

Wielokryterialna optymalizacja kształtu w Ansys Fluent Adjoint Solver

Multiple objective shape optimization in Ansys Fluent Solver

MATEUSZ PAWŁUCKI*

DOI: 10.17814/mechanik.2015.11.587

Zaprezentowano numeryczne podejście do zagadnień dynamiki płynów ze szczególnym uwzględnieniem możliwości optymalizacji kształtu. Zwrócono uwagę na obliczenia z wykorzystaniem modułu Adjoint Solver oraz nieparametryczną optymalizację kształtu na zasadzie swobodnego formowania powierzchni. Opisano nową funkcję dostępną (jako funkcja beta) w oprogramowaniu Ansys Fluent R15, tj. wielokryterialną optymalizację Adjoint, tzw. Multi-Objective Design. Przeanalizowano wpływ kształtu końcówki skrzydła na wielkość siły oporu aerodynamicznego. **SŁOWA KLUCZOWE:** analizy numeryczne, obliczenia CFD, optymalizacja kształtu, Ansys Fluent, Adjoint Solver, Multi-Objective Design

Presented is numerical approach method to the fluid dynamic issues with the shape optimization options considered in particular. Attention is paid to an Adjoint Solver calculations subject and optimization of nonparametric shape by free formation of surfaces. Described is a new function (Adjoint Solver beta feature) available in Ansys Fluent R15 software which presents the Multi-Objective Design concept. Effect of a winglet shape on the aerodynamic drag force is analyzed.

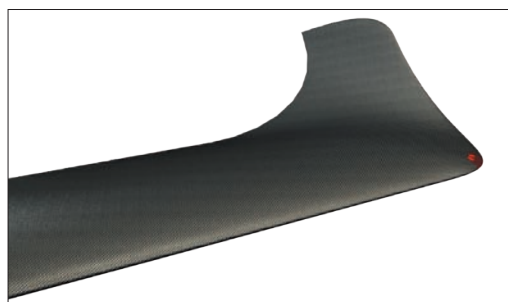
KEYWORDS: numerical analyses, CFD calculations, shape optimization, Ansys Fluent, Adjoint Solver, Multi-Objective Design

Badania numeryczne w zakresie dynamiki płynów są coraz częściej wykorzystywane w wielu gałęziach inżynierii mechanicznej. Wynik symulacji numerycznej starannie zbudowanego modelu obliczeniowego może osiągnąć poprawność zbliżoną do dobrej klasy pomiarów. Bardzo istotna na tym etapie jest łatwość wizualizacji wyników, wyświetlania dyskretnych wartości przepływu w dowolnym punkcie przestrzeni czy dodawania/ujmowania kolejnych zjawisk i oddziaływań. Można w ten sposób prowadzić analizy sprzężone (np. przeplywowo-termiczno-wytrzymałościowe) czy też próby optymalizacji – rozumianej jako działania z użyciem narzędzi matematycznych.

Kompleksowe podejście do zagadnień projektowania i analizy (*robust design optimization* – RDO) uwzględnia nie tylko proces optymalizacji projektu, ale również możliwości produkcyjne, rozkład probabilistyczny wielkości wejściowych (w tym wady materiałowe) czy wskaźnik średniej wadliwości itp.

Celem badań było poprawienie doskonałości aerodynamicznej skrzydła poprzez modyfikację kształtu jego końcówki, tzw. wingletu (rys. 1). W przed-

stawionym przypadku zbadano współczynniki aerodynamiczne dla trójwymiarowego modelu. W tym celu wstępny model geometryczny poddano dyskretyzacji w programie ICEM CFD, a następnie przeprowadzono obliczenia w programie Ansys Fluent. W kolejnym kroku zoptymalizowano kształt końcówki skrzydła w taki sposób, aby efektywnie zwiększyć doskonałość aerodynamiczną – wykorzystując moduł Adjoint Solver, dla różnych kątów natarcia, z zachowaniem wartości siły nośnej na niezmiennym poziomie równoważącym maksymalną masę startową.

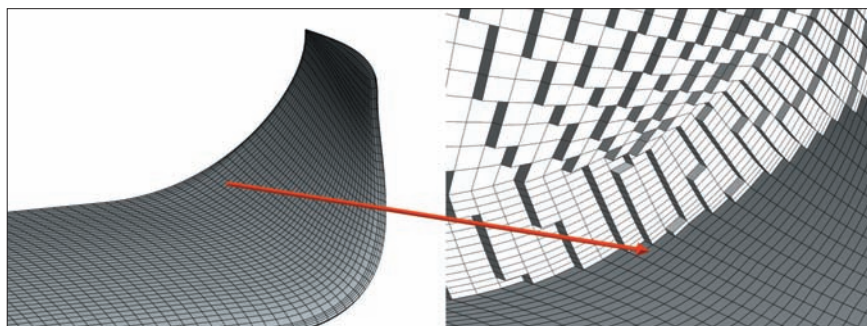


Rys. 1. Kształt wingletu

Modelowanie geometrii i dyskretyzacja

Geometryczny model końcówki skrzydła utworzono dla bezzałogowego samolotu klasy I – Small (według klasyfikacji Joint Doctrine Note 2/11 – JDN 2/11) [7]. Rozpiętość skrzydła wyniosła 6 m, natomiast długość średniej cięciwy odniesienia – 0,4 m. Kształt opracowano techniką modelowania powierzchniowego w oprogramowaniu CAD.

Wygenerowany zbiór geometrii poddano dyskretyzacji w programie Ansys ICEM CFD, wykorzystując technikę blockingu. W ten sposób uzyskano siatkę elementów



Rys. 2. Siatka elementów skończonych do obliczeń Adjoint Solver

* Inż. Mateusz Pawłucki (mateusz.pawlucki@flytronic.pl) – Flytronic spółka z o.o.

skończonych typu QUAD/HEXA (rys. 2). Dodatkowo zapisano historię operacji w postaci pliku *.rpl*, co pozwoliło na generowanie w sposób automatyczny kolejnych siatek elementów skończonych dla innych kątów natarcia. Ze względu na charakterystykę obliczeń Adjoint należało utworzyć siatkę numeryczną w dwóch wariantach zagęszczenia:

- o przeciętnej gęstości dla obliczeń Adjoint z wykorzystaniem turbulentnego modelu Realizable k- ϵ ,
- o wysokiej gęstości dla obliczeń sprawdzających modelem Transition SST.

Turbulentny model Realizable k- ϵ ma charakter bardzo ogólny i przeciętną skuteczność w zagadnieniach aerodynamiki zewnętrznej. Jego utworzenie jest niestety konieczne z punktu widzenia ograniczeń modułu Adjoint Solver. Na etapie badania charakterystyk aerodynamicznych kształtu bazowego oraz na późniejszym etapie weryfikacji kształtu zoptymalizowanego wykorzystano bardziej odpowiedni model Transition SST.

Symulacja CFD rozwiązania bazowego

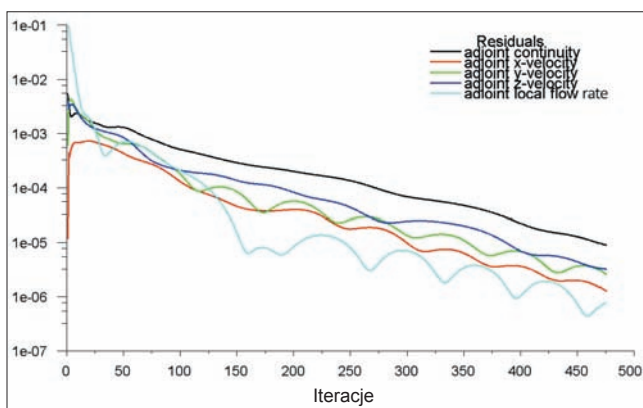
Zgodnie z przyjętą metodyką przeprowadzono symulacje przepływu dla kształtu bazowego na podstawie gęstej siatki elementów skończonych dla kątów natarcia w zakresie od -2 do $+8^\circ$. Model fenomenologiczny zdefiniowano następująco:

- turbulentny model Transition SST,
- medium jako powietrze o stałej gęstości w standardowych warunkach ciśnienia i temperatury,
- prędkość na wlocie domeny: 25 m/s,
- całkowite ciśnienie na wylocie równe ciśnieniu odniesienia: 101 325 Pa.

Ze względu na niskie prędkości przepływu i praktyczny brak ściślności użyty typ solvera to *pressure-based* ze sprężonym polem ciśnień i prędkości (*pressure-velocity coupling*). Dobra jakość siatki elementów skończonych oraz inicjalizacja obliczeń w opcji „Use External – Aero Favorable Settings” pozwoliły na dyskretyzację równań drugiego stopnia od samego początku, bez ryzyka dywergencji obliczeń. Jako kryterium zbieżności ustalono wartość reszt skończonych na poziomie 10^{-4} . Na podstawie obliczeń określonych wcześniej kątów natarcia wyznaczono charakterystyki aerodynamiczne skrzydła, biegunową Lilienthala oraz biegunową prędkości [6]. Uzyskane informacje pozwoliły na wyznaczenie prędkości ekonomicznej i optymalnej płatowca oraz dodatkowo prędkości lotu szybkiego dla samolotu o maksymalnej masie startowej 80 kg. Przy tak określonej masie startowej, postępując się biegunowymi, wyznaczono kąty natarcia dla poszczególnych prędkości.

Obliczenia Adjoint Solver

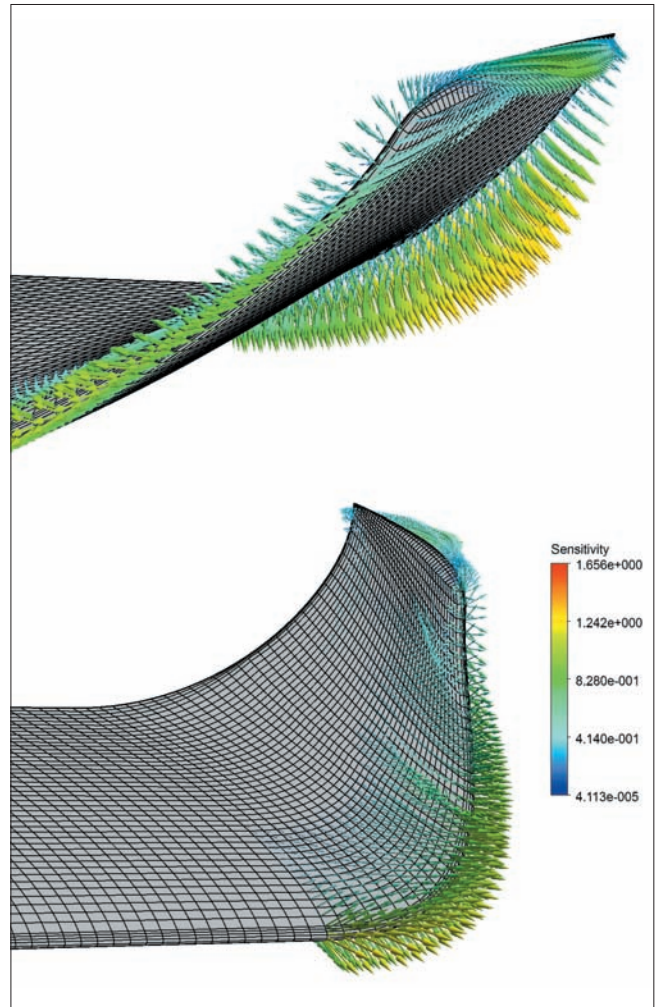
W oparciu o dane w postaci pożądaných prędkości i kątów natarcia ponownie zmodyfikowano geometrię i utworzono siatkę numeryczną o przeciętnej gęstości, preferowaną w turbulentnym modelu Realizable k- ϵ . Następnie przepro-



Rys. 3. Wykres reszt skończonych rozwiązania Adjoint Solver

wadzano obliczenia z wykorzystaniem modułu Adjoint Solver (rys. 3), wyznaczając:

- czułość kształtu na wielkość siły oporu dla prędkości ekonomicznej,
- czułość kształtu na wielkość siły oporu dla prędkości optymalnej (rys. 4),
- czułość kształtu na wielkość siły oporu dla prędkości lotu szybkiego,
- czułość kształtu na wielkość siły nośnej dla prędkości optymalnej.



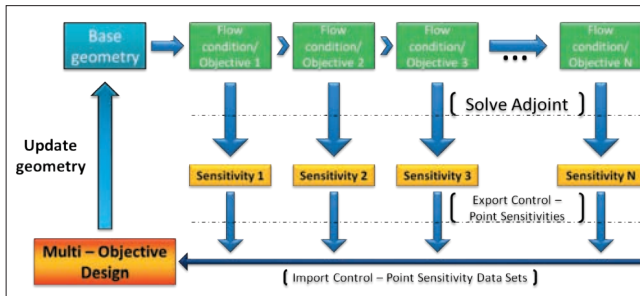
Rys. 4. Czułość kształtu na wielkość siły oporu dla prędkości optymalnej

Multi-Objective Design

Cechą modułu Adjoint Solver jest możliwość optymalizacji kształtu na zasadzie swobodnego formowania (poprzez przesuwanie węzłów ścianki i węzłów sąsiednich z użyciem tzw. punktów kontrolnych) po wyznaczeniu czułości, na jedną i tylko jedną funkcję celu. Rozwiązaniem tego problemu jest narzędzie będące obecnie funkcją beta modułu Adjoint Solver – Multi-Objective Design. Jest ono dostępne po wywołaniu komendy `>(adjoint-enable-beta-features)`. Aktywują się wówczas nowe opcje, m.in.:

- możliwość wyeksportowania czułości (*export sensitivities*),
- Multi-Objective Design.

Jak wynika z przedstawionego schematu (rys. 5), działanie narzędzia Multi-Objective Design opiera się na eksporcie–importcie czułości z poszczególnych rozwiązań Adjoint Solver w celu wyznaczenia czułości wypadkowej. Ponieważ czułość kształtu reprezentuje pole wektorowe, poszczególne rozwiązania mogą być od silnie kooperatywnych, poprzez wzajemnie niezależne, po silnie konfliktowe wobec siebie. Reprezentują to wartości kątów pomiędzy wektorami (rys. 6).



Rys. 5. Schemat optymalizacji kształtu z użyciem Multi-Objective Design (opracowanie autora)

Cooperation and conflicts:	
(sens_v30_aoa3_ad0_dragminX5 <-> sens_v30_aoa3_ad0_liftmaxX1):	139.6 Degrees - Strong conflict
(sens_v30_aoa3_ad0_dragminX5 <-> sens_v30_aoa5_ad0_dragminX4):	20.0 Degrees - Cooperating
(sens_v30_aoa3_ad0_dragminX5 <-> sens_v36_aoa1_ad0_dragminX4):	69.4 Degrees - Weak Cooperation
(sens_v30_aoa3_ad0_liftmaxX1 <-> sens_v30_aoa5_ad0_dragminX4):	145.3 Degrees - Strong conflict
(sens_v30_aoa3_ad0_liftmaxX1 <-> sens_v36_aoa1_ad0_dragminX4):	111.3 Degrees - Weak conflict
(sens_v30_aoa5_ad0_dragminX4 <-> sens_v36_aoa1_ad0_dragminX4):	74.6 Degrees - Weak Cooperation

Rys. 6. Relacje pomiędzy poszczególnymi rozwiązaniami Adjoint Solver

Na dalszym etapie określono wagi poszczególnych rozwiązań oraz globalny współczynnik skali i zmodyfikowano kształt zgodnie z założeniami projektu. Wyznaczone rozwiązanie wykorzystywało turbulentny model Realizable k- ϵ . W związku z tym przeprowadzono serię obliczeń sprawdzających dla zmodyfikowanego kształtu końcówki skrzydła.

Obliczenia sprawdzające

W celu weryfikacji zaimportowano plik .case do programu ICEM CFD i przetransformowano powierzchniowe elementy skończone do postaci powierzchni geometrycznych. W związku z transformacją elementów skończonych do obiektów powierzchniowych następuje pewna strata dokładności geometrii wynikająca z aproksymacji elementami skończonymi. Dla kątów natarcia w zakresie od -2 do $+8^\circ$ ponownie utworzono siatki elementów skończonych o wysokiej gęstości, odpowiadającej wymaganiom modelu Transition SST. Uruchoмимо serię obliczeń dla identycznych warunków brzegowych jak w rozwiązaniu bazowym, wyznaczając pożądane wartości.

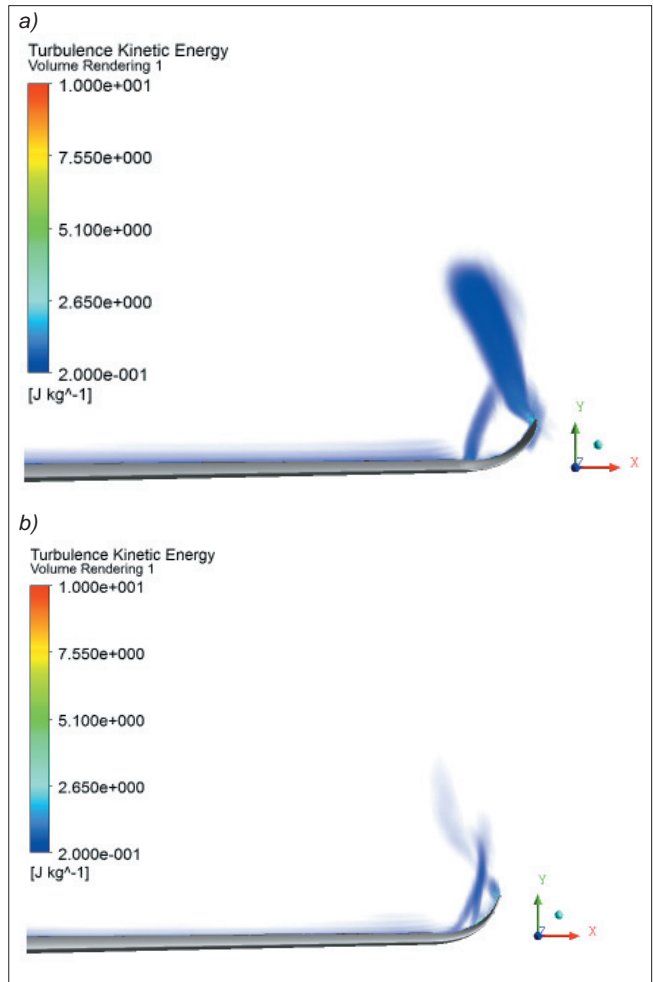
Porównanie wyników uzyskanych dla obydwu rozwiązań wykazało zauważalną poprawę doskonałości aerodynamicznej skrzydła z zachowaniem stałego współczynnika siły nośnej (rys. 7). Sukces optymalizacji został również potwierdzony przez wizualizację wiru indukowanego, ograniczanego przez lepsze oddziaływanie zmodyfikowanej końcówki skrzydła (rys. 8).

	Geometria początkowa	Geometria końcowa	Zmiana [%]
Lift coefficient	0,558179	0,556635	~ -0,28
Drag coefficient	0,010967	0,010773	~ -1,77%
LD Ratio	50,896	51,669	~ +1,52%

Rys. 7. Przykładowe porównanie współczynników aerodynamicznych dla przypadku prędkości optymalnej

Podsumowanie

Pomimo uzyskania dobrych rezultatów w omawianym badaniu trzeba zdawać sobie sprawę z ograniczeń i błędów modułu Adjoint Solver i przynależnych mu funkcji. Największe znaczenie ma duża trudność w uzyskaniu zbieżności obliczeń i prawidłowego zdefiniowania ustawień solvera. Ponadto ograniczony wybór w zakresie obsługiwanych modeli obliczeniowych pozwala na stosowanie tej metody głównie przy



Rys. 8. Energia kinetyczna wiru indukowanego w przypadku prędkości optymalnej w rozwiązaniu: a) bazowym, b) zmodyfikowanym. Turbulentny model Transition SST

podstawowych problemach przepływu. W bardziej skomplikowanych przypadkach zakres działania dostępnych modeli może nie przynieść pożądanych efektów, a wręcz pogorszyć rozpatrywane parametry konstrukcji.

Podstawową zaletą modułu jest natomiast możliwość poprawy kształtu w sposób nieparametryczny. Jest to istotne w sytuacji, gdy liczba parametrów optymalizacji byłaby zbyt duża lub niemożliwe byłoby jej pełne określenie metodą parametryczną.

Podsumowując, należy podkreślić, że aktualnie nie jest możliwe zastosowanie omawianej metody na skalę przemysłową. Znaczące kroki w rozwoju tego typu narzędzi pozwalają jednak wierzyć, że w niedługim czasie inżynierowie dostaną potężne narzędzie, pozwalające nie tylko na efektywną optymalizację, ale wręcz na nowy wymiar jej prowadzenia – taki, w którym jawnie definiowane są jedynie funkcje celu i region działania.

Praca wyróżniona na konferencji Symulacja 2015

LITERATURA

1. Ansys Inc. *Ansys Help*. 2013.
2. Ansys Inc. *Fluent 15.0 Beta Features Manual*. 2013.
3. Elsner J. „*Turbulencja przepływów*”. Warszawa: PWN, 1987.
4. Gryboś R. „*Mechanika Płynów*” (wyd.10). Gliwice: Wydawnictwo Politechniki Śląskiej, 1999.
5. Houghton E. „*Aerodynamics for Engineering Students*” (wyd. 6). Elsevier, 2012.
6. Stafiej W. „*Obliczenia stosowane przy projektowaniu szybowców*”. Warszawa: Politechnika Warszawska, 2000.
7. UK Ministry of Defence. *Joint Doctrine Note 2/11 2011* (JDN 2/11).