

非構造格子有限体積法・UPACS格子による解析

横浜国立大学大学院

中村 一諒

宮路 幸二



参加課題

課題1

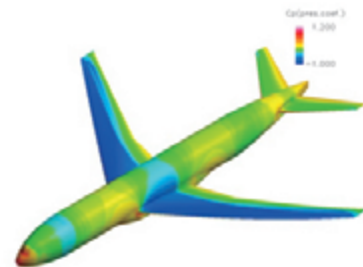
- ・ 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測
→ 風洞試験で計測された変形形状を反映して解析し、
実験と空力係数と表面 C_p 分布を比較する。

格子(尾翼有): Medium格子

$M=0.847$

$Re=2.26 \times 10^6$

迎角: $-0.62, 2.47, 2.94, 3.55, 4.65, 5.72$



CFD計算手法

計算手法

- インハウス:UM2(Unstructure Mixed-element Mesh)
- 支配方程式:N-S方程式+k- ω SST(standard)&SST2003
- 空間離散化:セル節点有限体積法
- 空間精度: Green-Gauss線形再構築(空間2次精度)
+Venkatakrishnanの制限関数
- 非粘性数値流束:SHUS
- 時間積分:Matrix-Free Gauss-Seidel(MFGS)陰解法



乱流モデル

k- ω SSTモデル(Standard)

- 壁面近傍→k- ω モデル, 壁面から離れた領域→k- ϵ モデル
- 乱流剪断応力の輸送効果を考慮

SST-2003モデル

- 基本的にはStandardと同様.
- 変更点は渦動粘性係数の評価方法

$$v_t = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega; |\Omega| F_2)}$$

$|\Omega| \rightarrow$ 渦度の絶対値



$$v_t = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega; S F_2)}$$

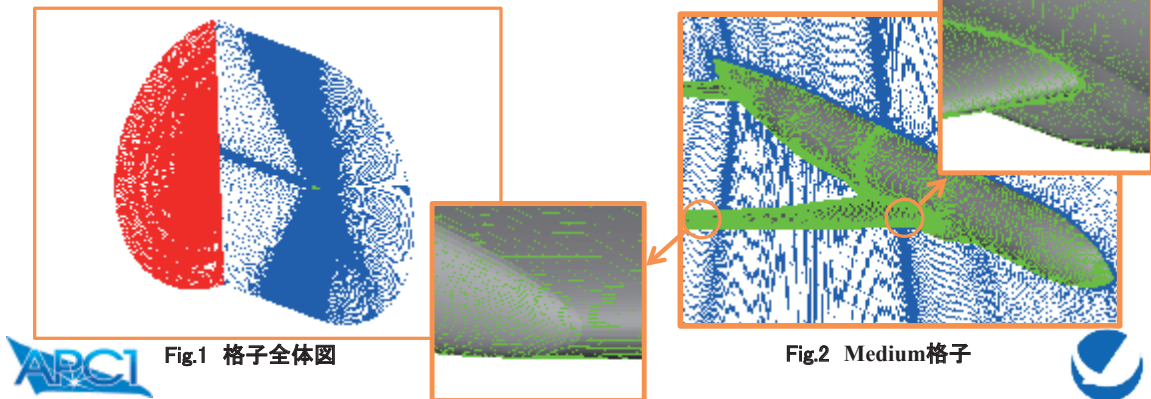
$S \rightarrow$ ひずみ速度の不変測度



計算格子

格子情報

- JAXA提供格子を利用(風洞試験で計測した翼変形を考慮)
- ヘキサ非構造格子にデータ変換されたUPACS構造格子に必要なデータを付加
- Medium格子(ノード数:9,145,023, セル数:9,006,808)

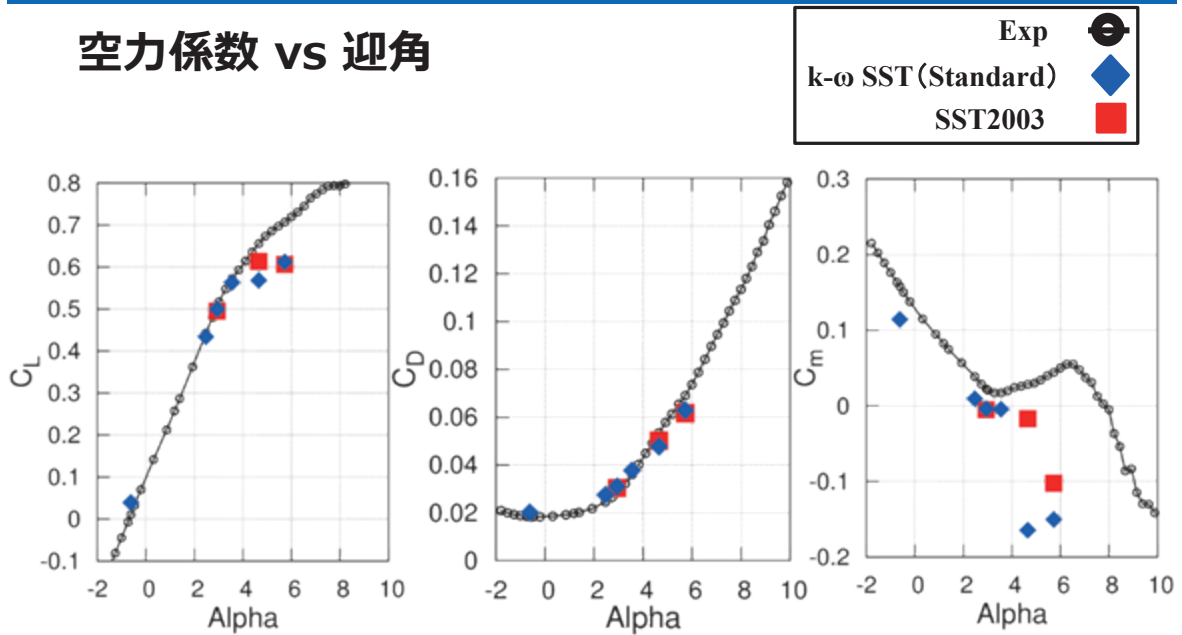


計算ケース

CFD setting

Case	Mach number	Re	Angle of Attack
1	0.847	2.26×10^6	-0.62 [degree]
2			2.47 [degree]
3			2.94 [degree]
4			3.55 [degree]
5			4.65 [degree]
6			5.72 [degree]

空力係数 vs 迎角

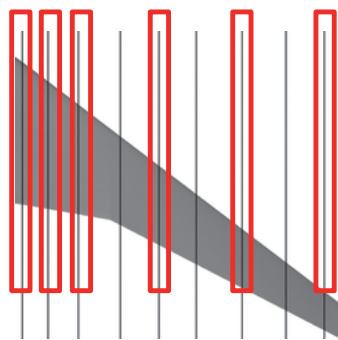


Comment

低迎角時や巡航状態時は比較的良好な結果
 迎角 4° 付近を境に C_m が実験値と異なる傾向



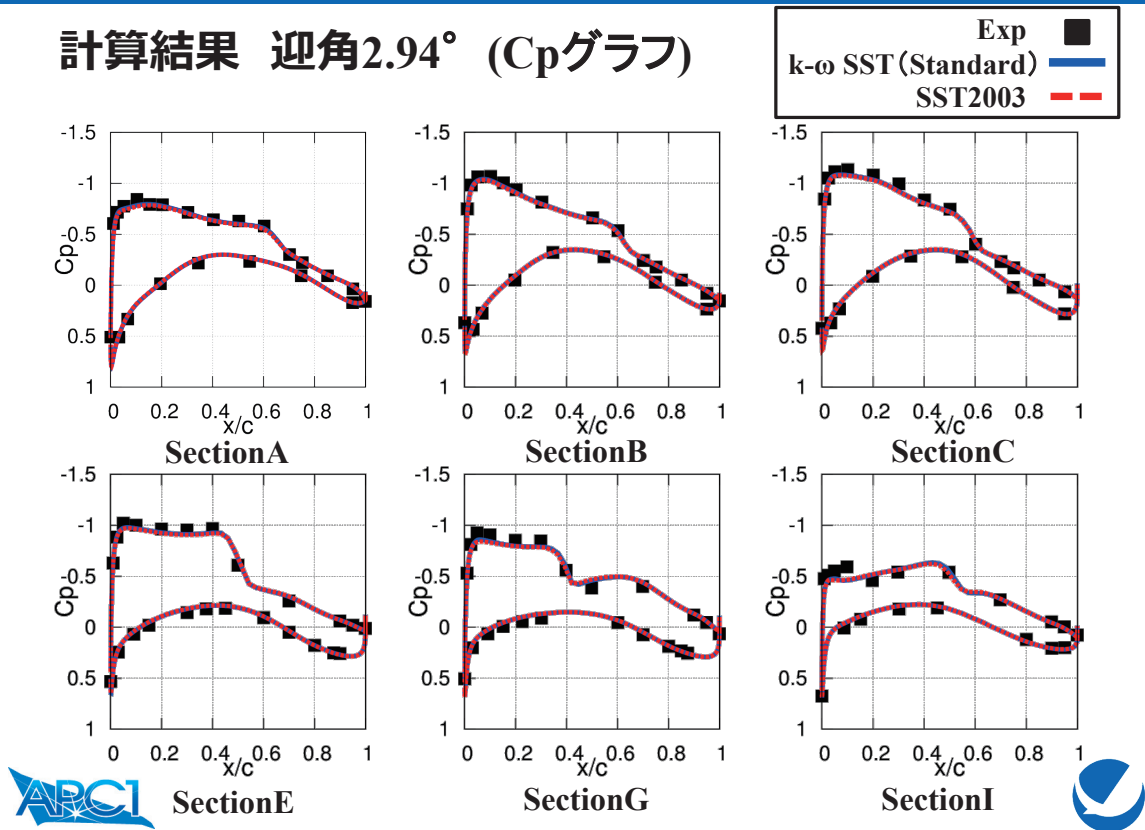
Sectional Cuts



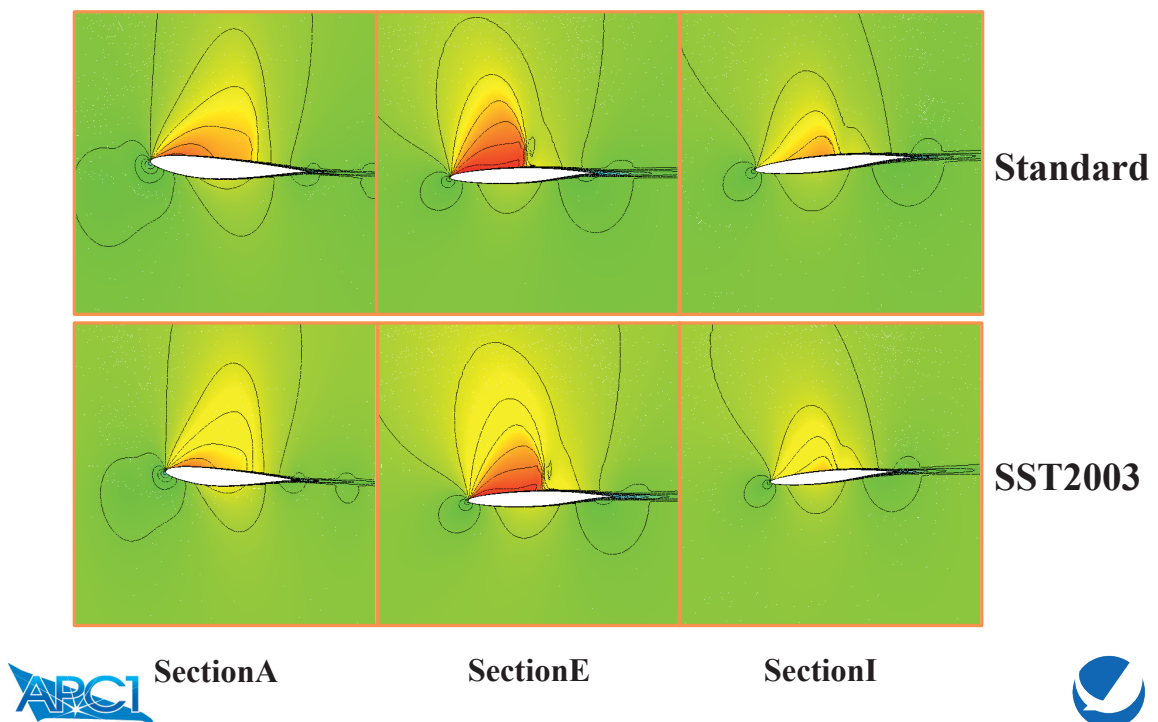
SectionA $(\eta=0.131)$ SectionB $(\eta=0.201)$ SectionC $(\eta=0.283)$ SectionE $(\eta=0.502)$ SectionG $(\eta=0.727)$ SectionI $(\eta=0.950)$



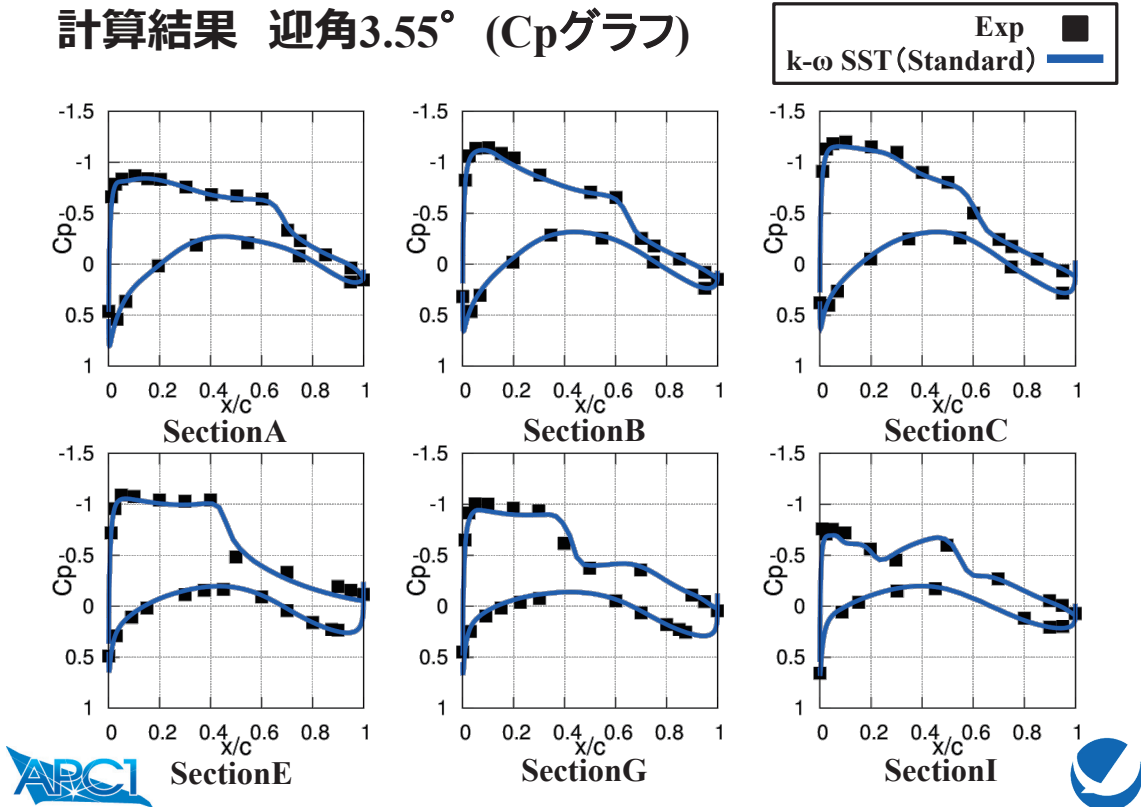
計算結果 迎角2.94° (Cpグラフ)



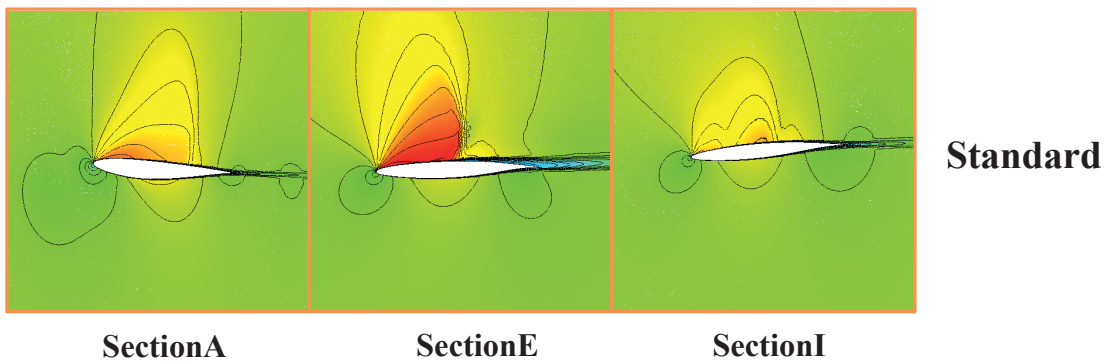
計算結果 迎角2.94° (マッハ数分布)



計算結果 迎角3.55° (Cpグラフ)

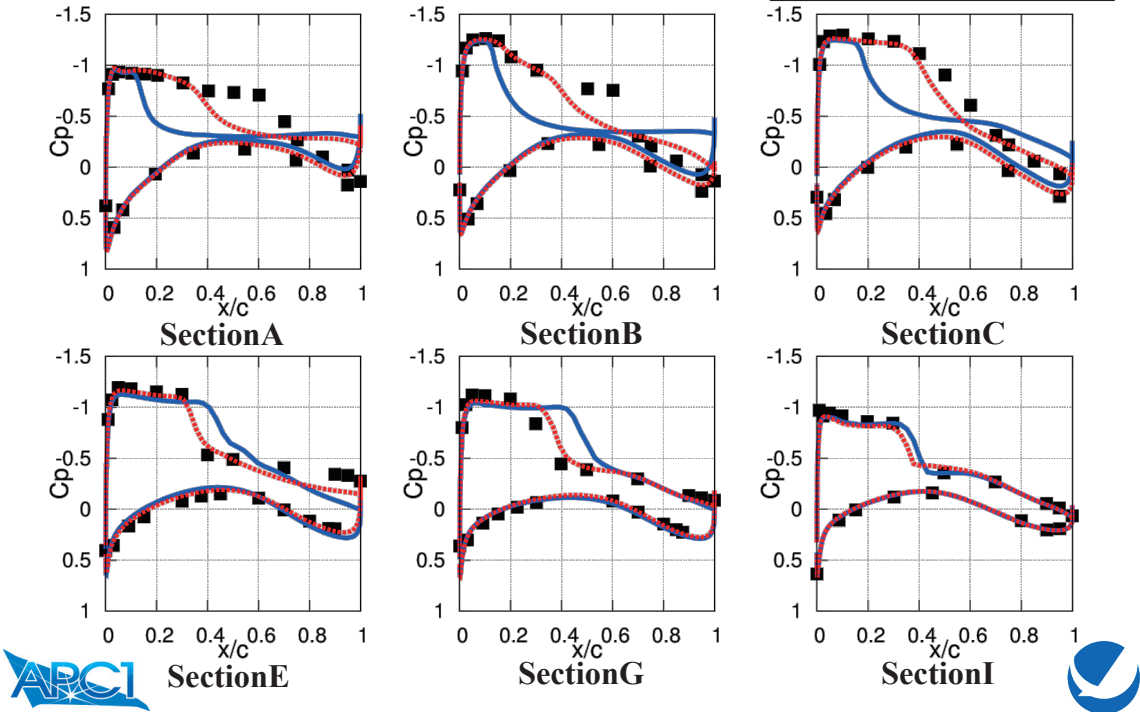


計算結果 迎角3.55° (マッハ数分布)

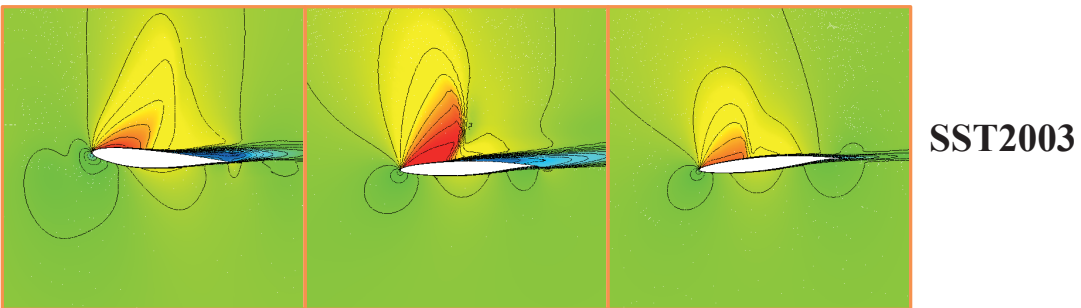
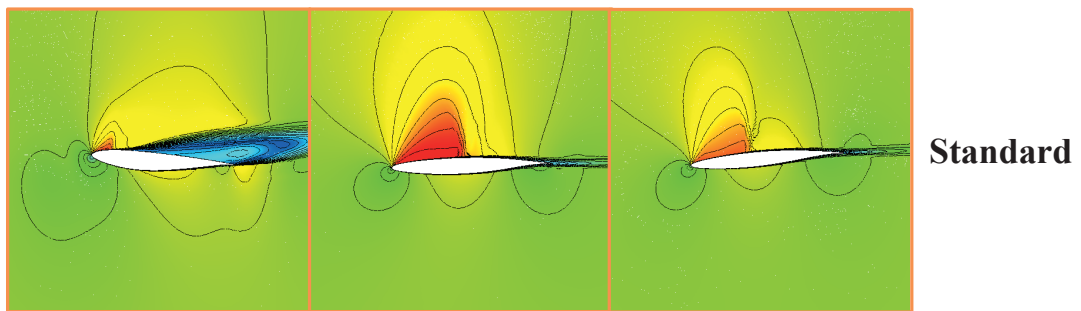


- 巡航状態および巡航状態付近の迎角ではCpグラフや空力係数において実験値と良好な一致を得ることができた。また2つの乱流モデルによる差は見られなかった。

計算結果 迎角4.65° (Cpグラフ)



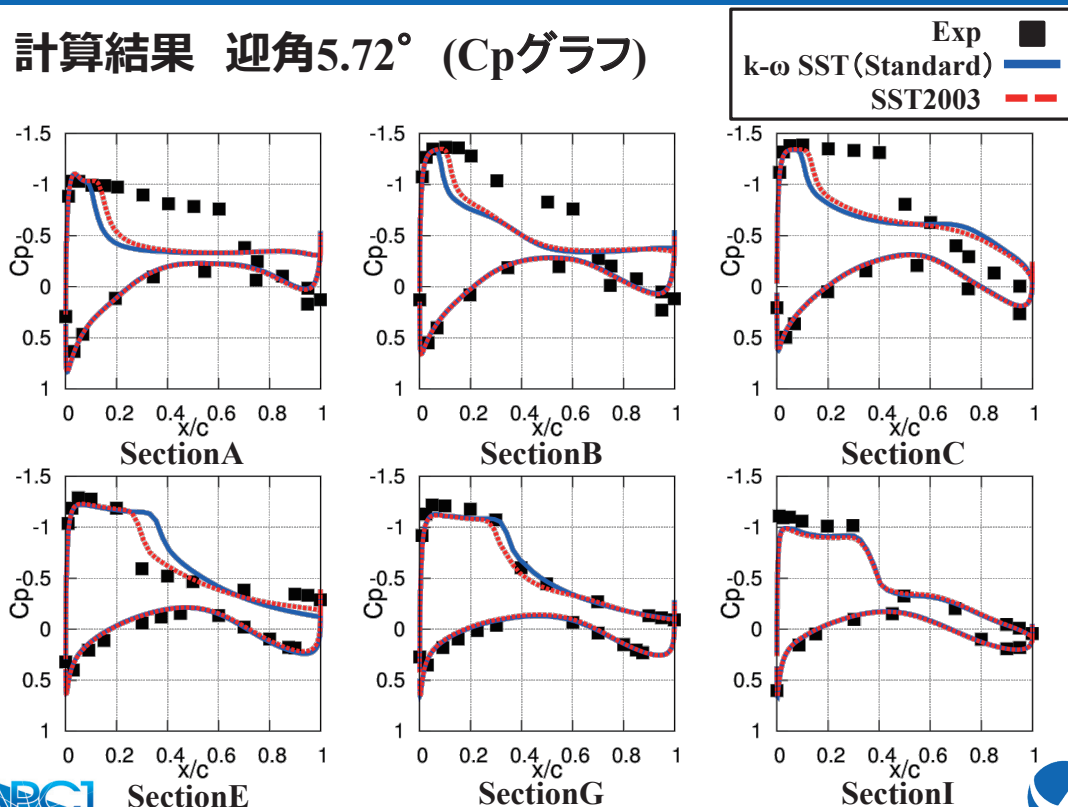
計算結果 迎角4.65°(マッハ数分布)



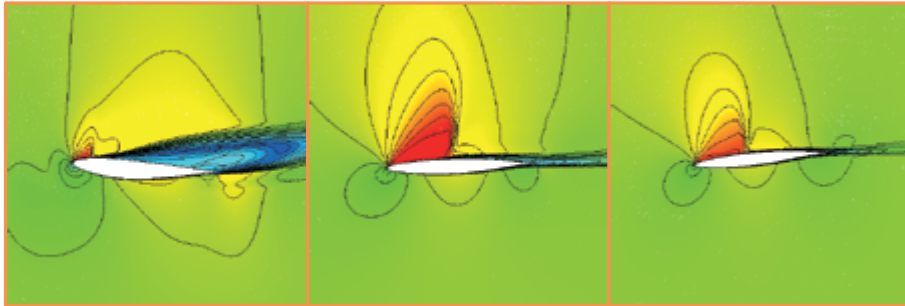
計算結果 迎角4.65°(表面流線)



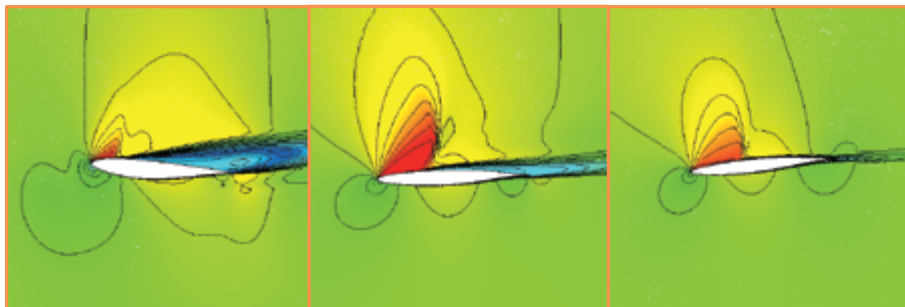
計算結果 迎角5.72° (Cpグラフ)



計算結果 迎角5.72°(マッハ数分布)



Standard



SST2003



SectionA

SectionE

SectionI



計算結果 迎角5.72°(表面流線)



迎角5.72°
k- ω SST



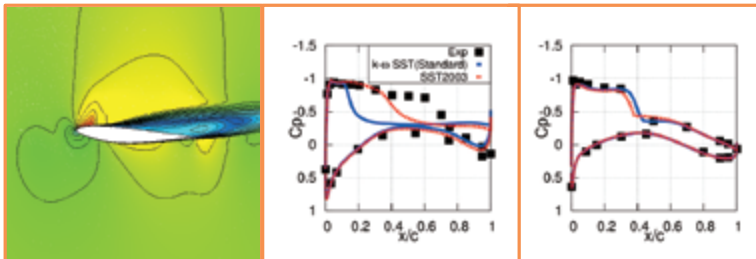
迎角5.72°
SST2003



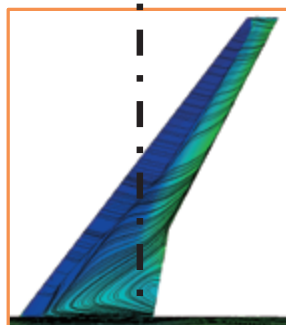
高迎角時における剥離現象

ケース:迎角4.65°

	C_L	C_D	C_m
実験	0.655	0.053	0.028
CFD	0.568	0.047	-0.164



ピッチングモーメント軸



SectionA マッハ数分布 Section A 圧力係数分布 Section I 圧力係数分布

翼胴結合部前縁での剥離発生により圧力の増加

頭下げモーメントが増加し, ピッチングモーメントの実験値と大きな誤差につながった.



まとめ

六面体セル格子と有限体積法CFDによるRANS解析を行った.

- 迎角4° 程度までは、k- ω 'standard'モデルにより、空力係数, C_p 分布とも実験と良好な一致を得た.
- 迎角4° を超える2ケースでは剥離が過大であった. 'SST-2003'モデルにより, 4.65° では剥離を抑制する傾向が得られた. いずれのモデルも 巡航状態では差異が無いことを確認した.

