
First Aerodynamics Prediction Challenge

FaSTAR・HexaGrid格子による Desk-top PCを用いた解析

馬淵 将典
松島 紀佐

富山大学大学院理工学教育部
機械知能システム工学専攻

1

背景・目的

2

- ・ 近年、CFD解析の発達により空力性能予測を行うにあたってその適用範囲が拡大してきており、その解析データも膨大となっている。
- ・ 膨大なデータの解析を行うにはスパコンが主流であるが、現在では計算機の発達によりDesk-top PCでも計算が可能である。

Desk-top PCにおける解析精度の検討

課題2: NASA-CRMの主翼後流の比較

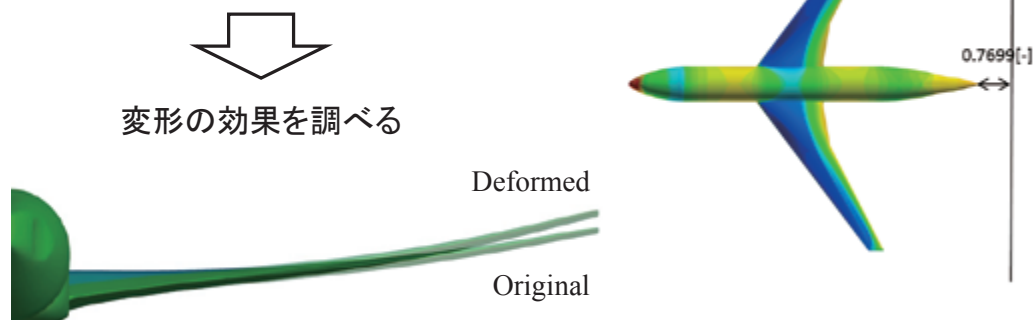
3

3次元翼周リシミュレーションで得られた後流の
流速データを用いて圧力推定を行っていきたい

Flow Condition

Mach = 0.85 $Re_c = 2.26 \times 10^6$ $T_{ref} = 284$ K $\alpha = 3.07$ deg, 4.84 deg

- ・風洞試験で計測された変形形状を反映して解析
- ・オリジナルの形状(変形無)で解析



APC- I 富山大学 応用機械情報研究室 馬淵将典

計算手法

4

計算機のスペック

OS	Linux(CentOS6.6 64bit)
CPU	intel Xeon 3.4GHz
CPUコア数	8コア(×2)
計算メモリ	64GB

解析ソルバ

ソルバコード	FaSTAR
離散化手法	有限体積法 セル中心法
非粘性流束	HLLEW
粘性流束	空間2次精度
勾配評価	GLSQ
勾配制限関数	Van Lee型オリジナル制限関数
時間積分	LU-SGS(Local Time Stepping)
乱流モデル	SA-noft2-R



APC- I 富山大学 応用機械情報研究室 馬淵将典

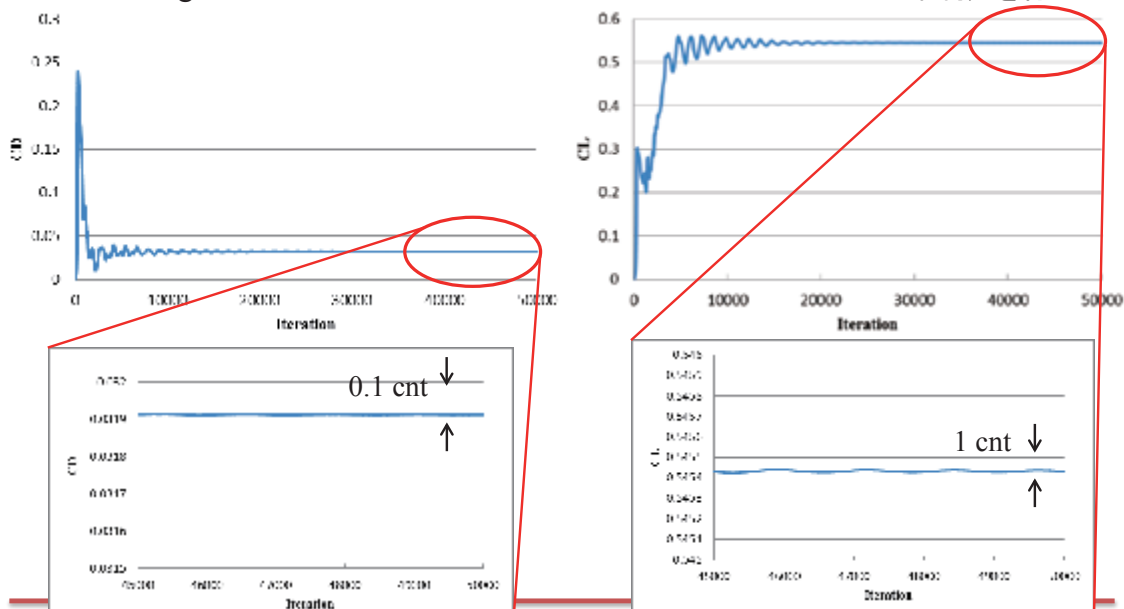
計算時間

5

計算回数 50000回 計算時間 125h 使用メモリ 31.1GB

$\alpha=3.07$ deg Deformed

ほかのケースも同様に収束判定を行った

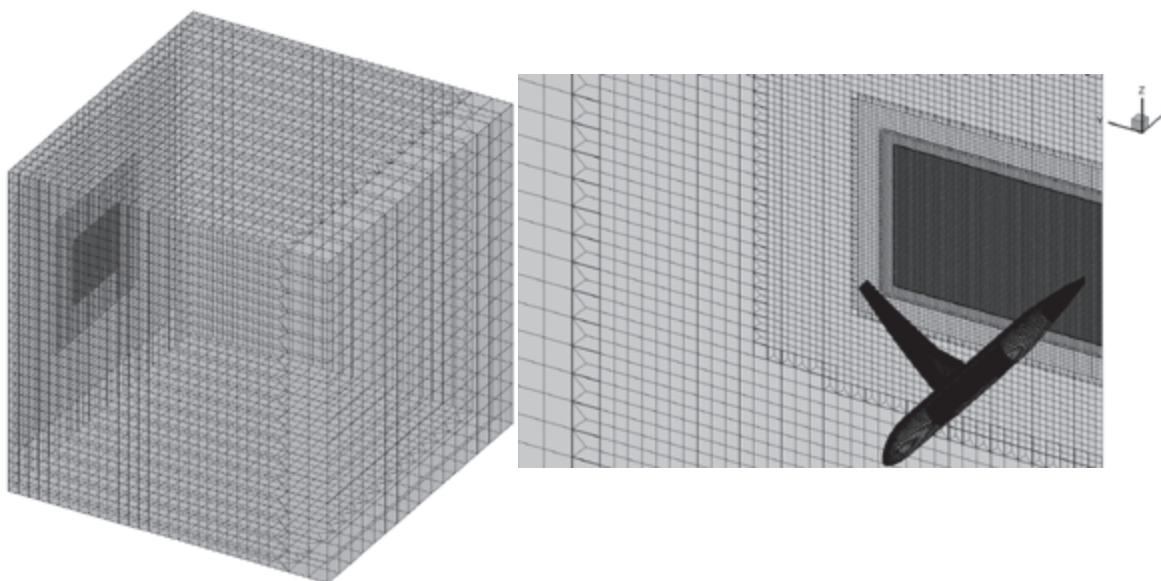


APC- I 富山大学 応用機械情報研究室 馬淵将典

計算格子

6

HexaGrid Node:26,091,251 Cell:28,362,284



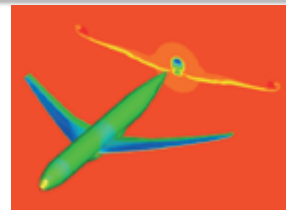
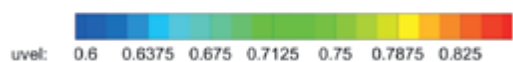
APC- I 富山大学 応用機械情報研究室 馬淵将典

課題2: NASA-CRMの主翼後流の比較

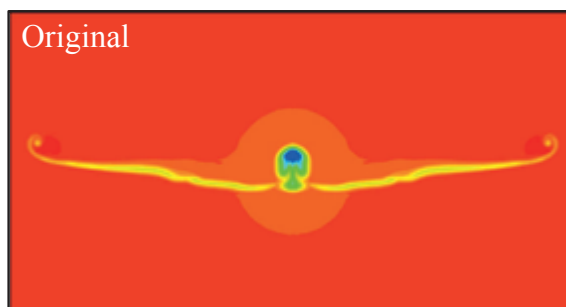
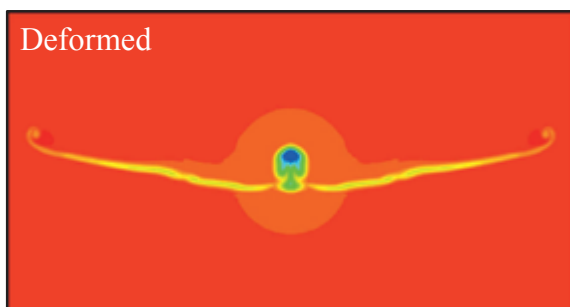
7

Mach = 0.85 $Re_c = 2.26 \times 10^6$ $\alpha = 3.07^\circ$

u velocity contours



全体図



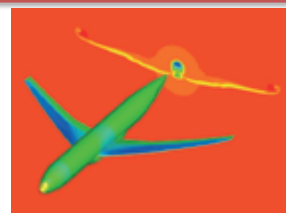
APC- I 富山大学 応用機械情報研究室 馬淵将典

課題2: NASA-CRMの主翼後流の比較

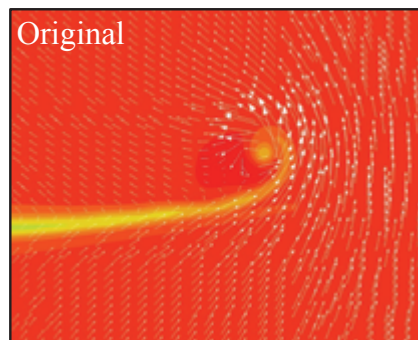
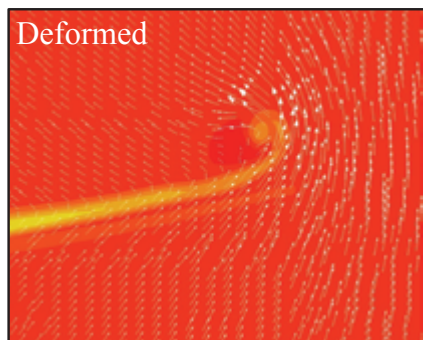
8

Mach = 0.85 $Re_c = 2.26 \times 10^6$ $\alpha = 3.07^\circ$

u velocity contours, velocity vector



翼端の拡大図



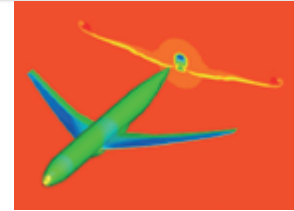
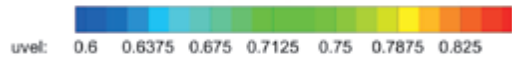
APC- I 富山大学 応用機械情報研究室 馬淵将典

課題2: NASA-CRMの主翼後流の比較

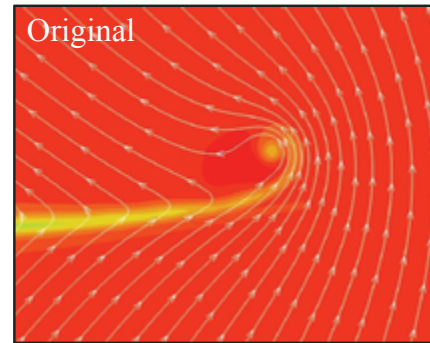
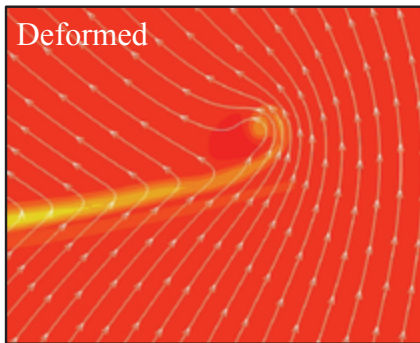
9

Mach = 0.85 $Re_c = 2.26 \times 10^6$ $\alpha = 3.07^\circ$

u velocity contours, stream line



翼端の拡大図



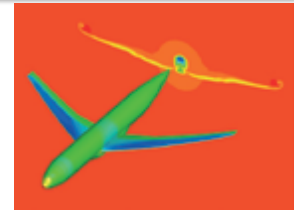
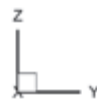
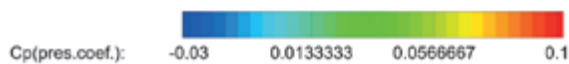
APC- I 富山大学 応用機械情報研究室 馬淵将典

課題2: NASA-CRMの主翼後流の比較

10

Mach = 0.85 $Re_c = 2.26 \times 10^6$ $\alpha = 3.07^\circ$

Cp contour



翼端の拡大図



$C_L = 0.5454$
 $C_D = 0.03191$
 $L/D = 17.09$

$C_L = 0.5863$
 $C_D = 0.03530$
 $L/D = 16.61$

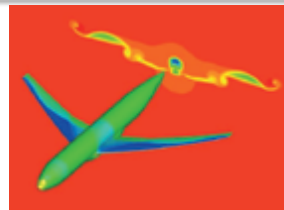
APC- I 富山大学 応用機械情報研究室 馬淵将典

課題2: NASA-CRMの主翼後流の比較

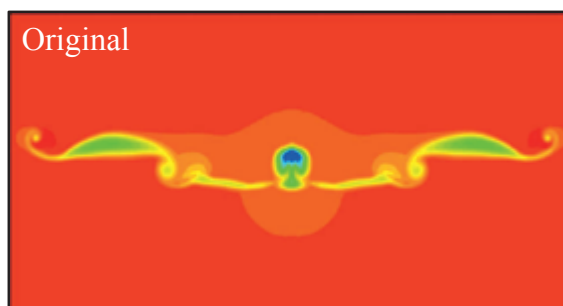
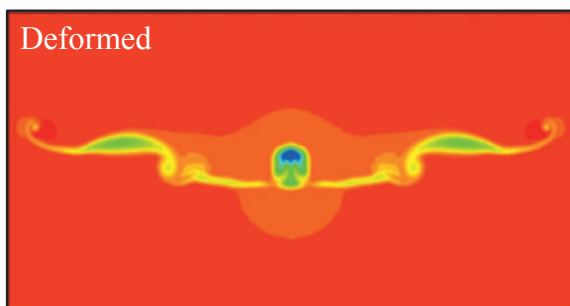
11

Mach = 0.85 $Re_c = 2.26 \times 10^6$ $\alpha = 4.84$ deg

u velocity contours



全体図



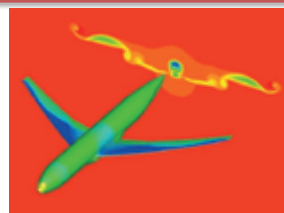
APC- I 富山大学 応用機械情報研究室 馬淵将典

課題2: NASA-CRMの主翼後流の比較

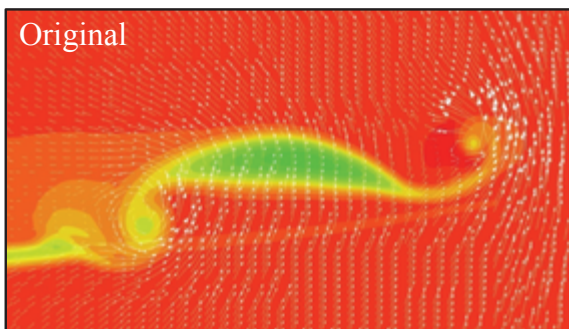
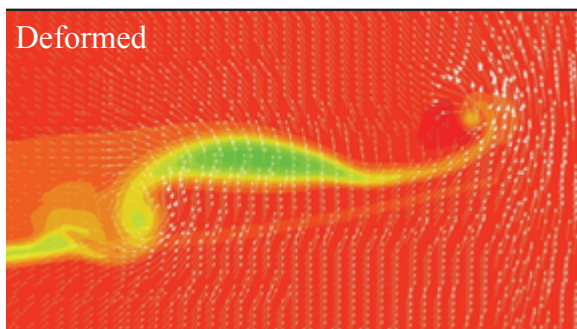
12

Mach = 0.85 $Re_c = 2.26 \times 10^6$ $\alpha = 4.84$ deg

u velocity contours, velocity vector



拡大図



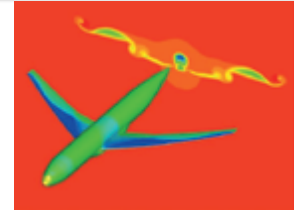
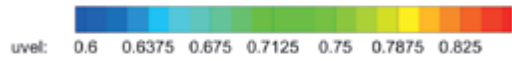
APC- I 富山大学 応用機械情報研究室 馬淵将典

課題2: NASA-CRMの主翼後流の比較

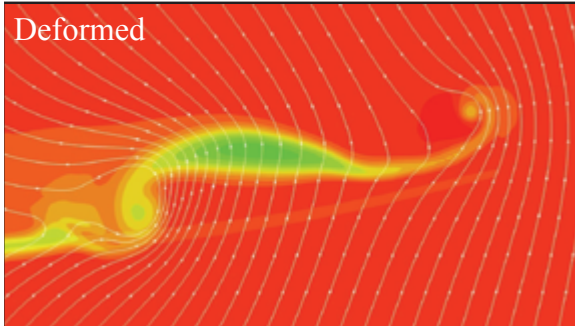
13

Mach = 0.85 $Re_c = 2.26 \times 10^6$ $\alpha = 4.84$ deg

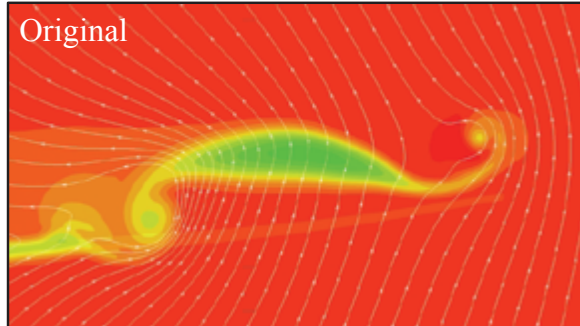
u velocity contours, stream line



拡大図



$C_L = 0.6775$
 $C_D = 0.05803$
 $L/D = 11.67$



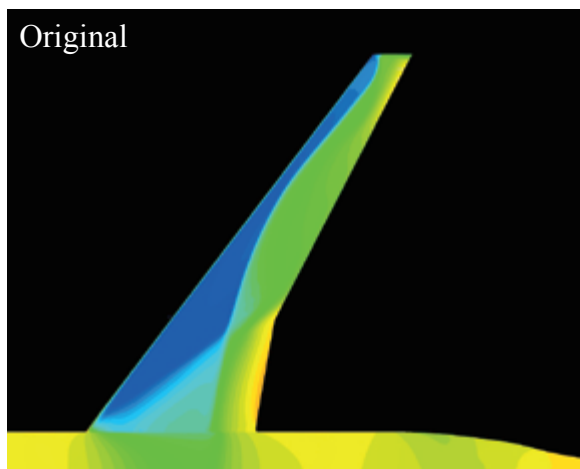
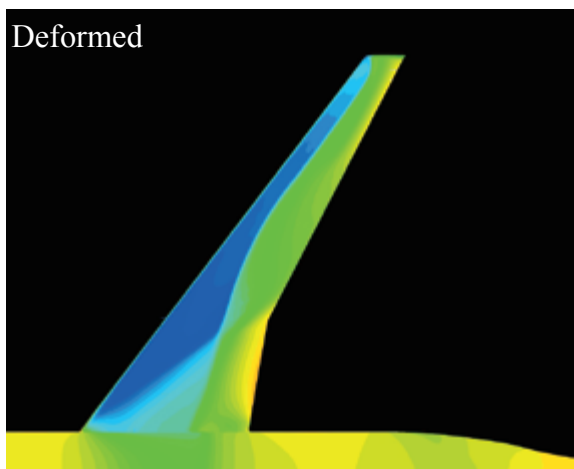
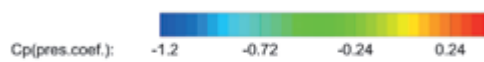
$C_L = 0.6998$
 $C_D = 0.06590$
 $L/D = 10.62$

APC- I 富山大学 応用機械情報研究室 馬淵将典

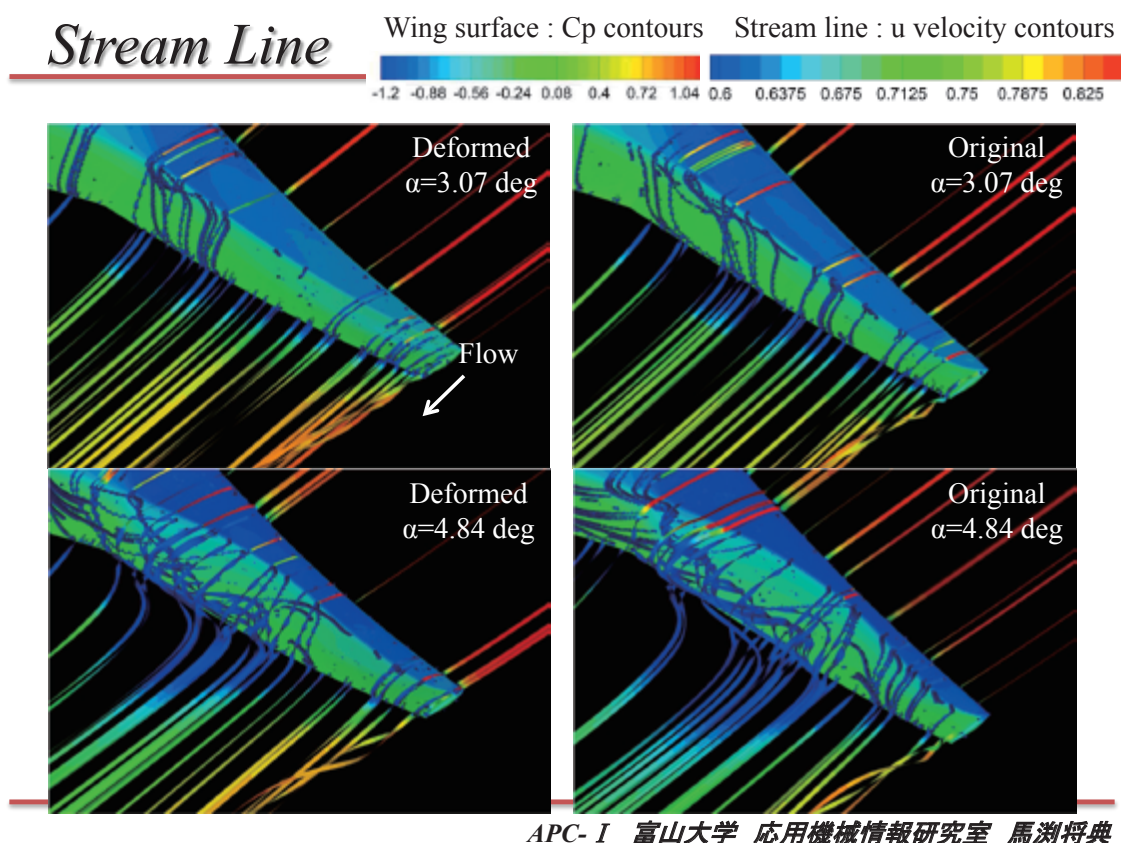
主翼表面上のCp分布

14

Cp contours $\alpha = 4.84$ deg



APC- I 富山大学 応用機械情報研究室 馬淵将典



まとめ

16

Desk-top PCでCFD解析を行った結果

総セル数約2800万セルの格子において16コアのCPUを使用し、50000回の並列計算を行った結果、計算に要したメモリは64GB中31.1GBで計算時間は約125hとなった。今回はCFL数を50として計算を行い、50000回で計算が収束するかどうか確かめ、空力係数の時間履歴から計算回数50000回では十分に収束することがわかった。この時間履歴から30000回あたりでも空力係数の振動が十分に収まっていることが確認でき、30000回程度で計算を打ち切つてよいと考えられる。

変形有の形状とオリジナルの形状を比較

変形有の方が空力係数が低い値となっており、翼端渦はオリジナルに比べて小さくなることが確認できた。これは、翼端の掘り上げの影響により主に翼端部分の揚力が下がるため、揚力低下に伴い翼端渦も小さくなるからである。

2ケース(迎角3.07degと4.84deg)の後流主流速度分布を比較

迎角4.84degでは、翼後縁のキンクにより、キンク位置にかけての渦現象が増幅されている。後流において3.07degのケースに比べ、主流速度の低速領域が広がっている。また、後流現象が複雑になっていると考えられ、精密な計算には解像度が必要であるため、格子を細かく設定する必要がある。

APC- I 富山大学 応用機械情報研究室 馬淵将典