

SYMULACJA ZJAWISKA PIERŚCIENIA WIROWEGO WOKÓŁ WIRNIKA ŚMIGŁOWCA W OPARCIU O ROZWIĄZANIE RÓWNAŃ NAVIERA-STOKESA Z UPROSZCZONYM MODELEM WIRNIKA W POSTACI POWIERZCHNI SKOKU CIŚNIENIA

dr **Więnczysław STALEWSKI**
mgr inż. **Adam DZIUBIŃSKI**
Instytut Lotnictwa

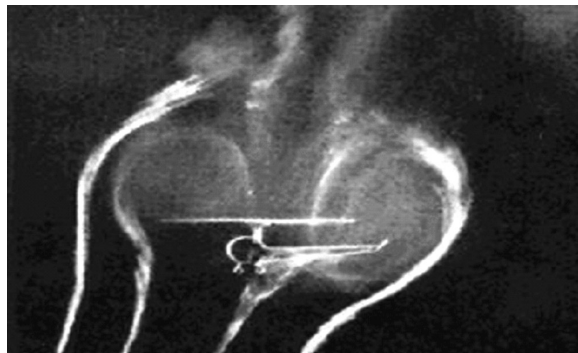
W pracy omówiono zjawisko pierścienia wirowego oraz przedstawiono metodę komputerowej symulacji tego zjawiska. Metoda bazuje na rozwiązaniu równań Naviera-Stokesa opisujących niestacjonarny opływ śmigłowca wykonującego manewry. Zastosowano uproszczony model wirnika śmigłowca bazujący na powierzchni skoku ciśnienia. Symulacje przeprowadzono przy wykorzystaniu komercyjnego programu FLUENT rozwiązującego równania Naviera-Stokesa metodą objętości skończonych. Przedstawiono wyniki symulacji typowego lotu śmigłowca wprowadzającego go w stan pierścienia wirowego oraz manewrów umożliwiających wyjście z tego stanu.

WYKAZ OZNACZEŃ

- a_V – przyspieszenie opadania śmigłowca
- a_W – przyspieszenie postępowe śmigłowca
- dP – skok ciśnienia na powierzchni dysku wirnika
- T – czas
- V – prędkość postępową śmigłowca
- V_i – prędkość indukowana
- V_t – prędkość obwodowa
- V_r – prędkość promieniowa
- W – prędkość opadania śmigłowca

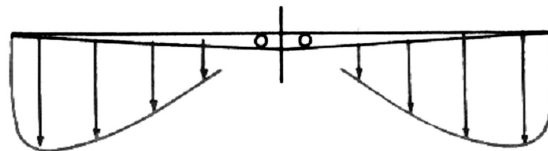
1. WPROWADZENIE

W określonych warunkach lotu śmigłowca, wokół wirnika nośnego lub śmigła ogonowego może rozwinąć się toroidalna struktura wirowa nazywana pierścieniem wirowym. Jest to zjawisko bardzo niebezpieczne ponieważ wirnik przestaje wytwarzać siłę ciągu, zaś większość mocy tracona jest na rozkręcanie wirów. Rozwinięty stan pierścienia wirowego pokazano na rysunku 1.

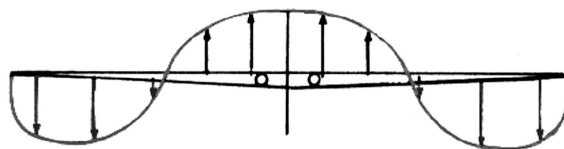


Rys. 1. Rozwinięty stan pierścienia wirowego. Wirnik przestaje dawać siłę nośną, większość energii tracona jest na rozkręcanie wirów. @copters.com.

Stan pierścienia wirowego (ang. Vortex Ring State, VRS, „settling with power”) powstaje w następujący sposób: strumień powietrza, który przepłynął przez wirnik, napotyka przeciwny prąd powietrza, poddawany jest siłom rozrywającym na skutek tarcia o zewnętrzne warstwy strumienia. Następuje rozerwanie się strumienia i „podwinięcie” warstw powietrza na zewnątrz. Warstwy te kierowane są do ssącej części wirnika i znów pompowane przez wirnik w kierunku rozerwania. Wokół wirnika powstaje toroidalny wir. Schematycznie mechanizm powstawania pierścienia wirowego pokazano na rysunkach 2 i 3.



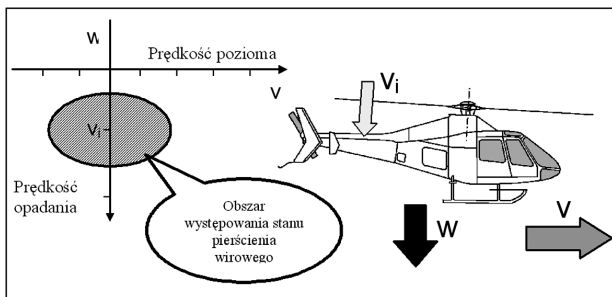
Rys. 2. Rozkład prędkości indukowanej na wirniku podczas zawisu



Rys. 3. Rozkład prędkości na wirniku podczas szybkiego opadania. Wypadkowa prędkość jest sumą prędkości indukowanej i prędkości opadania

Stan pierścienia wirowego na wirniku głównym śmigłowca może wystąpić nie tylko w przypadku pionowego opadania ale też w locie postępowym. Na rysunku 4 przedstawiono teoretyczny zakres występowania VRS na wykresie gdzie rzędną jest prędkość pozioma a odcięta prędkość opadania statku powietrznego. Jak widzimy, zjawisko występuje dla prędkości opadania równej od $0.5V_i$ do $1.5V_i$, gdzie V_i to prędkość indukowana przez wirnik. Z wykresu tego można wnioskować o następujących sposobach ucieczki przed stanem VRS:

- ucieczki „do przodu”, czyli zdmuchnięcie wiru, próba wydostania się z obszaru wirującego powietrza poprzez zwiększenie prędkości postępowej,
- ucieczki „w dół”, czyli ucieczka z obszaru wiru poprzez zmniejszenie skoku ogólnego i spowodowanie dużej prędkości opadania. Ten sposób w pobliżu ziemi wydaje się nieco niepraktyczny,
- ucieczki „w górę” przez zwiększenie mocy. Szacuje się, że potrzebna do tego moc jest dużo większa od mocy potrzebnej do zawisu, i jak do tej pory tylko jeden śmigłowiec spełnia te warunki: Sikorsky S-64 „Skycrane” (CH-54 „Tarhe”) ze zdjętym kontenerem, jak pokazano na rysunku 5.



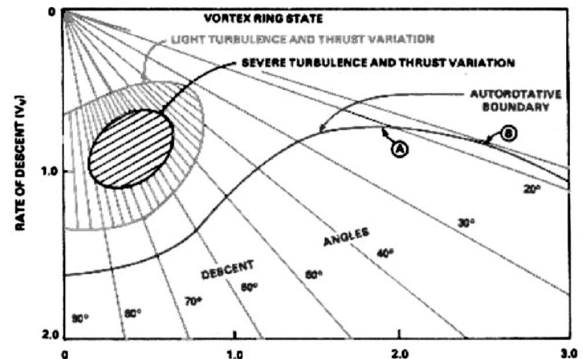
Rys. 4. Warunki lotu sprzyjające powstawaniu zjawiska pierścienia wirowego



Rys. 5. Śmigłowiec Sikorsky CH-54B „Tarhe”, wojskowa wersja „Skycrane” a. @ airliners.net

Istotnym problemem jest to, że wir pierścieniowy ma tendencję do stabilizowania się wokół wirnika. Zwiększenie mocy nie powoduje zdmuchnięcia lecz dalsze rozkręcanie się wiru. Wyjątkiem jest sytuacja, gdy następuje istotny wzrost prędkości indukowanej. Jest to przypadek dość rzadki, ponieważ potrzeba niezwykle dużej mocy choćby na to,

aby zatrzymać opadanie. Tendencja do stabilizowania się wiru jest bardzo niekorzystna przy próbie ucieczki „do przodu”, niestety jest to jedyna możliwa droga ucieczki w pobliżu ziemi. Najpewniejszą metodą jest ucieczka w dół, wymaga ona jednak zapasu wysokości lub prędkości postępowej. Prowadzi to do stworzenia takich ograniczeń na użytkowanie śmigłowca, aby możliwie krótko przebywać w strefie niebezpiecznych parametrów lotu.



Rys. 6. Zakresy prędkości opadania i postępowej, gdzie jako jednostkę przyjęto prędkość indukowaną

Na rysunku 6 przedstawiono podobny wykres prędkości dla rzeczywistego śmigłowca. Jak widać, obszar występowania VRS jest szerszy niż wskazywałaby na to analiza teoretyczna. Jest również tak ukształtowany, że trudno jest tak sterować wektorem prędkości śmigłowca, aby dojść do granicy autorotacji (krzywa A na rys. 6) omijając zakresowany obszar występowania VRS.

Zjawisko pierścienia wirowego stanowi istotne zagrożenie z punktu widzenia bezpieczeństwa lotu śmigłowca. Dlatego bardzo duże znaczenie mogą mieć prace badawcze mające na celu analizę przyczyn powstawania tego zjawiska oraz opracowywanie procedur pozwalających na jego eliminację. W tego typu badaniach niezwykle pomocna może być technika symulacji komputerowych. Generalnie metody komputerowej symulacji opływu wirnika nośnego śmigłowca obejmują całe spektrum metod obliczeniowej mechaniki płynów, począwszy od mocno uproszczonych metod linii wirowych, zaś skończywszy na metodach bazujących na bezpośrednim rozwiązaniu niestacjonarnych równań Naviera-Stokesa, z dokładnym modelowaniem geometrii wirnika oraz niestacjonarnych zjawisk wirowych występujących w jego opływie.

W pracy przedstawiono alternatywną metodykę komputerowego modelowania opływu wirnika nośnego śmigłowca, ze szczególnym uwzględnieniem symulacji zjawiska pierścienia wirowego. Metodyka ta oparta jest na połączeniu modelowania przepływu w oparciu o rozwiązanie niestacjonarnych równań Naviera-Stokesa z uproszczonym modelem wirnika zrealizowanym za pomocą powierzchni skoku ciśnienia. Ze względu na szeroki zakres zagadnień związanych z VRS w niniejszej pracy podjęto się analizy tylko części zagadnień związanych z symulacją pola przepływu wokół śmigłowca w czasie występowania pierścienia wirowego. Są to:

- walidacja zastosowania uproszczonego modelowania wirnika za pomocą powierzchni skoku ciśnienia w modelowaniu VRS,
- symulacja zjawisk dynamicznych prowadzących do powstawania VRS,

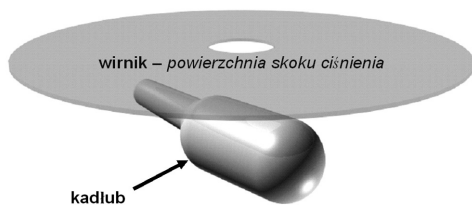
- symulacja manewrów pozwalających na bezpieczne wyjście z VRS.

2. METODYKA SYMULACJI ZJAWISKA PIERŚCIENIA WIROWEGO

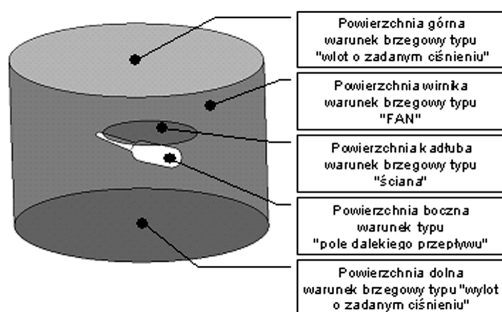
Symulację zjawiska pierścienia wirowego zrealizowano za pomocą programu FLUENT® [1]. Generalnie program ten umożliwia rozwiązanie równań Navier-Stokesa metodą objętości skończonych. Równania przepływu rozwiązywane są w określonym obszarze modelowanym za pomocą siatki obliczeniowej, w ogólności niestrukturalnej. Program udostępnia szerokie spektrum możliwych modeli obliczeniowych i jako taki stanowi uniwersalne narzędzie badawcze będące standardem przemysłowym w zakresie obliczeniowej mechaniki płynów.

W zakresie analizy opływu wirnika nośnego śmigłowca, program FLUENT również udostępnia szereg modeli obliczeniowych, z których najbardziej rozwiniętym jest rzeczywiste modelowanie niestacjonarnego opływu wirnika, z pełnym modelowaniem jego geometrii. Tego typu podejście jest jednak niezwykle kosztowne obliczeniowo i jego realizacja wymaga olbrzymich zasobów mocy obliczeniowej komputerów. Jest to istotne zwłaszcza w przypadku modelowania manewrów śmigłowca, w szczególności powodujących wejście w stan pierścienia wirowego oraz pozwalających na bezpieczne wyjście z tego stanu. Są to zjawiska istotnie niestacjonarne, nieokresowe i jako takie wymagają długotrwałych symulacji obliczeniowych. W takim przypadku, aby przeprowadzić symulację w rozsądnym czasie obliczeniowym wskazane jest zastosowanie uproszczonego modelu przepływu.

W omawianym podejściu zastosowano model obliczeniowy bazujący na powierzchni skoku ciśnienia modelującej obracający się wirnik. Na rysunku 7 przedstawiono podstawowe założenia geometryczne przyjętego modelu. Śmigłowiec reprezentowany jest przez kadłub oraz nieskończenie cienkie powierzchnie dysków modelujących wirniki. Bryła kadłuba może być modelowana mniej lub bardziej dokładnie, w zależności od specyfiki badanego zjawiska opływu śmigłowca. Dyskowe powierzchnie wirników mogą reprezentować zarówno wirnik nośny (tak jak na rys.7) jak również śmigło ogonowe.



Rys. 7. Geometryczne założenia przyjętego modelu obliczeniowego



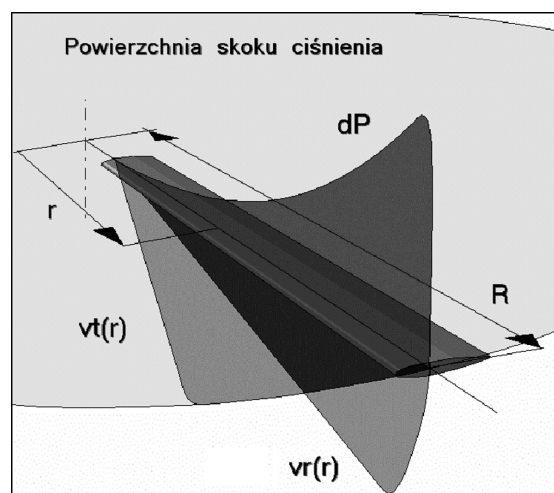
Rys. 8. Struktura rozważanego pola przepływu

Opisany model śmigłowca zanurzony jest w otaczającym go obszarze przepływu, tak jak to pokazano na rysunku 8. W przypadku analizy niestacjonarnego lotu śmigłowca, zakłada się, że cały obszar przepływu porusza się razem ze śmigłowcem zgodnie z założoną kinematyką. Równania przepływu rozwiązywane są w nieinercyjnym układzie współrzędnych związanym ze śmigłowcem.

Aby rozwiązać zagadnienie przepływowe w opisanym obszarze przepływu, konieczne jest określenie odpowiednich warunków brzegowych na powierzchniach ograniczających ten obszar. W omawianym przypadku typy warunków brzegowych przyjęto tak, jak to pokazano na rysunku 8. Na powierzchni kadłuba śmigłowca przyjęto warunki typowe dla ścian materialnych. Na zewnętrznych powierzchniach brzegowych założono warunki określające przepływ niezaburzony w dużej odległości od śmigłowca. Dodatkowe warunki brzegowe przyjęto na powierzchniach modelujących dyski wirników. Na powierzchniach tych realizowany jest warunek brzegowy typu „FAN”, który jest jednym z dodatkowych typów warunków brzegowych zaimplementowanych w programie FLUENT. Warunek typu „FAN” pozwala wymusić na danej powierzchni określony skok ciśnienia oraz dodatkowo rozkład stycznych składowych wektora prędkości. Zgodnie z nazwą, opisany typ warunku brzegowego przeznaczony jest do uproszczonego modelowania zaburzeń przepływu spowodowanych przez pracujące wentylatory. W omawianym podejściu ten typ warunku brzegowego zastosowano do modelowania efektów spowodowanych obracającym się wirnikiem nośnym śmigłowca. Podstawowym parametrem definiującym warunek brzegowy typu „FAN” jest rozkład skoku ciśnienia, definiowany stosownie do specyfiki danego zagadnienia przepływu. W przypadku omawianego zastosowania warunku brzegowego typu „FAN” do modelowania opływu wirnika nośnego śmigłowca, założono zmienne wzdłuż promienia:

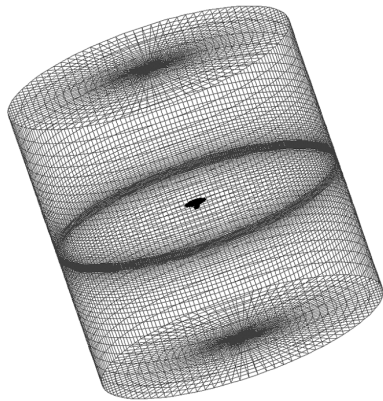
- skok ciśnienia odwzorowujący rozkład obciążeń na łopacie,
- liniowy rozkład prędkości promieniowej,
- liniowy rozkład prędkości obwodowej.

Przykładowe rozkłady wymienionych parametrów przepływu na dysku wirnika pokazano na rysunku 9.

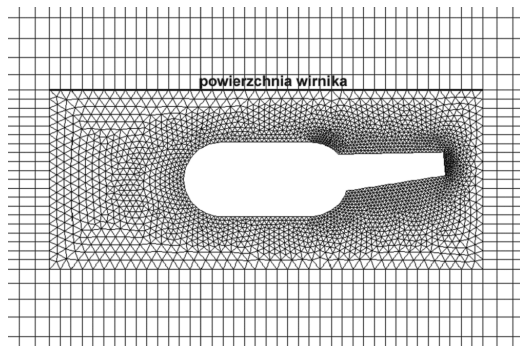


Rys. 9. Przykładowe rozkłady skoku ciśnienia (dP), prędkości obwodowej (v_t) i prędkości promieniowej (v_r) na dysku modelującym wirnik

Numeryczna analiza opływu śmigłowca wymaga wygenerowania w obszarze przepływu odpowiedniej siatki obliczeniowej. W strukturze siatki wyróżnione muszą być obrotowe powierzchnie wszystkich modelowanych wirników. Przykład takiej siatki przedstawiono na rysunkach 10 i 11. Na rysunku 10 przedstawiono ogólny widok siatki, otaczającej centralnie położony śmigłowiec. Obszar przepływu pokryty siatką ma wymiary wielokrotnie przewyższające wymiary śmigłowca. Szczegóły rozłożenia komórek w siatce w pobliżu śmigłowca pokazano na rysunku 11. W tym przypadku zastosowano siatkę hybrydową: niestructuralną w otoczeniu śmigłowca i structuralną modelującą obszar dalekiego pola przepływu.



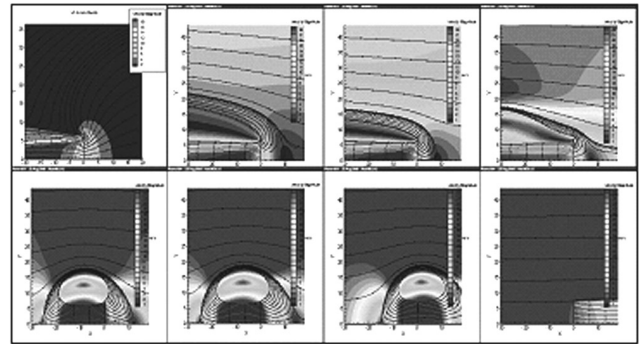
Rys. 10. Przykład siatki obliczeniowej stosowanej do modelowania zjawiska pierścienia wirowego



Rys. 11. Przykład hybrydowej siatki obliczeniowej w bezpośrednim otoczeniu śmigłowca

3. WYNIKI SYMULACJI KOMPUTEROWYCH

W pełni trójwymiarowa symulacja zjawiska pierścienia wirowego została poprzedzona obliczeniami dwuwymiarowymi. W tym przypadku wykorzystano wersję programu FLUENT, umożliwiającą analizę dwuwymiarowych przepływów osiowoosymetrycznych. Analizowano przypadek opływu izolowanego wirnika. Na początku wyznaczono stan przepływu w warunkach zawisu. Następnie analizowano opływ wirnika dla różnych prędkości opadania wirnika. Wyniki przeprowadzonych symulacji pokazano na rysunku 12. Jak widać w początkowej fazie symulacji przepływ wokół wirnika jest typowy dla fazy lotu w zawisie. Kolejne wykresy pokazują stopniowe formowanie się pierścienia wirowego, który najbardziej wyrazisty jest dla określonego zakresu prędkości opadania. Przy dalszym zwiększaniu tej prędkości, następuje zdmuchnięcie pierścienia wirowego.



Rys. 12. Wyniki symulacji opływu wirnika w zawisie oraz w trakcie opadania z różnymi prędkościami. Przypadek osiowoosymetryczny. Dwuwymiarowy model obliczeniowy

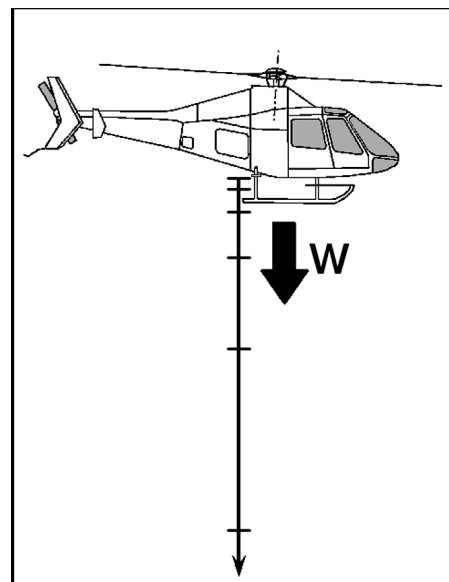
Wyniki analizy dwuwymiarowego, osiowoosymetrycznego opływu wirnika potwierdziły możliwość symulacji zjawiska pierścienia wirowego w oparciu o zastosowany model obliczeniowy, bazujący na powierzchni skoku ciśnienia. W związku z tym, dalsze obliczenia kontynuowano dla przypadku w pełni trójwymiarowego. Obliczenia zrealizowano na siatce obliczeniowej przedstawionej na rysunkach 10, 11. W dalszej części pracy będą omówione dwa przypadki symulacji lotu śmigłowca:

- opadanie ze stałym przyspieszeniem,
- wyjście ze stanu pierścienia wirowego w trakcie opadania poprzez lot do przodu ze stałym przyspieszeniem.

3.1. Symulacja opadania śmigłowca ze stałym przyspieszeniem

W pierwszym cyklu obliczeń trójwymiarowych przeprowadzono symulację opadania śmigłowca za stałym przyspieszeniem (rys. 13). Symulację przeprowadzono dla następujących danych kinematycznych śmigłowca:

- Przyspieszenie opadania: $a_w = 2 \text{ m/s}^2$
- Przyspieszenie postępowe: $a_v = 0 \text{ m/s}^2$
- Zakresy zmian prędkości:
 - opadania: $W = 0 - 40 \text{ m/s}$
 - postępowej: $V = 0 \text{ m/s}$
- Czas symulacji: $T = 20 \text{ s}$



Rys. 13. Kinematyka śmigłowca w trakcie opadania ze stałym przyspieszeniem

Wyniki symulacji przedstawiono na rysunkach 14 i 15 – prezentując wizualizację linii prądu spływających z powierzchni dysku wirnika. Na rysunkach można zauważyć wszystkie charakterystyczne stany powstawania pierścienia wirowego. Rozrywany przez zewnętrzne strugi powietrza jest zawracany nad powierzchnię wirnika. Przy pewnej prędkości, porównywalnej z prędkością indukowaną na wirniku ($W \approx 20$ m/s), formuje się pierścień wirowy, który utrzymuje się w pewnym zakresie prędkości opadania. W rzeczywistym przypadku prędkość opadania śmigłowca stabilizuje się w tym zakresie i dość trudno się z pierścienia wirowego wydostać. Słuszną może wydać się tutaj analogia z korkociągiem płatowca, który wykazuje jako manewr podobne cechy: trudność w wyprowadzeniu, niebezpieczeństwo zaistnienia w pobliżu ziemi i związane z tym zagrożenie.

W omawianym eksperymencie zdecydowano się na dalsze zwiększanie prędkości opadania i w efekcie na przepchnięcie śmigłowca przez stan pierścienia wirowego. Dzięki temu możliwa była weryfikacja przyjętego modelu pod kątem możliwości symulacji efektu „zdmuchnięcia” pierścienia wirowego przy dużej prędkości opadania. Jest to stan lotu znajdujący się pod zakresowanym eliptycznym obszarem na rysunku 4. Model obliczeniowy sprawdził się, dając wiarygodne jakościowo pole przepływu. Analiza ilościowa wymaga dokładnej kalibracji modelu.

Godny zauważenia wydaje się fakt, że pierścień wirowy jest strukturą mocno niesymetryczną, niestabilną, w związku z czym układ sił i momentów na wirniku musi powodować silne drgania. I rzeczywiście, jak wynika z relacji pilotów i pasażerów, stan pierścienia wirowego charakteryzuje się silnymi oscylacjami śmigłowca, trudnymi do opanowania. Jeśli dodać do tego dość dużą prędkość opadania, nietrudno pojąć jak niebezpieczne jest to zjawisko i jak ważne jest stworzenie procedur pozwalających unikać podobnych sytuacji, a jednocześnie nadal efektywnie korzystać z wiropłata.

3.2. Symulacja wyjścia ze stanu pierścienia wirowego poprzez ucieczkę do przodu

W drugim cyklu obliczeń przeprowadzono symulację wyjścia ze stanu pierścienia wirowego poprzez ucieczkę do przodu. W tym przypadku symulacja przebiegała w dwóch etapach. W pierwszym etapie śmigłowiec opadał pionowo ze stałym przyspieszeniem aż do momentu pojawienia się zjawiska pierścienia wirowego. W drugim etapie śmigłowiec opadając dalej ze stałą prędkością opadania, rozpoczął próbę wyjścia ze stanu pierścienia wirowego poprzez lot do przodu ze stałym przyspieszeniem. Kinematykę śmigłowca w trakcie tej symulacji pokazano na rysunku 16. Parametry kinematyki miały w poszczególnych etapach następujące wartości:

Etap 1

Wprowadzenie w stan VRS poprzez opadanie w pionie:

Przyspieszenie opadania: $a_W = 2$ m/s²

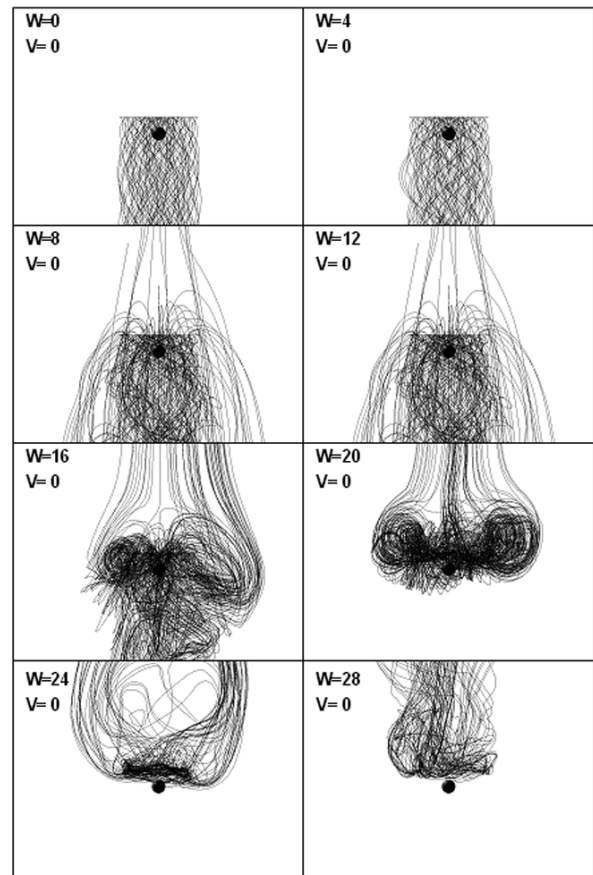
Przyspieszenie postępowe: $a_V = 0$ m/s²

Zakresy zmian prędkości:

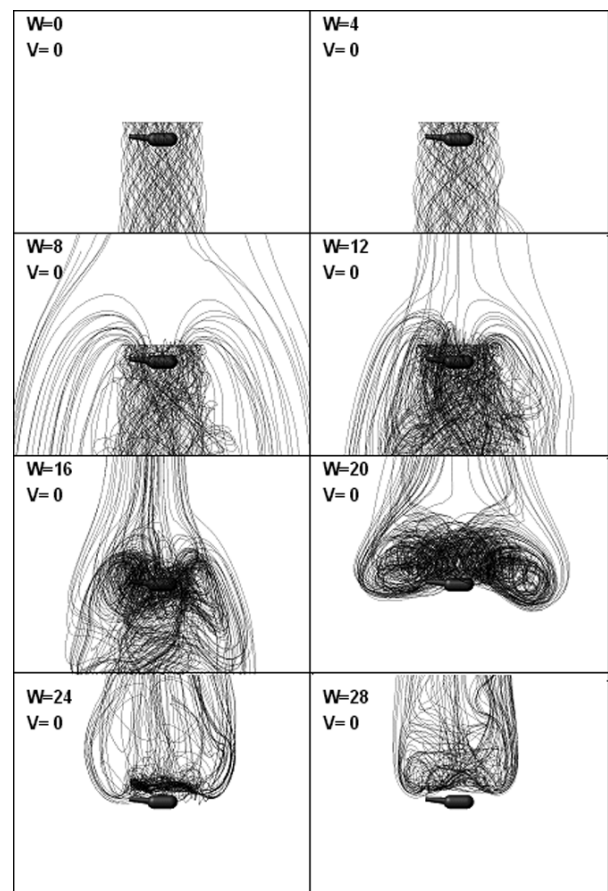
opadania: $W = 0 - 19$ m/s

postępowej: $V = 0$ m/s

Czas symulacji: $T = 9.5$ s



Rys. 14. Linie prądu spływające z dysku wirnika w wybranych chwilach symulacji opadania śmigłowca ze stałym przyspieszeniem, widok z przodu śmigłowca



Rys. 15. Linie prądu spływające z dysku wirnika w wybranych chwilach symulacji opadania śmigłowca ze stałym przyspieszeniem, widok z boku śmigłowca

Etap 2

Wyjście ze stanu VRS poprzez ucieczkę do przodu:

Przypieszenie opadania: $a_W = 0 \text{ m/s}^2$

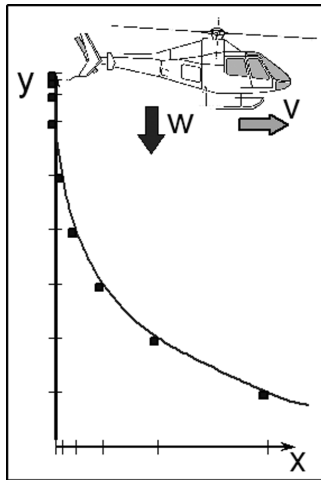
Przypieszenie postępowe: $a_V = 4 \text{ m/s}^2$

Zakresy zmian prędkości:

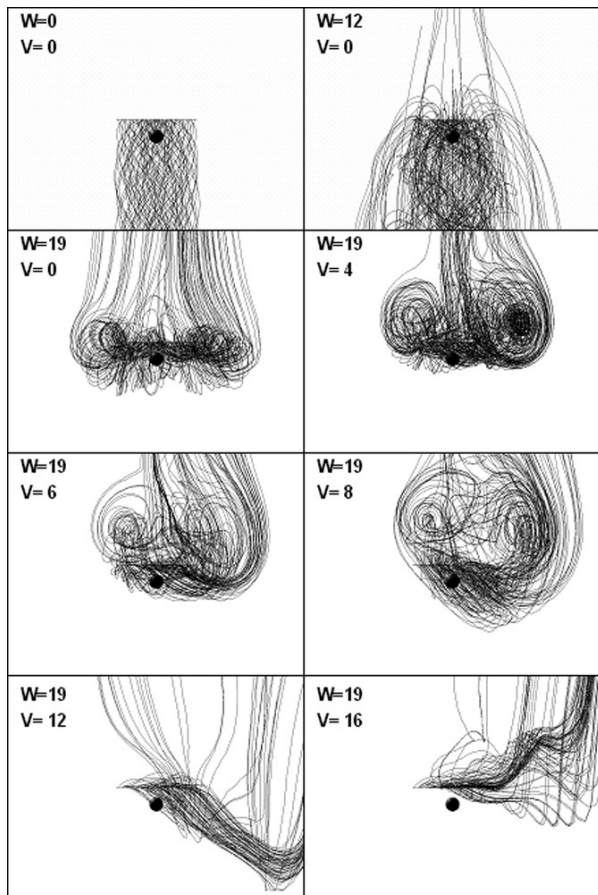
opadania: $W = 19 \text{ m/s}$

postępowej: $V = 0 - 16 \text{ m/s}$

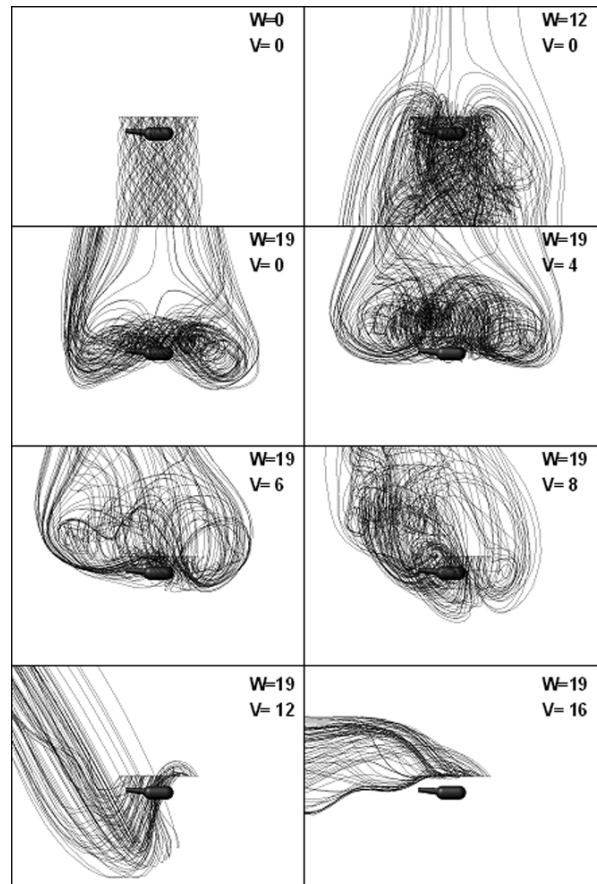
Czas symulacji: $T = 4 \text{ s}$



Rys. 16. Kinematyka śmigłowca w trakcie wejścia w stan VRS i wyjścia z tego stanu poprzez ucieczkę do przodu



Rys. 17. Linie prądu sypływające z dysku wirnika w wybranych chwilach symulacji wyjścia ze stanu pierścienia wirowego poprzez ucieczkę do przodu, widok z przodu śmigłowca



Rys. 18. Linie prądu sypływające z dysku wirnika w wybranych chwilach symulacji wyjścia ze stanu pierścienia wirowego poprzez ucieczkę do przodu, widok z boku śmigłowca

W tym przypadku dokonano próby symulacji lotu zbliżonego do rzeczywistego przebiegu ruchu śmigłowca. Przyjęto przy tym pewne uproszczenia: do momentu pełnego rozwinięcia się VRS, śmigłowiec przemieszczał się ze stałym przyspieszeniem w dół. W momencie przejścia do rozwiniętego stanu pierścienia wirowego śmigłowiec zaczął przemieszczać się do przodu ze stałym przyspieszeniem, przy jednoczesnym opadaniu ruchem jednostajnym. Była to symulacja manewru „ucieczki do przodu” ze stanu VRS.

Symulacja potwierdziła efekt wędrówki wiru toroidalnego za wirnikiem i stabilizowania się tego wiru wokół wirnika. Dzieje się tak do pewnej prędkości postępowej, powyżej której wir zostaje dość gwałtownie zdmuchnięty z wirnika, i dalszy lot przebiega już przy prawidłowym dla ustalonego lotu opływie wirnika. Odpowiada to sytuacji, gdy na wykresie na rysunku 4 punkt obrazujący aktualny stan lotu poruszałyby się w kierunku wzrastającej prędkości postępowej i w pewnym momencie opuścił obszar występowania zjawiska VRS.

4. PODSUMOWANIE

W pracy omówiono metodykę komputerowej symulacji zjawiska pierścienia wirowego – jednego z możliwych i bardzo niebezpiecznych stanów opływu wirnika śmigłowca. Metodyka bazuje na sprzęgnięciu zaawansowanego modelu przepływu opartego na równaniach Naviera-Stokesa ze stosunkowo prostym modelem wirnika w postaci dyskowej powierzchni skoku ciśnienia. Komputerowe symulacje opływu śmigłowca w oparciu o opracowaną metodykę zrealizowano za pomocą komercyjnego programu FLUENT.

Cykl wstępnych obliczeń wykorzystujących dwuwymiarowy, osiowosymetryczny model przepływu dowiódł, że możliwe jest za pomocą prostego modelu powierzchni skoku ciśnienia zamodelowanie stanu pierścienia wirowego. Opracowano zatem w pełni trójwymiarowy model obliczeniowy i bazując na nim przeprowadzono szereg symulacji niestabilnego lotu śmigłowca. W trakcie tych symulacji wirtualny śmigłowiec był wprowadzany w stan pierścienia wirowego a następnie przeprowadzano próby bezpiecznego wyjścia z tego stanu. Wyniki wykonanych symulacji potwierdziły jakościową poprawność opracowanej metodyki i jej przydatność do analizy zjawisk aerodynamicznych związanych ze stanem pierścienia wirowego. Aby uzyskać poprawność ilościową konieczna jest odpowiednia kalibracja opracowanego modelu. Dotyczy to w szczególności precyzyjnego określenia zadawanych rozkładów skoku ciśnienia oraz stycznych składowych wektora prędkości przepływu na powierzchni dysku modelującego wirnik.

Opracowana metodyka stwarza duże możliwości zastosowań do analizowania manewrów śmigłowca sprzyjających powstawaniu stanu pierścienia wirowego oraz manewrów pozwalających bezpiecznie wyjść z tego stanu. Tego typu analizy wydają się ze wszech miar pożądane w celu wypracowania odpowiednich procedur istotnie zwiększających bezpieczeństwo lotu śmigłowcem.

BIBLIOGRAFIA

[1] FLUENT 6.1 User's Guide. Fluent Inc. February 2003.

ILUSTRACJE

1. www.airliners.net (rys. 5).
2. www.copters.com/aero/settling.html (rys. 1, 2, 3, 6).

*Pracę wykonano w ramach projektu badawczego
MNI Nr 4T12C 071 30.*

W. Stalewski, A. Dziubiński

VORTEX RING STATE AROUND HELICOPTER ROTOR SIMULATION USING NAVIER-STOKES EQUATIONS AND ACTUATOR DISC MODEL

Summary

This work contains the simulations results of Vortex Ring State appearance and evolution around main rotor of a helicopter. These calculations were based on solution of Navier-Stokes equations using the Fluent code. During this simulation An Actuator Disc model of fan has been used. This model assumes that a fan is a pressure jump generating surface. Two meshes has been used during this simulation: three dimensional and axisymmetrical two-dimensional. The most of the cases has been calculated using steady flow solution, but unsteady model also has been applied. Main goal of this work was a calibration of model, in terms of simplifications influence on results, and also in comparison with

experimental results. Two different conditions of flight has been considered: hover and vertical descent with various velocities along axis of rotor. The results has been analyzed to determinate Vortex Ring State conditions and confirmed, that Actuator Disc model can be used to qualitative analysis of VRS phenomena. It is assumed, that after a proper calibration this model can be used in further flight safety methods of VRS elimination research.

В. Сталевски, А. Дзюубиньски

ИМИТАЦИЯ ЯВЛЕНИЯ ВИХРЕВОГО КОЛЬЦА ВОКРУГ ВЕРТОЛЕТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РЕШЕНИЙ УРАВНЕНИЙ NAVIERA-STOKESA С УПРОЩЕННОЙ МОДЕЛЬЮ ВИНТА В ФОРМЕ ПОВЕРХНОСТИ СКАЧКА ДАВЛЕНИЯ

Резюме

В работе обслуждено явление вихревого кольца и представлен метод компьютерной имитации этого явления. Метод базируется на решении уравнений Naviera-Stokesa описывающих нестационарное обтекание вертолета выполняющего манёвры. Применена упрощенная модель винта вертолета базирующая на поверхности скачка давления. Имитация проведена с использованием коммерческой программы FLUENT решающей уравнения Naviera-Stokesa методом конечных объемов. Представлены результаты имитации типичного полета вертолета, который вводит его в состояние вихревого кольца, а также манёвров позволяющих выход из этого состояния.