

PORÓWNANIE WYNIKÓW BADAŃ DOŚWIADCZALNYCH OBCIĄŻEŃ MODELU WIRNIKA NOŚNEGO ŚMIGŁOWCA Z WYNIKAMI SYMULACJI NUMERYCZNEJ PROGRAMU FLIGHTLAB

mgr inż. **Tadeusz CZECHYRA**
Instytut Lotnictwa
mgr inż. **Przemysław BIBIK**
prof. dr hab. inż. **Janusz NARKIEWICZ**
Politechnika Warszawska

Celem pracy było badanie wpływu zaburzeń kształtu profili łopat na obciążenia wirnika. Badania dotyczyły wirnika śmigłowca IS-2. W referacie porównano wyniki badań eksperymentalnych obciążeń modelu wirnika śmigłowca prowadzonych w Instytucie Lotnictwa z obliczeniami programem FLIGHTLAB przeprowadzonymi na Politechnice Warszawskiej.

WPROWADZENIE

Badania w tunelach aerodynamicznych statków powietrznych, ich elementów oraz ich modeli w zmniejszonej skali od początków lotnictwa stanowią podstawową metodę określania obciążeń aerodynamicznych. Modele badane są zarówno w trakcie procesu projektowania nowych konstrukcji, jak również w trakcie ich eksploatacji. Badania na zmniejszonych modelach, dają nie tylko możliwość obniżenia kosztów prób, ale również pozwalają przeprowadzić takie eksperymenty, których przeprowadzenie nie jest możliwe na pełnowymiarowym statku powietrznym. Od wielu lat badania eksperymentalne w tunelach aerodynamicznych stanowią podstawową metodę weryfikacji komputerowych modeli symulacyjny statków powietrznych.

Badania symulacyjne, w stosunku do badań eksperymentalnych, są mniej pracochłonne i pozwalają na dowolną liczbę analizowanych wariantów konstrukcji i stanów lotu. Można badać zachowanie statku powietrznego w sytuacjach trudnych do uzyskania także w tunelach aerodynamicznych. Ze względu jednak na uproszczenia przyjmowane przy tworzeniu modeli symulacyjnych, wymagają one zawsze przynajmniej wrywkowego porównania wyników z wynikami badań eksperymentalnych, co pozwala na identyfikację parametrów modelu.

W Instytucie Lotnictwa w Warszawie prowadzone były badania wpływu zaburzeń kształtu profili łopat wirnika na jego obciążenia.

Badania eksperymentalne modelu wirnika śmigłowca IS-2 przeprowadzono w tunelu aerodynamicznym Instytutu Lotnictwa. W Politechnice Warszawskiej opracowany został model symulacyjny badanego wirnika. Porównanie obu grup wyników pozwoliło na modyfikacje modelu obliczeniowego i uzyskanie wiarygodnego modelu symulacyjny wirnika nośnego.

MODEL WIRNIKA

Do badań w tunelu aerodynamicznym wirnik modelowany był z zachowaniem tej samej prędkości końców łopat dla modelu i rzeczywistego wirnika (kryterium Macha). Model wirnika wykorzystywany w badaniach jest przedstawiony na rysunku 1. Ze względu na wymiary przestrzeni pomiarowej tunelu przyjęto skalę modelu wirnika na 1:3,23. Parametry geometryczne, masowe i sztywnościowe rzeczywistego wirnika przeskalowano według przyjętego kryterium modelowania uzyskując model aeroelastycznie podobny do wirnika śmigłowca IS-2.



Rys. 1. Model wirnika wraz z jednostką pomiarowo-sterującą

Wirnik śmigłowca IS-2 jest wirnikiem trójłopatowym, przegubowym. Wirnik obraca się w kierunku przeciwnym do kierunku ruchu wskazówek zegara (patrząc od góry). Łopaty są zamocowane do wału wirnika przy pomocy trzech przegubów. W kolejności od osi wału w stronę łopaty są to przeguby wahań, odchyień i przekręceń. Przegub wahań jest przesunięty do przodu w kierunku obrotu wału względem linii równoległej do osi łopaty. Z tego względu, a także ze względu na miejsce zamocowania popychacza skoku łopat w stosunku do osi łopaty, występuje sprzężenie kinematyczne wahań i przekręceń łopat. W przegubie pionowym umieszczone są tłumiki odchyień.

Podstawowe dane modelu przedstawione zostały poniżej.

Skala modelu	1:3,23
Liczba łopat	3
Promień wirnika	1,161 [m]
Odległość przegubów od osi wału wirnika:	
Pozioomy	0,0294 [m]
Pionowy	0,0495 [m]
Osiowy	0,0836 [m]
Prędkość kątowna wirnika	163,6531 [rad/s]
Współczynnik sprzężenia wahań i przekręceń:	0,4019
Współczynnik tłumienia	
Odchyień	17,2686 [Nms/rad]
Konstrukcyjny kąt stożka	0 [°]
Przesunięcie przegubu poziomego do przodu	0,0022[m]
Szytywność układu sterowania	300[Nm/rad]

Skreślenie geometrycznie łopat wirnika jest liniowe wzdłuż długości łopat, końcówki łopat mają kształt trapezowy. W części łopaty o obrysie prostokątnym, kończącej się w odległości $r = 0,8R$ od osi wirnika, występuje profil ILHX4A1-12M, trapezowe końcówki kończą się profilem ILHX4A1-9M.

MODEL SYMULACYJNY

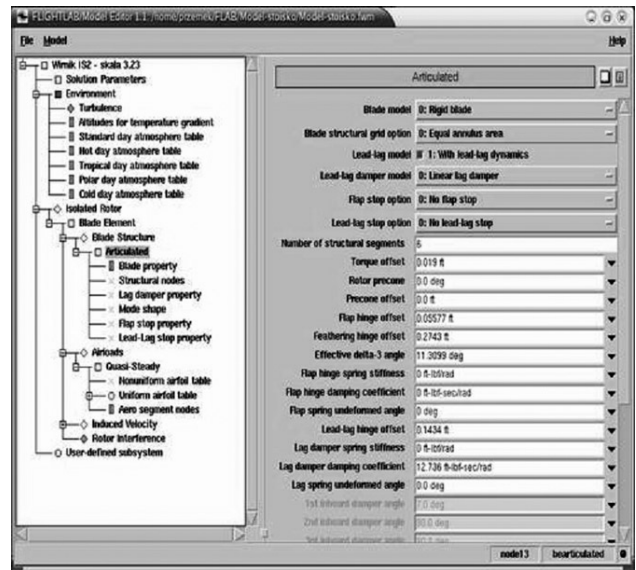
Do modelowania wirnika użyto programu FLME (Flightlab Model Editor) w oprogramowaniu FLIGHTLAB. W modelu obliczeniowym wykorzystano opcję wirnika izolowanego. Obliczenia przeprowadzone zostały metodą elementu łopaty.

Założono, że łopaty wirnika są nieodkształcalne. Własności masowe łopat przyjęto na podstawie danych pomiarowych otrzymanych z Instytutu Lotnictwa.

Obciążenia aerodynamiczne łopat obliczane były metodą pasową, dla zadanych aerodynamicznych statycznych charakterystyk profili uzyskanych w Instytucie Lotnictwa na podstawie obliczeń numerycznych. Założono jednorodny rozkład prędkości indukowanej wg Glauerta (metoda quasi-stacjonarna).

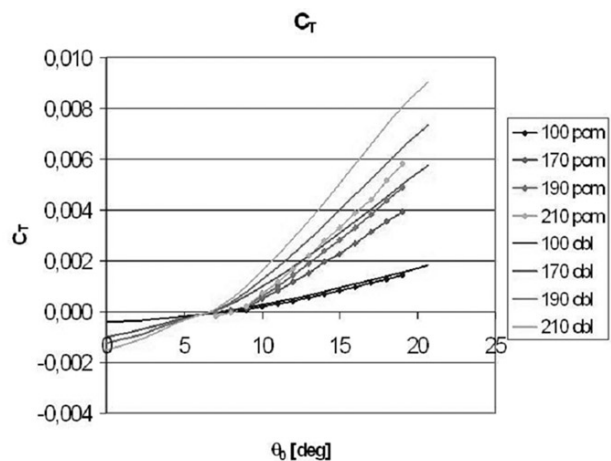
IDENTYFIKACJA MODELU WIRNIKA

W procesie identyfikacji współczynników modelu wykorzystane zostały wyniki badań eksperymentalnych oraz symulacji numerycznej.

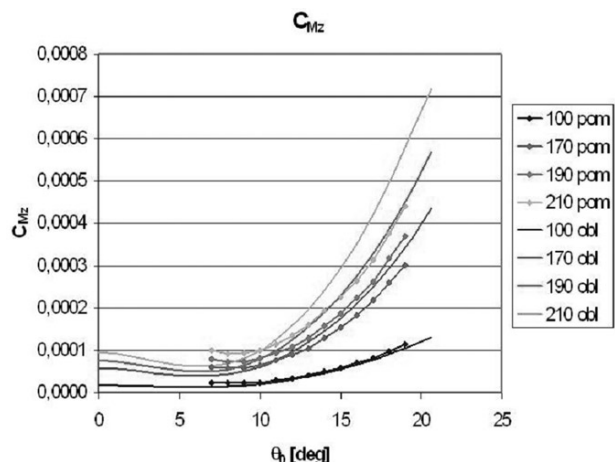


Rys. 2. Model symulacyjny wirnika nośnego śmigłowca, program FLME

W pierwszym etapie procesu porównano zależności współczynników ciągu i momentu obrotowego od kąta skoku ogólnego wirnika. Charakterystyki te wykonano dla kilku prędkości obrotowych wirnika (rys. 3, 4). Na prezentowanych wykresach linie ze znacznikami odnoszą się do wyników pomiarów tunelowych, a linie gładkie to wyniki symulacji numerycznej. Badania przeprowadzono dla czterech prędkości obrotowych wirnika, odpowiadających prędkościom końców łopat równym 100, 170, 190 i 210 m/s.

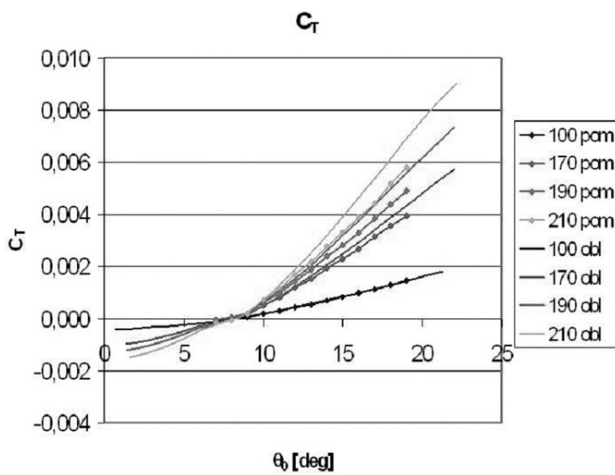


Rys. 3.

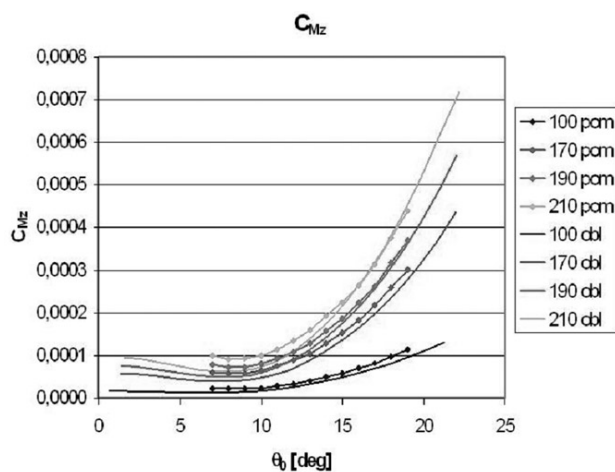


Rys. 4.

Pierwszym etapem identyfikacji modelu obliczeniowego było przesunięcie charakterystyk obliczeniowych o taką wartość kąta skoku ogólnego, przy której zerowe współczynniki ciągu obliczony i zmierzony pokryły się. Po wykonaniu tego przesunięcia otrzymano charakterystyki, jak na rysunku 5 i 6. Można zauważyć (rys. 5), iż wartości współczynnika ciągu uzyskane z obliczeń symulacyjnych są większe niż otrzymane eksperymentalnie. Różnice te zwiększają się ze wzrostem prędkości końców łopatek wirnika. Dla najmniejszej z badanych prędkości końców łopatek (100 m/s) przebiegi współczynnika ciągu pokrywają się. Im większa jest prędkość końców łopatek, tym większe różnice pojawiają się pomiędzy wynikami symulacji i badań doświadczalnych.



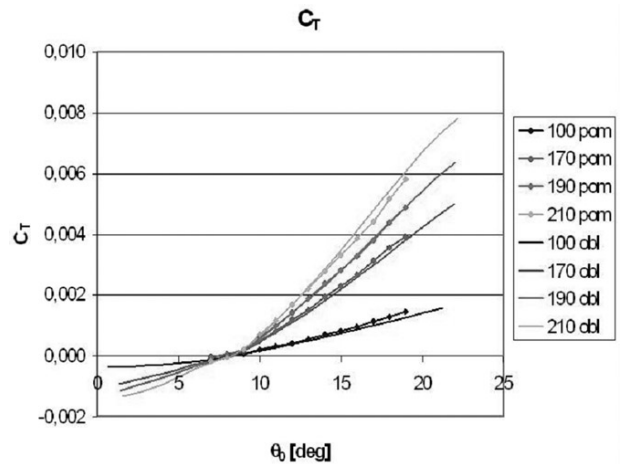
Rys. 5.



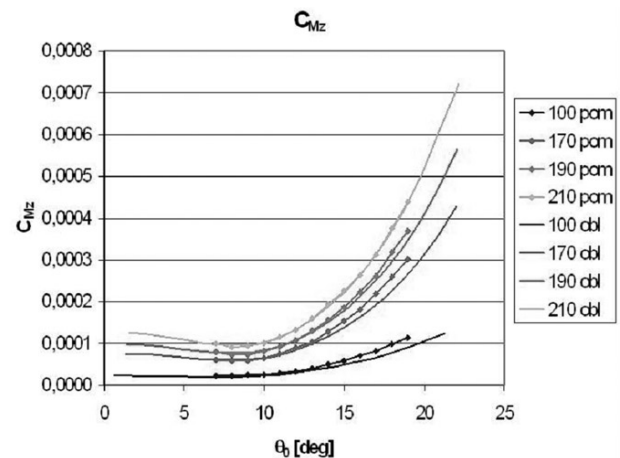
Rys. 6.

Kolejnym krokiem w procesie identyfikacji jest modyfikacja współczynników modelu obliczeniowego tak, aby uzyskać zgodność wyników symulacji i eksperymentu. Modyfikowano współczynniki aerodynamiczne łopatek tak, aby dla nominalnej prędkości końców łopatek, czyli 190 m/s, uzyskać takie same przebiegi współczynnika ciągu i momentu w funkcji skoku ogólnego łopatek. Aby obniżyć wartości współczynnika ciągu wirnika uzyskiwane z symulacji zmniejszono pochodną (nachylenie krzywej) współczynnika siły nośnej profili w funkcji kąta natarcia. Aby uzyskać lepszą zgodność przebiegów momentu oporowego zwiększono współczynniki oporu profili łopatek. Otrzymane w ten sposób charakterystyki przedstawione na rysunku 7 i 8.

Po wykonaniu omówionego powyżej procesu identyfikacji współczynników modelu, uzyskano zweryfikowany model symulacyjny wykorzystany do obliczeń charakterystyk wirnika nośnego śmigłowca, dla nominalnej prędkości obrotowej w locie poziomym.



Rys. 7.



Rys. 8.

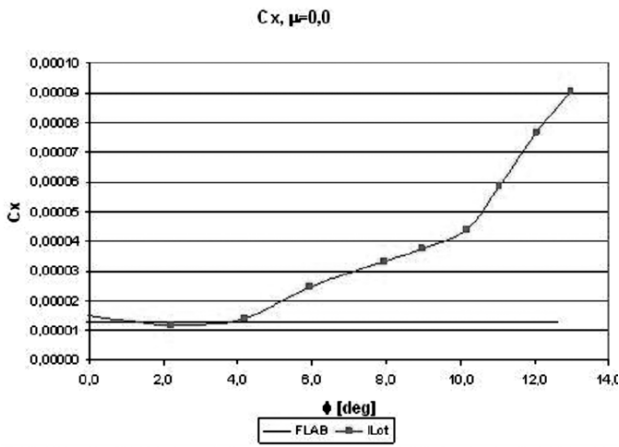
PRZEPROWADZONE BADANIA

Zweryfikowany model symulacyjny wirnika nośnego śmigłowca IS-2 zbudowany w programie FLIGHTLAB, został wykorzystany do badań porównawczych w dalszej części projektu.

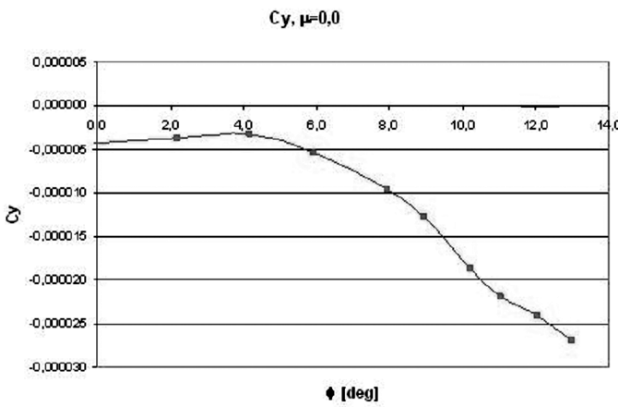
Przedmiotem badań tunelowych i symulacyjnych był zawis i lot poziomy dla prędkości lotu do 40 m/s. W badaniach tych wirnik był pochylony o 5° w kierunku napływu powietrza. Dla każdej prędkości napływu wykonano wykresy obciążeń wirnika w funkcji kąta skoku ogólnego w zakresie od 0 do 12° i zerowego sterowania okresowego.

Poniżej przedstawione są charakterystyki obciążeń wirnika nośnego wykonane w funkcji kąta skoku ogólnego, dla warunków zawisu i lotu z prędkością 35 m/s. Na wykresach linie gładkie prezentują wyniki symulacji numerycznej, a linie ze znacznikami wyniki badań eksperymentalnych.

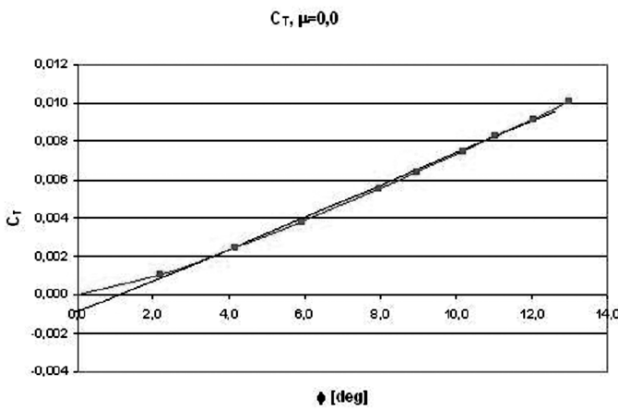
Charakterystyki w zawisie



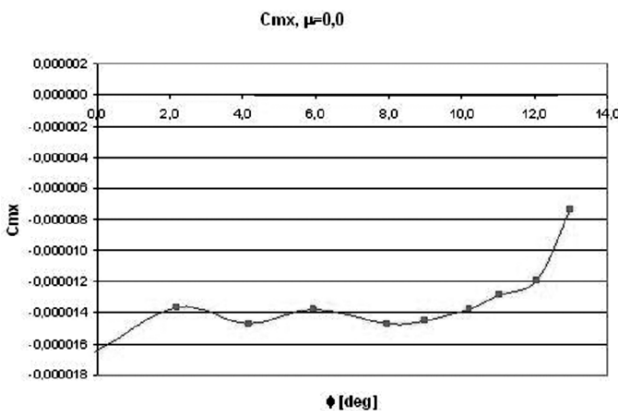
Rys. 9. Współczynnik siły podłużnej



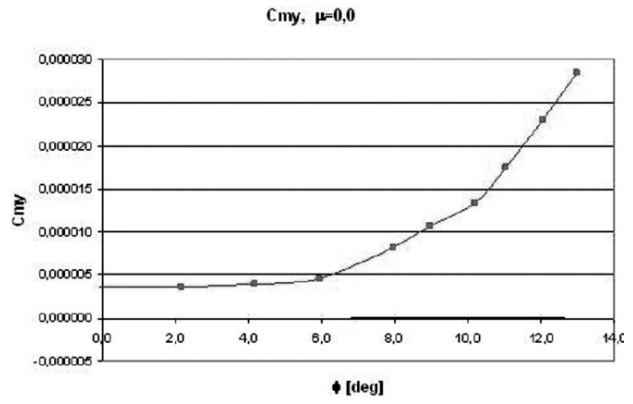
Rys. 10. Współczynnik siły poprzecznej



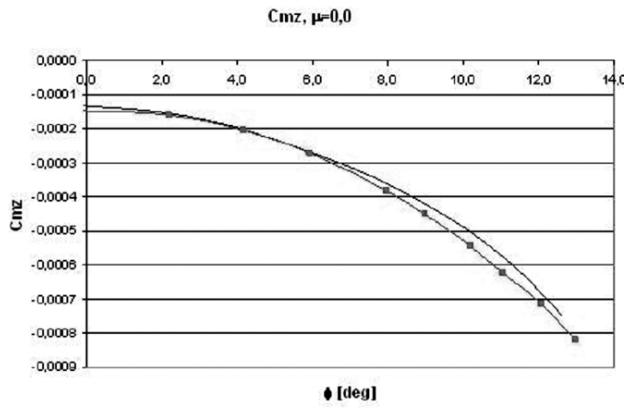
Rys. 11. Współczynnik siły ciągu



Rys. 12. Współczynnik momentu przechyłającego

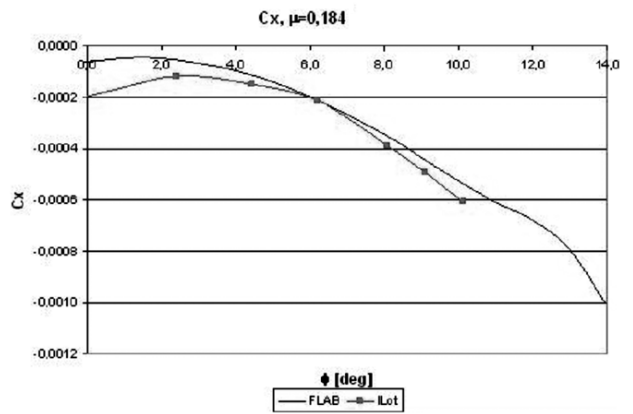


Rys. 13. Współczynnik momentu pochylającego

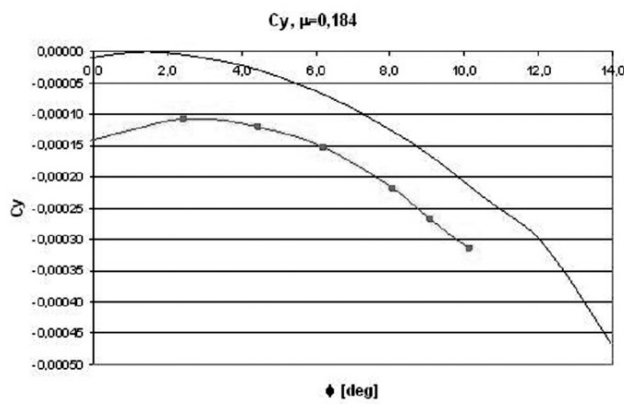


Rys. 14. Współczynnik momentu obrotowego

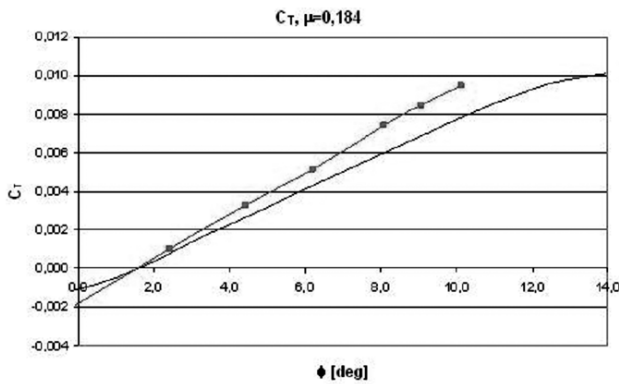
Charakterystyki w locie z prędkością 35m/s



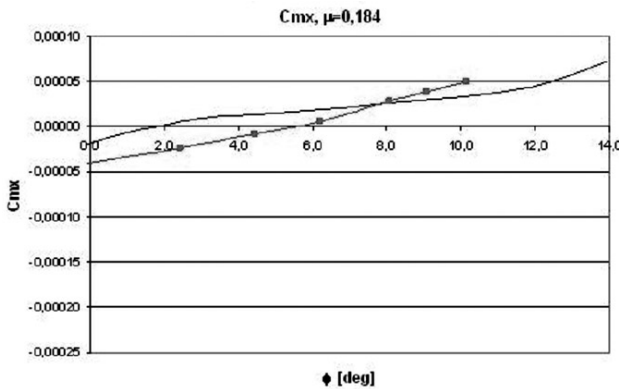
Rys. 15. Współczynnik siły podłużnej



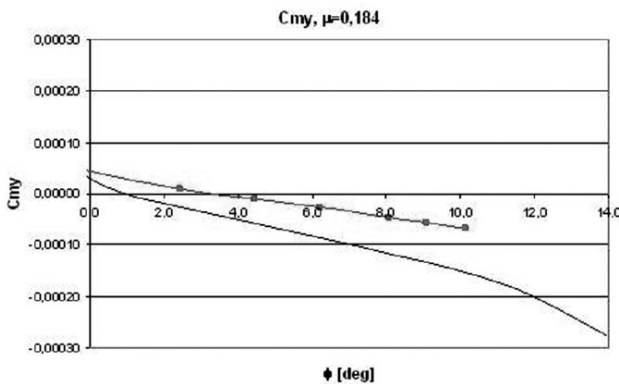
Rys. 16. Współczynnik siły poprzecznej



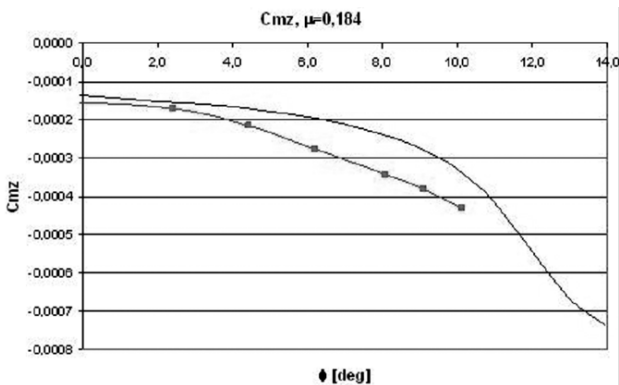
Rys. 17. Współczynnik siły ciągu



Rys. 18. Współczynnik momentu przechylającego



Rys. 19. Współczynnik momentu pochylającego



Rys. 20. Współczynnik momentu obrotowego

PODSUMOWANIE

Zaprezentowana metodologia identyfikacji współczynników modelu symulacyjnego na podstawie wyników badań eksperymentalnych pozwala na uzyskanie wiarygodnego narzędzia obliczeniowego.

Wyniki przeprowadzonych obliczeń wykazują dobrą zgodność z wynikami eksperymentu w zakresie głównych obciążeń wirnika – ciągu i momentu obrotowego wirnika. Poprawienie zgodności wyników wymagałoby zwiększenia stopnia szczegółowości modelu – np. wprowadzenia do modelu odkształcalnych łopat lub uwzględnienia innych rozkładów prędkości indukowanej.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Bibik P., Czechyra T., Narkiewicz J.: *Badanie wpływu zaburzeń kształtu powierzchni nośnych na osiągi statków powietrznych*. Sprawozdania z grantu.
- [2] Bibik P., Czechyra T., Narkiewicz J.: *Experimental and numerical investigation of the influence of airfoil disturbance on rotor performance*. Proceedings of 29th European Rotorcraft Forum, Friedrichshafen, wrzesień 2003.

T. Czechyra, P. Bibik, J. Narkiewicz

COMPARISON OF LOADS ON HELICOPTER ROTOR MODEL - EXPERIMENT VS FLIGHTLAB SIMULATION

Summary

The results of simulation using FLIGHTLAB with wind tunnel experimental results of the helicopter main rotor model are presented. First the method of identification of the parameters of simulation model is described. Next sample results are presented and commented.

Т. Чехыра, П. Биби́к, Я. Наркевич

СРАВНЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ НАГРУЗОК НА МОДЕЛИ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЁТА С РЕЗУЛЬТАТАМИ НУМЕРИЧЕСКОЙ СИММУЛЯЦИИ С ПОМОЩЬЮ ПРОГРАММЫ ФЛАЙТЛАБ

Резюме

Целью работы было исследование влияния искажений формы профиля лопастей на нагрузки несущего винта. Исследования проводились для винта вертолёта ИС-2. В докладе сравниваются результаты экспериментальных исследований нагрузок модели винта которые проводились в Институте Авиации, с расчётами проделанными с помощью программы Флайтлаб в Варшавском Политехническом Институте.