

ANALIZA NUMERYCZNA WPLYWU ZABURZEŃ ZA SAMOLOTEM PASAŻERSKIM NA OPERACJE ŚMIGŁOWCOWE

PAMELA BUGAŁA

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

Streszczenie

Turbulencja w śladzie aerodynamicznym ma wpływ na bezpieczeństwo lotów. Znajomość długotrwałości i charakteru wirów ją tworzących daje możliwość oceny ich wpływu na bezpieczeństwo lotu 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 z modelem turbulencji Spalart-Allmaras. Rezultaty symulacji numerycznych dotyczą opływu wokół śmigłowca Robinson R44 podczas operacji pod ścieżką lotu samolotu Boeing B-777. Wykonano również analizę trójwymiarową (3D) płata, w celu zweryfikowania wyników otrzymanych uproszczoną metodą dwuwymiarową (2D).

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

1. WPROWADZENIE

Turbulencja w śladzie aerodynamicznym ma wpływ na bezpieczeństwo lotu statków powietrznych. Statystyki wypadków i incydentów lotniczych spowodowanych interferencją aerodynamiczną z innymi statkami powietrznymi, szczególnie tworzonymi przez nie wirami, wskazują, że loty na niskich wysokościach oraz lądowanie to fazy, w których najczęściej dochodzi do niebezpiecznych sytuacji [1]. W celu zwiększenia stopnia bezpieczeństwa stworzono przepisy regulujące separacje między poszczególnymi statkami [2]. Piloci i kontrolerzy lotów przechodzą szkolenia, na których zwracana jest uwaga na zagrożenia i metody przewidywania obszarów niebezpiecznych [3]. Ustalone separacje między samolotami mają wpływ na przepustowość portów lotniczych ograniczając liczbę operacji.

Większość prac dotyczących wirów opisuje ich wpływ na lot stałopłatów [4]. Należy zauważyć, że turbulencja ta stwarza zagrożenie również dla wiroplątów, które mogą wykonywać operacje pod ścieżką lotu większego samolotu. Pilot, nieprzygotowany na taką turbulencję, może stracić panowanie nad śmigłowcem tak jak w 2014 roku, w Tanzanii, gdzie śmigłowiec Robinson R44 wpadł w wir pozostawiony przez lądujący przed nim samolot pasażerski Airbus A320 i rozbił się [5]. Analiza

przelotu śmigłowców przez wiry będzie przydatna ze względu na pogłębienie wiedzy oraz podniesienie bezpieczeństwa lotów.

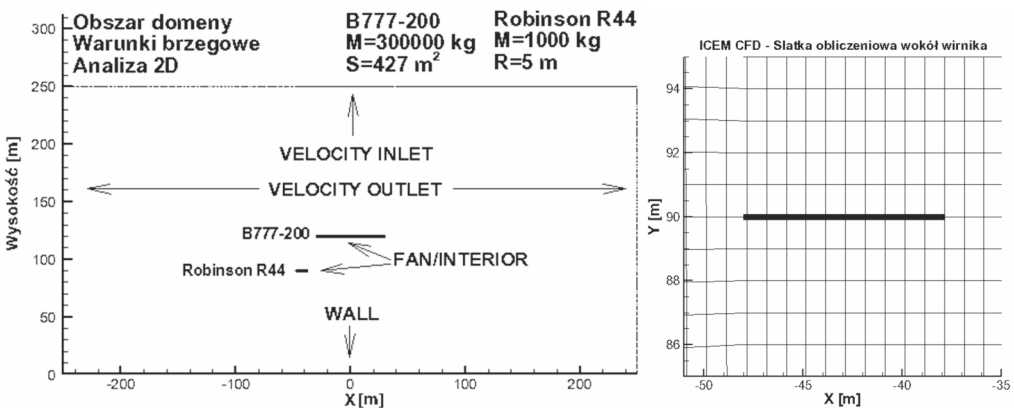
Dla śmigłowców jednym z zagrożeń bezpieczeństwa lotu jest zjawisko pierścienia wirowego (VRS ang. *Vortex Ring State*). Warunki sprzyjające powstawaniu pierścienia mogą wystąpić, gdy śmigłowiec poddany jest gwałtownemu opadaniu lub gdy śmigłowiec znajduje się w obszarze występowania silnych prądów wznoszących, np. w pobliżu pożaru, nagrzanego obszaru zurbanizowanego lub podczas przelotu przez wir. Zjawisko to charakteryzuje się bardzo silnymi zaburzeniami przepływu przez wirnik i ma charakter niestabilny w czasie. Zauważalne jest znaczne pogorszenie sterowności i równowagi śmigłowca oraz zwiększony pobór mocy potrzebnej do utrzymania wysokości lotu.

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 [6].

Wśród prac z zakresu technologii śmigłowcowej zrealizowanych w Instytucie Lotnictwa [7] w ostatnim okresie wiele poświęcono analizie bezpieczeństwa operowania śmigłowców wokół wysokich budynków [8-14]. Symulacje te opisują interferencję śmigłowca z otoczeniem. W [15] przedstawiono wyniki analizy dwuwymiarowej określającej długotrwałość wirów opadających po przelocie samolotu Boeing B-777-200, interferencji wirów ze śmigłowcem PZL W-3 „Sokół” w zawisie oraz wpływu wiatru bocznego. W niniejszej pracy analizie poddano śmigłowiec Robinson R44 przelatujący przez wir a następnie zatrzymujący się do zawisu oraz będący w zawisie bezpośrednio pod wirem. Przeprowadzono również analizę 3D płata, w celu zweryfikowania wyników otrzymanych uproszczoną metodą 2D.

W pracy wykorzystano pakiet obliczeniowy ANSYS FLUENT, który służy do analizy pola przepływu bazując na rozwiązaniu równań: pędu (Naviera-Stokesa), zachowania masy, zachowania energii i turbulencji [16]. Analiza 3D wykazała, iż wyniki przeprowadzonych analiz 2D mogą posłużyć do uzyskania pewnych istotnych dla problemu wniosków.

2. WARUNKI OBLICZEŃ



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

Do analizy przygotowano model dwuwymiarowy, odzwierciedlający położenie samolotu i śmigłowca względem siebie. W opracowywanym przypadku samolot znajduje się na wysokości

120 m nad ziemią, natomiast śmigłowiec na 90 m. Położenie śmigłowca, w kierunku poziomym, zostało określone na podstawie analiz zamieszczonych w [15] tak, by wirnik znajdował się w obszarze działania wiru. Wielkość domeny obliczeniowej i warunki brzegowe zostały przedstawione na rysunku 1.

Przy pomocy programu ICEM CFD przygotowano siatkę obliczeniową bazującą na elementach czworokątnych. Przedstawiona na rysunku 1 siatka obliczeniowa składa się z około 130000 elementów.

Dane samolotu i śmigłowca, wykorzystane do obliczeń, zostały umieszczone w tabeli 1 i 2. Symulacja została przeprowadzona jako niestacjonarna, a więc wynikiem nie jest jeden docelowy stan a przebieg zmian pola i parametrów w czasie. Wpływ przelatującego samolotu uwzględniono za pomocą działającego przez odpowiedni czas skoku ciśnienia na płacie. Został on zamodelowany za pomocą warunku brzegowego typu *fan* odpowiadającego modelowi zastępczej powierzchni skoku ciśnienia *actuator disc* [16]. 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 zależności:

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

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

Tab. 1. Zestawienie danych samolotu przyjętych do obliczeń [19]

Samolot B-777-200			
Średnia cięciwa aerodynamiczna	c_a	7,3	m
Masa samolotu	m	300000	kg
Prędkość samolotu	V	80	m/s
Rozpiętość płata	b	60	m
Czas trwania skoku ciśnienia	$\Delta T_{\Delta P}$	0,07	s
Skok ciśnienia	ΔP	6900	Pa
Pole powierzchni płata	A	427	m^2

Tab. 2. Zestawienie danych śmigłowca przyjętych do obliczeń [20]

Śmigłowiec Robinson R44			
Promień wirnika	r	5	m
Masa śmigłowca	m	1000	kg
Skok ciśnienia	ΔP_w	124,9	Pa
Ciąg	T	9810	N
Pole powierzchni wirnika	A	78,54	m^2

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

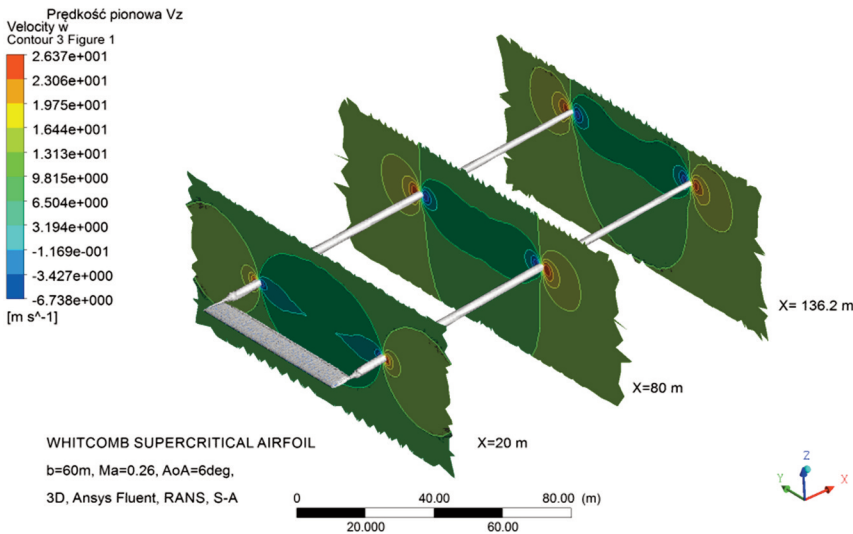
Wirnik śmigłowca został zamodelowany warunkiem brzegowym typu *fan* o skoku ciśnienia odpowiadającemu masie śmigłowca. Masa śmigłowca jest nieco niższa niż masa startowa dla tego typu ponieważ założono przypadek dolotu do lądowiska po wykonaniu przelotu. Analiza zawisu dla

opływu wokół śmigłowca została przeprowadzona stacjonarnie, a uzyskane pole przepływu użyto do dalszych obliczeń, jako warunek początkowy. Dla przelotu śmigłowca przez wir przeprowadzono analizę niestacjonarną.

W obliczeniach zastosowano model turbulencji Spalart-Allmaras [17] wykorzystujący jedno równanie opisujące molekularną lepkość kinematyczną w obszarach przyściennych.

3. WYNIKI

Analiza 3D dotyczyła uproszczonego, prostokątnego płata o rozpiętości $b=60$ m, opartego na profilu nadkrytycznym Whitcomb-IL. Na rysunku 2 przedstawiono rdzenie wirów oraz pola prędkości pionowej w przekrojach w odległości $X=20$ m, $X=80$ m, $X=136,2$ m od płata dla kąta natarcia $\alpha=6$ oraz $Ma=0,26$. W celu porównania wyników obu analiz wykonano przekrój w odległości 80 m od samolotu i zestawiono go z mapą prędkości pionowej w analizie 2D dla $t=1$ s.

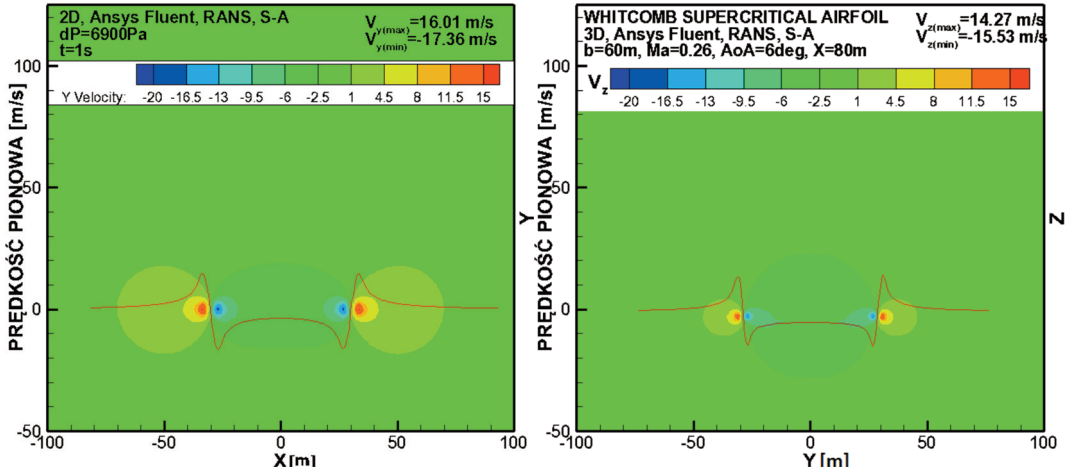


Rys. 2. Mapy prędkości pionowej oraz rdzeń wiru 3D [opracowanie własne, 2016]

Na rysunku 3 przedstawiono mapy prędkości pionowej oraz wykresy V_y w przekroju rdzenia wiru dla obu analiz. Dla obliczeń 3D maksymalna prędkość pionowa to $V_z=14,27$ m/s natomiast dla 2D prędkość ta wynosi $V_y=16,01$ m/s. Różnica między tymi wartościami to 1,74 m/s czyli 10,1%.

Prędkość prądu wznoszącego, powodującego niebezpieczeństwo powstania pierścienia wirowego znajduje się w zakresie $(0,5 \div 1,5)v_{ind}$ [18]. Dla śmigłowca Robinson R44 prędkość indukowana to $v_{ind}=7,14$ m/s, a zakres niebezpiecznych prędkości wynosi 3,6-10,7 m/s. Dla analizy 2D prędkość pionowa znajdująca się w zakresie 4,5-8 m/s występuje na obszarze 15 m od środka rdzenia wiru, natomiast dla analizy 3D te prędkości występują na odcinku 10 m. Zatem w wyniku obliczeń 2D uzyskujemy większe obszary niebezpieczne dla operowania śmigłowcem R44. Porównując te dwa rodzaje analiz można stwierdzić, że stosując uproszczoną metodę 2D uzyskujemy wystarczająco dokładne przybliżenie wyników.

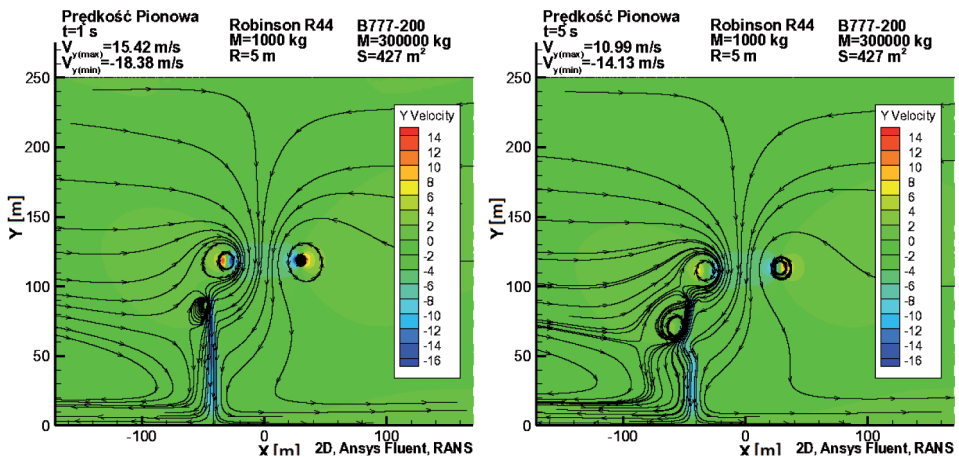
Pierwsza dwuwymiarowa analiza, dotyczyła przejścia wiru przez śmigłowca w zawisie. Wirnik śmigłowca został zamodelowany warunkiem brzegowym typu *fan* o skoku ciśnienia odpowiadającemu masie śmigłowca. Analiza zawisu dla opływu wokół śmigłowca została przeprowadzona stacjonarnie, a uzyskane pole przepływu użyto do dalszych obliczeń, jako warunek początkowy.

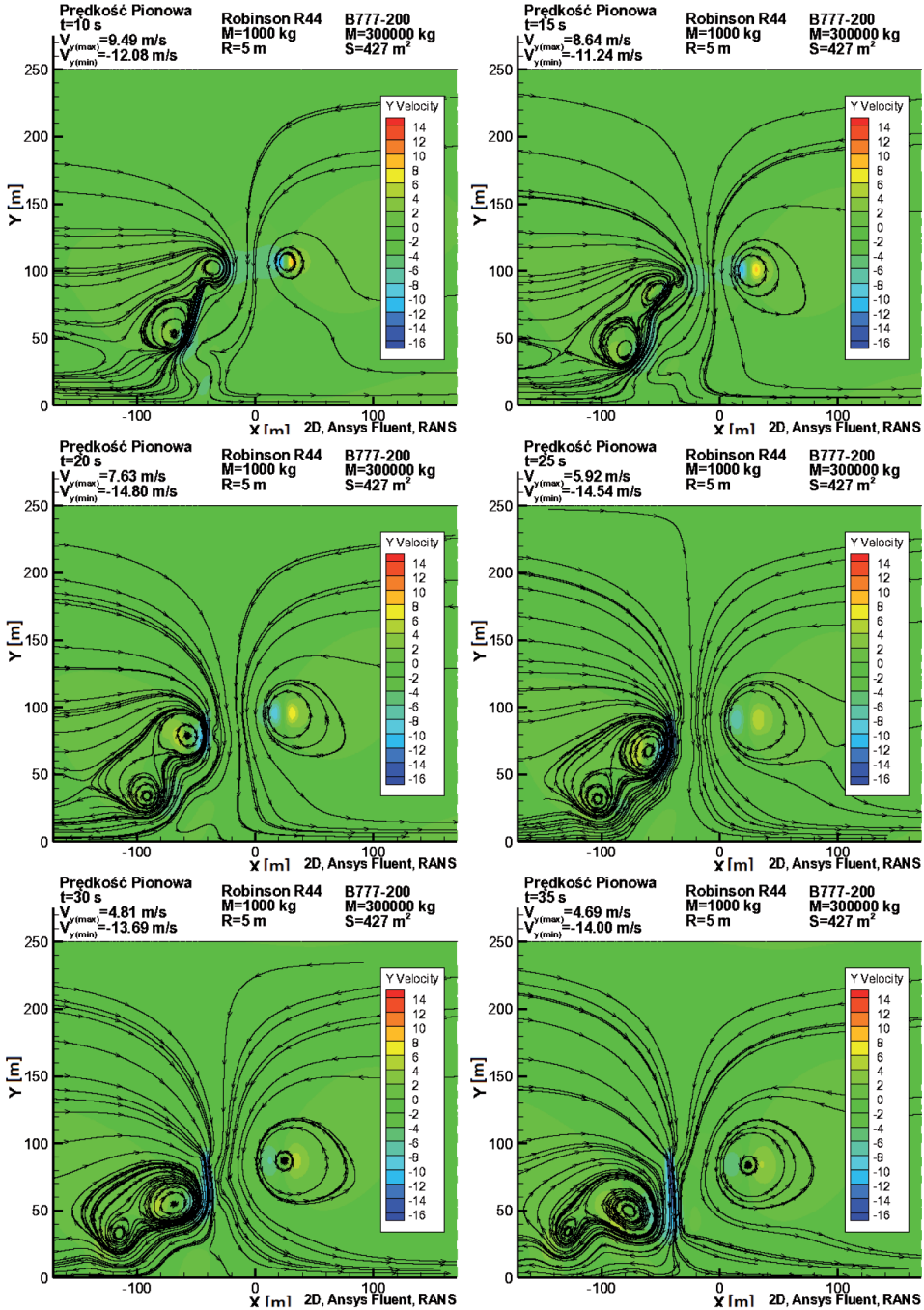


Rys. 3. Mapy prędkości pionowej oraz wykresy V_y w przekroju rdzenia wiru [opracowanie własne, 2016]

Otrzymane wyniki przedstawiono na rysunku 4 w formie map prędkości pionowej oraz linii prądu. Na zamieszczonych ilustracjach widać parę wirów schodzących z końcówek płata przelatującego samolotu oraz opływ wokół śmigłowca w czasie zawisu. Można zaobserwować, że wir schodzący z samolotu wpływa na rozkład prędkości wokół śmigłowca. Tuż przy wirniku tworzy się dodatkowy wir, który nie łączy się z wirami brzegowymi ale przyciąga go w swoim kierunku powodując szybsze schodzenie tego wiru. Wiry te nie mają tendencji do łączenia się i opadają razem ku ziemi. Powstanie dodatkowego wiru i ściągnięcie wiru zaskrzydłowego samolotu nie ma wpływu na bezpieczeństwo lotu śmigłowca – nie powstaje pierścień wirowy. Opisana sytuacja będzie odebrana przez pilota jako lekka turbulencja atmosferyczna, silniejszy powiew wiatru.

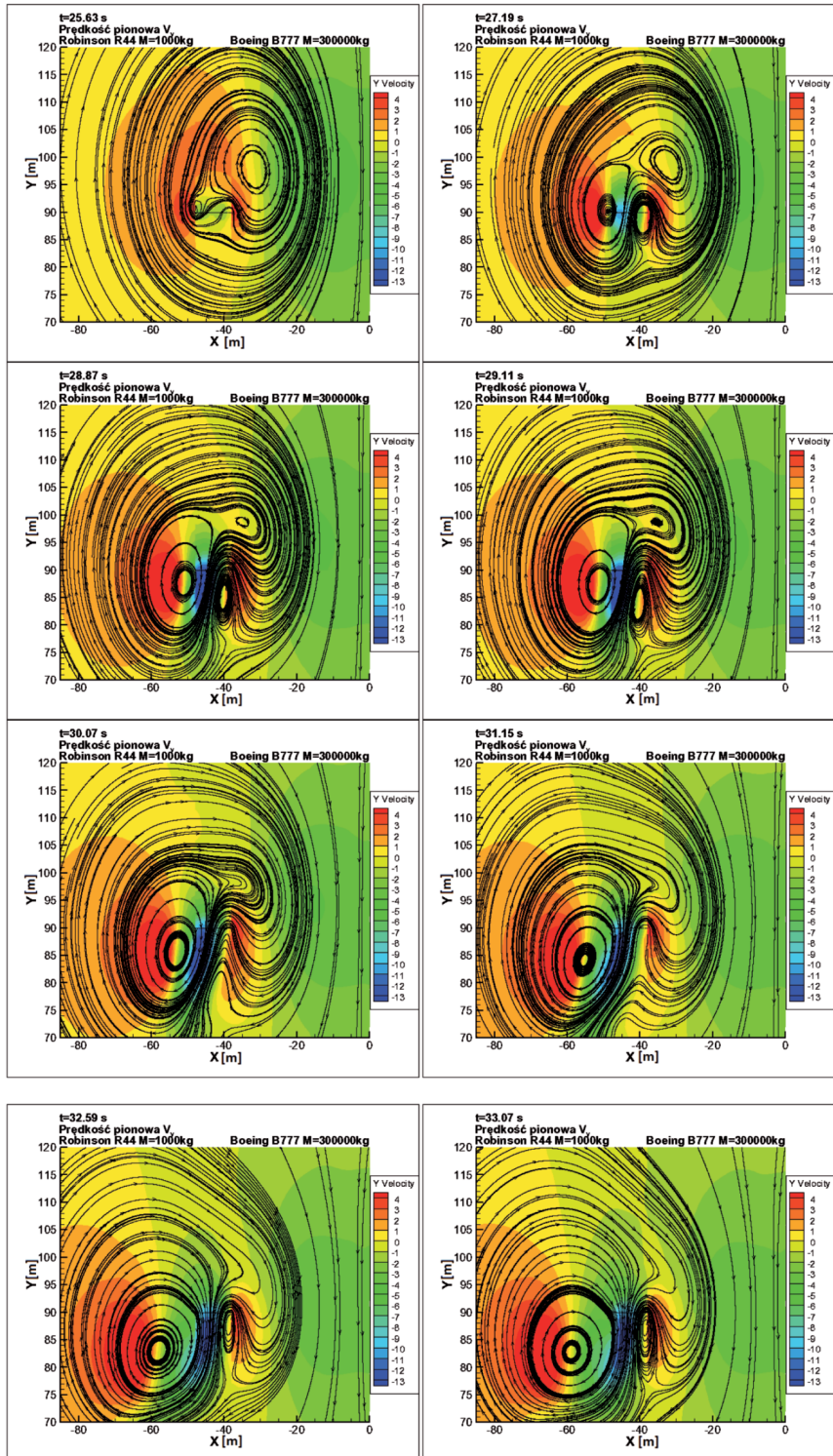
Druga analiza 2D dotyczyła nagłego przelotu śmigłowca przez obszar wiru i zatrzymanie się do zawisu. Na rysunku 5 oraz 6 przedstawiono wyniki niestacjonarnej analizy w formie map pionowej prędkości V_y oraz linii prądu. Na kolejnych ilustracjach widać lewy wir zaskrzydłowy samolotu oraz formujący się opływ wokół wirnika. Wokół śmigłowca powstają wiry tworząc tzw. pierścień wirowy, który utrzymuje się przez około 20 sekund. Powstały pierścień wirowy stwarza niebezpieczeństwo wypadku. Analiza nie uwzględnia reakcji pilota w trakcie przelotu przez wir. Po upływie 20 sekund opływ wokół śmigłowca stabilizuje się i wiry zanikają.

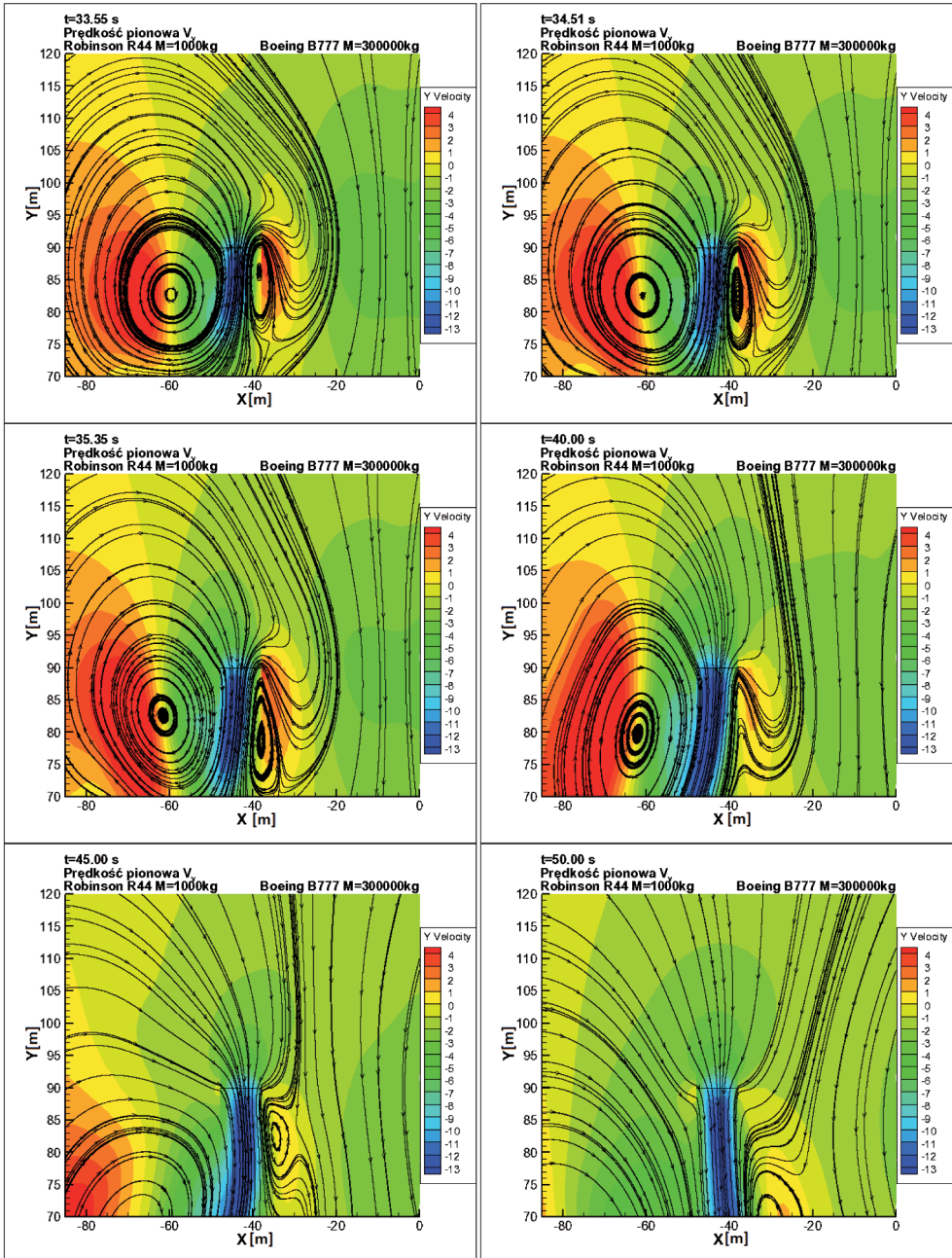




Rys. 4. Mapy prędkości pionowej, linie prądu – śmigłowiec R44 w zawisie [opracowanie własne, 2016]

Rys. 5. Mapy prędkości pionowej (po prawej), linie prądu – przelot śmigłowca R44 i zatrzymanie do zawisu – część pierwsza [opracowanie własne, 2016]





Rys. 6. Mapy prędkości pionowej, linie prądu – przelot śmigłowca R44 i zatrzymanie do zawisu – część druga [opracowanie własne, 2016]

4. WNIOSKI

Przedstawiona powyżej uproszczona analiza wykazała znaczący wpływ wirów brzegowych powstających za samolotami liniowymi na lot śmigłowca który na nie trafia. Wykazała adekwatność

zastosowanego oprogramowania i sposobu modelowania tego typu obliczeń. Należy jednak pamiętać, że otrzymane wyniki są pierwszym przybliżeniem metody analizy problemu. Otrzymane wyniki mogą posłużyć do poszerzenia wiedzy na temat zachowania się wirów zaskrzydłowych oraz ich wpływu na śmigłowce.

Porównanie wyników analizy 3D wraz z analizą 2D wykazało małą, 10,8% różnicę w wartości maksymalnej prędkości pionowej. Zatem zastosowany w pracy uproszczony model dwuwymiarowy dobrze odzwierciedla zachowanie się wirów. W dalszych pracach można rozważyć rozszerzenie sposobu modelowania wpływu samolotu o niestacjonarny rozkład skoku ciśnienia, którego kształt odpowiada obrysowi skrzydła.

Dla analizy 2D prędkość pionowa znajdująca się w zakresie 4,5-8 m/s, występuje na obszarze 15 m od środka rdzenia wiru, natomiast dla analizy 3D te prędkości występują na odcinku 10 m. Zatem wykonując obliczenia 2D uzyskujemy większe obszary, gdzie na śmigłowcu R44 może powstać pierścień wirowy.

Z pierwszej analizy 2D wynika, że wir schodzący z samolotu wpływa na rozkład prędkości wokół śmigłowca znajdującego się w zawisie. Tuż przy wirniku tworzy się dodatkowy wir, który nie łączy się z wirami brzegowymi ale przyciąga go w swoim kierunku. Z analizy wynika, że wiry nie mają tendencji do łączenia się. Powstanie dodatkowego wiru i ściągnięcie wiru zaskrzydłowego samolotu nie ma wpływu na bezpieczeństwo lotu śmigłowca – nie powstaje pierścień wirowy.

Podczas nagłego przelotu śmigłowca przez obszar wiru i zatrzymanie się do zawisu, wokół wirnika powstaje pierścień wirowy, który znacząco wpływa na bezpieczeństwo lotu. Po upływie 20 sekund, o ile zachowany zostanie skok ciśnienia, a więc ciąg wirnika, opływ wokół śmigłowca stabilizuje się i wiry zanikają.

BIBLIOGRAFIA

- [1] *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.
- [2] *ICAO's Policies on Charges for Airports and Air Navigation Services*, 2012, International Civil Aviation Organization.
- [3] *Wake Turbulence Training Aid: Pilot and Air Traffic Controller Guide to Wake Turbulence*, 1995, FAA, Washington, DC.
- [4] Hallock, J.N., 1991, Aircraft wake vortices: an annotated bibliography (1923-1990), FAA, Cambridge.
- [5] Aviation Safety Network, 2015, ASN Base Occurrence #171728",
- [6] 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.
- [7] Wiśniowski, W., 2016, „90 lat Instytutu Lotnictwa – 65 lat współpracy Instytutu z Zakładami Lotniczymi w Świdniku”, *Prace Instytut Lotnictwa*, 2(243), pp.7-14.
- [8] Dziubiński A., Stalewski W., Żółtak J., 2008, „Przykłady zastosowania pakietu FLUENT w analizach bezpieczeństwa lotu śmigłowca”, *Prace Instytut Lotnictwa*, 194-195, Warszawa.
- [9] Florczuk W., 2011, „Analiza CFD operowania śmigłowca EC-135P2 nad obszarem lotniska”, *Prace Instytut Lotnictwa*, 219, s. 152-159.
- [10] Łusiak T., Dziubiński A., Szumański K., 2009, "Interference between helicopter and its surrounding – experimental and numerical analysis", *TASK Quarterly*, 4(13).
- [11] Łusiak T., Dziubiński A., Szumański K., 2008, „Modelowanie numeryczne oraz badania eksperymentalne szczególnych przypadków zjawiska interferencji aerodynamicznej śmigłowca”, *Prace Instytut Lotnictwa*, 194-195, s. 176-188.
- [12] Stalewski W., Dziubiński A., 2007, Vortex Ring State Simulation Using Actuator Disc, *Proceedings 21st European Conference on Modelling and Simulation*, Praga, pp. 397-402.

- [13] 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.
- [14] Dziubiński A., 2016, CFD analysis of wind direction influence on rooftop helipad operations safety, *Transactions of the Institute of Aviation*, 1(242), pp. 23-35.
- [15] Mioduska, P., 2016, „Wpływ turbulencji w śladzie aerodynamicznym na bezpieczeństwo lotu śmigłowca”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, 2(243), pp. 187-197.
- [16] *FLUENT 6.1 User's Guide*. Fluent Inc. February 2003.
- [17] Spalart, P. R. and Allmaras, S. R., 1992, A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows, *AIAA Paper 92-0439*, Reno.
- [18] Szumański, K., 2006. „Przelot dynamiczny śmigłowca przez strefę występowania strumienia wirowego”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, 184-185, s.110-118.
- [19] 2016, 777 Design Highlights - Characteristic, from <http://www.boeing.com/>
- [20] 2016, *Robinson R44*, <http://www.robsonheli.com/>

CFD ANALYSIS OF THE INFLUENCE OF DISTURBANCES BEHIND PASSENGER AIRPLANE ON HELICOPTER OPERATIONS

Abstract

Wake turbulence has an impact on flight safety. Knowledge of behaviour of appearing vortices gives an opportunity to assess the influence of wake on other aircrafts flight safety. The ability to predict the reaction of a plane or helicopter that enters the area of turbulence, increases the pilot's chances to make appropriate decisions.

Within the framework of the paper, a two-dimensional calculations using RANS code with Spalart-Allmaras turbulence model were performed. The paper presents the results of CFD calculation of flow around Robinson R44 helicopter during operation under flight path after a Boeing B-777. A three-dimensional (3D) analysis of wing was also performed to verify the results from the simplified two-dimensional (2D) method.

Keywords: wake vortex, CFD, helicopter flight safety.