

INTERFERENCJA AERODYNAMICZNA OPŁYWU ŚMIGŁOWIEC – OBIEKT

TOMASZ ŁUSIAK

Politechnika Lubelska

Streszczenie

W pracy przedstawiono jeden ze sposobów analizy numerycznej oraz badań eksperymentalnych zjawiska interferencji aerodynamicznej między śmigłowcem a obiektem znajdującym się w jego bezpośredniej bliskości. Przeprowadzono badania eksperymentalne na modelu oraz obiekcie rzeczywistym śmigłowca W3-A SOKÓŁ podczas analizowania przypadku szczególnego, kiedy śmigłowiec znajdował się w otoczeniu zabudowy miejskiej. Analizie poddano wpływ zjawiska interferencji aerodynamicznej na obciążenia, opływ i własności śmigłowca w tych szczególnych przypadkach jego użytkowania. Przedstawiono wyniki obliczeń wykorzystujących oprogramowanie Fluent, odpowiedzi dynamicznych na zaburzenia symulacyjnego modelu wirnika śmigłowca uwzględniającego deformacje łopat oraz rezultaty badań eksperymentalnych na modelach fizycznych śmigłowca.

1. WPROWADZENIE W TEMATYKĘ ZAGADNIENIA

Zjawisko interferencji aerodynamicznej opływu śmigłowiec – obiekt jest zjawiskiem występującym w akcjach ratowniczych, policyjnych i wojskowych podczas użytkowania śmigłowców w pobliżu obiektów (budynków) o znacznych wymiarach geometrycznych oraz w akcjach ratownictwa wysokogórskiego i medycznego (Tatrzański Ochotnicze Pogotowie Ratunkowe – TOPR, Lotnicze Pogotowie Ratunkowe – LPR). Analizie poddano wpływ zjawiska na obciążenia, opływ i własności śmigłowca w tych szczególnych przypadkach jego użytkowania. Przedstawiono wyniki obliczeń wykorzystujących program *fluent*. Określono odpowiedzi dynamiczne na zaburzenia symulacyjnego modelu wirnika śmigłowca uwzględniającego deformacje łopat oraz badania eksperymentalne w locie z wykorzystaniem specjalistycznej aparatury pomiarowo – rejestrującej. Metody obliczeń opływu i wyznaczania obciążeń podano w [3]. Jako przykład charakterystyczny podano przykład usytuowania śmigłowca w pobliżu ściany i podłoża.

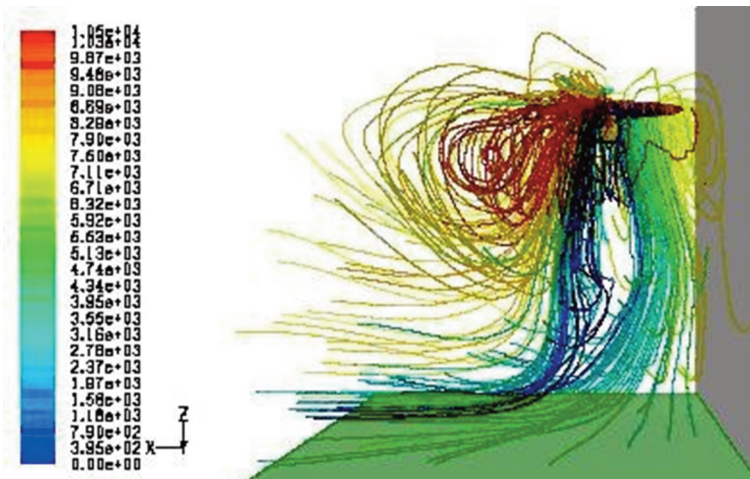
A. Wpływ bliskości ścian budynku na śmigłowiec

Działanie w ograniczonej przestrzeni dobrze odzwierciedla przypadek otoczenia ścian. Dość częstą tego typu fazą lotu śmigłowca są operacje w przypadkach startu spod hangaru, lądowania w bliskim sąsiedztwie budynków wynikającego z braku wolnej przestrzeni w terenach zurbanizowanych. W tym celu przeprowadzono obliczenia porównawcze oddziaływania ściana –

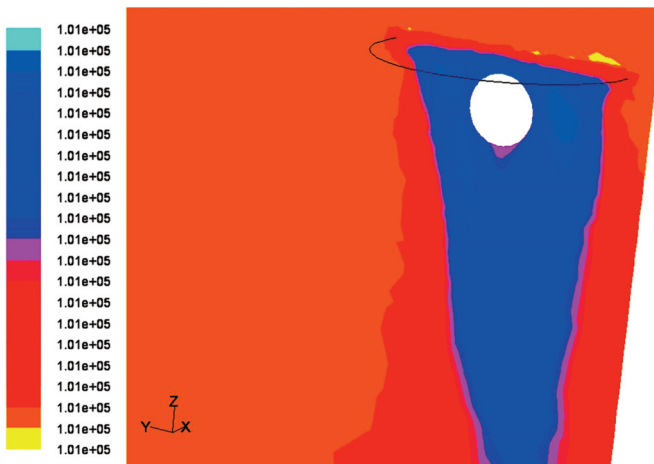
podłoże – śmigłowiec. Spodziewano się, zgodnie z sugestią [1], że znaczne różnice będą widoczne w usytuowaniu bocznym śmigłowca. Wielu autorów, bowiem prezentuje pogląd, że układ zawirowań na wirniku, podczas startu śmigłowca w takiej konfiguracji (rys. 3) powoduje, iż w zależności od kierunku obrotów wirnika i pozycji śmigłowca względem ściany (lewym lub prawym bokiem) może właśnie w wyniku asymetrii przepływu pojawić się moment pochylający lub zadzierający śmigłowca.

B. Wysoki zawis przy ścianie

Podczas wysokiego zawisu przy ścianie budynku, obserwuje się niewielki efekt przysysania do ściany i konieczność poświęcenia większej uwagi sterowaniu kierunkowemu (rys. 1, rys. 2). Efekt ten pojawia się w czasie pogody bezwietrznej po pewnym czasie (kilkudziesięciu sekund). Zdaniem pilotów nie sprawia trudności kompensacja tego zjawiska sterami, ale trzeba ten efekt mieć na względzie gdyż następuje niepostrzeżenie. Zaabsorbowany pilot wykonywaniem akcji może zbyt późno zauważyć niebezpieczne zbliżenie śmigłowca do ściany.

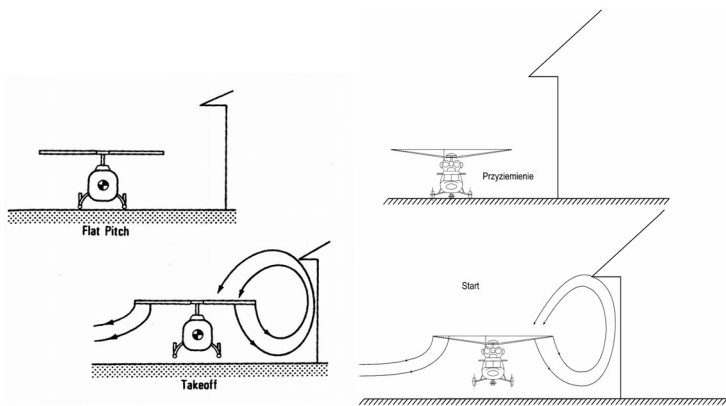


Rys. 1. Układ linii prądu podczas zawisu wysokiego przy ścianie



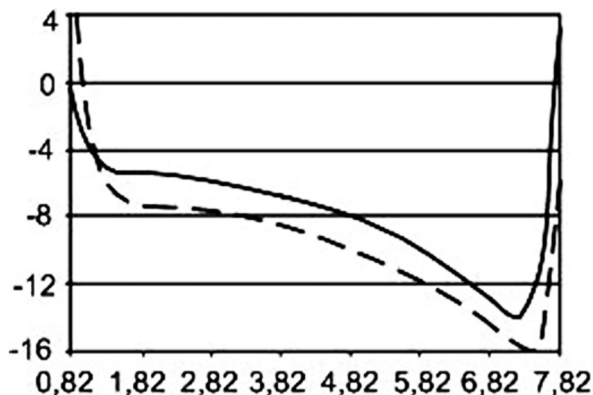
Rys. 2. Mapa pola prędkości podczas zawisu wysokiego przy ścianie

W tym celu wykonano analizy obliczeniowe oraz próby w locie. Wg obliczeń numerycznych opływu istnieje zauważalna zmiana rozkładu prędkości indukowanych dla różnych pozycji śmigłowca względem ściany.



Rys. 3. Obraz zawirowań „w narożu” podczas startu śmigłowca [1]

Porównanie charakterystyk prędkości pionowej, dla usytuowań bocznych, zobrazonej na liniach odniesienia usytuowanych na kącie azymutu równym 90° (prawostronna) i 270° (lewostronna) (rys. 4).

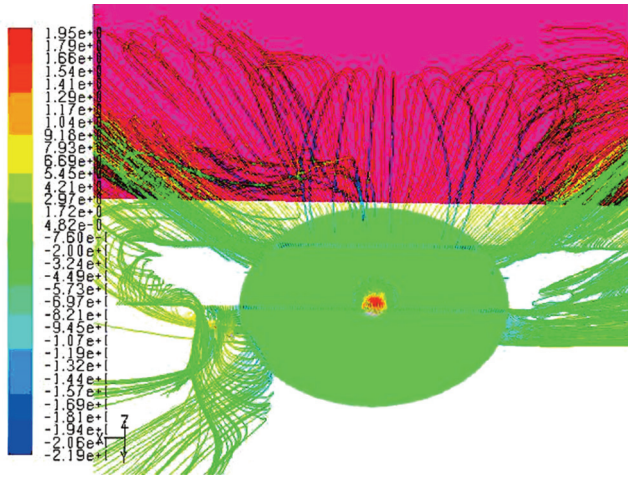


Rys. 4. Porównanie prędkości wzdłuż promienia wirnika dla: „—”, prawostronnego, „- -”, lewostronnego przypadku zawisu przy ścianie

C. Lewostronna konfiguracja

Rozkład wektorów prędkości w centralnej części ściany, jest równomierny. Natomiast wir napływający na wirnik nośny w przedniej części śmigłowca jest większy. Taka nierównomierność wynika właśnie z działania śmigła ogonowego, które asymetrycznie oddziałuje na zaburzenia od wirnika nośnego.

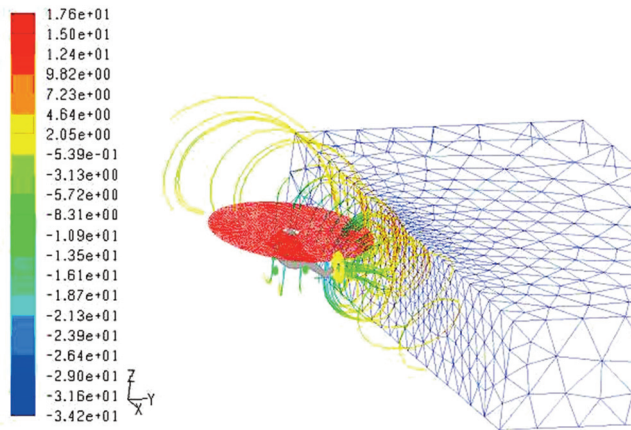
Wyraźniejszy obraz wpływu zasysania przedstawiono za pomocą linii strumieni, których przebieg jest zakrzywiony w kierunku ogonowym. Początek strumieni zaczepiono na linii prostopadłej do płaszczyzny symetrii kadłuba i usytuowanej na powierzchni wirnika nośnego (rys. 5).



Rys. 5. Rozkład strumieni zawirnikowych podczas zawisu lewym bokiem przy ścianie

D. Prawostronna konfiguracja

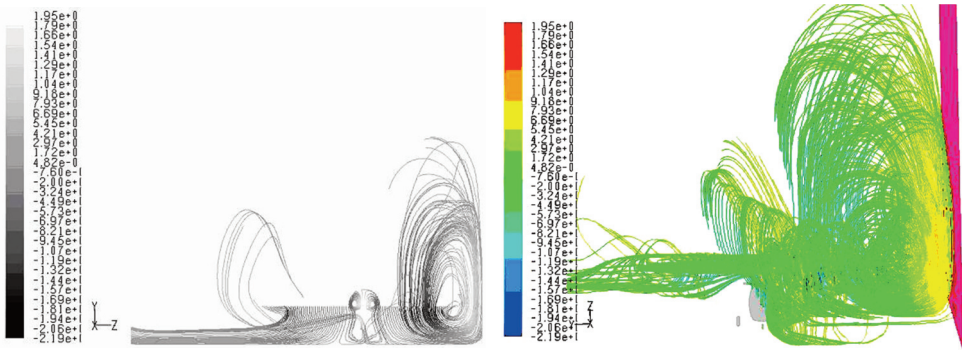
Rozkład linii prądu, w centralnej części ściany, nie wykazuje znaczącego wpływu wynikającego z prawostronnej aktywności śmigła ogonowego (rys. 6).



Rys. 6. Linie prądu przy ścianie - śmigło ogonowe skierowane „do ściany” [8]

Różnic związanych z wpływem ukierunkowania strumienia należy dopatrywać się w rozkładzie wektorów na powierzchni ziemi. Efektem intensywnego oddziaływania strumienia powietrza ze śmigła ogonowego od ściany jest interferencja z przepływem powietrza z wirnika głównego (rys. 7). To powoduje wyraźne uformowanie obszaru o podwyższonej prędkości.

Układ zawirowań na wirniku, podczas startu śmigłowca „w narożu” powoduje, iż w zależności od kierunku obrotów wirnika i pozycji śmigłowca względem ściany (lewym lub prawym bokiem) może w wyniku asymetrii przepływu pojawić się moment pochylający lub zadzierający śmigłowca. Taki efekt potwierdziły próby w locie przeprowadzone w PZL Świdnik [2] rys. 13÷19. Wartości położenia tarczy sterującej w zależności od konfiguracji śmigłowca względem ściany, w porównaniu z niskim zawisem w oddaleniu od ściany oscylują wokół $\pm 1^\circ$ i są możliwe do skompensowania przez pilota.

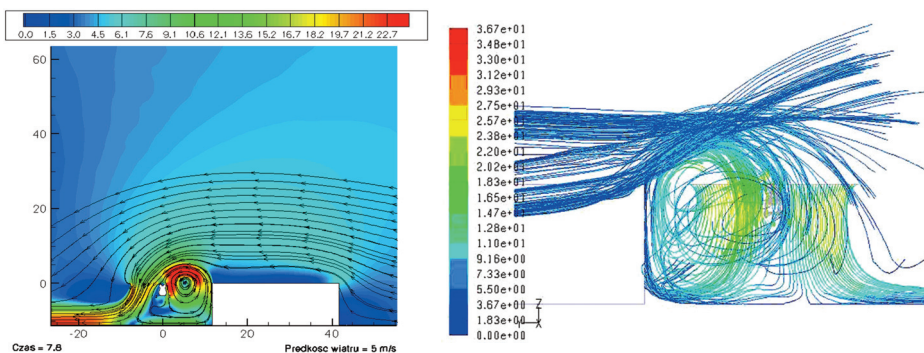


Rys. 7. Rozkład linii prądu podczas zawisu „w narożu”

2. ANALIZA NUMERYCZNA ZJAWISKA INTERFERENCJI ŚMIGŁOWIEC – HANGAR

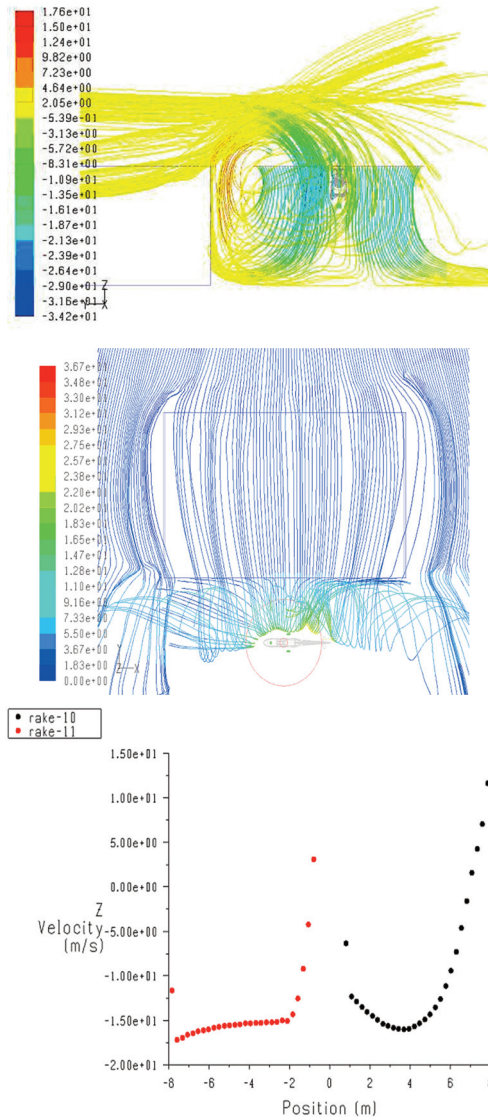
Szczególnie niebezpieczne zjawisko interferencji śmigłowiec – obiekt (hangar) może pojawić się podczas wykonywania zawisu po zawietrznej za budynkiem lub nadbudówką budynku o kształcie prostopadłościanu. Szczególnie niebezpieczne warunki odnoszą się do przypadków, kiedy zawis wykonywany jest w niewielkiej odległości od szczytu obiektu i zapewniony jest właściwy dystans zarówno od podłoża jak i przeszkody. Zjawisko takie może się potęgować, jeśli wirnik jest na wysokości dachu. Wtedy strumień wywołany wirnikiem od strony nawietrznej śmigłowca jest wypychany do góry, po minięciu krawędzi dachu jest zdmuchiwany wiatrem nad śmigłowcem i może być zassany przez zawietrzną stronę dysku wirnika. Taki stan może spowodować znaczne trudności w utrzymaniu poziomego położenia śmigłowca.

Obliczenia wykonane dla modelu 2D ilustrują możliwość zaistnienia takiego zjawiska. Powinny być przeprowadzone badania eksperymentalne w swobodnym locie, początkowo na modelach z uwagi na ryzyko i nieznaną przebieg zjawiska. Sterowanie śmigłowca zapobiegające przechylaniu w celu utrzymania warunków równowagi pogłębia, bowiem nierównomierność przepływu przez powierzchnię wirnika (rys. 8).



Rys. 8. Wyniki obliczeń programem Fluent dla zawisu po zawietrznej na średniej wysokości za hangarem [7]

Modelowanie w „3D” (rys. 9) tego zjawiska nie potwierdziło aż tak drastycznego rozwoju za-wirowania, ale zaobserwowano dużą nierównomierność pola przepływu przez wirnik utrudniającą sterowanie śmigłowcem. Pilot próbując zachować równowagę śmigłowca musi to zjawisko wyeliminować asymetrycznym sterowaniem.



Rys. 9. Zawis po zawietrznej na średniej wysokości za hangarem (nadbudówką) w proporcjach wymiarowych ułatwiających pojawienie się szczególnego obrazu interferencji utrudniającej sterowanie śmigłowcem. Model 3D. Widok z przodu, z góry i rozkład wzdłuż średnicy prostopadłe do ściany hangaru [7]

3. BADANIA EKSPERYMENTALNYCH INTERFERENCJI AERODYNAMICZNEJ UKŁADU ŚMIGŁOWIEC – OBIEKT

Do pomiaru i rejestracji wybranych parametrów lotu użyto aparatury (rys. 10) wytypowanej do prób przez Dział Automatykacji Pomiarów i Przetwarzania Danych OAP [2]. W torach pomiarowych zabudowano filtry dolnoprzepustowe o odpowiednich częstotliwościach granicznych. Wymagania dotyczące częstotliwości próbkowania sygnałów oraz związanych z tym filtrów opracowano odpowiednio dla danego parametru. Do określenia trajektorii lotu oraz

prędkości poziomej śmigłowca względem ziemi użyto systemu GPS o częstotliwości próbkowania 5Hz (GPS SMART ANTENNA).



Rys. 10. Aparatura pomiarowa do badań w locie

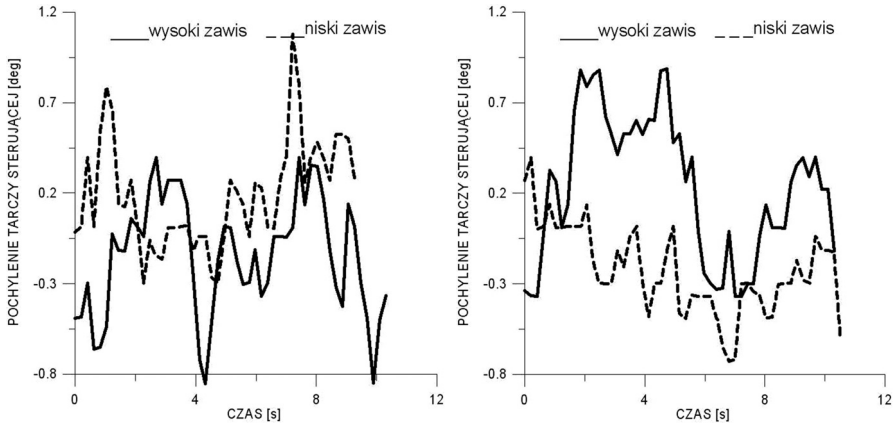
Do badań w locie wykorzystano także rejestrator lotu BUR-1-2 montowany fabrycznie na pokładzie śmigłowca, przeznaczony do zapisu podczas lotu i utrwalenia informacji (wartości parametrów) charakteryzującej: stan techniczny głównych systemów i urządzeń śmigłowca, czynności załogi podczas lotu, aktualnego czasu lotu (h, min, s), parametrów identyfikacyjnych śmigłowca (data lotu, numer lotu, numer śmigłowca). Urządzenie BUR-1-2 zapisuje informacje z ostatnich 50 ± 10 godzin lotu, po czym zapis jest kontynuowany przy automatycznym kasowaniu wcześniej zapisanej informacji. Układ pomiarowy BUR-1-2, wykorzystywany do tych badań został opisany w [2]. Nagromadzone podczas lotu informacje na taśmie i po odczytaniu, zdekodowaniu przez specjalistyczne urządzenie naziemne, typu BLACK-BOX (rys. 11), mogą być przeanalizowane.



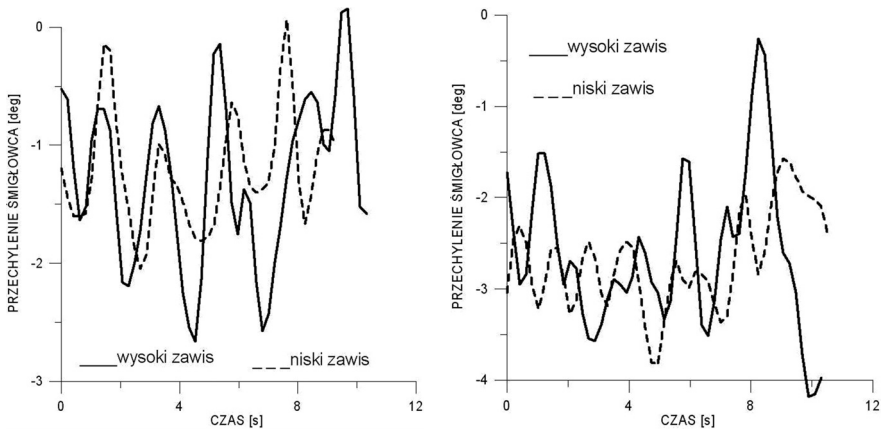
Rys. 11. System Black Box – widok połączeń czytnika z kasetą oraz komputerem

A. Wyniki badań eksperymentalnych zjawiska interferencji śmigłowiec – „ściana”

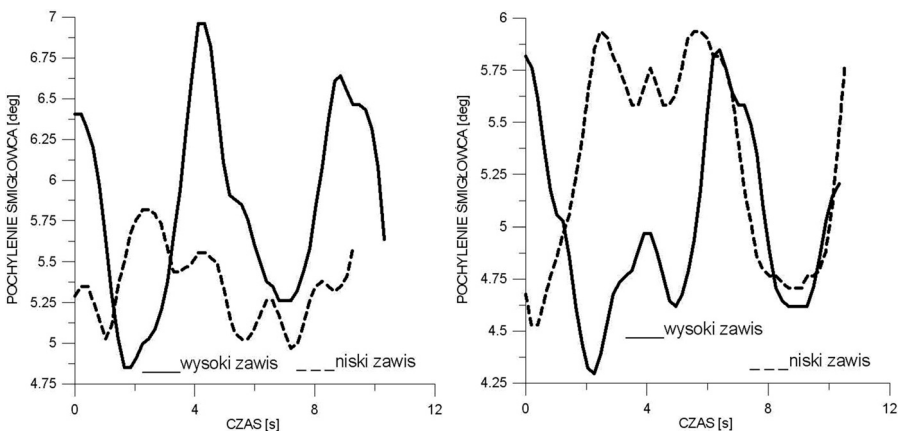
Dokonano analizy porównawczej wpływu bliskości budynku oraz wzajemnego oddziaływania generatorów wirowych śmigłowca na podstawie uzyskanych wyników z prób w locie na obiekcie rzeczywistym śmigłowca W3-A SOKÓŁ i przedstawiono na rys. 12÷18.



Rys. 12. Różnice pochylenia tarczy sterującej w niskim i wysokim zawisie w zależności od pozycji śmigłowca względem ściany (a-lewym bokiem, b-prawym) w badaniach w locie [7]

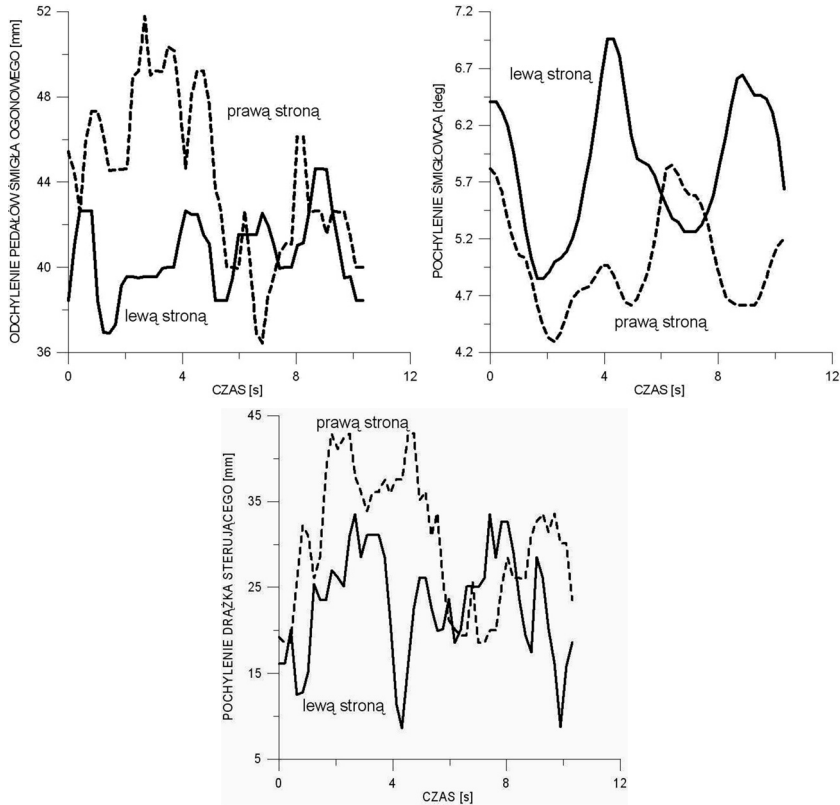


Rys. 13. Różnice przechylenia śmigłowca w niskim i wysokim zawisie w zależności od pozycji śmigłowca względem ściany (a-lewym bokiem, b-prawym) w badaniach w locie

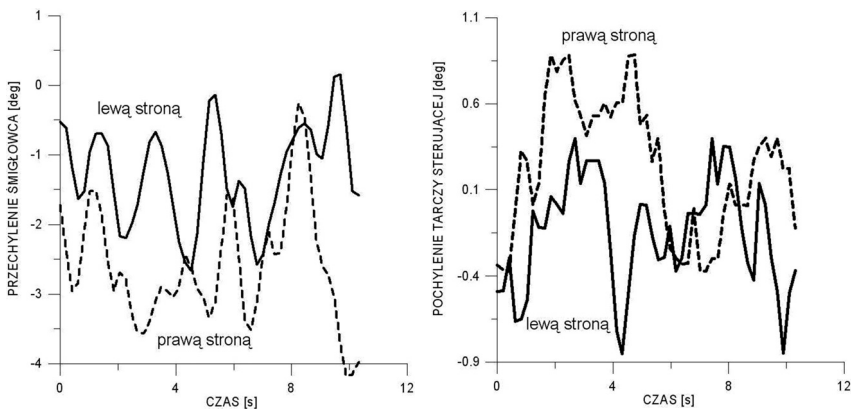


Rys. 14. Różnice pochylenia śmigłowca w niskim i wysokim zawisie w zależności od pozycji śmigłowca względem ściany (a-lewym bokiem, b-prawym) w badaniach w locie

Przeprowadzono analizę porównawczą dla zawisu śmigłowca na wysokości krawędzi dachu hangaru zarówno przy lewostronnej jak i prawostronnej konfiguracji względem ściany, co przedstawiają rys. 15÷16. Widoczne są znaczne różnice na wartościach odchylenia pedałów śmigła ogonowego oraz pochylenia śmigłowca.

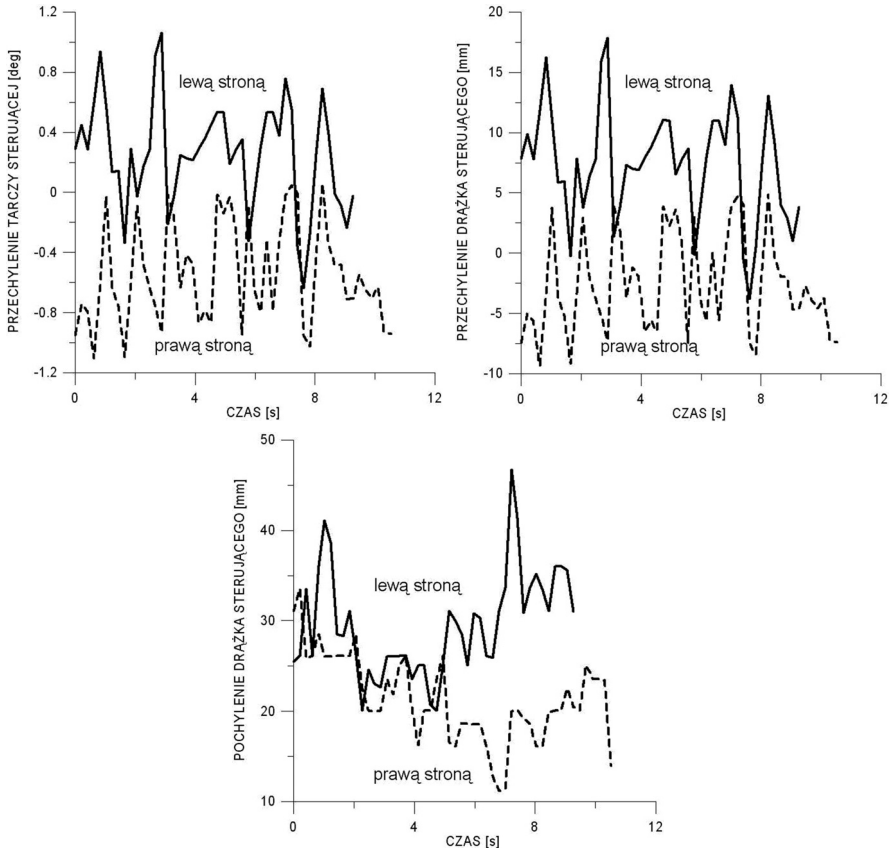


Rys. 15. Wartości parametrów dla zawisu wysokiego śmigłowca względem ściany obiektu podczas badań eksperymentalnych w locie

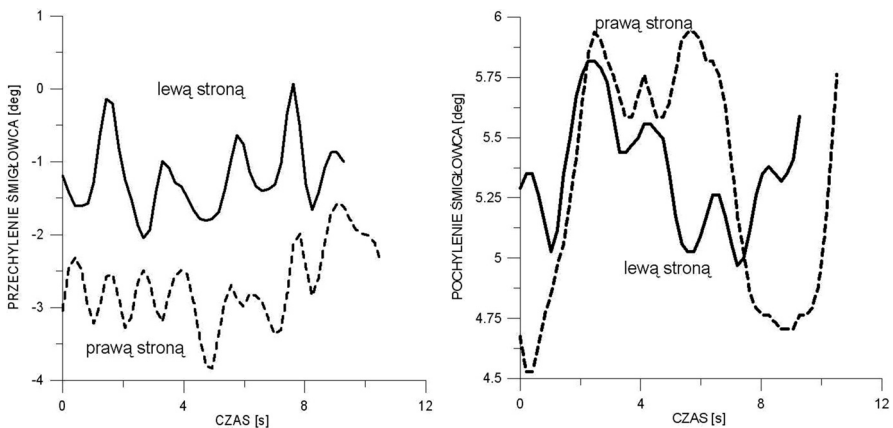


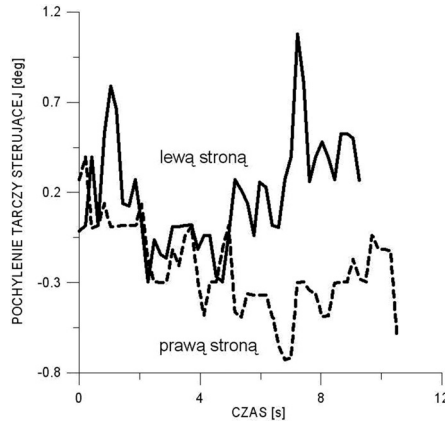
Rys. 16. Wartości parametrów dla zawisu wysokiego śmigłowca względem ściany obiektu podczas badań eksperymentalnych w locie

Rysunek 17 oraz rys. 18 przedstawia wyniki uzyskane dla pomiarów przeprowadzonych na śmigłowcu W3-A SOKÓŁ w konfiguracji prawostronnej oraz lewostronnej względem ściany w pozycji niskiego zawisu (w narożu). Widoczne są różnice w przypadku przechylenia tarczy sterującej oraz śmigłowca, co generuje wartość siły ok. 3000N.



Rys. 17. Wartości parametrów dla zawisu niskiego „w narożu” śmigłowca względem ściany obiektu podczas badań eksperymentalnych w locie

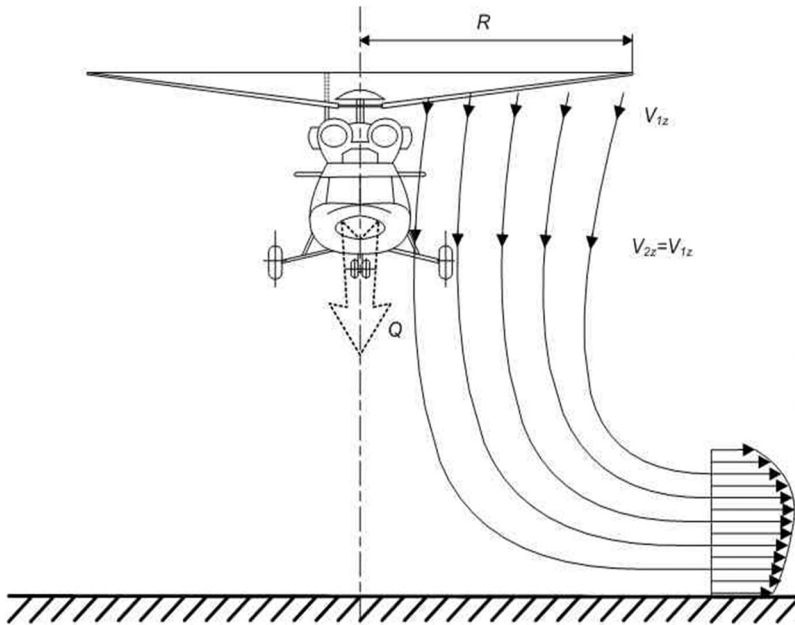




Rys. 18. Wartości parametrów dla zawisu niskiego „w narożu” śmigłowca względem ściany obiektu podczas badań eksperymentalnych w locie

B. Pomiary rozkładów prędkości przy ziemi od śmigłowca będącego w zawisie

Podmuch wytwarzany przez wirnik w zawisie (rys. 19) może mieć wpływ na inne obiekty znajdujące się w pobliżu. Przeprowadzono, zatem pomiary profilu rozkładu prędkości zaburzeń i porównano z wynikami obliczeń programem *fluent*.



Rys. 19. Model profilu prędkości zaburzonej w pobliżu ziemi

Wybrano próbę wykonania niskiego zawisu i badanie zaburzeń opływu przez strumień zawirnikowy. W trakcie próby mierzone było pole prędkości wokół śmigłowca. W trakcie pomiarów wykorzystano układ termometryczny typu AZ8901.

Stanowisko badawcze (rys. 20) składało się ze śmigłowca (1), układu pomiarowego (2) oraz urządzenia rejestrującego (3).



Rys. 20. Widok stanowiska badawczego wraz z zaznaczonymi głównymi elementami

Widok układu rejestrującego z elementem pomiarowym przedstawiono na rys. 21. Element pomiarowy osadzony jest w specjalnym uchwycie, który umożliwia ustawienie przyrządu do dła dokonania pomiaru – wybranej składowej wektora prędkości strumienia zawirnikowego. W celu zminimalizowania zakłóceń od otoczenia urządzenie znajduje się na statywie. Statyw został dociążony w celu zwiększenia jego stabilności w opływie zaburzonym strumieniami zawirnikowymi wirników.

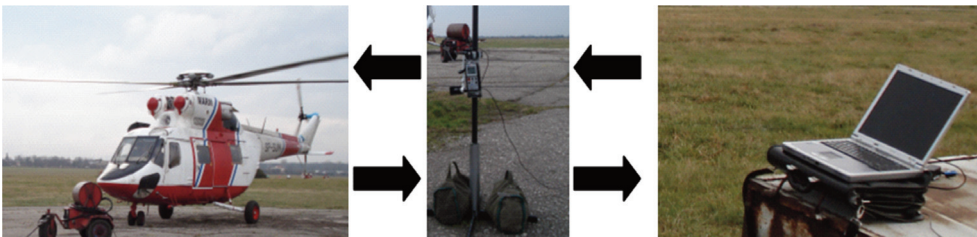


Rys. 21. Widok urządzenia pomiarowego

Anemometr turbinkowy typu AZ8901, przeznaczony jest do szybkiego pomiaru przepływu powietrza i temperatury. Anemometry posiadają możliwość zapamiętania wartości minimalnej i maksymalnej pomiaru oraz obliczania wymiany powietrza w czasie z uśrednieniem wyniku.

Parametry techniczne urządzenia: zakres pomiarowy przepływu: 0,7...35m/s; zakres pomiarowy temperatury: $-10 \div 50^{\circ}\text{C}$; błąd pomiaru: przepływ $\pm 2\%$; temperatura $\pm 0,6^{\circ}\text{C}$; rozdzielczość – przepływ 0,01m/s, temperatura 0,1 $^{\circ}\text{C}$; pomiar wielopunktowy; średni przepływ z pomiaru wielopunktowego; wydajność w m^3/s ; funkcja min/max/avg/hold.

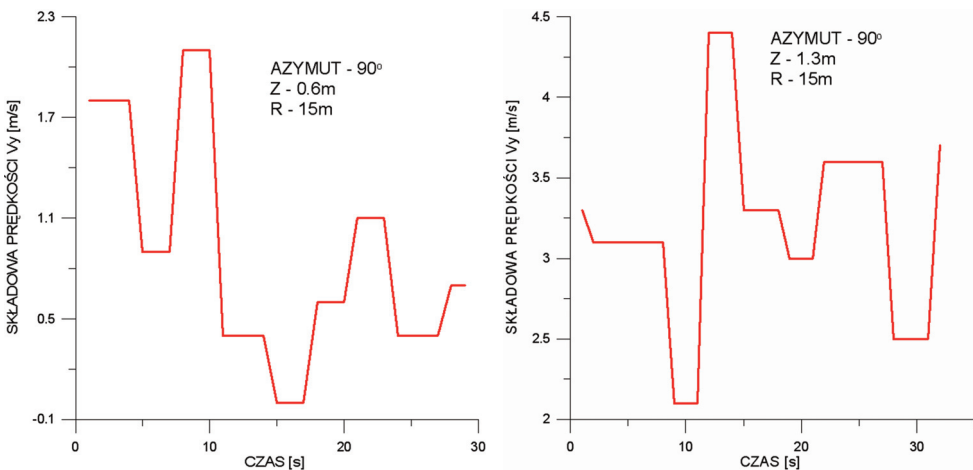
Schemat toru pomiarowego przedstawiono na rys. 22. Sygnały pomiarowe rejestrowane są za pomocą termooanemometru CFMMASTER DCFM8901 rejestrującego dane z czujników zamontowanych w części pomiarowej. W czasie badań korzystano z oprogramowania DasyLab, w środowisku Windows XP.



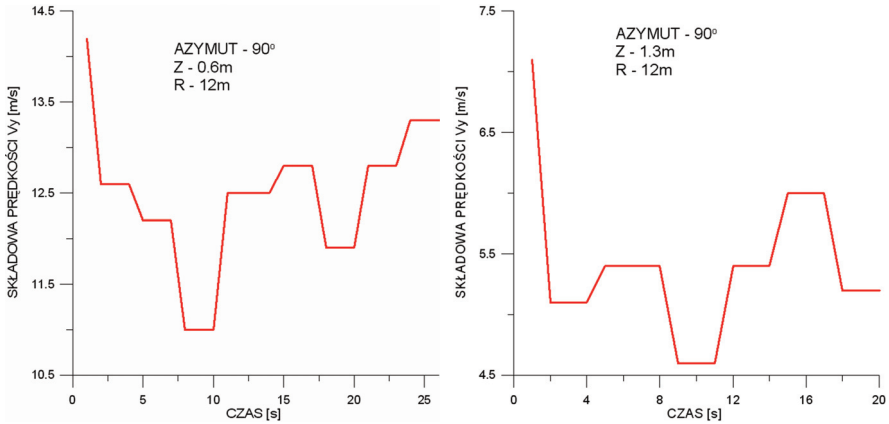
Rys. 22. Układ toru pomiarowego: obiekt – układ termooanemometryczny – laptop (układ rejestrujący)

W czasie badań stanowisko zostało odpowiednio oznakowane z naniesionymi punktami kontrolnymi na poszczególnych punktach azymutalnych. Układ pomiarowy przesuwany był w kierunku pionowym na statywie dla uzyskania większej liczby punktów kontrolnych w danym punkcie azymutalnym.

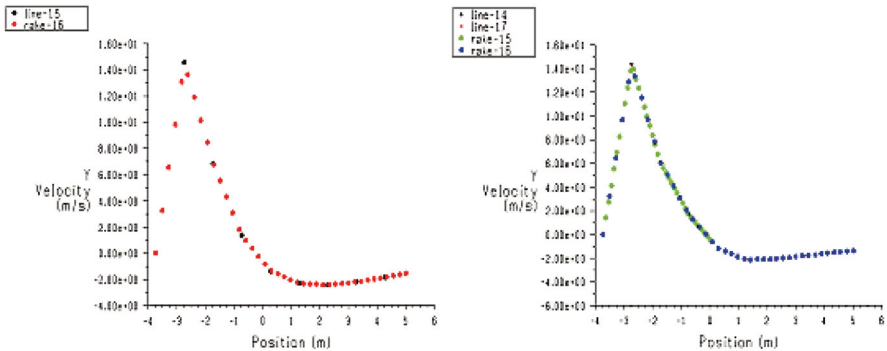
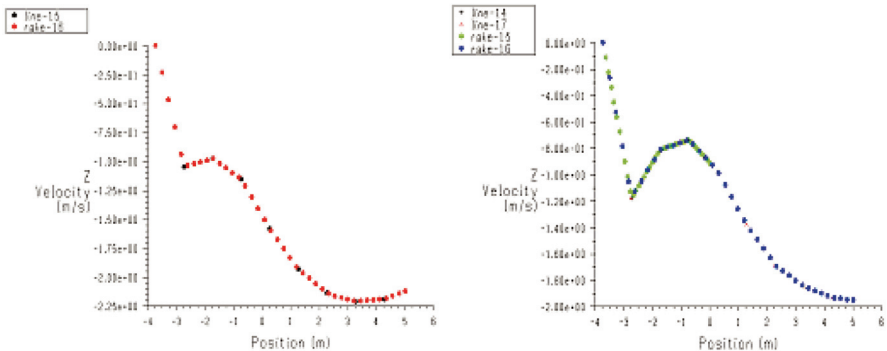
Z przeprowadzonych pomiarów wybrano reprezentatywne wykresy i przedstawiono je na rys. 23 oraz rys. 24, które to odpowiadają przypadkom analizowanym numerycznie i przedstawionym na rys. 25 i rys. 26.



Rys. 23. Charakterystyka składowej prędkości poziomej V_y w funkcji czasu t

Rys. 24. Charakterystyka składowej prędkości poziomej V_y w funkcji czasu t

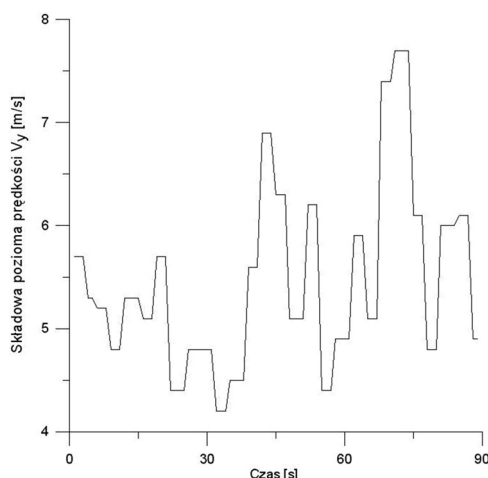
Analogicznie dla powyższych przypadków wykonano charakterystyki na podstawie wyników uzyskanych z analizowanego przypadku oprogramowaniem FLUENT. Poniższe rysunki przedstawiają charakterystyki uzyskane na drodze numerycznej.

Rys. 25. Charakterystyka składowej prędkości poziomej V_y 

Rys. 26. Charakterystyka składowej prędkości pionowej

Na rys. 25 oraz rys. 26 składowa oś pozioma przedstawia współrzędne punktów znajdujących się w odległości $1.5R$ (promienia wirnika nośnego) od osi pionowej śmigłowca. Punkt

o współrzędnej zerowej znajduje się na płaszczyźnie wirnika, natomiast punkty o współrzędnych ujemnych znajdują się poniżej płaszczyzny wirnika nośnego.



Rys. 27. Charakterystyka uzyskanej składowej poziomej w funkcji czasu

Schemat zjawiska przedstawiony na rys. 19 przeprowadzono na śmigłowcach W3-A GŁUSZEC. Wyniki przeprowadzonych pomiarów przedstawia rys. 27. Urządzenie pomiarowe znajdowało się na wysokości 0,6m od ziemi i mierzono składową poziomą wektora prędkości strumienia zawirnikowego wirnika nośnego.

4. PODSUMOWANIE I WNIOSKI KOŃCOWE

W wyniku przeprowadzonej analizy numerycznej oraz badań eksperymentalnych interferencji śmigłowiec – obiekt dla wybranych przypadków wzajemnej konfiguracji tu dla analizowanego przypadku bliskości ściany, stwierdzono, że w szczególnych przypadkach interferencja w układzie śmigłowiec-obiekt może mieć wpływ na parametry sterowania śmigłowcem i powinna być uwzględniana przez pilota. Uzyskane wyniki badań symulacyjnych pozwalają na ocenę wpływu zjawiska interferencji aerodynamicznej śmigłowiec – obiekt (o zróżnicowanym kształcie geometrycznym) przed wykonaniem szczególnego zadania lotnego o przewidywanych utrudnieniach.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Prouty R.W.: *Even More Helicopter Aerodynamics. Rotor & Wing*, PWS Engineering Boston.
- [2] *Sprawozdanie z prób w celu wypracowania procedur pionowych startów i lądowań w ograniczonej przestrzeni dla śmigłowca PZL Sokół W-3A*, Nr 1LSP-37/476/1, 2009.
- [3] Łusiak T., Dziubiński A., Szumański K.: *Modelowanie numeryczne oraz badania eksperymentalne szczególnych przypadków zjawiska interferencji aerodynamicznej śmigłowca*, Prace Instytutu Lotnictwa nr 194-195, Warszawa, 2008.
- [4] Szabelski K., Łucjanek W., Jancelewicz B.: *Wstęp do konstrukcji śmigłowców*, Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa, 2002.
- [5] Cerbe T., Reichert G., Curtiss Jr. H.C.: *Influence of ground effect on helicopter takeoff and landing performance*, 14th European Rotorcraft Forum, Paper no. 70, 1-17, Italy, 1988.

- [6] Łusiak T.: *Analiza numeryczna oraz badania eksperymentalne zjawiska ETL*. Mechanika w Lotnictwie ML-XIV, Warszawa, 2010.
- [7] Projekt badawczo-rozwojowy Nr R 00 033 02: *Określenie granicznych warunków użytkowania śmigłowców w systemie operacji z wysokich budynków*, Wyd. Wew. ILOT nr GR/0032/BP/2009, Warszawa, 2009.
- [8] Sobczak K.: *Modelowanie wybranych przypadków lotu śmigłowca z wykorzystaniem oprogramowania Fluent*, Prace Instytutu Lotnictwa nr 194-195, Warszawa, 2008.

TOMASZ ŁUSIAK

AERODYNAMIC INTERFERENCE OF THE HELICOPTER – OBJECT FLOW

Abstract

The paper describes one method of a numerical analysis and the experimental research on the phenomenon of aerodynamic interference between a helicopter and an object located in its immediate vicinity. Based on a model and a real helicopter W3-A SOKOL, the experiment concerned the special case when a helicopter was in an urban area. The analysis focused on the impact of aerodynamic interference on the loads, streamlining and properties of a helicopter in such special use. The issues presented include the results of calculations using the Fluent software, dynamic responses to the disturbance of a simulation model of a helicopter rotor including the deformation of blades, and the results of the experimental studies on helicopter physical models.