

特集：ガスタービンを支える最新の材料技術の現状と課題

ガスタービンを支える最新の材料技術特集に寄せて

To the Special Issue of the Latest Material Technology for Gas Turbines



吉岡 洋明^{*1}
YOSHIOKA Yomei

近年、発電用ガスタービンの高温・高効率・大容量化の動きは従来にも増して刺激的なものとなっている。コンバインドプラント効率で60%が、1500℃級のガスタービンで現実のものとなり衝撃を受けたのがついこの前のように感じられるが、この折、次世代冷却システムとして採用された蒸気冷却技術は、従来の空気冷却技術が更に進化することで既に過去の技術となり、空気冷却で1600℃級の燃焼ガス温度と63%の効率、ガスタービン単体出力で500MWが既に現実のものになろうとしている。このような性能を実現する上において、超合金の耐熱温度の向上に代表される材料技術の果たした役割は、共に歩んできた歴史を振り返るまでもなく明らかといえる。

この超合金の開発は、当初は経験的な知見と実験に基づく開発手法が用いられてきた。しかし、開発と共に合金の元素数は増し、その相互作用を含めた組み合わせは膨大なものとなった。また、有害相の析出の問題も出てきたことから、理論解析と統計的手法を用いた、いわゆる合金設計法の検討が行われるところとなった。

その先駆けとなったのが、有害相の予測手法として開発されたPHACOMP法であり、その後の改良を経て現在でも超合金の品質管理に用いられている。合金組成から比重等の物理的性質や引張強さ、クリープ破断強さに代表される機械的性質の予測法への展開に関しては、特に後者は、日本が先駆的に開拓し発展させてきた技術といえる。代表的な手法の一つは、PHACOMP法で用いられた析出相とマトリックス相を分離し計算した組成を基に各々の組織因子を求め、機械的性質との相関を定式化することにより予測する合金設計手法である。もう一つは、先のPHACOMPが原子のd電子軌道を満たすのに不足する電子空孔数を用いたのに対し、d電子軌道のエネルギーレベルを用いて有害相を予測すると共に、原子間のd電子軌道の結合度合いから強度の予測も可能とした手法である。前者の手法では、TMシリーズのTMS-82+、TMS196等や、YHシリーズのYH61等、後者では、NKHシリーズ等のNKH71等、日本独自の超合金を創出している。現在では、このようなコンピュータを用いた合金設計は、統合的計算科学工学の活動の中で、海外でも大学を中心に研究されており、既に数種の合金が提案

されている。

なお、これらの材料開発に欠かせないのが製造技術である。強化元素の多量添加を可能とした真空溶解・ castingあるいは精密 casting 技術、合金の高温での破壊サイトとなる結晶粒界の制御を可能とした方向性凝固技術等、更なる耐熱強度の向上は、これらのプロセス技術の開発と相まって図られてきたといえる。先に述べた計算科学も、この casting あるいは鍛造シミュレーションといった製造プロセスや新製品の設計に展開されている。

合金開発と共に、高温化に直接寄与することとなったのがコーティング技術である。特に冷却技術と組み合わせた遮熱コーティングの採用は、燃焼ガス温度の更なる高温化を可能にした。近年の厚膜化あるいは低熱伝導化による遮熱性能の向上に加え、新たなプロセスあるいは熱ひずみ緩和機能としての縦き裂の導入等の組織制御技術と評価技術の開発により、その耐久性と信頼性は、遮熱効果を取り込んだ設計が可能にまで向上している。

このような材料及び設計の高度化に伴い、難加工あるいは複雑構造となった部品を、 casting や加工を介せずに直接製造できる技術である積層造形技術の研究も、近年耐熱材料への適用が可能となったことから、複雑構造の製品や数量の限られる高付加価値製品を対象に進められている。

ところで、高温の燃焼ガスを駆動流体として用いるガスタービンの高温部品は、機器の表面損傷が激しいことから、機器の損傷状況に合わせて点検し、基準を超えた損傷に対しては、補修・再生あるいは新品との交換を施している。このため、機器の安定運用と経済性を確保するため高温部品の補修・再生技術あるいはリコーティング等の技術が、その点検および交換間隔の設定あるいは遮熱コーティング層の耐久性を含めた寿命評価技術と共に機器の安定運用上重要であり、新たな機種、材料、現象に都度合わせた形で開発が行われている。

本特集では、この特集を企画された方々や執筆された方々のご尽力により、以上述べたガスタービンの高温部品に関連した材料技術を俯瞰しながらも、最近国内外で注目を浴びている技術に焦点を当て、その現状と課題、あるいは問題を提起する内容の解説集となっている。現在の材料技術全体の動向を知るのにより特集となっているので、材料技術者に留まらず、幅広い分野の方々にもご一読いただき、今後の機種開発および保守に役立てて頂くことを期待いたします。

原稿受付 2017年10月10日

*1 愛媛大学

〒790-8577 松山市文京町3番

E-mail: yoshioka.yomei.og@ehime-u.ac.jp

特集：ガスタービンを支える最新の材料技術の現状と課題

組織制御と成分最適化による高強度Ni基鍛造超合金の製造性改善

Manufacturability Improvement of High-Strength Ni-based Forged Superalloys by Optimizing Microstructure and Chemical Composition



芝山 隆史*¹
SHIBAYAMA Takashi



太田 敦夫*¹
OTA Atsuo



佐藤 順*¹
SATO Jun



今野 晋也*¹
IMANO Shinya

キーワード：ガスタービン，ジェットエンジン，ディスク，Ni基超合金，鍛造

Key Words：Gas Turbine, Jet Engine, Disk, Ni-based Superalloy, Forging

1. 緒言

ガスタービンの高温化に伴い高温部材に用いられる耐熱材料の曝される環境は厳しくなっており，ガスタービンディスクなど鉄鋼材料が用いられてきた部材にも，より耐用温度の高いNi基合金が用いられる傾向がある。航空機用あるいは小型産業用ガスタービンのディスクに広く用いられているAlloy718⁽¹⁾などの高強度Ni基合金はNbやTiなどNiとは比重の異なる強化元素が多く添加されていることから溶解時の重力偏析が発生しやすい。このため，中型以上の産業用ガスタービンディスクの製造に必要な大型鋼塊の製造が困難であった。

Alloy718に代わるさらに高強度な鍛造材として，近年LEAPエンジンに実用化されたRene65⁽²⁾や，AD730⁽³⁾など（以下先進航空機ディスク材⁽⁴⁾と称する）が開発されている。先進航空機ディスク材は，従来産業用ガスタービン翼に用いられているAlloy738LCと同等レベルのクリープ強度を有しながら，1.5倍以上の引張強度を有し，低サイクル疲労特性に優れている。従って，クリープ強度だけでなく引張特性が求められる産業用ガスタービンの後段翼や熱疲労特性が求められる燃焼器部品への適用が期待できる。しかし，高強度であるが故に鍛造，切削加工，冷間加工が困難であるという問題がある。

本稿では，冶金学的な知見により，産業用Ni基ガスタービンディスク材の大型鋼塊製造性および先進航空機ディスク材の鍛造，切削加工，冷間加工性を改善することを目的とした研究の一例を紹介する。

2. 大型鋼塊の製造性に優れた高強度Ni基合金

2.1 大型鋼塊製造性を改善する成分改良

Alloy718は， γ' 相（ $\text{Ni}_3(\text{Al}, \text{Ti}, \text{Nb})$ ）と γ'' 相（ Ni_3Nb ）により複合析出強化された高強度Ni基合金である。引張強さ，引張耐力に優れているだけでなく， δ 相のピン止め効果により結晶粒成長を抑えることができるため，結晶粒を細粒化でき，高い低サイクル疲労強度を示す。また，固溶強化に寄与するMoの添加によりクリープ強度も向上している。 γ'' 相および δ 相を安定にするため，Nbが多く添加されているが，図1に示すようにNbは凝固の際に液相側に濃化し，固相液相界面における液相の密度を高くする。この結果，液相内に密度差 $\Delta\rho$ が発生し，密度の高い部分が重力により沈降して重力偏析を発生させる。固溶強化元素として添加されているMoもNbと同様に沈降型の重力偏析を助長する元素である。Alloy718は，NbとMoの影響により，重力偏析が発生しにくい真空誘導溶解（VIM），エレクトロスラグ再溶解（ESR）および真空アーク再溶解（VAR）によるトリプルメルトプロセスを用いても，直径が700mmを超えるインゴットの製造は容易ではない⁽⁵⁾。

TiやAlはNbと同様に液相に濃化するが，液相の密度を低くするため，Nbの一部をTiやAlに置き換えることで，凝固時に凝固界面に生成される濃化液相の密度を低くし沈降型の重力偏析の発生を抑制することができる。また，TiやAlは γ' 相を安定化する元素であり析出強化に寄与する。このため， γ'' 相と γ' 相を安定化するNbを減らしても，TiやAlを増加させれば強度を保持しつつ重力偏析の発生も抑制できると考えた。

WはMoと同様に固溶強化に寄与する元素であるが，Moよりも比重が重いことにより重力偏析の発生傾向を悪化させることが懸念される。しかし，相平衡計算の結果，Wは凝固の際に液相に濃化せず，むしろ固相に濃化して凝

原稿受付 2017年10月10日

*1 三菱日立パワーシステムズ(株) 研究所
〒317-8585 日立市幸町 3-1-1

固界面近傍の液相の比重を軽くする傾向があることが示唆された。このことから、Alloy718の固溶強化元素であるMoをWに置き換えることで強度特性を維持しながら重力偏析の発生傾向を抑制できると考えた。

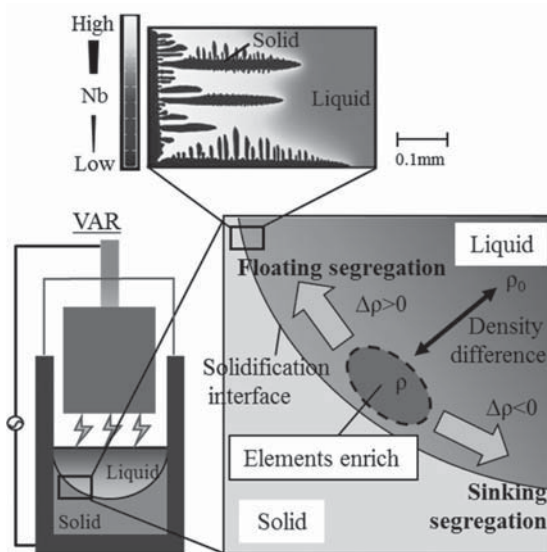


Fig. 1 Mechanism of macrosegregation

上記の考察に基づき、モデル合金AおよびBの化学成分を決定した。表1に供試材の主成分を示す。Alloy718、合金Aおよび合金Bの実験用素材は、VIMと鍛造で製造し、鍛造・溶体化処理後の結晶粒度はASTM 4～7であった。

Table 1 Chemical composition for large size ingot

mass%	Ni	Al	Cr	Mo	W	Nb	Ti	Fe
Alloy718	Bal.	0.6	19	3	0	5.15	0.95	18.5
Model A	Bal.	0.6	19	3	0	4.15	1.95	18.5
Model B (FX550)	Bal.	0.6	19	0	4	5.15	1.05	18.5

2.2 成分改良材の評価

供試材は、時効熱処理まで施した後、引張試験、クリープ試験および低サイクル疲労試験を実施した。これらの試験はそれぞれ、JIS Z 2241, JIS Z 2271, JIS Z 2279に基づき実施した。

図2に引張試験の結果を示す。モデル合金AはAlloy718より低く、モデル合金BはAlloy718と同等の引張強度を示した。

図3は、凝固の進行によって増加する固相率と重力偏析の駆動力 $\Delta\rho$ の関係を示す。 $\Delta\rho$ は、元の溶解成分と、JMatProのScheilモジュールにより計算される濃化液相の成分をそれぞれ密度に換算し、その差を求めたものである。モデル合金Aおよびモデル合金Bともに偏析の駆動力はAlloy718よりも小さくなっており、大型鋼塊製造性に優れたAlloy706と同等レベルとなることが示唆される。

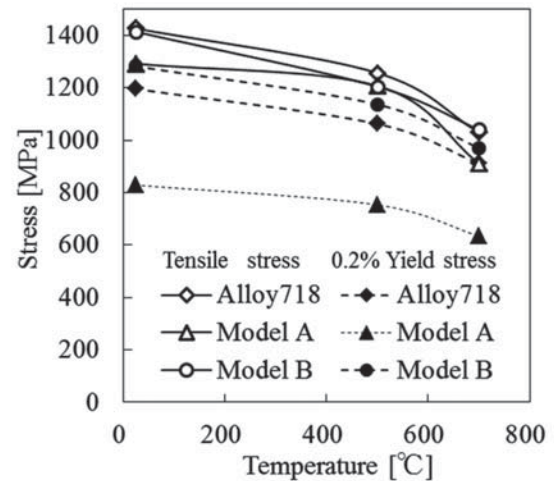


Fig. 2 Result of tensile test

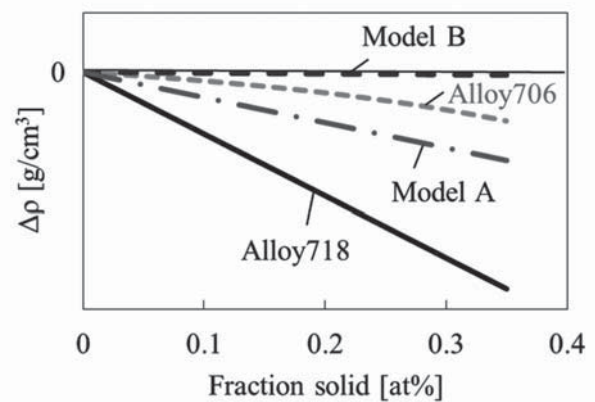


Fig. 3 Driving force of macrosegregation

図4にAlloy718およびモデル合金の組織観察結果を示す。観察には光学顕微鏡、走査型電子顕微鏡 (SU8230) を用いた。モデル合金Aは、Alloy718よりも結晶粒が粗粒であり、モデル合金Bの結晶粒度はAlloy718と同等であった。また、モデル合金BではAlloy718と同様に結晶粒界にプレートまたは塊状の析出物が観察された。これらの析出物はSEM-EDXの測定結果および相平衡計算結果から δ 相であると推定された。

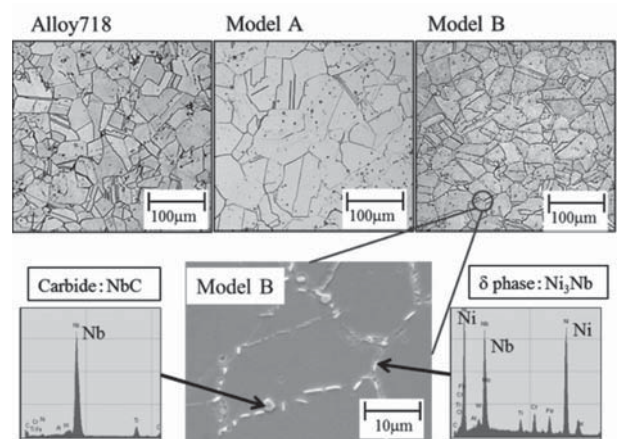


Fig. 4 Microstructure and EDX analysis

図5にAlloy718とモデル合金について、析出強化相である γ' 相、 γ'' 相の平衡析出量（計算値）の和の温度依存性を示す。図6は δ 相の平衡析出量の温度依存性を示す。相安定性の平衡計算には、JMatProおよびNi-DAITA ver.6を用いた。 γ' 相と γ'' 相に関して、合金Aにおける固溶温度は若干高いが、600℃の析出量はすべての鋼種でほぼ同等であった。

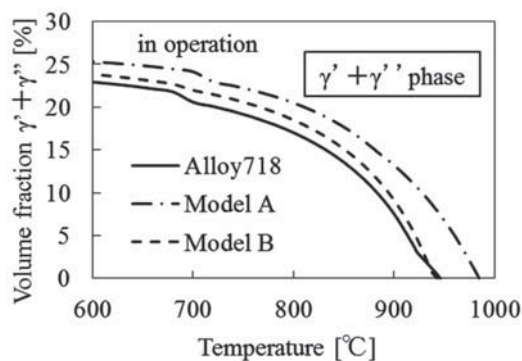


Fig. 5 Volume fraction of $\gamma' + \gamma''$ phase

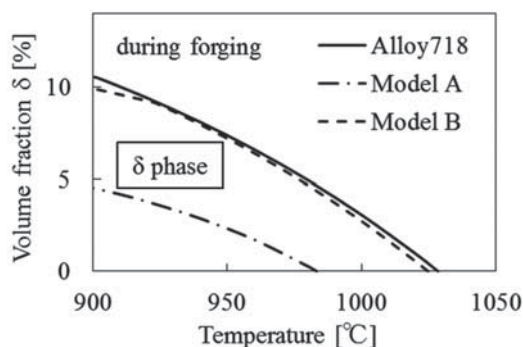


Fig. 6 Volume fraction of δ phase

モデル合金Aの引張強度がAlloy718やモデル合金Bよりも低かったのは、鍛造温度（1000℃近傍）で粒界をピン止めする δ 相が析出せず結晶粒が粗大になったことが一因と考えられる。また、 γ' 相と γ'' 相の総和は同レベルであったが、モデル合金AはNbをTiに置換したために γ' 相は増加し γ'' 相の方が析出強化に大きく寄与するため、モデル合金Aは強度が低下したと推測される。

結晶粒の粗大化は、低サイクル疲労強度の低下だけでなく超音波透過性も劣化させ、 γ' 相や γ'' 相も材料強度に大きく影響することから、本研究では、結晶粒径と析出強化相の平衡析出量がAlloy718と同等となるモデル合金Bを有望材として選定した。

2.3 重力偏析試験

モデル合金BおよびAlloy718について、実機の大型鋼塊を模擬した重力偏析試験を実施した⁽⁶⁾。図7に重力偏析試験に用いた装置の概略図を示す。

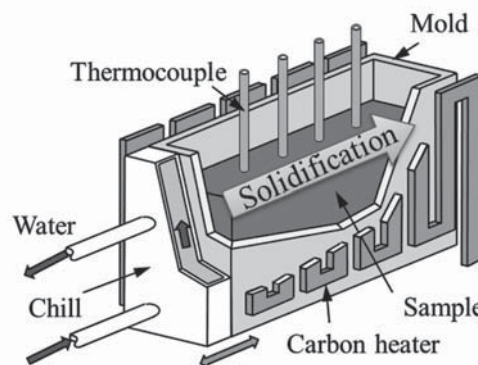


Fig. 7 Large ingot simulator

アルミナ坩堝に試験材（50×120×200mm）を挿入し、チャンバを真空引き（10³Pa）、高純度アルゴン（99.9999%）に置換した後、試験材を溶解した。溶解完了後、各熱電対の測定結果から計算される冷却速度（ ε ）と凝固速度（ R ）を用いて式(1)で示される偏析指数（ SI ）を評価した^{(7),(8)}。

$$SI = \varepsilon \times R^{1.1} \quad (1)$$

過去の試験経験から偏析指数が0.7～3の範囲で凝固するようヒータと水冷チルを制御した。偏析指数が小さいほど重力偏析欠陥は生じ易く、この偏析指数は800～1000mm径のESR鋼塊の凝固条件に相当する。凝固完了後の試験材を切断し、マクロ組織観察を行い重力偏析欠陥の有無を確認した。

図8に試験後の鋼塊を縦に切断しマクロ組織観察を行った結果を示す。Alloy718では重力偏析によるストリークが観察されたが、モデル合金Bでは重力偏析によるストリークは観察されなかった。モデル合金Bにおける偏析指数の最小値は0.7であった。この結果から、モデル合金Bで重力偏析が発生する傾向はAlloy718よりも小さく、800～1000mm径のESR鋼塊が製造できる可能性があると考えられる。

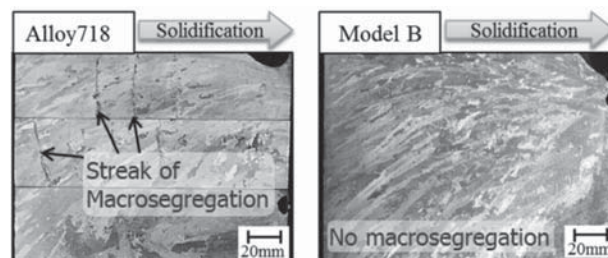


Fig. 8 Result of macrosegregation test

2.4 成分改良材による実機部品の試作

以上の結果から合金Bをベースとした開発材（以下FX550と称する）により実機（100MWクラスガスタービン）部品を製作した。トリプルメルトプロセスと熱間鍛造で試作したFX550のタービンディスク（外径1400mm）の断面組織観察から、重力偏析等の欠陥はないことが確認された。結晶粒度はASTM 8より細粒であり、引張特性、低サイクル疲労特性、クリープ特性はAlloy718の強度スペック（AMS5663）を満足した。図9に試作ディスクの外観を示す。また、当該材により、900mm径の大型銅塊、1800mmを超える大型ディスクの試作にも成功した⁽⁹⁾。

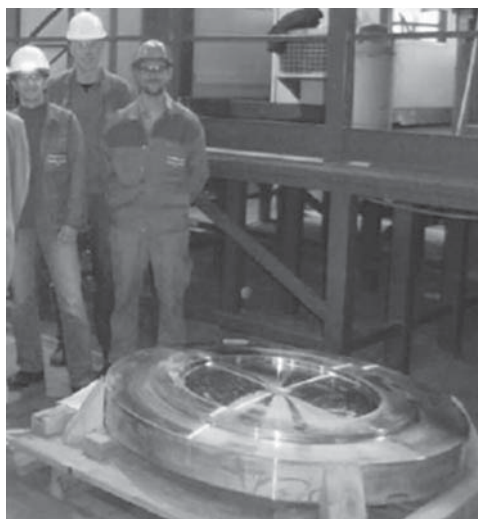


Fig. 9 FX550 trial turbine disk

3. 先進航空機エンジンディスク材の製造性改善

3.1 組織制御による加工性の改善手法

高強度Ni基合金は γ' 相により析出強化されており、 γ' 相の析出量が多いほど高強度になるが、その反面、加工性が低下する傾向がある。表2に供試材の化学成分表、図10に γ' 相の平衡析出量を示す。Rene65やAD730は γ' 相が40%程度、TMW-4M3では γ' 相が50%近く析出し、鍛造、冷間加工および切削加工が難しい材料である。一般に γ' 相は母相である γ 相と整合析出し、 γ 相と γ' 相の整合界面が強化に寄与しているとされており、格子ミスフィットなどの整合界面の状態を制御することにより高強度化が試みられてきた。 γ' 相の固溶温度が1100℃を超えるような鍛造Ni基合金では、固溶温度の直下で鍛造を行うことで、非整合な γ' 相が析出し、これがピン止め効果の役割を果たすため、結晶粒が微細となることが知られている。しかし、非整合 γ' 相を積極的に増やしてその機械的性質について検証する試みはなされてこなかった。非整合 γ' 相は強度に寄与しないと考えられていることから、鍛造後の溶体化・時効処理で、ピン止め効果を果たすのに最小限の量（多くても面積率で20%以下）に調整され、強化に寄与する整合 γ' 相を少しでも多く析出

Table 2 Chemical composition for aircraft engine

mass%	Ni	Al	Co	Cr	Mo	W	Nb	Ti	Fe
Rene65	Bal.	2.15	13	16	4	4	0.7	3.75	1
TMW-alloy	Bal.	2.3	25	13.5	2.8	1.2	—	6.2	—
AD730	Bal.	2.25	8.5	15.7	3.1	2.7	1.1	3.4	4

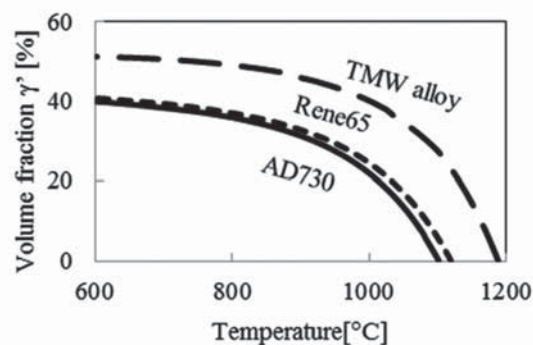


Fig. 10 Volume fraction of γ' phase in AD730, Rene65, TMW alloy

させることが一般的であった。

本研究では強度に寄与しないと考えられる非整合 γ' 相を積極的に増やすことで、高強度Ni基合金の強度を低下させ、中低温域での鍛造性、切削加工性および冷間加工性を向上させることを試みた。強度を低下させた状態で加工した後、従来の溶体化・時効処理により、非整合 γ' 相の量を最小化し、整合 γ' 相の量を最大化することができ、本来の高い強度が得られると考えた⁽¹⁰⁾。

3.2 非整合 γ' 相の析出量を最大化する組織制御

図10よりAD730を1050～1070℃で鍛造することで、10%程度の非整合 γ' 相を形成することができる。当該材で高い強度を得るためには鍛造後に1070～1090℃で溶体化し、冷却過程で整合 γ' 相が析出してそれが粗大化することを抑制するために、急冷する必要がある。

図11(a)は、1070℃溶体化後に水冷した場合のSEM組織を示す。図11(b)は、溶体化後に炉冷（冷却速度300℃/h）、図11(c)は、冷却速度をさらに遅くして制御冷却した場合のSEM組織を示す。水冷および炉冷の場合、冷却中に多くの整合 γ' 相が析出し、炉冷では非整合 γ' 相が

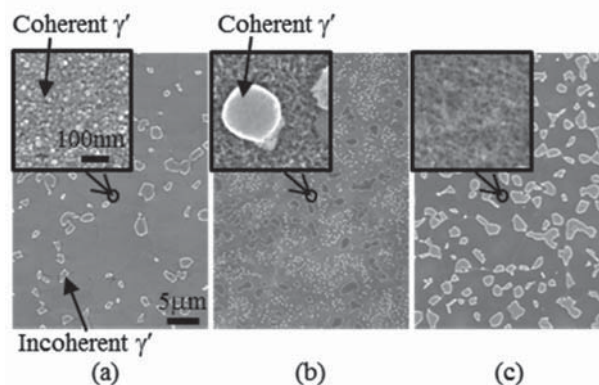


Fig. 11 Microstructure of AD730 after solution treatment by (a) water quench (b) furnace cool (c) controlled cool

増加する傾向がみられるものの顕著ではない。冷却速度を300℃/hより、さらに遅くして制御冷却した場合には、整合 γ' 相が析出せず、非整合 γ' 相が大幅に増加する。結晶粒径が微細であり、非整合 γ' 相の析出間隔が γ' 相形成元素の拡散距離に対して十分に短いため、非整合 γ' 相が成長しやすいと考えられる。

3.3 製造性改善効果の検証

図12(a), (b)および(c)に前節の手法により整合 γ' 相を析出させずに非整合 γ' 相の析出を最大化した試料を用いて鍛造整形試験, 切削加工試験, 冷間加工試験として試作した試作物を示す(材質はいずれもAD730)。いずれの試験においても加工性が大幅に改善し, Alloy718と同等以上の加工性であることが確認できた。

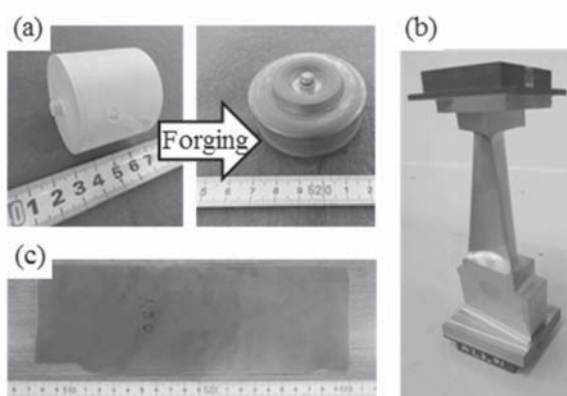


Fig. 12 Workability tests of (a) forging (b) machining (c) cold working

4. 纏め

本稿では、重力偏析や材料強化のメカニズムを理解し考察することで、従来のタービンディスク材による大型部品の製造性、先進航空機ディスク材の鍛造性、切削加工性および冷間加工性を大幅に改善できることを紹介した。これらの成果は、ガスタービンの今後の効率向上に寄与するものと考えられる。

謝辞

本研究成果の一部は、内閣府SIPプログラム「革新的構造材料」および経済産業省NEDO「戦略的省エネルギー技術革新プログラム」によるものである。ここに謝意を表する。

参考文献

- (1) R.E. Schafrik, D.D. Ward and J. R. Grod, Application of Alloy718 in GE Aircraft Engine: Past, Present and Next Five Years Superalloys 718, 15, 706 and Various Derivatives (2001), pp. 1-11.
- (2) A. Laurence, J. Cormier, P. Villechaise, T. Billot, J. M. Franchet, F. P. Sturm, M. Hantcherli, F. Mompiau and A. Wessman, Impact of the Solution Cooling Rate and of Thermal Aging on the Creep Properties of the New Cast & Wrought Rene 65 Ni-based Superalloy, Proceedings of 8th International Symposium on Superalloys 718 and Derivatives (2014), pp. 333-348.
- (3) A. Devaux, B. Picqué, M. F. Gervais, E. Georges, T. Poulain, and P. Héritier, AD730™ - A New Nickel-Based Superalloy for High Temperature Engine Rotative Parts, Proceedings of the 12th International Symposium on Superalloys (2012), pp. 911-919.
- (4) Y. F. Gu, H. Harada, C. Cui, D. Ping, A. Sato and J. Fujioka, New Ni-Co-base disk superalloys with higher strength and creep resistance, Scr. Mater., Vol. 55 (2006), pp. 815-818.
- (5) X. Wang, R. M. Ward, M. H. Jacobs and M. D. Barratt, Effect of Variation in Process Parameters on the Formation of Freckle in INCONEL 718 by Vacuum Arc Remelting, Metal. and Mater. Trans. A, Vol. 39A, No. 12 (2008), pp. 2981-2989.
- (6) T. Shibayama, J. Sato and S. Imano, Development of Ni-base Forged Alloy for Large-size Gas Turbine Disks, proceedings of The 1st International Conference on Advanced High-Temperature Materials Technology for Sustainable and Reliable Power Engineering (123HiMAT-2015) (2015), pp. 312-315.
- (7) K. Kajikawa, T. Sato and H. Yamada, Freckle Formation in Ni-base Superalloys, Tetsu-to-Hagané, Vol. 95 (2009), pp. 613-619.
- (8) K. Morita and T. Suzuki, (Prediction of Freckle Defects in INCONEL718 VAR Ingots), Electric Furnace Steel, Vol. 74, No. 1 (2003), pp. 5-12.
- (9) N. Sato, T. Uehara, T. Nonomura, Y. Kobayashi and T. Makiyama, Trial Production of Large Sized Gas Turbine Disk of Ni Based Superalloy FX550, Proceedings of 19th International Forgemasters Meeting (2017), pp. 107-114.
- (10) A. Ota and S. Imano, Microstructure control using a high amount of incoherent gamma prime phase to improve hot and cold workability of high strength Ni-base forged superalloys, Proceedings of the 1st International Conference on Advanced High-Temperature Materials Technology for Sustainable and Reliable Power Engineering (123HiMAT-2015) (2015), pp. 316-319.

特集：ガスタービンを支える最新の材料技術の現状と課題

タービン翼用超合金の進化とリサイクル技術開発

Evolution of Superalloy for Turbine Airfoil and Development of Recycling Technology



宇多田 悟志^{*1,*2}
UTADA Satoshi



原田 広史^{*1}
HARADA Hiroshi



川岸 京子^{*1}
KAWAGISHI Kyoko



鈴木 進補^{*3}
SUZUKI Shinsuke

キーワード：ジェットエンジン，ガスタービン，Ni基超合金，リサイクル，タービン翼

Key Words：Jet Engine, Gas Turbine, Ni-base Superalloy, Recycle, Turbine Airfoil

1. 緒言

近年，大幅に燃費効率を向上させた航空機が相次いで就航している。また，発電用ガスタービンの効率向上も着実に進んでいる。その中で大きな役割を果たしているのがガスタービンエンジンの性能向上である。本稿ではその一端を担ってきたタービン翼用Ni基超合金開発の歴史と近年の新合金開発状況を概説する。また，ガスタービンエンジンの性能と経済性を同時に向上させることが見込まれる超合金のリサイクル技術についても紹介する。

2. タービン翼用Ni基超合金の開発

2.1 単結晶超合金開発の歴史

Ni基耐熱超合金は高温域においても優れた機械的特性（クリープ，疲労，熱疲労），耐酸化性，耐腐食性を有していることから，主に航空機用ジェットエンジン，船舶用ガスタービンエンジン，発電用ガスタービンのタービン翼材として使用されている。これら熱機関の燃料消費率（Specific fuel consumption; SFC）改善には燃焼ガスのタービン部入口温度（Turbine inlet temperature; TIT）向上や，冷却空気量低減が重要な要素となっており，それに応えるために高性能なNi基超合金が開発されてきた。

Ni基超合金は γ 相（Ni固溶体）を母相として，体積率60～70%の γ' 相（ Ni_3Al を基本組成とする L_{12} 規則相）が整合析出したマイクロ組織を有し（図1），整合界面が

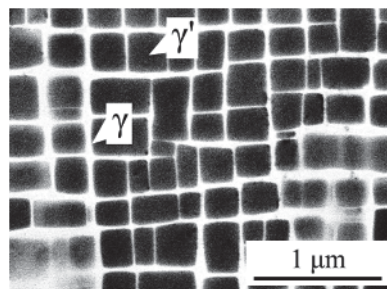


Fig. 1 γ/γ' coherent two-phase structure in a Ni-base superalloy.

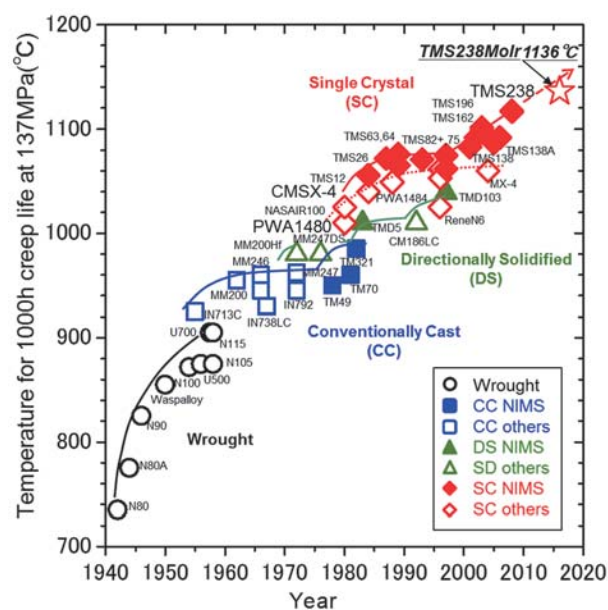


Fig. 2 The history of improvement in creep rupture temperature capability with lately developed alloy, TMS-238MoIr^[2].

原稿受付 2017年9月4日

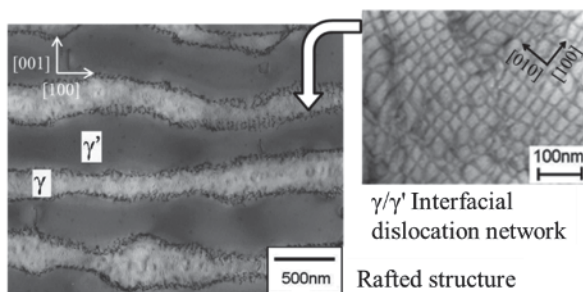
*1 物質・材料研究機構 構造材料研究拠点
エネルギー構造材料分野 超合金グループ
〒305-0047 つくば市千現1-2-1

*2 (現) ISAE-ENSMA, Institut Pprime

*3 早稲田大学 基幹理工学部 機械科学・航空学科，各務記念材料技術研究所

Table 1 Typical chemical composition of Ni-base single crystal superalloys

Superalloys	Nominal composition (wt %, Ni bal)															Gen	Development
	Co	Cr	Mo	W	Al	Ti	Nb	Ta	Hf	Re	C	B	Zr	Others			
PWA1480	5.0	10.0	-	4.0	5.0	1.5	-	12.0	-	-	-	-	-	-	1st	P&W	
René N4	8.0	9.0	2.0	6.0	3.7	4.2	0.5	4.0	-	-	-	-	-	-		GE	
CMSX-2	4.6	8.0	0.6	8.0	5.6	1.0	-	9.0	-	-	-	-	-	-		Cannon Muskegon	
TMS-6	-	9.2	-	8.7	5.3	-	-	10.4	-	-	-	-	-	-		NIMS	
MC2	5.0	8.0	2.0	8.0	5.0	1.5	-	5.0	-	-	-	-	-	-		ONERA	
MDSC-7M	4.5	10.0	0.7	6.0	5.4	2.0	-	5.4	-	0.1	-	-	-	-		M&C/CRIEPI	
René N500	7.5	6.0	1.6	6.25	6.25	-	-	6.5	0.2	-	0.04	0.004	-	-		GE	
CMSX-7	10.0	6.0	0.6	9.0	5.7	0.8	-	9.0	0.2	-	-	-	-	-		Cannon Muskegon	
TMS-1700/MGA1700	-	9.0	0.6	7.6	5.4	-	-	10.0	-	-	-	-	-	-		NIMS/MHI	
PWA1484	10.0	5.0	2.0	6.0	5.6	-	-	8.7	-	3.0	-	-	-	-	2nd	P&W	
René N5	8.0	7.0	2.0	5.0	6.2	-	-	7.0	0.2	3.0	-	-	-	-		GE	
CMSX-4	9.0	6.5	0.6	6.0	5.6	1.0	-	6.5	0.1	3.0	-	-	-	-		Cannon Muskegon	
TMS-82+	7.8	4.9	1.9	8.7	5.3	0.5	-	6.0	0.1	2.4	-	-	-	-		NIMS/Toshiba	
YH 61	1.0	7.1	0.8	8.8	5.1	-	0.8	8.9	0.26	1.4	0.07	0.02	-	-		Hitachi	
René N515	7.5	6.0	2.0	6.25	6.25	-	0.1	6.5	0.6	1.5	0.035	0.004	-	-		GE	
CMSX-8	10.0	5.4	0.6	8.0	5.7	0.7	-	8.0	0.2	1.5	-	-	-	-		Cannon Muskegon	
TMS-286	-	9.0	-	8.0	5.4	-	2.3	5.8	-	1.2	-	-	-	0.15Si		NIMS	
René N6	12.5	4.2	1.4	6.0	5.75	-	-	7.2	0.15	5.4	0.05	0.004	-	0.01Y		GE	
CMSX-10	3.0	2.0	0.4	5.0	5.7	0.2	0.1	8.0	0.03	6.0	-	-	-	-	3rd	Cannon Muskegon	
CMSX-10N	3.1	1.7	0.5	5.5	5.9	0.1	0.1	8.5	-	6.8	-	-	-	-		Cannon Muskegon	
TMS-75	12.0	3.0	2.0	6.0	5.0	-	-	6.0	0.1	5.0	-	-	-	-		NIMS	
CMSX-4plus	10.0	3.5	0.6	6.0	5.7	0.85	-	8.0	0.1	4.8	-	-	-	-		Cannon Muskegon	
MX-4/PWA1497	16.5	2.0	2.0	6.0	5.6	-	-	8.3	0.15	6.0	-	-	-	3.0 Ru		GE/P&W/NASA	
MC-NG	< 0.2	4.0	1.0	5.0	6.0	0.5	-	5.0	0.1	4.0	-	-	-	4.0 Ru	4th	ONERA	
TMS-138	5.8	3.2	2.8	5.9	5.9	-	-	5.6	0.1	5.0	-	-	-	2.0 Ru		NIMS/IHI	
TMS-138A	5.8	3.2	2.8	5.6	5.7	-	-	5.6	0.1	5.8	-	-	-	3.6 Ru		NIMS	
TMS-196	5.6	4.6	2.4	5.0	5.6	-	-	5.6	0.1	6.4	-	-	-	5.0 Ru		5th	NIMS
TMS-238	6.5	4.6	1.1	4.0	5.9	-	-	7.6	0.1	6.4	-	-	-	5.0 Ru	6th	NIMS	
TMS-238MoIr	6.2	4.4	3.1	3.8	5.3	-	-	7.2	0.1	6.1	-	-	-	4.7Ru, 5.8Ir		NIMS	

Fig. 3 “Rafted structure” and γ/γ' interfacial dislocation network in Ni-base single crystal superalloy⁽³⁾.

転位の移動の障壁となり、 γ あるいは γ' 相の単相合金よりも高いクリープ強度を有する⁽¹⁾。

タービン翼用Ni基超合金は、鍛造合金から普通 casting (Conventionally Cast; CC) 合金、一方向凝固 (Directionally Solidified; DS) 合金、単結晶 (Single Crystal; SC) 合金へと進化してきた (図2)⁽²⁾。表1に代表的なNi基単結晶超合金の合金組成を示す。単結晶合金は1980年頃開発されたPWA1480⁽⁴⁾などの第1世代合金に始まり、Reを3wt%程度添加したPWA1484⁽⁵⁾やCMSX-4⁽⁶⁾などの第2世代合金、そしてReを5-6wt%添加したRené N6⁽⁷⁾やCMSX-10⁽⁸⁾などの第3世代合金までが商用で広く使用されている。強化元素を過剰に添加すると γ/γ' 相の平衡状態が不安定になり、有害相の析出による強度低下が懸念されるが、第4世代合金TMS-

138⁽⁹⁾やMX-4/PWA1497⁽¹⁰⁾では新たにRuを添加し組織安定性を高めている^{(11),(12)}。物質・材料研究機構 (NIMS) で開発された第5世代合金TMS-196⁽¹³⁾や第6世代合金TMS-238⁽¹⁴⁾は、Ruによる組織安定性向上に加えて、 γ/γ' 相整合界面の格子定数ミスフィットを負 ($a_{\gamma'} < a_{\gamma}$) に大きくすることによってラフト化を促進させてその γ/γ' 界面により微細な転位網 (図3) を導入することでクリープ強度向上を達成している⁽⁹⁾。強度重視の第3、4世代合金では耐酸化性の低下が課題となっていたが⁽¹⁶⁾、第6世代のTMS-238ではCrの添加量増加等によって第2世代合金と同等の耐酸化性を得ることに成功している^{(14),(17)}。近年では、Ruと同様に組織安定化効果のあるIrの添加^{(18),(19)}を組み合わせた新合金の研究も進められており、耐用温度 (図2縦軸: 応力137MPa, 1000hクリープ破断) が1136℃に到達する合金の開発にも成功した^{(2),(20)}。一方で、これら高性能合金は高価な元素をより多く含んでいることから、汎用合金に比べて材料価格が上がっていることも事実である。

2.2. 低コスト超合金

Ni基単結晶超合金の耐用温度向上はRe, Ruなどの高融点金属添加に強く依存している。2014年には、航空機用エンジンや発電用ガスタービンに使用されるNi基超合金部品としてのRe消費が、用途全体の8割程に達した⁽²¹⁾。航空機用エンジンの生産量は2020年には2014年の1.3倍に増加すると予測されており、それに伴ってReを

含むNi基超合金の需要増加が見込まれている。近年、エンジンメーカーとエアラインは部品交換単位ではなく、内容に依らず期間単位の保守契約を結ぶ傾向にある⁽²¹⁾。部品単価を下げるのが利益になるため、メーカーは高価で価格の変動しやすいReの使用量を抑えようとしている。その結果、高性能合金の開発は進んでいるが、多量のReおよびRuを含む合金の実機使用は未だ限定的である。

このような背景から、Reの添加量を抑えつつ強度も維持することを意図した低価格合金の設計も盛んに行われている。Reフリー第1世代合金にはRené N500⁽²²⁾、CMSX-7⁽²³⁾、TMS-1700/MGA1700⁽²⁴⁾など、Re1.5 wt%程度の低Re第2世代合金にはRené N515⁽²⁵⁾、CMSX-8⁽²³⁾、TMS-286^(24, 25)、低Re第3世代合金にはCMSX-4 plus⁽²⁶⁾が挙げられる。ここに挙げたような低Re合金は既に一部実用化されている。

一方で、2014年にPratt & Whitney社は原材料メーカーとの間で世界の年間生産量約45トンの約6倍に相当する約230～270トンのRe購入の長期契約を行った⁽²⁷⁾。これは民航機用ギヤードターボファンエンジンや軍用エンジンF135の生産数増加を見越してのことである⁽²¹⁾。

Reは比較的応力の高い条件（900℃/392MPa）におけるクリープ強度⁽²⁸⁾や、耐高温腐食性^{(15), (25), (29)}を向上させる独特の効果を有している。例えば図4に示されるように、Reを含まないPWA1480は硫化腐食試験において表面全体が腐食されてしまうが、CMSX-4やTMS-238などある程度の割合でReとCrを含む合金は腐食が大幅に抑えられている⁽¹⁵⁾。低コスト合金は、運用コストだけをみれば一見魅力的だが、Reの低減により生じ得るデメリットに留意して使用する必要がある、従来の比較的Re添

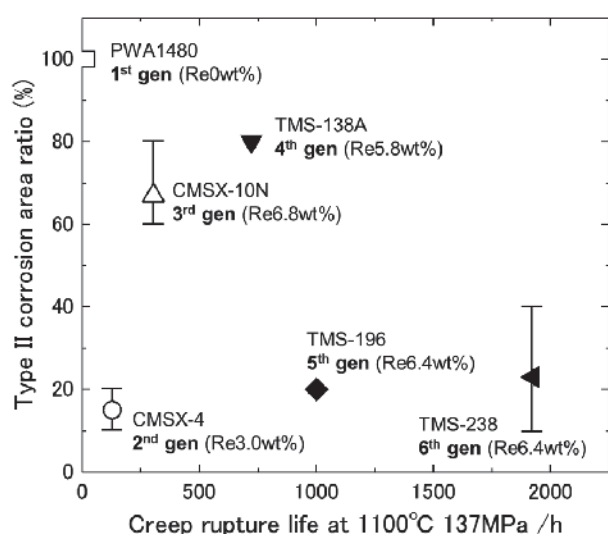


Fig. 4 Relationship between hot corrosion resistance at 700℃/50h (Type II) and creep rupture life at 1100℃/137MPa. Lower corrosion area ratio (higher remaining metal surface) represents higher hot corrosion resistance. Error bar shows the highest and the lowest value⁽¹⁵⁾.

加量が多い合金を完全に代替することは難しい。先に挙げたP&W社の事例からも、ガスタービンエンジンの特性を維持・向上させるために今後もある程度高い添加量でReが使われ続けることが推察される。

3. 超合金のリサイクル技術

ガスタービンエンジンの特性を維持・向上させ、なおかつ経済性を高めるためには、TMS-238に代表されるハイエンド超合金を低コストで使用する技術開発が求められている。Reなどの高価な元素を使って性能を上げつつ、同時にコスト低減も達成するのに有効なのが、材料資源のリサイクルである。

3.1 再溶解型リサイクル

超合金スクラップを再溶解するリサイクル手法は主にインゴットメーカーによって行われているが、実用リサイクル品に関する公開情報の多くは30年前のものである。

Curwickらによると、1980年のリサイクル状況は、廃棄された超合金製品のうち、約62%は生産者が高品位スクラップとして再溶解、約25%はステンレス鋼用として格下げ（カスケードリサイクル）、残りは廃棄や輸出されていた⁽³⁰⁾。図5の上側は既存の超合金マテリアルフロー⁽³¹⁾⁻⁽³²⁾の概略である。

Wouldsは廃棄された超合金のエンジン部材を用いて生産規模でのリサイクルを行い、アーク溶解と酸素吹付け精錬によって不純物を一部除去可能であることを示している⁽³³⁾。FeやSiなどの不純物濃度を緩和するため、また酸化物スラグとして抜けてしまうAlなどの元素を補給するため、二次真空溶解時に50%の割合で原材料を投入し成分を調整した。この方法により作製されたリサイクル材の組成と品位は規格の範囲内であった。

また、deBarbadilloはリサイクルに関する詳細な状況調査を行うとともに、実際に200ppmの硫黄が混入したNi-30FeにCaを50-350ppm添加した際の鍛造性について

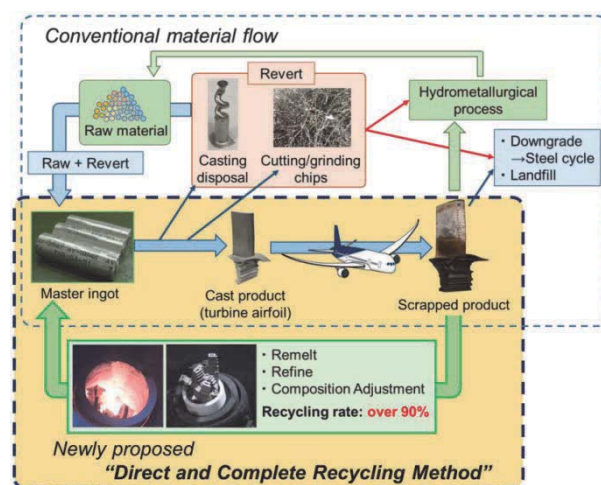


Fig. 5 Schematic diagram of conventional material flow and "the direct and complete recycling method for turbine airfoils"^{(31)-(33), (42)}.

実験を行っている⁽³¹⁾。Caは硫黄をCaSとして固定することで硫黄の影響を抑えるが、過剰な添加が脆性的な破壊の起点になる金属間化合物の生成を助長することを明らかにした。

1986年の“COST 50 casting group”による報告では、工場内で廃棄された部材の再溶解で混入する窒素がリサイクル材の casting 特性等を変化させ、微細引巣が増加すると報告している⁽³⁴⁾⁻⁽³⁶⁾。

他にもNi基超合金のリサイクルと不純物の影響・除去について研究を行っている例はあるが、研究対象は比較的品位の高いリバート材に留まっている⁽³⁷⁾⁻⁽⁴¹⁾。リバート材は主に部品の製造工程で廃棄される不良品、 casting 時の湯道、切削加工時の切粉など、不純物の混入が少量かつ洗浄などによって除去可能なものであり、廃棄タービン翼に代表される使用済み部品は対象となっていない。

3.2 元素抽出型リサイクル

廃棄タービン翼や工場内廃棄部材からのリサイクルで広く一般的に行われているのは、超合金の構成元素を湿式または乾式プロセスによって個別に再抽出する方法である^{(43),(44)}。例えば、GE社はタービン翼の最終成形時に出る切粉からReを抽出し、タービン翼用合金に再利用している⁽²²⁾。日本国内でも、超合金スクラップからReやTaを再抽出によりリサイクルする事業に取り組んでいる例がある^{(45),(46)}。抽出型リサイクルは特に1 wt%以上のReや5 wt%以上のTaなどを含む場合に有効だが、これを下回るとコスト面でのメリットが得られなくなる⁽²¹⁾。

八木らはレアメタル抽出の低コスト化を目指した基礎研究として、溶融金属を抽出剤として廃棄タービン翼からNiやReを分離し、なおかつ廃液を排出しない環境調和型の高温乾式リサイクルプロセスを開発した^{(47),(48)}。また、Luらの研究ではNi基超合金やCo基超合金の廃棄部品に含まれる各元素の分離可否を熱力学的な解析を行うことで検討し、理論的には多くの元素を個別に取り出すことができると示しているが、一部元素については分離が困難であるとも述べている⁽⁴⁹⁾。

元素抽出によるリサイクルは純度の高い原材料の供給には確実に寄与するが、複雑なプロセスを要することからプロセスコストが比較的高く、材料コストを抑えるには至っていないという問題がある。

4. 直接完全リサイクル法

材料コストを低減させるリサイクル技術を適用し、TMS-238などのハイエンド超合金を普及させるため、NIMSと早稲田大学の共同研究グループによってJST/ALCA（先端的低炭素化技術開発: Advanced Low Carbon Technology Research and Development Program）「超合金タービン翼の直接完全リサイクル法の開発（2013-19年度）」プロジェクトが進められている。使用済みの廃棄タービン翼を直接再溶解する新しいリサイクル手法により、実質材料コストを1/4に低減しつ

つ、希少元素の安定供給を同時に実現する技術を確認することがこのプロジェクトの目標である。直接完全リサイクル法を組み込んだマテリアルフローが図5の下側となる。

4.1 実験室規模でのリサイクル試験

直接完全リサイクル法実証の第一段階として、NIMSが所有する一方向凝固炉にて、特別な処理を施さずに約2 kgのPWA1484廃棄タービン翼を直接再溶解することによって単結晶試料が作製された。この材料は実用的な耐熱特性を有していたが、1100℃/137MPaの条件では50%のクリープ寿命低下という問題点があった⁽⁵⁰⁾。その原因はジェットエンジンの使用環境下で混入した不純物と、遮熱コーティング層や金属ボンドコーティング層混入による主要元素の合金組成変化であると考えられた。これらの問題点に対応するため、直接完全リサイクル法は以下の工程で構成されている。

- (1) 廃棄タービン翼の回収
- (2) セラミックス遮熱コーティング層の除去
- (3) 再溶解時精錬による不純物除去
- (4) 合金元素添加による成分調整（カウンターアロイイング）
- (5) インゴットまたは部品の casting

不純物として混入する硫黄がNi基単結晶超合金のクリープ特性と耐酸化性を低下させるため^{(51),(52)}、再溶解時の精錬には鉄鋼材料の脱硫効果⁽⁵³⁾を有する固体CaOルツボが用いられている。また、廃棄タービン翼のセラミックス遮熱コーティング層はサンドブラストや化学洗浄により除去可能だが、金属ボンドコーティング層は使用中に母材と相互拡散するため、相互拡散層まで完全に除去することは難しい。金属ボンドコーティング層や相互拡散層による合金組成の変化を相殺するための成分調整元素添加（カウンターアロイイング）が工程に組み込まれた。これらを組み合わせた2 kg規模での直接完全リサイクル法により作製したリサイクル材は、硫黄等の有害元素低減に成功しており、未使用材と同等のクリープ特性、未使用材よりも優れた耐酸化特性と高サイクル疲労特性を有していた^{(54),(55)}。

4.2 商用溶解炉での20kgリサイクル試験⁽⁵⁶⁾

実験室での実績を踏まえて、商用30kg高周波誘導溶解炉を用いた20kg規模のリサイクルインゴット作製試験が実施された。この試験では、内壁にCaOライニングを施したAl₂O₃ルツボ内で、実験室同様にセラミックス遮熱コーティングを除去したPWA1484廃棄タービン翼が再溶解され、硫黄量が未使用材料と同レベルに低減したリサイクルインゴットが作製された（図6）。カウンターアロイイングにより主要元素組成を調整し作製した単結晶試料は、すべての試験条件で未使用材料と同等のクリープ強度を有しており（図7）、1100℃の繰返し酸化試験においても優れた耐酸化性を示した（図8）。

直接完全リサイクル法は実用化に向けて着実にスケー

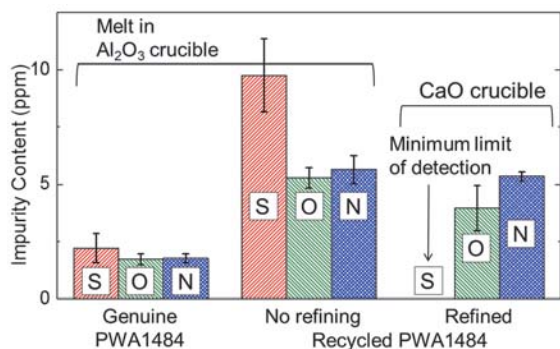


Fig. 6 Impurity contents of the genuine PWA1484 and recycled PWA1484 (no refining and refined)^{55), 56)}.

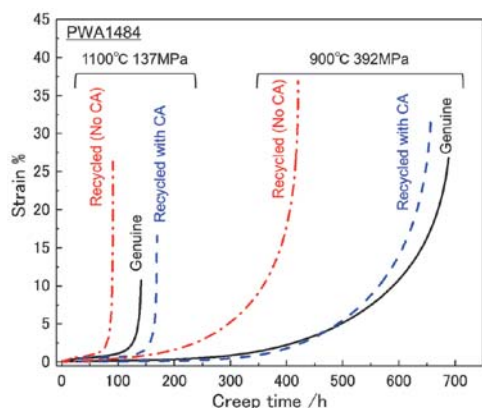


Fig. 7 Result of creep tests at 1100°C / 137MPa and at 900°C / 392MPa. Recycled material with its composition adjusted (CA) shows creep rupture life equivalent to the genuine material⁵⁶⁾.

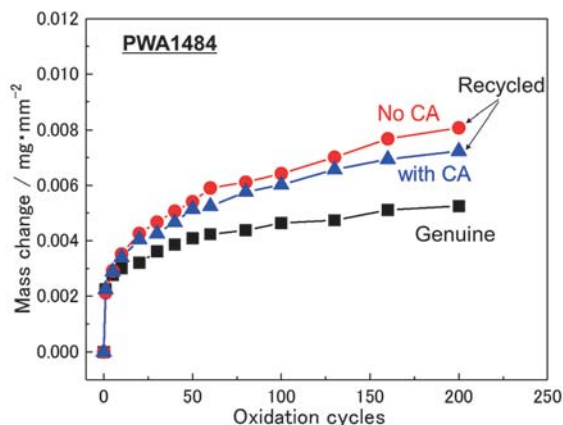


Fig. 8 Result of cyclic oxidation test at 1100°C, 1h heating and 1h cooling. Oxide scale is very stable and scale spallation was not observed⁵⁶⁾.

ルアップしており、400kg以上の量産規模で固体CaOを使った溶解試験が計画されている。将来的にはTMS-238などのハイエンド超合金の実用マテリアルフローに直接完全リサイクル法が組み込まれることで、運用コストを維持ないし低下させつつ、ガスタービンエンジンの性能向上が期待される。

5. まとめと今後の展望

本稿では、主に単結晶超合金に焦点を当てて、タービン翼用Ni基合金開発の歴史と近年の低コスト超合金について概説した。また、これまで行われてきた超合金リサイクルに関する研究と、量産実験の段階まで進んでいる直接完全リサイクル法を紹介した。

具体的な処理に関する資料は入手できなかったが、廃棄部品を再溶解する“engine revert”というカテゴリーの部品が存在する²¹⁾。近年、航空機用エンジンからの廃棄部品が処理業者へ渡らずにエンジンメーカーに回収される傾向が強くなっており、これはengine revert材の製造や先述したGE社の自社内リサイクルと関連しているものと思われる。また、ロシアの研究機関においても、品位の低い工場廃材や使用済みの廃棄部品を用いて実使用可能なクリープ特性を有するリサイクル単結晶材料が作製されている⁵⁷⁾。

このように、超合金材料のリサイクルに関する研究は国内外の各所で行われており、リサイクル部品の普及が急速に進んでいく可能性がある。材料コストの問題が解決されれば汎用材料を安価に使用できるだけでなく、ハイエンド超合金を採用する障壁がなくなり、航空用ジェットエンジンや発電用ガスタービンのさらなる出力向上・熱効率向上が期待できる。

謝辞

本研究は、JST/ALCA プロジェクト「超合金タービン翼の直接完全リサイクル法の開発」において行われた。本研究における試料作製と分析はNIMS超合金グループ横川忠晴博士、小林敏治博士に助力いただいた。NIMS超合金グループ湯山道也博士にはクリープ試験を行っていただいた。NIMS材料分析ステーション川田哲博士、伊藤真二博士、石戸谷章博士、岩撫暁生博士には化学分析を担当していただいた。東京大学大学院 八木良平氏には、本稿取りまとめに際し貴重な助言を得た。ここに記して深く謝意を表する。

参考文献

- (1) 原田広史, 山崎道夫, 小泉裕, 713C合金の γ - γ' 結線上にある一連のNi基耐熱合金, 鉄と鋼, Vol. 65, No. 7 (1979), pp. 1049-1058.
- (2) 横川忠晴, 原田広史, 川岸京子, 小林敏治, 湯山道也, 次世代Ir添加Ni基単結晶超合金の開発—耐用温度1150℃を目指して—, 第44回日本ガスタービン学会定期講演会(酒田)講演論文集, (2016), pp. 195-198.
- (3) 原田広史, 横川忠晴, 川岸京子, 小林敏治, 小泉裕, 坂本正雄, 湯山道也, 高温タービン用耐熱材料と実機適用: 使われる材料の開発を目指して, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 43, No. 5 (2015), pp. 349-356.
- (4) M. Gell, D. N. Duhal, and A. F. Giamei, The Development of Single Crystal Superalloy Turbine Blades, Superalloys 1980, (1980), pp. 205-214.

- (5) A. D. Cetel and D. N. Duhl, Second-Generation Nickel-Base Single Crystal Superalloy, *Superalloys 1988*, (1988), pp. 235-244.
- (6) K. Harris, G. L. Erickson, W. D. Brentnall, J. M. Aurrecoechea, S. L. Sikkenga, and K. G. Kubarych, Development of the Rhenium Containing Superalloys CMSX 4 and CM 186 LC trademark for Single Crystal Blade and Directionally Solidified Vane Applications in Advanced Turbine Engines, *Superalloys 1992*, (1992) pp. 297-306.
- (7) W. S. Walston, K. S. O' Hara, E. W. Ross, T. M. Pollock, and W. H. Murphy, Rene' N 6 : Third Generation Single Crystal Superalloy, *Superalloys 1996* (1996), pp. 27-34.
- (8) G. L. Erickson, The Development and Application of CMSX[®]-10, *Superalloys 1996*, (1996), pp. 35-44.
- (9) J. X. Zhang, T. Murakumo, Y. Koizumi, T. Kobayashi, H. Harada, and S. Masaki Jr., Interfacial dislocation networks strengthening a fourth-generation single-crystal TMS-138 superalloy, *Metall. Mater. Trans. A*, Vol. 33, No. 12 (2002), pp. 3741-3746.
- (10) S. Walston, A. Cetel, R. MacKay, K. O' Hara, D. Duhl, and R. Dreshfield, Joint development of a fourth-generation single crystal superalloy, *Superalloys 2004*, (2004), pp. 15-24.
- (11) 佐藤敦史, 小泉裕, 小林敏治, 横川忠晴, 原田広史, 今井八郎, 第4世代Ni基超合金のTCP相生成に関するTTT線図, *日本金属学会誌*, Vol. 68, No. 8 (2004), pp. 507-510.
- (12) A. C. Yeh and S. Tin, Effects of Ru on the high-temperature phase stability of Ni-base single-crystal superalloys, *Metall. Mater. Trans. A*, Vol. 37, No. 9 (2006), pp. 2621-2631.
- (13) A. Sato, H. Harada, A.-C. Yeh, K. Kawagishi, T. Kobayashi, Y. Koizumi, T. Yokokawa, and J.X. Zhang, A 5th generation SC superalloy with balanced high temperature properties and processability, *Superalloys 2008*, (2008), pp. 131-138.
- (14) K. Kawagishi, A. Yeh, T. Yokokawa, T. Kobayashi, Y. Koizumi, and H. Harada, Development of an Oxidation-resistant High-Strength Sixth-Generation Single-Crystal Superalloy TMS-238, *Superalloys 2012*, (2012), pp. 189-195.
- (15) 小泉裕, 原田広史, 小林敏治, 横川忠晴, 大澤真人, 坂本正雄, 湯山道也, 川岸京子, Ni基単結晶超合金の硫化腐食挙動, 第45回日本ガスタービン学会定期講演会(松山)講演論文集, (2017), pp. 193-196.
- (16) 川岸京子, 佐藤敦史, 小林敏治, 原田広史, 第4世代Ni基単結晶超合金の酸化挙動に及ぼす添加元素の影響, *日本金属学会誌*, Vol. 69, No. 2 (2005), pp. 249-252.
- (17) 佐藤彰洋, 原田広史, 小林敏治, 村雲岳郎, 張建新, 横川忠晴, 耐酸化性とクリープ強度に優れる第5世代Ni基単結晶超合金, *日本金属学会誌*, Vol. 70, No. 2 (2006), pp. 196-199.
- (18) 竹部雄貴, 横川忠晴, 小林敏治, 川岸京子, 原田広史, 増田千利, 第6世代Ni基単結晶超合金 TMS-238 の組織安定性に及ぼす Ir の効果, *日本金属学会誌*, Vol. 79, No. 4 (2005), pp. 227-231.
- (19) Y. Mori, T. Yokokawa, T. Kobayashi, H. Harada, and S. Suzuki, "Phase Stability of Nickel-Base Single Crystal Superalloys Containing Iridium Substituting for Ruthenium," *Mater. Trans.*, Vol. 57, No. 10 (2016), pp. 1845-1848.
- (20) T. Yokokawa, H. Harada, Y. Mori, K. Kawagishi, Y. Koizumi, T. Kobayashi, M. Yuyama, and S. Suzuki, Design of Next Generation Ni-base Single Crystal Superalloys Containing Ir: Towards 1150°C Temperature Capability, *Superalloys 2016*, (2016), pp. 123-130.
- (21) Roskill Information Services Ltd., *Markets Outlook to 2020*, 10th Edition (2015).
- (22) P. J. Fink, J. L. Miller, and D. G. Konitzer, Rhenium reduction-alloy design using an economically strategic element, *JOM*, Vol. 62, No. 1 (2010), pp. 55-57.
- (23) J. B. Wahl and K. Harris, New single crystal superalloys, CMSX[®]- 7 and CMSX[®]- 8 , *Superalloys 2012*, (2012), pp. 179-188.
- (24) K. Kawagishi, T. Yokokawa, T. Kobayashi, Y. Koizumi, M. Sakamoto, M. Yuyama, H. Harada, I. Okada, M. Taneike, and H. Oguma, Development of low or zero-rhenium high-performance Ni-base single crystal superalloys for jet engine and power generation applications, *Superalloys 2016*, (2016), pp. 115-122.
- (25) K. Kawagishi, R. Zhu, T. Yokokawa, T. Kobayashi, Y. Koizumi, M. Yuyama, H. Harada, Development of Low Rhenium 2nd Generation Single Crystal Superalloys with Optimum Environmental and Mechanical Properties, 10th Liege Conf. Mater. Adv. Power Eng. 2014, (2014), pp. 532-537.
- (26) J. B. Wahl and K. Harris, CMSX-4 Plus Single Crystal Alloy Development, Characterization and Application Development, *Superalloys 2016*, (2016), pp. 25-33.
- (27) Pratt & Whitney News, 2014
<<http://pw.utc.com/News/Story/20140904-0800/2014/AllCategories>> (Accessed on 26 May 2016).
- (28) T. Yokokawa, H. Harada, K. Kawagishi, Y. Koizumi, and T. Kobayashi, Quantitative Analysis of Creep Strengthening Factors in Ni-Base Single Crystal Superalloys, *Superalloys 2012*, (2012), pp. 285-292.
- (29) A. Mitsuhashi, J. Hoshi, S. Wakita, K. Sahira, M. Matsubara, K. Wada, and A. Nitta, Development of a Single Crystal Superalloy with Excellent High Temperature Properties, *High Temperature Mater. Power Eng.* 1990, (1990), pp. 1301-1308.
- (30) L. R. Curwick, W. A. Petersen, and J. J. deBarbadillo, Superalloy Scrap-Generation and Recycling, *Superalloys 1980*, (1980), pp. 21-30.
- (31) J. J. deBarbadillo, Nickel-base Superalloys; Physical Metallurgy of Recycling, *Metall. Trans. A, Phys. Metall. Mater. Sci.*, Vol. 14 A, No. 3 (1983), pp. 329-341.
- (32) J. F. Papp, *Superalloy Recycling 1976-1986*, *Superalloys 1988*, (1988), pp. 367-376.
- (33) M. J. Woulds, *Recycling of Engine Serviced*

- Superalloys, Superalloys 1980, (1980), pp. 31-41.
- (34) M. Lamberigts, J. Lecomte-Beckers, and J.-M. Drapier, Reverting foundry nickel-base superalloys, Int. Conf. High Temp. Alloy. Gas Turbine Other Appl., (1986), pp. 777-786.
- (35) S. Rupp Y. Bienvenu, J. Massol, D. Ablitzer, E. Gardaix, H. Mancha, M. Allibert, and R. Martin-Garin, Laboratory Study on the Recycling of Nickel Base Superalloy Foundry Scrap, Int. Conf. High Temp. Alloy. Gas Turbine Other Appl., (1986), pp. 787-797.
- (36) D. A. Ford, P. R. Hooper, and P. A. Jennings, Foundry Performance of Reverted Alloys for Turbine Blades, Int. Conf. High Temp. Alloy. Gas Turbine Other Appl., (1986), pp. 51-80.
- (37) V. V. S. Prasad, A. S. Rao, U. Prakash, V. R. Rao, P. K. Rao, and K. M. Gupta, Recycling of superalloy scrap through electro slag remelting, ISIJ Int., Vol. 36, No. 12 (1996), pp. 1459-1464.
- (38) J. Song, Q. Xiao, C. Zang, C. Xiao, S. Li, and Y. Han, Microstructure and Mechanical Properties of Recycled Ni₃Al Base Alloy IC 6, Chinese J. Aeronaut., Vol. 15, No. 1 (2002), pp. 55-60.
- (39) M. Innola, S. Victor, and M. Heorhiy, Refining and recycling of the Nickel based heat-resistant alloys used in Aviation, 3rd International Conference on Life Cycle Management, (2007).
- (40) J. J. Yu, X. F. Sun, J. X. Lou, H. X. Lang, H. R. Guan, and Z. Q. Hu, Recycled Applications of a Single Crystal Superalloy, Adv. Mater. Res., Vol. 239-242 (2011), pp. 1422-1427.
- (41) Q. H. Wu, J. Zhang, and Y. S. Luo, Composition and Mechanical Property of DD 6 Superalloy Revert, Mater. Sci. Forum, Vol. 788 (2004), pp. 488-492.
- (42) 宇多田悟志, 鈴木進補, 原田広史, 大澤真人, 川岸京子, 小林敏治, 横川忠晴, Ni基単結晶超合金タービン翼材料の直接完全リサイクル法の研究状況, 第44回日本ガスタービン学会定期講演会(酒田)講演論文集, (2016) pp. 177-182.
- (43) R. R. Srivastava, M. Kim, J. Lee, M. K. Jha, and B.-S. Kim, Resource recycling of superalloys and hydrometallurgical challenges, J. Mater. Sci., Vol. 49, No. 14 (2014), pp. 4671-4686.
- (44) 八木良平, 岡部徹, レニウムのリサイクルの現状とプロセス技術, J. MMIJ, Vol. 132, No. 7 (2016), pp. 114-122.
- (45) 北九州市, 平成24年度 北九州市環境未来技術開発助成事業 採択テーマ一覧, <<http://www.city.kitakyushu.lg.jp/files/000122459.pdf>> (Accessed on 21 Aug 2017).
- (46) 福島県, 地域復興実用化開発等促進事業費補助金(第1次公募)採択一覧, <https://www.pref.fukushima.lg.jp/uploaded/life/225412_515581_misc.pdf> (Accessed on 21 Aug 2017).
- (47) 八木良平, 岡部徹, ニッケル基超合金スクラップからレニウムをリサイクルする新技術の開発, 資源・素材講演集, Vol. 2, No. 2 (2015).
- (48) R. Yagi and T. H. Okabe, Continuous Extraction of Nickel from Superalloy Scraps Using Zinc Circulation, Metall. Mater. Trans. B, Vol. 48, No. 3 (2017), pp. 1494-1501.
- (49) X. Lu, K. Matsubae, K. Nakajima, S. Nakamura, and T. Nagasaka, Thermodynamic Considerations of Contamination by Alloying Elements of Remelted End-of-Life Nickel- and Cobalt-Based Superalloys, Metall. Mater. Trans. B, Vol. 47, No. 3 (2016), pp. 1785-1795.
- (50) 小林敏治, 横川忠晴, 原田広史, 小泉裕, 坂本正雄, 大澤真人, Ni基単結晶超合金部品のリサイクル法の開発, 第40回日本ガスタービン学会定期講演会(釧路)講演論文集, (2012), pp. 181-184.
- (51) J. L. Smialek, Oxidation Resistance and Critical Sulfur Content of Single Crystal Superalloys, J. Eng. Gas Turbines Power, Vol. 120, No. 2 (1998), p. 370.
- (52) Y. Joh, S. Utada, M. Osawa, T. Kobayashi, T. Yokokawa, K. Kawagishi, S. Suzuki, H. Harada, Effect of Sulfur on Creep Strength of Ni-Base Single-Crystal Superalloy, TMS-1700, Mater. Trans., Vol. 57, No. 8 (2016), pp. 1305-1308.
- (53) 音谷登平, 出川通, カルシアるつぼ中溶鉄のAl及びAl合金添加による脱硫挙動, 鉄と鋼, Vol. 73, No. 14 (1987), pp. 1684-1690.
- (54) S. Utada, Y. Joh, M. Osawa, T. Yokokawa, T. Kobayashi, K. Kawagishi, S. Suzuki, and H. Harada, Direct Recycle of Used Single Crystal Superalloy Turbine Blades, Proceedings of the International Gas Turbine Congress 2015 Tokyo, (2015), pp. 1039-1043.
- (55) S. Utada, Y. Joh, M. Osawa, T. Yokokawa, T. Kobayashi, K. Kawagishi, S. Suzuki, and H. Harada, High Temperature Properties of a Single Crystal Superalloy PWA1484 Directly Recycled after Turbine Blade Use, Superalloys 2016, (2016), pp. 591-599.
- (56) 宇多田悟志, 横川忠晴, 大澤真人, 小林敏治, 川岸京子, 原田広史, 井口雄登, 鈴木進補, 米田隆志, 20kgインゴットレベルでのタービン翼用Ni基超合金の直接完全リサイクル, 第45回日本ガスタービン学会定期公演会(松山)講演論文集, (2017), pp. 201-205.
- (57) V.V. Sidorov, V.E. Rigin, A.V. Goryunov, P.G. Min, Resources-Saving Technology for Recycling Off-Grade Waste Products Cast from Superalloys, Metallurgist, 58 (2014), pp. 360-366.

特集：ガスタービンを支える最新の材料技術の現状と課題

発電用ガスタービン高温部品の寿命評価のための材料技術

Materials Technology for Life Evaluation of Hot-Gas-Path Parts in Heavy-duty Gas Turbine



岡田 満利*¹

OKADA Mitsutoshi

キーワード：ガスタービン，高温部品，寿命評価，超合金，遮熱コーティング

Key Words：Gas Turbine, Hot-gas-path Part, Life Evaluation, Superalloy, Thermal Barrier Coating

1. 緒言

我国電気事業の火力発電では、コンバインド発電を目的としてLNG焚きガスタービン（GT）が多く導入されている。現在、ガスタービンを用いた複合発電では、1600℃級ガスタービンの導入により、60%を越える熱効率（低位発熱量基準（LHV））が実現されている⁽¹⁾。さらにより一層の高温・高効率化を目指した1700℃級GTの開発も進められている⁽¹⁾。

動翼などのGT高温部品は、燃焼ガス流に曝されており、耐熱性の面から厳しい環境に置かれている。そこで、高温部品の耐熱性を維持するため、複雑な内部冷却流路やフィルム冷却など高度な冷却技術が開発され、部品の薄肉化が進んでいる⁽²⁾。また、燃焼ガスから高温部品を保護するため、遮熱コーティング（TBC）が適用されており、より遮熱性能の高いTBCの開発⁽¹⁾も行われている。一方で、高温部品の保守コスト低減および信頼性向上のためには、合理的な判断基準に基づいた寿命評価法の開発が重要である。そこで、冷却技術や材料技術の向上に伴う高温部品の発展に対応して、寿命評価のための材料技術も開発する必要がある。例えば、高温部品の寿命評価法の一つとして、実機使用済翼から採取した試験片を用いた破壊調査法⁽³⁾があるが、最近の薄肉化した高温部品から標準的なサイズの試験片の採取が困難な場合があるため、微小なサイズの試験片を用いて寿命を評価する技術の開発が重要であると考えられる。

本稿では、電力中央研究所の取り組みを中心に、他機関と協力して得られた成果を含めて、発電用GT高温部品の寿命評価のための材料技術について解説する。

2. 材料微視組織変化を用いた温度推定

高温部品の温度分布は、寿命に大きな影響を与える因

子であり、寿命評価を行うために把握することが重要である。しかし、部品の温度を常時実測することは困難であるため、温度推定技術の確立が求められている。

材料の組織変化を用いた温度推定手法については、基材に用いられるNi基超合金の微視組織 γ' 相の粗大化⁽⁴⁾や部品表面に施工されたコーティングの組織変化に基づく手法⁽⁵⁾が提案されている。これらの手法では、コーティングや基材の微視組織変化に基づく温度推定のマスターカーブ（温度推定式）を得るため、実機を模擬した試験片（相当試験片）を用いて高温加熱試験を行い、微視組織変化を予め把握する必要がある^{(4),(5)}。しかし、実機と相当試験片とでコーティングの材質や性状等が異なる場合や相当試験片の作製が困難な場合には、温度推定式を導出できない。

ここでは、実機使用済燃焼器部品から採取した試験片を用いて高温加熱試験を行い、微視組織の変化を把握することにより、温度推定式を導出する手法^{(6),(7)}を紹介する。図1は、実機で約19,000h使用した燃焼器部品におけるTBCの微視組織の様相を示す。TBCは、超合金基材の上に合金のボンドコートが施工され、さらにその上にセラミックスのトップコートが施工される構造である。図1は、トップコートとボンドコートの界面近傍の様相を示す。TBCを高温酸化雰囲気中に曝すと、ボンドコート外面の酸化によって界面酸化物層（TGO）が成長することが知られている⁽⁸⁾。なお、本燃焼器部品のボンドコートは、大気プラズマ溶射（APS）によって施工されたと考えられ、ボンドコート外面だけではなく、内部にも酸化物が形成されている。そこで、ボンドコート外面に形成した酸化層を外面TGOと定義した。高温加熱試験のための試験片は、図1に示すように、外面TGOの成長がほとんど観察されない比較的低温度と推定される部位から採取した。

温度推定式を得るための高温加熱試験の結果、図2に示すように、ボンドコート外面におけるTGOの厚さは、試験時間の平方根に比例して成長した。この外面TGO

原稿受付 2017年9月20日

* 1 （一財）電力中央研究所 エネルギー技術研究所
〒240-0196 横須賀市長坂2-6-1
E-mail: mitutosi@criepi.denken.or.jp

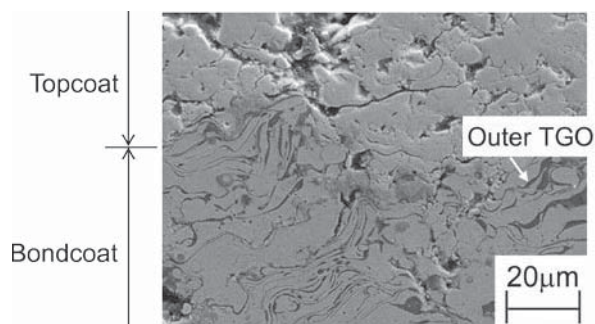


Fig. 1 An example of microstructural morphology of the interface between topcoat and bondcoat at comparatively low-temperature region in an in-service combustor component

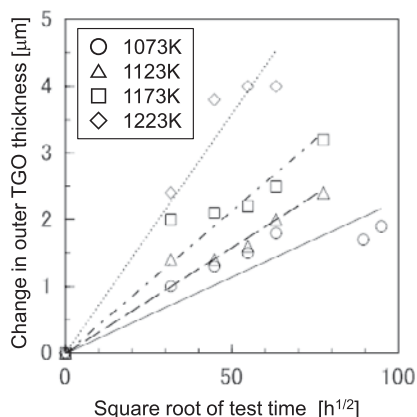


Fig. 2 Relationship between outer TGO thickness and square root of test time in TBC for combustor component

厚さと温度および時間の関係から、温度を推定する式を導いた。外面TGO厚さは比較的高温条件で成長することから、この厚さが厚い部位については、本温度推定式が適用できると考えられる。

一方、基材の微視組織変化の影響を受けて変化すると考えられるビッカース硬さは、873Kおよび973Kで増加し、1073K以上では973Kに比べて減少し、1073K以上では顕著な変化は認められなかった。この硬さの変化を、図3に示すように、温度と時間の関数であるラーソン・ミラー・パラメータ (LMP) で整理すると、LMPの増加に伴い、一度硬化し、やがて軟化し、そして変化が飽和する傾向がある。このような燃焼器材料の硬さの変化は、他でも報告⁹⁾されており、このような硬さとLMPの関係から、温度を推定できることが確認された。よって、外面TGO厚さの変化が観察されない比較的低温部位については、硬さにより推定できると考えられる。すなわち、両者を組み合わせ、高温部位では外面TGO厚さを、低温部では硬さを用いて温度を推定することが有効であると考えられる。

3. 微小サンプルを用いた寿命評価手法

3.1 微小サンプル試験片を用いたクリープ試験に基づく寿命評価手法

高温部品の重要な損傷劣化メカニズムの1つであるク

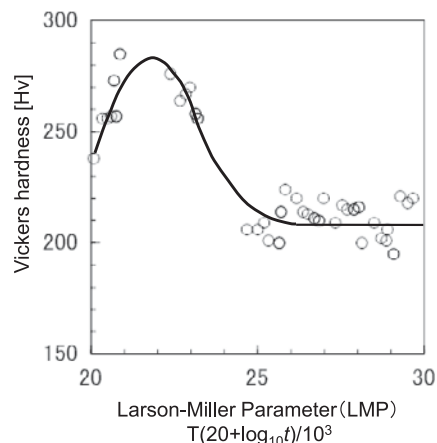


Fig. 3 Relationship between Vickers hardness and Larson-Miller parameter in superalloy for combustor component

リープ損傷を評価するため、火力発電用ボイラ等のクリープ寿命評価に用いられている等応力法¹⁰⁾のガスタービン動翼への適用が試みられている¹¹⁾。等応力法は、実機で想定される応力で試験応力を一定とし、加速した複数の温度条件でクリープ試験を行い、得られた温度と破断時間の関係を実機での使用温度に外挿してクリープ寿命を評価する手法である。しかし、高温部品の薄肉化が進んでいるため、採取できる試験片形状の制約が大きくなるとともに、基材である超合金の結晶粒径は数mmに及ぶ場合もあり、試験片形状がクリープ破断時間に影響を与えることが懸念される¹²⁾。

そこで、実機使用済初段動翼から採取した、形状が異なる試験片を用いて、クリープ試験を実施した。さらに、試験結果を基に、等応力法によりクリープ破断寿命を評価し、試験片形状や試験雰囲気がクリープ寿命評価結果に与える影響を検討した¹³⁾。

動翼の基材は、多結晶Ni基超合金であり、試験片の採取位置は、実機運転時における高温や応力の影響が小さいと考えられるシャンク部とした。試験片は、平行部断面が直径4mmの丸棒試験片(φ4試験片)、直径2mmの丸棒試験片(φ2試験片)、幅2mm×厚さ1mmの板状試験片(平板試験片)の3種類である。本試験では、試験応力は、熱応力を考慮しない、遠心力のみによる翼根元付近の応力を想定し、超合金のクリープ試験条件としては標準的な137MPaとした。また、試験雰囲気は、φ4試験片では大気中、φ2試験片および平板試験片ではAr中とした。

各試験片の各試験温度におけるクリープ試験結果を図4に示す。図より、試験片サイズが小さい平板試験片では、粒界の損傷が進むと、応力を負担する未損傷の粒界の数が少ないため、破断時間が短くなった¹²⁾と考えられる。また、高温側の試験でφ4試験片の破断時間がφ2試験片よりも短くなった要因としては、酸化雰囲気なき裂の発生に与える影響¹²⁾や各試験片中の結晶粒の分布の相違の影響が考えられる。さらに、高温のクリープ試験では、形状の異なる試験片同士で破断時間に相違が見ら

れるが、低温になるにつれて相違が小さくなる傾向がある。低温側の試験では、試験片形状や結晶粒の分布および試験雰囲気の影響が小さくなる可能性が示唆される。

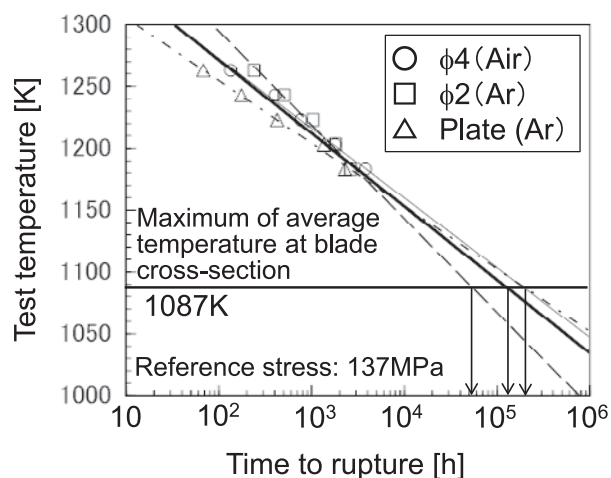


Fig. 4 Creep test results and life evaluation based on iso-stress method for conventionally casted Ni-base superalloy

次に、図4の各試験片のクリープ試験結果を参照温度（1087K）に外挿し、クリープ寿命を評価した。なお、参照温度は、本実機動翼を対象とした数値伝熱解析により算出した翼高さ中央付近の翼断面平均温度を用いた。図に示すように、試験雰囲気および試験片形状の異なる試験結果に基づくクリープ寿命の評価結果は、倍半分の範囲に収まっている。すなわち、試験片形状や試験雰囲気が異なると、評価結果には、この程度のバラツキが生じる事を留意すべきである。また、低温側では、試験片形状や試験雰囲気による破断時間の相違が小さくなる傾向があることから、できる限り低温側の試験を行うことが望ましいと考えられる。

3.2 超合金の微視組織変化に基づくクリープ寿命評価手法

初段動翼等で使用されるNi基超合金は、高温条件下においてクリープ変形を受けると、析出強化相である γ' 相が引張の場合は応力軸に対し垂直方向に変形、連結して板状になり、圧縮の場合は応力軸に平行な方向に変形するラフト化が生じること知られている⁽¹⁴⁾。これまでに、 γ' 相のラフト化に着目し、航空機用ジェットエンジンで実機使用されたNi基超合金の応力状態を推定する試みが行われている⁽¹⁵⁾。

ところで、単結晶Ni基超合金において、クリープひずみを受けていない未使用材では単純熱時効に伴い γ' 相は粗大化するのみでラフト構造は形成しないのに対し、クリープ変形を受けている γ' 相が未だ立方体形状を保っている試料では単純熱時効を施すことによりラフト構造を形成することが報告されている⁽¹⁶⁾。

本手法を発展させれば、例えば、強度試験片を採取することが困難な薄肉な部位からでも試料を採取し、熱時効後に微視組織を分析することによって、クリープひずみを検知し、寿命評価に資することができる可能性がある。

そこで、本手法の可能性を検討するため、多結晶Ni基超合金からなる実機使用済初段動翼のシャंक部からクリープ試験片を採取し、クリープひずみや熱時効が γ' 相の変形に及ぼす影響を把握した⁽¹⁷⁾。クリープ試験は、大気中1223K×137MPaの条件で行い、所定のクリープひずみ量で中断したクリープ中断材を作製した。さらに、クリープ試験中断後に大気中1273Kで単純熱時効を行ったクリープ中断後熱時効材を作製した。

クリープ中断後熱時効材の応力方向に平行な断面におけるSEM組織写真を図5に示す。クリープひずみが1%の条件では、中断試験後においてラフト化と呼ばれる

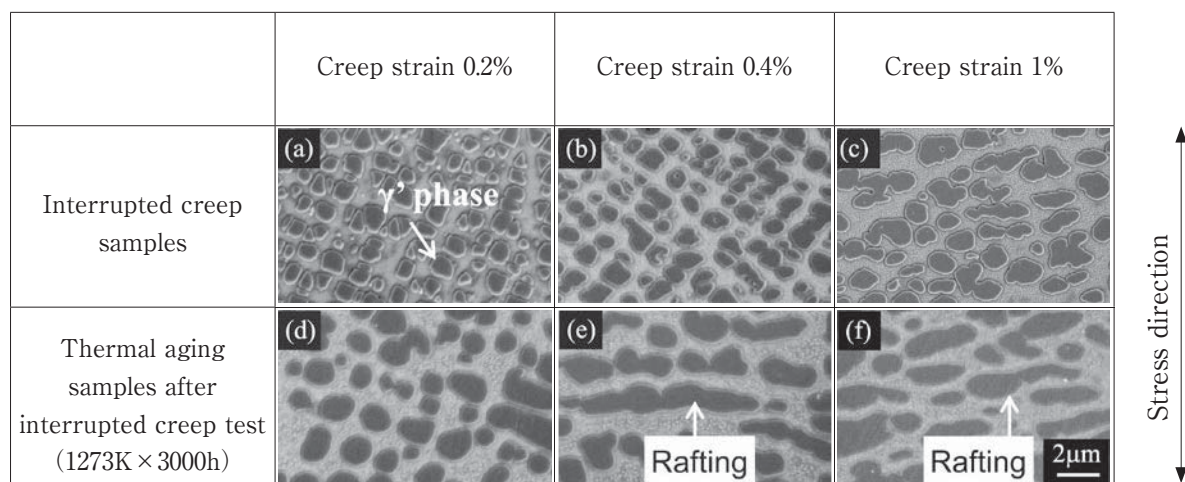


Fig. 5 SEM images of interrupted creep samples and thermal aging samples after interrupted creep test for conventionally casted Ni-base superalloy

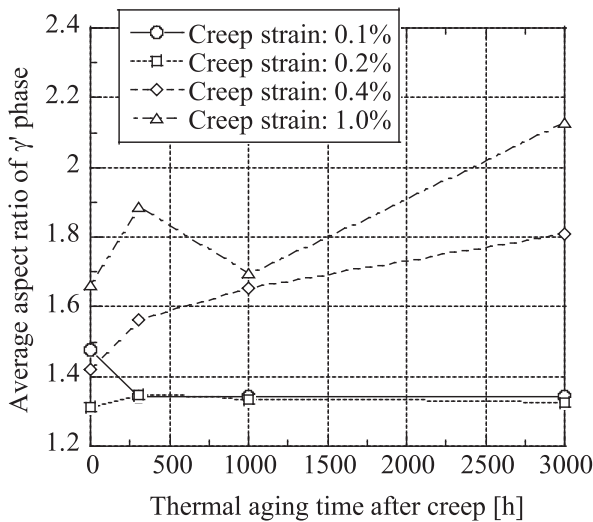


Fig. 6 Change in average aspect ratio of γ' phase during thermal aging after creep

γ' 相の変形が観察され、クリープひずみ0.4%では、熱時効後のみ変形が観察された。また、クリープひずみ0.2%では、熱時効後でも変形は認められなかった。

クリープ中断後の1273Kでの熱時効による γ' 相平均アスペクト比の変化を図6に示す。クリープひずみ0.4%中断材の結果に注目すると、クリープひずみ0.2%以下の試料と比べて、熱時効により γ' 相平均アスペクト比が顕著に増加している。すなわち、動翼使用後の微視組織観察だけでは、比較的大きなクリープひずみしか検出できない。しかし、クリープひずみと熱時効による γ' 相のラフト化の進行の関係を把握できれば、実機使用動翼から採取した基材試料を熱時効させることによって、微小なクリープひずみを評価でき、クリープ寿命評価に反映できる可能性がある。ただし、本手法の精度を向上させるためには、多軸応力条件下、圧縮クリープ条件下、クリープ疲労条件下における γ' 相組織変化形態を把握することが必要である。さらに、本手法を一方向凝固材

や単結晶材に展開していく際には、結晶方位の影響についても検討する必要がある。

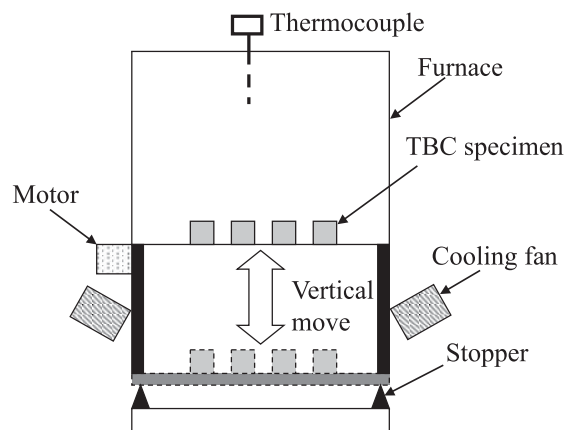
4. 遮熱コーティングの耐熱サイクル特性評価手法

4.1 遮熱コーティングの熱サイクル試験手法

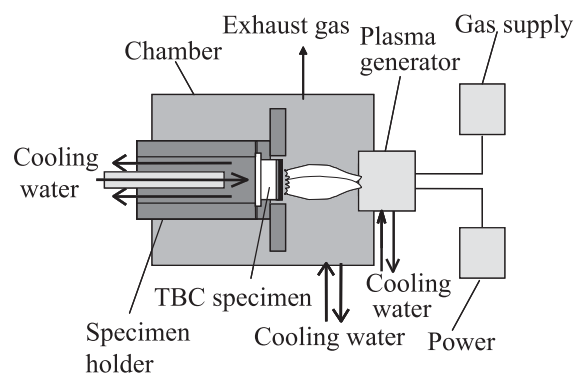
ガスタービンの高温・高効率化に伴い、TBCの重要性は一層高まっているが、ガスタービンの起動停止に伴う熱サイクルや高温下におけるTBCの微視組織変化により、トップコートのはく離が懸念されるため、はく離寿命を評価するための耐熱サイクル特性評価手法の確立が望まれている。

TBCの熱サイクル試験には、図7に例示するように、一般的に、温度勾配下熱サイクル試験と等温場熱サイクル試験の二つの試験法がある。温度勾配下熱サイクル試験は、実機の加熱条件を模擬するため、TBC試験片表面を加熱して、裏面を冷却し、温度勾配を変化させることで熱サイクルを与える手法である。一方、等温場熱サイクル試験は、電気炉中にTBC試験片を設置して試験片全体を等温加熱し、試験片を電気炉から出し入れすることによって熱サイクルを与える試験手法である。これまで温度勾配下熱サイクル試験および等温場熱サイクル試験におけるTBCの劣化損傷の特徴や各試験手法によって評価できる劣化損傷特性が検討されてきた¹⁸⁾。

等温場熱サイクル試験では、トップコート/ボンドコート界面の温度を実機より高く設定して、TGOの成長といった界面組織を加速劣化させることができる。その結果、図8(a)に示すように、界面方向に進展するき裂（横き裂）がTGO中あるいはその近傍で発生する。一方、温度勾配下熱サイクル試験では、トップコート表面温度を実機相当以上、界面温度を実機相当に設定することができる。その結果、図8(b)に示すように、TGOはほとんど成長しないが、トップコートの焼結収縮の進行によってコーティング厚さ方向に進展するき裂（縦き裂）とともに、界面近くのトップコート中に横き裂が発生し



(a) Furnace cycle test apparatus



(b) High heat flux test apparatus

Fig. 7 Schematic representation of thermal cycle test apparatus for TBC

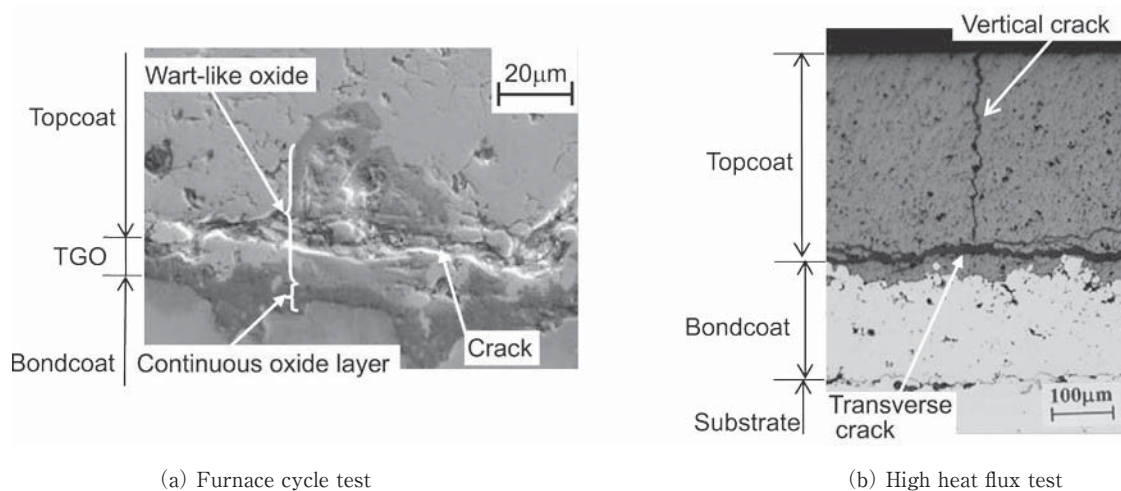


Fig. 8 Typical morphologies of TBC microstructure after thermal cycle tests

た。このことから、等温場熱サイクル試験は、TGOの成長など主に界面組織劣化が損傷に及ぼす影響の検討に適しており、温度勾配下熱サイクル試験は、焼結など主にトップコートの組織劣化が損傷に及ぼす影響の検討に適していると考えられる。

4.2 等温場熱サイクル条件下におけるはく離予測手法

等温場熱サイクル試験では、1サイクルあたりの加熱保持時間が長くなると、はく離までの累積加熱時間が増える傾向があることが知られている⁽⁹⁾。これは、はく離が加熱時間だけでなく、熱サイクルの影響を受けることを示唆している。また、上述したように、等温場熱サイクル条件下では、トップコートのはく離はTGOの成長による影響が考えられる。そこで、はく離に大きな影響を及ぼすTGOの成長と熱サイクルの影響を考慮し、加熱保持時間 t_H と加熱温度 T をパラメータとして、はく離サイクル N_f を予測する式が、式(1)に示すように提案⁽²⁰⁾されている。

$$\log N_f = C_1 - C_2 \log t_H + \frac{C_3}{T} \quad (1)$$

ここで、 C_1 、 C_2 、 C_3 は、定数である。等温場熱サイクル試験の結果、図9に示すように、はく離サイクル数の対数は、試験温度の逆数と直線的な関係にあり、保持時間が変化しても、直線の傾きは、ほぼ同等であった。これは、本予測式におけるはく離サイクル数、保持時間、温度の関係を表していると考えられる。本式は、図10に示すように、等温場熱サイクル試験のはく離サイクル数を精度よく予測することを確認している。

実機高温部品において、温度勾配が小さく、部位全体が高温となる場合には、本手法によるはく離寿命評価が有効であると見込まれる。ただし、大きな温度勾配が生じている場合にはく離予測手法は、今後の課題である。

また、上記の手法は、実機で使用されているTBCを模擬して製作した試験片を用いた検討であるが、実機使用済動翼から採取したTBC試験片を用いた熱サイクル試験も試みられている⁽²¹⁾。

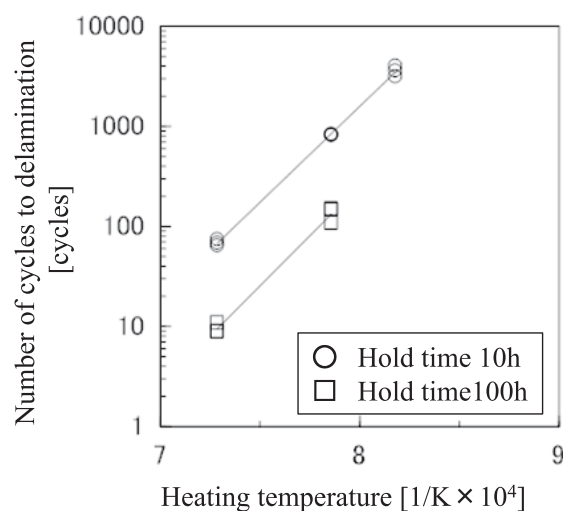


Fig. 9 Relationship between number of cycles to TBC delamination and heating temperature under thermal cycling with uniform temperature distribution

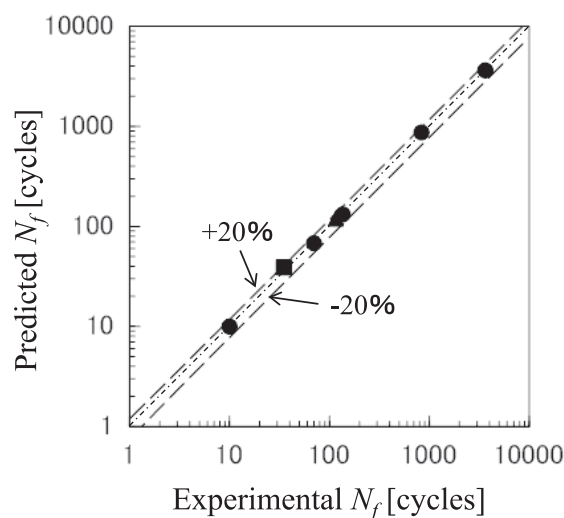


Fig. 10 Comparison between predicted and experimental number of cycles to TBC delamination (●: Hold time 10h or 100h (1123K ~ 1373K), ▲: 1373K × 5h hold, ■: 1373K × 20h hold)

5. おわりに

本稿では、LNG焚きGT高温部品の寿命評価のための材料技術について、当所の取り組みを中心に解説した。今後もGTの高温化が進められており、高温部品には新たな技術が適用されていくことが想定される。それに対応した、保守技術、材料技術の開発が進められていくことを期待したい。また、現在、大型石炭ガス化複合発電(IGCC)の建設が進められており、異なる燃料に対応した寿命評価のための材料技術も一層検討すべきであろう。さらに、再生可能エネルギーの大量導入に対応するため、起動性・負荷追従性に優れた高効率のGTの開発が提案されている。このGTの提案では、部品の軽量化が検討されており、このような部品の保守のための材料技術も重要になっていくと考えられる。

参考文献

- (1) 辻良文, 由里雅則, 発電用次世代ガスタービンの開発, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 45, No. 1 (2017), pp. 10-15.
- (2) 桑原正光, 羽田哲, 大型ガスタービン高温化, 高効率化の歩みと今後の展望, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 43, No. 5 (2015), pp. 308-313.
- (3) 火力原子力発電技術協会, 火力発電設備の予防保全と余寿命診断 II. 火力発電設備の予防保全と余寿命診断技術, 3.1 コンバインドサイクル発電設備/ガスタービン本体, 火力原子力発電, Vol. 51, No. 11 (2000), pp. 1583-1607.
- (4) 吉岡洋明, 岡部永年, 齊藤大蔵, 藤山一成, 岡村隆成, 組織変化に基づくガスタービン動翼の運転温度推定法の検討, 材料, Vol. 45, No. 6 (1996), pp. 699-704.
- (5) 岡田満利, 久松暢, 北村隆行, 遮熱コーティングのボンドコート組織変化に着目した温度推定手法およびアルミニウム含有量予測手法の検討, 材料, Vol. 56, No. 8 (2007), pp. 757-763.
- (6) Okada, M., Takahashi, T., Yamada, S., Ozeki, T., Fujii, T., Development of temperature estimation method for a gas turbine transition piece, Proceedings of ASME Turbo Expo 2016, GT2016-56182 (2016).
- (7) 岡田満利, 高橋俊彦, 山田進, 藤井智晴, ガスタービン燃焼器部品の温度分布推定手法, 第44回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集, (2016), pp. 151-156.
- (8) 児島慶享, ガスタービン耐熱コーティング開発の最新技術動向, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 38, No. 2 (2010), pp. 85-90.
- (9) 森田聡, ガスタービン高温部品の寿命評価技術, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 38, No. 2 (2010), pp.102-108.
- (10) 社団法人 日本材料学会 高温強度部門委員会, 高温強度の基礎・考え方・応用, 第2版 (2010), pp.400-402, 日本材料学会.
- (11) 野中勇, 微小サンプルクリープ試験による高温機器の寿命評価, 溶接学会誌, Vol. 75, No. 6 (2006), pp. 478-481.
- (12) 日本材料学会高温強度部門委員会, 微小サンプルクリープ試験法標準 (2012), 日本材料学会.
- (13) 松井陽平, 岡田満利, 高橋俊彦, 藤岡照高, 実機ガスタービン動翼から採取した試験片を用いたクリープ寿命評価手法, 第44回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集, (2016), pp. 147-150.
- (14) Tien, J. K., Copley, S. M., The effect of orientation and sense of applied uniaxial stress on the morphology of coherent gamma prime precipitates in stress annealed nickel-base superalloy crystals, Metall. Trans. Vol. 2, No. 2 (1971), pp. 543-553.
- (15) 三浦信祐, 近藤義宏, 茂木翔大, 異なる二次方位を有する第一段高压タービンプレードとして実機使用した単結晶Ni基超合金の γ' 相の形態, 耐熱金属材料123委員会研究報告, Vol. 52, No. 3 (2011), pp. 375-384.
- (16) Miura, N., Kurita, K., Kondo, Y., Matsuo, T., Change in morphology of γ' of prior-crept single crystal nickel-based superalloy, CMSX-4, with simple aging, Mater. Sci. Forum, Vol. 539-543 (2007), pp. 3024-3029.
- (17) Shigeyama, H., Okada, M., Takahashi, T., Yamada, S., Sakai, T., Fujioka, T., Morphological changes in γ' phase by creep, aging and aging after creep for polycrystalline nickel-based superalloy, Proceedings of ASME Turbo Expo 2017, GT2017-64104 (2017).
- (18) 岡田満利, 久松暢, 百合功, 有川秀行, 児島慶享, ガスタービン遮熱コーティングの耐熱サイクル特性評価手法の開発ー等温場熱サイクル試験と温度勾配下熱サイクル試験における劣化損傷状態の相違ー, 電力中央研究所研究報告 M10001 (2010).
- (19) Miller, R.A., Oxidation-based model thermal barrier coating life, Journal of the American Ceramic Society, Vol. 67, No. 8 (1984), pp. 517-521.
- (20) 岡田満利, 百合功, 久松暢, 有川秀行, 児島慶享, 泉岳志, 等温場熱サイクル条件下における遮熱コーティングのはく離予測手法, 第45回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集, (2017), pp. 101-105.
- (21) 岡田満利, 高橋俊彦, 実機使用済ガスタービン動翼から採取したTBC試験片を用いた熱サイクル試験, 日本機械学会2017年度年次大会講演論文集, (2017), J0310202.

特集：ガスタービンを支える最新の材料技術の現状と課題

熱過渡現象を考慮した遮熱コーティング部材の熱疲労破損寿命評価技術

Thermo-Mechanical Fatigue Failure Behavior of Thermal Barrier Coating Specimen under Transient Thermal Response



與那國 優希^{*1} 岡崎 正和^{*2}

YONAKUNI Yuuki OKAZAKI Masakazu

キーワード：再生可能エネルギー，ガスタービン部材，Ni基超合金，遮熱コーティング，熱機械的疲労，過渡的熱応答，熱応力，ビオ数

Key Words：Renewable energy systems, Gas turbine components, Ni-base superalloys, Thermal Barrier Coatings (TBCs), Thermo-mechanical fatigue (TMF), Transient Thermal Response, Thermal stress, Biot's number

1. 緒言

Ni基超合金はその優れた高温強度特性からガスタービン動翼などに不可欠な材料である。その一方で、ガスタービンの入口温度は年々向上しており、1700℃近傍にまで達しようとしている⁽¹⁾。この温度はNi基超合金単体の耐用温度よりも高いとされ、遮熱コーティング (Thermal Barrier Coatings: TBCs) と呼ばれる熱遮蔽を目的としたコーティングが施されることが多い。一般的にTBCsは、金属基材、遮熱機能を持つセラミックコーティング層 (トップコート) 及び基材を高温酸化から保護しつつトップコートの密着性を確保することを目的とするボンドコートの3層から構成されている。各層の熱膨張係数および熱伝導率は異なることが普通であるから、それに起因する熱応力と熱機械的疲労 (Thermo-Mechanical Fatigue: TMF) 破損に特別な配慮が必要になる^{(2)~(12)}。

一方、近年の再生可能エネルギーの大量導入時代の中にある産業用ガスタービンの状況を鑑みると、これまで以上にTMF破損を考慮した設計や維持管理方法が望まれているようである。これは、再生可能エネルギーシステムの出力は季節や天候に強く依存するため、それらがいったん電源系統に接続されるとガスタービンは頻繁かつ急速な負荷変動を余儀なくされる可能性が高く、熱応力発生頻度が増すためである^{(6), (13)}。その際、従来では特に配慮されていなかった因子による熱応力、すなわち、「熱源変動に依る構造体の過渡的応答に配慮した (以下、熱過渡応答という) 熱応力」という新たなTMF

破損モードを付加的に考える必要があることが予見される^{(3), (15)}。ここで、TMF破損に関する構造体の熱過渡応答の重要性は以下の簡単な例からも容易に予測できよう。図1のように、低周波数 (f_L) でゆっくり変動する大温度幅 (ΔT_L) の周期的変動熱源の中に、小温度変動幅 (ΔT_H) で周波数の高い (f_H) 熱源が重畳される環境中に構造体がおかれた場合を考える。例えば、変動の周波数 f_H が十分低い場合には、構造体内部の温度もそれに追従して一様に温度変動するので、 ΔT_H によって付加的に発生する熱応力は発生しない (ΔT_L による熱応力は有る)。対照的に、 f_H が十分高いときには、構造体の熱伝導率が有限である限り、このときにも ΔT_H による付加的な熱応力は発生しない。しかし、 f_H がこれらの中間にあるときには構造体内部に ΔT_H に誘発された温度分布が有意となり、過渡的な熱応力とそれに依るTMF破損に配慮が必要になる^{(14), (15)}。特に、TBCsの場合、複合材料であるため、大温度幅 (ΔT_L) に誘発される元来の熱応力に加え、 ΔT_H 誘起の熱疲労破損に特殊な配慮が必要と思われる。実際、熱サイクル寿命試験の際に、熱過渡現象が無視できる条件下で熱サイクルを与えた場合と、それが顕著な場合とでは、遮熱コーティングの残存密着強度が異なることも実験的に報告されている⁽¹⁶⁾。しかし、これらに鑑みたTMF破損に関する公開情報は極めて少ない⁽¹⁵⁾。なお、本研究では、上述のような ΔT_H 誘起の熱疲労破損を、従来のTMF破損 (定常TMF破損) と区別して、高サイクルTMF (High Cycle Thermo-Mechanical Fatigue, あるいは、Transient Thermo-Mechanical Fatigue) 破損と呼ぶことにする。

以上の背景を鑑み、本研究ではNi基超合金を基材とするTBC試験片を用いて高サイクルTMF試験を行い、従来のTMF破損特性との類似点及び相違点について実験的に調査した。その際、特に高サイクルTMFに特有の

原稿受付 2017年9月25日

*1 長岡技術科学大学

〒940-2188 長岡市上富岡町1603-1

E-mail: s155012@stn.nagaokaut.ac.jp

*2 同上

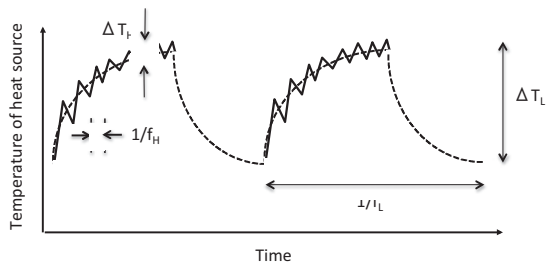


Fig. 1 Illustration of low frequency thermo-mechanical fatigue cycles superimposed with rapid/high frequency thermal cycles.

Table 1 Chemical compositions and heat treatments of basic element in TBC specimen.

■Substrate :
IN738 LC:
a solution treatment by 1180°C for 2 hrs.,
followed by an aging treatment by 1080 °C for 24hrs.

■Bond coat : LPPSed CoNiCrAlY (100 μm in thickness) [wt. %]

Co	Ni	Cr	Al	Y
Bal.	32	21	8.5	0.52

■Top coat : APSed 8YSZ (500 μm in thick)

ZrO ₂	Y ₂ O ₃	CaO	Fe ₂ O ₃	SiO ₂	TiO ₂
Bal.	8.18	0.31	0.3	0.11	0.09

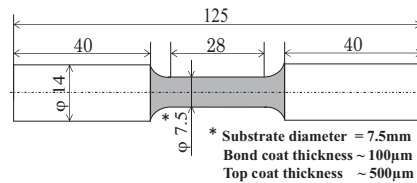


Fig. 2 Geometry of TBC specimen used.

破損モードに注視した。あわせて、TBCs構造体を模擬した2層円筒モデルを用いた熱過渡熱応力の解析を行い、高サイクルTMF破損を低減化するための方向性も検討した。

2. 供試材および実験方法

2.1 供試材および実験方法

供試材はNi基超合金IN738LCを基材とした遮熱コーティング試験片（TBC試験片）である。基材にはAr雰囲気中にて1420Kx1hの溶体化処理を施した。本TBC試験片はNi基超合金とボンドコート合金、セラミックストップコートの3層から構成されており、ボンドコートにはCoNiCrAlY合金を、セラミックストップコートには8 wt.% イットリア部分安定化ジルコニア（YSZ）を選択した。TBC試験片各層の化学成分と準備方法を表1に示す。用いた試験片は図2に示すような標点部直径がφ7.5mmの丸棒試験片とした。このTBC試験片の標点部および肩部の一部には遮熱コーティングが施工されている。ボンドコートは厚さ100 μmで減圧プラズマ溶射法により、トップコートは厚さ500 μmで大気プラズマ溶射法により施工した。

2.2 従来の方法に準拠した定常TMF試験および高温低サイクル疲労試験

本研究で使用する「定常TMF試験」とは負荷周波数が十分に低い（図1中の $1/f_L$ が十分長い）TMF試験を指すことにする。このような負荷周波数が十分に低い条件においては図3(a)に示すように、試験片が周期的温度変動を受けた際にトップコートと基材部の温度がほぼ同期して変化し、試験片内部で温度分布が生じていない状態にある。この方法に準拠して行った高温低サイクル疲労（LCF）およびTMF試験条件を表2に示す。ここで、TMFの負荷周波数は1/480 (/sec)と1/240 (/sec)の十分に低い周波数に設定している。なお、表2中でIn-PhaseあるいはOut of Phaseと称するのは、それぞれ、温度サイクルと疲労サイクルの位相が0°, 180°となるTMF試験である（図4）。

2.3 高速負荷変動を意識した高サイクルTMF試験条件

変動させる温度の周波数を2.2節の条件よりも高くしたときのTBC試験片内の温度変化を図3(b)に示す。試験片各部の温度変化が同期していた図3(a)と比較して、TBC内部の各部位の温度差がより大きくなり、基材の温度変化に対しトップコートの温度変化の時間的な遅れが生じている。以上を踏まえて本研究で実行した高サイクルTMF試験条件を表3に示す。高サイクルTMF試験では従来のTMF試験よりも負荷周波数を10倍程度高く設定している。

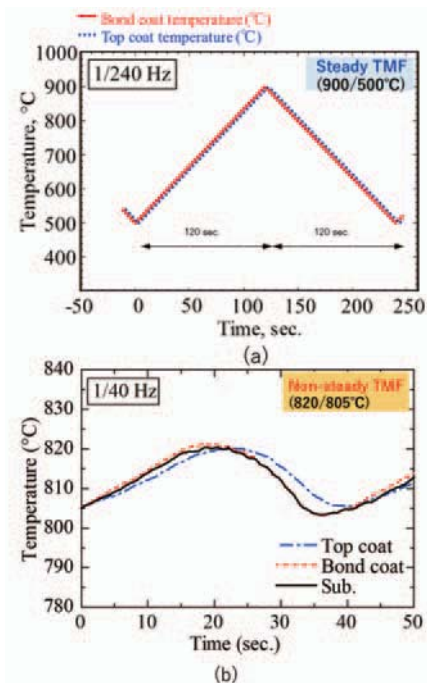


Fig. 3 Temperature change at each side in TBC specimen during (a) low frequency thermal cycle, and (b) high frequency thermal cycle. Note a transient thermal response was significant in Fig. (b)

Table 2 Test program of low frequency LCF and TMF tests.

Specimen	Test	Temp. (°C)	Frequency (Hz)	Strain rate (1/s)
Bare	LCF	400	1/480	-
Bare	LCF	900	1/480, 1/20	-
Coated	LCF	500	-	5×10^{-4}
Coated	LCF	900	-	5×10^{-5}
Bare	TMF-Out of Phase	400/900	1/480	4.17×10^{-3} , 2.08×10^{-3}
Coated	TMF-Out of Phase	500/900	1/240	5×10^{-3} , 3.33×10^{-3}
Coated	TMF-In Phase	500/900	1/240	5×10^{-3} , 3.33×10^{-3}

Table 3 Test condition of high frequency TMF test.

Specimen	Frequency (Hz)	Strain rate (1/s)	Temperature range
Coated	1/40	50.0×10^{-3}	800/900
Coated	1/20	50.0×10^{-3}	800/900
Coated	1/16	50.0×10^{-3}	800/900

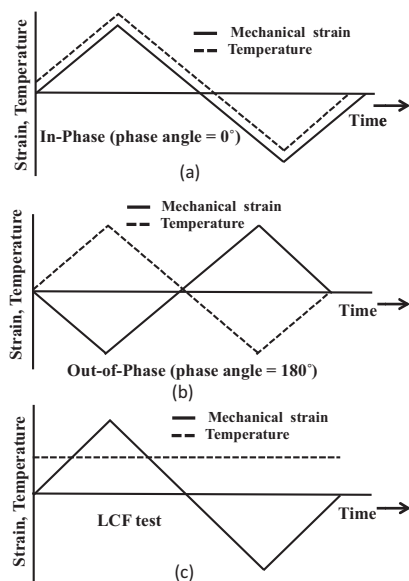


Fig. 4 Schematic representation of thermal and mechanical loading cycles (a) TMF-IP test, and (b) TMF-OP test, (c) LCF test.

3. 実験結果

3.1 定常TMFおよびLCF試験の結果

一定温度の低サイクル疲労試験 (LCF) および定常TMF試験結果を前報での結果⁽¹⁾も含めて図5に示す。比較のためここでは基材単体の試験結果も示している。基材試験片とTBC試験片において、400℃および500℃におけるLCF寿命は同程度であったが、900℃の高温条件下ではTBC試験片が基材試験片よりも長寿命であった。また、TMF試験において、基材試験片とTBC試験片は同程度の寿命となり、TMF寿命は全体的にLCFの高温側と低温側の中間に位置している。以上の結果は、少なくとも定常的TMF破損に関して言えば、遮熱コーティングの施工は基材の寿命を損なわせるものではないことを示している。なお、図5より、基材のLCF破損寿命に関して、負荷周波数が高くなるにつれて長寿命となることもわかる。この挙動は従来の知見と類似である⁽¹⁰⁾。

3.2 熱過渡現象を伴う高サイクルTMF試験結果

熱サイクル中の熱過渡現象が有意となる高サイクルTMF試験結果を図6に示す (図中の縦軸は、定常TMF試験法に準拠して評価した力学ひずみであることに注意)。比較のため、図中には定常TMF試験結果も併せて示している。高サイクルTMF負荷を受けた試験片は定常TMF負荷下のものよりも短寿命となることが確認できる。ここで、定常TMF負荷下においてはTBC試験片と基材試験片が同程度の寿命であったのに対して (図5)、高サイクルTMF負荷下では基材試験片よりもTBC試験片の寿命が短くなったこともわかる。その際に注目すべき点は、LCF負荷下の基材試験片は負荷周波数が増加すると長寿命になった (図5) のに対し、TMF負荷下ではTBC試験片が短寿命になったことである。これらの挙動は、基材単体のみの特性や定常TMFの特性からは高サイクルTMF破損に対する特性を予想しがたいことを示している。

定常TMFと高サイクルTMF負荷の破損状態を比較するため、試験終了後の試験片を軸方向に分割し、縦断面に生じているき裂を観察した。その結果、様々な形態のき裂が確認されたことから、図7(a)に示すような6つの形態に分類し (トップコート中 (top), ボンドコート (bond), 基材中 (sub) のみにあるき裂, トップコートとボンドコートを通るもの (t+b), ボンドコート

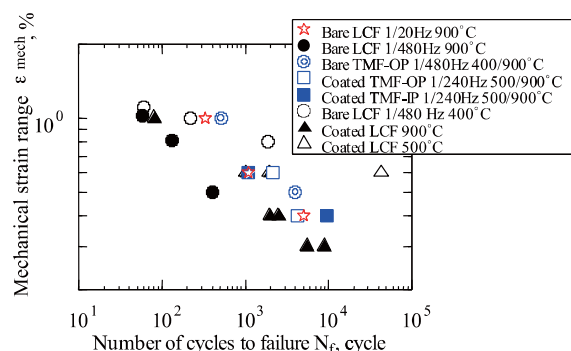


Fig. 5 Summary of low frequency TMF and LCF tests.

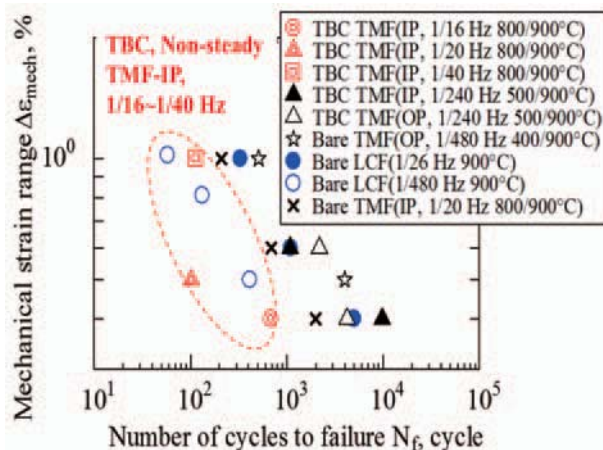


Fig. 6 Comparison of low frequency- and high frequency-TMF lives.

と基材を通過するもの、トップコートとボンドコート及び基材を通過するもの (t+b+s)), それらの数と割合を測定した。結果を図7に示す。これより、定常TMF負荷下においては、OP条件の試験片では機械ひずみ範囲の低下とともにセラミックストップコート中のき裂数が増加しIP条件の試験片ではトップコート中のき裂が減少している。また、位相条件によらず機械ひずみ範囲の低下に伴いき裂総数も低下する傾向が確認できる。これに対して高サイクルTMF負荷下においては定常TMF負荷下と全く逆の傾向を示しており、またき裂の数も定常TMF負荷下よりも格段に多い。以上の相違は、高サイクル熱疲労破損においては、TBC試験片の熱過渡応答によって生じる付加的な損傷が有意となり、それが寿命にも大きな影響を及ぼすことを示している。

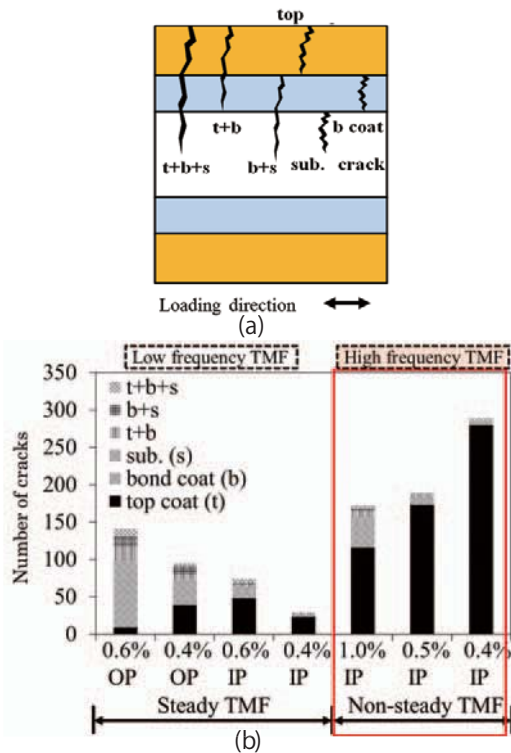


Fig. 7 Comparison of cracking morphology between low frequency- and high frequency-TMF tests. (a) Illustration of cracking morphology (b) Crack density

4. 考察

4.1 TBCのモデル化と過渡的熱応力の計算

3章の実験結果は、本研究で行った高サイクルTMF試験では、定常になる前の過渡状態下の熱応力にも考慮する必要があることを示しており、本章ではこの観点から現象を考察する。検討にあたっては外部熱媒体により加熱される一方で、内部にも放熱される図8のようなTBCモデル構造体を想定した。そしてこのようなモデルにおいて外部熱源の温度が ΔT だけ変化したときの熱応力に注目した。

過渡的な熱応力を求めるには、モデル試験片の温度分

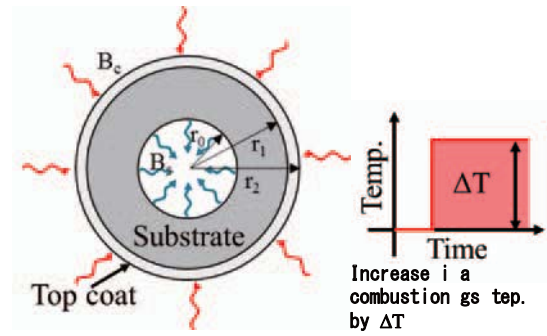


Fig. 8 A hollow TBC model, heated from the outside and cooled to the inside.

布を求める必要がある。これはフーリエの熱伝導方程式を解けば可能になる⁽¹⁷⁻¹⁹⁾。今、無限に長い二層円筒において外層面が熱伝達を介して加熱されている状態を考える。二層円筒は初期温度 T_{fs} で均一に保たれており、ある瞬間に外部流体温度が T_{fc} に変化すると仮定する。また、二層円筒内外面における境界条件は次式の通りである。

$$\left(\frac{\partial T_c}{\partial r}\right)_{r=r_0} = B_c(T_{fc} - T_c) \quad (1)$$

$$\left(\frac{\partial T_s}{\partial r}\right)_{r=r_2} = -B_s(T_{fs} - T_s) \quad (2)$$

ここで T_c は外面の温度、 T_s は内面の温度、 r_0 は円筒内面までの半径、 r_2 は円筒外面までの半径である。また、 B_c および B_s はそれぞれ外表面および内表面のビオ (Biot) 数である。内層と外層の界面における境界条件は次式の通りである。

$$(T_c)_{r=r_1} = (T_s)_{r=r_1} \quad (3)$$

$$\frac{\lambda_c}{h_c} \left(\frac{\partial T_c}{\partial r}\right)_{r=r_1} = \frac{\lambda_s}{h_s} \left(\frac{\partial T_s}{\partial r}\right)_{r=r_1} \quad (4)$$

外力が作用しない無限に長い二層円筒に生じる熱応力は次式により求められる^{(18), (19)}。

$$u_j = \frac{1+\nu}{1-\nu} \frac{\alpha_j}{r} \int_a^r T_j r dr + C_{1j} + \frac{C_{2j}}{r} \quad (5)$$

$$\sigma_{rj} = \frac{E_j}{1+\nu} \left[-\frac{1+\nu}{1-\nu} \frac{\alpha_j}{r^2} \int_a^r T_j r dr + \frac{1}{1-2\nu} C_{1j} - \frac{1}{r^2} C_{2j} + \frac{\nu}{1-2\nu} C_o \right] \quad (6)$$

$$\sigma_{\theta j} = \frac{E_j}{1+\nu} \left[\frac{\alpha_j}{r^2} \int_a^r T_j r dr - \alpha_j T_j + \frac{1-\nu}{(1-2\nu)(1+\nu)} C_{1j} + \frac{1-\nu}{1+\nu} \frac{1}{r^2} C_{2j} + \frac{\nu(1-\nu)}{(1-2\nu)(1+\nu)} C_o \right] \quad (7)$$

$$\sigma_{\phi j} = \frac{E_j}{1+\nu} \left[-\alpha_j T_j + \frac{2\nu(1-\nu)}{(1-2\nu)(1+\nu)} C_{1j} + \frac{(1-\nu)^2}{(1-2\nu)(1+\nu)} C_o \right] \quad (8)$$

ここで C_{1j} 、 C_{2j} および C_o は力学的境界条件によって決められる定数である。円筒の内外面および界面部における応力 σ_{ij} の連続性 (式(9)-(11)) と変位 u の連続性 (式(12)) に係る境界条件は以下の通りである。

$$(\sigma_{rs})_{r=r_0} = 0 \quad (9)$$

$$(\sigma_{rc})_{r=r_2} = 0 \quad (10)$$

$$(\sigma_{rs})_{r=r_1} = (\sigma_{rc})_{r=r_1} \quad (11)$$

$$(u_{rs})_{r=r_1} = (u_{rc})_{r=r_1} \quad (12)$$

なお、軸方向の力のつり合いから次式が満たされる必要もある⁽¹⁸⁾。

$$\int_a^c \sigma_{z1} r dr + \int_c^b \sigma_{z2} r dr = 0 \quad (13)$$

以上を連立させて解くことにより、熱応力が計算できる。以上の計算方法は文献と同様である^{(18),(19)}。

4.2 数値計算

最初に、4.1節の手法より、中実円柱表面がステップ関数的な温度変化 ΔT を受けた際の円柱の表面に発生する周方向の応力を計算した(図9(a))。計算に用いた物性値を表4に示す。これら物性値はNi基超合金を目安

Table 4 Physical and mechanical properties of substrate used for numerical calculation.⁽²⁰⁾

Thermal conductivity λ [W/mK]	Variable
Heat capacity c_p [J/kgK]	650
Density ρ [kg/m ³]	8720
Thermal expansion coefficient α [$\times 10^{-6}$ 1/K]	Variable
Elastic modulus E [GPa]	80.0
Poisson's ratio ν	0.3
Biot number on inner surface B_s	0.4
Biot number on coating surface B_c	Variable

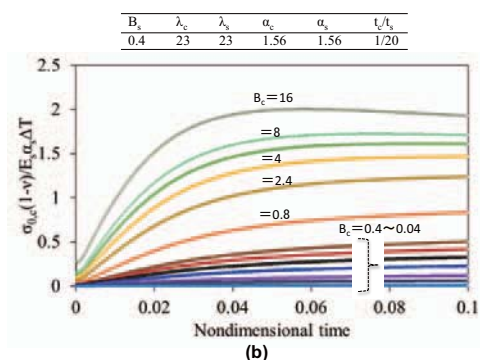
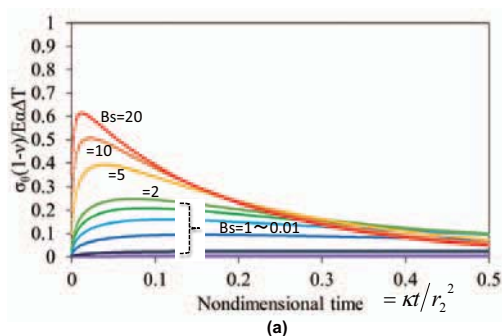


Fig. 9 Calculated transient thermal stress : (a) at the surface of the solid cylindrical substrate and (b) at the surface of the hollow TBC specimen.

として設定した⁽²⁰⁾。図9の縦軸は無次元熱応力 (E : 縦弾性係数, α : 熱膨張係数) であり、横軸は無次元時間 ($= \kappa t / (r_2)^2$; κ : 熱拡散率, t : 時間、図9(a)では $r_1=0$) とし、外部熱媒体と基材間のビオ (Biot) 数 $B (B = hL / \lambda, h$: 熱伝達係数, λ : 基材熱伝導率, L : 代表長さで, B は無次元数である) をパラメータとして示している。図9(a)より、ビオ数に依存して熱応力の大きさがかわること、および、過度現象が生じている短時間側の熱応力 (過渡的熱応力) と、時間が十分経過した定常領域の熱応力とでは、ビオ数による依存性が異なることがわかる。重要な点は、定常状態になる前の時間域で熱応力が最大になる時間があることである。図9(a)において、熱応力がピークを持つ実際の時間は $r_2=10\text{mm}$, $B=20$ の時では1 sec.程度, $B=0.01$ の時で40 sec.程度となる。換言すれば、熱源変動の周波数がこの時間に合致するような場合、TBC部材に生じる過渡的な熱応力、ひいては、それによって誘発される熱疲労破損に留意が必要となることが予見される。

中空円柱モデル体に対する計算結果を図9(b)に示す。計算にあたっては、表5中のCase(0)の物性値を用いた。なお、表5中では、基材あるいはセラミックストップコートのそれぞれの物性値に対して各記号に添字s, cをつけて示している。図9(b)より、このモデル体においても図9(a)と類似の傾向となっているが、熱応力がピークを示す挙動は緩やかである。すなわち、対象とする構造体の熱応答性が過渡的熱応力の挙動に大きな影響を及ぼすことが理解される。

一連の知見と計算結果は、従来の計算結果と一致する^{(18),(19)}。高サイクル熱疲労破損を防止する最も有効な手法は、熱過渡時の応力を減少させることであることから、以下では、現状のNi基超合金基材およびセラミックストップコートの物性値を基準として、それらの物性値を表5のように変化させた場合の熱応力の大きさを計算した。計算にあたっては、TBCモデル体(図8)のセラミックストップコート最外表面における周方向の熱応力の大きさとその経時変化に注目した。

4.2.1 基材の物性値を維持したままコーティングの物性値を変化させた場合

2層円筒モデルにおいて、外層にあるコーティングの物性値 (熱伝導率 λ_c と熱膨張係数 α_c) を変化させた場合 (表5中のCase(0)からCase(1)あるいはCase(2)) の熱応力の経時変化を図10に示す。横軸は無次元時間 ($F = \kappa t / r_2^2$; κ : 熱拡散率, t : 時間) であり、縦軸は熱応力の絶対値としている。 λ_c を変化させた場合に注目すると非定常領域 (無次元時間で0.5以下) では λ_c の低下による影響がほとんど確認できない一方で、定常領域 (無次元時間で10) では λ_c の低下によって熱応力が減少することが確認できる。また、 α_c のみを変化させた場合 (Case(2)) に注目すると、定常、非定常領域ともに α_c が小さくなると熱応力値も小さくなることがわかる。そ

Table 5 Numerical calculation variables used.

	Case	B_c	B_s	λ_c	λ_s	α_c	α_s	t_c/t_s
Outer layer	(0)	0.01	0.01	23	23	1.56	1.56	1/20
	(1)	0.1	0.01	2.3	23	1.56	1.56	1/20
	(2)	0.01	0.01	23	23	1.00	1.56	1/20
Inner layer	(a)	0.01	0.1	23	2.3	1.56	1.56	1/20
	(b)	0.01	0.01	23	23	1.56	3.00	1/20

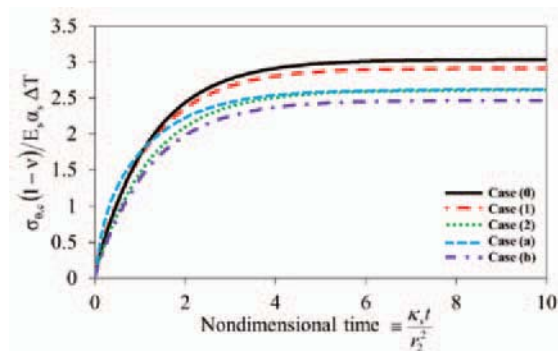


Fig. 10 Effect of physical properties of substrate and ceramic top coat on transient thermal stress at the ceramic top coat in the model TBC.

それぞれの因子の定量的影響度についてみると、熱伝導率が0.1倍になったとしても熱応力の減少率は5%程度であるのに対し、熱膨張係数が0.6倍になった時には熱応力の減少率が15%近くにもおよび、熱膨張係数の影響が熱伝導率の影響よりもはるかに大きいことがわかる。

4.2.2 コーティングの物性値を維持したまま基材の物性値を変化させた場合

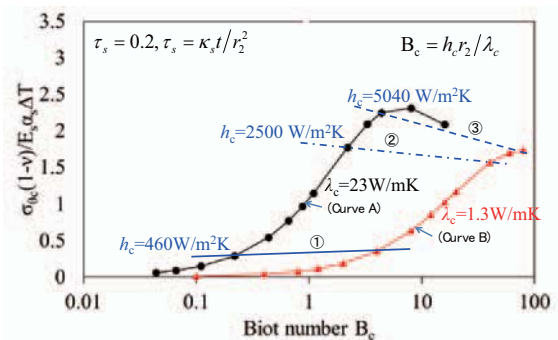
図10中のCase(a)とCase(0)の比較により、2層円筒モデルにおいて内層側（すなわち基材）の熱伝導率 λ_s を変化させた場合に注目すると、過渡領域では λ_s の減少によって熱応力が増加し、その一方で定常領域では熱応力が減少している。すなわち、基材の熱伝導率を変化させた場合の影響度は時間によって傾向が反転するため、長周期のTMFに対処する方策と、高サイクルTMFに対処する方策とは、相反するものとなる。したがって、基材の熱伝導率 λ_s を変化させる方策の効果は大きく期待できないと思われる。

つぎに図10中のCase(b)とCase(0)の比較より、基材側の α_s を増加させた場合、過渡領域と定常領域の両方で熱応力を減少させることができることがわかる。これは、「熱膨張係数を大きくすることは熱応力を高めるため好ましくない」とする一般の知見とは一見矛盾するが、少なくとも表面から熱が伝わるケースに対しては α_s の増加によってトップコートと基材の熱ひずみの差を小さくする方向に働くことを考えれば合理的な結果である。

なお、 λ_s と α_s の影響度に注目すると、 λ_s が1/10になると熱応力は1/6程度減少する一方で、 α_s が約2倍にな

ると20%程度減少でき、後者の感度が高い。

実機環境下におけるガスタービン翼周りは場所および時間に依存してピオ数が常に変化している状態にある⁽⁴⁾。それ故、図9の結果は、ある与えられた時間の下では最も大きな過渡的熱応力が生じる部位があることを示している。この視点から考察するため図11にはコーティングの熱伝導率を変化させた場合の熱応力とピオ数の関係を示した。図11において、与えられた時間と熱伝達係数 h_c が一定の下で（すなわち、図11中の基準曲線①、②、③上にある状態で）、 λ_c を減少させた際の熱応力の大きさに注目すると（図中では曲線Aと曲線Bとの交点）、 λ_c 低下の効果は h_c が高い部位では低下の方向に働くが、 h_c が低い部位ではほとんど効果がない。現状のタービン翼周りの h_c の値は後者の範囲にあるようであり（曲線①と②の間）⁽²⁰⁾、この視点からもコーティングの熱伝導率の変化による熱応力低減効果は限定的と思われる。なお、図10に示したように、 α_c を変化させた場合には、タービン翼に生じる熱応力を一様に減少させる効果が期待できる。

Fig. 11 Change in transient thermal stress at a given time, $t_s=0.2$, with Biot number, B_c and heat transfer coefficient h_c , at ceramic top coat surface.

5. 結言

本研究では、近年の再生可能エネルギーの大量導入によって、今後、顕在化と思われる高速/高負荷変動に対するガスタービン構造体とりわけ遮熱コーティング部材（TBCs）の高サイクル熱疲労（TMF）破損に注目して検討を行った。その結果以下の結論を得た。

- (1) 遮熱コーティング試験片の高サイクルTMF破損寿命は、定常TMFに比べて短くなり、破損形態にも変化が見られた。
- (2) 900℃で行ったLCF試験において、遮熱コーティング試験片は基材試験片よりも寿命が長くなり、また、定常TMF試験では同程度の寿命であった。一方、基材単体のLCF寿命は負荷周波数が高くなると長寿命になった。すなわち、この観点からも通常の定常TMFとは異なる高サイクルTMF破損の挙動に配慮が必要である。
- (3) (1)および(2)の挙動について、構造物の過渡的熱応答と熱応力の変化に注目して解析するモデルを用いて検討

した。それにより、高速/高負荷変動の際には過渡的熱応力に配慮した信頼性手法の構築が必要であることを示すとともに、Ni 基超合金とセラミックストップコート
の物性値の変化によって高サイクルTMF破損を低減させる方策についても提示した。

謝辞

本研究で行った実験の一部は、平成26-27年度NEDO
委託事業「エネルギー・環境新技術先導プログラム」の一環として行ったものである。また、本研究の遂行にあたり、科学研究補助金（基盤（A）16H02304）の援助を受けた。

参考文献

- (1) Miller, R. A., Oxidation Based Model for Thermal Barrier Coating Life, Journal of American Ceramics Society, Vol. 67 (1984), pp. 517-521.
- (2) National Research Council, Coatings for high temperature structural materials -Trends and opportunities-, National Academy Press, Washington D.C., (1996).
- (3) Schneider, K. and Gruling, H. W., Influence of coatings and hot corrosion on the fatigue behavior of Ni-based superalloys, Thin Solid Films, Vol. 84 (1981), pp. 29-36.
- (4) Sudarshan, T. S., (Ed.), Surface Modification Technologies III, TMS, Warrendale, PA, (1990).
- (5) Okazaki, M., The Potential for The Improvement of High Performance Thermal Barrier Coatings, Material Research Society International, Vol. 55 (2003), pp. 3-10.
- (6) Air and Waste Management Association HP: <http://www.wcsauma.org/> (2016).
- (7) ASTM, ASTM Standard Test Method for Adhesion or Cohesion Strength of Thermal Spray Coatings, C633. (1999).
- (8) Hutchinson, J. W., Metal-Ceramic Interfaces, Ed. by M. Ruhle, A. G. Evans, M. F. Ashby, J. P. Hirth, Pergamon press, London (1990), pp. 295-306.
- (9) Rabiei, A. and Evans, A. G., Failure Mechanisms associated with Thermally Grown Oxide in Plasma Sprayed Thermal Barrier Coatings, Acta Materialia, Vol. 48 (2000), pp. 3936-3950.
- (10) Okazaki, M., Take, K., Kakehi, K., Yamazaki, Y., Sakane, M., Arai, M., Sakurai, S., Kaneko, H., Harada, Y., Itoh, A., Okuda, T., Nonaka, I., Fujiyama, K. and Nanba, K., Collaborative Research on Thermo-Mechanical and Isothermal Low-Cycle Fatigue Strength of Ni-Base Superalloys and Protective Coatings at Elevated Temperatures in The Society of Materials Science, Japan (JSMS) , ASTM STP 1428, (2003), pp.180-194.
- (11) Rajivgandhi, S., Mori, Y., Yamagishi, S., and Okazaki, M., Thermo-mechanical Fatigue Failure of Thermal Barrier Coated Superalloy Specimen, Metall. & Mater. Trans. A ; 46 (9) (2015/06), pp. 3999-4012.
- (12) Zhu, D. and R.A. Miller., Thermal Conductivity and Elastic Modulus Evolution of Thermal Barrier Coatings under High Heat Flux Conditions, NASA/TM-1999-209069 (1999).
- (13) Bernstein, H.L., Grant T.S., McClung, R.C. and Allen, J.M., Thermomechanical Fatigue Behavior of Materials, ASTM STP 1186, (1993) pp.212-38.
- (14) Kasahara, N., Takasho, H. and A. Yacumpai., "Structural Response Function Approach for Evaluation of Thermal Striping Phenomena" ,Nuclear Engineering and Design, Vol.212 (2002), pp.281-292.
- (15) Okazaki, M., Reliability of Gas Turbine Materials Compatible with Renewable Energy Systems, Proc. 8th Int. Conf. LCF, ISBN:978-3-9814516-5-8, (2017) pp. 5-12.
- (16) Okazaki, M., Namba, K. and Yamazaki, Y., Collaborative Research on Adhesion Strength of Thermal Barrier Coatings in JSMS, Jap. Soc. Mech. Mater. Eng., vol.4, (2010) pp. 252- 263
- (17) Brendl, T., Temperature Gradients in TMF specimens- Measurement and Influence on TMF Life, Int. J. Fatigue, 30 (2008) pp.234-240.
- (18) Timoshenko, S.P. and Goodier, J.N., "Theory of Elasticity", Chap.13, McGraw Hill, (1970).
- (19) Barron, R.F. and Barron, B.R., Design for thermal stresses, Chap. 9, Wiley (2012).
- (20) Aleksanoglu, H., Scholz, A. and Oechsner, M., Determining a Critical Strain for APS Thermal Barrier Coatings under Service Relevant Loading Conditions, International Journal of Fatigue, Vol. 53, (2013)

特集：ガスタービンを支える最新の材料技術の現状と課題

最新セラミックスコーティング技術

New Plasma Coating Process for Ceramic Coatings



鈴木 雅人^{*1}
SUZUKI Masato

キーワード：プラズマ溶射，サスペンションプラズマ溶射，粒子サイズ，DVC，カリフラワー状皮膜

Key Words：Plasma Spray, Suspension Plasma Spray, Particle Size, DVC, Cauliflower-like Coating

1. 緒言

本稿では、先日開催された日本ガスタービン学会定期講演会において行った講演をもとに、ガスタービンやジェットエンジンの遮熱コーティング施工に用いられているプラズマ溶射法、さらに次世代溶射技術として注目を集めるサスペンションプラズマ溶射法について紹介する。またEB-PVD法やAD法など関連する他のセラミックスコーティング手法についても簡単に紹介したい。

2. プラズマ溶射法

2.1 概要

溶射法とは、ある熱源を利用して材料を熔融し相手材に吹き付けてコーティング施工を行うプロセスである。一般に、材料を熔融する熱源によって、「フレイム溶射」や「HVOF」(燃焼炎)、「アーク溶射」(電気アーク)、「プラズマ溶射」(プラズマ)などの方法に分類され、金属、合金、セラミックス、プラスチック等の様々な材料を用いてコーティング施工に利用されている。他の表面処理法に比べて大面積に高速に厚膜の施工が可能であり、また比較的複雑な形状表面にも施工可能なことから、大型構造物や機械部材を中心に様々な分野で産業的に利用されている。上述の各分類のうち、熱源にプラズマ(主にはDCプラズマジェット)を用いるプラズマ溶射法は、熱源の温度が高い(～15000℃程度)ことからセラミックスや高融点金属などの比較的融点の高い材料の施工に適しており、産業界における主な用途として、ガスタービンやジェットエンジンの遮熱コーティング(TBC)・耐環境コーティング(EBC)、半導体製造装置用耐プラズマ部材および静電チャック、大型固体電解質型燃料電池

(SOFC)、製紙・製鉄用送りロール(耐摩耗)、自動車エンジンブロック(耐熱・耐摩耗)等が挙げられる。

2.2 プラズマ溶射皮膜の特徴

プラズマ溶射皮膜は、非常に特徴的な構造を有することで知られている。プラズマ溶射セラミックスコーティングの断面組織写真の一例を図1に示す。

プラズマジェットに投入された粉末材料はプラズマジェット内部で加熱熔融して相手材に衝突する。その際、セラミックスの液滴は多くの場合厚さ1-2 μm程度まで扁平して相手材表面で急冷凝固する。このような扁平粒子(スプラット)が同様に次々と堆積することにより溶射皮膜が形成される。この時の液滴の急冷凝固およびその後の熱収縮により、凝固したスプラットの内部には大きな応力が発生しその結果細かなクラックが多数形成されることが知られている。このように一般的なセラミックス溶射皮膜は扁平粒子が堆積したラメラ構造を持ち内部にマイクロクラックを多数含む。ガスの巻き込みによるボイド、スプラット間の剥離などが観察されることが多く、また場合によっては未熔融粒子が膜中に取り

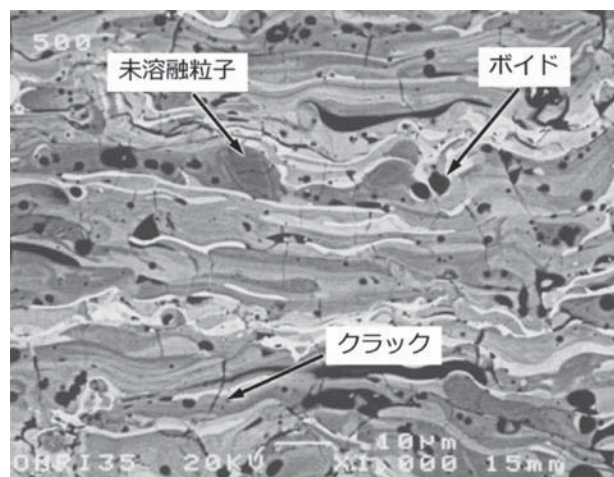


Fig. 1 A cross-sectional SEM image of plasma-sprayed ceramic coating.

原稿受付 2017年10月16日

*1 国立研究開発法人 産業技術総合研究所
先進コーティング技術研究センター
微粒子スプレーコーティング研究チーム
〒305-8569 つくば市小野川16-1
E-mail: masato-suzuki@aist.go.jp

込まれていることもある。ただし、クラックやスプラット間の剥離は決して必ず忌避すべきというものでもなく、例えばTBC使用環境における繰り返し昇降温に対する熱応力緩和、軸受部の保油性の向上、インプラントにおける骨導入性の向上など、注目すべき機能を発揮する用途も多い。また各種特性のスプラット構造に起因する異方性に関しても、スプラット界面は膜面に対して平行なものがほとんどであるため膜面垂直方向の熱伝導率がバルク材よりも低い値を示すことが多いなど、溶射コーティング特有の性質を上手に利用することで過酷な環境での利用も可能となる。このように、プラズマ溶射皮膜の開発はスプラット界面やマイクロクラック等も膜の構成要素として正確に評価しこれを考慮に入れた設計を積極的にすすめることが重要である。

2.3 プラズマ溶射法における課題

通常、プラズマ溶射に用いられる粉末材料は粒度分布が $20\text{--}60\mu\text{m}$ 程度のものを用いることが多い。プラズマ溶射ガンの概略図を図2に示す。搬送ガス（通常はアルゴンが用いられる）とともに内径 4mm 程度のチューブを通して送られてきた粉末材料をプラズマジェットに側方から吹き込んで中心の高温部に供給する。この時、 $10\mu\text{m}$ よりも微細な粉末はガス搬送中に凝集してしまい材料供給ポートの噴出口で脈動を起こしやすいこと、微粉末は軽くて必要な運動量が確保できないためプラズマジェット中心部に投入できず弾かれてしまうことなどの不具合が起こりやすい。また一方 $60\mu\text{m}$ よりも大きな粉末では、運動量が大きいためプラズマジェット投入時にジェットを突き抜けやすい、十分な溶融ができず未溶融粒子が多くなりがち、といった問題が頻繁に生じる。これらのことが理由となり（経験的に）セラミック溶射粉末の粒度分布は $20\text{--}60\mu\text{m}$ として定着している（金属粉末ではもう少し大きく $100\mu\text{m}$ 程度まで用いられる）。成膜時にはこのサイズの粉末が溶融して基材に衝突し、厚さ $1\text{--}2\mu\text{m}$ に扁平すると直径 $100\mu\text{m}$ を超えるスプラットを形成することになる。セラミックスのような脆性材料がこのようなアスペクト比の高い形状で凝固および急冷すれば非常に大きな応力を発生することは想像に難くなく、その結果、気孔、マイクロクラック、スプラットおよびその界面等のいわゆる溶射コーティング

特有の構造が形成する。つまり、溶射コーティング特有の構造は、以上に述べた溶射粉末の粒度分布が主因の一つである。言い換えれば、溶射粉末粒径が上述のようにある幅に制限されているということは、取りも直さず、コーティングの構造に自ずから制限を課することになるという側面もある。例えば、より微細な粉末を溶射材料として用いることは、これまでは溶射効率およびプロセスの安定性におけるデメリットが大きく避けられてきたが、反面スプラットサイズが小さくなることから、気孔サイズの縮小、残留応力の抑制、マイクロクラックの抑制、電気入力の高減などの効果が期待できることなどから、欠陥の少ない緻密なコーティングを要する用途からは常に一定の要求があった。

微細な粉末材料の利用を可能にしたのが次項で解説するサスペンションプラズマ溶射法（SPS法）である。SPS法では、アルコールや水などにセラミック微粉末を分散したサスペンション（懸濁液）を直接プラズマジェットに投入して溶射成膜する方法である。液体状で供給するためプラズマジェット高温部への投入が可能となり、ひいては粉末粒径を問わず溶射施工が可能となる。次世代に向けた新規プラズマ溶射法として2000年前後から注目されており、現在ではフランス、カナダ、ドイツ、アメリカを筆頭に世界中で開発が進められている。

3. サスペンションプラズマ溶射法

3.1 概要

前項で既に述べたように、一般にプラズマ溶射では粉末材料がプラズマジェット内で溶融して基材表面に衝突する際に扁平し厚さ約 $1\text{--}2\mu\text{m}$ 、直径 $100\mu\text{m}$ 以上の扁平粒子となりこれらが堆積してコーティングを形成する。これに対してSPS法では、通常のプラズマ溶射法と同様の装置を用い、サスペンションをプラズマジェットの側方から圧力をかけて注入する。直後にサスペンションはプラズマジェットの乱流に揉まれて微細化するため、基材表面に堆積する際の扁平粒子のサイズは通常のプラズマ溶射の場合に比べて $1\sim 2$ 桁小さく $10\mu\text{m}$ 以下となるものがほとんどである。プラズマジェットに投入されたサスペンションは、①投入、②微細化、③分散媒の蒸発、④微粉末の凝集、⑤溶融、⑥衝突・堆積、の各素過程を経て皮膜形成される。SPS法では「②サスペンションの微細化」の過程を経るためにコーティングを形成する積層粒子は微細になる（図3）。この「スプラットの微細化」により「堆積する粒子が微細になること」が通常のプラズマ溶射法と最も大きな相違点であり、SPS法をユニークで意味のあるものとしている。

3.2 SPSコーティングの特徴

SPS法による皮膜は、通常のプラズマ溶射膜とは異なり特徴的な組織を呈する。代表的なものとして、「羽毛状」「柱状」「カリフラワー状」とも称される非常にポーラスな皮膜、緻密な皮膜、また緻密ではあるが膜を縦断

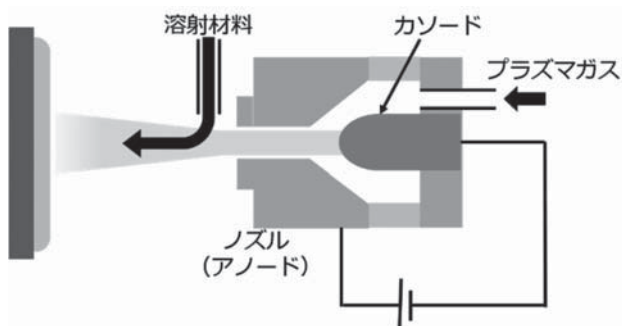


Fig. 2 Schematic illustration of plasma spray gun.

する大きなクラックを有する「DVC (Dense Vertically-cracked Coating)」等が挙げられる。その一例を図4に示す。これら特徴的な微細組織の形成過程を理解するため、基材表面近傍を飛行する溶融粒子の挙動について考える。一般に、基材に到達するプラズマジェット的气体流は図5の矢印で示されるように基材近傍で急激に減速し基材表面に沿って外へと流れの向きを変える。溶射粒子はこのガス流に沿って基材に向けて飛行するが、SPSの場合では径が1-3 μm 程度と非常に小さい（即ち軽い）ため周囲のガス流から空力的な影響を強く受けることとなり、基材表面近傍においてガス流にそって飛行速度を急速に下げる。そのため相手材表面の凹部に粒子が入り込むことはなくなり、凸部の先端にのみ堆積するようになる。こうして凹部は皮膜内部に取り残され凸部のみが成長したような組織のポーラス膜が形成される。また、飛行粒子径がもう少し大きく3-5 μm 程度かそれ以上の場合においては、粒子の重量即ち運動量（＝慣性）は径の3乗に比例して著しく大きくなることから基材近傍におけるガス流の減速を突き抜けて基材に衝突するようになる。その結果、液滴は扁平してスプラットを形成するが、しかしこのサイズでは凝固収縮の熱応力に

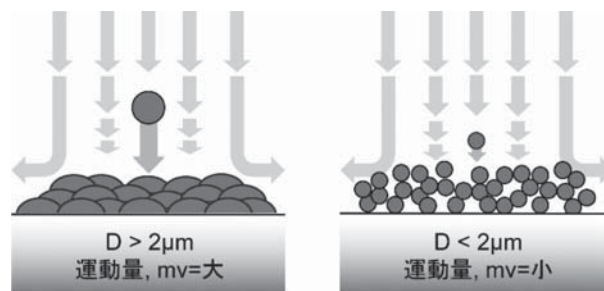


Fig. 5 Behavior of the flying particles near substrate surface in the SPS process.

よるクラックが生じない程度には小さい。この場合にはクラックのほとんど見られない非常に緻密な溶射膜が得られる。またこのケースでは成膜時の基材温度を比較的高めに設定することで膜を縦断するクラックの形成が可能で、上述したようなDVC膜の形成が可能となる。このように、SPS法ではこれまでのプラズマ溶射法に比べて堆積粒子径が小さくなり粒子堆積のメカニズムが変化し、そのためにこれまでとは大きく異なる特徴的な構造を有するコーティングが形成されることがわかった。ジルコニア系を中心とした遮熱コーティング材料によるSPSコーティングは、ガスタービン/ジェットエンジンの次世代TBCの有力候補として注目を集めており、各国で精力的に研究が進められている。ポーラス膜、緻密膜とも従来のプラズマ溶射によるTBCよりも熱伝導率は低くなるようである。ただしその報告されている数値は必ずしも一様ではなく、緻密膜（DVC）の方がポーラス膜（カリフラワー状）よりも熱伝導率が低いという報告も複数されており、皮膜微細構造と特性の関連のより詳細な検討が必要である。

4. その他のセラミックコーティングプロセス

プラズマ溶射以外のセラミックコーティングプロセスとして、ここでは「電子ビーム蒸着法（EB-PVD: Electron-Beam Physical Vapor Deposition）」と「エアロゾルデポジション法（AD: Aerosol Deposition）」について簡単に紹介する。

4.1 電子ビーム蒸着法

電子ビーム物理蒸着法（EB-PVD）は、真空チャンバー内において電子ビームをセラミックスインゴットに照射して溶融蒸発させ、1000℃程度の高温に加熱された基材表面にコーティングする方法である。その概略を図6に示す。高出力の電子ビームを用いることで高融点材料の蒸着が可能、数100 μm 以上の厚膜の形成が可能などの特長を有し、比較的古くからジェットエンジンの遮熱コーティングTBCに用いられている。ミクロンオーダーの溶融液滴が飛来して堆積する溶射法とは異なり、EB-PVD法では蒸発したセラミックスは原子（ないしはクラスター）状でチャンバー内を飛行し基材表面に到着して膜を形成する。溶射コーティングとは異なり、コー

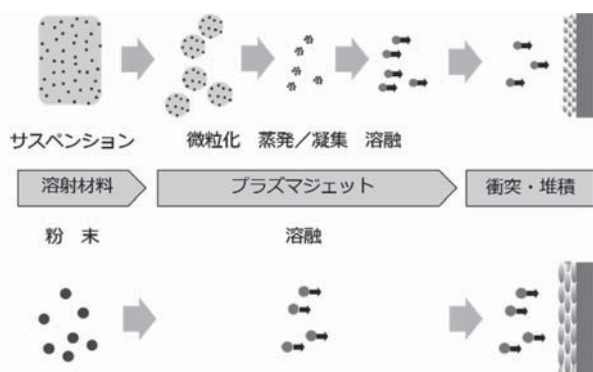


Fig. 3 Schematic diagram of plasma spraying process of SPS(above) and conventional(below), respectively.

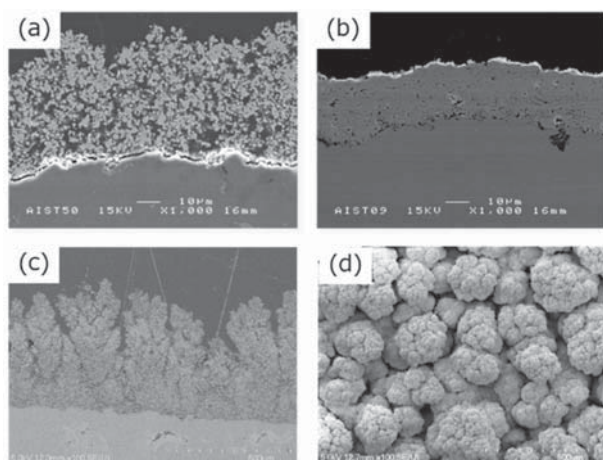


Fig. 4 SEM images of the SPS coatings: (a) porous, (b) dense, (c) cross-section and (d) surface of cauliflower-like structure, respectively.

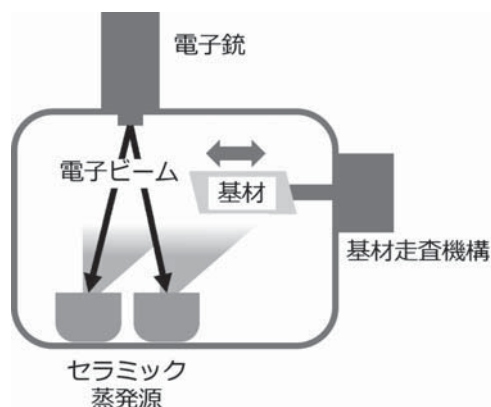


Fig. 6 Schematic diagram of EB-PVD system.

ティング内で結晶は配向を示し柱状に成長することが知られている。また、この柱状ドメインの形状および結晶相の配向を含め、コーティングの微細組織は、基材の回転、蒸着源の向き、基材温度等の制御により大きく影響を受ける。柱状ドメインの間は空間で区切られていることから、その特徴的な組織によりTBCでは熱サイクル特性に優れたコーティングが得られ、特にジェットエンジンのTBCプロセスとして用いられている。

4.2 エアロゾルデポジション法

エアロゾルデポジション法（AD法）とは、乾燥したセラミックス微粉体をHe等のガスで搬送して減圧チャンバー内のノズルから噴射して相手材表面にセラミックコーティングを成膜する技術である。この手法では、微粒子材料を溶射法のように加熱溶融することなく「常温で固体状態のまま」基板に衝突させ緻密な膜の形成を行うことが大きな特長となる。コーティング材料や基材の加熱等を行わないまま高密度で高強度なセラミック膜を基板上に衝突付着させる、いわゆる「常温衝撃固化現象（Room-Temperature Impact Consolidation）」といえるものである。相手材としては、セラミックス、ガラス、金属、一部の樹脂などに成膜可能であり、例えばアルミナの成膜では透明度の高い上質な透明コーティングの形成も可能である。手法としては非常にシンプルであり、またコールドスプレー法との類似点もあるが、コールドスプレー法（CS法）において主に用いる金属材料は延

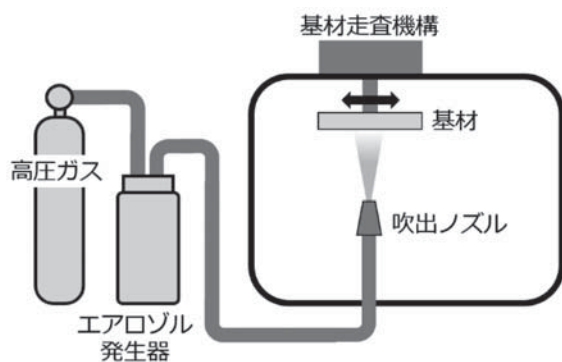


Fig. 7 Schematic diagram of AD system.

性材料であるのに対して、AD法で扱うセラミックスは脆性材料であり、このことから成膜メカニズムに大きな違いがあることは明らかで、したがってAD法およびCS法それぞれにおいて高品質なコーティングを得る上で主眼となるパラメータも大きく異なる。

また、筆者の所属する産総研先進コーティング技術研究センターでは、AD法とプラズマ溶射法を結ぶ新たなプロセスとして「ハイブリッドエアロゾルデポジション法（HAD法）」を提案し現在精力的に開発を進めている。AD法における噴出ノズルに高周波（RF）コイルを重ねてRFプラズマを重畳させることでADプロセスにプラズマ援用が可能となる（プラズマアシストAD）。このプラズマ援用により微細組織、成膜速度などの制御が可能で、このプラズマのオン／オフを行いAD法とプラズマをAD法の双方の利点を融合しようというのがHAD法の主眼である。これにより、密着力の高い緻密な膜からポーラスな膜までを常温で形成可能となり、用途に最適化したコーティング形成技術の一つとして有望視されるものと期待している。

5. SPSプロセス開発の今後の方向性

実用化を目指しSPS法の開発を更に推進する上で重要と考えられる点についていくつか以下に紹介したい。

1つ目は「SPS法特有のコーティング組織と特性の相関」について。これまでの研究開発の緻密なコーティングから羽毛状、カリフラワー状、DVCなどSPS法特有の様々な組織が得られているが、これらの膜の構造と熱伝導率などとの特性の相関について統一的な理解が得られているかという点とまだそういう状況には至っていない。これまでプラズマ溶射皮膜の特性は経験的に走査型電子顕微鏡（SEM）での断面観察によりおよそその傾向の把握が可能であったが、SPS膜では状況が異なっておりこれまでと同様な判断は安易にはしないようだという点である。膜の構成粒子が一桁以上小さくなったことから、膜の構造評価解析もそれに応じて手法を適切に選ぶべきであり、透過型電子顕微鏡（TEM）、後方散乱回折（EBSD）、X線光電子分光（XPS）などをはじめとしたより微細な構造を対象とした解析手法の重要性が今後さらに増していくものと考えられる。また構造解析に限らず、破壊力学的な評価、熱的特性評価においても同様にこれまでの溶射膜よりもさらに微細な構造を考慮した評価手法の導入が重要である。

2つ目は「成膜速度の向上」について。SPS法では、サスペンション中の粉末の量は主に30wt%程度で成膜されることが多く、また基材に到達する溶融粒子は小さくなるほどに基材到達前に凝固する量が増え、付着効率は下がる傾向にある。これらの要因から、SPS法の成膜速度は通常のプラズマ溶射に比べて低下する。比較的大型部材への厚膜の利用を前提とすることが多いため、特に施工メーカーを中心に要望は大きい。これに応えるため

には、SPSプロセスの成膜素過程の丁寧な解析によりプロセスおよび施工装置の最適化が大きな意味を持つ。

最後3つ目は「シミュレーション技術の利用」について。先に述べたようにSPS法では飛行粒子が小さくなりプラズマジェットの流れ場に敏感に反応する。その結果、現時点において様々な特徴的な組織を有するコーティングが得られているが、これらの粒子の熱履歴および粒子界面の微細構造解析、微細構造高度制御技術、さらには全く新たな膜構造の開発のためにはこれまでのような実験的なパラメータスタディだけではなく、各種シミュレーション技術の導入が不可欠であろう。CFD技術に関しては、ガスタービン関連のPJの成果によりこの5年ほどの間の技術の進歩には目をみはるものがあり、今後CFDとプラズマ溶射の両技術の有意義な連携が大きな成果を生み出すものと期待している。

6. 終わりに

本稿ではプラズマ溶射法および新規溶射技術としてのSPS法の開発に係る現状について概説した。SPS法は際前から触れているように、他の溶射法よりも幅広い組織制御が可能であり、様々な構造・特性を有するコーティングの形成が可能である。現時点では、ガスタービン等の遮熱コーティング (TBC)、セラミック複合部材の耐高温酸化コーティング (EBC)、固体電解質型燃料電池 (SOFC)、半導体製造機器の耐プラズマエッチングコーティング、超撥水コーティング、太陽熱発電など様々な

応用への展開を目的とした研究が諸方で進められている。また上記の用途以外にも現時点では思いもつかないような用途が多数あるものと思われる。これら「まだ見ぬ用途」とのマッチングを図ることが重要であり、そのためにはこれまでにない多種多様な業界との連携を視野に入れ、これまで以上に活発な活動が求められている。

参考文献

- (1) P.Fauchais, G.Montavon, M.Vardelle, J.Cedelle: Surf. Coat. Tech., 201 (2006), pp. 1908-1921
- (2) P.Fauchais, V.Rat, J.-F.Coudert, R.Etchart-Salas, G.Montavon: Surf.Coat.Tech., 202 (2008), pp. 4309-4317
- (3) E.Meillot, R.Vert, C.Caruyer, D.Damiani, M.Vardelle: J.Phys.D: Appl.Phys., 44 (2011) 194008
- (4) C.Marchand, A.Vardelle, G.Mariaux, P.Lefort: Surf. Coat. Tech., 202 (2008), pp. 4458-4464
- (5) S.A.Esfarjani, A. Dolatabadi: Surf.Coat.Tech., 203(2009), pp. 2074-2080
- (6) M. Shahien, M. Suzuki: Surf. Coat. Tech., 318 (2017), pp. 11-17
- (7) 松本一秀, 石渡裕, 伊藤義康: 日本金属学会誌, Vol. 69 No. 1 (2005), pp. 36-42
- (8) 鈴木賢治, 菖蒲敬久, 和田国彦, 松原秀彰, 川村昌志: 材料, Vol. 57 No. 7 (2008), pp. 674-680
- (9) 松原秀彰: 真空, Vol. 49 No. 6 (2006), pp. 363-367
- (10) 明渡純, 清原正勝: スマートプロセス学会誌, Vol. 3 No. 3 (2014), pp. 158-166
- (11) 篠田健太郎, 明渡純: 溶射, Vol. 54 No. 3 (2017)

特集：ガスタービンを支える最新の材料技術の現状と課題

コールドスプレー法を用いたガスタービン高温部材補修の可能性

Possibility of Repair for Hot Section Parts of Gas Turbines by Cold Spray Technique



小川 和洋*¹
OGAWA Kazuhiro

キーワード：ガスタービン，動翼，コールドスプレー，補修，金属粒子

Key Words：Gas Turbine, Blades, Cold spray, Repair, Metallic particles

1. 緒言

ガスタービン動静翼等の高温保安部材は，高温下で長期間に及ぶ過酷な使用環境のため，経年的な劣化が否めない。特に，次世代ガスタービンにおいては，更なる高温燃焼による高効率を図られるため，劣化の程度や頻度の増大が懸念される。この経年劣化には，高温腐食や酸化，エロージョン，摩耗，疲労き裂等が挙げられ，劣化・損傷の大きなものは交換されるが，軽微なものに関しては溶接等による補修が行われるケースも見受けられる。しかし，溶接による補修は，1) 長時間に渡る補修時間を要する，2) 特殊技能を必要とする，3) 熱影響部が存在する等，多くの問題を有する。そのため，これらの問題を解決可能な新しい補修技術の開発が待たれている。

コールドスプレー（CS）法¹⁾は1980年代にロシアで開発された比較的新しい成膜手法であり，数十 μm の微粒子を高圧ガスにより亜音速から超音速まで加速し，基材に衝突する際の塑性変形によって皮膜を形成する固相成膜手法である。図1に，コールドスプレーの概略図を示す。

CS法は，その作動ガス圧力及び作動ガス温度から低压型と高压型に大別されている。高压型と呼ばれているものは，作動ガス圧力が数 MPa程度であり，作動ガス温度は最大で1000℃を越える装置も存在する。高温高压によって粒子速度や粒子の温度を増加させることで，高融点金属材料も高効率で成膜することを可能にしている。しかしながら，高温高压を成し遂げるために，装置が比較的大規模になってしまうのが欠点である。

一方低压型は，作動ガス圧力が1 MPa以下であり，また作動ガス温度も最大で600℃程度と低い。そのため

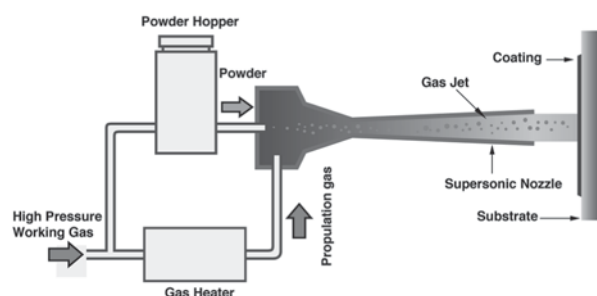


Fig. 1 Schematic illustration of cold spray system.

粒子速度が高压型に比べ遅く，高融点金属材料は成膜することが困難であり，AlやCuといった比較的軟らかい金属材料の成膜が可能となっている。代表的な低压型CS装置では，作動ガス圧力が0.5MPa程度，最大作動ガス温度が500℃程度であり，成膜効率は高压型に比べ劣る。しかしながら，装置が非常にコンパクトであることや作動ガスに圧縮空気を利用できる点が最大の利点であり，現場でのオンサイト補修の可能性も高い。

CS法は溶射法に分類されているが，従来の溶射と異なり，粒子の温度は融点あるいは軟化温度に比べ顕著に低いことから基材や皮膜の高温酸化が少なく，粒子速度が速いことから緻密かつ厚膜の形成が可能である¹⁾。この特長から，CS法をガスタービン動静翼補修へ応用することを検討している。そこで本稿では，ガスタービン動翼材として広く用いられている多結晶Ni基超合金IN738LC材を対象に，同材からガスアトマイズにより粉末を作製し，その粉末を用いて高压型CSによる厚膜形成を行った著者らの研究結果を紹介する。

2. 実験方法

2.1 供試材料およびスプレー条件

供試材として，Ni基超合金IN738LCを用いた。表1にその化学組成を示す。IN738LCは多結晶Ni基超合金であり，現行の発電用ガスタービン動翼材料として広く用いられている。コールドスプレー付着層形成に使用した粒

原稿受付 2017年9月19日

* 1 東北大学大学院工学研究科
附属先端材料強度科学研究センター
〒980-8579 仙台市青葉区荒巻字青葉6-6-11-701
E-mail: kogawa@rift.mech.tohoku.ac.jp

子は、基材と同材であるIN738LCを使用し、同じ溶解番号のものをガスアトマイズ法で粒子にした。粒径は $25\mu\text{m}$ 以下 ($d < 25$)、 $45\mu\text{m}$ 以下 ($d < 45$) および $25\mu\text{m}$ から $45\mu\text{m}$ に粒径を絞ったもの ($25 < d < 45$) の3種類作製し、各施工皮膜の強度信頼性に及ぼす粒径の影響を評価した。粒度分布は、島津製作所製SALD-3000Jにより計測した。基材材料を5mm厚に切断した後、CS法により同粉末を成膜し、実機ガスタービン翼補修部を模擬した。使用したコールドスプレー装置はプラズマ技研工業製PCS-800であり、施工した付着層の膜厚は1mm弱である。粒子の温度・速度および粒径がコールドスプレー皮膜の付着強度に影響すると報告されているため、系統的にコールドスプレー施工条件を検討した。そのスプレー条件を表2にまとめる。ちなみに、CS法では粒子速度が最も重要な因子であるが、直接粒子速度を計測することが難しいため、粒子速度に影響を及ぼす因子であるガス圧力、ガス温度を変化させた。

Table 1 Chemical compositions of IN738LC.

Material	Chemical Compositions wt. %									
	Co	Cr	Mo	W	Al	Ti	Nb	Ta	C	Ni
IN738LC	8.3	15.6	1.7	2.6	3.4	3.4	0.95	1.7	0.11	61.9

Table 2 Cold spray conditions.

No.	Particle distribution	Temp.(°C)	Gas	Pressure(MPa)
1	d<25	600	He	2.5
2	d<25	600	He	3.5
3	d<25	750	He	2.5
4	d<25	800	He	3.5
5	d<45	600	He	2.5
6	d<45	600	He	3.5
7	d<45	750	He	2.5
8	d<45	800	He	3.5
9	(25<d<45)	600	He	2.5
10	d<45	650	N ₂	3.5

2.2 気孔率評価

表2に示した条件で実際に施工したCS付着層について、気孔率の計測を行った。気孔率の計測は、まず各施工条件に対し2000倍で走査型電子顕微鏡 (SEM) 画像を複数撮影し、画像補正ソフトPhotoshop (Adobe社) を用いて2階調に色調補正を行い、その後画像解析用ソフトImage-jにより気孔率を計測した。

2.3 スモールパンチ (SP) 試験

X.Maoら⁽²⁾は、SUS304, 316等のステンレス鋼を対象として $\phi 3 \times 0.250\text{mm}$ の試験片形状によるSP試験を実施し、得られたSP荷重・変位曲線がこれらステンレス鋼の弾性/塑性変形を的確に表現していることを確認すると共に、降伏応力や引張強度等の機械的特性がSP荷重・変位曲線より推測できる可能性を示してい

る。また、SP試験を用いた破壊靱性の評価に関する有効性をMisawa⁽³⁾らが、DBTTの評価に関する有効性をSugimotoら⁽⁴⁾が検討し、両者とも機械的特性とSPより得られた結果により相関性を確認している。これより、SP試験法は各種機械的特性の評価に有用な手法であると言える。

そこで、粒径 $25\mu\text{m}$ 以下の粒子を用い、ガス圧力3.5MPa、ガス温度650°Cで統一し、ガス種をHeとN₂の二種類の条件でコーティングを作製した。そこから $\phi 9\text{mm}$ の円筒をワイヤー放電加工により採取し、基材部を切断除去後、エミリー研磨紙 (~ #1500) による湿式研磨により厚さ $0.50 \pm 0.002\text{mm}$ の円盤状に加工し、SP試験により機械的特性を評価した。また比較材としてIN738LC基材から同形状の試験片を採取し、CS法による補修部位との比較および検討をした。

SP試験においては、各試験片が初期き裂の発生までに許容できるひずみエネルギーを調べるため初期き裂発生変位までの荷重の積分値をSP衝撃吸収エネルギー (Esp) と定義し、評価を行った。

2.4 コールドスプレー後熱処理

コールドスプレーで成膜した皮膜の強度向上を目的に、スプレー後熱処理 (Post spray heat treatment, PSHT) を施した。PSHTの効果を検討した供試材を表3にまとめる。試験片No.1は、前節でSP試験に供したN₂ガスにより成膜したものへPSHTを施した皮膜である。熱処理材に関してもSP試験を実施し、変形抵抗に対する影響をEspで、また強度特性を最大負荷で評価した。熱処理条件についてはIN738LCの析出強化相であるNi₃Alの析出を目的とし、IN738LC材に施す標準熱処理条件を選定した。また試験片No.2および3については、2.1節において最適化した好条件で施工したものであり、特にNo.3は熱処理後の長時間使用による強度特性変化の影響を評価した。試験片採取位置は、基材/付着層界面から採取し、基材側から球で荷重を負荷した。またIN738LC無垢材とのSP特性を比較した。

Table 3 Post spray heat treatment conditions.

No.	Particle size (μm)	Temp. (°C)	Pressure (MPa)	Gas	PSHT
1	d<25	650	3.5	N ₂	1121°C-1h, 843-24h
2	25<d<45	600	2.5	He	1121°C-1h, 843-24h
3	25<d<45	600	2.5	He	1121°C-1h, 843°C-24h, 900°C-500h

さらに、スプレー後熱処理したミクロ組織が基材/付着層界面の付着強度に与える影響を評価する目的で、四点曲げ試験を実施した。本試験の供試材は、表3のNo.2および3の条件に示したHeガスにより形成した付着層である。試験片寸法は、長さ55mm、幅5mm、基材厚さを5mm、付着層厚さを0.8mmとした。比較とし

て、IN738LC無垢材の試験についても付着層分 0.8mm 厚くした5.8mmのものを試験に供した。材料試験機 (MTS製 810 Material Test System) を用い、外側および内側支点間距離をそれぞれ30mmおよび15mm、変位速度を0.01mm/sとした。皮膜に引張荷重が作用するように配置し、試験時の荷重および変位を計測した。

2.5 クリープ試験

ガスタービン用高温保安部材である動翼は高温燃焼ガス中において長時間の回転運動による遠心力を受けるため、過酷な環境で長時間運用に伴うクリープ損傷の発生が危惧される。CS法によりガスタービン動翼の補修を実現するためには、実機材同等のクリープ破断強度が求められる。そこで、直径6mmのNi基超合金丸棒基材上にCS法にて付着層を形成した補修部を模擬した試験片と、CS付着層のない無垢試験片をクリープ試験に供し、クリープ破断強度に対する付着層の長期信頼性を検討した。

付着層の膜厚は約700 μ mであり、CS付着層形成に使用した粒子は、粒径 d が $25 < d < 45 \mu\text{m}$ のものを使用し、作動ガス温度および圧力がそれぞれ600 $^{\circ}\text{C}$ 、2.5MPaに設定した。クリープ試験条件は、900 $^{\circ}\text{C}$ 、156MPaとし、破断までの時間を求めた。

3. 結果と考察

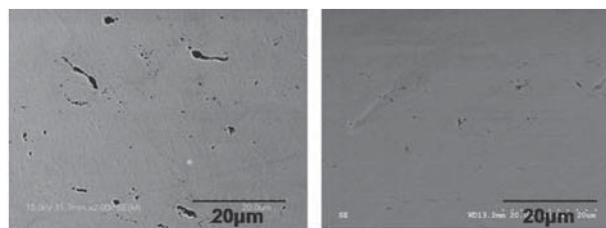
3.1 成膜性評価結果

表2に示した条件で成膜した結果、どれも粒子付着が確認された。しかし、条件により皮膜の気孔率ならびにその標準偏差 (S.D.) は異なり、結果を表4にまとめる。

Table 4 Results of porosity ratio measurements.

No.	Porosity ratio	
	Ave. (%)	S.D.
1	0.66	0.31
2	1.42	0.18
3	0.94	0.19
4	0.94	0.29
5	0.72	0.18
6	0.58	0.14
7	0.70	0.20
8	0.48	0.18
9	0.38	0.03
10	12.20	2.48

表2のNo.9で示した粒径分布が $25 < d < 45$ のものを施工した場合に、気孔率が最も低くなる傾向を示すことがわかる。また標準偏差も小さく均一な付着層が形成できている。また粒径 $d < 25$ および $d < 45$ の比較では、粒径 $d < 45$ の方が低い気孔率を示していた。ここで、 $d < 25$ および $25 < d < 45$ の付着層のSEM観察例をそれぞれ図2に示す。



(a) $d < 25 \mu\text{m}$ 2.5MPa (b) $25 < d < 45 \mu\text{m}$ 3.5MPa

Fig. 2 Typical cross-sectional SEM images of cold sprayed Coatings.

各粒子の界面の接合状態に着目し両者を比較すると、図2(a)に示す $d < 25$ の方が明らかに気孔は多いことがわかる。 $d < 25$ の場合、 $25 \mu\text{m}$ 以下の粒子が広い範囲で分布しており、場合によってオーダーの異なる粒径の粒子が存在する。粒子が付着する際、高速で飛翔した粒子は運動エネルギーを有し、基材に衝突した際に付着エネルギーならびに基材からの反発エネルギーに変換される。この他、摩擦や熱エネルギーに変わるものもあるが、無視できるものとする。この際、粒子の大小により、付着エネルギー、反発エネルギーは変化し、粒子の飛翔速度がほぼ同様と仮定すれば、粒径が大きいくほどこれらのエネルギーも大きくなる。大きな粒子が基材に衝突した際の基材からの反発エネルギーが小さな粒子の付着エネルギーよりも大きくなる場合、小さな粒子は付着することができず、大きな粒子の衝突により弾き飛ばされることになり、気孔が増える一要因になるものと考えられる。一方、 $25 < d < 45$ のように粒径幅が狭いものに関しては、粒子同士のエネルギーの差が少なく、付着を妨げる粒子が少ないため、気孔率も低くなるものと考えられる。

3.2 スモールパンチ (SP) 試験結果

図3にSP試験より得られた付着層の荷重-変位曲線を示す。両者における最大荷重は、同じガス圧力、ガス温度であるにもかかわらず、Heガス使用により3倍程度高くなることがわかる。これはHeガスを使用することにより、粒子速度が窒素ガスよりも速くなるためである。

また、両試験片とも塑性変形に伴う加工硬化により荷重が上昇した後、初期き裂の発生が原因と考えられる荷重の降下が確認された。皮膜の塑性変形は確認できず、脆性的な破断傾向を示したと言える。

荷重-変位曲線で囲まれる面積から得られるSP衝撃吸収エネルギー E_{sp} は、Heガスを使用した皮膜が24.6mJであり、窒素ガス利用の5.4mJに比べ、5倍程度高くなる傾向を示した。図4に2条件によるコーティングのSP試験後の裏面からのSEM観察例を示す。

図4に示した押し込み痕SEM観察結果より、付着層の初期き裂の発生サイトは付着粒子の接合部であることから、粒子同士の接合が不十分であると考えられる。特に作動ガスが窒素の皮膜は $\phi 1 \text{ mm}$ の球で押しているにもかかわらず、押し込み痕が円形ではない。このことか

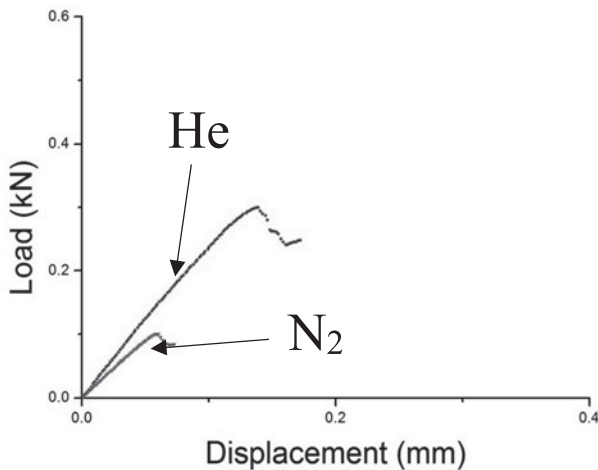


Fig. 3 Load and displacement curve of SP tests.

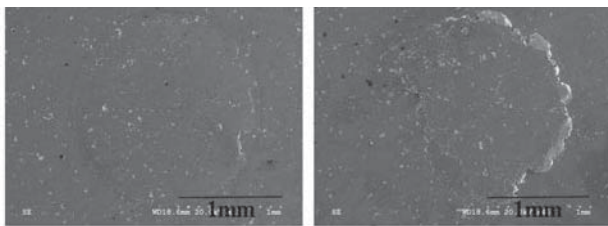


Fig. 4 SEM images of back side surface after SP tests.

ら、窒素付着層は衝撃に極めて弱く、後熱処理等の手法による接合力の強化が求められる。

3.3 スプレー後熱処理とSP特性

図5に、窒素を作動ガスとして用いた成膜した皮膜（表3のNo.1条件）のスプレー後熱処理前後のSP荷重-変位曲線を示す。図から判るように、最大荷重は約4倍に向上しており、SP衝撃吸収エネルギーについては34倍もの向上が認められた。本結果より、ガスタービン材料であるIN738LCのコールドスプレー付着層は、後熱処理を施すことにより、粒子間および基材との界面の結合強度が飛躍的に向上することがわかる。

図5において熱処理後試験片の荷重-変位曲線が波打つ理由については、スプレー後熱処理により粒子間の結合強度が向上しているが、窒素を作動ガスに用いた皮膜の場合には気孔率が高く、この気孔からき裂が発生した際に荷重が低下したものと考えられる。

次に、Heガスを作動ガスとして成膜した皮膜のスプレー後熱処理前後のSP荷重-変位曲線を図6に示す。図中には、無垢材（Bulk）のSP試験結果も併せて示す。

図から、最適化したスプレー条件で施工した付着にスプレー後熱処理を施すと、1.1kN付近でき裂の発生に伴うと考えられる荷重の低下が認められるものの、最大荷重は基材の約1.5倍まで耐えうることがわかる。この結果から、コールドスプレー条件の最適化とスプレー後熱処理を施すことで、IN738LC無垢材と同等あるいはそれ以上の機械的特性を得られる可能性が確認できた。また実機使用を想定した長時間熱時効材については、無垢材

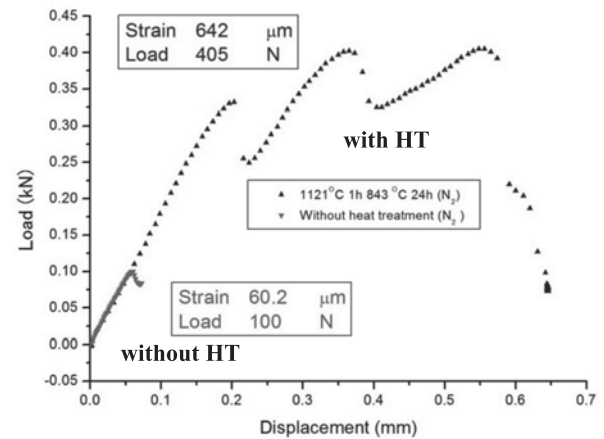


Fig. 5 Results of SP tests for nitrogen gas used cold spray coatings with and without post spray heat treatment.

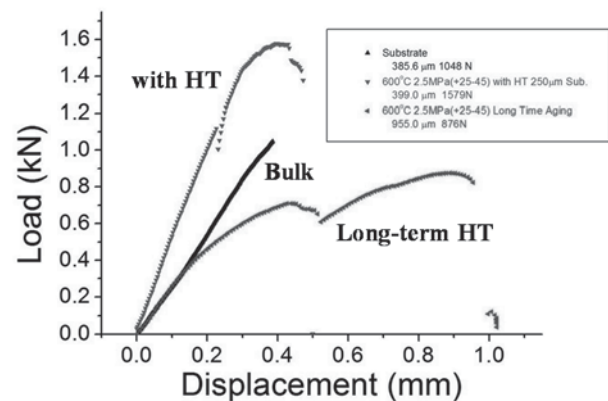


Fig. 6 Results of SP tests for He gas used cold spray coatings and bulk IN738LC.

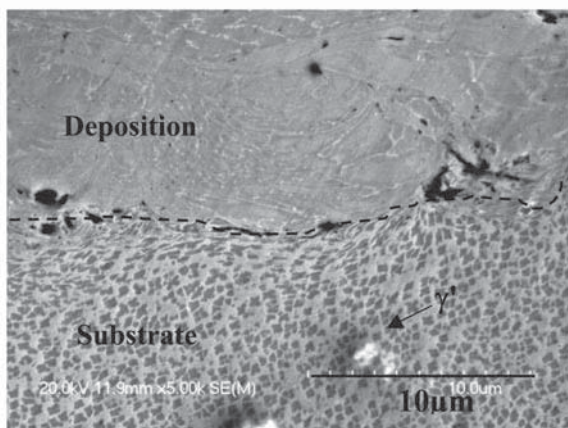
と比較し最大負荷は若干劣るものの、SP吸収エネルギーEspの値は基材の約3倍の値を示しており、破断までのひずみが向上し延性的な挙動を示した。

3.4 スプレー後熱処理によるミクロ組織変化

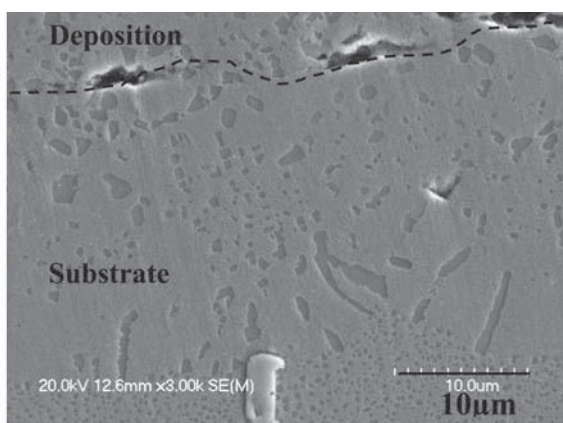
前節において、付着層にスプレー後熱処理を施すことでSP試験による機械的特性の飛躍的に向上することがわかった。また長時間時効の影響についても検討し、基材と比較し最大負荷は若干劣るものの、基材と比較し延性的な挙動を示すことが明らかとなった。本節では、熱処理後の付着層が高い機械的特性を持つ理由を評価する目的で、熱処理によるミクロ組織の変化挙動をSEMによる組織観察にて評価する。図7にHe作動ガス、ガス圧力2.5 MPa、粒子径 $25 < d < 45$ の最良条件で施工したCS付着層/基材界面の微細組織観察結果を示す。分析前に各試料を#1500までのエメリー紙により湿式研磨後、 $1/4 \mu\text{m}$ までのダイヤモンドペーストによる研磨を行い、その後、グリセリジア溶液により析出強化相である γ' をエッチングした。ここで、グリセリジア溶液は、 $\text{HCl} : \text{HNO}_2 : \text{Glycerol} = 3 : 1 : 1$ （重量比）からなる溶液である。

熱処理を施していない図7(a)から、基材表面近傍は析

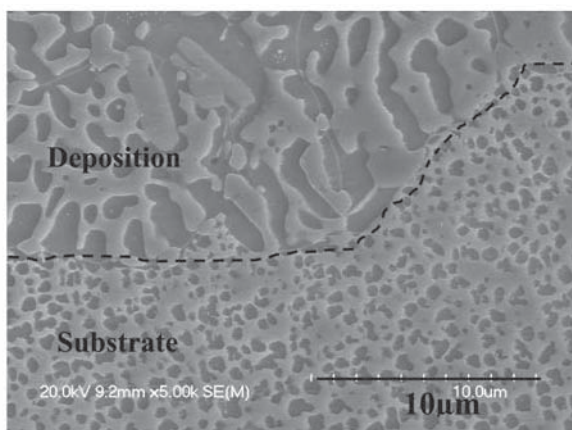
出強化層である γ' （図中で■に見える相）がひずんでいることがわかる。このことから、施工後に界面近傍に存在している残留応力は相当大きいことが推測される。付着層側の組織を観察すると、緻密な γ' は存在していないことがわかる。 γ' はNi基超合金の強度に重要な影響を与える析出強化層であり、この強化層を析出させるためにも、スプレー後熱処理は必要であると考えられる。



(a) without post spray heat treatment



(b) Standard HT (1121°C -1h, 843°C -24h)



(c) Long-term HT (1121°C -1h, 843°C -24h, 900°C -500h aging)

Fig. 7 Typical SEM images of cold sprayed deposition in the vicinity of interface.

IN738LC標準熱処理後のSEM像である図7(b)より、基材/付着層界面で拡散が顕著に生じていることがわかる。また標準熱処理による拡散層は基材内部20 μ m程度まで存在している。拡散層の γ' 析出強化層の形状は、付着層と同様であった。

N. El-bagoury⁽⁵⁾らはIN738LCの熱処理が及ぼす組織変化について詳細に検討しており、1180°Cの後1220°Cで2段溶体化熱処理の後、空冷時効処理を施している。この場合、2段時効特有の組織である1-2 μ m程度のものと50nm程度の大小2種類の析出強化層が認められる。この組織は最良な条件で施工したコールドスプレー付着層の組織と酷似していた。しかし、本研究で付着層に施した熱処理は、1121°Cで1時間溶体化熱処理後に843°Cで24時間の時効処理であり、N. El-bagouryらの条件よりも熱処理温度が低い。今回得られた付着層の微細組織が発現した理由として、溶体化熱処理後843°Cでの時効処理の初期何時間かが内部の残留応力の影響により、より高い温度と同様の熱処理と同様の効果を発現した可能性が考えられる。この点に関しては、Lee⁽⁶⁾らも内部残留応力により応力誘起拡散が低い温度で生じたことを報告している。

Ni基超合金のクリープ中の拡散について、立方体状であった γ' 析出強化層は応力軸に垂直な方向に連結して板状組織（ラフト組織）を形成する。拡散層/基材界面において、 γ' は界面に垂直方向に成長しており、ラフト組織に似た組織を形成していた。このことから、本供試材の熱処理による拡散には内部の残留応力が影響しているものと予測できる。

熱処理後に900°C -500時間で熱時効させた組織である図7(c)を参照すると、拡散層内部の組織が複雑になり、拡散層/基材界面では指向性を持った γ' が緻密化している。 γ' の緻密化は強度特性に良い影響を与え、方向も界面はく離に対し抵抗となる方向である。このことから熱時効が進んだ後も良好な強度特性を保つことが推察される。

3.5 界面強度評価結果

界面強度評価試験として実施した四点曲げ試験の結果を図8に示す。図より、最適条件でコールドスプレー付着層を施工し、熱処理を施した場合、基材よりも高強度となり、はく離し難いことがわかった。また標準熱処理材であるNo.2条件では付着層界面のはく離が認められたが、長時間熱時効材であるNo.3条件では大規模なはく離は認められなかった。このことから、長時間熱時効することにより界面の接合力が増加するものと考えられる。また、長時間熱時効材料であるNo.3条件の断面組織を観察したところ、長時間熱処理により析出した析出強化相は、き裂の進展を妨げている様子が伺えた。それに対し、基材側は結晶粒界に沿いき裂が進展し、最終的な破断に至った。このことからスプレー後熱処理後の皮膜の付着強度は結晶粒界より高く、十分であると言える。

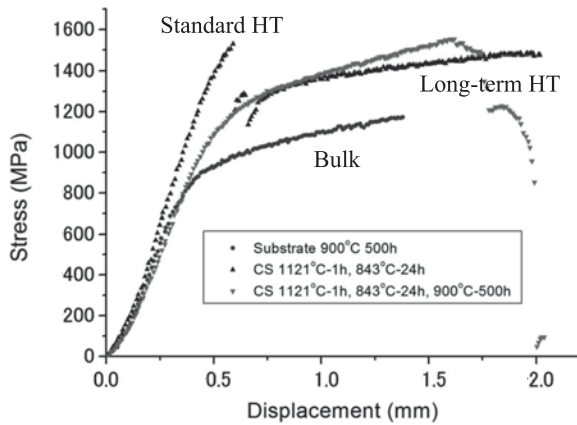


Fig. 8 Results of four-point bending tests.

3.6 クリープ強度評価結果

同条件で、CS層が付着した試験片と無垢材のクリープ寿命を評価した結果、CS層付着試験片が705時間、無垢材が630時間という結果となり、CS層付着試験片の方が若干長寿命となる結果が得られた。

クリープ試験後のCS層付着丸棒試験片を縦方向に切断し、き裂の進展挙動を観察した。結果を図9に示す。

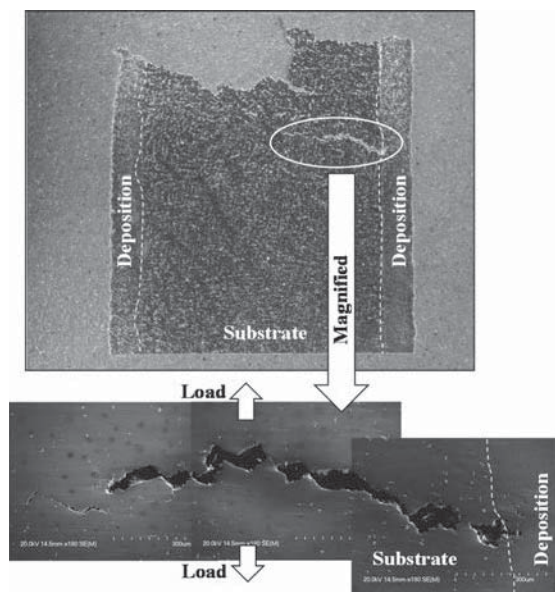


Fig. 9 Observation of fracture surface of creep ruptured specimen.

図から、破面近傍の大規模なき裂は、基材内部のクリープキャビティの連結によりき裂が発生・成長していた。一方、コールドスプレー付着層側に伸びたき裂は、付着層界面近傍で停留していた。この結果から、コールドスプレー付着層はクリープき裂に対する抵抗となりうるものと考えられる。

4. まとめ

多結晶Ni基超合金 IN738LCのコールドスプレー法による補修には、スプレー条件の最適化ならびにスプレー後熱処理を施すことが重要である。これにより、基材と付着層の界面密着強度、付着層内の粒子間強度の向上が図れ、基材の機械的特性に近い特性まで強度改善が可能である。さらに、高温強度特性として、クリープ試験を行ったところ、基材と同等あるいはそれ以上の特性を得ることができ、Ni基超合金補修技術としてのコールドスプレー法の可能性を示すことができた。ただし、実機においては、単純なクリープのみではなく、低サイクル疲労等が負荷されることも考えられるため、さらに実機に近い評価試験を行い、長期信頼性を確保することが重要である。また紙面の関係上、紹介できなかったが、スプレー後熱処理時の溶体化処理温度を高くすると、さらに機械的特性が向上することもわかっており⁽⁷⁾、より最適な熱処理条件の選定も重要であると考えられる。

参考文献

- (1) 榊和彦, コールドスプレーの概要ならびにその軽金属, 軽金属, Vol. 56, No. 7 (2006), pp. 376-385.
- (2) X. Mao, and H. Takahashi, Development of A Further-Miniaturized Specimen of 3 mm Diameter for TEM Disc (ϕ 3 mm) Small Punch Tests, Journal of Nuclear Materials, No. 150 (1987), pp. 42-52.
- (3) T. Misawa, S. Nagata, N. Aoki, J. Ishizuka, and Y. Hamaguchi, Fracture toughness evaluation of fusion reactor structural steels at low temperatures by small punch tests, Journal of Nuclear Materials, No. 169 (1989), pp. 225-232.
- (4) T. Sugimoto, K. Doki, S. Komazaki, and T. Masawa, Evaluation of Toughness and Creep Properties of Aged Main Valve CrMoV Casting Steel by Using Small Punch Specimens, Iron and Steel, Vol. 91, No. 4 (2005), pp. 46-52.
- (5) N. El-Bagoury, M. Walya and A. Nofala, Effect of various heat treatment conditions on microstructure of cast polycrystalline IN738LC alloy, Materials Science and Engineering A, Vol. 487 (2008), pp. 152-161.
- (6) H. Lee, S. Lee and K. Ko, Annealing effects on the intermetallic compound formation of cold sprayed Ni, Al coatings, Journal of Materials Processing Technology, Vol. 209, No. 19 (2009), pp. 937-943.
- (7) 小川和洋, 恩地智史, コールドスプレー施工したNi基超合金IN738LC材のスプレー後熱処理条件の最適化, 材料, Vol. 62 (2013), pp. 131-136.

特集：ガスタービンを支える最新の材料技術の現状と課題

発電用ガスタービン高温部品における補修技術開発

Development of Repair Technologies for Land-based Gas Turbine Hot Gas-Path Components



齊藤 大蔵^{*1}
SAITO Daizo



北山 和弘^{*2}
KITAYAMA Kazuhiro



酒井 義明^{*3}
SAKAI Yoshiaki

キーワード：コンバインドサイクル、ガスタービン、高温部品、超合金、コーティング、補修技術

Key Words：Combined Cycle, Gas Turbine, Hot Gas-Path Component, Superalloy, Coating, Repair Technology

1. まえがき

ガスタービンの燃焼器、動翼および静翼などの高温部品は高い熱応力や遠心力が作用する過酷な環境で使用されるため、比較的短い時間で補修や交換が必要となっている。これらにかかる保守費用を低減するとともに、資源を有効活用する観点で、高温部品の交換周期の延長につながる補修技術や寿命延伸技術が求められている。

このようなニーズに応えるために寿命診断技術、それをベースとした補修、寿命延伸技術の開発は喫緊の課題であり、ここでは、これらの技術を概説するとともに今後の展望について述べる。

2. 寿命診断技術

ガスタービンの高温部品は使用環境が厳しいことから、図1に示すような材料劣化や損傷を受ける^{(1),(2)}。これらの劣化、損傷を定期点検時に正確に把握して、継続使用、補修、再生、廃棄等の処置を決定する確かな判断が求められる。その手段として、信頼性が高い寿命診断技術が必要不可欠となるが、高温部品の寿命は様々な要因に影響されるため、普遍的な診断技術の開発は困難である。そのため、実際の運用状況を解析、評価し、さらに実機の劣化、損傷に基づいた寿命診断技術の開発が重要となる。

これまでに開発した寿命診断手法は材料劣化診断技術、部品損傷診断技術、シミュレーション解析技術と従

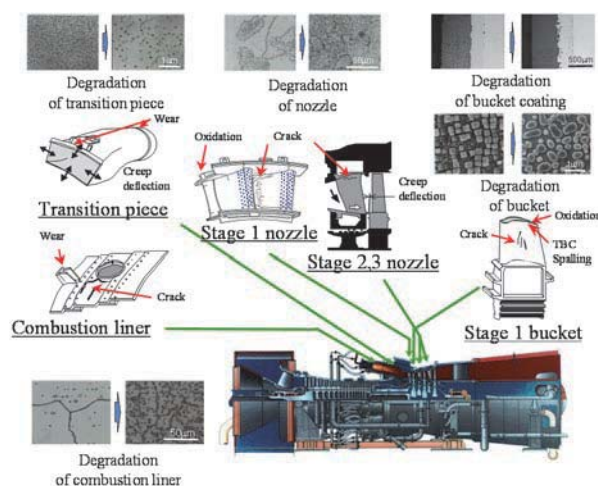


Fig. 1 Typical damage occurring in gas turbine hot gas-path components

来からある有限要素法（FEM）解析や破壊調査（クリープ強度、引張強さ、耐力、疲労強度など）の手法と補完併用することにより、高い精度の診断を可能としている^{(3),(4),(5)}。

具体的には図2に示すように運用後の定検において、実機で運転した高温部品からサンプル採取または破壊試験にて金属組織観察、硬さ計測および機械試験と、き裂、変形、摩耗等の損傷の傾向解析を行い、部品寿命を支配している因子を見極める。その結果をもとに寿命を延伸するために有効な補修を選定、効果を構造解析および寿命解析により確認して、最適な補修内容の提案を行うとともに設定寿命の見直しを行う。

ところで、ガスタービンは起動性に優れている利点を生かし、週に1回または日に1回の起動停止する運用が多く、近年は起動停止が日に2回となる運用もみられる。今後は再生可能エネルギーの大量導入などの影響を

原稿受付 2017年9月29日

*1 東芝エネルギーシステムズ(株) 構造材料・高機能材料開発部
〒230-0045 横浜市鶴見区末広町2-4

*2 東芝エネルギーシステムズ(株) 京浜事業所 原動機部
〒230-0045 横浜市鶴見区末広町2-4

*3 東芝エネルギーシステムズ(株) 火力・水力事業部
〒212-8585 川崎市幸区堀川町72-34

受け、電力需要の調整用として用いられると、起動停止回数がさらに増加すると予測される。従って、高温部品では従来のクリープ損傷とともに疲労損傷も部品寿命を支配するようになり、疲労損傷に対する評価技術が求められると考える。ここではガスタービンの動翼に用いられているNi基超合金“IN738LC”の低サイクル疲労寿命に及ぼす材料劣化の影響を把握した。図3は長時間時効前後の組織観察結果を示す。時効前の組織は立方体状の γ' 相 $[\text{Ni}_3(\text{Al,Ti})]$ と微細な球状の γ 相が認められるのに対し、750℃および900℃時効材では γ' 相の凝集粗大化が認められた。その凝集粗大化の程度は時効温度が高いほど、時効時間が長い程、顕著であった。図4はこれらの3,000時間までの時効材を用いて、10分間の圧縮保持付きの低サイクル疲労試験で得られた破損繰返し数

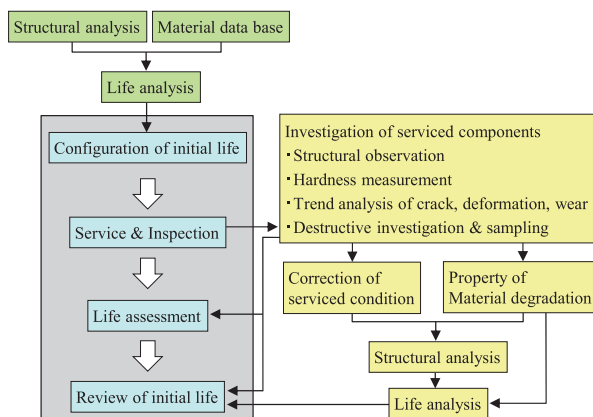


Fig. 2 Flowchart of life evaluation for gas turbine hot gas-path components

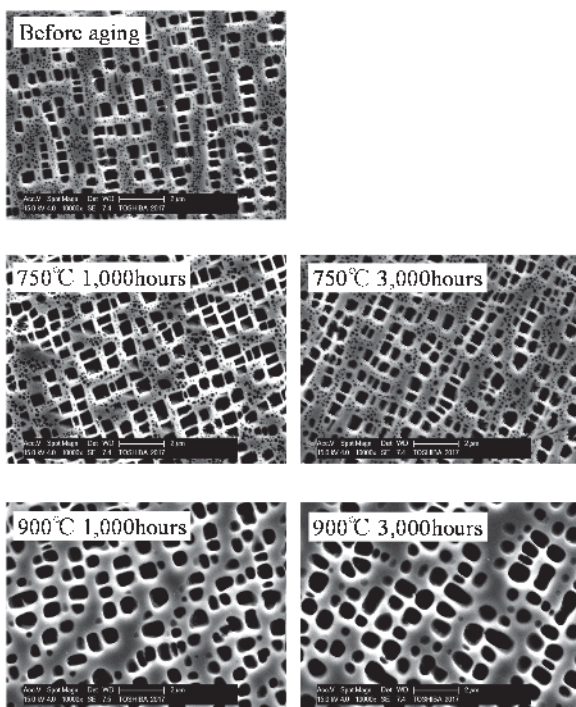


Fig. 3 Microstructures of materials before and after long-term aging

に及ぼす材料劣化の影響を示す。なお、破損繰返し回数は時効前の材料の破損繰返し数で規格化している。破損繰返し数は時効時間が長くなるに従い増加した。試験温度900℃、全歪み範囲が1%の試験条件においては、材料劣化により低サイクル疲労寿命は向上した。その要因は長時間時効により生じた軟化が試験中の最大応力を低下させたためと考えられる。本試験条件においては材料劣化により低サイクル疲労強度はむしろ向上することから、このような特性を把握した上で実機翼の寿命評価に反映する必要があると考える。

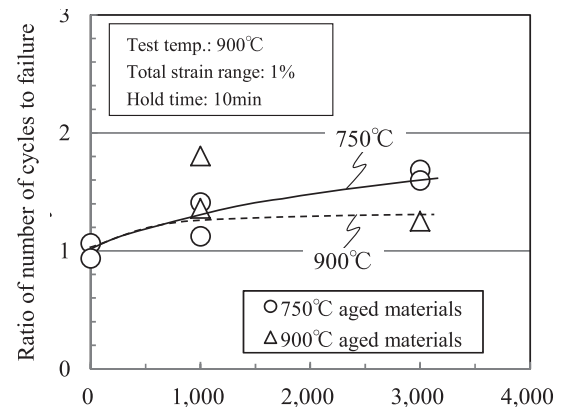


Fig. 4 Effect of aging on number of cycles to failure

3. 補修、寿命延伸技術

3.1 高性能遮熱コーティング

過酷な環境下で使用された高温部品は劣化や損傷による寿命消費を避けることはできない。このため、当社は高温部品の再生と長寿命化を目指し、新たな補修および寿命延伸技術を開発し、実機適用を進めている。動翼においては、基材の温度を低減させるために遮熱コーティングが採用されている。さらに、トップコートの気孔率を高めるなど気孔率を制御することにより遮熱性能を向上させ、基材の劣化を抑えて延命化を図る高性能遮熱コーティングを開発した⁽¹⁾。この開発したコーティングを第1段動翼に適用した写真を図5に示す。

その後、約3年間使用された翼を取り出し、その外観

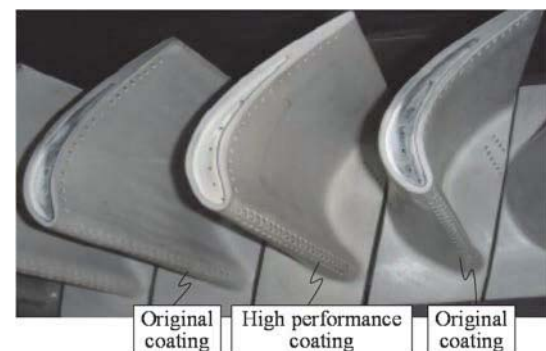


Fig. 5 Stage 1 bucket applied high performance thermal barrier coating

およびコーティングの断面組織を観察した結果を図6に示す。トップコートに剥離は認められず、剥離に起因するき裂などの損傷も認められなかった。基材の組織は後縁部を代表として図7に示す。高性能遮熱コーティングを施した翼および比較として示すオリジナルのコーティング翼とも γ' 相の凝集粗大化が認められたが、その粗大化の程度は高性能遮熱コーティング翼の方が小さく、材料劣化の抑制が図られている。翼の各部位での組織をもとにメタル温度を推定し、オリジナルの翼と比較した結果を図8に示す。オリジナルのコーティング翼のメタル温度は部位の違いによる差が大きいのにに対し、高性能遮熱コーティング翼ではその程度が小さい。また、平均のメタル温度はオリジナルのコーティング翼の約15%低下しており、耐久性に併せて遮熱性能の向上も検証している。

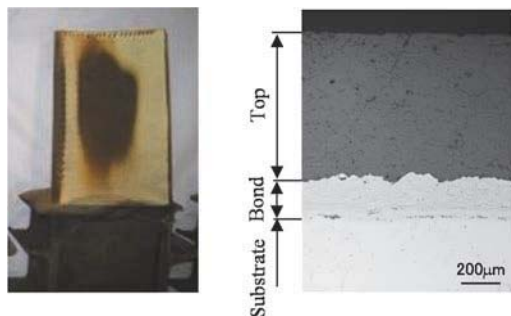


Fig. 6 Microstructure of serviced high performance thermal barrier coating

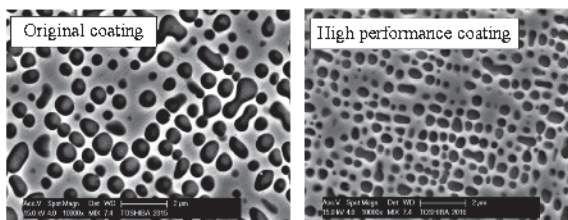


Fig. 7 Microstructure of substrate at trailing edge after serviced stage 1 bucket

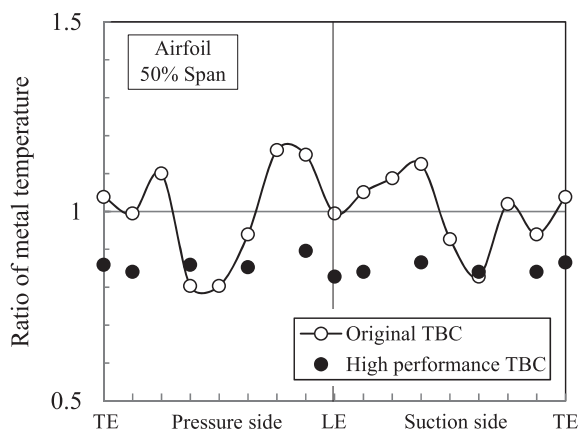


Fig. 8 Comparison of metal temperature between original and high performance TBC

3.2 レーザ肉盛補修

第1段動翼の翼先端部では高温酸化による減肉、プラットホーム部の側面ではき裂などの損傷が生じる。AlやTiが添加されたNi基超合金は、溶接による入熱が大きいと、高温割れが発生し易い難溶接材である。GE社により開発されたWRAP溶接は、翼先端部のこれらの損傷の補修に適用され、再利用率向上に効果を上げてきた。当社は更なる向上を目指し、低入熱でかつ予熱なしの補修方法として、レーザを用いた肉盛補修技術を開発した⁽⁶⁾。プラットホーム部の側面に発生したき裂に対してこの技術を採用し、動翼の再利用率向上を図っている。図9に本技術を用いて補修した第1段動翼のプラットホーム部の写真および断面組織を示す。溶接金属中および溶接金属と基材との界面に欠陥は認められず、健全な組織を呈している。

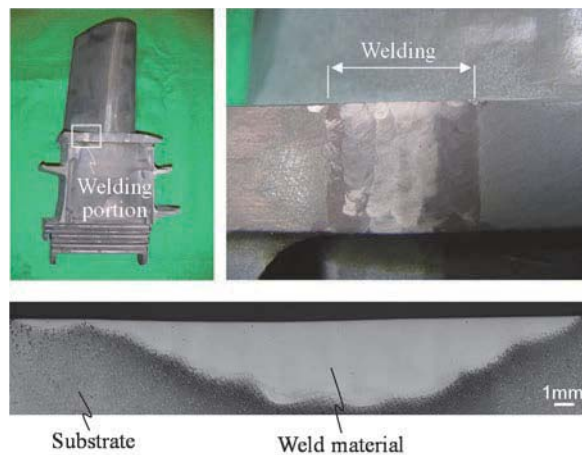


Fig. 9 Microstructure of repair portion using laser build-up welding for stage 1 bucket

3.3 拡散ろう付け補修

第1段静翼では熱疲労により多くのき裂が広範囲に生じるほか、局部的に高温酸化による減肉が生じることもある。従来の補修技術では、補修前にき裂、減肉部の除去が必要であった。また、補修量の増加とともに溶接による入熱が大きくなるため、翼の変形も増大し、最終的に組み込みが困難になる場合も認められていた。このような問題に対し、広範囲な補修であっても翼の変形がなく、高品質な補修を実現する補修方法として、拡散ろう付け補修技術を開発し、広く実機に適用し、寿命延伸に貢献している⁽⁷⁾。

拡散ろう付け補修は液層拡散接合技術の応用例として位置付けられ、基材と同等の合金粉末とろう材粉末を混合させた補修材料を補修部に充填し、真空中で拡散熱処理を施すことにより補修部を基材と同等レベルの強度にする技術である。図10に拡散ろう付けにより補修した第1段静翼の補修後の断面写真を示す。補修部に欠陥等は認められず、健全な組織を呈している。また、拡散ろう付けプロセスにHIP (Hot Iso-static Pressing) 処理を併

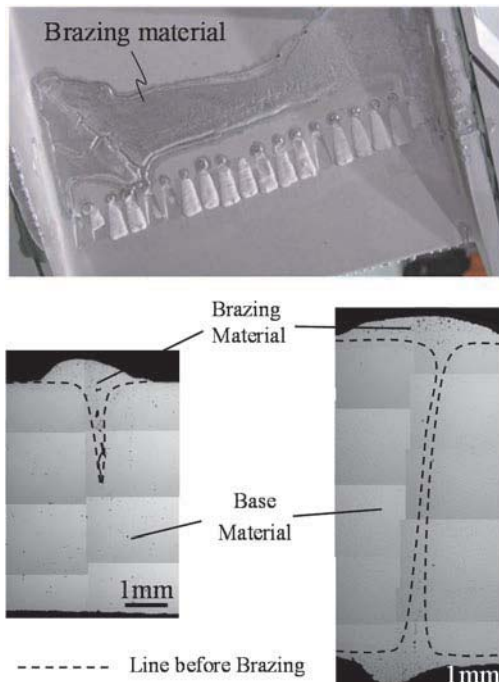


Fig. 10 Microstructure after repairing the non through and through cracks for stage 1 nozzle

用することにより図11に示すように低サイクル疲労強度が上昇し、高い信頼性が図られている⁽⁷⁾。

広範囲に発生した微細かつ密集したき裂や高温酸化による減肉の補修においてはシート状の補修材を用いて拡散ろう付け補修するプロセスを開発した⁽⁸⁾。図12に実機トランジションピースを用いた拡散ろう付け補修前後の変形量の差を従来の溶接補修のものと比較した結果を示す。いずれも補修後に溶体化処理を施したものであるが、溶接補修による変形量は最大で4.4mmであったが、拡散ろう付け補修による変形量は最大でも1.0mmであり、変形量の抑制が図られている。図13にシート状の補修材を基材に拡散接合した後の断面組織を示す。補修材の内部、補修材と基材との界面に欠陥等は認められず、健全な組織を呈している。

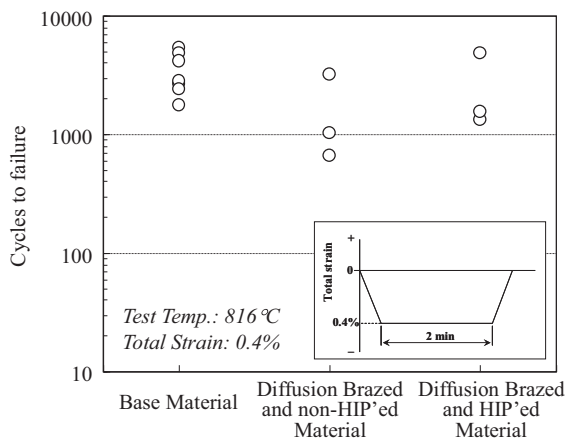


Fig. 11 Comparison of low cycle fatigue property for brazed Material versus the base Material

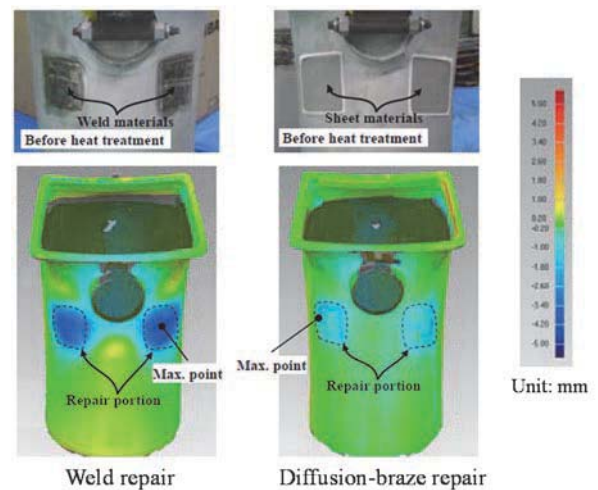


Fig. 12 Comparison of deflection for weld versus diffusion-braze repair

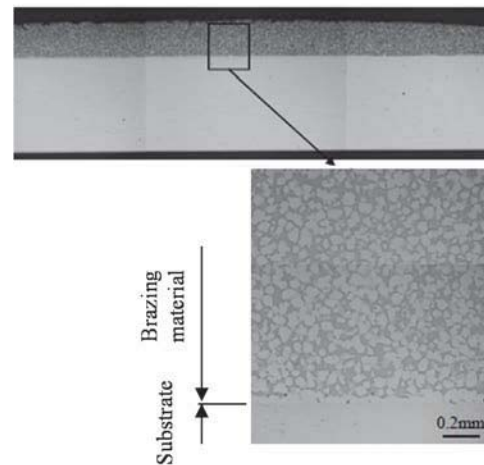


Fig. 13 Microstructure of repaired portion using brazing sheet material

3.4 再生化处理

管理寿命に到達した動翼に再生化处理を施し、寿命延伸を図る技術として、BLE Process™を開発し、その概要を図14に示す。補修基準を満たしていれば、廃棄することなく繰り返し材料を再生することができるという技術である^{(9),(10)}。

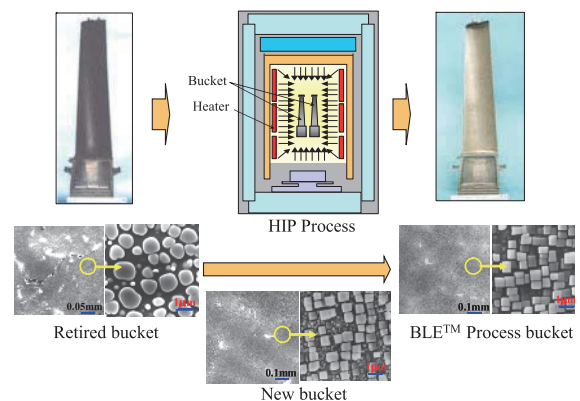


Fig. 14 Concept of BLE Process™ blade life extension technology

動翼は実機使用とともに材料劣化や主としてクリープ損傷が進行し寿命を消費する。このような動翼に対して1,000℃、1,000気圧以上の高温、高圧下においてHIPを用いた再生化処理を行うことにより、初期の鑄造欠陥および高温下の運転で経年的に発生するクリープポイドが存在しても消滅させることができ、組織も再生させる技術にて実機適用を進めてきている^{(11),(12),(13)}。これまでの技術検証において、材料強度が新翼以上の状態まで回復することが確認されており、1,100℃級および1,300℃級ガスタービン動翼に適用されている。

再生化した翼の検証として、実機に再挿入した後、使用後の翼を用いて劣化調査を実施した。この調査に供した翼は約72,000時間使用して管理寿命に到達した第2段階動翼を再生化し、実機で約35,000時間使用された翼である。図15に実機使用後のクリープ試験で得られたクリープ寿命比を運転時間で整理した結果を示す。再生化した翼のクリープ寿命は新翼の寿命消費予測線上にあり、再生化した翼におけるクリープ寿命の消費速度は新翼と同等であった⁽¹⁰⁾。

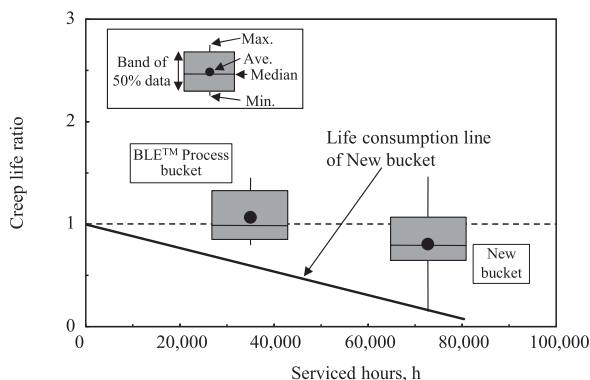


Fig. 15 Creep life of refurbished stage 2 bucket after service

また、再生化した後、寿命まで実機に組み込み、その後、2回目の再生化を施した翼の組織およびクリープ寿命比を図16に示す。1回目の再生処理と同様に組織が再生し、クリープ寿命が新翼以上の特性に回復することを確認した⁽¹⁰⁾。このようにBLE ProcessTMは繰り返して翼を再生して運用していくことを可能にしている。

4. あとがき

電源多様化や再生可能エネルギーが増加する流れの中で大きな役割を担うコンバインドサイクル火力発電設備に用いられているガスタービンは一層の効率向上を図るため高温化が進んでおり、それに併せて保守管理技術も着実に進歩している。ガスタービンを保守管理していく上で、高温部品の再生、寿命延伸技術および点検スパン延伸技術は、高額なガスタービン補修費を低減するとともに、稼働率を向上させる。さらに、資源の有効活用による環境負荷の低減にも大きく貢献する。今後も高温化に伴って使用される新たな金属材料や将来、発電用ガス

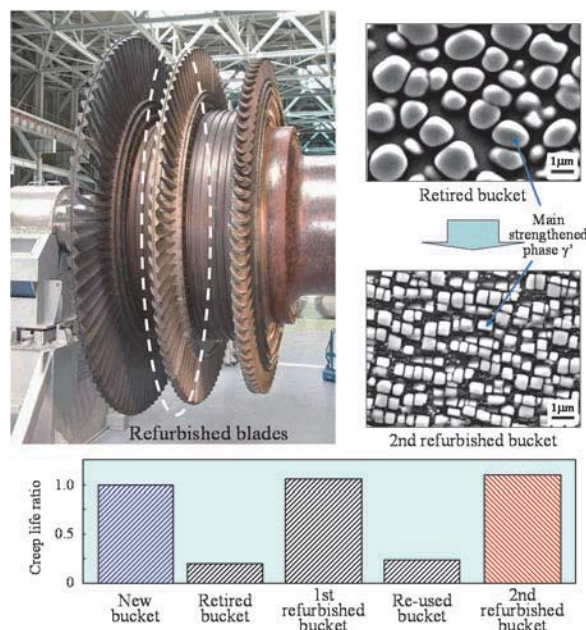


Fig. 16 Creep life and microstructure of second refurbished stage 2 bucket

タービンにも使用され则认为られるセラミックス基複合材料 (Ceramic Matrix Composites) に対しても補修、再生、寿命延伸および点検スパン延伸技術の開発を推進し、市場の要求に対応していく。

※本論文に記載されている商品の名称は、それぞれ各社が商標として使用している場合があります。

参考文献

- (1) 吉田耕平, 酒井義明, 齊藤大蔵, ガスタービンのランニングコストと環境負荷を低減する寿命延伸技術, 東芝レビュー, Vol. 68, No. 11, (2013), pp. 12-15.
- (2) 齊藤大蔵, 北山和弘, 酒井義明, 発電用ガスタービン高温部品の寿命診断技術と材料劣化挙動, 日本学術振興会 耐熱金属材料第123委員会研究報告, Vol. 58, No. 2, (2017).
- (3) 近藤卓久, ガスタービン改良保全技術, 東芝レビュー, Vol. 56, No. 6, (2001), pp. 37-40.
- (4) Y. Yoshioka, et al., Gas Turbine Hot-Gas-Path Components Maintenance and Life Assessment Technology, Proceedings of the 23rd CIMAC International Congress on Combustion Engines, (2001), pp. 249-256.
- (5) 酒井義明, ガスタービンメンテナンスの最新技術の紹介, 東芝レビュー, Vol. 60, No. 12, (2005), pp. 24-27.
- (6) 日野武久, 河野渉, 伊藤勝康, ガスタービン翼の補修技術開発, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 40, No. 4, (2012), pp. 130-134.
- (7) D. Saito, Y. Yoshioka, K. Kitayama, Y. Sakai, Application of Diffusion-Brazing Repair Technology for Land-based Gas Turbine Nozzles, Proceedings of International Gas Turbine Congress 2011, Osaka,

- Japan, 2011-11, IGTC2011-74.
- (8) D. Saito, K. Kitayama, N. Okamura, K. Yoshida, Development and Application of Repair Technology for Land-base Gas Turbine Transition Pieces, Proceedings of International Gas Turbine Congress 2015, Tokyo, Japan, 2015-11, pp. 1035-1038.
- (9) 株式会社東芝ホームページ 製品・サービス一覧 <http://www.toshiba.co.jp/thermal-hydro/thermal/solutions/maintenance/index_j.htm> (参照日2017年9月20日)
- (10) 澤徹, 酒井義明, ガスタービンの保守技術, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 40, No. 4, (2012), pp. 141-146.
- (11) 石井潤治, ガスタービンの最新補修・寿命延伸技術, 火力原子力発電, Vol. 53, No. 7, (2002), pp. 62-71.
- (12) 石井潤治, ガスタービン高温部品の補修技術, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 29, No. 5, (2001), pp. 18-23.
- (13) 伊藤明洋, 篠原伸夫, 吉岡洋明, 斉藤大蔵, 石井潤治, 近藤卓久, HIP処理によるガスタービン動翼材の特性回復, 火力原子力発電, Vol. 53, No. 3, (2002), pp. 71-76.

文部科学大臣表彰受賞記念記事

Hondaでのターボファンエンジン開発30年の取組み

Honda's 30-year Efforts in R&D of Turbofan Engine

野田 悦生^{*1}
NODA Etsuo

キーワード：ガスタービン，ジェットエンジン，ターボファンエンジン，GE Honda，HF120

Key Words：Gas Turbine, Jet Engine, Turbofan Engine, GE Honda, HF120

1. 緒言

このたび日本ガスタービン学会からの推薦により，Hondaでの「小型ビジネスジェット機用ターボファンエンジンの開発」の業績に関して，「平成29年度科学技術分野の文部科学大臣表彰 科学技術賞 開発部門」を受賞することができた。この機会に，Hondaで行ってきた30年にわたる航空用エンジン開発への取組みについて紹介する。技術的な内容については日本ガスタービン学会誌2015年5月号⁽¹⁾上で既に紹介しているので，今回は技術以外での研究開発への取組みとHondaJetに搭載されているHF120ターボファンエンジンの近況について紹介する。

2. 航空用ガスタービンエンジン初期研究

Hondaは1986年に基礎技術研究センターを設立し，航空用ガスタービンエンジンの研究を開始した。初期の研究チームは少人数で，平均年齢26歳の若手で構成された。そのほとんどは，二輪車や四輪車用のターボチャージャー（図1）の研究開発に携わってきたメンバーで，ガスタービンエンジンを設計したことがある経験者は一人もいなかった。初期に設計したエンジンは高温部にセラミック材料を使用し，推進方式には2重反転式アドバンスドターボプロップ（図2）を採用するなど，非常にアグレッシブなコンセプトであったが，Honda独自の構造にこだわったために，エンジン試験では頻繁に不具合を起こし，設計変更を繰り返していた。特にセラミックタービンロータ（図3）はエンジン運転中に突然破壊して粉々になってしまうため，原因の特定も困難を極め，最終的に金属材料への変更を余儀なくされた。

そのような状況の中で，若手を中心としたコンベンショナルなターボファンエンジン構造の採用を目指すグループが，密かにエンジンの設計を行っていた。この動

きが当時の責任者の知るところとなり，チームを二分する大議論の末，最終的にコンベンショナルなターボファンエンジンHFX-01（図4）の研究を進めることとなった。このエンジンではタービンプレードやガスジェネレータケースのクラックに遭遇するものの，それら以外には大きなトラブルはなく，主要なFAA型式認定試験に相当する地上試験を行い，Hondaでは初めて飛行試験（図5）を米国カリフォルニア州で実施し，その当時の同クラス他社エンジンと同等の性能を引き出すことに成功した。



Fig. 1 Variable geometry turbocharger

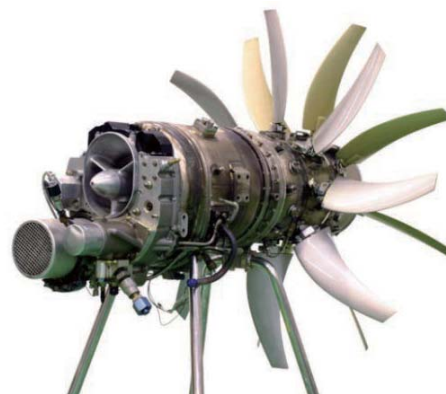


Fig. 2 Counter-Rotating advanced turboprop

原稿受付 2017年9月13日

*1 ㈱本田技術研究所

〒351-0193 和光市中央1-4-1



Fig. 3 Ceramic turbine rotor



Fig. 4 HFX-01 turbofan engine



Fig. 5 Boeing 727 flying test bed

3. HF118ターボファンエンジン

HFX-01の性能をさらに向上させ、燃費、重量、エミッションにおいて対他競争力のあるエンジンを目指し、1999年よりHF118ターボファンエンジン（HF118）（図6）の研究を開始した。このエンジンは、後にHondaJet実証実験機（図7）に搭載するエンジンとなったものである。機体とエンジンを同時に一社で開発するのは過去にもあまり例がなく、Hondaらしいチャレンジングな取組みであった。この時期はまだバブル崩壊後の不況が続いており、他のいくつかのプロジェクトは研究開発を中止せざるを得ない状況にあったが、幸いにも機体とエンジンの研究は継続することができた。

Hondaでのターボファンエンジン研究にあたり、主要な部品は研究所内の試作部門で製造できるようにした。作り方を極めないと良い設計ができない、という強い信

念のもと、5軸翼加工、長軸加工、精密鋳造、単結晶鋳造、レーザ穴あけやレーザ溶接等のガスタービンエンジン特有の製造設備を研究所に導入し、製造技術の確立も同時に進めた。HF118の代表的な内製部品を図8に示す。また、一般的には設計外注するような潤滑系や燃料制御系の補機類も社内で詳細設計を行い、エンジン全体システムの最適化を図った。低圧タービンロータは当初ブレードとディスクを一体で精密鋳造とする構造を採用したが、ディスク部の鋳造欠陥をコントロールすることができず、最終的には一般的な鍛造ディスクと鋳造ブレードの組立構造に変更した。

認定試験に相当する地上試験をクリアし飛行試験に移行する直前になって、自社設計のオイルポンプに不具合が発生するというトラブルにも見舞われたが、原因究明と対策効果確認のため徹夜で単体試験を実施して日程を守った。HondaJetの初飛行はライト兄弟の初飛行からちょうど100年目にあたる2003年12月を死守するという目標だった。初飛行はライト兄弟と同じく米国ノースカロライナ州で実施され、日本は深夜にもかかわらず大勢の関係者が社内テレビ会議の生中継を見守る中、成功裡に初飛行が行われた。

しかし、初飛行後の事業化計画は白紙であった。Hondaは航空エンジンの事業化にあたり、単独での業界参入はリスクが大きいため、既存の航空エンジンメーカーとの共同開発が絶対条件と考えていた。そこで共同開発相手を求めていくつかのエンジンメーカーにコンタクトを試みたものの、下請けとしてなら使ってもよいというところはあっても対等な関係で共同開発をしようというエンジンメーカーはいなかった。研究開発チームは約1/3にまで減員され、プロジェクトチームは解散の危機に直面した。ゼネラルエレクトリック社（GE）が、今後の成長が期待されるビジネスジェット機用小型ターボファンエンジン開発のパートナーを探しているという情報を入手したのは、そんな時であった。半ば駄目元でコンタクトしてみたところ、HF118に関心を持ってもらうことができ、数々のGEエンジンを創り出してきたエンジニアとの詳細な技術議論と、事業性のフィジビリティスタディの結果、とんとん拍子で共同開発を進めることになった。



Fig. 6 HF118 turbofan engine



Fig. 7 HondaJet proof of concept

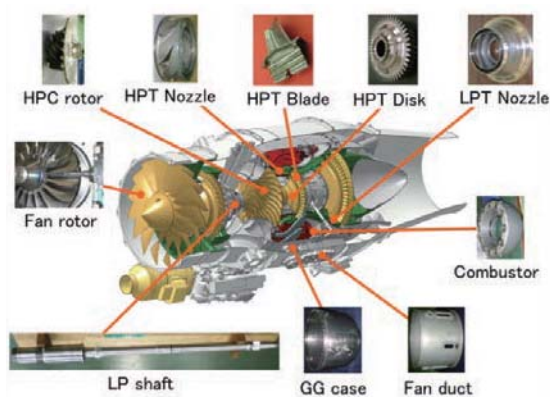


Fig. 8 Major In-house manufacturing parts of HF118

4. HF120ターボファンエンジン

ターボファンエンジンの事業化に向けてGE, Hondaともに当初はHF118に最低限の変更を加えるだけで、燃費、重量を向上した仕様を提案していたが、ライバル他社の新しいエンジンに対して性能のアドバンテージを大きくとれなかったため、エンジンに圧倒的な競争力を持たせるために主要コンポーネントを改良した離陸推力2,000ポンドクラスのHF120ターボファンエンジン（HF120）（図9）の開発を決断した。

圧縮機とタービンの段数を燃費、重量、コストの観点で最適に設定し、圧縮機の負荷が高まったためにオペラビリティブリードを追加して、主軸ベアリングの配置や

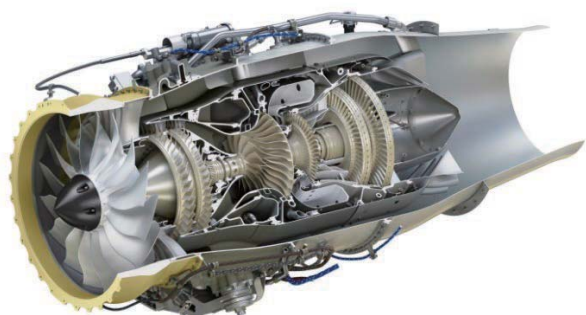


Fig. 9 HF120 turbofan engine

支持構造を見直した。タービン側のベアリング支持構造では、GEはHondaがHF118で採用していたホットフレーム方式を踏襲すべきと主張していたが、HondaはGEが得意とする差動ベアリング方式を新たに採用した方が良いと主張していた。お互いに相手の得意な方式を望む特異な状況であったが、それぞれのメリット、デメリットを比較して最終的に差動ベアリング方式を採用することに決定した。空力性能については各コンポーネント毎にGEとHondaで設計コンペティションを行い、より良い性能を出せる方がその部品の空力設計を担当した。

HF120のネーミングはHondaが独自で開発したHF118を踏襲しており、最初の“H”はHondaを、次の“F”はファンエンジンを意味し、今後派生機種としてプロップエンジンやシャフトエンジンを作った時は、“P”や“S”とする構想であった。その次の数字の“1”は形式を表し、最後の2文字は離陸推力クラスを表している。GEとの共同開発が決まった時、エンジンの名称をどうするか話し合ったが、GEは特にこだわりがなく、ある程度知名度のあるHF118のネーミングを踏襲することで合意した。

GEとの共同開発には言語、時差、文化という3つの壁が存在した。まず1つめの言語の壁は、すべてのコミュニケーションが英語になったことに起因する。それまでほとんどの領域の研究開発をHonda独自で行ってきたため、英語を使う機会がほとんどなく、多くのエンジニアにとってGEとの英語でのやりとりは非常に負担を強いるものであった。対応策としてGEとの共同開発が決まった直後、研究所を挙げて業務時間内に英会話のレッスンに励んだが、開発初期はまだGEのエンジニアの言っていることがよく理解できず、会議に時間ばかりかかっていた。しかしそれも、開発の後半にはかなりスムーズに行えるようになり、個々のエンジニアの英語力も向上した。2つめの時差の壁は、文字通り米国（オハイオ州）と日本との13～14時間の時差を意味する。共同開発にあたり各技術領域で頻繁に電話会議を行う必要があったが、ちょうど日米で朝晩が逆転するため通常の就業時間内では対応しきれず、どちらかが時間外の会議を設定せざるを得なかった。特に早朝と深夜両方の会議への出席が続いた場合は睡眠不足に陥った。3つめの文化の壁とは開発文化のことである。GEでは取り扱っているエンジンが大型であるためか、できるだけ設計段階で評価して試作を少なくする傾向であったが、Hondaでは現物を製造して評価することを重視していたため、開発の進め方で議論になることが多かったが、両社の良いところをうまく融合して効率よく開発できたと考えている。

一方で、開発における品質保証への対応が求められた。“40,000フィートに自分の家族がいると思え”，というスローガンのもと、多岐に渡る設計や試験のワークフロー、手順や要求事項をルール化、文書化し、2006年3

月、Hondaで初めてとなる航空宇宙品質マネジメントシステムであるAS9100の認証を取得した。

また、量産開発に先立ち技術実証用のデモンストレータを製作してHondaのベンチで様々な試験を実施した。約80%の部品を日本で製造し、最初に組立てたエンジンは目標性能を一発でクリアすることができた。これはHondaでは初めてのことで、GEでもめずらしいとのことであった。

HF120の認定試験では氷や鳥の吸い込みで生ずるファンロータの変形による推力低下の要件を満たすことができず、認定中にファンブレードを補強する設計変更を行ったため、当初の日程に対して遅れが発生した。

HF120エンジンは2013年12月に米国連邦航空局(Federal Aviation Administration: FAA)の型式認定(Type Certificate: TC)を取得し、2015年3月にはFAAの製造認定(Production Certificate: PC)を取得した。タービンエンジンで新規参入会社が型式認定を取得するのは21年ぶり、製造認定取得は23年ぶりのことである。その後2016年4月に欧州航空安全庁(European Aviation Safety Agency: EASA)の型式認定を取得し、カナダ航空局(Transport Canada Civil Aviation: TCCA)の認定を2017年5月に取得した。今後必要に応じて諸外国の認定を取得していく予定である。

GE Hondaの事業形態を図10に示す。Hondaは米国ノースカロライナ州に子会社のHonda Aero Inc. (HAI) (図11)を設立し、GEの航空エンジン部門であるGE Aviationと50:50の出資でGE Honda Aero Engines (GHAE)を米国オハイオ州に設立した。GHAEがTCホルダーであり機体メーカーへの営業窓口を担っており、今後HondaJet以外の機体へのエンジン搭載も視野に入れている。HAIは購買、生産、オーバーホールを担当し、2014年11月以降の量産エンジンは全てHAIで組立を行っている。埼玉県にあるHondaの子会社の航空機エンジンR&Dセンターでは研究開発を一手に担当している。



Fig. 11 Honda aero Inc.

HondaJetは2017年8月時点で54機が出荷されている。HF120エンジンに対して機体ユーザーから、

- エンジンが静かで、始動したかどうかは計器を見なければわからない。
- このクラスの機体で最も静かなキャビンである。
- 上昇性能やエンジンの応答性が素晴らしい。
- これほど問題が少ない新規エンジンは見たことがない。

という評価を頂いている。今後ともユーザーの声に耳を傾け、より良いエンジンを開発して行きたい。

5. 結言

Hondaは30年にわたる研究開発によって小型高性能ターボファンエンジンの事業化に成功し、その技術が認められ、平成29年度文部科学大臣表彰「科学技術賞」を受賞することができた。これまでご協力を頂いたすべての関係者の方々に心より感謝します。

参考文献

- (1) 野田悦生, “Hondaでの航空用ガスタービン研究とHF120ターボファンエンジンの開発”, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 43, No. 3 (2015), pp. 161-166.

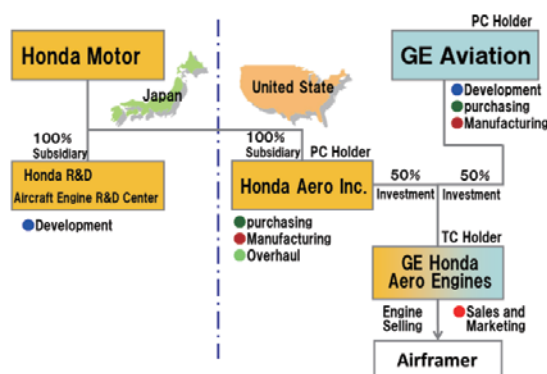


Fig. 10 GE Honda framework

三電極プラズマアクチュエータによる ガスタービン翼流体制御に向けた小型二次元翼試験

Multi-Electrode Plasma Actuator for Flow Separation Control of Small-Scale Wing

松野 隆^{*1}
MATSUNO Takashi

菅原 正隆^{*1*2}
SUGAHARA Masataka

橘 一輝^{*1}
TACHIBANA Kazuki

川添 博光^{*1}
KAWAZOE Hiromitsu

浅海 典男^{*3}
ASAUMI Norio

松野 伸介^{*3}
MATSUNO Shinsuke

山口 方士^{*3}
YAMAGUCHI Masahito

ABSTRACT

The flow control performance of a trielectrode (TED) plasma actuator was evaluated in wind tunnel experiments. It was found that the thrust of the TED plasma actuator with small gap between the electrodes can be remarkably improved by optimizing the dielectric layer thickness and the driving conditions. In low-speed wind tunnel tests, the TED plasma actuator outperformed a conventional single dielectric barrier discharge (SDBD) actuator in terms of separation control, even on a relatively small NACA0015 airfoil model compared to the plasma actuator, at a Reynolds number of 6.0×10^4 .

Key Words : Gas Turbine Engine, Flow Control, Separation, Plasma Actuator

1. はじめに

近年、大気圧中での放電を利用した流体制御デバイス（プラズマアクチュエータ）が注目されている⁽¹⁾⁻⁽³⁾。これまで、剥離抑制等の流体制御が必要な問題においては、吸い込み・吹き出しや、突起物をボルテックスジェネレータとして境界層を乱し、剥離を抑制する方法が取られてきた。しかし、これらの手法は構造が簡単であるという長所がある反面、流れの制御が必要でない場合には性能を低下させてしまうなどの問題がある。これらに代わる新しい流体制御デバイスとして、プラズマアクチュエータは研究が進められている。最も一般的なプラズマアクチュエータは、局所的に発生する誘電体バリア放電（Dielectric Barrier Discharge: DBD）により大気圧非平衡プラズマを生成し、プラズマ中のイオンの移動によって周囲気体に噴流を誘起する。この手法は、機械的な構造がなく非常に薄いため、流れの制御が必要でないときに流体性能を低下させることがない。

これまでに、電極片側のみを誘電体被覆し生成される誘電体バリア放電（Single DBD: SDBD）を利用したプラズマアクチュエータについては、活発な研究が行われ

てきている。プラズマアクチュエータの駆動メカニズムについては、実験および数値解析によって主要な現象とその特性が解明されてきた⁽⁴⁾⁻⁽⁶⁾。常温常圧を含む種々の雰囲気環境下での特性調査により、印加電圧および、素子の誘電体厚さなどにより生成される噴流推力が制約されることが明らかになっている^{(3),(7)-(10)}。流体問題への応用については、剥離制御への適用に関する研究が数多くなされており⁽¹¹⁾⁻⁽¹⁵⁾、特に駆動・非駆動を周期的に切り替えるバースト駆動の有効性が報告されている^{(16),(17)}。その他にも遷移遅延⁽¹⁸⁾や流体音響制御⁽¹⁹⁾を対象に、流れへの有効な擾乱導入デバイスとして研究が行われている。

ガスタービンエンジン内の流体場に対しては、低圧タービンの剥離制御^{(20),(21)}や翼端漏れ流れの制御^{(22),(23)}への適用が行われており、実験により制御コンセプトの有効性が示されている。一方で、上記したようにSDBDプラズマアクチュエータは噴流の強さを素子寸法が制約するため、現状では、ガスタービンエンジン内部のような高速かつ空間的制約の多い環境に関しては、流体制御に必要な噴流強度を得られないことが多い。翼端漏れ流れに関してSDBDプラズマアクチュエータではほとんど変化を与えられなかった報告もあり⁽²⁴⁾、限定された空間内でも効果的な流体制御が可能なデバイスが求められている。

プラズマアクチュエータの剥離制御の有効性向上のためには、バースト駆動の適用や噴流方向の変更による渦の導入⁽¹⁴⁾等の手法だけではなく、噴流自体を強める方法についても様々なアプローチが提案されている。プラズ

原稿受付 2016年12月21日

査読完了 2017年9月29日

* 1 鳥取大学大学院工学研究科 機械宇宙工学専攻
〒680-8552 鳥取市湖山町南4-101

* 2 現在 ゴベルゴ建機機

* 3 (株)IHI

マアクチュエータ駆動時の電圧波形について、放電プラズマの移動を誘起するように最適化するアプローチ²⁴⁾や、ナノ秒オーダーのパルスを入力することにより放電生成時間を制御する手法^{25), 26)}が提案され、噴流の増強や強い圧力波の生成が達成されている。また、プラズマアクチュエータ素子の構成に関しても種々の改良法が提案されており、電極の付加による電場強化についても効果的な手法が提案されている。

Sosaらは直流電圧印加のための電極を付与する三電極 (trielelectrode: TED) プラズマアクチュエータを提案し、放電と誘起噴流の増強を報告している²⁷⁾。また、TEDプラズマアクチュエータの電場強化は生成されたイオンの加速促進だけではなく、放電形態にも影響を与えることが明らかになっている²⁸⁻³⁰⁾。印加する電圧に依存して、DBDとは異なる、電極間にわたるスライディング放電の発生が観察されている^{28), 31), 32)}。また著者らによって、TEDプラズマアクチュエータが誘起する噴流はSDBD方式に対して10倍以上の推力を生成し、消費電力効率も数倍向上することが報告されている^{32), 33)}。またNishidaらの数値解析によって、電極間の電子移動と二次電子放出による電極近傍でのイオン生成が体積力を増強することが明らかにされている³⁴⁾。

TEDプラズマアクチュエータの利点には、上記のようにSDBDプラズマアクチュエータに比較して大幅に大きい推力が得られること、また消費電力効率も数倍と非常に良い点が挙げられる。噴流は露出電極間の電場の強化により増強されるため、誘電体厚さが印加電圧の制約となるSDBDプラズマアクチュエータと比較して、特に小スケールの素子の性能でアドバンテージがあると考えられる。

流体制御への適用については、これまでに浅海らが二次元翼剥離制御に対してTEDプラズマアクチュエータを適用した風洞試験を実施しており、SDBD方式より高い迎角まで剥離を抑制する性能を持つことが報告されている³⁵⁾。これらの知見から、ガスタービンエンジン内部のような環境においても高い流体制御性能を得ることが期待できる。

一方で、TEDプラズマアクチュエータは放電形態の変化により誘起噴流が壁面から離れて上方に偏向するため、壁面近傍流体の制御性能が損なわれる可能性が指摘されている^{31), 34)}。また、流体制御性能を支配する設計および駆動パラメータが多くなるため、特性と物理現象の理解が複雑となることも課題である。これまでに、プラズマアクチュエータ素子性能の電圧、誘電体厚さおよび材質や電極形状への依存性が調べられているが³³⁾、研究は主に40～50mm程度の寸法の素子について行われており、寸法、特に電極間距離の異なる素子の性能は詳細には調べられていない。ガスタービンエンジン内のような流体場に対してTEDプラズマアクチュエータを適用するためには、翼列の寸法を考慮に入れた上で、同ス

ケールの素子の性能を知り、効果的な流体制御を行うことが必要である。

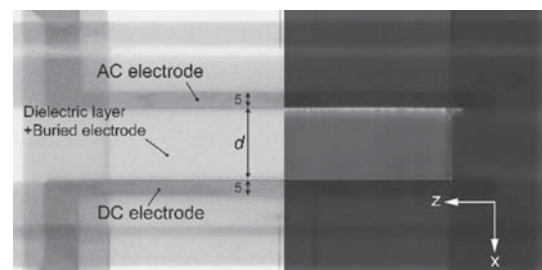
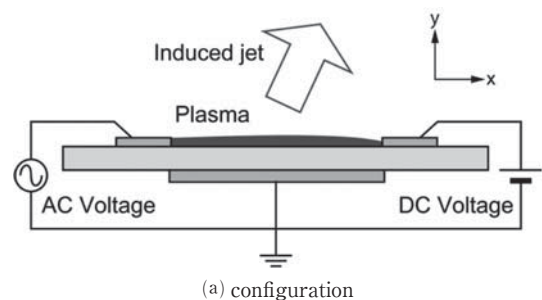
以上の点から、本研究では、翼列におけるTEDプラズマアクチュエータを用いた剥離制御を念頭に置き、小型二次元翼模型に適用可能なTEDプラズマアクチュエータを設計・試作し、プラズマアクチュエータの基本性能と風洞試験による剥離制御性能を調査した。

2. 実験方法および実験条件

2.1 プラズマアクチュエータ素子

図1に性能評価に用いたTEDプラズマアクチュエータの構成概要と写真を示す。図1(a)に概要を示すとおり、TEDプラズマアクチュエータも一般的なSDBDプラズマアクチュエータと同様に、誘電体を電極で挟んだ構成となっている。空気に露出する側の電極 (露出電極) は厚さ0.0275mmの銅テープによって形成されている。露出電極にはそれぞれ交流・直流の高電圧が同時・個別に印加されるため、本稿ではそれぞれの電極をAC電極・DC電極と呼ぶ。露出・埋設電極間にはPTFE樹脂により誘電体層が設置されている。図1(b)にはプラズマアクチュエータ素子を上方から見た際の写真と、AC・DC双方の電極に電圧を印加した際の放電状況の写真 (図右半分) が示されている。放電時には、電極に挟まれた誘電体層上面で大気圧プラズマが生成され写真のような発光を生じる。図中 d で示されるのは露出電極間の距離である。また埋設電極・露出電極の重なり幅は0 mmとなるように設置してある。

プラズマアクチュエータの諸元、および実験条件について表1にまとめた。プラズマアクチュエータ駆動時にAC電極に印加する電圧の周波数は16.0kHzで固定した。印加するAC電圧およびDC電圧は種々変更して試験



(b) photograph of the test element and its discharge

Fig. 1 Schematics of the TED plasma actuator

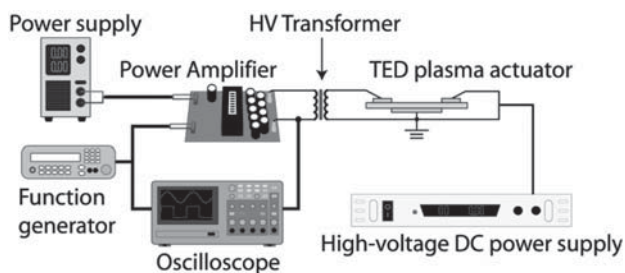


Fig. 2 Connection diagram of the power supply for TED plasma actuator

Table 1 Configurations of the TED plasma actuator

	Thrust test	Wind tunnel test
Dielectric material	PTFE	
Electrode material	Copper	
Dielectric layer thickness: t_d [mm]	0.54 ~ 2.0	0.54
Gap length: d [mm]	10 ~ 40	20
Exposed electrode width [mm]	5	
Overlap of electrodes [mm]	0	
Discharge length [mm]	200	
AC frequency [kHz]	16.0	
AC voltage: V_{ac} [kV _{pp}]	6.0 ~ 15.6	6.0
DC voltage: V_{dc} [kV]	-30 ~ 30	-14, 18

を行った。

本研究では翼列スケールの翼模型（翼弦長 30mm）にプラズマアクチュエータを設置するため、先行研究⁵⁵⁾と比較して露出電極間距離の小さい素子が必要となる。本稿では露出電極間距離を変更した際の推力を計測し、その影響を調べた。また、上記の結果をもとに、風洞試験の翼模型へ設置するプラズマアクチュエータを設計・試作した。この素子について、プラズマアクチュエータ駆動条件による推力性能の影響を調査し、風洞試験時に得られる噴流強度について調べた結果についても示す。

2.2 駆動装置

TEDプラズマアクチュエータの駆動装置概要を図2に示す。駆動信号はファンクションジェネレータ（Agilent 33220A）により生成された信号を電力増幅器および変圧器により増幅・昇圧し、交流高電圧を得た。また、DC電極には高電圧直流電源によって生成された正負の直流電圧を直接印加した。

2.3 プラズマアクチュエータ単体の推力測定試験

小型二次元翼模型へ適用可能なTEDプラズマアクチュエータを設計・製作し、その性能を調査した。本研究では、プラズマアクチュエータの性能は生成される噴流の強さと方向により評価した。噴流の強さは、噴流の反作用としてプラズマアクチュエータ素子に加わる推力を直接計測し、これを指標とした。図3に実験装置の概略を示す。推力測定には分析天秤（島津製作所AUW320）を用い、プラズマアクチュエータに加わる推力は梃子を介して天秤に印加される。図に示すように、支持棒を2種類用意し、二分力の推力を測定することで

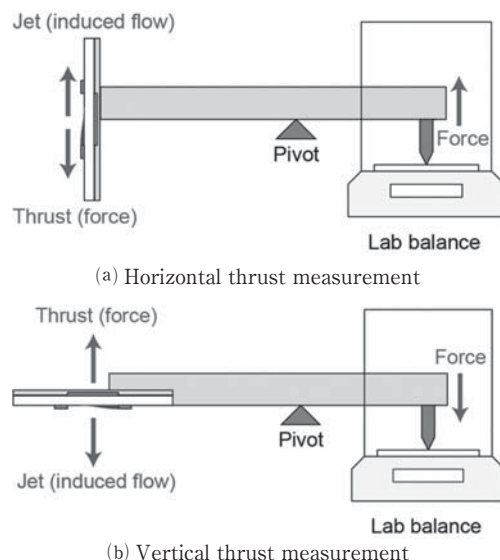


Fig. 3 Schematics of thrust measurement system

TEDプラズマアクチュエータが生成する偏向噴流の素子平行方向・垂直方向の力を両方計測した。プラズマアクチュエータ駆動は10秒間連続で行い、計測された推力の時間平均値を3回平均した値を各条件での推力値とした。一般に、分析天秤によるプラズマアクチュエータ推力計測時には放電による高周波ノイズが測定値に影響を与える。これを防ぐため、計測機器は金属板を用いて製作されたファラデーケージの中に設置し、計測値はケージ内でA/D変換し出力することでその影響を可能な限り抑制した。校正試験によって、推力値への高周波ノイズの影響は不確かさ以下であることを事前に確認してある。なお、計測装置の不確かさは $\pm 0.33\%$ であり、実験時に計測された推力値の標準不確かさは 1.23mN/m であった。

2.4 風洞試験による剥離制御性能調査

小型の二次元翼模型にTEDプラズマアクチュエータを設置し、低速風洞で剥離制御性能調査のための試験を行った。図4に今回使用した二次元翼模型を示す。翼模型はNACA0015翼型で、翼弦長30mm、翼幅50mmである。材質はケミカルウッドである。流れの二次元性を確保するため、直径50mmの翼端板を取り付けてある。

使用したTEDプラズマアクチュエータは、後述するように単体の推力測定試験で性能の優れていた構成を使用した。TEDプラズマアクチュエータの設置位置および構成を図5に示す。本実験では前縁にAC電極を設置し、後述する素子性能評価の結果から露出電極間距離を20mmとしてDC電極を設置した。

風洞試験には鳥取大学流体工学研究室内の吸込型低速風洞を用いた。計測部断面は $600 \times 600\text{mm}$ 、流れ方向に1800mmの固定壁となっている。

本研究では、翼面流れ場を時系列PIV計測により解析した。PIV計測システムの概要図を図6に示す。DOSからなるトレーサ粒子に高繰り返しNd:YAGレーザ

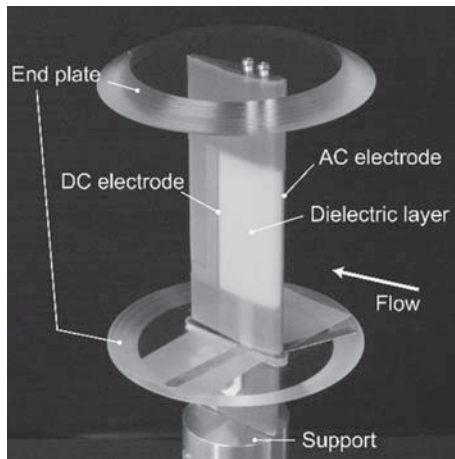


Fig. 4 NACA0015 two-dimensional wing model

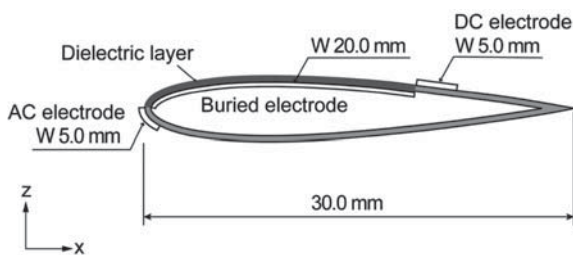


Fig. 5 Arrangement of TED plasma actuator on the wing model

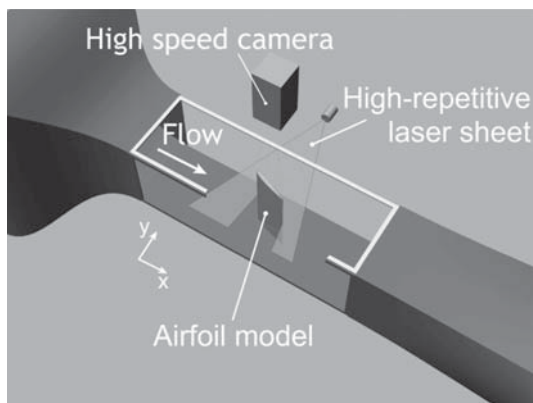


Fig. 6 Setup of the time-resolved PIV measurement

(Lee Laser LDP-100MQG) によって形成されるレーザーシートを照射し、粒子像を高速度カメラ（フォトリオン FASTCAM SA-X2）により1000ペア/秒の速度で撮影した。計測領域は模型を中心に200mm角の範囲に設定した。一様流速は30m/s、迎角は0～30degの間種々変更して実験を行った。本試験における翼弦長基準のレイノルズ数は 6.0×10^4 である。なお、本研究でのプラズマアクチュエータ駆動条件は、推力測定試験の結果をもとに設定した。

3. 実験結果および考察

3.1 プラズマアクチュエータ単体の推力測定試験

3.1.1 露出電極間距離変更による推力特性への影響

本節では、TEDプラズマアクチュエータの露出電極

間距離を変更した際の、推力と印加直流電圧の関係を調査した結果について示す。図7は横軸が印加直流電圧、縦軸がプラズマアクチュエータの誘電体素子に対して水平方向・垂直方向の推力の二分量と、その二分量から求められる推力の絶対値を示している。直流電圧は露出電極間に異常放電が生じる寸前の電圧まで印加した。 $V_{dc} = 0$ kVでは、供試素子はSDBDプラズマアクチュエータと同一構成となるため、 $V_{dc} = 0$ kVでの推力をSDBDプラズマアクチュエータの推力として、比較を行った。露出電極間距離 d は(a) $d=40$ mm, (b)20mmおよび(c)10mmである。

まず、図7(a)の電極間距離 $d=40$ mmにおける推力の V_{dc} 依存性について述べる。 V_{dc} が正の場合、 V_{dc} が小さい場合はSDBDプラズマアクチュエータとほぼ変わらない推力を生成するが、 $V_{dc}=+10 \sim 15$ kVで水平方向推力が増加する。そして $V_{dc}=+15 \sim 23$ kVではこれが減少する一方で、垂直方向（上向き）の推力成分が急増した。最大電圧印加時（ $V_{dc}=23.0$ kV）には推力は19.0mN/mとなり、SDBDプラズマアクチュエータの推力（5.0mN/m）の4倍近くとなった。特に、垂直方向推力は、SDBDプラズマアクチュエータがほぼ0 mN/mであるのに対し、本条件では最大18.0mN/mとなり、上方へ強い噴流が形成されていることが分かる。これはAC電極・DC電極双方からの対向噴流が衝突し、上方へ偏向するためであると考えられている。

印加直流電圧が負の場合にも類似の推力特性を示すが、垂直上向きの推力は正の場合に比べ大きくなるのに加え、負の水平方向推力が観察されており、噴流はSDBDプラズマアクチュエータとは逆に、図1(a)におけるx軸負方向（DC電極からAC電極方向）上方に偏向していることがわかる。

次に、図7(b)および(c)に示される露出電極間距離がより短い素子の推力特性について述べる。露出電極間距離が短い場合には、電極間のアーク放電発生電圧が上記の条件と比較して低くなるので、他の寸法および条件が全く同一の場合、印加可能な最大直流電圧は小さくなる。 V_{dc} が正の場合には、 V_{dc} の増加に伴い水平方向の推力成分が微増するが、本条件では電極間距離が10mm, 20mmいずれの場合にも垂直方向の推力増加は生じなかった。 V_{dc} が負の場合に関しては、電極間距離が短い場合にも V_{dc} の増加に伴い水平方向の推力が急減する現象は生じた。図7(b)に示される電極間距離が20mmの場合には、40mmの場合と同様に、噴流のx軸負方向への偏向と垂直方向成分の生成が確認されるが、図7(c)の露出電極間距離が10mmの場合には推力減少は生じるが、印加直流電圧の上限に達するため推力の偏向・増加は確認できなかった。以上の結果より、露出電極距離が40mmの場合と比較すると、20mmおよび10mmの場合には、本条件では推力発生方向の偏向と大幅な増加を確認することはできなかった。また、推力増加のためには印加可能な最

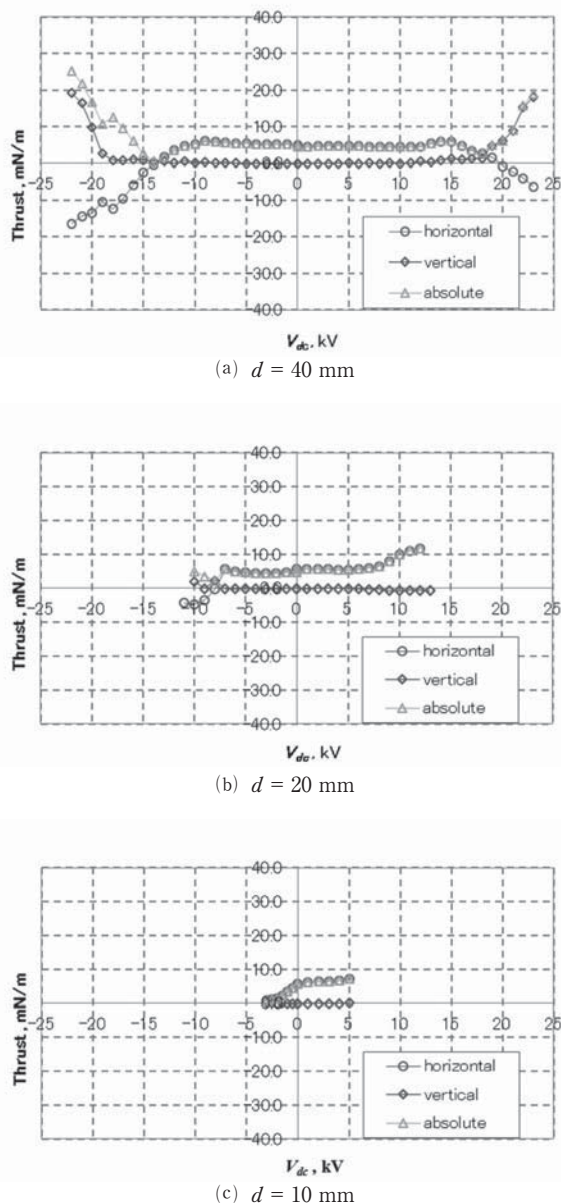


Fig. 7 Thrust of the trielectrode plasma actuator as a function of input DC voltage, at $V_{ac} = 15.6 \text{ kV}_{pp}$

大 V_{dc} を上げることが有効と分かった。

この特性はプラズマアクチュエータの諸元や駆動条件に大きく依存するため、電極間距離が小さい素子でも大きな推力増加を得ることは可能である。印加可能な最大 V_{dc} を上げるためには印加交流電圧 V_{ac} を下げればよい。しかし、同一の素子構成では、一般に V_{ac} を下げると推力は低下する。これを防ぐためには、誘電体厚さ t_d を薄くする必要がある。

以上をまとめると、(1)印加交流電圧 V_{ac} の低減(2)誘電体厚さ t_d の低減の二つの条件・構成の変更によって、直流電圧印加による大きな推力増加と噴流の偏向を得ることができると予想される。

3.1.2 印加交流電圧の発生推力への影響

上記の知見に基づき、翼弦長30mmスケールの小型翼に搭載可能で、なおかつ高い推力生成が可能なTEDプ

ラズマアクチュエータの構成を決定するため、電極間距離は $d=20\text{mm}$ に固定し、誘電体厚さを $t_d=0.54 \sim 2.0\text{mm}$ の間で種々変更し推力試験を実施した結果、 $t_d=0.54\text{mm}$ の場合に、高い推力性能を得られることが分かった。以下にその特性を示す。

図8に示すのは印加交流電圧がSDBDプラズマアクチュエータに対する発生推力の比が最も大きい条件である $V_{ac}=6 \text{ kV}_{pp}$ の場合、および、比較対象である 11 kV_{pp} の場合それぞれの推力特性である。図8(a)より、印加交流電圧が 6 kV_{pp} の場合には $V_{dc}=0$ ではほとんど推力は生成されていないが、 $V_{dc}=15\text{kV}$ または -12kV を越えると大幅に推力が増加している。このとき、図7(a)に示した電極間距離40mmの素子を越える推力が生成されている。一方で、図8(b)の $V_{ac}=11 \text{ kV}_{pp}$ の条件では、推力の変化は生じているが、 $V_{dc}=14\text{kV}$ または -12kV を越えると電極間で異常放電が生じてしまうため、 V_{dc} を上げることが出来ず、結果として高い推力を得ることができない。

本試験の結果によって、設置位置の制約からTEDプラズマアクチュエータの電極間隔を小さくしなければならない場合であっても、偏向噴流が発生可能な駆動条件および構成を探索することができれば、TEDプラズマアクチュエータは大幅な推力増加が期待できることがわかった。

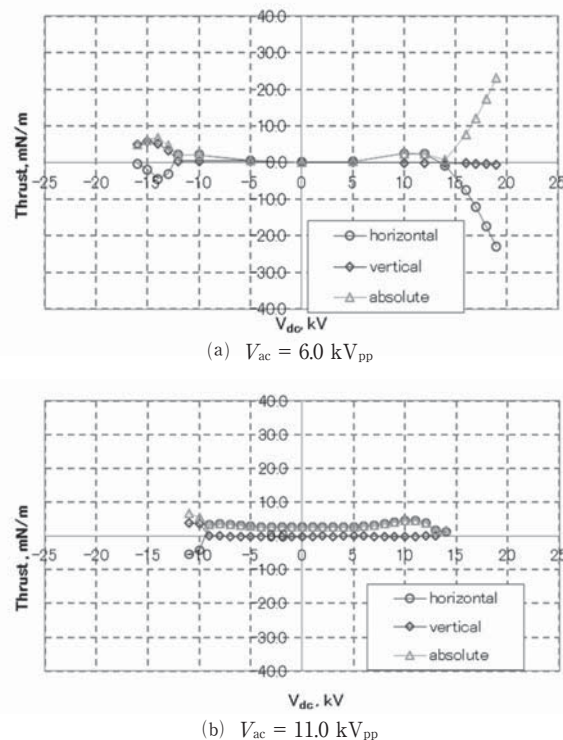


Fig. 8 Thrust characteristics of the small-scale trielectrode plasma actuator for separation control ($t_d = 0.54 \text{ mm}$, $d = 20 \text{ mm}$)

3.2 剥離制御性能調査

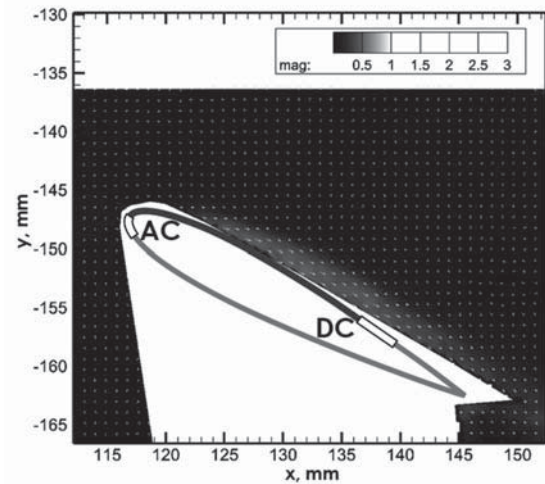
次に、前節の推力測定試験により構成および駆動条件が決定されたTEDプラズマアクチュエータを小型の二次元翼模型に設置し、剥離制御試験を行った結果について示す。

3.2.1 TEDプラズマアクチュエータの噴流

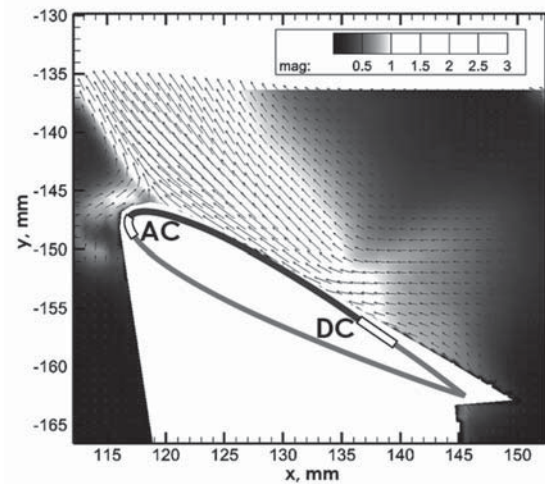
まず、翼面上に設置されたTEDプラズマアクチュエータの誘起噴流を静止流中においてPIV計測し、誘起噴流の速度場を得た結果について述べる。図9(a)~(c)に示すのは、SDBDおよびTEDプラズマアクチュエータを設置した二次元翼中央断面における、誘起噴流速度分布の時間平均等値面である。TEDプラズマアクチュエータに関しては、 $V_{dc}=18\text{kV}$ および -14kV の結果を示している。なお、翼模型下面側はレーザ照射の影となっているため値が欠損しているが、これは本試験の目的とする解析を妨げない。図9(a)に示されるとおり、SDBDプラズマアクチュエータは翼の前縁から後縁方向に壁面に沿う流れを生成している。これに対し、 V_{dc} を 18kV 印加した条件（図9(b)）では、前縁と後縁の中間付近から、SDBDプラズマアクチュエータと逆方向の噴流が上方に向けて生成されていることがわかる。このときの噴流速度はSDBDプラズマアクチュエータに比べ大幅に増加した。また、 $V_{dc}=-14\text{kV}$ を印加した条件（図9(c)）では、誘起噴流は翼前縁より翼面に対して垂直上向きに噴流が生成された。また $V_{dc}=18\text{kV}$ の場合ほどではないが、このときも噴流速度の向上が確認された。双方とも、図8(a)に示された同構成のプラズマアクチュエータの推力特性と対応して妥当な結果であり、TEDプラズマアクチュエータにより、噴流の偏向と推力・速度の増加が達成できていることが確認された。

3.2.2 剥離抑制効果

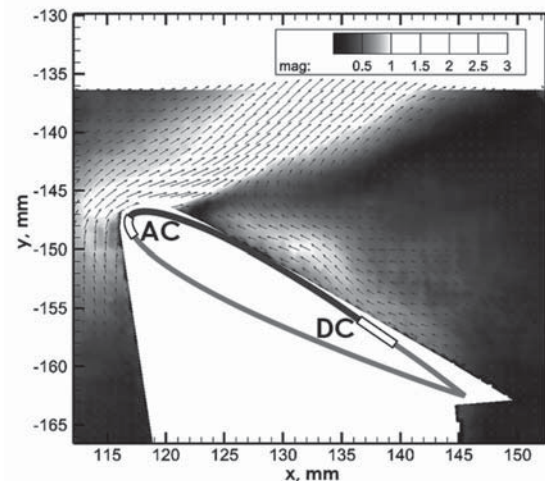
次に、TEDプラズマアクチュエータを用いた小スケールの二次元翼剥離抑制試験の結果について述べる。図10に示すのは、迎角 14° および 16° におけるTEDプラズマアクチュエータ非駆動時および駆動時の平均速度場である。等値面は平均の速度絶対値を示しており、翼背面の速度の小さい領域は剥離による逆流領域を示している。図より、プラズマアクチュエータ駆動により翼前縁からの剥離流れは完全に翼に付着させることが出来ること、壁面に垂直方向の噴流によっても剥離抑制が可能であることが分かる。図10(b)の迎角 16° の場合から分かるように、このとき剥離位置の後縁側への移動といった連続的な流れ場の変化はほとんど観察されず、剥離・付着は迎角に関して不連続に生じる前縁失速型の特性を示しており、これはプラズマアクチュエータ駆動時にも変わらなかった。なお、本試験の流れのレイノルズ数は 6.0×10^4 であり、類似条件下でのプラズマアクチュエータによる剥離制御研究は過去に多くの報告がある^{(17),(96)}。浅田らによるNACA0015翼を用いた実験⁽³⁷⁾においても、剥離迎角を挟んで不連続な剥離・付着が観察されており、本研究



(a) SDBD plasma actuator, $V_{dc} = 0$



(b) TED plasma actuator, $V_{dc} = 18\text{kV}$



(c) TED plasma actuator, $V_{dc} = -14\text{kV}$

Fig. 9 Time-averaged velocity field of the induced jet in quiescent air

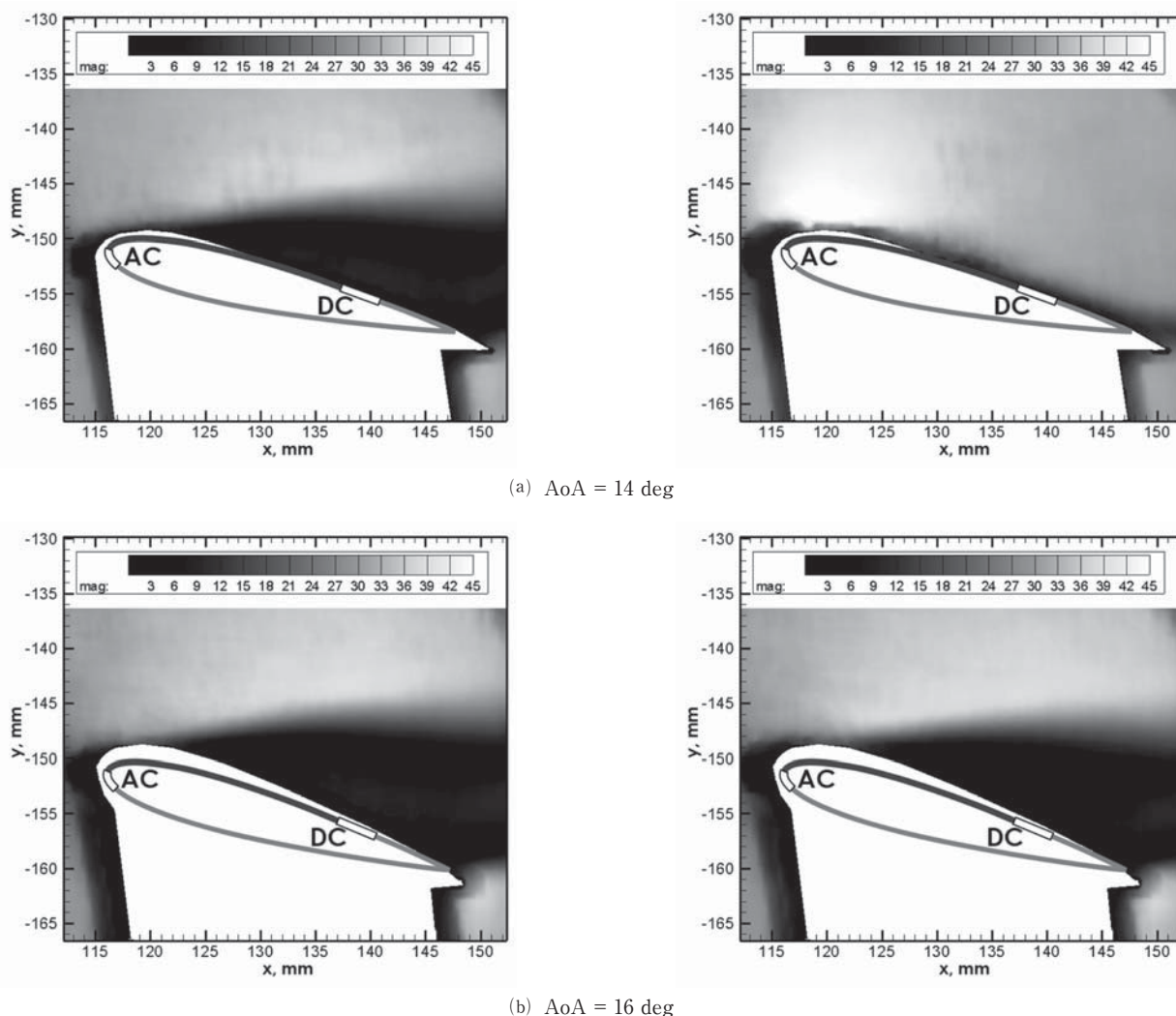


Fig. 10 Time-averaged flow field around the wing model;
(left) without plasma actuator (right) with the TED plasma actuator at $V_{dc} = -14$ kV

の結果はこれと一致する。ただし、本研究では一様流速が相対的に高く、模型スケールが小さい点がこれらの研究とは異なっており、プラズマアクチュエータが生成する噴流は物理的寸法に依存するため、その影響はこれらの先行研究とは異なると考えられる。

図11に示すのは、図10と同条件における $x/c=0.5$ 位置での翼面垂直方向の速度分布である。図11(a)の迎角14度の条件では、非駆動時に流れは大規模に剥離しており、翼面近傍では10m/s程度の強い逆流が生じている。このとき、文献(7)に示されるように翼前縁近傍から層流剥離が生じており、剥離剪断層は層流から乱流へ遷移することが知られている。プラズマアクチュエータ駆動時には、剥離が抑制され境界層が生成されるが、生成された境界層は同条件における層流境界層速度分布（点線）と類似しており、本条件では $x/c=0.5$ 位置で層流であることを示している。このことは、プラズマアクチュエータ駆動により流れに与えられる体積力が、擾乱の生成ではなく境界層の逆圧力勾配の直接的な緩和に寄与していることを示唆している。また迎角16度においては、プラズマ

クチュエータ駆動による剥離抑制は生じていないが、速度分布をみると、非駆動時に比べ剥離剪断層は翼面に近づき、逆流領域の速度は減少している。非定常な流れの剥離・付着が生じているため、時間平均値に変化が生じたものと考えられる。なお、プラズマアクチュエータを駆動している状態においては、迎角の増減による剥離角のヒステリシスは観察されなかった。

図12に、迎角を種々変更した場合のプラズマアクチュエータ非駆動時・駆動時それぞれの平均速度場をマトリクスとして示す。枠が太線となっている要素が流れの剥離が抑制されている条件を示している。図13には、図12から得られた剥離迎角を駆動時・非駆動時それぞれについてまとめて示した。これらの結果より、プラズマアクチュエータ非駆動時に対し、SDBDおよびTEDプラズマアクチュエータどちらも駆動によって高い迎角まで剥離が抑制可能であることを確認できた。剥離抑制効果はTEDプラズマアクチュエータを V_{dc} が負の条件で駆動した場合が最大となっている。また、本試験においてはSDBDプラズマアクチュエータでは、迎角13度まで剥離

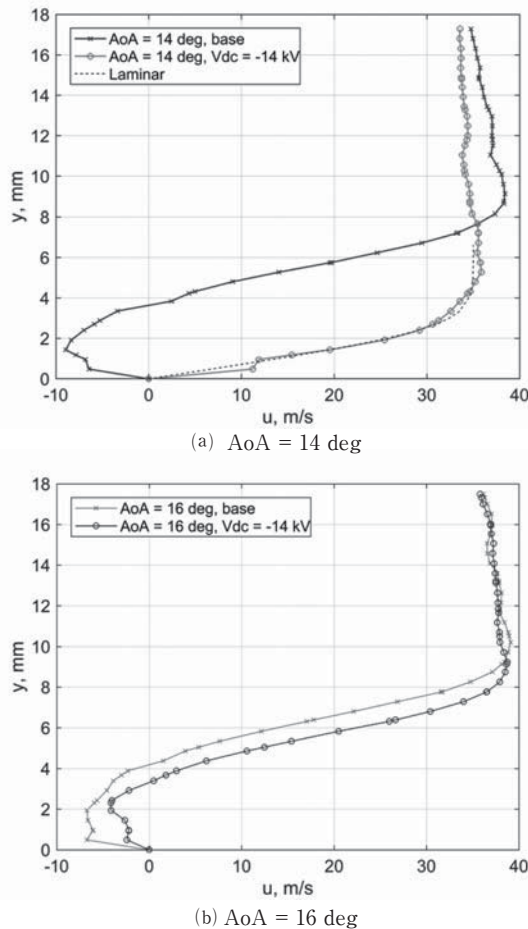


Fig. 11 Time-averaged streamwise velocity profiles at $x/c = 0.5$ on the wing model

抑制可能であるのに対し、TEDプラズマアクチュエータ駆動時は V_{dc} が負の条件では迎角15度まで剥離を抑制した。なお、この条件は時間平均速度場からは剥離・付着の判別が難しいが、時系列データを見ると、プラズマアクチュエータ駆動により流れが付着している状態が計測時間中大半を占めており、剥離抑制可能と判断できる。

噴流推力で比較すると、TEDプラズマアクチュエータの誘起噴流は V_{dc} が正の場合が最も強いが、剥離制御可能な迎角は V_{dc} が負の場合が最も高く、不一致が生じている。この理由は誘起噴流の発生位置の違いにあると考えられる。噴流の発生位置は翼型まわり流れの制御に大きな影響を与えることはよく知られており、一般には前縁付近の剥離点近傍において、一樣流方向または上方へ噴流を形成することが剥離抑制に効果的であると知られている。一方で、 V_{dc} が正の場合には噴流は翼中央付近より上方に誘起されている（図9(b)参照）。これは、上述したとおり、本条件ではAC電極・DC電極双方からの対向噴流が衝突し、上方へ偏向するためである。このため、翼前縁近傍の流れへの効果的な干渉が行われず、剥離制御効果が低下したと思われる。一方で V_{dc} が負の場合には強い誘起噴流が前縁近傍から生じており、これが高い剥離抑制性能を得られた理由と考えられる。

これらの結果はより大型の翼を用いた先行研究によっても確認されている³³⁾。

これらの結果から、小型翼の剥離制御にプラズマアクチュエータを適用する際には、誘起噴流の生成推力の最大化だけではなく、その形成位置を最適とするような駆動条件および構成が必要であることが分かった。

なお、前述の通り、プラズマアクチュエータの駆動・非駆動を周期的に切り替えるバースト駆動によって擾乱を与えた場合には、本稿で対象としている連続的な駆動と比較して、より高迎角まで剥離抑制効果が現れる。低レイノルズ数条件では、高い周波数でバースト駆動を行うことにより、境界層の遷移が促進され、高い剥離制御効果が得られる¹⁷⁾。この効果はTEDプラズマアクチュエータをバースト駆動する場合にも期待され、実際の流体問題へ適用する際には、バースト駆動により、更に高迎角でも剥離抑制効果が得られることが期待できる。また、バースト駆動時には放電を行わない時間があるため、時間当たりの消費電力はそのデューティ比に比例して低減する。TEDプラズマアクチュエータはSDBDプラズマアクチュエータと比較して高い推力・消費電力比を持つが、放電が生じていない瞬間の電力消費はSDBDタイプと同様にきわめて小さいため、バースト駆動により更に高い流体制御効率を持つことが期待できる。

しかし、バースト駆動を適用したとしても、ガスタービン内部の高速流を制御する際には、より高い流体制御力が必要となる。先行研究および数値解析の知見からは100mN/m～1N/m程度の推力が必要と考えられている。現在のところ、3.1.2節で示したように本素子の生成可能な推力は30mN/mに達していないが、誘電体の絶縁耐力の高いTEDプラズマアクチュエータでは100mN/mの推力生成を達成しており、高い推力を生成することは可能であると考えている。

さらに、ガスタービン内部流では、高速流・空間的制約が大という条件に加えて、適用対象によっては高温・高圧の環境下での駆動が求められる。これまでに、プラズマアクチュエータ推力の環境依存性についても研究が行われており、温度については比較的広い温度範囲で、温度に対して推力が線形に増加することが示されている⁸⁾。圧力については、雰囲気圧力が2～4気圧となる条件では性能が低下するが、それより高い圧力では大気圧条件と同オーダーの推力が得られることが報告されている。加えて高圧環境下では高い電圧印加が可能となるため、SDBDプラズマアクチュエータでは、得られる噴流は大気圧下に比べ強くなる³³⁾。一方で、TEDプラズマアクチュエータについての調査は行われておらず、今後の調査が必要である。

4. まとめ

三電極 (TED) プラズマアクチュエータを用い、翼列まわり流れの剥離を制御することを念頭に置き、小型二

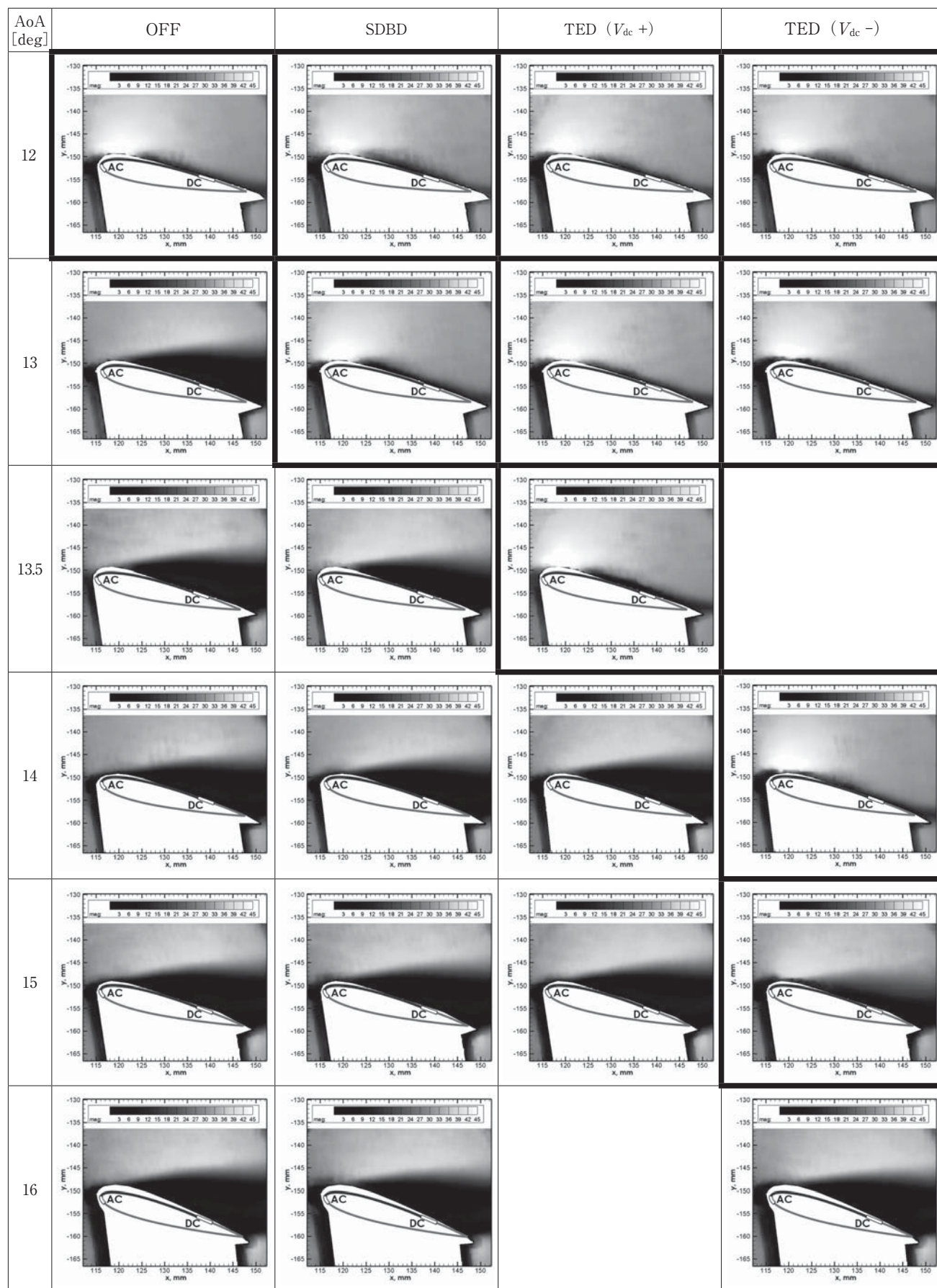


Fig. 12 Comparison of time-averaged flow field with and without plasma actuators for various angles of attack

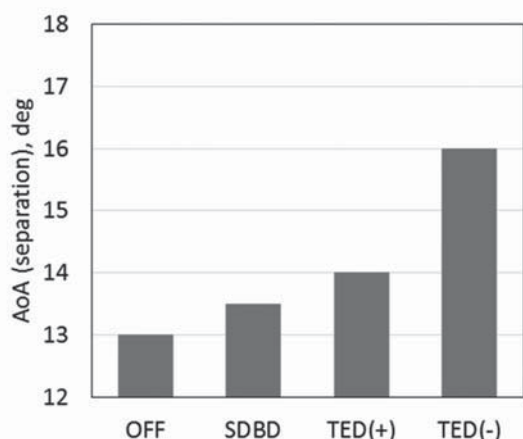


Fig. 13 Comparison of the separation angle of attack for SDBD/TED plasma actuator

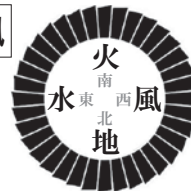
次元翼模型にTEDプラズマアクチュエータを適用した際の剥離制御性能を実験により調査した。その結果、以下の知見を得た。

1. TEDプラズマアクチュエータの電極間隔を近づけると印加可能な直流電圧が低下するため、SDBD方式に対する推力向上効果が低下するが、小さい電極間隔の素子においても、誘電体厚さと印加交流電圧を適切に調整することによって、印加可能な直流電圧の最大値を高く保つことができる。これによって、小型素子においてもTED方式による大幅な推力向上を達成することができる。
2. 小型の二次元翼模型においてもTEDプラズマアクチュエータはSDBD方式に比べて高い剥離の抑制効果を発揮できる。一方で、小型翼の剥離制御にプラズマアクチュエータを適用する際には、誘起噴流の生成推力の最大化だけでなく、その形成位置を最適とするような駆動条件および構成が必要である。

参考文献

- (1) Corke, T. C., Post, M. L. and Orlov, D. M., SDBD Plasma Enhanced Aerodynamics: Concepts, Optimization and Applications, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 43, No. 7-8 (2007), pp. 193-217.
- (2) 松野隆, プラズマアクチュエータを用いた剥離制御, *日本機械学会誌*, Vol. 115, No. 1127 (2012), pp. 692-696.
- (3) Wang, J.-J., Choi, K.-S., Feng, L.-H., Jukes, T. N. and Whalley, R. D., Recent Developments in DBD Plasma Flow Control, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 62 (2013), pp. 52-78.
- (4) Enloe, C. L., McLaughlin, T. E., VanDyken, R. D., Kachner, K. D., Jumper, E. J., Corke, T. C., Post, M. L. and Haddad, O., Mechanisms and Responses of a Single Dielectric Barrier Plasma Actuator: Plasma Morphology, *AIAA Journal*, Vol. 42, No. 3 (2004), pp. 595-604.
- (5) Font, G. I., Boundary Layer Control with Atmospheric Plasma Discharges, *AIAA Journal*, Vol. 44, No. 7 (2006), pp. 1572-1578.
- (6) Nishida, H. and Abe, T., Numerical Analysis of Plasma Evolution on Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuator, *Journal of Applied Physics*, Vol. 110, No. 1 (2011), pp. 13302-1-13302-9.
- (7) Corke, T. C., Enloe, C. L. and Wilkinson, S. P., Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuators for Flow Control, *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 42, No. 1 (2010), pp. 505-529.
- (8) Versailles, P., Gingras-Gosselin, V. and Vo, H. D., Impact of Pressure and Temperature on the Performance of Plasma Actuators, *AIAA Journal*, Vol. 48, No. 4 (2010), pp. 859-863.
- (9) Gregory, J. W., Enloe, C. L., Font, G. I. and McLaughlin, T. E., Force Production Mechanism of a Dielectric-Barrier Discharge Plasma Actuator, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2007-185 (2007), pp. 1-13.
- (10) Patel, M. P., Ng, T. T., Vasudevan, S., Corke, T. C., Post, M. L., McLaughlin, T. E. and Suchomel, C. F., Scaling Effects of an Aerodynamic Plasma Actuator, *Journal of Aircraft*, Vol. 45, No. 1 (2008), pp. 223-236.
- (11) Post, M. L. and Corke, T. C., Separation Control Using Plasma Actuators: Dynamic Stall Vortex Control on Oscillating Airfoil, *AIAA Journal*, Vol. 44, No. 12 (2006), pp. 3125-3135.
- (12) Matsuno, T., Kawazoe, H. and Nelson, R. C., Aerodynamic Control of High Performance Aircraft Using Pulsed Plasma Actuators, 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2009-0697 (2009), pp. 1-11.
- (13) 山田俊介, 石川仁, 瀬川武彦, プラズマアクチュエータによる円柱流れの制御に関する研究 (第2報, 後流構造の流れの可視化), *日本機械学会論文集 (B編)*, Vol. 78, No. 788 (2012), pp. 734-744.
- (14) Jukes, T. N., Segawa, T. and Furutani, H., Flow Control on a NACA 4418 Using Dielectric-Barrier-Discharge Vortex Generators, *AIAA Journal*, Vol. 51, No. 2 (2013), pp. 452-464.
- (15) Sato, M., Aono, H., Yakeno, A., Nonomura, T., Fujii, K., Okada, K. and Asada, K., Multifactorial Effects of Operating Conditions of Dielectric-Barrier-Discharge Plasma Actuator on Laminar-Separated-Flow Control, *AIAA Journal*, Vol. 53, No. 9 (2015), pp. 2544-2559.
- (16) Sidorenko, A., Zanin, B., Postnikov, B., Budovsky, A., Starikovskii, A., Roupasov, D., Zavalov, I., Malmuth, N., Smereczniak, P. and Silkey, J., Pulsed Discharge Actuators for Rectangular Wing Separation Control, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2007-941 (2007), pp. 1-11.
- (17) Sekimoto, S., Nonomura, T. and Fujii, K., Burst-Mode Frequency Effects of Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuator for Separation Control, *AIAA Journal*, Vol. 55, No. 4 (2017), pp. 1385-1392.

- (18) Grundmann, S. and Tropea, C., Active Cancellation of Artificially Introduced Tollmien-Schlichting Waves Using Plasma Actuators, *Experiments in Fluids*, Vol. 44, No. 5 (2008), pp. 795-806.
- (19) 楠本誠, 横山博史, Angland, D., 飯田明由, プラズマアクチュエータによる平板列から発生する空力騒音の制御, *日本機械学会論文集*, Vol. 83, No. 847 (2017), pp. 1-16.
- (20) Bloxham, M., Reimann, D., Crapo, K., Pluim, J. and Bons, J. P., Synchronizing Separation Flow Control With Unsteady Wakes in a Low-Pressure Turbine Cascade, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 131, No. 2 (2009), pp. 21019-1-21019-9.
- (21) Stephens, J. E., Corke, T. and Morris, S., Blade-Mounted Single Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuators in Turbine Cascade, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 27, No. 3 (2011), pp. 692-699.
- (22) Saddoughi, G., Bennett, S., Boespflug, M., Puterbaugh, S. L. and Wadia, A. R., Experimental Investigation of Tip Clearance Flow in a Transonic Compressor with and without Plasma Actuators, *Proceedings of ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition*, GT2014-25294 (2014), pp. 1-14.
- (23) 松沼孝幸, 瀬川武彦, リング型プラズマアクチュエータを用いた環状タービン翼列チップクリアランス流れの能動制御, *日本ガスタービン学会誌*, Vol. 44, No. 3 (2016), pp. 108-115.
- (24) Nishida, H., Nonomura, T. and Abe, T., Characterization of Electrohydrodynamic Force on Dielectric-Barrier-Discharge Plasma Actuator Using Fluid Simulation, *World Academy of Science, Engineering and Technology*, Vol. 6, No. 11 (2012), pp. 321-325.
- (25) Petrishchev, V., Leonov, S. B., Lempert, W. R. and Adamovich, I. V., Studies of Nanosecond Pulse Surface Ionization Wave Discharges over Solid and Liquid Dielectric Surfaces, *52nd Aerospace Sciences Meeting*, AIAA 2014-0667 (2014), pp. 1-22.
- (26) Sekimoto, S., Sulaiman, T., Anyoji, M., Nonomura, T. and Fujii, K., Experimental Study of Nano-Second Pulse Plasma Actuator for Low Reynolds Number Flow Control, *52nd Aerospace Sciences Meeting*, AIAA 2014-0767 (2014), pp. 1-22.
- (27) Sosa, R., Arnaud, E., Memin, E. and Artana, G., Study of the Flow Induced by a Sliding Discharge, *IEEE Transactions on Dielectrics and Electrical Insulation*, Vol. 16, No. 2 (2009), pp. 305-311.
- (28) Sosa, R., Artana, G., Moreau, E. and Touchard, G., Stall Control at High Angle of Attack with Plasma Sheet Actuators, *Experiments in Fluids*, Vol. 42, No. 1 (2007), pp. 143-167.
- (29) Lago, V., Grondona, D., Kelly, H., Sosa, R., Marquez, A. and Artana, G., Sliding Discharge Optical Emission Characteristics, *IEEE Transactions on Dielectrics and Electrical Insulation*, Vol. 16, No. 2 (2009), pp. 292-298.
- (30) Matsuno, T., Kawaguchi, M., Yamada, G. and Kawazoe, H., Development of Trielectrode Plasma Actuator and Its Application to Delta Wing Vortex Control, *29th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, AIAA 2011-3514 (2011), pp. 1-14.
- (31) Matsuno, T., Kawaguchi, M., Fujita, N., Yamada, G. and Kawazoe, H., Jet Vectoring and Enhancement of Flow Control Performance of Trielectrode Plasma Actuator, *6th AIAA Flow Control Conference*, AIAA 2012-3238 (2012), pp. 1-11.
- (32) Matsuno, T., Sugahara, M., Koyama, J., Fujita, N., Yamada, G. and Kawazoe, H., Vectored Jet Control for Trielectrode Plasma Actuator with Serrated Electrode, *Transactions of The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, Vol. 14, No. ists30 (2016), pp. Pe_55-Pe_61.
- (33) Matsuno, T., Fujita, N., Yamada, G., Kawazoe, H., Matsuno, S., Asaumi, N. and Kouwa, J., Vectored Jet Control by Trielectrode Plasma Actuator for Turbomachinery, *Proceedings of the Asian Joint Conference on Propulsion and Power*, AJCPP2014-155 (2014), pp. 1-5.
- (34) Nishida, H., Nakai, K. and Matsuno, T., Physical Mechanism of Tri-Electrode Plasma Actuator with Direct-Current High Voltage, *AIAA Journal*, Vol. 55, No. 6 (2017), pp. 1852-1861.
- (35) Asaumi, N., Matsuno, S., Matsuno, T., Sugahara, M. and Kawazoe, H., Multi-Electrode Plasma Actuator to Improve Performance of Flow Separation Control, *International Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power Systems*, Vol. 9, No. 1 (2017), pp. 1-8.
- (36) 築瀬祐太, 木田大穂, 大竹智久, 村松旦典, 本橋龍郎, DBD プラズマアクチュエータを用いた低レイノルズ数領域におけるNACA0012翼の空力特性の改善, *第42回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2010論文集* (2010), pp. 267-270.
- (37) Asada, K., Ninomiya, Y., Oyama, A. and Fujii, K., Airfoil Flow Experiment on the Duty Cycle of DBD Plasma Actuator, *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, AIAA 2009-0531 (2009), pp. 1-14.
- (38) Valerioti, J. A. and Corke, T. C., Pressure Dependence of Dielectric Barrier Discharge Plasma Flow Actuators, *AIAA Journal*, Vol. 50, No. 7 (2012), pp. 1490-1502.



発電用大型ガスタービンの海外での最初の試練 Disastrous Experience of First Export Gas Turbine under Harsh Environment



福泉 靖史*1
FUKUIZUMI Yasushi

1. はじめに

「禍（わざわい）転じて福となす」と良く言われますが、渦中の本人には、そんな余裕は全くありません。しかし、悲壮感は不思議とありませんでした。そこが、時代の違いかも知れません。

1980年代の後半、私が社会人となってまもなく若輩の身で担当した、最初の海外プロジェクトでは、ありとあらゆる災いが降り注ぎました。まさに、事故と失敗のデパートのようなプロジェクトで、出来れば当時の教訓が、その後の当社のガスタービン事業の拡大に貢献したと信じていたいところです。

なるべく忠実に経験したことを表現したいと思います。背景の時代感が異なります。そこもうまく表現しながら書ければ良いと思います。

2. 場所はインド、その名はAuraiya（オーライヤ）

(1)発電所の位置情報など

その場所は、デリーから東南方向に、タジマハールで有名なアグラを通り過ぎ、約350kmに位置し、ウッタルプラデッシュ州内にあります（図1）。

地図で見ると、首都デリーに近く良さそうに思うかも知れませんが、当時もっとも貧乏な州と言われていました。その昔、お釈迦様がお生まれになった場所とは言え、内陸部は経済発展とは無縁で、発電所をわざわざそこに作ったのも、貧困対策が一つの理由であったと聞きました。

このお釈迦様ゆかりの地域は、その昔緑あふれる豊かな土地であったのですが、既に数千年太陽に晒され、人類が作物で土壌の栄養分を吸い取ってしまったせいか、痩せた土地、砂のような土漠が、いったん雨が降ると粘土のようになり、また乾くとカチカチに固まると言う、極めて性質の悪い土地となっていました。また、季節の変わり目には、砂嵐となり、1メートル先も見えない状

態となって、建設業務の効率を更に悪くしました。

このような辺鄙な場所に、最新鋭のガスタービンコンバインドサイクルの発電所を建設することにしたのは、当時のインドの方々の先進性に他なりません。3か所が同時に計画され、インドのガス田からパイプラインで送られる天然ガスを主燃料としたプラントが、図1に記載のように、沿岸部からKawas, AntaそしてAuraiya（オーライヤ）と3か所計画されました。当時、三菱重工のガスタービン事業は、国内の東北電力東新潟3号系列納入の1150℃級の最新型（Dクラス）を武器に、海外への展開を狙っていましたが、GE社の徹底したマークで、輸出商談の最終段階で逆転逸注を重ねていました。そのような時に出現したこの商談は、皆リスクをしり込みする案件ではありましたが、実績を作るために敢えてチャレンジしたものであり、3つのサイトのうち、沿岸部に近いKawasをAlstom（当時フランスのGE系企業、現在GE）、AntaをBBC（元々スイス企業、その後Alstom、そして現在のGE）、そして一番奥地のAuraiyaを三菱重工が受注したと言う結果になりました。当時の営業が、GE社のマークを外せる唯一の商談だったと言っていたことを思い出します。

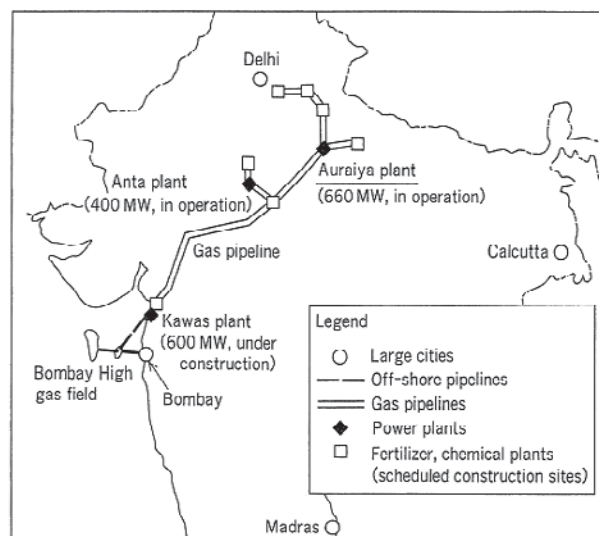


Fig. 1 ガスパイプラインとプラントの位置

原稿受付 2017年9月29日

*1 三菱重工業㈱ 執行役員フェロー、パワードメイン副ドメイン長
〒108-8215 港区港南2丁目16番5号
E-mail: yasushi_fukuizumi@mhi.co.jp

(2)プロジェクト計画段階の苦勞

このプラントが、運転を開始したのは1989年のことです。80年代初期の頃からガスタービンは発電用のベースロード主機として、ようやく認められつつあり、特に天然ガスを主燃料とするコンバインドサイクル発電は、当時の最先端を行くものでした。このプロジェクトは、1986年頃から設計承認等の作業が行われていました。当然、当時まだパソコンもワープロも無く、手書き原稿をタイピストに頼んで打ってもらう方法で書類を作成しておりました。原稿を間違えると、修正はタイプ室に足を運んでタイピストに頭を下げるか、タイピストたちが帰宅した後は、自分で修正用のアルファベットシールを、修正液で消した上から貼り付けるようなことをしておりました。

Table 1 Auraiyaプラント主機仕様

Plant type	Heat recovery-type combined cycle plant 2-1 arrangement ×2 modules
Fuel	Natural gas (Main fuel) / Naphtha (Back up fuel)
Plant output	660MW (Natural gas, Ambient temp. 27℃)
Gas turbine	Mitsubishi M701D×4
Heat recovery steam generator	Dual press., forced circulation type×4
Steam turbine	2 cylinder, 2 flow, dual press. condensing type×2

発電所の計画時には、大量の書類を作成して、顧客の承認を取得し、承認を得られて初めて、メーカー側の実務が動きます。承認申請の書類は、作成して送付すれば承認が帰ってくるような状況ではなく、したがって、承認スケジュールを遅らせないためには、作成した資料は自ら段ボールに詰めて、日本からインドに持ってゆきそれをお客さんの事務所に届けて、説明、コメント受領、そのまま出張先で修正して承認が取れるまで滞在することになります。

設計承認は、当初から困難を極めました。まず、我々自身に経験の蓄積がありません。当時、三菱重工の発電機器の事業である原動機事業は、所謂コンベンショナル火力全盛の時代であり、我々弱小ガスタービン事業は、30人ほどの課で進めており、中東向けの設備を納入した経験はありましたが、本格的なベースロードの発電所を、フルターンキーで納入するのは初めての経験でした。またお客様である国営火力電力会社（National Thermal Power Corporation）にも、ガスタービンのコンバインドサイクルの建設経験者はありません。しかし、そこは気高いインドのエンジニアたちです。しかも、国家公務員。入手した貴重な論文や規格を片手に、議論も大好きで、しかし自分の責任に至るような判断は、なかなかしたがりません。そもそも、時間の感覚は日本人とは異なります。設計承認作業は、根気のいる知恵比べのような作業になって行きました。

業務の状況報告や、必要な応援を日本に頼むにも、今のように、パソコンも電子メールも携帯電話も無い時代です。日本との通信手段は、Telexと当時導入が始まったFAXで、しかし通信事情は極めて悪く、シャープペンシルや鉛筆で書いたFAXは、日本では文字がかすれて読み取ることが出来ないため、対策として太いサインペンで原稿を書くことになりました。そうすると消しゴムを使い文章を推敲しながら、作成することはできません。このような作業を足かけ3年ほど行った結果として、一発で伝えたいことを簡潔に記載する訓練が出来ました。その後、消しゴムも殆ど使わなくなりました。今でも、あの訓練は、学生生活の延長の情けない作文能力を飛躍的に進歩させた手法だったと思っています。

話を設計承認に戻しますと、当時の国営電力会社のプロジェクト部隊は、ニューデリー南部の新興オフィス街であるNeru Placeと言うところにありました。インド製国民車である、アンバサダーと言う旧式の車で、そこに到着して周囲を見渡せば、何か戦後の復興時期の日本とはこんな感じだったのかと思わせるような雰囲気、大勢の人が往来し、路上では食べ物を売る人、また湯を沸かして茶を入れ売り歩く茶坊主もいました。

そんな場所にある、高層ビルの10階にエンジニアがおります。分厚いファイルに収めた書類を、持ってあがるのですが、1基しかないエレベータの横には、「このエレベーターに乗るのは、at your own riskで」と、大きな文字で掲示されています。おそらく、何年もメンテナンスをしていないと思われるエレベーターは、入り口に大勢のインド人が無秩序に待っており、乗り込むのも我先に、しかも乗れたとしてもすし詰め状態です。したがって、これを利用したのは、数えるほどしかありません。

さて、やっとの思いで分厚いファイルを運びながら事務所に到達して、説明に入ります。しかし、気が付くと事務所の開け放たれた窓の外に、大きな蜂の巣があり、しかもその周辺だけでなく部屋の中を蜂が飛び回っています。こちらは、蜂が気になって説明するどころではありません。その様子を見た、顧客のPMは、「気にするな、こちらから何かしない限り蜂は何もしてこない。」と言うのです。それで、蜂が飛びまわる部屋の中で、気を取り直して説明します。しばらくすると、そのPMが「お茶を飲むか？」と聞いてくれます。気温は高く、こちらも喉が渇いておりましたので、「Thank you.」と応じます。そうすると、しばらくして、さっきビルの下の路上で見かけたような茶坊主がやってきて、お茶を入れてくれます。インドの紅茶は、あまいミルクティーです。「おいしい、あの路上のお茶か!」と思いましたが、「まあ煮沸消毒してあるから大丈夫だろう!」と覚悟を決めて飲みます。

そんなことを、何度も繰り返しながら、インド人との知恵比べと、関係者のコンセンサスを得るため、同じこ

とを関係者に説いて回るローラー作戦が続いていました。設計承認も終盤に差し掛かり、ある日、性能試験要領書の承認を取るため、関係するエンジニアリング部門に出向きました。そこには、気難しい課長がおり、日ごろから手を焼いていました。エンジニアリング部門の専門家集団は、プロジェクトのスケジュールなどお構いなしに、自分の知識をひけらかすかのように好き放題のコメントをします。私の技術説明は、その難しい御仁の壺にはまってしまいました。当時、私は未だ20歳台、その課長から見れば若造と映ったでしょう。その若造が説明することに、「簡単に首が縦に触れるか」と、難癖をつけます。解説しておきますと、インドの方が、フムフムと納得しながら人の話を聞くときは、「アチャ」と言いながら首を横に小刻みに振られます。縦には振りません。まるで、イヤイヤされているようですが、インドでは日本と逆なのです。そして、私は難癖をつける相手に、ついに切れてしまったのです。思わず、机をバンと叩いてしまったのです。これは最悪の出来事でした。実は私帰国を急いでおりました。なぜならば、当時交際していた私の妻の実家に、私の両親が初めて挨拶に出向く日が近づいていたからです。私は、この承認を取って、すがすがしい気持ちで日本に帰国しようと計画していたのですが、見事にその計画が失敗に終わり、更には、家内にすべて両親の対応をさせてしまったのは、私の一生の不覚です。

現役の方々への私の失敗談に関する教訓です。

- ・やはり、短気は損気。
- ・相手もサラリーマン。その相手の心理を読み、その先に行く心理作戦が必要。
- ・物事には、上手くことが運ばなかった時に備えるContingency Planが必要。

このような失敗の経験を経て、私の設計承認の交渉能力は、後に中東のフルターンキープロジェクトで生きることになります。



Fig. 2 最初は観光地に出かける余裕もあったが… (中央が筆者)

(3)工事が始まる

さて、工事が始まり、私の活躍の場所は、ニューデリーの事務所から、Auraiya (オーライヤ) の建設サイトに移動となります。ニューデリーと建設サイトは、当時通信を、人的手段に頼っていました。事務所で雇用したメールボーイを、毎日列車で往復させるのです。デリーからサイト、サイトからデリーと、2人のメールボーイが、書類を託されて交互に移動を繰り返していました。サイトで作成された書類は、メールボーイにわたり、夜行列車でデリーの事務所に届けられ、そこでFAX送信となります。今では、信じられないような非効率さですが、そんな場所に発電所を作ったわけです。

サイトに出向く際には、夜行列車に乗って行きます。オールドデリー駅始発22時10分発の列車に乗ります。オールドデリーと言う町は、ニューデリーに対して、旧市街で、駅に近づくにつれ、道は歩く人だけでなく、ゆっくり歩く牛もいる混沌とした状態となり、匂いも強烈となってきます。到着する列車には、しがみついて乗車している無賃乗車の人が鈴なりとなっており、これは、日本の敗戦直後の上野駅の雰囲気だろうなと思いました(図3)。本プロジェクトは、完全停電時での起動を可能とする非常用の発電設備を設置する計画としており、その設備を英国のラストン社(現 Siemens)から購入したのですが、招聘したその会社の指導員(英国人)は、サイトに向かう途上、オールドデリーの駅で気分が悪くなり、そのまま帰国してしまいました。

そのような駅から我々は、中クラスの寝台席に、それなりのインド人紳士と一緒に移動するのですが、問題は降車です。出発は、ほぼ定刻ですが到着の時間が、全く読めません。ある時は早く、ある時はとんでもなく遅く、ダイヤはいい加減なものです。当時Auraiya (オーライヤ) は、目印となる建物がなく、夜は全くの闇でした。したがって、どこの駅で降りれば良いか、不安にかられ、ほとんど寝ることが出来ません。列車が停まると、デッキまで行き、周囲を見渡します。しかし、周囲は真っ暗で全くわかりません。そこでデッキの床で汚れた布をま



Fig. 3 オールドデリー近辺の混沌

とって寝ている車掌に聞きます。その車掌を手で触って起こすのも気が進まず、しかたないので、靴を履いたまま「おい、起きてくれ。ここはどこだ?」と足でゆすって起こします。発電所が運転を開始してから、その降りそびれの懸念はなくなりました。発電所の煌々とした光が、列車からも確認でき、次だたとわかるわけです。これには、明かりとはなんと有難いものだと思われました。

建設サイトでの生活は、発電所のそばに設営されたキャンプでした。発電所の運転員が生活することを想定し、何棟かの宿泊部屋と、食堂施設から構成されていました。食事は、当初日本人のコックさんがおり、素材の調達に苦労されながら工夫を凝らされた日本食をいただくことが出来ました。しかし、工事が長引くにつれ、そのような場所に長期滞在していただける日本人の方もいなくなり、後は日本食を伝授されたインド人のコックが作る日本食となりましたが、次第に味は日本の料理から離れてゆきました。

図4、5が、発電所の全体配置です。キャンプからは、毎日徒歩で発電所内の建設事務所に出勤します。そこで、今度は顧客と社内の建設関係者とのやり取りが始まります。顧客の本社で承認を得た図書で、工事が進むのですが、顧客の本社と建設所のコミュニケーションが悪く、色々コメントが付きその度に工事が止まります。社内の

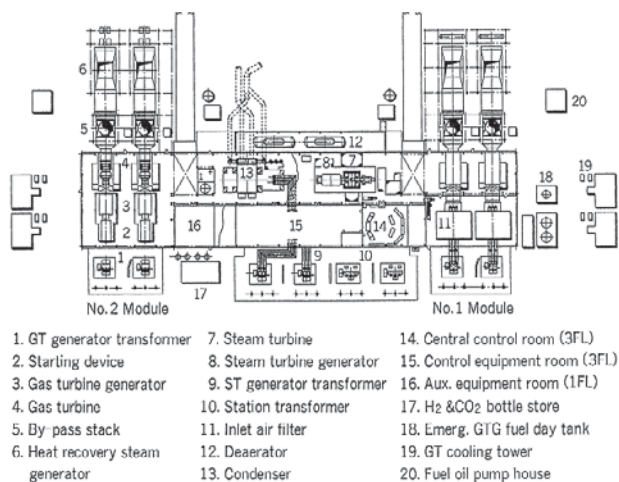


Fig. 4 発電所全体配置



Fig. 5 現在の発電所周辺 (地図データ@2017 Google)

建設関係者が詰めが甘いと文句を言ってきます。そのたびに、説明に行き関係者を説得して工事の中断を防がなければなりません。これもまた、根気のいる時間のかかる仕事でした。

(4)そして試練は続く

しかし、そのような困難も実は序の口でした。やっとの思いで、半分建屋の建設工事が進む中でガスタービンの試運転を開始して間もなく、それはやってきました。発電を開始し、系統併列後ただちに昇負荷が始まり、まだ、性能確認もせぬままフルロードで運転中、ユニットは送電系統側の問題でトリップします。通常、トリップ後は、電力系統の問題であっても、その原因を調査して、それからの再起動アクションとなりますが、お客様の運転員が、1度目の全負荷トリップ直後に再起動をかけたのです。その再起動後の昇負荷中、約50%負荷のあたりで、大きな異音と共に排気ガス温度の異常上昇でトリップしました。所謂圧縮機サージのような急激な圧力変動が発生し、結果として排気温度を急上昇させたのでした。発電所の運転環境は、劣悪で系統が原因でトリップが発生する事象が多発していました。系統周波数の変動は、ものすごい幅で、最後には当社の標準警報・解列設定値を見直さざるを得ないほどでした。

当時、このような過酷な運転を行っていたユニットは、国内ではありません。ガスタービンを開放すると、圧縮機後段の動翼が1段完全に丸坊主になっており、周辺の静翼環や、その他の段も相当な損傷を受けていました。更に破片が後流の燃焼器、タービンを損傷していました。損傷範囲は、これまでの当社ガスタービンの事故としては、最も大きなものでした。

国内のユニットでの経験を超える事象でしたので、その原因の特定は、はるかに想定を超えていた物でした。

結果として、最初の事故調査レポートは、「原因が特定できないものの、おそらく異物が混入して、シール部にかみ込み、摩擦が生じて破壊に至った」との結論になりました。図6は、最初に提出したレポートのコピーです。私は、未だにこのレポートを自らへの戒めとして保有しています。

しかし、機械は正直で、再びユニットは、大規模なトラブルにみまわれます。その前に、建設サイトの状況に関して言及しておきましょう。

(5)怒涛の復旧作業

今でもその伝統は受け継がれていますが、事故が発生した場合の復旧作業は、全ての関係者の総動員体制となります。直ちに、タービン解放作業を指導する人間が現地に飛び、損傷状況を把握し、原因の調査を並行して進めると共に、復旧に必要な部品の手配連絡を開始します。それらの部品に関して、工場側の製造計画の中から、緊急対応の段取りを進め、既に向け先の決まっている他の顧客用の部品の流用なども含めて検討、発送の準備を開始します。

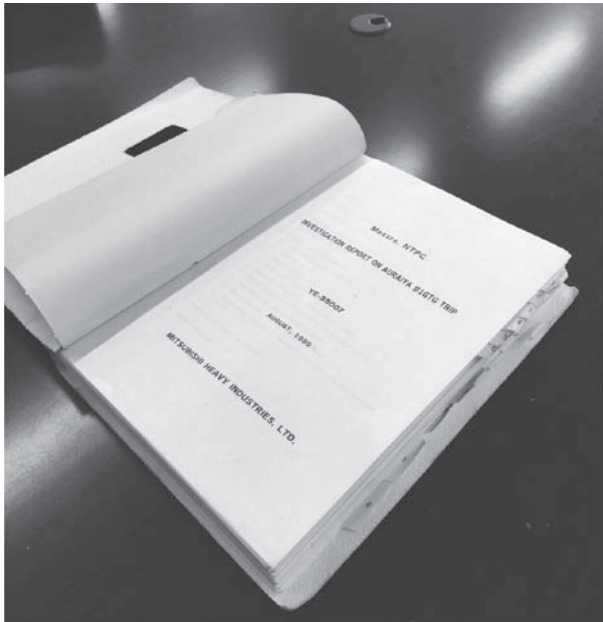


Fig. 6 事故調査レポート

私は、原因調査の元となる情報を集めて、日本にいったん帰国し、社内の関係者と共に分析、対策を検討する作業を行いました。報告書をまとめた後、直ちに現地へと戻ることになります。そして、復旧部品を同時にハンドキャリアするのです。まさに、人間運送屋です。発電用の大型ガスタービンの部品は、それなりに大きく、かさばる物としては、圧縮機のダイヤフラム（静翼環）や燃焼器などがありました。それらを複数個、出張者が分担してハンドキャリアを行いました。

私も、圧縮機の静翼環を数箱チェックインカウンターに出発間際に持ち込み、血相を変えた航空会社の責任者にしこたま叱られたことがあります。通常は、航空貨物として輸送するものですが、手続きに時間がかかるため、出張者がそのまま持ち込んでいました。

復旧用部品の輸送で、忘れられない出来事があります。日本からの航空機は、デリーに深夜に到着するスケジュールでしたが、ある日、私はニューデリーのホテルで、私の上司の到着を待っていました。その上司は、ダイヤフラムの木箱を約20箱ハンドキャリアしてやってくることになり、デリーの事務所では、トラックを手配して空港で待たせておりました。ところが、夜中の2時頃に私はホテルの部屋の電話で起こされます。かけて来たのは、空港に到着した上司で、「トラックが待っていない、どうしたのだ！」とすごい剣幕です。結局、今から何とかしろとの指示を受け、私はホテルのコンセルジェに相談をかけ、コンセルジェは、真剣に対応してくれ、何件か電話を掛けたのち、トラックが段取りできることになりましたので、私は、作業服に着替え、トラックに乗って空港に向かうつもりでホテルのロビーでトラックの到着を待っていました。2時間ほど待っていたでしょうか。間もなく、トラックではなく私の上司が、

マイクロバスでホテルに現れました。空港で客待ちのマイクロバスに金を払って、人ではなく座席の上に木箱を載せてやって来たのでした。上司には「おまえ、遅いんだよ。」の一言で一喝されました。

建設サイトの状況は、大勢の作業でござった返しており、キャンプの食堂には、簡易ベッドが幾つも運び込まれ、完全に宿泊施設に様変わりしていました。日本から復旧要員が何人も投入され、24時間体制での復旧工事となり、寝る場所が無いので、一つのベッドを昼夜間交代で使うことになりました。こう言う場合、設計者は二の次になります。作業が優先となり、我々は椅子に腰かけて休むか仮眠を取るかのほぼ徹夜の状況になりました。

(6)そして真実の教訓を得る

原因を説明し、顧客の理解を得ることが難しいながらも、ここまで来るとお客様とは運命共同体です。兎に角、一刻も早く電力を欲しいお客様のニーズに応えるため、我々としては原因追求もそこそこに上記に述べたような緊急対応で復旧を急ぎました。しかし、機械は正直で、やがてユニットは同様の事故を起こします。

1回目の事故復旧時には、特別な計器を取り付けて内部のクリアランスなどの情報を計測したのですが、実際のユニットが経験したような条件ではなく、通常の起動条件でした。従って、過酷な条件を模擬しきれていなかったのです。

事故の詳細を記述することは紙面では遠慮させていただきますが、一言で言えばユニットが全負荷で運転中に、何らかの原因でトリップした直後のベリーホットの状態から、すぐに再起動をかけると、起動時に更にユニットを冷やすように冷たい吸い込み空気がユニットを冷やす効果を生じ、燃料に着火して温度上昇を行う最中に、ローター側とケーシング側に最も大きな熱伸び差を生じると言う事象です。

当時、現在のようなクリアランスシミュレーターの様なものは無く、又この様な非定常状態を計算する手法もありませんでした。従って、この様な過酷な運転条件下でクリアランスがどの様な挙動を示すかと言う検討も事前にはおこなわれていませんでした。最終的に2つの大きな事故を経験する事によって、我々は軸方向と半径方向、かつケーシングの周方向熱容量差による変形も含めて、そのクリアランス変化を知る事になります。

(7)数々の問題解決の中での出来事

このくらいでは、まだ事故のデパートとは言えません。他にもガスタービン本体以外で大きな事故が数件ありました。ガスタービンは、いち早く単独での運転開始が可能となる様、排気装置に排気熱回収のボイラーへの排気をバイパスして大気へ逃すバイパスダンパーを設置していました（図7）。国内の産業用向けガスタービンではこの様なものを採用した経験もありましたが、輸出の大型ガスタービンでの採用は初めての経験で、それなりの事前検討も行なつての納入でしたが、やはりルーバーの

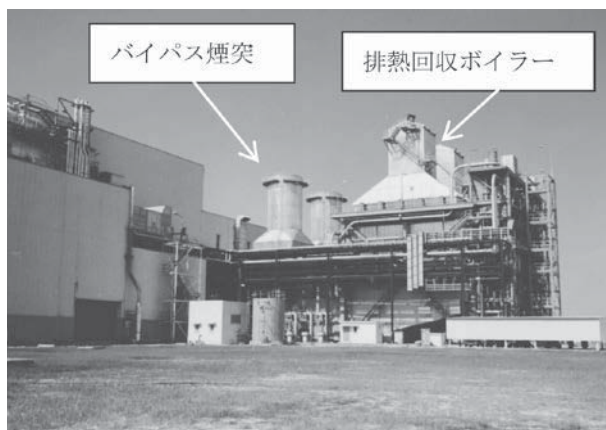


Fig. 7 バイパス煙突と排熱回収ボイラー

破損脱落と言う大きな事故を経験するに至りました。このようなプラント機器に関するトラブルも数々経験しました。

私は、このような数々の問題への対応で、半ばインドに駐在の様な状況になりました。サイトのキャンプでの生活は中々厳しく、夏季には50℃を超える気温と、口に合わない食事で体力を消耗し、注意していても食中毒に見舞われることもあり、運転中のタービンの真下で、腹痛を堪えながら、計測値を記録しつつ、涙が思わずこぼれることもありました。

マラリアも気をつけなければならない病気の一つで、キャンプの居室では、蚊に刺されないよう喉を傷めてしまうくらい日本から持って行った蚊取り線香を焚いていました。その部屋から夜間に外の空気を吸いたくて部屋を出た途端、足元に多数の百足を見つけ、慌ててドアを閉めたのを今でも思い出します。まるで映画インディージョーンズの1シーンを観るようでした。

そのような環境下、我々の事故対応と原因の追求は進んで行きました。ある日、私は上司から計測したデータをフーリエ解析して特定周波数の山がないかを見出すように指示を受けました。大学の研究室ではフーリエ解析をして結果を出してくれる計測機器は使ったことはありますが、自分の手で計算したことはありません。現地にそのような便利な計測機器がある筈もなく、果たして、どうしたものかと一緒に出張していた研究所の方に相談し基礎式を教えてもらいましたが、当時持ち合わせていた関数電卓ではとてもこなせる様なものではありません。そこで私は一計を案じます。当時、ガスタービンの制御装置は、そろそろデジタル化の恩恵を受け始めており、サイトには制御ロジックや設定値の変更のための保守ツールとして、NECのPC98シリーズを持ち込んでいました。そこで、制御装置の試運転対応をするために出張してきたスーパーバイザーに、保守ツールとして持ってきていたPCを使わせて欲しいとお願いしたのです。幸いトラブルで試運転対応の仕事は、スローダウンしてましたので、その方の業務の空き時間に使わせてもらう

ことにしました。サイトは未だ蒸気系統の建設中でしたので、制御装置にたどり着くには、工事中の機材や建設途中の場所を乗り越えて行かねばなりません。当時の安全管理はかなりいい加減なもので、フロアもろくにできていない様な状態でのアクセスは、破壊された廃墟を一つ一つ足元を確認しながら前に進む様な感じでした。

制御装置の指導員は、その様な工事環境下でも装置を守るため、輸送で使った木製の梱包をそのまま利用し仮設の保護コンテナにして、仮の電源で空調も入れ、かつ盗難防止のため鍵もかけていました。私は、その鍵を借りて夜中に手製のプログラムを作り、最終的にプリンターにグラフ出力することも試みました。それを走らせてグラフと共に評価をレポートに入れることが出来た時には、サイトでの苦しい生活ながらも、流石に悦びが溢れました。勿論私一人で出来たことではなく、会社組織の中で皆が協力しながら可能となった、ほんの小さな出来事で、技術的なレベルも別に高いわけではありませんが、不自由かつ劣悪な環境下で、ごく少人数でも達成できた小さな成果は、若輩の私にとっては、会社生活で如何に結果を出すかと言う点において大きな経験となったと思います。今とは時間の流れ方も異なり、それなりの余裕があった時の話ですので、現在の業務に照らし合わせて事の良し悪しを議論することは出来ませんが、若いエンジニアの方々には何らかの形で経験していただきたいことです。全ての事に共通する事だとは思いますが、意志のある所には、少ない人数でも関係者の力が集まり、結果が得られるものです。

(8)その後のプラント状況

以上は、このプラントで起きた出来事のほんの一部です。他にも色々な出来事があり、関係者の記憶を辿り全てを記述すると本が一冊書けるくらいだと思います。又、このプラントに限らず他の輸出工事においても、日本とは異なる厳しい環境下で仕事をやり遂げた方々が大勢おられます。その様な貴重な経験が、現在の若手の方々に上手く伝承できていないのではと思うのは、自らの反省も含めて残念な事です。言葉での伝承には限界があり、経験のみから得られる事も数々あるからです。しかし、現在の企業経営はリスクを嫌います。リスクを避けていると、いつの間にか、どこの企業でも出来ることしかできなくなってしまっています。ベテランのアドバイスを受けながら、多少難しい業務を行うことも必要に思います。

プラントの話に戻しますと、私が足掛け3年間に385日インドに滞在して対応した数々のトラブルもほぼ終結し、最後に大物のナフサ燃料による運転が控えておりました。ナフサというのは、非常に揮発性の高い燃料です。良く燃える燃料なのですが、蒸気圧が高い為に配管中で気泡成分が発生しやすい。ちょうど、停電して水道管の圧力が低下すると、蛇口をひねった際に液切れして発生した空気が一緒に出てきて噴出する様に、一定量の制御

は出来ません。又着火不良を起こして、未燃の燃料が機内に溜まると、それが蒸発して爆発しやすい混合気を生じます。かなり危険性の高い燃料を、バックアップの燃料として使うことが要求仕様として定められていました。顧客もナフサの調達に往生しており、最終的に利用しない事になるのではないかと期待もありましたが、やはりナフサ運転を行った上で性能試験を実施して最終受け渡しとなりました。

ナフサを焚くことに関しては、技術的な対策の準備はしていました。ノズル先端で想定される温度であっても、気泡が発生しない高圧噴霧の燃料ノズル、系統各所に設けたベーパー抜きライン、そして万が一着火失敗しても、GT本体に未燃分が流出しないドレンライン、再起動時に十分な排気系パージを行うロジックなど、思いつく課題に対しては、全てを網羅したつもりでした。事情があり、最後の試運転対応は後輩に託すことになりましたが、その後輩も現地で私が思いつかなかった種々の対応をして、ナフサでの運転を無事にこなしてくれました。その連絡をサイト近郊のホテルにやっと通じた一本の電話か



Fig. 8 発電所の全景写真
(自ら鉄塔によじ登って撮った思い出の写真)

ら受け取ることになります。発電所の周辺の街も、発電所の工事の恩恵を受けて少しずつ発展を遂げ、駅前のホテルに電話が一本つながったのです。インドのその後の発展には、驚かされるばかりです。

3. あとがき

Auraiya発電所は、その後アフターサービス部門に引き継がれ、顧客の運転員の努力と共に、良好な稼働を記録し、名実ともにインドの電力供給に貢献しています。また、当社にとってもその後の輸出工事ビジネスの基礎を築けたものと思います。私も、このプロジェクトでの経験を通じて、色々なことを学び、また神経もかなり図太くなったような気がします。

日本の重電業界は、歴史的に大体約半分を国内で、残りの半分を海外で売り上げてきました。それが、事業発展の軌跡です。現在は、国内の新規工事の減少で、海外の比率が高まり、弊社も海外拠点を設けて、現地でのビジネスを現地人主導で進めており、ビジネスのやり方も変わってきています。海外で思い切ったフルターンキー形式の受注を行うことも、リスク管理の観点、コスト競争力の観点から減ってきていますので、ここに記載したのは、その初期に日本人自らが出て行って経験した苦い経験であり、現在の若手の実務者の方々のお役に立つのはわかりません。

しかし、一つ言えることは、降りかかる困難への対処の仕方です。どんな時にも、悲観することなく正面から立ち向かい、問題を解決する。その一つの姿勢さえあれば、問題は必ず解決します。と、格好の良い言い方をするより、「その渦中にと、それ以外のことには意識を払う余裕などなく、ただ必死にやっていただけ」と、言うのが正しい言い方かも知れません。その意味では、きっと今も昔もエンジニアの皆さんの生き方に本質的に変わりはないと思います。



月面反射通信

Earth-Moon-Earth Radio Communication



杉本 隆雄*¹
SUGIMOTO Takao

「月面反射通信」－ ガスタービンとは縁遠い、このマニアックな趣味に取り憑かれてほぼ半世紀になる。文字通り月へ電波を送り、月面で反射されてくる微弱なモールス信号を捉えて仲間と交信をする。インターネットで瞬時に世界中と通信できる現代に、なぜそんな前時代的な通信を行うのか？という疑問には「趣味だから」と答えるしかない。

普通の通信と違う点のひとつに、自分の電波のエコー(echo)が聞こえることが挙げられる。地球と月の距離は約38万kmであり、電磁波でも往復するには約2.5秒かかる。このエコーの強さを通信システムの評価に使用したりもする。はるばると宇宙空間を旅して自分のアンテナに戻ってくる信号を聞くと感慨深いものである。

この通信を行うには個人に許可される無線設備としては最大級である500Wの送信電力と、直径3～10mのパラボラ・アンテナ、高性能の受信装置などが必要であり、このような大型のアンテナを準備することは重労働である。アルミパイプを放物線形状に整形して骨組みを作り、ステンレスの金網を貼り付けて電波の反射面とする。月を追尾するにはアンテナの仰角と方位角を±0.1度の精度で可変にする必要がある。月の軌道は予め計算できるので、PCと連動して自動追尾することも可能である。太陽光のヘリオスタットと同様の機構である。このような巨大なアンテナと高性能の受信装置によって、天体がその絶対温度に比例して発する熱雑音電波を受信することもできる。太陽の表面温度6000℃から発せられる熱雑音は強力なために、月と太陽が接近している時期には通信は行わない。つまり通信は夜間に行うことが多い。

この月面反射通信の歴史は、第2次世界大戦直後に遡る。米軍において1946年に初交信に成功し、ワシントンとハワイの間でマイクロ波によるテレタイプ回線が運用された。しかし、1960年代に人工衛星による電波中継が実用化されて以降は、実用通信としての月面反射通信は行われなくなった。以後の歴史はアマチュア無線家たちによるもので、1960年代には米国の東海岸と西海岸の間で初交信に成功した。1975年にはカリフォルニア州のスタンフォード研究所の電波天文観測用の45mパラボラア



手作りのパラボラ・アンテナ (直径4.8m)

ンテナを利用した通信テストが行われ、その強力な電波は日本でも受信することができた。これが我が国における月面反射通信の始まりである。現在の月面反射通信はVHF、UHF帯やマイクロ波と呼ばれる数GHzの周波数で行われている。世界的にみれば数百人規模のコミュニティであり、日本以外では北米やヨーロッパに多いが、六大洲の全てで通信が行われている。

月面反射通信の醍醐味は、第一にその困難さを克服して交信に成功することである。1296MHz帯の電波を使って筆者との交信に成功したあるグループなどはアンテナの下でシャンパンを抜いて仲間同志で祝杯を上げている写真を送ってきた。また同好の士とはたとえ初対面であっても十年來の知己の如く親しくすることも挙げられる。筆者も海外に出掛けた際には、先方の家に押しかけて更なる親交を深めることもある。最近では7月にドイツのBochum電波天文台にある20mの電波望遠鏡の基地を訪れた。この基地とは1985年に交信したもので、約30年振りに果たした巨大なアンテナと対面であった。

このように月面反射通信の世界は、細やかであるが高度な技術と国境を越えた心のふれあいが同居した魅力的な世界だと思っている。

原稿受付 2017年9月4日

* 1 日本ガスタービン学会名誉会員、元崎重工業(株)
〒657-0023 神戸市灘区高羽町 5-7-9-502



学校で習わない英語 (14)

English Which Is Not Taught in School (14)

吉中 司*1

YOSHINAKA Tsukasa

－Q－章

【英語】 : A good question !

【意味】 : 「難しいご質問 (お答え出来ません)」, 「大切な質問」

【説明】 : この言葉, アメリカで生まれたものですが (参考資料1), 今日, 英語圏では良く使われます。会社でのミーティングでもよく聞かれますし, 学会などでも, 稀ですが, 聞かれます。ですから, 皆さんの中で, アメリカやイギリスでのビジネス会議に出席された方の多くは, お聞きになった経験を持っていらっしゃるでしょう。

どう訳せば良いのでしょうか。「良い質問」…しかないですよ。その通り, 訳はそれで良いのですが, 実は, その中に隠された別の意味があるのです。

この言葉を使う人は, 会議中に若い社員の質問を聞いて, 「オウ, 若いのに中々よい質問をするじゃないか」と思うエライさん…, も勿論居られるでしょうが, 大体は質問を受けた人なのです。そして, その人は, 決まって, 正しく答えられない質問を受けた時に, この言葉を使うのです。日本でなら, 「難しいご質問です。申し訳ありませんが, お答え出来かねます」とでも言うところですよ。

ですから, 「良い質問です ("It is a good question!")」は, 実は「難しいご質問です。お答え出来ません」という意味が含まれているのです。

また, 直訳の「大切な質問ですね」という意味で使う事も, あります。私の経験では, 或る人が話し中に言い忘れた事を, 後で質問として受けた際, "It is a good question!" と前置きして答えを与える場合です。正直に, 「言い忘れました」という前置きは出来ないのでしょうか。

－R－章

【英語】 : the (または a) rule of thumb

【意味】 : 「細かい計算からでなく, 経験から得られた大まかな法則」

【説明】 : この言葉は, その昔, 或る物の長さを測るのに, おおまかで良いなら親指を使っていたことに由来しています (参考資料19)。蛇足ながら, 長さの単位のインチは, 親指の先端と第一関節との長さ由来しています。

この「親指を使った法則」が, 今日, 「細かい計算から出てきた厳密ものでなく, むしろ経験にたよった

ごく大まかな法則」という意味で使われます。例えば, 「家を買う場合, 経験からの大体のルールは, 若し住宅ローンの返済が毎月の収入の25%から30%以下なら何トカなる, というものだ」は英語にすると, "The rule of thumb for being able to buy a house is that the monthly loan payment should be less than 25% to 30% of your monthly revenue." でしょう。

－S－章

【英語】 : from scratch

【意味】 : 「最初から」, 「無から」

【説明】 : 'scratch' は名詞の場合, 一般に「引っかけこと」ですが, この場合, 「スタートライン」です。ずっと昔, 競走のためのスタートラインを, 棒かなにかで地面に引っかいていた事に由来しています (参考資料1)。しかし, ランナーによっては, ハンディキャップを貰い, スタートラインより少し前からスタートしていたようで, そのため「スタートライン」から走り出すランナーは, 「ハンディなし」のランナーとなります。

この「ハンディなし」が, 今日, 競走以外の一般的な人間の活動に適用されているのです。例えば, 或る人が料理を作るのに, 「即席ナントカ」という袋入りのものから始めるのではなく, 原材料を買い入れ, 最初から最後まで自分の手でしたとしましょう。それを傍観していた人は, 「あの人, 最初から自分の手でこれを作ったんだよ」と言うでしょう。これは英語では, "She made it from scratch." となります。

勿論, 料理以外の人間活動にも利用できます。例えば, 或る研究員が, 既設の試験装置を使うのではなく, 自分一人で, 試験装置の設計・製図から素材の購入, 部品の製作, 組み立てをやったのけ, 試験のはこびに至った時, 同僚が, 「アイツ, あの装置を最初から全部自分で作り上げてしまったぜ」と感嘆したとしましょう。これは英語で, "He made the test equipment from scratch, all by himself." と言えます。

参考資料 (参考資料は本連載を通した番号で示しています)

1. "QPB (Quarterly Paper Book Club) Encyclopedia of Word and Phrase Origins", by Robert Hendrickson, published by Facts On File, 2nd Edition, 2004
19. "Webster's II, New College Dictionary", Houghton Mifflin Company, 1995

原稿受付 2017年9月4日

*1 独立コンサルタント

E-mail: tsuyoshi@videotron.ca

2017年度第1回若手技術者交流会報告

佐久間 康典

SAKUMA Yasunori

2017年9月8日(金)に若手技術者交流会が、東京都江東区豊洲の株式会社IHI本社にて開催された。この若手技術者交流会は、「ガスタービンの技術分野ごとに専門的な講義をしてほしい」、「若手が気軽に参加できるイベントを開催してほしい」、「他の参加者との交流の場がほしい」、といった要望が学会のアンケートに多数寄せられたことを受けて昨年度より開始した企画である。ガスタービン関連分野で今後中核的な存在としての活躍が期待される若手技術者をメインターゲットに、個々の研究・技術レベルの向上と会員相互の情報交換の促進を図ることを目的とし、第一線で活躍されている専門家による講義・講演と、参加者による自己紹介・ディスカッションを併せた企画である。初めての開催となった前回の交流会が大変好評であったことを受けて、2回目となる今回は複合材料をテーマとして関東地区で開催した。参加者は35名(18団体)と前回を上回り、またメーカーの若手技術者だけでなく、経験を積まれた中堅の技術者や、大学関係者にも参加いただき、幅広い交流が行われた。

まず初めに参加者自己紹介では、各々スライド1枚を使って、略歴や業務の概要、関心のある話題等を紹介した。後述の講義・講演のテーマに限らず、ガスタービンに関連する他の技術者と交流を行いたいという高いモチベーションを持った自己紹介が多かった。

講義は、講師に石川隆司氏(名古屋大学)を招き、「先進複合材料の基礎的力学」をテーマとして講演頂いた。まず、FRPおよびCMCの基礎的な力学の解説がなされ、様々な研究成果が紹介された。その後技術開発プロジェクトの中での教訓に関する紹介があった。講義で

使用された資料は、ご厚意により後日参加者に向けて期間限定で公開された。

続いて、今回からの試みとして、実際に複合材の研究開発に取り組まれているメーカー2社より講師を招き、講演いただいた。最初の守屋勝義氏(IHI)の「航空機エンジンにおけるFRPの開発と適用」と題した講演では、ファンケースと構造用ガイドベーン(SGV)へのFRP適用に関する取り組みが、続く井頭賢一郎氏(川崎重工業)の「航空エンジン燃焼器部品へのCMC適用技術開発」と題した講演では、燃焼室ライナへのCMC適用に関する取り組みが、それぞれ関連する技術的課題や最新成果などを交えて紹介された。

講義と講演の後に設けた質疑応答およびディスカッションでは、FRP適用の目的と用途に応じて熱可塑性樹脂と熱硬化性樹脂をどのように使い分けるかといった質問や、複合材料における破壊のメカニズムに関する質問などがなされた。参加者と講師の間だけでなく、参加者間でも様々な意見が交わされ、活発な議論が行われた。

交流会終了後、IHI本社内にあるIHIクラブにて懇親会が行われた。懇親会には、交流会出席者の7割以上が参加し、講師の方々にも出席いただいた。所属の違いによる垣根を越えた熱心な議論と情報交換が会場の各所で行われ、本交流会の開催趣旨のとおり、若手技術者間の交流の場として十分にご活用いただけたように思う。

最後に、講義、資料等の作成・準備にご尽力頂いた講師の方々に感謝すると共に、会場の提供、運営に多大なご協力を頂いたIHIの関係者各位に深く感謝いたします。

(集会行事委員会委員)



講義風景



懇親会風景

訃 報

ご逝去の報に接し、謹んで哀惜の意を表すとともに、ご冥福をお祈り申し上げます。

名誉会員・元会長 坂田 公夫 氏

2017年 7 月18日逝去（享年70歳）

〔本会関係略歴〕

1973年 6 月 1 日 入会

会長（2013）、副会長（2012）、監事（2015、2016）

理事（1996、1997）

委員長（国際2001～2003、表彰2009、財政健全化2009）

2017年 4 月 名誉会員

〔略歴〕

1972年 3 月 上智大学大学院 理工学研究科 修士課程修了

1972年 4 月 科学技術庁 航空宇宙技術研究所 入所

1980年 9 月 米国スタンフォード大学 研究員

1989年 4 月 航空宇宙技術研究所 原動機空力研究室長

1994年 4 月 同 次世代超音速機プロジェクトセンター センター長

2005年10月 宇宙航空研究開発機構 理事

総合技術研究本部長 兼 航空プログラムグループリーダー

2009年 1 月 (株)IHI 顧問

2012年 1 月 SKYエアロスペース研究所 所長

2015年11月 (株)超音速機事業企画 代表取締役社長

坂田公夫さんを偲んで

柳 良二^{*1}

日本ガスタービン学会会長を務められました坂田公夫さんが、氏の生涯の夢であった国産超音速機の実現を目指す活動の途上で、癌のため70才の若さでお亡くなりになりました。ここでは敢えて「若さ」と書きます。早すぎる死でありました。

坂田さんは昭和47年上智大学大学院理工学研究科機械工学専攻修士課程を修了され、同年4月航空宇宙技術研究所原動機部原動機性能研究室の研究員になられ、昭和49年にタービン研究室に配置換えとなりました。入所の年は昭和46年に開始されたFJR710の研究開発の2年目であり、坂田さんはエンジン制御に用いる圧縮機入り口温度計の開発に携わりました。その後、昭和55年9月からの1年間、米国スタンフォード大学のモファット教授の下で伝熱工学の研鑽を積み重ねました。

昭和57年8月から、坂田さんは高効率ガスタービンの研究開発（AGT100プロジェクト）の研究開発官付きとして通商産業省に出向されました。坂田さんはこのAGT100プロジェクトではタービン冷却、特にフィルム冷却の研究を担当されました。その為、流れを可視化する回流水槽を整備され、色素流脈法、水素気泡法などによる可視化を行いました。この回流水槽の可視化研究では、東京天文台からの委託で、ハワイのスパル天文台の円筒型ドームの流れの可視化も行いました。

昭和59年5月からは、宇宙企画課長補佐として昭和61年1月まで科学技術庁に出向されました。この頃すでに後の平成6年の航空・電子等技術審議会第18号答申に、超音速機の研究開発を加える種を蒔いたものと思われます。

昭和62年9月に坂田さんは超音速機研究の第1歩として超音速インテークの研究を開始されました。当初は簡単な構造から出発しましたが、新たに若い空気力学の研究者を迎え入れ、インテークを始動させるためのランプ角の可変機構や、スロート抽気、ランプ抽気、側壁抽気、亜音速ディフューザーの形態変更などを工夫して風試を続けられました。インテークの研究は平成元年から始まった通商産業省のHYPRプロジェクトに受け継がれ、最終的にはフランスのONERA風洞で、マッハ数3での総圧回復率81%を達成しております。このインテークの研究には各大学からの学生が多数参加し、インテーク研究会として今年30周年を迎えており、数多くの学生がこの研究会から巣立っております。

平成10年4月に航技研に次世代航空機プロジェクト推進センターが設立され、その総合研究官となられ、念願の超音速機の研究を開始されました。この研究開発では、当時唯一の超音速旅客機であったコンコルドの低燃費性と言う問題を改善するため、自然層流翼を用いた小型超音速実験機をロケットで高空まで打ち上げ、滑空によりその空力特性を得る事を目的としました。平成14年7月に第1回目の実験機の打ち上げが行われましたが、ロケット発射に伴う衝撃により電源の短絡が起こり打ち上げは失敗しました。第2回目の打ち上げは平成17年の10月10日に行われ、実験は無事に終了し、実験機に多数取り付けられたセンサーによって、貴重なデータが収集されました。

航空宇宙技術研究所は、平成15年10月1日に、宇宙開発事業団、宇宙科学研究所と合併して独立行政法人宇宙航空研究開発機構（JAXA）となっておりましたが、坂田さんは平成17年10月1日にJAXAの理事に就任し、元の航空宇宙技術研究所に相当する総合技術研究本部長及び航空プログラムグループ統括リーダーと成られ、3機関統合後における航空研究開発の先頭に立てられて旧航空宇宙技術研究所の研究を強力に牽引して行かれました。

平成20年3月に任期満了となり理事を退職し、国産超音速機を実現する夢を叶えるため、平成24年SKYエアロスペース研究所を設立し所長に就任すると共に我が国の超音速機の研究開発を推進すべく日本の産官学を合わせて超音速機研究会を発足させ、我が国に適した超音速旅客機の構想検討を進め、平成26年には株式会社超音速機事業企画を立ち上げられ、代表取締役就任され、さらに大きな一歩を踏み出すための礎を築かれました。

しかし、平成28年春頃より腹部の不快感を訴え、病院での検査で癌に犯されていることが判明し、抗癌剤による治療が開始されました。小生を始め、関係者は皆、その回復を信じておりました。平成29年春の叙勲に於いて、瑞宝章を受賞されましたが、病魔は次第に坂田さんの体を蝕み、平成29年7月18日、多くの人に惜しまれながら、その壮絶な生涯を終えられました。

航技研入所時の坂田さんとの出会いから始まり、常に坂田さんの聲に接し、航空エンジンの研究に携わってきた筆者としては、どのような文章で追悼の辞を綴ったら良いか解りません。やはり、早すぎる死と書かずにはいられません。

平成29年11月

原稿受付 2017年10月8日

*1 元航空宇宙技術研究所（現JAXA）原動機部

第46回ガスタービンセミナーのお知らせ

「ガスタービンおよびエネルギー関連技術の最新動向」をテーマとして、第46回ガスタービンセミナーを下記の通り開催致します。学会の会員、非会員を問わず、皆様のご参加をお待ちしております。

- 日 時 : 2018年1月25日(木) 10:00 ~ 16:25 (受付開始 9:30)
1月26日(金) 9:50 ~ 17:15
- 場 所 : 首都大学東京 南大沢キャンパス
12号館 201講義室(25日)および国際交流会館 大会議室(26日)
(講義室は変更の可能性がございます。最新の情報は日本ガスタービン学会ホームページでご確認下さい。)
〒192-0397 東京都八王子市南大沢1-1
*京王線相模原線「南大沢」駅改札口から徒歩約5分
会場地図は、日本ガスタービン学会ホームページに掲載
- 主 催 : 公益社団法人 日本ガスタービン学会
- 協 賛 : エネルギー・資源学会、可視化情報学会、火力原子力発電技術協会、計測自動制御学会、自動車技術会、
コージェネレーション・エネルギー高度利用センター、スマートプロセス学会、ターボ機械協会、電気学会、
日本液体微粒化学会、日本エネルギー学会、日本ガス協会、日本機械学会、日本金属学会、
日本航空宇宙学会、日本航空技術協会、日本材料学会、日本セラミックス協会、日本鉄鋼協会、
日本伝熱学会、日本トライボロジー学会、日本内燃機関連合会、日本内燃力発電設備協会、日本燃焼学会、
日本非破壊検査協会、日本品質管理学会、日本複合材料学会、日本マリンエンジニアリング学会、
日本溶射学会、日本流体力学会、腐食防食学会、溶接学会

5. セミナープログラム テーマ: 「ガスタービンおよびエネルギー関連技術の最新動向」

第1日目【1月25日(木)】

※講演時間には質疑応答の時間を含む

「セッションⅠ: 地球温暖化対策の最新技術動向」			
1	10:00-11:00	CCUS プロジェクトの紹介	東芝エネルギーシステムズ(株) 長野 敬太 氏
2	11:00-12:00	産総研 福島再生可能エネルギー研究所が取り組む 水素キャリアの研究開発	(国研) 産業技術総合研究所 古谷 博秀 氏
「セッションⅡ: 発電用ガスタービンの最新技術動向」			
3	13:10-14:10	シーメンスガスタービンの最新技術動向	シーメンス(株) 大築 康彦 氏
4	14:10-15:10	1700℃級超高温ガスタービンの要素技術の開発	三菱重工業(株) 石坂 浩一 氏
5	15:25-16:25	GE ガスタービンの開発動向	GE Power 藤本 治貴 氏

第2日目【1月26日(金)】

「セッションⅢ: 航空用エンジンの最新技術動向」			
6	9:50-10:50	航空用ガスタービンにおけるマルチフィジックス CFD シミュレーションの研究	東京理科大学 山本 誠 氏
7	10:50-11:50	次世代ジェットエンジンに適用するグリーンエンジン 技術の研究開発	(国研) 宇宙航空研究開発機構 田口 秀之 氏
8	13:00-14:00	HF120 ターボファンエンジン開発における高空特性検 証	(株) 本田技術研究所 池田 法史 氏
9	14:00-15:00	航空エンジン部品に適用される革新的生産技術・材料 技術 一川崎重工の事例を中心に	川崎重工業(株) 井頭 賢一郎 氏
10	15:15-16:15	航空エンジン寿命管理部品の設計技術の開発	(株) IHI 中村 寛 氏
11	16:15-17:15	エアラインにおけるエンジン不具合防止の取り組み	(株) JAL エンジニアリング 多田 暁 氏

6. セミナーの内容

(1) 「CCUSプロジェクトの紹介」

(東芝エネルギーシステムズ(株) 長野 敬太 氏)

地球温暖化対策は世界的な課題であり、発電の分野において、高効率化によりCO₂排出を低減する技術開発が進められている。しかしながら、CO₂の更なる削減あるいは根本的な削減を図るためには、回収したCO₂を利用または貯留するCCUS(CO₂ Capture and Utilization/Storage)技術の適用が必要となる。本講演では、当社のCO₂分離回収技術の紹介と併せて、環境調和を目指して取り組むCCUSプロジェクトについて紹介する。

(2) 「産総研 福島再生可能エネルギー研究所が取り組む水素キャリアの研究開発」

(国研)産業技術総合研究所 古谷 博秀 氏)

産総研は最先端の再生可能エネルギー関連の研究開発および被災三県における再生可能エネルギーの産業集積による復興を目的に、福島再生可能エネルギー研究所(FREA)を設立した。FREAでは、再生可能エネルギーの大量導入に必要な蓄エネルギー技術の1つとして、圧縮水素、水素吸蔵合金、MCH、アンモニア、液体水素利用と、様々な水素キャリアについて実用に近い規模で研究開発を行っている。本講演では、FREAにおける様々な水素キャリア技術について研究開発の概要を紹介する。

(3) 「シーメンスガスタービンの最新技術動向」

(シーメンス(株) 大築 康彦 氏)

近年の事業用大型ガスタービンの開発は各社しのぎを削っており、コンバインドサイクルでの発電効率が60%を超えと言うのが当然と言う時代に突入した。シーメンスとしても、この競争に勝ち残るべく、発電効率65%をターゲットとした新機種のHLクラスを発表した。本講演では、HLクラスガスタービンの技術開発をメインとして、シーメンスが考えている今後のガスタービンの姿を報告させて頂きたいと思っている。

(4) 「1700℃級超高温ガスタービンの要素技術の開発」

(三菱重工業(株) 石坂 浩一 氏)

ガスタービン複合発電は、再生可能エネルギーと共存する最もクリーンで経済的な火力発電設備として、重要度が増している。現在、更なる高性能化を図るために1700℃級ガスタービンの技術開発を国家プロジェクトとして実施しており、開発した最新技術の一部は世界初の1600℃級J形ガスタービンや次期高効率ガスタービンの開発に適用している。次世代1700℃級ガスタービンへの適用を目指した技術の事例も含めた開発状況について述べる。

(5) 「GEガスタービンの開発動向」

(GE Power 藤本 治貴 氏)

日々変動するマーケット全体の電力需要量や再生可能エネルギーの必要バックアップ容量に 대응する上で、ガスタービンの信頼性・可動性・保守性を兼ね備えた技術向上が今後も求められる。GEのガスタービンはこのニーズを満たすため、既設のガスタービンプラントや、ジェットエンジンをはじめとした他分野での実績ある技術を組み合わせ、更にそれを現実の運転域を超えた環境条件下で実証試験を行っている。本講演では、このコンセプトに則った様々な運用ニーズに 対応されるガスタービン開発状況について述べる。

(6) 「航空用ガスタービンにおけるマルチフィジックスCFDシミュレーションの研究」

(東京理科大学 山本 誠 氏)

航空用ガスタービンでは、さまざまなマルチフィジックス現象が発生し、その性能や安全性に多大な影響を及ぼしている。本講演では、熱流体が関連するマルチフィジックス現象として着氷、サンドエロージョン、粒子付着に注目し、それらの研究動向、シミュレーション手法、代表的なシミュレーション結果、将来性などについて解説する。本講演が将来のガスタービン開発におけるCFD活用方法のヒントとなれば幸いである。

(7) 「次世代ジェットエンジンに適用するグリーンエンジン技術の研究開発」

(国研)宇宙航空研究開発機構 田口 秀之 氏)

次世代の超高バイパス比ジェットエンジンにおいては、コアエンジンの小型化、高負荷化、高温化が求められている。そこで、小型高負荷コアエンジンを想定して、エンジンシステム設計技術、エンジン制御技術、高負荷圧縮機技術、超高温燃焼器技術、超高温タービン技術およびエンジン騒音低減技術の研究開発を進めてきた。本講演では、小型高負荷コアエンジンの目標仕様、要素設計性能、要素実験結果の概要について紹介する。

(8) 「HF120ターボファンエンジン開発における高空特性検証」

((株)本田技術研究所 池田 法史 氏)

航空機用ターボファンエンジンの開発において、飛行中のエンジン特性(高空特性)検証が求められる。General Electric社とHondaが共同開発したHF120ターボファンエンジンに対しても、両社の協調のもとに高空特性検証試験を行っている。

高空特性を多角的に検証するために、高空模擬試験装置とフライングテストベッドの2種類の設備を用いた。本講演ではこれらの設備を用いたHF120ターボファンエンジンの高空特性検証について述べる。

(9) 「航空エンジン部品に適用される革新的生産技術・材料技術 ―川崎重工の事例を中心に―」

(川崎重工業 (株) 井頭 賢一郎 氏)

当社は、民需ジェットエンジンについては、Rolls Royce社やPlatt & Whitney社等の開発プログラムに国際共同開発・生産パートナーとして、当初はサプライヤとして参画してきたが、近年は” Risk and Revenue Sharing Partner”として圧縮機、ギア、燃焼器のモジュールを分担している。

講演では、当社が航空エンジンメーカーにとって魅力あるパートナーであり続けるために、継続的に推進している最新または独自の生産技術や材料技術に関する研究開発の一例を紹介する。

(10) 「航空エンジン寿命管理部品の設計技術の開発」

((株) IHI 中村 寛 氏)

航空エンジンの寿命管理部品 (Life limited part : LLP) とは、エンジン回転部品および静止構造部品で、破損した場合にエンジンを安全に停止することができない状態となる部品である。LLPの破損は重大事故につながる恐れがあるため、その設計技術には高い安全性、信頼性が要求される。本講演では、IHIが取り組んでいるLLP設計技術の信頼性の実証および軽量化を目的とした技術開発動向を紹介する

(11) 「エアラインにおけるエンジン不具合防止の取り組み」

((株) JALエンジニアリング 多田 暁 氏)

エアラインにおけるエンジン整備は、エンジンの運転状態をモニターし必要な整備処置を行うオンコンディション・メンテナンス方式を採用している。モニタリング技術の発展とともに、より安全でより経済的なエンジン整備へと進化し、現在ではフライト中の航空機エンジン運転状態モニターにて不具合の兆候をとらえ到着地で整備したり、また、必要により運航時のエンジンデータを収集・解析し、予防整備を行ったりしている。これらのエンジン不具合防止の取り組みについて具体例を交えて紹介する。

7. 参加要領

1) 参加費 (税込) : ◆主催および協賛団体会員	2日間 27,000円	1日のみ 19,440円
◆学 生 会 員	5,400円	
◆会 員 外	2日間 37,800円	1日のみ 27,000円
◆会員外 (学生)	8,640円	
◆資 料 の み	1冊 5,400円 (残部ある場合)	

2) 申 込 方 法 : 申込書に所属、氏名、加入学協会名、GTSJ会員は会員番号等必要事項を明記の上、下記事務局宛 2018年1月19日 (金) までにお送り下さい。

日本ガスタービン学会ホームページからも申込ができます。

また、参加費につきましては 2018年1月24日 (水) までに以下の方法にてお支払い下さい。

支払い期日に間に合わない場合には、事務局までご連絡ください。

・郵便振替 00170-9-179578

・銀行振込 みずほ銀行 新宿西口支店 (普) 1812298

・PayPal (クレジットカード決済) ※後日、支払先情報をメールにてお送りします。

*口座名はいずれも、「シャ)ニホンガスタービンガッカイ」です。

3) 事 務 局 : 公益社団法人 日本ガスタービン学会

〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13-402

Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387

URL: <http://www.gtsj.org> E-Mail gtsj-office@gtsj.org

資料集・ネームカードは当日受付にてお渡しします。

第 46 回ガスタービンセミナー (2018 年 1 月 25、26 日)

参加申込書

日本ガスタービン学会 行 (FAX : 03-3365-0387 / E-mail : gtsj-office@gtsj.org)

会社名	
所在地	〒
TEL	

【参加者名】 (所在地・連絡先が所属により異なる場合には、本用紙をコピーして別シートにご記入下さい。)

フリガナ 氏 名	所 属	TEL ・ E-MAIL	所属学協会 GTSJ 会員 No.	参加日 (○印)
				25・26
				25・26
				25・26
				25・26

【事務局への連絡事項】

	2 日間 (税込)	人数	1 日のみ (税込)	人数	合計金額
主催/協賛団体会員	27,000円		19,440円		円
学 生 会 員	5,400円		5,400円		円
会 員 外	37,800円		27,000円		円
会員外(学生)	8,640円		8,640円		円
支払予定日：	月	日	支払金額合計：		円

払込方法：(○をつけてください。)

- 銀行振込 (みずほ銀行 新宿西口支店 普通 1812298)
 - 郵便振替 (00170-9-179578)
 - Paypal (クレジットカード決済) ※後日、支払先情報をメールにてお送りします
- * 口座名はいずれも、「シャ)ニホンガスタービンガッカイ」

請求書の発行：要 (宛名：) ・ 不要

領収証の発行 (当日お渡しします)：要 (宛名：) ・ 不要

【連絡事項】

2017年度第2回若手技術者交流会開催のお知らせ

個々の研究・技術レベルの向上と会員相互の情報交換の促進を図ることを目的とし、2017年度第2回若手技術者交流会を下記の通り開催いたします。今回は燃焼をテーマとしています。奮ってご参加ください。

1. 日時：2018年2月2日(金) 13:30～20:00
2. 場所：大阪大学 中之島センター (大阪府北区中之島4-3-53)
京阪中之島線中之島駅 徒歩5分
3. 内容
講義：「燃焼数値シミュレーションの最新動向」 黒瀬良一氏 (京都大学)
燃焼シミュレーション手法の基礎、燃焼振動などの基礎研究例、実機を対象とした応用研究例、今後の動向について紹介する。
講義：「発電用大型ガスタービン燃焼器における燃料多様化対応技術」 谷村聡氏 (三菱日立パワーシステムズ(株))
GTCCの高効率化に伴う低NO_x燃焼器の開発状況、ならびに燃料多様化への対応状況と今後の展望について紹介する。
4. プログラム (予定) :
13:30-14:20 参加者自己紹介
14:30-17:00 講義, 講演
17:00-17:45 質疑応答およびディスカッション
18:00-20:00 懇親会
5. 参加費 (税込) : 社会人 会員 3,000円, 非会員 4,000円
学生 会員・非会員問わず 2,000円
6. 懇親会費 (税込) : 3,000円
7. 対象者 : 『若手技術者』としていますが、年齢制限は設けません。また、大学や研究機関等で研究に従事されている方もご参加いただけます。
8. 参加申込方法 : 「若手技術者交流会参加申込み」と明記の上、下記の情報を学会事務局 (E-mail: gtsj-office@gtsj.org, FAX: 03-3365-0387) にお送りください。
 - ・お名前 (ふりがな)
 - ・ご所属
 - ・ご専門の技術分野
 - ・ご連絡先 (電話番号)
 - ・E-mail
 - ・会員種別 (会員の場合は、会員番号)
 - ・懇親会参加 : 参加する / 参加しない

◆申込締切 : 2018年1月16日(火)

◆定員 : 30名の予定。定員を超過した場合はお断りすることがございます。参加可否につきましては、1月22日(月)までに申込者全員にご連絡いたします。

○ 本会協賛行事 ○

主催学協会	会合名	共催 協賛	開催日	会場	詳細問合せ先
日本機械学会 関西支部	ステップアップセミナー 2017「高付加価値商品開 発とものづくり」	協賛	2017/11/30	大阪科学技術センター 8階 中ホール	URL : http://www.kansaijsme.or.jp/
火力原子力発電 技術協会	平成29年度先進超々臨界圧 火力発電技術開発講演会	協賛	2017/12/1	発明会館ホール	URL : http://www.tenpes.or.jp
日本エネルギー 学会／日本液体 微粒化学会	第13回微粒化セミナー	協賛	2017/12/1	全国家電会館 1階会議室	URL : http://www.jie.or.jp/2017/ events/171201biryuka_seminar.htm
日本液体微粒化 学会	第26回微粒化シンポジウム	協賛	2017/12/19-20	産業技術総合研究所 臨海副都心センター 別館	URL : http://www.ilass-japan.gr.jp



▷ 入 会 者 名 簿 ◁

〔正会員〕

杉町 和隆 (SG Control)
八木 啓介 (JERA)
金谷 政孝 (東北電力)
多田 和幸 (東北電力)
佐藤 聡長 (本田技術研究所)
仁内 隆志 (三菱日立パワーシステムズ)

田中 梨紗 (荏原エリオット)
伊藤 岳史 (JXTGエネルギー)
島影 正幸 (東北電力)
半澤 徹 (東北電力)
今野 晋也 (三菱日立パワーシステムズ)

竹田 敬士郎 (川崎重工業)
多田 暁 (JALエンジニアリング)
武田 浩佳 (東北電力)
與那國 優希 (長岡技術科学大学大学院)
白砂 大和 (三菱日立パワーシステムズ)

〔学生会員〕

伊志嶺 朝史 (高知工科大学)
杉山 拓弥 (早稲田大学大学院)

中西 仁 (東京工業大学工学院)

乾 哲也 (早稲田大学大学院)

〔賛助会員〕

NUMECA ジャパン(株)

近藤工業(株)

2017年度役員名簿

会長 船崎 健一 (岩手大)

副会長 油谷 好浩 (東芝)

法人管理担当執行理事 今成 邦之 (IHI), 太田 有 (早大) (兼務),

渋川 直紀 (東芝), 福泉 靖史 (三菱重工), 渡辺 紀徳 (東大)

公益目的事業担当執行理事 太田 有 (早大), 谷村 聡 (MHPS),
辻田 星歩 (法政大), 福山 佳孝 (JAXA), 松岡 右典 (川崎重
工), 松沼 孝幸 (産総研), 山根 秀公 (防衛装備庁), 山本 悟
(東北大), 輪嶋 善彦 (本田), 渡辺 紀徳 (東大) (兼務)

理事 川岸 京子 (物材研), 高橋 俊彦 (電中研), 田尻 敬次 (荏
原エリオット), 萩川 宏樹 (JALエンジニアリング), 松崎 裕之
(東北発電工業)

監事 田沼 唯士 (帝京大), 佃 嘉章 (三菱重工)

2017年度委員名簿 (順不同)

2017年10月4日現在

○は委員長

倫理規定委員会 ○福泉 靖史 (三菱重工), 今成 邦之 (IHI), 太
田 有 (早大), 渋川 直紀 (東芝), 松沼 孝幸 (産総研)

自己点検委員会 ○福泉 靖史 (三菱重工), 今成 邦之 (IHI), 太
田 有 (早大), 渋川 直紀 (東芝), 松沼 孝幸 (産総研)

運営委員会 ○今成 邦之 (IHI), 太田 有 (早大), 酒井 義明
(東芝), 渋川 直紀 (東芝), 塚原 章友 (MHPS), 辻田 星歩
(法政大), 福泉 靖史 (三菱重工), 松沼 孝幸 (産総研), 森岡
典子 (IHI), 渡辺 紀徳 (東大)

企画委員会 ○太田 有 (早大), 今成 邦之 (IHI), 塚原 章友
(MHPS), 辻田 星歩 (法政大), 福泉 靖史 (三菱重工), 松沼
孝幸 (産総研), 安田 聡 (MHPS), 輪嶋 善彦 (本田), 渡辺
紀徳 (東大)

国際委員会 ○渡辺 紀徳 (東大), 井上 智博 (東大), 太田 有
(早大), 岡井 敬一 (JAXA), 小森 豊明 (MHPS), 谷 直樹
(IHI), 都留 智子 (川崎重工), 福田 雅文 (高効率発電シス
テム研究所), 三好 市朗 (MHPS), 山根 敬 (JAXA), 山本 誠
(東京理科大)

学術講演会委員会 ○松沼 孝幸 (産総研), 阿部 一幾 (MHPS),
小熊 英隆 (三菱重工), 尾関 高行 (電中研), 武田 淳一郎 (富
士電機), 富永 純一 (JFEエンジニアリング), 中山 健太郎 (川
崎重工), 浜辺 正昭 (IHI), 姫野 武洋 (東大), 平野 孝典 (拓
殖大), 藤原 仁志 (JAXA), 渡邊 裕章 (九大)

集行事委員会 ○輪嶋 善彦 (本田), 金澤 直毅 (川崎重工), 佐
久間 康典 (東大), 澤 徹 (東芝), 泰中 一樹 (電中研), 谷
村 聡 (MHPS), 手塚 津奈生 (IHI), 長野 啓明 (本田), 西江
俊介 (三井造船), 西村 英彦 (MHPS), 萩川 宏樹 (JALエンジ
ニアリング), 藤井 達 (日立), 山形 通史 (富士電機), 山田
誠一 (防衛装備庁), 吉田 征二 (JAXA)

ガスタービン技術普及委員会 ○福山 佳孝 (JAXA), 石田 克彦
(川崎重工), 岡田 満利 (電中研), 賀澤 順一 (JAXA), 齊藤
大蔵 (東芝), 中村 恵子 (IHI), 長谷川 晃 (JALエンジニアリ

ング), 檜山 貴志 (三菱重工), 村田 章 (東京農工大), 山本
誠 (東京理科大), 横山 喬 (MHPS), 渡辺 紀徳 (東大)

学会誌編集委員会 ○辻田 星歩 (法政大), 荒木 秀文 (MHPS),
壹岐 典彦 (産総研), 加藤 千幸 (東大), 金子 雅直 (東京電
機大), 川岸 京子 (物材研), 阪井 直人 (川崎重工), 佐藤 哲
也 (早大), 渋川 直紀 (東芝), 杉本 富男 (三井造船), 高橋
俊彦 (電中研), 田尻 敬次 (荏原エリオット), 多田 暁 (JALエ
ンジニアリング), 寺澤 秀彰 (東京ガス), 寺本 進 (東大), 中
野 賢治 (IHI), 新関 良樹 (東芝), 野原 弘康 (ダイハツディー
ゼル), 馬場 勝 (IHI), 原 浩之 (MHPS), 北條 正弘 (JAXA),
松崎 裕之 (東北発電工業), 森澤 優一 (東芝), 山下 一憲 (荏
原製作所), 山根 喜三郎 (防衛装備庁), 吉田 英生 (京大)

論文委員会 ○山根 敬 (JAXA), 青塚 瑞穂 (IHI), 壹岐 典彦
(産総研), 小田 剛生 (川崎重工), 柴田 貴範 (MHPS), 田頭
剛 (JAXA), 寺本 進 (東大), 中谷 辰爾 (東大), 姫野 武洋
(東大), 山本 悟 (東北大), 山本 武 (JAXA), 山本 誠 (東京
理科大), 吉岡 洋明 (愛媛大)

ガスタービン統計作成委員会 ○松岡 右典 (川崎重工), 荒井
慎吾 (ターボシステムズユナイテッド), 恵比寿 幹 (三菱重工),
澤 徹 (東芝), 原田 純 (川崎重工), 村上 麻里子 (川崎重工),
山上 展由 (MHPS), 山上 舞 (IHI), 吉田 知彦 (MHPS),
米田 幸人 (ヤンマー)

産官学連携委員会 ○渡辺 紀徳 (東大), 赤城 正弘 (防衛装備
庁), 壹岐 典彦 (産総研), 岡崎 正和 (長岡技科大), 金津 和
徳 (IHI), 岸部 忠晴 (MHPS), 幸田 栄一 (電中研), 佐々木
隆 (東芝), 武 浩司 (川崎重工), 藤岡 順三 (物材研), 二村
尚夫 (JAXA), 古川 雅人 (九大), 松崎 裕之 (東北発電工業),
吉田 英生 (京大)

広報委員会 ○山根 秀公 (防衛装備庁), 壹岐 典彦 (産総研),
酒井 義明 (東芝), 姫野 武洋 (東大), 村田 章 (東京農工大),
山根 敬 (JAXA), 吉田 征二 (JAXA)

表彰委員会 ○油谷 好浩 (東芝), 太田 有 (早大), 辻田 星歩
(法政大), 福泉 靖史 (三菱重工), 松沼 孝幸 (産総研), 山根
敬 (JAXA)

将来ビジョン検討委員会 ○寺本 進 (東大), 小田 豊 (関西大),
賀澤 順一 (JAXA), 柴田 貴範 (MHPS), 柴田 良輔 (本田),
高橋 徹 (電中研), 仲俣 千由紀 (IHI), 姫野 武洋 (東大),
森澤 優一 (東芝), 山崎 裕之 (東北電力)

女性参画推進委員会 ○仲俣 千由紀 (IHI), 猪亦 麻子 (東
芝), 川岸 京子 (物材研), 都留 智子 (川崎重工), 森川 朋子
(MHPS)

ACGT2018実行委員会 ○山根 敬 (JAXA), 都留 智子 (川崎重工),
仲俣千由紀 (IHI), 松田 寿 (東芝), 三好 市朗 (MHPS)

IGTC2019実行委員会 ○西澤 敏雄 (JAXA), 太田 有 (早大),
斎藤 大蔵 (東芝), 渋川 直紀 (東芝), 鈴木 正也 (JAXA),
塚原 章友 (MHPS), 寺本 進 (東大), 仲俣 千由紀 (IHI), 中
村 恵子 (IHI), 牧田 光正 (JAXA), 安田 聡 (MHPS), 山根
敬 (JAXA), 吉田 征二 (JAXA)

次号予告 日本ガスタービン学会誌2018年1月号 (Vol.46 No. 1)

特集 わが国におけるガスタービン研究・開発の先駆者

総論：前間 孝則

先駆者プロフィール：

土光 敏夫, 沼知 福三郎, 中田 金市, 種子島 時休, 林 貞助, 棚澤 泰, 渡部 一郎, 永野 治, 山内 正男, 岡村 健二, 井口 泉, 須之部 量寛, 入江 正彦, 岡崎 卓郎ほか

特集 「第45回定期講演会（松山）特集」

全体報告

第45回日本ガスタービン学会定期講演会 全体報告 松沼 孝幸（産業技術総合研究所）, 姫野 武洋（東京大学）

論説・解説

オーガナイズドセッション：ガスタービンへの溶射技術概要 岡田 満利（電力中央研究所）

パネルセッション 航空エンジン技術開発プロジェクトの展望 渡辺 紀徳（東京大学）

三浦工業におけるオンラインメンテナンスの紹介 大久保 智浩（三浦工業）

報告

市民フォーラム「ガスタービンのお話 -空を飛ぶ, 電気をつくる, 機械を動かす-」 石田 克彦（川崎重工業）

※タイトル, 執筆者は変更する可能性があります。



定期講演会プログラムの記載ミスについてのお詫びと訂正

学術講演会委員会

学会誌9月号 (p. 430) に掲載された「第45回日本ガスタービン学会定期講演会プログラム：第2日（暫定）」に一部記載ミスがございました。正しくは下記の通りです。お詫びして訂正いたします。なお、訂正版プログラムは、学会ホームページ及び講演会場にて配布いたしました講演論文集に掲載しております。

9 : 20	【A-17】エンジン性能に湿度、降雨が及ぼす影響 *二村尚夫(JAXA)	【B-17】[学]圧縮機翼列実験の環境整備 *山城紹吾,安藤宏晃(高知工科大院),伊志嶺朝史,野崎理,筒井康賢(高知工科大)	【C-17】低圧タービン翼列後流の混合や下流翼列との干渉に与える下流翼列速度三角形の違いの影響 *檀川卓也,浜辺正昭,古川樹生(IHI),船崎健一(岩手大)
9 : 40	【A-18】中容量ガスタービン用動作解析シミュレータの開発 *鈴木晃純(東北大院),中野晋(東北大),田中翔悟(東北大院),竹田陽一(東北大),菅原由貴(東北電力)	【B-18】[学]小型ガスタービン試験装置の試作について *宮城喜一,河端恭平,水野佑樹(高知工科大院),野崎理,筒井康賢(高知工科大)	【C-18】動翼シュラウド漏れ流れ制御による蒸気タービンの段効率向上 *柴田貴範,福島久剛,瀬川清(MHPS)
10 : 00	【A-19】超音速機推進機関としての再熱効果の検討 *福山佳孝,山根敬(JAXA)	【B-19】[学]噴霧流れ中の圧縮機翼面周りの液挙動に関する研究 -翼面の濡れ性の影響- *村田遼(東大院),渡辺紀徳,姫野武洋,鵜沢聖治,井上智博,佐久間康典(東大)	【C-19】フィルム冷却効率予測のための計測データ駆動型乱流モデリング *三坂孝志(東北大),浅海典男,出田武臣(IHI),大林茂(東北大)
10 : 20	【A-20】超高バイパス比ダクト・ターボファンのサイクル特性 *根本勇	【B-20】[学]マイクロガスタービンへの水噴射に関する研究 *上田翔太,土屋利明(金沢工大)	【C-20】フィルム冷却タービン翼の熱伝達評価における壁面温度条件の影響 *高橋俊彦,酒井英司(電中研)
10 : 40			

編集 後記

この秋は、季節外れの台風や雨続きの日々が続き、秋晴れに恵まれることが少なく、休日も屋内で過ごす日々が多かったことと思います。最近になりようやく晴れの日が続きましたので、皆様方におかれましても、高く澄み渡る秋空の中、健やかに過ごされていることと存じます。

さて、今回の特集は、「ガスタービンを支える最新の材料技術の現状と課題」と題しまして、7編の解説記事を掲載しました。材料関係の解説記事としましては、これまでも単発的に各種特集号の中での掲載がありましたが、特集号としてまとまった形になったものは実に10数年ぶりのこととなります。ガスタービンの性能が年々伸びていく中、最新の材料技術と動向を集めてまとめて掲載したい、という勝手な提案を認めてくださった編集委員の皆様には感謝したいと思います。弊社、材料研究の関係者とは特別なネットワークがなく、執筆者の選定には苦労しましたが、編集委員や理事の方々には助けられ、幅広いネットワークから候補者をご推薦いただき、無事、各種材料技術の最先端の研究者の方々に執筆依頼をすることができました。国立・一般研究法人から3編、大学から2編、企業から2編と図らずも各方面からバランスよく執筆いただき、我ながらよくまとまった特集記事と自負しております。特にコーティング技術の最新動向などわかりやすく解説されており、初心者向けの解説書としても適しているのではないかと思います。私自身、多くのことを勉強させていただきました。

また、本号では、本学会より推薦した、「平成29年度科学技術分野の文部科学大臣表彰 科学技術賞 開発部門」において、HONDAの「小型ビジネスジェット機用ターボファンエンジンの開発」の受賞を記念しまして、特別寄稿を掲載しました。ガスタービンエンジンを、ほとんどゼロから約30年で世界最先端のエンジンを開発したHONDAの苦難の歴史と航空機・エンジン事業についての実情が丁寧に描かれており、一技術者として引き込まれて読ませていただきました。また、5月号より連載

開始している「東西南北地水火風」では、福泉様のインドでの記事は、海外での数々の困難と対処の経験が忠実に描かれており、私自身も奮い立たせられました。引き続き、会員の皆様方には、海外での貴重な体験を是非記事にさせていただけたらと思っています。

最後になりますが、アソシエイトエディターとしてはもちろん、編集委員としても初めての学会誌の編集活動でしたが、作業スケジュール調整、執筆者選定、編集作業等で至らないところが多々あったと思います。エプロの高橋様、担当委員の方々にもご迷惑お掛けしました。また、執筆者の皆様には、ご多忙のところ、見ず知らずの者の不躰な依頼にも快くお引き受けいただき、心より感謝いたします。学会員の皆様方に置かれましては、秋が深まり厳しい寒さが到来する季節になりますので、ご健康にご留意のうえお過ごし下さい。（田尻 敬次）

- 11月号アソシエイトエディター
田尻 敬次（荏原エリオット）
- 11月号担当委員
荒木 秀文（三菱日立パワーシステムズ）
多田 暁（JALエンジニアリング）
山根 喜三郎（防衛装備庁）

（表紙写真）

今回の表紙については、【論説・解説】の著者より流用およびお借りしています。

詳細については、下記記事をご参照ください。

- ・「組織制御と成分最適化による高強度Ni基鍛造超合金の製造性改善」……………（P.440～444）
- ・「最新セラミックコーティング技術」……………（P.465～469）
- ・「発電用ガスタービン高温部品における補修技術開発」……………（P.476～481）

だより ✠事務局 ✠

早いもので今年も残すところあと一か月ほどとなりました。今年も色々な出来事がありました。マイ・ランキングで恐縮ですが羅列させていただきますと、まずはトランプ大統領就任に始まり、眞子様、海の王子様とご婚約内定、将棋の藤井聡太四段29連勝達成、九州北部の記録的豪雨による甚大な流木被害、森友学園の「付度」、ヒアリ騒動、上野動物園パンダの香香シャンシャン誕生などなど。そして最近の喜ばしいニュースでは、日本にゆかりのあるKazuo Ishiguroさんがノーベル文学賞を受賞されましたね。

ガスタービン学会でも今週は毎年恒例の一大イベントである第45回定期講演会が松山で開催されます。事務局長中村さんと山本さんは現地入り、私は事務局の留守番です。予想をはるかに上回るご参加者数が見込まれている上、こうしている間にも講演会に関するお問い合わせや

申し込みを次々にいただくまさに「嬉しい悲鳴」状態です。ここ数ヶ月の学術講演会委員会のおびたしいメールのやりとりと準備作業をはじめ、会員や学生の方々からお預かりした細かく且つ地道な研究の結晶である神聖な論文の数々（文系の私には全くもって難解至極）を目の当たりにし、どうか神様！滞りない素晴らしい講演会になりますように！と新宿オフィスより精一杯心静かに祈っているところです。（このお便りが掲載される頃は、新たな業務や行事にあたふたしているに違いありませんが笑）

来年度の定期講演会は『西郷どん』熱の高まる鹿児島で開催されるとのこと。本会主催のACGT準備も始まります。また近々学会Facebookページの運用を正式に開始し、最新情報を発信していく予定でおります。常に新しい取り組みに勤しむ皆様のお役に立てるよう私も学んでいきたいと思っています。（細川 真子）

学会誌編集および発行要領（抜粋）

2017年2月8日改定

1. 本会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 依頼原稿：学会誌編集委員会（以下、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。執筆者は本学会会員（以下、会員）外でもよい。
 - B. 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。
 - C. 学会原稿：本学会の運営・活動に関する記事（報告、会告等）および会員による調査・研究活動の成果等の報告。
- 1.2. 技術論文の投稿については、「技術論文投稿要領」による。
- 1.3. 英文技術論文の投稿については、Instruction to Authors, JGPP (International Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power Systems) による。
2. 依頼原稿および投稿原稿は、論説・解説、講義、技術論文、寄書（研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介）、随筆、書評、情報欄記事の掲載欄に掲載することとし、刷り上がりページ数は原則として以下のとおりとする。

論説・解説、講義	6ページ以内
技術論文	技術論文投稿要領による
寄書、随筆	3ページ以内
書評	1ページ以内
情報欄記事	1/2ページ以内
3. 原稿の執筆者は、本会誌の原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局（以下、編集事務局）まで原稿を提出する。編集事務局の所在は付記1に示す。
4. 依頼原稿は、編集委員会の担当委員が、原稿の構成、理解の容易さ等の観点および図表や参考文献の書式の観点から査読を行う。編集事務局は査読結果に基づいて、執筆者への照会、修正依頼を行う。
5. 投稿原稿のうち技術論文以外のものは、編集委員会が審査し、本会誌への掲載可否を決定する。
6. 投稿原稿のうち技術論文の審査、掲載については、技術論文投稿要領に従う。
7. 依頼原稿の執筆者には、本学会の事務局（学会事務局）から原則として謝礼（図書カード）を贈呈する。
8. 依頼原稿および投稿原稿の執筆者には、抜刷を10部贈呈する。なお、非会員の第一著者には掲載号学会誌1部も贈呈する。
9. 本会誌に掲載された著作物の著作権は原則として本学会に帰属する。本学会での著作権の取扱いについては別途定める著作権規程による。
10. 他者論文から引用を行う場合、本会誌に掲載するために必要な事務処理及び費用分担は著者に負うところとする。

付記1 原稿提出先および原稿執筆要領請求先（編集事務局）
 ニッセイエブプロ(株) 企画制作部
 学会誌担当：高橋 邦和
 〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
 TEL：03-5733-5158
 FAX：03-5733-5164
 E-mail：eblo_h3@eblo.co.jp

技術論文投稿要領（抜粋）

2017年8月25日改定

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) ガスタービン及びエネルギー関連技術に関連するものであること。
 - 3) 学会誌原稿執筆要領に従って執筆された、モノクロの日本語原稿であること。
 - 4) 一般に公表されている刊行物に未投稿であること。ただし、以下に掲載されたものは未投稿と認め技術論文に投稿することができる。
 - 本学会主催の学術講演会・国際会議のプロシーディングス
 - 特許および実用新案の公報、科学研究費補助金等にかかわる成果報告書
 - 他学協会の講演要旨前刷、社内報・技報、官公庁の紀要等の要旨または抄録
2. 原則として刷り上がり8ページ以内とする。ただし、1ページにつき16,000円（税別）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。
3. 著者がカラー1ページあたり50,000円（税別）を負担する場合には、カラー印刷とすることができる。
4. 投稿者は、学会誌原稿執筆要領に従って作成された印刷原稿または原稿電子データを、技術論文原稿表紙とともに学会誌編集事務局に提出する。
5. 投稿された論文は、論文委員会が論文査読に関する内規に従って査読を行い、掲載可否を決定する。
6. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
7. 本技術論文の著作権に関しては、学会誌編集および発行要領（抜粋）9.および10.を適用する。

日本ガスタービン学会誌
Vol.45 No.6 2017.11

発行日 2017年11月20日
 発行所 公益社団法人日本ガスタービン学会
 編集者 辻田 星歩
 発行者 船崎 健一
 〒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 ニッセイエブプロ(株)
 〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
 Tel. 03-5733-5158 Fax. 03-5733-5164

©2017, 公益社団法人日本ガスタービン学会

複写をご希望の方へ

本学会は、本誌掲載著作物の複写に関する権利を一般社団法人学術著作権協会に委託しております。

本誌に掲載された著作物の複写をご希望の方は、一般社団法人学術著作権協会より許諾を受けて下さい。但し、企業等法人による社内利用目的の複写については、当該企業等法人が公益社団法人日本複写権センター（一般社団法人学術著作権協会が社内利用目的の複写に関する権利を再委託している団体）と包括複写許諾契約を締結している場合にあっては、その必要はございません（社外頒布目的の複写については、許諾が必要です）。

権利委託先 一般社団法人 学術著作権協会
 〒107-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル3F
 FAX：03-3457-5619 E-mail：info@jaacc.jp

複写以外の許諾（著作物の引用、転載、翻訳等）に関しては、(社)学術著作権協会に委託致しておりません。直接、本学会へお問い合わせください。