

(社)日本ガスタービン学会名誉会員の紹介

(社)日本ガスタービン学会ではガスタービン及び関連技術に関し功績顕著な方、又は本学会に対し功労のあった方の中から理事会の推薦により総会において承認された方が名誉会員となります。去る4月5日開催されました2007年通常総会において3名の元会長が新たに本学会の名誉会員になられましたので、ご紹介いたします。(アイウエオ順)



伊藤 源嗣 君
(1936年9月20日生)

1959年3月 東京大学工学部 卒業
1959年4月 石川島播磨重工業株式会社(旧石川島重工業)入社
1993年6月 同社 取締役 航空宇宙事業本部副本部長
1998年6月 同社 常務取締役 航空宇宙事業本部長
2000年6月 同社 専務取締役 航空宇宙事業本部長
2001年6月 同社 代表取締役社長
2003年6月 同社 代表取締役社長 最高経営執行責任者
2007年4月 同社 代表取締役会長

本会関係略歴

1974年5月入会
理事 (GTSJ 17, 18, 24期副会長, 25期会長)
評議員 (GTSJ 2, 3, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12, 13, 14, 15, 16, 19, 20, 21, 22, 23期)



酒井 俊道 君
(1936年8月6日生)

1959年3月 慶應義塾大学工学部機械工学科 卒業
1964年3月 慶應義塾大学大学院博士課程機械工学専攻修了
1964年4月 慶應義塾大学助手
1968年9月 工学博士(慶應義塾大学)
1970年1月 東京理科大学助教授
1978年4月 東京理科大学教授
2003年3月 同大定年退職
2003年4月 同大嘱託教授
2003年11月 東京理科大学名誉教授
2006年3月 退職

本会関係略歴

1972年6月入会
理事 (GTSJ 9, 10, 13, 14, 16, 17, 19, 20, 25期副会長, 26期会長)
監事 (GTSJ 28, 29期)
評議員 (GTSJ 3, 4, 11, 12, 15, 18, 21, 22, 23, 24期)



葉山 眞治 君
(1936年4月24日生)

1960年3月 東京大学工学部機械工学科 卒業
1965年3月 東京大学大学院機械工学専攻博士課程修了 工学博士
1965年4月 東京大学工学部講師
1966年4月 東京大学工学部助教授
1978年2月 東京大学工学部教授
1997年3月 東京大学工学部定年退官, 同5月名誉教授
1997年4月 富山県立大学工学部教授
2002年3月 富山県立大学工学部定年退職, 同6月名誉教授

本会関係略歴

1972年6月入会
理事 (GTSJ 1, 2, 9, 10, 19期副会長, 20期会長)
監事 (GTSJ 24期)
評議員 (GTSJ 1, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 11, 12, 13, 14, 15, 16, 17, 18, 21期)



第32期会長就任挨拶

吉識 晴夫*1
YOSHIKI Haruo

このたび日本ガスタービン学会2007年総会において第32期会長に選出されました。会員各位におかれましては、学会活動に対し従前にも増してご理解とご協力を賜りますようお願い申し上げます。

日本ガスタービン学会は前身の日本ガスタービン会議の発足から数えて、本年の6月で満35年となります。この6月末には永年事務局長として本学会の活動を支えてこられた三浦さんが退職され、7月からは東海大学教授でおられた伊藤高根氏が新事務局長として就任される予定になっております。また、本年12月には東京新宿の京王プラザホテルで国際ガスタービン会議を主催致します。この会議も1971年に日本で初めて開催されて以来、今回で9回を数えます。

以上のように今年度は学会として大きな節目を迎える年となっており、このような時期に会長を務めることは私にとりまして光栄ではありますが、責任の重大さを感じ身の引締まる思いでおります。しかし、皆様のご推挙でございますので、今期の並木副会長をはじめとする理事・委員各位のご協力を頂き、この責任を果たす所存でございます。

これまでの35年を振り返って見ますと、会員数は発足当初の6百数十名から現在の約2千名へと増加してきております。これは、この間の先輩諸兄の並々ならぬご尽力とガスタービン業界の発展によるものと思われまします。皆様良くご存知のように、産業用ガスタービンの性能向上を目指して行なわれた高効率ガスタービン (AGTJ-100) の国家プロジェクトの成果を活用して、大型高温ガスタービンの高性能化と高信頼性を達成した結果、ガスタービンと蒸気タービンによるコンバインドサイクル発電が火力発電の分野において多数採用されるようになっております。また、航空機用ファンジェットエンジンの研究開発 (FJR710) の成果はV2500実用エンジンの国際共同開発・生産へと進展しております。さらに、消防法等の改正により、既存の防火対象物にも消防用設備等の設置並びに非常電源 (自家発電、蓄電池) の附置が義務付けられたことを契機に、小型・軽量で冷却水不要の特長を持つ非常用ガスタービン発電設備の設置が進められております。この他、ガスタービンの弟分ともいえるターボ過給機は船用エンジンの高効率

化に寄与するだけでなく、自動車用エンジンのターボ過給化に伴い翼車径の小さいターボ過給機の生産台数が増加しております。このようなガスタービンの成長時期を通じて学会の会員数も増加して参りましたが、最近では経済活動の成長鈍化の影響もあり会員数はやや減少傾向にあります。このため、教育シンポジウムを通じて学生などの若手会員の勧誘を前期に引続き行ないたいと思います。

今までのようなガスタービンの成長期におきましては、ガスタービンやターボ過給機本体の設計や製造技術に学会活動の重心を置いておりましたが、学会としての役目をかなり果たすことができていると思われまします。しかし、ガスタービン産業が急成長期を過ぎようとしているこれからは、もう少し幅広い視点を持って学会活動をする必要があると思われまします。例えば、学会誌は今まで以上にユーザーに対しても有用な情報を増やしたり、ガスタービンが総合技術であることを考慮して計測や制御技術、材料関連の記事などにも力を入れたりする必要があります。また、日本のエネルギー自給率が約4%と非常に低い事情を考えますと、産官学に所属する学会員の連携によりエネルギーに関する国家戦略への寄与も重要な使命の一つと考えられます。このため、「ガスタービンを考える会」などからの提案を活用することも一案でしょう。

次に、本学会と直接関係はありませんが、個人や企業の倫理に関する件が話題に上ることが多くなり、本学会も多少の影響を蒙りました。このことを踏まえ、遅きに失した感はありますが、本学会でも学会倫理を制定して社会的責任を再確認するべく、葉山元会長を委員長にお願いして前期より倫理制度の検討を行っております。

本学会の設立の契機となり学会活動の主要事業の一つである諸外国との情報交換の場につきましては、現在、組織委員長に住川元会長、実行委員長に大田元会長にご就任頂き、ガスタービン国際会議の開催準備が着々と進められております。この会議を成功裡に終えるため、会員皆様の一層のご協力をお願いする次第であります。

学会財政は、最近では毎年数百万円の赤字決算となっておりますが、国際会議の収支に依存しない健全化を達成するよう努力する所存であります。

終わりに、第31期の吉野会長をはじめ、理事・委員の皆様のご尽力に改めて感謝申し上げますとともに、会員皆様の益々のご健勝とご活躍を祈念し、会長就任の挨拶と致します。

原稿受付 2007年4月6日

*1 帝京平成大学 現代ライフ学部 情報サイエンス学科
〒290-0171 千葉県市原市潤井戸2289

特集：ガスタービンにおける伝熱・冷却

「ガスタービンにおける伝熱・冷却」特集号によせて

吉田 豊明*¹
YOSHIDA Toyooki

ガスタービンの伝熱・冷却に関しては、ちょうど10年前の学会誌（1997.6）に特集が掲載されて以来の企画である。この年には、冷却技術に関する総括的かつ詳細な調査報告書⁽¹⁾も学会から刊行された。この課題は、学会創設以来、折に触れて学会誌特集、各種セミナー、シンポジウムなどで取り上げられてきたが、今回はいわばここ10年の動向を中心にまとめたものである。目次を見てわかるとおり、伝熱・冷却の広範な分野にわたり、各分野を第一線の専門家がそれぞれ執筆しているので貴重な基礎資料となっている。ここでは、本課題の共通の関心であるタービン入口温度の変遷、高温化技術に関する展望の試みを紹介する。

タービン入口温度（TIT）や高温部の冷却構造などはエンジン設計、製作、材料の技術レベルの指標として大変重要な情報であるため、公表されないことが多い。特にジェットエンジンにこの傾向が強い。筆者は10年前にTITの年代にともなう変遷について調査を行い、公表しているが、今回も多くの方にご協力をお願いしたり、文献により、追加調査を行った。結果としては、ここ10年のデータはごく限られたものであった。図1に調査結果の「タービン入口温度の変遷」を示す。

小型中型の産業用ガスタービンは、コストや技術的な困難性から高度な冷却構造が適用されることが一般に少ないので、大型エンジンに比較して冷却技術的な意義は低い。よって図にもあまり実例は載せていなかったが、最近のデータが入手できたので数例を掲げた。これらも近年では1300℃レベルに達していることがわかる。

周知のように、超音速輸送機用推進システムの国家プロジェクト（HYPR）では1700℃レベルの高温化技術が開発されたが、温度レベルはそのまま、それは環境適応型次世代超音速推進システム（ESPR）へと受け継がれ、騒音低減、NO_x、CO₂排出低減技術の研究開発が行われた⁽²⁾。冷却技術としては、インピンジメント冷却、ピンフィン冷却、全面フィルム冷却を組合わせた複合冷却構造がはじめて登場した。冷却性能的には従来よりも優れた構造配置があり得ることがわかったが、加工技術においてなお、課題を残している。

大型発電用ガスタービンの開発においては2004年から

4年間のスケジュールで1700℃級高効率ガスタービンの要素技術開発が国家プロジェクトで実施されている。タービンの冷却技術については、高性能フィルム冷却、低圧損リターン構造、微細冷却構造、高性能タービュレーターが適用され、蒸気冷却と空気冷却のハイブリッド冷却構造となっている⁽³⁾。

今回提供された航空エンジンのデータには、エンジン名称が公表できないとされるものが多いが、1500℃、1600℃レベルの実用エンジンも近年生産されていることがうかがえる。

アメリカ機械学会誌の最新号に、まったく偶然であるが、L.S.Langstonさんの衝撃的な記事が掲載されている。すなわち、タービン入口温度3600F（1982℃）のジェットエンジンが開発されているというのだ⁽⁴⁾。それはJoint Strike Fighter用のPW社のF135エンジンであり、昨年12月において600—800時間の試験をクリアした。タービン静翼、動翼の冷却構造は具体的に描かれていないが、単結晶翼であり、セラミック熱遮蔽コーティングが施行され、複雑な内部冷却構造と全面に周到に配置した高性能フィルム冷却が適用されているという。この構成は特段新しいものではないが、単結晶材、遮熱技術、冷却技術のいずれも既存技術の最高レベルもしくはそれ以上のなにか先端的な技術からなるものと推測される。タービン翼への興味のみならず、このような高いガス温度を供給する燃焼器のライナーの冷却、希釈空気の配分も気になるところである。また、実験研究におけるガス温度の測定をどのようにしているのだろうか、..

このように突出した例があるということは1600℃～2000℃の超高温領域において、ほかにも研究開発が進められている可能性が高い。そのような情報があれば、およせいただければ大変幸いである。

筆者が経験したJR100無冷却翼からJR220における最初の冷却翼適用、さらにFJR710における冷却構造の発展、AGTJ、HYPR、ESPRにおける冷却翼の研究開発などを通じて、タービン入口温度の変遷においては、1300℃、1500℃、1700℃など各段階の温度レベルにあるエンジンが開発された時点で、もう限界が近いのではないかと考えてきたが、技術革新の積み上げが予測を超える展開をもたらして今日に至っている。しかしながら、2000℃レベルは燃焼ガスが熱解離を起こさない領域の限界に近いから、ガス温度に関しては限界領域ではないか

原稿受付 2007年4月23日

* 1 東京農工大学 大学院 工学府 機械システム工学専攻
〒184-8588 小金井市中町2-24-16

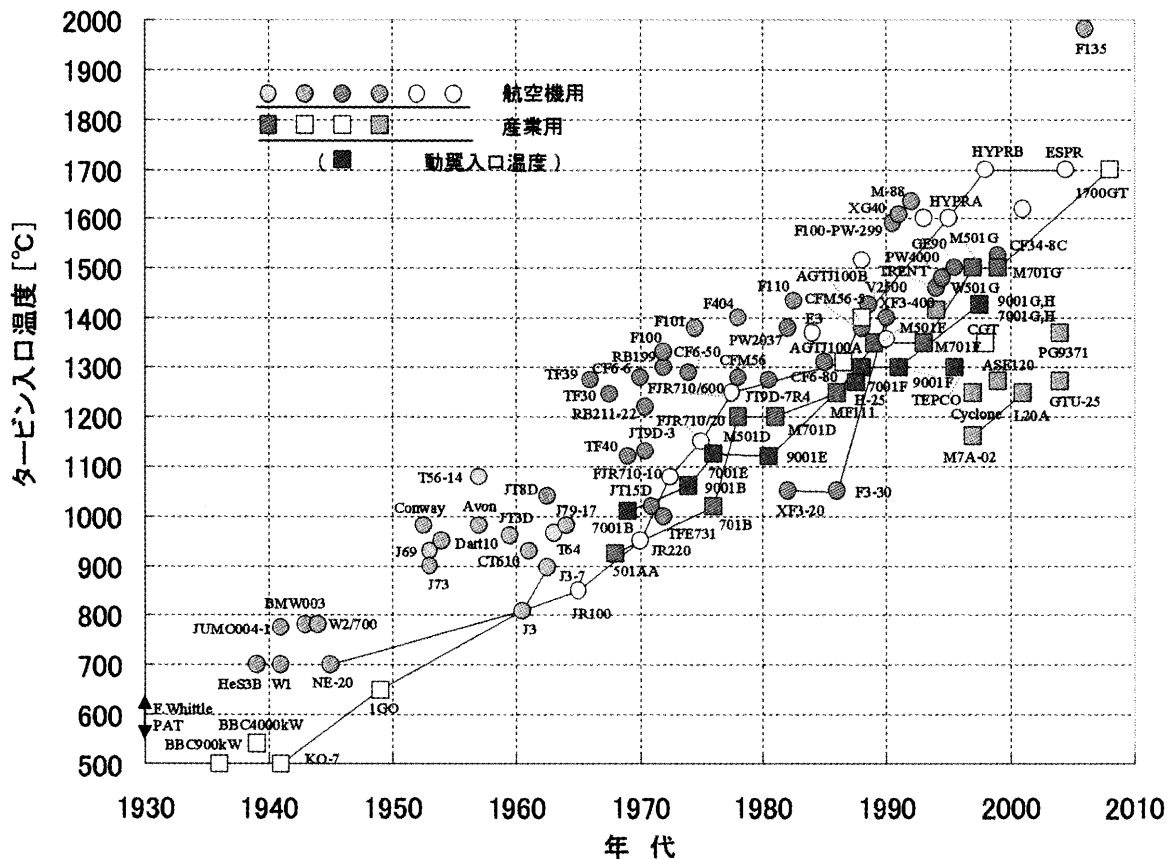


図1 タービン入口温度の変遷

と思わざるを得ない。材料技術についてはセラミックスや複合材料などこれから飛躍を可能にするものがまだあるかもしれないし、それに連動した冷却技術の発展もないとはいえない。

さて、伝熱・冷却技術の将来展望であるが、2000℃レベルF135の実例が示唆するように、個別の従来技術をそれぞれ向上させ、それらを統合すればガス温度の限界領域まで到達できそうであるというべきかもしれない。

内部冷却としては、対流冷却、インピンジメント冷却、ピンフィン冷却が発達し、リップ付サーペンタイン流路のさまざまなバリエーションが実用になっており、インピンジメント孔とピンフィン、フィルム冷却孔を組合わせた複合冷却など高度な構造も有望である。インピンジメント冷却では衝突面にディンプルやリップなどをつけるとか、インピンジメント孔を傾斜させる工夫、ピンフィン冷却ではピンの形状、配置、高さの調査など、いろいろ伝熱促進のための工夫がなされている。

フィルム冷却については、ディフューザーシェイプドホールが実用になってフィルム冷却性能を飛躍的に高めることに成功したが、さらにフィルム冷却孔にタブをつけるとか、周辺にリップをつけるとか溝を設けるとか、さまざまな改良が試みられている。

タービン冷却翼の温度分布数値解析においては、近年流れの解析と熱伝導解析を連成させて、熱伝達率の情報を境界条件としないで解く方法が多く試みられるように

なった。また、乱流モデルにも実験データをよく補うものが出てきている。これから大いに進展が期待される。

冷却効率、フィルム冷却効率、熱伝達率などを実験的に解析する方法は、熱電対、液晶、ナフタリンなど従来技術に加えて、近年、赤外線カメラ、感圧／感温塗料、LIF、PIVなど光学的な可視化法が発達し、研究開発に役立つようになってきた。固体表面の情報のみならず、流れ場の詳細な解析を行って、数値解析と相補的に考察し、冷却性能の向上を追求することは、これからの趨勢かもしれない。

最後に、我が国でガスタービンの伝熱・冷却に携わっている研究者、技術者はそれほど多くないが、この分野の技術レベルを効果的に上げるべく、緊密な連携をはかることは大変意義深いと思われる。既にJAXAの福山氏、山根氏を中心に、これに類した活動が行われているので、ご関心のある方の意欲的な参加を呼びかけたい。

参考文献

- (1) ガスタービンの高温化と冷却技術，調査研究委員会成果報告書，(1997-3)，日本ガスタービン学会
- (2) 藤網義行，環境適応型次世代超音速推進システムの研究，ガスタービンセミナー・第33回 資料集，(2005-1)，p.135，日本ガスタービン学会
- (3) 塚越敬三ほか，1700℃級ガスタービンの開発，ガスタービンセミナー・第35回 資料集，(2007-1)，p.1，日本ガスタービン学会
- (4) Langston, L.S., mechanical engineering, 129-4 (2007-4), p.34

特集：ガスタービンにおける伝熱・冷却

航空エンジンにおける冷却技術の最新動向

池山 正隆*¹
IKEYAMA Masatakaキーワード：伝熱，冷却，航空エンジン，タービン，燃焼器，2次空気システム
Heat Transfer, Cooling, Aero-Engine, Turbine

1. はじめに

今日では、航空機の性能向上のため、民間用/軍用を問わず航空エンジンの高性能化、とりわけ高温化が進められている。

今日までの航空エンジンの性能向上は、タービン入口温度の上昇に負うところが大きい。即ち、燃焼器やタービン等いわゆるホットセクションを代表として、他にも2次空気系や軸系などエンジン全体について、冷却技術の進展および材料技術の向上が、航空エンジンの性能向上につながる新しい設計手法を可能にしてきた。図1に示す通り、タービン入口温度は過去60年余りをかけて、研究エンジンを除いても1,000℃近く上昇したが、その内材料耐用温度の貢献は300℃程度であり、残りの大部分は冷却の強化に負っている。むしろ、冷却技術レベルは同じでも単純に冷却空気量を増やすだけで冷却は強化されるので、この差が全て純粋に冷却技術の進展を指しているものとは言えない。しかしその貢献が大きいことは明らかである。

航空エンジンで冷却技術の進歩が著しい部位としてはまずタービン翼が挙げられる。また主燃焼器やアフターバーナについても先進的な冷却方法が開発されている。

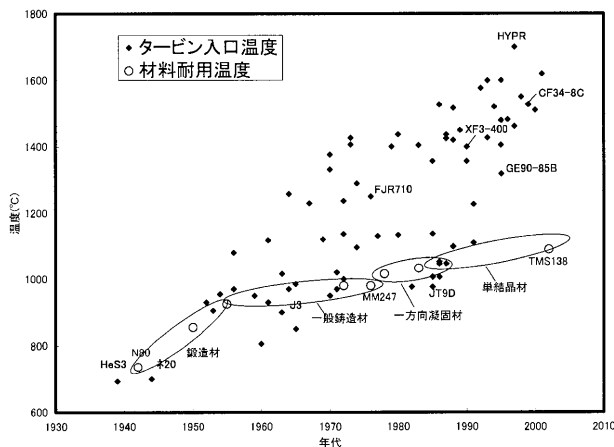


図1 航空エンジンのタービン入口温度の変遷

原稿受付 2007年4月6日

* 1 石川島播磨重工業(株) 航空宇宙事業本部
〒196-8686 東京都昭島市拝島町3975番地18

ディスク、シャフト、ケーシング周りにも2次空気システムが張り巡らされ、必要寿命を満足するためにある程度の冷却が行われている。このように、高性能な冷却技術およびそれと表裏一体の関係として重要な温度予測技術は、航空エンジンのあらゆる部位について必要とされる。一日に何回も離発着を繰り返す通勤機用のエンジンを想定すれば容易に理解できるように、エンジンのほぼ全ての部品が短時間の周期で大きな温度変化を繰り返し受けながら作動している。そうした運用条件を考慮した上で、ミニマムコストで要求寿命を満たす設計を達成しなければならない。また航空エンジンの場合は、「重量」という別の大きな制約も常にはらんでおり、冷却技術として独自の工夫が必要となることもしばしばある。むしろここで、産業用ガスタービンにおけるホットセクションの冷却が航空エンジンのそれに比べて容易である、などと主張するものではない。例えば、産業用ガスタービンの高温部品が、航空用に比べてはるかに長い時間、最高ガス温度条件で連続作動するという過酷な環境下にあることを考えれば、一概に技術の難易を議論するのは不適切である。しかしながら、産業用ガスタービンの冷却技術は、航空エンジンで考慮すべき技術課題の中に、「ほぼ包含されている」という言い方はできるであろう。

以上が航空エンジンにおける冷却技術の位置づけと意義の概要である。以下の章では、具体的に航空エンジンの各要素/システムごとに、最新の冷却技術の動向について紹介していく。

2. 各部の冷却技術

2.1 タービン翼

(1) 概要

エンジンの中で冷却設計に最大の労力が費やされるのがタービン翼であることに、異論は無いただろう。航空エンジンとして代表的な2軸のターボファンエンジンを例にとると、今日の高圧タービン(HPT)翼は殆どの場合かなりの複雑構造を有する冷却翼となっている。一方低圧タービン(LPT)翼も最近のエンジン高温化に伴い、初段の静翼・動翼は比較的単純な方式ではあっても冷却されているケースが増えている。

航空用と産業用とでタービン翼の冷却方式に、本質的な違いは無い。産業用はコンバインドで運用される大型機の場合、蒸気が利用できるので蒸気冷却が可能だが、航空用ではむしろ空冷しか成立し得ない、といった違いはあるが、こうした差異は自明であるから説明は不要であろう。

図2に一例として、1,700℃級の航空エンジンHPT用に開発された静翼、動翼の冷却構造を示す。静翼は2室構成のインサート・インピンジ+多列フィルム冷却方式で、一部のフィルム冷却孔は主流側の開口部へ向かって未広がり成型し、しかも出口が四角形のディフューザ型となっており、一定通路面積の丸孔よりも高いフィルム効率を狙っている。一方動翼は、サーペントイン流路+多列フィルム冷却方式で、さらに後縁部はピンフィンによる伝熱促進を図っている。静翼後縁部や動翼の流路面にはリブが配置され、これもまた熱伝達を促進している。動静翼ともに熱負荷の高い前縁部は内部からのインピンジ冷却と外部のシャワーヘッド（多列フィルム冷却）を組合せて、インピンジ流を阻害するクロスフロー（横断流）の影響を低減しつつ、またフィルム孔部の吸熱効果も見込んでいる。

(2) タービンの軽量化と翼冷却技術

タービン翼のチップ部は、クリアランスで発生する損失を少しでも低減するために、チップシュラウドを付けることが効果的であり、実際に低圧タービンでは広く採用されている。しかし冷却翼の場合は、冷却構造が複雑

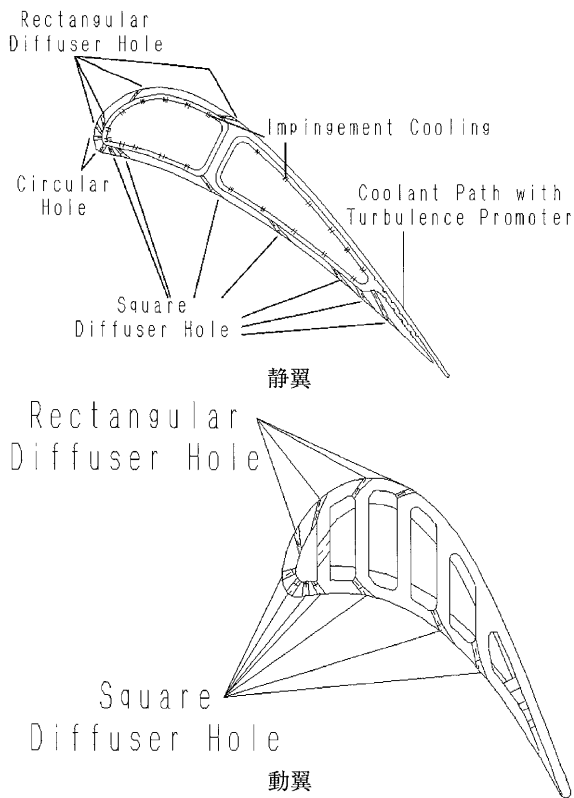


図2 1,700℃級タービン冷却翼の構造

になること、またチップが重くなることでこれを支えるディスクも重くならざるを得ず、あまり航空エンジン向きの構造ではない。しかしRolls-RoyceのTrent800のHPT翼のように取って代わって困難な設計に挑戦している例外も無いわけではない。

既存の冷却翼の概念に囚われている限りは、劇的な翼の軽量化は望めない。翼の中空率がなるべく大きくなるような冷却構造を採ることがまず念頭に浮かぶが、これは内部にリブやピンを配置してなるべく伝熱促進したいという冷却設計者の意向と背反する。例えば、こうした突起の代わりに“ディンプル”を適用して軽量化を図ることは可能だが、その程度では軽量化効果と伝熱促進効果の低減分が相殺してしまう。こうした中で、画期的な軽量化をもたらす技術として、図3に示すような軽量薄型の冷却翼が最近提案されている⁽¹⁾。この新しいコンセプトは、内部冷却構造を前縁近傍のみに限定し、残りは低圧タービンに見られるような中実の薄翼形状とすることで、劇的な軽量化を狙っている。薄翼部分は前方からのフィルム冷却で十分に冷却できるように設計されており、基礎試験段階ではあるが、コンセプトの検証が報告されている。

(3) 翼の内部冷却、フィルム冷却の技術課題

内部冷却通路は、周期的な剥離・再付着や急激な折返

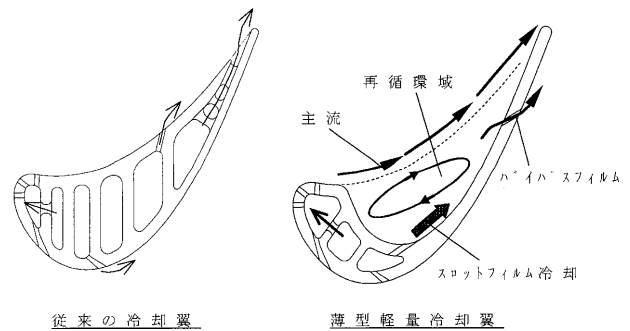


図3 航空エンジン用の薄型軽量冷却翼⁽¹⁾

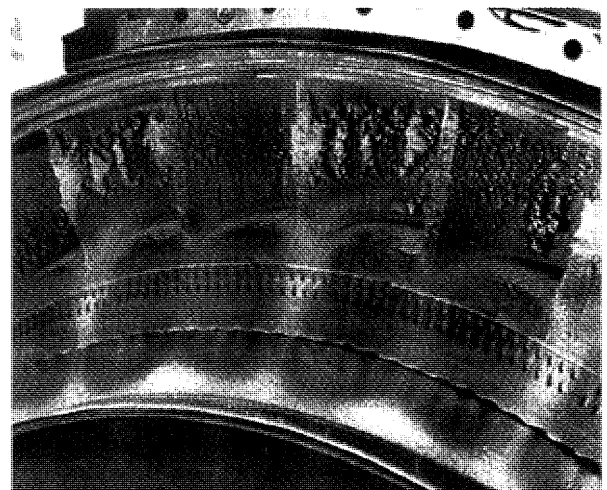


図4 タービン静翼への火山灰の堆積⁽⁶⁾

しを有する複雑な流路であり、また動翼の場合は回転によるコリオリ力や浮力を受けるので、非常に3次元的な熱流動場となる。応力方程式モデルなどの高度な乱流モデルを適用することで、ある程度の予測精度向上は図られることが報告されているが⁽²⁾、設計適用する上で必要な精度や計算速度を得るためにはさらなるCFD技術の進展が必要不可欠である。フィルム冷却についても、CFDを使った最適設計の結果として新しいフィルム孔形状の提案がなされてきている⁽³⁾。こうした新しい孔形状は、これまでは机上のコンセプトで終わる場合が多かった。しかし今日、電極を揺動させることで複雑な孔形状の加工を可能にする放電加工技術や、光束を複数の反射面によって自在に走査させるレーザー加工技術などの新しい製造技術が登場してきたことにより、俄然実現性が増しつつある。

翼面の熱伝達およびフィルム冷却技術の分野については、特に航空エンジンと関わりが深い問題として運用中の翼面性状の劣化がある。その主因の一つは、エンジンが吸込む外気に含まれる異物である。駐機中および離陸時にはエンジン近傍の地表面から“Ground Vortex”と呼ばれる渦が発生し、これにより地上の砂などがエンジン内部へ吸込まれる。またヘリコプターのエンジンはホバリングを行うため特に被害を受けやすく、例えば湾岸戦争時には20時間の運用で部品交換を余儀なくされたケースが報告されている⁽⁴⁾。一方たとえ高空を巡航中であっても、地上で砂嵐が発生すれば数千フィートの高度まで上昇した砂をエンジンが吸込む事例もある⁽⁵⁾。こうした異物吸込みの中でも最も航空エンジンの脅威となるのは火山灰であり、1982年の英国航空ボーイング747型機の事例や1989年のシンガポール航空ボーイング747-400型機の事例などが有名である。火山灰は普通の砂よりも遥かに磨耗性が強く、また図4に示すように短時間の内にタービン翼面を覆って冷却孔を塞いでしまう⁽⁶⁾。その恐ろしい帰結は火を見るより明らかである。たとえこれ程までに甚大な被害を被らず、フィルム冷却孔の閉塞までには至らなくとも、粒子による翼面のエロージョンや堆積は翼面の粗さを増し、空力性能の劣化と共に表面熱伝達率を上昇させ、結果としてタービンの耐久性に大きな影響を与える。また内部冷却通路に混入・堆積した粒子が冷却性能に与える影響も無視できない。問題の深刻さから、こうした現象に関する研究は活発化してきており、またCFDを適用して粒子堆積を予測する試みも現れてきた。今後はこうした研究成果を踏まえて、粒子堆積に対してロバストな冷却設計手法や、堆積を抑制するような革新的な空力/冷却コンセプトの登場が待たれる。

(4) 航空エンジンの運用サイクルと翼冷却技術

航空エンジンの冷却タービンを設計する上では、客先の運用サイクルも考慮する必要がある。軍用機エンジンの

場合は、推重比に重きが置かれ、エンジンの運用状態としては、最高温度状態（またはそれに近い）条件で動作する時間が比較的長い。また一回のフライトあたりのエンジン作動レーティングの変化が大きく、図5⁽⁷⁾に示すようにアイドル状態から開始して様々な中間的なレーティングを経て最高温度条件まで繰り返し作動する。各サイクルで冷却翼には大きな熱応力が生じる。一方民間用エンジンの場合は、燃費が重視され、最高温度状態での運用時間は短く、フライトあたりのレーティング変化は軍用機に比べれば圧倒的に少ない。図5に示すように、最初はアイドルから一気に離陸最大推力条件まで加速されるが、その最高温度条件下での作動はせいぜい1~2分程度である。その後はすぐに“Climb”(上昇)条件へスロットルが絞られ、ひとたび巡航高度に達すればさらにスロットルは絞られる。

こうした過渡条件下では、定常状態よりも大きな熱応力が生じてしまう。その主因の一つは、スロットル操作に呼応した主流ガス温度の変化に対して、冷却空気温度の変化に大きな遅れが生じることにある。タービン翼自身は燃焼器の直下流にあるため、燃料流量変化→主流ガス温度変化→翼表面温度変化の一連の変化が迅速に起きる。一方、冷却空気は圧縮機抽気位置からタービン翼冷却取入口に達するまで長い道程を経なければならない。その間、圧縮機ディスク、駆動シャフト、ベアリング部、タービンディスク等様々な部品と接触しており、またさらにこれら部品は全てタービン翼よりもはるかに温度応答性が鈍い。その結果、加減速時には定常状態での値よりも大きい熱応力（引張りまたは圧縮）が生じる。そして前述の議論から容易に想像できるように、民間用エンジンよりも戦闘機用エンジンの方がこの傾向は強まる。現時点では、加減速時の冷却空気の温度挙動を精度良く

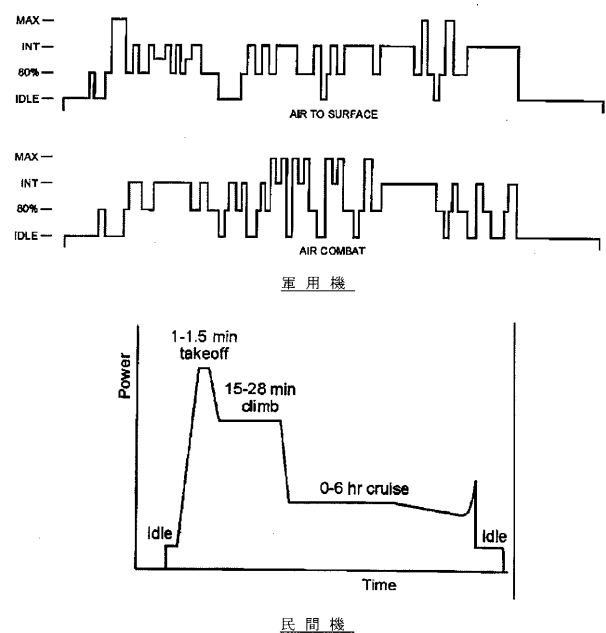


図5 航空機の典型的な運用サイクル⁽⁷⁾

見積もった上で冷却設計に反映するのは困難であるため、経験的なノウハウという形で設計プロセスに組み込まれていることが多い。今後は2次空気系の温度応答の予測精度を向上することにより、より科学的にこうした影響を評価していく必要がある。

(5) 航空エンジンのコストと翼冷却技術

この章の最後に、航空エンジンの冷却翼設計について経済的側面から触れておきたい。民間用エンジンの場合はもちろんのこと、軍用エンジンの場合でもライフサイクルコスト (LCC) の削減は客先の強い要望である。LCCは、初期取得費用、整備費用、そして運用費用から成る。まず初期取得費用は製造費用とほぼ相関しており、従って冷却翼では主に精密鋳造費とフィルム孔などの加工費が支配的である。また整備費用については一定期間中に発生する冷却翼の交換または修理費用を意味する。そして、運用費用は即ち燃料費であり、翼の冷却性能を向上すれば減らすことができる。

例えば、大量の燃料を積んで大陸間を運航する長距離国際線用のエンジンの場合にLCCが最小となるのはどのような冷却翼であろうか。簡単な試算をしてみるとすぐにわかるが、その場合はサーペントインなどの複雑な内部構造を有し、また翼面には放電加工によるシェイブド孔など高性能なフィルム冷却を適用した、いわば高級な冷却翼である。なぜならばこのケースでは、運用費の重みが、他のコスト構成要素（初期取得費用と整備費用）を圧倒するからである。即ち、高価な冷却構造（あるいは高価な単結晶材料）を適用してでも冷却空気をなるべく減らすような設計方針を採るのが最適解となる。一方、日に何回も離発着を繰り返す短距離リージョナル機用のエンジンの場合は全く様相が異なり、初期取得費用と整備費用の比重が極めて大きくなるため、冷却空気量の増加という犠牲を払ってでも、なるべくシンプルな冷却構造（かつ安い材料）で設計すべきとなる。以上の議論は、単純化のためにLCCの最適化を冷却翼という部品単位で行っているかのように説明したが、むしろ実際の設計ではエンジン全体としてLCCの最適化を行うことは言うまでもない。

2.2 燃焼器

主燃焼器は、安定に保炎するためにマッハ数が低く、その結果、壁面の熱伝達率も比較的低い。また出口温度分布などを制御するために多量の希釈空気を壁面からチャンバ内部へ投入する設計思想がこれまで一般的であったため、壁面近傍は比較的低温に保たれる場合が多かった。従って、燃焼器前半部の反応領域では非常な高温となり輻射も強烈であるにも関わらず、燃焼器ライナの冷却構造は（翼に比べれば）格段に単純である。しかし最近では、平均的な燃空比が上がる傾向にあり、また排出物規準が厳しくなることと相俟って、希釈空気量は

減る傾向にあるため、今後はライナ冷却がより重要な技術課題となるのは確かである。

ライナの冷却法としてはフィルム冷却が最も一般的であるが、他に噴流（インピンジ）方式、イフュージョン方式、またこれらの組合せ等が適用されている。また比較的新しい技術として浸み出し冷却方式（トランスピレーション）がある。“新しい”とは言っても、浸み出しを応用したライナ構造は既に1970年代後半にはRolls-RoyceのTransplyやAllisonのLamilloyなどがアイデアとして発表されていた。しかし実用化は比較的最近であり（F136の主燃焼器に適用）⁶⁾、製造技術や補修技術の進展がやっとアイデアに追いついたものと考えられる。浸み出し冷却に関しては国内ではまだ実用化例は無いが、研究は盛んである。例えば、この冷却方式の構成要素である噴流小孔、ピンフィン、フィルム孔の間隔や配置を最適化することで更なる冷却性能向上を見込めるという研究例などが報告されており⁹⁾、こうした技術を適用した国内での実用化も加速していく必要がある。

戦闘機用エンジンの場合には、アフタバーナ（AB）部の冷却も必要となる。1,800℃以上の燃焼ガスが高速で流れるため、ダクトやフレームホルダなど周囲の構成部品は熱的に過酷な環境に晒される。

ダクトについては遮熱を目的として主燃焼器と同様に内側にライナが取り付けられている。主燃焼器に比べるとABは軸長が長く、それだけ全体重量に及ぼす影響も大きい。従って、ライナ構造としては出来る限り軽く、かつ十分な強度を有し運用中の熱膨張差を吸収できるような構造であることが求められる。代表的な形態としては例えば、波状の板にフィルム冷却孔を空けたような構造が適用されており、波板上のフィルム効率について詳細な試験データも報告されている¹⁰⁾。さらに最近ではABラ

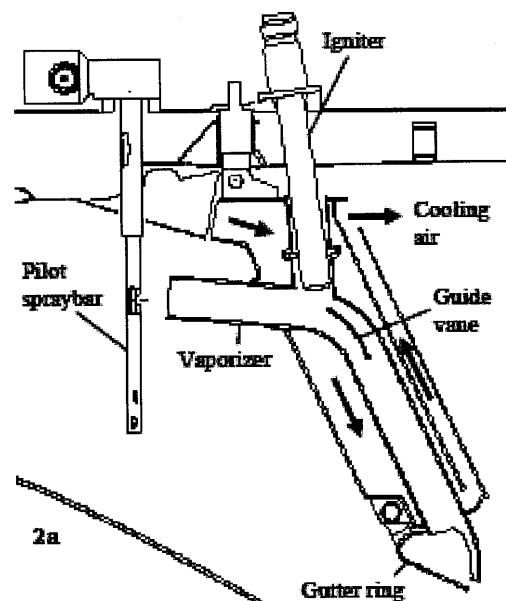


図6 アフタバーナのフレームホルダの冷却形態例¹⁰⁾

イナに多孔質状のCMC (Ceramic Matrix Composite) を適用し、トランスピレーション冷却を行う新しい方法も研究されている¹³⁾。このような方法が実用化できれば、軽量化と冷却性能向上の両面で飛躍的な進歩を遂げることができる。

ABのフレームホルダは、ダクトに比べれば熱負荷は小さいので無冷却で済む場合もあるが、耐久性向上のため冷却している形態も見受けられる。図6はその一例であり、フレームホルダの裏面にファン空気を導き、内部に180°折返すような流路を設けて対流冷却を行っている¹²⁾。

2.3 2次空気系

タービン翼や燃焼器ほど熱的負荷は大きくないが、圧縮機やタービンのディスク周りを最小限の2次空気冷却することは、耐久性の確保及び適切な各部クリアランスの維持によりエンジン性能を保証する上で重要な技術課題である。アイドル、離陸最大推力、巡航、着陸など一連の運航サイクル中のディスクやケーシングの温度変化による変位履歴において翼チップクリアランスが“0”になる点で設計が決定され、これによって全ての作動点での翼クリアランスが決まり、ひいてはエンジン性能が決まってしまう。

圧縮機のディスク周りの冷却を例にとると、まずエンジン始動から離陸時に至る過程では、ディスク自体の金属温度よりも周りを流れる冷却空気の温度の方が高いため、流れ場として安定になり、シャフト周りの中心部を流れる冷却流がディスク間のキャビティへ巻き込まれにくく、従ってディスク面の熱伝達率も低い。逆に着陸時には、ディスクが十分に温まっているのに対し、その周りの冷却空気流は巡航条件に対して温度が低下するため、

対流場は不安定となりディスクと冷却流との熱伝達率も上昇する。こうした現象について実験と解析から物理モデルを構築し、設計に適用する試みがなされつつある¹³⁾。

翼のチップクリアランスを高応答で制御する手法としては、ケーシング側の変位を受動的／能動的に調節する様々な方法が研究開発されている。受動的な制御機構としては、例えばケーシングの肉厚を部分的に厚くするなどして熱容量を調節する方法がある。また能動的な方法としては、冷却空気噴出し用の配管をケーシング周りに配置する方法などが従来から実用化されている。長距離機用エンジンの場合には、全体の運用時間に占める巡航条件作動の割合が圧倒的に大きいため、その条件で最適化するように制御すればほぼ十分である。しかし、作動条件の変化の頻度が高いエンジンの場合には、能動的制御にも工夫が必要である。最近では、圧縮機の間段及び最終段から抽気した温度の異なる冷却空気を切換えて使用することで、よりきめ細かいケーシング熱変位制御を行う方法も報告されており¹⁴⁾、短距離リージョナル機用エンジンにも適用可能な能動制御法として注目されている。

2次空気系の冷却技術の革新で忘れてはならないものとして、Tangential On Board Injector (TOBI) がある。これは60年代にPratt&Whitneyの技術者によって発明され、F100エンジンに初めて適用された。TOBIは、案内翼により2次空気を周方向に曲げてローター速度近傍まで加速させることにより、空気温度を50℃以上も低下させ、かつディスク周りのポンピングを減らすことができる。最近では、図7に示すようにCFDによってTOBI周りの解析を行い、その流動機構を詳細に分析して、さらなる改良につなげようという研究例も報告されている^{15),16)}。

CFDの適用およびそれによる冷却設計最適化は、2

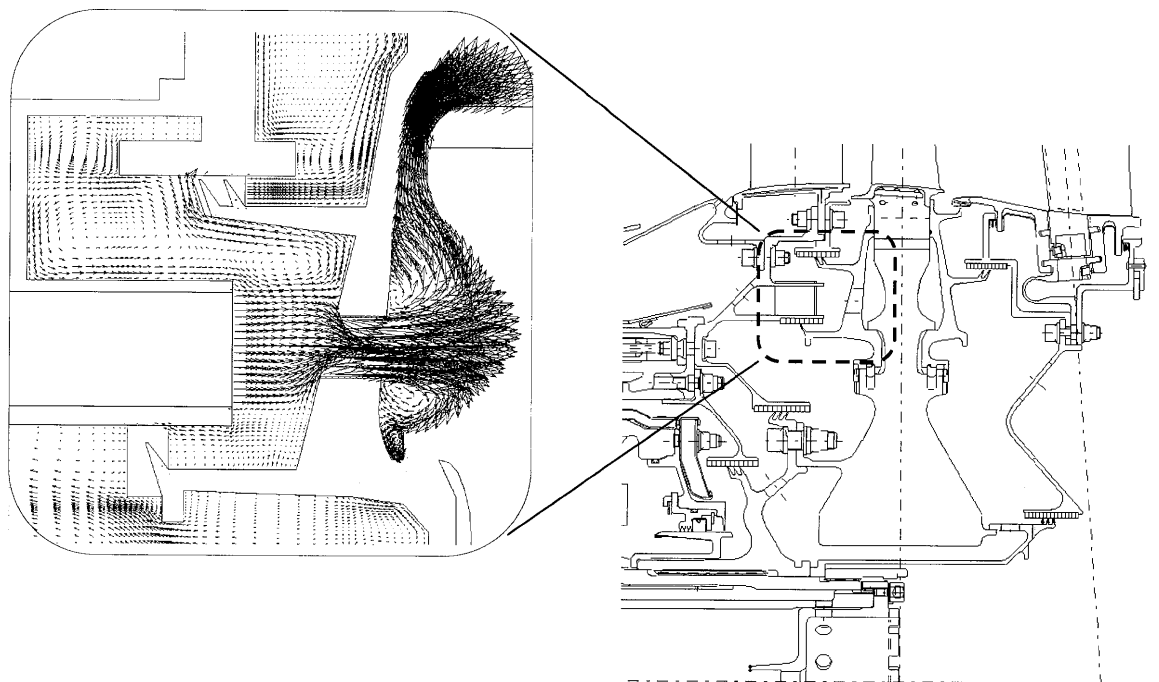


図7 Tangential On Board Injector周りCFD解析例¹⁶⁾

次空気系全般で活発化してきており、他にもタービンにおけるディスクキャビティへの主流巻き込みなど重要な技術課題について、CFDによるメカニズム解明と、それに基づく冷却性能の向上などが報告されている¹⁰⁾。

また他に2次空気系では、航空エンジン特有の事象として、エンジン停止後のディスク周りの温度場が問題になることがある。空気の流れは基本的に制御できない条件なので、能動的な冷却や温度制御は不可能だが、高精度な温度予測によって間接的に問題を回避することは可能である。エンジンが停止すると、主流側よりもディスク周りの2次空気系の方が空気温度が高くなる現象が起きる。ディスクにとってはリム部とボア部の温度が逆転するので、リムに引張り、ボアに圧縮の熱応力が発生し、その結果としてエンジン運用サイクル当りの応力振幅が大きくなってしまう。また、エンジン停止後どれだけの間隔を空けて次の運航に入るかによって、その際の離陸最大推力（最高温度）条件でのリムとボアの温度差が変わる。一日に何回も運航するようなリージョナルジェット機の場合は、短時間で再起動する（Hot Start）が、実はこの場合は通常起動（Cold Start）よりもディスクの熱応力が楽になる場合もある。しかし、シャフトは停止後の3次元的な温度分布が原因で生じる曲げ（Bowed Rotor）により、Hot Start時に過大なアンバランスが生じラビングなどの不具合を誘発する場合がある。シャットダウン後には2次空気系の流れの向きが運転時とは異なり、また自然対流が支配的となって周方向温度分布などの3次元性が強まると考えられる。こうした場の解析評価技術は今後の重要な研究課題となるだろう。

2.4 カウルコンパートメント

これまで説明してきた部位以外でも航空エンジンのあらゆる場所に冷却技術は適用されている。最後に、やや特異な例だが、航空エンジン特有の問題として、カウルコンパートメント内部の冷却について触れたい。

カウルコンパートメント内部にはポンプ、バルブ、電子機器などのいわゆる補機類や、抽気配管などが納められており、これらの機器はその正常作動を保証するために適切な冷却を必要とする。また特に航空エンジンでは加減速などの過渡的条件下で圧縮機、タービン性能を最適化する必要があり、カウルコンパートメント内の冷却空気流によってケーシングの変位応答を調節しチップクリアランスを能動的に制御する場合もある。また補機類を原因とする火災がコンパートメント内で発生する場合を考慮して厳しい消火システムの規準が定められているが、この消火システム設計を行う上でもカウルコンパートメント内の冷却空気流は重要な意味を持っている。コンパートメント内は前述したように様々な機器、配管が縦横に配置されており、非常に複雑な熱流動場が形成されていて普遍的な伝熱モデルを構築するのが困難なため、従来は経験や試験データに基づく冷却設計が行われてき

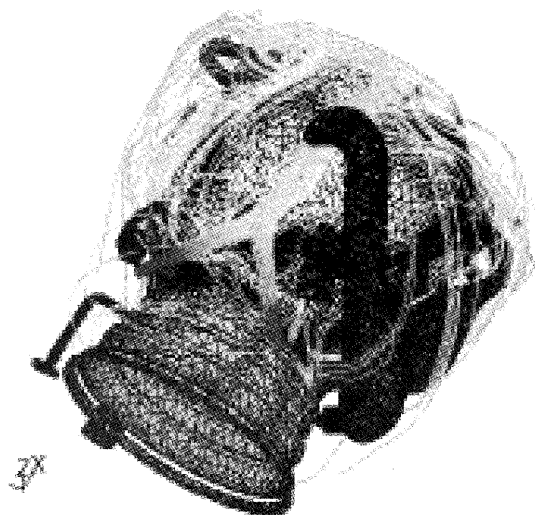


図8 カウルコンパートメント内部のCFD解析例¹⁰⁾

た。しかし最近では図8に示されるように、CFDによりコンパートメント内の流動予測を行い、適正な温度分布となるように最適設計を行う試みが始まっている¹⁰⁾。

3. 結論

新しい冷却方式の開発やそれを実現するための製造技術の革新により、タービン入口温度は年々上昇を続ける傾向にあり、また一方、冷却空気量は確実に低減しつつある。こうした冷却技術の進歩により、コアエンジンの熱効率が飛躍的に高まり、燃費の大幅低減が達成されてきている。

冷却技術の重要性は何度でも強調されるべきである。今日最も耐熱性に優れた材料であるCMCでさえ、耐久性を考慮した実用的な使用温度は、高く見積もっても1,400℃程度であるのに対し、量論比条件での最高ガス温度は2,300℃以上に達する。従って、仮にCMCが航空エンジンで実運用可能になったとしても、依然として冷却技術は重要な役割を果たすことは明らかで、将来にわたっても技術革新を継続することが必要である。

ここで改めて、図1を見返してみたい。過去60年のタービン入口温度のこれほどまでの上昇は、まさに圧巻と言わざるを得ない。これは、優れた耐熱合金を開発してきた材料技術者、革新的なアイデアを創造し続けた冷却技術者、そしてそのアイデアを実現した製造技術者のチームワークが生んだ賜物であり、我々はその遺産を受け継いでさらなる発展を続けていかねばならない。

参考文献

- (1) Okita, Y. et al, "Film Cooling for Slot Injection in Separated Flows", ASME Paper GT2005-68119
- (2) Okita, Y. and Iacovides, H., "Comparisons of High-Reynolds-Number EVM and DSM Models in the Prediction of Heat and Fluid Flow of Turbine Blade Cooling Passages", Journal of Turbomachinery, Vol.125, pp.585-597, 2003

- (3) Okita, Y. and Nishiura, M., "Film Effectiveness Performance of an Arrowhead-Shaped Film Cooling Hole Geometry", *Journal of Turbomachinery*, Vol.129, Issue 2, 2007
- (4) Sirs, R.C., "The Operation of Gas Turbine Engines in Hot & Sandy Conditions - Royal Air Force Experiences in the Gulf War", AGARD-CP-558, Paper No.2, 1994
- (5) Mann, D.L. and Wares, G.D., "Future Direction in Helicopter Engine Protection System Configuration", AGARD-CP-588, Paper No.4, 1994
- (6) Hamed, A. et al, "Erosion and Deposition in Turbomachinery", *Journal of Propulsion and Power*, Vol.22, No.2, 2006, pp.350-360
- (7) Auxier, T. et al, "Military Engine Durability Improvements through Innovation Advancements in Turbine Design and Materials", AIAA Paper 85-1221
- (8) Howse, M., "Rolls-Royce and Gas Turbines", ISABE-2003-1004
- (9) Nakamata, C. et al, "Spatial Arrangement Dependence of Cooling Performance of an Integrated Impingement and Pin Fin Cooling Configuration", ASME Paper GT2005-68348
- (10) 船崎等, "航空エンジン用アフターバーナの波状ライナにおける膜冷却に関する研究", 第38回航空原動機, 宇宙推進講演会論文集, 1998年
- (11) 木村泰崇, "先進材料を用いたアフターバーナ用ライナーの冷却性能に関する研究", 岩手大学工学部 卒業論文, 2004年
- (12) Lindblad, K.等, "Development of a Cooled Radial Flameholder for the F404/RM12 Afterburner", ISABE 2003-1059
- (13) Johnson, B.V. et al, "Flow Characteristics and Stability Analysis of Variable-Density Rotating Flows in Compressor-Disk Cavities", *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol.128, pp.118-127
- (14) NASA Seal-Secondary Air System Workshop, NASA CP-2006-214383-VOL1, 2006
- (15) Okita, Y., "Conjugate Heat Transfer Analysis of Turbine Rotor-Stator System", ASME Paper GT-2002-30615
- (16) Okita, Y., "Transient Thermal and Flow Field in a Turbine Disk Rotor-Stator System", ASME Paper GT2006-90033
- (17) Okita, Y. et al, "A Novel Cooling Method for Turbine Rotor-Stator Rim Cavities Affected by Mainstream Ingress", *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol.127, pp.798-806, 2005
- (18) Balland, M.等, "Aero Thermal Computations with Experimental Comparison Applied to Aircraft Engine Nacelle Compartment", ASME Paper GT2005-68995

特集：ガスタービンにおける伝熱・冷却

最新の産業用ガスタービンの冷却技術

塚越 敬三*¹
TSUKAGOSHI Keizo渡邊 康司*¹
WATANABE Koji羽田 哲*¹
HADA Satoshi

キーワード：先進冷却，高温，次世代，産業用，ガスタービン，冷却翼，シェイプトフィルム

1. まえがき

地球温暖化問題は、人類存続において最も重要な環境問題であり、2005年2月に温室効果ガス排出規制として京都議定書が発効された。日本は2008年から2012年までに1990年CO₂総排出量の6%削減目標の達成が必要となり、資源やエネルギーの有効利用が強く要求されている。

エネルギーの高効率利用として、1980年代初期に天然ガスを主燃料とする大容量・高効率ガスタービンが開発され、コンバインドプラント発電設備の主機として実力を発揮し、エネルギー消費量の低減、排ガスの低公害化を達成した。1997年には、更にコンバインドプラント効率を高めた、世界最高のタービン入口温度1500℃級M501Gガスタービンが開発され、順調に商業運転を続けており、大幅なCO₂削減を可能にしている。

ガスタービンエンジンの特性として、熱効率はタービン入口温度上昇と共に向上し、最新コンバインドプラントではこの特性が十分に発揮され、従来火力に比べ約30%の効率向上が可能となっている。タービン入口温度の上昇を可能にした高温化技術の一つは、タービン翼の冷却技術であり、1960年代に単純な冷却翼が航空エンジンに採用されて以来、目覚しく改良されて来た。産業用ガスタービンにおいても、1500℃級の冷却翼が実用化され長時間にわたり高い信頼性を維持して運用されている。

このような実績を背景に、2004年度から4年間の国家プロジェクト「1700℃級ガスタービン要素技術開発⁽¹⁾」において、更なる高性能冷却翼を開発している。本ガスタービンのコンバインドプラントの目標効率は62%以上であり、従来の石炭火力設備を天然ガス焼き1700℃級コンバインドプラント設備へ置換することにより、CO₂の大幅な削減が可能となる。この国家プロジェクトの実用化は日本のみならず全世界へ波及し、地球環境に大いに貢献するものと期待されている。

本文では、ガスタービンコンバインド効率を顕著に高めることを可能にした産業用ガスタービンの冷却技術について紹介する。

原稿受付 2007年4月10日

* 1 三菱重工株式会社 高砂製作所

〒676-8686 兵庫県高砂市荒井町新浜2-1-1

2. サイクル温度の上昇における冷却技術の役割

ガスタービン特性として、タービン入口温度上昇により、回収エネルギーの変換効率が向上する。図1にタービン入口温度とコンバインドプラント効率(LHV)を示す。

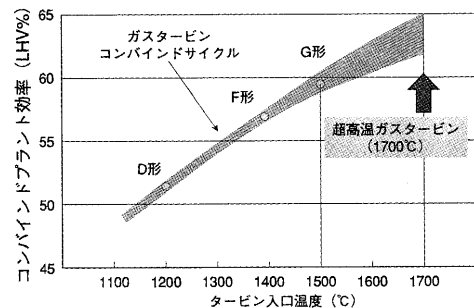


図1 タービン入口温度とコンバインドサイクル効率

コンバインドプラント効率は、1200℃級(D形)、1400℃級(F形)及び1500℃級(G形)と改良され、国家プロジェクトの1700℃級ガスタービンでは、62%以上を目標にしている。

このような高効率化を可能にした技術は主に高温化技術である。図2に示す高温化の変遷より、ガスタービンの高温化設計は、主として耐熱材料・冷却・遮熱コーティング(TBC)技術の開発により可能となり、その中で最も貢献度の高い技術がタービン翼の冷却技術である。

しかし、単にタービン入口温度上昇と冷却翼の適用だけでは、冷却空気量が増大し高効率達成は困難である。入口温度上昇に見合う冷却効率の高い冷却翼を開発し、必要冷却空気量の抑制により高効率達成が可能となる。

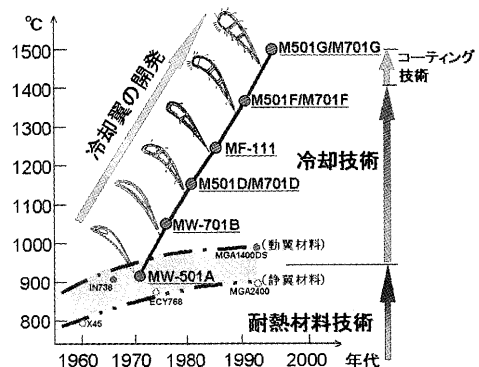


図2 高温化に対する冷却技術の寄与度

2.1 タービン冷却翼の冷却方式

図3は冷却翼に適用されている主な冷却方式を示したものである。初期の冷却翼は単純な対流冷却であったが、加工技術の進歩によりフィルム冷却が可能となり、タービン入口温度は顕著に上昇した。現在の1500℃級では、翼全面をフィルム冷却空気で覆い、高い冷却効率の冷却翼が実用化されている。更なる高温化に対しては、トランスピレーション冷却のような高効率冷却の実用化が期待されている。

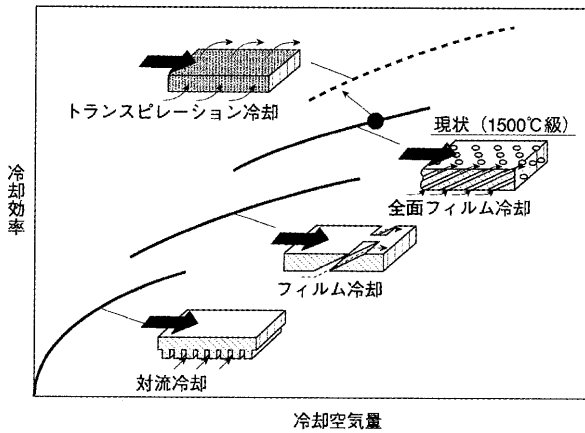


図3 冷却翼に適用する主な冷却方式⁽²⁾

2.2 産業用ガスタービンのタービン冷却翼構造

図4は各社の1400℃級産業用大型ガスタービンのタービン第1段動静翼の冷却構造を示した図である⁽³⁾。

タービン冷却翼に採用されている冷却方式について、1500℃級G形ガスタービンの冷却翼で説明する。タービン第1段静翼の翼内面はガス側圧力分布に対応して最適な空気量を精度良く供給できる3インサート構造によるインピンジメント冷却(①)を、後縁部は冷却通路に円柱を設置したピンフィン冷却(②)を採用している。第1段動翼は冷却空気流速を上げるために、サーペンタイン冷却(③)を採用し、また熱伝達率向上のためタービュレンスプロモータ(④)を設置している。

フィルム冷却としては、動静翼とも背側・腹側に多数のフィルム冷却孔を設置した全面フィルム冷却によりガス側からの入熱を低減させている。熱負荷の高い前縁部はシャワーヘッド冷却(⑤)を、その他の部位はフィルム孔出口形状を工夫し、フィルム冷却効率を高めたシェイプトフィルム冷却(⑥)を採用している。各メーカーは冷却翼設計に採用する冷却技術について伝熱要素試験でその冷却特性を実測し、高温化設計技術データを蓄積している。以下にその代表的な冷却試験について説明する。

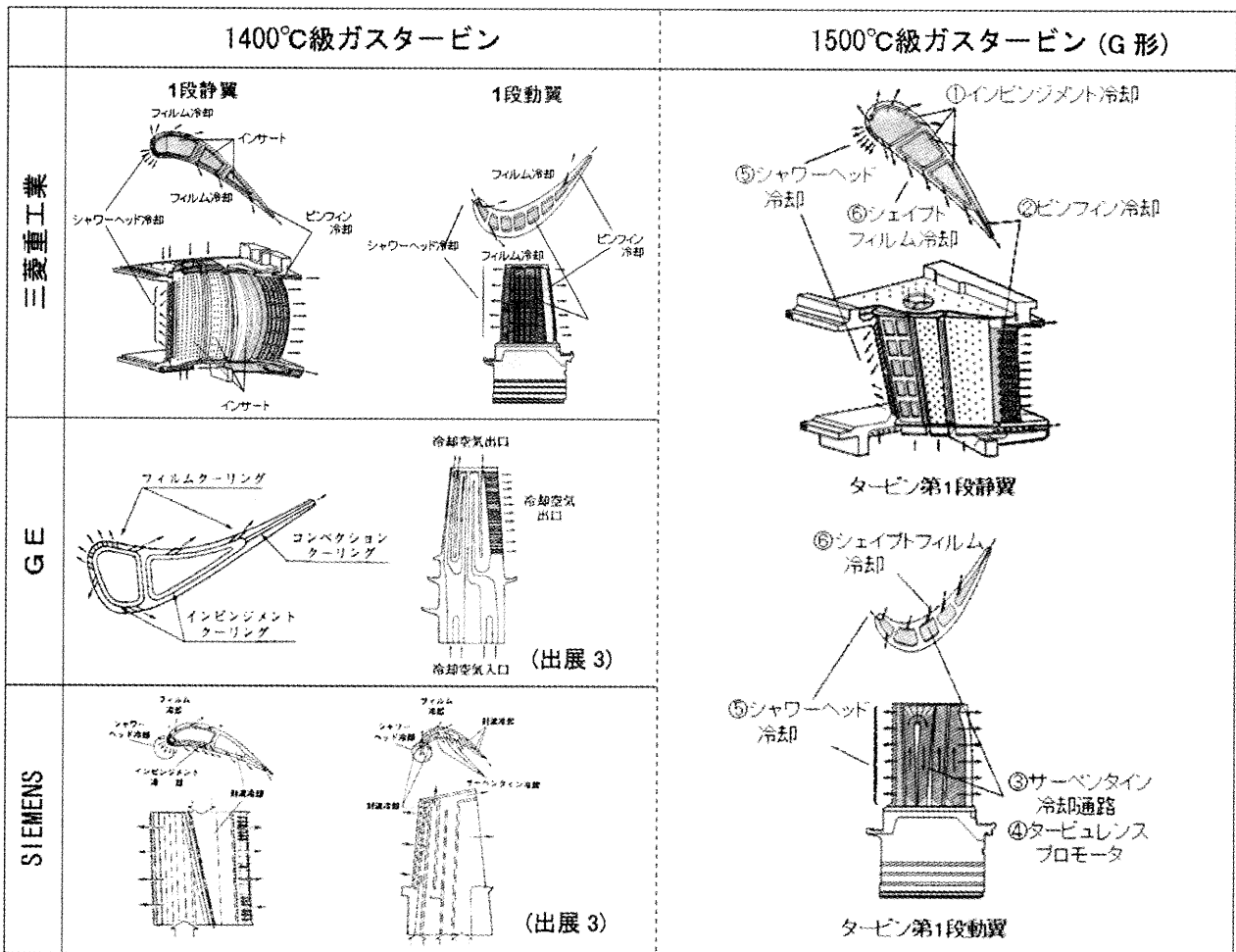


図4 各社産業用大型ガスタービンのタービン冷却翼の構造

2.2.1 対流冷却技術

① インピンジメント冷却

インピンジメント冷却は中空翼の内部に設置したインサートにあけたインピンジメント孔から翼内面に冷却空気を吹き付けて冷却する方式である。

インピンジメント冷却は優れた対流冷却であるが、平板部のインピンジメント冷却ではクロスフローの増加により後流の熱伝達率は低下する。図5は翼前縁内面の凹面部のインピンジメント冷却に対してクロスフローの影響を確認した実験モデルであり、凹部では同一配列の平板部に比べて熱伝達率が若干低下し、クロスフローの増大により熱伝達率は約30%低下する⁽⁴⁾。

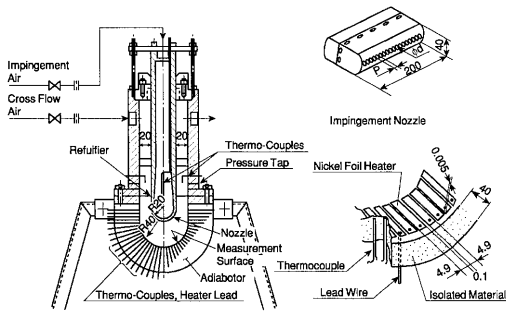


図5 凹部インピンジメント冷却伝熱試験装置

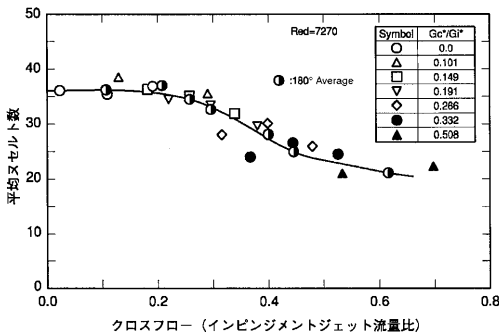


図6 凹部インピンジメント冷却におけるクロスフローによる熱伝達率の低下

② ピンフィン冷却

ピンフィン冷却は、翼後縁部に採用されている冷却方式であり、実翼ではピン高さが連続的に変化するため、実翼形状で試験を実施し、冷却効率を確認している（図7）。

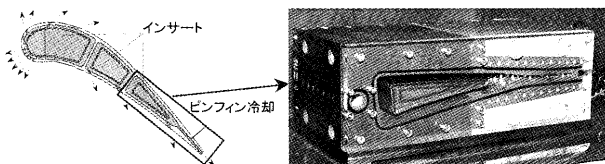


図7 静翼後縁ピンフィン伝熱試験モデル

③ サーペンタイン冷却

タービン動翼には内部冷却の流速を高め、冷却効率を向上させるサーペンタイン冷却が採用されている。動翼内部のリターン冷却通路を模擬した約2倍モデルを用い

て、回転場における遠心力やコリオリ力の影響を精度の高い伝熱試験で確認している。（図8）

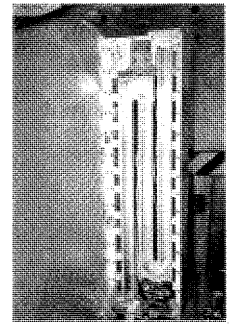
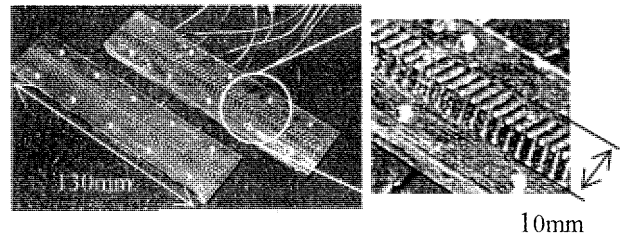


図8 サーペンタイン流路伝熱試験モデル

④ タービュレンスプロモータ

サーペンタイン流路で使用されるタービュレンスプロモータの最適化により、熱伝達率を高める方法が検討されてきた。図9はV型スタッガードリブにより、熱伝達率が直交タービュレンスプロモータ比でおよそ2.4倍となることを示している⁽⁵⁾。



熱伝達率評価装置テストピース

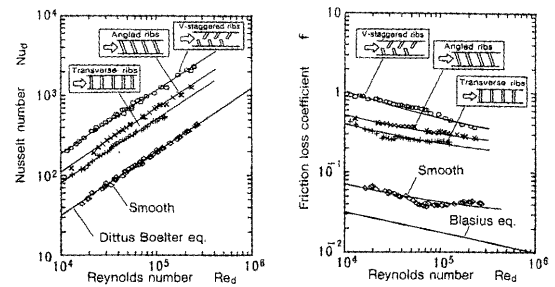


図9 乱流促進体による伝熱促進効果と摩擦損失係数

2.2.2 フィルム冷却技術

静翼ではインピンジメント冷却で、動翼ではサーペンタイン冷却で使った冷却空気を翼表面にあけた冷却孔から吹き出させ、翼表面近傍に空気の膜を形成させて熱負荷を下げるフィルム冷却が適用されている。

⑤ シャワーヘッド冷却

熱負荷の高い前縁では、多数のフィルム孔を配置したシャワーヘッド冷却を採用している。図10は低速翼列におけるシャワーヘッド冷却の可視化例である。また、回転場におけるシャワーヘッドのフィルム冷却効率を確認するため、回転中の動翼モデルでフィルム冷却効率を実測し、その結果を設計に反映している⁽⁶⁾。

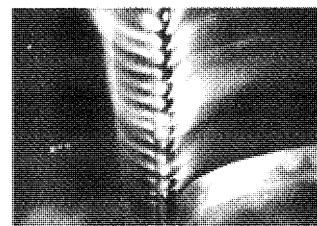


図10 シャワーヘッド冷却可視化例

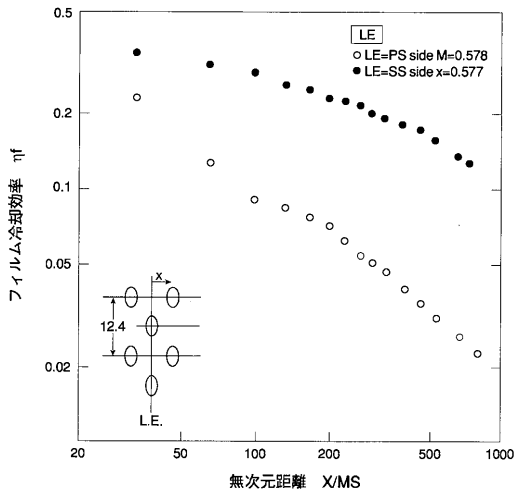


図11 回転場でのシャワーヘッドフィルム冷却効率⁽⁶⁾

⑥ シェイプトフィルム冷却

シェイプトフィルム冷却は、フィルム孔出口形状を末広がりにし、フィルム空気を翼表面に広く附着させ、フィルム冷却効率をさらに向上させている (図12)。

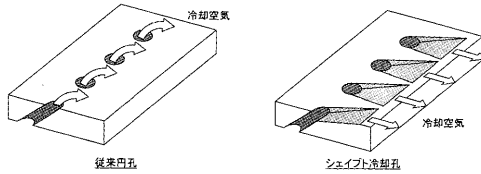


図12 シェイプトフィルム冷却孔の形状

図13にフィルム冷却効率実測例を示す⁽⁷⁾。シェイプトフィルムの冷却効率は円孔フィルムの冷却効率と比較して、2倍程度高い。また、円孔フィルムの場合、フィルムの吹き出し比M (図13) を0.5から1.0へ増加させると、フィルム冷却効率は約1/2まで低下する。一方、シェイプトフィルムの場合、Mを増加させても、フィルム効率の変化は微小である。

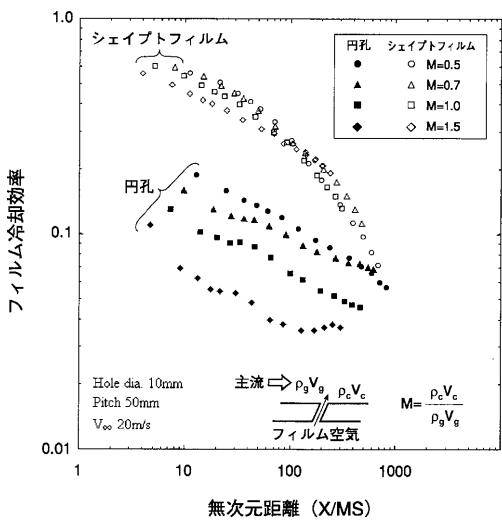


図13 シェイプト冷却孔と円孔のフィルム冷却効率⁽⁷⁾

以上述べた要素試験結果はメーカー独自の解析ツールに反映させ、高温化設計における冷却技術を高めている。

3. 解析技術と検証

タービン翼の冷却設計は、空力、振動、強度などが複雑に関連し合っており、全分野にわたる技術検証が必要である。各メーカーは独自に設計システムを構築し、境界条件作成から、寿命評価までの一連の作業を対話式で実行する設計・解析プログラムを開発してきた。図14に冷却翼の設計手順を示す。要素試験のデータを組み入れた設計システムで短期間に最適化設計を行い、実翼における検証試験で冷却特性を確認している。

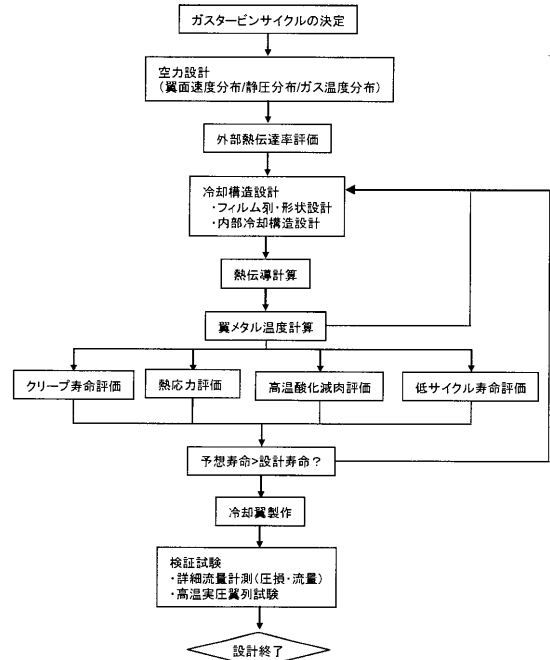


図14 冷却翼設計手順

3.1 解析技術

冷却翼の解析技術として、'70年代後半に開発されたSTAN 5 など、2次元境界層近似を利用した数値解析コードが設計に用いられてきた⁽⁸⁾。最近では、3次元 Navier-Stokesコードが、静翼シュラウドや動翼ブラットフォームなど、2次流れの影響を強く受ける箇所の熱伝達率予測に威力を発揮している。各メーカーは前述の要素試験結果とCFD解析結果の比較から、キャリブレーションを実施し、CFDツールの精度を高めている。

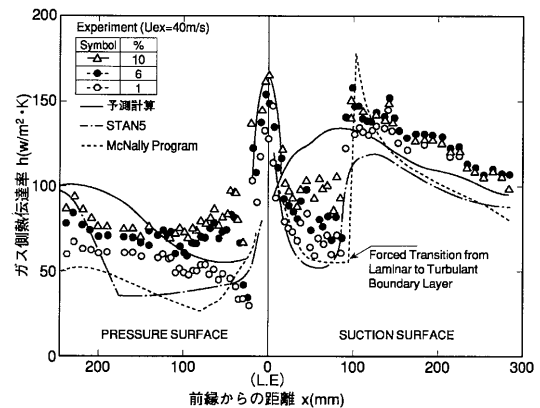


図15 ガス側熱伝達率計測値と境界層コードの比較⁽⁸⁾

図16は静翼と燃焼器隙間からの漏れ及び静翼シュラウドフィルムによるフィルム冷却効率のCFD解析結果である⁹⁾。

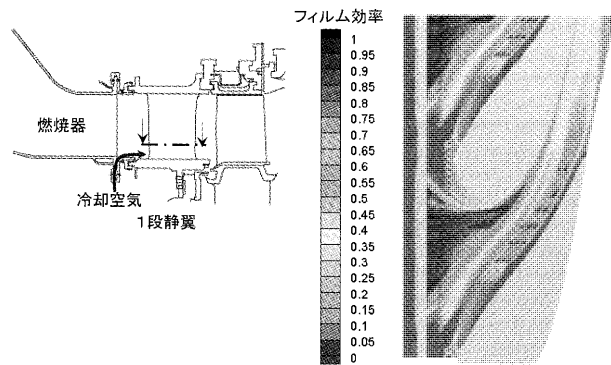


図16 静翼シュラウド面のCFDによるフィルム冷却効率⁹⁾

3.2 冷却翼の検証

開発設計した冷却翼は、高温実圧翼列試験で各部のメタル温度を実測し冷却効率を確認する。その後、冷却翼は初号機のガスタービンに組み込まれて、工場実負荷試験や長期実証試験でメタル温度を実測し実機条件での冷却特性を確認する。得られた冷却技術データは次期冷却翼の開発に適用し、信頼性を高めていく。

高温実圧翼列試験：燃焼器の下流に冷却翼列を設置し、実機条件（タービン入口温度・圧力）でメタル温度を実測し、冷却特性を確認する（図17）。

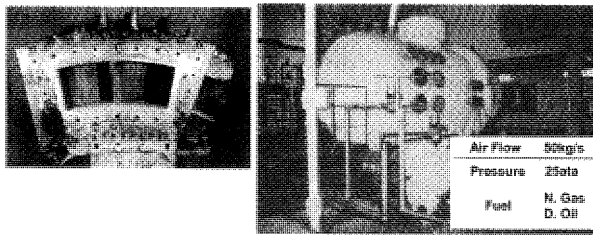


図17 高温実圧翼列試験装置

工場実負荷試験：図18は、ガスタービンに発電機を結合し、発電した電力を水抵抗器で吸収する世界最大の実負荷試験設備である。発電所と同じ運転条件で実測したメタル温度と予想値を比較した結果を図19に示す¹⁰⁾。

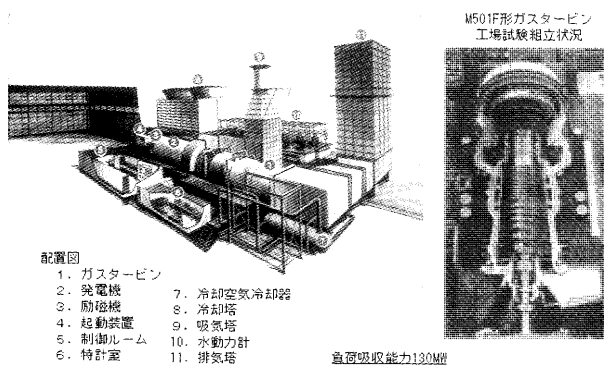


図18 工場実負荷試験設備

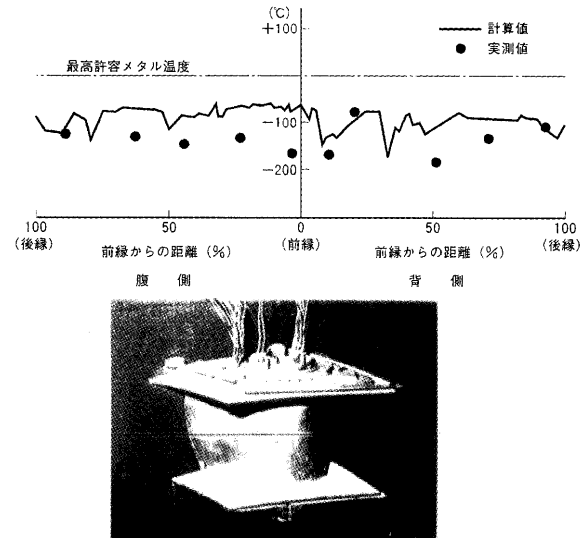


図19 タービン第1段静翼メタル温度計測結果¹⁰⁾

長期実証試験：ガスタービンの高温化の進歩により、冷却翼の開発及び信頼性の重要度が一段と増大している。図20は、1500℃級G形ガスタービンを主機とする長期実証発電プラント設備であり、長期間、高温部品の信頼性が検証できる。1997年の運開以来、10年間にわたり過酷なDSS (Daily Start and Stop) 運転から得られたデータを分析し高信頼性を維持してきた。

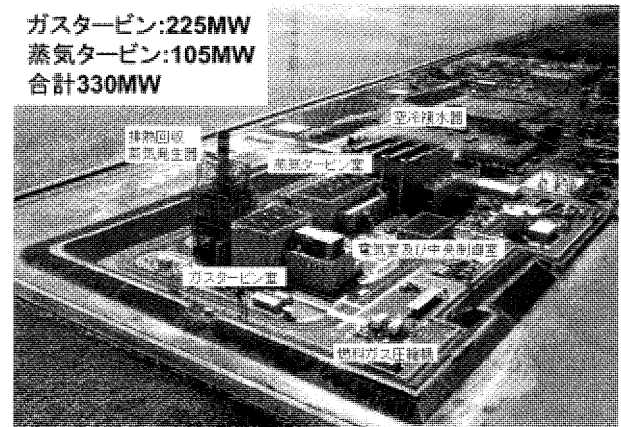


図20 実証発電プラント

以上の各種検証試験（高温翼列，工場実負荷，長期実証）から得られたデータは、長年培った要素技術で解析・評価し、今後の高温化設計技術に反映していく。

4. 次世代冷却技術の要素開発

ガスタービン入口温度は、地球温暖化対策のひとつであるコンバインドプラントの高効率化のために、今後も上昇するものと予想され、国家プロジェクトで1700℃級次世代ガスタービンが開発されている。この開発で冷却設計は重要な役割を占めており、一例として図21にタービン第1段静翼の概念構造を示す。冷却媒体が空気の場合は、翼面に高性能シェイプトフィルム冷却，シュラウド部に多孔質と全面フィルム冷却を組合せた冷却構造などが研究されている。

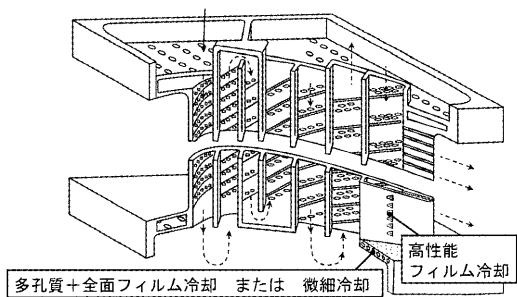


図21 1700℃級ガスタービン第1段静翼冷却構造

高性能シェイプトフィルム冷却構造は、従来のシェイプトフィルム冷却孔出口の広がり角度を拡大し、中央にリブを設けた小リブ付きシェイプト構造である。この構造は、広範囲にフィルム冷却膜を形成できるため、従来シェイプトに比べてフィルム効率が約25%向上した(図22)。

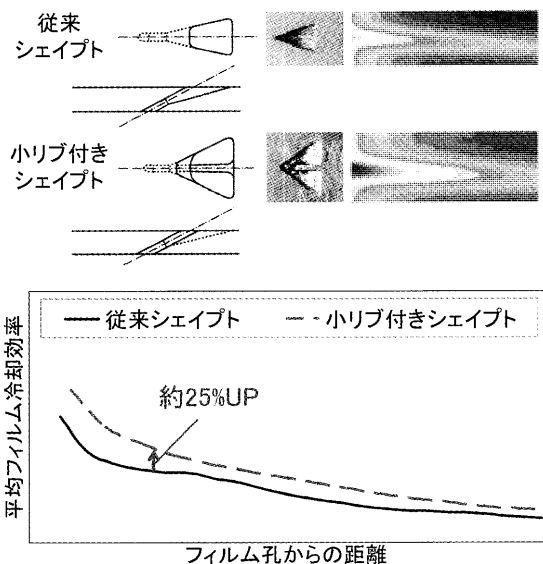


図22 高性能シェイプトフィルムの冷却効率

図23は、多孔質と全面フィルム冷却を組合せた冷却方式であり、伝熱試験によれば従来のフィルム冷却に比べて高い冷却効率が得られている。

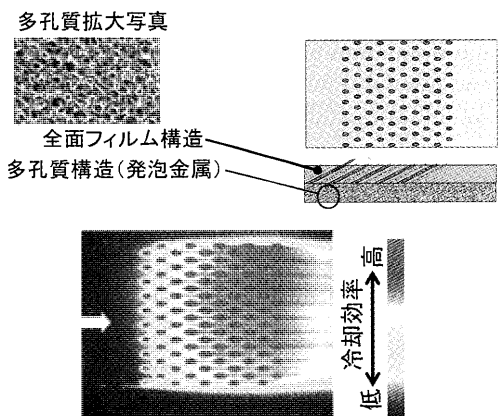


図23 多孔質+全面フィルムの冷却構造と冷却効率計測結果

また、図24に示す微細冷却構造は、冷却側をガス側の圧力分布に対応した多数の隔壁(コンパートメント)に

分けて、内側にインピンジメント、外側にフィルムを配置する。インピンジメントとフィルムの最適な圧力配分が設定できるため、高い冷却効率が得られる。

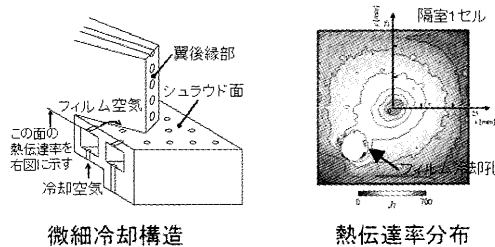


図24 微細冷却構造と熱伝達率分布

今後、先進冷却方式の要素技術を開発し、1700℃級ガスタービンの冷却翼の実用化に必要なデータを蓄積していく。

5. あとがき

エネルギーの有効利用及び地球温暖化の問題は人類に課せられた重要な命題であり、コンバインドプラントの主機であるガスタービンは、高効率化及び低公害化に対して高いポテンシャルを持ち、その能力を十分に発揮し大きな役割を果たしてきた。

コンバインドプラント効率はガスタービン入口温度の上昇により飛躍的に改良され、1500℃級ガスタービンでは、その高効率により地球温暖化対策に貢献してきた。この高温・高効率化を可能にした主たる技術が冷却技術であり、対流冷却から複雑なフィルム冷却など、種々の冷却方式が実用化されてきた。

最近、欧州連合(EU)ではCO₂を2020年までに20%削減という目標を設定し地球温暖化への対応は一段と厳しくなっている。

このような世界動向に対して、高温・高効率化達成のキーテクノロジーである冷却技術の改良が一層重要となっている。現在、推進中の国家プロジェクト「1700℃級ガスタービン要素技術開発」で、先進冷却技術を開発・実用化して、世界最高のエネルギー効率の達成により、更なるCO₂削減が期待されている。

参考文献

- (1) 塚越敬三他, GTSJガスタービンセミナー第35回資料集, ('07-1), p.1-8
- (2) 塚越敬三他, 配管技術, ('06-6), p.15-21
- (3) 発電用ガスタービン規定 JEAC 3704-2000, 日本電気協会 火力専門部会, p.114-121
- (4) Takeishi他, International Symposium on Heat and Mass Transfer, 1994
- (5) Kizuka他, Trans. ASME, 1999, Vol121, p.108-115
- (6) Takeishi, Tsukagoshi他, Trans. ASME, 1992, Vol114, p.828-834
- (7) Watanabe他, IGTC '99, D-023
- (8) Sato他, ASME 87-GT-137
- (9) Hada, S. K. Thole, ASME GT2006-91067
- (10) 塚越敬三他, 三菱重工技報, Vol.28, 原動機小特集号

特集：ガスタービンにおける伝熱・冷却

翼外面熱伝達率に関する最新研究動向

船崎 健一*¹

FUNAZAKI Ken-ichi

キーワード：External Heat transfer, Turbine, Roughness, Secondary Flows, Transition

1. 緒言

1.1 冷却技術の進化とその方向性

ガスタービンの高効率化，高出力化に伴ってタービン入口温度（TIT）は上昇の一途を辿っている。このTIT上昇を長年牽引していた航空用GTには一服感が出始めているものの，エネルギーコストの長期的な高騰傾向と二酸化炭素排出量削減への取り組みと相俟って，産業用GTでのTITは引き続き上昇傾向が続いている。このTIT上昇を支えて来ている主要技術は言うまでもなく「冷却」「材料」「製造」の3つであるが，最重要な技術は「冷却」であり，これに関する膨大な数の研究が今日まで世界中で実施されている。ただし，研究対象の形態が大きくは変化していないため，冷却技術に関する研究全体を俯瞰すれば，表面的には研究内容に根本的な変化がないようにも見えるだろう。勿論，3D CAD, CFD, 構造解析などのいわゆるCAE関連技術の長足の進展と普及，光造形や3次元プロッタによるRP（Rapid Prototyping）技術の出現，PIV（Particle Image Velocimetry），PSP（Pressure Sensitive Paint），非接触計測技術の発展などに支えられ，冷却技術は螺旋状に進歩・深化している。それに加え，GTの超高温化に伴いシステム全体の熱管理（以下にThermal System Total Management-TSTMと呼ぶことにする）が重要視されてきている。このTSTMにおいては，品質工学的手法に支えられながら，

- 冷却空気の有効利用，削減による高効率化
- 高温部品の高信頼性化（robustnessの向上）
- 高温部品の寿命評価の高精度化，寿命管理の適正化をGT全体全体で考えていくというものである。そのための根幹技術はCFDなどによる全体解析技術^{[1],[2]}であり，今後の研究開発の重要な課題でなるであろう。図1はコアエンジン内の全体解析の結果を示す。まだ二次空気流れ系は考慮されていないものの，熱流体的条件設定が従来の方法と比較して格段に正確さを増しており，これに冷却構造内の流れ解析を組み合わせることで，TSTMのコンセプトはより現実的なものとなっていくだろう。

1.2 本稿の目的と概要

伝熱という現象が，物体表面近傍における温度場，速

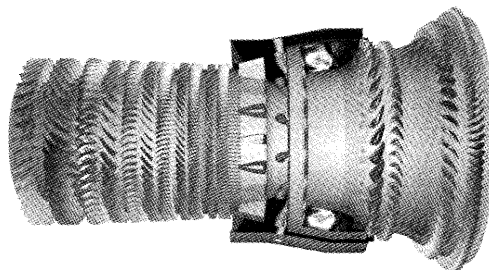


Fig. 1 Numerical simulation of the full high-speed^[1]

度場に強く依存する現象であり，乱流現象と深く関係していることを考えると，GT全体解析によるTSTMはまだまだ遠い将来の話であり，当面は従来の手法による地道な研究の積み重ねと複雑な開発フローチャートに従っての作業が必要である。そこで本稿の目的だが，まずは，冷却設計での基本となる翼外面熱伝達に関する研究の最新動向を紹介し，今後何をすべきかの指針となるような情報を提供してみたい。と言っても，カバーすべき範囲は広く，浅学の筆者一人の手に余る。また，フィルム冷却が一般化している状況で翼外面の伝熱現象のみを抽出することは容易ではない。以下の文章は，筆者の目の届く範囲での報告であることをご承知いただきたい。さて，翼外面熱伝達に関する研究全体を俯瞰してみると，前述のように，より高温になった環境下での耐久性向上と寿命評価の高精度化に向けて，従来にも増してより実際の流れ場や形状・形態での熱伝達の実験的，数値的評価が進められていると言えるだろう。具体的には，翼表面粗さの効果，主流乱れ・wake通過の効果，キャビティ内での熱伝達や，燃焼器とタービン静翼との接続部¹など，翼表面と比較して従来研究実績数が少なかった部位での熱伝達などに関心が多く寄せられている。そこで，本稿では，以下の項目について概説する。

- 翼表面粗さの効果
- バイパス遷移現象
- その他の話題
 - ▶ endwall contouring
 - ▶ 燃焼器とのインターフェース部*

*タービンでの熱伝達に与える燃焼器の影響は大きいですが，両者を繋ぐ部分には設計上の「エアポケット」があるように思われる。燃焼器出口での情報としては，平均温度と周方向及び半径方向不均一度が通常タービン設計サイドに伝達されるが，著者が知る限りにおいては，伝熱特性に強く影響する乱れに関する正確な情報が用意されることは極めて少ない。

原稿受付 2007年3月26日

*1 岩手大学 工学部

〒020-8551 盛岡市上田4丁目3-5

2. 翼表面粗さの研究

2.1 等価砂粒粗さ

タービン翼表面は、長期間燃焼器下流での高温環境下に晒されることにより、次第にその表面粗さが増していくことはよく知られている。また、高温化に伴い遮熱用として積極的に用いられているTBC (Thermal Barrier Coating) それ自身がかなりの表面粗さを有している。表面粗さがタービン翼まわりの熱流体特性に与える影響としては、境界層遷移の促進による境界層損失の増加や伝熱促進の他、フィルム冷却効率への影響などが挙げられる。これらの現象を扱った研究は相当数に上るが、翼表面粗さの効果の本質的に迫る研究は多くはなかった。その状況が変わってきたのは、高精度3次元表面粗さ計測が可能になってきてからである。

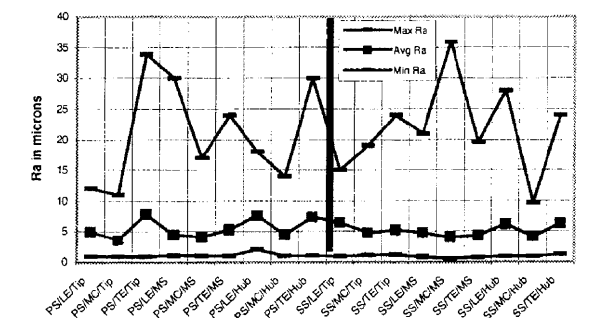
表面粗さについては、Nikuradse⁽³⁾の実験やSchlichting⁽⁴⁾により提案された等価砂粒粗さ k_s (equivalent sandgrain roughness) という考えが広く利用されている。これは、ある粗管内での摩擦係数 C_f がNikuradse⁽³⁾の実験で得られた管内摩擦係数と等しくなる場合に、Nikuradseが使用した砂粒のサイズ k_s で粗管の粗さを代表させるものである。しかし、後述するように、表面粗さの形状的特徴は極めて複雑であり、それらがもたらす最終結果である C_f が同じであるからと言って、 k_s が対象とする表面粗さを代表する指標であるという保証はない。実際、Coleman⁽⁵⁾によるSchlichtingの実験の再調査によれば、得られた C_f や k_s は大きくばらつくことが示されている。結論的に言えば、一つの指標のみで表面粗さの特徴を表現することはなく、高さや形、粗さの密集度や分布形態など全てが熱流体特性に影響する⁽⁶⁾。これらの影響因子の効果が、レイノルズ数や主流乱れと密接に関係しながら非線形的に摩擦係数や熱伝達に影響すると考えられることから、実際のタービン翼表面粗さがもたらす効果の定量的予測は極めて難しい作業である。

2.2 粗さパラメータと実機翼での測定値

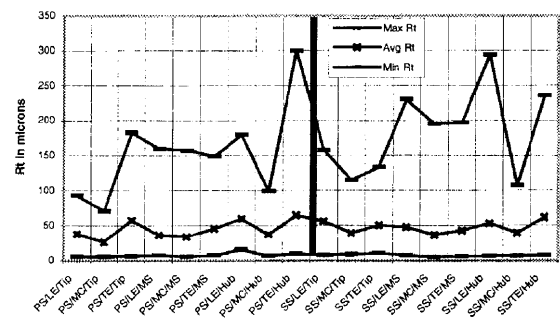
表面粗さによる熱流体特性への影響の定量的評価が難しいことは上述の通りであるが、その原因の一つとしては、還元論的取り組みの枠内でも、粗さの表現方法(粗さパラメータ)とそれらが持つ効果の定量的な理解が不足していたことが挙げられるだろう。工業的な重要性から、粗さパラメータは古くから検討されているが、超精密加工が可能になりまた粗さの計測方法が格段に進歩し、さらに国際規格化の流れを受けたことにより、粗さパラメータは大きく変化している。JISB0601 (2001年度版)によれば、粗さ曲線に関するパラメータとして、 R_a :算術平均高さ、 R_z :最大高さなどの従来よく用いられていたパラメータに加え、 R_q :二乗平均平方根高さ、 R_t :最大断面高さ、 R_{sk} :スキューネス(skewness)、 R_{ku} :クルトシス(kurtosis)、 R_c :要素平均高さ、などが追加されている。

Tarada, Suzuki⁽⁷⁾は、およそ50個の実機タービン翼を

用いて翼表面粗さを調査している。粗さパラメータの国際規格の整備と歩調を合わせる形で、Bonsら⁽⁸⁾は、実際に使用されていたタービン翼を4つの発電用GTメカからおよそ100個収集し、おのおのの翼表面での粗さパラメータを、部位、コーティングの有無、冷却の有無などを踏まえながら、詳細に調査している。図2に、Bonsらが行った R_a 、 R_z の測定結果を示す。例えば、 R_a に関しては、平均的にはグリーンの状態($R_a < 1 \mu\text{m}$)の4~8倍程度で、 R_a の最大、最小の比は大きいところで68:1にもなることが示されている。また、TBCの破碎(spallation)が粗さに大きく影響すること、フィルム冷却孔下流に轍(furrow)が発生していることが確認されている。



Regional values of Ra (min, avg, and max) from aggregate data



Regional values of Rt (min, avg, and max) from aggregate data

Fig. 2 Variation of regional values of Ra and Rt⁽⁸⁾

2.3 粗さによる熱流体特性の変化 (平板モデル)

2.3.1 等価砂粒粗さの推定

様々な粗さパラメータが関与する熱流体特性であるが、タービン翼の設計を考えた場合には、出来るだけ少ないパラメータでの推定が求められる。先に紹介した k_s は代表例であるが、 k_s を粗さの幾何学的情報(高さ、形状、密集度など)に基づいて定義されたパラメータを用いて決定するという方法が模索されている。

Sigal, Danberg⁽⁹⁾は、比較的単純な形状の2次元及び3次元粗さ要素を滑面に貼り付けた場合を想定し、次のパラメータを提案している。

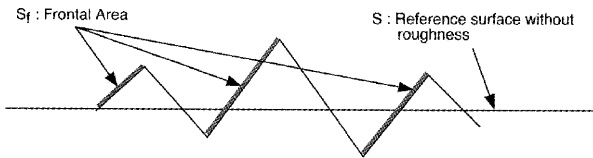


Fig. 3 Definition of S and Sf for Sigal-Danberg roughness parameter

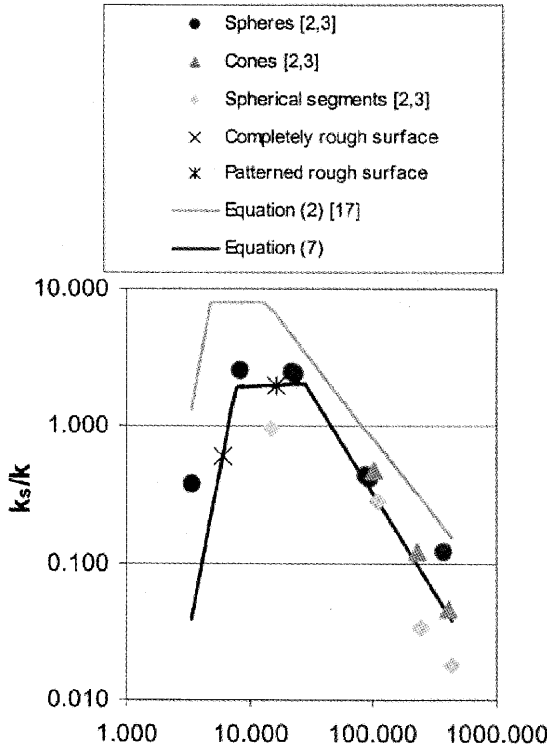


Fig. 4 Sigal-Danberg roughness parameter versus equivalent sandgrain roughness with three-dimensional correction⁽⁶⁾

$$\Lambda_s = \frac{S}{S_f} \left(\frac{A_f}{A_s} \right)^{-1.6} \quad (1)$$

ここで、S：粗さがない場合の対象箇所の面積、S_f：粗さの前面面積の総和、A_s：粗さ要素の上流側ぬれ面積、A_f：粗さ要素の前面面積。図3にはS、S_fの定義を示す。実際の三次元的な粗さの場合には、S_f、A_s、A_fを決定することそのものに困難さを伴うが、粗さの三次元的なマッピングから、平均的なA_s、A_fを推定し、A_fの総和としてS_fを算定することが可能である。また、不規則性が強い場合には、A_fの代わりにS_f、A_sの代わりにA_sの総和が利用できる⁽⁶⁾。

この粗さパラメータと推定されたk_sとの関係に、三次元粗さの効果についての補正を施した結果を図4⁽⁶⁾に示す。また、これらのデータから、次の関係式が得られている⁽⁶⁾。

$$\frac{k_s}{k} = \begin{cases} 1.583 \times 10^{-5} \Lambda_s^{5.683} & \Lambda_s \leq 7.842 \\ 1.802 \Lambda_s^{0.03038} & 7.842 \leq \Lambda_s \leq 28.12 \\ 255.5 \Lambda_s^{-1.454} & 28.12 \leq \Lambda_s \end{cases} \quad (2)$$

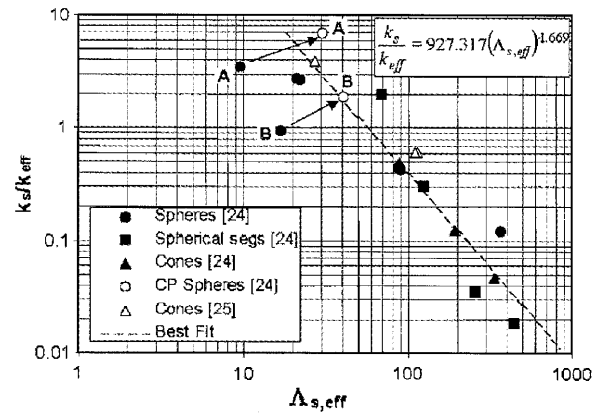


Fig. 5 Sigal-Danberg roughness parameter versus equivalent sandgrain roughness with mean height correction⁽⁶⁾

Table.1 Table showing the statistics of several roughness models used for C_f and St evaluation⁽¹¹⁾

	Surface Type	Model Scaling	Ra (mm)	Rz (mm) ≈ k	Rt (mm)	Rq (mm)
1	Pitted	28.5	0.12	1.14	2.08	0.19
2	TBC debond	25	0.30	1.67	2.01	0.36
3	TBC spalled	28.1	0.84	4.51	6.43	1.04
4	Deposit	34.25	1.17	5.96	7.30	1.44
5	Dep/Erosion	62.7	0.46	3.10	4.05	0.58
6	Erosion	57.7	0.52	3.83	4.23	0.65

McClainら⁽⁸⁾は、実際の三次元的な粗さと離散モデルで人為的に作られた粗さとの比較で、摩擦係数に与える粗さの平均高さの影響を指摘し、滑りなし条件が適用できる高さを粗さの平均高さとするこゝで、図4の関係が表1のように修正でき、その結果、式(2)のような区分的関数近似の代わりに、以下の単一の関係式で表現できることを示した。

$$\frac{k_s}{k} = 927.317 \Lambda_s^{-1.669} \quad (3)$$

2.3.2 熱流体特性の評価

平板モデルを用いて、粗さが熱流体特性に与える影響を調査した研究を紹介する。

Bons⁽¹¹⁾は、数種類のリアルな粗さを有する平板モデル(表1)を用いて、摩擦係数C_f及びスタント数Stを計測し、既存の予測式との比較を試みている。そこで用いられた予測式は以下の式である(x：前縁からの距離)。

$$C_f = [2.87 + 1.58 \ln(x/k_s)] \quad (4)$$

$$St = \frac{0.5 C_f}{1 + \sqrt{0.5 C_f (5.19 k^{+0.2} Pr^{0.44} - 8.5)}} \quad (5)$$

ここで、k⁺は粗さレイノルズ数。なお、Bonsの研究ではStはIRカメラを用いた過渡応答法で測定されている。

図6に異なる粗さを有する平板モデル(#1~#6)及び円錐型粗さモデル(#7)でのStを示す。ここで、

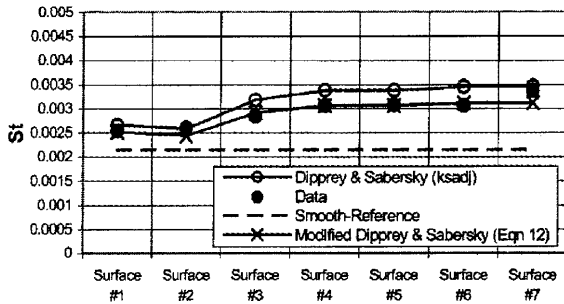


Fig. 6 Stanton numbers obtained for 6 test plates with realistic roughness, along with the predicted values⁽¹⁾

k_s に関しては粗さパラメータによる推定方法を用いず、式(4)の C_f の式と実験値が一致するように k_s を決定している。滑面と比較して粗さを有するモデルでは最大で75%程度 St が増加している (C_f では粗さの効果はより顕著に現れている)。 C_f で調整を施した k_s を用いても、式(5)の評価値は実験値よりも10%程度高めになっている。このことは、リアルな粗さを有する場合には C_f と St とを同時に予測することが困難であることを示唆している。なお、式(5)の分母での数字5.19を5.96に変更することで実験値との良い一致が得られることも示されている。また、主流乱れの効果についても検討を加えている。その結果、粗さ、主流乱れ単独での C_f 、 St の増加の割合より、粗さと主流乱れの効果が共存する場合での増加の割合の方が大きいことが示されている (シナジー効果)。

Bons, McClain⁽²⁾は、実際に使用されていたタービン翼表面の粗さデータを元にして製作した粗さモデルを用い、圧力勾配の効果とのシナジー効果について調査している。その結果、

- 熱伝達は摩擦係数よりも圧力勾配効果が小さい
- 逆圧力勾配下では、粗さと圧力勾配が共存する場合の St は、単独効果の単純な合計値よりも約10%低い値になった。一方、順圧力勾配下では、単純合計値は共存場合での値よりも低い値となった。

2.4 粗さによる熱流体特性の変化 (翼モデル)

平板モデルの場合は、粗さを制御しやすいという利点の他、前述のように圧力勾配等の調整も可能であり、そこから多くの情報が得られているが、翼または翼列での研究も重要であり、過去に様々な取り組みが行われてきた。翼面上の粗さが熱流体特性に与える影響を調査する場合の最大の問題点は、どのように粗さを翼面上に付けるかという点と熱伝達率の計測法である。Zhangら⁽³⁾は、若干薄くした翼面に高熱伝導エポキシ系接着剤でNi粉を貼り付けている (空力計測のみ)。Guoら⁽⁴⁾は、熱伝達率計測用の感温液晶そのものを翼表面の粗さに見立てている。Boyleら⁽⁵⁾は、低熱伝導性の発泡材で翼面を形成し、仕上げをしないことで粗さを再現し、その上に銀コーティングを施し通電加熱している。熱伝達率は赤外線カ

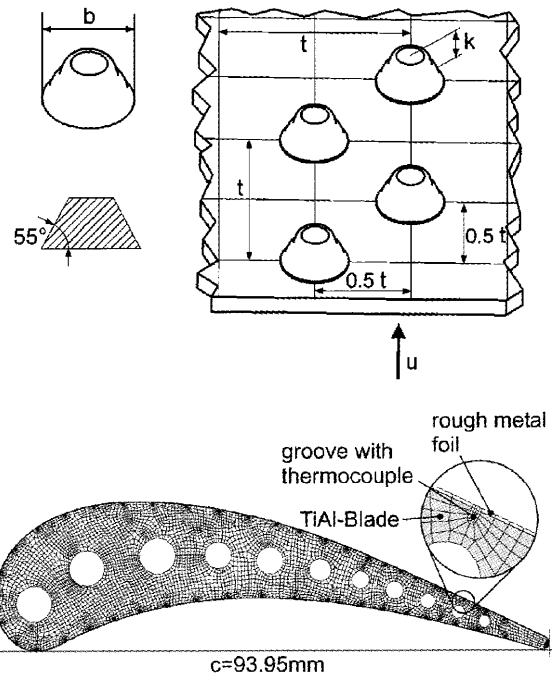


Fig. 7 Roughness elements (top) and test turbine vane (bottom) used in the study by Stripf et al.⁽⁶⁾

メラでの表面温度計測を元に算出している。Boyleらの測定結果から、粗さによる熱伝達増加の割合は、滑面での2倍程度にも達することが示されている。

ランダムな粗さの他に、離散的な粗さ要素を用いた「制御された粗さ」を用いた例もある。Stripfら⁽⁶⁾は、金属箔表面にフォトリソグラフィ法で図7のような粗さ要素を付け、その箔を真空バッグ法で翼表面に密着させている。粗さ要素は、高さ、配置間隔を変えることで k_s を変化させている。なお、離散的な粗さ要素からなる翼表面粗さから k_s を算出する手法として、Waigh, Kingの方法⁽⁷⁾を用いている。熱伝達率は、図7に示す様に、翼内外における熱的境界条件を元にFEMで熱伝導方程式を解くことで算出している。主流乱れなどの条件にもよるが、粗さ要素の高さがある程度の値を超えた場合、高さによって遷移開始点が支配され、それ以下では粗さ要素の配置密度に影響される傾向にあることが示されている。

2.5 粗さを有する流れ場の熱流体特性予測

既に述べたように、翼表面粗さにより境界層は層流から乱流への遷移が促進 (バイパス遷移と見なすことができる) され、その挙動は圧力勾配や主流乱れに強く影響を受ける。また、乱流化した状況での熱伝達は滑面における乱流の値よりもかなり高くなる。このような粗さの効果を定量的に予測するための試みはかなり古くから行われている。以下にその概要を紹介する。なお、風工学などの分野では、植生や都市建造物が大気境界層に与える影響をキャノピーという形で考慮しており、GTの分野でも参考にすべき考え方は少なくない⁽⁸⁾。

2.5.1 乱流境界層での熱流体特性⁽⁹⁾

粗さによる境界層遷移は非常に複雑な現象であるが、乱流境界層に関しては多くの方法が提案されている。

- ①混合長法 粗さに関するスケール ($k_s^{(20)}$, Re_a , Re_q など⁽²¹⁾) を用いて、粗面近傍における混合長表現を修正する方法である。基本的には、壁からの距離を延長する方向で原点補正を行う。
- ②壁関数法 壁関数に粗さ効果を取り入れた表現 (原点補正または下方変移)⁽²²⁾ から摩擦係数を求める。 Stanton 数の算出には、修正されたレイノルズのアナロジーを用いることが可能である。
- ③一方程式及び二方程式法 Spalart-Allmaras モデルなどの一方程式モデルの場合、混合長法と同様の距離修正が可能である⁽²³⁾。k- ω 二方程式モデルの場合、 ω 方程式の境界条件を直接修正する方法がある⁽²⁴⁾。Durbin ら⁽²⁵⁾ は、粗面近傍での処理の困難さを回避するため、二層k- ε モデルを提案している。そこでは、粗さの形状パラメータから粗さスケールを算出し、それを元に壁面でのk方程式に関する境界条件が修正されている。
- ④離散的粗さモデル法 翼表面粗さを円錐形などの離散的粗さ要素で近似することがある。このような粗さ要素を含む流れ場の解析方法としては、各支配方程式の中で粗さによる排除効果を加味することに加え、粗さの効果による種々の効果 (抵抗増加, 熱伝達増加, など) を新たなソース項として支配方程式の中に追加することがよく用いられている。例えば、連続の式、運動方程式は次の様に表される⁽²⁶⁾。

$$\frac{\partial}{\partial x}(\rho\beta_x u) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho\beta_y v) = 0 \quad (6)$$

$$\rho\beta_x u \frac{\partial u}{\partial x} + \rho\beta_y v \frac{\partial u}{\partial y} = -\beta_x \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial y} \left[\beta_y (\mu + \mu_t) \frac{\partial u}{\partial y} \right] - \frac{1}{2} \frac{\rho C_d u^2 d}{L_x L_z} \quad (7)$$

ここで、 β_x , β_y は開口率、 C_d は粗さ要素に作用する抗力係数、 L_x , L_z は粗さ要素の間隔である。翼面上の粗さ要素に作用する抗力の評価式には様々な提案があるが、楕円断面形状 (短軸a, 長軸b) に対しては次式が提案されている。

$$C_d = \begin{cases} (Re_d/1000)^{-0.125} (a/b)^{0.73456} & Re_d < 60,000 \\ 0.6(a/b)^{0.73456} & Re_d > 60,000 \end{cases} \quad (8)$$

- ⑤粗面の直接解析法 表面粗さの3次元情報が得られるようになり、粗面上の流れを直接計算することが可能になってきている。この計算は、 k_s などに基づく評価法の妥当性を検証する上でも重要である。Wang ら⁽²⁷⁾ は、図8に示すような、実際のタービン翼表面での粗さ情報を元に非構造格子によって流れ解析格子を生成し、Spalart-Allmaras (S-A) モデル及びDESによる

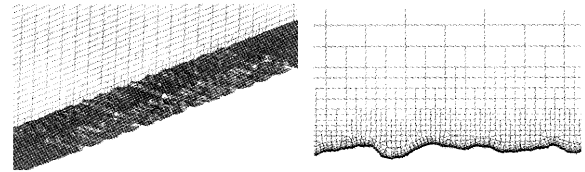


Figure 7 Cutting planes showing the viscous adaptive Cartesian grids

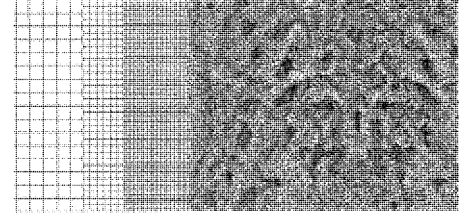


Figure 8 The surface grid on the lower channel wall showing the refinement near the rough panels.

Fig. 8 Direct simulation of the flow over the realistic rough surface⁽²⁷⁾

解析を実施した。その結果、S-Aモデルによる予測結果は C_f についてはほぼ実験に一致したが、 St については過小評価した。DESは実験と一致する結果は得られていない。 St に関する予測精度が低いことの原因として、粗さ表面での熱的条件が明らかではないことや格子解像度の不足が挙げられている。

2.5.2 境界層バイパス遷移予測

翼面粗さの効果を実験に推定するためには、粗さが境界層遷移 (バイパス遷移) に与える影響をより正確に予測する必要がある。以下では境界層バイパス遷移について概説し、粗さがある場合の修正法について紹介する。

遷移モデル (間欠度モデル)

- ①Emmons' Turbulent Spot⁽²⁸⁾ 乱流スポットが時空間上のある点 $P(x_0, z_0, 0)$ で発生すると仮定する。そこから下流にある任意の点 $P(x, z, t)$ が乱流状態であるかどうかは、 $P(x_0, z_0, 0)$ の位置と乱流スポットの空間的成長状況 (拡がり) に依存する。この状況をEmmonsは次のように間欠度 $\gamma(P)$ を導入して表現した。

$$\gamma(P) = 1 - \exp \left[- \iiint_{R(P)} g(P_0) dx_0 dz_0 dt_0 \right] \quad (9)$$

ここで、 $g(P_0)$ は単位面積あたりでの乱流スポット発生率、 $R(P)$ は点 P に影響を与える時空間領域 (influence volume) である。スポット発生率が流れ方向の位置のみで決定されると仮定し、influence volume が $z-t$ 平面上でくさび状に広がっていると仮定すると、この式は次の様に変形される。

$$\begin{aligned} \gamma(P) &= 1 - \exp \left[- \int_0^x g(x_0) dx_0 \iint_S dz_0 dt_0 \right] \\ &= 1 - \exp \left[- \int_0^x g(x_0) \left(\frac{\sigma}{U_e} (x - x_0)^2 \right) dx_0 \right] \end{aligned} \quad (10)$$

乱流スポット前縁、後縁の移動速度を U_{ie} , U_{te} とし、広

がり半頂角を α すると,

$$\sigma = \left(\frac{1}{U_{ic}} - \frac{1}{U_c} \right) U_c \tan \alpha = \left(\frac{1}{a_{ic}} - \frac{1}{a_c} \right) \tan \alpha \quad (11)$$

さらに, スポット発生位置が, ある点を中心とした分布関数状になる (concentrated breakdown) という仮定と, スポット発生位置の標準偏差が 0 になるという仮定を元に, スポット発生率を $g(P_0) = n \delta(x_0 - x_t)$ とディラックのデルタ関数で与えることにより,

$$\gamma(x) = \begin{cases} 0 & (x < x_t) \\ 1 - \exp\left[-\frac{n\sigma}{U_c}(x - x_t)^2\right] & \\ = 1 - \exp\left[-\hat{n}\sigma(Re_x - Re_w)^2\right] & (x \geq x_t) \end{cases} \quad (12)$$

を得る。ここで, x_t は遷移開始点である。 n はスポット発生頻度であり, 流れ場の影響を強く受ける。 n に関して様々な式が提案されている。例えば³³⁾,

$$\begin{aligned} \frac{n\sigma\theta_t^3}{\nu} &= 8.6 \times 10^{-4} \exp(2.134\lambda_{\theta_t} \ln Tu_t - 59.23\lambda_{\theta_t} - 0.564 \ln Tu_t), \lambda_{\theta_t} \leq 0 \\ &= 8.6 \times 10^{-4} \exp(-0.564 \ln Tu_t - 10\sqrt{\lambda_{\theta_t}}), \lambda_{\theta_t} > 0 \\ \lambda_{\theta} &= \frac{\theta^2 dU_c}{\nu dx} \end{aligned} \quad (13)$$

ここで, θ は境界層運動量厚さ, Tu は主流乱れ度, 添え字 t は遷移開始点を意味する。また, Roberts, Yaras³⁰⁾ は, 遷移点における形状係数 H_t による次式を提案している。

$$\log_{10} \frac{n\sigma\theta_t^3}{\nu} = \frac{0.55H_t - 2.2}{1 - 0.63H_t + 0.14H_t^2}, \quad 1.6 \leq H_t \leq 8.5 \quad (14)$$

この式の利点は, 剥離泡が存在する場合にも利用できる点にある。なお, 式(14)は, 表面粗さを有する場合でも利用可能である³¹⁾。

②wake-induced model Emmonsの理論をwakeにより誘発されるバイパス遷移に拡張し, wake通過の影響下での間欠度を $\gamma_w(x)$ とする。自然遷移や主流乱れによる遷移での間欠度を $\gamma_n(x)$ とし, 乱流スポットのカーム効果を見捨てると, 全体としての間欠度 $\gamma(x)$ は

$$\gamma(x) = 1 - (1 - \gamma_n(x))(1 - \gamma_w(x)) \quad (15)$$

で与えられる。 $\gamma_w(x)$ に関しては, Coton³²⁾ が数種類の方法を比較検討し, 改良案も提案している。また, 加速による間欠度の変化についても検討している。以下に代表的な遷移モデルを示す。

Mayle-Dullenkopfモデル

$$\gamma_w(x) = 1 - \exp\left[-1.9 \left(\frac{x - x_w}{U_c \tau} \right)\right] \quad (16)$$

Funazakiモデル

$$\gamma_w(x) = \min[1, \Gamma(x)] \quad (17)$$

$$\Gamma(x) = \begin{cases} \tau_w / \tau & (x < x_w) \\ (1/a_{ic} - 1/a_{ic}) \frac{x - x_w}{U_c \tau} + \tau_w / \tau & (x \geq x_w) \end{cases} \quad (18)$$

ここで, τ はwake通過周期, τ_w はwake持続時間, x_w はwakeによるバイパス遷移開始点を表す。

③間欠度輸送方程式

上述の間欠度モデルは, 既存のCFDコードへの組み込みには適さない。そこで, 近年間欠度を輸送方程式の形式で表現する方法が注目を集めている。ここでの間欠度は物理的な意味合いはあまりなく, 単に遷移を制御する程度のもので, と考えた方がよい。この方法は付着流れだけでなく, wake通過時の遷移や剥離泡の遷移挙動の予測にも用いられている^{33, 34, 35)}。ただし, 輸送方程式それ自体に遷移開始を予測する機能はなく, 適宜相関式を用いる必要がある。相関式としては, 後でも触れるが Abu-Ghannam, Shawの式が最も一般的である。

以下には, 著者が用いている間欠度輸送方程式, 渦粘性係数と計算結果を示す³⁶⁾。

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho\gamma)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i \gamma)}{\partial x_i} &= c g_1 \gamma (1 - \gamma) \frac{P_k}{k} + \rho c g_2 \frac{k^2}{\varepsilon} \frac{\partial\gamma}{\partial x_j} \frac{\partial\gamma}{\partial x_j} \\ -c g_3 \rho \gamma (1 - \gamma) \frac{\varepsilon}{k} \Gamma &+ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\sigma_\gamma (1 - \gamma) (\mu + \mu_t) \frac{\partial\gamma}{\partial x_j} \right] \end{aligned} \quad (19)$$

$$\mu_t^* = \left[1 + c_{\mu\beta} \frac{k^3}{\varepsilon^2} \gamma^{-3} (1 - \gamma) \frac{\partial\gamma}{\partial x_k} \frac{\partial\gamma}{\partial x_k} \right] \mu_t \quad (20)$$

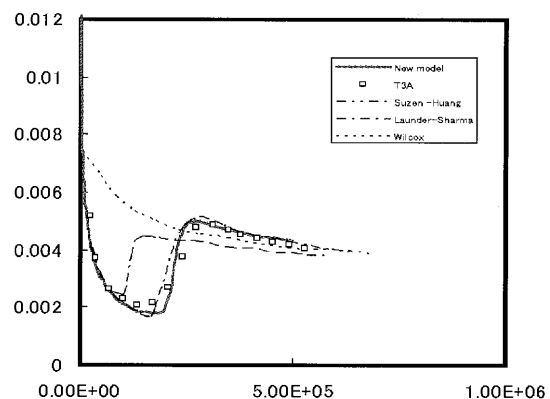


Fig. 9 Prediction of skin friction using intermittency transport equation in comparison with the experiment and other predictions

粗面上での遷移開始点 境界層バイパス遷移への影響因子としては, 主流乱れ, 圧力勾配及び表面粗さである。表面粗さ以外の影響に対しては, 以下に示す Abu-Ghannam, Shaw³⁷⁾の式が最もよく利用されているが, より精緻化された式も提案されている³⁸⁾。

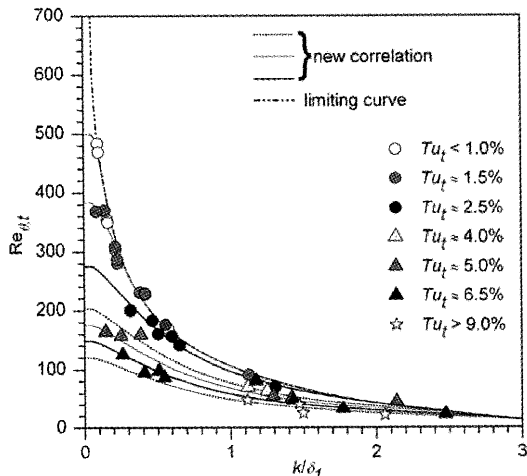
$$Re_{\theta,t} = 163 + \exp\left(F(\lambda_{\theta,t}) - \frac{F(\lambda_{\theta,t})}{6.91} Tu_t\right) \quad (21)$$

$$F(\lambda_{\theta,t}) = \begin{cases} 6.91 + 12.75\lambda_{\theta} + 63.64\lambda_{\theta}^2 & \lambda_{\theta} < 0 \\ 6.91 + 2.48\lambda_{\theta} - 12.27\lambda_{\theta}^2 & \lambda_{\theta} > 0 \end{cases} \quad (22)$$

表面粗さがある場合の遷移開始点に関しては、Stripfら⁶⁹により図10の実験結果が得られており、そこから、 $k/\delta_1 = 0.05$ (δ_1 : 排除厚さ) をしきい値として、粗面上での遷移開始点に関する予測式が提案されている。

3. その他のトピックス

3.1 二次流れ制御 Endwall上やPlatform上では、二次流れが伝熱特性に大きく影響する。特に、境界層に起因する馬蹄形渦や流路間のクロスフローにより発達する流路渦、またそれらに付随して発生する渦が支配的な効果を有している。二次流れを抑制することで、Endwall上などでの熱負荷低減を図る研究は従来から数多く行わ



Rough surface transition onset correlation

Fig.10 Rough surface transition onset influenced by freestream turbulence⁶⁹

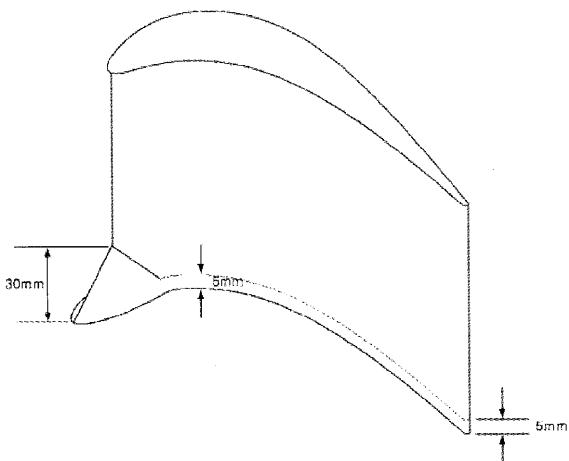
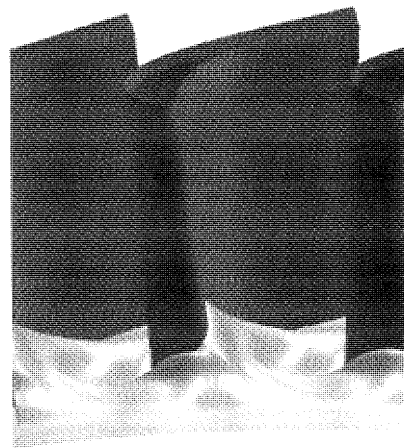


Fig.11 Leading edge fillet for controlling horse-shoe vortex and passage vortex⁶⁸

れている。Han, Goldstein⁶⁸は、図11のような前縁根元部のフィレットRの効果を調査し、馬蹄形渦及び流路渦への抑制効果を報告する一方で、コーナー渦が主流乱れの強弱によらず強化され、それに伴う伝熱促進が発生することを確認している。同様の調査をSaha⁶⁰らも実施しており、前縁フィレットの形状の差異による違いは大きくないこと、フィレットの効果は翼の前半部分で顕著であることなどが明らかにされた。

流路渦の制御方法として最近注目を集めている手法に、図12に示すようなEndwall Contouring (EWC) がある(非軸対称化という呼び方もある)^{60, 61, 62}。この手法は、endwallに様々凹凸を付けることで、endwall上における周方向の圧力差を低減し、クロスフローの影響を緩和しようとするものである。Saha, Acharya⁶²は何種類かのEWCによるendwall上熱伝達率の変化を実験とCFDで調査している。図13に示すように、前縁近傍でのヌセルト数が1/3程度になるなど、局所的にも、かつ、平均的にもEWCは熱負荷低減に有効であることが示されている。



Turbine Blade Endwall Contour Example

Fig.12 An example of endwall contouring⁶³

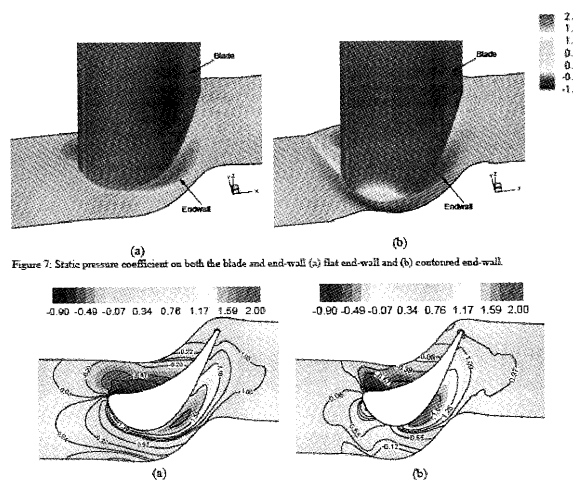
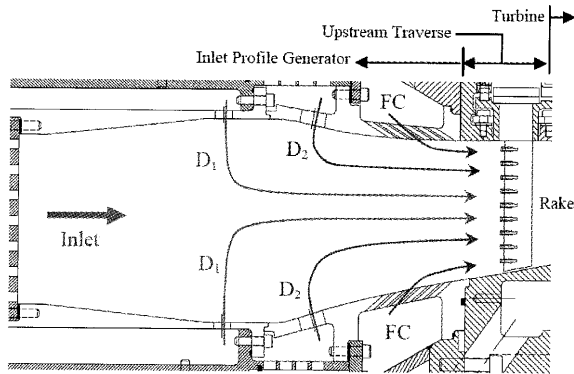


Figure 7: Static pressure coefficient on both the blade and end-wall (a) flat end-wall and (b) contoured end-wall

Fig.13 Effects of endwall contouring on the endwall heat transfer⁶²



Drawing of the central chamber of the combustor simulator indicating general flow paths.

Fig.14 Combustor simulator⁽⁶⁾

3.2 燃焼器とのインターフェース部

燃焼器出口の流動状況についての詳細な情報は意外なほどに少ない。この課題にBarringerら⁽⁶⁾は、図14に示すような燃焼器シミュレータを用いて取り組み、様々な興味深い結果を得ている。例えば、燃焼器出口での乱れ度は20%~30%であること、乱れの長さスケールはおおよそ下流側の希釈空気孔の直径程度であることなどがわかった。燃焼器出口での圧力分布は、温度分布の場合と比較して翼まわりの二次流れ構造に大きく影響し、同じ温度分布に対して圧力分布のピーク値が上がるにつれて翼面上の熱伝達が低下する。また、図15に示すように、強い乱れ度にも拘わらずスパン高さ24%での翼負圧面側の熱伝達はまだ遷移過程である一方、翼正圧面側ではほぼ乱流境界層での熱伝達率に達していることも示されている。この他に、Piggush, Simon⁽⁶⁾は、燃焼器とのインターフェース部におけるギャップやそこから漏れ空気が翼エンドウォール上でのフィルム効率にどのように影響するかを調査している。

4. まとめ

翼外部の熱伝達に関する最新の研究状況を、やや翼面粗さの効果に偏った内容ではあるが、紹介した。本稿が冷却翼の研究開発に携わる方々のお役に少しでも立てたならば、執筆をお引き受けしたものとして望外の喜びである。内容に誤り等なしとは言えないので、ご紹介した論文に関心を持たれた方は、必要に応じて引用した論文を直接お読みいただき、筆者の誤りをご訂正いただきたい。また、冒頭にも述べたが、TITの上昇に伴いフィルム冷却のない冷却タービン翼は考えられないため、本来ならばフィルム冷却が熱伝達に与える影響についてもここで議論すべきであったかもしれないが、その点については武石先生の解説をご覧ください。

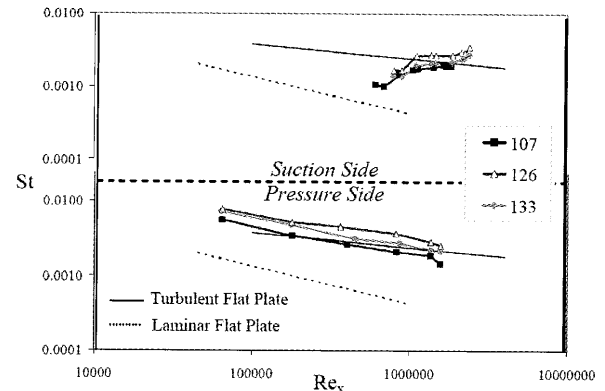


Fig.15 Heat transfer around the vane behind the combustor simulator⁽⁶⁾

参考文献

- (1) Jorg Schluter, J., Apte, S., Kalitzin, G., Pitsch, H., van del Weide, E. and Alonso, J., Unsteady CFD Simulation of an Entire Gas Turbine High-Spool, ASME Paper GT2006-90090, 2006
- (2) 福泉, 潮, 有村, 馬越, 内田, 大容量ガスタービンの最新技術動向, 三菱重工技報, Vol. 4, 4, pp.194-199, 2003
- (3) Nikuradse, J., Laws of Flow in Rough Pipes (translation from Greman to English), NACA TM 1292, NACA, 1933
- (4) Schlichting, H., Experimental Investigation of the Problem of Surface Roughness (translation from German to English), NACA TM 832, NACA, 1936
- (5) Coleman, H.W., Hodge, B.K. and Taylor, R.P., A Re-Evaluation of Schlichting's Surface Roughness Experiment, ASME Journal of Fluids Engineering, 106, pp.60-65, 1984
- (6) van Rij, J.A., Belnap, B.J., Ligrani, P.M., Analysis and Experiments on Three-Dimensional, Irregular Surface Roughness, ASME Journal of Fluids Engineering, 124, pp.671-677, 2002
- (7) Tarada, F. and Suzuki, M., Surface Roughness Measurements on Gas Turbine Blades, ASME Paper 93-GT-74, 1993
- (8) Bons, J., Taylor, R.P., McClain, S.T., Rivir, R.B., The Many Faces of Turbine Surface Roughness, ASME Journal of Turbomachinery, 123, pp.739-748, 2001
- (9) Sigal, A. and Danberg, J.E., New Correlation of Roughness Density Effect on the Turbulent Boundary Layer, AIAA Journal, 28, pp.554-556, 1990
- (10) McClain, S.T., Collins, S.P., Hodge, B.K. and Bons, J., The Importance of the Mean Elevation in Predicting Skin Friction for Flow over Closely Packed Surface Roughness, ASME Journal of Fluids Engineering, 128, pp.579-586, 2006
- (11) Bons, J., St and Cf Augmentation for Real Turbine Roughness with Elevated Freestream Turbulence, ASME Journal of Turbomachinery, 124, pp.632-644, 2002
- (12) Bons, J. and McClain, S.T., The Effect of Real Turbine Roughness with Pressure Gradient on Heat Transfer, ASME Journal of Turbomachinery, 126, pp.385-394, 2004
- (13) Zhang, Q., Lee, S.W. and Ligrani, P.M., Effects of Surface Roughness and Turbulence Intensity on the Aerodynamic Losses Produced by the Suction Surface of a Simulated Turbine Airfoil, ASME Journal of Fluids Engineering, 126, pp.257-265, 2004
- (14) Guo, S.M., Lai, C.C., Jones, T.V., Oldfield, M.L.G., Lock, G.D. and Rawlinson, A.J., Influence of Surface Roughness on Heat

- Transfer and Effectiveness for a Fully Film Cooled Nozzle Guide Vane Measured by Wide Band Liquid Crystals and Direct Heat Flux Gages, *ASME Journal of Turbomachinery*, 122, pp.709-716, 2000
- (15) Boyle, R.J., Spuckler, C.M., Lucci, B.L. and Camperchioli, W.P., Infrared Low-Temperature Turbine Vane Rough Surface Heat Transfer Measurements, *ASME Journal of Turbomachinery*, 123, pp.168-177, 2001
- (16) Stripf, M., Schulz, A. and Witting, S., Surface Roughness Effects on External Heat Transfer of a HP Turbine Vane, *ASME Journal of Turbomachinery*, 127, pp.200-208, 2005
- (17) Waigh, D.R. and King, R.J., Improved Aerodynamic Characterization of Regular Three-Dimensional Roughness, *AIAA Journal*, 36, pp.1117-1119, 1998
- (18) 村上, 持田, 加藤, 木村, 局所風況予測システムLAWEPSの開発と検証, *ながれ*, 22, pp.375-386, 2003
- (19) Stripf, M., Schulz, A. and Bauer, H.-J., Modeling of Rough Wall Boundary Layer Transition and Heat Transfer on Turbine Airfoils, *ASME Paper GT2006-90316*, 2006
- (20) Cebeci, T. and Chang, K.C., Calculation of Incompressible Rough-Wall Boundary-Layer Flows, *AIAA Journal*, 16, pp.730-735, 1978
- (21) Feiereisen, W.J. and Acharya, M., Modeling of Transition and Surface Roughness Effects in Boundary-Layer Flows, *AIAA Journal*, 24, pp.223-233, 1985
- (22) Durbin, P.A. and Pettersson, B.A., *Statistical Theory and Modeling for Turbulent Flows*, Wiley, p.65, 2000
- (23) Lee, J. and Paynter, G.C., Modified Spalart-Allmaras One-Equation Turbulence Model for Rough Wall Boundary Layers, *Journal of Propulsion*, 11, pp.809-812, 1995
- (24) Wilcox, D.C., *Turbulence Modeling for CFD*, DCW Industries Inc., 1993
- (25) Durbin, P.A., Medic, G., Seo, J.-M., Eaton, J.K. and Song, S., Rough Wall Modification of Two-Layer $k-\epsilon$, *ASME Journal of Fluids Engineering*, 123, pp.16-21, 2001
- (26) McClain, S.T., Hodge, B.K. and Bons, J.P., Predicting Skin Friction and Heat Transfer for Turbulent Flow over Real Gas-Turbine Surface Roughness using the Discrete-Element Method, *ASME Paper GT2003-38813*, 2003
- (27) Wang, Z.J., Chi, X.K., Shih, T. and Bons, J., Direct Simulation of Surface Roughness Effects with RANS and DES Approaches on Viscous Adaptive Cartesian Grids, *AIAA Paper 2004-2420*, 2004
- (28) Emmons, H., The Laminar-Turbulent Transition in a Boundary Layer-Part I, *Journal of Aeronautical Sciences*, 18, pp.490-498, 1951
- (29) Solomon, W.J., Walker, G.J. and Gostelow, J.P., Transition Length Prediction for Flows with Rapidly Changing Pressure Gradients, *ASME Journal of Turbomachinery*, 118, pp.230-239, 1996
- (30) Roberts, S.K. and Yaras, M.I., Modeling of Boundary-Layer Transition, *ASME Journal of Turbomachinery*, 127, pp.402-411, 2005
- (31) Roberts, S.K. and Yaras, M.I., Effects of Surface-Roughness Geometry on Separation-Bubble Transition, *ASME Journal of Turbomachinery*, 128, pp.349-356, 2006
- (32) Coton, T., *Unsteady Wake-Boundary Layer Interaction on Advanced High Lift Low Pressure Turbine Airfoils*, Doctoral dissertation, von Karman Institute, 2003
- (33) Suzen, Y. B., et al., Predictions of Transitional Flows in Low-Pressure Turbines Using Intermittency Transport Equation, *AIAA Journal*, 40, pp.254-266, 2002
- (34) Suzen, Y. B. and Huang, P. G., Numerical Simulation of Unsteady Wake/Blade Interactions in Low-Pressure Turbine Flows using an Intermittency Transport Equation, *ASME Journal of Turbomachinery*, 127, pp.431-444, 2005
- (35) Vicedo, J., Vilmin, S., Dawes, W.N., Savill, A.M., Intermittency Transport Modeling of Separated Flow Transition, *ASME Journal of Turbomachinery*, 126, pp.424-341, 2004
- (36) Akther, 船崎, 山田, 間欠度輸送方程式を用いた境界層バイパス遷移の予測法の開発, *日本航空宇宙学会北部支部20周年記念講演会講演論文集*, 2007
- (37) Abu-Ghannam, B. J. and Shaw, R., Natural Transition of Boundary Layers-The Effects of Turbulence, Pressure Gradients, and Flow History, *Journal of Mechanical Engineering Science*, 22, pp.231-228, 1980
- (38) Menter, F.R., Langtry, R.B., Likki, S.R., Suzen, Y.B., Huang, P.G. and Volker, S., A Correlation-Based Transition Model Using Local Variables-Part I: Model Formulation, *ASME Journal of Turbomachinery*, 126, pp.413-422, 2006
- (39) Han, S. and Goldstein, R.J., Influence of Blade Leading Edge Geometry on Turbine Endwall Heat (Mass) Transfer, *ASME Journal of Turbomachinery*, 128, pp.798-813, 2006
- (40) Saha, A.K., Mahmood, G.I. and Acharya, S., The Role of Leading-Edge Contouring on End-Wall Flow and Heat Transfer, Computations and Experiments, *ASME Paper GT2006-91318*, 2007
- (41) Harvey, N.W., Rose, M.G., Taylor, M.D., Shahpar, S., Hartland, J. and Gregory-Smith, D.G., Nonaxisymmetric Turbine End Wall Design : Part I-Three-Dimensional Linear Design System, *ASME Journal of Turbomachinery*, 122, pp.278-285, 2000
- (42) Saha, A.K. and Acharya, S., Computations of Turbulent Flow and Heat Transfer Through a Three Dimensional Non-Axisymmetric Blade Passage, *ASME Paper GT2006-90390*, 2006
- (43) Bunker, R.S., Gas Turbine Heat Transfer 10 Remaining Hot Gas Path Challenges, *ASME Paper GT2006-90002*, 2006
- (44) Barringer, M.D., Thole, K.A. and Polanka, M.D., Effects of Combustor Exit Profiles on High Pressure Turbine Vane Aerodynamics and Heat Transfer, *ASME Paper GT2006-90277*, 2006
- (45) Piggush, J. D. and Simon, T.W., Adiabatic Effectiveness Measurements in a First Stage Nozzle Cascade having Endwall Contouring, Leakage and Assembly Features, *ASME Paper 2006-90576*, 2006

特集：ガスタービンにおける伝熱・冷却

フィルム冷却技術の進展

武石 賢一郎*¹
TAKEISHI Kenichiro

キーワード：Film Cooling

1. はじめに

14年前に同じ題目でフィルム冷却技術を総括したことがあるが、その記事を書いた後のフィルム冷却技術の発展は目覚しく、その応用として産業用では熱効率54%以上(HHV)を達成しているコンバインドプラントの主機としての1,500℃級のガスタービンが⁽¹⁾、一方航空用ではボーイング777に代表される大型双発広胴機に用いられる1,600℃級のジェットエンジンが実用化されるに至っている⁽²⁾。

このような高温のガスタービンに適用される冷却技術の中で、フィルム冷却技術の寄与するところは非常に大きく、それに伴って多くの研究が実施されてきた。初期の研究は基礎的あるいは翼部のフィルム冷却に関するものが多かったが、最近ではフィルム冷却孔形状の最適化、非定常流、動翼先端、端壁部等々多岐に渡っている。Bunker⁽³⁾の論文に、GEのKercherによってリストアップされたフィルム冷却に関する2000年時点での発表論文総数は2,700件であることが記載されている。この数からフィルム冷却技術は如何に複雑で、パラメータの多い現象であるかが理解できる。これは研究者・技術者にとっては難しい問題ではあるが、しかし一方では探求すればするほど広がりを見せる、味のある研究分野でもあることを意味している。

2000年の時点で2,700件の論文発表があることから、現時点では3,000件を越えると予想されるフィルム冷却技術を、本特集号として一項にまとめることは至難の業である。本報では、前回の解説⁽⁴⁾以降に発表された論文を中心に取り上げ、かつタービン翼部分に限った解説と今後の展望を行う。フィルム冷却技術の総合的な解説は現在となつては随分古典となるがGoldstein⁽⁵⁾の解説があり、またHan等⁽⁶⁾の著書“Gas Turbine Heat Transfer and Cooling Technology”においても詳述されている。さらに最近では、Bogard他⁽⁷⁾によるガスタービンのフィルム冷却に関するレビュー記事が掲載されているので併せて参照していただきたい。

原稿受付 2007年4月12日

* 1 大阪大学大学院 工学研究科 機械工学専攻
〒565-0871 吹田市山田丘2-1

2. フィルム冷却の高性能化

ガスタービン翼に用いられるフィルム冷却孔の形状は、フィルム冷却効率の観点からは二次元スロットが望ましい。しかしタービン翼を始め熱応力、遠心応力がかかる高温場に二次元のスロットを用いることは物理的に不可能故、傾斜した円孔列が用いられて来た。しかしフィルム冷却孔の加工技術の進歩によって、円孔を放電加工あるいは電解加工で加工する段階からレーザーを用いた加工が可能となりフィルム冷却の出口の形状を任意に設計することが出来るようになり、いわゆる“シェイプトフィルム冷却孔”が広く採用されるようになった。シェイプトフィルム冷却孔と一言で言っても、その形状は種々あり、一般に円孔の出口形状を壁に対して角度で15度、またスパン方向に広げたものが多く用いられてきた。このような形状を採用することによって、円孔から流出するジェットの後流における主流の巻き込みを防止して、出口流速を遅くすることによって主流への貫通を防止している。

シェイプトフィルム冷却孔の種々の形状によるフィルム冷却効率の測定⁽⁸⁾、シェイプトフィルム孔への主流乱れ⁽⁹⁾、シェイプトフィルム孔回りの熱伝達率^{(10),(11)}、内部プレナムにおけるインピンジメント冷却を含むシェイプトフィルム冷却孔のフィルム冷却効率についての数値解析⁽¹²⁾など多数の報告がある。フィルム冷却の出口形状を広げる場合、フィルム冷却孔の流量係数が円孔の場合以上に重要となるが、出口に向かって広がった形状の主流が存在する場合の流量係数の測定例が報告されている⁽¹³⁾。

現在までのシェイプトフィルム冷却に関するレビューはBunker⁽³⁾の論文を参照されたい。シェイプトフィルム孔の形状に関して、現在ではおびただしい数の幾何学的形状を許しているが、ある一つの形状に収斂する方向にある。むしろ前述した形状とは反対に、円孔フィルム孔の流路断面積を減少させてスリット状にし、フィルム空気を加速する方法が取られている。Sargison他^{(14),(15)}は、図1および図2に示す軸方向には狭くして、横方向には広げる形状を提案している。このような形状を採用することによって、低いジェット乱れと、フィルムのより良い安定性が得られると推定されている。これらの形状は

いわゆる Converging Slot-Hole を略して Console 冷却孔と呼ばれるものである。平板面上での試験では、高いフィルム冷却効率と空力損失が小さいことが明らかになっている。図3に示すOkita等のArrowhead-Shaped孔⁽⁶⁾も同様の考えから考案されたものである。

Moser他⁽⁷⁾は、フィルム冷却孔出口をスリット形状に変形することによって、出口で遷音速の壁噴流を形成する幾何学形状を解析し、図4に示すフィルム孔の断面形状を提案した。この設計の基本原理は、チョーク流を作り壁面でPrandtl-Mayer効果によって不足膨張の噴流を作ることにある。Fric他^{(8),(9)}は、円孔の出口に図5に

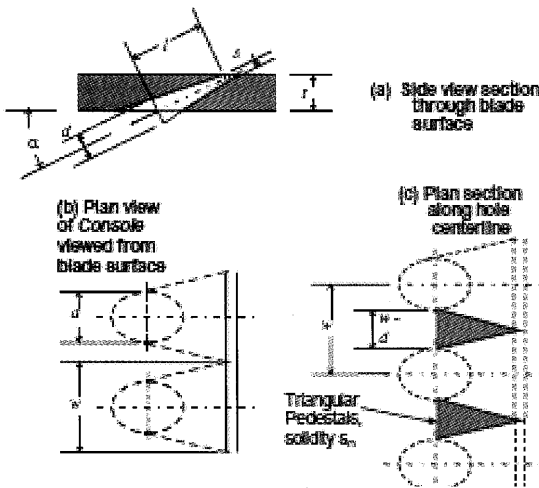


Fig. 1 Basic console configuration⁽⁶⁾

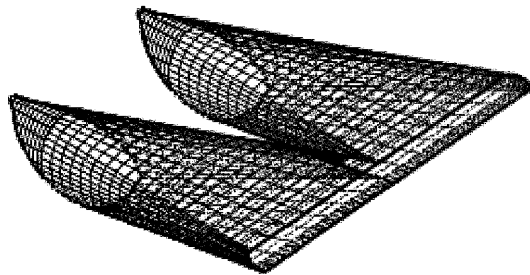


Fig. 2 Uni Graphics surface definition of two console film cooling holes⁽⁶⁾

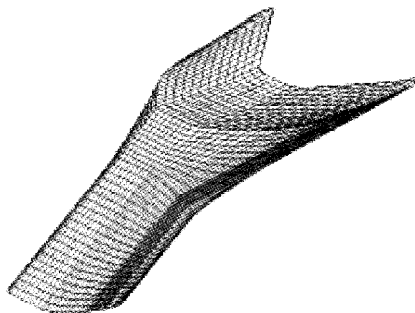


Fig. 3 Schematic of the laidback fan-shaped hole and the arrowhead-shaped hole⁽⁶⁾

示す、浅い垂直の円形のカップいわゆる“クレータフィルム孔”と称すフィルム冷却効率を調べた。フィルム冷却空流は、この窪みの淵に衝突して方向を変え、窪みを満たして壁から流出する。平板面上の試験では、吹き出し質量流束比M=1において、円孔フィルムのフィルム冷却効率に比べておよそ50%高いフィルム冷却効率を示した。またMの増加と共に、フィルム冷却効率の増加が認められ、M=5では100%あるいはそれ以上効率が增加することが明らかになった。Bunker⁽¹⁰⁾は文献(18)の成果を壕付きフィルム冷却形状に拡張した。この形状は、フィルム冷却孔の出口に堀を置き、フィルム冷却空気がこの堀の中で広がることを利用している。

Nasir他⁽¹¹⁾は、図6に示す三角形のタブを円孔の上流側エッジに取り付け、図6の左から右へ平坦、45度上向き、45度下向き（フィルム孔側に入り込む）の三種類の形状について、フィルム冷却効率、境界層中の速度分布、乱れ強さ等を測定した結果を報告している。

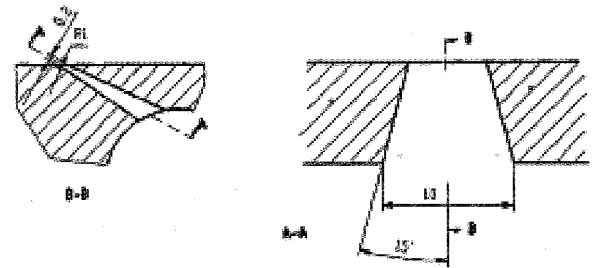


Fig. 4 Geometry of the 3-dimensional slit⁽⁷⁾

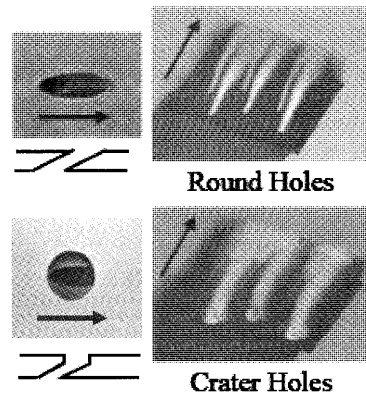


Fig. 5 Alternate film hole shaping for greater effectiveness⁽⁸⁾

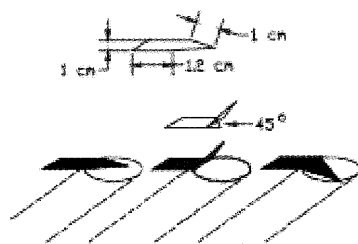


Fig. 6 Tab configuration⁽¹¹⁾

3. 翼面上のフィルム冷却

3.1 静翼および動翼の静止翼面

翼面背腹部のフィルム冷却に関して、主流の加減速、主流乱れ、曲率、非定常流など、背腹にあげられた1列あるいは2列の円孔フィルム冷却孔からの吹き出しにおけるフィルム冷却効率が、静止翼列からなる低速風洞あるいは実機に近い条件下で調べられた²³⁻²⁴。Takeishi等²³はアスペクト比0.5の静翼から構成される環状翼列を用いて、二次流れの翼面フィルム冷却への影響を調べ、Ligrani等²⁴は翼面上における1列あるいは2列のCompoundフィルム冷却孔のフィルム冷却効率を調べ、複合角がフィルム冷却効率の向上に役立つことを示した。最近では翼面へのシェイプトフィルム孔を適用した場合のフィルム冷却効率の研究成果が報告されている。Guo等²⁵は、図7～図8に示す全面に渡ってフィルム冷却を行ったタービン静翼での、表面荒さのフィルム冷却効率への影響を、実マッハ数下で調べている。Guo等は、広帯域の感温液晶と熱流束ゲージを用いた方法で円孔とシェイプト孔におけるフィルム冷却効率を測定した。その結果を図9～図10に示すが、翼腹側の後縁近くを除き表面荒さの影響は小さいことが明らかになっている。むしろ、表面荒さは、フィルム冷却空気を広げる役割を果

たしている。

Colban等²⁶は燃焼器～第一段静翼までを模擬した回流風洞に大型翼模型を装着して、翼前縁近傍に設置したファンシェイプト孔から吹き出した場合のフィルム冷却効率を測定した結果を報告している。WayeおよびBogard²⁶は、静翼からなる静止翼列試験で、淀み点から測定した距離をS、翼コードをCとしたとき $S/C=0.367$ の位置に30度傾けたフィルム冷却孔の出口に図11に示すスパン方向に種々の溝を設けた場合のフィルム冷却効率の向上が図れるかを実験的に調べた。フィルム冷却効率の測定結果の例を図12に示すが、図11中のNo.2の溝形状では非常に高いフィルム冷却効率を得られることが明らかになった。

KohilとBogard²⁷は、文献(28)と同じ翼形を用いて、前縁近傍の翼背側のフィルム冷却効率が高くなる翼形状の最適化を数値解析的に行い、さらにその形状での翼列試験を実施して、フィルム冷却効率を確かめている。図13に最適化した翼形状を、またそのフィルム冷却効率を図14に示す。翼型を模擬した大型模型で、翼の腹側にシェイプトフィルム孔を適用した場合のフィルム冷却効率が、Dittmar他²⁸により調べられている。

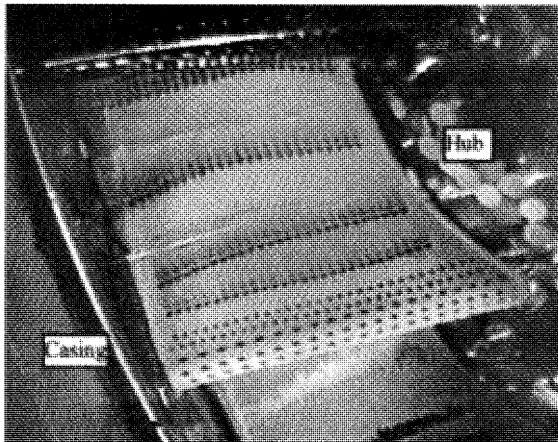


Fig. 7 Pressure surface TLC image²⁵

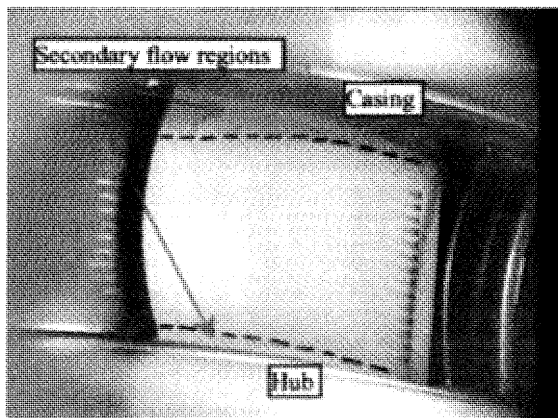


Fig. 8 Suction surface TLC image²⁵

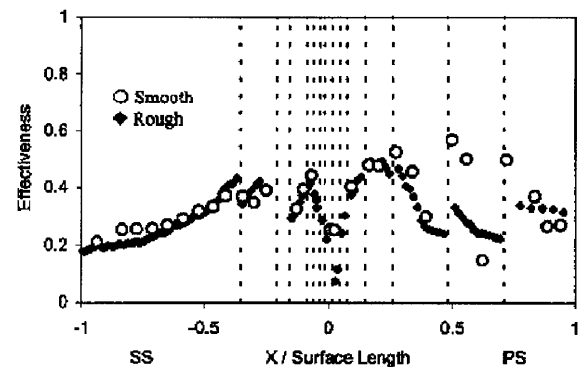


Fig. 9 Influence of roughness on midspan film cooling effectiveness :cylindrical cooling holes²⁵

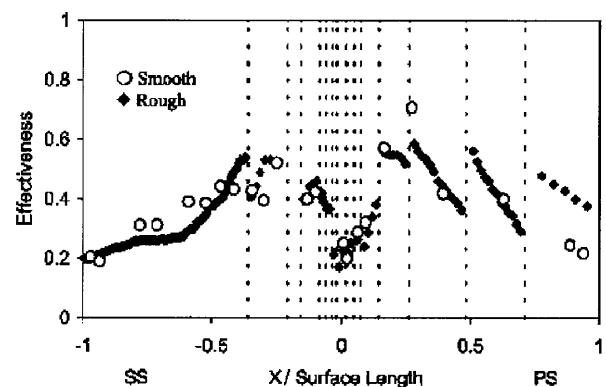


Fig.10 Influence of roughness on midspan film cooling effectiveness : fan-shaped cooling holes²⁵

3.2 翼前縁

翼前縁でのフィルム冷却は一般に“シャワーヘッド冷却”と呼ばれる。翼前縁部の流れ点は、最大の熱負荷となるため静翼ではブラントノーズに5～8列の、一方動翼では空力損失を低減するため可能な限り前縁半径を小さく取中、2～5列の冷却孔を20～45度の傾きで配置する。翼背腹等のフィルム冷却と異なって、曲率、圧力勾配の影響を強く受けるために現象は非常に複雑である。

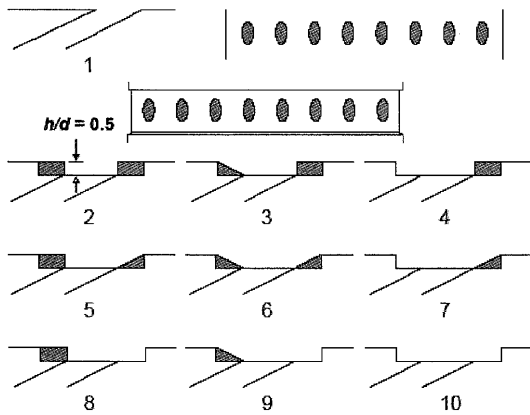


Fig.11 Trench lip configurations²⁸

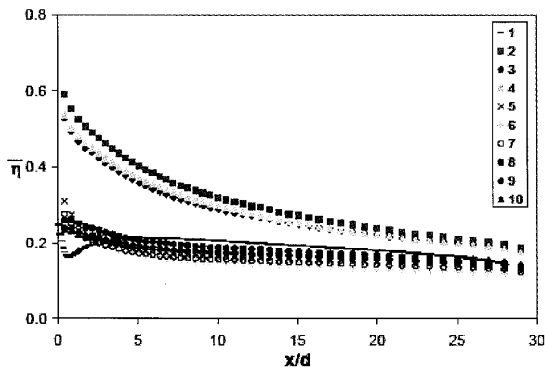


Fig.12 Comparison of laterally averaged adiabatic effectiveness for trench lip configurations, $M=1$ ²⁸

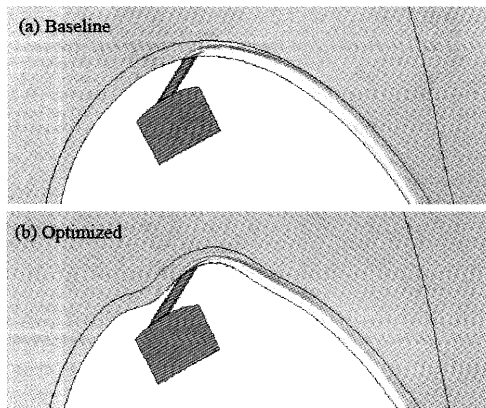


Fig.13 Centerline temperature contours for (a) baseline (b) optimized geometry show the optimized airfoil contour changed the trajectory of the cooling jet²⁸

このため非常に多くの研究結果が報告されている。円孔列からなるシャワーヘッド冷却の研究として文献²⁸⁻³⁰等がある。CutbirthとBogard²⁸は、文献(28)と同じ翼列を用いて、流れ点に6列の25度傾斜した円孔を設け、試験を行った。その結果シャワーヘッド冷却の下流近傍では、図15に示すように質量流速比Mの増加とともにフィルム冷却効率の増加が測定された。この傾向は、平板面上のフィルム冷却とは異なる傾向である。円孔でコンパウンド角を持たせた場合につき、LinおよびShih³⁰等が報告している。

シェイプトフィルム孔を含むシャワーヘッドフィルム冷却孔の形状のフィルム冷却効率への影響についてLu等³¹、ReissおよびBoles³²は実験的に調べ、シェイプトフィルム冷却孔のフィルム冷却効率は円孔に比べて高く、スパン方向へのフィルム冷却空気に広がりが生じていることが報告されている。またY.J.KimおよびS.M.Kim³³は、中空円柱にシェイプトフィルム孔を設け、円柱表面での詳細なフィルム冷却効率の分布を測定した結果を報告している。

Funazaki等³⁴はシャワーヘッド冷却への静翼後縁から発生するウエークの影響を調べるため、動翼翼列前に回転する格子を用いて非定常のウエークを模擬してその影

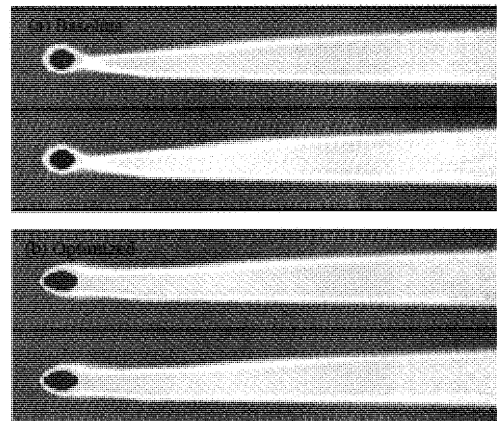


Fig.14 Surface temperature contours for the (a) and (b) in Fig. 13²⁸

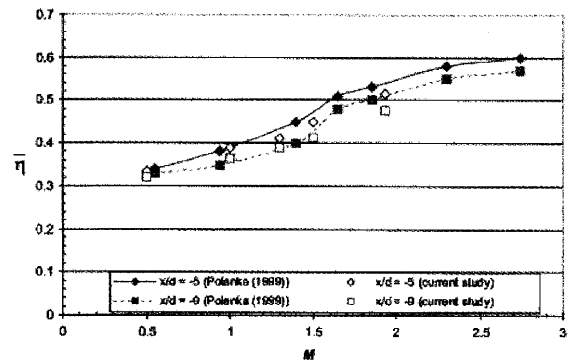


Fig.15 Laterally averaged film effectiveness within and immediately of showerhead region²⁸

響を調べた。その結果、スケール効果を検討する必要性と、非定常のウエーク流れはフィルム冷却効率を低下させる事を明らかにした。Ahn等⁴³は3段からなるタービン試験装置を用いて回転する動翼のシャワーヘッドのフィルム冷却効率を、感圧塗料を用いることによって測定した。

3.3 翼後縁

タービン翼の後縁は、空力損失の観点からはより薄くすることが望ましい。しかし構造強度上はある厚みが必要で、それらの観点から最適化が図られる。後縁の厚みを薄くするために、翼後縁近傍の腹側から主流に吹き出す形態が取られることがある。この場合、翼面に沿って吹き出すフィルム冷却に近い形状となる。この形状は、燃焼器壁の冷却に用いられるフィルム冷却と同様であり、燃焼器壁としては多くの実験的研究がなされている。しかし、タービン翼の場合、翼後縁にはフィルム冷却で吹き出す前にピンフィン等が存在するため、実翼への適用に際してはタービン翼独自のフィルム冷却に関する研究を行いその特徴を把握する必要があるが、翼後縁のフィルム冷却に関する研究は非常に少ない。

Taslim等⁴⁴はスロット形状の翼後縁のフィルム冷却について、腹側リップ厚さ、質量流束比、密度比などのフィルム冷却効率への影響調べた。Martini等⁴⁵は吹き出し前にピンフィンを有する後縁フィルムを実験と数値解析の両面から調べ、フィン間から流出するジェットがコアンダ効果によってまとまる現象を発見している。Martini等^{46,47}は、図16に示す内部流路を持つ後縁フィルム冷却の実験を行い、内部の冷却構造とリップ厚さがフィルム冷却効率に強く影響することを示すと共に、DES (Detached Eddy Simulation) によって図17にその結果の一例を示す非定常の現象を解明している。

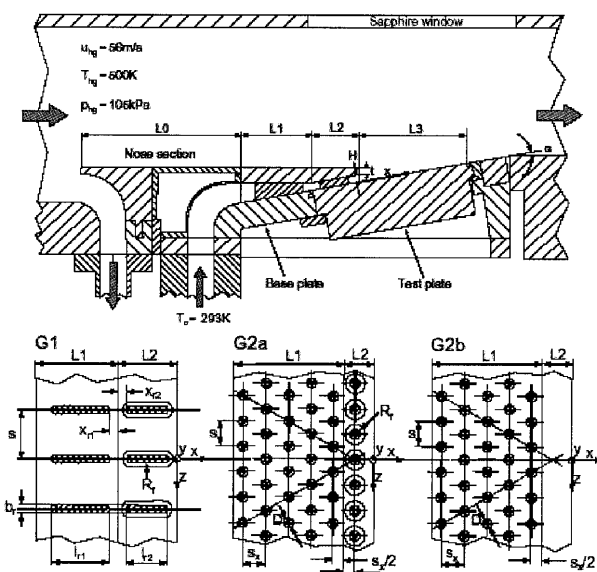


Fig.16 Cross sectional view of the trailing edge model and internal cooling design⁴⁶

3.4 翼端壁部

タービン翼の端壁部のフィルム冷却あるいは、高温部材間からの漏れ空気によるフィルム冷却は、ガスタービンの高温化に伴って近年益々重要になっている。しかし、端壁面上には、翼前縁近傍の馬蹄渦ならびに通過渦で代表される渦と二次流れが存在するので、フィルム冷却を行っても、巻き上げられたり翼背側後縁近傍付近に流されるため、効果的に長い距離また広い面積に渡る冷却が困難である。

端壁面上に円孔列からなるフィルム冷却孔を設け、そのフィルム冷却効率あるいは流動状況を調べた研究として、Takeishi等²⁵、Jabarri等⁴⁸、Friedrichs等⁴⁹⁻⁵¹、ZhangおよびJaiswal⁵²がある。図16にFriedrichs等の実験結果を示すが、フィルム冷却空気は端壁面上の二次流れ等の影響を強く受けている事がわかる。

燃焼器と一段静翼の接続の隙間からの漏れ空気が端壁面のフィルム冷却および熱伝達率にどの様に影響するかは、Blair等⁵³によって調べられた。その後静翼間のシュラウドの隙間からの漏れ空気のフィルム冷却としての効果、さらにシュラウド間に生じる段差の影響がBurdおよびSimon⁵⁴、Aunapu等⁵⁵、Colban等^{56,57}、PiggushおよびSimon⁵⁸が調べている。TholeおよびKnost⁵⁹は漏れ空気とフィルム冷却孔が同時に存在する場合、またColban等^{56,60}は、端壁部への冷却にシェイプトフィルム孔を適用した場合のフィルム冷却効率に関する詳細な測定データを報告している。シェイプトフィルム冷却孔は、空力損失上もまたフィルム冷却効率の観点からも円孔の吹き出しに比べて優れている事が示されているが、端壁面上の流動場は複雑で、さらなる研究が必要である。

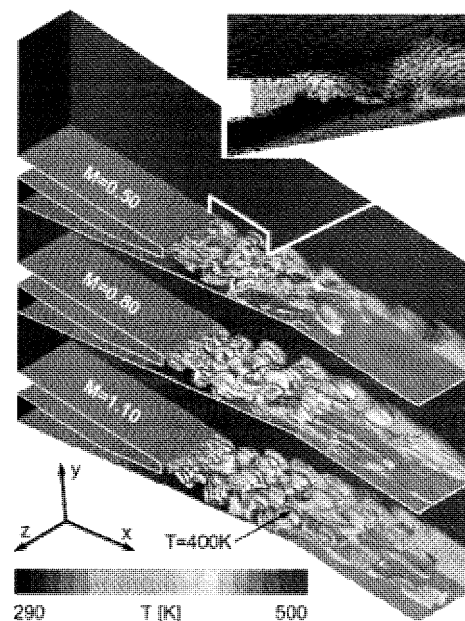


Fig.17 DES of G1: instantaneous contours of static temperature and iso-surface ($T=400\text{K}$)⁴⁶

3.5 回転動翼

回転するタービン動翼面上のフィルム冷却の効率あるいは現象を把握する事は、実験的に非常に困難であり、コストがかかることから、報告されている研究結果は非常に少ない。

Dring等⁶³は、大型の低速回転試験装置を用いて、動翼背腹面にあけた1個のフィルム冷却孔からの吹き出しにおけるフィルム冷却空気の挙動をアンモニア/オザリッド法で調べた。腹側では、翼先端側にフィルム冷却空気が広がる事を明らかにした。Takeishi等⁶⁴は、実機と相似の単段の空気タービンを用いて、フィルム冷却空気に炭酸ガスをトレーサーとして混入することによって、フィルム冷却孔下流における炭酸ガス濃度を測定することで、実マッハ数における回転動翼面上のフィルム冷却効率を測定すると共に、大型の相似な静止翼列上で詳細なフィルム冷却効率の計測結果と比較することによって、背側のフィルム冷却効率は回転時と静止時は良く一致するが、腹側では、回転時にはフィルム冷却効率の減衰が激しい事を明らかにした。

AbhariおよびEpstein⁶⁵は、ブローダウン方式の単段空気タービン試験装置を用いて、背側に2列、腹側に3列のフィルム冷却孔を有する回転動翼面上でのフィルム冷却の有り無しで温度応答が異なることを用いて熱流束を求め、その違いからフィルム冷却効率を測定した。Takeishi等⁶⁴は、大型低速回転タービン試験装置を用いて、アンモニア/オザリッド法で、翼前縁、背側、腹側から吹き出すフィルム冷却の流動状況を可視化すると共に、プラットフォーム上に発生する二次流れの影響で動翼面上のフィルム冷却効率が0の領域が存在する事を明らかにした。以上のように回転動翼面上のフィルム冷却の現象解明はまだ進んでいないが、今後高度な光学計測

と数値シミュレーションの発達によって発展が望まれる分野である。

3.6 動翼先端部

動翼先端部は端壁部と同様、二次流れの影響を強く受ける領域であると共に動翼先端の隙間を通して翼腹背間の圧力差に基づいた高温ガスのリークが加わるために、端壁部以上に流れは複雑で、かつ冷却技術の観点からも非常に困難な箇所である。タービン動翼の先端は、図19に示すごとく静止部と接触した場合に動翼に致命的な損傷を与えないためと、先端隙間をバイパスする高温ガスをシールするために、フィン形状あるいは翼先端が平面の場合アブレーダブルコーティングが施工されている。

動翼先端部へのフィルム冷却の適用に関する論文は少ない。この分野はMetzgerによって先駆的に研究が実施されたが、その研究成果はKim等⁶⁶の追悼論文にまとめられている。Metzger等は、タービン翼先端部における翼腹-背間の圧力差によって生じる主流のリークに翼先端のフィルム冷却は大きく影響を受け、相対して移動する静止部の影響は小さい事を明らかにしている。

KwakおよびHan⁶⁷は平面形状の動翼先端部の腹側および先端部平面のキャンパーラインに沿って設けたフィルム冷却孔から吹き出した場合の、フィルム冷却効率と熱伝達率の分布を報告している。動翼先端にシールフィンを有する場合のフィルム冷却に関して、先端平面形状のデータと比較する形で、Mhetras等⁶⁸が静止翼列試験で調べている。動翼先端の隙間が狭いほど先端部でのフィルム冷却効率が高くなる事がCristophel等⁶⁹の研究で明らかになった。その結果の例を図20に示す。翼先端部は端壁部と同様、今後さらなる研究が行われるべき領域である。

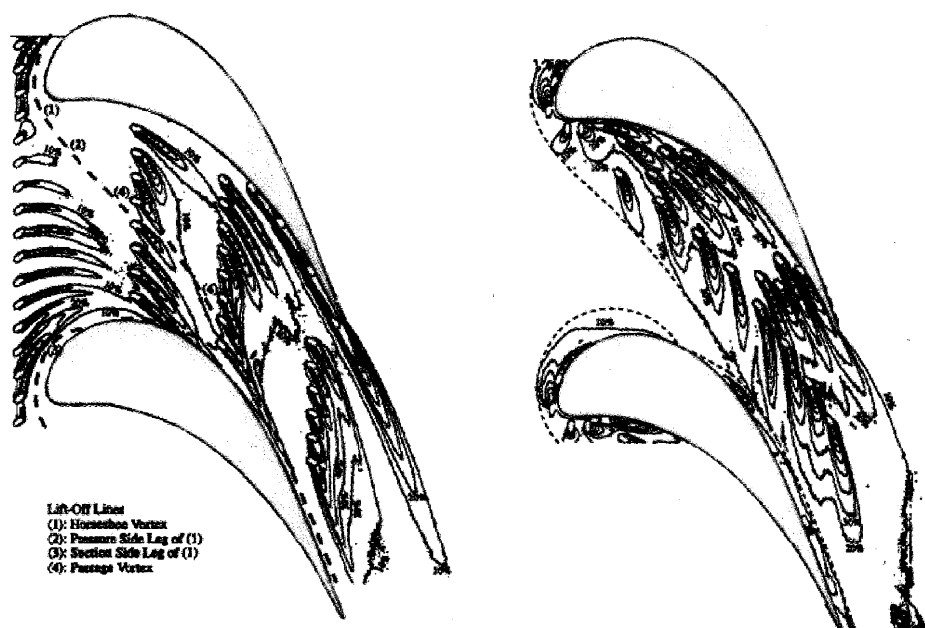


Fig.18 Film effectiveness levels for two difference film-cooling hole patterns for endwall⁶⁸⁻⁷⁰

4. その他のフィルム冷却効率への影響因子

4.1 デポジション他

翼面上あるいは端壁面上のフィルム冷却孔近傍への異物の付着あるいは、TBC (Thermal Barrier Coating) のはがれ等で突起あるいは段差が生じる事が考えられる。これらの形状のフィルム冷却への影響について調べた研究成果が報告されている。DemlingおよびBogard⁷⁴⁾は文献⁽²⁸⁾と同じ翼型を用いて、翼背側のフィルム冷却孔出口に種々の突起を設け、またSundaramおよびThole⁷⁵⁾は端壁面間のギャップにデポジションが付着した場合あるいはTBCのはく離をした場合を模擬した試験を行い、フィルム冷却効率への影響を調べている。NaおよびShih⁷⁶⁾はむしろフィルム冷却効率を向上させる手段として、円孔吹き出しの前方に斜面を設ける方法を提案している。

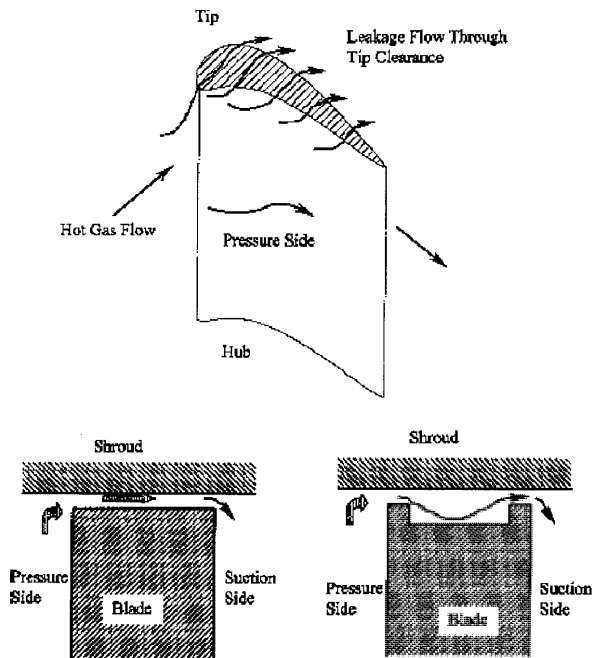


Fig.19 A conceptual view of blade tip leakage⁷⁶⁾

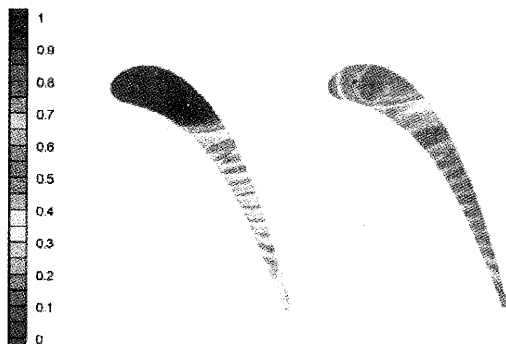


Fig.20 Contours of film effectiveness for film-cooled tips from pressure side holes for small (left) and large (right) tip gap.⁷⁶⁾

4.2 脈動

翼後縁のウエークによって生じる脈動あるいは、衝撃波がタービン動翼間を通過する場合に発生する圧力変動などによるフィルム冷却への影響が調べられている。Ligrani等⁷⁴⁾、Seo等⁷⁸⁾、Jung等⁷⁹⁾は脈動する主流中のフィルム冷却の現象を調べたところ、主流中に脈動がある場合、より均一にフィルム冷却空気が広がることを明らかにした。Bernsdorf等⁷⁷⁾は、このような非定常フィルム冷却のモデルを作るために詳細な流れ場の計測を実施している。

主流の脈動とは別に、フィルム冷却に用いる冷却側の冷却空気をパルス状に供給する事によって、フィルム冷却効率を向上させる試みがOuおよびRivir⁷⁸⁾、Coulthard等⁷⁹⁾によって研究されている。

4.3 衝撃波

フィルム冷却への衝撃波の影響は、二種類に分類される。第一種には、遷音速タービンの静翼後縁で発生した衝撃波が動翼の回転で切断され動翼流路内で反射と減衰を繰り返す現象が存在する。この現象は、フィルム冷却を行っている動翼面に影響をおよぼす。このような衝撃波のフィルム冷却への影響についてはAbhariおよびEpstein⁸⁰⁾によって遷音速タービンを用いた実験で調べられている。Ligrani等⁸¹⁾は、主流マッハ数 $M=0.8\sim 1.12$ で30度傾けた円孔フィルム冷却からの吹き出しにおけるフィルム冷却効率への影響を調べている。もう一種の衝撃波とフィルム冷却の干渉の形態は、超音速流中に吹き出したフィルム冷却空気の前方に孤立衝撃波が形成される場合である。Witting等⁸²⁾によると、形成される衝撃波の形と位置はフィルム冷却孔の形状と質量流束比に強く依存することが明らかになっている。

5. 複合冷却構造とFCFC

ガスタービンの熱効率あるいは推力を向上させるために、タービン入り口温度は益々上昇する傾向にあるが、これに伴ってタービン翼の熱負荷は上昇する。このためタービン翼壁に発生する熱応力を低減するために壁構造を薄肉化し、全面に渡るフィルム冷却 (FCFC: Full

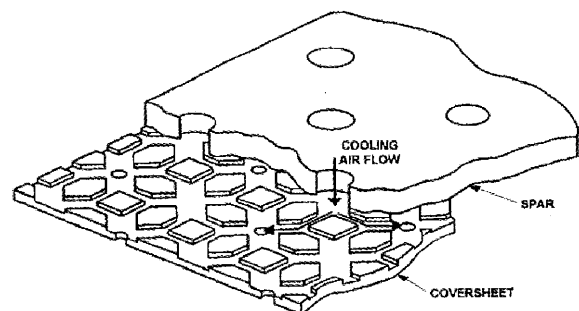


Fig.21 Lamilloy[®] snowflake design⁸³⁾

Coverage Film Cooling) が採用される。LAMILLOY®の商号で呼ばれる複合冷却構造は、燃焼器壁の冷却構造として開発されたものであるが、タービン翼壁への適用も検討され、または鋳造で製作した翼中心部材に機械加工で冷却構造を製作した後FCFCを有する薄い外壁を接合して製作するCASTCOOL®も試作されている。このような複合冷却構造から成り立つタービン翼は未だ実用化されたものは無く、研究試作段階であるが、将来製作法の進歩に伴って実用化されるものとして期待されている。

SweeneyおよびRhodes³³は図21に示すLAMILLOY構造の基盤のFCFC冷却効率を赤外線カメラシステムで評価している。Laschet等³⁴は、多孔フィルム冷却からなるFCFCのフィルム冷却孔内のフィルム冷却空気の流動とフィルム冷却効率に関する解析的研究を実施した。Nakamata等³⁵は、衝突噴流とピンフィンおよびFCFCを組み合わせた二重壁構造の冷却構造を提案しその伝熱特性および圧力損失におよぼす構成要素の影響について調べている。

6. あとがき

14年前の本誌の特集号に、同名の解説を掲載したが、14年間におけるタービン翼への適用を目指したフィルム冷却技術の進展は著しく非常に多くの研究成果が報告されているため、総ての分野における研究成果をこの小解説に載せることは無理であった。そこで、代表的な学術誌に記載された最新の論文を中心に、タービン動静翼へのフィルム冷却の研究動向を紹介した。残念ながら、蒸気を用いたフィルム冷却、ミストを含むフィルム冷却、またフィルム冷却の種々実験手法、解析手法等については紙面の都合上省略せざるを得なかった。フィルム冷却の研究は今後も実機現象の解明およびより高性能化/信頼性向上に向けて高度な実験的手法を駆使した研究、また数値解析的研究が進められて行くものと考えられる。本解説が読者のタービン翼フィルム冷却技術の理解の一助になれば著者の望外の喜びである。

参考文献

- (1) 植村他, 三菱重工技報, 35, (1998), pp.2-5.
- (2) 堀部他, 石川島播磨技報, 43, (2003), pp.161-169.
- (3) Bunker, R. S., J. of Heat Transfer, 127, (2005), pp.441-453.
- (4) 武石, 日本ガスタービン学会誌, 80, (1993), pp.18-25.
- (5) Goldstein, R. J., Advances in Heat Transfer, Vol. 7, (1971), pp.321-379.
- (6) Han, J. C., et al., "Gas Turbine Heat Transfer and Cooling Technology", Taylor & Francis, (2000), pp.129-249.
- (7) Bogard, D. G., J. of Propulsion and Power, 16, (2005), pp. 249-270.
- (8) Bell, C. M. et al., J. of Heat Transfer, 122, (2000), pp. 224-232.
- (9) Saumweber, C. et al., J. of Turbomachinery, 125, (2003), pp. 65-73.
- (10) Yu, Y. et al., J. of Heat Transfer, 124, (2002), pp.820-827.
- (11) Gritsch, M. et al., Int. J. of Heat and Fluid Flow, 21, (2000), pp. 146-155.
- (12) Miao, Jr-M and Wu, C-Y., Int. J. of Heat and Mass Transfer, 49, (2006), pp. 919-938.
- (13) Taslim, M. E. and Ugarte, S., Int. J. of Rotating Machinery, 10, (2004), pp. 145-153.
- (14) Sargison, J. E. et al., ASME Paper 2001-GT-0126, (2001).
- (15) Sargison, J. E. et al., ASME Paper 2001-GT-0127, (2001).
- (16) Okita, Y. and Nishiura, M., ASME Paper GT2006-90108, (2006).
- (17) Moser, S. et al., ASME Paper 2000-GT-242, (2000).
- (18) Fric, T. F. and Campbell, R. P., US Patent No. 6383602, (2002).
- (19) Bunker, R. S., ASME Paper GT2006-90002, (2006).
- (20) Bunker R. S., ASME Paper GT2002-30178, (2002).
- (21) Nasir, H. et al., Int. J. of Heat and Fluid Flow, 24, (2003), pp. 657-668.
- (22) Lander, R. D. et al., J. of Aircraft, 9, (1972), pp.707-714.
- (23) Ito, S. et al., J. of Eng. and Power, 100, (1978), pp. 476-481.
- (24) Goldstein, R. J. et al., Israel J. of Technology, 20, (1982), pp. 193-200.
- (25) Takeishi, K. et al., J. of Turbomachinery, 112, (1990), pp. 488-496.
- (26) Ligrani, P. M. and Wigle, J. M., Int. J. of Heat and Mass Transfer, 116, (1994), pp. 353-362.
- (27) Guo, S. M. et al., J. of Turbomachinery, 122, (2000), pp.709-716.
- (28) Colban, W. et al., ASME Paper GT2005-68258, (2005).
- (29) Wayne, S. K. and Bogard, D. G., ASME Paper GT2006-90226, (2006).
- (30) Kohli, A. and Bogard, D. G., ASME Paper GT2006-90852, (2006).
- (31) Dittmar, J. et al., Int. J. of Rotating Machinery, 10, (2004), pp.345-354.
- (32) Mayle, R. E. and Anderson, A., J. of Turbomachinery, 113, (1001), pp.457-463.
- (33) Ou, S. and Han, J. C., J. of Turbomachinery, 114, (1992), pp. 724-733.
- (34) Falcoz, C. et al., Int. J. of Heat and Mass Transfer, 49, (2006), pp.1287-1298.
- (35) Wagner, G. et al., Experimental Thermal and Fluid Science, 31, (2007), pp.381-389.
- (36) Mehendale, A. B. and Han, J. C., J. of Turbomachinery, 114, (1992), pp. 705-715.
- (37) Cutbirth, J. M. and Bogard, D. G., J. of Turbomachinery, 124, (2002), pp.200-206.
- (38) Lin, Y. L. and Shih, T. I. P., J. of Heat Transfer, 123, (2001), pp. 645-654.
- (39) Lu, Y. et al., ASME Paper GT2006-90370, (2006).
- (40) Reiss, H. and Boles, A., J. of Turbomachinery, 122, (2000), pp. 161-169.
- (41) Kim, Y. J. and Kim, S. M., Int. J. of Heat and Mass Transfer, 47, (2004), pp.245-256.
- (42) Funazaki, K. et al., J. of Turbomachinery, 119, (1997), pp. 292-301.
- (43) Ahn, J. et al., J. of Heat Transfer, 128, (2006), pp.879-888.
- (44) Taslim, M. E. et al., AIAA-90-2266, (1990).
- (45) Martini, P. and Schulz, A., J. of Turbomachinery, 126, (2004), pp.229-236.
- (46) Martini, P. et al., ASME Paper GT2005-68083, (2005).
- (47) Martini, P. et al., ASME Paper GT2005-68084, (2005).
- (48) Jabbari, M. Y. et al., J. of Turbomachinery, 118, (1996), pp. 278-284.
- (49) Friedrichs, S. et al., J. of Turbomachinery, 118, (1996), pp. 613-621.

- (50) Friedrichs, S. et al., *J. of Turbomachinery*, 119, (1997), pp. 786-793.
- (51) Friedrichs, S. et al., *J. of Turbomachinery*, 121, (1999), pp. 772-780.
- (52) Zhang, L. T. and Jaiswal, R. S., *J. of Turbomachinery*, 123, (2001), pp.730-738.
- (53) Blair, M. F., *J. of Heat Transfer*, 96, (1974), pp. 524-529.
- (54) Burd, S. W. and Simon, T. W., *J. of Turbomachinery*, 122, (2000), pp.659-666.
- (55) Aunapu, N. V., *J. of Turbomachinery*, 122, (2000), pp. 651-658.
- (56) Colban, W. F., *J. of Turbomachinery*, 125, (2003), pp. 193-202.
- (57) Colban, W. F., *J. of Turbomachinery*, 125, (2003), pp. 203-209.
- (58) Piggush, J. D. and Simon, T. W., *Applied Thermal Eng.*, 27, (2007), pp.722-730.
- (59) Thole, K. A. and Knost, D. G., *Int. J. of Heat and Mass Transfer*, 48, (2005), pp. 5255-5269.
- (60) Colban, W. and Thole, K. A., *Int. J. of Heat and Fluid Flow*, (2006), in press.
- (61) Colban, W. et al., *ASME Paper GT2006-90021*, (2006)
- (62) Dring, R. et al., *J. of Eng. for Power*, 102, (1980), pp.81-87.
- (63) Takeishi, K. et al., *J. of Turbomachinery*, 114, (1992), pp.828-834.
- (64) Abhari, R. S. and Epstein, A. H., *J. of Turbomachinery*, 116, (1994), pp. 63-70.
- (65) Takeishi, K. et al., *Int. Heat Transfer Conference*, Volume 3, (2002), pp. 33-38.
- (66) Azad, G. S. et al., *J. of Heat Transfer*, 124, (2002), pp.452-459.
- (67) Kim, Y. W. et al., *J. of Turbomachinery*, 117, (1995), pp.1-11.
- (68) Kwak, J. S. and Han, J. C., *J. of Heat Transfer*, 125, (2003), pp.494-502.
- (69) Mhetras, S. et al., *ASME Paper GT2005-68387*, (2005).
- (70) Christophel, J. R., et al., *J. of Turbomachinery*, 127, (2005), pp.270-277.
- (71) Demling, P. and Bogard, D. G., *ASME Paper GT2006-90577*, (2006).
- (72) Sundaram, N. and Thole, K. A., *ASME Paper GT2006-90379*, (2006).
- (73) Na, S. and Shih, T. I-P., *ASME PaperGT2006-91163*, (2006).
- (74) Ligrani, P. M. et al., *Int. J. of Heat and Mass Transfer*, 39, (1996), pp. 2271-2292.
- (75) Seo, H. J. et al., *J. of Turbomachinery*, 121, (1999), pp.542-550.
- (76) Jung, I. S. et al., *J. of Turbomachinery*, 124, (2002), pp.142-151.
- (77) Bernsdorf, S. et al., *ASME Paper GT2006-90166*, (2006).
- (78) Ou, S. and River, R. B., *ASME PaperGT2006-90272*, (2006).
- (79) Coulthard, S. M. et al., *ASME Paper GT2006-91273*, (2006).
- (80) Abhari, R. S. and Epstein, A. H., *J. of Turbomachinery*, 116, (1994), pp. 63-70.
- (81) Ligrani, P. M. et al., *J. of Turbomachinery*, 123, (2001), pp.788-797.
- (82) Witting, S. et al., *ASME Paper 96-GT-222*, (1996).
- (83) Sweeney, P. C. and Rhodes, J. F., *J. of Turbomachinery*, 122, (2000), pp.170-177.
- (84) Laschet, G. et al., *ASME Paper GT2006-90377*, (2006).
- (85) Nakamata, C. et al., *ASME Paper GT2005-68348*, (2005).

特集：ガスタービンにおける伝熱・冷却

サーペントイン流路を用いた強制対流冷却に関する研究概説

村田 章*¹
MURATA Akira

キーワード：伝熱促進，乱流，ラージエディシミュレーション，粒子画像流速計，タービン翼冷却，コリオリ力，遠心浮力，傾斜リブ，ディンプル面

1. はじめに

ガスタービンの高効率化に伴いタービン入口温度は高温化し，材料の高温強度を保つためにタービン動翼の高性能な冷却技術が重要となる。一般にタービン動翼の冷却には表面でのフィルム冷却と内部流路での強制対流冷却が用いられている。フィルム冷却は効果的な冷却方法だが，主流中への流体吹き出しによる翼の流体力学的効率低下，さらに主流温度低下による熱力学的効率低下を招く。そこで内部冷却性能のさらなる向上が望まれている。実機内部流路には熱的負荷の大きな対向二壁面に乱流促進リブと呼ばれる突起物があり，流れの剥離・再付着，さらにはリブの傾斜により誘起される二次流れにより伝熱促進を行っている。この強制対流冷却は回転場往復冷却流路（サーペントイン流路）での複雑な熱伝達現象であり，リブの影響の他にも，180度急激曲がり部における曲がり部の遠心力と剥離・再付着，さらに回転コリオリ力・回転浮力など多数の因子が影響している。ガスタービン翼の内部強制対流冷却に関してはこれまでに数多くの研究がなされており，いくつかのReview論文も存在する^{(1),(2)}。本論文の前半部では，2つ以上の直線部をつなぐ180度急激曲がり部を有するサーペントイン流路における曲がり部の影響を含む流れと熱伝達に関するこれまでの実験および数値解析について説明する。また後半部では，低圧力損失な伝熱促進方法として最近注目されているディンプル面を有する流路での流れと熱伝達について説明する。

2. サーペントイン流路での流れと熱伝達

静止場での熱伝達率計測では，数百の熱電対による壁温計測^{(3),(4)}，ナフタリン昇華法による物質伝達計測から熱輸送と物質輸送間のアナログを用いて熱伝達率を算出したもの^{(5),(6)}，さらに感温液晶を用いた非定常壁温計測（過渡応答法）^{(7),(8)}や赤外線放射温度計による定常壁温計測⁽⁹⁾などによって詳細な局所熱伝達率分布が計測されて

いる。これらの計測結果をみると，180度急激曲がり部内とその下流部，リブ上面およびリブ間といった領域での高い熱伝達という特徴的な熱伝達率分布が示されている。また，フィルム冷却用抽気孔からの抽気の影響もサーペントイン流路について調べられている⁽³⁾。静止場での速度計測では，2次元粒子画像流速計による計測^{(1),(10)}がリブ付き往復流路に対して行われている。図1に2次元粒子画像流速計⁽¹⁰⁾ (Particle Image Velocimetry (PIV))

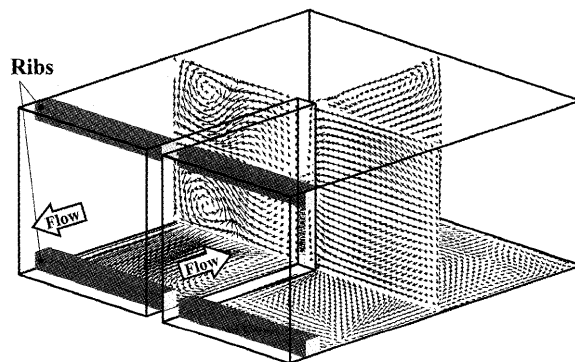


図1 2次元粒子画像流速計による90度リブ付き往復流路曲がり部での速度ベクトル計測結果（10000時刻での時間平均値， $Re_m=10000$ ）⁽¹⁰⁾

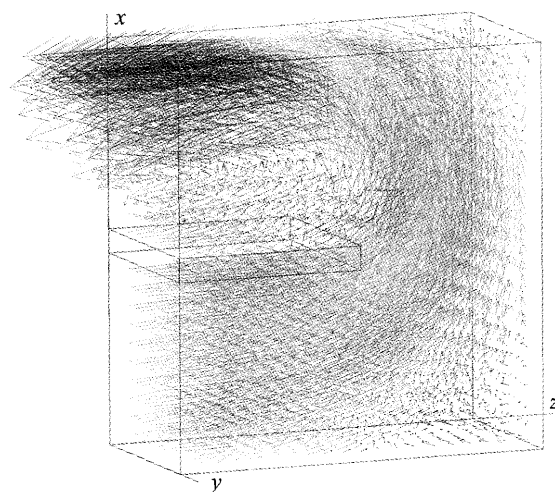


図2 3次元粒子画像流速計による平滑往復流路曲がり部での速度ベクトル計測結果（2000時刻での時間平均値， $Re_m=10000$ ）⁽¹⁰⁾

原稿受付 2007年2月28日

*1 東京農工大学大学院
工学府 機械システム工学専攻
〒184-8588 東京都小金井市中町2-24-16

を用いた静止場90度リブ付き流路曲がり部での速度場計測結果を示す。各断面内の二次流れの様子が明瞭に計測されている。最近では3次元粒子画像流速計による計測も行われており、図2に静止場平滑往復流路曲がり部での計測結果を示す²³。曲がり部隅部での剥離、曲がりの遠心力による外周側への主流の偏り、曲がり出口部での隔壁上の剥離、さらに第二直線部で外周側壁（図3の上部壁面）への流れの衝突など曲がり部に特徴的な様子が3次元的に計測されている。

一方、回転場での実験例は静止場に比べると少ない。これは回転系に計測器を載せた場合に回転遠心力により計測器が正常動作しないことや、回転系から外部の静止系へのデータ転送が困難なことによる。熱伝達率計測では熱電対出力をスリップリングを介して静止場に取り出すことで平滑管²⁴⁻²⁶やリブ管²⁷⁻²⁹の計測が行われている。また、感温液晶を用いた過渡応答法による熱伝達率計測³⁰が外部静止場からの撮影により行われている。回転場での速度場計測例は非常に少なく、レーザードップラー流速計（LDV）を用いてやはり外部静止場から撮影することで計測した一例³⁰がある程度である。現状、実験で

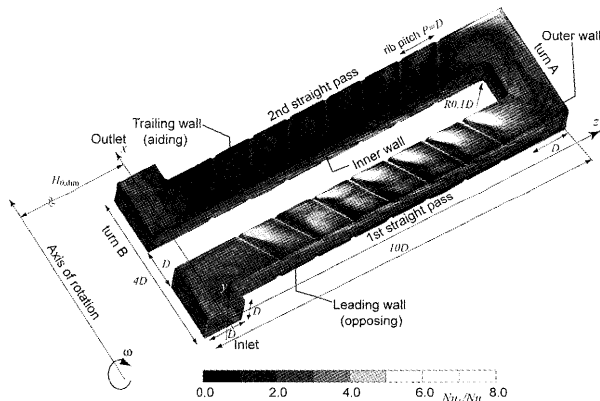


図3 ガスタービン動翼内部往復冷却流路内での時間平均局所熱伝達率分布（60度リブ、濃淡は規格化されたNusselt数を表す。 $Re_m=14100$, $Ro_m=0.85$, $Gr_{m,q}=1.9 \times 10^9$ ）²⁷

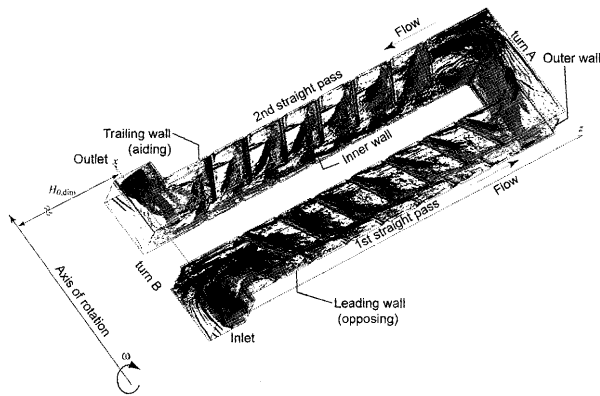


図4 ガスタービン動翼内部往復冷却流路内での3次元時間平均流れ場（第二不変量で可視化、60度リブ、濃淡は無次元温度を表す。 $Re_m=14100$, $Ro_m=0.85$, $Gr_{m,q}=1.9 \times 10^9$ ）²⁷

は速度場と温度場の同時計測は困難であり、著者が知る限り行われていない。

往復流路内流れと熱伝達の数値解析は直管流路に比べると計算領域が大きくなり、計算負荷が高いためその計算例は少ない。しかし、これまでに乱流モデルにReynolds平均モデルを用いた解析が行われており、 $k-\epsilon$ モデルやReynolds応力方程式モデルと壁関数を用いたもの²¹や、低レイノルズ数2方程式モデルを使うことで壁関数を使わずに解析したもの²²などがある。これらのReynolds平均モデルを用いた計算結果を見ると、リブや急激曲がり部の影響による特徴的な熱伝達率分布が定性的には再現されている。しかし、リブや急激曲がり部の影響による剥離・再付着さらには回転コリオリ力や遠心浮力が加わった複雑な非等方性乱流場の計算には、内部に経験パラメータを多く含むReynolds平均モデルでは適用可能範囲に疑問が残る。そこで実際の乱流輸送過程を変動速度場から計算できるラージエディシミュレーション（Large Eddy Simulation (LES)）が回転往復流路に対して行われており²³⁻²⁷、曲がり部、リブ、コリオリ力、回転浮力、レイノルズ数の影響が調べられている。図3と図4は180度急激曲がり部を2つ含む2パス傾斜リブ付き回転流路の全体を1600万格子点の格子解像度で計算した例である。このような高格子解像度を用いればLESの乱流モデルからの寄与は小さく、ほとんど直接計算と同じ結果を示す²⁷。平均流速定義のレイノルズ数は実機動作条件に近い 10^4 オーダーである。リブや曲がり部といった形状の影響と回転コリオリ力や遠心浮力といった外力の影響全てを含んだ場合の壁面熱伝達率分布（図3）と流れ場の様子（図4：第二不変量（渦度のようなもの）で可視化）が再現されている。

3. ディンプル面による伝熱促進

乱流促進体としてのディンプルはリブと同程度の熱伝達率をより低い圧力損失で実現することが知られている²⁸⁻³²。例えば熱的負荷（燃焼ガス温度）の高い第一段動翼後端部（Trailing Edge）の冷却を考えると、圧縮機から抽気した冷却空気と第一段位置の燃焼ガスとの圧力差は小さいために低圧力損失の冷却方法が必須となる。さらに、リブ面が平滑面への突起の付加加工になるのに対し、ディンプル面はくぼみの除去加工になるので動翼質量を小さく出来る点が利点となる。

これまでに赤外線放射温度計を用いた定常壁温計測^{28,29}、感温液晶^{30,31}や赤外放射温度計³²を用いた非定常壁温計測（過渡応答法）による熱伝達率計測が行われている。図5は放射温度計を用いた過渡応答法による熱伝達率分布の計測結果³³である。ディンプル内上流側部分では流れの剥離により熱伝達率が低くなり、ディンプル内下流側部分では流れの再付着により熱伝達率が高くなる様子が計測されている。

ディンプル面での熱伝達に関する数値解析も、極最近

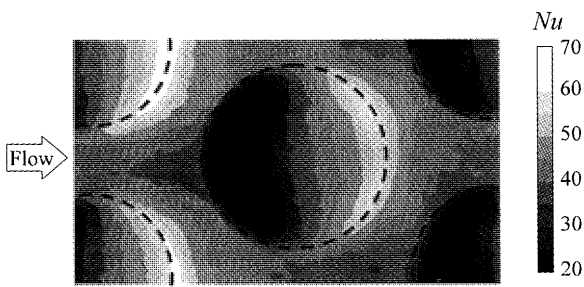


図5 過渡応答法によるディンプル面の局所Nusselt数分布計測結果 ($Re_m=10000$, 流路高さ=1, ディンプル深さ=0.155, 幅(x)方向ピッチ=1.25, 流れ(z)方向ピッチ=1.083 (ディンプル直径で規格化した値))²⁸

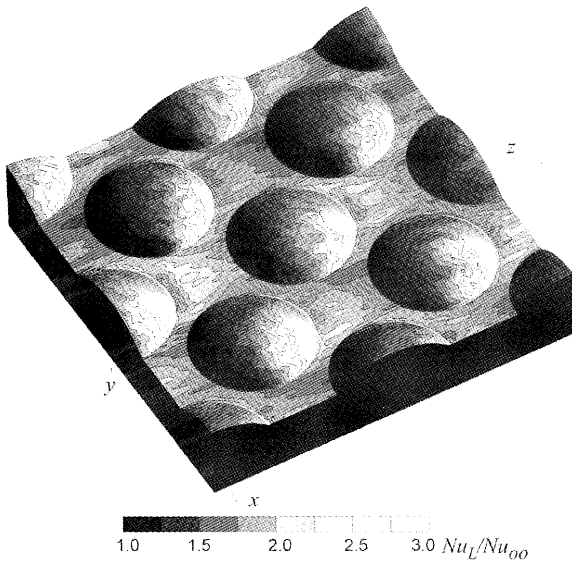


図6 LESによるディンプル面の時間平均局所Nusselt数分布 ($Re_m=9880$, 流路高さ=0.5, ディンプル深さ=0.201, 幅(x)方向ピッチ=1.618, 流れ(z)方向ピッチ=0.809 (ディンプル直径で規格化した値), 流路形状は Mahmood, et al.²⁸と同一で片面のみディンプル面)²⁹

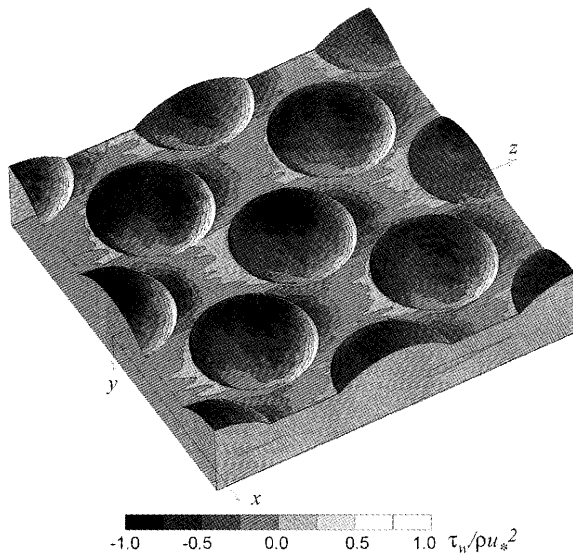


図7 LESによるディンプル面の時間平均主流方向せん断応力分布 (条件は図6に同じ)²⁹

LESを用いた解析^{33,34}が行われている。ディンプル形状の計算上の表現方法としてカーテシアン格子で Immersed boundary methodを用いる方法³³と一般曲線座標系を用いる方法³⁴がある。図6と図7はディンプル面での時間平均熱伝達率分布と主流方向せん断応力分布を示したものである。図5の実験結果と同様な熱伝達率分布が再現されている。また、図7のせん断力分布からディンプル内での流れの剥離とディンプル内下流側部分での流れの再付着が確認できる。興味深いのは剥離域がディンプル中央部にまで広がっているにもかかわらず、そこでの熱伝達率が高い点である³⁴。

4. おわりに

熱工学・流体工学の対象としてガスタービンの冷却問題は非常に興味深い複雑な現象を数多く含んでいる。最近ではその複雑な現象を実験・数値解析共に詳細に調べることが出来るようになってきている。本稿が皆様の研究・開発の一助になれば幸いである。

参考文献

- (1) Han, J.-C., *CD-ROM Proc. of the 9th Int. Symp. on Transp. Phenom. and Dynamics of Rotating Machinery*, Honolulu, Hawaii, US, Invited Lecture (2002), pp.1-16.
- (2) Iacovides, H. and Launder, B.E., *CD-ROM Proc. of 13th Int. Heat Transf. Conf.*, Sydney, Australia, KN-17 (2006), pp.1-32.
- (3) Murata, A., et al., *Heat Transfer 1994, Proc. of 10th Int. Heat Transf. Conf.*, Brighton, G.B., Vol.4 (1994), pp.291-296.
- (4) Mochizuki, S., et al., *Trans. ASME, J. of Turbomach.*, Vol.119 (1997), pp.610-616.
- (5) Chandra, P.R., et al., *Trans. ASME, J. of Turbomach.*, Vol.110 (1988), pp.233-241.
- (6) Hirota, M., et al., *Int. J. of Heat Mass Transf.*, Vol.42 (1999), pp.3757-3770.
- (7) Ekkad, S.V. and Han, J.C., *Int. J. Heat Mass Transf.*, Vol.40 (1997), pp.2525-2537.
- (8) Liou, T.M., et al., *CD-ROM Proc. of the 8th Int. Symp. on Flow Visualization*, Sorrento, Italy (1998), pp.71.1-9.
- (9) Astarita, T. and Cardone, G., *Experimental Thermal and Fluid Science*, Vol.20 (2000), pp.188-200.
- (10) Ekkad, S.V., et al., *Int. J. Heat Mass Transf.*, Vol.41 (1998), pp.3781-3791.
- (11) Son, S.Y., et al., *Int. J. Heat Mass Transf.*, Vol.45 (2002), pp.4809-4822.
- (12) 斉藤博史他2名, 日本機械学会論文集B編, No.06-1193, 投稿中.
- (13) 飯塚智史, 東京農工大学大学院 機械システム工学専攻 平成18年度修士論文 (2007).
- (14) Han, J.-C., et al., *Trans. ASME, J. of Heat Transf.*, Vol.115 (1993), pp.912-920.
- (15) Wagner, J.H., et al., *Trans. ASME, J. of Turbomach.*, Vol.113 (1991), pp.321-330.
- (16) Mochizuki, S., et al., *Trans. ASME, J. of Turbomach.*, Vol.116 (1994), pp.133-140.
- (17) Parsons, J.A., et al., *Int. J. Heat Mass Transf.*, Vol.38 (1995), pp.1151-1159.
- (18) Johnson, B.V., et al., *Trans. ASME, J. of Turbomach.*, Vol.116 (1994), pp.113-123.
- (19) Mochizuki, S., et al., *ASME Paper*, 96-TA-6(1996).

- (20) Liou, T.-M., et al., *Int. J. Heat Mass Transf.*, Vol.44(2001), pp.1777-1787.
- (21) Banhoff, B., et al., *ASME Paper*, 97-GT-162(1997).
- (22) Lin, Y.-L., et al., *Trans. ASME, J. of Heat Transf.*, Vol.123(2001), pp.219-232.
- (23) Murata, A. and Mochizuki, S., *Int. J. Heat Mass Transf.*, Vol.47(2004), pp.683-698.
- (24) Murata, A. and Mochizuki, S., *Int. J. Heat Mass Transf.*, Vol.47(2004), pp.2599-2618.
- (25) Murata, A. and Mochizuki, S., *Int. J. Heat Mass Transf.*, Vol.47(2004), pp.3215-3231.
- (26) Murata, A. and Mochizuki, S., *Int. J. Heat Mass Transf.*, Vol.47(2004), pp.3721-3743.
- (27) Murata, A. and Mochizuki, S., *CD-ROM Proc. of the 11th Int. Symp. on Transp. Phenom. and Dynamics of Rotating Machinery*, Honolulu, Hawaii, USA, ISROMAC-11_93 (2006), pp.1-12.
- (28) Mahmood, G.L., et al., *Trans. ASME, J. of Turbomach.*, Vol.123(2001), pp.115-123.
- (29) Ligrani, P.M., et al., *Int. J. Heat Mass Transf.*, Vol.44(2001), pp.4413-4425.
- (30) Chyu, M.K., et al., *ASME Paper*, 97-GT-437 (1997).
- (31) Hwang, S.D. and Cho, H.H., *CD-ROM Proc. of 13th Int. Heat Transf. Conf.*, Sydney, Australia, HTE-24 (2006).
- (32) 齋藤博史・他3名, 第44回日本伝熱シンポジウム講演論文集(2007), 発表予定.
- (33) Lee, Y.O., et al., *CD-ROM Proc. of 13th Int. Heat Transf. Conf.*, Sydney, Australia, TRB-24 (2006).
- (34) Murata, A. and Mochizuki, S., *Proc. of The 18th Int. Symp. on Transp. Phenom.*, August 27-30 (2007), Daejeon, Korea, submitted.

特集：ガスタービンにおける伝熱・冷却

インピンジメント冷却

福山 佳孝*¹
FUKUYAMA Yoshitaka中俣千由紀*²
NAKAMATA Chiyuki

キーワード：ガスタービン，航空エンジン，インピンジメント，エフュージョン，複合冷却，乱流促進体，リブ，ディンプル

1. 最近の研究の概要

インピンジメント及び高性能冷却構造技術に関して ASME-IGTI の発表論文に基づき研究動向を述べる。

2000～2006年の本テーマの年度別論文投稿状況を表1にまとめる。研究構成のUは大学・研究所等，Cは企業で&で繋いだ場合左が筆頭である。研究方法では，Eは実験，Nは数値解析で&で繋いだ場合左が主である。

年間約10件の研究報告が行われているが，実際にはこの63%を米国と英国が占める。研究には大学等29，企業

表1 最近の研究実施動向

	計	研究構成				研究方法			
		U	U&C	C&U	C	E	E&N	N&E	N
計	63	35	17	6	5	37	12	1	12
2000	9	5	4	0	0	6	2	0	1
2001	8	4	3	1	0	6	1	0	1
2002	4	3	0	0	1	2	1	0	1
2003	7	4	2	1	0	2	3	0	2
2004	13	9	2	1	1	9	1	0	3
2005	10	6	0	3	1	6	2	0	2
2006	12	4	6	0	2	6	2	1	2

表2 論文が複数の研究機関と論文のある企業

国	大学と研究機関	論文	試験法	解析コード
UK	Univ. of Oxford	10	非定常液晶，熱線	FLUENT
USA	Clemson Univ.	5	非定常液晶，熱線	—
Sweden	Lund Inst. of Technology	5	—	In-House, CFX, FLUENT
Korea	Yonsei Univ.	5	ナフタリ昇華法，熱線	FLUENT
USA	Louisiana State Univ.	4	非定常液晶，回転試験	FLUENT
Japan	Iwate Univ.	3	非定常液晶	CFX, MOGA
Japan	JAXA(NAL)	3	赤外線	In-House(UPACS)
China	Nanjing Univ. of A & A	3	熱電対	—
USA	Univ. of Minnesota	3	—	CFD-ACE
UK	Imperial College London	2	液晶	—
UK	Nottingham Trent Univ.	2	—	—
USA	Cleveland State Univ.	2	—	FLUENT

国	企業	論文	試験法	解析コード
USA	General Electric Co.	12	液晶，赤外線	FLUENT
UK	Rolls-Royce plc	8	赤外線	—
Japan	IHI Co. Ltd.	3	赤外線	CFX
Sweden	Alstom Power Sweden	1	—	—
UK	British Energy	1	—	—
USA	Solar Turbines, inc.	1	—	—
USA	United Technologies	1	—	—

原稿受付 2007年4月20日

* 1 御宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部
航空エンジン技術開発センター

〒182-8522 調布市深大寺東7-44-1

* 2 石川島播磨重工業(株) 航空宇宙事業部
技術開発センター 要素技術部

7が関与し，大学等単独の論文（U）が35件と多いが，企業との連名の論文（U&C，C&U）も23件と多い。研究方法を見ると熱の授受を含む複雑形状が対象のためか，試験計測（E）が主で，現象の理解補助目的の数値解析併用や解析の精度評価（E&N）が行われている。

論文が複数の研究機関と論文のある企業をまとめると表2の様になる。ゼネラルエレクトリック社（航空・発電含む，以下GE社），ロールスロイス社（以下RR社），石川島播磨重工業（以下IHI社）等の企業と大学等の共同研究成果が多い事が分かる。

各研究機関の試験や解析技術に関しても表2に示すが，これらに関しては後述する。

2. インピンジメント冷却の要素研究

インピンジメント冷却は古くからある技術で，単純な構造に関しては多くの研究と比較的精度の良い冷却性能予測式等が存在する。基礎的な事柄に関してはガスタービン学会既刊^{(1),(2)}を参照願いたい。

最近の製造（精密鋳造等）・加工技術の進歩と冷却性能向上への高い要求から種々の複雑（複合）高性能冷却構造の研究が進められてきた。以下，先ず，冷却要素技術の研究を紹介する。

2.1 多孔・多列インピンジメント

前縁冷却を除けば，インピンジメントを単列で利用することは少なく，多孔・多列時の冷却性能では上流のインピンジメントで発生するクロスフローの影響が強い。

Wangら⁽³⁾は8×11孔の平板試験でレイノルズ数の影響等を報告した。最近，Parkら⁽⁴⁾は実験によりマッハ数0.6までの範囲でその影響に言及し，整理式を提案した。

クロスフローの低減目的で流れ方向にインピンジメント孔数が減少し，孔径が増大する非一様システムの研究がある。Sonら⁽⁵⁾⁽⁷⁾はリブやフィレット曲率の影響も含めて研究し，Gaoら⁽⁶⁾，Uysalら⁽⁹⁾も非一様システムの研究を行った。同一冷却流量では，非一様構造により全体としての冷却性能は向上し，冷却性能や流量配分の均一化の利点も有ると言われている。図1に試験モデルの一例を示す。

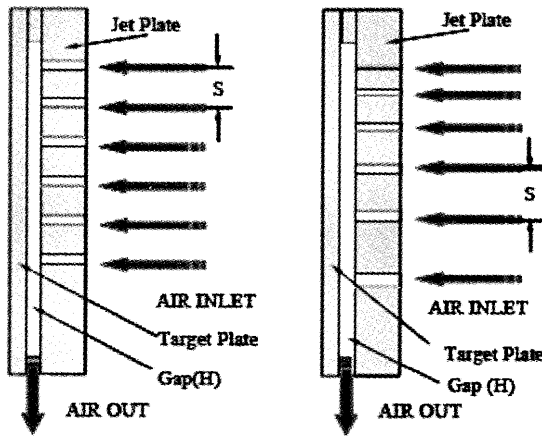
Scrittoreら⁽⁸⁾は燃焼器壁を想定した研究で速度場の詳

細計測を行い、速度分布の発達には15列程度の長い距離が必要で膜噴出しを原因とする（2次流れによる）流路内部の流体混合効果も冷却性能に影響する報告した。

2.2 インピンジメント/エフュージョン

クロスフローを低減し、外部冷却効果を狙うことが可能な構造にインピンジメント/エフュージョン冷却がある。後述する複合冷却構造もこの拡張形と考えてよい。

Choら^{91,92}はエフュージョン単独に対してインピンジメントで大幅に冷却性能が向上し、孔配置はスタガードが良いとしている。Rheeらはクロスフロー⁹³とリップ⁹⁴の効果も評価した。図2に試験モデルの一例を示す。Rheeらはジェット貫通を助ける意味でリップ配置効果を研究したが、全般に、クロスフローが弱い場合リップ効果が無く、クロスフローが強い場合、圧損ペナルティが



Channels- (Left: uniform jets, Right: Varying jets)

図1 非一様インピンジメント (Uysalら⁹⁰)

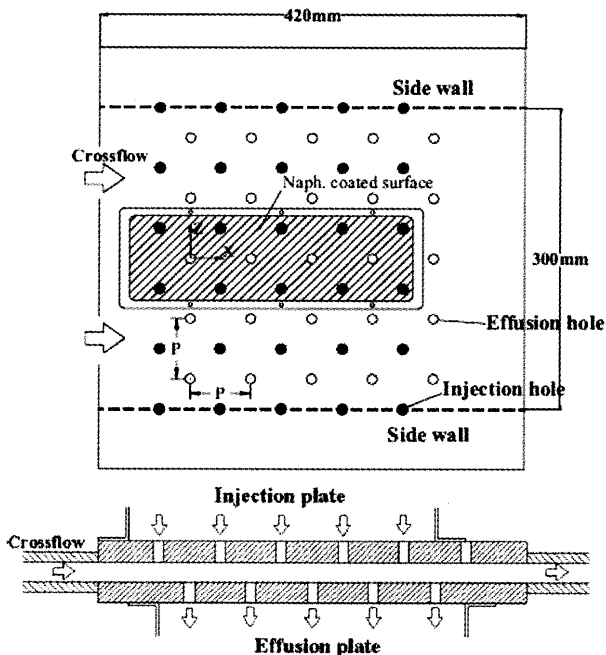


図2 インピンジメント/エフュージョン (Rheeら⁹³)

大きいと言う。

2.3 インピンジメントと乱流促進体

チャンネル等の対流冷却では、古くから乱流促進体としてリップ(凸構造)やディンプル(凹構造)が利用されてきた。インピンジメント冷却でも粗さ構造(Roughness element)との複合構造の研究が進められている。

Annerfeldtら⁹⁵は種々の形態のリップ付きインピンジメントの研究を実施した。Kanokjaruvijiら^{96,97}はディンプル面に対するインピンジメントを詳細に評価し、浅いディンプルの間にインピンジする構成が良いとしている。ディンプルの特徴は圧損ペナルティが非常に低いか無い事であると言う。

Sonら⁹⁷の研究では、インピンジメントに対するリップ効果は衝突領域で高く、クロスフローが強いと効果が無い。さらに、フィレット曲率がある場合、平滑面より性能が悪化する場合も報告されている。Sonら⁹⁸は円柱、ダイヤモンド、六角柱等の多様な粗さ構造 (pimple, rim) の伝熱促進効果を評価した。図3に試験された各種粗さ構造を示す。ダイヤモンドリップは圧損10%増に対して、熱伝達が20%以上増加し、六角柱も使い方で圧損ペナルティが小さいとしている。

インピンジメントに対する粗さ構造の配置効果は複雑でジェットとの相対位置、クロスフローの強さ（膜噴出し孔配置も影響する）で大幅に異なると思われる応用上注意が必要である。

Geometrical Parameters for the Hollow Copper Pimples

Pimples	Cylinder	Diamond	Cross Section
Shape			
Dimension	d=16.88mm B = 40%	a = 16 mm B = 30, 50, & 70%	Blockage, B = H / Z

Details of the Cross-Sections of the Perspex Hexagonal Rims

Corner Angle	Dimension	
60°		
Blockage, B = 40.8%		
60° with Reduced Height		
Blockage, B = 17.3%		

図3 種々の粗さ構造 (Sonら⁹⁸)

2.4 前縁インピンジメント冷却

翼前縁は内部冷却面積に対して外部面積が大きい為内部対流冷却の利きが悪く、インピンジメントと膜冷却(シャワーヘッドやギルホール)が併用される事が多い。冷却性能は膜噴出し孔位置の影響も受け、膜冷却孔内部の対流冷却効果も重要となる複雑系である。

Taslimら^{[9],[23]}は前縁冷却構造の一連の研究で、前縁シャワーヘッド(単列)、ギルホール(片側、両側)の影響、種々の乱流促進体、リップの効果を系統的に研究した。図4に試験部の一例を示す。Taslimら^[9]に因れば、コニカルランプ型の粗さ構造では、伝熱面積の増大も含めて平滑面に対して40%程度の冷却性能向上が見込め、レーストラック型のクロスオーバー孔(前縁のインピンジ板に相当)との組合せでは同70%増になる^[23]としている。さらに、シャワーヘッドの存在が内面熱伝達を向上し、ギル孔は片方にある構造で内部熱伝達が高い^[23]と言う。

Kalatovら^[24]は前縁に円柱状のキャビティを設け、この内部にインピンジメントジェットによる旋回流を発生するサイクロンジェット冷却構造を提案した。前記ギル孔1つの場合もサイクロンと同様の内部旋回流が形成され内部対流伝熱が増進されている可能性がある。

動翼では遠心力やコリオリ力と言った体積力が作用するため、静翼や燃焼器壁と同様の冷却性能が得られると

は限らない。回転場の実験計測は困難且つ費用がかかるため数少なく未知の部分が多いがIacovidesら^[25]は実験により回転の影響で噴流の拡散が増加、インピンジメント効果が大きく低減する事を報告しており、これは、重要な課題である。

2.5 試験計測技術

要素技術開発には大気圧風洞試験が多く適用される。この場合、流れの可視化、冷却性能の面分布や速度場・乱れ計測等で詳細な情報を得る事が重要である。表2に各研究機関の実施内容を示すが、冷却性能の面計測は感温液晶、赤外線カメラやナフタリン昇華法、速度場計測はレーザー流速計、熱線(熱膜)流速計やPIV等で行われている。温度場の静定を待つ時間が必要な定常法に替えて固体内部への温度拡散を利用した非定常法の活用も多い。

2.6 数値解析技術

本分野の数値解析(CFDや連成解析)は未だに評価段階と言える。対流冷却の人為的促進効果は数10%の場合が多い為、数値解析誤差は(試験計測誤差も)前記効果を評価し得る10%程度が要求されると著者は考える。

Adolfsonら^[26]は数値解析精度検証用に閉鎖空間内の円形噴流の詳細なデータを取得し解析と比較した。K- ω モデルは吹込み部に発生する剥離渦の位置と大きさを良く再現するが、衝突領域半径方向の壁面摩擦(つまり熱伝達率)の変化傾向を上手く再現できない。

Lund Institute of Technologyでは乱流モデルの評価が継続されており^{[27],[28]}、k- ϵ 、k- ω 、v2-fモデル等が文献情報に基づき評価された。これまでの所、k- ϵ に比較すればk- ω 、v2-fモデルが良いと言う。

種々の形態のインピンジメントで実験と解析を比較したIbrahimら^[29]に因れば、単一噴流ではv2-f、k- ω 、k- ϵ の順に良い結果が得られるが、多孔・多列インピンジメントの場合、v2-fモデルは実験的に既知の衝突領域熱伝達率が下流に向けて低下する現象を再現できない。

Bambaら^[30]はインピンジメント冷却とタービン翼の流体及び連成解析時の熱伝達率に対する乱流モデルの影響を研究し、k- ω に時間スケール制限関数を使用することで澱み点の解析精度が向上するとしているがここにはv2-fモデルの比較は無い。

現時点ではk- ω 、v2-fモデルが比較的良いとされるが、RealizableやRNG k- ϵ モデルも使用されており、複雑現象の熱伝達率を全領域で良好に再現する乱流モデルは無いと思われる。特記すべきは、乱流モデルと言われるのが、流れ場のモデリングに限られおり、温度場は乱流プラントル数が使用されている事である。果たして、この方法がどこまで有効なのかは不明である。

表2に示すように、この分野では市販のCFDコードが多用されており、ベンダーとの協力が精度向上に於いても必須と思われる。

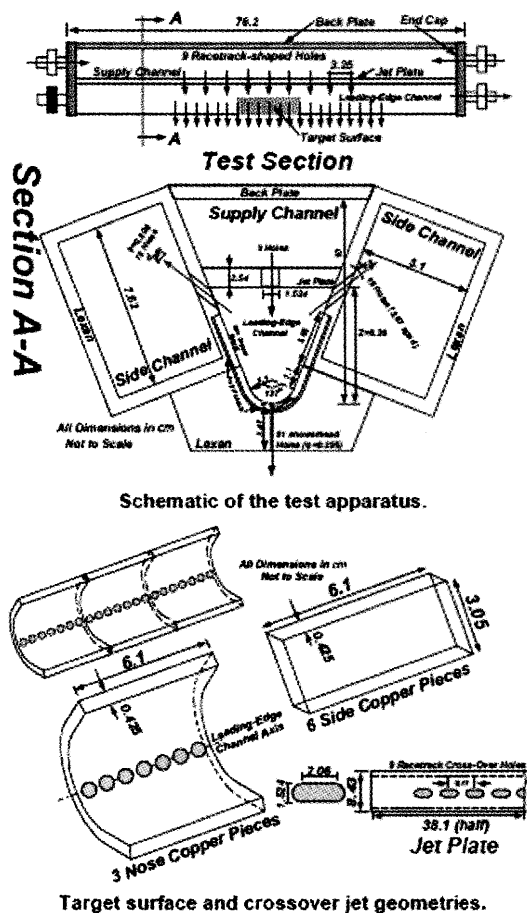


図4 前縁冷却試験体 (Taslimら^[23])

3. 複雑な内部構造を持つ高性能冷却構造

インピンジメント冷却では伝熱面と噴出しの距離を確実に保持することが重要で、インピンジ板とターゲット板（翼内面に相当）を繋ぐ構造を乱流促進と拡大伝熱面として有効活用する複合構造が発想されたものとする。従来に無い高冷却性能を達成すべく、各国で実施されている、複雑な先進的冷却構造の研究を以下に紹介する。

3.1 一体鋳造冷却構造 (Integrally Cast Cooling)

図5に示す一体鋳造冷却構造は、RR社とオックスフォード大学のグループで研究されている。この構造の利点は、インピンジ板が翼外壁と一体構造であるために、インピンジ板も熱交換に寄与する事であると言う。

Gillespieら³³は、インピンジ板の平均熱伝達がターゲット板のその50%程度にも達することを確認した。この構造の研究は近年も盛んで、Chambersら³⁴はクロスフローの強い状況下ではレストラック型孔のジェット貫通力が高く有効であると報告した。Ieronymidisら³⁵はインピンジ板の冷却空気入口側の壁面とインピンジ孔内面について詳細な熱伝達率分布を計測した。また、Ieronymidisら³⁶は低圧及び高圧（エンジン条件に近い）リグを使用して孔の流量係数や圧損を評価しており、製造上不可避のシャンファの影響が大きい事、圧縮性効果はマッハ数0.4以下では小さい事、CFDに因れば回転の影響はさほど無い事を報告した。

3.2 Lamilloy®

Lamilloy® (図6) はアリソン社（当時）で開発された冷却構造である。Sweeneyら³⁷はスノーフレイク状の内部フィンを用いたLamilloy®構造について、膜冷却孔の開口角と配置間隔が冷却性能に及ぼす影響を研究した。配置間隔が狭い場合はフィルム孔を傾けることで冷却性能が向上するが、間隔が広いと垂直孔と傾斜孔の冷却性能に差は無くなると報告した。GE社とRR社が共同開発中のJSF (Joint Strike Fighter) 用エンジンF136の燃焼器およびタービン翼にLamilloy®が採用されている模様である。

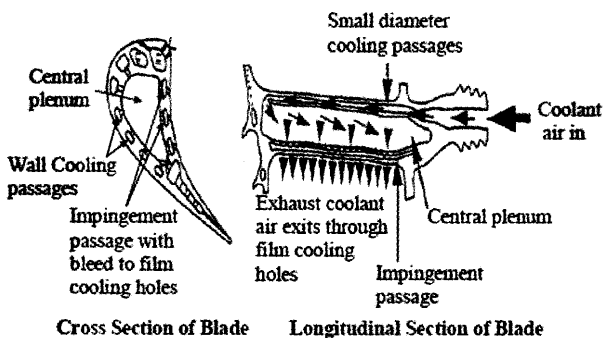


図5 一体鋳造構造 (Dailey³⁸)

3.3 複合型インピンジメント冷却構造

日本では、次世代の高性能冷却構造として、複合型インピンジメント冷却構造 (図7) の研究を実施してきた。この構造の発案者であるFunazakiら³⁹は、インピンジ孔とフィルム孔を基盤目状に配置し、これらを頂点とする正方形の中心にピンを1つ配置した基本的な構造の冷却側熱伝達率分布を計測した。Yamawakiら⁴⁰は、構造中のピン密度の増減の効果を、高温風洞試験で評価した。Favarettoら⁴¹は、この冷却構造の圧力損失と冷却効率の最適化を多目的遺伝的アルゴリズム (MOGA) により試みている。筆者らも、本冷却構造に関して種々のピンや孔配置を高温風洞試験計測し、冷却と圧力損失を統合した評価を行った^{40,41}。結果として、上記基本的構造が最も良好であると結論した。

3.4 メッシュクーリング (Mesh Cooling)

インピンジメント/フィルム冷却とは異なるが、複雑な二重壁複合冷却構造として、Bunkerら⁴²が発表したメッシュクーリング (図8) がある。これは、ディンプル、リップ、ピンフィンの3種類の乱流促進構造を組合せたもので、それらの相乗効果で単純な平面流路の約3倍の熱伝達率が得られるとの事である。

3.5 格子冷却構造

格子冷却構造 (図9) は、熱伝達率や圧力損失といった伝熱特性は乱流促進体つきサーペントイン流路と同等だが、鋳造製造性が良く翼構造強度が確保できる利点があり、25年以上も前から旧ソビエトのガスタービンに適用されて来た⁴⁴。欧米でサーペントイン構造が発展した

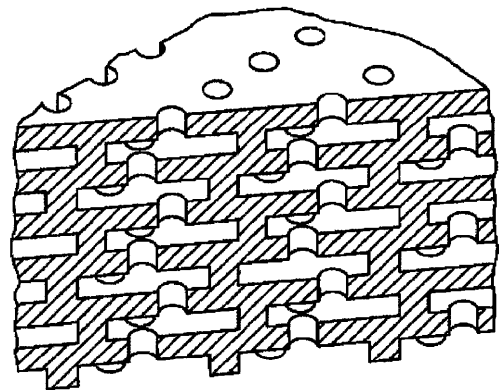


図6 Lamilloy® (O'Connorら³⁹)

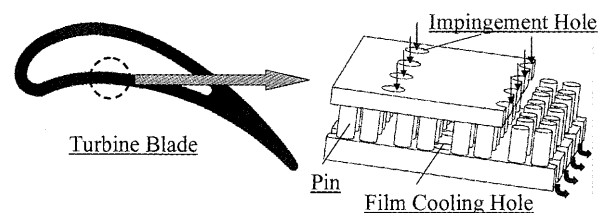


図7 複合型インピンジ冷却構造 (Nakamataら⁴⁰)

のと同時期に旧ソビエトで発展した冷却構造であるが伝熱特性の詳細について公開された文献はほとんど無い。ここ数年、英国や米国から研究結果が発表され、この構造の可能性を探る動きが見られる。Gillespie⁽⁴⁹⁾は、タービン動翼後縁部に格子冷却構造を適用し、スロット噴出がある場合の内部熱伝達率計測を行った。Bunker⁽⁴⁸⁾は、アクリルと金属製の2種類の供試体を用い、格子冷却構造の流れの折り返し部(図9, A部)の伝熱促進効果と、リブのフィン効果を分離評価した。折り返し部分の伝熱促進効果が大きく平滑面の3倍に達すると言う。Acharya⁽⁴⁶⁾は、格子冷却構造に対する回転の影響はそれほど大きくないと報告している。

4. 今後の展望

以上、インピンジメント冷却の題目を、若干、拡大解釈し、最近の高性能冷却構造の研究まで含めて概説した。我国では、本テーマに関連する研究が少ない印象を受けている。本稿が、読者の新たな研究テーマの発掘に少しでも貢献できれば幸いである。

さて、2006年のASME Turbo Expoにおいて、Bunkerがガスタービン冷却分野の研究に対する今後の展望を述べている⁽⁴⁸⁾。その中で、今後取り組まれるであろうと予想される技術が、技術的困難さと、達成効果を軸にまとめられた(図10)。Lamilloyや複合型インピンジメント冷却構造等は図の3. Micro Coolingに分類されるが、技術的困難さは高いが、達成効果も大きい分野と説明されており、今後も重要な研究テーマと位置づけられたと考える。

本技術実現の最大の課題は製造技術であろうか? 微細で複雑、且つ、修理が困難(不可能)な構造を低コスト・高信頼性で製造する難題に取り組む必要がある。鋳造構造では、必ず、フィレット曲率やシャンファー、出

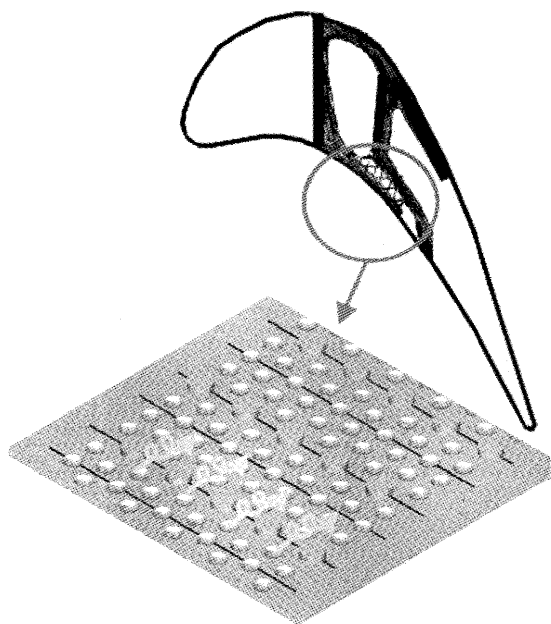


図8 メッシュクリング (Bunker⁽⁴⁸⁾)

来のバラツキが存在するから、それら効果も含めた研究が必要である。

最後に、新しい冷却構造のコンセプト創出や高精度な設計評価には実験を凌駕する高精度、ロバスト、且つ、使い易い数値解析技術(コード)が不可欠であるが高精度の乱流モデル開発の道は険しいと思われる。

参考文献 (ASME論文の最後の*はジャーナル採択論文)

- (1) 川池和彦, 安斉俊一, 論説・解説タービン翼の内部冷却技術の進展, 日本ガスタービン学会誌, Vol.20, No.80, (1993-3), p.10-17.
- (2) (社)日本ガスタービン学会調査研究委員会報告書-ガスタービンの高温化と冷却技術, 第21期調査研究委員会, (1997-3), p.21-27
- (3) Wang, T., Lin, M. and Bunker,R.S., ASME 2000-GT-223
- (4) Park, J., Goodro, M., Ligrani, P., Fox,M. and Moon, H-K., ASME GT2006-90628
- (5) Son, C., Gillespie, D.R.H. Ireland, P. and Dailey, G. M., ASME 2000-GT-219*
- (6) Son, C., Gillespie, D.R.H., Ireland, P. and Dailey, G. M., ASME 2001-GT-0154

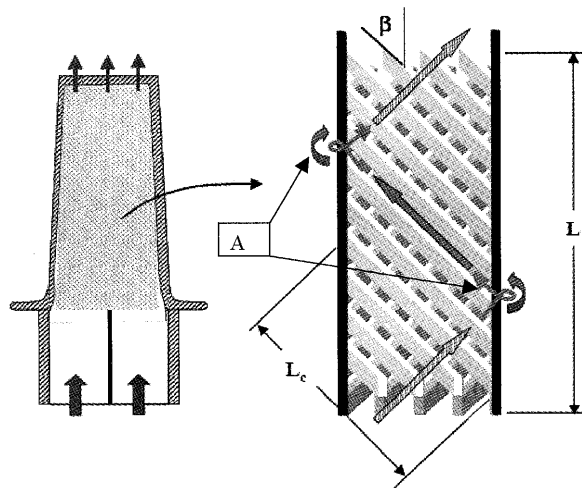


図9 格子冷却構造 (Bunker⁽⁴⁸⁾)

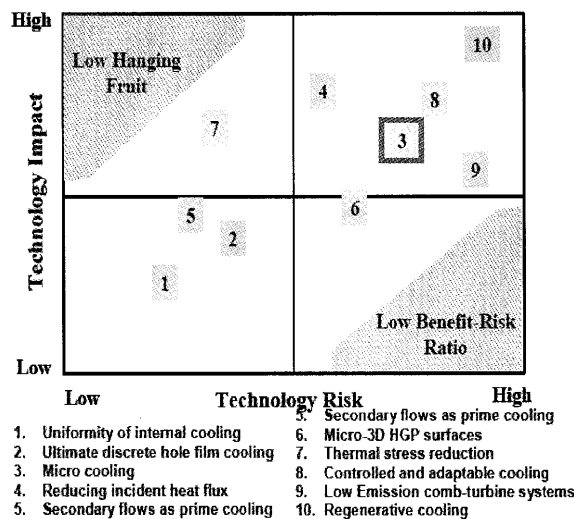


図10 冷却技術のリスク-インパクトマップ (Bunker⁽⁴⁷⁾)

- (7) Son, C., Ireland, P. and Gillespie, D.R.H., ASME GT2005-68186
- (8) Gao, L., V. Ekkad, S.V. and Bunker, R.S., ASME GT-2003-38178.
- (9) Uysal, Li, U.P.-W., Chyu, M. K. And Cunha, F.J., ASME GT2005-68106*
- (10) Scrittore, J.J., Thole, K.A. and Burd, S.W., ASME GT2006-90532*
- (11) Cho, H.H., and Rhee, D.H., ASME 2000-GT-252
- (12) Cho, H.H., Rhee, D.H. and Goldstein, R.J., ASME GT2004-53685
- (13) Rhee, G.H., Choi, J.H., and Cho, H.H., ASME GT-2002-30474*
- (14) Rhee, D.H., Nam, Y.W. and Cho, H.H., ASME GT2004-53686
- (15) Annerfeldt, M.O., Persson, J.L. and Torisson, T., ASME 2001-GT-0149
- (16) Kanokjaruviji, K., and Martinez-Botas R.F., ASME GT2004-53142
- (17) Kanokjaruviji, K., and Martinez-Botas R.F., ASME GT2005-68823*
- (18) Son, C., Dailey, G., Ireland, P. and Gillespie, D., ASME GT2005-68504*
- (19) Taslim, M.E., Setayashgar, L. and Spring, S.D., ASME 2000-GT-222*
- (20) Taslim, M.E., Pan, Y. and Spring, S.D., ASME 2001-GT-0152*
- (21) Taslim, M.E. and Setayeshgar, L., ASME 2001-GT-0153
- (22) Taslim, M.E., Bakhtari, K. and Liu, H., ASME GT-2003-38118*
- (23) Taslim, M.E. and Khanicheh, A., ASME GT2005-68037*
- (24) Khalatov, A.A., Syred, N., Bowen, P.J. and Al-Ajmi, R., ASME 2001-GT-0154
- (25) Iacovides, H., Kounadis, D., Launder, B.E., Li, J. and Xu, Z., ASME GT2004-53244
- (26) Adolphson, D.A., Simon, T.W. and Ibrahim, M.B., ASME GT2004-54215
- (27) Abdon, A. and Sundén, B., ASME 2001-GT-0150
- (28) Jia, R., Rokni, M. and Sundén, B., ASME GT-2002-30449
- (29) Jia, R., Sundén, B., ASME GT2004-53459
- (30) Sundén, B., Laroque, J., ASME GT2005-68896
- (31) Ibrahim, M., Kochuparambil, B.J., Ekkad, S. and Simon, T.W., ASME GT2005-68341
- (32) Bamba, T., Yamane, T. and Fukuyama, Y., ASME GT2007-27824 (to be presented)
- (33) Gillespie, D.R.H., Wang, Z., Ireland, P.T. and Kohler, S.T., ASME 96-GT-200
- (34) Chambers, A.C., Gillespie, D.R.H., Ireland, P.T., Mitchell, M., ASME GT2006-91229
- (35) Ieronymidis, I., Gillespie, D.R.H., Ireland, P.T., Kingston, R., ASME GT2006-91231
- (36) Ieronymidis, I., Gillespie, D.R.H., Ireland, P.T., Kingston, R., ASME GT2006-91245
- (37) Sweeney, P.C. and Rhodes, J.F., ASME 99-GT-142
- (38) Funazaki, K., Tarukawa, Y., Kudo, T., Matsuno, S., Imai, R. and Yamawaki, S., ASME 2001-GT-148
- (39) Yamawaki, S., Nakamata, C., Imai, R., Matsuno, S., Yoshida, T., Mimura, F., Kumada, M., ASME GT2003-38215
- (40) Favaretto, C.F.F. and Funazaki, K., ASME GT2003-38408
- (41) Nakamata, C., Okita, Y., Matsuno, S., Mimura, F., Matsushita, M., Yamane, T., Fukuyama, Y. and Yoshida, T., ASME GT2005-68348
- (42) Nakamata, C., Mimura, F., Matsushita, M., Yamane, T., Fukuyama, Y. and Yoshida, T., ASME GT2007-27020 (to be presented)
- (43) Bunker R.S., Bailey J.C., Lee C.P., Stevens C.W., ASME GT2004-54260
- (44) Bunker R.S., ASME GT2004-54157
- (45) Gillespie, D.R.H., Ireland, P.T., Dailey, G.M., ASME GT2000-GT-653
- (46) Acharya, S., Zhou, F., Lagrone, J., Mahmood, G., Bunker, R., ASME GT2004-53983
- (47) Bunker, R.S., ASME GT2006-90002
- (48) Dailey, G.M., "Aero-thermal Performance of Integral Cooling Systems in Turbomachines: Design and Calculation Issues," VKI Lecture Series, February 28th - March 3rd 2000
- (49) O'Connor, K.F., Hoff, J.P., Frasier, D.J., Peeler, R.E., Mueller-Largent, H., Trees, F.F., Whetstone, J.R., Lane, J. H. and Jeffries, R E., 2001, US Patent US 6,255,000

特集：ガスタービンにおける伝熱・冷却

燃焼器壁の冷却

木下 康裕*¹
KINOSHITA Yasuhiro

キーワード：Cooling, Combustor, wall, film cooling, tiled wall, ceramic material

1. はじめに

近年、航空エンジン及び発電用（産業用）ガスタービンエンジンは高効率化のために高圧・高温化が進み、燃焼器壁が受ける熱負荷が著しく増加している。さらに、エミッションに関する規制が厳しくなり、燃焼器壁の冷却空気を削減して窒素酸化物（NOx）排出を低減させることが行われている。その一方で、メンテナンス費用圧縮の観点から、タービンと共に高温部品の代表である燃焼器の寿命延長も求められている。これらの相反する要求を背景に、燃焼器壁の冷却は従来以上に重要なテーマとなっており、直近の対応として少ない冷却空気での冷却効率を改善する技術の開発や、また将来への対応としては新材料の利用を含めた新しい冷却コンセプトの実現に向けた技術開発がなされている。

本報では、燃焼器壁の冷却に関する基礎的な技術について概説し、代表的な方式について簡単にその冷却設計を説明すると共に、今後の燃焼器壁の冷却技術についていくつか紹介する。

2. 燃焼器壁冷却技術の基礎とその設計法

2.1 燃焼器における壁冷却技術の重要性

燃焼器は、ガスタービンエンジンを構成する要素の中で作動流体の温度が最も高くなる部位であり、古くから熱に関するトラブルの多い要素の一つである。燃焼器に係わる熱的な損傷としては、燃焼器壁の減肉や座屈、クリープ変形やクラックがある（図1）。燃焼器壁の減肉は、高温の燃焼ガスによる壁の酸化が原因であり、酸化物の生成と剥離が継続的に繰り返されることで壁の減肉が進展する。一方、燃焼器壁の座屈、クリープ変形は、壁面に大きな温度勾配が長時間存在することで発生し、壁の加熱側の要因としては燃焼器内の燃焼ガスに想定以上の温度分布がある場合、冷却側の要因としては点火プラグや燃焼器を固定するピン等の存在により局部的に冷却が阻害される場合が考えられる。また、クラックは、壁の溶接部や空気孔のような形状的に不連続な場所に大

きな温度勾配が発生する場合や、エンジンの起動から最大負荷、負荷減少から停止の運転サイクルに履歴する壁の非定常な温度変化が、運用の中で繰り返されることで発生する低サイクル疲労が主因である。特に、航空エンジンでは、最高温度、最大圧力になる離陸の回数の増加と共にクラックの発生に気を配る必要がある。燃焼器の壁には高温での耐酸化性や耐食性、耐熱疲労性、強度等に優れたNi基やCo基の耐熱超合金が使用されているが、目標とする運転時間（交換寿命）まで大きな減肉がなく、設定した運転サイクル数まで変形やクラックが発生しないようにするには、燃焼器壁を適切な方法で冷却し、上記材料であれば1100～1150K以下に壁温度を制御する必要がある。

近年、航空エンジンのみならず発電用（産業用）ガスタービン全般に、経済性向上に対するユーザーからの要望が非常に強く、燃費低減を推進するためにエンジンサイクルには著しい高圧・高温化が指向されている。これに伴い、燃焼器入口の空気圧力、空気温度と燃焼器出口の燃焼ガス温度は上昇するため、上に示したような熱的諸損傷の危険性が高まるが、燃焼器出口における燃焼ガス温度調整用に使用していた希釈空気を壁冷却空気として使用したり、冷却技術の高度化により燃焼器壁温度を従来レベルに保持し、これまでと同じ健全性と寿命を確

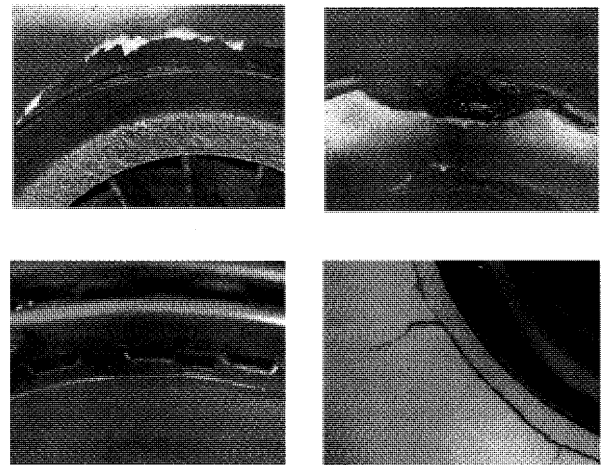


図1 燃焼器壁部のクリープ変形やクラック

原稿受付 2007年4月20日

*1 川崎重工業(株) 要素技術部

〒673-8666 明石市川崎町1-1

保しているのが現状である。一方、大気環境保全や地球規模の気候変動に対する関心の高まりから、燃焼器には環境適合性の向上も強く求められるようになり、窒素酸化物 (NO_x) や一酸化炭素 (CO) 等の有害排出物の排出は厳しく規制されている。規制としては、航空エンジンでは国際民間航空機構 (ICAO) の定める規制、発電用 (産業用) ガスタービンでは各国の政府、自治体が定める法令があるが、これらの排出規制は今後も継続的に強化されるものと考えられている。これに対応すべく低エミッション燃焼技術が積極的に研究されているが、低NO_x燃焼技術として希薄予混合燃焼法が多く採用されている。これは燃焼に多量の空気を必要とするため、規制の強化とともに冷却空気を徐々に削減して燃焼用空気

(予混合空気) に配分することで規制をクリアしているのが現状で、これに伴い燃焼器壁冷却は一層厳しい状況となっている。

このように、高圧・高温化と低エミッション化の両立は、燃焼器の健全性、寿命確保に強いインパクトを与えており、従来にも増して燃焼器壁の冷却は重要となっている。

2.2 燃焼器の壁冷却技術の基礎

燃焼器壁外部を流れる空気の対流冷却だけでは壁温度が十分に下がらないため、初期の燃焼器ではルーバー (がらり) と呼ぶ空気取り入れ孔を壁に数多く開けて冷却空気の一部を燃焼器内に取り込んで壁内面を冷却する構造 (図2¹⁾) が用いられた。この方式は加工が容易で安価であるが、押し出しによりルーバー (空気取り入れ溝) を作るため溝幅に誤差が生じやすいこと、壁自身の温度変化でルーバーの溝幅が変化し、高温になるほど冷却が悪化すること、ルーバーの切り欠き部がクラック発生の起点となることなどから現在はほとんど用いられていない。ルーバーの短所を改良したのが次のスロット方式である。

これは、冷却空気を燃焼器内部に取り込む小孔の列を設け、スロットを用いて冷却空気を壁と平行なフィルム状にして壁内面に沿って流すことにより燃焼器壁を高温の燃焼ガスから保護するものである。燃焼器壁の冷却技術としては、構造が簡単で、冷却とともに機械的な性能も優れていることから、古くから多くの燃焼器に採用されている。スロットの作り方の違いにより図3のように分類される。図3 (a) ~ (d) は板金加工で製造されるもので、2枚の板をオーバーラップさせてスロットを作っている。中でも (d) のStacked ring方式は、片端を曲げ加工した板をもう一つの板と接合してスロットを作るが、接合部が冷却空気側にあるため比較的熱的損傷にも強い

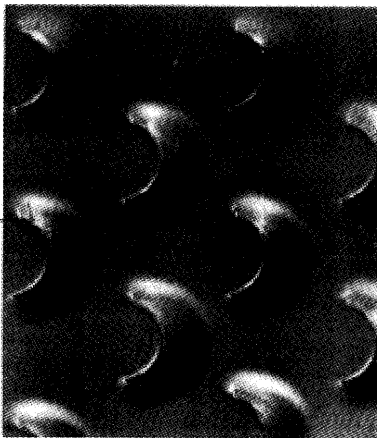


図2 ルーバー方式壁冷却構造

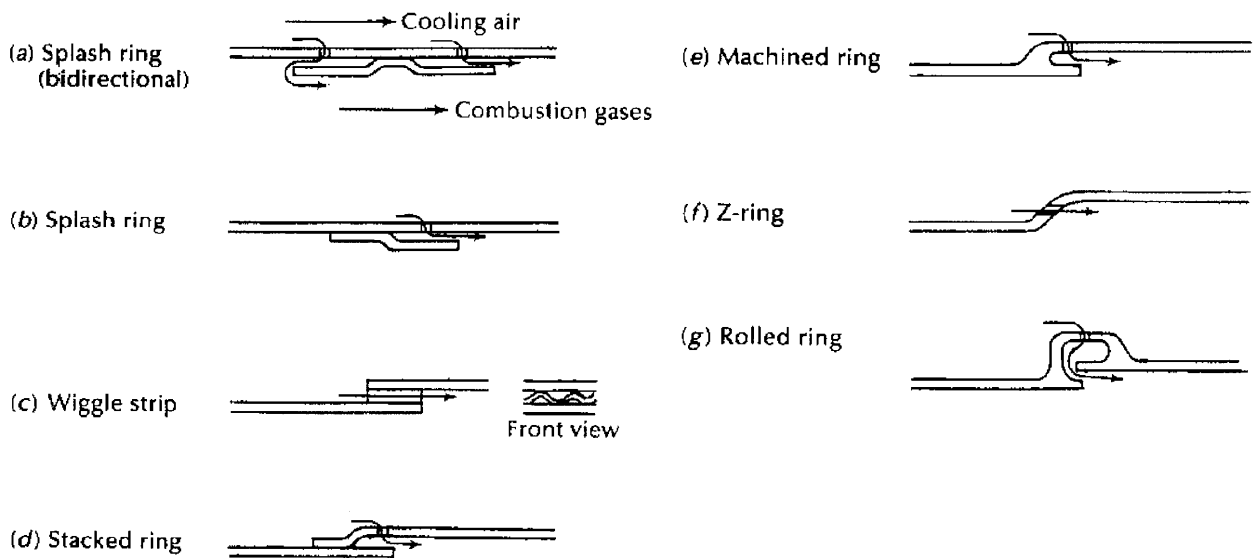


図3 スロット方式壁冷却構造¹⁾

ことから1980年代に開発されたエンジンに広く採用され、現在もこの方式は作動温度の低い燃焼器で使用されている。この冷却構造は、外側の板に設けられた小孔の列から冷却空気を取り入れ、内側の壁をインピンジで冷却した後、スロットを流れる間に内側壁を冷却するとともに、流れは整流されて出口からフィルム状に噴出させている。そして、冷却空気のフィルムは、スロットから噴出すると燃焼ガスに拡散し比較的短い距離で冷却効果がなくなるため、スロットを多段化することで燃焼器全面をカバーしている。Stacked ring方式の欠点は、2枚の板が密着する接合面で局所的に隙間ができてこの部分の冷却が不十分になったり、溶接やロー付けの接合部に高い熱応力が発生し、ここからクラックが発生する場合のあることである。これを改善したのが(e)のMachined ring方式で、これはフィルム空気を取り入れるリング部分を、板金ではなく鍛造金属片から切削加工により製造している。図4は現在、大型航空機用エンジンとして多く運用されているGE社のエンジンCF-6の燃焼器で、この壁冷却にはMachined ring方式の冷却構造が採用され、燃焼器壁部全面にこのスロット方式が多段に配置されている様子がわかる。このように、Stacked ring方式やMachined ring方式は現在もポピュラーな冷却構造であるが、サイクルの高温化に伴いスロット内側壁の先端部が最も高温となり変形が生じやすいこと、さらに空気取り入れ孔直後が冷却空気温度と同程度の低温となり、両者の間に大きな温度勾配が生じてクラックが発生する事例が報告されている。スロット内側壁先端部の高温問題を解決しているのが(f)のZ-ring方式や(g)のRolled ring方式である。これらは、空気取り入れ孔部付近の内側壁だけを残し、それより後方部分をなくしたもので、スロットがないためフィルム空気は不均一になりやすいが、Z-ring方式では空気取り入れ孔を小さくして数を増加させることで、またRolled ring方式では空気室を設けることで均一なフィルムの形成を狙っている。Z-ringはRolls Royce社の燃焼器に多く採用されている(図5⁽²⁾)。

スロット方式は、以上のように改良がなされてきてい

るが、本質的に、空気取り入れ孔付近の冷えすぎる部分と冷却空気のフィルムが拡散して消失し冷却が不十分になる部分に大きな温度差が発生し易いことには変わりはない。これは、燃焼器の作動条件が高圧・高温化している最新の高性能エンジンでは、クリープ変形やLCFによる疲労、クラックなど強度・寿命の観点から不利であり、以下に示すような新しい冷却構造が実用化されている。

図6はアングルド・エフュージョン方式の冷却構造を採用したGE社の大型ターボファンエンジンGE90の燃焼器である⁽³⁾。アングルド・エフュージョン方式は、厚肉の一枚壁に冷却空気を導入する小孔を壁面に対し極めて浅い角度で壁全面に、一定の間隔で高密度に穴開け加工したものであり、壁内部で小孔を通る冷却空気が熱交換する面積が大きいこと、小孔から噴出する冷却空気が壁内面全体にわたって均一なフィルムを形成して高温の燃焼ガスに曝される壁内面を保護する特徴を有している。そのため、同じ冷却空気量でも冷却効率が高く、壁全体に温度分布がつきにくいという特質を持っており、強度的な性能では高温燃焼器に有利な方式である。また、図7(a)は大型ターボファンエンジンPW4000の燃焼器であるが、これにはP&W社が開発したセグメント方式の冷却構造が採用されている⁽⁴⁾。このセグメント方式は、燃焼器の内側にヒートシールドとして小型のタイルを全面に取り付けたもので、タイルは燃焼器の外側壁にボルトで固定される。これにより、構造強度としては低温の外側壁が支持し、高温酸化と熱応力の問題は相互に拘束しない小型のタイルが分担している。さらに、少ない空気量で冷却効率を向上させるために、タイルの冷却面側には小さな突起を多数設けたペDESTAL構造を採用し、インピンジメントとピンフィンの複合冷却技術を適用している。図7(b)に当社が試作したペDESTAL構造のタイルを示す。この方式も、高圧・高温の燃焼器に適しており、Rolls Royce社の最新の大型エンジンTrent500やTrent1000の燃焼器壁の冷却構造にも採用されている。

一方、発電用(産業用)ガスタービンでもスロット方式の冷却構造が従来から広く採用されてきたが、近年の

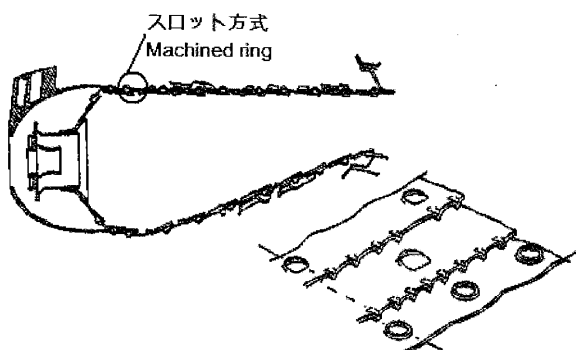


図4 GE社 CF6-50燃焼器 (Machined ring冷却構造)

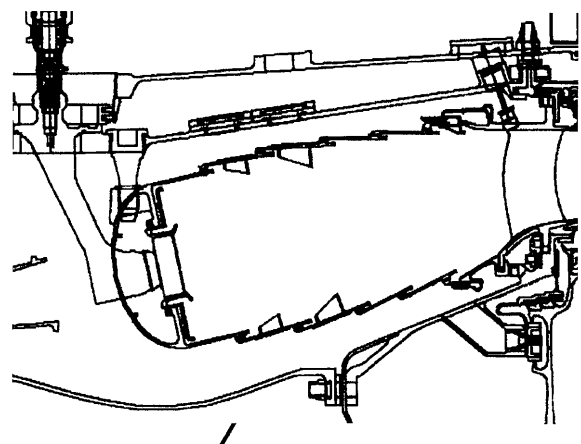


図5 RR社 Trent800燃焼器 (Z-ring冷却構造)

エミッション規制の強化により、低エミッション燃焼器には希薄予混合燃焼方式が多く採用され、少ない冷却空気でも従来の壁温度レベルが確保できるように壁冷却技術の改良がなされている。図8にSolar社の低エミッション燃焼器SoloNOxを示す⁽⁵⁾。NOxについて排出規制が緩かった初期型のSoloNOxでは、図9(a)に示すようなSplash ring方式の冷却構造が採用されたが、規制が厳しくなるにつれて希薄予混合燃焼に多くの空気が必要

となり、少ない冷却空気でも高い冷却効率を得るためにインピジメントとアングルド・エフュージョンを組み合わせた高度な冷却技術を開発し、最新のSoloNOxにこれを採用している。

2.3 コーティング (Thermal Barrier Coatings)

最近の高温燃焼器は、燃焼器壁を燃焼ガスから保護する目的で、遮熱コーティングTBCが適応される場合が多い。現在のTBCは、プラズマ溶射で燃焼器壁内面に施工されるのが一般的で、まず金属の壁表面にボンドコートを溶射した後、セラミックス (yttriaで安定化し

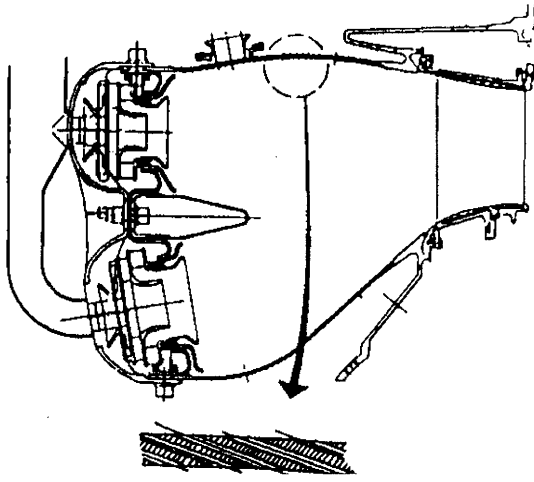


図6 GE社 GE90 燃焼器

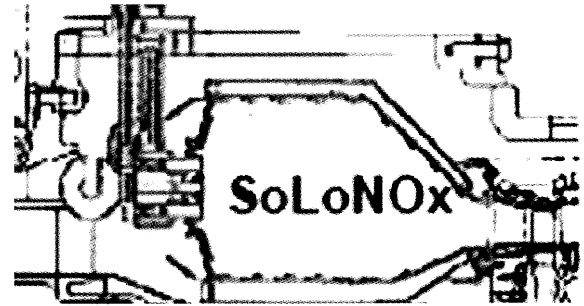
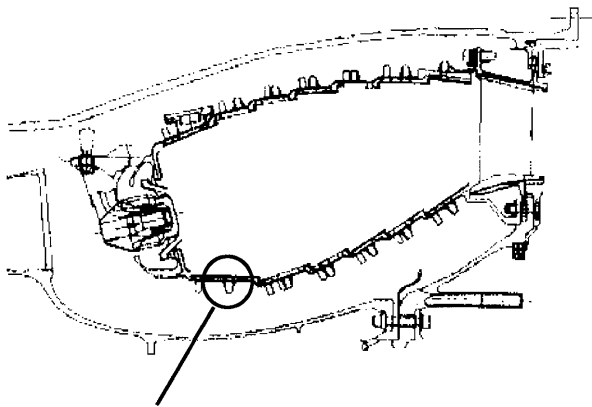
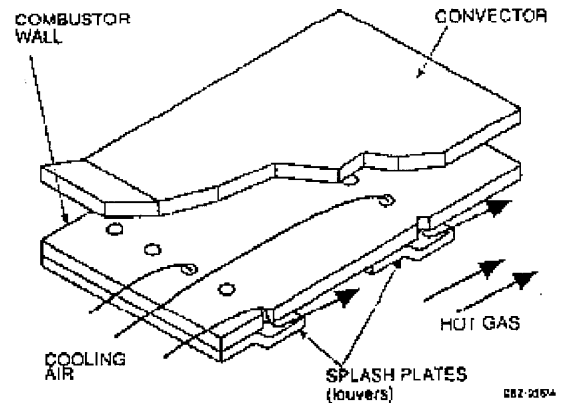


図8 Solar社 soloNOx燃焼器

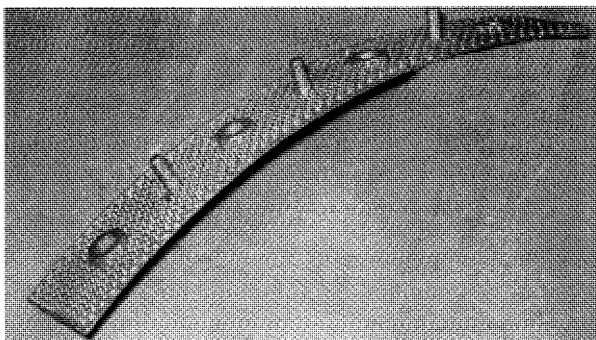


セグメント方式 (タイル)

(a) P&W社 PW4000燃焼器

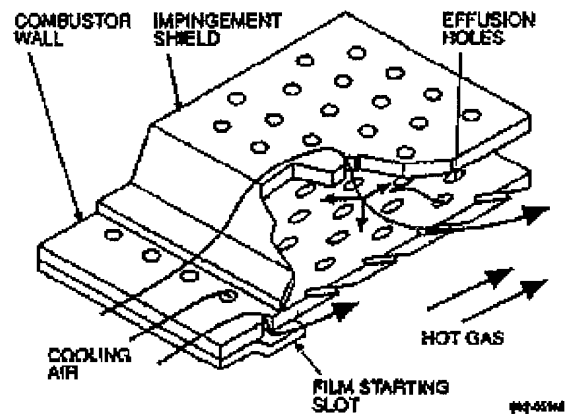


(a) 初期型Splash ring方式



(b) KHI社 ペダスタル構造のタイル

図7 セグメント方式冷却構造



(b) 改良型 Impingement/Angled effusion方式

図9 soloNOx燃焼器の冷却技術の変遷

たzirconiaが一般的に使用されている)のトップコートが溶射される。セラミックスは熱伝導率が小さく燃焼器壁に対して断熱材として働き、採用する冷却方式との組み合わせにもよるが、TBCの施工により燃焼器壁温度を50K程度低下させることができる。

2.4 燃焼器壁冷却の設計法

燃焼器壁の伝熱に関する概念を図10に示す。燃焼器壁への入熱は燃焼ガスからの輻射 R_1 と対流による熱伝達 C_1 があり、この熱は壁内面から外面へ伝導して K_{1-2} 、壁外面からケーシングへ輻射 R_2 とアニユラス空気へ対流熱伝達 C_2 により放熱される。これらの熱量の間には式1のようなバランスが成立し、本式を解くことで燃焼器壁温度が算出できる。

$$R_1 + C_1 = R_2 + C_2 = K_{1-2} \quad (式1)$$

冷却設計の一例としてスロット方式の冷却を採用する燃焼器壁について考える。式1を組み立てて壁温度について解くことを難しくしているのは、左辺の燃焼ガスから燃焼器壁への熱量の見積である。火炎輻射 R_1 には CO_2 や H_2O 等のガス成分からのガス輻射と火炎中の炭素粒子(すす)からの固体輻射があるが、すすは高压燃焼中で成長し輻射率が大きくなるため最近の高压・高温燃焼器の壁冷却設計では固体輻射を正確に見積もることが重要

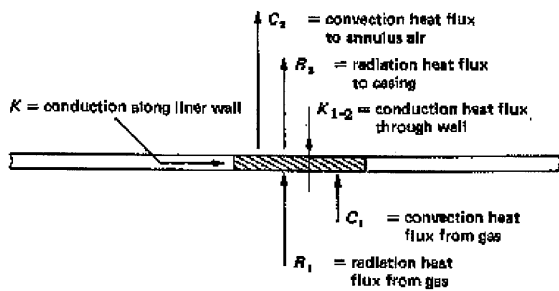


図10 燃焼器壁の伝熱の概念

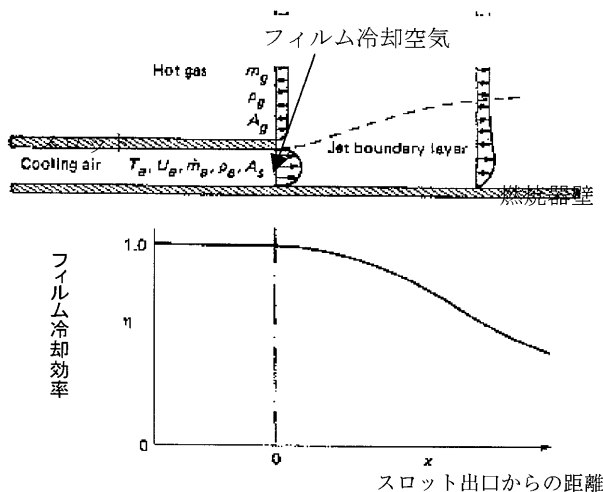


図11 スロット冷却の概念とフィルム冷却効率

となっている。しかし、燃焼器内部の燃焼ガスの組成分布、特にすすの濃度分布や火炎温度分布を精度よく見積もることができないため、実際の設計には蓄積保有しているデータや経験値が用いられている。また、燃焼ガスと壁の対流熱伝達 C_1 を見積もるには、壁周りのガス温度を知る必要がある。図11に示すようにスロットから噴出するフィルム空気は燃焼ガスに拡散し、スロット出口からの距離と共にガス温度が変化するため、これを精度よく見積もることは難しいが、古くからこのガス温度の変化(フィルム効率)に関する研究は活発に行われており、現在ではかなり詳細な結果が報告されている⁽⁶⁾。式1に設計条件、伝熱に関する各係数などの数値を入れて壁温を求めた例を図12に示す。この結果から、冷却空気取り入れ孔直後点Aや点Dで最も壁温度が低く、スロットの先端点Cあるいはフィルム冷却の効いていない点Bで最も温度が高くなっているのがわかり、前述したスロット冷却方式の短所が確認できる⁽¹⁾。

近年、計算機の能力が著しく発達したことから、燃焼器壁の冷却設計においても上で説明したような一次元解析ではなく、燃焼器壁の周りの流れと伝熱を連成させた

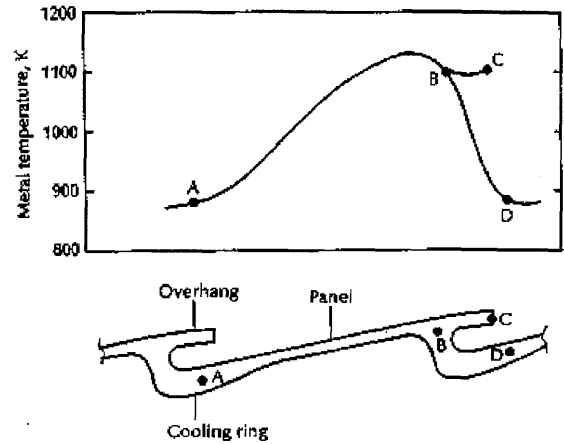
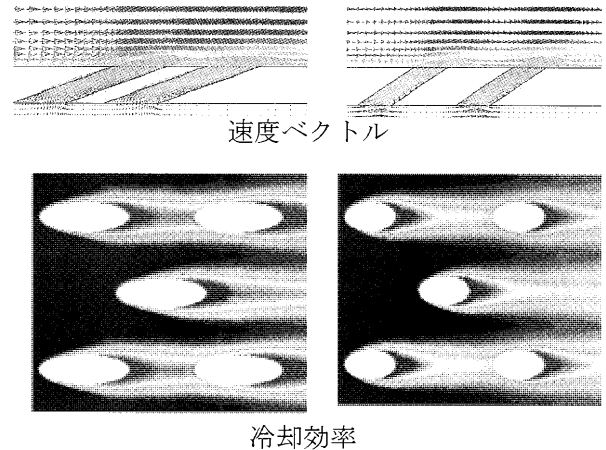


図12 燃焼器壁冷却設計の計算結果の例



エフェュージョン孔傾斜角 20° 35°
図13 アングルド・エフェュージョン方式の冷却計算例

三次元解析が適用されつつある。当社においても高温燃焼器への適用を想定して、いくつか有望な冷却技術について研究を行っているが、図13はアングルド・エフュージョン方式についてエフュージョン孔の配置（口径、数密度、傾き）を決めるために実施した上記連成解析の結果の一例であり、エフュージョン孔の周りを中心に壁温度が冷やされている様子や、孔から噴き出した冷却空気の噴流が壁に沿って流れ、フィルム状になり燃焼ガスから壁面を保護する様子がわかる。また、セグメント方式についてもタイルのペDESTAL構造について同様な連成解析を実施している（図14）。三次元的に壁温度の分布や壁周りの冷却空気の流れが把握できることは、燃焼器壁の冷却設計を行う上で非常に有効であるが、どの解析もそうであるように実験による検証が重要であり、モデルパネルを用いた伝熱冷却試験を実施して設計へのフィードバックがかけられている。さらに、製造技術については、アングルド・エフュージョンへのレーザー加工機の適用、ペDESTAL・タイルへの精密鑄造の適用など、先進の燃焼器壁冷却に対して新しい加工、製造の技術開発も実施されている。

2.5 燃焼器壁冷却設計の検証と燃焼器の寿命評価

燃焼器は、設計→試作→単体リグ試験→エンジン試験→フィールド試験を経て市場に投入される。開発途中で問題が発生すれば対策を行うことになるが、小改造で解決する場合もあるが基本設計まで逆戻りを余儀なくされる場合もある。従って、当たり前のことであるが、開発の各ステップで必要な試験を実施し試験結果を厳しく評価することが、決められた時間内で燃焼器の開発を完了させるために重要である。

冷却設計の結果に基づいて試作された燃焼器が所期の性能を有しているか評価を行うためには、エンジン搭載試験による検証は不可欠である。エンジン試験においては、実際の運用を模擬した試験を実施し燃焼器各部の温度が計測される。燃焼器壁の温度計測には一般的に細い熱電対が用いられるが、壁が薄板であるため意外と難しく、燃焼ガス側に取り付ければ一瞬にして焼き切れ、冷却空気側に取り付ければ熱電対の測温部の処理を適切に

行わないと冷却空気の温度が計測されることになる。そのため、測温部を壁に少し埋め込んだりシールドを取り付けたりされるが、測定値はかなり慎重に取り扱う必要がある。サーモペイント（指温塗料）も熱電対と併用して燃焼器壁の温度計測に用いられる。熱電対は局所の壁温度の把握に、サーモペイントは壁全体の温度分布把握に使用される。これらの計測結果から燃焼器壁各部の温度を決定し、この壁温度分布に基づいて燃焼器の弾性・塑性解析を行い、材料データベースを利用して強度・寿命の評価を行うことで、最終的に燃焼器壁における冷却設計が検証される。図15にエンジン試験で得られた燃焼器壁温度を基に弾性・塑性解析を行った例を示す。これは想定する運用時間終了後における燃焼器壁内面の半径方向の変形量とミーゼスの相当応力を示しており、この結果と壁温の実測値から目標の寿命が十分に達成できるものと予測された。

3. 今後の燃焼器壁の冷却技術

冷却効率の改善のために現在も弛まず技術開発が行われているが、現状の耐熱金属を材料とし空気を冷媒とした燃焼器壁の冷却技術はほぼ限界に達しており、大幅な冷却効率の向上は望めない。そこで、さらなる高温化や低エミッション化への対応のために、新しい冷却コンセプトを採用した燃焼器壁冷却技術の研究開発が進められている。発電用の大型ガスタービンでは、熱効率を最大限に引き上げるためにTITが1500℃級にも達している。その上、厳しいエミッション規制を満足する必要があり、従来の空気をを用いた冷却は適用できず、燃焼器の壁および尾筒の冷却として蒸気を冷媒とする新しい技術が開発されている。図16はMHI社のM501Gの蒸気冷却を適用した燃焼器である。内面にはTBCが施工され、材料としては水蒸気酸化等の評価も行われている¹⁷⁾。また、航空エンジンについては現状では燃焼器壁の冷却に空気をを用いるしか他に手段はなく、将来の高温燃焼器の冷却技術としては、金属よりも耐熱性に優れるセラミックスの燃焼器壁への適用が研究されている。セラミックの繊維で形状を付与し同じセラミックでマトリックスを形成させたCMC（Ceramics Matrix Composites）燃焼器の壁を

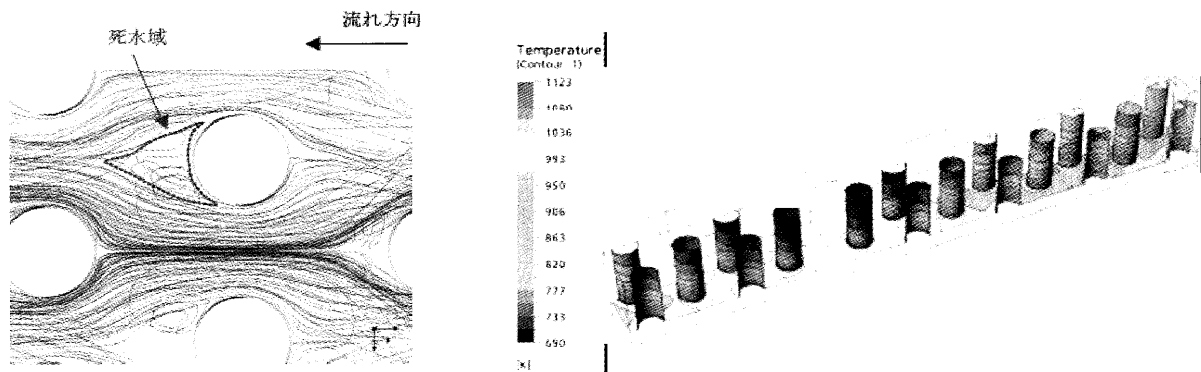


図14 セグメント方式の冷却計算例

図17に示す⁽⁸⁾。セラミックとしてはSiCが使用されており、材料温度が1000℃以上の高温域で金属材料よりも優れた耐熱性を有している。しかし、燃焼のような高温状況下では蒸気腐食が発生するため、これを防ぐコーティングの研究が現在米国などで盛んに行われている。また、1700℃の高温でも材料強度が劣化しないMGC (Melt Growth Composites) 材料を適用する燃焼器壁の研究も行われている。このMGCは日本の企業が開発したユニークな材料で、将来の超高温燃焼器への適用が望まれている。図18はMGCを適用したセグメント方式を採用する燃焼器壁のタイルである⁽⁹⁾。

4. おわりに

航空エンジンや発電用（産業用）ガスタービンの燃焼器壁の冷却構造について概説したが、エンジンサイクルの高圧、高温化やエミッションの規制強化、寿命延長という厳しい要求に対し、当面は現行技術を基にした改良で対処されていくものと思われる。しかし、更なる省エネルギー、地球環境保全の観点から、将来的には新材料を含む革新的な冷却技術の適用が望まれている。

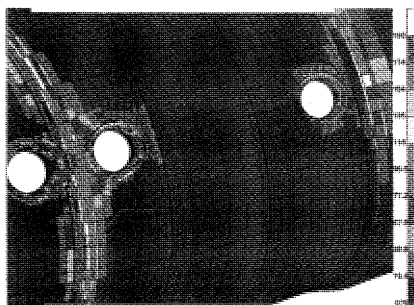
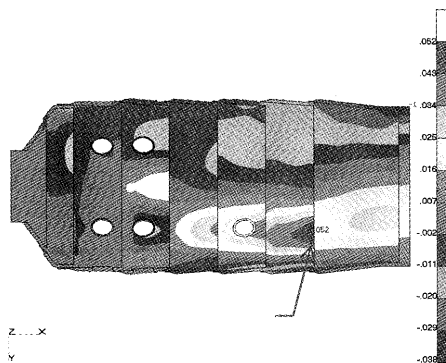


図15 燃焼器壁の強度解析結果

参考文献

- (1) A.M. Mellor, Design of Modern Turbine Combustors, Academic Press, 1990
- (2) Le Dilosquer H. and Singh R, Implications of Subsonic aero engine design and flight operations on Atmospheric Pollution, ISABE 99-7108, 1999
- (3) Bahr, D.W., Gas Turbine Combustion and Emission Abatement Technology Current and Projected Status, IGTC' 99 Kobe KS-3, 1999
- (4) SAE, Aerospace Engineering, August 1999
- (5) C.J. Etheridge, Mars SoLoNOx, ASME 94-GT-255
- (6) A.H. Lefevbre, Gas Turbine Combustion, McGRAW-HILL
- (7) 青木 他 4 名, 三菱重工技報, Vol.37, No.1,2000
- (8) 木下 他 3 名, 日本ガスタービン学会誌, 2004.9 pp15
- (9) Kinoshita Y., R&D of Combustor Cooling Technology, AJCPP2006-22095

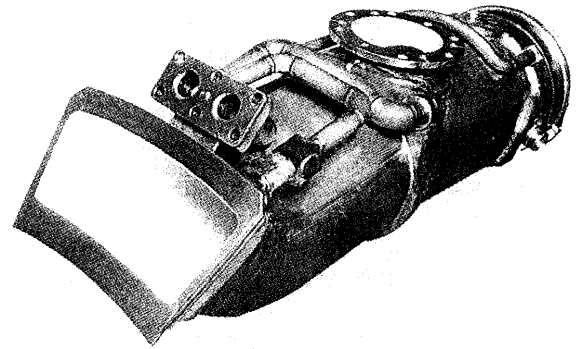
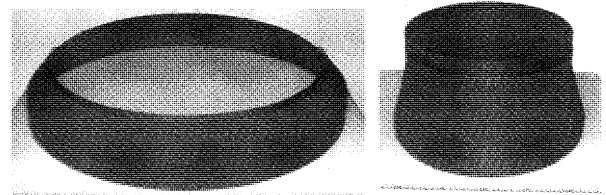


図16 MHI社 M501G燃焼器



(a) アウタライナ

(b) インナライナ

図17 ESPR CMC燃焼器壁

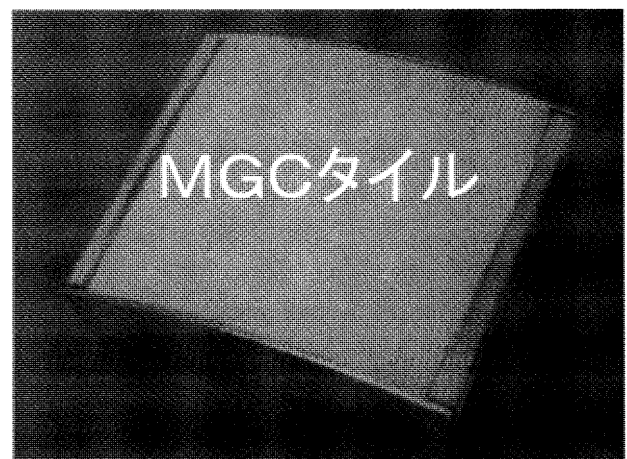


図18 MGC 燃焼器壁のタイル

特集：ガスタービンにおける伝熱・冷却

タービン伝熱問題における数値解析

山根 敬*¹
YAMANE Takashi

キーワード：CFD, タービン, 熱伝達, 冷却, 連成解析, 乱流モデル

1. はじめに

タービン翼の冷却性能向上は、本特集の各記事をご覧になってもわかるように、内部通路、フィルム、インピンジなど各種の冷却構造を組み合わせて実現されるものである。数値解析の利用もこれらの冷却要素それぞれが対象となっており、表面熱伝達率を冷却性能評価の指標とするために温度または熱流束を固体表面の境界条件とする流体解析がさかに行われている。

一方、固体部の温度分布は、外部高温ガスおよび内部冷却空気と翼材との熱バランスで決まるため、現実には表面温度、表面熱流束ともに未知量である。したがって熱伝達率分布に基づく固体熱伝導解析では詳細な温度分布が正確には求められないことから、流体・熱伝導連成解析の研究がすすめられて来た。特に冷却要素の集合体である翼全体の温度分布を熱的境界条件の仮定を行わずに求めることができる。

さて、流体解析、流体・熱伝導解析いずれの場合においても、伝熱解析の結果に大きく影響するのは乱流モデルである。本記事でも乱流モデルの問題を中心にタービン伝熱問題における数値解析の動向の整理を試みた。

なお、3年前の学会誌に掲載された岩手大学の船崎先生の解説記事^[1]は非常によく整理されたものであるのでぜひ一読されることをお勧めする。本記事はできる限り最近の情報に基づいて記述したつもりであるが内容が重なる部分が多いことはご容赦いただきたい。

2. 流体解析における伝熱問題

2.1 乱流モデル

タービン伝熱数値解析で良く使用されている主要な乱流モデルを列挙すると、おおむね計算負荷の少ない順に以下の通りである。

- ・ Spalart-Allmaras (S-A)
- ・ $k-\varepsilon$, $k-\omega$, Shear Stress Transport (SST)
- ・ v^2f
- ・ Detached Eddy Simulation (DES)

- ・ Large Eddy Simulation (LES)
- ・ Direct Numerical Simulation (DNS)

伝熱問題を扱う場合においても、オリジナルの流体解析コードそのままに、計算で得られる乱流粘性係数からPr数を0.9として熱伝導を扱う手法は、ほとんどの研究に共通している。また壁面における計算格子の最小幅は、LESとDNSを除けば $y^+ = 1$ を下回る程度とするものが大多数である。

個々の乱流モデルの特徴を簡単に記述しておこう。レイノルズ平均Navier-Stokes方程式 (RANS) 解析で使われるモデルのうち、1方程式モデルの代表的存在がS-A^[2]である。機体まわりのCFDにおいて空気抵抗の推算などで定評があり、2方程式モデルが普及している現在でも計算の安定性と負荷の少なさの点でメリットがあり内部流においても利用が増えてきているように思われる。ただしなんらかのモデルなしでは遷移は模擬できない。また筆者らの経験ではモデル変数の初期値や境界値を変化させても壁面乱流粘性の値にはほとんど変化がなく主流乱れの大小に対して極めて鈍感である一方、剥離域や後流域の粘性値が過大になる傾向がある点に注意が必要である。

2方程式モデルの代表である $k-\varepsilon$ モデルは壁関数を用いる高Re型と境界層内部の格子解像度が必要な低Re型があるが伝熱問題では低Re型がほとんどである。ただし逆圧力勾配や剥離流れでの精度が良くないとされている。 $k-\omega$ ^[3]モデルは $k-\varepsilon$ モデルの欠点を改善するモデルであるが、流れの全領域において $k-\varepsilon$ モデルに対して優位とはならなかった。そこで開発されたのがSSTモデル^[4]で、壁面から離れた領域では $k-\varepsilon$ に切り替わる。

2方程式モデルで指摘されている問題点は、よどみ点のように速度歪の大きな領域や遷移点での乱流運動エネルギーの過大評価 (Anomaly問題) である。物体表面への剪断力への悪影響は小さくなくても、熱伝導係数が過大評価されることになる伝熱問題 (特にインピンジ冷却) では注意が必要である。Anomaly問題の改善策の一つは、渦粘性の過大評価を抑えるために時間スケールに束縛条件を導入する方法である^[5]。また v^2f モデル^[6]は2方程式モデルに壁面垂直方向の乱れ v^2 と楕円型緩和関

原稿受付 2007年4月17日

* 1 宇宙航空研究開発機構 航空プログラムグループ
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

数 f を追加してAnomaly問題を改善するものだが、方程式が増えるために計算負荷は増大する。

RANS解析での定常流れ場を前提としたモデルに対して、直接的に非定常現象として捕らえる手法の一つがLESである。非定常3次元解析により渦を直接計算するが、格子幅を関数としたフィルターよりも小さな渦をSubgrid Scale 応力 (SGS) モデルで除外している。小さな渦まで直接解くDNSよりも計算負荷は小さいが、乱れ渦を捕らえるだけの解像度を確保するためにRANS解析よりも細かい格子が必要である。

LESは大きな渦から乱れ渦まで一体的に扱えるが、翼列干渉や大規模剥離に伴う現象を調べるには必要な格子点数が大きく計算時間が必要となる。そこで境界層内はRANS解析で使用する乱流モデルを適用して計算コストを削減させるのがDES⁽⁷⁾である。一口にDESと言ってもLESと乱流モデルの種類の組み合わせ方によって様々である。

これら乱流モデルのトレンドや評価については、S-Aモデルの開発者であるSpalart⁽⁸⁾やSSTモデルの開発者であるMenter⁽⁹⁾自身によるコメントもあり参考になるだろう。

2.2 代表的問題

ここからはCFDによる伝熱解析における代表的問題のいくつかについて、この2～3年の研究を中心に紹介する。

2.2.1 よどみ点のAnomaly問題

インピンジ冷却をモデルとした乱流モデルの熱伝達評価に関する研究は数多く行われており、前述のAnomaly問題の解決が主要なトピックの一つとなってきた。その解決策として、 v^2f モデルの利用や時間スケールの修正によるよどみ点付近での生成項の拳動制御⁽¹⁰⁾などが行われている。

Ibrahimら⁽¹¹⁾は単孔からの平板、凹面、凸面へのインピンジメント、多孔、多孔多列インピンジメントとクロスフローについて、FLUENTを使用して層流、標準 $k-\epsilon$ 、 $k-\omega$ 、 v^2f モデルについて比較した(図1)。これまでの多くの研究結果と同様に、 v^2f モデルがもっとも優れて

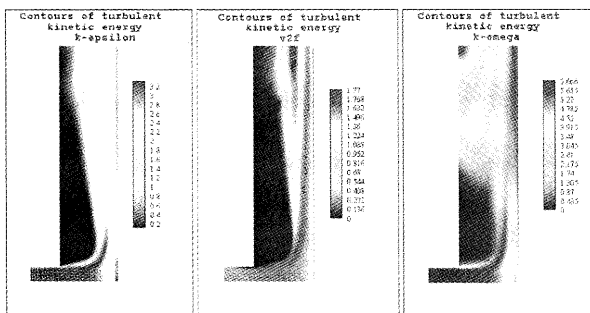


図1 平板へのインピンジにおける乱流モデルの違いによる乱流エネルギー分布の比較 (Ibrahimら⁽¹¹⁾)

いるとし、 $k-\omega$ についてはよどみ点以外については良好であると結論付けている。ただし多列多孔インピンジメントについては、最上流の列以外のインピンジジェット衝突点での熱伝達率が v^2f を使用してもやや大きく計算されることを示している。

Bambaらはin-houseコードであるUPACS⁽¹²⁾の2方程式モデルのうち $k-\omega$ とSSTに対してDurbinの時間スケールの修正を行い、インピンジ流や翼列背面の熱伝達予測の改善効果を確認している(図2)⁽¹³⁾。計算負荷はオリジナルモデルと同等であるので、実用面では v^2f モデルに対して優位となる可能性がある。

2.2.2 遷移を伴う流れ場での問題

RANS解析で境界層遷移を正確に捕らえるには何らかの遷移モデルを導入することが近道であるが、直接的に遷移を捉える手法の開発は伝熱解析の発展に大きく寄与する。

Ameriらは v^2f モデルのいくつかのバリエーションについて、遷音速翼列周りの熱伝達の予測精度について調べている⁽¹⁴⁾。総じて v^2f が2方程式モデルと比べて翼の腹側と背側の遷移点以降の領域でよい結果となっているが、遷移領域や流れの三次元性(二次流れ)による影響を十分に捕らえるには至っていない。

Pecnikら⁽¹⁵⁾はTurbulence Potential Model (TPM)を遷音速タービン翼列に適用し、翼腹側と背側の遷移域の熱伝達に関して実験値と良い一致を得ているが、背側後縁手前部分の不一致と前縁のAnomalyが見られるようである。

遷移についてはモデルを使用するものの乱流域での表面粗さの影響も考慮したタービン翼の熱伝達解析についてStripfらは報告している⁽¹⁶⁾。 $Two-layer k-\epsilon$ モデルに実験データと合うように遷移モデルをチューニングしたうえで、表面粗さについては粗さの高さのみならず密度もモデル化したDiscrete Element Roughness Model (DEM)を組み合わせて評価を行い、DEMが実際に粗

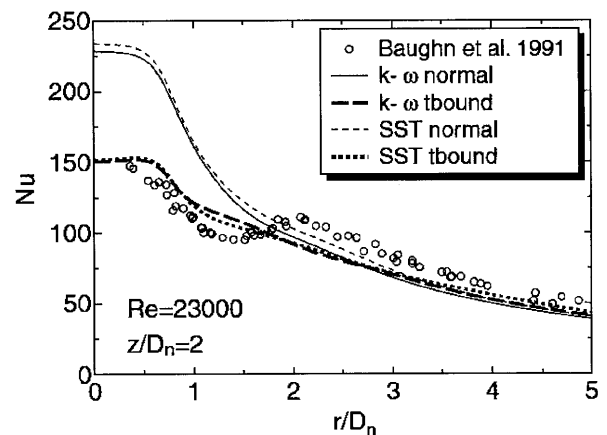


図2 時間スケール制限によるAnomalyの改善効果 (Bambaら⁽¹³⁾)

さの異なるタービン翼表面粗さの熱伝達予測に極めて有望と結論づけている。

2.2.3 非定常流の問題

剥離や再付着をともなう流れ場は非定常的であるためRANS解析で精度良く熱伝達予測を行うのは難しい。そこで非定常RANS (URANS) やLES, DNSなどによる研究が行われている。

Clemson Universityの研究グループは、FLUENTを使用したRANSベースの解析コードに独自の非定常渦粘性モデル (ACRL-EVU) を追加したURANS解析を行っている (図3)。クロスフローに噴出するジェット²⁷⁾やリブ付き通路の解析²⁸⁾を行い、*realizable k-ε* や Reynolds Stress Model (RSM) よりも良い結果が得られたとしている。

LES解析には細かい格子と精度の良い非定常計算が必要でありRANS解析よりも計算資源を要するものの、次第に大規模化が進んでいる。Virginia Techの研究グループはリブ付き通路の解析に取り組んでおり (図4),

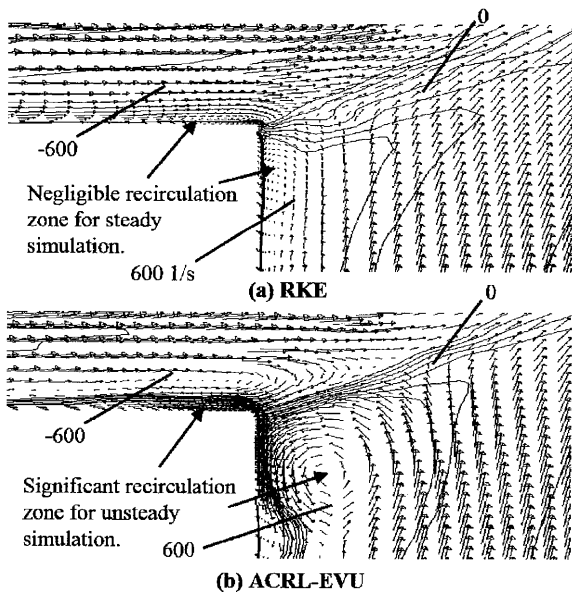


図3 URANS解析による噴流の解析 (Hollowayら²⁷⁾)

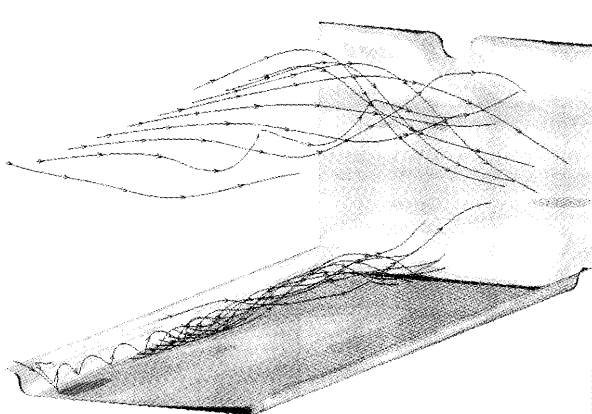


図4 リブ付流路のLES解析による温度分布 (Viswanathanら²⁸⁾)

リブ形状による違い²⁹⁾や通路の回転による遠心力やコリオリ力の影響²⁹⁾をLESで調べている。いずれもリブの周期性の最小単位を対象としており約260万セルを使用している。

LESの利点を生かしつつも計算負荷を軽減するDESをタービン冷却問題に使用した例は、Kapadiaらの研究²⁹⁾が最初と思われる。非構造格子を使用した単孔フィルム流れの解析で、RANS領域の乱流モデルにはS-Aを使用している (図5)。Martiniら²⁹⁾は翼後縁のカットバック部分を対象にしたS-AベースのDES解析をSSTモデルによるRANS定常解析と比較して、DESではフィルム効率が非常に良く実験値と一致することを示している (図6)。なおこの研究ではFLUENTが使用されている。

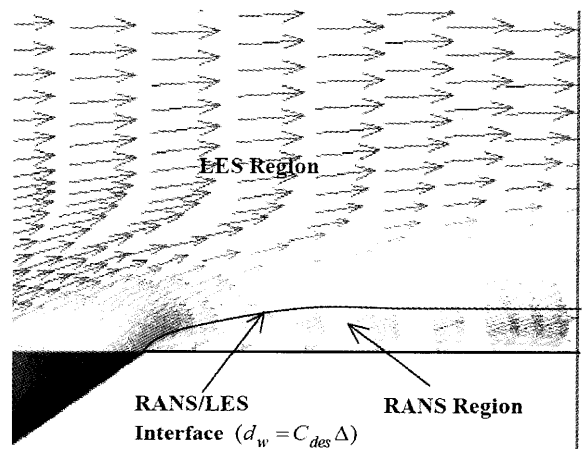


図5 DESによる単孔フィルム解析 (Kapadiaら²⁹⁾)

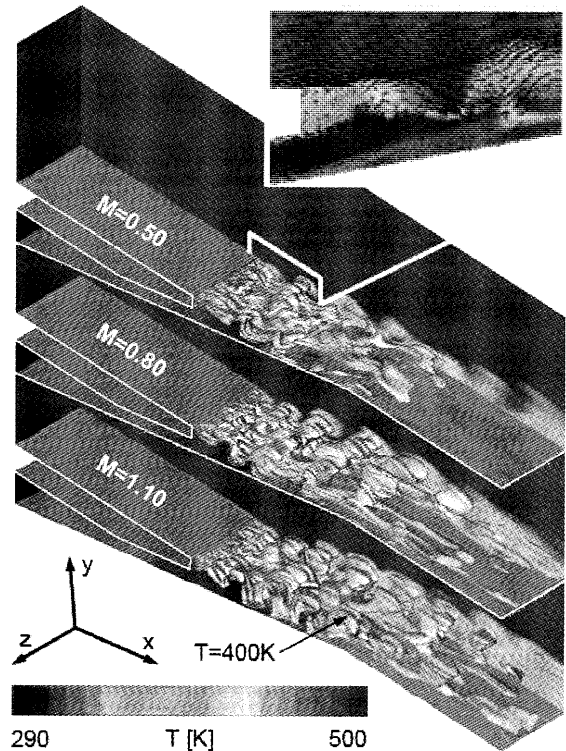


図6 翼後縁カットバック部分のDESによる解析 (Martiniら²⁹⁾)

前述のVirginia Techの研究グループは、リップ付き通路の解析を $k-\omega$ ベースのDESとURANSで行い、LESと比較している²³。DESの格子サイズの影響も調べており、LESの3分の1のセル数とやや大きめの時間刻みが取れることにより5分の1の計算負荷で同等の解析結果が得られたとしている。

DNSは計算負荷が膨大となるので、冷却要素の限定的な領域への適用に留まっている。Muldoonら²⁴はクロスフローへ境界条件としてジェットを噴き出す解析で厳密に k と ε の方程式を解いているが、フィルム直径 d に対しての上流側3.6 d から下流側14 d 、高さ4.5 d 、幅3 d を計算領域として約1300万格子点を必要としている(図7)。実用的にはDNSで得られる知見を負荷の軽い解析でのモデリングに活用することが有効であろう。

今後、LESやDNSによる研究は増加すると思われるが、計算負荷の問題は一朝一夕には解決しない。URANSやDESによる研究の発展にも期待したい。

3. 流体・熱伝導連成解析

CFDと固体熱伝導をカップリングさせる連成解析は筆者の主要研究テーマでもあり動向には特に注目している。連成解析手法にはベースとするCFDコードなどによっていくつかの方法があるが、基本的には流体と熱伝導の境界面での温度の連続と熱流束のマッチングにより実現されている。以下ではここまでと同様に乱流モデルに注目して研究事例を紹介する。

タービンの冷却問題での連成解析で最も実績があるのはAachen UniversityのProf. Bohnの研究グループで、流体・熱伝導連成解析の英語表現であるCHT(Conjugate Heat Transferの略)の定着の最大の功労者といえるだろう。最近では、蒸気冷却翼全体の解析²⁵、空気冷却タービン翼のフィルム孔配置の違いによる冷却性能変化を実験と比較したKHIとの共同研究²⁶(図8)、Thermal Barrier Coating(TBC)+Bond Coat+基材からなる多層構造を貫通する微細シェイプトフィルム孔の解析²⁷などが報告されている。解析コードは独自開発だが、意外なことに一貫してBaldwin-Lomax乱流モデルを使用しており、剥離を伴わない流れならばB-Lモデルでも遜色ないとしている。計算負荷が大きくなりがちな連成解析では軽い乱流モデルの選択も一つの解との考えであろう。

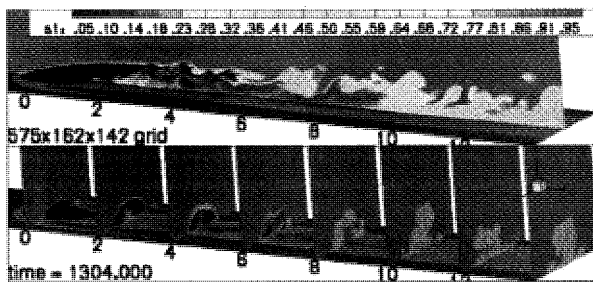


図7 噴流(フィルム流)のDNS解析(Muldoonら²⁴)

Yamaneら²⁸はインピンジ+ピンフィン+フィルムから構成される複合冷却構造の連成解析にS-Aモデルを使用している(図9)。Takahashiら²⁹はFLUENTを使用してS-A乱流モデルで内部冷却通路を持つタービン翼全体解析を行っている。

より新しい乱流モデルについても、CFD解析に追従するように比較研究が行われている。Bambaら³⁰による時間スケールの修正については前述したが、連成解析についても効果を確認している。Silietiら³¹はFLUENTを使用してシェイプトフィルム単孔の連成解析で $realizable k-\varepsilon$ 、SST、 v^2-f モデルを比較し、著者の表現を借りるならば意外にも v^2-f よりも $realizable k-\varepsilon$ の方が良い結果となったと報告している。Luoら³²は内部冷却されたNASA C3Xタービン翼についてSTAR-CDを使用して低 Re 数 $k-\varepsilon$ 、 $quadratic k-\varepsilon$ 、 v^2-f モデルを比較した結果、改善の余地はあるものの v^2-f が最も良く熱伝達を予測したとしている(図10)。

これまでのところ、連成解析での乱流モデルの適用は、ベースとなっているCFDコードに依存しており、流体と固体の接続に関して特別なモデルを考えて熱伝達予測を改善するという研究は見当たらない。またCFDのみ

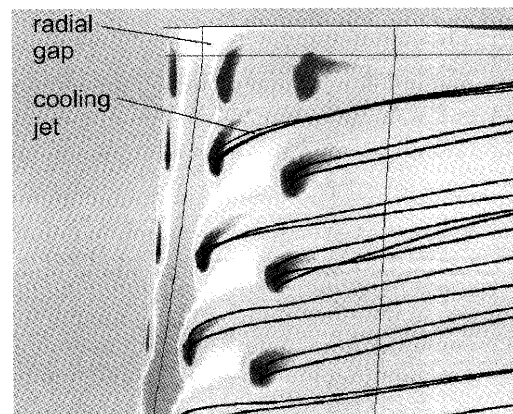


図8 空気冷却タービン翼の連成解析(Kustererら²⁵)

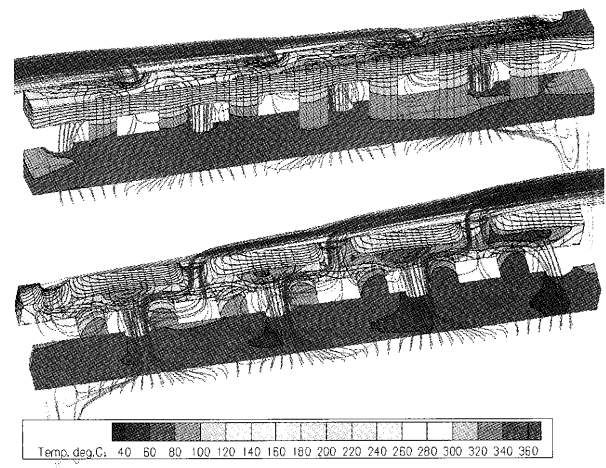


図9 複合冷却構造の連成解析(Yamaneら²⁸)

による伝熱解析では冷却要素ごとの研究が中心である一方、連成解析では翼全体解析など連成でこそ意味のある大規模計算へも向かっており、精度のみならず計算上の安定性と負荷の軽さも乱流モデルを選択する際の重要なポイントであると言えよう。

今後は非定常モデルとの組み合わせ研究も行われるであろうが、流体側の変動に対する固体表面温度の応答が連成解析において熱伝達結果に影響があるのかないのか、筆者は興味を持っている。熱容量の比から単純に考えれば固体側の応答はかなり鈍いはずなので影響は少ないとは思われるが、また表面粗さの影響について、連成解析ならではのモデリングが可能ではないかと考える。

4. 商用コードの台頭と今後の伝熱解析への期待

ここまで乱流モデルを中心に様々な研究事例を紹介したが、商用コードを使用した例には何を使っているか記述しておいた。突出して多いのはFLUENTで、次いで今回の紹介事例にはなかったが、CFXが一般に多く使われているようである。商用コードの多くは各種の乱流モデルを搭載しており、非常に手軽にモデルの違いを試すことが可能である。さらにユーザによる独自機能の追加も可能で、研究用コードとしても普及している。計算機環境がIntel CPUベースのマシンによるMPI並列システムに淘汰されつつあることも商用コードを導入しやすい一因であろう。格子作成ツールも備えていることもin-houseコードに対して優位である。

しかしブラックボックスである点に不安を感じるとともに、利用者の裾野は広がっても商用コードでは対応できない問題は取り扱わない研究が増えることでin-houseコードが駆逐され、大幅な解析プログラムの改良によるブレークスルーがあまり期待できなくなるのではないかと危惧している。

これまでの伝熱解析のほとんどは圧縮性CFDコードをベースとしているために温度の値が陽には現れないことから乱流 Pr 数を一定値とする相似則を仮定している。この点が問題であるとする指摘は少なくなく、今後はCFD追従から脱却した伝熱解析への取り組みが増えることを期待したい。

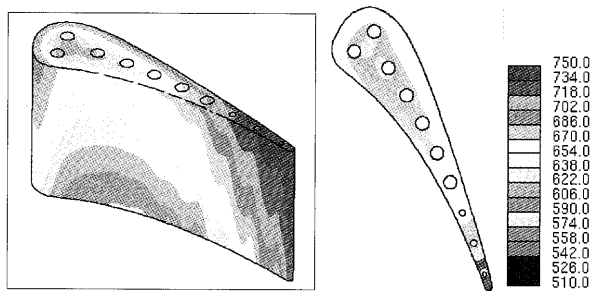


図10 v^2-f モデルによる翼全体連成解析 (Luoら³⁰⁾)

参考文献

- (1) 船崎健一, ガスタービンの冷却問題におけるCFD解析, 日本ガスタービン学会誌, Vol.32, No.4, pp270-277
- (2) Spalart, P. R. and Allmaras, S. R., 1992, "A one-equation turbulence model for aerodynamic flows," AIAA paper, 92-0439
- (3) Wilcox, D. C., 1993, "Turbulence Modeling for CFD", DCW Industries, La Canada, Calif, USA
- (4) Menter, F. R., 1994, "Two-Equation Eddy Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," AIAA J., 32, pp. 1299-1310
- (5) Durbin, P. A., 1996, "On the $k-\epsilon$ Stagnation Point Anomaly", Int. J. of Heat and Fluid Flow, Vol. 17, pp. 89-90
- (6) Durbin, P. A., 1995, "Separated Flow Computation with $k-\epsilon-v^2$ Model", AIAA J., 33, pp. 659-664
- (7) Spalart, P.R., 2001, "Young-Person's Guide to Detached-Eddy Simulation Grids", NASA/CR-2001-211032
- (8) Spalart, P.R., 2000, "Trends in Turbulence Treatments", AIAA 2000-2306
- (9) Menter, F.R., 2003, "Turbulence Modeling for Turbomachinery", QNET-CFD Network Newsletter, Vol.2, No.3, pp-10-13
- (10) Durbin, P. A., 1996, "On the $k-\epsilon$ Stagnation Point Anomaly", Int. J. of Heat and Fluid Flow, Vol. 17, pp. 89-90
- (11) Ibrahim, M., Kochuparambil, B.J., Ekkad, S., Simon, T., 2005, "CFD for Jet Impingement Heat Transfer With Single Jets and Arrays", ASME GT2005-68341
- (12) Yamane, T., Yamamoto, K., Enomoto, S., Yamazaki, H., Takaki, R., Iwamiya, N., 2000, "Development of a Common CFD Platform -UPACS-", Proceedings of the Parallel CFD Conference 2000, Trondheim, Norway
- (13) Bamba, T., Yamane, T., Fukuyama, Y., 2007, "Turbulence Model Dependencies on Conjugate Simulation of Flow and Heat Conduction", ASME GT2007-27824
- (14) Ameri, A.A., Ajmani, K., 2004, "Evaluation of Predicted Heat Transfer on a Transonic Blade Using v^2-f Models", ASME GT2004-53572
- (15) Pecnik, R., Sanz, W., 2006, "Application of the Turbulent Potential Model to Heat Transfer Predictions on a Turbine Guide Vane", ASME GT2006-90365
- (16) Stripf, M., Schulz, A., Bauer, H.-J., 2006, "Modeling of Rough Wall Boundary Layer Transition and Heat Transfer on Turbine Airfoils", ASME GT2006-90316
- (17) Holloway, D.S., Walters, D.K., Leylek, J.H., 2005, "Computational Study of Jet-in-Crossflow and Film Cooling Using a New Unsteady-based Turbulence Model", ASME GT2005-68155
- (18) York, W.D., Holloway, D.S., Leylek, J.H., 2005, "Prediction of Heat Transfer in a Ribbed Channel Evaluation of Unsteady RANS Methodology", ASME GT2005-68821
- (19) Viswanathan, A.K., Tafti, D.K., 2005, "Large Eddy Simulation in a Duct with Rounded Skewed Ribs", ASME GT2005-68117
- (20) Viswanathan, A.K., Tafti, D.K., 2006, "Large Eddy Simulation of Fully Developed Flow and Heat Transfer in a Rotating Duct with 45° Ribs", ASME GT2006-90229
- (21) Kapadia, S., Roy, S., 2003, "Detached Eddy Simulation of Turbine Blade Cooling", AIAA 2003-3632
- (22) Martini, P., Schulz, A., Bauer, H.-J., Whitney, C.F., 2005, "Detached Eddy Simulation of Film Cooling Performance on the Trailing Edge Cut-back of Gas Turbine Airfoils", ASME GT2005-68084
- (23) Viswanathan, A.K., Tafti, D.K., 2005, "Detached Eddy Simulation of Flow and Heat Transfer in a Stationary Internal Cooling Duct with Skewed Ribs", ASME GT2005-68118
- (24) Muldoon, F., Acharya, S., 2004, "Direct Numerical Simulation of a Film Cooling Jet", ASME GT2004-53502

- (25) Bohn, D., Ren, J., Kusterer, K., 2005, "Cooling Performance of the Steam-cooled Vane in a Steam Turbine Cascade", ASME GT2005-68148
- (26) Kusterer, K., Hagedorn, T., Bohn, D., Sugimoto, T., Tanaka, R., 2005, "Improvement of a Film Cooled Blade by Application of the Conjugate Calculation Technique", ASME GT2005-68555
- (27) Laschet, G., Rex, S., Bohn, D., Krewinkel, R., 2006, "3-D Numerical Analysis of Curved Transpiration Cooled Plates and Homogenization of their Aerothermal Properties", ASME GT2006-90377
- (28) Yamane, T., Yoshida, T., Enomoto, S., Takaki, R., Yamamoto, K., 2004, "Conjugate Simulation of Flow and Heat Conduction with a New Method for Faster Calculation", ASME GT2004-53680
- (29) Takahashi, T., Watanabe, K., 2005, "Conjugate Heat Transfer Analysis of a Rotor Blade with Rib-roughened Internal Cooling Passages", ASME GT2005-68227
- (30) Silieti, M., Kassab, A.J., Divo, E., 2005, "Film Cooling Effectiveness from a Single Scaled-up Fan-shaped Hole-a CFD Simulation of Adiabatic and Conjugate Heat Transfer Models", ASME GT2005-68431
- (31) Luo, J., Razinsky, E.H., 2006, "Conjugate Heat Transfer Analysis of a Cooled Turbine Vane Using the V2F Turbulence Model", ASME GT2006-91109

特集：ガスタービンにおける伝熱・冷却

発電用ガスタービン冷却翼の健全性評価における温度解析

高橋 俊彦*1

TAKAHASHI Toshihiko

キーワード：冷却翼，温度分布，数値解析，健全性評価

1. はじめに

ガスタービンの高温部品には，超合金の使用とともに，高度な冷却／遮熱構造が適用される。しかしながら，ガスタービンが，発電プラントなどの高い公益性と安全性を要求されるシステムの主機であることを考えると，その経年劣化は速い。ユーザーにとっては，高度な技術が結集された高温部品は高価であり，頻繁な交換／補修による保守コストの高騰は，切実な問題である。

発電用大型ガスタービンの冷却翼については，開放点検時に取り出し，継続使用の可否や補修が判断される。その直接の原因となるクリープや疲労，酸化，腐食，また遮熱コーティングの剥離などは，温度が支配因子である。クリープや疲労は，運転時に生じる応力／ひずみの状態に直接関係するが，ガスタービンの冷却翼では熱応力が支配的である。近年高温化が著しいガスタービンでは，翼は材料の耐熱限界温度に近い領域で使用されるため，特に運転時の温度分布の把握が重要となる。

ガスタービン冷却翼の健全性評価は，ライフサイクル管理の中核をなすものであり，これを支配要因に基づき行うことで，高い性能を実現しつつ，合理的なコスト低減が可能になる。伝熱・冷却は，翼の健全性に根本的な影響を及ぼすものであり，その技術には，個別要素の性能評価とともに，運転中における，翼（構造体）としての状態把握が求められる。こうした観点により，ガスタービン冷却翼の寿命評価システムの開発⁽¹⁾も鋭意行なわれている。

本報では，主に，発電用ガスタービンに用いられる冷却翼の健全性評価を念頭に，翼温度の数値解析の観点から，著者の属する財団法人 電力中央研究所（以下電中研）における事例を中心に紹介し，課題に触れる。

2. ガスタービン冷却翼の解析的な温度評価

2.1 背景

従来から，実機翼における健全性の検討では，構造材

組織の調査（ γ' 相の観察など）^{(2),(3)}，場合により運転中にパイロメータ⁽⁴⁾などによって推定/計測された温度が用いられる。こうした実機の計測は，健全性の評価にとって最も重要かつ不可欠な技術であるが，現状では，内部計測器の設置は，（営業）運転中のガスタービンにはリスクが小さくないと判断される場合も多い。材料組織の調査は，翼を使用不可にする難点もある。さらにこれらの手法は，原理的な観点からも不確かさの点で検討すべき余地があると考えられる。加えて，前述のように構造体として健全性を考えるためには，冷却翼の内部構造までを網羅した温度データを得ることが望ましいが，実機計測では困難な場合が多い。

こうしたことから，ガスタービン冷却翼の温度推定に，数値解析を援用する重要性が与えられ，古くから翼構造の熱伝導解析⁽⁵⁾が行われてきた。分布の解析としては，当初は2次元の重ね合わせであり，構造も簡略化された。ガスタービンの冷却翼では最も重要な熱負荷の境界条件も，限定された条件・環境のもとで導かれた実験式やCFD解析結果を用いて与えざるを得なかった。

対流熱伝達のCFDでは，現在もなお課題である，壁面近傍の解析法（乱流モデル，解像度など）も問題であった。一例として，図1に，工業的なCFD（RANS）解析に使用される渦粘性モデルの，翼外面の熱伝達率分布の計算結果に及ぼす影響を示す。本計算はMedic *et al.*⁽⁶⁾の追試を含めて3次元CFD解析を行ったもので，商用コードFLUENT（有限体積法）⁽⁸⁾にユーザープログラ

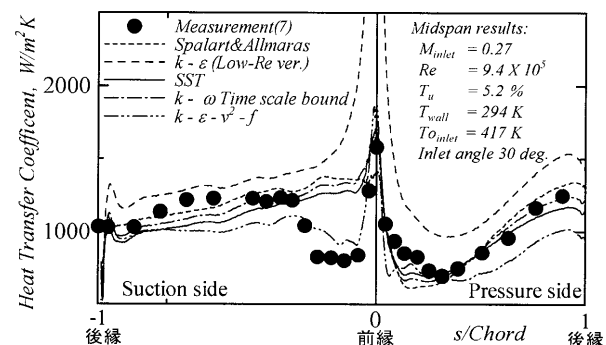


図1 CFD解析による翼面熱伝達率の予測に及ぼす渦粘性モデルの影響

原稿受付 2007年3月26日

*1 財団法人 電力中央研究所
エネルギー技術研究所 プラント工学領域
〒240-0196 神奈川県横須賀市長坂2-6-1

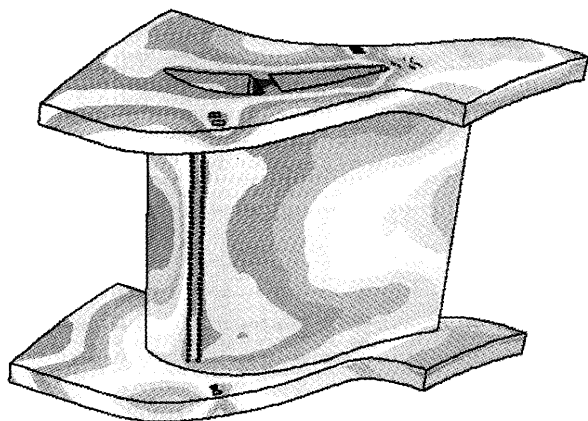
ムにより乱流モデルの修正, 組み込みを行った。

しかしながら, この十数年間に, 廉価に比較的高性能な計算機が入手可能となり, またCFDソフトウェアの質的向上も進んだことなどから, 未だに多くの解決すべき問題があるものの, 実機並みの形状, 条件について, とりあえずは数値解析で扱うことも, 全く不可能では無くなってきた。その方法も, 実際の伝熱に即して, 形状についても適切に実機を再現し, 翼内外の熱流動(対流伝熱)と翼構造材部の熱伝導を連成して扱うことにより, 以前よりは合理的な評価が可能になりつつある。このように各事象を統合して処理することは, 本来, 数値計算が得意とするところであり, 連成伝熱計算により, 計測の困難な不確定な仮定は幾分少なくなる。

2.2 連成伝熱計算による温度解析の報告例

ガスタービン冷却翼の3次元連成伝熱計算による温度分布の解析は, 近年活発に行われている^{(9)~(32)}。Bohn *et al.*らの研究グループ^{(9)~(15)}は, 十数年前より数多くの研究成果を報告しており, 静翼^{(9)~(11), (13)}について, 試験⁽⁵⁾に基づいてマルチホールタイプの内部冷却翼をはじめとして, 遮熱コーティングやフィルム冷却の施された翼の解析を行っている。動翼^{(12), (15)}についても, シャワーヘッド冷却翼の解析を行い, サーマルインデックスペイントによる温度分布計測と比較している。また, Yamane *et al.*^{(16), (17)}は, 解析手法の詳細な検討, 計算コードの開発を行い, 翼および高性能冷却構造の解析に適用している。

他にも多くの報告^{(18)~(32)}があり, 最近では, フィルム冷却など徐々に複雑な冷却構造を有する翼の報告例も増えている。図2には, 発電用大型ガスタービン初段のフィルム冷却静翼の余寿命評価を目的とした研究例⁽²⁵⁾を示す。この研究では予測された翼温度と使用済み翼の材料組織の関係にも言及している。著者の属する電中研においても, 発電用大型ガスタービンの, 主に冷却動翼を対象に連成伝熱計算^{(28)~(32)}による温度解析を行い, これに基づいた構造解析による損傷評価⁽³³⁾を行っている。



※ 画像の濃淡は温度の高低を表す

図2 連成伝熱計算によるフィルム冷却静翼の温度分布
(参考文献⁽²⁵⁾ Mazur *et al.*, ASME paper GT2005-68004 より)

以下に, 電中研におけるガスタービン初段動翼を模擬した連成伝熱計算の例を紹介する。図3にメッシュの概観を示す。計算対象は, 傾斜リップ付きサーペンタイン冷却流路による内部対流冷却翼であり, 翼構造のデジタル形状に基づきメッシュを生成した。前述と同様に, FLUENT[®]にユーザープログラムを組み合わせたRANSの解析を行った。メッシュは, 総セル数を少なく抑えるため, 極力6面体セル(それ以外はプリズムセル)を用い, 壁面と近傍セル中心の直交性および解像度の維持に留意した。セルは, 固体壁面上でノードを一致させている。

本計算では, リップ付き内部冷却流路内の熱流動を1次元解析により簡略化し, リップもメッシュから省いている。

流路の熱伝達, 圧力損失に関する情報は, 別途行ったリップ付き流路のLESおよび風洞実験より特性式を導き^{(31), (34)}, 境界条件を与えた。

この温度解析では, ガスタービン冷却翼の健全性評価に資することから, これに応じて実際のガスタービンの運転と同様に, 起動/停止を模擬した特性曲線に合せて, 過渡的な翼温度分布の変化挙動を求めている。

図4に, (a)解析結果による定格運転条件の翼外面温度分布, および(b)使用済み翼の外観写真を示す。解析により予測された高温部は, 実機翼の高温酸化による損傷部とよく一致している。これら局所的な高温部の発生は, 翼外面からの熱負荷に加えて, 内部冷却流路の配置が密接に関係しており, 翼構造を適切に数値解析に反映させることが重要であることがわかる。図5には, 解析結果による翼外面温度分布の過渡変化の様子を示す。定格運転条件の解析結果は, 実機翼の材料組織観察から推定(コーティングと基材の界面に成長するアルミ原子の拡散層厚さから推定)^{(31), (35)}した温度に比較的良好に符合している。しかしながら, 部分負荷運転状態については, 適切な計測手段がなく検証が不足している。

こうした連成伝熱計算による温度解析結果は, 形状データとともに翼構造の応力解析に適用し, 損傷評価を行う。図6には弾性応力解析結果の一例を示す。この解

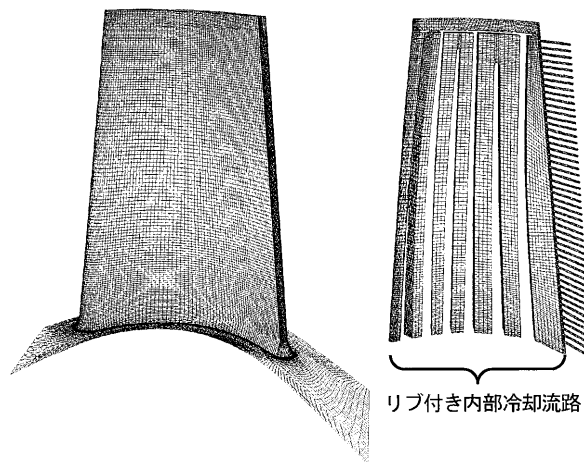


図3 ガスタービン冷却動翼解析メッシュの概要(壁面)

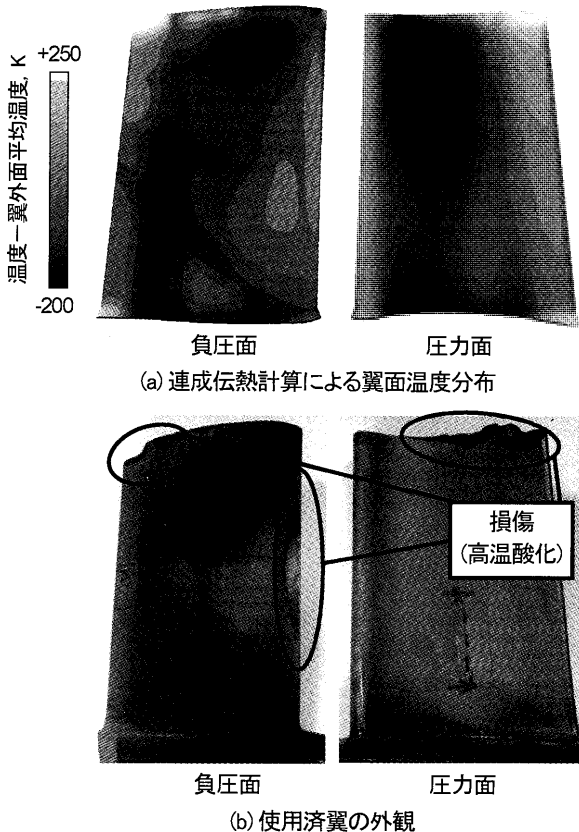


図4 連成伝熱計算による動翼温度分布および実機翼の外観

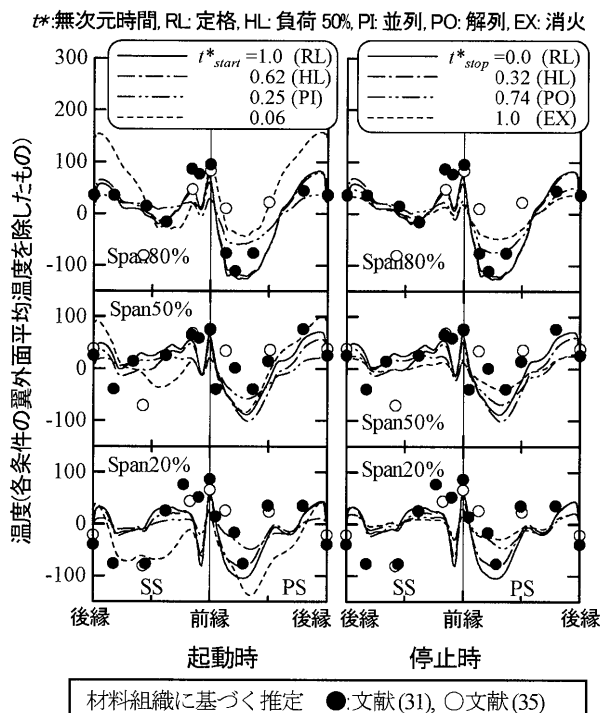
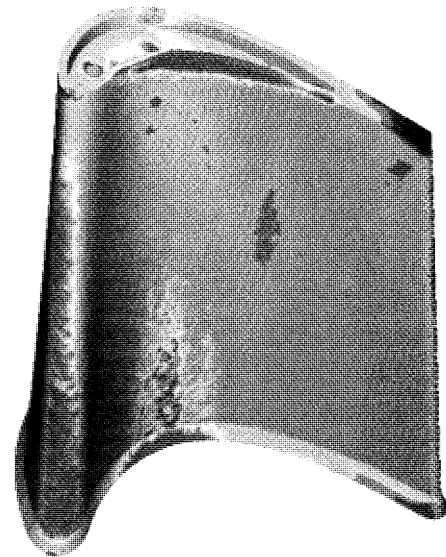


図5 連成伝熱計算による翼面温度分布 (翼の材料組織に基づく推定結果との比較)

析では、有限要素法による並列大規模ソルバーADVC[®]を用いて、温度解析によるメッシュ座標点を用いて自動生成された4面体要素から成るメッシュを使用している。



※ 画像の濃淡は応力の大小を表す

図6 連成伝熱解析結果に基づく翼の弾性応力解析結果

3. 健全性評価のための数値解析に関する課題

健全性の評価では、実際の使用状態が対象となるため、設計時のCADなど理想状態ではなく、現物となった翼の構造を扱う必要に迫られ、これに従い伝熱・冷却要素(現象)も統合して評価することになる。ライフサイクル管理の高度化には、こうした評価を通して、高性能(耐久性の高い)翼の実現を目指すことが重要となる。

以下では、ガスタービン冷却翼の健全性評価を念頭に置いた温度解析の観点から、課題について触れる。当該分野では、数値解析結果の検証のためにも、高精度かつ長期間安定な実機運転状態の計測が最も重要であることに疑いはないが、本報では敢えて割愛する。また、基盤的な計算スキームの問題については他の優れたレビューや教科書を参照頂きたい。

3.1 前処理について

近年の高性能冷却翼は、3次元のプロファイルの中に、タービュレンスプロモータ付きの流路、フィルム冷却孔などが納められる。このため実翼を対象に、計算機上に構造的特徴を抽出し、3次元のデジタル形状モデルを作成し、最終的にメッシュまで作成することは簡単ではない。しばしば設計に使用されるフィーチャー(形状特徴)ベースのCADシステムも、現物から得た形状については、そもそもフィーチャーを定義することが難しい。

そこで、いわゆるデジタルエンジニアリングの分野では、X線CTによる断面撮影画像、CMM (Coordinate Measuring Machine: 座標計測機器) などによるポイントクラウド(座標点群データ)を用いて、デジタル形状モデルを再構成する技術や製品の開発が行われている^{37,38)}。図7にはX線CTによる冷却翼の断面画像例を示す。このように、X線CTの利用は内部構造をもつガスタービ

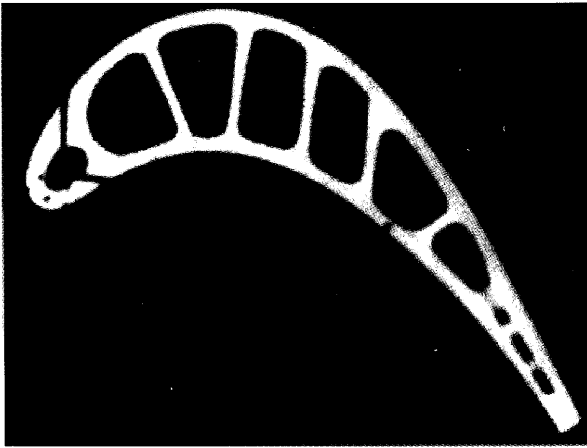


図7 X線CTによる冷却翼の断面撮影画像
(テスコ株式会社 (<http://www.tesco.co.jp/>) のご厚意による)

ン冷却翼では有望である。こうした技術を利用しやすい環境に整備できれば利用範囲は広い。数値解析に限らず、設計は無論のこと、検査や、損傷とそれに伴う補修状態の管理にも適用可能性があり、デジタル形状モデルを中核に据えたライフサイクル管理の将来性は期待される。

しかしながら、数値解析に供する形状モデルの再構成から、メッシュ生成に至る間には課題が多い。ここでその課題を詳細に示すことは避けるが、以下ではその例を挙げる。通常、現物から得られた形状情報は、初期段階で三角形のポリゴンを用いてモデリングされることが多いが、点群や撮影画像の分解能、質などに起因して、形状を構成する面に欠落などの不整合が生じることが少なくない。数値解析には、閉じた空間が必要であるが、現状、こうした不整合の修正は多分に手作業を伴う。修正されたポリゴンモデルは直接あるいは修正して、また、一般的なCADで用いるパラメトリック表現に変換して、解析に用いることになるが、それぞれに課題がある。その要因の一つに、形状表現のためのポリゴンによるモデルと力学解析に要求されるメッシュの相違がある。

一方で、X線CTの画像などによる形状情報との親和性を高め、メッシュ生成労力の軽減を図る観点からはボクセル解析は有望であり、システム開発が行われている³⁸⁾。しかしながら、ガスタービン冷却翼の熱伝達を扱うには、現状では、カットセルなど壁面近傍における取り扱いに正を迫られており、本来の簡便性が損なわれることが懸念される。

今日の工業的な解析に使用されるCFD解析ソフトウェアでは、有限体積法が主流であり、前述のポリゴンによる形状モデルの利用を考えると、現状における現実的なアプローチとして非構造メッシュの利用がある。しかしながら、4面体格子(壁面近傍ではプリズム)によるメッシュ生成は、6面体に比較して容易ではあるが、一般的には大きな計算機資源を必要とし、翼構造全体の解析には窮する場面にも遭遇する。図8には、フィルム冷却翼に対する6面体格子の生成例³⁹⁾を示す。有限体積

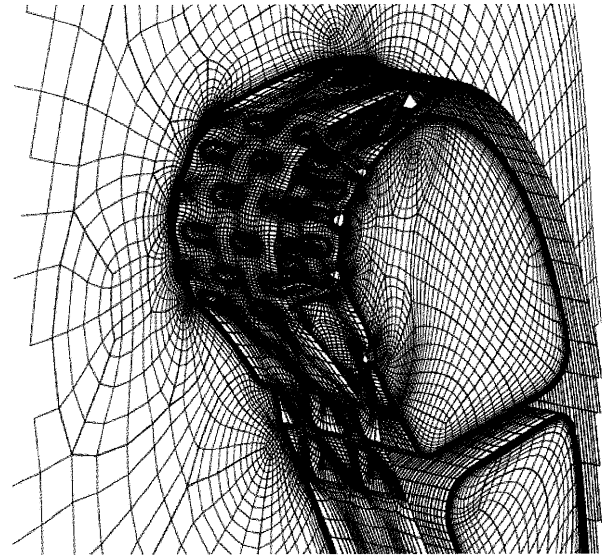


図8 6面体格子によるフィルム冷却翼解析メッシュ(総セル数120万)

(参考文献²²⁾ Heidmann et al. ASME paper GT2003-38553より)

法(2次精度)のマルチブロック法ソルバーに応じて、翼内外に140の構造格子ブロックを非構造的に精巧に配しており、総セル数は120万である。6面体格子と4面体格子のハイブリッドを考えても、6面体格子による、より簡易なメッシュ生成技術の進化は有用に思われる。また、現在の商用コードでは、多面体格子による解析が可能なものも多く^{例えば³⁸⁾}、この利用が簡便ではある。

ただし、高精度の解析を指向する観点からは、そもそも非構造格子を用いた有限体積法では、高次精度スキームの構築は、例えば構造メッシュ上での差分近似に比較して難しく、確度の高い解を得るために、単純にメッシュを密にしても効果的でない(流れ構造を捉えられない)ことも多い。実機翼を扱う解析において、高次精度スキームによる恩恵を考慮して、メッシュ生成を議論するためには、スキーム研究のさらなる進展を待つ必要があるように思われる。

3.2 伝熱・冷却要素の性能評価について

翼構造全体の解析では、上記前処理に密接に関係して、対象とする各伝熱・冷却要素のモデリング-統合が大きな問題となる。3次元の連成伝熱計算では、仮定を減らせることが利点ではあるが、全てを統合した結果、過度に大規模な計算となり、実用不可能となることは避けなくてはならない。例えば、ガスタービン冷却翼に関する連成伝熱計算のほとんどの報告例^{31)-37),39)}は、平滑な内部冷却流路による翼の解析に関するものである。実機では一般的なタービュレンスプロモータ付流路も、平滑流路に置き換えるか、リブと同程度のスケールでセルを配して計算が行われている(実質的にリブは考慮されない)。剥離による組織構造の非定常的な挙動が支配するタービュレンスプロモータ付き流路内の熱伝達分布を正確に

評価するには、それだけで大規模な計算となるためである。連成伝熱計算を志向しても、実用上は未だ適材適所でモデリングする必要に迫られる。その検証のためにも、従来に変わらず要素性能データを着実に取得することが必要である。

前述の温度解析例のように、内部冷却については、翼外面のフィルム冷却に比較すれば、これを連成伝熱計算から切り離してモデリングすることによる、翼温度の予測（延いては健全性の評価）結果に及ぼす影響は小さいと考えられ、既存データを集積したデータベースの構築に関する報告⁴⁰⁾もある。ガスタービンの高性能化に伴い、翼の使用環境が苛酷になるにつれて、詳細な現象の理解とともに、より実際に即した精密な特性の把握が重要⁴¹⁾、⁴²⁾になる。図9には、フィルム冷却空気抽気を伴う回転リブ付き流路の研究例⁴³⁾を示す。本例のような、基礎的な実験によるデータの蓄積は、翼構造全体の解析における内部冷却のモデリングに示唆を与える。

フィルム冷却に関しては、翼まわり流れの温度、および冷却空気温度に、翼温度の3者が直接影響を及ぼし合うために、これらを統合して扱う連成伝熱計算の重要性は高く、高性能な冷却構造の評価も行われている⁴³⁾、⁴⁴⁾。しかしながら、実機フィルム冷却翼の構造全体に渡る温度解析については、現状では定性的な傾向を捉える⁴⁵⁾、⁴⁶⁾に留まっている。フィルム冷却翼の評価は、タービュレ

ンスプロモータ付き内部流路と同様に、伝熱を支配する渦構造を捉えることが重要であるため、依然として渦粘性モデルには手に余る状況がある。さらに翼構造に渡る内部冷却との関係を見逃すことができない。現状では、実機翼を推定し得る実験データとの比較により、前処理、乱流モデリング、および計算規模を考慮しつつ、解析手法を調整することが必要である。

加えて、既に使用中の翼に対して健全性を検討する上では、壁面粗さによる伝熱特性の変化など、経年劣化による影響を考慮することが必要となる。実機に生じる劣化状態に基づいたモデリングの検討⁴⁷⁾、⁴⁸⁾は重要である。

いずれにしても、以上のようなモデリングに必要な要素の情報が組織的に整理され、有効に活用できることが重要である。

4. あとがき

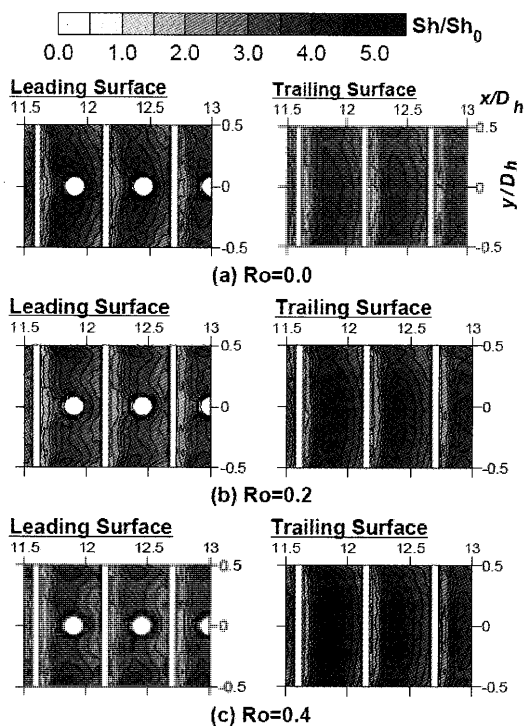
発電用ガスタービン冷却翼の健全性評価における温度解析の観点から、事例とともに著者の知見を述べた。今日ようやく活用されるようになった伝熱・冷却の数値解析も、連成伝熱計算においてはなおさらのこと、実機の条件を対象に、伝熱現象を支配する壁近傍の乱流構造までを確からしく捉えながら、要求されるターンアラウンドで実践することは依然として難しい。近年の計算機性能の進化は、こうした課題に最も貢献していると思われるが、現物のライフサイクルを考える際には、それだけでは解決しない問題が多く存在する。

本来は、健全性の評価に要求される伝熱・冷却の評価精度を考えなければならないが、このことは最終的に、ガスタービンの運用に際してリスクを如何に考え、安全性を担保するかという問題に帰着するため判断は難しい。当然であるが、少なくとも伝熱・冷却に関わる評価の立場からは、現在そして将来に想定されるガスタービンの運用を意識しながら、準備を進めることが重要である。

翼の構造全体を評価するための課題は、広範かつ多岐にわたり、単独の技術者、機関が対処し得る内容ではない。これに応じて、多くの連携のもと、関連する高度な知見、技術も構造を成すことで進展が叶うと考えられる。

参考文献

- (1) 例えば, Cunha, F.J., Dahmer, M.T. and Chyu, M.K., Thermal-Mechanical Life Prediction System for Anisotropic Turbine Components, ASME J. Turbomachinery, Vol.128, pp.204-250 (2006).
- (2) 柏谷・吉岡・齊藤・藤山, ガスタービン動翼用Ni基超合金IN738LCのレプリカ法による材料劣化評価技術の検討, 非破壊検査, Vol.46 No. 1 (1997), pp. 50-57.
- (3) 緒方, 荒井, 福富, 高橋, Fisher, J.L., Burkhardt, G.L., Cheruvu, N.S., 1,300°C級GT動翼の損傷劣化状態の把握と非破壊検査法の開発, 電力中央研究所報告, T01022 (2002).
- (4) Bals, H., and Schulenberg, T. H, Blade Temperature Measurements of Model V82.2 100MW/60MHz Gas Turbine, ASME paper87-GT-135 (1987)



※ ナフタリン昇華法による物質伝達の測定
Sh: シャーウッド数, Ro: ローテーション数

図9 フィルム空気抽気を伴う回転リブ付き流路の実験 (参考文献⁴³⁾ Jeon et al., GT2006-91122より)

- (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 Surfaces of Turbine Vanes, NASA CR-168015 (1983)
- (6) Medic, G. and Durbine, P.A., Toward Improved Prediction of Heat Transfer on Turbine Blades, ASME J. Turbomachinery, Vol.124, pp.187192 (2002)
- (7) Consigny, H. and Richards, B.E., Short Duration Measurement of Heat-Transfer Rateto a Gas Turbine Rotor Blade, ASME J. Eng. Power, Vol. 104, pp.542-551 (1982)
- (8) <http://www.fluent.com/>
- (9) Bohn, D., Bonhoff, B., Schonenborn, H., Combined Aerodynamic and Thermal Analysis of a High-Pressure Turbine Nozzle Guide Vane, Proc.Yokohama I.G.T.C., Vol.1 (1995), pp. 35-39.
- (10) Bohn, D. E., Becker, V. and J., Kusterer, K. A., 3-D Conjugate Flow and Heat Transfer Calculations of a Film-cooled Turbine Guide Vane at Different Operation Conditions, ASME Paper 97-GT-23 (1997)
- (11) Bohn, D. E., Becker, V. J., and Rungen, A. U., Experimental and Numerical Conjugate Flow and Heat Transfer Investigation of a Shower-Head Cooled Turbine Guide Vane, ASME Paper 97-GT-15 (1997)
- (12) Bohn, D. E., Becker, V. J., Kusterer, K. A., Otsuki, Y., Sugimoto, T., and Tanaka, R., 3-D Internal Flow and Conjugate Calculations of a Convective Cooled Turbine Blade with Serpentine-shaped and Ribbed Channels, ASME Paper 99-GT-220. (1999)
- (13) Kruger, U., Kusterer, K., Lang, G., Rosch, H., Bohn, D. E., and Martens, E., Analysis of the Influence of Cooling Steam Conditions on the Cooling Efficiency of a Steam-Cooled Vane using the Conjugate Calculation Technique, ASME Paper 2001-GT-0166 (2001)
- (14) Bohn, D. E. and Tummers, 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, ASME Paper GT2003-38431 (2003)
- (15) Kusterer, K., Bohn, D. E., Sugimoto, T. and Tanaka, R., Conjugate Improvement of a Film-Cooled Blade by Application of the Conjugate Calculation Technique, ASME J. Turbomachinery, Vol.128, pp.572578 (2006)
- (16) Yamane, T., Yoshida, T., Miura, F., Taki, M., Development of a Computer Code for Temperature Field Estimation around/inside the Object in Compressible Flow, 95-YOKOHAMA-IGTC-105 (1995)
- (17) Yamane, T., Yoshida, T., Enomoto, S., Takaki, R. and Yamamoto, K., 2004, Conjugate Simulation of Flow and Heat Conduction with a New Method for Faster Calculation," ASME Paper GT2004-53680 (2004)
- (18) Moser, S., Ivanisin, M., Woisetschlager, J., Jericha, H., Novel Blade Cooling Engineering Solution, ASME paper 2000-GT-242. (2000)
- (19) Han, Z. X., Dennis, B. H., and Dulikravich, G. S., Simultaneous Prediction of External Flow-Field and Temperature in Internally Cooled 3-D Turbine Material, ASME Paper 2000-GT-253. (2000)
- (20) Iwasaki, H and Take, K, Thermal and Fluid Analyses for Gas Turbine Cooled Vane and Blade, Proc. TFAWS2003 (2003)
- (21) York, W. D. and Leylek, J. H., Three-dimensional Conjugate Transfer Simulation of an Internally-cooled Gas Turbine Blade, ASME Paper GT2003-38551 (2003)
- (22) Heidmann, J.D., Kassab, A.J. and Steinthorsson, E., Conjugate Heat Transfer Effects on a Realistic Film-cooled Turbine Vane, ASME Paper GT2003-38553 (2003)
- (23) Facchini, B., Magi, A. and Scotti Del Greco, A., Conjugate Heat Transfer Simulation of a Radially Cooled Gas Turbine Vane, ASME Paper GT2004-54213 (2004)
- (24) Montomoli, F., Adami, P., Della Gatta, S. and Martelli, F., Conjugate Heat Transfer Modeling in Film Cooled Blades, ASME Paper GT2004-53177 (2004)
- (25) Mazur, Z. et al., Analysis of Conjugate Heat Transfer of a Gas Turbine First Nozzle, GT2005-68004 (2005)
- (26) Luo, J. and Razinsky, E.H., Conjugate Heat Transfer Analysis of a Cooled Turbine Vane Using the V2F Turbulence Model, GT2006-91109 (2006)
- (27) 馬場・山根・福山, 流体・熱伝導連成による2次元翼列の熱伝達解析における乱流モデルの影響, 第34回ガスタービン定期公演会講演論文集, pp.25-30 (2006)
- (28) 田中・杉本・笠・辻, 冷却翼開発におけるCHTflow解析の適用と実機での温度計測事例, 第34回ガスタービン定期公演会講演論文集, pp.31-39 (2006)
- (29) Takahashi, T., Watanabe, K., Takahashi, T., Thermal Conjugate Analysis of a First Stage Blade in a Gas Turbine," ASME Paper 2000-GT251 (2000)
- (30) Takahashi, T., Watanabe, K. and Sakai, T., Conjugate Heat Transient Analysis of a Rotor Blade with Rib-roughened Internal Cooling Passages, ASME Paper GT2005-68227.
- (31) 高橋・渡辺・酒井・高橋, ガスタービン高温場を対象とした伝熱流動数値解析第5報 1,300℃級初段動翼温度の3次元連成解析, 電力中央研究所報告, W03011 (2004)
- (32) 高橋・渡辺・酒井, リブ付き内部流路を有するガスタービン冷却動翼の連成伝熱解析, 日本機械学会論文集 Vol.73 No.727 B (2007).
- (33) 例えば, 酒井・屋口・緒方・高橋・渡辺・高橋, 3次元有限要素解析による1,100℃級ガスタービン初段動翼の損傷評価, 電力中央研究所報告, T01046 (2002)
- (34) 渡辺・高橋, ガスタービン動翼内部冷却構造を模擬した傾斜リブ付き流路における熱流動現象のLES解析と計測, 日本機械学会論文集 Vol.71 No.705, B (2005), pp.1459-1464.
- (35) 岡田・餌取・久松, ガスタービンコーティングの温度推測手法およびアルミニウム含有量予測手法についての検討-アルミニウム拡散処理を施したCoCrAlYについての検討-, 電力中央研究所報告, W01022 (2002)
- (36) <http://www.alde.co.jp/>
- (37) 定岡, X線CTによるデジタルエンジニアリングとタービン機器への活用, 日本ガスタービン学会誌 Vol.33 No.2, pp.11-19 (2005).
- (38) 滝・高塩, ボリュームデータ処理をサポートするソフトウェア技術の実例, 理研シンポジウムものづくり情報技術統合化研究(第5回)資料 (2005)
- (39) Dawes, W.N., Rapid Prototyping Design Optimisation using Flow Sculpting, GT2005-68239 (2005)
- (40) 松下・吉田, 仮想タービンへ適用する冷却効率データベースの構築, 第30回ガスタービン定期公演会講演論文集, pp.287-292 (2000)
- (41) Sewell, E.A. and Tafti, D.K., Large Eddy Simulation of Flow and Heat Transfer in the 180-deg Bend Region of a Stationary Gas Turbine Blade Ribbed Internal Cooling Duct, ASME J. Turbomachinery, Vol.128, pp.763-771 (2006)
- (42) Jeon, Y. H., Park, S. H., Kim, K. M., Lee, D.H. and Cho, H.H., Effects of Bleed Flow on Heat/Mass Transfer in a Rotating Rib-roughened Channel, ASME paper GT2006-91122 (2006)
- (43) 例えば, Bohn, D.E., Ren, J. and V. J., Kusterer, K., Conjugate Heat Transfer Analysis for Film Cooling Configurations with Different Hole Geometries, ASME paper GT2003-38369 (2003)
- (44) Bons, J.P., St and Cf Augmentation for Real Turbine Roughness with Elevated Free Turbulence, ASME paper GT2002-30198 (2002)

先進Ni基超合金に適した新TBCシステムの開発

Development of New TBC System for Advanced Ni-Base Superalloys

松本 一秀*¹
MATSUMOTO Kazuhide川岸 京子*¹
KAWAGISHI Kyoko原田 広史*¹
HARADA Hiroshi

ABSTRACT

A new TBC system matching for advanced Ni-base single crystal superalloys has been developed. TBC system has ceramic top layer and metallic bond layer. The new EB-PVD apparatus with 3 unique features for top coating was developed and YSZ coatings were studied using this apparatus. A new bond coating "EQ coating" designed to be in thermodynamic equilibrium with the Ni-base superalloy substrate has been proposed. EQ coating based on γ and γ' compositions on the tie line of the base alloy was studied. The results of isothermal exposure at 1100°C for 300 hours have indicated that minimal interdiffusion occurred and SRZ formation was suppressed between EQ coating and substrate.

Key words : Thermal barrier coating, Superalloy, Electron-beam physical vapor deposition, Thermodynamic equilibrium, Diffusion

1. はじめに

世界的規模でのエネルギー消費および地球温暖化ガスの削減は、緊急の課題となっている。このような要求に応えるために、ジェットエンジンや発電用ガスタービンの高効率化が進められている。このためには燃焼ガス温度の高温化が有効であり、翼基材、翼の冷却技術および翼表面への遮熱コーティング (TBC) 開発が必須となっている⁽¹⁾⁽³⁾。

翼基材においては耐用温度上昇が重要な技術要件であり、御物質・材料研究機構 (NIMS) においては、超合金の中でも耐用温度が最も高いNi基単結晶 (SC) 超合金を開発してきた。現在では実際にタービン翼として使われている時の応力137MPa下において、1000時間でクリープ破断する温度が1,100°Cと世界最高のクリープ強度を有する第5世代SC合金TMS-173を開発している⁽⁴⁾。これらの成果を踏まえ、2006年度からスタートした新世紀耐熱材料プロジェクト (II) では、開発した種々の超合金を実際のタービン翼へ実用化することを目標の一つとしている。

翼の実用化においてはTBC技術が必須となるため、NIMSではTBCについても研究を進めている。TBCの開発方針は次の2項目である。第一はセラミックトップ

コート用電子ビーム物理蒸着 (EB-PVD) 装置の開発およびイットリア部分安定化ジルコニア (YSZ) を用いたタービン翼へのコーティングプロセス開発である。第二はNIMSで開発したNi基超合金に適したTBCシステムの開発であり、具体的には新規ボンドコート及びトップコートの開発である。本報では、新EB-PVD装置開発とYSZコーティング技術、及び超合金基材と熱力学的に平衡する成分をボンドコート材に使用することで、基材間との元素相互拡散を抑制する“平衡コーティング” (EQコーティング)⁽⁵⁾⁽⁶⁾を開発した結果について報告する。

2. 新EB-PVD装置 “EB Coater-CerM1”

2.1 装置開発のコンセプト

EB-PVDプロセスは、真空中において電子ビーム (EB) をセラミックインゴットに照射し、インゴット表面を溶融・蒸発させて、基材上にセラミックスを蒸着する方法である。このため、EB-PVD装置は真空排気系と電子銃を設けたチャンバー構成が基本となる。装置開発のコンセプトを以下に示す。

(1)優れたコストパフォーマンス

市販されている装置はドイツ製が大半を占めており、その最大の課題は装置の価格である。小型装置でも3億円程度、生産装置になると20億円を優に超える。これは、基材脱着、基材予備加熱およびコーティングをそれぞれ異なるチャンバーで行う真空装置構成と、大出力電子銃設置が主な理由である。この装置価格の高さが、導入を

原稿受付 2006年8月23日

校閲完了 2007年4月25日

*1 御物質・材料研究機構

〒305-0047 茨城県つくば市千現1-2-1

考えている企業や研究機関に障害をもたらしている。このため、開発する装置は市販装置に比べ格段の低価格にすることを旨とした。

(2)高温プロセス下における真空維持

EB-PVDによるセラミックコーティングは1,000℃を超える高温下でも行うため、高温プロセスでの真空維持は必須であり、コーティングチャンバーは水冷を強化した構造とする。

(3)コーティング時における基材温度の精密制御

コーティングにおける最も重要なプロセスパラメータは、基材温度である。市販装置は、別に設けた予備加熱室で所定温度に基材を加熱した後、コーティングチャンバー内に基材を導入し、インゴットからの輻射熱で温度低下を補っている。このような装置構成では温度制御ができない。本装置では基材温度を精密に制御できるように、コーティングチャンバー内に基材加熱用ヒータを設置する。

(4)コーティングチャンバー内の有効活用を考えた電子銃配置

コーティングチャンバー内の上部には、基材加熱用ヒータを設置し、更に基材の大きさに合わせた内部構成の変更を可能とするため、電子銃の配置はコーティングチャンバーの下側とする。

(5)セラミックインゴット開発の利便性向上

新しいセラミックインゴットを開発する段階においては、寸法や形状が一定とはならない。そのため、不定形インゴットが使用可能で、且つ安定なインゴット供給ができるルツボ構造とする。

(6)皮膜組織と組成制御を実現する装置構成

皮膜組織を制御する手段として、基材の回転・旋回・水平駆動およびシャッターの開閉駆動制御化を図る。EB照射時には酸化物セラミックインゴットの酸素欠損が発生するが、皮膜の酸素組成を確保するため、コーティングチャンバーへの酸素導入を圧力一定制御で行う。更に、酸素雰囲気下での電子銃動作およびフィラメント寿命確保のため、電子銃室は差動排気し高真空を確保する。

(7)実翼コーティングの施工性確保

装置としては、実際のジェットエンジン翼および発電用ガスタービン第一段動翼が施工できる構造とする。ただ、ガスタービン翼のように大型で重量の大きい翼の場合、基材を片持ちで支持するには困難が予想される。そのため、基材駆動装置対面のチャンバー壁に予備フランジを設け、必要が生じた時に両端支持用の治具が取り付けられるチャンバー構造とする。

2.2 装置の構成および特徴

開発した装置の外観をFig.1に示す。装置全体は、コーティングチャンバー、制御装置、電子銃電源、ヒータ電源および水冷盤から構成されており、非常にコンパクトにまとめている。制御関係は全て制御装置に集中さ

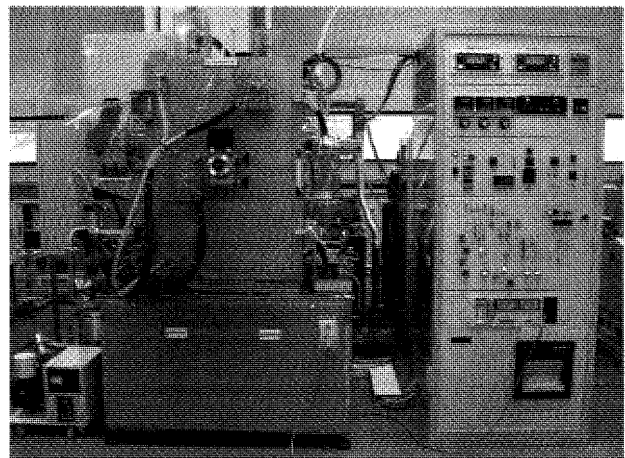


Fig. 1 New EB-PVD Apparatus "EB Coater-CerM1"

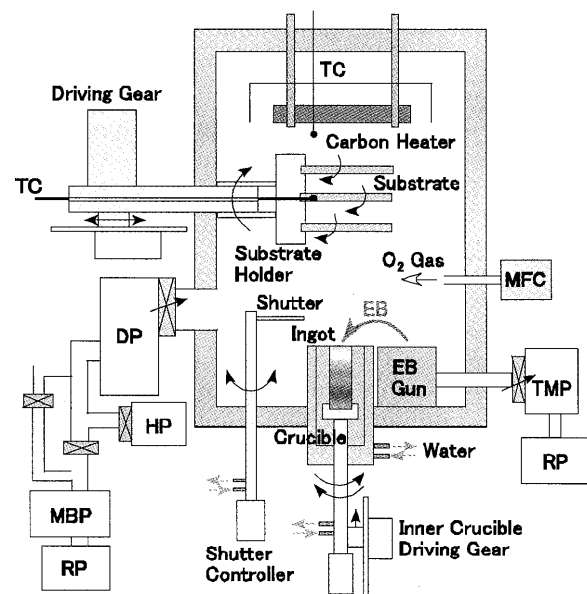


Fig. 2 Schematic Diagram of Coating Chamber

せ、コーティングチャンバーには拡散ポンプ系と電子銃室差動排気系および基材駆動装置を接続し、チャンバー内部には基材加熱ヒータ、電子銃、分割ルツボ、シャッター、酸素導入管および熱遮蔽板が設置してある。装置価格は欧米製小型装置に比べて数分の一の低価格で製作した。この価格の安さが、本装置の利点の一つである。Fig.2に装置内部構成の概略図を示す。本装置は、以下に示す三つの特徴を有している。

- (1)コーティングチャンバー内に30kWカーボンヒータを3セット設置しており、合計90kWの容量で基材（最大寸法200mm直径, 350mm長さ）を加熱（最大1,150℃）することができる。これにより、コーティング中の基材温度を精密に制御することが可能となった。温度制御はカーボンヒータ近傍に設けた熱電対で行うが、基材に直接取り付けられた熱電対でもできるようにしている。
- (2)Fig.2に示すように、EB（10kV, 1.6A）は270°偏向されてセラミックインゴット（最大寸法50mm直径、

350mm長さ)に照射される。ルツボは外側と内側ルツボの分割構造となっており、インゴットを載せる内側ルツボは左右回転(0.5~10rpm)、上下駆動(0.5~10mm/s)できる。このようなルツボ構造としたことにより、開発段階の不定形インゴットでも使用が可能となった。

- (3)シャッターの開閉制御(最大保持時間999s,最大開閉回数99回)をあらかじめプログラミングできるため、インゴットからの蒸発流を任意に制御することが可能であり、コーティング中のシャッター開閉動作は柱状晶皮膜構造制御の一手段とすることができる。以上の特徴を備えたコーティングチャンバー構成は、世界でも初めてである。

2.3 YSZコーティング

皮膜形成は高温加熱, 低圧酸素雰囲気, 電子銃稼動, 基材およびインゴット駆動などの状況下で行うため, これらがバランスよく働くことが必要である。そこで, 本装置を用いてYSZ皮膜形成が良好に行えるかどうかを確認するため, SUS304ステンレス基材を用い, 減圧プラズマ溶射によるNiCoCrAlYボンド層を形成した後, YSZ皮膜形成のプロセス条件を検討した。はじめに直径50mm, 高さ70mmの8 mass%Y₂O₃-ZrO₂インゴットを内側ルツボに載せ, 円板試料を基材駆動装置に取り付け真空排気した。この時, 基材温度を直接測定するためシース熱電対を試料治具に取り付けた。10⁻³Pa台まで真空排気した後, 装置内部のカーボンヒータを用い, ヒータ温度920℃で1時間のベーキングを行った。ベーキング後のチャンバー内真空度は3×10⁻⁵Paであり, YSZコーティング時の酸素導入が十分に行える真空度であることを確認した。NiCoCrAlYボンド層表面に均一なα-Al₂O₃層を形成させるため, YSZコーティング前に予備酸化を行った。予備酸化の条件は, 酸素制御圧力0.3Pa, 基材温度865℃, 時間80分とした。

EB-PVDによるコーティングはバッチ処理であるため, 本実験では試料のセッティング, ベーキングおよび予備酸化に1日を費やし, 真空排気を終夜行った翌日にコーティングを行った。コーティングは基材の加熱から開始するが, 加熱速度は12℃/1分であり, 基材が所要温度に達してから酸素を導入し, その後EBを照射した。YSZの成膜速度は約100μm/1時間で, 所期の膜厚まで成膜を行った後, 酸素導入と基材加熱を停止し真空中で冷却した。本実験のYSZコーティングは, 基材温度865℃, 基材回転速度3rpmの条件下で, 加速電圧10kVのEBを270°偏向させてYSZインゴットに照射し, EB電流を変化させながらYSZ蒸発を制御した。この結果, 平均EB電流は405mAで十分であることを確認した。コーティング中は0.2Paとなるよう圧力制御を行ったが, このときの平均酸素流量は47sccmであり, 加熱開始から成膜終了までの時間は約2時間であった。

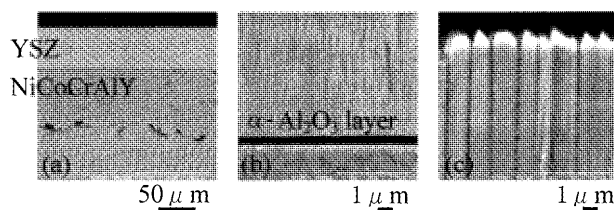


Fig. 3 Vertical Sectional Microstructure of Coating



Fig.4 YSZ Coating Blades

本装置でYSZ皮膜を形成させた結果, 試料表面は白色を呈しており, 酸素欠損のないYSZであることが確認できた。皮膜組織の健全さを評価するため, SEMにより断面組織を観察した。Fig. 3に皮膜断面組織を示す。(a)は皮膜全体の断面組織であり, NiCoCrAlYボンド層の上にYSZトップ層が整然と形成されている。(b)はトップ層とボンド層の界面組織であるが, 所期の狙い通りアルミナ層が均一に形成されている。(c)はYSZ皮膜の組織であり, 柱状晶がきれいに成長している。柱状晶側面には羽毛状組織も一部観察される。これらの柱状晶は, X線回折測定結果, <100>方向に成長した正方晶であることが認められた。

これらの結果をふまえ, 表面を研磨したタービン翼へ直接YSZコーティングを行った。コーティング条件は, 翼基材温度910℃, 翼回転3rpm, 酸素制御圧力0.2Pa, 成膜時間3hoursである。Fig.4にコーティングしたタービン翼(長さ90mm, 幅58mm)の外観を示す。翼の腹側, 背側およびプラットフォーム部が良好にコーティングされていることを確認した。

3. EQコーティング⁽⁶⁾

3.1 EQコーティングの背景と原理

強化元素や白金族元素を多く含む先進Ni基超合金は優れた高温強度を示す。しかしながら, 一般的に用いられているボンドコートであるPt-AlやMCoCrAlYを適用すると, コーティング直下に元素の相互拡散に起因する二次反応層(Secondary Reaction Zone, SRZ)が生成し, 基材の強度低下を生じる。このSRZの生成を防ぐために, いくつかの技術が提案^{(7),(8)}されているが, いずれも内部拡散を本質的に防ぐものではない。

筆者らは基材と熱力学的に平衡する成分をコーティング材に使用することで, 元素の相互拡散を完全に抑制する“平衡相コーティング”(以下, “EQコーティング”

と称する)を開発した。Ni基超合金は、マトリックスである γ 相中に γ' 相が規則的に析出した2相組織を有する。Fig. 5に(Ni, X)–(Al, Y)系擬二元系平衡状態図を示す。Ni基超合金基材の組成をSとすると、使用温度(ここでは1100°C)における γ 相、 γ' 相の組成はそれぞれA, Bで表すことができる。このタイライン上の任意の合金組成をCとすると、合金A, B, Cはいずれも基材Sと熱力学的に平衡である。つまり、基材Sと合金A, B, Cの間には拡散の駆動力となる合金元素の化学ポテンシャルの差がない。したがって、合金A, B, Cをコーティングとして用いれば、基材とコーティング間に相互拡散は理論上起こらない。

3.2 実験方法

上記の原理を確認するため、基材として、第2世代Ni基超合金TMS-82+⁽⁹⁾を用いた。1100°Cにおける γ 及び γ' の組成を合金設計プログラム⁽¹⁰⁾を用いて計算し、それらをコーティング材の組成とした。また、比較材として実用AMDRY-962相当のコーティング材を用いた。本研究で使用した合金は不活性雰囲気中で溶製したものであり、その組成をTable 1に示す。合金は均質化熱処理後、直径10mm、厚さ5mmの試験片を切り出し、表面研磨を行った。拡散挙動を調べるために、基材とコーティング材の拡散対3種類、AMDRY962/TMS-82+, TMS-82+ γ /TMS-82+, TMS-82+ γ' /TMS-82+を作製し、大気中1,100°C、300hの拡散処理を行った。拡散対の断面をSEMおよびEPMAにより分析した。

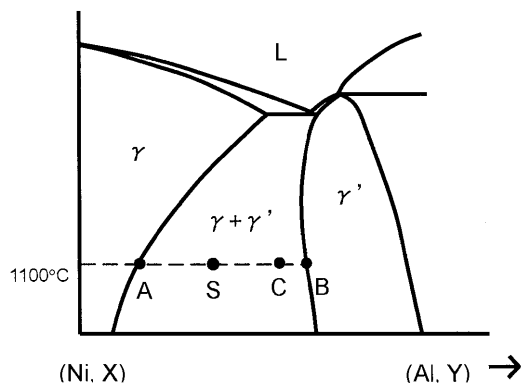


Fig. 5 Pseudo-binary phase diagram for (Ni, X)–(Al, Y) system

3.3 実験結果

拡散実験後の断面観察結果をFig.6に示す。従来コーティングのAMDRY962/TMS-82+拡散対(Fig. 6 (a))では、約150 μ mの拡散層およびSRZが観察された。一方、EQコーティングのTMS-82+ γ /TMS-82+拡散対(Fig. 6 (b)), およびTMS-82+ γ' /TMS-82+拡散対(Fig. 6 (c))では拡散層は非常に薄く、SRZは観察されない。Fig. 6 (c)において、 γ' 合金中にTCP相が少量観察されるが、この相は試験開始前から合金中に均一に分散しており、相互拡散によるものではない。この相の生成は平衡組成と作製組成の若干のずれに起因すると考えられるが、TCP相の体積率は高々2%にすぎず、拡散挙動にはほとんど影響を与えないと考えられる。EQコーティングにおける元素拡散を定量化するために、TMS-82+ γ /TMS-82+拡散対とTMS-82+ γ' /TMS-82+拡散対をEPMAで分析した。分析結果のうち、比較的拡散の速い元素であるAlとCoの濃度分析結果のみをFig. 7に示す。

拡散層の厚さは γ で5 μ m、 γ' で15 μ mといずれも従来コーティング(Fig. 6 (a))と比べ非常に薄いことがわかる。以上より、基材の γ 合金、または γ' 合金をコーティング材として用いることで、実用合金TMS-82+との間に生成する拡散層を劇的に抑えることができることが実証された。

ところで、YSZトップコートとMCrAlYボンドコート間においても反応や拡散現象が起こらないと考えられるため、両者間の密着性確保が課題となる。EB-PVDによって成膜されたYSZトップコートは、MCrAlYボンドコートとの界面に薄くて均一な α -Al₂O₃層を形成させる事により強固な密着性を持たせられることが知られている⁽¹¹⁾。Fig. 3の界面アルミナ層は、このような知見に基づき、ボンドコート材が含有しているAlを利用してボンドコート表面に形成したものである。EQボンドコートにおいても同様であると考えられるが、Table 1に示したように、EQボンドコートの候補材であるTMS82+ γ' のAl含有量は、基材TMS82+のAl量よりは高いが、通常MCrAlY材のAl含有量に比べれば低い値である。このため、EQボンドコート表面に均一な α -Al₂O₃層を形成させるには、予備酸化時の酸素分圧、加熱温度、加熱時間等のプロセス条件を最適化する必要がある。筆者らは、これらの基礎検討を行っている段階であり、予備実験において α -Al₂O₃層の形成を確認することができた。

Table 1 Chemical Compositions (mass%, Ni-bal.) of alloys prepared for this study

	alloy	Co	Cr	Mo	W	Al	Ti	Ta	Hf	Re	Y
Substrate	TMS-82+	7.7	4.6	1.8	8.6	5.3	0.5	6.3	0.09	2.4	-
	TMS-82+ γ	10.5	7.6	2.6	10.0	2.9	0.2	3.4	0.03	4.2	-
Coating	TMS-82+ γ'	4.7	1.4	0.9	7.2	7.9	0.7	9.5	0.16	0.5	-
	AMDRY962	-	22.0	-	-	10.0	-	-	-	-	1.0

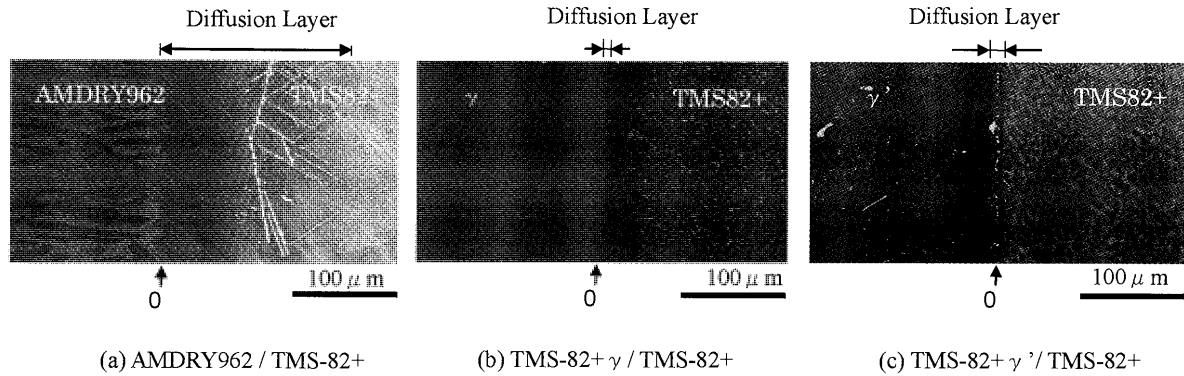


Fig. 6 Cross Sectional Microstructure of (a) AMDRY962/TMS-82+, (b) TMS-82+ γ /TMS-82+, (c) TMS-82+ γ' /TMS-82+ after 300 hours exposure at 1100°C

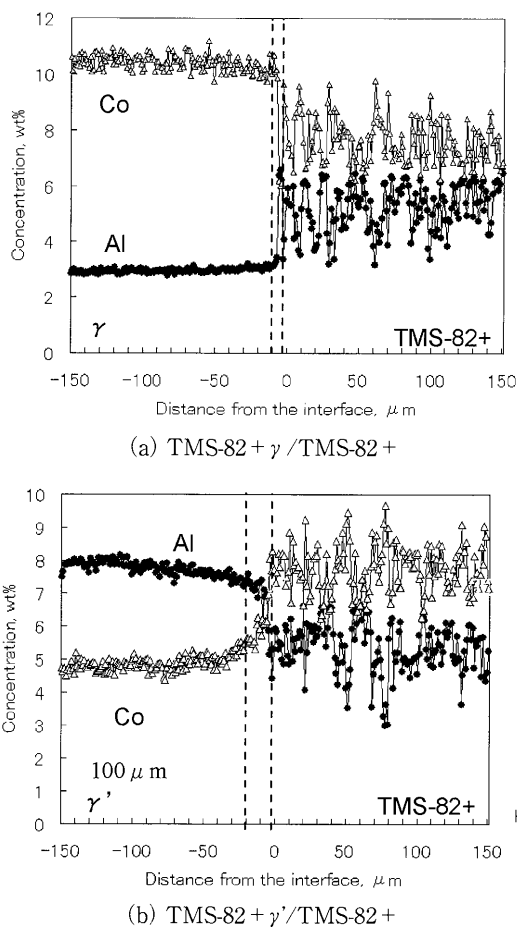


Fig. 7 Cross Sectional Concentration Profile of (a) TMS-82+ γ /TMS-82+, (b) TMS-82+ γ' /TMS-82+ after 300 hours exposure at 1100°C

4. まとめ

物質・材料研究機構の新世紀耐熱材料プロジェクト (HTM21Pj) では、これまで開発してきたNi基超合金をジェットエンジン翼や発電用ガスタービン翼への適用を目指して研究を遂行している。この実用化にあたっては遮熱コーティングが必須となるため、Ni基超合金に適した遮熱コーティングシステムの研究開発を行っている。

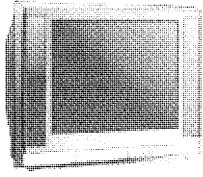
このたび、セラミックトップコート用の電子ビーム物理蒸着装置“EB Coater-CerMI”を開発した。本装置は基材加熱用ヒータ、回転・上下駆動が可能な分割ルツボ、開閉制御可能なシャッター、基材駆動装置、電子銃、酸素導入機構からなるコーティングチャンバー構成となっており、このような構成は世界でも初めてである。更に本装置の価格は、同様の性能を有する欧米製小型装置に比べ数分の一であり、EB-PVD装置は非常に高いという認識を変えるものである。本装置を用いてYSZ皮膜形成を行った結果、柱状晶の皮膜組織およびトップ層とボンド層界面も健全な組織であることを確認した。更にタービン翼へのYSZコーティングを行い、翼の腹側、背側およびプラットフォーム部とも良好にコーティングすることができた。

ボンドコートにおいては、熱力学的に平衡な成分をコーティングに用いるEQコーティングの概念をNi基超合金TMS-82+に適用し、コーティングと基材間で元素の相互拡散を抑え、基材強度の劣化を抑制することに成功した。基材の γ' 合金はEQコーティングの有望な候補であるが、今後、耐酸化コーティングとしての最適化を進めるとともに、EQコーティング材を各種基材上に溶射施工し、TBCシステムの実現を目指していく予定である。

参考文献

- (1) R. K. Matta, G. D. Mercer and R. S. Tuthill : Power Systems for 21th Century-“H” Gas Turbine Combined-Cycles, GER-3935B (2000).
- (2) 松本一秀, 牧野吉延, 和田国彦, 日野武久, 岡村隆成 : 日本ガスタービン学会誌, Vol.28, No.6 (2000) pp.32-37.
- (3) D. R. Clarke and C. G. Levi : Annu. Rev. Mater. Res. Vol.33(2003) pp.383-417.
- (4) Y.Koizumi, T.Kobayashi, T.Yokokawa, Z.Jianxin, M.Osawa, H. Harada, Y. Aoki and M. Arai : Superalloys 2004, (Warrendale, PA, USA, Minerals, Metals and Materials Soc.) pp.35-43.
- (5) 原田広史, 佐藤彰洋, 川岸京子 : 特願2005-092542 (2005)
- (6) 佐藤彰洋, 原田広史, 川岸京子 : 日本金属学会誌, Vol.70, No.2 (2006) pp.192-195.

- (7) Y. Matsuoka, Y. Aoki, K. Matsumoto, A. Sato, T. Suzuki, K. Chikugo and K. Murakami : Superalloys 2004, (Minerals, Metals and Materials Soc., 2004) pp.637-642
- (8) T. Narita, S. Hayashi, H. Yukawa, M. Noguchi and M. Miyasaka : U. S. Patent 6830827 (2004)
- (9) T. Hino, T. Kobayashi, Y. Koizumi, H. Harada and T. Yamagata : Superalloys 2000, (TMS,2000) pp.729-736.
- (10) H. Harada, K. Ohno, T. Yamagata, T. Yokokawa and M. Yamazaki : Superalloys1988 (TMS, 1988) pp.733-742
- (11) K. Matsumoto, Y. Yasuda: Proc. of the 6th Int. Welding Symp. of Japan Welding Society, Vol. 2 (1996) P755-759



科学バラエティ番組に出演して・・・

山本 誠*¹
YAMAMOTO Makoto

ことはI教授からの1本のE-mailから始まりました。I：「家庭用掃除機のホースを伸ばしたとして、何mまでティッシュを吸い込むことができると思う？」、私：「(掃除機のカタログ値とダルシー・ワイズバッハの式を使ってちょっと計算してみても)、350mくらいですか？いや、継目の損失が大きいので250mくらいですかね？」、I：「ピストン効果で1kmは行けるんじゃないか？」、私：「不明な条件が多すぎますね」、I：「そうだね。ところで、3月15日は空いている？」、私：「今の所、予定はありませんが」、I：「それじゃあ、私の代わりにテレビに出て。はずせない仕事が入ってしまっ、私：「え？・・・」、ということで、何が何だか分からないうちに「驚きの嵐：世紀の実験、学者も予測不可能SP2」という日本テレビの科学バラエティ番組への出演が決まってしまいました。

数日して、テレビ局の人から電話があり、I教授と同じ「家庭用掃除機のホースを伸ばしたとして、何mまでティッシュを吸い込むことができると思うか？」という質問と、どうしたら距離を伸ばせるのか、という相談を受けました。しかし、機械系の学科を卒業された方ならすぐ分かると思いますが、この質問に答えるためには、(1)掃除機のブロワの性能(特に、圧力・流量曲線)、(2)パイプの内径と表面状態、(3)パイプの継目や曲がりでの損失、(4)ティッシュを吸い込むことができる最小流速、(5)気温と湿度、といった条件が与えられることが必要で、これら条件さえ決まればベルヌーイの定理と管摩擦損失からほぼ完璧に予測することが可能です。しかし、テレビ局の人の質問にはこれらの条件が何もなく、まさに“予測不可能”な状況でした。このときは、不明な条件が多すぎることを、滑らかな管を用いて継目を少なくすれば距離は稼げることを解説しておきました。

さて、3月15日(木)の収録日がやってきました。汐留の日本テレビに13時集合、約1時間の打合せが始まりました。この打合せで、この番組が約10名の大学教授が奇想天外な実験テーマを提案し、嵐というアイドル・グループが実際に実験を行って結果を議論するものであるという具体的収録内容を知りました。驚いたことは、この番組には分厚い台本があり、出演者の大体の発言順が決められていたことです。ドラマではないので、番組の構成

程度しか決められておらず、現場で作り込んでいくものと思っていましたので、まったく予想外でした。この打合せによって、私にも「このタイミングで、こういう趣旨の説明をしてください」とのリクエストがいくつか出されました。例えば、番組の中では私が掃除機の実験を考えたことになっていますが、実験の冒頭部分の私の発言は打合せを通じて決めていったものです(失笑)。

打合せの後14時から収録がスタートし、無重力で蝶は飛べるか？、オホーツク海から流水に乗って東京湾へたどり着けるか？、風船の中に人が入って空中に浮かべるか？、巨大紙飛行機は飛ぶか？等々といった珍実験の紹介、出演教授による結果の迷予想(?)、VTRによる実験の様子を紹介、結論発表という順に話が進んで行きました。収録は、2時間番組なのに、倍以上の4時間強かかりました。これは、予想や結果の説明・解釈に関して複数の教授が様々な詳しい話や議論をしたためですが、3月23日(金)の放映時にはほとんどカットされていました。私個人としてはこの議論の方がはるかに面白かったのですが、テレビ局の人には受けなかったようです(笑)。

ちなみに、掃除機の実験は1kmまではティッシュを吸い込めることが分かりましたが、場所とホースが足りなくなって、1kmで打ち切りとなりました。ただし、この実験方法は私の想定外で、ティッシュを自然に吸い込ませるのでなく、ホースの先に入れてしまい、恐らくピストン効果で吸い込ませていたようです。この方法ならティッシュに負圧がかかれば良いので、自然に吸い込ませるよりもはるかに長い距離が稼げると思われます。

最後に、この番組に出演して最終的に思ったことは、科学バラエティ番組はテレビ局の企画・演出が優先されるのだということと、小中学生の理科離れ防止やガスタービンに興味を持ってもらうために、この種のバラエティ番組を利用できないかということでした。この番組はゴールデンタイムに放映され視聴率16%でしたので、日本全国で750万世帯が見たことになります。年に1回でも良いので、例えば、アイドル・タレントがガスタービンを運転したり、ガスタービンに関連する実験をしたりすれば、絶大な効果が期待できるように思います。ロボット・コンテストや鳥人間コンテストのようなガスタービン・コンテストを企画できないものかと思います。テレビ局が飛びつくような、何か良いアイデアはないものでしょうか？

原稿受付 2007年4月9日

*1 東京理科大学 工学部 機械工学科

〒102-0073 東京都千代田区九段北1-14-6

(社)日本ガスタービン学会 評議員会・総会報告

本学会の評議員会および通常総会が、去る4月5日(木)に浜松町の世界貿易センタービル38階、マリーンの間に開催された。

第31期第2回評議員会は塩原元哲君の司会で10時15分より開かれ、評議員の互選により水木新平君が議長になり、議事が進められた。まず評議員会への出席者10名、委任状提出者4名7人で会合が成立することが宣言された。次に細則変更(案)が審議され、承認された。引き続き第31期事業報告・収支決算報告(案)につき審議が行われ、何れも承認された。なお、同案については本間友博、吉岡英輔両監事による監査結果が報告された。次いで、名誉会員推薦案を総会に諮ることが承認され、引き続き第32期事業計画・予算(案)の審議が行われた。また、名誉会員推薦につき吉野隆会長より提案があり、伊藤源嗣氏、酒井俊道氏、葉山眞治氏を総会に推薦することが承認された。第32期第1回評議員会は塩原元哲君の司会で同日11時40分より同会場で開かれ、評議員の互選により水木新平君が議長になり、議事が進められた。最初に、出席者14名、委任状提出者5名3名で評議員会が成立することが宣言され、以下の議案の審議が行われた。すなわち、第32期評議員選挙結果に基づく第32期役員候補者、第33期事業計画・予算(案)を2007年度内に文部科学省へ提出するための手続きが審議され、これらの諸案を総会に諮ることになった。また、最後に予定されていた第32期事業計画・予算(案)の説明は、前期評議員会で総会に諮ることがすでに承認済みのため報告は省略された。

2007年通常総会は、同日13時より評議員会と同じ、世界貿易センタービル38階、マリーンの間に於て塚原友友君の司会で開催された。第31期吉野隆会長の開会挨拶の後、同君を総会議長とし、議事が進められた。同総会への出席者36名、委任状提出者1013名(会員数1926名の過半数)で総会の成立が宣言された後、以下の議案の審議が行われた。すなわち、細則変更、第31期事業報告・収支決算報告につき、土屋利明総務(主担当)理事および長谷川聡総務(財務担当)理事による説明の後、本間友博、吉岡英輔両監事による監査の結果、適正である旨が吉岡英輔監事より報告され、それぞれ承認された。その後、名誉会員推薦につき吉野隆会長より提案があり、伊藤源嗣氏、酒井俊道氏、葉山眞治氏を名誉会員とすることが承認された。次に、午前中の評議員会で承認された細則変更の報告が土屋利明総務(主担当)理事よりなされた。ついで、第32期事業計画・予算(案)に関し、土屋利明総務(主担当)理事および長谷川聡総務(財務担当)理事より説明があり、別掲通り承認された。ついで、第32期評議員選挙結果の報告の後、第32期役員互選が行われ、あらかじめ理事会及び評議員会で審議され選出された20名の理事候補者が全員承認され、理事の互選により会長に吉識晴夫君、副会長に並木正夫君が選出され、満場一致で承認された。引き続き、第33期事業計画・予算(案)を2007年度内に文部科学省へ提出するための手続きが審議され、承認された。ついで、2007年国際ガスタービン会議東京大会の準備状況について、大田英輔実行委員長より報告がなされた。次に、議事録署名者の件が諮られた後、吉識晴夫会長より、就任の挨拶が述べられ、最後に第31期会長の吉野隆君より退任ならびに閉会の挨拶があり、2007年通常総会を終了した。

通常総会に続いて名誉会員推薦状及び記念品贈呈式が行われ、新名誉会員に、第31期吉野隆会長より推薦状と記念品が贈呈された。

引き続き、15時45分から16時45分まで特別講演会が開催され、高原北雄氏により「未来社会を見つめた生涯実修」と題した講演が行われ一連の行事を終了した。

第31期(平成18年度)事業報告

I. 事業の概要

定款に定める諸事業を下記のように実施した。

(1) 研究発表会及び学術講演会等の開催(集事事業・定款第5条1号)

Table with 6 columns: 時期, 場所, 名称, 発表内容, 参加者数, 演題数. Lists various academic events and seminars held throughout the year.

(2) 学会誌及び学術書の刊行(出版事業・定款第5条2号)

Table with 3 columns: 図書名, 発行年月日, 発行部数. Lists the publication of the journal and other books.

(3) 内外関連学協会との連携並びに協力(国際交流事業等・定款第5条3号)

2006年度に継続して共催・協賛した行事は33件であり、新規のものは下記の9件である。

Table with 4 columns: 種類, 開催時期, 名称, 場所, 関連団体名. Lists international exchange activities and collaborations with other organizations.

(4) ガスタービンに関する研究、調査(調査研究事業・定款第5条4号)

Table with 3 columns: 名称, 実施期間, 調査内容. Details research and survey activities related to gas turbines.

(5) 研究の奨励及び研究業績の表彰(表彰事業・定款第5条5号)

ガスタービンに関連した研究及び技術開発を奨励するため2年に一度、優れた研究、技術に対して、ガスタービン学会賞(論文賞、技術賞、奨励賞)を授与している。2006年通常総会において学会賞の授与を行った。

II. 処務の概要

1. 役員等に関する事項

1.1 役員(理事、監事)

理事・会長 吉野 隆
副会長 吉識晴夫
総務理事 土屋利明(主担当)、石井調治、加藤千幸、長谷川聡、山本 誠
企画理事 武石賢一郎(主担当)、安部利男、齋藤典彦、久松 暢、栗沼祐一、吉岡俊彦
編集理事 野崎 理(主担当)、青山邦明、太田 有、児玉秀和、小林利夫、西嶋正正、湯浅三郎
監事 本間友博、吉岡英輔

1.2 評議員

31期評議員は、定款第15条、第16条、第17条、細則第21条から第27条により以下のように選出された。ただし、前記の理事は、定款第17条及び細則第21条により評議員から除かれた。船崎健一、鈴木和雄、林 茂、福山佳孝、柳 良二、辻本良信、井 亀 優、横井信哉、佐々木正史、速水 洋、吉川雅人、吉田英生、小尾晋之介、益田重明、村上雅弘、齋藤典彦、筒井康賢、白鳥敏正、湯浅三郎、藤柳義行、梶昭次郎、吉識晴夫、幸田栄一、久松 暢、伊藤高根、刑部真弘、長崎孝夫、荒川忠一、加藤千幸、長島利夫、渡辺紀徳、望月貞成、吉田豊明、本阿弥治山、山本 誠、中田俊彦、山本 悟、安達竹雄、原田広史、藤岡順三、辻田星歩、水木新平、工藤一彦、亀本壽司、山本勝弘、佐々木直人、小林文博、満岡次郎、米澤克夫、渡辺康之、今福光雄、合田泰規、遠崎良樹、杉本隆雄、森脇 健、笠 正憲、山下直之、中西章夫、杉浦重泰、川池和彦、木下茂樹、井上梅夫、坂野貴洋、相曾健司、森雅晶、桜井 隆、飯田義亮、石井調治、和泉敦彦、吉岡洋明、市川 薫、渡藤幸雄、佐々木祥二、川上雅由、吉岡俊彦、大田原康彦、園田豊隆、有村久登、金子康智、西原昭義

2. 職員に関する事項

Table with 5 columns: 職務, 氏名, 就任年月日, 担当事務, 備考. Lists staff members and their roles.

3. 役員等に関する事項

3.1 理事会

7回開催され、第30期第2回評議員会議案、第31期第1回評議員会議案、平成18年通常総会議案、第30期事業報告・決算、第31期事業計画・予算、第31期事業実施にともなう業務、第32期事業計画・予算案、次期役員候補者推薦等を審議し、決定した。

3.2 評議員会・総会

第30期第2回評議員会、第31期第1回評議員会、平成18年通常総会は、平成18年4月5日に開催された。既に学会誌Vol.33, No.3, (2005.5)に詳細が報告されているので省略する。

4. 許可、認可、承認、証明等に関する事項

Table with 4 columns: 申請月日, 申請事項, 許可等月日, 備考. Content: なし

5. 契約に関する事項

Table with 3 columns: 契約年月日, 相手方, 契約の概要. Lists various contracts from 2006/4/18 to 2006/7/21.

6. 寄付金に関する事項

Table with 5 columns: 寄付の目的, 寄付者, 申込金額, 領収金額, 備考. Content: なし

7. 主務官庁指示に関する事項

Table with 3 columns: 指示年月日, 指示事項, 履行状況. Lists administrative instructions from 2006/5/10 to 2007/2/7.

8. 各委員会の活動

- 8.1 総務委員会: 委員長 土屋 利明 他9名 開催7回
8.2 企画委員会: 委員長 武石 賢一郎 他18名 開催6回
8.3 編集委員会: 委員長 野崎 理 他21名 開催6回
8.4 ガスタービン統計作成委員会: 委員長 岡田 豊隆 他9名 開催2回
8.5 学術講演会委員会: 委員長 渡辺 紀徳 他9名 開催3回
8.6 広報委員会: 委員長 山本 誠 他10名 E-mail会議
8.7 国際委員会: 委員長 藤岡 義行 他15名 開催3回
8.8 地方委員会: 委員長 武石 賢一郎 他16名 開催2回
8.9 組織検討委員会: 委員長 川口 修 他5名 開催8回

2007年度における事務局体制の変更に伴う事務局職員の職務規程の見直し作業を行い、専任職員の職務規程、嘱託職員の職務規程の改訂案を作成した。また、2007年7月に予定される事務局交代に向けて事務局長(囑託)の職務規程を新たに作成するとともに、その公募を行って応募者の選考作業を職員採用委員会に委託した。

さらに、学会の財務状況の改善、組織運営に関する問題点の洗い出しと対策に関する協議を行った。

- 8.10 選挙管理委員会: 委員長 岡本 洋三 他6名 開催2回
8.11 学会賞審査委員会: 委員長 伊藤 高根 他5名 E-mail会議
8.12 G T技術継続教育教材作成委員会: 委員長 吉田 豊明 他14名 開催1回
8.13 英文論文集発刊準備委員会: 委員長 渡辺 紀徳 他14名 開催5回
8.14 国際会議組織委員会: 委員長 住川 雅晴 他66名 開催1回
8.15 国際会議実行委員会: 委員長 大田 英輔 他65名 開催7回
8.16 倫理規定検討委員会: 委員長 葉山 眞治 他6名 開催1回
8.17 職員採用委員会: 委員長 川口 修 他5名 開催2回

9. 会員の異動状況

Table: 会員の異動状況書. Columns: 会員種別, 本年度末(2007年2月28日現在), 昨年度末(2006年2月28日現在), 増減数.

第31期(2006年度)収支決算

1. 収支計算総括表 2006年3月1日から2007年2月28日まで

Table: 収支計算総括表. Columns: 科目, 合計, 一般会計, 特別会計. Rows include income (I) and expenses (II).

2. 正味財産計算書総括表

2006年3月1日から2007年2月28日まで

科目	合計	一般会計	特別会計
【増加の部】	円	円	円
資産増加額	200,000	200,000	0
増加額合計	200,000	200,000	0
【減少の部】			
資産減少額	3,544,791	2,504,255	1,040,536
負債増加額	800,000	800,000	0
減少額合計	4,344,791	3,304,255	1,040,536
当期正味財産減少額	4,144,791	3,104,255	1,040,536
前期繰越正味財産額	79,978,228	46,416,627	33,561,601
期末正味財産合計額	75,833,437	43,312,372	32,521,065

3. 貸借対照表総括表

2007年2月28日現在

科目	合計	一般会計	特別会計
【資産の部】	円	円	円
流動資産	30,002,672	16,481,607	13,521,065
固定資産			
基本財産	10,000,000	10,000,000	0
その他固定資産	62,332,000	43,332,000	19,000,000
固定資産合計	72,332,000	53,332,000	19,000,000
資産合計	102,334,672	69,813,607	32,521,065
【負債の部】			
流動負債	201,235	201,235	0
固定負債	26,300,000	26,300,000	0
負債合計	26,501,235	26,501,235	0
【正味財産の部】			
正味財産	75,833,437	43,312,372	32,521,065
(うち基本金)	10,000,000	10,000,000	0
(うち当期正味財産減少額)	4,144,791	3,104,255	1,040,536
負債及び正味財産合計	102,334,672	69,813,607	32,521,065

2007年3月22日

社団法人 日本ガスタービン学会
会長 吉野 隆 毅

社団法人 日本ガスタービン学会

監事 本間友博
監事 吉岡英輔

監査報告書

2006年度事業報告書、収支計算書、及び財産目録等について、
関係書類とともにその内容を監査した結果、法令および定款に照らして
正当であることを認めます。

第32期事業計画

役員及び評議員

理事・会長 吉識晴夫
副会長 並木正夫
総務理事 筒井康賢(主担当)、池口 隆、石井潤治、加藤千幸、杉本雄雄、
企画理事 久松 暢(主担当)、壺岐典彦、児玉秀和、六山亮昌、森 雅品、
吉岡俊彦
編集理事 山本 誠(主担当)、小林利充、園田豊隆、長 孝夫、福山佳孝、
湯浅三郎、吉田英生
監事 川口 修、山 嶺一
評議員 前期選挙結果のうち、上記理事に就任した方を除く71名

1. 事業の概要

2007年度(第32期:2007年3月1日から2008年2月29日まで)は、前年度と同様に定款に定める下記諸事業を行う計画である。学会及び事務局運営については引き続き一層の会員へのサービス改善や合理化を行う予定である。

(1) 研究発表会及び学術講演会等の開催(集会事業・定款5条1号)

名称	開催予定時期	開催予定場所	参加予定者
定期講演会	2007年 9月	岐阜市	100人
見学会・技術懇談会	2007年 6月他	未定	60人
教育シンポジウム	2007年 7月	JAXA	80人
セミナー	2008年 1月	東京ガス本社	115人
フォーラム	2007年 6月	九州大学	30人
シンポジウム	2007年 3月他	法政大学他	60人

(2) 学会誌及び学術図書等の刊行(出版事業・定款5条2号)

図書名	発行予定時期	予定部数
日本ガスタービン学会誌	2007年 3月, 5月, 7月, 9月, 11月, 2008年 1月	2,300
定期講演会講演論文集	2007年 9月	200
セミナー資料集	2008年 1月	200
英文電子ジャーナル	2007年 3月, 6月, 9月, 12月	Web掲載

(3) 内外関連学会との連絡並びに協力(国際協力事業・定款5条3号)

定期的に海外関連学会との情報交換を密にすると共に、学会ホームページに活動状況を広く紹介する。また、2007年12月に東京にて国際会議を開催する。
国内については昨年度と同様に、関連学協会(約25団体)との共催及び協賛により学術講演会、セミナー等を計画、実施すると共に、必要に応じて関連学協会の行事を協賛する予定である。

(4) ガスタービンに関する研究・調査(調査研究事業・定款5条4号)

2006年のわが国におけるガスタービン及び過給機の生産実績の統計資料を収集、集計し、学会誌に掲載する。

(5) 研究の奨励及び研究業績の表彰(表彰事業・定款5条5号)

ガスタービンに関連する研究及び技術開発を奨励するために、優れた研究と技術に対して隔年でガスタービン学会賞を授与している。今年度は学会賞の選考をする。

2. 委員会の設置

以上の諸事業を実施するため、下記の常置及び臨時委員会を設置する。

- 常置委員会: ①総務委員会
②企画委員会
③編集委員会
④ガスタービン統計作成委員会
⑤学術講演会委員会
⑥広報委員会
⑦国際委員会
⑧地方委員会
⑨英文論文集編集委員会
⑩表彰委員会
- 臨時委員会: ①組織検討委員会
②選挙管理委員会
③調査研究委員会
④ガスタービン技術継続教育教材作成委員会
⑤国際会議組織委員会
⑥国際会議実行委員会
⑦倫理規定検討委員会
⑧その他

第32期(2007年度)収支予算書

1. 予算総括表

2007年3月1日から2008年2月29日まで

科目	合計	一般会計	特別会計
I. 収入の部	円	円	円
1. 基本財産運用収入	3,000	3,000	0
2. 会費・入金収入	23,053,000	21,253,000	1,800,000
3. 事業収入	55,468,000	9,648,000	45,820,000
4. 補助金等収入	3,200,000	100,000	3,100,000
5. 雑収入	1,772,000	1,769,000	3,000
6. 取崩収入	26,300,000	26,300,000	0
当期収入合計	109,796,000	59,073,000	50,723,000
前期繰越収支差額	29,801,437	16,280,372	13,521,065
収入合計	139,597,437	75,353,372	64,244,065
II. 支出の部			
1. 事業費	67,286,000	17,991,000	49,295,000
2. 管理費	38,260,000	38,260,000	0
3. 特定預金支出	5,000,000	5,000,000	0
当期支出合計	110,546,000	61,251,000	49,295,000
当期収支差額	△ 750,000	△ 2,178,000	1,428,000
次期繰越収支差額	29,051,437	14,102,372	14,949,065

第14回ガスタービン教育シンポジウム開催のお知らせ

近年ガスタービン技術の発展にはめざましいものがあります。航空機に搭載されるジェットエンジンをはじめ大規模発電やコージェネレーション用としても用途が広がっております。また、ガスタービンは小型高出力・高効率であること、NO_x排出を抑えることが比較的容易である等の理由で、環境に優しい原動機として、将来の人類のエネルギー問題に寄与する大変重要な役割を担っております。

一方、ガスタービンはまだまだ発展途上にあると言われており、高効率化・大容量化等多岐にわたる研究・開発分野で若い技術者の活躍が期待される分野です。そのような状況下で、学生及びガスタービン初心者の技術者を対象とした標記シンポジウムの開催を計画しました。会員・非会員を問わず積極的にご参加下さい。

1. 日時：平成19年7月5日(木)、6日(金)

2. 場所：独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 (JAXA)

航空宇宙技術研究センター (東京都調布市深大寺東町7-44-1)

(JR三鷹, 吉祥寺, 京王線調布駅よりバスで約15分+徒歩1分)

3. プログラム：

5日(木)	6日(金)
9:30- 受付	9:20-10:50 「ガスタービンと伝熱工学」 船崎 健一 (岩手大学)
10:00-10:10 開会の挨拶	
10:10-11:40 「ガスタービン概論」 二村 尚夫 (宇宙航空研究開発機構)	11:00-12:30 「ガスタービンと燃焼工学」 藤 秀実 (金沢工業大学)
11:40-13:00 昼食	12:30-13:30 昼食
13:00-14:30 「ガスタービンと流体力学」 濱崎 浩志 (石川島播磨重工業)	13:30-15:00 「ガスタービンと材料工学」 吉岡 洋明 (東芝)
14:40-15:30 「JAXAにおける航空用エンジン研究」 林 茂 (宇宙航空研究開発機構)	15:10-16:40 「ガスタービンと制御工学」 新村 栄一 (富士電機システムズ)
15:30-17:45 航空宇宙関連研究施設見学 (展示室, 超音速エンジン試験設備, 風洞等)	16:40-16:50 アンケート記入
18:00-19:30 懇親会	16:50- 閉会の挨拶

4. 定員：80名 (定員超過の場合は抽選)

5. 対象者：大学, 大学院, 高等専門学校在籍者, 技術者

6. 参加費：学生 (会員：¥2,500, 非会員：¥5,500), 社会人 (会員：¥10,000, 非会員：¥15,500)

(注：当日入会可, 入会金¥500, 年会費：学生会員 (¥2,500), 正会員 (¥5,000))

7. 懇親会：参加費 無料
8. 受講修了証の発行：2日間の講義を受講された方は、「ガスタービン教育シンポジウム受講修了証」を発行します。
9. 申込方法：下記の申込書に1) 所属 学校名(専攻, 学年), 社名(部課名, 入社年度), GTSJ会員は会員番号, 2) 氏名, 3) 連絡先住所, TEL, FAX, E-mail, 4) 懇親会参加の有無を明記し, 学会事務局宛に, 郵便, ファクシミリ, 電子メールのいずれかにより平成19年6月20日(水)(必着)までに, お申し込み下さい。
10. 参加費の支払：当日支払ですが, 事前支払いも受け付けます。事前に支払う場合には下記の所に振込をして下さい。またその旨を学会事務局に連絡下さい。
- 昼食：JAXA航空宇宙技術研究センター内に食堂があり利用できます。
- 宿泊施設：斡旋はいたしませんので必要な方は各自手配してください。
- 学会事務局：(社)日本ガスタービン学会 〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13第3工新ビル402
- 振込先：銀行(みずほ銀行新宿西口支店 普通預金1703707) 郵便振替(00170-9-179578)
- 注：開催場所案内図及び詳細については当学会ホームページをご覧ください。(http://wwwsoc.nii.ac.jp/gtsj/)

第14回ガスタービン教育シンポジウム参加申込書

(平成19年7月5, 6日)

(社)日本ガスタービン学会 行

FAX: 03-3365-0387 TEL: 03-3365-0095 E-mail: gtsj@pluto.dti.ne.jp

氏 名		懇 親 会	出 欠
所 属			学 年, 入 社 年 度
連 絡 先	〒		
電 話		GTSJ 会員番号(No.)	非会員
ファクシミリ		E-mailアドレス	

申込締切日：平成19年6月20日(水)(必着)

《第35回ガスタービン定期講演会・講演論文募集》

下記の日程で、日本ガスタービン学会（主催団体）と日本機械学会の共催による第35回ガスタービン定期講演会を、岐阜市で開催いたします。期日までに所定の手続により講演の申し込みをお願いします。

開催日 2007年（平成19年）9月19日(水)、20日(木)
開催場所 長良川国際会議場
 岐阜市長良福光2695-2
 TEL 058-296-1200
 (HP：<http://www.g-ncc.jp>)
見学会 講演会にあわせて、9月21日(金)に、見学を予定しています

講演申込締切 2007年（平成19年）5月31日(木)
講演原稿締切 2007年（平成19年）7月30日(月)
募集論文

応募論文は、ガスタービン及びターボ機械に関する最近の研究で、未発表のものとします。

一部既発表部分を含む場合には未発表部分が主体となるものに限ります。ガスタービン本体及びその構成要素のみならず、補機・付属品、ガスタービンを含むシステム、ユーザーの実績等に関する論文、さらに共通する理論や技術に基盤を持つ技術分野（ターボチャージャー、蒸気タービンなど）からの論文も歓迎します。

講演者の資格

本会会員もしくは日本機械学会会員に限ります。

(1人1題目の制限はありません)

講演申込方法と採否の決定

学会ホームページ (<http://wwwsoc.nii.ac.jp/gtsj/>)

上からの講演申込受付を予定しております。また従来の方でも申込みできます。その場合には本号掲載の申込書に必要事項を記入し、日本ガスタービン学会事務局に郵送してください。郵便未着(事故)の場合もありますので、送付されたことを電話・FAX等でご連絡ください。

(先にFAXで申し込みを行った場合も、必ず申込書を郵送してください。)

締切後の申し込みは受け付けません。

申 込 先

〒160-0023東京都新宿区西新宿7-5-13
 第3工新ビル 402
 (社)日本ガスタービン学会
 TEL：03-3365-0095 FAX：03-3365-0387

講演発表の採否は日本ガスタービン学会（主催団体）において決定し、6月15日(金)までに結果を連絡する予定です。

講演原稿の提出

講演者は講演原稿を講演論文集原稿執筆要領（学会ホームページに掲載）に従って、A4用紙2～6ページで作成し、所定の講演論文原稿表紙と共に期限までに提出して下さい。提出された原稿はそのままの寸法で印刷し、学術講演会講演論文集（A4版）を作成します。原稿執筆要領および原稿表紙用紙は採否連絡時に同封してお送りします。

技術論文としての学会誌への投稿

- (1) 原稿執筆要領に記載の要件を満たす講演論文は、著者の希望により、講演会終了後に技術論文投稿として受理され、校閲を経て日本ガスタービン学会誌に掲載されます。技術論文投稿を希望される場合は、講演論文原稿提出時に原稿表紙の所定欄に希望ありと記入し、さらに技術論文原稿表紙、論文コピー2部、英文アブストラクトを添付していただきます。詳細は原稿執筆要領をご覧ください。
- (2) 講演者が日本機械学会会員であり、同学会出版物（論文集およびInternational Journal）への投稿を希望される場合は、日本機械学会の所定の手続きを経て投稿することとなります。

*コピーしてご使用下さい。

(講演申込書)

第35回ガスタービン定期講演会講演申込み

講演題目：

希望セッション：一般講演・オーガナイズドセッション ()

著者氏名 (講演者に○印)	学校・勤務先 (略 称)	所属学会 (GTSJ・JSME・他)	会員資格 (正会員・学生会員)

連絡者氏名：

会員番号：

学校・勤務先：

所在地：〒 _____ - _____

TEL：(_____) _____ - _____

FAX：(_____) _____ - _____

E-mail：

講演内容 (100～200字)

講演申込期限は2007年5月31日(木)です。早めにお申し込みください。

プログラム編成、事前公表の点から、講演申込後の講演申込後の講演題目、講演者、連名者の変更は原則として受け付けませんが、軽微な変更、特段の理由がある場合には、事前にご相談ください。

○本会共催・協賛・行事○

主催学協会	会合名	開催日・会場	共催/協賛	詳細問合せ先
日本機械学会 関西支部	第290回講習会 実務者のための振動基礎 (計測機器のデモ紹介付き)	H19/06/13-14 大阪科学技術センター 中ホール	協賛	日本機械学会関西支部 http://www.kansai.jsme.or.jp/
東京大学 生産技術研究所	文部科学省次世代IT基盤構築のための研究開発 第2回「革新的シミュレーションソフトウェアの研究開発」シンポジウム	H19/07/12-13 東京大学 生産技術研究所 A n棟 2階 コンベンションホール	協賛	東京大学生産技術研究所計算科学技術連携研究センター事務局 http://www.rss21.iis.u-tokyo.ac.jp/
日本流体力学会	日本流体力学会年会2007	H19/08/06-08 東京大学 教養学部 5号館	協賛	日本流体力学会 http://www.nagare.or.jp
可視化情報学会	可視化情報学会全国講演会 (岐阜2007)	H19/09/26-27 岐阜大学 工学部講義棟	協賛	可視化情報学会講演会 http://www.vsj.or.jp/gvs2007/
Pacific Center of Thermal Fluids Engineering (PCTFE)	ISROMAC-12 (The Twelfth International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery)	H20/02/17-22 Sheraton Mohana Surfrider Hotel Honolulu, Hawaii	協賛	http://www.isromac.org/
日本エネルギー学会	第3回日本エネルギー学会微粒化セミナー	H19/09/05-06 日本大学 理工学部 駿河台キャンパス	協賛	



カナダの保守党政権が、温室効果ガスの排出量削減について定めた「京都議定書」の削減目標の期限内達成を断念したとのニュースが飛び込んできた。議定書批准国のうち主要先進国で目標達成が不可能と正式表明したのは初めてであり、ショッキングなニュースであった。ご存知の通り、1997年京都で開催された地球温暖化防止会議で議決されたこの議定書によって、日本をはじめとした先進諸国は、極めて達成が困難であろうと予め予測できる削減目標を負わされた結果となった。カナダは、2008年から2012年までの5年間に、排出量の6%削減(1990年基準)を約束したが、現在の排出量は1990年当時に比べて約30%も増加している。しかもアルバータ州で盛んに行われているオイルサンドの開発によって、更なる急増が見込まれているという。一方、我が国においても他人事ではなく、カナダと同じ6%削減に向けて各企業を中心とした懸命の努力が続けられているにもかかわらず、現在では削減どころか約8%の増加となっており、目標の達成を絶望視する声も大きい。一般に、未発達の技術が多用されている発展途上国では、先進諸国で開発された新技術の導入により比較的少ない費用で温室効果ガスの削減が可能であると言われている。これに対し、これまでも環境負荷の低減に向けて弛まぬ努力をし続けてきた我が国では、新しく革新的な技術の開発や実用化を余儀なくされ、多くの時間と多額の投資が必要となっている。

今月号の「ガスタービンにおける伝熱・冷却」特集記事からも、環境負荷の低減に向けて我が国で行われてきた様々な研究・開発の一端を窺い知ることができると思う。ほぼ10年前の同様の特集記事の内容と比較しても、この10年間に伝熱・冷却分野で如何に新技術が絶え間なく開発され続けてきたかがわかる。タービン入口温度が2000度にも達しようとしている今日、高性能ガスタービンの開発・実用化に向けて「伝熱・冷却」は欠くことのできない重要な技術であり、温室効果ガスの削減期間が始まる2008年を前に、この道のエキスパート諸氏に最先端の話題をご提供頂く機会が得られたこ

とは幸いであった。

話が前後しましたが、今月号はまず、巻頭に第32期吉識晴夫新会長から会長就任のご挨拶を頂きました。引き続き、「ガスタービンにおける伝熱・冷却」特集として、吉田豊明先生の巻頭言に続き、航空用GTと産業用GTにおける最新の伝熱・冷却技術を俯瞰した解説記事を、それぞれ石川島播磨重工および三菱重工にお願いいたしました。その後に、伝熱・冷却に関する個々の技術に関して、詳細な解説をしていただきました。会員諸氏の中にもこの伝熱・冷却分野に強い関心を持たれている方は多いと思います。そのような方々にもご満足頂ける内容に仕上がったと思います。

最後になりましたが、原稿締切が年度末の大変お忙しい時期に重なったにもかかわらず、ご執筆頂きました皆様に心より御礼申し上げます。また、企画段階で当方の準備不足や手違いのため、多くの皆様大変なご迷惑をお掛け致しましたことをお詫び申し上げます。尚、本号の企画編集は、伊東正雄委員(東芝)、市川薫委員(東邦ガス)、塩原元哲委員(東京電力)、太田有(早大)が担当いたしました。

<表紙写真>

G形予混合DLN燃焼器

説明;写真は、G形予混合DLN燃焼器の燃焼筒の写真を示す。

1500℃級のタービン入口温度を達成するために、従来の空冷式の冷却方式に代えて、世界で初めて燃焼器の冷却に蒸気を採用。内側の燃焼ガスの流れる面には、セラミックの遮熱コーティングを採用し、メタル温度を従来の空冷式と同程度に抑えている。また、回収した冷却蒸気は、蒸気タービンに導入し、コンバインドサイクルの熱効率向上に寄与している。

(提供:三菱重工業株)

だより

✿事務局 ✉ ✿

桜の季節も瞬く間に過ぎ去り、この学会誌がお手元に届く頃はもうさわやかな新緑の季節となっていることでしょう。

今年は気象庁の開花時期の計算ミスもありましたが、でも昨年より早くお花見が出来ました。ところが「暑さ寒さも彼岸まで」といわれている春のお彼岸を過ぎてから逆に寒くなり、そして4月に入ってからもインフルエンザが流行ったりととにかくおかしな現象が続いています。

4月5日の総会は、はじめはなかなか委任状の集まりが悪く心配致しましたが、皆様にご協力いただいたおかげで定足数を上回る委任状が集まり無事総会を終了することが出来ました。

今年度は12月に国際会議を控えていますので、通常の行事が前倒しとなり、6月に見学会が二つ、そして9月19、20、21日に定期講演会が「岐阜」で開催されます。岐阜では、長

良川の国際会議場が会場となりますが、季節柄丁度鶉飼のシーズンでもありお楽しみいただけるのではないのでしょうか。

12月3日からの国際会議は論文セッションのみならず、展示会の準備が着々と進められております。その状況は学会HP(www.soc.nii.ac.jp/gtsj/)にも掲載されていますので時々覗いて見ていただけたらと幸いです。

最近ではmailで行事のご案内などお送りすることが多くなりました。

まだmailアドレスを登録なさっていない方は、gtsj@pluto.dti.ne.jpまでご連絡下さい。また新しい年度に入り異動も多いことと思います。住所変更・所属変更がございましたら上記mailでもFAX(03-3365-0387)でも結構ですのでご連絡くださいますようお願いいたします。 [A]

カナダの保守党政権が、温室効果ガスの排出量削減について定めた「京都議定書」の削減目標の期限内達成を断念したとのニュースが飛び込んできた。議定書批准国のうち主要先進国で目標達成が不可能と正式表明したのは初めてであり、ショッキングなニュースであった。ご存知の通り、1997年京都で開催された地球温暖化防止会議で議決されたこの議定書によって、日本をはじめとした先進諸国は、極めて達成が困難であろうと予め予測できる削減目標を負わされた結果となった。カナダは、2008年から2012年までの5年間に、排出量の6%削減（1990年基準）を約束したが、現在の排出量は1990年当時に比べて約30%も増加している。しかもアルバータ州で盛んに行われているオイルサンドの開発によって、更なる急増が見込まれているという。一方、我が国においても他人事ではなく、カナダと同じ6%削減に向けて各企業を中心とした懸命の努力が続けられているにもかかわらず、現在では削減どころか約8%の増加となっており、目標の達成を絶望視する声も大きい。一般に、未発達の技術が多用されている発展途上国では、先進諸国で開発された新技術の導入により比較的少ない費用で温室効果ガスの削減が可能であると言われている。これに対し、これまでも環境負荷の低減に向けて弛まぬ努力をし続けてきた我が国では、新しく革新的な技術の開発や実用化を余儀なくされ、多くの時間と多額の投資が必要となっている。

今月号の「ガスタービンにおける伝熱・冷却」特集記事からも、環境負荷の低減に向けて我が国で行われてきた様々な研究・開発の一端を窺い知ることができると思う。ほぼ10年前の同様の特集記事の内容と比較しても、この10年間に伝熱・冷却分野で如何に新技術が絶え間なく開発され続けてきたかがわかる。タービン入口温度が2000度にも達しようとしている今日、高性能ガスタービンの開発・実用化に向けて「伝熱・冷却」は欠くことのできない重要な技術であり、温室効果ガスの削減期間が始まる2008年を前に、この道のエキスパート諸氏に最先端の話題をご提供頂く機会が得られたこ

とは幸いであった。

話が前後しましたが、今月号はまず、巻頭に第32期吉識晴夫新会長から会長就任のご挨拶を頂きました。引き続き、「ガスタービンにおける伝熱・冷却」特集として、吉田豊明先生の巻頭言に続き、航空用GTと産業用GTにおける最新の伝熱・冷却技術を俯瞰した解説記事を、それぞれ石川島播磨重工および三菱重工にお願いいたしました。その後に、伝熱・冷却に関する個々の技術に関して、詳細な解説をしていただきました。会員諸氏の中にもこの伝熱・冷却分野に強い関心を持たれている方は多いと思います。そのような方々にもご満足頂ける内容に仕上がったと思います。

最後になりましたが、原稿締切が年度末の大変お忙しい時期に重なったにもかかわらず、ご執筆頂きました皆様に心より御礼申し上げます。また、企画段階で当方の準備不足や手違いのため、多くの皆様にご迷惑をお掛け致しましたことをお詫び申し上げます。尚、本号の企画編集は、伊東正雄委員（東芝）、市川薫委員（東邦ガス）、塩原元哲委員（東京電力）、太田有（早大）が担当いたしました。

<表紙写真>

G形予混合DLN燃焼器

説明；写真は、G形予混合DLN燃焼器の燃焼筒の写真を示す。

1500℃級のタービン入口温度を達成するために、従来の空冷式の冷却方式に代えて、世界で初めて燃焼器の冷却に蒸気を採用。内側の燃焼ガスの流れる面には、セラミックの遮熱コーティングを採用し、メタル温度を従来の空冷式と同程度に抑えている。また、回収した冷却蒸気は、蒸気タービンに導入し、コンバインドサイクルの熱効率向上に寄与している。

（提供：三菱重工業株）

だより

✿事務局 ✉ ✿

桜の季節も瞬く間に過ぎ去り、この学会誌がお手元に届く頃はもうさわやかな新緑の季節となっていることでしょう。

今年は気象庁の開花時期の計算ミスもありましたが、でも昨年より早くお花見が出来ました。ところが「暑さ寒さも彼岸まで」といわれている春のお彼岸を過ぎてから逆に寒くなり、そして4月に入ってからもインフルエンザが流行ったりととにかくおかしな現象が続いています。

4月5日の総会は、はじめはなかなか委任状の集まりが悪く心配致しましたが、皆様にご協力いただいたおかげで定足数を上回る委任状が集まり無事総会を終了することが出来ました。

今年度は12月に国際会議を控えていますので、通常の行事が前倒しとなり、6月に見学会が二つ、そして9月19、20、21日に定期講演会が「岐阜」で開催されます。岐阜では、長

良川の国際会議場が会場となりますが、季節柄丁度鵜飼のシーズンでもありお楽しみいただけるのではないのでしょうか。

12月3日からの国際会議は論文セッションのみならず、展示会の準備が着々と進められております。その状況は学会HP（www.soc.nii.ac.jp/gtsj/）にも掲載されていますので時々覗いて見ていただけたらと幸いです。

最近ではmailで行事のご案内などお送りすることが多くなりました。

まだmailアドレスを登録なさっていない方は、gtsj@pluto.dti.ne.jpまでご連絡下さい。また新しい年度に入り異動も多いことと思います。住所変更・所属変更がございましたら上記mailでもFAX（03-3365-0387）でも結構ですのでご連絡くださいますようお願いいたします。 [A]

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
 - B. 依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。
 - C. 学会原稿学会の運営・活動に関する記事（報告、会告等）および学会による調査・研究活動の成果等の報告。

2. 依頼原稿および投稿原稿は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説、講義、技術論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書（研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介）、随筆、書評、情報欄記事、その他とする。刷り上がりページ数は原則として、1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説、講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書、随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。

4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。

5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。

6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。

7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

但し、著作者自身または著作者が所属する法人等が、自ら書いた記事・論文等の全文または一部を転載、翻訳・翻案などの形で利用する場合、本会は原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は、文書で本会に許諾を求めなければならない。

8. 著作者は、学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。

9. 本会発行の著作物に掲載された記事、論文などの著作物について、著作権侵害者、名誉毀損、またはその他の紛争が生じた場合、当該著作者の著作者自身又は著作者の所属する法人等を当事者とする。

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168
ニッセイエプロ(株) 制作部 編集制作課
E-mail: eblo_h3@eblo.co.jp
学会誌担当 佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2005.12.8改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。

- 1) 主たる著者は本学会会員であること。
- 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
- 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。

2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。

3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき16,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。

4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。

5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。

6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。

7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。

8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。

9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌

Vol.35 No.3 2007.5

発行日 2007年5月20日
発行所 社団法人日本ガスタービン学会
編集者 山本 誠
発行者 吉識晴夫
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
銀行振込 みずほ銀行 新宿西口支店
(普)1703707
印刷所 ニッセイエプロ(株)
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2007, (株)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本会は下記協会に複写に関する権利委託をしていますので、本誌に掲載された著作物を複写したい方は、同協会より許諾を受けて複写して下さい。但し(株)日本複写権センター(同協会より権利を再委託)と包括複写許諾契約を締結されている企業の社員による社内利用目的の複写はその必要はありません。(社外頒布用の複写は許諾が必要です)

権利委託先: (中法) 学術著作権協会
〒107-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
電話(03)3475-5618 FAX(03)3475-5619
E-mail: info@jaacc.jp

なお、著作物の転載・翻訳のような、複写以外の許諾は、学術著作権協会では扱っていませんので、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。また、アメリカ合衆国において本書を複写したい場合は、次の団体に連絡して下さい。

Copyright Clearance Center, Inc.
222 Rosewood Drive, Danvers, MA01923 USA
Phone 1-978-750-8400 FAX 1-978-646-8600

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
 - B. 依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。
 - C. 学会原稿学会の運営・活動に関する記事（報告、会告等）および学会による調査・研究活動の成果等の報告。

2. 依頼原稿および投稿原稿は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説、講義、技術論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書（研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介）、随筆、書評、情報欄記事、その他とする。刷り上がりページ数は原則として、1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説、講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書、随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。

4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。

5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。

6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。

7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

但し、著作者自身または著作者が所属する法人等が、自ら書いた記事・論文等の全文または一部を転載、翻訳・翻案などの形で利用する場合、本会は原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は、文書で本会に許諾を求めなければならない。

8. 著作者は、学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。

9. 本会発行の著作物に掲載された記事、論文などの著作物について、著作権侵害者、名誉毀損、またはその他の紛争が生じた場合、当該著作者の著作者自身又は著作者の所属する法人等を当事者とする。

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168
ニッセイエプロ(株) 制作部 編集制作課
E-mail: eblo_h3@eblo.co.jp
学会誌担当 佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2005.12.8改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。

- 1) 主たる著者は本学会会員であること。
- 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
- 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。

2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。

3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき16,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。

4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。

5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。

6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。

7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。

8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。

9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌

Vol.35 No.3 2007.5

発行日 2007年5月20日
発行所 社団法人日本ガスタービン学会
編集者 山本 誠
発行者 吉識晴夫
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
銀行振込 みずほ銀行 新宿西口支店
(普)1703707
印刷所 ニッセイエプロ(株)
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2007, (株)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本会は下記協会に複写に関する権利委託をしていますので、本誌に掲載された著作物を複写したい方は、同協会より許諾を受けて複写して下さい。但し(株)日本複写権センター(同協会より権利を再委託)と包括複写許諾契約を締結されている企業の社員による社内利用目的の複写はその必要はありません。(社外頒布用の複写は許諾が必要です)

権利委託先: (中法) 学術著作権協会
〒107-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
電話 (03) 3475-5618 FAX (03) 3475-5619
E-mail: info@jaacc.jp

なお、著作物の転載・翻訳のような、複写以外の許諾は、学術著作権協会では扱っていませんので、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。また、アメリカ合衆国において本書を複写したい場合は、次の団体に連絡して下さい。

Copyright Clearance Center, Inc.
222 Rosewood Drive, Danvers, MA01923 USA
Phone 1-978-750-8400 FAX 1-978-646-8600

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
 - B. 依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。
 - C. 学会原稿学会の運営・活動に関する記事（報告、会告等）および学会による調査・研究活動の成果等の報告。

2. 依頼原稿および投稿原稿は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説、講義、技術論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書（研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介）、随筆、書評、情報欄記事、その他とする。刷り上がりページ数は原則として、1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説、講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書、随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。

4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。

5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。

6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。

7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

但し、著作者自身または著作者が所属する法人等が、自ら書いた記事・論文等の全文または一部を転載、翻訳・翻案などの形で利用する場合、本会は原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は、文書で本会に許諾を求めなければならない。

8. 著作者は、学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。

9. 本会発行の著作物に掲載された記事、論文などの著作物について、著作権侵害者、名誉毀損、またはその他の紛争が生じた場合、当該著作者の著作者自身又は著作者の所属する法人等を当事者とする。

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168
ニッセイエプロ(株) 制作部 編集制作課
E-mail: eblo_h3@eblo.co.jp
学会誌担当 佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2005.12.8改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。

- 1) 主たる著者は本学会会員であること。
- 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。

- 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。

2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。

3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき16,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。

4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。

5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。

6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。

7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。

8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。

9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌

Vol.35 No.3 2007.5

発行日 2007年5月20日
発行所 社団法人日本ガスタービン学会
編集者 山本 誠
発行者 吉識晴夫
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
銀行振込 みずほ銀行 新宿西口支店
(普)1703707
印刷所 ニッセイエプロ(株)
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2007, (株)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本会は下記協会に複写に関する権利委託をしていますので、本誌に掲載された著作物を複写したい方は、同協会より許諾を受けて複写して下さい。但し(株)日本複写権センター(同協会より権利を再委託)と包括複写許諾契約を締結されている企業の社員による社内利用目的の複写はその必要はありません。(社外頒布用の複写は許諾が必要です)

権利委託先: (中法) 学術著作権協会
〒107-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
電話 (03) 3475-5618 FAX (03) 3475-5619
E-mail: info@jaacc.jp

なお、著作物の転載・翻訳のような、複写以外の許諾は、学術著作権協会では扱っていませんので、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。また、アメリカ合衆国において本書を複写したい場合は、次の団体に連絡して下さい。

Copyright Clearance Center, Inc.
222 Rosewood Drive, Danvers, MA01923 USA
Phone 1-978-750-8400 FAX 1-978-646-8600

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
 - B. 依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。
 - C. 学会原稿学会の運営・活動に関する記事（報告、会告等）および学会による調査・研究活動の成果等の報告。

2. 依頼原稿および投稿原稿は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説、講義、技術論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書（研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介）、随筆、書評、情報欄記事、その他とする。刷り上がりページ数は原則として、1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説、講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書、随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。

4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。

5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。

6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。

7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

但し、著作者自身または著作者が所属する法人等が、自ら書いた記事・論文等の全文または一部を転載、翻訳・翻案などの形で利用する場合、本会は原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は、文書で本会に許諾を求めなければならない。

8. 著作者は、学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。

9. 本会発行の著作物に掲載された記事、論文などの著作物について、著作権侵害者、名誉毀損、またはその他の紛争が生じた場合、当該著作者の著作者自身又は著作者の所属する法人等を当事者とする。

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168
ニッセイエプロ(株) 制作部 編集制作課
E-mail: eblo_h3@eblo.co.jp
学会誌担当 佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2005.12.8改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。

- 1) 主たる著者は本学会会員であること。
- 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
- 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。

2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。

3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき16,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。

4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。

5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。

6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。

7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。

8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。

9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌

Vol.35 No.3 2007.5

発行日 2007年5月20日
発行所 社団法人日本ガスタービン学会
編集者 山本 誠
発行者 吉識晴夫
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
銀行振込 みずほ銀行 新宿西口支店
(普)1703707
印刷所 ニッセイエプロ(株)
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2007, (株)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本会は下記協会に複写に関する権利委託をしていますので、本誌に掲載された著作物を複写したい方は、同協会より許諾を受けて複写して下さい。但し(株)日本複写権センター(同協会より権利を再委託)と包括複写許諾契約を締結されている企業の社員による社内利用目的の複写はその必要はありません。(社外頒布用の複写は許諾が必要です)

権利委託先: (中法) 学術著作権協会
〒107-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
電話(03)3475-5618 FAX(03)3475-5619
E-mail: info@jaacc.jp

なお、著作物の転載・翻訳のような、複写以外の許諾は、学術著作権協会では扱っていませんので、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。また、アメリカ合衆国において本書を複写したい場合は、次の団体に連絡して下さい。

Copyright Clearance Center, Inc.
222 Rosewood Drive, Danvers, MA01923 USA
Phone 1-978-750-8400 FAX 1-978-646-8600