

Tomasz Łusiak <sup>1)</sup>

## MODELOWANIE ZJAWISKA INTERFERENCJI AERODYNAMICZNEJ OPŁYWU ŚMIGŁOWCA Z WYKORZYSTANIEM OPROGRAMOWANIA FLUENT

**Streszczenie:** W pracy przedstawiono jedną z metod modelowania zjawiska interferencji aerodynamicznych opływu śmigłowca przy wykorzystaniu oprogramowania FLUENT. Metodę opracowano na połączeniu rozwiązań równań Naviera i Stokesa z modelem modalnym obciążeń wirników i/lub powierzchni nośnych śmigłowca bazującym na metodzie Galerkina.

**Słowa kluczowe:** śmigłowiec, oprogramowanie Fluent, modelowanie.

### WSTĘP

Zjawisko interferencji aerodynamicznej zdefiniowane jest w pracy [2] jako zjawisko aerodynamicznego oddziaływania wzajemnie ciał znajdujących się we wspólnym opływie. Zjawisko interferencji aerodynamicznej występujące w lotach śmigłowców można ze względu na przyczyny generowania podzielić na dwa zasadnicze rodzaje, a mianowicie:

- interferencja przepływów i opływów generowanych przez wirnik nośny, śmigło ogonowe i przez stałe podzespoły nośne śmigłowca (dodatkowe skrzydła, stateczniki pionowe i poziome, elementy podwieszane,
- interferencja przepływów i opływów generowanych przez śmigłowiec, jako statek powietrzny, z opływami powierzchni brył, ścian, przeszkód w otoczeniu bliskim operującego śmigłowca, wywołanych, jako wtórne, przez oddziaływanie śmigłowca .

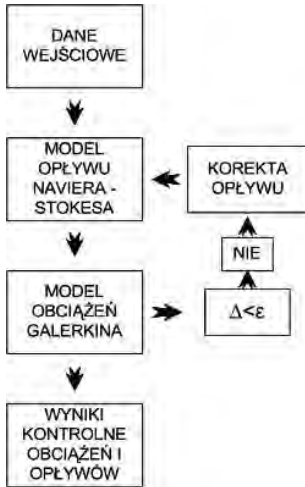
W celu rozwiązania problemu interferencji aerodynamicznej śmigłowca przyjęto model obliczeniowy do oceny pola opływu wokół śmigłowca oparty na rozwiązaniach równań ruchu płynu lepkiego. W modelu tym korzystano z rozwiązań równań Naviera i Stokesa, dzięki którym wyznacza się pole opływu wokół śmigłowca w turbulentnym opływie zaburzonym ośrodka, wprowadzając jedynie parametry geometryczne brył otoczenia (w tym i śmigłowca) oraz modele wirników, jako aktywne generatory skoku ciśnienia.

Metoda omawiana w pracy polega na obliczaniu pól opływów i rozwiązań równań nieliniowych Naviera i Stokesa, zrealizowanych w oprogramowaniu

---

<sup>1</sup> Politechnika Lubelska, Wydział Mechaniczny, Katedra Termodynamiki, Mechaniki Płynów i Napędów Lotniczych.

FLUENT [1], a następnie włączeniu ich, jako danych wejściowych, do modelu modalnego obciążeń wirników. Schemat algorytmu obliczeniowego przedstawiono na rys. 1. Zaletą metody jest możliwość wygenerowania zaburzeń opływu od obiektów znajdujących się blisko śmigłowca o dowolnych kształtach geometrycznych, również zaburzeń opływów w płaszczyźnie dowolnych generatorów (wirnika nośnego, śmigła ogonowego oraz skrzydła). Natomiast powiązanie zaburzenia opływów i sprzężone z nimi obciążenia tych generatorów stanowi o istocie problemu interferencji.



Rys. 1. Schemat blokowy rozwiązania zjawiska interferencji aerodynamicznej

W metodzie tej rozwiązanie procesu interferencji, przy założeniach rozwiązania opływu w najprostszych modelach – skoku ciśnienia na generatorach zaburzeń, można przeprowadzić jedynie w procesie iteracyjnym. Powiązanie modelu opływu Naviera i Stokesa (FLUENT) z modelem obciążeń (Galerkina) [4, 5], w tym przypadku, nie przebiega w czasie kroku obliczeń, ale po zakończeniu cyklu operacji na poszczególnych modelach. Mogą być rozwiązywane układy quasi-stacjonarne. Iteracja na ogół jest szybka, zwykle wystarcza drugie lub trzecie przybliżenie, przy zastosowaniu technik przyspieszania zbieżności rozwiązań. Nieocenioną wartością poznawczą daje możliwość oceny dowolnego wpływu zaburzeń, nawet o znacznej intensywności, na obciążenia śmigłowca, również wypadkowe decydujące o własnościach lotnych. Można, przy tych założeniach, szybko i z zadowalającą dokładnością rozwiązać problem interferencji.

## WYNIKI OBLICZEŃ SYMULACYJNYCH

Obliczenia symulacyjne przeprowadzono według zaproponowanej metody iteracyjnej bazującej na rozwiązaniu równań Naviera i Stokesa. Obliczenia numeryczne prowadzono dwuetapowo. Dla założonego rozkładu ciśnień na wirniku (w pierwszym przybliżeniu przyjmowano stały rozkład) wyznaczano, posługując

się oprogramowaniem FLUENT, opływ śmigłowca z uwzględnieniem obiektów w jego bliskim otoczeniu. Stąd wyznaczano pole prędkości przepływu przez płaszczyzną wirnika. Następnie wykorzystując oprogramowanie OBCWN do wyznaczania obciążeń wirnika (opracowane w Instytucie Lotnictwa i zmodyfikowane odpowiednio do potrzeb analizy interferencji aerodynamicznej [6]), przy tym wprowadzonym przepływie określano parametry obciążeń wirnika i nowy rozkład ciśnień na jego powierzchni. Nowy rozkład ciśnień wprowadzano, dla korekcji, do ponownego obliczania opływu śmigłowca oprogramowaniem FLUENT. Prowadzono proces iteracji aż do uzyskania zbieżności wynikowych wartości. W celu przyspieszenia procesu zbieżności, wprowadzano do następnej iteracji pole prędkości przepływu skorygowane wagowo z poprzedniej iteracji i z bieżących obliczeń (najczęściej przyjmowano średnią arytmetyczną obu pól). Dla łopaty o dużej elastyczności taki zabieg był konieczny ze względu na znaczną wrażliwość łopaty na zaburzenie i odpowiedź w postaci funkcji skręcenia łopaty. W rezultacie uzyskiwano zadowalającą zbieżność już w drugim lub trzecim kroku obliczeń.

Obliczenia obciążeń wirnika przeprowadzono dla zadanego pola przepływu obliczonego oprogramowaniem FLUENT. I dzięki sprzężeniu wyników z programu FLUENT z programem OBCWN służącym do wyznaczania obciążeń i odkształceń łopat wirnika nośnego, można było z powodzeniem analizować problem interferencji aerodynamicznej.

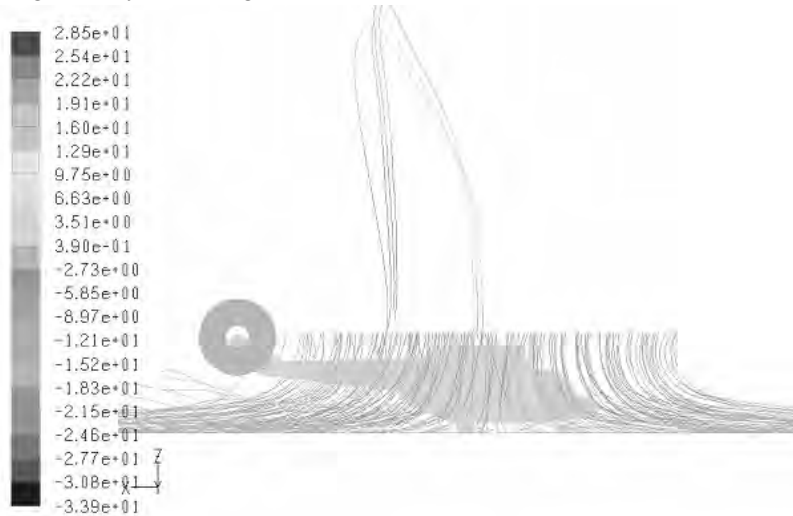
Program OBCWN pozwala na symulację obciążeń modelu wirnika śmigłowca o elastycznych łopatach i sprężystym ich zawieszeniu. Model wirnika nośnego utworzony jest przez łopaty wraz z ramionami głowicy. W modelu zastosowano analizę wielołopatową, umożliwiającą badanie nieidentycznych łopat. Dzięki temu możliwe jest badanie wirników z łopatami o różnych właściwościach masowo-sztywnościowych oraz aerodynamicznych. W metodzie modalnej (Galernika) postaci drgań własnych łopat są podstawą do wyznaczania ruchów odkształcalnych łopat, a łopatę odwzorowano jako strukturę dyskretną w formie osi sprężystej i segmentów mas skupionych.

Dla danej chwili czasu wyznaczane są parametry ruchu i obciążenia łopat znajdujących się na różnych azymutach tarczy wirnika. Po zsumowaniu oddziaływań od wszystkich łopat określone jest obciążenie wału wirnika dla tej chwili czasu. Za pomocą programu OBCWN wyznacza się: odkształcenia aeroelastyczne łopat, obciążenia aerodynamiczne pojedynczych łopat, wypadkowe obciążenia wirnika oraz całego układu śmigłowca.

Zastosowaną w tej pracy współpracę programów: FLUENT i OBCWN przedstawiono na schemacie (rys.1). W pierwszej kolejności formułowano warunki przeprowadzanej symulacji. Następnie przeprowadzono pierwsze rachunki za pomocą programu FLUENT dla zadanego skoku ciśnienia na wirniku. Uzyskana na tej drodze tablica rozkładu prędkości na powierzchni tarczy WN, stanowiła część danych wejściowych programu OBCWN, użytych do dalszych obliczeń. Dzięki temu możliwe było wyznaczenie parametrów obciążeń wirnika (takich jak obciążenia głowicy i łopat – rozkłady względem promienia i azymutu, a także obciążenia wypadko-

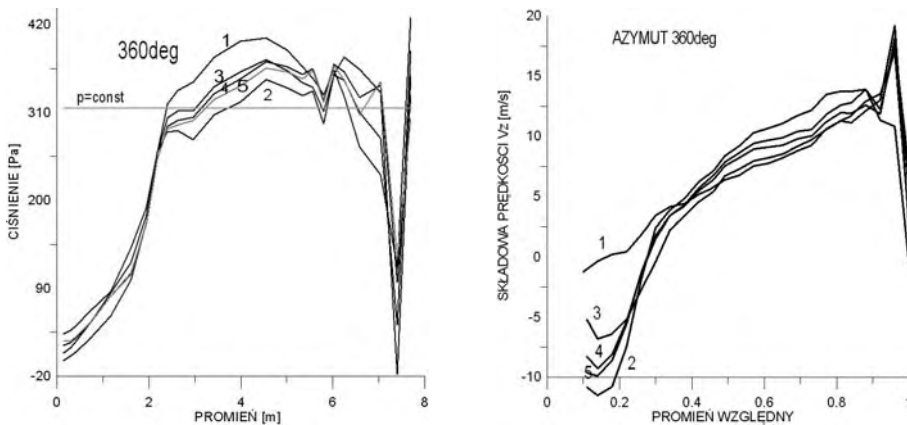
we wirnika) oraz nowe rozkłady ciśnień, które to ponownie wczytano do solwera FLUENT. Miało to na celu skorygowanie wyniku pierwszej kalkulacji. Czynności te można powtarzać kilkakrotnie (w zależności od żądanej dokładności obliczeń).

Do obliczeń przyjęto przykładowo niski zawis nad ziemią (rys. 2), bez uwzględnienia wpływu strumienia wiatru, na wysokości względnej w odniesieniu do średnicy wirnika  $h/D=0,23$ . Do analiz przyjmowano masę śmigłowca 6100 kg oraz dane geometryczne śmigłowca PZL Sokół.

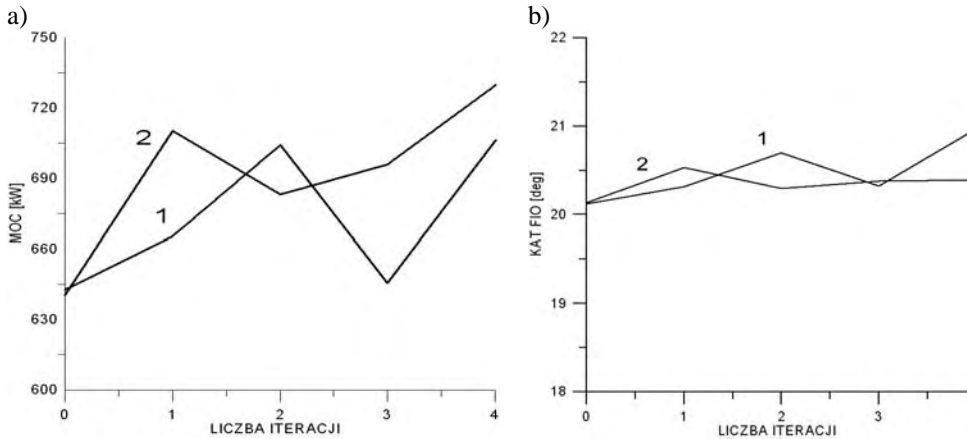


**Rys. 2.** Wyniki obliczeń - rozkład linii prądu podczas niskiego zawisu nad ziemią

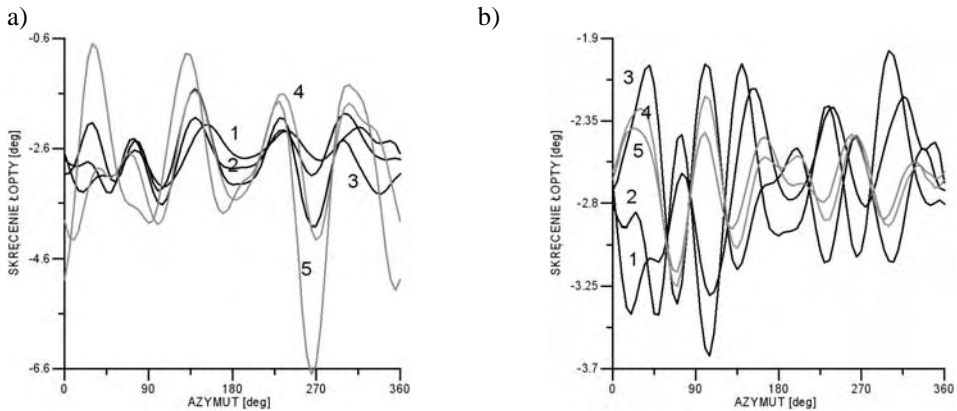
Na rys. 3 pokazano rozkład ciśnienia statycznego oraz składowej pionowej prędkości wzdłuż promienia łopaty tylko dla jednego azymutu –  $360^0$  z uwagi na prawie osiowo symetryczny opływ.



**Rys. 3.** Wyniki obliczeń - rozkład pola ciśnień i prędkości przepływu w kolejnych iteracjach, z uwzględnieniem uśredniania pola prędkości na wejściu do kolejnej iteracji

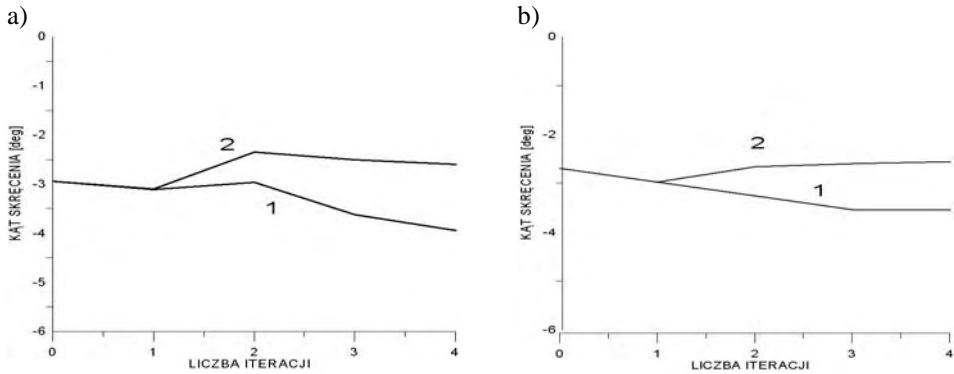


**Rys. 4.** Wyniki obliczeń: a - moc wypadkowa, b - kąt skoku ogólnego dla kolejnych iteracji; 1 – przed uśrednieniem, 2 – po uśrednieniu

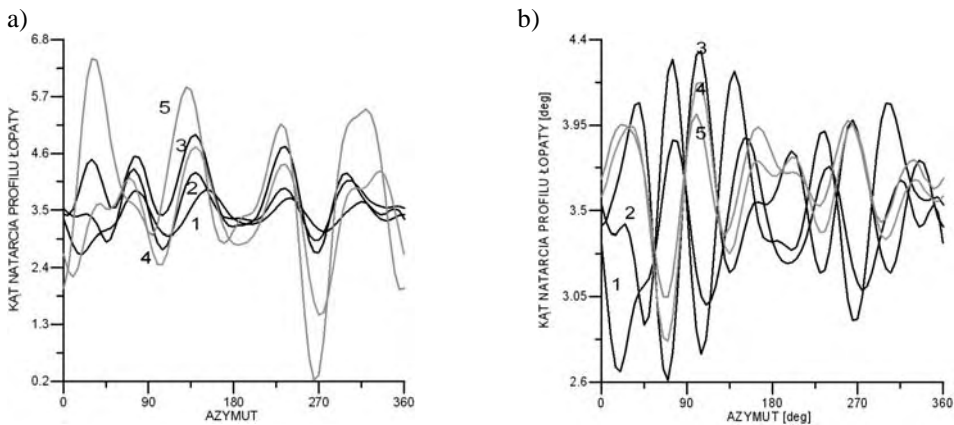


**Rys. 5.** Kąt skreńcenia końca łopaty w kolejnych iteracjach: a – przed uśrednieniem, b – po uśrednieniu

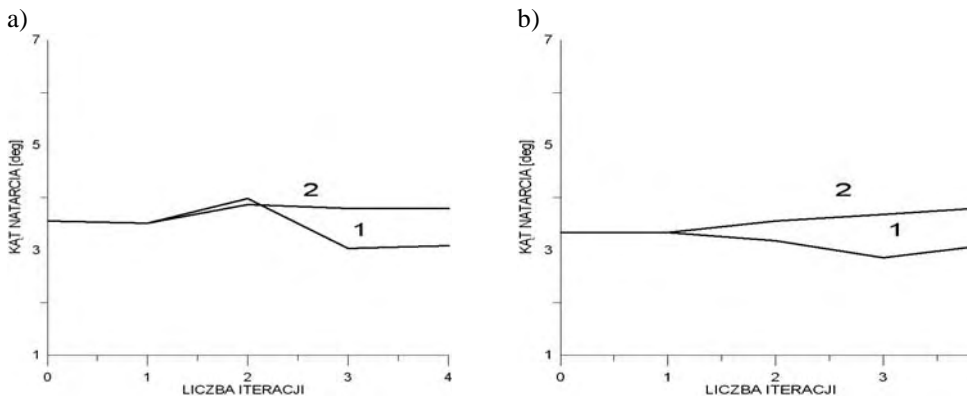
Wypadkowe parametry wirnika nośnego przedstawiono na rys. 4÷10. Poszczególne linie przedstawione na charakterystykach przedstawiają: linia 1 - dotyczy pola prędkości uzyskanej z podwójnej precyzji dla  $p=const$  (0 iteracja), linia 2 – dotyczy pola prędkości uzyskanego z podwójnej precyzji i po wykonaniu 1 iteracji ( $p \neq const$ ), linia 3 – dotyczy pola prędkości uzyskanego z pola prędkości po wykonaniu uśrednienia pół prędkości z 0 i 1 iteracji (pierwsze uśrednienie), linia 4 – dotyczy pola prędkości uzyskanego z pola prędkości po wykonaniu uśrednienia pół prędkości z 1 iteracji i pierwszego uśrednienia (drugie uśrednienie), linia 5 – dotyczy pola prędkości uzyskanego z pola prędkości po wykonaniu uśrednienia pół prędkości z pierwszego uśrednienia i drugiego uśrednienia, przy czym zilustrowano przebieg procesu iteracyjnego oraz skuteczność sposobu przyspieszenia jego zbieżności nazwanego „uśrednianiem”.



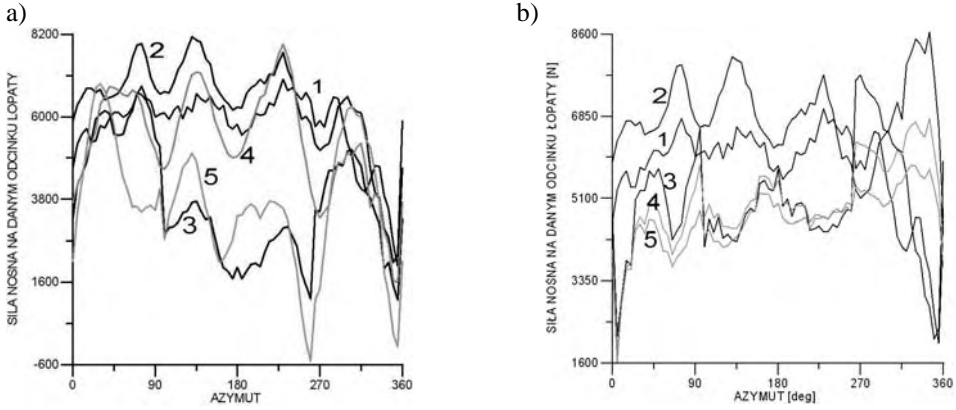
**Rys. 6.** Wyniki obliczeń - kąt skręcenia końca łopaty: 1 – przed uśrednieniem, 2 – po uśrednieniu, a - azymut 90deg, b – azymut 180deg



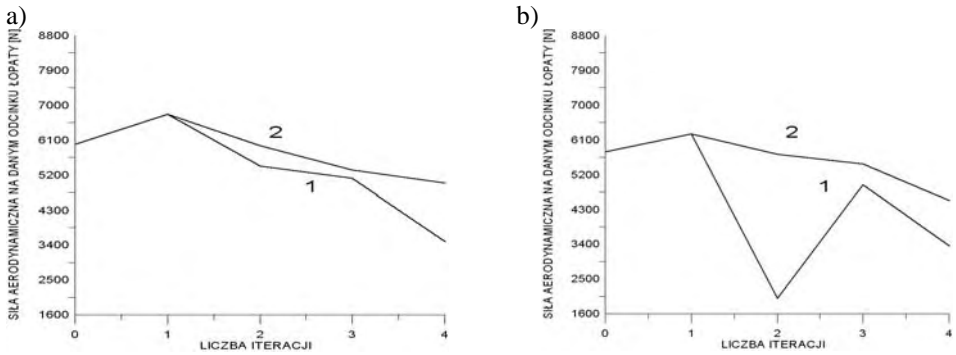
**Rys. 7.** Wyniki obliczeń - kąt natarcia profilu końca łopaty: a – przed uśrednieniem, b – po uśrednieniu



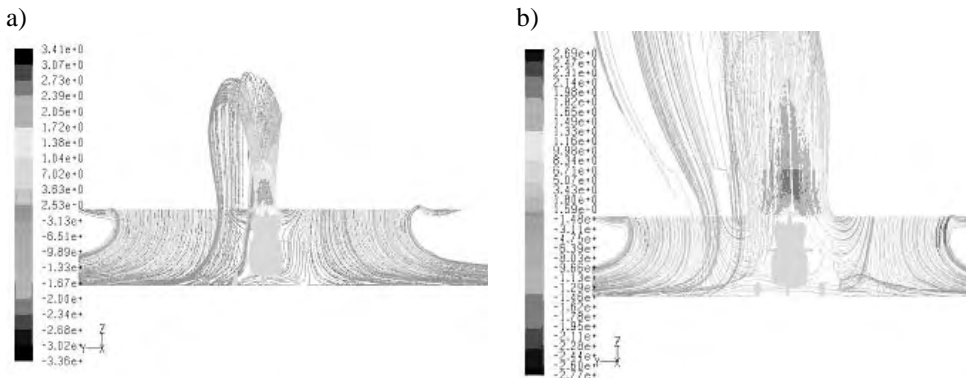
**Rys. 8.** Wyniki obliczeń - kąt natarcia profilu końca łopaty: 1 – przed uśrednieniem, 2 – po uśrednieniu; a - azymut 90deg, b – azymut 180deg



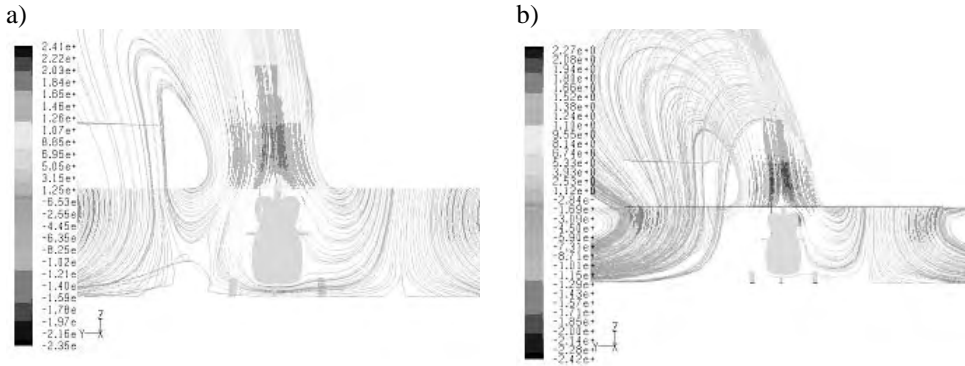
**Rys. 9.** Siła nośna na końcowym odcinku łopaty:  
a – przed uśrednieniem, b – po uśrednieniu



**Rys. 10.** Wyniki obliczeń - siła nośna na końcowym odcinku łopaty:  
1 – przed uśrednieniem, 2 – po uśrednieniu; a- azymut 90deg, b- azymut 180deg



**Rys. 11.** Rozkład linii prądu (składowa  $v_2$ ) podczas niskiego zawisu nad ziemią:  
a - dla stałego rozkładu ciśnienia na powierzchni tarczy wirnika nośnego,  
b – zmienny profil ciśnienia



**Rys. 12.** Wyniki obliczeń: rozkład linii prądu (składowa  $v_2$ ) podczas niskiego zawisu nad ziemią; a - dla pierwszej iteracji, b – dla drugiej iteracji

W procesie analizy ważna jest również obserwacja obrazu opływu a szczególnie linii prądu przedstawiona przykładowo na rys.11 i rys. 12.

## PODSUMOWANIE I WNIOSKI

W pracy przedstawiono proces iteracyjny, który wymagał przeanalizowania wektora stanu w kolejnych iteracjach. Oceniano deformacje łopatek, rozkłady obciążeń, obciążenia wypadkowe i zmiany pola przepływu przez wirnik. Przy kolejnych próbach przyspieszenia zbieżności procesu iteracyjnego wielokrotnie powtarzano te operacje. W formie wyciągu z tych analiz wyników (również wykorzystujących obserwację skutków zabiegów obliczeniowych na ekranie komputera), zamieszczono w pracy niejako „fotografię” wektora stanu poddawanego analizom i to dla jednego przypadku oraz pierwszych prób, kiedy proces iteracyjny był rozbieżny i po zastosowaniu algorytmu stabilizującego osiągnięto zbieżność procesu rozwiązania.

Zaprezentowana metoda może mieć zastosowanie w szczególnych przypadkach, kiedy interferencja aerodynamiczna może istotnie wpływać na obciążenia śmigłowca utrudniając jego sterowność, a nawet uniemożliwiając wykonanie założonej fazy lotu. Obecnie takie sytuacje mogą zaistnieć ze względu na intensywne użytkowanie śmigłowców w ekstremalnych warunkach, na przykład podczas akcji ratowniczych w miejskiej zabudowie, kiedy śmigłowiec może się znaleźć w bezpośredniej bliskości obiektów (budynków) o nietypowych kształtach geometrycznych. Zastosowane narzędzie badawcze pozwoliło na skuteczną analizę takich przypadków [3].



## PIŚMIENNICTWO

1. Instrukcja oprogramowania Fuent 6.3.
2. Iwańska J. Leksykon naukowo-techniczny. Wydawnictwa Naukowo - Techniczne, Warszawa, 1984.
3. Łusiak T., Dziubiński A., Szumański K.: Interference between helicopter and its surroundings, experimental and numerical analysis. TASK QURTAERLY 13, No 4, 379–392.
4. Mil M.L.: Wiertoloty t. 1 i 2, Moskwa 1966.
5. Szabelski K., Łusjanek W., Jancelewicz B.: Wstęp do konstrukcji śmigłowców. Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 2002.
6. Szumański K.: Model symulacyjny dynamiki wirnika śmigłowca w granicznych nieustalonych stanach lotu. Prace ILot., nr 89, 1982. 33-45.

## AERODYNAMIC INTERFERENCE HELICOPTER FLOW MODELLING USING FLUENT SOFTWARE

### Summary:

The paper describes the phenomenon of appearance of the aerodynamic interference of a helicopter. Presented are results of computations performed with the use of the FLUENT software, exerted on the simulation model of the helicopter rotor with allowance for blade deformation.

**Keywords:** helicopter, Fluent, modeling.