

ANALIZA ZJAWISKA PIERŚCIENIA WIROWEGO NA WIRNIKU NOŚNYM ŚMIGŁOWCA

Katarzyna Grzegorzcyk

Instytut Lotnictwa

Streszczenie

W pracy przeprowadzono analizę zjawiska pierścienia wirowego na wirniku nośnym śmigłowca, która obejmowała wyjaśnienie istoty zjawiska, warunków powstawania i możliwości zapobiegania temu zjawisku. Dla przypadku pionowego opadania przedstawiono zestawienie wyników analizy numerycznej z rezultatami z badań w locie. Wynikiem obliczeń było uzyskanie charakterystyk prędkości, kąta skoku ogólnego i mocy silnika.

1. WSTĘP

Szczególną własnością śmigłowców jest możliwość operowania „przy małych prędkościach” łącznie z możliwością wykonywania zawisu, co pozwala wykonywać prace np. ratownicze, dźwigowe oraz zadania specjalne na małych wysokościach i przy niewielkich prędkościach lotu. Jednakże w takich stanach lotu pojawiają się zagrożenia, a jednym z najważniejszych jest zagrożenie bezpieczeństwa lotu. Celowe jest zatem rozszerzanie wiedzy o obszary, które podczas eksploatacji dają sygnały o możliwości wystąpienia tych zagrożeń. Poważne zagrożenie w locie stanowi stan pierścienia wirowego na wirniku nośnym i śmigle ogonowym śmigłowca, zwłaszcza gdy wystąpi on na małych wysokościach lotu. W procesie szkolenia pilotów prowadzone są ćwiczenia lotne z tym związane, jednakże niepozwalające na gruntowne zapoznanie się ze specyfiką lotu w bliskości strefy pierścienia wirowego, przelotu przez nią oraz wyprowadzenie śmigłowca z tej strefy. W zasadzie wiadomo, że należy unikać obszaru pierścienia wirowego i w tym celu trzeba możliwie precyzyjnie ocenić jego granice oraz pogłębić wiedzę o zjawiskach fizycznych dotyczących opływu i jego oddziaływania na śmigłowiec. Analiza teoretyczna w tym przypadku okazuje się zawodna, ponieważ nie wyjaśnia wszystkich problemów, wiążących się ze zjawiskiem pierścienia wirowego. Zatem badania, w zakresie rozpatrywanej problematyki, powinny być prowadzone dwutorowo: w ramach eksperymentów doświadczalnych i obliczeń numerycznych.

2. OPIS ZJAWISKA I GRANICE JEGO WYSTĘPOWANIA

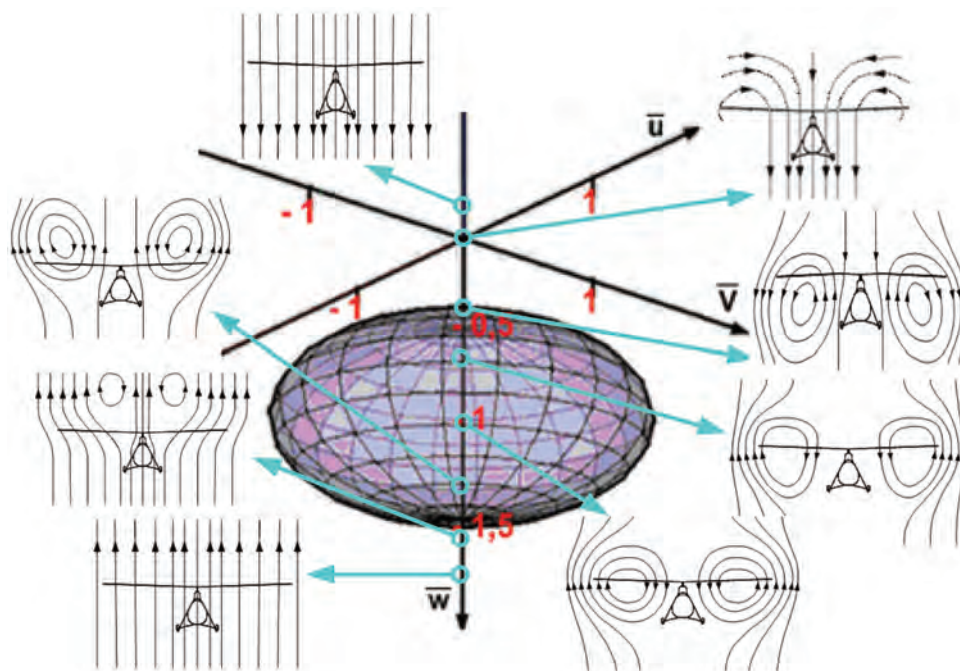
Stan pierścienia wirowego (Vortex Ring State) na wirniku nośnym śmigłowca jest to zjawisko polegające na powstawaniu cyrkulacyjnego ruchu strug powietrza po torach w kształcie pierścieni, tworząc wokół wirnika przestrzenne struktury wirowe zwane toroidami. Przyczyną powstawania i rozwoju pierścieniowych wirów są skierowane przeciwnie względem siebie prędkości: prędkości indukowana przez wirnik oraz prędkość napływu powietrza od dołu na wirnik, co prowadzi do powstawania specyficznych wirów, a następnie do wyhamowywania przepływu, co powoduje spadek siły ciągu na wirniku nośnym. Zjawisku VRS towarzyszą bardzo silne zaburzenia przepływu generowanymi wirami.

Zauważalne jest znaczne pogorszenie sterowności i równowagi śmigłowca oraz zwiększony pobór mocy. Zjawisko ma charakter bardzo niejednorodny i nieustalony w czasie. Śmigłowiec znajdujący się w takich warunkach lotu doznaje niekontrolowanych, gwałtownych przemieszczeń w różnych kierunkach. Z uwagi na to, lot silnikowy w warunkach zagrażających wystąpieniem zjawiska VRS jest niezalecany.

Zjawisko pierścienia wirowego na wirniku nośnym śmigłowca występuje najczęściej podczas pionowego opadania silnikowego z prędkością zniżania bliską prędkości indukowanej (zależącej od modelu śmigłowca). Aczkolwiek może ono wystąpić również podczas lotu z prędkością postępową, a w szczególnych przypadkach również podczas zawisu, a nawet wznoszenia (gdy śmigłowiec znajdzie się w prądzie wznoszącym).

Z punktu widzenia bezpieczeństwa lotu wejście w stan pierścienia wirowego stanowi poważne zagrożenie wynikające z niekontrolowanego opadania. Znaczne zagrożenie pojawia się zwłaszcza, gdy śmigłowiec znajduje się blisko ziemi i nie posiada zapasu wysokości na przelot przez cały obszar VRS. Ponieważ opadanie jest nieodłączną częścią cyklu pracy każdego śmigłowca, można powiedzieć, że VRS wprowadza ograniczenia podczas wykonywania rutynowych operacji lotnych. W celu podniesienia bezpieczeństwa lotu wprowadzono pewne ograniczenia użytkowania. Dotyczą one stref niebezpiecznych parametrów lotu, których należy unikać lub przebywać w nich możliwie jak najkrócej.

Na rys. 1. przedstawiono teoretyczny przestrzenny wykres składowych prędkości odniesionych do prędkości indukowanej w zawisie z zaznaczoną obwiednią stanów lotu, zagrażających wystąpieniem VRS. Obszar ten tworzy przestrzenną strukturę eliptyczną.



Rys. 1. Strefy niebezpiecznych parametrów lotu w układzie przestrzennym gdzie:

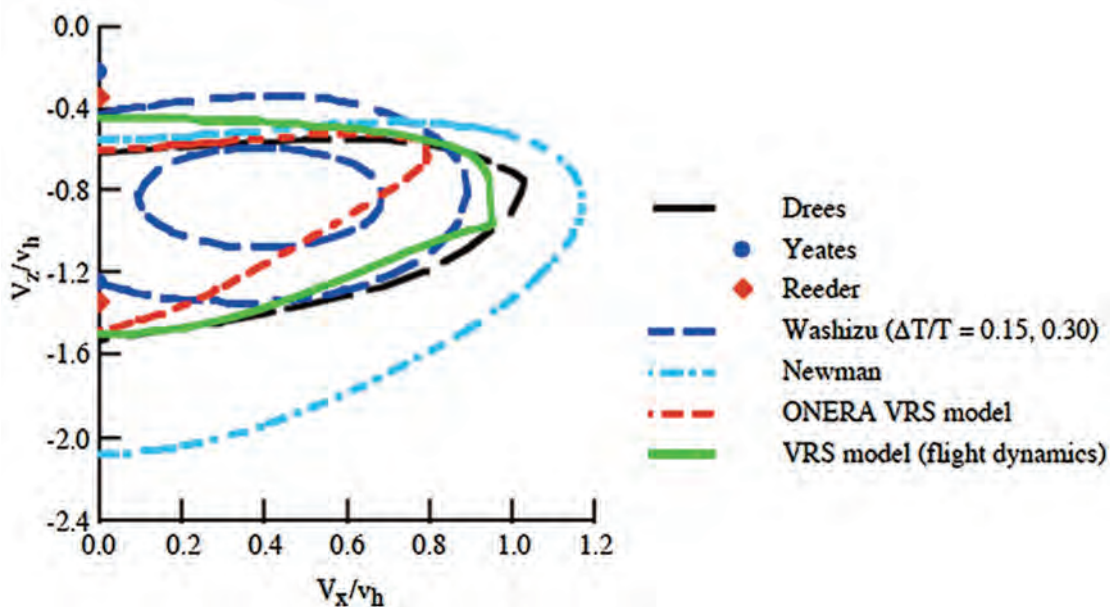
$$\bar{u} = U/v_{io}, w = w/v_{io}, V = V/v_{io}$$

Stan osiowego przepływu powietrza przez wirnik, gdy wypadkowy przepływ skierowany jest prostopadle do tarczy wirnika występuje w zawisie, wznoszeniu i opadaniu śmigłowca.

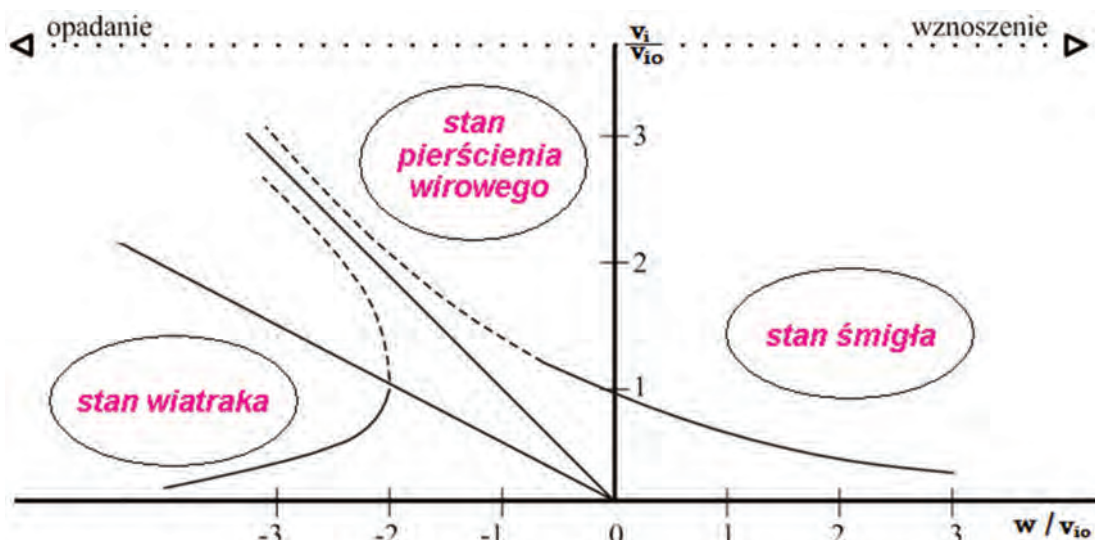
Na rys. 1. przedstawiono postacie opływu wirnika dla przemieszczeń śmigłowca wzdłuż osi obrotu wirnika. Jak widać, przypadek pionowego opadania jest bardzo złożony, zależnie od sytuacji w locie pionowym mamy do czynienia z różnymi stanami pracy wirnika. Linie prądu zaznaczone na schematach lotu osiowego uwidaczniają różnice w charakterze przepływu w trakcie opadania w stanie VRS i poza obszarem jego występowania; obrazują kolejne etapy jego rozwoju i zanikania.

3. PRZYPADEK PIONOWEGO OPADANIA ŚMIGŁOWCA

Najczęściej analizowanym przypadkiem występowania zjawiska pierścienia wirowego jest pionowe zniżanie śmigłowca, dla którego strefa występowania przedstawiana jest w układzie prędkość opadania w funkcji prędkości postępowej odniesione do prędkości indukowanej w zawisie. Teoretyczny zakres prędkości zniżania, przy której istnieje groźba pojawienia się VRS wynosi $(0,5 \div 1,5) v_{io}$. Wyniki badań eksperymentalnych oraz obliczeń numerycznych wskazują, iż rzeczywisty obszar występowania VRS może być większy niż wskazuje na to analiza teoretyczna. Na rys. 2. przedstawiono wykres stanowiący porównanie kilku metod obliczeniowych i empirycznych. Wyniki przeprowadzonych prób charakteryzuje pewien rozrzut, który wynika z dużej niestabilności zjawiska VRS oraz różnych obiektów badań. Z uwagi na to, iż rozwijanie się pierścienia wirowego w dużej mierze uzależnione jest od typu śmigłowca (głównie od jego masy, obciążenia tarczy wirnika i zaangażowanej mocy), dlatego każdy śmigłowiec powinien posiadać indywidualną charakterystykę, wskazującą niebezpieczne strefy jego użytkowania.

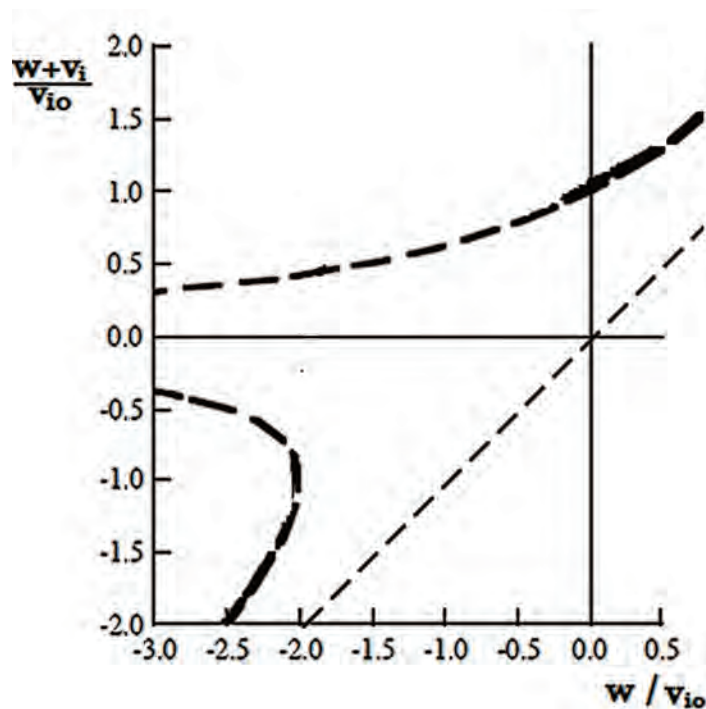


Rys. 2. Zależność prędkości opadania w funkcji prędkości postępowej [1]



Rys. 3. Zależność prędkości indukowanej w funkcji prędkości opadania

Strefy występowania poszczególnych stanów lotu pionowego przedstawiane są na wykresach wyprowadzonych z teorii strumieniowej w dwóch charakterystycznych układach współrzędnych: prędkość indukowana w funkcji prędkości opadania (rys. 3.) oraz wypadkowej prędkości napływu na wirnik w funkcji prędkości opadania (rys. 4.).



Rys. 4. Zależność wypadkowej prędkości napływu w funkcji prędkości opadania

Natura przepływu powietrza przez wirnik nośny w trakcie pionowego opadania zmienia się w sposób znaczący. W przedziale od 0 do -2 prędkości opadania (na obu wykresach), odpowiadającym obszarowi występowania VRS teoria strumieniowa zawodzi, a brakujących informacji dostarczają wyłącznie wyniki badań w locie, poparte badaniami tunelowymi oraz wyniki badań numerycznych. Ze względu na dużą niestabilność w przebiegu zjawiska, nie dostarczają one jednoznacznej odpowiedzi, ale wyznaczają pewien obszar występowania niebezpiecznych warunków lotu.

4. BADANIA EKSPERYMENTALNE NAD VRS W KRAJOWEJ TECHNICIE ŚMIGŁOWCOWEJ

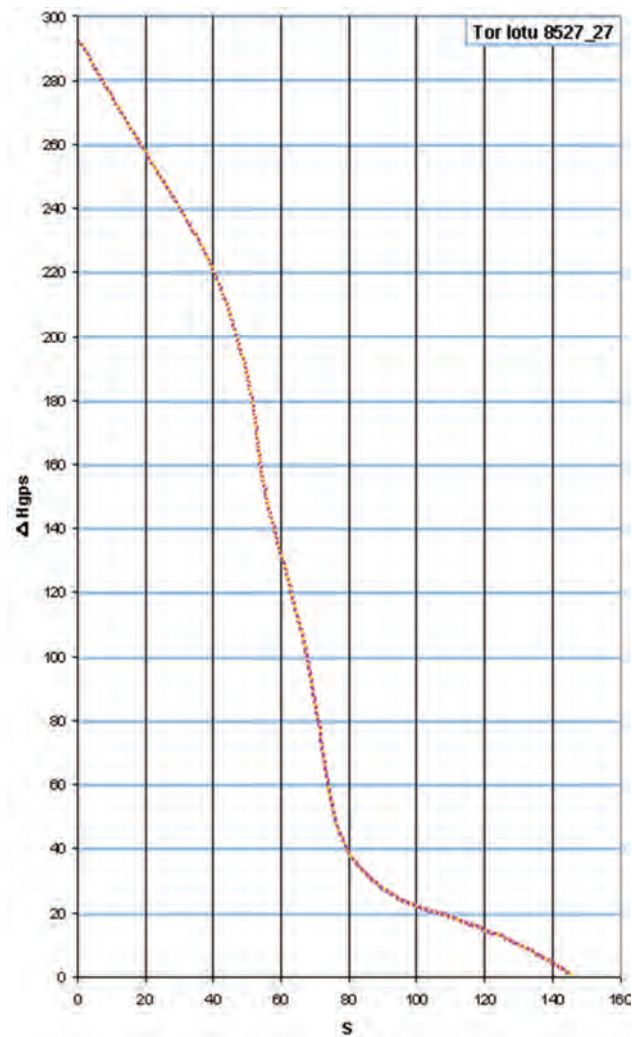
Zarówno w Polsce, jak i na świecie wielokrotnie przeprowadzane były badania eksperymentalne oraz symulacje numeryczne, mające na celu rozpoznanie zjawiska pierścienia wirowego.

Na następnej stronie zamieszczono opracowanie wyników badań w locie przeprowadzonych w PZL Świdnik SA wykonanych śmigłowcem W-3 „Sokół”, gdzie jednym z analizowanych stanów lotu był stan pierścienia wirowego.

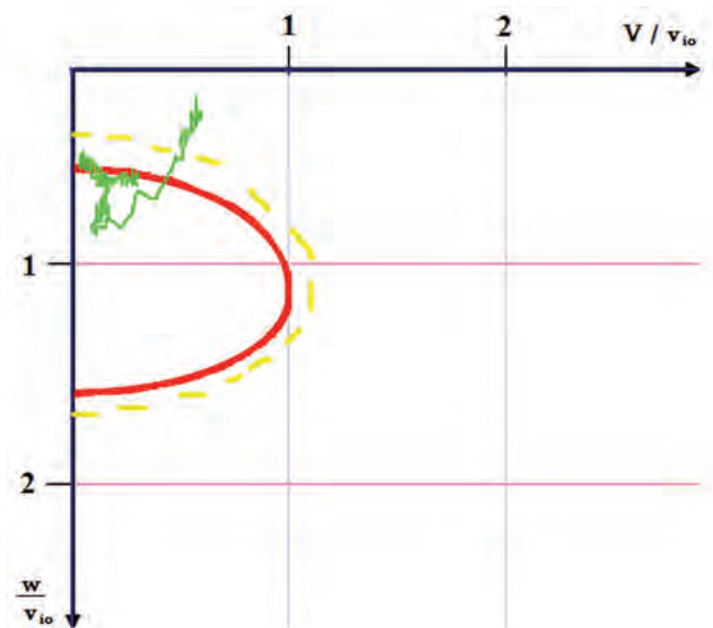
Do obliczeń posłużono się danymi z zapisów przyrządów pokładowych dla przypadku lotu z początkową prędkością postępową 4.5 m/s i z równoczesnym opadaniem z prędkością ok. 8 m/s (nr 8527_27), gdzie podczas lotu zwalniano prędkość do ok. 0.5 m/s i zwiększono opadanie do ok. 11 m/s.

W pierwszej kolejności na podstawie zapisów wysokości mierzonej przez GPS wyznaczono tor lotu śmigłowca (rys. 5.).

Na rys. 6. przedstawiono wykres biegunowej opadania z zaznaczonymi strefami pierścienia wirowego. Wyraźnie widać, iż poddany analizie przypadek jest przykładem lotu w obszarze pierścienia wirowego.

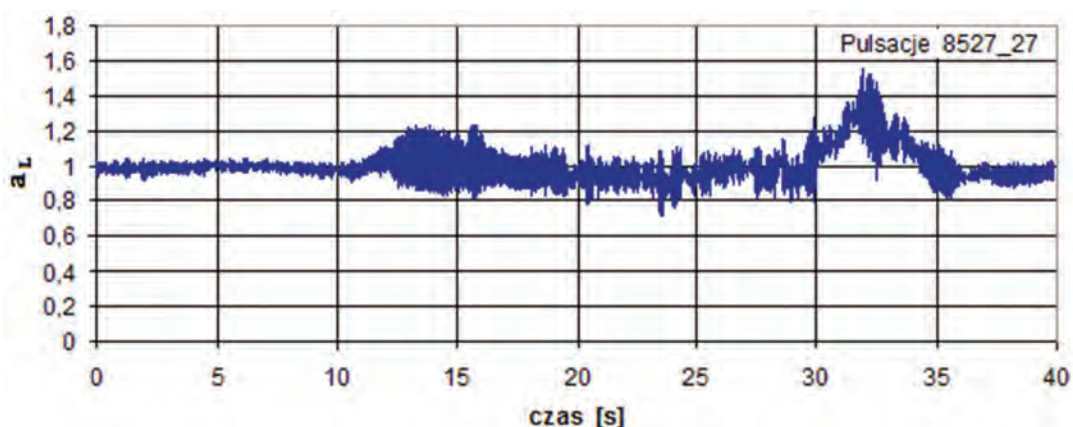


Rys. 5. Zależność przemieszczeń poziomych w funkcji zmiany wysokości w przypadku lotu z początkową prędkością postępową 4.5 m/s i z równoczesnym opadaniem z prędkością ok. 8 m/s



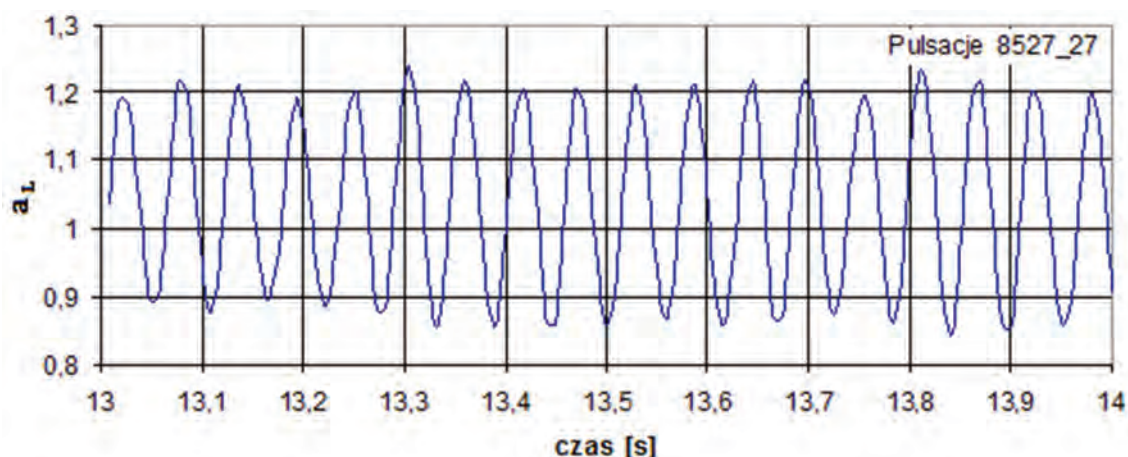
Rys. 6. Zależność prędkości postępowej w funkcji prędkości opadania dla przypadku lotu z początkową prędkością postępową 4.5 m/s i z równoczesnym opadaniem z prędkością ok. 8 m/s z zaznaczonymi strefami VRS w układzie bezwymiarowym

Z uwagi na to, iż podczas przelotu śmigłowca przez obszar pierścienia wirowego odczuwalne są silne drgania śmigłowca, dla omawianego przypadku dokonano obliczeń, których celem było wyznaczenie częstotliwości drgań generowanych w obszarze VRS. Pierwszym krokiem było wykreślenie przebiegu czasowego zmian przyspieszenia, mierzonego za pomocą czujnika przyspieszeń umieszczonego pod fotelem pilota podczas całej próby (rys. 7.).

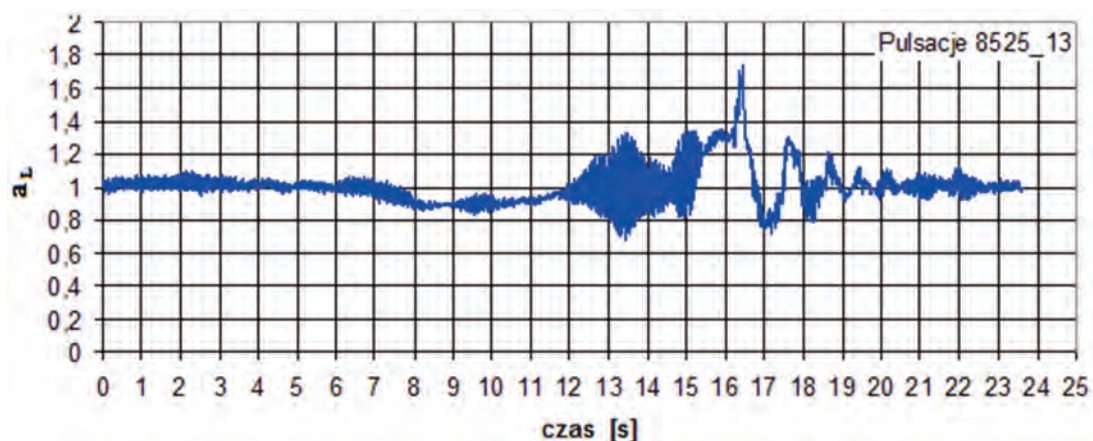


Rys. 7. Wykres zmian przyspieszenia w czasie dla przypadku lotu z początkową prędkością postępową 4.5 m/s i z równoczesnym opadaniem z prędkością ok. 8 m/s

Jak wynika z wykresu, drgania nasilały się w pewnych fragmentach próby, czyli podczas przelotu przez strefę VRS. Z powyższej charakterystyki trudno jeszcze wnioskować o wielkości częstotliwości drgań wiropłata. Dlatego w obszarze największej intensywności oscylacji zmieniono skalę, tak aby możliwe było rozróżnienie na wykresie poszczególnych pików.



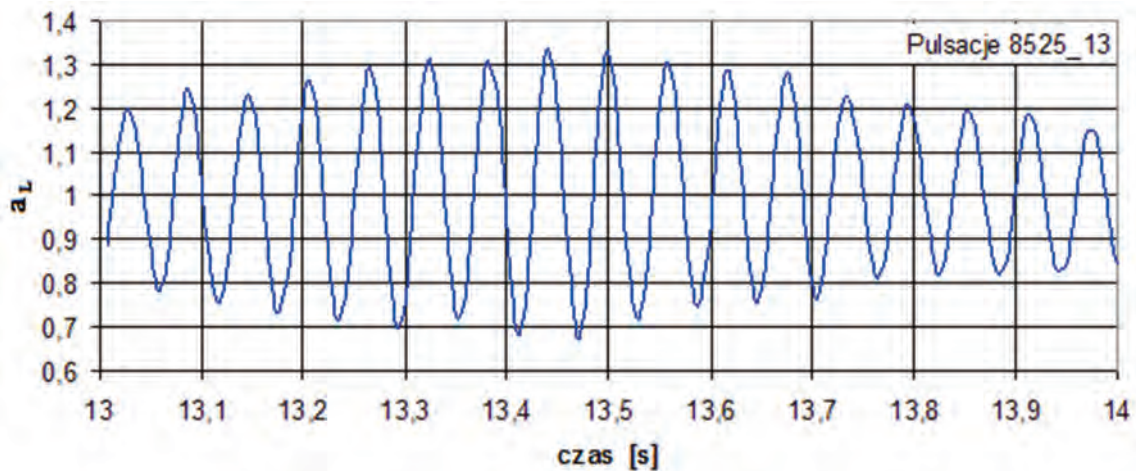
Rys. 8. Wykres zmian przyspieszenia w czasie 1 s dla przypadku lotu z początkową prędkością postępową 4.5 m/s i z równoczesnym opadaniem z prędkością ok. 8 m/s



Rys. 9. Wykres zmian przyspieszenia w czasie dla przypadku awarii w zawieszce

Z zapisów pomiarów przyspieszenia pod fotelem pilota trudno jest ocenić częstotliwość pulsacji wywołanej przez oscylacje przepływu generowane przez pierścien wirowy. W przypadku śmigłowca W-3 „Sokół” zarejestrowano przede wszystkim przefiltrowane przez czterołopatowy wirnik ($N=4$) harmoniczne $4n \sim 16$ Hz (gdzie n - prędkości obrotowe WN). Amplituda drgań wzrastała do ok. 30% wartości przyspieszenia ziemskiego.

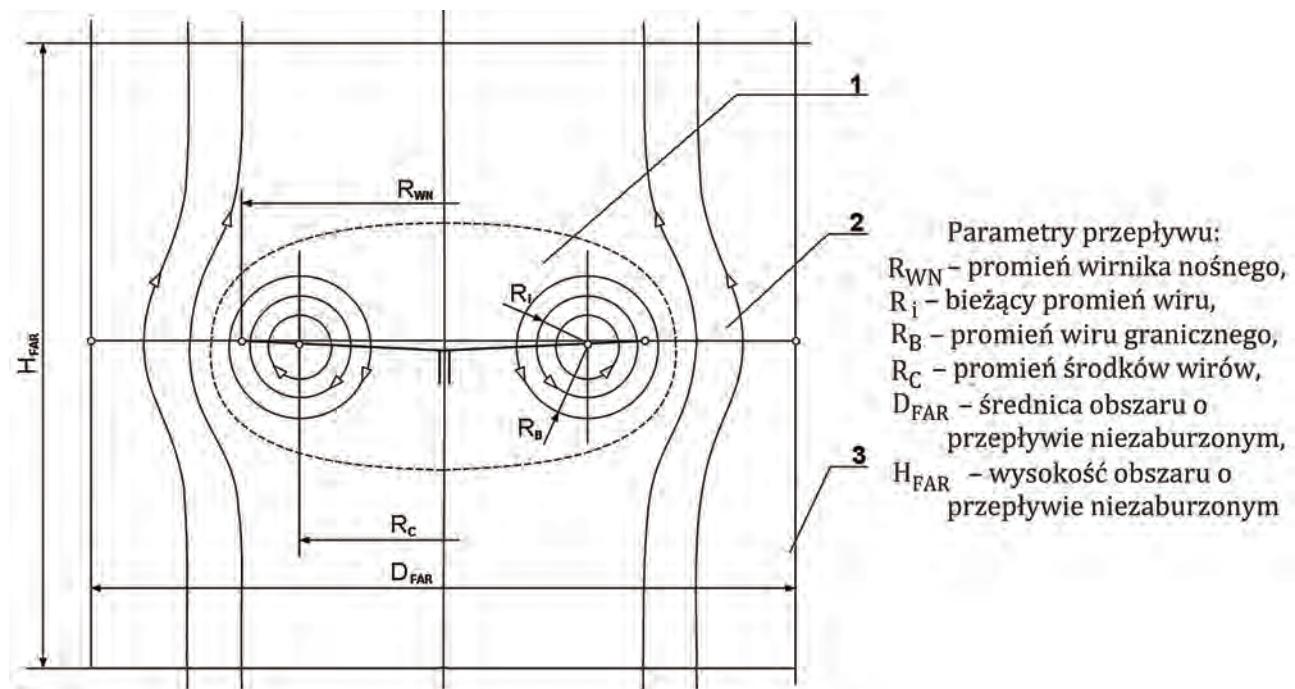
Na poprzedniej stronie zamieszczono wyniki dla innego przypadku z prób w locie (nr 8525_13), celem weryfikacji przedstawionego powyżej wniosku.



Rys. 10. Wykres zmian przyspieszenia w czasie 1s dla przypadku awarii w zawisie

5. PARAMETRY GEOMETRYCZNE PIERŚCIENIA WIROWEGO

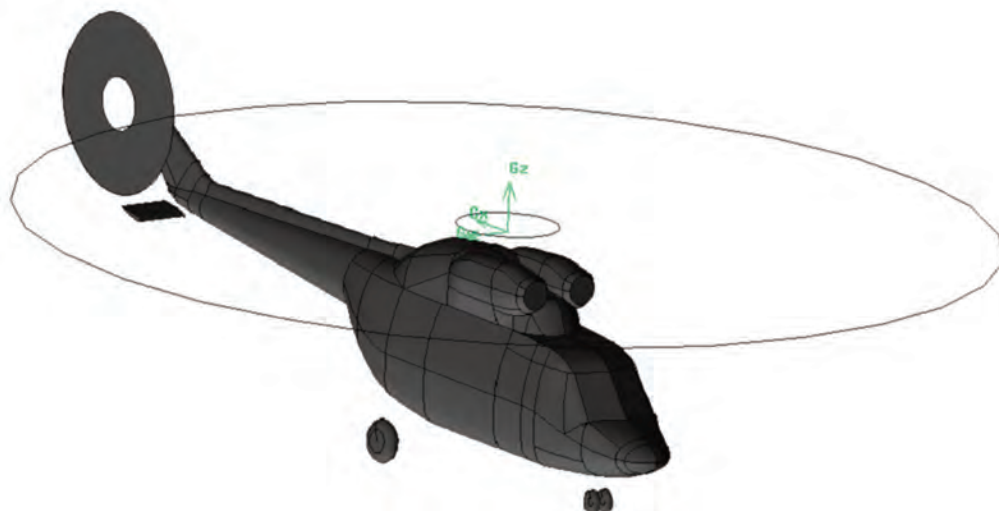
Nazwa pierścienia wirowy utworzona została przez badaczy, którzy kierowali się w tym względzie uzyskiwanymi obrazami geometrii tego rodzaju przepływu w strefie wirnika nośnego śmigłowca. Chociaż nie stworzono do tej pory teorii, stanowiącej opis matematyczny tłumaczący przebieg zjawiska, to na podstawie wyników badań eksperymentalnych i analiz numerycznych można wnioskować o charakterze i geometrii przepływu wokół wirnika. Najczęściej analizowanym przypadkiem występowania pierścienia wirowego jest pionowe zniżanie śmigłowca, podczas którego charakter pracy wirnika zmienia się w sposób gwałtowny.



Rys. 11. Hipotetyczna struktura geometryczna pierścienia wirowego wokół wirnika nośnego śmigłowca z wyróżnionymi obszarami opływu;

Na rys. 11. przedstawiono uproszczony obraz struktury geometrycznej VRS. Jak widać, kumulujące się wokół wirnika nośnego wiry tworzą pewien obszar, w którym występuje wyłącznie cyrkulacyjny ruch powietrza, a jego wielkość zależy od R_{WN} . Strefa najintensywniejszych zaburzeń (1) oddziałuje na ośrodek ją otaczający (2) i wraz z oddalaniem się od śmigłowca jej wpływ na otoczenie stopniowo zanika (3). Kształt i wielkość zewnętrznej przestrzeni niezaburzonej przepływem typu pierścienia wirowy zależy od modelu śmigłowca i rozpatrywanego przypadku obliczeniowego.

Przeprowadzoną w pracy analizę numeryczną lotu w warunkach pierścienia wirowego wykonano bazując na parametrach geometrycznych śmigłowca W-3 „Sokół”, przedstawionego na rys. 12. (w celu uproszczenia modelu numerycznego obiekt zaimplementowany do programu obliczeniowego składał się z: kadłuba, wirnika nośnego, śmigła ogonowego, podwozia).



Rys. 12. Geometria modelu śmigłowca W-3 „Sokół”

W celu zbudowania modelu geometrycznego służącego do obliczeń przypadku zjawiska pierścienia wirowego należy wokół modelu śmigłowca zbudować przestrzeń na tyle dużą, aby wystąpiły miejsca przyływu niezaburzonego. Na rys. 13. przedstawiono bryłę obszaru kontrolnego, wewnątrz którego mierzono wielkości parametrów przepływu. Jak widać, model śmigłowca umieszczono w walcu o średnicy D_{FAR} i wysokości H_{FAR} .


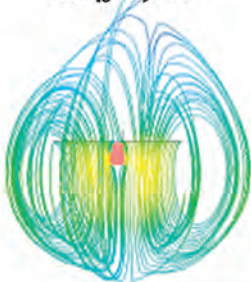

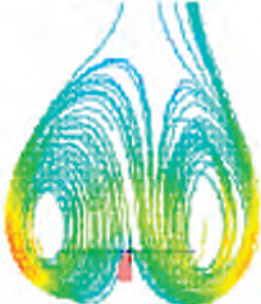

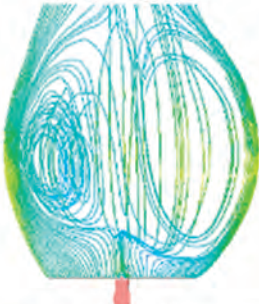




Rys. 13. Wymiary obszaru kontrolnego

6. WYKORZYSTANIE PAKIETU FLUENT DO OBLICZEŃ VRS

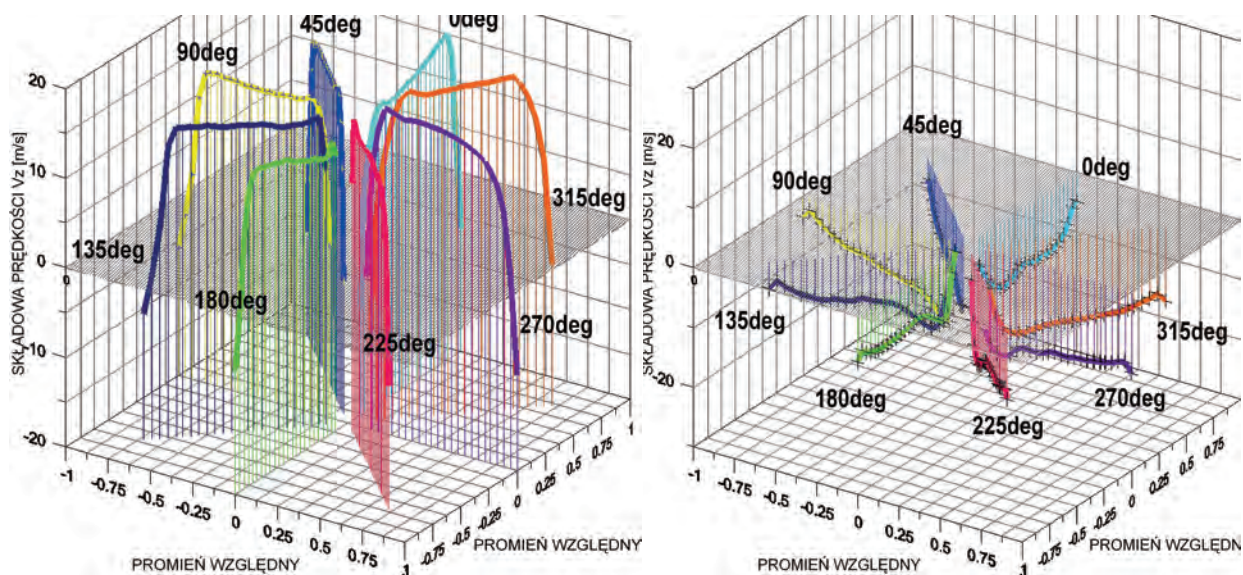
Skomplikowany i nieustalony charakter opływu śmigłowca w locie jest przypadkiem trudnym obliczeniowo z uwagi na ruchomy układ wirujących łopat wirnika nośnego oraz (w 90 procentach produkowanych śmigłowców) wirnika ogonowego. Współcześnie dzięki specjalistycznemu oprogramowaniu analizuje się i przetwarza wyniki takich właśnie przepływów. Zatem korzystając ze wspomagania komputerowego możliwe jest rozważanie stanu pierścienia wirowego na drodze analitycznej i symulacyjnej.

Tab.1. Porównanie wyników eksperymentalnych na śmigłowcu SM-1 [12] z wynikami obliczeń numerycznych w programie Fluent

Wizualizacja przepływu z prób w locie na śmigłowcu SM-1	Wizualizacja przepływu z obliczeń programem FLUENT
<p style="text-align: center;">$w/v_{io}=0,533$</p> 	<p style="text-align: center;">$w/v_{io}=1,374$</p> 
<p style="text-align: center;">$w/v_{io}= 0,667$</p> 	<p style="text-align: center;">$w/v_{io}= 1,717$</p> 
<p style="text-align: center;">$w/v_{io}= 1,40$</p> 	<p style="text-align: center;">$w/v_{io}=1,923$</p> 
<p style="text-align: center;">$w/v_{io}= 2,09$</p> 	<p style="text-align: center;">$w/v_{io}=2,060$</p> 

W dalszej części pracy przedstawiono przykład wykorzystania programu Fluent w modelowaniu pola przepływu wokół śmigłowca znajdującego się w stanie pierścienia wirowego (zarówno przypadku pionowego opadania, jak i opadania z prędkością postępową). Software Fluent pozwala uzyskać trójwymiarowy obraz przepływu w dowolnym manewrze lotu śmigłowca, a zatem umożliwia obliczenia dla przypadków zagrażających wystąpieniem VRS. Poniżej zamieszczono przykład wizualizacji opływu śmigłowca przelatującego przez obszar występowania VRS. Zamieszczone na poprzedniej stronie obrazy opływu (tab.1.) stanowią porównanie wyników eksperymentalnych (rezultaty prób w locie wykonanych przez Instytut Lotnictwa w Warszawie w 1963 r.) oraz wyników obliczeń numerycznych. Z uwagi na to, iż próby w locie przeprowadzone zostały śmigłowcem SM-1 (ciężar $G=22000$ N, promień wirnika nośnego $R=7,16$ m), zaś obliczenia numeryczne wykonano dla śmigłowca W-3 „Sokół” (ciężar $G=61000$ N, promień wirnika nośnego $R=7,85$ m), dlatego też granice obszaru VRS w obu przypadkach są różne, aczkolwiek jak widać na poniższych rysunkach, charakter przepływu jest taki sam.

Poniżej przedstawiono wykresy rozkładu prędkości pionowej w płaszczyźnie tarczy wirnika nośnego dla przypadków pionowego opadania śmigłowca (rys. 14.). Obrazują one, jak zmienia się rozkład prędkości pionowej wzdłuż promienia wirnika. Potwierdza się tu obraz odwrócenia przepływu przy większych prędkościach opadania.



Rys. 14. Rozkład składowej pionowej prędkości strumienia napływającego na wirnik nośny dla prędkości opadania 0 m/s i 30 m/s

7. WYKORZYSTANIE PROGRAMU OBCWN

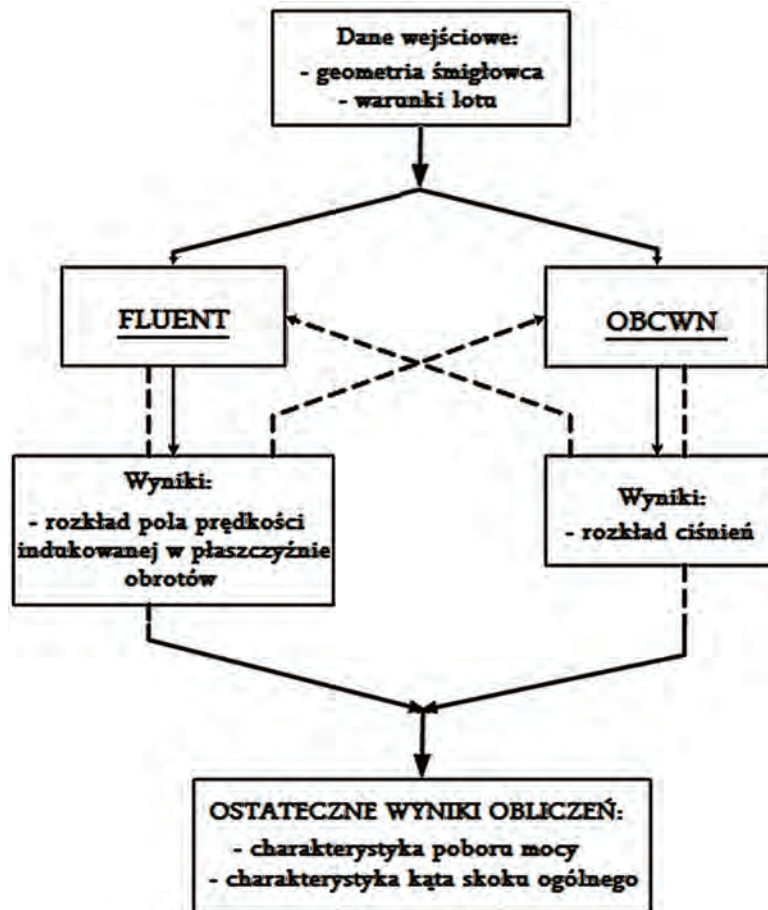
Do obliczeń z zakresu problematyki pierścienia wirowego użyto oprogramowania Fluent uzyskując dzięki temu wiele cennych informacji na temat aerodynamiki tego zjawiska. Przeprowadzenie obliczeń w zakresie oddziaływania zjawiska VRS na układ śmigłowca możliwe było dzięki sprzężeniu wyników z programu Fluent z programem służącym do wyznaczania obciążeń i odkształceń łopat wirnika nośnego (OBCWN).

Program OBCWN pozwala na symulację obciążeń modelu wirnika śmigłowca o elastycznych łopatach i sprężystym ich zawieszeniu. Model wirnika nośnego utworzony jest przez łopaty wraz z ramionami głowicy. Jest to analiza wielołopatowa, gdzie korzystając z metody Galernika postaci drgań własnych łopat służą do wyznaczania ruchów odkształcalnych łopat. Łopata traktowana jest tu jako struktura złożona z osi sprężystej i segmentów mas skupionych.

Zastosowaną w tej pracy współpracę programów: Fluent i OBCWN przedstawiono na rysunku 15. W pierwszej kolejności formułowano warunki przeprowadzanej symulacji. Następnie przeprowadzono pierwsze rachunki za pomocą software Fluent dla stałego skoku ciśnienia na

wirniku. Uzyskana na tej drodze tablica rozkładu prędkości na powierzchni tarczy WN, stanowiła część danych wejściowych programu OBCWN, użytych do dalszych obliczeń. Dzięki temu możliwe było wyznaczenie parametrów obciążeń wirnika (takich jak obciążenia głowicy i łopat – rozkłady względem promienia i azymutu, a także obciążenia wypadkowe wirnika) oraz nowe rozkłady ciśnień, które to ponownie wczytano do solvera Fluent. Miało to na celu skorygowanie wyniku pierwszej kalkulacji.

Czynności te można powtarzać kilkakrotnie (w zależności od żądanej dokładności obliczeń). Na ogół już po dwukrotnym przeliczeniu pole prędkości przepływu otrzymuje się zadowalającą zbieżność.



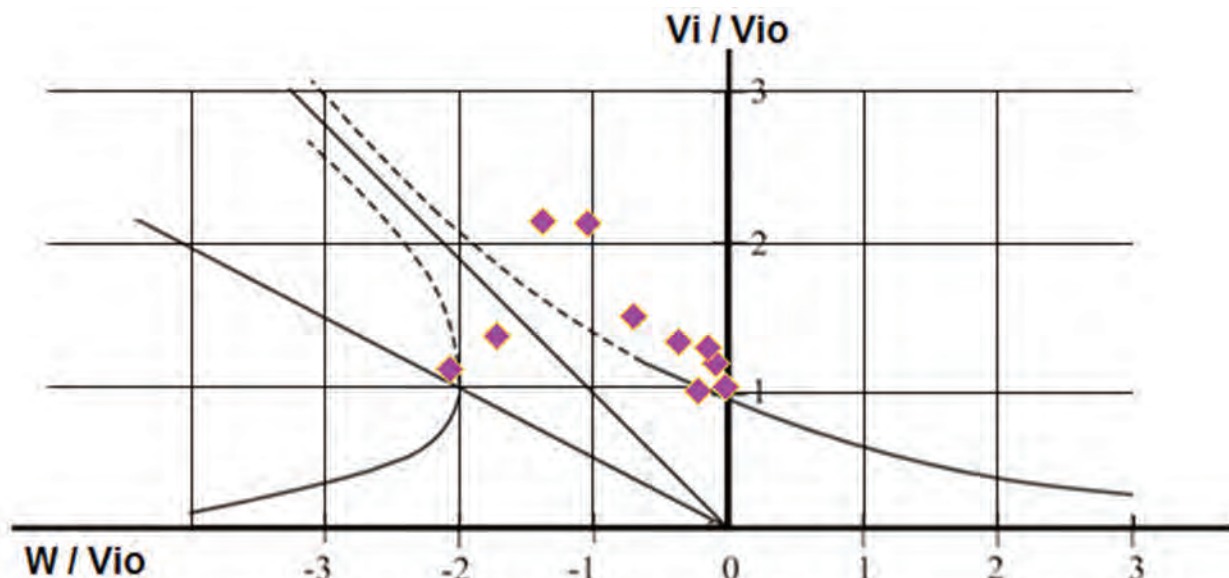
Rys. 15. Schemat współdziałania programów: Fluent i OBCWN

8. WYNIKI OBLICZEŃ

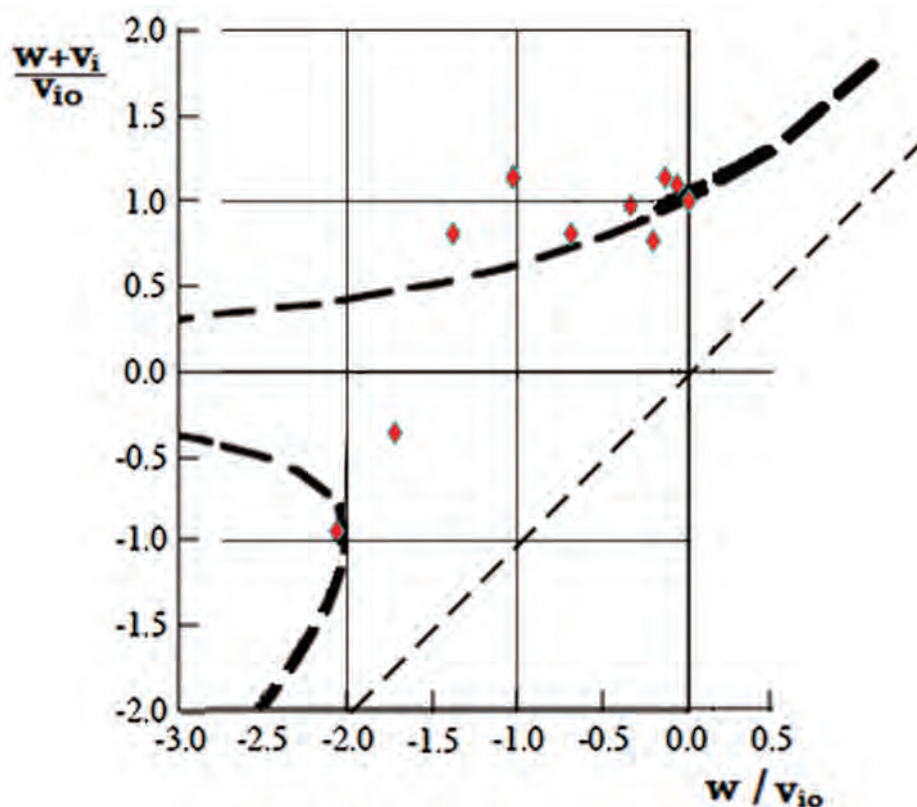
Zestawienie wyników obliczeń uzyskanych w programie Fluent z wynikami otrzymanymi przy pomocy innych metod obliczeniowych lub z danymi eksperymentalnymi zrealizowano poprzez sporządzenie charakterystyk prędkości indukowanej, które pozwalają na porównywanie metod numerycznych w zakresie pionowego opadania śmigłowca.

Na podstawie obliczeń programem Fluent uzyskano punkty, które następnie naniesiono na teoretyczne wykresy: prędkości indukowanej w funkcji prędkości opadania (rys. 16.) oraz wypadkowej prędkości napływu powietrza na wirnik w funkcji prędkości opadania (rys. 17.).

W wyniku obliczeń za pomocą programu OBCWN dla rozpatrywanych przypadków opadania uzyskano także wartości parametrów takich jak: kąt skoku ogólnego oraz moc na wale. Na ich podstawie wykreślono charakterystyki mocy silnika oraz kąta skoku ogólnego w funkcji prędkości opadania (rys. 21. oraz rys. 23.).

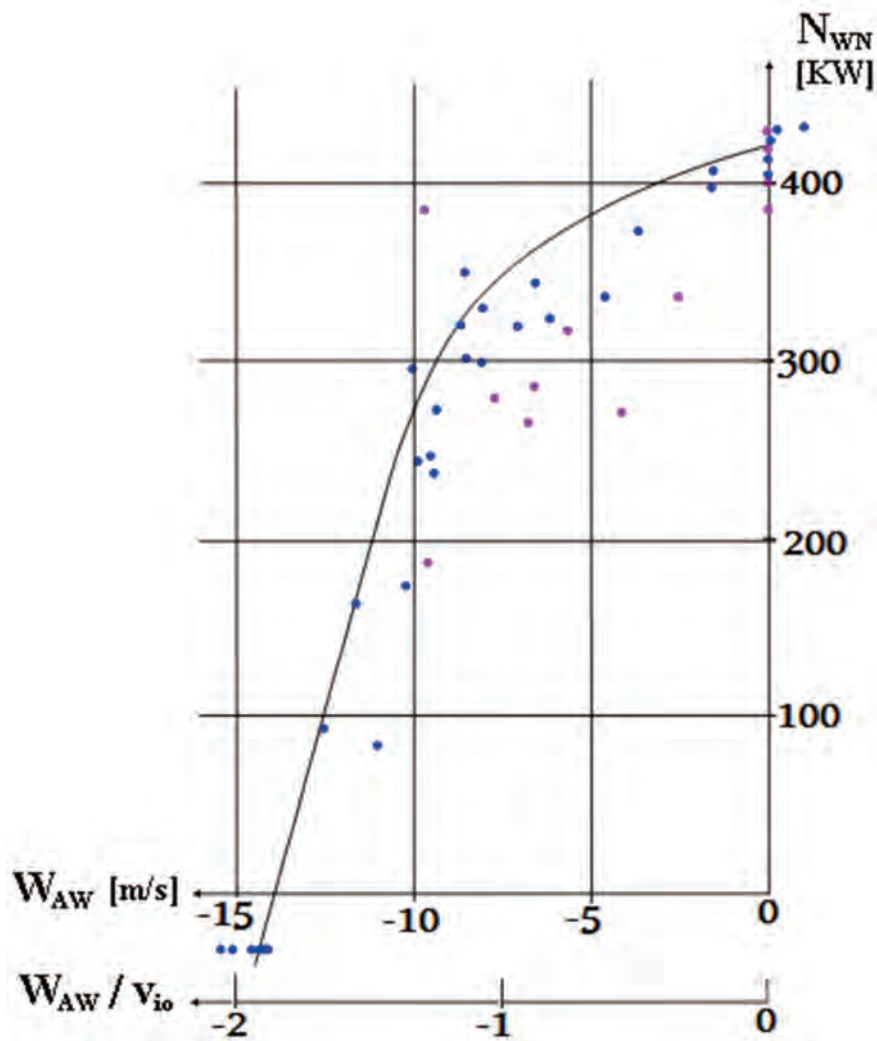


Rys. 16. Wykres prędkości indukowanej w funkcji prędkości opadania z uwzględnieniem wyników z programu Fluent

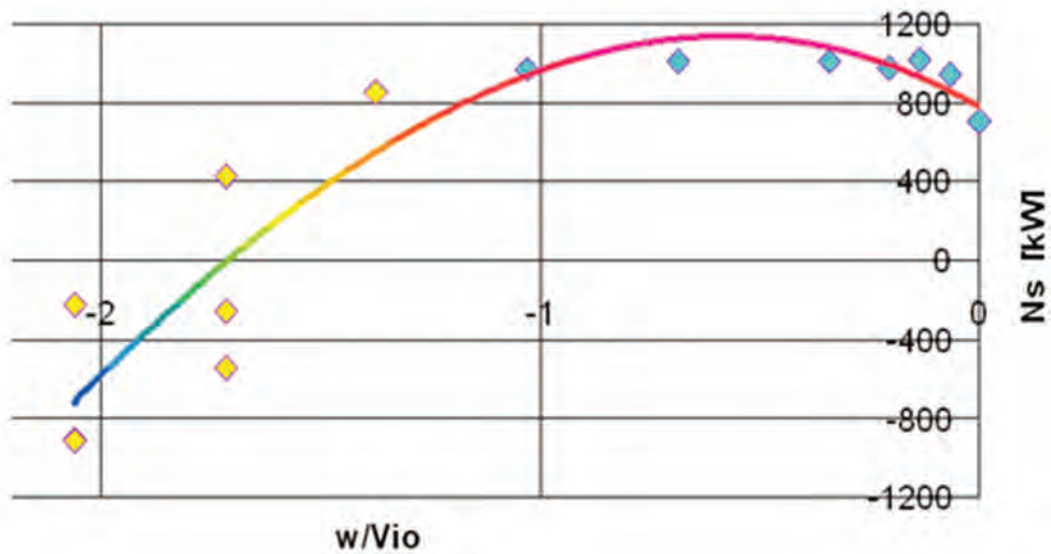


Rys. 17. Wykres wypadkowej prędkości napływu w funkcji prędkości opadania z uwzględnieniem wyników uzyskanych w programie Fluent

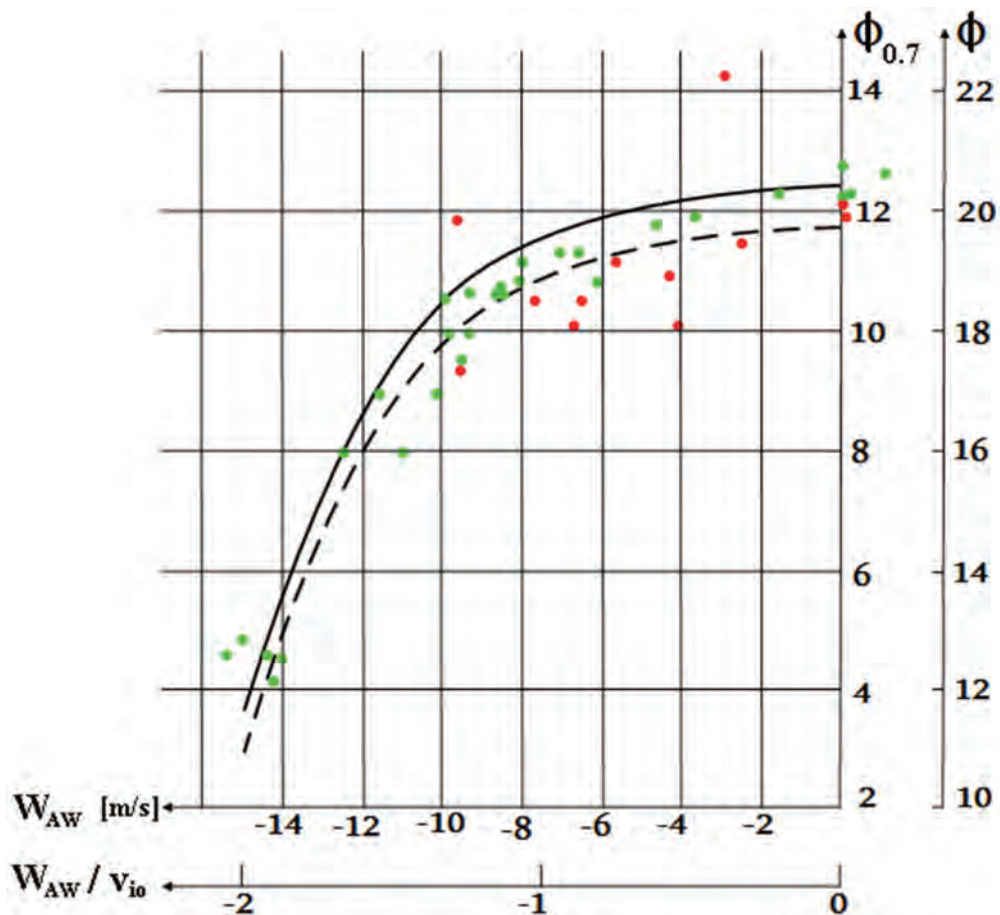
W celach porównawczych na kolejnej stronie znajdują się empiryczne charakterystyki będące wynikiem pomiarów w locie zrealizowanych na śmigłowcu SM-1 w 1963r. (rys. 18. oraz rys. 19.). Przy weryfikacji rezultatów eksperymentalnych i numerycznych należy wziąć pod uwagę różnicę mas obu śmigłowców (SM-1: $m=2500$ kg; W-3: $m=61000$ kg), co wpłynie na wielkość poboru mocy oraz uwzględnić należy sposób pomiaru kąta skoku ogólnego (w programie OBCWN skok ogólny łopat ekstrapolowany jest do osi wału wirnika, zaś podczas prób na śmigłowcu SM-1 kąt skoku ogólnego oceniany był na $0,7R$ łopaty, stąd na rys. 20. dodano dodatkową oś).



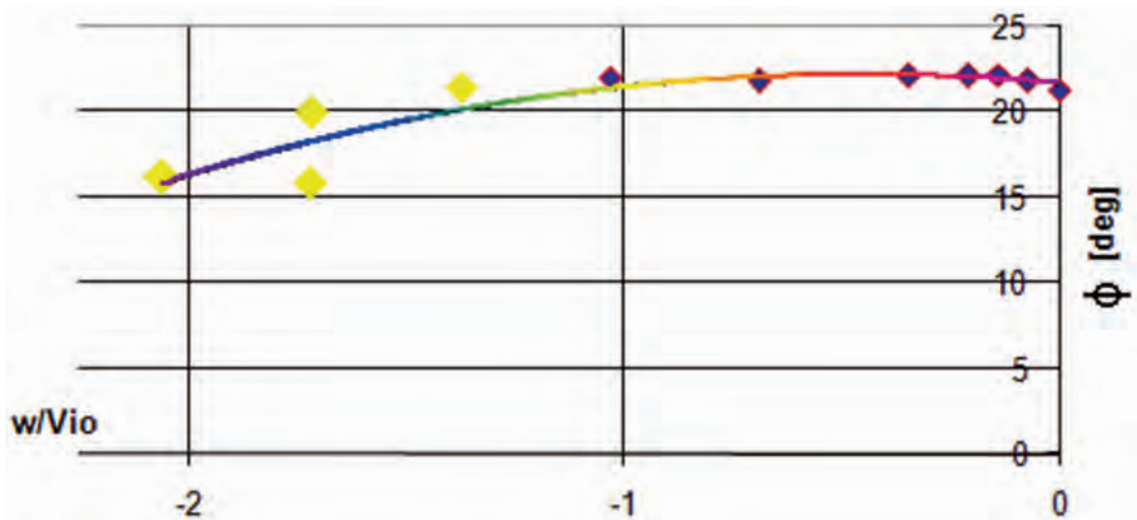
Rys. 18. Eksperymentalna krzywa mocy w funkcji prędkości opadania z badań w locie na śmigłowcu SM-1 [12]



Rys. 19. Obliczeniowy wykres mocy silnika w funkcji prędkości pionowej opadania



Rys. 20. Eksperymentalna krzywa skoku ogólnego w funkcji prędkości opadania z badań w locie na śmigłowcu SM-1 [12]



Rys. 21. Wykres kąta skoku ogólnego w funkcji prędkości pionowej opadania

9. PODSUMOWANIE

Zamieszczone w pracy charakterystyki obliczeniowe uzyskane dla przypadku pionowego opadania śmigłowca są bezwymiarowe, z łatwością można je więc porównywać z rezultatami innych metod obliczeniowych i wynikami eksperymentalnymi. Ich weryfikacja wykazuje, iż charakter krzywych i wartości liczbowe uzyskane na podstawie wyników zaprezentowaną metodą numeryczną są zgodne z oczekiwanymi. Wyniki uzyskane w programie Fluent (wykresy 16. oraz 17.) układają się w logiczny sposób uzupełniając zakres, w którym nie da się zastosować

teorii strumieniowej. Również krzywe mocy oraz kąta skoku ogólnego w odniesieniu do wykresów, będących wynikiem prób w locie na śmigłowcu SM-1 (patrz rys. 18. oraz rys. 20.) potwierdzają poprawność użytej do obliczeń metody. Ponieważ nie istnieją metody obliczeniowe umożliwiające uzyskanie precyzyjnych i jednoznacznych wyników, dlatego rezultaty symulacji opisaney w tej pracy przy użyciu zaprezentowanego modelu obliczeniowego są porównywalne z innymi metodami i mieszczą się w granicach błędu.

BIBLIOGRAFIA

- [1] **Chen Ch., Prasad J. V. R.:** Ring Vortex Model for descent flight. Atlanta; USA
- [2] **Dziubiński A, Stalewski W.:** Symulacja zjawiska pierścienia wirowego wokół wirnika śmigłowca w oparciu o rozwiązanie równań Naviera-Stokesa z uproszczonym modelem wirnika w postaci powierzchni skoku ciśnienia. ILOT, Warszawa
- [3] **Dziubiński A, Stalewski W., Żółtak J.:** Przykłady zastosowania pakietu Fluent w analizach bezpieczeństwa lotu śmigłowców. ILOT, Warszawa
- [4] **Florczyk W.:** Obliczenia pierścienia wirowego metodami CFD w trybie Steady State. Raport, Warszawa 2009
- [5] **Johnson W.:** Helicopter Theory. Princeton University Press, 1980
- [6] **Johnson W.:** Model for vortex ring state influence on rotorcraft flight dynamics. NASA/TP-2005-213477; California
- [7] **Juriew B. N.:** Aerodynamika śmigieł i śmigłowców. WMON, Moskwa 1956
- [8] **Sobczak K.:** Modelowanie wybranych przypadków lotu śmigłowca z wykorzystaniem oprogramowania Fluent. ILOT, Warszawa 2009
- [9] **Szumański K.:** Model symulacyjny dynamiki wirnika śmigłowca w granicach nieustalonych stanów lotu. Prace Ilot, nr 89, 1982
- [10] **Szumański K.:** Przelot dynamiczny śmigłowca przez strefę występowania pierścienia wirowego. ILOT
- [11] **Washizu K. i inni:** Experimentals on a model helicopter rotor operating in the vortex ring state. Tokyo 1966
- [12] **Witkowski R.:** Budowa i pilotaż śmigłowców. WKiŁ, Warszawa 1986
- [13] **Sprawozdanie z prób lotów śmigłowca SM-1 w stanie pierścienia wirowego:** ILOT, Warszawa 1963

Katarzyna Grzegorzcyk

AN ANALYSIS OF VORTEX RING STATE ON THE ROTORCRAFT

Summary

The paper contains an analysis of helicopter flight in Vortex Ring State (VRS). An analysis includes an explanation of unsteady nature of VRS flow conditions during VRS encounter. It contains also discussion about ways of avoiding and escape from VRS, if it appears during flight. Comparative numerical and flight test data for the rotors operating in vertical descent has been presented. The main goal of this work was to obtain velocity, angle of pitch and power characteristics for axial flow.