

# MOŻLIWOŚCI WYKORZYSTANIA PAKIETU FLUENT DO OBLICZEŃ AERODYNAMICZNYCH ŚMIGŁOWCÓW

dr hab. inż. **Janusz PIECHNA**  
dr inż. **Leszek RUDNIAK**  
Politechnika Warszawska

*W pracy przedstawiono możliwe do wykorzystania w obliczeniach aerodynamiki śmigłowców zaimplementowane w programie Fluent modele przepływu przez wirnik różniące się stopniem uproszczenia i obszarem zastosowań. Pokazano kilka przykładów obliczeń wykonanych przy pomocy uniwersalnego programu komercyjnego Fluent ilustrujących możliwości programu.*

## 1. WSTĘP

O ile opływy samolotów analizowane są od wielu lat i są dość dobrze poznane to opływy śmigłowców ze względu na ich skomplikowany i nieustalony charakter są nadal intensywnie badane, także w Polsce [3-8]. Opływy takich obiektów jak śmigłowce w locie, zawierających ruchomy układ wirujących łopat wirnika głównego i zwykle wirnika pomocniczego, wydają się być trudnym zagadnieniem obliczeniowym. W chwili obecnej istnieją możliwości numerycznych obliczeń takich przepływów wykorzystując kilka modeli wirnika śmigłowca różniących się stopniem uproszczeń.

Pakiet Fluent jest programem komercyjnym opracowanym do wszechstronnych obliczeń przepływów, zarówno wewnętrznych jak i zewnętrznych. Możliwości jego zastosowania w przypadku takich obiektów, jak śmigłowce są dość szerokie. Obejmują takie problemy aerodynamiczne związane z przepływami zewnętrznymi jak:

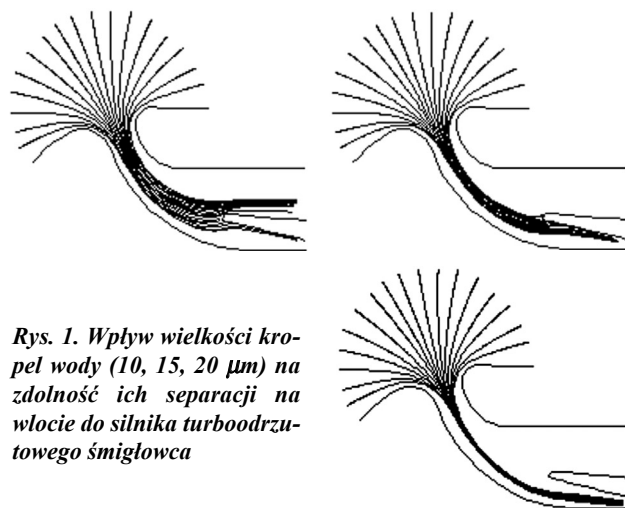
- opływy nieustalone łopat wirnika głównego i pomocniczego,
- współdziałanie opływu łopat z opływem wokół kadłuba,
- opływy wlotów do silników, wypływ z silników,
- przepływy w instalacjach NOTAR i wpływ strumienia wylotowego na przepływ wokół kadłuba i usterzeń,
- efekty występujące podczas lądowania w terenie płaskim i dachach budynków.

Program znajduje także zastosowanie w analizie przepływów wewnętrznych. Możliwe są analizy:

- efektów przepływowych w silnikach turbinowych:
- przepływów w komorach spalania,
- przepływów przez wieńce sprężarek i turbin,
- chłodzenia łopatek turbin,
- projektowanie dysz.

Możliwa jest także analiza nietypowych problemów jak:

- oblodzenia krawędzi łopat i wlotów silników [2],
- współdziałanie odrzucanych elementów (zbiorników, uzbrojenia) ze śmigłowcem,
- wentylacja i wyciszenie kabiny pilota i pasażerów.



**Rys. 1. Wpływ wielkości kropeł wody (10, 15, 20  $\mu\text{m}$ ) na zdolność ich separacji na wlocie do silnika turboodrzutowego śmigłowca**

Na rysunku 1 przedstawiono rozwiązanie jednego z problemów- zabezpieczenia wlotu do silnika turbinowego przed oblodzeniem. Z omawianych wcześniej problemów, jednym z trudniejszych, lecz bardzo interesującym i ważnym jest analiza przepływów przez układ ruchomych łopat wirników.

Przepływom przez układ wirujących łopatek oprócz głównych towarzyszy szereg dodatkowych zjawisk i problemów przepływowych.

Do głównych należą:

- opływ wokół łopatek,
- rozkłady ciśnień wokół łopatek,
- obliczenia wirów krawędziowych.

Dodatkowe zjawiska to:

- obliczenia pól prędkości i ciśnień wywołanych przez ruch rotacyjny łopatek,
- współdziałanie wirów krawędziowych z kolejnymi łopatkami podczas szybkiego obniżania lotu [3-8],
- wpływ strumienia zawirnikowego na ruch gazów wylotowych z silników urbinowych,
- wpływ strumienia zawirnikowego na opór aerodynamiczny kadłuba,
- wpływ efektu przyziemnego.

## 2. MODELE OPISUJĄCE PRZEPIŁY WY PRZEZ TARCZĘ WIRNIKA OFEROWANE PRZEZ PROGRAM FLUENT

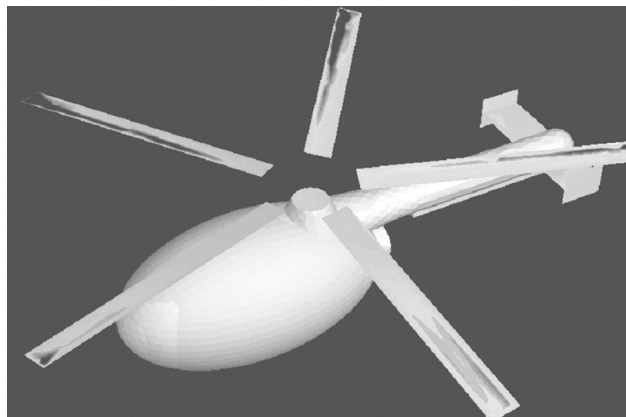
Najprostszym modelem przepływu przez tarczę wirnika jest model w którym wirnik traktuje się jako nieskończenie cienką tarczę na której zadaje się skok ciśnienia wywołany pracą łopatek. Analizuje się w ten sposób uśredniony w czasie efekt oddziaływania zestawu wirujących łopatek. Model wymaga znajomości charakterystyk przepływu przez tarczę wirnika. Wymagany jest związek pomiędzy przyrostem ciśnienia a prędkością przepływu. Dodatkowo istnieje możliwość dodania składowej obwodowej prędkości. Nie istnieje jednak szczegółowy związek pomiędzy lokalnym skokiem ciśnienia a lokalnym profilem łopaty, jej skruceniem, cięciwą itd. Nie zawsze daje się ustalić średni związek pomiędzy prędkością przepływu a skokiem ciśnienia.

Model jest prosty, obliczenia są szybkie lecz ograniczają się tylko do średnich efektów przepływu przez tarczę wirnika. Model może być stosowany do analizy fazy zawisu, ruchu pionowego i wolnego ruchu postępowego. Nie może być stosowany do analizy szybkiego lotu śmigłowca.

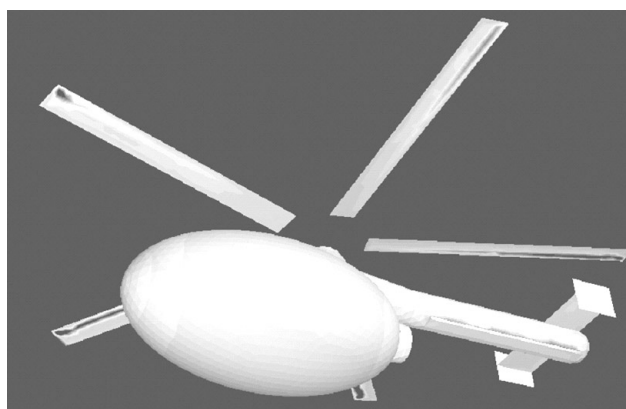
Bardziej skomplikowanym modelem jest model w którym stosuje się technikę ruchomego układu odniesienia (Single Reference Frame Model –SRFM).

W modelu tym definiuje się cylindryczną przestrzeń zawierającą poszczególne łopaty. Łopaty są opisane przez powierzchniową siatkę dyskretyzującą. Łopaty są nieruchome, natomiast ich wirowanie modelowane jest przez zastosowanie ruchomych źródeł.

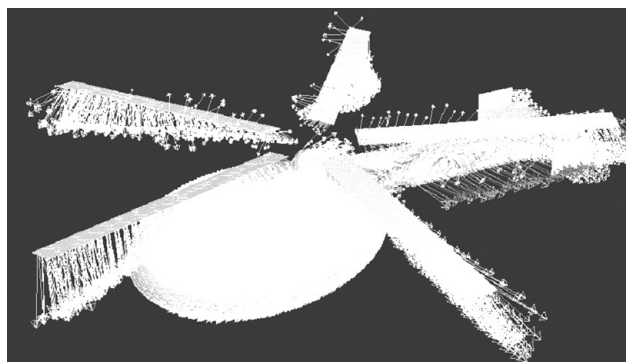
W modelu tym nie jest konieczna znajomość charakterystyk aerodynamicznych łopatek gdyż opływ wokół nich jest symulowany. Model jest szczególnie efektywny na etapie doboru kształtu łopatek. Model traci na dokładności przy asymetrycznym otoczeniu. Wymaga stosunkowo dużej liczby elementów siatki dyskretyzującej dla uchwycenia szczegółów kształtu łopatek.



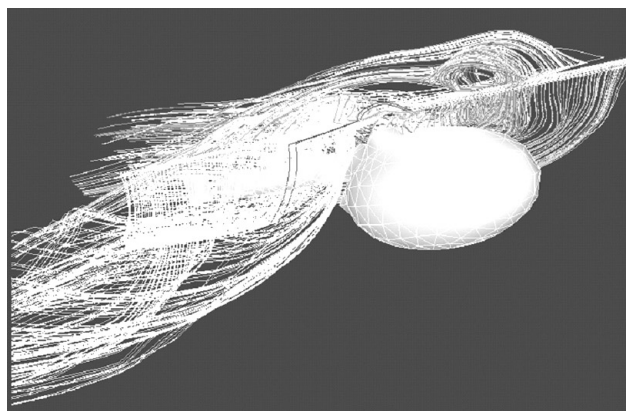
Rys. 2. Rozkład ciśnień na górnej powierzchni łopatek wirnika podczas wolnego lotu



Rys. 3. Rozkład ciśnień na spodniej powierzchni łopatek wirnika podczas wolnego lotu



Rys. 4. Wektory prędkości w pobliżu łopatek i kadłuba śmigłowca w czasie wolnego lotu



Rys. 5. Linie prądu spływające z łopatek wirnika w czasie wolnego lotu

Na rysunkach 2+5 pokazano wyniki symulacji opływu śmigłowca typu NOTAR w czasie wolnego lotu. Do obliczeń wykorzystano model nieruchomego wirnika (SRFM) z ruchomym układem odniesienia oraz model ruchomego wirnika (SGM).

Na rysunkach 2 i 3 można zauważyć rozkłady ciśnień na górnej i dolnej powierzchni poszczególnych łopatek.

Na rysunku 4 dobrze widoczny jest efekt działania szczeliny wylotowej układu kompensacji momentu NOTAR.

Na rysunku 5 można zauważyć współoddziaływanie przepływu pomiędzy łopatkami wirnika.

Dla zastosowań w obliczeniach aerodynamiki śmigłowców istotne są jednak pewne szczególne cechy ruchu łopatek specyficzne dla tego typu obiektów.

W przypadku śmigłowców podczas ruchu postępowego występuje jedna charakterystyczna cecha ruchu łopatek. Oprócz ruchu obrotowego występuje cykliczna, asymetryczna zmiana kątów natarcia łopatek wirnika. Żaden z omówionych modeli wirnika nie umożliwia modelowania tego efektu. Wszystkie poprzednio omawiane modele mogą być stosowane dla warunków zawisu śmigłowca, tylko ruchu pionowego lub ruchu postępowego z małą prędkością.

W wersji 6.2 Fluenta jest dostępny model wirnika śmigłowca nazywany wirtualnym modelem łopaty (Virtual Blade Model) uwzględniający jego podstawowe własności, jak cykliczne sterowanie łopatek, stożkowanie płaszczyzny wirowania łopatek, zmiany profilu, jego skręcenia i cięciwy łopatek wzdłuż rozpiętości.

Model został opracowany tak by uwzględnić wszystkie wymienione efekty, a jednocześnie by był efektywny obliczeniowo [9, 10].

W omawianym modelu poszczególne łopatek nie są dyskretyzowane bezpośrednio lecz wpływ ich ruchu uśredniony w czasie jest modelowany przez użycie dodatkowych źródeł momentu w równaniach ruchu płynu wewnątrz przestrzennej strefy obliczeniowej symulującej pracę wirnika. Wartości lokalnych źródeł momentu obliczane są z teorii elementu łopaty. Zależności wykorzystywane w tej teorii opierają się na danych geometrycznych łopatek, jak skręcenie łopaty, typy profili, długości cięciw.

Nie są symulowane szczegóły przepływu wokół łopatek lecz efekty ich opływu są uwzględniane przez dostępne charakterystyki aerodynamiczne profili dla poszczególnych sekcji łopatek.

Omawiany model jest odpowiednikiem prostszego modelu z ruchomym układem odniesienia lecz wykorzystuje zamiast odwzorowania rzeczywistej geometrii łopatek ich wirtualny model. Nie wymaga dyskretyzacji ich kształtów.

Szczególne jego cechą jest niewielka liczba węzłów stosowanych do dyskretyzacji wirnika i krótki czas obliczeń.

### 3. PODSTAWOWE INFORMACJE O ZASTOSOWANEJ METODZIE OPARTEJ O TEORIĘ ELEMENTU ŚMIGŁA

Każda z łopatek może się składać z segmentów. W każdym segmencie mogą być stosowane inne profile. Szczegóły geometrii łopatek opisane są przez:

- rozkład profili i długości ich cięciw wzdłuż łopaty,
- rozkład kątów skręcenia łopaty wzdłuż jej długości,
- zakresy kątów oscylacji łopatek i kąt ich stożkowania.

Dalej konieczna jest znajomość danych geometrycznych elementów składowych wirnika. Dane te obejmują:

- położenie w przestrzeni płaszczyzny wirowania łopatek wirnika,
- wewnętrzne i zewnętrzne promienie łopatek wirnika,
- liczbę łopatek.

Kolejne dane dotyczą ruchu łopatek. Są to:

- prędkość obrotowa łopatek wirnika,
- efekt końca łopaty,
- sterowanie skołem ogólnym i cyklicznym łopatek.

Podstawowy zestaw danych koniecznych do obliczeń opływu wokół wirujących łopatek obejmuje także dane o charakterystykach aerodynamicznych profili stosowanych w poszczególnych segmentach łopatek.

Charakterystyki te to zależności pomiędzy współczynnikiem siły nośnej a kątem natarcia oraz współczynnikiem oporu a kątem natarcia, stosowane zwykle w postaci tablic. Tablice te zawierają dane o współczynnikach siły nośnej i oporu w zależności od kąta natarcia, liczby Reynoldsa i liczby Macha uwzględniając wpływ lepkości i ściśliwości.

Obliczenia przebiegają w następujących etapach:

- rozwiązywane jest ogólne pole przepływu.
- na jego podstawie obliczany jest lokalny kąt natarcia względem poszczególnych sekcji łopaty. Przeliczone są składowe prędkości w okolicy poszczególnych segmentów łopaty z układu globalnego na lokalny segmentu łopaty,
- obliczane są: siła nośna i oporu dla poszczególnych segmentów łopaty w układzie lokalnym segmentu łopaty. Wykorzystywane są tu wprowadzone wcześniej charakterystyki aerodynamiczne profili stosowanych w poszczególnych segmentach łopaty.

Dalej przez całkowanie wzdłuż długości łopaty elementarnych sił w poszczególnych segmentach łopatek znajduje się chwilową wartość siły nośnej.

Następnie całkuje się wcześniej obliczone siły dla kolejnych położeni łopaty w czasie jednego cyklu obrotu łopaty. W kolejnych położeniach łopaty mają odpowiednio zmienione kąty ustawienia w zależności od sterowania cyklicznego. Uzyskuje się w ten sposób rozkład siły nośnej i siły oporu na umownej powierzchni tarczy wirnika.

Następuje zatem zastąpienie indywidualnych łopatek przez ciągły obszar w którym symuluje się dysk wirnika z rozłożonymi źródłami momentu wynikającymi z rozkładu uśrednionej siły nośnej i oporu łopatek wirnika.

Następuje dalej proces przeliczania składowych sił z układu lokalnego łopaty na układ globalny. Obliczane są wartości źródła pędu dla poszczególnych komórek siatki obliczeniowej. Proces ten jest zależny od typu siatki stosowanej w symulowanym obszarze tarczy wirnika.

Ostatnim punktem obliczeń pojedynczego cyklu iteracyjnego jest obliczenie zmodyfikowanego pola przepływu z uwzględnieniem obliczonych wcześniej źródeł momentu pochodzących od pracy łopatek wirnika. Procedura jest powtarzana do osiągnięcia zadanej zbieżności rozwiązania.

W przypadku wirnika śmigłowca stosowana jest dodatkowa procedura zapewniająca równowagę ciągu i momentu przechylającego.

Podczas ruchu postępowego śmigłowca powstaje asymetria w opływie łopatek poruszających się pod prąd i łopatek podążających z przepływem. W rzeczywistości w takich warunkach, dla zapewnienia równowagi sił i momentów,

pilot musi zmienić nieco kąty natarcia łopaty. W programie zaimplementowano procedurę dokonującą na drodze iteracyjnej korekt cyklicznych zmian kątów natarcia łopaty dla uzyskania zrównoważenia sił i momentów względem pionowej płaszczyzny przechodzącej przez kierunek ruchu śmigłowca a pochodzących od pracy wirnika.

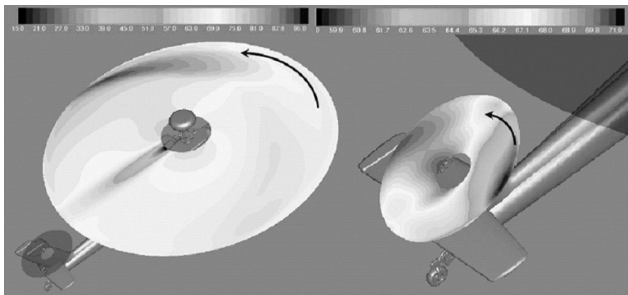
Opisana metoda jest metodą uproszczoną, nie oblicza ona szczegółów przepływu wokół poszczególnych łopat w cyklu ich pracy natomiast szczegółowo uwzględnia wpływ ich skomplikowanego ruchu na uśrednione pole prędkości w obszarze tarczy wirnika.

W zależności od rozwiązywanego zadania do obliczeń może być stosowana każda z wymienionych metod.

W przypadku badania opływu układu łopat o znanej geometrii ich profilu można wykorzystać metodę ruchomych siatek pozwalającą na obliczenie charakterystyk aerodynamicznych poszczególnych łopat i ich dynamiczne współdziałanie oraz wpływ na kadłub. Model ten nadaje się szczególnie do analizy procesów nieustalonych i periodycznych wywołanych cykliczną pracą łopat wirnika. Niestety dokładność obliczeń spada ze wzrostem prędkości postępowej śmigłowca, gdyż w modelu tym nieuwzględniane jest sterowanie cykliczne kątem natarcia łopat. Model ten nadaje się przede wszystkim do analizy stanów nieustalonych podczas zawisu.

Wydaje się, iż można metodą VBM określić własności przepływu przez tarczę wirnika i wykorzystać te dane do skalibrowania najprostszego modelu typu fan.

Autor metody VBM Michel Ruith poza jej weryfikacją na badanym w tunelu modelu wirnika [9] pokazał kilka jej spektakularnych zastosowań. Na kolejnych rysunkach pokazano pochodzące z pracy [9] i [10] ilustracje rozkładów ciśnień i prędkości modelu śmigłowca Apache AH-64 oraz samolotu pionowego startu Osprey V-22.

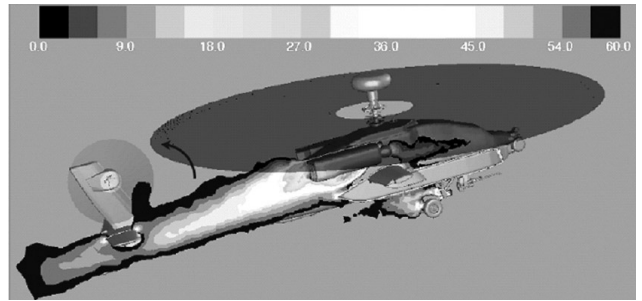


**Rys. 6.** Asymetryczny rozkład prędkości na tarczach wirnika zasadniczego i pomocniczego podczas szybkiego lotu otrzymany przy wykorzystaniu modelu VBM (ilustracja z pracy M. Ruitha [9])

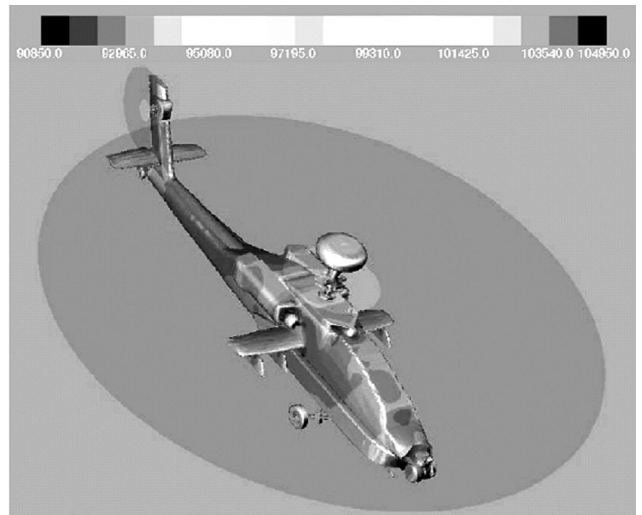
Na rysunku 6 można zauważyć asymetryczny rozkład prędkości wynikający z nałożenia ruchu obrotowego łopat wirnika na prędkość postępową śmigłowca.

Na rysunku 7 można przeanalizować rozkłady prędkości powietrza wokół kadłuba śmigłowca w szybkim locie modyfikowane przez pracę wirników, a na rysunku 8 rozkłady ciśnienia statycznego w tych warunkach.

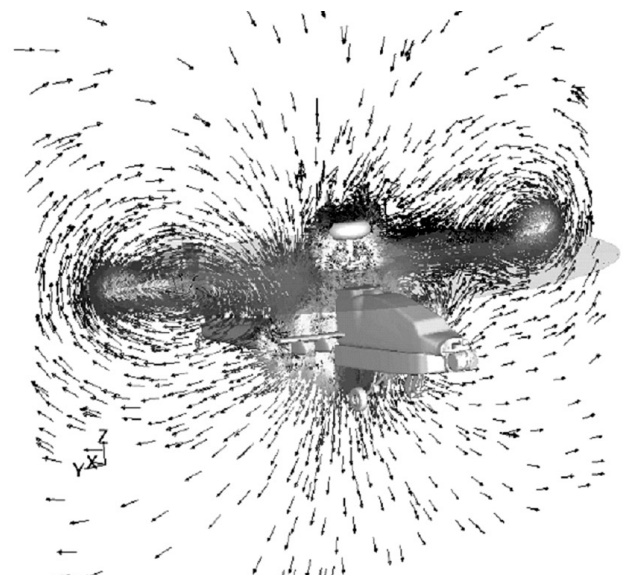
Pokazany na rysunku 9 pierścień wirowy można policzyć każdą z pozostałych metod.



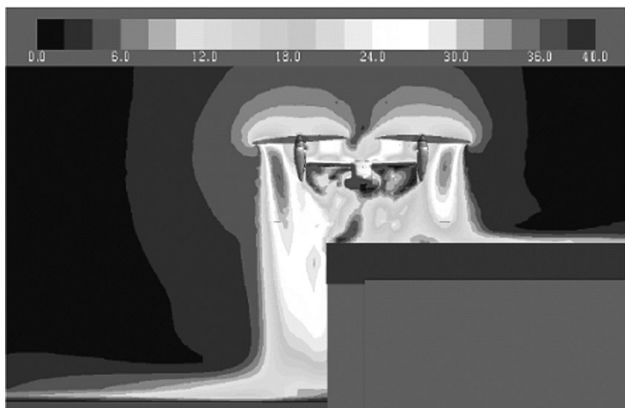
**Rys. 7.** Rozkład prędkości wokół kadłuba podczas szybkiego lotu otrzymany przy wykorzystaniu modelu VBM (ilustracja z pracy M. Ruitha [9])



**Rys. 8.** Rozkład ciśnienia na kadłubie śmigłowca podczas szybkiego lotu uzyskany przy wykorzystaniu modelu wirnika VBM (ilustracja z pracy M. Ruitha [9])



**Rys. 9.** Ilustracja pierścienia wirowego uzyskana metodą VBM (ilustracja z pracy M. Ruitha [9])



Rys. 10. Wektory prędkości wokół pionowzlotu podczas lądowania na pokładzie lotniskowca (ilustracja z pracy M.Ruitha [9])

Wszystkie omawiane metody mogą znaleźć zastosowanie w projektowaniu śmigłowców budowanych w Polsce. Rozkłady prędkości i linie prądu mogą dostarczyć informacji o pracy wlotów do silników w warunkach szybkiego lotu i lądowania w zapyłonym terenie. Mogą także być używane przy analizie stanów śmigłowca podczas nietypowych manewrów jak lądowanie na dachu wieżowca w warunkach silnego wiatru, jak pokazano na rysunku 10.

W dokumentacji programu Fluent istnieje szczegółowy opis procedury lądowania pakietu VBM, przygotowania danych, ustalenia parametrów obliczeń oraz wizualizacji wyników obliczeń.

## BIBLIOGRAFIA

- [1] Instrukcja Fluent 6.2
- [2] **Piechna J., Szumowski A.:** *Prediction of Small Water Drops Separation in Helicopter Engine Diffuser*. The Archive of Mechanical Engineering 1995, XLII, vol. 1-2, pp. 19-27.
- [3] **Piechna J., Szumowski A.:** *Numerical Simulation of the Vortex Airfoil Interaction in Transonic Flow*. Second Seminar on RDPAE'96, 1996 pp.29-34.
- [4] **Piechna J., Szumowski A.:** *Effect of miss-distance on the airfoil-vortex interaction Numerical study*. Arch. Mech., 50, pp. 127-138, Warszawa 1998.
- [5] **Piechna J., Szumowski A.:** *Effect of Vortex-Strength on the Airfoil-Vortex Interaction*. The Archive of Mechanical Engineering 1998, vol. XLV, Nr.1 pp. 31-42.
- [6] **Piechna J., Szumowski A.:** *Numerical study of the parallel vortex airfoil interaction*. Academic Computer Center in Gdańsk TASK 1998, No 2, pp 357-372.
- [7] **Selerowicz W., Sobieraj G., Szumowski A., Piechna J.:** *Effect of miss-distance on the airfoil-vortex interaction Experiment*. Arch. Mech. 1998, 50, issue 4 pp. 691-701, Warszawa 1998.
- [8] **Sobieraj G., Piechna J., Selerowicz, Szumowski A.:** *Effect of angle of attack on the airfoil-vortex interaction*. The Archive of Mechanical Engineering 1998, vol. XLV, Nr.1 pp. 19-30.

- [9] **Ruith M.:** *Unstructured, Multiplex Rotor Source Model With Thrust And Moment Trimming- Fluent's VBM Model*. Fluent VVV COV TN293, 2005.
- [10] **Wirogo S., Ruith M. R.:** *Fluent in helicopter aerodynamic analysis*. Materiały dydaktyczne firmy Fluent.

J. Piechna, L. Rudniak

## POSSIBILITY OF USE OF FLUENT CODE FOR HELICOPTER AERODYNAMICS ANALYSIS

### Summary

Paper presents range of methods for analysis of the aerodynamic interaction between rotors and airframe implemented into the general purpose solver Fluent. Starting from the simplest FAN model followed by single reference frame models (SRF) and Sliding Mesh Model (SMM) the most suitable for helicopter applications Virtual Blade Model with description of its limitations are shortly presented.

Я. Пехна, Л. Рудняк

## ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПАКЕТА FLUENT В АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ РАСЧЕТАХ ВЕРТОЛЕТОВ

### Резюме

В работе представлены возможные для использования и аэродинамических расчетах вертолетов имплементированных в программе FLUENT модели течений через винт отличающиеся степенью упрощения и областью применений. Приведено несколько примеров расчетов выполненных с помощью универсальной коммерческой программы FLUENT иллюстрирующих возможности программы.