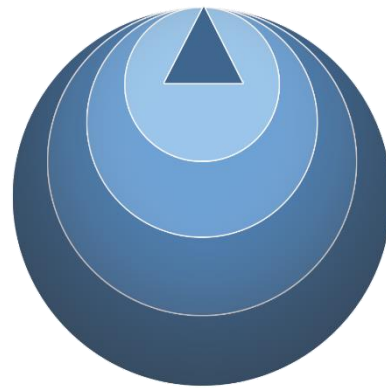


Analiza numeryczna opływu samolotu AT-6

dla **AT-P Aviation Sp. z o.o.**

mgr inż. Łukasz Mazurkiewicz

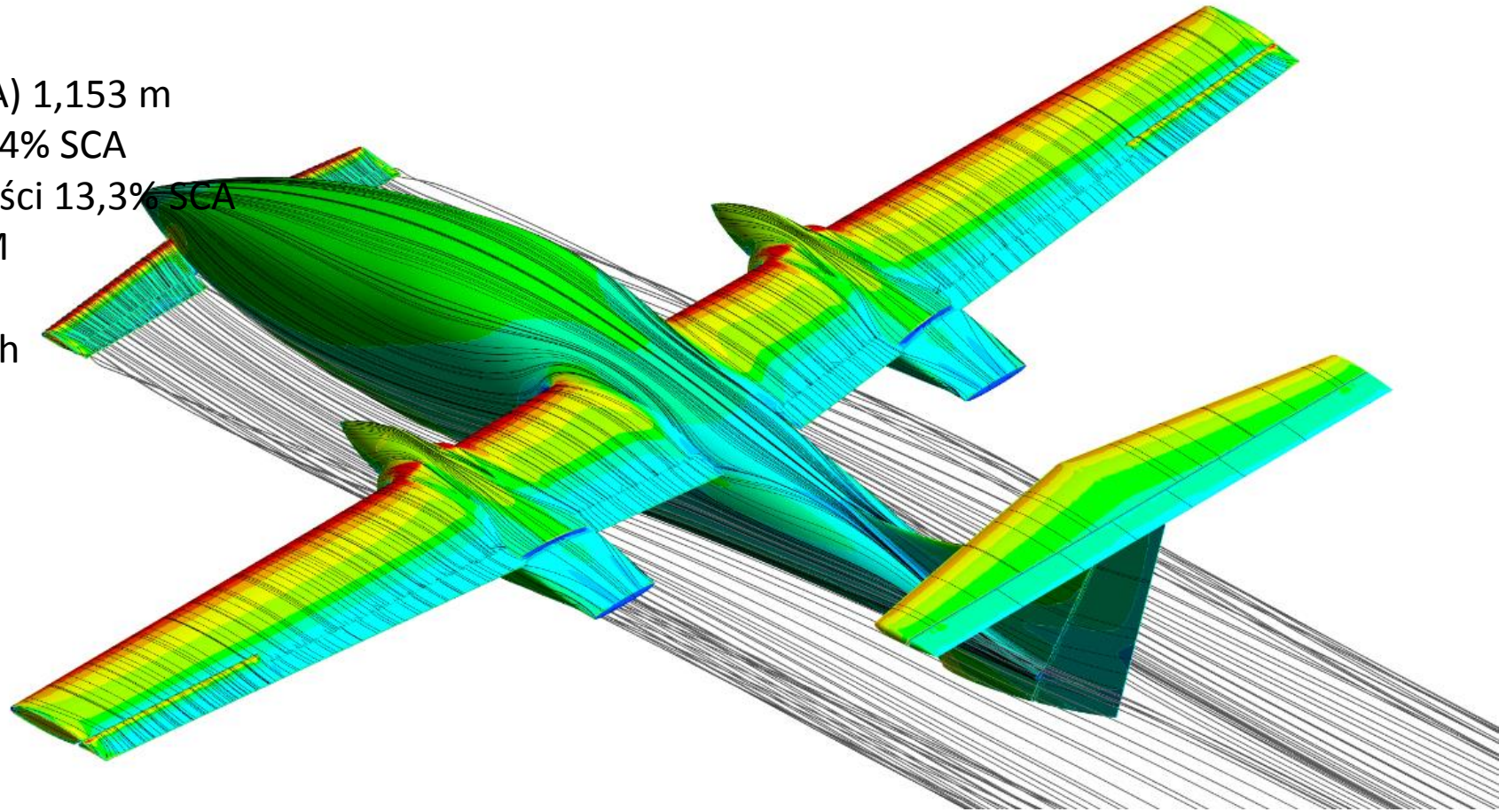
lukasz.mazurkiewicz@flow-look.eu



FLOW-LOOK
aerodynamic engineering

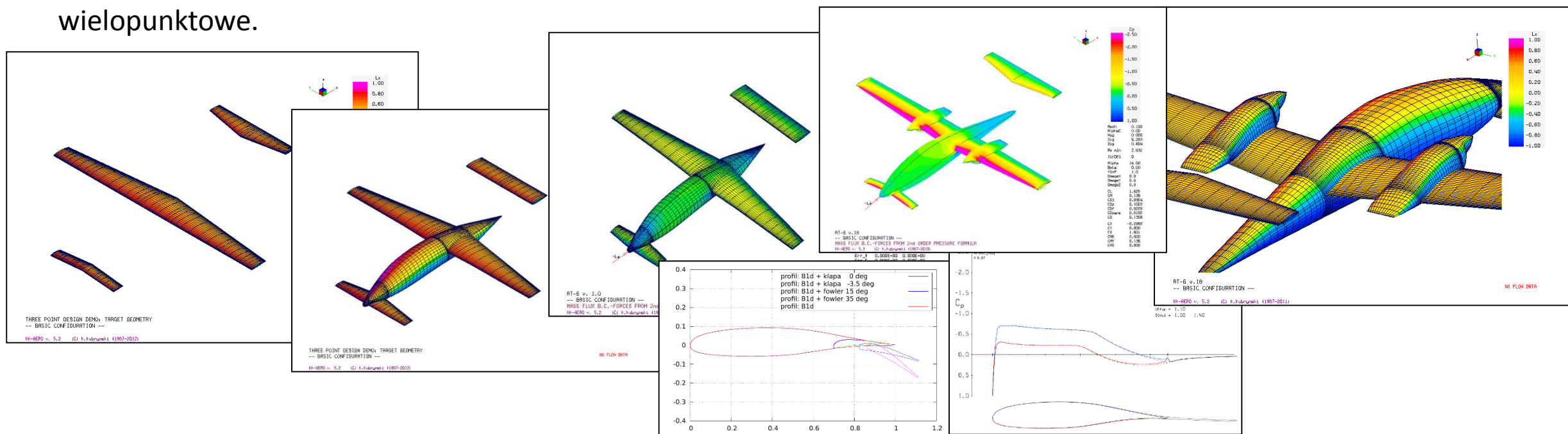
Założenia i dane ogólne samolotu AT-6:

- Masa samolotu 1280 kg
- Powierzchnia odniesienia 12,43 m²
- Rozpiętość 11 m
- Średnia cięciwa aerodynamiczna (SCA) 1,153 m
- Typowe położenia środka ciężkości -14% SCA
- Skrajne tylne położenie środka ciężkości 13,3% SCA
- Dwa silniki Rotax o mocy max 115 KM
- 4 miejscowy
- Prędkość maksymalna około 300 km/h
- Prędkość minimalna 90 km/h



Projekt aerodynamiczny – dr hab. inż. Krzysztof Kubryński

- Projektowanie i optymalizacja trójwymiarowego układu samolotu realizowane były w oparciu o pakiet **KK-AERO**, bazujący na metodzie panelowej z uwzględnieniem silnego oddziaływania warstwy przyściennej i przepływu nielepkiego (w tym z oderwaniem). Pakiet umożliwia również projektowanie odwrotne i optymalizacje wielopunktowe.

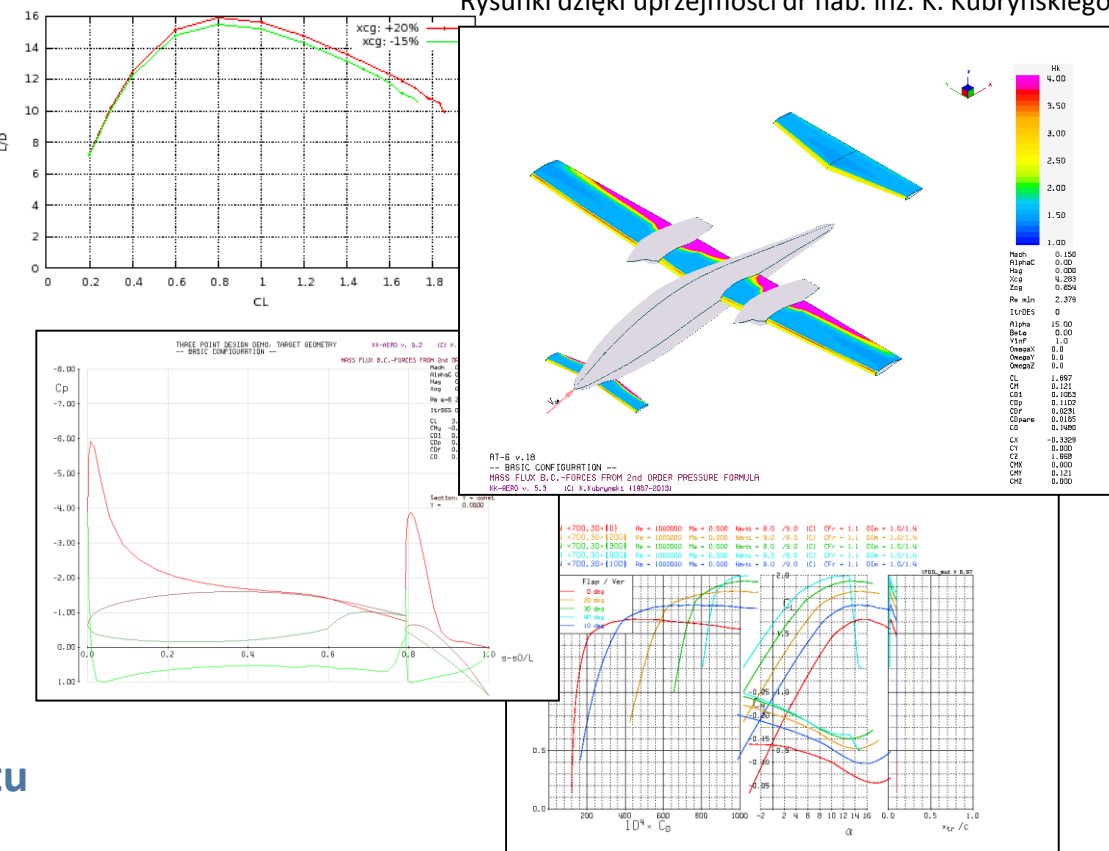


- Ze względu na złożoność oddziaływania płata przedniego oraz gondol silnikowych na płat główny, finalną analizę opływu i weryfikację projektu postanowiono wykonać w oparciu o bardziej zaawansowane metody w programie ANSYS CFX

Przebieg projektowania aerodynamicznego (K. Kubryński)

- **Wstępny projekt aerodynamiczny** – układ 3 powierzchni nośnych
 - najdłuższy etap projektowania
 - wiele wariantów,
 - optymalizacja skręceń płatów i wychyleń steru wysokości,
 - minimalizacja oporu indukowanego i wyważenia,
 - optymalizacja geometrii kadłuba,
 - Projekt bazowego profilu skrzydła.
- **Projekt i optymalizacja profili skrzydła i płata przedniego**
 - W oparciu o programy XFOIL i MSES
- **Szczegółowy projekt aerodynamiczny ostatecznej wersji samolotu**
 - W oparciu o program KK-AERO
 - Integracja gondol silnikowych, finalna optymalizacja skręceń płata w celu minimalizacji oporu indukowanego
 - Weryfikacja i analiza opływu w ANSYS CFX, modyfikacje i poprawa geometrii w KK-AERO wykorzystując metody projektowania odwrotnego.

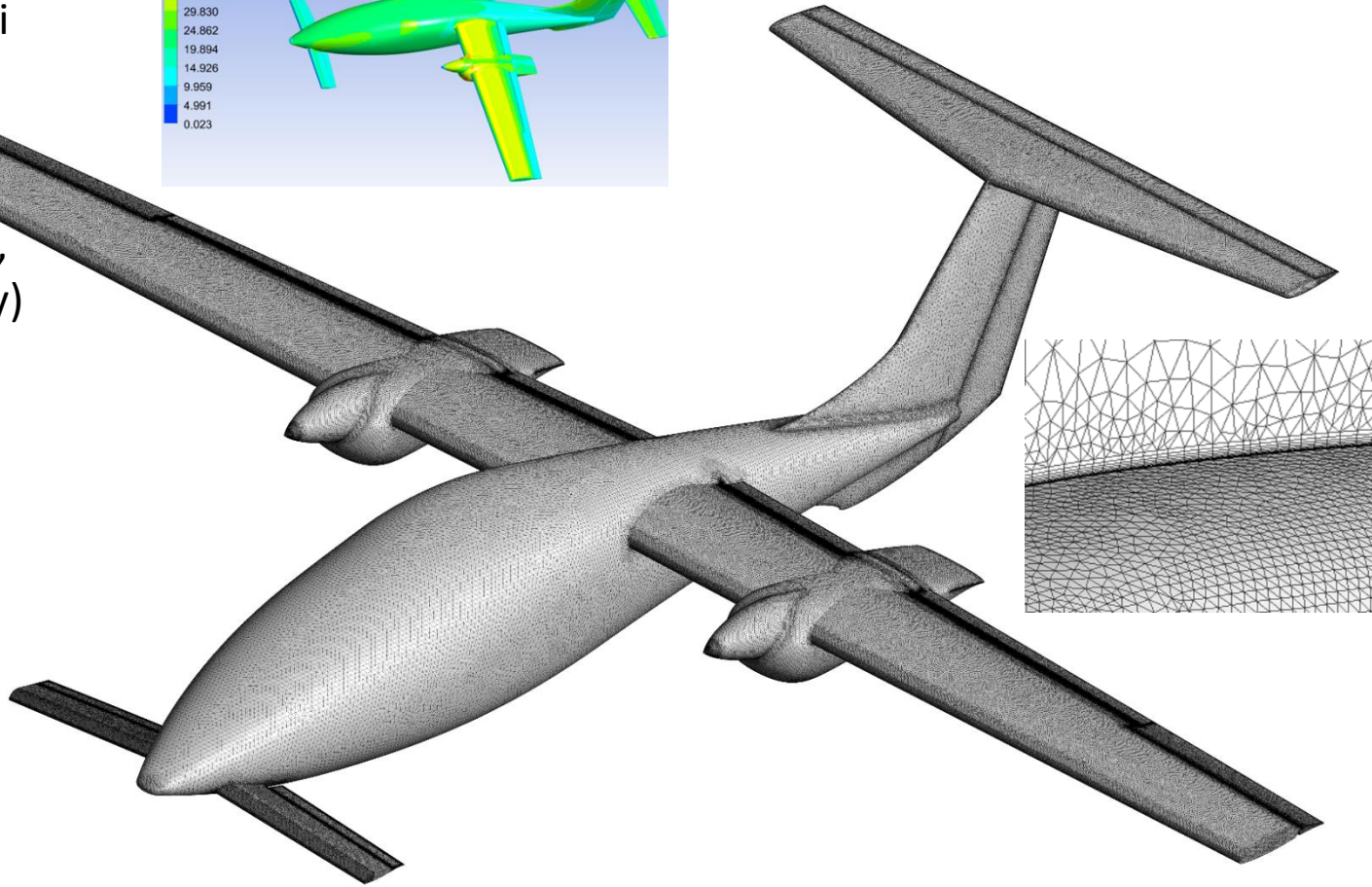
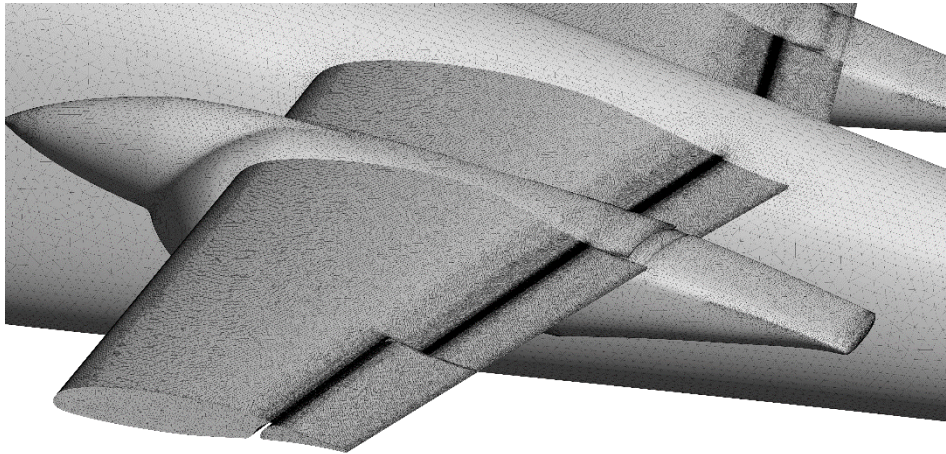
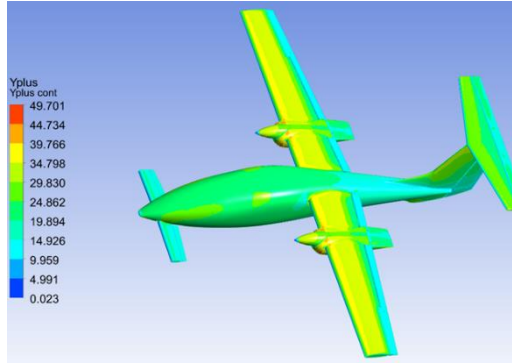
Rysunki dzięki uprzejmości dr hab. inż. K. Kubryńskiego



Conference SymKom 2015

Założenia do analizy numerycznej:

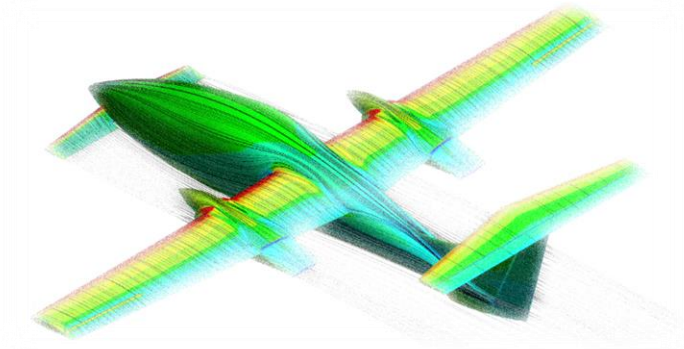
- Przepływ turbulentny, ustalony.
- Model turbulencji: SST CC
- zmienna liczba Reynoldsa odpowiadająca prędkości lotu.
- Siatki niestructuralne typu tetra/pryzma.
- Wysokość pierwszej warstwy pryzmy 0,01-0,06 mm, współczynnik przyrostu 1,3 (max. 17 warstw pryzmy)
- Uwzględniono symetrię modelu.
- Parametr Y^+ zawiera się w przedziale 0,01 – 50



Porównanie i weryfikacja opływu samolotu w konfiguracji gładkiej bez gondoli oraz z gondolą.

1. Konfiguracja podstawowa – bez gondoli

- $CD_{min} = 0,0274$
- $CL_{max} = 2,20$ dla kąta natarcia 21° .
- Maksymalna doskonałość 15,7 dla kąta natarcia 6° .
- **Zapewniona skuteczność lotek**



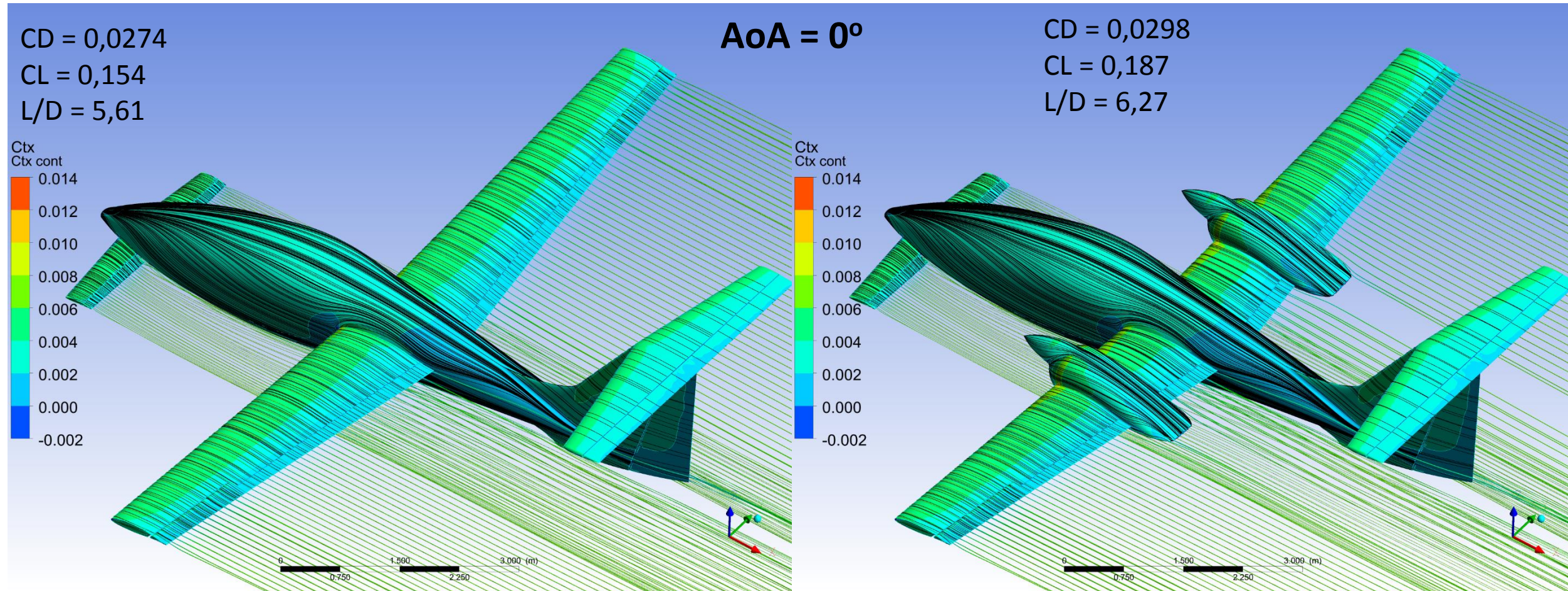
2. Konfiguracja gładka – Gondola II*

- **Wzrost oporu minimalnego o 8,7%**
- **Spadek maksymalnej siły nośnej o 27%.**
- Maksymalna doskonałość 14,9 dla kąta natarcia 6° .
- **Spadek doskonałości o 34% powyżej kąta natarcia 10° .**
- **Bardzo duży obszar oderwania w rejonie gondoli**

* Obliczenia z Gondolą I prowadzone były w programie KK-AERO, gondola ta została zmodyfikowana po tych obliczeniach i wprowadzona jako Gondola II

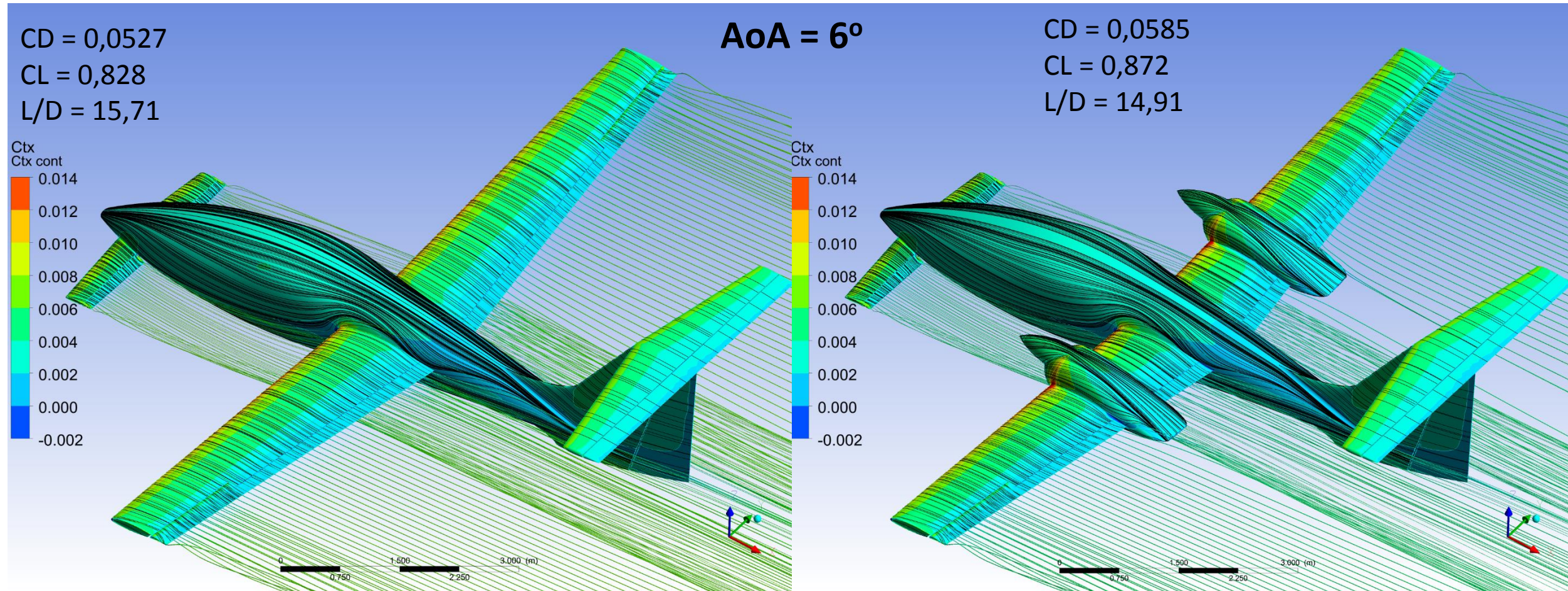
Konfiguracja podstawowa – bez gondoli

Konfiguracja gładka – Gondola II



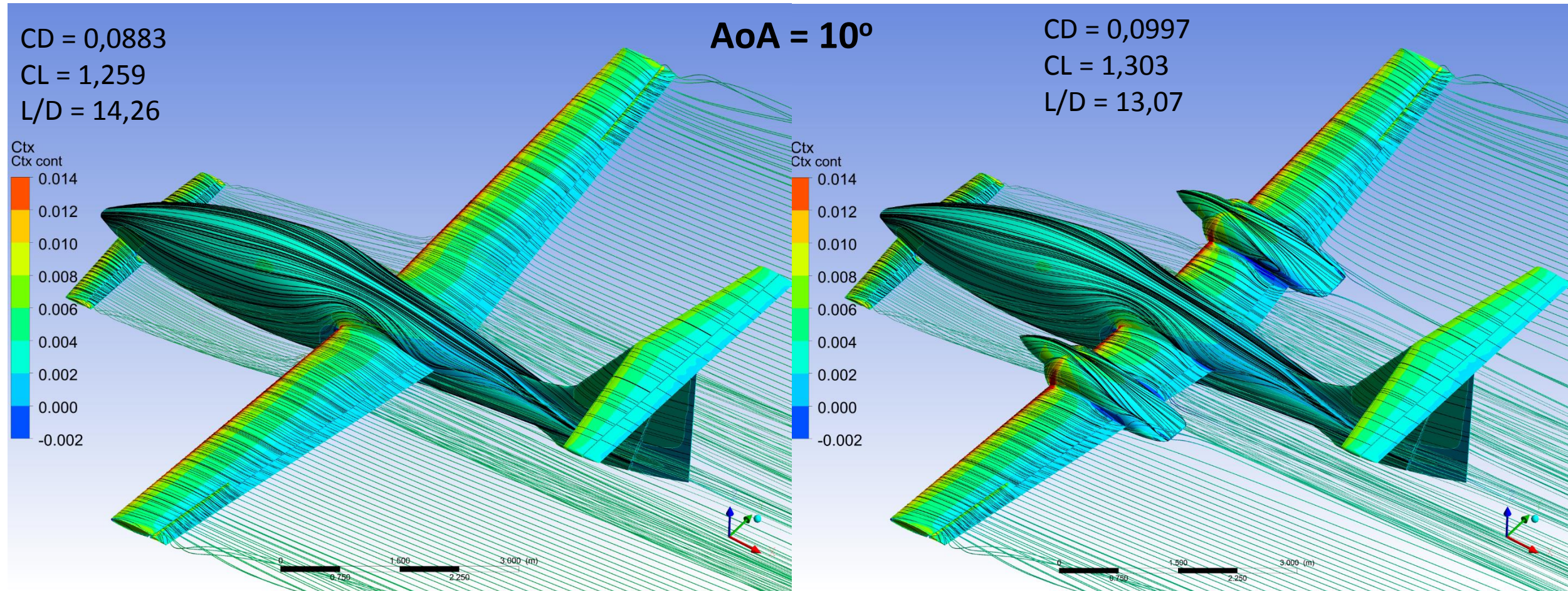
Konfiguracja podstawowa – bez gondoli

Konfiguracja gładka – Gondola II



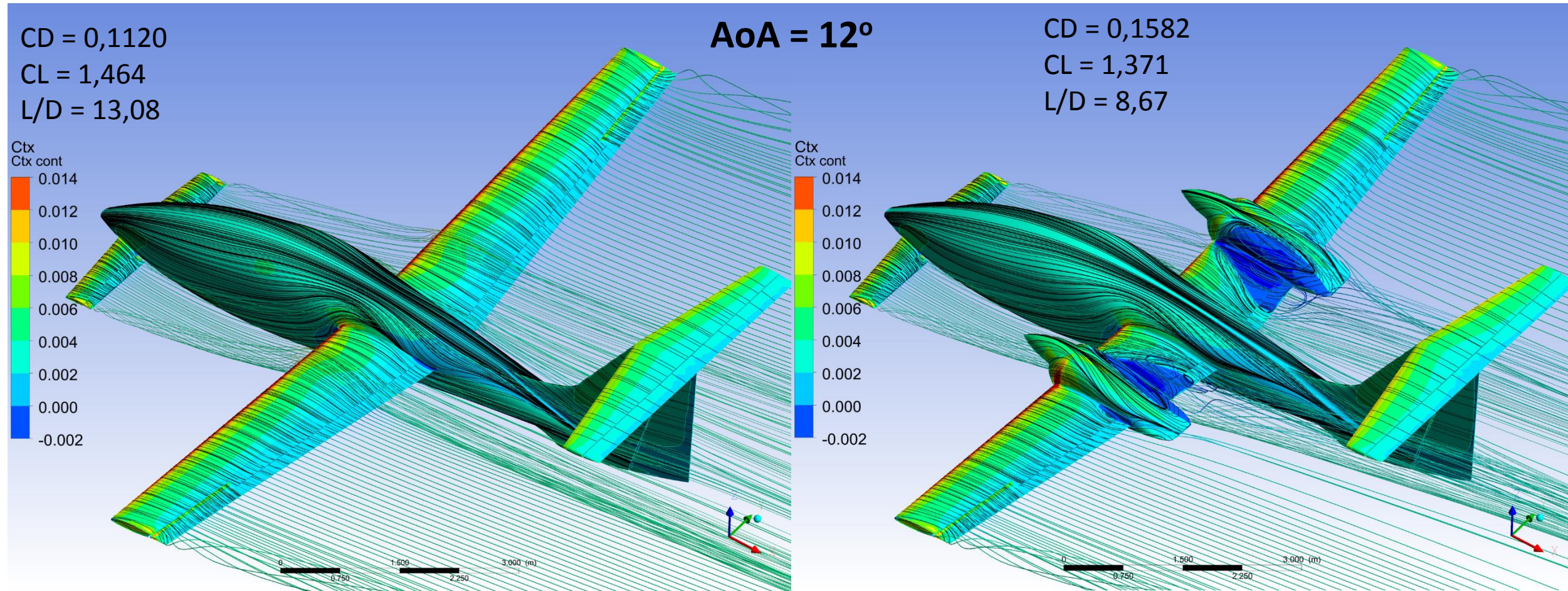
Konfiguracja podstawowa – bez gondoli

Konfiguracja gładka – Gondola II



Konfiguracja podstawowa – bez gondoli

Konfiguracja gładka – Gondola II



Konfiguracja podstawowa – bez gondoli

Konfiguracja gładka – Gondola II

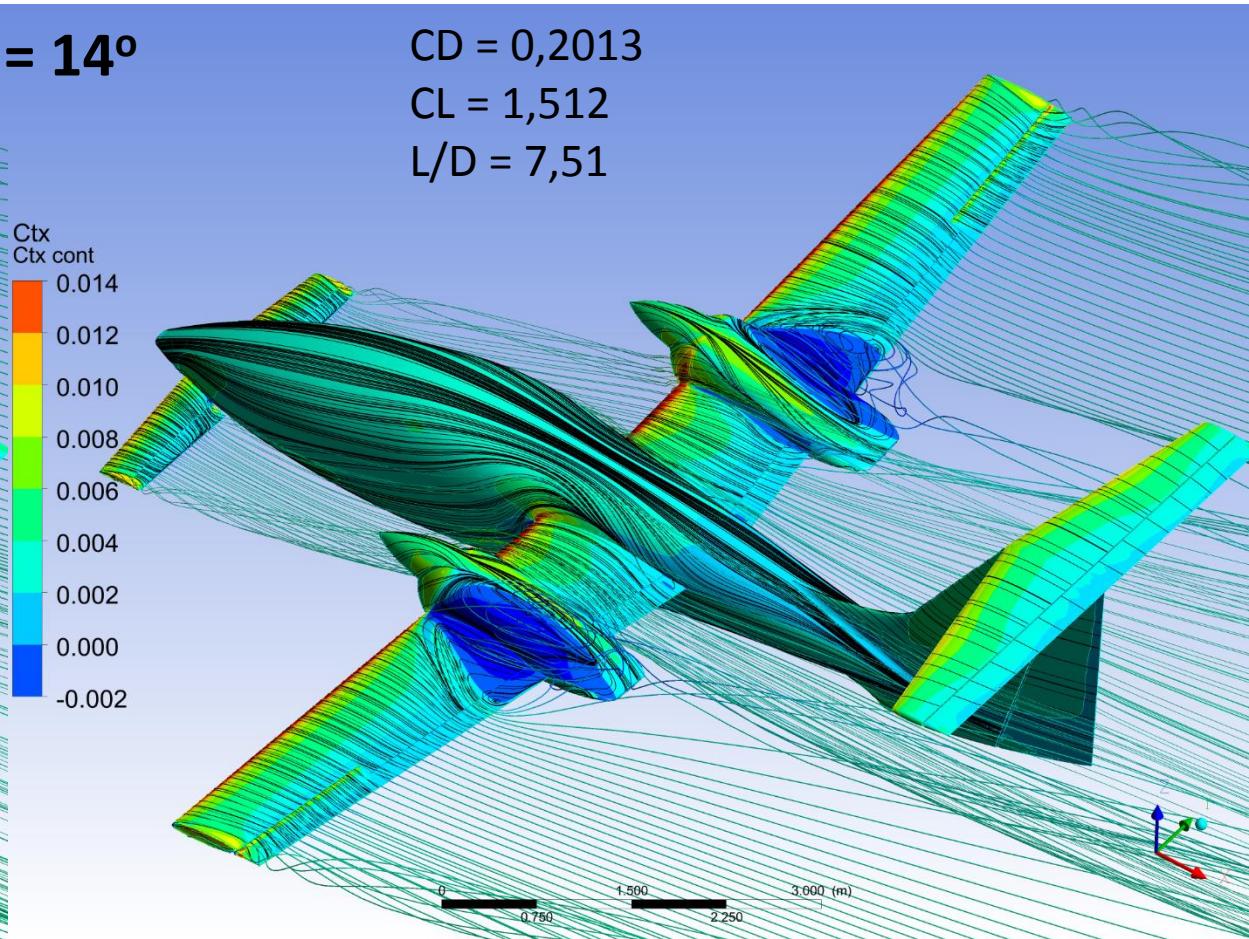
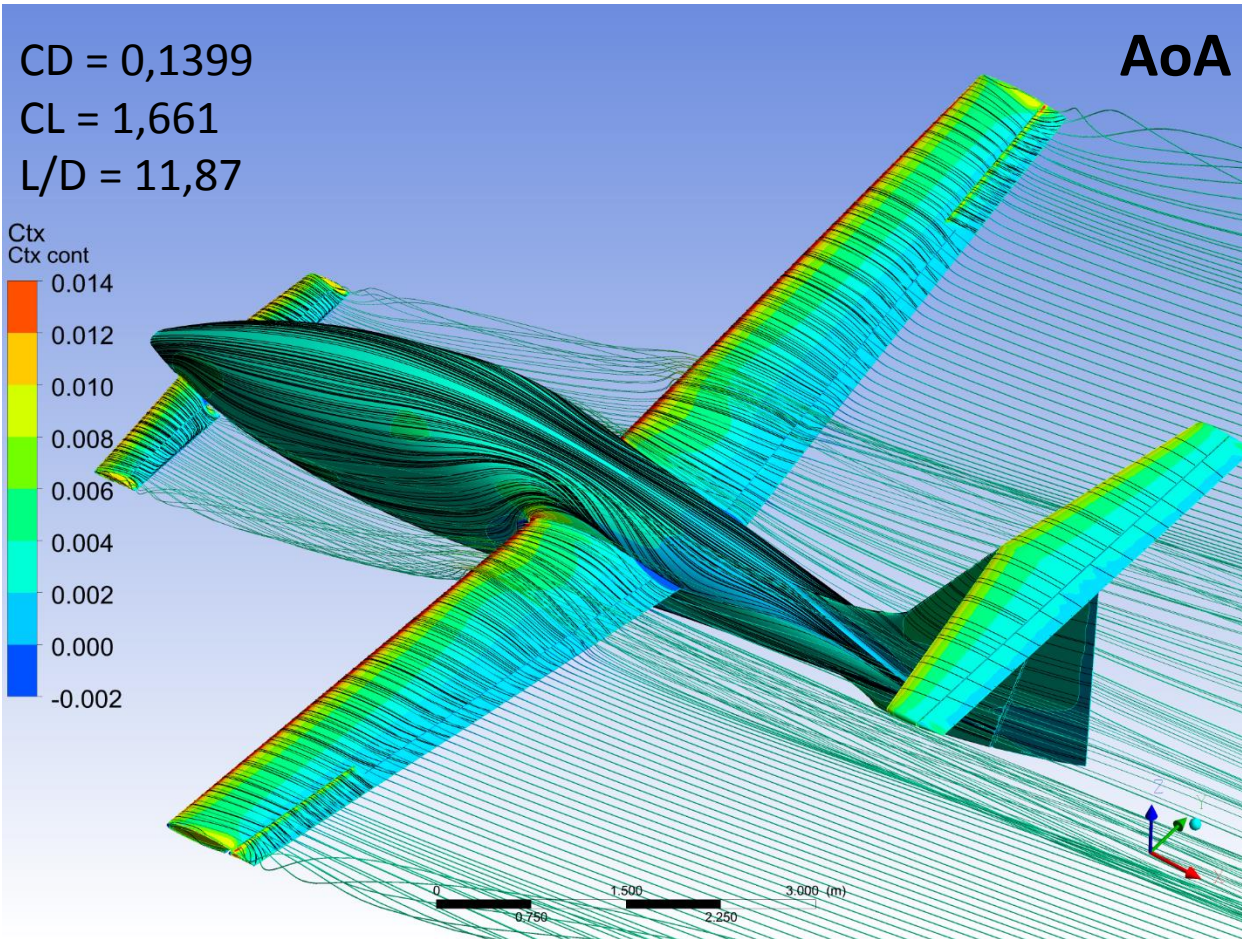
CD = 0,1399
CL = 1,661
L/D = 11,87

AoA = 14°

CD = 0,2013
CL = 1,512
L/D = 7,51

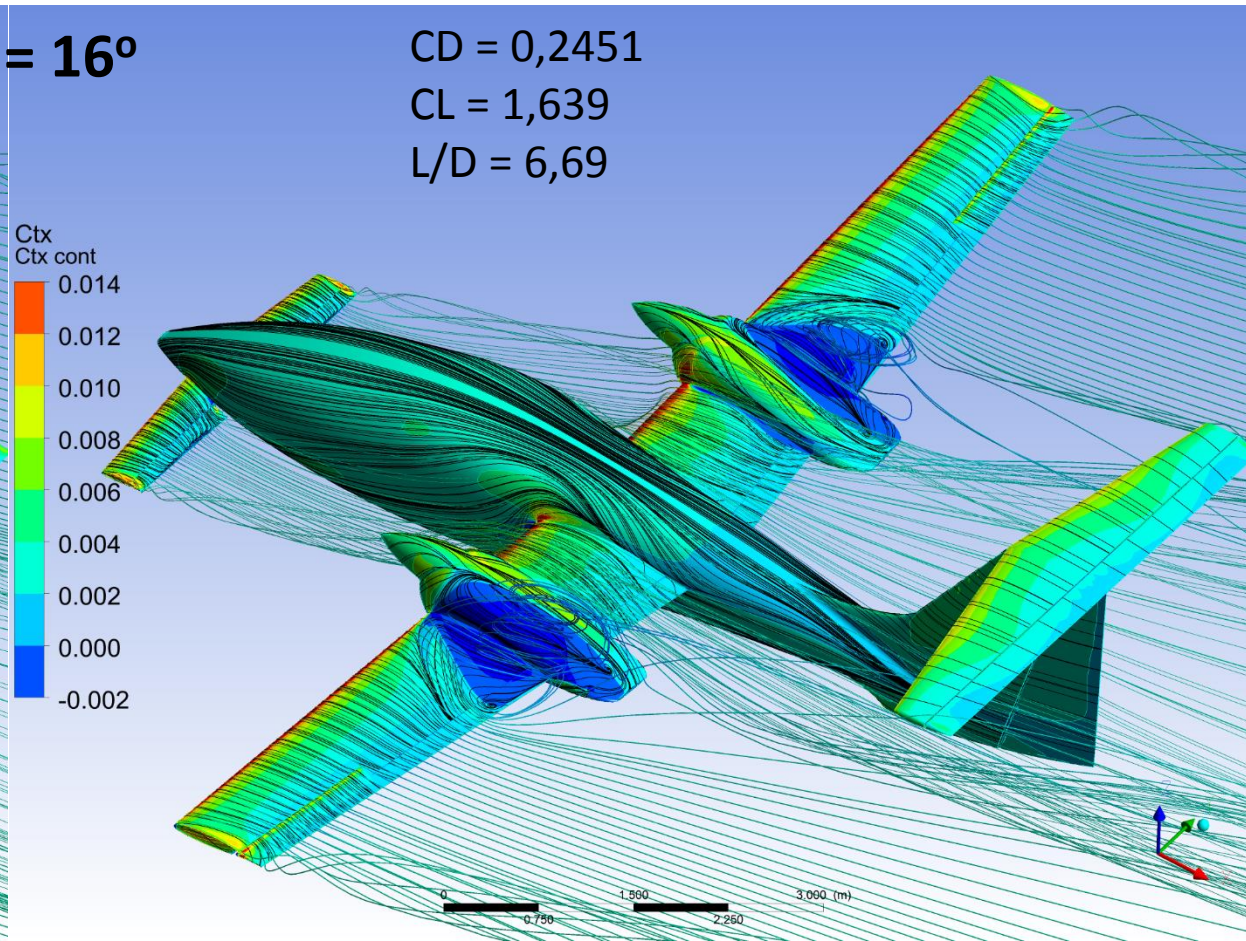
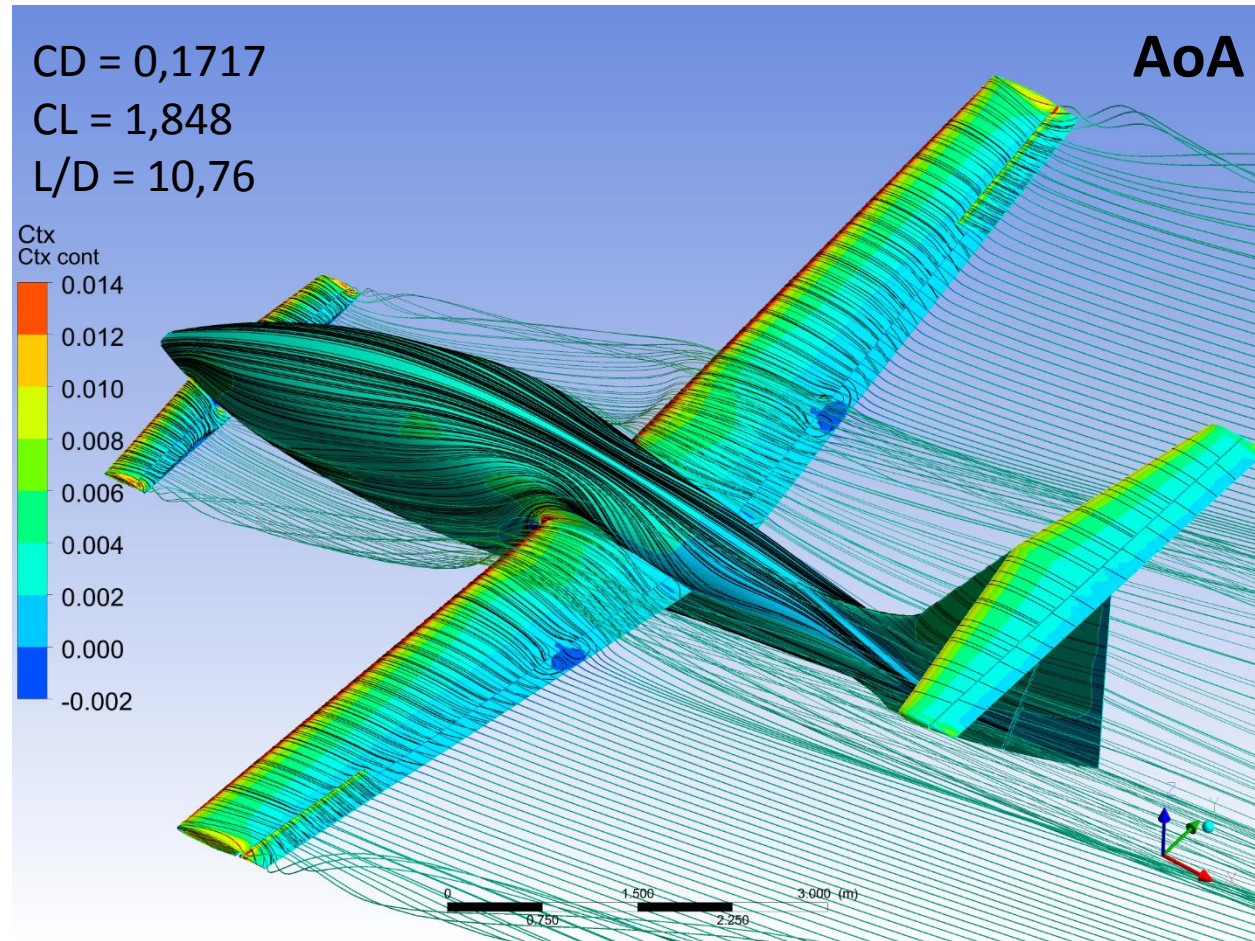
Ctx
Ctx cont
0.014
0.012
0.010
0.008
0.006
0.004
0.002
0.000
-0.002

Ctx
Ctx cont
0.014
0.012
0.010
0.008
0.006
0.004
0.002
0.000
-0.002



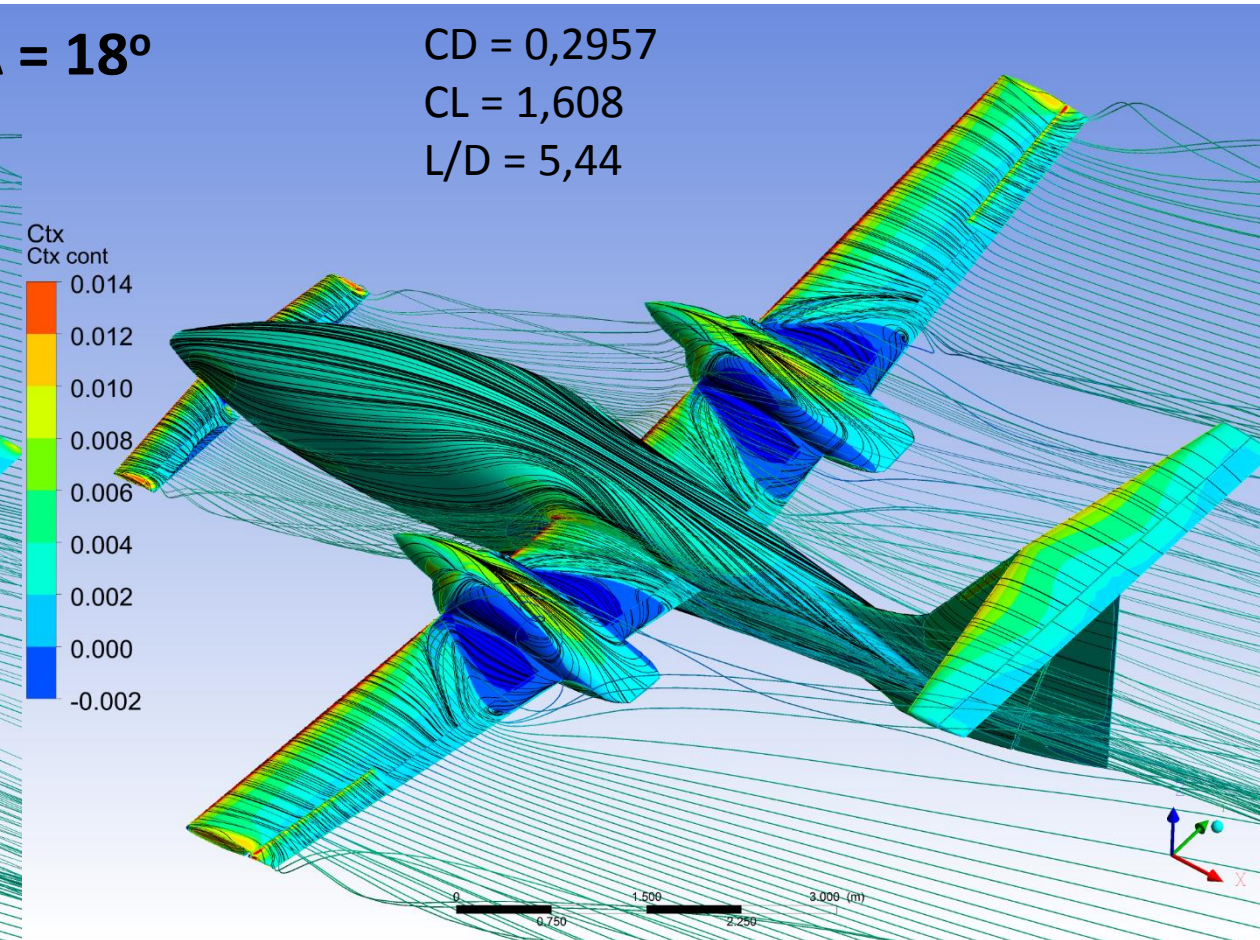
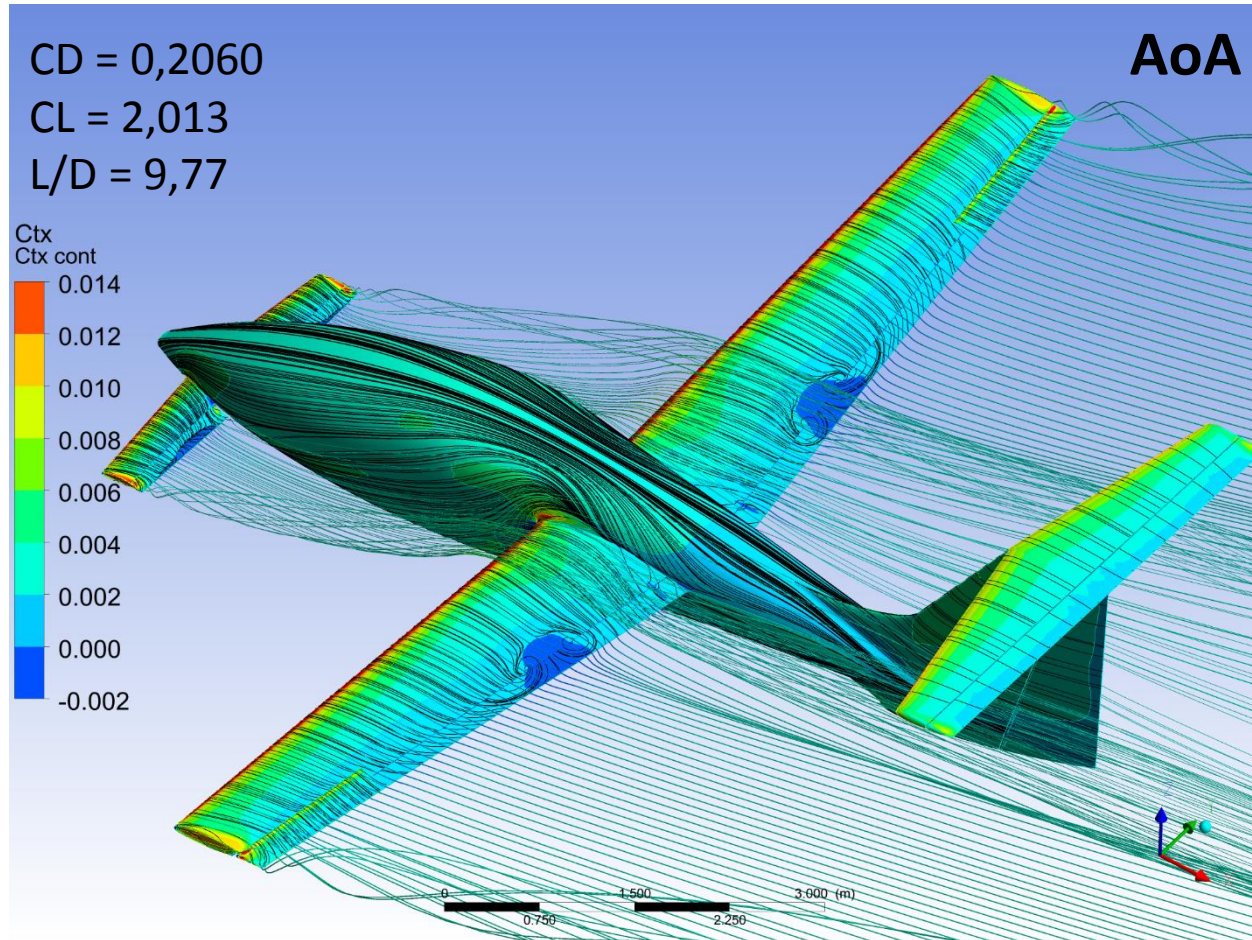
Konfiguracja podstawowa – bez gondoli

Konfiguracja gładka – Gondola II



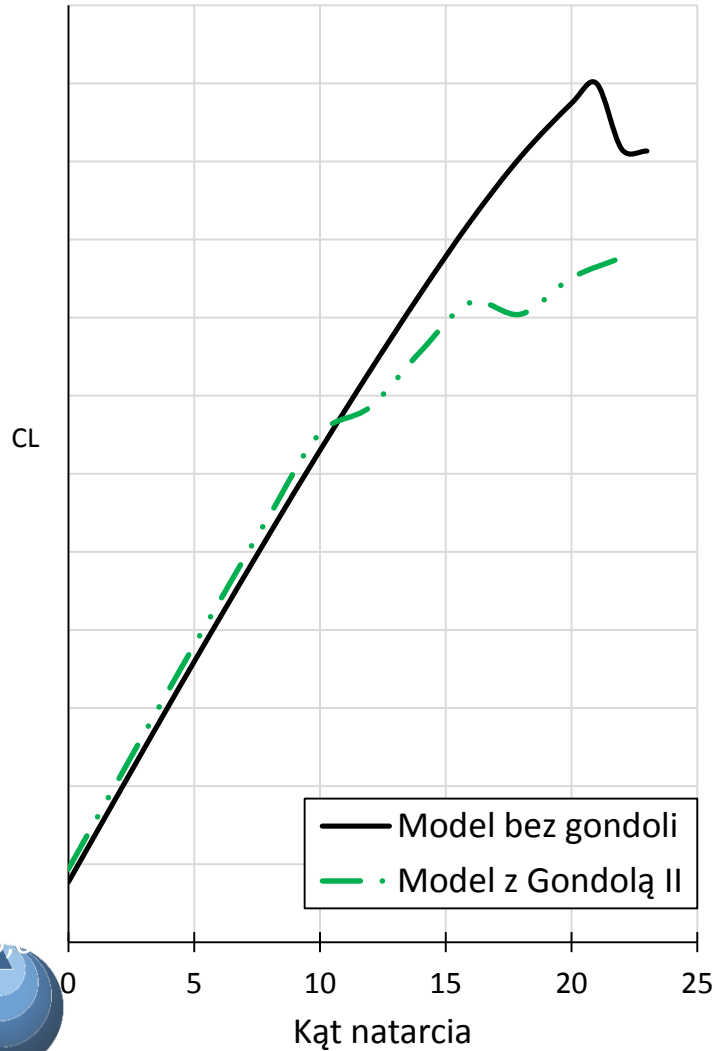
Konfiguracja podstawowa – bez gondoli

Konfiguracja gładka – Gondola II

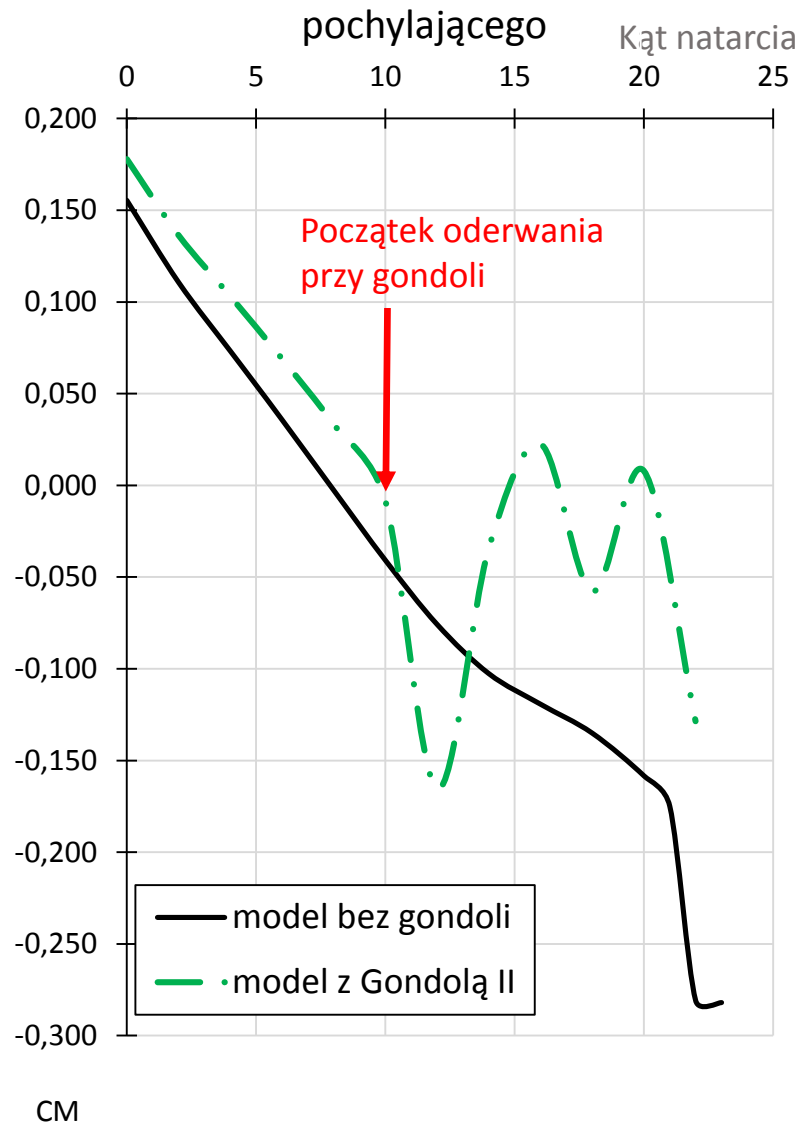


Conference SymKom 2015

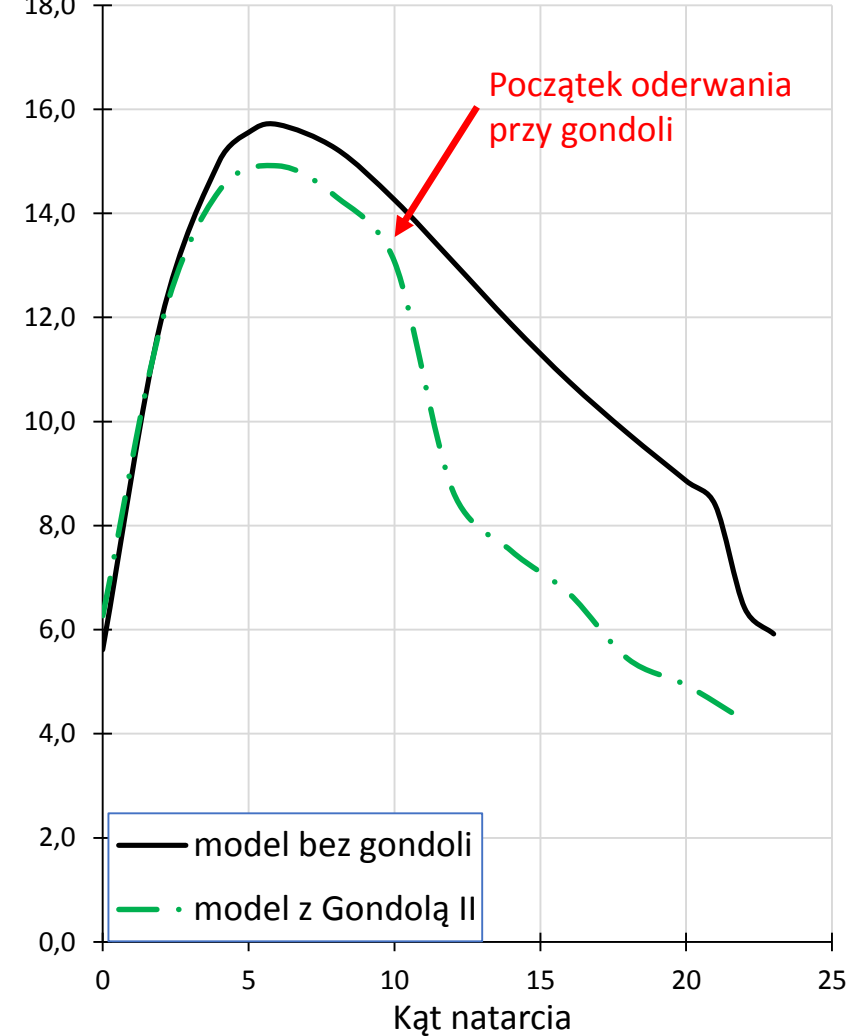
Współczynnik siły nośnej



Współczynnik momentu



L/D Doskonałość



Conference SymKom 2015

1. Konfiguracja podstawowa – bez gondoli

- $CD_{min} = 0,0274$
- $CL_{max} = 2,20$ dla kąta natarcia 21° .
- Maksymalna doskonałość 15,7 dla kąta natarcia 6° .
- **Zapewniona skuteczność lotek**

2. Konfiguracja gładka – Gondola II

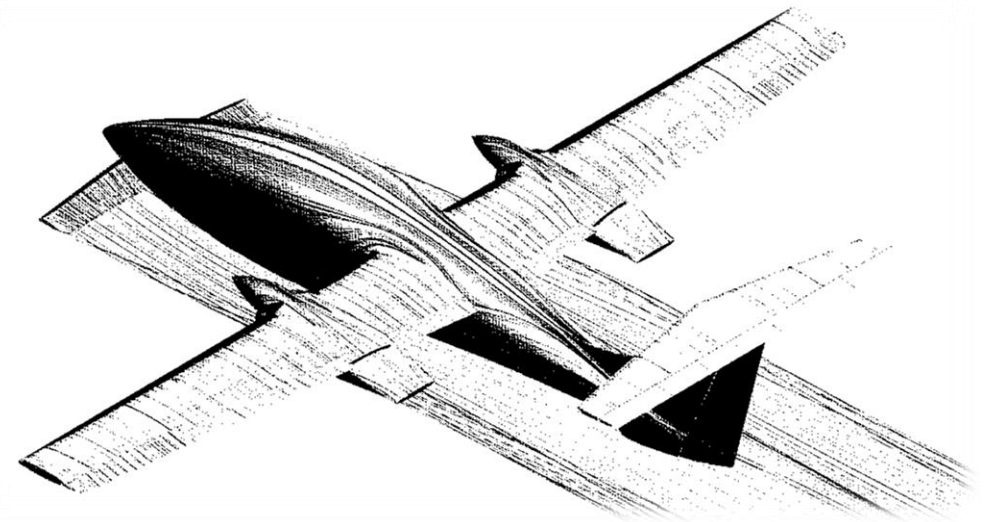
- **Wzrost oporu minimalnego o 8,7%**
- **Spadek maksymalnej siły nośnej o 27%.**
- Maksymalna doskonałość 14,9 dla kąta natarcia 6° .
- **Spadek doskonałości o 34% powyżej kąta natarcia 10° .**
- **Bardzo duży obszar oderwania w rejonie gondoli**

3. Konfiguracja gładka – Gondola III

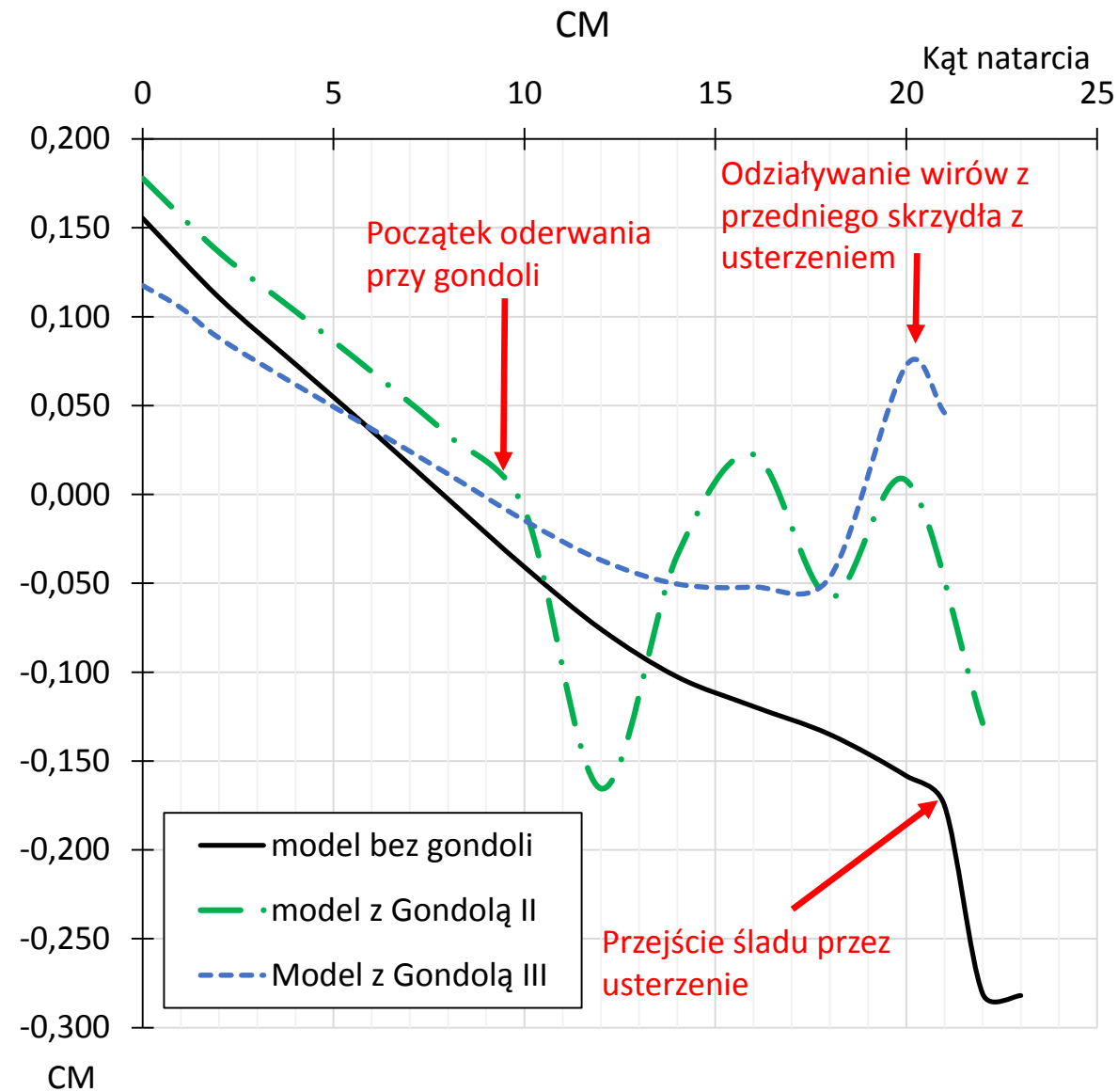
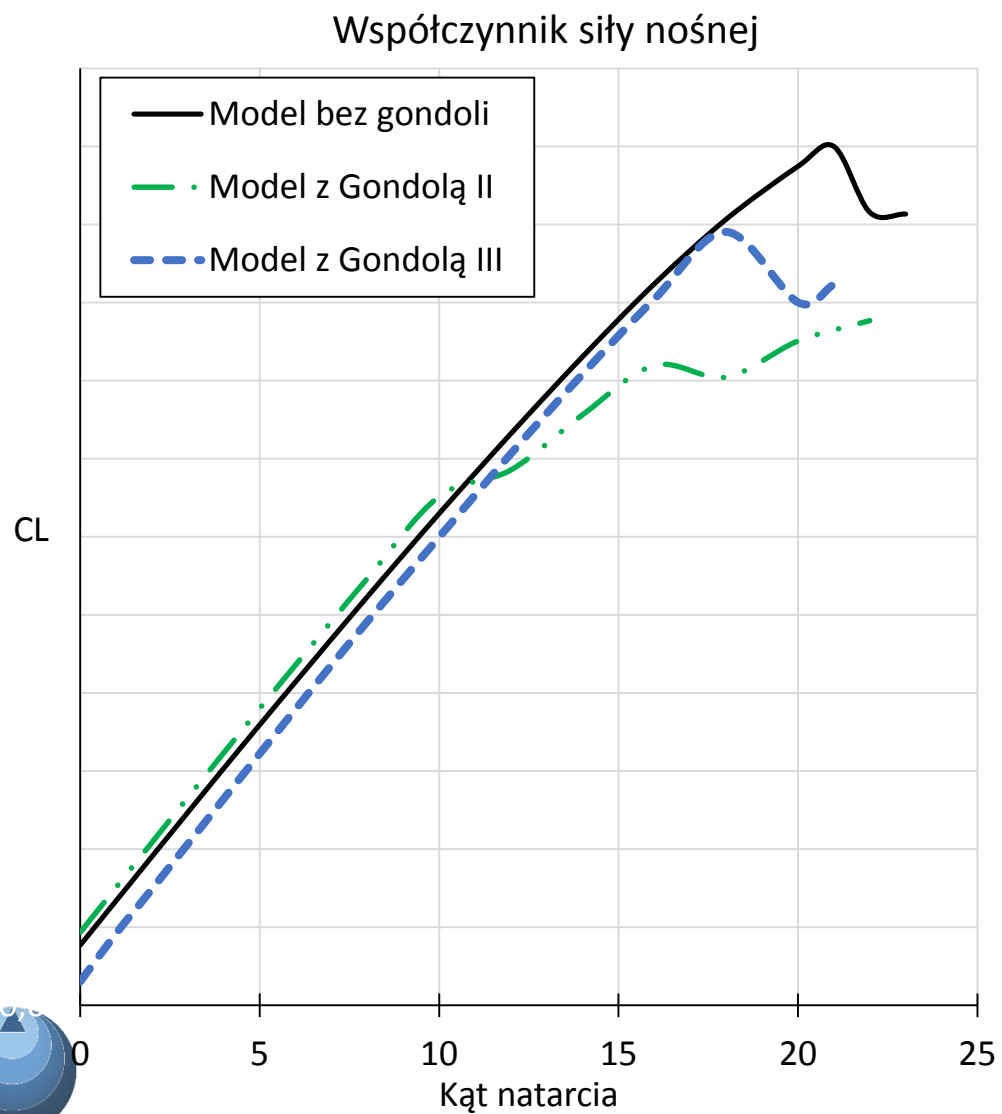
Zmianie uległo położenie i skręcenie skrzydła, zostało przesunięte ku górze. Zmiana kształtu gondoli.

W porównaniu do konfiguracji podstawowej:

- **Wzrost oporu minimalnego o +1,1%**
- **Spadek maksymalnej siły nośnej o 10%.**
- **Maksymalna doskonałość 15,3 (-2,5%) dla kąta natarcia 6° .**
- **Problem ze statecznością podłużną**

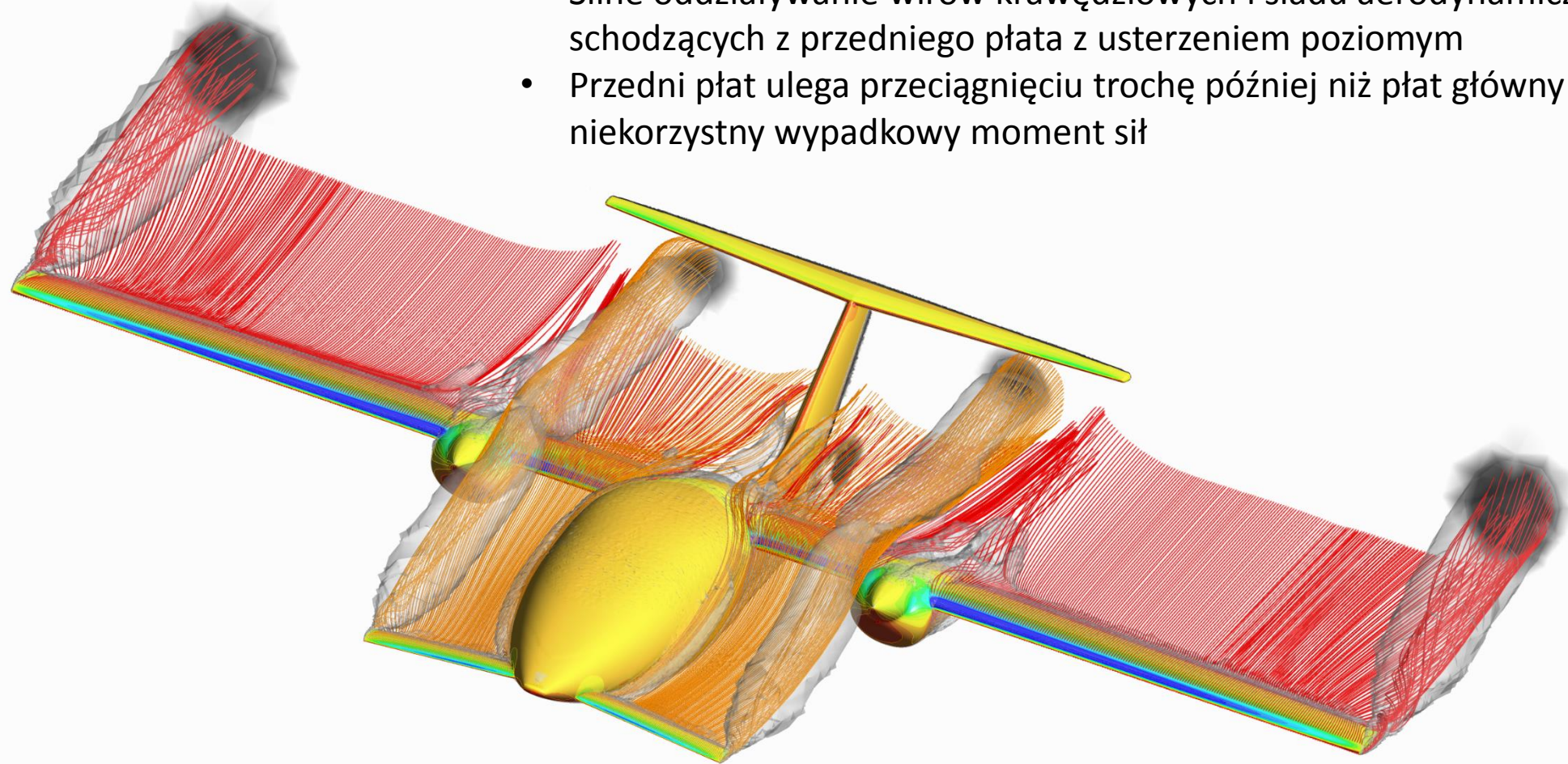


Conference SymKom 2015



Conference SymKom 2015

- Silne oddziaływanie wirów krawędziowych i śladu aerodynamicznego schodzących z przedniego płata z usterzeniem poziomym
- Przedni płat ulega przeciągnięciu trochę później niż płat główny – zwiększa niekorzystny wypadkowy moment sił



Conference SymKom 2015

1. Konfiguracja podstawowa – bez gondoli

- CD min = 0,0274
- CL max = 2,20 dla kąta natarcia 21°.
- Maksymalna doskonałość 15,7 dla kąta natarcia 6°.
- **Zapewniona skuteczność lotek**

2. Konfiguracja gładka – Gondola II

- **Wzrost oporu minimalnego o 8,7%**
- **Spadek maksymalnej siły nośnej o 27%.**
- Maksymalna doskonałość 14,9 dla kąta natarcia 6°.
- **Spadek doskonałości o 34% powyżej kąta natarcia 10°.**
- **Bardzo duży obszar oderwania w rejonie gondoli**

3. Konfiguracja gładka – Gondola III

Zmianie uległo położenie i skręcenie skrzydła, zostało przesunięte ku górze. Zmiana kształtu gondoli.

W porównaniu do konfiguracji podstawowej:

- Wzrost oporu minimalnego o +1,1%
- Spadek maksymalnej siły nośnej o 10%.
- Maksymalna doskonałość 15,3 (-2,5%) dla kąta natarcia 6°.
- **Problem ze statecznością podłużną**

4. Konfiguracja gładka – Gondola IV

- *Zmiana profilu canarda i położenia skrzydła głównego.*
- *Zmiana kształtu gondoli.*

W porównaniu do konfiguracji podstawowej:

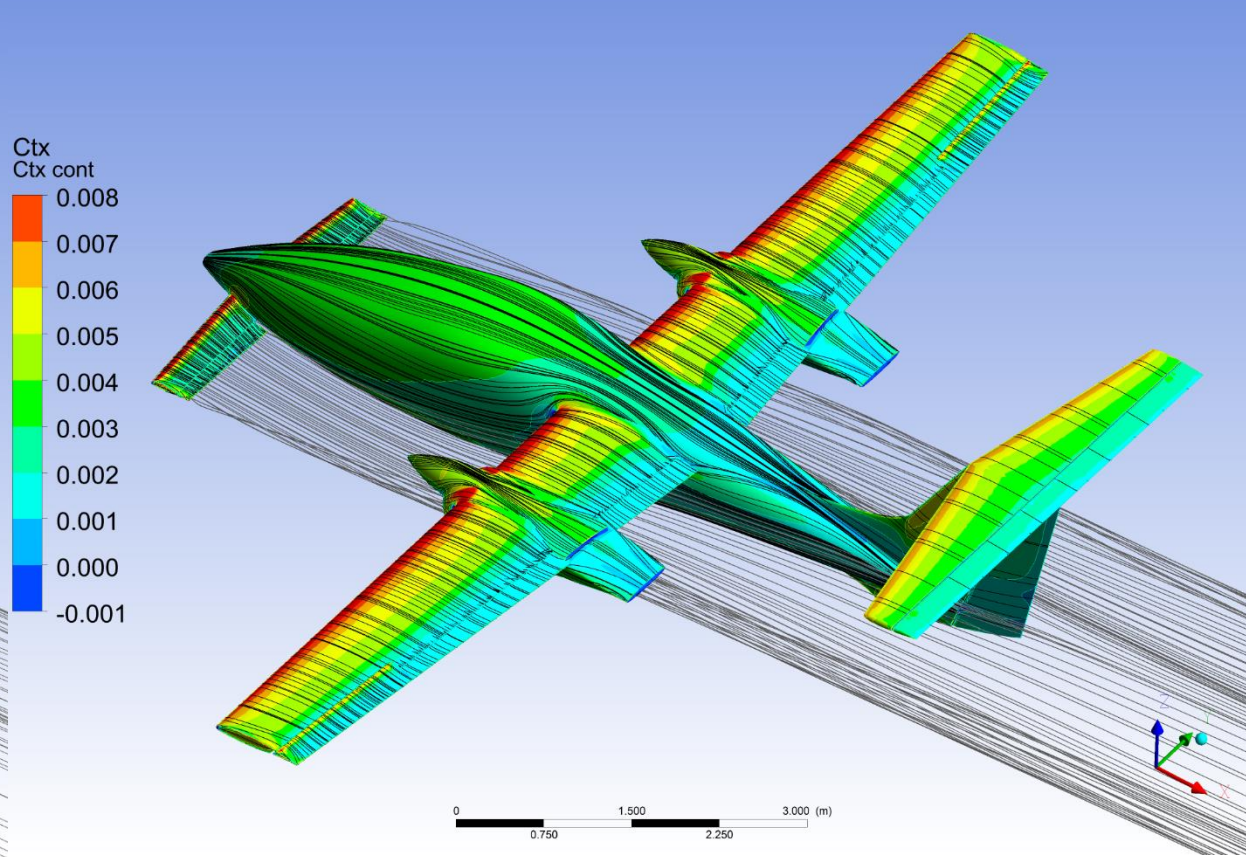
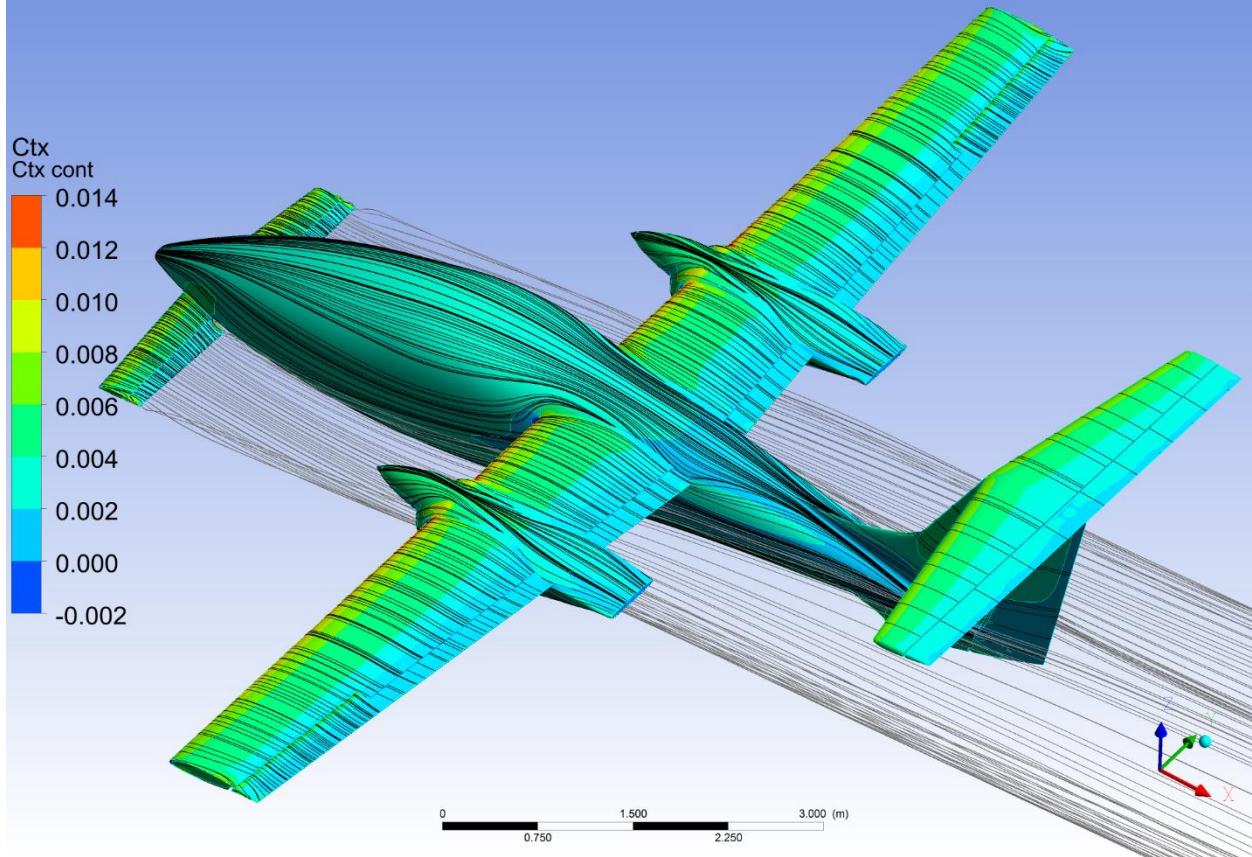
- **Wzrost oporu minimalnego tylko o +1,0%**
- Spadek maksymalnej siły nośnej o 10%.
- **Maksymalna doskonałość 15,3 dla kąta natarcia 6°.**

Conference SymKom 2015

Konfiguracja gładka – Gondola III

Konfiguracja gładka – Gondola IV

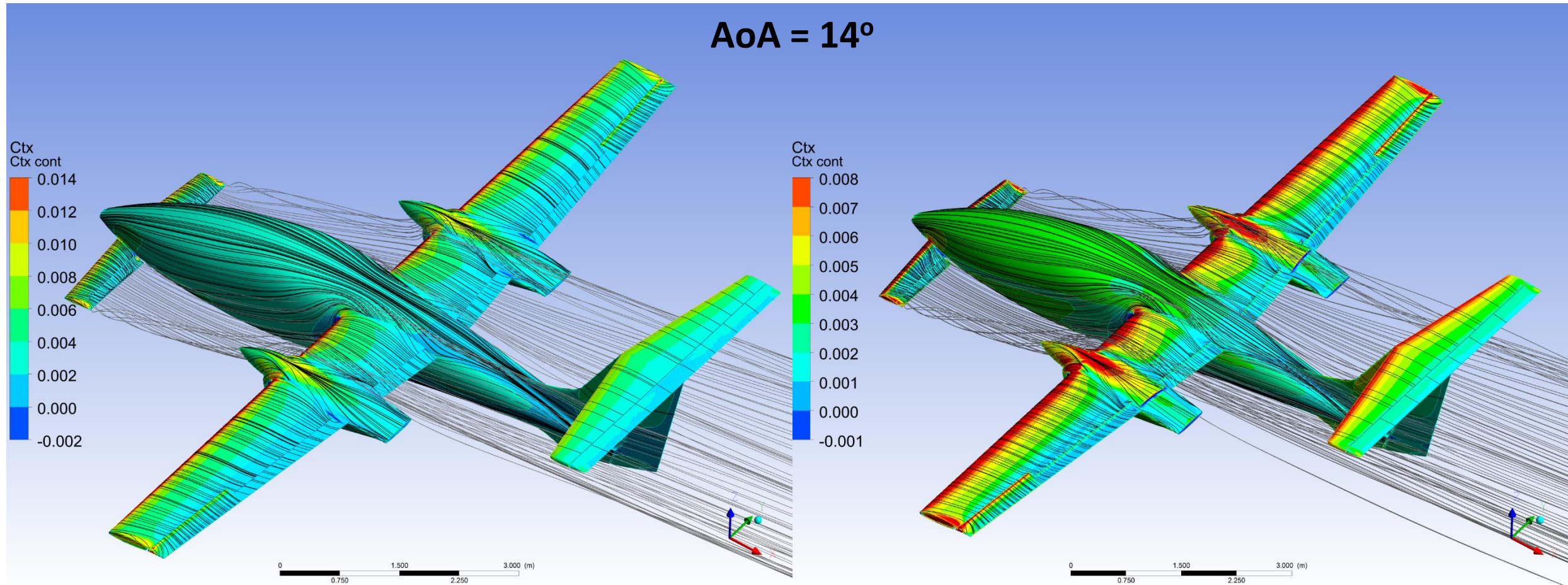
AoA = 6°



Conference SymKom 2015

Konfiguracja gładka – Gondola III

Konfiguracja gładka – Gondola IV

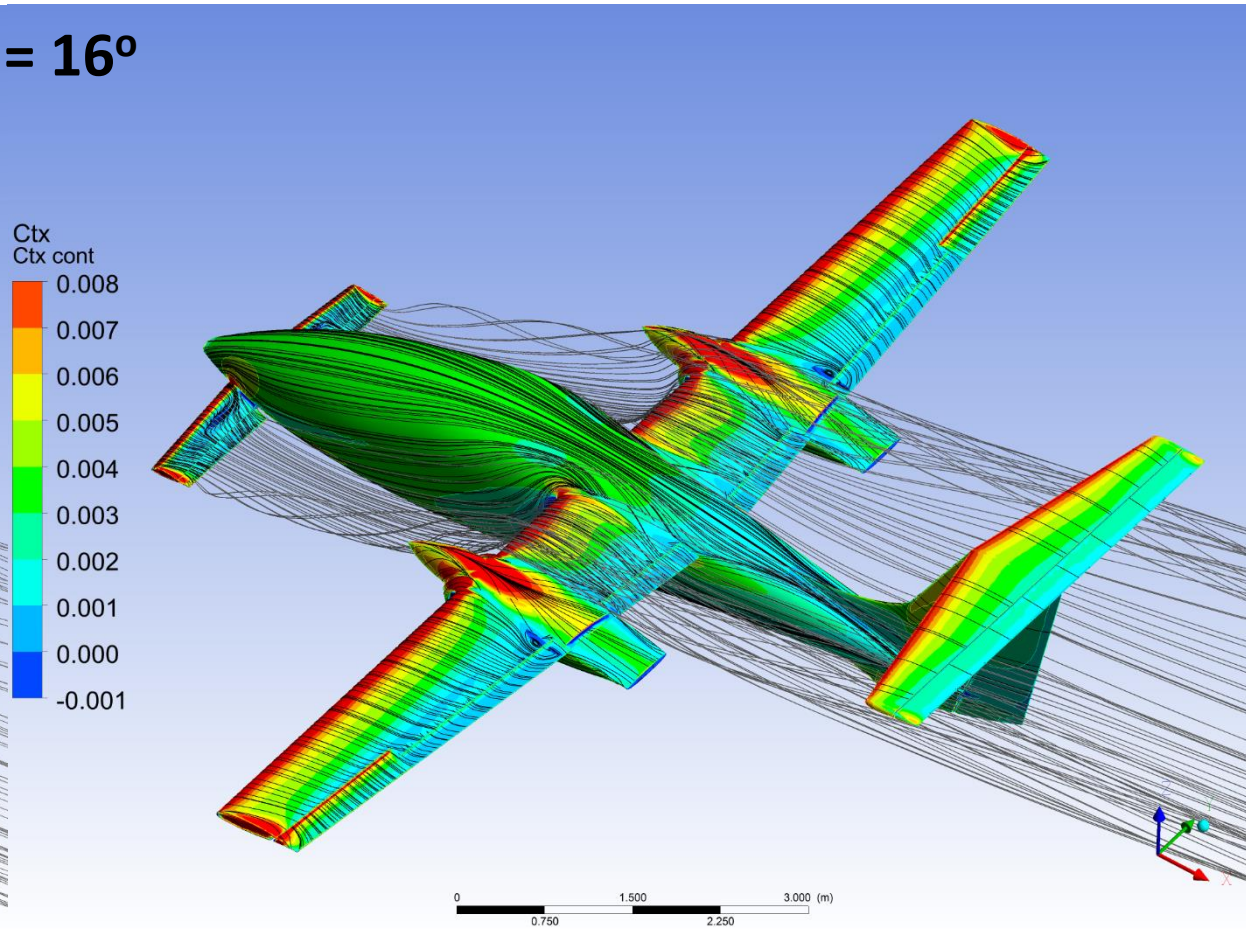
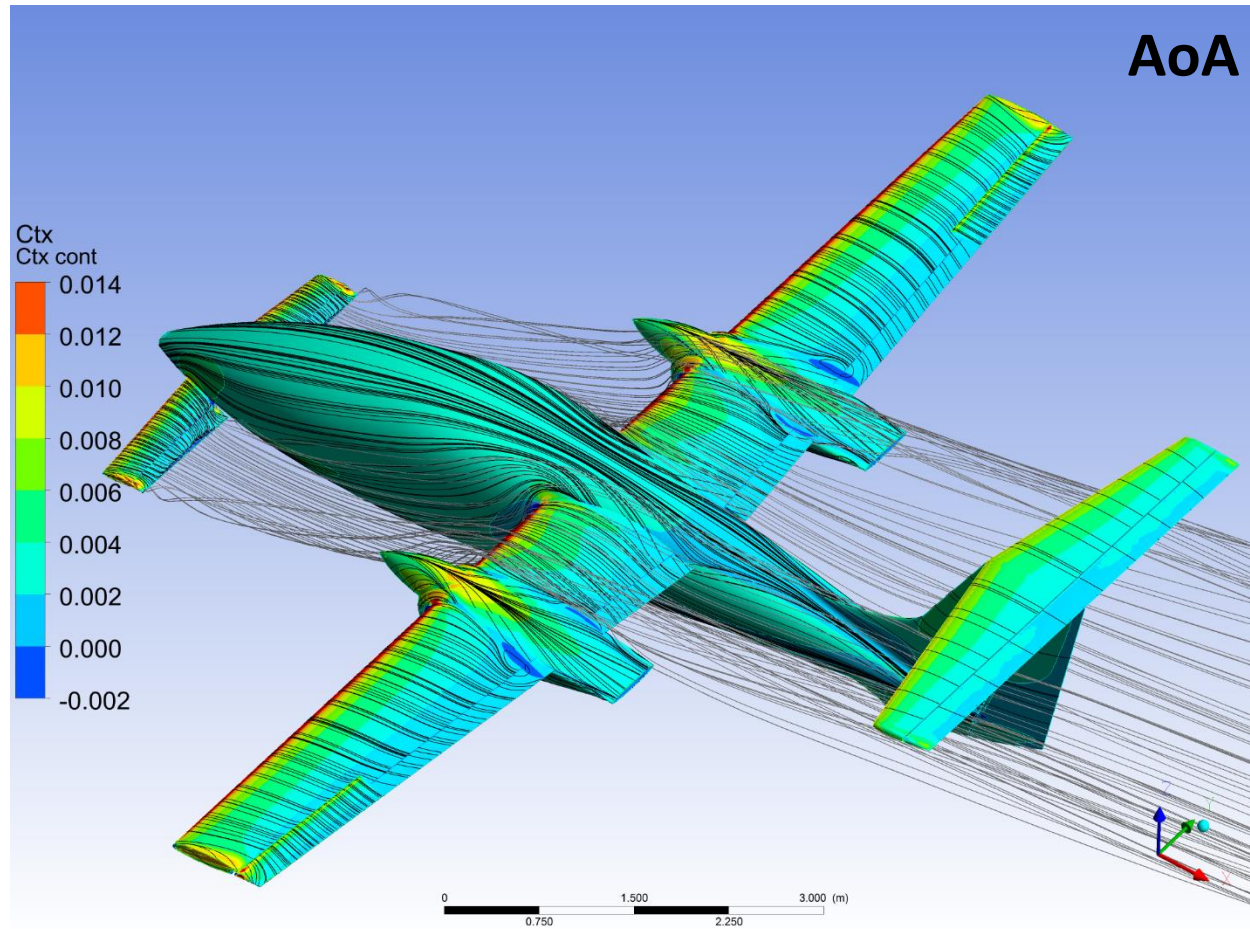


Conference SymKom 2015

Konfiguracja gładka – Gondola III

Konfiguracja gładka – Gondola IV

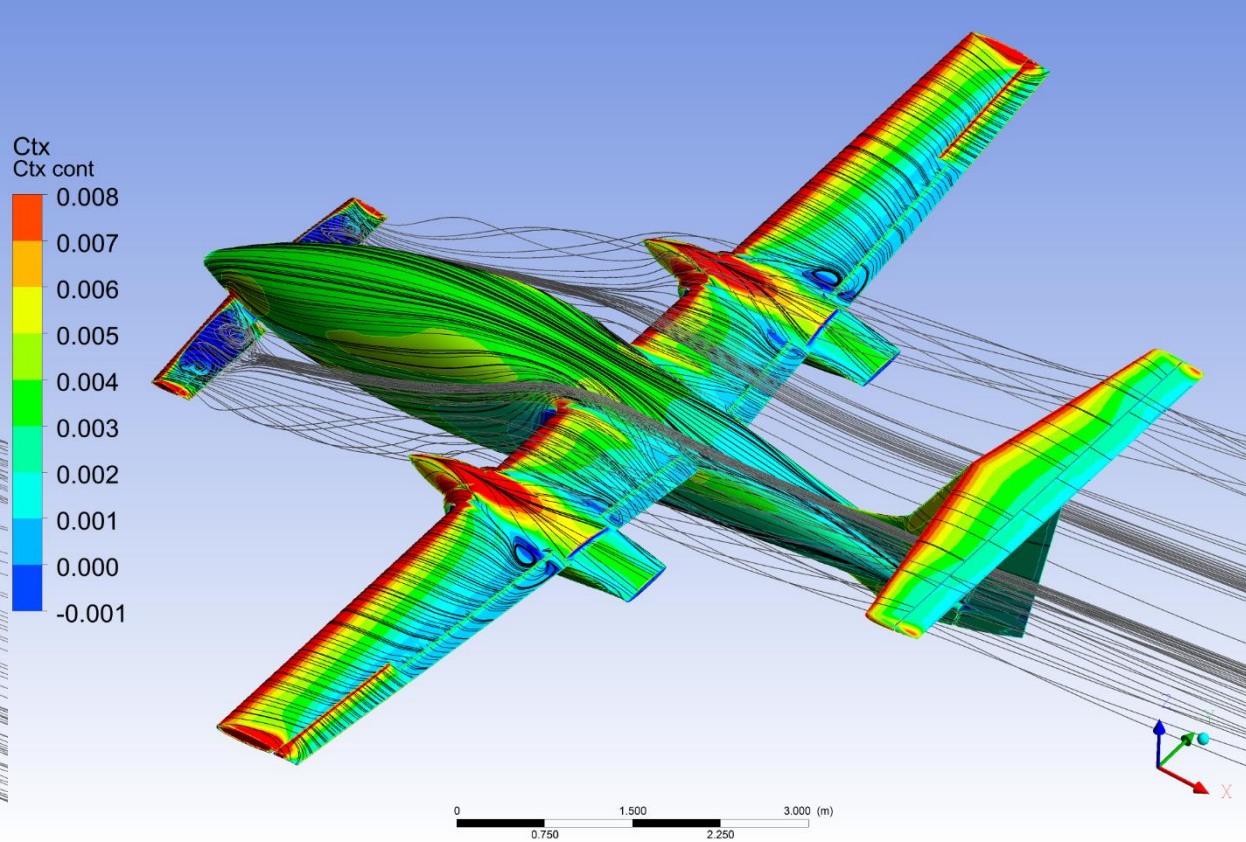
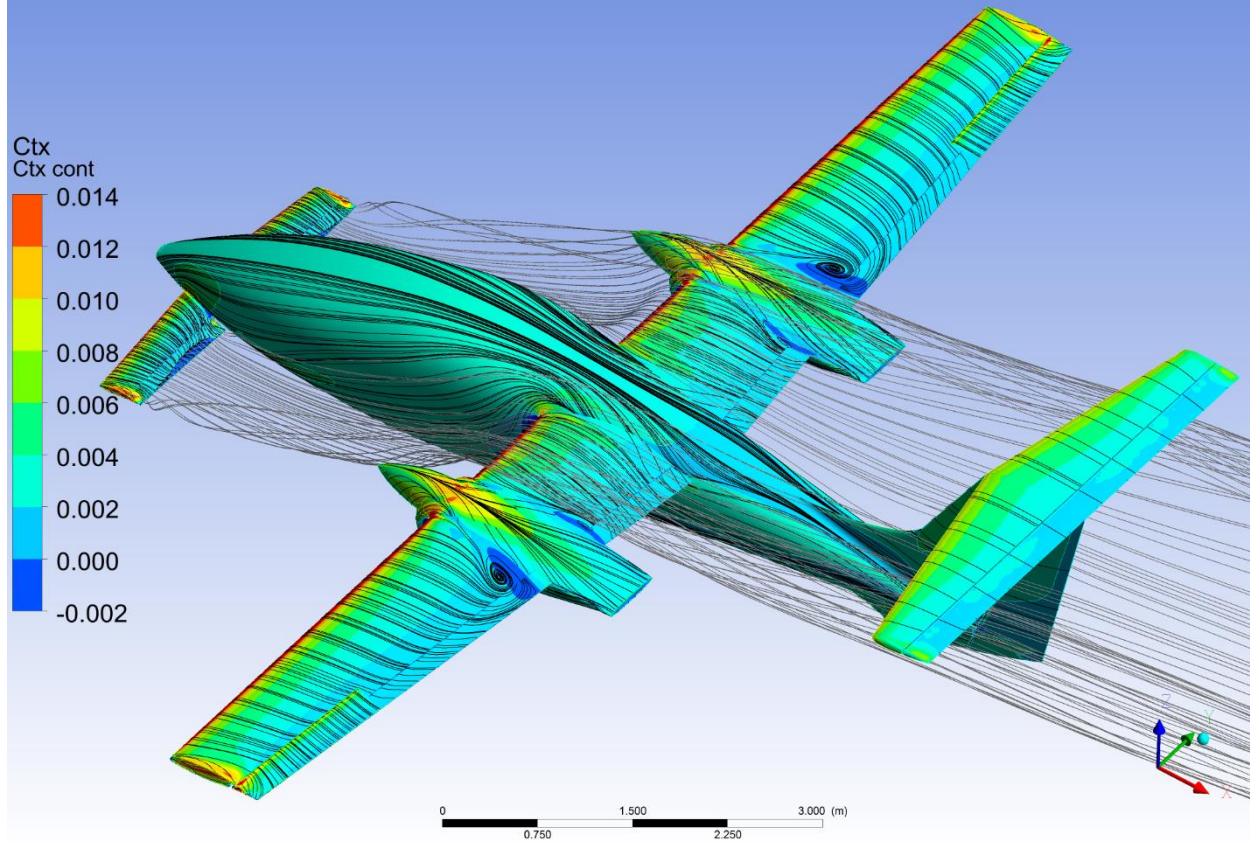
AoA = 16°



Konfiguracja gładka – Gondola III

Konfiguracja gładka – Gondola IV

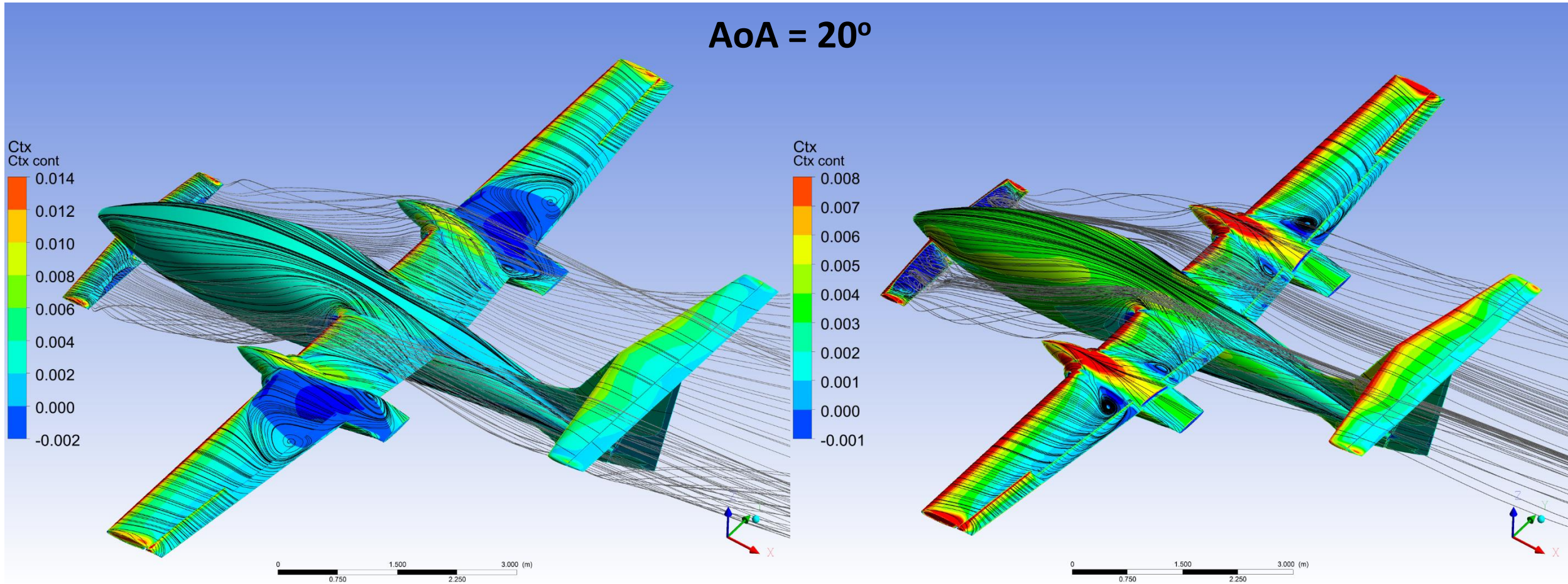
AoA = 18°



Conference SymKom 2015

Konfiguracja gładka – Gondola III

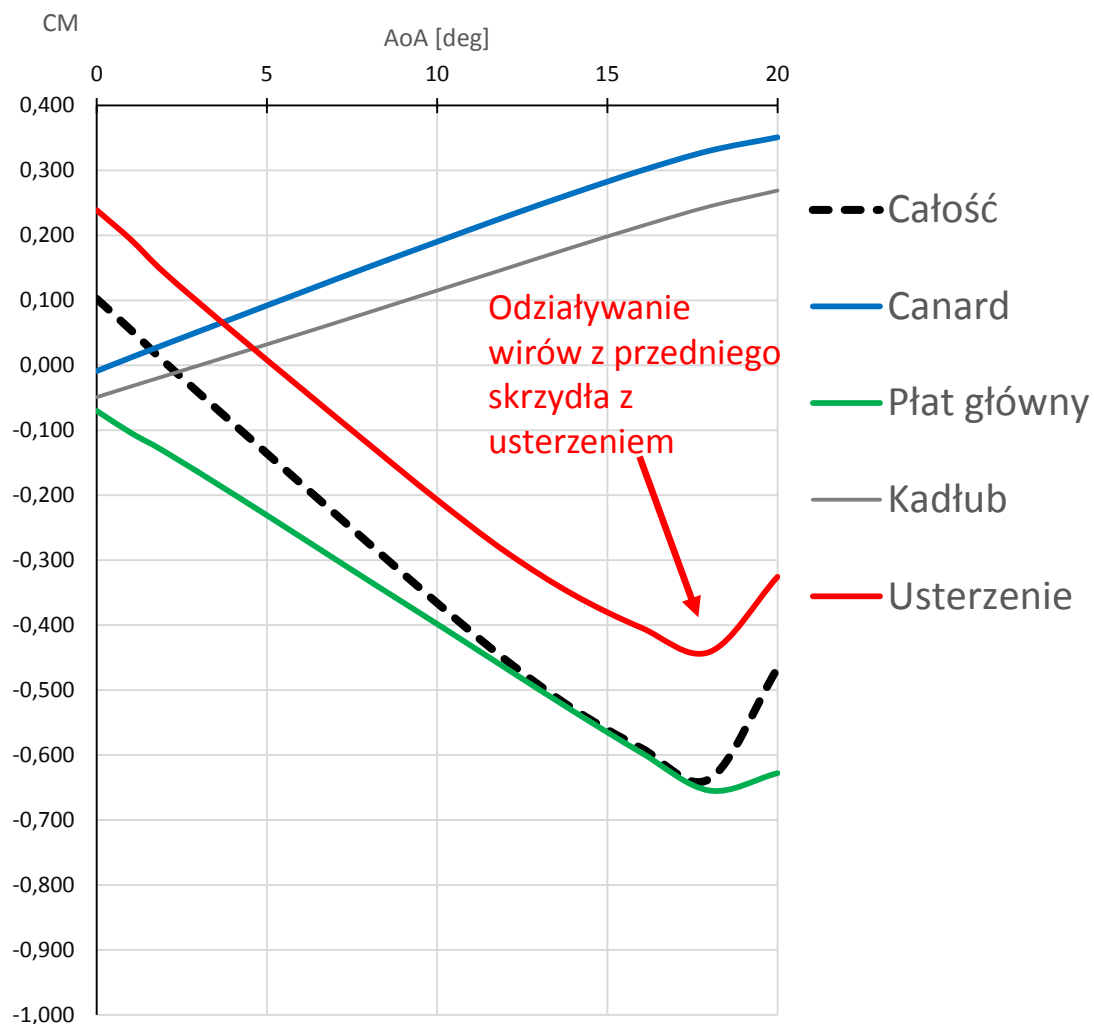
Konfiguracja gładka – Gondola IV



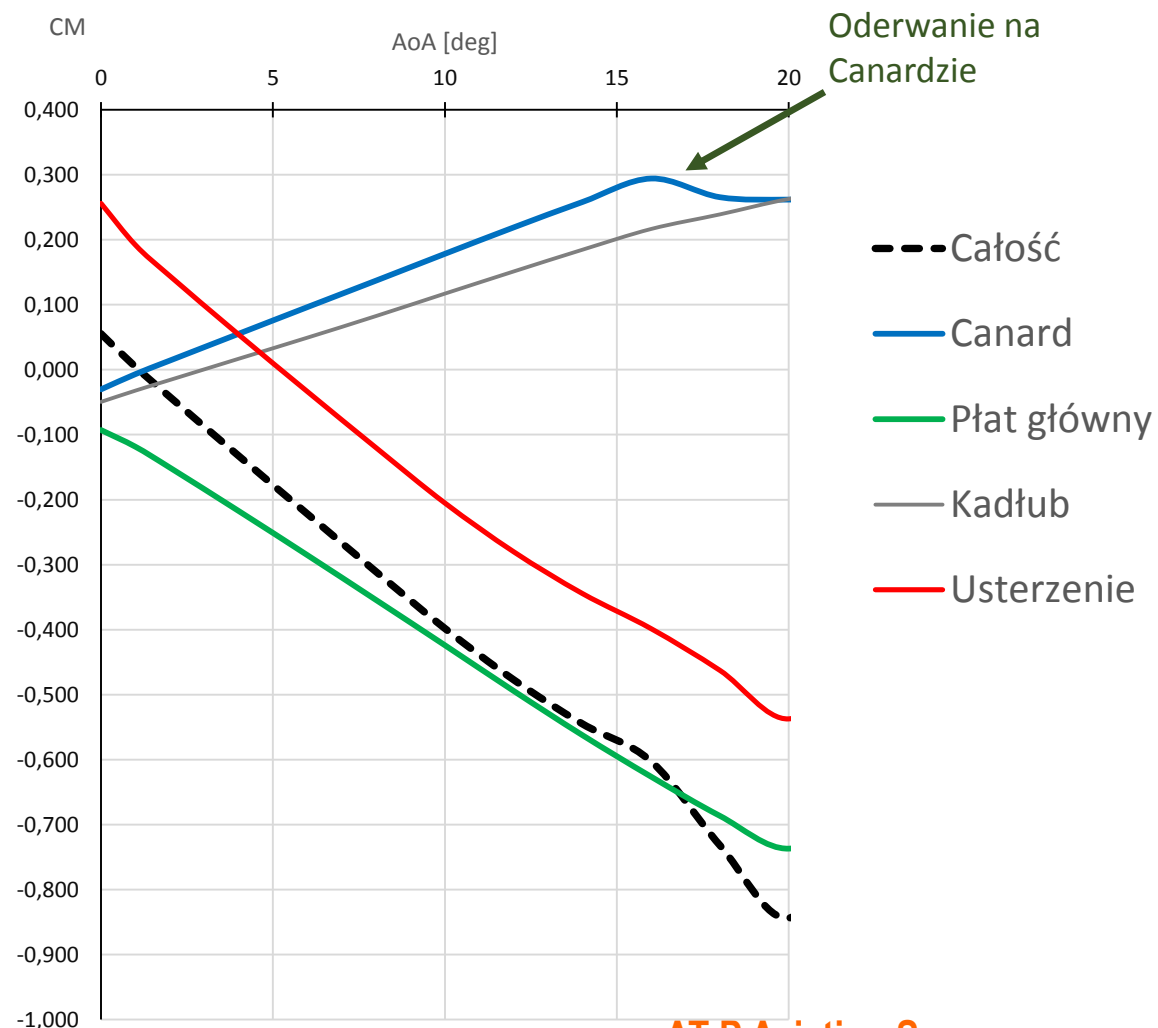
Conference SymKom 2015

Współczynnik momentu pochylającego

Konfiguracja gładka – Gondola III

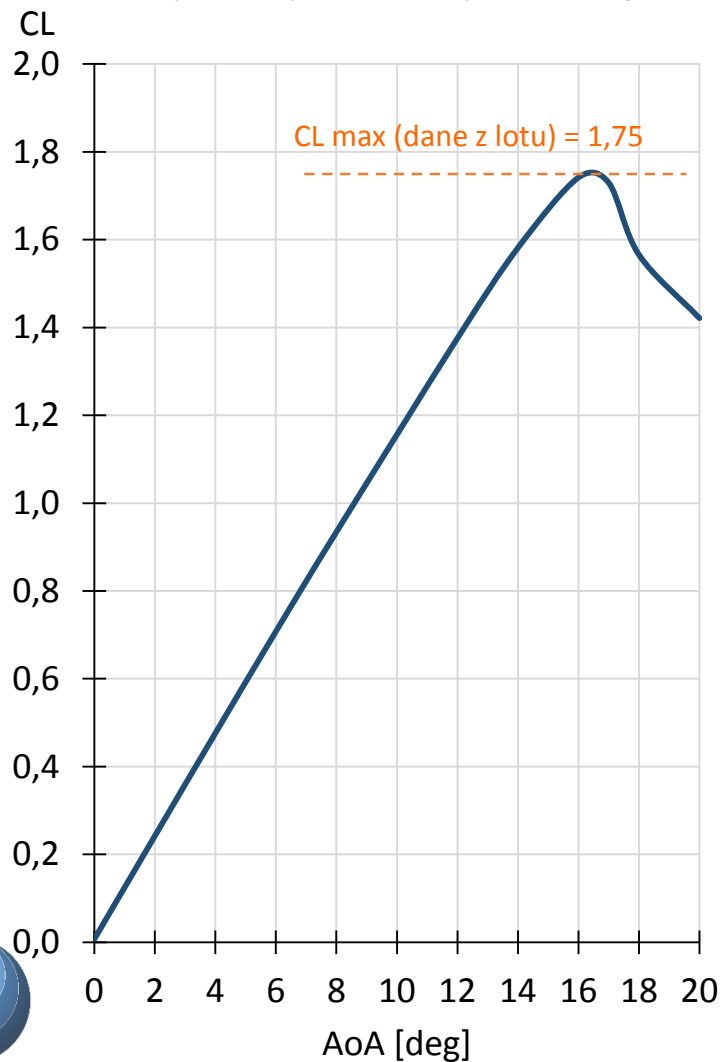


Konfiguracja gładka – Gondola IV

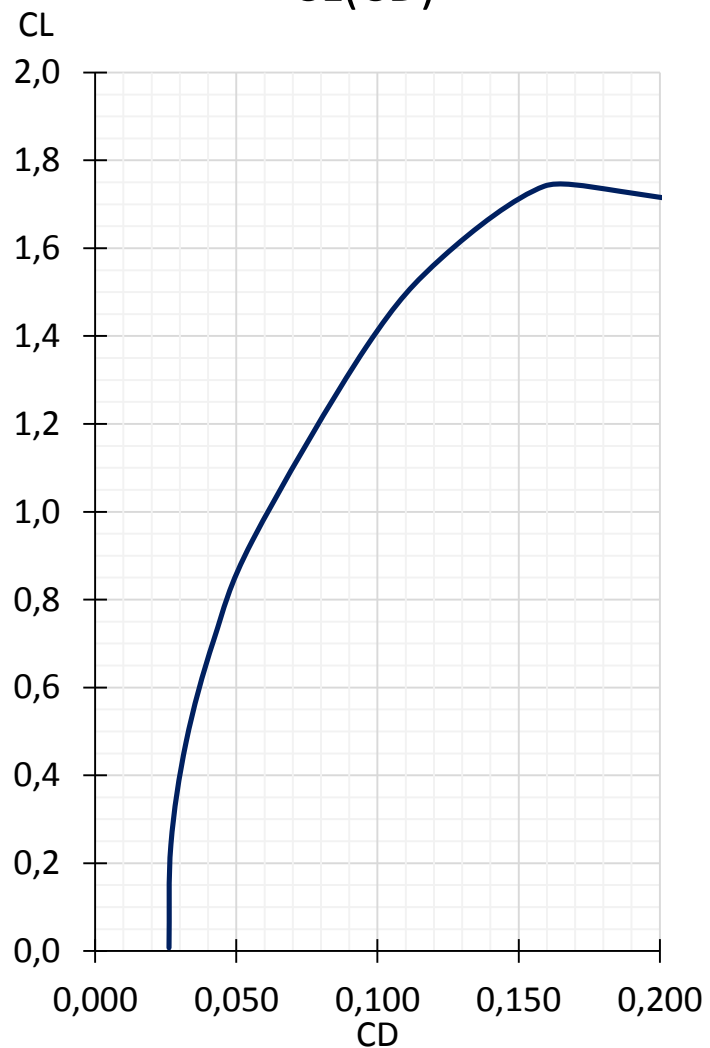


Conference SymKom 2015

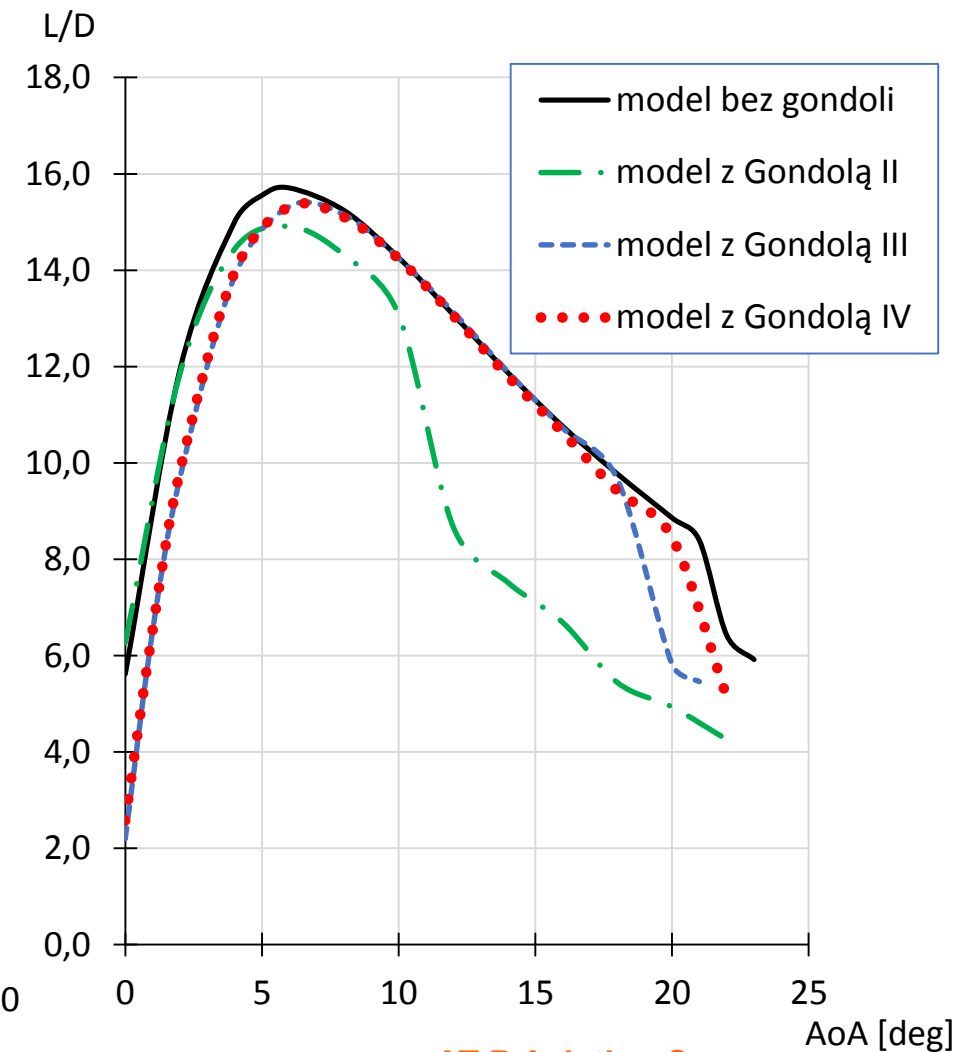
Współczynnik siły nośnej



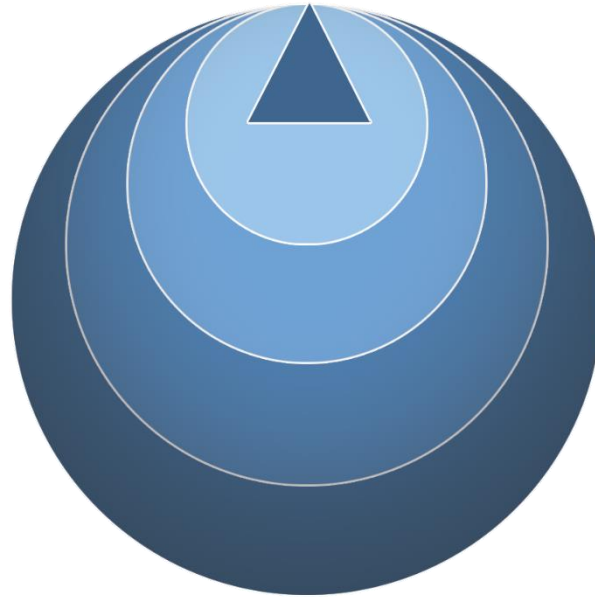
CL(CD)



Doskonałość



Dziękuję Państwu za uwagę



FLOW-LOOK
aerodynamic engineering

Współpracujemy z:

AT-P Aviation Sp. z o.o.



 **RDJ Klima**



POLITECHNIKA WARSZAWSKA

strefa.a
pracownia
architektury