



Aerodynamic analysis of the CRM model using a transonic Lattice-Boltzmann formulation

Second Aerodynamics Prediction Challenge (APC-II)

2016年7月6日

株式会社電通国際情報サービス
エンジニアリングソリューション事業部

小形 研哉



目次

1. XFlow: an Innovative LBM Approach
2. 課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測

XFlow : an Innovative LBM Approach

1. XFlow: an Innovative LBM Approach

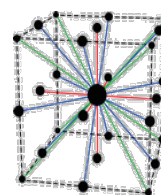
- XFlow の概要紹介
- 格子ボルツマン法
- LES乱流モデル
- 壁関数モデル
- 解析事例



XFlow : an Innovative LBM Approach

■ XFlow の概要紹介

- ⊕ 開発元 Next Limit Dynamics (スペイン マドリッド)
- ⊕ 解析手法
 - 格子ボルツマン法
 - D3Q27 格子による高い表現力と対称性の確保
 - 独自の衝突演算手法
- ⊕ 解適合による格子再分割
 - 渦度、液面への動的な追従
- ⊕ 壁面モデルを含むLES乱流モデル
- ⊕ 移動体への対応



Structure D3Q27



XFlow : an Innovative LBM Approach

■ 格子ボルツマン法

⊕ ボルツマン方程式

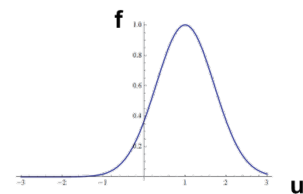
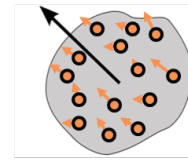
$$\underbrace{\frac{\partial f_i}{\partial t} + \mathbf{e}_i \cdot \nabla f_i}_{\text{流れ}} = \underbrace{\Omega_i}_{\text{衝突}} \quad (i \text{ は方向を示す})$$

- 粒子分布関数 $f(\mathbf{x}, t, \mathbf{e})$
: 時間、空間、流れベクトル方向の関数

- マクロでみた状態値は粒子分布関数の積分値として評価されます

$$\text{密度} \quad \rho = \int f \, dv$$

$$\text{運動量} \quad \rho u = \int f v \, dv$$



Maxwell-Boltzmann distribution function



XFlow : an Innovative LBM Approach

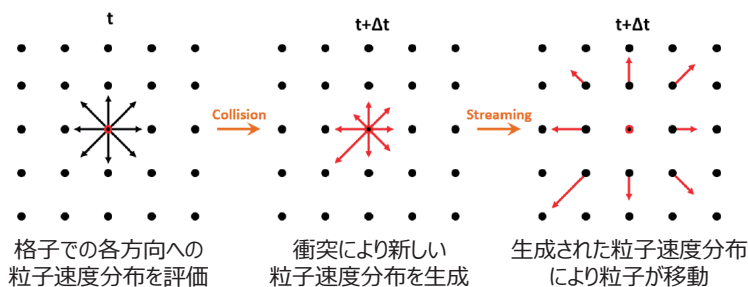
■ 格子ボルツマン法

⊕ ボルツマン方程式を格子に離散化

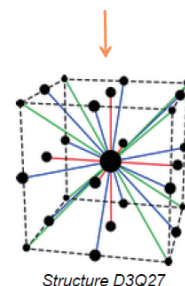
$$\underbrace{\frac{\partial f_i}{\partial t} + \mathbf{e}_i \cdot \nabla f_i}_{\text{流れ}} = \underbrace{\Omega_i}_{\text{衝突}} \quad (i \text{ は方向を示す})$$

↓ 格子を結ぶ特定数の方向へ離散化

$$f_i(\mathbf{r} + \mathbf{e}_i, t + dt) = f_i(\mathbf{r}, t) + \Omega_i(f_1, \dots, f_b)$$



$i = 1, \dots, b$



XFlow : an Innovative LBM Approach

■ 格子ボルツマン法

⊕ 独自の衝突演算手法

$$f_i(\mathbf{r} + \mathbf{e}_i, t + dt) = f_i(\mathbf{r}, t) + \Omega_i(f_1, \dots, f_b)$$

単一緩和時間モデル
粒子分布関数を平衡化

$$\Omega_i^{\text{BGK}} = \frac{1}{\tau}(f_i^{\text{eq}} - f_i)$$

複数緩和時間モデル[1]
各モーメントを平衡化

$$\Omega_i^{\text{MRT}} = -M_{ij}^{-1} \hat{S}_{ij}(\mu_i^{\text{eq}} - \mu_i)$$

➤ モーメント計算方法としてCentral-Moment法を使用[2]

$$\mu_x^k y^l z^m = \sum_i f_i e_{ix}^k e_{iy}^l e_{iz}^m$$

$$\tilde{\mu}_x^k y^l z^m = \sum_i f_i (e_{ix} - u_x)^k (e_{iy} - u_y)^l (e_{iz} - u_z)^m$$

- ・ 特に粘性が小さい問題に
対して少ない数値散逸
- ・ 高精度

[1] d'Humières, D., "Generalized lattice-Boltzmann equations," Rarefied gas dynamics- Theory and simulations, 1994, pp. 450-458.
[2] Premnath, K. N. and Banerjee, S., "On the three-dimensional central moment Lattice Boltzmann method", Journal of Statistical Physics, Vol. 143, No. 4, 2011, pp. 747-794

XFlow

7

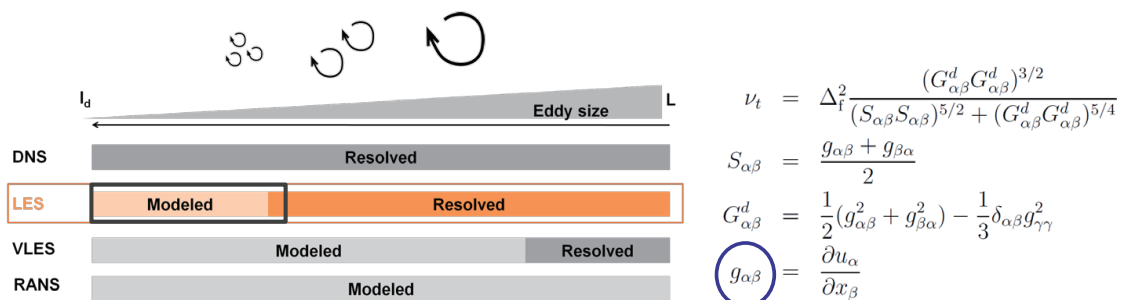
COPYRIGHT 2016 INFORMATION SERVICES INTERNATIONAL - DENTSU, LTD. ALL RIGHTS RESERVED.

iSiD
IT Solution Innovator

XFlow : an Innovative LBM Approach

■ LES 乱流モデル

⊕ 壁面モデルを含むLES乱流モデル[3]



⊕ 格子ボルツマン法とLESの高い親和性

- LBMは本質的に過渡解析を扱うモデル
- LBMでは 歪み率テンソル $g_{\alpha\beta}$ を2次のモーメントとして評価可能

[3] Ducros, F., Nicoud, F., and Poinso, T., "Wall-adapting local eddy-viscosity models for simulations in complex geometries," Proceedings of 6th ICDF Conference on Numerical Methods for Fluid Dynamics, 1998, pp. 293-299.

XFlow

8

COPYRIGHT 2016 INFORMATION SERVICES INTERNATIONAL - DENTSU, LTD. ALL RIGHTS RESERVED.

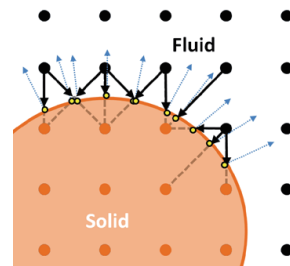
iSiD
IT Solution Innovator

XFlow : an Innovative LBM Approach

■ 壁関数モデル

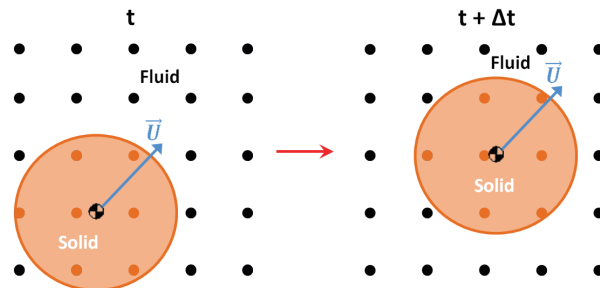
⊕ 一般化された壁関数モデル

- 離散化された速度を物体表面に投影し壁面状態を取得
- 圧力勾配、曲率、表面粗さを考慮[4]



⊕ 移動体モデルへの対応

- 固定された格子の中を物体が移動
- 格子の再生成は不要であり移動体問題に適合



[4] Shis, T., Povinelli, L., Liu, N., Potapczuk, M., and Lumley, J., "A generalized wall function.", TM 113112 NASA

XFlow

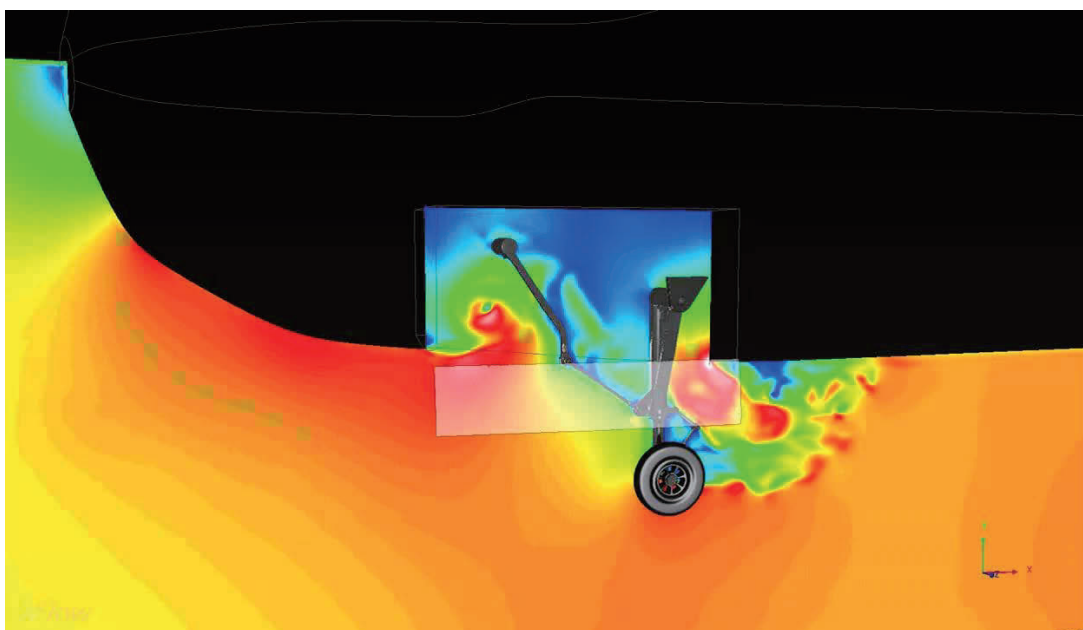
9

COPYRIGHT 2016 INFORMATION SERVICES INTERNATIONAL - DENTSU, LTD. ALL RIGHTS RESERVED.

iSiD
IT Solution Innovator

XFlow : an Innovative LBM Approach

■ 解析事例 ランディングギア周辺流れの解析



XFlow

10

COPYRIGHT 2016 INFORMATION SERVICES INTERNATIONAL - DENTSU, LTD. ALL RIGHTS RESERVED.

iSiD
IT Solution Innovator

課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測 (尾翼有、変形計測データを反映)

1. 課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測

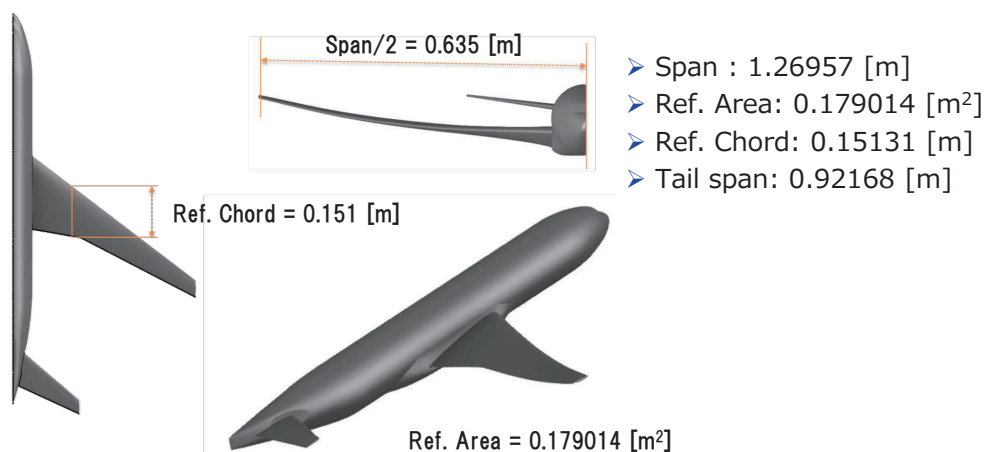
- 解析条件
- 風洞モデル
- 空力係数（全体）
- 揚抗比による評価
- 成分分解結果
- 翼断面圧力係数分布
- 表面圧力係数分布図



課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測 (尾翼有、変形計測データを反映)

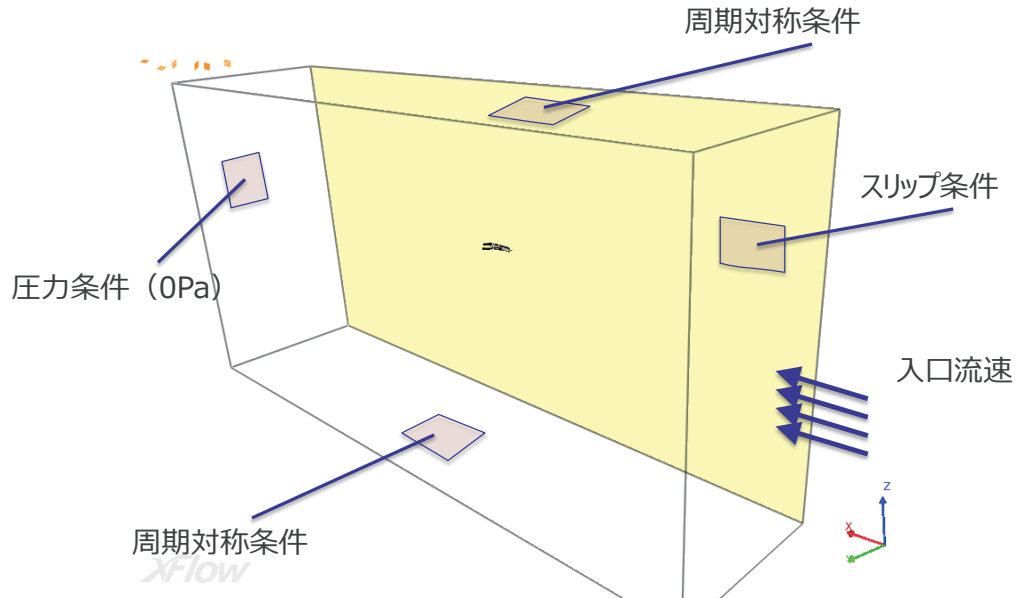
■ 解析条件

- ⊕ 形状 : 主翼、胴体、水平尾翼($i_h=0^\circ$)
- ⊕ Mach数 0.847 ($Re_c = 2.26 \times 10^6, T_{ref} = 284K$)
- ⊕ 迎角 : 2.94deg (巡航状態)
- ⊕ 変形を考慮したモデル



課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測 (尾翼有、変形計測データを反映)

■ 風洞モデル



XFlow

13

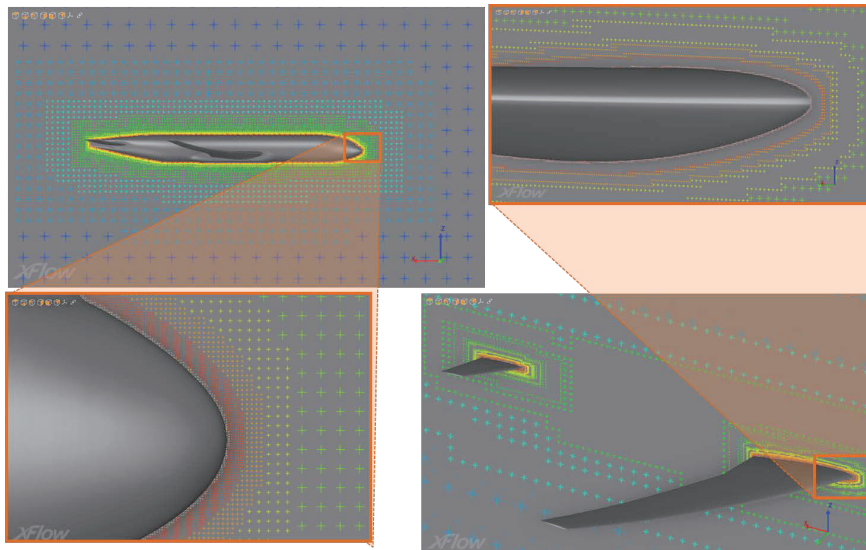
COPYRIGHT 2016 INFORMATION SERVICES INTERNATIONAL - DENTSU, LTD. ALL RIGHTS RESERVED.

iSiD
IT Solution Innovator

課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測 (尾翼有、変形計測データを反映)

■ 計算格子

- ⊕ 複数格子サイズによる直交格子 (壁面近傍で $4e-4[m]$)
- ⊕ 総格子数 30,893,747



XFlow

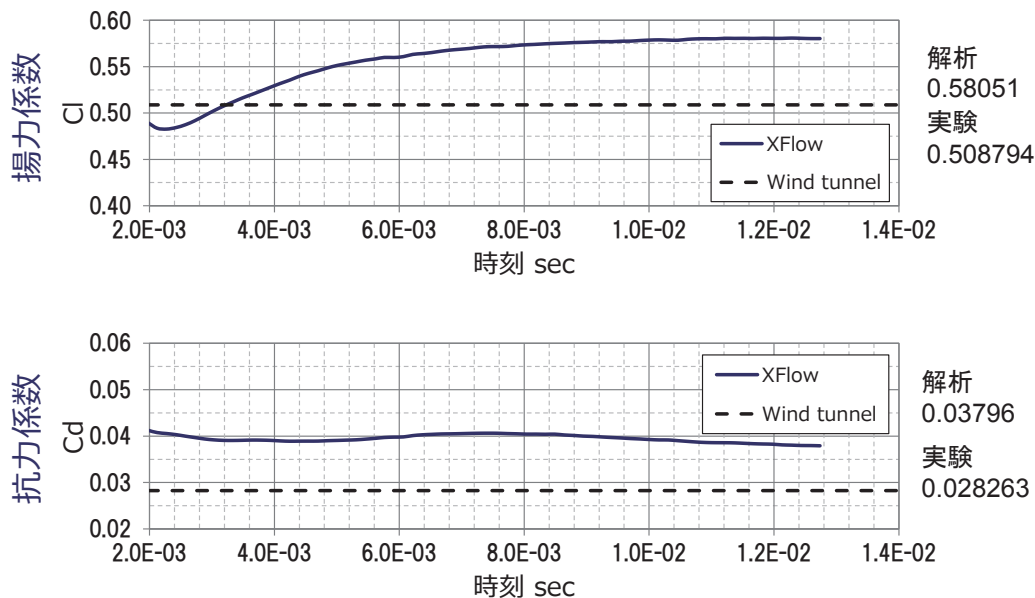
14

COPYRIGHT 2016 INFORMATION SERVICES INTERNATIONAL - DENTSU, LTD. ALL RIGHTS RESERVED.

iSiD
IT Solution Innovator

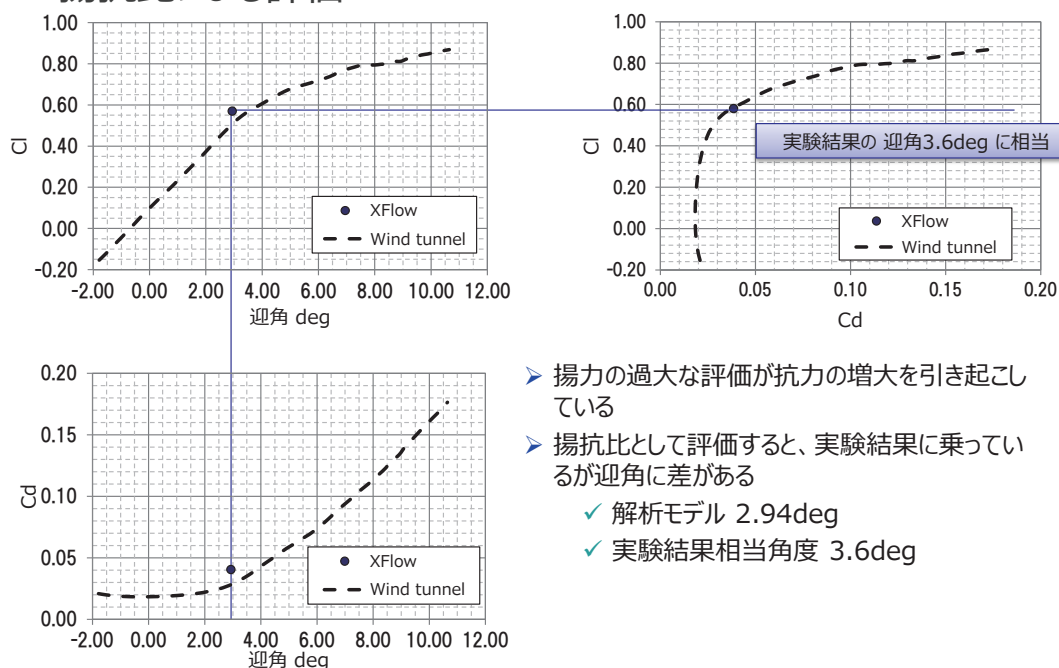
課題 1：巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測 (尾翼有、変形計測データを反映)

■ 空力係数（機体全体の時刻変化）



課題 1：巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測 (尾翼有、変形計測データを反映)

■ 揚抗比による評価



課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測 (尾翼有、変形計測データを反映)

■ 成分分解

⊕ 揚力係数

主翼	胴体	尾翼	全体	実験結果
0.52114	0.07152	-0.01215	0.58051	0.508794
89.8%	12.3%	-2.1%		

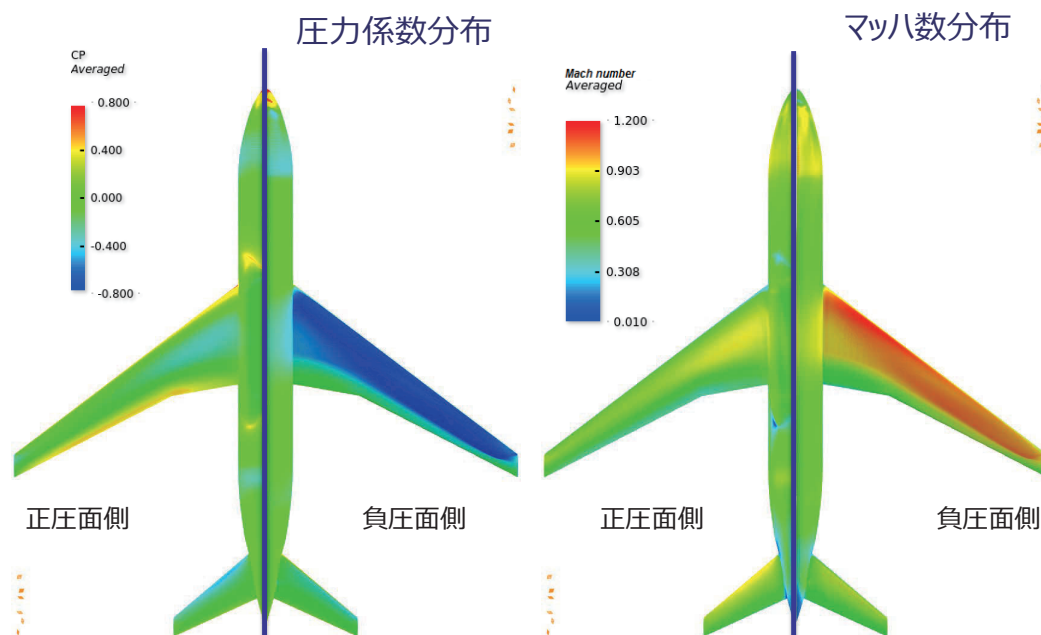
⊕ 抗力係数

主翼	胴体	尾翼	全体	実験結果
0.02130	0.01432	0.00234	0.03796	0.028263
56.1%	37.7%	6.2%		



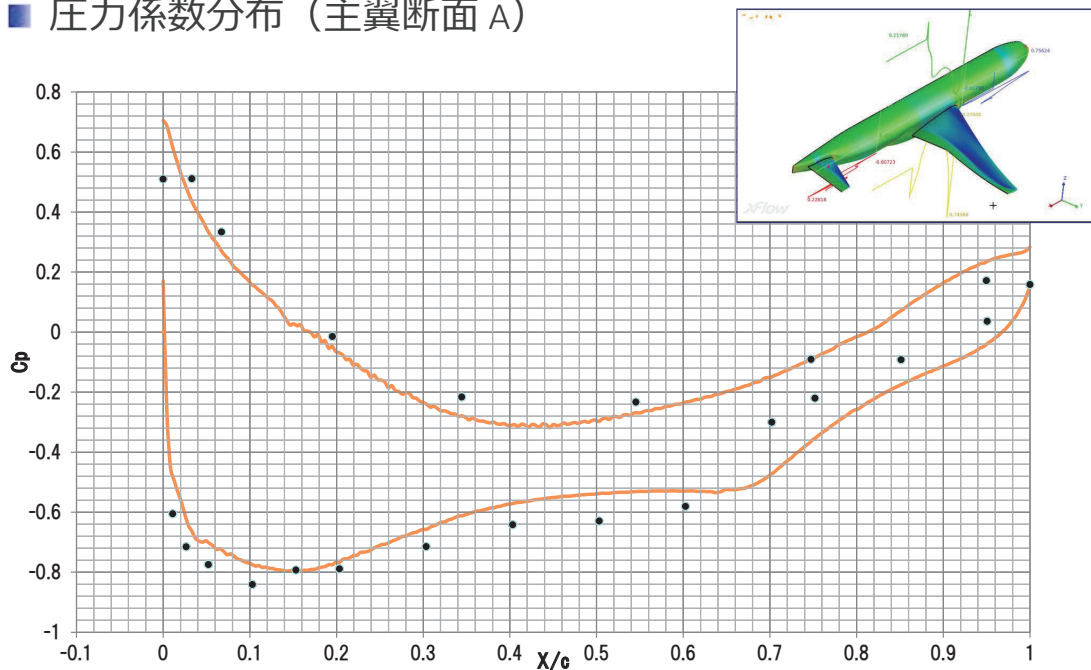
課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測 (尾翼有、変形計測データを反映)

■ 機体表面コンタ



課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測 (尾翼有、変形計測データを反映)

■ 圧力係数分布 (主翼断面 A)



XFlow

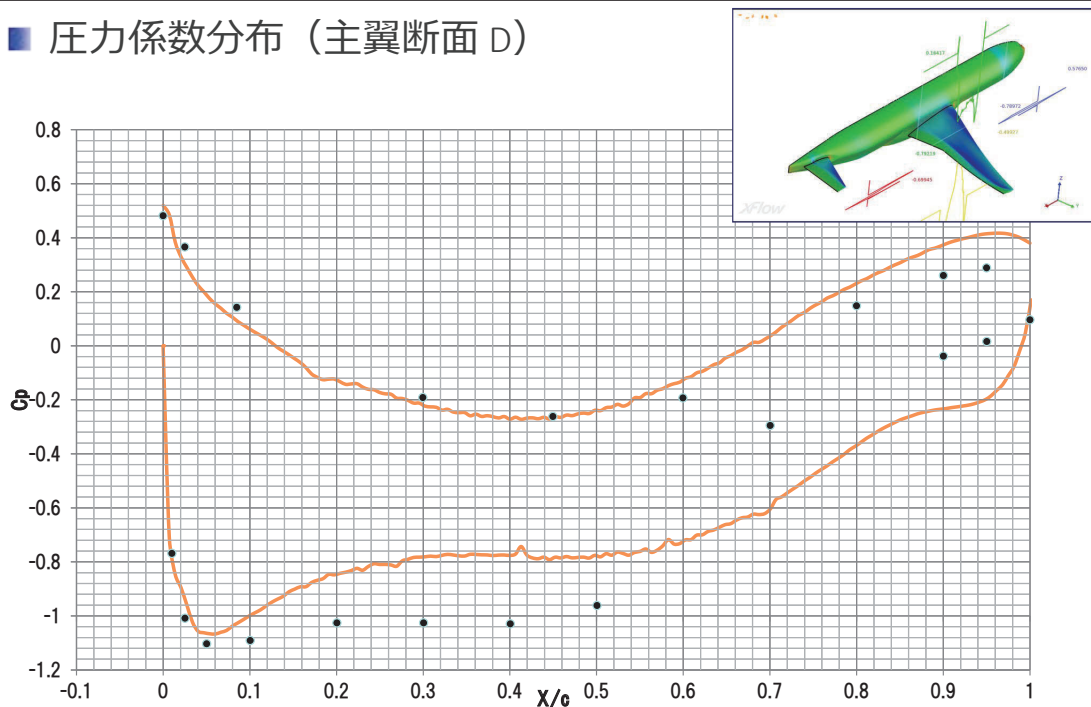
19

COPYRIGHT 2016 INFORMATION SERVICES INTERNATIONAL - DENTSU, LTD. ALL RIGHTS RESERVED.

iSiD
IT Solution Innovator

課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測 (尾翼有、変形計測データを反映)

■ 圧力係数分布 (主翼断面 D)



XFlow

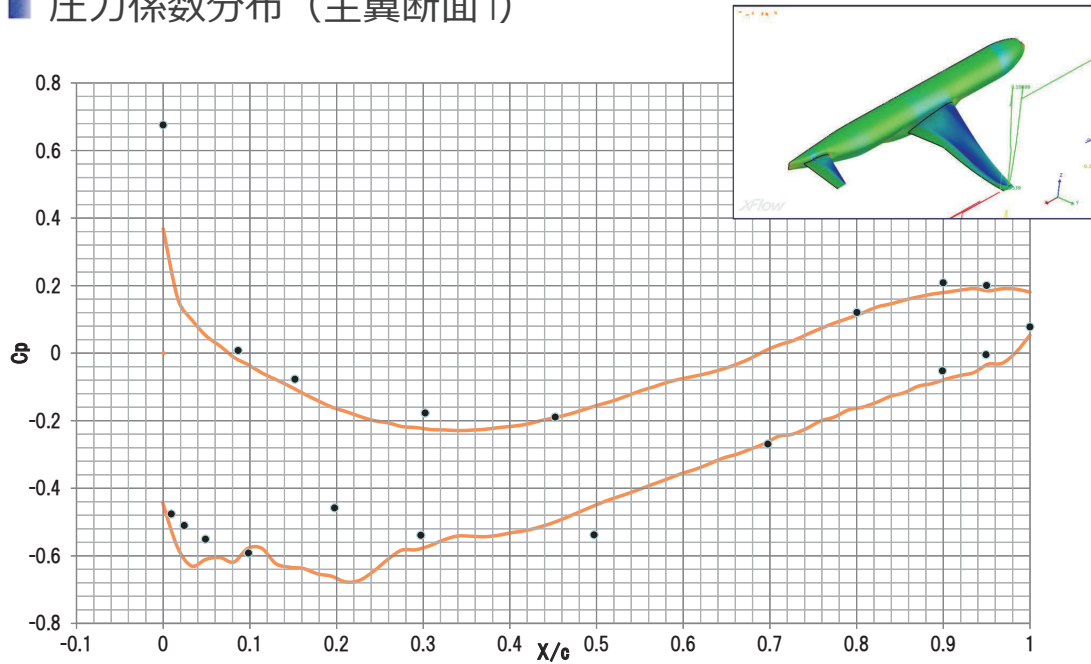
20

COPYRIGHT 2016 INFORMATION SERVICES INTERNATIONAL - DENTSU, LTD. ALL RIGHTS RESERVED.

iSiD
IT Solution Innovator

課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測 (尾翼有、変形計測データを反映)

■ 圧力係数分布 (主翼断面 I)



XFlow

21

COPYRIGHT 2016 INFORMATION SERVICES INTERNATIONAL - DENTSU, LTD. ALL RIGHTS RESERVED.

iSiD
IT Solution Innovator

課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測 (尾翼有、変形計測データを反映)

■ 尾翼分布の誤差について

- ⊕ 本解析は支持部無でのデータであり、実験結果と解析条件が異なります



XFlow

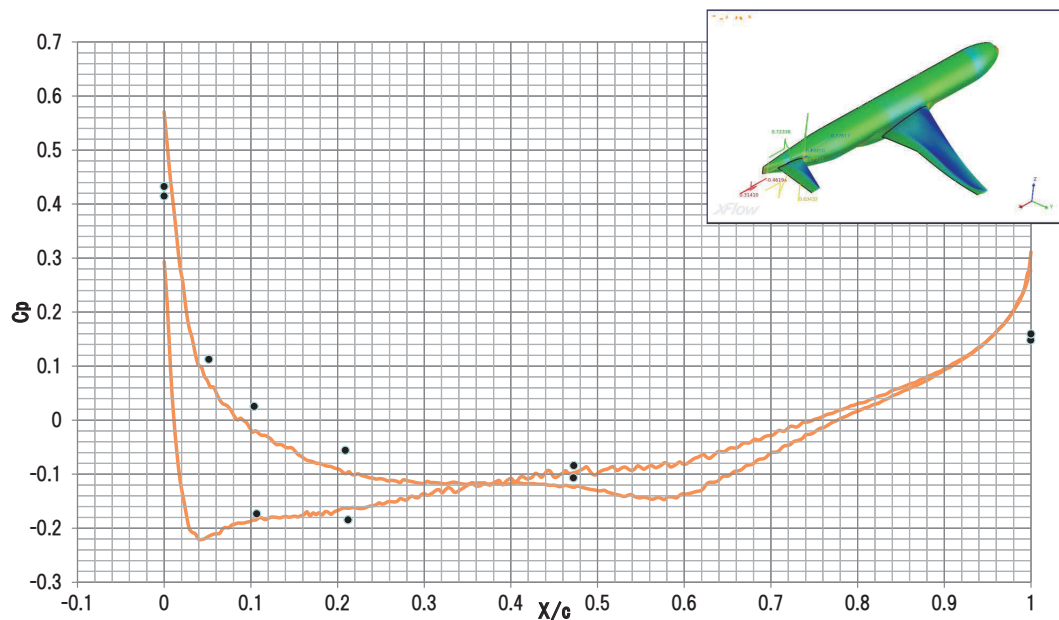
22

COPYRIGHT 2016 INFORMATION SERVICES INTERNATIONAL - DENTSU, LTD. ALL RIGHTS RESERVED.

iSiD
IT Solution Innovator

課題 1：巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測 (尾翼有、変形計測データを反映)

■ 圧力係数分布 (尾翼断面 SA)



XFlow

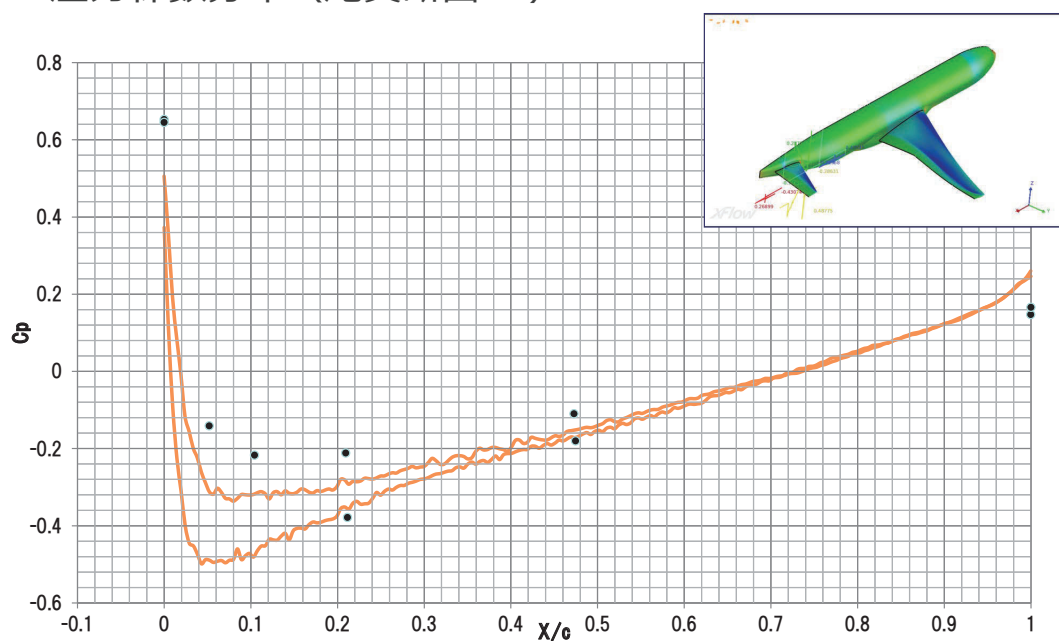
23

COPYRIGHT 2016 INFORMATION SERVICES INTERNATIONAL - DENTSU, LTD. ALL RIGHTS RESERVED.

iSiD
IT Solution Innovator

課題 1：巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測 (尾翼有、変形計測データを反映)

■ 圧力係数分布 (尾翼断面 SB)



XFlow

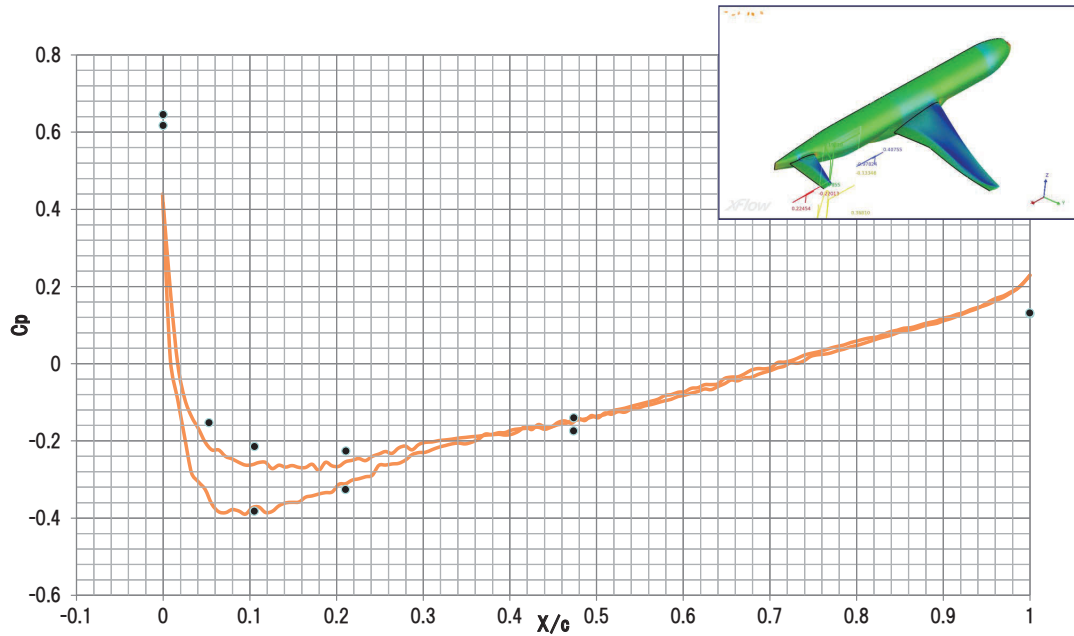
24

COPYRIGHT 2016 INFORMATION SERVICES INTERNATIONAL - DENTSU, LTD. ALL RIGHTS RESERVED.

iSiD
IT Solution Innovator

課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測 (尾翼有、変形計測データを反映)

■ 圧力係数分布 (尾翼断面 SC)



XFlow

25

COPYRIGHT 2016 INFORMATION SERVICES INTERNATIONAL - DENTSU, LTD. ALL RIGHTS RESERVED.

iSiD
IT Solution Innovator

課題 1 : 巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測 (尾翼有、変形計測データを反映)

■ 計算コスト

⊕ 端末仕様

- CPU : Intel(R) Xeon(R) CPU E7- 4870 × 4
 - ✓ コア数 : CPU単体 10 ノード全体 40
 - ✓ 周波数 : 2.40 GHz
 - ✓ キャッシュメモリ : 30 Mb
- メモリ 125 GB DDR3

⊕ 計算負荷

- 格子数 : 30,893,747 格子
- 時間ステップ : 2万ステップ
 - ✓ 現象時間 1.2e-2 sec
 - ✓ 時間刻み 5.9e-4 sec (最小格子部分)

⊕ 計算時間

- 30日間

XFlow

26

COPYRIGHT 2016 INFORMATION SERVICES INTERNATIONAL - DENTSU, LTD. ALL RIGHTS RESERVED.

iSiD
IT Solution Innovator

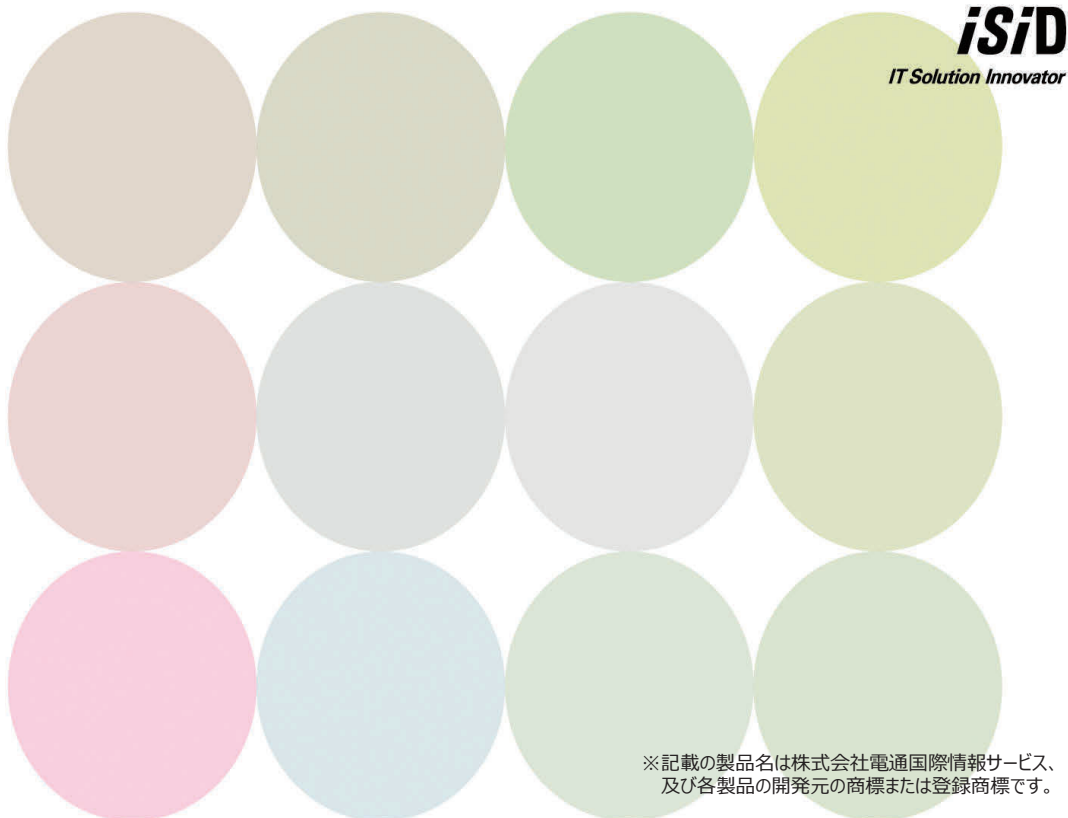
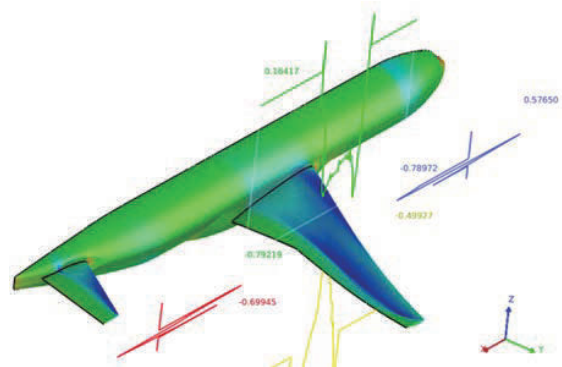
課題 1：巡航状態及び高迎角時のNASA-CRM空力予測 (尾翼有、変形計測データを反映)

■ まとめ

- ⊕ 圧縮性ソルバによる現象の再現が可能であることを確認いたしました
 - 機体表面上の圧力分布結果より、衝撃波をとらえられていることを確認
 - 計算過程についても異常値はなく、圧縮性対応ソルバの安定性も良好

⊕ 課題

- ポスト処理（グラフ・数値取得）の対応
- 解析精度、計算速度の向上



※記載の製品名は株式会社電通国際情報サービス、
及び各製品の開発元の商標または登録商標です。

COPYRIGHT 2016 INFORMATION SERVICES INTERNATIONAL - DENTSU, LTD. ALL RIGHTS RESERVED.