

氏名	ワン アイゾン ビン ゴーパ Wan Aizon Bin W Ghopa
本籍(国籍)	マレーシア
学位の種類	博士(工学)
学位記番号	工博 第240号
学位授与年月日	平成25年 9月25日
学位授与の要件	学位規則第5条第1項該当 課程博士
研究科及び専攻	工学研究科機械・社会環境システム工学専攻
学位論文 題目	Studies on Aero-Thermal Performances of Leakage Flows Injection from the Endwall Slot in Linear Cascade of High-Pressure Turbine (エンドウォールスロットからの漏れ流れを伴う高圧タービン直線翼列の熱流体的特性に関する研究)
学位審査委員	主査 教授 船崎健一 副査 教授 柳岡英樹 副査 教授 上野和之

論文内容の要旨

Present studies focus on thermal and aerodynamics investigations of leakage flow injection through a slot located at upstream of blade leading edge. In the real gas turbine, this slot is actually the gap between the combustor and turbine endwall as for the maintenance works consideration. However, the slot induced to the leakage phenomenon caused by the bypassed air that coming from the compressor side for turbine cooling purposes. Gas turbine manufactures intended to minimize these kinds of leakages in maintaining the aerodynamics performance of the blade. However, previous researchers found that the leakages could be used to protect the endwall surfaces from the hot gas since it could not be completely prevented. Thus, present study investigated the potential of leakage flows as a function of film cooling.

Chapter 1 gives some introduction on present works about the need of film cooling to protect the wall surfaces. Several related studies by previous researchers are also explained. Figure 1 illustrates the structure of the gas turbine. The left figure present the location of the gap exist in high-pressure turbine segment which influenced to the leakage phenomenon..

Chapter 2 explained the details of methodologies used in present studies. A 90° of leakage flow injection was considered as for the baseline configuration. Liquid crystal was used for the time-varying endwall temperature measurement. The transient method was applied to determine the film cooling effectiveness, η and the heat transfer coefficient, h for the thermal performance evaluations. The details of the aerodynamics performances was revealed by conducting 5-holes Pitot tube measurement at blade downstream plane ($1.25C_{ax}$) and the total pressure loss coefficient, C_{pt} as well as the flow vorticity, ζ contours were plotted. Furthermore, the effects of the leakage flow with the mainstream consist of complex secondary flows structures also have been revealed by numerical investigation. In present study, the flow is analyzed using three-dimensional, steady Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equations by conducting Shear Stress Transport, SST turbulence model. The leakage was injected with a various amount (which is described by mass flow ratio, MFR) to observe the η performance at different injection cases.

Chapter 3 provided details discussions on the aero and thermal performances of the leakage injection. Both experimental and numerical presented the performance of η increased when the injection amount increases. SST turbulence model captured the presence of the separation flow that caused the lower h region which also captured by the experimental. As for the aerodynamics performance, C_{pt} was increased after the introduction of leakage injection and indicates the increase trend when the MFR was being increased. Leakage flows were prevented to be injected into high pressure region thus they tended to move towards lower pressure region which is between two stagnation regions. As a result, a newly generated vortex core was predicted. This accumulated vortex core (AFV) is considered to contribute to the additional losses at blade downstream.

Chapter 4 presents the numerical investigation on the modification of slot configurations such as positions and orientations. The leakages flow by shallower injection angle, β towards mainstream was predicted to reduce the strength of the passage vortex thus increase the aerodynamics performance particularly at higher injection cases. Additionally, η also obviously increased by the slot orientation. To move away the slot from the blade LE at $l=-0.90$ was predicted to increase both aero and thermal performance. The leakage flow could laterally be penetrated to the mainstream and stayed closer on endwall surfaces. This is due to the fewer blockages influenced by the stagnation region since the slot located far away from the blade LE. In contrast, move the slot closer towards blade LE just increased the C_{pt} . Additionally, locate the slot closer to blade LE could not increase the protection layer except the

level of η .

Finally, Chapter 5 highlights the important points to be concluded based on present investigations. The potential of the leakage flows to protect the endwall surfaces has been proven and they were highly influenced by the secondary flows behavior on the endwall region. However, to increase the performance of cooling by increasing the injection amounts unfortunately reduces the aerodynamics performance due to the increases strength of the secondary flow vortices. The leakage flow with a shallow injection angle towards mainstream are predicted to provide a positive trend of cooling performance with lower aerodynamic losses especially at higher leakage flow injection cases.

論文審査結果の要旨

東日本大震災以後、日本においては大半の原子力発電所が停止しているが、それに代わり国内でフル稼働しているのが火力発電であり、特に期待されているのが二酸化炭素の排出が石炭と比べ圧倒的に少ない天然ガス炊きのガスタービン火力発電及びガスタービンと蒸気タービンを組み合わせたコンバインドサイクル火力発電である。ガスタービンは日本だけでなく世界的にも今後の発電の主力となることが期待されているが、その背景にはシェールガス革命とも呼ばれる、天然ガス供給能力の飛躍的向上と地球温暖化への速やかな対応の必要性がある。このように、発電部門でガスタービンが果たすべき役割が益々大きくなり、ベース電力までもカバーする状況となっている一方で、輸送部門では、原油価格の上昇と相俟って高効率なエンジンへのニーズが高まっており、ガスタービンエンジンの役割はますます増加している。このようにガスタービンが社会インフラの中で重要な役割を担うことになり、ガスタービンには更なる高効率化及び高信頼性が求められているが、この高効率化、大出力化が実現できている理由の大半は、タービン入口温度 (TIT) の上昇にある。現在最新鋭のガスタービンでは TIT は 1700°C 程度にも達しているが、今後更なる TIT の上昇が見込まれており、そのために必要なタービン部冷却技術の更なる研究開発が重要視され、国内外で非常に多くの関連研究が行われている。その中でも、従来あまり高級な冷却手法の対象とはならなかった翼以外の部分、特にエンドウォール部の冷却に対して、TIT の上昇に伴い研究者からの多くの関心が寄せられている。

対象とする論文でもガスタービン用高圧タービン部エンドウォール部を取り上げている。ここでは、上流側の燃焼器出口部とタービン部入口との間に存在する隙間や連翼となった翼部品の周方向の隙間からの漏れ空気(Purge Air/ Leakage Air)が、エンドウォール部のフィルム冷却にどの程度貢献可能かを、高圧タービンノズル翼を元にした直線翼列試験装置を用い、また、最新鋭の CFD 技術を駆使しながら、詳細な調査を行っている。

対象論文は、全部で 5 章から構成されている。

第 1 章は序論であり、研究の背景としてガスタービンを取り巻く環境やタービン冷却技術の高度化が急務となっている状況を論じている。

第 2 章では、研究手法を手際よくまとめている。試験に供したモデルは実機翼を元にしたタービン直線翼列であり、その上流側に燃焼器との隙間を模擬したスリットが設けられている。計測方法としては、5 孔プローブによる詳細な空力計測を実施するとともに、感温液晶を

用いた過渡応答法によって、漏れ流れによるエンドウォール上のフィルム効率や熱伝達率を測定している。また、高速度カメラによる流れ場の可視化も行っている。CFDについては、ANSYS CFXの最新版を用い、翼列内によく吟味された構造格子系の格子点を多数配置して、漏れ流れが翼列内での二次流れと干渉しあう複雑な流れ場の解析が可能となっている。第3章では、計測結果が紹介され、以下のような知見が得られたことが示されている。

a) 上流側スリットからの漏れ流れ（パージ空気）の流量が増加することで、エンドウォール部上で冷却空気に覆われるエリア（カバレッジ）は増加する。従って、漏れ流れは冷却空気として有効である。ただし、二次流れ（馬蹄形渦及び流路渦）の影響により、漏れ流れで覆われない箇所も存在する。

b) 翼列下流での翼列全圧損失分布計測結果から、漏れ流れ流量の増加により二次流れが強化され、結果として翼列損失が増加することが明らかになった。また、翼列損失の増加は漏れ流れ流量に対して線形的であることも確認された。

c) CFDにより、漏れ流れと二次流れの複雑な干渉現象が明らかになった。具体的には、漏れ流れはブロッケーの役割を果たすことで翼根元部での渦が強化され、そこに漏れ流れが取り込まれる形になり、流路渦が拡大、強化され、結果として翼列損失が増加することになっている。ただし、CFDでの予測精度は必ずしも高くはなく、格子系の改善、乱流モデルの見直し、また、非定常解析やLESなどの必要性も示された。

第4章では、スリット形状や位置を変えることで、冷却特性や空力特性の改善の可能性を数値的に調査している。

以上のように、対象論文は大変困難な課題に対し、緻密でかつ大規模な実験及びCFDを行っており、得られた結果は新規性に富み、発電、航空宇宙の分野への貢献度の高いテーマに対する取り組みを展開しており、かつ学術発展への寄与も多大である。

よって、本論文は博士(工学)の学位論文として合格と認める。

原著論文(1編)

題 目 : Aero-Thermal Performance of Purge Flow in Turbine Cascade Endwall Cooling

著者名: W Ghopa Wan Aizon and Ken-ichi Funazaki

学術雑誌等名: Applied Mechanics and Materials

(Vols. 229-231, 2012, pp. 737-741)