Optymalizacja numeryczna otunelowanego napędu śmigłowego

Numerical optimization performed on ducted propeller

MATEUSZ PAWŁUCKI*

DOI: 10.17814/mechanik.2016.7.224
Artykuł wyróżniony na konferencji Symulacja 2016

Artykuł jest podsumowaniem numerycznej optymalizacji łopaty śmigłowej w otoczeniu dyszy przyspieszającej (dyszy Korta). Przedstawione zagadnienia dotyczą wykorzystania metody CFD do analizy tego typu konstrukcji, a także zaawansowanych metod pre- i postprocessingu oraz optymalizacji numerycznej z użyciem algorytmów genetycznych. Celem badań było wyznaczenie parametrów geometrycznych łopaty śmigła otunelowanego w obecności kadłuba o zdefiniowanej geometrii, tak aby zmaksymalizować ciąg statyczny przy zadanych parametrach napędowych na wale silnika.
SŁOWA KLUCZOWE: analizy numeryczne, obliczenia CFD, optymalizacja, Ansys Fluent

This article presents a short summary of the performed numerical optimization of a blade of ducted propeller (Kort nozzle). Presented issues take into consideration applicability of CFD calculations for such devices, advanced pre/postprocessing methods and numerical optimization through genetic algorithms. The main goal of this research was to obtain the best set of geometry parameters of the blade in vicinity of an unmodifiable fuselage such, that the static thrust was maximized at the known parameters as checked on the engine shaft.
KEYWORDS: numerical analyses, CFD calculations, optimization, Ansys Fluent

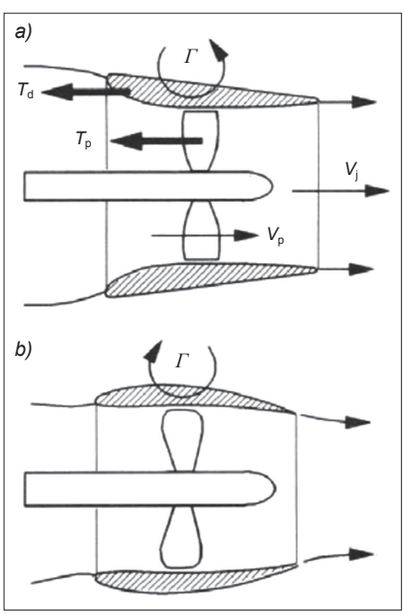
Intensywny rozwój oprogramowania inżynierskiego wykorzystującego algorytmy numeryczne na potrzeby symulacji różnego rodzaju zjawisk fizycznych w połączeniu z ciągłym wzrostem mocy obliczeniowych współczesnych komputerów doprowadził do sytuacji, że w branżach, które bazują na zaawansowanych technologiach, walidacja konstrukcji na etapie projektowania odbywa się z zastosowaniem metod numerycznych. Rzeczywiste testy na prototypie, które wykonuje się obowiązkowo bez względu na szczegółowość modelu numerycznego, w wielu przypadkach ograniczają się do jednej iteracji. Ma to bardzo ważny aspekt ekonomiczny, gdyż koszty testów skomplikowanych urządzeń wielokrotnie przekraczają koszty symulacji. Wysoka jakość urządzeń produkowanych przez konkurencję wymusza zaś uwzględnienie optymalizacji w procesie projektowania.

Klasyczne napędy śmigłowe, które w dużych konstrukcjach lotniczych zostały częściowo wyparte, są powszechnie wykorzystywane w lżejszych samolotach oraz w lotnictwie bezzałogowym. Jest to również podstawowe rozwiązanie w większości konstrukcji, które mogą realizować lot w kierunku pionowym – np. w wiropłatach. Siła ciągu jest wytwarzana wskutek zmiany pędu powietrza w otoczeniu pracującego pędnika. Ta zmiana jest konsekwencją skoku ciśnienia oraz przekazywania energii wału napędzającego do strumienia masy przepływającej przez płaszczyznę śmigła. Pędnik może też pracować w innych stanach niż stan pracy śmigłowej [1].

W przypadku śmigieł otunelowanych dodatkowy element konstrukcyjny w postaci pierścienia przyspieszającego bądź opóźniającego może znacząco zmieniać osiągi i cechy napędu. Na rys. 1 przedstawiono dwa podstawowe typy konstrukcyjne takiego pierścienia. W przypadku konstrukcji typu dysza Korta prędkość strugi w płaszczyźnie dysku roboczego jest wyższa niż w przypadku śmigła pracującego w przestrzeni otwartej. To prowadzi do zwiększenia masowego strumienia przepływającego przez płaszczyznę roboczą śmigła oraz do wzrostu wartości siły ciągu.

Na rys. 1 zaznaczono również kierunek cyrkulacji dla profilu tworzącego pierścień. Ten kierunek – jak wynika z teorii linii nośnej [2] – określa dodatnią bądź ujemną wartość przyrostu ciągu. W omawianym zagadnieniu istotny jest fakt, że bliskie sąsiedztwo pierścienia pozwala na znacznie większe obciążenie końcówki łopaty w stosunku do śmigła pracującego w strumieniu otwartym.

W przypadku pierścienia opóźniającego (*pump-jet*) dochodzi do spadku siły ciągu, a jednocześnie zmniejsza się tendencja do występowania zjawiska kawitacji i obniża się poziom hałasu aerodynamicznego. Ten fakt wykorzystuje się w projektowaniu niektórych konstrukcji specjalnych w branży zbrojeniowej, gdzie funkcjonalność przeważa nad osiągami i sprawnością zamiany energii.



Rys. 1. Rodzaje pierścieni wraz z zaznaczonym kierunkiem cyrkulacji [4]: *a*) śmigło w otoczeniu dyszy Korta, *b*) śmigło w otoczeniu pierścienia opóźniającego, tzw. pump-jet Objaśnienia: Γ – cyrkulacja; T_d, T_p – ciąg wytwarzany odpowiednio na pierścieniu lub śmigle; V_p, V_j – prędkość strumienia masy odpowiednio w płaszczyźnie roboczej lub w dalekim śladzie

* Inż. Mateusz Pawłucki (mateusz.pawlucki@flytronic.pl) – Flytronic sp. z o.o., WB Group

Przepływ informacji w środowisku obliczeniowym

Śmigło w otoczeniu dyszy przyspieszającej zamodelowano w środowisku CAD – Solidworks (rys. 2), a następnie opracowano schemat obliczeń w programie Ansys Workbench.

Określono następujące parametry geometryczne, które w kolejnych krokach optymalizacji ulegały zmianom:

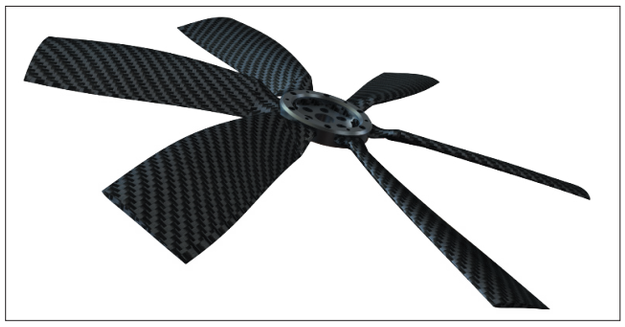
- kąty nastawienia przekroju środkowego i końcowego (dwa parametry),
- cięciwy przekroju środkowego i końcowego (dwa parametry),
- wymiar szczeliny pomiędzy końcówką łopaty a pierścieniem (ze względu na możliwość wystąpienia tzw naprężeń broczących [1]).

Te parametry były dwukierunkowo przesyłane (z wykorzystaniem interfejsu Ansys) pomiędzy programami Solidworks i Ansys Workbench. Najpierw następował import geometrii z programu Solidworks do Ansys Workbench, a następnie nowy zestaw parametrów do przebudowy geometrii był przesyłany z Ansys Workbench do Solidworks. Pomiędzy tymi wymianami danych realizowany był cykl operacji polegających na: przebudowaniu siatki elementów skończonych, przeprowadzeniu obliczeń CFD i wyprowadzeniu parametrów wyjściowych (rys. 3).

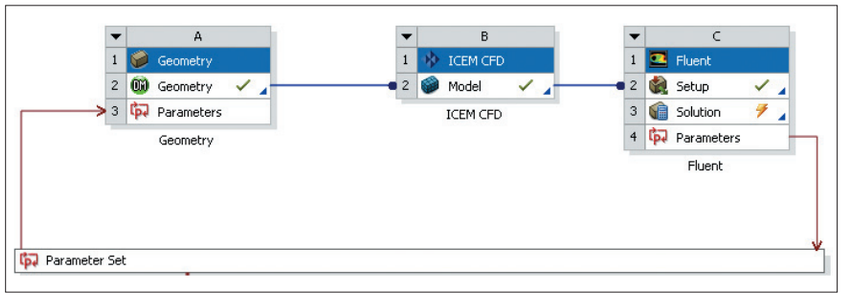
Siatkę elementów skończonych utworzono za pomocą ICEM CFD – narzędzia służącego do dyskretyzacji modeli, wyposażonego m.in. w dwie ważne funkcje:

- modelowanie siatek heksahedralnych na bazie topologii hiperześcianu – tzw. *blocking* (rys. 4),
- możliwość nagrywania skryptu.

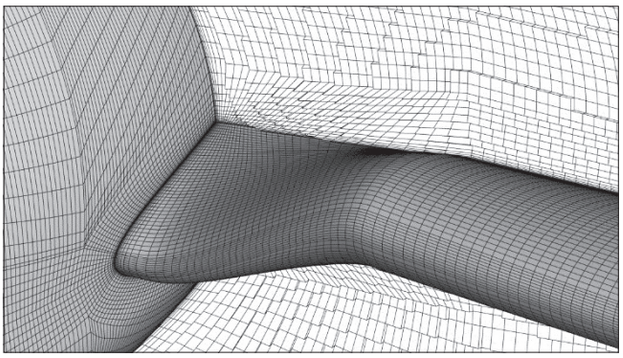
Ponieważ w symulacjach CFD duże znaczenie ma jakość (a nie tylko rozdzielczość) siatki, najbardziej profesjonalnym podejściem, aczkolwiek okupionym długim czasem potrzebnym do zbudowania topologii hipersześcianu odpowiadającego topologii geometrii, jest modelowanie siatek heksahedralnych. W przypadku optymalizacji zastosowanie siatek dających duże błędy dyfuzji numerycznej, zaokrągleń itp., mogłoby doprowadzić do sytuacji, że niepewność symulacji przekroczy wartość



Rys. 2. Model geometryczny śmigła przeznaczonego do pracy w otoczeniu dyszy przyspieszającej



Rys. 3. Przepływ danych w środowisku Ansys Workbench



Rys. 4. Siatka elementów skończonych uzyskana metodą *blocking*. Szare elementy reprezentują ścianki typu QUAD, a białe elementy typu HEXA – objętości skończone płynu w pewnym przekroju

poprawy wynikającej z optymalizacji. Gdy nie ma możliwości zminimalizowania błędów symulacji CFD (w tym wynikających z dyskretyzacji), warto się zastanowić, czy optymalizacja nie doprowadzi do błędnych konkluzji.

Nagrywanie skryptu polega na opisie kolejnych czynności budowy topologii i konwersji do formatu wymaganego dla solvera. Wykonywana automatycznie optymalizacja po wcześniejszym zbudowaniu struktury obliczeń uruchamia tę aplikację w trybie pracy w tle. Wynika to z każdorazowej przebudowy modelu po uaktualnieniu parametrów i konieczności przeprowadzenia dyskretyzacji na nowo.

Zagadnienie przepływu w oprogramowaniu Ansys Fluent rozwiązywano według schematu, który był identyczny dla każdego kroku. Rozwiązywane było podstawowe równanie RANS z uwzględnieniem modelu turbulencji Transition SST, a więc – czterech dodatkowych równań transportu:

- energii kinetycznej turbulencji (k),
- właściwej szybkości dyssypacji (ω),
- intermitencji (γ),
- liczby Reynoldsa odniesionej do grubości straty pędu (Re_θ).

Układ równań jest domykany przez hipotezę Boussinesqa i zagadnienie daje się rozwiązać iteracyjnie [3].

Ponadto w modelu uwzględniono wpływ ściśliwości poprzez dołączenie równania gazu doskonałego. Jako kryterium zbieżności ustalono wartość reszt skończonych na poziomie 2E–4.

Parametry wyjściowe (funkcje celu) były następujące:

- wartość siły ciągu napędu pionowego dla wszystkich elementów typu ścianka (w tym na poszyciu kadłuba),
- wartość momentu dla elementów typu ścianka związanych ze śmigłem.

Efektem omówionych działań był projekt obliczeń wraz ze zdefiniowanymi parametrami wejściowymi oraz wyjściowymi.

Optymalizacja numeryczna

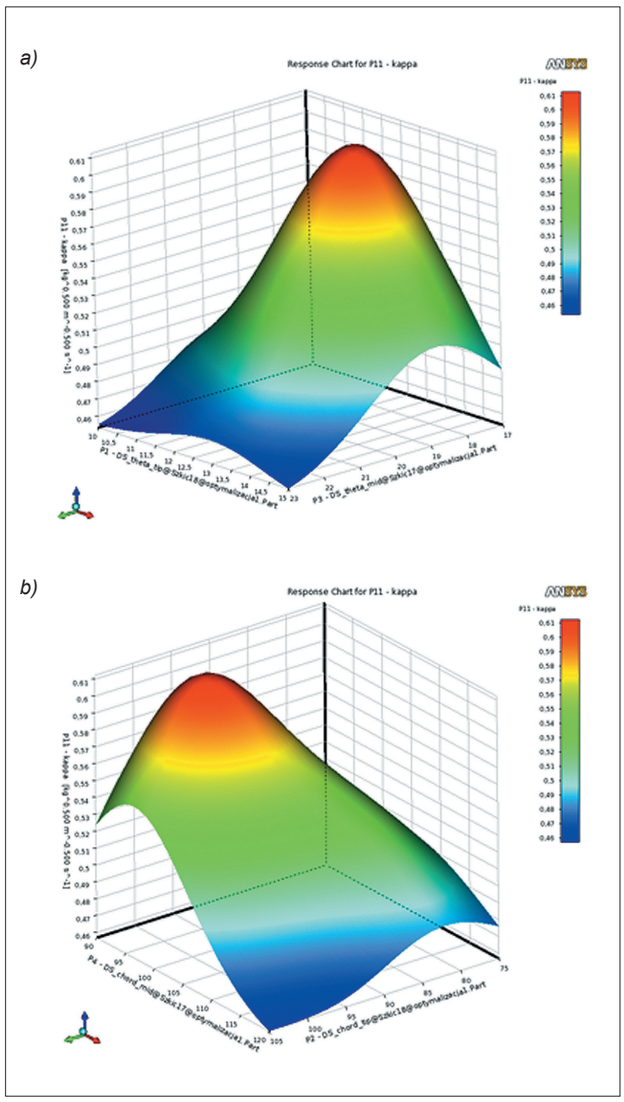
Dość szeroka paleta metod optymalizacji dostępna w Ansys DesignXplorer umożliwiła na tym etapie automatyczne przeliczenie kolejnych zestawów parametrów oraz wyznaczenie optymalnego rozwiązania. Wykorzystano schemat Response Surface Optimization [3]:

- wygenerowanie zestawów parametrów i obliczenie wartości funkcji celu,

- utworzenie powierzchni odpowiedzi,
- przeprowadzenie optymalizacji na podstawie powierzchni odpowiedzi.

Najpierw określono warunki brzegowe optymalizacji (wymiary graniczne), a ponadto parametry wyjściowe (ciąg i moment) połączono (korzystając z definicji sprawności zawisowej [1]) w jeden parametr. Program przygotował zestawy wymiarów, które następnie były przeliczane w kolejnych krokach optymalizacji. Wartości funkcji celu, zapisywane dla każdego cyklu obliczeń, stanowiły jednocześnie punkty, z których na dalszym etapie program utworzył powierzchnię odpowiedzi (rys. 5). Do interpolacji danych pomiędzy rozwiązaniami dyskretnymi zastosowano model regresji nieparametrycznej.

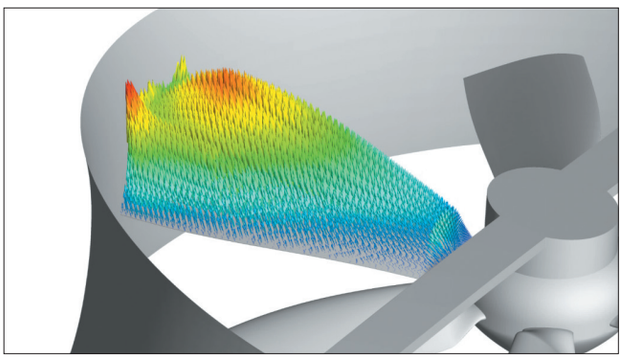
Na ostatnim etapie przeprowadzono optymalizację z użyciem algorytmu genetycznego. Aby spełnić założenia projektu, zdefiniowano zadanie maksymalizacji sprawności zawisowej z jednoczesnym kryterium momentu z zakresu odpowiadającego charakterystyce momentowej silnika elektrycznego. Warto zaznaczyć, że obliczenia prowadzone tą metodą nie są wykonywane przez solvery znajdujące się w pętli projektu obliczeń. Wartości funkcji celu są brane z uprzednio utworzonej powierzchni odpowiedzi.



Rys. 5. Powierzchnia odpowiedzi dla wartości sprawności zawisowej w odniesieniu do: *a*) kątów nastawienia przekrojów, *b*) cięciw w tych przekrojach

Wyniki optymalizacji

Dla finalnego zestawu parametrów przeprowadzono obliczenia sprawdzające. Uzyskany wzrost ciągu przy tej samej wartości mocy na wale silnika napędzającego wyniósł 17% (rys. 6).



Rys. 6. Rozkład wektorów sił na górnej powierzchni łopaty (strona ssąca). Widoczne duże obciążenie końcówki łopaty w wyniku bliskiego sąsiedztwa ściany pierścienia

W celu weryfikacji stworzono model numeryczny odpowiadający pomiarowi parametrów statycznych śmigła na hamowni. Wynik eksperymentu dla kilku parametrów pracy był bardzo dobrze skorelowany z modelem CFD – różnice nie przekraczały 0,5%. Dokładniejsze określenie poziomu błędu wymagałoby jednak oszacowania błędów pomiaru czujników oraz błędu dyskretyzacji modelu (np. poprzez parametr GCI – *grid convergence index*).

Podsumowanie

Dostępne narzędzia obliczeniowe, współpracujące ze sobą wewnątrz jednego środowiska, stwarzają niemal nieograniczone możliwości modelowania i optymalizacji rozwiązań technicznych. W tej pracy przedstawiono jedynie mały fragment tych możliwości.

Programy komputerowe pozwalające na rozwiązywanie zagadnień z pogranicza wielu dziedzin fizyki (symulacje sprzężone) czy optymalizację konstrukcji ze względu na różne typy funkcji celu (przepływowe, elektromagnetyczne, wytrzymałościowe) są dziś wykorzystywane przez większość czołowych firm z branży zaawansowanych technologii.

Obecne narzędzia optymalizacji umożliwiają uwzględnianie rozkładu statystycznego parametrów wejściowych. Można więc wziąć pod uwagę np. odchyłki produkcyjne, odchyłki parametrów materiałowych czy zmienność warunków brzegowych oraz usunąć rozwiązania zbyt czułe z przestrzeni rozwiązań.

Przedstawiona praca potwierdza opłacalność stosowania symulacji komputerowych i narzędzi optymalizacji, po które firmy sięgają coraz chętniej.

LITERATURA

1. Strzelczyk P. „*Wybrane zagadnienia aerodynamiki śmigieł*". Rzeszów: Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, 2011.
2. Houghton E. "*Aerodynamics for Engineering Students*". 6th ed. Elsevier, 2012.
3. Ansys Inc., Ansys Help, 2013.
4. Lewis R.I. "*Turbomachinery performance analysis*". Nowy Jork: Wiley, 1996.