

NUMERYCZNE MODELOWANIE ROZPŁYWU SPALIN W STRUMIENIU ZAWIRNIKOWYM PODCZAS ZAWISU ŚMIGŁOWCA

STEFAN FIJAŁKOWSKI
Politechnika Lubelska
MATEUSZ KANIA
Instytut Lotnictwa, EDC

Streszczenie

W artykule przedstawiono model numeryczny i wyniki symulacji rozpływu spalin odpływających z silników napędowych w manewrze zawisu śmigłowca, z różnymi prędkościami wiatru bocznego. Symulację przeprowadzono z wykorzystaniem modelu numerycznego i oprogramowania ANSYS FLUENT. Obliczenia symulacyjne przeprowadzono na przykładzie zawisu śmigłowca PZL W3A Sokół.

1. WPROWADZENIE

W repertuarze bojowych manewrów lotnych śmigłowców – manewrów wykonywanych według sposobu lotów NOE – istotne znaczenie mają manewry pionowe wznoszenie lub opadanie z określonymi prędkościami, a także zawisy na małych wysokościach rzędu 20–30 m. Manewry te niejednokrotnie wykonywane są z wpływem wiatru bocznego lub czołowego. Towarzyszą im charakterystyczne struktury przepływowe strumieni zawirnikowych, oddziałujących m.in. na zachowanie się strumieni spalin odpływających z silników turbinowych do otoczenia.

W manewrze zawisu śmigłowca posiada zerową prędkość względem ziemi, zaś moce rozwijane przez silniki napędowe są zbliżone do mocy maksymalnych. Geometria śladu i przepływ strumienia zawirnikowego są wynikiem tylko działania wirnika nośnego, ewentualnie – dodatkowo wiejącego wiatru. Wiatry boczne lub wiatr czołowy poza utrudnieniami w wykonywaniu manewru deformują ślad zawirnikowy.

Przedstawione cechy manewru zawisu śmigłowca wpływają zarówno na wielkości prędkości i temperatur spalin wypływających z kolektorów wylotowych, jak i na zachowanie się strumieni spalin szczególnie w ich strefach początkowych, a poprzez to wpływają między innymi na emisję podczerwieni przez spaliny do otoczenia.

W pracy sformułowano model numeryczny rozptywu spalin w strumieniu zawirnikowym śmigłowca, wykonującego manewr zawisu. Badania eksperymentalne tego zjawiska przeprowadzone na Politechnice Lubelskiej, [6], pozwoliły uściślić położenie obszaru rozprzestrzeniania się spalin w strumieniu powietrza przyspieszanego przez wirnik nośny śmigłowca.

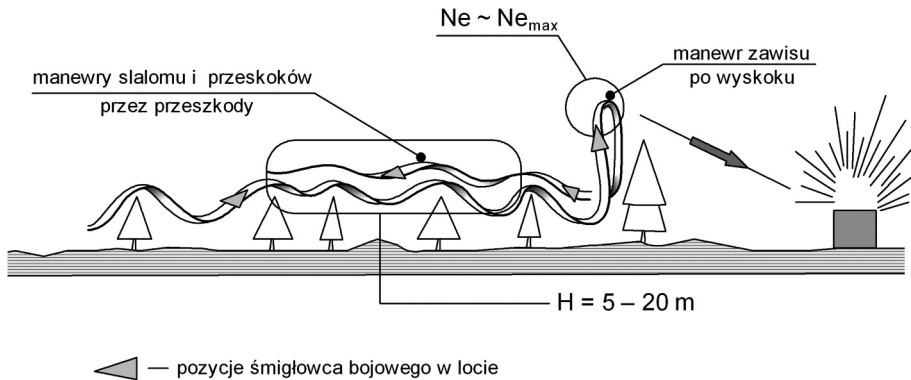
Model numeryczny został sformułowany z wykorzystaniem pakietu CATIA V5 i pakietu ANSYS FLUENT.

2. SFORMUŁOWANIE PROBLEMU BADAWCZEGO

W pracach [7], [8] wykazano, że istnieje ścisły związek pomiędzy natężeniem emisji podczerwieni przez spaliny odpływające z turbiniowego silnika śmigłowca do otoczenia a rozprzestrzenianiem się spalin w śladzie zawirnikowym.

Strumień spalin w śladzie zawirnikowym jest stygnącym środowiskiem przemieszczającej się mieszaniny gazów spalinowych, w którym temperatury, stężenia gazów emitujących podczerwień, a także geometria strumienia kształtują się pod wpływem przepływu powietrza w śladzie zawirnikowym, [6]. Dzieje się tak również w manewrach pionowych śmigłowca, a między innymi w zawisie śmigłowca.

W badaniach manewr zawisu traktowany jest jako zakończenie pierwszej fazy ataku na obiekt naziemny przez śmigłowca bojowy, po dolicie według sposobu NOE, co zilustrowano na rysunku 1.



Rys. 1. Schemat wykonania ataku na cel naziemny przez śmigłowca bojowego przy dolicie i odlocie od celu wg sposobu NOE z chwilowym zawisem

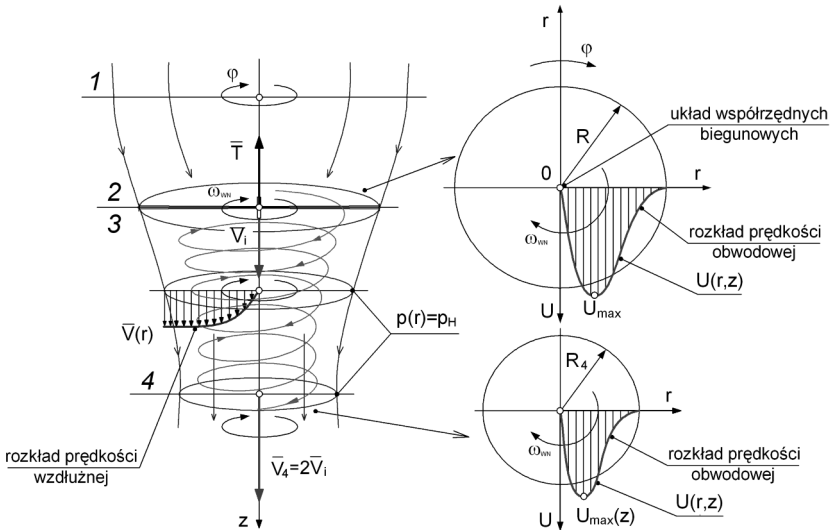
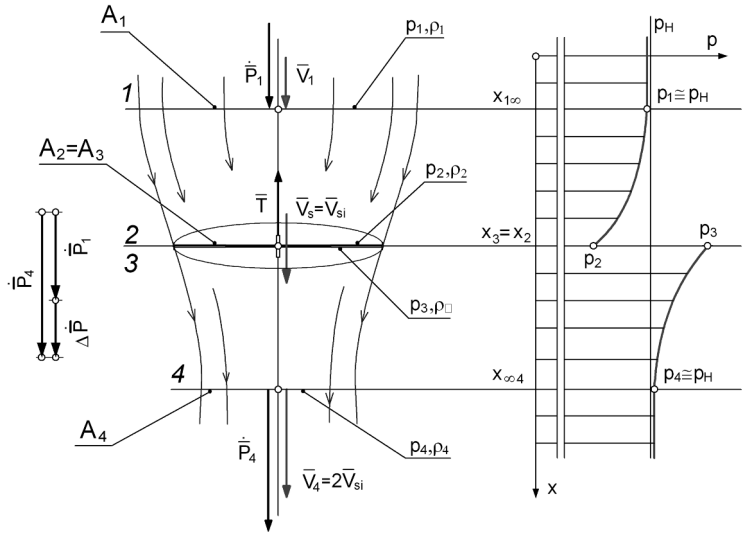
W trakcie takiego manewru strumień zawirnikowy przy bezwietrznej pogodzie przybiera wg [2], [4], [13] formę pionową lub może być odchylany od kierunku pionowego pod wpływem wiatru wiejącego z różnych kierunków. Odchylenia te jednakże nie są bezpośrednio sprzężone z działaniem wirnika nośnego śmigłowca.

Silniki napędowe śmigłowca w trakcie zawisu pracują na zakresach mocy zbliżonych do mocy Ne_{\max} , co intensyfikuje prędkości wypływu spalin z kolektorów wylotowych oraz wielkości temperatur spalin, a poprzez to przyczynia się do zwiększenia emisji promieniowania podczerwonego. Rozprzestrzenianie się strumienia spalin w śladzie zawirnikowym zawisu śmigłowca, w różnych warunkach pogodowych stanowi przedmiot niniejszych badań numerycznych. Badaniom, o których mowa poddano zachowanie się strumieni spalin w śladzie zawirnikowym śmigłowca średniego klasy PZL W-3A Sokół w manewrze zawisu z uwzględnieniem wiatru bocznego.

3. CECHY PRZEPEŁYU POWIETRZA W ŚLADZIE ZAWIRNIKOWYM ŚMIGŁOWCA PODCZAS ZAWISU

W technice śmigłowcowej przepływu powietrza w śladzie zawirnikowym śmigłowca podczas zawisu, modelowane są w zależności od potrzeb – według teorii o różnych stopniach zaawansowania [2], [4], [10]. Najprostszą z nich jest teoria strumieniowa (rys. 2), a jej wyniki dają wstępny pogląd na strukturę geometryczną śladu zawirnikowego i rzędy wielkości prędkości w śladzie oraz bywają również wykorzystywane w analizach śladów zawirnikowych według teorii bardziej zaawansowanych: teorii wirującego śladu zawirnikowego (rys. 3) czy też teorii wirowego śladu łopaty (rys. 6).

Rys. 2. Schemat teoretycznego przepływu powietrza przez wirnik nośny i przepływu w śladzie zawirnikowym zawisie śmigłowca – teoria strumieniowa



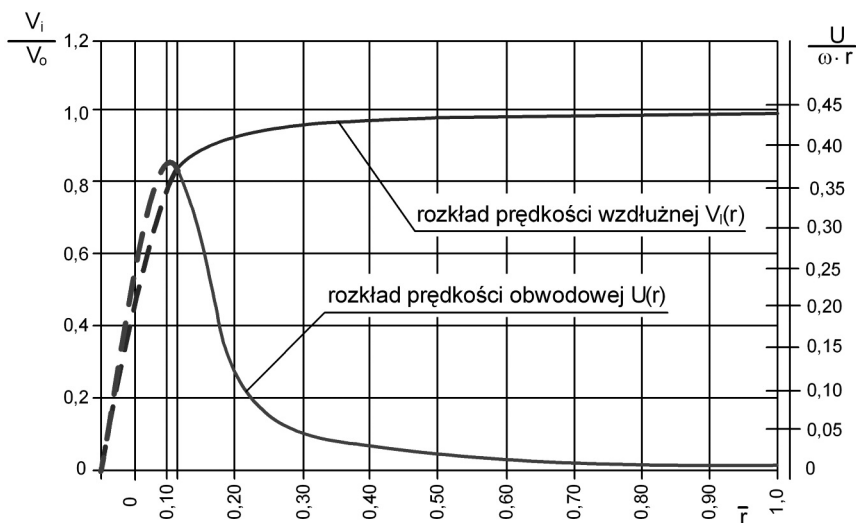
Rys. 3. Schemat teoretycznego przepływu powietrza przez wirnik nośny i przepływu w śladzie zawirnikowym w zawisie śmigłowca – teoria wirującego śladu zawirnikowego

W tabeli 1 zestawiono wzory opisujące prędkości indukowane i prędkości wirowania w płaszczyźnie dysku aktywnego i tuż pod nim, zgodnie z teorią strumieniową i teorią wirową śladu zawirnikowego w zawisie śmigłowca.

Tab. 1. Zestawienie wzorów opisujących prędkości indukowane i prędkość wirowania w strefie strumienia tuż za wirnikiem. Opracowanie wg [4]

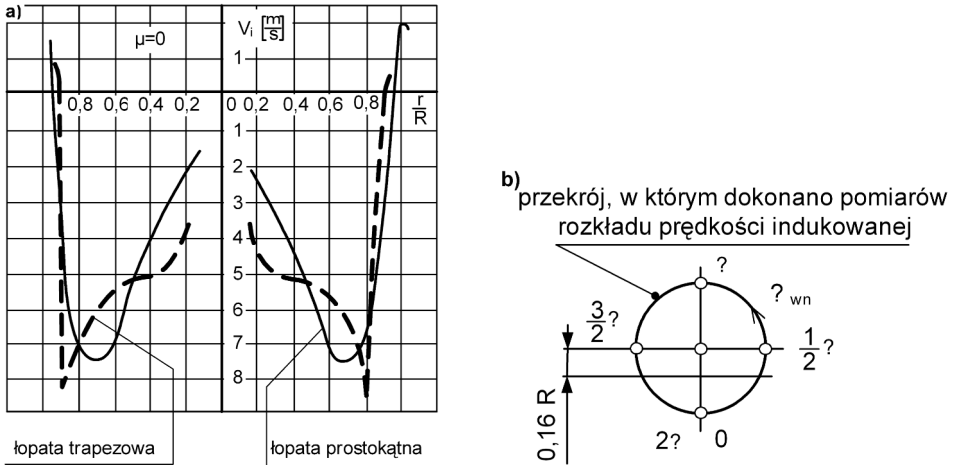
Stan lotu	Predkość indukowana, prędkość wirowania	Nr wzoru
Zawis śmigłowca – teoria strumieniowa	$V_i = \sqrt{\frac{\sigma}{2 \cdot \rho_H}}$	(1)
Zawis śmigłowca – teoria wirującego śladu zawirnikowego	$U = \frac{2 \cdot \frac{V_o^2}{\omega^2} \cdot \frac{1}{r^2}}{1 + \left(\frac{V_o}{\omega}\right)^2 \cdot \frac{1}{r^2}} \cdot \omega \cdot r$	(2)
	$V_i = \frac{1}{1 + \left(\frac{V_o}{\omega}\right)^2 \cdot \frac{1}{r^2}} \cdot V_o$	(3)

$\sigma = T/(\pi R^2) = (m_s g)/(\pi R^2)$ – wskaźnik obciążenia jednostkowej powierzchni płaszczyzny wirnika,
 U – prędkość obwodowa, V_o – stała obliczeniowa nosząca cechy zastępczej prędkości wzdłużnej strumienia w płaszczyźnie „dysku aktywnego”



Rys. 4. Schemat rozkładów prędkości wzdłużnej i obwodowej wzdłuż promienia łopaty – teoria wirującego śladu zawirnikowego, [4]

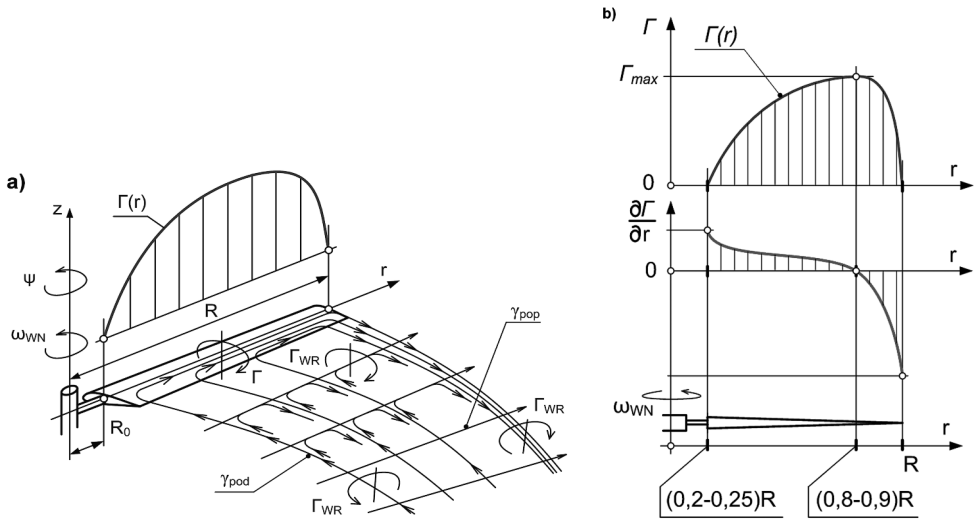
Rzeczywiste rozkłady prędkości indukowanych wzdłuż promienia wirnika odbiegają od rozkładu wynikającego z teorii wirującego śladu zawirnikowego, [13]. Przykładowo rozkłady prędkości indukowanych uzyskane z pomiarów tunelowych przedstawiono na rysunku 5.



Rys. 5. Schemat rzeczywistych rozkładów prędkości indukowanych na łopacie nacierającej [13] i powracającej w zależności od kształtu, a - wykres prędkości V_i , b - schemat pomiarów

W warunkach rzeczywistych rozkłady prędkości indukowanych wynikają ze zmian opływu kolejnych profili łopat rozłożonych wzdłuż ich promieni strugami powietrza, związanych ze zmianami cyrkulacji wokół konturów profili, a także zmianami rozkładów sił nośnych na łopatach wzdłuż ich promieni.

Zmiana cyrkulacji wzdłuż promienia łopaty generuje w przestrzeni za łopata wg [4], swobodne wiry podłużne, a zmiana cyrkulacji po azymucie swobodne wiry poprzeczne (rys. 6).



Rys. 6. Schemat teoretycznego sływu wirów z łopaty; a - sływ wirów poprzecznych i podłużnych z łopaty, b - intensywność powierzchniowa wirów poprzecznych sływających z łopaty. Opracowanie własne wg [4]

Obydwa rodzaje wirów sływając z łopaty tworzą ślady za każdą z łopat poruszających się po azymucie wirnika, układające się w charakterystyczne, spiralne struktury wirowe.

Intensywności powierzchniowe sływających wirów podłużnych i poprzecznych opisują wzory (4) i (5):

$$\gamma_{pod} = \frac{\partial \Gamma}{\partial r} - \text{intensywność powierzchniowa wirów podłużnych}, \quad (4)$$

$$\gamma_{pop} = -\frac{1}{V_n} \frac{\partial \Gamma}{\partial t} - \text{intensywność powierzchniowa wirów poprzecznych}, \quad (5)$$

gdzie:

V_n – składowa prędkości opływu profilu łopaty, ukierunkowana prostopadle do osi łopat.

Tak więc przy bezwietrznej pogodzie, rzeczywisty ślad zawirnikowy w zawisie ma kształt zbliżony do krzywoliniowego cylindra skierowanego prawie pionowo względem ziemi i zwięzającego się ku dołowi. W cylindrze przepływa strumień zawirnikowy, wypełniony niejednorodnie rozłożonym polem wirów promieniowych (poprzecznych) i wirów spiralnych (podłużnych) przy czym wiry w strumieniu przemieszczają się z prędkością zmienną po długości strumienia, zbliżoną do prędkości niezakłóconego strumienia, wynikającą z teorii strumieniowej. Wiry oddziałując wzajemnie pomiędzy sobą indukują dodatkowe prędkości w strumieniu.

W każdym punkcie pola wirowego prędkość indukowana przez wiry zgodnie z [13] jest sumą prędkości indukowanej przez wiry spiralne V_{ipod} i prędkości indukowanej przez wiry promieniowe V_{ipop} przy czym obydwie prędkości mogą być wyznaczone na podstawie prawa Biota – Savarta opisanego ogólnym wzorem:

$$\bar{V}_{iWR} = \int \frac{\Gamma_{WR}}{4\pi \cdot m^3} \cdot (\bar{ds} \times \bar{m}) \quad (6)$$

gdzie:

\bar{ds} – elementarny wektor linii wirowej wiru podłużnego lub poprzecznego,

\bar{m} – wektor położenia bieżącego punktu przestrzeni śladu względem punktu na linii wiru podłużnego lub poprzecznego,

Γ_{WR} – cyrkulacja w wirze podłużnym lub poprzecznym,

\bar{V}_{iWR} – prędkość indukowana w danym punkcie przestrzeni przez wir podłużny lub poprzeczny.

W konsekwencji w każdym punkcie $P(x, y, z)$ przestrzeni strumienia prędkość liniowa powietrza opisana jest sumą wspomnianych prędkości a mianowicie:

$$\bar{V}_P(P) = \bar{V}_S(P) + \bar{V}_{ipop}(P) + \bar{V}_{ipod}(P), \quad (7)$$

gdzie:

$\bar{V}_S(P)$ – rozkład prędkości przemieszczania się struktury wirowej w strumieniu ku powierzchni ziemi w zawisie śmigłowca, rozkład wynika z teorii strumieniowej dla zawisu.

Znajomość rozkładu $\bar{V}_P(P)$ w strefie wypływu strumienia spalin z kolektora wylotowego jest niezbędna przy ocenie rozptyłu spalin w śladzie zawirnikowym.

Należy podkreślić, że na zewnętrznej (hipotetycznej) powierzchni walca przemieszczają się dodatkowo wiry podkowiaste schodzące z końców łopat, zaś wewnątrz cylindra – w otoczeniu osi wzdłużnej – tworzy się charakterystyczny obszar – studnia o niewielkim natężeniu pola wirowego.

W tak zaburzony obszar przepływu powietrza – między innymi w strefach otaczających kolektory wylotu spalin – wpływają strumienie spalin. Strumienie te początkowo zwarte w dalszych odległościach od wylotów kolektorów ulegają odchyleniom od kierunków osi kolektorów, a następnie wskutek intensywnego oddziaływania strumienia zawirnikowego przechodzą w stadium chmur będących mieszaninami spalin i powietrza, [6].

Istnieją zasadnicze różnice co do przyczyn zaburzenia obydwu strumieni jak i skal turbulencji. W przypadku strumienia zawirnikowego sturbulizowanie przepływu jest wynikiem wspomnianych wyżej zjawisk aerodynamicznych na łopatach, bowiem łopaty działają jak swobodnego rodzaju turbulizatory, a generowane przez nie wiry mają sens makroskopowy o dużej skali wielkości, rzędu setek milimetrów.

Sturbulizowanie strumienia spalin jest natomiast według [5], [9], wynikiem utraty stateczności przepływu laminarnego (na wylocie z kolektora $Re_s \sim 10^6$). Ponadto strumień spalin jest umiarkowanie zawirowany wskutek przepływu przez ostatni stopień turbiny napędowej i kierownice spalin za tym stopniem, (pojawia się przepływ potencjalny na wylocie z dyfuzora o profilu typu M, według [5]). Po wypływie z kolektora do przestrzeni śladu zawirnikowego, strumień spalin w postaci strugi swobodnej w ośrodku przemieszczającym się ruchem turbulentnym, poddany jest oddziaływaniom zewnętrznego pola prędkości. Wiry w zwartej części strumienia spalin mają skale wielkości znacznie mniejsze od skal wirów w strumieniu zawirnikowym. Jednocześnie istnieją różnice w strukturach pól wirowości obydwu strumieni. Pole wirowości w strumieniu zawirnikowym zostało omówione powyżej.

Strumień spalin na odcinku zwanego strumienia ma natomiast postać strugi sturbulizowanej, w której wyróżnia się rdzeń przepływu i warstwę graniczną otaczającą rdzeń z zewnątrz, [1]. Przepływ w rdzeniu odznacza się prawie równomiernym rozkładem skal wirów w przekrojach poprzecznych i liniowym wzrostem skal wzdłuż współrzędnej osiowej strugi. W warstwie granicznej pojawiają się natomiast naprzemiennie wiry strugi spalin i wiry pochodzące z ośrodka otaczającego – w tym przypadku śladu zawirnikowego w strefie otaczającej kolektory wylotu spalin.

Matematyczne rozwiązanie zagadnienia rozptyłu spalin w śladzie zawirnikowym wymaga sformułowania równań zagadnienia brzegowego przepływu sturbulizowanego strumienia zawirnikowego powietrza w przestrzeni półograniczonej otoczenia śmigłowca i zagadnienia brzegowego sturbulizowanej strugi spalin wprowadzonej w strumień zawirnikowy, połączonego z eżekcją powietrza do wnętrza strumienia spalin. Chodzi o równania transportu turbulentnej masy, pędu i energii.

Rozwiązanie tak postawionego problemu na gruncie klasycznej analizy matematycznej jest bardzo trudne lub wręcz niemożliwe. Stąd wynika potrzeba zastosowania w analizie problemu rozptyłu spalin w śladzie zawirnikowym podejścia numerycznego z wykorzystaniem odpowiednich, obliczeniowych programów komputerowych.

Równania transportu są w zasadzie różniczkowymi równaniami cząstkowymi i w tych postaciach łącznie z odpowiednimi warunkami granicznymi lub brzegowymi, bywają wykorzystywane w rozwiązaniu niektórych problemów przepływowych metodami numerycznymi,

natomiast obecnie przy rozwiązywaniu zagadnień w przestrzeniach 3D (co dotyczy rozpatrywanego przypadku przepływu) stosuje się całkowe formy tych równań, a w rozwiązaniach numerycznych metody objętości skończonych MOS, [9]. Dotyczy to również wykorzystania w rozwiązaniu układu równań programów z pakietu ANSYS FLUENT, [3], [11], [16].

Formalnie układ równań transportu zastąpiony może być zgodnie z [9] jednym równaniem w postaci wektorowej:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \bar{\Phi} dV + \oint_S \bar{H} d\bar{S} = \int_V \bar{R} dV, \quad (8)$$

przy czym wielkości $\bar{\Phi}$, \bar{H} , \bar{R} są wektorami kolumnowymi odpowiednio stanu, konwekcji i źródłowym wektorem kolumnowym:

$$\bar{\Phi} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho \cdot \bar{v} \\ \rho \cdot e \end{bmatrix}, \quad \bar{H} = \begin{bmatrix} \rho \cdot \bar{v} \\ \rho \cdot \bar{v} \cdot \bar{v} \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \bar{R} = \begin{bmatrix} 0 \\ \rho \cdot \bar{F} + \nabla \bar{T}_c \\ R_E \end{bmatrix}, \quad (9)$$

$$R_E = \rho \bar{F} \cdot \bar{v} + \dot{\sigma} + \nabla (\bar{T}_c \cdot \bar{v} + \dot{q}) \quad (10)$$

gdzie:

\bar{v} – średnia prędkość gazu w danym punkcie przepływu sturbulizowanego,

$d\bar{S}$ – wektor elementu powierzchni,

\bar{F} – siły masowe,

\bar{T}_c – całkowity tensor naprężeń (molekularnych i turbulentnych),

$\dot{\sigma}$ – natężenia wewnętrznych źródeł ciepła,

\dot{q} – gęstość zewnętrznego strumienia ciepła.

Całkowity tensor naprężenia opisuje związek:

$$\bar{T}_c = -p \cdot \bar{I} + (\mu_m + \mu_t) \cdot \left(2 \bar{E} - \frac{2}{3} \nabla \bar{v} \cdot \bar{I} \right), \quad (11)$$

gdzie:

\bar{E} – tensor prędkości deformacji,

\bar{I} – tensor jednostkowy,

μ_m, μ_t – dynamiczne współczynniki lepkości molekularnej i turbulentnej.

Pierwsze wiersze wektorów kolumnowych służą do utworzenia całkowej postaci równania zachowania masy, wiersze drugie - równań zachowania pędu (równania Naviera-Stokesa), zaś wiersze trzecie – równania zachowania energii. Stąd całkowe równanie zachowania pędu z naprężeniami turbulentnymi w postaci wektorowej (równanie Naviera-Stokesa zwane równaniem Reynoldsa) jest następujące:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho \bar{v} dV + \oint_S \rho \bar{v} \cdot \bar{v} d\bar{S} = \int_V \rho \bar{F} + \int_V \nabla \bar{T}_c dV, \tag{12}$$

Przedstawiony układ równań transportu burzliwego nie jest zamknięty. Do zamknięcia układu potrzebne są dodatkowe związki funkcjonalne między naprężeniami Reynoldsa lub współczynnikami efektywnymi, a uśrednionymi parametrami polowymi, co określa się modelami turbulencji, [5], [9].

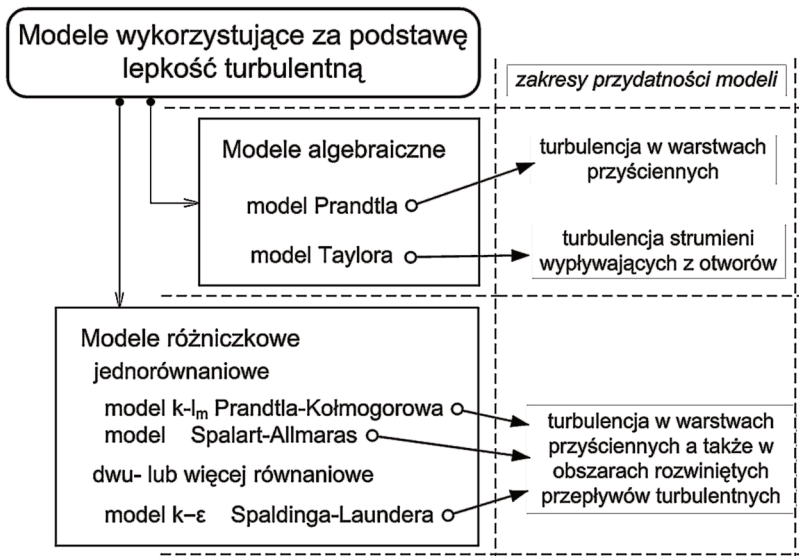
W teorii i praktyce przepływów turbulentnych matematyczne modele turbulencji dzieli się w zasadzie na dwie grupy:

1. Modele wykorzystujące koncepcję lepkości turbulentnej. Współczynnik tej lepkości wiąże na poziomie proporcjonalności tensor naprężeń Reynoldsa z tensorem prędkości deformacji przepływu uśrednionego.
2. Modele powstałe bez wykorzystania koncepcji lepkości turbulentnej. Naprężenia Reynoldsa wyznaczane są bezpośrednio z własnych równań transportu, ujmujących procesy generacji, dyfuzji, konwekcji i dysypacji naprężenia Reynoldsa.

Klasyfikację pierwszej grupy modeli przedstawiono na schemacie rysunku 7, gdzie ujęto niektóre modele w obydwu klasach, przydatne w prowadzonych badaniach.

Suma współczynników μ_m i μ_t nazywana bywa współczynnikiem efektywnym lepkości μ_e , a jej składniki mają różny sens wynikający z cech lepkości molekularnej i turbulentnej.

Lepkość molekularna jest fizyczną cechą płynów rzeczywistych, inicjującą i podtrzymującą turbulencję. Lepkość turbulentna jest natomiast właściwością ujawniającą się w trakcie ruchu i zależy od struktury turbulencji w danym punkcie pola, a współczynnik określający tę lepkość jest rezultatem zastosowanej procedury matematycznej, opisującej turbulencję przepływu. Obydwie cechy zaś związane są z działaniami dysypatywnymi w przepływie sturbulizowanym.



Rys. 7. Schemat klasyfikacji modeli wykorzystujących za podstawę lepkość turbulentną. Na schemacie ujęto tylko modele przydatne w prowadzonych badaniach

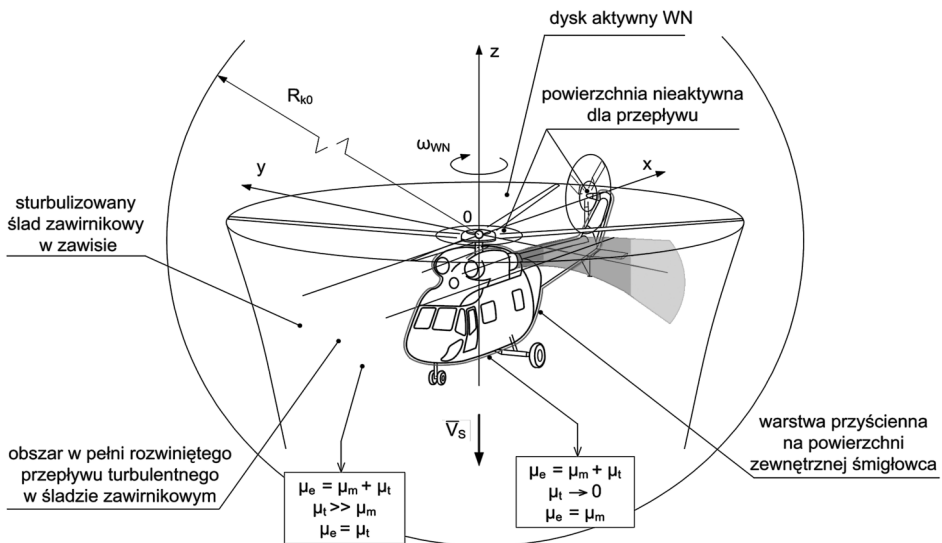
W niniejszej pracy do opisu kinematycznego współczynnika lepkości turbulentnej został wybrany (w pierwszym przybliżeniu opisu) jednorównaniowy model Spalart-Allmaras, [14], [16]. Model opisany jest równaniem różniczkowym o postaci:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \tilde{v}_t) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho v_i u_i) = G_v + \frac{1}{\sigma_{\tilde{v}_t}} \left\{ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu_m + \rho \tilde{v}_t) \frac{\partial \tilde{v}_t}{\partial x_j} \right] + C_{b2} \rho \left(\frac{\partial \tilde{v}_t}{\partial x_j} \right)^2 \right\} - Y_v + S_{\tilde{v}_t}, \quad (13)$$

gdzie:

- G_v – opisująca powstawanie lepkości turbulentnej w przepływie,
- \tilde{v}_t – zmodyfikowany kinematyczny współczynnik lepkości turbulentnej,
- μ_m – dynamiczny współczynnik lepkości molekularnej,
- u_i – uśredniona prędkość przepływu,
- x_i, x_j – współrzędne miejsca, $i=1,2,3\dots; j=1,2,3\dots$,
- Y_v – wielkość opisująca zanikanie lepkości turbulentnej w pobliżu ścian,
- $S_{\tilde{v}_t}$ – wielkość opisująca źródłowość turbulencji, definiowana przez użytkownika (dostosowana do rozpatrywanego zagadnienia),
- $\sigma_{\tilde{v}_t}, C_{b2}$ – stałe zależne od stopnia sturbulizowania przepływu,
- ρ – gęstość gazu.

Zmiany efektywnego współczynnika μ_e w obszarze przepływu turbulentnego ograniczonego powierzchnią ciała stałego zilustrowano na rys. 8 na przykładzie przepływu w śladzie zawinkowym śmigłowca w manewrze zawisu.



Rys. 8. Rozkład efektywnego współczynnika dynamicznego lepkości w sturbulizowanym śladzie zawinkowym śmigłowca w manewrze zawisu. Na rysunku granica obszaru dalekiego otoczenia śmigłowca (promień kuli R_{k0}) naniesiona jest poglądowo – nie w skali rysunku

Funkcja μ_t będąca rozwiązaniem równania (13) pozwala opisać zachowanie się dynamicznego współczynnika lepkości turbulentnej według wzoru:

$$\mu_t = \rho \cdot \tilde{v}_t \cdot \frac{X^3}{X^3 + C_{v1}^3}, \tag{14}$$

gdzie:

$$X = \frac{\tilde{v}_t}{v_m}$$

Pozostałe funkcje i współczynniki występujące w równaniu (13) zestawiono w tabeli 2.

Tab. 2. Opisy funkcji i współczynników występujących w równaniu (13), zgodnie z [16]

Nazwa wielkości	Wzór funkcji	Nr wzoru
Funkcja opisująca powstawanie lepkości turbulentnej	$G_v = C_{b1} \cdot \rho \cdot \left[S + \frac{\tilde{v}_t}{k^2 \cdot d^2} \left(1 - \frac{X}{1 + \frac{X^4}{X^3 + C_{v1}^3}} \right) \right]$	(15)
Funkcja opisująca wpływ wirowości pola prędkości	$S = f(\Omega_{ij})$	(16)
Funkcja opisująca zanikanie lepkości turbulentnej w pobliżu ścian	$Y_v = C_{w1} \cdot \rho \cdot \left(\frac{\tilde{v}_t}{d} \right)^2 \cdot g \cdot \left(\frac{1 + C_{w3}^6}{g^6 + C_{w3}^6} \right)^{\frac{1}{6}}$	(17)
Funkcja pomocnicza g	$g = r + C_{w2} \cdot (r^6 - r)$	(18)
Funkcja pomocnicza r	$r = \frac{\tilde{v}_t}{k^2 d^2 \left[S + \frac{\tilde{v}_t}{k^2 d^2} \left(1 - \frac{X}{1 + \frac{X^4}{X^3 + C_{v1}^3}} \right) \right]}$	(19)
Wartości współczynników w równaniu (13)	$C_{b1} = 0,1355$ $C_{b2} = 0,622$ $C_{v1} = 7,1$ $C_{w1} = 3,206$ $C_{w2} = 0,3$ $C_{w3} = 2,0$ $k = 0,4187$ $\sigma_v = 2/3$	

Wykorzystanie tego modelu do opisu dynamicznego współczynnika lepkości turbulentnej zostało podyktowane potrzebą zmniejszenia ilości równań w modelu numerycznym zagadnienia, z zachowaniem jednak „elastyczności” opisu co do zmian wielkości tego współczynnika dla warstw przyściennych na powierzchniach śmigłowca i dla obszaru rozwiniętego przepływu turbulentnego w śladzie zawirnikowym.

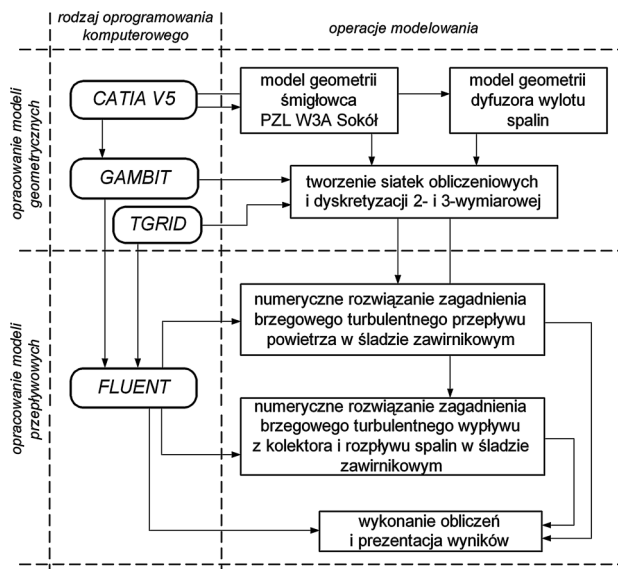
4. MODEL SYMULACJI NUMERYCZNEJ ROZPŁYWU SPALIN W STRUMIENIU ZAWIRNIKOWYM ŚMIGŁOWCA

4.1. Struktura modelu symulacyjnego

Dla celów „zobrazowania” rozptywu spalin w śladzie zawirnikowym śmigłowca w zawisie sformułowano biorąc za podstawę Metodę Objętości Skończonych, model numeryczny zagadnienia, przystosowano do symulacji komputerowej. W skład modelu wchodzi modele cząstkowe

opisujące zarówno geometrie obiektów modelowania, jak też model opisujący zjawiska przepływu powietrza za wirnikiem nośnym w zawisie z ewentualnym wiatrem bocznym oraz wypływu spalin z kolektora wylotowego.

Numeryczny model symulacyjny sformułowano z wykorzystaniem pakietu obliczeniowego ANSYS FLUENT, [16] w połączeniu z pakietem GAMBIT, [15] wspomaganym pakietem TGRID oraz pakietu CATIA V5. Uproszczoną strukturę modelu przedstawiono na rysunku 9.



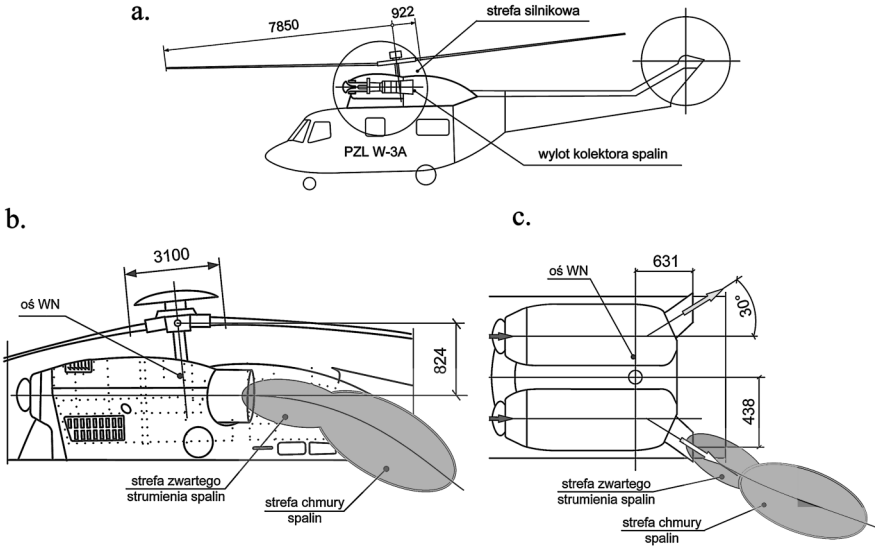
Rys. 9. Schemat struktury modelu numerycznego sformułowanego w celu symulacji rozplywu spalin w strumieniu zawirnikowym podczas zawisu śmigłowca

4.2. Cechy badanego śmigłowca i siatkowe struktury geometrii obiektów modelowania

Badany śmigłowiec PZL W-3A Sokół (rys. 10) jest wielozadaniowym, dwusilnikowym śmigłowcem średnim. Zaprojektowany został w klasycznym układzie jednowirnikowym (wirnik czterołopatowy), ze śmigłem ogonowym trójłopatowym. Używany jest do wielu celów takich jak: loty pożarnicze, medyczne, rolnicze ma również zastosowanie w siłach zbrojnych, Policji oraz Straży Granicznej. W tabeli 3 zestawiono podstawowe dane techniczne śmigłowca PZL W3A Sokół, zaś na rysunku 10 przedstawiono uproszczony schemat śmigłowca w widoku z boku oraz schemat rozmieszczenia kolektorów wylotu spalin wraz z charakterystycznymi wymiarami.

Tab. 3. Podstawowe dane techniczne śmigłowca PZL Sokół

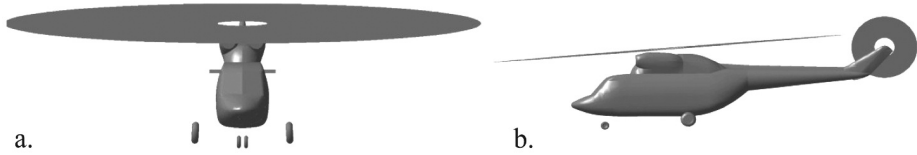
Charakterystyczny wymiar	Wartość	Jednostka
Średnica wirnika nośnego	15,70	[m]
Średnica śmigła ogonowego	3,03	[m]
Długość kadłuba	14,21	[m]
Długość całkowita	18,79	[m]
Wysokość	4,2	[m]
Szerokość	1,75	[m]
Maksymalna masa startowa	6400	[kg]
Częstość obrotów wirnika nośnego	4,5	[obr/s]
Częstość obrotów śmigła ogonowego	22,5	[obr/s]



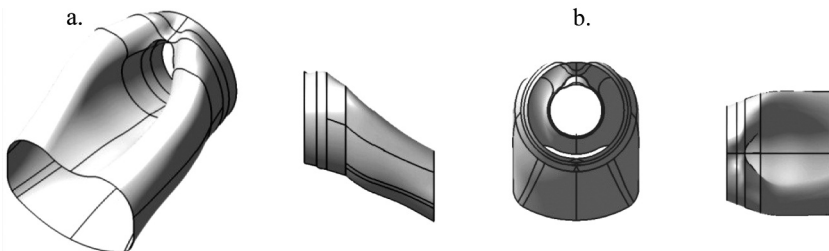
Rys. 10. Schemat rozmieszczenia przekrojów wylotowych kolektorów spalin śmigłowca W3A Sokół, a – uproszczony schemat śmigłowca W3A Sokół, b – widok boczny kolektorów wylotuspalin, c – widok od góry kolektorów wylotu spalin. Na schemacie zaznaczono charakterystyczne wymiary położenia przekrojów wylotowych kolektorów spalin względem punktu środka WN

Modele cząstkowe geometrii śmigłowca i kolektora wylotowego spalin utworzono na podstawie istniejącej konstrukcji śmigłowca PZL W3A Sokół w systemie CAD/CAM wykorzystując procedury programu CATIA V5.

Na rysunku 11 przedstawiono strukturę geometrii śmigłowca, a na rys. 12 strukturę geometrii kolektora wylotowego spalin.



Rys. 11. Struktura geometrii śmigłowca sporządzona w systemie 3D przy pomocy programu CATIA V5; a – widok od czoła śmigłowca, b – widok boczny śmigłowca



Rys. 12. Struktura geometrii kolektora wylotu spalin sporządzona w systemie 3D przy pomocy programu CATIA V5, a – widok aksonometryczny, b – rzuty kolektora

Siatka na nieprzepuszczalnych dla powietrza i nieodkształcalnych powierzchniach modelu została sporządzona z elementów trójkątnych o zmiennych długościach krawędzi (siatka niestrukturalna), co wynikało z podziałów na bokach powierzchni modelu geometrii śmigłowca. Dla ułatwienia obliczeń usunięto z modelu podwozie, piastę wirnika nośnego i śmigła ogonowego.

Struktury wirnika nośnego i śmigła ogonowego zastąpiono powierzchniami płaskimi dysków aktywnych, przepuszczalnymi dla strumieni zawirnikowych powietrza za wyjątkiem kołowych powierzchni ułożonych centralnie na dyskach, nieprzepuszczalnych dla strumieni powietrza. Przekrój wylotowy dyfuzora zastąpiono również powierzchnią płaską, ograniczoną konturem dyfuzora, przepuszczalną dla strumienia spalin.

Na powierzchniach obydwu dysków (wirnika nośnego i śmigła ogonowego), a także na powierzchni wylotu kolektora naniesiono siatki czworokątne (niestrukturalne), za wyjątkiem powierzchni nieaktywnych dla przepływów powietrza.

Model geometrii otoczenia śmigłowca zdefiniowano jako przestrzeń kulistą (rys.8), wewnątrz której umieszczony jest centralnie model geometrii śmigłowca (środek dysku aktywnego WN pokrywa się ze środkiem kuli). Promień kuli ustalono z warunku zanikania zaburzeń atmosfery przez śmigłowca pozostający w zawisie. Przestrzeń tego otoczenia pokryto siatką tetragonalną składającą się z 116893361 elementów. Wszystkie siatki sporządzono w oprogramowaniu GAMBIT, [15] przy współdziałaniu oprogramowania TGRID, (solver) do regeneracji siatki.

Początek układu współrzędnych prostokątnych kartezjańskich umieszczono w środku dysku aktywnego wirnika nośnego śmigłowca (patrz rys.8).

4.3. Numeryczny model rozwiązania zagadnienia brzegowego przepływu spalin w strumieniu zawirnikowym

Numeryczny model rozwiązania zagadnienia brzegowego przedstawionego w pkt. 3 opisano układem uśrednionych równań transportu w zachowawczych postaciach całkowych (8) z wykorzystaniem związków (9), (10) i (11) wraz z warunkami brzegowymi sformułowano z wykorzystaniem jednej z opcji obliczeniowych zaimplementowanych w pakiecie ANSYS FLUENT, odpowiedniej dla analizowanego problemu. Ze względu na zakresy wartości prędkości przepływu w śladzie zawirnikowym z uwzględnieniem wiejących wiatrów, a także prędkości w strumieniu spalin, przepływy potraktowano jako nieściśliwe ($Ma < 0,3$). Zjawiska turbulencji opisano biorąc za podstawę model Spalart-Allmaras (13).

Warunki brzegowe dla rozpatrywanego zagadnienia brzegowego ustalono następująco:

1. Na powierzchniach modelu śmigłowca zerują się prędkości średnie przepływu i prędkości poboczne wynikające z turbulencji.
2. Na hipotetycznej powierzchni śladu zawirnikowego jak również w pozostałej części otoczenia dalszego – w wariacie pogody bezwietrznej – zerują się prędkości średnie przepływu i prędkości poboczne wynikające z turbulencji. W wariacie z wiejącym wiatrem założono wartości prędkości i kierunek wektora prędkości wiatru w otoczeniu dalszym i na powierzchni śladu. Ciśnienie na tej powierzchni przyjęto jako równe ciśnieniu $p_H = 101325$ Pa przy temperaturze $T_H = 300$ K.
3. Na powierzchni dysku aktywnego wirnika nośnego i śmigła ogonowego w przepływach strumienia wirnikowych założono warunek brzegowy typu FAN (określony stały skok ciśnienia), [11], [14]. Skok ciśnienia na dysku wirnika nośnego dla śmigłowca PZL W3 Sokół o masie startowej 6100 kg wynosi 309 Pa, a na dysku śmigła ogonowego skok ciśnienia równy jest 694 Pa.

4. Na powierzchni wylotu kolektora spalin w formie warunków brzegowych założono wartości ciśnienia, temperatury, wartość, kierunek i zwrot wektora prędkości średniej spalin. Wartości parametrów dobrano na podstawie wcześniejszych badań a mianowicie prędkość wypływu – 80m/s, temperatura gazów silnika lewego – 672 K, silnika prawego – 655K.

W modelu została dodana funkcja *double precision*. Ponadto wykorzystano solver *pressure-based* w numerycznym równaniu energetycznym. Wypływy spalin z dyfuzorów zostały przybliżone modelem *Mass flow*. Do warunku przepływu przez wirnik – skok ciśnienia *FAN* – dodano program sterujący pociągnięciem strugi za pomocą funkcji *User Function Definition*, którego wydruk przedstawiono na rys. 13.

```

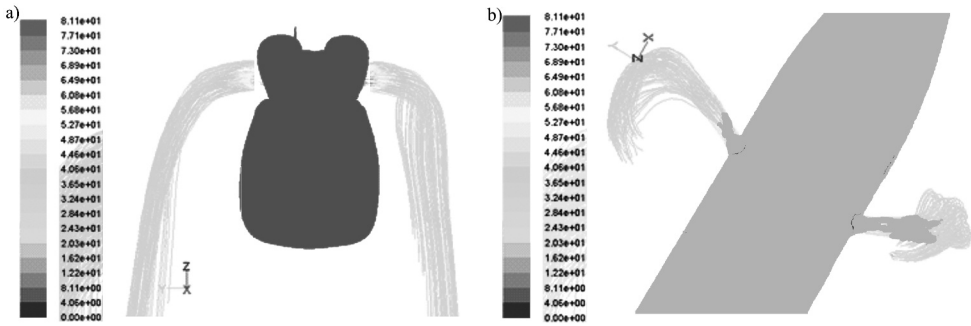
/*****/
PROGRAM POCIĄgniĘCIA STRUGI
*****/
#include "udf.h"
DEFINE_PROFILE(tang_vel, thread, index)
{
real x[ND_ND];
real x1;
real y1;
real a;
face_t f;
begin_f_loop(f, thread)
{
F_CENTROID(x, f, thread);
x1 = x[0]; a = y1*y1+x1*x1;
F_PROFILE(f, thread, index) = 4*sqrt(a);
}
end_f_loop(f, thread)
}
/*****/

```

Rys. 13. Wydruk dodatkowego programu sterującego pociągnięciem strugi

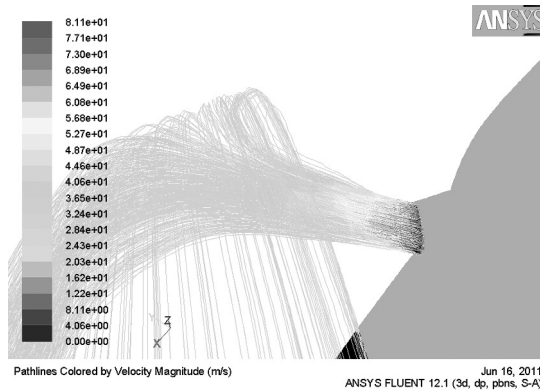
5. WYNIKI SYMULACJI KOMPUTEROWEJ

Obliczenia symulacyjne – dotyczące zagadnienia rozpywu spalin w śladzie zawirnikowym – przeprowadzono dla kilku manewrów pionowych śmigłowca PZL W3 Sokół, w tym dla manewrów zawisu, wykorzystując model numeryczny przedstawiony w pkt.4. W manewrze zawisu obliczenia dotyczyły wariantów: zawisu bez wiatru, zawisu z wiatrem bocznym, czołowym i od tyłu. Uzyskane wyniki przedstawiono na rysunkach ilustrujących rozkłady linii prądu oraz prędkości strumieni spalin wypływających z kolektorów silników śmigłowca: lewego i prawego. Na rysunku 14 przedstawiono linie prądu w strumieniach spalin odpływających z silnika lewego i prawego śmigłowca w zawisie bez wiatru. Na rysunku przedstawiono strumienie spalin w widoku od czoła śmigłowca i z góry.



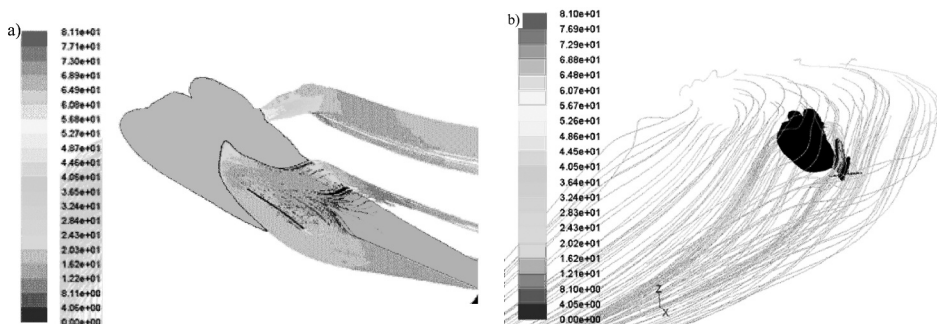
Rys. 14. Układ linii prądu strumieni spalin wypływających z dyfuzorów silników lewego i prawego w zawisie śmigłowca bez wiatru, a – widok od czoła, b – widok z góry

Rozkłady linii prądu i rozkłady prędkości strumienia spalin w śladzie zawirnikowym śmigłowca, odpływającego z kolektora wylotowego silnika prawego przedstawiono na rysunku 15.



Rys. 15. Rozkład prędkości i linii prądu strumienia spalin w śladzie zawirnikowym w zawisie śmigłowca bez wiatru. Widok z dołu na kolektor prawego silnika

Na rysunku 16 przedstawiono ślady spalin odpływających z silnika lewego i prawego w zawisie śmigłowca, z wiejącym wiatrem czołowym (rys.16a) i z wiatrem bocznym (rys. 16b). Prędkości wiatrów – 10m/s.



Rys. 16. Struktury strumieni spalin podczas zawisu śmigłowca z wiatrem bocznym i czołowym o prędkościach 10m/s, a – widok śladów strumieni spalin, zawis z wiatrem czołowym, b - widok śladów strumieni spalin, zawis z wiatrem bocznym

współrzędnych naturalnych strumieni, odpowiedzialnych za emisję podczerwieni przez spaliny. Można to zrealizować w postaci odpowiednich podprogramów napisanych w języku SCHEME lub C, wprowadzonych do przedstawionego modelu numerycznego wykorzystującego procedury pakietu FLUENT.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Abramowicz G.N.: Teorija turbulentnych struj, Izd. Fizyko-Matiematiczeskoj Literatury, Moskwa, 1960.
- [2] Bramwell A. R. S.: Helicopter Dynamics. Butterworth-Heinemann. Oxford 2001.
- [3] Dziubiński A., Stalewski W., Żółtak J.: Przykłady zastosowania pakietu FLUENT w analizach bezpieczeństwa lotu śmigłowców. Prace Instytutu Lotnictwa 194-195. Warszawa, 2008.
- [4] Dżonson U.: Teorija wiertoliet, Izd. Mir, Moskwa, 1983, tłum. z j. angielskiego.
- [5] Elsner W. J.: Turbulencja przepływów. PWN. Warszawa, 1987.
- [6] Fijałkowski S.: Analiza emisji podczerwieni przez śmigłowiec w locie na podstawie badań eksperymentalnych. Prace Instytutu Lotnictwa 211. Warszawa, 2011.
- [7] Fijałkowski S.: Identyfikacja zachowania się strumienia spalin po odpływie z kolektora wylotowego silnika do otoczenia w locie śmigłowca. Prace Instytutu Lotnictwa. Warszawa 2011.
- [8] Fijałkowski S.: Analiza emisji podczerwieni przez spaliny odpływające z silników w czasie lotu śmigłowca. Prace Instytutu Lotnictwa 219. Warszawa 2011.
- [9] Gryboś R.: Podstawy mechaniki płynów, Część 2. Turbulencja. Metody numeryczne. Zastosowanie techniczne. PWN. Warszawa 1998.
- [10] Juriew B.N.: Aerodinamiczeskij raszcziet wiertolietow. Izd. Obarangiz. Moskwa, 1956.
- [11] Łusiak T. Dziubiński A., Szumański K.: Modelowanie numeryczne oraz badania eksperymentalne szczególnych przypadków zjawiska interferencji aerodynamicznej śmigłowca.
- [12] Martinow A. K. i inni: Eksperimientalnyje issledowanija po aerodinamike wiertoliet, Izd. Maszynostrojenije. Moskwa, 1972.
- [13] Mil M.L.: Wiertoliety. T1 Aerodinamika, Izd. Maszynostrojenije. Moskwa, 1966.
- [14] Sobczak K.: Modelowanie wybranych przypadków lotu śmigłowca z wykorzystaniem oprogramowania FLUENT. Prace Instytutu Lotnictwa 194-195. Warszawa, 2008.
- [15] Airplane Geometry In Gambit. Fluent Inc. 2006.
- [16] Fluent 12.1.2 Theory Guide

STEFAN FIJAŁKOWSKI, MATEUSZ KANIA

NUMERICAL MODEL OF EXHAUST GASES EXPANSION IN ROTOR WAKE VORTEX DURING VERTICAL HELICOPTER FLIGHT

Summary

The paper presents the 3D model and simulation for exhaust gases expansion in vertical helicopter flight with different side wind speeds. The ANSYS FLUENT and CFD software were used to develop the model and simulations. The simulation were done for the PZL W-3A „Sokół” in vertical flight.