

XVI Konferencja Naukowo-Techniczna

TKI2022

TECHNIKI KOMPUTEROWE W INŻYNIERII

18–21 października 2022

Analiza optymalizacyjna prototypowego wirnika nośnego śmigłowca o zmiennym kącie skrzywienia łopaty

Ksenia Siadkowska

Katedra Termodynamiki, Mechaniki Płynów i Napędów Lotniczych, Politechnika Lubelska
email: k.siadkowska@pollub.pl

STRESZCZENIE: W pracy przedstawiono wybrane wyniki analizy numerycznej prototypowego wirnika nośnego śmigłowca o zmiennym geometrycznym kącie skrzywienia łopaty. Finalnie zmiana geometrii uzyskiwana będzie dzięki zastosowaniu w strukturze łopaty siłowników z pamięcią kształtu. Celem tego rozwiązania jest poprawa osiągnięć aerodynamicznych statków powietrznych w wybranych stanach lotu. Z tego względu niezbędne było wykonanie analizy CFD dla wybranych kątów skrzywienia łopaty i wyznaczenie charakterystyk w określonych warunkach. Na podstawie zrealizowanych analiz przeprowadzony został proces doboru bazowego skrzywienia geometrycznego łopaty prototypowego wirnika nośnego przeznaczonego do integracji z siłownikiem wykonanym w oparciu o stop z pamięcią kształtu.

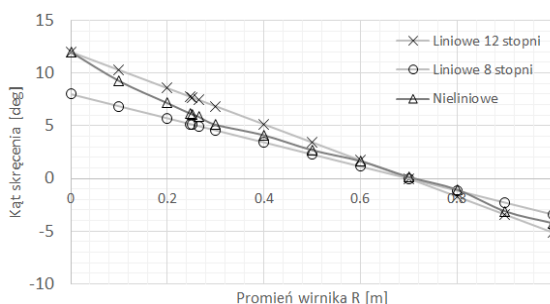
SŁOWA KLUCZOWE: wirnik, helikopter, CFD

1. Przedmiot i zakres

W niniejszej pracy przedstawiono wybrane wyniki analizy CFD dla trzech różnych skrzywień geometrycznych prototypowej łopaty wirnika nośnego śmigłowca o MTOW 150 kg oraz średnicy wirnika wynoszącej 2 m. Poprawa osiągnięć statków powietrznych może nastąpić między innymi wskutek modyfikacji jednostki napędowej, poprawę aerodynamiki czy też zmiany w samej konstrukcji i zastosowanych materiałach [1, 2]. Znane są liczne prace opisujące badania silników lotniczych [3-6] oraz symulacje CFD [7, 8] w lotnictwie. W niniejszej publikacji analizie poddano koncepcję modyfikacji geometrii łopaty z wykorzystaniem wbudowanych siłowników.

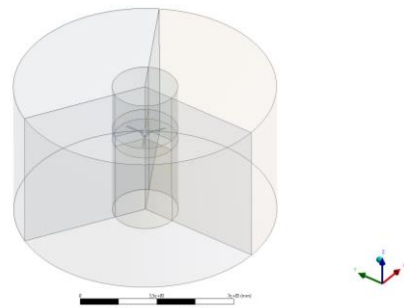
2. Metodologia i obiekt badań

Obiektem badań jest łopata wirnika nośnego śmigłowca. Proces optymalizacji rozpoczął się od uproszczenia geometrii modelu CAD łopat wirnika zgodnie z wymaganiami CFD. Trzy geometrie skrzywienia zostały opracowane na podstawie krzywych liniowych, będących wynikiem symulacji MES. Na rysunku 1 przedstawiono funkcje skrzywienia analizowanych geometrii łopat.



Rys. 1. Funkcje skrzywienia badanych łopat

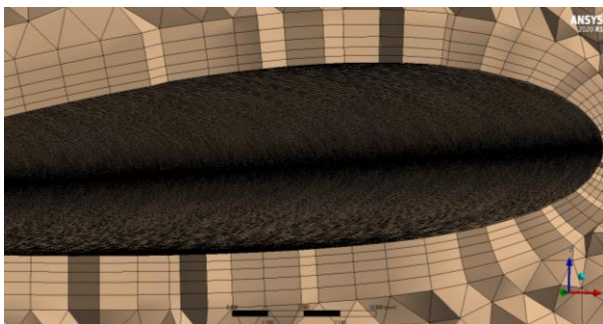
Modele łopat zostały zaimplementowane w środowisku Ansys Workbench. Dalsza edycja geometrii odbywała się w środowisku Design Modeler, gdzie zaprojektowano geometrię płynu otaczającego wirnik. Wszystkie elementy piasty wirnika zostały zastąpione sztuczną strefą martwą. Proces ten nie wpływa znacząco na charakterystykę samego wirnika i stanowi standard przemysłowy w branży lotniczej umożliwiając wielokrotne ograniczenie skomplikowania modelu numerycznego, wielkości siatki obliczeniowej, a w związku z tym czasochłonności obliczeń. Domena obliczeniowa została wykonana na podstawie geometrii walca, a następnie została podzielona na dwie sekcje i łącznie 10 obszarów. Średnica całkowitego obszaru obliczeniowego wynosiła 12 metrów, strefa nad wirnikiem 2,5 metra, a strefa pod wirnikiem 4 metry. Wielkość domeny została ustalona na podstawie wstępnych symulacji, których celem było wyznaczenie obszaru wpływu wirów krawędziowych na generowaną na wirniku siłę nośną, w szczególności przy niskich wartościach kąta natarcia łopat.



Rys. 2. Widok domeny obliczeniowej wraz z sekcjami podziału na poszczególne strefy

Podział na sekcje i mniejsze domeny obliczeniowe umożliwił wykonanie siatki obliczeniowej w oparciu

o elementy tetragonalne w bezpośrednim otoczeniu wirnika nośnego. Tego typu siatka wykazuje znaczącą przewagę w kształtowaniu przepływów turbulentnych, jednak wiąże się z wzrostem liczby elementów siatki obliczeniowej względem siatki strukturalnej. W pozostałych strefach domeny wykonano siatkę strukturalną w oparciu o elementy heksagonalne. Wielkość siatki obliczeniowej wynosiła blisko 15 milionów elementów. Na rysunku 3 przedstawiono widok na warstwę przyścienną łopaty w domenie obliczeniowej.

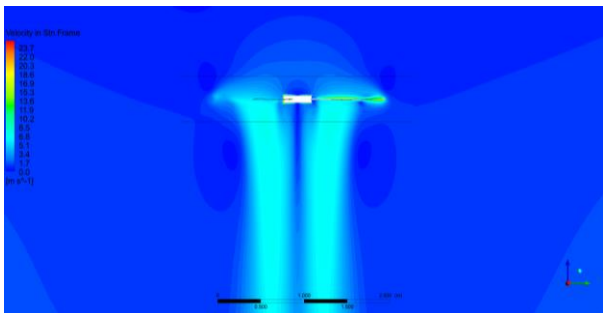


Rys. 3. Przekrój poprzeczny domeny obliczeniowej dla łopaty wirnika

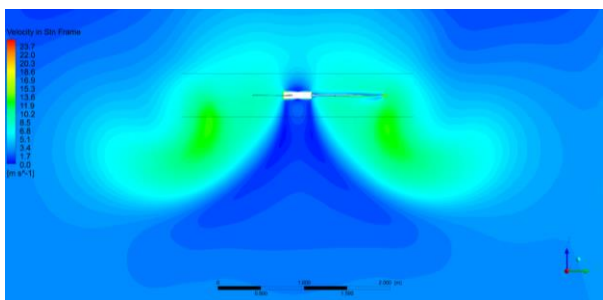
Zakres badań obejmował analizę aerodynamiczną trzech geometrii łopat, tj. skręcenie geometryczne liniowe 12° i 8° oraz skręcenie geometryczne nieliniowe zgodnie z przedstawionymi wcześniej funkcjami.

3. Modelowanie numeryczne

Poniżej przedstawiono wybrane wyniki symulacji obejmujące rozkład prędkości (rys. 4-5). Analizie poddano także rozkład wirowości w otoczeniu badanych wirników i rozkłady ciśnienia statycznego na górnej i dolnej powierzchni łopaty.



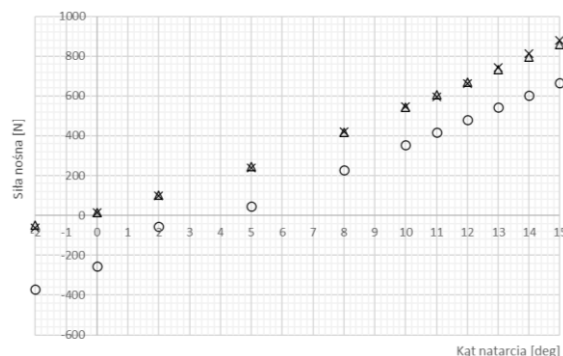
Rys. 4. Rozkład prędkości dla 1520 obr/min i kąta natarcia 0° dla skręcenia łopaty 12°



Rys. 5. Rozkład prędkości dla 1520 obr/min i kąta natarcia 0° dla skręcenia łopaty 8°

4. Analiza i wyniki

W wyniku zrealizowanych symulacji wyznaczono porównawcze charakterystyki aerodynamiczne dla trzech modeli łopat w zakresie kątów natarcia od -2° do 15° . Wyznaczono przebieg generowanej siły nośnej na wirniku (rys. 6) oraz przebieg momentu obrotowego.



Rys. 6. Przebieg generowanej siły nośnej na wirniku dla trzech modeli łopat

5. Podsumowanie

Na podstawie zrealizowanych analiz przeprowadzony został proces doboru bazowego skręcenia geometrycznego łopaty prototypowego wirnika nośnego przeznaczonego do integracji z silownikiem ze stopu z pamięcią kształtu.

Główne wnioski:

- dla łopaty wirnika nośnego o skręceniu geometrycznym 8° najwcześniej występuje oderwanie przy prędkości obrotowej $n = 1520$ obr/min,
- łopata o nieliniowym skręceniu cechuje się najmniejszą pulsacją siły ciągu przy $n = 1520$ obr/min,
- łopaty wirnika nośnego o skręceniu geometrycznym 12° cechują się lepszymi własnościami w zawisie, mniejszą pulsacją siły oraz mniejszymi oporami profilowymi.

Praca została wykonana w ramach projektu LIDER/45/0177/L-9/17/NCBR/2018, finansowanego przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju – program LIDER IX.

Literatura

- Han D., Pastrakakis V., Barakos G. N., *Helicopter performance improvement by variable rotor speed and variable blade twist*, Aerospace Science and Technology, 54, 164-173, 2016.
- Raczynski R., Siadkowska K., *Numerical analysis issues in the evaluation of the helicopter's main rotor stability*, Journal of Physics: Conference Series, 1736, 2021.
- Sehra A. K., Whitlow W., *Propulsion and power for 21st century aviation*, Progress in Aerospace Sciences, 40, 199-235, 2004.
- Sobieszek A., Wojtas M., *Composite rotor blades tests essential before mounting on gyroplane*, Journal of KONES Powertrain and Transport, 23, 2016.
- Wendeker M., Siadkowska K., Magryta P., et al., *Optimal Diesel engine technology analysis matching the platform of the helicopter*, WASET International Journal, 8, 851-855, 2014.
- Grabowski Ł., Pietrykowski K., Karpiński P., *Charging process analysis of an opposed-piston two-stroke aircraft Diesel engine*, ITM Web of Conferences, 15, 03002, 2017.
- Królak C., Czyż Z., Siadkowska K., et al., *CFD investigation of the main rotor for an unmanned helicopter*, Journal of Physics: Conference Series, 1736, 2021.
- Tejero F., Doerffer P., Szulc O., *Aerodynamic analysis of potential use of flow control devices on helicopter rotor blades*, Journal of Physics: Conference Series, 530, 12067, 2014.