

Title	ガスタービン翼冷却に関する研究
Author(s)	濱辺, 謙二
Citation	大阪大学, 1993, 博士論文
Version Type	
URL	<a href="https://hdl.handle.net/11094/38233">https://hdl.handle.net/11094/38233</a>
rights	
Note	著者からインターネット公開の許諾が得られていないため、論文の要旨のみを公開しています。全文のご利用をご希望の場合は、 <a href="https://www.library.osaka-u.ac.jp/thesis/#closed">〈a href="https://www.library.osaka-u.ac.jp/thesis/#closed"〉</a> 大阪大学の博士論文について <a href="https://www.library.osaka-u.ac.jp/thesis/#closed">〈/a〉</a> をご参照ください。

***Osaka University Knowledge Archive : OUKA***

<https://ir.library.osaka-u.ac.jp/>

Osaka University

氏名	濱 辺 謙 二
博士の専攻分野の名称	博士(工学)
学位記番号	第 10784 号
学位授与年月日	平成5年3月25日
学位授与の要件	学位規則第4条第1項該当 基礎工学研究科物理系専攻
学位論文名	ガスタービン翼冷却に関する研究
論文審査委員	(主査) 教授 木本日出夫 (副査) 教授 角谷 典彦 教授 辻本 良信

### 論文内容の要旨

ガスタービンの冷却翼設計においては、従来2次元的な翼温度解析がベースとなっていたが、高効率・高出力化を狙ったタービン入口ガス温度の高温化に伴い、冷却翼についての高精度3次元温度解析技術が必要とされてきている。そして、そのためには翼内外面の熱伝達率と空気温度の推定精度の向上、およびそれらを実際に翼温度解析に適用した場合の精密な温度確認が不可欠である。

本論文では、ガスタービンの冷却翼3次元設計における温度解析精度を向上させることを目的とし、冷却翼の高精度3次元解析に必要であるが従来行われていなかった項目について研究成果を、第2章～第6章に取りまとめた。

まず、冷却翼の伝熱解析の境界条件として必要な冷却空気温度および、動翼とディスクが結合され応力的に厳しいディスクセレーション部の周囲空気温度の見積りに関しては、「タービン車室内への高温ガスの巻き込み量の推定法」が必要である。しかし、その定式化された方法は今までほとんど報告されていない。そこで、第2章では作動条件により巻き込み現象が2つに分けられることを明らかにし、それぞれについて推定方法を示した。また、モデル実験を実施し推定法は実機設計上十分な精度があることを確認した。本手法により冷却空気節減の検討が可能になった。

また、熱的に厳しい翼前縁では冷却効果の大きいフィルム冷却が通常採用されるが、産業用ガスタービンで重油などを燃料に用いる場合、フィルム孔が目詰まりを起こす可能性が高い。従って、その代わりに翼内部に挿入したインサートに孔を明けて翼内壁面をインピンジメント冷却する方法がとられる。また、冷却翼の背腹面についてもインピンジメント冷却が行われるが、この場合は上流からの流れにより噴流が曲げられる。これらについての研究は古くからあるが、伝熱機構については未だに不明な点が多い。そこで、第3章では、箔ヒータを用い従来は熱電対を用いて離散点で行われていた供試体の温度計測を感温液晶で行うことにより、詳細に熱伝達率特性を把握した。これにより、温度条件の厳しい翼前縁の温度推定精度の向上、および翼背腹面におけるインピンジメント冷却の設計上の注意点が明確になった。

次に、翼付け根付近の外表面とプラットフォーム(翼フランジ)面の熱伝達率は翼端近くの複雑な3次元流れのために実験的にも解析的にも必ずしも明確になっていないのが現状である。そこで、第4章では、従来は箔ヒータを用い熱電対で計測していた翼表面温度を、赤外線温度計を用いて翼の周囲5方向から計測し、翼の全外表面の熱伝達率を簡便に求める方法を新たに開発し、本手法を用いて主流乱れ強さと翼入口境界層厚さの翼面の熱伝達率に及ぼす影響を調べた。これにより、翼面上の冷却必要箇所の明確化と同時に翼温度推定精度の向上が図れる様になった。

そして第5章では、5種類の冷却翼について高温（実機レイノルズ数）／常温条件で2次元翼列実験を、また2種類の翼について常温条件で3次元翼列実験を詳細に行い、それらの翼冷却性能を把握し、次章の解析システム検証用データとした。最後に第6章では、以上の研究成果を反映した冷却翼3次元設計システム（H I C O D E : High accuracy cooled blade designing system）の翼温度解析精度を検証した。すなわち、先ず前章の2次元翼列実験における実機条件の高温実験でその解析手法の精度を検証し、次に翼入口温度分布を一定とする常温空気による3次元翼列実験の解析を行い、翼全体についての推定精度を確認し、本システムの実機への適用性を確認した。

## 論文審査の結果の要旨

本論文は、ガスタービンの冷却翼の設計における温度解析精度の向上を目的とし、その温度解析に必要であるが従来行われていなかった項目についての研究成果を取りまとめたものである。

先ず、従来より必要とされていながら存在しなかった「タービン車室内への高温ガスの巻き込み量の推定法」を初めて提案し、ガスタービンの性能向上に大きな影響を及ぼす冷却空気流量の節減のための事前検討を可能とした。また、温度条件の厳しい翼前縁でフィルム冷却が使えないような条件下では、翼前縁内部凹面のインピンジメント冷却が有力な方法となる。著者はその熱伝達率の実験式を求め、翼前縁温度の推定精度の向上を可能とし、流路内インピンジメント冷却の特性の解明にも貢献した。次に、翼外表面の熱伝達率については、従来、熱電対で離散点について計測していた翼表面温度を赤外線温度計を用いて簡便に求める方法を新たに開発した。そして、主流乱れ強さと、翼入口境界層厚さの翼面の熱伝達率に及ぼす影響を調べ、翼温度推定精度の向上に寄与した。なお、本手法は翼以外の対象物表面の熱伝達率測定にも適用でき、その開発意義は大きい。

更に、2次元、3次元翼列実験を行い翼冷却性能に関する詳細な温度データを収集し、上述の研究結果を反映した温度解析システムの精度検証を行い、満足される結果を得た。

以上の様に、本論文はガスタービン翼に関する種々の要素技術の開発を行い、翼冷却設計の信頼性向上に大きく貢献した。本論文は博士論文として価値あるものと認められる。