

## 非構造格子 CFD ソルバーによる内部対流冷却翼列の流体・熱伝導連成数値計算

吉新 哲也, 佐々木 大輔, 中橋 和博  
(東北大学大学院 工学研究科 航空宇宙工学専攻)

## Conjugate Heat Transfer Simulation of an Internally Cooled Turbine Vane Using Unstructured-Mesh CFD Solver

by  
Tetsuya YOSHIARA, Daisuke SASAKI, Kazuhiro NAKAHASHI

## ABSTRACT

Conjugate heat transfer method was implemented in the unstructured-mesh CFD solver to predict the thermal loads of the two- and three-dimensional cooled turbine blades. In this simulation, the fluid domain and the solid domain are solved simultaneously satisfying the equality of the heat flux and wall temperature on the boundary of the fluid and solid. The results of the surface temperature and the external heat transfer coefficient distributions are in close agreement with the experimental data especially in the two-dimensional calculation.

## 1. 緒言

高効率な航空用エンジンの開発が求められる中で、特に熱効率を向上させるにはエンジン内部最高温度となるタービン入口温度を上昇させる必要がある。タービン入口温度は、耐熱材料の開発や冷却技術の向上によって上昇してきたが、それに伴い高温、高圧、高荷重の過酷な状況がより厳しくなるため、タービン部材の損傷や劣化を事前に予測することが重要となってくる。損傷や劣化を予測するには部材の温度分布を正確に評価する必要があり、そのためにはタービン翼周りの流れとタービン部材の固体熱伝導を同時に計算する流体・熱伝導連成数値計算 (CHT: Conjugate Heat Transfer) <sup>(1)</sup> が不可欠である。従来の方法では、流体計算を行ってから熱伝達率を予測し、その熱伝達率を固体領域の境界条件として与えて固体熱伝導計算が行われていた<sup>(1)</sup>。熱伝達率の予測は経験則に基づいて行われていたため不確定要素を含んでおり、新規形状や複雑な形状において正確に予測することは非常に困難である。それに対して CHT では熱伝達率は境界条件として設定するのではなく、全体の計算の解として出てくるため、上記のような問題を避けることができる。また、冷却機構も考慮した複雑なタービン翼形状に対しては、格子生成の容易さを利点にもつ非構造格子での解析が適当であると考えられる。東北大学で開発された非構造格子 CFD ソルバー TAS-code (Tohoku university Aerodynamic Simulation code) <sup>(2)</sup> は、実際の現場で航空機周りの流体解析や設計に用いられており、その信頼性は高い。本研究の目的は TAS-code に流体・熱伝導連成計算手法を組み込み、タービン部材の正確な温度解析が可能なコードを構築することである。今回は比較的単純な形状の 2 次元および 3 次元のタービン静翼の温度解析を行い、計算手法の妥当性を検証する。

## 2. 数値計算法

## 2.1 流体計算

流体計算には 3 次元非構造格子 CFD ソルバー TAS-code を用いる。支配方程式は圧縮性 Navier-Stokes 方程式で、有限体積法のセル節点法によって離散化する。流束評価は HLLW 法、時間積分は LU-SGS 法、乱流モデルは S-A (Spalart-Allmaras) モデル<sup>(3)</sup>、SST モデル<sup>(4)</sup>を用いる。計算格子は物体近傍に四角形格子または六面体格子、それ以外の部分に三角形格子またはプリズム格子を用いるハイブリッド非構造格子である。

## 2.2 固体熱伝導計算

固体領域の支配方程式は熱伝導方程式であり、流体領域と同じ非構造格子を用いて同様な離散化を行っている。ただし、2 次元計算での時間積分に関しては Euler 陽解法を用いている。

## 2.3 流体・熱伝導連成計算手法

流体領域と固体領域の境界では熱流束と温度が等しいという条件が満たされる。図 1 は流体と固体の境界の格子を表しており、流体領域の温度  $T_F$ 、境界の温度  $T_W$  (未知数)、固体領域の温度  $T_S$  を図のように定義する。 $L_F$ 、 $L_S$  はそれぞれ、 $T_F$  の定義点と境界との垂直距離、 $T_S$  の定義点と境界との垂直距離を表している。

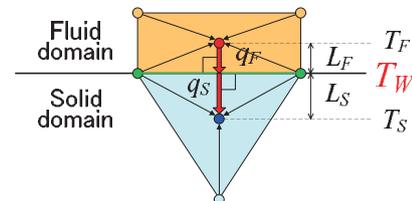


図 1 流体・固体境界の格子

ここで流体・境界間の熱流束  $q_F$  と、固体・境界間の熱流束  $q_S$  が等しいことから以下の式が導ける。

$$q = -k_F \frac{T_F - T_W}{L_F} = -k_S \frac{T_W - T_S}{L_S} \quad (1)$$

$k_F$ 、 $k_S$  はそれぞれ流体、固体の熱伝導率である。式(1)を未知数  $T_W$  について解くと式(2)のように境界の温度が求まり、この温度を流体領域、固体領域の境界条件として与えることで、境界の温度が一致するという条件が満たされる。なお、流体領域への温度の受け渡しは、完全気体の状態方程式により、密度を通して与えている。

$$T_W = \frac{(k_S/k_F)(L_F/L_S)T_S + T_F}{1 + (k_S/k_F)(L_F/L_S)} \quad (2)$$

式(2)における流体の熱伝導率  $k_F$  は以下の式で与えられる。 $\mu$  は粘性係数、Pr はプラントル数で 0.71、 $C_p$  は定圧比熱である。

$$k_F = \frac{\mu}{\text{Pr}} C_p \quad (3)$$

式(3)における粘性係数  $\mu$  のうち、層流粘性係数  $\mu_l$  は次の Sutherland 式から求められる。

$$\frac{\mu_l}{\mu_0} = \left( \frac{T}{T_0} \right)^{3/2} \frac{T_0 + S}{T + S} \quad (4)$$

ただし、 $\mu_0 = 1.79 \times 10^{-5}$  [kg/m · s]、 $T_0 = 288.15$  [K]、 $S = 110.4$  [K] である。

3. 計算対象と計算条件

3. 1 2次元翼列

計算対象には Hylton らにより実験<sup>(5)</sup>が行われた内部対流冷却機構をもつ高圧タービン静翼 C3X, Mark II を用いる。計算格子を図 2, 3 に、計算条件を表 1 に示す。2次元非構造格子生成には Dot Editor<sup>(6)</sup>を使用した。流体領域と固体領域の境界においては格子点が完全に一致するようにしている。流体領域は境界層を捉えるためのハイブリッド格子、固体領域は三角形格子のみである。

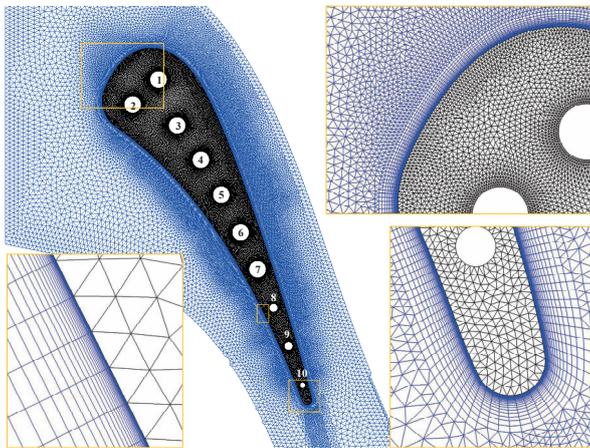


図2 計算格子 (C3X\_2D)

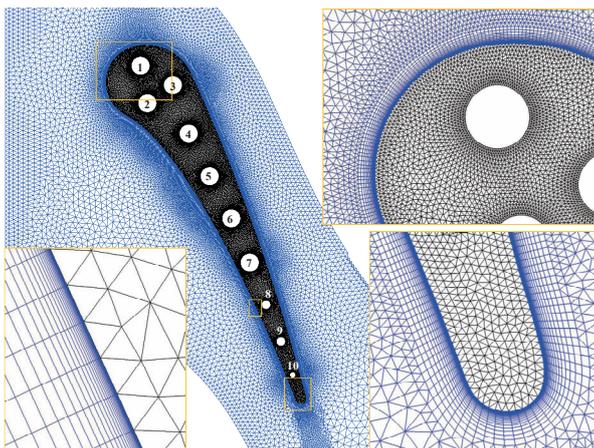


図3 計算格子 (Mark II\_2D)

流入境界は全圧、全温、流入角を与え、流出境界では静圧を与える。出口静圧は計算条件の出口 Mach 数と等エントロピー関係式から計算される値を用いる。周方向は周期境界条件である。

固体領域の 10 個の冷却孔は、管内乱流と仮定している。管内乱流の Nusselt 数は経験式である式 (5) で与えられる。

$$Nu_D = 0.022 Cr Pr^{0.5} Re_D^{0.8} \quad (5)$$

式(5)の  $Cr$  は補正係数、 $Pr$  はプラントル数、 $Re_D$  は流路直径を用いて定められる Reynolds 数である。式(5)の Nusselt 数から熱伝達率を求め、それと冷却流温度<sup>(5)</sup>を固体領域の境界条件として与えて熱伝導計算を行う。

タービン部材は Stainless steel (ASTM Type 310) であり、熱伝導係数は以下の式で与えられる。

$$k_s = 0.0182 T + 6.13 \text{ [W/m/K]} \quad (6)$$

表 1 計算条件

	C3X	Mark II
テストコード	4311	5411
入口全圧 [MPa]	0.245	0.337
入口全温 [K]	802	788
出口静圧 [MPa]	0.143	0.70
出口 Mach 数	0.91	1.04
Reynolds 数	$3.07 \times 10^6$	$3.30 \times 10^6$
流入角 [deg]	0	0
Solidity	1.24	1.05
格子点数 (流体)	51000	46000
(固体)	14000	12000

3. 2 3次元翼列

3次元の計算対象は C3X の 2次元形状を高さ方向に押し出した形状であり、これは実験<sup>(5)</sup>を模擬したものである。3次元非構造格子生成には MEGG3D<sup>(7)</sup>を用いた。図 4 に 3次元の計算格子を示す。高さ方向への押し出しにより、2次元格子における物体近傍の四角形格子は六面体格子、物体近傍以外の三角形格子はプリズム格子になる。格子点数は、流体 220 万点、固体 50 万点、冷却流路は 1 流路あたり 7.5 万点である。3次元計算では 2次元において式(5)によって仮定した管内冷却流の流体計算も行い、冷却流路と翼固体の境界は連成計算手法を適用する。流入条件については全圧、全温の実験データがなく、一通りに定めることができないという問題がある。ここでは与えられた各孔での平均温度、Reynolds 数、流出の静圧を利用して、流入から流出まで全温、静温、静圧、マッハ数が線形に変化し、全圧は変化しないという仮定を基に、流入での全圧、全温の値を決定している。流出境界では実験条件に合わせて静圧を大気圧に固定している。主流側の条件は表 1 の条件と同じであるが、側壁は滑りなし断熱壁として計算する。

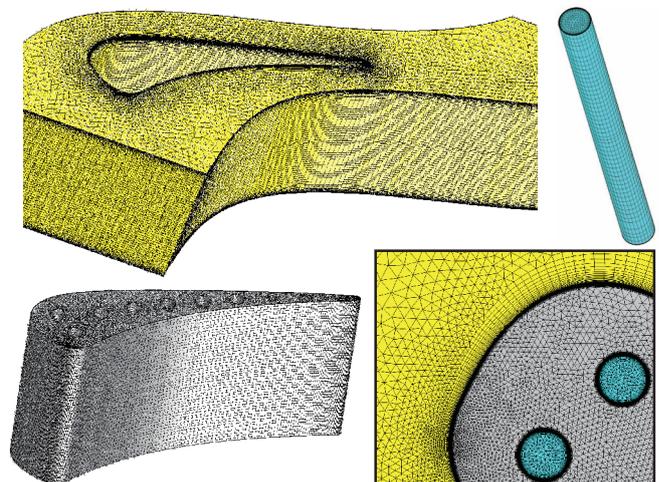


図4 計算格子 (C3X\_3D)

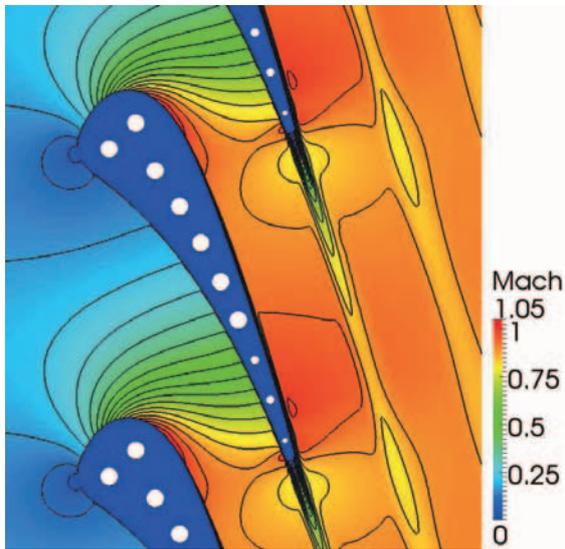
4. 計算結果

4. 1 2次元翼列

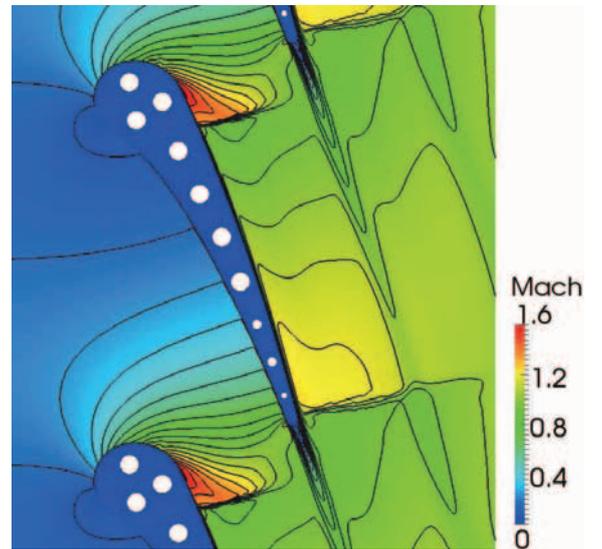
図 5(a), 図 6(a)は C3X, Mark II の Mach 数分布の可視化図である。これらの計算結果は、連成計算を行っていない場合、すなわち翼を断熱壁と仮定した場合の計算結果とほぼ同じ結果であることを確認している。また、図 5(b), 図 6(b)は C3X, Mark II の翼表面圧力分布の計算結果を実験値とともに示したものであり、どちらも実験値と良く一致していることから連成計算においても流体計算が正しく行われていると判断できる。

図 7(a), 図 8(a)は C3X, Mark II の温度分布の可視化図である。図 7(b), 図 8(b)は翼表面温度分布, 図 7(c), 図 8(c)は熱伝達率分布の計算結果を実験値とともにプロットした

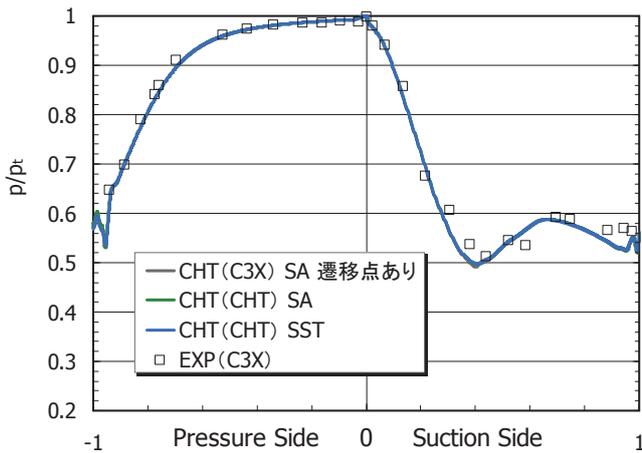
ものである。C3X, Mark II の両計算対象に対して、S-A, SST 乱流モデルともに表面温度分布については実験値の全体的な傾向は捉えられている。しかし、背側前半の境界層乱流遷移が起こる部分では正しく傾向を捉えられていない。ここで、S-A 乱流モデルでの計算において、遷移が起こるとされる部分に遷移点を指定して乱流粘性係数の発達を抑えて計算を行った結果が図の灰色の曲線であり、実験値と良く一致することが確認できる。遷移点の位置は、翼前縁からの無次元軸方向距離で C3X は 0.38, Mark II は 0.43 とした。熱伝達率も温度と同様な傾向を示しているが、背側の前縁付近では SST モデルが S-A モデル比べて実験値の傾向を捉えている。



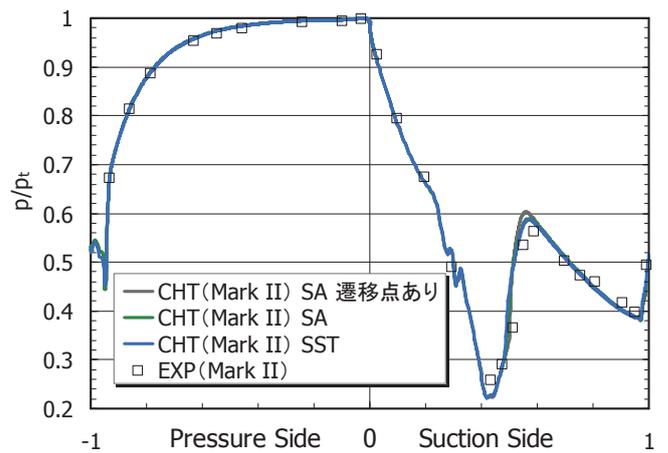
(a) Mach 数分布



(a) Mach 数分布



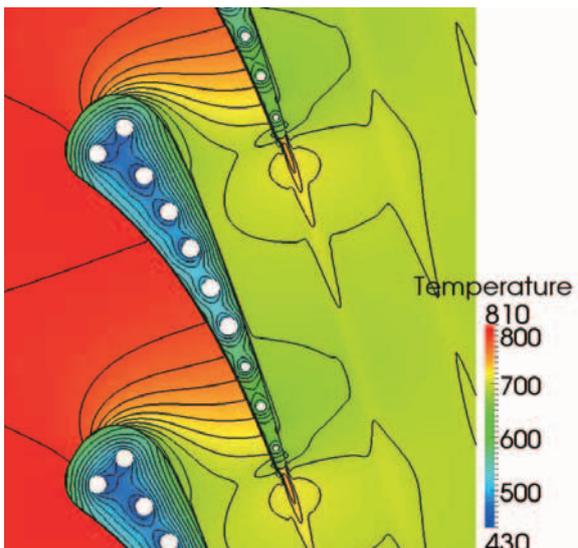
(b) 表面圧力分布



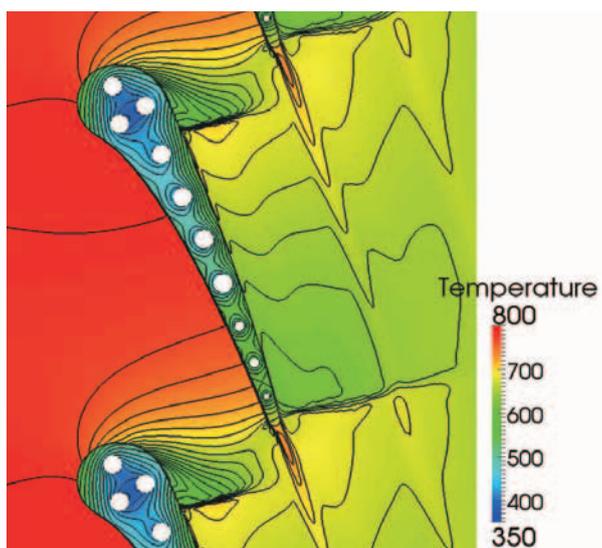
(b) 表面圧力分布

図 5 Mach 数分布, 表面圧力分布 (C3X\_2D)

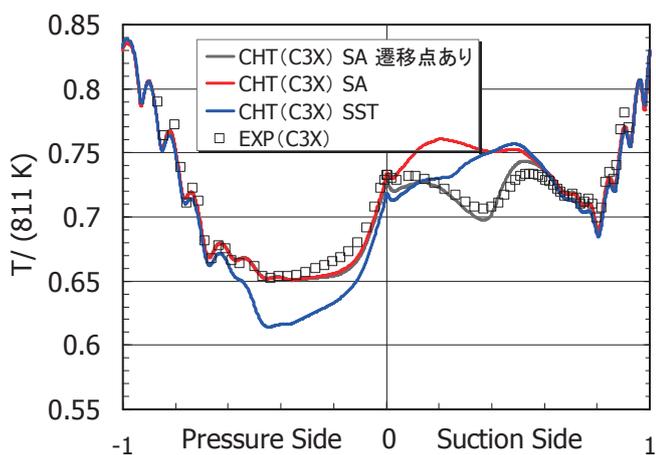
図 6 Mach 数分布, 表面圧力分布 (Mark II\_2D)



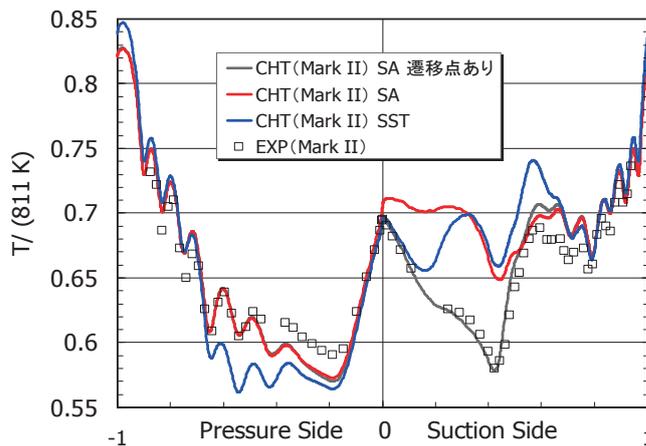
(a) 温度分布 [K]



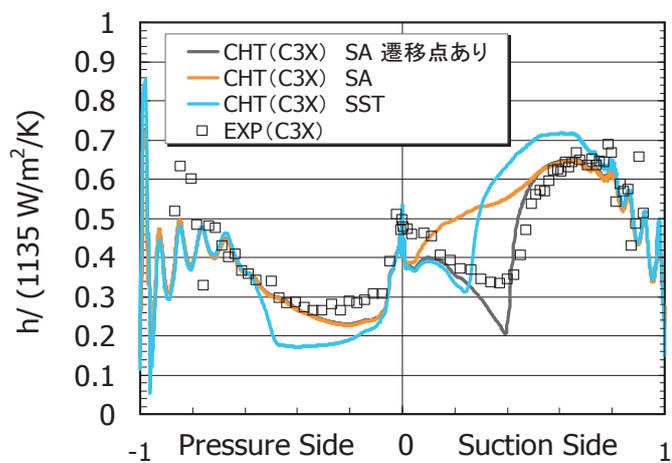
(a) 温度分布 [K]



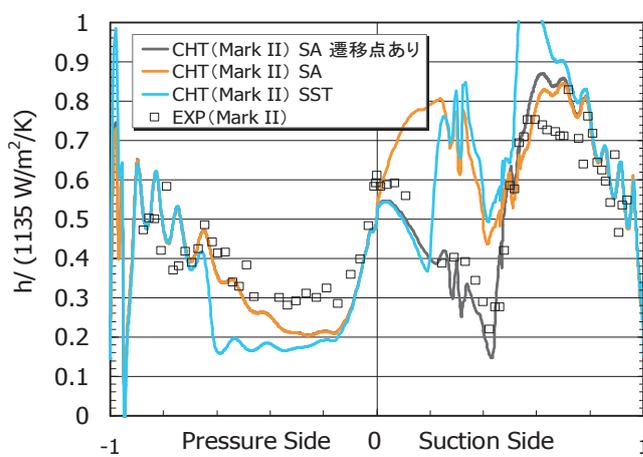
(b) 表面温度分布



(b) 表面温度分布



(c) 熱伝達率分布



(c) 熱伝達率分布

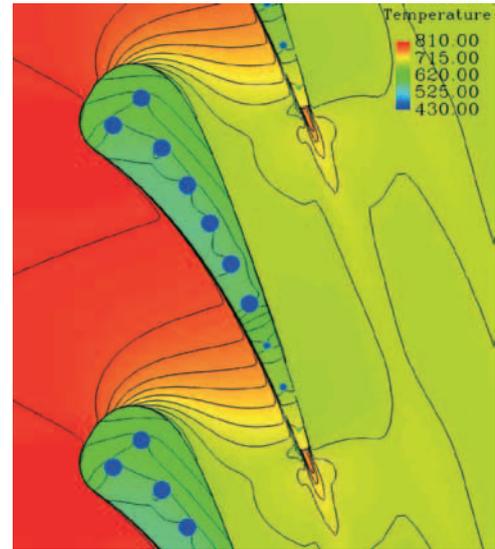
図7 温度分布, 熱伝達率分布 (C3X\_2D)

図8 温度分布, 熱伝達率分布 (Mark II\_2D)

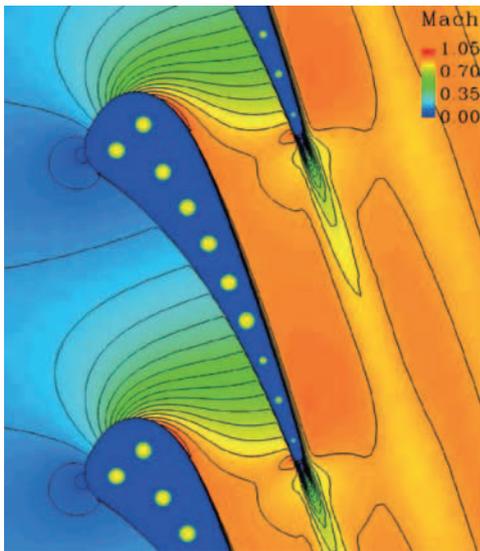
4. 2 3次元計算

3次元計算は全て S-A 乱流モデル（全面乱流）の結果である。図 9(a), (b)はそれぞれ C3X の 50%高さにおける Mach 数分布と翼表面圧力分布を示している。圧力分布については実験値と良く一致していることに加え、背側後縁付近では 2次元の結果よりも実験値に近い値であり傾向を捉えている。これは 3次元計算において側壁で発達してきた境界層が 50%高さまで影響したものと考えられる。

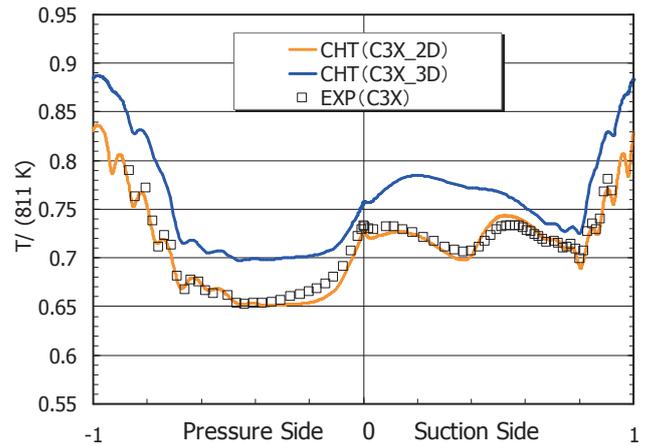
図 10(a)に 50%高さにおける温度分布の可視化図, (b)に翼表面温度分布, (c)に熱伝達率分布を示す。表面温度分布と熱伝達率分布は 2次元で S-A モデルにおいて遷移点を指定した場合の計算結果とともにプロットしている。熱伝達率分布の傾向は捉えているが、温度分布については全体的に高い値となっており、予測には至っていない。可視化図からもわかるが、冷却孔による影響があまり見られない。原因としては流入境界の不確実性に加えて、発達した管内乱流を模擬できていないことにより管内の熱伝達率が小さく見積もられてしまっていることが考えられる。図 11は翼表面の温度分布の可視化図であり、冷却流は図の上から下へ流れている。冷却流が翼を通過する際に温度が上昇し、その影響により翼表面温度の 3次元的な分布が得られていることが確認できる。



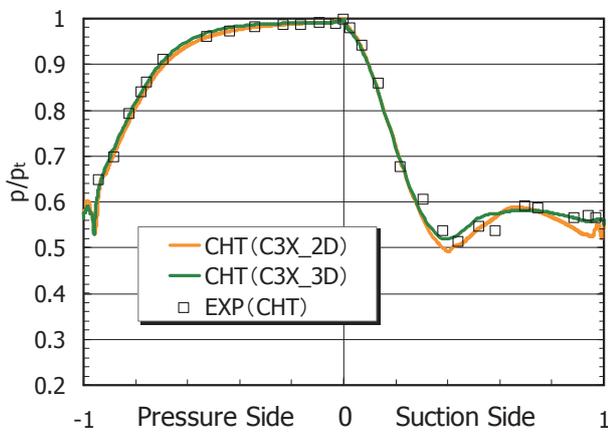
(a) 温度分布 [K]



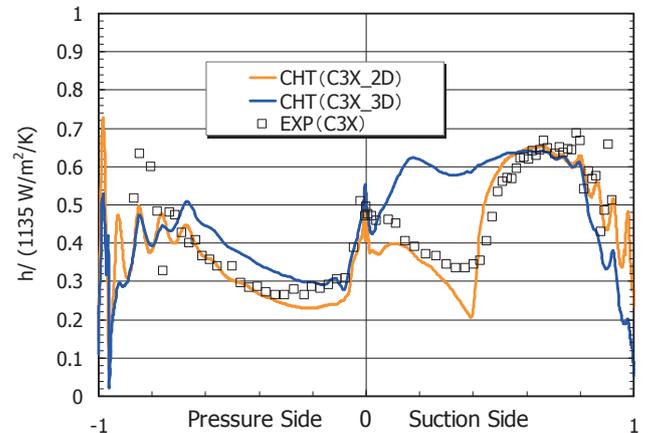
(a) Mach 数分布



(b) 表面温度分布



(b) 表面圧力分布



(c) 熱伝達率分布

図 9 Mach 数分布, 表面圧力分布 (C3X\_3D, 50%高さ)

図 10 温度分布, 熱伝達率分布 (C3X\_3D)

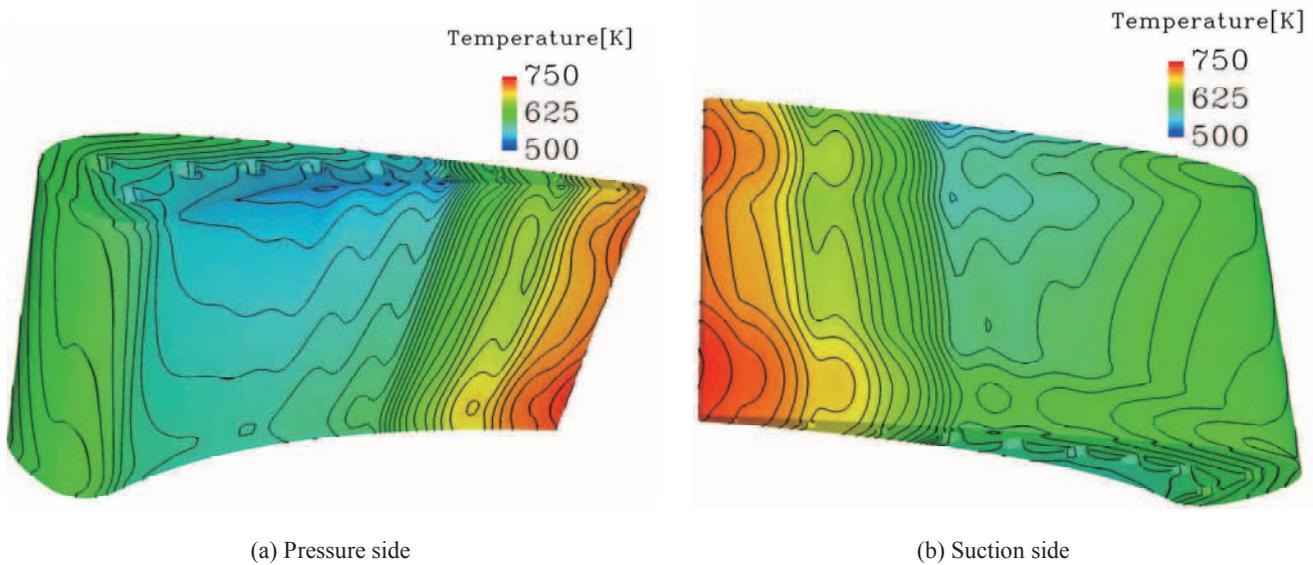


図 11 翼固体温度分布 (C3X\_3D)

## 5. 結論

非構造格子 CFD ソルバー-TAS-code に流体・熱伝導連成計算手法を組み込み、検証計算として比較的単純な形状のタービン静翼の連成計算を行った。

2次元計算においては、得られた翼表面温度分布と熱伝達率分布を実験値と比較して、遷移部分以外の傾向を捉えていることを確認した。温度分布、熱伝達率を正確に予測するには適切なモデルにより遷移を捉える必要があることがわかる。

3次元計算においては流体計算が正しく行われていることは確認できたが、連成計算による温度解析については温度分布、熱伝達率分布ともに予測には至っていない。2次元計算との大きな違いは冷却流路の計算も行っている部分であり、今後冷却流の検証も必要である。

## 参考文献

- 1) Bohn, D, Krüger, U, and Kusterer, K, "Conjugate Heat Transfer: An Advanced Computational Method for the cooling design of modern gas turbine blades and vanes," Heat Transfer in Gas Turbines, eds. B. Sundén and M. Faghri, pp. 57-108, WIT Press, Southampton, UK, 2001.
- 2) Nakahashi, K., et al. "Some Challenges of Realistic Flow Simulations by Unstructured Grid CFD," International Journal for Numerical Method in Fluids, 2003, Vol. 43, pp. 769-783, 2003.
- 3) Spalart, P. R. and Allmaras, S. R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," AIAA Paper 92-0439, Jan. 1992.
- 4) Menter, F. R., "Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications," *AIAA Journal*, Vo. 32, No. 8, 1994, pp. 1598-1605.
- 5) Hylton, L. D., Mihelc, M. S., Turner, E. R., Nealy, D. A., and York, R. E., "Analytical and Experimental Evaluation of the Heat Transfer Distribution Over the Surface of Turbine Vanes," NASA Paper No. CR-168015, 1983.
- 6) 石田 崇, "複雑形状に対する格子生成法の研究," 東北大学大学院工学研究科 平成19年度修士論文.
- 7) Ito, Y. and Nakahashi, K., "Improvements in the Reliability and Quality of Unstructured Hybrid Mesh Generation," *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 45, Issue 1, May 2004, pp. 79-108.