

Numeryczne wspomaganie eksperymentu w analizie dynamiki wiatrakowca w sytuacjach ekstremalnych

Adam Dacko¹, Paweł Borkowski¹, Łukasz Lindstedt¹, Cezary Rzymkowski¹, Mirosław Rodzewicz¹

¹Institut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej, MEiL, Politechnika Warszawska

email: adam.dacko@meil.pw.edu.pl, pbork@meil.pw.edu.pl, czarek@meil.pw.edu.pl, luclin@meil.pw.edu.pl, miro@meil.pw.edu.pl

STRESZCZENIE: Zastosowanie awaryjnych Spadochronowych Systemów Ratunkowych (SSR) do statków powietrznych jest stosunkowo proste w lekkich płatowcach. Systemy takie są uzupełnieniem tradycyjnych, osobistych systemów spadochronowych załogi. Konieczne rozwiązania techniczne „spadochronu dla samolotu” komplikują się jednak znacznie w przypadku śmigłowców i wiatrakowców – ze względu na wirujące łopaty tworzące siłę nośną. W celu prawidłowego zadziałania spadochronowego systemu ratunkowego dla wiroplątów konieczne jest szybkie wyhamowanie wirnika w przypadku uruchomienia systemu spadochronowego. Prace eksperymentalne są tu naturalnie ograniczone względami bezpieczeństwa. Przeprowadzono badania zaproponowanych rozwiązań technicznych na stanowiskach testowych oraz przeprowadzono próby w locie na modelach latających sterowanych radiowo (modele o średnicy wirnika blisko 3 m). Naturalnym uzupełnieniem są symulacje numeryczne, przeprowadzone metodą elementów skończonych (MES) programem MSC.NASTRAN oraz metodą dynamiki układów wieloczołonowych (DUW) programem MADYMO. Przeprowadzono symulacje uruchomienia SSR, awaryjnego hamowania wirnika, pracy sprężystego podwozia przy twardym lądowaniu oraz biomechaniczne skutki tych wydarzeń na załogę.

SŁOWA KLUCZOWE: dynamika, symulacja, spadochronowy system ratunkowy, wiropląt, wiatrakowiec

1. Zakres prac projektu

Projekt BEWIR „System bezpieczeństwa lekkich wiroplątów” dotyczy skonstruowania i przebadania spadochronowego systemu ratunkowego (SSR) przeznaczonego do niewielkich wiroplątów. Projekt wykonywany jest etapowo w dwóch równoległych ścieżkach – ścieżce eksperymentalno-pomiarowej oraz w ścieżce symulacyjnej (analityczno-numerycznej).

Najbardziej spektakularna jest część doświadczalna, zawiera ona bowiem próby w locie [1]. Ze względów bezpieczeństwa próby w locie są podzielone na etapy, wymuszone lotniczymi regulacjami i przepisami, które dla obiektów ultralekkich (do 25 kg masy startowej) są najmniej restrykcyjne. W tym etapie wykorzystano SSR implementowany do latającego modelu wiroplątu MAGNI M16, sterowanego radiowo (skala 1:2.7) – rys.1.

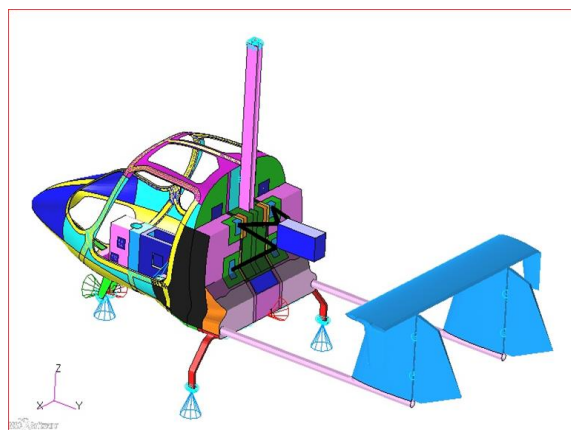


Rys. 1. Model RC ląduje na SSR

Następnym etapem testów SSR, już w rzeczywistej skali są aktualnie przygotowywane próby stanowiskowe oraz próby w locie na wiatrakowcu TOMKOLOT (skala rzeczywista, bezpilotowy, masa startowa poniżej 150kg). Jako spadochrony wykorzystano produkty firmy Galaxy [2]

2. Symulacje numeryczne MES

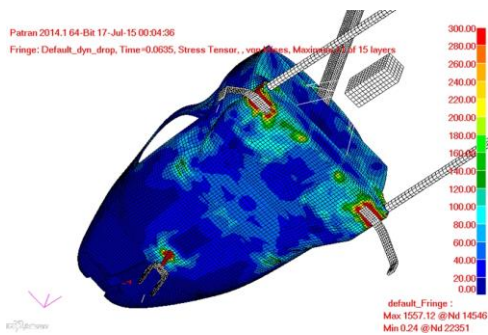
Podstawą numerycznych symulacji struktury wiatrakowca ZEN jest model MES (ok. 34000 elementów, 200000 dof). Struktura wykorzystuje głównie warstwowe materiały kompozytowe (38 materiałów o różnej strukturze, układzie i grubości). Nieliczne elementy wykonane były z duralu (rys.2).



Rys. 2. Model MES – strefy materiałów

2.1. Twarde lądowanie

Po standardowych testach statyki i drgań własnych przeprowadzono analizy stanów nieustalonych dynamiki obejmujące tzw. twarde lądowanie (symulacja zrzutu z wysokości 1 m). Przykładowy widok stref wyężenia w podłodze kadłuba, wokół elementów goleni głównych oraz podwozia przedniego przedstawia rys. 3.



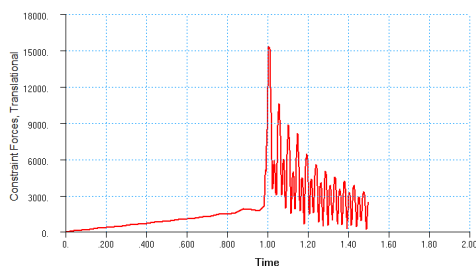
Rys. 3. Rozkład wytężenia materiału – zrzut z 1m.

2.2 Obciążenia od spadochronu

Przy obliczeniach dynamiki struktury w trakcie otwarcia głównego spadochronu SSR podstawowym zadaniem było określenie obciążeń od spadochronu, działających na strukturę wiatrakowca. Istotnymi parametrami tego obciążenia jest wartość maksymalna siły i czas jej narastania. Pewne szczegóły symulacji przedstawiono w pracy [3].

2.3 Hamowanie wirnika

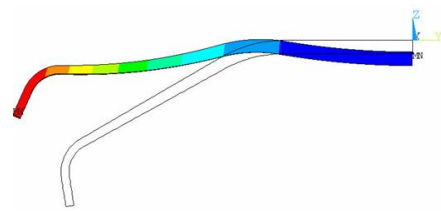
Bardzo istotnym elementem symulacji numerycznych była ocena działania awaryjnego systemu hamowania wirnika za pomocą spadochronów pomocniczych. Przypadek niesymetrycznego działania spadochronów hamujących wirnik (tylko jeden spadochron) wywoływał niesymetrię obciążenia, która wraz ze wzbudzonymi drganiami łopaty w płaszczyźnie wirowania wywoływała zmienną co do wartości i do kierunku siłę wypadkową, obciążającą maszt wirnikowca. Zmienność modułu tej siły w czasie ilustruje rys.4. Warto podkreślić, że dla takiego niesymetrycznego przypadku dochodzi do znaczącego (choć lokalnego) uplastycznienia duralowych łopat. Porównanie symulacji numerycznej z wielkościami wyznaczonymi w czasie prób dało bardzo dobrą zgodność charakterystyk czasowych [1].



Rys. 4. Zmienność obciążenia masztu wirnika (amplituda) przy niesymetrycznym hamowaniu (jeden spadochron).

2.4 Symulacja pracy głównych goleni sprężystych

W czasie przyziemienia wiatrakowca na spadochronie system ratunkowy ogromnym przeciążeniami ulegają golenie głównego podwozia. Dokonano symulacji i analizy pracy dla trzech różnych technologii wykonania takich goleni. Założono wariant konstrukcyjny, w którym elastyczna goleń podwozia głównego wykonana jest jako ciągła belka „od koła do koła” – w odróżnieniu od wariantu dzielonych goleni, widocznego na rys. 3. Ekstremalne obciążenia goleni podwozia doprowadzają do sytuacji, gdzie goleń podwozia niemalże się prostuje, a wiatrakowiec dochodzi podłoga kadłuba do podłoża. Rzeczywistą skalę deformacji przedstawia rys. 5.



Rys 5. Ugięcie goleni kompozytowej (skala rzeczywista).

3. Symulacje numeryczne DUW (Multibody)

Komplementarny model zbudowany w systemie DUW pozwolił na określenie efektów strukturalnych i biomechanicznych w tych zadaniach, w których MES nie jest optymalnym narzędziem.

Utworzony model DUW (rys. 6) składa się z 9 systemów brył sztywnych połączonych parami kinematycznymi. Ciekawym rozwiązaniem jest system wirnika, składający się z 63 brył w dwóch łańcuchach kinematycznych.

Zbadano obciążenia przenoszone na organizm pilota lub pasażera podczas kolizji z ziemią. Wybranymi wielkościami charakteryzującymi obciążenia manekinów FAA Hybrid III były przyspieszenie środka ciężkości głowy, parametr HIC oraz siła w odcinku lędźwiowym kręgosłupa.



Rys. 6. Model DUW – z manekinami FAA Hybrid III.

4. Podsumowanie

Wykonanie symulacji i analiz numerycznych pozwala na głębszą analizę wyników pomiarów doświadczalnych, na weryfikowanie pomiarów i wprowadza możliwość optymalizacji eksperymentu poprzez badanie wpływu istotnych parametrów na wyniki. Co istotne, w bardzo wielu symulacjach udało się uzyskać dobrą zgodność badań eksperymentalnych i wyników symulacji numerycznych.

Praca została wykonana w ramach projektu NCBiR, INNOTECH 3, BEWIR- „System bezpieczeństwa lekkich wiroplątów”, IN3/29/227736.

Literatura

- [1] Rodzewicz M., Grabowski T, Figat M., Głowacki D., Hajduk J., Szczepanik T., Experimental investigations into parachute rescue system for light gyrocopters, READ Conference, September 2016, Warsaw, Poland
- [2] <http://www.galaxysky.cz>
- [3] Dacko A., Rodzewicz M., Rzymkowski M., Numerical Analysis of the Structural Response of Light Gyrocopter Equipped With Parachute Rescue System, ASIDIC Conference, Sevilla, November 2015
- [4] Borkowski P., Dacko A., Rodzewicz M., Synthesis and structural analysis of high strength composite flexible landing gear legs, XIII Międzynarodowa Konferencja Naukowa „Computer Aided Engineering”, Polanica Zdrój, 22-25 czerwca 2016
- [5] Dacko A., Lindstedt Ł., Rodzewicz M., Rzymkowski M., Combined, multi-body and FEM approach, to assessing the impact of launch of rescue parachute in case of emergency landing gyroplane., 6th EASN Conference, Porto, Portugal, 18-21 October 2016