



1

第47回流体力学講演会/第33回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム  
 First Aerodynamics Prediction Challenge (APC-I) プログラム  
 東京大学 生産技術研究所 駒場リサーチキャンパスAn棟



## FVMによる HexaGrid・UPACS格子を用いた解析

○熊田健太 澤田恵介(東北大)

2015/7/3

First Aerodynamics Prediction Challenge

## 数値計算手法

2

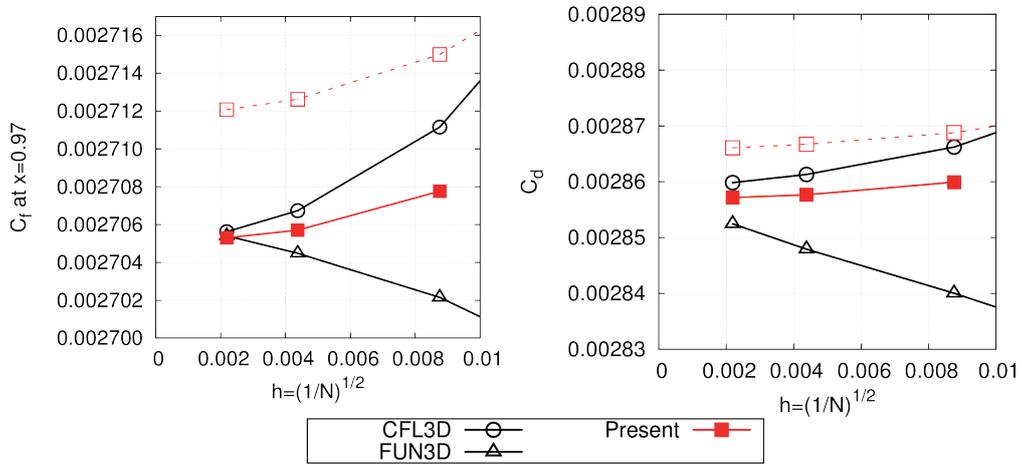
非構造三次元有限体積コード	
支配方程式	Navier-Stokes方程式
乱流モデル	Spalart-Allmaras noft2-R ( $C_{rot}=2.0$ )
空間離散化	セル中心有限体積法
対流流束評価	SLAU (Thornber's correction)
高次精度補間	UMUSCL( $\chi=0.5$ )
勾配評価	Green-Gauss
制限関数	Venkatakrisnan
時間積分	LU-SGS
時間精度	2次精度 (3 point backward Euler)
領域分割	Metis
並列化	MPI

2015/7/3

First Aerodynamics Prediction Challenge

## Verificationの課題(課題0-1)

3



- $C_f$ の収束値はCFL3DやFUN3Dとよく一致
- $C_d$ もCFL3DやFUN3Dと同程度の値に収束

※ 白抜き・点線は提出データ  
流入条件に誤って一様流入条件を適応していたため修正

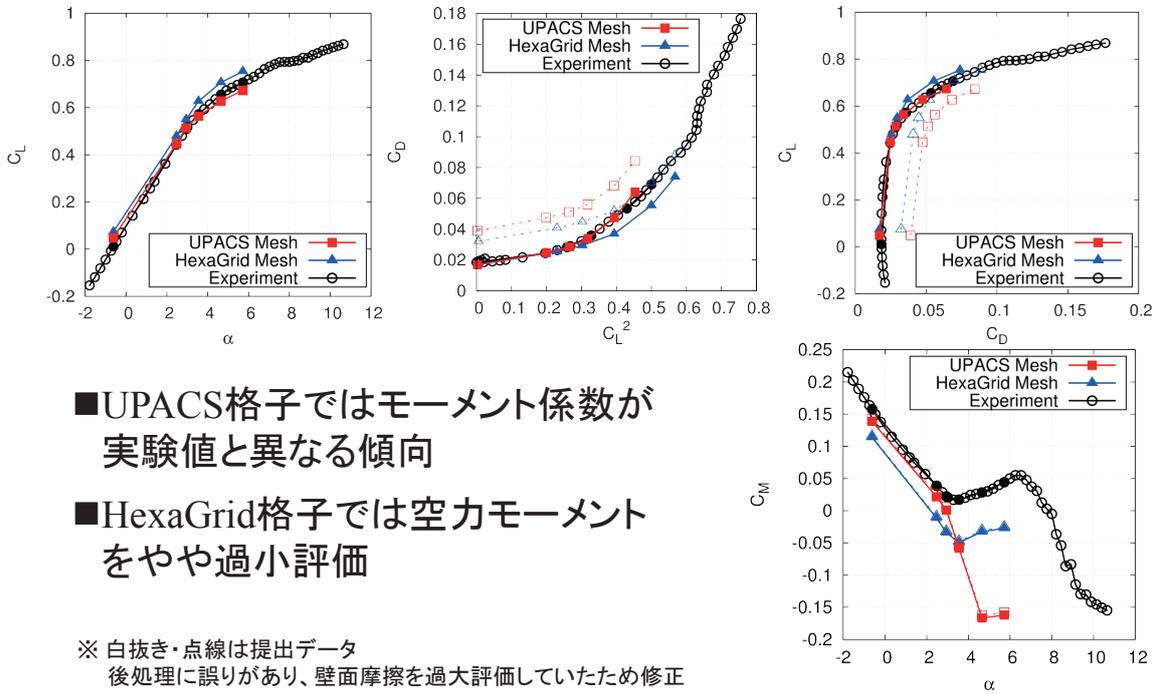
4

## 課題1-1

提供されたUPACS格子, HexaGrid格子(Medium)を使用

## 空力係数の比較

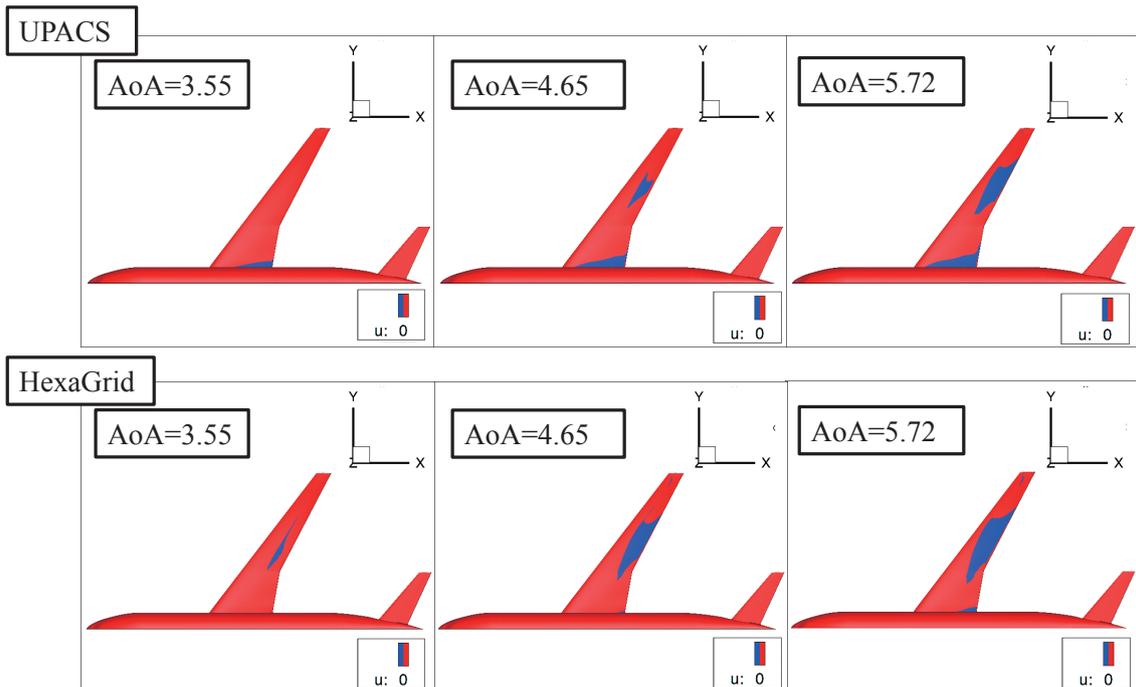
5



2015/7/3 First Aerodynamics Prediction Challenge

## 迎角剥離位置の比較

6

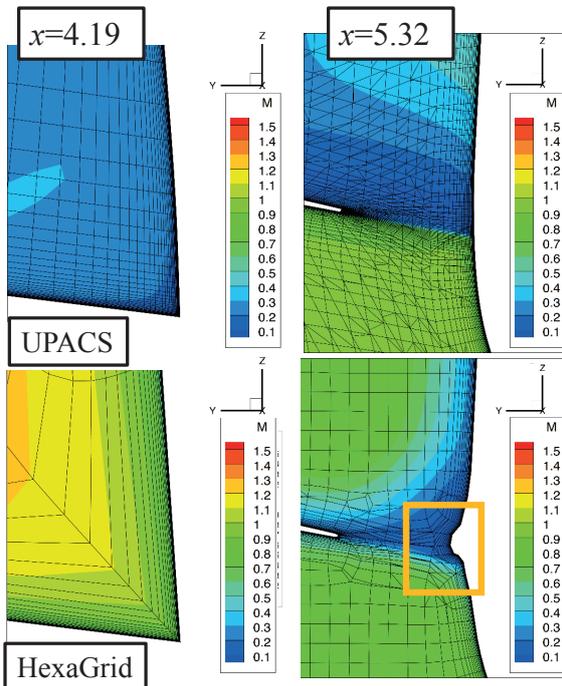
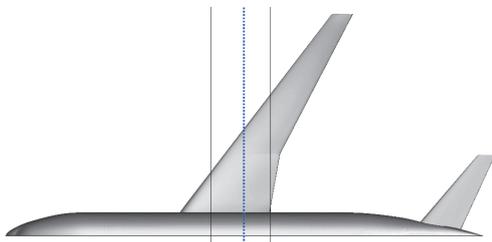


2015/7/3 First Aerodynamics Prediction Challenge

# 翼胴接合部の計算格子(AoA=4.65[deg.])

7

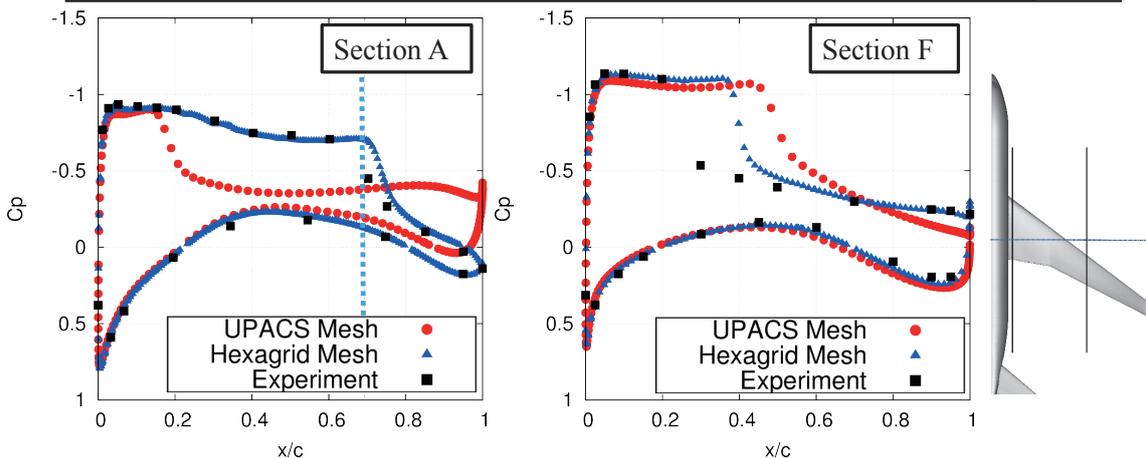
- UPACS格子に比べ、HexaGrid格子は接合部の格子密度が低い
- HexaGrid格子の翼根後縁部には格子生成時に生じた突起が存在する



2015/7/3 First Aerodynamics Prediction Challenge

# $C_p$ 分布(AoA=4.65[deg.])

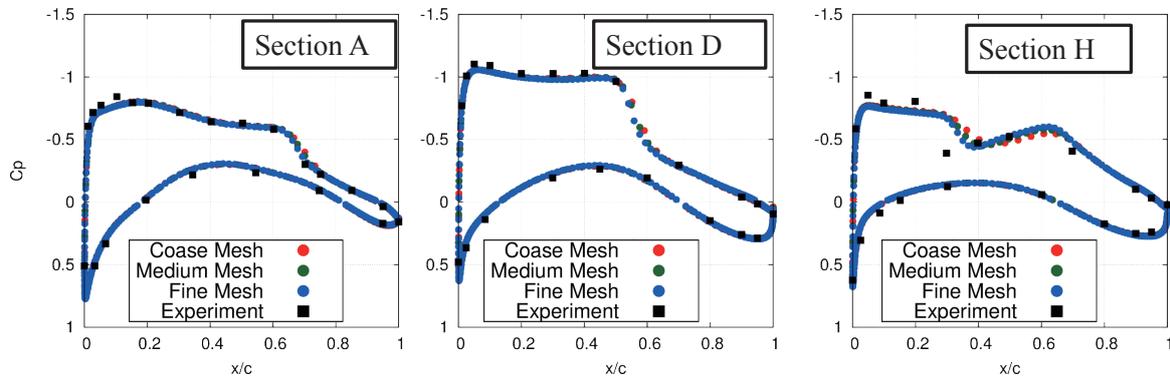
8



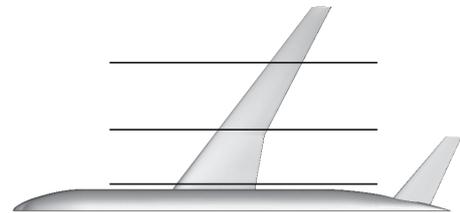
- UPACS格子は高迎角時(AoA ≥ 3.65[deg.])に翼根側の圧力係数が実験値と大きく異なる
- UPACS格子では翼根での剥離により外舷側の $C_p$ 分布も実験値と一致しない
- HexaGrid格子では衝撃波位置をやや後方に予測する傾向がある

2015/7/3 First Aerodynamics Prediction Challenge

格子密度による圧力係数分布の比較 (2.94[deg.], UPACS格子) 9



- 剥離を生じない低迎角側では、格子によらず圧力係数分布は概ね一定
- 剥離を生じる条件での格子依存性の調査が必要



2015/7/3

First Aerodynamics Prediction Challenge

10

## 課題1-4

提供されたHexaGrid格子(Medium)を使用

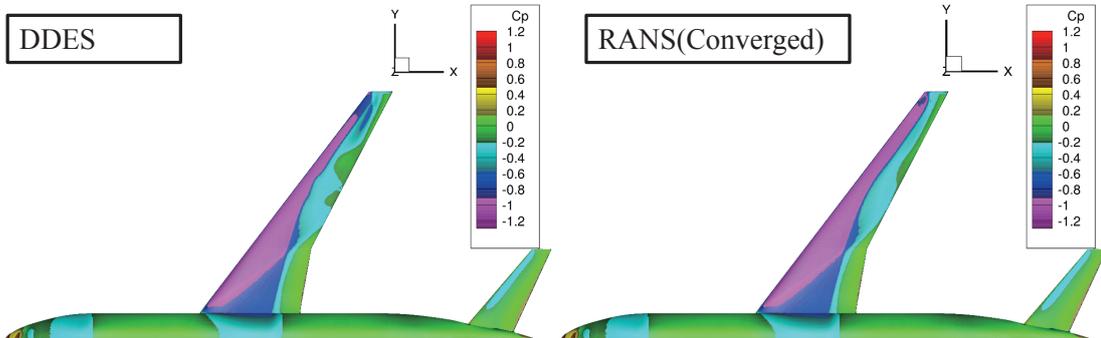
SA-DDESを実行 ( $\Delta t \doteq 0.0032$ , sub-iteration=50)

2015/7/3

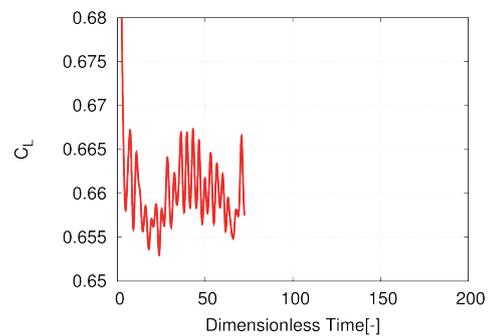
First Aerodynamics Prediction Challenge

# Cp分布

11



- 衝撃波振動を生じた
- 揚力変動の振幅は約0.015

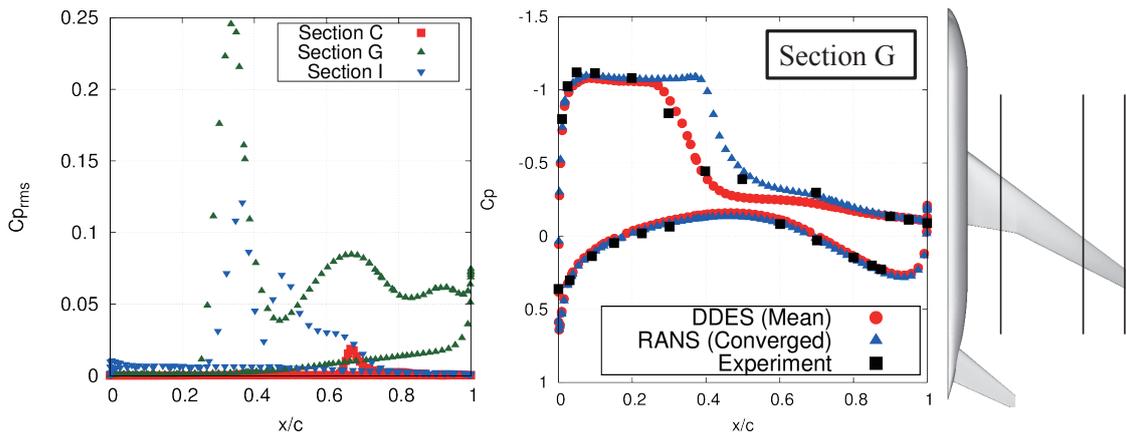


2015/7/3

First Aerodynamics Prediction Challenge

# 圧力係数変動値と平均値

12



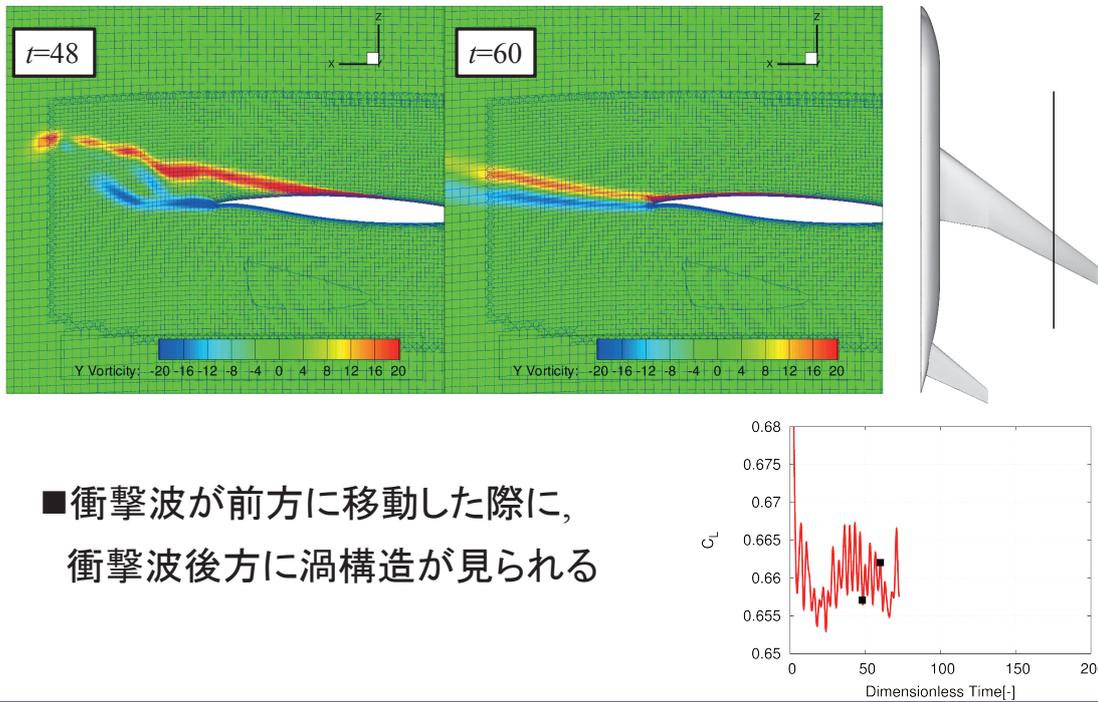
- Section G近傍において圧力係数の変動が大きい
- RANSと比べ前縁側に衝撃波位置をとらえた

2015/7/3

First Aerodynamics Prediction Challenge

## 渦度分布(Section G)

13



- 衝撃波が前方に移動した際に、  
衝撃波後方に渦構造が見られる

2015/7/3

First Aerodynamics Prediction Challenge

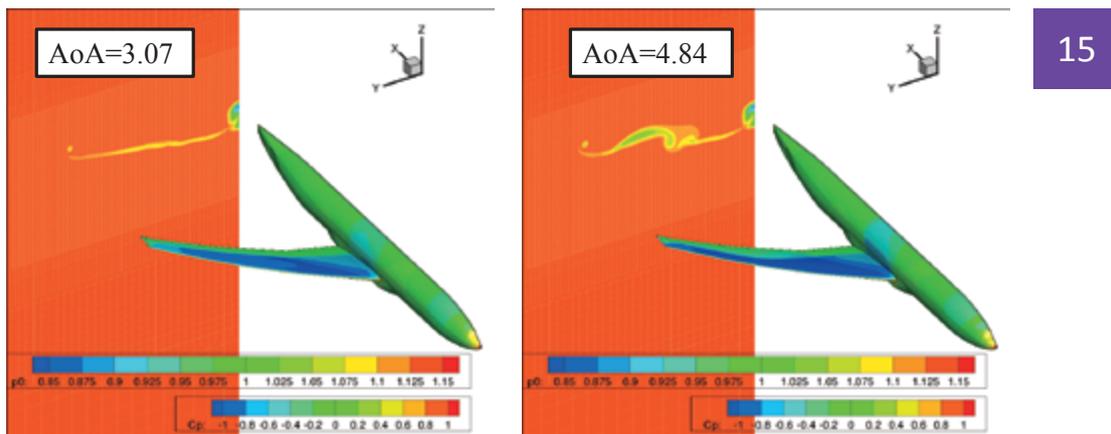
## まとめ

14

- NASA-CRM周りの定常流解析を行い、空力係数を比較した
    - 低迎角時には計算結果は実験値と概ね良い一致を示した
    - 高迎角側( $\geq 3.55$ [deg.])では $C_M$ の傾向が計算格子により異なった
  - UPACS格子
    - 翼胴接合部での剥離がHexaGrid格子に比べ大きい
    - この剥離により $C_M$ は実験と異なる傾向を示す
  - HexaGrid格子
    - 衝撃波をやや後方でとらえる傾向がある
    - モーメントの傾向は実験値と近いが、 $C_M$ 値はやや過小評価している
  - 高迎角側での格子依存性の確認が必要
- AoA=4.65[deg.]におけるバフェット解析を行った
    - 衝撃波振動が確認できた
    - RANSと比べ衝撃波位置は前縁側に移動した

2015/7/3

First Aerodynamics Prediction Challenge



ご清聴ありがとうございました

図は課題2-1後流の比較

(機体表面は $C_p$ , 後流断面は総圧分布を示す)