

“Static and dynamic numerical analysis and experimental tests of aircraft structures”

Today's certification process of aircrafts depends on full scale static and dynamic tests of complete aircraft structures. The certification is very important part of the design process. During the certification, airframe of the plane is checked if it meets all the safety restrictions. Certification program consist as many test as it's necessary to prove structural limits before aircraft's first flight. For each load case of the flight envelope, separate test needs to be designed. That means that certification process consumes lots of time and money. If the airframe is destroyed below design limit it needs to be redesign and repaired which means higher costs and delays.

Recently, numerical analysis has been recognized as powerful tool for exact calculations of stresses and strains in airframes. FEM (finite element method) software is widely used during the design. The research question is as follows:: Is it possible to certificate aircraft or its parts by numerical simulation? With use of numerical simulation of full scale test (static or dynamic) certification process could be not as time and cost consuming as in case of experimental tests. Despite numerical analysis has limitations and cannot simulate every detail of the part and interactions between parts, is it possible to use it as direct proof of compliance to the certificate specification regulations. The aims of this study were to compare numerical analysis results with the data from experimental tests.

In this study, three different types of aircraft structures were analyzed: wing structure of very light aircraft, complete airframe of target drone and complete airframe of light business jet. All three of them differs by materials used for its build and by flight conditions (speed, load factors, altitude of flight). They has been selected to answer the research question for wide range of airframe types. For all structures external loads has been calculated. Numerical models has been created and analyzed. Structures has been tested for the same load cases as in numerical analysis. Full scale tests were designed and performed. Specimen, the aircraft, was loaded mechanically to its design load to check structural's behavior. Data has been collected and compared with results from numerical analysis.

The results showed that numerical analysis cannot be directly used for certification process of airframe structures. However it can be used as support tool for investigation of less demanding load cases. Limitations in simulation of different factors like contact between parts, so called “human factor” (during the manufacturing or design process) cause large differences between both results. Data from experimental tests can be used for validation of FEM model. Corrected FEM models lead to better results for next analysis.

The results of the analysis help develop hybrid certification process where most demanding load cases are checked via experiment and other load cases are analyzed by numerical simulation. This “hybrid certification” is more and more popular since it shortens time of developing of new aircraft type. With improvement of simulation methods, calculation power of the computers and increased knowledge and experience this process will lead to “virtual certification”

„Analiza numeryczna i doświadczalna problemów statyki i dynamiki cienkościennych struktur lotniczych”

Celem pracy była ocena przydatności metod obliczeniowych do przeprowadzenia analiz dowodowych struktur statków powietrznych oraz ocena możliwości zastąpienia części prób dowodowych, przed wydaniem zezwolenia na lot, obliczeniami numerycznymi.

Próby statyczne prototypów samolotów to bardzo istotny element procesu projektowania statku powietrznego. Podczas prób udowadnia się wytrzymałość całej konstrukcji założoną podczas projektowania – udowadnia się, że konstrukcja jest bezpieczna i nie ulegnie zniszczeniu w trakcie lotu.

W pracy przedstawiono proces przygotowania prób statycznych oraz wyniki prób dla wybranych przykładów struktur lotniczych metalowych i kompozytowych. Wyniki prób porównano z obliczeniami numerycznymi.

Ze względu na skrócenie czasu od rozpoczęcia procesu projektowania do oddania do użytku nowego samolotu, obserwuje się dążenie do zastąpienia prób doświadczalnych próbami numerycznymi a w szczególnych przypadkach, ograniczenie prób doświadczalnych tylko do dowodów wytrzymałościowych krytycznych elementów konstrukcyjnych. Takie podejście pozwala na zastąpienie mniej ważnych zespołów lub ich fragmentów elementami zastępczymi i badania najbardziej obciążonych fragmentów. Możliwe jest również badanie struktur we fragmentach, co pozwala ograniczyć przestrzeń laboratoryjną, koszt badań lub czas gdy próby realizowane są równolegle. Analizy numeryczne nabierają coraz większego znaczenia i nie ograniczają się tylko do pomocy podczas procesu projektowania. Koncepcja wykorzystania obliczeń numerycznych do udowadniania spełnienia wymagań przepisów jest względnie nowa z tego powodu brak jest certyfikowanych narzędzi albo metod (okólników doradczych tzw. „advisory circular” lub metod „dobrych praktyk” – „Best practice methods”). Dokumenty tego typu istnieją tylko jako wewnętrzne opracowania największych firm branży lotniczej.

W pracy podjęto próbę oceny przydatności numerycznych metod obliczeniowych do przeprowadzenia analiz dowodowych struktur statków powietrznych oraz ocena możliwości zastąpienia doświadczalnych prób dowodowych obliczeniami numerycznymi. Pracę zrealizowano dzieląc ją na 6 rozdziałów z których ostatni stanowią wnioski.

Rozdział pierwszy zawiera opis samolotów na podstawie których podjętą próbę wykazania tezy pracy. Analizy i porównania przeprowadzono na przykładzie metalowej struktury lekkiego samolotu sportowego oraz dwóch struktur wykonanych z materiałów kompozytowych: lekkiego samolotu odrzutowego klasy business jet oraz celu powietrznego.

Rozdział drugi poświęcony został na sformułowanie tezy i przedstawienie problemu badawczego.

W trzecim rozdziale zaprezentowano metody wyznaczania obciążeń zewnętrznych samolotów oraz zaprezentowano wyniki obliczeń obciążeń dla wybranych przypadków obciążeń w locie. Wyniki obliczeń wykorzystano w kolejnych rozdziałach jako obciążenia do obliczeń metodami numerycznymi i obciążenia realizowane w statycznej próbie wytrzymałościowej.

Kolejny, czwarty rozdział, zawiera opis budowy modeli numerycznych omawianych struktur oraz wyniki obliczeń numerycznych dla przypadków obciążeń omówionych w poprzednim rozdziale. Modele dyskretne i obliczenia wykonano w oprogramowaniu MSC.Patran/Nastran. W przypadku samolotu osza zaprezentowano możliwość analiz różnych wariantów konstrukcji z wykorzystaniem oprogramowania opartego o metody MES. Przedstawiono wyniki obliczeń dla samolotu z usterzeniem motylkowym i klasycznym.

Piąty rozdział przedstawia sposób realizacji doświadczalnych prób wytrzymałościowych dla każdej z przedstawionych struktur. Projekt układów obciążających wykonano w programowaniu Siemens NX. Badania zrealizowano z wykorzystaniem systemu MTS Aero. Zaprezentowano wyniki badań w postaci ugięć struktur lub poziomów naprężeń w wybranych punktach.

W szóstym rozdziale opisano wyniki obliczeń drgań własnych samolotów oraz porównano otrzymane wielkości z doświadczalnymi badaniami rezonansowymi wykonanymi w laboratorium Wydziału Mechatroniki i Lotnictwa WAT.

Doświadczalne próby dowodowe wykonuje się dla ostatecznego potwierdzenia zgodności przyjętych założeń i rozwiązań konstrukcyjnych z wymaganiami stawianymi przez przepisy certyfikacyjne. Mają na celu zapewnienie o bezpieczeństwie konstrukcji podczas jej użytkowania. Wykorzystywanie materiałów kompozytowych powoduje konieczność uwzględnienia również dodatkowych warunków dotyczących rozrzutu wytrzymałości materiału. Zgodnie z przepisami certyfikacyjnymi (Certificate Specifications) wszystkie statki powietrzne wymagają certyfikacji by być użytkowane. Nawet w przypadku statków powietrznych rejestrowanych jako „Specjalne” wymaga się spełnienia wszystkich krytycznych, z punktu widzenia bezpieczeństwa, wymagań przepisów. Zgodnie z przepisami zgodność z wymaganiami może być dowodzona na drodze prób lub obliczeń bazujących na wynikach poprzednich prób (np. CS23.21 – Proof of Compliance). Należy przy tym pamiętać, że próby wytrzymałościowe nie są jedynymi testami wymaganymi w procesie certyfikacji. Spełnienie niektórych wymagań przepisów wymusza badania próbek materiałów użytych do budowy, prób funkcjonalnych mechanizmów, zespołów i podzespołów, budowy platform testowych, prób integracji i współdziałania systemów.