

STRESZCZENIE ROZPRAWY DOKTORSKIEJ

Stany zaawansowanych deformacji kompozytowych lotniczych struktur cienkościennych w kontekście zastosowań wybranych wariantów usztywnień

Autor: mgr inż. Tomasz Lis

Promotor: dr hab. inż. Tomasz Kopecki, prof. PRz

Promotor pomocniczy: dr inż. Przemysław Mazurek

Słowa kluczowe: struktury cienkościenne, kompozyty, stateczność, stany pokrytyczne, numeryczne analizy nieliniowe, badania eksperymentalne

Przedmiotem rozważań zawartych w pracy były badania dotyczące stanów zaawansowanych deformacji kompozytowych lotniczych struktur cienkościennych prowadzone w kontekście zastosowań wybranych wariantów usztywnień pokrycia. Celem pracy było określenie wpływu wybranych rodzajów usztywnień pokrycia na właściwości mechaniczne struktury. Analizy oparto na dwóch kierunkach badań stanowiących podstawę rozwiązania zagadnienia nieliniowego: badaniach doświadczalnych oraz nieliniowych analizach numerycznych. Całość prac dotyczyła fragmentów cienkościennych kompozytowych struktur płatowca pozostających w charakterystycznych stanach obciążenia. Analizom poddano dwanaście różnych modeli, reprezentujących: elementy pokrycia cienkościennego, ustroje walcowe oraz fragmenty powierzchni nośnych. Badania eksperymentalne prowadzono na specjalnie zaprojektowanych stanowiskach, umożliwiających realizację zadanego sposobu obciążenia struktury oraz pomiar wybranych parametrów. W efekcie wyznaczano reprezentatywne ścieżki równowagi ustrojów. Dla docelowej wartości obciążenia dokonywano skanowania zdeformowanych powierzchni pokrycia skanerem optycznym ATOS. Wyniki badań eksperymentalnych stanowiły materiał pozwalający na uzyskanie informacji o rozkładach naprężenia w badanych powłokach, poprzez opracowanie efektywnych, adekwatnych modeli obliczeniowych w ujęciu metody elementów skończonych. Zadowalająca zgodność pomiędzy postaciami i wielkościami deformacji wyznaczonymi w trakcie badań eksperymentalnych i analiz numerycznych prowadzonych przy uwzględnieniu nieliniowości geometrycznej, pozwoliła uznać za wiarygodne uzyskane rozkłady naprężenia. Za podstawę wiarygodności przyjęto zasadę jednoznaczności rozwiązań, w myśl której określone stanowi deformacji odpowiadać może jeden i tylko jeden rozkład naprężenia. Na podstawie uzyskanych rozkładów naprężenia, przy uwzględnieniu masy i sztywności badanych ustrojów wykazano, że usztywnienia integralne pokrycia umożliwiają otrzymanie rozwiązania korzystnego pod względem właściwości mechanicznych struktury. Dowiedziono, iż zaproponowana w pracy koncepcja podziału pokrycia kompozytowego na szereg małych segmentów przyczynia się do znaczącego obniżenia gradientu i poziomu wyężenia.

Pracę zakończono przedstawiając wnioski końcowe oraz propozycje kierunków dalszych badań dotyczących stanów zaawansowanych deformacji cienkościennych kompozytowych struktur lotniczych.

PhD THESIS ABSTRACT

Advanced deformation states of composite airframe thin-walled structures in the context of selected stiffeners variants

Author: MSc Eng. Tomasz Lis

Supervisor: DSc PhD Eng. Tomasz Kopecki, prof. RUT

Assistant supervisor: PhD Eng. Przemysław Mazurek

Key words: thin-walled structures, composite, stability, post-critical states,
numerical non-linear analysis, experimental research

The subject of study were research related to advanced deformation states of composite airframe thin-walled structures in the context of selected stiffeners variants. The purpose of the study was to determine the influence of selected types of stiffeners on the mechanical properties of the structure. Analysis were based on two research directions: experimental research and nonlinear numerical analysis. The entire work was concerned on representative fragments of thin-wall composite structures of airframe that remain in characteristic load conditions. Twelve different models were submit for the analysis, including: thin-walled elements, cylindrical structures and lifting surfaces. Experimental researches were carried out on specially designed test stands that enabling realization the chosen method of structure loading and representative parameters measuring. As a result the representative equilibrium paths were determined. For the maximum load value scanning of the deformed coverage areas with the ATOS optical scanner was performed. The results of experimental research provided information about the stress distribution in the tested shells. This allow for developing effective and adequate computational models in the finite element method. The satisfactory compatibility between the forms and magnitude of deformations that were determined during the experimental research and numerical analysis has made the stress distribution as credible. The numerical analysis taking into account the geometric nonlinearities. The results of nonlinear analysis were approved based on the principle that one deformation state correspond to one stress state. Based on obtained stress distribution and taking into account the mass and stiffness of studied structures, it has been demonstrated that the integral stiffening of shell provides a solution which is advantageous in terms of mechanical properties of the structure. It has been proven that proposed concept of dividing composite shell into a number of small segments contributes to a significant reduction in gradient and level of stress.

The work was completed by presenting final conclusions and a proposal for further studies on the state of advanced thin-wall deformation of composite airframe structures.