

MODELOWANIE WYBRANYCH PRZYPADKÓW LOTU ŚMIGŁOWCA Z WYKORZYSTANIEM OPROGRAMOWANIA FLUENT

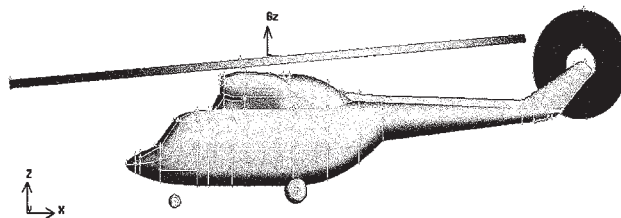
mgr inż. **Kamil SOBCZAK**
Instytut Lotnictwa

W artykule zaprezentowano etapy tworzenia modelu obliczeniowego, określanie warunków przeprowadzanych obliczeń i prezentacji wyników we Fluentie. Przeanalizowano wybrane przypadki lotu śmigłowca w niekorzystnych warunkach działania w wyniku interferencji opływu. Do modelowania i przykładowych analiz przyjęto parametry śmigłowca Sokół.

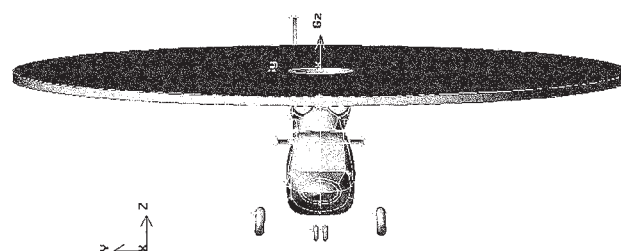
ETAPY TWORZENIA MODELU OBLICZENIOWEGO W GAMBICIE

1. IMPORT MODELU

Poniższe obrazy przedstawiają geometrię modelu, który zaimportowany w formacie STEP, składał się z podwozia, kadłuba, wirnika nośnego, śmigła ogonowego. Model zawierał linie i powierzchnie, które powinny być starannie zweryfikowane przed utworzeniem objętości kontrolnej.



Rys. 1. Widok z lewej strony



Rys. 2. Widok z przodu

2. TWORZENIE OBSZARU OBLICZENIOWEGO

Zaimportowany model posiada strefy wirnika nośnego oraz śmigła ogonowego, modelowane jako objętości (rys. 1, 2).

W przyjętym opisie, siłę nośną generowano za pomocą skoku ciśnienia. Warunek brzegowy opierający się na skoku ciśnienia to model wentylatora [boundary condition – gambit i fluent] wykorzystujący powierzchnię jako opis wirników, więc objętości odzwierciedlające wirnik główny i śmigło ogonowe były zbędne.

Modyfikacjom modelu podlegało rozmieszczenie i usytuowanie poszczególnych elementów składowych śmigłowca:

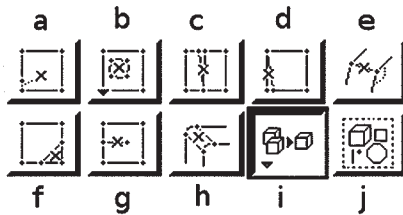
- powierzchnia wirnika głównego umiejscowiona na płaszczyźnie O_x, O_y ; początek układu współrzędnych znajduje się w osi wirnika głównego z dodatnim kierunkiem osi O_z zwróconym ku górze, a oś O_x pokrywa się z płaszczyzną symetrii śmigłowca z dodatnim kierunkiem zwróconym w stronę śmigła ogonowego,
- górny obrys gondol silników oddalony o 0,1 m od powierzchni wirnika,
- wysokość dolnego obrysu kół podwozia od powierzchni wirnika wynosi około 3,8 m,
- powierzchnia śmigła ogonowego oddalona o 0,66 m od płaszczyzny symetrii śmigłowca,
- płaszczyzna wirnika nośnego usytuowana poziomo (obrót o kąt 5°).

Tak wstępnie zdefiniowany model śmigłowca umieszczano w kostce prostopadłościowej o wymiarach $20 \times 20 \times 6$ m. Usytuowanie śmigłowca w kostce zdeterminowane było jedynie rodzajem przypadku obliczeniowego tzn. lot swobodny, zawis przy ścianie lub postój na ziemi.

2.1. Naprawa geometrii

W ramach naprawy geometrii należy uwzględnić (rys. 3):

- powierzchnie o dużych kątach skosu ich krawędzi (d),
- dołączenie małych powierzchni do istniejących (f),
- wyeliminowanie „pęknięć” między powierzchniami (c),
- usunięcie krótkich krawędzi (a), (g).



Rys. 3. Naprawa geometrii i usuwanie podwójnych elementów

Mimo, że Gambit posiada obszerną ilość funkcji naprawy modeli ważne jest szczególnie zwracanie uwagi na parametry opisujące wartości podlegające modyfikacjom takie, jak długość, kąty skosu, promienie zaokrągleń itp. Zbyt szeroki zakres wartości może spowodować, że wstępna bryła modelu lub jej charakterystyczne obszary ulegną niewłaściwym deformacjom, a czasami nawet zostaną usunięte (przykładem jest wirnik główny – stosując eliminowanie „otworów”, (b), należy uważać aby nie usunąć obszaru nieaktywnego – środkowy okrąg).

Następnie wymagane jest sprawdzenie czy nie utworzono dodatkowych powierzchni i linii (i), (j), które mogą stanowić kopię oryginalnie istniejących. Dzięki tej operacji pewnym było, że tworzona objętość kontrolna a następnie siatkowanie przeprowadzone zostanie jednoznacznie.

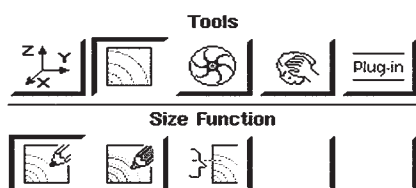
2.2. Obszar kontrolny

Obszar kontrolny był zależny od przypadku obliczeniowego. Te determinują usytuowanie bryły modelu śmigłowca, kształt przestrzeni zewnętrznej oraz rodzaj jakim opisany jest obszar zewnętrzny.

3. WYKORZYSTANIE FUNKCJI WIELKOŚCI PRZY TWORZENIU SIATEK

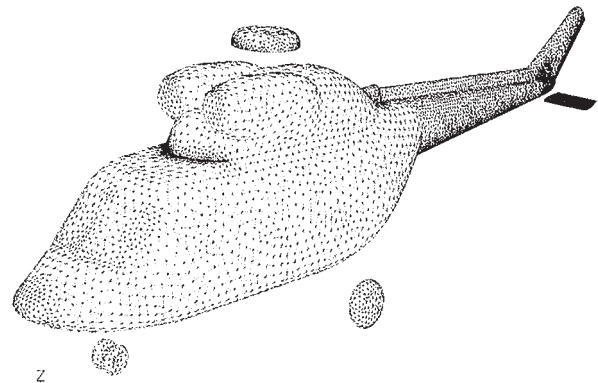
Tworzenie siatki w obszarze obliczeniowym wykonywano poprzez wykorzystanie funkcji wielkości – size function. Zaletą tego narzędzia jest zagęszczenie siatki w obszarze otaczającym model. Zagęszczenie to wymaga siatki źródłowej rozpiętej na powierzchniach modelu oraz określenia początkowej długości krawędzi elementu, skali przyrostu kolejnej warstwy oraz maksymalnej długości krawędzi.

Funkcja wielkości nie tylko nadzoruje tworzenie siatki ale również sprawdza i ogranicza charakterystyczne parametry elementu do których zaliczamy – współczynnik wydłużenia, kąty skosu elementów itp.

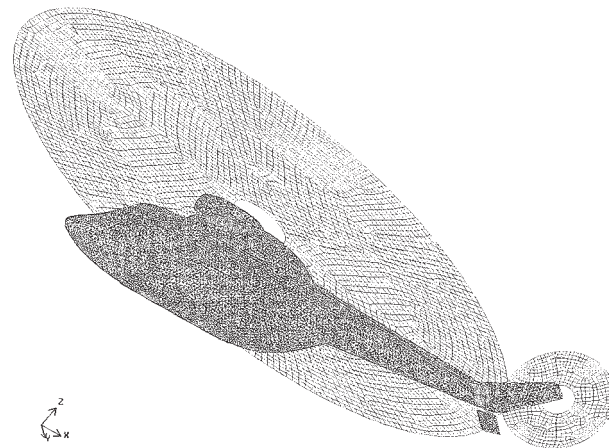


Rys. 4. Narzędzie > Size function

Poniższe rysunki przedstawiają siatki źródłowe rozpięte na powierzchniach modelu śmigłowca. Utworzono je wykorzystując elementy trójkątne lub czworoboczne, a wielkości podziałów zadawano na krawędziach powierzchni lub przyjmowano stałą długość krawędzi elementów.



Rys. 5. Siatka niestrukturalna – zmienna długość krawędzi elementu wynikająca z podziałów na bokach powierzchni modelu



Rys. 6. Siatka niestrukturalna – elementy trójkątne na kadłubie (długość krawędzi 0,05 m), elementy czworoboczne na wirniku głównym oraz śmigle ogonowym (dl. krawędzi 0,2 m)

OKREŚLANIE WARUNKÓW PRZEPROWADZANYCH OBLICZEŃ I PREZENTACJI WYNIKÓW WE FLUENCIE

1. TURBULENCJA

W obliczeniach wykorzystywano dwa modele turbulencji: **Spalart – Allmaras** – model opierający się na jednym równaniu (II.1), w którym uwzględniony jest wpływ lepkości kinematycznej w bliskim obszarze ścian.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \tilde{v}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \tilde{v} u_i) = G_\nu + \frac{1}{\sigma_\nu} \left[\frac{\partial}{\partial x_i} \left\{ (\mu + \rho \tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2} \rho \left(\frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_\nu + S_\nu$$

gdzie:

G_ν – człon opisujący powstawanie zjawiska lepkości turbulentnej,

Y_ν – człon opisujący zanikanie lepkości turbulentnej wynikające z tłumienia lepkości w pobliżu ścian.

Użycie tego modelu do opisu turbulencji wiąże się z koniecznością wstępnego określenia parametrów takich, jak:

- intensywność turbulencji – I (dla przepływów w pełni turbulentnych i w obszarze opływów zewnętrznych wartość intensywności powinna zawierać się w granicach $5 \div 10\%$),
- długość skalowana – L – jest to wielkość fizyczna odniesiona do rozmiaru wirów w których skumulowane są największe ilości energii.

$$L = 0.07 L_{char}$$

Powyższe równanie odnosi się głównie do przepływów z jego wyraźnym ukierunkowaniem (przepływy w rurach, wlot – wylot) oraz jednoznacznie określonej „przeszkodzie”. Wtedy długość charakterystyczna jest łatwiejsza do określenia – średnica rury, wymiar przeszkody.

- zmodyfikowana lepkość turbulentna – wyliczana przy uwzględnieniu założonych początkowych wartości intensywności, długości określającej skalę wielkości wirów oraz średnią prędkość przepływu.

$$\tilde{\nu} = \sqrt{\frac{3}{2}} u_{avg} I l$$

Początkowe określenie tej wartości dla przepływów całkowicie turbulentnych powinno zawierać się na poziomie $\sim 5 \nu$.

- stosunek lepkości turbulentnej

$$\mu_t / \mu \sim Re_t = k^2 / (\epsilon \nu).$$

Podstawą do określenia stosunku lepkości, który jest proporcjonalny, jest założenie, że turbulentna liczba Reynolds'a mieści się w zakresie 100 do 1000 dla przepływów w warstwie przyściennej i całkowicie rozwiniętych przepływów w kanałach.

Natomiast przy symulacjach przepływów zewnętrznych wartość stosunku lepkości turbulentnej jest niska i parametry, z których wynika przyjmuje się na poziomie takim by jej wartość zawierała się w $1 < \mu_t / \mu < 10$.

$k - \epsilon$ - jest modelem dwu równaniowym, których rozwiązaniem jest prędkość oraz długość turbulencji. Równania transportu w tym modelu powiązane są z opisem turbulentnej energii kinetycznej oraz stopniem jej dysypacji, odpowiednio poniższe równania.

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \\ = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \\ + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_M + S_k \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \epsilon u_i) = \\ = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \\ + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (G_k + C_{3\epsilon} G_b) - \\ + C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} + S_\epsilon \end{aligned}$$

Obliczone wartości energii i dysypacji turbulentnej w tym modelu służą do wyznaczenia lepkości turbulentnej zgodnie ze wzorem:

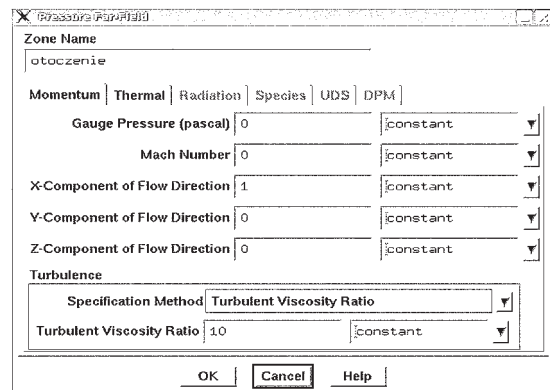
$$\mu_t = \rho C_\mu k^2 / \epsilon$$

Więc i w tym przypadku przy ustawianiu początkowych wartości określających parametry wstępne turbulencji należy skorzystać z zależności i reguł opisanych przy modelu Spallarta-Allmarasa.

2. WARUNKI BRZEGOWE

2.1. Otoczenie - Pressure Far – Field

Przy opisie warunków przepływu wykorzystywano model dalekiego pola jako model odzwierciedlający otoczenie. Ten warunek brzegowy jest pomocny zarówno w przypadkach uwzględniających wpływ wiatru jak i przypadki opadania.



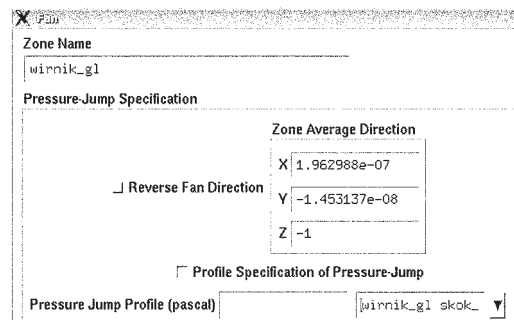
Rys. 7. Parametry opisujące warunki dalekiego pola

Wartości parametrów opisujących warunki dalekiego pola zależą od danego przypadku obliczeniowego, a odpowiadają za:

- Mach Number – określanie prędkości napływu; wartość przepływu odnoszona do warunków panujących na poziomie morza (dla powietrza, temperatura 300K).
- Components of Flow Direction – wektory ukierunkowujące przepływ; wypadkowa wartość równa zakładanej wartości prędkości przepływu.
- Turbulence – zależnie od modelu ją opisującego.

2.2. Wirnik nośny i śmigło ogonowe – Fan Model

Warunek brzegowy typu fan opiera się na skoku ciśnienia, który przypisany jest do powierzchni. Wartość skoku ciśnienia może być wprowadzona przy pomocy stałej wartości, jednej z funkcji wielomianowej lub poprzez wczytanie pliku profilu zawierającego wartości skoku ciśnienia.



Rys. 8. Fan Model

Pierwszym podejściem, które szeroko wykorzystywane było w opisanych przypadkach obliczeniowych, do zagadnienia modelowania wirnika nośnego i śmigła ogonowego, był stały skok ciśnienia.

Wartość skoku ciśnienia otrzymano z oszacowania siły nośnej wymaganej podczas zawisu śmigłowca. Czyli siła nośna wytworzona na wirniku nośnym została przyrównana do wartości ciężaru śmigłowca w celu jego zrównoważenia.

$$P_z = m_s g$$

gdzie

$$m_s = 6100 \quad [\text{kg}]$$

stąd

$$\Delta p = P_z / S_w = 309 \quad [\text{Pa}]$$

gdzie

$$S_w = \pi r^2 = 193,6 \quad [\text{m}^2]$$

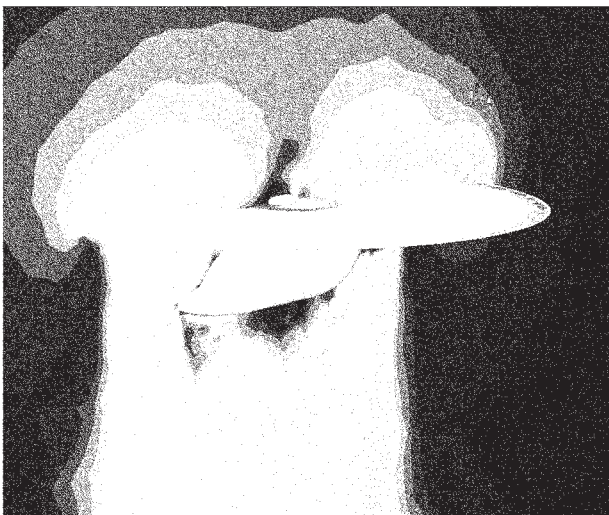
$$r = 7,85 \quad [\text{m}]$$

Natomiast skok ciśnienia przypisany do śmigła ogonowego odzwierciedlał warunki sterowania w zachowaniu równowagi. Dla takiego stanu ustalono wartość ciągu na poziomie 4905 N i ze względu na powierzchnię śmigła ogonowego wynoszącego 7,0685 m², warunek na skok ciśnienia na śmigle ogonowym przyjmowano równy 694 Pa.

3. WIZUALIZACJA WYNIKÓW

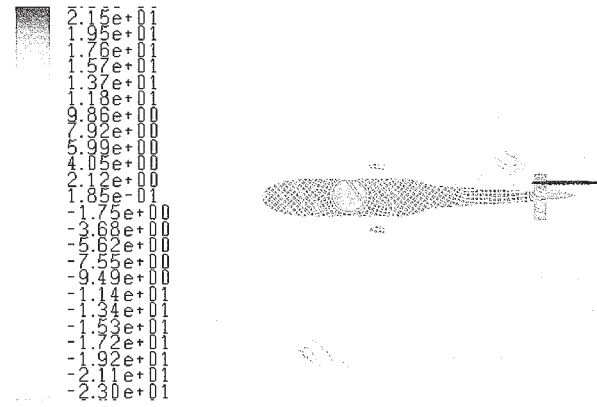
3.1. Obrazowanie pól prędkości i ciśnienia

Wyniki obliczeń przedstawiano na powierzchniach opisujących wirnik główny lub śmigło ogonowe ale również na specjalnie w tym celu tworzonych wirtualnych płaszczyznach. Wielkościami, na które zwracano uwagę były prędkości – velocity magnitude oraz velocity Z – direction – i ciśnienie statyczne, przedstawiane za pomocą map konturowych.



Rys. 9. Mapa konturowa prędkości

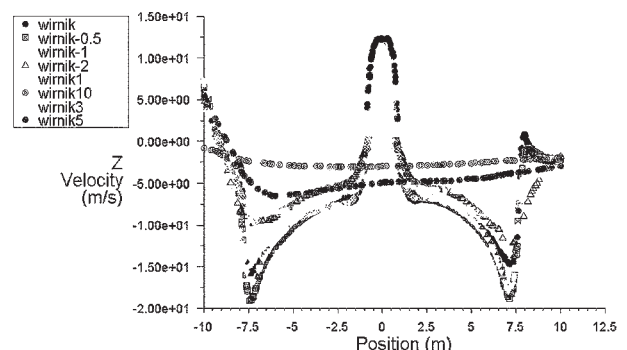
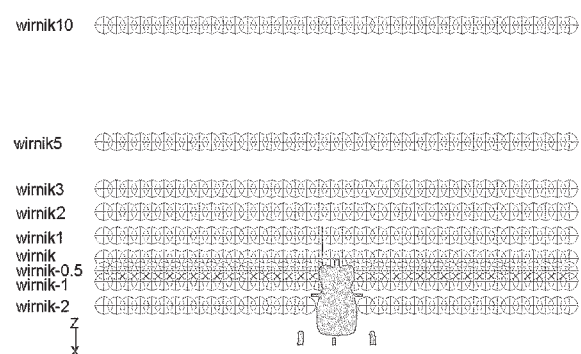
W celu dokładniejszego zobrazowania zachowania się ośrodka wykorzystywano wizualizację za pomocą linii prądu.



Rys. 10. Linie prądu

3.2. Dodatkowe powierzchnie pomiarowe

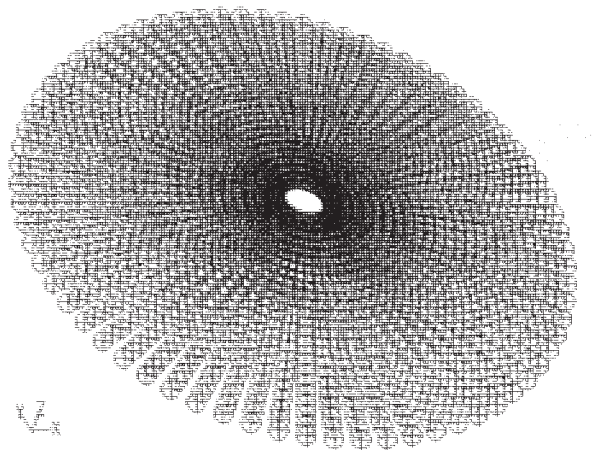
Dodatkowe powierzchnie wprowadzono w celu dokładnego zobrazowania parametrów przepływu.



Rys. 11. Obrazowanie pola prędkości na dodatkowych powierzchniach pomiarowych

Powyższy rysunek przedstawia pole prędkości pionowej w otoczeniu śmigłowca, a poszczególne przekroje wprowadzono by zaobserwować, w jakiej odległości zauważalny jest wpływ pracującego wirnika.

Kolejnym wykorzystaniem dodatkowych powierzchni było zobrazowanie prędkości pionowej na powierzchni wirnika nośnego. W tym celu wprowadzono punktową siatkę pomiarową składającą się z 72 linii, rozmieszczonych koło co 5°, na których dokonano równomiernego podziału na 24 elementy. W miejscu podziału wprowadzano punkt pomiarowy.



Rys. 12. Punkty pomiarowe na wirniku nośnym

Powyższy rysunek przedstawia rozkład punktów pomiarowych wygenerowanych za pomocą pliku wejściowego do Fluent. Journal jest spisem komend, które należałoby wprowadzić ręcznie przy użyciu środowiska graficznego. Plik wejściowy przyspiesza się i automatyzuje tworzenie punktów pomiarowych.

Wartości odczytane w punktach pomiarowych zapisywano w formie tabeli, która następnie została wykorzystana w programie wytrzymałościowym jako źródło informacji o prędkości indukowanej na wirniku nośnym.

Wynikiem obliczeń wytrzymałościowych była tabela zmian rozkładu ciśnienia na wirniku nośnym. Rozkład ten stanowił źródło do tworzenia rzeczywistego warunku początkowego dla modelu skoku ciśnienia na wirniku. Wprowadzano go za pomocą pliku profilu zgodnego z wcześniej określonym rozmieszczeniem punktów pomiarowych.

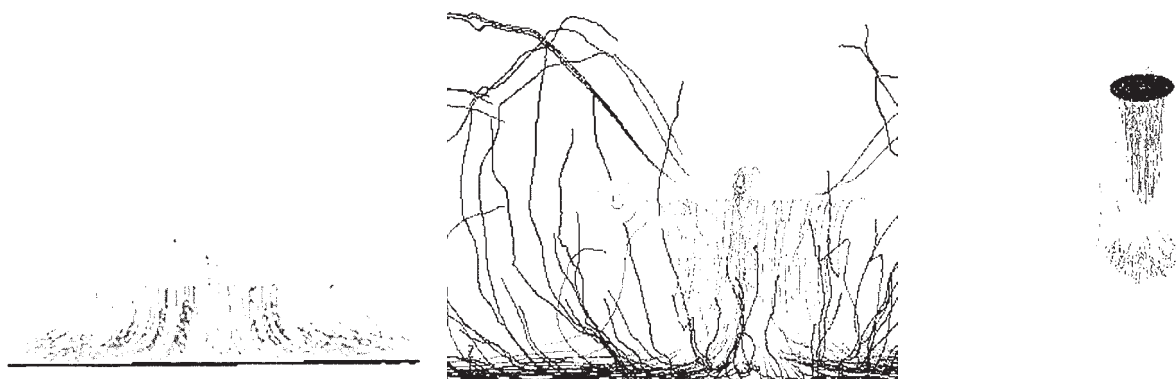
Przypadki obliczeniowe

Przeprowadzono obliczenia dla przypadków lotu:

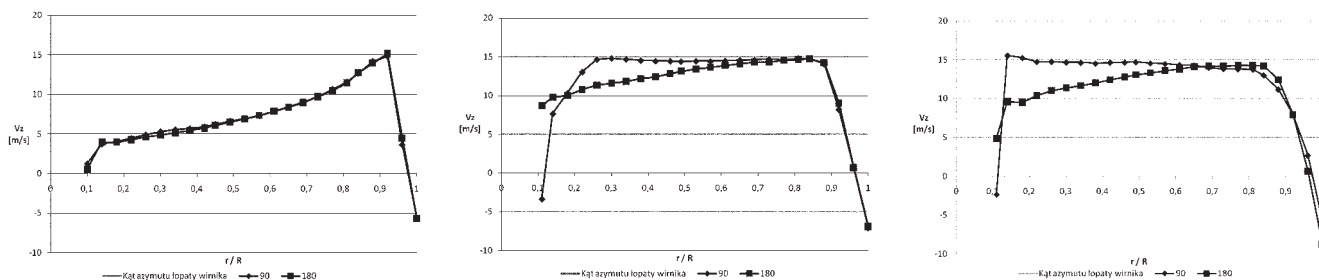
1. Zawis śmigłowca – lot swobodny.
2. Operacje w otoczeniu ścian.
3. Operacje z napływem wiatru.
4. Układ skrzydło – wirnik.

1. Zawis śmigłowca – wpływ ziemi

Poniżej wysokości zawisu równej średnicy wirnika obserwuje się wpływ ziemi zwany też efektem poduszki powietrznej. Prędkość przepływu przez wirnik nośny zmniejsza się wraz ze zbliżaniem się do powierzchni lądowiska. Efektem tego jest zmniejszenie się mocy niezbędnej. Obraz tego zjawiska łatwo zilustrować (rys. 13) na modelu przepływu wykorzystując oprogramowanie Fluent.



Rys. 13. Linie prądu - postój na ziemi, zawis na wysokości $h = r_{\text{wirnika}}$, zawis na wysokości $h = 50 \text{ m}$

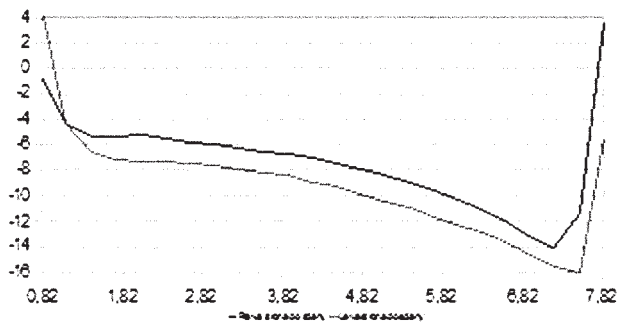


Rys. 14. Rozkłady prędkości indukowanej na wirniku dla powyższych przypadków

2. Operacje w otoczeniu ścian

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.

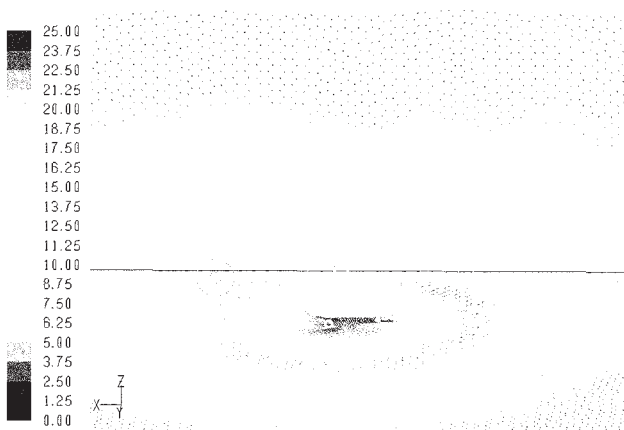
W tym celu przeprowadzono obliczenia porównawcze oddziaływania ściana – śmigłowiec. Przewidywano, że znaczne różnice będą widoczne w usytuowaniu bocznym śmigłowca. Pominięcie tylnego i czołowego podejścia warunkowane jest również techniką pilotażu, która wymaga, aby pilot obserwował możliwie najszerszy obszar działania. Porównanie charakterystyk prędkości pionowej (rys. 15), dla ustawień bocznych, zobrazowanych na liniach odniesienia usytuowanych na kącie azymutu równym 90° (prawostronna) i 270° (lewostronna).



Rys. 15. Porównanie prędkości wzdłuż promienia wirnika dla lewo- i prawostronnego przypadku

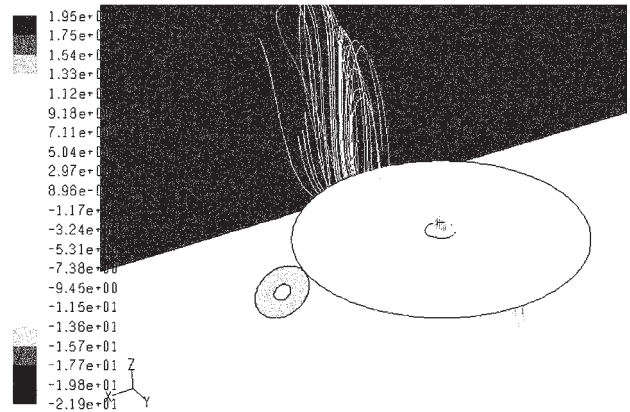
2.1. Lewostronna konfiguracja

Rozkład wektorów prędkości w centralnej części ściany, jest równomierny. Natomiast wir napływający na wirnik główny w przedniej części śmigłowca jest większy. Taka nierównomierność wynika właśnie z działania śmigła ogonowego, które „odsysa” od ściany wydmuchniętą przez wirnik główny porcję powietrza.



Rys. 16. Wektory prędkości na ziemi i ścianie - śmigło ogonowe skierowane „od ściany”

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. 17. Rozkład strumieni

2.2. Prawostronna konfiguracja

Rozkład wektorów prędkości, w centralnej części ściany, nie wykazuje znaczącego wpływu wynikającego z prawostronnej aktywności śmigła ogonowego, czyli nadmuchiwania przez nie powietrza na ścianę.

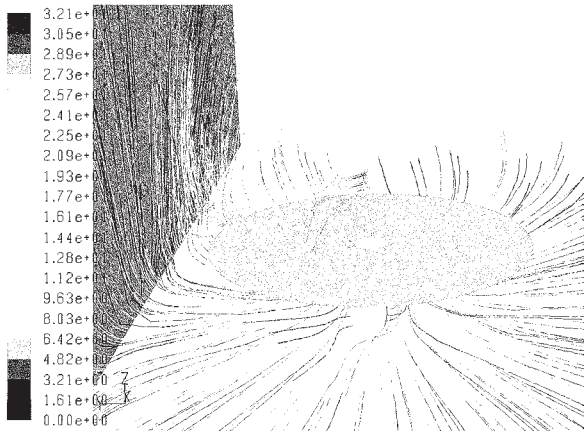


Rys. 18. Wektory prędkości na ziemi i ścianie - śmigło ogonowe skierowane „do ściany”

Różnic związanych z wpływem ukierunkowania wydmuchu należy dopatrywać się w rozkładzie wektorów na powierzchni ziemi (rys. 18). Efektem intensywnego odbijania strumienia powietrza ze śmigła ogonowego od ściany jest interferencja z przepływem powietrza z wirnika głównego. To powoduje wyraźne uformowanie obszaru o podwyższonej prędkości.

W tym przypadku objętość obliczeniową budowano poprzez sklejanie prostopadłościów i stąd wynika mniejsza dokładność zobrazowania rozkładu wektorów. Rozkład jest gorszy właśnie ze względu na proces tworzenia modelu obliczeniowego. W wyniku, którego rozrzedzeniu siatki w objętościach odleglejszych od bryły śmigłowca odpowiada skokowe przejście w ilości wektorów.

Ilość elementów w zewnętrznych objętościach jest mniejsza i dokładne zobrazowanie nakładania przepływów jest utrudnione. W tym celu wygodniejszym narzędziem jest prezentacja pola prędkości za pomocą linii strumieni.

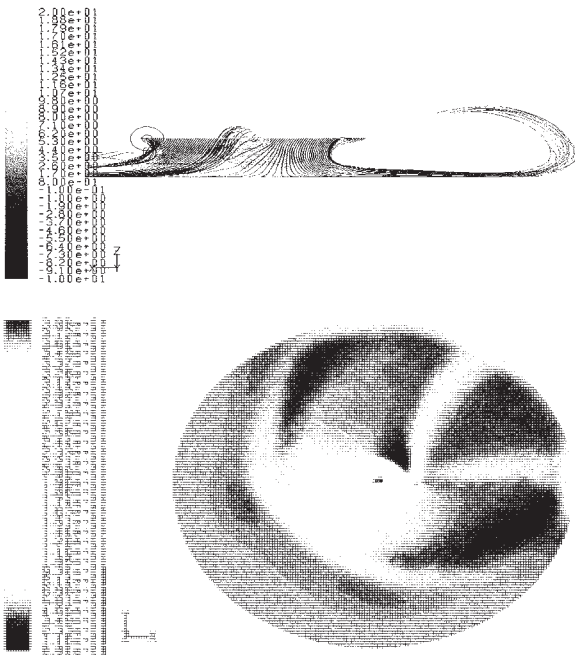


Rys. 19. Rozkład linii prądu

3. Operacje z napływem wiatru

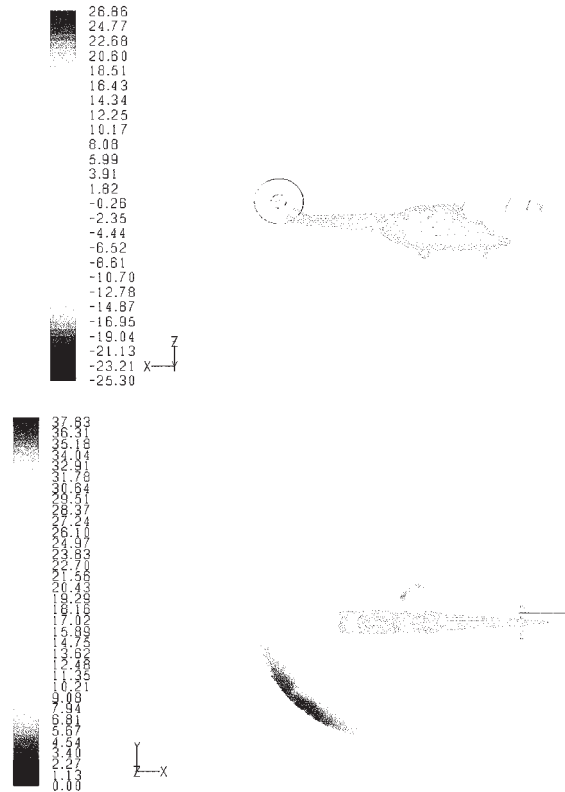
Podmuchy wiatru powodujące zaburzenia wpływające na stabilność pracy powierzchni nośnych i sterowych należy zaliczyć do niustalonych faz lotu.

Wydatek powietrza generowany przez wirnik nośny w ograniczonym zakresie przeciwstawia się napływającej masie powietrza. W przypadku napływu wiatru o prędkości 5 m/s wir tworzy się poza obszarem wirnika nośnego. Formująca się struktura przybiera kształt podkowiasty.



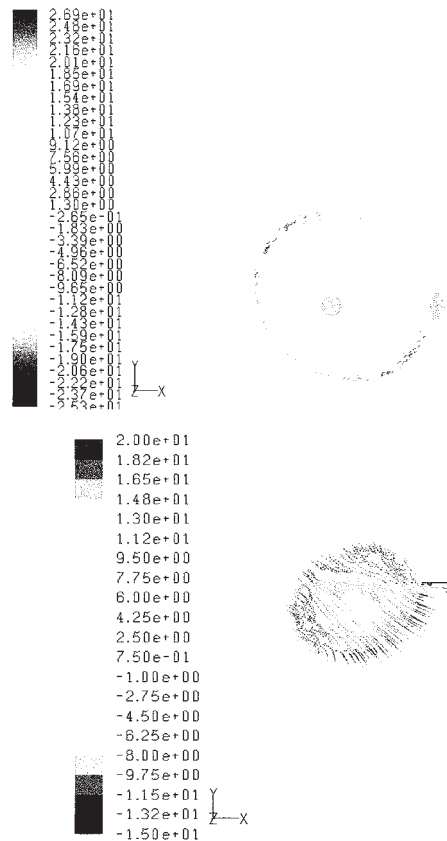
Rys. 20. Rozkład strumieni wypuszczonych z powierzchni wirnika głównego oraz mapa konturowa prędkości przy wietrze 5 m/s - podkowiasta struktura

Ale wraz ze wzrostem prędkości napływu wiatru struktura ta dociera do krawędzi wirnika, a następnie zajmowany przez nią obszar powiększa się, powodując częściową utratę siły nośnej wywołaną nieaktywną strefą wirnika nośnego.



Rys. 21. Rozkład strumieni wytwarzanych z powierzchni wirnika głównego oraz mapa prędkości na powierzchni wirnika - wiatr 10 m/s

Znaczący wpływ ma usytuowanie śmigłowca w stosunku do kierunku napływu wiatru, ponieważ od tego zależy czy w polu działania największych zaburzeń, jakimi są wiry schodzące, znajdzie się śmigło ogonowe.



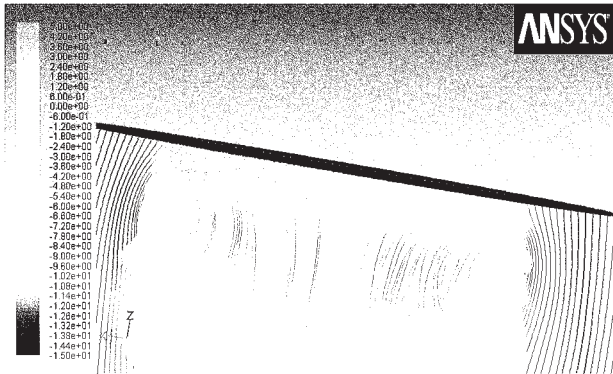
Rys. 22. Układ strumieni przy napływie wiatru (10 m/s): z lewej strony pod kątem 45° i z prawej strony pod kątem 45°

Właśnie takie nałożenie niedogodnych warunków wymusza konieczność informowania pilota o niebezpieczeństwie i w następstwie jego reakcję na zaistniałą sytuację.

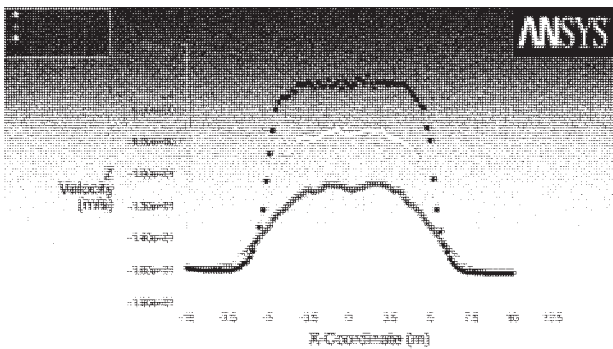
4. Układ skrzydło – wirnik

Celem obliczeń było sprawdzenie wpływu skrzydła na pole prędkości w płaszczyźnie wirnika w warunkach wznoszenia, opadania i lotu. Konfiguracja zakładała, że skrzydło, prostokątne lub trapezowe, umieszczone jest 1 m pod wirnikiem.

Przy prędkości wznoszenia wynoszącej 15 m/s, w płaszczyźnie wirnika, widoczny jest spadek tej prędkości do około połowy początkowej jej wartości. W tym przypadku skrzydło powoduje efekt podobny do wpływu ziemi.

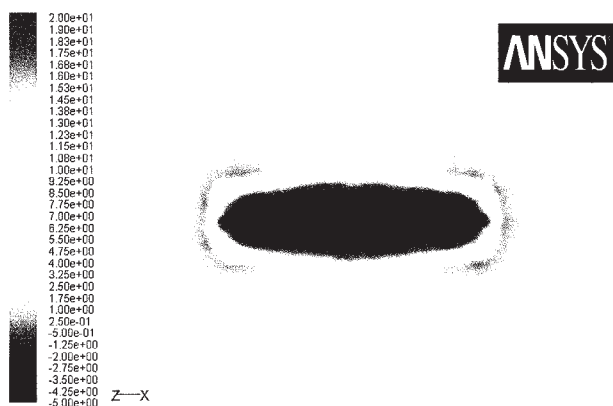


Rys. 23. Linie prądu z naniesioną prędkością pionową



Rys. 24. Przekroje prędkości pionowej w obrębie wirnika; linie od dołu: 2 m nad wirnikiem, 1 m nad wirnikiem, na powierzchni wirnika, 0,5 m pod wirnikiem

Natomiast przy prędkości opadania wynoszącej 15 m/s widoczny jest wpływ strefy zawirowanej spływającej z krawędzi skrzydła, która tworzy eliptyczny obszar nieaktywny w płaszczyźnie wirnika.



Rys. 25. Obraz pola prędkości pionowej na powierzchni wirnika

WNIOSKI

Modelowanie zaburzeń opływu śmigłowca, przy wykorzystaniu oprogramowania Fluent, może być szczególnie użyteczne w rozwiązywaniu inżynierskich problemów dotyczących użytkowania śmigłowca w szczególnych stanach lotu trudnych do oceny przy użyciu dotychczas używanych narzędzi.

Założenia modelowania, nawet upraszczające sposób generowania zakłóceń, przyjęte w prezentowanej publikacji umożliwiają już w sposób zadowalający zaprezentowanie fizycznego obrazu złożonego opływu śmigłowca.

Pracę wykonano w ramach projektu badawczo-rozwojowego MNiSW Nr R 00 033 02.

BIBLIOGRAFIA

- [1] *Airplane Geometry In Gambit*. Fluent Inc. 2006.
- [2] *Fluent User Guide* - Fluent Inc. 2006.
- [3] *Basic Helicopter Aerodynamics* – J. Seddon, BSP Professional Books, 1990.

K. Sobczak

CFD MODELING OF CHOSEN HELICOPTER FLIGHT PHASES IN FLUENT

Summary

In this paper are presented phases which describes model creation, boundary conditions correspond to selected problems and post processing routine in Fluent. The chosen topics cover helicopter flight operation in interference flows. Analysis are based on parameters matching the requirements of Sokol technical specification.

К. Собчак

МОДЕЛИРОВАНИЕ ИЗБРАННЫХ ВАРИАНТОВ ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРОГРАМНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ FLUENT

Резюме

В статье представлены этапы создания расчетного модели, определение условий для проведения расчетов и презентация результатов в программе Fluent. Проанализировано избранные этапы полета вертолета в неблагоприятных условиях вызванных интерференцией потоков. В моделировании и примерных анализах принято параметры вертолета Sokol.