

ANALIZA NUMERYCZNA OPŁYWU PŁATOWCA SAMOLOTU DIAMOND DA20-C1

Streszczenie

W artykule przedstawiono analizę numeryczną opływu aerodynamicznego modelu CAD 3D płatowca samolotu DIAMOND DA20-C1 wykorzystywanego w Wyższej Szkole Oficerskiej Sił Powietrznych w Dęblinie w szkoleniu selekcyjnym studentów w specjalności pilotaż. W środowisku CAE SolidWorks Flow Simulation v.2015. przeprowadzono symulacje opływu w różnych warunkach lotu i uzyskano wyniki w postaci rozkładu ciśnień na płatowcu oraz charakterystyk sił aerodynamicznych w funkcji kąta natarcia.

WSTĘP

Środowisko typu CAD to oprogramowanie służące do modelowania 3D, dające nieograniczone możliwości projektowania. Dzięki niemu można zaoszczędzić znaczną ilość czasu podczas projektowania oraz przeprowadzić wstępne badania jak i wizualizacje opływów na wirtualnym modelu. Ponadto, dzięki technologii druku 3D, można taki model wydrukować i zbadać w zbliżonych do rzeczywistych warunkach w tunelach aerodynamicznych jak i hydrodynamicznych. W tak krótkim czasie, z taką precyzją i o tak niskich kosztach nie osiągnie się celu za pomocą tradycyjnych metod projektowo-badawczych. Do zbadania i porównania charakterystyk płatowca samolotu Diamond DA20-C1 wykorzystano środowisko CAx SolidWorks, które posiada szereg dedykowanych funkcji umożliwiających łatwą edycję modelu CAD, a sam proces tworzenia projektu jest bardzo intuicyjny i niezasochłonny. Wbudowany moduł FlowSimulation pozwala przeprowadzić symulacje opływu oraz ich wizualizację [1].

Diamond DA20-C1 jest lekkim, jednosilnikowym, dwuosobowym, dolnopłatem zaprojektowanym w głównej mierze do szkolenia lotniczego oraz użytku prywatnego. Płatowiec jest zbudowany na bazie kompozytów [3]. Samolot jest wykorzystywany w szkoleniu selekcyjnym w Wyższej Szkole Oficerskiej Sił Powietrznych.

Celem badania było opracowanie modelu 3D CAD płatowca samolotu Diamond DA20-C1 w środowisku SolidWorks i przeprowadzenie analiz opływów aerodynamicznych, a następnie porównanie uzyskanych wyników z wiedzą teoretyczną i praktyczną. W związku z powyższym przeprowadzono symulacje obrazujące zmianę przepływu wraz ze zwiększającym się kątem natarcia dla trzech różnych zakresów prędkości.

1. MODEL PŁATOWCA SAMOLOTU DIAMOND DA20-C1

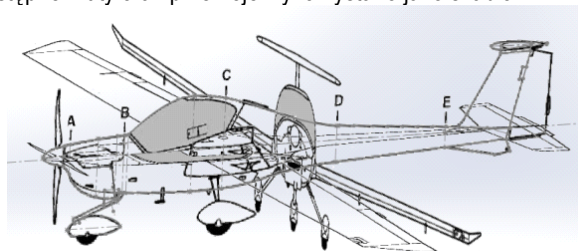
Model płatowca DA20-C1 zamodelowano jako jedną część w celu zmniejszenia złożoności obliczeniowej zadań symulacyjnych. Z tego też względu, oraz braku szczegółowej dokumentacji zrezygnowano z badań opływów z pracującym śmigłem. Ponadto, model pozbawiono cech asymetrycznych, które posiada z konieczności równoważenia momentu reakcyjnego układu śmigło-silnik-płatowiec. W efekcie, powyższe założenia znacznie ułatwiły przygotowanie modelu zoptymalizowanego pod kątem badań symulacyjnych na podstawie dostępnych materiałów [2][3].

Do wykonania modelu CAD 3D wykorzystano następujące materiały:

- rzuty samolotu Diamond DA20-C1
- szablon profilu Wortmann FX 63-137;

- instrukcja użytkowania samolotu Diamond DA20-C1 rev. 26.

Ze względu na brak szczegółowych schematów konstrukcji płatowca, zdecydowano się na korzystanie w głównej mierze z metody wyciągnięcia po profilach. W związku z zastosowaną metodą modelowania, charakterystyką docelowego badania oraz możliwościami wynikającymi z posiadanych danych, model uproszczono poprzez pominięcie mało istotnych dla analizy opływów elementów płatowca. Dostępne rzuty oraz przekroje wykorzystano jako szablon.



Rys. 1. Rzuty samolotu Diamond DA20-C1 w środowisku SolidWorks



Rys. 2. Model płatowca samolotu Diamond DA20-C1

2. ANALIZA NUMERYCZNA

2.1. Założenia

Symulacja opływu samolotu w FlowSimulation jest zadaniem optymalizacyjnym o dużej złożoności obliczeniowej. Dlatego też, w celu uzyskania wiarygodnych wyników, zdecydowano się przeprowadzić symulacje opływu dla połowy modelu, co było możliwe dzięki pozbawieniu go cech asymetrycznych. Postanowiono zbadać siłę nośną oraz opór aerodynamiczny modelu dla różnych kątów natarcia i prędkości opływu. Dzięki przeprowadzonym symulacjom zaprezentowano wizualizacje przepływów.

Badania wykonano w zakresie kątów natarcia od 0° do 22° dla trzech zakresów prędkości CAS:

- prędkość minimalna (przebiegnięcia) vs1 = 27,78 [m/s],
- prędkość optymalna (przelotowa) vopt = 64,31 [m/s],
- prędkość maksymalna (dopuszczalna) vne = 81,8 [m/s].

Warunki otoczenia przyjęte podczas badania:

- ciśnienie otoczenia $p = 101325$ [Pa],
- temperatura $t = 293,2$ [K].

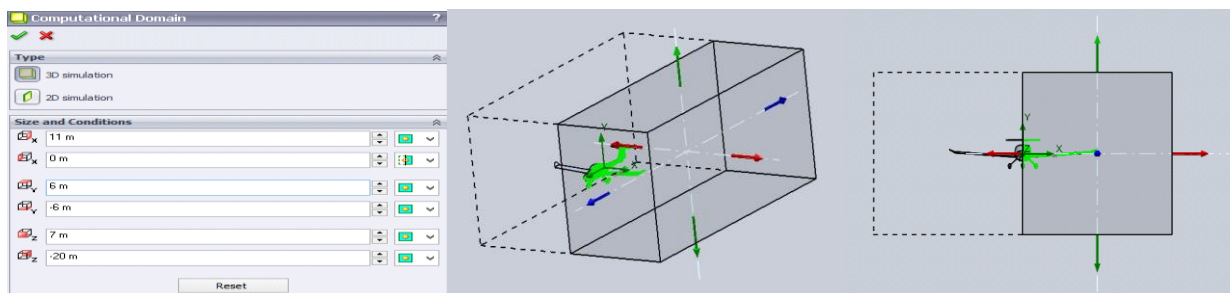
2.2. Domena obliczeniowa i siatka modelu

Domena obliczeniowa w dodatku FlowSimulation stanowi obszar, w którym symulowane jest zjawisko opływu zewnętrznego. Podczas badania w tym wirtualnym środowisku można za pomocą zmiennych globalnych wyznaczyć siły działające na badany obiekt. Dochodzi do tego na podstawie kalkulacji zmian w energii cząstek płynu wchodzących i opuszczających domenę. Warunki opływu w domenie można dowolnie ustalić, włączając w to:

- rodzaj płynu,
- temperaturę,
- ciśnienie,
- prędkość i kierunek opływu,
- rodzaj opływu (turbulentny i laminarny / laminarny / turbulentny).

Pierwszą z nich jest zwiększenie rozmiaru celem uzyskania żądanej dokładności obliczeń. Druga dotyczy uproszczenia modelu dzięki symetryczności badanego obiektu. Kierując się własnymi doświadczeniami wstępnie zdecydowano się na rozmiar 100 m za profilem, 50 m nad, pod i w lewo profilu oraz 30 m przed. Prawa strona została zdefiniowana jako odbicie lustrzane lewej.

Siatka modelu to odwzorowanie powierzchni bryły, którą opływają w przestrzeni domeny obliczeniowej cząstki płynu. Charakteryzuje ją rozdzielczość, która bezpośrednio wpływa na dokładność odwzorowania ścian modelu, a co się z tym wiąże - dokładność wyników. W FlowSimulation automatycznie generowana jest standardowa siatka modelu, która wymaga wprowadzenia odpowiednich poprawek. Polega to na zagęszczeniu siatki w okolicy badanego obiektu oraz zwiększeniu rozdzielczości siatki w miejscach o dużych krzywiznach, jak np. krawędź natarcia. Podobnie jak dla cząstek płynu ustawiono ją na poziomie 2.



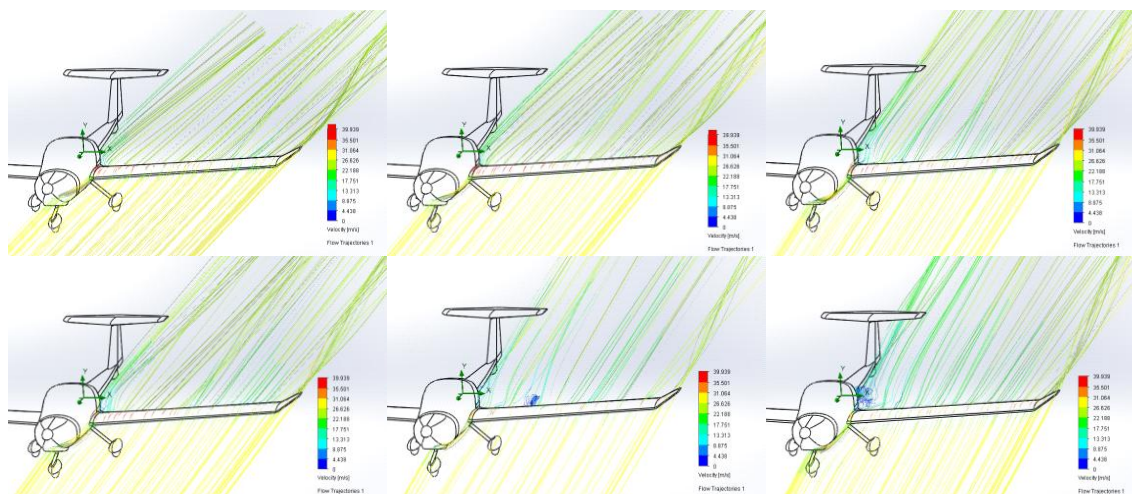
Rys. 3. Rozmiary domeny obliczeniowej do symulacji opływu

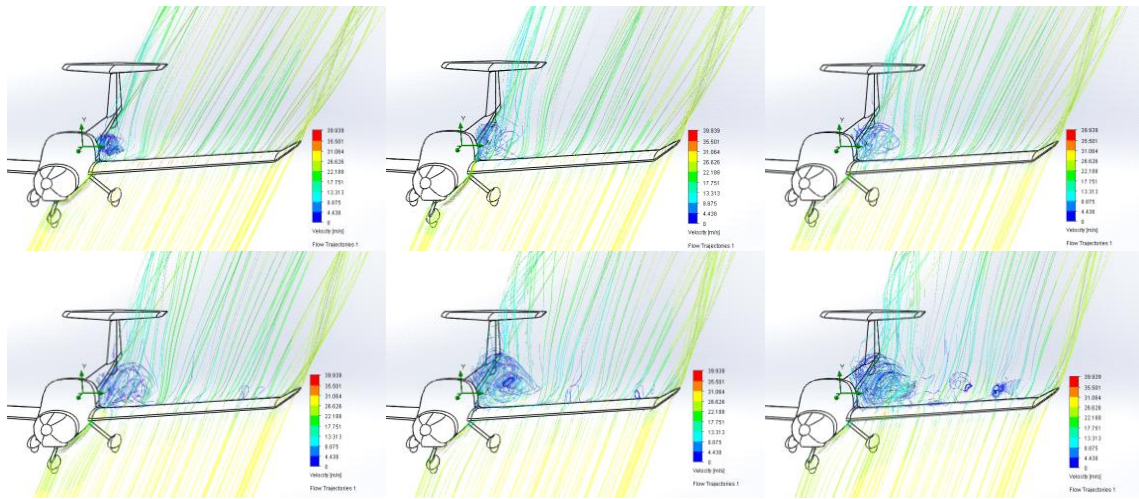
Domena obliczeniowa jest zatem wypełniona wirtualnymi cząstkami płynu o zadanych parametrach i określonej rozdzielczości. Więcej cząstek płynu w domenie bezpośrednio wpływa na jakość obliczeń, ale równomierne zwiększanie rozdzielczości w całym jej obszarze nie jest dobrą praktyką ze względu na złożoność obliczeniową. Opcja refine pozwala zwiększyć rozdzielczość cząstek płynu w miejscach szczególnych opływu (powierzchnie modelu, zawirowania za modelem), gdzie występują duże gradienty prędkości opływu, wiry krawędziowe, jak i zmiany kierunku ruchu cząstek. Optymalizacja rozkładu rozdzielczości cząstek płynu pozwala zaoszczędzić pamięć operacyjną co jednocześnie pozwala na przeprowadzanie jeszcze dokładniejszych symulacji.

Uzyskanie wiarygodnych wyników z analiz opływów wiąże się również z rozmiarem domeny obliczeniowej, zgodnie z następującą zależnością: większą domena – większa dokładność. Dodatek FlowSimulation określa jej rozmiar automatycznie. Domena obliczeniowa dobrana w ten sposób wymaga jednakże dwóch poprawek.

2.3. Symulacje opływu

Symulacje zostały przeprowadzone dla zaplanowanych prędkości i kątów natarcia. Inkrementację kątów natarcia ustalono na 2°. Wyniki wartości siły nośnej i oporu przeanalizowano w rozdziale 2.5. Poniżej przedstawiono wizualizacje opływów uzyskane w trakcie przeprowadzonych symulacji.

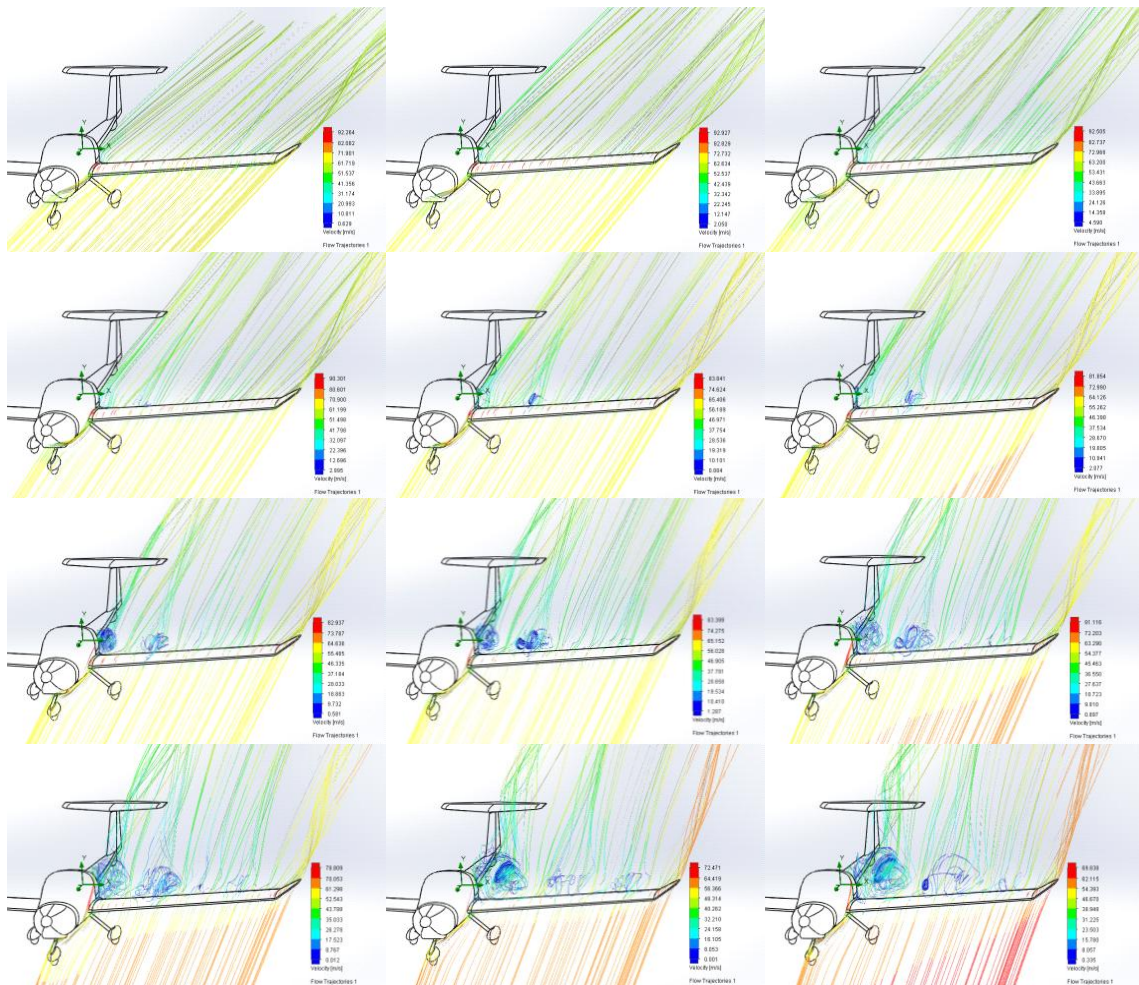




Rys. 4. Wizualizacja opływów dla prędkości minimalnej $v_{s1} = 27,78 \text{ m/s}$ dla $0 \leq \alpha \leq 22^\circ$

Na kolejnych wizualizacjach opływów łatwo zaobserwować stopniowe odrywanie się strug wraz ze zwiększaniem kątów natarcia. Istotnym jest, że proces postępuje od kadłuba i stopniowo rozszerza się dalej. Wynika to ze skrócenia geometrycznego skrzydła (im dalej od kadłuba, tym skrzydło ma mniejsze kąty natarcia). Pozwala to zachować sterowność podczas początkowej fazy przeciągnięcia, gdyż lotki znajdują się w końcowych częściach skrzydła, gdzie opływ pozostaje jeszcze niezaburzony.

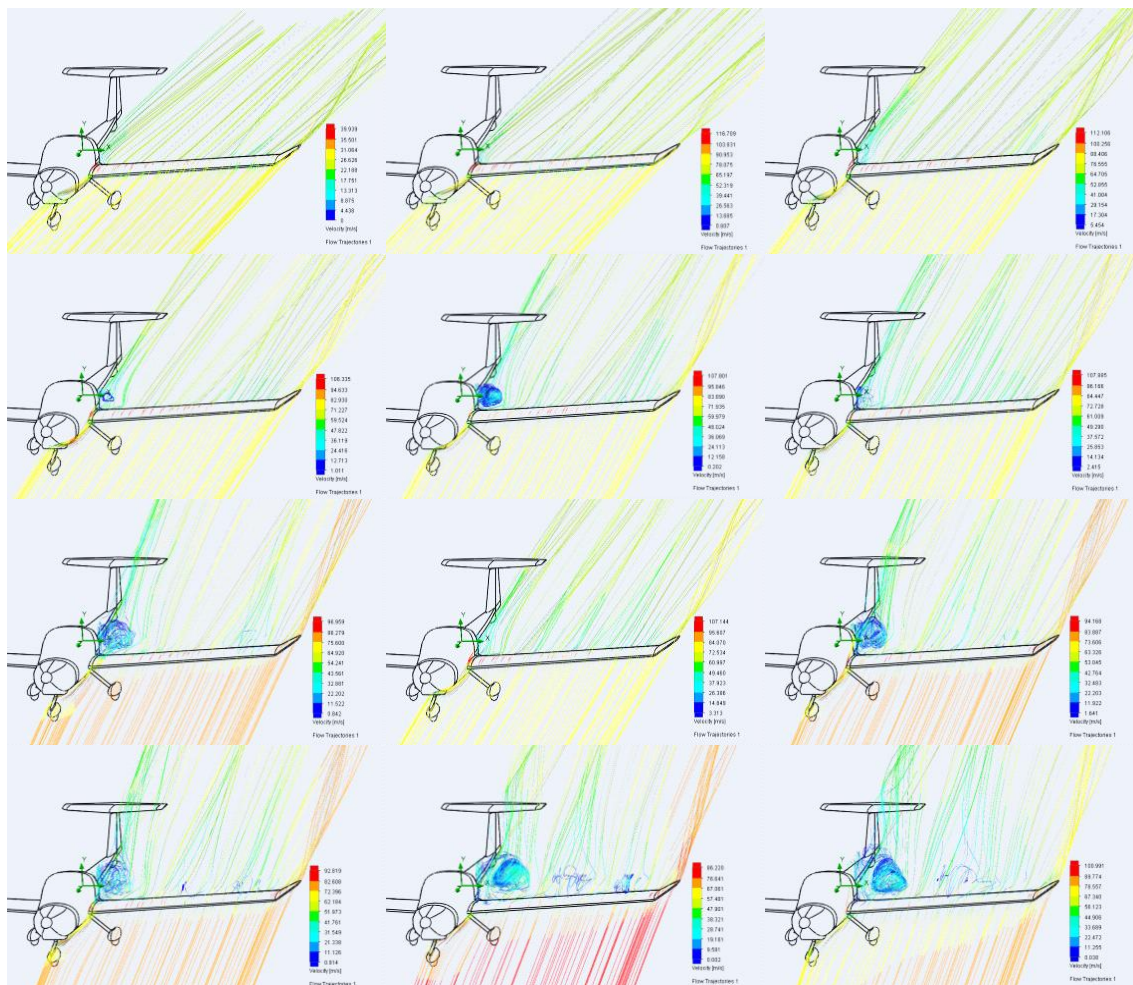
Wstępna ocena wizualizacji opływu dla prędkości optymalnej pokazuje bardzo duże podobieństwo z wynikami dla prędkości minimalnej. Jednak po wnikliwej analizie można zauważyć, że oderwanie warstwy przyściennej zachodzi wcześniej niż w poprzednim przypadku. Zauważalny jest również wpływ podwozia. Na wysokości lewej nogi pomiędzy owiewką koła, a dolną powierzchnią skrzydła, zgodnie z równaniem Bernoulliego, powietrze przyspiesza. Zmniejsza to różnicę prędkości strug z dolnej powierzchni skrzydła



Rys. 5. Wizualizacje dla opływów dla prędkości optymalnej $v_{opt} = 64,31 \text{ m/s}$ dla $0 \leq \alpha \leq 22^\circ$

względem górnej w rejonie krawędzi splywu. Lokalnym efektem tego zjawiska jest późniejsze oderwanie się warstwy przyściennej na górnej powierzchni skrzydła. Poza tymi małymi różnicami opływu dla obydwu prędkości wizualnie pozostają zbliżone.

powierzchni zaobserwowano charakterystyczny przebieg zmian w położeniu i wartościach obszarów niskiego ciśnienia.



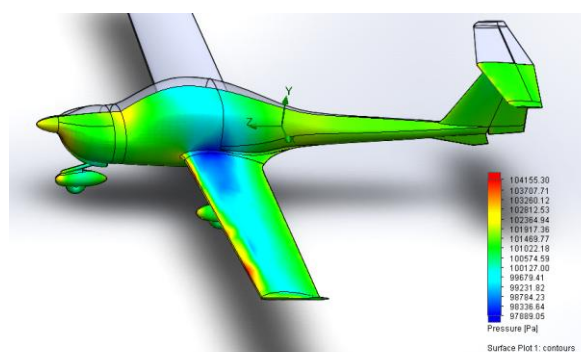
Rys. 6. Wizualizacje opływu dla prędkości maksymalnej $v_{ne} = 81,8 \text{ m/s}$ dla $0 \leq \alpha \leq 22^\circ$

Opływ dla prędkości maksymalnej wizualnie charakteryzuje się jeszcze późniejszym oderwaniem strug niż w przypadku opływu dla prędkości przelotowej. Wpływ podwozia również jest zauważalny. Ponadto, nie zaobserwowano innych szczególnych zachowań przepływu.

Cechą wspólną dostrzeżoną na wizualizacjach opływów dla wszystkich trzech prędkości jest docieranie strug zaburzonych na skrzydle w okolicy kadłuba do steru wysokości dla kątów natarcia $\alpha \geq 14^\circ$. Może mieć to wpływ na ster wysokości powyżej tychże kątów natarcia. Dodatkowo, można dostrzec rolę spełnianą przez winglety, gdyż dla wszystkich badanych przypadków nie zaobserwowano sytuacji, w której strugi przeszłyby z dolnej powierzchni skrzydła na górną. Dzięki ich zastosowaniu wiry końcowe są utrzymywane z daleka od powierzchni sterujących nawet przy dużych kątach natarcia. Ma to znaczący wpływ na bezpieczeństwo lotu.

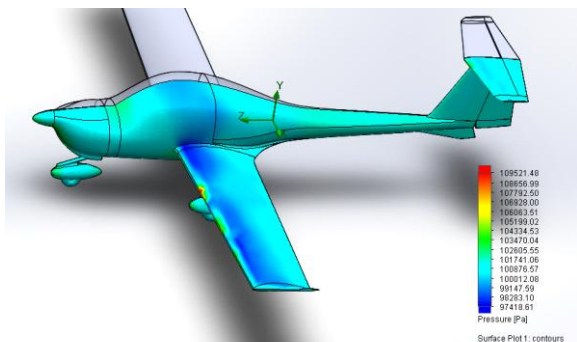
2.4. Rozkład ciśnień

Rozkład ciśnień na powierzchniach nośnych pozwala na dokładną ocenę aktualnego stanu przepływu. W tym celu wygenerowano z przeprowadzonych symulacji rozkłady ciśnień dla kątów natarcia $\alpha = \{0^\circ; 8^\circ; 22^\circ\}$ dla prędkości v_{opt} . Analizując rozkład na



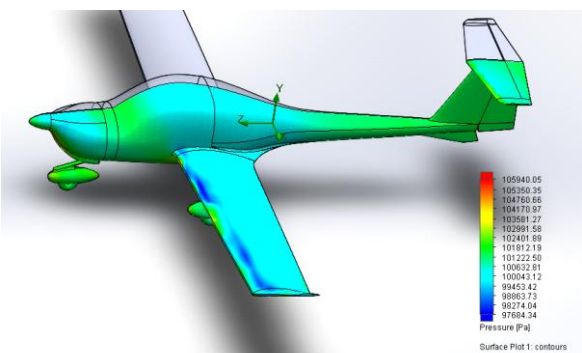
Rys. 7. Rozkład ciśnienia przy powierzchni płatowca dla $\alpha = 0^\circ$

Dla kąta natarcia $\alpha = 0^\circ$ najwięcej siły nośnej wytwarza część przykadłubowa skrzydła, co obrazuje pole niskiego ciśnienia w tej sekcji. Wynika to z kąta zaklinowania oraz skrzywienia geometrycznego skrzydła modelu. Podczas lotu z wcześniej wspomnianym kątem natarcia, faktyczny kąt natarcia profilu przy kadłubie wynosi 2° , natomiast przy końcówce skrzydła 0° . Kadłub sam w sobie również wytwarza siłę nośną, co widać w postaci obniżonego ciśnienia przy powierzchni na wysokości skrzydła.



Rys. 8. Rozkład ciśnienia przy powierzchni płatowca dla $\alpha = 8^\circ$

Dla kąta $\alpha = 8^\circ$ rozkład różni się diametralnie. Wartości niskiego ciśnienia zajęły prawie całą górną powierzchnię skrzydła. Widać również jak wspomniany obszar do pewnego momentu zawęża się (patrząc od końcówki skrzydła do kadłuba), by gwałtownie odtworzyć się bezpośrednio przy kadłubie. Widoczny jest tu wpływ podwozia. Pozwala ono opóźnić oderwanie się strug opływających górną powierzchnię dzięki zawężeniu pola przekroju przepływu pod dolną częścią skrzydła. Efektem tego jest przyspieszenie dolnych strug, co sprawia, że dla danej sekcji skrzydła górne strugi opływającego powietrza odrywają się później.

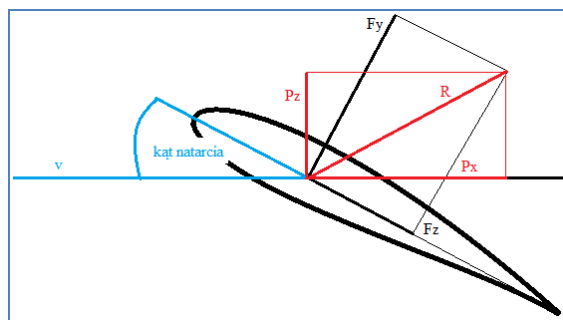


Rys. 9. Rozkład ciśnienia przy powierzchni płatowca dla $\alpha = 22^\circ$

Dla kąta $\alpha = 22^\circ$ widać klasyczny przykład przepadania samolotu. Strugi opływające skrzydło odrywają się długo przed dotarciem do miejsca największej grubości profilu. Można zauważyć również obszar niskiego ciśnienia pojawiający się na górnej powierzchni statecznika poziomego. Powstająca dzięki niemu siła nośna wytwarza moment pochylający. Efektem tego jest tendencja samolotu do samoczynnego opuszczania nosa podczas przeciągania, co potwierdzają osoby pilotujące DA20-C1. Zwiększa to bezpieczeństwo pilotażu, szczególnie dla niedoświadczonych, rozpoczynających szkolenie pilotów.

2.5. Siła nośna i opór

Wartości sił działających na obiekt (F_y i F_z), które uzyskano podczas symulacji, odnoszą się do układu współrzędnych badanego obiektu (Rys.). Inaczej mówiąc, obliczone siły działają w dwóch stałych związanach z płatowcem kierunkach.



Rys. 10. Zależność pomiędzy układami aerodynamicznym i modelu F_z - wzdłuż osi podłużnej modelu F_y - wzdłuż osi pionowej modelu

Z tego względu należało dokonać transformacji wyników uzyskanych z symulacji opływów tak, aby uzyskać zestawienia dwóch sił działających odpowiednio w kierunku ruchu płynu i prostopadle do tego. W tym celu wykorzystując funkcje trygonometryczne wprowadzono odpowiednie przekształcenia do układu aerodynamicznego płatowca.

$$\begin{cases} P_z = \sin \left\{ \tan^{-1} \left(\frac{F_y}{F_z} \right) - \alpha \right\} \sqrt{F_y^2 + F_z^2} \\ P_x = \cos \left\{ \tan^{-1} \left(\frac{F_y}{F_z} \right) - \alpha \right\} \sqrt{F_y^2 + F_z^2} \end{cases} \quad (1)$$

gdzie:

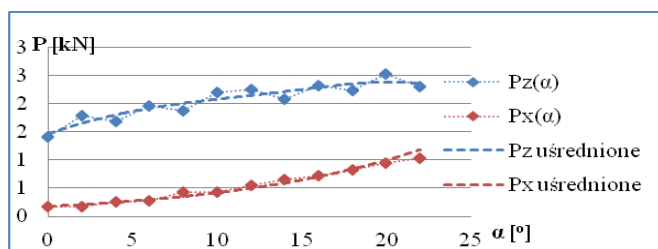
- P_z – siła nośna,
- P_x – siła oporu,
- α – kąt natarcia.

Wyniki zebrane podczas symulacji opływów przeliczono w arkuszu kalkulacyjnym, a uzyskane dane zebrano w tabeli (Tab. 1).

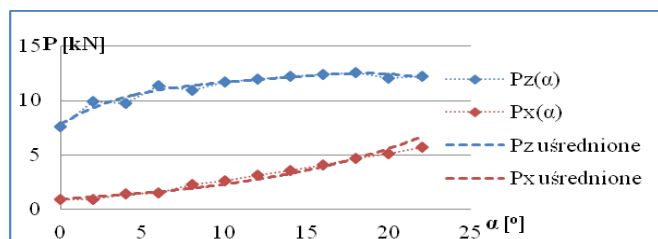
Tab. 1. Siły działające na model

α [°]	V_{s1}		V_{opt}		V_{max}	
	P_z [kN]	P_x [kN]	P_z [kN]	P_x [kN]	P_z [kN]	P_x [kN]
0	1,41	0,17	7,59	0,91	12,61	1,59
2	1,79	0,17	9,93	0,90	16,80	1,41
4	1,68	0,26	9,78	1,40	16,62	2,11
6	1,95	0,28	11,38	1,52	16,13	2,73
8	1,87	0,42	10,96	2,29	17,50	3,60
10	2,19	0,43	11,70	2,66	17,93	3,98
12	2,26	0,56	11,99	3,11	20,09	4,73
14	2,08	0,65	12,27	3,60	18,76	5,90
16	2,31	0,72	12,44	4,10	20,18	6,45
18	2,23	0,83	12,61	4,65	20,29	7,20
20	2,52	0,94	12,05	5,08	19,36	8,17
22	2,31	1,02	12,27	5,69	21,36	8,85

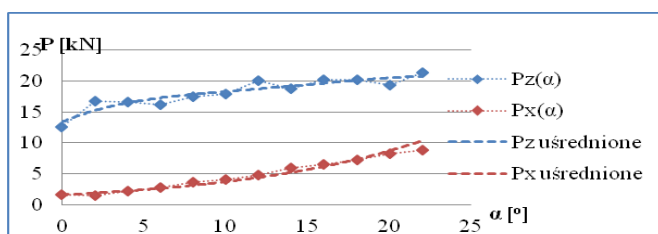
Wyniki przetransformowane do aerodynamicznego układu odniesienia zostały zobrazowane na wykresach w funkcji sił aerodynamicznych od kąta natarcia oddzielnie dla każdej prędkości. Przebiegi wykresów zostały dodatkowo uśrednione dla lepszego zobrazowania zmian wartości.



Rys. 11. Przebieg zmian sił aerodynamicznych od kąta natarcia dla prędkości minimalnej



Rys. 12. Przebieg zmian sił aerodynamicznych od kąta natarcia dla prędkości optymalnej



Rys. 13. Przebieg zmian sił aerodynamicznych od kąta natarcia dla prędkości maksymalnej

Przebiegi wykresów (Rys.) są bardzo podobne, co świadczy o przewidywalności samolotu w danych zakresach prędkości. Uzyskana wartość siły nośnej dla prędkości optymalnej przy zerowym kącie natarcia wyniosła 7,59 kN. Pozwoliłoby to na lot poziomy samolotu o masie całkowitej około 770 kg. Potwierdza to zbieżność uzyskanych wyników z warunkami rzeczywistymi.

PODSUMOWANIE

Wykonany model CAD samolotu DA20-C1 różni się od oryginału głównie ze względu na przyjęte założenia projektowe (symetryczność, uproszczenia). Mimo to dokładność odwzorowania modelu wydaje się być wystarczająca, co potwierdzają wyniki badań zbliżone do rzeczywistych charakterystyk.

W celu uzyskania pełnych charakterystyk aerodynamicznych należałoby przeprowadzić dodatkowe badania dla większych kątów natarcia i uwzględnić wpływ śmigła, co wymagałoby zastosowania sprzętu komputerowego o znacznie wydajniejszej mocy obliczeniowej.

Badanie opływów za pomocą oprogramowania *SolidWorks* pozwala stosunkowo małym kosztem i nakładem pracy (w porównaniu do tradycyjnych metod) określić charakterystyki projektowanego płatowca statku powietrznego. Jest to bardzo skuteczna metoda, o ile posiada się odpowiednią wiedzę inżynierską i doświadczenie w zakresie użytkowania systemów komputerowego wspomaganie inżynierskiego.

BIBLIOGRAFIA

1. Lombard Matt, *SolidWorks 2013 Bible*, Wiley, 2013
2. <http://www.airfoiltools.com> (dostęp 12.09.15)
3. DA20-C1 Flight Manual rev. 26, 15 Maj 2012

4. Olencki Jerzy, *Aerodynamika i mechanika lotu cz. I*, 2009
5. Paturski Zbigniew, *Przewodnik po projektach z mechaniki lotu*, wyd. 5.2

NUMERICAL FLOW ANALYSIS OF THE DIAMOND DA20-C1 AIRCRAFT AIRFRAME

Abstract

The article presents numerical analysis of the aerodynamic flow around a 3D CAD model airframe Diamond DA20-C1 used in the Air Force Academy in Dęblin in training students in the speciality selection pilotage. Using *SolidWorks Flow Simulation v.2015* CAE software flow simulations were done in various flight conditions and obtained results in terms of the pressure distribution on the airframe and the aerodynamic characteristics.

Autorzy:

Czapla Robert - Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych w Dęblinie, Wydział Lotnictwa, tel. +48 261 517 431

Rybiński Kamil - Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych w Dęblinie, Wydział Lotnictwa, tel. +48 261 517 431