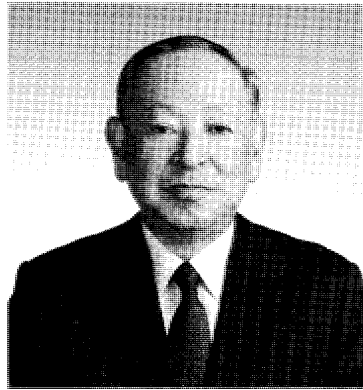


(社)日本ガスタービン学会名誉会員の紹介

(社)日本ガスタービン学会ではガスタービン及び関連技術に関し功績顕著な方、又は本学会に対し功労のあった方のうちから理事会の推薦により総会において承認された方が名誉会員となります。去る平成9年4月21日、第22期通常総会において次の方があらたに本学会の名誉会員になられましたのでご紹介します。



塩 入 淳 平 君

(大正13年4月1日生)

昭和23年3月	東京大学第二工学部機械工学科卒業
昭和23年12月	商工省機械試験所
昭和31年1月	総理府航空技術研究所
昭和34年5月	東京大学助教授 工学部航空学科
昭和43年11月	東京大学教授
昭和59年4月	東京大学定年退官
	法政大学工学部機械工学科教授
昭和59年5月	東京大学名誉教授
平成6年3月	法政大学定年退職
平成6年4月	法政大学非常勤講師
現在に至る	

本会関係略歴

昭和47年6月	入 会
	幹 事 (GTCJ 4期), 理 事 (GTSJ 1期)
	評議員 (GTCJ 1, 2, 3, 4期)
	(GTSJ 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12, 14, 15, 16期)
	監 事 (GTSJ13期)
平成6年	終身会員

現住所 武蔵野市吉祥寺南町3-22-1

〔講義〕 ガスタービン用耐熱コーティング (1) 写真

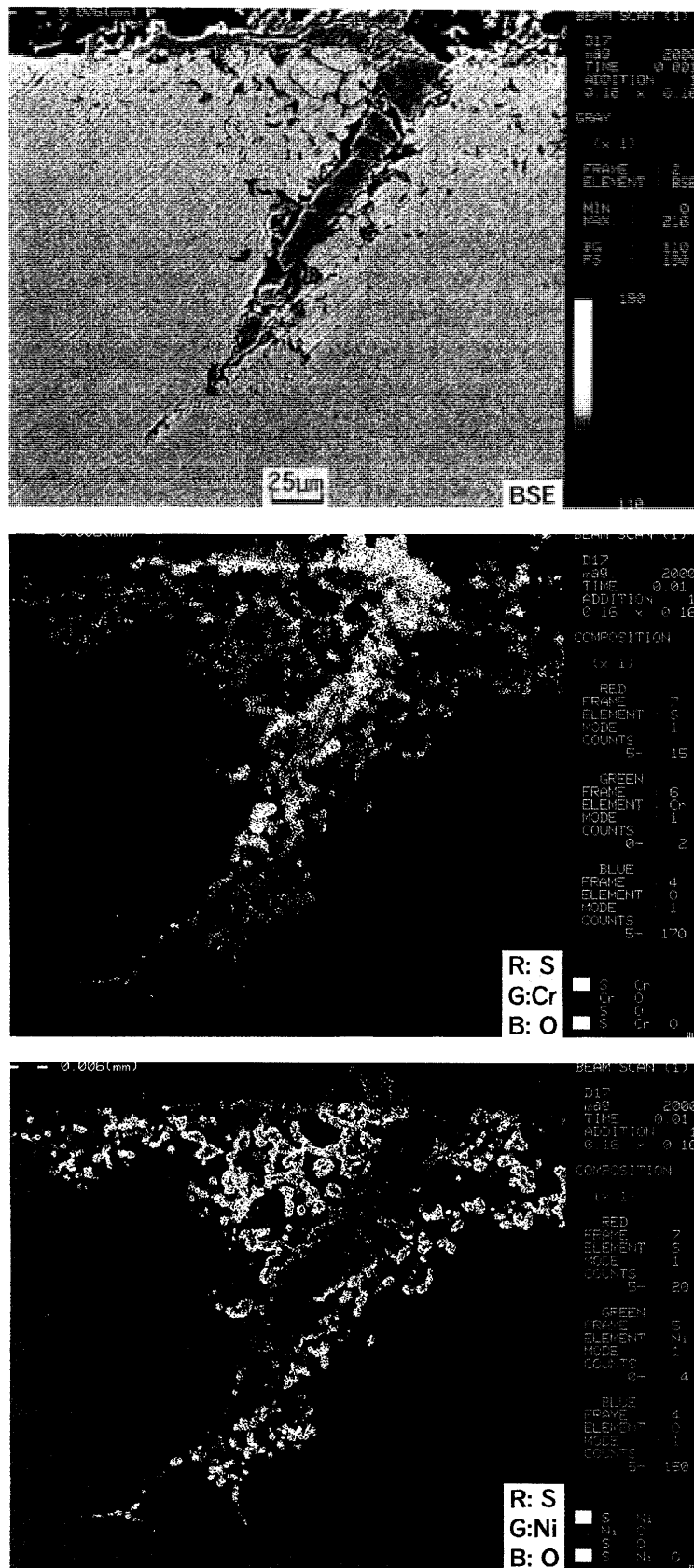


写真1 N_2 -5 O_2 -10 CO_2 -2 SO_2 (vol. %) ガス雰囲気中での
Ni 基超合金 Inconel 751 の表面ならびにクリープ
き裂部における EPMA 分析結果
(800°C, 負荷応力 200 MPa, 破断寿命 418 h)

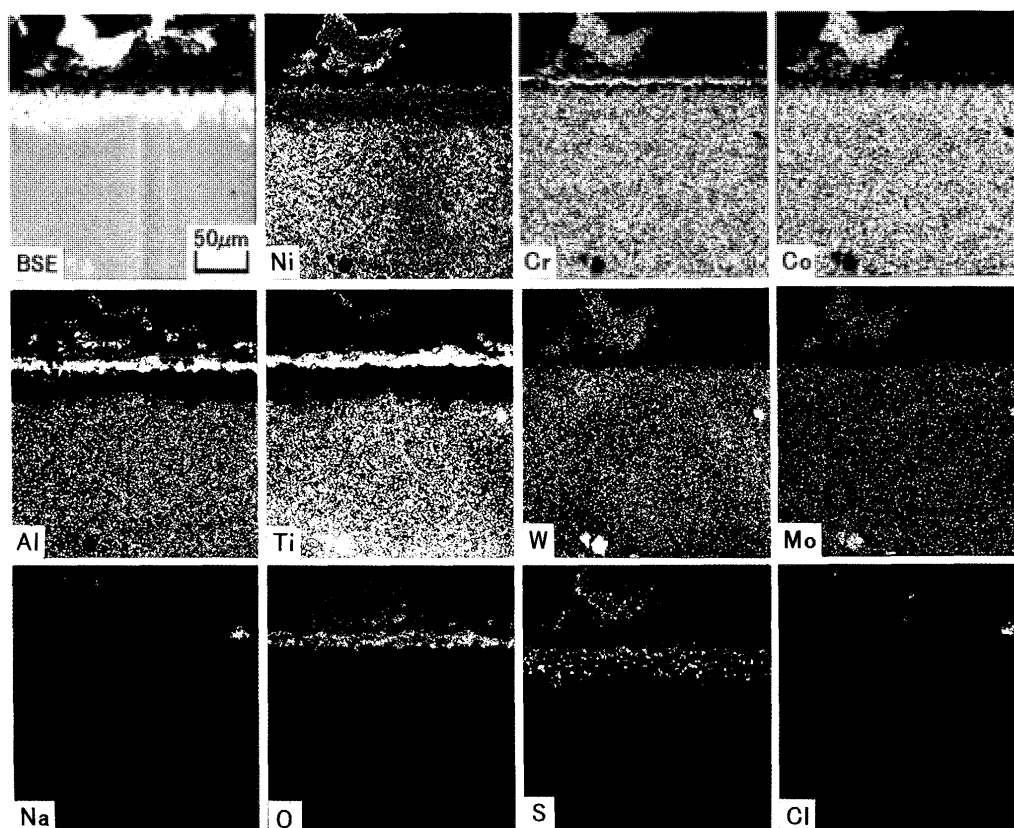


写真 2 950°C-20 h 高温腐食試験後の René 80 の断面 EPMA 元素マッピング
(90% Na₂SO₄-10% NaCl, 10 mg/cm²)

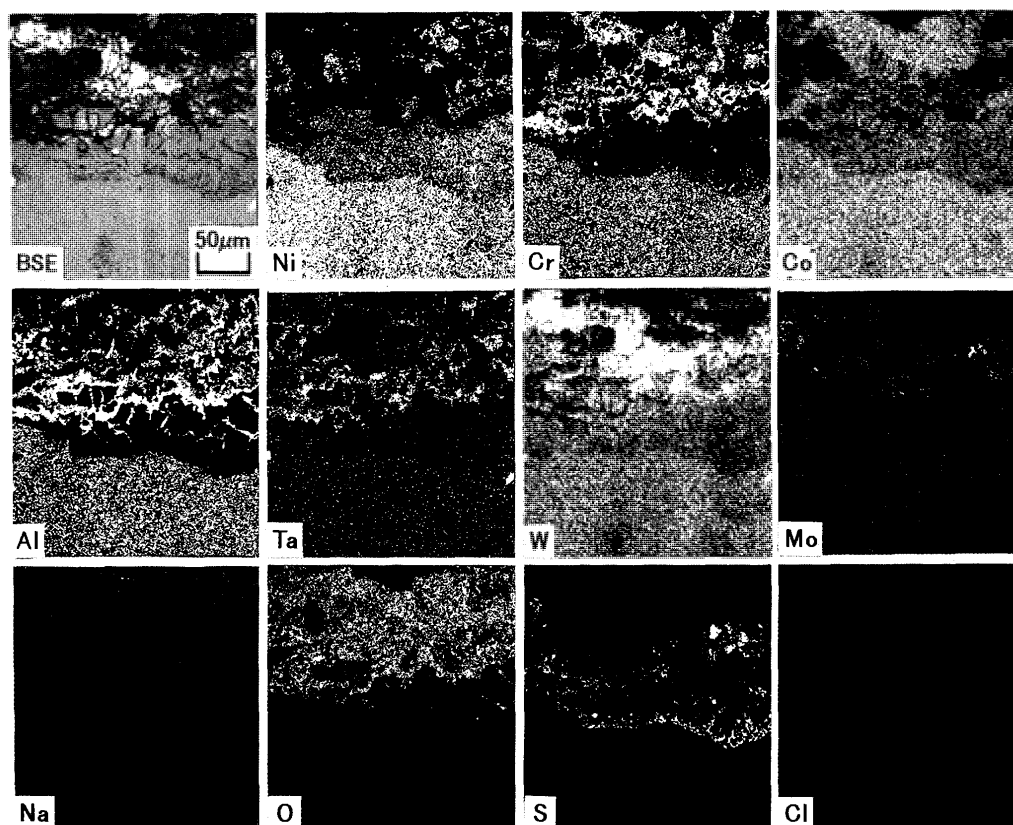
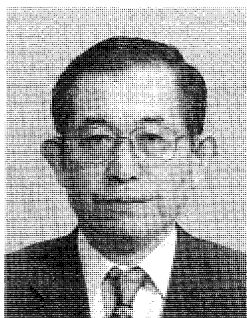


写真 3 950°C-20 h 高温腐食試験後の Mar-M 247 の断面 EPMA 元素マッピング
(90% Na₂SO₄-10% NaCl, 10 mg/cm²)



第22期会長就任挨拶

有賀 一郎*1
ARIGA Ichiro

さる4月21日の日本ガスタービン学会総会で会員の皆様のご推挙により第22期会長に選出されましたが、誠に光栄に存じますとともにその責任の重さを実感している次第です。

これ迄に本学会がガスタービンに関する情報交換の場として確固たる礎を築いて参りましたのもひとえに歴代会長はじめ運営に携わってこられた方々のご尽力の賜物ですが、さらに会員のご理解とご協力のお陰によるものと考えております。

現在、エネルギーおよび環境問題はいずれも人類にとり是非解決しなければならない切実な課題であります。化石燃料に代る新エネルギーの開発に努力が払われていますが、今後しばらくは依然として化石燃料に依存することが予想されます。したがって、その省資源化を計って出力する原動機が要求される訳ですし、同時に地球環境をなるべく損なわぬものであることが必要です。近年ガスタービンがこれらの点からも有望であるとの認識が定着しつつあります。実用ガスタービンは第2次大戦を契機とし、ジェットエンジンの進歩に加え、その関連技術の進展がその後の発展を促進しましたが、今日のような広い用途で認められるようになったのは各構成要素の基礎研究を始め、全体システムに対する技術開発・製造技術の向上など地道な努力が続けられた結果であります。加えて上述のエネルギー事情、環境問題からもガスタービンが重要視されるようになり、その開発努力が加速されて参りました。わが国においても数多くのこれに関する国家レベルのプロジェクトが計画、実施され、これ迄に完了したり、現在進行中のものもあります。それらの成果がすでに実用ガスタービンに活かされ、高温、高効率で省エネルギーに適したものや低公害化が進んだものも生産され、周知のとおり各所で活躍しております。その例が高効率複合サイクル発電用のもので、各地で電力供給源として欠かせぬ存在となっており、コージェネレーションシステムも地域の電力・熱需要に応えるものとして各地に普及しつつあります。また、自動車用、発電用セラミックタービン、石炭ガス化複合発電用のもの、航空用での超音速輸送機用推進システムなどが開発

中であり、最近、船用のスーパーマリンガスタービンの開発計画も始ったところです。将来型の水素燃焼タービンなどを含め、諸開発が盛んに進められていることは今後のガスタービンに対する期待の大きさを物語るもので、さらに省エネルギー化を進め、環境適応性の優れたものを求めて研究開発、技術革新が続けられていることは誠に心強い限りで、本学会としてもその気運を助長し、発展に寄与する必要があると考えております。

さて、本学会が日本ガスタービン会議として1972年に設立されて25年目を迎えようとしております。その間、体制を整備しつつ産官学各界の橋渡しをし、ガスタービンや過給機に関する学術、技術の情報交換の場として、その機能を十分果たしてきたものと考えます。また、過去6回にわたる国際会議を通じ海外との交流を深めて参ったのも大きな成果であったと思います。私ども今期の理事一同こうした過去の学会活動の実績をふまえ、一層活発化するための努力を致して参りたいと存じます。その一端として、1999年に開催される7回目の国際会議準備のための組織体を近々発足させる必要があります。また、事業の充実と財務の健全化には引き続き努めるとともに会員数が横ばい状態の昨今、できるだけ多くの方に入会いただけるようお願いしたいと思っております。前期以来着手している事務運営体制の合理化についてはこれをさらに促進する方針であります。一方、目前に迫った次世紀を視野に入れ、学会の在り方を広い観点から検討する考えでありますが、とくに若い会員の声が反映できることを念頭におく積りです。学会発足当初、ガスタービンにつき自由に気楽に話合えるサロン風のソサエティにしたいというのが、先輩諸先生のお考えだったと伺っておりますが、本学会には今でも伝統的にそのような雰囲気が残されていると思いますし、こういった良い特長を是非受継いでいきたいと思っております。

期の初めに際し学会のためいささかなりと貢献できるよう各理事および委員の皆様とともに微力を尽したいと存じますが、会員各位のご協力をお願い申し上げます。最後に前期大概幸雄会長はじめ任期を終えられた理事の方々のご尽力に心より敬意を表する次第です。

原稿受付 1997年5月7日

*1 千葉工業大学 〒275 千葉県習志野市津田沼2-17-1

特集・「高温・高効率化の歩みと展望」

(1) 総 論

川池 和彦^{*1}

KAWAIKE Kazuhiko

1. はじめに

ガスタービン（以降 GT と略）の発明者であるホイットル卿が昨年亡くなられた。この限りでは GT はまだ若く感じられるが、1937 年にホイットルがジェットエンジンの地上試験に、陸用では 1936 年に BBC 社が試運転に成功して以来 60 年になる。製品が誕生して 50 年にもなると一応の成熟飽和点を迎えるのが世の常でもあり、最近では GT は成熟したか？の議論が出始めている。周知のように GT 単体の効率はしばらくの間、レシプロエンジンや蒸気タービンよりも低く、航空用などの特殊用途を除いては、いかに他の熱機関に競合できるレベルにまで引き上げるかが、GT の存在をかける先決問題であった。幸いレシプロエンジンのように異常燃焼に伴うサイクル条件の制限がないため、サイクル論の示す通りひたすら高温・高圧力比化の方向を進んできたのが GT の歴史の主要な部分であろう。その結果、現時点では、熱機関の極限であるカルノーサイクルの効率までにはまだかなりの隔たりがあるとはいえ、排熱回収型のコンバインドサイクルでは、タービン入口温度 (TIT)^(注1) 1450°C 級で熱効率 55% LHV^(注2) のレベルに達しており GT が主役となる時代が到来したといえる。一方、無冷却の高温 GT を理想とすると、かなりその限界に接近してきており、従来の延長線上に高温・高圧力比化をめざす方向は転換期にさしかかっていることは確かであろう。

そこで編集委員会では、日本ガスタービン学会設立 25 周年を契機に、学会が設立され GT が発展期に入った 1970 年頃よりその高温・高効率化技術をレビューし将来を展望してみることを企画した。GT の技術開発にとって、高温・高圧力比・高効率という命題は、あまりにもありふれており、本誌等で取り上げてきた内容はほとんどがこのテーマに関連しているといっても過言ではない。その意味ではこの企画の新鮮味はないが、GT 個々のコンポーネントや要素技術単位ではかなり成熟しているとの認識から、個々のコンポーネントや技術分野ごとに議論するのではなく、これらを一同に会した時、それらの境界領域にクロスオーバ的な視点なり方向性が見つけら

れることを期待した。25 年前というと第一次石油危機の頃であり、それが政治的意図であれ、石油資源が有限で省エネルギーの認識を新たにさせられたことはまだ記憶に新しい。その後地球温暖化防止の要請から CO₂ の排出抑制が提起され、更なる高効率化が求められている。同時に、環境適合性、燃料の多様化、ライフサイクルコスト低減の課題を解決する必要があることは勿論のことである。

そのために、各論として、サイクル・システム、空力、燃焼、冷却、材料、信頼性の各技術とユーザの要望の 8 編に分類し、各執筆者の方に各技術分野ごとに、この 25 年間の歩みと将来展望及び他分野との境界領域についての解説をお願いし、本稿において総論として、筆者の意見を交えて総括させて頂いた。

2. 25 年間の要素技術の歩み

2.1 要素技術の変遷

図 1 に GT の主要仕様である、タービン入口温度、圧力比、熱効率、出力、推力のトレンドを航空用と陸（発電）用に分けて示す。この 25 年間に、商用機としては TIT は航空用 1200 → 1500°C、発電用 900 → 1450°C、圧力比は航空用 25 → 45、発電用 10 → 30、熱効率は GT 単体で 25 → 40% LHV、排熱回収型コンバインドサイクルで 40 → 55% LHV、出力は 40 → 230 MW、推力は 180 → 380 kN がマクロな数値である。出力（推力）の増大は高温化も寄与するが、圧縮機技術の向上による吸込流量増大の効果が大きい。陸用 GT では、先行する航空用 GT の技術を取り入れ 1990 年代にはほぼ同レベルまで高温化が進み、自動車のモデルチェンジよりも速い周期でレイアウトアップや新モデルの開発が行われている。また

(注 1) タービン入口温度は、タービン静翼入口（燃焼器出口）温度 (TIT)、動翼入口温度 (RIT)、ISO 2314 の定義等があり冷却空気量によって異なる値になる。かつてはその差が小さくあいまいに用いられてきたが、高温化に伴いこの差が大きくなり、本特集では上記略号で区別して表す。

(注 2) 熱効率は燃料の発熱量の定義により低位発熱量 (LHV) と高位発熱量 (HHV) 基準とがあり、GT 単体では LHV 基準を用いるが事業用火力では習慣的に HHV 基準を用いるので、本特集では略号にて区別する。

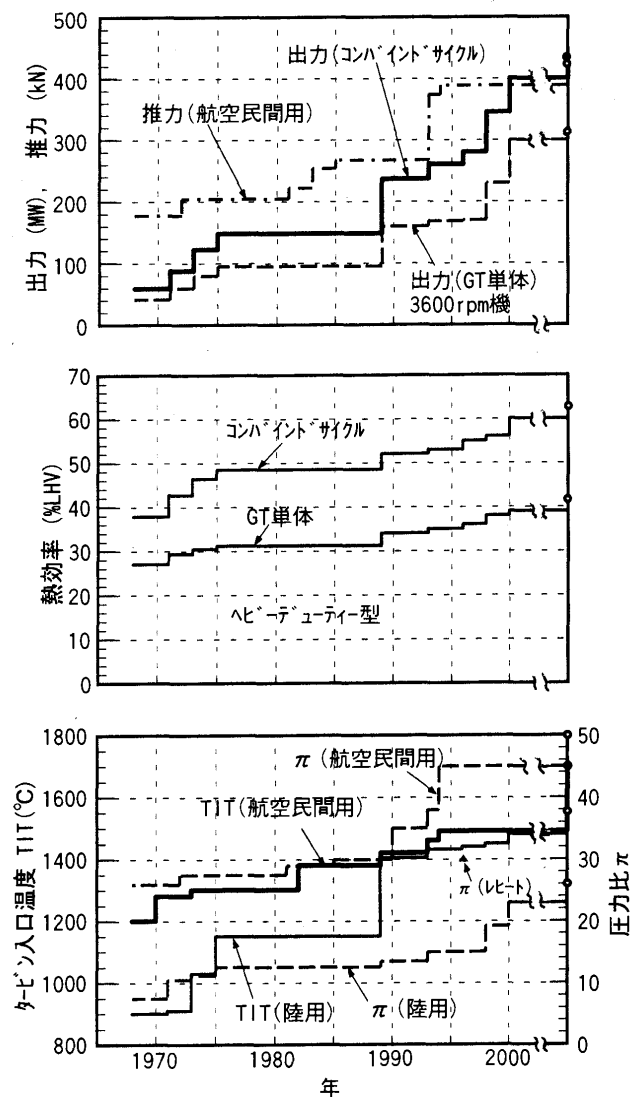


図1 ガスタービン主要仕様の変遷
(○印: 予測到達点)

5～10年先の近未来については、航空用では次世代の大型旅客機のA3XX, B747-Xや超音速機(SST)用などのエンジンの開発計画が公表され、発電用では蒸気冷却GTが開発途上にある。技術の限界や環境問題を考えると、かなりの革新的ブレイクスルーがない限り、サイクル温度に関しては、筆者は航空用ではTITで1800+°C、一般の陸用では1500+°Cが行き着くレベルではないかと思う。これらを支える要素技術の変遷は表1のようにまとめられる。各要素技術の詳細については、各論を参照していただきたい。

2.2 プロジェクトによる取り組み

これらの先端的要素技術の開発は、大型プロジェクトにより効果的に推進され、GT技術の発展に大きく寄与してきた。表2に代表的なプロジェクトの目標と内容をまとめて示す。プロジェクトの狙いは、それぞれ異なりとはいえ基本的には“高温・高効率・高出(推力)”を目標としており、相互に技術移転や応用展開が可能であ

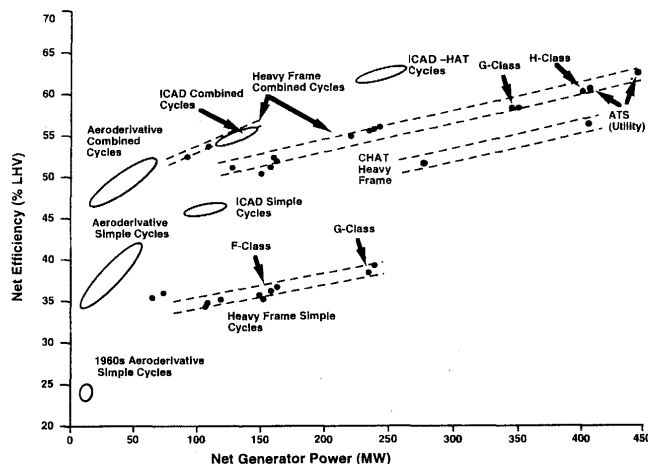


図2 ATS計画の目標と各種サイクル⁽¹⁾

CHAT: Cascaded Humidified Advanced Turbine

HAT: Humid Air Turbine

ICAD: Intercooled Aeroderivative

る。例えば、空力や冷却技術は共通的事業であることは当然として、小型GT用のセラミック材料技術は大型GTのシュラウドや燃焼器などにも適用可能である。

またプロジェクトの性格やその後の事情により必ずしも実用化にはなっていないが、HTTTの水や蒸気冷却のように現在でも注目に値する技術も見られる。

進行中のプロジェクトでいうとIHPTETの先進的空力・熱力設計や磁気軸受まで視野にいたれた開発、AMGの高圧力比圧縮機、1600°C級無冷却タービン材料、CGTのセラミックを採用した究極の小型GTなどは革新的で期待が大きい。またATSは比較的实现性が見えやすいレベルで近未来の発電用GTを予測する上で参考になる(図2)。目標の熱効率は60% LHV, NO_x値は10 ppm以下で、燃焼温度を上げずに高効率化する冷却システムやサイクルの改良などのアプローチを指向している点が特徴である。

長期的には、WE-NETの水素燃焼タービンのサイクル・システム、材料、蒸気/水クローズド冷却システムなどの技術開発が注目され、現用コンバインドサイクルにも波及効果が期待できる。

3. クロスオーバー技術とこれからの展開

これからのGTの発展に対しては、冒頭述べたように、成熟期に近づきつつある個々の要素技術を延長線上に伸ばすだけではなく、クロスオーバーの発想から見直すことが一つの手がかりになろう。GTは他のターボ機械と比較すると翼だけでなくロータも高温・高速で作動して初めて性能を引き出せる宿命として、必然的に冷却・材料と密接な係わりを持つ。即ち、冷却の必要性和材料の高温強度限界のため各コンポーネントの設計に制約がでてくる。表3に相互の技術の関連性と境界領域のクロスオーバー技術についてまとめた。

表1 ガスタービン要素技術の変遷 (実用ベース)

HD：陸用 Heavy Duty 機											
年代		1970 以前		1970		1980		1990		2000	
タービン入口 温度 TIT(℃)	航空	1200		1300		1400		1500		1800	
	陸用	900		1000	1150	1250		1400	1450		1500
サイクル・システム		再生 排気再燃 排熱回収、コージェネ CAES						レート 中間冷却再生 カーナ HAT			
空力設計	流れ解析	準 3 次元解析				オイラー		乱流解析		全段乱流解析	
	圧縮機	SP36 設計法 NACA65 二重円弧				コントロールディフュージョン チップ・ヘント 多重円弧翼					
	タービン	Ainley の設計法		コントロール・メルテックス		ハウスタッキング					
燃焼器	低 NOx	湿式（水・蒸気噴射）				乾式（希薄予混合）		リッチ・リーン(石炭ガス化)			
	型式	カン サロ アニューラ				アニューラ (HD)		触媒			
冷 却	システム	空気冷却		冷却空気の予冷 (HD)				蒸気 (HD) 水冷却 (HD)			
	冷却翼	対流 インページング フィルム		サーペントイン、全面フィルム				全面フィルム (HD)、クロス・ド内部冷却			
材 料		真空溶解 Ni、Co 合金				結晶制御合金 一方向凝固 単結晶 一方向凝固 (HD) TBC 単結晶 (HD) ODS セラミック C/C 金属間化合物					
信頼性		クリープ強度評価 材料力学 破壊力学		低サイクル疲労強度 FEM 弾性・振動解析		疲労・クリープ干渉評価 三次元弾塑性解析		余寿命評価 非線形破壊力学			

表2 ガスタービン関連の代表的国内外プロジェクトと開発目標

プロジェクト名	推進機関/期間	開発目標	主要開発課題
1. 航空機用ジェットエンジンの研究開発 (FJR)	工技院/NAL/研究組合 1971~1981	TIT 1250°C, 圧力比 19, SFC 0.37kg/hr/kgf, 推力 5100kgf	ターボファンジェットエンジン国産技術 開発、ノイズ/有害排気低減技 術、空冷翼
2. 超音速輸送機用推進システム の研究開発 (HYPR) Super/Hyper-Sonic Transport Propulsion System	工技院/NEDO/研究組合 /外国企業/国研 1989~1998	飛行 Mach 数 ターボ 0~3, ラム 2.5~5 TIT ターボ 1700°C, ラム 1900°C 級 超高温ガスジェネレータ 比出力 1000kW・s/kg	コンバインドサイクル(ターボ+ラム)エン ジンの技術開発 超高温空冷翼
3. AMG Advanced Material Gas Generator	(株)先進材料利用 ガスジェネレータ研究所 1993~2002	TIT(=RIT) 1600°C 級無冷却タービン翼 圧力比 59、周速 650m/s 級圧縮機 シンプルサイクル効率 50%LHV	セラミック複合材, TiAl 低 Nox 燃焼器 高負荷高性能空力設計技術
4. AGTJ-100A(B) Advanced Gas Turbine of Japan	NEDO(ムーンライト計画)/研 究組合 1978~1987	TIT 1300(1400)°C、圧力比 50(55) 50(55)%LHV	中間冷却レイトサイクル 冷却翼、高圧・再熱燃焼器
5. 噴流床石炭ガス化複合 発電パイロットプラント(IGCC)	NEDO 1986~1996	石炭ガス化パイロットプラント (200トン/日) TIT 1260°C	噴流床方式石炭ガス化炉 低加圧燃焼器
6. 300kW 産業用セラミック ガスタービン CGT	NEDO(ニューサンシャイン計画) 1985~2000	TIT(=RIT) 1350°C、 42%LHV、300kW	セラミック製タービン、燃焼器 熱交換器
7. 自動車用セラミックガスタービン CGT	(財)石油産業活性化 センター、1990~1996	TIT(=RIT) 1350°C、 40%LHV、100 kW 級	セラミック製タービン、燃焼器 熱交換器
8. 水素燃焼ガスタービン (WE-NET 計画)	NEDO(ニューサンシャイン計画) 1994~1999 (7115'1)	TIT 1700°C、クリーン燃焼 60%HHV	高性能冷却システム/翼 燃焼器、高温材料等
9. HTTT High Temperature Turbine Technology	DOE(Dept. of Energy) 1976~1982	石炭ガス化コンバインドサイクル RIT 1430°C (RIT 1650°C まで発展可)	粗悪燃料対応冷却システム タービン蒸気/水冷却翼 低加圧燃焼器
10. ATS Advanced Turbine System	DOE 1994~2003	RIT 1430°C アドバンスドサイクル	クロス・ド蒸気冷却システム/翼 単結晶、セラミック
11. E ³ Energy Efficient Engine	NASA 1978~1981	RIT 1360°C、圧力比 23、低 NOx 化 燃費 12%向上 (対 CF6-50C 比)	高圧力比圧縮機 23/10 段 全面フィルム冷却翼、低 NOx
12. IHPTET Integrated High Performance Turbine Engine Technology	Dept. of Defence、NASA 1988~2003	スラスト/重量 2 倍 (対 F-15: 1985 年比) 燃料消費量 40%低減 重量の軽減	先進ファン高圧力比圧縮機 高性能冷却翼、TiAl、C/C 磁気軸受・ブラッシュシール

3.1 ヒートバランスと冷却・材料技術

まず狭義の熱力学としてのヒートバランスと冷却・材料技術との関連について論じ、最後の 5 章でサイクル・システムについて述べることにする。1500°C 級 GT では

圧縮機入口流量の約 25% を冷却、シール、リーク空気として消費するが、仮に完全な無冷却高温 GT が実現できたとすると、GT 単体性能は相対値で 15% 位向上することになる。

表3 クロスオーバー技術

技術分野	自身分野の目標		境界領域とクロスオーバー技術		
	目標	技術課題	冷却との関連	材料との関連	その他分野
1. 熱力学 ヒートバランス サイクル システム	効率向上 出力増大 排気のクリーン化	カルノーサイクルに近接サイクル 蒸気混入サイクル クロス・スト・サイクル (中間冷却, 再生, 再熱, STIG, HAT)	冷却によるガス温度低下防止→クロス・スト・冷却システム, 冷媒の選定 蒸気混入サイクル→冷却性能向上→冷媒の選定	無冷却化→セラミック複合材, カーボン/カーボン	
2. 空力	空力性能向上 乱流解析 非定常現象の解明	3次元翼列設計, 長翼 全段 CFD 解析 フラッター, 旋回失速, サージ の予測精度向上	混合損失低減→クロス・スト・冷却システム 後縁厚さ損失低減→ 高負荷化(翼枚数削減)	長翼→高比強度材 TBC の活用→後縁厚さ 損失低減(翼枚数削減)	リーク損失低減 →半接触シール, クリアランスコントロール
3. 燃焼	燃料多様化と低 NOx 燃焼安定性の向上 圧力損失低減	希薄予混合燃焼(ガス) リッチ・リーン(石炭ガス化) 保炎機構と性能向上	TIT の上昇抑制→クロス・スト・冷却システム フィルム冷却 (燃焼器)	高耐熱性保炎器材料 圧損低減→高耐熱材	排気のクリーン化 →クロス・スト・サイクル
4. 冷却	冷却性能の向上 高効率冷却システム	伝熱促進 冷媒消費量の削減	—	冷媒(水等)に適した材料開発	
5. 材料	耐熱温度の向上	一方向凝固, 単結晶 複合材, セラミック複合材	熱応力低減 ロータ冷却→低コスト材料	—	
6. 信頼性	RAM の向上	応力予測精度の向上 寿命予測精度の向上	熱応力の低減	熱応力の低減→単結晶 材, TBC	部品点数削減
7. ユーザニーズ	燃料の多様化 夏場の出力回復 エネルギー貯蔵	残さ油, 石炭ガス化 吸気冷却	低質燃料→クロス・スト・冷却システム	耐食性の向上 圧縮機材料→耐腐食性	CAES, HATサイクル

これは、ヒートバランスと冷却の関連で見ると、現用の空気冷却方式は圧縮機から抽気した冷却空気を冷却後高温の主流ガス中に排出するため、

- ・主流ガス温度の低下
- ・冷却空気を主流ガス中に排出するときに生じる空力的な混合損失の発生
- ・回転動翼に冷却空気を導入・排出することに伴うポンピング動力損失の発生
- ・冷却翼に冷媒を流すに要する流動損失分の、圧縮機動力が必要

などの性能低下要因をもたらすためである。冷却によるガス温度の低下については、熱サイクルの高熱源温度の指標として、タービン初段静翼入口温度(TIT)と初段動翼入口温度(RIT)がある。この差は第1段静翼の冷却によって生じ、最近のTIT 1400°C級高温GTでは全面フィルム冷却を用い、その差は100°C近くに達している。GTの性能に関係するのは、熱力学的に第1段動翼入口のエンタルピーであって燃焼器出口のそれではない。換言すると、RITが同じであれば、TITが高いことはNOxの生成を助長し、燃焼器と初段静翼の冷却と信頼性設計を難しくするだけで性能上の利点は何もない。一方TITが同じならば、NOxの生成条件は同じで、冷却によるガス温度の低下がなくRITが高い方が性能は良いことになる⁽⁴⁾。また後段の冷却翼についてもボトムリングサイクルに対する排気ガス温度を下げないようにすることが望ましい。

燃焼器出口の平均ガス温度が1600°C以上になると、いくら完全予混合希薄燃焼をさせてもNOxの発生を押さえきれないことから、今後の性能向上に対しては、冷却

性能を向上して冷却空気の消費量を低減するだけでなく、より積極的にTITの上昇は押さえても、上述した冷却の悪影響をなくし、理想的な無冷却GTに近づく方向の努力が必要になる。その方法としては(1)セラミックやカーボン/カーボン等の超耐熱材料を用いること、(2)冷媒を主流ガス中に排出しないクロズド冷却とし冷却で奪った熱をサイクルに回収すること、が考えられる。しかし(2)の場合、冷却性能に優れた全面フィルム冷却方式を使用せずに内部冷却を主体に翼を冷却することを意味し、内部対流冷却の伝熱促進技術や冷却能力の高い冷媒を使いこなす技術とシステムの確立が必要となってくる(第5編)。GTは他の熱機関に対して水が不要というのが一つの利点とされていたが、航空用や非常用はその性格上空気冷却が最適とはいえ、水の使用を前提とする大容量のコンバインドサイクルやコージェネレーションプラントになると逆にその水を利用して問題はない。この場合、冷媒として空気、蒸気、水またはハイブリッドのどれが適しているのかという選択肢があり、性能・信頼性・運用性を含め総合的な評価・検討が必要である。

3.2 空力設計と冷却・材料技術

GTの圧縮機やタービンだけでなく燃焼器、冷却も本質的に流体機械(機器)とみなせる。その意味で、近年の数値流体力学(CFD)を含めた流体解析技術は、ターボ機械のコンポーネント効率向上だけでなく燃焼器や冷却の設計技術に大きな寄与をしてきた。されどチップベンド、バウスタッキング、エンドウォールコンタリングなどの3次元空力設計は、コンピュータが一般的ではない時代に境界層や2次流れをイメージできた人たちの発想である。3次元乱流解析がパソコンでもできる時代に

なって、どのようなアイデアが出現するのだろうか近代空力設計技術が試されているとも言えよう。コンポーネント効率はかなりのレベルに達しており、今後の方向としては単なる空力だけでなく冷却や主流と冷却空気の温度の混合や拡散を考慮した熱流体力学設計として精度向上と最適設計の方向に向かうであろう。また非定常流体力学の分野にも CFD が本格的に適用され、フラッターや非定常流体力の評価に対して、より精度の高い合理的な設計が可能になろう。材料との関連では、今後必須の遮熱コーティングの採用を考えると、後縁厚さ損失が増大することから、冷媒消費量、保守、コストなどの低減の要求と併せて、限界まで翼枚数の低減をめざした高負荷翼列の設計が追求されよう。タービンの最終段動翼に対しては、蒸気タービン同様リービングロス低減の目的で長翼化やボトムシングサイクルに超々臨界圧蒸気タービンの適用の可能性を想定すると、700~800°C の温度レベルで無冷却で使用できる比強度（引張応力/比重）の大きな翼材料が望まれる。

空力損失で残るのはリークロスであるが、チップリークに対する、アブレイダブルコーティングの適用は当然のこととして、段間シールやイングレス（主流ガスのホールスペースへのもれこみ）に対し、ラビリンズシールに代わりブラッシュシールなどの半接触シールが適用段階にあり、その耐久性と生産性の向上が求められよう。また航空用のケーシング冷却によるクリアランスコントロールは性能向上に大きな効果を及ぼしたクロスオーバー技術の一つといえよう。陸用では、現状定格運転時のチップクリアランスは翼長の約 1% で設計されており、これを 0.5% ぐらい（これ以下にしても性能改善効果は小さい）まで縮小すると、GT 単体で相対値 1.2% 程度の効率向上が期待でき、どのような機構で実現するかが課題でアイデアの出どころである（第 3 編）。

3.3 燃焼技術と冷却・材料技術

燃焼器の課題はなんといっても低 NO_x 化で定格運転だけでなく部分負荷運転を含めた低 NO_x 化を達成することにある。燃料によって低 NO_x の方法は異なり、天然ガスに対しては希薄予混合燃焼を行えばよいが、予混合比率を増すことに伴う燃焼不安定による燃焼振動をどう押さえるかが鍵になる。また 3.1 で述べた TIT を上げずに RIT を上げるクローズド冷却システムは低 NO_x 化と性能向上を両立させるクロスオーバー技術の典型であろう。

燃焼器自身の冷却との関連でいうと、空気を希薄予混合用に使用する必要性から冷却性能の高いフィルム冷却を使えない傾向にあり、対流冷却の伝熱促進と耐熱材料の開発が重要である。また希薄予混合燃焼で温度分布が均一になり翼部の冷却にとっては好ましいがタービン静翼のエンドウォール部分に対しては冷却強化策が必要になる。

燃焼器の圧力損失は現状 5% 位でこのうち約 1/2 が冷

却に起因し冷却強化に伴い圧力損失が増える方向になる。圧力損失の絶対値で 1 ポイント % の低減は GT 単体で相対値 0.4% の効率向上に相当し、材料で対処できることが望ましい。燃焼器の形式としては、アニユラー型、カン型、サイロ型があり、実機試験が容易なカン型の利点はあるが、実験工学段階から燃焼器の設計技術が進めば、冷却、圧損、低 NO_x に有利なアニユラー型は理想的な形式であろう。

3.4 冷却技術と材料技術

冷却と材料は、高温化を直接的に担ってきた技術であるが、この両者の関連はどうであろう。勿論冷却性能を向上させ耐熱温度を上げるという方向は基本的には変わらないが、空冷技術のほうは地道な改良によってかなり飽和点に近いとみるのが妥当であろう。そこで無冷却タービンに近づいていく方向と冷却の弊害を軽減するクローズド冷却システムの方向が追求される。前者ではカーボン/カーボン系の材料が候補になっているのに対し、後者では内部冷却強化に伴い熱応力低減のため単結晶材料と TBC が必須になっている。単結晶材がもつ結晶の [100] 方向のクリープ強度が高く、かつ同方向のヤング率が低く熱応力が小さいという都合の良い性質に頼ることになる。単結晶材の適用は航空用では一般化しているが、産業用もその時代を迎えようとしており大型翼製造技術とともに完全無欠の単結晶材料はないことから、製造・検査技術を含めてどう使いこなしていくかが当面の課題となろう（第 6 編）。

しかし精緻な冷却翼加工技術と最高級の方法を用いるのが、必ずしも良い設計とはいえない。クローズド冷却であれば、少なくともタービン静翼の水冷却は可能性があると考えられメタル温度を 600°C 以下に設計することは容易である。かつて表 2 の HTTT 計画では、水冷却翼用の材料として IN 617 や銅合金の複合構造が検討されたが、20 年前のことでもあり耐食、耐エロージョン、製造などから最適な材料を最新の技術で見直しても良い時期であろう。しかしいくらクローズド冷却とはいえ、冷却しすぎても冷却した熱をボトムシングサイクルの水の加熱としてしか利用できないと熱効率向上には得策ではない。この意味からこの温度レベルと温度勾配に適した TBC も重要な開発課題となる。

またタービン翼や燃焼器の冷却だけでなく圧縮機ロータの冷却も視野に入れておく必要がある。圧力比が 30 にもなると圧縮機後段のロータのメタル温度は 600°C にもなり Ni 基超合金である IN 706 や IN 718 の高級材料をもってしてもクリープ域に近づいている。うまく冷却すればロータ材として実績が多く安価な NiCrMoV や 12 Cr 材などを適用できるし、5 章で述べるように中間冷却サイクルはロータの冷却という全く別の観点からも興味がある。

4. ユーザニーズ

GTが発電分野で主役の座をしめるからには効率・環境に対処するだけでなく以下のユーザニーズ

- ・ RAM (Reliability, Availability, Maintainability) の向上……………ライフサイクルコストの低減
- ・ 季節需要の平準化……………夏場の出力低下対策
- ・ 昼夜間需要の平準化 ……………電力/エネルギー貯蔵
- ・ 燃料の多様化……………ベストミックスに应运っていく責任がある。

4.1 RAMの向上

熱効率1%の向上は利用率(Availability)1%向上とほぼ等価であり、ライフサイクルコストの観点より信頼性(Reliability)及び保守性(Maintainability)の向上が求められる所以である。GTは高温部品の有限寿命設計のもとに他のエンジンと性能面で競合できるため信頼性が重要になる。生産台数が多く統計データの豊富なジェットエンジンでは、1980年代には1970年初期と比較すると1000時間当たりの飛行中停止率やSVR(Shop Visit Rate)を指標とする信頼性は約1/10以下と格段に向上しており。ある型式のエンジンの発展型においては故障率が初期に比較して1/3位に低下し航空会社がエンジン選定の重要な理由となった。陸用GTも航空用の技術と経験を取り入れ最新の設計技術を用いているとはいえ、ミッションの違いや、機械工学の現象を合理的に説明しきれていない未解決な分野も有り、急速に高温化と低NO_x化が進み新設計を採用したGTではそれなりの試練を経験し、その教訓をもとに改良を図り成熟させている。

GTは時々刻々の負荷変動に対応しながらベースロード運転はもとより、DSS(Daily Start and Stop)やWSS(Weekly Start and Stop)運用も一般的になっている。また1995年より電気事業法の規制緩和により卸電気事業が認められるようになり一層RAMに対する関心が大きくなるなど、使い勝手の良いタフなGTが求められている。

信頼性の解析では、タービン翼や燃焼器などの高温部品はもとより、軸対称解析で済んでいたロータなどの強度解析にも大規模3次元解析による詳細な解析を実施している。また、ファンエンジンの鳥吸込みに対する衝突解析ができるようになったことも最近の数値解析技術の進展としてあげられる。有限寿命設計である高温部品には、弾塑性解析や破壊力学の導入、さらにはクリープと低サイクル疲労の干渉を考慮した寿命予測や材料の劣化を考慮した余寿命診断が必要になってきた。寿命延長策として、高温材料の開発と共に耐酸化コーティングや遮熱コーティングの重要性が増すとともに、より積極的に冷却支援としての使用できる期待が大きい。このためにはTBC自身の長寿命化と寿命評価が望まれる。

4.2 吸気冷却

GTはAir Breathing Engineとしての宿命で吸気温

度10°Cの上昇で7%出力が低下する。これは、最大需要期である夏場に出力が低下するという好ましくない特性で電力会社の設備運用計画を難しくしている。これに対しては、氷蓄熱、LNGの冷熱利用、加湿冷却などの吸気冷却方式が提案され試験段階にあり、コストパフォーマンスに優れた方式が実用化されよう。

4.3 電力/エネルギー貯蔵

猛暑日の電力会社の電力需要は昼間のピークに対して深夜では45%程度の需要しかなく、これを揚水発電によってエネルギー貯蔵しピーク時に約5%の電力を発電しているが揚水発電も立地点が残り少なくなってきた問題がある(第8編)。昼夜電力の平準化対策としてGT自身は部分負荷の調整能力と効率が良い利点を持つが、さらに積極的な方法としてエネルギー貯蔵があり、HAT(Humid Air Turbine)サイクルやSTIG(Steam Injected Gas Turbine)と組合わせた圧縮空気貯蔵(CAES)が有望であろう。日本においては安価に空気を貯蔵できる岩塩層がないことが問題で、これに対しては、液体空気貯蔵⁽²⁾という案も提案されており、温熱と冷熱の有効利用も含めて需要地近接の都市型CAESを実現できる。

4.4 燃料の多様化

石油・天然ガスの可採年の予測は、あと50年というのが妥当な見方とされており、短期的には価格の変動はあるものの長期的に見れば燃料は高くなる方向にいくことは間違いない。その時に備えベストミックスの観点から残さ油や石炭のIGCCなどの燃料への対応がせまられている。石炭のIGCCはガス化炉が最大の技術課題であるが、中長期的な視野での開発となり、GTの圧力比が世代によって異なるため、どの仕様のGTと組み合わせるのかを考慮にいたしたシナリオが必要である。またGTの燃料とは直接関連はないが、ゴミ問題の解決策の一つであるゴミ発電はダイオキシン問題やゴミ固化燃料(RDF)の活用も視野に入れて発展させる必要があろう。

5. サイクル・システム

GT黎明期の高温材料や冷却技術が充分でない時代に、性能向上をサイクルの改良で実現しようということで検討され色々なサイクルが提案された。主として再生サイクルGTが実際に試作されたが、その構造の複雑さ故に商用機にまでは至らなかったものが多い。その後、単純サイクルGTと既存のシステムとを単純に組合せて構成した、排熱回収、排気再燃、コージェネレーション等の複合サイクルがGTの隆盛を持たらし一層の高温化が進んだ。

さらにGT自身の性能をサイクルで向上させるため、レヒートサイクルGTや中間冷却・再生GTも実用化されるに至っている。サイクル論では必ず登場する古典的なサイクルではあるが要素技術の熟成により商用機として登場できるようになった。例えば中間冷却・再生サイ

クル GT の WR-21⁽³⁾ は、航空用のセンスで中間冷却器をコンパクトに組み込み複雑なシステムをうまくまとめている。もとは艦艇用として開発されたが、分散型ピーク対応やコージェネレーションに対しても適しており、熱効率は 42% LHV で部分負荷性能が良いことが特長である。中間冷却は、目的とする圧縮機の動力低減効果より熱交換器の圧力損失や燃焼器入口温度の低下が性能を低下させる影響の方が大きくサイクル効率上のメリットは小さいとされてきたが、冷却空気温度や圧縮機翼・ロータの温度を自動的に下げられることは構造強度設計の裕度、材料のコスト低減、チップクリアランス管理の容易さなどハード設計上の利点のことも考慮する必要がある。

以上のような古典的なサイクルの他に 2 編で論ずる HAT, CAES などが提案されておりフィージビリティスタディの段階から具体的な設計検討が進むであろう。蒸気を混入するサイクルにおいては、主流ガスの蒸気成分が増すと低 NO_x 化に利用できる一方では、ガス側熱伝達率が増加するため冷却強化には空気以外の冷媒も視野に入れる必要がある。

このような動向に対し、第 2 編の“TIT の上昇にもっぱら依存する第一段階から第二段階のシステム工学分野に脱皮することは……必然性を有し……”の主張はまさに至言であるが、全体システムとしては複雑化の方向になることは避けられない。このためには、技術課題をクロスオーバー的な発想で克服していく必要があり、単に GT 技術だけでなく他分野の技術との連携が進む時代が近いといえる。

6. おわりに

日本ガスタービン学会が設立された当時に、今日の GT の隆盛を予測した人は少なかったのではないかと思います。

国内の GT メーカーは技術導入から脱皮し、国際的なアライアンスの枠組みの中で独自 GT を開発するまでに成長している。かなり成熟しきっていたと思われたレシプロガソリンエンジンでも、その芽は古くからあったとはいえ希薄筒内直接噴射燃焼などの新しい技術展開が見られる。21 世紀は大競争時代といわれ、GT でも転換期を迎え新たなコンセプトが問われる時代に入ったといえる。GT として自由度の多い陸用が中心になってしまったが、いつの時点かで振り返ったとき本企画の将来展望が、どの程度現実になるのか、また予測を越えたブレイクスルー技術や発想による展開をみせるのか、楽しみでもある。本稿で述べたことは既に周知のことも多く含まれているが、次の展開へのヒントがクロスオーバーな視点やシステムの発想にあるのではないかとの見方から論じてみた。将来展望ともなると現実の見方と希望的な見方とが交差して、その上筆者の浅学を省みると、総論としてどこまで本企画の意図を達成できたかとの不安は残るが議論のたたき台に成れば幸いである。

参考文献

本特集号各編

- (1) Touchton, G, 'Gas Turbines: Leading Technology for Competitive Markets', ASME IGTI Global Gas Turbine News, Vol. 36, No. 1, 1996
- (2) 千野, 荒木, '冷熱回収型の液体空気利用エネルギー貯蔵方式の評価', (株)日本機械学会 第 74 期通常総会講演会講演論文集 3, 1321, 1997
- (3) Parker, M. L, 'The US Navy's Intercooled Recuperated Gas Turbine—From Concept To Reality', 95-YOKOHAMA-IGTC-88, Vol. 3, 1995
- (4) 川池, '高温ガスタービン', 環境とエネルギーのためのエネルギー新技術体系, (株)日本伝熱学会編, 1996

特集・「高温・高効率化の歩みと展望」

(2) サイクル・システム技術

竹矢 一雄^{*1}

TAKEYA Kazuo

キーワード: ガスタービンサイクル, 複合サイクル, レヒートガスタービン, コージェネレーション, STIG システム, リパワリング, HAT サイクル, 炭酸ガス回収タービン, WE-NET プロジェクト, CAES システム
 Gas Turbine Cycle, Combined Cycle, Reheat Gas Turbine, Cogeneration, STIG System, Repowering, HAT Cycle, CO₂ Recovery Turbine, WE-NET Project, CAES System

1. はじめに

ガスタービンサイクルが新顔の熱機関として登場してすでに 60 年, 常識的にはとくに円熟期に達していても不思議ではないのに, これからが本格的成長期とは大器晩成型と賞揚すべきか当時の関係者が未熟だったのか評価の別れるところである。

1.1 ガスタービンサイクルの変遷

熱機関の性能は恒常的に温度比と共に向上する。

ガスタービンサイクルは, ランキンサイクルに比べ高温化が容易であり, 近年その性能は飛躍的に向上した。カルノーサイクルの熱効率 $\eta_c = 1 - \tau^{-1}$ (温度比 $\tau = T_1/T_2$, T_1 : 高温熱源の温度, T_2 : 低温熱源の温度) に対し, プレイトンサイクルの熱効率は圧力比と共に増加し比出力 0 でカルノーサイクルの熱効率と一致するが, 複合サイクルとしての最適条件である比出力最大時に相当する圧力比に於いて熱効率は $\eta_h = 1 - \tau^{-1/2}$ となり, 温度比の増大と共に両者は乖離するという皮肉な結果を示している。原因は排気温度の上昇にあり, 比較的低温での性能が高いランキンサイクルを下流に連結したコンバインドサイクルが火力発電設備の主流となったことも当然の帰結である。

ガスタービンをコンバインドサイクルのトッピングと位置付けた場合のキーテクノロジーは,

- ① 高温化
- ② 高比出力化

であろう。前者は当然として, 後者を実現させるには流体機械の内部効率の向上と共に高圧力比・再熱方式が有効である。即ち, ガスタービン内部での燃料消費量を出るだけ多くする, 換言すればガスタービン排気の残存酸素量が少ないシステムほど有効である。(排気助燃方式では不可)

ガスタービンサイクルの将来展望としては,

- ① 単純開放サイクルの原則を守り, ひたすら高温化

を志向する流れ

- ② インタークーリング・レヒートサイクルに代表されるサイクル論的改良(『半世紀前の古典的サイクル論の亡霊』との批判もあるが)を志向する流れがあり, 両者が並立する可能性が高い。

1.2 複合サイクルの定義と概念

ガスタービンを中核とする総合的なエネルギー変換システムの総称を広義の複合サイクルと定義する。

効率的な熱エネルギー変換の原則は一次エネルギー(燃料の燃焼熱)をエクセルギーロスミニマムの条件で利用することであり, 高温化に適したガスタービンをシステムのトッピングとして採用するのは極めて合理的な選択である。複合サイクルでは, トッピングからの放出熱エネルギーの回収には種々の方式が実用化され, また企画検討されている。

- ① コンバインドサイクル……蒸気タービンをボトムングとする発電方式(狭義の複合サイクル)
- ② コージェネレーション……熱エネルギー(蒸気, 温水)を電力と併給する方式
- ③ その他の複合サイクル……近未来型のシステム

1.3 コンバインドサイクルの特徴と期待

コンバインドサイクルは, 時代の要請である発電設備の高効率化・低公害化・負荷追従性に適合するシステムとして急成長を続けており, 石油・ガス燃料(21 世紀には枯渇の恐れ大)の分野ではランキンサイクルは主役の座を明け渡したかの観がある。石炭(21 世紀には頼みの化石燃料)の場合は燃焼ガスの腐食性・燃焼灰の発生・公害対策の複雑さなどにより微粉炭燃焼ガスタービンは約 50 年前の English Electric 社のガスタービン機関車以来日の目を見ていない。コンバインドサイクルへの間接的利用としては, ドイツでかなり実用された排気再燃型があり, ガスタービンは天然ガスを下流のボイラは石炭と燃料を住み分けるもので, 一つの見識である。また, 新しい石炭利用技術として

- ① 加圧流動床コンバインドサイクル(PFBC; Pressurized Fluidized Bed Combustion Power Genera-

原稿受付 1997 年 3 月 19 日

* 1 元徳島大学 〒655 神戸市垂水区星陵台 7-6-12

tion)

② 石炭ガス化コンバインドサイクル (IGCC; Integrated Coal Gasification Combined Cycle)

がある。両者は共に低公害化の期待が大きく、現状は開発段階にあるが、ガスタービンの高性能化と周辺技術の確立によってランキンサイクルと競合する日も遠くはあ

るまい。
エネルギー変換におけるエクセルギー評価から、超高温 (1300~1500°C) を実用化したガスタービン (プレイトンサイクル) をトッピングに、ランキンサイクルをボトムシングにカスケード化したコンバインドサイクルが他の熱エネルギー変換サイクルよりも有利なことは論を待たない。コンバインドサイクルはこのような基本的特性に支えられて、特殊なサイクル論的配慮を払うまでもなくその優位性は決定的である。しかしながら、更なる熱効率の向上を志向する近未来を展望すると、自然の流れとしてガスタービンをベースとしたより高度で複雑な新しい複合サイクルへの展開は説得力を持つ主張である。

コンバインドサイクルの熱効率 $\eta_{C/C}$ は、

$$\eta_{C/C} = \eta_{G/T} + (1 - \eta_{G/T}) \eta_B$$

と表わされる。総合効率の改善にはボトムシング効率 η_B の寄与が大きく、 $\eta_{G/T}$ とガスタービン排気温度 T_{EX} の上昇を同時に実現させることが肝要である。

2. 25 年の歩み

ガスタービン 60 年の歴史といっても、前半の 35 年では最大の技術指標であるタービン入口温度 (TIT; Turbine Inlet Temperature) は 600°C から 800°C に上昇した程度で、最大出力 30 MW、熱効率 25% LHV であった。それが今や TIT 1500°C、最大出力 200 MW 以上、熱効率 40% LHV となっている。その結果、コンバインドサイクル化によりすでに他の熱機関を圧倒するに至った。

2.1 コンバインドサイクル発電設備の現状

日本国内での本格的なコンバインドサイクル発電設備の導入は、東北電力東新潟発電所 (三菱重工業納入)・東京電力富津発電所 (米国 GE (東芝, 日立製作所) 納入) に始まり、火力発電所の主燃料が重油から LNG へ転換されるといった社会環境の変化とも相俟って、以後急速にその比率が高まってきた。この傾向は世界的な潮流となり、特に経済成長の目覚ましい東南アジア諸国では大変な建設ラッシュが続いている。

一系列が 50~100 万 kW を超える大規模コンバインドサイクル発電設備の分野では技術開発に要する投資負担も重く、国際的にグローバル化が進み、世界市場はほぼ下記の 4 グループに集約されている。

GE グループ…(日立製作所, 東芝, Alsthom)
三菱重工業グループ…(Westinghouse, Fiat)
ABB グループ…(川崎重工業)
シーメンスグループ…(富士電機)

現用コンバインドサイクル発電設備の基本構成は、単純開放サイクルガスタービン・排熱回収ボイラ (HRSG; Heat Recovery Steam Generator)・復水式蒸気タービンを直列に配置した形式が主流であり、全体性能は殆どガスタービン単独性能に支配されている。

コンバインドサイクル発電設備はガスタービン・HRSG・蒸気タービンがユニットで編成される一軸式と、複数のガスタービン・HRSG に対し 1 基の蒸気タービンで編成される多軸式に分類される。前者は負荷調整機能に優れ、後者は熱効率に優れている。

いずれにしるタービン入口温度 (TIT) は、技術水準の指標でありキーテクノロジーと位置付けられている。三菱重工業および GE 製コンバインドサイクル発電設備を例に TIT とコンバインドサイクル熱効率の歩みを示すと以下ようになる。

第一世代 D(E) 型

TIT = 1150°C……熱効率 44% (HHV)

第二世代 F 型

TIT = 1300°C……熱効率 47% (HHV)

第三世代 G(H) 型

TIT = 1500°C……熱効率 52% (HHV)

[参考] 超臨界圧従来火力……熱効率 40% (HHV)

TIT の上昇はガスタービン単体効率の向上と共に排気温度の上昇ももたらし、これがボトムシングでの熱回収率の向上に寄与し、結果的に 3~4 ポイントと高水準の熱効率の向上が実現された。因みに従来火力での 1 ポイントの熱効率改善は大変なシステム改造を必要とした。

第一世代~第三世代の展開では、熱効率の改善と同時に単機出力の大容量化が図られコストダウン効果を発揮しているが、出力増加の要因は、

① 熱力学的性能向上による比出力の増加

② 流体力学的性能向上、特に遷音速圧縮機による空気流量の増加

であり、両者の相乗効果により単機出力は 2.5 倍以上になった。

また、高温化に伴う NO_x 対策も重要課題である。通常の拡散燃焼では、NO_x 値は TIT に対し正の指数関数で増大し、燃焼圧力に対しても約 1/2 乗で増加する。因みに TIT の上昇に伴い最適圧力比も高くなる。

そこで低 NO_x 化の研究開発が精力的に推進され、初期の標準燃焼方式であった拡散燃焼から希薄予混合燃焼へと移行している。

TIT 上昇に対する寄与率は、冷却技術向上の効果が 70%、耐熱材料の改良効果が 30% と言われている。したがって、TIT と耐熱部材許容温度との温度差は拡大し、冷媒 (冷却空気) 消費量が増大して結果的に熱効率の頭打ち現象が認められる。一部ではすでに冷却空気増大対策として部分的蒸気冷却の採用が具体化しつつある。このことは、コンバインドサイクルがトッピングとボトムシングを単に機械的に連結した従来の関係から、内部流

体による連帯関係への進展を意味し、その将来像に一つの示唆を与えるものである。

コンバインドサイクル発電設備における性能向上の手法が、TIT の上昇にもっぱら依存する第一段階から、第二段階のシステム工学分野へと脱皮することは、ランキンサイクル発展の歴史的経過からも必然性を有し、その時期は意外に早いかもしれない。

2.2 レヒートガスタービン複合サイクル

現在稼働中のコンバインドサイクルに使用されている圧縮機・燃焼器・タービンの3要素で構成する単純開放サイクルガスタービンは構造が簡単、信頼性が高い、低価格であるなどの利点から他の追随を許さず、正に独占的である。

しかし、飽くなき高性能追及の風潮からして、次世代にはより熱力学的特性に勝る複雑なガスタービンサイクルを採用する選択肢が抬頭するであろう。

原理的に、コンバインドサイクルのトッピングとしてのガスタービンには、熱力学の第一法則による熱損失は存在しない。すなわち、発生出力以外はすべて HRSG への入熱として保存されることになる。したがって、その優劣は熱力学の第二法則でエクセルギー評価をしなければならない。

トッピングに対するエクセルギー効率向上の鍵は、断熱効率はさて置き、空気流量当たりの燃料消費量、すなわち燃空比をできるだけ大きくすることに集約される。TIT の上昇も一つの解ではあるが、燃焼器の複数化も有力な手段である。

レヒートガスタービンでは最適圧力比が50~100となり、単純開放サイクルガスタービンの最適圧力比12~20との違いは大きく、構造的にも航空エンジンに近い二軸式が採用され、また圧縮動力を節減するために中間冷却器が設けられる。標準的なレヒートガスタービンは低压圧縮機・中間冷却器・高压圧縮機・高压燃焼器・高压タービン・再燃焼器・低压タービンと7要素で構成されるためかなり複雑に見えるが、ツインスプール方式の採用で一体構造化も可能である。

レヒートガスタービン複合サイクル(図1)では、中間冷却器からの放熱をシステムとして回収する必要がある。比較的簡便な方法は冷却水と空気の接触蒸発法であり、高压圧縮機への流入空気は飽和温度まで冷却されると共に水蒸気が混入され、比出力の増加と若干の熱効率向上および NOx の低減が期待できる。

1980年代に国家プロジェクト(ムーンライト計画)として研究開発された TIT 1300°C 級のレヒートガスタービン(AGTJ-100)はその一例で、複合サイクル熱効率は50%(LHV)と試算されている。(図2) 中間冷却器を間接方式とし、冷却水を HRSG のエコノマイザー(給水加熱器)の一部と位置付けて並列的に連結すれば、熱効率はさらに向上する。

レヒートガスタービン複合サイクルは定格点熱効率も

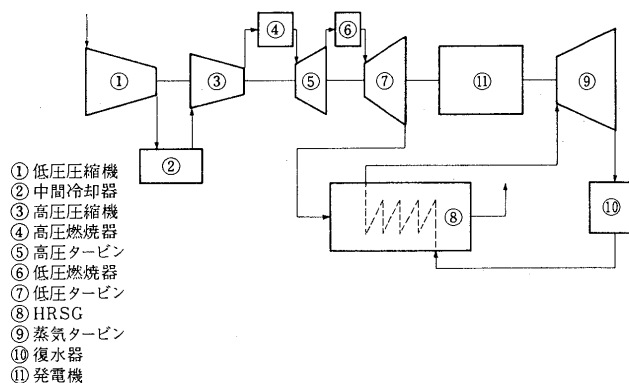


図1 レヒートガスタービン複合サイクル系統線図

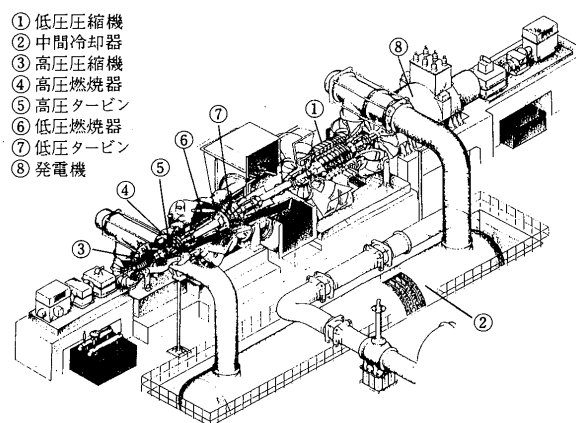


図2 AGTJ-100 A レヒートガスタービン
高効率ガスタービン技術研究組合カタログ

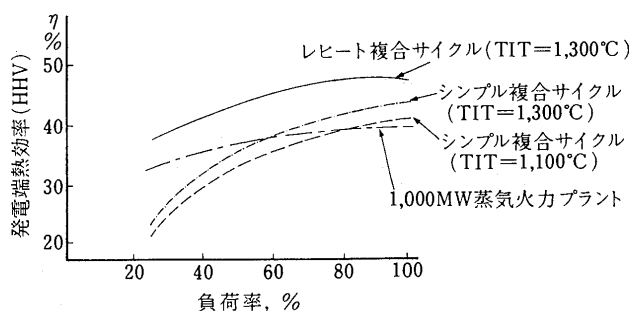


図3 複合サイクル部分負荷特性

3~4ポイント従来型を上回るが、より優位性を発揮するのが部分負荷性能である。単純開放サイクルガスタービンでは負荷の減少と共に TIT も低下するが、レヒートガスタービンでは高圧力比を採用しているため、負荷に対応した空気流量の制御が可能で、TIT は殆ど一定値を維持し部分負荷効率の低下が小さい。(図3) コンバインドサイクル発電設備は従来火力に比べて部分負荷効率が高いと宣伝されているが、その理由は単機容量が相対的に小さく複数台(因みに東京電力富津発電所は7基)でユニットを構成し、負荷に応じて運転台数を調整できるためである。将来的には、単機容量の増大により本来の部

分負荷性能が追及され、結果としてレヒートガスタービン複合サイクルの部分負荷特性に関心が寄せられるであろう。

ABB 社 (当時 BBC 社) はレヒートガスタービンを約 40 年以前にパイオニアとして開発した。そして、長い空白期間を経て至近年に至り再度市場に新鋭機 (GT 24, GT 26) を投入したことは技術史的観点からも特筆に値する。

2.3 コージェネレーション

エネルギー多消費産業や地域コミュニティに対し、電力と熱エネルギーを併給するコージェネレーションシステムは両者の需給バランスが確保される限りは極めて経済性が高く、熱力学の第一法則に従った熱利用率は 80~90% に達する。電力に比べ蒸気消費量が多い場合には抽気・背圧式の蒸気タービンが最適であるが、設備の近代化で電力需要が相対的に増大すると蒸気タービンでは復水率が増加し熱利用率は低下する。そこで、電力生産量の多いガスタービンによるコージェネレーションの出番が増加している。ただし、両者の需給が常に均衡を維持するのは至難であり、流動的負荷調整機能を持たせたシステムとして STIG システム (チーンサイクル) が有効である。STIG (Steam Injected Gas Turbine) システムは HRSG で発生した蒸気の一部をガスタービン燃焼器に噴射することにより、ユーティリティ蒸気を減らして発生電力を増やすものである。標準ガスタービンによる STIG システムでの蒸気噴射量の上限は圧縮機のサージマージンにより制限されることが多いが、STIG システムを前提にタービンのガスパス面積を拡大し全量噴射を行うと出力は標準ガスタービンの約 2 倍になり、コンバインドサイクルの 1.5 倍 (GT: 1, ST: 0.5) と比較しても出力当たりの単価が大幅に低減できることは明らかである。

地域密着型のコージェネレーションは大容量機種には不向きで、小型ガスタービンが採用される。一般論として、ターボ機械であるガスタービンはレシプロのディーゼルエンジンに比べてスケールメリットが大きく、逆に小型化は性能・価格ともに不利となる。現在国家プロジェクトとして開発中のセラミックガスタービンが小型ガスタービンおよびコージェネレーションの将来に対する福音となることを期待したい。

2.4 STIG システム

システムで発生する水蒸気の一部又は全量を直接ガスタービンの燃焼器に噴射し、大幅な出力増と熱効率の改善を図る方式が STIG システムである。標準ガスタービンの出力を 100% とすると複合サイクルでは蒸気タービン出力を加算して総合出力は 150% となる。これに対し全量 STIG システムでは、タービン翼の翼高・ノズルスロート面積等の部分的変更は必要ながらも、基本的構造を保持したままで出力は標準ガスタービンの 200% 以上になる。しかも復水蒸気タービンが不要で設備費の大幅

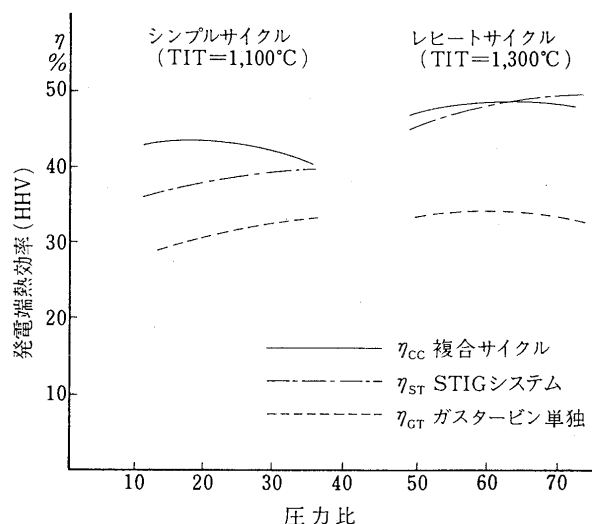


図4 複合サイクル/STIG システム熱効率比較

な低減が期待され、また NO_x も従来の拡散燃焼方式の場合には 1/5 程度に低減する。反面、全量 STIG システムの熱効率はコンバインドサイクルとガスタービン単独の中間程度で、また大量のボイラ補給水を必要とするため、熱効率を重視する大規模コンバインドサイクルの代替設備とはなり難いが、中小規模の自家発電設備やコージェネレーションとしては有望である。

ガスタービンの圧力比は熱効率および比出力に大きく影響し、TIT 1300°C 級では圧力比 40~60 で最高熱効率となる。航空エンジン (ジェットエンジン) では単独の熱効率が重視されるので高圧力比型が採用される。他方、コンバインドサイクルに常用される産業用ガスタービンでは、最大比出力に見合う比較的低い圧力比 (10~20) を採用しているが、この値は排熱回収効率 (エクセルギーベース) を考慮したコンバインドサイクルの最高効率点に合致する。STIG システムではコンバインドサイクルよりも最高効率点は高圧力比側に移行するので、航空エンジン転用型を用いた STIG システムでは両者の差は少なくなる。さらに高圧力比型のレヒートガスタービンを母体とする STIG システムとコンバインドサイクルの熱効率の関係は逆転する。(図 4)

3. 今後の展望

ガスタービンは 60 才になってもまだ青年であると述べた。しかし、TIT 一辺倒の針路もやがては軌道修正を余儀無くされるであろう。システム論的展開のなかから 21 世紀への生き残り戦略を模索したい。

3.1 コンバインドサイクルのリパワリング

最近従来火力の既設蒸気タービンを活用し、これにガスタービンと HRSG を追設してコンバインドサイクル化し、出力の増大と熱効率の向上を図るリパワリングが普及している。やがては複合サイクル自身も初期段階の設備から順次陳腐化するのは明白である。

そこで既存のコンバインドサイクルプラントの再生

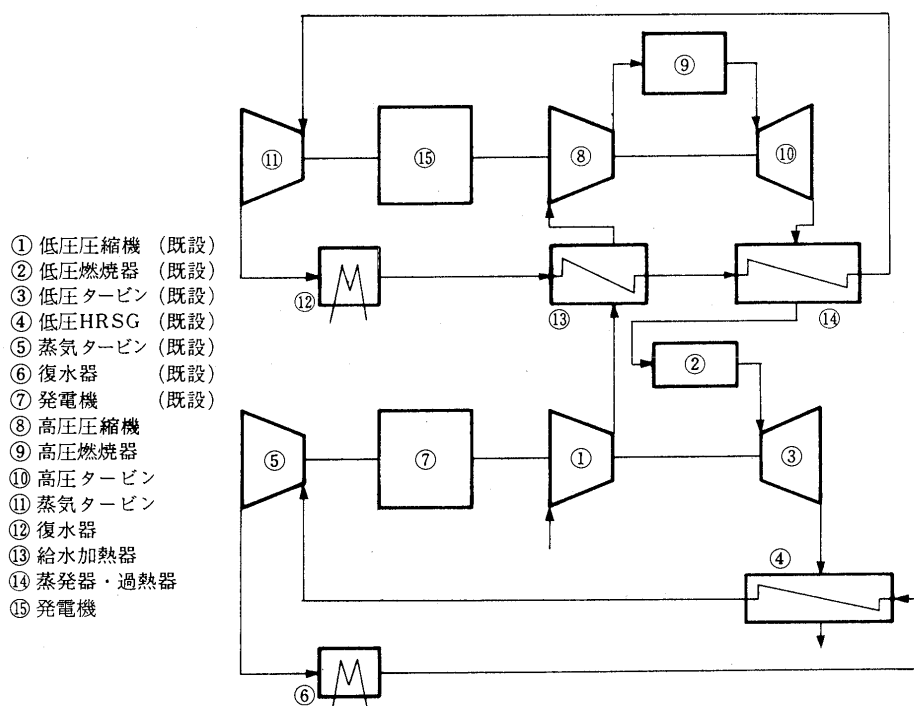


図5 複合サイクルのリパワリング系統線図

(出力の増強と熱効率の向上) を考えたのがこの提案である。蒸気タービンの歴史的経過を見ても高圧化の技術は時代と共に進み、超臨界圧から超々臨界圧が実現した。そこで20 MW 級の中型ガスタービンを基に耐圧構造に改造し、入口圧力を15気圧(最高圧力150気圧)にすると、主要寸法・回転数を変えずに出力300 MW 級の高圧ガスタービンが生まれる。既存のコンバインドサイクルプラントにトッピングとして高圧ガスタービンを併設し、中間冷却器と高圧 HRSG を組み込むと、ダブルコンバインドサイクルが構成される。(図5)

このシステムを採用すると、吸排気設備・脱硝設備は既設のままで出力は倍増し、高圧系機器の小型化によりコスト低減効果は大きい。

熱効率向上の理由はレヒートガスタービン複合サイクルの概念に類似しているが、出力当たりの排気流量が半減することからも単純に理解できる。また、出力当たりの NO_x 排出量も半減する。

3.2 HAT (Humid Air Turbine) サイクル

STIG システムでのエネルギー損失(エンタルピーベース)はほとんどが大気への放出排気熱であり、その中に含まれる水蒸気の潜熱が大きな割合を占めている。したがって、このシステムで更なる熱効率の改善を図るには、放出排気の温度(HRSG 出口温度 100°C 程度)を維持しつつ水蒸気分圧を下げれば良い。ただし、HRSG での回収熱量をすべて蒸気発生に変換し、しかもそれを全量主流中に噴射する従来方式のままでは論理的に成立しない。

再生サイクルはガスタービンにおける熱効率改善の古典的手法ではあるが、圧縮機出口温度以下の領域では熱

回収が困難で必然的に放出排気温度が高くなる。そこで STIG システムと再生サイクルを融合したものが HAT サイクルである。

HAT サイクルは STIG システムと同程度の放出排気温度を維持し、かつ排気の水蒸気成分は相対的に少なく、その結果熱効率は STIG システムを3~5 ポイント上回り、最適圧力比を選択すれば標準的コンバインドサイクルをも凌駕する。

HAT サイクルのシステム構成(図6)では、ガスタービン排気の熱回収は直列に配置された高温側の再生熱交換器、低温側の圧力水循環加熱器により行なわれ、出口温度は HRSG と同等の 100°C 程度になる。空気系統は STIG システムと同様に高圧力比が望ましく、中間冷却器を設けているが、冷却水は熱交換器で高温水として回収される。高圧圧縮機からの吐出空気は飽和蒸発器に導入され、そこで圧力水循環加熱器及び中間冷却器から供給される高温水と接触し、飽和蒸気との混合気は水蒸気分圧と相対湿度の平衡条件により定まる温度まで冷却される。次に冷却された混合気は、再生熱交換器で予熱され高温空気と過熱蒸気との混合気となって燃焼器に流入する。続いて、高圧タービン・再燃焼器・低圧タービンを経て排熱回収が行われる。

排熱回収に関し HAT サイクルと STIG システムを比較すると、エンタルピーベースでは同じであるが、エクセルギーベースでは優劣が鮮明になる。

大容量の HAT サイクルに対する実用上の懸念材料として、ボイラ補給水の大量消費と飽和水蒸気による煙突からの白煙の発生が予測される。この対策として、採算上の合理性は不確定ながら排気を解放型復水器に接続し

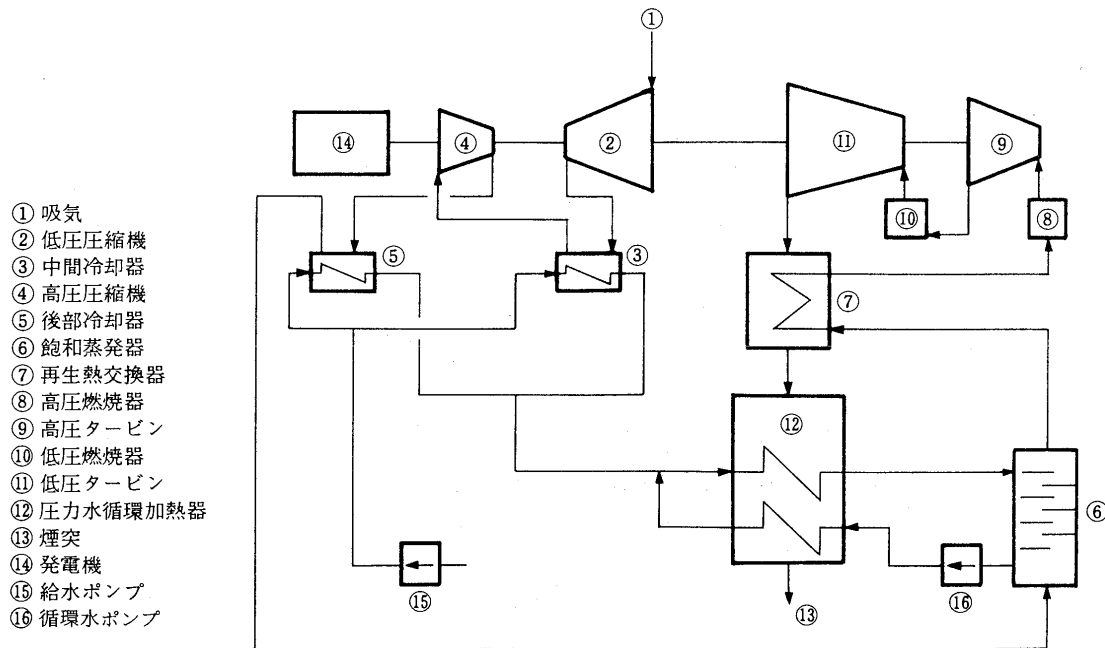


図6 HATサイクル系統線図

水を回収する案も考えられる。

3.3 CAES(Compressed Air Energy Storage)システム

CAESシステムは代表的な電力貯蔵設備として実用されている揚水発電の代替として位置付けられているが、より正確には深夜電力を貯蔵変換する揚水発電の機能とピーク用の火力発電の機能を合体させた設備である。

CAESシステムの機器装置は通常の高圧タービンと同じであり、圧縮機とタービンを分離し発電・電動機の両側にクラッチを介して接続する。圧縮機は夜間に電動機で駆動され、タービンはピーク時に発電機を駆動する。冷却された高圧空気は地下タンクに貯蔵され、発電時は燃焼器で高温ガスを発生させタービンを作動させる。通常の高圧タービンの（定格出力）＝（タービン出力）－（圧縮機入力）に対し（CAES出力）＝（タービン出力）であり、約2.5倍の出力が得られる。

CAESシステムにおける熱効率（経済性）向上の決め手は、

貯蔵効率の面から……高圧力比（60～120気圧）

貯蔵空気が常温……再生熱交換器が有効

中間・後置冷却器……熱回収（熱水・蒸気）

であり、上記条件を総合するとHATサイクルが最適に近いことが容易に理解される。（図7）

CAESシステムの熱効率に関して普遍的な定義は定着していないので慣用例を示す。

$$\eta_1 = G / (F + E)$$

$$\eta_2 = G / (F + E / \eta_{th})$$

$$\eta_3 = (G - E \times \eta_w) / F$$

η_1 ：熱力学の第一法則に従った定義

η_2 ：熱力学の第二法則に従った定義

η_3 ：ピーク発電に置換

η_{th} ：平均火力発電熱効率（40%）

η_w ：平均揚水発電変換効率（70%）

G：総発電量 [kWhe]

E：総受電量 [kWhe]

F：総燃料消費量 [kWht]

HATサイクルの変形を採用した場合F型ガスタービン型を用いると、その熱効率は $\eta_3 = 60 \sim 65\%$ (LHV)の試算例が得られている。従って、CAESシステムの経済性は貯蔵設備の単価に支配される。

欧米の実施例はいずれも岩塩地層を利用しているので建設費が割安であるが、日本国内では硬岩または軟岩地層を掘削するため相対的に不利である。経済性を高めるために種々の試算評価を行っている。一例では、圧力平衡用の水を比重2の重泥水に置換し、600mのヘッドで120気圧貯蔵を計画している。この場合、貯蔵空気量（重量）が2倍になり、圧力比（膨脹比）の増大による比出力の増大および圧縮動力の増大による熱水貯蔵量の増加により、容積発電量は約3倍になる。他の例では下水処理設備と組み合わせて縦坑の上部をディープシャフト式汚水処理に、下部をCAESタンクに利用するものがあり、CAESガスタービンの燃料は処理装置からの消化ガスで賄う典型的な省エネルギー設備である。

日本国内に多数存在する炭鉱や金属鉱山の廃坑では数百から千メートル級の縦坑と数多くの坑道が放置されているが、これらをCAES発電所として有効活用できれば過疎地の地域振興にもなるのではないかと考える。

3.4 炭酸ガス回収タービンサイクル

地球温暖化対策は環境保全の象徴的課題で、その元凶と目される炭酸ガス排出量の規制が強く求められている。

く CO₂ 抑制という社会的ニーズに対処できる点にあり、勿論 NO_x も全く発生しない。

3.5 水素燃焼タービンサイクル

地球規模のエネルギー政策として、日本政府が世界に提唱している“WE-NET” (World Energy Network) プロジェクトは1994年に発足し、基本理念も固まりつつあるが、高効率水素燃焼タービン発電方式は中核的開発課題の一つである。当面は途上国の未利用水力資源、さらに長期的には砂漠地帯での大規模太陽光発電などを第一次資源として電気分解により製造された水素を低公害二次エネルギーとして活用する計画であり、高価な転換コストの水素を有意義に再利用するには高効率で低公害が至上命令である。

水素燃焼タービンは事前評価の結果、セミクローズドサイクルで水素・酸素燃焼方式が最適であるとの結論が得られた。内部循環流体として不活性ガスのアルゴンも注目されたが、これはCO₂回収タービンと概念は全く同じである。同様に水蒸気を使用する案も検討された。コンバインドサイクル方式では両者の優劣は少ない。しかしながら後者の場合、ブレイトンサイクル系もランキンサイクル系も同じ媒体である点に着目し、両者を有機的に結合して復水流量が最小になる組み合わせ（仮にスチームコンプレックスサイクルと呼ぶ）によって、効率最適化が図られる。

スチームコンプレックスサイクル(図9)では圧力レベルを3段階に分け、高压系はトッピング蒸気タービン、中圧系は蒸気ブレイトンサイクル(TIT=1500~1800°C)、低压系は復水蒸気タービンとし、中圧系の循環

流量を大きくすることにより効率の向上が図られる。論理的にブレイトンサイクル部分には熱損失は存在せず、系外への熱放出は復水器部分に限定される。試算では熱効率はHHVで60%を上回ると期待されている。

その後の検討の結果、スチームコンプレックスサイクル(図9)に並列に再生器を設けたトッピング再生サイクル(図10)にすることで、ブレイトンサイクル系の比率が増し相対的に復水量が減少するので、現時点での予想性能はTIT=1700°Cの条件で熱効率は61.8%(HHV)とさらに向上する。

水素は液体水素の状態海上輸送され、発電基地の液体水素タンクに貯蔵するものと想定している。したがって、水素タービンに必要な酸素は、液体水素の冷熱を利用して空気からの深冷分離を行うため所内動力の負担は少なくなる。なお、この発電システムではNO_x、CO₂共に全く発生しない。

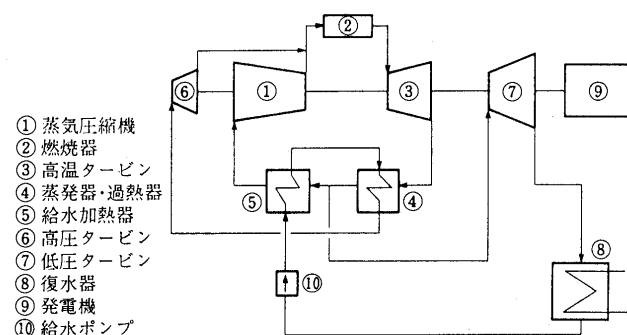
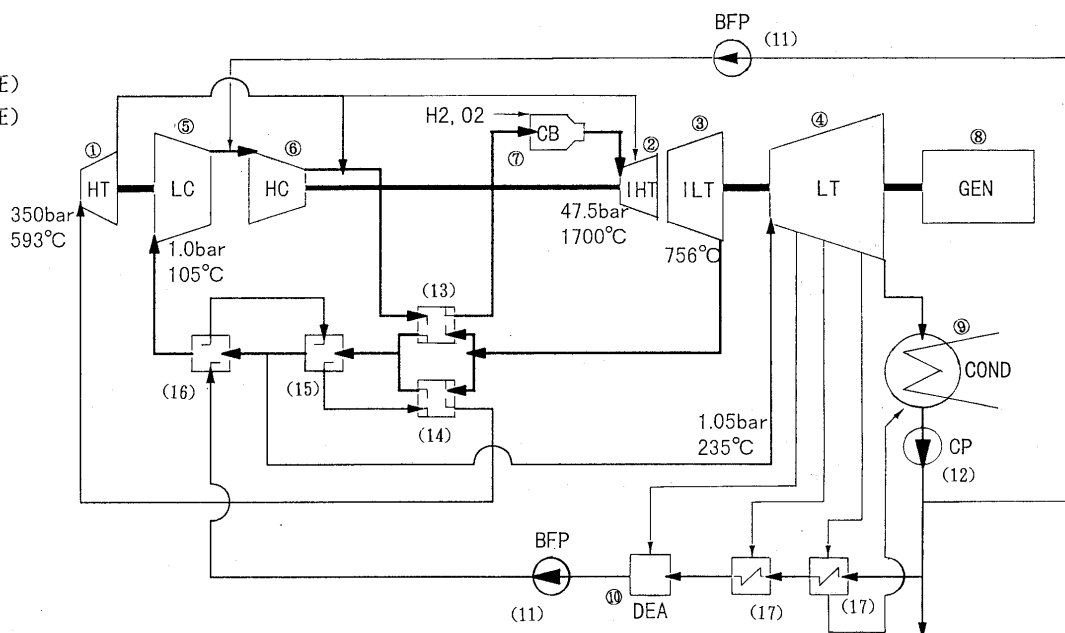


図9 スチームコンプレックスサイクル系統線図

- ① HT ; 高压タービン
- ② IHT; 高温タービン (高压)
- ③ ILT; 高温タービン (低压)
- ④ LT ; 復水タービン
- ⑤ LC ; 低压圧縮機
- ⑥ HC ; 高压圧縮機
- ⑦ CB ; 燃焼器
- ⑧ GEN; 発電機
- ⑨ COND; 復水器
- ⑩ DEA; 脱気器
- (11) BFP; 給水ポンプ
- (12) CP ; 循環水ポンプ
- (13) ; 再生器
- (14) ; 過熱器
- (15) ; 蒸発器
- (16) ; エコマイザー
- (17) ; 給水加熱器



トッピング再生サイクル

図10 水素燃焼タービン NEDO-WE-NET (1997)

4. おわりに

ガスタービン技術の先導的立場を長年維持し、市場規模も極めて大きい航空エンジン（ジェットエンジン）に関する記述を除外した点について一言釈明したい。筆者自身もかつてジェットエンジンの開発に参画し興味と郷愁は失っていないが、所詮は門外漢であり不確かな現状認識を恐れたためである。流体力学の立場から蛇足を加えるとターボ機械の相似則に『二乗・三乗の法則』があり、主要寸法に対し出力（推力）は二乗、重量は三乗となる。従って、推力/重量は小型高速のほうが有利と言われ、ジャンボ(B 747)は4発、これに対し最新鋭のB 777は2発のより大推力エンジンが採用されている。流体機械の進歩は相似則からの脱皮である！

熱（温度）変換を伴う熱機関の効率カルノーサイクルを上回ることができない。熱効率改善は、

① カルノー効率自身の向上 ……TIT の上昇

② カルノーサイクルへの接近……複合サイクル化に集約されるが、両者は正に車の両輪であり協調的發展により明るい展望が開ける。ガスタービンの中核とする各種複合サイクルが21世紀の緊迫したエネルギー問題

解決の一助となることを切望する。

参考文献

- (1) K. Takeya, Outline of Plan for Advanced Reheat Gas Turbine, *Trans. ASME*, 103, 772-775 (1981)
- (2) 竹矢一雄, ガスタービンの先端技術動向と火力発電への応用展開, *TECHNO-INFORMATION SYSTEMS*, TIS-9480, 28 (1994)
- (3) 竹矢一雄, ガスタービン開発の現状と将来, 超高温材料シンポジウムVIII, 66-77 (1994)
- (4) 竹矢一雄, 炭酸ガス回収型セミクローズドサイクル複合発電システムの性能予測, 火力原子力発電技術協会四国支部, 21-33 (1992)
- (5) 竹矢一雄, 新型ガスタービンサイクルとシステム, 日本ガスタービン学会誌, 20 (79), 126-130 (1992)
- (6) 竹矢一雄, 複合サイクル, エネルギー新技術大系, 日本伝熱学会編, 686-693 (1996)
- (7) 竹矢一雄, ガスタービン技術とそのCAESへの応用, 新エネルギー財団CAESセミナー #1, 89-99(1991)
- (8) 竹矢一雄, CAES-G/T 発電の現状と関連技術の動向, 新エネルギー財団CAESセミナー #3, II-1-II-14 (1993)

特集・「高温・高効率化の歩みと展望」

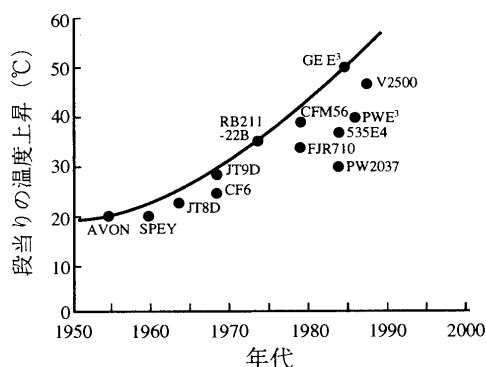
(3) 空力技術

青木 素直*¹

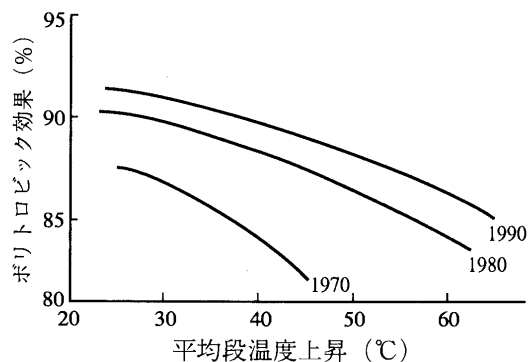
AOKI Sunao

1. はじめに

ガスタービンでは、産業用、航空用とも効率向上のためには、熱サイクルの改良と圧縮機・タービンの要素効率の向上が必要であり、空力設計技術開発に多大な努力が為されてきた。この結果、現在、要素効率は大型の軸流圧縮機、タービンでは90%近い高いレベルに達しており、もはや技術開発の余地が無いかの印象を与える。しかし、航空用ガスタービンでは、軽量化、燃費の低減のため高負荷、高圧力化、高効率化が進められていること、産業用ガスタービンでは、高効率化、単機容量増加のための大流量化が進められていることから、継続して精力的に技術開発が進められている。図1に航空用ガスタービン軸流圧縮機の段負荷及び効率の変遷を示す。⁽¹⁾



(a) 高圧圧縮機の段当り温度上昇の推移



(b) 高圧圧縮機効率の推移

図1 航空用ガスタービン圧縮機の段負荷と効率の変遷

この25年間の空力設計技術の進歩は低速大型回転試験装置などを用いた実験により流れ現象の理解が進んだこと及びコンピュータの高速化に支えられた数値計算技術(CFD: Computational Fluid Dynamics)の進歩によるところが大きい。今後コンピュータの一層の高速化が実現すれば、全段の3次元粘性流れ計算、非定常翼列計算が可能となり空力設計技術の一層の進展が期待される。本稿では、圧縮機・タービンの空力設計技術のこの25年間の変遷と今後について述べる。

2. 25年間の歩み

2.1 損失予測

圧縮機・タービン設計の第1歩は、翼列損失の予測である。翼列損失予測法が平均径流れ計算コードに組み込まれ、主要寸法、段数、回転数、翼列パラメタの選択に関する最適化検討が行われる。

軸流圧縮機では、1950年代にNACAが組織的に膨大な二次元翼列データを取得し、これをNASA SP-36⁽²⁾に纏めたことにより、これに基づく損失予測法が普及した。これに加え、NACAの遷音速圧縮機の研究から、翼列への相対流入マッハ数が0.7以上の高速域では、衝撃波を含む圧縮性の影響により、2次元翼列試験では正しい結果が得られず、回転試験に頼らざるを得ないことが判明したことから、各メーカーは独自の遷音速領域損失予測法とNASA SP-36による予測法を組み合わせたものを使用してきた。^{(3),(4),(5)} チップクリアランス損失の予測については、最近⁽⁶⁾が発表されている。

しかし、CDA (Controlled Diffusion Airfoil: 拡散制御翼) などCFDコードを用いて翼面速度分布を最適化したノンシリーズ翼型、3次元設計を行う低アスペクト比翼については、従来の翼列損失予測法は適用できず、3次元粘性流計算、もしくは実験により得られる損失修正係数が導入される。軸流タービンの損失予測は、1950年代のAinley-Mathieson⁽⁷⁾の手法が有名である。その後、1970年代にDunham-Came⁽⁸⁾、Craig-Cox⁽⁹⁾らの手法が発表されたが、それ以降は、Okapuu⁽¹⁰⁾、最近は、2次流れ損失予測法を改良したSharmaによる手法⁽¹¹⁾が発表されている。

2.2 翼列設計技術の発展

軸流圧縮機では、翼型としてNACAの65系、英国NGTEのC-4翼、高速用の翼型としてDCA翼(Double Circular Arc: 二重円弧翼)などのシリーズ翼が用いら

原稿受付 1997年4月2日

*1 三菱重工業(株) 〒676 兵庫県高砂市荒井町新浜2-1-1

れてきた。しかし、コンピュータの発達により、任意の翼型の周りの流れが正確に計算できるようになり、翼負圧面の速度分布を調整し、境界層の成長や剝離を抑制した損失の少ないCDA (Controlled Diffusion Airfoil: 拡散制御翼), 遷音速域におけるCDAであるSupercritical翼, 高流入マッハ数に適したMCA翼 (Multiple Circular Arc: 多重円弧翼) が設計されるようになった。Supercritical翼とDCA翼の損失比較を図2に⁽¹²⁾, 翼型の改良による損失低減例を図3に示す。⁽¹³⁾

次に、損失の多くを占める端壁部の翼効率向上のため、NASAのE³エンジンの開発過程で、エンドバンド翼が設計された。この翼は壁面境界層流れに翼の入口角度を合わせて損失の低減を図ったもので、ハブ、チップ付近の断面翼型のスタガが翼中央部に比べ大きい。これにより0.4%の効率向上が報告されている。これを図4に示す。⁽¹⁴⁾

最近、圧縮機においても3次元設計翼が使用され始めた。3次元設計翼は、後述の3次元流れ計算により、チッ

プクリアランス流れを含めて、翼根元断面から先端部断面に至る翼間の圧力分布を最適化し、2次元流れ損失を始めとした損失の最小化を行ったもので、従来の2次元翼設計の翼形状を積み重ねた翼と比較し、翼根元、先端断面の翼形状が異なるのが特徴である。図5に圧縮機翼設計技術の変遷を示す。⁽¹⁵⁾

一方、軸流タービン翼は段当たりの空力負荷が大きく、又、段数が少ないため、圧縮機のようなシリーズ翼は殆ど使用されない。このため、翼面速度分布計算が可能となるまでは翼型の是非は実験に頼らざるを得なかった。しかし、1960年代後半に差分法による翼間流れ計算コードがNASAによって開発、公開されて以来、翼面の速度分布を最適化した拡散制御翼の設計が一般化した。タービンは翼面流れの大部分が増速流れで、境界層が安定なことから、非粘性流れ計算により良い精度で翼面速度分布を予測出来るからである。遷音速タービン翼では、後縁衝撃波が翼損失に大きな影響を与えるため、亜音速、超音速域が混在した流れを計算できることが不可欠で

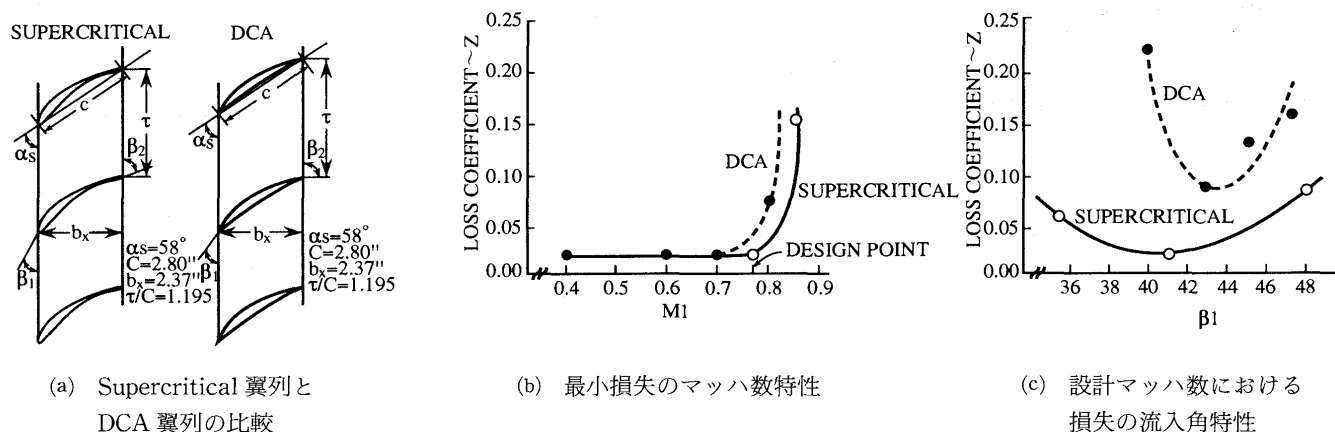


図2 Supercritical 翼と DCA の比較

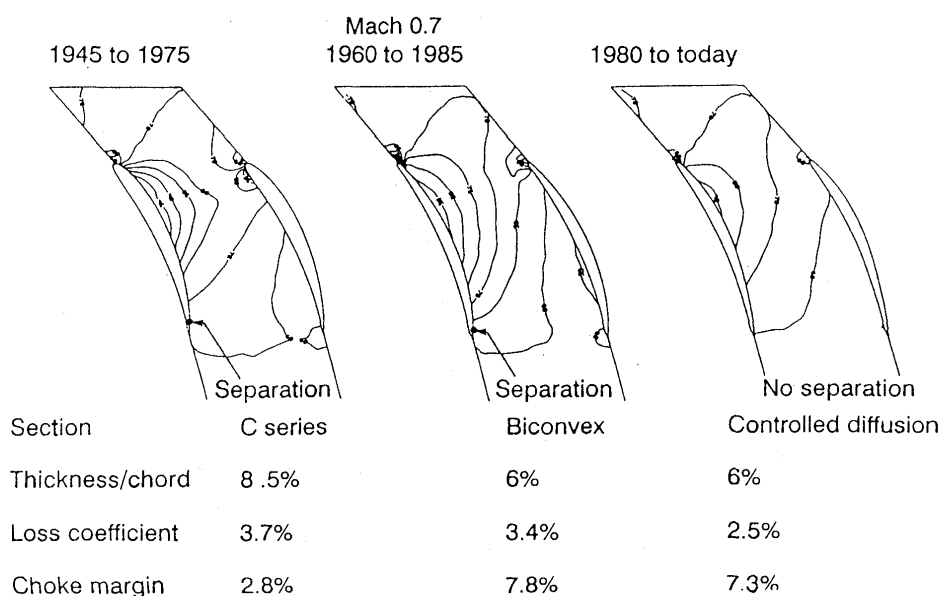


図3 翼型改良による損失低減例

ある。この点において、後述するタイムマーチング法の普及は性能向上に大きな貢献をした。

タービンでは、非粘性3次元流れ計算コードにより、十分な設計精度が得られることから、翼の3次元設計が圧縮機より早くしかも急速に普及した。この設計法の基本的考え方は、翼の周方向傾きと翼端壁の傾きで翼面圧力分布を制御し、特に2次流れ損失を低減するものである。^{(16),(17)} 図6に例を示す。⁽¹⁸⁾ 図7にタービン翼設計技術の変遷を示す。⁽¹⁹⁾

2.3 流れ計算技術 (CFD) の発展

流れの計算モデルは実用可能なコンピュータの能力とともに高度化し、空力設計技術の進歩をもたらした。今日、スーパーコンピュータもしくは高速のワークステーションを組み合わせたシステムにより、25年前には全く予想も出来なかった計算が可能となっている。以下にCFDの変遷を簡単に纏める。

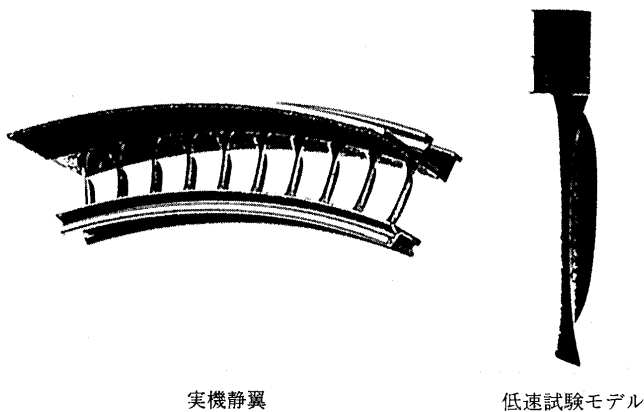


図4 エンドバンド静翼

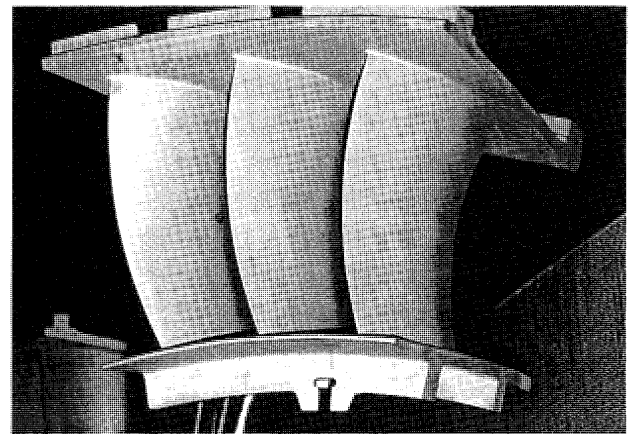


図6 3次元設計タービン静翼

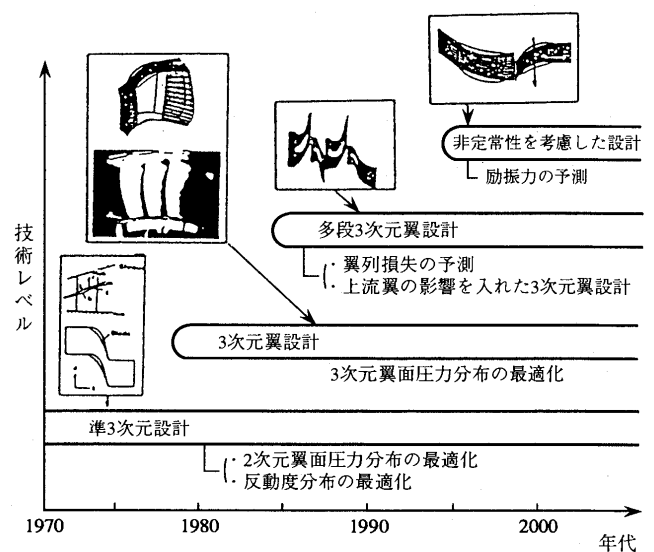


図7 タービン設計技術の進歩

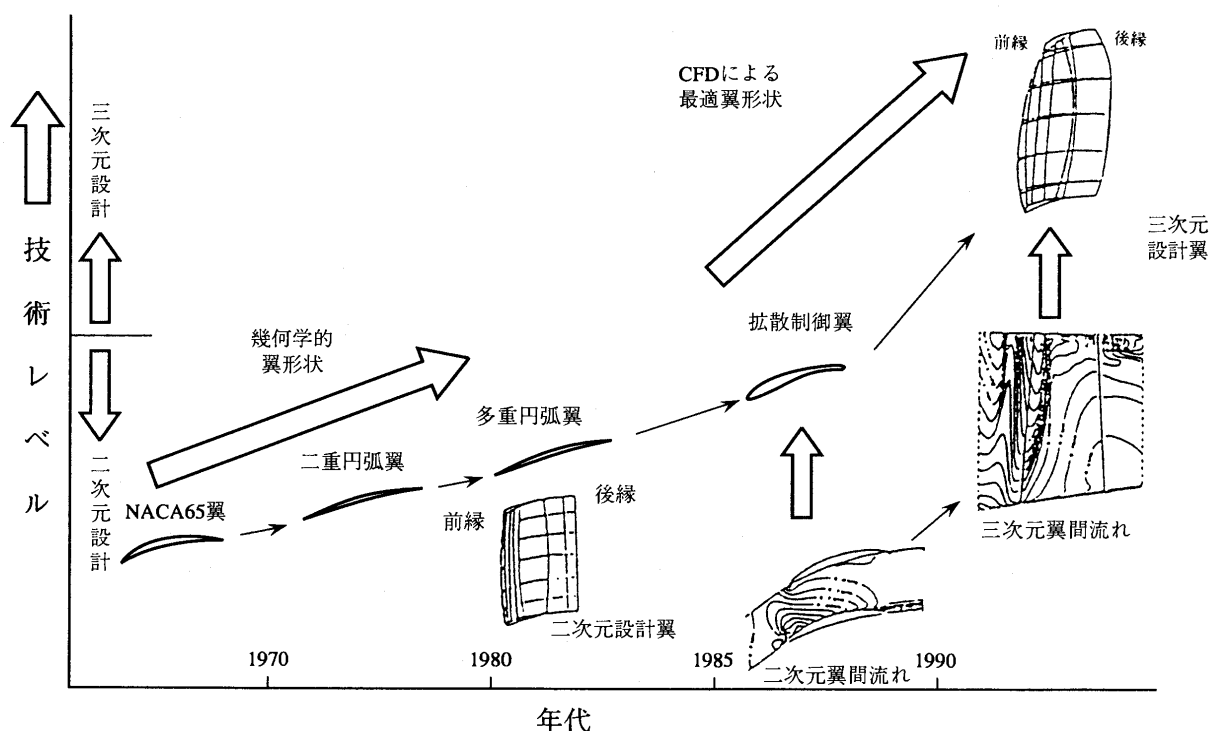


図5 圧縮機翼設計技術の変遷

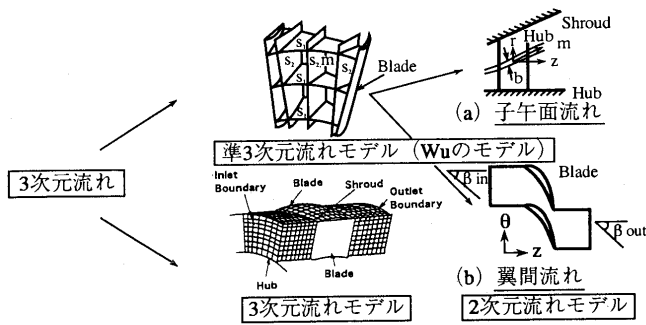


図8 3次元流れ計算モデル

高速コンピュータの無かった1950年代に、Wuは非粘性3次元流れを図8に示す2つの交差する流れ面、S1面、S2面に分け、それぞれの流れを2次元問題に置き換えて、両流れ面の解が収束するまで反復計算を行う手法を考案した。⁽²⁰⁾ ここで、S1面の計算は翼間流れ計算、S2面の計算は子午面流れ計算と呼ばれる。実際に、この理論に沿って計算されることは殆ど無く、実設計では単純化が行われる。即ち、S1面は流れ面のねじれが少ないとして回転流面として計算され、(翼間流れ計算)、一方S2面は軸対称流れとして扱われる。(子午面流れ計算)更に、それぞれの流れ面は互いに独立して解かれる。この手法は準3次元流れ計算法として現在も、空力設計の主要な部分を占めている。

子午面流れ計算手法の代表的なものは流線曲率法⁽²¹⁾とマトリックス法⁽²²⁾である。流線曲率法は子午面上で流線にほぼ直交する準直交線を置き、準直交線方向の運動量式を解いて流線位置を求める。各翼列の流出角、損失の半径分布を与えて計算が行われる。計算精度はこれらの実験的予測式の精度で決定される。圧縮機、タービンいずれも流線曲率法が使用されることが多い。マトリックス法はあまり使用されていない。この理由は、流線曲率法が少ない計算点数で妥当な解が得られ、計算時間が少ないこと、冷却空気の混入などの計算モデルの組み込みが容易なことによる。

子午面流れ計算が可能となって開発されたタービンの代表的設計法が、コントロールボルテックス設計法⁽²³⁾である。この方法は、従来のフリーボルテックス設計法の欠点である翼根元断面で低くなりがちな反動度を増加させ、また翼端部で反動度を低くしてチップクリアランス流れを低減するもので、当時としては画期的な方法であった。今日でも、引き続き基本的な設計法として広く適用されている。軸流圧縮機においても、子午面流れ計算により、前方段動静翼の半径方向マッハ数分布の最適化が行なわれる。

翼間流れ計算法の代表的なものは、定常式を解く差分法⁽²⁴⁾、速度ポテンシャル法⁽²⁵⁾、非定常式を解くタイムマーチング法⁽²⁶⁾である。流線曲率法は殆ど使用されていない。コンピュータの高速化により、衝撃波の取り扱いが可能なタイムマーチング法が現在の主流となっている。

タイムマーチング法は時間微分項を含む非定常流体方程式が流れ場の特性に関係なく、時間に関して双曲型となることに着目し、任意の初期値から時間ステップを進めて計算を行い、流れ場の時間変動が十分小さくなった状態をもって定常解と見なす。このため、亜音速、超音速流れが混在する流れを同一の手法で解くことが出来、段圧力比が高く翼面に超音速流れ領域が発生する圧縮機、タービン流れの解析に適している。差分法を用いたMacCormack法⁽²⁷⁾、有限体積法を用いたDenton法⁽²⁸⁾がある。後者は、タービン設計に広く用いられている。この手法の最大の欠点は計算時間が長いことであったが、数値計算技法、コンピュータの高速化により、今日では、実用上全く問題にならない。

次に、3次元流れ計算法について述べる。現在の圧縮機・タービン設計の主流は翼根元から先端までの翼間全流路の流れを計算して、翼型形状を最適化、損失の低減を図るものである。それ故、3次元流れ計算コードは最も重要な設計ツールとなった。歴史的には、まず前述したWuの理論に基づく準3次元流れ計算が試みられた。但し、実際の計算では、単純化のため、S1面を回転面として取り扱ったものが多い。遠心圧縮機・ラジアルタービンの亜音速流れへの適用例はあるが、軸流圧縮機・タービンへの適用例は少ない。

3次元翼設計を可能にしたのは、3次元非粘性タイムマーチング法の実用化である。この方法の利点は、前述した如く、亜音速、超音速流れが混在した流れを解くことが可能なことで、高速圧縮機・タービンの設計では不可欠なものになっている。簡易乱流モデルと組み合わせることで、単翼列もしくは単段の流れに留まらず、数段を同時に解析することが可能であり、設計作業で実用されている。^{(29),(30),(31)} 一例を図9に示す。

3次元粘性流計算は実用化の域に入り、設計作業で頻繁に使用されている。2次元流れ計算は勿論、単翼列流れであれば、計算時間は許容できるレベルにある。^{(32),(33)} 3次元粘性多段流れの計算は⁽³⁴⁾に報告されたが、設計に適用された事例として、⁽³⁵⁾が発表されている。この例は、多段圧縮機的全翼列を翼列流れの計算を繰り返すことにより設計したもので、上流、下流の翼列の存在を、Deterministic stresses, Body forcesにより考慮している。計算にはネットワーク化されたワークステーションを使用し、計算コストの低減を図っている。計算格子を図10に示す。更に、非構造格子を用いて精度を向上する方法も普及しつつある。⁽³⁶⁾ 尚、粘性流計算コードに100%頼って、設計作業を行うには、質の高い実験データによる広範な精度検証が不可欠であり、この点については、一層の努力が必要である。

3. 今後の展望

3.1 翼列設計技術とCFDの今後

従来、翼設計は、実験データに依存するところが大き

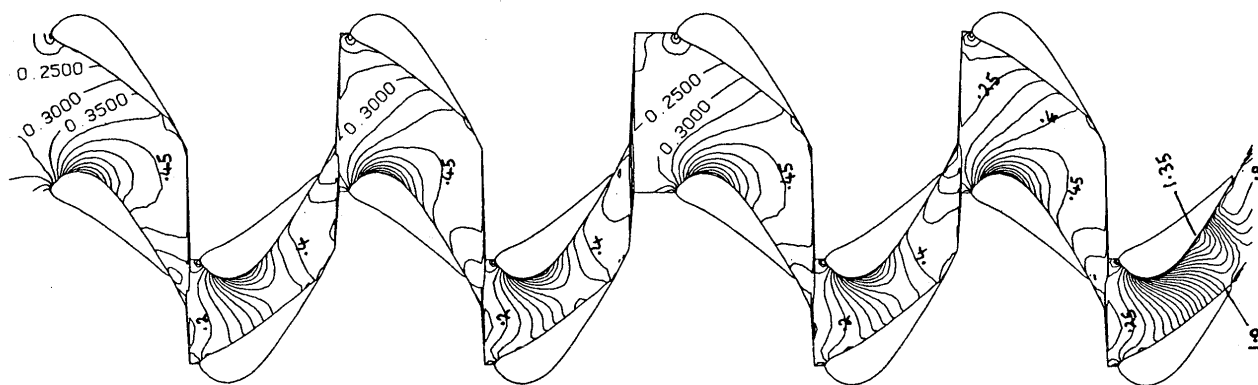


図9 多段タービン3次元流れの計算例

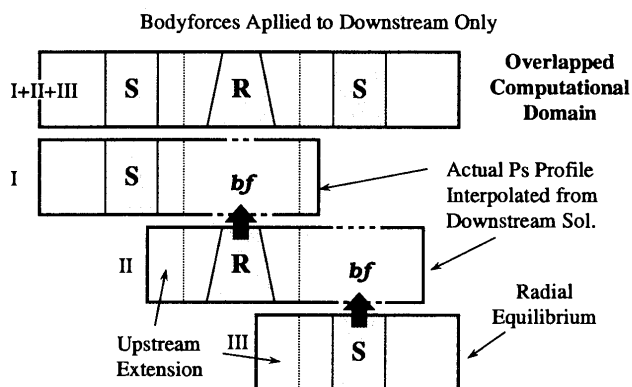
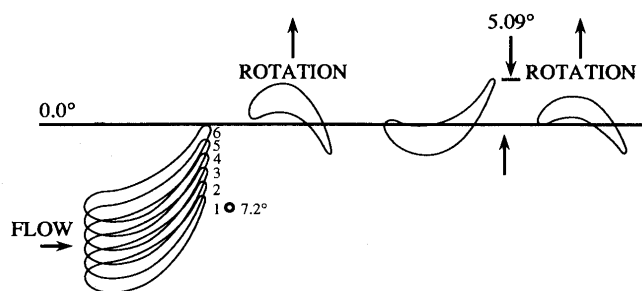


図10 上, 下流翼列の影響を考慮するための計算格子

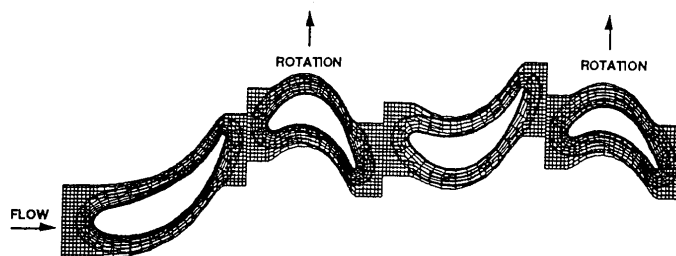
いが、コンピュータの高速化、粘性流計算コードの検証が進むことにより、計算による損失の予測が中心となる。設計作業には、スーパーコンピュータの他、ネットワーク化したワークステーションが使用される。いずれも現在のスーパーコンピュータに比べ、コストパフォーマンスが向上し、設計作業が大幅に効率化されるであろう。

次に、現在の翼設計は、単翼列もしくは単段ごとの流れ計算により行われているが、今後は全段を同時に3次元流れ計算し、上流翼列の影響を考慮して翼列損失を最小化する設計が行われる。一例を図11に示す。⁽³⁷⁾ 全段を3次元流れ計算で解くことは、段数が大きく異なる圧縮機とタービンでは、事情が異なるが、非粘性計算（損失を入力もしくは簡易乱流モデルを用いた計算で求める）であれば、現在の計算機能力で可能であり、今後一般化するであろう。⁽³¹⁾ 一方、粘性3次元流れ計算の場合、現在のコンピュータの計算速度では不可能であるが、コンピュータの進歩の早さからすると、段数の少ないタービンでは近い将来可能になる。タービンに比べ段数の多い圧縮機では、前述した(35)を更に進めて圧縮機入口から最終段出口まで、数段毎に分割して計算されることとなる。

非構造格子は任意境界形状を取り扱い易いこと、流れの変化の大きい領域で計算格子を密にして計算精度を向上することに優れており、今後、設計への適用が進むと



(a) 各翼列の配置



(b) 計算格子

図11 第1段静翼位置の最適化計算

考えられる。非構造格子を用いると、構造格子では取り扱いにくい圧縮機・タービンのキャビティ流れを翼列流れと同時に計算して、漏れ流れと主流の干渉による損失の発生を求めることが出来る。今まで、計算されていなかった翼列以外の領域についても損失の定量的評価が可能となる。

近年、流れの非定常性が翼列性能に与える影響についての研究が精力的に進められているが、それらの結果に基づく新しい空力設計法が開発されると期待される。

Large Eddy Simulation (LES) については議論が分かれるところと思うが、長年軸流圧縮機・タービンの開発に携わってきた筆者の意見は、「設計への実用は無理であろう」である。圧縮機・タービンの流れはLESで取り扱うにはあまりに複雑である。又、性能向上には翼間流れ全体を取り扱う必要があること、翼設計は多くの繰り

返しを必要とすることから、コストパフォーマンスの点からも設計には適さないと思われる。

3.2 翼列損失以外の損失の低減

圧縮機・タービンの性能向上には、翼列損失の他、排気損失、チップクリアランス損失他の低減が必要である。まずタービンの排気損失の低減は、最終段動翼の翼長増加により得られるが、最近の産業用ガスタービンの排ガス温度は600°Cに達しており、翼のクリープ寿命低下の問題が生じる。このため、クリープ強度の高い一方向凝固長翼の開発が必要となる。又、長翼化による無次元振動数の低下に対し、精度の良いフラッタ予測法の構築が必要である。

排気ディフューザの設計は、従来は実験に頼っていたが、CFDを用いてストラットを含めた最適設計により損失低減が可能である。チップクリアランス損失の低減には、クリアランスを小さくすることが最も大きな効果がある。このため、航空用ガスタービンでアクチブクリアランスコントロールが採用されているが、産業用ガスタービンでは、ケーシングの厚さが大きいので同じコンセプトは適用出来ない。異なる構造・技術の開発が望まれる。

これらに加え、タービンでは、冷却空気の翼面からの吹き出し、主流への混入により、タービン効率が低下する。このため、冷却タービンでは、翼型設計段階で冷却空気が性能に与える影響を考慮して空力・冷却設計の最適化を行うことが必要である。例えば翼前縁半径を大きくすることによりガス側熱伝達率を低減し、冷却空気量を低減することなど、今後CFDコードによる熱伝達率の予測も含め、技術開発の余地が大きい。⁽³⁸⁾

4. おわりに

この25年間で空力設計技術は、大きな進歩を果たしたが、依然として限界に達していない。ガスタービンは、航空用、産業用を問わず、今後コスト競争が一段と厳しくなり、段数低減、翼枚数低減のために、段負荷の増加が予想される。このような状況で高い効率を達成するには、一段と高度な空力設計技術の開発が必要であり、損失の発生メカニズムを十分に理解することが必要である。空力設計に携わる諸氏には、是非とも⁽³⁹⁾を読まれることを推奨したい。最後に、拙稿が会員諸氏のお役に立てれば幸いである。

参考文献

- (1) 殿村兆史, 小特集「航空用ガスタービン」, 日本ガスタービン学会誌, 21巻, 84号, (1994-3)

- (2) NASA SP-36, (1965)
- (3) Koch, C. C., et al, ASME Paper No. 75-WA/GT-6, (1975)
- (4) Howell, A. R., et al, ASME Paper 78-GT-139 (1978)
- (5) Wright, P. J., et al, IMechE C423/028 (1991)
- (6) Storer, J. A. et al, ASME Journal of Turbomachinery, 113-2, 648-656 (1994)
- (7) Ainley, D. C. et al, ARC R&M2974 (1951)
- (8) Dunham, J., et al, ASME Journal of Engineering for Power, pp. 252-256 (1970)
- (9) Craig, H. R., et al, Proc. Imech E Vol. 185 32/71, pp. 252-256 (1970)
- (10) Okapuu, U., ASME Paper 81-GT-58 (1981)
- (11) Sharma O. P., et al, ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 109, pp. 229-236
- (12) Stephens, H. E., AIAA Journal, Vol. 17, No. 6, pp. 594-600 (1979)
- (13) Casey, M., Turbomachinery Computational Fluid Dynamics, University of Cambridge Program for Industries (1992)
- (14) 井上雅弘, 小特集「圧縮機技術」, 日本ガスタービン学会誌, 22巻, 88号 (1995-3)
- (15) 千葉薫, 日本ガスタービンセミナー第23回資料集, (1995-1)
- (16) Hourmoudiadis, J., et al., ASME Paper No. 85-GT-188 (1985)
- (17) Huber, F. W., et al., AIAA Paper 85-1216 (1985)
- (18) Aoki, S., et al., IMechE Seminar on CCGT (1990)
- (19) 青木素直, 日本機械学会関西支部講演論文集, No. 914-2 (1991)
- (20) Wu, C. H., NACA TN2604, (1952)
- (21) Novak, R. A., Trans. ASME, Ser. A, 89-4, 478 (1967)
- (22) Marsh, H., ARC R&M, 3509 (1968)
- (23) Dorman, T. E., Et al., ASME 68-GT-4 (1968)
- (24) Katsanis, T., NASA TN D-5044 (1969)
- (25) Casper, J. R., AIAA Paper, 79-0077 (1979)
- (26) Denton, J. D., ARC R&M, 3774 (1974)
- (27) MacCormack, R. W., AIAA Paper 69-354 (1969)
- (28) Denton, J. D., ASME Paper 82-GT-239 (1982)
- (29) Denton, J. D., AGARD LS 140 (1985)
- (30) Denton, J. D., ASME Paper 86-GT-144 (1986)
- (31) Denton, J. D., ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 114 (1992)
- (32) Dawes, W. N., ASME Paper 85-GT-1 (1985)
- (33) Dawes, W. N., ASME Paper 88-GT-70
- (34) Dawes, W. N., ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 114 (1992)
- (35) Rhie, C. M., et al, ASME Paper 95-GT-342 (1995)
- (36) Dawes, W. N., ASME Paper 91-GT-124 (1991)
- (37) Huber, F. W., et al, ASME Paper 95-GT-28 (1995)
- (38) 青木素直, 日本ガスタービンセミナー第23回資料集 (1995)
- (39) Denton, J. D., ASME Paper 93-GT-435 (1993)

特集・「高温・高効率化の歩みと展望」

(4) 燃 焼 技 術

前田 福夫*¹,

MAEDA Fukuo

山田 正彦*¹

YAMADA Masahiko

1. はじめに

ガスタービンは高効率化や低公害化、燃料多様化及び高信頼性化等の開発目標が指向されて発展してきた。特にガスタービン燃焼器では、高温化と高温化に伴って増大する NO_x の低減技術、多種燃料の低公害・安定燃焼技術等が重要な開発課題となってきた。燃焼器開発における成果の一例として、ここ10年の間に開発された希薄燃焼技術を適用して低 NO_x 化を計るドライ低 NO_x 燃焼器(DLNC)がある。これは多くのコンバインドサイクル(以後CCと記す)用の大型ガスタービンに適用されてその有効性が実証されてきたが、現在では中・小型ガスタービンにも適用されつつある。ここでは主に、これら産業用ガスタービン燃焼器において対応・実施されてきた高温化や低 NO_x 化、燃料多様化等についての燃焼技術の歩みや展望、及び解析技術等の概要について述べる。

2. 25年の歩み

2.1 燃焼温度の変遷

図1に高温化に伴う燃焼器内部の燃焼温度の変遷を示す。ガスタービンの高温化は材料や冷却技術の進歩により達成されて来たが、燃焼器にとっては、単に燃焼域で発生する高温燃焼ガスに希釈冷却する空気量割合の低減化であった。この高温燃焼ガスの温度は、ほぼ拡散火炎の当量比1近傍に相当する火炎温度であり、ガスタービ

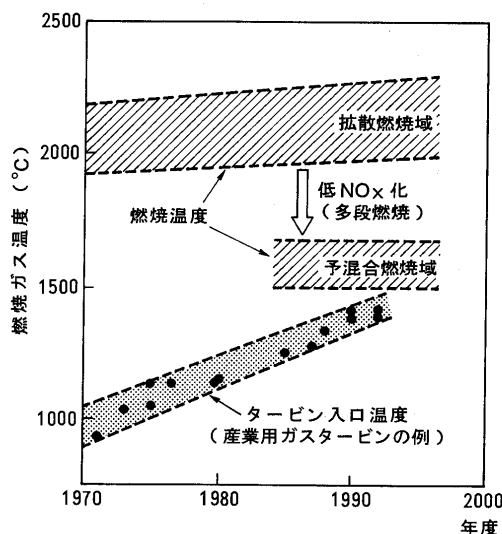


図1 燃焼温度の変遷

原稿受付 1997年5月7日

* 1 (株)東芝・重電技術研究所 〒230 横浜市鶴見区末広町2-4

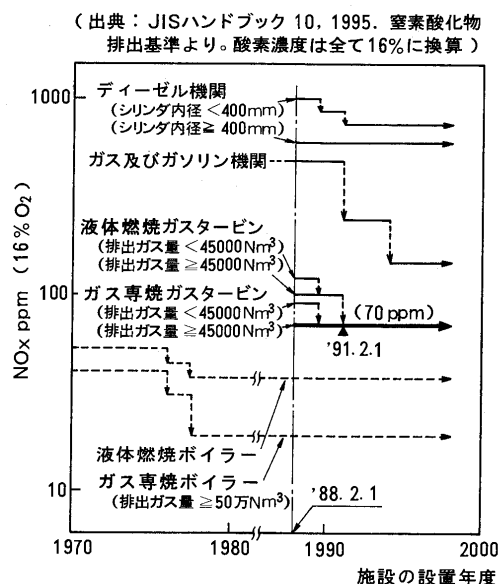
ンの圧力比の上昇に伴って年々上昇して来た。また1980年半ば以降開発・実用化されたDLNCでは、拡散火炎と予混合火炎が併用(多段燃焼)されるようになり、温度レベルの異なる2つの燃焼領域が存在するようになった。また近年のガスタービンの高温化(燃焼器出口温度の高温化)傾向により、タービン入口温度と燃焼温度との温度差は減少し、特に予混合燃焼温度との差は小さくなっている。

2.2 環境規制値

大気汚染防止法による NO_x 規制値はボイラーに対して1973年8月、ガスタービン及びディーゼル機関に対しては1988年2月、ガス及びガソリン機関に対しては1991年2月以降の新設設備に対して実施されている。ガスタービンに対する NO_x 規制値は1991年2月以降ガス燃焼、液体燃焼及び排気量に拠らず全て70 ppm(16% O_2)となっている。これら規制値の比較を図2に示す。また地方自治体に於いては環境基準(大防法)とは別に、独自の環境目標値を設定して指導基準や指導要項により、国より厳しい規制を行い⁽¹⁾⁽²⁾、また企業と個別の公害防止協定を結び更に厳しい規制を実施している自治体もある。今後これらの環境基準は、環境保護の必要性や環境技術の進展と関連して更に厳しくなるものと考えられる。

2.3 NO_x の低減技術

環境保護に対応する環境技術開発の中で、近年のガスタービンの NO_x 低減技術は特筆すべき技術の一つであ

図2 NO_x 規制値の経緯

る。これはタービン入口温度の高温化傾向の中で、温度に強く依存する特性を持つ NO_x に関する多くの理論的又は実用的研究⁽³⁾⁽⁴⁾の成果である。

NO_x 特性は、基本的には拡大ゼルドビッチ機構等によって代表される素反応モデルによって理解できると考えられるが、実機の高タービン燃焼器から排出される NO_x 濃度を、素反応モデル等から直接求めることは現状困難である。便宜的な方法として、これまで実機や燃焼試験時の運転データをまとめた相関式等によって、その全体特性が表現されてきた。拡散燃焼型の燃焼器に於ける NO_x 特性（サーマル NO_x）相関式としては種々提案⁽⁴⁾されているが、D. A. Sullivan による相関式の例を示す⁽⁷⁾。

$$\text{NO}_x = \text{Anox} P^{0.5} f^{1.4} m^{-0.22} \exp(-19h + T_3/250)$$

ここで Anox = 燃焼器で決まる定数、P = 圧力、f = 燃空比、m = 燃焼器流量、T₃ = 入口空気温度、h = 入口空気湿度である。これらの式はガスタービンの運転条件変化に対応する NO_x の特性の把握に便利であり、また NO_x データ比較のために運転条件の違いを規格化（同一条件）する手段としても利用されている。

次に、これまでに実施されたガスタービン燃焼器の NO_x 低減法の例を示す。先ず火炎温度の低下を狙った蒸気・水噴射法や希薄予混合燃焼法、滞留時間の減少を狙った火炎の短縮化や燃焼域の酸素濃度低下を狙った燃焼ガス（部分）再循環等がある。これらの中で現在も適用されている代表的な NO_x 低減法は、蒸気・水噴射法と希薄予混合燃焼法を採用した DLNC である。

蒸気・水噴射法は、燃焼領域に直接蒸気又は水を噴射して燃焼温度を低下（250℃程度まで）して NO_x の低減を計る方法であり、噴射方法によりその効果は異なるが複雑な構造やシステムを必要とせず、また NO_x 低減効果も大きい特徴がある（図3）。

しかしこの方法は、CCプラント効率の低下や水や蒸気を消費する等のデメリットがあり、その改善のために蒸気・水を用いなくて燃焼法の工夫のみによって NO_x 低減を図る DLNC が開発された。1100℃級 DLNC が開発されて以来、ほぼ10年を経過した現在では1300℃級

DLNC も開発され、CCプラントにおいて商用運転されている。現在国内・外の新設される CCプラントは DLNC 装着が主流となっている。

この方法は燃焼ステップを分割して、拡散燃焼（低負荷運転域）と、予混合燃焼（高負荷運転域）を併用する方法である。拡散燃焼は主に火炎の安定化を計り、予混合燃焼では燃料を NO_x の発生の少ない温度（約1600℃）で燃焼するように空気と燃料を予混合後燃焼させる。従って NO_x は拡散燃焼割合の低下と共に減少する傾向となる（図4参照）。また近年のガスタービンから排出される NO_x レベルは、ガスタービンの高温化傾向にも拘らず、全体的に逆に低減される傾向にある。これは現在までのタービン入口温度（即ち燃焼器出口温度）が、予混合燃焼温度（燃焼域に於いて NO_x 発生を抑制できる）以下であったためである。しかし近年の高温化によりタービン入口温度は、この予混合燃焼温度に漸近しつつあり、min. NO_x の維持は限界に近づきつつあると言える。

2.4 壁面冷却法

燃焼器における壁面冷却条件の特徴は、図1に示したように金属の耐熱温度を遥かに越え、しかも種々のラジカルを含む高温燃焼ガスが壁面近傍に存在し、又燃料の種類により異なるが火炎からの輻射伝熱量が大きい事である。この様な条件の中で、従来より使用されたきた代表的な冷却法はフィルム冷却法であり、壁面の酸化防止や種々の冷却構造と併用又は組合せにより、冷却効率の向上が可能であるため適用されてきたものと考えられる。ガスタービン燃焼器では、燃焼に使用する空気（G_{AF}）以外の空気即ち G_{AC} は（図5参照）、フィルム冷却や希釈空気に使用できる空気量であり、燃料に拠らず高温化（φ_{ex} → 大）や低 NO_x 化（φ_p → 小）によって低下する傾向を示す。1100℃級レベルで従来の拡散燃焼型燃焼器の場合（φ_p > 0.8）は図5に示されている様に燃焼及びフィルム冷却用の他に、希釈空気量として燃焼器出口温度分布（パターンファクタ）の調整に使用する事も可能であった。しかし1100℃であっても DLNC 化により（φ_p ≤

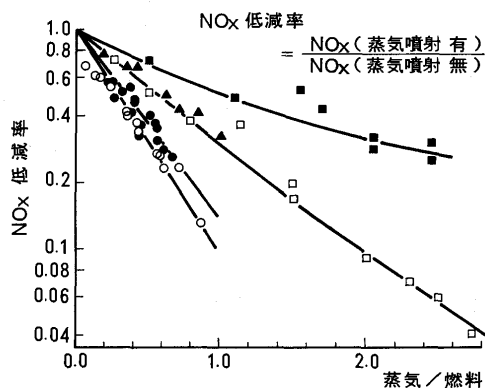


図3 蒸気噴射の NO_x 低減効果⁽¹⁵⁾

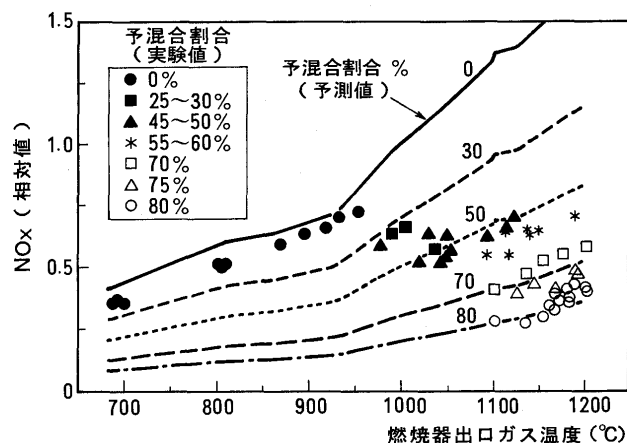


図4 NO_x に対する予混合の効果⁽¹⁴⁾

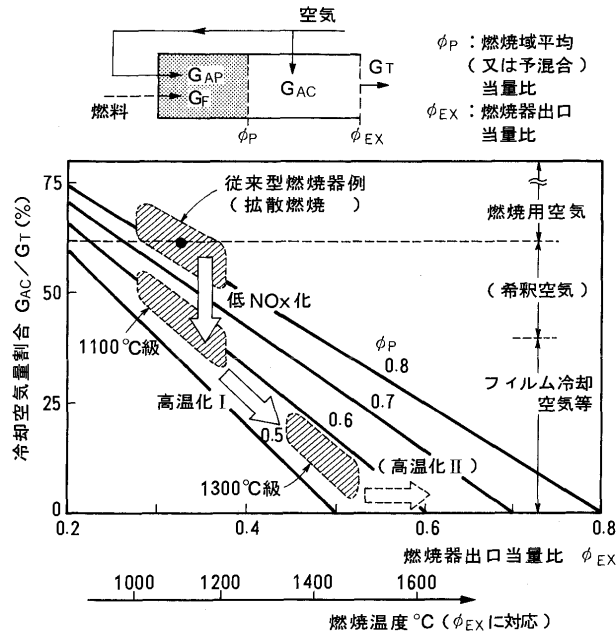


図5 低 NO_x 化、高温化と冷却空気量の関係

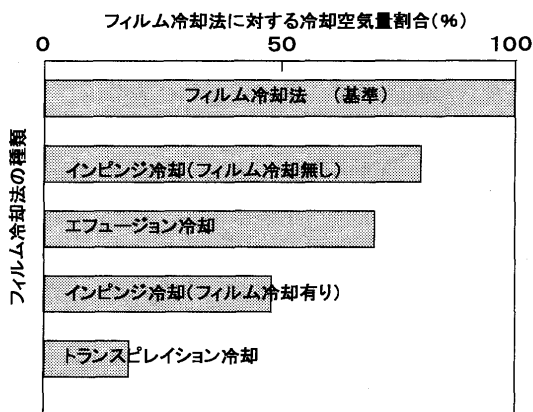


図6 冷却構造と冷却空気量の関係⁽¹²⁾

0.6) G_{AC}/G_T は減少し、希釈空気等への十分な配分は困難になる。また高温化・高圧力比化に対応するためには、入口空気温度の上昇による火炎温度の上昇を制限するため ϕ_P を低下させる必要があり、更に G_{AC}/G_T は減少する傾向となる。既に 1300°C 級の DLNC 等に於いても燃焼器壁全面をフィルム冷却する事は不可能になっており、フィルム冷却に代わって冷却側の対流熱伝達率の上昇や TBC (サーマルバリアコーティング) による遮熱特性の向上を図る等の新しい冷却構造が適用されている。即ち高温化、低 NO_x 化に対応した冷却は、結果としてフィルム冷却法から、より少ない空気によるフィルム冷却法(図6の例参照)に変わり、更にフィルム冷却を用いないでメタル冷却効率の向上を図る冷却法 (h_c/h_g の増大等) に変化してきていると言える (図7 参照)。

図5は NG や液体燃料等の高カロリー燃料に対するトレンド例であるが、低カロリー石炭ガス燃料等に対しても同様の傾向 (但し図は異なる) となる。特に燃料発熱量が小さい低カロリー燃料の場合は理論燃空比が大き

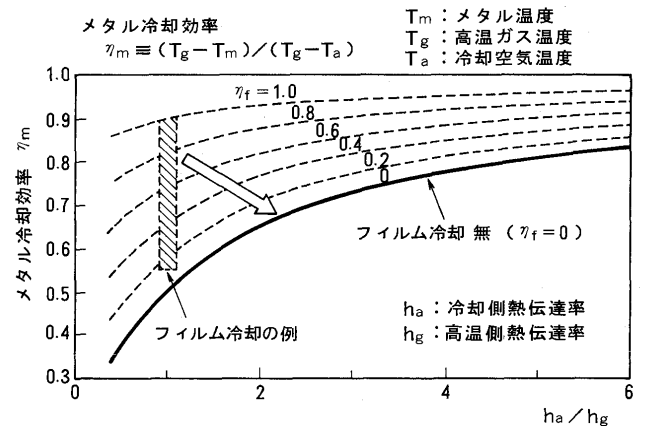


図7 メタル冷却効率の変化

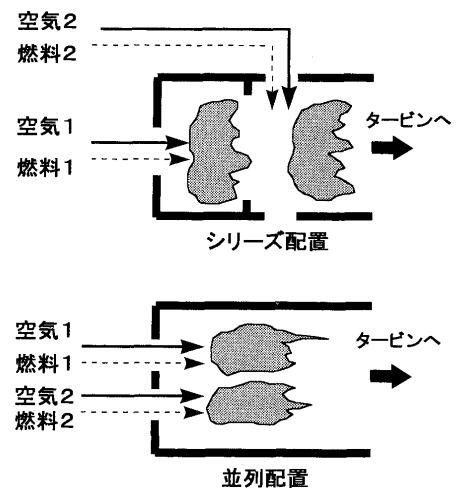


図8 ステージングと火炎配置

くなり、高温化に対して NG 等に比べて G_{AC}/G_T は更に減少する傾向となり、同様の冷却対応が必要である。

2.5 燃焼方式と燃焼器構造

近年、産業用ガスタービンの燃焼器形状は DLNC の採用によって大きく変化した。この DLNC の構造を決めているのは主にステージングと火炎の配置法である。図8にステージング及び火炎の配置例の概念図を示す。ステージングは、希薄可燃限界以下で安定に燃焼できない予混合燃焼の欠点を補う手法の一つであり、現在全ての DLNC に適用されている。即ち空気または燃料を燃焼器内に分割供給して局所燃空比を制御すると同時に、着火や燃焼順序も制御して徐々に火炎を拡大・燃焼させ、広い運転負荷範囲で燃焼効率の向上や燃焼の安定化を図る方法である。しかし空気供給については、その一部または全体を可動機構 (制御弁等)⁽⁸⁾ や IGV を用いて負荷に対応して制御する例もある。

またステージングにより多数の火炎が燃焼器内部に形成されるが、DLNC に於ける火炎はシリーズ配列かまたは並列配列のどちらかの配置が選定されている (図8 参照)。その結果、燃焼器の全体構造としては缶型 (多缶、サイロ等) の他に、多くの火炎の配置を考慮したアニュラ型等も採用されている。

また燃料としては現状、CCプラント等ではNG燃料が主であるが液体燃料等も併用可能なDLNCもある。

液体燃料の場合、高温・高圧比に伴う入口空気温度上昇のため自然着火し易くなる。この防止のために混合距離に制限があり、均一予混合化や微粒化等が十分に出来ない可能性があり、NO_x低減のためには混合促進等の工夫が必要と考えられる。

3. 今後の展望及び課題

3.1 高温化と低NO_x化

現在のDLNC等のNO_x低減技術は、先ず産業用（定置型）ガスタービンで始まったが、引続きmin. NO_x達成への技術開発は、構造や運転に比較的制約の少ない産業用ガスタービンが先行すると考えられる。

しかし今後も推薦されると考えられる高温・高圧化は、NO_x低減にとっては逆行する作動環境である。即ち空気圧縮機吐出温度の上昇に伴い燃焼器に入る空気温度が上昇し、拡散火炎温度（当量比～1）が上昇する。その結果、燃焼安定化のためにパイロット火炎に拡散火炎を使用するとNO_xが増大することになる。NO_x低減を図るためには更に拡散燃焼割合を減少させる必要があるが、反対に燃焼安定化が損なわれることになる。従ってNO_xのmin.化に対しては均一予混合化と共に、安定燃焼や燃焼振動の抑制技術等が必須となる。

また更に高温化が推進され、タービン入口温度がNO_x発生を抑制できる予混合燃焼温度を越え始めると、全て予混合燃焼であっても現状の空気と燃料に関する燃焼制御だけではmin. NO_xの維持は困難になり、図9のようなNO_xトレンドに沿って燃焼温度（この場合タービン入口温度と同じ）の上昇と共に急増することになる。

また壁面冷却については、前述した様にフィルム冷却等の適用は困難である。そのため「メタル冷却効率の向上（TBCの遮熱効果の増大やリブフィン等による冷却側熱伝達率の増大⁽⁹⁾等）」、又は「必要なメタル冷却効率の低下（許容メタル温度の上昇や冷却媒体温度の低下等）」等による新しい冷却構造や冷却方式の採用が必要である。なお「メタル冷却効率の向上」では、冷却強化に伴う熱応力の増大の他に、冷却のための圧力損失が増加

する可能性があり、これらの評価検討も必要となろう。また「必要なメタル冷却効率の低下」については、既に冷却媒体として低温蒸気を利用する例⁽⁹⁾等が試みられつつある。

また材料面では、現用のハステロイXやHA188等より耐熱性に優れたODS合金やCMC（複合セラミックス）等の適用も検討されている。これらが適用できれば、複雑な冷却構造等は不要でシンプルな燃焼器構成が可能になり、信頼性や補修性の向上等が期待できる。これらの早期実用化が望まれる。なおCMC等のセラミック材料等の適用では、その材料特性に適した構造や設計上の配慮・最適化が必要であり、また本来の長所（耐熱性）を活用できる特性を有する材料提供とその製造技術等が課題であろう。

3.2 解析技術と燃焼計測

燃焼解析は、燃焼器内部の流れや燃焼に関する状態量を様々の視点から、短期間にしかも正確に知る事が出来る可能性がある。従って精度の良い実用的な燃焼解析ソフトが利用できれば、現在多くの資源と期間をかけて行われている新しい燃焼器開発等を効率的に実施出来る可能性がある。これらの背景と近年の計算機の進歩が対応して、燃焼解析研究が盛んに行われていると考えられる。

燃焼解析では流れ、化学反応、伝熱を同時に解く必要があり、現状の計算機能力の限界から実用的にはこれらの現象をモデル化（簡略化）する必要がある。このモデル化が計算精度の鍵となるが、計算機の発展に伴いこれらの評価が行われ、実用的な燃焼解析が進歩しつつあると言える。乱流や燃焼のモデリング及び計算速度に影響する離散化の方法等については多くの手法が試みられている。しかし実機への適用例としては、現状では燃料の混合等を含め燃焼反応を含まない計算は設計支援に役立っているが、燃焼を含んだ解析は実用レベルにあるとは言い難い。この理由の一つとして、計算結果の比較・検証や、その精度改善に必要な詳細な燃焼場の運転計測データの不足が考えられる。近年、レーザ等の光技術を応用した計測技術が燃焼場等の計測に適用され著しく進歩しつつある。しかしこのレーザ計測を初め、高温・高圧の燃焼場に於ける状態量のデータ取得法にも高度の技術的課題があり、現状においても精度の良い燃焼場の詳細計測データが十分取得できる状況には無いと思われる。

しかし燃焼領域の現象の詳細は未知であっても、燃焼器全体の性能評価に必要なデータ（排ガステ性、パターンファクタ、メタル温度等）は、現在でも十分取得できる状況にある。現在までの燃焼器開発は、リグテスト装置等を用いたこの様な燃焼計測データによって実施されてきている。当面、実験を基本にした開発が継続すると考えられるが、今後の、より効率的で計画的な開発を行うために、燃焼計測技術と共に実用的な燃焼解析ソフトの早期開発が期待される。

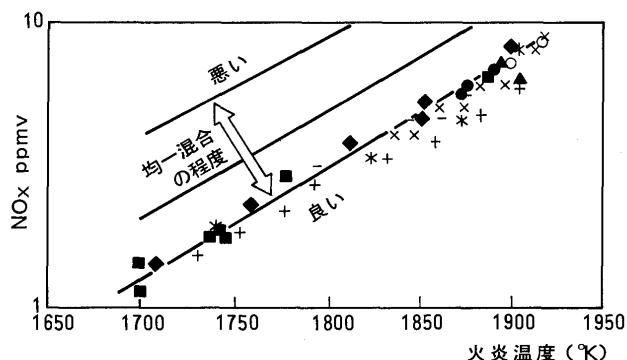


図9 火炎温度とNO_x排出特性⁽¹³⁾

3.3 燃料多様化

現状、我が国における CC プラント等に適用されている大型ガスタービン用燃料は天然ガス (NG) が主流であるが、エネルギーの安定供給や環境問題等から、石炭や液体燃料 (重油, メタノール等), 水素等の利用技術開発が進められている。これらの中で、世界中に埋蔵量も多く安定供給が可能であることから、石炭燃料の利用拡大を図る石炭ガス化複合発電 (IGCC) が推進されており、これに使用できる燃焼安定性や環境性に優れた燃焼器の開発が期待されている。

石炭ガス燃料は、ガス化方式とガス精製方式の組み合わせによりその性状が異なる。空気吹き、酸素吹きガス化炉による燃料発熱量はそれぞれ $4\sim 5 \text{ MJ/Nm}^3$ (低カロリーガス), $8\sim 10 \text{ MJ/Nm}^3$ (中カロリーガス) であり、NG の約 $1/10$, $1/4$ である。低カロリーガスの特徴として、火炎温度は NG, 中カロリーガスに比べ約 400°C (当量比 ~ 1) 低く (図 10 参照) また燃料中にアンモニアを含んでいる。このアンモニアは燃焼により NO_x (フューエル NO_x) に変換され、また燃焼 (安定) 性は燃料組成や火炎温度に左右され易い。そのため低カロリーガス燃焼器では、サーマル NO_x の発生は少ないが、フューエル NO_x が発生するためその低減と共に、安定燃焼を確保する燃焼法が必要である。この開発に関連して、国家プロジェクトの一環として、先ず 40 ton/day の加圧流動床ガス化炉 (1981 年建設, 石炭技術研究所/夕張試験場), その後 200 ton/day の噴流床ガス化炉 (1991 年建設, IGCC 組合/勿来) から発生する実ガスを用いた燃焼試験が実施され、燃焼器の開発推進に大きく寄与してきた。燃焼器としては RQL (リッチ・クエンチ・リーン) 燃焼法が採用されている。米国ではこれらを適用した Pinnon Pine—100 MW/IGCC プラントが運転計画中であり実機適用段階にあると言える。

中カロリーガス燃焼器ではピーク火炎温度 (当量比 ~ 1) が NG とほぼ等しくサーマル NO_x が発生しやすい。そのため空気分離装置等から発生する余剰の N_2 を燃料中または燃焼域に注入、または NG 等と同様に予混合燃焼させて火炎温度を低下して NO_x 低減を図る燃焼法が研究されている。予混合燃焼の場合は燃焼速度の大きい水素を多く含むため、逆火防止が必要である。今後の高温化に対しては、特に低カロリーガスでは燃焼器出口当量比が高く、燃焼ガス量に対する空気量割合が少なくなるため、冷却に使用できる空気量が制限され DLNC と同様にライナー冷却に工夫が必要となろう。この冷却対策や高効率化のために耐熱材料であるセラミックを用いた燃焼器やガスタービンの研究等も実施されている^{(10),(11)}。また中カロリーガスでは、窒素注入による酸素濃度低下による CO 平衡濃度の増大抑制対策、プラント効率向上のためにユニークなガス化炉とガス精製装置の組み合わせ (例えば酸素吹き+乾式精製) 等の可能性も

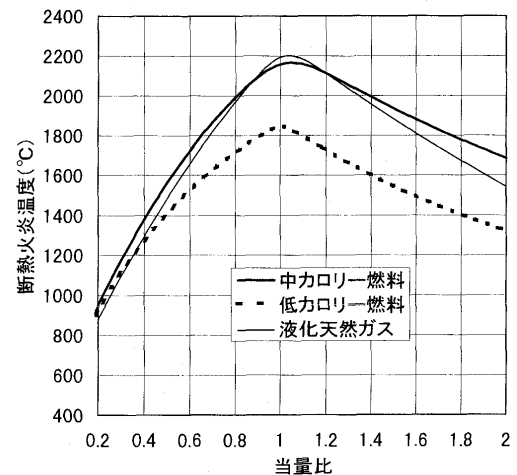


図 10 燃焼温度の比較

あり、この場合はフューエル NO_x とサーマル NO_x を共に低減する燃焼技術開発等が課題となろう。

4. おわりに

ガスタービン燃焼器の近年の技術動向や展望について産業用ガスタービン燃焼器の例を中心に紹介した。紹介内容で欠如又は不足の部分については、燃焼器の各技術分野それぞれについて、既に多くの優れたレビューや解説^{(3)~(6),(12)}があるのでそれらによる補足を是非お願いしたい。

今後も更に強くなると予想される高温化や低公害化、燃料多様化等の要望に答えるために、上述の様な種々の課題が解決され、また新しい展開を図る技術開発が期待される。

参考文献

- (1) 筒井, 日本ガスタービン学会誌 Vol. 23, No. 89 Jun. 1995. p. 16
- (2) 宮原, クリーンエネルギー, Vol. 1, No. 1 (1992-9), p. 94
- (3) 日本機械学会, 燃焼工学ハンドブック, 1995
- (4) 日本機械学会, 技術資料・燃焼に伴う環境汚染物の生成機構と抑制法
- (5) 鈴木, 機械技術研究所報告 第 129 号 1983
- (6) 田丸, NAL TM-676, 航技研におけるガスタービン及びジェットエンジン燃焼器研究開発, 1995
- (7) D. A. Sullivan, ASME PAPER 76-GT-5, 1976
- (8) 古賀, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 23, No. 89, 1995
- (9) 川池, 安斎, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 20, No. 80, 1993
- (10) Y. Hara, et al, ASME PAPER 91-GT-319, 1991
- (11) F. Maeda, et al, 91-Yokohama-IGTC-44, 1991
- (12) A. H. Lefebvre, Gas Turbine Combustion, 1983
- (13) G. Leonard, et al, ASME PAPER 94-GT-288, 1994
- (14) F. Maeda, Y. Iwai, ASME PAPER 95-GT-169, 1995
- (15) G. L. Touchton, Trans. of the ASME, 706/Vol. 107, 1985

特集・「高温・高効率化の歩みと展望」

(5) 冷却技術

吉田 豊明*1

YOSHIDA Toyoaki

キーワード: 高温タービン, 冷却技術, 冷却効率, 異種冷却媒体, 対流冷却, フィルム冷却, 蒸気冷却, 冷却解析
 High-Temperature Turbine, Cooling Technology, Cooling Effectiveness, Non-Air Coolant, Convection Cooling, Film Cooling, Steam Cooling, Coolant Flow Analysis

1. はじめに

ガスタービンの高温・高効率化を推進させる技術は多岐にわたるが, 材料・加工技術と冷却技術はその基幹技術として最も重要である。ここでは, 冷却技術について歩みと展望を述べる。

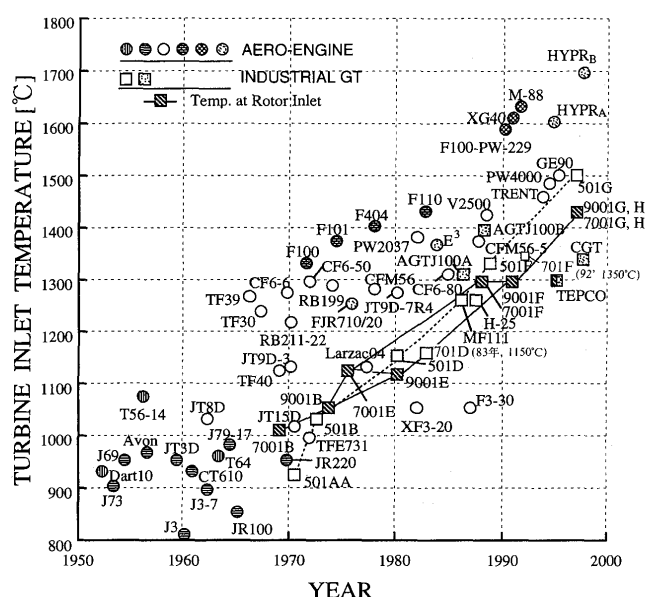
ガスタービンの高温・高効率化技術を総括する活動はこれまでに多くなされ, 基礎資料として役に立っている。比較的最近の活動・出版物を末尾に参考として掲げる^{(1)~(7)}。特に文献(4)は本年3月末刊行された冷却技術に関する総括的かつ詳細な資料であり, 我が国の主導的な研究者/技術者が各々得意な分野を執筆担当しているのて, 是非とも参照されたい。

2. 冷却効率と冷却システム

冷却技術を議論する際は次の冷却効率を指標とする。

$$\eta = (T_g - T_w) / (T_g - T_c) \quad (1)$$

ここで, T_g : 対象とする部材 (タービン翼, 燃焼器ライナーなど) の入口ガス温度, T_w : 部材の温度, T_c : 冷却空気供給温度。すなわち, η は高温部材の無次元温度であり, 0 (無冷却, ガス温度相当) と 1 (冷却効果無限大, 冷却空気温度相当) の間にならず位置する。冷却技術の研究は, 限られた冷却空気流量で優れた冷却効率をもたらす冷却構造を追求することが中心である。冷却技術の各論を行う前に, 参考のため総合的な結果としてのタービン入口温度 (TIT) の高温化の推移と動向を図1に示す⁽⁸⁾。現在まで引続き高温化が進展してきたのには冷却効率の向上が多大な寄与をしているが, これには冷却構造の高度化のみならず, 冷却空気流量の増大がともなってきた。図2はタービン入口温度のレベルに対しタービン部の冷却に必要な空気の総量 (主流流量に対する比, %) を示す⁽⁹⁾。冷却空気流量の増大は熱効率, 出力の低下を招き, タービン入口温度の高温化による効果を減少させる。近年の TIT レベル (1400~1500°C) にお



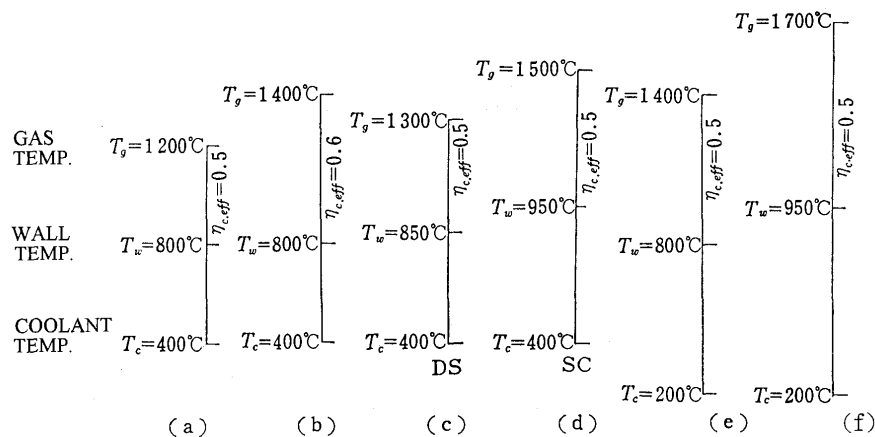


図3 タービン入口温度上昇へのポイント

る冷却空気流量は20%代の中間に達し、さらに流量を増大させてTITを上げることはもはや得策ではなくなってきた。

図3はタービン入口温度を上昇させるためのポイントを線図で表したものである⁽¹⁰⁾。この図は基準条件(a)に対し、冷却効率(図では $\eta_{c,eff}$)を向上させたとき、タービン入口温度(T_g)をどこまで高温化できるかを(b)で示し、材料の耐用温度(T_w)の効果を(c), (d)に示すが、(e), (f)では冷却空気供給温度(T_c)を予冷したときの効果を表している。ガスタービンエンジンでは熱効率向上、比出力増大のため、圧力比も大きくなっており、特に航空用エンジンでは超音速飛行時代も近づいて、冷却空気の供給源となる圧縮機出口においてすでに温度がかなり高くなってきているので、この“予冷”はこれから重要になるポイントと考えられる。

このように冷却空気が、近年、流量的にも温度的にも限界領域になっているのに対処して、産業用ガスタービンではTITを1500°Cレベルにとどめ、空気の代りに蒸気を冷却媒体に用いる、いわば冷却方式の転換により熱効率の向上、出力の増大を図る動きが現実のものとなり、蒸気冷却を適用した燃焼器ライナー、タービン動静翼が実用化されつつある(図1中の501 G, 9001/7001 H参照)。

一方、航空用エンジンではこれらの転換を図るには障壁が高いので、冷却空気流量を増加させないでさらに高温化を図るため、フィルム冷却や内部冷却の構造の高度化、先進材料の適用、セラミック遮熱コーティング技術の高度化などになお努力が傾注されている。具体的な例としては、1700°Cレベルの検証エンジンの例(図1中のHYPR_B参照)やカーボン繊維複合材の適用を特徴とする超高温ガスジェネレーターの研究開発例⁽¹¹⁾などがある。航空用エンジンにおいて、冷却空気の予冷、異種冷却媒体の適用を行うための研究開発の動きはフィージビリティ・スタディ、基礎研究が散見される状況であるが、筆者らはこれらの意義の深さを強く認識し、ヒートパイプの適用検討を含む多様な基礎的研究を進めている⁽¹²⁾。

以上を総括すると、現在は、冷却技術の一大転換期になっているといえよう。冷却空気を予冷するには熱交換器システムが必要となり、蒸気、水など異種冷却媒体を適用するにはそのための供給システムが付加的に必要となる。あらたな冷却システムの付加や冷却方式の変更がエンジンシステム全体の熱効率、出力など諸性能、システムの信頼性、経済性などに及ぼす得失について総合的に評価を行うことも大切な作業である。

3. 冷却方式と構造の進展と展望

タービン翼など高温部材の冷却方式としては、冷却空気による内部対流冷却とフィルム冷却、遮熱コーティング、異種冷却媒体による冷却などがある。いずれの冷却方式もその冷却構造を実現させるための材料・加工技術が基盤となっており、冷却媒体の流れと伝熱に関する基礎的な研究や構造・寿命解析と相互に啓発しながら高度な冷却構造へと発展してきた。図4は代表的な冷却方式について、冷却効率とタービン翼一枚あたりの冷却空気量(%)の関係を表したものである。歴史的には、無冷却から対流冷却、対流冷却+フィルム冷却、さらにこれらにセラミック遮熱コーティングの付与へと展開され、タービン入口温度の上昇に伴い冷却空気流量も次第に増加してきた。

ジェットエンジンは1940年代に実用化されたが、タービン翼に用いる耐熱材料が質・量ともに不足していたドイツは、静翼、動翼ともに中空翼とし対流冷却をそこに適用した。また、フランスでは静翼にフィルム冷却を適用した⁽¹³⁾。このように、発祥の時代から既に冷却翼の導入は行われたが、本格的に実用技術として定着したのは、耐熱材料の鍛造・鋳造技術、放電・電解加工技術が進歩した1950年代後半である。

図5に、今日の空冷翼でタービン入口温度が最も高い航空エンジンの一例として、我が国のプロジェクトで研究開発中の超音速輸送機用ターボエンジンにおける高圧タービン第1段の冷却構造を模式的に示す⁽¹⁴⁾(TIT=1600°C, 図1中のHYPR_A参照)。冷却構造は多様な方式

の組合わせになっており、図4でいうと β : 6~8%で η : 0.65~0.75の領域に位置する冷却性能を有するものである。現在最先端の1400~1500°CレベルのTIT用に採用されている高压タービン第1段静翼、動翼の冷却方式の構成は、いずれも基本的にはこの図とほとんど同じといっていよい。以下、各冷却方式ごとにその特質を簡単に述べるが、詳細については文献(4)を参照されたい。

3.1 内部対流冷却

対流冷却方式は初期には空洞や直管状の通路内の強制対流冷却であったが、その後、限られた流量で伝熱を最大限に促進させるためのさまざまな構造的進歩があった。

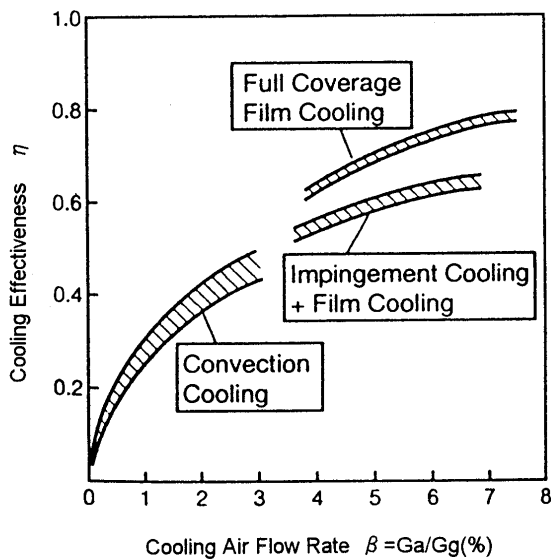


図4 各種冷却方式による冷却効率

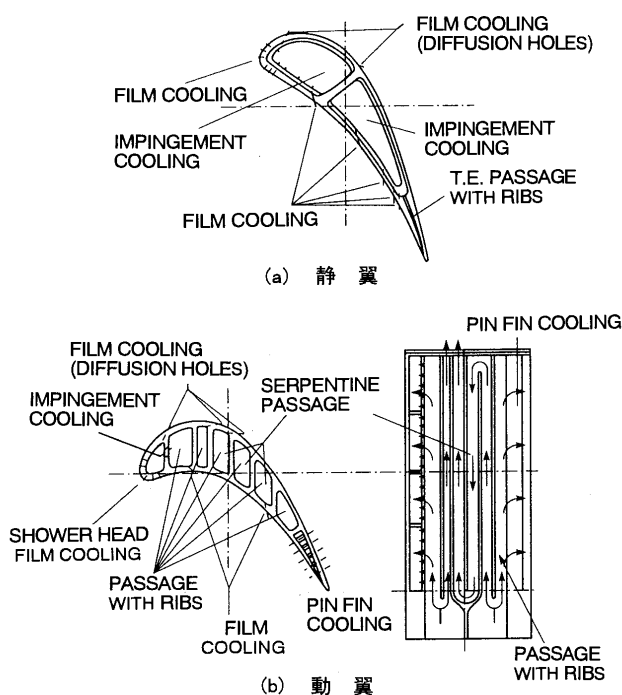


図5 超高温タービン翼の冷却構造例

インピンジメント冷却⁽¹⁵⁾ 小孔からの噴流を壁面に衝突させて伝熱促進を図るインピンジメント冷却は、タービン翼前縁部、静翼の翼弦中央部、燃焼器ライナー、動翼先端部、ケーシングなどにおいて有効な冷却方式として古く1960年代から多用されている。前縁部凹面では翼高さ方向に一系列の円孔から噴流を吹出す形式が多く、翼弦中央部、燃焼器ライナーなどでは多孔列噴流形式となる。噴流孔と衝突面の幾何学的な関係、クロスフロー(スペントエアー)の有無、壁面の曲率など各種の条件に対し、伝熱特性が知られている。噴流を衝突面にうまくガイドしたり、クロスフローの伝熱をさらに促進させるためリブ、突起などを壁面に設けるような各種の工夫を加える余地がまだあると思われる。

ピンフィン、ペデスタル冷却⁽¹⁶⁾ 壁面に設けた多数の小さい突起(ピンフィン)や相対する壁面間で両端がそれぞれの壁面に一体となる小さい柱の集合体(ペデスタル)は、主に後縁部で多用されるが、翼弦中央部、燃焼器ライナーでも適用される。ペデスタル構造は中空翼精密製造技術が進歩した1970年代後半に実用技術となった。また、燃焼器ライナーでは拡散接合技術の向上により少し遅れて実用になった。後縁部や燃焼器ライナーのように二重の薄板構造となる部分では、ペデスタル構造は隙間を確保しつつ強度を高める意義もあるので、今日ではほとんどこの方式が採用されている。ピンフィン、ペデスタル方式の伝熱特性についても広範な研究例があるので設計は比較的容易である。ペデスタル冷却はピンフィンや乱流促進リブ(次項)に比べ圧力損失が比較的大きく、伝熱特性はやや劣るという指摘があり、今後の動向としてリブなどへの転換が多くなるかもしれない。

乱流促進リブによる冷却⁽¹⁷⁾ 1970年代前半までの動翼の冷却では、翼根部から流入させた冷却空気を直管状の通路に導き、翼先端部から排出させる単純な形式であった。1970年代後半から1980年代にかけて精密製造技術の進歩を受けて冷却構造に革新がなされた。すなわち、翼弦中央部は前縁/後縁部に比べ外部からの熱流束が比較的低く、かつ断面積が大きいので、冷却空気を翼内部にできるだけ長く滞留させるように冷却通路を上下方向に往復/蛇行させる形式(リターンフロー形式、サーペンタイン流路)が採用されるようになった。その後、通路内の伝熱を促進させるため乱流促進リブが設けられるように発展した。リブの形状、配置には無数の選択肢があり、通路の断面形状も隅が丸い四角形、三角形とか、円形に近いものなど多様であるが、基本となるようなリブ形状、断面形状についてこれまでに広範な研究成果があるので、少なくとも基本設計に際してとまどうことはないと思われる。伝熱促進の効果は平滑面に比べ6倍にも達するというデータもあり、今後より詳細な解析がなされ、大いに活用される方式であると思われる。

回転/曲りが熱伝達に及ぼす影響^{(18),(19)} 回転体の内部や周囲の流れは遠心力、コリオリ力などの影響を受けて静

止場と異なる様相を呈するので、伝熱特性も変わってくる。ガスタービンの冷却に関しては動翼やタービンディスク、シール部においてこれに対処する必要がある。これらについても多くの研究がなされているが、動翼の冷却についての知見が最も必要とされることを反映して、近年では特にサーペンタイン流路に関して回転をとまなう場合も含む研究が多く見られる。サーペンタイン流路では、180° 転回する曲り管の部分が翼の上下端にできるため、そこで二次流れが発生し後流の熱伝達に影響を及ぼす。曲り管の部分は伝熱促進をそれほど必要としないが、後流に影響が及ぶ意味では重要であり、多くはガイドベン状のリップなどを設けて流れを制御している。このような回転と曲りが伝熱に及ぼす影響を実験で詳細に調べることは比較的難しいので、数値解析でこれを追究する動きも近年多いが、設計ツールとして十分役に立つ段階ではなく、今後の発展が期待される。

3.2 フィルム冷却⁽²⁰⁾

高温ガスにさらされる壁面を低い温度の空気の膜で覆うと壁面温度を下げ、かつ熱流束を低減させることができるし、冷却空気流量を多く用いることも容易である(図4参照)。このフィルム冷却は燃焼器ライナーにはガスタービンの発祥とともに適用されているが、タービン翼の冷却方式として実用化が始まったのは1970年代である。これは板金製のライナーへ穴やスロットを加工する技術と鍛造・鋳造製の翼へ小径の深い穴を傾斜させて加工する技術の違いによるもので、後者は放電・電解加工の発達によって実現した。今日の高いタービン入口温度では翼端面にもフィルム冷却が適用されている。

フィルム冷却の基礎的な研究は早くからなされているが⁽²¹⁾、形状因子のみならず流れの影響因子也多岐にわたり、創意工夫の範囲が広いため、今日まで極めて多くの研究が引続き行われている。タービン翼のフィルム冷却は、初期の単列円孔から多列円孔、全面円孔へと展開し、同時に吹出し角を小さく壁面に近づける努力や、吹出す方向を翼弦方向から翼高さ方向に転向させフィルム冷却流をできるだけ広げる努力がなされてきた。近年、これらの優れた特性を具備した冷却孔の形状、すなわち末広状にしたもの(shaped hole, diffusion hole)が実用化されるようになった(図5参照)。図6はshaped holeの種々の形状と従来の円孔についてフィルム冷却の効果を比較したものである⁽²²⁾。Shaped holeの優位性が明確に示されており、出口がスリットに近い形状ほど冷却性能が高いのは二次元スリットのそれに近づくものとして理解される。

フィルム冷却の重要性は今後も引続き失われえないと思われる。しかし、かなり成熟技術に達しているので今後画期的な飛躍があるとは考えにくい。レーザー加工、拡散接合など加工技術の発展、あらたな超耐熱材料の実用化を受けて、冷却孔の入口から出口にいたる構造をかなり自由に成形できるような方向へと展開されることが期

待される⁽²³⁾。なお、革新的な新素材の実用化、遮熱コーティング技術の十分な成熟化があれば、フィルム冷却の役割を量的に軽減できるので望ましいことである。

3.3 セラミック遮熱コーティング⁽²⁴⁾

セラミック遮熱コーティング(TBC)は熱伝導率が低く、耐熱性のよい材料をタービン翼、燃焼器ライナー、翼端部、ケーシングなど耐熱合金製高温部材の表面にコーティングすることによって高温ガスからの熱流束を抑制し、高温部材の温度を下げるものである。実際の温度降下量は50~150°C程度である。空気などの冷却媒体を必要としない、いわば受動的で優れた冷却方式である。しかしながら、遮熱皮膜が剥がれると無冷却状態に近くなり、破損が一気に進む危険性があるので、皮膜の構造健全性と耐久性など信頼性が極めて重要である⁽²⁵⁾。

このTBCは1970年代前半より本格的な研究が進められ、プラズマスプレー法などによる施工技術が進歩して、形状の単純な燃焼器ライナーには70年代後半、タービン静翼には1980年代前半に実用エンジンに適用され始めた。TITが1300°Cレベル以上のガスタービンではTBCを適用する例が多く、タービン動翼にも適用するケースが見られる。先に述べた皮膜の信頼性を確立する技術は残念ながら今日でも達成されていないので、TBC施工はその効果を補助的に期待し、皮膜が剥がれてもそ

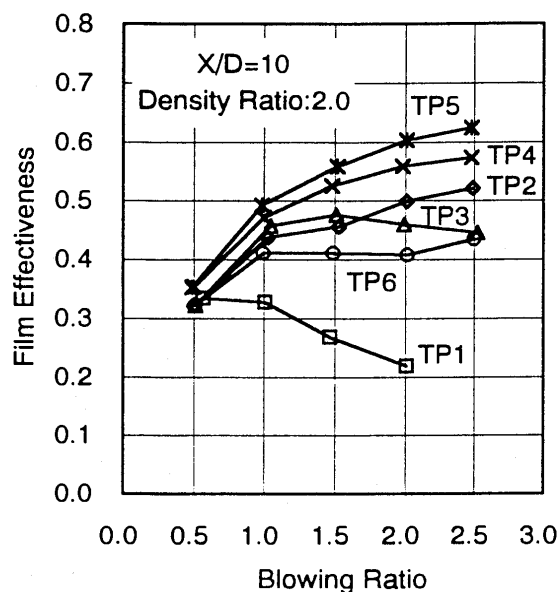
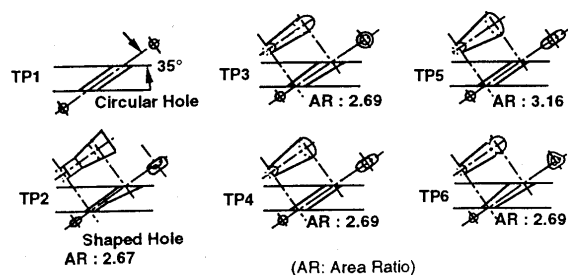


図6 Shaped Hole のフィルム冷却効率

れを発見できるまでの時間があるように別の冷却方式でカバーする配慮がなされる。特に動翼では強大な遠心力が作用し、その破損は最も危険であるから、皮膜の接合強度と耐久性の信頼度が強く要求され、この点が大変留意される。

TBCの信頼性を高める研究はセラミックス材料、皮膜のミクロ構造、施工法など多方面で、現在まで広く行われており、特に近年、研究が進展しているセラミックス表面から基材の金属まで組成を傾斜化させるアイデア (FGM) は原理的に優れており、その成熟化が大いに期待される⁽²⁶⁾。

3.4 異種流体による冷却⁽²⁷⁾

固体壁を冷却する流体として、水、蒸気、水素などと空気を同じ質量流量で比べると、熱物性値、相変化利用など伝熱を支配する因子の点で前者の方が圧倒的に有利である。図7に水、蒸気を各種冷却方式に適用したときの冷却性能を示す⁽²⁸⁾。ここで冷却ファクタ R は次式で定義されている。

$$R = (h_g - h_w) / (h_{c,out} - h_{c,in}) \quad (2)$$

h : エンタルピ, g : タービン入口, w : 部材, c : 冷媒

R は小さいほど冷却性能がよい指標となっている。この線図は後年提示されたものであるが、その事実は早くから認識され、古くから現在まで水、蒸気冷却の基礎研究は多くなされてきた。

1940年代、ガスタービンの黎明期にドイツでは空気冷却の代替案として水、蒸気冷却も研究されたが実用にはならなかった。1960年代から GE-EPRI では粗悪燃料に対処して水による対流冷却方式のタービン静翼、動翼が研究された。また、1970年代にはアメリカ DOE が中心と

なって石炭ガス化燃料の使用を目的とした水、蒸気冷却のタービン翼の研究がなされた。種々の理由から、いずれも広く実用技術には至っていない。

しかしながら、このような各種の蓄積、タービン入口温度高温化の進展、蒸気タービンとのコンバインドサイクル化などが契機となって1980年代中間より蒸気を用いた動静翼のクローズド冷却の検討が各種なされ、その実用化に向けて Advanced Turbine System 計画が現在アメリカで推進されている。また、動静翼のクローズド冷却については第2章で述べたように最先端の大型ガスタービンで実用が近い。

水素をガスタービンの燃料やタービン翼の冷却に用いる研究も古く1950年代よりなされ、研究開発エンジンによりその優れた特性が検証された例がいくつかある。近年、エネルギー資源の将来動向、地球環境保全への関心が深まって水素利用のための実用技術の研究開発に拍車がかかってきた。我が国では1993年より水素利用国際クリーンエネルギーシステム技術の研究開発 (WE-NET) 計画が進められている。また、スペースプレーン/超音速機の推進機関として水素を燃料とするターボエンジンの研究開発も本年度より着手された。これらのプロジェクトはもとより、将来的に見れば、水素をタービン翼などガスタービン高温部材の冷却に適用するための研究はこれから広範に展開されるものと予測される。

航空用エンジンにおける冷却技術の今後についてはその特質を第2章で述べた。

4. 冷却解析^{(29)~(32)}

高温部材の温度を知って構造強度、寿命を評価することは設計の必須事項である。それには内外面の伝熱特性を境界条件にして部材の熱伝導解析を行うのが通例であり、近年では複雑な内部構造でもネットワークを組んで三次元的に解析される。翼外面の伝熱特性については数多くの実験研究、数値解析によりかなり知見が蓄積されているが、形状・流れの影響因子が多く、境界層の乱流への遷移を精度よく予測することは至難であるため、汎用的で詳細な伝熱特性式はいまだ確立していない。内部対流冷却やフィルム冷却についても、それぞれ多くの伝熱特性式が蓄積されている。冷却翼などの設計に際しては、これらから適切な伝熱特性式を選択し、可能な限りなにか実験検証データを得て解析を修正するのが一般的である。

近年、スーパーコンピュータと数値解析技術の発達により、CFDで翼外面の主流はもとより、内部冷却空気の流れ、フィルム冷却流れが解析されるようになった。さらに、実際の現象をフォローして、内外面の流れとともに固体壁内の熱伝導を連成させて同時に解析するという試みも始まっている。原理的には、明らかにこれらのアプローチが最も望ましいが、現状は個々の流れに対するCFD解析の挑戦が広く始まった段階であり、設計ツール

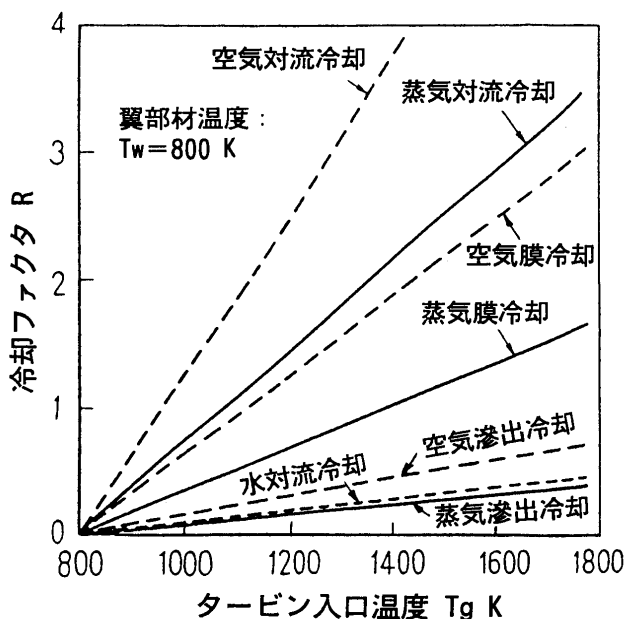


図7 各種冷却媒体/冷却方式による冷却効果

へと成長するまでにはかなりの時間が必要と思われる。なお、作動流体の高温化が進展するにつれて、伝熱現象の中でこれまで影響が微小であるとして考慮されなかった熱放射が無視できなくなってくる。これについても解析手法、ガスタービンにおける評価など研究例があり、将来的にはそれらを基盤に設計解析の中に熱放射解析も取入れられることが期待される。

5. おわりに

ガスタービンの高温化は驚異的に進展し、さらなる効率向上、出力増大を目指すための技術は転換期を迎えている。冷却技術においては異種冷却媒体の活用への動きが既に始まって、今後大いに発展することが予感される。それは冷却性能向上＝高温化とは限らず、エンジンシステム全体、プラント全体の総合的な効率向上を支える基盤として展開される可能性も大きい。しかしながら、空気冷却技術の高度化は、航空用エンジンのみならず産業用ガスタービンにおいても意義は深く、さらに発展できる要素が種々あるので、引続き広範な研究がなされるであろう。いずれにしても、冷却技術の発展は材料・製造・加工技術、設計技術の進歩を基盤とするものであり、将来これら基盤技術に革新的な飛躍があれば、冷却技術についても現状からの発展的な活動を越えて新たな動きが必要になろう。

参考文献

- (1) 日本ガスタービン学会, 学会誌 20-80, (1993-3)
- (2) 日本ガスタービン学会, ガスタービン特別講座, (1994-9)
- (3) 日本機械学会, 分科会報告 No. 492 P-SC214, (1995-6)
- (4) 日本ガスタービン学会, 調査研究委員会成果報告書, (1997-3)
- (5) Goldstein, R. J. ed., Heat Transfer in Turbomachinery, (1997), ICHMT & Begell House Inc.
- (6) Arts, T. ed., Heat Transfer and Cooling in Gas Turbines, (LS 1995-5), von Karman Institute
- (7) Lakshminarayana, B., Fluid Dynamics and Heat Transfer of Turbomachinery, (1996), Wiley-Interscience
- (8) 吉田, 文献(4) 1.1 節
- (9) 青木, 文献(4) 1.2 節
- (10) 松木, 機械の研究, 47-2, (1995-2), p. 240
- (11) 弘松, 超高温材料シンポジウムIX, (1995-6), p. 63
- (12) 吉田, 三村, 瀧, 真家, 山脇, 第2回 HYPR 国際シンポジウム論文集, (1995-10), p. 107
- (13) 能瀬, 日本ガスタービン学会誌, 9-33, (1981-6), p. 30
- (14) 山脇, 文献(4) 4.4 節
- (15) 武石, 文献(4) 2.2.1 項
- (16) 川池, 文献(4) 2.2.2 項
- (17) 川池, 安斉, 文献(4) 2.2.3 項
- (18) 望月, 岡村, 文献(4) 2.2.4 項
- (19) 浜辺, 文献(4) 2.3.5 項
- (20) 本阿弥, 武石, 福山, 木村, 文献(4) 2.3.3 項
- (21) Goldstein, R. J., Film Cooling, Advances in Heat Transfer 7, (1971), p. 321, Academic Press
- (22) Yamawaki, S., Maya, T., Yasu, S., Proc. of the 11th World Hydrogen Energy Conf., (1996), p. 1905
- (23) Yoshida, T., Takahara, K., Kumagai, T., ASME Paper 82-GT-131, (1982)
- (24) 吉田, 小林, 文献(4) 2.4 節
- (25) 竹田 編, セラミックコーティング, (1988), 日刊工業新聞社
- (26) 傾斜機能材料研究会 編, 傾斜機能材料, (1993-2), 工業調査会
- (27) 川池, 小幡, 岡村, 平岡, 山脇, 文献(4) 2.5 節
- (28) Louis, J. F., Hiraoka, K., El Masri, M. A., ASME Paper 83-GT-180, (1983)
- (29) 川池, 山根, 文献(4) 2.2.5 項
- (30) 荒木, 文献(4) 2.3.2 項
- (31) 福山, 文献(4) 2.3.3 項
- (32) 小出, 工藤, 小幡, 文献(4) 2.3.6 項

特集・「高温・高効率化の歩みと展望」

(6) 材 料 技 術

美野 和明*¹

MINO Kazuaki

1. はじめに

ガスタービンの要であるホットセクション部品に使われる超合金を中心に、高温材料の歩みと展望を記す。展望と係わる今後の課題として、大型単結晶翼の製造、メンテナンス、新素材および新加工プロセスの技術開発を挙げた。

2. 超合金の変遷

ガスタービンに使われるコバルト、鉄、ニッケル基の耐熱合金、いわゆる超合金は、1930年代終りの「ジェットエンジン飛行機の誕生」に始まり、エンジンの高性能化の要求に答えるように進歩してきた。一部の大学で教科書としても使われている“Superalloys II” (1987)の中で、C. T. Sims⁽¹⁾は超合金の発展に貢献した主要技術・エポックを図1のようにまとめている。

2.1 1970年以前

ジェットエンジンの誕生に始まり、真空溶解、合金設計、加工プロセスと続いた革新技术によって、超合金の技術は大きく進歩した。現在の産業用ガスタービンに使われている超合金の多くは、1970年代の初期までに開発されたものが多い。IN 738, IN 792, IN 939, GTD 111などは産業用ガスタービンに専ら使われる合金であり、耐高温腐食性に配慮している。耐高温腐食性の観点から

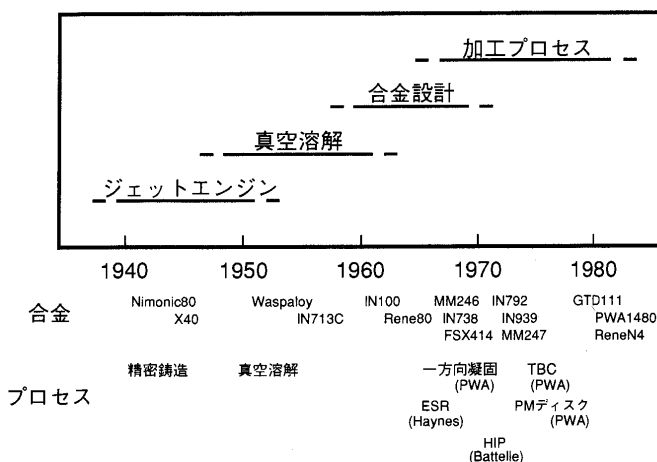


図1 超合金の発展に貢献した主要技術・エポックおよび各時代に開発された合金とプロセスの例⁽¹⁾

Crを多くすると、十分な高温強度を得にくくなる。耐高温腐食性と高温強度をうまくバランスさせるのは、合金設計学の得意とするところであり、航空エンジン用超合金の材料科学、合金設計学に負うところが大きい。

2.2 1970年以降

1970年以前の合金と比べ、現在の高級タービン翼用材料はどのようにして高温化が得られたかを表現すると図2のようになろう。クリープ強度は各ステップで20-40°C相当分が上昇した。融点が高々1350°Cの材料を現在では、1000-1100°Cの高温まで使用できるようになった。この1/4世紀におけるタービン翼用超合金の進歩は、まさに米国PWA社で開発され米国で育てられた「単結晶」によるものであると言える。将来、YZ元素を添加した第4世代の単結晶が現れるかどうかは、まったく未知であるが、日本合金の出現を期待したい。

合金組成の面では、単結晶合金における「Reによる強化」の発見があった。誰が発見したことになっているのか、特許は申請されたのだろうか。単結晶翼では、単結晶をタービン翼に使うという特許で、PWA社が排他できたが、Reについては特許面であり騒がれていないように思う。70年代の後半に、「〈111〉方位を強化するが、〈100〉方位にはRe添加は余り効果がない」という実用面にはおもしろくない結果をPWAが発表している。このような強度異方性の基礎研究に見つかった成果かも知れない。もし、Reの効果を見い出せなかったら、最強の普通鑄造合金であるMarM 246の約80°Cアップが単

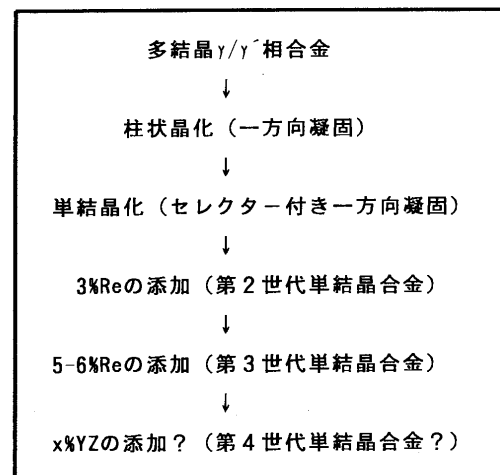


図2 1970年以前の合金(多結晶 γ/γ' 相)から現在までのタービン翼材料の進歩(第4世代単結晶は仮想である)

原稿受付 1997年2月24日

* 1 石川島播磨重工業(株) 〒135 東京都江東区豊洲3-1-15

結晶合金の限界であり、単結晶以外の代替材料の研究が長く続いていたかも知れない。

Re は耐高温腐食性にも効果的であり、Cr 量を低くした合金でも Re 添加によって高温腐食に強くなっている。このような効果の予測、なぜ Re なのかというのは、理屈では難しい。

現用の産業用大型ガスタービンの多くは、タービン入口(動翼入口)ガス温度 RIT が約 1300°C であり、圧力比は 15 程度である。航空機転用ガスタービンもこれらに近い仕様のものがある。これらのガスタービンでは普通鋳造翼が多く使われているが一部、柱状晶翼も使われている。タービン入口ガス温度をさらに 100°C 以上高めた、いわゆる 1400°C 級(静翼入口では 1500°C 級)ガスタービンでは、タービン動翼に柱状晶よりさらに優れた単結晶翼を使って、熱効率を上げる方向にあり、大型単結晶翼の実用化は近いと言われている。産業用ガスタービンは民間や軍用のジェットエンジンと比べると、それぞれおおよそ 100°C および 150°C、リードされているが、新しい時代を迎える。

タービン翼以外の部品では、超塑性成形・粉末冶金ディスクなどの画期的進歩が、航空機用材料で認められる。産業用ガスタービンへの波及効果は小さい。産業用タービンディスクは Ni-Fe 基(IN 706)、Ni 基合金(IN 718)や低合金鋼が中心であり、熱間鍛造が難しい高強度 Ni 基合金の適用は、大型化になるほど寸法とコストの点から現実的でなくなると言われている。

3. 各エポック技術について

本誌 1995 年 12 月号に、材料分野の解説があるので、ここでは図 1 の補足を簡単に記す。

3.1 真空溶解

1950 年頃の真空溶解技術の開発は、ニッケル合金に様々な合金元素の添加を可能にし、コバルト合金からの転換を拍車した。50 年および 60 年代における合金開発の礎となっている。VAR/ESR などの再溶解法が普及した。今後、コールドハウス(水冷却銅)を用いた電子ビームやプラズマ溶解など、不純物の混入が少ないインゴット製造法の展開が期待されている。

3.2 合金設計(材料科学)

50 年代に考案された組成の材料には、使用中に金属間化合物相が析出し、脆化や強度低下を招くものがあることがわかった。このような相が析出しないように組成を計算でチェックできる方法(PHACOMP)が編み出され、金属電子論が初めて実用に供された。鉄鋼学ほど集大成されてないため、多くの人が超合金学の研究に従事し、わが国でも 70-80 年代にかけて花形研究分野になった。

3.3 新加工プロセス

熱間静水圧プレス(HIP)、超塑性成形、粉末冶金、一方向凝固、遮熱コーティング(TBC)など様々な加工技術が 70 年代に開発された。80 年代でこれらの技術がさ

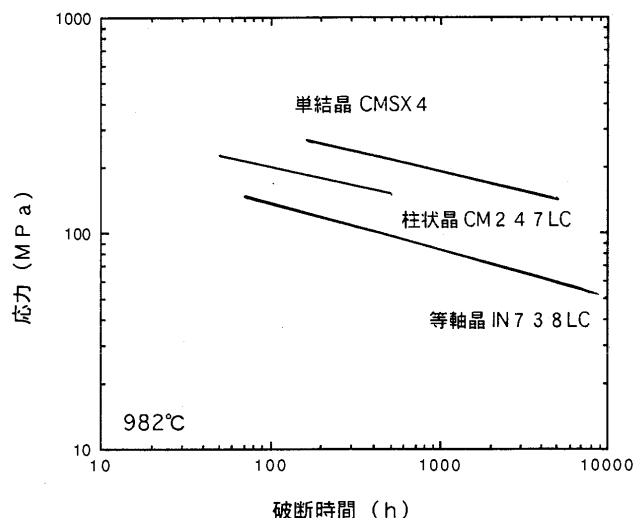


図 3 一方向凝固させた Ni 基の柱状晶および単結晶超合金のクリープ破断強度(図は第 2 世代単結晶合金の例)⁽²⁾

らに熟成された。この中で、一方向凝固、遮熱コーティング(TBC)について、さらに説明する。

3.3.1 一方向凝固法一柱状晶/単結晶翼

鋳型に注がれた溶湯が凝固する時に、鋳型壁の全面から凝固が進めば、通常の等軸晶になる。ところが、鋳型を加熱し、鋳塊の一端から凝固させると、柱状晶が得られる。さらに、加熱鋳型を少し細工して、柱状晶部で発生した複数の結晶のうちの 하나가生き残るようにしてやると、単結晶鋳物が得られる。凝固速度は 1 時間に数十 cm であり、通常の方法と比べて高価である。

このようなプロセスで得られた単結晶合金の特徴として、クリープ破断強度については、通常の等軸晶合金と比べ柱状晶、単結晶にすると、それぞれ 30°C 程度ずつ上昇する。30°C の上昇は破断時間に換算すると、4 倍程度の寿命増加に相当する。等軸晶の IN 738 と比べ、単結晶合金 CMSX-4 は破断時間で図 3⁽²⁾ に示すように 2 桁近く寿命が伸びる。

柱状晶、単結晶のもう一つの大きなメリットは、熱疲労に強いことである。低サイクル疲労強度を図 4⁽¹⁾ に示す。普通鋳造材と比べて飛躍的に寿命が延びる。柱状晶、単結晶材のヤング率は異方性があり、試験方向では多結晶材と比べ数十% 低い。

3.3.2 遮熱コーティング(TBC)ーメタル温度降下のためのセラミックスコーティング

TBC の効果を図 5 に示す。6-8% イットリア安定型ジルコニアを大気プラズマ溶射が耐久性に優れる電子ビーム蒸着でコーティング処理する。航空エンジン用では電子ビーム蒸着法が実用化されているが、産業用の大型部品には現状装置では高価になろう。HVOF 法などガンを改良した溶射による性能向上策も開発されている。

セラミックス膜に使うジルコニアは酸素イオンを透過させ、翼材料を損傷させる。そこで、ジルコニア処理の前に耐酸化性に優れる中間(結合)層を真空プラズマス

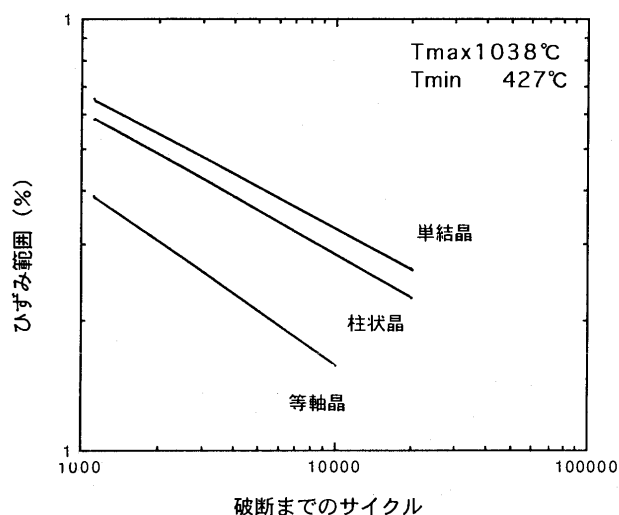
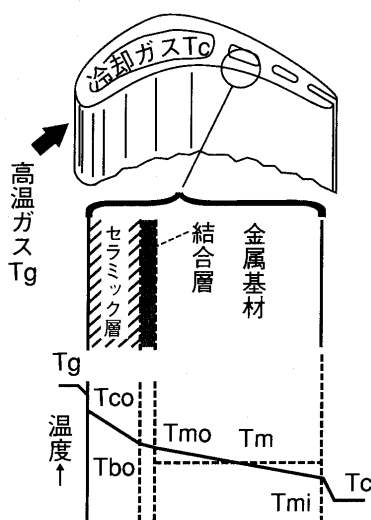
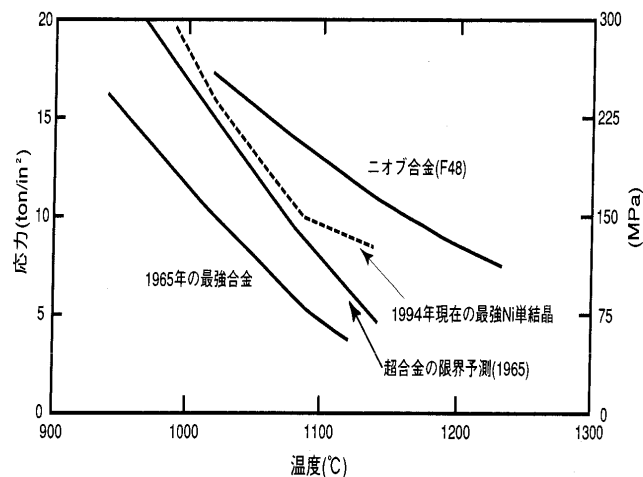
図4 等軸晶、柱状晶および単結晶 Ni 超合金の熱疲労強度⁽¹⁾

図5 遮熱コーティング (TBC) の原理

プレーで処理する。この材質が TBC 品質に大きく影響する。Ni 合金の中で耐酸化性がベストである NiCo-CrAlY 系が多く用いられている。スプレーの後にアルミナイズ処理を施し、耐酸化性をさらに改善する方法もある。冷却孔のある翼の全面をコーティングするのは信頼性にまだ問題がある。熱サイクルにより膜端部から剥離が起りやすい。現状の TBC 技術は「部品の寿命延長」には効果があるが、「設計温度を数十から百°C 高める」という究極の目的を達成するには、まだ相当の年月を要しそうである。

4. 今後の展望

G. Llowelyn⁽³⁾ は論文を執筆した 1965 年当時で最も優れたタービン動翼用ニッケル合金を選び、そのクリープ破断強度 vs 温度線図を示している(図 6)。ニッケル合金が合金改良によって今後、どこまで強度の向上が期待できるか、その限界を想定し、その限界を越える材料と

図6 100 h クリープ破断強度の比較 (a) 1965 年当時の最強 Ni 合金, (b) 当時、予測した Ni 合金の強度限界, (c) Nb 合金の強度⁽³⁾

してニオブ合金 F 48 の強度を示している。それから 30 年経った現在、彼が想定した強度に近い値が超合金で得られている。

- 1) 単結晶合金の実用化
- 2) 析出相の特異な粗大化

3) エキゾチックな元素 Re の添加による強化などが当時、予想されなかったことを考えると、予想と実際を比較することの意義には問題があるかもしれない。「翼空冷に対するデメリット」および「ニオブ合金の進歩」については、彼が予想したような方向には、現実には展開しなかった。ニオブ合金などの超高温材料の開発を必要とせずとも、翼空冷技術などの進歩に助けられタービン入口ガス温度は、急ピッチで上昇した。材料の耐用温度の上昇(図 6 の材料では、約 80°C)と比べ、タービン入口ガス温度は倍以上のピッチで、1500°C レベルに達している(一部の軍用機では 1600°C である)。

高融点金属のような耐酸化性に弱い材料の実用化の鍵は、前述の「TBC 技術開発の今後」と関係する。TBC 技術が部品の寿命延長ではなく、設計温度を数十から百°C 高められるということは、Ni 超合金の用途の拡大だけでなく、Nb 合金など高融点系材料への波及効果を考えれば、大きい。高融点系材料に代表される超合金を越える新しい素材の実用化も夢ではなくなる。

さて、70 年代の新加工プロセスに続いて、超合金発展の駆動力となる技術やエポックは、80 や 90 年代は何であっただろうか。「超合金には今後、画期的な進歩は期待できない」という見方から、セラミックスや繊維強化セラミックスの研究が試みられたこと」を鑑みれば、エポックと言うべき新しい技術はなかったのかもしれない。

80 年代には、セラミックス系材料と複合材料は 15-20 年後からガスタービンに本格的に使われるだろうと考えられ、広範に研究された。15 年後の現在での技術予測は、相変わらず「実用化は数十年後」になっている⁽⁴⁾。

50年代にコバルト溶解原料の欠乏からコバルト合金をニッケル合金に代える動きが見られた。さらに、70年代の後半のコンゴの紛争ではコバルト資源の不足が欧米に深刻な打撃を与えた。これに刺激されて80年代に、Co, Mo, Taなどの戦略物資の省資源化に取り組んだようである。しかし、これは新しい材料開発だけではなく、備蓄やリサイクルにも成果があったようである。最近の単結晶合金翼はTa, Reなど高価な原料を使っている。Reはグラム数百円の溶解原料である。今後、産業用ガスタービンの大型翼にもこの種の合金が多く使われると、リサイクルなどの省資源対策が必要になるだろう。リサイクル面からは合金の種類は多くない方が、都合はよい。

わが国では80年代から90年代にかけて、欧米で確立された技術だけでなく、新しい技術にも手を出し、材料技術面では向上した。その過程で「余裕のある材料技術」および「妥当なコスト」の重要性を、教訓として受け止めたように思う。

ガスタービンの発展に重要となろう技術項目とキーワードを表1に列挙した。以下、各項目を説明する。

4.1 大型単結晶翼の製造技術

航空機エンジンで使うタービン翼は、数インチの大きさであるが、コンバインドサイクルの大型発電に使う翼は、全長10-20インチである。航空用でコストと性能のバランスはとれていても、産業用で成り立つとは限らない。性能、寿命の向上は明らかであっても、大きな翼を安く製造しなければ、実用化しにくい。空気の代わりに蒸気で翼を冷却すると、水素脆化の可能性や熱疲労の過酷化に対する配慮などの材料課題も与えられている。

いずれにせよ、単結晶は魅力ある材料であり、わが国においても大型翼を供給できることが望まれる。実験室的試作技術と工業的量产技術の間には、大きな格差があると言われる。ノウハウを蓄積し、学習効果が発揮されるまでには相当の年月を要する。凝固割れやフレックル欠陥がなく、形状が大きく変わる（プラットフォーム）部分で余計な結晶が発生していない、完全な製品を安く（不良品率を低く）造らなければならない。凝固に伴い

表1 ガスタービンの発展に重要と思われる技術項目とキーワード

技術項目	キーワード
単結晶翼の製造	超寿命翼のホープ／国産 組織欠陥過敏症
メンテナンス	費用削減－メーカーとユーザーの 駆け引き
新素材	環境対策 (強いニーズによる牽引)
新加工プロセス	ブレードスルーの鍵 (強いニーズによる牽引)

収縮する際に、セラミックス鑄型で拘束されて、鑄物にひずみ加わると、その後の熱処理時に、過大なひずみが加わった部分に再結晶粒が発生する。従来の凝固熱解析に加え、実験データと材料科学を取り入れてモデル解析⁽⁴⁾、新しい製品・翼形状に対して開発サイクルの短縮が図られている(図7)。図8に示すように、再結晶粒が発生すると、クリープ強度は極端に低下する。発生場所

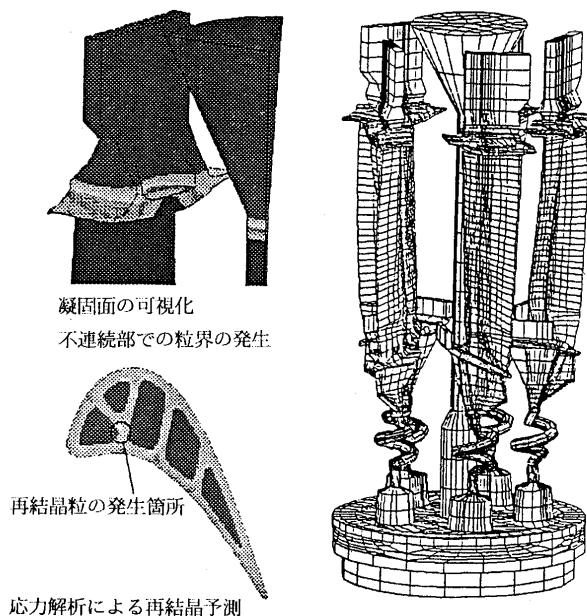


図7 単結晶の鑄造プロセスモデリング

リードタイムと製品不良率の低減、単結晶にとって欠陥となる粒界や再結晶の発生シュミレーションによる鑄造パラメータの最適化をねらう⁽⁴⁾。

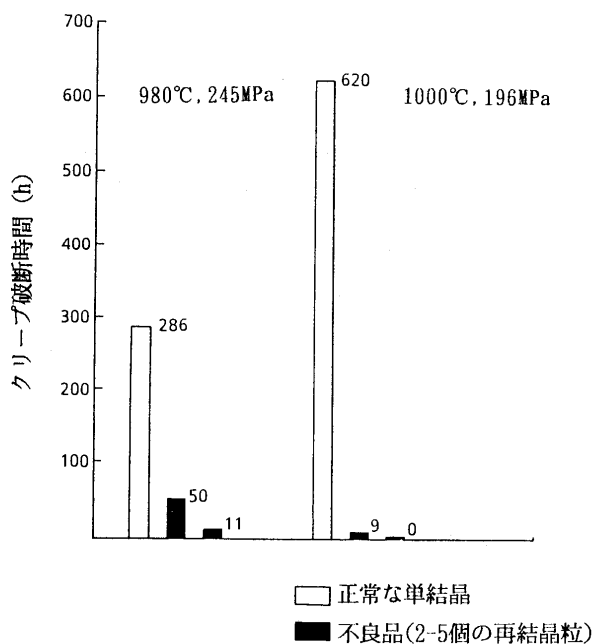


図8 単結晶超合金の製造熱処理によって局所的に発生した再結晶粒に伴うクリープ強度の著しい低下

によっては、使用開始後の短時間で翼が破損する。

Cr 量が 10% 以下の単結晶合金は、耐高温腐食性が不十分であり、産業用ガスタービンには向かないと 80 年代には、言われていた。燃料がクリーンなものを使っているためでもあるが、7% 程度の Cr を含む合金が大型翼の候補材となっている。白金-アルミナイズ式と MCrAlY 合金の低圧プラズマ溶射式などの方法で、コーティングが施される。高温化につれて、コーティング層の長時間安定性が課題となる。

4.2 メンテナンス技術

4.2.1 余寿命推定

ガスタービンを使う立場からは、蒸気タービンと比べて、メンテナンスコストが高いことに対する不満がある。特に、ホットセクションの燃焼器ライナーやトランジション・ピースおよびタービン翼に大きな経費が発生する。「長寿命で妥当なコストの材料を開発し、設計寿命を 10-20 年と伸ばせればよい」わけであるが、一気にそうは行かない。損傷裕度 (damage tolerance) の大きい材料や、クラックがなければ当分は大丈夫と言えるような材料の開発も重要である。

消耗品と言えども、破損していないのに、毎度「設計寿命ゆえに交換」では、ユーザーに不満が残る。非破壊検査で部品の余寿命を推定し、次の点検まで継続使用可能かどうか診断できる技術が必要である。

4.2.2 補修

補修については、TIG や電子ビーム溶接、ろう付け、プラズマ溶射などの技術が使われている。今後の課題としては、柱状晶や単結晶部品の補修が新たな課題として関心がある。ろう付けで損傷穴を埋めるのは従来技術で可能であるが、埋めた部分を柱状晶や単結晶の組織に戻すのは難問である。

4.3 高温軽量化合物、超耐熱 Ni 基合金、セラミックスなどの新素材

4.3.1 金属系

TiAl や NiAl などそれぞれ 800-850°C, 900-1050°C までの航空エンジン用高温軽量金属間化合物として、研究された。エンジン試験も様々な部品で行われ、タービン材料のメニューに加えられている。比重はそれぞれ、約 4 および 6 g/cm³ である。

ODS (酸化物分散強化) 合金は、1970 年頃に米国で開発されたメカニカルアロイング法と称する粉末冶金法で製造される。1000-1100°C の温度領域で分散強化が得られる。軽量金属間化合物も同様であるが、空冷翼としての実用化は難しい。セラミックスも同様である。

コストダウン重視の時世、「軽い」あるいは「超耐熱」だけでは普及は難しいが、次世代あるいは特殊用途のための材料選択肢として位置付けられよう。

4.3.2 セラミックス系

CVI (Chemical Vapor Infiltration) 法によるセラミックス複合材料の製造、さらにその後の機械加工の厄介さ

を考えると、材料特性がいくら良くても、実用化に対しては敬遠される。21 世紀の航空機として期待され、NASA で開発中の超音速旅客機 HSCT には、セラミックスとその複合材 (CMC) が燃焼器ライナー、排気ノズルの候補材として挙げられている。これは超高温材料を使って、燃焼器内面のフィルム冷却を止め、「画期的な NO_x 軽減」という目標を達成するための一策である。環境対策から、新しいニーズが出る可能性がある。ただ、環境というのは曲者で梯子を外されることが往々にしてある。超合金にもそれなりの対応策はあり、競合すると思うが、十数年後の HSCT にセラミックスが使われていることを期待したい。

4.4 新加工プロセス技術の開発

材料におけるブレイクスルーは、新プロセスの実用化によることが多い。基盤に溶滴を垂らしたり (VADER 法) アトマイズ粉末を基盤に吹き付けて (Spray Forming 法) ディスクやパイプを作る方法などは随分、研究された。これらは現用品のコストダウンを狙ったものであり、一部実用化しているが、新材料を生み出すものではない。以下の 2 例は実用的かどうかは別にして、新しい考え方に基づくプロセスである。

図 9 はコンピュータ制御レーザー光を利用し、粉末を焼結・造形するプロセスの概念を示したものである⁽⁵⁾。プラスチックや鋳造の型に使うワックスでは「Rapid Prototype 製法」として既に普及し、少量品を鋳造するための型の製造に使っている。宇宙部品などの複雑形状の一品物には最適である。このような「Solid Freeform Fabrication」法を、レーザー焼結、レーザー反応焼結によってセラミックスを中心とした化合物、複合材などの直接成形へ応用することも検討されている。プラスチックのように融点が低く、熱伝導の低いものと比べると、成形は難しい。

遠心力に耐える芯部 (Spar) とそれを覆う殻部 (Shell)

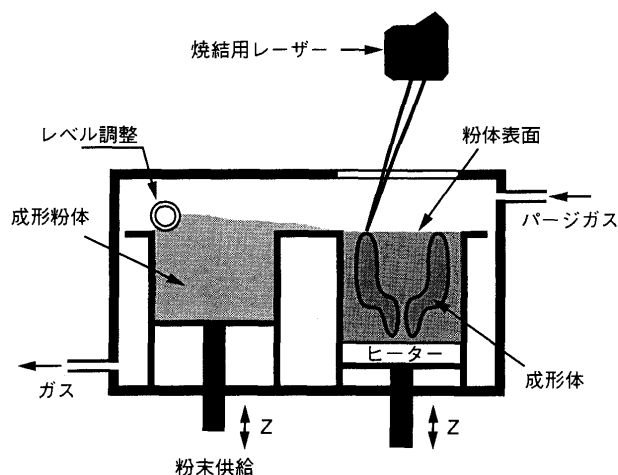


図9 レーザー焼結による Solid Freeform Fabrication CAD ファイルで 3 次元に形状化する⁽⁵⁾。

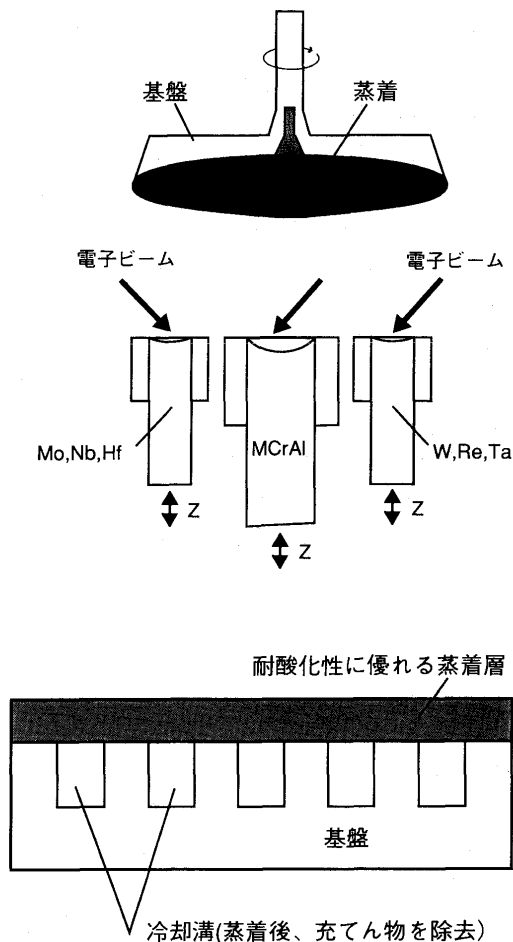


図10 電子ビーム蒸着による構造物の製作⁽⁶⁾

を異なった材料で作る「ハイブリッド翼」は、古くから提唱されている。GE 研究所と Shell Blade で共研も行っている、ウクライナの溶接研究所での電子ビーム蒸着法によるマクロ構造物の試作が最近、紹介されている⁽⁶⁾。図10に示すように、冷却溝の部分に溶出可能な材料で予め埋めておいて、耐酸化性に優れた材料を蒸着後に除去し空冷翼を作る。複数の電子ビーム銃を備えており、生成速度は現実的なレベルである。驚くことに、直径 400 mm のタービン・ディスクまで試作している。

5. おわりに

諸先輩の方々から平素、様々な情報を頂いたことに対し、感謝の意を述べます。

参考文献

- (1) Superalloys II, ed. C. T. Sims et al, John Wiley & Sons, (1987)
- (2) G. L. Erickson and K. Harris, Materials for Advanced Power Engineering, ed. D. Coutouradis et al, (1994), pp. 1055-1074
- (3) G. Llewellyn, Proc Instn Mech Engrs, Vol. 180 Pt. 3D (1965-66), pp. 90-101
- (4) M. J. Goulette, 第5回超環境性先進材料シンポジウム, (1994), 次世代金属・複合材料研究開発協会
- (5) B. A. Wilcox and M. A. Rigdon, Critical Issues in the Development of High Temperature Structural Materials, ed. N. S. Stoloff et al. (1993), TMS, pp. 1-11
- (6) B. A. Movchan, JOM, Nov. (1996), pp. 40-45

特集・「高温・高効率化の歩みと展望」

(7) 信頼性技術

佐近 淑郎*¹

SAKON Toshio

キーワード: 信頼性, 熱疲労, 応力解析, コーティング, 保守, 寿命管理

Reliability, Thermal fatigue, Stress analysis, Coating, Maintenance, Life assessment

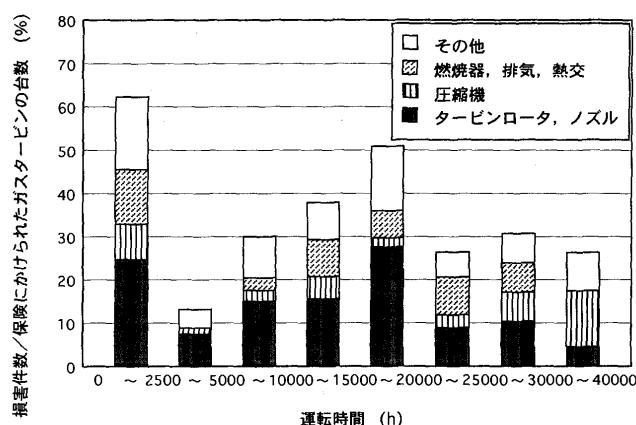
1. はじめに

産業用ガスタービンは、実用化された1970年代初期から現在までの25年間に極めて急速に普及してきた。これはこの間ガスタービン熱効率が大幅に向上したためであり、現在ではガスタービン単体効率で約35% LHV、コンバインドサイクルでは約55% LHVに達している。これにより、かつてのピークロード主体の運用からベースロード機としても運用されるようになった。したがって、その長期安定運用のための信頼性確保は一層重要となっている。

これまで産業用大型ガスタービンの開発は先行するジェットエンジンを参考として進められてきた。しかし、信頼性評価という点では、必ずしもジェットエンジンは手本にはならない。すなわち、産業用大型ガスタービンはジェットエンジンのようにプロトタイプの耐久試験を経て実用機を運用するといった実証的アプローチは適用できず、応力解析や材料試験データに基づく強度評価、寿命予測技術によって長期信頼性を確保しなければならないので、これらに関連する要素技術が信頼性確保の鍵を握っている。この点では、産業用ガスタービンの方がむしろ高度で緻密な要素技術を必要とするとも言える。本解説では信頼性評価に関わるいくつかの点について、これまでの技術を振り返ると共に、今後の課題について触れる。

2. ガスタービンの損傷の傾向

図1⁽¹⁾は保険にかけられたガスタービン部品の損害事例数と運転時間の関係を示したものである。損害発生頻度は運転時間2,500 h以内の初期運転期間中に最も多く、ついで15,000~20,000 hに次のピークが現れている。この時期は最初のオーバーホールに対応し、機械を分解してはじめて損傷が観察されることによるとしている⁽¹⁾。これらのピークの後には改善処置がとられるために発生頻度の低下が生じている。また、これらのピークでは保険にかけられたガスタービン台数の50%以上の損害件数

図1 ガスタービンの損害件数と運転時間の関係⁽¹⁾表1 ガスタービン高温部品の損傷の要因⁽²⁾

	静翼	動翼	燃焼器
高温腐食	1	27	5
クリープ	1	9	
疲労	1	6	3
亀裂	4	5	4
脆化/衝撃	1	2	
材料欠陥		3	
その他		2	6
合計	8	54	18

が発生している。特にタービン高温部品で頻度が高く、この時期の損害件数の50%近くとなっている。このことから、ガスタービン高温部品が最先端技術による限界設計が為されているとともに、運用経験に基づき更なる改善を行いながら使用されていることがわかる。

表1⁽²⁾は高温部品の破損要因の調査例であるが、タービン動翼の損傷が最も多い。文献(1)でも、タービン動翼の損傷が最も多く、全体の42%を占めると報告されている。動翼に比べて静翼の損傷事例が少ないが、これは静翼に亀裂が発生しても溶接補修等により再使用されるため、損傷事例として報告されないケースが多いことによるとと思われる。

また、動翼の中では高温腐食事例(酸化、焼損を含む)

原稿受付 1997年4月30日

*1 三菱重工業(株)高砂研究所

〒676 兵庫県高砂市荒井町新浜 2-1-1

が最も多く、メタル温度や環境の予測が難しい事を示している。ただし、文献(2)は1986年の出版であるので、主として油焚きのプラントが対象となっていると思われる。近年急増しているLNG 焚き大型コンバインドプラント用の高温高効率ガスタービンでは、燃料中に腐食性成分が少ないこと、高温化が急ピッチで進められていることから、クリープや疲労等の機械的損傷の比重が高まると考えられる。特にDSS (Daily Start and Stop) 運用プラントでは熱疲労損傷の発生頻度が高まると予想される。

3. 高温化に伴う信頼性上の課題

ガスタービン効率の上昇は高温化によるところが大きい。タービン入口温度の変遷は「(5) 冷却技術」に示されているのでここでは割愛するが、初期の無冷却ガスタービンではタービン入口ガス温度 TIT は翼材の耐久温度である約800~900°C以下におさえられていたのに対し、翼の空冷技術の発達により TIT は急上昇し、現在では TIT 1500°C のガスタービンが開発されつつある。TIT の上昇と耐熱材料の開発の歴史がしばしば比較されるが、高温化への寄与としては翼の冷却技術の進歩の方が大きい。図2⁽³⁾は1150°C級、および1350°C級のタービン各段のガス温度と翼メタル温度を比較した例であるが、1~3段のメタル温度はほぼ同じであり、無冷却で使われる4段動翼のみ、メタル温度が上昇している。すなわち、この場合には前方段の高温化には冷却技術が、後方段には高温高強度材料の適用が有効であった事がわかる。ただし、図のメタル温度は翼断面平均温度を示しており、翼壁内温度差、翼面内の温度分布等は高効率冷却により逆に急峻となり、最高メタル温度や局所的熱応力を高めることになりやすい。また、冷却効率の予測誤差のメタル温度への影響度もより大きくなる。そのため

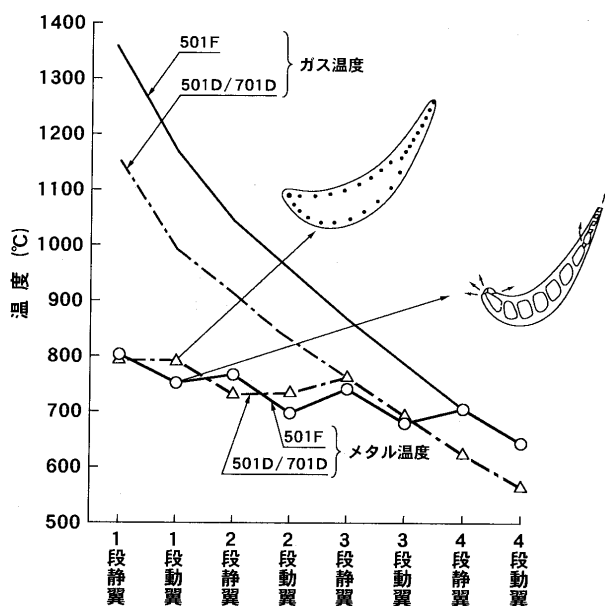


図2 ガス温度と翼メタル温度の例⁽³⁾

信頼性向上の面からはこれらを考慮した強度、寿命評価法の高度化が必要であるとともに、材料のグレードを上げて裕度を確保することも必要となる。

もちろん、翼材料の高温強度の上昇、耐酸化/高温腐食性能の向上は翼のメタル温度上昇を可能にするので、今後、一方向凝固合金や単結晶合金の適用によりメタル温度の更なる上昇が図られることになろう。これらの合金は結晶方位に依存した異方性を有しており、これを考慮した応力解析、強度・寿命評価法の開発が必要となる。

また、事業用ガスタービン翼は航空エンジンに比べて極めて長大であり、試験片用に別铸される材料とは性状が異なることがある。実翼の性状、特性を的確に把握し、強度設計に反映することが大切である。同時に、材料開発の上でも製造性、溶接性等を重視することも必要であろう。

4. 熱疲労寿命評価技術

耐熱材料の開発における評価指標として、従来は主としてクリープ破断強度が用いられてきた。しかし、上述のように、高効率冷却による最高メタル温度や局所的熱応力の増大、及びDSS運用機の増加等を考えると、熱疲労特性を考慮した材料選定、開発も重要である。

熱疲労は特に新しい問題ではなく、初期の無冷却動静翼でも起動停止時のガス温度の急変により翼後縁薄肉部に熱疲労亀裂が発生する事象が見られた。このような熱疲労の評価のためにナイフエッジ型の試験片を急速加熱冷却して試験片内部に生じる温度勾配により熱疲労亀裂を発生させる実験⁽⁴⁾が行われた。この方法は亀裂発生部に加わる応力やひずみを直接計測できないため、定量的寿命評価用データは得られないが、材料の優劣比較には便利であり、この目的のためには現在でもしばしば用いられている。

1960年代後半に油圧サーボ疲労試験機と高周波誘導加熱方式が適用されるに及んで、熱疲労寿命の定量的評価が可能な材料データが得られるようになった。またこの頃、クリープと疲労の相互作用による時間依存型の疲労破壊現象が主として高速増殖炉の開発の過程で注目さ

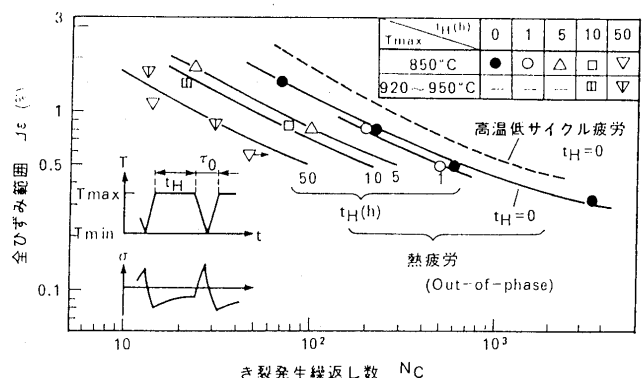
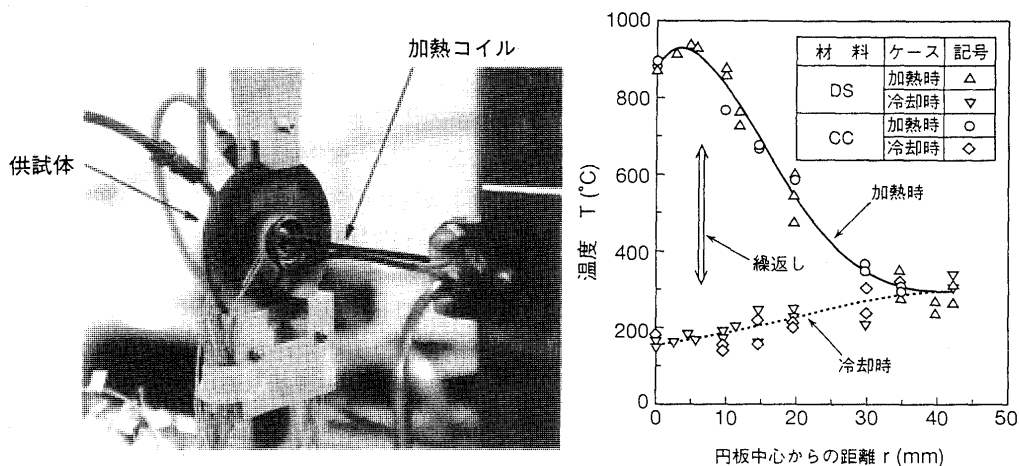


図3 長周期熱疲労試験データの例⁽⁵⁾

図4 2軸応力熱疲労試験方法の例⁽⁷⁾

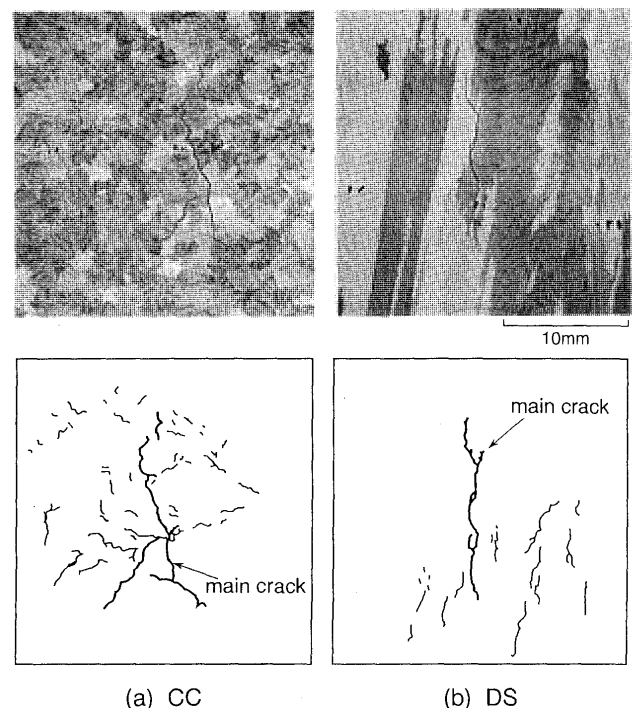
れ、これを考慮した設計基準も作られた。ガスタービンではこのような公の設計基準は無いが、その思想は各社の技術者により信頼性評価に反映されている。図3⁽⁶⁾は熱疲労寿命に及ぼす時間効果に関する試験データの例である。

ただし、ガスタービン翼に使用されるNi基やCo基の超耐熱合金に関する熱疲労の研究、データはあまり多いとは言えない。これは急速な高温化に対応して翼材料が短期間のうちに変更されてきたこと、耐熱材料の開発がクリープ破断強度を指標にして行われてきたことによるものである。また、ガスタービンメーカーによって使用材料が異なる傾向が強く、且つ高価であるために大学等での研究に使用されにくいこともその一因と言えよう。今後、WSS (Weekly Start and Stop), DSS等の多様な運用モードに対して信頼性が高く、かつ合理的な設計を行うためには今後このようなデータの蓄積が必要であると共に、このような特性を重視した材料選定も必要であろう。大谷⁽⁶⁾は熱疲労特性の優劣評価に対して400℃以下での疲労亀裂伝播試験が有効であると述べている。

また、一方向凝固合金 (DS) や単結晶合金 (SC) に対しては異方性を考慮した寿命評価技術が必要であり、そのためには従来の中実丸棒型試験片による単軸熱疲労試験だけでは不十分である。図4⁽⁷⁾は一方向凝固合金の2軸応力場での熱疲労試験の様子、図5⁽⁷⁾は亀裂発生状況の例を示している。等軸多結晶材の亀裂発生状況とは明らかに異なっていることがわかる。結晶制御合金の適用にあたっては、このような破壊モードの相違を考慮に入れ、且つ実設計に適用が容易であるような新しい強度評価技術を発展させていくと共に、このような材料のメリットを十分に活かした設計技術が必要であろう。

5. 応力解析技術

上述の熱疲労破壊は局所応力による破壊であるから、寿命評価の為に局所応力の解析が必要となる。また、高サイクル疲労破壊の防止のためには、高次ハーモニッ

図5 DS合金と普通鋳造合金の2軸応力熱疲労によって発生した亀裂形態の違い⁽⁷⁾

クスまで対象とした固有振動数の予測精度が要求される。これらに対しFEM解析が広範に使用されている。1970年代初頭まではFEM解析の適用範囲は極めて限られていたが、その後、コンピュータの発達と並行して解析技術が急速に発達し、複雑冷却構造や3次元空力設計等が適用される高温高効率ガスタービンの強度設計において今や欠かせない技術となっている。

3次元FEM解析は解析自体よりも図6示すようなモデル作成や境界条件の指定に多くの労力を伴う。FEM解析を駆使した設計を行う上では、形状や境界条件の変更や解析結果の評価を迅速に行い、強度上の不都合があれば上流側である空力、冷却設計にフィードバックすることが必要で、それには、翼型3次元設計、スタッキン

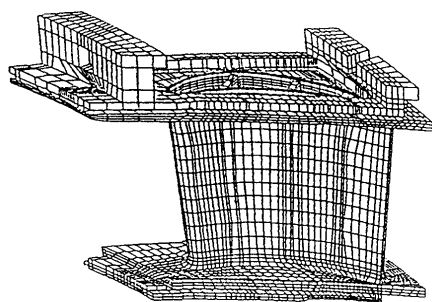


図6 3次元 FEM 解析モデルの例

グから伝熱解析，構造・振動解析，強度・寿命評価にいたる作業を一貫して行う設計システムの構築が不可欠である。

高温化に伴い FEM 解析技術自体の更なる進歩も要求される。一方向凝固合金や単結晶合金に適用できる異方性解析や，クリープ変形を適切に評価できる非弾性解析，接触部のすべりや局所応力の解析等の非線形解析技術の発達が望まれる。図 7⁽⁷⁾ は図 4 の 2 軸熱疲労試験に使用

された円板試験片の熱応力分布の解析例である。一方向凝固合金の場合には応力分布や主応力方向が軸対称とはならないことがわかる。これは弾性解析の結果であるが，非弾性挙動に対しては適切な構成則の定式化が必要であると共に，現在の汎用プログラムで取扱える非弾性異方性則は極めて限られており，今後このような点から技術，ツールの整備が必要である。

6. コーティング

前述のようにかつての油焚きガスタービンでは高温腐食による損傷事例が多い。現在の大型コンバインドプラントは燃焼ガスがクリーンであるために腐食環境は大幅に軽減されているが，酸化減肉は生じ得るし，設置環境によっては大気中の微量な腐食性成分による影響が現れることがある。また，コージェネプラント等では多様な燃料が用いられる傾向にある。腐食環境は単なる減肉だけでなく，クリープや疲労等の応力下の破壊現象に影響を及し，著しい寿命低下をもたらすことがある。このような環境効果を防止するには各々の環境に適した耐食耐酸化コーティングの開発・適用が信頼性確保の上で不可欠である。このとき，コーティングによって疲労強度低下等の悪影響が出ないことを確認しておくことが大切で

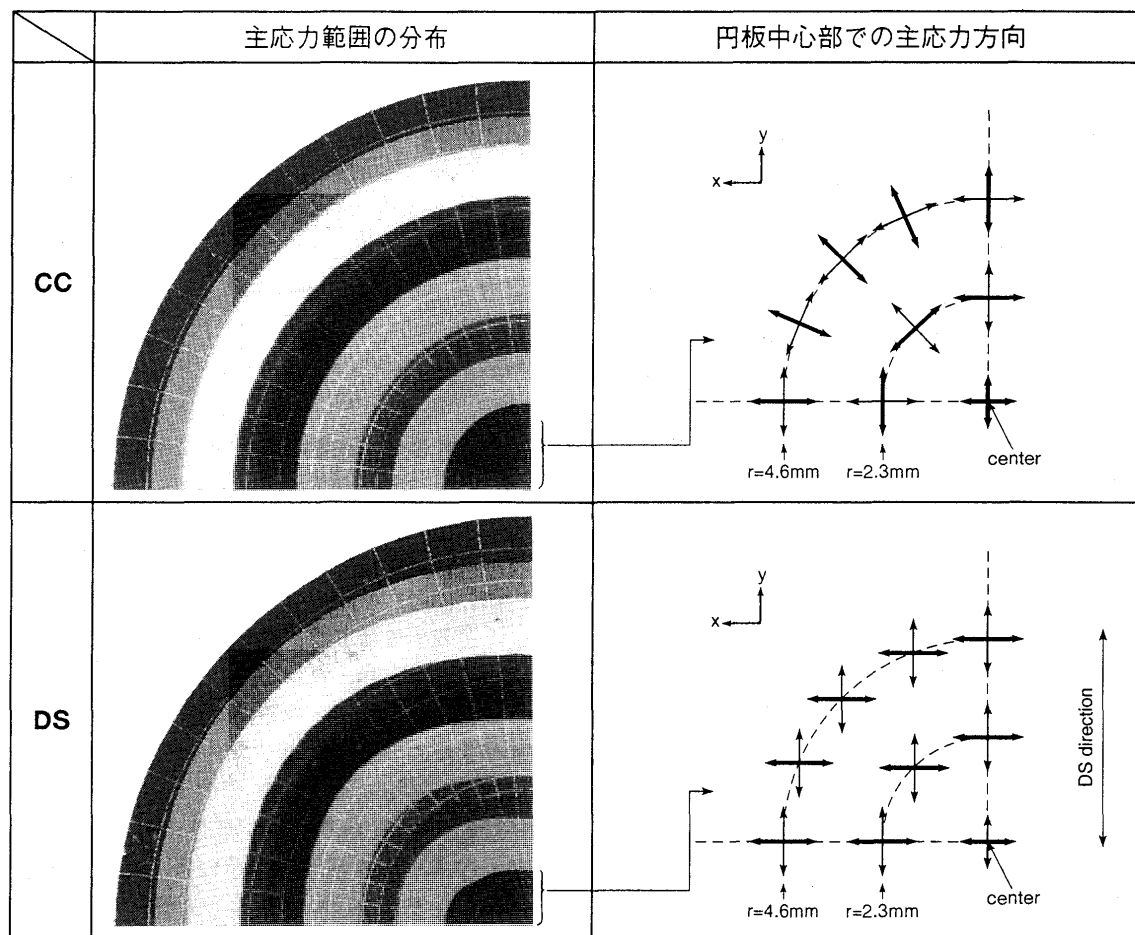


図7 DS合金と普通鋳造合金の2軸熱疲労試験片内熱応力分布の違い⁽⁷⁾

ある。MCrAlY 等、近年多用されている低圧プラズマ溶射による金属コーティングは比較的延性が高く、多くの場合悪影響は出にくいようである⁽⁸⁾。

また、高温化に対処するためにセラミックス遮熱コーティングの適用も不可欠となってきた。セラミックスコーティングは金属との線膨張係数の違いや結合力の弱さ等により剥離を起しやすく、耐久性向上と寿命評価技術の確立が望まれる。コーティング施工法は大気溶射が主であるが、航空エンジンではEB-PVD も採用されている。図 8⁽⁹⁾ は橋田らによるレーザー照射熱疲労試験での遮熱コーティングの損傷の形態と内外温度差の関係の例である。

7. 保守, 寿命管理

ガスタービン高温部品は極めて高温に曝されるため、耐熱合金といえども長期使用中に伴い劣化する。信頼性確保のためにはこのような劣化を的確に検知し、適切な時期に回復処理, あるいは部品交換を行う必要がある。図 9⁽¹⁰⁾ は Ni 基合金の強化相である γ' 相の粗大化傾向とそれに伴う材料特性の変化の例であるが, このようなミクロ組織変化を利用した劣化評価が古くから行われている。短期間に新しい材料が採用される傾向にあるガスタービンにおいてはかなりの労力を伴うが, 評価を行うためのデータベースを用意しておくことが大切である。

また, 静翼では熱疲労亀裂が発生することがしばしばあるが, 一般に熱疲労亀裂は進展に多くの繰返し数を要するために, その大きさによってはそのまま運用することが可能である。ただし, 亀裂を許容して使用する場合にはその進展速度を予測し, 適切な時期に補修, あるいは交換を行う必要がある。図 10⁽¹¹⁾ は静翼に発生した亀裂の調査例とそれに基づく亀裂成長予測例であり, このような実績評価が部品の保守管理に反映されている。今後は, こういった実績に基づく評価に加えて, 破壊力学等を駆使した予測技術も実用化していく必要がある。このような目的に対し, 複雑な 3 次元熱応力場やクリープの影響を加味した亀裂進展評価への破壊力学適用技術は必ずしも十分ではなく, 非線形破壊力学の高度化, 実用的簡便適用手法等の開発が望まれる。また, 異方性材料への適用技術の開発も今後重要となる。図 11 は一方向凝固合金の中央亀裂平板と CT 試験片の弾性 J 積分の解析結果であるが, 経路独立性は成立するものの, 応力拡大係数との対応性は形状, 及び応力状態によって異なり, 等方性とは異なった挙動を示すことがわかる。

ガスタービンの高温高効率化が精力的に進められているが, 一方でトータル発電コストの低減のためにはメンテナンスコストも大きな位置を占める。上記のような技術に加え, コーティングの減耗, 剥離の検査技術, 材料劣化の非破壊的評価技術の迅速化, 高精度化, あるいは, 延命化の観点から, 溶接補修や再熱処理による強度回復等の技術も重要である。

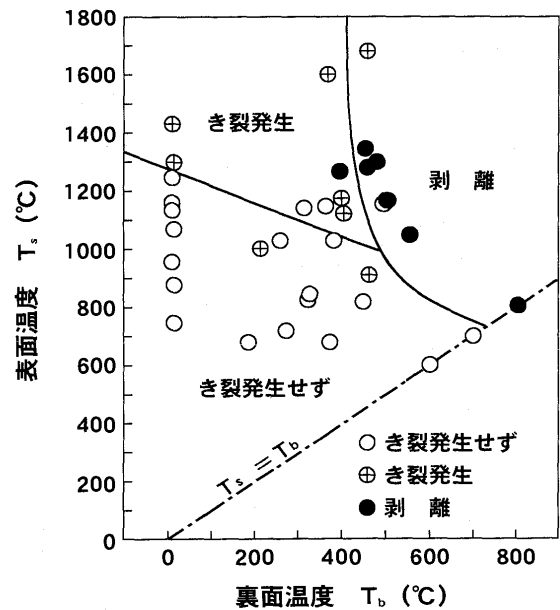


図 8 遮熱コーティングの熱衝撃破壊マップの例⁽⁹⁾

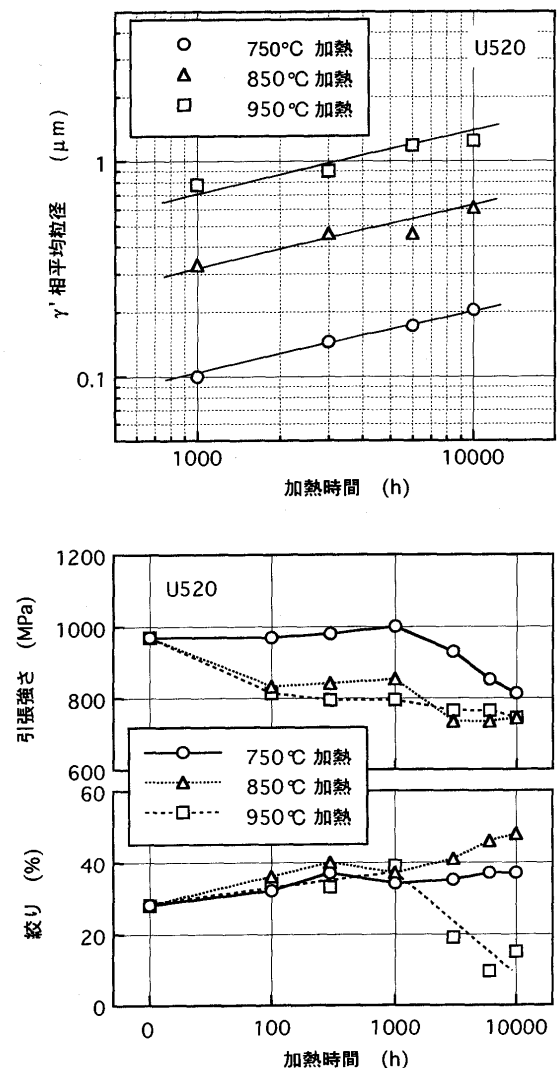


図 9 長時間加熱に伴う Ni 基合金の γ' 相の粗大化と材料特性の変化の例⁽¹⁰⁾

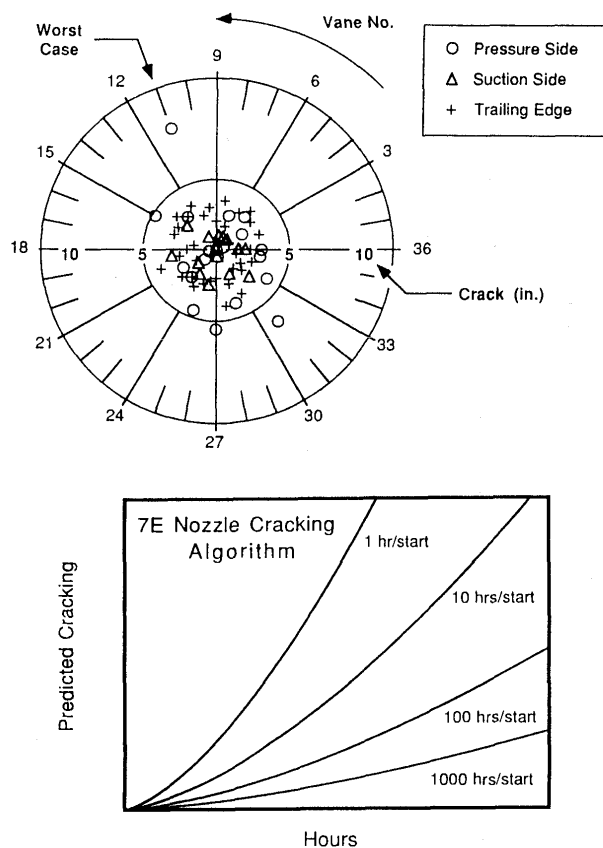
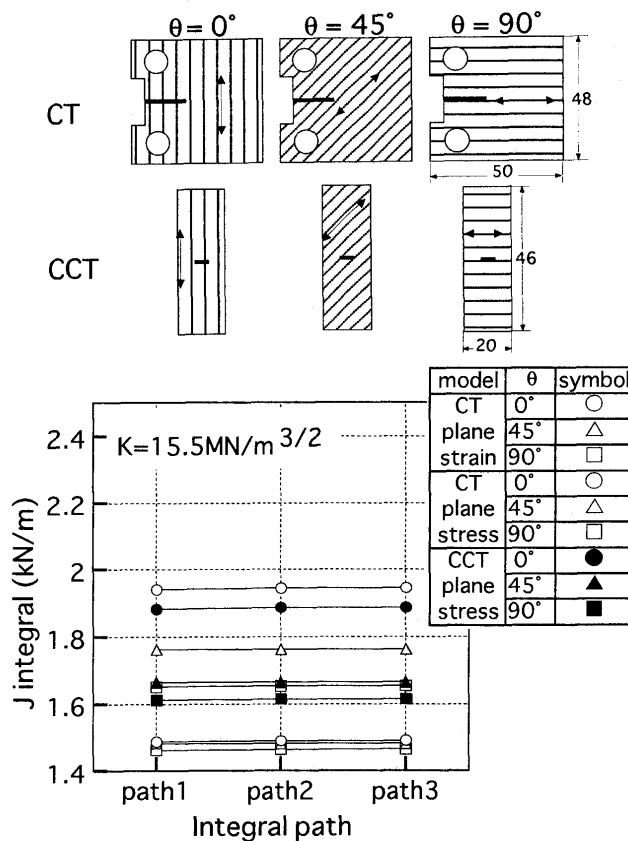
図10 静翼の亀裂調査と予測の例⁽¹¹⁾

図11 DS合金試験片の弾性J積分の解析例

8. あとがき

ガスタービンコンバインドプラントは原子力や超々臨界圧火力とならんで大型発電プラントの主力となってきた。また、コジェネ、IPP等で多様な燃料に対応できるガスタービンが要求されるようになっているとともに、維持コストの低減も重要課題である。このような状況から、信頼性確保、向上に関する多くの要素技術開発、高度化が期待されている。本文が一助となれば幸いである。

参考文献

- (1) アリアンツ保険㈱編著, 日本機械保険連盟訳: アリアンツ損害予防ハンドブック, (1991), p. 374
- (2) Battel, Columbus Lab., "Combustion Turbine Materials Problems", EPRI Report AP-4475, (1986)
- (3) 三賢, 青木, 塚越, 青山, 三菱重工技報, 27-1 (1990), p. 29
- (4) E. Glenny, J. E. Northwood, S. W. K. Shaw and T. A. Taylor, J. Inst. Materials, 87 (1958), p. 449
- (5) 佐近, 日本材料学会第23回高温強度シンポジウム前刷集, (1985), p. 142
- (6) 大谷, 材料, 46-1 (1997), p. 2
- (7) H. Kaneko, T. Sakon, Proc. Int. Conf. on Power Engng., Tokyo, (1997) (To be published)
- (8) 貞末, 岡崎, 武藤, 伊藤, 斉藤, 材料, 46-1 (1997), p. 32
- (9) 橋田, 石川, 戸邊, 高橋: 機論 A, 58-545 (1992), p. 15
- (10) 薄田, 作本, 西田, 辻, 河合: 三菱重工技報, 9-1 (1972), p. 102
- (11) H. L. Bernstein, et. al.: ASME Paper 92-GT-311, (1992)

特集・「高温・高効率化の歩みと展望」

(8) 電気事業におけるガスタービンの変遷と期待

三明 誠司*1

MIAKE Seiji

キーワード: 高効率化, 高温化, 電気事業, コンバインドサイクル, 改良型コンバインドサイクル

1. はじめに

我が国の電気事業においてガスタービン発電設備が初めて導入されたのは、1969年である。導入目的は、火力発電所全面停止（ブラックアウト）時の再起動用電源を確保することである。それ以後1970年代前半にかけ非常用及びピーク用として、10台強のガスタービン発電設備が設置された。その後、1,100℃級（タービン入口ガス温度：初段動翼入口部 RIT）ガスタービンの実用化にともない、ベースまたは、ミドル用コンバインドサイクル（CC: Combined Cycle）発電設備として、1984年の初号機運転開始以降、順次運転を開始し、現在では1,300℃級ガスタービンによる、改良型コンバインドサイクル（ACC: Advanced Combined Cycle）発電設備が多数運転中、建設中、あるいは計画之中である。また、2000年代前半には、1,450℃級 CC 発電設備が運転を開始する計画である。

2. 電気事業におけるガスタービン発電の変遷

以下に電気事業におけるガスタービン発電の変遷を述べる。

2.1 非常用ガスタービン発電設備の導入

我が国の電気事業において、最初にガスタービンが導入されたのは、1969年に設置された、東京電力（株）品川1号ガスタービンである。火力発電所全面停止時の汽力発電（ボイラー、蒸気タービン使用発電設備）ユニット起動用電源確保のための非常用発電設備として導入された。ガスタービン発電は、汽力発電に比べ、大幅な負荷変化や急速な起動停止が容易であり、負荷調整機能にも富んでいるが、高温の排気ガスによるエネルギーロスが大きく、また、当時タービン入口ガス温度 RIT も、800℃級と低く、当初は汽力発電に比べて熱効率が大幅に低かった。また、使用燃料に対する制約などもあり、我が国では非常用及びピーク用としての利用のみであった。

2.2 1,100℃級コンバインドサイクル発電プラントの導入

その後、タービン入口ガス温度も800℃級から、1,100℃級と上昇し、熱効率も向上し、高い信頼性を備え

てきた。特に1,100℃級ガスタービン実用化に伴い、世界的に CC 発電プラントの開発・導入が進んだ。

その背景には、汽力発電における熱効率向上の限界感があった。火力発電の主体となってきた汽力発電については、再熱・再生サイクルの採用、超臨界圧プラントの導入、ユニットの大容量化（最大100万kW）などにより、その熱効率は1955年頃の30% HHV 前後から、1975年頃の41% 前後まで飛躍的に向上し、建設コストと発電コストの低減が図られてきた。しかし、汽力発電の主要機器であるボイラー、タービンの金属材料の高温域における強度上の制約から、蒸気タービンの入口蒸気条件は、1970年代～80年代にかけては、246 atg・566℃級が実用的、経済的に最適なものと考えられ、当面さらなる高温高圧化による熱効率の向上は期待できないと予想された。

(図1)

近年の我が国の電力需給状況を見てみると、地域により若干異なっているものの、昼夜間及び季節間の需要格差が大きくなってきている。反面、電源については、ベースロードでの一定出力運用を主とする原子力発電の比率が増大してきたため、電力需要の昼夜間格差に対応することが、火力発電にとって重要な責務となってきた（図2）。このため、毎深夜停止起動（DSS: Daily Start and Stop）や大幅な負荷調整が可能であり、部分負荷におい

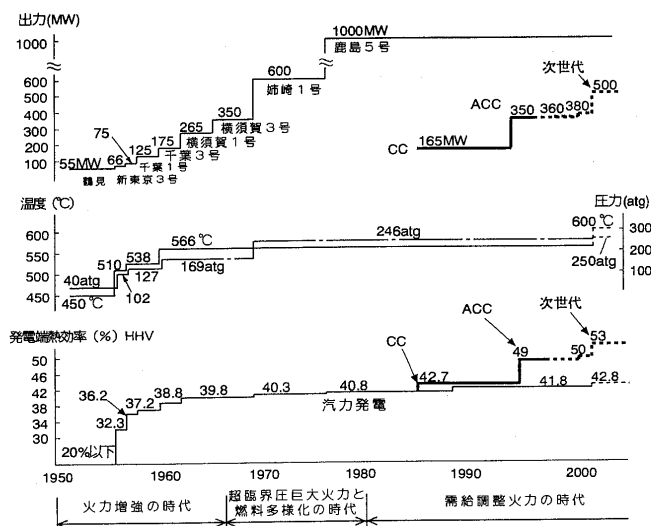


図1 火力発電プラントの出力・熱効率の推移

原稿受付 1997年4月4日

*1 東京電力（株）火力部 〒100 東京都千代田区千代田1-1-3

ても高い熱効率を維持できる火力発電プラントの必要性が高まってきた。

コンバインドサイクル発電は、こうした要求に対応する方式として期待されている。すなわち、汽力発電の高温化に対する制約を、高温部にガスタービン（ブレイトンサイクル）を利用することで克服し、ガスタービンの高温の排気ガスの持つエネルギーに対しては、それを熱源とする蒸気サイクル（ランキンサイクル）を組み合わせ、高温の排気ガスエネルギーを回収することで、二つの熱サイクルをコンバインド（複合）して熱効率の向上を図るものである。

2.3 1,300℃ 級コンバインドサイクル発電プラントの導入

1990年代になると1,300℃ 級ガスタービンの実用化に伴い、ACC 発電プラントの開発・実用化が進んだ結果、国内においても1994年の初号機運転開始以降順次運

転を開始し、現在も多数のプラントが建設中あるいは計画途中である。設計熱効率は47～50% である。

2.4 1,450℃ 級コンバインドサイクル発電プラントの導入

一方、単結晶材、遮熱コーティング（TBC: Thermal Barrier Coatings）などの高温金属材料や蒸気冷却などのガスタービン高温化技術の開発適用により、52～54% HHV の熱効率を実現する1,450℃ 級のCC 発電設備の開発も既に実用化の段階に入っており、国内の電力会社数社においても、建設計画が進められている。

3. 各ガスタービン発電設備の具体例

以下に非常用ガスタービン発電設備の例及び、現在、国内の各電力会社において運転・建設・計画されているCC 発電プラント（表1）のうち、1,100℃ 級CC の代表例として東京電力㈱富津火力発電所1・2号系列、1,300℃ 級ACC の代表例として同社横浜火力発電所7・8号系列を、以下に紹介する。表2に両プラントの仕様概要を示す。

3.1 非常用ガスタービン

非常用ガスタービン発電設備は、火力発電所全面停止（ブラックアウト）時の汽力発電ユニット起動用電源確保のために使用される。そのため、発電設備が全面停止し、かつ発電所外部よりの受電系統が遮断された場合でも、確実に起動できることが不可欠である。

火力発電所全面停止時には、制御用電源は、付属の蓄電池より供給され、ガスタービンの起動に必要な補機の電源は、付属で設置されている小型のディーゼル発電機を起動し確保する。また、ガスタービンのクランキング（初期駆動）は、ガスタービン軸に結合されているディーゼルエンジンにより行う。以上により非常用ガスタービン発電設備を運転し、最初に起動する汽力発電ユニットに補機用電源を供給する。

東京電力㈱においては現在までのところ、非常用ガスタービン発電設備により発電ユニットの起動用電源を確保する事態には遭遇していない。表3に同社の非常用ガスタービン発電設備の一覧を示す。

3.2 1,100℃ 級コンバインドサイクル発電プラント

富津火力発電所は142万m²の敷地に、LNGの受け入れパース、地下貯槽及び気化設備とともに、1,100℃ 級ガ

（1995年8月25日（金）：東京電力管内）

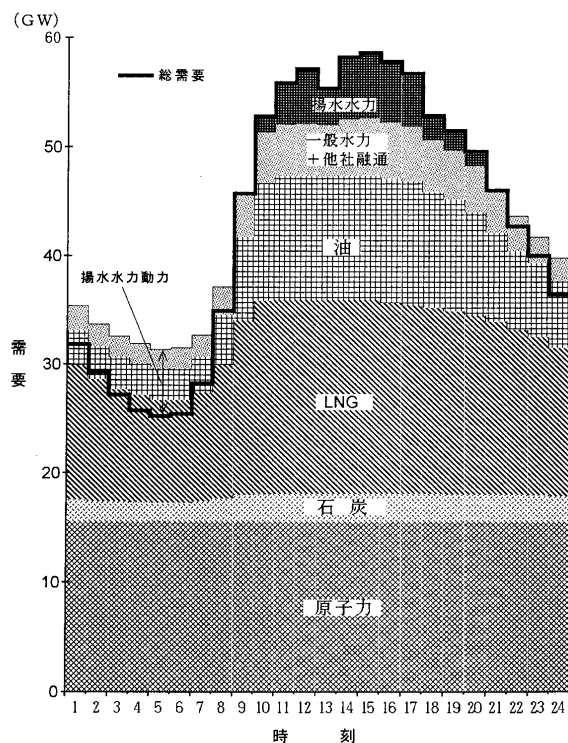


図2 1日の需要の変化と供給力の分担

表1 我が国の運転中/建設中/計画中のコンバインド発電プラント（電気事業用）

電力会社	東 京										東 北				関 西				中 部						中国		九 州		
発 電 所	富 津				横 浜		千 葉		品川	川 崎		東 新 潟		姫路第一		和歌山		四日市	川 越		新名古屋		柳 井	新 大 分					
系 列	1号	2号	3号	4号	7号	8号	1号	2号	1号	1号	2号	3号	4号	5号	6号	1号	2号	4号	3号	4号	7号	8号	1号	2号	1号	2号	3号		
出力(MW)	1,000	1,000	1,520	1,520	1,400	1,400	1,440	1,440	1,140	1,500	1,500	1,090	1,610	670	670	1,480	2,220	560	1,650	1,650	1,458	1,458	700	700	690	870	1,695		
型 式	一軸	一軸	一軸	一軸	一軸	一軸	一軸	一軸	一軸	一軸	一軸	多軸	多軸	多軸	多軸	多軸	多軸	一軸	一軸	一軸	一軸	一軸	一軸	一軸	一軸	一軸	一軸		
G T台数	7	7	4	4	4	4	4	4	4	3	3	3	6	4	3	3	4	6	5	7	7	6	6	6	4	6	6		
S T台数	7	7	4	4	4	4	4	4	3	3	3	2	2	1	1	2	3	5	7	7	6	6	6	4	6	4	6		
運転開始時期	85/12 86/11	87/12 88/11	2001/7 2003/1	2001/7 2003/1	96/6 98/3	96/7 98/3	99/2 2000/2	99/2 2000/2	2001/7 2002/3	2002/7 2003/3	2009 2010	84/12 85/10	99/7 2000/7	95/4 96/4		2004 2005	2011 2013	88/2 88/7	96/6 97/1	97/6 97/12	98/8 99/1	2002/3 2002/8	90/11 92/12	94/3 96/1	91/6	94/2 95/2	98/7 2004/7		
製 造 者	GE	GE	未定	未定	GE	GE	三菱	GE	未定	未定	未定	三菱	未定	三菱	日立	未定	未定	東芝	日立	三菱	東芝	未定	日立	日立	日立	三菱	未定		

スタービンを主体とする7軸の設備より構成される100万kW排熱回収式CC発電プラント2系列が設置されている。1985年12月に初軸の1-1軸が運転開始し、1988年11月に最終軸の2-7軸が運転開始して現在に至っている。表4に富津火力1・2号系列の平成7年度運用実績、及び表5に運転開始以来の累積運用実績を示す。図3に1軸分のシステム構成図、図4に主管系統図を示す。

1軸当たりの定格出力は、16.5万kW(大気温度8℃)で、1系列当たりの定格出力は、最大出力が減少する夏期

表2 富津1・2号系列CCと横浜7・8号系列ACCの仕様概要

	富津1・2号系列CC	横浜7・8号系列ACC
発電プラント形式	一軸型排熱回収式	一軸型排熱回収式
出力	1,000MW×2系列(32℃) 165MW×7軸×2系列(8℃)	1,400MW×2系列(5℃) 350MW×4軸×2系列(5℃)
熱効率(HHV)設計	42.7%	48.9%
熱効率(HHV)実績	43.8%	49.7%
使用燃料	LNG	LNG
ガスタービン型式	GE社製MS9001E	GE社製MS9001FA
入口ガス温度(RIT)	1,100℃級	1,300℃級
圧縮比	12	15
燃焼器	拡散燃焼式(蒸気噴射付)	乾式予混合燃焼式
蒸気タービン型式	混圧単流排気復水型	三圧再熱複流排気復水型
高圧蒸気	6.5MPa / 531℃	10.3MPa / 538℃
中圧蒸気	—	2.4MPa / 536℃
低圧蒸気	1.5MPa / 198℃	0.5MPa / 275℃
最終段翼長	26インチ	26インチ
ボイラ型式	排熱回収二汽胴式堅型	排熱回収三汽胴式横型
蒸気量	220t/h×7軸×2系列	382t/h×4軸×2系列
脱硝装置脱硝方式	乾式アンモニア接触還元法	乾式アンモニア接触還元法
脱硝効率	80%	90%
出口NOx(16%O ₂ 換算)	8.4ppm	定格時: 5ppm 運用最大: 8.5ppm

表3 東京電力(株)非常用ガスタービン発電設備一覧

発電所名	施設番号	出力[MW]	製造者	運転開始日	備考
品川GT	1GT	30	三菱重工	1969年	1996年廃止
川崎GT	1GT	15	東芝	1969年	1984年廃止
	2GT	15	同上	同上	
横須賀GT	1GT	30	三菱重工	1971年	1984年廃止
	2GT	30	同上	同上	
	3GT	30	同上	同上	
	4GT	30	同上	同上	

表4 富津1・2号系列平成7年度運用実績

	発電時間数 時間	発電電力量 ×10 ³ MWh	起動回数 回	利用率		熱効率		
				発電時間 %	暦日時間 %	定格効率 %	発電端 %	送電端 %
1号系列								
定格出力1,000MW	39,867	6,151	926	71.6	70.0		42.2 (46.6)	41.4 (45.7)
1台平均								
定格出力165MW	5,695	879	132	93.3	60.6			
2号系列								
定格出力1,000MW	39,364	6,041	942	69.9	68.8	43.8 (48.4)	42.1 (46.6)	41.3 (45.7)
1台平均								
定格出力165MW	5,623	863	135	93.0	59.5			
1・2号系列合計	79,231	12,192	1,868	70.7	69.4		42.1 (46.6)	41.3 (45.7)
1台平均								
定格出力165MW	5,659	871	133	93.1	60.1			

()内は低位発熱量基準熱効率

の100万kW(大気温度32℃時、1軸当たり14.286万kW)である。機器構成としては、図3に示すようにタービン本館内の1階面に設置された基礎台上に、排熱回収

表5 富津1・2号系列累積運用実績 [7年度末]

	運転開始年月	累積発電時間 時間	累積発電電力量 GWh	累積起動回数 回
1号系列				
1軸	1985/12	55,402	8,321	1,293
2軸	1986/2	54,025	8,166	1,364
3軸	1986/5	53,460	8,158	1,113
4軸	1986/5	52,435	7,958	1,381
5軸	1986/7	51,825	7,907	1,366
6軸	1986/9	50,208	7,643	1,434
7軸	1986/11	50,363	7,722	1,298
合計		367,718	55,876	9,249
2号系列				
1軸	1987/12	44,701	6,808	1,097
2軸	1988/2	45,370	6,944	1,094
3軸	1988/4	43,169	6,589	1,113
4軸	1988/5	43,686	6,677	994
5軸	1988/9	41,429	6,336	1,001
6軸	1988/9	43,102	6,607	919
7軸	1988/11	40,876	6,270	1,082
合計		302,333	46,230	7,300
1・2号合計		670,231	102,106	16,549
1軸当り平均		47,874	7,293	1,182

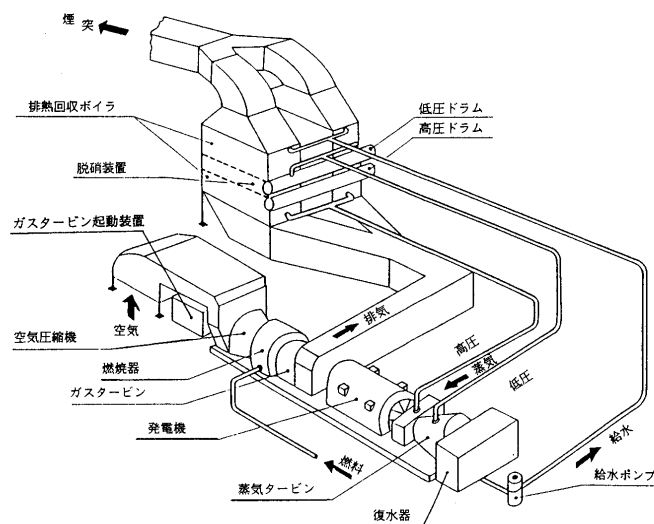


図3 富津1・2号系列1軸分のシステム構成図

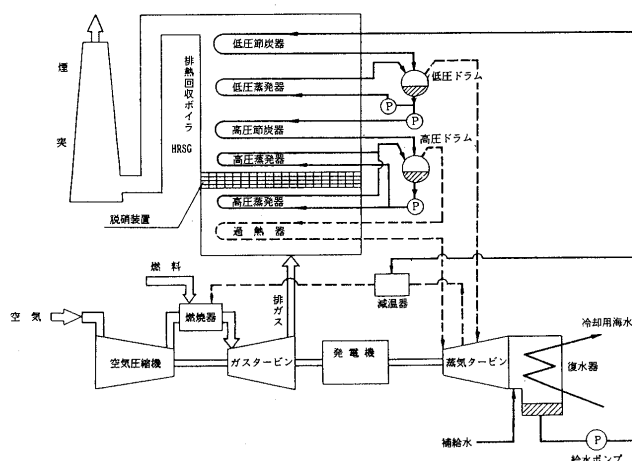


図4 富津1・2号系列主管系統図

ボイラー側よりガスタービン起動装置（起動用電動機、トルクコンバータ）、ガスタービン、発電機、蒸気タービン、復水器の順に1軸に設置されている。本機器構成の特徴としては、以下があげられる。

ガスタービンの起動は起動用電動機の駆動力をトルクコンバータにより制御して行う。蒸気タービンの排気は軸流排気となり、1階床面に設置された復水器の側面へ排気される。ガスタービンの排気は軸に対して垂直に排気され、排熱回収ボイラーへ導かれる。

環境性能に関しては、LNGを燃料とするためSO_x及び煤塵の発生はない。NO_xの排出に関しては、ガスタービン燃焼器への蒸気噴射と、排熱回収ボイラー内に設置した脱硝装置（乾式アンモニア接触還元法）により、煙突出口で8.4 ppm（16% O₂ 換算）に低減している。

3.3 1,300℃級改良型コンバインドサイクル発電プラント

横浜火力7・8号系列ACC発電プラントは、同火力既設1～6号機が設置されている現敷地の隣接地に設置された発電設備で、1,300℃級ガスタービンを主体とした

一軸型3圧再熱排熱回収式CC発電プラントである。1軸の出力は35万kW（大気温度5℃時）で、1系列は4軸にて構成され、140万kW（大気温度5℃時）、7・8号2系列合計で280万kWの定格出力である。1996年6月に初軸の7-4軸が運転開始し、1997年3月現在、半数に当たる4軸が運転中で、1998年3月の全軸運転開始に向け現在引き続き建設中である。図5に1軸分のシステム構成図、図6に主管系統図を示す。

機器構成としては、タービン本館内を3階構造とし、図5に示すように基礎台上（3階面）にパワートレイン（ガスタービン、蒸気タービン、発電機）を排熱回収ボイラー側より同一軸に前記括弧内の順に設置している。ガスタービンの基礎架台の下が吸気ダクトを兼ねており、設置スペースの有効活用を図っている。また、ガスタービンの出力を富津1・2号系列とは逆側のコールドエンド（吸気側）より取り出すことで、ガスタービンの排気ガスを軸流排気のまま排熱回収ボイラーに導いている。

ACC発電プラントの開発に当たっては、600℃程度の高温のガスタービン排気ガスの持つエネルギーをより有効に利用し、熱効率をより向上すると共に、富津CCプラントより大型となるACCプラントの機動性、保守性等運用性の向上を図ることも大きな課題であり、蒸気サイクルシステムをはじめとしたACC全体について、最適システムを確立した。最適化に当たっては、熱効率、機動性、経済性の一層の向上を図り、特に運用性、保守性の観点から、富津CCプラントでの運転・保守の経験を最大限反映したシステムとした。蒸気システムは、熱効率と経済性が最適となる3圧再熱式を採用し、設計熱効率は48.9% HHV以上と富津CCプラントをさらに1割以上上回る高い熱効率の設計となっている。蒸気圧力・温度及び蒸気系統構成については、各種のケーススタディにより最適値並びに最適系統を決定している（表2、図6）。ACC発電プラントは、超臨界圧大型発電プラントに比べ2割程度、またガスタービン単独発電に比べ3割強の燃料節約が可能となった。

運用性の観点からは、発電機によるサイリスタ起動方式を採用し、また、復水器の給水脱気機能の向上を図る

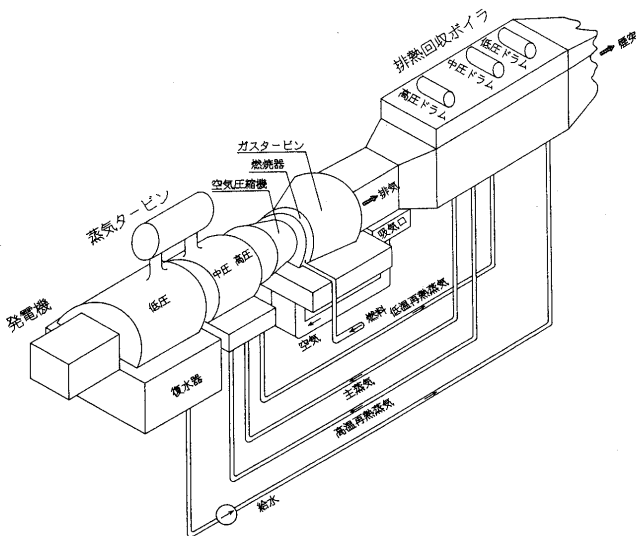


図5 横浜7・8号系列1軸分のシステム構成図

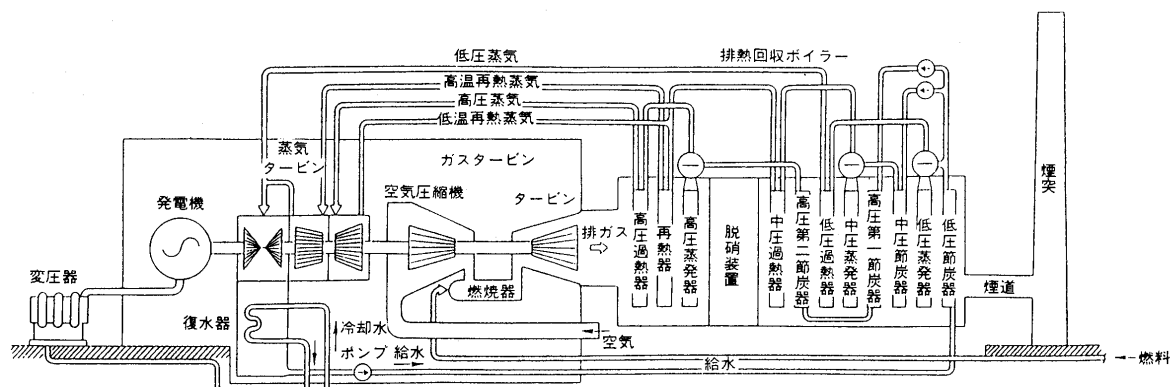


図6 横浜7・8号系列主管系統図

など、毎日の起動操作性の向上を図ると共に、蒸気タービンの通気方法等の改善により、富津 CC プラントと同等以上の高い負荷変化率と短い起動時間を可能としている。

NO_x 低減対策としては、ガスタービンに予混合式低 NO_x 燃焼器を採用し、さらに 90% 高性能排煙脱硝装置を、触媒の活性が最大となる 350℃ 程度の排ガス温度域である高圧蒸発器下流近辺に設置して、両者の組み合わせにより、定格時 5 ppm、部分負荷時の最大値は、8.5 ppm 以下としている。

3.4 1,450℃ 級コンバインドサイクル発電プラント

現在、更なる高効率化を目指した、1,450℃ 級ガスタービンの開発実用化が行われている。

単結晶材、遮熱コーティングなどの高温金属材料や蒸気冷却などのガスタービン高温化技術の開発適用により、52~54% の熱効率を実現するもので、国内の電力会社数社においても、建設計画が進められている。

1 例としては、東京電力川崎火力 1・2 号系列があげられる。1 軸の出力は 50 万 kW で、1 系列 3 軸構成とし、2 系列合計 300 万 kW の発電設備を計画中で、熱効率は約 53% HHV である。図 7 に以上の CC 発電プラントの熱効率向上の変遷を示す。

4. おわりに

火力発電所全面停止時の汽力発電ユニット起動のための非常用発電設備として、初めてガスタービン発電が導入され、その後 1,100℃ 級 CC 発電設備により本格的に導入された CC 発電設備は、さらなる高い熱効率、環境性、機動性を備えた 1,300℃ 級 ACC 発電設備として、1990 年代後半から 2000 年代の LNG 火力の主力となり、各所で運転、建設、計画が進められている。

ガスタービンを主体とする、コンバインドサイクル発

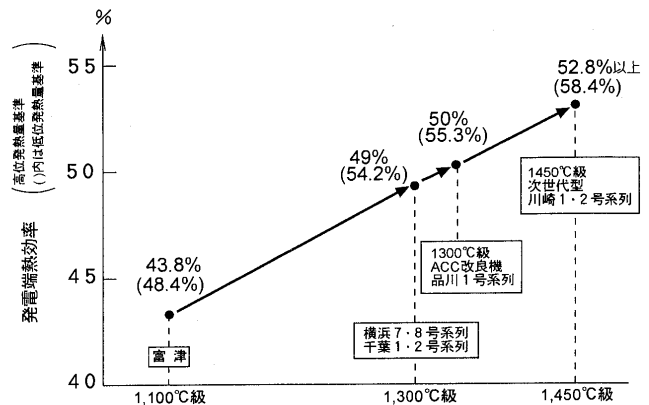


図 7 コンバインド発電プラントの熱効率向上の変遷

電設備は、その省エネルギー性、優れた負荷調整能力など、今日の火力発電のニーズに最も適する発電方式である。

今後もガスタービン製造者が積極的な技術開発を行い、火力発電の主流としての CC 発電設備のさらなる高効率化及び、長寿命化を推進することを要望する。また、ユーザーとしては、建設費低減はもとより、ランニング及びメンテナンスコストのより一層の低減を積極的に追求する必要がある。

参考文献

- (1) 宮本忠:「火力発電の次代を担うコンバインドサイクル発電」工業加熱 1997 年 1 月
- (2) 宮本忠:「コンバインドサイクル発電の現状と動向」エネルギー・資源 1997 年 1 月
- (3) 宮本忠:「LNG 火力の主役として開発導入進む ACC 発電プラント」エネルギー 1997 年 3 月
- (4) 宮本忠:「複合発電」火力原子力発電 1997 年 4 月

特集・「高温・高効率化の歩みと展望」

(9) コージェネレーションにおける
ガスタービンの変遷と期待徳本 勉*¹
TOKUMOTO Tsutomu

1. はじめに

産業用および民生用分野において省エネルギー性、ライフサイクル経済性、環境性等に優れたガスタービンコージェネレーション（以下ガスタービンコージェネ）に対する認知が高まっていく中、東京ガス（以下当社）では普及環境整備、需要開拓、技術開発、エンジニアリング等に鋭意取り組んでいる。国内外のメーカー、パッケージと共同で普及拡大に努める一方、エンドユーザーとの接点を商品性向上の基本と考える立場からガスタービンコージェネのこれまでの歩みと今後の展望について述べてみたい。

2. ガスタービンコージェネの歩み

我が国におけるガスタービンコージェネの歴史はかなり古く、20年以上をさかのぼる1975年に山崎興産徳山製油所にプロセス蒸気を利用するコージェネが設置された事例が最初と言われている。当社においても1984年2月に浜松町本社ビルに1 MWのガスタービン2基が設置され、隣接する東芝ビルへの熱供給と合わせて本格的コージェネとしての稼動を開始した。しかし当時は商用電源への系統連系が認められておらず、ガスタービンに対しては毎年の開放点検が義務づけられていたことも足枷となっており、普及拡大が思うように進まない時期もあった。その後、状況打開の契機となった「系統連系技術要件ガイドライン」（1986年8月）を初めとして、「小型ガスタービン発電設備に係る定期検査制度の緩和」（1988年5月）、「自家発電用小型ガスタービンの認可対象除外」（1994年3月）等一連の規制緩和が官民一体の尽力によって実現したことにより、ガスタービンコージェネの普及環境が整備され、1987年頃より堅調な伸び率を示しつつ今日に至っている。当社管内においても世界最大級の熱供給プラントである新宿地冷（1991年1月、地冷用、オフィス用を含め8.5 MW）をはじめ、ホテルニューオータニ（1991年1月、4.5 MW）、恵比須ガーデンプレイス（1994年10月、4.5 MW）等に話題性の高い設備として採用されており、1997年7月には横浜市の“みなとみらい21”地区で12.3 MWのプラントも稼動を開始する予定である。

図1に全国のコージェネの稼動実績を示す⁽¹⁾。1996年3月末現在の全てのコージェネの累計実績は2,083件、3,442 MWとなっている。市場分野別の物件数では民生用（1,203件）が多いが、発電容量では産業用（2,856 MW）が約8割を占めている。この中でガスタービンコージェネの内訳は237件、1,607 MWに達しているが、近年着実に100 MW/年以上の伸びを示しており、コージェネ全体の発電容量の伸びの5～6割に寄与している。

3. ガスタービンコージェネ導入の意義

コージェネは我が国の長期エネルギー需給見通しの中で「従来型エネルギーの新利用形態」の一つとして位置付けられており、その高い一次エネルギー効率、環境性等により国策に適合するものであることが大きな存在意義である。

それと同時に実市場においてコージェネを普及していくためにはエンドユーザーへの経済的メリットの追求が肝要であり、排熱が有効に利用できる熱電比制御、特別

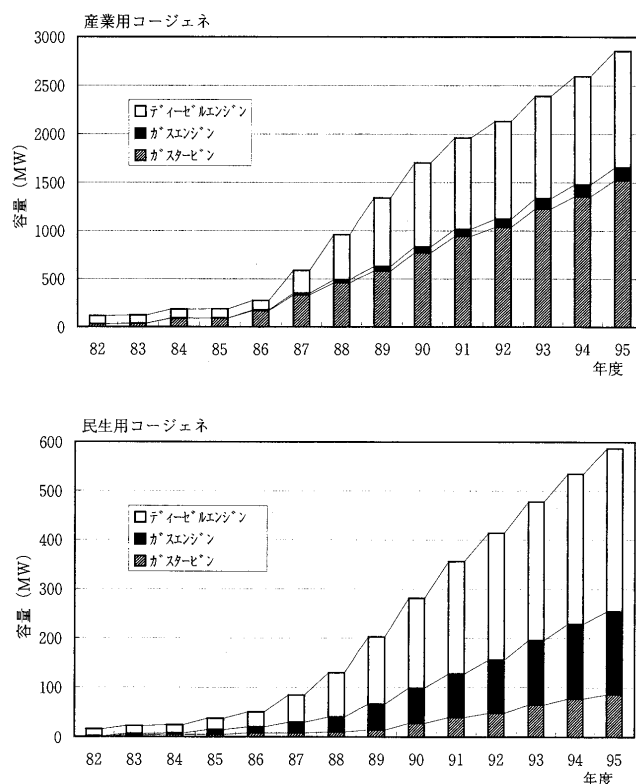


図1 コージェネレーション導入実績

原稿受付 1997年3月28日

* 1 東京ガス(株) トータルエネルギーシステム部
〒163-10 新宿区西新宿3-7-1 新宿パークタワー27F

高圧受電契約の回避、常用防災兼用設備としての導入、優れた環境性等が経済性向上に勘案されうる項目である。採用に当たっては単純回収年数がしばしば検討されるが、産業用分野では2～3年、民生用分野では3～5年以内に初期設備投資増加分を回収できることが目安とされている。

ガスタービンは原動機として優れた特性を有しており、適切なシステム設計が施されることによりメリットを有効に引き出すことが可能であるが、コージェネ用途としては特に以下の3点が重要と考える。

- ① 利用価値の高い蒸気までの熱回収においては、他の原動機システムと比較して総合エネルギー効率が高い(70～80%)。特に産業用分野ではプロセス用を初めとして多目的な蒸気利用のニーズが高く、プラント用電源の多様化による信頼性の向上と合わせて重要である。
- ② 空気過剰連続燃焼であるため NO_x、CO、煤塵等が少なく排ガスがクリーンである。
- ③ 高回転数であり慣性モーメントが大きいため回転数変動が少なく、電気特性が優れる。

しかしながら、軸端熱効率(発電端効率)が他原動機よりも低い、大気温度が出力に及ぼす影響が大きい、始動入力が高い等の弱点があることも十分理解した上で適用することが大切である。

4. ガスタービンコージェネ用燃料としての天然ガス

当社は、東南アジア、中東、オーストラリア等を原産地とする不純物のない液化天然ガスを東京湾岸に立地する工場でガス化、熱量調整した後、パイプライン網を通じて都市ガスとしてユーザーに供給している。天然ガスをガスタービンコージェネ用の燃料として見た場合には以下の特質がある。

- ① 供給安定性の高いパイプラインによりコージェネ設備に都市ガスが供給されるため、ユーザーの燃料貯蔵管理負担が不要である。
- ② 燃焼性が良く、不純物を含まない天然ガスの性状により機器高温部の耐久性が向上する。
- ③ 都市部では厳しい NO_x 規制対策に関して、天然ガスを燃料とするガスタービンからの排出量はかなり低いレベル(150～300 ppm, O₂ 0% 換算)のサーマル NO_x であり、水・蒸気注入、尿素脱硝等により制御しやすい。

一方都市ガス適用上の普及環境整備の観点からは以下の2点が節目となっている。

- ① コージェネに適用される発電設備を防災用電源として有効活用したいという要望の高まりから、「気体燃料・液体燃料を併用し得るガスエンジン及びガスタービンを原動機とした自家発電設備の個別認定取扱要領」(1984年9月)、「自家発電設備の自主管理のための試験合格品について(通知)」(消防予第79号、1985年7月)が示され、予備液体燃料を使用することによる防

災用電源の導入が認められた。

- ② ガスタービンの運転には、現場供給圧力を越えてガス圧縮機による高圧(10 kg/cm² g 以上)が必要とされるケースが多いという特殊性があるため、通産省の指導に基いて「高圧ガス消費機器安全技術指針」(日本ガス協会、1986年12月)が定められ、ガス検知器の設置、各種インターロック、エンクロージャー内の換気等の基準が明確化された。

また、「常用防災兼用ガス発電設備を設置する場合の運用について」(消防第137号、1994年5月)も出され、これによって一定レベルの地震発生に対して都市ガスの安定供給が確保される条件においてはコージェネ用原動機に対しての予備燃料が不要となり、ガス専焼機による常用防災兼用が認められた。現状ガスタービンでの導入実績はないが、既にガスエンジンを採用した実績が出はじめている。

このように天然ガス(都市ガス)はガスタービンコージェネ用の燃料としても優れた特質を有しており、普及拡大のための環境も整備されてきているが、実市場におけるユーザーへの認知度の向上を目指した一層の努力と実績作りが望まれる。

5. 商品性向上に向けての取り組み

これまでに述べてきた背景を踏まえて当社ではガスタービンコージェネの普及拡大を、技術開発、エンジニアリング等の面から推進している。これは集約すればユーザーサイトにおける実質的経済性向上の具現化に他ならない。ここでは高効率化・燃焼改善、熱電可変、常用防災兼用の3点について紹介する。

5.1 高効率化・燃焼改善

コージェネ用ガスタービンには航空機エンジンからの転用型も多く、TIT 高温化、高温材料、冷却技術といったシンプルサイクルの高効率化については実績あるメーカー、研究機関等の開発に委ねている部分が多い。当社はこれまでに、1～1.5 MW クラスの小型ガスタービンの商品化開発を他のガス会社、メーカーと共同で実施してきた。

現在当社は、石川島播磨重工業(IHI)において開発中の2 MW 新ガスタービン(発電端効率 26% LHV)に、当社開発による低 NO_x 型燃焼器(後述)を組み込んだシステムの商品化に取り組んでいる。1997年5月より当社根岸工場にて耐久性および総合的システム評価を兼ねたフィールドデモンストレーションを予定している本ガスタービンの概要を、表1および図2に示す⁽²⁾。このプラントは同工場の発電設備として有効利用されるとともに、近い将来ユーザーの熱電比変化に柔軟に対応できる蒸気注入サイクルの適用にも取り組んでいく予定である。

また当社では、ガスタービンコージェネの経済性、信頼性、環境性の観点からインパクトが大きい燃焼改善技術に関しての独自開発を行っている。当社エネルギー技

表1 2 MW ガスタービン仕様

発電装置	定格出力	2, 000 kW
	発電端効率	26% LHV
	NO _x	20 ppm (16% O ₂)
	発生蒸気	5.8 t/h
	燃料	都市ガス13A
ガスタービン	型式	単純開放サイクル一軸型
	圧縮比	12
	回転数	約20,300 rpm
	空気流量	9.8 kg/s
	圧縮機	遠心2段出口案内翼付き
	燃焼器	単缶 ダブルスワロー型 希薄予混合燃焼器
	タービン	軸流3段, 1段動静翼空冷
	燃料制御	FADEC式

表2 ドライ低 NO_x 型燃焼器の仕様

項目	目標値
対象エンジンサイズ	1~5 MW
燃料	都市ガス(13A)
低NO _x 燃焼方式	希薄予混合燃焼
負荷制御方式	燃料量制御
NO _x 濃度	<60 ppm (O ₂ =0%)
燃焼効率	>99.5%
タービン入口温度	1200℃
燃焼器出口温度分布	<0.15
燃焼器圧損	<3%

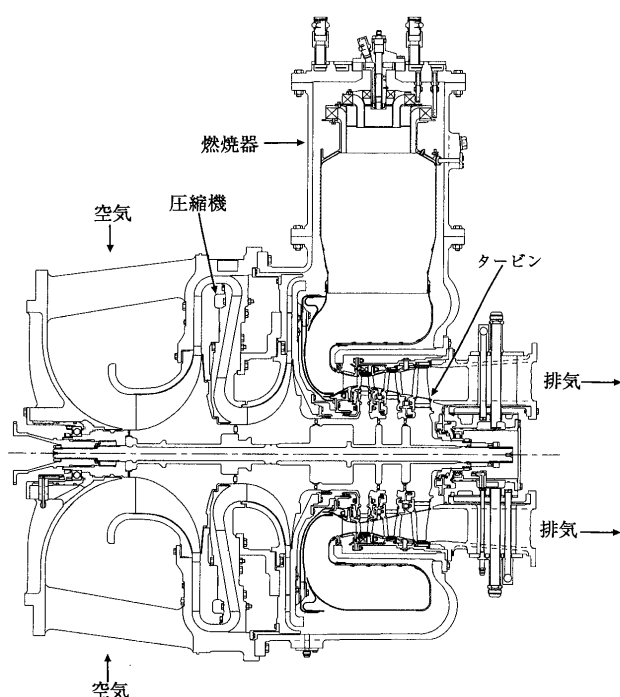


図2 2 MW ガスタービンの構造

術研究所が開発し、上記の2 MW ガスタービンに搭載されているドライ低 NO_x 型燃焼器の概要を表2 および図3に示す⁽³⁾。本燃焼器はダブルスワロー燃焼方式を採用しており、NO_x 低減効果には優れるが安定燃焼範囲が非常に狭いという特性をもつ希薄予混合燃焼を、広い運転負荷範囲に適用可能としている。構造的には空気比1.4~2.0程度の一次予混合ノズルおよび負荷変動に対応するためのさらに希薄な二次予混合ノズルを組み合わせたシンプルなものであり、TIT 1200℃、1~5 MW クラスのガスタービンにおいて、60 ppm (O₂ 0% 換算) 以下の NO_x レベルを達成している。

当社は既存および新規のエンドユーザーに対しては、産業用リパワリング、スーパーごみ発電等のコンバインドサイクルをベースとした経済的メリットの大きいガスタービンのアプリケーションを提案している。

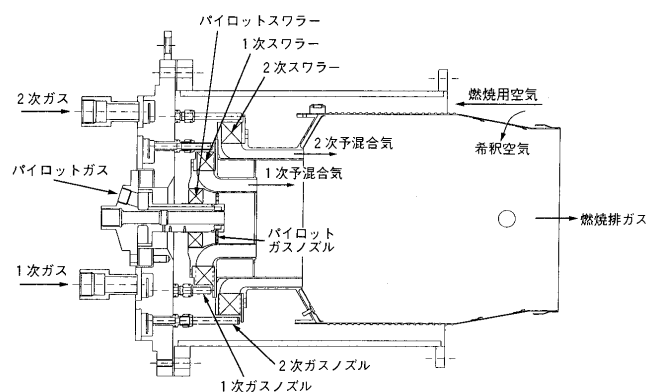


図3 プロトタイプ燃焼器構造図

産業用リパワリングは、重油ボイラー、蒸気タービン等の既存システムを天然ガスに燃料転換すると同時に、ガスタービンを付加することによって熱をさらに高温レベルから使い始める高効率サイクルである。当社管内の事例としては日本製紙東京工場(1993年3月稼動)があり、自家発電比率が55%から90%に向上し、東京都の NO_x 基準にも適合するなどユーザーニーズに答えている。

やはり当社管内の群馬県榛名町では、群馬県企業局が新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)の補助を受けて建設した我が国初のスーパーごみ発電システム(25 MW)が、1996年11月に稼動を開始した。このシステムの発電効率は、従来の約10%から30%以上にまで向上し、未利用エネルギーの積極的利用という地方公共団体の施策に貢献している。ガスタービンの排熱をごみ焼却炉から発生する蒸気の過熱に利用する本システムのフローを図4に示す⁽⁴⁾。

5.2 熱電可変

一般に熱電比一定のラインに沿って出力が変化するガスタービンを、時間帯・曜日・季節によって変動する現場のデマンドに対して経済的に運用していくための熱電可変は、システムの商品性向上に不可欠の要素であり、コンバインドサイクルの他、蒸気注入サイクル、再生サイクルの適用が考えられる。

蒸気注入については、チェンサイクルやFLECS2流体サイクル(IHI社)等が実用化されてきており、蒸気

表3 コージェネレーションの潜在量と導入量の推定結果

	1990実績	1995実績	2000	2010	2020	2030
現行施策ケースでの導入見通し (MW)						
民生用	281	587	768	1,229	1,668	2,166
産業用	1,703	2,856	3,950	6,234	8,354	10,386
合 計	1,984	3,443	4,718	7,463	10,022	12,552
補助金導入ケースでの導入見通し (MW)						
民生用	—	—	1,229	3,148	4,889	6,805
産業用	—	—	5,907	11,043	15,344	19,095
合 計	—	—	7,136	14,191	20,233	25,900
潜在量 (MW)						
民生用	—	—	15,088	18,642	21,321	24,384
産業用	—	—	35,376	37,250	38,002	38,769
合 計	—	—	50,464	55,892	59,323	63,153

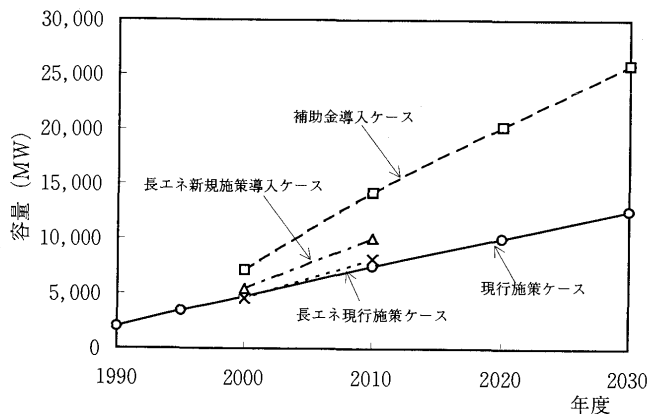


図5 コージェネ導入予測

率の向上、熱電可変サイクルの適用等による基本性能の向上を引き続き追求していくことが重要である。現在国家プロジェクトとしてセラミックガスタービン (300 kW, TIT 1350°C, 機関熱効率 42% LHV) の開発が進行している。差し当たっては、高温部品の一部にセラミック材を適用した高効率システムの実用化が期待される。

また吸気温度が上昇する夏場におけるガスタービンの性能低下は電力需要の季節的増大と相反するため、排熱駆動空調系からの冷熱 (吸収式冷凍機の 7°C 冷水等) によって吸気を冷却することにより性能向上を図る等、システム構成を活かした検討も必要である。

さらに総合効率向上の観点からは、高温蒸気排熱を効果的に利用していくために、空調・給湯・冷凍・乾燥・洗浄・滅菌等の幅広い用途を市場セグメント別に検討し、用途拡大のアイデアを盛り込んだ機器を開発・提案していくべきであろう。

② 低コストパッケージ商品

当社およびエンドユーザーにとってハンドリングしやすい商品を普及していくためには、ユーザーに推奨できる機器を標準品としてパッケージ化し、許認可、官庁立合い検査、定期検査等の簡略化を図っていくことが望まれる。これは同時に、イニシャルコスト面からは個別物件対応の設計・付帯工事費を削減し、メンテナンス面からはガスタービン本体の乗せ替え・リサイクル等によるメンテコストの削減、ユーザーへのアベイラビリティの向上といったメリットにも結びついていく。

③ 信頼性

ガスタービンは本来信頼性、耐久性に優れた原動機であり、周辺機器も含めた小型発電システムとしての認知

度を高めていくことが望まれる。システム制御面からは熱電比変化や常用防災兼用時の負荷変動に対する安定性が重要であり、長期耐久性に関してはメンテナンスインターバルの延長のために、精度の高い故障予知システムの必要性が高まっていくであろう。

④ 環境性

天然ガスを燃料とするガスタービンの排気は NO_x, SO_x, 煤塵等総合的に見てかなりクリーンなレベルにあり、原動機本体の燃焼改善技術も進歩してきている。しかしながら環境規制レベルに地域差があることを考慮すれば、効果的な後処理対策を担保しておくことも必要であり、還元剤無添加・高温排気仕様の低コスト脱硝触媒装置等の開発が期待される。

⑤ 適用性

ガスタービンコージェネの適用性は高い定格発電効率をベースとした熱電可変性能とリンクしており、これがより小型の機種にまで可能となることにより適用性が飛躍的に向上するものと思われる。またエネルギーの高度なカスケード利用や、工場・発電所・ごみ処理施設等に近隣の民生需要までを取り込んだ総合エネルギー供給の観点から、前述の産業用リパワリング、複合ごみ発電の他、環境調和型エネルギーコミュニティ構想で提案されている様な多彩なシステムバリエーションが検討されていくべきであろう。

7. おわりに

長期エネルギー需給見通しの中で基幹エネルギーの一つとして位置付けられる天然ガスが一次エネルギーに占めるシェアは、21 世紀に向けて着実に増加していく見通しとなっており、ガスタービンコージェネの普及もこのトレンドに乗って拡大していくことを切に期待したい。また近年取り沙汰されている国外からの天然ガスパイプライン、日本国内を縦貫するナショナルパイプライン、オープンアクセス化といった構想は、天然ガス輸送幹線沿いの要所にガスタービン発電をベースとしたコージェネ、IPP、ESCO (Energy Service Company) 等が出現する可能性を含めて都市ガス業界の将来像を示唆しているとも考えられ、欧米ガス業界の動きも視野に入れながら今後の動向に注目していくべきであろう。

参考文献

- (1) ㈱日本ガス協会, コージェネレーション導入実績表, (1996-7)
- (2) 高橋, 小林, 森, 日本ガスタービン学会誌, (1995-12), p. 101
- (3) 森, クリーンエネルギー, No. E04-01, (1995-11)
- (4) 群馬県企業局, 高浜発電所カタログ
- (5) 星野, 広瀬, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 23, No. 90, 1995
- (6) ㈱日本ガス協会, コージェネレーションの現状と課題, (1997-2)

ガスタービン用耐熱コーティング (1)

吉葉 正行^{*1}

YOSHIBA Masayuki

キーワード: ガスタービン, ジェットエンジン, 耐熱コーティング, 遮熱コーティング, 超合金, 高温腐食, 高温酸化, 損傷解析
 Gas Turbine, Jet Engine, Heat-Resistant Coating, Thermal Barrier Coating, Superalloy, Hot Corrosion, High-Temperature Oxidation, Failure Analysis

1. はじめに

ガスタービン技術開発の従来からの目標である高出力・高性能化の飽くなき追求に加え, 最近ではエネルギーセービングや環境負荷低減といった全地球的観点からの要請も強まったため, コンバインドサイクル化を中心とした高効率化技術の確立が急務となり, トッピングサイクルとしてのガスタービンの高温化指向がますます増大している。これに伴って, ガスタービンの高温部材に課せられた高温耐久性への要求は極めて厳しくなりつつあり, このような要求を満たしうる高性能耐熱新材料に対する待望論が根強いことは周知の通りである。

しかしながら, 開発評価が現在進められているセラミックス系(セラミックス基複合材料(CMC)を含める)や金属間化合物(IMC)などの耐熱新材料システムが信頼性を獲得して実機に導入されるまでにはまだ相当長期間を要するものとみられている。それゆえ, 現在の高温部材の主力となっている超耐熱合金(超合金と略記)をベースとして, コーティングにより優れた耐環境性能を付与した耐熱材料システムの改良を重ねて, クリティカルな作動条件下での耐久性を当面確保する以外に対応策は見当たらない。その意味で, 今後のガスタービンにおけるコーティング技術は, 従来のような保険的性格をもった付加的要素技術ではもはやあり得ず, 部材の寿命を直接支配する必須要素と位置付けられるべき段階に達しているといえよう。

本講義では以下のような構成により, 耐熱コーティングシステムを構成する超合金と各種コーティングの研究開発・実用化の経緯と, 実機作動条件下あるいは研究段階で経験したコーティングシステムの損傷解析例を紹介するとともに, 将来動向についても少々触れてみたい。

2. ガスタービン高温部材の耐環境性問題
3. ガスタービン用コーティング技術の進歩
4. コーティングシステムの損傷事例と解析法
5. コーティング技術の将来動向

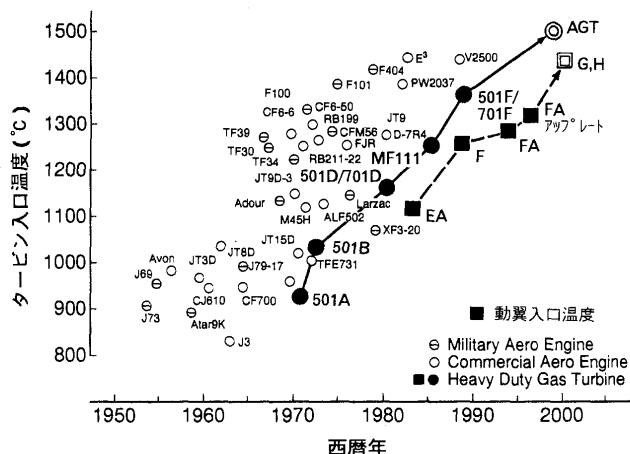
なおガスタービンにおけるコーティング技術は, 種々の機能を期待して既に多種多様な部位に適用され実績も上がっているが, 本講義では筆者の浅学のゆえ, 高温部材における耐熱耐食用と一部エロージョン耐用のコーティング技術に限定させていただく。また, 相当深刻な耐環境性問題を抱えている産業用ガスタービンを対象とした情報に偏る嫌いがあるが, 基本的には航空機用ガスタービンにも共通した考え方が適用可能である。

2. ガスタービン高温部材の耐環境性問題

2.1 ガスタービン高温部材の要求特性と耐熱合金の進歩

2.1.1 ガスタービン高温部材に対する要求特性

航空機用と陸用のガスタービンにおけるタービン入口ガス温度(TITと略記)の変遷を図1に示す^{(1)~(3)}。なお, ■印のメーカの形式では動翼入口ガス温度で表してある。航空機用ガスタービンに比べて産業用ガスタービンのTITは1980年代までは相当低かったが, V2500の開発以降, ジェットエンジンのTITが頭打ちの傾向にあるのに対し, 産業用ガスタービンでは依然急上昇を続けており, 現在ではほぼ同温度レベルにまで接近してきている。このため, 材料をはじめとする多くの技術面で従



来は航空機用ガスタービンの天下り技術が産業用に適用できたが、今後は独自の開発を余儀なくされている。とくに、航空機用エンジン部材ではあまり問題とならないような産業用ガスタービン部材特有の技術課題として、(1)大容量化に伴い部材のサイズが従来にも増して大型化する傾向にあり、製造上の難しさが格段に異なること、(2)化石燃料はもとより高炉ガス等の転用ガス燃料も含め多種多様な燃料が使用可能な反面、多くの場合において高濃度の腐食性成分による高温腐食問題を考慮しなければならないことなどがある⁽²⁾。このうち後者の対応策として耐食コーティングへの依存度が従来から高かったことはいうまでもない。

さて、ガスタービン高温部材に要求される主要特性と代表的実用合金を挙げると表1のようになる。燃焼器は、他の部材に比べて最高温度域で作動するが、周囲の冷却技術と遮熱コーティング (TBC) の併用により燃焼ガス温度に比べて金属表面温度は相当低く、通常 1000°C 程度以下に抑えられている。ここで材料が負担すべき応力(圧力)はあまり高くないので、クリープ強度や熱疲労強度よりも高温耐食・耐酸化性が最重要因子となり、耐酸化性に優れた Ni 基合金の Hastelloy X が現在多用されている。

ガスタービン最上流部にある静翼では、起動停止に伴って発生する熱応力に起因した熱疲労と高温クリープに対する優れた強度特性が要求されるが、いずれも動翼の場合に比べれば厳しくない。むしろ、約 950°C 以下での高温耐食・耐酸化性が問題となる場合が多いため、ガスタービンメーカの戦略にもよるが、X 45 や ECY 768 など耐食性の良好な Co 基超合金が従来多用されてきた。しかし最近では高温強度面からの要請により、Udimet 500 や IN 738 LC などの動翼からの転用型 Ni 基超合金が導入されつつある。

ガスタービン動翼は回転体特有の遠心力や振動により、他のどの部材よりも格段に厳しい熱機械的負荷を受ける

ため、クリープならびにクリープ破断強度、熱疲労強度、高サイクル疲労強度などのあらゆる面で優れた高温強度特性が要求される。そのうえ、後述するように高温耐食性もやはり軽視できない性質である。このため、ガスタービン用高温材料開発におけるターゲットは常に初段の動翼用合金に向けられており、従来は Ni 基超合金の中で強度と耐食性のバランスに優れた IN 738 LC が多用されてきた。しかし将来的には、さらに厳しい高温強度への要求から、後述するような単結晶や一方向凝固などの結晶制御により高強度化を図った Ni 基超合金が主流になるものとみられている。

一方、回転体としての動翼を支持するタービンディスクでは温度は相当低いものの、大きな熱機械的応力に耐える必要があるため、靱性を含めた様々なモードの中・高温強度特性が要求される。また、ここでも高温腐食問題は例外ではなく、例えば腐食疲労損傷のようにメカノケミカルな相互作用効果となって現れる場合が多い⁽⁴⁾。ディスク材として従来は A 286 や Discaloy などの Fe 基合金が使用できたが、高温化に伴い Inconel 718 や René 95 などの Ni 基合金が将来的には不可避になりつつある。

なお上記主要各部材の高温強度特性や耐環境性はともに合金の微細組織に強く依存するので、高温での優れた組織安定性が各部材で要求される。また、各部材に特有の製造加工性(铸造性、鍛造性、溶接性など)も付加的要素として重要である⁽²⁾。

このように、ガスタービンの最もクリティカルな部材といえる動静翼が耐え得る最高温度(耐用温度)は現在すでに TIT に比べて相当低く抑えられており、それゆえ動静翼に対する冷却技術と遮熱機能を付加したコーティング技術の進歩が今後のガスタービンの性能を支配するといっても過言ではない。ところが、前者の推進による過度の冷却効果は熱効率をかえって低下させてしまうというジレンマを伴うので、自ずと限界がある。したがっ

表1 ガスタービン高温部材の要求特性と代表的合金

部 品	金属温度	要求特性 (重要順)	代表的合金名
燃 焼 器	~1000°C	高温耐食・耐酸化性 クリープ強度、熱疲労強度	Fe 基 : N 155, Incoloy 800 Ni 基 : Hastelloy X, Inconel 617, TD-NiCr Co 基 : HA 188, L 605, C 263
タービン静翼	~950°C	熱疲労強度、クリープ強度 高温耐食・耐酸化性	Ni 基 : Udimet系 (500,700), IN系 (738LC,939), René80 Co 基 : X 40, X 45, FSX 414 Mar-M 509, ECY 768
タービン動翼	~900°C	クリープ及びクリープ破断強度 熱疲労強度、高サイクル疲労強度 高温耐食・耐酸化性	Ni 基 : Inconel X-750, Udimet系 (500,520,700,720) IN系 (738LC,939,792), René 80 GTD 111, Mar-M 247LC
タービンディスク	~800°C	クリープ及びクリープ破断強度 熱疲労強度、高サイクル疲労強度 耐力ならびに靱性、高温耐食性	Fe 基 : A 286, Discaloy Ni 基 : Inconel系 (718,706) Waspaloy, René 95

て、TBC を中心としたコーティング技術への期待が一段と強まっているのが現状である。本件に関しては次回以降の講義で詳述する。

さて、ガスタービン動翼用超合金の耐用寿命に対する各種損傷劣化要因の温度依存性は図2のように表せる⁽⁵⁾。これによれば、動翼の寿命に対する支配的損傷因子が低温側から機械的（高サイクル）疲労、高温腐食、熱疲労、クリープならびに高温酸化というように温度に依存して変化することがわかる。とりわけ高温腐食の影響は特徴

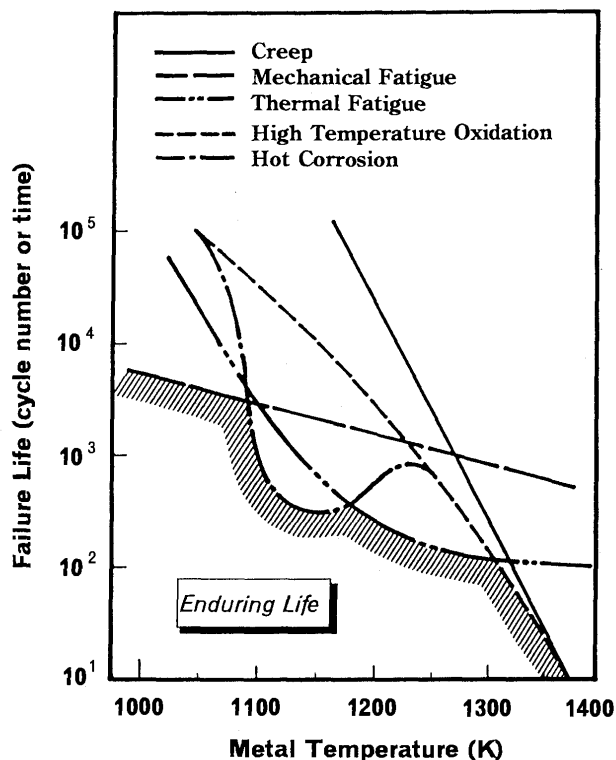


図2 ガスタービン動翼用超合金の耐用寿命に及ぼす主要損傷要因の温度依存性⁽⁵⁾

的な温度依存性を示し、800～950℃の温度域で最も深刻化するが、現在の動静翼の作動温度がこれとほぼ一致しており、それゆえ冷却翼の採用による金属表面温度の低減が腐食問題をかえって深刻化しているという皮肉な状況をうかがわせる^{(6),(7)}。このような高温腐食における特徴的な温度依存性は、燃焼ガス中に混じって飛来する腐食性灰分の部材表面への付着堆積状況に強く依存する。すなわち、800℃前後にある高温腐食のしきい温度は灰分の融点にほぼ相当し、一方950℃程度にある終点温度は、燃焼ガス中の灰分の凝縮を伴う付着堆積が部材表面で実質的に起こらなくなる温度に相当するものと考えられている。冷却翼の採用により、部材温度とガス温度に大きな差があるほど、部材表面への溶融塩の付着効率は増大することがよく知られている⁽⁴⁾。

なお図2によれば、約950℃以下の中・低温度域では高サイクル疲労あるいは熱疲労と高温腐食との重畳効果が、一方それ以上の高温度域では熱疲労やクリープと高温酸化との重畳効果もまたそれぞれ耐用寿命に重大な影響を与える可能性が示唆される。これに関しては第3回講義で取り上げることにはしたい。

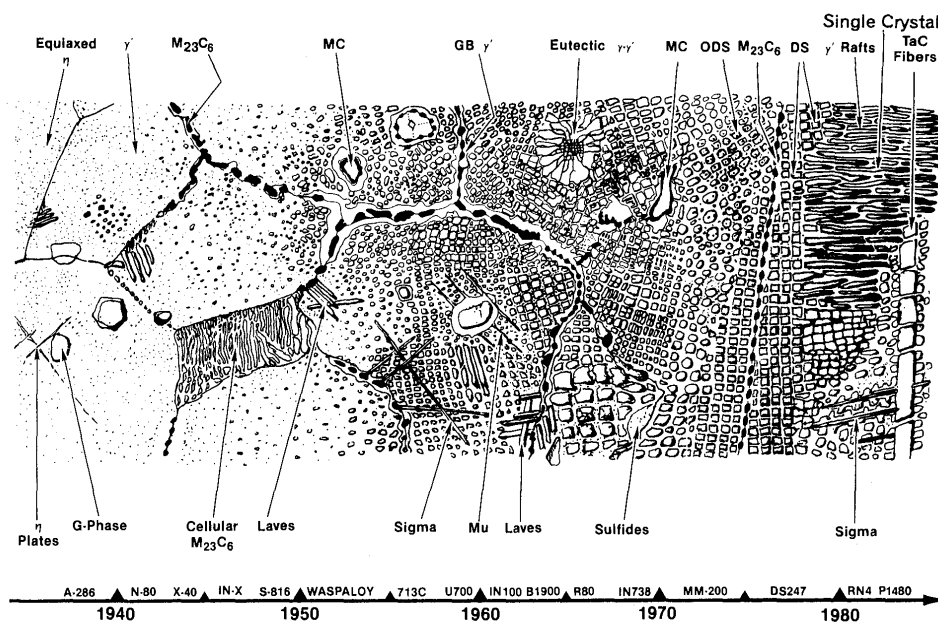
2.1.2 耐熱合金の進歩

前項で記述したようなガスタービン各部材独特の高温特性要求を満たすため、これまでに多種多様な耐熱合金が開発・実用化されてきた。現用の代表的Ni基ならびにCo基超合金の化学組成を表2に示す。燃焼器部材として多用されている固溶体合金Hastelloy Xを除けば、表2の超合金はいずれも何らかの析出物による強化を積極的に図った“析出強化型”合金であり、強度特性に応じてガスタービン動静翼あるいはディスクに使用されている。このような高温部材としてNi基超合金がほぼ独占的に使用されるのは、合金素地（マトリックス）の固溶強化に加え、析出物として極めてユニークな性質を有するγ'相 $[\text{Ni}_3(\text{Al}, \text{Ti})]$ と呼ばれる金属間化合物による高温で

表2 ガスタービン高温部材に適用される代表的合金の化学組成と製造法

合 金	化学組成 (mass%)														製造法*	航空機用	産業用
	C	Cr	Ni	Co	Fe	Mo	W	Ti	Al	B	Zr	Hf	Others				
Hastelloy X	0.10	21.8	Bal.	<2.5	18.5	9.0	0.6							W	○	○	
Inconel 718	0.03	17.5	Bal.		18.6	3.0		0.9	0.4				Nb+Ta 5.0	W	○	○	
Inconel X-750	0.04	15.9	Bal.		7.5			2.4	0.8				Nb+Ta 1.0	W	○	○	
Waspaloy	0.07	19.5	Bal.	13.5	<2.0	4.3		3.0	1.4	0.006	0.09			W	○	○	
Udimet 500	0.08	19.0	Bal.	18.0	<0.5	4.0		3.0	3.0	0.005	0.05			W, CC	○	○	
IN 738LC	0.10	16.0	Bal.	8.5		1.8	2.6	3.4	3.4	0.01	0.1		Nb 0.9, Ta 1.7	CC	○	○	
IN 939	0.15	22.5	Bal.	19.0			2.0	3.7	1.9		0.1		Nb 1.0, Ta 1.4	CC	○	○	
René 80	0.17	14.0	Bal.	9.5		4.0	4.0	5.0	3.0	0.015	0.03			CC, DS	○	○	
Mar-M200+Hf	0.15	9.0	Bal.	10.0			12.5	2.0	5.0	0.015		1.5	Nb 1.0	DS	○		
Mar-M247LC	0.07	8.0	Bal.	9.5		0.5	9.5	0.8	5.5	0.015	0.015	1.4	Ta 3.0	DS	○		
Alloy 454		10.0	Bal.	5.0			4.0	1.5	5.0				Ta 12.0	SC	○		
SRR 99		9.0	Bal.	5.0			9.5	2.2	5.5				Ta 2.9	SC	○		
PWA 1484		5.0	Bal.	10.0		2.0	6.0		5.6			0.1	Ta 8.7, Re 3.0	SC	○		
CMSX 4		6.2	Bal.	9.5		0.6	6.5	1.0	5.5			0.1	Ta 6.5, Re 3.0	SC	○		
CMSX 10		2.0	Bal.	3.0		0.4	5.0	0.2	5.7			0.03	Ta 8.0, Re 6.0	SC	○		
SC 16		16.0	Bal.			3.0			3.5				Ta 3.5	SC		○	
CMSX 11C		14.9	Bal.	3.0		0.4	4.5	4.2	3.4			0.04	Nb 0.1, Ta 5.0	SC		○	
X 45	0.25	25.5	10.5	Bal.	<2.0		7.0			0.01				CC	○	○	
Mar-M 509	0.60	21.5	10.0	Bal.	1.0		7.0	0.2		<0.01	0.50		Ta 3.5	CC	○	○	

*W: 鍛造, CC: 普通鍛造(等軸晶), DS: 一方向凝固, SC: 単結晶

図5 Ni基超合金における微細組織の歴史的変遷⁽¹⁰⁾

上段の構成相: 有益相, 下段の構成相: 有害相

これらの多量添加は高温強度と組織安定性に有害なため⁽⁴⁾, 航空機用を中心とした最新の単結晶合金ではCr量が10~2%程度にまで削減されたものが多い(表2)。しかし一方では, 産業用ガスタービンでの耐食性の確保を目的としてCr量を15%程度に増量した単結晶合金(表2のSC16やCMSX11Cなど)も開発されている。このように最近の合金開発においては, 航空機用と陸用とでCrを中心とする主要合金元素の使い分けが進んでいる。

Alは, γ' 相の構成元素として高温強度特性の向上に寄与すると同時に, 熱化学的に安定な Al_2O_3 皮膜を部材表面に形成して耐酸化性向上にも有効なため, 合金の脆化を招かない限界量の6%程度まで現在増量されている。しかし, 例えば石油燃焼ガスタービンのように腐食性が相当厳しい環境中では, この程度のAl量では不十分であり, 急激な高温腐食に伴うAlの消耗が避けられないばかりでなく, γ' 相の再固溶による強度劣化も生じ得る。したがって腐食性が厳しい場合ほど, Alを主体に耐環境性を確保するにしても, Crの適量添加を同時に図る必要がある。

Tiは, それ自体が作る酸化物(TiO_2)皮膜の保護性は高くないが, Cr_2O_3 皮膜の保護性をバックアップして耐食性の向上に寄与すると考えられている。しかし, 過量のTi添加は γ' 相の高温安定性を低下させ, 最密六方構造をもった有害な η 相 $[\text{Ni}_3\text{Ti}]$ の発達による強度劣化を招くため, 添加量に限界がある。

このように, 冶金学的アプローチのみで超合金の組織安定性を含めた高温強度特性と耐環境性とを両立させることは現在ではほぼ絶望的な状況に至っており, それゆえ高強度新合金における耐熱耐食コーティングへの依存度の増大は当然の帰結といえる。

2.2 ガスタービンにおける高温酸化・高温腐食問題

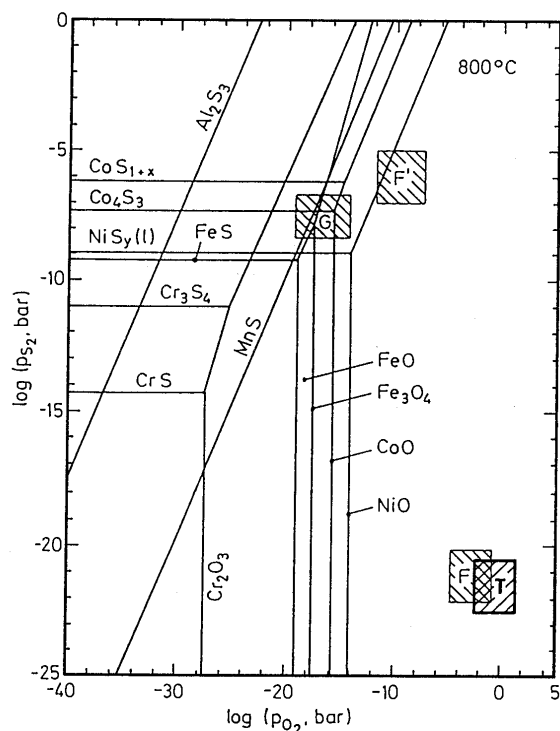
2.2.1 高温酸化・高温ガス腐食

図2から明らかなように, ガスタービン高温部材において考慮すべき耐環境性問題としては中・低温域での高温腐食と高温域での高温酸化が重要であるが, まず基本的な高温酸化ならびに高温ガス腐食について考えよう。

耐熱合金における耐酸化性向上のための必要条件は, (1)熱力学的に安定で,かつ(2)皮膜中の欠陥濃度が低く拡散抵抗性に優れた酸化皮膜を合金表面に連続的に発達させ, しかも(3)これが種々の熱的・機械的・化学的損傷劣化要因のもとでも安定して保護作用を持続できることである。現在, このような条件を満たし得る酸化物としては Al_2O_3 と Cr_2O_3 しか見当たらず, それゆえこれら両者,あるいはそのいずれかの保護皮膜を十分発達させるような合金添加あるいはコーティングの適用によって高温部材の耐環境性が確保されている⁽¹⁴⁾。

Al_2O_3 は一般に, 薄膜状態でも1000°C程度以上の高温域まで十分良好な耐酸化性を保証できるので, 耐酸化性が最重要問題となるジェットエンジン動静翼部材としてAlを約5%以上添加したNi基超合金が現在多用されている(表2)。しかし Al_2O_3 の最大の欠点は, エンジンの起動停止などに起因する熱衝撃に対する抵抗力に劣ることであり, これを補償するためにはAlを相当増量して Al_2O_3 皮膜の再生能力を高める必要がある。このように, 約5%以上のAl添加により Al_2O_3 主体の保護酸化皮膜を形成する合金を Al_2O_3 -formerという。

一方 Cr_2O_3 は, Al_2O_3 に比べると拡散抵抗性に劣るため, 十分な耐酸化効果を得るためには相当厚い皮膜(スケール層)を発達させることが重要であり⁽¹⁴⁾, Cr_2O_3 単独で良好な耐酸化性を得るには約15%以上のCr添加



Shaded areas: F fluidised bed combustion (dense phase);
F' fluidised bed combustion (bubble phase);
G coal gasification; T gas turbines
(1 bar = 10^5 Pa)

図6 (Fe, Ni, Cr, Mn, Co, Al)-O-S系相平衡図 (800°C)⁽¹⁶⁾

が通常必要となる。このような Cr_2O_3 主体の酸化物生成合金を Cr_2O_3 -former と呼ぶ。しかし約 900°C 以上のガスタービン燃焼ガス雰囲気中では Cr_2O_3 が不安定となり、蒸気圧の高い CrO_3 を生成して揮散しやすいため⁽¹⁵⁾, Cr_2O_3 による保護効果は高温側で著しく低下する。

さて、石油や天然ガス等の化石燃料を使用するガスタービンの燃焼ガス雰囲気は基本的に、図6のM-O-S (M: 金属元素) 系相平衡図中に示したように酸化物のみが安定に存在できる条件にある⁽¹⁶⁾。ところが、腐食損傷を受けた多くのガスタービン部材には酸化物とともに硫化物の生成も認められ、酸化と硫化の競合的反応によって損傷劣化が急速に進行することが報告されている⁽⁴⁾。

写真1(口絵参照)は、ガスタービン実機での燃焼ガス雰囲気組成をシミュレートした N_2 -5% O_2 -10% CO_2 -2% SO_2 (vol. %) 混合ガス雰囲気中でクリープ破断したNi基超合金 Inconel 751 (合金組成は表2のInconel X-750 とほぼ同一) の表面ならびにクリープき裂部断面のX線マイクロアナライザ (EPMA) による分析結果である⁽¹⁴⁾。表面とき裂部には Cr_2O_3 を主体とする酸化物が発達しているが、酸化物中には既に多数の割れや欠陥が導入されており、特にき裂部表面では Cr_2O_3 層の連続性が失われている。さらに合金内部では硫化物が先行する形で生成しており、腐食損傷が硫化-酸化の順序で進行する状況がわかる。実機においてもこれと同様の複合的

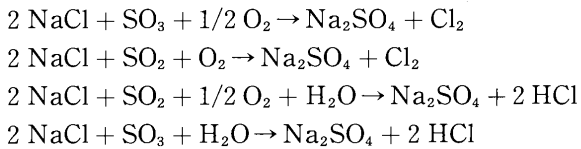
応による腐食損傷が観察される場合が多いが、このような損傷形態は以下のような条件が満たされれば十分説明可能である。(1)例えば熱サイクルやクリープ損傷などの熱機械的損傷要因によって部材表面の保護皮膜に破壊または劣化が生じ、腐食性ガス成分が容易に合金表面に吸着できる、(2)イオウ (S) の合金内部への侵入速度 (拡散速度) は酸素 (O) のそれよりも大きいので、酸化に常に先行して硫化物が生成し、その後熱力学的に安定な酸化物に変化する、(3) SO_2 ガスとの直接反応により最初に酸化物が生成する場合、周囲の O_2 分圧の低下に伴い相対的に S 分圧が図6の硫化物安定領域にまで増大し、酸化物の周囲に硫化物が生成可能となる。

また写真1より明らかなように、硫化物として熱力学的には準平衡相のNi硫化物が主体となる場合が多く観察されるが、例えばNi-Ni₃S₂ 共晶体 (融点 637°C) のような低融点Ni硫化物が生成すれば、その後の腐食損傷は液相を介して動的かつ急速に進行する。このような状況は、Crが選択酸化によって消耗したり、Cr系炭化物として固定された組織の周囲においてNi濃度 (厳密にはNi活量) が局所的に増大した領域では十分予測可能である。例えば、Cr系粒界炭化物の周囲にはNi硫化物が生成しやすくなり、Ni系の液相硫化物による選択的粒界腐食が誘発される危険性が增大する⁽¹⁷⁾。

2.2.2 溶融塩腐食

前節で触れたように、化石燃料を燃焼するガスタービンでは燃焼ガス中に存在する灰分が高温部材表面に付着堆積して液相を生成することにより部材の腐食損傷が加速的に起こることがよく知られている。これが溶融塩腐食であり、狭義の高温腐食 (hot corrosion) とはいえこれを指す。溶融塩腐食と一概にいても腐食性媒体によって機構や腐食が深刻化する温度域は多様であり、例えば重油燃焼ガスタービンにおいては V_2O_5 系溶融塩によるバナジウムアタックが約 600°C 以上で問題となるのに対し、天然ガスや軽油以上の比較的高品位燃料を使用するガスタービンでは約 700°C 以上で NaCl や Na_2SO_4 系の溶融塩腐食が深刻化する⁽¹⁸⁾。ガス雰囲気圧が上昇すれば凝縮相の安定性は当然増大し、溶融塩を生成しやすくなる。図2で示したように、これらの腐食が激化するしきい温度と終点温度は、堆積塩あるいはこれとスケールとの反応生成物の溶融状態や付着堆積量などによって決まるが、当該温度域では溶融塩による保護酸化皮膜の溶解反応を経て合金と溶融塩との直接反応が生じるため、腐食速度はガス腐食の場合に比べて格段に増大するうえ、直線則⁽¹⁴⁾に従うことが多い。

さて、高温側での溶融塩腐食の主成分となる Na_2SO_4 は熱力学的に安定であり、主に海塩粒子として取込まれた NaCl と燃焼ガス成分の SO_2 や SO_3 との間で以下のような反応により生成するものと考えられている^{(19),(20)}。



しかし、ガスタービン燃焼器～動静翼部を高速燃焼ガスが通過する時間は極めて短いため、燃焼条件や海塩粒子径などによっては上記の諸反応が完了できずに NaCl が一部残存する可能性もあり⁽²¹⁾、それゆえ Na_2SO_4 を主体とする Na_2SO_4 -NaCl 系溶融塩が実用上問題となる⁽¹⁷⁾。

溶融塩腐食に関して現在までに提案されている主な機構（モデル）を列挙すると以下ようになる⁽¹⁴⁾。

(1) 硫化-酸化モデル (Sulfidation model) 前項のガス腐食の場合と同様、 Na_2SO_4 系溶融塩腐食においても比較的多孔質な表面酸化物スケール層の下地に硫化物が生成していることが多いことから、このモデルが提案された。事実、多くのガスタービン実機における損傷事例においてもこれと矛盾しない腐食形態が報告されている⁽⁴⁾。すなわち、合金内部では硫化-酸化の繰返し過程によって常に硫化先導型の侵食が起こりうる。しかしこのモデルは、保護酸化皮膜の溶解反応や硫酸塩系以外の腐食現象を説明できない点に限界がある。

(2) フラックス化モデル (Salt fluxing model) 酸化物が溶融塩の酸性成分あるいは塩基性成分との反応により溶解するというモデルであり、保護性スケールの化学的溶解による劣化がこれによってかなり合理的に説明できるようになった⁽²²⁾。

(3) 電気化学反応に基づく保護酸化物スケールの溶解・再析出モデル⁽²²⁾

また、NaCl は微量成分と通常みなせるが、これが高温腐食において果たす役割は決して小さくない。これまでに指摘されている NaCl の役割を列挙すると次のようになる⁽¹⁷⁾。

- 1) Na_2SO_4 と共晶を作り、融点を低下させる
- 2) Na_2SO_4 の解離を助長する
- 3) 溶融塩の粘性を低下させ、浸透性を高めて局部電池の形成を容易にする
- 4) Na_2CrO_4 の生成を促進して、 Cr_2O_3 保護皮膜を劣化させる
- 5) 例えば CrO_2Cl_2 のような揮発性の高い酸塩化物を生成する

要するに NaCl は、低温域では反応に直接関与して、それ自体が著しい腐食作用をもたらすのに対し、高温域ではむしろ触媒的機能を果たし、 Na_2SO_4 系溶融塩による腐食を助長する役割が主体になると考えられている。図 7 は、ガスタービン動翼用 Ni 基超合金 Mar-M 246 に対して行ったジェット燃料油 JP-4 の燃焼ガス中（ガス流速 250 m/s）でのクリープ破断試験における応力-破断特性である⁽²³⁾。大気中での破断特性(a)に対して JP-4 燃焼ガス流中(b)での破断寿命劣化はあまり大きくないが、これ

に実機作動条件を想定して NaCl を主体とする人工海塩を 30 ppm 添加した場合(c)には相当深刻な寿命低下を生じており、微量海塩の有害性が明白である。

さて、ガスタービンで発生する溶融塩腐食と高温酸化・ガス腐食の温度依存性と、各温度域での主要合金元素の役割をまとめると図 8 のように表せる⁽¹⁸⁾。これからわかるように、一般に耐食性に有効とみられている Cr と Al の効果も温度と環境条件に依存して逆転する傾向にあり、それゆえ温度を含めた環境条件的な確かな把握なしに合金組成のみによる一面的対応をすると大きな間違いを犯す危険性がある。とりわけ、溶融塩腐食が最も深刻化する約 800～950℃ の温度域では耐食性に対して Cr や Ti が有効である一方、Al はむしろ有害な元素とみなされる場合が多い。このような Al の有害性は、Mo や W などが多量添加されている Al_2O_3 -former において顕在

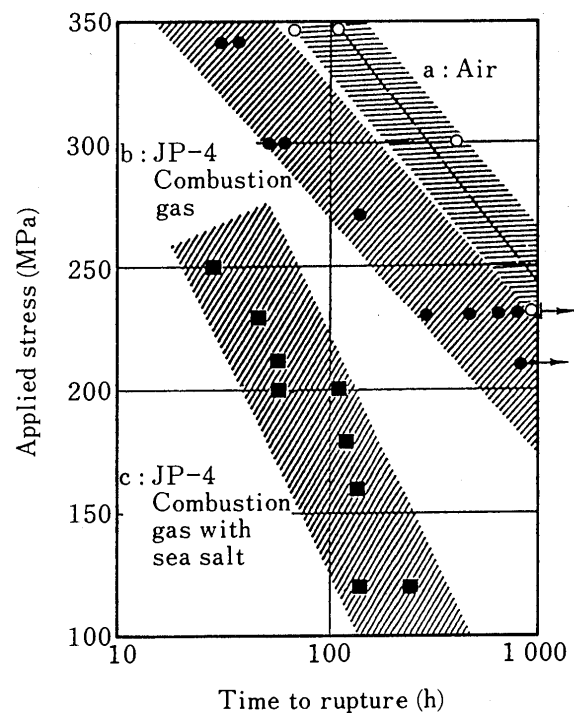


図 7 900℃ の JP-4 燃焼ガス中における Ni 基超合金 Mar-M 246 のクリープ破断特性と海塩の有害性⁽²³⁾

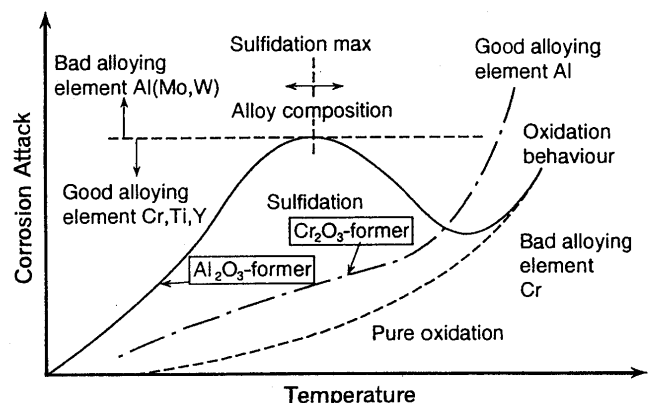


図 8 高温腐食の温度依存性と合金元素の効果⁽¹⁸⁾

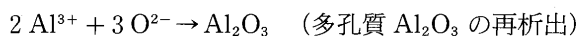
化する。

写真2 (口絵参照) と写真3 (口絵参照) はそれぞれ、 Cr_2O_3 -former の René 80 と Al_2O_3 -former の Mar-M 247 に対する 90% Na_2SO_4 -10% NaCl 溶融塩中 (塩塗布量 10 mg/cm^2) での 950°C -20 h 腐食試験後の断面 EPMA 分析結果である⁽²⁴⁾。René 80 (写真2) の合金表面には Cr, Al, Ti からなる連続した酸化物スケール層が発達し、これが腐食環境に対して有効な遮蔽機能を果たしている状況がうかがえる。これに対して Mar-M 247 (写真3) では、連続した保護性酸化物スケール層は形成されず、Al と Cr は共にスケール~溶融塩の全域で塊状の酸化物として分布している。本合金で特徴的なことは、約 10% 添加されている W の相当量がスケール中のみならず溶融塩の領域まで広く溶出していることであり、それゆえ前述のフラックス化反応への W の強い関与を示唆する。すなわち、W や Mo 系の酸化物のように錯イオンを作りやすい合金成分が多量に共存すると以下のような溶融塩の酸性フラックス化反応によって Al_2O_3 の溶解が生じ、保護機能を失う⁽²⁴⁾。

金属/溶融塩界面:



溶融塩/ガス界面:



また写真2 と写真3 によれば、酸化物に先行して硫化物が双方の合金内部にまで侵入し、硫化-酸化の順序で腐食損傷が進展していること、さらに酸化物生成によって消耗した Cr や Al などの欠乏域 (depleted zone) が酸化物直下に広がっており、今後の保護酸化スケール形成能が相当低下する危険性をもっていることなどが明白になる。

このように高温腐食は、影響因子の多様性などにより極めて複雑怪奇な様相を呈する場合が多く、残念ながら全貌解明にはまだ至っていない。しかし、温度を含めた環境因子と合金組成・組織を中心とした材料因子との組合せ条件によって耐食性が決まることに所詮変わらなないので、要は種々の技術的対応によってガスタービン環境の腐食性を軽減すると同時に⁽⁴⁾、Mo や W 等のように耐食性に有害な合金元素の作用を極力抑えて、 Cr_2O_3 や Al_2O_3 等の保護性酸化物層による優れた防食効果のみを

長期間安定に持続できるための材料学的アプローチが基本的に重要である。耐熱コーティングは現在、後者のようなコンセプトのもとに研究開発が進められている。

参考文献

- (1) S. Amagasa et al.: J. Engng. for Gas Turbine and Power, 116 (1994), p. 597
- (2) 河合久孝: 日本ガスタービン学会誌, 23-91 (1995), p. 4
- (3) 中村重義: 私信
- (4) 原田良夫: 日本鉄鋼協会第 102・103 回西山記念技術講座「鉄鋼材料の高温損傷とその対策」, (1985), p. 89
- (5) D. A. Spera and S. J. Grisaffe: NASA TMX 2664, (1973)
- (6) 原田良夫, 中森正治: 腐食防食協会第 28 回腐食防食討論会予稿集, (1981), p. 153
- (7) 吉葉正行: 鉄と鋼, 75-10 (1989), p. 1839
- (8) N. S. Stoloff: Superalloys II, ed. by C. T. Sims et al., J. Wiley & Sons, (1987), p. 61
- (9) E. W. Ross and C. T. Sims: ibid., p. 97
- (10) C. T. Sims: Superalloys 1984, ed. by M. Gell et al., TMS-AIME, (1984), p. 399
- (11) 湯川夏夫, 森永正彦, 足立裕彦: 学振 123 委研究報告, 28 (1987), p. 257
- (12) 出川通: 文献(2), p. 12
- (13) 太田芳雄, 中川幸也: 文献(2), p. 19
- (14) 吉葉正行: 日本金属学会セミナー「高温材料の開発と適用」, (1996), p. 23
- (15) J. Stringer and D. P. Whittle: High-Temperature Materials in Gas Turbines, ed. by P. R. Sahm and M. O. Speidel, Elsevier, (1974), p. 283
- (16) V. Guttman: Mater. Sci. & Tech., 6 (1991), p. 9
- (17) 吉葉正行, 宮川大海, 水野裕之, 藤代大: 日本金属学会誌, 50-1 (1986), p. 40
- (18) Ch. Just: High Temperature Alloys for Gas Turbines, ed. by D. Coutouradis et al., ASP, (1978), p. 147
- (19) M. A. DeCrescente and N. S. Bornstein: Corrosion, 24 (1968), p. 127
- (20) 腐食防食協会編: 金属材料の高温酸化と高温腐食, 丸善, (1982), p. 104
- (21) S. R. J. Saunders: Metals Technology, 11 (1984), p. 465
- (22) 大塚伸夫: 腐食防食協会第 19 回コロージョン・セミナー「溶融塩・複合腐食」, (1992), p. 67
- (23) H. Huff und F. Schreiber: Werkstoffe Korrosion, 23 (1972), p. 370
- (24) 曾根浩, 吉葉正行, 今井潔, 山本優: 学振 123 委研究報告, 37 (1996), p. 47

高温下でのメタン-空気層流燃焼速度の数値計算

Calculation of Methane-Air Burning Velocity at High Temperature

倉田 修^{*1}, 高橋 三餘^{*1}
KURATA Osamu TAKAHASHI Sanyo内山 芳忠^{*1},
UCHIYAMA Yoshitada

キーワード: 燃焼速度, メタン-空気, 希薄, 高温, CHEMKIN, セラミックガスタービン
Burning Velocity, Methane-Air, Lean Mixture, High Temperature, CHEMKIN,
Ceramics Gas Turbine

Abstract

Laminar burning velocity of methane-air lean mixture at high temperature was computed using CHEMKIN code with options of the windward difference for convection terms, mesh points of about 45, the mixture average model for transport coefficients and no thermal diffusion. The computed burning velocities were compared with the data experimentally obtained at the range of temperature from 303 K to 1023 K, pressure from 0.1 MPa to 0.3 MPa and equivalence ratio from 0.5 to 1.0. The difference between them was less than 9 % on the average, which implies that the reaction mechanism, the reaction rate constants and the transport coefficients adopted in CHEMKIN are reasonable for estimating the burning velocity of methane-air lean mixture at high temperature. The combustion intensity and NO emission level of multi-type bunsen burner estimated from the burning velocity under the ceramics gas turbine operating condition, was found satisfying the performance required for the ceramics gas turbine combustor.

1. まえがき

現在開発が進められている天然ガスを燃料とする小型コージェネレーション用のセラミックガスタービンでは、再生サイクルを用いてタービン入口温度を 1623 K と高くすることにより、42% 以上の熱効率を目標としている⁽¹⁾。この場合、燃焼器入口温度は 1023 K~1123 K と従来のガスタービンに比べてはるかに高くなる。そのため、燃焼ガス温度の局所的な上昇を避けることで NO_x 生成を抑制できる希薄予混合燃焼法が注目されている⁽²⁾。このような希薄予混合燃焼法をセラミックガスタービンに適用する場合、高予熱温度条件下で火炎をいかに安定に保炎するかが問題となる。

層流燃焼速度は、火炎の吹き消え限界や逆火限界を予測するうえで、重要な指標の一つである。メタン-空気予混合火炎の層流燃焼速度については、Andrews⁽³⁾、飯島⁽⁴⁾、Al-Himyary⁽⁵⁾ らによる測定が行なわれている。著者らも、予熱温度 303 K~1023 K、雰囲気圧力 0.1 MPa

~0.3 MPa、当量比 0.5~1.0 の範囲で測定をしている⁽⁶⁾。しかしながら、セラミックガスタービンの燃焼器に相当する高予熱温度条件では量論比の測定値しかなく、さらに、こうした測定を行なうには多くの困難が伴う。

近年の数値計算手法の発展及び計算機能力の向上により、反応機構と素反応速度定数の決定⁽⁷⁾、複雑な炭化水素系の燃焼反応への応用⁽⁸⁾、NO_x の生成・排出予想⁽⁹⁾ や火炎構造の詳細な数値解析などが可能になっている。メタン-空気予混合火炎の層流燃焼速度については、Smoot⁽¹⁰⁾ や Egolfopoulos⁽¹¹⁾ らが数値計算を行ない、Andrews や飯島らの測定結果と比較し、良い精度で一致することを示している。しかしながら、セラミックガスタービンの燃焼条件に相当するような高温における燃焼速度について未だ数値解は求められていない。

そこで、著者らは、CHEMKIN コード^{(13)~(16)} を用いてメタン-空気層流燃焼速度の数値解を求め、測定結果⁽⁶⁾ との比較を行ない、数値計算による燃焼速度の予測能力を検証した。さらに、セラミックガスタービンの燃焼条件における燃焼速度を数値計算で求め、それに基づいて多管式バーナのセラミックガスタービンの燃焼器への適用性について考察を行なった。

原稿受付 1997 年 2 月 7 日

* 1 工業技術院機械技術研究所

〒 305 茨城県つくば市並木 1-2

2. 実験方法と実験の精度

2.1 実験方法

燃焼速度は、雰囲気圧力と混合気予熱温度を任意に設定できる内径 8 mm の直管バーナにメタン-空気火炎を保炎し、シュリーレン法で可視化した内炎像をコンピュータ画面に取り込み、面積法により求めた。実験装置と測定方法は著者らの論文⁽⁶⁾に詳述した。実験範囲は混合気予熱温度 303 K~1023 K, 雰囲気圧力 0.1 MPa, 0.2 MPa, 0.3 MPa, 当量比 0.5~1.0 である。

2.2 実験の精度

数値解と測定結果を比較するには実験の精度をあらかじめ見積もっておく必要がある。実験の精度は、計測器の器差や公差、読み取りの誤差と実験方法固有の精度からなる。はじめに、計測器では、メタンと空気の質量流量計に平均 0.9% の器差が、熱電対と歪みゲージ式圧力計に各々 0.75% と 1% の公差が有る。次に、ディスプレイ上の内炎像の読み取り誤差は、1 点あたり縦方向は 2% で横方向は 5% である。ただし、面積法においてはこれらは内炎像を積分する時に相殺すると考えられる。最後に、測定方法の精度の面では、直管バーナ法は他の測定法に比べ精度は劣るとされている⁽¹²⁾。そして、比較的精度の高い球状容器法による飯島らの測定値⁽⁴⁾と著者らの測定値との差は平均 7.6% (303 K, 423 K) であった。こうした検討結果から、測定精度は以下のように見積もられる。

$$0.9 + 0.9 + 0.75 + 1 + 7.6 = 11 \text{ [\%]}$$

常温 (303 K) における計測では、記録した内炎像の頂部が欠け、面積法が適用できなかったために、角度法を用いた。角度法では面積法に比べ内炎像の読み取り精度の 7% がさらに加わる。なお、このように比較的精度の劣るバーナ法を採用した主な理由は、静止混合気を用いる方法よりも、高温における自着火を避けて燃焼速度を測定し易いためである。

3. 計算方法と計算オプションの選択

3.1 計算方法

層流燃焼速度の計算には、Sandia National Laboratory の Kee らが開発した一次元予混合層流火炎用⁽¹³⁾ プログラムコード premix.f (ver.2.5 b) を用いた。このプログラムは、反応機構及び反応速度を記述する CHEMKIN-II⁽¹⁴⁾、熱伝導率や拡散係数などの輸送係数の算出に開発された TRANSPORT⁽¹⁵⁾、時間依存型の方程式と定常解の方程式を組み合わせる境界値問題を解く⁽¹⁶⁾ プログラムコード twopnt.f (ver.2.22 b) などを用いて、定常一次元予混合層流火炎の温度分布、濃度分布、流速分布などを求めるものである。メタンの反応機構はすでに解明されており、その素反応速度定数も比較的良い精度で求められていると考えられるため、本計算においては Kee らが採用した反応機構及び反応速度定数 (17 成分、

58 素反応式)⁽¹³⁾ をそのまま用いた。輸送係数については、多成分法と混合平均法との違いを検討した。

この計算方法では、適当な初期値を与え方程式を解くことで定常値を求める。このため、最初に当量比 1.0, 予熱温度 303 K, 圧力 0.1 MPa の定常解を求め、これを次の条件の定常解を求めるための初期値として与えた。このように、求まった定常解をもとに、次々に異なる条件の解を求めていった。燃焼速度が比較的速い場合には、定常解が求められるまでに要する計算時間は短かったが、予熱温度が低くかつ当量比が小さくなると燃焼速度が急激に低下するのに伴い、計算時間は急激に増大する。計算機の処理能力の限界により、予熱温度が 303 K, 当量比が 0.5 以下の場合には解を求めることは難しかった。

3.2 計算オプション

計算方法で選択可能な計算オプションのうち、計算格子数及び輸送係数の算出方法の選択は計算結果に影響し、格子数の増加あるいは多成分法の採用により計算時間は大幅に増加する。そこで、実験精度を考慮して、計算を効率良く行なえるように計算オプションを選択した。

3.2.1 計算格子数

計算においては、各変数の勾配と曲率の上限値を指定することができる。定常解が求められる過程で、各変数の勾配や曲率が、指定された上限値を越すと、その格子点は 2 つに分割される。このように細かく分割され格子点数は増加する。定常解の最終的な分割格子数は、最初に指定する濃度、温度の勾配と曲率の上限値を与えることで間接的に決まる。当量比、予熱温度などの混合気条件が異なると、勾配と曲率を一定にとっても、最終的に作られる格子点数はやや異ってくるが、勾配及び曲率の上限値を一定とした時のそれらの差は 25% (格子数約 30) ~ 8% (格子数約 400) と小さかった。このため、勾配と曲率の上限値を指定すると計算格子数はほぼ決まるといえる。

図 1 は圧力 0.1 MPa, 当量比 0.6 と 1.0, 予熱温度 303 K, 573 K, 873 K にて混合平均法で温度勾配拡散係数を含めず数値計算を行なった時の数値解の精度と計算格子数との関係を示す。コンピュータ (PC-AT, Pentium, 16 MB) に搭載のメモリ量を考え、計算格子数が約 400 点となる時の解を収束値として、それと異なる計算格子数における解との差を割合で示した。格子数約 30 での差は 10%~20%, 格子数 45 では 10%~11%, 格子数 115 では差は 3%~4% となった。そのため、実験精度が 11% 程度であることを考慮し、勾配と曲率の上限値は共に、数値解の収束値との差が約 10% となる計算格子数 45 に相当する 0.25 に指定した。

3.2.2 多成分系混合気の輸送係数

多成分系混合気の輸送係数について、多成分法か混合平均法の選択及び温度勾配拡散係数の有無による計算値の違いを検討した。

混合気中の種の拡散係数や熱伝導率などの輸送係数は、

分子運動論から導かれる^{(17),(18)}。拡散速度 V_k は、多成分拡散係数 D_{kj} や温度勾配拡散係数 D_k^T を用いて次式で表わされている。

$$V_k = \frac{1}{X_k \bar{M}} \sum_{j \neq k}^K M_j D_{kj} d_j - \frac{D_k^T}{\rho Y_k} \frac{1}{T} \nabla T \quad (1)$$

ただし

$$d_j \equiv \nabla X_j + (X_j - Y_j) \frac{1}{p} \nabla p \quad (2)$$

ここで

X_k : モル分率, $\bar{M}$: 平均分子量, M_j : 分子量, ρ : 密度, Y_k : 質量分率, D_{jk} : 2成分拡散係数
とおいている。

多成分法では、衝突半径などから、理論的に計算可能な L 行列を用いて、拡散係数、温度勾配拡散係数と熱伝導率を求める^{(15),(18)}。他方、混合平均法では、注目した一つの種以外の他の種の質量分率と拡散速度を、一つの質量分率と拡散速度で代表させることにより、混合気中には注目した種と代表種の 2 種のみ存在すると近似している。混合平均法での拡散速度は、混合平均拡散係数 D_{km} や温度勾配拡散係数 D_k^T を用いて次式で表わされる。

$$V_k = -\frac{1}{X_k} D_{km} d_k - \frac{D_k^T}{\rho Y_k} \frac{1}{T} \nabla T \quad (3)$$

$$D_{km} = \frac{1 - Y_k}{\sum_{j \neq k}^K X_j / D_{jk}} \quad (4)$$

多成分法は L 行列を解くため混合平均法に比べ計算コストは大きくなる。

図 2 に圧力 0.1 MPa, 予熱温度 303 K, 573 K, 873 K, 当量比 0.5~1.0 におけるメタン-空気層流燃焼速度の数値解について、多成分法か混合平均法の選択及び温度勾配拡散係数の有無の影響を示す。横軸は当量比、縦

軸は各数値解の基準解に対する差の割合である。

温度勾配拡散係数の無い場合には、混合平均法による数値解は多成分法による解に比べ小さく、その差は 0%~6% である。また、当量比や予熱温度の増加により相対的なその差は減少する傾向にある。

温度勾配拡散を考慮した場合には、それが無い場合に比べて、解は混合平均法では 2%~5% 大きくなり、多成分法では 1%~10% 小さくなる。温度勾配拡散効果により水素原子のような軽い成分は熱い領域に向かい、反応速度は遅くなると考えられるため、混合平均法では温度勾配拡散効果が正しく反映されていない。また、多成分法で温度勾配拡散を考慮した場合はより厳密な解に近づくと考えられる。

ここで、混合平均法で温度勾配拡散係数の無い場合の解と多成分法で温度勾配拡散係数の有る場合の解を比較すると、その差は低温、低当量比領域ではやや大きいものの、全体では 0%~5% と殆ど差は無い。さらに、計算オプションの違いによる数値解の差は実験精度の 11% に比べて小さい。これらのことから、ここでは、混合平均法で温度勾配拡散係数の無い場合の数値解は、比較的厳密解に近い値を示し、計算コストを抑えられるため有効と考えられる。したがって、混合平均法で温度勾配拡散係数の無い場合を数値オプションとして採用した。

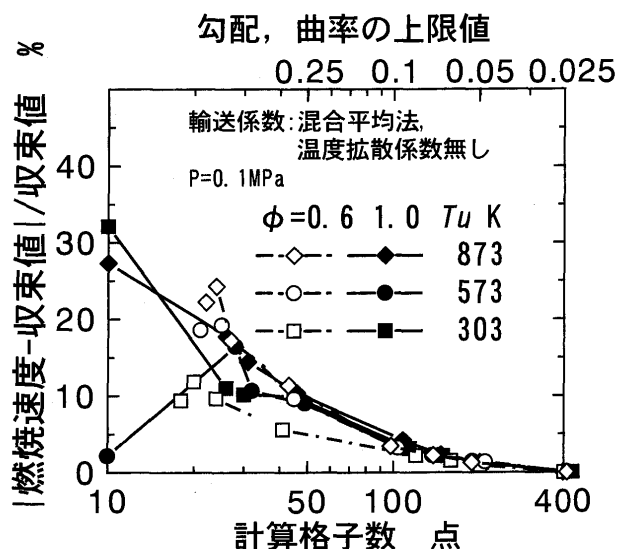


図1 数値解と収束値の差の割合と計算格子数の関係

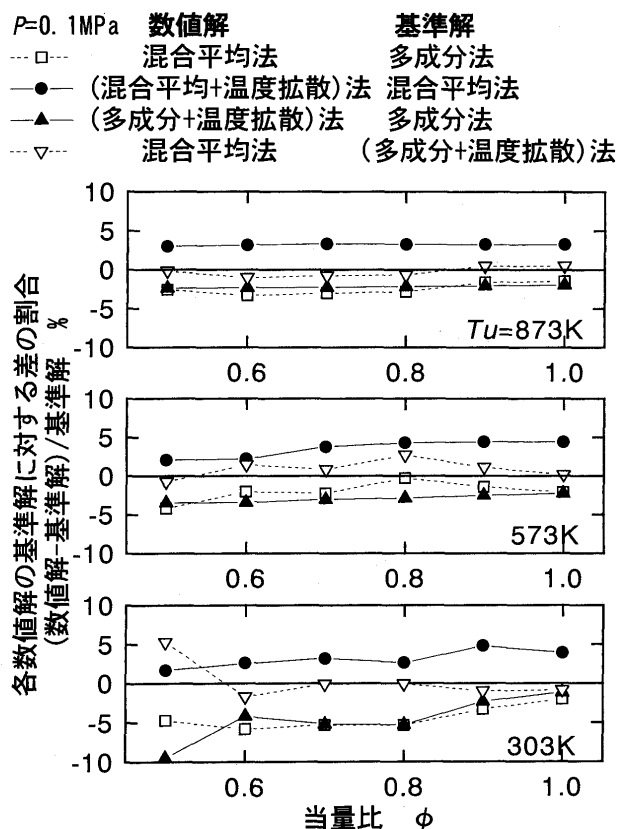


図2 各数値解における多成分法や混合平均法と温度拡散係数の影響

4. 実験結果と計算値の比較

4.1 予熱温度の影響

図3に、圧力を0.1 MPaと一定にして予熱温度を303 Kから1073 Kまで変化させた時の燃焼速度の実験値と計算値を示す。実験値は記号で、計算値は線で示され、実験値には実験精度に相当する11%と18% (303 K)のエラーバーがつけられている。予熱温度が低い場合、低当量比での保炎が難しかったため、当量比0.6以下の測定はされていない。予熱温度の増加により燃焼速度は大きく増加している。予熱温度423 K、723 Kと1073 Kの低当量比領域を除けば、0.2%から20%の差で測定値に一致している。

図4に圧力が0.2 MPaの時の燃焼速度を示した。図3と同様に実験値は記号で、計算値は線で示され、実験値に実験精度に対応するエラーバーがつけられている。予熱温度423 Kと723 Kで見られた差異もなく、0.1 MPaの場合よりもさらに良い一致が見られる。さらに、両者に系統的な差異は生じていない。このように、低当量比におけるデータには比較的大きな差の見られるものの、全体では計算により燃焼速度を平均9%の精度で予測できることがわかった。これは、Keeらの用いた反応機構、素反応速度定数及び輸送係数が、燃焼速度を予測する上では妥当であることを示している。

前述のように、セラミックガスタービンの燃焼器入口温度は1123 Kまで上昇する。このように高い予熱温度での燃焼速度を測定することは、著者らが用いた装置では不可能であり、実験的に求めることはかなり難しいと思われる。圧力を0.1 MPa、予熱温度を1073 Kにした時

に計算から得られる燃焼速度を図3に示してあるが、予熱温度1073 K、当量比0.3において予測される燃焼速度は1.8 m/sであり、これは常温、当量比1.0の時の4倍強の値である。このため、1073 K以上の予熱温度では、0.5以下の低当量比においても保炎は十分可能であることが推察されるが、予熱温度が高くなると逆火が起る可能性も高くなり、保炎可能な流量領域はそれほど拡大されないと思われる。したがって、予混合燃焼による高予熱温度・低当量比での保炎では、吹飛び速度の確保よりもむしろ逆火をいかに抑えて火炎を安定させるかがより大きな問題となるであろう。

4.2 圧力の影響

図5は、温度を一定として圧力を変化させた時に得られた燃焼速度を示す。予熱温度には873 K、573 K、303 Kの三種類を選んで比較してある。実験は層流燃焼速度を求めることを目的としていたため、円管バーナ内の流れが乱流になる領域での測定は避けている。従って、高圧力かつ理論比に近い場合の燃焼速度の測定点は欠落している。メタン-空気混合気の燃焼速度は圧力に対して負の依存性を持っていることが知られているが、実験値及び計算値もこの特性を良く表しており、圧力の増加に対して燃焼速度は減少している。圧力0.3 MPaの場合にも、実験値及び計算値の一致は良く、全圧力範囲において平均9%の精度で一致している。

圧力が高くなると、このように燃焼速度は減少し、これに伴い吹き飛び速度も低下すると考えられる。一方、逆火速度は、消炎距離が圧力に反比例して減少することに起因して高まると考えられる。このため、メタン-空

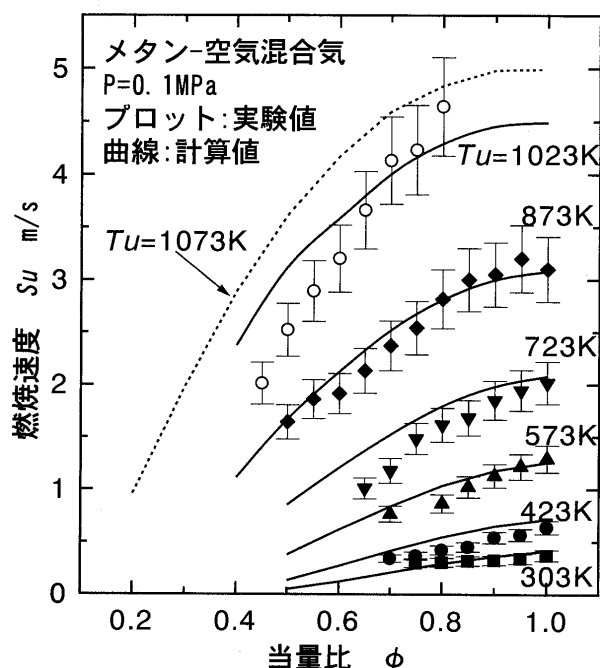


図3 燃焼速度の実験値と計算値の比較
(圧力0.1 MPa、温度の影響)

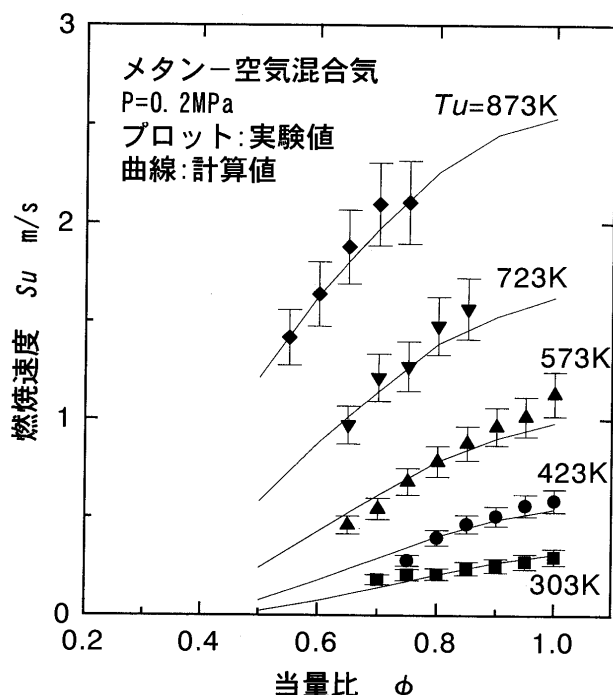


図4 燃焼速度の実験値と計算値の比較
(圧力0.2 MPa、温度の影響)

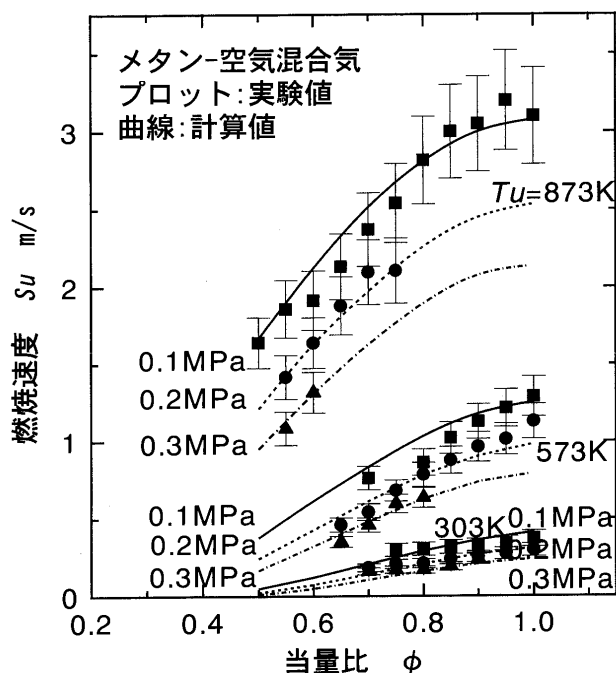


図5 燃焼速度の実験値と計算値の比較
(圧力の影響)

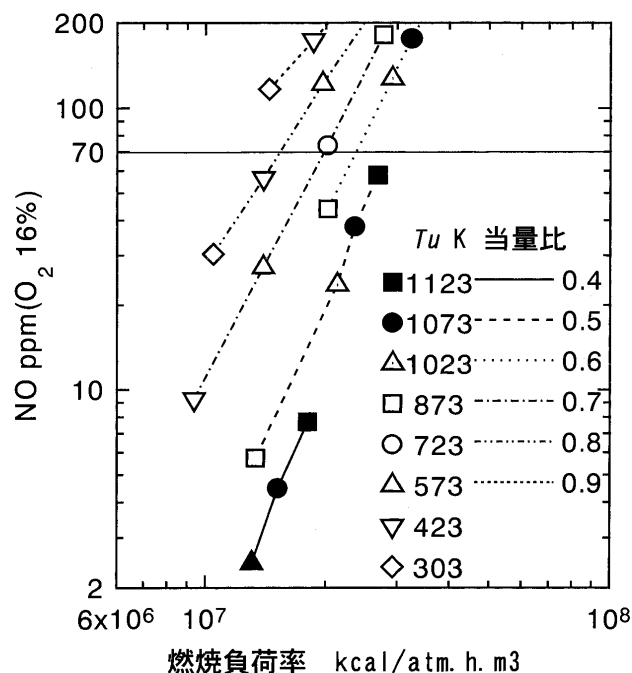


図6 多筒の直管バーナの燃焼負荷率と NO 濃度
(計算値, 容器長さ 0.3 m, 圧力 0.1 MPa)

気を直管バーナで予混合燃焼させた場合には、圧力の増加に伴い、保炎領域は狭まることが予想される。

4.3 多管バーナの燃焼能力の予測

セラミックガスタービンに多管バーナを用いたときの燃焼能力を、CHEMKIN で計算した燃焼速度を参考にして予測した。圧力 0.1 MPa で、予熱温度 303 K～1123 K と当量比 0.4～0.9 としたときの燃焼負荷率と火炎後流で生成する NO 濃度の計算値を図 6 に示した。NO 生成濃度を火炎の後流まで計算するには、CHEMKIN では非常に多くの格子点数を必要とするため、拡大 Zel'dovich 機構を含む文献⁽¹⁹⁾ の手法を用いた。燃焼負荷率及び NO 濃度の計算に際しては、直管バーナの未燃混合気平均流速は、実験時と同じ燃焼速度の 5 倍を、燃焼器長さは 0.3 m と仮定し、燃焼速度には計算値を、燃焼ガス温度には断熱火炎温度を用いた。NO 濃度は O₂ 16% で換算した結果を示した。図 6 の中で、白記号は実際に燃焼速度が測定可能で保炎できる条件を、黒抜き記号は実験では実現できなかった条件を表わしている。

セラミックガスタービンの燃焼器には、燃焼器入口温度 1023 K～1123 K、燃焼器出口温度 1623 K の条件のもとで、適正な NO_x 濃度と十分な燃焼負荷率とが要求される。この場合の全体の当量比は 0.23 となる。NO_x 濃度としては、大気汚染防止法など法令による排出基準値の 70 ppm 以下が望ましい。さらに、燃焼負荷率⁽²⁰⁾ は産業用の 10⁶ から航空用の 10⁸ [kcal/m³・h・atm] が現在用いられており、この間にある必要がある。

等当量比 0.5 の線上では、予熱温度 1023 K～1123 K において必要な NO 濃度レベルと燃焼負荷率を満たしていることが図 6 からわかる。予熱温度 873 K において

はすでに保炎は実現されていることから、さらに高い予熱温度 1023 K～1123 K においても保炎が可能と予想される。ただし、当量比 0.5 は全体の当量比 0.23 より大きいため、燃焼温度はタービン入口温度より高温となり、希釈空気の導入が必要となる。

等当量比 0.4 の線も必要とされる NO 濃度レベルと燃焼負荷率が満たされている。しかし、実際にこの当量比において保炎可能かどうかは今後の実験を待たねばならない。また、希釈空気の導入が依然として必要である。

このように、希釈空気の導入量の少ない低当量比での保炎が可能かどうか、あるいは、直管バーナを多筒化することによる流れの相互作用が実際の保炎範囲にどのような影響を与えるかなど未知の要因はあるが、セラミックガスタービンの燃焼器に要求される NO_x 濃度レベルと燃焼負荷率の面からは、多筒の直管バーナを利用できる可能性はありとえられる。

5. 結論

予熱温度 303 K～1023 K、雰囲気圧力 0.1 MPa～0.3 MPa、当量比 0.5～1.0 の範囲で、メタン-空気火炎の層流燃焼速度を実験値と CHEMKIN コードによる計算値とを比較し、以下の結論を得た。

- (1) 温度勾配拡散効果を無視した混合平均法による解と、温度勾配拡散効果を考慮した多成分法による解との差は 5% ほどであり、メタン-空気の層流燃焼速度に及ぼすその効果は小さい。
- (2) 計算値は、予熱温度の影響及び圧力依存性を良く予測しており、実験値と平均 9% の精度で一致する。
- (3) 予熱温度 1073 K、当量比 0.3 において、計算から予

測される燃焼速度は、常温、当量比 1.0 のそれに比べて 4 倍となり、高予熱温度においては保炎性能の向上が期待できる。また、NO_x 排出レベル及び燃焼負荷率の面からは、多筒の直管バーナをセラミックガスタービンの燃焼器に使用できる可能性がある。

参考文献

- (1) Murayama, T., Nagata, K., Abe, H., Ogiyama, H., ASME 95-GT-445
- (2) 安部, 岩本, 日本ガスタービン学会誌, 23-89, (1995-6), p. 46
- (3) Andrews, G. E., Bradley, D., Combust. Flame, 19, (1972), p. 275
- (4) Iijima, T., Takeno, T., Combust. Flame, 65, (1986), p. 35
- (5) Al-Himyary, T. J., Karim, G. A., ASME 87-ICE-6
- (6) Kurata, O., Takahashi, S., Uchiyama, Y., SAE Paper, No. 942037 (1994)
- (7) Westbrook, C. K., Dryer, F. L., Prog. Energy Combust. Sci, 10, (1984), p. 1
- (8) Lee, K. Y., Yang, M. H., Puri, I. K., Combust. Flame, 92, (1993), p. 419
- (9) 本間, 長谷, 機論 B61-583, (1995), p. 1177
- (10) Smoot, L. D., Hecker, W. C., Williams, G. A., Combust. Flame, 26, (1976), p. 323
- (11) Egolfopoulos, F. N., Cho, P., Law, C. K., Combust. Flame, 76, (1989), p. 375
- (12) 飯島, 球状容器法による燃焼速度の測定, 東京大学学位論文, p. 9, (1987) 乙第 7686 号
- (13) Kee, R. J., Grcar, J. F., Smooke, M. D., Miller, J. A., SAND85-8240, (1993)
- (14) Kee, R. J., Rupley, F. M., Miller, J. A., SAND89-8009B, (1993)
- (15) Kee, R. J., Dixon-Lewis, G., Warnatz, J., Coltrin, M. E., Miller, J. A., SAND86-8246, (1993)
- (16) Grcar, J. F., SAND91-8230, (1992)
- (17) Hirschfelder, J. O., Curtiss, C. F., Bird, R. B., Molecular theory of gases and liquids, (1954), p. 516, John Wiley & Sons, New York
- (18) Dixon-Lewis, G., (Editor: Gardiner, W. C.), Combustion Chemistry, (1984), p. 32, Springer-Verlag New York
- (19) 日本機械学会, 技術資料 燃焼に伴う環境汚染物質の生成機構と抑制法, (S55), p. 50
- (20) 三輪, ガスタービンの基礎と実際, (1989), p. 104, 成山堂書店

矩形狭流路内膜冷却に与えるギャップ高さの影響

Effect of Gap Height on Film Cooling in Thin Rectangular Channel

元田 徹^{*1},

MOTODA Tohru

宮沢 利明^{*2}

MIYAZAWA Toshiaki

刑部 真弘^{*3}

OSAKABE Masahiro

キーワード: 膜冷却, 矩形狭流路, 温度波, 高速及び低速域, ギャップ高さ

Film Cooling, Thin Rectangular, Wavy Temperature Pattern,
High and Low Speed Regions, Gap Height

Abstract

Film cooling behavior in thin rectangular channel was studied experimentally by using water. The flow pattern and the wall temperature distribution were visualized with hydrogen bubbles and liquid crystal sheet, respectively. The wavy temperature distributions on the wall just after the injection slit was observed in spite of the two-dimensional film. The low and high temperature regions correspond to the high and low speed regions near the wall, respectively. As thinning the channel, the cooling efficiency was decreased and the wave length of the temperature pattern became smaller.

1. 序論

膜冷却に関する研究は過去広く行われ, 主な実験結果や膜冷却効率の予測式が Goldstein⁽¹⁾ によってまとめられている。これらの研究は比較的大きな風洞中に置かれた平板境界層内での膜冷却が多く, 主流の乱れが少ない条件での乱流境界層内での冷却二次流体の拡散過程に注目している。実際の機器においては, 翼端とシュラウド間のように狭い乱れた空間において膜冷却を行う場合⁽²⁾もあり, このような場合には冷却孔やスリットを設ける場所を経験的に決めているのが実状である。

著者らは, 狭い空間の膜冷却挙動に関する基礎知識を得るために, 水を用いた矩形狭流路内2次元膜冷却実験⁽³⁾を行ってきた。従来の経験式による膜冷却効率が, 吹き出し量とともに単純に増加していくのに, 実験結果はある吹き出し量で, それ以上増加しない限界膜冷却効率を示した。これは, 吹き出しスリット直後に, 逆圧力勾配をもつ剥離渦が形成され, 主流と膜の混合が促進されるためと考えられた。また, ほぼ2次元的な膜が形成されたにもかかわらず, 吹き出しスリット直後の壁面に波状温度分布を観測した。さらに設計計算に容易に用いることが可能な $k-\varepsilon$ 低レイノルズ数モデルによる近似

計算⁽⁴⁾を提案してきた。吹き出しスリット直後の剥離渦モデルを用いることにより, 膜冷却効率の限界挙動等が良く予測された。本研究では, 矩形狭流路内に数枚の板を挿入することにより流路高さを段階的に狭くしたときの膜冷却の実験を行ない, その影響について調べた。

記号

 D_h : ダクト等価直径 h : 流路高さ M : 吹き出し流量比 Re_1 : 一次流体レイノルズ数 ($= u_1 D_h / \nu_1$) Re_2 : 二次流体レイノルズ数 ($= v_2 s / \nu_2$) s : スリット幅 T : 温度 u_1 : 一次流体平均速度 u^* : 摩擦速度 ($= \sqrt{\tau_w / \rho}$) v_2 : 二次流体吹き出し速度 w : 流路幅 x : スリット先端からの距離 y^+ : 壁面からの無次元距離 ($= y u^* / \nu_1$) η_w : 膜冷却効率 [$= (T_w - T_1) / (T_2 - T_1)$] λ : 温度波形の波長 λ^+ : 温度波形の無次元波長 ($= \lambda u^* / \nu_1$) ν : 動粘性係数 ρ : 密度 τ : 壁面せん断力

原稿受付 1997年2月10日

* 1 東京商船大学大学院

* 2 柳井原シンワ

* 3 東京商船大学

添字

1: 一次流体, 2: 二次流体, W : 壁面

2. 膜冷却効率の簡易予測式

狭流路に対する膜冷却効率の予測式は特にないが、冷却膜が壁面近傍に限定されているような場合、従来の平板境界層すなわち開空間で求められた予測式が近似的に使用可能であると考えた。本実験と同様な二次元スリットからの吹き出しを伴う平板境界層の膜冷却効率 η_w に関し Seban ら⁽⁵⁾ は次の経験式を提案した。

$$\eta_w = 2.2A^{-0.5} \quad (1)$$

ここで A は、二次元ジェットの整理に用いられる無次元数で、

$$A = \frac{x}{Ms} \quad (2)$$

ここで M は吹き出し流量比で、

$$M = \frac{\rho_2 v_2}{\rho_1 u_1} \quad (3)$$

と定義される。ここでは u_1 は主流速度であるが、本研究のダクト流れでは u_1 をダクト平均速度とした。一方、小幡⁽⁶⁾ は式(1)と同じ無次元数を用いて、

$$\begin{aligned} \eta_w &= 1.9A^{-0.45} & 10 \leq A \leq 100 \\ \eta_w &= 9.6A^{-0.8} & 100 \leq A \end{aligned} \quad (4)$$

を提案した。これらの予測式では、無次元数 A が与えられれば、膜冷却効率 η_w が決まり、ダクト高さをパラメータとして含んでいない。

3. 実験装置及び方法

図1に実験装置概念図^{(3),(4)}を示す。一次流体(約20°Cの冷水)を流す矩形ダクトは流路幅 $w = 50$ mm、高さ $h = 20$ mmの透明アクリル製である。この流路は、透明アクリル板を挿入する事により流路高さ h を、15 mm, 10 mm, 5 mm とすることが可能である。二次流体(約60°Cの温水)はボイラーよりカスケードタンクにて気泡を除去した後、テスト部に供給し、多孔板(20 μ 焼結金属)で整流後、幅 $S = 5$ mmのスリットを通し一次流体のダクトに注入した。ここで注入部は、ダクト先端部より $L = 350$ mm ($L/D_h > 10$) とし、一次流体は二次流体吹きだし直前で十分発達した乱流となるようにした。一次及び二次流体流量は、テスト部注入前にオリフィス流量計で測定した。一次流体温度はダクト入口部、二次流体温度は注入部の多孔板部でT熱電対により測定した。二次流体吹き出し後のダクト上部内壁温度は、注入部スリット後端よりダクト中央部に10 mm 間隔にT熱電対を設置して計測を行なった。これらの計測データは、GP-IBを経てパソコンに転送後、解析を行なった。

温度パターンを観察するために、ダクト内壁面上部には液晶シートを接着した。なお、ダクト壁面上部のアク

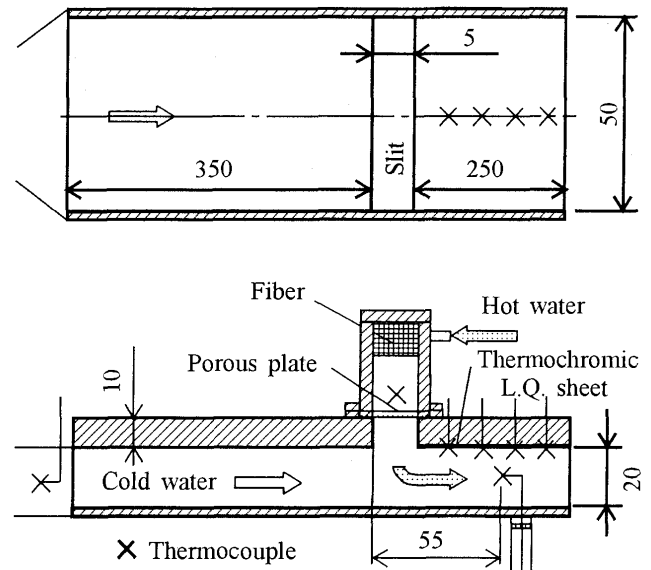


図1 実験装置概要

リル板は断熱性を高めるために10 mmとし、液晶シートは赤色スタート温度45°C、感温幅5°Cのものを使用した。また、吹きだしスリットの下流20 mm ($x/s = 4$)、上部壁面より0.5 mm (y^+ で10以下)に、陰極として直径50 μ mの白金線を流れと直角に張ってある。また、流路後端部下部壁面に、陽極として50 mm $\times$ 100 mmの銅板を設置し、約400 Vの電圧をかけることにより発生した水素気泡により流れを可視観察した。

実験は、一次系の流速0.4~1.07 m/sで行った。対応する Re_1 数は、 $h = 20$ mmでは12000~32000、 $h = 15$ mmでは11000~20500、 $h = 10$ mmでは10000~18000、 $h = 5$ mmでは4500~8500である。

4. 結果及び考察

4.1 膜冷却効率

図2~5に、各流路高さの実験の $x/s = 3 \sim 21$ における吹き出し流量比 M と効率 η_w の関係を示す。実線及び破線は、膜冷却効率の簡易予測式による予測値である。また、冷却効率は熱電対により、上部壁面中央部の温度を90秒間計測しその平均によって求めたものである。実験データのばらつきは、特に吹き出しスリット直後において大きく、後述する温度波によると考えられる。簡易予測式においては、冷却効率は吹き出し流量比とともに単純に増加するが、実験値にはある限界があることがわかる。一次と二次流体の完全混合状態の膜冷却効率も、 M に比例するはずであるが、実験値は、流路高さ h にかかわらず、ある M でほぼ一定値をとるようになっている。この挙動は、狭い空間への吹き出しに伴う強い混合と関係があると考えられる^{(3),(4)}。

図2に示したのは、 $x/s = 3$ における吹き出し流量比 M と膜冷却効率の関係である。流路高さ h が小さいほど、効率は低下するが、特に M の小さいところで顕著で

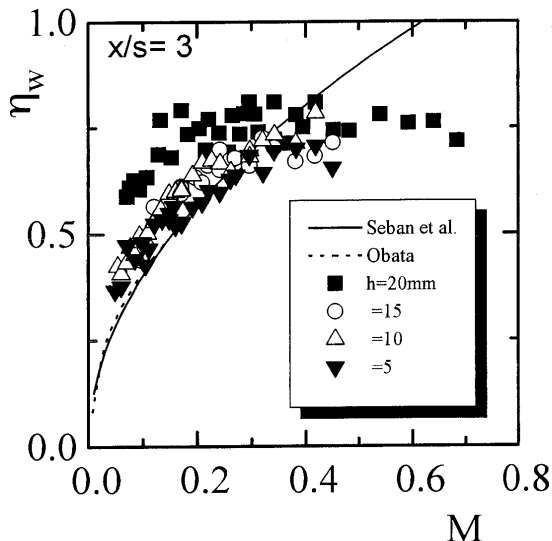


図2 各流路高さでの $x/y=3$ における膜冷却効率と従来の簡易予測式の比較

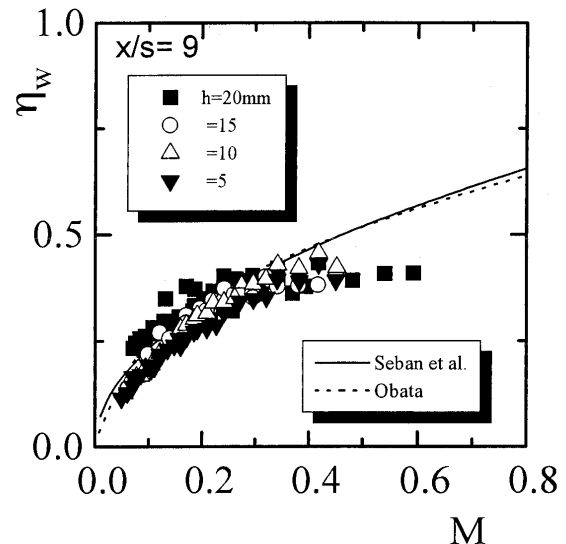


図4 各流路高さでの $x/y=9$ における膜冷却効率と従来の簡易予測式の比較

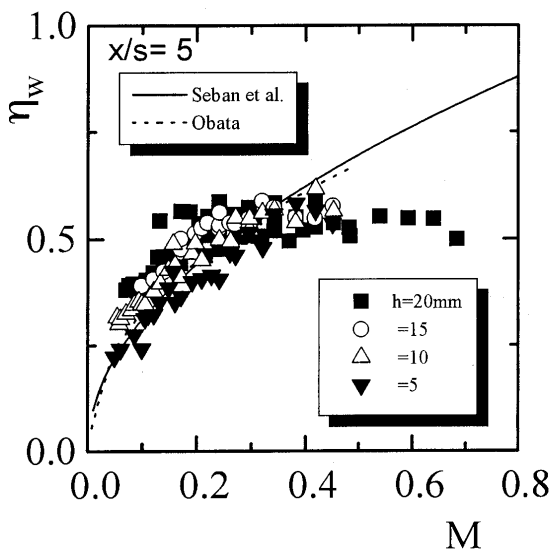


図3 各流路高さでの $x/y=5$ における膜冷却効率と従来の簡易予測式の比較

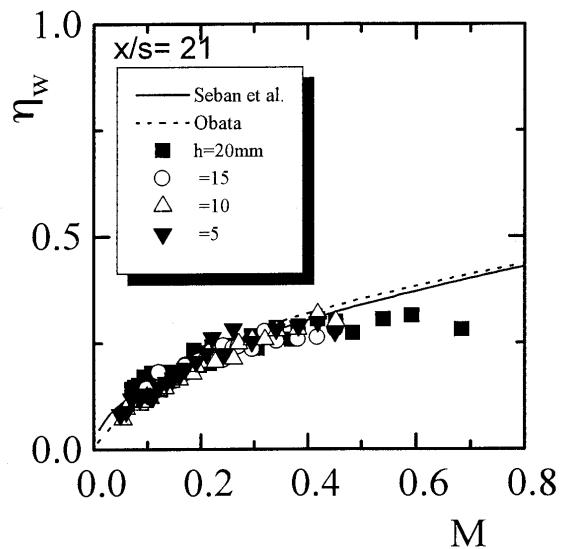


図5 各流路高さでの $x/y=21$ における膜冷却効率と従来の簡易予測式の比較

ある。主流の流速を $0.4 \sim 1.07$ m/s とした本実験では、流路高さが小さいほど、吹き出し前の Re_1 数は小さい傾向にあるが、膜冷却効率は低下する。なお、吹き出し後の Re_1' 数と吹き出し前の Re_1 数との間には、粘性係数の変化を無視すると

$$\frac{Re_1'}{Re_1} = 1 + M \left(\frac{\rho_1}{\rho_2} \right) \left(\frac{s}{h} \right) \quad (5)$$

の関係がある。この式によれば、本実験範囲では、吹き出し前と比べて吹き出し後の Re 数は最大でも約 1.5 倍になるだけである。このため、与えられた M での Re_1' 数も、流路高さが小さいほど小さい傾向にあるが、膜冷却効率は低下する。

図3に示したのは、 $x/s=5$ における吹き出し流量比と効率の関係である。流路高さ h による冷却効率の差

は、 $x/s=3$ の場合に比べて減少しているが、やはり h が小さい方が冷却効率は低い。

図4に示したのは、 $x/s=9$ における吹き出し流量比と効率の関係である。さらに流路高さ h による冷却効率の差は、小さくなっているが、やはり h が小さい方が冷却効率が低い傾向にある。また、吹き出し流量比 M を用いた従来の簡易予測式は良い予測を与える。

図5に示したのは、 $x/s=21$ における吹き出し流量比と効率の関係である。吹き出しスリットよりかなり下流になり、膜内の拡散が進んだため膜冷却効率は低い値になっている。この場合には、流路高さによる冷却効率の差は、ほぼみられない。また、吹き出し流量比 M を用いた従来の簡易予測式は良い予測を与える。

比較に用いた簡易予測式は、平板境界層すなわち開空

間での膜冷却実験データを基に作成されているが、狭流路においても、吹き出し口からの距離が十分大きい場所で良い予測を示し、興味深い。

4.2 吹き出し直後の温度波

吹き出しスリット下流の上部壁面 ($x/s = 2 \sim 5$ 付近) に、図6に示すような温度波⁽⁴⁾が見られた。この波状の温度分布は、ゆっくりと流れ方向に伸縮したり、スパン方向へ移動していた。これは吹き出し直後の流れが、単純な二次元流になっていないことを示している。スリット下流 ($x/s = 4$) で水素気泡法により発生させた微小水素気泡を、注意深く追跡した結果、次のような流れが明らかになった。すなわち、流れ方向に向かって温度分布の谷（膜冷却効率の低い）部分では流速が速く、山（膜冷却効率の高い）部分では遅く、ときには逆流が起こることもあるのが観測された。谷（膜冷却効率の低い）部分は、冷たい主流が膜内に入り込んだため流速を増し、壁温が低下したと考えられる。また、吹き出しスリット直後は逆圧力勾配であるため、主流が膜内に入り込まない山（膜冷却効率の高い）部分では、流れ方向慣性力が小さく、逆流を起こすこともあったと考えられる。ただし、粘性底層近傍以外では、乱れが大きく、水素気泡の追跡では、その構造は確認できなかった。

入谷ら⁽⁷⁾は、平板乱流境界層の壁面を等熱流束加熱して、壁面温度場の挙動を液晶を用いて可視化している。壁面温度場は、主流方向に長く伸びた高温ストリークと低温ストリークがスパン方向に比較的規則的に分布した縦縞状のパターンを示した。このパターンは、粘性底層に現れるストリーク状の流体構造と強い相関があり、高温ストリークは低速ストリークが、一方低温ストリークは高速ストリークがよく対応していることを明らかにしている。本実験の温度波も、これと非常によく似た構造となっている。

各流路高さにおける温度波の様子を図7に示す。なお、各流路高さにおける吹き出し流量比 M の値は0.45である。流路高さを狭くするほど温度波形の波長は小さくなっていることが観察できる。

図8にダクト幅 $w (= 50 \text{ mm})$ で無次元化した温度波長 λ と吹き出し流量比 M の関係を示す。温度波は、液晶

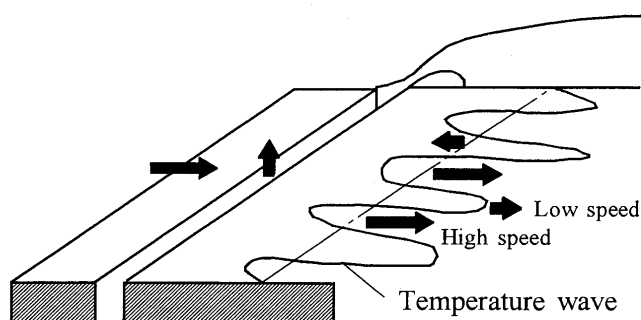


図6 温度波と流れ構造の概念

で黄色で示される 55°C の等温度線で定義した。なお一つの波長 λ の値は、画像処理装置を用いて、各実験条件につきそれぞれ約50個のサンプリングをとって平均したものである。温度波形の波長と吹き出し流量比 M の関係は明確ではないが、流路高さ h が小さくなるほど波長も小さくなることが分かる。特に、流路高さ5 mmの場合、波長も5 mm程度まで減少している。

一般的に、流れの粘性スケール ν/u^* は、 Re 数が大きいほど小さな値を示す。入谷らの平板乱流境界層で観測された温度ストリーク間隔は、この粘性スケールの約100倍で整理され、当然 Re 数が大きいほど小さくなり、壁面への流体輸送が活発になる。本研究の矩形狭流路で観察された温度波は、壁面への相対運動という面では、温度ストリークと類似の流体機構によって生成され、膜内乱れの1つの重要な指標と考えられる。すなわち、温度波の間隔が小さいほど膜内への主流の侵入は大きいと考えられる。矩形狭流路内の吹き出しスリット直後の膜冷却効率は、吹き出し流量比 M のみでは整理不可能であり、流路高さが小さいほど悪化する。温度波の波長も流路高さが小さいほど小さくなっており、膜内への主流の侵入が大きく、膜冷却効率が悪化していると解釈できる。

粘性スケールは、乱流境界層の渦運動の基礎となるもので、吹き出しのある場合においても、それを基準にし

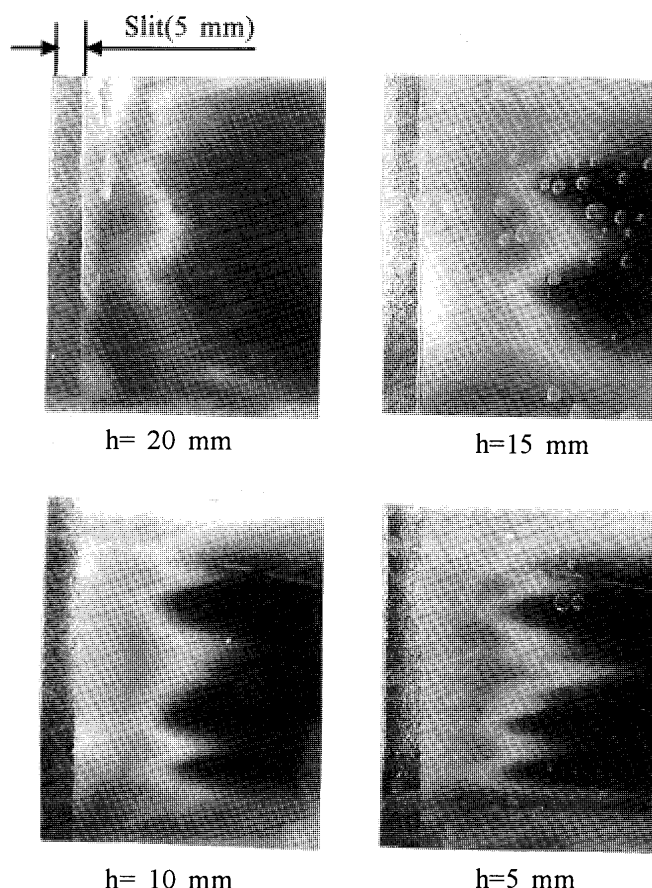
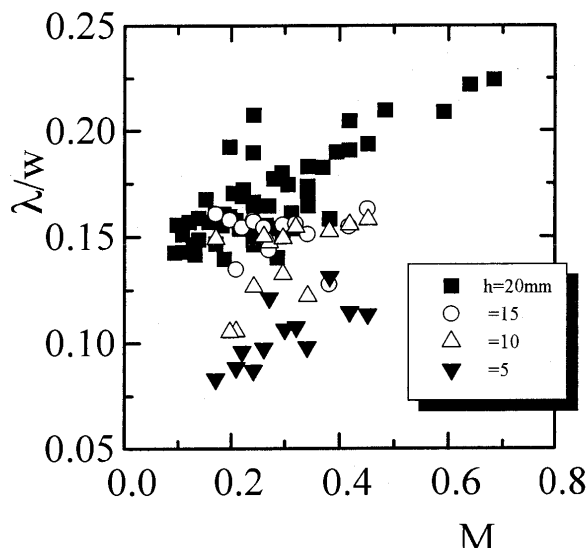
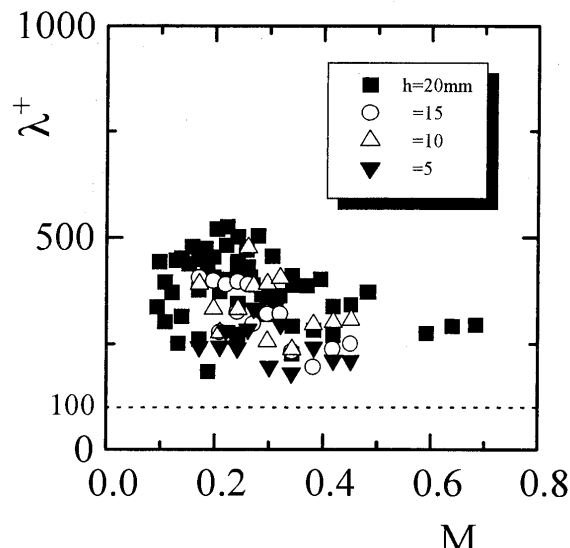


図7 各流路高さにおける温度波の様子 ($M = 0.45$)

図8 温度波長 λ と吹き出し流量比 M の関係図9 無次元温度波長 λ^+ と吹き出し流量比 M の関係

た考察は無意味ではないと考える。吹き出し前の粘性スケールを用いて無次元化した波長 λ^+ と吹き出し流量比 M の関係を図9に示す。温度波の無次元波長 λ^+ は、乱流境界層で報告されている温度ストリーク間隔⁽⁷⁾のサイズ(約100)よりも全てのデータが大きい。すなわち、温度波を生成する流体機構のサイズは、吹き出し前の温度ストリークを生成する流体機構の数倍となっている。

多孔板からの吹き出しを伴う乱流内部流において、鈴木ら⁽⁸⁾は、吹き出し開始点近傍での流れの層流化傾向を報告している。本研究の矩形狭流路でも、吹き出しにより乱れが抑制されれば、粘性スケールが増大することが考えられる。また、佐野ら⁽⁹⁾は、吹き出しのある乱流境界層で、流れ方向速度から積分長さを求めることにより、吹き出しが境界層厚さで無次元化した渦スケールを減少させるとしている。この場合、吹き出しにより境界層厚さは急激に増大しているの、特に壁面近傍での実際のスケール長さは、増大していると考えられる。これらのことは、本研究で示唆された比較的大きなサイズの流体機構と矛盾していない。

5. 結論

矩形狭流路内に数枚の板を挿入することにより流路高さを段階的に狭くしたときの膜冷却の実験を行ない、以下に要約する結論を得た。

1. 吹き出し流量比 M を用いた従来の簡易予測式は、吹き出しからの距離が十分大きい場所で良い予測を与えた。しかし、吹き出しスリット直後の膜冷却効率は、吹き出し流量比 M のみでは整理不可能であり、流路高さが小さいほど悪化した。
2. 吹き出しスリット下流の上部壁面($x/y=2\sim 5$ 付近)に、温度波が見られた。この波状の温度分布は、ゆっくりと流れ方向に伸縮したり、スパン方向へ移動

していた。また、流れ方向に向かって温度波の谷(膜冷却効率の低い)の部分では流速が速く、山(膜冷却効率の高い)部分では遅く、ときには逆流が起こることもあるのが観測された。谷(膜冷却効率の低い)の部分には、冷たい主流が膜内に入り込んだため流速を増し、壁温を低下させていると考えられた。

3. 温度波形の波長は、流路高さ h が狭くなるほど小さくなった。小さな波長は膜内への主流の侵入が大きいことを示すと考えられ、吹き出しスリット直後の膜冷却効率が悪化していることと対応していた。
4. 温度波を生成する流体機構のサイズは、吹き出し前の温度ストリークを生成する流体機構の数倍となっていた。

参考文献

- (1) Goldstein, R. J., Advances in heat transfer, Vol. 7 (1971), Academic Press, 321
- (2) Kim, Y. W., Abdel-Messeh, W., Downs, J. P., Sechting, F. O., Steuber, G. D. and Tanrikut, S., ASME paper 94-GT-167, (1994)
- (3) 刑部真弘, 宮沢利明, 堀木幸代, 三河大介, 小幡正一, 日本舶用機関学会誌, 30, 5 (1995), 397
- (4) Osakabe, M., Miyazawa, T., Motoda, T., Wu, Y. W. and Nakashima, K., Proc. of Int. Gas Turbine Congress, (1995), II-223
- (5) Seban, R. A., Chan, H. W., and Scesa, S., ASME Paper 57-A-36, (1957)
- (6) 小幡正一, 日本機械学会講演論文集, No 710-14, (1971), 213
- (7) 入谷陽一郎, 笠木伸英, 平田賢, 日本機械学会論文集, 48, 435, (1982), 2284
- (8) 鈴木健二郎, 馬場利秋, Abdel-Rahman A. K., 萩原良道, 日本機械学会論文集, 54, 499, (1988), 709
- (9) 佐野正利, 平山直道, 日本機械学会論文集, 50, 457, (1984), 2041

自動車用過給機の小形斜流タービンの開発 (ラジアルタービンとの特性比較)

Development of Small Mixed-Flow Turbines for Automotive Turbochargers
(Comparison of Performance Characteristics of Radial and Mixed-Flow Turbines)

榊田 勝^{*1},
SAKAKIDA Masaru

松岡 英明^{*1}
MATSUOKA Hideaki

小池 尚昭^{*1},
KOIKE Takaaki

峯岸 裕明^{*1}
MINEGISHI Hiroaki

松下 博美^{*2}
MATSUSITA Hiromi

キーワード: 斜流タービン, ラジアルタービン, 過給機, 加速応答性, 羽根厚

Mixed-Flow Turbine, Radial-Inflow Turbine, Turbocharger, Boost Pressure Response, Blade Thickness

Abstract

In recent years, turbocharging technologies for passenger cars have progressed significantly. However, "Turbo Lag" is still one of the most important problems in turbocharging technologies. In order to improve response to acceleration, it is effective to reduce the polar moment of inertia of rotating parts. The turbine rotor designed with small diameter, light weight contributes toward reducing inertia moment of the rotating parts. A mixed-flow turbine was developed to improve response to acceleration and achieve maximum efficiency at lower velocity ratio. Two different blade shape rotors were manufactured and tested. The rotor I acceleration time was 13% shorter than the conventional radial turbine. The rotor I achieved a maximum efficiency 77% at a velocity ratio of 0.65, the rotor II attained 78% at 0.64.

This paper describes the results of computer analysis results and experimental test data of the mixed-flow turbine for passenger car applications.

1. 緒言

ラジアルタービンは、構造が簡単で耐久性、信頼性が高く、小形化した場合も高い効率が得られ、また、製造コストも低いという種々の利点から、過給機をはじめ、小形ガスタービン等に広く使われている。

自動車用過給機は加速応答性の向上が強く求められており、従来種々の研究開発が行われてきた。過給機の機構を変える例としてはタービンに流量可変機構を組みこむシステム (VGS: Variable Geometry Turbine System) ^{(1),(2),(3)}、加速時に軸中央部に設けた小形のペルトンタービンを駆動するもの⁽⁴⁾等が代表的である。

一方、過給機自体での改良として過給機のタービン、軸系、圧縮機から構成されるローター系の回転の慣性

モーメントを低減し、過度応答性の向上を図る研究が推進されている。

過給機のローターの全重量の約 80% をタービン軸が占めており、ローターの低慣性モーメント化には、タービンの慣性モーメント (GD^2) の低減が必要であり、そのためには小外径化、軽量化が極めて有効である。

タービンを軽量化して、慣性モーメントを低下させる試みとしては軸流タービンを用い、回転部分の慣性モーメントをラジアル形の 1/2 に減らした例が報告されている。⁽⁵⁾

また、タービンの材料を耐熱鋼から比重の軽いセラミックに変えてタービンの許容温度を向上すると共に重量を減じ低慣性モーメント化を図って加速性を改良することも行われた。^{(6),(7),(8)}

一方、ローター系の慣性モーメントを低減する目的で、圧縮機材料を従来のアルミ合金から比重の小さな繊維強化樹脂に変えて圧縮機インペラの重量を半減し、ローター系の慣性モーメントを 27% 低減した例も報告されてい

原稿受付 1997 年 2 月 17 日

* 1 石川島播磨重工業㈱汎用機械事業部
〒135 東京都江東区豊洲 3-2-16

* 2 石川島播磨重工業㈱技術研究所

る。⁽⁹⁾

ラジアルタービンの改良としては小外径化，軽量化によってローターの低慣性モーメント化を図り，加速応答性の向上を図る研究も行われてきた。^{(10),(11)} ラジアルタービンの小外径化はタービン入口直径と出口直径の差の減少をもたらす，タービンシュラウドの子午面における曲率が大きくなり，損失の増大をもたらす。このためラジアル形の小外径化による効率の低下をおさえるため斜流形の研究が行われてきた。^{(12),(13),(14)}

当社では，ラジアルタービンの小外径化，低慣性モーメント化につづいて，このような観点から自動車用過給機の小形斜流タービンの開発を進めてきた。この開発に先立って実施した中形船用エンジンの過給機用斜流タービンの研究成果をとりこんで，この程，1.5～3ℓクラスのディーゼルエンジンまたガソリンエンジンを対象とした小形斜流タービンのシリーズを完成した。本論文は当社において行ったこれらの研究開発について述べる。

記号

C_{is} : 理論速度 [m/s]

D : タービン直径 [mm]

G : タービン重量 [kg]

H_{is} : 断熱ヘッド [m^2/s^2]

m : 流量 [kg/s]

N : 回転数 [rpm]

Ns : 無次元比速度 $Ns = \frac{N\sqrt{Q}}{60(H_{is})^{3/4}}$

P : 圧力 [Pa]

Q : 体積流量 [m^3/s]

T : 温度 [K]

U_2 : 周速 [m/s]

η : 効率

A/R : スクロール A/R

$(A/R)^* = (A/R)/(A/R)_{\text{DESIGN}}$

U_2/C_{is} : 速度比

2. 斜流タービンの特徴

過給機の圧縮機とタービンの各々の比速度と総合効率の関係を図1に示す。⁽¹⁵⁾ この図は圧縮機の圧力比，タービン入口ガス温度等を船用エンジンで想定される値に定め，圧縮機とタービンがバランスする条件を総合効率をパラメータとして表したものである。

本図から分るように，総合効率が約55%をこえるとタービンの比速度は圧縮機の比速度よりも大きくなっていく。過給機の小形大風量化と要素効率の上昇に伴い，近年，タービンの高比速度化が進み，特に，船用過給機分野で斜流タービンの開発が進められた。これらの斜流タービンの計画速度比“ U_2/C_{is} ”はラジアルタービンの設計で通常とられる値と同等に設定されている。ラジアルタービンと同一外径として設計された斜流タービンの計画例を図2に示す。⁽¹⁶⁾

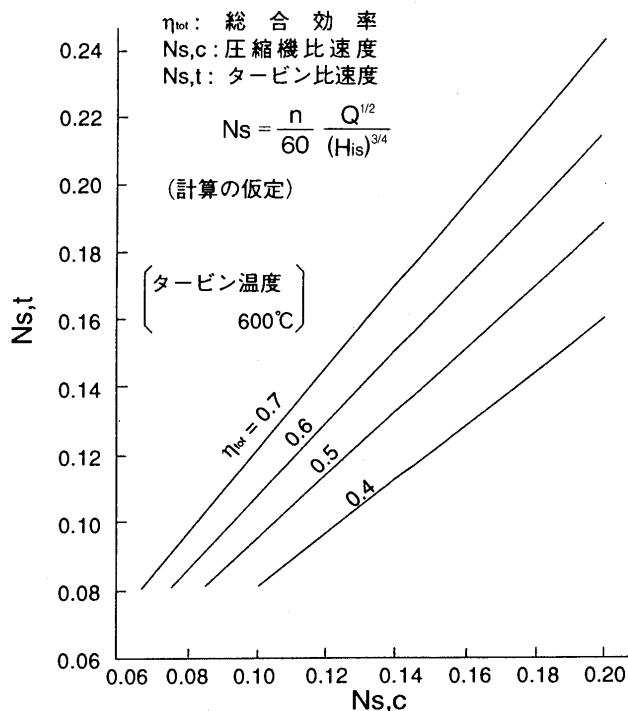


図1 圧縮機とタービンの総合効率と比速度

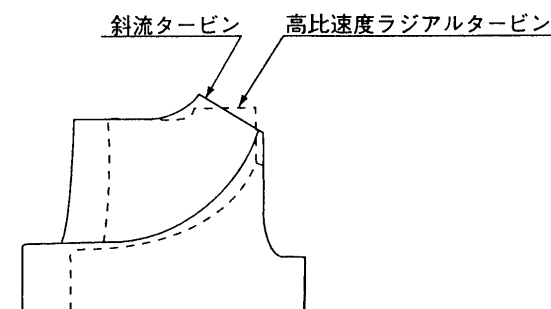


図2 斜流タービンの計画例

しかしながら，近年，自動車用小排気量ディーゼルエンジンの加速応答性向上が強く要求されるに伴い，それに対応する一つの方法として，低慣性モーメントのローターが適用されるようになってきた。当社においては従来のラジアルタービンに代えて小外径斜流タービンの開発をすすめてきたが，この目的の場合，タービンの速度比はラジアル型の速度比よりも小さくなり， U_2/C_{is} の小さいところで効率を高くすることが必要となる。^{(17),(18)}

また，ラジアル型と同出力を得るためには羽根の転向角を大きくすることが必要となり，転向角が大きくなり，効率の良い作動領域を U_2/C_{is} の小さいところで実現することのできる羽根の開発が目的となる。

過給機のタービンは高速で回転するため，羽根車内には大きな応力が生じる。そのためタービン羽根は，羽根軸方向の任意の位置においてカットした時，その羽根断面の中心線が軸中心を通る，いわゆるラジアル翼要素によって形成されている。このためラジアル型タービンの

場合は羽根入口部における最適なガス流入方向についての選択の自由度が少ない。

一方、斜流型タービンの場合は、ラジアル翼要素でありながら、ガスの流れ方向にキャンバーラインを向けることができ、轉向角の大きな羽根を形成することができる。斜流タービンに翼形を採用し、3次元的にねじれた羽根車の研究⁽¹⁹⁾がなされているが、本研究はラジアル翼要素の条件の下でタービン羽根の慣性モーメントを従来のラジアルタービンの約1/2にすることを目標として2種類の斜流タービンを設計し、実験によってその性能を確かめた。

3. 斜流タービンの設計

通常のラジアルタービンの設計に準じ、一次元設計手法にて羽根車の主要寸法を定めた。この際、斜流タービン入口部のシュラウドからハブにかけてリーディングエッジ部におけるガスの流入条件を定める必要があるが、第1ステップとしてガスの流れ角が一定の仮定の下で解析を行った。

表1に今回設計を行った2種類の斜流タービンと、これとほぼ同流量の従来のラジアルタービンの主要寸法を記した。従来形ラジアルタービンの外径は52.5 mm、計画を行った斜流タービンは羽根 Tip 径 45.6 mm にて、従来形ラジアルタービンに比較して外径で約13%小さく設定した。

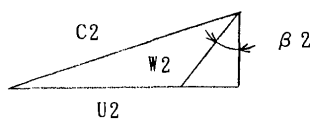
表1 羽根車の基本形状

単位 [mm]

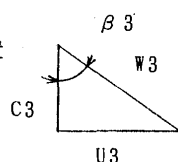
	従来のラジアルタービン	斜流タービン (I)	斜流タービン (II)
入口直径 (シュラウド部)	52.5	45.64*	45.63*
出口直径	44.0	39.9	39.36
羽根枚数	12	8	12

* 羽根 Tip 部外径

入口平均半径位置



出口面積平均半径位置



C: 絶対速度
U: 周速度
W: 相対速度
2: 入口
3: 出口

図3.1 羽根車入口、出口速度三角形の計画

タービンは概略、流量パラメーター $m\sqrt{T_{01}}/P_{01} = 1.16 \times 10^{-5}$, 圧力比 1.49, 回転数パラメーター $N/\sqrt{T_{01}} = 3700$, 比速度 $N_s = 0.125$ を目標として設計した。なお、設計条件における羽根平均半径位置の速度三角形の計画値を図3.1に示す。

斜流タービンの羽根車内の流れは複雑な3次元の流れとなる。本研究においては、3次元流れ解析⁽²⁰⁾によって内部の流れを解析し、評価することとした。羽根間、流れ方向および羽根のハブからシュラウドへの高さ方向へそれぞれ $26 \times 70 \times 26$ の格子点を設け、合計 47,320 点で格子を形成した。解析に用いた格子を図3.2に示す。

図4と図5に代表的な2つの斜流タービンの羽根車内の流れ解析結果を示す。羽根車I (図4) は羽根枚数8枚、羽根車II (図5) は12枚であり、羽根の軸方向長さ等異なっているが、羽根の出口角度は両者同一に設定した。

図4(a)と図5(a)はそれぞれ羽根車IとIIについて羽根の中央位置における速度ベクトルとマッハ数の分布を示している。

図4(a)の場合、羽根入口部近傍の負圧面側において流れは羽根に沿わず、この部分におけるマッハ数も低い。図4(b)は羽根車の負圧面側子午面に沿っての速度分布とマッハ数分布を示すが、この羽根車の場合、負圧面に沿って羽根に沿わない流れが見られる。

一方、羽根車IIの場合は、図5(a), (b)に見られるように、流れは羽根面に沿って流れており、羽根車Iにみられた羽根に沿わない流れはおさえられている。

図6, 図7に羽根車IとIIの羽根車内の静圧分布を示す。各々(a)はシュラウド位置, (b)は平均スパン位置, (c)はハブ位置の値を示す。羽根車I, II共シュラウドから平均スパン位置までは、静圧は滑らかに減じているが、ハブ位置になると羽根間の中央部から圧力面にかけて静

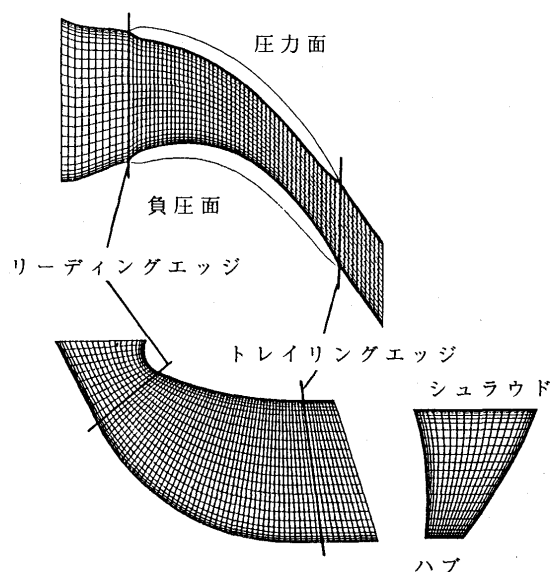
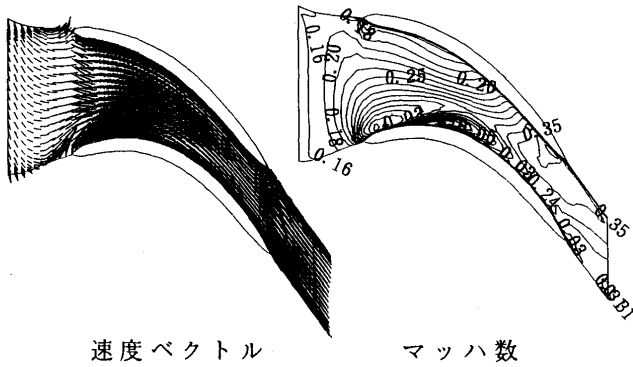


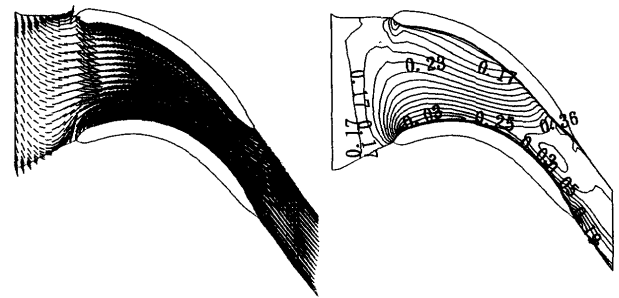
図3.2 流れ解析に用いた計算格子の例



速度ベクトル マッハ数

(羽根中間位置)

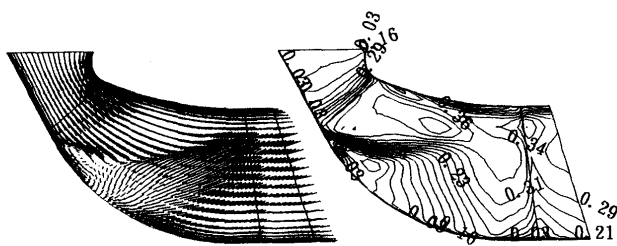
(a) 羽根間の速度ベクトルとマッハ数分布



速度ベクトル マッハ数

(羽根中間位置)

(a) 羽根間の速度ベクトルとマッハ数分布

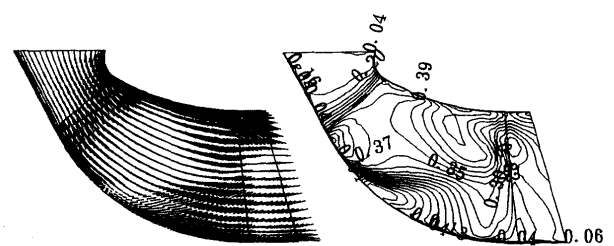


速度ベクトル マッハ数

(羽根負圧面近傍)

(b) 子午面に沿っての速度ベクトルとマッハ数分布

図4 流れ解析例 (羽根車I)



速度ベクトル マッハ数

(羽根負圧面近傍)

(b) 子午面に沿っての速度ベクトルとマッハ数分布

図5 流れ解析例 (羽根車II)

圧の上昇がみられる。特に羽根車Iの方が羽根間の中央部にまで影響が生じており、これは先に示した羽根に沿わない流れに起因するものとみられる。なお、両羽根車共、羽根出口近傍で静圧の上昇がみられるが、羽根厚による羽根間の流路面積の影響を受けているものと思われる。

ラジアル型は羽根車内に生じる遠心力の効果が大きく、軸流型は流路面積変化に伴う相対速度の変化による圧力変化の影響が大きい。そのため、軸流型は羽根の翼形の研究がなされる一方、ラジアル型は一般に強度上から決定される翼厚み分布がつけられる。

斜流型はこの両者の中間に属するため、翼厚みの影響が大きくなることが予測されたので、子午面形状を同一として翼の厚み分布を変えて羽根車内の流れの解析を行った。その一例として図8に設計羽根厚の場合を、図9に羽根厚を約2倍の厚さとした場合の羽根車内の流れ解析結果を示す。図8(a)、図9(a)はシュラウド側の羽根間の速度ベクトルを、図8(b)、図9(b)はハブ側の羽根間の速度ベクトルを示す。シュラウド側は両者に顕著な差はみられないが、ハブ側は羽根厚の違いにより流路形状が変わっている。図8(c)、図9(c)は各々、負圧面側の子午面に沿っての速度分布を示すが、図9(c)の羽根出口部、ハブ面において羽根に沿わない流れが生じていることが

分る。

羽根厚が厚くなると特に羽根のハブ部の流路形状が設計羽根形状と大きく異なってくる。その結果、ハブ側トレーリングエッジ近傍で流れがハブ面からはく離する解析結果が得られ(図9(c))、翼の厚み分布の重要性が認められた。

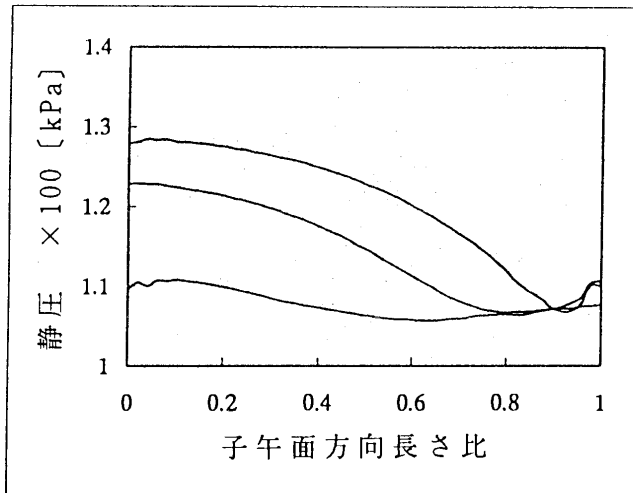
先に示した主要寸法の下で、これらの解析を行い、羽根車I、IIを製作し、性能試験を行った。なお、羽根厚の異なる3種類の斜流タービンを試作し、性能試験を行い、羽根厚の影響についても調べた。

図10(a)に、従来のラジアルタービンと、今回試作を行った斜流タービンの概略の形状を比較して示す。また、図10(b)に両者の外観を写真で示す。また、図11に慣性モーメントの比較を示す。なお、今回試作した斜流タービンの慣性モーメントは従来のラジアルタービンの約50%である。

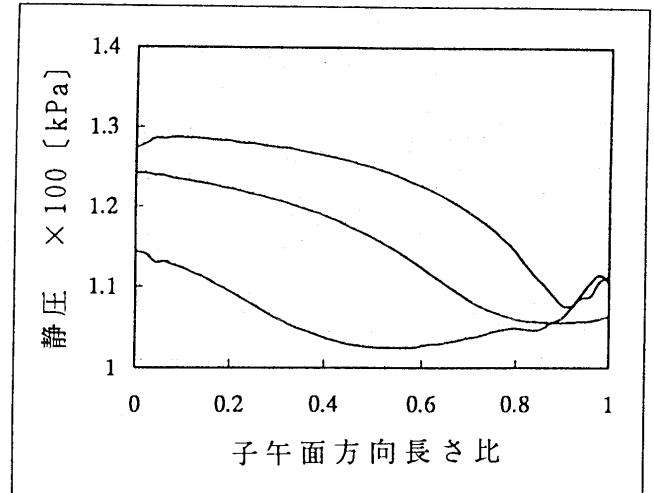
4. 試験結果

羽根車IとIIを、各々スクロールの(A/R)値が設計点100%と設計点比80%の両者と組み合わせて試験を行った。

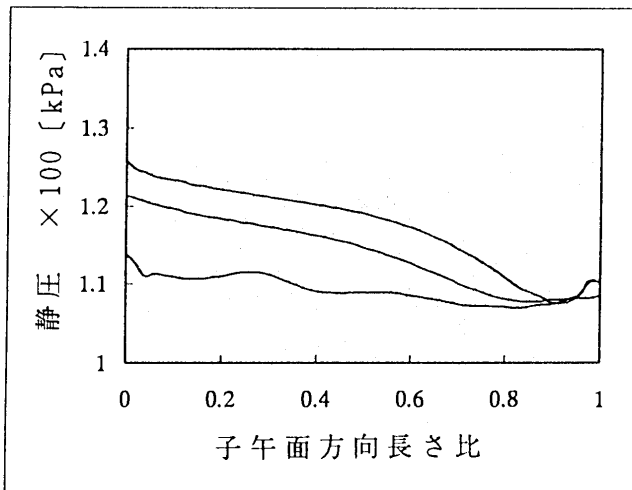
従来形ラジアルタービンと、羽根車Iの性能の比較を図12(a)(b)に示す。図12(a)は流量特性を図12(b)に速度比



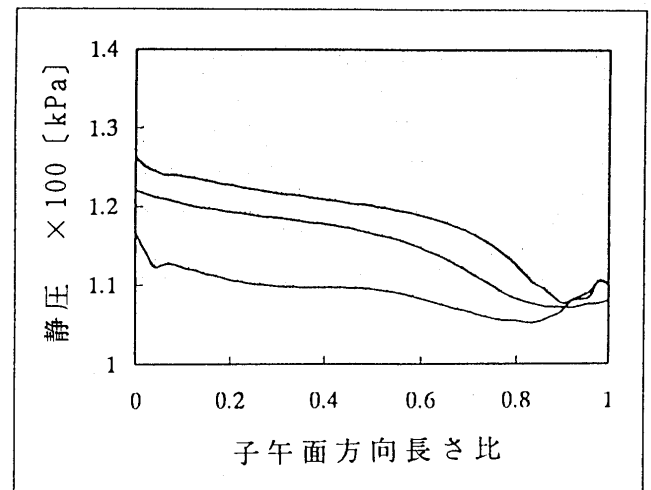
(a) シュラウド



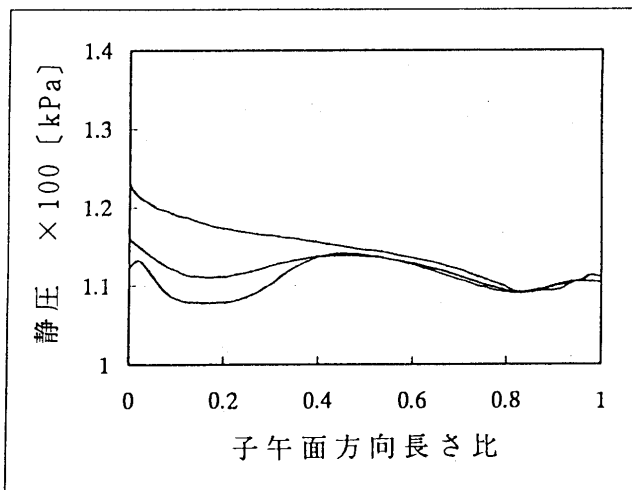
(a) シュラウド



(b) 中間

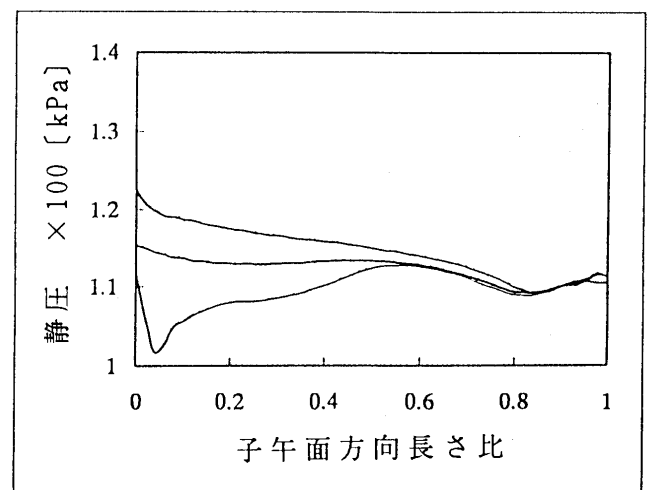


(b) 中間



(c) ハブ

図6 静圧分布（羽根車Ⅰ）



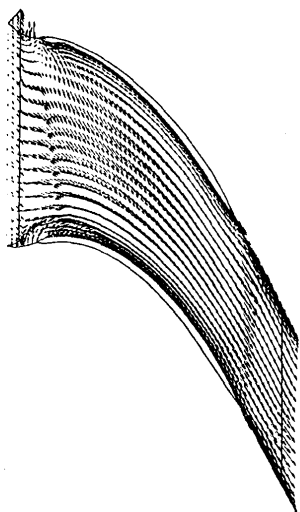
(c) ハブ

図7 静圧分布（羽根車Ⅱ）

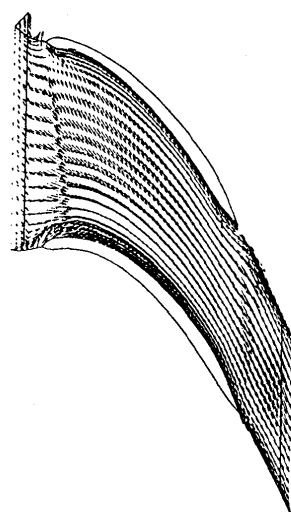
と効率の関係を示す。羽根車Ⅰは速度比 $U_2/C_{is} = 0.65$ にて効率 77% を示している。図 13(a)(b)に羽根車Ⅱの流量特性と効率を示す。羽根車Ⅱは速度比 $U_2/C_{is} = 0.64$ にて 78% の効率となった。図 12(a)と図 13(a)について羽根車ⅠとⅡの流量特性を比較すると、圧力比の高い領域

で羽根車Ⅰの方がⅡよりも約 5% 流量が多くなっていることが分る。両者共、羽根エクスデューサ部の羽根角は同一にしてあるが、羽根車Ⅰと羽根車Ⅱの羽根枚数の違いがこの流量の差になって表れたものと考えられる。

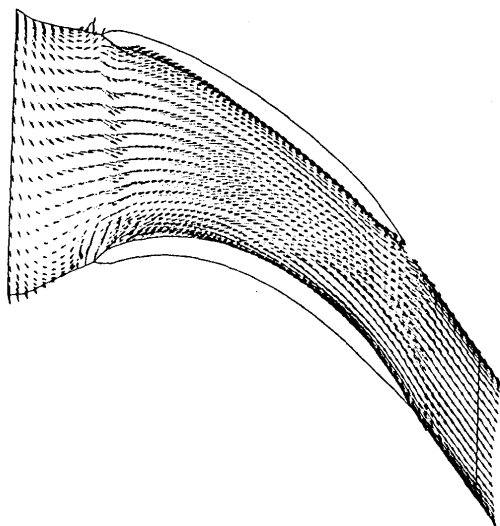
図 12(b)と図 13(b)を比較すると、羽根車Ⅱの方が小さ



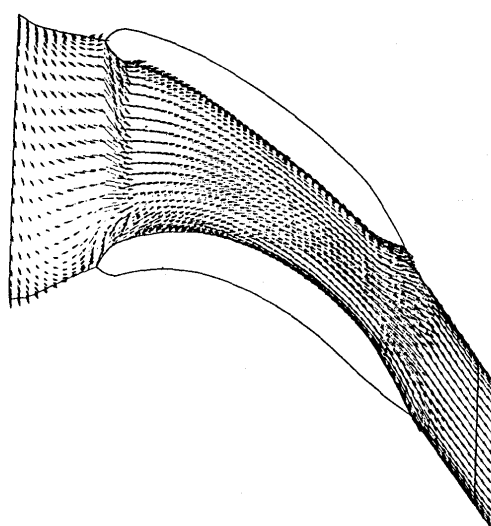
(a) 羽根間の速度ベクトル (シュラウド)



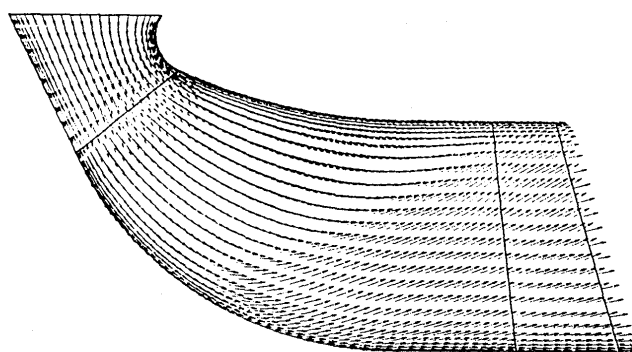
(a) 羽根間の速度ベクトル (シュラウド)



(b) 羽根間の速度ベクトル (ハブ)



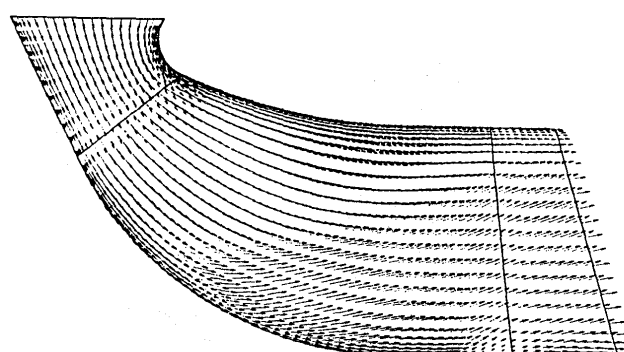
(b) 羽根間の速度ベクトル (ハブ)



(羽根負圧面近傍)

(c) 子午面に沿っての速度ベクトル

図8 流れ解析例 (設計羽根厚)



(羽根負圧面近傍)

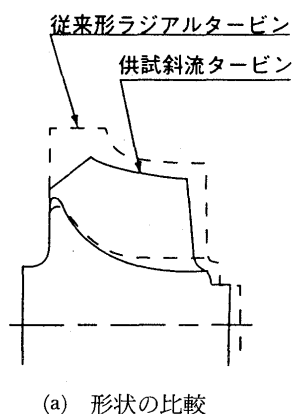
(c) 子午面に沿っての速度ベクトル

図9 流れ解析例 (設計羽根厚の200%形状)

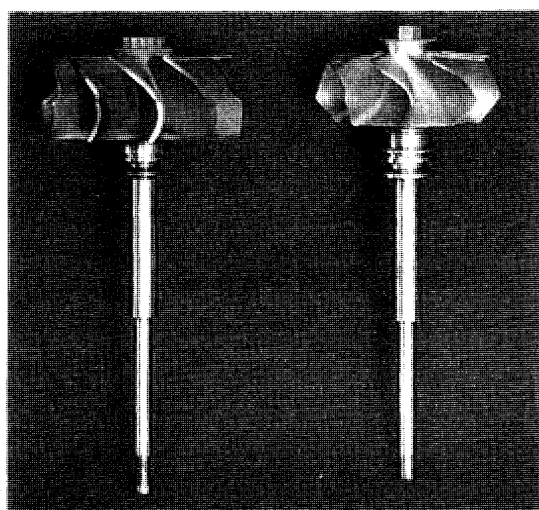
い速度比にて効率が良好となっている。これは羽根車Ⅰの方が、図4に示されるように流れの剝離が生じ易くなっているからと推察できる。

なお、過給機用タービンの場合、エンジンに適合させ

るため流量域を変えることがしばしば行われる。本論文では羽根車を同一としてスクロールの(A/R)値を設計点比80%に変えた時の試験を行い、過給機用として使用できることを確認した。なお、試験結果図中、回転数は



(a) 形状の比較



従来形
ラジアルタービン 供試
斜流タービン

(b) 外観図

図10 従来形ラジアルタービンと供試斜流タービン

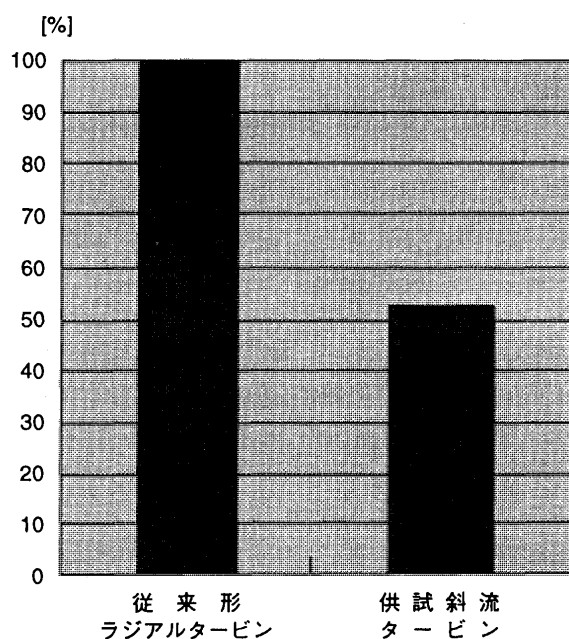


図11 慣性モーメントの比較

試験時の値を便宜的に比率で示した。目標設計回転数は本図において80%回転数に対応している。

斜流タービンの羽根厚の分布による流路形状の変化が性能に及ぼす影響を調べた。図14に羽根厚を変えた時の性能の変化の一例を示す。便宜的に流量および効率は各々の圧力比における最高効率点を結んだ包絡線で示した。設計羽根厚に比べ羽根を厚くした場合に流量と効率の減少がみられる。図15に羽根厚による効率変化を従来のラジアル形との比較で示す。本試験結果によると、羽根厚が性能に及ぼす影響は低圧力比側において、従来のラジアル型で経験していた値よりも大きくなる傾向がみられ、斜流タービンの設計に際してはより細部にわたって流路設計を行う必要があることが推測できる。

5. 加速応答性

斜流羽根車の効果を確認するため、エンジンへ搭載し加速応答試験を行った。加速応答性には、過給機ローターの慣性モーメント、効率特性、軸受損失、タービンの流量特性等が影響を及ぼすが、ここでは最も基本的な要素として斜流タービンとラジアルタービンの流量特性を合わせて両者の試験を行った。なお、軸受は両者同一とした。

図16にエンジンのアイドルから急加速した時に過給圧が53 KPa (400 mmHg) に到達するまでの時間を示した。

斜流タービンは2.6秒、従来のラジアルタービンは3.0秒となり、加速時間は斜流タービンの方が13%短縮された。

本試験の場合、作動点における効率に関してはラジアル、斜流共ほぼ同一レベルであるため、加速性向上にはローターの慣性モーメントの低減が最も大きく寄与したものと推察できる。

図17に斜流型タービンを組みこんだ当社製小形過給機の断面形状を示す。図から分るように、斜流タービンはスクロール外径も小さくおさえることができ、過給機の重量軽減にも寄与することができる。

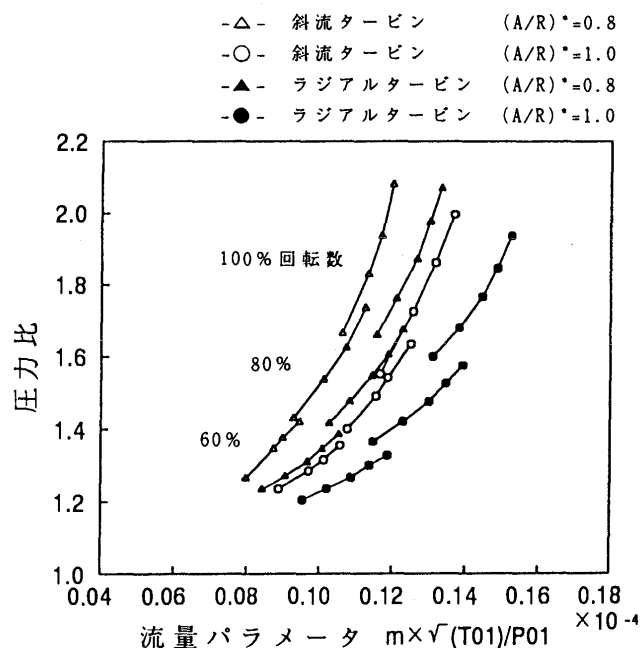
6. 結論

自動車用過給機の加速応答性を向上することを目的として、小形斜流タービンの開発を行った。入口部分のガス流れ角を仮定し、1次元の解析手法によりタービンの主要寸法を定めた。

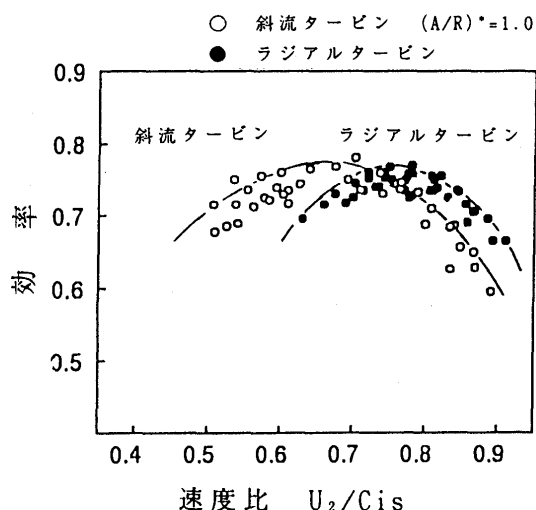
その後、羽根枚数8枚（羽根車Ⅰ）と12枚（羽根車Ⅱ）について3次元の流れ解析を行い、羽根形状を定めた。

羽根車ⅠとⅡを製作し、性能試験を行った結果、羽根車Ⅰは速度比0.65にて77%、羽根車Ⅱは速度比0.64にて78%の効率を得た。この斜流タービンと同等の流量特性を示す従来のラジアルタービンよりも速度比の小さい領域で高い効率が得られることが分った。

今回製作した斜流型羽根車は、従来のラジアルタービ

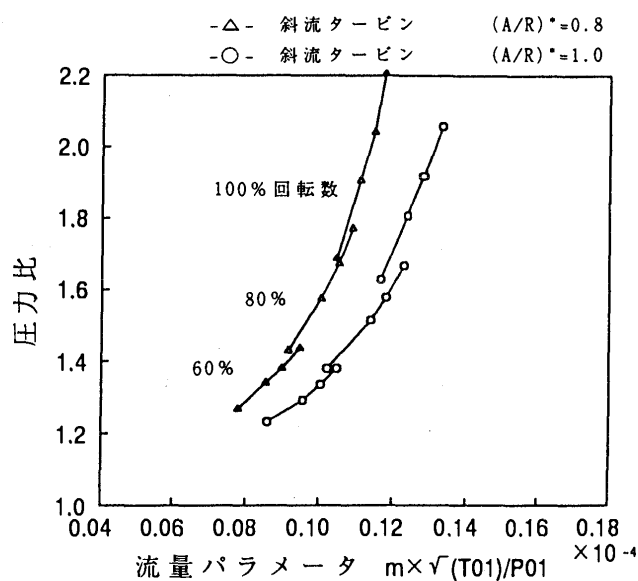


(a) 流量特性

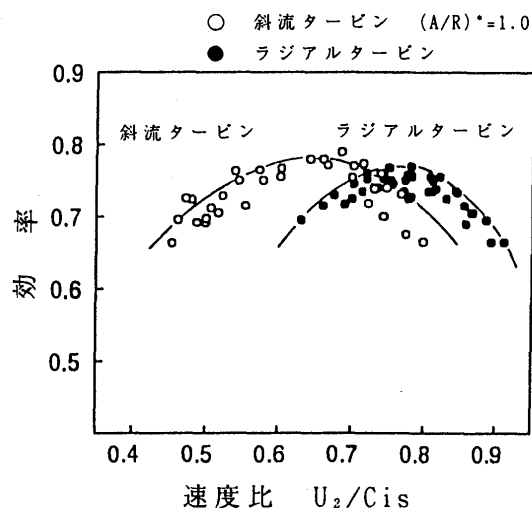


(b) 効率特性

図 12 試験結果 (羽根車 I)



(a) 流量特性



(b) 効率特性

図 13 試験結果 (羽根車 II)

ンよりも外径が 13% 小さくなり、その結果、慣性モーメントは約 50% に減じた。

斜流タービンを過給機に組みこみ、エンジンでの加速応答試験を行った結果、同一過給圧に到達する時間が従来形ラジアルタービンに比べて、約 13% 短縮され、斜流タービンによる慣性モーメント低減の効果が確認された。

過給機用小形斜流タービンは従来、種々研究され、斜流タービンのもつ可能性が示されていたが、本開発によってその有用性の一部を示すことができた。この結果、当社においては、直径約 30 mm から小形斜流タービンの過給機のシリーズを完成させ、各種エンジンの要求に幅広く対応することが可能となった。

しかしながら、本研究開発は緒についたばかりであり、斜流タービンのもつ種々の可能性について全てが解明されているわけではない。今後の研究によって、さらに小形斜流タービンの性能が向上することが考えられる。

エンジンの性能向上のため、過給機のより一層の性能向上を今後共図っていきたい。

参考文献

- (1) Arnold S., SAE 870296, 1987
- (2) Franklin P. C., SAE 890646, 1989
- (3) O'Conner G. F. and Smith M. M., SAE 880121, 1988
- (4) Timoney S. G., SAE 830012, 1983
- (5) Rahnke C. J., ASME 85-GT-123, 1985

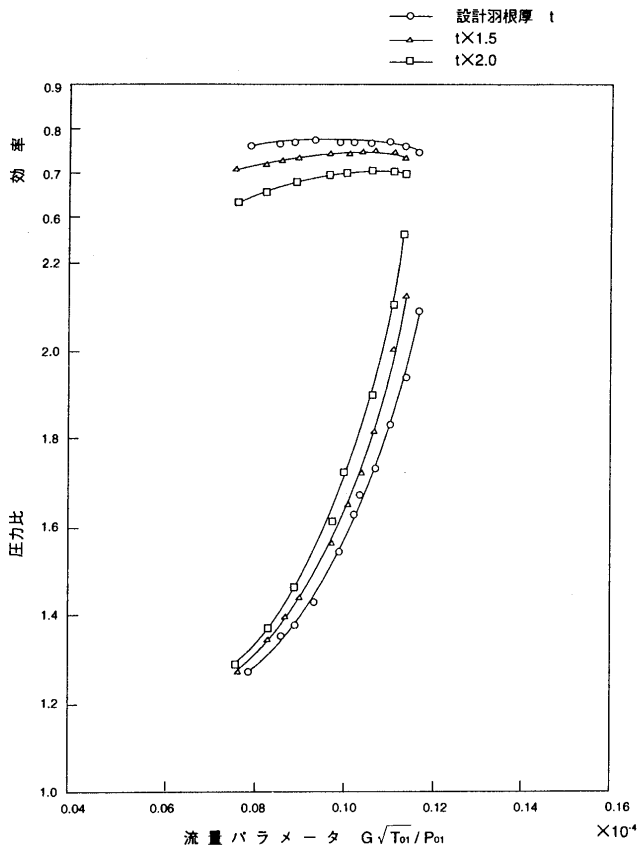


図 14 試験結果（羽根厚と効率）

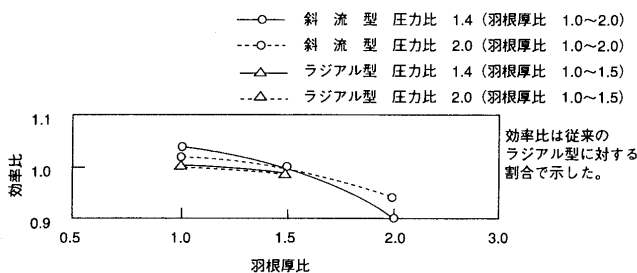


図 15 羽根厚が効率に及ぼす影響

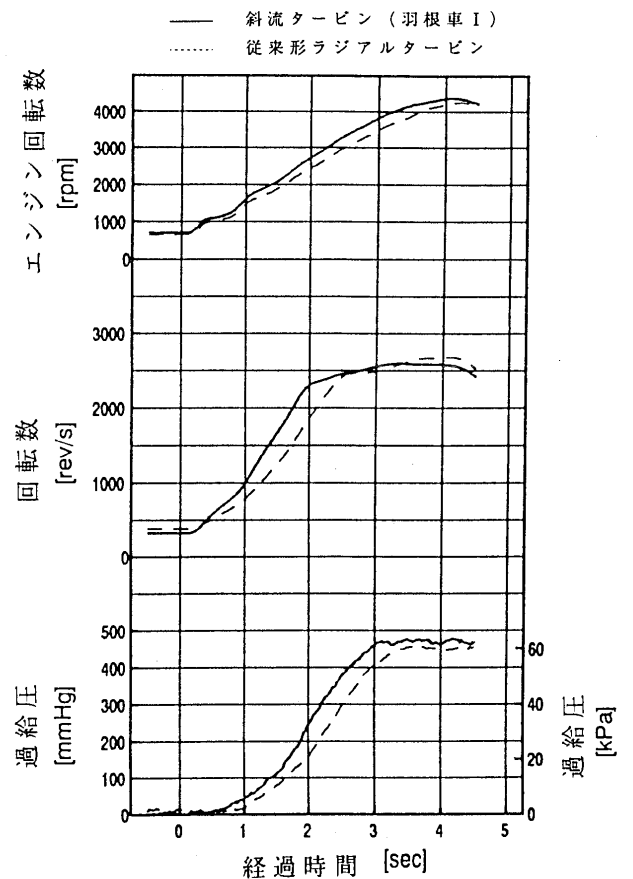


図 16 過給圧の過渡応答性

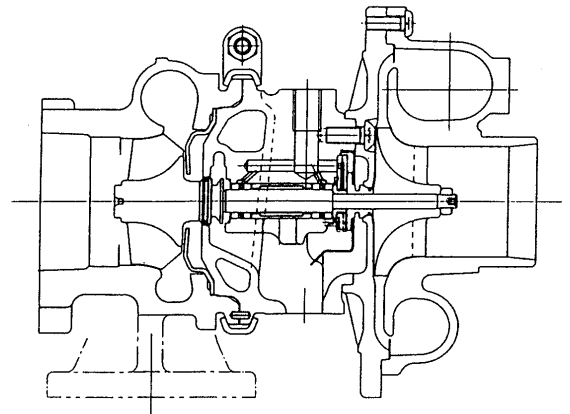


図 17 新開発斜流タービンの過給機

- (6) 宮下和也, 北沢俊彦, 榊田勝, 池谷信之, 水野丈行, 自動車技術会 学術講演会前刷集 No. 882, 1988
- (7) Okazaki Y., Matsudaira N. and Matsuda M., SAE 850312, 1985
- (8) Baker C. C. and Kobayashi R. J., SAE 890426
- (9) 加藤尚純, 佐野壽彦, 飯尾光, 土井秀雄, 日産技報 No. 37, 1995-6
- (10) Sakakida M., Misaki N., Funayama K. and Yumoto M., IMECHE 3rd International Conference on Turbocharging and Turbochargers, 6-8 May 1986
- (11) Ohkuwa T., Sakakida M., Miyashita K., Yumoto M., Funayama K. and Kurata K., 87-TOKYO-IGTC-8
- (12) Yamaguchi H., Nishiyama T. and et al., SAE 840019, 1984
- (13) Cheng-Chien Chou and Gibbs C. A., SAE 890644, 1989
- (14) Minegishi H., Matsushita H. and Sakakida M., ASME 95-GT-53, 1995
- (15) Watanuki K., Wakai Y., Funayama K., Saito M. and Nakamura M., Proc. 18th International Congress on Combustion

tion Engines, 5-8 June, 1989

- (16) Ohkuwa T., Kurata K., Watanuki K., Funayama K., Yumoto M. and Sakakida M., The 3rd Japan-China Joint Conference on Fluid Machinery Osaka, April 23-25, 1990
- (17) Abidat M., Chen H., Baines N. C. and Firth M. R., Proc IMECHE vol. 206, 1992
- (18) Minegishi H., Matsushita H., Koike T. and Sakakida M., 95-YOKOHAMA-IGTC-78
- (19) 井上雅弘, 原和雄, 古川雅人, 清田史功, 機械学会論文集 Vol. 50, No. 459, 1984
- (20) Zangeneh-Kazemi M., Dawes W. N. and Hawthorne W. R., ASME88-GT-103, 1988

水素—酸素—水蒸気量論混合気の燃焼速度

Burning Velocity of Stoichiometric Hydrogen-Oxygen-Steam Mixture

壹岐 典彦^{*1},

IKI Norihiko

古谷 博秀^{*1}

FURUTANI Hirohide

濱 純^{*1},

HAMA Jun

劉 峰^{*2}

LIU Feng

高橋 三餘^{*1},

TAKAHASHI Sanyo

倉田 修^{*1}

KURATA Osamu

Abstract

We investigated burning velocities of stoichiometric hydrogen-oxygen-steam mixture as basic data for a future electric power plant with a hydrogen combustion turbine. At first burning velocities under atmospheric pressure are experimentally measured by burner method. Those of hydrogen-oxygen-steam mixtures are smaller than those of argon mixtures. Burning velocities of both mixtures increase with initial temperature and hydrogen concentration, but burning velocities of steam mixtures are more strongly influenced by initial temperature than those of argon mixtures. The data measured under atmospheric pressure gave rough agreement with the value obtained by theoretical calculation using chemkin II. Then we estimated burning velocities of stoichiometric hydrogen-oxygen-steam under high temperature and high pressure circumstances. Burning velocities of steam mixtures significantly decrease even under 600°C circumstance with increasing pressure, but accuracy of estimated burning velocities under high pressure circumstance is worse than that under atmospheric pressure.

1. はじめに

自然環境の保護を目的として、再生可能な自然エネルギーを用いて水素を製造し、消費地に水素の形でエネルギーを輸送し利用するプロジェクトが各国で始まっている。そのエネルギー利用形態の一つとして、水素—酸素燃焼を利用して水のみを排出する、無排気無公害の作動媒体循環型タービンシステムが将来の発電システムとして検討されている⁽¹⁾。この水素燃焼タービンシステムの実現には、大量の不活性ガスまたは水蒸気の作動媒体中に水素と酸素を量論比で供給し、できるだけ短い期間で燃焼させて、一様なガス温度場を形成する技術確立する必要がある。このシステムで使用する燃焼器の燃焼条件について、GRAZ サイクル⁽²⁾を一例として取り上げ、サイクル計算⁽³⁾を行ってみると、発電端効率60% (HHV) 以上を得るためには、タービン入口温度1700°C、圧力4 MPaとした場合、燃焼器入口温度は600°C、水素と酸素の供給流量は燃焼器を通過する全ガス流量に対するモル分率でそれぞれ0.2、0.1程度となる。

このように、理想的な予混合燃焼を仮定すると、水素燃焼タービン用燃焼器内は、高温高压の雰囲気中で、量論比のため酸素濃度が水素—空気燃焼ガスタービンに比べて低くなることが予測される。このような量論比すなわち当量比=1の、低酸素濃度条件下での燃焼特性は最も基本的な燃焼速度も十分には把握されておらず、特に、高温高压の水蒸気もしくは不活性ガスと量論比条件の水素と酸素の予混合燃焼のデータは少なく、水素燃焼タービン用燃焼器内の燃焼状態を予測するには十分とは言えない。

本研究では、水素—酸素—水蒸気量論比混合気の燃焼速度をまず大気圧下でバーナ法で測定し、混合気初期温度および水素・酸素濃度に対する影響を調べ、水素—酸素—アルゴン混合気の場合と比較して基礎データを蓄積した。その後、この測定結果と化学反応計算による結果を比較し、この数値計算により燃焼速度が予測可能であることを確認した上で、この数値計算から水素燃焼タービン燃焼器内に相当する初期温度600°C、圧力4~5 MPa、水素濃度20%前後の条件における燃焼速度について検討し、いくつかの知見を得たので、報告する。

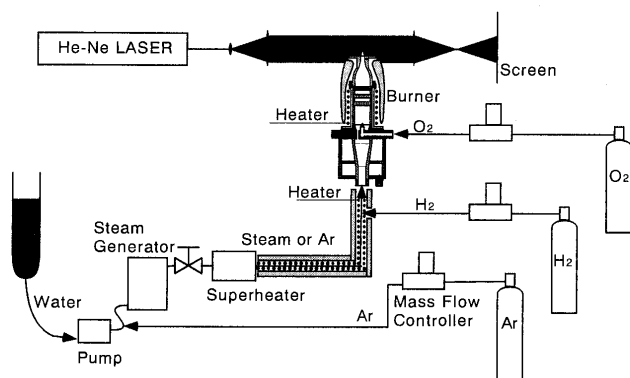
原稿受付 1997年4月4日

*1 工業技術院機械技術研究所 〒305 茨城県つくば市並木1-2

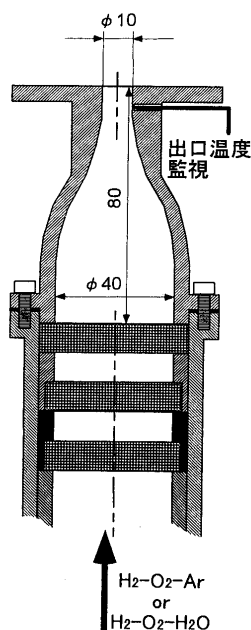
*2 筑波大学大学院

2. 実験装置と方法

燃焼速度の測定に用いた装置全体及びバーナの概略を図1(a)(b)に示す。蒸気発生器と蒸気過熱器により過熱蒸気を作ってバーナに供給し、バーナ内で水素ガスと酸素ガスを混入して混合気を形成する。この混合気を図1(b)に示すような整流用の泡状金属板、ノズルにより構成されるバーナを用いて均一な流れにしてから着火することで、バーナ出口に円錐型の火炎を形成させる。この円錐の頂角は混合気流速と燃焼速度との釣り合いにより定まるので、この火炎像を He-Ne レーザによる透過光照明によりスクリーンに映して、この頂角を測定する角度法を用いて、燃焼速度を測定した。ここで各供給ガスは加熱前にマスフローコントローラを用いて質量流量を計測・制御した。一方、水蒸気の流量は、蒸気発生器に供給する水の流量を容積法で測定することにより、発生した水蒸気の質量流量を算出した。したがって、水蒸気が



(a) 実験装置系統図



(b) 燃焼速度測定用バーナ

図1 燃焼速度測定用実験装置概要

もし飽和蒸気温度であれば同じ質量流量であっても蒸気の結露により体積流量が変化、すなわちバーナ出口での流速が変化するので、蒸気過熱器以後の流路をヒーターと保温材で保温・温度調節して結露を防止した。また、混合気の温度変化によっても体積流量は変化するので、点火前と消炎後のバーナ出口の混合気温度を測定するとともに、燃焼中もバーナ出口部分の壁面温度を図1(b)に示すように監視し、この初期混合気温度により出口流速を補正算出した。また、水素－酸素－水蒸気混合気の燃焼速度と比較するため、蒸気発生器の入口よりアルゴンガスを供給して、水素－酸素－アルゴン混合気についても実験を行った。

この角度法を用いた燃焼速度測定ではバーナ出口での予混合気の流速が既知でなければならないが、質量流量から求められるのはバーナ出口断面の平均流速である。そこで、非燃焼状態ではピトー管を用い、また燃焼状態ではレーザードップラー流速計を用いて、バーナ出口の速度分布を求め、均一速度領域の存在と範囲をまず確認した。次にこの均一速度領域内の流速をレーザードップラー流速計で各混合気条件について測定して、出口流速と混合気の質量流量との相関を求めておき、この相関を用いて質量流量から出口流速を求めた。

3. 計算方法

今回の計算では化学反応の計算コードとして chemkin II⁽⁴⁾ を用いた。一次元層流火炎を仮定し、Kee らの開発した premix⁽⁵⁾ を用いて、水素－酸素－水蒸気および水素－酸素－アルゴンの量論比混合気の燃焼速度を求めた。本計算では物性値は chemkin II のものを利用した。各物性値は基本的に 1 atm の温度の多項式として表現され、それを元に所定の圧力での値が算出される。ただし、premix では気液の相変化については考慮していないので、水蒸気が凝縮しないように水蒸気分圧が飽和蒸気圧に達しない条件で計算を行った。また本計算では熱拡散を考慮し、拡散係数は多成分系の計算値を使用し、素反応系については Kee らが水素－酸素－水蒸気混合気に使用したもの⁽⁵⁾ を基本とした。しかし、素反応の定数は各研究者により異なるので、表1に示すように佐野ら⁽⁶⁾や Warnatz 等^{(7),(8),(9)}の素反応系を使用した場合にどの程度予測値に差違を生じるかについても調べた。

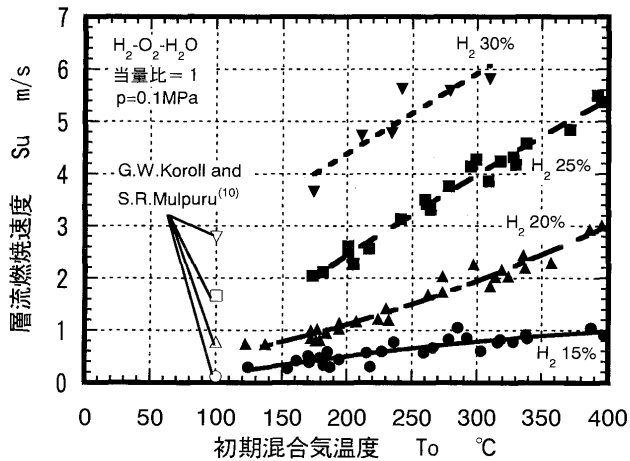
4. 結果と考察

4.1 燃焼速度の測定結果

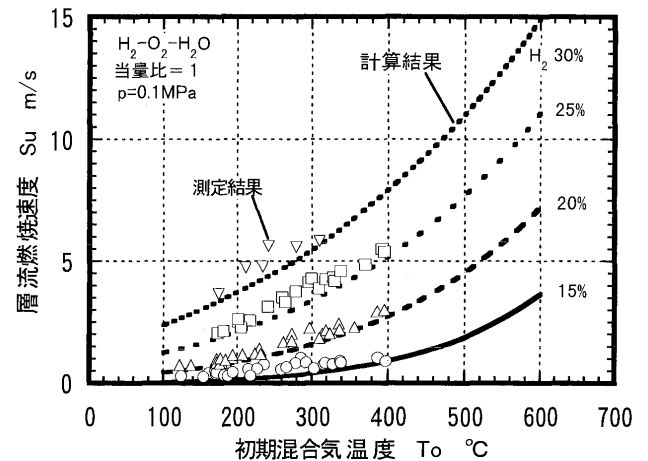
測定した燃焼速度について、図2(a)に水素－酸素－水蒸気の場合、(b)に水素－酸素－アルゴンの場合を示す。(a)(b)ともに初期混合気温度と水素濃度が高いほど燃焼速度が大きくなる傾向を示している。しかし、水蒸気の方がアルゴンよりも比熱が大きいため、同一の混合気温度および水素濃度では水蒸気の方がアルゴンの場合よりも火炎温度が低くなるため、燃焼速度が小さい。特に水素

表1 計算で考慮した化学反応

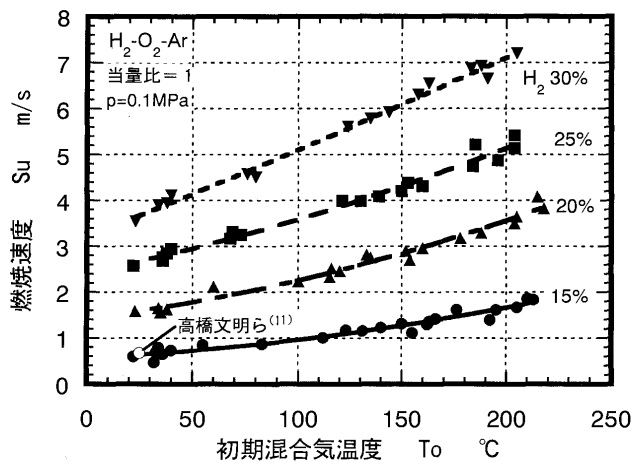
化学種 9 種類		反応速度係数										T: 絶対温度 R: 気体定数			
$H_2, O_2, H, O, OH, H_2O, H_2O_2, H_2O, Ar$		$K = ko T^b \exp(-Eo / R T)$ ここで										倉谷 (1975)			
Reaction		chemkin II (1985)			佐野ら (1996)			Warnatz (1984)			Westbrook (1983)			倉谷 (1975)	
		ko	b	Eo	ko	b	Eo	ko	b	Eo	ko	b	Eo	ko	b
		cm ³ , mol, s		cal/mol	cm ³ , mol, s		cal/mol	cm ³ , mol, s		cal/mol	cm ³ , mol, s		cal/mol	cm ³ , mol, s	cal/mol
1	$H_2 + O_2 = OH + OH$	1.70E+13	0	47780	2.20E+13	0	5150	5.50E+13	0	57800	2.19E+13	0	5150	2.19E+13	0
2	$OH + H_2 = H_2O + H$	1.17E+09	1.3	3626	2.00E+14	0	16800	1.00E+08	1.6	3296	1.88E+14	0	16790	2.24E+14	0
3	$H + O_2 = OH + O$	5.13E+16	-0.816	16507	2.00E+14	0	16800	1.20E+17	-0.91	16504	1.88E+14	0	16790	2.24E+14	0
4	$O + H_2 = OH + H$	1.80E+10	1	8826	1.74E+13	0	9450	1.50E+07	2	7548	1.82E+10	1	8900	1.80E+10	1
5	$OH + OH = O + H_2O$	6.00E+08	1.3	0	5.75E+12	0	780	1.50E+09	1.14	0	3.16E+12	0	1100	6.80E+13	0
6	$O + H_2O = OH + OH$	*2.10E+18	-1	0	*8.00E+17	-0.8	0	*2.00E+18	-0.8	0	1.66E+15	0	-1000	1.50E+15	0
7	$H + O_2 + M = H_2O_2 + M$	6.70E+19	-1.42	0	0			0			0			0	-990
8	$H + O_2 + H_2O = H_2O_2 + H_2O$														
9	$H + HO_2 = OH + OH$	2.50E+14	0	1900	1.40E+14	0	1070	1.50E+14	0	1003	2.51E+14	0	1900	2.50E+14	0
10	$H + HO_2 = H_2 + O_2$	2.50E+13	0	700	1.25E+13	0	0	2.50E+13	0	693	2.51E+13	0	700	2.50E+13	0
11	$O + HO_2 = H_2O + O_2$	4.80E+13	0	1000	1.00E+13	0	1070	3.00E+13	0	0	5.01E+13	0	1000	5.00E+13	0
12	$OH + HO_2 = H_2O + O_2$	5.00E+13	0	1000	1.40E+13	0	1070	2.00E+13	0	0	5.01E+13	0	1000	4.80E+13	0
13	$H_2O_2 + M = OH + OH + M$	2.00E+12	0	0	7.50E+12	0	0	2.00E+12	0	0	5.01E+13	0	1000	5.00E+13	0
14	$H_2O_2 + H = HO_2 + H_2$	1.30E+17	0	45500	*1.20E+17	0	45500	*3.00E+17	0	45381	1.20E+17	0	45500	1.20E+17	0
15	$H_2O_2 + H_2 = H_2O_2 + H$	1.60E+12	0	3800	7.30E+11	0	19000	1.70E+12	0	3750	1.70E+12	0	3750	1.70E+12	0
16	$H_2O_2 + H = H_2O + OH$				2.20E+15	0	11700	1.00E+13	0	3583	2.20E+15	0	11720	2.20E+15	0
17	$H_2O_2 + O = HO_2 + OH$	1.00E+13	0	1800	2.80E+13	0	32800	2.80E+13	0	6401	1.00E+13	0	1800	2.80E+13	0
18	$H_2O + HO_2 = H_2O_2 + OH$	*2.23E+12	0.5	92600				7.00E+12	0	1433	1.00E+13	0	1800	1.00E+13	0
19	$H + OH + M = H_2O + M$	*7.50E+23	-2.6	0	*8.40E+17	-0.5	0	*8.80E+14	0	96016	2.19E+14	0	96000	4.58E+14	0
20	$O_2 + M = O + O + M$	1.85E+11	0.5	95560	*2.62E+16	-0.8	0	2.20E+14	0	96016					
21	$H + O + M = OH + M$														
* 三体効果		6: H ₂ O/21, H ₂ /3, O ₂ /0			6: H ₂ O/6.5, H ₂ /1, O ₂ /0.4			6: H ₂ O/6.5, O ₂ /0.4,			1.41E+23	-2	0	1.59E+19	-0.9639
		18: H ₂ O/6, H/2, H ₂ /3			13: H ₂ O/6.5, H ₂ /1, O ₂ /0.4			Ar/0.35			5.13E+15	0	115000	1.78E+18	-1
		19: H ₂ O/20			19: H ₂ O/6.5, H ₂ /1, O ₂ /0.4			Ar/0.35			1.00E+16	0	0		
					20: H ₂ O/6.5, H ₂ /1, O ₂ /0.4			Ar/0.35							
					18: H ₂ O/6.5, Ar/0, O ₂ /0.4			Ar/0.35							
					19: H ₂ O/6.5, O ₂ /0.4,			Ar/0.35							
					20: H ₂ O/6.5, O ₂ /0.4,			Ar/0.35							
					Ar/0.35			Ar/0.35							



(a) 水素—酸素—水蒸気混合気

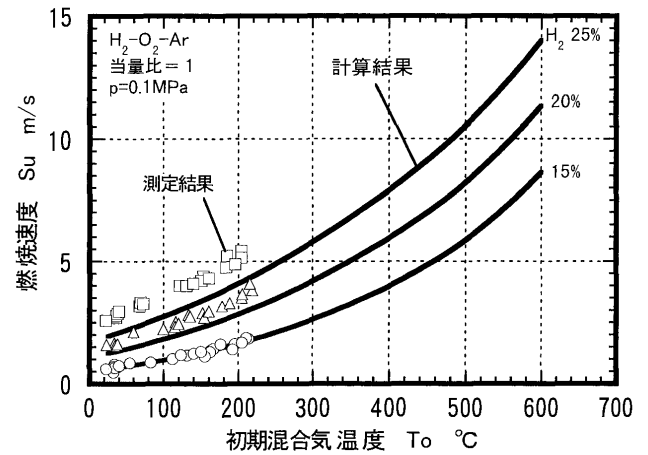


(a) 水素—酸素—水蒸気混合気



(b) 水素—酸素—アルゴン混合気

図2 燃焼速度測定値



(b) 水素—酸素—アルゴン混合気

図3 燃焼速度測定値と計算値の比較

濃度が25%より低い場合には燃焼速度はアルゴンの時の半分以下となる。本測定結果をKorollら⁽¹⁰⁾のデータや高橋ら⁽¹¹⁾のデータから内挿して得た値と比較すると、ほぼ同程度の結果となっている。ここで、(a)の水蒸気の方が(b)のアルゴンよりもデータのばらつきが大きい。これは、火炎頂角測定と流速測定が同一の瞬間ではなかったため、予混合気流量の時間的な変動が測定データのばらつきに反映されるため、水蒸気の流速の制御性が悪いことが原因である。

本寸法のバーナ法での燃焼速度の計測において、水素—酸素—水蒸気混合気の場合には、動粘性係数が大きいいためバーナ出口で層流を保持できたが、水素—酸素—アルゴン混合気では動粘性係数が小さいため、燃焼速度が1.5 m/s程度の条件でも臨界レイノルズ数3000以上の流速となった。したがって、水素—酸素—アルゴン混合気の燃焼速度について、水素濃度が15%よりも高い場合のデータには乱れの影響が含まれることが予想される。

4.2 計算結果との比較

反応計算により燃焼速度の予測が可能かどうかを判断

するために、まず本測定と同様な条件で計算を行い、結果を比較した。

水素—酸素—水蒸気混合気の場合には、図3(a)のように計算結果は測定結果よりもやや小さめであるが、データのばらつきの範囲にあり、初期混合気温度が高いほど、また水素濃度が高いほど燃焼速度が大きくなる傾向も再現できている。水素—酸素—アルゴン混合気について測定結果と比較すると、図3(b)のように水素濃度が15%の場合には測定結果とよく一致するが、水素濃度が20%以上では、測定結果のほうが計算結果よりも大きい。当実験では水素濃度が20%以上の条件では臨界レイノルズ数を超えていたが、100°C以上の条件ではレイノルズ数は5000以下であり、火炎観察結果では火炎面が乱れていないので、乱れの影響は無視できると思われるが、実際には微細な乱れが燃焼速度を増大させた可能性は否定できない。

これらの比較から両混合気の層流燃焼速度の計算結果はおおむね測定結果を予測可能といえる。ただし、水蒸気混合気については、予測値はやや小さめの値となる。

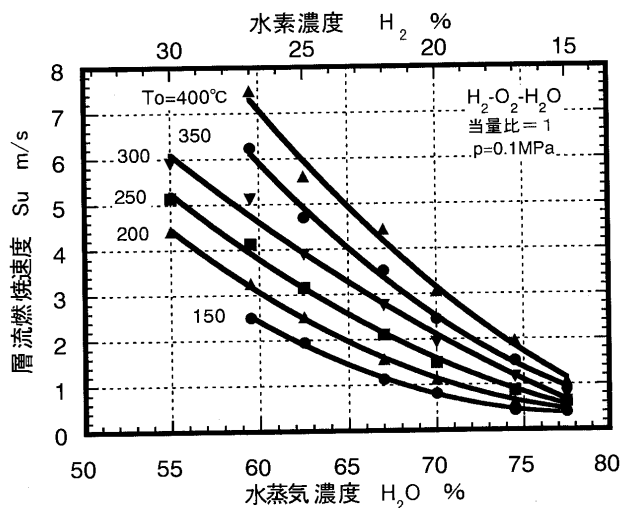
4.3 希釈ガス濃度の影響

各初期混合気温度 T_0 での燃焼速度を内挿して求め、希釈ガス濃度に対して整理した結果を図4に示す。希釈ガス濃度が60~75%の範囲で、(a)の水蒸気の場合には水蒸気濃度の増大とともに燃焼速度の低下の割合は小さくなるが、(b)のアルゴンの場合には燃焼速度が直線的に低下する。

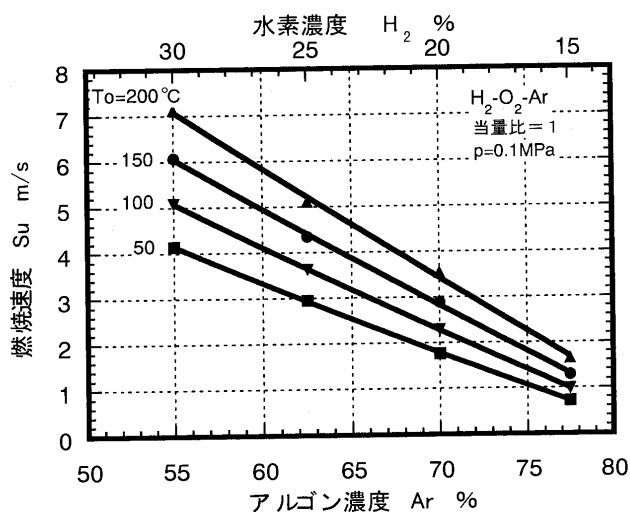
Koroll ら^{(10),(12)} は、水素-酸素量論比混合気において希釈ガスモル分率 χ のときの混合気の燃焼速度 Su を、

$$Su(a_o/a)^{1/2} = Su_o(1 - \chi/\chi_L) \quad (1)$$

で予測している。ここで a は熱拡散係数を、 Su_o と a_o は希釈しないとき ($\chi=0$) の燃焼速度と熱拡散係数を、 χ_L は可燃限界の希釈ガスモル分率を示す。この式(1)に従えば $Su(a_o/a)^{1/2}$ は希釈ガス濃度に対し直線的に減少することになる。この熱理論に基づく燃焼速度の見積もりを本測定データについても適用し、 $Su(a_o/a)^{1/2}$ を計算



(a) 水素-酸素-水蒸気混合気



(b) 水素-酸素-アルゴン混合気

図4 燃焼速度への希釈ガス濃度の影響

したところ、水素-酸素-アルゴン混合気の場合は希釈ガス濃度に対して直線的に減少したが、水素-酸素-水蒸気混合気の場合には図5のように希釈ガス濃度の増加に対して $Su(a_o/a)^{1/2}$ の減少は線形でないことがわかった。Koroll らも初期混合気温度 100°C の水蒸気混合気の場合に水素濃度が高い条件で実験データが式(1)から大きくずれることを指摘しているが、今回は初期混合気温度が 200°C 以上で水素濃度が低い条件でも式(1)から実験データがはずれることが確認された。したがって、水蒸気希釈の場合にはこの単純な方法では燃焼速度を見積もれないことがわかった。

ここで、燃焼速度の計算結果も水蒸気濃度に対して整理し、測定結果と比較すると図6のようになる。本計算結果は、本測定結果と Koroll ら⁽¹⁰⁾ の $T_0=100^\circ\text{C}$ におけるバーナ法の測定結果にほぼ一致しているが、高温になるに従い、測定結果に対して本計算結果はやや小さい燃焼速度を示す。しかし、水蒸気濃度の増大に対する燃焼

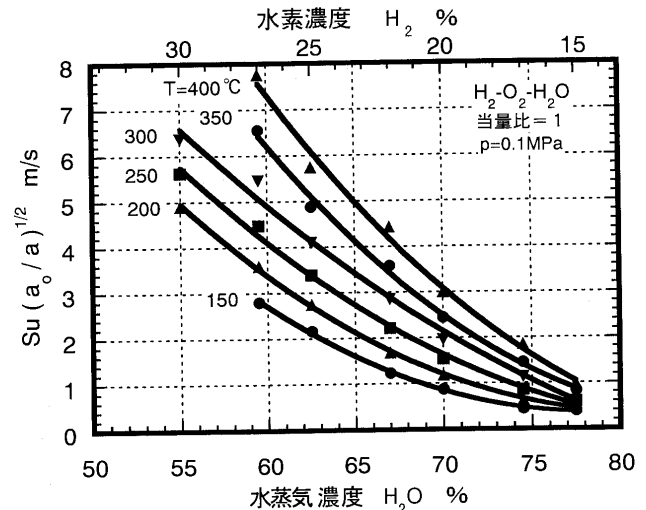


図5 熱拡散係数により補正した燃焼速度への希釈ガス濃度の影響

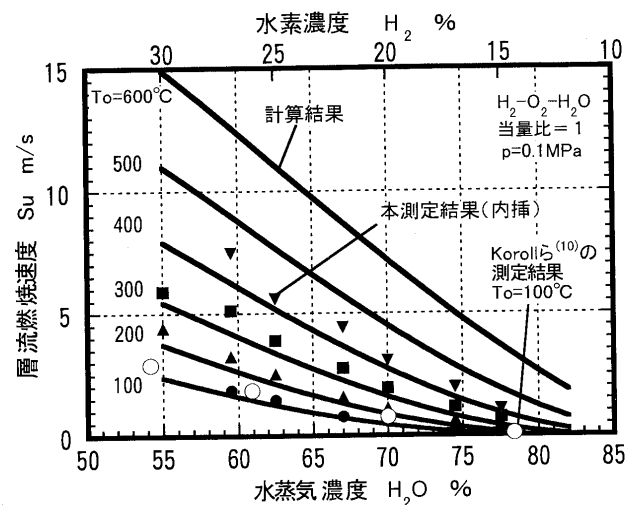


図6 燃焼速度への希釈ガス濃度の影響 (計算値との比較)

速度低下は測定結果と同様な非線形性を示している。また、水素濃度が高いほど、 T_0 が高いほど燃焼速度は大きくなるが、水素濃度 20% では 100°C の予熱による燃焼速度の増加は水素濃度を 3~4% 増加したことに相当する。

4.4 温度依存性

一般に燃焼速度の圧力・初期温度依存性は次式で整理されてきた⁽¹³⁾。

$$Su = Su_s (T/T_s)^\alpha (p/p_s)^\beta \quad (2)$$

この式において α は温度依存性指数、 β は圧力依存性指数であり、 Su 、 T 、 p はそれぞれ燃焼速度、初期混合気温度、圧力を示し、添え字 s は基準状態を示す。

近似的に本測定結果から温度依存性指数 α を求めてみた。水素—酸素—水蒸気混合気の場合に水素濃度が 15% 及び 30% の 2 条件で測定データのばらつきが大きいので、これらを除いて結果を図 7 に示す。水素濃度が高いほど α が小さくなる傾向がある。つまり水素—酸素混合気を希釈する水蒸気の濃度が高いほど α が大きく、初期混合気温度の上昇率に対する燃焼速度の増加率が大きい。Kusharin ら⁽¹⁴⁾ は球形容器法を用いて 0.2~0.8 MPa、初期混合気温度 $100\sim 200^\circ\text{C}$ で測定しているが、本測定結果は温度、圧力範囲は異なるものの、希釈ガス濃度に対し彼らと同様な α の変化を示す。また、水素—酸素—アルゴン混合気の場合には、水蒸気の場合より、 α が小さく、この値は飯島ら⁽¹³⁾ や Kusharin らの窒素のデータよりも小さい。したがって、水素濃度が低い量論比混合気の燃焼速度の初期混合気温度依存性は、水蒸気、窒素、アルゴンの順に大きく、希釈ガス濃度が高いほど大きい。つまり、希釈ガスを水蒸気とした場合は、窒素やアルゴンを希釈ガスとしたときに比べて、混合気の予熱による層流燃焼速度の増加が、特に水素濃度が低い場合に大きいことがわかる。

本計算結果に式(2)を適用し、近似的に α を求めた結果を図 8 に示す。計算結果が式(2)にすべてに一致すること

はないが、全体の傾向は把握可能である。水蒸気混合気の方がアルゴン混合気よりも α は大きく、希釈ガス濃度が高いほど α は大きい。したがって、作動媒体ガスが水蒸気で、水素濃度が低い場合には、計算でも測定結果と同様に、初期温度の上昇による燃焼速度の上昇の効果が大きいことが示された。ただし、本計算結果では水素濃度が 15% 以下と低い場合に希釈ガス濃度の上昇に伴って α が急激に増大しているが、この場合には初期温度が低い条件で燃焼速度が小さく、計算も収束し難い。このように可燃限界に近い条件での α については素反応系によって異なる可能性もあり、 α の増大の程度を議論するには今後詳細な検討が必要である。

4.5 圧力依存性

一般に炭化水素系の燃料を空気と予混合燃焼させた場合には、圧力上昇により燃焼速度が低下する。しかし、ボンベ法の実験において 10 MPa までの純酸素燃焼では圧力上昇により単純に燃焼速度が上昇するという結果⁽¹⁵⁾ が得られており、大気圧下での燃焼速度が数 m/s 以上の場合には圧力上昇により燃焼速度が増大する可能性がある。しかし、Behrendt ら⁽¹⁶⁾ の計算によれば、純酸素の燃焼速度は 1 MPa 付近にピークを持ち、それ以上の圧力上昇によって燃焼速度は低下する。本計算では図 9 に示すように酸素系やこれとアルゴンとの高温混合気の燃焼速度ではピークを持ち、Behrendt らと似た傾向を示している。水蒸気混合気や低温のアルゴン混合気では圧力 0.1 MPa 以上では燃焼速度のピークはなく、単調に減少している。しかも水蒸気混合気の燃焼速度はアルゴン混合気に比べ急減している。本計算結果を式(2)で近似しようとしたが、圧力依存性指数 β の近似値を求めることができるほどの一致はみられなかった。そこで、燃焼速度 Su を 0.1 MPa 時の燃焼速度 Su_0 で無次元化して圧力依存性を比較する。水蒸気混合気の場合、図 10 のように圧力が 3 MPa 以上では初期混合気温度によらず、燃焼速度は 0.1 MPa のときの $1/25\sim 1/30$ 程度になるが、

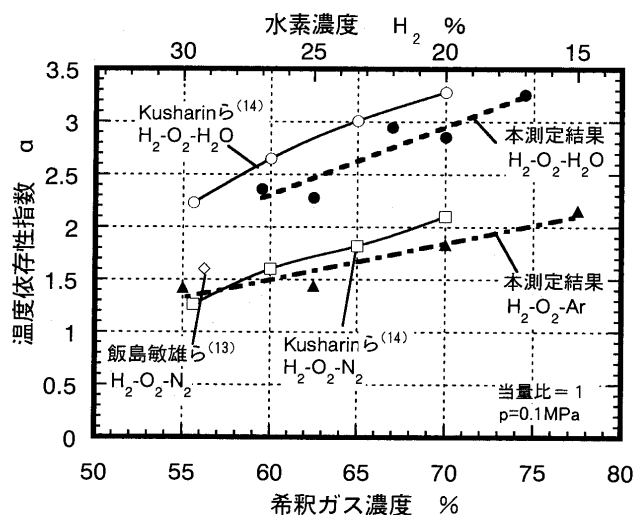


図 7 燃焼速度の温度依存性指数

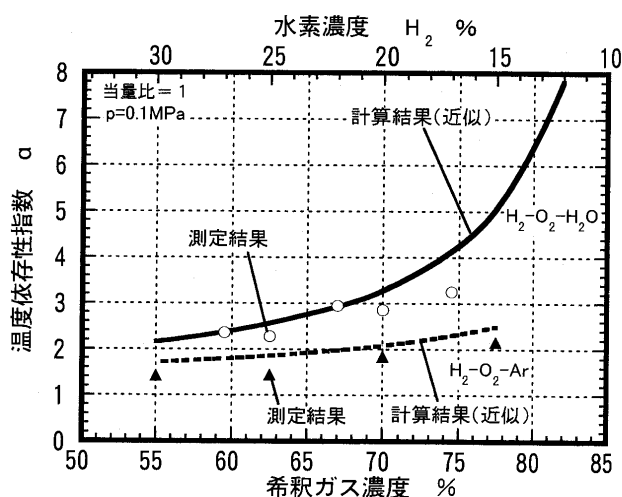


図 8 燃焼速度の温度依存性 (計算値との比較)

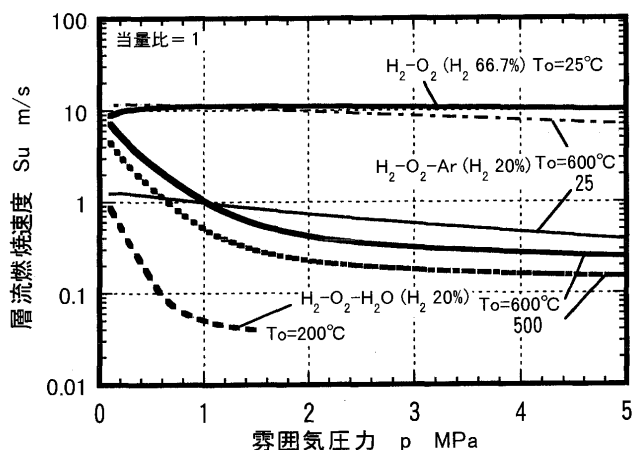


図9 燃焼速度への圧力の影響 (計算値)

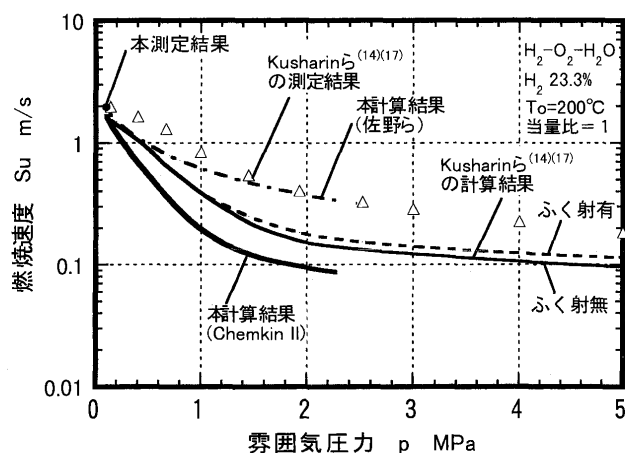


図11 燃焼速度への圧力の影響 (測定値と計算値の比較)

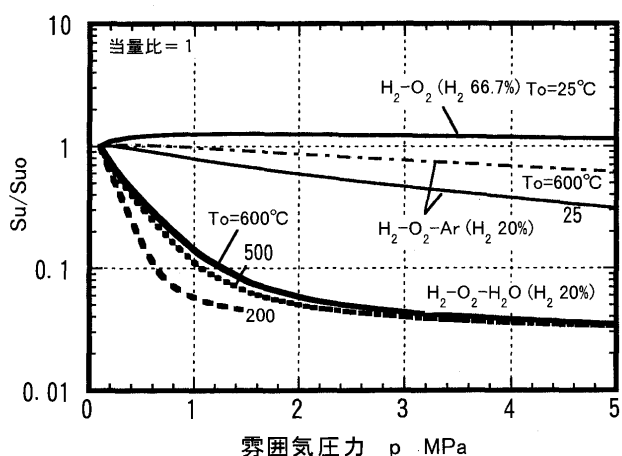


図10 圧力上昇による燃焼速度の変化割合 (計算値)

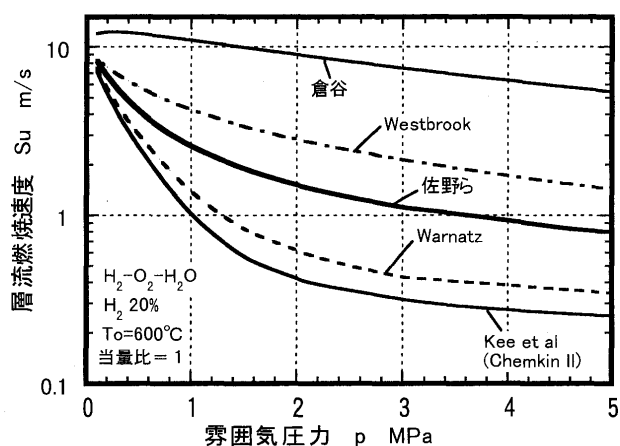


図12 燃焼速度への圧力の影響 (素反応系による相違)

1 MPa 付近では初期混合気温度が低いほど Su/Su_0 が小さい。また、アルゴン混合気の場合、水蒸気混合気よりも Su/Su_0 は大きく、初期混合気温度が低いほど Su/Su_0 が小さい。したがって、低温の水蒸気には燃焼速度を抑制する効果があると判断できる。

本計算の予測の精度を確認するために、図11に初期混合気温度 $T_0=200^\circ\text{C}$ 、水素濃度 23.3% の Kusharin ら^{(14),(17)} の圧力容器法での測定結果と比較した。彼らのデータは大気圧でのバーナー法の本測定結果に漸近しているが、本計算結果に比べて値は大きく、4 MPa でも 0.1 MPa のときの 1/10 程度の燃焼速度となる。Kusharin らが行った計算結果でも実験結果より値が小さく、彼らは熱ふく射を考慮することで(破線)、いくらか燃焼速度が上昇することを示しているが、燃焼速度の実験値と計算値との大きな差を説明できてはいない。ただし、圧力上昇により燃焼速度が低下することには変わりはない。本計算と Kusharin らの計算で圧力依存性の傾向は似ているものの、値は一致していない。使用した素反応系が異なることがその一因である。そこで、他の素反応系を用いて計算してみた。その結果、佐野ら⁽⁶⁾ の素反応系を用いた場合には、大気圧と 1.5 MPa 以上の条件で本計算結果(一点鎖線)と測定結果がよく一致することがわかつ

た。ただし、0.2~1 MPa では圧力依存性がやや異なる。なお Kusharin らは、水蒸気が飽和状態で水滴が浮遊し得ると予測される 2.2 MPa 以上の高圧まで測定結果と計算結果を求めているが、本計算では 200°C 、2.2 MPa 以上での水蒸気混合気の過熱度と物性値について信頼できる計算ができなかったことと、本研究の対象は過熱蒸気であることから計算結果は省略した。

以上のように、各研究者によって提案されている素反応式の組み合わせは異なり、使用データも一致しているとはいえない。このことが計算結果の差の一因であることから、今回の計算結果の予測が素反応系を変えることでどの程度変化するかをみるため、素反応系を変えて計算を行ってみた(図12)。ここでは佐野らの他に Warnatz⁽⁷⁾、Westbrook⁽⁸⁾、倉谷⁽⁹⁾の素反応系を取り上げた。その結果、素反応系により計算結果は異なり、特に圧力が高い場合にはその差が大きい。反応定数データの精度が悪く、研究者間で定数の異なる三体反応が、高圧では起こりやすいことが原因の一つとしてあげられる。本計算対象の混合気では水蒸気濃度が 70% と高いが、水蒸気は三体効果が大きく、その三体反応は燃焼を抑制する方向に働く。そのため、Westbrook や倉谷の素反応系をそのまま用いた場合は、化学種による三体効果の差を

考慮していないので、水蒸気の三体効果を低く評価したことになり、他の素反応系を用いた場合よりも燃焼速度が大きくなる。

以上のことから、水素燃焼ガスタービン燃焼器相当の4 MPa, 600°Cでの燃焼速度は大気圧条件下での燃焼速度の1/30~1/10であり、通常の炭化水素系の常温常圧の燃焼速度に近いオーダーであることが予測される。また2 MPa以上では圧力上昇による燃焼速度の変化が小さいので、少なくとも2 MPa前後での燃焼速度の実験データがあれば、適切な素反応系を判断でき、4~5 MPaでの燃焼速度のより正確な予測が可能となる。なお本計算では水蒸気の熱ふく射の影響や、高温物性についての検討は加えていないため、それらがどの程度燃焼速度に影響するかについては詳細な検討が必要である。

5. まとめ

水素—酸素—水蒸気および水素—酸素—アルゴンの量論比混合気の燃焼速度をバーナ法を用いて測定し、理論計算と比較した結果、以下のことがわかった。

- (1) 水蒸気混合気の方がアルゴン混合気よりも燃焼速度が小さく、希薄側で半分以下となる。
- (2) 水蒸気混合気の場合にはアルゴンよりも未燃混合気温度上昇による燃焼速度の増加割合が大きい。
- (3) 大気圧条件下での水蒸気混合気の燃焼速度は本計算により予測可能であるが、実験結果よりやや小さい値を示す。
- (4) 水素燃焼タービン燃焼器相当の高温高圧条件下では大気圧条件下に比べ、燃焼速度は著しく低下する。

謝辞

本研究を進めるに当たり、東海大学工学部教授佐野先

生には、貴重な情報とご助言を賜った。ここに深く感謝の意を表します。

参考文献

- (1) 例えば、山下巖, 日本ガスタービン学会誌, 22-86, (1994), p. 9
- (2) Jerica, H. Starzer, O., Proc. 19th International Congress on Combustion Engines, (1991), G20
- (3) 壹岐典彦他, 第10回ガスタービン秋季講演会講演論文集, (1995-8), p. 175
- (4) R. J. Kee et al, Sandia Report: SAND89-8009B, (1989)
- (5) R. J. Kee et al, Sandia Report: SAND85-8240, (1993)
- (6) 佐野妙子, 角田博和, 文部省科学研究費重点領域研究「エクセルギー」成果報告書, (1996), p. 114
- (7) Warnatz, J., (Gardiner, W. C. Jr. Ed.), Combustion Chemistry, (1984), p. 197, Springer Verlag New York
- (8) Westbrook, C. K., Combustion Science and Technology, 34, (1983), p. 201
- (9) 倉谷健治, 東京大学宇宙航空研究所報告, 11-4, (1975)
- (10) Koroll, G. W., Mulpuru, S. R., 21st Symp. (Int.) on Combustion, (1986), p. 1811
- (11) 高橋文明他, 第18回燃焼シンポジウム前刷集, (1980), p. 70
- (12) Koroll, G. W., Kumar, R. K., Bowles, E. M., Combustion and Flame, 94, (1993), p. 330
- (13) 飯島敏雄, 竹野忠夫, 第21回燃焼シンポジウム前刷集, (1983), p. 143
- (14) Kusharin, A. Yu., Popov, O. E., Agafonov, G. L., Proc. of 19th Int. Symp. Shock Waves, 2, (1995), p. 143
- (15) Strauss, W. A., Edse, R., 7th Symp. (Int.) on Combustion, (1959), p. 377
- (16) Behrendt, F., Warnatz, J., Proc. of 5th World Hydrogen Energy Conference, (1984), p. 1515
- (17) Kusharin, A. Yu., Popov, O. E., Agafonov, G. L., Chem. Phys. Reports, 14-4, (1995), p. 584

超音速輸送機用ターボジェットエンジンの低 NO_x 燃焼器の研究 (高圧燃焼試験結果)

Experimental Study on Low NO_x Combustor for Mach 3 SST (High Pressure Combustor Test Results)

木下 康裕*¹,
KINOSHITA Yasuhiro
小田 剛生*¹,
ODA Takeo

北嶋 潤一*¹
KITAJIMA Junichi

Abstract

A unique idea of premixture jet swirl combustor (PJSC) was proposed for the ultra low NO_x combustor of a Mach 3 turbojet. The combustor installed six simple premixing chambers which were arranged at certain angles to the center axis also to the circumference axis on the combustor dome. This arrangement formed large and strong recirculating flows necessary to stabilize flame at lean fuel air ratio conditions. A single can combustor of PJSC with several fuel injectors was designed and fabricated for the high temperature and high pressure combustion test program in the HYPR project. The combustor showed stable burning for a wide range of FAR also showed combustion efficiency of 99.9% at Mach 3 cruise conditions, namely inlet temperature of 1008 K, inlet pressure of 8.3 bar and air fuel ratio of 45. PJSC-03 combustor, which installed the radiated fuel injectors and had long mixing length, presented the best NO_x emissions and achieved emission index of 2 g/kg fuel at that design condition. PJSC met the emission goal of HYPR project.

1. はじめに

航空用ジェットエンジンの排気ガスに関する国際的な規制は、現在 ICAO (International Civil Aviation Organization, 国際民間航空機構) の定める規制が代表的であり、LTO (landing and takeoff) サイクル即ち離着陸の際に排出される NO_x, CO, HC とスモークが規制の対象となっている。しかし今後の見通しとしては、高空大気環境保全の観点から、高空飛行時についても排出規制が定められるものと考えられる。特に成層圏オゾン層を長時間飛行する超音速輸送機の場合、NO_x のオゾン層破壊が重大な問題とされており、その排出に対する厳しい規制値が将来設けられるものと考えられる。従って、低公害燃焼技術の開発が超音速輸送機実現のキーポイントと言っても過言ではなく、現在欧米では積極的な低 NO_x 燃焼器の研究開発がなされている。

一方、わが国の通商産業省が進める大型プロジェクト「超音速輸送機用推進システムの研究開発」においても、飛行マッハ3クラスのターボジェットエンジンに採用する低公害燃焼技術(低 NO_x 燃焼技術)の確立が重要課題として位置づけられており、英国ロールスロイス社が JP 燃料を、また当社がメタン燃料を用いた低公害燃焼器の

研究を担当し、目標達成のために相互に技術情報を交換しながら研究開発を進めている。

2. 低公害燃焼器の研究の目標値と本研究の経過

目標エンジンの飛行マッハ数3巡航時の燃焼器作動条件は、入口空気温度が 1008 K, 出口温度が 1810 K と現用エンジンと比較して非常に高くなっている。この条件での NO_x 排出値を現状技術から予測すると、排出指数として EI (NO_x) = 50 g/kg fuel 程度と考えられる⁽¹⁾。本プロジェクトの NO_x の目標を図1に示すが、「飛行マッ

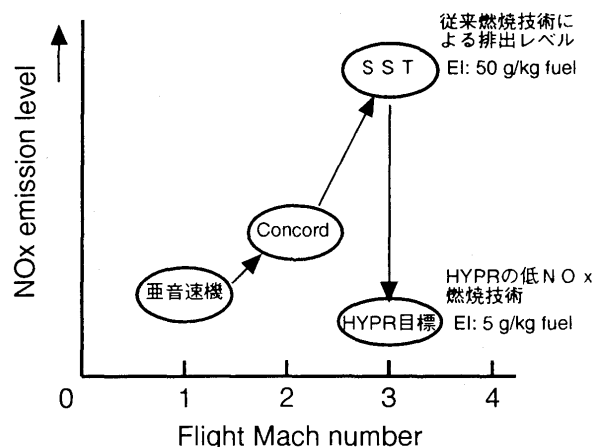


図1 本プロジェクトの NO_x 目標値

原稿受付 1997年4月15日

*1 川崎重工業(株)明石技術研究所
〒673 兵庫県明石市川崎町1-1

ハ数3巡航時においてNO_xを現状技術レベル（無対策時）の1/10以下に低減させること」であり、具体的には排出指数EI（NO_x）で5 g/kg fuel以下とすることである。これはNASAにおけるHSCTプログラムの低減目標値と同じであり、HYPRの本ターゲットは極めて挑戦的な値である。

本研究においては、第1フェーズにおいて上記目標値を達成するために、ユニークな形状をした予混合管式噴流旋回型燃焼器を提案し、中圧燃焼試験を実施して予混合部の最適形状や配置を実験的に調べ、その基礎燃焼特性を明らかにした⁽²⁾。第2フェーズは、実機条件におけるNO_xの排出を中心とする燃焼特性の把握や、低NO_x燃焼方法のコンセプトの実証を目的としており、改良型燃焼器の試作による高温燃焼試験を計画し実施した。本報ではその結果について報告する。

3. 供試燃焼器と試験方法

高温燃焼試験に供するモデル燃焼器は予混合管式噴流旋回型（PJSC）と呼ぶ、直径150 mm、長さ300 mmのシングルチャン型燃焼器で、ステンレス製円筒の内側にイリジウム合金製のインシュレーションライナ（内筒）を接合した燃焼器ライナと、ライナドーム部に取り付けた予混合燃料ノズルから構成される。図2に本供試燃焼器の概略を示す。予混合燃料ノズルは、独立した予混合管6本を適当な角度および径で同心円上に配置した構造をしている。図3に示すように、予混合管内部に取り付

けた燃料インジェクタから燃料を噴射して、空気と混合させて予混合気を形成するが、そのインジェクタ形状や混合距離を最適化することにより良好な予混合気を形成させることができる。本試験では表1および図4に示すような、予混合特性が異なる4種類の燃料インジェクタを試作し、燃焼試験に供した。また、6本の予混合管から高速で噴出する予混合気の噴流は、一次燃焼領域において衝突しながら旋回するため、大きく強い循環流を形成し、安定した保炎、燃焼を行わせることができる。このように本予混合管式噴流旋回型燃焼器は、予混合気の形成部と火炎の安定保炎部が独立して設計できるという特徴を持つ。本燃焼器の開口面積割合は、希釈孔が5%、冷却空気孔が10%で、残りは予混合燃料ノズル部である。

燃焼試験には当社の高圧空気源設備を使用した。本設備はガスタービンの排熱を利用する熱交換器と電気ヒータを併用することにより、燃焼用空気を最高800℃程度まで昇温してテストリグに供給することができる。

図5に高圧燃焼試験装置の概略を示す。燃焼器入口に

表1 燃料インジェクタの概略

型 式	インジェクタ形状	噴射孔口径 mm	噴射角	噴射位置
PJSC-01	分散型	60-φ1.6, 120-φ1.2	180	下流
PJSC-03	分散型	60-φ1.6, 120-φ1.2	180	上流
PJSC-04	分散型	60-φ1.6, 120-φ1.2	120	上流
PJSC-05	多孔型	48-φ2	90	上流

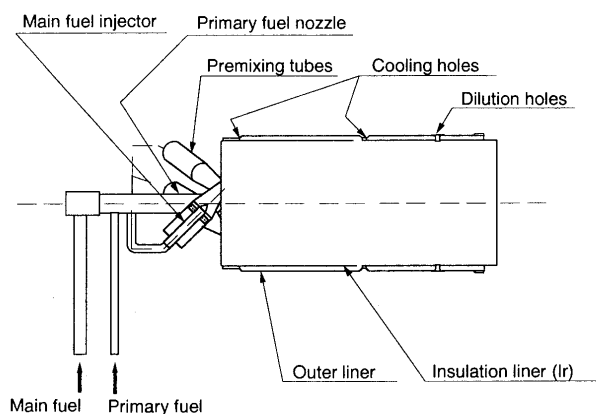


図2 予混合管式噴流旋回型燃焼器

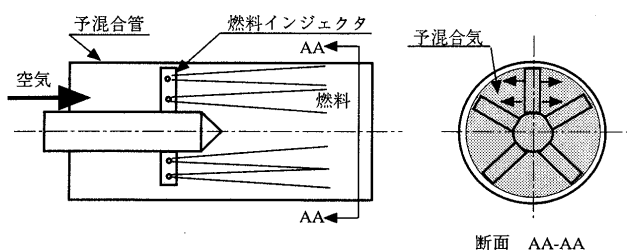


図3 予混合管内部

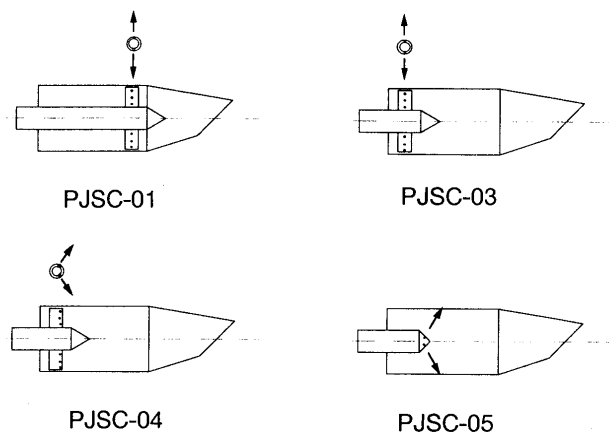


図4 供試燃料インジェクタ

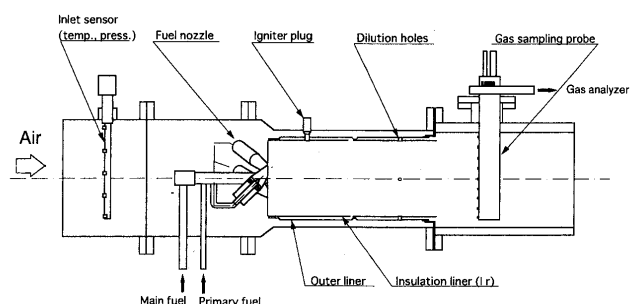


図5 高圧燃焼試験装置概略

は全温計測用の R タイプ熱電対と全圧計測プローブが取り付けられている。また、燃焼器出口には 9 孔式の水冷ガスサンプルプローブおよび R タイプの楕形白金熱電対が取り付けられており、燃焼器の排ガス採取や燃焼器出口温度の計測を行った。燃焼器排ガスは個々のサンプル孔から独立して採取した後で集合し、連続式ガス分析計に導いて窒素酸化物 (NO_x)、一酸化炭素 (CO)、未燃炭化水素 (THC)、二酸化炭素 (CO₂)、酸素 (O₂) の

5 成分を測定した。そして、この排ガス分析結果からエミッションの排出指数や燃焼効率の算出を行った。また、ガスサンプルプローブの小孔を用いて燃焼器出口の全圧を測定し、入口全圧との差から全圧損失率や全圧損失係数の算出を行った。試験は燃焼器入口条件を所定の値に設定した後、空燃比を変化させて上述した性能を計測した。表 2 に高圧燃焼試験における試験条件を示す。

表 2 高温燃焼試験条件

項 目	内 容
燃焼器入口全圧 P_3 bar	<u>8.3</u> , 4, 2
燃焼器入口全温 T_3 K	<u>1008</u> , 800, 600
ライナ断面平均流速 U_3 m/s	<u>2.5</u> , 30
空 燃 比 AFR	40 ~ 80 ~ 400 ⁽¹⁾

注1 プライマリ燃料のみの場合
注2 下線は設計条件

4. 試験結果および考察

4.1 NO_x の排出値と燃焼効率

図 6 から図 9 に 4 種類の燃料インジェクタの NO_x 排出と燃焼効率の特性について示す。いずれのインジェクタも全体空燃比 (供給空気と燃料の重量流量比、以後単に空燃比と呼ぶ) が AFR = 40~60 程度まで燃焼効率は $\eta_b = 99.5\%$ 以上を、そして AFR = 70 程度までは $\eta_b = 99\%$ 以上を示した。また、それ以上の空燃比ではプライマリ燃料を利用することで AFR = 400 程度まで $\eta_b = 99\%$ の燃焼効率を示し、広い空燃比範囲で高い燃焼効率が得られ、高速飛行時における燃焼効率および安定燃焼範囲は全く問題のないことがわかった。

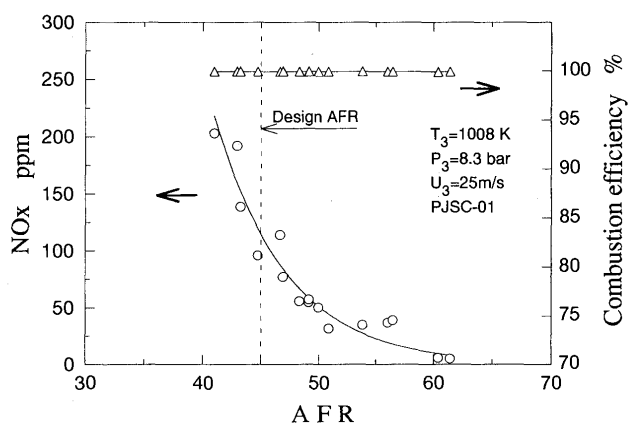


図 6 空燃比と NO_x の排出および燃焼効率の関係 (PJSC-01, $P_3 = 8.3$ bar, $T_3 = 1008$ K)

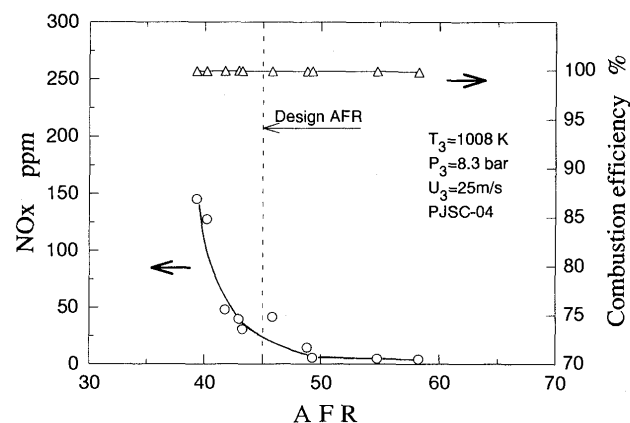


図 8 空燃比と NO_x の排出および燃焼効率の関係 (PJSC-04, $P_3 = 8.3$ bar, $T_3 = 1008$ K)

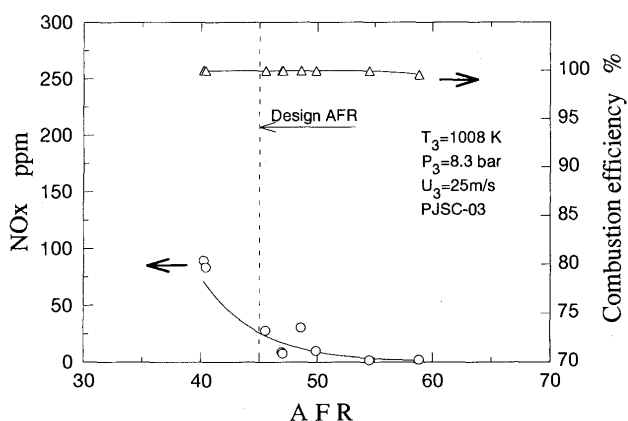


図 7 空燃比と NO_x の排出および燃焼効率の関係 (PJSC-03, $P_3 = 8.3$ bar, $T_3 = 1008$ K)

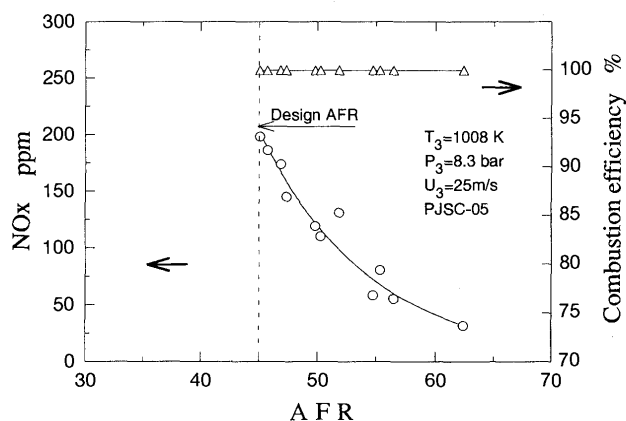


図 9 空燃比と NO_x の排出および燃焼効率の関係 (PJSC-05, $P_3 = 8.3$ bar, $T_3 = 1008$ K)

次に NO_x の排出に着目すると、空燃比の減少にともなって NO_x の排出濃度が急激に増加する傾向はいずれの場合も同じであるが、排出値そのものは燃料インジェクタによりかなり異なることがわかった。まず、図6と図7はPJSC-01とPJSC-03の結果を示しており、分散型の燃料インジェクタで燃料の下流噴射と上流噴射の違い、すなわち予混合距離の影響を示したものである。下流噴射のPJSC-01は、設計空燃比である $\text{AFR}=45$ の条件で約110 ppmの NO_x 濃度を示すのに対し、上流噴射のPJSC-03は同条件において30 ppm程度と約3分の1の非常に低い NO_x 値を示した。混合距離の増加による予混合性能の向上が大きく影響したものと考えられる。

次に、同じ分散型の上流噴射であるが噴射角度の違いの影響を表したのが図7と図8である。PJSC-03の燃料噴射孔の開き角は 180° で、すなわち空気の流れに直交して燃料を噴射するのに対し、PJSC-04は開き角は 120° と小さく若干空気の流れ方向に角度を持って燃料を噴射するタイプである。 $\text{AFR}=45$ の設計条件では両燃料インジェクタとも30 ppm程度の低い NO_x 値を示し、噴射角の違いが NO_x の排出に及ぼす影響は見られなかった。しかし空燃比を小さくするとその影響が現れるようになり、 $\text{AFR}=40$ の時の NO_x 値は、PJSC-03で90 ppmであるのに対し、PJSC-04では130 ppmと大きな値を示している。

分散型と多孔型の燃料インジェクタの影響を表しているのが、図7と図9である。設計空燃比である $\text{AFR}=45$ の条件において、分散型のPJSC-03では NO_x 濃度が30 ppm程度であるのに対し、多孔型のSPM-01では200 ppmの非常に高い NO_x 濃度を示した。さらに多孔型燃料インジェクタは、試験を行った全空燃比範囲でかなり高い NO_x 濃度を示していることがわかる。分散型と多孔型の燃料インジェクタについては、単体での燃料の混合試験をフェーズ1の研究で実施したが、分散型の方が良好な混合性能を示す結果が得られており、その混

合特性の違いが今回の NO_x の排出に表れているものと思われる。ただし、多孔型についても噴射孔をチョークドオリフィスとして燃料噴射圧を高めるように設計した場合は、かなり混合性能が改善されるというデータも取得している。

4.2 PJSC-03の詳細燃焼性能

NO_x の排出特性で良好な性能を示したPJSC-03燃料インジェクタについて、その燃焼性能の詳細を以下に示す。

(1) PJSC-03の NO_x 排出特性

ライナ断面平均流速をパラメータとしたときの NO_x の排出指数と燃焼効率を図10に示す。ライナ断面平均流速が設計点の $U_3=25\text{ m/s}$ と 30 m/s の両条件で燃焼効率はほぼ同じ値を示し、空燃比が $\text{AFR}=55$ 程度まで $\eta_b=99.5\%$ 以上が得られ、要求値を満足した。一方 NO_x の排出指数は、設計空燃比である $\text{AFR}=45$ において、 $U_3=25\text{ m/s}$ の時は $\text{EI}(\text{NO}_x)=2\text{ g/kg fuel}$ の小さな値を示し、 $U_3=30\text{ m/s}$ ではさらに減少して $\text{EI}(\text{NO}_x)=1\text{ g/kg fuel}$ が得られ、これについても目標値を十分に満足することがわかった。ライナ断面平均流速を増加した時の NO_x の排出指数は、燃焼器内部における燃焼ガスの滞留時間の減少以上に低下しており、予混合管における混合性能が一層向上したものと考えられる。

NO_x の排出指数を火炎温度で整理したのが図11である。ここで火炎温度は、全体空燃比を予混合ノズル部の開口面積割合で乗じた空燃比に対する断熱火炎温度 $T_{f,ad}$ である。この結果から、断面平均流速、すなわち上で示したように混合度の違いが明瞭に NO_x の排出に現れることや、 NO_x の排出は火炎温度に対し指数的に変化する事がわかる。また、図中の NO_x 値は同じ火炎温度でもかなりばらついており、これは、試験の実施においては燃焼器入口条件を所定の値に設定した後、燃料の増加時と減少時で各種燃焼性能のデータを取得したが、両方の NO_x 排出値にかなりヒステリシスが存在し、減

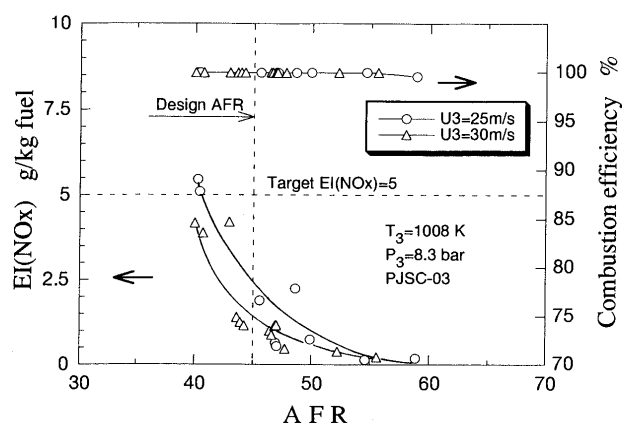


図10 空燃比と NO_x の排出指数および燃焼効率の関係 (PJSC-03, $P_3=8.3\text{ bar}$, $T_3=1008\text{ K}$)

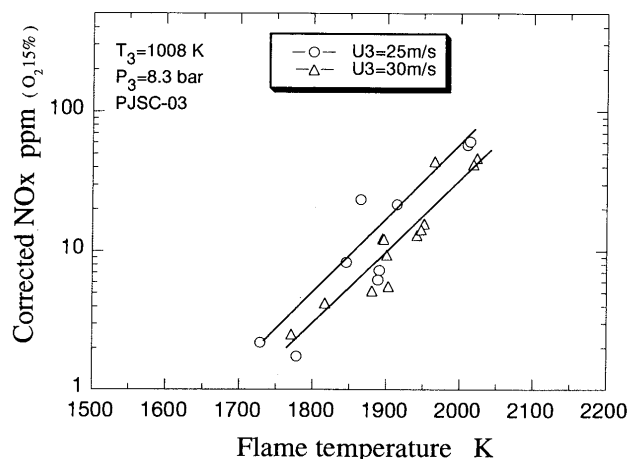


図11 火炎温度と NO_x 排出値（15% O_2 換算）の関係 (PJSC-03, $P_3=8.3\text{ bar}$, $T_3=1008\text{ K}$)

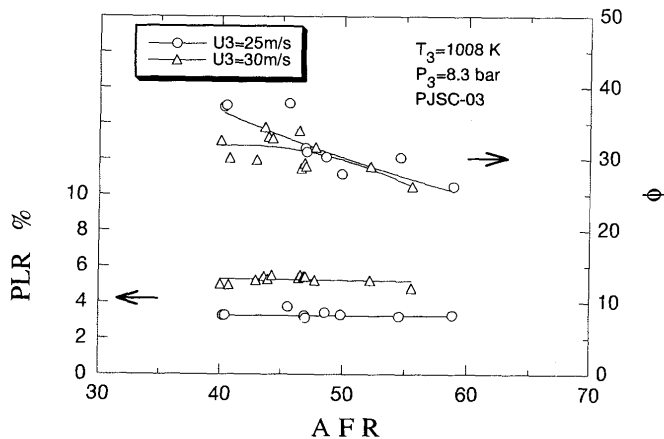


図12 空燃比と全圧損失率および全圧損失係数の関係
(PJSC-03, $P_3 = 8.3$ bar, $T_3 = 1008$ K)

少時の方が高い値を示したためであるが、この原因はわかっていない。しかしこれらの結果から、今回試作した予混合燃料ノズルは良好な予混合性能を示し、本予混合管式噴流旋回型燃焼器は非常に良好なNO_xの排出性能を示すことが明らかとなった。

(2) PJSC-03の圧力損失

ライナ断面平均流速と燃焼器の全圧損失率PLR及び全圧損失係数 ϕ の関係を表したのが図12である。低NO_x燃焼器には、ディフューザの全圧損失率1.5%を含めて5%以下とすることが求められている。本燃焼器は、設計点である $U_3 = 25$ m/sで $AFR = 45$ においてほぼ設計どおりの全圧損失率(PLR = 3.5%)を示し、要求値を満足した。一方、試験中に空気流量が若干変動していたため全圧損失係数が少しばらついているものの、設計空燃比付近ではいずれの流速時もだいたい $\phi = 30$ 程度の値が得られ、これもほぼ設計どおりであることを確認した。

5. まとめ

HYPRプロジェクトにおいて、飛行マッハ数3クラスのターボジェットに採用するメタン燃料を用いた低公害燃焼器の研究を実施している。予混合管式噴流旋回型燃焼器を用いて高圧燃焼試験を実施し以下の結論が得られ

た。

- (1) 混合特性の異なる4種類の燃料インジェクタについて燃焼効率とNO_xの排出を調べた。その結果、いずれの燃料インジェクタも広い空燃比範囲で高い燃焼効率を得られ、設計点の空燃比では $\eta_b = 99.5\%$ 以上を示し、高速飛行時における燃焼効率および安定燃焼範囲には全く問題のないことを明らかにした。
- (2) NO_xの排出に関しては、供試燃料インジェクタにより排出NO_x値にかなり違いのあることがわかった。そして、分散型で混合距離の長いPJSC-03およびPJSC-04の燃料インジェクタが目標値であるEI(NO_x) = 5 g/kg fuel以下を十分に満足する結果を示した。
- (3) 排出NO_x値は、火炎温度に対し指数的に増加することがわかった。燃焼器のライナ断面平均流速を増加させると、燃料の混合が促進されNO_xの排出が低減できることがわかった。
- (4) 最も良好なNO_x排出特性を示したPJSC-03について、詳細な燃焼試験を実施した。その結果設計点において、NO_xの排出指数がEI(NO_x) = 2 g/kg fuelを、全圧損失率がPLR = 3.5%を達成し、ともに要求値を満足することを示した。

本研究においては今後、第3フェーズでセクタ燃焼器を設計・製作し、実機条件で目標のNO_x値をクリアするとともに、部分負荷時においても良好な燃焼性能を示すことを実証する予定である。

最後に、本研究は通商産業省工業技術院の産業科学技術研究開発制度による「超音速輸送機用推進システムの研究開発」の一環として、新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)からの委託を受けて実施したものである。ここに関係各位に深く感謝致します。

参考文献

- (1) 林ほか: 第34回航空原動機・宇宙推進講演会講演集, 1994, p. 158
- (2) 木下ほか: 第35回航空原動機・宇宙推進講演会講演集, 1995, p. 88

大阪大学工学研究科流体工学研究室の研究

三宅 裕^{*1},

MIYAKE Yutaka

梶島 岳夫^{*1}

KAJISHIMA Takeo

キーワード: 流体工学, ターボ機械, 乱流, 数値流体力学, LES, 直接シミュレーション, 渦, 非定常流, 旋回失速, 騒音
 Fluid Engineering, Turbomachinery, Turbulent Flow, Computational Fluid Dynamics, Large-Eddy Simulation, Direct Numerical Simulation, Vortex, Unsteady Flow, Rotating Stall, Noise

1. 研究室の成り立ち

大阪大学には国立大学では唯一工学系学部が2つ設置されており, 双方とも大学院重点化の機構改革が進行中である。工学研究科は平成7年度に始まって平成10年度で完成するが, その中で機械工学系学科は平成9年度に移行する。また, 基礎工学研究科は平成8年度で大学院重点化が完了した。2つの研究科にそれぞれ機械工学系の専攻があり, 工学研究科には3専攻, 基礎工学研究科には1専攻がある。いずれも大講座制に移行したが, それぞれにおおむね旧小講座制の単位で運営されている。これら4専攻に含まれる流体工学分野は工学研究科でほぼ3グループ, 基礎工学研究科ではほぼ2グループとなる。「ほぼ」というのは境界分野で研究する場合が多いからである。

ガスタービンに関連する研究は, 羽根車の流れについての2グループと燃焼についての2グループが行っているが, 燃焼研究については別に紹介の機会があろう。

大阪大学でのターボ機械研究は戦後間もなく故植松時雄教授が工学部水力学講座を担当しておられた頃から始められたが, 1950年代以後の, ターボ機械研究が機械工学における流体工学研究の中心分野となった頃に, これを専門分野とされた村田暹教授が工学部で, 故植松教授の研究を継承された今市憲作教授 (いずれも名誉教授) が基礎工学部で, それぞれに大きく発展させられた。村田教授は翼列解析に力を注ぐとともに, 羽根車の作動不安定について先駆的な研究を実施された。今日, これらの研究は工学研究科においては三宅裕教授を中心に, また基礎工学研究科では辻本良信教授を中心に継承されているが, 2研究室の最近の主な研究成果は過日 (平成9年3月3日) 行われた当学会地方委員会大阪大学フォーラムで発表されており, その資料集「翼列の不安定」に概要が集約されている。

流体工学研究が電子計算機の急速な発達によって著し

く変容し, 数式演算に基礎をおく解析的研究の限界を越えて新しい世界に展開することが可能となった。一方では大学での実験的研究の比重が低下するという不具合も顕著になりつつあって憂慮されるところである。しかし, ひとつの研究室で実験も解析的研究も計算機シミュレーションもと欲張ることは様々な制約から実現されない。

以下, 工学研究科の流体工学講座 (分野) における最近の研究に絞って活動を紹介させていただく。

当講座は現在三宅裕教授(58), 梶島岳夫助教授(38), 辻本公一助手(33), 太田貴士助手(26), 北田義一技官(48)の教職員と博士後期課程学生2名, 同前期課程 (修士) 学生11名で構成され, ほかに学部の特別研究学生が毎年数名参加する。

当研究室でのターボ機械羽根車の流れ研究は実験と解析的方法で進められたが, 1950年代の終わり頃, 電子計算機の実用化と同時に数値解析法が積極的にとり入れられた。当時はまだ機械語によるプログラミングの時代であったが, 電子計算機はそれまで慣れ親しんだ手回し計算機に比べて目を見張る威力を発揮した。以来, 電子計算機は指数的に能力を増した。流体解析は, 最も大きくその恩恵に浴し, 最大限に計算機を活用する研究分野であり続けている。大阪大学でも, 当研究室は常に本学大型電子計算機センターの最大の利用グループのひとつである。後述のように, 当研究室で大規模数値計算を用いる流れ解析は, ターボ機械からさらに幅広い分野に広がり, 最近では乱流の物理の解明に大きな力になっている。

これらの利用実績の基に, 平成8年度予算でスーパーコンピュータ NEC SX-4 (2-CPU, 主メモリ2GB) が当研究室の実験室内に設置されるに至った (写真)。それ以前からも研究室の主要なスペースは数台のEWSと端末用パソコンを配置した計算機室に占拠されてきたが, さらにベクトル計算機の導入の代償として, 実験設備の拡充はきわめて困難になった。したがって, 当研究室の研究は大規模計算による流れの物理の解明に集中せざるを得なくなっている。

原稿受付 1997年4月2日

*1 大阪大学工学研究科 〒565 大阪府吹田市山田丘2-1

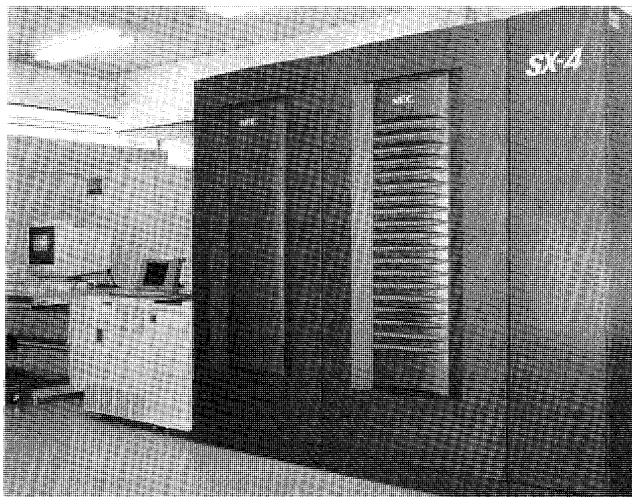


写真 NEC SX-4/2C システム

2. ターボ機械研究

当研究室でのターボ機械研究は現在では比重が小さくなっている。CFD によるターボ機械の流れ解析が、実用上不可欠な手段となったことから企業での利用が進み、それに伴ってコードの改良が進んだため、CFD によるターボ機械の流れ研究を大学で行うことの意義が薄れ、研究の対象が流れの基礎現象に移行したことによるものである。産学共同の重要性が強く指摘されるところではあるが、今日の状況は大学と企業の担当分野の必然的な棲み分けと考えている。

ターボ機械研究については流れ機構に興味を引くような現象を選んで研究を進めている。これまでは非圧縮流れ解析に重点が置かれているが、独自にコーディングした圧縮性流れ解析コードも用意している。また、外部との共同研究で疑似圧縮性解析コードも開発し、複雑な形状の流れ場でのポアソン圧力式の求積に伴う困難を回避している。

最近の失速翼列の解析の結果の一つを図1に示す。回転翼列で迎え角が翼高さ方向に一樣に20度の場合で、2つの時刻での失速渦領域を示している。失速渦は定常でなく、鈍体先端からの剝離渦のように周期的に成長・流下を繰り返す。これに伴って翼面圧力が激しく変動する。翼前縁の剝離泡は、遠心力によって翼先端へ向けて押し流され、時間と共に成長し、ある循環に達すると流下する。圧縮性流れの場合も定性的には同様の周期的・間欠的剝離が繰り返されるものと考えられるが、現在は剝離を定常流れとして捉える解析が多い。しかし、大規模な非定常剝離を扱う信頼できる乱流モデルは、圧縮性流れに対しては未だ存在しない。当面、失速の初生と旋回失速の発達に伴う流れの機構を解明し、これらの流れを二次元流れでモデル化することを目標に研究を進めている。

また、この解析は気泡挙動の数値的扱いを工夫してキャピテーションをふくむ翼列の三次元流れ解析に拡張されつつある。

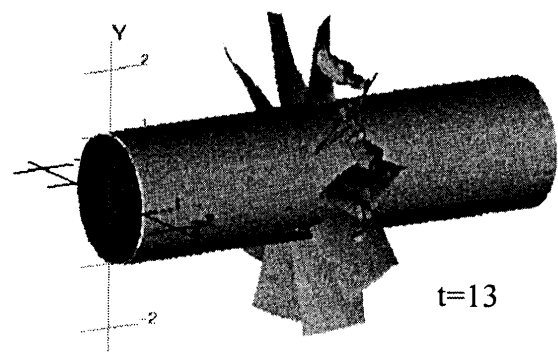
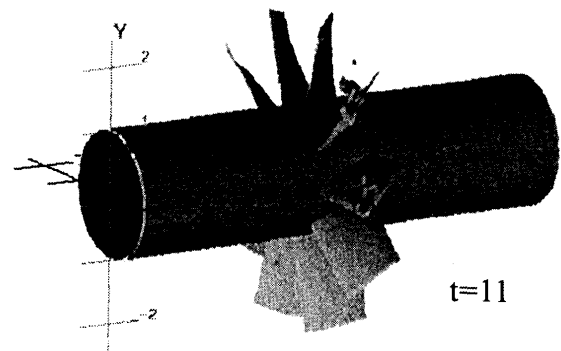


図1 失速翼列の解析例（失速渦領域の等渦度面表示）

3. その他の主な研究

3.1 乱流の数値解析の研究

数値シミュレーションは、宇宙空間など実験が困難な場の情報が得られることのほかに、実験データに比べて時空間で格段に解像度の高いフィールド情報が得られることが大きな利点である。乱流研究はレーザー流速計、画像処理流速計など、いくつかの画期的なツールの出現の度に活性化され進展を見たが、数値シミュレーションは上記の特長によって乱流研究に飛躍的な進歩をもたらすこととなった。

数値シミュレーションの乱流研究に対する寄与は、一つは乱流の数値予測で、もう一つは乱流の物理の解明である。乱流の数値予測の研究は、普遍的で信頼性の高い乱流モデルの開発である。時間平均流れに対するモデルは、四半世紀前の枠組みのもとに実用性は大きく進歩したといえる。工学的応用のためにはなお改良の余地があるが、これはデータベースを拡充して時間をかけて進められることになろう。当研究室ではその一環として波状流路乱流のDNS（直接数値シミュレーション）を進めている。図2は、片側が平板で他方が波状壁の場合の両壁面での摩擦抗力と圧力抗力の配分の、波状壁振幅による変化で、現在利用しうるモデルとの比較を示している。波状壁側では振幅が流路幅の8%程度で時間平均での剝

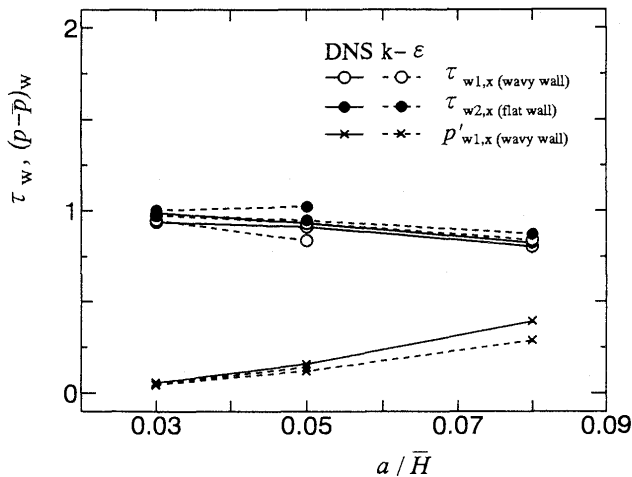


図2 波状流路内の乱流における摩擦抗力と圧力抗力の配分 (DNS と $k-\epsilon$ モデルによる予測の比較)

離が始まるが、モデルの予測精度は振幅の増加と共に悪化する。

時間平均でなく、非定常乱流を扱うには LES (ラージエディシミュレーション) が必要であるが、LES で用いられる SGS モデル (サブグリッドスケールモデルとよばれる、計算格子よりも小スケール渦のモデル) は近年急速に進歩した。1970 年代の揺らんの時期から長い間スマゴリンスキー・モデルという渦粘性モデルが用いられてきたが、最近では基本的に、レイノルズ応力を担う SGS 中の比較的大きな渦はスケール相似則モデルで、エネルギー消散を担う小さな渦は渦粘性型モデルで表す考え方が強く支持されつつあり、精度の改良が進みつつある。

LES は、これまでは溝乱流など単純な流れ場に適用されてきたが、複雑な流れに適用するには場にに応じたモデルの修正が必要になる。その重要な場合が強い非等方性のある場である。たとえばアスペクト比の大きなダクトでは、河川の流れと同様に、乱れスケールを決定する代表寸法が唯一でない。その結果、乱れエネルギーのスペクトルに極大点が複数現れ、その波数間で乱れエネルギーの強い移動が起きる。これらのスケールと数値解析の解像度との関係、言い換えれば格子幅に対応する波数と、実際の乱流場におけるスペクトルの峰の波数の比に応じて、モデルはそれぞれに修正されなければならない。

粒子を含む流れは粒子が作る乱れ場のスケールがあって、流路スケールによる乱れの寸法と異なる。このときも同様のモデルの修正が必要である。この SGS モデルの構築には、粒子を含む乱流の高精度の時系列データが必要である。当研究室では、これらの流れについて新しい SGS モデルを構築する研究を進めており、その目的での DNS を精力的に行っている。粒子と乱流の相互作用を明らかにするためには、抗力や揚力などのモデルを用いる従来の方法では遠方場での精度しか期待できないので、近接場については粒子まわりの流れを解かなければならない。しかし、多数の粒子を効率よく取り扱う必



図3 粒子近傍の流れの解析 (直角座標格子による簡易解法による再現例)

要があるゆえ、簡便な手法の開発が不可欠である。図3は粒子を、境界条件を満たすのではなく、粒子中に含まれる格子点の速度を粒子速度のそれに置き換えた近似計算の結果の一例で、球の周りの流れをよく表すための工夫が加えられている。現在はこれを粒子を含む乱流の DNS に適用している。さらに、当研究室での分散相を含む乱流の DNS には、固体粒子だけでなく気泡を含む流れなども含まれている。

3.2 乱流構造の研究

乱流物理の解明の研究では、乱流制御を目標に、主として壁乱流を解析している。壁近傍では、固体壁の強い抑制があるので、壁垂直方向に構造が著しく変化する。壁乱流を支配する要素現象は壁近傍に集中し、とくに $y^+ = 10 \sim 50$ にある縦渦が重要な役割を果たす。縦渦はほぼ流れ方向に軸を持つ $x^+ = \sim 200$ 程度の長い渦でレイノルズ応力の生成の多くを担っている。したがって縦渦の維持・生成機構は、壁乱流にとって解明を要する最も重要な乱流物理である。この問題については、現在世界で多くの研究が行われており、次第に解明が進んでいるが、当研究室の成果も国際的な関心を集めている。過度は壁面からしか供給されず、その渦は流れに直交する向きにあるが、われわれの解析により、縦渦はこの渦を流れ方向成分に変換する自律的な機構を持っていることがわかった。また、この自律的な機構を壊す原理も明らかになりつつある。例えば壁面を流れに直交する方向に周期的に振動させたとき、図4のように壁面摩擦効力は顕著に減少する。また、別の計算では、スパン方向にのみ高粘度の異方的粘性が有効であることも確かめることができており、実用化の期待も高まってきている。また、乱流の制御は壁面上での情報を用いた壁面上のみの操作でしか実現されないが、MEMS (Micro Electro-Mechanical Systems) による壁面上の流れ操作には困難が大きい。しかし、筆者らの研究では、縦渦は一様に分布するのでなくクラスター状に分布する。したがって、個々の縦渦よりも大きなサイズでの制御も期待できる。

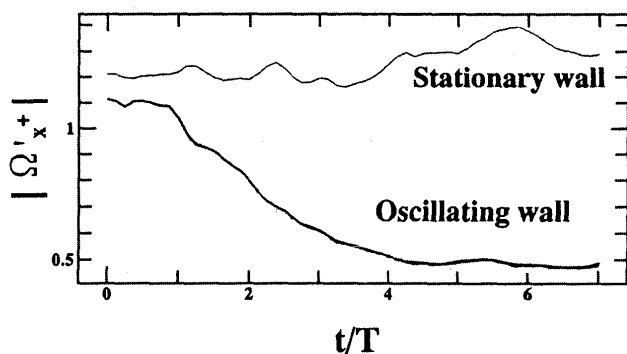


図4 平板のスパン方向振動による抵抗削減の例
(DNS による数値実験)



図5 円形噴流のDNSによる渦度場
(Δp の等値面による低圧領域の表示)

3.3 数値解析スキームの研究

以上のような乱流のDNSやLESの適用範囲を拡大するための数値計算スキームの研究を行っている。これらの計算では、格子解像度のスケールの渦まで精度よく再現する必要がある。そのために従来はスペクトル法が標準的に用いられてきたが、一様乱流や平行平板間乱流など、非常に限られた境界条件の流れ場にとどまっていた。ターボ機械の乱流解析や、それに用いる乱流モデルの研究を目的としたDNSやLESには、複雑な境界形状に適應する差分法や有限要素法が必要であるが、これらに対する信頼性は最近まで確立されていなかった。当研究室では、差分法の保存特性の改良、高精度化、さらに一般曲線座標への拡張により、この問題を解消し、前述の波状流路内乱流や混相乱流など、複雑境界や複雑流体の高精度シミュレーションを可能にした。

最近の研究では円形ノズルからの噴流のDNSがある。円形噴流は最も基本的な流れ場であるが、円柱座標の中心点での特異性、乱れに対する流出境界条件、側面からのエントレインメントの取扱いなど、数値解析の上では意外と困難な場でもある。当研究室で開発した差分スキームによって、円柱座標で空間発展場を扱うことができ、渦輪の生成から合体、さらに乱流遷移まで精度よく再現することができた。図5は空間発展をする円形噴流の一例で、渦度を表現するために Δp の等値面を示している。噴流はノズル出口での速度分布や攪乱モードに極めて敏感で、それらの影響が渦輪のダイナミクスに及ぼす影響の数値実験ツールが確立された意義は大きい。また、噴流は壁面の影響のない空力騒音すなわち四重極騒音の代表であるが、騒音解析の基礎となる高精度の流れ場が得られたという意味でも有意義である。

3.4 空力騒音の研究

乱流のDNSやLESの重要な応用分野として、騒音の解析がある。生活環境の近くで用いられるターボ機械や空調機器では、騒音の低減は不可欠である。装置の振動や共鳴などの系特有のピーク音については、解析が比較的容易で、その対策も進んでいる。しかし、乱流渦から

発生する広帯域の騒音は、発生メカニズムの解明も十分ではなく、対策技術も遅れている。当研究室では、DNSやLESで再現された乱流渦から音場のシミュレーションを行い、その騒音低減のための解析ツールの確立をめざした研究を行っている。具体的には、前述の噴流や壁乱流、翼列まわりの非定常流などの解析と、それを用いた音場解析を実施している。現在は、古典音場理論による解析から、音響方程式に忠実な音場解析への移行段階にある。流れ場と音場では最小スケールの現象と場の広がりそれぞれ異なる。また、近接場の乱流渦の圧力変動と遠方場での音圧の強度には数桁の開きがある。そのような2つの場をカップリングさせつつ効率的かつ高精度にシミュレートする技術が、研究遂行上の大きな課題である。

3.5 離散要素法による複雑流体の流れの研究

離散要素法による複雑流体の流れの解析にも取り組んでいる。離散要素法とは、混相流や非ニュートン流れにおいて、構成方程式を用いることなく、ミクロな要素のモデルを用いた流れの解析を意味する。数値シミュレーションによる混相効果や非ニュートン性の研究を考えると、構成方程式を用いたのでは結果そのものがモデル依存となるので、現象の解明としては無意味である。そのような理由で離散要素法を用いている。混相流については、前述の固体粒子を含む乱流や気泡流のDNSでは、個々の分散相から発生する渦、分散相の密度分布に発生する渦などに注目し、解析を進めている。また、非ニュートン流れにおいては、高分子を球をバネで連結したミクロ要素モデルで模擬し、これを多数含む乱流のDNSを行い、高分子の添加による抵抗削減を再現した。また、同様のモデルを平板に固定したDNSでは、壁面の植毛による抵抗削減がシミュレートされた。また、乱流現象の観点からの研究とは別に、管内の気泡流についても離散要素法を適用し、ガスリフトポンプ（気泡ポンプ）の非定常流動のシミュレーションなど、工学的に実用的な計算法の開発も行っている。

韓国・流体機械研究開発協議会 '97 Conference on Fluid Machinery R & D Association に出席して

田丸 卓^{*1}

TAMARU Takashi

会議への出席

日本ガスタービン学会の国際化と近隣諸国との友好関係をはかるため、本学会初めての代表派遣ということで1997年2月21日、韓国ソウル大学で行われた表記会議に出席し、同時に日本から招待された大阪大学辻本良信教授とともに招待講演を行った。われわれの他に中国からの招待講演者が予定されていたらしいが、前の週の12日頃たまたま発生した北朝鮮黄氏の韓国大使館への亡命騒ぎによって韓国入国ビザがとれず、欠席となったようである。

同協議会にとって今回の会議は第2回の開催という。現在、同協議会は会員約200名、協賛企業16社とのことである。現会長は延世大学機械工学科流体工学研究室教授でまた産業技術研究所長の肩書きをもつ Kang Rae CHO (趙江來) 博士、副会長は浦項工科大学副教授の Je-Hyun BAEK 博士である。CHO 博士は日本生まれで25年ほど日本に滞在しその間大阪大学を卒業されたとのことであった。この会議の冒頭に挨拶をしている CHO 博士を写真1に示す。

この協議会で幹事的役割を果たしているのが、今回私の招待に働いてくれた韓国航空宇宙研究所 (KARI) の Daesung LEE 博士 (写真2の右端) であり、ソウル大学の Shin-Hyoung KANG 教授 (写真3) のようであった。LEE 博士とは1994年11月に航技研から KARI へ能瀬弘幸元原動機部部長、斉藤喜夫圧縮機研究室長と招待されたとき以来の再会である。KANG 教授にも KARI の



写真1 挨拶中の Kang Rae CHO (趙江來) 協議会会長

ある Taejon に行く前にソウル大学に立ち寄ってお会いしている。教授には今回空港への出迎え、宿舎、大学研究室の案内などいろいろとお世話いただいた。

講演会

講演会に先だって行われた総会で配られた財政決算報告と思われる資料の数字によると協議会の運営は250万円ほどの総予算で行われているようであった。

今回の会議は機械工学科など主要4学科の入っているガラス張りのカマボコドームのある新しい建物で開かれた。2室に分かれ全体で4つのセッションと2つの招待講演を含む21の講演が行われた。招待講演以外は全部が韓国語で行われ、前刷りも招待講演の部分以外はハンゲルで記述されているが、内容に関心を持たれる方は学会に保管するのでご覧いただきたい。参加者は若い人たちが圧倒的に多かった。各セッションでの講演題目は、別表のようである。これに見るように燃焼関係はなく、ほとんどが圧縮機などの空気力学的問題に関わっている。



写真2 KARI の LEE 博士 (右端) と HYUN さん (左端)



写真3 ソウル大学の KANG 教授

原稿受付 1997年4月28日

* 1 航空宇宙技術研究所 原動機部
〒182 東京都調布市深大寺東町 7-44-1

第1セッション: タービン

- ・軸流タービンの設計技術と性能解析に関する研究
- ・ガスタービンのローターダイナミックス設計概念
- ・小型ガスタービンエンジンの温度と圧力計測技術
- ・航空機用エアサイクル機器 (Air Cycle Machine) の設計と性能
- ・数値解析によるターボ機械の流れ場と損失評価

第2セッション: プロア

- ・プロア規格への提言
- ・軸流ファンの性能試験
- ・翼形状によって影響される斜流ファン内部流解析
- ・自動車用冷却ファンの最適設計技術
- ・ニューラルネットワークを用いたシロッコファン設計因子解析

第3セッション: 圧縮機/ポンプ

- ・遠心圧縮機の基本試験と性能評価
- ・遠心圧縮機のローターティンギングストールの研究
- ・工業用遠心ポンプ共鳴と正確な振動計測問題
- ・任意励起振動によって影響されるボイラ BFP のダイナミックシグナルの評価と解析
- ・ボリュート改良による遠心圧縮機の性能改良

第4セッション: 基礎技術

- ・ターボ機械分野への PIV 応用
- ・ターボ機械の翼への空力設計に対するコンピュータグラフィックス
- ・5孔ピトー管を用いた測定技術と応用の歴史
- ・C-型デフューザの流れ解析

われわれの2件の招待講演は上記の学術講演に先だつて行われた。はじめに辻本教授が“On Rotating Cavitation”というタイトルで講演した。冒頭に韓国語で挨拶し、歓迎されていた。私の講演は主催者の希望で日本の航空エンジン開発の現状を紹介して欲しいとのことから“Current Japanese Activities of Aeroengine Development”という題で話をした。主として国の主宰するエンジン開発研究と各企業の開発・生産、特に海外との共同開発などについて各社から提供していただいた内容を紹介した。私の講演時には約100名の聴講者がいた。

研究室見学

その後の学術講演は全部が韓国語なので、KANG 教授はわれわれのために午後、学内の関連研究室の見学を企画してくれた。風洞が1カ所あるもののほとんどは小規模の基礎研究が多い。ポンプやプロアの性能試験、解析に関するもの、静止あるいは回転円盤中心に吹き付けた噴流の挙動や熱伝達の研究、旋回管内流の熱伝達試験、タンデムに配置した翼の後流干渉の実験などで、大学らしい基礎研究が多かった。特に乱れ測定試験では、1, 2 ミクロンあるいはそれ以下の微細ホットワイヤを使って測定を行っているのが興味深かった。この極細のホットワ

イアは東欧での製作と聞いた。燃焼関係は球の後流で自然対流に近い流れの保炎研究などを行っていた。大学はソウル南部の小高い丘の中腹にあるが、最上階に位置し市街を見渡せる絶景の研究室で十数人の学生が熱心に CFD に取り組んでいるのが印象的であった。

懇親と宿泊

学会終了後、夕刻、懇親会がやや離れたところにあるクラブハウスのようなところで行われた。それもそのはず聞くとところによると大学がこの場所に移転してくる前にこの付近はゴルフ場で、そのクラブハウスをそのまま残したという。ガスタービン学会の懇親会と違う点は若い人たちが大半をしめること、センターテーブルに盛られている料理をひとり一人ならんでビュッフェ風に任意にとりわけ周りの机に座って食べる行儀の良さ(?)である。年輩の教授の何人かは日本語が話せて、日本との交流も深いらしくいろいろな話をする事ができた。

懇親会終了後は前日同様学内の家族寮のような建物に宿泊した。外は結構の寒さが残っていたがオンドルが効いていた。むしろ夜中など熱すぎて温度コントロールが無いだけに乾燥エビになりそうであった。

翌日、成田への飛行機が夕刻ということもあって LEE 博士の指示で KARI に勤務している九大出の HYUN さんがソウル市内の案内をして下さった。HYUN さんはもともと KARI のある Taejon 住まいなので2時間もかけて朝迎えに来てくれたものである。大学の正門近くには前々日入ったときと同様、機動隊が屯していた。学内の寮近くにも居て、なにやら企業に対する雇用法案の改悪に反対しての動きを警戒しているという。最近の何があっても動かない日本の学生と比べてやはり若い国かなと思った安保世代の著者であった。

おわりに

今回の韓国訪問は前後の用事に挟まれたため、日程的にきついものがあつた。後でお礼かたがたガスタービン学会の入会案内入りのパンフレットを主要な方に送ったが、今後この隣国との交流に意識的に取り組む必要があるように感じた。特にこの協議会を軸に多くの若い研究者、技術者が育っている様子から我が国のターボ機械関係者が今後の交流推進に積極的に参加し共に進歩することを望みたい。

今回の私の韓国訪問がわずかながらもガスタービン学会と韓国流体機械研究開発協議会の結びつきのお役に立ったようであれば幸いである。今回の学会派遣に際してご支援くださった第21期大槻幸雄会長はじめ国際交流委員会および資料を用意して下さい下さった各企業などの方々にここを借りてお礼を申し上げたい。

カワサキ M7 A-02 ガスタービン

杉本 隆雄*¹

SUGIMOTO Takao

概要

出力 7 MW 級の高効率ガスタービン M7 A-02 は、近年とみにクローズアップされて来ている地球環境保全、省エネルギー問題への一助として、コージェネレーションシステムやコンバインドサイクル発電などのコアエンジンとして使用することを主な目的として開発した発電機駆動用 1 軸ガスタービンである。

このガスタービンは、すでに実用機として豊富な運転実績を持つ 6 MW 級 M7 A-01 ガスタービンを母体とし、高圧力・大容量の遷音速型 11 段軸流圧縮機や、遷音速タービンなど最新技術を採用して高出力、高効率化を実現したものである。

M7 A-02 の特徴

(1) 高効率

ガスタービンの減速機出力軸端で 31% を越える高い熱効率である。さらに、530°C 級の高温の排気ガスが多量に得られるので排熱回収率が高く、コージェネレーションやコンバインドサイクルを構成した場合に高い総合効率が得られる。

(2) 高い信頼性

すでに実用プラントで累計 5 万時間以上の運転実績を持つ M7 A-01 型ガスタービンとの共通化を図った結果、80% 以上の部品が共通になっている。

特に信頼性の実証に長時間を要する燃焼器や高温タービンは部品を共通化してあるので、M7 A-01 型ガスタービンで実証された信頼性が継承できる。

(3) 保守点検が容易

軽量の水平二分割ケーシングを採用したことによって設置現場での分解点検が容易にできる。また、ケーシングを分解する必要なしにタービン内部が点検できるボアスコープ点検孔や、取り外しが容易な多缶型燃焼器の採用によって短時間に保守点検ができる構造になっている。

構造及び各部の詳細

M7 A-02 ガスタービンの組立断面図を図 1 に、主要目を表 1 に示す。

(1) 軸流圧縮機

M7 A-01 型の多段軸流圧縮機をベースにしながら前段に遷音速段を採用して高圧・大容量化を実現した。

高負荷の遷音速段の採用によって、段数を 12 段から 11 段に減らしたにも拘わらず約 20% の高圧・大容量化

表 1 M7 A-02 ガスタービン主要目

形 式	: 単循環開放サイクル 軸式
出 力*	: 7,160 kW
回 転 数	: 14,000 rpm
熱 効 率*	: 31.5%
圧 力 比	: 15.5
空 気 流 量	: 26.7 kg/s
タービン入口温度	: 1,160°C
排 気 ガ ス 温 度	: 530°C
圧 縮 機	: 軸流 11 段
燃 焼 器	: 6 缶缶型
タービン	: 軸流 4 段
寸 法	: 3.7m L x 1.5m W x 1.7m H
重 量	: 4,700 kg
燃 料	: 都市ガス・灯油・軽油・A重油
潤 滑 油	: 鉱物油 (ISO VG32)

* 減速機出力軸端での値

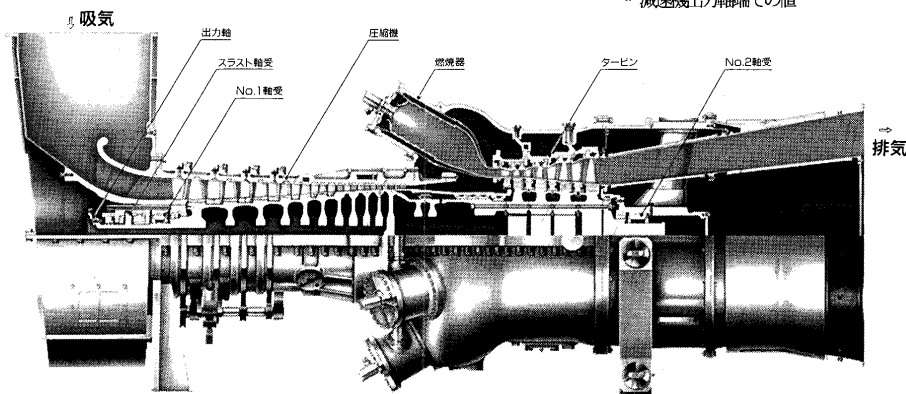


図 1 M7 A-02 ガスタービン組立断面図

原稿受付 1997 年 5 月 1 日

* 1 川崎重工業(株) 〒673 兵庫県明石市川崎町 1-1

を実現している。

1～6 段の動翼には比強度が高く耐食性に優れたチタン合金 (Ti-6 Al-4 V) を、7 段以降の動翼と静翼にはクリープ特性が優れたステンレス鋼を使用している。前段の翼は思い切ったワイドコード (幅広) にして空力性能、強度や耐エロージョン性の向上を図っている。

また、入口案内翼を含めて前側の 4 段の静翼列が角度可変になっており、ガスタービンの起動の際に安定した動作が可能である。さらに運転中に角度を変化させて空気流量を制御し、高効率な運転状態を維持することも可能である。

(2) 軸流タービン

4 段の構成であり、温度が高い 1～3 段は M7A-01 のタービンと共通である。4 段目タービンの動・静翼はガス流量の増加に対応するため翼高を約 9% 高くしている。

このクラスの産業用ガスタービンとしては比較的高いタービン入口温度 (1160℃) を採用してガスタービン単体の熱効率を高くすると同時に、排気温度を高くして排熱の利用効率を高めることができる。

タービンの動翼は、高温でのクリープ強度が優れたニッケル基の耐熱合金、静翼は熱衝撃特性や耐酸化性が優れたコバルト基の耐熱合金を採用し、それぞれ精密鍛造によって製作したものである。特に 1 段、2 段の動・静翼は内部に複雑な冷却通路を形成し、さらに 1 段の静翼動翼は翼表面に冷却空気の薄膜を形成するフィルム冷却を採用して少ない冷却空気でも高いタービン入口温度に耐える設計になっている。また 1, 2 段の静翼表面にはセラミック系の熱遮蔽コーティング (TBC) を施し、冷却効果をさらに高めている。

構造面では、ケーシングを解放することなしにタービンの内部をファイバースコープで点検できるように点検孔が設けてあり、フィールドでのタービンの内部点検を短時間で行うことができる。

(3) 燃焼器

燃焼器も長時間実績を持つ M7A-01 と共通であり、高温化に有利な順流の缶型燃焼器を 6 個採用している。

燃焼器ライナー出口からタービン入口までの導入部の長さを短くしたことによって冷却空気が節約できる。その結果、燃焼に寄与する空気量が多くなって火炎温度が下がるために、比較的高いタービン入口温度にも拘わらず NOx の排出濃度は低くなっている。

燃焼器ライナーの壁面は、二重壁の構造を採用して冷却が効果的に行われるようになっている。さらに内壁面には熱遮蔽コーティング (TBC) を施してニッケル基耐熱材料の温度の上昇を抑えて耐久性を高めている。

燃焼器ライナーを保持している外筒はタービンケーシングと独立しているために、エンジンを開放することなしに短時間で燃焼器の保守点検が可能である。

(4) ケーシング (車室) 及びロータの構造

構造面でも M7A-01 と同様の設計を採用している。

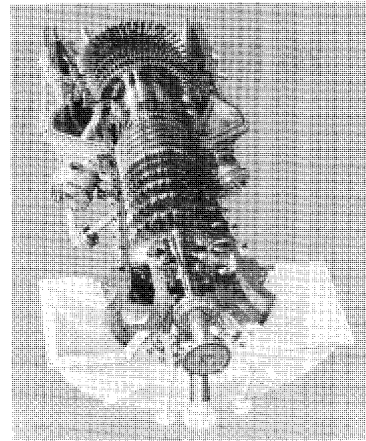


写真 M7A-02 ガスタービン上半ケーシング開放

即ち、完全水平 2 分割のケーシング構造によりフィールドでの開放点検が可能である。また、軸方向を 4 つのケーシングに分割しているため、各部に適した点検間隔で部分開放点検が可能である。さらに、ケーシングは軽量であるため、組立・分解・運搬の際に有利である。

ケーシングは吸気側と排気側の 2 カ所で台盤に支持され、前者は固定支持、後者はトラニオン支持構造としてケーシングの熱伸びを吸収できるようになっている。

ロータの圧縮機部分は電子ビーム溶接による一体構造を採用し、アンバランスを発生しにくくしてロータ振動の安定化を図っている。

タービン部分は 6 個のロータ部品をカービックカップリングを介してシャフトで締め付けている。カービックカップリングを採用したことによって、タービンロータの熱膨張を許容しながら極めて高精度の芯出しが可能となるため、タービン部分の温度変化に対してもロータの振動は安定である。

ロータを支持する軸受には、両端部に配置した 2 個のティルティングパッド型のジャーナル軸受と、吸気側に配置した同じくティルティングパッド型のスラスト軸受を採用している。ティルティングパッド型であるために軸受油膜による振動減衰効果が高く、危険速度通過時もロータ振動は安定している。

出力は吸気側から高速のフレキシブルカップリングによって取り出し、別置きの減速機を介して発電機を駆動している。

(5) 制御装置

M7A-02 ガスタービンの制御には 32 ビット CPU 搭載の高速デジタル制御装置を使用している。

これは、ガスタービンおよび発電システムの起動停止シーケンス、保護装置としてのアラーム・トリップ制御、燃料制御、圧縮機可変静翼の角度制御などを行う。

さらに別置きの監視装置によって、ガスタービンの運転状態や制御の情報を通信回線によって転送し、遠隔地でも運転状態の監視や異常診断ができるシステムを構成している。

26 MW 蒸気噴射型ガスタービン発電設備及び 100 MW コンバインド発電設備

小林 正^{*1}

KOBAYASHI Tadashi

1. はじめに

地域分散型電源のニーズが高まりつつある中で、ガスタービンを動力源とする発電システムは排熱を有効に利用するために種々のシステムの開発が進められている。その中には蒸気噴射型システムとコンバインドシステムがある。

当社は水戸市の北に位置する茨城工場に、平成7年に研究発電設備として、蒸気噴射型ガスタービン LM 2500 を設置し、引き続き昨年の電気事業法の改正を機に電力卸供給事業用に、ガスタービン F 6 FA を用いたコンバインド発電設備の建設にかかり、平成 11 年の運開を目指している。

ここでは、26 MW 蒸気噴射型ガスタービン発電設備と 100 MW 卸供給発電設備を紹介する。

2. 26 MW 蒸気噴射型ガスタービン発電設備の概要

設置したガスタービンは GE 社製の LM 2500 (STIG) であり、航空機エンジン TF 50 の転用型である。このガスタービンは既に約 1400 台の使用実績を誇りベストセラーとされ、用途は船舶艦艇の推進用、発電用、ポンプ・

圧縮機等機械駆動用等である。ガスタービン構成の主要部は 16 段の軸流圧縮機、キャニュラー型燃焼器、2 段高压タービン、6 段出力タービンで回転数 3000 rpm の単純開放 2 軸型である。また、このガスタービンは蒸気噴射型であり燃料ノズルに水又は蒸気を噴射し NO_x の生成を抑制すると共にコンプレッサー出口に多量の蒸気を噴射する事により出力の増加を計っている。図 1 にガスタービン断面図を示す。

発電設備の構成はガスタービン発電装置、排ガスボイラー、燃料タンク・燃料ポンプ、工業用水取水による純水装置、中央制御装置、電気室及び受変電設備からなる。環境対策には、排ガス処理はガスタービンに水または蒸気を噴射して NO_x 70 ppm (O₂ 16% 換算値) 以下とし

表 1 26 MW 蒸気噴射型ガスタービン発電所の主要目

ガスタービン	形 式:	LM 2500 (STIG 蒸気噴射式)
	出 力:	26,249 kW (発電端)
	発電効率:	38% (発電端) (LHV)
	回転数:	3,000 rpm
	NO _x 値:	70 ppm (O ₂ 16% 換算値)
	燃 料:	灯油
発 電 機	形 式:	三相交流同期発電機
排ガスボイラー	形 式:	2 胴水管・自然循環式
変 電 所		30,000 kVA

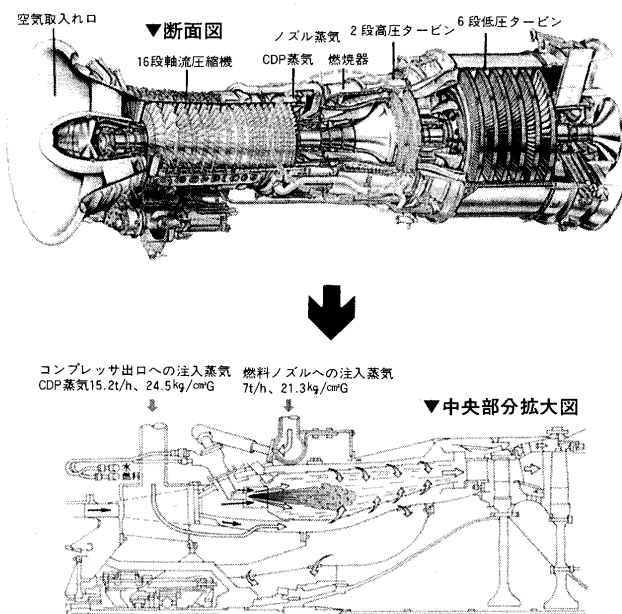


図 1 ガスタービン断面と蒸気噴射

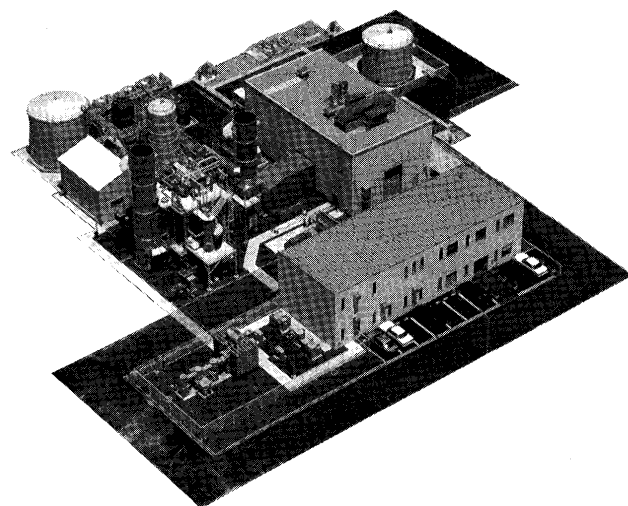


図 2 研究用発電設備全景

原稿受付 1997 年 4 月 2 日

* 1 日立造船(株)茨城工場

〒 319-21 茨城県那珂郡大宮町工業団地 4

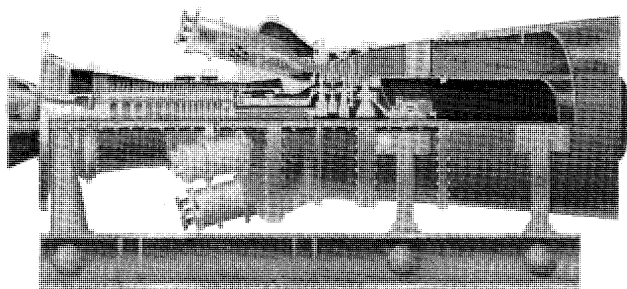


図3 F6FA ガスタービン断面図

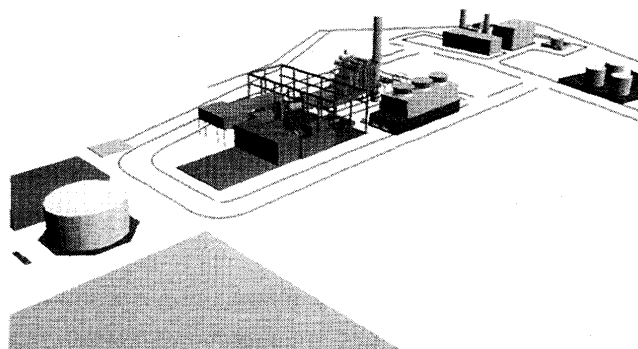


図4 発電所(計画)の全景

表2 ガスタービンF6FAの主要目

形 式	F 6 F A (GE 社)
構 成	圧 縮 機: 軸流 18 段 燃 焼 器: 6 缶状燃焼器 タービン: 軸流 3 段
出 力	74,160 kW (発電端, 15°C)
回 転 数	5,235 rpm
圧 縮 比	14.9
ガスタービン入口温度	1288°C
燃 料	低硫黄 A 重油
排ガス温度	579°C
効 率	32.3% (発電端) (LHV)

た。騒音低減処理はガスタービン装置をパッケージ内に組み込み、さらに屋内に配置し、またガスタービンの吸排気口及び余剰蒸気排出口にサイレンサーを配置している。排水処理として純水装置とボイラー排水の化学処理により規制値を満足している。主要設備の要目を表1に示し、図2に発電設備の全景を示す。

本設備による研究テーマは次の3項目で何れも電力需要拡大が昼間に集中していることに起因する昼間電源の問題にマッチした研究項目である。研究運転は年間約1,000時間を充て、すでにほぼ2年間の試験研究運転を行った。

- ・NO_x 低減の実証運転
- ・高温部品の耐久性の実証運転
- ・DSS 運転に関する研究

3. 100 MW 電力卸供給発電設備の概要

本設備はGE社製F6FAガスタービンを使用する。

表3 発電設備の主要目

発電方式	コンバインドサイクル発電
最大発電端出力	106,500 kW (5°C)
使用燃料	低硫黄 A 重油
ガスタービン	発電端出力: 75,000 kW (5°C)
蒸気タービン	発電端出力: 31,500 kW
排ガスボイラー	形式: 2 胴水管・自然循環式
総合発電効率	45.8% (発電端) (LHV)
運転方式	DSS

GE 社は日立製作所と協力して、経験豊富な F 7 F A から幾分小型化 (0.69 倍) した産業用単純開放一軸型ガスタービン F 6 F A を開発した。性能はタービン入口ガス温度 1288°C, 出力 74,160 kW (15°C), 効率 32.3%, 排気ガス温度 579°C, NO_x 抑制のために水噴射して 35 ppm (O₂ 16% 換算値) である。図3にガスタービン断面図、表2にその主要目を示す。

本設備は 26 MW 研究用発電設備に隣接した敷地に設置する。計画の全景を図4に、設備主要目を表3に示す。最大出力は 106 MW であり、ガスタービン 75 MW, 蒸気タービン 31 MW の配分で、総合効率 45.8% である。構成はガスタービン発電装置、排ガスボイラー、蒸気タービン発電装置、水処理装置、冷却塔・復水器、受変電設備及び制御装置である。

運転パターンは土、日曜日・祭日を除く日の昼間時間帯運転 (DSS) であるために、起動停止の信頼性の向上が最重点である。設計・計画に研究用発電設備で取得した種々の技術ノウハウを生かし、平成 11 年の運開を目指している。

国産1号ガスタービン

三輪 光砂*¹
MIWA Kosa

「1号ガスタービン」と関係者が呼ぶこのガスタービン(図1)の生まれには、いくつかの偶然と幸運が働いたようである。終戦後、戦時中の中央航空研究所は所員ともども鉄道技術研究所に吸収され、旧海軍からの部長を迎えて三つの部ができ、その一つの第一理学部がそれまでの研究や施設が最も生かせる研究テーマとして選んだのがガスタービンであった。研究には実験機が必要ということで、当時の部長の近藤俊雄氏はいくつかの重工会社に当たったが、戦後の混乱期で製作を引き受けてくれるところはなく、困っているところに石川島芝浦タービン(株)(現東芝)に魚雷艇用のエンジンとして試作、戦後、土中に埋めたガスタービンがあることが分かり、それを発掘、修理して使うことになった。昭和22年のことである。

掘り出したガスタービンは、ほとんどの羽根が曲がったり折れたりした状態で、修理のための予算獲得に近藤氏が、近藤氏が進駐軍の追放令により辞めた後は代わった中田金市氏が、他の研究施設を含めて予算獲得に苦労されたことなど、書かれたものを読んだり聞いたりすると、両部長の努力もさることながら、当時の鉄道技術研究所の所長、中原寿一郎氏の英断と支援によるところが大きかったことが分かる。さらに当時の石川島芝浦タービン(株)の社長、土光敏夫氏のガスタービンへの理解と強力な応援を得られたのは誠に幸いであった。

著者は昭和21年に鉄道技術研究所に入所、翌年ガスタービンの研究グループに配属され、ガスタービンの勉強をしながら何か実験を始めようとしていたところ、進駐軍により研究所の施設が賠償に指定され、施設が錆びないようにお守りするほか何もできなくなった。そのうちに1号ガスタービンの修理も進んだので、根矢清氏以下5名が昭和23年秋に鶴見線の終点、海芝浦駅前にある石川島芝浦タービン(株)に派遣され、燃焼器の実験を行うことになった。筆者もそれに加わり200PSの軸流送風機を使って工場の一隅で燃焼器の大気圧燃焼試験を開始した。

ガスタービンは連続燃焼なのでどんな悪い油でも燃やせるということが、当時、ガスタービンのセールスポイ

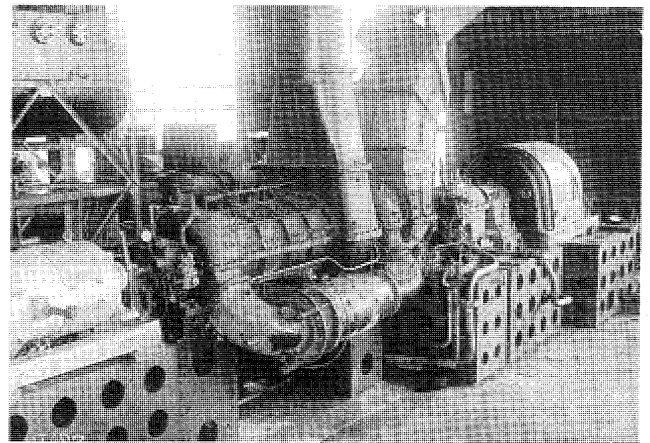


図1 1号ガスタービン外観

ントの一つとなっていたので、燃料にはB重油を使った。重油中に含まれるバナジウムやナトリウムによる高温部の腐食や灰付着の問題は、その頃全く知られていなかった。先ず試験したのは掘り出した原型の燃焼器であったが、火炎が伸び過ぎるなど問題が多いので改造することとし、径を大きくして容積を約2倍にし、燃料予熱用のパイプを組み込むなどをした燃焼器を翌年初めに製作、試験した。ところが内筒内部に巻いた予熱パイプが効き過ぎて燃料噴射弁に連なる銅管の表面から煙が上り、みるみる乾いて燃料の温度が異常に高くなったことが明らかであった。200°Cを超す高温になったと思われる。予熱パイプを取り出して切断してみると、内面にカーボンがびっしり付いていた。燃焼状態は良くてもこれでは不都合なので、予熱パイプの巻数を次第に減らして図2に見られるように2巻ほどにし、さらに後には内筒の外側に置いた。2次空気の入力口、混合器の形状は原型燃焼器をまねたが、もとはドイツから図面を入手したBMWのジェットエンジンと思われる。内筒の形状は後にはフィルム冷却を取り入れた筈状に変えた。

燃焼実験のため派遣された5名は工場入口にある本館の2階の一室を控室として与えられたが、実験を終えて汚れた手を室外の廊下の隅にある洗面器で洗っていると、土光社長が通りすがりに「ご苦労さん」と声をかけてくれたりするので、恐縮すると共にいささか落ち着いたなかった。しかしガスタービンの完成が近ずき人数が増えた翌年には別棟の2階の大部屋に移り、また大多数の人が宿舎に鶴見線の国道駅近くの会社の寮を利用させて

原稿受付 1997年5月6日

* 1 船舶技術研究所顧問(非常勤)

〒578 大阪府東大阪市鴻池町2-5-17-404(自宅)

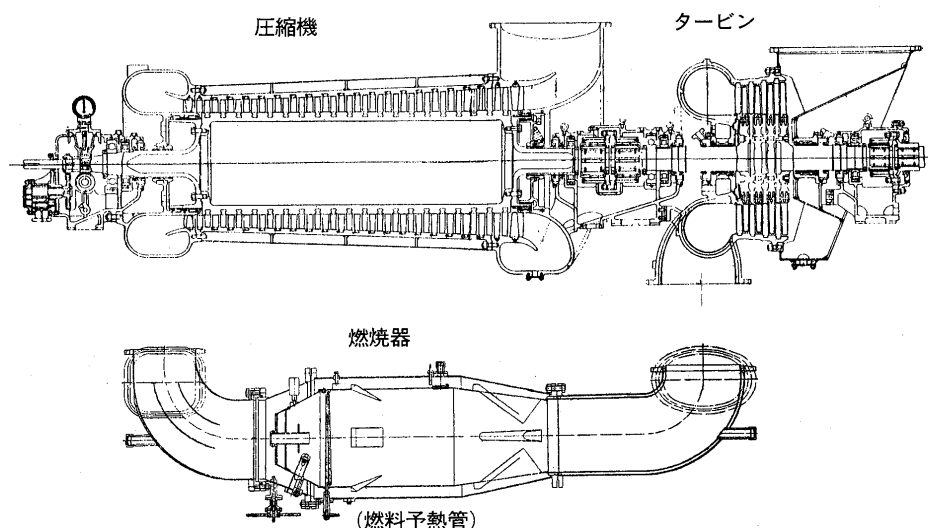


図2 1号ガスタービン断面図

貰っていたが、ここも大部屋で、皆若かったこともあり梁山泊の趣であった。昭和24年6月、新しくできた国有鉄道に移ったわれわれは、翌年4月には再び運輸省に戻り、新設の運輸技術研究所に配属された。すべて進駐軍の指令によるものであった。

1号ガスタービン全体の運転実験が開始されたのは昭和24年5月頃からで、途中タービン翼を焼損する事故で運転が中断することもあったが、27年末からはそれまでの水動力計に変えて発電機を付け、工場へ給電するなどして32年初めまで運転された。その後、33年に三鷹の運輸技術研究所に移設されたが、試運転後はあまり運転されることもなく40年近くが過ぎた。

1号ガスタービンについてはいくつかの報告^{(2),(3),(4)}が出ているが、設計値を満たす実験結果は得られなかった。原因にはタービンの効率が低い⁽⁴⁾ことが先ず挙げられるが、燃焼器出口温度の均一性が悪く、平均温度650°Cの運転ができなかったことも出力不足の原因である。それに反して、当時の設計担当、井口泉氏の設計になる圧縮機は計画通りの性能を発揮した⁽²⁾。1号ガスタービンの要目は表1に示す。

顧みると、戦後の混乱期とはいえ燃焼器の単独試験においても、ガスタービン全体の試験においても、大勢の職員の働いている工場内で、ろくに消音器も付けずに(しばらくして簡単な消音器を空気の入口に付けたが、効果は十分でなかった)実験することができたのは、会社側の一方ならぬご協力、ご好意によるもので、改めて厚く御礼申しあげる。

参考文献

- (1) 中田金市, 日本ガスタービン会議会報, 1-2 (1973-2), p. 1および日本ガスタービン学会誌, 15-58 (1987-9), p. 1
- (2) 中田金市, 山内正男, 須之部量寛他, 鉄道業務研究資料, 7-17 (昭25-11), p. 4

表1 1号ガスタービンの主要目

設計性能	出力	2,200 PS
	空気量	22 kg/s
	圧力比	3.0
	ガス温度	650°C
	回転数	5,500 rpm
	燃料消費率	455 g/PS・h
圧 縮 機	段数	20
	翼型	NACA 6409
	軸受	ころがり軸受
	翼材質	13Cr 不銹鋼
燃 焼 器	形式	直流形
	燃料噴射弁	6個
	個数	2
タービン	段数	4
	軸受	ころがり軸受
	材質	静翼 イ 301 (1, 2段)
		13Cr (3, 4段)
	動翼	イ 301 (1, 2段)
		イ 302 (3, 4段)
	円板	イ 332
	車室	Cr 4%, Mo 6% 鋳鋼

注：タービン動翼および円板は後にすべてイ 301に変更された。イ 301の組成は; (単位%)

C: 0.35~0.45, Si: 1.5~2.5, Mn: < 0.60, Ni: 13~15, Cr: 14~16, W: 2.0~3.0

上記とほぼ同じ内容が下記に記載されている。

日本機学会論文集 17-58 (昭26-1)

- (3) 須之部量寛, 不破広行, 三輪光砂, 運輸技術研究所報告, 3-5 (1953-5), p. 1
- (4) 須之部量寛, 熊谷直宜, 池田英正, 運輸技術研究所報告, 4-6 (1954-6), p. 41

1996 年ガスタービン及び過給機生産統計

ガスタービン統計作成委員会

ガスタービン統計作成委員会（射延功委員長，他委員 11 名）は，関係各社の協力を得て 1996 年 1 月から 12 月の間におけるガスタービン及び過給機を生産状況を調査，集計し，生産統計資料を作成した。資料提供は，陸船用ガスタービンについては 14 社，航空用ガスタービンは 4 社，過給機は 12 社に依頼した。過給機はすべて排気タービン方式のターボチャージャーであり，機械駆動によるものは含まれていない。

I. 概要

1. 1996 年陸船用ガスタービン生産統計概要

(1) 総台数は前年に比べ小型・中型が増加，大型が減少した結果 77% の増加となったが，出力は大型台数の減少の影響を受け前年比 27% の減少となった。

小型 (735 kW 以下) は台数が前年と比べて 2.3 倍と大幅な増加をし，出力も 24% 増加した。特に 146 kW 以下の台数増加が小型の台数増加の 78% を占めているのが特長である。

中型 (736～22,064 kW) は台数が 25% 増加し，出力も 21% 増加した。

大型 (22,065 kW 以上) は台数が 30% 減少し，出力も 35% 減少した。

(2) 用途別にみると，台数では 53% を非常用発電用が，出力では 67% をベースロード発電用が占めている。さらに大型のピークロード発電用を加えると，非常用を除く発電用が主力で 85% に達した。非常用は前年に比べ台数で 26% 及び出力で 12% と増加している。小型，中型で比べると台数で小型が 40% 増加しているのに対し，中型は 5% の微増，出力では，小型が 27% の増加，中型は 6% が増加となっており，中型より小型の増加が目立つ。

(3) 燃料の種類別生産台数では，ガス燃料の比率は前年と変化はないが，台数は前年に比べて 73% の増加となった。このうち天然ガスは 54% 増，都市ガスは 2.1 倍と大幅に台数を増やし，液化石油ガスは再登場にも拘わらずガス燃料の 14% を占めた。また石炭（ガス化）ガスがなくなり新たに液化石油ガス，高炉ガス，プロパンガスが加わった。一方出力では，中型では増加したものの大型の減少の影響が大きいと，全体としてガス燃料の比率が 5.6 ポイント減少し，83.4% となった。液体燃料の生産台数は，灯油が小型で 4 倍増，軽油も小型で 3 倍増，

また重油も小型で 40% 増と小型で大幅な増加を示し，唯一，重油の中型が微減したが全体では，前年比 77% の増加となった。出力では，台数増加が小型のため，液体燃料の全体の比率としては，5.6% の増加の留まった。燃料種別の生産台数比率を多い順に並べると，小型では灯油・重油 1 種・軽油が 46・38・16% となり，中型では重油 1 種・灯油・軽油が 41・14・14%，大型では天然ガス・液化天然ガス・都市ガスが 44・28・11% の割合となった。一方出力比率では，小型では重油 1 種・灯油・軽油が 69・25・6%，中型では軽油・重油 1 種・天然ガスが 30・21・14%，大型では天然ガス・液化天然ガス・都市ガスがそれぞれ 41・40・12% の割合となった。

(4) 国内向けは台数で，前年と比べ 79% の増加の 698 台で大幅増加したが，増加分は小型であり，出力で見ると中部地区での大型減少 (750 MW) が大きく影響し前年比 17% 減少となった。大型は前年と比べ，台数で 3 台減，出力で 430 MW 減少した。近畿で 225 MW，関東で 98 MW と増えたものの中部での減少が大きかった。中型は前年と比べ台数では 22 台の増加であったが出力では 12% の増加であり，中型の区分の中での小型化が見られる。地域的には，近畿で台数 7 台，出力 26 MW の増加が目立つ。小型は台数 289 台の増加，出力で 24% 増加と，共に前年と比べ大幅な増加になっており，特に関東での 203 台増加，近畿での 22 台増加が目立つ。輸出は総台数の 6.4%，全出力の 39% を占めたが，前年より台数では 17 台 (51%) の増加，出力では 694 MW (39%) の減少となった。中型で倍増，大型で半減となり，大型の減少が影響している。輸出仕向先別では，アジアが台数で 4 年連続してトップを続け，出力では 55% を占めた。また，今回は昨年実績のなくなった北米，中東向けが復活したが，中南米向けが実績なしとなった。全体としては，台数は前年と比べ 77% 増の 746 台，出力は 27% 減の 2,843 MW であった。国内，輸出共大型の減少が今回の特長である。

(5) 被駆動機械別ではこれまでと同様に，台数，出力ともに発電機がほとんどを占め 97% であった。水ポンプ用は前年と比べ台数，出力とも 3 倍増となった。表 5 に示す出力区分では，昨年第 4 位のレンジであった 0～146 kW がトップとなり，台数の多い順で 0～146 kW，736～4,412 kW，147～367 kW となった。出力の多い順では前年と同様 44,130 kW 以上，736～4,412 kW，22,065～44,129 kW と変わっていない。

原稿受付 1997 年 5 月 20 日

(6) 発電用ガスタービンの台数と出力を前年と比較すると、事業用では国内 (11 台/1,583 MW → 5 台/870 MW)、輸出 (17 台/1,718 MW → 7 台/857 MW) とともに台数及び出力で半減した。自家用では逆に国内 (334 台/410 MW → 435 台/756 MW)、輸出 (15 台/75 MW → 41 台/242 MW) とともに台数及び出力で大幅に増加した。総計では台数が増加 (377 台 → 488 台) したにも拘らず、国内事業用大型の減少により出力合計は減少 (3,787 MW → 2,725 MW) しており、昨年と全く逆の結果となった。

2. 1996 年航空用ガスタービン生産統計概要

(1) ターボジェット/ターボファン・エンジンは、前年に比べて合計台数で 47% 増加したが合計推力では 24% 減少した。台数の増加はターゲット・ドローン用の小推力エンジン TJM 3 の増加によるが、中推力エンジン F 3 (T-4 中等練習機用) や、大推力エンジン (F-15 戦闘機用) が計 9 台減少したことで、合計推力が減少している。

(2) ターボシャフト/ターボプロップ・エンジンは、前年に比べて合計台数では 1 台増加、合計出力で 0.7% の減少であり、殆ど変化がなかった。内訳を見ると、大出力エンジンである T 56 (P-3 C 対潜哨戒機用) 等の台数が減少したが、今回新たに民間ヘリコプター用の

MG 5-100 が 11 台製造されたことにより、台数、出力共に前年並みとなっている。

(3) 5 カ国共同開発エンジンである V 2500 ターボファン・エンジンのファン部 (日本担当部分) は 134 台生産され、1988 年の生産開始以来の累計は 711 台になった。前年比で 48 台の増加であるが、民間航空業界の需要が回復してきたことがこの背景にある。なお、V 2500 はエンジン組立ではないため、生産統計には加えていない。

3. 1996 年過給機生産統計概要

本年度は新たな統計資料提供事業所 (1 事業所) が加わり、生産台数及び型式数について昨年度と比べより実体に近ずいた。

生産統計の比較は資料提供事業所数が異なるため、昨年度の資料提供事業所ベースで比較すると次のようになる。

(1) 生産されている形式数は前年よりも 4 形式増加し 128 形式であった。

(2) コンプレッサ翼車外形 100 mm 以下の過給機の実産台数は前年比約 9% 減少した。

(3) コンプレッサ翼車外形 100 mm 以上の過給機の実産台数は前年比約 22% 増加した。

II. 統計

1. 最近 5 年間のガスタービン生産推移

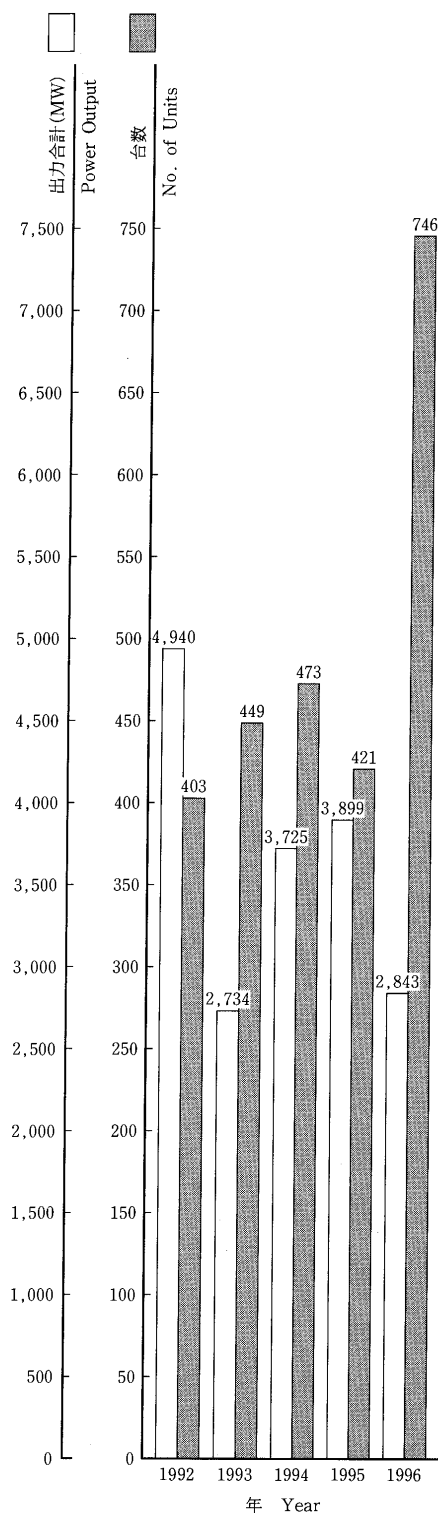


図 1 陸船用ガスタービン

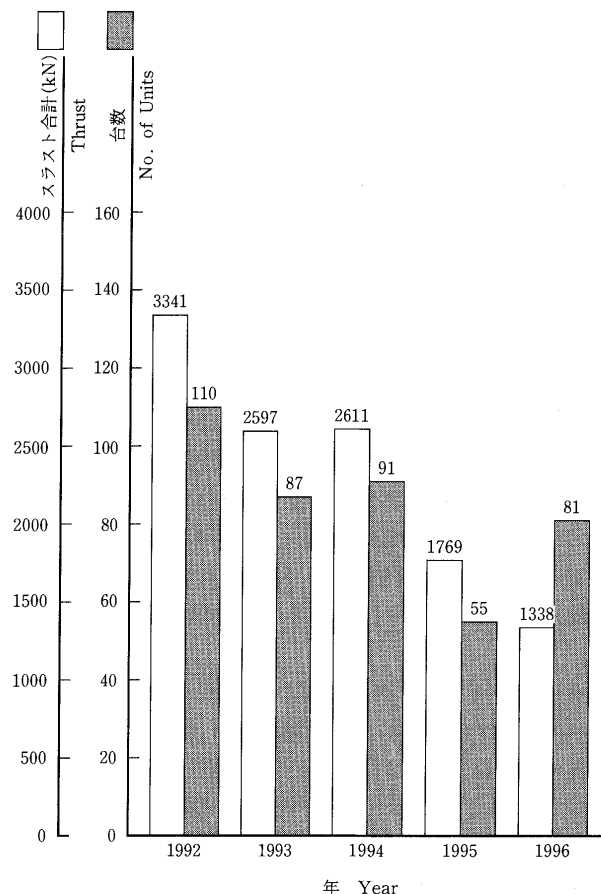


図 2 ターボジェット/ターボファン・エンジン

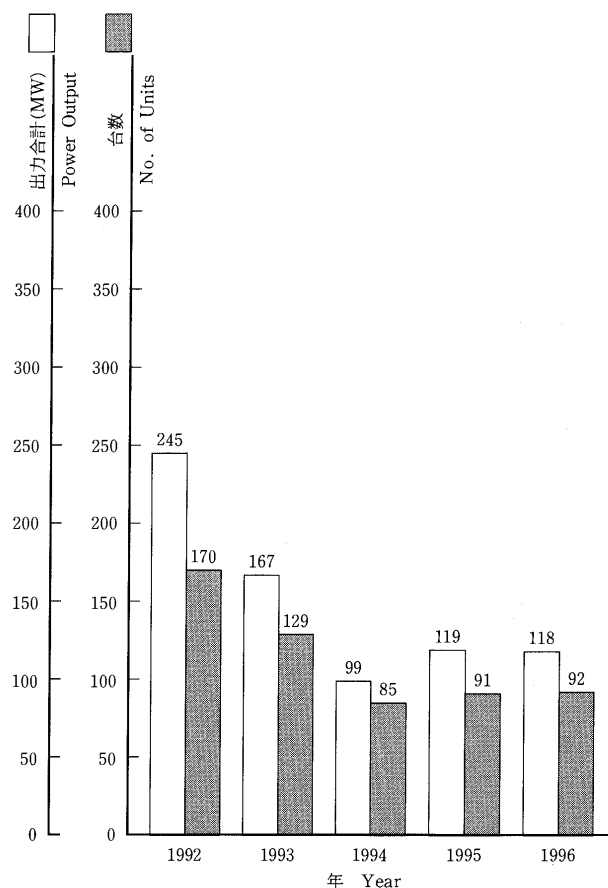


図 3 ターボシャフト/ターボプロップ・エンジン

2. 陸船用ガスタービン

表1 1996年用途別生産台数及び出力 (kW)

区 分 Size		小型 Small Unit 0~735 kW		中型 Medium Unit 736~22,064 kW		大型 Large Unit 22,065 kW~		全 出 力 Total	
用 途 Application	コード Code	台数 Units	出 力 Output(kW)	台数 Units	出 力 Output(kW)	台数 Units	出 力 Output(kW)	台数 Units	出 力 Output(kW)
ベースロード発電用 Generator Drive for Base Load	BL	0	0	70	266,020	15	1,636,490	85	1,902,510
ピークロード発電用 Generator Drive for Peak Load	PL	0	0	4	6,120	3	515,000	7	521,120
非 常 用 発 電 用 Generator Drive for Emergency	EM	265	88,417	131	213,200	0	0	396	301,617
商 船 用 Merchant Marine	M	0	0	0	0	0	0	0	0
艦 艇 用 Military Marine	MM	0	0	13	108,752	0	0	13	108,752
その他プロセス用 Miscellaneous Chemical Process	PR	0	0	0	0	0	0	0	0
教 育 用 Education	ED	1	0	0	0	0	0	1	0
そ の 他 Miscellaneous	MC	240	1,248	4	7,839	0	0	244	9,087
合 計 Total		506	89,665	222	601,931	18	2,151,490	746	2,843,086

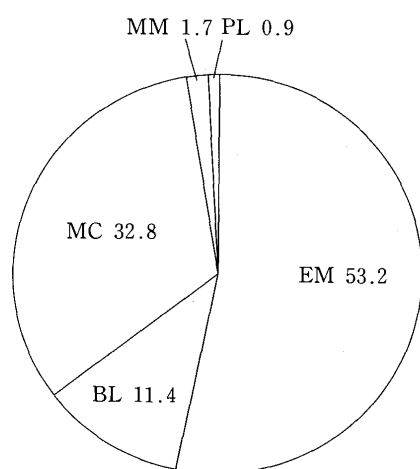


図4 1996年用途別生産台数割合 (%)

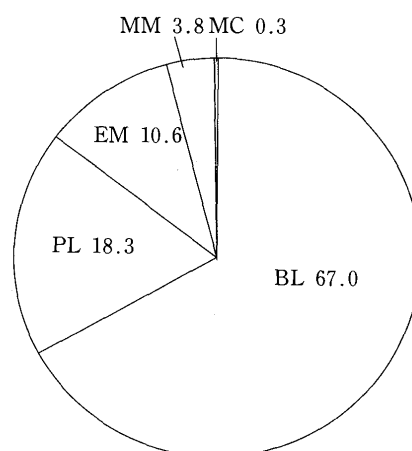


図5 1996年用途別出力割合 (%)

表 2 1996年燃料別生産台数及び出力 (kW)

区 分 Size			小型 Small Unit 0～735kW	中型 Medium Unit 736～22,064kW	大型 Large Unit 22,065kW～	全 出 力 Total				
燃 料 種 類 Kind of Fuel		コード Code	台数 Units	出 力 Output(kW)	台数 Units	出 力 Output(kW)	台数 Units	出 力 Output(kW)	台数 Units	出 力 Output(kW)
ガス燃料 Gaseous Fuel	液化天然ガス Liquified Natural Gas	LNG	0	0	3	7,520	5	870,000	8	877,520
	天然ガス Natural Gas	GNG	0	0	26	83,630	8	873,820	34	957,450
	石油プラントオフガス Plant Off Gas	GOG	0	0	1	7,000	0	0	1	7,000
	液化石油ガス Liquified Petroleum Gas	LPG	0	0	11	39,300	1	32,000	12	71,300
	都市ガス Town Gas	GTW	0	0	26	78,885	2	251,200	28	330,085
	高炉ガス Blast Furnace Gas	GBF	0	0	0	0	1	85,000	1	85,000
	プロパンガス Propane Gas	GPR	0	0	0	0	1	39,470	1	39,470
	小計 Sub Total		0	0	67	216,335	18	2,151,490	85	2,367,825
液体燃料 Liquid Fuel	灯 油 Kerosene	T	231	22,000	32	76,264	0	0	263	98,264
	軽 油 Gas Oil	K	85	5,539	31	178,232	0	0	116	183,771
	重油 1 種 Heavy Oil No. 1	H1	190	62,126	91	128,700	0	0	281	190,826
	小計 Sub Total		506	89,665	154	383,196	0	0	660	472,861
合 計 Total			506	89,665	221	599,531	18	2,151,490	745	2,840,686

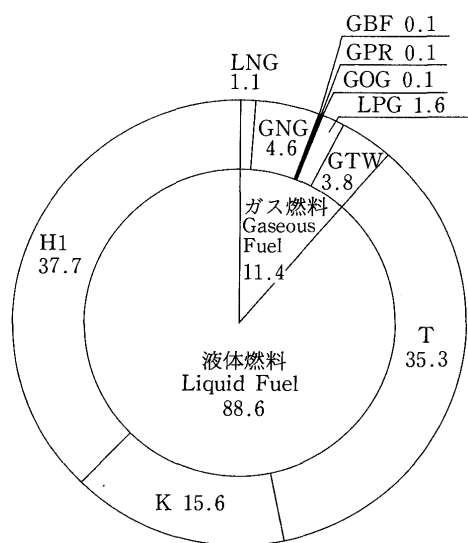


図 6 1996年燃料別生産台数割合 (%)

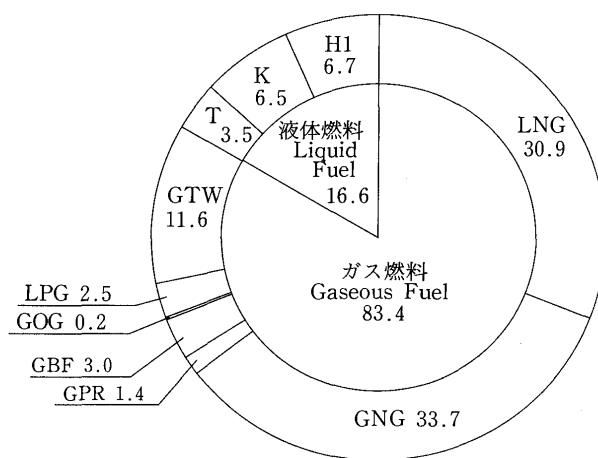


図 7 1996年燃料別出力割合 (%)

表3 1996年地域別納入台数及び出力 (kW)

区 分 Size 地 域 Location		小型 Small Unit 0~735kW		中型 Medium Unit 736~22,064kW		大型 Large Unit 22,065kW~		全 出 力 Total	
		台数 Units	出 力 Output(kW)	台数 Units	出 力 Output(kW)	台数 Units	出 力 Output(kW)	台数 Units	出 力 Output(kW)
国 内 向 け Domestic Use	北 海 道 Hokkaido	16	5,911	3	4,800	0	0	19	10,711
	東 北 Tohoku	20	5,260	15	38,300	0	0	35	43,560
	関 東 Kantoh	273	29,007	68	153,155	3	97,670	344	279,832
	中 部 Chuubu	88	19,649	25	48,069	5	870,000	118	937,718
	近 畿 Kinki	49	11,943	39	72,865	1	225,000	89	309,808
	中 国 Chuugoku	21	5,272	7	12,310	0	0	28	17,582
	四 国 Shikoku	17	5,366	6	7,850	0	0	23	13,216
	九 州 Kyuushuu	19	5,556	5	12,200	0	0	24	17,756
	沖 縄 Okinawa	2	1,100	3	4,000	0	0	5	5,100
	船用主機 Marine Propulsion	0	0	6	99,052	0	0	6	99,052
	船用補機 Marine Auxiliaries	0	0	7	9,700	0	0	7	9,700
	小 計 Sub Total	505	89,065	184	462,301	9	1,192,670	698	1,744,036
輸 出 向 け For Export	北 米 North America	0	0	18	27,900	0	0	18	27,900
	中 南 米 South and Central America	0	0	0	0	0	0	0	0
	ア ジ ア Asia	1	600	16	93,140	4	511,820	21	605,560
	大 洋 州 Oceania	0	0	0	0	2	72,000	2	72,000
	欧 州 Europe	0	0	3	13,470	1	85,000	4	98,470
	旧 ソ 連 Former Soviet Union	0	0	0	0	0	0	0	0
	中 東 Middle East	0	0	1	5,120	2	290,000	3	295,120
	アフリカ Africa	0	0	0	0	0	0	0	0
	未 定 Unknown	0	0	0	0	0	0	0	0
	小 計 Sub Total	1	600	38	139,630	9	958,820	48	1,099,050
合 計 Total		506	89,665	222	601,931	18	2,151,490	746	2,843,086

表 4 1996年被駆動機械別生産台数及び出力 (kW)

区 分 Size		小型 Small Unit 0~735kW		中型 Medium Unit 736~22,064kW		大型 Large Unit 22,065kW~		全 出 力 Total	
被 駆 動 機 械 Driven Machinery	コード Code	台数 Units	出 力 Output(kW)	台数 Units	出 力 Output(kW)	台数 Units	出 力 Output(kW)	台数 Units	出 力 Output(kW)
発 電 機 Electric Generator	G	490	85,192	213	498,190	18	2,151,490	721	2,734,872
推 進 機 Propeller	PRR	0	0	6	99,052	0	0	6	99,052
水 ポ ン プ Water Pump	W	15	4,473	2	3,600	0	0	17	8,073
空 気 圧 縮 機 Air Compressor	AC	0	0	1	1,089	0	0	1	1,089
そ の 他 Miscellaneous use	MC	1	0	0	0	0	0	1	0
合 計 Total		506	89,665	222	601,931	18	2,151,490	746	2,843,086

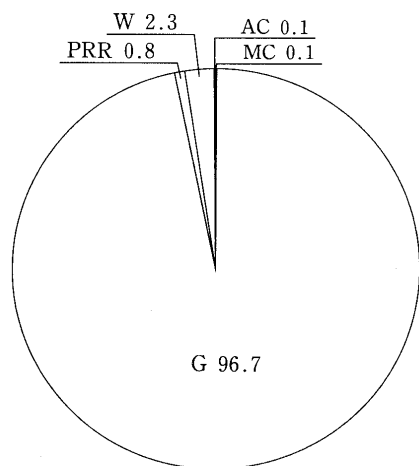


図 8 1996年被駆動機械別生産台数割合 (%)

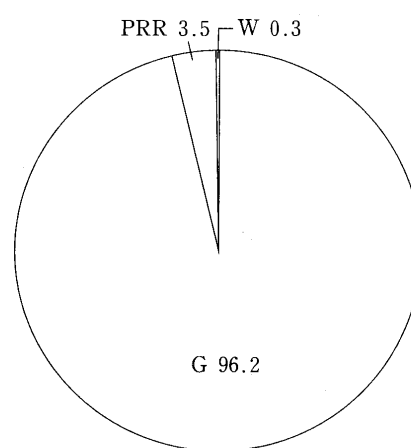


図 9 1996年被駆動機械別出力割合 (%)

表 5 1996年出力区分別生産台数及び出力 (kW)

出 力 区 分 (kW) Unit Output		台数 Units	出 力 Output (kW)
小 型 Small Units 0~735kW	0~ 146	246	1,402
	147~ 367	140	30,904
	368~ 735	120	57,359
	小 計 Sub Total	506	89,665
中 型 Medium Units 736~22,064kW	736~ 4,412	196	316,344
	4,413~10,296	14	82,315
	10,297~16,180	4	54,640
	16,181~22,064	8	148,632
	小 計 Sub Total	222	601,931
大 型 Large Units 22,065kW~	22,065~44,129	7	237,670
	44,130~	11	1,913,820
	小 計 Sub Total	18	2,151,490
合 計 Total		746	2,843,086

表 6 1996年発電用ガスタービン用途別生産台数及び出力 (kW)

区 分 Size			小型 Small Unit 0～735kW		中型 Medium Unit 736～22,064kW		大型 Large Unit 22,065kW～		全出力 Total	
用 途 Application		コード Code	台数 Units	出 力 Output (kW)	台数 Units	出 力 Output (kW)	台数 Units	出 力 Output (kW)	台数 Units	出 力 Output (kW)
国内事業用	ベースロード発電用	BL	0	0	0	0	5	870,000	5	870,000
	ピークロード発電用	PL	0	0	0	0	0	0	0	0
	非 常 用 発 電 用	EM	0	0	0	0	0	0	0	0
	Domestic/Public Use 小 計 Sub Total		0	0	0	0	5	870,000	5	870,000
国内自家用	ベースロード発電用	BL	0	0	42	144,310	3	97,670	45	241,980
	ピークロード発電用	PL	0	0	3	4,600	1	225,000	4	229,600
	非 常 用 発 電 用	EM	264	87,817	122	196,800	0	0	386	284,617
	Domestic/Private Use 小 計 Sub Total		264	87,817	167	345,710	4	322,670	435	756,197
国内合計 Domestic Use Total			264	87,817	167	345,710	9	1,192,670	440	1,626,197
輸出事業用	ベースロード発電用	BL	0	0	2	38,080	3	528,820	5	566,900
	ピークロード発電用	PL	0	0	0	0	2	290,000	2	290,000
	非 常 用 発 電 用	EM	0	0	0	0	0	0	0	0
	For Export/Public Use 小 計 Sub Total		0	0	2	38,080	5	818,820	7	856,900
輸出自家用	ベースロード発電用	BL	0	0	26	83,630	4	140,000	30	223,630
	ピークロード発電用	PL	0	0	1	1,520	0	0	1	1,520
	非 常 用 発 電 用	EM	1	600	9	16,400	0	0	10	17,000
	For Export/Private Use 小 計 Sub Total		1	600	36	101,550	4	140,000	41	242,150
輸出合計 For Export Total			1	600	38	139,630	9	958,820	48	1,099,050
事業用	ベースロード発電用	BL	0	0	2	38,080	8	1,398,820	10	1,436,900
	ピークロード発電用	PL	0	0	0	0	2	290,000	2	290,000
	非 常 用 発 電 用	EM	0	0	0	0	0	0	0	0
	Public Use 合 計 Total		0	0	2	38,080	10	1,688,820	12	1,726,900
自家用	ベースロード発電用	BL	0	0	68	227,940	7	237,670	75	465,610
	ピークロード発電用	PL	0	0	4	6,120	1	225,000	5	231,120
	非 常 用 発 電 用	EM	265	88,417	131	213,200	0	0	396	301,617
	Private Use 合 計 Total		265	88,417	203	447,260	8	462,670	476	998,347
総 計 Grand Total			265	88,417	205	485,340	18	2,151,490	488	2,725,247

Note : Code Explanation BL : for Base Load PL : for Peak Load EM : for Emergency

3. 航空用ガスタービン

表7 1996年ターボジェット/ターボファン・エンジン
生産台数及びスラスト (kN)

生産台数 No. of Units	81*1	スラスト合計*2 Thrust (kN)	1,338
----------------------	------	-------------------------	-------

* 1 V2500ファン部 (134台) は含まない。
Excluding 134 Units of V2500 Fan Modules

* 2 海面上静止最大スラスト
Maximum Thrust at Sea Level Static Condition

表8 1996年ターボシャフト/ターボプロップ・エンジン
生産台数及び出力 (kW)

区 分 Size	0～735kW		736kW～		全出力(kW) Total Output	
用 途 Application	台数 Units	出 力*3 Output	台数 Units	出 力*3 Output	台数 Units	出 力*3 Output
固定翼機用 Fixed Wing Aircraft	0	0	9	32,949	9	32,949
ヘリコプタ用 Helicopter	23	13,756	53	70,655	76	84,411
補助機関駆動 Aux. Drive Units	7	358	0	0	7	358
合 計 Total	30	14,114	62	103,604	92	117,718

* 3 海面上静止常用出力
Normal Output at Sea Level Static Condition

* 6 圧縮機翼車外径100mmを越す分を示す。
The figure shows the total number of superchargers
over 100mm in impeller diameter.

4. 過給機

表9 1996年過給機生産台数及び型式数

区 分 Size		台 数 No. of Units	型 式 数 No. of Models
Class	圧縮機翼車外径 (mm) Outside Diameter of Compressor Impeller		
Class 1	0～ 100	1,764,296	55
Class 2	101～ 200	12,324	28
Class 3	201～ 300	740	14
Class 4	301～ 400	398	10
Class 5	401～ 500	111	7
Class 6	501～ 600	233	7
Class 7	601～ 700	164	7
Class 8	701～ 800	70	1
Class 9	801～ 900	101	6
Class 10	901～1,000	0	0
合 計 Total		14,141*5	80*4
資料提供社数 No. of Companies which supplied Data		12	

* 4 型式はいずれも排気タービン式である。
Every model is an exhaust turbine type supercharger.

* 5 圧縮機翼車外径100mmを越す分を示す。
The figure shows total number of superchargers over 100mm in
impeller diameter.

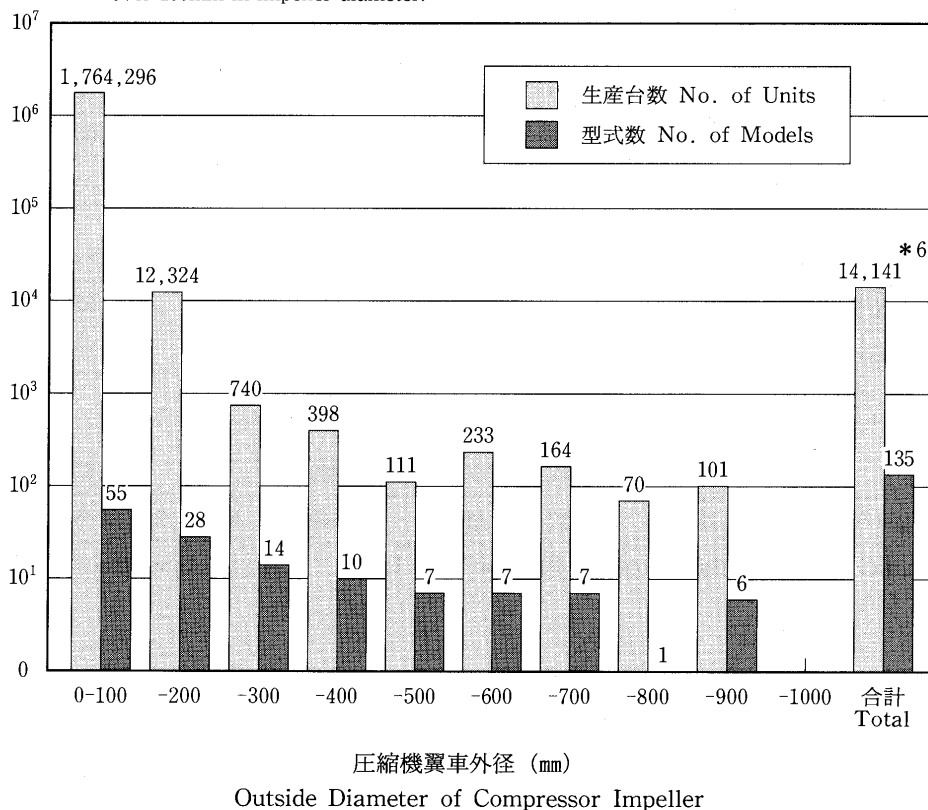


図10 1996年過給機生産台数及び型式数

(社)日本ガスタービン学会 評議員会・総会報告

総 務 理 事

本学会の評議員会および通常総会が、去る4月21日(月)に東京の機械振興会館において開催された。

第21期第2回評議員会は同会館6階会議室にて10時30分より開かれ、評議員の互選により川口修君が議長になり、議事が進められた。評議員会への出席者10名、委任状提出者40名で同会が成立することが宣言され、第21期事業報告(案)、同期収支決算報告(案)につき審議が行なわれ、何れも承認された。なお、同案については河田修、谷田好通両監事による監査結果が書面により報告された。次いで、名誉会員推薦案を総会に諮ることが承認された。引き続き第22期事業計画(案)、同期予算案の審議が行われ、いずれも承認された。

第22期第1回評議員会は同日11時30分より同会場で開かれ、評議員の互選により吉識晴夫君が議長になり、議事が進められた。最初に、出席者23名、委任状提出者44名で評議員会が成立することが宣言され、以下の議案の審議が行なわれた。すなわち、第22期監事・評議員選挙結果に基づく第22期役員候補者、第23期事業計画・予算案を平成9年度内に文部省へ提出するための審議手続きが審議され、これらの諸案を総会に諮ることになった。また、最後に予定されていた第22期事業計画・予算案の説明、報告は賛成多数により省略された。

第21期第2回通常総会は、同日13時より同会館6階の会議室で開催された。第21期大槻会長の開会挨拶の後、同君を総会議長とし、議事が進められた。同総会への出席者28名、委任状提出者717名(会員数1868名の1/5以上)で同総会の成立が宣言された後、以下の議案の審議が行なわれた。すなわち、第21期事業報告、同期収支決算報告につき、伊藤高根総務(主担当)理事および斎藤正泰総務(財務担当)理事による説明の後、河田修、谷田好通両監事による監査の結果、適正である旨が河田監事より報告され、それぞれ承認された。その後、名誉会員推薦につき大槻会長より提案があり、堀入淳平氏を名誉会員とすることが承認された。ついで、第22期事業計画、同期予算に關し、伊藤高根総務理事、斎藤正泰総務(財務担当)理事より説明があり、別掲通り承認された。引き続き、議事録署名者の件が諮られ、最後に第21期会長の大槻幸雄君より閉会の挨拶があり、第21期第2回通常総会を終了した。

第21期総会に続いて名誉会員推薦状及び記念品贈呈式が行われ、堀入淳平氏に第21期大槻会長より推薦状と記念品が贈呈された。これに依りて、堀入淳平氏より挨拶が述べられた。

第22期第1回通常総会は同日14時40分より同会館同会議室にて開催された。第22期会長が選出されるまでは第21期会長が議長を代行することが承認され、大槻幸雄君を議長として議事が進められた。同総会への出席者39名、委任状提出者717名(会員数1868名の1/5以上)で同総会の成立が宣言された後、以下の議案の審議が行なわれた。先ず第22期監事・評議員選挙結果の報告の後、第22期会長の選出が行われ、有賀一郎君が選出されたので、大槻、有賀の旧新両会長より、退任、就任の挨拶がそれぞれ述べられた。以後、有賀第22期会長が議長に任じ、副会長以下の第22期役員選出の件が別掲通り議決された。

引き続き、第23期事業計画・予算案を平成9年度内に文部省へ提出するための審議手続きが審議され、原案どうり承認され、議事録署名者の件が諮られた後、最後に第22期会長の有賀一郎君より閉会の挨拶があり、第22期第1回通常総会を終了した。

第21期(平成8年度)事業報告

I. 事業の状況

第21期事業計画に基づき、定款に定める諸事業を下記のように実施した。

(1) 研究発表会及び学術講演会等の開催(集会事業)

時 期	場 所	名 称	発 表 内 容	参加者数	演題数
H8/04/19	機械振興会館	特別講演会	廃棄物のエネルギー回収とガスタービン	69名	1
H8/05/29	早稲田大学 国際会議場	第24回 定期講演会	会員の研究、開発成果の発表	164名	33
H8/06/21	川重ガスタービン研究所	第1回 見学会・技術懇談会	川崎重工製ガスタービン発電設備の見学、技術懇談	39名	1
H8/07/18, 19	川崎重工製 明石工場	第2回 教育シンポジウム	学生対象の教育(座学及び見学)	25名	4
H8/11/7, 8	宮崎 厚生年金会館	第11回 秋季講演会・見学会	会員の研究、開発成果の発表	117名	48
H8/10/25	ヤンマーディーゼル	第2回 見学会・技術懇談会	ヤンマーディーゼルGTの関連技術の見学、情報交換	44名	1
H9/01/23, 24	東京ガス本社	第25回ガスタービンセミナー	ユーザオリエンテッドなガスタービンをめざして	162名	8
H9/02/26	化学会館	ガスタービン シンポジウム	「21Cに向けてのガスタービンに何を期待するか」をテーマに討論	20名	4
H9/03/03	大阪大学吹田 キャンパス	第1回ガスタービン フォーラム	ターボ機械の不安定現象	23名	3

(2) 学会誌及び学術図書刊行(出版事業)

図 書 名	発 行 年 月 日	発行部数
日本ガスタービン学会誌	H8/06/10, 09/10, 12/10, H9/03/10	2,300
第24回定期講演会講演論文集	H8/05/15	220
GTSJニュースレター	H8/08/01	2,000
第11回秋季講演会論文集	H8/10/15	200
第25回ガスタービンセミナー資料集	H8/12/25	230
Bulletin of GTSJ	H9/03/18	800
調査研究資料集:ガスタービンの高温化と冷却技術に関する調査研究	H9/03/31	200

(3) 内外関連学協会との連携並びに協力(国際交流事業等)

新たに協賛し平成8年度に実施した行事は以下の10件であり、そのほか継続して協賛をしたものは20件ある。

連携の種類	開催時期	名 称	場 所	関連団体名
協賛	H8/05/10	192回例会-エネルギー産業用材料の研究動向	アウィーナ大阪	日本材料学会-腐食防食部門委員会
協賛	H8/06/6-07/5	第4回可視化情報講座	東京電機大学	東京電機大学
協賛	H8/07/09-11	第13回内燃機関シンポジウム	中大駿河台記念館	日本機械学会
協賛	H8/07/12	スーパーアロイの極限使用へのアプローチ	国立教育会館	日本金属学会
協賛	H8/07/29-31	第1回環境流体シンポジウム	工学院大学	日本流体物理学会
協賛	H8/10/14, 15	Present Status & Future Direction of Modelling Complex Turbulent Flow & Heat Transfer	東大山上会館	日本機械学会 熱工学部門
協賛	H8/10/24, 25	第8回液体微粒化講習会	東京ガス	日本エネルギー学会
協賛	H8/12/15-18	第2回アジア数値流体力学会議	東大山上会館	日本数値流体力学 会
協賛	H9/01/30, 31	第4回超音波による非破壊評価シンポジウム	工学院大学	日本非破壊検査 協会
協賛	H9/02/02-07	The 1st Pacific Symp. On Flow Visualization and Image Processing	ハワイ・ホノルル	The Pacific Center of Thermal Fluids Engineering

(4) ガスタービンに関する研究・調査(調査研究事業)

名 称	実 施 期 間	調 査 内 容
ガスタービンの高温化と冷却技術に関する調査研究	平成6年度より3年間(終了)	ガスタービンの性能向上にとって最も重要な高温化と冷却技術を調査し報告書にまとめた
水素ガスタービンにおける水素燃焼に関する物性値の調査	平成7年度より継続中	エネルギー、環境問題に関連して将来の普及が期待される水素ガスタービンの燃焼ガス特性等に関する物性値を収集、整理、分類を行った。
平成8年度ガスタービン及び過給機の生産統計資料収集	毎年度継続して実施中	我が国におけるガスタービン及び過給機の生産に関する資料を収集まとめるとともにその結果を学会誌及びBulletin of GTSJに掲載。

(5) 研究の奨励及び研究業績の表彰(表彰事業)

ガスタービンに関連した研究及び技術開発を奨励するため2年に一度、優れた研究、技術に対してガスタービン学会賞(論文賞、技術賞、研究奨励賞)を贈呈しているが、平成8年度は該当年に当たらないため、次回表彰に向け表彰の選考基準等の見直しを行った。

(6) その他目的を達するために必要な事業

集会事業で述べた「ガスタービン教育シンポジウム」を会員以外の機械工学に関心のある学生も対象に、参加費無料で実施し、ガスタービン関連技術の啓蒙、啓発を行った。また、3月に会員名簿を発行した。

II. 処務の概要

1. 役員等に関する事項

1.1 役員(理事、監事)

理 事 会 長	大槻幸雄
副会長	有賀一郎
総務理事	伊藤高根(主担当)、斎藤正泰(財務)、藤川泰雄、本阿弥真治、吉識晴夫
企画理事	益田重明(主担当)、岡村隆成、坂田公夫、新田明人、宮川建男、森 建二

編集理事 菅 進 (主担当), 大田原康彦, 高木俊幸, 高橋 進, 中沢則雄, 長島利夫, 宮地敏雄

監 事 河田 修, 谷田好通

1.2 評議員

監事, 評議員の選出は定款第15条, 第16条, 細則第20条, 第22条から第27条の各条に基づきおこなわれ, 第21期監事は上記2名が選出された。評議員に選出された者の内, 前項1.1に記載の役員は定款第16条及び細則第20条により評議員からのぞかれた。第21期評議員は以下の67名である。

船崎健一, 水谷幸夫, 三宅 裕, 筒井康賢, 井上雅弘, 難波昌伸, 安藤常世, 川口修, 長島 昭, 大橋秀雄, 小林 紘, 佐々木誠, 田丸 卓, 林 茂, 吉田豊明, 平田 賢, 高原北雄, 村島完治, 佐藤幹夫, 佐野妙子, 高田浩之, 山根隆一郎, 荒川忠一, 梶昭次郎, 永野三郎, 葉山眞治, 酒井俊道, 倉田公雄, 田辺清, 青木千明, 神津正男, 荒木達雄, 吉岡英輔, 荒木 颯, 秋葉雅史, 伊藤源嗣, 宇治茂一, 永野 進, 宮下和也, 中村昌雄, 綿貫一男, 城 敏彦, 勝田 直, 荒川光夫, 大原久宣, 北川三郎, 伊藤文夫, 古瀬 裕, 飯田義亮, 池田 隆, 本間友博, 前田福夫, 安井 元, 一井博夫, 森岡稔, 佐々木正史, 小林哲也, 荒川忠男, 川池和彦, 西嶋庸成, 伊佐治強彦, 石井泰之助, 青木素直, 辻村玄雄, 日浦治也, 野田廣太郎, 浜野義次

2. 職員に関する事項

平成8年度末現在				
職務	氏 名	就 任 年 月 日	担 当 事 務	備 考
事務局長	三浦 敦子	1991年4月1日	事務局の総括	常勤

3. 役員会に関する事項

(1) 理事会

8回開催され, 第21期総会報告, 第21期評議員会報告, 第21期事業実施に伴う業務, 第21期事業報告案・決算案, 第21期第2回及び第22期第1回総会議案, 第21期第2回及び第22期第1回評議員会議案, 第22期事業計画・予算案等の審議。

(2) 評議員会

第21期第1回評議員会は平成8年4月19日に開催され, 第21期役員案, 第21期事業計画・予算案等の審議がなされ, 承認された。

第21期第2回評議員会は平成9年4月21日に開催され, 第21期事業報告・決算案, 名譽会員候補者推薦, 第22期事業計画・予算案の審議がなされ, いずれも承認された。

(3) 総 会

第21期第1回総会は平成8年4月19日に開催され, 第21期役員案, 第21期事業計画・予算案等の審議がなされ, 承認された。

第21期第2回総会は平成9年4月21日に開催され, 第21期事業報告・決算案, 名譽会員候補者推薦, 第22期事業計画・予算案の審議がなされ, いずれも承認された。

4. 許可, 認可, 承認, 証明等に関する事項 (文部大臣所轄に関するもの)

申請月日	申 請 事 項	許可等月日	備 考
	なし		

5. 契約に関する事項

契約年月日	相 手	契 約 の 概 要
H8.07.01	(株) ニッセイエプロ	学会誌編集事務委託契約 (H8.7.1-H9.6.30)

6. 寄付金に関する事項

寄付の目的	寄 付 者	申し込み金額	領収金額	備 考
	なし			

7. 主務官庁指示に関する事項

指示年月日	指 示 事 項	履 行 状 況
H8.03.18	法人の運営に係る届出・報告書の提出について (8学情第5号)	平成8年度事業報告及び収支決算報告書並びに平成9年度事業計画・予算書より実施。

8. 各委員会の活動

8.1 総務委員会

委員 長 伊 藤 高 根 他10名 開催8回

8.2 企画委員会

委員 長 益 田 重 明 他16名 開催9回

8.3 編集委員会

委員 長 菅 進 他18名 開催8回

8.4 ガスタービン統計作成委員会

委員 長 射 延 功 他12名 開催1回

8.5 学術講演会委員会

委員 長 吉 岡 英 輔 他13名 開催5回

8.6 ガスタービン技術情報センター運営委員会

委員 長 柏 原 康 成 他10名 開催3回

8.7 地方委員会

委員 長 三 宅 裕 他12名 開催2回

8.8 Bulletin編集委員会

委員 長 遠 藤 征 紀 他9名 開催6回

8.9 組織検討委員会

委員 長 高 田 浩 之 他6名 開催4回

8.10 会員委員会

委員 長 能 瀬 弘 幸 他12名 開催1回

8.11 選挙管理委員会

委員 長 森 下 輝 夫 他7名 開催3回

8.12 調査研究委員会

委員 長 吉 田 豊 明 他16名 開催 回

8.13 学会賞審査委員会

委員 長 青 木 千 明 他6名 開催2回

8.14 国際交流委員会

委員 長 葉 山 眞 治 他5名 開催3回

8.15 25周年記念誌準備委員会

委員 長 阿 部 安 雄 他11名 開催6回

9. 会員数の移動状況

会員種別	会 員 数		増 減 数	摘 要
	本年度末 平成9年3月31日現在	前年度末 平成8年3月31日現在		
正 会 員	1,868名	1,801名	+67名	
賛助会員	141社	137社	+4社	9年度末196口
学生会員	52名	42名	+10名	
計	2,061	1,980	+81	

第21期 (平成8年度) 収支決算

1. 収支計算書総括表

平成8年4月1日から平成9年3月31日まで

科 目	合 計	一般会計	特別会計
I. 収入の部			
1. 基本財産運用収入	66,335	66,335	0
2. 会費・入会金収入	22,735,302	22,735,302	0
3. 事業収入	10,823,788	9,791,200	1,032,588
4. 補助金等収入	1,161,400	1,161,400	0
5. 雑収入	1,937,173	1,753,892	183,281
6. 繰入金収入	12,172,084	3,000,000	9,172,084
当期収入合計	48,896,082	38,508,129	10,387,953
前期繰越収支差額	48,538,700	36,192,794	12,345,906
収入合計	97,434,782	74,700,923	22,733,859
II. 支出の部			
1. 事業費	16,654,363	14,134,412	2,519,951
2. 国際交流事業費	157,420	0	157,420
3. 管理費	22,705,904	21,761,703	944,201
4. 繰入金支出	3,000,000	0	3,000,000
5. 特定預金支出	7,500,000	5,500,000	2,000,000
当期支出合計	50,017,687	41,396,115	8,621,572
当期収支差額	-1,121,605	-2,887,986	1,766,381
次期繰越収支差額	47,417,095	33,304,808	14,112,287

2. 正味財産計算書総括表

平成8年4月1日から平成9年3月31日まで

(単位: 円)			
科 目	合 計	一 般 会 計	特 別 会 計
【増加の部】			
資産増加額	9,266,781	5,500,000	3,766,781
増加額合計	9,266,781	5,500,000	3,766,781
【減少の部】			
負債増加額	5,887,986	5,887,986	0
減少額合計	5,887,986	5,887,986	0
当期正味財産増加額	3,378,795	-387,986	3,766,781
前期繰越正味財産額	71,184,966	51,839,060	19,345,906
期末正味財産合計額	74,563,761	51,451,074	23,112,687

3. 貸借対照表総括表

平成9年3月31日現在

科 目	合 計	一 般 会 計	特 別 会 計
【資産の部】	円	円	円
流動資産	47,827,157	33,710,870	14,116,287
固定資産			
基本財産	6,014,266	6,014,266	0
その他固定資産	37,532,000	28,532,000	9,000,000
固定資産合計	43,546,266	34,546,266	9,000,000
資産合計	91,373,423	68,257,136	23,116,287
【負債の部】			
流動負債	410,062	406,062	4,000
固定負債	16,400,000	16,400,000	0
負債合計	16,810,062	16,806,062	4,000
【正味財産の部】			
正味財産	74,563,361	51,451,074	23,112,287
(うち基本金)	6,014,266	6,014,266	0
(うち当期正味財産減少額)	3,378,395	-387,986	3,766,381
負債及び正味財産合計	91,373,423	68,257,136	23,116,287

4. 一般会計の部

4.1 収支計算書

平成8年4月1日から平成9年3月31日まで

(単位:円)

科 目	予 算 額	決 算 額	差 異	備 考
(収入の部)				
*基本財産運用収入	120,000	66,335	53,665	
基本財産利息	120,000	66,335	53,665	
*入金収入	50,000	72,000	-22,000	
正学生会員	40,000	55,500	-15,500	
学生会員	7,000	10,500	-3,500	
奨励会員	3,000	6,000	-3,000	
*会費収入	22,865,000	22,663,302	201,698	
正学生会員	9,000,000	9,075,152	-75,152	
学生会員	75,000	113,750	-38,750	
奨励会員	13,790,000	13,474,400	315,600	
*事業収入	12,220,000	9,791,200	2,428,800	
(集金事業)	4,940,000	6,749,500	-1,809,500	
定期講演会	900,000	973,500	-73,500	
見学技術懇談会	270,000	317,000	-47,000	
シンポジウム	150,000	90,000	60,000	
セミナー	2,200,000	3,790,000	-1,590,000	
秋季講演会	1,300,000	1,487,000	-187,000	
フォーラム	120,000	92,000	28,000	
(出版事業)	7,280,000	3,041,700	4,238,300	
会誌広告	3,560,000	2,654,200	905,800	
名簿広告	1,970,000	364,000	1,606,000	
名簿販売	1,750,000	23,500	1,726,500	
*補助金収入	110,000	1,161,400	-1,051,400	
補助金	110,000	1,161,400	-1,051,400	
*雑収入	1,780,000	1,753,892	26,108	
(受取利息)	780,000	416,357	363,643	
運用財産定期預金	600,000	332,983	267,017	
表彰事業基金定期預金	5,000	4,250	750	
(雑収入)	1,000,000	1,337,535	-337,535	
雑収入	1,000,000	1,337,535	-337,535	
*繰入金収入	2,000,000	3,000,000	-1,000,000	
特別会計より繰入金	2,000,000	3,000,000	-1,000,000	
**当期収入合計(A)	39,145,000	38,508,129	636,871	
**前期繰越収支差額	36,192,794	36,192,794	0	
**収入合計(B)	75,337,794	74,700,923	636,871	
(支出の部)				
*出版事業費	9,030,000	8,612,359	417,641	
(会費費)	130,000	125,496	4,504	
(通信運搬費)	1,140,000	945,741	194,259	
会誌	650,000	735,207	-85,207	
名簿	350,000	67,970	282,030	
ニュースレター	140,000	142,564	-2,564	
(印刷製本費)	7,110,000	6,822,384	287,616	
会誌	5,780,000	5,713,564	66,436	
学会広報資料	180,000	0	180,000	
ニュースレター	150,000	130,810	19,190	
名簿	1,000,000	978,010	21,990	
(原稿料)	650,000	718,738	-68,738	
会誌	630,000	706,790	-76,790	
ニュースレター	20,000	11,948	8,052	
*集金事業費	4,848,000	4,842,420	5,580	
(会費費)	400,000	266,858	133,142	
学術委員会費	70,000	61,414	8,586	
企画委員会費	130,000	97,024	32,976	
地方委員会費	200,000	108,420	91,580	
(臨時雇賃金)	64,000	12,000	52,000	
定期講演会	20,000	12,000	8,000	
秋季講演会	20,000	0	20,000	
GTセミナー	24,000	0	24,000	
(旅費交通費)	160,000	10,000	150,000	
GTセミナー	40,000	0	40,000	
秋季講演会	0	10,000	-10,000	
特別講演会	20,000	0	20,000	
教育シンポジウム	100,000	0	100,000	
(通信運搬費)	344,000	512,380	-168,380	
特別講演会	20,000	0	20,000	
見学技術懇談会	30,000	11,560	18,440	
シンポジウム	10,000	0	10,000	
定期講演会	25,000	25,650	-650	
GTセミナー	154,000	205,860	-51,860	
秋季講演会	40,000	33,290	6,710	
フォーラム	15,000	1,030	13,970	
教育シンポジウム	50,000	234,990	-184,990	
(印刷製本費)	1,320,000	1,552,022	-232,022	
定期講演会	400,000	357,410	42,590	
GTセミナー	220,000	227,630	-7,630	
秋季講演会	400,000	473,800	-73,800	
特別講演会	40,000	0	40,000	
シンポジウム	40,000	24,102	15,898	
見学技術懇談会	60,000	0	60,000	
フォーラム	40,000	20,000	20,000	
教育シンポジウム	120,000	449,080	-329,080	
(賃借料)	590,000	409,148	180,852	
特別講演会	40,000	0	40,000	
シンポジウム	40,000	13,354	26,646	
定期講演会	90,000	70,040	19,960	
GTセミナー	200,000	0	200,000	
秋季講演会	200,000	135,754	64,246	
教育シンポジウム	20,000	210,000	-190,000	
(諸謝金)	605,000	371,767	233,233	
特別講演会	40,000	11,111	28,889	
技術懇談会	90,000	11,110	78,890	
シンポジウム	40,000	22,220	17,780	
GTセミナー	270,000	222,216	47,784	
定期講演会	25,000	11,111	13,889	
秋季講演会	40,000	22,222	17,778	
フォーラム	40,000	33,333	6,667	
教育シンポジウム	60,000	44,444	15,556	

科 目	予 算 額	決 算 額	差 異	備 考
(経費)	1,365,000	1,642,245	-277,245	
特別講演会	20,000	0	20,000	
見学技術懇談会	50,000	83,141	-33,141	
シンポジウム	20,000	91,189	-71,189	
定期講演会	450,000	376,616	73,384	
GTセミナー	100,000	122,028	-22,028	
秋季講演会	600,000	934,058	-334,058	
フォーラム	25,000	2,575	22,425	
教育シンポジウム	100,000	32,638	67,362	
*調査研究事業費	850,000	371,720	478,280	
(会議費)	100,000	19,120	80,880	
生産統計委員会	40,000	0	40,000	
技術情報化委員会	40,000	19,120	20,880	
調査研究委員会	20,000	0	20,000	
(通信運搬費)	100,000	2,400	97,600	
生産統計委員会	10,000	0	10,000	
技術情報化委員会	10,000	2,400	7,600	
調査研究委員会	80,000	0	80,000	
(資料費)	400,000	0	400,000	
調査研究委員会	400,000	0	400,000	
(雑費)	50,000	350,200	-300,200	
生産統計委員会	10,000	0	10,000	
技術情報化委員会	20,000	350,200	-330,200	
調査研究委員会	20,000	0	20,000	
*表彰事業費	110,000	307,913	-197,913	
通信運搬費	10,000	0	10,000	
雑費	100,000	307,913	-207,913	
*管 理 費	23,041,000	21,761,703	1,279,297	
給 与	10,650,000	10,244,354	405,646	
手 当	120,000	138,800	-18,800	
事務委託費	1,484,000	1,472,900	11,100	
社会保険費	950,000	1,001,727	-51,727	
理 事 会	400,000	230,460	169,540	
評 議 員 会	150,000	127,340	22,660	
総 務 会 議	250,000	287,840	-37,840	
総 務 委 員 会	130,000	110,927	19,073	
組織検討委員会	30,000	16,000	14,000	
会 員 委 員 会	40,000	10,000	30,000	
選挙管理委員会	30,000	35,145	-5,145	
評 議 員 選 挙	420,000	905,361	-485,361	
旅 費	350,000	243,190	106,810	
交 通 費	100,000	33,080	66,920	
什 器 備 品	400,000	470,900	-70,900	
消 耗 品	5,000	0	5,000	
印 刷 費	1,400,000	1,376,067	23,933	
通 信 運 搬 費	250,000	209,574	40,426	
事務所用賃借料	1,100,000	487,598	612,402	
光 熱 水 道 費	4,000,000	3,900,000	100,000	
給 水 料	250,000	152,381	97,619	
日 内 運 送 費	45,000	44,800	200	
共 催 分 担 費	140,000	140,000	0	
日本工学会会費	10,000	0	10,000	
雑 費	37,000	34,210	2,790	
特 定 預 金	300,000	89,049	210,951	
退職給付引当預金	2,200,000	5,500,000	-3,300,000	
表彰事業基金積立預金	800,000	3,000,000	-2,200,000	
事務所整備準備預金	1,000,000	1,000,000	0	
事務所整備準備預金	400,000	1,500,000	-1,100,000	
**当期支出合計(C)	39,879,000	41,396,115	-1,517,115	
**当期収支差額(A)-(C)	-734,000	-2,887,986	2,153,986	
**次期繰越収支差額(B)-(C)	35,458,794	33,304,808	2,153,986	

4.2 正味財産増減計算書

平成8年4月1日から平成9年3月31日まで

(単位:円)

科 目	金 額	金 額
【増加の部】		
資産増加額		
事務所整備準備金増加額	1,500,000	
退職給付引当預金増加額	3,000,000	
表彰事業基金積立預金増加額	1,000,000	5,500,000
増加額合計		5,500,000
【減少の部】		
資産減少額		
当期収支差額	2,887,986	2,887,986
負債増加額		
退職給付引当金繰入額	3,000,000	3,000,000
減少額合計		5,887,986
当期正味財産増加額		-387,986
前期繰越正味財産額		51,839,060
期末正味財産合計額		51,451,074

4.3 貸借対照表

平成8年3月31日現在

(単位:円)

科 目	金 額	金 額
【資産の部】		
流動資産		
現金預金	33,710,870	
流動資産合計		33,710,870
固定資産		
基本財産		
基本財産	6,014,266	
基本財産合計	6,014,266	
その他固定資産		
敷 金	1,032,000	
退職給付引当預金	16,400,000	
表彰事業基金	8,000,000	
事務所整備準備金	3,100,000	
その他固定資産合計	28,532,000	
固定資産合計		34,546,266
資産合計		68,257,136
【負債の部】		
流動負債		
前受会費	370,597	
その他預り金	228	
雇用保険預り	35,237	
流動負債合計		406,062
固定負債		
退職給付引当金	16,400,000	
固定負債合計		16,400,000
負債合計		16,806,062
【正味財産の部】		
正味財産		51,451,074
(うち基本金)		(6,014,266)
(うち当期正味財産減少額)		(387,986)
負債及び正味財産合計		68,257,136

4.4 会計方針

1. (1) 引当金の計上基準について

退職給与引当金……期末退職給与の要支給額に相当する金額を計上している。

(2) 資金の範囲について

資金の範囲には、現金預金、前受会費、預り金を含めることにしている。

なお、前期末及び当期末残高は、2. に記載する通りである。

2. 次期繰越収支差額の内容は次の通りである。

(単位：円)		
科 目	前期末残高	当期末残高
現 金 ・ 預 金	36,748,562	33,710,870
前受会費及び預り金	555,768	406,062
次期繰越収支差額	36,192,794	33,304,808

5. 特別会計の部

5.1 収支計算書

平成8年4月1日から平成9年3月31日まで

(単位：円)

科 目	予 算 額	決 算 額	差 異	備 考
(収入の部)				
*出版事業収入	1,090,000	1,032,588	57,412	
プレティン広告収入	890,000	1,020,588	-130,588	
プレティン販売収入	200,000	12,000	188,000	
*雑収入	281,000	183,281	97,719	
普通預金受取利息	1,000	1,991	-991	
定期預金受取利息	140,000	102,290	37,710	
国際交流基金受取利息	140,000	79,000	61,000	
*繰入金収入	8,800,000	9,172,084	-372,084	
国際会議受入金	8,800,000	9,172,084	-372,084	
**当期収入合計(A)	10,171,000	10,387,953	-216,953	
**前期繰越収支差額	12,345,906	12,345,906	0	
**収入合計(B)	22,516,906	22,733,859	-216,953	
(支出の部)				
*出版事業費	2,780,000	2,519,951	260,049	
プレティン制作費	2,200,000	2,132,100	67,900	
プレティン発送費	420,000	271,301	148,699	
プレティン原稿料	100,000	68,590	31,410	
プレティン編集委員会費	60,000	47,960	12,040	
*管理費	1,700,000	944,201	755,799	
給 与	850,000	737,252	112,748	
会 議	300,000	52,069	247,931	
印 刷	150,000	45,320	104,680	
通 信	100,000	37,460	62,540	
雑 費	300,000	72,100	227,900	
*国際交流事業費	500,000	157,420	342,580	
国際交流会費	100,000	16,000	84,000	
雑 費	400,000	141,420	258,580	
*特定資金支出	3,000,000	2,000,000	1,000,000	
25周年記念準備金	1,000,000	0	1,000,000	
国際交流基金積立預金	2,000,000	2,000,000	0	
*繰入金支出	2,000,000	3,000,000	-1,000,000	
一般会計繰入金	2,000,000	3,000,000	-1,000,000	
**当期支出合計(C)	9,980,000	8,621,572	1,358,428	
**当期収支差額(A)-(C)	191,000	1,766,381	-1,575,381	
**次期繰越収支差額(B)-(C)	12,536,906	14,112,287	-1,575,381	

5.2 正味財産増減計算書

平成8年4月1日から平成9年3月31日まで

(単位：円)

科 目	金 額
【増加の部】	
資産増加額	
当期収支差額	1,766,381
国際交流基金積立金増加額	2,000,000
増加額合計	3,766,381
当期正味財産増加額	3,766,381
前期繰越正味財産額	19,345,906
期末正味財産合計額	23,112,287

5.3 貸借対照表

平成9年3月31日現在

(単位：円)

科 目	金 額
【資産の部】	
流動資産	
現金預金	14,116,287
流動資産合計	14,116,287
固定資産	
その他固定資産	
国際交流基金積立預金	9,000,000
その他固定資産合計	9,000,000
固定資産合計	9,000,000
資産合計	23,116,287
【負債の部】	
流動負債	
預り金	4,000
流動負債合計	4,000
負債合計	4,000
【正味財産の部】	
正味財産	23,112,287
(うち当期正味財産増加額)	3,766,381
負債及び正味財産合計	23,116,287

5.4 会計方針

1. 資金の範囲について

資金の範囲には、現金、預金、預り金を含めることにしている。

なお、前期末及び当期末残高は2. に記載する通りである。

2. 次期繰越収支差額の内容は次の通りである。

(単位：円)		
科 目	前期末残高	当期末残高
現 金 ・ 預 金	12,345,906	14,116,287
前受会費及び預り金	0	4,000
次期繰越収支差額	12,345,906	14,112,287

6. 財産目録

平成9年3月31日現在

【資産の部】

1. 銀行預金

貸付信託	三井信託銀行新宿西口支店(注1)	23,000,000 円
定期預金	三井信託銀行新宿西口支店(注2)	17,654,266 円
普通預金	第一勧業銀行新宿支店(注3)	1,783,218 円
	第一勧業銀行西新宿支店(注4)	660,549 円
	さくら銀行北新宿支店(注3)	0 円
	三井信託銀行新宿西口支店(注3)	342 円

2. 中期国債ファンド

野村証券(注3) 31,862,310 円

3. 振替預金

野村証券(注4) 13,455,738 円

4. 権利金

(注5) 65,000 円

5. 日本工学会年会

(注2) 1,032,000 円

計 1,860,000 円

【負債の部】

1. 預り金

410,062 円

2. 退職給与引当金

16,400,000 円

計 16,810,062 円

差引正味財産

74,563,361 円

(注1) 基本財産(600万円)

国際交流基金(900万円)

表彰事業基金(800万円)

(注2) 基本財産(14,266円)

退職給与引当預金(1640万円)

事務所整備準備金(310万円)

(注3) 一般会計運用財産

(注4) 特別会計運用財産

(注5) 第3工新ビル301号、402号室敷金

監 査 報 告

平成8年度事業報告書、収支決算書、及び財産目録等について、関係書類とともにその内容を監査した結果、法令および定款に照らして正当であることを認めます。

監事 河 田 修 印

監事 谷 田 好 通 印

第22期 監事、評議員選挙結果

監 事 (氏名：五十音順・敬称略)			番号	氏 名	勤 務 先
番号	氏 名	勤 務 先	4 7	山根隆一郎	東京工業大学
1	青木 千明	日本内燃機関連合会	4 8	荒川 忠一	東京大学
2	高田 浩之	東海大学	4 9	梶 昭次郎	東京大学
3			5 0	長島 利夫	東京大学
評議員 (氏名：五十音順・敬称略)			5 1	永野 三郎	東京大学
番号	氏 名	勤 務 先	5 2	吉藏 晴夫	東京大学
1	伊藤 源嗣	石川島播磨重工業 (株)	5 3	土屋 利明	東京電力 (株)
2	宇治 茂一	石川島播磨重工業 (株)	5 4	古瀬 裕	東京電力 (株)
3	斎藤 正泰	石川島播磨重工業 (株)	5 5	宮地 敏雄	東京電機大学
4	永野 進	石川島播磨重工業 (株)	5 6	酒井 俊道	東京理科大学
5	宮下 和也	石川島播磨重工業 (株)	5 7	岡村 隆成	(株) 東芝
6	中村 昌雄	石川島汎用機械 (株)	5 8	佐藤 文夫	(株) 東芝
7	綿貫 一雄	石川島汎用機械 (株)	5 9	中台 宏太	(株) 東芝
8	彦坂 陸	(株) いすゞ中央研究所	6 0	檜左 彰一	(株) 東芝
9	谷島 昶	(株) 荏原製作所	6 1	本間 友博	(株) 東芝
1 0	城 敏彦	大阪ガス (株)	6 2	森国 稔	東北電力 (株)
1 1	三宅 修	大阪大学	6 3	猪木 恒夫	(株) 新潟鉄工所
1 2	射延 功	川崎重工業 (株)	6 4	佐々木正史	日産自動車 (株)
1 3	酒井 善正	川崎重工業 (株)	6 5	荒川 忠男	(株) 日立製作所
1 4	星野 昭史	川崎重工業 (株)	6 6	大田原康彦	(株) 日立製作所

1	森 建二	川崎重工業 (株)	5	川池 和彦	(株) 日立製作所
1	山本 肇	川崎重工業 (株)	6	住川 雅靖	(株) 日立製作所
1	勝田 直	関西電力 (株)	6	星野 和貞	(株) 日立製作所
1	筒井 康賢	機械技術研究所	7	水木 新平	法政大学
1	井上 雅弘	九州大学	7	伊佐治強彦	三井造船 (株)
2	難波 昌伸	九州大学	7	磯部 信一	三井造船 (株)
2	蛟島 康郎	京セラ (株)	7	三泉 忠夫	三井造船 (株)
2	池上 詢	京都大学	7	高木 俊幸	三井造船 (株)
2	鈴木健二郎	京都大学	7	中村賢一郎	三井造船 (株)
2	水谷 幸夫	近畿大学	7	中沢 則雄	三菱自動車工業 (株)
2	川口 修	慶應義塾大学	7	梅村 直	三菱重工業 (株)
2	長島 昭	慶應義塾大学	7	塚越 敬三	三菱重工業 (株)
2	益田 重明	慶應義塾大学	7	中神 靖雄	三菱重工業 (株)
2	小橋 秀雄	工学院大学	8	長谷川 清	三菱重工業 (株)
2	小林 絃	航空宇宙技術研究所	8	日浦 治也	三菱重工業 (株)
3	坂田 公夫	航空宇宙技術研究所	8	荒木 達雄	武蔵工業大学
3	佐々木 誠	航空宇宙技術研究所	8	浜田 義次	ヤンマーディーゼル(株)
3	田丸 卓	航空宇宙技術研究所	8	秋葉 雅史	横浜国立大学
3	吉田 豊明	航空宇宙技術研究所	8	吉岡 英輔	早稲田大学
3	外山 浩介	(株) 小松製作所	次点者		
3	手島 清美	三造エネルギー エンジニアリング(株)			
3	平田 賢	芝浦工業大学	1	横田 光久	東芝エンジニアリング(株)
3	藤江 邦男	新明和工業 (株)	2	藤川 泰雄	日産自動車 (株)
3	弘松 幹雄	(株)先進材料利用ガス ジェネレーター研究所	3	真下 俊雄	明治大学
3	長谷川好道	ダイハツディーゼル (株)	投票総数		
4	有賀 一郎	千葉工業大学			
4	大原 久宣	中部電力 (株)	868票		
4	村島 完治	超音速輸送機用推進 システム技術研究組合			
4	佐藤 幹夫	電力中央研究所	評 議 員		
4	伊藤 高根	東海大学			
4	宮川 建男	東京ガス (株)	監 事		
4	宮坂 明	東京ガス (株)			
			有効票	857票	850票
			無効票	11票	13票
			白 票	0票	5票

第22期（平成9年度）役員および評議員

理事 会長 有賀一郎
副会長 佐藤文夫
総務 吉岡英輔（主担当）、岡村隆成、斎藤正泰（財務担当）、佐々木正史、本阿弥眞治
企画 荒木達雄（主担当）、勝田 直、酒井善正、坂田公夫、新田明人、宮坂 明
編集 山根隆一郎（主担当）、荒井忠一、大田原康彦、高木俊幸、谷島 昶、塚越敬三、中沢則雄
監事 青木千明、高田浩之
評議員 前記選挙結果のうち、上記理事に就任した方を除く 67 名

第22期(平成9年度)事業計画

1. 事業の概要

前期に引き続き、定款に定める下記諸事業を行う計画であるが、特に第22期においては、学会創立25周年記念誌の刊行、優れた研究、業績に対する学会賞の授与、次期(1999年)国際ガスタービン会議の準備に着手するほか、学会及び事務局の一層の事務合理化を進める予定である。

(1) 研究発表会及び学術講演会等の開催（集会事業）

名 称	予 定 回 数	開 催 予 定 時 期
特別講演会	1 回	平成 9 年 4 月
定期講演会	1 回	5 月
見学会・技術懇談会	2～3 回	5 月他
教育シンポジウム	1 回	7 月
秋季講演会	1 回	1 1 月
セミナー	1 回	平成 1 0 年 1 月
シンポジウム	1 回	未定

(2) 学会誌及び学術図書の刊行（出版事業）

図 書 名	発 行 予 定 時 期	予定部数
ガスタービン学会誌	平成 9 年 6 月、9 月、12 月、平成 10 年 3 月	約 2,300
定期講演会講演論文集	平成 9 年 5 月	220
GTSJ ニュースレター	平成 9 年 8 月	2,000
25 周年記念誌	平成 9 年 11 月	400
秋季講演会論文集	平成 9 年 11 月	200
セミナー資料集	平成 10 年 1 月	230
調査研究資料集	未定	100
Bulletin of GTSJ	平成 10 年 3 月	800

(3) 内外関連学協会との連携並びに協力（国際交流事業等）

海外の関連学協会との関連を密にするため学会の活動状況を紹介する Bulletin of GTSJ を刊行し、配布するとともに、ガスタービンに関する国際会議を 1999 年に主催すべく必要な準備を進める。

国内については昨年度同様、関連学協会（約 25 団体）との共催及び協賛により学術講演会、セミナー等を計画、実施するとともに、必要に応じ関連学協会の行事を協賛する予定である。

(4) ガスタービンに関する研究・調査（調査研究事業）

昨年度に引き続き「水素ガスタービンにおける水素燃焼に関する物性値の調査」を継続して実施し、調査結果を資料集として発行の予定である。

また、平成9年における我が国のガスタービン及び過給機の生産に関する統計資料を蒐集、集計し、その結果を学会誌及び Bulletin of GTSJ 等に掲載する予定である。

(5) 研究の奨励及び研究業績の表彰（表彰事業）

ガスタービンに関連した研究及び技術開発を奨励するため2年に一度、優れた研究、技術に対してガスタービン学会賞(論文賞、技術賞、研究奨励賞)を授与してきているが、次年度はその年度に該当するため表彰対象論文、技術を公募し該当者を選考、表彰する予定である。

(6) その他目的を達するために必要な事業

機械工学に関心のある学生へのガスタービン関連技術の啓蒙、啓発のため、集会事業として「ガスタービン教育シンポジウム」を計画し、参加費無料で実施を計画する。

2. 委員会の設置

以上の諸事業を実施するため、下記の常置及び臨時の委員会を適宜設置する予定である。

常置委員会: (1) 総務委員会

- (2) 企画委員会
- (3) 編集委員会
- (4) ガスタービン統計作成委員会
- (5) 学術講演会委員会
- (6) ガスタービン技術情報センター運営委員会
- (7) 地方委員会

臨時委員會: (1) Bulletin 編集委員會

- (2) 組織検討委員会
- (3) 会員委員会
- (4) 選挙管理委員会
- (5) 調査研究委員会
- (6) 学会賞審査委員会
- (7) 国際交流委員会
- (8) 25周年記念誌準備委員会

(9) その他（1999年次期国際会議準備委員会等）

第22期(平成9年度)予算

1. 予算書総括表

平成9年4月1日から平成10年3月31日まで

科 目	合 計	一般会計	特別会計
I. 収入の部			
1. 基本財産運用収入	120,000	120,000	0
2. 会費・入金収入	23,228,000	23,228,000	0
3. 事業収入	13,083,000	11,893,000	1,190,000
4. 補助金等収入	110,000	110,000	0
5. 雑収入	2,061,000	1,780,000	281,000
6. 繰入金収入	1,000,000	1,000,000	0
当期収入合計	39,602,000	38,131,000	1,471,000
前期繰越収支差額	47,417,095	33,304,808	14,112,287
収入合計	87,019,095	71,435,808	15,583,287
II. 支出の部			
1. 事業費	20,416,000	17,456,000	2,960,000
2. 国際交流事業費	1,500,000	0	1,500,000
3. 管理費	28,249,000	26,549,000	1,700,000
4. 繰入金支出	1,000,000	0	1,000,000
5. 特定預金支出	5,000,000	4,000,000	1,000,000
当期支出合計	56,165,000	48,005,000	8,160,000
当期収支差額	-16,563,000	-9,874,000	-6,689,000
次期繰越収支差額	30,854,095	23,430,808	7,423,287

2. 一般会計

2.1 収支予算書

平成9年4月1日から平成10年3月31日まで

単位：円

科 目	予 算 額	前年度予算額	増 減	備 考
(収入の部)				
*基本財産運用収入	120,000	120,000	0	
基本財産利息	120,000	120,000	0	
*入金	53,000	50,000	3,000	
正学生会員	40,000	40,000	0	
正学生会員	8,000	7,000	1,000	
正学生会員	5,000	3,000	2,000	
*会費収入	23,175,000	22,865,000	310,000	
正学生会員	9,400,000	9,000,000	400,000	
正学生会員	125,000	75,000	50,000	
正学生会員	13,650,000	13,790,000	-140,000	
*事業収入	11,893,000	12,220,000	-327,000	
(集金事業)	5,095,000	4,940,000	155,000	
定期講演会	900,000	900,000	0	
秋季講演会	1,455,000	1,300,000	155,000	
G Tセミナー	2,200,000	2,200,000	0	
見学会	270,000	270,000	0	
フォーラム	120,000	120,000	0	
シンポジウム	150,000	150,000	0	
(出版事業)	6,798,000	7,280,000	-482,000	
誌広告	3,560,000	3,560,000	0	
25周年誌販売収入	300,000	0	300,000	
25周年誌広告収入	120,000	0	120,000	
名簿販売	1,068,000	1,970,000	-902,000	
*補助金収入	1,750,000	1,750,000	0	
補助金	110,000	110,000	0	
補助金	110,000	110,000	0	
*雑収入	1,780,000	1,780,000	0	
(受取利息)	780,000	780,000	0	
運用財産定額金	600,000	600,000	0	
運用財産普通預金	5,000	5,000	0	
表彰事業基金定期預金	175,000	175,000	0	
(雑収入)	1,000,000	1,000,000	0	
雑収入	1,000,000	1,000,000	0	
*繰入金収入	1,000,000	2,000,000	-1,000,000	
特別会計より繰入金	1,000,000	2,000,000	-1,000,000	
**当期収入合計(A)	39,131,000	39,145,000	-1,014,000	
**前期繰越収支差額	33,304,808	36,182,794	-2,887,986	
**収入合計(B)	71,435,808	75,337,794	-3,901,986	
(支出の部)				
*出版事業費	11,748,000	9,030,000	2,718,000	
(会費)	264,000	130,000	134,000	
編集委員会	132,000	130,000	2,000	
25周年誌委員会	132,000	0	132,000	
(通信運搬費)	960,000	1,140,000	-180,000	
誌	720,000	650,000	70,000	
ニュースレター	140,000	140,000	0	
25周年誌郵送	100,000	0	100,000	
名簿	0	350,000	-350,000	
(印刷製本費)	9,566,000	7,110,000	2,456,000	
誌	5,856,000	5,780,000	76,000	
学会広報資料	180,000	180,000	0	
ニュースレター	150,000	150,000	0	
25周年誌製本	3,380,000	0	3,380,000	
名簿	0	1,000,000	-1,000,000	
(原稿料)	958,000	650,000	308,000	
誌	688,000	630,000	58,000	
ニュースレター	20,000	20,000	0	
25周年誌	250,000	0	250,000	
*集金事業費	5,158,000	4,848,000	310,000	
(会費)	400,000	400,000	0	
企画委員会費	130,000	130,000	0	
学術委員会費	70,000	70,000	0	
地方委員会費	200,000	200,000	0	
(臨時雇賃金)	64,000	64,000	0	
定期講演会	20,000	20,000	0	
秋季講演会	20,000	20,000	0	
G Tセミナー	24,000	24,000	0	
(旅費交通費)	160,000	160,000	0	
G Tセミナー	40,000	40,000	0	
教育シンポジウム	100,000	100,000	0	
特別講演会	20,000	20,000	0	
(通信運搬費)	344,000	344,000	0	
定期講演会	25,000	25,000	0	
秋季講演会	40,000	40,000	0	
G Tセミナー	154,000	154,000	0	
見学会	30,000	30,000	0	
フォーラム	15,000	15,000	0	
シンポジウム	10,000	10,000	0	
教育シンポジウム	50,000	50,000	0	
特別講演会	20,000	20,000	0	
(印刷製本費)	1,420,000	1,320,000	100,000	
定期講演会	410,000	400,000	10,000	
秋季講演会	400,000	400,000	0	
G Tセミナー	220,000	220,000	0	
見学会	60,000	60,000	0	
フォーラム	40,000	40,000	0	
シンポジウム	40,000	40,000	0	
教育シンポジウム	120,000	120,000	0	
特別講演会	40,000	40,000	0	
(賃借料)	620,000	590,000	30,000	
定期講演会	80,000	80,000	0	
秋季講演会	240,000	200,000	40,000	
G Tセミナー	200,000	200,000	0	
シンポジウム	40,000	40,000	0	
教育シンポジウム	20,000	20,000	0	
特別講演会	40,000	40,000	0	
(諸謝金)	605,000	605,000	0	
定期講演会	25,000	25,000	0	
秋季講演会	40,000	40,000	0	
G Tセミナー	270,000	270,000	0	
技術懇談会	90,000	90,000	0	
フォーラム	40,000	40,000	0	
シンポジウム	40,000	40,000	0	
教育シンポジウム	60,000	60,000	0	
特別講演会	40,000	40,000	0	
(雑費)	1,545,000	1,365,000	180,000	
定期講演会	470,000	450,000	20,000	
秋季講演会	760,000	600,000	160,000	
G Tセミナー	100,000	100,000	0	
見学会	50,000	50,000	0	
フォーラム	25,000	25,000	0	
シンポジウム	20,000	20,000	0	
教育シンポジウム	100,000	100,000	0	
特別講演会	20,000	20,000	0	
*調査研究事業費	390,000	650,000	-260,000	
(会費)	80,000	100,000	-20,000	
生産統計委員会	40,000	40,000	0	
技術情報センター委員会	20,000	40,000	-20,000	
調査研究委員会	20,000	20,000	0	
(通信運搬費)	100,000	100,000	0	
生産統計委員会	10,000	10,000	0	
技術情報センター委員会	10,000	10,000	0	
調査研究委員会	80,000	80,000	0	

科 目	予 算 額	前年度予算額	増 減	備 考
(資料費)	170,000	400,000	-230,000	
技術情報センター委員会	170,000	0	170,000	
調査研究委員会	0	400,000	-400,000	
(雑費)	40,000	50,000	-10,000	
生産統計委員会	10,000	10,000	0	
技術情報センター委員会	10,000	20,000	-10,000	
調査研究委員会	20,000	20,000	0	
*表彰事業費	160,000	110,000	50,000	
委員会費	50,000	0	50,000	
通信運搬費	10,000	10,000	0	
雑費	100,000	100,000	0	
*管理費	26,549,000	23,041,000	3,508,000	
給与	11,450,000	10,650,000	800,000	
手当	130,000	120,000	10,000	
事務委託費	1,512,000	1,484,000	28,000	
社会保険料	950,000	950,000	0	
理事報酬	400,000	400,000	0	
評議員報酬	150,000	150,000	0	
総務委員会	250,000	250,000	0	
組織検討委員会	130,000	130,000	0	
会長委員会	30,000	30,000	0	
選挙管理委員会	30,000	40,000	-10,000	
評議員選挙	20,000	30,000	-10,000	
旅費	460,000	420,000	40,000	
交通費	350,000	350,000	0	
什器備品	1,000,000	400,000	600,000	
図書費	5,000	5,000	0	
消耗品	1,400,000	1,400,000	0	
印刷費	250,000	250,000	0	
通信運搬費	600,000	1,100,000	-500,000	
事務所用費	4,000,000	4,000,000	0	
事務合理化	2,500,000	0	2,500,000	
光熱水道費	300,000	250,000	50,000	
諸謝金	45,000	45,000	0	
日内連会費	140,000	140,000	0	
分権分担費	10,000	10,000	0	
日本工学会会費	37,000	37,000	0	
雑費	300,000	300,000	0	
*数金・保証金支出	0	0	0	
数金支出	0	0	0	
*特定預金支出	4,000,000	2,200,000	1,800,000	
退職金給与引当預金支出	2,000,000	800,000	1,200,000	
表彰事業基金積立	500,000	1,000,000	-500,000	
記念事業準備金積立	500,000	0	500,000	
助成事業準備金積立	500,000	0	500,000	
事務所整備準備金	500,000	400,000	100,000	
**当期支出合計(C)	48,005,000	39,879,000	8,126,000	
**当期収支差額(A)-(C)	-9,874,000	-734,000	-9,140,000	
**次期繰越収支差額(B)-(C)	23,430,808	35,458,794	-12,027,986	

3. 特別会計

3.1 収支予算書

平成9年4月1日から平成10年3月31日まで

単位：円

科 目	予 算 額	前年度予算額	増 減	備 考
*会費収入	0	0	0	
特別賛助会費収入	0	0	0	
*出版事業収入	1,180,000	1,080,000	100,000	
プレティン販売収入	300,000	200,000	100,000	
プレティン広告収入	890,000	880,000	10,000	
*雑収入	281,000	281,000	0	
普通預金受取利息	1,000	1,000	0	
定期預金受取利息	140,000	140,000	0	
国際交流基金受取利息	140,000	140,000	0	
*繰入金収入	0	8,800,000	-8,800,000	
国際会議作費受託金	0	0	0	
国際会議返済金	0	0	0	
国際会議入金	0	8,800,000	-8,800,000	
**当期収入合計(A)	1,471,000	10,171,000	-8,700,000	
**前期繰越収支差額	14,112,287	12,345,906	1,766,381	
**収入合計(B)	15,583,287	22,516,906	-6,933,619	
(支出の部)				
*出版事業費	2,960,000	2,780,000	180,000	
プレティン編集委員会費	60,000	60,000	0	
プレティン製作費	2,300,000	2,200,000	100,000	
プレティン発送費	460,000	420,000	40,000	
プレティン原稿料	140,000	100,000	40,000	
*管理費	1,700,000	1,700,000	0	
給与	850,000	850,000	0	
会費	300,000	300,000	0	
印刷費	150,000	150,000	0	
通信	100,000	100,000	0	
雑費	300,000	300,000	0	
*国際会議準備金	1,000,000	0	1,000,000	
国際会議準備金	1,000,000	0	1,000,000	
*国際交流事業費	500,000	500,000	0	
国際交流会議費	100,000	100,000	0	
雑費	400,000	400,000	0	
*特定預金支出	1,000,000	3,000,000	-2,000,000	
25周年記念準備金	0	1,000,000	-1,000,000	
国際交流基金積立	1,000,000	2,000,000	-1,000,000	
*繰入金支出	1,000,000	2,000,000	-1,000,000	
一般会計繰入金	1,000,000	2,000,000	-1,000,000	
**当期支出合計(C)	8,160,000	9,980,000	-1,820,000	
**当期収支差額(A)-(C)	-6,689,000	191,000	-6,880,000	
**次期繰越収支差額(B)-(C)	7,423,287	12,536,906	-5,113,619	

ガスタービンシンポジウム報告記

慶應義塾大学 益田 重明
MASUDA Shigeaki

ガスタービンシンポジウムが平成9年2月26日に東京お茶の水の化学会館において開催された。前年度には国際会議のためシンポジウムはなかったため、今回は2年ぶりの開催となった。テーマは「21世紀に向けてガスタービンに何を期待するか—高効率化を目指して」であった。情報化時代における学会イベントのあり方、GT応用分野の広がりへの対応、会員各層への偏らないサービス、会員層の拡大、テーマの重複など多くの課題を抱え、学会行事の見直し論議が繰り返される中で、今回は特に参加者主体を打ち出したつもりであった。しかし、第25回セミナーから約1ヶ月後の年度末という悪条件のためか、参加者数は予定の半分の25名と、一時は担当

者を慌てさせた。その分だけ内容の濃い活発な意見交換が行われたとはいえ、講演者＝講義をし質問に答える人、参加者＝講義を拝聴し質問をする人といった、講演会一般に見られる構図から抜けきらず、参加者主体とは言えなかったのは残念であった。会場配置、話題提供のあり方、討論会と懇親会を区別しないアメリカスタイルの導入、電子メールやインターネットを活用した資料の事前配布や事前討論など、今後ともいろいろなトライをしてゆく必要があることを痛感した。貴重な時間を割いて話題提供をして頂いた講師の方々にお礼申し上げます。
(企画理事)

GTSJ 第22期委員名簿

総務委員会

伊藤高根(東海大) 江田武司(川崎重工) 酒井俊道(東理大) 湯浅三郎(都立科技大)

企画委員会

熱田正房(日立) 阿部裕幸(機械技研) 植草久雄(荏原) 今村龍三(IHI)
黒川肇(新潟鉄工所) 古賀勉(三菱重工) 杉山勝彦(豊田中研) 中野博文(ヤンマー)
佐々木隆(東芝) 西土井章(三井造船) 橋本良作(航技研)

編集委員会

安部利男(三井造船) 石井潤治(東芝) 遠藤征紀(航技研) 小野里久(IHI)
伊藤和行(日立) 菅進(船研) 北島潤一(川崎重工) 佐々木祥二(トヨタ)
辻田星歩(法政大) 中村良也(IHI) 長谷川好道(ダイハツ) 三明誠司(東京電力)
山本誠(東理大)

学術講演会委員会

川口修(慶大) 荒木達雄(武蔵工大) 井亀優(船研) 壹岐典彦(機械技研)
井上洋(日立) 荻田浩司(三菱自工) 児玉秀和(IHI) 野崎理(航技研)
原田英臣(荏原総研) 前田福夫(東芝) 湯浅三郎(都立科技大)

地方委員会

三宅裕(阪大) 伊藤吉幸(ヤンマー) 大庭康二(日立造船) 木下史郎(神戸製鋼)
城敏彦(大阪ガス) 高木俊幸(三井造船) 竹野忠夫(名大) 佃嘉章(三菱重工)
辻川吉春(大阪府大) 西亮(宮崎大) 橋本正孝(神戸商船大) 長谷川好道(ダイハツ)
速水洋(九大) 星野昭史(川崎重工) 水野孝則(関西電力)

ガスタービンシンポジウム報告記

慶應義塾大学 益田 重明
MASUDA Shigeaki

ガスタービンシンポジウムが平成9年2月26日に東京お茶の水の化学会館において開催された。前年度には国際会議のためシンポジウムはなかったため、今回は2年ぶりの開催となった。テーマは「21世紀に向けてガスタービンに何を期待するか—高効率化を目指して」であった。情報化時代における学会イベントのあり方、GT応用分野の広がりへの対応、会員各層への偏らないサービス、会員層の拡大、テーマの重複など多くの課題を抱え、学会行事の見直し論議が繰り返される中で、今回は特に参加者主体を打ち出したつもりであった。しかし、第25回セミナーから約1ヶ月後の年度末という悪条件のためか、参加者数は予定の半分の25名と、一時は担当

者を慌てさせた。その分だけ内容の濃い活発な意見交換が行われたとはいえ、講演者＝講義をし質問に答える人、参加者＝講義を拝聴し質問をする人といった、講演会一般に見られる構図から抜けきらず、参加者主体とは言えなかったのは残念であった。会場配置、話題提供のあり方、討論会と懇親会を区別しないアメリカスタイルの導入、電子メールやインターネットを活用した資料の事前配布や事前討論など、今後ともいろいろなトライをしてゆく必要があることを痛感した。貴重な時間を割いて話題提供をして頂いた講師の方々にお礼申し上げます。
(企画理事)

GTSJ 第22期委員名簿

総務委員会

伊藤高根(東海大) 江田武司(川崎重工) 酒井俊道(東理大) 湯浅三郎(都立科技大)

企画委員会

熱田正房(日立) 阿部裕幸(機械技研) 植草久雄(荏原) 今村龍三(IHI)
黒川肇(新潟鉄工所) 古賀勉(三菱重工) 杉山勝彦(豊田中研) 中野博文(ヤンマー)
佐々木隆(東芝) 西土井章(三井造船) 橋本良作(航技研)

編集委員会

安部利男(三井造船) 石井潤治(東芝) 遠藤征紀(航技研) 小野里久(IHI)
伊藤和行(日立) 菅進(船研) 北島潤一(川崎重工) 佐々木祥二(トヨタ)
辻田星歩(法政大) 中村良也(IHI) 長谷川好道(ダイハツ) 三明誠司(東京電力)
山本誠(東理大)

学術講演会委員会

川口修(慶大) 荒木達雄(武蔵工大) 井亀優(船研) 壹岐典彦(機械技研)
井上洋(日立) 荻田浩司(三菱自工) 児玉秀和(IHI) 野崎理(航技研)
原田英臣(荏原総研) 前田福夫(東芝) 湯浅三郎(都立科技大)

地方委員会

三宅裕(阪大) 伊藤吉幸(ヤンマー) 大庭康二(日立造船) 木下史郎(神戸製鋼)
城敏彦(大阪ガス) 高木俊幸(三井造船) 竹野忠夫(名大) 佃嘉章(三菱重工)
辻川吉春(大阪府大) 西亮(宮崎大) 橋本正孝(神戸商船大) 長谷川好道(ダイハツ)
速水洋(九大) 星野昭史(川崎重工) 水野孝則(関西電力)

日本ガスタービン学会賞候補募集のお知らせ

応募締切: 平成 9 年 12 月 1 日

日本ガスタービン学会では下記により、2 年毎に学会賞（論文賞、技術賞および奨励賞）の贈呈を行っております。つきましては、今年度下記要領により第 9 回目の学会賞の募集を行うことになりましたのでお知らせ致します。

応募要領

1. 日本ガスタービン学会賞

本会はガスタービンおよび過給機に関連する工学および技術の発展を奨励することを目的として、優れた論文、技術ならびに新進会員個人の業績に対してそれぞれ日本ガスタービン学会論文賞、技術賞、奨励賞を贈り、表彰を行う。

2. 対象となる業績

- (1) 論文賞 日本ガスタービン学会誌に平成 5 年 11 月以降平成 9 年 10 月迄に公表された論文および 1995 年国際ガスタービン会議横浜大会 Proceedings に掲載された論文で、独創性があり工学および技術に寄与したもの。
- (2) 技術賞 ガスタービンおよび過給機に関連し、同上期間に完成した新技術（画期的な新製品の開発、製品の品質または性能の向上あるいは生産性の向上、材料開発、制御計測および保守技術の向上等に寄与したもの）。
- (3) 奨励賞 日本ガスタービン学会誌に平成 5 年 11 月以降平成 9 年 10 月迄に公表された論文および 1995 年国際ガスタービン会議横浜大会 Proceed-

ings に掲載された独創的な論文（いずれも本人が中心的役割を果たしたもの）で萌芽的研究を含む。

3. 受賞者の資格

- (1) 論文賞 受賞者は本会会員（正会員、学生会員）とする。
- (2) 技術賞 受賞者は本会会員（正会員、学生会員、賛助会員）とする。
- (3) 奨励賞 受賞者は本会会員（正会員、学生会員）で、昭和 37 年 4 月 2 日以降生まれの個人とする。ただし論文賞、技術賞あるいは奨励賞をすでに受けた者および今年度の論文賞、技術賞内定者は奨励賞を受けることはできない。

4. 受賞件数 論文賞 2 件、技術賞 2 件、奨励賞 2 名程度とする。

5. 表彰の方法 審査の上、表彰状および賞牌を授与する。

6. 表彰の時期 表彰は、平成 10 年 4 月開催予定の日本ガスタービン学会総会において行う。

7. 応募の方法 公募によるものとし、論文賞、技術賞は推薦または本人よりの申請、奨励賞は推薦による。尚、一度申請して受賞しなかったものでも、再度応募して差し支えない

8. 提出書類 推薦または申請には、本会の所定用紙に必要事項を記載して、1 件につき正 1 通、副 2 通（コピーで可）の計 3 通を提出する。

9. 提出締切日 平成 9 年 12 月 1 日（月） 17 時必着

10. 提出先 〒160 東京都新宿区西新宿 7-5-13
第 3 工新ビル 402
（社）日本ガスタービン学会
学会賞審査委員会宛

本会協賛・共催行事

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
1997 年動力エネルギー国際会議 東京大会	H 9/7/13-17 東京国際フォーラム	石川島播磨重工業(株) エネルギー事業本部技監 石井正則 TEL 03-3244-5109
第 25 回可視情報シンポジウム	H 9/7/17-19 工学院大学講堂	可視化情報学会 事務局 TEL 03-5993-5020
製品開発を革新する数値液体力学 (CFD) の世界 —CFD の活用事例と技術動向—	H 9/7/30-31 大阪科学技術センター	日本機械学会 関西支部 TEL 06-443-2073
エネルギーを有効に使う伝熱、燃焼技術	H 9/10/30-31 神奈川サイエンスパーク	日本機械学会 担当 佐藤秋雄 TEL 03-5380-3500
第 35 回燃焼シンポジウム	H 9/11/20-22 早稲田大学国際会議場	第 35 回燃焼シンポジウム事務局 TEL 03-5481-3334

日本ガスタービン学会賞候補募集のお知らせ

応募締切: 平成 9 年 12 月 1 日

日本ガスタービン学会では下記により、2 年毎に学会賞（論文賞、技術賞および奨励賞）の贈呈を行っております。つきましては、今年度下記要領により第 9 回目の学会賞の募集を行うことになりましたのでお知らせ致します。

応募要領

1. 日本ガスタービン学会賞

本会はガスタービンおよび過給機に関連する工学および技術の発展を奨励することを目的として、優れた論文、技術ならびに新進会員個人の業績に対してそれぞれ日本ガスタービン学会論文賞、技術賞、奨励賞を贈り、表彰を行う。

2. 対象となる業績

- (1) 論文賞 日本ガスタービン学会誌に平成 5 年 11 月以降平成 9 年 10 月迄に公表された論文および 1995 年国際ガスタービン会議横浜大会 Proceedings に掲載された論文で、独創性があり工学および技術に寄与したもの。
- (2) 技術賞 ガスタービンおよび過給機に関連し、同上期間に完成した新技術（画期的な新製品の開発、製品の品質または性能の向上あるいは生産性の向上、材料開発、制御計測および保守技術の向上等に寄与したもの）。
- (3) 奨励賞 日本ガスタービン学会誌に平成 5 年 11 月以降平成 9 年 10 月迄に公表された論文および 1995 年国際ガスタービン会議横浜大会 Proceed-

ings に掲載された独創的な論文（いずれも本人が中心的役割を果たしたもの）で萌芽的研究を含む。

3. 受賞者の資格

- (1) 論文賞 受賞者は本会会員（正会員、学生会員）とする。
- (2) 技術賞 受賞者は本会会員（正会員、学生会員、賛助会員）とする。
- (3) 奨励賞 受賞者は本会会員（正会員、学生会員）で、昭和 37 年 4 月 2 日以降生まれの個人とする。ただし論文賞、技術賞あるいは奨励賞をすでに受けた者および今年度の論文賞、技術賞内定者は奨励賞を受けることはできない。

4. 受賞件数 論文賞 2 件、技術賞 2 件、奨励賞 2 名程度とする。

5. 表彰の方法 審査の上、表彰状および賞牌を授与する。

6. 表彰の時期 表彰は、平成 10 年 4 月開催予定の日本ガスタービン学会総会において行う。

7. 応募の方法 公募によるものとし、論文賞、技術賞は推薦または本人よりの申請、奨励賞は推薦による。尚、一度申請して受賞しなかったものでも、再度応募して差し支えない

8. 提出書類 推薦または申請には、本会の所定用紙に必要事項を記載して、1 件につき正 1 通、副 2 通（コピーで可）の計 3 通を提出する。

9. 提出締切日 平成 9 年 12 月 1 日（月） 17 時必着

10. 提出先 〒160 東京都新宿区西新宿 7-5-13
第 3 工新ビル 402
(株)日本ガスタービン学会
学会賞審査委員会宛

本会協賛・共催行事

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
1997 年動力エネルギー国際会議 東京大会	H 9/7/13-17 東京国際フォーラム	石川島播磨重工業(株) エネルギー事業本部技監 石井正則 TEL 03-3244-5109
第 25 回可視情報シンポジウム	H 9/7/17-19 工学院大学講堂	可視化情報学会 事務局 TEL 03-5993-5020
製品開発を革新する数値液体力学 (CFD) の世界 —CFD の活用事例と技術動向—	H 9/7/30-31 大阪科学技術センター	日本機械学会 関西支部 TEL 06-443-2073
エネルギーを有効に使う伝熱、燃焼技術	H 9/10/30-31 神奈川サイエンスパーク	日本機械学会 担当 佐藤秋雄 TEL 03-5380-3500
第 35 回燃焼シンポジウム	H 9/11/20-22 早稲田大学国際会議場	第 35 回燃焼シンポジウム事務局 TEL 03-5481-3334

▶ 入 会 者 名 簿 ◀

正会員

力石 正文 (日本セラミック協会) 宮坂 明 (東京ガス)
 江里口 隆司 (東京海上保安) 川上 雅由 (新潟鉄工所)
 上村 正平 (新潟鉄工所) 白山 満 (東京電力)
 川久保 知己 (石川島播磨重工業) 田頭 浩一郎 (石川島播磨重工業)
 浜野 展光 (荏原製作所) 森田 聡 (三菱重工業)
 水野 智公 (自衛隊) 古川 博彦 (河川ポンプ協会)
 鈴木 隆夫 (東芝) 橋野 世紀 (防衛庁)
 千年 義一 (東京電力) 佐々木 洋三 (川崎製鉄)

富田 強 (河川ポンプ協会) 筒井 敬之 (防衛大学校)
 守屋 慶一 (三菱重工業) 金子 康智 (三菱重工業)
 松口 淳 (防衛大学校) 関原 傑 (日立製作所)

学生会員

顧 茸菴 (東京大学) 井之上 隆之 (日本大学)
 富田 洋章 (慶応義塾) 青塚 瑞穂 (東京大学)
 錦 慎之助 (産業大学)

賛助会員

セラミックガスタービン技術開発研究会

1997 年度 見学会・懇談会開催のお知らせ

標記見学会・懇談会を下記要領にて開催いたします。

(JR 姫路駅南口よりタクシーが便利)

最新鋭の 1350°C 級ガスタービンを適用したコンパインド発電所の見学会とともにコンパインド発電に関する懇談会を予定しておりますので奮ってご参加ください。

1. 日 時 7 月 10 日(木) 13 時 30 分～16 時

2. 場 所 関西電力(株) 姫路第一発電所

5 号系列 三菱重工 501 F ガスタービン

6 号系列 日立 (GE) F7 FA ガスタービン

兵庫県姫路市飾磨区中島 3058-1

3. 懇談会

ご見学の後活発な懇談を期待します。

4. 参加要領

(1) 参加費 3,000 円 (当日受付にてお支払いください。)

(2) 申込方法

下記申込書に必要事項を記入の上、FAX 又は郵送にて 6 月 19 日(木)までにお申込下さい。

見学会参加申込書

(平成 9 年 7 月 10 日)

(社) 日本ガスタービン学会 行

FAX 03-3365-0387

TEL 03-3365-0095

氏 名			
連絡先			
〒			
TEL		FAX	

▶ 入 会 者 名 簿 ◀

正会員

力石 正文 (日本セラミック協会) 宮坂 明 (東京ガス)
 江里口 隆司 (東京海上保安) 川上 雅由 (新潟鉄工所)
 上村 正平 (新潟鉄工所) 白山 満 (東京電力)
 川久保 知己 (石川島播磨重工業) 田頭 浩一郎 (石川島播磨重工業)
 浜野 展光 (荏原製作所) 森田 聡 (三菱重工業)
 水野 智公 (自衛隊) 古川 博彦 (河川ポンプ協会)
 鈴木 隆夫 (東芝) 橋野 世紀 (防衛庁)
 千年 義一 (東京電力) 佐々木 洋三 (川崎製鉄)

富田 強 (河川ポンプ協会) 筒井 敬之 (防衛大学校)
 守屋 慶一 (三菱重工業) 金子 康智 (三菱重工業)
 松口 淳 (防衛大学校) 関原 傑 (日立製作所)

学生会員

顧 茸 蕾 (東京大学) 井之上 隆之 (日本大学)
 富田 洋章 (慶応義塾) 青塚 瑞穂 (東京大学)
 錦 慎之助 (産業大学)

賛助会員

セラミックガスタービン技術開発研究会

1997 年度 見学会・懇談会開催のお知らせ

標記見学会・懇談会を下記要領にて開催いたします。

最新鋭の 1350°C 級ガスタービンを適用したコンパインド発電所の見学会とともにコンパインド発電に関する懇談会を予定しておりますので奮ってご参加ください。

1. 日 時 7 月 10 日(木) 13 時 30 分～16 時

2. 場 所 関西電力(株) 姫路第一発電所

5 号系列 三菱重工 501 F ガスタービン

6 号系列 日立 (GE) F7 FA ガスタービン

兵庫県姫路市飾磨区中島 3058-1

(JR 姫路駅南口よりタクシーが便利)

3. 懇談会

ご見学の後活発な懇談を期待します。

4. 参加要領

(1) 参加費 3,000 円 (当日受付にてお支払いください。)

(2) 申込方法

下記申込書に必要事項を記入の上、FAX 又は郵送にて 6 月 19 日(木)までにお申込下さい。

見学会参加申込書

(平成 9 年 7 月 10 日)

(社) 日本ガスタービン学会 行

FAX 03-3365-0387

TEL 03-3365-0095

氏 名			
連絡先			
〒			
TEL		FAX	

第3回ガスタービン教育シンポジウム開催のお知らせ

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

一方、ガスタービンはまだまだ発展途上にあると言われており、急激な高効率化・大容量化等多岐にわたる研究・開発分野で若い技術者の活躍が期待される分野です。

そのような状況下で、学生及び若手技術者を対象とした表記シンポジウムの開催を計画しました。会員・非会員を問わず積極的にご参加下さい。

日 時: 平成9年7月22日(火)、23日(水)

場 所: 科学技術庁 航空宇宙技術研究所 管理部講堂
(東京都調布市深大寺東町7-44-1)
(JR 三鷹, 吉祥寺, 京王線調布よりバス)

プログラム:

22日(火) 9:40 受付
10:00-10:10 挨拶と事務連絡
10:10-10:40 「航技研における航空用エンジン関連研究」
佐々木誠(航技研)
10:40-12:20 「ガスタービン概論」
竹矢一雄(元徳島大学)
12:20-13:30 昼食
13:30-16:30 研究施設の見学

17:00-19:00 懇親会

23日(水) 9:30-11:00 「ガスタービンと流体工学」
川池和彦(日立製作所)
11:00-12:30 「ガスタービンと伝熱工学」
吉田豊明(航技研)
12:30-13:30 昼食
13:30-15:00 「ガスタービンと燃焼工学」
前田福夫(東芝)
15:00-16:30 「ガスタービンと材料工学」
新田明人(電力中央研究所)
16:30-16:40 アンケート記入
16:40 閉会

定 員: 60名(定員超過の場合は抽選, 全員にお知らせします。)

対象者: 理工系大学, 大学院, 高等専門学校, 工業高校在籍者, 若手技術者

参加費: シンポジウム 無料(昼食つき)

テキスト代 会員(無料), 非会員(学生: ¥3,000, 社会人: ¥5,500)

懇親会 有料(¥3,000)

申込み: 1) 所属 学校名(専攻, 学年), 会社名(部課名), GTSJ 会員は会員番号

2) 氏名, 3) 連絡先住所 TEL, FAX, 4) 懇親会参加の有無を明記し, 「教育シンポジウム」と題記の上往復はがき又は FAX で学会事務局宛に 6月20日(金)までにお送り下さい。

「ガスタービンの高温化と冷却技術に関する調査研究」成果報告書刊行のお知らせ

1994年から標記の調査研究を行い, その成果報告書を印刷製本の形で刊行いたしました。近年, ガスタービンの高温化による熱効率の向上と比出力の増大は, 航空用, 産業用ともに目覚ましい進展を遂げています。調査研究委員会は, この分野で基礎研究, 研究開発, 運用に携わっているメンバー(委員長 吉田豊明[航技研], 委員18名, 協力者約10名)で構成し, 技術の現状と動向について調査, 討論を行いました。

以下は, その結果をまとめた報告書の概要です。会員の皆さんには是非とも購読いただきますようご案内申し上げます。

主な内容

高温化と冷却技術総論
内部冷却技術

外部熱伝達と遮熱

新冷却システム

周辺技術(設計, 実験, 計測, 検査など)

最先端エンジンの超高温化技術

編集の基本方針

各項を基礎, 現状先端技術, 将来展望で構成

機械/航空系学生にも理解できること

GT関係者のガイドブック的であること

専門家の総括的基礎資料であること

体 裁 A4版, 約250ページ, オフセット印刷

価 格 一部 5,000円(送料込)

刊行時期 1997年3月

申込方法 本誌巻末の申込書により学会事務局までお申し込み下さい。

第3回ガスタービン教育シンポジウム開催のお知らせ

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

一方、ガスタービンはまだまだ発展途上にあると言われており、急激な高効率化・大容量化等多岐にわたる研究・開発分野で若い技術者の活躍が期待される分野です。

そのような状況下で、学生及び若手技術者を対象とした表記シンポジウムの開催を計画しました。会員・非会員を問わず積極的にご参加下さい。

日 時: 平成9年7月22日(火)、23日(水)

場 所: 科学技術庁 航空宇宙技術研究所 管理部講堂
(東京都調布市深大寺東町7-44-1)
(JR 三鷹, 吉祥寺, 京王線調布よりバス)

プログラム:

22日(火) 9:40 受付
10:00-10:10 挨拶と事務連絡
10:10-10:40 「航技研における航空用エンジン関連研究」
佐々木誠(航技研)
10:40-12:20 「ガスタービン概論」
竹矢一雄(元徳島大学)
12:20-13:30 昼食
13:30-16:30 研究施設の見学

17:00-19:00 懇親会

23日(水) 9:30-11:00 「ガスタービンと流体工学」
川池和彦(日立製作所)
11:00-12:30 「ガスタービンと伝熱工学」
吉田豊明(航技研)
12:30-13:30 昼食
13:30-15:00 「ガスタービンと燃焼工学」
前田福夫(東芝)
15:00-16:30 「ガスタービンと材料工学」
新田明人(電力中央研究所)
16:30-16:40 アンケート記入
16:40 閉 会

定 員: 60名(定員超過の場合は抽選, 全員にお知らせします。)

対象者: 理工系大学, 大学院, 高等専門学校, 工業高校在籍者, 若手技術者

参加費: シンポジウム 無料(昼食つき)

テキスト代 会員(無料), 非会員(学生: ¥3,000, 社会人: ¥5,500)

懇親会 有料(¥3,000)

申込み: 1) 所属 学校名(専攻, 学年), 会社名(部課名), GTSJ 会員は会員番号

2) 氏名, 3) 連絡先住所 TEL, FAX, 4) 懇親会参加の有無を明記し, 「教育シンポジウム」と題記の上往復はがき又は FAX で学会事務局宛に 6月20日(金)までにお送り下さい。

「ガスタービンの高温化と冷却技術に関する調査研究」成果報告書刊行のお知らせ

1994年から標記の調査研究を行い, その成果報告書を印刷製本の形で刊行いたしました。近年, ガスタービンの高温化による熱効率の向上と比出力の増大は, 航空用, 産業用ともに目覚ましい進展を遂げています。調査研究委員会は, この分野で基礎研究, 研究開発, 運用に携わっているメンバー(委員長 吉田豊明[航技研], 委員18名, 協力者約10名)で構成し, 技術の現状と動向について調査, 討論を行いました。

以下は, その結果をまとめた報告書の概要です。会員の皆さんには是非とも購読いただきますようご案内申し上げます。

主な内容

高温化と冷却技術総論
内部冷却技術

外部熱伝達と遮熱

新冷却システム

周辺技術(設計, 実験, 計測, 検査など)

最先端エンジンの超高温化技術

編集の基本方針

各項を基礎, 現状先端技術, 将来展望で構成

機械/航空系学生にも理解できること

GT関係者のガイドブック的であること

専門家の総括的基礎資料であること

体 裁 A4版, 約250ページ, オフセット印刷

価 格 一部 5,000円(送料込)

刊行時期 1997年3月

申込方法 本誌巻末の申込書により学会事務局までお申し込み下さい。

(社)日本ガスタービン学会 25 年史刊行のお知らせ

本学会は本年 6 月で創立 25 周年を迎えます。これを記念して「(社)日本ガスタービン学会 25 年史」を刊行することになりました。刊行作業は昨年 9 月より 25 周年記念誌準備委員会を組織して進められ、目下、各項目の担当者が原稿を執筆中です。

この 25 年史は通常の学会史と異なり、学会の過去の記録だけでなく、我が国のガスタービンおよび過給機に関連する技術と産業の発展史に多くのページを割くことになっております。また、21 世紀におけるガスタービンを展望するため、ガスタービン発展の方向性、環境問題への対応策などについての最新の記事と、ユーザに将来のガスタービンに対する期待を述べていただいた記事を掲載します。このほか、本学会の各種行事の際に行った 21 世紀のガスタービンに関するアンケートの結果を掲載します。

最後に、メーカーの若手ないし中堅の設計者・研究者による 21 世紀のガスタービンに関する座談会を実施し掲載いたします。委員一同、本書はガスタービンの過去から未来までを見通すためのユニークな文献になることを確信しております。

本書は部数に限りがありますので、お早めにお申し込みください。

書名、発刊時期、価格などは次に記す通りです。

書 名: (社)日本ガスタービン学会 25 年史

発刊時期: 平成 9 年 11 月

体 裁: A 4 版、約 200 ページ

価 格: 1 部 2,000 円 (送料込)

申込方法: 本誌巻末の申込書により学会事務局までお申込下さい。

内 容:

学会長挨拶

第 1 編: (社)日本ガスタービン学会の沿革

第 1 章: 日本ガスタービン会議設立の経緯

第 2 章: 社団法人日本ガスタービン学会への改組

第 3 章: その後の発展

第 4 章: 国際交流活動の概要

第 5 章: 組織、運営、財務等の変遷

第 6 章: 事業の推移

第 7 章: 年表

第 2 編: ガスタービン・過給機および関連技術の発展

第 1 章: 学会設立前の状況

第 2 章: 各種ガスタービンおよび過給機の技術動向と展望

第 3 章: ガスタービン要素技術の動向と展望

第 4 章: 日本および世界におけるガスタービン利用の推移

第 5 章: [付表] 日本におけるガスタービン開発プロジェクト史など

第 3 編: 21 世紀のガスタービン

第 1 章: ガスタービン発展の方向性—環境問題への積極的対応

第 2 章: ユーザからガスタービンに期待するもの

第 3 章: 21 世紀のガスタービンに関するアンケート

第 4 章: 21 世紀のガスタービンに関する座談会

「水素燃焼ガスタービンにおける水素利用に関連した物性値」調査報告書について

将来の新しいエネルギーシステムとして、水素を利用したクリーンエネルギーシステムが注目されており、そのなかで水素燃焼ガスタービンは、大容量発電用および航空機用としても有望と考えられています。ガスタービンの設計を行うに際しては、燃料および作動流体の物性値を精度良く知ることが必要です。そこで当学会の技術情報センター運営委員会では、この分野に造詣の深い委員を委嘱して委員会を構成し、1995 年から標記の調査をすすめ、このたびその調査報告書を刊行することになりました。報告書の主な内容は、水素ガスタービン設計に必要とされるデータ、水素物性、水素燃焼ガス物性、水素燃焼特性などに関するデータの調査結果、水素ガスタービン設計上の不足データ、水素関連物性値に関する今後の課題などに関してこれまでに発表された主要な資

料、文献についての調査分析結果と考察結果を述べており、あわせて水素利用に関連したトピックスとして、我が国ですすめられている WE-NET 計画などについても説明を加えています。

本報告書は、水素燃焼ガスタービンに関連する分野に携わる各位にとって有益な資料を提供するものと期待しておりますので、会員の皆様にはぜひご購読いただきますようご案内申し上げます。

体 裁: A 4 版、約 70 頁

価 格: 一部 1,500 円 (送料込)

申込方法: 本誌巻末の申込書により学会事務局までお申し込み下さい。

(社)日本ガスタービン学会 25 年史刊行のお知らせ

本学会は本年 6 月で創立 25 周年を迎えます。これを記念して「(社)日本ガスタービン学会 25 年史」を刊行することになりました。刊行作業は昨年 9 月より 25 周年記念誌準備委員会を組織して進められ、目下、各項目の担当者が原稿を執筆中です。

この 25 年史は通常の学会史と異なり、学会の過去の記録だけでなく、我が国のガスタービンおよび過給機に関連する技術と産業の発展史に多くのページを割くことになっております。また、21 世紀におけるガスタービンを展望するため、ガスタービン発展の方向性、環境問題への対応策などについての最新の記事と、ユーザに将来のガスタービンに対する期待を述べていただいた記事を掲載します。このほか、本学会の各種行事の際に行った 21 世紀のガスタービンに関するアンケートの結果を掲載します。

最後に、メーカーの若手ないし中堅の設計者・研究者による 21 世紀のガスタービンに関する座談会を実施し掲載いたします。委員一同、本書はガスタービンの過去から未来までを見通すためのユニークな文献になることを確信しております。

本書は部数に限りがありますので、お早めにお申し込みください。

書名、発刊時期、価格などは次に記す通りです。

書 名: (社)日本ガスタービン学会 25 年史

発刊時期: 平成 9 年 11 月

体 裁: A 4 版、約 200 ページ

価 格: 1 部 2,000 円 (送料込)

申込方法: 本誌巻末の申込書により学会事務局までお申込下さい。

内 容:

学会長挨拶

第 1 編: (社)日本ガスタービン学会の沿革

第 1 章: 日本ガスタービン会議設立の経緯

第 2 章: 社団法人日本ガスタービン学会への改組

第 3 章: その後の発展

第 4 章: 国際交流活動の概要

第 5 章: 組織、運営、財務等の変遷

第 6 章: 事業の推移

第 7 章: 年表

第 2 編: ガスタービン・過給機および関連技術の発展

第 1 章: 学会設立前の状況

第 2 章: 各種ガスタービンおよび過給機の技術動向と展望

第 3 章: ガスタービン要素技術の動向と展望

第 4 章: 日本および世界におけるガスタービン利用の推移

第 5 章: [付表] 日本におけるガスタービン開発プロジェクト史など

第 3 編: 21 世紀のガスタービン

第 1 章: ガスタービン発展の方向性—環境問題への積極的対応

第 2 章: ユーザからガスタービンに期待するもの

第 3 章: 21 世紀のガスタービンに関するアンケート

第 4 章: 21 世紀のガスタービンに関する座談会

「水素燃焼ガスタービンにおける水素利用に関連した物性値」調査報告書について

将来の新しいエネルギーシステムとして、水素を利用したクリーンエネルギーシステムが注目されており、そのなかで水素燃焼ガスタービンは、大容量発電用および航空機用としても有望と考えられています。ガスタービンの設計を行うに際しては、燃料および作動流体の物性値を精度良く知ることが必要です。そこで当学会の技術情報センター運営委員会では、この分野に造詣の深い委員を委嘱して委員会を構成し、1995 年から標記の調査をすすめ、このたびその調査報告書を刊行することになりました。報告書の主な内容は、水素ガスタービン設計に必要とされるデータ、水素物性、水素燃焼ガス物性、水素燃焼特性などに関するデータの調査結果、水素ガスタービン設計上の不足データ、水素関連物性値に関する今後の課題などに関してこれまでに発表された主要な資

料、文献についての調査分析結果と考察結果を述べており、あわせて水素利用に関連したトピックスとして、我が国ですすめられている WE-NET 計画などについても説明を加えています。

本報告書は、水素燃焼ガスタービンに関連する分野に携わる各位にとって有益な資料を提供するものと期待しておりますので、会員の皆様にはぜひご購読いただきますようご案内申し上げます。

体 裁: A 4 版、約 70 頁

価 格: 一部 1,500 円 (送料込)

申込方法: 本誌巻末の申込書により学会事務局までお申し込み下さい。

第12回ガスタービン秋季講演会・見学会(奈良)・講演論文募集のお知らせ

日本ガスタービン学会(幹事団体)と日本機械学会の共催による第12回ガスタービン秋季講演会・見学会を下記のように開催します。講演の申込みをお願い致します。

開催日 1997年(平成9年)10月16日(木)(講演会)
17日(金)(見学会)

開催場所 奈良市, 奈良県立新公会堂

講演会 特別講演, オーガナイズドセッション, 一般講演

日時: 1997年10月16日(木) 9:00~17:30

会場: 奈良県立新公会堂

懇親会

日時: 1997年10月16日(木) 18:30~20:00

会場: 奈良県立新公会堂レセプションホール

見学会 講演会参加登録者に限る。定員は45名程度, 先着順。

日時: 1997年10月17日(金) 9:00~17:00

見学会: 堺市ごみ焼却場コンバインドサイクル(DSS), 橿原考古学研究所 他

参加登録費および見学会参加費

講演会(講演論文集代金を含む)

共催学会正会員 9,000円

同 学生会員 4,000円

会員外 12,000円

見学会 6,000円(含, 入場料, 昼食代)

《講演申込と原稿提出について》

講演申込締切 1997年7月4日(金), 早めにお申し込み下さい。

講演原稿締切 1997年9月2日(金)

ご注意: 申込および原稿の締切日は3月号会告記載日より早くなっています。

募集論文 応募論文内容は最近の研究で未発表のものとします。一部既発表部分を含む場合には未発表部分が主体となるものに限りません。秋季講演会ではスチューデントセッションを予定しません。

(1) 一般講演セッション

ガスタービンおよび過給機ならびにそれらの応用に関する理論や技術を扱ったもの。ガスタービン本体のみならず, 補機・付属品, ガスタービンを含むシステムおよびユーザーの使用実績等も歓迎します。

(2) オーガナイズドセッション

講演数の制約により, あるいは講演の内容により, 一般講演への変更をお願いする場合があります。

(a) 燃焼シミュレーションの現状

(b) 航空用推進システムの航空性能試験

講演者の資格 本会会員もしくは日本機械学会会員で, 1人1題目に限りません。

講演申込方法と採否の決定

巻末の申込書に必要事項を記入し, 日本ガスタービン学会事務局に郵送してください。郵便未着(事故)の場合もありますので, 送付されたことを電話・FAX等でご連絡下さい。FAXで申込みを行った場合は, 郵便でも申込書をお送り下さい。

なお, 講演申込後の講演題目, 講演者, 連名者の変更は受け付けません。

講演発表の採否は両学会において決定し, 7月25日頃までに結果をご連絡します。

講演原稿の提出

講演者は講演原稿を講演論文集原稿執筆要領に従って, A4用紙 44字×40行(1ページ)2~6ページで作成し, 所定の講演論文原稿表紙と共に期限までに提出して下さい。提出された原稿はそのままの寸法で印刷し, 学術講演会講演論文集(A4版)を作成します。原稿執筆要領および原稿表紙用紙は採否の連絡に同封してお送りします。

技術論文としての学会誌への投稿

(1) 原稿執筆要領に記載の要件を満たす講演論文は, 著者の希望により, 講演会終了後に技術論文として受理され, 校閲を経て日本ガスタービン学会誌に掲載されます。技術論文投稿を希望される場合は, 講演論文原稿提出時に原稿表紙の所定欄に希望ありと記入し, さらに技術論文原稿表紙, 論文コピー2部, 英文アブストラクトを添付していただきます。詳細は原稿執筆要領をご覧ください。

(2) 講演者が日本機械学会会員であり, 同学会出版物(論文集およびInternational Journal)への投稿を希望される場合は, 日本機械学会の所定の手続きを経て投稿することになります。

《宿泊の予約について》

同時期は奈良は観光シーズンにあたるため混雑が予想されます。宿泊の予約を希望される方は, 「ガスタービン秋季講演会」に参加する旨を告げて, 下記旅行社に直接お申し込み下さい。

(1) 申込受付: 9月15日締切(早めにお申し込み下さい)

(2) 申込先: 近畿日本ツーリスト東京国際旅行支店
杉本氏

〒101 千代田区神田松永町19 高久ビル7F

TEL 03-3253-6131 FAX 03-3255-7128

※コピーをして御使用下さい

(講演申込書)

第 12 回ガスタービン秋季講演会 (奈良) 講演申込み

講演題目:

講演題目: 一般講演・オーガナイズドセッション ()

著 者 氏 名 (講演者に○印)	学 校 ・ 勤 務 先 (略 称)	所 属 学 会 (GTSJ・JSME・他)	会 員 資 格 (正会員・学生会員)

連絡者氏名:

会員番号:

学校・勤務先:

所在地: 〒 _____

TEL ()

FAX ()

講演内容 (100～200 字)

講演申込期限は 1997 年 7 月 4 日(金)です。早めにお申し込み下さい。

講演申込後の講演題目、著者氏名等の変更は受け付けませんのでご注意下さい。

(社)日本ガスタービン学会 行

FAX 03-3365-0387 TEL 03-3365-0095

氏 名			
連絡先			
〒			
TEL		FAX	

※購入希望に○印をおつけ下さい

		単 価	希望部数	計
	会員名簿(1997年版)	¥3,500		
	Bulletin(1997年版)	¥2,000		
	成果報告書	¥5,000		
	調査報告書	¥1,500		
	25年史	¥2,000		
計				

【事務局への連絡事項】

*送金方法 (○印をつけて下さい)

送金予定日 月 日

- 銀行 (第一勧業銀行西新宿支店 普通預金1703707)
- 郵便振替 (00170-9-179578)
- 現金書留

*請求書の発行について

- 要 宛名 ()
- 不要

*領収書の発行について

- 要 宛名 ()
- 不要

編集後記

あわただしく桜の季節も過ぎ、オフィスの私の席から下をみると、木々の緑が日に日に濃くなっています。

6月号編集委員会の第一回がおこなわれたのは、昨年9月でした。主な議論は特集テーマの選定でした。まず第一候補として、「高温・高効率化の歩みと展望」があげられました。ガスタービンの歴史は高温化の歴史でもあるわけで、特集号としてはいささか大きなテーマとも言えます。そこで、6月号としてどのようなアプローチをするかについて、川池委員、石井委員、三明委員からいろいろな意見がだされ、しだいに骨格が決まってきました。

*一つの号で全貌が見えるようにしたい。

*高温・高効率化はいろいろな技術の集成でなりたっている。各分野の専門家から他の分野への要請など聞くのも面白い。

*ユーザーがどういう考えをもっているかも入れてみたい。

このような議論のあと編集委員会の審議を経て、システム・空力・燃焼・冷却・材料・信頼性・ユーザーの各分野から寄稿いただくことになりました。

本号には有賀新会長の挨拶をいただきました。また新しい講義「ガスタービン用耐熱コーティング」が始まり

ます。会員のニーズに沿う講義として期待しています。

日本は世界的にも、大きなガスタービンユーザー国です。発電用では、世界に先駆けて大型ガスタービンを主機とする発電所を建設してきました。そのスピードにはおどろくべきものがあります。また、その間、燃焼温度・効率の高度化も進み、それがまた次々と実際のプラントに適用されてきました。今回の特集号が間近に迫った21世紀を展望するものとして、会員の皆さんに役立つものであることを願っています。 (大田原 康彦)

<表紙写真>

国産1号ガスタービンの内部構造 (タービンと圧縮機)

説明: 昭和22年、鉄道技術研究所において日本のガスタービン研究が再開された。石川島芝浦タービン(株)で戦中に開発が始められたガスタービンが修理完成され、鉄研1号ガスタービンと名付けられ、昭和24年から試運転が始められた。設計出力: 2200 kW, 圧力比: 3.0, タービン入口温度: 650°C であった。

(提供 船舶技術研究所)

だより

♣事務局 ☒ ♣

桜の花もアツという間に終わり、今、まさに目にまぶしい若葉のシーズン。暑くもなく、寒くもなく、一年中で一番良い季節です。といってもこの学会誌が皆様のお手元に届く頃には既に梅雨入り宣言がなされている頃かもしれません。

事務局は、年度末のまさに“忙殺”という言葉がピッタリのあのガタガタ状態からやっと解放されて一息ついている所です。が、のんびりムードもそう長続きせず、見学会、定期講演会が迫って来ていますが…。

さて、一つお詫びがあります。10月に予定されている秋季講演会の懇親会の会場ですが前号で春日大社の景雲殿を予定していると書きました。その後いろいろ折衝していくうちに双方の要望が折りあわず(主に金銭的な面で)とうとう白紙に戻すということになってしまいました。会員の皆様の中には楽しみにしていらした方もいらっしゃると思いますが、そのような経緯で新しい会

場は、論文発表会場と同じ新公会堂のレセプションホールという当学会には少々似つかわしくない(?)華やかなシャンデリアのある会場に決まりました。まあたまには、豪華な雰囲気の中で優雅な気分になるのもよいかもしれません。

会場設定は主催側としては大変苦勞するところですが、99年の国際ガスタービン会議は“神戸”に決まりました。東京方面に片寄りがちだった活動の拠点を関西にも広げようというのが場所選定のポイントの一つと思われますが、とにかく皆さんの気持が「今度は是非、関西で!」と一つになって盛り上がっているのがそれが国際会議を成功に導く大きな力となることと思います。

今年は当学会25周年でなんと1/4世紀経過しました。これを契機にますます発展していったほしいものです。

[A]

編集後記

あわただしく桜の季節も過ぎ、オフィスの私の席から下をみると、木々の緑が日に日に濃くなっています。

6月号編集委員会の第一回がおこなわれたのは、昨年9月でした。主な議論は特集テーマの選定でした。まず第一候補として、「高温・高効率化の歩みと展望」があげられました。ガスタービンの歴史は高温化の歴史でもあるわけで、特集号としてはいささか大きなテーマとも言えます。そこで、6月号としてどのようなアプローチをするかについて、川池委員、石井委員、三明委員からいろいろな意見がだされ、しだいに骨格が決まってきました。

*一つの号で全貌が見えるようにしたい。

*高温・高効率化はいろいろな技術の集成でなりたっている。各分野の専門家から他の分野への要請など聞くのも面白い。

*ユーザーがどういう考えをもっているかも入れてみたい。

このような議論のあと編集委員会の審議を経て、システム・空力・燃焼・冷却・材料・信頼性・ユーザーの各分野から寄稿いただくことになりました。

本号には有賀新会長の挨拶をいただきました。また新しい講義「ガスタービン用耐熱コーティング」が始まり

ます。会員のニーズに沿う講義として期待しています。

日本は世界的にも、大きなガスタービンユーザー国です。発電用では、世界に先駆けて大型ガスタービンを主機とする発電所を建設してきました。そのスピードにはおどろくべきものがあります。また、その間、燃焼温度・効率の高度化も進み、それがまた次々と実際のプラントに適用されてきました。今回の特集号が間近に迫った21世紀を展望するものとして、会員の皆さんに役立つものであることを願っています。 (大田原 康彦)

<表紙写真>

国産1号ガスタービンの内部構造 (タービンと圧縮機)

説明: 昭和22年、鉄道技術研究所において日本のガスタービン研究が再開された。石川島芝浦タービン(株)で戦中に開発が始められたガスタービンが修理完成され、鉄研1号ガスタービンと名付けられ、昭和24年から試運転が始められた。設計出力: 2200 kW, 圧力比: 3.0, タービン入口温度: 650°C であった。

(提供 船舶技術研究所)

だより

♣事務局 ☒ ♣

桜の花もアツという間に終わり、今、まさに目にまぶしい若葉のシーズン。暑くもなく、寒くもなく、一年中で一番良い季節です。といってもこの学会誌が皆様のお手元に届く頃には既に梅雨入り宣言がなされている頃かもしれません。

事務局は、年度末のまさに“忙殺”という言葉がピッタリのあのガタガタ状態からやっと解放されて一息ついている所です。が、のんびりムードもそう長続きせず、見学会、定期講演会が迫って来ていますが…。

さて、一つお詫びがあります。10月に予定されている秋季講演会の懇親会の会場ですが前号で春日大社の景雲殿を予定していると書きました。その後いろいろ折衝していくうちに双方の要望が折りあわず(主に金銭的な面で)とうとう白紙に戻すということになってしまいました。会員の皆様の中には楽しみにしていらした方もいらっしゃると思いますが、そのような経緯で新しい会

場は、論文発表会場と同じ新公会堂のレセプションホールという当学会には少々似つかわしくない(?)華やかなシャンデリアのある会場に決まりました。まあたまには、豪華な雰囲気の中で優雅な気分になるのもよいかもしれません。

会場設定は主催側としては大変苦労するところですが、99年の国際ガスタービン会議は“神戸”に決まりました。東京方面に片寄りがちだった活動の拠点を関西にも広げようというのが場所選定のポイントの一つと思われますが、とにかく皆さんの気持が「今度は是非、関西で!」と一つになって盛り上がっているのがそれが国際会議を成功に導く大きな力となることと思います。

今年は当学会25周年でなんと1/4世紀経過しました。これを契機にますます発展していったほしいものです。

[A]

学会誌編集規定

1996.2.8 改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 投稿原稿 会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
 - B. 依頼原稿 本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。
 - C. 学会原稿 学会の運営・活動に関する記事(報告、会告等)および学会による調査・研究活動の成果等の報告。
2. 依頼原稿および投稿原稿は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説、講義、技術論文、速報(研究速報、技術速報)、寄書(研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介)、随筆、書評、情報欄記事、その他とする。刷り上がりページ数は原則として、1編につき次のページ数以内とする。

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

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。
4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。
5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。
6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。
7. 本学会誌に掲載される記事・論文などの著作権は原則として本学会に帰属する。
8. 著作者本人が自ら書いた記事・論文などの全文または一部を、本学会誌に掲載されたことを明記したうえで、転載、翻訳、翻案などの形で利用する場合、本会では原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製する形で全文を他の著作物に利用する場合、は、文書で本会に許諾を求めなければならない。

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105 東京都港区西新橋 1-17-5
Tel. 03-3508-9061 Fax. 03-3580-9217
ニッセイエブロ(株) 制作部編集室
ガスタービン学会誌担当 越司 昭

技術論文投稿規定

1997.1.28 改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
 - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
 - 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービン及び過給機の技術に関連するものであること。
 - 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、著者が外国人会員であって日本語による論文執筆が困難な場合は英語による投稿を認める。
3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
5. 投稿者は原稿執筆要領に従って執筆し、正原稿1部、副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。
8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7. および8. を適用する。

日本ガスタービン学会誌
Vol. 25 No. 97 1997. 6
発行日 1997年6月10日
発行所 社団法人 日本ガスタービン学会
編集者 山根隆一郎
発行者 有賀一郎
〒160 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
印刷所 ニッセイエブロ(株)
〒105 東京都港区西新橋 2-5-10
Tel. 03-3501-5151 Fax. 03-3501-5717

© 1997, (株)日本ガスタービン学会
複写をされる方に 本誌に掲載された著作物を複写する場合は、次の団体から許諾を受けて下さい。
〒107 東京都港区赤坂 9-6-41 (株)日本工学会内
学協会著作権協議会
Tel. 03-3475-4621 Fax. 03-3403-1738