

ガスタービン人生

青木 千明*¹

AOKI Chiaki

出会い：

私が、ガスタービンに最初に出会ったのは、大学4年の卒業設計であった。その時には、ガスタービンが私の人生でこんなに長い付き合いになるとは、実は考えもしなかった。所が、それ以来47年間、ガスタービンの標準化のお世話をさせて頂いている今の時点まで、途中の数除を除いて、ガスタービンと付き合いこととなり、ガスタービンは私にとって人生ともいえるものになった。

黎明期：

昭和30(1955)年に、タービンの石川島といわれたIHI(当時、石川島重工業)に入社して、5年間は船舶主機関用蒸気タービンの設計に従事したのが、ガスタービンから最も縁遠かった時であった。しかし、あとから考えてみると、この時に覚えた蒸気特性や蒸気タービンの入ったランキンサイクルについての知識が、現在ガスタービンの用途で欠くことができないコンバインドサイクルやコージェネレーションの計画等に非常に役立った。

ガスタービンの実務について昭和35(1960)年代は、戦後の航空機産業がやっと走りだした所であり、まだガスタービンはよちよち歩きの赤ん坊の時代であった。将来きわめて有望という人もいれば、物には絶対ならないという人も多く、肩身の狭い思いをした。しかし、こんな時でも、ファンともいう人達がいて、励ましあいながらガスタービンの開発に情熱を傾けたものである。この時に、陸船用ガスタービンについても後押しをして頂いたのが、航空エンジンの生産を決断した故土光社長であったことが、今でも強く記憶に残っている。

当時は、まだガスタービン技術者の数も少なく、コンピュータなどもなかったので、あらゆるコンポーネントについてやらされ、またやるチャンスを持つことができた。設計部門でも、組立指導から試験運転までタッチし、また高温材料等についてメーカーと直談判をするなど、生産やメーカーのことまで知る機会が多かった。このことは大変ではあったが、考えてみると滅多にできない経験であり、否応なしにガスタービン全体を知ることができた。産業形ガスタービンの開発：

特に、スイスのBBC(Brown Boveri社、当時)と新しい高温ガスタービンの共同開発を行うことになり、昭和39(1964)年の3月から半年程、BBCに長期出張を

した。この時には、まだ海外渡航が自由化されておらず(東京オリンピックのために、その年の半ばに自由化された)、日本からの外貨持出も制限されていたので、勿論何人も出かけることは許されず、唯一人で圧縮機、タービン、燃焼器から制御装置にいたるまで、開発設計に携わった。当時BBCには、1936年にBBCが世界最初の発電用ガスタービンを実用化した時の5人の設計者のうち、4人が社内に健在でおられ、何かとガスタービンに対する開発姿勢や設計の考え方を教えて頂き、私にとってはその後の大きな支えとなった。また、このあとからも、度々スイスには出張して、延べ1年程はいたことになり、スイスは第2の故郷のような感じを持っている。

当時、丁度アメリカのケネディ大統領が月に人を送るという宣言をし、ガスタービンの開発関係者で、ガスタービンの完成実用化と人間の月面到達とどちらが先かという論議をしたことがある。結果として、アメリカの国家戦略による大規模プロジェクトにはかなわなかった。ガスタービンの事業化：

また、その頃何かの席で、将来ガスタービンを事業としてやってみたいと言ったことがあり、周囲の反応は、絶対ありえないというものであった。しかし、時代は変わって、昭和51(1976)年に我が国では多分初めての陸船用ガスタービン事業部がIHIに誕生し、たまたま初代事業部長を命じられた。発足時の事業採算はきわめて厳しいものであったが、まず何よりも目玉になる商品の確立とマーケットの開拓が先決で、それに注力した。

国内では、非常用発電装置の義務付け化による販路拡大をねらい、常用ではGE社がLM5000GGを発表したのを機に、世界最高効率のIM5000ガスタービンを手掛けた。また、当時の有望市場であった中近東や東南アジアなどの開発途上国に、売込みで度々出かけた。余談ながら、このおかげで43か国に足を踏み入れた。

IM5000は、幸い明電舎殿と共同開発を行い、大きく前進できたことは感謝に絶えない。IM5000のプラントが、バングラデシュの発電バージとして、またアメリカやドイツといった先進国に輸出できたことは、感慨深い。

当時は顧客を訪ねると、“What is a gas turbine?”と質問され、蒸気タービンとの違いを、似た名前でもガスタービンはそれ自体が熱機関であり、蒸気タービンは熱機関の一要素であることから説明した。昨今は顧客がガスタービンをよく勉強されており、隔世の感がする。

このようなガスタービンも、最近ではマーケットも広が

原稿受付 2000年9月25日

*1 日本内燃機関連合会

〒105-0004 東京都港区新橋1-11-5 吉野ビル4階

り、多くのタイプが市場に出ている。また、以前には近い将来絶対重要になると発言しても関係者以外からはあまり認められなかったコンバインドサイクルやコージェネレーションが、地球温暖化防止対策の有効手段として世界的に注目され、ガスタービンの重要性が高まっていることは、昔を知る者にとって夢のようである。それだけに、関係する技術者は、身を引締めてその信頼性向上、品質向上などに努力することが大切だと痛感する。

航空エンジン時代：

航空エンジン関係には、約10年間にわたって、認定試験、設計、開発計画、技術開発などに携わった。この間に、世界の大型航空エンジンメーカーのビッグ3といわれるGE, Pratt & Whitney, Rolls-Royce各社の技術に触れ、またそれぞれの会社を訪問して技術の特徴や偉大さを知り得たと共に、関係者と深く交流できた。

また、この時代は、品質管理のデミング賞に挑戦するときと重なり、一部門の責任者として努力し、全体で受賞できたことは、大きな喜びであった。このTQC(TQM)の原理・考え方は、あらゆる管理に対する基本になり得るものといえてよく、そのあとでも非常に役に立った。

昭和60(1985)年代になって、次世代超音速輸送機の開発のあり方についての論議が通産省を中心に始まり、その開発調査委員会のメンバとなり、幹事役も仰せつかった。調査に併行して、世界の主要な航空機メーカー、エンジンメーカーを訪問し、情報交換やプロジェクト参加への呼掛けなどを行うなど、多忙で有意義な時を過ごした。この調査結果に基づく方向付けで、その後のプロジェクトが進んでいることも、嬉しいことである。

陸・海・空にわたって：

このように振り返ってみると、ガスタービンについて随分と広い範囲にわたって、多くの形式、機種、業務に携わってきたものである。要約すると、次のようになる。

- ・小形ガスタービン（ポンプ用、発電用）
- ・産業形ガスタービン（船舶用、発電用）
- ・航空転用形ガスタービン（船舶用、発電用：コンバインドサイクル、コージェネレーションを含む）
- ・航空用ターボジェット／ターボファンエンジン
- ・航空用ターボシャフト／ターボプロップエンジン
- ・次世代超音速輸送機の開発調査
- ・燃料電池とガスタービンの組合せサイクル調査
- ・ガスタービンの標準化

考えてみると、産業形及び航空転用形の両方、そして陸上用、船舶用、航空用の陸・海・空にわたるガスタービンに携わったわけで、きわめて貴重な経験であった。

開発四方山話し：

慶應義塾大学理工学部の機械工学系大学院で、非常勤講師として“ガスタービン特論”の講義を4年間行う機会を頂いた。現役時代の経験を集大成してその知識を若い学生（院生）に少しでも伝え残すことができればと、お引受けした。特に、設計開発段階での考え方や考慮・

注意すべき点などを中心に、陸・海・空の各用途のガスタービン、並びに圧縮機、タービン、燃焼器、制御装置、材料などについて、さらにエネルギー利用と環境対応などについても、講義を行い、楽しくやらせて頂いた。

毎年の講義の最終回には、まとめとして“ガスタービン開発の苦労四方山話し”を、まさしく自分の各種の経験談、失敗談などを入れて、これからの若い技術者達に役立ってもらえればと講義を行った。ただ、時間不足で、十分には言い足りなかったことが気がかりである。

CIMAC 及び標準化について：

1986年から12年間CIMAC(国際燃焼機関会議)評議員に、また1993年から5年間同副会長に就任した。この間、年2~3回海外の評議員会、役員会及び大会に出た。

現在、内燃機関（往復動内燃機関及びガスタービン）の標準規格（ISO規格及び関連JIS規格）の審議団体である日内連（日本内燃機関連合会）で、ガスタービンに関するISO規格（ISO/TC192専門委員会所管）及び関連JIS規格について、工技院／規格協会の委託を受けて、規格原案の審議のお世話をさせて頂いている。標準規格については、近年の世界貿易協定の動向とからんで、ISOを基本的に世界標準とする動きから、ますますその重要性は高まっている。この仕事をとおして、世代を越えて、各分野、各企業のガスタービン関係技術者・研究者と、交流ができることは、非常に嬉しいことである。若手技術者への期待：

ガスタービンは、いうまでもなく、高速回転機械であり、高温燃焼ガスが流れる機械である。これは、異常が起こった場合に周囲の部品などへの影響が敏感であることであり、技術者にとって最も気を使うべき点である。ガスタービンの初期開発段階では、この点が開発で解決すべき大きな課題であって、この信頼性をいかに向上・維持し、また証明するかに、大きな努力が注がれた。

最近では、設計手法、材料、生産技術などの進歩、コンピュータ技術の発展、マニュアルの整備・向上などにより、また多くの機種での多大な実績に支えられ、開発が容易になってきている。しかし、このことが、上述のような課題に対する開発段階での取り組み・関心を、昔よりも薄めてはいないかと、つまらぬ心配などをしている。

我々にとり夢でもあった、近年のガスタービン時代到来といえる状況の中で、設計、開発、生産、試験運転、サービス、品質管理など、すべての面で関係技術者が、あらためて気を引締め、折角得たその信頼を落とさず、ますます高めていってもらうことを、期待している。

自分の人生そのものであったといえるガスタービンについて、つまらぬ思い出を、思い付くままに述べてみた。まだ言い出せば、もっと数々のことがあるだろうが、いずれも多くの関係者の支援があったためと感謝している。この拙文が、若い人達との交流の一助となり、あとに続く技術者の方々に多少ともお役に立てばと念じている。

熱電可変型ガスタービンコージェネレーションの最新技術

平田 賢*¹
HIRATA Masaru

宇治 茂一*²
UJI Shigekazu

キーワード：ガスタービン，コージェネレーション，熱電可変，マイクロガスタービン，燃料電池，分散型発電，蒸気噴射，エゼクター，再生サイクル，システムエネルギー
Gas Turbine, Cogeneration, Variable Heat/Power Ratio, Micro Gas Turbine, Fuel Cell, Distributed Small Sized Power Generation, Steam Injection, Ejector, Recuperated Cycle, System Energy

1. はじめに

これまでの日本のエネルギー供給構造は，供給義務を負った電気事業者が独占的に発電し，送電・配電を行って電気を消費者に販売してきた。一方，ガス及び石油事業者は，工場のプロセス用の蒸気や，家庭用・業務用の暖房・給湯などのために，都市ガスや石油を販売してきた。この2つのエネルギー供給の流れは“並列”であり，互いに相手の領域は不可侵であった。電気事業者は電気の安定供給が使命であるから，発電だけを目的として燃料を焚き，排熱（温排水）は利用されることなく廃棄されていた。日本の高度経済成長期には，スケールメリットと称して発電所は巨大化の一途をたどり，辺境の地に立地して，消費地である都市まで延々と送電することが定着した。排熱を利用したくても，熱を消費地まで運ぶわけにはいかなかったのである。一方，熱を売ることを業務とするガス及び石油事業者は，電気を作ることは考えずに，FF暖房や石油ファンヒーターを売ってきた。両者は完全に独立で，相手の領域を侵すことは念頭になかったのである。

情報化ならびにアメニティ社会の進展に伴って，電力需要の増大，つまり電力化率（電力をつくるために投入される1次エネルギー量の割合）の増大は避けられない。そうすると，この“並列”のままのエネルギー供給構造では，国全体としてのエネルギー利用効率の悪化は避けられない。省エネルギーは本質的に実現不可能なのである。例えば1975年度の電力化率は27.5%であり，国全体のエネルギー利用効率は37%であった。これが1992年度には電力化率が40%に増大し，国全体のエネルギー利用効率は34%に減少している。この20年ほどの間，

ことさら省エネルギーを怠っていたわけではないだろうが，国全体の効率は3ポイントほど悪化しているのである。これを抜本的に改革するためには，発想を転換して“直列”の構造を取り入れなければならない。

直列型のエネルギー供給構造とは，即ちコージェネレーションである。熱力学の原理に従って高温の熱は熱機関で動力化し，温度を下げたエンジンから排出された熱を風呂や暖房に用いることが，熱エネルギーの合理的な使い方の第1歩である。熱を高温から低温の排熱まで使いきるため，このようなシステムは熱を消費する場所に密着した分散型システムとならざるを得ない。究極的には各家庭に設置されて，風呂や暖房をする“ついで”に電気を出すシステムとなる。即ちマイクロガスタービンの出番である。家庭用のシステムは電気出力が1kWもあれば充分なので，騒音も排気ガスも少ない固体高分子型燃料電池（以下PEFCと略記）の方に分があるかも知れないが，ガスタービンも諦めるのは早いだろう。PEFCは今のところ，せいぜい70℃程度の排熱なので給湯がやっとなのである。

しかし，折角ガスタービンの排気温度が高いといっても排熱が使いきれなければ意味がない。しかし排熱が全て使い切れるような民生用の用途というのも限界があろう。そこで「熱電可変型」のシステムの出番となる。本稿では最近の「熱電可変型ガスタービンコージェネレーション」システムの進歩について展望する。21世紀は分散型エネルギーシステムの時代といわれており，その最右翼であるマイクロガスタービンには未だ適用された実績はないが，早晚実現されるだろう。

2. 熱電可変型ガスタービンの従来技術

ガスタービンで発電機を駆動し，その排熱で蒸気を生成するガスタービンコージェネレーションの分野において，熱（蒸気）需要が大幅に変動する需要家の場合，コージェネレーションにより生成される蒸気が余剰となり，図1に示すように，バイパスダクトから余剰熱を廃棄せざるをえず，コージェネレーション導入のメリットが見

原稿受付 2000年8月31日

- *1 芝浦工業大学 システム工学部 教授（東京大学名誉教授）
日本コージェネレーションセンター 会長
アジアパイプライン研究会 副会長
- *2 石川島播磨重工業(株) ガスタービンプラント事業部
プラント技術部
〒135-8731 東京都江東区豊洲 2-1-1

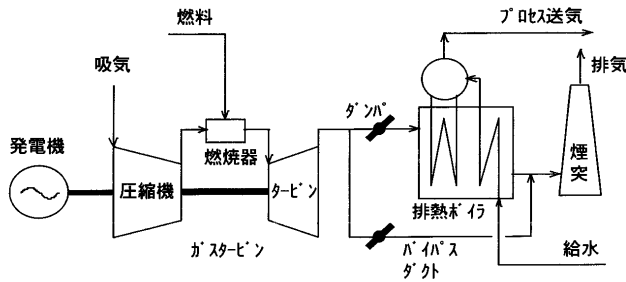


図1 従来型ガスタービンコージェネ

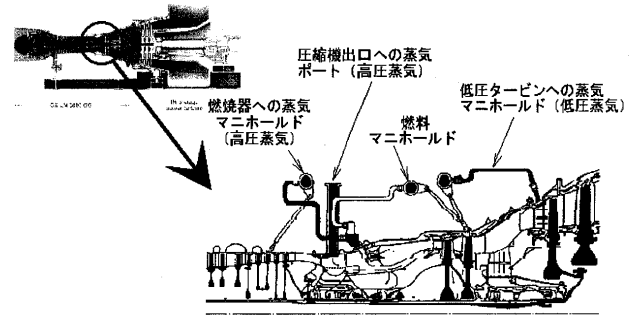


図3 IM 5000 STIG

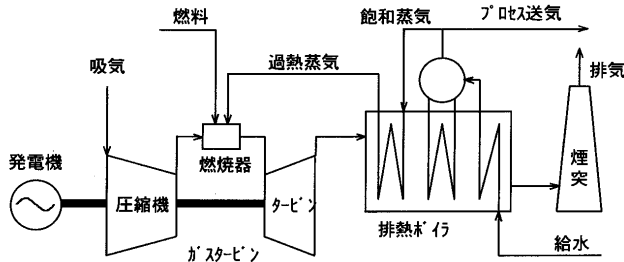


図2 Cheng Cycle

表1 IM 5000 STIG 性能

		蒸気噴射なし	高低圧蒸気噴射
発電端出力	(kW)	32,210	50,300
発電端熱消費率	(kJ/kW-h)	9,965	8,064
高圧蒸気噴射量	(kg/h)	0	34,470
低圧蒸気噴射量	(kg/h)	0	32,660
発電端効率	(%)	36.1	44.7

いだせない状況が1990年代中頃から頻繁に発生しはじめた。このため、蒸気・電気の負荷バランスを可変にできるコージェネレーションシステムが望まれていた。熱電可変型コージェネレーションを可能にするシステムとして最も容易な対応は蒸気噴射ガスタービンを導入することである。蒸気噴射ガスタービンの原理そのものは1970年代にガスタービンの出力向上、熱効率改善を目指して欧米各国で相次いで提案されたもので、1985年頃から実用化が始まり、IPT社 (International Power Technology) が「Cheng Cycle」を、GE社 (General Electric) が「STIG」を商標として製品化を行った。それらのシステムは排熱回収蒸気の一部をガスタービン内に噴射することにより発電量を増加させ、同時に残りの蒸気をプロセスに送気する対応が可能で、噴射蒸気と送気蒸気の配分を可変にすることにより、いわゆる熱電可変型コージェネレーションを可能にした。近年、各種形態の蒸気噴射ガスタービンが相次いで製品化され、これにより、蒸気噴射ガスタービンのコージェネレーションへの適用が増加している。以下に各種蒸気噴射ガスタービンコージェネレーションシステムについて紹介する。

2.1 「Cheng Cycle」及び「STIG」

「Cheng Cycle」は、1970年代に欧米各国で提案されていた蒸気噴射ガスタービン⁽¹⁾⁽²⁾に蒸気/空気比の概念を導入し、最適効率範囲の限定を特許としたもので、蒸気噴射ガスタービンの代名詞とされてきた。国内においては、数社が、IPT社からの「Cheng Cycle」の技術導入により蒸気噴射ガスタービンを製品化し、コージェネレーション市場への対応を行っている。「Cheng Cycle」のシステム図を図2に示す。蒸気噴射ガスタービンにおいては、熱効率向上、及び、噴射蒸気中の液滴の排除を目的として、図2に示す通り、タービン下流に排熱回収過

熱器が設置される。噴射蒸気は過熱器により過熱蒸気とされた後、燃焼器内に噴射される。燃焼器内で更に加熱された噴射蒸気は燃焼ガスと共にタービン内で仕事をし、ガスタービンの出力を増大させる。一方、蒸気需要が増加した場合には、蒸気噴射量を制限し、排熱回収蒸気をプロセス蒸気として供給することにより蒸気噴射ガスタービンを「熱電可変型コージェネレーション」として機能させることができる⁽³⁾。国内では「Cheng Cycle」として1500 kW級、4000 kW級及び6000 kW級のものが各社で実用化されている。

「STIG」は Steam Injected Gas turbine の略で、GE社製蒸気噴射ガスタービンの商標である。GE社では「STIG」用ガスタービンとして数機種開発済であるが、最も実績の多いのは、航空用ターボファンエンジン：CF6-50 (ボーイング747, DC10, A300などに搭載)を産業用に転用したLM5000ガスタービンである。LM5000用として高効率出力タービンを新規に設計、製作したIHI-IM5000 STIGにおいては、排熱回収ボイラは複圧となっており、図3に示すように、高圧蒸気を燃焼器および圧縮機出口 (CDP) に、低圧蒸気をガス発生機の低圧タービン入口に、計3箇所から蒸気噴射する方法を採用している。LM5000ガス発生機は多量の蒸気噴射に対応するため、各蒸気噴射部分にマニホールド類を追加し、ガス通路への噴射孔を設けたほか、空力性能を維持するために、高圧タービン1段ノズル面積を6.5%増加し、かつ1段動翼の取付角度を3度回転させている。以上の対応は最大蒸気噴射時の発電効率を最優先にした対応である。IHI-IM5000 STIGは現在、米国にて4基、国内にて1基が稼働中である⁽⁴⁾。天然ガスを燃料とした場合の性能を表1に示す。

2.2 IHI-FLECS

1995年頃から、従来型ガスタービンコージェネレーション普及のピークが過ぎ、普及に停滞の兆しが出始めていた。その理由の一つに、熱（蒸気）需要が大幅に変動する需要家の場合、ガスタービン排熱の利用が不完全で、十分な総合効率が達成できなかったことがあげられる。このような状況において、前記の「蒸気噴射ガスタービンシステム」に改善を加え、より簡便で、総合効率の高いシステムとして、石川島播磨重工業がIM 400 IHI-FLECS (FLexible Electric Cogeneration System)を開発、実用化した。その結果、同システムがガスタービンコージェネレーション普及活性化のための起爆剤的役割を果たし、停滞していたコージェネレーションの普及が再度増加傾向に転じることとなった⁽⁵⁾。

IM 400 IHI-FLECS (図4)においては、Cheng Cycle等の従来型蒸気噴射ガスタービンと同様、ガスタービンの排熱により生成された蒸気は、プロセス蒸気として必要量送気されると同時に余剰蒸気はガスタービンの燃焼器内に噴射される。

Cheng Cycle, STIGにおいては、噴射蒸気を乾き蒸気とするためガスタービンと排熱回収ボイラの間に蒸気過熱器を設置するのが通例となっているが、IM 400 IHI-FLECSにおいては、図4に示す通り、圧縮機から抽気される高温の圧縮空気の一部を蒸気・空気混合器にて飽和蒸気に混合することにより噴射蒸気に十分な乾き度を持たせている。この方法により、従来型蒸気噴射ガスタービンシステムが排ガダクト中に設けている蒸気過熱器

が不要となり、その分、排熱による蒸気発生量が増加し、総合効率が向上する。又、噴射蒸気の温度が圧縮空気の温度より低い場合、タービン翼の内部冷却として使われる圧縮空気の温度を引き下げることとなり、これがタービン翼冷却効果の向上に寄与するといったメリットもある。

IM 400 IHI-FLECSにおいて、蒸気・空気混合器は高温の圧縮空気を飽和蒸気に混合し、それを過熱蒸気とする機能を持つ。圧縮空気が抽気されるポートと、蒸気と混合後、再度ガスタービン内に戻されるポートは、図5に示す通り非常に近接しており、両ポート近傍のガスタービン内部の静圧はほとんど同レベルである。このため、同圧縮空気がガスタービン外に抽気され、噴射蒸気と混合した後、ガスタービン内に戻されるためには、両ポート間の経路における圧力損失を補償するための昇圧操作がなされなければならない。この昇圧操作及び前記の混合操作のため、蒸気・空気混合器は「エゼクター」の構成を取る。蒸気・空気混合器は、噴射蒸気である飽和蒸気(1.5 MPa, 205℃, 7880 kg/h)を駆動流体とし、圧縮機からの抽気空気(1.2 MPa, 380℃, 4100 kg/h)を被駆動流体とする亜音速エゼクターである。混合器の出口における蒸気と空気の混合ガスの状態は、1.27 MPa, 220℃となる。この混合ガスにおける蒸気分圧は0.96 MPaであり、その飽和温度は180℃となるため、この混合ガスにおける蒸気の過熱度は40℃となる。この過熱度は蒸気噴射用蒸気の過熱度としては十分なものである。

IM 400 IHI-FLECSのシステム性能図を図6に示す。図6の①-②-③-④-⑤-⑥で囲まれた領域では、蒸気需要に応じて必要蒸気量がプロセス側に自動的に送気され、余剰蒸気は自動的にガスタービンに噴射される運転となる(プロセス蒸気優先制御運転)。一方、蒸気需要の少ない状況においては、許容最大量の蒸気をガスタービンに噴射し、燃料消費を抑えるのが最も経済的な運用となる(電力優先制御運転)。この運転モードは図6の①-⑥-⑤-④の線上に沿う運転となる。両運転モードを使い分けることにより、需要側の電力消費量、蒸気消費量の変動に応じた最適の運用が可能となる。

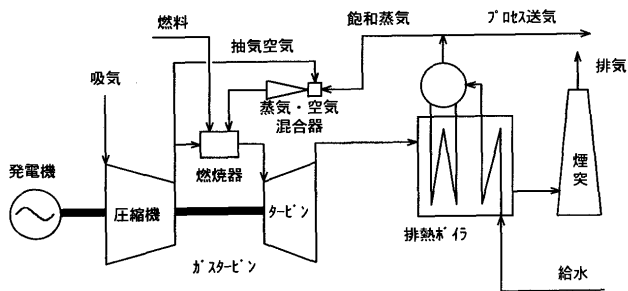


図4 IM 400 IHI-FLECS

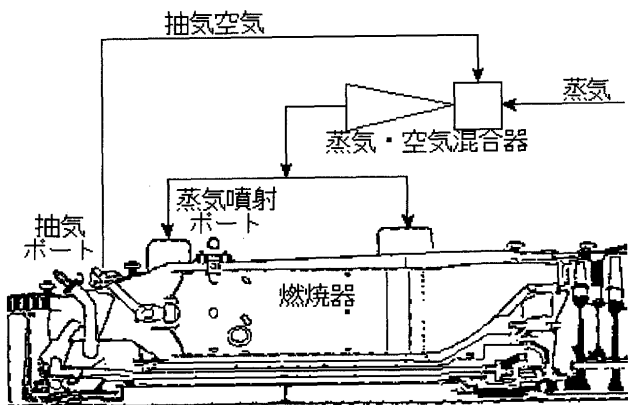


図5 蒸気・空気混合器の機能

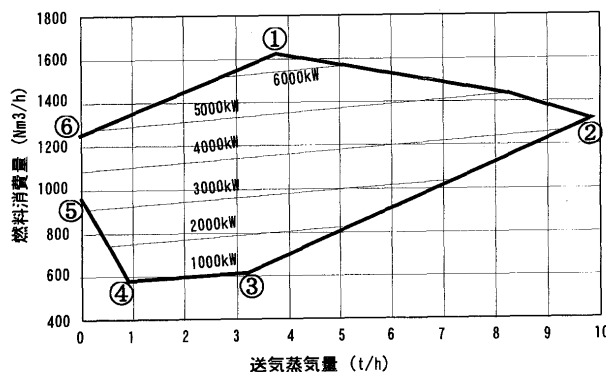


図6 IM 400 IHI-FLECSのシステム性能

2.3 TRI-FLECS

ガスタービンへの蒸気噴射は、コージェネレーションにおける余剰蒸気をガスタービン内に噴射することにより電力として回収し、エネルギーの有効利用を可能とするものである。従って、許容蒸気噴射量が大きいほどシステムとしてのフレキシビリティが大きくなる。この許容量は圧縮機のサージマージンで決まる。通常ガスタービンの場合、吸気空気量比でせいぜい10%程度、許容蒸気噴射量が最も大きいとされるRolls-Royce社501-KH5でも27%程度である。このため、コージェネレーションにおいて、年間を通じて蒸気消費が「ゼロ」となる時期があり得る場合、余剰蒸気の有効活用を別途検討する必要がある。

余剰蒸気の有効活用法として、①蒸気エキスパンダーによる動力回収(図7参照)、②ガスタービンの蒸気噴射量を更に増大させる、等の方法が考えられる。蒸気エキスパンダーによる動力回収については、稼働率の割には設備費の増加が大きくなり、経済的には得策ではない。一方、ガスタービンの蒸気噴射量を増大させるためには、蒸気噴射に伴う圧縮機出口圧力の上昇を防止し、圧縮機のサージマージンを確保する必要がある。その方法として、一般的には以下の対応が考えられる。

- (1) 蒸気噴射量の増加に対応させてタービンのガス流路を大きくする。
- (2) タービン内の等価流量を増加させないため、圧縮機の可変静翼等を操作し、蒸気噴射量の増加に対応させて吸気空気量を減少させる。

(1)の対応の場合、蒸気噴射を実施しない運転において、相対的にタービン流路が大きすぎることになり、圧縮比が上がらず、サイクル効率が低下する。

(2)の対応の場合、タービン内の等価流量は大幅には増加せず、圧縮機仕事の減少分が出力増加となるため、蒸気噴射量の増加の割には出力増加が小さい。又、圧縮機の可変静翼等を操作することに対する種々の配慮が必要となる。

以上の検討の結果から、熱電可変幅の増大を目的として、石川島播磨重工業では、ガスタービンへの蒸気噴射に圧縮機抽気を併用する方法を採用し、電気、蒸気及び圧縮空気を出力するシステムとして、IM 400 TRI-

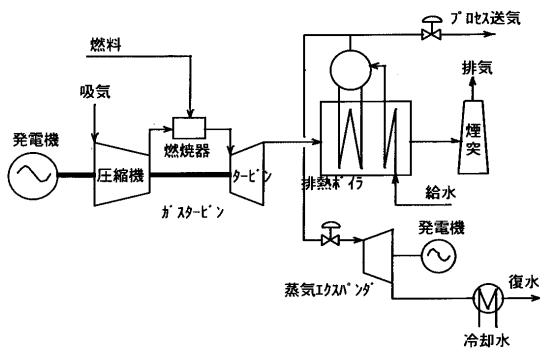


図7 蒸気エキスパンダーによる動力回収

FLECSを実用化した。

IM 400 TRI-FLECSはIM 400 IHI-FLECSをベースとして、圧縮機抽気をプロセス空気として送気できる機能を付加したものである。IM 400 TRI-FLECSのシステムフローを図8に示す。

前記2.2項において述べたIM 400 IHI-FLECSにおいては、サージマージンの制限から噴射蒸気量を9.8 ton/h以下に制限しているが、IM 400 TRI-FLECSにおいては、この制限が外され、プロセスへの蒸気送気を「ゼロ」とすることができる。これは、図8に示す噴射蒸気制御弁と圧縮機抽気制御弁との協調制御により実現されるもので、両制御弁の動作により、圧縮機のサージマージンが常に必要量確保される。抽気された圧縮空気は圧縮機抽気制御弁により計量された後、冷却器、除湿機を経由してプロセス空気ラインに接続される。プロセスへの圧縮空気送気は既設圧縮空気設備における電力消費を節減することとなるため、結果として、コージェネレーションにおける余剰蒸気を電力として回収したことになる。IM 400 IHI-FLECSとIM 400 TRI-FLECSとの性能比較を表2に示す。

3. 部分再生二流体ガスタービン

最近の地球温暖化防止への取り組みや電力自由化をはじめとする規制緩和により、益々コージェネレーションの普及が促進されるものと推定される。但し、電力需要の増大、つまり電力化率の増大も進むことが予想されるため、高い総合効率を主眼とするコージェネレーション

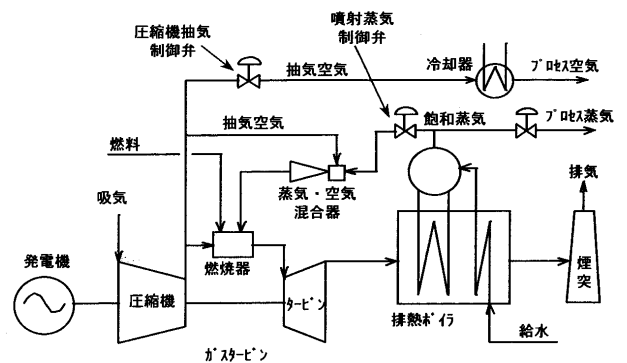


図8 IM 400 TRI-FLECS

表2 IM 400 IHI-FLECSとTRI-FLECSとの性能比較

	IHI-FLECS		TRI-FLECS	
	送出蒸気最大	電力最大	送出蒸気最大	電力最大
発電機端出力	4170 kW	6230 kW	4170 kW	6350 kW
圧縮空気出力 (等価電力)	0 kg/h (0 kW)	0 kg/h (0 kW)	0 kg/h (0 kW)	3000 kg/h (260 kW)
総発電出力	4170 kW	6230 kW	4170 kW	6610 kW
蒸気出力	9350 kg/h	2970 kg/h	9350 kg/h	0 kg/h
発電効率	29.1 %	35.7 %	29.1 %	37.2 %
総合効率	75.1 %	47.6 %	75.1 %	37.2 %

とはいえども高い発電効率も併せて達成できるシステムが要望される傾向にある。これらの要望を実現するため、前述の蒸気噴射ガスタービンを利用する熱電可変型コージェネレーションを更に高効率化する方法が検討されてきた。

蒸気噴射ガスタービンにおける排熱回収過程をエクセルギー的に評価する場合、蒸気による排熱回収は必ずしも最良とは言えない。一方、蒸気による排熱回収よりも望ましい形態として、燃焼器に流入する前の圧縮空気での排熱回収を行う再生サイクルガスタービンが考えられる。再生サイクルガスタービンの場合、排熱回収は気体同士の熱交換となるため、熱交換過程における両流体間の温度差が小さく、エクセルギーロスを小さく抑えることが出来る。又、燃焼器に流入する前の圧縮空気による排熱回収は、排熱回収分がそのまま燃料流量の低減につながるため、ガスタービンサイクル全体におけるエクセルギーロス低減への寄与が大きい。

しかしながら、再生サイクルガスタービンをコージェネレーションとして使用する場合、以下の配慮が必要となる。

- (1) 排熱回収蒸気量は従来型コージェネレーションと同様発生電力により一義的に決定される。このため、熱電可変の運用のためには、蒸気タービン等の増設が必要。
- (2) 燃焼用空気はその全量が再生熱交換器を経由した後燃焼器に入る。このため、負荷遮断が発生した場合急激に燃料を絞っても、燃焼用空気が大きな熱容量を持つ再生熱交換器で加熱され続け、タービンの仕事を急減させることが困難となる。従って、負荷遮断時タービン仕事を急減させ、オーバースピードを防止するためには、図9に示すように、燃焼用空気の一部をバルブ(A)を開けて再生熱交換器の手前でバイパスさせるか、又は、バルブ(B)を開けて燃焼用空気の一部を大気に放出する等の対応が必要となる。しかしながら、それらのダンパーはガスタービンの作動流体そのものを処理することになるため、かなり大容量のものとなり、急速動作を保証するのは非常に困難である。

以上の再生サイクルガスタービンの問題点を解消しつつ、再生サイクルガスタービンの排熱回収方式の優位性

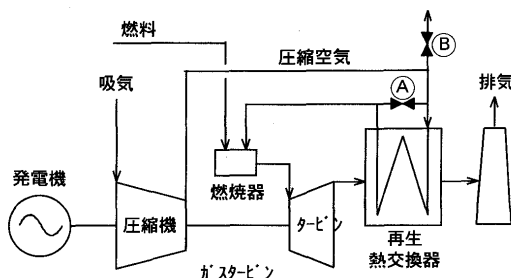


図9 再生サイクルガスタービン

を導入する方法として石川島播磨重工業が「部分再生二流体ガスタービン」(PRDF: Partial Regenerative Dual Fluid gas turbine) を考案した⁽⁶⁾。

部分再生二流体ガスタービンのシステム構成図を図10に示す。圧縮機出口空気は二つの経路に分割され、一方はそのまま燃焼器に入るが、他方は燃焼器に入る前にガスタービンの排熱により予熱される。つまり、部分的な再生操作がなされるシステムとなる。しかしながら、この再生操作は自立的には成立し得ない。つまり、圧縮機出口から排熱回収再生熱交換器を経て燃焼器に至る経路においては当然圧力損失があるため、この圧力損失を補償する何らかの昇圧操作が必要となる。

この昇圧操作を実現する方法として、図11、図12に示す二つの方法が考えられる。図11では、排熱回収により得られる飽和蒸気を駆動流体とするエゼクターを使用するもので、飽和蒸気の圧力エネルギーを運動エネルギーに変換し、その運動量を吸引混合する圧縮機抽気空気に与え、同空気を昇圧するものである。蒸気と圧縮機抽気空気はディフューザーで圧力回復後、再生熱交換器に送られる。図12はターボ機械を使用して図11で実現する機能を更に効率よく実現するための方法であり、より高い吸引比(吸引空気量/駆動蒸気量)を実現することが出来るものである。構成は過給機と同様で、圧縮機とタービンを1軸で結合したもので、排熱回収により得られる飽和蒸気でタービンを駆動し、その発生動力で同軸上の圧縮機を駆動し、ガスタービン圧縮機からの抽気空気を圧縮する。タービンを出た蒸気と圧縮機を出た空気は同一圧力になっており、混合された後再生熱交換器に送られる。図11、図12に示す「昇圧混合器(機)」を出た空気・蒸気混合気はガスタービン排気と熱交換し、予熱された後、燃焼器内に噴射される。この操作により、

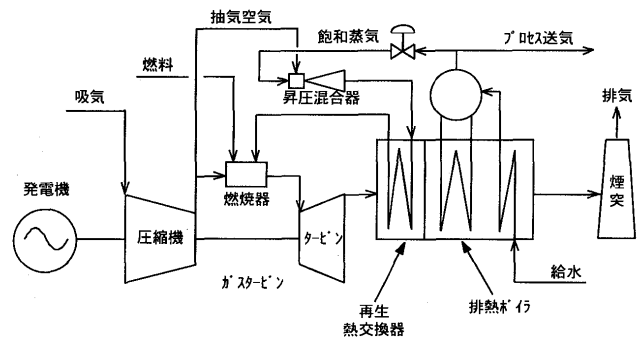


図10 部分再生二流体ガスタービン

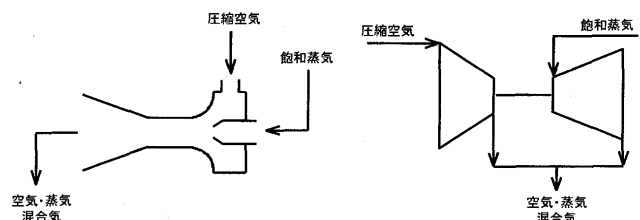


図11 エゼクター式昇圧混合器

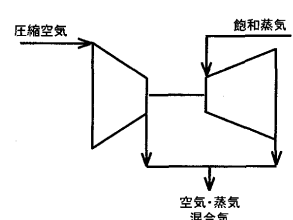


図12 ターボ式昇圧混合機

部分的な再生操作と併せて蒸気噴射操作も実施したことになる。

以上の構成により実現される部分再生二流体ガスタービンは、前記再生サイクルガスタービンを熱電可変型コージェネレーションとして適用する場合の不都合を解消する。つまり、

- (1) 部分再生二流体ガスタービンは蒸気タービン等の機器を増設することなく熱電可変コージェネレーションを実現することができる。これは、電力優先運転時には、再生サイクルガスタービンより高い発電効率が実現できることを意味している。
- (2) 再生サイクルガスタービンにおいて対応が困難となる負荷遮断時の対応が容易となる。つまり、負荷遮断時、昇圧混合器（機）を駆動している蒸気を急速に遮断することにより、圧縮機から出た空気のほとんどは燃焼器へ直接流入することになり、負荷遮断時のオーバースピードを防止するための対応が容易となる。

このように、部分再生操作の導入により、再生サイクルガスタービンが本来持っている発電機駆動への不適合性を解消しつつ、再生操作を蒸気噴射ガスタービンに組み込むことができるようになり、蒸気のみによる排熱回収に比べ、よりエクセルギーロスの少ない排熱回収操作が可能となる。これにより、部分再生二流体ガスタービ

ンは再生サイクルガスタービンのみならず従来型蒸気噴射ガスタービンより高い発電効率を実現する。

コージェネレーション用として一般的な 10,000 kW 以下の小型ガスタービンにおける圧縮機、タービン等の要素効率を想定し、サイクル計算を行った結果を以下に示す。

部分再生二流体ガスタービンと従来型蒸気噴射ガスタービンとの効率比較を図 13 及び図 14 に示す。図 13 はエゼクター式混合器を採用した場合のもの、図 14 はターボ式混合機を採用した場合のものである。両図から、圧力比として 8~12 程度を採用する 10,000 kW 以下の小型ガスタービンにおいては、部分再生二流体ガスタービンが従来型蒸気噴射ガスタービンより高い発電効率を実現することが判る。部分再生二流体ガスタービンと再生サイクルガスタービンとの効率比較は図 15 に示す。再生サイクルガスタービンにおける再生操作はエクセルギーロス低減のための手法としては優れたものであるが、再生量が圧縮機出口温度で制限されるため、再生操作後の約 300℃ の排熱はコージェネレーションとしての熱供給に使用することはできるが、発電への転換ができず、結果として、発電効率は部分再生二流体ガスタービンに及ばない結果となる。一方、部分再生二流体ガスタービンにおいては、この温度領域の排熱はもちろんコージェネレーションとしての熱供給に使用可能であり、熱需要の無い時には蒸気噴射の形で発電に転換することもでき、いわゆる、熱電可変型コージェネレーションを可能とする。

次に、今後のガスタービンの技術開発において、タービン入口の更なる高温化が実現されていくものと思うが、その結果が各種排熱回収手法に与える影響を見ておくことにする。タービン入口温度の上昇に伴う発電効率の上昇率に対して部分再生二流体ガスタービンと従来型蒸気噴射ガスタービンとを比較した結果を図 16 に示す。

同図から、部分再生二流体ガスタービンはタービン入口温度の上昇による発電効率の改善率が従来型蒸気噴射ガスタービンより大きいことがわかる。

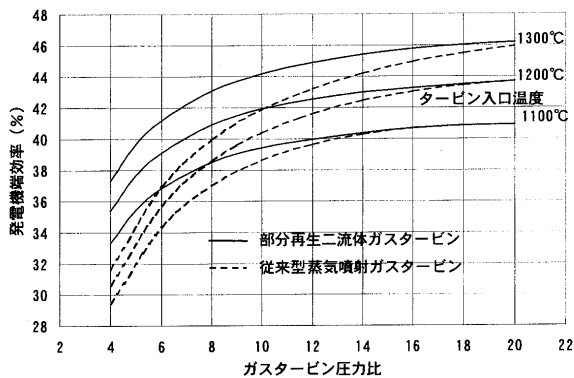


図 13 部分再生二流体ガスタービン（エゼクター式混合器使用）と従来型蒸気噴射ガスタービンとの性能比較

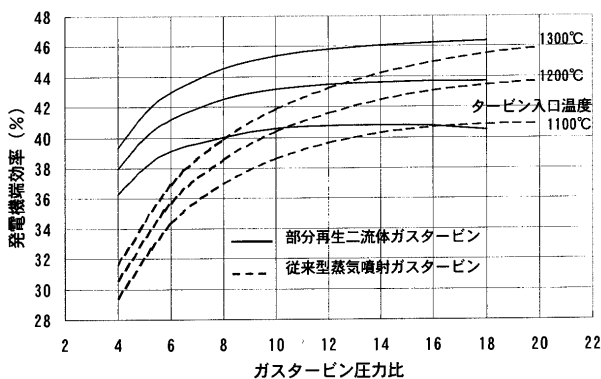


図 14 部分再生二流体ガスタービン（ターボ式混合機使用）と従来型蒸気噴射ガスタービンとの性能比較

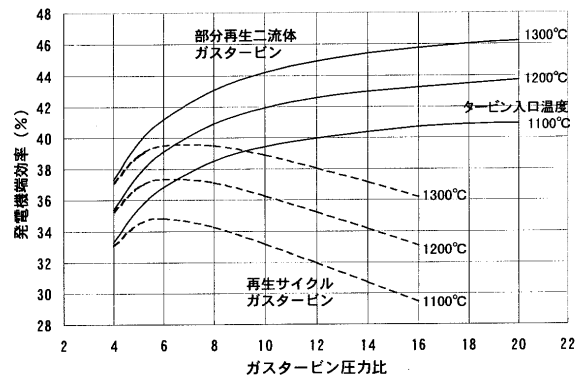


図 15 部分再生二流体ガスタービン（エゼクター式混合器使用）と再生サイクルガスタービンとの性能比較

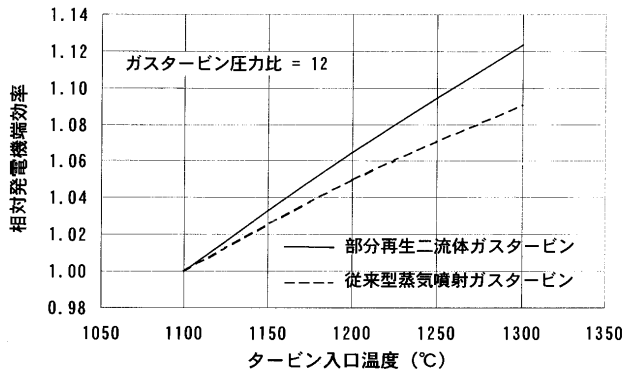


図 16 タービン入口温度と発電端効率との相関

4. 部分再生二流体ガスタービンの実施例

石川島播磨重工業が「部分再生二流体ガスタービン」を RRC 501-KH 5 航空転用型ガスタービンに適用し、熱電可変型ガスタービンコージェネレーションシステム IM 400 IHI-FLECS Type-E を実用化した。同システムを東京都水道局金町浄水場に適用した例を以下に示す。金町浄水場におけるコージェネレーションは、石川島播磨重工業、清水建設、電源開発の 3 社が 1999 年 7 月、東京都水道局から「金町浄水場 PFI モデル事業」として受注したものである。

PFI (Private Finance Initiative) とは、「民間の資金や経営手法を活用して社会資本を整備する仕組みである。金町浄水場の場合、3 社の設立する特別目的事業会社金町浄水場エネルギーサービス(株) (自家発電設備の建設・運営をを実施する会社、1999 年 9 月 3 日設立) が金町浄水場(葛飾区)に、使用電力の半分と発生スラッジ乾燥用の蒸気を販売する事業である。浄水場の敷地の一部(排水処理所屋上)を事業会社が無償借用し、建設、運営など全て事業会社(民間)に任されることになる。電力及び蒸気の供給開始は 2000 年 10 月の予定である。設備外観を図 17 に示す。

本システムは蒸気需要量が最小の状態の高い発電効率を実現し、かつ、熱電可変機能を有するガスタービンコージェネレーションであり、金町浄水場の電力需要、蒸気需要に最もミートするとの評価により採用が決定した。なお、本システムでは、航空転用型ガスタービンの特性を生かして、常時の都市ガス焼き運用に加えて、灯油焼きの非常用発電装置として兼用できる構造になっている。新規に開発された燃料ノズルにより、常時の都市ガス焼き運用時には燃料ガス+蒸気予混合による NOx 低減、非常用としての運用時には灯油+水噴射による NOx 低減を可能にしている。更に、本設備は、2 系列化による信頼性の向上・地震に強い軽量コンパクトな機器・災害時に即応できるシンプルな機器構成などによる災害時の拠点となる施設づくりが目指されている。

9 月初旬に実施されたヒートラン時、電力優先モード

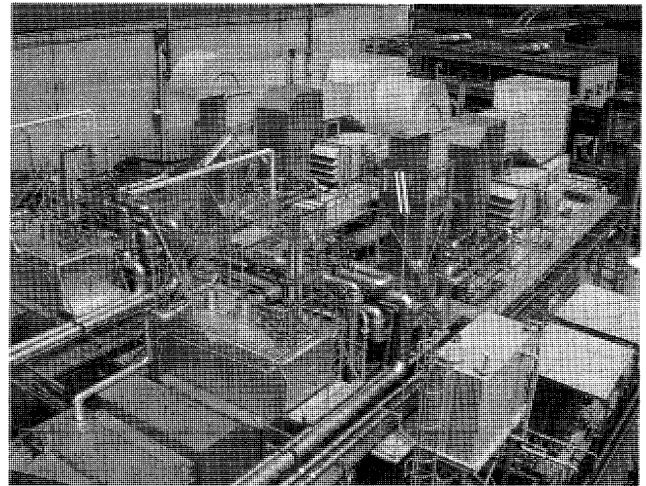


図 17 金町浄水場 IHI-FLECS Type-E 設備外観

にて 40% の発電効率を実現しており、同型式のガスタービンを従来型蒸気噴射ガスタービンとして運用する場合に比べて約 1 ポイント発電効率が向上している。

5. おわりに

以上、「熱電可変型ガスタービンコージェネレーション」システムの進歩について展望した。これらの技術は高温の熱をガスタービンで動力化した後、排熱を需要負荷の状況に応じて、「熱」、「圧縮空気」、「電力」等の形でフレキシブルに供給することを可能にしており、「システムエネルギー」技術の一翼を担うものである。今後、更に省エネルギー、二酸化炭素排出削減が追求される中、「熱電可変型ガスタービンコージェネレーション」システムの果たす役割は重要であり、更なる進歩を期待したい。

参考文献

- (1) W. H. Day and P. H. Kydd, Maximum Steam Injection in Gas Turbine, Joint Power Generation Conference Boston, Mass., September 10-14, 1972
- (2) W. E. Fraize and C. Kinney, Effects of Steam Injection on the Performance of Gas Turbine Power Cycles, Journal of Engineering for Power, Vol. 101 April 1979 p. 217-227
- (3) J. L. Jones, B. R. Flynn and J. R. Strother, Operating Flexibility and Economic Benefits of a Dual-Fluid Cycle 501 KB Gas Turbine Engine in Cogeneration Applications, ASME Paper 82-GT-298
- (4) 北村稔一, 50 MW 蒸気噴射形ガスタービン発電設備の計画と試運転実績, 石川島播磨技報, Vol. 32, No. 1, January 1992
- (5) 三浦千太郎, 小型ガスタービンによる熱電可変および出力可変技術, 省エネルギー, Vol. 49, No. 4, 1997 (臨時増刊)
- (6) S. Uji, Partial Regenerative Steam Injected Gas Turbine, ASME Paper 96-GT-331 Birmingham, UK, 1996

ガスタービン用高効率セラミック熱交換器の開発の現状

熊田 雅弥*¹

KUMADA Masaya

1. まえがき

近年、熱機器の高効率化のために、作動温度は高温化傾向にある。特に、平成11年に終了したナショナルプロジェクトの300kW級のセラミックガスタービン(CGT)開発は、ガスタービンの高効率化(熱効率42%)のために、各要素にセラミックスを使用することによって、TIT 1350°Cを目標に開発され、一定の成果を得ている。また、ニューサンシャイン計画の一環として実施されている「水素利用国際クリーンエネルギーシステム技術(WE-NET)研究開発」の第I期で主要な開発目標とされた水素燃焼ガスタービンでは、最終目標としてTITは、1750°Cを掲げている。前者のCGT 301においてはハイブリッド形セラミック熱交換器がガス入口温度825°Cの条件で開発されている⁽¹⁾。また、同じく終了しているナショナルプロジェクトの自動車用100kWセラミックガスタービンの開発においても、セラミックハニカム製蓄熱コアを使用した回転蓄熱式熱交換器が開発されている。ここでは、ガス入口温度は950°Cが目標に設定されている⁽²⁾。この様な高温化に伴うセラミックスの使用は、耐熱・耐腐食性に優れている点が導入の動機になっているが、高熱効率を追究する上で必然的な結果と言える。一方で、CGT 302に見られるように特殊金属による熱交換器の開発もなされている。しかし、セラミックガスタービンが、何時実用化されるかは、信頼性の向上が条件であり、今しばらくは困難であろうと予想される。同時に、日進月歩の状況にあるセラミックスの開発に期待は大きいですが、金属製熱交換器のような加工性の点では技術的に困難が伴い、コンパクト化が技術課題として残されている。

ガスタービン用熱交換器に要求される現在の課題は、高温化とコンパクト化であるが、空調用熱交換器に比して、高温化がコンパクト化の限界となっている。空調用熱交換器において、省エネルギーの要求から管外側の伝熱促進は近年急速に進展し、加工技術の限界に達し、その要素技術の開発は成熟期にあり、開発速度は現在では鈍化しているのが現状である。画期的な開発は能動的促進として流動層の適用、電場・磁場の適用等が提案されているが、実用化にはさらなる工夫が不可欠になっている。ガスタービン用、空調用熱交換器に限らずコンパクト

ト化は、評価方法によらず何らかの伝熱促進を行えば、コンパクト化が理論的に実現する。したがって、高温化に対応するにはセラミックスの導入は不可避であるが、その信頼性の確立までの過渡期に特殊金属が空白を埋められるかどうかにかかっている。この様な意味でコストを考慮した上で目的によって両者の使い分けが行われ、試行錯誤が続くものと予想される。しかし、昨年より急激に検討が開始されている地域分散型としての発電用マイクロガスタービンにおいては、高効率化と同時に我が国においては、コージェネレーションシステムとしての仕様が不可欠とすれば、益々セラミックス化が重要な課題となる。特に、70kW程度の小型のマイクロガスタービンへのセラミックスの適用は、セラミックスの信頼性に若干の問題を抱える現状では最適な開発ターゲットと言える。

本稿は、この様な現状において、ガスタービン用熱交換器としてのセラミック熱交換器の開発状況を概説し、セラミック熱交換器の性能向上について、平成11年度のNEDOの新規産業創造型提案公募事業に採択された「超高温用セラミック熱交換器の高効率化に関する研究開発」における開発状況と、それに先立って研究室規模で検討した流動層形セラミック熱交換器の結果と問題点について述べる。これらの研究は、日本ガイシ株式会社との共同研究によって進めているものである。

2. 自動車用ガスタービンの熱交換器

最も古くからセラミックスの耐熱性を利用した蓄熱式熱交換器が開発されてきたこともあって、セラミックハニカムコアを用いた回転蓄熱式熱交換器が開発の中心であり、これは小型であり、熱的性能の上からも当然と言える。歴史的には、AGT 100, 101プロジェクトで開発され、図1にそのシステムの概念を示す⁽³⁾。コージェライト製セラミックハニカムが使用され、目標温度効率は約93%である。これに対して日本での開発はナショナルプロジェクトとして平成9年に終了した100kW自動車用セラミックガスタービンにおける回転蓄熱式熱交換器である⁽²⁾⁽⁴⁾。コア材料は、図2に示すコーニング社のLAS材と日本ガイシのMAS材が採用され、目標温度効率は93%である。開発の中心的課題は、シール、特に高温側のインナーシールとコア駆動系である。最終的には性能値と耐久性の目標を達している。これに対して、伝熱式の熱交換器を推奨する結果の報告⁽⁵⁾もある。図3

原稿受付 2000年10月25日

* 1 岐阜大学 工学部 機械システム工学科
〒501-1193 岐阜県岐阜市柳戸1-1

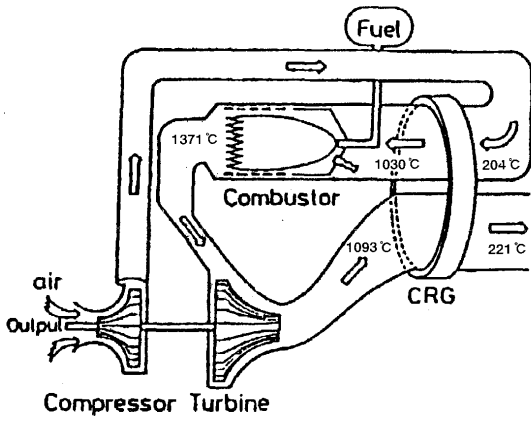


図1 AGT 101の概念図

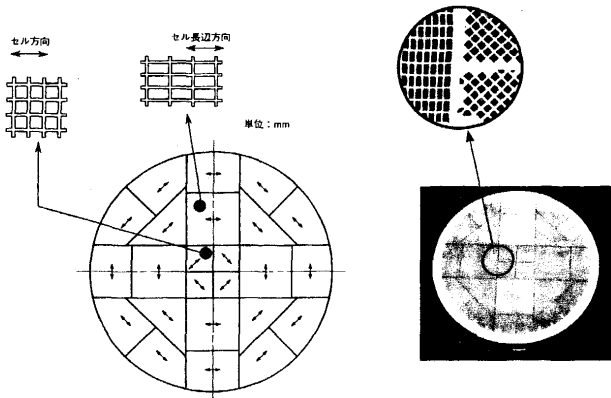
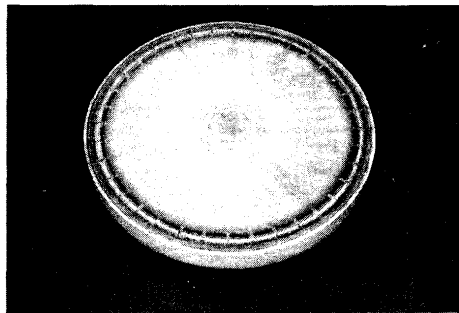


図2 LASコア(上)とMASコア

は、ONERA で開発された対向流円筒型の熱交換器である。金属とセラミックスの両方が試作されている。基本的な論点は、部分負荷での流動では効率の差は小さくなり、漏れの無い伝熱式の方が性能がよくなる。また、漏れが大きければ(実際7%の漏れを想定している)、セラミックスを使用して高温化しても損失が大きい。100 kw のエンジンで、“OVEREXPANSION” のコンセプト(タービンで膨張後、熱交換器で冷却し再圧縮する)を導入することでシステムの改善を提案している。最終的には、押し出し成形のフィン付きセラミック熱交換器は、圧縮比5.5で回転蓄熱式熱交換器と同等の性能を得ている。

3. 300 kW 級ガスタービン用セラミック熱交換器

ナショナルプロジェクト CGT において、2種類の熱

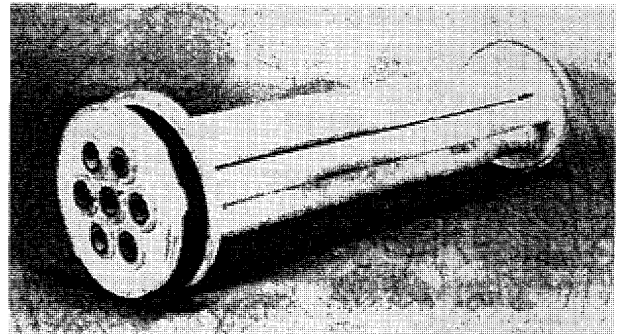


図3 対向流型熱交換器

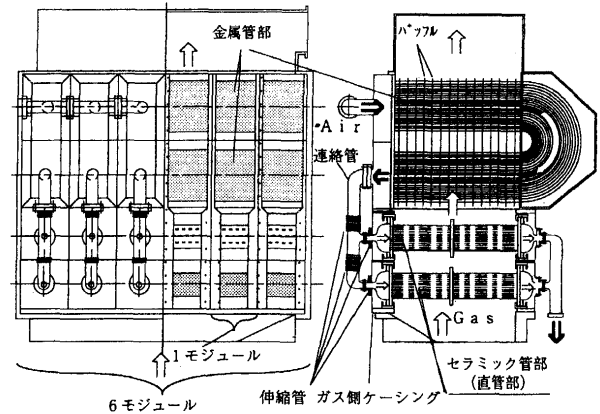


図4 ハイブリッド型セラミック熱交換器

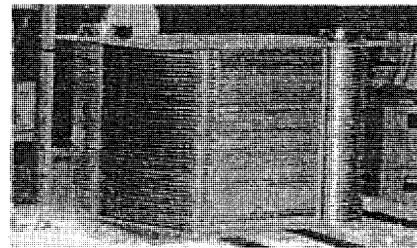


図5 プレートフィン熱交換器

交換器が開発されている。CGT 301 のハイブリッド形セラミック熱交換器(図4)と CGT 302 のプレートフィン式熱交換器(超耐熱合金 HA 230)(図5)である。実際には、開発が中止された CGT 303 において、自動車用と同じセラミックハニカムコアを用いた回転蓄熱式熱交換器があった。プレートフィン式熱交換器に構造的な新しさはないが、ヘインズアロイの難加工性による成形品質とろう付技術による品質課題が残されている。表1に CGT 301 の熱交換器の開発目標と運転条件を示すが、両者の開発目標はほとんど同じである。特に、セラミック熱交換器においては、内部熱伝達率の向上のために放射状の6枚のリブが取付けてある。セラミックの材質は窒化珪素で、日本ガイシ製である。表2に伝熱要素の仕様を示す。最終的に6モジュール並列に配置して使用される。この場合、セラミックス管だけの総本数でも1000本を越え、熱交換器の肥大化は避けられず、コンパクト化の問題が残された課題である。

表1 熱交換器の運転条件と開発目標

開発ステップ (タービン入口温度℃)			中間目標 (1200)	最終目標 (1350)	
目標	温度効率 ϵ (%)		84以上	84.5以上	
	全体圧力損失 $\Delta P/P$ (%)		4.5以下	4.5以下	
運転条件	空気	入口温度	$T_{a,in}$ (℃)	280	281
		入口圧力	$P_{a,in}$ (kPa)	732	740
		入口流量	G_a (kg/s)	0.945	0.889
	ガス	入口温度	$T_{g,in}$ (℃)	696	825
		入口圧力	$P_{g,in}$ (kPa)	107	107
		入口流量	G_g (kg/s)	1.03	0.929

表2 伝熱要素の仕様 (1モジュール)

	セラミック管部	金属管部
伝熱管外径(mm)	8	6
伝熱管内径(mm)	6	5.2
伝熱管本数(1モジュール)	163*2	797
伝熱管有効長さ(mm)	550	590
材質	SN-84	SUS316
管内側形状	直線フィン (放射状配置)	ねじり板 (挿入)
フィン板厚(mm)	0.3	0.2
管配列(管ピッチ/管外径)	正三角形配列(1.33) 金属管部はパッド板付き	

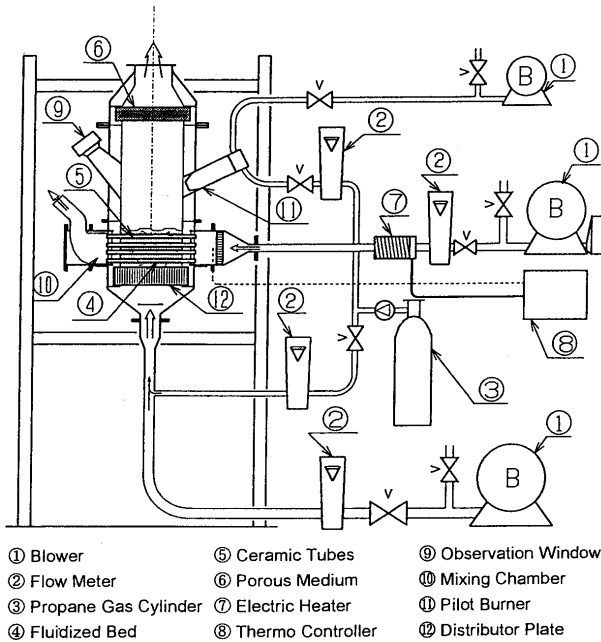


図6 流動層形セラミック熱交換器

4. 流動層形セラミック熱交換器⁶⁾

前述したように、高温化とそれに伴う腐食性に優れたセラミックスを熱交換器材に使用する有効性とその実用化の可能性は、脆性による信頼性と金属との接合部での問題が残ってはいるが、近い将来には十分期待できる。ただ、現状ではセラミックスの難加工性によって熱交換器のコンパクト化はほとんど期待できない。この点を改善するために、流動層を適用することによって、浮遊粒

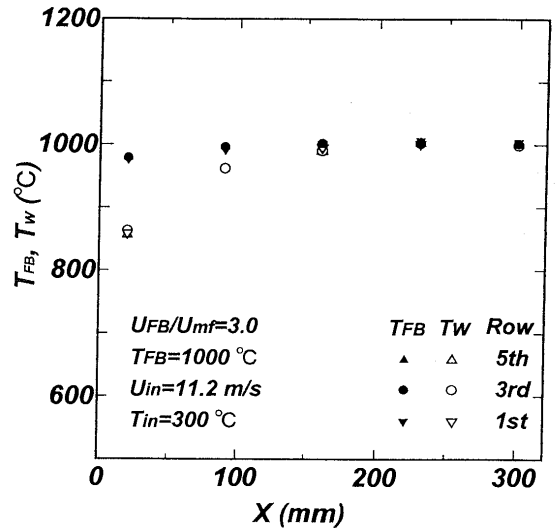


図7 層内・管壁温度分布

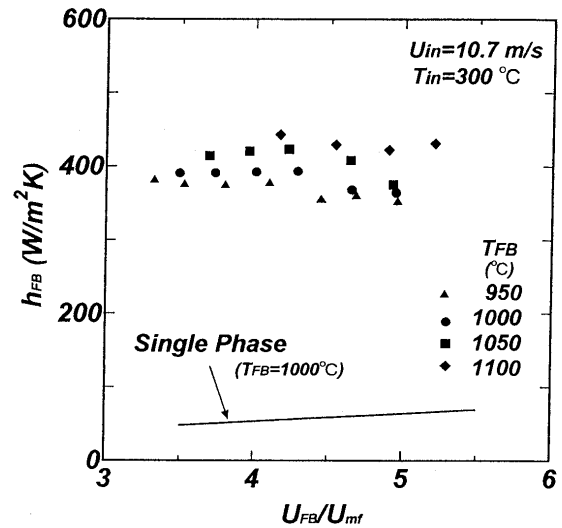


図8 管外平均熱伝達率

子群による攪乱作用による対流伝熱促進と粒子群からの輻射伝熱の促進効果を期待して実験を行った結果について以下に述べる。

図6は、最高温度 1200℃ の流動層内にセラミック伝熱管群を埋没した場合の伝熱特性を明らかにするための装置の概要を示したものである。塔断面は、320×120 mm で、熱交換器は CGT 301 にて使用されたものと同じ形状のセラミック管が管中心間ピッチ 16 mm の千鳥配列で7列5段で構成されている。粒子は、耐熱・耐熱衝撃性を考慮して、直径1ミリアルミナボールを使用した。層内温度は燃焼ガスの当量比により、また冷却空気温度は電気ヒータにより制御した。図7は、層内及び管壁温度の一例である。冷却空気入口近傍で管壁温度は低いが、層内温度は管軸・鉛直方向にはほぼ一定である。管位置による管壁温度の差も小さい。したがって、この様な高温域でも流動層の使用は可能である。図8は、管外平均熱伝達率の一例である。空塔速度の増加と共に管外熱伝達率は僅かに低下する傾向にある。また、層内温度が高い

ほど管外熱伝達率は大きくなる。これは、高温流動層における輻射伝熱効果で、温度範囲が狭く多少バラツキもあるが、層内温度 100℃ の増加に対して約 7% 管外熱伝達率は増加する。また図中比較のために示した流動層を適用しない単相伝熱の場合の管群の管外熱伝達率を Zukauskas の整理式⁽⁷⁾より求めた結果に対して 8 倍近い大幅な促進を示している。

図 9 は、管内ヌセルト数に対する管内レイノルズ数の結果を冷却空気入口温度をパラメータに一例を示したものである。レイノルズ数範囲は違うが、同一形状の管を使用して管壁温度 650℃ 以下で求めた吉村らの結果⁽¹⁾も併せて示す。管内流速の増加に伴い、管内平均熱伝達率は大きくなる傾向にあるが、レイノルズ数に対する依存性は約 1.1 乗と従来の結果より大きい。吉村らの結果とほぼ同じ傾向にある。

図 10 は、温度効率に対する空塔速度の影響を層内温度をパラメータに対して示した一例である。温度効率に対する空塔速度の影響は大きくない。層内温度の影響は、

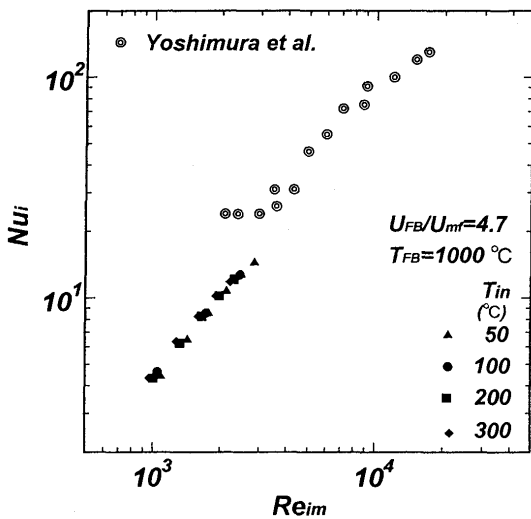


図 9 管内平均熱伝達率

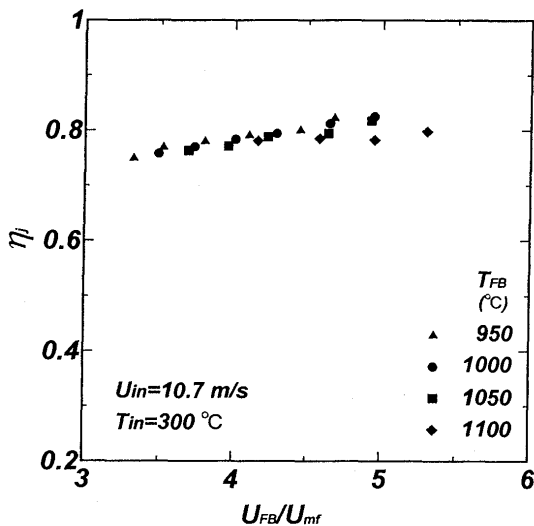


図 10 温度効率 (空塔速度の影響)

熱貫流率が管内側に支配されているため大きく現れていない。基本的には条件によるが、最高で温度効率としては、約 85% 強が期待できる。

5. フィン付セラミック管の開発⁽⁸⁾

前述したように、流動層を適用することによって管外平均熱伝達率は大幅な増加が実現できる。しかし、実機への展開を考えた場合、流動層の適用は熱交換器のハンドリングやメンテナンス上問題が多いので、金属熱交換器同様フィン付管の開発が望まれる。図 11 は、平成 7 年に日本ガイシ(株)によって本研究用に開発されたセラミックフィン付管で、フィン形状、表面加工性状、フィン絞代等について種々試作し、最適フィン効率から決定されたものである。この種のセラミックフィン付管は世界的にも試作された例が無い。ただ試作段階では一体成形されたものではない。管形状は上述の裸管と同一で、フィンピッチ 5 mm、フィン高さ 16.8 mm、フィン厚さ 2 mm である。表面性状は AS-FIRED、絞代は、0.18 mm が最終的に決定された条件である。フィン管と裸管との表面積比は 4 倍で、フィン効率は 0.85 である。図 12 は、層内及び管壁温度の一例である。裸管に比して管壁温度は冷却空気入口部で管外熱伝達率の増加によ

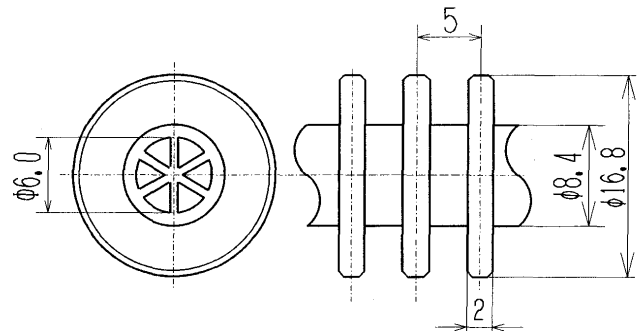


図 11 フィン付セラミック管

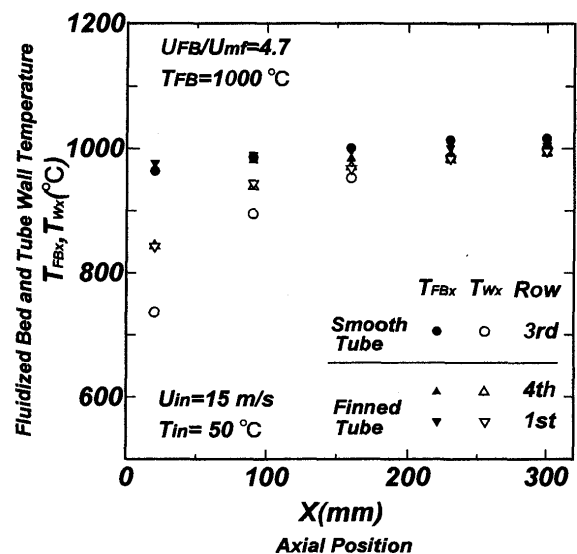


図 12 層内・管壁温度

て高くなっているが、層内温度の均一性は維持されている。

図13は、空塔速度に対する管外平均熱伝達率の結果を層内温度をパラメータに示したもので、裸管に比して約3倍の熱伝達率の促進を得たことになる。フィン効果が若干低下したのは、フィンによって流動粒子の浮遊自由度が抑制されたものである。空塔速度の影響が顕著なものも、フィンによる浮遊粒子密度も低下したことによるものと思われる。浮遊粒子による輻射効果も管壁温度の上昇により相対的にその効果が小さくなったものと考えられる。単相熱伝達に対して、流動層により約1オーダー増加し、更にフィン効果により約4倍増加している。

図14は、管内平均熱伝達率の結果の一例である。上述の管外熱伝達の促進に比例せず、裸管よりも管内熱伝達率は低下している。これは、フィンによって管外熱伝達率が増加し、管壁温度が高くなったため、表3に示すように、物性値変化によって管入口に比して、出口レイ

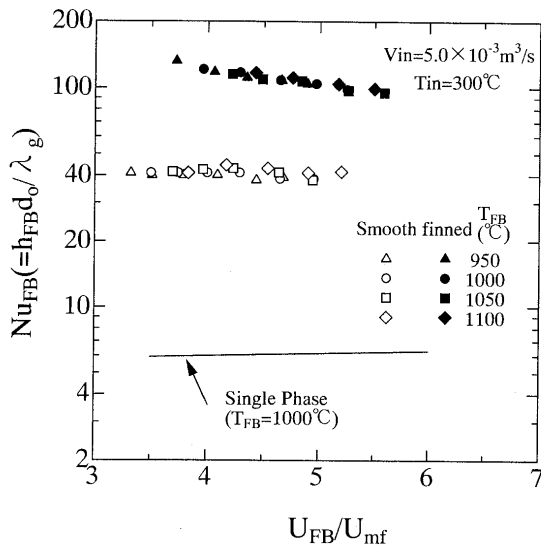


図13 管外平均熱伝達率

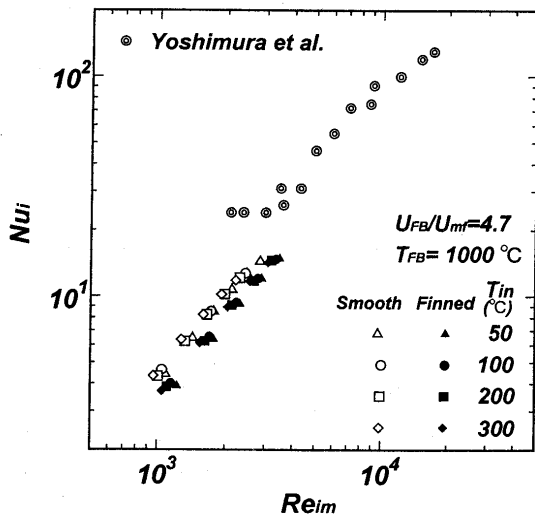


図14 管内平均熱伝達率

ノルズ数が大きく低下することによる再層流化現象によって引き起こされたものである。紙面の関係で詳細は省略するが、管内熱伝達率の促進のために設けられた内部放射状リブによって形状される扇形流路は、円管断面に比して頂点付近の流路の狭さが本来層・乱流共存形の流れとなっていて、高温化によって層流化が促進されたために熱伝達の低下を引き起こしたものである。温度効率に対しても、約5%低下する。この様に、フィン付管による管外熱伝達率の増加は、より冷却空気が高温化し層流化が避けられない問題となるため、内部における放射状リブに代わる新しい伝達促進プロモータの開発が望まれる。

6. 高効率・コンパクト化の可能性

内部リブ形状による再層流化は、結果的には効率の低下を招く。しかし、伝熱管を押し出し成形で製作する上で、内部リブ形状の変更は容易ではない。図15は、セラミックス製ではないが、セラミックスで製作可能な形状を前提に、ステンレス製のねじれテープを挿入し、再層流化の抑制と伝熱促進の観点から内部熱伝達率を測定した。図16に示すように試験したねじりテープの条件は十分でないが、輻射効果による面積とねじれによる攪乱効果によりリブ付管より熱伝達率は若干改善され、然も再層流化は抑制された。ただ問題は、最適ねじれテープ形状がセラミック管として一体焼成が現状でできるかどうかと言う課題が残されるが、可能性は確認された。

一方、フィン形状の観点から検討した結果を図17と図18に示す。これは、平成12年にまえばきで述べた産業創造型提案公募研究において、日本ガイシ(株)によって、現状での製作可能な最適フィン形状として試作された高

表3 管出入口における物性値およびレイノルズ数

	伝熱管入口 (50°C)	伝熱管出口 (1000°C)
密度 (kg/m ³)	1.06	0.268
動粘性係数 (m ² /s)	1.85 × 10 ⁻⁵	1.84 × 10 ⁻⁴
熱伝導率 (W/mK)	2.78 × 10 ⁻²	7.62 × 10 ⁻²
レイノルズ数 d=6.0mm (管内径)	5100	2070
レイノルズ数 d=2.17mm (扇形流路)	1870	760

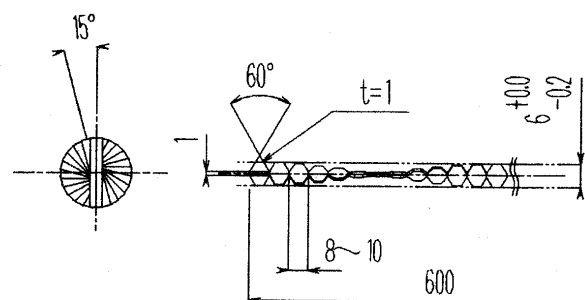


図15 ねじりテープ

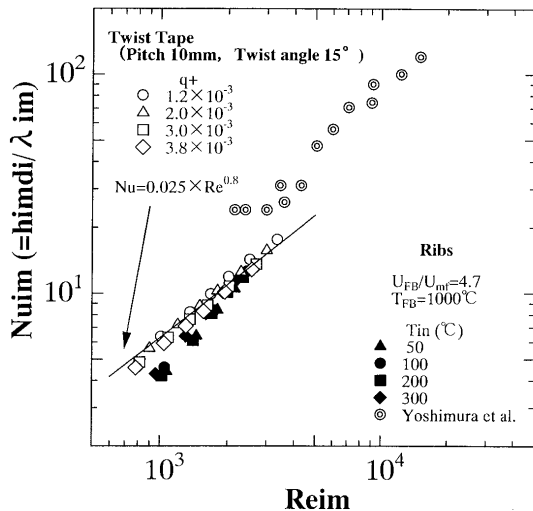


図16 管内平均熱伝達率 (捻りテープ)

性能フィン付セラミック管である。フィン厚さは、0.8 mm とほぼメタルと同程度のオーダーまで薄くなって、然もフィンピッチは1.8 mm である。管全長は、600 mm で、これによってフィン面積も裸管に対して16倍となり、試験結果の詳細な公表は、現在の段階では出来ないが、初期のフィンと同じフィン効率が期待できるとすれば、ハンドリングとメンテナンスの困難な流動層を適用することなく、同程度の伝熱特性を実現させることが可能である。著者の知る限り、この種のフィン付セラミック管および熱交換器が、現段階で製作されたと言う情報は国内外にない。計画の最終年度までには、このセラミック伝熱管の管内外の伝熱特性、高温域（最高温度1400℃）での熱的問題、量産等の製作の問題点と信頼性が明らかにされる予定である。熱交換器としては、600×400 mm² の断面で、管配置は千鳥配列を考えている。

7. まとめ

セラミックスが熱交換器材等に使用されて、まだ10年余であり、その間の進展は遅いとも言えるし、驚くべき状況にあるとも言える。ただ着実に進展していることは事実である。本稿は、平成10年の第26回ガスタービン定期公演会で特別講演としてお話した内容をベースにしているが、ここまでの焼成技術の進展は予想できなかった。著者らは、マイクロガスタービン用の熱交換器の製作と搭載試験を計画しているが、それ以外にも、現在、石炭を利用して高温の清浄な作動ガスを得るためには、石炭をガス化し、その後ガスタービン燃焼器で燃焼させる方法⁽⁹⁾が報告されているが、上述のフィン付セラミック伝熱管を使用した熱交換器が石炭の燃焼ガスを利用したガスタービンコージェネレーションシステムに適用できれば極めて有利な方法と言える。このシステムは基本的には中部電力^(株)によって検討されたものである。ここでは、紙面の都合で割愛したが、セラミック熱交換器の適用の可能性を検討する意味で、サイクルの最適化

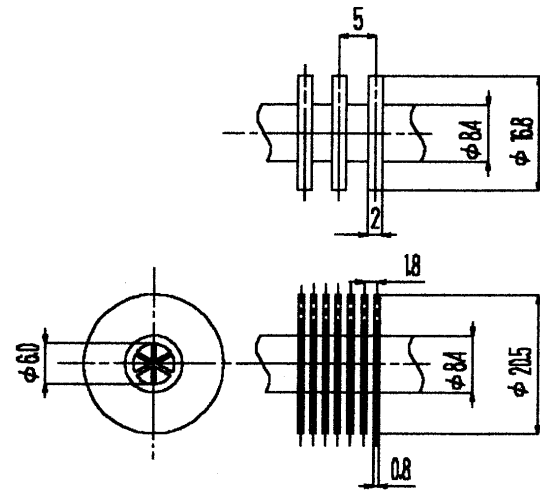


図17 フィン付管

上段試作1 (平成7年)

下段試作2 (平成12年)

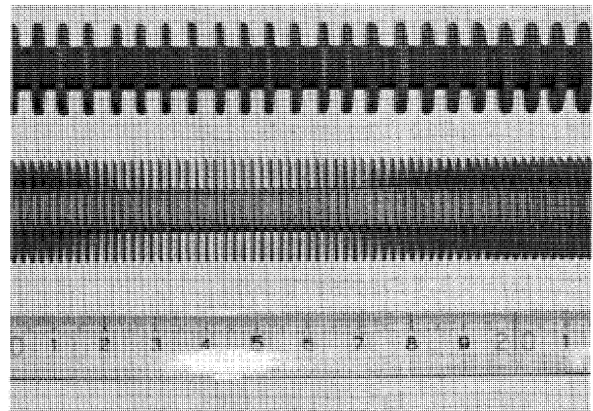


図18 フィン付管

上段試作1 (平成7年)

下段試作2 (平成12年)

は考慮してないが、システム効率として高い値が期待できるので、興味のある方は、文献⁽¹⁰⁾を参照して頂きたい。

参考文献

- (1) 吉村ら, 日本ガスタービン学会誌, 23 誌, 90 号 (1995), 55-60
- (2) 中沢, 日本ガスタービン学会誌, 25 巻, 98 号 (1997), 29-32
- (3) Garrett Co. Ltd., Report 31-6435 (1986)
- (4) I. Sakai, et al., YOKOHAMA-IGTC-40 (1991), II-291-297
- (5) P. Avran & S. Boudigues, YOKOHAMA-IGTC (1991), II-283-290
- (6) 姫路ら, 日本機械学会論文集 B 編, 63-615, (1997) 3700-3705
- (7) A. Zukauskas, Advances in Heat Transfer, Academic Press, (1997) 93
- (8) 姫路ら, 日本機械学会論文集 B 編, 64-619, (1998) 223-228
- (9) A. Robertson & D. Bonk, Trans. ASME, J. Gas Turbine and Power, 116 (1994) 345
- (10) 熊田, 第26回ガスタービン定期公演会講演論文集, (1998), 1

高速回転機械用気体軸受の研究・開発動向

矢部 寛*¹

YABE Hiroshi

キーワード：静圧気体軸受，動圧気体軸受，気体潤滑，高速回転軸，フォイル軸受，ガスタービン軸受

Externally-Pressurized Gas Bearing, Self-Acting Gas Bearing, Gas Lubrication, High-Speed Rotor, Foil Bearing, Gas Turbine Bearing

1. 気体潤滑技術

周知のように，気体潤滑技術は1950年代の後半，米国における宇宙航行機用ジャイロ軸受，英国における原子炉炭酸ガス循環機用軸受の開発が契機となって急速に実用化への道が拓がった。

気体を潤滑剤とすることの利点としては，

1. 低摩擦・高速回転ができる。
2. 広い温度域で運転できる。
3. 高い運動精度が得られる。
4. 油のない清浄な運転ができる。
5. 放射能場での運転ができる。
6. 微小すきまの保持ができる。

などが挙げられる。反面，気体軸受には次のような大きな短所もある。

1. 負荷能力，軸受剛性が小さい。
2. 境界潤滑性能がない。
3. 減衰性能が乏しく，振動を生じやすい。

気体軸受は，これらの短所を十分理解した上で，『やはり気体潤滑でなければならない』という箇所に限って使われているのである。

以下では，比較的高速で回転する機器の軸受として適用されている場合を中心として，気体潤滑技術について紹介する。

気体軸受は，1960年代に，基礎特性の解明と低摩擦・高速回転用軸受としての応用を中心に精力的に研究された。気体軸受がもつ能力・機能の解明，あるいは気体軸受特性の解析方法や設計法の確立などは，この間約10年～15年で大略達成され，その時点で殆ど完成された技術になってしまったと言える。高速軸受としての応用は，それ以降は，各自のノウハウを積み重ねるという方向にあり，論文発表などは少なくなっている。そのような事情と，典型的な例を紹介することを主にしたため，以下の内容はかなり年を経た文献による所が多いものになったことをあらかじめお断りしておきたい。

原稿受付 2000年9月8日

*1 京都大学大学院 工学研究科 精密工学専攻
〒606-8501 京都府京都市左京区吉田本町

2. 気体軸受の形式

油潤滑すべり軸受がそうであるように，気体潤滑の場合も，作動原理から言って，静圧形軸受と動圧形軸受に大別できる。

静圧形軸受 [図1(a)] は，外部の加圧気体源からの気体の圧力によって軸受すきま内の気体膜圧力を得るものである。軸受剛性（軸変位に対する気体膜反力の増加）を得るために，給気ラインに絞りと呼ばれる流体抵抗を設けることが軸受作動原理のポイントとなる。給気絞りとしては，油潤滑静圧軸受の場合と同様のオリフィス絞りの他，ポケットを設けないことによって生じる自成絞りやその他，多孔質絞り，表面絞りなどが用いられる。気体の圧縮性に起因する不安定現象（ニューマティックハンマ）の発生を避けるために，軸受面に圧力気体を保持するためのポケットを設けることができず，これが油潤滑軸受の場合と比較して軸受有効面積が小さくなることの大きな要因となっている。

動圧形軸受 [図1(b)] は，通常の油潤滑すべり軸受の作動原理，すなわち，軸回転による相対すべり運動に伴うくさび膜作用によって軸受すきま内圧力（気体膜力）を得るものである。くさび膜作用によって発生する流体膜圧力は潤滑剤の粘性係数に比例するので，摩擦係数が小さいことと引き替えに，気体潤滑すべり軸受の負荷容量は油潤滑軸受の場合よりきわめて小さくなる。また，発生する潤滑膜圧力の大きさは，気体の圧縮性のため，

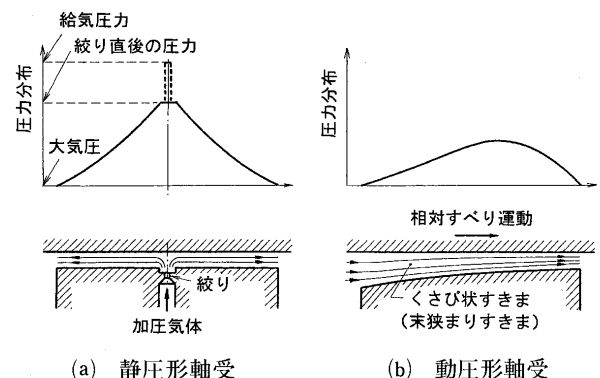


図1 気体軸受の形式

すべり速度に比例せず、軸回転速度の増加とともに頭打ちになり、このことも負荷容量が小さいことの要因になっている。

以降では、静圧形軸受、動圧形軸受の順で紹介するが、両者はその作動原理を全く異にするものであり、したがって、おのずから作動特性や軸受に対する考え方が異なるものであることを念のため注記しておく。

3. 気体軸受における不安定現象

気体軸受において見られる不安定現象としては次の2つが代表的である。

3.1 ニューマティックハンマ不安定現象

ニューマティックハンマは、気体の圧縮性が原因となる不安定現象で、主として静圧気体軸受において見られる。軸受すきま領域に気体の溜まり部（容量）があると、その部分での気体の圧縮性のため、軸変位に対して気体膜反力の発生に遅れが生じ、それがある限界を越えると自励振動に発達する。この現象の基本的な特性の理解には集中定数系としての扱いによる解析^{(1),(2)}が有効である。解析結果によれば、ニューマティックハンマに対して安定な条件は、定性的な言葉による表現で言えば、

$$\frac{\text{スクイズ効果}}{\text{圧縮性の効果}} > \text{単位面積当たりの軸受剛性}$$

とすることになる。これから、

- (i) 油潤滑軸受のように潤滑剤に圧縮性がない場合は軸受は常に安定である。
- (ii) 例えばポケットを大きくするとスクイズ効果は小さくなり、逆に、圧縮性の効果、軸受剛性ともに大きくなるので、系は不安定になる。
- (iii) 同様に、見かけの軸受面積に対する軸受有効面積の値を大きくすること、給気圧力を上げること、なども安定性の低下につながる。

ことが分かる。なお、具体的な数値例については4.1で再記する。

3.2 振れまわり（ホワール）不安定現象

気体ジャーナル軸受で支持したロータを回転させると一般に2種類の振れまわり現象が現れる。1つは軸の釣り合いによる遠心荷重との共振現象 [同期振れまわり: synchronous whirl] で、ロータ質量と軸受気体膜剛性から決まる系の固有振動数の近くで見られる。もう1つは潤滑膜自体に発生する励振力が原因となって生じるものであり、油潤滑軸受における「オイルホワール」「オイルホイップ」と同種の不安定現象 [half-frequency whirl]⁽³⁾であって、振れまわり振動数は1次の固有振動数とはほぼ同じであり、軸回転速度の1/2から数分の1となる。前者は軸の釣り合わせに注意を払えば振幅を抑えることができるが、後者はそのような方法ではおさまらず、また、それ以上回転速度を上げても振れは小さくならない。

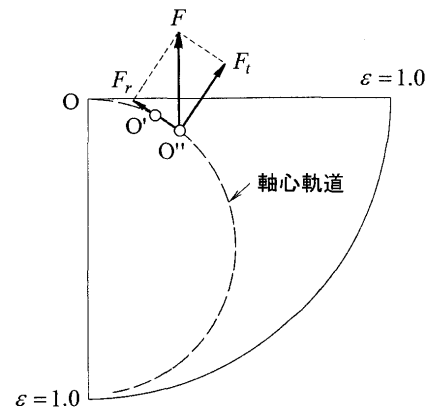


図2 ジャーナル軸受の軸心軌道

後者の不安定現象を引き起こす要因をごく直感的に言うとき次のようになる。

ジャーナル軸受の静的な軸心軌道は模式的に図2のようになる。いま、負荷 F に対して O' の位置で釣り合っている軸が、何らかの原因で、 O'' に変位したとする。このとき軸には、軸を O' に戻そうとする復元力 F_r の他に軸を回転方向と同じ方向に旋回させようとする力 F_t が作用し、軸は O' の周りに旋回運動する。ここでは詳細な説明は省略するが、軸が自転速度の1/2の速度で自転と同じ方向に公転運動している状態ではなくさび膜作用による圧力発生は消滅してしまい、このとき、気体膜反力はゼロになる。したがって、上で発生した旋回運動（軸の固有振動数で旋回する）が自転速度の1/2になったとき、すなわち、軸の自転速度が固有振動数の2倍になったとき、その旋回運動は大きな振れまわり運動に発達する。これがホワール発生機構のごく概略である。

この振れまわり不安定現象（ホワール）は、発生状況に若干の違いはあるが、静圧形・動圧形のいずれであっても、高速軸受で発生する可能性がある。

4. 静圧気体軸受

4.1 静圧気体軸受の基礎特性

前述のように静圧気体軸受は給気ラインに絞りと呼ばれる流体抵抗を設けることによって軸受剛性を得る機構になっている。

いま、典型的な軸受形式として、中央に1個の自成絞り給気孔を有する円板形スラスト軸受を例にとり、給気孔絞りの大きさを表す無次元量である給気定数 Γ

$$\Gamma = \left(24\mu C_D r_s \sqrt{RT} \right) / (h_0^2 p_a)$$

[μ : 粘性係数, C_D : 流量係数, r_s : 給気孔半径, R : 気体定数, T : 温度, h_0 : 軸受すきま, p_a : 周囲圧力] に対する無次元軸受剛性 K , および無次元減衰係数 B

$$K = kh_0 / Ap_a, \quad B = Cv h_0 / Ap_a$$

[k : 有次元軸受剛性, A : 軸受面積, C : 有次元減衰係数, ν : 軸の角振動数] の理論結果を示すと図3のよう

になる。軸受形式が異なっても、絞り形式が異なっても、静圧気体軸受の基礎特性は、定性的には図3のようになる。なお、図中、 p_s は給気圧力、 λ はスクイズ数と呼ばれ、

$$\lambda = (6\mu v / p_a) \cdot (h_0 / r_0)^2$$

[r_0 : 軸受外半径] で定義される。

図3から、軸受剛性を最大にする最適な給気定数(絞りの大きさ)があること、軸受剛性を最大にする給気定数の近傍で減衰係数は極小値をとること、給気圧力が高いほど剛性は大きくなるが減衰係数は減少すること、などが分かる。減衰係数が負になれば、それはニューマティックハンマの発生を意味する。すなわち、図3は3.1で述べたニューマティックハンマ不安定現象に関する知見の定量的な計算結果に他ならない。

静圧気体軸受は、このように、軸受剛性と減衰係数をにらみながら設計されることになる。さらに、高速回転軸受では振れまわりにも注意することが必要であり、種々の安定化対策^{(4)~(6)}が報告されている。

4.2 高速回転系静圧気体軸受の応用例

このような軸受基礎特性の理解の上で実用化されている高速回転系の静圧気体軸受の代表例を紹介する。

図4は歯科医用デンタルハンドピースの例⁽⁷⁾である。軸受部の直径は5mm程度で、無負荷時には500,000rpmの高速に達する。図の設計での要点は軸受ブッシュ

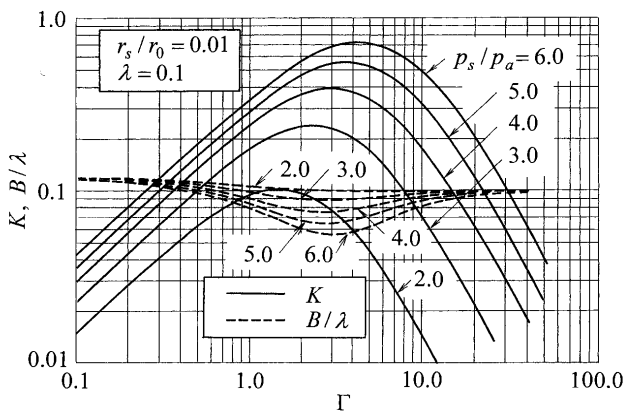


図3 静圧気体軸受の基礎特性

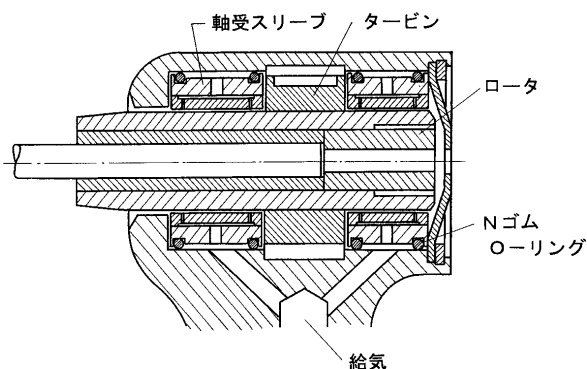


図4 デンタルハンドピースへの応用

を支持するOリングにある。給気をシールするためにさりげなく配置されているが、実は、むしろ主要な目的は軸が高速回転したときの軸受振動に対する安定化要素として機能することにある。

図5はヘリウム液化用膨張タービンの例⁽⁸⁾であって、軸受は液体窒素で冷却した約80Kのヘリウム、すなわちプロセスガスをそのまま用いて静圧軸受として潤滑しているところに特徴がある。容量250ℓ/hr、タービン径50mm、入口圧力0.33MPa、タービン入口温度50.2K、回転数96,660rpmの仕様である。

5. 動圧気体軸受

5.1 動圧気体軸受の形式

ジャーナル気体軸受は比較的小さい偏心率の領域で動作させるが、その場合、軸受形状が真円ならば系は本質的に不安定となる。そのため真円軸受は実機では用いられず、通常、安定な軸受作動を得るような軸受形状・構成とする必要がある。

その1つはスパイラル溝付き軸受⁽⁹⁾ [図6(a)]である。軸あるいは軸受面に多数のスパイラル溝を設け、軸が回転したときのスパイラル溝のポンピング作用によって軸受すきま内圧力発生を得る。負荷能力や安定性にすぐれており、比較的小型の高速回転機用軸受として広く用いられている。

もう1つは軸受面を多数の軸受パッドで構成し、各パッドをピボット支持して自由に傾くことができるようにした傾斜パッド(ティルティングパッド)軸受形式⁽¹⁰⁾⁽¹¹⁾ [図6(b)]である。個々のパッドについてみると、パッド曲率半径と軸半径との差としての仮想的な半径すきまに対して実際の軸受すきまが小さい、つまり実質的に高偏心率状態で作動しているのと同じことであること、多数のパッドの負荷容量のベクトル和として求まる軸受全体の負荷容量についてみると振れまわりを引き起こす周方向気体膜力成分が小さくなること、等の理由により安定した軸受作動が得られる。ピボットの加工や組み立て

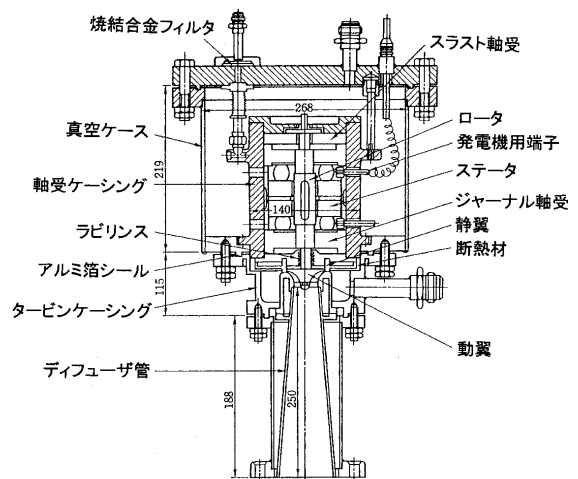
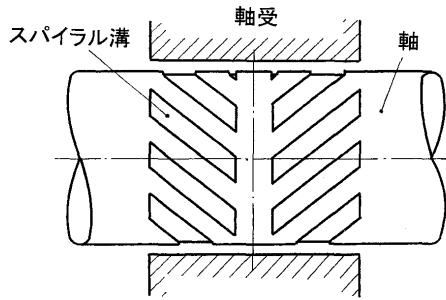
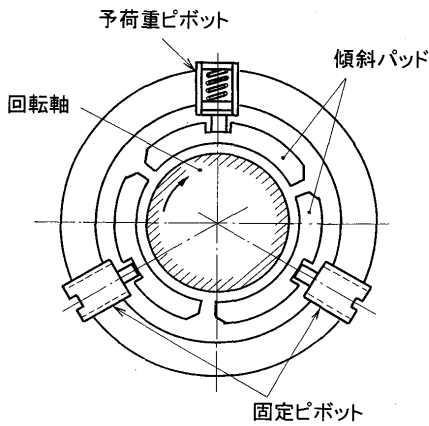


図5 ヘリウム液化用膨張タービンへの応用



(a) スパイラル溝付き軸受



(b) ティルティングパッド軸受

図6 動圧気体軸受の形式

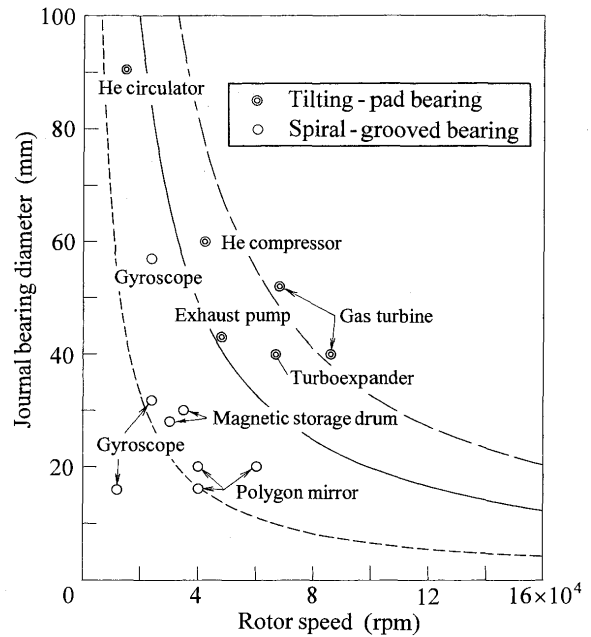


図7 動圧気体軸受の応用例

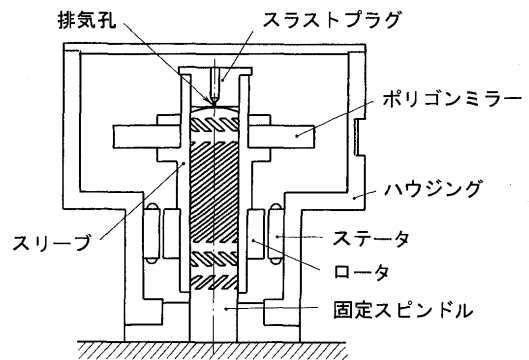


図8 ポリゴンミラーモータへの応用

の難しさなどがあり、比較的大型の高速回転機やターボ機械などに用いられる。

5.2 動圧気体軸受の応用例

文献(8)には動圧気体軸受の応用例が紹介されている。ここでは、詳細な寸法諸元などは文献にゆずることにして、文献(8)に紹介されている応用例を、軸径と回転速度を両軸にとってプロットした結果 [図7] を示すにとどめる。図中の双曲線は軸の周速が音速の50%(破線), 30%(実線), 10%(点線)となる点を示しており、これをも参考にして、軸受のおおよその性能を読みとることができる。また、軸径が小さい場合にはスパイラル溝付き軸受が、中型以上ではティルティングパッド軸受が用いられていることも見てとれる。

6. 気体潤滑技術の進展

最初にも述べたように、気体潤滑軸受の実用化は、ジャイロスコープや原子炉循環機用軸受の開発という強い要請の結果であった。

多くの技術がそうであるように、必要が進展を呼ぶ。気体潤滑技術の進展についての第2の駆動源は電子計算機技術であった。電子計算機の磁気記憶装置では磁気ディスク上に浮動ヘッドスライダを極微小のすきまをもって安定に浮上させる必要があり、ここに気体潤滑技術が用いられている。浮上すきまは年々減少しており、現在、0.02 μm に達するまでになっている。

もう1つは、電子計算機の微小精密な部品の加工、測

定、検査のための超精密な支持と位置決めの一必要性によるもので、直進案内面としてのエアスライドや、回転テーブル支持の精密スピンドルに静圧気体軸受技術が応用されている。これらの応用では、初期の「低摩擦・高速回転」から「微小すきまの保持」あるいは「高い回転精度」に主眼が移っている。そのような意味では、ターボ機械のような高速回転機器への応用は、気体軸受開発の第1期にすでに完成を見ていたことになる。

そのような中で、電子計算機関連要素で高速回転で用いられる気体軸受の例としてポリゴンミラーモータ用軸受を紹介する。ただし、これも、その第1義的な意味は「高回転精度特性」にあるように思われる。

ポリゴンミラーモータに要求される典型的な仕様としては、回転速度 10,000~30,000 rpm で、回転速度変動 0.01% 以下、レーザ反射角変動 10 秒以下、寿命 1.5~2 万時間、スタートストップ数万回以上、と言った数値が挙げられ、理論・実験による検討や、軸受加工の高精度化によってこれを達成している。

図8はスパイラル溝付き気体ジャーナル軸受を適用し

た設計例⁽²⁾で、寸法諸元の概略は、軸径 14 mm、ミラー外径 38 mm、全高さ 91 mm、軸受すきま 4 μm である。

7. 動圧気体軸受のもう1つの進展

1990年代に入って小型ガスタービンの開発が精力的に行われるようになった。そこでは、高温雰囲気中で低摩擦・高速回転する軸受の必要性から再び高速回転系の気体軸受が注目されている。しかし、5.1で述べたスパイラル溝付き形式やティルティングパッド形式の軸受では可能な軸受面圧が低い(高々数十kPa程度)こと、減衰性能が十分でないことなどにより、要求される仕様を満たすことが困難である。小型ガスタービン用動圧気体軸受として可能性があると考えられるのは可撓面軸受(フォイル軸受)である。可撓面軸受は軸受面を弾性のある可撓面で構成するものであって、板ばねの曲げ弾性を利用したリーフフォイル軸受⁽³⁾[図9(a)],あるいは段ボール紙状の構成の凹凸のある弾性薄板の曲げを利用したバンプフォイル軸受^{(4)~(7)}[図9(b)]が提案されている。どちらの形式も軸を柔軟構造で支持しており、軸が振動変位したとき、それがフォイルの変形をもたらし、図の構造から分かるように、隣り合うフォイル同士あるいはフォイルとハウジングとの間に相対的なずれを生じさせ、そのときのクーロン摩擦を軸受の減衰性能として利用するものである。したがって、従来の気体軸受の応用とは異なり、「軸の回転精度」という側面は考慮の外にある

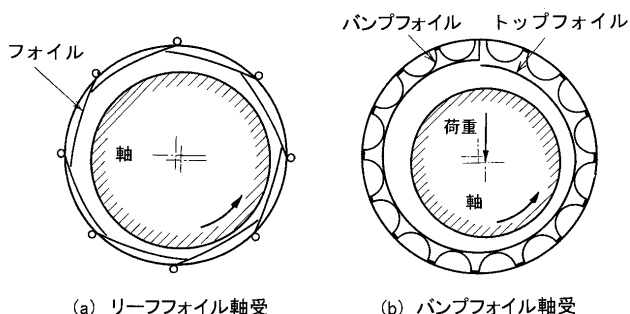


図9 フォイル軸受の形式

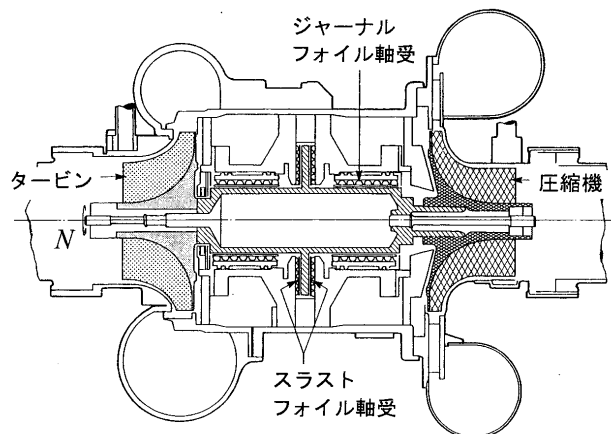


図10 空気循環機用軸受への応用

ことになる。

1例として、図10に航空機の空気循環機[ACM=Air cycle machine]用の軸受として応用したバンプフォイル軸受⁽⁸⁾を紹介する。ロータは質量772 gr, ジャーナル軸受は径35 mm, 長さ31 mm, 称径すきま76 μm, スラスト軸受は外径72 mm, 内径38 mmで、約90,000 rpmの高速運転ができたと報告されている。この軸受の最大の特徴は面圧の大きさであって、同じ形式の軸受で回転速度60,000 rpmで0.66 MPaの高面圧を達成している。

Heshmat⁽⁸⁾はバンプフォイル軸受の応用開発例を図11のようにまとめて示している。図7とは両軸の寸法を揃えているので両図を対比して見ていただきたい。両図で応用例の存在領域はかなりよく重なっているが、図11の応用例では、実際は、図7の場合に比して、約1桁大きい軸受面圧を達成している点に大きな差があることを指摘しておきたい。

8. むすび

本稿では高速回転系機器に応用されている気体軸受を中心に、気体潤滑問題について概説した。

編集部からのご要望もあり、気体軸受の基礎から応用までを述べることにしたので、個々の記述が駆け足になり、中途半端なものになってしまったことをお詫びする。より詳しくは個々の文献を参照していただきたい。

ガスタービン等への応用における気体潤滑と言う点では、もう一つ、非接触ガスシールという課題がある。この問題も実際応用に際しては避けて通れない。しかし、本稿では、紙数の都合もあり、すべて省略した。これについても他の文献等にゆだねることにしたことをお詫びしたいと思います。

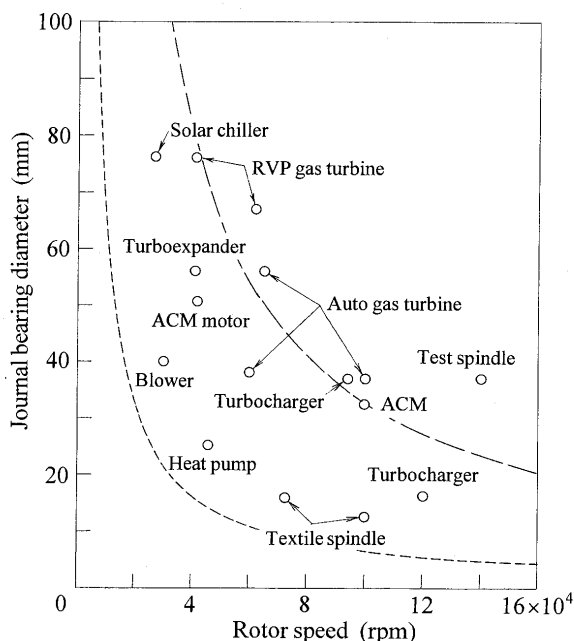


図11 バンプフォイル軸受の応用例

参考文献

- (1) Licht, L., et al., Trans. ASME, 80-2 (1958), p. 411
- (2) Mori, H., Mori, A., Trans. ASME, J. of Lub. Tech., 89-3 (1967), p. 283
- (3) Lund, J. W., Trans. ASME, J. of Lub. Tech., 89-2 (1967), p. 154
- (4) Tondl, A., Proc. Gas Bearing Symposium, Univ. of Southampton, Paper No. 4 (1967)
- (5) Sixsmith, H., Proc. Gas Bearing Symposium, Univ. of Southampton, Paper No. 8 (1965)
- (6) Mori, H., Mori, A., Proc. Gas Bearing Symposium, Univ. of Southampton, Paper No. 29 (1969)
- (7) Powell, J. W., Tempest, M. C., Trans. ASME, Ser. F, 90-4 (1968), p. 701
- (8) 十合晋一, 気体軸受 (1984), p. 171, 共立出版
- (9) Vohr, J. H., Chow, C. Y., Trans. ASME, Ser. D, 87-3 (1965), p. 568
- (10) Chu, T. Y. et al., Trans. ASME, J. of Lub. Tech., 90-1 (1968), p. 162
- (11) Castelli, V., et al., ASLE Trans., 7-2 (1964), p. 153
- (12) Tanaka, K., Murai, H., Trans. ASME, J. of Trib., 113-3 (1991), p. 609
- (13) Arakere, N. K., STLE Tribology Trans., 39-1 (1996), p. 208
- (14) Ku, C. P. R., Heshmat, H., Trans. ASME, J. of Trib., 114-2 (1992), p. 394
- (15) Ku, C. P. R., Heshmat, H., Trans. ASME, J. of Trib., 115-3 (1993), p. 364
- (16) Peng, J. P., Carpino, M., Trans. ASME, J. of Trib., 115-1 (1993), p. 20
- (17) Peng, J. P., Carpino, M., Trans. ASME, J. of Trib., 119-1 (1997), p. 85
- (18) Heshmat, H., Hermel, P., Proc. of 19th Leeds-Lyon Symposium on Thin Film in Tribology, Elsevier (1993), p. 559

大学におけるミニターボジェットエンジンを用いた ガスタービン教育

柏原 康成*¹

KASHIWABARA Yasushige

キーワード：ミニターボジェットエンジン，大学教育，ガスタービン，性能測定

Mini Turbojet Engine, Undergraduates Education, Gas Turbine, Performance Measurement

1. はじめに

近年，ガスタービンの高効率化を目指した高圧力化，高温化の研究開発が国内外において活発に行われている。ガスタービンは航空用や発電用などの種々の用途に広く使用されており，これに関連する技術分野も多岐にわたっている。このような状況下で，次世代のガスタービン技術者の育成は重要な課題であろう。さらにまた，一般に大学学部における機械工学系学生の教育は，通常，講義や演習，実験などによって行われるが，並行して学生が実際の製品に触れることは，授業に対する理解度を深め，基礎学問がいかに実際の製品に適用されるかをしるうえに有益と考えられる。

以上のような趣旨に基づき，筆者はミニターボジェットエンジンを使用して神奈川工科大学システムデザイン工学科の学部生に対する教育を行っている。教育用として選定したエンジンはミニサイズであるが，主要要素の構成や運転方法は大型ガスタービンと同様であり，またエンジン本体を含め運転装置構築の費用も大学予算で賄える程度である。学生はこのエンジンの学習と運転を通じて，圧縮機やタービンなどのターボ機械および燃焼器の作動原理を理解し，またエンジン性能の測定を行うことによって種々の計測センサとその取扱法や，測定データのパソコンによるデータ処理方法をひろく学ぶことができる。さらに測定結果から，熱サイクルの計算を行うことによって，エンジンのサイクル性能を実感として理解することができる。また単に熱流体性能のみならず，高速回転体に関する軸受や潤滑などの機械知識も勉強することが可能となる。流体力学や熱力学がどのように実際の製品設計に関わっているかを，学生は体験をすることができる。

大学でレシプロエンジンを使用して教育を行っている例は多いと思われるが，ガスタービンを大学教育に使用している例はあまりきかない。本文では，筆者の行っているミニターボジェットを用いた学部生に対する教育の

経験を紹介する。

2. ミニターボジェットエンジン

小型ガスタービンは多くは発電用として，国内外のメーカから製造販売されている（例えば⁽¹⁾）。これらは市場の用途には適合しているが，大学の教育用として使用するには必ずしも使いやすくない。実用の便利さからパッケージにコンパクトにまとまっているが，容易に計測センサが取り付けられる構造にはなっておらず，教育目的で性能計測を行うには不便さがある。また出力は数十kWクラス以上が多く，そのテスト装置の構築に要する費用は多額となる。以下に筆者が教育用として選定したエンジンの概要と，実験室内に構築したテストスタンドを紹介しておく。図1に，使用しているミニターボジェットエンジン（ソフィアプレジジョン，J450）のケーシングの一部をカットしたカットモデルの写真を示す。図2はエンジンの断面図である。表1に主要諸元を示す。エンジン重量は1.8kgfで，長さ120mm，最大外径120mmである。このエンジンはラジコン模型飛行機用として製造されたものであり，一軸のロータ，ア

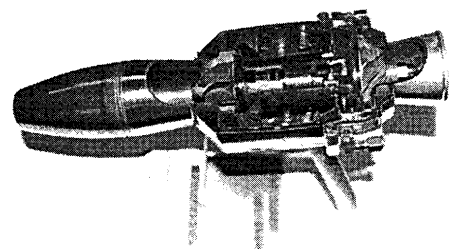


図1 ミニターボジェットエンジン

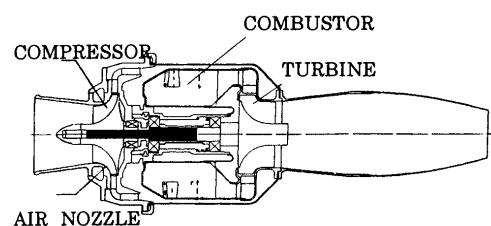


図2 断面図

原稿受付 2000年8月31日

*1 神奈川工科大学 システムデザイン工学科
〒243-0292 神奈川県厚木市下荻野 1030

ニューラタイプの燃焼器およびジェットノズルから構成されている。ロータは単段遠心圧縮機と単段ラジアルタービンからなっている。圧縮機インペラの先端直径は60 mm, 羽根枚数は12枚である。またタービンの先端直径は59 mm, 翼枚数は11である。図3にロータの写真を示す。圧縮機とタービンの間に2個のアンギュラボールベアリングがある。燃焼器はアニューラタイプであり, 点火栓および保安器が頭部にある。燃焼器の内外壁面には, 燃焼および冷却空気の供給孔が設けられている。圧縮機出口の空気は軸方向に方向を変え, 燃焼器内で燃料と混合される。燃料はジェットエンジン用のJP-4であり, 燃料ポンプで昇圧された後ベアリングハウジング周上に配置された小孔を通じて燃焼器内に噴射される。エンジンに供給される燃料流量は, 燃料ポンプによって制御される。潤滑油は圧縮機出口の空気圧によって, オイルタンクから軸受に供給される。潤滑油は燃焼器内で燃焼し排気ガスとともに大気に放出される。エンジン始動時には圧縮機の空気圧が使用できないため, あらかじめ少量の潤滑油を供給しておく。

次章で述べる学生に対する教育のため, 実験室内にエンジンテストスタンドを構築した。図4にその構成を, 図5に写真を示す。テストスタンドには, エンジン本体, 燃料タンク, 潤滑油タンク, 点火栓用高電圧発生装置が設置されている。ミニサイズエンジンであるが, 空気吸込み流量は大きい。したがって実験室内の換気には十分注意している。排気ガスは, グラスウールを内張りした

排気ダクトを通じて, 実験室外に放出される。また運転中はエンジンから発する騒音は大きい, エンジン周りをアクリル製カバーで覆うことによって騒音を減じることができる。エンジンの始動は, 約1 MPaの圧縮空気を圧縮機のインペラに吹き付けて行われる。実験室では圧縮空気源としてスキューバダイビング用空気タンクを使用した。圧力調整弁によってインペラに吹き付ける空気圧を調整する。図6にその写真を示す。エンジン始動後, 回転速度が定格値の約30%に達すると燃料供給を開始し, 高電圧点火栓によって着火する。その後, 燃料供給量を増すとともにエンジンは急速に加速され, ジェットエンジン特有の高周波音が大きくなる。この始動プロセスは大形ガスタービンと基本的に同じであり, したがって急加速による圧縮機のサージング発生や急減速による吹消えなどに注意を払いながら操作を行わねばならない。運転中は排気温度が許容値以上にならないよう常に監視が必要である。またエンジン停止後に短時間で再始動をするときは, 圧縮空気によってエンジン内の残留ガスをパージすることが必要である。これらの手順は実機ガスタービンと全く同じであり, 手動操作による運転を通じて, 学生はガスタービンの特性を体感することができる。

模型飛行機用エンジンとしては, このほかにも国外メーカーの製品もあり, J450エンジンも含め文献(2)にこれらの諸元の比較が行われている。

表1 エンジン諸元

Air flow rate	0.1kg/s 125,000rpm	at
Pressure ratio	2.3 125,000rpm	at
Thrust	54.0N 125,000rpm	at
Fuel consumption	210ml/min. 125,000rpm	at
Max.rotational speed	125,000rpm	
Starting system	Compressed air	
Fuel	Jet fuel JP-4	
Length	335mm	
Diameter	120mm	
Weight	1.8kgf	

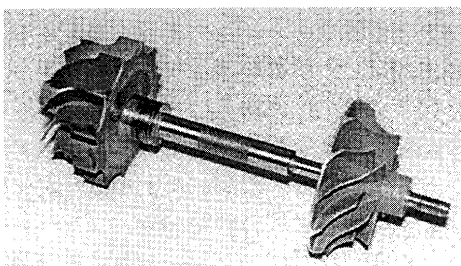


図3 ロータ

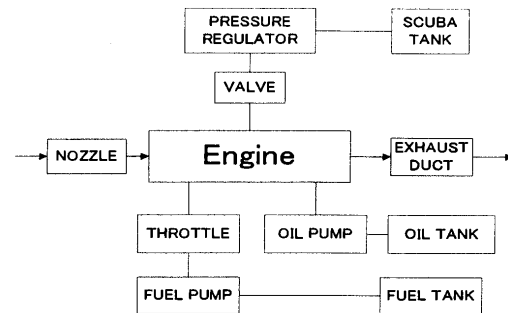


図4 エンジンテスト装置構成

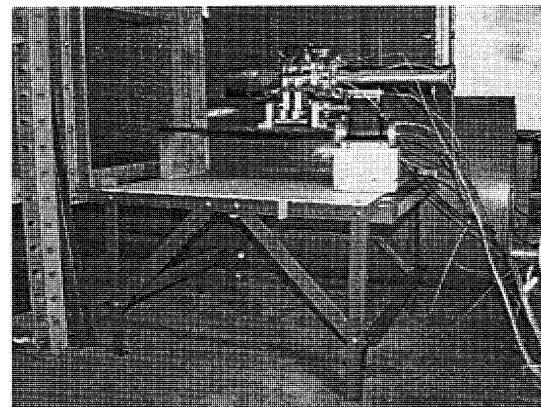


図5 テストスタンド

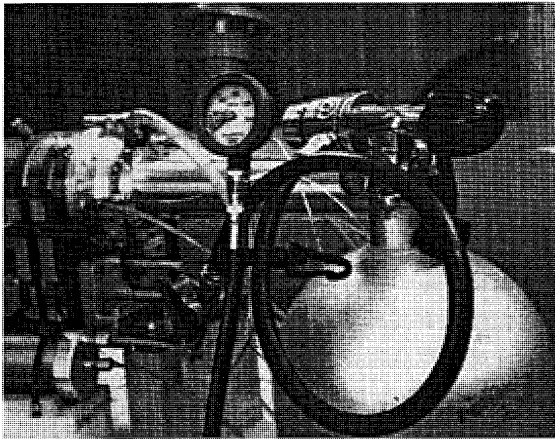


図6 エンジン始動装置

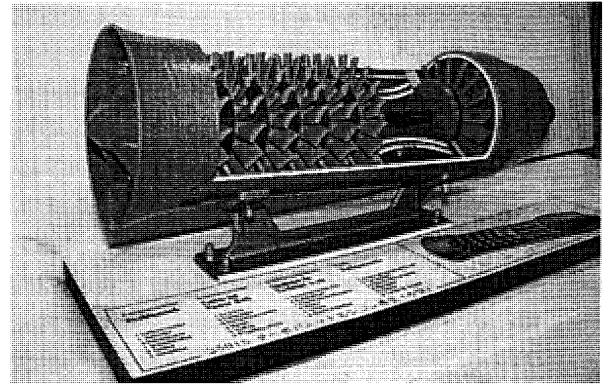


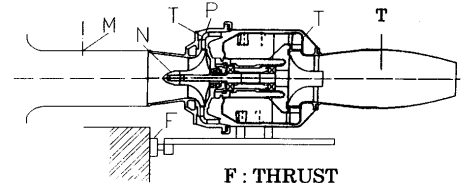
図7 ターボジェットエンジンモデル

3. ミニターボジェットエンジンによるガスタービン教育

前章で述べたミニターボジェットエンジンを、学部生の教育に使用した。筆者の所属学科では、学部の1年生に特別講義の一環として、前、後期に一回づつ内燃機関の一つとしてガスタービンの概要を講義している。特別講義は専門科目の授業に対する導入教育的位置づけである。2年生は熱力学、流体力学その他の機械技術に関する基礎専門科目の授業をうける。3年生はエネルギー変換などの専門科目の授業をうけるとともに、卒業研究の準備として年度による増減はあるが約10名づつ各研究室に所属され、研究室の専門分野について学ぶことになっている。筆者の研究室では熱流体システムの一つとして、圧縮機、タービンなどのターボ機械やガスタービンの作動原理を講義している。図7はガスタービンの説明に使用しているターボジェットのカットモデルである。また同時にターボチャージャについても乗用車用の実機を使用して、ガスタービンとの類似性を講義している。学生がガスタービンやターボ機械の主要な知識を得たのちに、前章のミニターボジェットエンジンの構造や運転方法、計測方法を学ばせている。特に前章で述べた運転上の注意事項については徹底をさせている。そののち、学生を4、5名づつのグループにわけ、エンジンを実際に運転させ、性能測定を行わせる。測定データはA/D変換をおこないパソコンに送り、データ処理を行う。エンジンの運転に当たっては、ジェットの騒音が大きいので各自耳栓を装着し、また消火器を配置するなど、安全上の配慮を十分行っている。学生は各自それぞれの測定結果および後述する熱性能計算結果をレポートにまとめ提出させ、最後に感想を付記させる。なお並行して院生TAの指導により、パソコン操作に習熟するようにしている。

3.1 性能測定

エンジンの作動状態監視および性能測定のため、エンジン各箇所測定を行っている。図8に測定箇所をまとめて示す。排気ガス温度は、タービン出口の排気ノズル



F: THRUST
M: AIR FLOW RATE
N: ROTATIONAL SPEED
T: TEMPERATURE
P: PRESSURE

図8 測定箇所

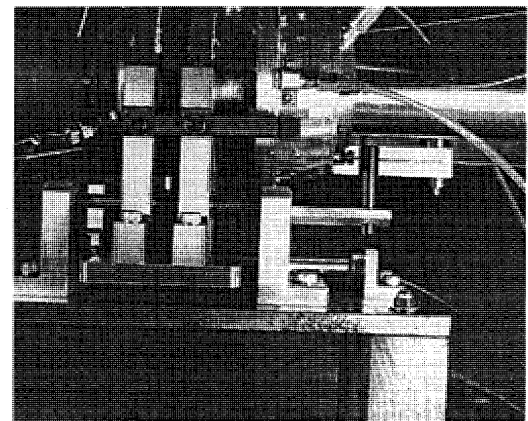


図9 推力測定

でK形熱電対を用いて測定する。圧縮機出口圧は、ディフューザ出口ケーシング壁の静圧孔によって測定する。圧縮機出口温度は、ディフューザ出口ケーシング壁の同一周上等分配置した3箇所、K形熱電対によって測定する。タービン入口温度(TIT)は、タービンノズル入口ケーシング壁の同一周上等分配置した3箇所、R形熱電対によって測定する。圧縮機の吸込空気流量は圧縮機入口ダクトに設けたノズルによって測定する。エンジンの回転速度は、圧縮機のインペラーハブナットを磁化することによって、圧縮機入口ケーシングの外においた非接触の磁気センサを用いて測定する。エンジン本体はテストスタンドに設置したレール上を滑らかに移動するプレートの上に取り付けられており、プレートに取り付けたロードセルによってエンジンスラストが測定される(図9)。燃料流量はタービン式流量計によって測定され

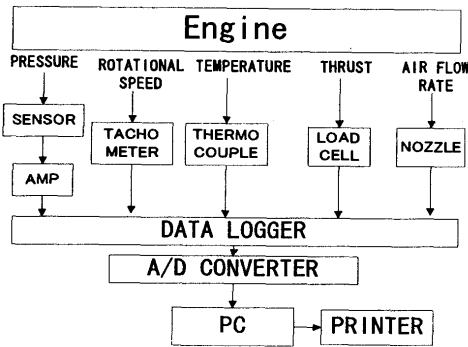


図10 測定データ処理システム

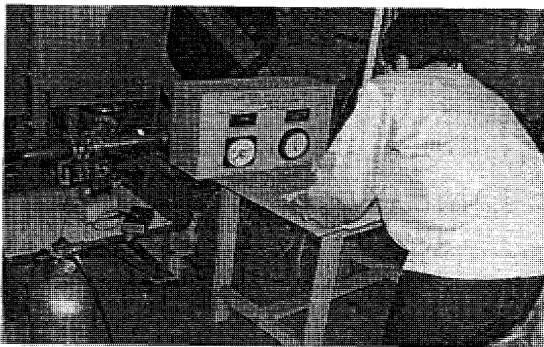
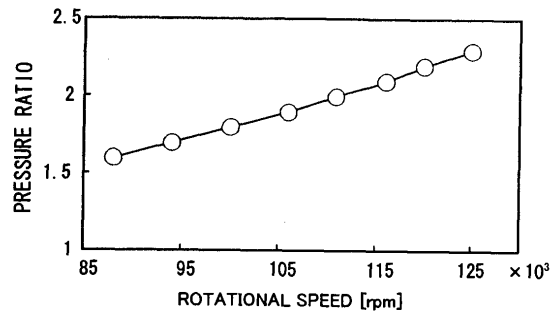
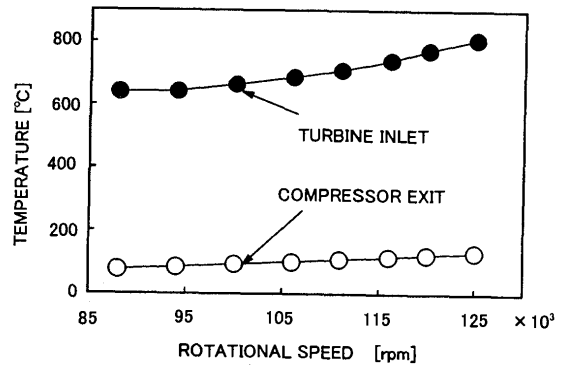


図11 性能測定



(a) 圧力比



(b) 温度

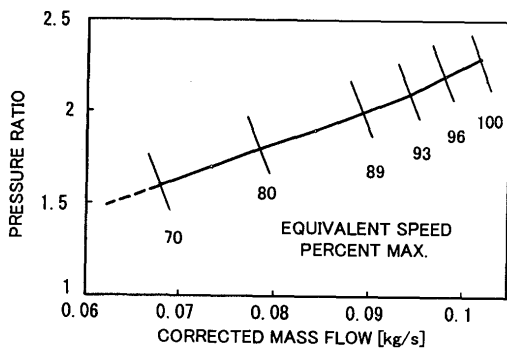
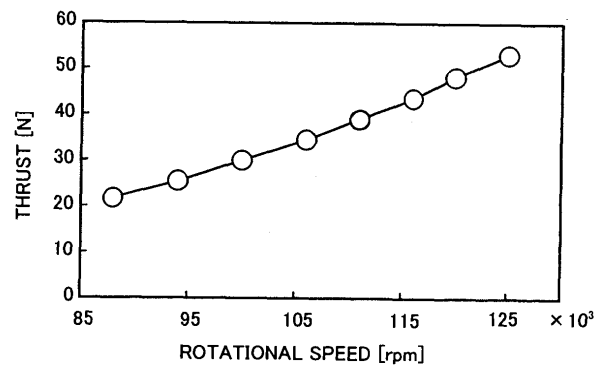


図12 エンジン作動線



(c) 推力

図13 圧力比, 温度, 推力の回転速度による変化

る。なおこれらはすべて定常測定であり、変動値の非常測定は行っていない。測定データはA/D変換を行ったのち、パソコンに記録される。図10にデータ処理システムを示す。図11は測定中の写真の一例を示したものである。

3.2 測定結果と熱サイクル計算

測定はエンジンの始動から昇速の各回転速度に応じて行っている。図12, 13に測定結果の一例を示す。図12は圧縮機の特性格線上に表したエンジンの作動線である。流量, 回転速度はそれぞれ標準状態に換算した修正値を用いている。回転速度は定格値に対する比率で表してある。図13は圧縮機の圧力比, 圧縮機出口温度, タービン入口温度 (TIT), エンジン推力の回転速度による変化を示したものである。圧縮機出口温度, タービン入口温度はそれぞれ同一周上3箇所の測定値の平均値が示してある。表2は測定値の一例を示したものである。図

12, 13からみられるように、定格回転速度において圧力比, 流量, 推力などはほぼ表1の仕様値に近い値が得られている。

測定と並行して、学生にはエンジン吸込み大気条件による修正値などの知識を与える。つぎにエンジン性能を把握するためこれらの測定値から、熱サイクル計算用に作成したパソコンプログラムを用いて、学生にブレイトンサイクルの熱計算を行わせる。プログラムはEXCELの表の該当欄に測定実施日の大気条件などの数値および前述のエンジン各部の測定値を入れ、計算を実施するようになっている。計算に先立って、プログラムの内容については十分説明を行っておく。結果としてエンジンの熱効率, 圧縮機とタービンの断熱効率などがそれぞれ得られるようになっている。燃焼ガスの物性値は燃料の組成から計算することは可能であるが、本測定の主目的はエンジン性能の精確な解析ではなく、学生にガスタービ

表2 測定データ

Rotational speed [rpm]	Compressor exit pressure [kPa]	Compressor exit temperature [°C]	Turbine inlet temperature [°C]	Thrust [N]
88 × 10 ³	160	77	641	21.8
94	170	84	643	25.5
100	180	93	664	30.0
106	190	101	688	34.5
111	200	109	710	39.0
116	210	117	741	43.6
120	220	123	774	48.3
125	230	131	808	53.1

表3 性能計算の入, 出力データ

INPUT DATA		
ATMOSPHERIC PRESSURE	P_0	100.5 [kPa]
ATMOSPHERIC TEMPERATURE	T_0	298.3 [K]
COMPRESSOR OUTLET PRESSURE	P_2	230.5 [kPa]
COMPRESSOR OUTLET TEMPERATURE	$T_{2,1}$	404.4 [K]
COMPRESSOR OUTLET TEMPERATURE	$T_{2,2}$	404.2 [K]
COMPRESSOR OUTLET TEMPERATURE	$T_{2,3}$	404.2 [K]
TURBINE INLET TEMPERATURE	$T_{3,1}$	1105.5 [K]
TURBINE INLET TEMPERATURE	$T_{3,2}$	1047.6 [K]
TURBINE INLET TEMPERATURE	$T_{3,3}$	1091.5 [K]
NOZZLE OUTLET TEMPERATURE	T_5	916.3 [K]
THRUST	F	53.1 [N]
ROTATIONAL SPEED	RPM	125000 [rpm]

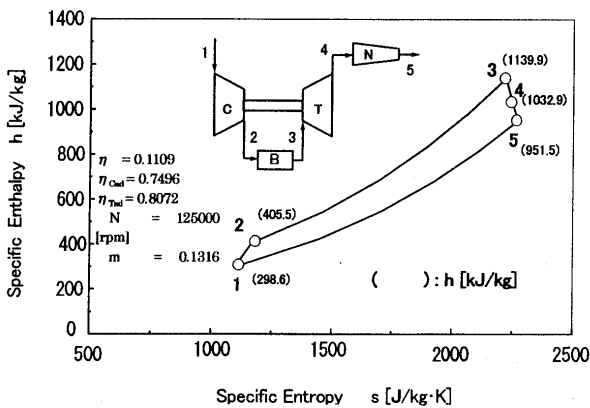


図14 h-s 線図 (125,000 rpm)

ンの熱サイクルと作動原理を理解させることであるから、現状の計算ソフトでは作動流体は空気として計算を行っている。今後燃焼ガスの物性値を用いることを予定している。空気の定圧比熱 $C_p(T)$ 、比エンタルピ $h(T)$ は、絶対温度 T の関数として文献(3)に記載されている計算式によって求めた。また比エントロピ s も同文献より次式によって得られる。

$$s = \phi(T) - R \cdot \ln(p/p_0) \tag{1}$$

ここで R は気体定数、 p は圧力、 p_0 は標準状態の圧力である。 ϕ は T の関数であり、文献(3)に与えられている。簡単のため燃焼器、圧縮機入口ダクト、タービン出口ダクトなどの圧力損失は熱性能計算に際しては省略している。前述のエンジン各部の圧力、温度の測定値を用いて、サイクル各点のエンタルピとエントロピを求めることができる。タービン出口のエンタルピは、タービンの仕事と圧縮機の所要仕事を等置することによって求めた。タービン入口とノズル出口間でポリトロップ変化を仮定し、タービン出口圧力を求める。これらの値を用いて、タービン出口のエントロピを算出する。以上の結果から、圧縮機、タービンの断熱熱落差を計算して、それぞれの断熱効率、およびサイクルの熱効率が求められる。パソコンプログラムの出力として、入力、出力データの

OUTPUT DATA		
ROTATIONAL SPEED	RPM	125000 [rpm]
PRESSURE RATIO	r	2.2935
COMPRESSOR INLET TEMPERATURE	T_1	298.3 [K]
COMPRESSOR OUTLET TEMPERATURE	T_2	404.3 [K]
TURBINE INLET TEMPERATURE	T_3	1081.5 [K]
TURBINE OUTLET TEMPERATURE	T_4	988.3 [K]
NOZZLE OUTLET TEMPERATURE	T_5	916.3 [K]
COMPRESSOR INLET ENTHALPY	h_1	298.6 [kJ/kg]
COMPRESSOR OUTLET ENTHALPY	h_2	405.5 [kJ/kg]
TURBINE INLET ENTHALPY	h_3	1139.9 [kJ/kg]
TURBINE OUTLET ENTHALPY	h_4	1032.9 [kJ/kg]
NOZZLE OUTLET ENTHALPY	h_5	951.5 [kJ/kg]
COMPRESSOR INLET ENTROPY	s_1	1097.6 [J/kg·K]
COMPRESSOR OUTLET ENTROPY	s_2	1166.2 [J/kg·K]
TURBINE INLET ENTROPY	s_3	2221.5 [J/kg·K]
TURBINE OUTLET ENTROPY	s_4	2247.6 [J/kg·K]
NOZZLE OUTLET ENTROPY	s_5	2270.8 [J/kg·K]
NOZZLE OUTLET SPEED	c	403.6 [m/s]
POLYTROPIC EXPONENT	n	1.2496
AIR FLOW	m	0.1316 [kg/s]
CYCLE EFFICIENCY	η	0.1109
COMPRESSOR ADIABATIC EFFICIENCY	η_{Cad}	0.7496
TURBINE ADIABATIC EFFICIENCY	η_{Tad}	0.8072

リスト, およびサイクルの $h-s$ 線図が得られる。これらはそれぞれパソコンのモニター画面上に表示される。図 14 は例として, エンジン定格回転速度 125,000 rpm で得られた $h-s$ 線図を示す。また表 3 はその入, 出力データのリストを示したものである。

4. おわりに

ミニターボジェットエンジンを使用して, 大学学部生に対するガスタービン教育を実施した一例を紹介した。筆者はすでに 5 年以上にわたって本教育を実施しているが, 流体力学や熱力学だけでなく, 材料強度, 振動など高速回転体の機械技術の実機への適用を学生に体感させるうえで, ミニターボジェットエンジンは有益なツールであった。学生は実機の運転に触れることによって, ガスタービンの作動原理と特徴を体感し, また熱力学や流体力学を身近なものとして理解することが出来る。講義だけでは得られないターボ機械によるエネルギー変換作用を実感出来るのも, このような実物教育の利点である。これまでの授業を通じての学生の感想, および筆者の経験からみた要望を述べておく。

(1) 学生のレポートによると, 本授業に対する評判は良好であった。大学の学園祭やオープンキャンパスでは, 学生にエンジンの運転実演, 展示説明などを分担させているが, これも学生にとってよい教育となっている。

- (2) 現在までのところ, ターボジェットエンジンとして教材に使用しているが, エンジンをガス発生機としてパワータービンを介して発電機と結合し, ミニ発電システムとして使用することが可能であり, これによって学生にさらにエネルギー変換について広い知識を与えることが可能となる。今後の予定として計画をしている。
- (3) 使用したエンジンは寸法が小さいので, 圧縮機, タービンの内部流動の測定は困難である。もう少し大きい低価格の教材用ガスタービンが製品化されることを望みたい。
- (4) 本文では大学における教育の一例を紹介したが, これは企業におけるガスタービン技術者の導入教育に対しても有効であろうと思われる。本文の実施例が参考となれば幸いである。

参考文献

- (1) 藤川, 携帯用ガスタービン発電機, 日本ガスタービン学会誌, 23-90, 1995, 111
- (2) 野田, 模型飛行機用超小型ジェットエンジン, 日本ガスタービン学会誌, 26-103, 1998, 3
- (3) 日本ガスタービン学会調査研究委員会, ガスタービン作動流体の熱力学的性質を表す計算式とその用法, 日本ガスタービン学会誌, 13-52, 1986, 55

— ガスタービンと制御工学 (1) —

岡田 清^{*1}

OKADA Kiyoshi

1. はじめに

ガスタービンは、起動時間が短い、設備がコンパクトである等の特長を生かして初期の頃は、非常用発電設備として発達してきました。従って、ガスタービンの運転制御は、当初より自動化が進んでおり、ほとんどワンPushButton操作で起動から負荷運転迄の自動運転が行えるようになってきました。

しかしながら、ガスタービン自体は、高温の燃焼ガスを取扱い、高速回転をする機械であるため、機械自体は、精密な構造をしております。制御内容についても、この複雑な機械を安全に、かつ効率良く運転するために高度の自動化が行われています。

ガスタービンの制御では、タービン回転数、タービンガス温度、圧縮機圧力等の互いに関連し合う複数の要素を統合的に取扱って燃料供給量を制御する必要があります。又、ガスタービン本体以外のプラント補機類についてもガスタービンの運転と密接な関係にあるため、ガスタービン発電プラント全体として、協調制御を行なう必要があります。

ガスタービン制御システムは、これらガスタービン特有の制御要求を満足しつつ、容易に運転保守が行なえる

ように考慮された、高信頼度の制御装置で構成されています。

2. ガスタービンプラントの構成と制御システムの概要

2.1 オープンサイクルの発電用プラント

オープンサイクルガスタービンの制御システムは、概略図1により構成されています。

まず、起動装置により空気圧縮機を回し燃焼に必要な空気を大気より連続的に得られる状態とし燃料を投入点火します。なお、起動装置には電動機、ディーゼルエンジン、エアモータ、油圧モータ、サイリスタ（発電機をモータとして使用）と色々な装置が用いられています。次に、着火に成功すると燃料を徐々に増やして行きます。これにより回転上昇します。と言うより決められた昇速スケジュールにより燃料調整を行います。この燃料調整が制御装置の重要な役務のひとつです。

タービン出力が反抗トルクに打ち勝つ回転数まで回転上昇すると、起動装置を切り離し自力による制御（燃料調整）を行いながら定格速度まで昇速させます。

また起動昇速過程においてIGV（Inlet Guide Vane：

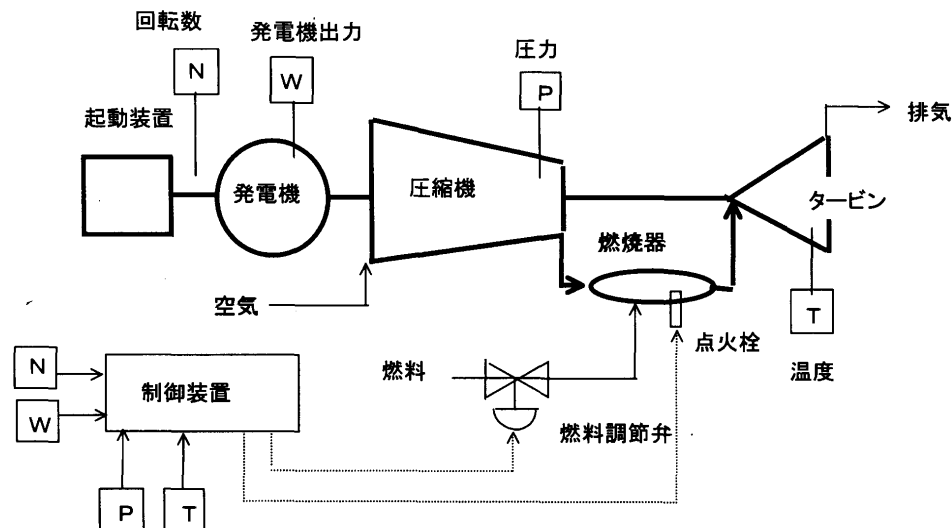


図1 ガスタービン制御システムの構成

原稿受付 2000年9月14日

*1 三菱重工業(株) 原動機事業本部 火力プロジェクト部
プラント技術三課
〒200-8401 神奈川県横浜市西区みなとみらい3-3-1

空気圧縮機の入り口案内翼) や抽気弁 (空気圧縮機の間段より抽気する弁) を調整・作動させ空気圧縮機が旋回失速したりやサージングに入らないようにすることも制御装置の役目です。

定格速度まで到達すると、発電機を電力系統に接続 (併入) します。並列した後の燃料の調節はそのまま発電量の調節になり発電の役務をになう発電設備として機能します。

以上が一連の動作であり簡単に説明致しましたが、この他にも補機 (軸受け油供給ポンプや周辺の機器) の運転、停止操作、主機が運転継続不能な状態に陥った場合の停止回路、運転監視他のためのマンマシン設備を総称して制御システムと呼んでおります。

2.2 コンバインドサイクルの発電プラント

コンバインドサイクルプラントとは、ガスタービンと蒸気タービンを組み合わせたプラントの事を指し、ガスタービンから排出される高温の排気ガスをボイラーに導き蒸気を発生させその蒸気により蒸気タービンを回すことで熱エネルギーを有効に利用し高効率の発電を行います。

コンバインドサイクルには大きく分けて「一軸：GTとSTを直列に物理的に配置結合させ一回転体とした機器」と「多軸：GTとSTの軸を結合させない方式」に分類されます。図2、図3に概略の機器構成を示します。

両方式にはそれぞれ一長一短がありますが制御システムから見た場合の特徴は、表1であると言えます。

さてコンバインドサイクルにおける制御の特質をあげると以下の通りとなります。

- 1) STの制御がコンベンショナルのそれと異なり、蒸気加減弁が通常全開運用 (必要最低圧力以上得られるように前圧制御を行い通常運用点では排ガスボイラーによる発生蒸気を全量飲み込むようにして最大効率を得る)。
- 2) GTの制御はオープンサイクルのそれと基本的にはかわらないが、プラント全体からみた場合、発電設備

表1 一軸・多軸コンバインドプラントの特徴

方式	特徴
一軸	運転操作が容易
多軸	GT単独運転が可能

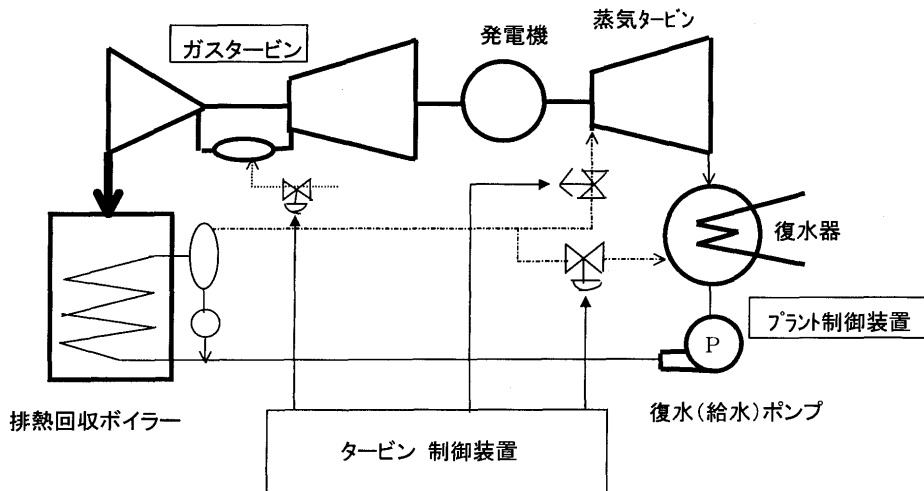


図2 一軸コンバインドサイクルプラントの例

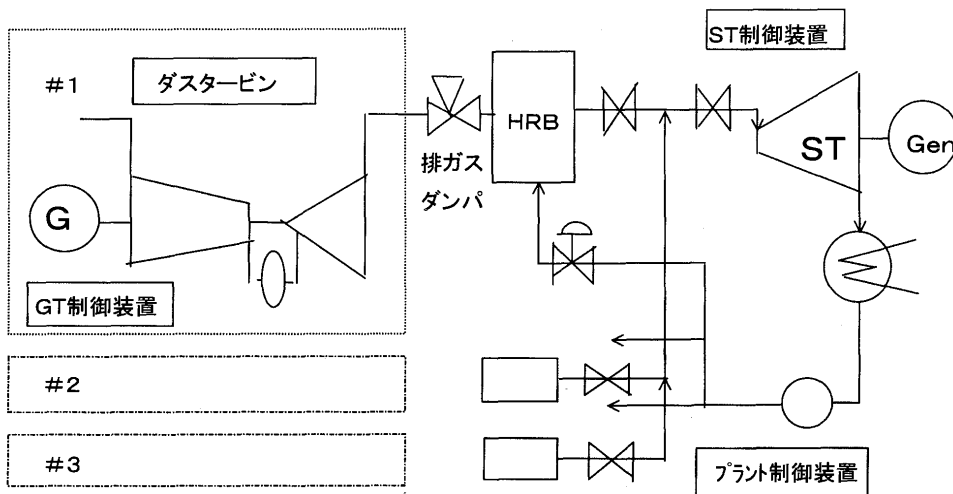


図3 多軸コンバインドサイクルプラントの例

としての挙動が蒸気の発生と ST でのトルク発生に遅れがある分 GT 側がカバーせねばならず相対的に過酷な運転がしいられる。

3) 部分負荷運転におけるプラント全体の効率を向上させるため、部分負荷時には IGV を絞り GT 排ガス温度を上げ排ガスボイラー、ST の蒸気サイクルの効率を上げる。(ST と GT では ST が GT より効率が良く、IGV 絞りによる GT の効率低下があっても ST の効率上昇分が大きくプラント全体の効率向上につながる)。

3. ガスタービン制御機能の概要

ガスタービンの制御は、ガスタービンの構成要素である、圧縮機、燃焼器、タービン、及び発電機の各々異なる特性上の要求を満足させる必要があります。このため、次の各制御回路を並列的に働かせ、これら各制御回路の出力の内、最少信号を選択する手法によって、相互に関連し合う各状態変数の保護制御の要求を同時に満足させて、かつ、最も効果的な運転が行えるように考慮しています。

ガスタービン制御の概略制御ブロックを図 4 に示します。

- 1) 速度ガバナ制御
- 2) ロードリミット制御
- 3) タービン温度リミット制御
- 4) 燃料リミット制御
- 5) ミニマムセレクト回路

1) から 4) の各制御回路の出力の内、最少信号を、5) のミニマムセレクト回路で選択し、制御出力信号 CSO (Control Signal Output) とし、これを基に燃料供給量の制御を行ないます。

その他、プラントの要求に合わせて次の制御回路を付加します。

- 6) 燃料切替制御
- 7) IGV 制御
- 8) NOx 低減蒸気噴射制御
- 9) 出力増加蒸気噴射制御
- 10) 買電量一定制御

以上の各制御回路は互いに関連し合いながら、プラントと閉ループの制御を行ないます。これらの各制御回路の概略機能を表 2 に示します。

最近の大出力ガスタービンでは下記に示す機器の高度化により新たな機能が制御システムの中に組み込まれています。

1) 高効率圧縮機の開発

高効率圧縮機も開発設計されており、従来より可動化している IGV だけでなく VV (Variable Vane: 可変静翼) を採用し微妙な調節を行わせると共にサージングに入らないように制御しています。

2) 高温化

高温材料の開発と冷却技術向上により、現在はタービン入口温度が 1350℃ 級から 1500℃ 級になって燃焼器、翼を蒸気冷却する設計がなされ、従来の空冷 (制御装置による調節無し) の場合に比し蒸気温度調節機能も制御装置の役務に加えられています。

3) 低 NOx 化

地球環境保全、公害防止の重要性から DLN (Dry Low NOx) 燃焼器が実用化されています。

従来 NOx の低減は水噴射、蒸気噴射により実施していましたが (現在も DLN 燃焼器を使用しない設備は同様に実施しています)。

DLN 燃焼器は本体内部に弁 (空気バイパス弁) を設け、燃焼空気を微妙に調節し燃空比を最適化する役割を担っています。燃焼空気の調節を直接行っているため非常に重要な機器であり、その制御は非常に重要な制御装置の役務になっています。

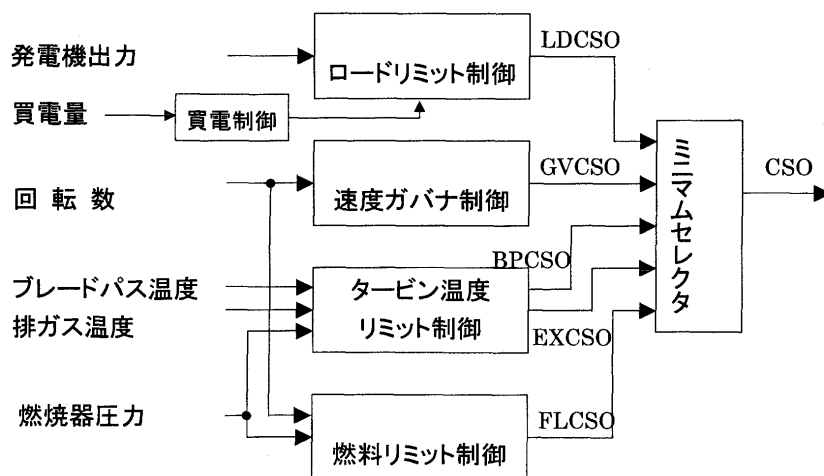


図 4 ガスタービン制御の概略制御ブロック

表2 ガスタービン制御装置 各制御回路の概略機能

	回路名	概略機能
(1)	速度ガバナ制御	定格速度域における速度制御 定格速度到達後、系統との同期調速、および負荷運転時の速度調定率に従ったガバナ運転を行ないます。
(2)	ロードリミット制御	負荷運転中の最大出力リミット制御 負荷運転時、速度ガバナに自動追従し、系統周波数低下に対するガバナ応答による出力の急増を制限します。 又、ロードリミッタモードを選択することによってガバナを逃がし、ロードリミッタ設定による出力一定運転を行なうことができます。
(3)	タービン温度 リミット制御	起動時、および負荷運転時の燃料ガス温度リミット制御 起動時、燃焼ガス温度が許容リミットを越さない様に燃料を制限します。又、負荷運転中、設定された燃焼ガス温度に従って最大出力を制限します。
(4)	燃料リミット制御	起動時、および負荷運転時の最大燃料量リミット制御 起動時の燃料量を設定し、許容加速率リミット内、および圧縮機のサージング限界内での、昇速が行なわれる様に制御します。 又、負荷運転中、圧縮機のサージング限界を越さない様に燃料量を制限します。
(5)	ミニマムセクタ	制御回路の選択 上記(1)～(4)の各制御回路の内最小信号を、燃料制御信号として選択します。又、着火時の燃料量の設定も行ないます。
(6)	燃料切替制御	2種の燃料の切替制御 2種の燃料系統が設備されているガスタービンの場合に、燃料制御信号をそれぞれの系統の燃料調節弁用の信号に振り分けます。
(7)	IGV制御	IGV（圧縮機入口案内翼）の制御 排ガスボイラ等が接続させるガスタービンの場合に、排ガス温度を制御する目的でガスタービン圧縮機の入口案内翼（IGV）の開度を制御します。
(8)	NOx低減蒸気噴射制御	燃焼器に噴射する蒸気流量の制御 NOx低減対策として、燃焼器に噴射する蒸気量を、ガスタービンの運転状態に応じて制御します。
(9)	出力増加蒸気噴射制御	燃焼器車室に噴射する蒸気流量の制御 高外気温度時における出力低下を回避するなどの目的で、燃焼器車室に噴射する蒸気量を、任意の蒸気噴射量設定に調節します。
(10)	買電量一定制御	任意に調節可能な買電量設定値により買電量が一定となる様、発電機出力を自動調節。

水素燃焼タービン冷却翼への遮熱コーティング適用研究

The study of Thermal Barrier Coating Applying to Hydrogen Combustion Turbine Cooling Blades

松本 一秀*¹
MATSUMOTO Kazuhide

牧野 吉延*¹
MAKINO Yoshinobu

和田 国彦*¹
WADA Kunihiko

日野 武久*¹
HINO Takehisa

岡村 隆成*¹
OKAMURA Takanari

キーワード：水素燃焼，ガスタービン，冷却翼，遮熱コーティング，翼列試験
Hydrogen Combustion, Gas Turbine, Cooling Blade, Thermal Barrier Coating,
Wind Tunnel Test

Abstract

This paper describes thermal barrier coating (TBC) applied to 1700°C class first stage turbine cooling blades in World Energy Network (WE-NET) program. We carried out thermal cycle tests of various TBCs and hot steam corrosion tests, and then clarified TBC characteristic relation to coating process and microstructure. From these results, we developed TBC with excellent spall resistance. In hydrogen-oxygen combustion wind tunnel tests of blades with practical steam conditions of 1700°C and 2.7 MPa, spalling of TBC and changes of coating microstructure were not occurred.

1. まえがき

国家プロジェクトとして、WE-NET 計画は 1993 年から開始され、水素利用技術の一つとして水素燃焼タービンシステムの開発がある。このシステムはプラント出力が 500 MW で、水素・酸素燃焼による 60% (HHV) 以上のプラント熱効率を目標とした高効率でゼロエミッションのプラントである。このタービンシステムのキー技術である 1700°C 級タービン冷却翼の研究開発計画が遂行されており⁽¹⁾、著者らはこの冷却翼開発に参画してきた。冷却翼の技術開発は、翼基材、冷却技術および遮熱コーティング (TBC: Thermal Barrier Coating) 技術がある。この TBC 開発にあたり、プラズマ溶射と電子ビーム物理蒸着技術の開発、TBC 評価、翼の冷却孔加工および TBC 施工技術開発等を行ってきたが、本稿では各種コーティングプロセスを組合わせた TBC 皮膜の熱サイクル特性評価、高温水蒸気雰囲気中での TBC 皮膜評価、冷却翼の TBC 施工および水素燃焼翼列試験後の TBC 評価について述べる。

2. 冷却翼設計と課題

タービン翼の開発課題には、高温機械的特性に優れた翼基材の選択、翼冷却技術および皮膜剥離特性に優れた

TBC 開発の項目がある。翼基材に要求される特性には、水蒸気雰囲気での耐酸化性、クリープ特性、高温引張特性、低サイクル疲労特性、铸造性などがあり、ここでは高温でのクリープ破断強度や低サイクル疲労強度に優れ、航空機や発電用ガスタービン材料として上記特性のバランスに優れた第 2 世代 Ni 基単結晶合金 CMSX-4 を採用した。翼の冷却方式は、全面膜冷却方式、回収方式、ハイブリッド方式 (回収式に吹出し式を併用する方式)、水冷却方式、蒸気冷却方式があるが、プラント性能や運転信頼性の観点から検討を行い、総合評価で最も優れたハイブリッド方式を選定した。TBC は翼メタル温度を現行の冷却翼とほぼ同レベルに維持するには不可欠の技術であり、冷却翼設計において、TBC 表面の最高温度を 1200°C 以下とした。これは、TBC の温度が高くなると焼結が起って体積が縮小し、そのためクラックが発生して TBC の耐久性が低下することを防止するための上限温度である⁽²⁾。翼メタルについては、高温水蒸気雰囲気中で高温酸化が顕著に起らない温度を上限温度としている。TBC に要求される特性には、熱負荷が高い環境下での耐剥離特性、高温水蒸気雰囲気下での耐酸化特性および高温耐久性があり、これらの特性を満たす材料の評価と選定、最適コーティングプロセスの開発、および耐剥離特性に優れた TBC 皮膜構造の開発を行った。

原稿受付 2000 年 9 月 5 日

* 1 株式会社 電力システム社 電力産業システム技術開発センター
〒230-0045 神奈川県横浜市鶴見区末広町 2-4

3. TBC 皮膜構成と TBC 材料

TBC 皮膜は、図 1 に示すような 2 層構造を基本構成としており、翼基材の高温酸化を防止するボンド層と、高温燃焼ガス流から翼への熱流束を低減させるトップ層から成っている。トップ層の材料は航空機や発電用ガスタービン材料として実績があり、熱伝導率が低くて総合特性が良いイットリア部分安定化ジルコニア (8 wt% $Y_2O_3-ZrO_2$) を選定した。ボンド層は一般に MCrAlY (M: Ni, Co 等) 合金が用いられるが、翼材の Ni 基合金に対して高温酸化特性が優れた NiCoCrAlY 合金を採用した。

4. 各種 TBC の熱サイクル特性

TBC は遮熱という重要な機能を担っているために、TBC 皮膜の剥離は遮熱機能の消失と翼材料の温度上昇を招き、高い熱負荷環境下での皮膜剥離特性を評価することは不可欠の項目である。ここでは、皮膜剥離損傷特性に優れた TBC 構成と施工方法の選定およびプロセスパラメータの最適化を行うために、高温大気雰囲気中での熱サイクル試験を実施した。

4.1 試験片製作および試験方法

試験片は Ni 基超合金の IN 738 LC を $20 \times 20 \times 5$ mm の平板形状に加工し、片面に TBC を施工して試験に供した。TBC の施工は、ボンドコートとして大気プラズマ溶射 (APS: Atmospheric Plasma Spraying) と減圧プラズマ溶射 (VPS: Vacuum Plasma Spraying) を、トッ

プコートとして大気プラズマ溶射と電子ビーム物理蒸着 (EB-PVD: Electron Beam-Physical Vapor Deposition) を実施し、各方式において最適プロセスパラメータの検討を行った。ボンド層の厚さは約 $150 \mu m$ 、トップ層の厚さは約 $200 \mu m$ である。表 1 に製作した試験片の種類を示す。

ここで、APS/VPS 組合せの試料 C は現在の東芝標準、試料 E は世界的に有名なジョブショップで製作した EB-PVD/VPS 組合せの試料である。

熱サイクル試験は、大気中： $150^\circ C \leftrightarrow 1100^\circ C$ (30 分保持)、昇温・降温それぞれ 30 分の熱サイクルで行った。この試験は試料全体が均一温度になるため、温度勾配のある冷却翼と比較してボンド層の温度は厳しい条件である。試験装置の仕様は試験温度が $1100^\circ C$ 、均熱領域が $\phi 100 \times 90$ mm、発熱体がカンタル A-1、炉体が移動する機構となっている。

4.2 熱サイクル試験結果

図 2 に熱サイクル試験結果を示す。横軸はトップ層とボンド層のプロセス組合せを示しており、縦軸は、TBC 皮膜がほぼ全面剥離したときの剥離寿命比率 (L/L_0) を示しており、試料 A のトップ層剥離までの熱サイクル回数を L_0 としている。この結果から、試験翼には試料 D の施工を選択した。

コーティングプロセスによる皮膜剥離損傷の違いは、次のように考えられる。図 3 は、熱サイクル試験後の代表的な剥離断面組織である。試料 C のトップ層は APS で形成しているが、この場合のトップ層組織は、ジルコニア粉末粒子が扁平状に積層し気孔の多い組織となる。これに対し、試料 D のようにトップ層を EB-PVD で形成した場合は、独立した結晶がボンド層界面から垂直に

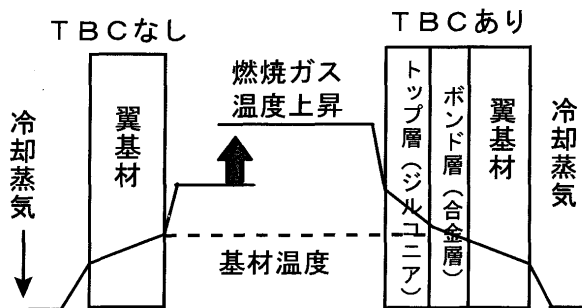


図 1 TBC 基本構成と原理

表 1 試験片種類

試料タイプ	A	B	C	D	E
プロセス	トップ層 APS	EB-PVD	APS	EB-PVD	EB-PVD
	ボンド層 APS	APS	VPS	VPS	VPS
備考			東芝標準		C社製

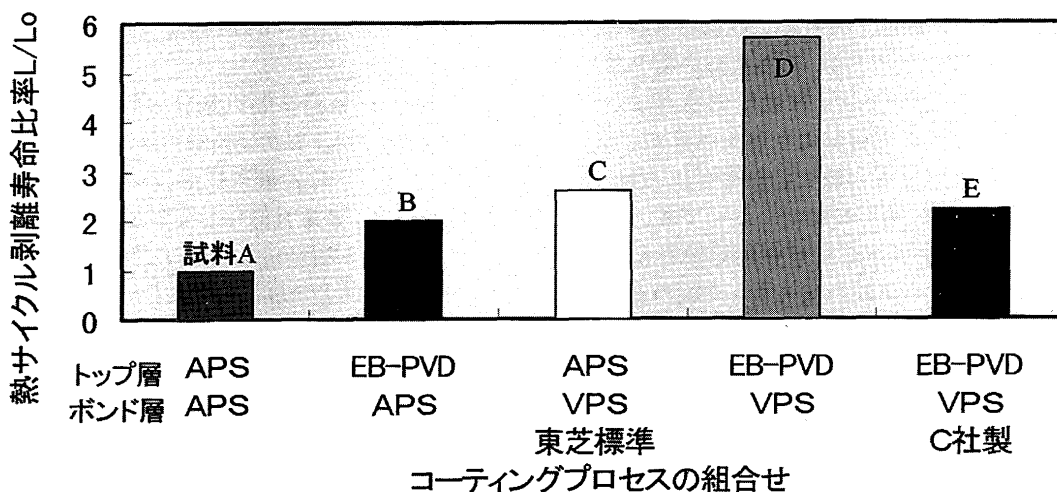


図 2 熱サイクル試験結果

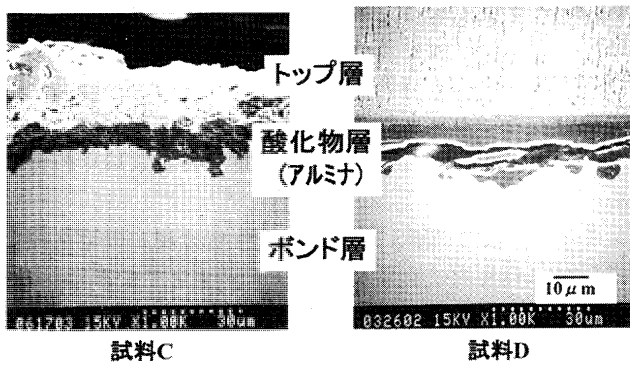


図3 熱サイクル試験後の剥離断面

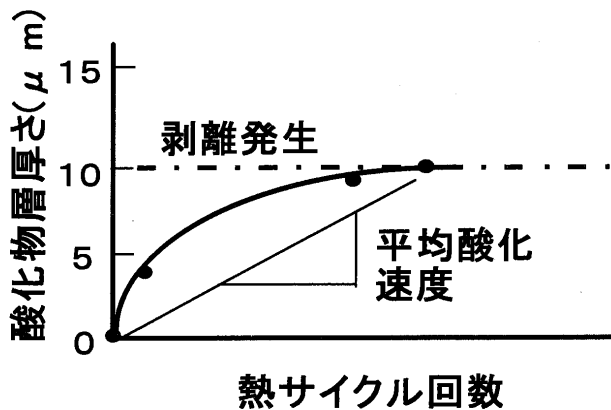


図4 酸化物層厚さと剥離発生の関係

成長した柱状晶の組織となり、柱状の結晶間にはミクロな間隙が存在している。APS/VPS 組合せ試料Cの皮膜剥離面はボンド層界面近傍のトップ層内であるが、EB-PVD/VPS 組合せ試料Dの剥離面は界面に生成された酸化物層内である。他の試料についてもトップ層がAPSの場合はトップ層内で、EB-PVDの場合は酸化物層内で剥離している。この酸化物層は、X線による元素分析およびX線回折の結果、アルミナ (Al_2O_3) であった。アルミナ形成は数百度以上の温度になると促進されることから、熱サイクル試験における酸化物は、主に 1100°C の保持領域で生成していると考えられる。

皮膜剥離に関しては、剥離を引き起こさない限界の酸化物層厚さが存在すること⁽³⁾、均一加熱冷却の熱サイクル試験で、酸化物層厚さが $12\ \mu\text{m}$ 程度で皮膜剥離が生じ、このときの剥離方向の引張応力が解析されている⁽⁴⁾。これらに示された皮膜剥離時の酸化物層厚さは、数 μm から 10 数 μm の範囲にあり、本試験においても、トップ層とボンド層界面に生成された酸化物層厚さがほぼ $10\ \mu\text{m}$ 程度に達すると、いずれの試料でも皮膜の剥離が発生している。図4はこれを模式的に示した図であるが、ここに示すような平均酸化速度と剥離寿命比率の関係を示すと、図5のようになる。すなわち、プロセスの組合せによりトップ層・ボンド層の組織形態が異なり、そのためにトップ層とボンド層界面に生成する酸化物層の平均酸化速度が変わり、皮膜剥離特性の相違として現れる

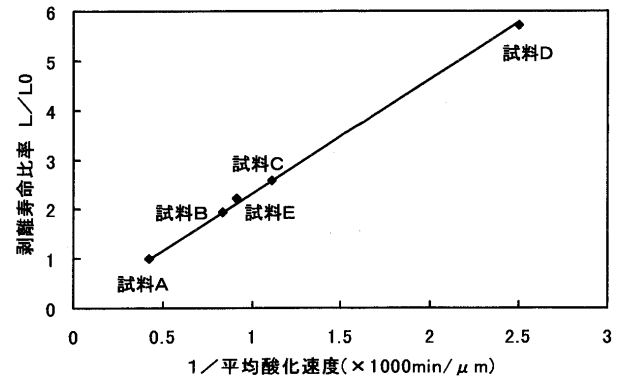


図5 剥離寿命比率と平均酸化速度の関係

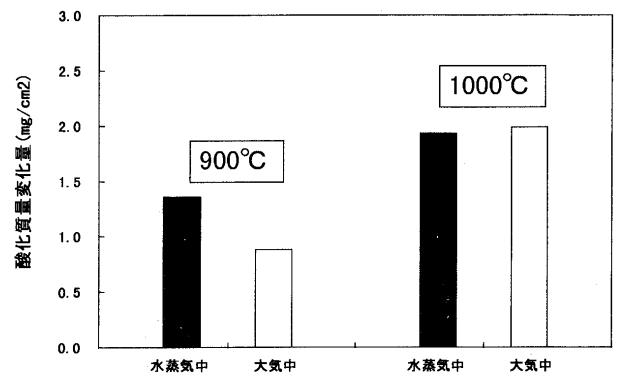


図6 TBC材の水蒸気酸化質量変化

と考えている。

TBC皮膜の剥離寿命は、酸化物層の平均酸化速度が小さくなるほど長くなるという反比例の関係にあると推定されるので、剥離寿命比率 L/L_0 と平均酸化速度 V の関係を図5から実験式として求めると、次式が得られる。

$$L/L_0 = 2.31 \times 10^{-3} (1/V) \quad (1)$$

ここで、 L : 各コーティングプロセスによる剥離寿命 (回数)

L_0 : 試料Aの剥離寿命 (回数)

V : 寿命に達するまでの平均酸化速度 ($\mu\text{m}/\text{min}$)

5. TBCの高温水蒸気酸化特性

5.1 試験片製作および試験方法

ここではTBCの耐酸化性に与える水蒸気の影響を明らかにすることを目的として水蒸気酸化試験を実施した。試験は $\phi 13.5\ \text{mm} \times 20\ \text{mm}$ のCMSX-4丸棒試験片表面に試料Dと同じTBCを施工し、水蒸気/大気雰囲気中で $900, 1000^\circ\text{C}$ の2温度条件にて500時間まで実施した。

5.2 水蒸気雰囲気試験結果

酸化による質量変化量を図6に示す。 $900^\circ\text{C} \times 500$ 時間の結果では大気雰囲気に対して水蒸気雰囲気に加速酸化傾向が見られるが、 $1000^\circ\text{C} \times 500$ 時間ではほぼ同等の酸化量となった。図7に $1000^\circ\text{C} \times 500$ 時間酸化試験後の

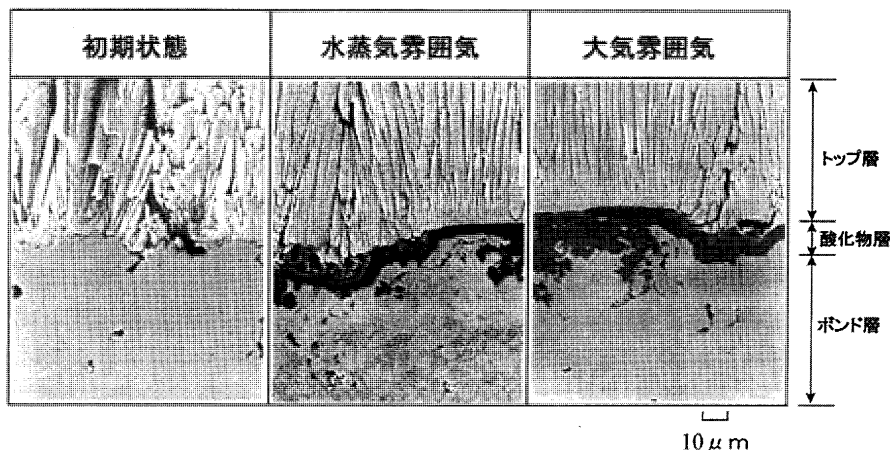


図7 トップ層とボンド層界面に生成した酸化物層

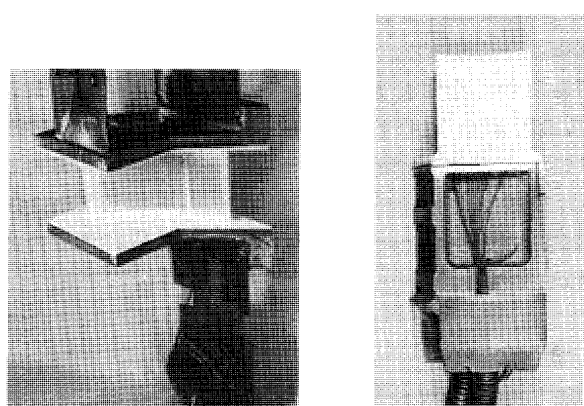


図8 翼列試験前の翼外観

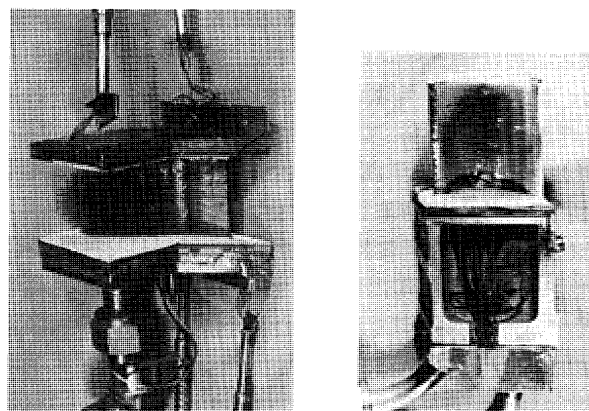


図9 翼列試験後の翼外観

水蒸気、大気酸化試験後のトップ層とボンド層界面の断面組織を示す。水蒸気/大気雰囲気ともトップ層とボンド層界面に酸化物層が形成されており、その酸化物層厚さはほぼ同等である。分析の結果、水蒸気/大気中とも酸化物は層状の Al_2O_3 である。この Al_2O_3 層は緻密で酸化を抑制する保護皮膜としての機能を有しており、トップ層からボンド層への酸素拡散およびボンド層からトップ層への金属元素拡散を律速していると考えられる。1000℃×500時間では、水蒸気/大気雰囲気とも Al_2O_3 層が数 μm 程度の厚さに達したため、酸化性が強い水蒸気雰囲気であっても酸素や金属元素の拡散が抑制されて大気雰囲気と同等の酸化量になったと考えられる。

他方 900℃×500時間では、大気雰囲気に対し水蒸気雰囲気下での加速酸化が進行している過程と推定される。

6. 冷却翼の製作

水素燃焼翼列試験用供試翼として、冷却蒸気の回収冷却を基本にし一部吹き出し膜冷却を併用したハイブリッド方式の冷却翼製作を行った。冷却構造は、静翼・動翼共に熱負荷の大きい前縁部と後縁部を吹き出し冷却とし、中間部を内部の対流で冷却する構造である⁽⁵⁾。冷却翼は精密鋳造にて冷却通路も一体で製作しているが、冷却翼

には翼メタル温度と翼面圧力を計測するため多数の計測線を埋め込み、吹き出し冷却孔は冷却効果の大きいディフュージョン形状を採用し、レーザ加工と放電加工で形成した。

TBCは表1に示すDタイプを採用し、計測線の埋め込み及び冷却孔加工後に翼全面に施工するプロセスを開発した。図8に、翼列試験前における静翼と動翼の外観を示す。

7. 水素燃焼翼列試験翼のTBC健全性評価

水素燃焼翼列試験は、翼列評価試験装置を製作し、主流蒸気入口平均温度1000~1780℃、主流蒸気入口平均圧力2.7 Mpa、水素酸素燃焼による酸化性の高温水蒸気雰囲気下で、冷却性能試験を行った⁽⁵⁾。全試験時間における定格温度(1700℃)での試験時間は、静翼試験で約24分、動翼試験で約22分であり、試験後の冷却翼についてTBCの健全性評価を行った。

7.1 外観目視観察

冷却性能翼列試験後の静翼と動翼の外観を図9に示す。試験前後で翼外観の異常はみられず、翼有効部でのTBC剥離も認められないが、静翼・動翼の腹側には黒い付着物がみられる。これに対し背側には付着物はなく、表面

状態はきれいである。

7.2 TBC 内部剥離検査

翼面に施工した TBC 内部に剥離があるかどうかの評価を非破壊赤外線検査により実施した。この測定原理は、加熱源であるランプで TBC 表面を加熱して赤外線カメラで表面温度分布を測定し、このとき TBC 内部に剥離箇所が存在すると、この箇所が高温領域箇所として表示される。この測定方法による分解能は 1 mm であり、翼列試験前後において、静翼・動翼の腹側背側およびエンドウォールの TBC に内部剥離は認められず健全であった。

7.3 付着物分析と表面粗度

静翼の腹側には黒い付着物が多く認められるが、特に大きな付着物について X 線回折による分析と SEM による断面組織観察および元素分布測定を行った。腹側の大きな付着物には Fe, Cr, Ni の強いピークがみられた。また、腹側の薄くて黒い付着物についても X 線回折と断面組織観察を行い、Cr は検出されなかったが、Fe, Ni の酸化物が検出された。これらの付着物は冷却翼上流側装置からの飛来物とみられる。

次に、試験後の動静翼における有効部の表面粗度を、東京精密製・触針式表面粗さ測定機を用い、最大高さ R_{max} (μm) で計測した。図 10 は静翼有効部の表面粗さ分布を無次元翼位置で整理した図である。測定箇所は

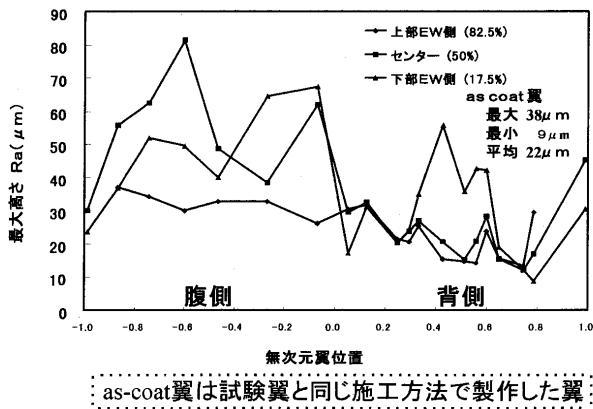


図 10 静翼有効部の表面粗さ分布

上部エンドウォール (EW) 側 (82.5%), センター (50%), 下部 EW 側 (17.5%) の 3 ケ所であり、as-coat 翼は試験翼と同じ TBC 施工方法で製作した翼の値である。腹側の表面粗度は付着物のため最大高さが非常に大きく、背側はほぼ as-coat 翼に近く全体的に滑らかである。

7.4 膜厚分布と TBC 断面組織

試験後の静翼と動翼の有効部 50% の箇所を切断し、断面組織から有効部トップ層の膜厚を計測した。静翼・動翼とも膜厚分布は as-coat 翼と同じであり、試験による TBC 膜厚の減少はみられなかった。TBC の断面組織は電子顕微鏡で観察したが、その一例を付着物が多い静翼腹側について図 11 に示す。トップ層のマイクロ組織は緻密な柱状晶で欠損・脱落等は認められず、トップ層とボンド層界面も初期状態とほぼ同じような組織を示しており、異常酸化はなく健全である。

試験前後において、トップ層ジルコニア結晶構造の変化があるかどうかを X 線回折で計測した。測定は波長 1.5\AA の X 線を TBC 表面に照射し、2 度/min のスキャンスピードで X 線回折パターンを得た。静翼・動翼ともトップ層のジルコニア結晶構造は、X 線回折ピーク位置と結晶方位が as-coat 材と同じであり、変化は認められなかった。

8. 今後の課題

1700°C 水素・酸素燃焼下での短時間試験後、試験翼の TBC について評価を行なったが、静翼・動翼とも TBC の剥離は殆どなく、TBC 組織の変化や界面の異常酸化も認められず、健全であることを確認することができた。しかしながら今回の翼列試験は短時間での評価であり、実機適用のためには、TBC 特性として蒸気雰囲気中における長期の耐熱性と耐久性の評価が必要である。

9. 結論

1700°C 級タービン冷却翼に適用する TBC 開発において、以下の成果を得た。

- (1) 大気中 1100°C の熱サイクル試験により、耐剥離特性に優れた TBC を開発した。TBC の熱サイクル剥離

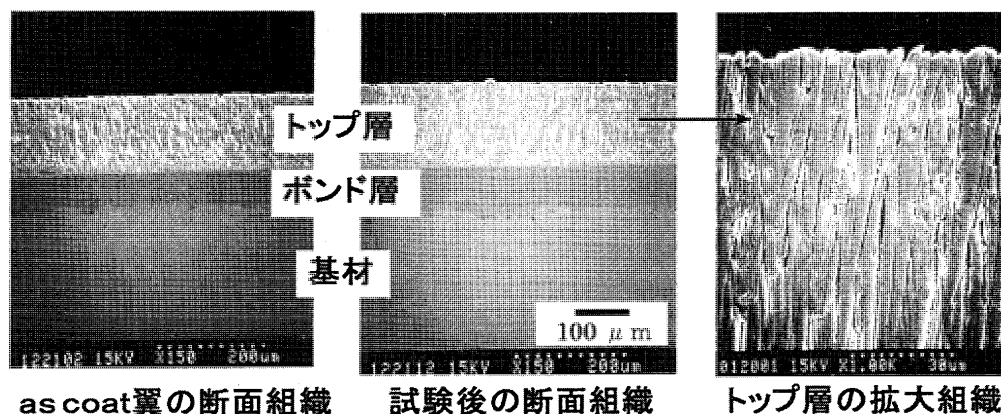


図 11 静翼有効部の TBC 断面組織

寿命は、コーティングのプロセス組合せの相違にかかわらず、トップ層とボンド層界面に生成する酸化物層の平均酸化速度に依存する関係が認められた。

- (2) TBCの高温水蒸気酸化は、上記酸化物層 (Al_2O_3)がある厚さに達すると酸化物中の金属元素や酸素の拡散が律速となり、水蒸気の影響が出なくなると考えられる。
- (3) 翼のTBC施工は、ボンド層に減圧プラズマ溶射、トップ層に電子ビーム物理蒸着を採用し、翼全面にTBC施工を行った。
- (4) 水素燃焼翼列試験において、翼面および冷却孔入口のTBC剥離はなく、断面組織にも異常は認められず、TBCの健全性を検証することができた。

謝辞

本研究は、財団法人発電設備技術検査協会を通して、NEDOからの委託で実施した。両機関に対して研究への支援に謝意を表します。

参考文献

- (1) Mouri, K., Arai, N., Taniguchi, H., and Maekawa, H., "Research and Development of Hydrogen Combustion Turbine and Very Hot Heat Exchanger in WE-NET Project" IJPGC '98 Vol.1, p.433-437
- (2) 高橋雅士, 浜田孝治, 伊藤義康, 松本一秀, 岡村隆成, "プラズマ溶射法によるイットリア部分安定化ジルコニア溶射皮膜の耐熱性" 溶接学会全国大会講演概要 第59集 '96-10, p.370
- (3) 中山真人, 桜井茂雄, 和田貞夫, "ガスタービン用遮へいコーティングの寿命予測" 日本機械学会第75期通常総会講演会講演論文集(II) '98-3, P 654
- (4) 高橋雅士, 田村雅貴, 鈴木謙一, 石井潤治, "ガスタービン遮熱コーティングの高温劣化挙動" 日本機械学会第75期通常総会講演会講演論文集(II) '98-3, P 650
- (5) 伊藤勝康, 古閑昭紀, 川岸裕之, 松田 寿, 須賀威夫, 岡村隆成, "水素燃焼タービン1700℃級ハイブリッド型冷却翼 翼列評価試験" 第14回ガスタービン秋季講演会講演論文集 '99-8

民間ヘリコプタ用ターボシャフトエンジンの 計画から開発まで

From the Planning to the Development of a Commercial Helicopter Engine

内田 誠之*¹
UCHIDA Seishi

安田 正治*¹
YASUDA Shoji

森下 進*¹
MORISHITA Susumu

三宅 慶明*¹
MIYAKE Yoshiaki

島内 克幸*¹
SHIMAUCHI Katsuyuki

キーワード：民間ヘリコプタ，エンジン，圧縮機，燃焼器，タービン，計画，開発，型式承認
Commercial Helicopter, Engine, Compressor, Combustor, Turbine, Planning,
Development, Type Approval

Abstract

In Japan there have been no commercial gas-turbine engine which developed and finally reached to the practical use. Recently, MG5 series commercial turbo-shaft engine have developed and received Type Approval from JCAB for the first time in Japan, and MH2000 commercial helicopter which installs two MG5 engines entered into service from October 1999. Here, some engineering contents of engine and main components (compressor, combustor, turbine) are described, mainly for technical trend, performance and test results.

1. まえがき

我が国における民間航空用エンジンの分野では、海外メーカーとの共同開発の実例や、FJR 710のような実験機用の開発はあるものの、エンジン全体の实用化に至るまでの自主開発は皆無であった。今回国内では初めての民間ヘリコプタ用ターボシャフトエンジンMG5シリーズの自主開発と、運輸省型式承認の取得が行われ実運用が開始されたことは、我が国民間航空エンジン分野においては画期的なことであり、その意義は非常に大きなものがある。一般に航空エンジンの開発には非常に長期間が必要であり、本エンジンの場合も開発初期計画から实用化に至るまで約13年の歳月を要している。

ここでは、その間実施された主要技術内容について紹介するが、今回はエンジン全体と圧縮機、タービンを主体に主に性能関連について、技術動向、空力設計、試験結果等について述べる。エンジン全体開発におけるもう一つの重要な項目である構造・強度、機能、更には型式承認の為の試験、技術実証等に付いては別の機会に譲る事とする。

2. 小型ターボシャフトエンジン技術動向とエンジン全体構想

2.1 技術動向

(1) 燃料消費率と出力重量比の動向

航空エンジンの計画の中で最も重点を置くのは、機体の直接運行費に係わるパラメータである燃料消費率と重量である。この内重量は、軽く出来ればその分燃料を余計に積めるという意味で燃料消費率と同等の比重を持っている事から、航空エンジンでは非常に重要な項目である。これらのパラメータ値はエンジン出力の大きさによって異なるため同一の出力クラスの中で比較検討し、目標を定める必要がある。当然の事ながら時代と共に技術は進歩しており、より高い目標を設定し、開発終了時点でも陳腐化しない配慮が必要となる。また余りにも高すぎる目標は、直接コストに跳ね返り、逆に商品化を損なう事にもなるため、性能とコストのバランス（コストパフォーマンス）への配慮、最適化が最も重要な項目となる。

図1に燃料消費率、図2に出力・重量比の世界の動向を示す。

(2) 圧縮機圧力比とタービン入口温度の動向

エンジンの性能計画に際し、熱サイクル効率（＝燃料消費率）を支配するのは圧縮機圧力比とタービン入口温度であるため、これらの技術動向を良く吟味しどのレベ

原稿受付 2000年6月28日

*1 三菱重工(株)名古屋誘導推進システム製作所 エンジン機器部
〒485-8561 愛知県小牧市東田中1200

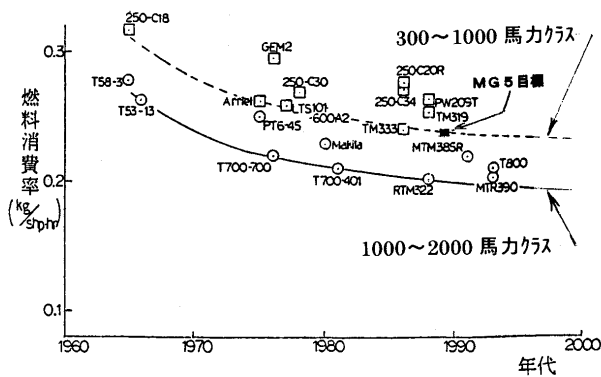


図1 燃料消費率の動向

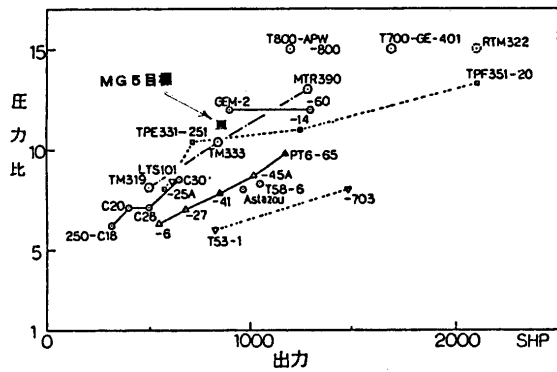


図3 圧縮機圧力比の動向

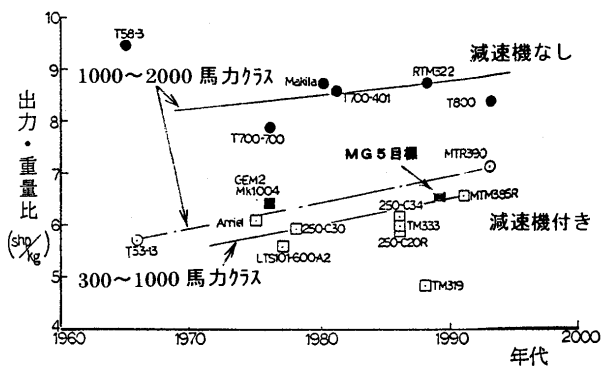


図2 出力・重量比の動向

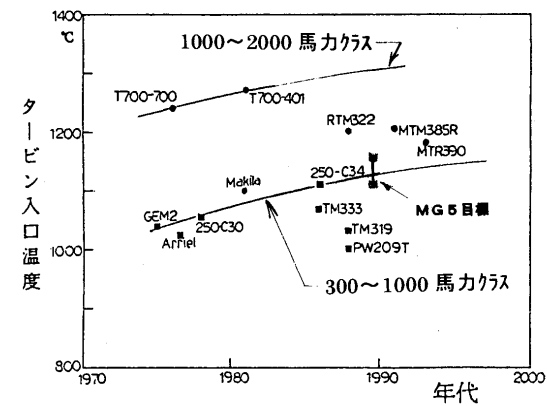


図4 タービン入口温度の動向

るに目標を設定するかが重要なポイントとなる。ここでもそれぞれの目標が過度に高い場合には、圧縮機では構成段数を多くする、タービンではより高級な材料を必要とする等のコストへの影響が大きくなる要素を含んでいるため、前項と同様コストとのバランスが必要である。又エンジンサイズや形式によりその傾向が大きく異なることも考えておくべきである。

図3に圧縮機圧力比、図4にタービン入口温度の世界の動向を示す。

2.2 エンジン全体構想

(1) ヘリコプタとして必要なエンジンの構想

エンジンの構想を固めるに当たり、先ずヘリコプタとしてどのような特性が必要かを検討し、そこから抽出されるエンジンに対する要求項目を洗い出し、それらを総合的に満足させるエンジンの設計はどのようにすべきかという検討の流れ、コンセプトの最適化が必要になる。このコンセプト最適化検討の流れを示したものが表1である。

(2) エンジンのコストパフォーマンス

前述のとおりエンジンは燃料消費率や重量を極限まで小さくした場合、逆にコストは際限無く上昇してしまう。コスト・信頼性・整備性を支配する要因は回転体要素(圧縮機、タービン)の構成段数(これは全体の部品点数にも比例する)である。実用化までをねらった設計においては、コストを極力小さく押さえる事が欠かせない条件であり、性能・重量・基本寸法とコスト・信頼性・

表1 エンジンコンセプトの最適化検討

機体に必要な特性		エンジンへの要求	エンジン設計
飛行性能	高速性	小型 高出力	単段構成・部品点数最小 高圧力比・高タービン入口温度
	高運動性	耐テイクオフ性 高応答性	単段遠心圧縮機 可変入口案内翼
	巡航性能	低燃費 軽量	高要素性能・最適制御 単段構成・部品点数最小
	低騒音	出力軸回転可変	FADECに可変機能
安全性	耐環境性	高低温・着氷等 耐吸込み能力	簡単な構造 単段遠心圧縮機
	高信頼性	エンジン信頼性	制御冗長化・部品点数最小
高稼働性	高整備性	エンジン整備性	モジュール構造・補機配置
	使い易さ	ゲロス余裕 訓練機能	800~1200馬力レンジ FADECにOEI訓練モード
経済性	低初期コスト	低製造コスト	簡単な構造・部品点数最小
	低整備コスト	長TBO/長寿命	簡単な構造・長寿命設計

整備性のバランスを考慮して所謂コストパフォーマンスの優れたエンジンとすることが最も重要なポイントとなる。図5にコストの代表例としてのロータ段数と燃焼消費率の関係とコストパフォーマンスの考え方を示す。

(3) サイクルパラメトリックスタディーとエンジン設計点

エンジン全体性能(燃料消費率)・規模(基本寸法、重量)を支配するのは圧縮機圧力比とタービン入口温度であり、これらをパラメータとしてエンジンの基本サイズ(比出力)と性能(燃料消費率)の最適点を選定する事で基本構想の根幹が出来あがる。この際に圧縮機、タービンの回転数や強度的成立性を考慮しながら、各要素の効率レベルを算定しつつエンジン設計点を決定する。また設計点の設定に当たっては、将来のパワーアップ余

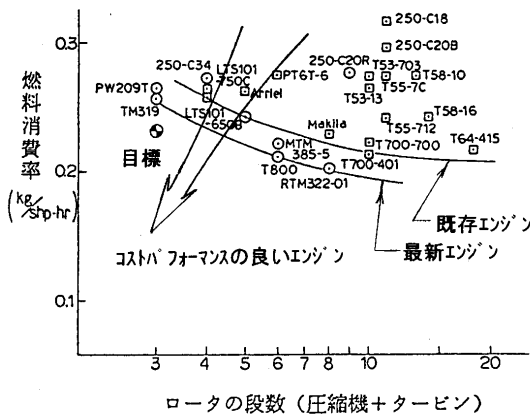


図5 ロータ段数に対する燃料消費率

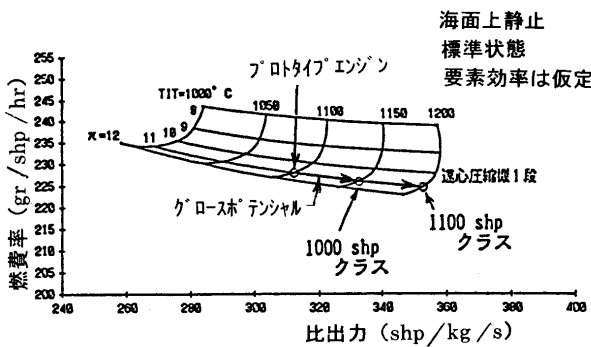


図6 サイクルパラメトリック・スタディ

裕 (グロスポテンシャル) を考慮しておく事も重要である。

図6にサイクルパラメトリックスタディー結果を示す。

(4) エンジン全体構想の集約

以上のようなコストパフォーマンスの最適化を主体に検討した結果、エンジン全体基本構想としては、圧縮機として単段の高圧力比遠心圧縮機、燃焼器として環状逆流式燃焼器、高圧タービンとして空冷高負荷単段軸流タービン、出力タービンとして非空冷高負荷単段軸流タービンを採用する事とした。またエンジン出力としては800~900馬力、将来のグロスは1200馬力と設定した。その他の項目も含め全体構想設定結果を表2に示す。

3. エンジン要素設計と性能

3.1 圧縮機空力設計と性能試験結果

本エンジンの構想の中で最も特徴のある部位がこの圧縮機である。つまり以前からの研究成果である圧力比12の高圧力比遠心圧縮機⁽¹⁾をベースに、世界に例を見ない単段で圧力比11でかつ効率も高い遠心圧縮機を開発した。またエンジンの出力応答性を飛躍的に向上する方策として、圧縮機の前段に可変入り口案内翼を設置し、回転数の代わりに空気流量を制御する事により出力応答を高めるアイデアを採用し大きな成果を得た。(本件は国内外の特許を取得済み⁽²⁾、内容の詳細は別の機会に譲る)。これが実現できたのはストールに弱い軸流圧縮機を前段に使用せず、単段の高圧力比遠心圧縮機を採用し

表2 全体構想

エンジン	850馬力	出力タービン	単段軸流式
	グロス1200馬力		回転可変、スロット付式
圧縮機	単段遠心式	減速機	2段減速式
	圧力比1.1		補機駆動系内臓
燃焼器	可変入り口案内翼付	制御	滑油ポンプ、バルブ内臓
	環状逆流式		2重系FADEC
高圧タービン	ノズル1.2個	その他	手動バックアップ機構付
	単段空冷軸流式		BIT、訓練機能付ソフト
	TIT 1100°C		オイルダンプ2箇所
	グロス1250°C		補機は前面配置

た効果が大きい。

(1) 圧縮機空力設計

ガスタービンエンジンにおいては、圧縮機の特徴がエンジン全体の特性を支配すると言っても過言ではなく、圧縮機の空力設計はその意味でエンジン設計の中で最も重要な部分である。遠心圧縮機的设计において圧力比を高くするには、インペラ周速を上げる事が基本であるが、この時当然ながら必要な寿命等強度要求を満足させる事が第一であるため、使用する材料を決めればおのずと限界が出てくる。一方圧力比を高くすることは、一般的に作動範囲(サージ余裕)を減少させ、効率も下がってくるというマイナスの効果もある。また高い効率を実現する方策の一つとして、インペラ相対流出角をバックワード側を取る事が一般的であるが、これは逆に圧力比を下げってしまう方向に働く為、更に周速を上げる必要が出てくる。従って材料強度と周速、バックワード角の間での最適化が要求される。又圧力比11ともなるとインペラ入り口(インデューサ)ティップ側や、ディフューザ入り口でのマッハ数が大きく1を超えて、衝撃波による空力的損失も大きくなるため、如何にそれを最小限に抑えるかが大きな設計的課題である。

これらを総合的に検討して先ず基本の速度三角形を決定し、更には近年著しい進歩を遂げたコンピュータによるCFD(計算空気力学)によりインペラ、ディフューザ翼内部の空気流れを計算、特に衝撃波の影響を最小に留めるような翼型を選定した。

(2) 圧縮機試験結果

a. 定常性能

圧縮機の単体特性の把握は、設計の確認の意味のみならず、その後のエンジン試験解析のベースにもなるため、必要不可欠のものである。前項の設計により試作した供試体を用い、図7の試験リグにより圧縮機性能試験を実施した。その結果の1例を図8に示す。

b. ディストーション特性

航空エンジンの場合、機体の速度、姿勢等によりエンジンの入り口には大きな圧力分布を持った気流が流入する事を想定しなければならない。その程度が極端に大きくなると圧縮機はサージ等の不安定作動を引き起こすため、ある程度の限界値を把握しておく必要がある。搭載機体が決まっていない時期にその程度を決定するのは不可能であるため、標準的圧力分布パターンを想定したブ

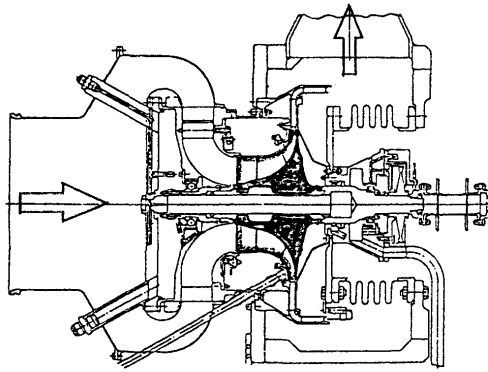


図7 圧縮機試験リグ

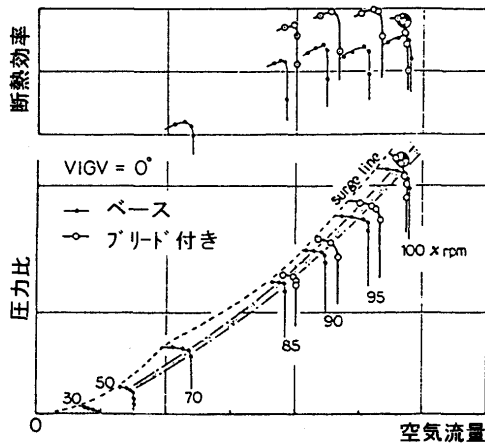


図8 圧縮機性能試験結果

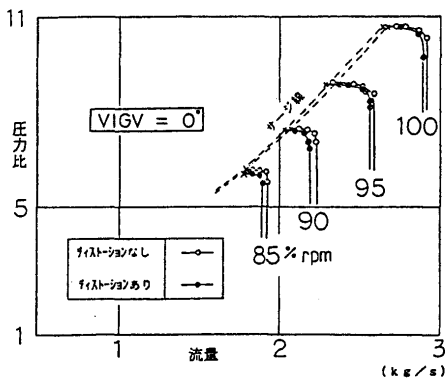


図9 圧縮機ディストーション試験結果

レート圧縮機前方に設置して、その特性への影響を把握した。試験結果を図9に示す。

c. 水吸込み特性

これも航空エンジン特有の特性であるが、飛行中に豪雨に遭遇し大量の水を吸込む事を想定しておかなければならない。その量は民間機の規定では毎時900ミリ相当の雨量であり、圧縮機空気流量の5%にもなる。ここでは限界の確認というよりは圧縮機特性への水吸込みの影響把握を目的に、半分の2.5%相当の水を吸込ませその特性変化を把握した。図10に結果を示す。

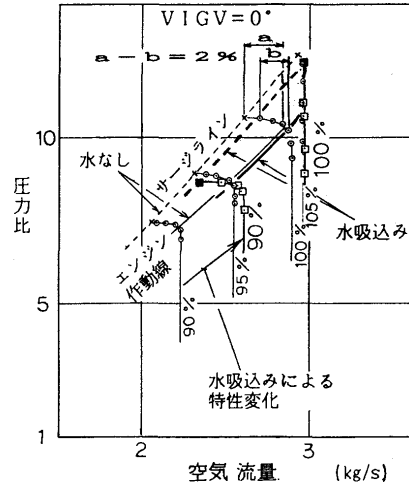


図10 圧縮機水吸込試験結果

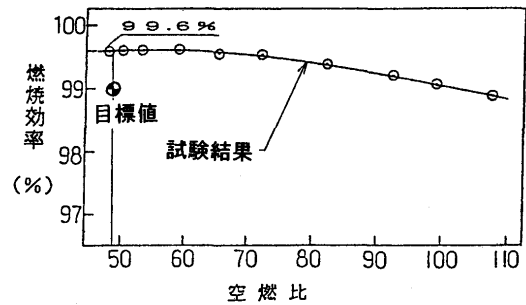


図11 燃焼効率

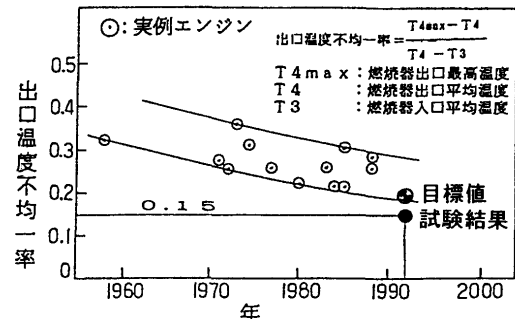


図12 燃焼器出口温度不均一率

3.2 燃焼器設計と試験結果

(1) 燃焼器設計

燃焼器の形式は、遠心圧縮機を採用した場合比較的直径を大きく出来ることから、環状逆流式を用いたエンジン全長を抑える方式とする事が多く、本エンジンの場合もこの方式とした。基本形状は先ず、圧力比と燃焼負荷率の関係から必要なボリューム(内外形、全長)を定め、必要な空気孔、冷却孔等は数値シミュレーション、可視化モデル試験等により定めた。

(2) 燃焼器試験結果

燃焼機試験としては、低圧燃焼リグに実機供試体を取り付け、圧力損失、燃焼効率(図11)のデータを取得した。またタービンの寿命に大きな影響を与える出口温度分布(温度不均一率)については、実機状態でのデー

タ取得が必要であり、エンジンとしての試験・計測結果として図12の結果を得た。それぞれ狙い通り以上の結果が得られている。

3.3 タービン空力設計と性能試験結果

(1) タービン空力設計

本エンジンのタービンは高圧タービンと出力タービンからなるが、夫々膨張比3.6, 2.8の単段高負荷遷音速軸流タービンである。まず準三次元流れ解析から夫々の速度三角形を定め、翼型設計は粘性を含む翼間三次元流れ解析により行った。特に高圧タービンは入口温度も高く、空冷とする必要があることから翼厚みも薄くするには限界があり、また高圧力であることから翼高さも非常に小さいため、必然的にアスペクト比の小さな翼とせざるを得ない。従って翼のプロファイル損失、二次流れ損失、チップクリアランス損失等の翼列損失が大きく、効率低下の要因の多い事が推測されたため、以下の各種要素試験を実施し大きな損失の発生しない事を確認した。

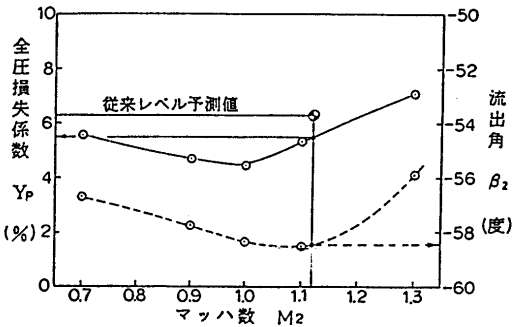


図13 高速翼列試験結果 (動翼マッハ数特性)

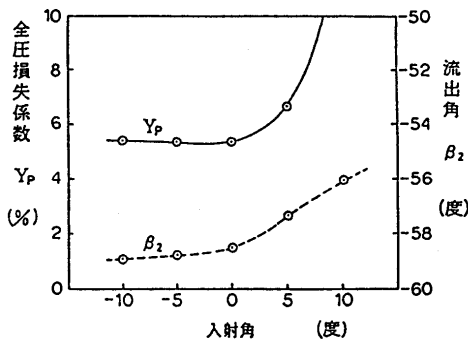


図14 高速翼列試験結果 (動翼入射角特性)

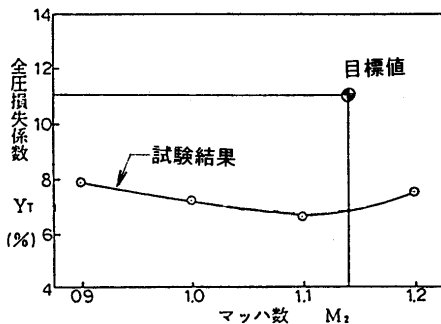


図15 環状翼列試験結果

(2) タービン試験結果

a. 平均径翼型の二次元高速翼列試験

高圧タービンの静翼、動翼平均径翼型を用いてマッハ数0.7~1.3, 入射角-10°~10°の試験を行い、全圧損失, 流出角の特性を把握。全圧損失については計画マッハ数にて従来推定レベルより損失の小さい事を確認した。図13, 14に試験結果を示す。

b. 静翼の環状翼列試験

高圧タービン静翼については特に二次流れ損失低減のためエンドウォールコンタリング, カーブドスタッキング等の工夫を盛り込み、環状モデル翼列試験をおこなった。図15にその結果を示す。全圧損失については、従来レベルに比べ約30%の低減効果を確認した。

c. 高圧タービンの回転翼列試験

要素試験の最後として、静翼、動翼を組み合わせた段としてのモデル回転翼列試験を実施し、段性能, チップクリアランスの影響, 等の計測を行った。試験結果を図16に示す。

4. エンジン全体設計と性能

4.1 プロトタイプエンジン全体構造元

以上の要素設計, 確認試験等の結果として固まったMG5エンジンプロトタイプの全体構造を図17に示す。この基本形態は、その後のMG5エンジンシリーズとして維持されている。

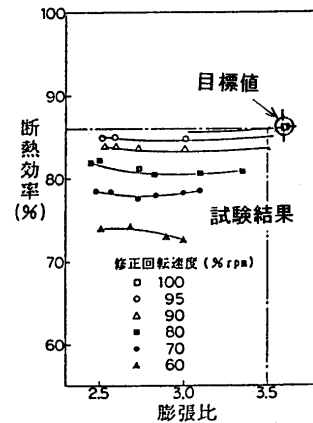


図16 回転翼列試験結果

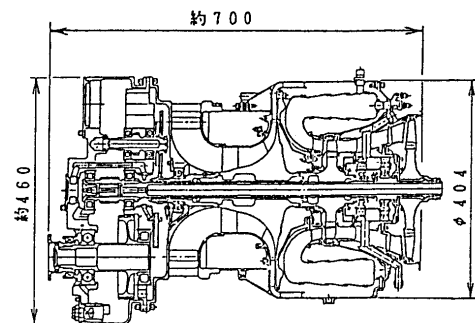


図17 プロトタイプエンジン全体構造

4.2 プロトタイプエンジン性能試験結果

(1) 海面上静止状態性能試験

エンジンの基本性能は、出力と燃料消費率で代表される。図18に性能試験結果の例を示す。エンジン試験の結果にはこの他にタービン温度、回転数のマッチング、空気流量、等等多数の項目があるが、十分な要素検討、要素試験の積み上げの結果、ほぼ狙い通りの性能が得られた。

(2) 高空性能試験

航空エンジンは当然の事ながら高空状態で運用されるものであり、高度、マッハ数をパラメータとしたエンジンの性能把握は開発試験の一部として必須の項目であるが、残念ながら国内には高空試験装置(ATF)が無く、外国に依存する状態であった。そこで本エンジンでは、小規模ながら減圧槽、吸気冷却装置、排気減圧装置、排気冷却機等を備え、高度3万フィートまでの試験が可能な我が国初のATFを独自に設置し、高空、高速状態での性能試験を実施して高空での基本性能の確認を行った。図19に高空試験結果の1例を示す。

5. 民間航空エンジン信頼性実証方法と型式承認

5.1 信頼性実証方法

我が国の航空法においては、民間航空エンジンの信頼性、安全性を保障するために耐空性審査要領(米国の

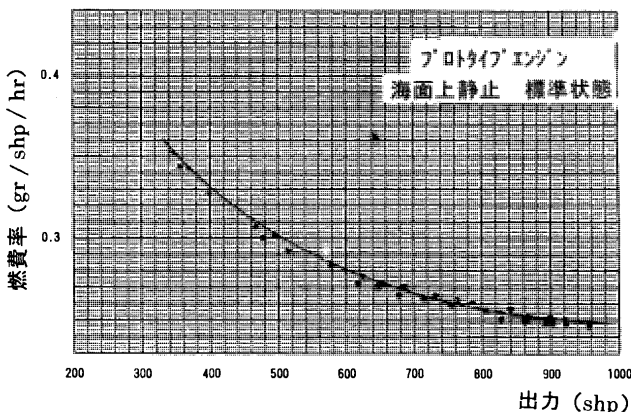


図18 エンジン性能試験結果

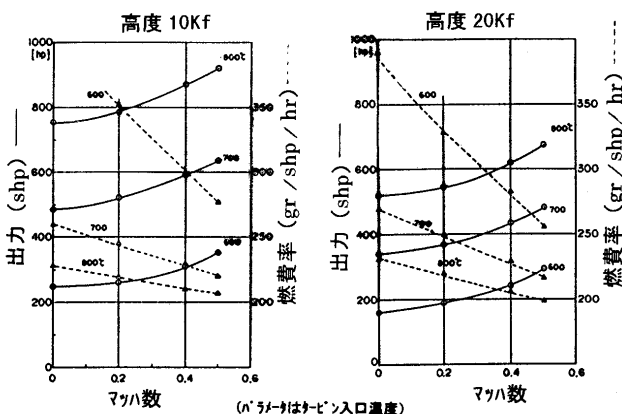


図19 高空性能試験結果

FAR Part.33と同等)が定められており、そこに規定され該当する全ての項目について解析、試験等による実証が必要である。また部品レベルの製造、検査、組み立て等についても審査の結果その工法、工程が凍結され、エンジン全体としては、組みつけられる部品の製造番号、履歴、形態等が管理されて信頼性が保証される事になる。

5.2 型式承認

前述のプロトタイプエンジンをベースに改良が加えられたMG5-100エンジンでは、型式承認申請から約2年半の間でエンジン試作、試験、部品レベルでの試験等を経て平成9年6月9日付けで我が国初の民間航空エンジン型式承認書が発行され、MH2000型ヘリコプタに搭載されて社内での運行に使用された。また出力向上型のMG5-110エンジンにおいても、同様の試験、審査を経て約2年後の平成11年4月1日付けで型式として承認され、MH2000A型純国産ヘリコプタとして、同年10月から実運用が開始された。

最終的に型式証認を取得したMG5-100/-110エンジンの全体構造と諸元を図20、表3に示す。

6. 結論

航空エンジンの開発、実用化はただエンジンを作って運転し、空を飛んだだけでは済まされない。機械として安定して運転できることは最低条件であり、性能、機能等を含め安全に飛行可能な製品にするためには材料、強度、振動、熱、のような基礎技術の他、制御システム、潤滑油システム、燃料システム、二次空気システム等を

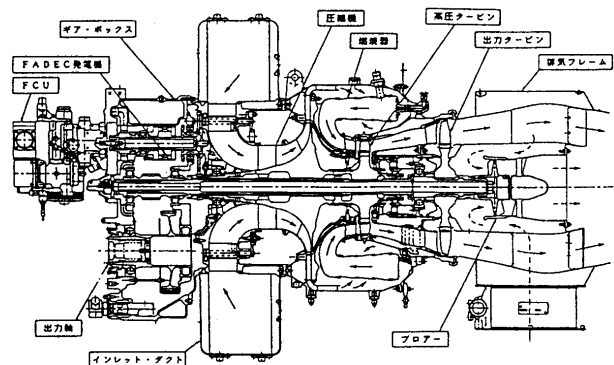


図20 MG5エンジン全体構造

表3 エンジン主要諸元

		MG5-100	MG5-110
出力	2.5分片発定格	—	922SHP
	3.0分片発定格	840SHP	876SHP
	離陸定格	800SHP	876SHP
	連続定格	780SHP	772SHP
	連続定格(90%回転)	—	694SHP
寸法(L, W, H mm)		1154*574*675	1170*574*730
乾燥重量(Kg)		154	154
回転数	高圧軸(rpm)	51600	51870
	低圧軸(rpm)	32500	32500
	出力軸(rpm)	5700	5700
	出力軸(90%回転)	—	5130

注: 寸法、重量には入口/排気ダクト、滑油ケラ、同プロ、配管を含む

含んだ総合システムとして完成しなければならない。またその奥には、圧縮機、タービン等の要素、部品レベルでの性能、機能、強度等の研究の積み重ねが必要であり、非常に広範囲でかつ奥の深い総合技術である。

ここで述べた内容はその内のほんの一部であり、又紙面の制約からその表面部分の一部のみを論ずるに留まったが、世界一の圧力比、世界最小の空冷タービン、国内初の高空試験、国内初の民間航空エンジン型式証認等々、パイオニア的技術内容であり、その意義は非常に大きな物であると考え。しかしながら我が国の航空エンジン技術は全体開発、実用化という意味ではまだまだ欧米に比べ大きな遅れをとっており、今後このような自主開発、

実用化が進み少しでもそのギャップを縮めていく事を期待したい。本稿がその参考になれば幸いである。

参考文献

- (1) 森下 進, 長田文一, 第28回航空原動機に関する講演前刷集, (昭63-2)
- (2) 森下 進, 三宅慶明, 内田誠之, 特許第02941319号
- (3) 安田正治, 月刊トライボロジ, (1998-11)
- (4) Faury, M., Mazoyer, J. P., SAE Paper 871053 (1987)
- (5) Pyle, T., Aldrich, D., ASME Paper 90-GT-204, (1990)
- (6) Sewell, P., Scears, P. E., ASME Paper 90-GT-189, (1990)
- (7) Spirkle, A., Ducos, J. S., Thorn, R., ASME Paper 92-GT-250, (1992)

京セラ(株)におけるセラミックガスタービン部品の研究

吉田 真*1

YOSHIDA Makoto

キーワード：セラミックス、ガスタービン、窒化けい素材料

1. はじめに

京セラ(株)は昨年で創立から満40周年を迎えることができた。創立以来、従来の窯業という産業の域を脱し、ファインセラミックスと呼ばれる工業製品として、アルミナ製半導体パッケージや窒化けい素製自動車部品などを世に送り出してきた。この15年間は情報通信分野へ参入を図り、現在では当社の主要な事業となっている。研究開発組織も、ファインセラミック材料から部品までを開発する鹿児島県国分工場内に設置された総合研究所、部品・デバイスの開発を担当する京阪奈学研都市に位置する中央研究所、そして通信機器の開発を分担している横浜R&Dセンターから構成される。

総合研究所では、1980年代前半よりセラミックエンジン部品の研究開発に取り組んでおり、この中でガスタービンエンジンの効率向上に貢献する耐熱材料としてのファインセラミックスの可能性を追求してきた。セラミックスは、非常に優れた耐熱性、耐酸化性を備えているが、その反面、脆性材料であり衝撃力によって損傷しやすいという性質を有する。また、変形吸収能力が小さい、熱膨張係数が小さい等の特性を持っており、従来の金属製ガスタービンの設計思想をそのまま適用することは不可能であった。これらの課題を解決すべく、広範囲の研究開発を展開し、セラミック部品の実用化研究を積極的に進めている。

特に、昭和63年度に通産省のムーンライトプロジェクトの一環として、NEDO主導で始まった「セラミックガスタービン(CGT)の研究開発」プロジェクト⁽¹⁾の中で、当研究所は300kW級CGTエンジン用セラミック部品の開発を担当し、高効率ガスタービンエンジンへの耐熱セラミック部材の適用に向けて、部品製造技術開発および設計評価技術開発を進めた。このプロジェクトは、昨年3月に終了し、プロジェクトの最終目標であるTIT(タービン静翼入口温度)1350℃、熱効率(LHV基準)42%、およびTITが1200℃での1000時間運転を達成することができた⁽²⁾。燃焼器からパワータービンに至る高温燃焼ガスが接する部分を全て無冷却窒化けい素部品で構成することにより、最終目標を達成すること

ができたのである。これらの成果は、昨年より新たに開始された「産業用コージェネレーション実用技術開発」プロジェクトに引き継がれており、8MW級コージェネレーション用ガスタービンエンジンの静止部品をセラミックスに置き換えることによる効率向上を目的に、セラミック部品実用化に向けた研究開発が継続されている⁽³⁾。

今回は、これらの中から300kW級CGTエンジン部品の研究開発で得られた成果を中心に紹介する。

2. ガスタービン部品用セラミック材料の開発

セラミックスの中で、共有結合性が高い窒化けい素材料は、高い強度と靱性、さらには熱膨張係数が小さいという特徴を有する。このため、熱衝撃抵抗が大きな材料としてグローブプラグやターボチャージャーローターに用いられ、その他各種エンジン部品に採用されてきた。

しかし、ガスタービン部品に適用する材料には、これらの耐熱衝撃性と共に、高温における高い疲労強度特性と高速気流中における耐酸化特性が求められる。そこで原料粉末、焼結助剤の最適化を図り、窒化けい素焼結体組織の均質化と耐熱性に富む粒界相の開発を行った。図1に、ガスタービンや自動車部品に用いられる窒化けい素材料の特性改善の経緯を示す。最終的にガスタービン部品用のセラミック材料として、高い高温強度が得られた窒化けい素材料SN281、および耐酸化性の優れたSN282を選択した。これら開発材料の耐酸化特性を、従来材料であるSN252、および炭化けい素と比較し図2に示す。

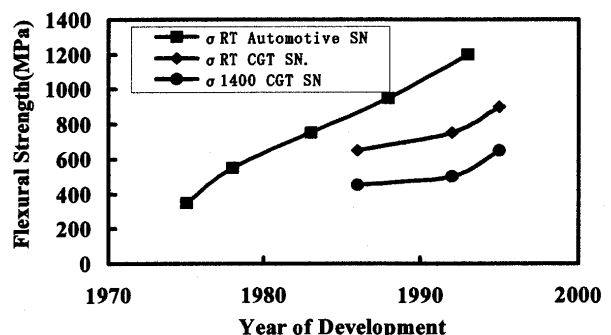


図1 窒化けい素材料の曲げ強度の改善経緯

原稿受付 2000年5月23日

*1 京セラ(株) 総合研究所

〒899-4312 鹿児島県国分市山下町1-4

3. ガスタービン部品製造技術の開発成果

ガスタービン部品は、従来のファインセラミック部品と比較し、大型で複雑な形状を有する部品が多い。このため、原料調製、成形、焼成、加工、欠陥探傷技術などの製造技術開発に取り組み、セラミック部品の製造工程全般にわたる全面的な技術開発を実施している。

3.1 タービンローター

タービンローター製造上の最大の問題点は、鋳込み成形法における内部欠陥の発生であった。特に、原料粉を微粒に変更した材料において内部欠陥が顕著に発生したが、原料調整条件、成形条件を変更することによりこの問題を解決することができた。また、この部品は高いタービン効率を達成するために、厳しい翼形状精度が必要とされる。成形条件の最適化と成形型の改善により目標の形状精度である $-0.05 \sim +0.11$ mmを満足する、 $+0.03 \sim +0.08$ mmの翼形状を達成できることがわかった。

300 kW級CGTの開発では、外径192 mmの大型セラミックタービンを製作した。これは、この時点で製作できる世界最大級の一体成形ローターであり、この成功がエンジン効率向上に果たした役割は大きかった。図3に、CGT 302エンジン（川崎重工株式会社設計）の一体型の

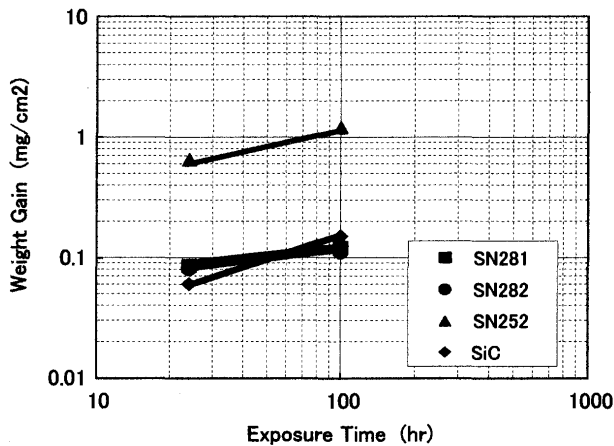


図2 各種セラミック材料の酸化増量（大気中・1,500℃）

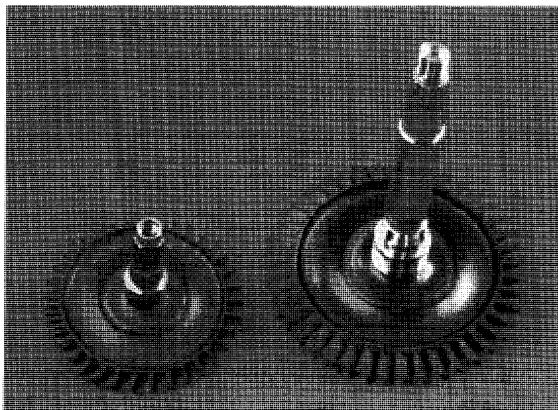


図3 CGT 302用パワータービンローターと
ガスジェネレータータービンローター

パワータービンローターをガスジェネレータータービンローターと比較し示す。

現在では、この成形技術をタービンローターに加え大型ノズルの製造技術に展開しており、セラミック部品の製造コスト低減に向けた研究開発を継続している。

3.2 スクロール・ガス通路部品

スクロールおよびガス通路部品は、ガスタービン用セラミック部品の中でも、薄肉大型形状の部品が多いため、変形抑制が非常に難しい部品である。一例として、CGT 303エンジン（ヤンマーディーゼル株式会社設計）のタービンスクロールを図4に示す。この部品は、外径が450 mmを超え、製造条件の研究開発を行う上で最も大型の部品であり、薄肉で複雑な形状をしている。開発当初には、焼結後に大きな変形が発生し、はめ合い部を加工する際に未研磨部が残るといった問題があった。その後、排泥成形仕様の検討、焼成時変形防止仕様の検討、および加工計測技術の検討を実施することにより、変形量の低減が可能となった。これにより、目標とする精度での研削加工が可能となり、シール性能に問題のない部品を製作できることが確認できた。

現在、このスクロールで開発した製造技術を8 MW級ガスタービンのコンバスタライナの製作、トランジ

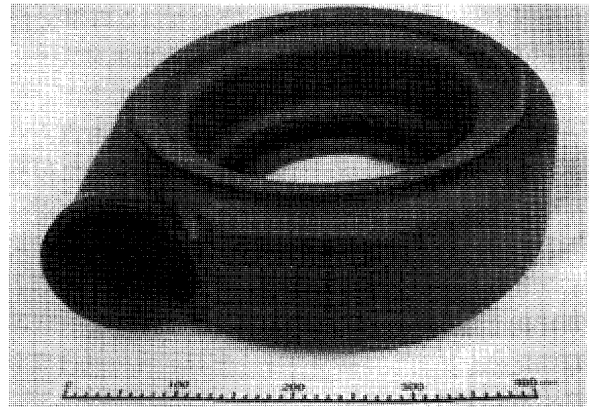


図4 CGT 303用タービンスクロール

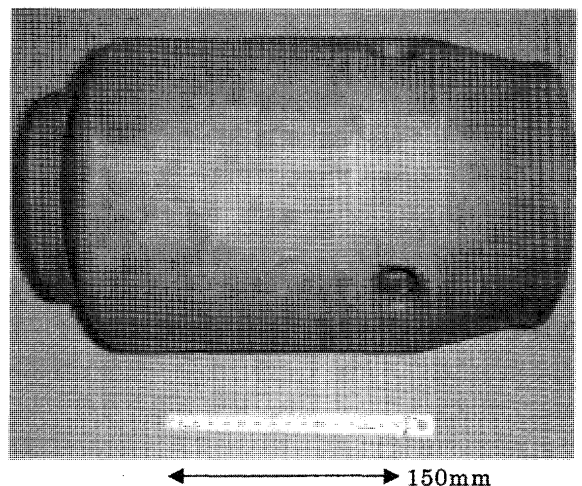


図5 8 MW級ガスタービン用コンバスタライナ

シオンダクトの製作に適用しており、形状の最適化に向けた研究開発を実施している。このコンバスタライナの焼結後の形状を図5に示す。

4. おわりに

300 kW 級セラミックガスタービンの研究開発において、エンジン性能向上に向けた部品製造技術の確立を実施した。この結果、部品形状精度の目標を達成するとともに、エンジン試験において当初の開発目標を達成することができた。これらの開発成果は、今後のガスタービン用セラミック部品実用化に向けた研究開発に引き継がれており、重要な基礎技術となるものと確信する。

また、当研究所では、これらの部品製造技術の研究開発に加え、長時間の材料評価（クリープ試験）、および数値解析技術による寿命予測手法の開発も実施している。これらの技術を統合することにより、マイクロガスター

ビンを含む中小型ガスタービンの効率向上に貢献し、確実にセラミックガスタービン部品が実用化されるよう努力を続けていきたいと考えている。

おわりに、本研究開発は通商産業省工業技術院のニューサンシャイン計画の一環として、NEDOからの委託により推進されたものである。関係各位のご指導に心より感謝申し上げます。

参考文献

- (1) Arakawa, H., Suzuki, T., Saito, K., Tamura, S. and Kishi, S., ASME Paper 97-GT-87
- (2) Takehara, I., Tatsumi, T. and Ichikawa, Y., ASME Paper 2000-GT-644
- (3) Abe, T., Sugiura, T., Okunaga, S., Nojima, K., Tsutsui, Y. and Matsunuma, T., ASME Paper 2000-GT-655

▷ 入会者名簿 ◁

〔正会員〕	平松 幹 雄 (I H I)	佐藤 昌 宏 (金材研)	柘植 綾 夫 (三菱重工)
北川 正 樹 (I H I)	丸井 英 史 (荏原総研)	永田 佳 央 (ダイハツ)	〔学生会員から正会員〕
金子 久 輝 (I H I)	榎本 亮 (川崎重工)	高柳 雅 己 (東京ガス)	Robert KIML (東京農工大学)
山方 章 弘 (I H I)	細川 恭 史 (川崎重工)	斎藤 俊 彦 (東芝キャリア)	〔学生会員〕
室岡 武 (I H I)	柏原 宏 行 (川崎重工)	杉田 康 (東北電力)	渡邊 清 郷 (慶応義塾大)
榎山 亮 (I H I)	湊野 理 (関西電力)	梅津 雅 仁 (放電精密加工研究所)	宮永 邦 彦 (東理大)
後藤 信 也 (I H I)	中西 章 夫 (九州電力)	横井 信 哉 (先進材料利用ガスジェネレータ研究所)	

○ 本会協賛・共催行事 ○

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
第245回講習会 構造・強度設計における数値シミュレーション技術の最先端動向	H 12/11/21-22 大阪科学技術センター 4階 401会議室	日本機械学会関西支部 TEL 06-6443-2073 ホームページ http://www.jsme.or.jp/ks/
第246回講習会 熱流体計測の基礎と最先端技術	H 12/12/4-5 建設交流館	同 上
第27回炭素材料学会	H 12/12/6-8 北九州国際会議場	炭素材料学会事務局 TEL 03-3815-8514 FAX 03-3815-8529 E-MAIL: cb-nenkai 00@rlz.co.jp
第18回燃焼の基礎に関する講習会	H 12/12/7-8 東京ガス(株)エネルギー環境技術研究所講堂	日本エネルギー学会 TEL 03-3834-6456 FAX 03-3834-6458 E-MAIL: kamada@jie.or.jp

シオンダクトの製作に適用しており、形状の最適化に向けた研究開発を実施している。このコンバスタライナの焼結後の形状を図5に示す。

4. おわりに

300 kW 級セラミックガスタービンの研究開発において、エンジン性能向上に向けた部品製造技術の確立を実施した。この結果、部品形状精度の目標を達成するとともに、エンジン試験において当初の開発目標を達成することができた。これらの開発成果は、今後のガスタービン用セラミック部品実用化に向けた研究開発に引き継がれており、重要な基礎技術となるものと確信する。

また、当研究所では、これらの部品製造技術の研究開発に加え、長時間の材料評価（クリープ試験）、および数値解析技術による寿命予測手法の開発も実施している。これらの技術を統合することにより、マイクロガスター

ビンを含む中小型ガスタービンの効率向上に貢献し、確実にセラミックガスタービン部品が実用化されるよう努力を続けていきたいと考えている。

おわりに、本研究開発は通商産業省工業技術院のニューサンシャイン計画の一環として、NEDOからの委託により推進されたものである。関係各位のご指導に心より感謝申し上げます。

参考文献

- (1) Arakawa, H., Suzuki, T., Saito, K., Tamura, S. and Kishi, S., ASME Paper 97-GT-87
- (2) Takehara, I., Tatsumi, T. and Ichikawa, Y., ASME Paper 2000-GT-644
- (3) Abe, T., Sugiura, T., Okunaga, S., Nojima, K., Tsutsui, Y. and Matsunuma, T., ASME Paper 2000-GT-655

▷ 入会者名簿 ◁

〔正会員〕	平松 幹雄 (I H I)	佐藤 昌宏 (金材研)	柘植 綾夫 (三菱重工)
北川 正樹 (I H I)	丸井 英史 (荏原総研)	永田 佳央 (ダイハツ)	〔学生会員から正会員〕
金子 久輝 (I H I)	榎本 亮 (川崎重工)	高柳 雅己 (東京ガス)	Robert KIML (東京農工大学)
山方 章弘 (I H I)	細川 恭史 (川崎重工)	斎藤 俊彦 (東芝キャリア)	〔学生会員〕
室岡 武 (I H I)	柏原 宏行 (川崎重工)	杉田 康 (東北電力)	渡邊 清郷 (慶応義塾大)
榎山 亮 (I H I)	湊野 理 (関西電力)	梅津 雅仁 (放電精密加工研究所)	宮永 邦彦 (東理大)
後藤 信也 (I H I)	中西 章夫 (九州電力)	横井 信哉 (先進材料利用ガスジェネレータ研究所)	

○ 本会協賛・共催行事 ○

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
第245回講習会 構造・強度設計における数値シミュレーション技術の最先端動向	H 12/11/21-22 大阪科学技術センター 4階 401会議室	日本機械学会関西支部 TEL 06-6443-2073 ホームページ http://www.jsme.or.jp/ks/
第246回講習会 熱流体計測の基礎と最先端技術	H 12/12/4-5 建設交流館	同 上
第27回炭素材料学会	H 12/12/6-8 北九州国際会議場	炭素材料学会事務局 TEL 03-3815-8514 FAX 03-3815-8529 E-MAIL: cb-nenkai 00@rlz.co.jp
第18回燃焼の基礎に関する講習会	H 12/12/7-8 東京ガス(株)エネルギー環境技術研究所講堂	日本エネルギー学会 TEL 03-3834-6456 FAX 03-3834-6458 E-MAIL: kamada@jie.or.jp

シオンダクトの製作に適用しており、形状の最適化に向けた研究開発を実施している。このコンバスタライナの焼結後の形状を図5に示す。

4. おわりに

300 kW 級セラミックガスタービンの研究開発において、エンジン性能向上に向けた部品製造技術の確立を実施した。この結果、部品形状精度の目標を達成するとともに、エンジン試験において当初の開発目標を達成することができた。これらの開発成果は、今後のガスタービン用セラミック部品実用化に向けた研究開発に引き継がれており、重要な基礎技術となるものと確信する。

また、当研究所では、これらの部品製造技術の研究開発に加え、長時間の材料評価（クリープ試験）、および数値解析技術による寿命予測手法の開発も実施している。これらの技術を統合することにより、マイクロガスター

ビンを含む中小型ガスタービンの効率向上に貢献し、確実にセラミックガスタービン部品が実用化されるよう努力を続けていきたいと考えている。

おわりに、本研究開発は通商産業省工業技術院のニューサンシャイン計画の一環として、NEDOからの委託により推進されたものである。関係各位のご指導に心より感謝申し上げます。

参考文献

- (1) Arakawa, H., Suzuki, T., Saito, K., Tamura, S. and Kishi, S., ASME Paper 97-GT-87
- (2) Takehara, I., Tatsumi, T. and Ichikawa, Y., ASME Paper 2000-GT-644
- (3) Abe, T., Sugiura, T., Okunaga, S., Nojima, K., Tsutsui, Y. and Matsunuma, T., ASME Paper 2000-GT-655

▷ 入会者名簿 ◁

〔正会員〕	平松 幹 雄 (I H I)	佐藤 昌 宏 (金材研)	柘植 綾 夫 (三菱重工)
北川 正 樹 (I H I)	丸井 英 史 (荏原総研)	永田 佳 央 (ダイハツ)	〔学生会員から正会員〕
金子 久 輝 (I H I)	榎本 亮 (川崎重工)	高柳 雅 己 (東京ガス)	Robert KIML (東京農工大学)
山方 章 弘 (I H I)	細川 恭 史 (川崎重工)	斎藤 俊 彦 (東芝キャリア)	〔学生会員〕
室岡 武 (I H I)	柏原 宏 行 (川崎重工)	杉田 康 (東北電力)	渡邊 清 郷 (慶応義塾大)
榎山 亮 (I H I)	湊野 理 (関西電力)	梅津 雅 仁 (放電精密加工研究所)	宮永 邦 彦 (東理大)
後藤 信 也 (I H I)	中西 章 夫 (九州電力)	横井 信 哉 (先進材料利用ガスジェネレータ研究所)	

○ 本会協賛・共催行事 ○

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
第245回講習会 構造・強度設計における数値シミュレーション技術の最先端動向	H 12/11/21-22 大阪科学技術センター 4階 401会議室	日本機械学会関西支部 TEL 06-6443-2073 ホームページ http://www.jsme.or.jp/ks/
第246回講習会 熱流体計測の基礎と最先端技術	H 12/12/4-5 建設交流館	同 上
第27回炭素材料学会	H 12/12/6-8 北九州国際会議場	炭素材料学会事務局 TEL 03-3815-8514 FAX 03-3815-8529 E-MAIL: cb-nenkai 00@rlz.co.jp
第18回燃焼の基礎に関する講習会	H 12/12/7-8 東京ガス(株)エネルギー環境技術研究所講堂	日本エネルギー学会 TEL 03-3834-6456 FAX 03-3834-6458 E-MAIL: kamada@jie.or.jp



♡ガスタービンを100倍面白くできる♡



平均値と分散値

高原 北雄*1

TAKAHARA Kitao

1. はじめに

現象の本質を見定めようとして科学では単純・平均化することが多い。また試験の公平性という美名の下で試験問題を単純化し教育現場では誰でも同じように採点できるように、小学校から大学まで「答が一つ」になるように多くの条件をつけてきた。現実社会では単純・平均化してはいけないものが多く、技術社会においても「一つの答」になるものは極めて少ないと私は考えている。一般に研究者は深く考えるため、研究テーマを流体や材料の狭い領域に特化している方が多い。しかし現実社会で最適なガスタービンを開発するためには、流体・伝熱・燃焼・材料・構造・加工・計測・環境等を含め、経済・法規制・エネルギー消費や人間工学的な視点等も含めトータルな視点から最適化する必要がある。この視点に立つと学問分野別に記され教科書での単純・平均された説明を超えた技術開発論の授業が大学で必要となる。学問分野別の教科書を書く著者側も分散化している現象を平均化して記述しているという意識を常に持つ必要があると常々考えてきた。この意識を持たなければ成熟してきたガスタービン技術を21世紀の社会で更なる改善を具現化させることはできないのではないかと私は心配している。

また実験上多くの分散値データが生まれる。その有効数字でその信頼性を表示している。その有効数字が何桁なのかを常に意識しておかなければ、間違った結論を引き出してしまうことがある。2桁の有効数字が計算機の中で大きな有効数字に化け、研究論文の内容が論理矛盾をはらむこともある。このように平均化しては見えなかった現象を以下に幾つか記してみたい。

私はしばらくガスタービンから離れているので幾つかの思い違いがある可能性もあるので、ここでは概念的な問題を提起するつもりで書いた。疑問があれば更に突っ込んだ議論をしていただければよいと考え、あえて私観を述べる。

2. 「ろうそくの科学」

岩波文庫から出版されているファラデーの「ろうそく

の科学」(本文100ページ弱)を読み大変感銘した時期があった。ファラデーは英国の科学者で1860年、70歳の時クリスマス休みに6回に分けて子供達に判りやすく講義をした。その本の内容を類推できるように目次を記しておく。第1講(ろうそく。そのもと、構造、運動、明るさ)、第2講(炎の明るさ、燃焼には空気の必要なこと、水のできる)、第3講(燃焼の産物。燃焼から水、水の性質、化合物、水素)、第4講(ろうそくの中の水素、燃えて水になる、水のもう一つの成分、酸素)、第5講(酸素は空気中にある、大気の本質、そのいろいろの性質、ろうそくからのもう一つの産物、炭酸ガス、その性質)、第6講(炭素つまり炭、石炭ガス、呼吸とそれがろうそくの燃焼に似ていること、結論)である。この中には燃焼現象が分散していることが判る記述が多くあるので読んで欲しい。このクリスマス講座は多様な問題を広い視野から判りやすく子供達に説明している。最近、英国から講師を呼んで毎年日本で夏休みにこのようなクリスマス講座を行っている。TVで見ると講座には多くの実験装置が使われ、多くの子供達や大人を喜ばせ科学だけでなく、多くの技術文化についても語っている。

このように学会発表も実物や実験装置を駆使し、分散している事象の説明を行うことも極めて大切と私は考えている。

3. 燃焼現象とIS線図

空気の組成を有効数字1桁で表すと「窒素8割、酸素2割」になる。ここでの物理現象を概念的に理解してもらおうのが主眼で数字はアバウトな値で表す。一般に石油1kgが完全燃焼するには空気15kgの中の酸素3kgと反応し水蒸気や炭酸ガスになり残存酸素がなくなる。この等量比1の燃焼では燃焼に参与する酸素分子の近傍に窒素分子が存在するので一般に窒素分子も高温になりやすく、作動ガスの温度分散度は比較的low、状態量は均一になりやすいと私は考えている。内燃機関ではシリンダーに常温空気や高温ガスが交互に流入排出し更に水冷しているので等量比1の高温反応ガスで作動させてもピストンやシリンダーの材料温度はあまり高くない。しかしタービン翼の材料は常時高温に晒されるのでこの高温ガスでは材料の耐用温度限界より高くなり過ぎるの

原稿受付 2000年10月3日

*1 高原総合研究所

〒206-0803 東京都稲城市向陽台4-2-B-809

で、大量の希釈空気を混入して平均温度を下げる必要がある。そのため一般にガスタービンの燃焼器内では燃料 1 kg あたり空気約 50 kg (窒素 40 kg と酸素 10 kg) の中で燃している。この燃焼プロセスは内燃機関と同じく燃料 1 kg 中の炭素や水素が約 15 kg の空気中の酸素 3 kg と酸化・発熱反応を起し CO₂ や H₂O (水蒸気) を生成しその近傍の 12 kg の窒素も十分に加熱され密度は低くなる。ガスタービンではこの燃焼ガスを 35 kg (酸素 7 kg と窒素 28 kg) の圧縮機出口空気希釈し平均温度を下げたタービン翼列に流している。しかし希釈混合ガスとはいえ空気の熱伝導率は 0.003 w/(m・K) と極めて低く断熱性が高く、短い燃焼器内を通過する平均流速は約 40 m/秒程度のため、動温は低く短時間で通過している。更に燃焼器後方やタービン翼近傍部材を冷却する空気の混入も設計時に考えており、物理的な高温ガスと希釈空気が十分に混合希釈していないと私は考えている。

このため温度が低く高密度ガス塊と温度が高く低密度ガス塊が充満しながら流れていると考えざるを得ない。高温ガスは高速で、低温ガスは低速で相互に剪断流としてタービン翼内を通過している。タービン部材温度は温度時定数で平均化され充分に対応できる状況が生まれているようだ。このために IS 線図は図 1 の状態図の如く高い温度から低い圧縮機出口温度までの間で広い温度分布に分散しながら滝のように流れていると考えている。この燃焼ガス温度を CARS 法で N₂ の温度を測定しても平均温度は燃焼混合希釈ガスの平均温度を精度よく示さないと私は考えてきた。現実の実験で精度良く温度分散値を確認する術はないので、従来のように平均温度で表示して教科書では概念的に伝えてきたように感じている。

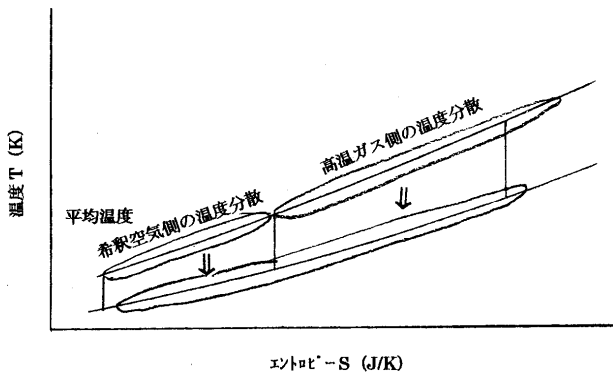


図 1 燃焼後の状態量が分散した作動ガスの TS 変化

4. ノズル内の不均一流れ

タービンは前述したように不均一なガス温度でタービン翼列に流入するように私は考えてきた。このような現象を図 2 に示すように単純化して 1600 K, 400 K の流塊が縦形・横形・格子状でノズルに流入すると考える。同一圧力比ならばマッハ数は同じだが、1600 K の流塊は 400 K の速度の 2 倍で流れ、400 K の低温流塊を追い越すと考えられる。そこに剪断流が生じ、1600 K の流塊から 400 K の低温流塊へエネルギー移送が起こり、マッハ数分布に乱れが生じながら温度も均一化すると考えられる。まずこのような流れを思考実験で充分再検討したあと、数値計算で確認する必要がある。

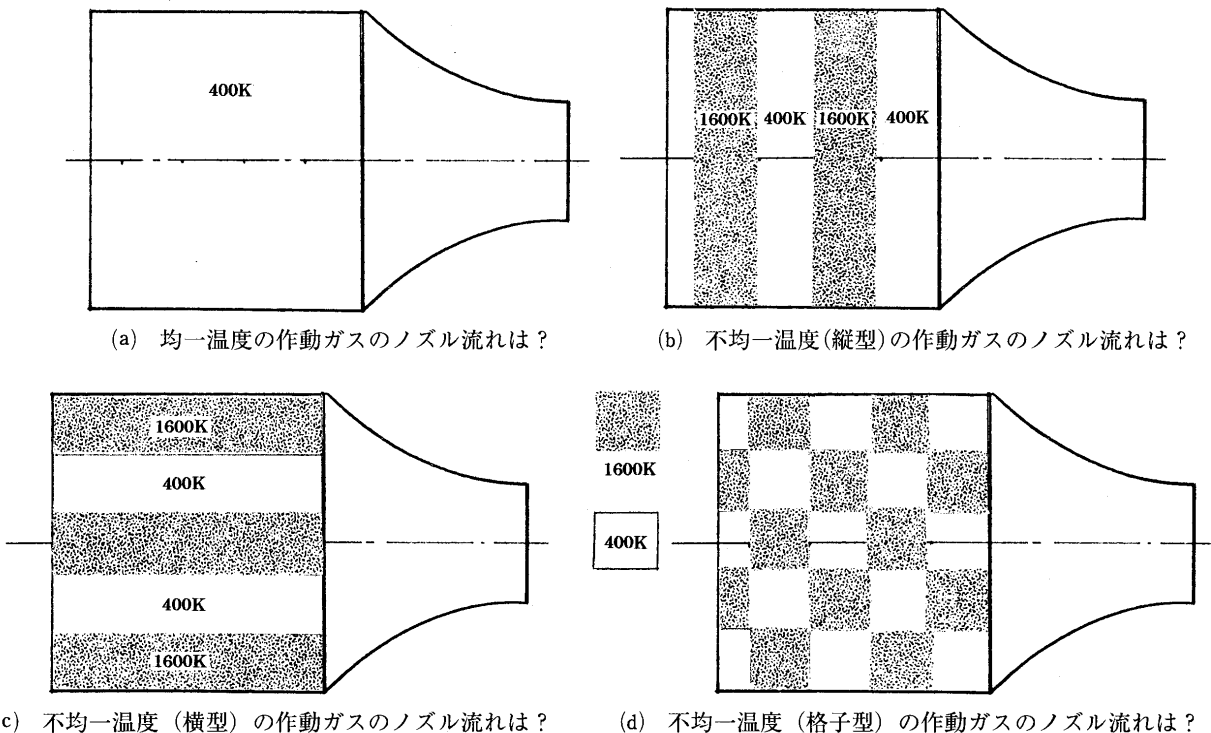


図 2 温度分布を考えたノズルの流れは

5. 小型タービン翼列内を流れる時の遠心応力

ある時期、私は航空宇宙技術研究所で冷却タービンの開発研究をしていた。図3のような小型の冷却タービンを燃焼ガスが通過する時に曲率半径約10 mmの小さな動翼列内を高マッハ数（実速度700 m/秒）で流れる現象を考え続けていた。その時タービン翼内の遠心加速度はどの位になるかを算出してみた。加速度（ a ）は V^2/r なので曲率半径（ $r=0.01$ m）、流速（ $V=700$ m/秒）とすると遠心加速度は約500万gにもなった。即ちこの小型タービン翼列内の局所とはいえ質量1gのガス体が5トンの力にもなる別世界の現象を認識していた。その超高遠心力場の領域をガスタービンの燃焼現象で解説したように大きな温度差のある混合ガス体間で大きな剪断力が働き、流体間で大きなエネルギー移送が起っていると考えている。このため従来のような熱・速度境界層とは違う現象が起っていると考えている。このように各種の分散レベルを考えてガスタービンの現象を理解する必要を私に教えてくれた。

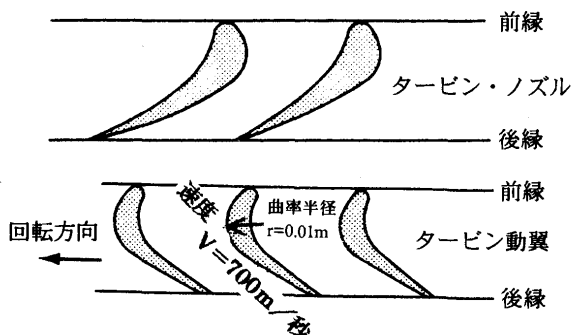


図3 小型タービン動翼列内の遠心力場

6. 小型タービン動翼列内を流れる遠心力場とボルテックス・チューブ

ボルテックス・チューブに興味を持った時期があった。高圧流体をこのボルテックス・チューブに流すと一方の出口配管からは高温流体が、また別の出口配管から低温流体が出てくる奇妙で面白い装置だ。研究者の仲間がペピコンの約7気圧の高圧空気をボルテックス・チューブに通して約-20℃程度の低温空気を取出し高温室内の計器を冷却していたことがあった。取扱説明書には十分に納得できる物理的説明がなかったように記憶している。ある大学の研究者は長年そのボルテックス・チューブの研究をしており、ある学会で論文賞を得ていたので論文を読んでみた。その装置は実験が容易になるように拡大模型を使って実験をし、論理展開もしておられた。私はその頃、上記に示した「小型タービン翼列内を流れる時の遠心応力」が小型で高速が遠心力とエネルギー移送の重要な因子と考えていたのでその論文を読んでも理解・納得でなかなただけでなく、間違っていると感じていた。7気圧の高圧空気温度はそれほど高くないとしても超音

速場を生み出すのに十分な圧力比がある。全流体をボルテックス・チューブの曲率半径の小さな長い細管中を音速近傍で通過させる構造体であった。即ち流体を長時間、大きな遠心力場が働く細管で起こる速度境界層内でエネルギーの移送が起り続け、流体内にエンタルピー差を生み、更に遠心力場を利用して低温流体と高温流体に分離させ二つの出口孔から流出させていると私は考えている。このボルテックス・チューブでは総エンタルピーは入口と出口と同じだが、排出流体の温度は分離されると考えたなら十分に説明がつくと今も考えている。このボルテックス・チューブを大型実験装置で実験すると本質的な物理現象を捕える実験にはなっていないと考えている。

7. 世界一の低乱れ風洞

世界一の低乱れ風洞はNGTEにある風洞と以前に聞いたことがある。何年前かに日本のある大学で世界一の低乱れ風洞を作ったと学会誌に公表していた。その風洞の送風機は吸引式で風洞の乱れを少なくする整流のために適切な金網と格子を入れたことを強調していた。数値から算出すると平均速度は50 m/秒で乱れ速度が±2 cm/秒程度だったように記憶している。いぶかしく感じて、どのような測定法で世界一を確認したのかを聞いてみたら著名な外国メーカーの熱線風速計を使いカタログ通りに試験した結果と連絡を受けたことがあった。私は熱線風速計の測定精度に影響する空気中の微小温度差・湿度・動温の他に微細な熱線表面の付着粒についての記述もなかった。吸入大気温度差は案外大きいと考えられるが上記の影響について一言も言及していなかったので世界一の低乱れ風洞と公言するには無理があったと今でも考えている。

8. 太陽エネルギーから2万度の温度を取り出せるか？

以前に太陽エネルギーを集光すれば何度まで上がるのだろうかと考えていたことがあった。太陽の表面温度は6000 Kと考えられているので地球上で6000 Kを超えるのと逆にこちらからエネルギーを逆送することになるので、最高6000 K近くまでは上がると思っていた。専門家はどのように考えておられるのか確かめたく太陽集光実験をしておられる方々や天文学者などに話を何度か伺ったが、納得・理解することができなかった。しばらくして私は集光すれば集まるのは熱量であって温度でないことに気づき、温度を高めるには別の考えが必要との考えに至った。即ち太陽からの電磁波は500秒後に地球に到着するが、その電磁波の全輻射能分布を見ると周波数は案外広い。即ち太陽の表面温度の平均は6000 Kであっても黒体や吹き上がるコロナではそれぞれに温度分布があることも知られている。そのために太陽からの電磁波は波長の短い高温部からの電磁波と波長の長い低温部からの電磁波に広く分散しており平均温度が6000 K

であることに気づいた。このため高温にするには波長の短い電磁波だけを取り出し、波長の長い電磁波を捨てれば平均温度が高くなることに気がついた。即ち太陽から届く短い電磁波だけを通すフィルターを通せば熱量は減るが高温にできることを意味する。私達は日常生活で温度と熱量の取り扱いを混乱して生活していたので改めて分散の意味が判った。

9. オリフィスの流量係数

ガスタービンの実験ではよく流量計測を行っている。しかし流量係数は何時何処で誰がどのように求め、使ってきたのかを詳細に知っている方は極めて少ないようだ。私も十分に知らないが戦前、米国とドイツで半世紀以上前に求められたようだ。何年か前に、米国のNBSで再実験に直接関わった研究者が航空宇宙技術研究所に戻っ

てこられたと聞き話を伺ったことがある。しかしここでは詳細に触れないでおく。流量測定にはJIS規格があるが商工業用の規格であって真値を求める測定法ではない。試験条件としてオリフィス形状、整流格子、整流金網、流量調節弁、相互の相対位置、レイノルズ数等の多くの制約条件がある。その上での流量の算出式が示されているが実験式から導かれる流量係数は今でも2桁でしかない。その商工業用の流量をパソコン上で求めるに際し、有効数字が3桁、4桁、5桁に化け、圧縮機やタービンや燃焼器の流量性能に対しての圧縮機やタービンの効率評価で3桁や4桁の評価をしている国際論文を何度も見てきた。このように物理的な制約条件を正しく把握せずに数式を取り扱えば間違った結果を引き出してしまふ。私はこれからも心すべきことと自戒している。

次号：翼と圧縮機とタービンの流路

GTSJ 第25期委員名簿 (順不同)

Bulletin 編集委員会

渡辺紀徳(東大)	荒井修(日立)	太田有(早大)	北山和弘(東芝)
木下康裕(川重)	高橋輝雄(IHI)	辻田星歩(法政大)	藤岡昌則(三菱重工)
山根敬(航技研)			

ガスタービン統計作成委員会

西原昭義(ヤンマーテクニカルサービス)	秋田隆(ターボシステムズユナイテッド)	今井則和(ヤンマー)	江田武司(川重)
清野隆正(日立)	榎純一(IHI)	高間信行(東大)	中村直(NKK)
藤岡昌則(三菱重工)	松浦敏美(東芝)	御子神隆(三菱重工)	

学術講演会委員会

湯浅三郎(都立科技)	井亀優(船舶技研)	壺岐典彦(機械技研)	稲毛真一(日立)
熊倉弘隆(IHIエアロスペース)	児玉秀和(IHI)	野崎理(航技研)	松田寿(東芝)
丸井英史(荏原総研)			

財務検討委員会

吉識晴夫(東大)	熱田正房(日立)	阿部安雄(バイオスフィア)	江田武司(川重)
川口修(慶大)	酒井俊道(東理大)	土屋利明(東京電力)	水木新平(法政大)

将来ビジョン検討委員会

渡辺紀徳(東大)	今成邦之(IHI)	太田有(早大)	木下康裕(川重)
佐々木隆(東芝)	辻田星歩(法政大)	藤岡昌則(三菱重工)	船崎健一(岩手大)
山根敬(航技研)	山本誠(東理大)		

選挙管理委員会

河田修	川久保知己(IHI)	酒井規行(川重)	辻田星歩(法政大)
西森拓郎(日立)	春海一佳(船研)	牧田光正(航技研)	渡辺紀徳(東大)

地方委員会 (追加)

一本松正道(大阪ガス)	栗野理(関西電力)	中西章夫(九州電力)	前川篤(三菱重工)
-------------	-----------	------------	-----------

であることに気づいた。このため高温にするには波長の短い電磁波だけを取り出し、波長の長い電磁波を捨てれば平均温度が高くなることに気がついた。即ち太陽から届く短い電磁波だけを通すフィルターを通せば熱量は減るが高温にできることを意味する。私達は日常生活で温度と熱量の取り扱いを混乱して生活していたので改めて分散の意味が判った。

9. オリフィスの流量係数

ガスタービンの実験ではよく流量計測を行っている。しかし流量係数は何時何処で誰がどのように求め、使ってきたのかを詳細に知っている方は極めて少ないようだ。私も十分に知らないが戦前、米国とドイツで半世紀以上前に求められたようだ。何年か前に、米国のNBSで再実験に直接関わった研究者が航空宇宙技術研究所に戻っ

てこられたと聞き話を伺ったことがある。しかしここでは詳細に触れないでおく。流量測定にはJIS規格があるが商工業用の規格であって真値を求める測定法ではない。試験条件としてオリフィス形状、整流格子、整流金網、流量調節弁、相互の相対位置、レイノルズ数等の多くの制約条件がある。その上での流量の算出式が示されているが実験式から導かれる流量係数は今でも2桁でしかない。その商工業用の流量をパソコン上で求めるに際し、有効数字が3桁、4桁、5桁に化け、圧縮機やタービンや燃焼器の流量性能に対しての圧縮機やタービンの効率評価で3桁や4桁の評価をしている国際論文を何度も見てきた。このように物理的な制約条件を正しく把握せずに数式を取り扱えば間違った結果を引き出してしまう。私はこれからも心すべきことと自戒している。

次号：翼と圧縮機とタービンの流路

GTSJ 第25期委員名簿 (順不同)

Bulletin 編集委員会

渡辺紀徳(東大)	荒井修(日立)	太田有(早大)	北山和弘(東芝)
木下康裕(川重)	高橋輝雄(IHI)	辻田星歩(法政大)	藤岡昌則(三菱重工)
山根敬(航技研)			

ガスタービン統計作成委員会

西原昭義(ヤンマーテクニカルサービス)	秋田隆(ターボシステムズユナイテッド)	今井則和(ヤンマー)	江田武司(川重)
清野隆正(日立)	榎純一(IHI)	高間信行(東大)	中村直(NKK)
藤岡昌則(三菱重工)	松浦敏美(東芝)	御子神隆(三菱重工)	

学術講演会委員会

湯浅三郎(都立科技)	井亀優(船舶技研)	壺岐典彦(機械技研)	稲毛真一(日立)
熊倉弘隆(IHIエアロスペース)	児玉秀和(IHI)	野崎理(航技研)	松田寿(東芝)
丸井英史(荏原総研)			

財務検討委員会

吉識晴夫(東大)	熱田正房(日立)	阿部安雄(バイオスフィア)	江田武司(川重)
川口修(慶大)	酒井俊道(東理大)	土屋利明(東京電力)	水木新平(法政大)

将来ビジョン検討委員会

渡辺紀徳(東大)	今成邦之(IHI)	太田有(早大)	木下康裕(川重)
佐々木隆(東芝)	辻田星歩(法政大)	藤岡昌則(三菱重工)	船崎健一(岩手大)
山根敬(航技研)	山本誠(東理大)		

選挙管理委員会

河田修	川久保知己(IHI)	酒井規行(川重)	辻田星歩(法政大)
西森拓郎(日立)	春海一佳(船研)	牧田光正(航技研)	渡辺紀徳(東大)

地方委員会 (追加)

一本松正道(大阪ガス)	栗野理(関西電力)	中西章夫(九州電力)	前川篤(三菱重工)
-------------	-----------	------------	-----------

TURBINE-2000 INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON HEAT TRANSFER IN GAS TURBINE SYSTEMS

山脇 栄道*¹

YAMAWAKI Shigemichi

1. まえがき

ガスタービンシステムにおける伝熱に関する国際会議が、2000年8月13日～18日にトルコ北西部の都市イズミールで開催された。会場は、空港から高速道路を車で1時間ほどの、チェシュメという町にある美しいエーゲ海に面したリゾートホテル内で、会議期間中参加者全員がそのホテルに滞在した。この会議の主催はICHMT (International Centre for Heat and Mass Transfer) という機関で、トルコの Middle East Technical University に事務局があり、F. Arinc 教授が代表を務めている。本会議の Chairman はミネソタ大学の Goldstein 教授で、Science Committee は、世界中から25名の著名な研究者で構成されている。

2. 会議全般

会議の出席者は、米国、欧州各国、ロシア、韓国、台湾そして日本など14カ国からの70名あまりであり、そのうち日本からは、7名ほどの参加であった。

発表論文は、事前に提出された3ページの Extended Abstract で審査・受理されたものについて、本論文を参加者が学会開催日初日に提出するとともに、参加者のために50部のコピーを持参する形式がとられた。

講演は一つの会場で行われ、各セッションの冒頭に30分ずつ最新の研究動向のレビュー講演が、その分野の第1人者の招待講演として行われ、その後20分ずつ個々の研究成果の発表が行われた。講演は毎日8:30から昼の2時間の休憩を挟み、19:00頃までプログラムされており、キャンセルされたものがいくつかあったので多少の余裕はできたが、事前の予想を裏切るハードなスケジュールであった。

また、最終日前日の夕方にはパネルセッションも設けられ、T. Arts (VKI), R. S. Bunker (GE), R. J. Goldstein (ミネソタ大), D. K. Hennecke (ダルムシュタット大), K. Takeishi (MHI) の5名のパネリストによる、将来の研究動向の予想が披露された。

3. 講演内容

誌面が限られているので、各セッションのレビュー講演のいくつかを紹介する。

Langston は、エンドウォール面上の2次流れの研究についてレビューし、複雑な渦構造の把握はまだ不十分で、それらをきちんとシミュレートできないと、空力損失の精度良い予測は困難と指摘した。Chu は、エンドウォール面上のフィルム冷却に対するセグメント隙間からの流れの影響が大きい点を指摘し、従来の単純な形態での計測だけでなく、最近翼列での詳細な結果が公表されていると報告した。

Simon は、詳細な計測により層流剥離再付着間での乱流遷移点の予測を試みており、LPタービン翼枚数削減、高々度用エンジン、ガスタービンの蒸気冷却化により翼面吹き出しに伴う乱流遷移がなくなるなど、近年遷移に関する研究の重要性が増しているとした。

Leboeuf は、フィルム冷却で吹き出された流れ場の詳細な渦構造に関する研究をレビュー。3次元的な複雑な渦構造について、非定常の渦も含めた詳細な把握が今後とも必要と指摘し、特に渦度の輸送方程式をみると、圧力場との関係が強く、圧力場をきちんと予測できることが、精度良いシミュレーションのキーとなると報告。

B. Han は、インピンジ冷却の熱伝達率を定義する温度として、ジェット的全温ではなく、断熱壁にインピンジした場合の断熱壁温度をとるべきと強調。ギャップが狭く、高Re数の場合、いわゆる Energy Separation がジェットの中の渦の中で起き、回復係数が大きく変わる。

Bunker は、翼チップ部の熱伝達に関する研究をレビュー。複雑な流れ場なので伝熱場の予測の一般化は困難だが、修理コスト低減のため、やる価値のあるところと強調。エンジン運用中に翼チップがラビングしてクリアランスが変わった場合について、その時々予測ができるようにしたいとのこと。

Yoshida は、WE-NETの蒸気冷却タービンとHYPRで実施したHeat Pipe冷却の研究結果を中心に紹介した。

Acharya は、フィルム冷却のCFDについてレビューし、2方程式の乱流モデル ($k-\epsilon$, $k-\omega$) では、翼腹側の予測にモデルによる差が大きいと指摘。一般的な傾向として、フィルム冷却空気の流れから離れる方向の拡散/混合が Over Prediction で、孔が並んでいる方向の混合

原稿受付 2000年10月6日

* 1 石川島播磨重工業(株) 航空宇宙事業本部 要素技術部
〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229



図1 参加者の集合写真

が Under Prediction となる。冷却孔の中の流れ場の正しい予測が前提であり、吹き出し空気が少ない場合は主流が孔の中に入りこみ、多い場合は孔の中で剥離が生じるところをシミュレートできる必要がある。LES または DNS でないとフィルム冷却は精度良く予測できないという見解。単純な系であれば、LES はハイエンドの WS で 1, 2 日で計算できるとのこと。

J. C. Han は、最近話題の Dimpled Surface (翼内部をゴルフボールのようにディンプルをつけて伝熱促進する) だが、圧損は大きいのではないかと指摘。彼の研究してきた乱流促進体の方が優れているというようなニュアンス。また、フィルム冷却孔から空気が吹き出す場合の翼内面の熱伝達変化を、もっと実機に近い形態で調べる必要がある、インピンジやピンフィン冷却に対する回転の影響評価が不十分と指摘。

Weigrand は、発電用ガスタービンの内部冷却に対するレビューを行い、3次元形状のタービュレータについて特に有効性を指摘。CFD は精度が多少落ちて、ある形態から別の形態への違いがきちんと予測できれば、最適化計算に十分使えるとしている。もちろん精度向上の努力は必要。発電用の大型ガスタービンでは、レイノルズ数が大きいので、例えば乱流促進体による伝熱促進効果は低くなるとのこと。また、燃料により孔つまりが生じ易くなる点と大きな翼のため単結晶にし難いことが、航空エンジンに比べて難しい点である。

Shih は、CFD 全般についてレビューし、 $k-\epsilon$ モデルのような 2 方程式モデルでは、所詮得られる精度は限られており、2次元で単純な流れ場であれば成功するが、それ以外は限界があると報告。Reynolds Stress モデルを使っても基本的には同じ。期待されるのは、代数応力モデルと V2F である。LES も壁のごく近傍の Subgrid-

Scale モデルには問題があり、DNS に頼る必要があり、Very Large Eddy Simulation も期待できる。最後に Grid Quality をきちんとチェックしないと良い解は得られないと指摘。

パネルディスカッションにおいて、これまで述べた以外のところの指摘について述べる。Shaped Hole フィルム冷却は加工コスト低減のためにレーザー加工がトライされているが、応力集中の低減が課題。また、加工形状による性能の違いの評価が必要。内部冷却、インピンジ冷却に関しては、角度をつけた場合や孔形状についての研究が出てくるとの予測。CFD は、着実に設計ツールになりつつあるが、LES や DNS がどこまで使えるようになるかは不明確。低 NOx 燃焼器の小流量、低圧損のライナー冷却技術向上が必要。全般的には、実際に加工された形状での予測、しかも運用期間中の変化を忠実に反映させられること。エンジンでの非定常性(特に低い周波数)の考慮が必要と強調。発電用ガスタービンでは、低 NOx 化のためこれ以上冷却空気を使えない状況であり、タービン入口温度の上昇は、今後有り得ないのではとの意見も出た。

4. おわりに

この学会は 8 年前ギリシャで開かれたが、その前は 10 年前だったそうで、6 年後にまた開きたいとのこと。開催中にレビューを受けた論文集は、New York Academy of Science から近い内に発行される予定である。各分野のレビュー論文だけでも貴重で、手元に 1 冊置かれることを薦める。また、Abstract は、ICHMT のホームページから閲覧できるので、必要ならアクセスされたい。

<http://ichmt.me.metu.edu.tr/> から PAST ICHMT Meeting の中で見られる。

TCP 30 マイクロタービン・コージェネレーション・パッケージ

井上 梅夫*¹
INOUE Umeo

柴田 聡*¹
SHIBATA Satoshi

松田 健治*¹
MATSUDA Kenji

キーワード：Capstone マイクロタービン，TCP 30 マイクロタービン・コージェネレーション・パッケージ，排熱回収，コージェネレーション
Capstone MicroTurbine, TCP 30 Micro Co-generation Package, Heat Recovery, Co-generation

1. はじめに

次世代分散型発電システムのひとつとして現在注目されている Capstone 社製 28 kW マイクロタービンに真空式排熱回収装置を内蔵したタクマ TCP 30 マイクロタービン・コージェネレーション・パッケージを開発した。このマイクロタービンは従来の小型発電装置であるガスエンジン等のレシプロエンジンと比較して様々な特徴を持ち合わせるとともに、規制緩和、厳しい環境規制等があいまって、急速な普及が期待される。本報ではタクマ TCP 30 マイクロタービン・コージェネレーション・パッケージについて概要を説明する。

2. 機器の概要

タクマ TCP 30 マイクロタービン・コージェネレーション・パッケージの外観図とシステムフロー図を図 1, 2 に示す。ガスエンジン等のレシプロエンジンと比較して小型軽量、高効率、低エミッション、低コスト、無振動、ノーメンテナンスとマイクロタービンの持ち合わせる数多くの特徴を損なうことなく、イニシャルコスト低減というユーザーの要望に応える形を基本コンセプトとして、パッケージの製作を行った。図 2 に示す様にパッケージは、エンジン本体、ガス圧縮機、制御・電力変換装置のマイクロタービン機器と排熱回収装置、制御装置、その他附帯機器から成立っており、超高速発電システム特有の騒音（高速回転体と IGBT 騒音）低減と電子機器からの排熱の効果的な除去という二律背反する面を、コンパクト化されたパッケージ内でいかに両立させるかを考慮して配置している。

パッケージ出力は電気出力 26 kW (net)、温水出力 56 kW、効率にすると発電効率 23%、温水による熱回収効率 50%、併せてシステム効率 73% となり非常に高い総合効率を有する。システム高効率化によって従来の方式（電力需要は買電、温水需要はボイラによる供給）と比較して約 20% の省エネルギーと約 30% の CO₂ 削

減が実現できるとともに、ユーザー側の大幅なランニングコスト削減が可能であり、ホテル、銭湯、病院、事務所、レストラン等、電力・温水需要がある比較的小規模な施設への急速な普及が期待される。

3. 機器の特徴

(1) エンジン

一軸式再生サイクルガスタービンのため燃費がよく高効率である。単段遠心圧縮機および単段ラジアルタービンに超高速永久磁石発電機が直結されている。タービン入口温度は 800℃ 前後と低温で、圧縮比も 3.2 程度と低いため、高級材料、複雑な構造体を採用する必要がなく、汎用材料の適用が可能となっている。

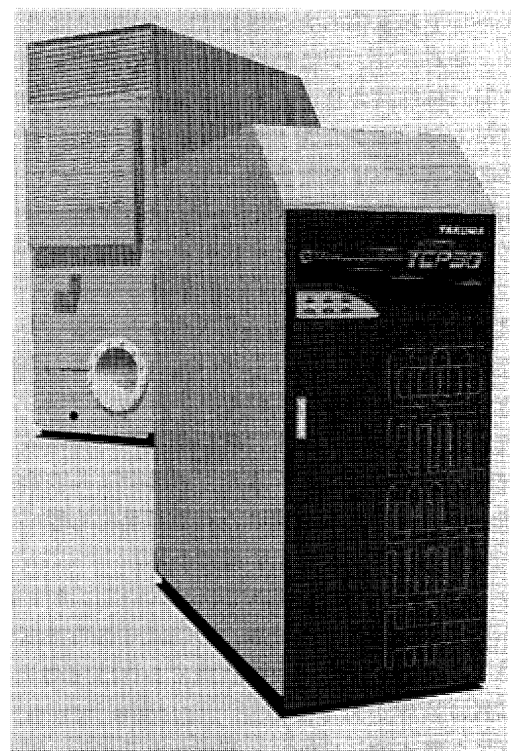


図 1 パッケージ外観

原稿受付 2000 年 8 月 30 日

* 1 (株)タクマ マイクロタービン事業部 技術部
〒660-0806 兵庫県尼崎市金楽寺町 2-2-33

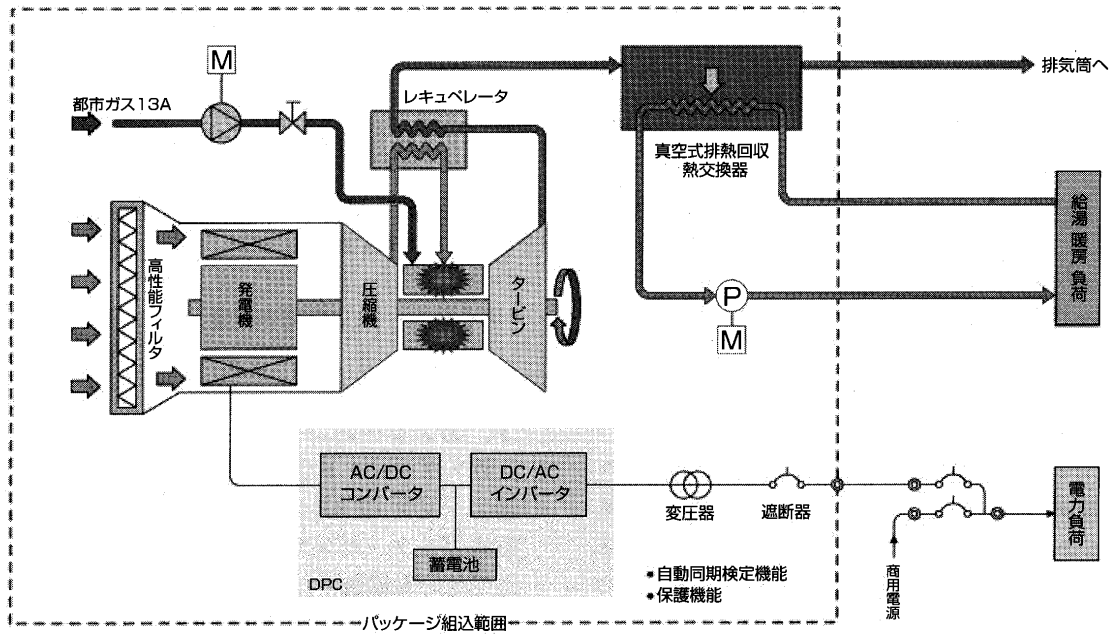


図2 TCP 30 システムフローシート (排熱を温水に利用)

(2) 燃焼器

燃焼器はアニュラ型。燃料には、気体燃料として都市ガス、LPG、バイオガス、その他、液体燃料として灯油の利用が可能である。これら各種燃料に適合したリーンバーン・バーナを標準装備し、それによって超低NOxを実現している。

(3) エアベアリング

超高速永久磁石発電機ロータはタービンと一体ロータを形成し、定格回転数は96000rpmでジャーナルベアリング、スラストベアリングともエアベアリングが採用されているため、潤滑油及び冷却水が必要ない。

(4) 吸気システム

吸気システムには、多層構造の高性能ヘパフィルタを採用し、騒音の防止とタービンの性能維持、長寿命化をはかっている。

(5) 出力方式

商用系統には逆変換装置を介して接続されるため、同期発電機のようにタービン速度を一定に維持する必要もなく、良好な部分負荷特性を持つこととなる。

(6) システム連系

商用電源との系統接続には、「系統連系ガイドライン」に準拠し、標準で内蔵の保護継電器機能を利用して接続することができる。そのため従来単独で外部設置されてきた保護継電器を設置する必要もない。

(7) 排熱回収装置

排熱回収装置には、数多くの実績を有する真空式温水ヒータ(バコティンヒータ)を採用しているため、圧力容器にも該当しない。

(8) 据付, 接続

TCP 30 マイクロタービン・コージェネレーション・パッケージは、すべての機器をパッケージに内蔵

表1 TCP 30 マイクロタービン・コージェネレーション・パッケージ仕様

コージェネ型式	TCP30 マイクロタービン・コージェネレーション・パッケージ
発電出力	26kW、3φ200/220V、50/60Hz
温水出力	56kW、入口/出口温度=60/70°C、MAX=82°C
燃料消費量	112kW、(都市ガス13A 9.8Nm ³ /h)
システム効率	73% (発電効率23.2%、排熱回収効率50%)
ガスタービン	Capstone 社製28kW マイクロタービン 一軸再生式、逆変換装置付超高速永久磁石発電機 回転数96000rpm、エアベアリング(潤滑油不要)
ガス圧縮機	可変速ロータリー式圧縮機
排熱回収装置	真空式温水ヒータ
温水循環ポンプ	遠心式ポンプ 80L/min×15mH×0.4kW
排ガス量	765Nm ³ /h、排ガス温度90°C
エミッション	NOx=15ppm (902=0%)
騒音	65dB (機側1m)
パッケージ寸法	幅790mm×奥行1850mm×高さ2065mm (但し搬入寸法高1750mm)
パッケージ重量	1000kg
その他	トランス内蔵、保護継電器内蔵、逆変換装置内蔵

し、工場試験の後、出荷されるので、現地では配管、配線を接続し燃料を供給するだけで直ちに運転に入る事ができる。このため工期の短縮がはかれる。

(9) リモートメンテナンス

TCP 30 マイクロタービン・コージェネレーション・パッケージは、複数台設置による最適制御とリモートモニタリングに必要な通信機能を内蔵しており、当社の提供するメンテナンスサービスネットワークに加入することにより、総合的なサービスを楽しむ事ができる。

4. 今後の予定

現在、販売を行っているのはTCP 30 温水回収パッケージのみであるが、当社が得意とするエネルギーアプリケーションを開発中である。今後、蒸気回収パッケージを2000年末、吸収冷温水器パッケージを2001年度と順次販売する予定である。

(株)荏原製作所 藤沢工場第二発電所

宮下 俊明*1
MIYASHITA Toshiaki

遠沢 純一*2
ENZAWA Junichi

馬場 直利*2
BABA Naotoshi

キーワード：ガスタービン，Twin pac，コンバインドサイクル，独立発電事業者，IPP，DSS，HRSG

1. はじめに

1996年6月に営業運転を開始した(株)荏原製作所藤沢工場第二発電所(神奈川県・藤沢市)は、独立発電事業者(IPP: Independent Power Producer)として、東京電力殿に給電を行っている。当社藤沢工場第二発電所のプラントについて、その概要を紹介する。

2. プラント概要

本プラントは、発電機総出力66.7MWでガスタービン(FT8)を主機械とするコンバインドサイクルプラントである。年間平均利用率30%のミドル供給契約のプラントであり、運転形態は、平日の昼間だけ運転するDSS(Daily start and stop)運用である。主要機器の台数及び仕様を表1に、発電所の外観、ガスタービンエンジン、プロセスフローを図1~3に示す。

表1 主要機器仕様

機器名称	台数	仕 様
ガスタービン	2	機名 FT8 型式 単純サイクルフリータービン形 ガス発生機 航空機エンジン転用形2軸式 燃料 都市ガス13A又は灯油 発電端出力 51.5MW(FT8 Twin pac) 条件: 吸気温度 15°C 外気圧力 0.1013MPa
ガスタービン用発電機	1	型式 横軸開放空冷式出口管通風形 円筒回転界磁屋内形三相交流 同期発電機 定格出力 57222kVA 定格電圧 13800V 極数 2極 絶縁 F種
排熱回収ボイラ(HRSG)	2	型式 自然循環復圧水管ボイラ 高圧蒸気圧力 5.84MPa 高圧蒸気温度 414°C 高圧蒸気流量 27.55t/h 中圧蒸気圧力 0.79MPa 中圧蒸気温度 178°C 中圧蒸気流量 10t/h
蒸気タービン	1	機名 2SQYNV-7 型式 横型8段落混圧復水衝動タービン 出力 15200kW
蒸気タービン用発電機	1	型式 横軸開放空冷式出口管通風形 円筒回転界磁屋内形三相交流 同期発電機 定格出力 168892kVA 定格電圧 13800V 極数 4極 絶縁 F種
復水器	1	型式 空冷コンデンサ 入口蒸気圧 14.7kPa 流量 75.1t/h

原稿受付 2000年9月20日

*1 (株)荏原製作所 風水力事業統括エネルギーシステム技術部
〒108-8480 東京都港区港南1-6-27

*2 (株)荏原製作所 袖ヶ浦工場 設計第二部

3. ガスタービン

ガスタービンFT8は、Pratt&Whitney社製の航空機用エンジンJT8Dをもとに開発された航空機転用形二軸式ガスタービンである。FT8は小型軽量、高効率、モジュール構造のためメンテナンスが容易などの特徴がある。また、FT8は都市ガス、灯油いずれも使用が可能なdual fuel仕様になっており、主燃料としては都市ガスを使用し、ガス需要の多い冬期には燃料を灯油に切り替えて運転を行っている。

ガスタービンパッケージは、1台の発電機の両側に2台のガスタービンを配し、発電機を駆動するTwin pacと呼ばれる方式を採っている。



図1 藤沢工場第二発電所

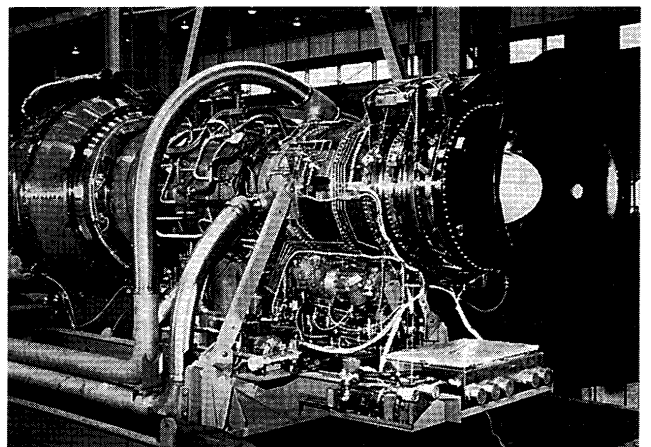


図2 ガスタービンエンジン

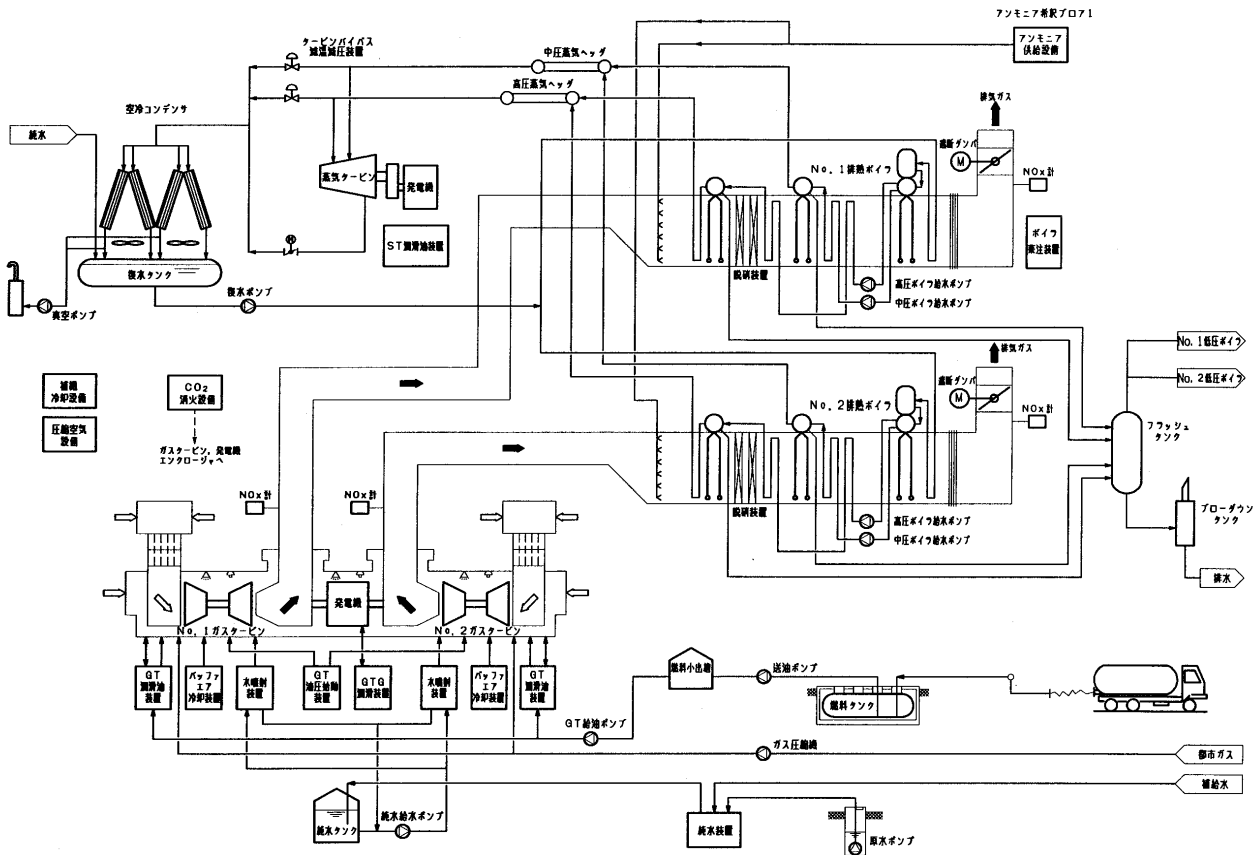


図3 プロセスフロー

4. HRSG

ボイラは、米国 DELTAK 社製の非再熱式三圧型自然循環排熱ボイラである。高圧蒸気は、高圧ドラムから過熱器を経て蒸気タービンの主蒸気に、中圧蒸気は、蒸気タービンの中段へ混気蒸気として供給される。また、低圧ドラムは下部に貯水槽を持つ脱気器である。低圧ドラム内の飽和蒸気は、高圧給水ポンプ、中圧給水ポンプでそれぞれの節炭器を経由し高圧ドラム及び中圧ドラムへ供給される。

5. 蒸気タービン

蒸気タービンは、当社の横型8段落混圧復水衝動タービンである。プラントの立ち上げ時間は、DSSで60分以内、週明けの月曜日は90分以内という条件であり、この条件を満足するために、プラント停止中における蒸気タービンの保温、蒸気温度による起動スケジュールの制御等の対策を行っている。

6. 空冷コンデンサ

本プラントでは、工業用水の入手が不可能であるため復水器として空冷式コンデンサを採用している。コンデンサは、4個のモジュールで構成され、直径7.32mのプロペラファン上部に伝熱管をA型に配置している。ファンはVVVFモータ(75kW×4台)で駆動している。

7. 環境対策

NOx対策は、ガスタービンに水噴射を行い燃焼温度を下げて発生NOxを抑制するとともに、HRSGの中温度域に脱硝触媒を設置し、ガスタービンとHRSGを連絡する拡散ダクトの途中から、25%アンモニア水を噴霧する乾式アンモニア接触還元法を採用している。

騒音対策としては、ガスタービン、蒸気タービン、ガス圧縮機にはエンクロージャを設置し、発生源での対策を施すと同時に、工場敷地側に防音壁を設けている。また、煙突も上部をサイレンサー構造として近隣環境に配慮している。

8. おわりに

規模的には小さいがコンバインドサイクル発電プラントとして基本的な要素を装備しているプラントである。また、毎日発停を繰り返すDSS運用という苛酷な運転であるが、繰り返し起動や短時間起動に優れる航空転用型ガスタービンの特徴を生かし、1999年6月の運転開始以降順調に運転を行っている。

本プラントで得られたDSSの運転方法や制御の経験を生かし、今後の電力小売り事業への展開が期待されている。

LA 26 型過給機

日本のターボチャージャの原点

佐藤昭二郎*1

SATO Shojiro

1. はじめに

表紙の写真は国内において自動車用小型から船用大型まで各種のターボチャージャの製造を行っている石川島汎用機械(株) (略称 IHK) の、“回転機械で 21 世紀をひらく” という題名の、同社 30 年史の冒頭に掲載されたものである。この写真は日本におけるターボチャージャの開発に言及するときに、その先駆をなすものとして貴重なマイルストーンを示すものである。

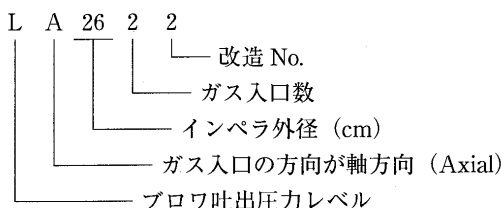
IHK 石川島汎用機械(株)の源流は陸上用発電機タービンで知られている石川島芝浦タービン(株)である。詳細は省略するが同社は昭和 11 年創業。昭和 36 年東京芝浦電気(株)と合併。過給機等は翌 37 年石川島播磨重工業(株)の汎用機械製造部門として設立された石川島汎用機械(株)に移管された。この間の経緯については両社の社史^{(1)~(4)}を参照願いたい。

2. LA 26 型過給機の開発および量産開始

昭和 25 年三井玉野造船所の要請があつて、当時発電用蒸気タービンの専門工場だった石川島芝浦タービンが排気ガスタービン過給機を試作し、昭和 26 年には同社鶴見工場において工場用圧縮空気と燃焼器を使って諸テストが実施された。興味深いのはブロウ吐出圧力が 0.42 kgf/cm², g なのに将来の高圧化に対応できるようにとの配慮から 2 段圧縮になっていることである。この経緯は“ディーゼル機関用排気タービン”⁽⁵⁾に詳述されている。しかしながらこの過給機は研究・開発に終わり量産には至らなかった。

一方、昭和 26 年から 27 年にかけて池貝鉄工 1000 馬力ディーゼル機関用に LA 26 型過給機が試作された。この改良型から 2~5 台ずつの仕込み生産が始まり、これが国内における最初の量産型過給機である。顧客として上記の他、新潟鉄工、伊藤鉄工等があげられる。

型式名称の意味は次のとおりである。



原稿受付 2000 年 9 月 25 日

* 1 元石川島播磨重工業(株) 技術研究所
〒225-0002 神奈川県横浜市青葉区美しが丘 4-47-1(自宅)

図 1 に池貝鉄工製 825 馬力機関に搭載された LA 2642 型過給機を示す。この過給機は池貝鉄工製 8 MSD 27.5 S 形のディーゼルエンジンに搭載されて、昭和 62 年 3 月まで、東京駅八重洲口鉄道会館において非常発電用として現役稼動していたものである。

図 2 に LA 2622 型過給機の組立断面を示す。タービン車室は水冷鋳鉄製、タービン噴口は 18-8 ステンレス鋼溶接構造、タービン動翼はイ・301 (耐熱 Ni-Cr-W 鋼) の削り出し・亜鈴型で翼車と結合、軸受はホワイトメタル平軸受で、主軸からウォームギヤで減速したギヤポンプにより給・排油される。オイルタンク、オイルクーラはタービン車室側面に取り付けられている。ブロウインペラは鍛鋼リベット締め構造である。

LA 2622 型過給機の仕様の一列を昭和 28 年 9 月、関東海運局に提出した説明書より抜粋し表 1 に示す。

3. おわりに

この過給機は当学会の第 12 期 (1987 年) 会長であり、現日本商工会議所会頭、石川島播磨重工業(株)会長の稲葉興作氏が当時開発に携わっておられ、筆者は入社と同時に同氏の指導の下で断面組立図を画いたものである。

これは国内で量産された最初の過給機であり、純国産技術の結集としてまさに日本のターボチャージャの原点と言える過給機である。この技術は自動車用、また、船用過給機に受け継がれ、今日の過給機およびジェットエンジンに至るまでの高速回転機械に関わる広範な技術の基礎を形作っている。

なお、文中過給機とターボチャージャを混用し、また、

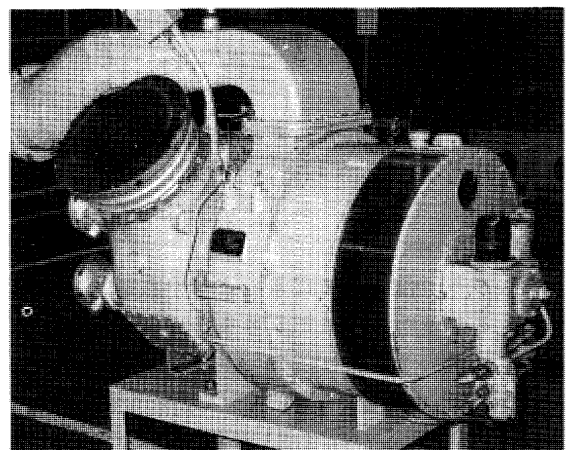


図 1 LA 2642 型過給機

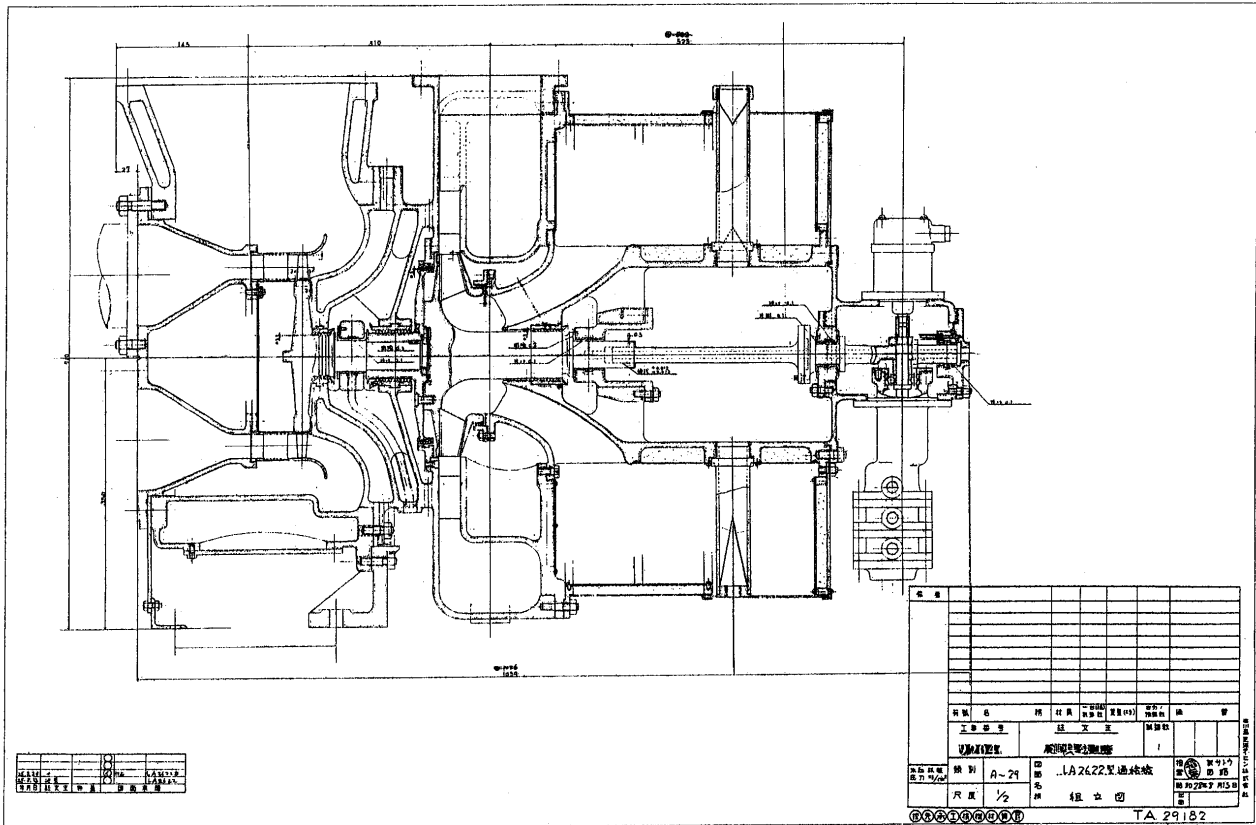


図2 LA 2622 型過給機組立断面図

表1 LA 2622 型過給機仕様の一例

機関要目	
製造者	池貝鉄工神明工場
型式	6SD-36S型
用途	420t遠洋漁業
気筒	6×360φ×520
定格出力	800 馬力
回転数	340 rpm
過負荷出力	960 馬力
定格時平均有効圧力	6.66 kgf/cm ²
過給機仕様	
ブロワ形式	遠心式1段
ブロワ外径	260 mm
タービン形式	軸流式1段
タービン外径	260 mm
定格出力時タービン入口温度	435 °C
" 給気圧力	1.38 kgf/cm ² ,abs
" タービン回転数	17000 rpm
過負荷出力時タービン入口温度	470 °C
" 給気圧力	1.45 kgf/cm ² ,abs
" タービン回転数	18500 rpm
最高許容温度	600 °C
最大回転数	19000 rpm
乾燥重量	480 kg

単位系は当時の表記で記させて頂いたこととお断り致します。

参考文献

(1) 石川島播磨重工業社史 (沿革・資料編), (1992-4)

(2) 石川島播磨重工業社史 (技術・製品編), (1992-4)

(3) 石川島汎用機械二十年史, (1982-9)

(4) 石川島汎用機械三十年史, (19-)

(5) 円城寺一, ディーゼル機関用排気タービン, 日本機械学会誌 55-398 (1952-3), 79

学会からの発行刊行物

「ガスタービンの高温化と冷却技術に関する調査研究」 成果報告書増刷のお知らせ

1994年から標記の調査研究を行い、1997年3月に成果報告書を印刷製本し、頒布致しました。短期間に印刷分が完売になり、その後も要望がありましたので、このほど増刷をしました。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。その結果をまとめたものが、成果報告書です。会員の皆さんで、まだ入手されていない方には、この機会に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

高温化と冷却技術概論・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）

編集の基本方針

各項と基礎、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7,000円（送料込）

刊行時期 2000年10月

申込方法 下記申込書により学会事務局までお申し込み下さい。

成果報告書 申込書

(社)日本ガスタービン学会事務局 行

FAX 03-3365-0387

「ガスタービンの高温化と冷却技術に関する調査研究」成果報告書申し込み

氏 名		会員 NO.	
勤 務 先			
所 在 地 Tel・Fax	〒 Tel:	Fax:	
申込冊数	冊 (1冊7,000円)	合計	円
送金方法	1. 銀行振込 (第一勧銀西新宿支店普通 1703707)	2. 郵便振替 (No. 00170-9-179578)	3. 現金書留
請求書・領収書 の発行	請求書 (要・不要)	領収書 (要・不要)	
備考, 連絡事項 など			

《2001年学術講演会・講演論文募集のお知らせ》

下記の日程で、日本ガスタービン学会（幹事学会）と日本機械学会の共催による第29回ガスタービン定期講演会および第16回ガスタービン秋季講演会を開催します。

1. 第29回ガスタービン定期講演会・講演論文募集

第29回定期講演会は、東京都立科学技術大学で開催いたします。期日までに所定の手続により講演の申し込みをお願いします。

開催日 2001年（平成13年）6月1日（金）
開催場所 東京都立科学技術大学
 東京都日野市旭ヶ丘6-6
講演申込締切 2001年（平成13年）1月15日（月）
講演原稿締切 2001年（平成13年）4月6日（金）
募集論文

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

ガスタービン及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論文で、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及びユーザーの実績等に関する論文も歓迎します。

講演者の資格

本会会員もしくは日本機械学会会員で、1人1題目に限ります。

講演申込方法と採否の決定

本号掲載の申込書に必要事項を記入し、日本ガスタービン学会事務局に郵送してください。郵便未着（事故）の場合もありますので、送付されたことを電話・FAX等でご連絡ください。（先にFAXで申し込みを行った場合も、必ず申込書を郵送してください。）締切後の申し込みは受け付けません。

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。

申込先

〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13

第3工新ビル402

(社)日本ガスタービン学会

TEL: 03-3365-0095 FAX: 03-3365-0387

講演発表の採否は幹事学会において決定し、2月9日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となります。

2. 第16回ガスタービン秋季講演会（秋田市）・見学会

2001年のガスタービン秋季講演会は秋田市にて開催致します。講演募集、見学会等の詳細は学会誌2001年1月号以後の会告でお知らせします。

開催日 2001年（平成13年）10月25日（木）、26日（金）

開催場所 秋田県秋田市 秋田市文化会館

《2001年学術講演会・講演論文募集のお知らせ》

下記の日程で、日本ガスタービン学会（幹事学会）と日本機械学会の共催による第29回ガスタービン定期講演会および第16回ガスタービン秋季講演会を開催します。

1. 第29回ガスタービン定期講演会・講演論文募集

第29回定期講演会は、東京都立科学技術大学で開催いたします。期日までに所定の手続により講演の申し込みをお願いします。

開催日 2001年（平成13年）6月1日（金）
開催場所 東京都立科学技術大学
 東京都日野市旭ヶ丘6-6
講演申込締切 2001年（平成13年）1月15日（月）
講演原稿締切 2001年（平成13年）4月6日（金）
募集論文

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

ガスタービン及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論文で、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及びユーザーの実績等に関する論文も歓迎します。

講演者の資格

本会会員もしくは日本機械学会会員で、1人1題目に限ります。

講演申込方法と採否の決定

本号掲載の申込書に必要事項を記入し、日本ガスタービン学会事務局に郵送してください。郵便未着（事故）の場合もありますので、送付されたことを電話・FAX等でご連絡ください。（先にFAXで申し込みを行った場合も、必ず申込書を郵送してください。）締切後の申し込みは受け付けません。

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。

申込先

〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13

第3工新ビル402

(社)日本ガスタービン学会

TEL: 03-3365-0095 FAX: 03-3365-0387

講演発表の採否は幹事学会において決定し、2月9日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となります。

2. 第16回ガスタービン秋季講演会（秋田市）・見学会

2001年のガスタービン秋季講演会は秋田市にて開催致します。講演募集、見学会等の詳細は学会誌2001年1月号以後の会告でお知らせします。

開催日 2001年（平成13年）10月25日（木）、26日（金）

開催場所 秋田県秋田市 秋田市文化会館

*コピーしてご使用ください。

(講演申込書)

第29回ガスタービン定期講演会講演申込み

講演題目：

希望セッション：一般講演・オーガナイズドセッション ()

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

連絡者氏名：

会員番号：

学校・勤務先：

所在地：〒 _____

TEL：() -

FAX：() -

講演内容 (100~200字)

講演申込期限は2001年1月15日(月)です。早めにお申し込みください。

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ください。

11月号(普通号)をお届けします。

「随筆」は我が国のガスタービンの技術開発の生き字引として青木千明氏に要素技術から総合技術に至る貴重な体験談をご寄稿いただきました。

「論説・解説」は、まず、平田賢先生・宇治茂一氏に我が国のエネルギー動向とガスタービンの関わりについて展望いただきました。我が国のエネルギー供給は今後集中型から分散型に移行せざるを得ず、きめ細かな熱需要に応じた小型のガスタービンコジェネレーション技術がキーテクノロジーになると予測されています。次に、熊田雅弥先生にはガスタービンシステムの主要要素である熱交換器の高温化とコンパクト化、効率向上の動向について解説いただきました。また、矢部寛先生の気体軸受に関する解説では、気体潤滑の基本特性と長所および短所が代表的な事例に基づいて分かりやすく述べられ、高速回転系の小型ガスタービンへの応用の可能性について触れていただきました。最後に、柏原康成先生には大学におけるガスタービン教育の実例について紹介いただきました。小型のターボジェットエンジンは実物による貴重な体験教育の素材として今後教育現場に広まることが期待されます。

「講義」は高度に自動化されたガスタービンの制御工学システムの実際を2回にわたって岡田清氏にご執筆いただきます。「研究だより」は京セラの総合研究所における最近の成果を紹介いただきました。「喫茶室」は肩の凝らない読み物として4回目になります。読者からの

ご感想をお待ちしております。「見聞記」は山脇栄道氏に今年8月13日～18日トルコで開催された「ガスタービンシステムにおける熱伝達に関する国際シンポジウム」の様態を詳細に伝えていただきました。「新製品・設備紹介」はタイミングを失わないことを優先し、記事が集中しないよう調整させていただいております。ご希望があればどんどん編集部の記事をお寄せください。表紙の写真は、今後1号機に限らず、エポックメイキングな機器を含めて幅広く募集することを検討中です。

最後に、ご多忙の中今月号の記事をご執筆いただきました著者の方々に、心よりお礼申し上げます。なお、本号の編集は、榊田委員 (IHI)、服部委員 (三井造船)、中村委員 (荏原)、佐々木(祥)前委員 (トヨタ)、植草前委員 (荏原)、と山本(早大)が担当致しました。

(山本勝弘)

〈表紙写真〉

LA 26 型過給機

説明：この写真は昭和28年に石川島芝浦タービン株式会社木曾工場で製作されたディーゼルエンジン用過給機で、昭和62年まで東京駅鉄道会館において非常発電用として現役稼動していたものである。この製品は国内最初の量産過給機であり、純国産技術の結集として日本のターボチャージャの原点と言えるものである。

(提供 石川島播磨重工業株式会社)

だより

♣事務局 ☒ ♣

あの猛烈に暑かった夏もやっと去っていつてくれて、急に木枯らしの季節となりました。

早いもので、もう今年最後の学会誌となりました。

この学会誌がお手元に届く頃には、もう終了しているのですが、今は北九州の小倉で開催の秋季講演会の準備に追われています。発表論文数も今回は多いので、たくさん参加者になるものと期待しています。

さて、今年度は、定款改正があり年度末が2月となりましたので、評議員選挙なども1ヶ月前倒しで実施です。また、3年ぶり会員名簿の発行も予定していますので、すでに皆様のお手元に届いていることと思いますが、投

票用紙、会員データ調査用紙はご記入の上、事務局までご返送ください。

Y2K問題で騒いでいたのもついこの間でしたのに、あと1ヶ月余りで20世紀も終わり、もう21世紀です。

20世紀に置いていきたいもの、21世紀へ一緒に連れていきたいもの、それぞれいろいろですが、すべて引き連れて新しい年に向かうことになりそうです。

新世紀が皆様にとりまして、よい年となりますよう祈りつつ、今世紀最後の“事務局だより”を終わります。

[A]

11月号(普通号)をお届けします。

「随筆」は我が国のガスタービンの技術開発の生き字引として青木千明氏に要素技術から総合技術に至る貴重な体験談をご寄稿いただきました。

「論説・解説」は、まず、平田賢先生・宇治茂一氏に我が国のエネルギー動向とガスタービンの関わりについて展望いただきました。我が国のエネルギー供給は今後集中型から分散型に移行せざるを得ず、きめ細かな熱需要に応じた小型のガスタービンコジェネレーション技術がキーテクノロジーになると予測されています。次に、熊田雅弥先生にはガスタービンシステムの主要要素である熱交換器の高温化とコンパクト化、効率向上の動向について解説いただきました。また、矢部寛先生の気体軸受に関する解説では、気体潤滑の基本特性と長所および短所が代表的な事例に基づいて分かりやすく述べられ、高速回転系の小型ガスタービンへの応用の可能性について触れていただきました。最後に、柏原康成先生には大学におけるガスタービン教育の実例について紹介いただきました。小型のターボジェットエンジンは実物による貴重な体験教育の素材として今後教育現場に広まることが期待されます。

「講義」は高度に自動化されたガスタービンの制御工学システムの実際を2回にわたって岡田清氏にご執筆いただきます。「研究だより」は京セラの総合研究所における最近の成果を紹介いただきました。「喫茶室」は肩の凝らない読み物として4回目になります。読者からの

ご感想をお待ちしております。「見聞記」は山脇栄道氏に今年8月13日～18日トルコで開催された「ガスタービンシステムにおける熱伝達に関する国際シンポジウム」の様態を詳細に伝えていただきました。「新製品・設備紹介」はタイミングを失わないことを優先し、記事が集中しないよう調整させていただいております。ご希望があればどんどん編集部の記事をお寄せください。表紙の写真は、今後1号機に限らず、エポックメイキングな機器を含めて幅広く募集することを検討中です。

最後に、ご多忙の中今月号の記事をご執筆いただきました著者の方々に、心よりお礼申し上げます。なお、本号の編集は、榊田委員 (IHI)、服部委員 (三井造船)、中村委員 (荏原)、佐々木(祥)前委員 (トヨタ)、植草前委員 (荏原)、と山本(早大)が担当致しました。

(山本勝弘)

〈表紙写真〉

LA 26 型過給機

説明：この写真は昭和28年に石川島芝浦タービン株式会社木曾工場で製作されたディーゼルエンジン用過給機で、昭和62年まで東京駅鉄道会館において非常発電用として現役稼動していたものである。この製品は国内最初の量産過給機であり、純国産技術の結集として日本のターボチャージャの原点と言えるものである。

(提供 石川島播磨重工業株式会社)

だより

♣事務局 ㊟♣

あの猛烈に暑かった夏もやっと去っていつてくれて、急に木枯らしの季節となりました。

早いもので、もう今年最後の学会誌となりました。

この学会誌がお手元に届く頃には、もう終了しているのですが、今は北九州の小倉で開催の秋季講演会の準備に追われています。発表論文数も今回は多いので、たくさんの参加者になるものと期待しています。

さて、今年度は、定款改正があり年度末が2月となりましたので、評議員選挙なども1ヶ月前倒しで実施です。また、3年ぶり会員名簿の発行も予定していますので、すでに皆様のお手元に届いていることと思いますが、投

票用紙、会員データ調査用紙はご記入の上、事務局までご返送ください。

Y2K問題で騒いでいたのもついこの間でしたのに、あと1ヶ月余りで20世紀も終わり、もう21世紀です。

20世紀に置いていきたいもの、21世紀へ一緒に連れていきたいもの、それぞれいろいろですが、すべて引き連れて新しい年に向かうことになりそうです。

新世紀が皆様にとりまして、よい年となりますよう祈りつつ、今世紀最後の“事務局だより”を終わります。

[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
〒105-0003 東京都港区西新橋1-17-5
Tel. 03-3508-9061 Fax. 03-3580-9217
ニッセイエブプロ(株) 制作部デジタル編集課
E-mail: degihen@magical3.egg.or.jp
学会誌担当 佐藤孝憲

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、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
 - 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、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い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。
8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌 Vol.28 No.6 2000.11

発行日 2000年11月20日
発行所 社団法人日本ガスタービン学会
編集者 益田重明
発行者 伊藤源嗣
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
印刷所 ニッセイエブプロ(株)
〒105-0003 東京都港区西新橋2-5-10
Tel. 03-3501-5151 Fax. 03-3597-5717

©2000, (株)日本ガスタービン学会

複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は、(株)日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の従業員以外は、著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。著作物の転載・翻訳のような複写以外の許諾は、直接本会へご連絡下さい。

〒170-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
学術著作権協会
TEL: 03-3475-5618 FAX: 03-3475-5619
E-mail: kammori@msh.biglobe.ne.jp

GTSJ ガスタービンセミナー (第29回) のお知らせ

「21世紀のガスタービンへの期待」をテーマに第29回ガスタービンセミナーを下記の通り開催いたしますので、奮ってご参加ください。

- 日時 : 平成13年1月18日(木) 9:30~16:30 (受付開始9:00)
1月19日(金) 9:30~16:30
- 場所 : 東京ガス(株)本社2階大会議室(地図参照)
港区海岸1-5-20 Tel. 03-3433-2111 (JR浜松町駅徒歩3分)
- 主催 : (社)日本ガスタービン学会
- 協賛 : エネルギー・資源学会, 火力原子力発電技術協会, 計測自動制御学会, 自動車技術会, ターボ機械協会, 電気学会, 日本エネルギー学会, 日本ガス協会, 日本機械学会, 日本金属学会, 日本コージェネレーションセンター, 日本航空宇宙学会, 日本航空技術協会, 日本セラミックス協会, 日本材料学会, 日本鉄鋼協会, 日本内燃機関連合会, 日本内燃力発電設備協会, 日本船用機関学会, 日本非破壊検査協会, 日本品質管理学会, 腐食防食協会, 溶接学会
- セミナープログラム テーマ: 「21世紀のガスタービンへの期待」

1月18日(木)

サブテーマ : 事業用大型ガスタービンへの期待

※下記講演時間には質疑応答の時間も含まれます。

1	石炭ガス化複合発電の開発状況	9:30-10:30	(財)電力中央研究所 佐藤 幹夫氏
2	1300℃級事業用大型コンバインドサイクル発電設備の運用実績	10:30-11:30	中部電力(株) 小池 高雄氏

サブテーマ : 航空用ガスタービンへの期待

3	GE90-115Bエンジンの開発状況	13:00-14:00	GE Aircraft Engines Mr. Chaker Charour
4	大型ジェットエンジンの整備方式と信頼性管理	14:00-15:00	日本航空(株) 吉岡 俊彦氏
5	超音速輸送機用推進システムの研究開発の成果と今後の展望	15:30-16:30	超音速輸送機用推進システム技術研究組合 藤網 義行氏

1月19日(金)

サブテーマ : 発電用中型ガスタービンへの期待

6	中型ガスタービン発電システム	9:30-10:30	(株)荏原製作所 遠沢 純一氏
7	8000kW級セラミックガスタービンの開発状況 —産業用コージェネレーション実用技術開発—	10:30-11:30	川崎重工業(株) 巽 哲男氏

パネルディスカッション

8	マイクロガスタービンの現状と展望	13:00-16:30	(パネリスト) 東京大学 吉識 晴夫氏 (財)電力中央研究所 市川 建美氏 (株)タクマ 井上 梅夫氏 (株)荏原製作所 小林 利充氏 東京ガス(株) 三浦千太郎氏 石川島播磨重工業(株) 宮下 和也氏
---	------------------	-------------	---

6. セミナーの内容

(1) 「石炭ガス化複合発電の開発状況」

(財)電力中央研究所 佐藤 幹夫氏

わが国における石炭ガス化複合発電 (IGCC) 開発は、勿来における 200 トン/日パイロットプラントを経て、25 万 kW 級実証機研究開発が来年度から本格的に開始されることになった。そこで、これまでの内外の IGCC 開発プロジェクトの開発動向、およびわが国 IGCC 実証機研究開発計画の概要を述べるとともに、石炭ガス化燃料を用いるガスタービン燃焼器技術開発に関する当所の取り組みを紹介する。

(2) 「1300℃級事業用大型コンバインドサイクル発電設備の運用実績」

(中部電力(株) 小池 高雄氏)

当社発電設備の概要・システム、プラント効率及び運用方法を紹介しながら、当社の経験した GT トラブルを反映した診断技術、検査技術、の確立とその説明、又、高温部品の寿命延長化確認試験等によるコストダウン施策の推進による発電コストの低減などの課題、最後に 1500℃級 GT を用いた今後の発電システムの開発に対する期待などを述べる。

(3) 「GE90-115B エンジンの開発状況」

(GE Aircraft Engines Mr. Chaker Charour)

ゼネラル・エレクトリック社は、世界最大クラスの 115,000 ポンド推力を有する GE90-115B エンジンを開発中で、2002 年に型式証明を取得する。このエンジンは、ボーイング 777-300ER 型航空機に採用され、日本でも、2004 年より日本航空、全日本空輸にて運航される。この講演では、GE90-115B エンジン・プロジェクトの開発計画及び設計コンセプト、並びに使用技術について紹介する。

(4) 「大型ジェットエンジンの整備方式と信頼性管理」

(日本航空(株) 吉岡 俊彦氏)

現在の大型旅客機に使用されるジェット・エンジンは 5 万ポンドから 10 万ポンドクラスの推力を持つ高バイパス比ターボファン・エンジンが主流となっている。本講演ではその整備方式の標準となっているオン・コンディション整備方式をはじめ、各種の整備方式について紹介するとともに、オン・コンディション整備方式を支える信頼性管理手法と、その中心となる種々のエンジン・モニタリング・プログラムについて説明する。

(5) 「超音速輸送機用推進システムの研究開発の成果と今後の展望」

(超音速輸送機用推進システム技術研究組合 藤綱 義行氏)

工技院/NEDO 殿のご指導を得て、HYPR プロジェクトの名の下に日本 3 社 (IHI/KHI/MHI) と海外 4 社 (GE/UTC/RR/snecma) 及び 4 国立研究所 (航技研、計量研、機技研、大工研) が協力して、マッハ 5 で超音速飛行する輸送機の推進システムの技術を研究開発した。この研究計画は平成 4 年の第 2 回セミナーで講演されているが、今回は研究成果を報告し、且つ後継プロジェクト (ESPR) の計画を紹介し、航空機用ガスタービンの未来を展望する。

(6) 「中型ガスタービン発電システム」

((株)荏原製作所 遠沢 純一氏)

25 MW 級航転形ガスタービンを、発電機の両側に配置した二連結ガスタービン発電設備を主体とし、排熱回収ボイラと蒸気タービン発電設備で構成された約 66 MW 複合サイクルプラントを設計・建設した。このプラントは、朝始動し夜停止する DSS 運用である。また、雨水・汚水ポンプ所向けに非常用 19 MW 単純開放サイクルガスタービン発電設備を納入した。このシステムは、外部電源を必要としないブラック始動にて 3 分以内で電圧確立・遮断器投入が可能である。これらの発電システムの技術的特徴を中心に紹介する。

(7) 「8000kW 級セラミックガスタービンの開発状況 -産業用コージェネレーション実用技術開発-

(川崎重工業(株) 巽 哲男氏)

昨年春に終了した 300kW 級 CGT 開発プロジェクトにおいて、セラミックガスタービンの高性能、低公害性が実証されたが、その実用化までには、実運転環境下における長時間耐久性・信頼性評価やコスト低減等の課題が残されている。“産業用コージェネレーション実用技術開発” は、300kW 級の開発で得られた知見を基に、セラミックスを高温静止部品に採用した 8000kW 級ハイブリッドガスタービンの長時間運転試験を実施して、その耐久性、信頼性を実証し、環境負荷低減に有効なセラミックガスタービンの普及を促進しようとするものである。この開発の概要と初年度の開発状況を紹介する。

(8) パネルディスカッション「マイクロガスタービンの現状と展望」

今最もホットな話題であるマイクロガスタービンについて、この分野の第一線でご活躍の方々 6 名をパネリストとして迎え、3 時間半にわたり幅広い切り口で討論していただきます。主な話題としては、開発状況と技術課題・問題点、市場の動向、分散型電源としての評価・系統連系、システム技術、ガスタービン本体評価試験、本体要素技術・製造技術等を予定しております。

7. 参加要領

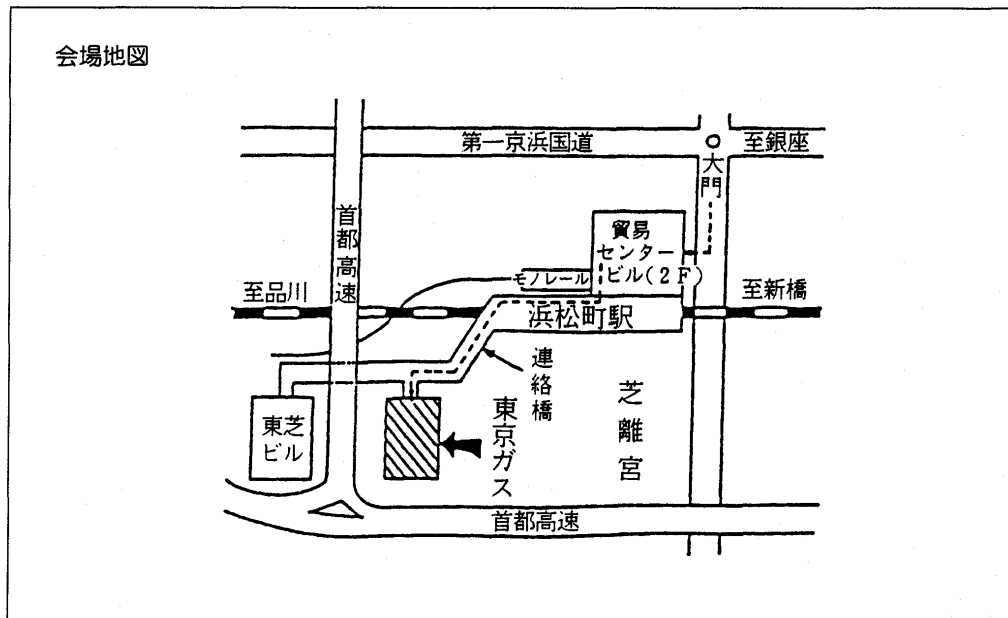
- 1) 参加費 : ◆主催および協賛団体会員 2日間 25,000円 1日のみ 18,000円
◆学生会員 5,000円
◆会員外 2日間 35,000円 1日のみ 25,000円
◆資料のみ 1冊 5,000円 (残部ある場合)

2) 申込方法: 申込書に所属、氏名、加入学協会名、GTSJ会員は会員番号等必要事項を明記の上、FAX又は郵送にて下記事務局宛 平成13年1月9日(火)までにお送り下さい。
また、参加費につきましては平成13年1月9日(火)までに以下の方法にてお支払い下さい。

- ・郵便振替 00170-9-179578 (日本ガスタービン学会)
- ・銀行振込 第一勧業銀行 西新宿支店 (普) 1703707 (日本ガスタービン学会)
- ・現金書留

3) 事務局 : 〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13-402
(社)日本ガスタービン学会 Tel.03-3365-0095 Fax.03-3365-0387
URL. <http://wwwsoc.nacsis.ac.jp/gtsj/> E-Mail gtsj@pluto.dti.ne.jp

*資料集・ネームカードは当日受付にてお渡しします。



第29回ガスタービンセミナー

(平成13年1月18, 19日)

申込書

(社) 日本ガスタービン学会 行

FAX 03-3365-0387

TEL 03-3365-0095

会社名	
所在地	〒
TEL	
FAX	

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

フリガナ 氏名	所 属	TEL FAX E-MAIL	所属学協会 GTSJの方は会員 No. をご記入下さい	参加日 ○印をつけて下さい
				18・19
				18・19
				18・19
				18・19
				18・19

【事務局への連絡事項】

	2日間	人数	1日のみ	人数	合計金額
正会員	25,000円		18,000円		円
学生員	5,000円		5,000円		円
会員外	35,000円		25,000円		円
支払予定日： 月 日				支払金額	円
払込方法：(○をつけてください。) 1. 銀行振込 (第一勧業銀行 西新宿支店 普通 1703707) 2. 郵便振替 (00170-9-179578) 3. 現金書留 *口座名はいずれも「(社)日本ガスタービン学会」です。					
請求書の発行： 要 (宛名：) ・ 不要					
領収証の発行 (当日お渡しします)： 要 (宛名：) ・ 不要					