

CZAPLA Robert, FRAN CZAK Kamil

ANALIZA OPŁYWU PŁATOWCA SAMOLOTU PZL-130TCII „ORLIK” METODĄ ELEMENTÓW SKOŃCZONYCH

Streszczenie

W artykule przedstawiono proces modelowania CAD 3D płatowca samolotu PZL-130 „ORLIK” wykorzystywanego w Siłach Zbrojnych RP do praktycznego szkolenia podchorążych na kierunku „pilot samolotu odrzutowego” oraz wyniki przeprowadzonych analiz aerodynamicznych wykonanego modelu z uwzględnieniem opływu w różnych warunkach lotu. Badania przeprowadzono metodą symulacyjną wykorzystując oprogramowanie CAE SolidWorks Flow Simulation v.2013.

WSTĘP

Szybki rozwój techniki komputerowej pociągnął za sobą powstanie systemów wspomagających projektowanie, które to stały się nieodłącznym narzędziem pracy inżyniera w dzisiejszych czasach. Komputerowe wspomaganie pracy inżyniera jest bezpośrednio uzależnione od możliwości komputerów, stąd też rozwój tej dziedziny nieustannie nabiera tempa. Znaczna redukcja kosztów oraz poziom zminiaturyzowania podzespołów obliczeniowych umożliwiły wykorzystanie przenośnego komputera jako narzędzia do projektowania, co tym samym zastąpiło deskę kreślarską. W dawnych czasach proces projektowania wymagał czasu oraz sporego wkładu finansowego. W celu przeprowadzenia szeregu testów wytrzymałościowych, opływu oraz wyznaczenia współczynników koniecznym było wyprodukowanie prototypów, które wraz z postępowaniem badań były udoskonalane. Obecnie zamiast przeznaczać czas oraz finanse na niezbędne testy wykorzystuje się do tego celu specjalne programy komputerowe umożliwiające symulację szeregu badań [1].

Rzeczywisty rozwój techniki komputerowej oraz programów z dziedziny grafiki inżynierskiej CAD/CAM/CAE zamienił deski kreślarskie na komputery, co było ogromnym krokiem naprzód. Programy te znajdują zastosowanie w wielu dziedzinach takich jak motoryzacja, budownictwo, lecznictwo, przemysł lotniczy oraz wiele innych.

Programy komputerowego wspomaganie pracy inżyniera wykorzystywane są również podczas inżynierii odwrotnej (reverse engineering). Polega ona na budowie modelu numerycznego na podstawie rzeczywistego. Pozwala to przeanalizować proces produkcji, koszty lub przeprowadzić odpowiednie badania bez absorbowania obiektu rzeczywistego.

Celem badań było zobrazowanie oraz przeanalizowanie zjawiska jakim jest opływ samolotu. Powyższą analizę przeprowadzono w oparciu o płatowiec PZL-130TCII „ORLIK”. Rozpatrzono dwa przypadki dla różnych parametrów lotu oraz dokonano analizy porównawczej.

Samolot PZL-130TCII „ORLIK” wykorzystywany jest w Siłach Zbrojnych RP do szkolenia praktycznego podchorążych na kierunku „pilot samolotu odrzutowego”. W związku z tym zobrazowanie opływu samolotu jest wartościowym materiałem dydaktycznym, który z

pewnością ułatwi zrozumienie istoty zmian zachodzących w opływie wraz ze zmianami parametrów lotu. Świadomość tego zjawiska jest niezwykle ważna z uwagi na bezpieczeństwo podczas wykonywania lotu.

1. RYS HISTORYCZNY SAMOLOTU PZL-130TCII „ORLIK”

Decyzja o zastosowaniu w szkoleniu podstawowym samolotów o napędzie śmigłowym podjęta została ze względu na zmiany, jakie nastąpiły w sposobie szkolenia pilotów wojskowych na świecie oraz głównie z eksploatacji samolotów odrzutowych, która pociągała za sobą znaczne koszty. W związku z tym Państwowe Zakłady Lotnicze PZL Warszawa-Okęcie pod koniec lat 70 rozpoczęły proces projektowania samolotu szkolno-treningowego o napędzie śmigłowym. Samolot otrzymał oznaczenie PZL-130 „ORLIK”. Pierwszy latający prototyp powstał 3 września 1984. [2].

Wynikiem prac modernizacyjnych było wyposażenie samolotu w silnik turbinowy Pratt&Whitney PT6A-25A podobny do obecnie stosowanego silnika w samolocie w wersji TC-II. Oprócz tego, samolot w miejsce instalacji pneumatycznej otrzymał instalację hydrauliczną, zabudowano instalację tlenową, zmodernizowano pokładowe wyposażenie nawigacyjne oraz przyrządy, zmodyfikowano podwozie oraz umożliwiono mocowanie podwieszęń. Po tych zmianach samolot otrzymał nazwę PZL-130T Turbo Orlik [2].

Pierwszy samolot dostarczono wojskom lotniczemu w 1991 r. Wojsko wyposażyło go w silnik produkcji czeskiej o nazwie Walter M601E, który współpracował ze śmigłem VJ8.508E.

Tak zmodernizowany samolot niestety nie spełniał skorygowanych założeń taktyczno-technicznych zatwierdzonych przez Głównego Inspektora Techniki Wojska Polskiego 16 października 1991 r. W związku z tym nastąpiło wiele zmian konstrukcyjnych w samolocie. Silnik M601E został przystosowany do przeciążeń oraz lotu odwróconego występujących podczas akrobacji, po czym otrzymał nazwę M601T. Ponadto, na samolocie zabudowano wiele dodatkowego wyposażenia. Tak zmodernizowany samolot otrzymał nazwę PZL-130 „ORLIK” TB. Pierwszy egzemplarz trafił do 60 Lotniczego Pułku Szkolnego w Radomiu w 1994 r.

Po kilku latach eksploatacji przyszedł czas na kolejne modernizacje. Bardzo ważnym krokiem było wyposażeniu samolotu w fotele wyrzeliwane firmy Martin Baker Mk PL11B, co znacznie zwiększyło bezpieczeństwo pilota. Pod względem wyposażenia nawigacyjnego na pokładzie pojawiły się przyrządy takie jak transponder KT76A, GPS KLN 90A oraz odbiornik sygnałów markera ORS-2M. Ponadto, w luku agregatów zamontowano rejestrator parametrów lotu produkcji Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, model S3-A1/S2-3. Wyżej wymienione modernizacje wymusiły zmiany w konstrukcji płatowca, co było powodem przyrostu masy (około 140kg). Z powodu montażu foteli wyrzeliwanych struktura kadłuba oraz kształt sterownic zostały zmienione. Po tych zmianach samolot otrzymał nową nazwę – PZL-130 „ORLIK” TC-I.

W 2001 r. rozpoczęto proces modernizacji samolotu PZL-130 „ORLIK” TC-I do wersji TC-II, co obejmowało szereg zmian konstrukcyjnych oraz modernizację wyposażenia pokładowego. Silnik Walter M601T zastąpiony został silnikiem Pratt&Whitney PT6A-25C, który wraz ze śmigłem Hertz HC D4N-2DX/D9512AX utworzył zespół napędowy. Samolot otrzymał całkowicie nowe skrzydło o innej geometrii, rozpiętości oraz wydłużeniu. Na jego końcówkach zamontowano kierownice strug powietrza potocznie nazywane wingletami. Ponadto, powierzchnia statecznika pionowego została nieznacznie zwiększona oraz możemy dostrzec zmiany w wyglądzie dolnej części wlotu powietrza (fot. 1). Wersja TC-II posiada zmodyfikowaną instalację paliwową w przedziale silnikowym oraz na poziomie odpowietrzenia lotu odwróconego. Zmiany sięgnęły również instalacji elektrycznej i zasilania napięciem przemiennym (przetwornica 3x36V; 400Hz) [2].



Fot. 1. PZL-130 TCII w hangarze obsługowym 42. BLSz.

Źródło: [2]

2. MODEL 3D CAD PŁATOWCA SAMOLOTU

Wirtualny model 3D wykonano metodą inżynierii odwrotnej. Powodem tego był ograniczony dostęp do dokumentacji technicznej samolotu. W tym celu dokonano serii pomiarów jednego egzemplarza samolotu wykorzystując zdjęcia i przyrządy pomiarowe (suwmiarka, przymiar, taśma miernicza) Każdy egzemplarz samolotu PZL-130 jest niepowtarzalny, dlatego proces wymiarowania wszystkich części płatowca wiązał się z koniecznością wykonania wszystkich pomiarów w oparciu o jeden egzemplarz. Niejednokrotnie uzyskanie żądanej dokładności wymiarów wymagało demontażu elementów.

Trudnym elementem procesu tworzenia modelu 3D było jak najwierniejsze odwzorowanie wszystkich krzywizn oraz przetłoczeń, które ze względu na swój nieregularny kształt zmuszały do pozyskiwania bardzo dużej ilości wymiarów. Wynika to ze specyfiki konstrukcji płatowca, którego geometria ma kształt aerodynamiczny.

Zebrane dane pozwoliły na wykonanie w systemie CAD SolidWorks poszczególnych podzespołów płatowca samolotu i zespolenie ich w jedno złożenie. Efekt pracy przedstawiono na poniższym rysunku.



Rys. 1. Model 3D PZL-130 TCII

3. ANALIZA OPŁYWU PŁATOWCA SAMOLOTU

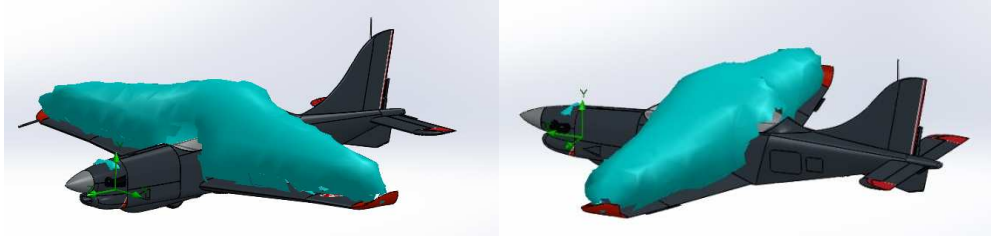
Wykonany model płatowca poddano analizie metodą elementów skończonych, której celem było przedstawienie zależności zmiany opływu płatowca wraz ze zmianą kąta natarcia. W tym celu przeprowadzono symulacje dla dwóch różnych kątów natarcia i prędkości przepływu, a następnie porównano wyniki.

Badania przeprowadzono z wykorzystaniem pakietu SolidWorks Flow Simulation, który umożliwia analizę zależności dynamicznych części i złożeń w odniesieniu do przepływu cieczy i gazów, transmisji ciepła oraz sił wywieranych na bryłę wynikających z oddziaływania przepływającego medium.

Przypadek I

Typ analizy: opływ zewnętrzny; rodzaj płynu: powietrze; rodzaj opływu: laminarny i turbulentny; gęstość siatki: 5/8; temperatura: 293,2 [K]; ciśnienie: 101325 [Pa]; prędkość przepływu: 100 [m/s]; kąt natarcia: 9 [°].

W przypadku pierwszym zaobserwowano duży obszar obniżonego ciśnienia nad górną powierzchnią skrzydeł spowodowany strumieniem powietrza opływającego płatowiec przy kącie natarcia skrzydeł równym 9 [°]. Obszar obniżonego ciśnienia powstał na większości powierzchni nośnej skrzydeł (rys.2).



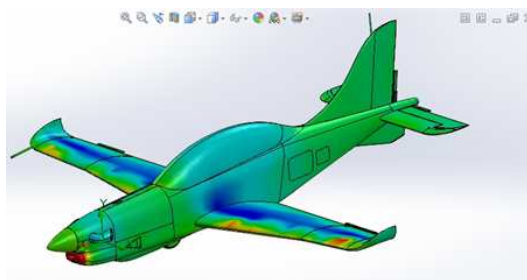
Rys. 2. Obszar obniżonego ciśnienia

Podczas analizy opływu przekroju poprzecznego płatowca pod kątem zmian ciśnienia zaobserwowano spadek ciśnienia nad owiewką kabiny, co świadczy o udziale płatowca w wytwarzaniu siły nośnej (rys. 3). Obszar podwyższonego ciśnienia w okolicy koła podwozia przedniego może świadczyć o wzroście oporu opływu spowodowanym wystającą jego częścią poza obrys kadłuba. Obszar podwyższonego ciśnienia w okolicach kołpaka (obszar żółty) oraz wlotu powietrza (obszar czerwony) spowodowany jest zaślepieniem kanałem wlotowym powietrza do silnika oraz nie uwzględnieniem podczas opływu śmigła. W związku z tym wyniki w tych obszarach nie są wiarygodne.



Rys. 3. Rozkład ciśnień opływu płatowca wzdłuż osi podłużnej

Wykorzystując funkcję programu „surface plot” zobrazowano wyniki opływu w postaci rozkładu ciśnienia na całym płatowcu samolotu (rys. 4). Na krawędziach natarcia skrzydeł zauważalny jest wzrost ciśnienia, natomiast na powierzchni nośnej znaczny jego spadek. Spadek ten w mniejszym stopniu, lecz również wyraźnie, zauważalny jest na owiewce kabiny.



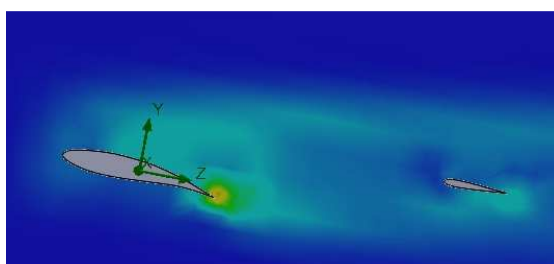
Rys. 4. Rozkład ciśnień na powierzchni płatowca

Analiza prędkości opływu wzdłuż osi poprzecznej bardzo dobrze przedstawia opływ płata o skończonym wydłużeniu (rysunek poniżej).



Rys. 5. Zmiana wektora prędkości strug

W przypadku opływu profilu skrzydła na kącie natarcia 9° powstawanie obszaru silnie zawirowanego występuje jedynie w okolicy krawędzi spływu, co świadczyć może o niewielkim zaburzeniu opływu (rys. 6).



Rys. 6. Obszar zawirowań powietrza

Przypadek II

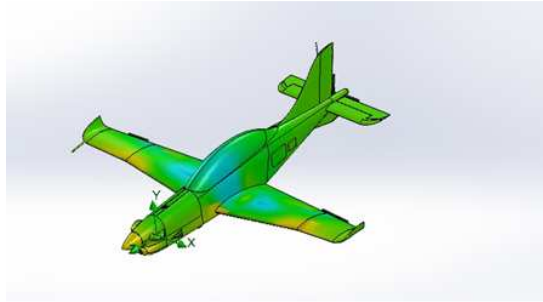
Typ analizy: opływ zewnętrzny; rodzaj płynu: powietrze; rodzaj opływu: laminarny i turbulentny; gęstość siatki: 5/8; temperatura: 293,2 [K]; ciśnienie: 101325 [Pa]; prędkość przepływu: 40 [m/s]; kąt natarcia: 20° .

W drugim przypadku dokonano analizy opływu samolotu na ponadkrytycznych kątach natarcia. Wyniki analizy przedstawiają obszar obniżonego ciśnienia na bardzo niewielkiej części powierzchni nośnej (rys. 7). Ponadto, poruszając się w kierunku końcówek skrzydła obszar ten jest coraz mniej zauważalny. Może to świadczyć o braku skuteczności lotek, gdyż właśnie w tym obszarze opływ nie przyczynia się do powstania różnicy ciśnień.



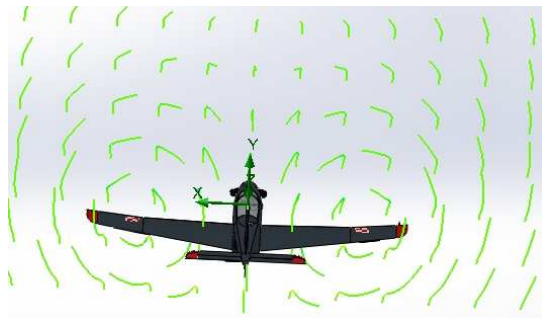
Rys. 7. Obszar obniżonego ciśnienia

Za pomocą funkcji „surface plot” zobrazowano wyniki analizy opływu w postaci rozkładu ciśnienia na powierzchni płatowca (rys.8). Wyniki pokazują niewielki spadek ciśnienia na powierzchni nośnej skrzydeł. Spadek ten w największym stopniu zauważalny jest w okolicach kadłuba i w kierunku końcówek skrzydła zjawisko to znacznie maleje.



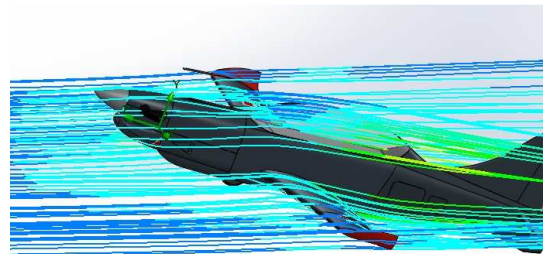
Rys. 8. Rozkład ciśnień na powierzchni płatowca

Analiza trajektorii przepływu powietrza uwidacznia zakrzywiony tor ruchu cząsteczek zmierzających z dolnej powierzchni skrzydła w kierunku górnej, co świadczy o dalszym powstawaniu oporu indukowanego (rys. 9).



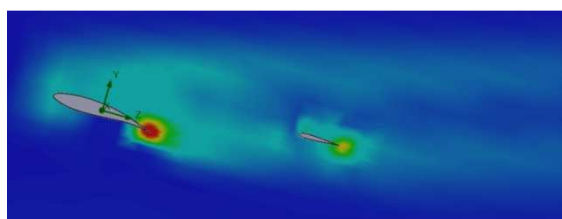
Rys. 9. Rozkład ciśnień na powierzchni płatowca

Stosując funkcję „flow trajectories” zobrazowano wyniki przepływu powietrza będącego w bliskim kontakcie z płatowcem (rys. 9). Przy kącie natarcia równym $20 [^{\circ}]$ zauważalne jest zjawisko odrywania się strug powietrza od znacznej części powierzchni spływu.



Rys. 9. Zmiana wektora prędkości strugi związana z opływem samolotu

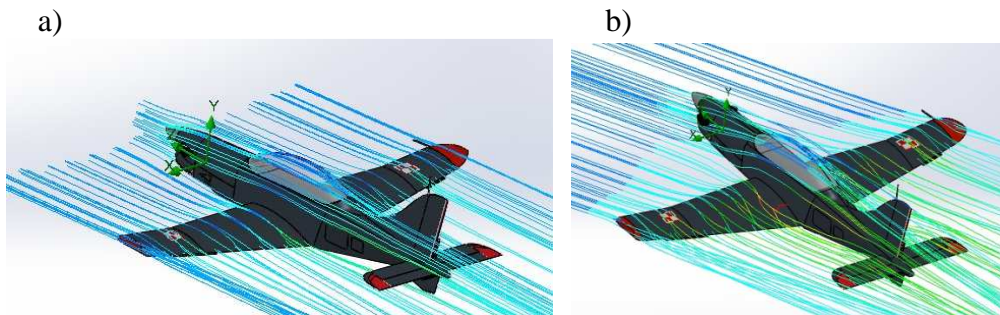
Flow Simulation jest narzędziem dającym możliwości przedstawienia obszarów, w których występują zawirowania na skutek opływu ciała. W przypadku opływu profilu skrzydła i statecznika przy kącie natarcia $20 [^{\circ}]$ można zaobserwować powstawanie mocno turbulentnego obszaru na powierzchni spływu (rys. 10).



Rys. 10. Obszar zawirowań powietrza

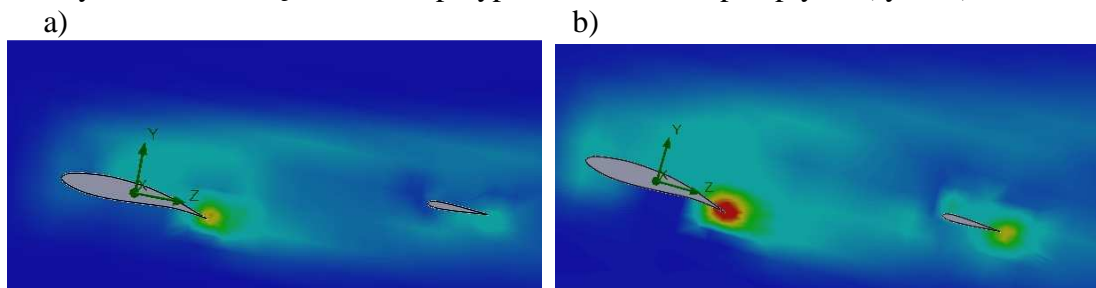
Analiza porównawcza obydwu przypadków pokazuje wyraźne różnice w charakterze opływu wraz ze zmianą kąta natarcia oraz prędkości przepływu powietrza.

Pierwszą różnicą związaną ze zmianą parametrów przepływu była całkowicie odmienna trajektoria ruchu cząsteczek powietrza opływającego samolot. Dla większej prędkości oraz mniejszego kąta natarcia opływ był znacznie spokojniejszy, cząsteczki gazu nie odrywały się od powierzchni nośnej. Świadczy to o prawidłowym opływie skrzydła. W przypadku mniejszej prędkości oraz ponadkrytycznego kąta natarcia strugi wyraźnie odrywały się od większości powierzchni nośnej generując przy tym znacznie większy opór. Zmiany koloru linii świadczą o zmianie prędkości przepływu (rys. 11). W przypadku ponadkrytycznego kąta natarcia zauważalny jest znaczny spadek prędkości przepływu za skrzydłem (kolor linii zielony).



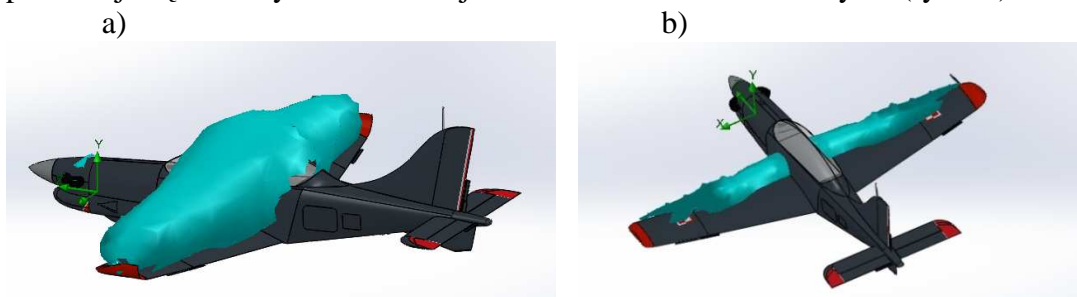
Rys. 11. Porównanie różnic wywołanych zmianą parametrów lotu. a) przypadek I. b) przypadek II

Zmiany zauważalne są również w przypadku wirowości przepływu (rys. 12).



Rys. 12. Porównanie powstałych zawirowań. a) przypadek I. b) przypadek II

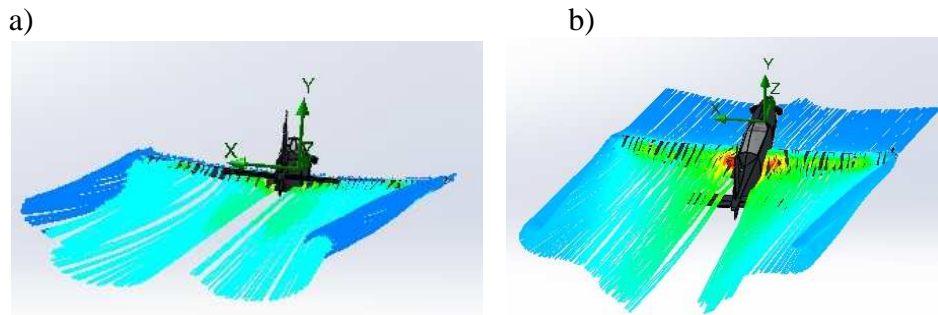
Analiza względnego spadku ciśnienia uwidoczniała znaczącą zmianę wielkości obszaru o obniżonym ciśnieniu. W przypadku I obszar ten obejmuje prawie całą powierzchnię skrzydeł, w przeciwieństwie do przypadku II, w którym obszar ten jest znacznie mniejszy i występuje na przedniej części skrzydeł oraz maleje w kierunku końcówek skrzydeł (rys. 13).



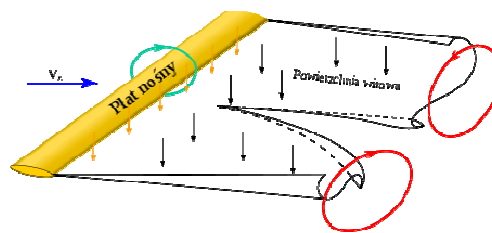
Rys. 13. Porównanie obszarów obniżonego ciśnienia. a) przypadek I. b) przypadek II

Rozkład strug powietrza po minięciu skrzydeł wskazuje na opływ skrzydła o skończonym wydłużeniu. Wyniki pokazują powstanie tzw. powierzchni wirowej, która rozdziela się na dwie części w pewnej odległości od skrzydła wzdłuż jego płaszczyzny symetrii i zakrzywia w dwa wiry krawędziowe (rys. 14, rys. 15). W rozpatrywanych przypadkach powierzchnie te w

pewnym stopniu różnią się od siebie, co jest spowodowane innymi parametrami lotu. Prędkość składowa strug wzdłuż osi poprzecznej X osiągała 18 [m/s].



Rys. 14. Porównanie wirów krawędziowych. a) przypadek I. b) przypadek II



Rys. 15. Wiry krawędziowe



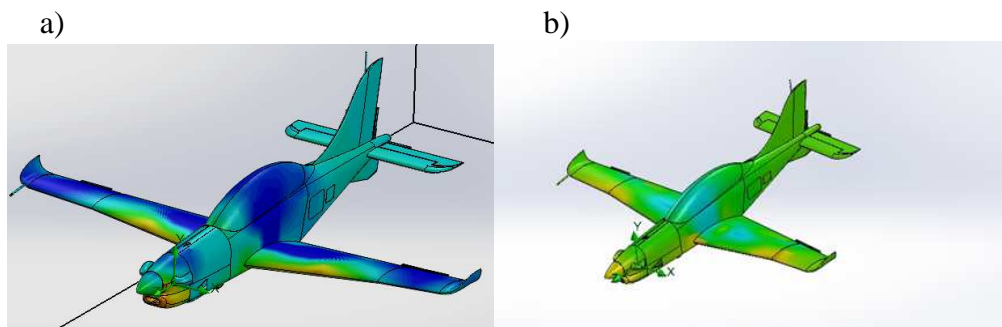
Rys. 16. Zmiana kierunku wektorów strug.

Wyniki zmian prędkości przepływu wzdłuż osi poprzecznej samolotu potwierdzają zaobserwowane zjawisko (rys. 17).



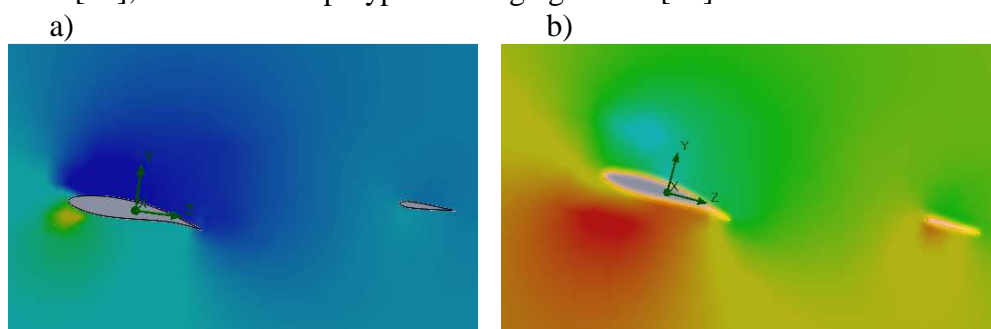
Rys. 17. Rozkład prędkości wzdłuż osi poprzecznej

Dzięki funkcji „surface plot” możliwym było porównanie rozkładu ciśnień na powierzchni płatowca. W przypadku I wyraźnie widać dużą różnicę ciśnień, natomiast w przypadku II różnica ta jest znacznie mniejsza i nie występuje na całej powierzchni skrzydeł (rys. 18). Ponadto, wartości siły nośnej w obu przypadkach znacznie się różniły. W przypadku pierwszym wartość siły równa była 33735 [N], natomiast w przypadku drugim 8358 [N], co było wynikiem 4 razy mniejszym. Dane liczbowe, z powodu wykorzystania do analizy modelu uproszczonego, mogą różnić się od wartości rzeczywistych, lecz uwiadcniają jak dużym spadkiem siły nośnej skutkuje przekroczenie krytycznego kąta natarcia.



Rys. 18. Porównanie rozkładu ciśnień na płatowcu. a) przypadek I. b) przypadek II

Porównanie wartości spadku ciśnienia podczas opływu przekroju poprzecznego skrzydła potwierdziło wielokrotnie mniejszy jego spadek w przypadku opływu profilu na ponadkrytycznym kącie natarcia (rys. 18). Wartość spadku ciśnienia dla modelu pierwszego wyniosła 3500 [Pa], natomiast dla przypadku drugiego 1200 [Pa].



Rys. 18. Porównanie rozkładu ciśnień dla przekrojów poprzecznych skrzydeł oraz usterzenia. a) przypadek I b) przypadek II

WNIOSKI

1. Wartości sił działających na kadłub oraz skrzydło samolotu zależą od kąta natarcia samolotu. W przypadku prędkości postępowej $V_p=100$ [m/s] oraz kąta natarcia $\alpha=9$ [°] powstała na skrzydłach siła nośna była 4 razy większa, niż dla prędkości postępowej $V_p=40$ [m/s] oraz kąta natarcia $\alpha=20$ [°].
2. Różnica ciśnień rozpatrywana na przekroju poprzecznym skrzydła dla badanych przypadków również znacząco się różni. W przypadku pierwszym spadek ciśnienia osiągnął wartość 3500 [Pa], natomiast w drugim - 1200 [Pa].
3. Wyniki analizy świadczą, że na ponadkrytycznym kącie natarcia wartość siły nośnej jest zbyt mała, czego skutkiem jest przepadanie samolotu.
4. Uzyskane wyniki mogą być obarczone błędem, wynikającym z uproszczeń geometrycznych, przyjętą dokładnością pomiarów konstrukcji oraz nieuwzględnieniem wpływu śmigła na charakterystyki aerodynamiczne.
5. Na podstawie analizy opływu przy użyciu SolidWorks Flow Simulation można stwierdzić, że samolot PZL-130TCII „ORLIK” pod względem aerodynamicznym jest konstrukcją prawidłowo zaprojektowaną. Analiza nie wykazała elementów znacząco zaburzających opływ i tym samym przyczyniających się do generowania większej siły oporu.
6. SolidWorks Flow Simulation jest rozbudowanym systemem CAE, którego funkcje pozwalają na zobrazowanie w postaci wykresów, animacji skomplikowanych zjawisk aerodynamicznych z uwzględnieniem przepływów poddźwiękowych i naddźwiękowych.
7. Wyniki badań mogą posłużyć, jako interesujący materiał dydaktyczny w zakresie budowy samolotu PZL-130TCII „ORLIK” oraz aerodynamiki i mechaniki lotu w systemie kształcenia studentów Wyższej Szkoły Oficerskiej Sił Powietrznych.

BIBLIOGRAFIA

1. [http:// konstrukcjeinzynierskie.pl](http://konstrukcjeinzynierskie.pl)
2. Przybyłek P., Samolot PZL-130 „ORLIK” TC II.
3. Instrukcja Użytkowania i Techniki Pilotowania Samolotu PZL-130TC-II ORLIK, Warszawa 2004.
4. Korcz C., Komputerowe Wspomaganie Procesów Wytwarzania, Politechnika Rzeszowska, 2009.
5. <http://solidworks.pl>
6. <http://gmsystem.pl>

THE PZL-130 “ORLIK” TCII AIRCRAFT AIRFRAME FLOW ANALYSIS USING FINITE-ELEMENT METHOD

Abstract

CAD 3D aircraft PZL-130 “Orlik” TCII airframe modelling process is presented in the article. This aircraft is used by Polish Armed Forces in young pilot students practical training. In addition author described aerodynamic model analysis in different flight conditions. All presented simulations were made in CAE SolidWorks Flow Simulation v.2013 software.

Autorzy:

mgr inż. **Robert Czapla** – Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych w Dęblinie, Katedra Płatowca i Silnika, e-mail: robert.czapla@o2.pl

Kamil Franczak – Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych w Dęblinie, e-mail: fkamil@gmail.com