

# データ同化によって再考されたモデル定数を用いたSST2003乱流モデルによる解析

加藤 博司(JAXA)  
石向 桂一(旭川高専)  
吉澤 徹(東大)

**First Aerodynamics Prediction Challenge**  
**2015年7月3日(金)**



➔ 計算手法

## 計算手法



- ➔ 課題1.1
- ➔ 計算手法
  - コード名: FaSTAR v4.1.5 (セル中心)
  - 格子: **UPACS (Medium)**
  - 離散化手法: 有限体積
  - 非粘性流束: HLLEW
  - 時間積分: LU-SGS
  - 勾配評価: GLSQ
  - 高次精度化: U-MUSCL
  - 勾配制限関数: Hishida(van Leer type)
  - 乱流モデル: SST-2003 **with optimized  $a_1$**

2015年7月3日(金)

First Aerodynamics Prediction Challenge

3



## ➔ 計算格子

2015年7月3日(金)

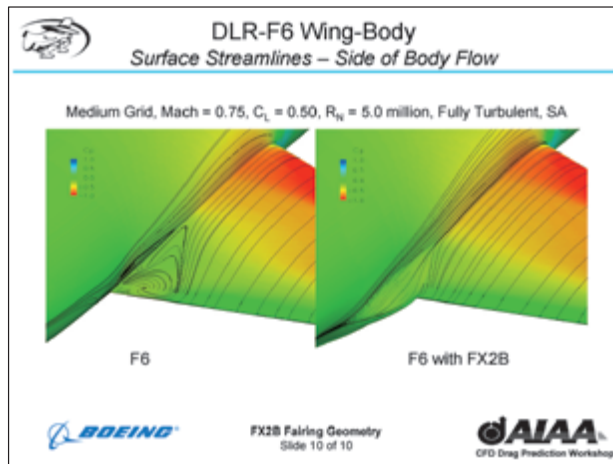
First Aerodynamics Prediction Challenge

4

## 計算格子 1/6



→ 3rd AIAA CFD Drag Prediction Workshop (DPW3)



John C. Vassberg, Anthony J. Sclafani, and Mark A. DeHaan  
A Wing-Body Fairing Design for the DLR-F6 Model: A DPW-III Case Study

DPW2

翼胴結合部で乱流モデルが  
剥離を過大予測



DPW3

剥離を抑えるために**フェアリング**  
**グ**を設置して剥離を抑制

2015年7月3日(金)

First Aerodynamics Prediction Challenge

5

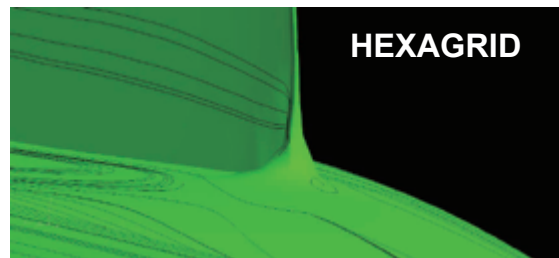
## 計算格子 2/6



→ 翼胴結合部の計算格子(提供格子)



UPACS



HEXAGRID

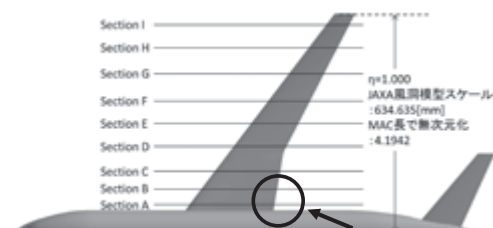


MEGG3D

翼根の盛り上がり“なし”

翼根の盛り上がり“あり”

剥離抑制効果？



2015年7月3日(金)

First Aerodynamics Prediction Challenge

6

## 計算格子 3/6



### → 流線の比較

迎角: 4.65 [deg.]

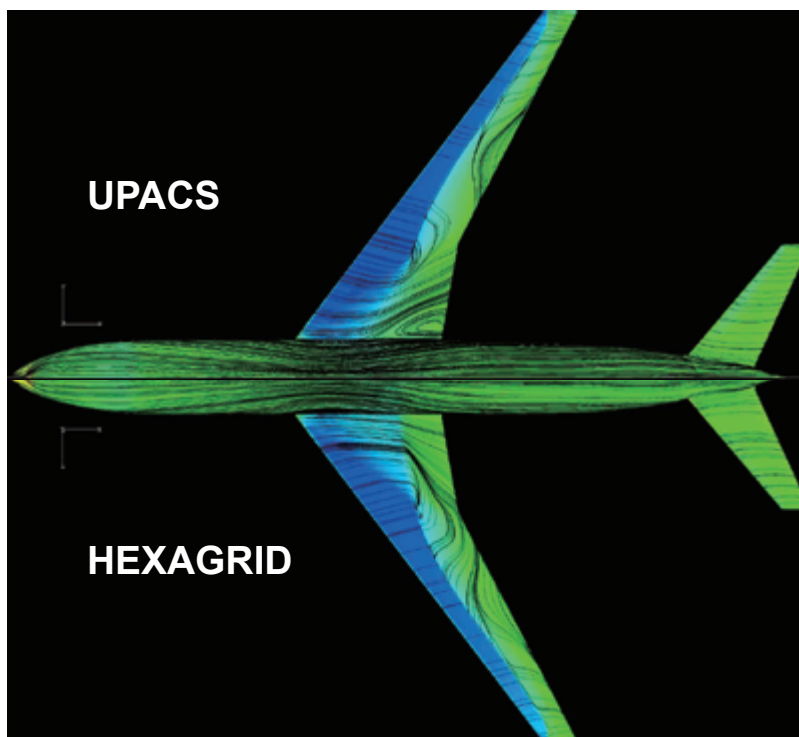
計算手法は、共に  
同じ(乱流モデル:  
SST-2003)

#### UPACS

翼胴結合部で  
大規模剥離

#### HEXAGRID

翼胴結合部で  
剥離生じず

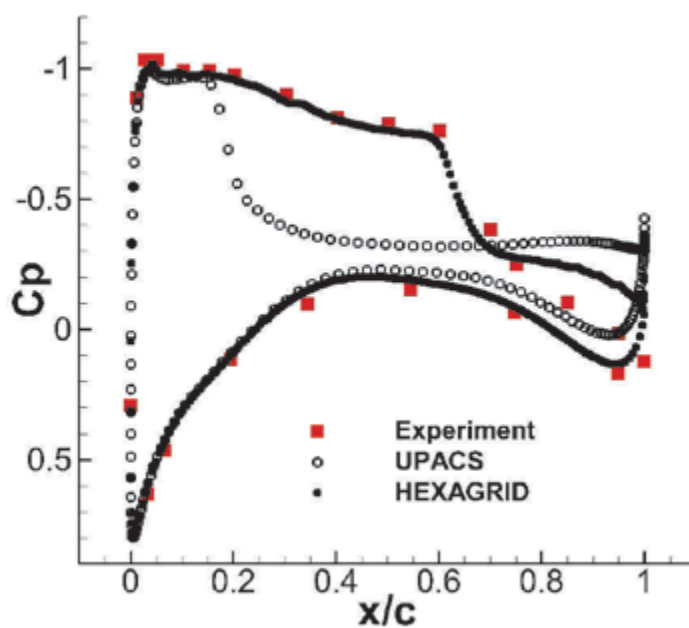
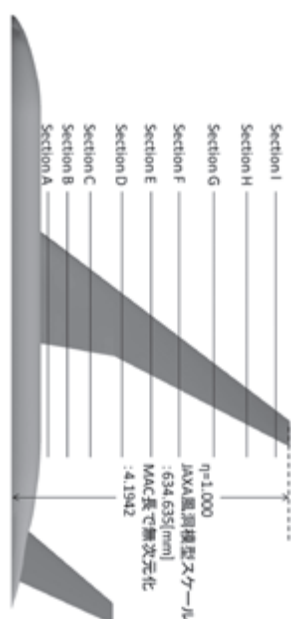


2015年7月3日(金)

## 計算格子 4/6



### → 圧力係数の比較



Section A (迎角5.72 [deg.])

2015年7月3日(金)

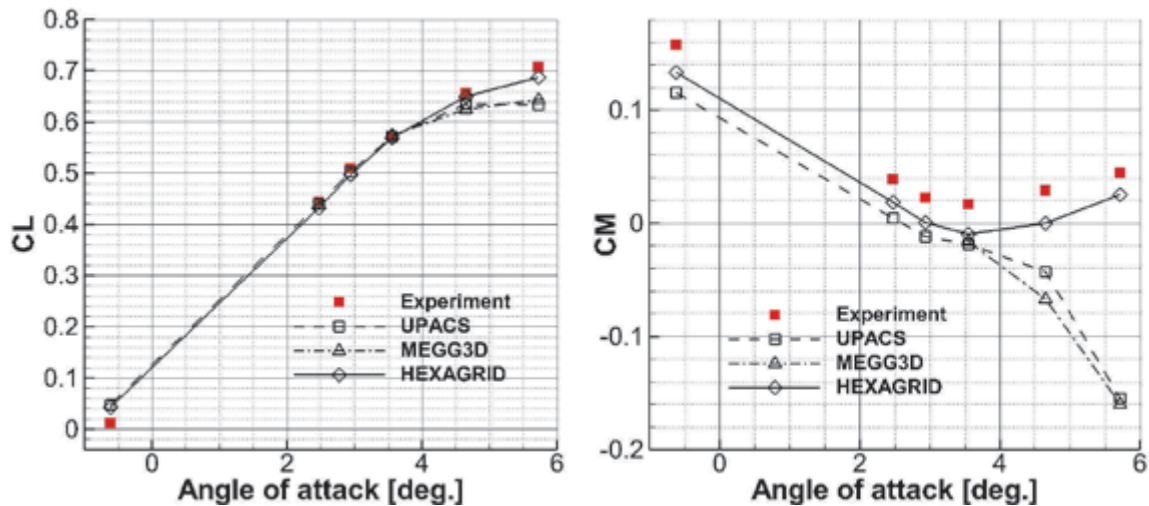
First Aerodynamics Prediction Challenge

8

## 計算格子 5/6



### → 空力係数の比較



(提供されている)HEXAGRIDの計算結果:  
**計算格子の影響による(?)**剥離抑制により高い予測性能

2015年7月3日(金)

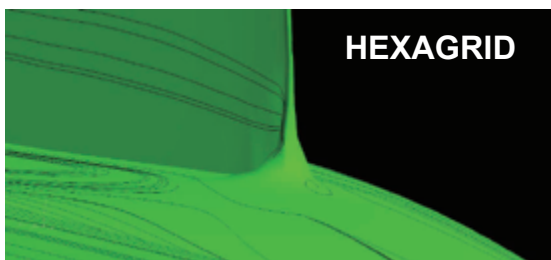
First Aerodynamics Prediction Challenge

9

## 計算格子 6/6



### → 乱流モデル検証のための計算格子



乱流モデルの予測性能が  
正しく評価されていない



乱流モデルの予測性能を  
正しく評価(剥離の過大予測)  
 ✓ 乱流モデルの検証をしたい  
 のであれば、UPACS、  
 MEGG3Dの格子を用いる  
 べき

2015年7月3日(金)

First Aerodynamics Prediction Challenge

10



## ➔ 乱流モデル

2015年7月3日(金)

First Aerodynamics Prediction Challenge

11

## 乱流モデル 1/4



- ➔ Menter k- $\omega$  shear stress transport (SST) turbulence model
  - (等方性)渦粘性型乱流モデル
  - Spalart-Allmaras (SA) modelと並んで広く利用される

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = P - \beta^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right],$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} = \frac{\gamma}{\nu_t} P - \beta^* \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}.$$

$$\nu_t = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, \Omega F_2)}.$$

特徴:

k- $\varepsilon$ モデルをベースとしているが、混合関数 $F_1, F_2$ の導入により壁近傍でk- $\omega$ モデルへスイッチングし、壁近傍での扱いが難しい $\varepsilon$ の問題を緩和

2015年7月3日(金)

First Aerodynamics Prediction Challenge

12



## 乱流モデル 2/4



- ➔ Menter k- $\omega$  shear stress transport (SST) turbulence model
  - with Vorticity Source Term (SST-V)
  - from 2003 (SST-2003)
  - with Controlled Decay (SST-sust)
  - with Controlled Decay and Vorticity Source Term (SST-Vsust)
  - with Rotation/Curvature Correction (SST-RC)
  - with Hellsten's Simplified Rotation/Curvature Correction (SST-RC-Hellsten)

(Reference: Turbulence Modeling Resource)

2015年7月3日(金)

First Aerodynamics Prediction Challenge

13

## 乱流モデル 3/4



- ➔ SSTモデルとSST-2003モデルの違い
  - 乱流粘性係数の評価式が異なる

SSTモデル

$$\nu_t = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, \Omega F_2)}$$



“渦度”から  
“ひずみ速度”へ

SST-2003モデル

$$\nu_t = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, S F_2)}$$

SSTモデルの乱流粘性係数の評価式

- Johnson-King (JK) modelで実証された乱流せん断応力の移流効果を表現
- 逆圧力勾配を伴う流れ場の予測 (剥離予測)を考慮

SSTモデル

- パラメータ値  $a_1 = 0.31$

SST-2003モデル

- パラメータ値  $a_1 = 0.31?$  ←再考

“Optimization of Parameter Values aided by Data Assimilation: Application to the SST Turbulence Model” Hiroshi Kato, Keiich Ishiko, and Akira Yoshizawa (JAXA),  
AIAA Journal (Under review)

2015年7月3日(金)

First Aerodynamics Prediction Challenge

14

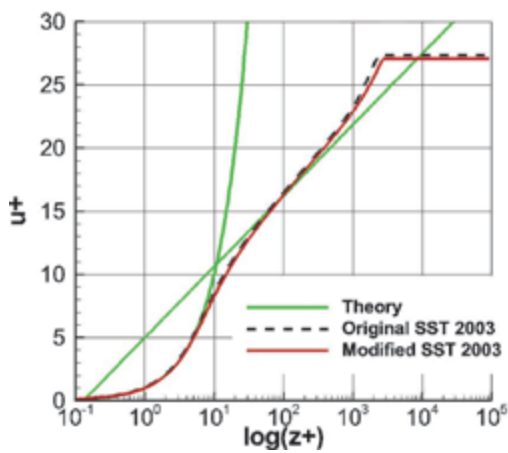
## 乱流モデル 4/4



→ ロバストなパラメータ  $a_1$

自由せん断層

$$v_t = \frac{k}{\omega}$$



対数則

Turbulence Modeling Resource “2D Zero Pressure Gradient Flat Plate Verification Case”  
( $M=0.2$ ,  $Re=5 \text{ mil.}$ ,  $T_{ref}=540 \text{ R}$ )

逆圧力勾配  $v_t = \frac{a_1 k}{\Omega F_2}$   $v_t = \frac{a_1 k}{S F_2}$

SST                      SST-2003

(以下の流れ場でも検証済み)

- 2D Backward facing step
- 2D transonic flow around the RAE 2822 airfoil
- 3D transonic flow around the ONERA M6 wing

逆圧力勾配ない流れ場  
✓ 同等の予測性能  
逆圧力勾配ある流れ場  
✓ より良い予測性能

2015年7月3日(金)

First Aerodynamics Prediction Challenge

15



→ 結果

2015年7月3日(金)

First Aerodynamics Prediction Challenge

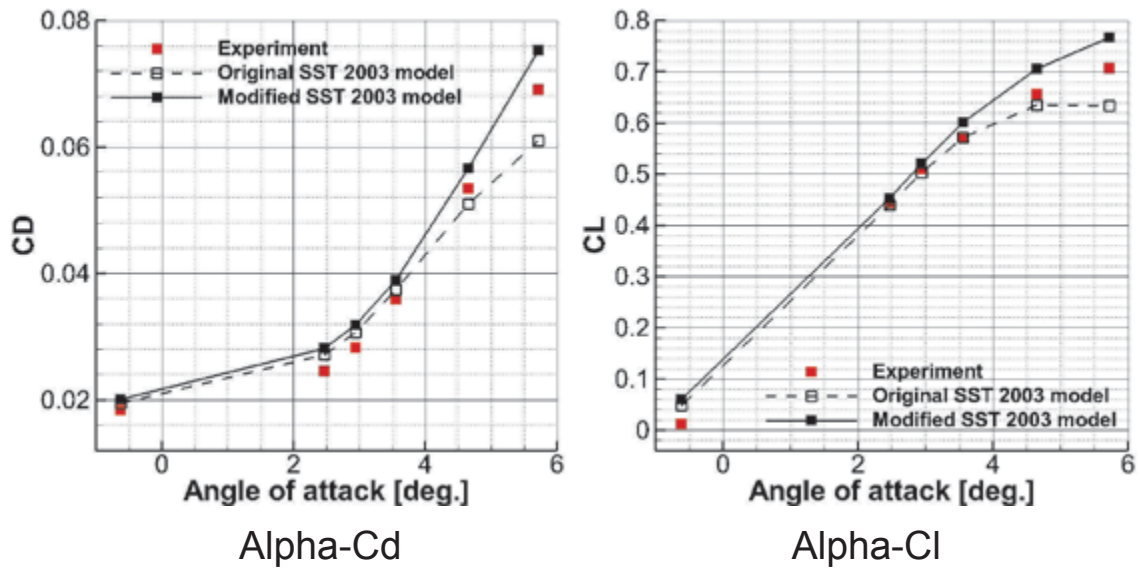
16



## 結果 1/11



### → 空力係数



2015年7月3日(金)

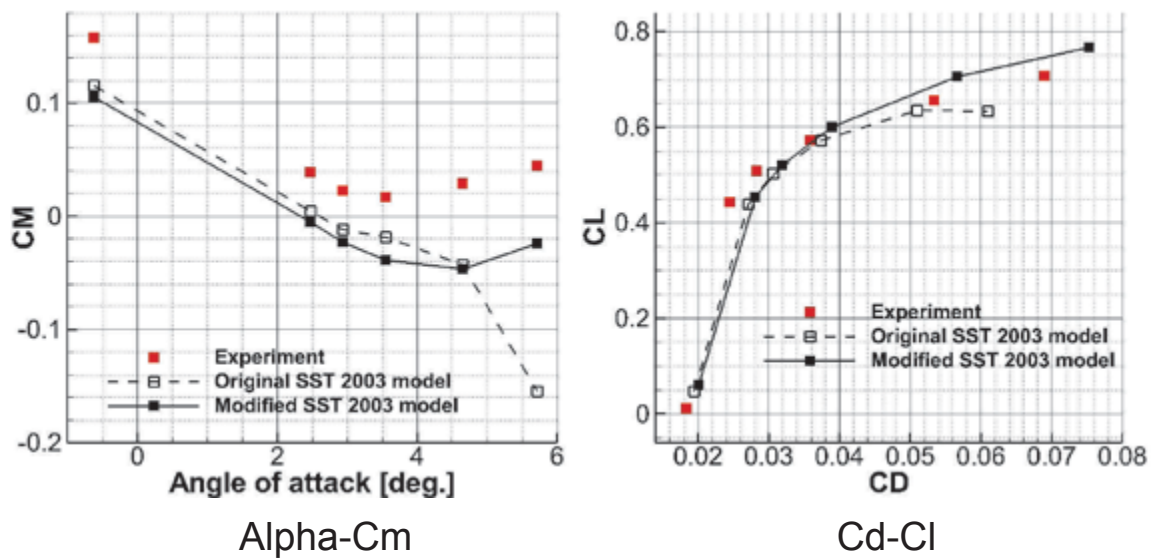
First Aerodynamics Prediction Challenge

17

## 結果 2/11



### → 空力係数



2015年7月3日(金)

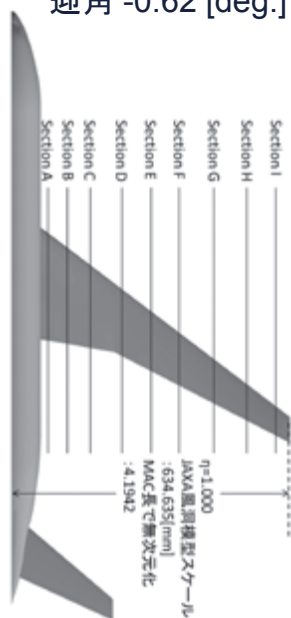
First Aerodynamics Prediction Challenge

18

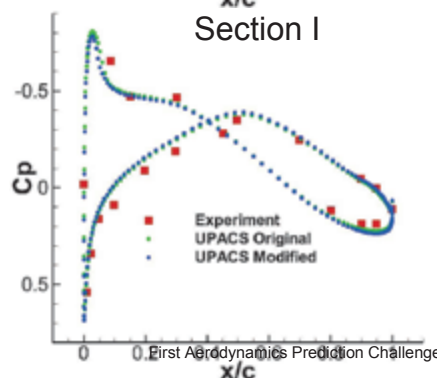
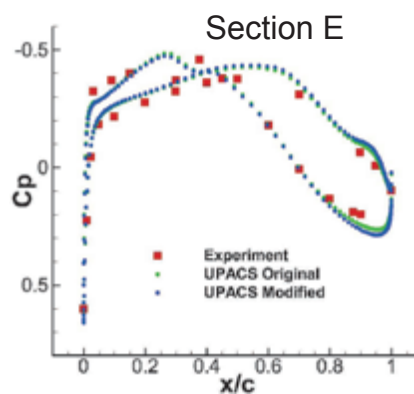
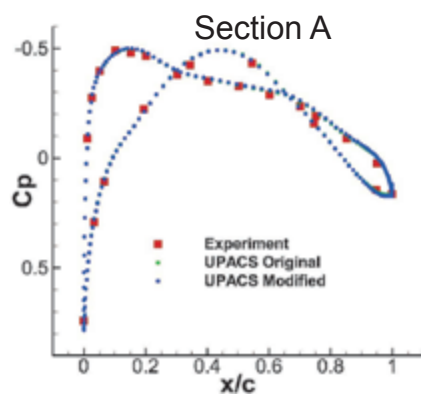
## 結果 3/11



→ 圧力係数  
迎角 -0.62 [deg.]



2015年7月3日(金)



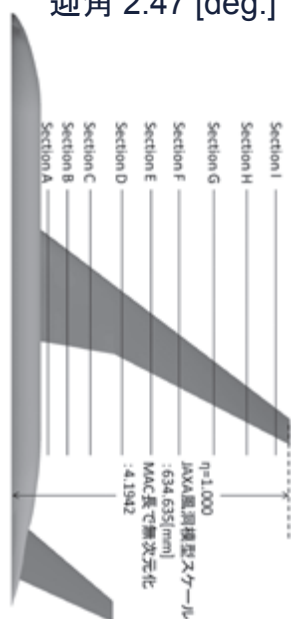
First Aerodynamics Prediction Challenge

19

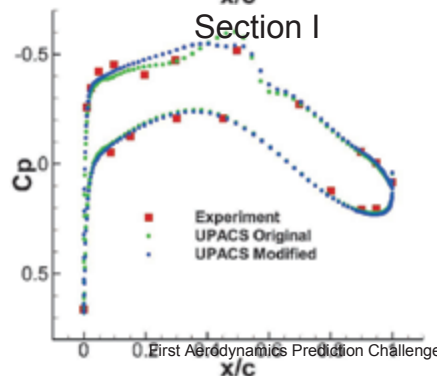
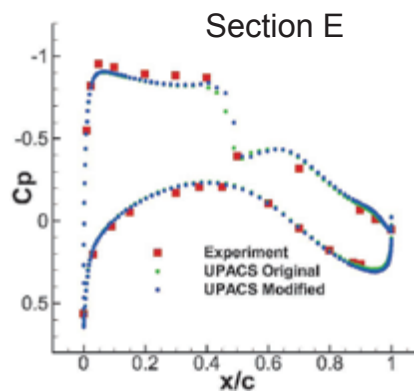
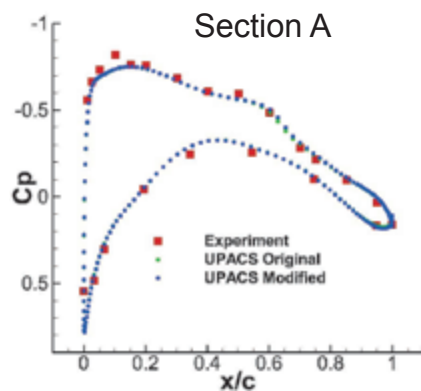
## 結果 4/11



→ 圧力係数  
迎角 2.47 [deg.]



2015年7月3日(金)



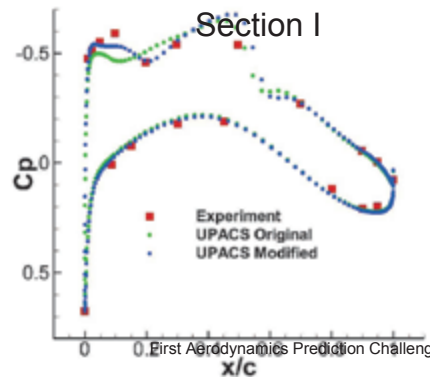
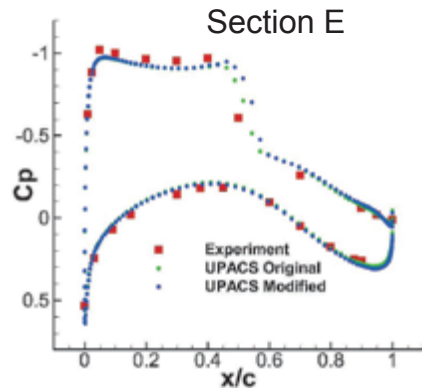
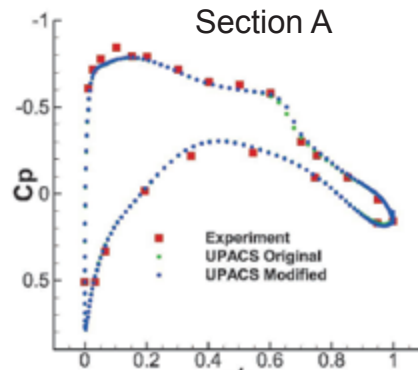
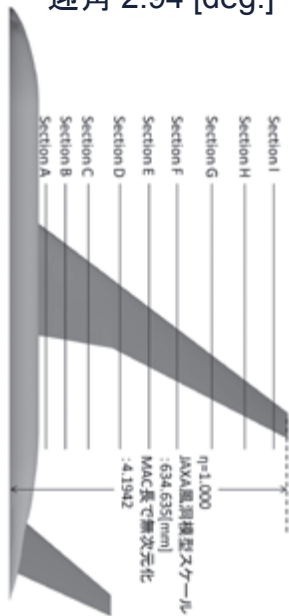
First Aerodynamics Prediction Challenge

20

## 結果 5/11



→ 圧力係数  
迎角 2.94 [deg.]



2015年7月3日(金)

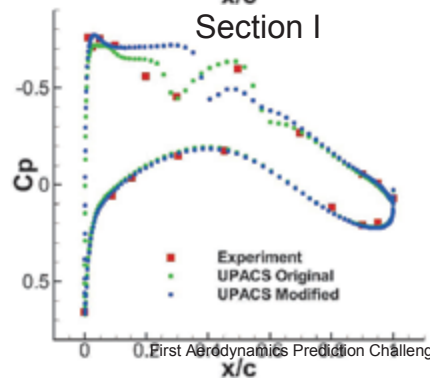
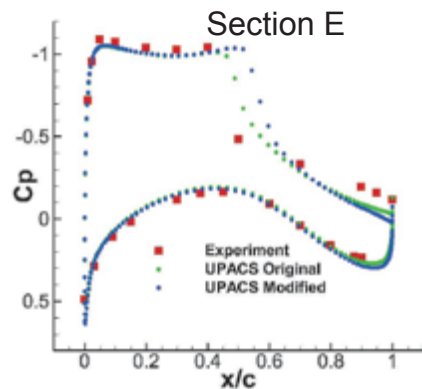
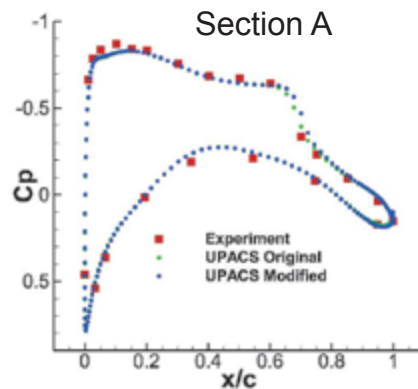
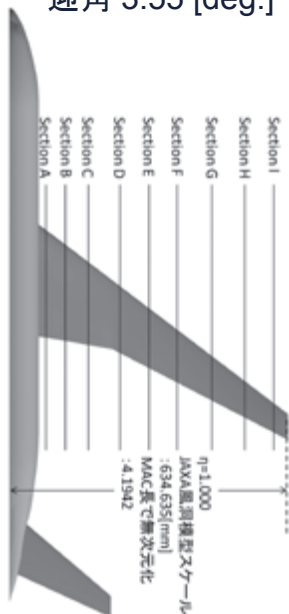
First Aerodynamics Prediction Challenge

21

## 結果 6/11



→ 圧力係数  
迎角 3.55 [deg.]



2015年7月3日(金)

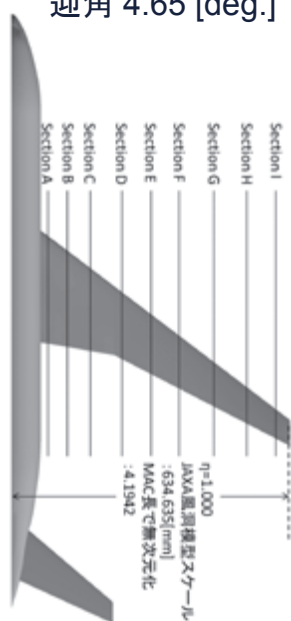
First Aerodynamics Prediction Challenge

22

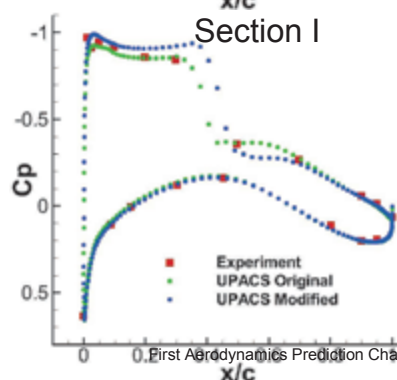
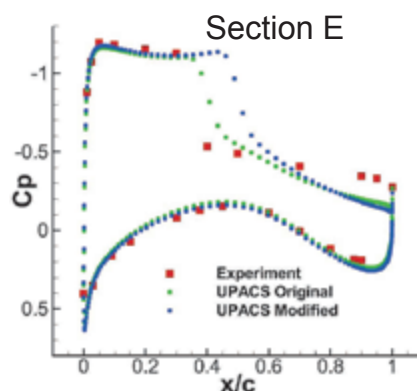
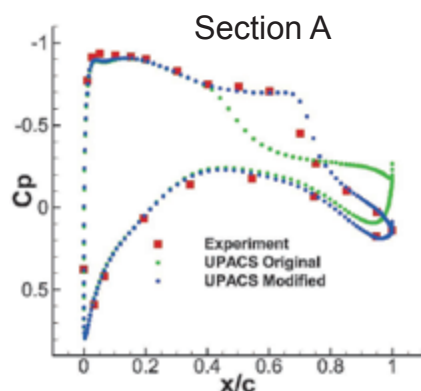
## 結果 7/11



→ 圧力係数  
迎角 4.65 [deg.]



2015年7月3日(金)



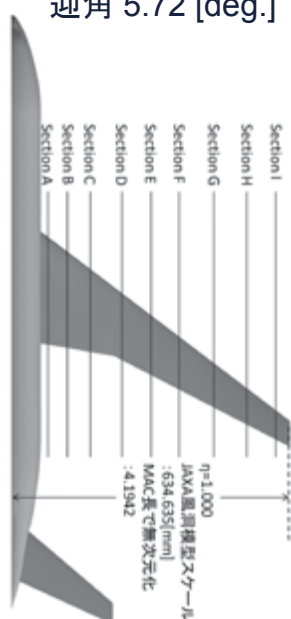
First Aerodynamics Prediction Challenge

23

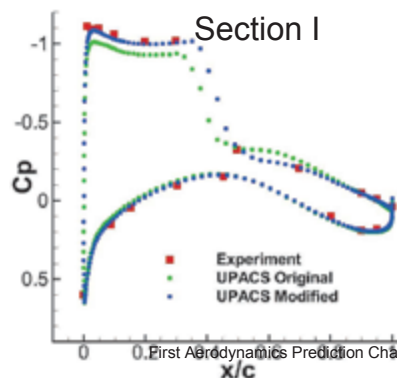
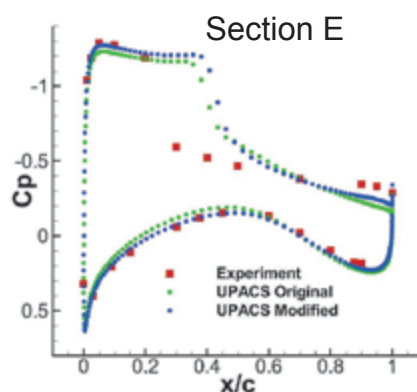
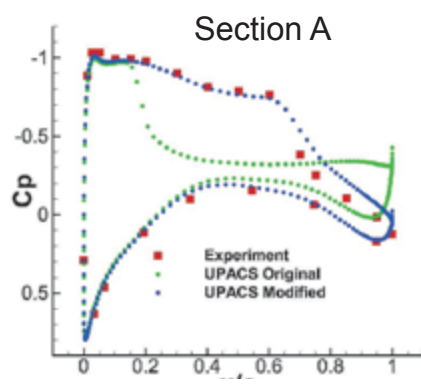
## 結果 8/11



→ 圧力係数  
迎角 5.72 [deg.]



2015年7月3日(金)



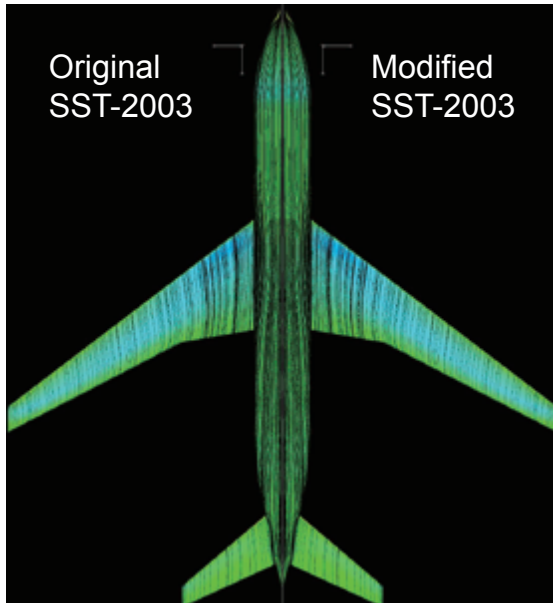
First Aerodynamics Prediction Challenge

24

## 結果 9/11

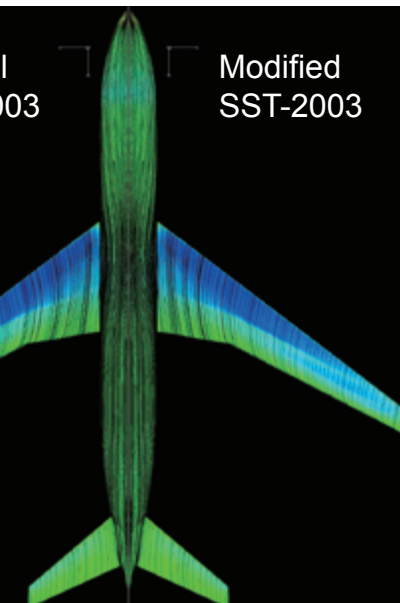


### → 表面流線



2015年7月3日(金)

First Aerodynamics Prediction Challenge

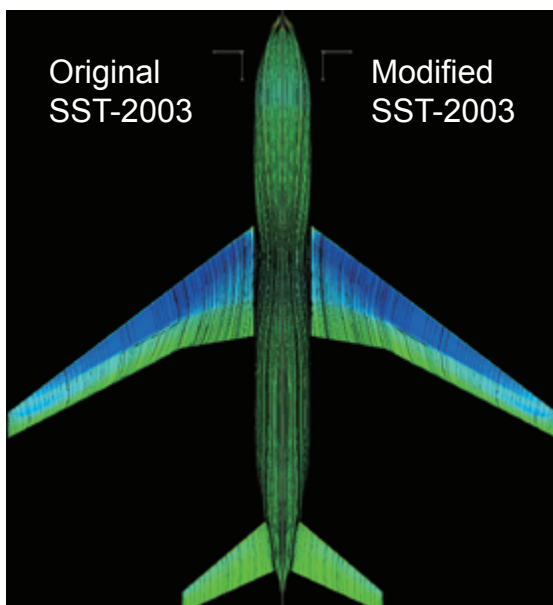


25

## 結果 10/11

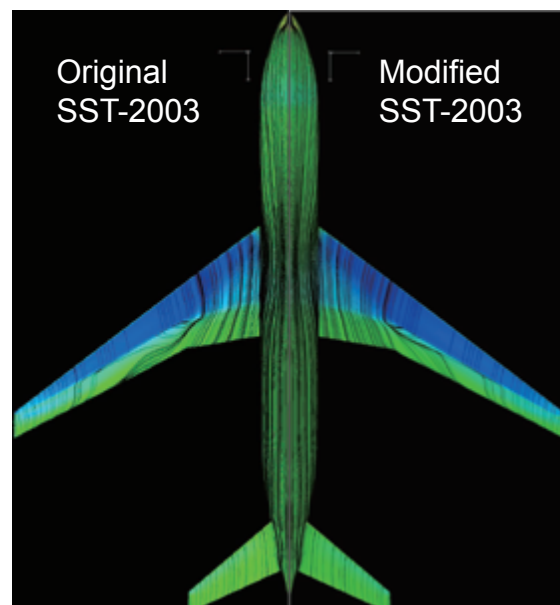


### → 表面流線



2015年7月3日(金)

First Aerodynamics Prediction Challenge

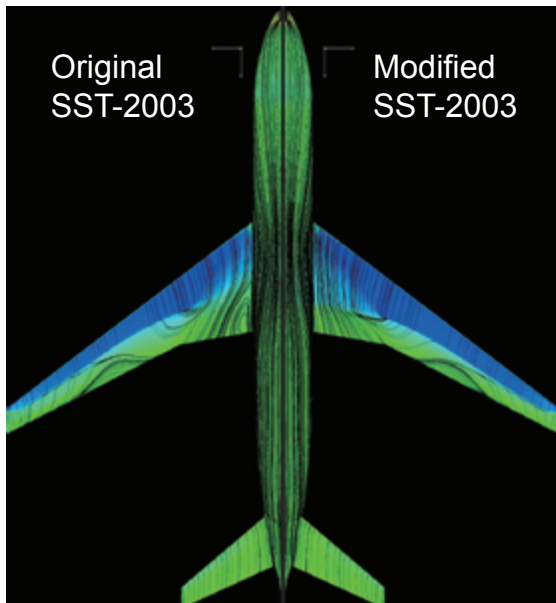


26

## 結果 11/11

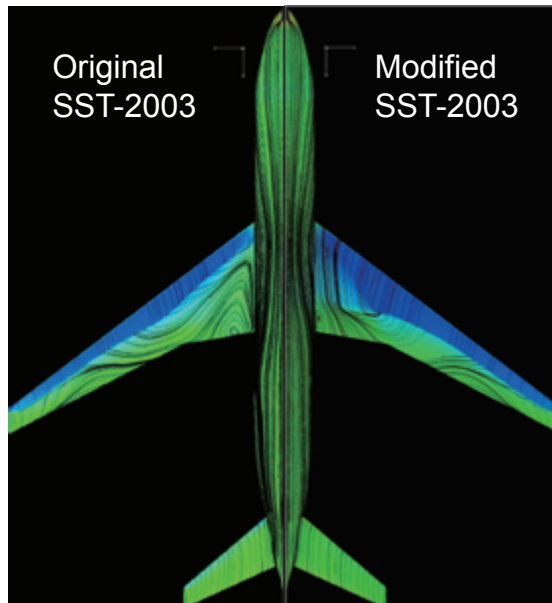


### → 表面流線



迎角 4.65 [deg.]

2015年7月3日(金)



迎角 5.72 [deg.]

First Aerodynamics Prediction Challenge

27



### → まとめ

2015年7月3日(金)

First Aerodynamics Prediction Challenge

28



## まとめ



- ➔ SST-2003 with optimized  $\alpha_1$ をAPC-Iの課題に適用した
- ➔ 全機形状の計算では、翼胴結合部の格子の質を詳細に確認する必要性があることが分かった
  - 今回の(提供されている)HEXAGRIDの計算結果は、乱流モデルの予測性能を正しく評価していないと思われる
- ➔ 等方性乱流モデル(SST-2003)でも**モデルの不確かな部分を最適化(モデル予測性能最大化)**すれば、翼胴結合部の剥離を過大評価しないことを確認した
  - 今回の翼胴結合部の流れ場は、乱流の非等方成分が卓越しているわけではないことが示唆できる
  - **SA、SST等提案されているモデルを“ただ”使うだけでなく、モデルが本来持っている性能を引き出す活動も重要ではないか？**
- ➔ ただし、等方性乱流モデルの予測性能は完璧ではない
- ➔ 今後、非等方性乱流モデル等のより高次の乱流モデルや遷移モデルを対象にデータ同化を活用したモデルの高度化に取り組む予定

2015年7月3日(金)

First Aerodynamics Prediction Challenge

29



2015年7月3日(金)

First Aerodynamics Prediction Challenge

30