



BCM-TASカップリングソルバーを用いた NASA CRM解析

佐々木大輔, 廣瀬拓也(金沢工業大学)
福島裕馬, 三坂孝志, 大林茂(東北大学流体科学研究所)

解析を行った課題



→ 課題1-1

- $M = 0.847$, $Re_c = 2.26 \times 10^6$, $T_{ref} = 284K$
- 迎角: $-0.62deg$, $2.47deg$, $2.94deg$, $3.55deg$, $4.65deg$, $5.72deg$
- 格子(尾翼有): MEGG3D物体近傍格子+BCM格子
- 変形: $-0.62deg$ は変形無, その他のケースは変形を反映した形状を使用

→ 課題1-4(データ未提出)

- 迎角 $4.65deg$ でバフェットの非定常計算をする。
- 格子(尾翼有): MEGG3D物体近傍格子+BCM格子
- $M = 0.847$, $Re_c = 2.26 \times 10^6$, $T_{ref} = 284K$
- 迎角: $4.65deg$, 変形: 有

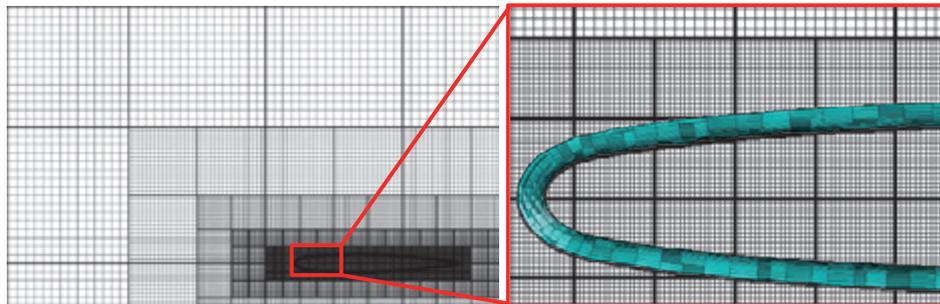
→ 課題2-1

- 変形形状を反映して解析し、実験と後流速度分布を比較する。
- 格子(尾翼無): MEGG3D物体近傍自作格子+BCM格子
- $M = 0.85$, $Re_c = 2.26 \times 10^6$, $T_{ref} = 284K$
- 迎角: $4.84deg$ ($4.65deg$ の変形データを使用)

BCM-TASカップリングソルバーの概要



- ➔ BCM (Building-Cube Method)
 - ブロック型直交格子法
 - Cubeの大きさにより格子密度を変更
- ➔ TAS (Tohoku university Aerodynamic Simulation)
 - 非構造格子法(有限体積法)
- ➔ カップリングソルバーの利点
 - 翼端渦等の詳細な解析には直交格子が優位
 - 壁面近傍にのみ非構造格子を適用することで境界層の解像が可

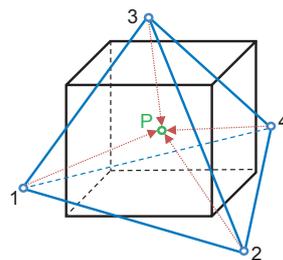
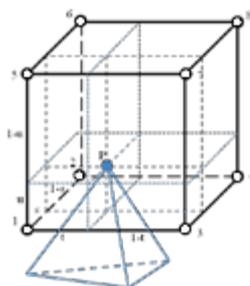


3

BCM-TASカップリングソルバーの詳細



	非構造格子(TAS)	直交格子(BCM)	直交格子(非定常BCM)
支配方程式	圧縮性NS方程式	圧縮性Euler方程式	圧縮性NS方程式
乱流モデル	Spalart-Allmaras	なし	Lagrangian SGS
空間スキーム	HLLEW+線形再構築	HLLEW+3次精度 MUSCL	2次精度中心差分 /HLLEWハイブリッド
時間スキーム	陰解法 or 2次精度 陰解法	陰解法	3次精度Runge-Kutta
並列化	OpenMP	OpenMP	OpenMP



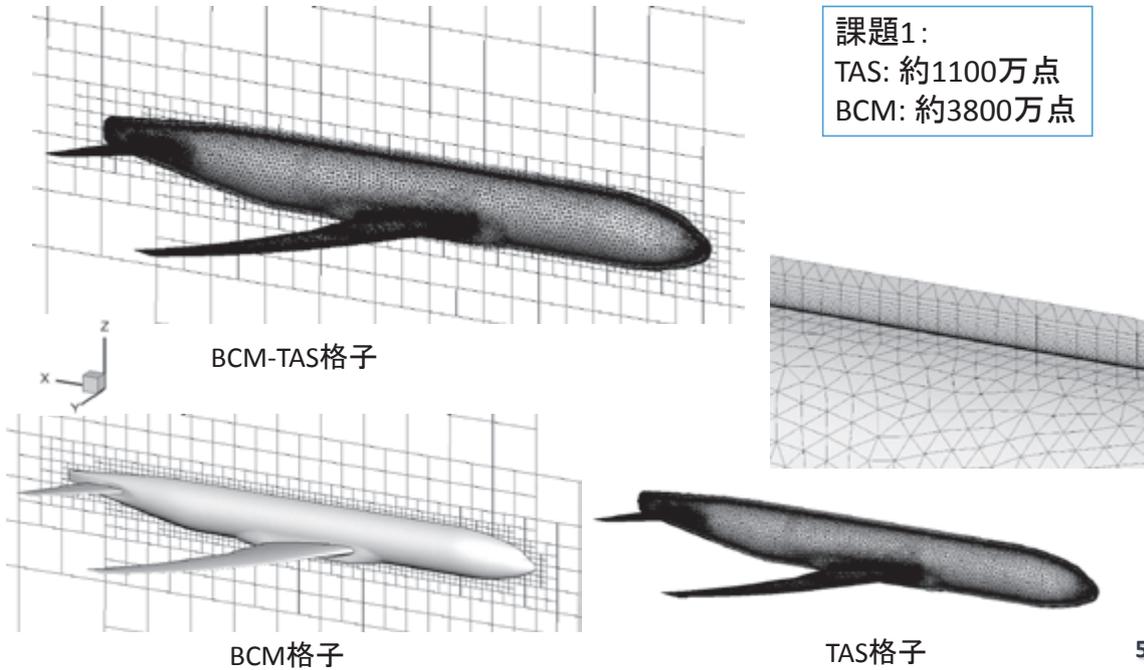
- ➔ オーバーセット格子として扱う
- ➔ TAS-BCM格子間は線形補間

4

課題1-1: 計算格子



→ 格子サイズ: 表面格子は提供格子 (MEGG3D) Medium



課題1-1: 解析結果 (空力係数: CL, CD)

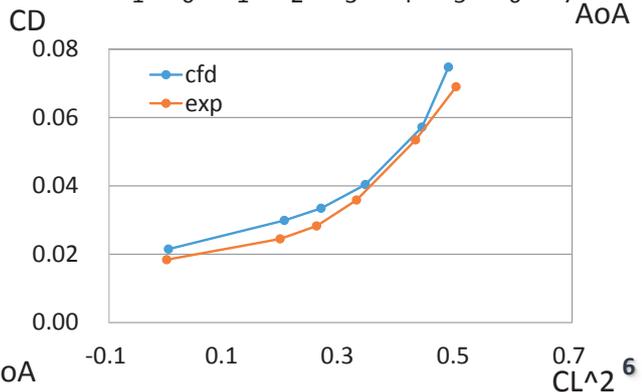
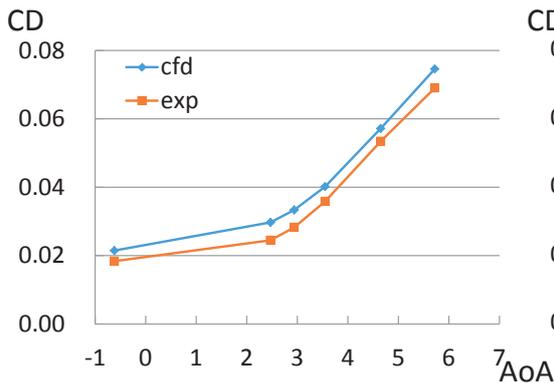
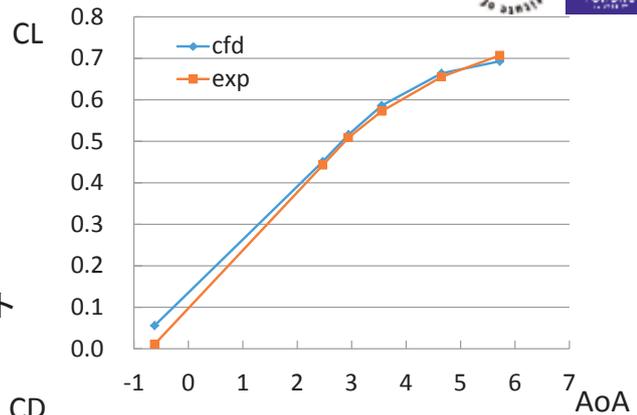


→ CL

- 全体として同様の傾向
- 負の迎角 (-0.62度) では大きく予測

→ CD

- 全体として, 30~60カウント程度大きく算出

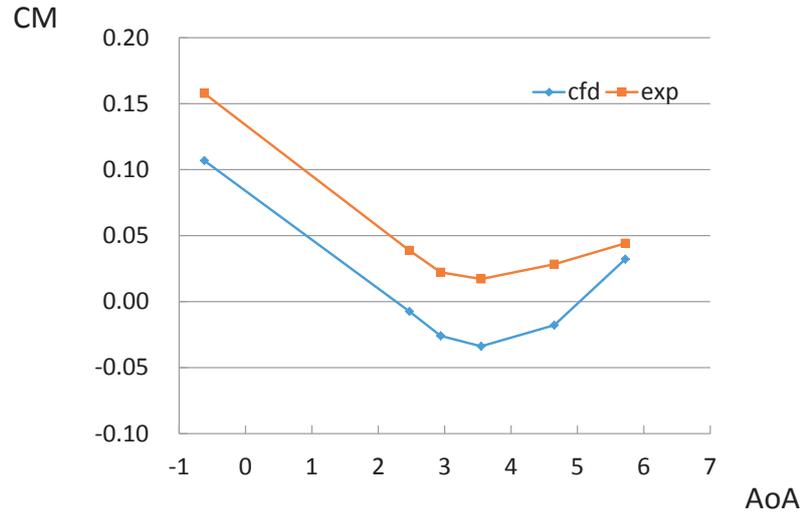


課題1-1: 解析結果(空力係数: CM)



→ CM

- 実験値に比べて全体的にシフトしている



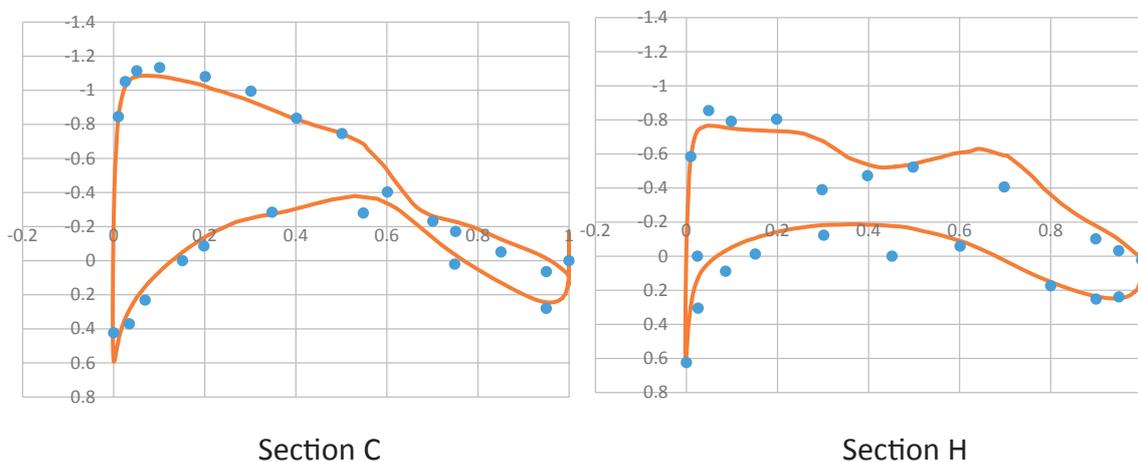
7

課題1-1: 解析結果(圧力係数分布@2.94度)



→ 低迎角時の傾向

- 内舷側ではCp分布が実験値とよく一致している
- 外舷側では衝撃波位置がずれている(捉えられていない)



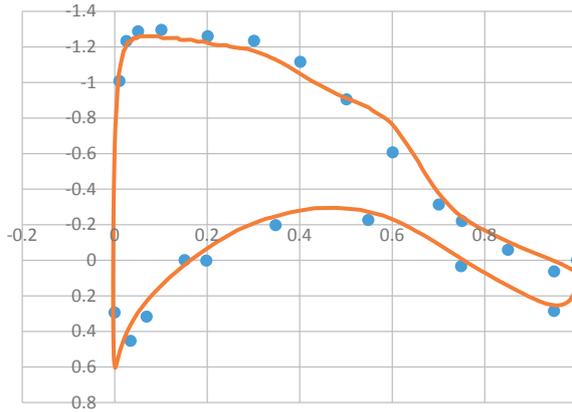
8

課題1-1: 解析結果 (圧力係数分布@4.65度)

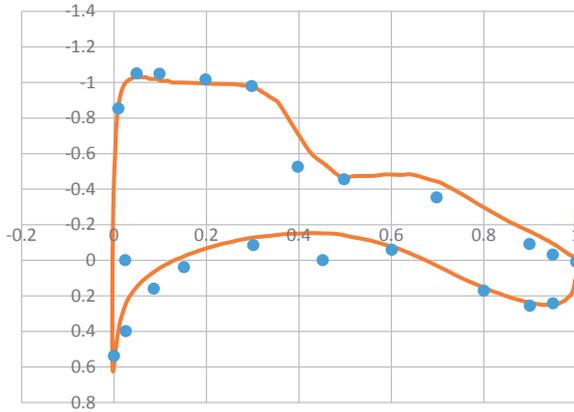


✈ 高迎角時の傾向

- 内舷側ではCp分布が実験値とよく一致している
- 外舷側の衝撃波位置も比較的一致している



Section C



Section H

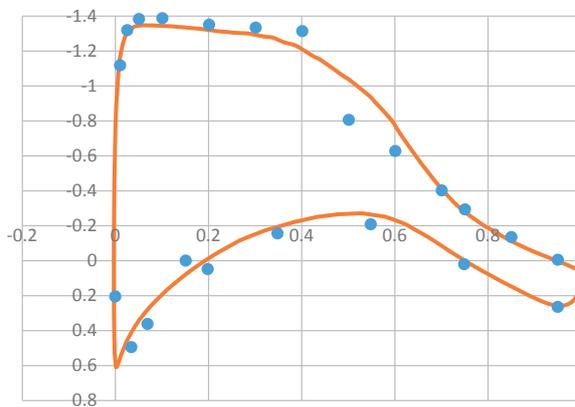
9

課題1-1: 解析結果 (圧力係数分布@5.72度)

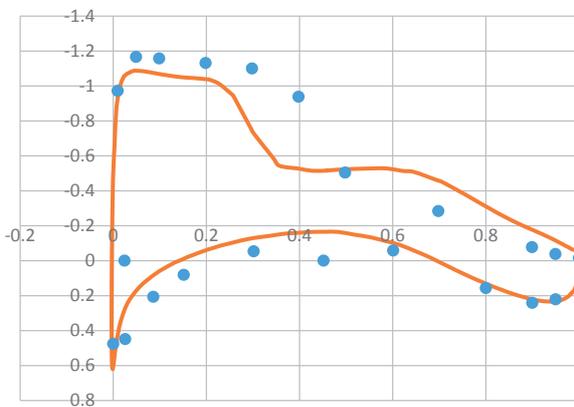


✈ 迎角5.72度の結果

- 内舷側でもCp分布が実験値とずれている
- 外舷側の衝撃波位置が前方にずれている (他の迎角と傾向が異なる)



Section C



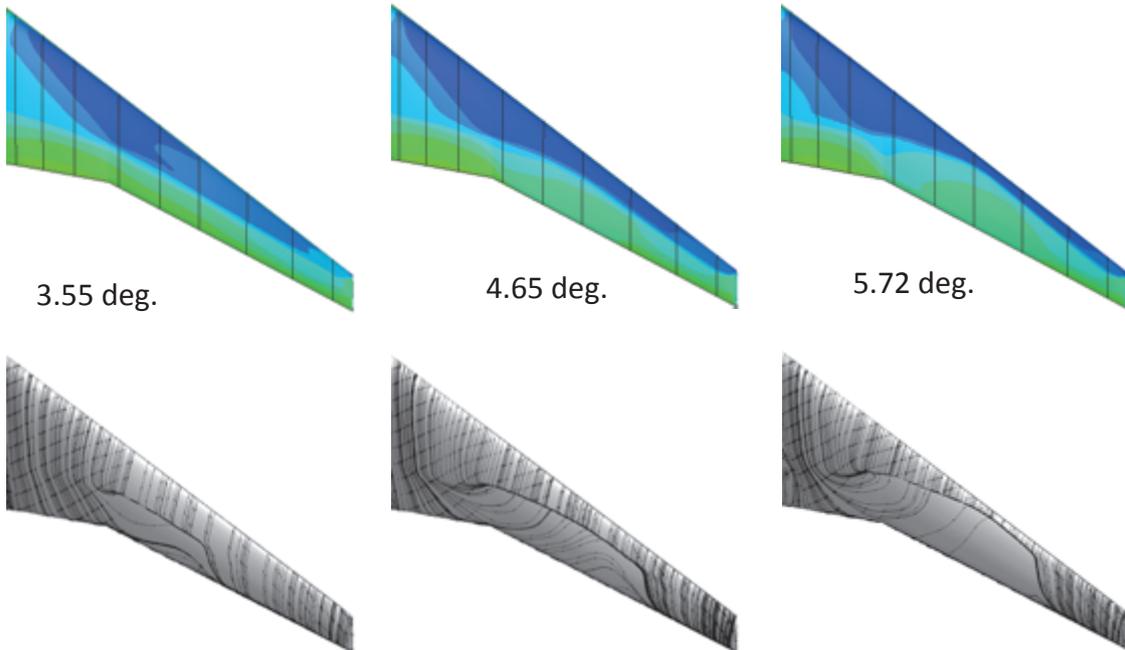
Section H

10

課題1-1: 解析結果(表面Cp, 表面流線比較)



➔ 高迎角時の表面Cp分布及び表面流線

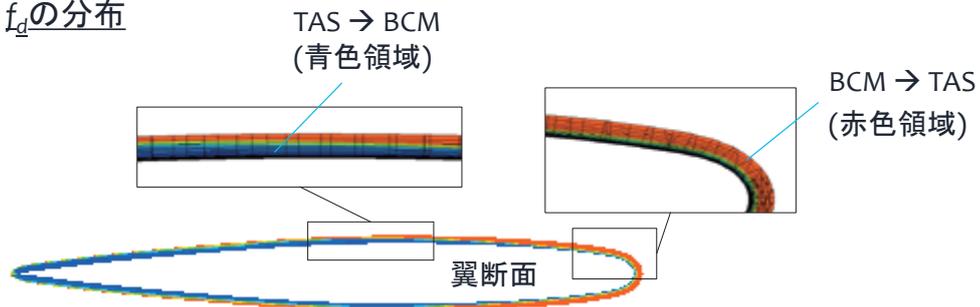


課題1-4: 計算手法(非定常)



➔ 境界層外縁でBCM変数とTAS変数の平均: $Q = f_d Q_{BCM} + (1 - f_d) Q_{TAS}$

f_d の分布



➔ f_d はDelayed DESの式を利用

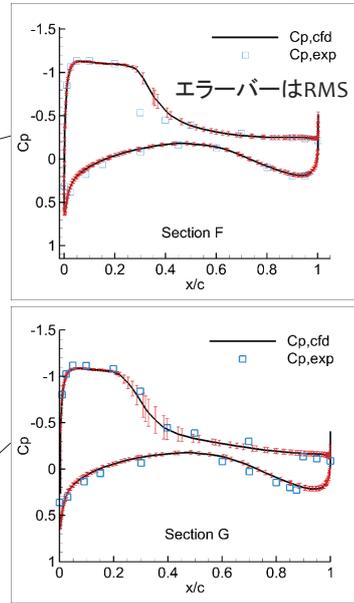
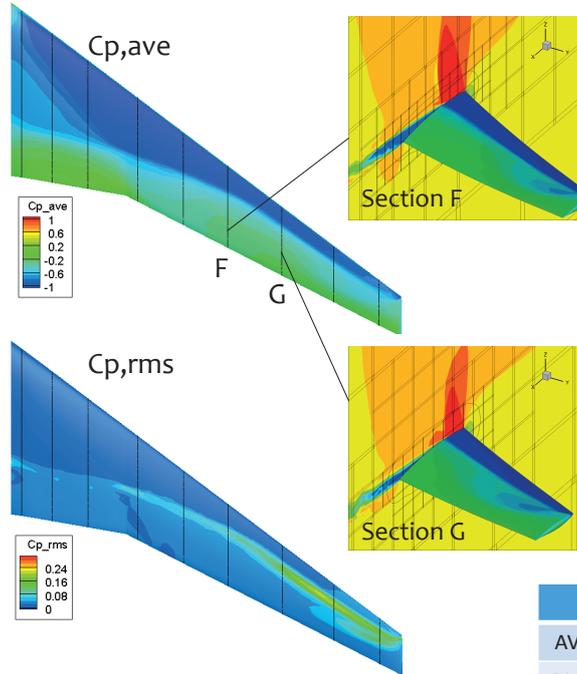
$$\tilde{d} = d_w - f_d \max(0, d_w - C_{DES} \Delta) \quad r_d = \frac{\nu + \nu_t}{\sqrt{U_{ij} U_{ij} \kappa^2 d_w^2}} \rightarrow \begin{cases} f_d = 0 (\text{境界層内}) \\ f_d = 1 (\text{境界層外}) \end{cases}$$

➔ 計算格子は定常計算と同じ. 流れ条件: M=0.847, Re=2x10⁶, AoA=4.65 deg

課題1-4: 翼断面 $C_{p,ave}$ および $C_{p,rms}$



→ AoA = 4.65 deg



	CD	CL	CM
AVE	0.055431	0.638908	0.010495
RMS	0.000330	0.000483	0.001188

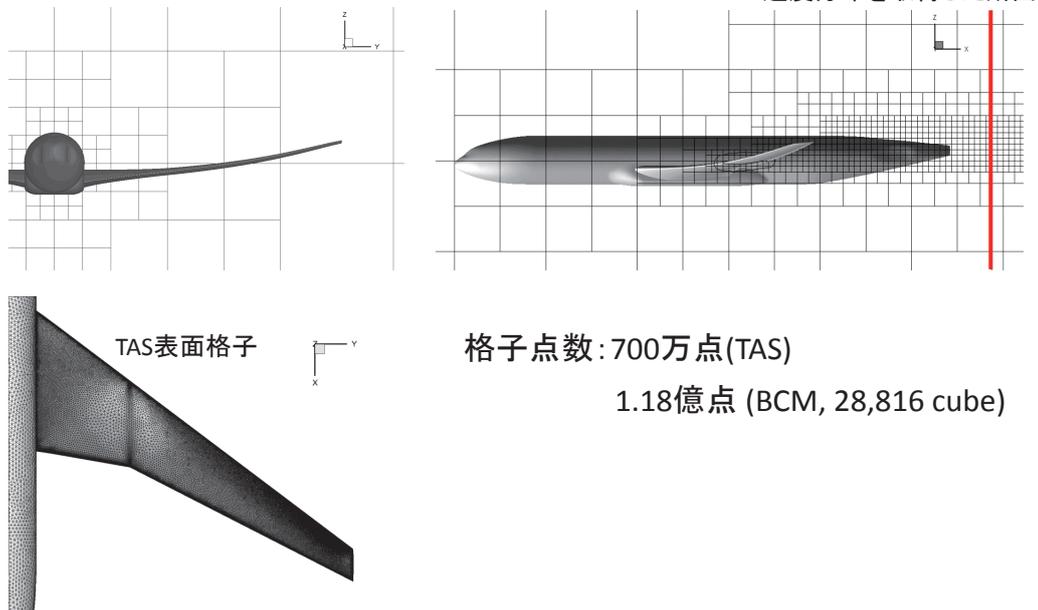
→ 計算タイムステップ数は不十分

13

課題2-1: 後流の計算 (迎角4.84度)



- 計算手法は課題1-4と同じ
- 計算格子: 後流にもCubeを多く配置



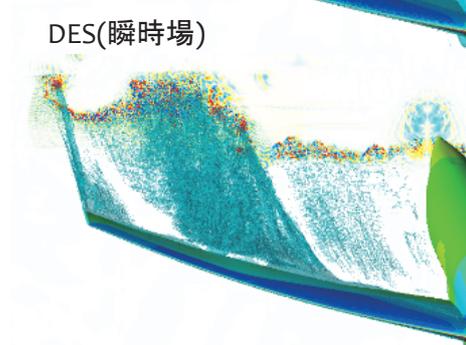
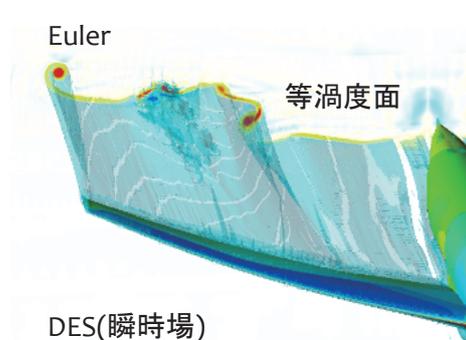
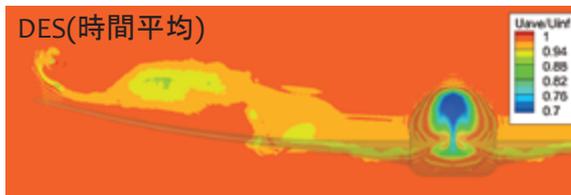
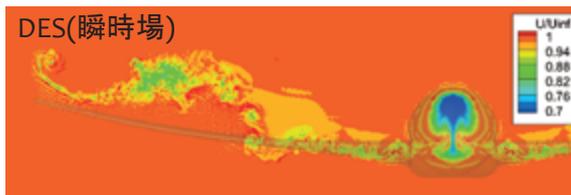
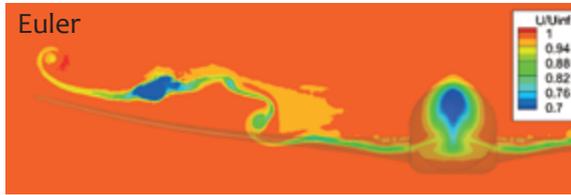
格子点数: 700万点 (TAS)
1.18億点 (BCM, 28,816 cube)

14

課題2-1: 後流の速度分布(迎角4.84度)



→ 後端から0.7699後方断面の主流方向速度分布



15

結論



→ 課題1-1

- 空力係数の傾向は実験値と一致した
- 内舷側の C_p 分布は実験値とよく一致した
- 外舷側の衝撃波位置は、迎角によってずれが大きい場合があった

→ 課題1-4

- 計算タイムステップ数は不十分であるが、衝撃波面や後流の変動を得た
- 衝撃波付近で C_p のRMSが大きくなる傾向が得られた

→ 課題2-1

- BCMのCube配置自由度を利用して後流を高解像度に解析した
- DESよりも定常Eulerの方が剥離した境界層後流の速度欠損が大きい

16



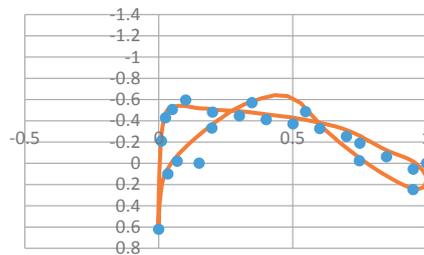
データまとめ

Cp分布

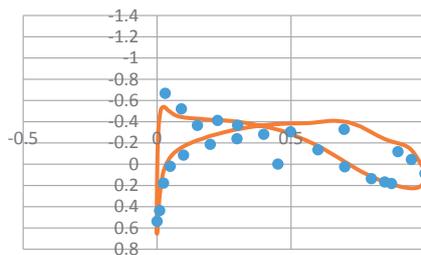
翼表面Cpコンター図

迎角: -0.62

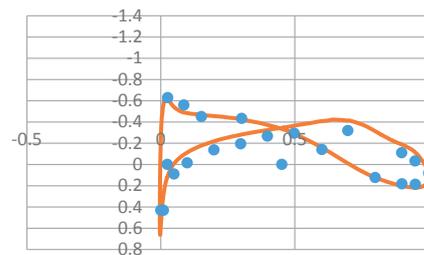
SectionC



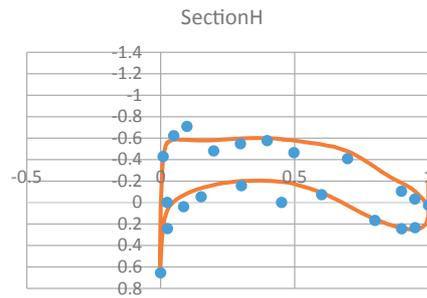
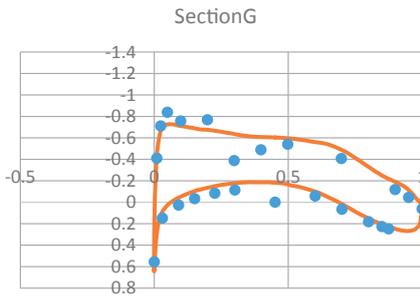
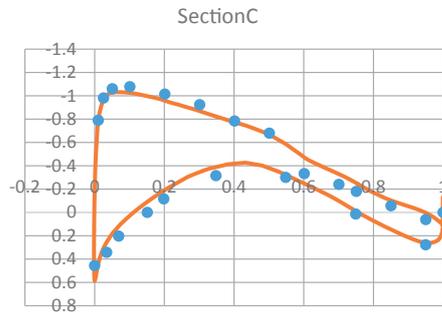
SectionG



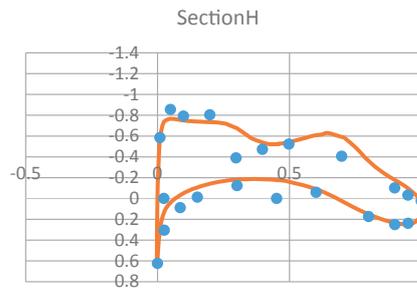
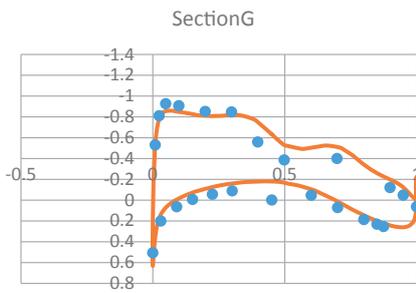
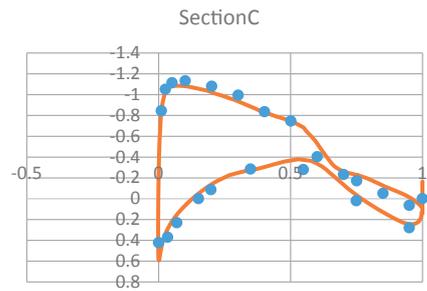
SectionH



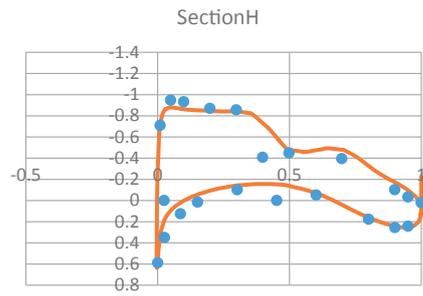
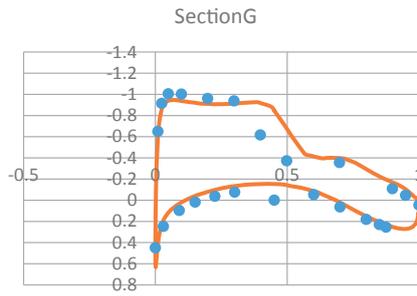
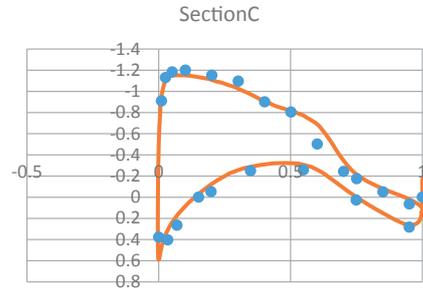
迎角: 2.47



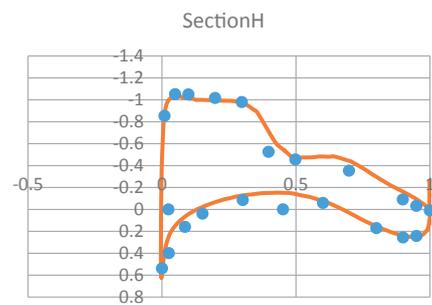
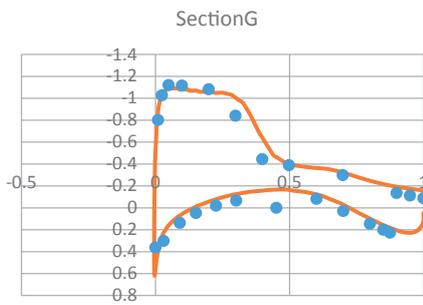
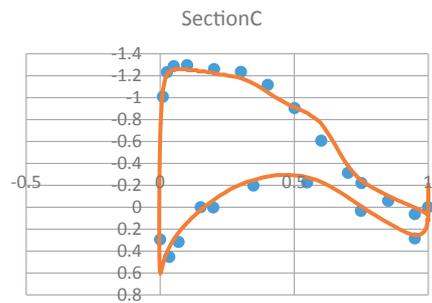
迎角: 2.94



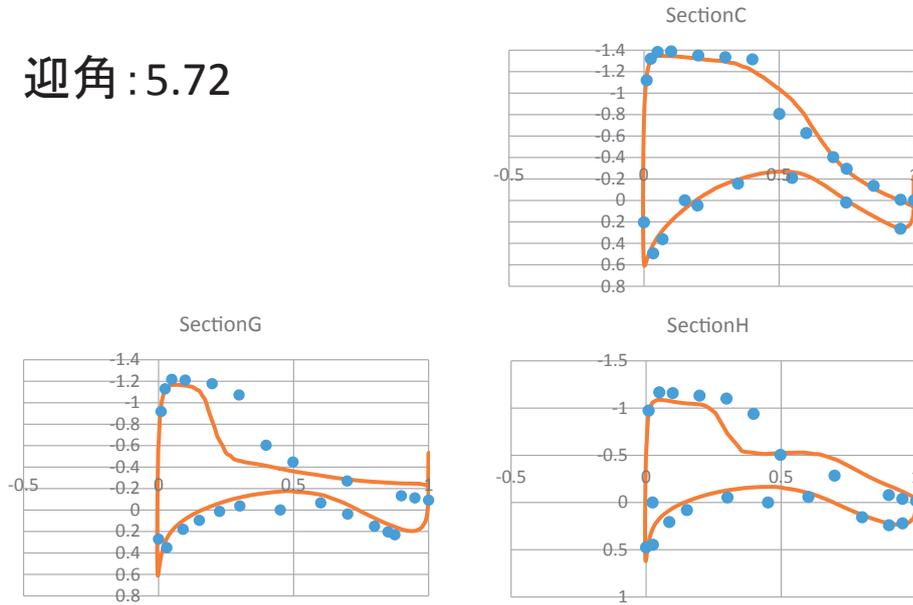
迎角: 3.55



迎角: 4.65



迎角: 5.72



翼表面CPコンター図

