

WPLYW TURBULENCJI W ŚLADZIE AERODYNAMICZNYM NA BEZPIECZEŃSTWO LOTU ŚMIGŁOWCA

PAMELA MIODUSKA

Centrum Nowych Technologii, Zakład Aerodynamiki, Instytut Lotnictwa, al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, Polska, pamela.mioduska@ilot.edu.pl

Streszczenie

Tematyka wirów brzegowych, powstających za statkami powietrznymi, jest ważna ze względu na bezpieczeństwo lotu. Znajomość długoatrwałości i charakteru tych wirów daje możliwość oceny ich wpływu na lot innych statków powietrznych. Możliwość przewidzenia reakcji samolotu czy śmigłowca, wlatującego w obszar turbulencji, zwiększa szanse na podjęcie odpowiednich decyzji przez pilota. W ramach pracy przeprowadzono dwuwymiarową analizę obliczeniową metodą RANS trzech przypadków: długoatrwałości wirów opadających po przelocie samolotu Boeing B-777-200, interferencji wirów z wirnikiem śmigłowca PZL W-3 „Sokół” w zawisie oraz wpływu wiatru bocznego. Dzięki tym analizom jest możliwe stworzenie odpowiednich instrukcji dostosowanych do charakteru lotniska czy lądowiska ze szczególnym uwzględnieniem otaczającego je obszaru.

Słowa kluczowe: wiry brzegowe, obliczeniowa mechanika płynów, lądowiska śmigłowcowe, bezpieczeństwo lotu.

WSTĘP

Odchylenie przepływu między górną a dolną powierzchnią płata powoduje powstanie pary wirów na końcówkach skrzydeł. Wiry te rotują przeciwbieżnie i powstają zawsze, zarówno na skrzydłach samolotów, lotni czy też na łopatach śmigieł. Siła i wielkość wirów zależą od wielu czynników, między innymi od: układu statku powietrznego, jego masy, konfiguracji dostosowanej do fazy lotu, jak również od wysokości lotu i prędkości. Najbardziej niebezpieczne są wiry powstające za ciężkimi samolotami, lecącymi z niewielką prędkością w gładkiej konfiguracji [1].

Tematem niniejszej pracy jest analiza obliczeniowa wpływu wirów opadających po przelocie samolotu, którego ścieżka schodzenia do lądowania znajduje się nad lądowiskiem śmigłowcowym. Zbadanie takiego przypadku, umożliwi przewidywanie ruchów i długoatrwałości tych wirów i ich wpływu na bezpieczeństwo lotu śmigłowca.

Badania dotyczące tematyki wirów brzegowych, powstających za statkami powietrznymi, są istotne ze względu na bezpieczeństwo lotów. Możliwość przewidzenia reakcji statku powietrznego wlatującego w obszar turbulencji, zwiększa szanse na podjęcie odpowiednich decyzji przez pilota. Analizy statystyk wypadków i incydentów lotniczych spowodowanych wirami wskazują, że loty na niskich wysokościach oraz lądowanie to fazy, w których najczęściej dochodzi do niebezpiecznych sytuacji [2]. Istnieją podręczniki i szkolenia dla pilotów oraz kontrolerów lotów, które zwracają uwagę na zagrożenia i metody przewidywania obszarów niebezpiecznych [3]. W szczególnych przypadkach ważne jest stworzenie odpowiednich instrukcji dostosowanych do charakteru lotnisk czy lądowisk ze szczególnym uwzględnieniem otaczającego je obszaru. Ukształtowanie terenu oraz zabudowania wpływają na zachowanie się wirów, które mogą utrzymywać się nawet do 16 minut od przelotu samolotu [4].

W gęstej zabudowie dużych miast, budowa lądowisk śmigłowcowych, w ścisłej bliskości ważnych operacyjnie obiektów, takich jak szpitale, może być trudna z powodu położenia względem portu lotniczego. Umieszczenie takiego lądowiska pod ścieżką podejścia samolotów może być jedyną opcją pozwalającą na jego bezkolizyjne użytkowanie w pobliżu lotniska. Wśród prac z zakresu technologii śmigłowcowej zrealizowanych w Instytucie Lotnictwa [5] ostatnim okresie wiele poświęcono analizie bezpieczeństwa operowania śmigłowców wokół wysokich budynków [6-12]. Symulacje te opisują interferencję śmigłowca z otoczeniem. W niniejszej pracy rozwinięto ten temat uwzględniając wpływ przelatującego powyżej samolotu.

Do analizy wykorzystano pakiet obliczeniowy ANSYS FLUENT™, który służy do analizy pola przepływu bazując na rozwiązaniu równań: pędu Naviera-Stokesa, zachowania masy, zachowania energii i turbulencji [13]. Przeprowadzono analizę uproszczoną, dwuwymiarową, trzech przypadków: długootrwałości wirów opadających po przelocie samolotu Boeing B-777-200, interferencji wirów ze śmigłowcem PZL W-3 „Sokół” w zawisie oraz wpływu wiatru bocznego. W artykule przedstawiono wyniki tych obliczeń. Wyniki przeprowadzonych analiz pomimo dużego stopnia uproszczenia modelu obliczeniowego mogą posłużyć do uzyskania pewnych istotnych dla problemu wniosków, co zostanie wykazane w dalszej części pracy.

1. WARUNKI OBLICZEŃ

Do analizy przygotowano model dwuwymiarowy, odzwierciedlający położenie samolotu i śmigłowca względem siebie oraz lądowiska. W opracowywanym przypadku samolot przelatujący nad lądowiskiem znajduje się na wysokości 120 m nad ziemią, śmigłowiec w zawisie jest 15 m nad lądowiskiem, natomiast wysokość, na której znajduje się płyta lądowiska to 30m. Wielkość domeny obliczeniowej i warunki brzegowe zostały przedstawione na Rys. 1.

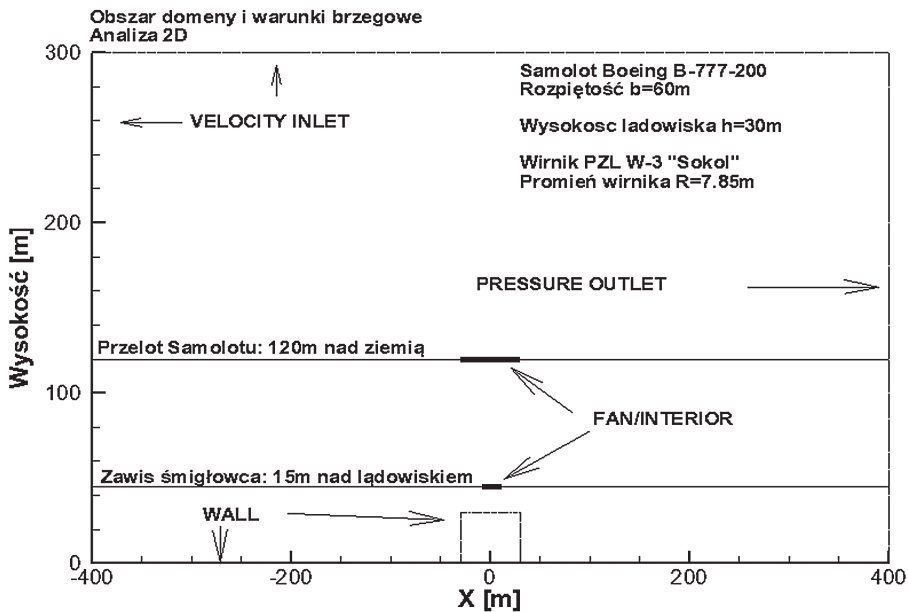
Przy pomocy programu ICEM CFD przygotowano siatkę obliczeniową bazującą na czworokątach, którą odpowiednio zagęszczono wokół samolotu i wirnika śmigłowca – Rys. 2.

Dane samolotu i śmigłowca wykorzystane do obliczeń zostały umieszczone w Tab. 1 i Tab. 2. Wpływ przelatującego samolotu uwzględniono za pomocą działającego przez odpowiedni czas skoku ciśnienia na płacie. Został on zamodelowany za pomocą warunku brzegowego typu *fan* odpowiadającemu modelowi *actuator disc* [11]. Zastępczy płat ma prostokątny obrys o rozpiętości b i cięciwie równej średniej cięciwie aerodynamicznej – model ten pomija zbieżność i skos płata.

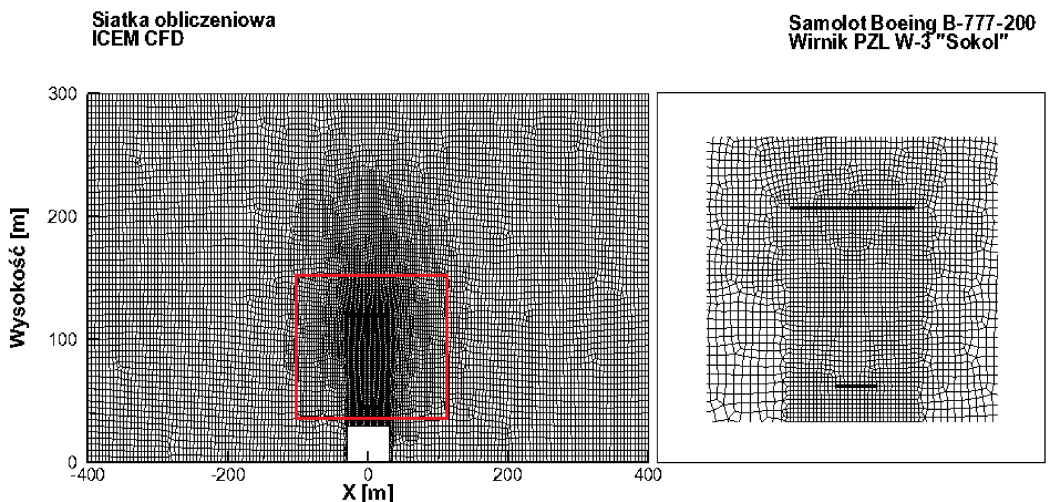
Dodatkowym uproszczeniem jest prostokątny rozkład skoku ciśnienia. Wartość skoku odpowiada ciężarowi tego samolotu i została wyznaczona na podstawie:

$$\frac{T}{A} = \frac{mg}{A} = \Delta p \quad (1)$$

gdzie: T – ciąg [N], A – pole powierzchni [m²], m – masa [kg], $g = 9,81 \text{ m/s}^2$ – przyspieszenie ziemskie, Δp – skok ciśnienia [Pa]



Rys. 1. Geometria domeny obliczeniowej, warunki brzegowe [opracowanie własne, 2016]



Rys. 2. Widok opracowanej siatki obliczeniowej, zagęszczenie siatki w okolicy wirnika i profilu skrzydła [opracowanie własne, 2016]

Tab. 1. Zestawienie danych samolotu przyjętych do obliczeń [14]

Samolot B-777-200			
Średnia cięciwa aerodynamiczna	c_a	7,43	m
Masa samolotu	m	300000	kg
Prędkość samolotu	V	98,3	m/s
Rozpiętość płata	b	60	m
Czas trwania skoku ciśnienia	$\Delta T_{\Delta P}$	0,07	s
Skok ciśnienia	ΔP	6601,6	Pa
Pole powierzchni płata	A	445,8	m ²

Tab. 2. Zestawienie danych śmigłowca przyjętych do obliczeń [15]

Śmigłowiec PZL W-3 „Sokół”			
Promień wirnika	r	7,85	m
Masa śmigłowca	m	6000	kg
Skok ciśnienia	ΔP_w	304	Pa
Ciąg	T	58860	N
Pole powierzchni wirnika	A	193,6	m ²

Analiza dla samolotu została przeprowadzona w trybie niestacjonarnym. Czas trwania skoku ciśnienia został określony, jako czas, w którym przelatujący nad lądowiskiem samolot pokona odległość równą swojej średniej cięciwie aerodynamicznej. Następnie wyłączono skok ciśnienia.

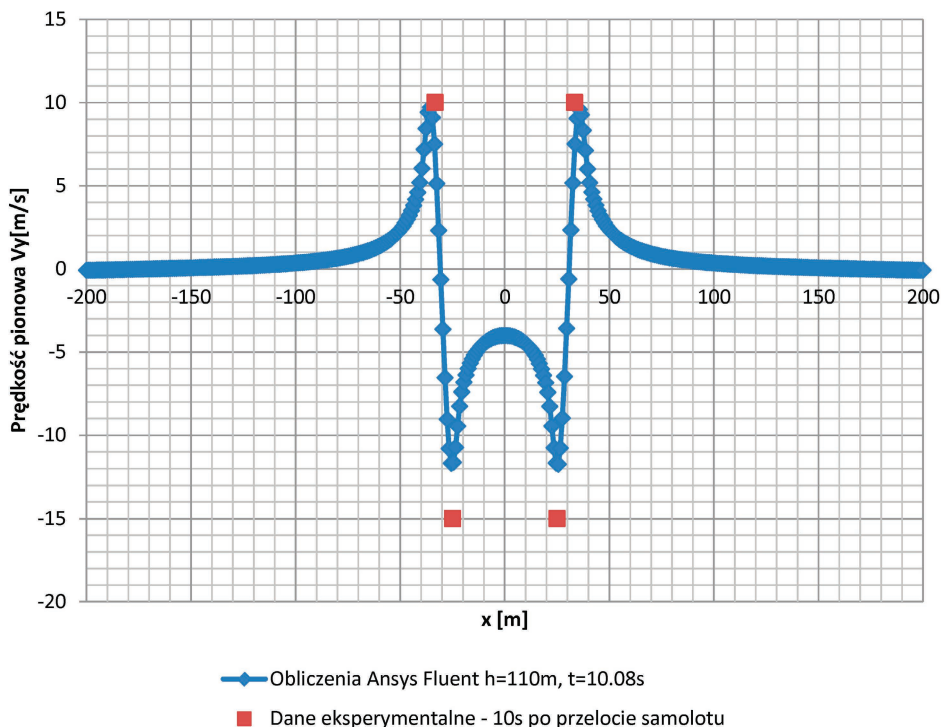
Wirnik śmigłowca został zamodelowany warunkiem brzegowym typu „fan” o skoku ciśnienia odpowiadającemu masie śmigłowca. Analiza dla opływu wokół śmigłowca została przeprowadzona stacjonarnie, a uzyskane pole przepływu użyto do dalszych obliczeń, jako warunek początkowy.

W obliczeniach zastosowano model turbulencji Spalart-Allmaras [16] wykorzystujący jedno równanie opisujące molekularną lepkość kinematyczną w obszarach przyściennych.

2. WYNIKI

Doświadczalne wyniki badań, dostępne w literaturze [1, 17] przedstawiają wartości maksymalne pionowej prędkości w rdzeniu wiru po upływie 10 sekund od przelotu samolotu, zmierzone na wysokości 100m. W celu porównania wyników obliczeń numerycznych z tymi wartościami przeanalizowano rozkład prędkości pionowej w przekroju rdzenia wiru po 10.08s od przelotu samolotu. Po tym czasie rdzeń wiru znajdował się na wysokości 110m. Także wektor prędkości opadania wiru jest porównywalny do rzeczywistego.

Na Rys. 3 przedstawiono porównanie wyników obliczeniowych z pomiarami eksperymentalnymi. Otrzymano zbliżone wartości prędkości pionowej jak w przypadku analizy zamieszczonej w [1, 17]. W związku z tym zastosowane uproszczenia dobrze odzwierciedlają dynamikę powstających wirów i mogą być stosowane do analizy tych zjawisk.



Rys. 3. Rozkład prędkości wewnątrz rdzenia wiru – wynik eksperymentu [1] i symulacji [opracowanie własne, 2016]

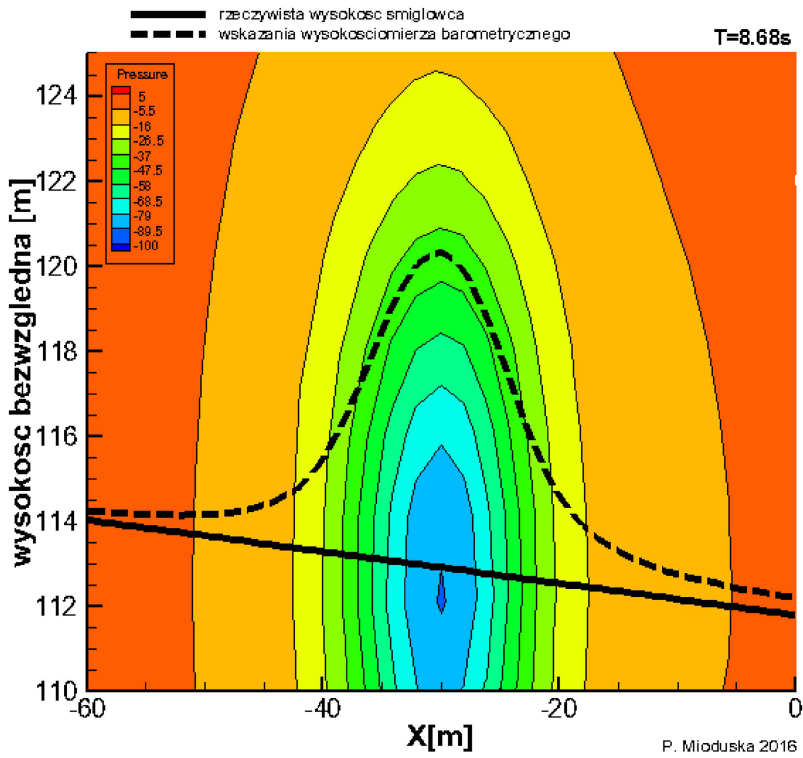
Wykonano symulację opadania wiru, przedstawioną na Rys. 4, jako rozkład prędkości pionowej. Po 0.07s na wysokości przelotu samolotu powstają dwa przeciwbieżne wiry – lewy obracający się zgodnie z ruchem wskazówek zegara i prawy przeciwny. Powstałe wiry stopniowo opadają, wytracając prędkość. Lądowisko jest przeszkodą, która zmienia ścieżkę ruchu wirów, powodując ich wcześniejsze przyklejenie do powierzchni płaskiej [13]. Trwałość takiego wiru oceniono na podstawie maksymalnej prędkości pionowej. Granicą była minimalna wielkość prędkości rzędu 1 m/s. Na tej podstawie można stwierdzić obecność wiru do 4 minut 17 sekund od przelotu samolotu.

Powstałe wiry powodują zmianę ciśnienia statycznego w obszarze, na którym występują. Na Rys. 5 przedstawiono rozkład ciśnienia statycznego w formie mapy po 8.68 sekundach od przelotu samolotu. Ciśnienie maleje aż do rdzenia wiru. Niesie to za sobą niebezpieczeństwo przekłamywania wartości wskazywanych przez wysokościomierz barometryczny wykorzystywany podczas lotów z ograniczoną widocznością. Dla przykładowego przelotu śmigłowca przez wir na wysokości 113m przekłamanie wysokościomierza barometrycznego to 7.5m, co w warunkach niskiego przelotu, czy lądowania, stwarza niebezpieczeństwo wypadku.

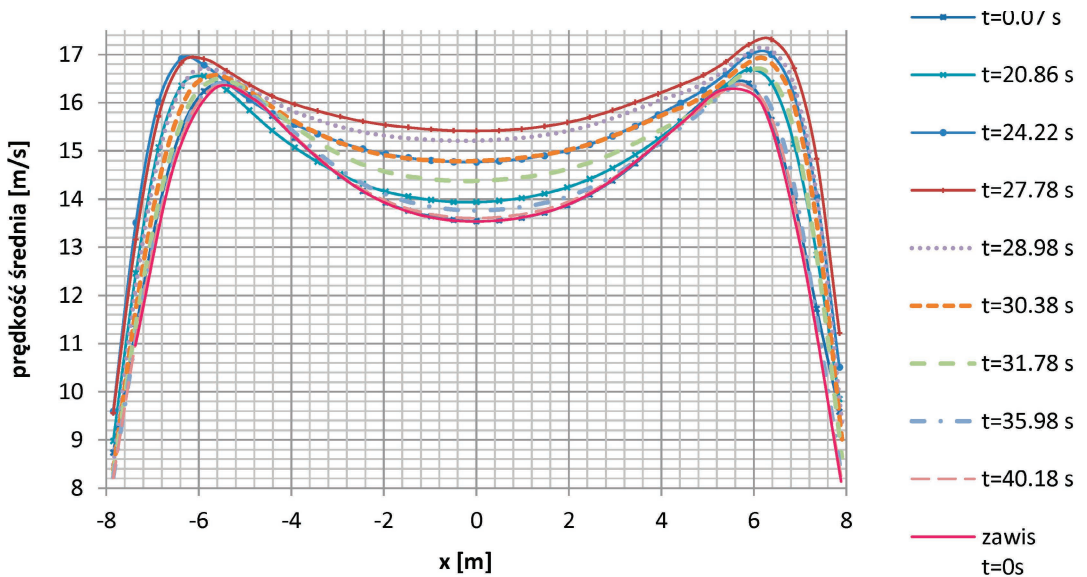
Na Rys. 6 przedstawiono zmianę rozkładu średniej prędkości na wirniku w wybranych odstępach czasowych. Średnia prędkość wzrasta nawet o 2 m/s blisko środka wirnika, natomiast na końcach łopatek efekt ten jest mniejszy. Zakłócenia średniej prędkości pionowej rosną przez 27.78 sekund, po upływie tego czasu średnia prędkość przepływu przez wirnik maleje aż do uzyskania wartości przed zakłóceniem. Wpływ wirów na średnią prędkość jest widoczny przez 40.18 sekund.



Rys. 4. Przebieg zmian w czasie rozkładu prędkości pionowej w wirze powstałym za samolotem pasażerskim [opracowanie własne, 2016]

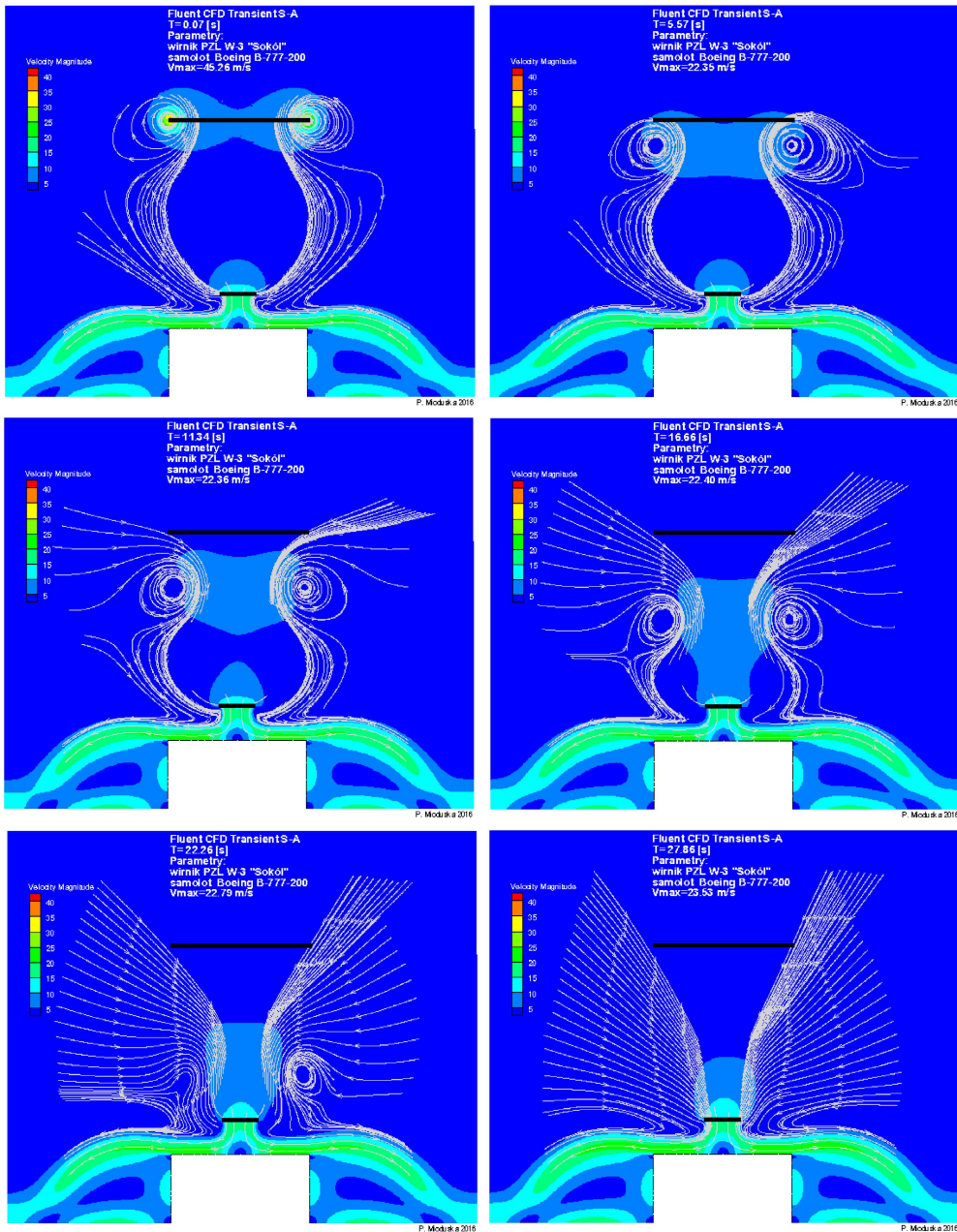


Rys. 5. Wpływ skoku ciśnienia na wskazania wysokościomierza barometrycznego [opracowanie własne, 2016]



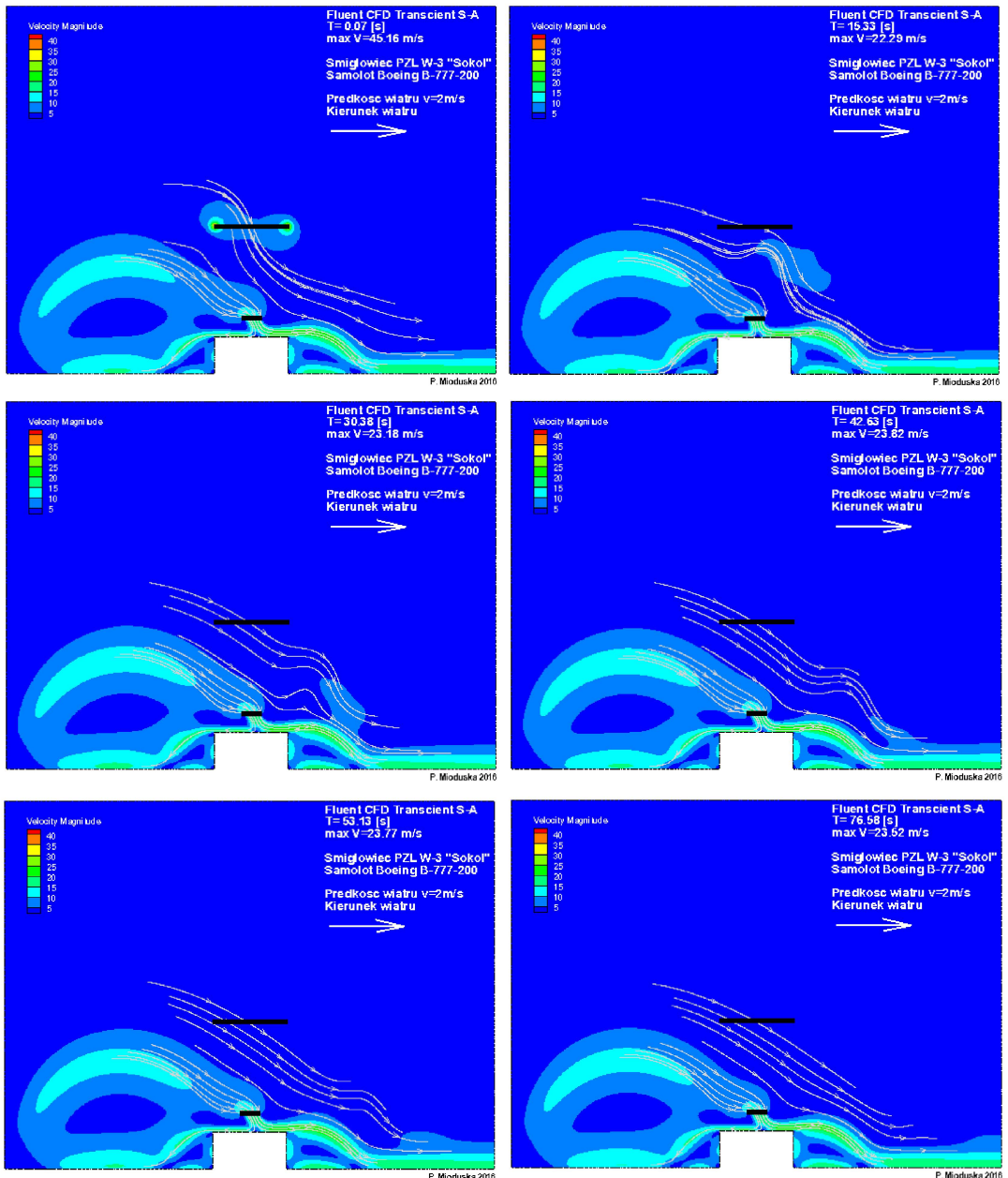
Rys. 6. Średnia prędkość na wirniku śmigłowca w zawisie podczas opadania wiru [opracowanie własne, 2016]

Wpływ wirów wytworzonych przez samolot na opływ wirnika przedstawiono na Rys. 7 za pomocą map średnich prędkości oraz linii prądu. Wir stopniowo opada, wytracając prędkość, tak jak w omawianym poprzednio przypadku. Wirnik śmigłowca zasysa wir od samolotu. Zjawisko to ma wpływ na średnią prędkość na wirniku nośnym.



Rys. 7. Mapy średniej prędkości z zaznaczonymi liniami prądu dla przypadku śmigłowiec w zawisie [opracowanie własne, 2016]

Analiza dla przypadku z wiatrem wiejącym z prędkością 2m/s została przedstawiona na Rys. 8. Wiatr ma wpływ na opływ wokół śmigłowca. Szczególne ukształtowanie terenu powoduje unoszenie powietrza ze strumienia wirnika z lewej strony lądowiska. Wir od samolotu porusza się zgodnie z wynikami zawartymi w opracowaniu [17]. Przesuwa się z kierunku wiatru i wytraca swoją prędkość. Przesunięcie to może być zagrożeniem dla śmigłowca nadlatującego nad lądowisko „pod wiatr”.



Rys. 8. Mapy średniej prędkości z zaznaczonymi liniami prądu dla przypadku śmigłowiec w zawisie z wiatrem bocznym [opracowanie własne, 2016]

3. WNIOSKI

Przedstawiona powyżej uproszczona analiza wykazała znaczący wpływ wirów brzegowych na lot śmigłowca. Wykazała adekwatność zastosowanego oprogramowania i sposobu modelowania tego typu obliczeń. Należy jednak pamiętać, że otrzymane wyniki są pierwszym przybliżeniem metody analizy problemu.

Zastosowany w pracy uproszczony model dwuwymiarowy dobrze odzwierciedla zachowanie się wirów. Jednak w dalszych pracach można rozważyć rozszerzenie sposobu modelowania wpływu samolotu o niestacjonarny rozkład skoku ciśnienia, którego kształt odpowiada obrysowi skrzydła, czy nawet analizę 3D o dowolnym stopniu komplikacji.

Opadający wir istnieje aż 4 minuty 17 sekund od przelotu danego samolotu i przesuwa się w pobliże lądowiska. Towarzysząca temu zjawisku zmiana ciśnienia może przekłamać wskazania wysokościomierza barometrycznego nawet o 7,5 m.

Analiza interferencji wirów i śmigłowca wykazała wzrost średniej prędkości na wirniku o 2m/s. Wpływ wirów na średnią prędkość jest zauważalny przez 40.18 sekund. Dyskusyjny może być tutaj jednak jednorodny rozkład ΔP na wirniku i pominięcie kadłuba śmigłowca. W celu uzyskania dokładniejszych analiz należy rozbudować model obliczeniowy.

Wpływ wiatru na wiry od przelatującego samolotu jest bardzo widoczny. Ruch ten może mieć wpływ na śmigłowce lecące „pod wiatr”. W dalszych pracach można zasymulować inne prędkości wiatru i położenia śmigłowca.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Condit P. M. and Tracy P. W., 1971, Results of the Boeing Company wake turbulence test program, *Aircraft Wake Turbulence and Its Detection*, New York, pp. 473-508.
- [2] *Data Show That U. S. Wake Turbulence Accidents are most frequent at Low Altitude and during approach and landing*, 2002, Flight Safety Digest, Alexandria, VA.
- [3] *Wake Turbulence Training Aid: Pilot and Air Traffic Controller Guide to Wake Turbulence*, 1995, FAA, Washington, DC.
- [4] Proctor F. H., 2009, *Interaction of Aircraft Wakes from Laterally Spaced Aircraft*, NASA Langley Research Centre, Hampton, Virginia.
- [5] Wiśniowski, W., 2016, „90 lat Instytutu Lotnictwa – 65 lat współpracy Instytutu z Zakładami Lotniczymi w Świdniku”, *Prace Instytut Lotnictwa*, 2(243), pp.7-14.
- [6] Dziubiński, A. i Stalewski, W., Żółtak J., 2008, „Przykłady zastosowania pakietu FLUENT w analizach bezpieczeństwa lotu śmigłowca”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, 194-195, s. 146-157.
- [7] Florczuk, W., 2011, „Analiza CFD operowania śmigłowca EC-135P2 nad obszarem lotniska”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, 219, s. 152-159.
- [8] Łusiak, T., Dziubiński A. i Szumański K., 2009, “Interference between helicopter and its surrounding – experimental and numerical analysis”, *TASK Quaterly*, 4(13), pp. 379-392.
- [9] Łusiak T., Dziubiński, A. i Szumański, K., 2008, „Modelowanie numeryczne oraz badania eksperymentalne szczególnych przypadków zjawiska interferencji aerodynamicznej śmigłowca”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, 194-195, Warszawa, s. 176-188.

- [10] Stalewski, W. i Dziubiński, A., 2007, "Vortex Ring State Simulation Using Actuator Disc", *Proceedings 21st European Conference on Modelling and Simulation*, Praga, pp. 397-402.
- [11] Dziubiński, A., 2016, "CFD analysis of rotor wake influence on rooftop helipad operations safety", *Transactions of the Institute of Aviation*, **1**(242), pp. 7-22.
- [12] Dziubiński, A., 2016, "CFD analysis of wind direction influence on rooftop helipad operations safety", *Transactions of the Institute of Aviation*, No.1(242), pp. 23-35, Warsaw.
- [13] *FLUENT 6.1 User's Guide*. Fluent Inc. February 2003.
- [14] 777 Design Highlights – Characteristic, from <http://www.boeing.com/>
- [15] Kwasek T., 2014, „Śmigłowiec wielozadaniowy PZL W-3 Sokół – część II”, <http://dziennikzbrojny.pl/>
- [16] Spalart, P. R. and Allmaras, S. R., 1992, A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows, *AIAA Paper 92-0439*, Reno.
- [17] Ginevsky, A.S. and Zhelannikov, A.I., 2009, *Vortex wakes of Aircrafts*, Foundations of Engineering Mechanics, Berlin Heidelberg.

INFLUENCE OF WAKE VORTEX TURBULENCE ON HELICOPTER FLIGHT SAFETY

Abstract

Wake vortex research is becoming important because of flight safety. Knowledge of behaviour of those vortices gives an opportunity to assess the influence of vortex on other aircraft. The ability to predict the reaction of a plane or helicopter that enters into the area of turbulence increases the pilot chances of making appropriate decisions. Two-dimensional calculations were performed using commercial RANS code. On the basis of calculations for three cases: longevity of vortices falling after the flight Boeing B-777-200, interference of those vortices with the main rotor of PZL W-3 "Sokół" helicopter in vertical flight and the influence of crosswind have been created. The conclusions of this study can be used for creating appropriate instructions tailored to the capacity of airports and helipads with particular emphasis on the surrounding area.

Keywords: wake vortex, CFD, helipads, helicopter flight safety.