

# Wykorzystanie komercyjnego kodu CFD w aerodynamicznych badaniach samolotów bezzałogowych klasy mini-UAV

## Application of commercial CFD software for aerodynamic studies of unmanned airplanes class mini-UAVs

MATEUSZ PAWŁUCKI \*

DOI: 10.17814/mechanik.2015.8-9.496

Omówiono zastosowanie obliczeń CFD w symulacjach aerodynamicznych na przykładzie samolotu bezzałogowego. Przedstawiono: przykład optymalizacji metodą *adjoint* dla przepływu 2D, tworzenie siatki w programie ICEM CFD z wykorzystaniem metody *blocking*, ocenę jakości siatki i kryteria jej zagęszczania, model fenomenologiczny utworzony w programie Ansys Fluent, wyniki analizy i wnioski dotyczące możliwości dalszego przetwarzania wyników symulacji oraz korzyści ze stosowania opisanej metody. **SŁOWA KLUCZOWE:** analiza aerodynamiczna, obliczenia CFD, metoda *blocking*, ocena jakości siatki

*Discussed are feasibilities of using CFD calculation exercise in aerodynamic simulations by the example of an unmanned airplane. Presented are the following practical examples: adjoint optimization of 2D flow, ICEM CFD meshing procedure with use of blocking method involving mesh excellence assessment with reference to the density criteria, phenomenological model created in Ansys Fluent. Presented are the of results and conclusions, as well as prospects of further processing of the simulation results. Enumerated are benefits expected from using the described method.*  
**KEYWORDS:** aerodynamics analysis, CFD calculations, blocking method, mesh excellence

Wraz z rozwojem komputerowych technik obliczeń inżynierskich (CAE) od wielu lat rośnie też udział tych metod w procesie projektowo-konstrukcyjnym oraz optymalizacji produktów i technologii. Jest to efektem dobrej korelacji wyników komputerowych z wynikami testów w środowisku rzeczywistym, przy znacznie niższych kosztach analiz numerycznych. Komputerowe metody obliczeń w zakresie dynamiki płynów (CFD – *computational fluid dynamics*) doczekały się bardzo precyzyjnego opisu matematyczno-statystycznego i od dawna odgrywają ważną rolę w weryfikowaniu i optymalizowaniu konstrukcji.

Wykorzystując w procesie projektowym jedno z najbardziej zaawansowanych narzędzi numerycznych, przeprowadzono analizę aerodynamiczną samolotu bezzałogowego klasyfikowanego jako mini-UAV. Celem przedstawionych badań było określenie podstawowych parametrów aerodynamicznych. Ponadto badania umożliwiły weryfikację położenia środka masy, zapewniającego uzyskanie stabilności podłużnej. Otrzymane wyniki są ważną przesłanką podejmowanych dalej decyzji konstrukcyjnych.

Obecnie poszycia samolotów bezzałogowych (rys. 1) są wytwarzane z materiałów kompozytowych. Wewnątrz platformy latającej znajdują się napęd oraz liczne urządzenia elektroniczne, dzięki którym może ona działać w pełni autonomicznie. Algorytmy implementowane do układów elektronicznych, głównie do układu autopilota, odpowiadają za zdolność adaptacji samolotu do warunków zewnętrznych, optymalne wykorzystanie energii oraz procedury awaryjne. Ponadto w zależności od przeznaczenia samolotu na jego pokładzie znajdują się urządzenia dodatkowe – np. głowice obserwacyjne czy radary.

Rys. 1. FlyEye – przykład bezzałogowej platformy latającej typu mini-UAV (źródło: Flytronic)



### Dobór profili lotniczych

Konstrukcję bezzałogowego statku powietrznego każdorazowo opracowuje się pod konkretne wymagania. Do zadań konstruktorów zajmujących się geometrią poszycia samolotu należą m.in.: dobór układu aerodynamicznego, określenie gabarytów, dobór profili lotniczych na elementy nośne.

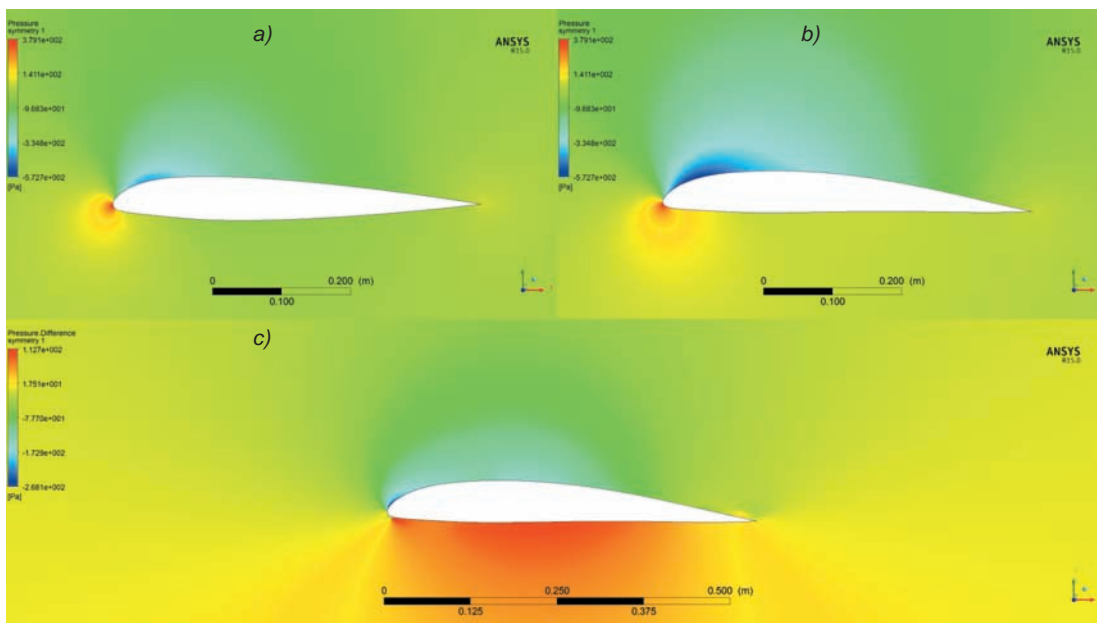
Profile lotnicze dobiera się na podstawie szczegółowego porównania charakterystyk aerodynamicznych, które zazwyczaj można znaleźć w ogólnie dostępnych źródłach [1]. Inną metodą jest przeprowadzenie serii dwuwymiarowych analiz CFD. Wymaga to większego nakładu pracy, lecz otrzymana baza porównawcza ma większą wartość merytoryczną (ze względu na konsekwentne stosowanie we wszystkich analizach tych samych warunków brzegowych, wynikających z założeń projektu).

Na tym etapie warto przeprowadzić optymalizację kształtu. W programie Ansys Fluent wykonano przykładowo taki zabieg, wykorzystując moduł Adjoint Solver. W wyniku przesunięć węzłów ścianki program wygenerował nowy, lepszy – według danego kryterium oceny (w tym przypadku dążono do maksymalizacji stosunku współczynnika siły nośnej do współczynnika siły oporu) – kształt.

Należy przypomnieć, że moduł Adjoint Solver nie obsługuje modeli turbulencji dla zagadnień opływu zewnętrznego, tj. dla modelu  $k-\omega$  i jego modyfikacji, tj.  $k-\omega$  SST oraz SST Transition. Z tego względu zastosowano model Realizable  $k-\epsilon$  (*standard wall function*), a następnie sprawdzano zmodyfikowaną geometrię modelem SST Transition [2]. Na rys. 2 przedstawiono porównanie map ciśnień dla profilu NACA 23012 i jego modyfikacji. Dotyczyła ona przepływu nieściśniewego o prędkości 25 m/s i dla kąta natarcia profilu 3°.

Predykcję kształtu prowadzono w dwóch iteracjach z użyciem modelu Realizable  $k-\epsilon$ , natomiast w obliczeniach sprawdzających, ze względu na stosunkowo niewielką liczbę Reynoldsa, zastosowano model SST Transition. Uzyskano

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



Rys. 2. Porównanie rozkładu ciśnień dla profilu NACA 23012 (a) z jego modyfikacją (b) oraz bezwzględna różnica ciśnień (c)

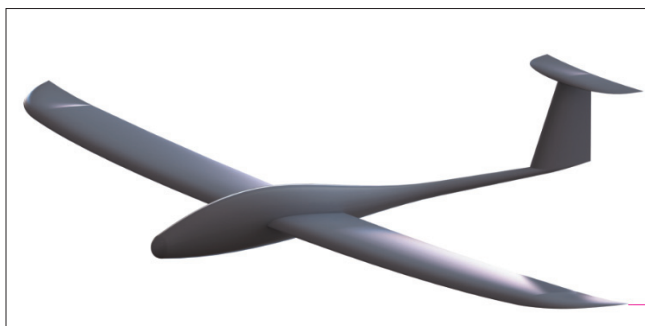
wzrost doskonałości aerodynamicznej tego profilu wynoszący ok. 93% (z 54,61 do 105,5), a ponadto – wyraźne odsunięcie obszaru przejścia laminarnej warstwy przyściennej w turbulentną w kierunku krawędzi spływu.

### Trójwymiarowy model poszycia – sformułowanie zadania (*preprocessing*)

Obliczenia dla trójwymiarowego modelu geometrycznego wykonano z użyciem tego samego zestawu narzędzi co w przypadku modelu 2D. Przestrzenne zadanie przepływu ma pełniejszy charakter ze względu na dodatkowe równanie pędu reprezentujące trzeci wymiar.

Geometryczny model analizowanego poszycia, pokazany na rys. 3, to wynik pierwszego etapu pracy konstruktora mechanika, stanowiący jedną z danych wejściowych do symulacji CFD. Taki model, zanim zostanie poddany analizie numerycznej przez tzw. solver, musi przejść określone transformacje do wymaganej postaci. Przede wszystkim konieczne jest przekształcenie modelu geometrycznego w siatkę elementów skończonych. W tym momencie warto dokonać uproszczeń geometrii modelu, które ułatwią i przyspieszą analizę, a więc np. usunąć nieistotne szczegóły geometryczne (takie jak otwory i pogłębienia) oraz – jeśli to możliwe – wykorzystać fakt symetrii czy powtarzalności.

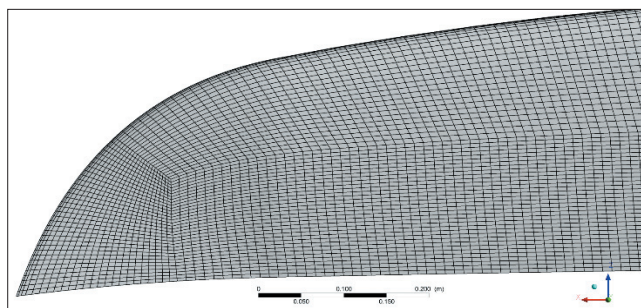
Siatkę elementów skończonych przygotowano w programie Ansys ICEM CFD, modelując przestrzeń otaczającą analizowaną geometrię. Dyskretyzację przestrzeni uzyskano metodą *blocking*, w której podstawowym problemem jest uzyskanie zgodności topologicznej między hipersześcianem a obszarem geometrii. Aby ją uzyskać, należy opracować odpowiednią strategię podziału hipersześcianu, a następnie rzutować przynależne do niego elementy (wierzchołki, krawędzie i ściany) na odpowiednie obiekty geometryczne



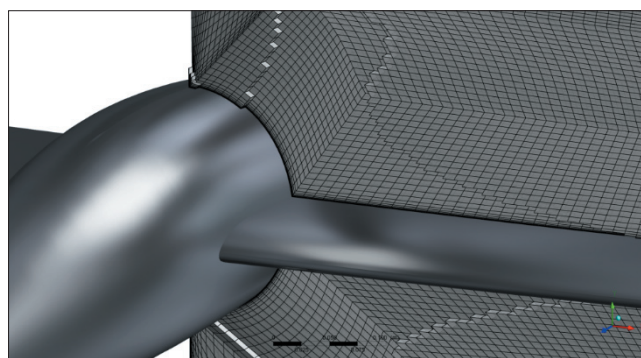
Rys. 3. Model geometryczny samolotu bezzałogowego

(punkty, krzywe i powierzchnie). Dzięki zastosowaniu metody *blocking* udało się w tym przypadku otrzymać wysokiej jakości siatkę MES (tabl. I, rys. 4 i 5).

W przypadku analiz CFD dyskretyzacja przestrzeni za pomocą elementów heksahedralnych przynosi wiele korzyści, jak:



Rys. 4. Rozkład elementów typu QUAD na górnej powierzchni skrzydła



Rys. 5. Rozkład elementów typu HEXA w pewnym przekroju przez skrzydło

TABLICA I. Parametry siatki [2]

Ortogonalność elementu: Min (Mean) Orthogonal Quality	0,098 (0,911)
Stosunek proporcjonalności wymiarów elementu: Max (Mean) Aspect Ratio – Fluent	141 (13,2)
Wyznacznik jakości elementu (dodatni – element prawidłowy): Min (Mean) Determinant 3 × 3 × 3	0,45 (0,978)
Skośność elementu: Min (Mean) Skew	0,123 (0,914)
Typ elementów 2D	QUAD (100%)
Typ elementów 3D	HEXA (100%)

- minimalizowanie błędów obliczeń wynikających z dyfuzji numerycznej (gdy przepływ ma charakter „wzdłuż elementu” – przepływ „w skos elementu” daje podobny błąd dyfuzji numerycznej jak dla elementów tetrahedralnych),
- mniejsza ilość potrzebnych zasobów obliczeniowych,
- szybsze uzyskiwanie zbieżności obliczeń.

Ponadto gotowe konfiguracje hipersześcianu można wykończyć do wygenerowania siatki dla modeli podobnych, co ma zasadnicze znaczenie dla optymalizacji parametrycznej czy pracy z modelem w różnych konfiguracjach geometrycznych. Wadą tej metody jest duża czasochłonność w porównaniu z algorytmami automatycznego generowania siatki.

Ostatecznie model składał się z 34 000 000 elementów skończonych, co było efektem lokalnego zagęszczania siatki, przeprowadzonego w dwóch etapach:

- dla warunków symulacji wyliczono (dla modelu turbulencji SST Transition i przyjętej wartości bezwymiarowego współczynnika odległości ściany  $Y^+ \approx 1,5$ ) wysokość elementów w pierwszej warstwie przyściennej, a następnie zagęszczano siatkę tak, aby uzyskać dla niej satysfakcjonujące parametry prostopadłości (Orthogonal Quality  $> 0,05$ ) oraz proporcji (Aspect Ratio – Fluent  $< 300$ );
- przygotowano trzy siatki o identycznej topologii, lecz o różnym stopniu zagęszczenia (pierwsza składała się z 15 000 000, druga – z 23 000 000, a trzecia – z 34 000 000 elementów), model przeliczono, używając każdej z nich, i w ten sposób wyznaczono GCI (*grid convergence index*) [3] dla dwóch wynikowych wartości – współczynnika siły nośnej i współczynnika siły oporu (tabl. II).

TABLICA II. Wartości GCI

Siatka MES*	Mesh(15)	Mesh(23)	Mesh(34)	GCI <sub>23–34</sub> , %
Współczynnik siły nośnej	0,20084	0,20635	0,20879	1,16
Współczynnik siły oporu	0,01009	0,01059	0,01078	1,34

\* W nawiasie podano liczbę elementów skończonych (w milionach)

Z tabl. II wynika, że dalsze zagęszczanie siatki nie ma większego sensu, gdyż powoduje tylko nieznaczny zmianę wyniku obliczeń. Uzyskano więc wynik niezależny od gęstości siatki. Stosując ekstrapolację Richardsona, można wyznaczyć wartości współczynników siły nośnej i siły oporu dla modelu o nieskończonej liczbie elementów siatki.

Wygenerowano plik wsadowy i wczytano go do programu Ansys Fluent. Dołączono model turbulencji SST Transition, który daje znakomitą dokładność symulacji aerodynamicznych, zwłaszcza dla relatywnie małych liczb Reynoldsa. Model ten pozwala wyznaczyć profil prędkości w całej grubości warstwy przyściennej oraz obszar przejścia warstwy laminarnej w turbulentną.

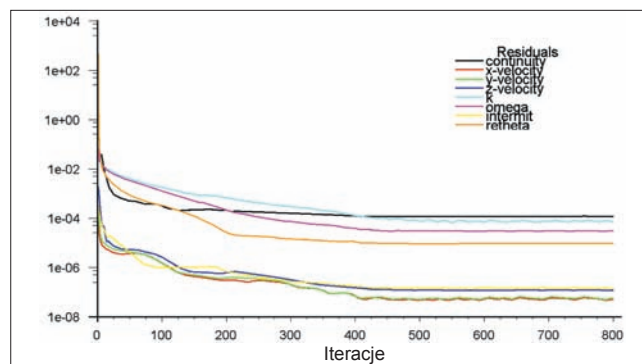
W analizowanym przypadku medium stanowiło powietrze w standardowych warunkach ciśnienia i temperatury oraz o stałej gęstości. Rozpatrywanie powietrza jako modelu gazu doskonałego nie jest zasadne ze względu na niskie prędkości przepływu i praktycznie brak ściśliwości.

Zdefiniowano warunki brzegowe. Wlot domeny opisano warunkiem typu „velocity – inlet”. Prędkość napływu niezaburzonego wynosiła 20 m/s w kierunku normalnym do płaszczyzny wlotu, intensywność turbulencji – 1%, intermitencja – 1, a współczynnik lepkości turbulentnej – 10 (domyślnie). Wylot domeny zdefiniowano warunkiem typu „pressure – outlet”. Wymuszone ciśnienie na wlocie wynosiło 0 Pa (wypływ swobodny) w stosunku do ciśnienia odniesienia 101 325 Pa,

intermitencja strugi powracającej do domeny była równa 1, a intensywność turbulencji – 1%. Ponadto określono warunek brzegowy symetrii w płaszczyźnie symetrii samolotu. Pozostałe granice domeny opisano warunkiem ścianki o zerowym ciśnieniu ścinania (idealny poślizg, brak gradientu prędkości). Powierzchnię poszycia zdefiniowano jako ściankę o zerowym poślizgu (domyślnie).

## Obliczenia

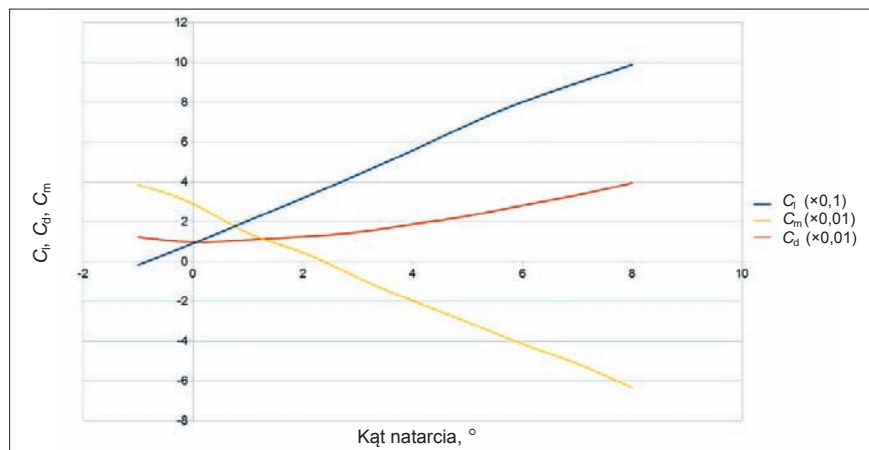
Przed rozpoczęciem obliczeń wybrano typ pracy solvera jako sprzężony oraz dyskretyzację równań drugiego rzędu. Liczba Couranta została obniżona do 20, aby zapewnić większą stabilność obliczeń. Kryterium ich zakończenia było residuum na poziomie  $10^{-4}$ . Wykres reszt skończonych przedstawia rys. 6.



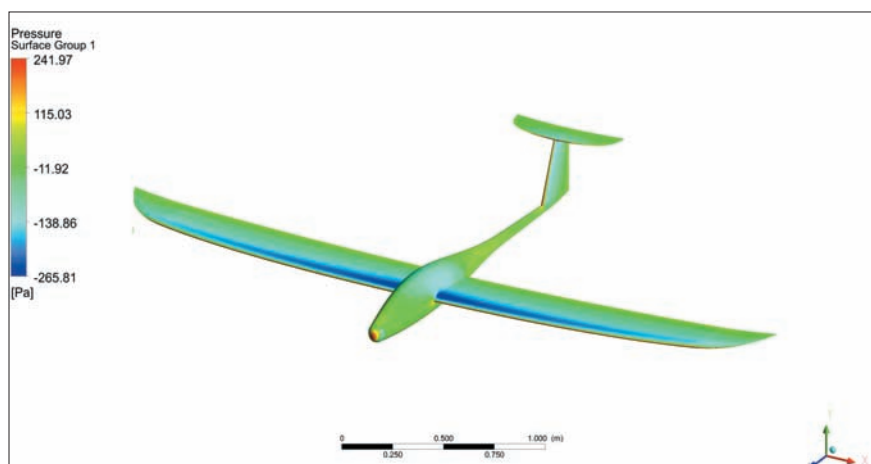
Rys. 6. Wykres reszt skończonych (*residuals*) reprezentujący przebieg zbieżności równań (*continuity*), pędu w poszczególnych osiach układu kartezjańskiego (*x-velocity*, *y-velocity*, *z-velocity*) oraz modelu turbulencji SST Transition (*k*, *omega*, *intermit*, *retheta*)

## Omówienie wyników (*postprocessing*)

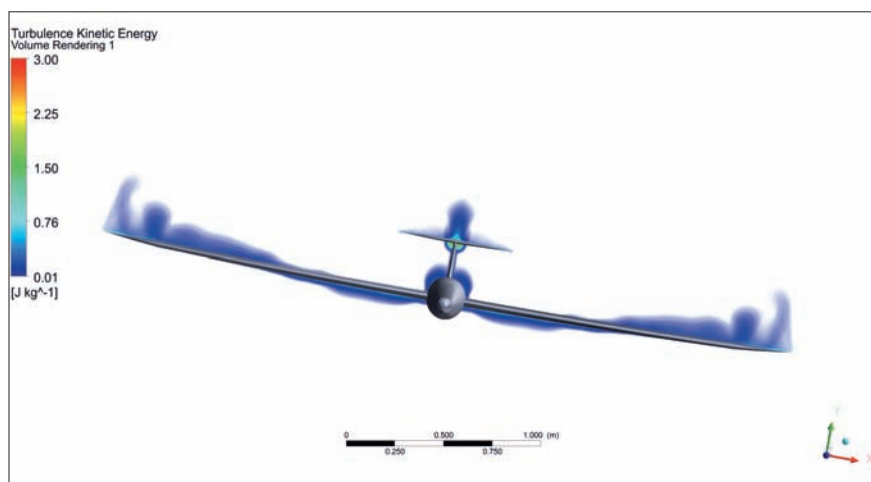
Po przeprowadzeniu serii obliczeń dla poszycia samolotu, przyjmując różne kąty natarcia, zbudowano wykresy współczynników aerodynamicznych (rys. 7). Dane te umożliwiają przewidywanie zachowania się konstrukcji w locie, są użyteczne przy tworzeniu algorytmów sterowania i stanowią jakościowy wskaźnik konstrukcji. Współczynnik momentu aerodynamicznego, obliczony dla środka ciężkości w  $\frac{1}{4}$  długości średniej cięciwy odniesienia, ma charakter malejący, gdyż zgodnie z powszechną praktyką przyjmuje się dodatni moment jako zadzierający. Wynika to z faktu, że dla tak usytuowanego środka ciężkości samolot spełnia kryterium samostateczności [4]. Rozkłady ciśnienia statycznego (rys. 8) pozwalają odwzorować obciążenie powierzchni nośnych na potrzeby doświadczalnych prób wytrzymałości. Inne wybrane wielkości zobrazowano na rys. 9 i 10.



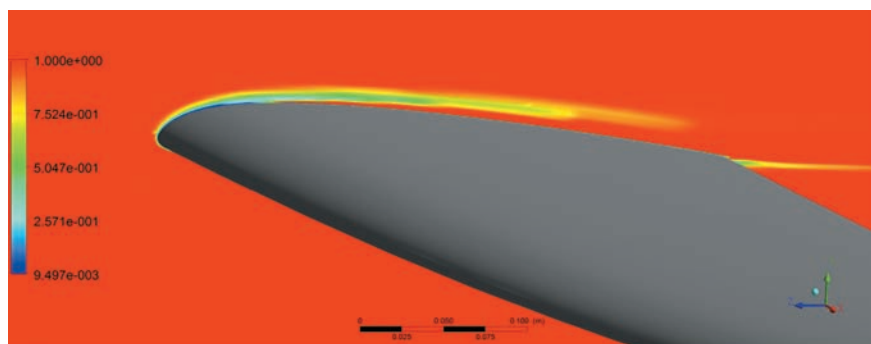
Rys. 7. Wykresy podstawowych współczynników aerodynamicznych. Współczynnik siły nośnej ( $C_l$ ), współczynnik siły oporu ( $C_D$ ) i współczynnik momentu aerodynamicznego (względem osi poprzecznej samolotu) do postaci bezwymiarowej, tj. niezależnionej od prędkości lotu. Wartości w nawiasach legendy wykresu określają mnożnik przyjęty dla poszczególnych wartości



Rys. 8. Rozkład ciśnienia statycznego na poszyciu samolotu dla kąta natarcia  $1^\circ$



Rys. 9. Turbulencje powstające za opływającym poszyciem samolotu dla kąta natarcia  $1^\circ$



Rys. 10. Intermitencja w warstwie przyściennej ukazująca przejście warstwy laminarnej w turbulentną

## Podsumowanie

Analizy numeryczne dostarczają ważnych informacji o tym, jak (w pewnym przybliżeniu) zachowa się rzeczywisty obiekt. Na ich podstawie można wprowadzać ulepszenia w projekcie, a przy okazji uniknąć błędnych decyzji. Optymalizacja parametryczna pozwala na pełne wykorzystanie potencjału projektowanej konstrukcji, a jednocześnie na zachowanie relatywnie krótkiego czasu jej wdrożenia.

## LITERATURA

1. Abbott I.H., Von Doenhoff A.E. „*Theory of wing sections*”. Nowy Jork: Dover Publications Inc., 1959.
2. „*Ansys FLUENT Documentation*”. Ansys Inc., 2013.
3. Roache P.J. „Perspective: A method for uniform reporting of grid refinement studies”. *Journal of Fluids Engineering*. Vol. 116, No. 3 (1994): pp. 405–413.
4. Stafiej W. „*Obliczenia stosowane przy projektowaniu szybowców*”. Warszawa: Politechnika Warszawska, 2000. ■