samolotu realizowany jest specjalny program badań dedykowany bezpieczeństwu od flatteru. Program ten w punktach – w największym skrócie – można przedstawić następująco:

- a) Numeryczny, dynamiczny model struktury + siły aerodynamiczne – pierwsze szacowanie właściwości aeroelastycznych samolotu w fazie jego projektowania.
- b) Próby rezonansowe prototypu – walidacja modelu numerycznego.
- c) Obliczenia flatterowe – wytypowanie potencjalnych postaci flatterowych.
- d) Ewentualne badania modeli dynamicznie podobnych w tunelu aerodynamicznym.
- e) Próby w locie.

Realizacja prób w locie odbywa się w następujący sposób:

- a) Wybór stacjonarnej konfiguracji lotu na określonej wysokości (określona liczba Macha, bez turbulencji).
- b) Wzbudzenie drgań struktury (szum, wzbudzenie harmoniczne lub impulsowe).
- c) Pomiar odpowiedzi drganiowej struktury, akwizycja danych, analiza.
- d) Wybór kolejnej konfiguracji lotu do badań.

Decydujące znaczenie dla realizacji prób flatterowych w locie ma punkt c). Konieczność długotrwałego pomiaru odpowiedzi drganiowej struktury (szczególnie dla drgań o niskich częstotliwościach) i długotrwała analiza pomiarów powodują, że próby takie są czasochłonne, kosztowne, a przede wszystkim bardzo niebezpieczne. Próby flatterowe w locie należą do kategorii najbardziej niebezpiecznych prób nowego samolotu.

2. GENEZA PROJEKTU

Instytut Lotnictwa ma bardzo bogate doświadczenie w obszarze badań flatterowych. Pierwsze próby tego typu miały miejsce na przełomie lat 1957/1958 i dotyczyły wzbudzania flatteru łopat nośnych śmigłowca SM-1 (Mi-1). Później prowadzone były badania takich samolotów jak np.: SZD-45 OGAR, TS-11 ISKRA, I-22 IRYDA (początek lat 90.), I-23 MANAGER (do roku 2002).

Doświadczenia zdobyte podczas tych badań pozwoliły Instytutowi Lotnictwa na włączenie się w poważne naukowe programy europejskie. Po roku 2000 zespół Instytutu Lotnictwa uczestniczył w projektach FLiTE (*Flight Test Easy*) i FLiTE2 (*Flight Test Easy Extension*), których celem było opracowanie nowych i udoskonalenie istniejących narzędzi umożliwiających na bieżąco, w czasie realizacji prób w locie, analizę danych pomiarowych i ocenę właściwości dynamicznych samolotu. W ramach tych projektów zespół Instytutu Lotnictwa opracował koncepcję flatterometru, której realizacji poświęcony był omawiany tu projekt. Projekty realizowane były w ramach Inicjatywy EUREKA.

Współwykonawca projektu, Zakład Metod Projektowania Maszyn Instytutu Silników Spalinowych i Transportu Politechniki Poznańskiej, ma bardzo bogate doświadczenie w wykorzystywaniu i rozwoju zaawansowanych systemów CAD, szczególnie w zakresie tworzenia specjalistycznego oprogramowania. Wiele problemów z dziedziny analizy przepływu, zagadnień aerosprężystych oraz analiz strukturalnych rozwiązywanych jest w zespole za pomocą własnego oprogramowania.

Zespół uczestniczył w europejskim projekcie TAURUS (*Technology Development for Aeroelastic Simulation on Unstructured Grids*), którego podstawowym zadaniem było doskonalenie metod obliczeniowych służących do analizy zjawisk sprzężenia strukturalno-przepływowego.

Projekt finansowany był przez UE w ramach V Programu Ramowego.

Projekt *Opracowanie metody szybkiej estymacji właściwości aerosprężystych samolotu w czasie prób flutterowych w locie* był odpowiedzią na oczekiwania zarówno producentów samolotów jak i pilotów doświadczalnych realizujących próby flutterowe w locie. Zostały one przedstawione przez uczestniczących w projektach FLiTE i FLiTE2 przedstawicieli firm AIRBUS i DASSAULT AVIATION. Wymagania te, to:

- całkowicie automatyczna identyfikacja częstotliwości drgań i współczynników tłumienia,
- jeden globalny wynik dla wszystkich pomiarów,
- odświeżanie pomiarów max. co 1 sekundę,
- zakres częstotliwości badanych drgań flutterowych: od 0.5 Hz,
- poziom ufności 95%.

Projekt był kontynuacją prac zrealizowanych w ramach programów FLiTE i FLiTE2 oraz wykorzystywał rezultaty prac zrealizowanych w projekcie TAURUS.

3. CEL PROJEKTU, WSKAŹNIKI I ZESPÓŁ WYKONAWCÓW

Celem bezpośrednim projektu było stworzenie nowoczesnej metody badawczej służącej do przeprowadzania prób flutterowych w locie opartej o obliczeniowe modele aeroelastyczne samolotu oraz symulacje numeryczne.

W dalszej perspektywie opracowanie tej metody doprowadzić ma do osiągnięcia celu nadrzędnego jakim jest opracowanie narzędzia znajdującego bezpośrednie zastosowanie w procesie certyfikacji samolotów.

Cele pośrednie projektu, to:

- zwiększenie konkurencyjności polskich przedsiębiorstw z branży lotniczej na rynkach międzynarodowych,
- wzrost konkurencyjności polskiej nauki,
- obniżenie kosztów, czasochłonności i zwiększenie bezpieczeństwa realizacji badań flutterowych w locie,
- nawiązanie trwałej współpracy między jednostkami naukowymi (Instytut Lotnictwa i Politechnika Poznańska),
- stworzenie systemu usprawniającego współpracę doświadczonych badaczy z młodymi rozpoczynającymi swoją karierę, dla zachowania ciągłości rozwoju istotnych obszarów działalności – wdrożony został program 60+/30-, w którym każdemu doświadczonemu inżynierowi w wieku powyżej 60 lat towarzyszy młody inżynier w wieku poniżej 30 lat,
- stworzenie nowatorskich rozwiązań naukowych (dwa rozwiązania zostały objęte ochroną patentową: Politechnika Poznańska – metoda obliczeniowa, Instytut Lotnictwa – metoda pomiarowa),
- komercjalizacja wyników prac badawczych w sektorze przemysłowym.

Realizacja postawionych celów monitorowana była z wykorzystaniem następujących wskaźników produktu:

- Liczba instytucji (jednostek naukowych) objętych wsparciem – 2,
- Liczba pracowników naukowych zatrudnionych przy realizacji projektu (w tym kobiety) – 12,
- Liczba studentów zaangażowanych w realizację projektu – 10,
- Liczba doktorantów zaangażowanych w realizację projektu (w tym kobiety) – 3,
- Liczba nowych miejsc pracy (EPC) związanych z działalnością B+R powstałych w trakcie realizacji projektów (w tym kobiety) – 7.8,
- Liczba aparatury naukowo – badawczej zakupionej w ramach projektu (w szt.) – 39.

W pięcioletnim okresie trwałości rezultatów projektu, monitorowanie odbywać się będzie poprzez następujące wskaźniki rezultatu:

- Liczba wdrożeń jako rezultat realizacji projektu rozwojowego – 1,
- Liczba wynalazków zgłoszonych do ochrony patentowej jako efekt realizacji projektu rozwojowego (w tym patenty w zakresie wysokich technologii) – 2,
- Liczba skomercjalizowanych wyników badań B+R wykonanych w jednostce naukowej – 20,
- Liczba bezpośrednio utworzonych nowych miejsc pracy (EPC) – 2,
- Liczba utworzonych nowych etatów badawczych – 2,
- Liczba publikacji dotycząca wyników projektu rozwojowego – 4,
- Liczba opublikowanych raportów zawierających wyniki realizacji projektu – 2,
- Liczba nabywców wyników projektów rozwojowych – 6,
- Liczba umów licencyjnych – 2
- Liczba umów przekazania praw własności intelektualnej – 2.

Instytut Lotnictwa wprowadził innowacyjny element zarządzania projektami pod nazwą „60+/30-”. Oznacza to, że jeżeli w projekcie uczestniczy wykonawca w wieku 60 i więcej lat, to towarzyszy mu drugi wykonawca w wieku poniżej 30 lat. Takie podejście ma zapewnić wymianę wiedzy i doświadczenia pomiędzy starszymi, doświadczonymi pracownikami Instytutu Lotnictwa a młodą kadram. Jednocześnie program „60+/30-” ma zapobiec kumulacji wiedzy w gestii pojedynczych pracowników i naturalnemu znikaniu całych obszarów działalności Instytutu Lotnictwa. Dlatego wykonawcy niniejszego projektu wybierani byli według dwóch kryteriów:

- kryterium merytoryczne, i
- kryterium wynikające z programu „60+/30-”.

Skład zespołu Instytutu Lotnictwa:

- Dr inż. Franciszek Lenort
- Mgr inż. Michał Szmidt
- Mgr inż. Robert Królikowski
- Dr inż. Wiesław Krzymień
- Dr inż. Antoni Niepokólczycki – kierownik projektu i zespołu badawczego.

Partnerem Instytutu Lotnictwa w realizacji niniejszego projektu była Politechnika Poznańska. Głównymi uczestnikami projektu byli:

- Prof. dr hab. inż. Marek Morzyński,
- Prof. dr hab. inż. Michał Nowak,
- Dr inż. Witold Stankiewicz,
- Dr inż. Robert Roszak,
- Dr inż. Piotr Posadzy,
- Dr inż. Michał Rychlik.

4. REALIZACJA PROJEKTU

Projekt pt. „Opracowanie metody szybkiej estymacji właściwości aerosprężystych samolotu w czasie prób flatterowych w locie” przewidywał realizację następujących zadań:

- Analiza aktualnych procedur badań flatterowych w locie,
- Szybka estymacja parametrów stanu dynamicznego struktury samolotu w czasie prób flatterowych w locie,
- Opracowanie modeli numerycznych do analizy sprzężeń strukturalno-przepływowych demonstratora metody,

- Opracowanie demonstratora metody,
- Opracowanie koncepcji wdrożenia systemu szybkiej identyfikacji tłumienia i wizualizacji postaci drgań do badań flutterowych w locie.

Powyższe zadania składały się z kilku podzadań, których efekty wzajemnie się przenikały i były niezbędne dla prawidłowej realizacji całego projektu. Szczegółowy opis poszczególnych zadań zaplanowanych w niniejszym projekcie przedstawia się następująco.

ZADANIE NR 1 ANALIZA AKTUALNYCH PROCEDUR BADAŃ FLATTEROWYCH W LOCIE

Podzadanie 1.1 *Analiza wymagań przepisów budowy samolotów pod kątem bezpieczeństwa od flutteru.*

Wykonawca: Instytut Lotnictwa.

Podzadania związane: 1.2, 1.3.

Wymagania stawiane przez europejski nadzór lotniczy EASA (European Aviation Safety Agency), zawarte są w przepisach CS.23 rozdział 23.629. Żądają one, by w procesie projektowania i certyfikacji samolotów bezpieczeństwo od flutteru było dokumentowane metodami obliczeniowymi połączonymi z naziemnymi badaniami rezonansowymi (GVT) prototypu oraz próbami flutterowymi w locie.

W tym podzadaniu przeanalizowane zostały wymagania europejskich i amerykańskich przepisów lotniczych dotyczące tego zagadnienia. Obowiązujące przepisy stanowią podstawę do opracowywania i realizacji procedur dowodzenia bezpieczeństwa od flutteru (podzadanie 1.2), które producenci samolotów chcą uczynić bardziej bezpiecznymi oraz mniej kosztownymi i czasochłonnymi (podzadanie 1.3).

Podzadanie 1.2 *Analiza istniejących metod dowodzenia swobody od flutteru.*

Wykonawca: Instytut Lotnictwa.

Podzadania związane: 1.1, 1.3.

Na metodykę procesu dowodzenia bezpieczeństwa od flutteru składają się metody obliczeniowe połączone z naziemnymi próbami rezonansowymi oraz próby flutterowe w locie.

W etapie tym przedstawione zostały istniejące i stosowane obecnie metody realizacji tego procesu. Przedstawione i przeanalizowane zostały metody stosowane przez Instytut Lotnictwa w Warszawie przy badaniu samolotów TS-11 ISKRA oraz I-22 IRYDA oraz metody stosowane przez AIRBUS FRANCE przy badaniu samolotów pasażerskich i DASSAULT AVIATION przy badaniu samolotów dyspozycyjnych i wojskowych.

Udokumentowanie swobody samolotu od flutteru wymagane jest przepisami budowy samolotów (podzadanie 1.1), dlatego producenci samolotów przedstawiają określone potrzeby dotyczące aspektu badań flutterowych w procesie certyfikacji (podzadanie 1.3).

Podzadanie 1.3 *Analiza potrzeb producentów samolotów dotyczących badań flutterowych w locie.*

Wykonawca: Instytut Lotnictwa.

Podzadania związane: 1.1, 1.2.

Producenci samolotów od dłuższego czasu zgłaszali potrzebę podjęcia prac zmierzających do zmniejszenia czasu i kosztów realizacji prób flutterowych w locie przy jednoczesnym zwiększeniu dokładności pomiarów, zwiększeniu bezpieczeństwa i zachowaniu zgodności z obowiązującymi przepisami. Szczególnie piloci doświadczalni, realizujący badania w locie, zgłaszali potrzebę posiadania w czasie prób urządzenia ostrzegającego przed flutterem z wyprzedzeniem umożliwiającym przeciwdziałanie (tzw. flutterometru).

W tym etapie pracy przedstawione i przeanalizowane zostały szczegółowe potrzeby produ-

centów sprzętu lotniczego związane z poszczególnymi etapami procesu certyfikacji samolotu w aspekcie flutteru, przedstawione przez producentów z Polski (Margański & Mysłowski oraz AERO) i z Francji (AIRBUS FRANCE i DASSAULT AVIATION). Potrzeby producentów sprzętu lotniczego wynikają z konieczności spełnienia wymogów przepisów budowy samolotów, które zapewniają bezpieczną eksploatację statków powietrznych (podzadanie 1.1) i są wynikiem kosztownych i czasochłonnych prób flutterowych w locie (podzadanie 1.2).

ZADANIE NR 2 SZYBKA ESTYMACJA PARAMETRÓW STANU DYNAMICZNEGO STRUKTURY SAMOLOTU W CZASIE PRÓB FLATTEROWYCH W LOCIE

Podzadanie 2.1 *Przedstawienie i rozwinięcie teoretycznych podstaw identyfikacji tłumienia oraz animacji postaci drgań w oparciu o funkcje korelacji.*

Wykonawca: Instytut Lotnictwa.

Podzadania związane: 2.2, 2.3, 2.4, 2.5, 3.1, 3.2, 3.3, 4.2.

Miarą odporności samolotu na drgania flutterowe jest współczynnik tłumienia istotnych ze względu na flutter postaci drgań. Podstawowymi do analizy są obecnie odpowiedzi impulsowe struktury płatowca. Rozwój współczesnej techniki obliczeniowej umożliwia analizę odporności samolotu na flutter na podstawie pomiarów wykonywanych w warunkach normalnej eksploatacji, czyli bez stosowanych obecnie dodatkowych urządzeń służących do wzbudzania drgań w czasie prób w locie. Stosując bowiem funkcje autokorelacji do identyfikacji tłumienia i funkcje korelacji do identyfikacji postaci drgań, można przeprowadzić analizę bezpieczeństwa od flutteru w czasie lotów w burzliwej atmosferze (naturalna turbulencja), w czasie lotów dokumentujących żądaną wytrzymałość konstrukcji lub jej własności manewrowe, a także wykorzystując swobodnie zanikające drgania buffetingowe.

Temu kierunkowi badań poświęcone były dwa europejskie projekty FliTE i FliTE2, w których uczestniczył zespół Instytutu Lotnictwa. Zespół Instytutu Lotnictwa opracował teoretyczne podstawy metody identyfikacji tłumienia oraz animacji postaci drgań w oparciu o funkcje korelacji. Opracowano również procedury oraz program realizujący te procedury. Następnie przeprowadzono weryfikację procedur w oparciu o dane symulowane.

Te podstawowe wyniki, które zostały uzyskane w ramach projektu FliTE2, użyte zostały do opracowania teoretycznych podstaw szybkiej metody operacyjnej analizy flutterowej umożliwiającej identyfikację tłumienia i wizualizację postaci drgań na podstawie danych pomiarowych w różnych warunkach wymuszenia (stochastyczne, impulsowe, harmoniczne).

Końcowym efektem podzadania 2.1 były teoretyczne podstawy metody szybkiej identyfikacji tłumienia oraz szybkiej animacji postaci drgań.

Na podstawie podzadania 2.1 opracowane zostały szybkie algorytmy estymacji parametrów stanu (podzadanie 2.2), które następnie wykorzystano w kompleksowym oprogramowaniu szybkiej analizy danych pomiarowych (podzadanie 2.3). Następnie metoda weryfikowana była w oparciu o sygnały modelowe (podzadanie 2.4) oraz w różnych konfiguracjach masowo-sztywnościowych demonstratora (podzadanie 2.5), którego numeryczny model został opracowany przez zespół Politechniki Poznańskiej (podzadanie 3.1) i zweryfikowany poprzez naziemne próby rezonansowe (podzadanie 3.2), oraz w różnych warunkach wymuszenia (podzadanie 3.3). Ostateczna weryfikacja opracowanej metody nastąpiła w czasie badań demonstratora w tunelu aerodynamicznym Instytutu Lotnictwa (podzadanie 4.2).

Podzadanie 2.2 *Opracowanie szybkich algorytmów estymacji parametrów stanu dynamicznego samolotu.*

Wykonawca: Instytut Lotnictwa.

Podzadania związane: 2.1, 2.3.

W podzadaniu tym opracowane zostały algorytmy wykorzystujące równolegle możliwości współczesnych komputerów i szybkie algorytmy obliczeniowe dla realizowanych w toku akwizycji danych pomiarowych ich analizy pod kątem estymacji właściwości aerosprężystych samolotu w czasie prób w locie.

Algorytmy te wykorzystywały opracowane podstawy teoretyczne metody (podzadanie 2.1) i użyte zostały do budowy kompleksowego oprogramowania szybkiej analizy danych pomiarowych (podzadanie 2.3).

Podzadanie 2.3 *Wykonanie kompleksowego oprogramowania szybkiej analizy danych pomiarowych.*

Wykonawca: Instytut Lotnictwa.

Podzadania związane: 2.1, 2.2, 2.4, 2.5, 3.3, 4.2.

Do dalszych prac nad metodą szybkiej estymacji właściwości aerosprężystych samolotu w czasie prób w locie konieczne było wykonanie systemu pomiarowego, którego podstawą był program służący do szybkiej akwizycji i analizy danych pomiarowych. Jest to kompleksowe oprogramowanie o strukturze modułowej. Struktura taka pozwala na stosowanie metody dla różnych typów samolotów i różnych rodzajów wzbudzenia drgań.

Dla samolotów tzw. miękkich (szybowce, duże samoloty pasażerskie i transportowe), których częstotliwości rezonansowe struktury mają niskie wartości, stosowane są inne metody akwizycji i obróbki danych pomiarowych, niż w przypadku samolotów tzw. sztywnych (samoloty wojskowe, małe samoloty – General Aviation). Również różne metody stosowane są w zależności od tego, czy próby realizowane będą z pomocą generatorów drgań konstrukcji (impulsowe, harmoniczne, stochastyczne), czy też w warunkach normalnej eksploatacji samolotu.

Struktura modułowa oprogramowania pozwala na odpowiednie dopasowanie algorytmu analizy do rodzaju samolotu i warunków próby w locie. Kompleksowe oprogramowanie do szybkiej analizy danych pomiarowych opracowane zostało na podstawie teorii identyfikacji tłumienia oraz animacji postaci drgań (podzadanie 2.1) z wykorzystaniem szybkich algorytmów estymacji parametrów stanu dynamicznego samolotu (podzadanie 2.2). Oprogramowanie to wykorzystywane było w każdym stadium walidacji opracowywanej metody, tj. w oparciu o sygnały modelowe (podzadanie 2.4), w różnych konfiguracjach masowo-sztywnościowych numerycznego modelu demonstratora (podzadanie 2.5) oraz w badaniach demonstratora w tunelu aerodynamicznym (podzadanie 4.2).

Podzadanie 2.4 *Walidacja metody w oparciu o sygnały modelowe.*

Wykonawca: Instytut Lotnictwa.

Podzadania związane: 2.1, 2.2, 2.3.

Pierwszym etapem walidacji metody szybkiej estymacji właściwości aerosprężystych samolotu w czasie prób flutterowych w locie było sprawdzenie jej działania w warunkach, gdy analizie tą metodą poddane zostaną przebiegi modelowe. Są to wygenerowane matematycznie sygnały odpowiedzi hipotetycznej struktury na różne rodzaje wymuszenia dynamicznego (impulsowe, harmoniczne, stochastyczne), w których modelowane są wartości częstotliwości własnych, współczynników tłumienia, amplitud i faz poszczególnych składowych postaci drgań. W etapie tym badana była zgodność parametrów zadanych w sygnale modelowym z parametrami wynikającymi z analizy tych sygnałów. Dodatkowo zbadana została stabilność algorytmu obliczeń. Kolejne iteracje powinny poprawiać wynik obliczeń, aż do osiągnięcia pewnej granicy dokładności uwarunkowanej własnościami sygnału, możliwościami metody obliczeniowej i dyskretyzacją sygnału. Badany był również czas realizacji algorytmu akwizycji i analizy danych w zależności od przyjętej częstotliwości próbkowania sygnału, liczby próbek i ilości składowych postaci drgań.

Do pierwszego etapu walidacji metody wykorzystane zostało kompleksowe oprogramowanie do szybkiej analizy danych pomiarowych (podzadanie 2.3). Wyniki etapu pozwoliły potwierdzić założenia teoretyczne metody (podzadanie 2.1) i sprawdzić działanie szybkich algorytmów (podzadanie 2.2).

Podzadanie 2.5 *Walidacja metody w różnych konfiguracjach masowo-szywnościowych modelu numerycznego demonstratora metody.*

Wykonawca: Instytut Lotnictwa.

Podzadania związane: 2.1, 2.2, 2.3, 3.1, 3.2, 3.3, 4.1.

Drugim etapem walidacji metody szybkiej estymacji właściwości aerosprężystych samolotu w czasie prób flatterowych w locie było sprawdzenie jej działania w warunkach, gdy analizie tą metodą poddane zostaną przebiegi uzyskane z wyników obliczeń reakcji dynamicznej demonstratora metody. Demonstrator metody przedstawiony jest w punkcie opisującym podzadanie 3.2.

Analizie poddano sygnały odpowiedzi struktury demonstratora metody obliczone dla różnych wariantów masowo-szywnościowych, przy różnych prędkościach lotu i przy różnych sposobach wzbudzania drgań. W etapie tym badana była zgodność parametrów modelu numerycznego z parametrami wynikającymi z analizy obliczonych przebiegów. Podobnie jak w pierwszej fazie walidacji zbadana została stabilność algorytmu obliczeń. Kolejne iteracje poprawiały wynik obliczeń. Badany był również czas realizacji algorytmu akwizycji i analizy danych w zależności od przyjętej częstotliwości próbkowania sygnału, liczby próbek i ilości składowych postaci drgań.

Do tego etapu walidacji metody wykorzystano kompleksowe oprogramowanie do szybkiej analizy danych pomiarowych (podzadanie 2.3). Wyniki etapu pozwoliły potwierdzić założenia teoretyczne metody (podzadanie 2.1) i sprawdzić działanie szybkich algorytmów (podzadanie 2.2). Danych do analizy dostarczyły numeryczne modele demonstratora metody (podzadanie 3.1), zweryfikowane metodą prób rezonansowych (podzadanie 3.2), określające reakcję dynamiczną demonstratora metody w zależności od prędkości lotu i sposobu wymuszania drgań (podzadanie 3.3). Wyniki analiz posłużyły również do wyboru konfiguracji demonstratora do badań w tunelu aerodynamicznym (podzadanie 4.1).

ZADANIE NR 3 OPRACOWANIE MODELI NUMERYCZNYCH DO ANALIZY SPRĘŻEŃ STRUKTURALNO-PRZEPŁYWOWYCH DEMONSTRATORA METODY

Podzadanie 3.1 *Budowa modeli numerycznych do obliczeniowej analizy właściwości aerosprężystych samolotu.*

Wykonawca: Politechnika Poznańska.

Podzadania związane: 2.5, 3.2, 3.3, 4.1, 4.2, 4.3.

Rozwój możliwości współczesnej techniki obliczeniowej pozwala na znaczne zmniejszenie roli eksperymentów w przemyśle lotniczym, umożliwiając efektywne kosztowo badania zjawisk aerosprężystych. Głównym etapem procesu tworzenia modeli cyfrowych do analizy zjawisk sprzężenia strukturalno-przepływowego jest budowa siatek przepływowych i strukturalnych. Szczególnie stworzenie poprawnej siatki dla obliczeń przepływowych jest zadaniem złożonym i silnie zależnym od modelu geometrycznego analizowanych struktur. Ze względu na specyfikę wykonanych w czasie realizacji projektu obliczeń równoległych po dyskretyzacji niezbędne było sprawdzenie poprawności elementów, podział na podobszary – domeny obliczeniowe oraz zdefiniowanie adekwatnych do rozwiązywanego problemu warunków brzegowych. Ze względu na konieczność uwzględnienia dynamiki układu zastosowana została metoda analizy aerosprężystej bazująca na podejściu „loosely – coupled analysis”. Wiązało się to z koniecznością za-

pewnienia kontroli odkształczanych w trakcie obliczeń siatek przepływowych oraz zapewnieniem prawidłowej wymiany danych pomiędzy programem przepływowym i strukturalnym. Do rozwiązania problemu strukturalnego użyte zostało sprawdzone podejście modalne (projekty EU – TAURUS, UNSI). Zespół dysponował doświadczeniem w użyciu oprogramowania do analiz przepływowych RANS (ang. Reynolds Averaged Navier Stokes) opracowanego w DLR (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt), system TAU-Code. W zakresie obliczeń strukturalnych zostało użyte oprogramowanie własne (MF3 – program do obliczeń strukturalnych dedykowany do zagadnień aerosprężystych opracowany w ramach projektu TAURUS). Jako narzędzia służące do wymiany danych oraz deformacji siatki przepływowej bazującej na „analogii sprężynowej” wykorzystane zostały narzędzia opracowane wspólnie z EADS Niemcy.

Zadania badawcze w ramach punktu 3.1 dotyczyły budowy modeli przepływowych i strukturalnych dedykowanych do specyficznych warunków związanych z wymogami obliczeniowymi w projekcie. Dlatego w efekcie pracy w punkcie 3.1 powstał pełny model aerosprężysty demonstratora w różnych konfiguracjach masowych.

Opracowane modele numeryczne zweryfikowane zostały metodą prób rezonansowych demonstratora (podzadanie 3.2) i posłużyły do walidacji opracowywanej szybkiej metody identyfikacji tłumienia i postaci drgań, w różnych konfiguracjach masowo-sztywnościowych demonstratora (podzadania 2.5 i 3.3). Następnie modele te posłużyły do wyboru kilku konfiguracji demonstratora do badań w tunelu aerodynamicznym (podzadanie 4.1), w czasie których dokonywane były pomiary służące walidacji opracowanej metody (podzadanie 4.2) oraz dostrojeniu parametrów modelu numerycznego demonstratora (podzadanie 4.3).

Podzadanie 3.2 *Przygotowanie modelu fizycznego oraz weryfikacja numerycznych modeli metodą prób rezonansowych demonstratora.*

Wykonawca: Instytut Lotnictwa.

Podzadania związane: 2.1, 2.5, 3.1, 3.3, 4.1, 4.2.



Demonstratorem opracowywanej metody, jednocześnie modelem fizycznym używanym w projekcie, był tzw. model flatterowy samolotu I22-IRYDA (Rys 3). Jest to model wykonany

z zachowaniem podobieństwa geometrycznego oraz masowo-szywnościowego samolotu, służący do badania charakterystyk aerosprężystych samolotu w tunelu aerodynamicznym. Model ten zbudowany został ok. 20 lat temu w ramach programu polskiego samolotu szkolno-bojowego IRYDA. W początkowym etapie projektu model ten został wyremontowany, a elementy uszkodzone wymienione na nowe. Następnie model ten, jako demonstrator opracowanej metody, posłużył do weryfikacji numerycznego modelu aerosprężystego. Było to zrealizowane metodą naziemnych prób rezonansowych wykonanych w laboratorium prób rezonansowych Instytutu Lotnictwa przy pomocy dostępnej aparatury pomiarowej. Model był badany w różnych konfiguracjach masowo-szywnościowych, takich samych, w jakich budowane były modele numeryczne. Wyniki prób rezonansowych posłużyły do dostrojenia modeli numerycznych przy zerowej prędkości lotu w warunkach harmonicznego wymuszenia drgań.

Należy podkreślić, że badania modelu flutterowego samolotu w tunelu aerodynamicznym w pełni zastępują badania w locie rzeczywistego samolotu. Jest tak dzięki odwzorowywaniu w określonej skali właściwości aeroelastycznych samolotu przez model flutterowy. Zatem w projekcie model flutterowy zastąpił nam rzeczywisty samolot, co jest rozwiązaniem tańszym, bezpieczniejszym i prostszym pod względem organizacji eksperymentu.

Demonstrator metody jest modelem fizycznym, którego numeryczny model zbudowany został przez zespół Politechniki Poznańskiej (podzadanie 3.1). Po weryfikacji modeli numerycznych zostały one wykorzystane do obliczeniowej analizy reakcji dynamicznej demonstratora w zależności od rodzaju wymuszenia (podzadanie 3.3). Wyniki tych analiz posłużyły do walidacji opracowywanej metody w różnych konfiguracjach masowo-szywnościowych numerycznego modelu demonstratora (podzadanie 2.5), co pozwoliło na weryfikację teoretycznych założeń metody (podzadanie 2.1). Dały one również podstawę do wyboru konfiguracji demonstratora (podzadanie 4.1) do badań w tunelu aerodynamicznym (podzadanie 4.2).

Podzadanie 3.3 *Obliczeniowa analiza reakcji dynamicznej demonstratora w zależności od rodzaju wymuszenia.*

Wykonawca: Politechnika Poznańska.

Podzadania związane: 2.1, 2.3, 2.5, 3.1, 3.2, 4.1, 4.2, 4.3.

Zbudowane modele numeryczne demonstratora w różnych konfiguracjach masowo-szywnościowych zostały dostrojone w oparciu o wyniki naziemnych prób rezonansowych czyli w warunkach zerowej prędkości lotu i harmonicznego wzbudzenia drgań. Została zatem zweryfikowana zgodność siatki strukturalnej z modelem fizycznym. W tym etapie obliczana była reakcja dynamiczna demonstratora przy różnych prędkościach lotu i różnych warunkach wymuszenia (harmoniczne, impulsowe, stochastyczne). Wymagało to zastosowania analizy aerosprężystej i zapewnienia prawidłowej wymiany danych pomiędzy programem przepływowym i strukturalnym. Jako narzędzia służące do wymiany danych oraz deformacji siatki przepływowej bazującej na „analogii sprężynowej” wykorzystano narzędzia opracowane wspólnie z EADS.

Wyniki tego etapu posłużyły do walidacji opracowywanej metody w różnych konfiguracjach masowo-szywnościowych demonstratora metody (podzadanie 2.5), do której wykorzystano kompleksowe oprogramowanie do szybkiej analizy danych pomiarowych (podzadanie 2.3), co pozwoliło potwierdzić założenia teoretyczne metody (podzadanie 2.1). Opracowane modele numeryczne demonstratora (podzadanie 3.1), zweryfikowane metodą naziemnych prób rezonansowych (podzadanie 3.2) wraz z wynikami analiz zrealizowanych w bieżącym podzadaniu i wynikami podzadania 2.5, posłużyły do wyboru konfiguracji demonstratora (podzadanie 4.1) do badań w tunelu aerodynamicznym (podzadanie 4.2). W oparciu o te badania numeryczne modele zostały poddane walidacji (podzadanie 4.3).

ZADANIE NR 4 OPRACOWANIE DEMONSTRATORA METODY

Podzadanie 4.1 *Wybór konfiguracji demonstratora do eksperymentu.*

Wykonawca: Instytut Lotnictwa.

Podzadania związane: 2.5, 3.1, 3.2, 3.3, 4.2.

W tym etapie pracy podjęte zostały decyzje dotyczące konfiguracji demonstratora metody do badań w tunelu aerodynamicznym. Zrealizowane do tej pory prace dostarczyły zespołowi niezbędnych danych służących do określenia zakresów prędkości oraz konfiguracji masowo-szywnościowych, które przyjęte zostały do prób w tunelu.

Badania modelu flatterowego samolotu w tunelu aerodynamicznym w pełni zastępują badania w locie rzeczywistego samolotu. Jest tak dzięki odwzorowywaniu w określonej skali właściwości aeroelastycznych samolotu przez model flatterowy. Zatem w projekcie model flatterowy zastąpił nam rzeczywisty samolot, co jest rozwiązaniem tańszym, bezpieczniejszym i prostszym pod względem organizacji eksperymentu.

Wybór konfiguracji demonstratora do eksperymentu nastąpił na podstawie charakterystyk jego numerycznego modelu (podzadanie 3.1) zweryfikowanych metodą prób rezonansowych (podzadanie 3.2) i obliczonych dla różnych prędkości w różnych warunkach wzbudzenia drgań (podzadanie 3.3). Wyniki analiz wykonanych w drugim etapie opracowywanej metody (podzadanie 2.5) miały decydujący wpływ na wybór tych konfiguracji.

Podzadanie 4.2 *Wykonanie badań demonstratora w tunelu aerodynamicznym.*

Wykonawca: Instytut Lotnictwa.

Podzadania związane: 2.1, 2.2, 2.3, 3.1, 3.2, 3.3, 4.1, 4.3.

Model flatterowy samolotu I22-IRYDA, będący demonstratorem opracowywanej metody szybkiej estymacji właściwości aerosprężystych samolotu w czasie prób flatterowych w locie (podzadanie 3.2), zawieszony został w przestrzeni pomiarowej tunelu aerodynamicznego T3 Instytutu Lotnictwa. Badany był przy określonych prędkościach, w określonych konfiguracjach masowo-szywnościowych w różnych warunkach wzbudzenia drgań (podzadanie 4.1).

Był to trzeci, ostatni etap walidacji opracowywanej metody. W tym etapie walidacji metody wykorzystane zostało kompleksowe oprogramowanie do szybkiej analizy danych pomiarowych (podzadanie 2.3). Wyniki etapu pozwoliły potwierdzić założenia teoretyczne metody (podzadanie 2.1) i sprawdzić działanie szybkich algorytmów (podzadanie 2.2).

W czasie prób dokonywane były również pomiary służące dostrojeniu parametrów numerycznego modelu demonstratora (podzadanie 4.3).

Podzadanie 4.3 *Dostrojenie parametrów modelu numerycznego demonstratora.*

Wykonawca: Politechnika Poznańska.

Podzadania związane: 3.1, 3.3, 4.2.

Zadania wykonane w punkcie 4.3 ściśle związane są z technologią obliczeniową wykorzystywaną w punkcie 3.1. Problem dostrojenia modelu numerycznego dotyczy wszystkich etapów procesu modelowania.

W zakresie obliczeń przepływowych zastosowane zostały siatki przepływowe dla analiz nielepkich w celu szybkiej oceny działania procedury a następnie została przeprowadzona analiza RANS z zastosowaniem siatki lepkiej w celu lepszego dostrojenia modelu przepływowego. Dostrojenie modelu obejmowało również zastosowanie odpowiednich modeli turbulencji w programie przepływowym dla odwzorowania zjawisk zachodzących w przepływie i ich wpływu na model strukturalny.

W zakresie analiz strukturalnych zastosowano różne modele tłumienia jako etap dostrojenia modelu strukturalnego do danych eksperymentalnych, oraz zwiększona została liczba postaci

(modów) własnych w celu lepszego opisu odpowiedzi modelu strukturalnego. W zakresie wymiany danych i deformacji siatki przepływowej przeprowadzono kontrolę elementów w celu eliminacji błędów w kolejnych krokach analizy.

Modele numeryczne demonstratora powstały w wyniku prac przewidzianych w ramach podzadania 3.1 a ich reakcja dynamiczna na wymuszenia (impulsowe, harmoniczne i losowe) obliczona została w podzadaniu 3.3. Po dostrojeniu parametrów posłużyły one do walidacji opracowywanej metody szybkiej identyfikacji tłumienia i postaci drgań w czasie badań w tunelu aerodynamicznym (podzadanie 4.2).

Podzadanie 4.4 *Opracowanie dokumentacji demonstratora metody.*

Wykonawca: Instytut Lotnictwa.

Wykonana została kompletna dokumentacja zawierająca opis wszystkich czynności wykonanych w ramach niniejszego projektu. Dokumentacja zawiera dowody obliczeniowe wykonane z wykorzystaniem nowoczesnych narzędzi służących do analizy sprzężeń strukturalno-przepływowych, potwierdzone naziemnymi próbami rezonansowymi oraz próbami demonstratora w tunelu aerodynamicznym, które w tym projekcie zastępowały próby flutterowe rzeczywistego samolotu w locie. Zorganizowana została w Instytucie Lotnictwa konferencja, na której przedstawiono wszystkie zrealizowane w ramach projektu teoretyczne i doświadczalne prace badawcze. Prace te zostały opublikowane w szeroko rozpowszechnianym w kraju i za granicą wydawnictwie „Prace Instytutu Lotnictwa”, oraz prezentowane będą na konferencjach związanych z tematyką projektu.

ZADANIE NR 5 OPRACOWANIE KONCEPCJI WDROŻENIA SYSTEMU SZYBKIEJ IDENTYFIKACJI TŁUMIENIA I WIZUALIZACJI POSTACI DRGAŃ DO BADAŃ FLATTEROWYCH W LOCIE

Wykonawca: Instytut Lotnictwa.

W czasie trwania całego projektu śledzony był stan zapotrzebowania rynku na narzędzia, które będą ułatwiać próby flutterowe w locie, czynić je mniej kosztownymi i czasochłonnymi, przy jednoczesnym wzroście dokładności analiz i bezpieczeństwa realizacji prób.

Na podstawie tego w końcowej fazie projektu opracowana została koncepcja wdrożenia wyników badań zrealizowanych w projekcie, tak, by spełnione były potrzeby producentów lotniczych i wymagania aktualnie obowiązujących przepisów.

5. TRWAŁOŚĆ REZULTATÓW PROJEKTU

Okres trwałości projektu

Okres trwałości projektu – co wprost wynika z przepisów Unii Europejskiej dotyczących współfinansowania projektów z wykorzystaniem środków z funduszy strukturalnych - wynosi 5 lat od chwili jego zakończenia. W tym czasie realizowane będą cele projektu na poziomie oddziaływania, związane m.in. z promocją rezultatów, prowadzeniem badań flutterowych w locie dla polskich i zagranicznych przedsiębiorstw oraz rozwijaniem powstałej sieci współpracy.

Analiza trwałości instytucjonalnej

Projekt realizowany przez partnerstwo Instytutu Lotnictwa i Politechniki Poznańskiej charakteryzuje się trwałością instytucjonalną. Podmioty będące wykonawcami są ukształtowanymi jednostkami naukowymi, zorganizowanymi w nowoczesny sposób, pozwalający na dalszy rozwój prowadzonych projektów badawczych, rozwojowych oraz świadczonych komercyjnie

usług. Należy przewidywać, że wyniki projektu zostaną wdrożone do praktyki gospodarczej w skali krajowej oraz – w miarę rozwoju, również międzynarodowej. Podmiotem odpowiedzialnym za utrzymanie projektu i jego efektów w sferze organizacyjnej i finansowej będzie Partnerstwo. Realizacja niniejszego przedsięwzięcia powinna być zatem rozpatrywana również w aspekcie korzyści, jakie wynikną z przyszłych działań podejmowanych w oparciu o wyniki badań nad analizowanym projektem.

Wśród podstawowych cech trwałości instytucjonalnej można wymienić następujące elementy:

- Trwałość wynikająca ze statusu prawnego oraz systemu zarządzania jednostkami naukowymi.
- Innowacyjną ofertę, która swoim zaawansowaniem technologicznym znacząco przewyższa dostępne konkurencyjne produkty – szczególnie w dziedzinie certyfikacji.
- Rozwój rynku lotniczego i zasadność prowadzenia dalszych badań przez wykonawców projektu.

Analiza trwałości przedmiotowej

System stworzony w wyniku realizacji projektu jest odpowiedzią na oczekiwania krajowych i zagranicznych producentów samolotów. Można liczyć, że zainteresowanie wynikami projektu wykażą takie instytucje jak: Airbus France, Dassault Aviation z Francji, Bombardier z Kanady. Zaś z Polski:

- PZL Mielec,
- AERO Sp. z o.o.
- Margański & Mysłowski Zakłady Lotnicze z Bielska Białej.

Analiza trwałości finansowej

Ze względu na charakter projektu (projekt badawczo-rozwojowy), projekt po zakończeniu realizacji nie wymaga dodatkowego finansowania. Można zatem stwierdzić, że w okresie 5 lat od zakończenia realizacji projektu trwałość finansowa rezultatów jest zachowana.

6. PODSUMOWANIE

Projekt *Opracowanie metody szybkiej estymacji właściwości aerosprężystych samolotu w czasie prób flatterowych w locie* zrealizowany został zgodnie z harmonogramem rzeczowo-finansowym, tzn. w założonym we wniosku o finansowanie terminie oraz kosztach. Osiągnięto postawione cele – **opracowano metodę estymacji spełniającą oczekiwania producentów lotniczych i pilotów doświadczalnych** - spełniono założone wskaźniki produktu i rozliczono projekt.

Zgłoszono do opatentowania dwa wynalazki, które podlegać będą wdrożeniom i komercjalizacji.

Pierwszy, zgłoszony przez zespół z Politechniki Poznańskiej, nosi tytuł: „Sposób tworzenia niskowymiarowego modelu flatterowego samolotu zgodnego z obiektem rzeczywistym”. Przedmiotem wynalazku jest sposób tworzenia modelu flatterowego samolotu zgodnego z obiektem rzeczywistym, mający zastosowanie w procesie badań i certyfikacji prototypów samolotów.

Dzięki zastosowaniu sposobu według wynalazku uzyskano następujące efekty techniczno-ekonomiczne:

- możliwość prowadzenia badań flatterowych dla różnych konfiguracji samolotów z pominięciem eksperymentów w tunelu aerodynamicznym,

- możliwość przeprowadzenia badań, które w rzeczywistości doprowadziłyby do zniszczenia badanego obiektu,
- znaczne skrócenie czasu potrzebnego do estymacji właściwości aerosprężystych samolotu w locie,
- istotne obniżenie czasu i kosztów wdrażania nowych prototypów samolotów poprzez ograniczenie ilości testów w tunelu aerodynamicznym, w wyniku uprzedniego zidentyfikowania obszarów występowania flutteru.

Drugi wynalazek, zgłoszony przez zespół Instytutu Lotnictwa, nosi tytuł: „Sposób badania w locie swobody samolotu od flutteru”.

Realizowany za pomocą komputera sposób badania w locie swobody samolotu od flutteru, polegający na tym, że analizuje się drgania struktury samolotu na podstawie sygnałów wskazywanych przez czujniki drgań rozmieszczone na elementach struktury samolotu. Obliczenia przeprowadza się w czasie rzeczywistym na podstawie bieżących danych pomiarowych z czujników, przy czym dla danych pomiarowych z poszczególnych czujników wyznacza się składowe postacie drgań określając dla każdej składowej postaci częstotliwość własną (f), współczynnik tłumienia (ζ), fazę (φ) i amplitudę (A) w oparciu o zasadę najmniejszej sumy kwadratów błędów sygnałów czasowych, a istotność postaci drgań ocenia się poprzez odjęcie od sygnału drgań tej postaci drgań i obliczenie wartości spadku resztowej sumy kwadratów.

Ten wynalazek zgłoszony został do ochrony w krajach Unii Europejskiej.

Przygotowano wniosek w ramach konkursu nr 1/2011 w Poddziałaniu 1.3.2 PO IG o finansowanie projektu *Nabywanie praw ochrony własności przemysłowej metody szybkiej estymacji właściwości aerosprężystych samolotu w czasie prób flutterowych w locie*. Celem projektu jest uzyskanie ochrony patentowej w wybranych krajach europejskich, USA i Kanadzie oraz wdrożenie do praktyki gospodarczej wynalazku, którego przedmiotem jest opracowana w omawianym projekcie metoda. Uzyskanie ochrony patentowej na wynalazek jest niezbędnym instrumentem do przeprowadzenia jego komercjalizacji.

Powołano do życia *Sieciowe Laboratorium Badań Flutterowych*, w skład którego weszli głównie wykonawcy projektu z Politechniki Poznańskiej i z Instytutu Lotnictwa. Zadaniem tego zespołu było zrealizowanie projektu, a w obecnej chwili, zapewnienie trwałości rezultatów projektu przez wymagane minimum 5 lat od daty jego zakończenia.

Instytut Lotnictwa wprowadził innowacyjny element zarządzania projektami pod nazwą „60+/30-”. Oznacza to, że jeżeli w projekcie uczestniczyli wykonawcy w wieku 60 i więcej lat, to towarzyszyli im wykonawcy w wieku poniżej 30 lat. Takie podejście ma zapewnić wymianę wiedzy i doświadczenia pomiędzy starszymi, doświadczonymi pracownikami Instytutu Lotnictwa a młodą kadrą. Jednocześnie program „60+/30-” ma zapobiec kumulacji wiedzy w gestii pojedynczych pracowników i naturalnemu znikaniu całych obszarów działalności Instytutu Lotnictwa.

7. LISTA DOKUMENTÓW PROJEKTU

1. Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 1/NET/2009 – Analiza aktualnych procedur badań flutterowych w locie
2. Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 2/NET/2009 – Wymagania przepisów budowy samolotów dotyczące bezpieczeństwa od flutteru
3. Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 1/NET/2010 – Szybka metoda identyfikacji tłumienia drgań na podstawie danych pomiarowych w różnych warunkach wymuszenia

4. Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 2/NET/2010 – Animacja rzeczywistych drgań struktury samolotu w locie
5. Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 3/NET/2010 – Szybka estymacja parametrów stanu dynamicznego struktury samolotu w czasie prób flutterowych w locie
6. Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 4/NET/2010 – Przedstawienie istniejącego stanu wiedzy na temat zastosowania funkcji korelacji własnej do oceny tłumienia drgań.
7. Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 5/NET/2010 – Opracowanie kompleksowego algorytmu szybkiej analizy parametrów stanu dynamicznego samolotu w locie
8. Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 6/NET/2010 – Walidacja metody szybkiej analizy parametrów stanu dynamicznego samolotu
9. Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 7/NET/2010 – Walidacja metody szybkiej analizy parametrów stanu dynamicznego modelu fizycznego samolotu
10. Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 9/BU/2010 – Badania rezonansowe dynamicznie podobnego modelu samolotu
11. Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 11/BU/2010 – Uzupełniające badania właściwości drganiowych dynamicznie podobnego modelu samolotu
12. Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 12/BU/2010 – Przeliczanie wyników pomiarów rezonansowych modelu flutterowego samolotu I-22 IRYDA
13. Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 16/BU/2010 – Pomiar częstotliwości drgań rezonansowych dynamicznie podobnego modelu samolotu w wariantach masowych
14. Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 5/NET/2011 – Weryfikacja szybkości obliczeń parametrów stanu dynamicznego modelu dynamicznie podobnego samolotu w tunelu aerodynamicznym
15. Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 6/NET/2011 – Badania demonstratora metody w tunelu aerodynamicznym
16. Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 7/NET/2011 – Opracowanie metody szybkiej estymacji właściwości aerosprężystych samolotu w czasie prób flutterowych w locie – studium realizacji projektu.
17. Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 8/NET/2011 – Oprogramowanie akwizycji danych pomiarowych
18. Raport Zespołu Politechniki Poznańskiej z realizacji prac w ramach zadania 3 i 4 projektu „Opracowanie metody szybkiej estymacji właściwości aerosprężystych samolotu w czasie prób flutterowych w locie”.

ANTONI NIEPOKÓLCZYCKI

ELABORATION OF THE METHOD FOR QUICK ESTIMATION OF AEROELASTIC CHARACTERISTICS DURING IN-FLIGHT FLUTTER TESTS – CASE STUDY

Abstract

The title of this paper is also the title of the project that has been performed under the Operational Programme Innovative Economy 2007-2013. The paper presents the origin of the project, its aims, team, description of the project and its realisation. The summary presents the activities that have been already completed and those which will be undertaken in the future in order to implement the project results in the industrial practice.