

ANALIZA POWSTAWANIA PIERŚCIENIA WIROWEGO WOKÓŁ WIRNIKA GŁÓWNEGO NA PODSTAWIE BADAŃ ŚMIGŁOWCA W-3 SOKÓŁ PRZY UŻYCIU PAKIETU OBLICZENIOWEGO FLUENT

Wojciech Florczuk
Instytut Lotnictwa

Streszczenie

Zagadnienie powstawania pierścienia wirowego na wirniku głównym śmigłowca od wielu lat jest jednym z podstawowych problemów, a zarazem jednym z największych zagrożeń występujących w czasie eksploatacji tego typu maszyn. Powstanie pierścienia wirowego w pobliżu wirnika głównego śmigłowca skutkuje spadkiem jego ciągu nawet o 30%. Zjawisko to najczęściej powstaje i stwarza największe zagrożenie dla maszyny i jego załogi w sytuacji, gdy śmigłowiec zmuszony jest do operowania w warunkach, gdzie ośrodek wypełniający otoczenie porusza się względem śmigłowca, z prędkością zbliżoną do prędkości indukowanej przez wirnik główny. Tego typu przypadki mogą zaistnieć w sytuacji dynamicznego lądowania lub zawisu śmigłowca w obszarze prądów wznoszących, np. nad pożarem, czy rozgrzany terenem zurbanizowanym.

W pracy tej dokonano symulacji opływu śmigłowca w szerokim zakresie jego użytkowania, tj. dla różnych prędkości opadania i prędkości postępowych. Symulacje te wykonano przy użyciu pakietu obliczeniowego FLUENT 6.3.26 oraz wcześniej przygotowanego modelu śmigłowca W-3 Sokół w wersji podstawowej. Wyniki jakie uzyskano jednoznacznie pozwoliły na szczegółowe przeanalizowanie występowania pierścienia wirowego oraz jego struktury, miejsca zaczepienia w zależności od warunków opływu.

1. WSTĘP

Instytut Lotnictwa od wielu lat bierze aktywny udział w badaniu i rozwiązywaniu problemów związanych z dynamiką i aerodynamiką śmigłowców. Wiele lat doświadczeń zdobytych w wyniku przeprowadzanych eksperymentów w tunelu aerodynamicznym, a także innymi metodami, przy bezpośrednim udziale w rozwijaniu projektu polskiego śmigłowca W-3 Sokół uplasowały Instytut Lotnictwa i jego specjalistów jako jeden z liczących się technicznych ośrodków naukowych w Polsce. Jednymi z wielu badań przeprowadzanych i rozwijanych w Instytucie Lotnictwa są badania aerodynamiki śmigłowca W-3 Sokół, a także efekty z nią związane, jak efekt powstawania na wirniku głównym i ogonowym, tzw. pierścienia wirowego (Vortex Ring State). Jest to zagadnienie ciągle badane przez naukowców, zarówno w Polsce jak i w wielu ośrodkach naukowych na świecie. Efekt oddziaływania pierścienia wirowego powstałego na wirniku głównym śmigłowca zazwyczaj kończy się tragicznie, tzn. w momencie, gdy śmigłowiec opada z prędkością zbliżoną do prędkości występowania pierścienia, całkowity

ciąg statku powietrznego może zmaleć nawet o 20-30%. Powoduje to, że mimo wzrostu mocy (tylko śmigłowce o dużej nadwyżce mocy) śmigłowiec ten opada na ziemię, często powodując śmierć załogi. Do tej pory piloci starali się ograniczać lot śmigłowca, tak by jego parametry lotu nie znalazły się w obszarze występowania pierścienia wirowego. Mimo to zdarzają się przypadki, gdy granice te są przekraczane, zwłaszcza, gdy śmigłowiec wykorzystywany jest przez służby mundurowe lub ratownictwo medyczne, co wiąże się z jego dynamicznym eksploataowaniem. Wejście śmigłowca w obszary prędkości występowania pierścienia wirowego jest głównie spowodowane brakiem aktywnego systemu ostrzegania, który informowałby pilota o możliwym niebezpieczeństwie.

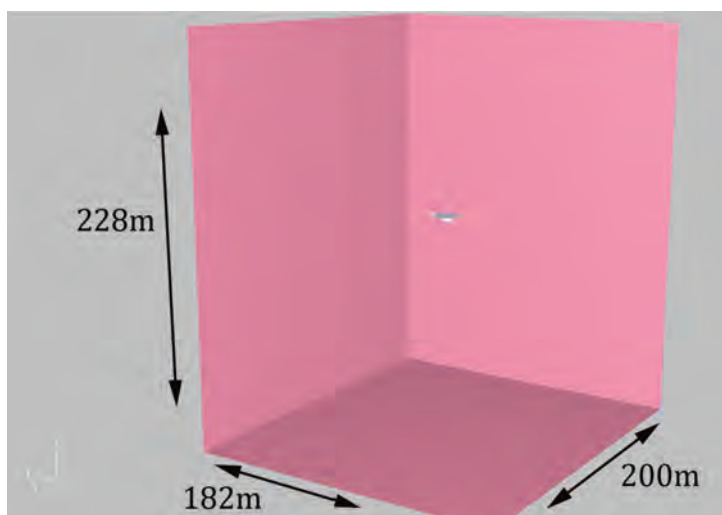
Warunki sprzyjające powstawaniu pierścienia mogą wystąpić, gdy śmigłowiec poddany jest gwałtownemu opadaniu, np. gwałtowne lądowanie, lub gdy śmigłowiec znajduje się w obszarze występowania silnych prądów wznoszących, np. w pobliżu pożaru, lub nagrzanego obszaru zurbanizowanego emitującego duże masy unoszącego się powietrza.

Aktualnie nie istnieją aktywne systemy ostrzegające pilota przed przekroczeniem granicy obszaru występowania pierścienia wirowego. Toteż głównym celem prowadzonych badań jest opracowanie takich metod, które z wyprzedzeniem sygnalizowałyby możliwość wejścia śmigłowca w zakres prędkości występowania tego zjawiska. Wzmożenie prac nad pierścieniem wirowym zostały spowodowane zaistniałymi katastrofami śmigłowców, w których ginęli piloci i załoga.

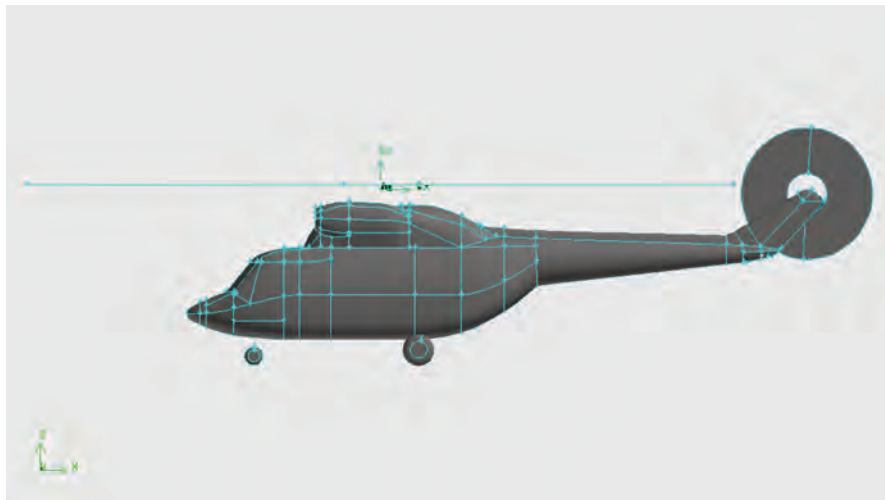
Przez ostatnie lata prace nad badaniem występowania zjawiska powstawania pierścienia wirowego na śmigłowcu kontynuowano w tunelach aerodynamicznych, a także z wykorzystaniem modeli latających oraz prawdziwych konstrukcji śmigłowców. Niestety generowało to zbyt duże koszty prowadzonych badań, a często uniemożliwiało ich kontynuowanie. Rozwój nowych metod badawczych, w tym ostatnio bardzo popularne metody numerycznej mechaniki płynów określane potocznie jako metody CFD, znacząco przyczyniły się do zmniejszenia kosztów badań, co przyczyniło się do zwiększenia ich intensywności.

2. MODEL, SIATKA OBLICZENIOWA, WARUNKI BRZEGOWE, SOLVER.

Model rozpatrywanego przypadku, tj. model śmigłowca i otoczenia wykonany został w graficznym programie GAMBIT przeznaczonym do generowania siatek obliczeniowych. Model śmigłowca umieszczony został centralnie w obszarze o wymiarach 182[m]x200[m]x228[m]. Tak duży rozpatrywany obszar pozwala na objęcie otoczenia, w którym zachodzą analizowane zmiany prędkości i ciśnienia. Dzięki temu możliwe stało się dokładne prześledzenie wpływu działania dwóch wirników na otoczenie. Model otoczenia oraz śmigłowca W-3 Sokół przedstawiają poniższe rysunki, odpowiednio rys. 1 i 2.

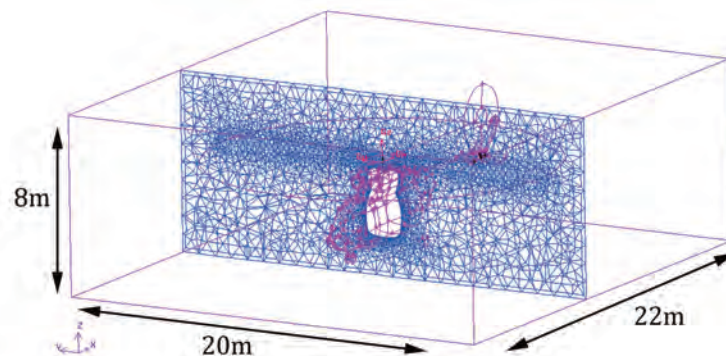


Rys. 1. Rozpatrywany obszar obliczeniowy



Rys. 2. Model powierzchniowy śmigłowca W-3 Sokół, wykorzystany do obliczeń

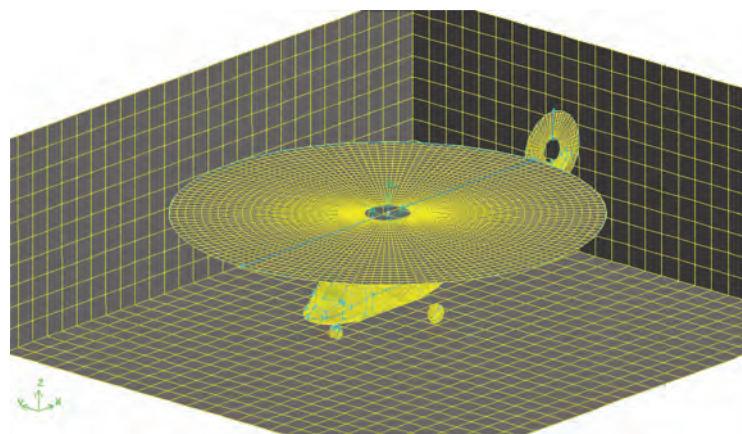
Siatkę obliczeniową wykonano przy zastosowaniu opcji „size function” dostępnej w programie GAMBIT. Zgodnie ze stosowaną praktyką w modelowaniu opływów, siatkę zagęszczono w pobliżu omywanego obiektu, tj. w tym przypadku w najbliższym otoczeniu śmigłowca. W obszarze o wymiarach 22[m]x20[m]x8[m] użyto siatkę z elementami typu tetgrid. Przekrój z elementami tetgrid przedstawia poniższy rysunek.



Rys. 3. Siatka obliczeniowa z elementami typu tetgrid w wybranym przekroju rozpatrywanego obszaru

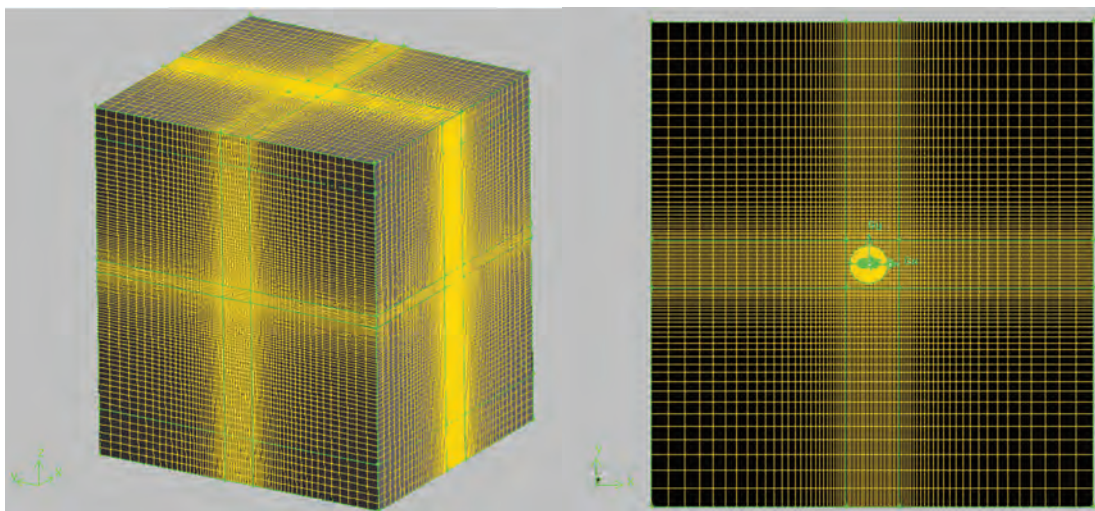
Tabela 1. Parametry „meshowania” opcją „size function”

Start size	Growth rate	Max size
0.1 [m]	1.6	0.8[m]



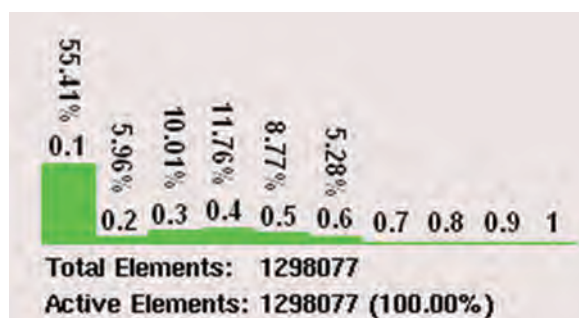
Rys. 4. Siatka obliczeniowa na modelu śmigłowca W-3 Sokół

Pozostały obszar „zmeszowano” siatką prostokątną typu HexGrid z zagęszczeniem w pobliżu śmigłowca. Model siatki obliczeniowej przedstawiają poniższe rysunki.



Rys. 5. Hexagonalna siatka obliczeniowa zbudowana w rozpatrywanym obszarze obliczeniowym

Właściwości wygenerowanej siatki obliczeniowej pokazano na rysunku 6. Spośród 1.298.077 elementów, najwięcej stanowią elementy nie przekraczające parametrem jakościowym „skewness” wartości 0.1, elementy te stanowią 55.41% wszystkich elementów.



Rys. 6. Udział procentowy elementów siatki o różnych rozmiarach w całym obszarze obliczeniowym

2. WARUNKI BRZEGOWE

Do wykonanych symulacji, na granicach obszaru ustalono warunki brzegowe typu Pressure Far-Field, tj. pole dalekiego przepływu. Warunek ten stosuje się w przypadkach przepływu ściśliwego, gdzie granica obszaru obliczeniowego jest daleko od omywanego obiektu. Jest to, tzw. warunek brzegowy określający parametry przepływu w nieskończoności, które zdefiniowane są przez ciśnienie, temperaturę, liczbę Macha, kierunek przepływu oraz turbulencję. Dokładny opis tego warunku jak i danych wejściowych go określających można znaleźć w instrukcji do programu FLUENT [1].

Wirnik główny i ogonowy śmigłowca zamodelowano warunkiem brzegowym typu Fan, który dostępny jest w programie FLUENT. Warunek ten zakłada, że skok ciśnienia zachodzi na nieskończenie cienkiej powierzchni. Oprócz stałego skoku ciśnienia możliwe jest także zaimportowanie profilu ciśnienia. W początkowej fazie badań nad zawisem i opadaniem śmigłowca wykorzystano model ze stałym skokiem ciśnienia. Dla warunków zawisu śmigłowca zgodnie z poniższym wzorem i parametrami technicznymi W-3 Sokół, skok ciśnienia wynosi:

$$\frac{T}{A} = \frac{mg}{A} = \Delta p$$

gdzie:

$T[N]$ - ciąg generowany przez łopaty ($T = 60165N$)

$m[kg]$ - masa śmigłowca ($m = 6133kg$)

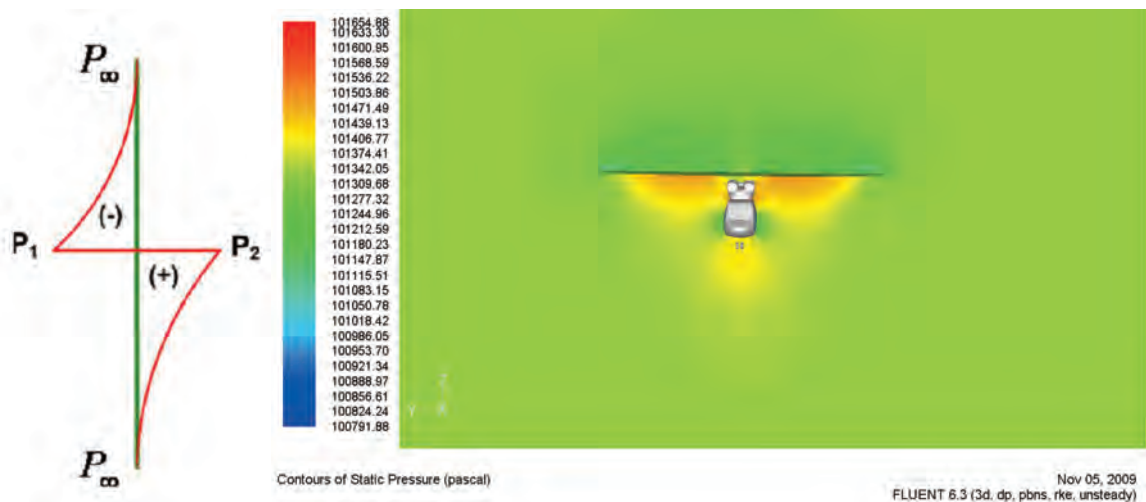
$\Delta p[Pa]$ wartość skoku ciśnienia na dysku,

$A[m^2]$ - pole powierzchni dysku, który jest idealizacją obracających się łopat z dużą prędkością kątową.

Rozkład ciśnienia przed i za warunkiem typu Fan przedstawiono na rysunku 7. Rysunek 8 przedstawia kontury ciśnienia statycznego, gdzie widoczna jest bardzo dobrze skokowa zmiana ciśnienia między górą, a dołem wirnika głównego. Wartości skoków ciśnienia na wirnikach zawiera tabela 2.

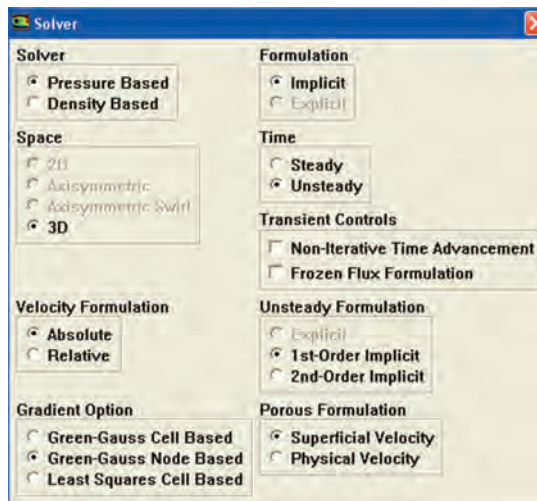
Tabela 2. Wartości skoków ciśnień na warunkach brzegowych

	Wirnik główny	Wirnik ogonowy
Skok ciśnienia [Pa]	310	694



Rys. 7 i 8. Rozkład i pole ciśnienia dla warunku brzegowego Fan

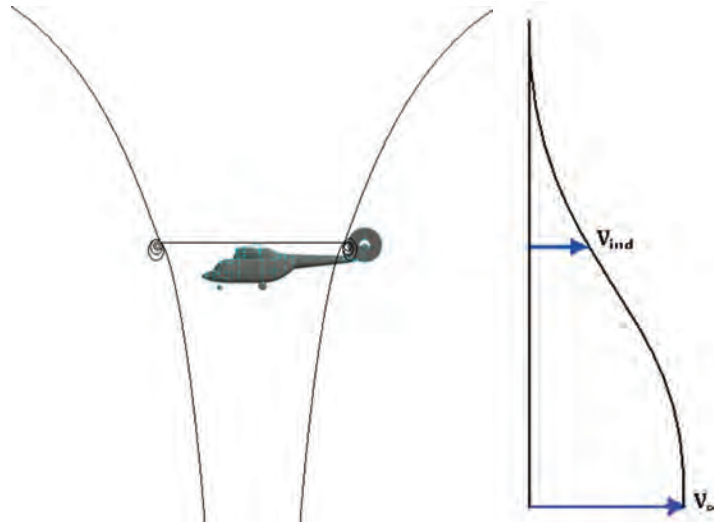
Powietrze wypełniające otoczenie modelowane jest równaniem gazu doskonałego. Symulację zawisu śmigłowca jak i jego opadania wykonano przy użyciu solvera o następujących parametrach:



Rys. 9. Parametry solvera, FLUENT

3. ŚMIGŁOWIEC W ZAWISIE

Czas przebywania śmigłowca w zawisie w stosunku do całkowitego czasu eksploatacji stanowi dość duży procent. W tej fazie eksploatacji śmigłowiec wykorzystuje 100% mocy swoich silników, co sprawia, że rewers silników skraca się, a jednostkowe zużycie paliwa wzrasta. W czasie zawisu wirnik nośny generuje pole prędkości, zwanej indukowaną. Przykładowy rozkład prędkości indukowanej w czasie zawisu śmigłowca pokazano na rysunku 9.



Rys. 9. Przybliżone linie prądu i rozkład prędkości indukowanej w przypadku zawisu śmigłowca

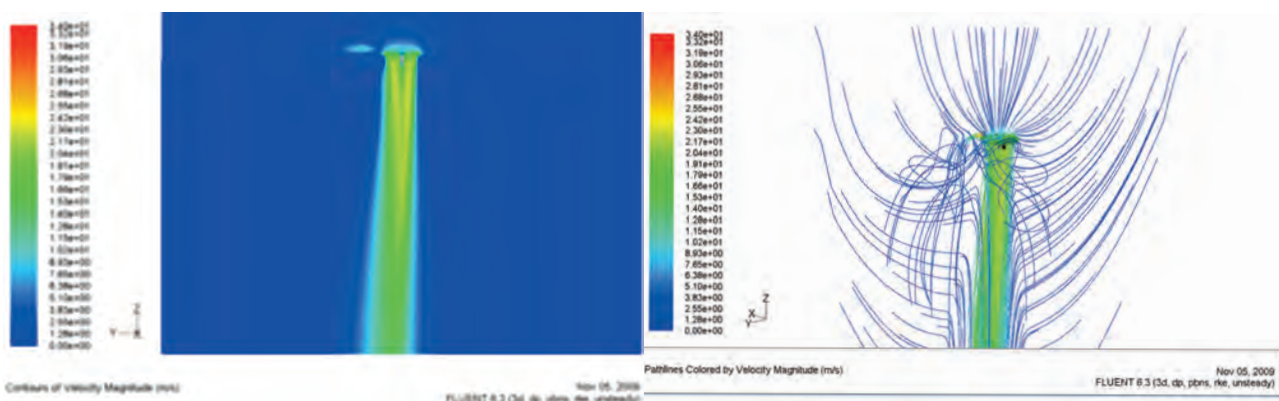
Prędkość indukowaną śmigłowca w zawisie określa się z wyrażenia:

$$V_i = \sqrt{\frac{T}{2K\rho A}} = 11 \frac{m}{s}$$

gdzie:

$K = 0,96[-]$ – współczynnik strat brzegowych na wirniku.

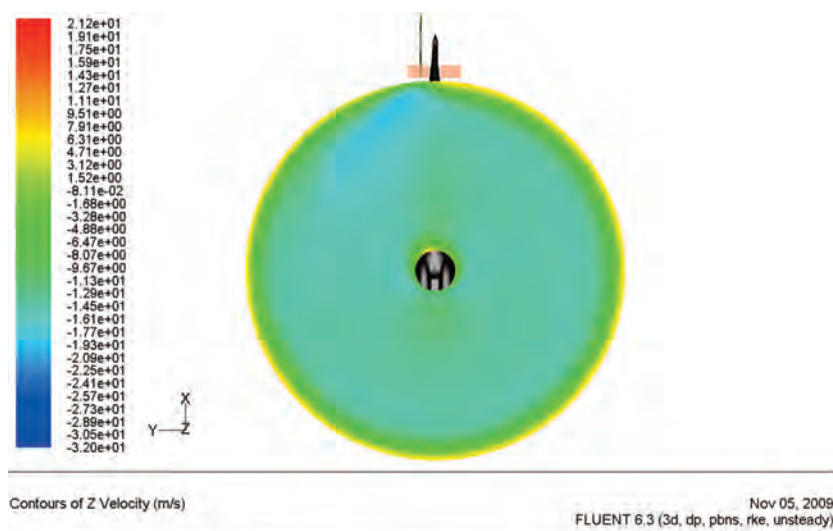
Analizę pola prędkości, ciśnienia i wielu innych parametrów wykonano programem FLUENT, który opiera się na rozwiązywaniu podstawowych równań zachowania, tj. zachowania masy, pędu i energii, poprzez metodę objętości skończonych. Wyniki symulacji zawisu śmigłowca bez zaburzeń zewnętrznych przedstawiają rysunki 10,11,12 i 13.



Rysunek 10 i 11. Pola prędkości i linie prądu podczas zawisu śmigłowca W-3 Sokół,



Rysunek 12. Pole prędkości i linie prądu podczas zawisu śmigłowca W-3 Sokół, FLUENT



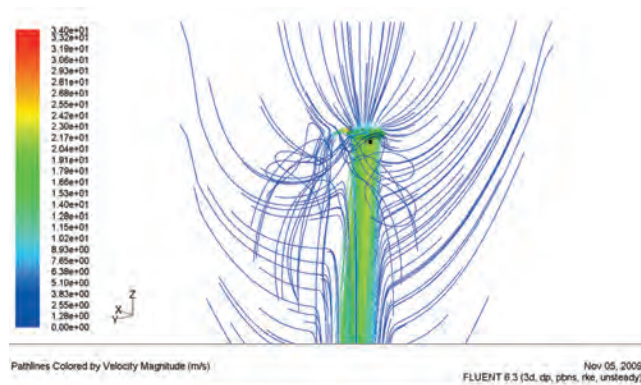
Rysunek 13. Pole prędkości indukowanej na wirniku głównym podczas zawisu śmigłowca W-3 Sokół, FLUENT

3.1. PRZYPADKI ZAWISU ŚMIGŁOWCA W WARUNKACH PRĄDÓW WZNOŚĄCYCH

Przebywanie śmigłowca, w ośrodku prądów wznoszących może mieć miejsce w wielu przypadkach, do których można zaliczyć:

- lądowanie (z różnymi prędkościami podejścia),
- przypadkowy podmuch od dołu,
- poruszanie się nad obszarem występowania pożaru, gdzie powstają silne prądy konwekcyjne,
- poruszanie się nad terenem zurbanizowanym (zwłaszcza w okresie występowania wysokiej temperatury, od której nagrzewająca się infrastruktura, jak drogi i budynki, generują wznoszące prądy konwekcyjne).

Przebywanie śmigłowca w ośrodku charakteryzującym się dominującą składową pionową prędkości zwróconej ku górze może doprowadzić do powstania na wirniku głównym, tzw. pierścienia wirowego.



Rys. 14. Reżymy pracy śmigłowca $V_{h,i}$ - prędkość indukowana w zawisie lub w czasie lotu, V_c - prędkość napływającego powietrza na wirnik

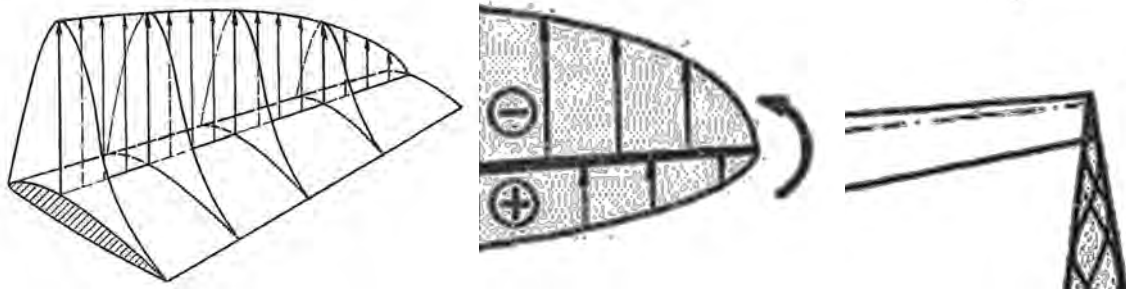


Rys. 15. Wyidealizowany przypadek pierścienia wirowego na wirniku głównym śmigłowca

Obecność pierścienia, toroidalnego wiru „przyklejonego” do wirnika głównego implikuje powstanie siły (siły beżużytecznej), która nie jest wykorzystywana jako ciąg. Siła ta odpowiada za tłoczenie tego samego strumienia powietrza przez umowną powierzchnię wirnika. W wyniku tego ciąg wirnika głównego może być mniejszy nawet o 20-30% od ciągu nominalnego, a w rezultacie następuje szybsze opadanie. Zgodnie z instrukcją postępowania w takich sytuacjach, według FAA powinno się tak regulować skokiem łopat wirnika, aby nadać śmigłowcowi prędkość postępową. Napływający strumień powietrza powinien zdmuchnąć przylegający wir. Czasem jednak wysokość, na której śmigłowiec się znajduje nie pozwala na tego typu manewry. Sytuacje te na ogół kończą się tragicznie zarówno dla załogi jak i maszyny. Dlatego też lot śmigłowcem daje wielkie możliwości operacyjne, natomiast jest on bardzo ograniczony w dynamice manewrów.

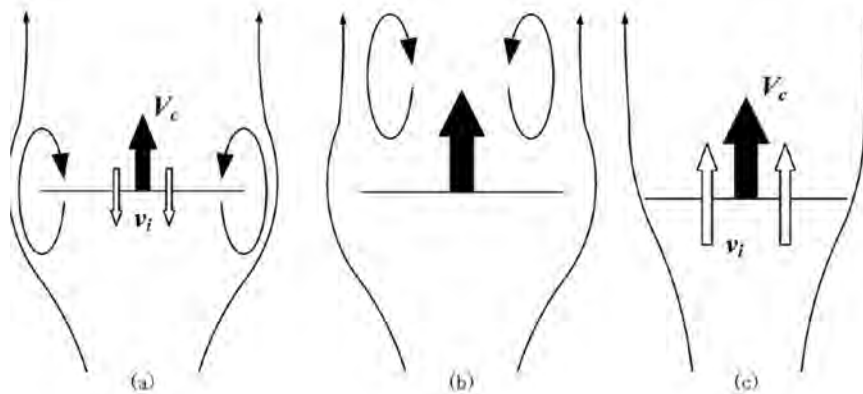
4. PRZYCZYNY POWSTAWANIA PIERŚCIENIA WIROWEGO

Ruch łopaty wirnika można w sposób wyidealizowany traktować jako omywanie przez otaczający ośrodek cienkiego profilu ustawionego pod zadanym kątem natarcia. Zgodnie z tym modelem na powierzchni łopaty powstaje rozkład ciśnienia, który generuje siłę nośną, a w rezultacie sumaryczny ciąg. Powstałe nadciśnienie i podciśnienie, na dolnej i górnej powierzchni płata, generuje na jego końcówkach przepływ zwrotny, który z nacierającym ośrodkiem tworzy wir. Nacierająca nowa łopata wchodzi w obszar występowania wiru i go intensyfikuje.



Rys. 16. Mechanizm powstawania wiru na końcówce łopaty, skrzydła

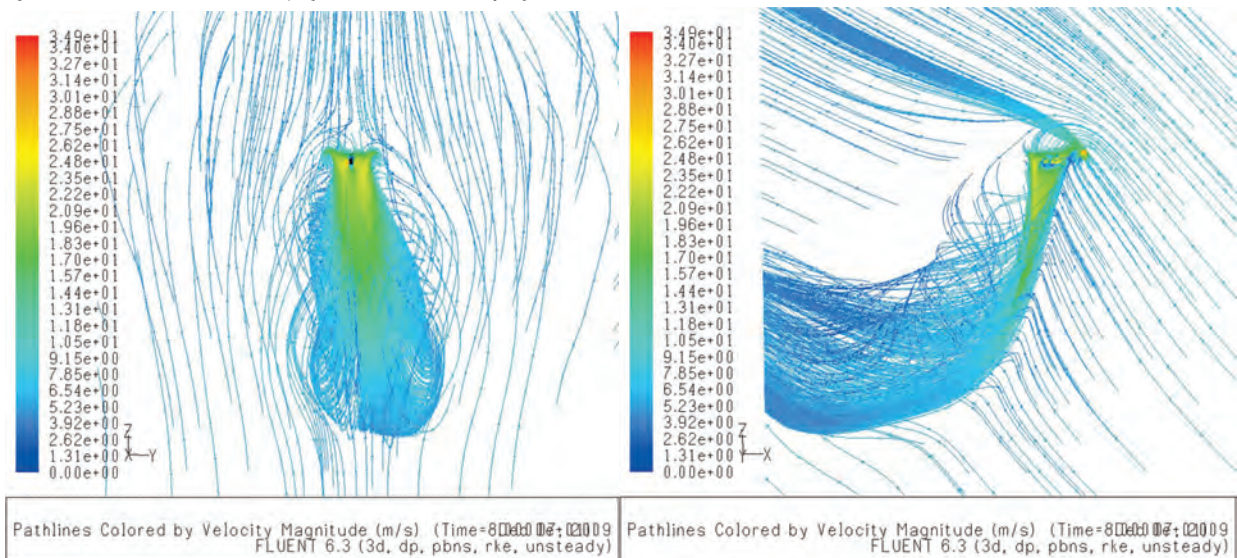
Gdy śmigłowiec zaczyna opadać lub znajduje się w obszarze prądów wznoszących, powstałe wiry są wzmacniane przez efekty lepkościowe od napływającego ośrodka. W wyniku tego wir zaczyna się rozrastać, aż przybiera rozmiary średnicy nawet kilku metrów.



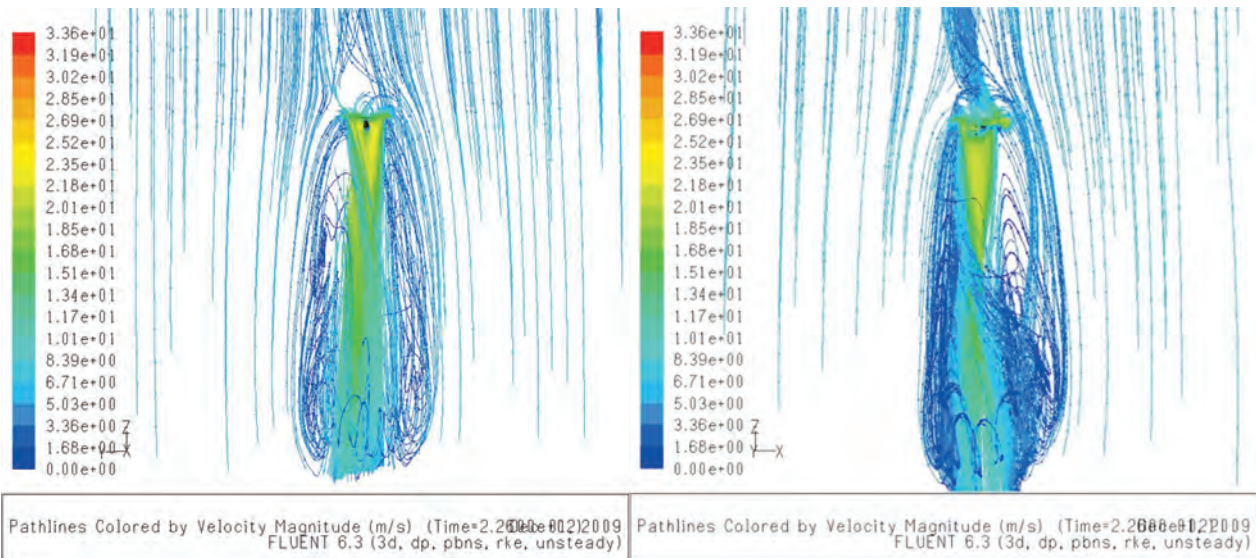
Rys. 17. Etapy przechodzenia wirnika głównego przez reżimy występowania pierścienia wirowego

5. WYNIKI PRZEPROWADZONYCH SYMULACJI

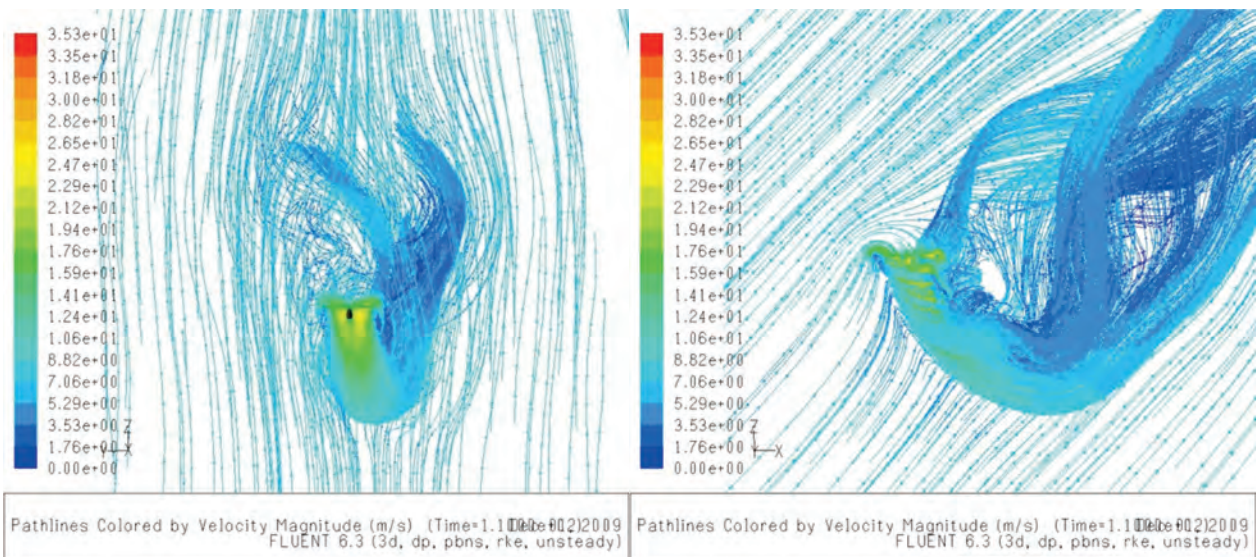
Symulacje zawisu śmigłowca w obszarze prądów wznoszących wykonano dla zakresu prędkości od 0m/s do 25m/s z krokiem co 5m/s, zarówno w kierunku pionowym (do góry), jak i poziomym (do przodu i do tyłu -5m/s). Zamieszczone poniżej wyniki przedstawiają najciekawsze przypadki opadania śmigłowca, tj. opadanie śmigłowca z prędkością zbliżoną do prędkości indukowanej (5,10,15,20 m/s).



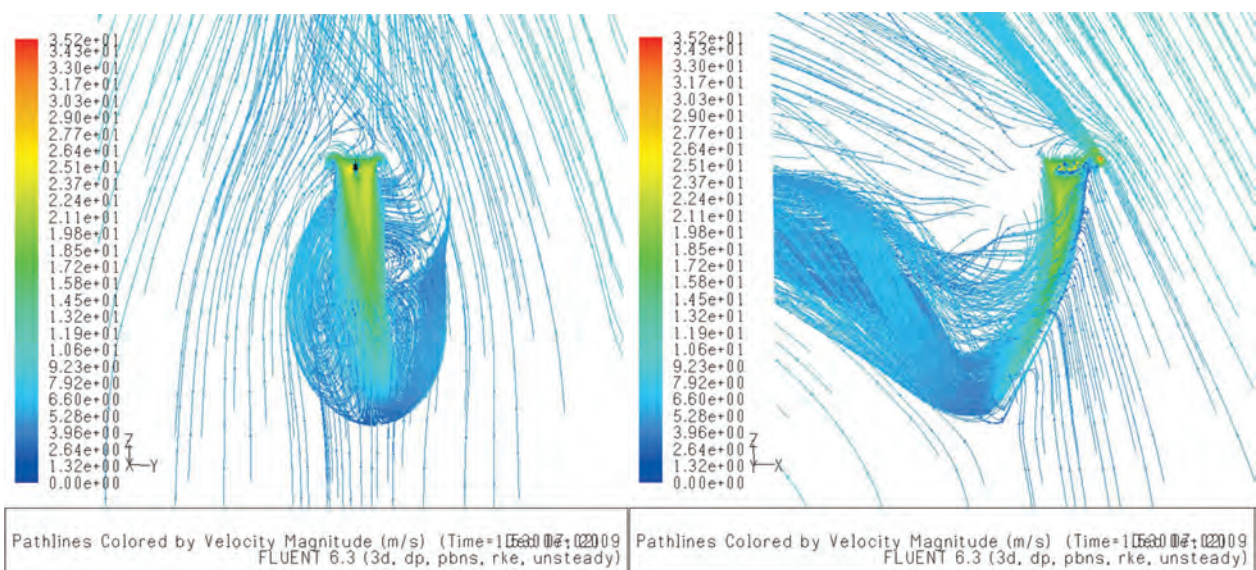
Rys. 18. Linie prądu dla przypadku opadania śmigłowca z prędkością $V_z=5$ m/s i $V_x=-5$ m/s



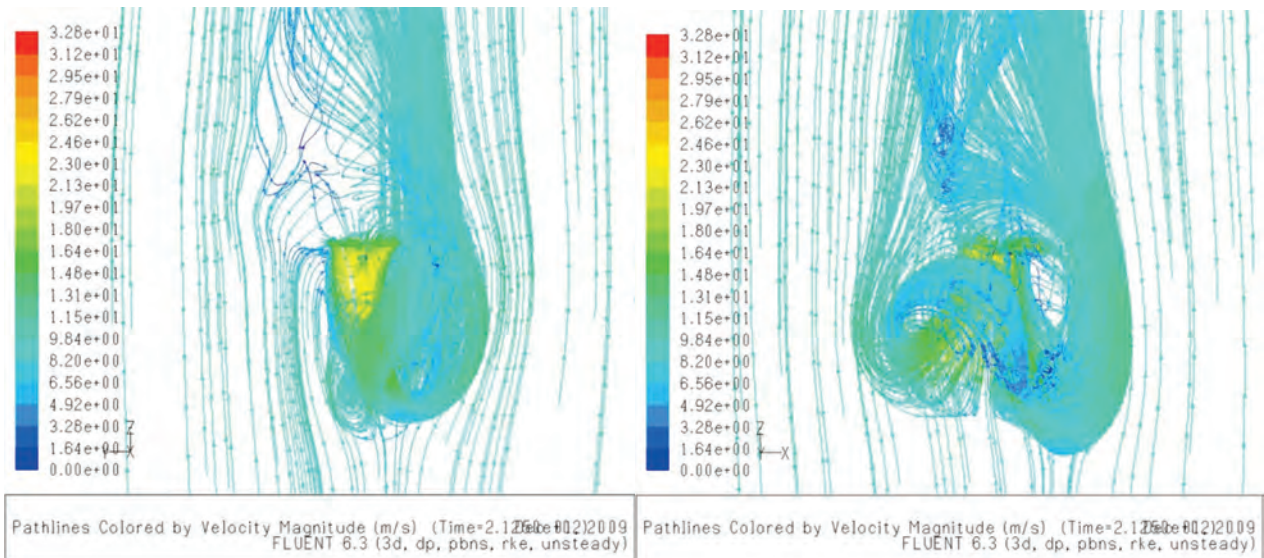
Rys. 19. Linie prądu dla przypadku opadania śmigłowca z prędkością $V_z=5$ m/s



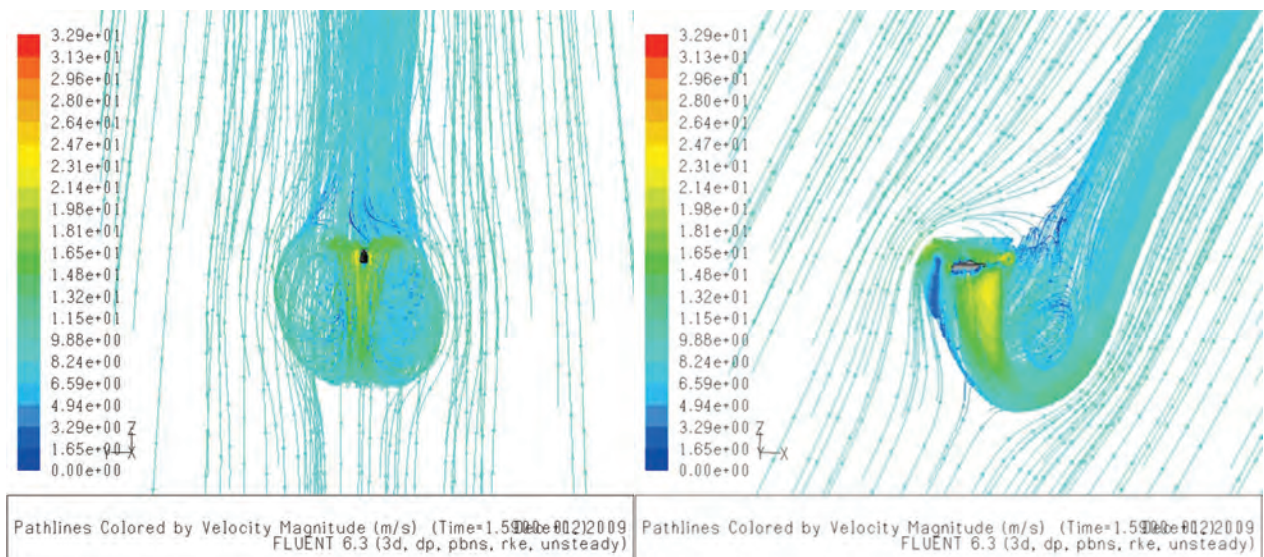
Rys. 20. Linie prądu dla przypadku opadania śmigłowca z prędkością $V_z=5$ m/s i $V_x=5$ m/s



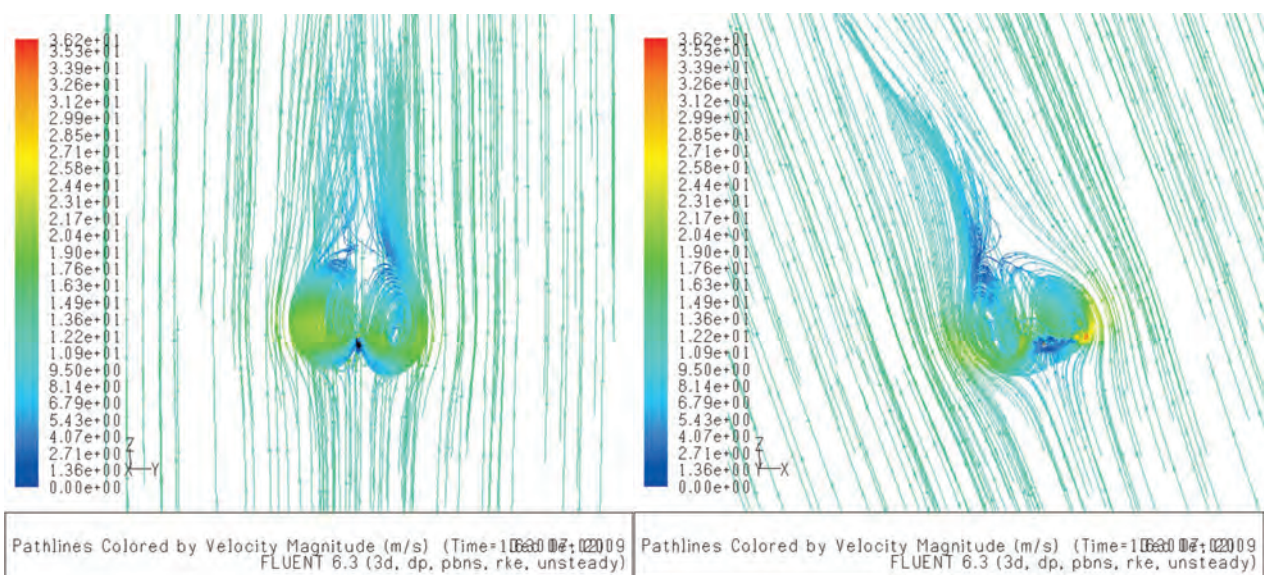
Rys. 21. Linie prądu dla przypadku opadania śmigłowca z prędkością $V_z=10$ m/s i $V_x=-5$ m/s



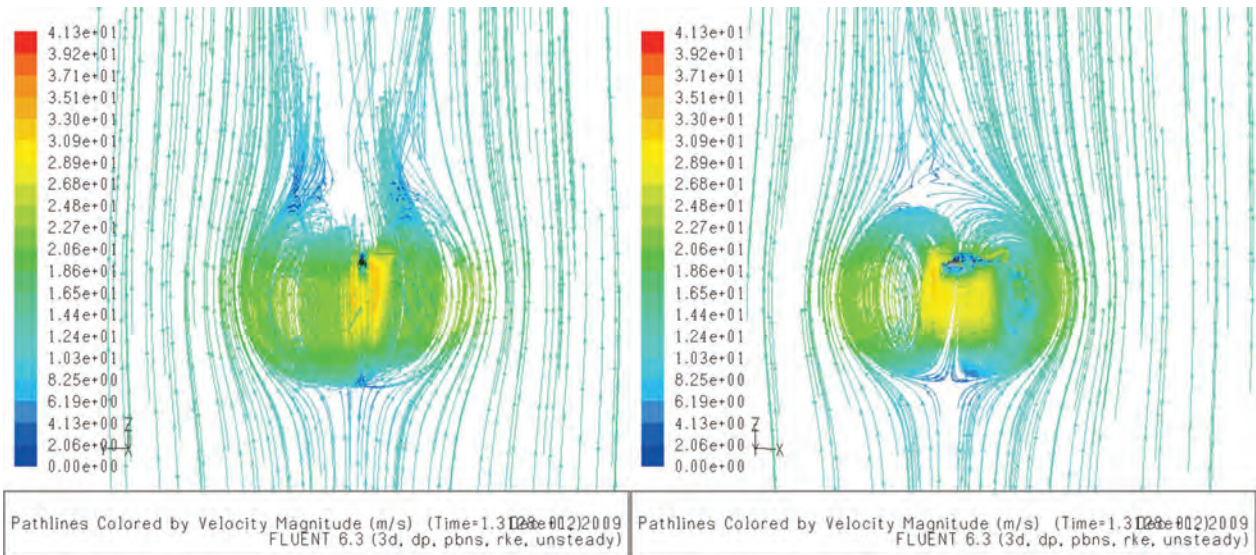
Rys. 22. Linie prądu dla przypadku opadania śmigłowca z prędkością $V_z=10$ m/s



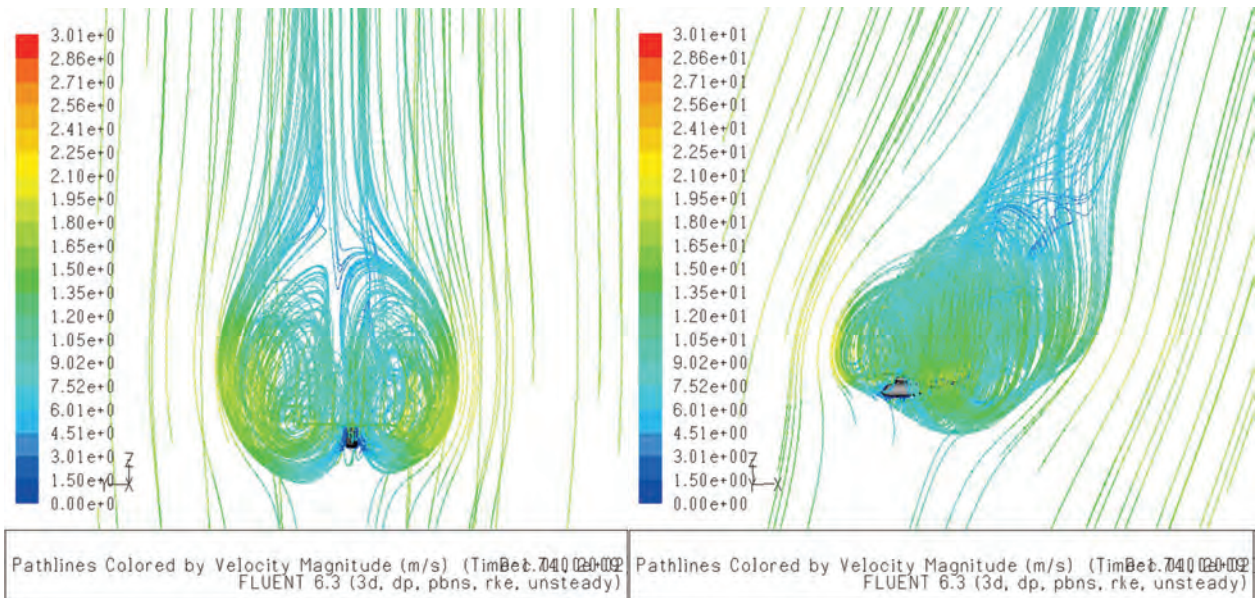
Rys. 23. Linie prądu dla przypadku opadania śmigłowca z prędkością $V_z=10$ m/s i $V_x=5$ m/s



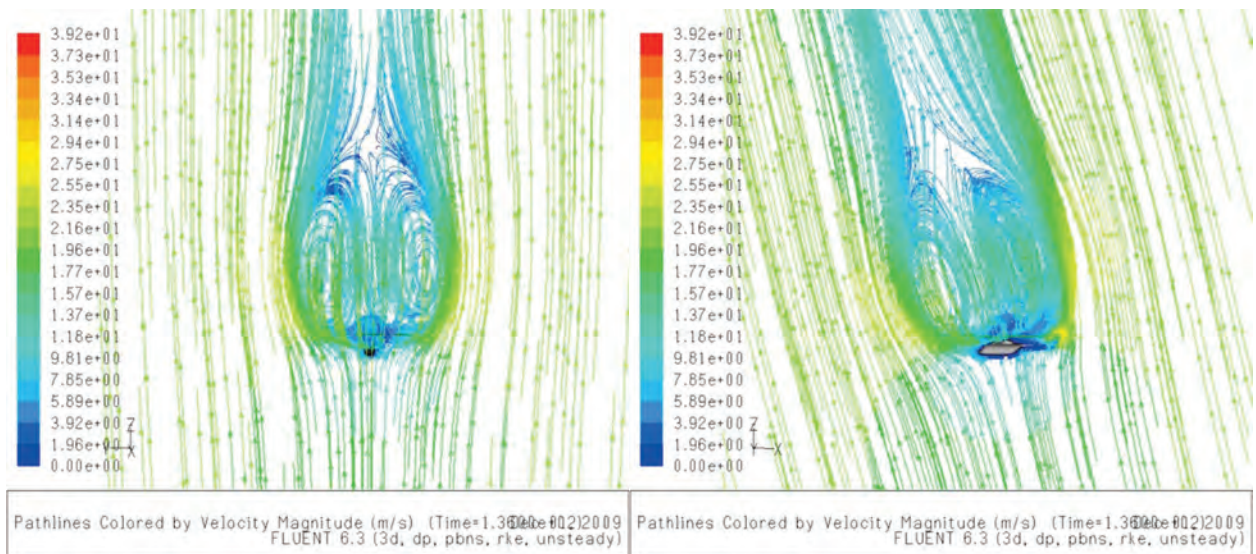
Rys. 24. Linie prądu dla przypadku opadania śmigłowca z prędkością $V_z=15$ m/s i $V_x=-5$ m/s



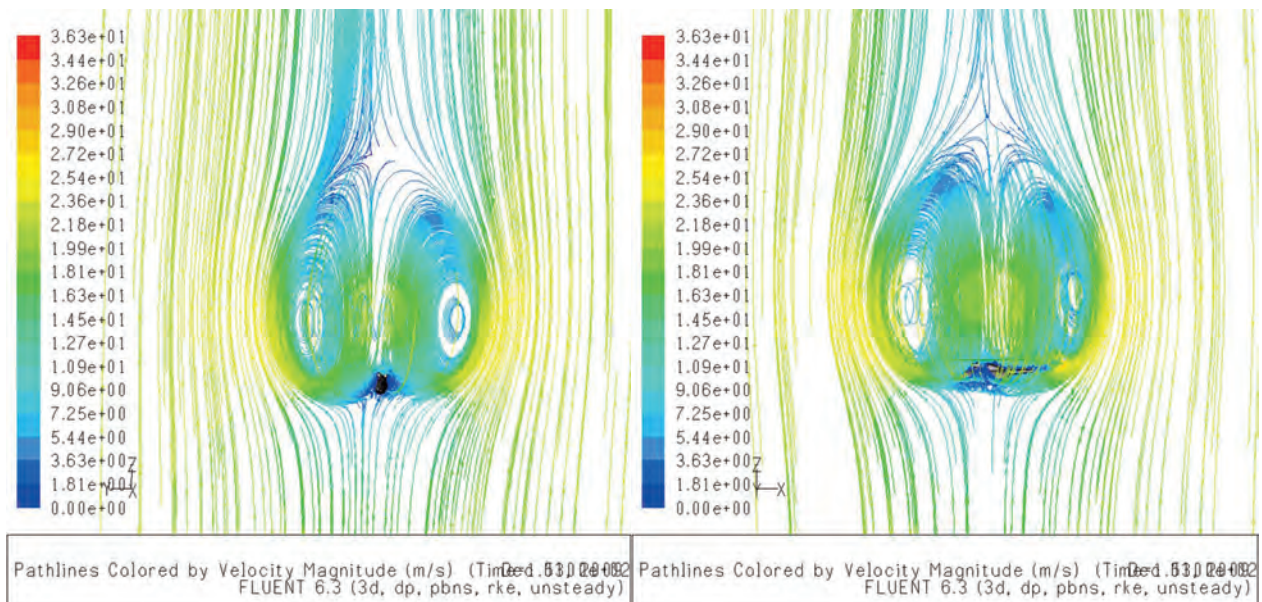
Rys. 25. Linie prądu dla przypadku opadania śmigłowca z prędkością $V_Z=15$ m/s



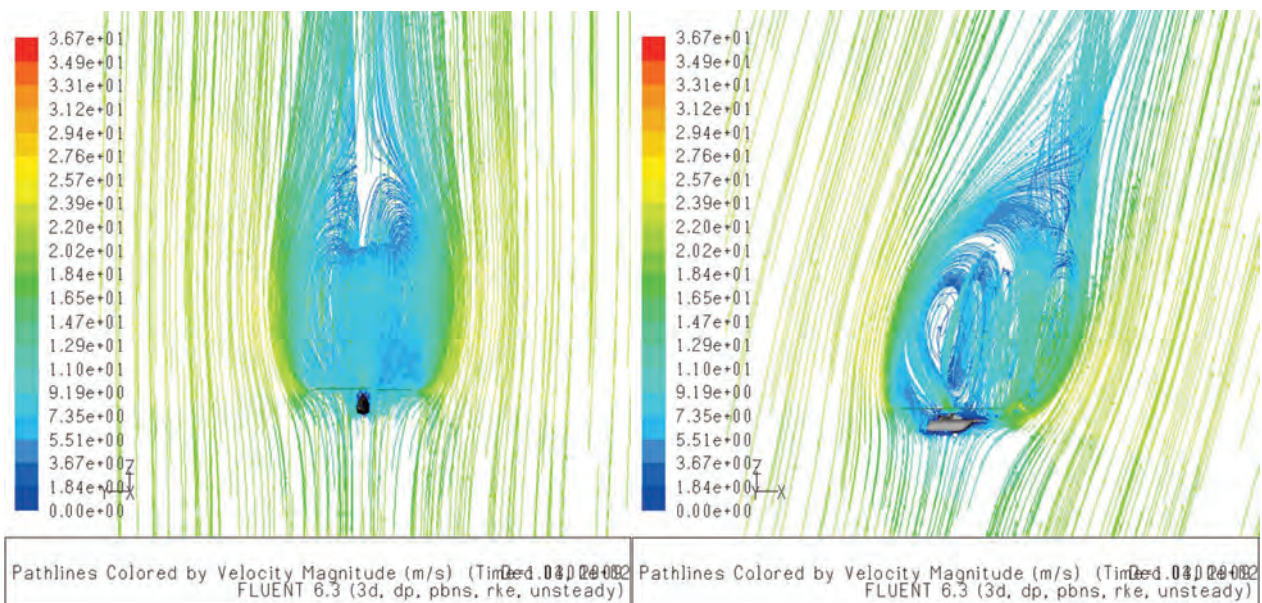
Rys. 26. Linie prądu dla przypadku opadania śmigłowca z prędkością $V_Z=15$ m/s i $V_X=5$ m/s



Rys. 27. Linie prądu dla przypadku opadania śmigłowca z prędkością $V_Z=20$ m/s i $V_X=-5$ m/s



Rys. 28. Linie prądu dla przypadku opadania śmigłowca z prędkością $V_z = 20$ m/s



Rys. 29. Linie prądu dla przypadku opadania śmigłowca z prędkością $V_z = 20$ m/s i $V_x = 5$ m/s

6. WNIOSKI

W pracy tej dokonano analizy zjawiska powstawania pierścienia wirowego na wirniku głównym śmigłowca W-3 Sokół metodami numerycznej mechaniki płynów, przy wykorzystaniu pakietu FLEUNT. Wyniki jakie uzyskano potwierdzają występowanie pierścienia w zakresie prędkości indukowanej, co przedstawione jest na powyższych rysunkach.

Na podstawie wykonanych symulacji można stwierdzić, że najbardziej niebezpiecznym reżimem pracy dla śmigłowca tego typu (W-3 Sokół) jest przypadek operowania w warunkach prędkości $V_z = 15 \div 20$ m/s. Na rysunkach 24-29 wyraźnie widoczny jest powstały na wirniku głównym pierścień wirowy, którego promień mierzony od jądra wiru wynosi około 15 m. Jądro wiru w przypadku $V_z = 20$ m/s na stałe usytuowane jest około 10 m nad powierzchnią wirnika głównego.

W przypadku operowania śmigłowca dla prędkości $V_z = 5$ m/s strumień generowany przez wirnik główny jest praktycznie niezaburzony, toteż śmigłowiec zachowuje się stabilnie. Dla przypadku $V_z = 10$ m/s powstały strumień zachowuje się bardzo niestabilnie, zmieniając swe

położenie w czasie. Generuje on na wirniku głównym rozkład ciśnienia mający charakter zmienny w czasie, a w konsekwencji zmiany prędkości indukowanej, co może powodować ruch wahadłowy śmigłowca (w sytuacji, gdy kontra pilota będzie zbyt wolna).

Należy także zauważyć, że dla prędkości opadania $V_z = 15$ i 20 m/s powstały wir zachowuje się stabilnie i nie zmienia swojego położenia względem śmigłowca. Jest to bardzo niebezpieczna sytuacja, która zazwyczaj powoduje opadanie śmigłowca.

BIBLIOGRAFIA

- [1] http://www.metacafe.com/watch/852490/helicopter_gets_caught_in_a_vortex_ring/
- [2] **Sutkino Wirogo, Ruith M.:** Fluent Training.Virtual Blade Model UGM2004
- [3] **Hoinville E., Renaud T., ONERA, Applied Aerodynamics Department, France**
„CFD simulation of helicopter rotor in the Vortex Ring State regime”
- [4] **Dreier M., Kisor R., Wood T. (Bell Helicopter Textron, Inc.), :** „The nature of Vortex **Ring State**”, **Albert Brand(AgustaWestlandBell)**
- [5] **Dziubiński A., Stalewski W., Poland, Warsaw, Institute of Aviation, Computational Fluid Dynamics Department :**„Vortex Ring State Simulation Using Actuator Disc”
- [6] **Fluent 6.3.26 User Guide**
- [7] http://pl.wikipedia.org/wiki/PZL_W-3_Sok%C3%B3%C5%82

Wojciech Florczuk

CFD HOVER ANALYSIS OF W-3 FALCON ROTORCRAFT FOR DIFFERENT UPSTREAM AIR CONDITIONS

Summary

Since the rotorcraft has become a commonly use for many applications like police, military, rescue and civil the most dangerous situations during exploitation such machines are vortex ring state. Appearance of vortex ring upon the main rotor during helicopter flight can decrease their thrust almost 30% in result. This phenomenon exists when the rotorcraft operates in conditions where relative velocity to the rotor is similar to induce velocity. Those conditions can occur when helicopter operates while dynamic land or hover in field of upstream air flow, for example when the helicopter is used to fire extinguish and risk of flights above the fire is big. Then the hot air can flow with velocity similar to induced velocity by rotor and in result the vortex ring occur.

In this work were performed simulations of W-3 Falcon rotorcraft being in hovering in field of air with different velocity upstream conditions. Those simulations directly shows that vortex ring occurs and influences on rotor while velocity of upstream air is similar to velocity induced by main rotor. In result the rotorcraft can fall down and crash when the pilot reaction will be wrong. The simulations were performed in FLUENT 6.3.26 with model of basic version of W-3 Falcon.