

産業用ガスタービン開発へのタービン冷却翼CHT解析の適用検討

Application of CHT Analysis to Development of Cooled Turbine Blade
for Industrial Gas Turbine堀内 豪*¹
HORIUCHI Takeshi谷口 智紀*²
TANIGUCHI Tomoki田中 良造*²
TANAKA Ryoza笠 正憲*²
RYU Masanori筋 雅英*³
KAZARI Masahide

ABSTRACT

With the increase of turbine inlet temperature in recent years, turbine blade cooling requires higher effectiveness with less amount of cooling air to improve thermal efficiency of industrial gas turbines. It is, therefore, essential to estimate temperature distribution on the blade surface as accurately as possible in turbine blade cooling design. In this paper we investigated the applicability of CHT (Conjugate Heat Transfer) analysis for this purpose and its estimation accuracy was evaluated by comparing with measurement results. The CHT analysis, which utilizes commercial software STAR-CCM+ with practical mesh size, has been carried out to the first stage turbine blade which has complex internal cooling passages and plenty of film cooling holes. The investigation reveals that CHT analysis results agree well with measurement results both qualitatively and quantitatively and the CHT analysis can be applied to the blade cooling design.

Key words : 産業用ガスタービン, タービン冷却翼, メタル温度, 流体・熱伝導連成解析, パイロメータ
Industrial Gas Turbine, Cooled turbine blades, Metal temperature, Conjugate Heat Transfer, Pyrometer

1. 緒言

産業用ガスタービンの更なる高効率化・高性能化を達成するためには、タービン入口温度の上昇が一つのキーテクノロジーとなっているが、同温度はタービン翼材料の耐酸化限界温度を遥かに超える温度となっている。そのためタービン翼には高度な冷却技術が適用されているが、ガスタービンの更なる高効率化・高性能化に貢献するためには、より少ない冷却空気量で効率的に冷却できる高性能なタービン冷却翼の開発が必要不可欠である。

高性能タービン冷却翼の開発では、翼面におけるメタル温度分布を3次的に把握する必要があるため、図1に示すような翼外部/翼内部流れと翼固体部の熱伝導を連成できるCHT (Conjugate Heat Transfer: 流体・熱伝導連成) 解析をタービン冷却翼に適用することを検討する。

タービン冷却翼のCHT解析に関する過去の研究とし

て、Kustererら⁽¹⁾は複雑な内部冷却構造を有する実機タービン冷却翼に対して、CHT解析(簡易モデル化を一部含む)を行い、メタル温度に与える主流ガス流入角の影響を調査した。また多くの研究者によって、単純対流冷却翼(MARK II, C3X)を対象に、翼メタル温度に対するTBCの効果⁽²⁾や乱流モデルの影響調査⁽³⁾、冷却丸孔配置の最適化⁽⁴⁾などの研究が行われてきた。最近では、複雑な内部冷却構造を有するタービン冷却翼(実機もしくはこれに相当するリグ試験)に対して、実形状に沿った詳細なモデル化によるCHT解析と実機計測温度との比較を実施した研究⁽⁵⁾⁻⁽⁷⁾が行われている。

高性能タービン冷却翼の開発には、複雑な内部冷却構造を有するフィルム冷却翼に対して、実形状に沿った詳細なモデル化によるCHT解析の実施が必要であるが、実機における詳細計測温度と比較したこのような研究例はほとんどない。そこで、本研究では当社産業用ガスタービンのフィルム冷却翼に対して、実用的な規模のCHT解析を実施し、パイロメータによる計測温度との比較からその解析精度を検証することで、実機開発への適用性を検討した。本稿ではこの検討結果について報告する。

原稿受付 2017年3月23日

査読完了 2018年6月13日

- * 1 川崎重工業(株) 技術開発本部 技術研究所
 - * 2 川崎重工業(株) エネルギー・環境プラントカンパニー
 - * 3 川崎重工業(株) 航空宇宙システムカンパニー
- 〒673-8666 明石市川崎町1-1

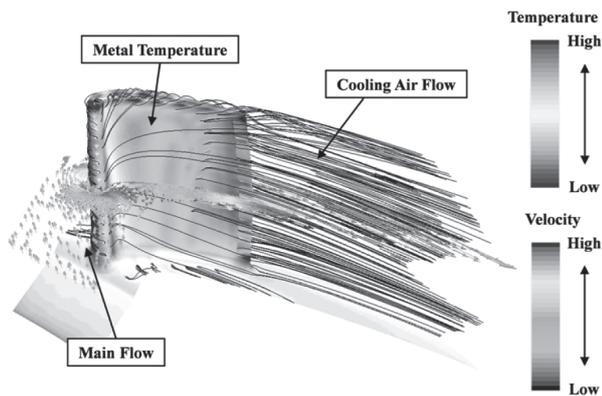


Fig. 1 CHT analysis of cooled turbine blade

2. 研究対象 (L30Aガスタービン)

本研究では、図2に示す当社30MW級ガスタービン“L30A”のガス・ジェネレータ・タービン (GGT) 1段動翼を研究対象とした。なお、以下に本ガスタービンの特徴を簡単に述べる。

表1に主な性能緒元を示す。出力は30.1MW、熱効率は40.1%で (いずれも発電機端)、この出力クラスでは世界最高効率を達成している。タービン部はガス・ジェネレータ・タービンとパワー・タービン (PT) に分かれており、それぞれ2段、3段で構成されている。GGTの1段動翼は3パスの冷却構造を採用しており、冷却空気は前縁シャワーヘッド冷却孔、背側フィルム孔、腹側フィルム孔、翼端冷却孔、後縁から排出される。一方、PTは1~3段のいずれも無冷却でチップシュラウド翼となっている。⁽⁸⁾

Table 1 Characteristic feature of L30A

Type	Open cycle 2-shaft
Rated Output	30.1MW
Thermal Efficiency	40.1%
Pressure Ratio	24.9
EGT	470degC

ISO Conditions; Gear-Box Out; Natural Gas Fuel

3. 研究手法

3.1 CHT解析手法

CHT (Conjugate Heat Transfer) 解析は、流体領域と固体領域の各計算手法及び連成方法によって、大きく以下の2種類の計算手法に分類される。

- ①CFDとFEMによるハイブリッド手法
- ②各領域で同離散化/計算手法を用いる手法

①は流体・固体領域に対してそれぞれ異なる離散化/計算手法を使用するため、インターフェイス部での接続に工夫が必要となる。一方、②は双方の領域で同じ離散化/計算手法を使用するため、ダイレクトな接続が可能であり、上記デメリットは存在しない。

本研究では有限体積法による②の計算手法を採用し、ソルバーとしては複雑な内部冷却構造を有する冷却翼に対して、自動でメッシュを作成することができるSTAR-CCM+ Ver.10.04 (シーメンスPLMソフトウェア社)を使用した。なお、図3には同計算手法におけるCHT解析の概念図⁽⁹⁾を参考として示す。

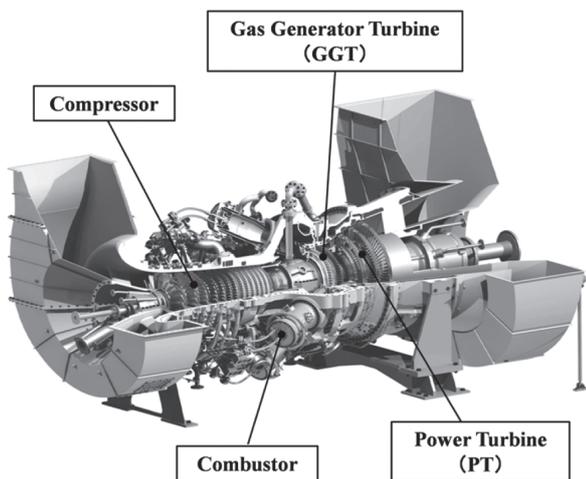


Fig. 2 L30A gas turbine

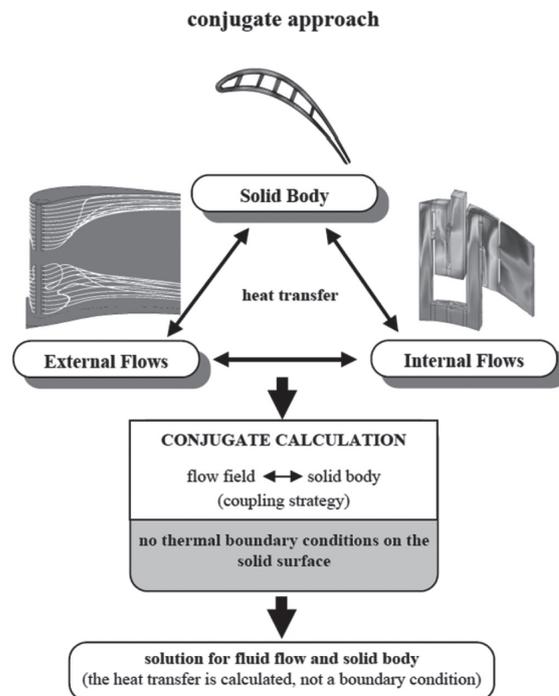


Fig. 3 Conjugate approach⁽⁹⁾

3.2 解析モデル・メッシュ

図4に解析モデル及びメッシュを示す。解析モデルは、翼部に対してはフィルム冷却孔やタービュレンス・プロモータなどの内部冷却構造を実形状に沿って詳細にモデル化した。プラットフォームより下の部分は省略した。また、周方向に対しては1ピッチ分を解析領域とした。

上記の解析モデルに対して、STAR-CCM+のオートメッシャーを用いることで、流体領域の壁面近傍にはプリズムレイヤーメッシュを、その他の部分にはポリヘドラルメッシュを生成した。本研究では実機開発に適用できる実用的な規模の解析とするため、メッシュ数は約1330万セル（流体領域：約1100万セル，固体領域：約230万セル）とし、流体領域における y^+ は局所的に流速が速い一部を除いて、概ね $y^+ < 3$ となるように壁面近傍のセルサイズを設定した。（平均値は $y^+ \approx 1$ ）

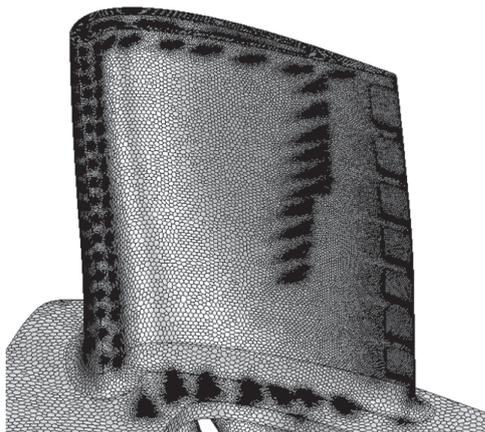
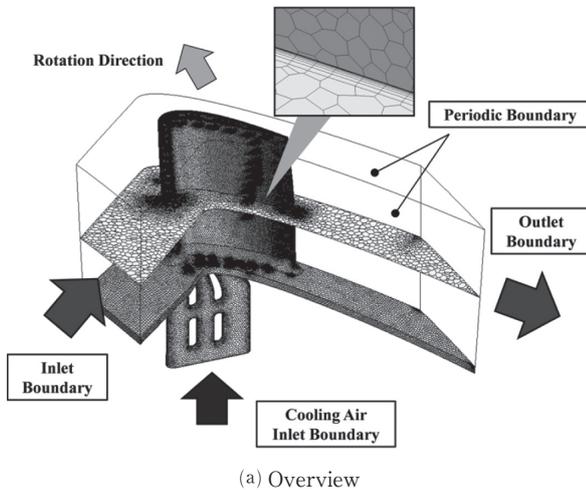


Fig. 4 Computational domain and mesh system

なおメッシュ数の妥当性を確認するために、メッシュ数を約2倍に増やした解析モデル（2570万セル）を用いて、メッシュ密度の影響を検討した。図5に示すMean半径位置における2種類のメッシュによるメタル温度分布の解析結果を図6に示す。この図では縦軸に解析温度

(T) と基準温度 (T_{ref}) との差を示し、横軸には0の位置を前縁 (LE) とし、左側に正圧面 (PS) におけるLEからの無次元翼面距離 (N.S.L.) を、右側に負圧面 (SS) におけるLEからのN.S.L.をそれぞれ示す。図6より、両メッシュで定性的な傾向が一致しており、定量的な差異もわずかであることが確認できたため、これよりメッシュ密度の影響が小さいことを確認している。

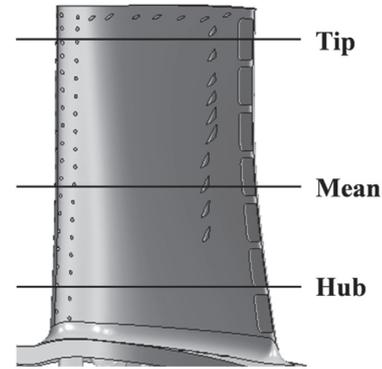


Fig. 5 Definition of radius location for evaluation

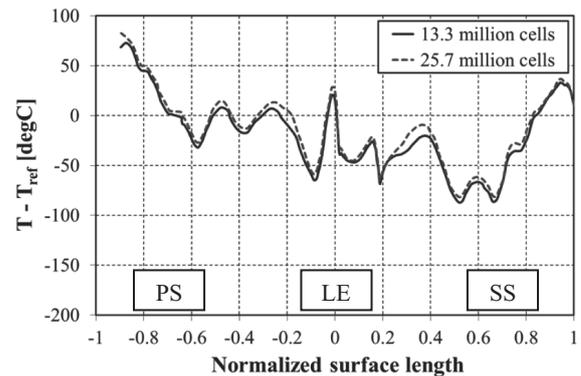


Fig. 6 Comparison of metal temperature distribution under different mesh density at Mean

3.3 解析条件

主流の翼列入口・出口境界条件には、本動翼の空力設計段階で実施した FINE/Turbo (NUMECA社) によるCFD解析の結果を用いた。翼列入口には動翼に対する相対的な全圧・全温・流入角の径方向分布を、出口には静圧を境界条件としてそれぞれ与えた。これに加えて入口境界には、乱流パラメータとして冷却設計時に設定していた乱れ度と乱流の長さスケールをそれぞれ与えた。また今回のCHT解析では、主流側周方向に周期境界条件を適用することで計算負荷の低減を図った。一方冷却空気の境界条件には、実測の圧力から推定した流量と実測の温度をそれぞれ与えた。本研究では所定の流量に対するメタル温度を把握するために流量条件とした。

乱流モデルとしては、ターボ機械に関わる流体・伝熱解析に対して、ロバスト性や比較的高い予測精度を有し、実用的な計算時間を実現できる $k-\omega$ SSTモデル⁽⁵⁾を使用した。

3.4 実機温度計測

本研究では、実機における動翼表面の温度分布を詳細に計測するため、翼面の広い範囲の温度を計測することができるパイロメータを用いた。

パイロメータとは放射温度計の一種で、翼面からの放射光の強度を計測し、式(1)に示すプランクの式を用いて温度を求めるものである。

$$q(T, \lambda) = \frac{\varepsilon \cdot C_1 \cdot \lambda^{-5}}{\exp\left(\frac{C_2}{\lambda \cdot T}\right) - 1} \quad (1)$$

C_1, C_2 : 放射の第1定数, 第2定数

q : 分光放射輝度

T : 物体の温度

λ : 波長

ε : 放射率

使用したパイロメータはイギリスRotadata社製であり、主な仕様は表2に示す通りである。当社では同社パイロメータを用いた放射率の影響調査¹⁰⁾や他計測法との比較^{(8),(11)}から、動翼表面温度を精度良く計測できることを確認している。なお、計測前の黒体炉における較正試験の環境では、900℃付近の温度に対して±2℃以内の計測精度であった。⁽⁸⁾ 本パイロメータに関する詳細は参考文献8を参照のこと。

Table 2 Major specifications of pyrometer system

Measurement Range	600 - 1200 degC
Accuracy	± 0.5%RD
Spot Size	2mm diameter at 75mm focal length
Detector	InGaAs
Wave Length	1.6 μm
Sampling Rate	1MHz

4. 解析結果

4.1 計測結果との比較

図7にCHT解析における翼面メタル温度分布を、図8にパイロメータ計測結果のメタル温度分布をそれぞれ示す。ここでは、解析あるいは計測から得られた温度と基準温度との差に対する分布を示す。上記の図より、CHT解析結果の方が全体的に高い温度を示しているが、計測結果で確認された特徴的な温度分布（領域A～F）が捉えられており、定性的には計測結果と良く一致している。

上記領域では解析結果は比較的高いメタル温度となっているが、実機計測によって全て許容温度以下であることを確認している。いくつかの特徴的な温度分布については、4.3において詳しく考察する。

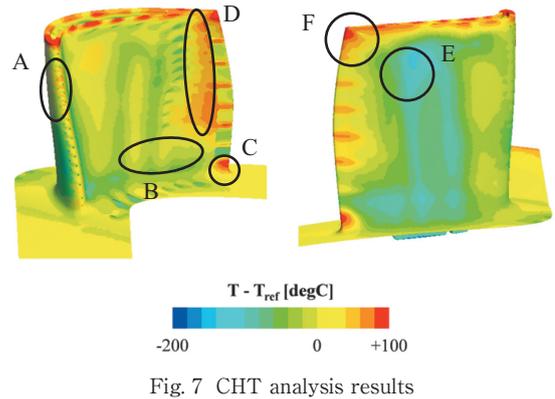


Fig. 7 CHT analysis results

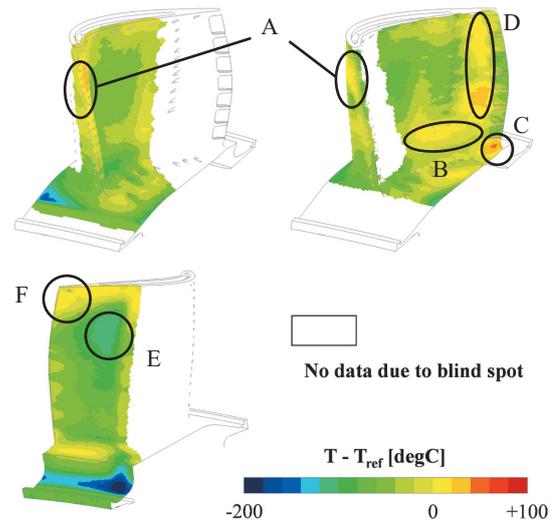


Fig. 8 Pyrometer measurement results

続いて、図5に示すHub, Mean, Tipの半径位置における翼メタル温度について、CHT解析と計測の比較を図9～11にそれぞれ示す。なお、SSにおいて計測結果が存在しない部分は、死角のため計測できない領域である。

まず図9を見ると、HubではN.S.L.= -0.8～-0.4, 0.1～0.2, 0.7～0.9において、解析結果は定量的にも計測結果と良く一致しているが、その他の部位では一部を除いて20～55℃過大評価している。次に図10を見ると、MeanではLE付近とN.S.L.= 0.2前後において、解析結果は定量的に計測結果と良く一致しているが、その他の部位では両者の間に差異が見られる。PSの大部分では、解析結果が計測結果よりも25～60℃過大評価しているが、温度分布は概ね同様の傾向を示している。一方SSでは、解析と計測の間に30～60℃の差異が見られる。最後に図11を見ると、TipではLEからN.S.L.= 0.2の範囲において、解析結果は定量的に計測結果と良く一致しているが、その他の部位では両者の間に差異が見られる。PSの大部分では、解析結果が計測結果よりも25～50℃過大評価しているが、温度分布は概ね同様の傾向を示している。一方、SSでは両者の間に最大55℃程度の差異が確認できる。

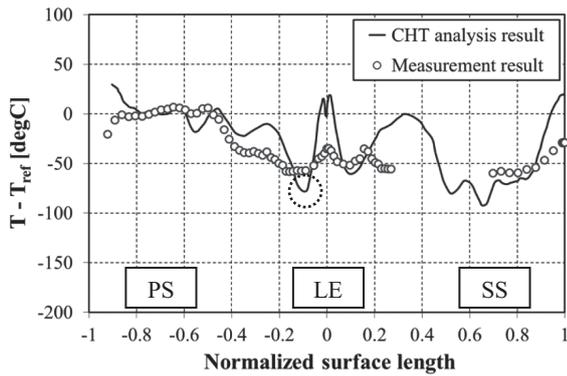


Fig. 9 Metal temperature distribution at Hub

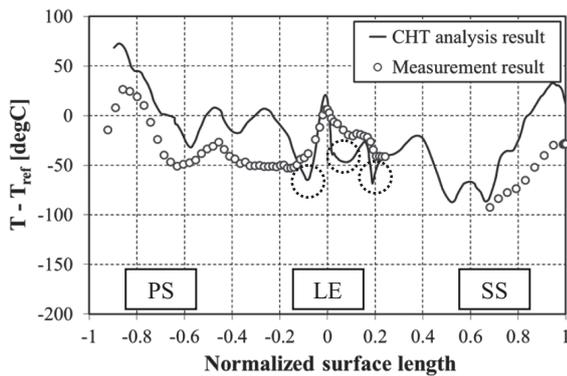


Fig. 10 Metal temperature distribution at Mean

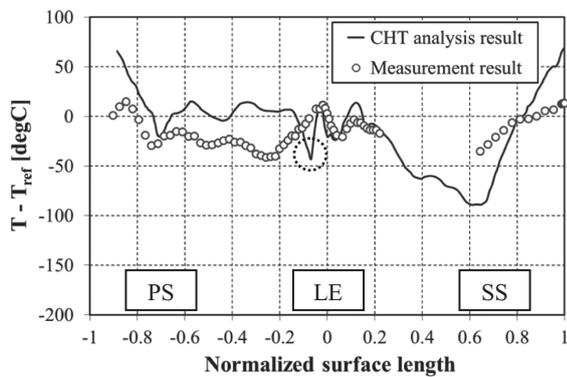


Fig. 11 Metal temperature distribution at Tip

内部流路にはタービュレンス・プロモータによる剥離・再付着やピンフィン後方の渦構造など、非常に複雑で非定常性の強い流れ場が存在するため、これに起因する解析精度の低下が解析と計測の間で20～60℃の差異を生じた原因の一つと考えられる。また、メタル温度分布において解析結果が極端に過小評価していた部分（点線丸）は、フィルム冷却孔近傍あるいはその下流領域に当たる。この領域では主流へのフィルム空気の吹き出しにより、複数の渦構造が存在する非常に複雑な流れ場になっていることが推測され、この現象に起因する解析精度の低下が計測結果との差異に対する原因の一つと考えられる。

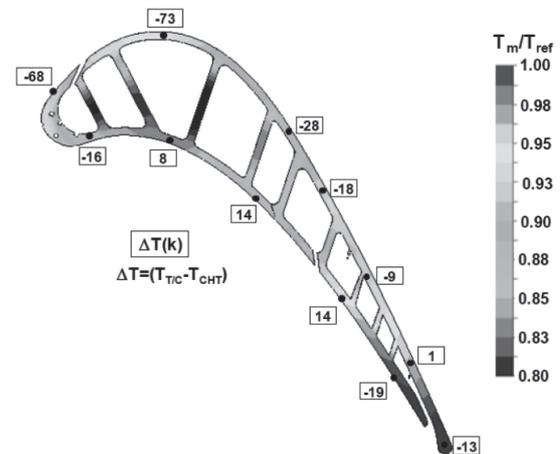
一方パイロメータでは、焦点におけるスポット径が約2mmであり、この時得られる温度は同直径内の平均的な値となる。そのため、パイロメータによって計測される温度分布は、先の点線丸で囲む領域も含めて、全体的に実際の分布よりもなままったものになると考えられる。この点も考慮すると、CHT解析は比較的良く翼面メタル温度分布を予測できていると言える。

4.2 他研究事例との比較

本研究で取り扱うような複雑な内部冷却構造を有するタービン冷却翼に対する研究事例はいくつか存在⁽⁵⁾⁻⁽⁷⁾するが、中でも本研究と同様にフィルム冷却翼を取り扱うHoらの研究事例⁽⁷⁾を取り上げ、これと本研究の結果を比較する。

彼らは複雑な内部冷却構造を有するフィルム冷却翼に対して、実形状に沿った詳細なモデル化によるCHT解析を実施し、エンジンリグ試験で熱電対によって計測されたメタル温度と比較を行っている。図12にはCHT解析によるメタル温度分布と計測温度との比較を示す。ここでコンターはCHT解析による無次元温度分布を、翼周りの数値は計測温度と解析温度の差をそれぞれ示す。

Hoらの研究では、解析結果と計測結果が非常に良く一致している部位もあるが、最大で70℃程度の差異が確認されている。これに対して、本研究では最大60℃の差異であったことから、彼らの研究と同等の結果であることが確認された。

Fig. 12 Metal temperature distribution by Ho, et al⁽⁷⁾

4.3 メタル温度分布に対する考察

前節までにCHT解析によって比較的良く翼面メタル温度分布を予測できていることが分かったため、ある程度実現現象を再現できていると考えられる。そこで、本節では4.1節で確認された特徴的な温度分布について、解析結果から考察を行う。今回は領域A・C・D・Fに着目し、冷却構造の改良という観点からこれらの温度分布の原因を明らかにする。また図9～11より、SSの計測データが存在しない領域では、Hub, Mean, TipでのCHT解析による温度分布の傾向が大きく異なるため、この原因についても解析結果から考察を行う。

図13にはLE付近のメタル温度分布と翼面熱伝達率分布、内部流路における平均熱伝達率分布をそれぞれ示す。ここでは翼外面における局所熱伝達率を h 、同平均熱伝達率を h_{ave} 、内部流路の任意断面における平均熱伝達率を h_{in} 、同Hub位置における平均熱伝達率を $h_{in, Hub}$ とし、無次元量によって各熱伝達率分布を示す。

まず翼面熱伝達率分布を見ると、メタル温度が高い領域Aにおいて、特に高い値は確認できず、径方向に対して大きな差異は見られない。次に内部熱伝達率分布を見ると、MeanからTipに向かって熱伝達率が徐々に低下しており、領域Aに対応する部分では約30%低い値となっている。次に図14を見ると、翼列入口では主流ガス温度に分布が確認できるが、LEフィルム冷却孔からの流線を見ると、径方向に対して流線上の温度（主流と混合した温度）に大きな差異がないことから、LE付近の壁面近傍ガス温度には径方向に大きな差異がないと考えられる。

以上より、領域Aにおける高いメタル温度は、低い内部熱伝達率とこれに関わる内部流路での冷却空気の流動状態に起因していると考えられる。

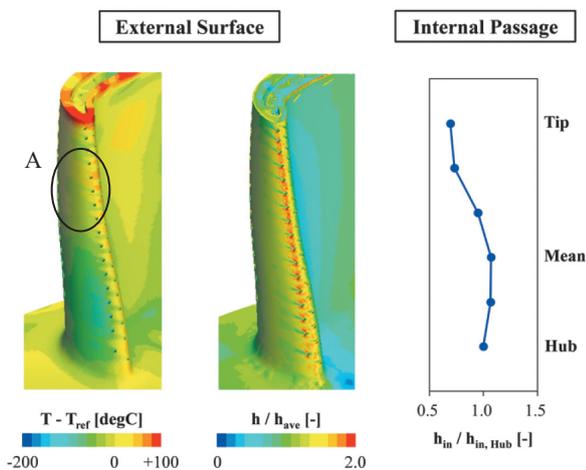


Fig. 13 CHT analysis results of leading edge

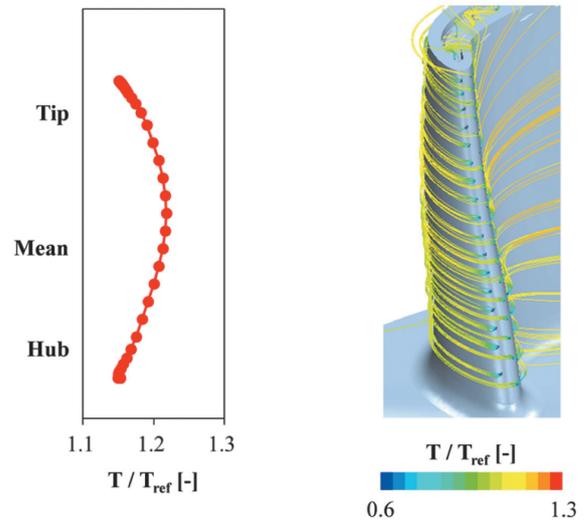


Fig. 14 Radial temperature profile at main flow inlet and streamlines from LE-film cooling holes

図15に後縁カットバック部・ハブ付近の拡大図を示す。これを見ると、カットバック内で冷却空気がチップ側へ偏流し、フィレット高温部（領域C）との間に主流ガスが流れ込むことで、当該領域の流体温度が高温化していることが確認できる。この現象が領域Cにおける高いメタル温度の主な原因と考えられる。また上記冷却空気の偏流は、内部流路の形状に起因していると考えられる。

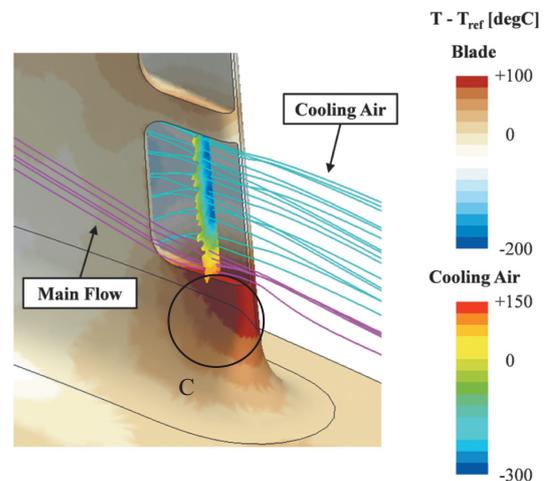


Fig. 15 Close-up of trailing edge's cutback near hub

図16にはPS・後縁（TE）側のCHT解析結果を示す。ここで内部平均熱伝達率の分布は、各TEカットバック上流の領域（以下、領域①～⑦）における平均値を、領域①における平均熱伝達率 $h_{in, 1}$ で除した無次元量の分布として示す。まず翼面熱伝達率分布を見ると、メタル温度が高い領域Dにおいて、特に高い値は確認できず、径方向に対して大きな差異は見られない。次に内部熱伝達率分布を見ると、ハブからチップに向かって徐々に熱伝達率が低下し、領域Dに対応する領域③～⑦では、①と比較して熱伝達率が約30～50%低いことが分かった。

またフィルム冷却孔からの流線を見ると、領域③～⑤の上流にある冷却孔からの流線の温度が高く、フィルム冷却の効果が低いことが確認できた。これらより領域Dにおける高いメタル温度は、低い内部熱伝達率とこれに関わる内部流路での冷却空気の流動状態、且つ翼面フィルム冷却性能の差に起因していると考えられる。

図16より、領域⑦における内部熱伝達率は①と比較して約50%低いため、これが領域Fにおける高いメタル温度の原因の一つと考えられる。また同領域の翼面熱伝達率はPSよりも低い、メタル温度はPSと同等であった。この原因として、領域Fには翼端隙間を通過したPSフィルム冷却孔からの流れがあるものの、その温度は高く、また翼面を膜状に覆っていないため、PSほど高いフィルム冷却効果が存在していない点が考えられる。

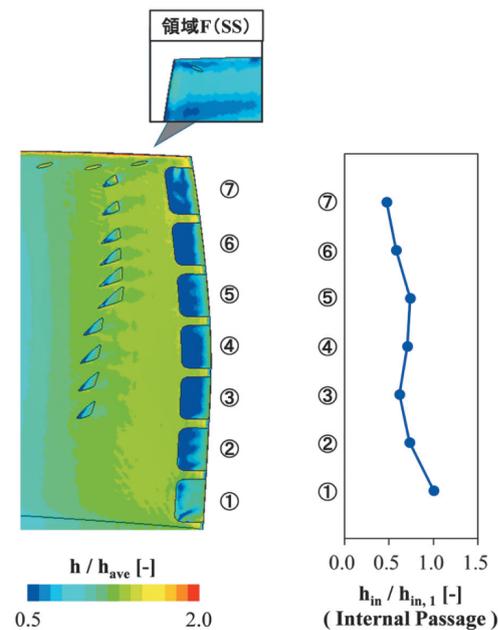
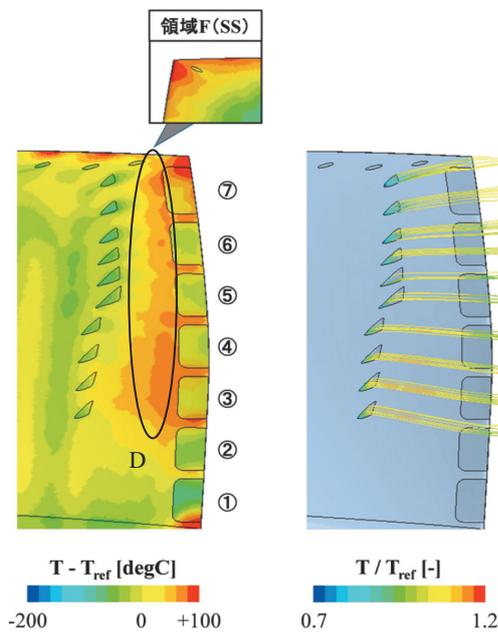


Fig. 16 CHT analysis results of trailing edge side

次に、SSで計測データが存在しない領域のCHT解析によるメタル温度分布について考察を行う。図9～11のN.S.L.= 0.2～0.7のメタル温度分布を見ると、Hub, Meanでは一度増加し、大きく減少した後に小さく増加・減少する類似の分布となっているが、Tipでは下流に向かって徐々にメタル温度が減少する分布となっており、Hub, Meanとは異なる傾向であった。

この原因を探るために、まず翼外面からの入熱量の確認を目的として、翼壁面近傍のガス温度と熱伝達率について検討を実施した。図17に示すSSにおける上流フィルム冷却孔からの流線を確認すると、Hub, Mean, Tip位置の当該領域における流線上の温度に大きな差異がないことから、各半径位置の壁面近傍ガス温度には大きな差異がないと考えられる。次に、図18にはSSにおける翼面と内部流路での熱伝達率分布の比較を示す。この図ではHub, Mean, TipにおけるN.S.L.= 0.2～0.7の範囲のデータを示し、翼面と内部流路での比較を行うため横軸には無次元軸方向距離 (N.A.L.) を取った。なお、翼面に対しては局所熱伝達率をh、内部流路に対しては流路ごとの平均熱伝達率をhとし、翼面の平均熱伝達率h_aveで除した無次元量にて比較を行う。図18を見ると、翼面熱伝達率は軸方向に対する変化量が比較的小さいが、一方、内部熱伝達率は翼面よりも変化量が大きく、Hub, Meanでは程度の違いがあるものの、N.A.L.= 0.2～0.5の範囲では熱伝達率が徐々に減少し、それ以降では逆に増加するという同様の傾向となっている。これに対して、TipではN.A.L.= 0.2～0.7において熱伝達率が増加し続け、Hub, Meanとは異なる傾向となっている。

以上より、SSのN.S.L.= 0.2～0.7におけるメタル温度分布の違いには、内部熱伝達率分布とこれに関わる内部流路での冷却空気の流動状態が大きく影響を与えていると考えられる。

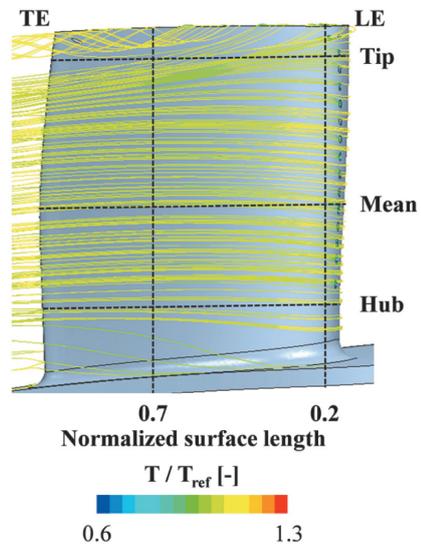


Fig. 17 Streamlines from film cooling holes with temperature contour near SS wall

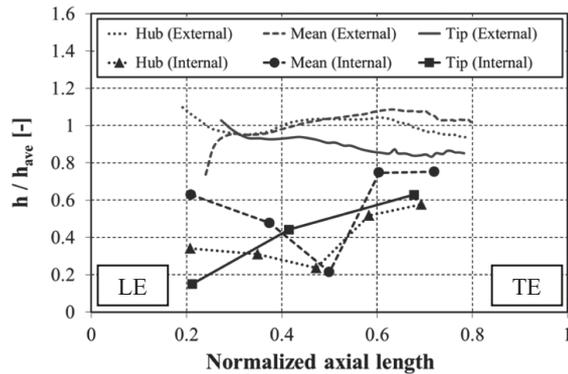


Fig. 18 Heat transfer coefficient distribution on SS

図18より、翼面熱伝達率は内部流路に比べて比較的变化量が少ないものの、TipではHub, Meanとは異なり、軸方向に沿って徐々に熱伝達率が減少する分布となっていた。これは翼面付近の流速分布や乱れ度分布の違いに起因していると考えられる。

5. 結言

本研究では、複雑な内部冷却構造を有する実機フィルム冷却翼に対して、実用的な規模のCHT解析及びパイロメータ計測結果との比較を実施することで、実機開発へのタービン冷却翼CHT解析の適用性を検討し、以下の知見を得た。

- CHT解析結果はパイロメータによる計測結果と定性的に良く一致し、翼の部位によっては定量的にも良く一致する。
- CHT解析と計測の間には最大60℃の差異が見られるが、これは過去に実施された類似の研究事例と同等の結果である。
- CHT解析によって得られた翼外面及び内部冷却流路の熱伝達率分布や流線による流れの可視化より、翼各部の特徴的なメタル温度分布の原因を明らかにすることができる。

上記の結果より、本研究で実施したCHT解析手法は実機開発において有効な解析手段であることが明らかとなった。

参考文献

- (1) Kusterer, K., Bohn, D., Sugimoto, T. and Tanaka, R., "CONJUGATE CALCULATIONS FOR A FILM-COOLED BLADE UNDER DIFFERENT OPERATING CONDITIONS", Proceedings of ASME Turbo Expo 2004, GT2004-53719, (2004).
- (2) Bohn, D. E. and Tümmers, C., "NUMERICAL 3-D CONJUGATE FLOW AND HEAT TRANSFER INVESTIGATION OF A TRANSONIC CONVECTION-COOLED THERMAL BARRIER COATED TURBINE GUIDE VANE WITH REDUCED COOLING FLUID MASS FLOW", Proceedings of ASME Turbo Expo 2003, GT2003-38431, (2003).
- (3) Luo, J. and Razinsky, E. H., "CONJUGATE HEAT TRANSFER ANALYSIS OF A COOLED TURBINE VANE USING THE V2F TURBULENCE MODEL", Proceedings of ASME Turbo Expo 2006, GT2006-91109, (2006).
- (4) Nowak, G. and Wróblewski, W., "APPLICATION OF CONJUGATE HEAT TRANSFER FOR COOLING OPTIMIZATION OF A TURBINE AIRFOIL", Proceedings of ASME Turbo Expo 2009, GT2009-59818, (2009).
- (5) Ho, K., Urwiller, C., Konan, S. M., Liu, J. S. and Aguilar, B., "CONJUGATE HEAT TRANSFER ANALYSIS FOR GAS TURBINE COOLED BLADE", Proceedings of ASME Turbo Expo 2014, GT2014-25952, (2014).
- (6) Tsukamoto, K., Horiuchi, Y., Sugimura, K. and Higuchi, S., "CONJUGATE HEAT TRANSFER ANALYSIS IN AN ACTUAL GAS TURBINE ROTOR BLADE IN COMPARISON WITH PYROMETER DATA", Proceedings of ASME Turbo Expo 2014, GT2014-26962, (2014).
- (7) Ho, K., Liu, J. S., Elliott, T. and Aguilar, B., "CONJUGATE HEAT TRANSFER ANALYSIS FOR GAS TURBINE FILM-COOLED BLADE", Proceedings of ASME Turbo Expo 2016, GT2016-56688, (2016).
- (8) Taniguchi, T., Tanaka, R., Shinoda, Y., Ryu, M., Moritz, N. and Kusterer, K., "APPLICATION OF AN OPTICAL PYROMETER TO NEWLY DEVELOPED INDUSTRIAL GAS TURBINE", Proceedings of ASME Turbo Expo 2012, GT2012-68679, (2012).
- (9) Bohn, D., Krüger, U., and Kusterer, K., 2001, "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.58-108, WIT Press, Southampton, UK.
- (10) Taniguchi, T., Sanbonsugi, K., Ozaki, Y. and Norimoto, A., "TEMPERATURE MEASUREMENT OF HIGH SPEED ROTATING TURBINE BLADES USING A PYROMETER", Proceedings of ASME Turbo Expo 2006, GT2006-90247, (2006).
- (11) Tanaka, R., Sugimoto, T., Ryu, M., Kinugawa, M. and Tsuji, K., "CONTINUING IMPROVEMENTS OF 20MW-CLASS GT KAWASAKI L20A", Proceedings of ASME Turbo Expo 2006, GT2006-90394, (2006).