

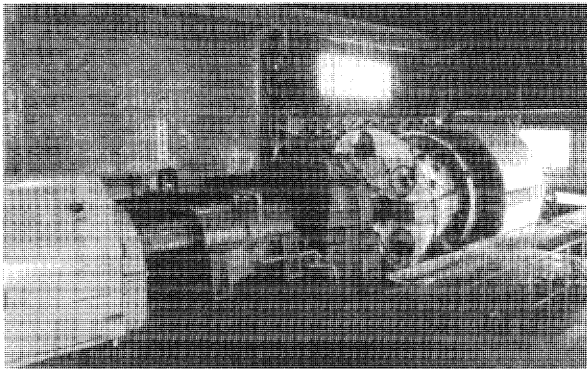
ガスタービンの研究開発について

中根 秀彦*1

NAKANE Hidehiko

私がガスタービンと関わりをもったのは、昭和37年三菱重工の高砂製作所が発足し、そこで Westinghouse 社からの技術導入により旭ガラス千葉工場向け MW-171 形ガスタービン（入口温度707℃、出力12MW）の製作が始まって以来であり、それから既に40年以上になる。現在の新鋭ガスタービンは入口温度1300～1500℃、出力150～330MW となっており、隔世の感がある。

その間、大小様々なトラブルを経験すると共に、やがて、ライセンス技術を脱し自主技術による開発が行われるようになり、新機種や新技術の研究開発に関与することとなった。



旭ガラス千葉工場納 MW-171ガスタービン
(昭和38年～平成12年)

今、各企業は自らの生き残りを賭けて新製品の開発の加速が求められている。

発電用ガスタービンに関しては高効率化と低公害化が現在の目標で各社が競い合っている状況である。

既に引退して外から眺めている立場であるが、このような研究開発に対しどのような心得で取り組むべきか、経験を通じて感じたことを述べたいと思う。

ガスタービンの研究開発に携わる人にとって少しでも参考になれば幸いである。

さて、三菱重工のガスタービンが中核製品としての位置を占めるようになった契機は昭和55年、東北電力 東新潟発電所向けにコンバインドサイクル発電設備を受注したことである。

このガスタービンは M701D 型で入口温度1154℃出力118.7MW であったが、当時としてはかなり厳しい排ガス中の NOx 濃度70ppm (16% O₂換算) 以下という制限

があった。

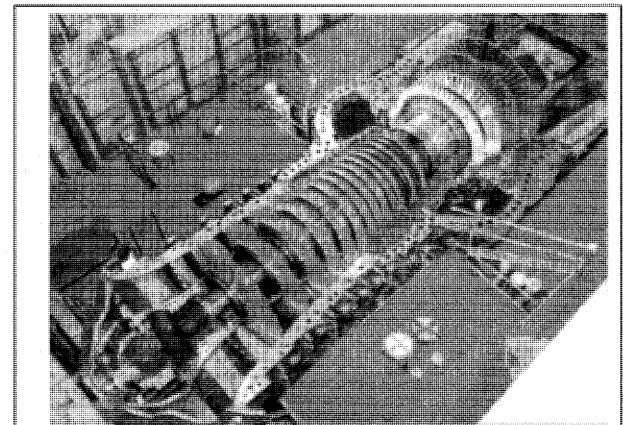
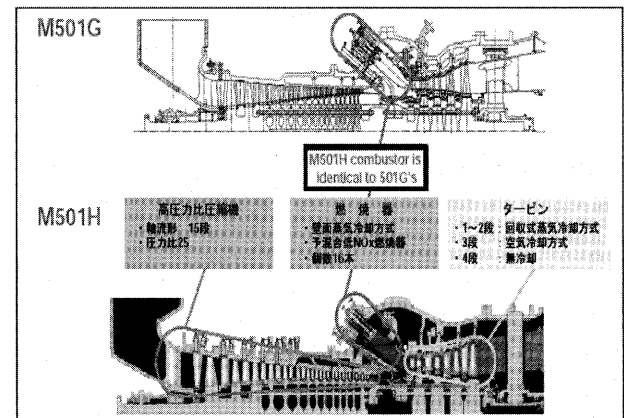
それまでの燃焼器は希薄拡散燃焼方式であり、何年にもわたり研究開発が続けられてきたが、その方式にこだわる限り限界が見えていた。そこで、行き掛かりを捨て今までにないことをやらねば駄目だと考え種々調査を行った。その結果、NASA などで予混燃焼の基礎データがかなり採取されており、低 NOx のポテンシャルが高いことが判明したのでまだ何処でも実機に採用されていなかったが、その方式を採用し開発する方針を決定した。

そして、昭和55年から57年までの約2年間の開発期間を経て実用化を成し遂げた。

現在では各社ともこの方式が主流となっていることから、この選択は適切であったと言う事が出来る。

いつまでも従来の方式に固執せず、情報を収集し発想の転換を図ったことで成功した例である。

新機種開発の事例としてH形と名づけられている蒸気冷却ガスタービンがある。



H形ガスタービンの特徴と外観

原稿受付 2004年10月6日

*1 元 三菱重工(株)

蒸気の熱伝達率は空気の1.5倍であり、冷却媒体として優れており、蒸気冷却の構想は以前からあった。

1987年のASMEのPaper “Closed Circuit Steam Cooling in Gas Turbine”¹⁾ はよく纏まった論文で蒸気冷却ガスタービンの計画について詳細な検討がなされている。

実際にGE社が蒸気冷却ガスタービンの開発計画を発表したのは1995年である。

そして、初号機のH Turbine System 9H (50Hz) を SouthWales Baglan Bay P/S 向けに出荷したのは2000年12月であった。そして、2002年11月、現地で運転を開始し、2003年1月全負荷を達成した。

H Turbine は Combined Cycle 出力480MW であり、60%の熱効率を達成する世界で最初のものと言われている。現在、空気冷却の最新機種でのコンバインドサイクル熱効率は57~58%である。

三菱重工高砂製作所での蒸気冷却を採用したM501H形ガスタービン(入口温度1500℃ 270MW 60Hz)の開発は、GEより少し遅れて1996年半ばよりGE社の後を追う形で進められた。

そして1999年に高砂製作所の実証試験設備で第1次試運転を行ったが、この試運転でいくつかの問題が明らかになった。設計ではかなり綿密な検討をして万全を期したつもりであっても最初のものには思わぬ事が起こるものである。

その後改善を行い、2001年4月の第2次試運転において、一次試験の問題点を解決しGE社に先駆けて世界で最初に全負荷試験を成功裡に終了した。

これは第1次試運転の結果判明した問題点を、約1年をかけて綿密に検討、論議し、検証のための各種要素テストを行った開発チームの努力の結果であり、問題点を明確にしての十分な事前検討と検証が如何に成果に結びつくかということを実証したものであった。

ゼロ戦の設計をした堀越二郎氏も最初に担当した七試艦戦の試作機が試験飛行で垂直尾翼が折れ墜落するという失敗をしている。その失敗からの飛躍がゼロ戦を生むもととなった。「時間に迫られて困り抜いて最善をつくす。そうすると、そのときは出来なくても次にはしかりやろうということになる。実際、次にはいいものが出て来るようになるものです。」と後年語っている。

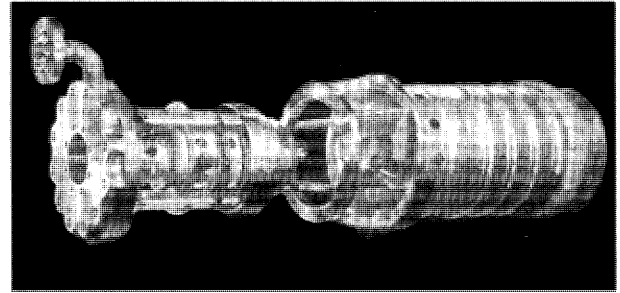
燃焼器については、低NO_x化を目標に種々研究開発が行われて来た。

入口温度1500℃のG型での目標9ppmは米国のATS*の目標でもあるがその達成はかなり難しいものであり、これまで研究開発に要した費用と労力は少なからぬものであったが数多くのモデルについてのテストの積み重ね

*ATS: Advance Turbine Systems の略称。米国政府が出資し、米国のガスタービンメーカー各社が先進的なガスタービンの開発を実施している計画の総称

により目標達成できた。これは燃焼、空力、振動の各分野の専門家の知識の結集と何とか目標を達成しようという執念による努力の結果であると考えられる。

希薄予混燃焼器における低NO_x化の原理は非常に明確であって、混合気の燃空比を適切に調整し、その均一度をより完全にすることによって火炎温度を最適の範囲内



世界で初めて実用化した予混合式低NO_x燃焼器

に保てばNO_xとCOの両方を同時に低減できるのである。

それと共に拡散燃焼のPilot Burnerを持つ場合Main BurnerとPilot Burnerの燃料配分、即ちPilot比を出来る限り小さくすることである。

原理は簡単でもそれを達成するのに多くの問題がある。

一つの制約は、燃焼振動の発生であり、この防止のため燃焼振動を解明し、抑制法を考案することが課題となる。更に、Flash Backや燃焼不安定などの問題も絡んでくる。

これらのことを考慮して開発を進める際には、それまでに実施した燃焼器についてのテストの結果を整理し問題点を摘出し、評価することにより、今後の開発方針を決定することとなる。

燃焼器の開発では一つの現象に対して影響を及ぼす多くの要因がある。

それ故、考え得るすべての組み合わせをテストするとすればテストの種類はとめどもなく多くなる。従って、無駄な組み合わせを除外するという選択には理論的推定のみならず直感力と審美的感受性を必要とする。

Jet Engineの発明者として有名なFrank Whittleがその苦難の経験を自ら語っているが、彼は1938年から2年間Pre-vaporization方式の燃焼器の開発に苦闘し、終にはそれを放棄するに至った。この間の断腸の思いは表現することが不可能であると述べている。解決はいつももうすぐに思われたが、やがて問題が如何に大きいかを知るようになる。

問題の一つは余りにも多くの種類のテストであり、それは止め処もない試行の繰り返しであった。もう一つの問題はテストリグで好結果を得ても実エンジンでは再現できないことで、最初これは大気圧と実圧との差に起因すると考えていたのであるが、その後、実圧試験を行ったにも拘わらず実機ではうまくゆかず、結局、その理由

はテストリグでは空気の流れを正確にシミュレートできていないことに気づき、燃焼問題は正に空力問題であると悟るのである。

燃焼器開発の難しさは、それが化学反応を伴った流体の挙動であって、未だコンピュータで正確に計算することは出来ず、費用と時間のかかる燃焼試験に頼らざるをえないことにある。それ故、燃焼試験の計画、実施、テスト結果の整理、評価を着実に行うことが大切である。

研究開発に携わる技術者に対しての若干の一般的な注意事項を述べたい。

まず、用語の定義を明確にすることである。

例えば GE 社の用語では Turbine Inlet Temperature は第 1 段ノズル出口ガスの平均温度であり、Firing Temperature は燃焼器出口ガスの平均温度であってまぎらわしい。

又、テスト結果を整理することは簡単なように見えて案外難しい。

色々な視点から最も本質的な要因がどれであるかを探らねばならず整理の仕方を工夫する必要がある。グラフ表示はよく使われるが同じ現象に対しては過去のデータと比較できるように Parameter を決めておくべきである。

次に、テスト報告書の作成についても修練が必要である。

余りに分厚い報告書は労作の誇示かもしれないが困ったものであり、報告書は出来るだけ簡潔にすべきである。昔から、長たらしい理屈に碌な物はないと言われている。簡潔な表現で要領よく報告を行うには報告者が頭の中を充分整理していなければならない。そしてテストで判明した事実と予想の差異、それから導かれた推論とを明確に分けて記述せねばならぬ。テスト結果が予想と異なる場合にこそ新たな発見があるのである。

更に、このような研究開発が何年にも及ぶ場合、それに携わる人も変わる。

そうなれば誰にも利用出来るようにデータを系統的に整理しデータベース化しておくことが重要である。これまでの経験を知らなければ再び同じような失敗を繰り返したり、その場での思いつきのアイデアを試みたりすることとなり「下手の鉄砲」になりかねない。

解決の方法が見当たらないような難しい問題で行き詰まった時は、思い切って「こだわり」や「思い込み」を捨てて考え直してみることである。

又、その時には解決されなくてもその問題を何時も忘れて頭に隅に置いて置くことが重要である。そうすれば何かの時に別のことからヒントが与えられるからである。

ノーベル賞を田中耕一氏が受賞したことから「セレンディピティ」という言葉が話題になった。これは16世紀にイタリアで出版された「セイロン(スリランカ)の三人の王子の冒険」という寓話に由来するもので、「事故や偶然により思いがけない発見をする」ということである。

田中氏は実験中に間違っただけで偶然に2つの溶液を混ぜたのが新発見に繋がったのだという。科学の歴史にはニュートンが林檎が樹から落ちるのを見て万有引力の法則を発見したと言われるように偶然による大発見も多い。

パスツールが「観察の場では幸運は待ち受ける心にだけ微笑む」と述べているように広くて深い知識と充実して意欲に満ちた心がなければ偶然や失敗が呼び寄せた幸運を取り逃してしまうのである。

これは設計に対しての忠告であるが、米国の Ferguson 教授はその著書“Mind's Eye”²⁾の中で次のように述べている。

「技術者の深い洞察は、大抵専門家が蓄積した言葉では表されぬ性質のある種の直感的知識なのである。」

「我々は無意識に現実の事象或いは想像の中でのみ現れる事象の Image を考えるのに自分の言葉で表されない能力に頼っている。」

「心の眼、我々の記憶されている事実及び心に画かれた考察の軌跡は信じ難い程の能力と精巧さをもつ器官である。」

「如何に設計の科学を強く推し進めたとしても何が起るのか判らぬ世界に於ける真実のものの設計を成功させることは、常に科学よりむしろ芸術を基礎としている。」

「数量化し得ない判断や選択が設計を組み立てる方法を決定する要素であり、技術設計は単にその種の Process である。それは従来も常にそうであったし、将来もそうであろう。」

豊田英二氏も「物を正しく見る」ための基本は現地、現物主義に基づくことであり、「考える力を失わない」ことを強調して、「現在のようにコンピュータ万能の時代でも観察力とか洞察力とかが最後の決め手になる事は変わらない。」と述べているのである。

最後に研究開発において重要なことは、

- (1) 技術の進歩の動向を見極め、開発の長期的な戦略を立てること
- (2) 目標を明確にし、期限を切って結果をフォローし、うまくゆかぬ時には、更に広く知識、情報を収集吟味し、発想の転換を図る。
- (3) 開発研究が成功するかどうかは、課題の選定が適切であるかどうかによるが、それから後は意志の強さと努力に懸かっている。

開発の鬼になって執念を燃やし続けることである。

以上

参考文献

- 1) E. D. Alderson etc., "Closed Circuit Steam Cooling in Gas Turbine", ASME/IEEE Joint Power Generation Conference, Oct. '87
- 2) E. S. Ferguson, "Engineering and the Mind's Eye", MIT Press, '94

特集：ガスタービンと競合するガスエンジンシステム

ガスタービンと競合するピストンエンジンシステム

平田 賢*1
HIRATA Masaru

キーワード：コンビネーション，マイクロガスタービン，ガスエンジン，ディーゼルエンジン，燃料電池

1. 地球温暖化抑止を目指して

1997年12月に京都で開催された気候変動枠組み条約第3回締約国会議（COP3）は、いわゆる「京都議定書」を採択して終了した。日本は2002年5月21日に国会でその批准を承認し、これを受けて政府は6月4日の閣議で議定書の締結を決め、同日中に国連へ受託書を寄託している。これによって日本は京都議定書の締約国となり、議定書が発効すれば'08年から'12年の第1約束期間に、基準年である'90年における温室効果ガス排出量の6%を削減する義務を負うことになった。2002年の排出量は'90年比で7.6%程度上回っており、うち二酸化炭素（以下CO₂と略記）の排出量は、12億4,800万トンを過去最高値である。図1は最近13年間における日本のCO₂排出量の推移であるが、このままゆけば2010年頃には'90年比で20%程度増になっている可能性があり、6%削減を実現するためには合計25%以上削減しなければならない。並の努力ではほとんど実現不可能である。

一方、アジア諸国、特に中国、インドなどの人口稠密な国々が、一斉に情報化とモータリゼーションへ進むことを考えると、1960年代の日本の高度経済成長期における需要の伸びのように、アジアのエネルギー需要は指数

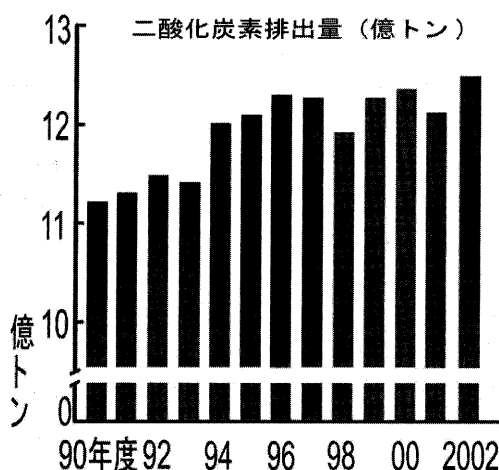


図1 日本のCO₂排出量の推移

原稿受付 2004年9月2日

*1 芝浦工業大学先端工学研究機構客員教授
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
〒337-8570 さいたま市深作307

関数的な伸びを示すことだろう。日本の10倍の人口を擁する中国が、主要なエネルギー源として石炭を燃焼させれば、発生するSO_xやNO_xは西風によって日本や韓国の上に到達し、強い酸性の雨や雪を降らせる。図2に示すようにCO₂の発生量も1980年から'96年までの16年間に、日本の伸びは20%程度であるのに対し、中国は100%強、インドは200%強伸びている。石油輸入の中東依存度も、日本は2000年度に87%を超えて'73年の第1次石油危機後の最高値となったが、韓国も日本に次いで80%を超えている。石油の輸出国であった中国も1993年からは輸入国に転じ、中東諸国との石油外交を強化している。日本及びアジアの持続的発展のためにはこの地域のエネルギー安全保障が最大の課題である。地球温暖化の進行を抑えつつ、エネルギーの安定供給を図るためには、EU創設の基盤となった嘗ての「欧州エネルギー共同体」構想に学んで、北東アジアの諸国が、天然ガスの開発とその高度利用技術の普及を掲げ、互いに緊密な協力をすることが最も効果的であろう。天然ガスの主成分はメタン（CH₄）であり、化石燃料の中では最もクリーンな燃料である。石油のように中東に偏在することなく広く世界に賦存し、中でも北東アジアに近いシベリアに、世界最大の資源量が未開発のまま眠っている。これを開発してパイプラインで輸送し、北東アジアの諸国が高効率で利用してゆくことが、少なくとも21世紀前半の最も重要な戦略であると考えている。

図3は米国の天然ガス開発会社GHK社のRobert

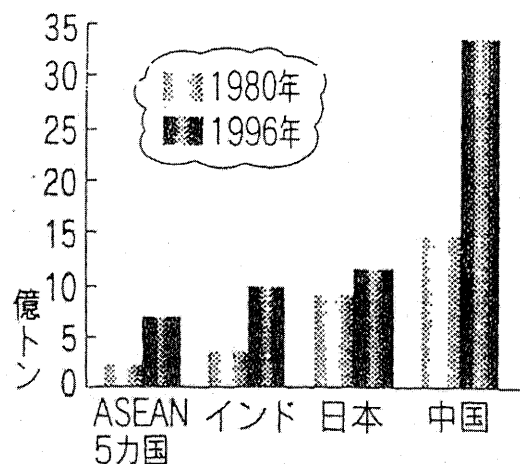


図2 アジアのCO₂排出量の推移 (日本経済新聞)

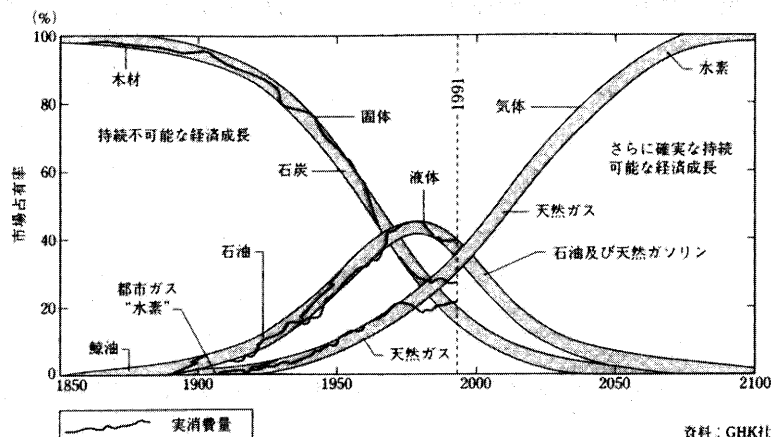


図3 世界のエネルギーの変遷 (GHK 社会長 Robert A. Herner III による)

Hefner III 会長が描く世界の燃料の変遷である。19世紀以前は薪、石炭などの固体燃料の時代であった。20世紀は液体燃料、つまり石油の世紀であり、内燃機関が開発されて自動車が走り飛行機が飛んだ。しかしその石油のシェアも '70年代の2回のオイルショック直後に44%程度でピークをとり下降を始め、現在は42%程度で天然ガスのシェアと交差した。固体、液体と進化してきたから21世紀以降は気体燃料の時代であろう。少なくとも21世紀の前半は天然ガスがエネルギー供給の主体となるが、やがて「水素の時代」へと移って行くことになる。燃料電池技術の進歩は予想よりも早く、水素の時代が2020年頃には「始まる」ことを覚悟して諸々の準備を整えてゆく必要がある。天然ガスを輸送するパイプラインは、通常、地下に埋設されるが、一度埋設した後の寿命は設計に誤りがない限り、50年以上の長期の使用に耐える。従って、これから建設されるパイプラインは、「水素の時代」にも転用可能な設計にしておかなければならない。

1995年11月、米国ワールドウォッチ研究所が出版した「エネルギー大潮流」(原題 "Power Surge", C. Flavin & N. Lenssen 著, 山梨晃一訳, ダイアモンド社) に注目すべき結論が導かれている。天然ガスを燃料とする高効率のコージェネレーションを普及させ、燃料を天然ガスから次第に水素へ転換してゆく。2020年頃には天然ガスに15~20%ほど水素を混ぜたハイタン (Hythane) と呼ぶ混合ガスをパイプラインで輸送し、次第に水素濃度を高めてゆく。太陽、風力、水力などの自然エネルギーを利用して水を電気分解し水素を作り出す。このような戦略をとれば大方の予測に反して、大気中のCO₂濃度は、図4に示したように、現状の375ppmから21世紀半ばまでに約450ppmで安定し、その後数十年間で徐々に下降するというのである。米国の中でも辛口で知られる同研究所が、これまでに発表された IPCC (気候変動に関する政府間パネル) や WEC (世界エネルギー会議) によるCO₂濃度の一様な上昇予測に反して、このような予測を発表したことは、1970年代のオイルショック以

降、省エネルギー、CO₂排出削減を実現する途は、コージェネレーションの普及と、燃料である天然ガス供給のためのアジアパイプライン網の建設しかないと考えて進んできた我々の努力の方向が、誤りでなかったことを示してくれたわけで心強い。この試算を信じて、あとは一日も早く「水素の時代」を迎えるための努力を積み重ねて行かねばなるまい。

2. 「構造的省エネルギー」を実現する分散型エネルギーシステム

図5は、筆者が作成した日本のエネルギーフロー図である。1975年度及び1998年度の図は実績値に基づいているが、20XX年度の図は、以下に述べるような、熱力学の原理に基づく構造的省エネルギーに成功した暁には、どこまで一次エネルギー総供給量の削減が見込めるか、試算した結果を作図したものである。図でわかるように、'98年の 2.3×10^{16} kJ から 1.7×10^{16} kJ へと約26%削減されている。CO₂の排出削減量を試算すると約30%削減が可能と見込まれる。

わが国は、高価な代金を払って石油、石炭、LNG (液化天然ガス)、核燃料など1次エネルギーの90%以上を輸入し、これをすべて「燃やして」しまい、1,500℃

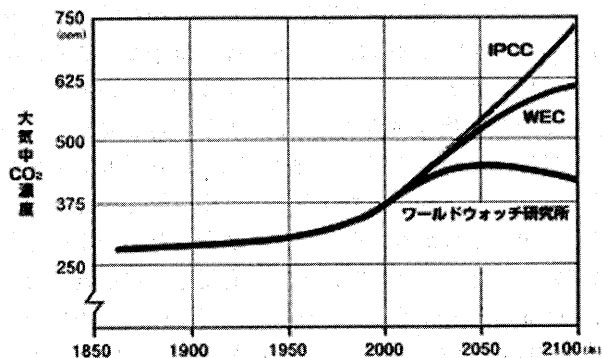


図4 米国ワールドウォッチ研究所による大気中CO₂濃度の推移 (日本経済新聞)

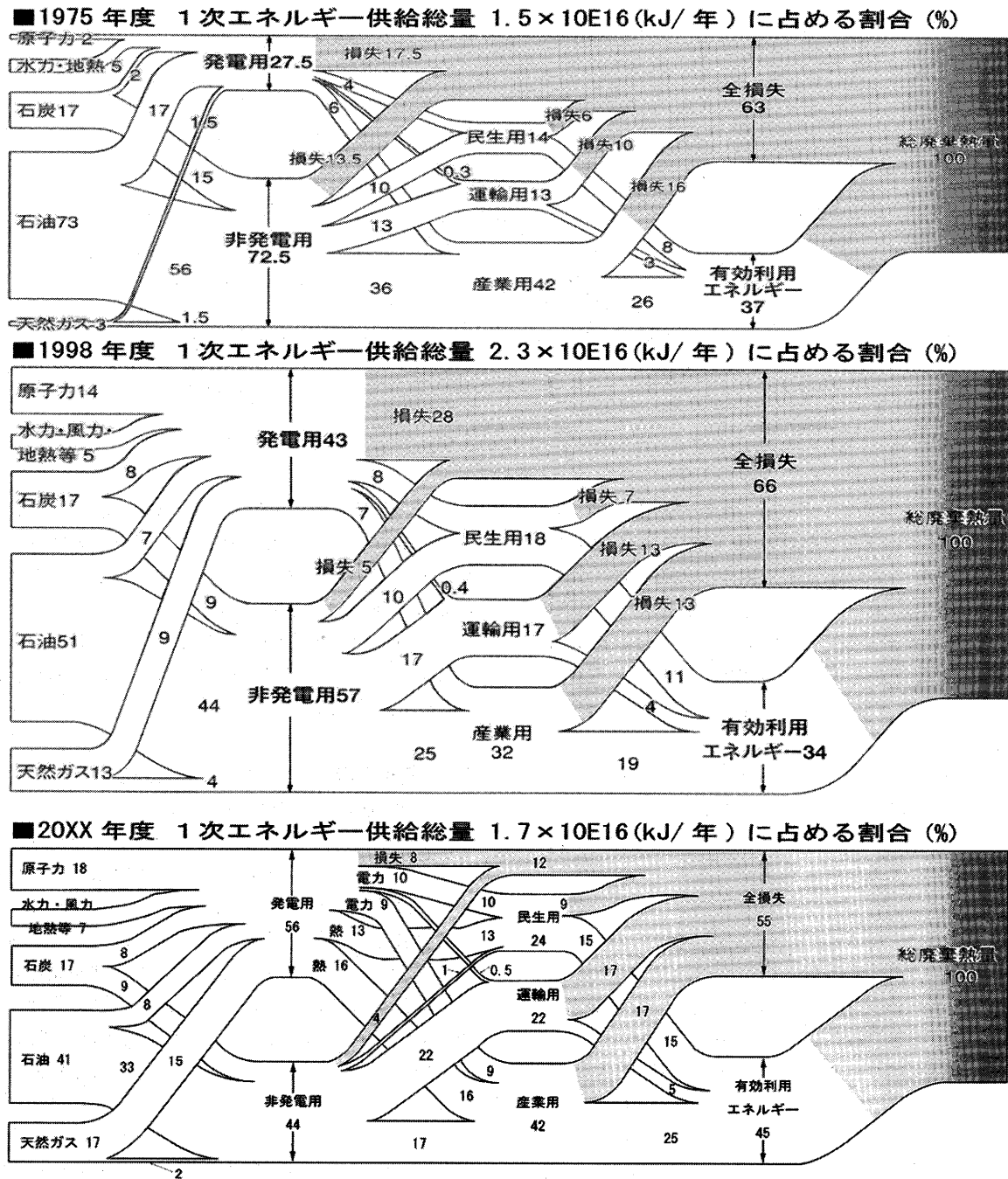


図5 日本のエネルギー供給・消費のフローチャート

以上の高温の「熱」を発生させてから利用を始める。熱力学の第1法則によれば、エネルギーは不滅であり、はじめ「化学エネルギー」や「核エネルギー」の形で保有されていた1次エネルギーが、「熱」に姿を変え、さらに「機械の仕事(力学的エネルギー)」や「電気エネルギー」、「光・電磁波エネルギー」と姿・形を変えて行っても、図5でわかるように、その総和は常に一定に保たれている。そして、人間にとって有用な仕事を終えたあと、図5の右端に示したように、すべてのエネルギーは「常温の熱」となって、大気や海水といった環境の中に入り、雲散霧消するが、その総量は最初に作り出された熱の総量と等しい。

このようにエネルギーは、高温の熱に始まり常温の熱となってその一生を終えるまで、熱力学第2法則に基づき、温度の高いほうから低いほうへ一方に不可逆的に流れ、自分では決して元に戻らない。よく“再生可能なエネルギー”という言葉が使われるが、エネルギーは“再生不能”なのである。

したがって、熱は生まれたとき的高温から、墓場に到着する常温まで下がって来る間にしゃぶりつくさなければならぬ。わが国の場合、熱の総合的な利用率は図5でわかるように、投入された1次エネルギー総量の3割程度で、最初に作り出された熱の6割以上は、なにも利用されずに環境中へ捨てられているのである。この“効

率の悪さ”の原因の大半は、高温の熱に始まって常温の熱で終わる「熱」の利用技術の「まずさ」による。熱の本質に対する理解の不足によって、熱を高温から常温まで系統的に使って来ることが行われていないことが主たる理由である。

図5において、1975年度と1998年度の対比を更に仔細に検討してみよう。まず、1次エネルギー供給の総量は、1975年度の 1.5×10^{16} kJ から1998年度の 2.3×10^{16} kJ へと、20年ほどの間に60%近く増加している。電力化率、即ち発電のために投入される1次エネルギー量の割合を見ると、'75年度の27.5%から、'98年度には43%と著しく増大しており、その絶対量は約2.5倍になっている。一方、国全体のエネルギー利用効率、国を挙げての省エネルギー努力にも拘わらず'75年度の37%から'98年度には34%と、3ポイント程度悪化しているのである。この効率低下の主たる原因は、図でわかるように電力化率の増大によって、発電所の温排水損失が国全体のエネルギー損失に支配的な影響を及ぼすようになってきたことによる。

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、図5でも解るように“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「たれ流し」であった。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、熱を売ることを業とするガス及び石油事業者は、電気を作ることなど露ほども考えずに、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など全く念頭になかったのである。電力需要の増大、つまり電力化率の増大が避けられないトレンドであるとすれば、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。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。直列とはどのようなことを意味するだろうか。

山の上にダムを作り、水が海面まで流下してくる間に、川の流れに沿って高度の高いところから、黒部第4、黒部第3というように順々に水力発電所を建設し、水の落差を使いつくすことは誰でも知っている。海面まで下りきってしまった水は、もはや使いものにならない。「覆水は盆に返らず」である。熱エネルギーの場合には、“落差”に相当するのが“温度差”であり、“海面”に相当

するのが地球の“常温”である。両者の対比を図6に示す。燃料に火をつけて発生させた $1,500^{\circ}\text{C}$ 以上の高温から、常温つまり 15°C までの落差を使ってくるのが“熱の利用”である。常温まで下りきってしまった熱はもはや使いものにならない。不思議なことに熱の利用の場合には、水力発電のように温度の高いところから順々に使ってくるのがほとんど行われて来なかった。「未利用エネルギー」というとすぐに地下鉄排熱などが話題になったが、日本に於ける未利用エネルギーの最たるものは、 $1,500^{\circ}\text{C}$ から 500°C 位までの「高温部の熱」なのである。

熱を高温から常温まで丁寧に使ってくるためには、燃料に火をつけたらまずピストンエンジンやガスタービンを動かして動力をとり出すことを考える。お風呂や暖房の熱が欲しいときに、これまでは風呂釜やストーブに火をつけた。この操作は誤りであったことに気づかなければならない。これからは熱が欲しかったら、まずエンジンやガスタービンを導入することを考えなければならない。筆者の理想とするところは各家庭でも、およそガスや石油に火をつける場所では必ずエンジンが回っている姿である。

ピストンエンジンは燃料の燃焼が爆発的であり、燃焼ガスは一瞬 $1,500^{\circ}\text{C}$ 以上の高温を発生するが、ピストンを押して仕事をする間に、断熱膨張で温度が下がり、排気弁が開いて排出される。排気温度はまだ高温なので、これをガスタービンに導いて仕事をさせ、その仕事で空気を圧縮してエンジンに送り込む。このような操作を“過給”と呼ぶ。空気を圧縮する代わりに発電をして主機エンジンの発電に追加すればシステムの発電効率が向上する。このような組み合わせシステムを“コンバインド・サイクル”と呼ぶ。ガスタービンは燃料を燃焼させた高温ガスの中で連続的に回っていなければならないので、ピストンエンジンほどの高温ガスに曝すわけにはいかない。どうしても、ピストンエンジンよりも一段下の温度レベルのガスで駆動することになる。

これらのピストンエンジンやガスタービンを“内燃機関”と総称するが、他方、蒸気タービンやスターリングエンジンなど、エンジンの中で仕事をする水蒸気やヘリウムのような作動ガスを、高温ガスで外部から間接的に加熱して仕事をさせる“外燃機関”も用いられている。外燃機関は図6に示したように、更に一段下の温度レベルで作動させることとなるので、温度の高いピストンエンジンやガスタービンの排気で駆動すれば、コンバインド・サイクルとなって発電効率が上がる。

高温の熱は可能な限り動力化し、その動力で発電機を駆動して電力を作る。温度を下げてエンジンやタービンから排出された熱を、ようやく風呂や暖房に用いる。このような“直列”型のシステムを「コージェネレーション（熱電併給, Cogeneration）」という。熱を高温から低温まで使いきるためには、給湯や暖房のような比較的低温の低い熱を必要とする場所に密着した「分散型エネ

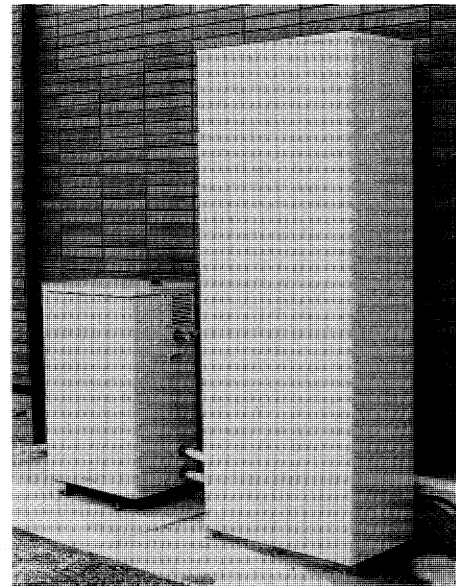
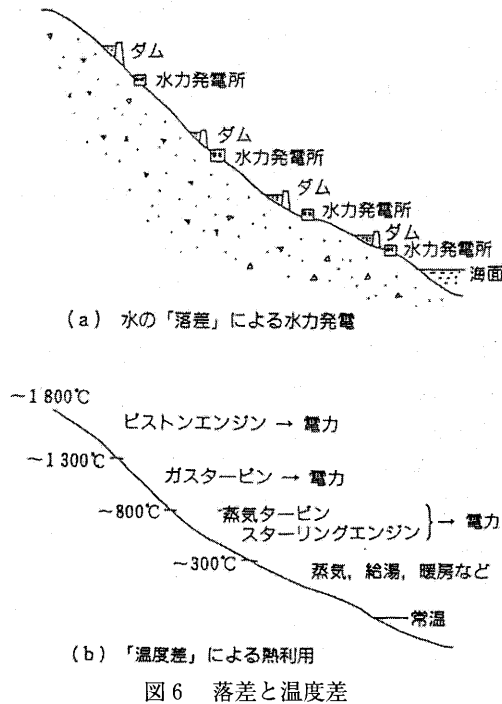


図7 本田技研工業㈱とガスグループが開発した家庭用1kWe コージェネレーションシステム“エコウィル：Ecowill”
 (左：ガスエンジン発電機，右：貯湯タンク)

ルギーシステム」とならざるを得ない。究極的には各家庭に設置して、風呂をわかしたり暖房をしたりする“ついで”に電気を出すシステムが筆者の理想の姿である。

3. コージェネレーションにおけるガスエンジンとガスタービンの競合：小型化へ向けて

原子力を中心とする巨大エネルギー供給システムと、コージェネレーションを実現する分散小型エネルギーシステムとのベストミックスを図る以外に、技術的に省エネルギーを達成する途はないと1973年の第1次オイルショック以降30年にわたり説き続けてきたが、これまではハードウェアが伴わず実現が出来なかった。ハードの出現を首を長くして待っていたわけであるが、ここへきてようやく小型エンジンやマイクロガスタービン、燃料電池の技術が急速に進展し、理想が現実となりつつある。

1999年の春、本田技研工業㈱が世界最小の家庭用コージェネレーションを目指して出力1.8kWe（添え字eは電気出力を示す）の163cc 水冷単気筒ガスエンジンを開発した。その後、大阪ガス㈱、東邦ガス㈱、西部ガス㈱、㈱ノーリツ、長府製作所と共同で、このエンジンにジャケット排熱と排気ガスの熱を回収する熱交換器を取り付け、家庭用給湯、床暖房など適する75℃の温水を取り出すシステムを完成し、“エコウィル”と名づけ2003年3月に発売した。システムの外観を図7に示す。図左側のパッケージは横巾580×奥行380×高さ880mmという寸法の中にエンジン本体を収めており、右側のやや大きいパッケージが容量150リットルの貯湯タンクである。発電機は1kWeで、発電効率20%、排熱を含めた総合エネルギー利用効率85%という。まだ台所や風呂場に置くにはやや大きいのがようやく筆者の理想に一歩近づいた。

発売以来'04年6月までに大阪ガス㈱管内だけでも7,000台を売り上げている。関係各位のご努力に心からの敬意を表したい。

この例に見るように、コージェネレーションの基本概念は、一般までかなり浸透してきた。'04年3月末までの内燃機関によるコージェネレーションの普及状況を用途別、主機エンジン別に集計したグラフを図8に示す。発電設備容量で既に700万kWe（原子炉7基分相当）を超えており、一年に50万kWe程度ずつ伸びている。

図8に見るように、産業用は約1,800件の設置件数のうち、半分がディーゼルエンジン、1/4がガスエンジン、残りの1/4がガスタービンである。1件当たりの平均設備容量はディーゼルエンジンが約2,400kWe/件、ガスエンジンが約900kWe/件、ガスタービンが6,400kWe/件となっており、1,000kWe級の比較的中小型がガスエンジン、2,000kWe級の中型がディーゼルエンジン、6,000kWe級の大型がガスタービンという傾向にある。他方、民生用は逆に、約3,400件の設置件数のうち6割がガスエンジン、3割がディーゼルエンジン、残りの1割がガスタービンである。平均設備容量はガスエンジンが約250kWe/件、ディーゼルエンジンが約580kWe/件、ガスタービンが約1,500kWe/件となっており、これも250kWe級の小型はガスエンジン、600kWe級の中型はディーゼルエンジン、1,500kWe級の大型がガスタービンという住み分けになっている。産業、民生いずれの用途に対しても、大型はガスタービン、中型はディーゼルエンジン、小型はガスエンジンという点で共通しており、それぞれの特長を生かしながら競争、且つコージェネレーション推進のために協調していることがわかる。

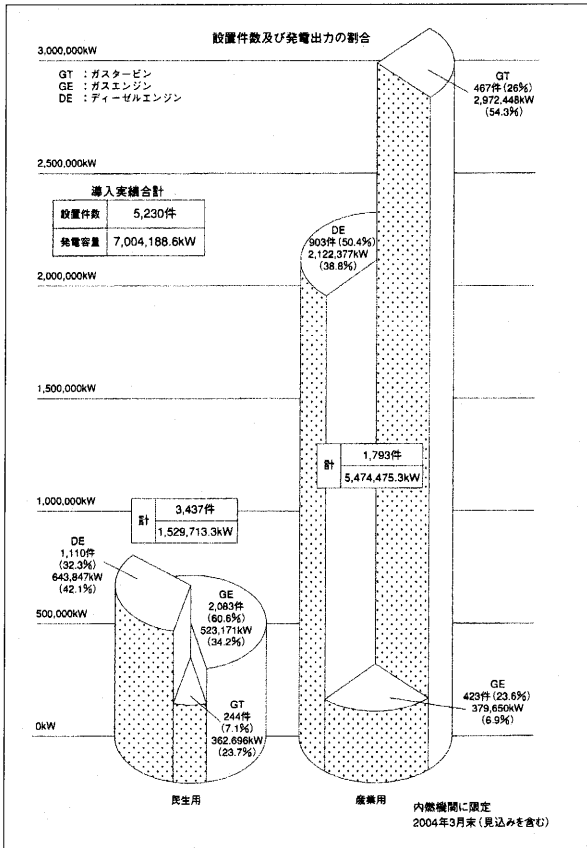


図8 コージェネレーション主機別設置件数及び発電出力割合 (日本コージェネレーションセンター)

ところがここへ来てまず小型ガスタービンの分野に大きな変化が見られるようになった。1996年6月に英国 Birmingham で開かれたアメリカ機械学会 (ASME) 主催の Turbo Expo '96に、米国カリフォルニア州の Capstone Turbine Corporation 社が“Pint-Size” (0.5リットル程度の1パイント容器を意味するが、転じて“小さい”の意) の24kWe ガスタービン発電機の試作機を机の上に展示しており、傍らに開発者の Paul Craig 氏が立っていた。彼は Ford 社でセラミックガスタービン、Allied Signal Garrett 社でターボチャージャーや航空用補助発電機 (APU) などを手がけてきた技術者で、'88年に小型ガスタービンの大量生産に身を投ずる決心をしてこの会社を設立したという。ターボチャージャーなどで確立された既存の技術を組み合わせるという基本の哲学を持っており、いま 8 kWe 機を開発中で、販売価格の目標は 550 \$ /kWe (10万台/年を生産した場合6万円/kWe) と説明した。空気軸受を用いて回転数約 96,000rpm という設計で、潤滑油も冷却水も用いないのでフィルター交換以外はメンテ不要という。翌年の各種展示会あたりから、米国 Elliott Energy Systems 社、NREC 社 (現: Ingersoll Rand 社)、スウェーデンの Volvo Aero Turbines とスイスの ABB、及びスウェーデンの電力会社 Vattenfall が共同で設立した Turbec 社など一時は百花繚乱の趣となったが、現在はかなり整理

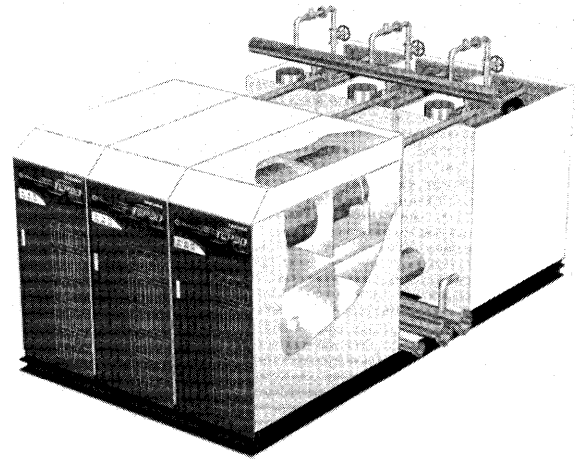


図9 Capstone 社28kWe マイクロガスタービンを組み込んだ (株)タクマ製コージェネレーションユニット TCP-30 (3台併結の場合)

された。この間、例えば米国 AlliedSignal 社が Honeywell を買収して Honeywell Power Systems 社を創設し75kWe 機を開発していたが、同社を GE が買収しようとして独占禁止法に触れ、GE が手を引いたため、Honeywell 社は2001年9月、マイクロガスタービン事業からの撤退を余儀なくされる一幕もあった。いずれもラジアルコンプレッサー1段、ラジアルタービン1段、発電機を1軸直結で10万 rpm 位の高速で回転させるといった設計が多かったが、中には再生熱交換器付き単体熱効率33%、コージェネレーションにした場合の総合熱効率が88%という高性能のものもあった。いずれにしても100kWe 以下のマイクロガスタービンのハードウェア、並びにそれらをベースにしたコージェネレーションユニットが急速に整備された。図9に Capstone 社の28kWe 機をコージェネレーションユニットとして商品化した(株)タクマの蒸気回収式 TCP30型機の例を示す。1台あたり幅790×奥行1,850×高さ1,750mm、重量約950kg 程度にまとめられている。

日本では当時の通商産業省ニューサンシャイン計画で1988年度から'98年度まで進められた300kWe 級コージェネレーション用セラミックガスタービン開発プロジェクトが成功裡に終了したが、マイクロガスタービンというにはやや出力が大きい。他方、トヨタ・タービン・アンド・システム社が開発を進めてきた50kWe 機が日本初のマイクロガスタービン・コージェネレーションユニットとして発売された。再生熱交換器を持たない単純サイクルガスタービンによる1号機が、愛知県刈谷総合病院東分院に2000年2月に設置され、発電効率12.5%、総合効率88%を記録した。同じタービンで再生熱交換器を付加したものは同'00年3月にトヨタ自動車(株)三好工場に設置され、発電効率25.5%、総合効率75%を記録している。販売開始以来、年間40台ほどの実績を挙げている。図10に同社の50kWe ユニット外観を示す。この規模のマイ

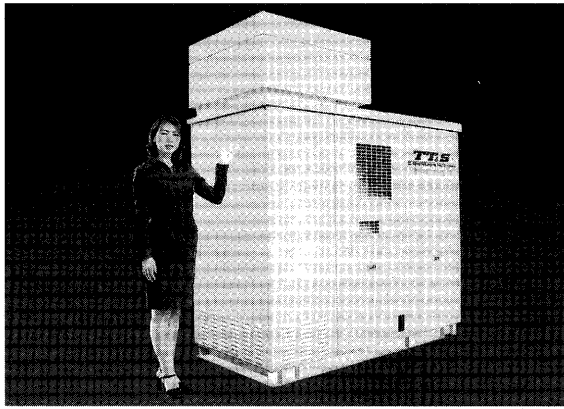


図10 トヨタ・タービン・アンド・システム社開発の
50kWe マイクロガスタービン・コージェネレーション
ユニット

マイクロガスタービン・コージェネレーションのマーケットとしては、ホテル、病院、老人ホーム、事務所ビル、コンビニ、レストラン、学校、小規模地域暖房、集合住宅、スポーツ施設、レジャーセンターなどが考えられる。

他方、ガスエンジンの分野でも小型化が進んだ。先の図7のエコウィルは日本が開発した世界最小のガスエンジンだが、ドイツでは1991年頃から Fichtel & Sachs 社が5.5kWeの単気筒ガスエンジンを用いたユニットを開発し、集合住宅用などに1万台ほど出荷されている。熱出力は12.5kWh (添え字 th は熱出力を示す) で発電効率率28%、総合熱利用率90%、騒音レベル52dB (A)、寸法は幅72×長106×高100mm、重量520kg、年1回のメンテナンスで寿命80,000hr という。5.5kWe という出力は日本の家庭用としてはやや大きい、日本では、ヤンマーディーゼル(株)が大阪ガス(株)と共同で'99に開発した9.8kWeのガスエンジン・コージェネレーションユニットが「Eコンビ」の名称でビジネスホテル、病院、飲食店、公衆浴場、福祉施設などの商業用として'03年度までに約500台、'02年からは5, 6, 8kWeも戦列に加わり、約400台を売り上げている。日本では電気出力10kWe以上の設備に電気主任技術者の選任が義務付けられるためこれらの出力が選定されたという。

このように小型化へ向けての開発努力は、ガスタービン、ガスエンジンとも甲乙つけがたいと言えるだろう。あとは価格の勝負である。

4. 燃料電池との競合

以上に述べたように、小型コージェネレーションの領域では、最早、ディーゼルエンジンは脱落した。排気ガス対策、騒音などの問題でガスエンジン、ガスタービンとは競合し得ないからである。しかし、ここに来て強い競争相手が現れた。燃料電池である。

1997年11月12日付日本経済新聞朝刊に、全面広告で当時の独タイムラー・ベンツ社が、2005年までに燃料電池ハイブリッド車の大量生産体制を整えると発表してエネ

ルギー関係者に衝撃を与えた。筆者も日本のりん酸型や溶融炭酸塩型燃料電池の開発にかなり深く関係してきたが、まさかそんなに早く実用化の時期を迎えるとは夢にも思っていなかったのである。直後に日本のトヨタ、ホンダも'03年には限定的な市場導入を開始すると発表した。実際には両社とも2002年12月2日に、世界に先駆けて発売にこぎ着け、首相官邸などに実用車として納車した。同様に、松下電器産業、東芝、三洋電機、松下電工などの家電各社も、電気出力1kWe程度の家庭用燃料電池コージェネレーションシステムを'04年に市場導入すると発表した。

燃料電池は先の図6に示した熱機関方式とは異なり、燃料を燃焼させて高温の熱を発生させ、その熱を熱機関で動力、つまり機械的エネルギーに変換し、その動力で発電機を駆動して電力を作りだすまでのプロセスを一切省いて、燃料の持つ化学的エネルギーを直接、電力に変換するシステムであるから効率が高い。自動車や家庭用コージェネレーションに用いられる燃料電池は、いずれも電解質にフッ素系ポリマーを用いた固体高分子型燃料電池(PEFC)と呼ばれるもので、大量生産向きの構造である。排熱が70℃程度のお湯で出てくるので、家庭の給湯や床暖房にちょうど適している。騒音・振動もなく排気はクリーンである。発電効率率32%、熱利用を含めた総合熱効率率72%程度の性能を示している。自動車と家電という大量生産の得意な両業界が本気で生産を開始すれば価格も急速に低下してゆくだろう。図11に松下電器産業(株)製1.3kWe燃料電池コージェネレーションシステムの例を示す。右側の小さいパッケージの中に燃料電池本体が収められ、左側の大きいパッケージが300リットルの貯湯槽である。燃料電池本体パッケージの寸法は巾

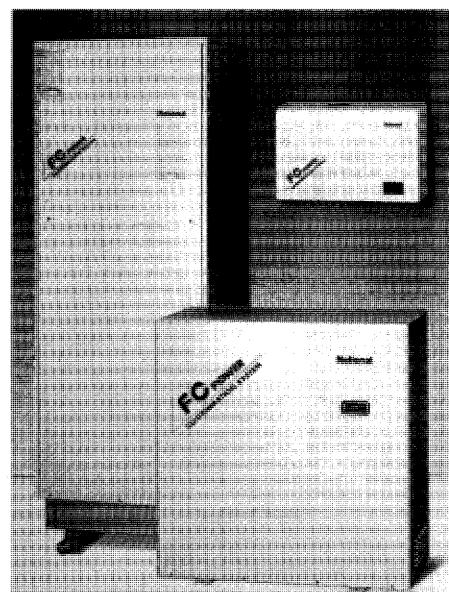


図11 松下電器産業(株)が開発した1.3kWe 燃料電池 (PEFC)
コージェネレーションユニット
(右:燃料電池本体, 左:300リットル貯湯槽)

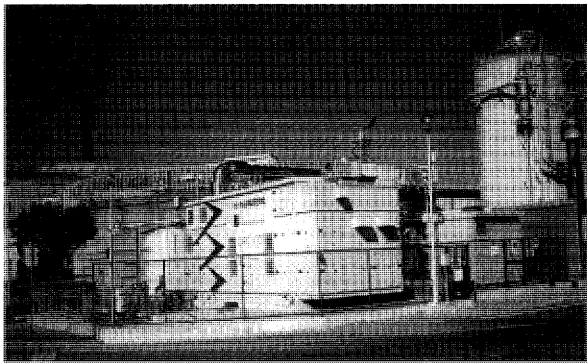


図12 キリンビール(株)取手工場に設置された250kWe 溶融炭酸塩形燃料電池 (MCFC)

860×高850×奥行320mm, 重量120kg, また貯湯槽は巾612×高1,815×奥行520mm, 重量360kgという。

原理的には燃料電池はガスエンジンやガスタービンにとって強敵であるが、唯一、競争出来そうな部分がある。価格である。触媒の白金や、フッ素系ポリマー膜の値段が、そう簡単に下落しそうにない。燃料の水素を作るにも費用がかかる。10万円/kWeを下回るようになるには時間がかかるだろう。'02年10月には水素技術調査団を編成して、独最大のマルチ・ユーティリティ会社 RWE の子会社 RWE Fuel Cells 社が運営する「燃料電池パーク“METEORIT”」(独 Essen 市)を訪問した。ガラス張りの瀟洒な建物の中に、各種燃料電池を展示、運転中であり、市民が自由に出入りしている。伊 Nuvera 社の 4.6kWePEFC が既に40,000時間ほどの運転実績を挙げている。家庭用を目指すこのユニットは50ユーロ/kWe (6,500円/kWe) が目標価格という。話し半分としても驚くべき価格である。

展示場では他に、独 Daimler-Benz グループの一員である MTU 社が開発した“Hot Module”という名称の 250kWe 溶融炭酸塩型燃料電池 (MCFC) が5,000時間ほど運転されていた。燃料電池本体は米 FuelCell Energy 社の開発したもので、MTU が直径1.5m, 長さ9m ほどの断熱圧力容器に本体を収め、ユニットにまとめ“Hot Module”と命名している。MCFC の最大の長所は、電池本体の温度が650℃程度の高温なので、炭化水素なら燃料を選ばず直接投入して内部で水素を作ることができる「内部改質型」であることだ。基本設計は天然ガスだが、プロパン、消化ガス、石炭ガス、ディーゼル油など、脱硫・脱塩すれば大抵のものは使えるという。自動車用あるいは家庭用として先端を走っている固体高分子型燃料電池 (PEFC) のように、燃料を予め改質して水素を作り供給する必要がない。米国の FuelCell Energy 社が製作した250kW 機は既にキリンビール(株)取手工場や福岡市下水道局などに採用され、下水汚泥を嫌気性発酵させて採取した消化ガスで運転されている。図12に世界初の商業機として2003年4月にキリンビールに

導入された250kWe 機の外観を示す。発電効率の実績値が47%という驚くべき性能である。これにガスタービンを組み合わせると発電効率が軽く60%を超えるという。触媒が Ni 系、電解質は炭酸カリウム/リチウム、セパレータはステンレスとおよそコストが高くなる要素がない。現在は60万円/kWe 程度の価格のようだが、数年の内に30万円/kWe を下廻るだろう。排熱も高温なので産業用、業務用コージェネレーションとして利用しやすい。

更に、船用大型ディーゼルエンジンで100年の輝ける歴史を有するスイス Sulzer 社が Sulzer Hexis 社という子会社を作り開発した家庭用 1kWe 固体酸化化物型燃料電池 (SOFC) コージェネレーションユニットが展示されていた。'98年に始まった同社のプロジェクトは、'03年までに400台を出荷、データを集め、'04年から欧州と米国向けに商品化する計画という。発電効率30.5%である。SOFC は MCFC よりも更に高温の950℃程度で運転されるので、ベースロードで連続運転せざるをえず、家庭用と言っても欧米の大型家屋向けであり、日本やアジア向けは後回しになる由であった。2010年に年10万台程度を販売できた場合の目標価格は、7,500スイスフラン (68万円) 程度と言う。セラミック製のスタックには日本触媒(株)の技術が多用されていた。Sulzer 社本体のディーゼルエンジン部門は2003年にフィンランドの Wartsila 社に吸収合併されているが世の盛衰を感じさせられる。いずれにしても燃料電池技術は、PEFC に限らず、MCFC, SOFC など各種燃料電池が横一線に並んで走り始めた。熾烈な開発競争の中で、生き残るメーカーが絞られつつある。価格も意外に早く手の届く範囲に入ってくるだろう。

5. 結語

以上に述べたように、ガスエンジン、ガスタービンはお互いに内燃機関として仲間うちである。互いに競争しあっているうちは良いが、燃料電池という強敵には協同戦線を張らなければ対抗できないだろう。むしろ、敵として対抗するのではなく、仲間うちに取り込む戦略を練るべきであろう。その一つのターゲットは、燃料電池とのコンバインド・サイクルを組むことである。MCFC や SOFC のような高温型の燃料電池は単体でも発電効率が50%前後であるが、ガスエンジンやガスタービンと組み合わせることによって70%を上回ることも可能になる。内燃機関同士で競合するのではなく、本質をわきまえて、協同して原理の異なる発電システムと組むことが将来の大きな発展を約束してくれるだろう。

冒頭にも述べたように、アジアを含めて地球温暖化の抑止に注力しなければならない。天然ガス、あるいはハイタンを燃料とした高効率のコージェネレーションシステムを広くアジアに普及させることが、当面の最も重要な戦略であろう。

特集：ガスタービンと競合するガスエンジンシステム

ガスタービンと競合するガスエンジンシステム

三浦千太郎*1
MIURA Sentaro

キーワード：分散電源，集中電源，コージェネレーション，ガスエンジン，ガスタービン 他

1. 電力自由化時代を迎えて

我が国を取り巻く社会情勢は、9.11の同時多発テロに端を発しイラク戦争で決定的となった国際不安や中国・インドなどの著しい経済進展による長い不況からの脱出など明暗様々な要素を孕み、極めて先の見通しが難しい「不確実な将来」を迎えようとしている。

このような状況下で、我が国のエネルギー情勢は平成7年にスタートした電力・ガスの規制緩和が本年より第3段階に入り、電力市場を中心に大きな変化の入口にさしかかっている。加えて環境問題は地球規模の保護意識の高まりの中で確実にその進展が図られており、とくに省エネルギーとCO₂削減は京都議定書の実現という高いハードルを直近に迎え、我が国にとっても対応すべき喫緊の課題として認識されている。

これらの課題に対処すべく、国は平成14年エネルギー政策基本法を策定し、続く平成15年エネルギー基本計画を閣議決定した。特にエネルギー基本計画は2030年までを定量的に見通した長期エネルギー需給見通しとは異なり、10年程度を目安とし3年ごとの見直しを前提とするなど具体的柔軟な実施プランである。

- ① 安定供給の確保
- ② 環境への適応
- ③ 市場原理の活用

上記の3本柱に、大規模集中型電源と共存する適切な分散電源という新しい電力システム構築への取り組みを示している。

分散電源システムの政策議論を進めるに当たってその定義の明確化は不可欠であり、各電力システムを以下のように考えたい。

- ・既存大規模集中型電源
- ・IPP電源 (6,590MW 内稼働分5,500MW)
- ・PPS電源 (7,230MW 内稼働分550MW)
- ・コージェネレーション：業務用施設，工場（電源コージェネ），地域冷暖房
- ・モノジェネレーション

原稿受付 2004年10月13日

*1 (株)エネルギーアドバンス 代表取締役専務
東京ガス(株) エグゼクティブ・スペシャリスト
〒163-1034 東京都新宿区西新宿3-7-1
新宿パークタワーN棟34F

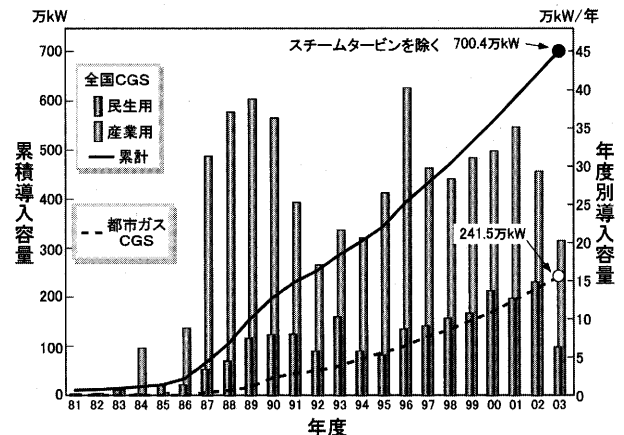


図1 我が国のコージェネレーション普及の推移

この中で基本計画中の「環境への適用」の観点からは、モノジェネレーションは論外であり、IPPおよびPPS電源システムでもシステムや燃料の選択によっては即さないものもある。したがって環境というキーワードからはコージェネレーションに大きな期待が集まることになる。

現在コージェネレーションの全国実績は2003年度末で約7,000MWを超えている。この内天然ガスコージェネレーションは2002年ベースの2,149MWであり、長期需給見通しでは2010年にはレファレンスケースでも約1.5倍の3,030MW、2030年には約3倍の6,260MWとなることを期待されている。(図1)

これに対し日本ガス協会では2010年4,640MW、2030年10,000MWとさらに大きな普及を目指しており、東京ガスでは2003年1,000MWを超え、2007年1,400MWの計画を策定し全国天然ガスコージェネレーションの過半数を担っていく計画である。

天然ガス利用を軸にさらなる普及が期待されている我が国のコージェネレーション市場について特徴を以下に列挙する。

- ①自家発補給電力料金のコストが非常に高く、ペナルティコストとして経済的な障壁となっている。
- ②コージェネレーション最大の需要地である大都市近傍はヒートアイランド化もあって利用環境としては亜熱帯であり、冷房需要が大きく排熱の有効利用よりも発電需要への要望が強い。
- ③負荷平準化政策による電力料金の昼夜間格差のため、

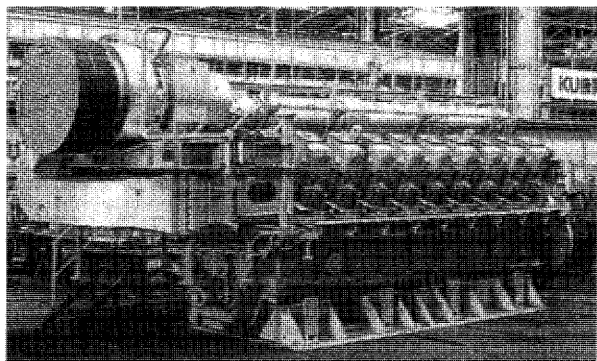


図2 Mach-30G

導入時の経済性確保には DSS (デイリースタート&ストップ) 運用が多用される。

- ④ コージェネレーション導入サイドの環境意識の高さ、CO₂削減への逼迫感を経済性評価を上回る傾向にある一方、ユーザーの指向から見ると、
- ⑤ 使用者側は自らの省エネルギー努力の帰趨としてさらなる低熱電比、高発電効率への志向を強めている。
- ⑥ 経営者側はキャッシュフローを軽くするため設備及び運用のアウトソーシングへの期待が高まっている。
- ⑦ さらなる環境意識、バイオマス、風力、太陽光などの新エネルギーとの併用への要望がある。
- ⑧ 経済メリットやエネルギー削減量拡大のため「電源コージェネ」による新電力ビジネス参入への動きが活発化している。

これらを背景に、我が国のコージェネレーション市場は低熱電比、高発電効率システムへの指向が顕著になってきた。

この流れを受け高効率ガスエンジンに大きな注目が集まり、6MW級大型ガスエンジンでは三菱重工(株)が油

着火式の「MACH (マッハ)」(図2) で3年で70ユニット以上の国内実績挙げ、また欧州から発電効率44%の火花着火式高効率ガスエンジンが参入して使用者側の要求にこたえ始めている。小型の分野でもヤンマーエネルギーシステム(株)は、東京ガスと共同でわずか350kW で発電効率40%を超える火花点火式エンジンを商品化した。

大規模産業用市場では単機容量20MW 超えるガスタービンによるコンバインドシステムにより、また大型ガスエンジンは6MW級複数設置によりそれぞれ電力小売りを伴う「電源コージェネ」として、新たな電力市場である PPS への参入が始まっている。また民生用市場でも省エネ法改正の影響を受け、小型高効率ガスエンジンがディーゼル市場や家庭用を含む小規模業務用市場へ参入し始めた。コージェネレーション市場はガスタービンを軸に大型と小型の2極化の様相を呈している。

2. ガスタービンとガスエンジンの普及における相剋

1980年代にスタートした我が国のコージェネレーションは民生用市場の規制緩和が引き金になったものの実際には小型産業分野で普及が始まった。(図3)

- ① 稼働時間の長さ
- ② 利用者側の有資格者を含む技術者の充実
- ③ 利用の容易な蒸気負荷が豊富

上記の条件が、導入の容易さや高い経済性につながり普及を促進したことから主に小型ガスタービンを中心に市場が展開された。コージェネレーション用原動機としては4MW級軸流圧縮機を持つ米国 Allison や Solar そして英国 EGT の3社の高い性能を持つ製品が中心で発電効率26%、総合効率75%程度のシステムを構成していた。また小型産業用途や業務用施設向けとして川崎重工業(株)や三井造船(株)が大手都市ガス3社の支援を受け

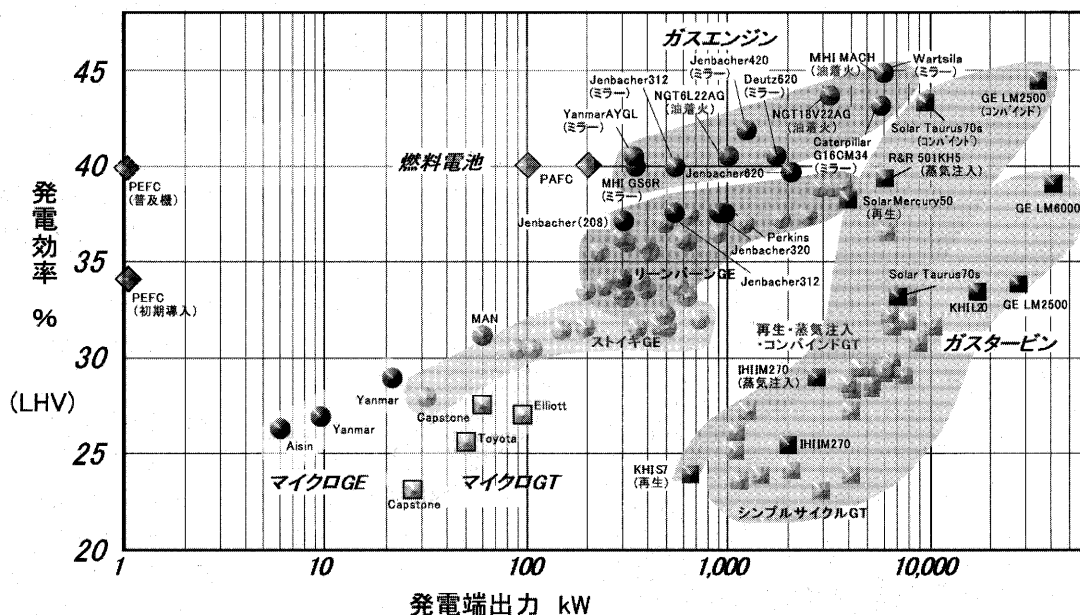


図3 原動機効率比較

1 MW 級ガスタービンコージェネレーションシステムを商品化した。この小型ガスタービン需要を支えているのは非常用電源設置義務という我が国特有の規制であって国産機種が主流の市場となる。元来欧米ではこのクラスの高効率ガスタービン需要は少ないとみえて開発に失敗した Kongsberg の KG3 は論外として Turbomeca の MAKILA や Solar の Saturn そしてあまり高効率とは言えない Pratt & Whitney の ST6 などがあるのみである。とは言え製造者側からは国内市場のみの製造数ではコスト低減が図りにくく、また利用者側から見ても遠心圧縮機に頼る25%程度の発電効率では経済性の確保が難しいといった普及への制約がある。非常用兼用というわが国特有の規制に適合しているものが例外的に事業としてようやく成功しているとも言えよう。

このクラスの原動機としては性能面でも保守費を含むコスト面でもガスエンジンの方が優れているが、高性能を維持したまま備蓄可能な石油との切替が困難なため非常用兼用に出来ないこと、またこの時代の電力料金レベルなら蒸気利用さえ可能であればガスタービンシステムの方が経済的に有利であったことから市場を制圧するには至らなかった。しかし、これより小規模な業務用分野では蒸気利用より運用の容易な温水利用が求められることやガスタービンの効率が著しく低くなることなどからガスエンジンの市場となっていく。以上の理由により大雑把な選択基準として単機容量 1 MW 未満はガスエンジン、それを上回る需要にはガスタービンと言う区分になっていた。

1990年代に入ってコージェネレーションやディーゼルエンジン分散電源の普及に加え電力自由化進展の影響により電力コスト低減が進み、またバブル後の景気低迷と省エネルギーの進捗により需要側の熱電比が著しく減少したことなどが相まって、ガスタービンコージェネレーションシステムの経済性が成立困難となってきた。ここ

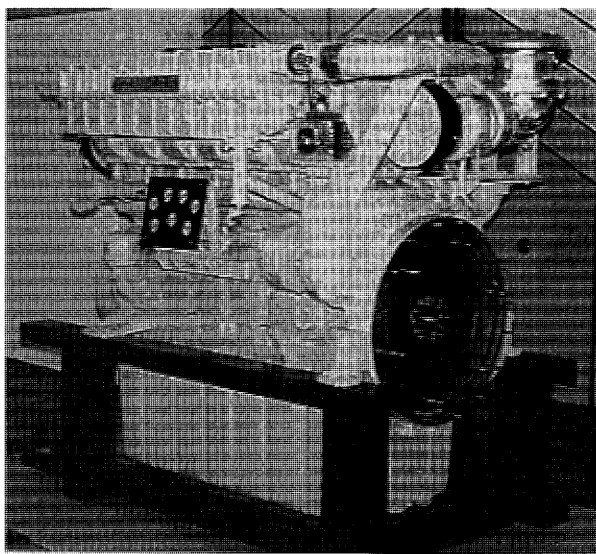


図4 ヤンマー AYLG

表1 初代希薄燃焼大型ガスエンジン

メーカー名	(株)新潟鐵工所	三菱重工業(株)	Cooper-Bessemer
システム名	16V26HX-SI	18KU-30G	LSV-20
発電出力	2,280 kW	3,400 kW	5,070 kW
燃料消費量	22,647 MJ/h	34,451 MJ/h	49,102 MJ/h
発電端効率	36.2%	35.5%	36.7%
排ガス量	18,500 kg/h	26,500 kg/h	33,800 kg/h
排気温度	385°C	450°C	482°C
排熱回収蒸気量	1,870 kg/h	3,310 kg/h	4,350 kg/h
蒸気圧力・温度	0.78MPa at 60°C		
温水回収熱量	1,465 MJ/h	2,302 MJ/h	4,102 MJ/h
排熱回収率	蒸気	20.9%	24.2%
	温水	6.5%	6.7%
回転数	1,000 rpm	750 rpm	375 rpm
正味平均有効圧力	1.25MPa	1.2MPa	1.27MPa

表2 R&R-Allison 501-K シリーズの蒸気噴射システム

	シングルサイクル	チェンサイクル	2流体サイクル(FLECS)
型式	501-KB5	501-KH5	501-KH5
出力	4,190 kW	6,180 kW	6,440 kW
TIT	1,057°C	1,016°C	1,026°C
蒸気噴射量	-	9.8 t/h	9.8 t/h
蒸気圧力/温度	-	1.7 Mpa/483°C	1.8MPa/208°C
発電効率	26.2%	38.0%	34.4%

に始めて希薄燃焼方式を取り入れた高効率ガスエンジンが登場した。当初 NOx 低減を主目的としていた希薄燃焼のもう一つの特徴となる高効率・高出力は時代の要請にも適合しており、多くの製品が国内外から市場に投入された。主に 4 MW 未満で三菱重工業(株)、(株)新潟鐵工所、ヤンマーディーゼル(株) (図4)に加えて海外から Cooper の Bessemer や Superior, Waukesha, Caterpillar などの大型ガスエンジンが導入された。(表1)

この時点では火花着火エンジンのため発電効率もストイキ燃焼方式の30%を上回るとはいえ35%程度であり、また副室内燃焼挙動を制御する技術が未熟であったため失火や着火ミスが多発したことに加え、利用者側の環境意識の高まり不足もあって大きな普及には繋がらなかった。一方、ガスタービン側は減少する熱電比に対抗すべく熱電可変システムが登場し、大型希薄燃焼式ガスエンジンを抑えて市場を席卷することになった。主役は1970年代に米国で開発された Cheng Cycle と石川島播磨重工業(株)が当初2流体サイクル、のちに FLECS と呼んだ Cheng Cycle 変形システムで、この規模のガスタービンでは例外的な40%近い発電効率と熱需要がある場合は蒸気利用により総合効率80%近くを達成する熱電可変システムは我が国では大成功を収め、エンジンメーカーはディーゼルエンジンへ注力せざるを得なくなった。(表2)

1990年も代後半になると、自由化の進展によりエネルギーサービスや PPS といった新しい電力ビジネスが登場し、コージェネレーション普及の新時代に突入した。とは言え、電力料金の一層の低減化や景気の低迷そして利用者側の構造変革によるエネルギー使用形態の変化など逆風も強く電力化率増大化傾向はますます強まってきた。その結果熱電可変システムでは経済的な運用が困難なケースが多くなり、より高発電効率システムへの要請が高まってきた。

国内でも ACT90やセラミックエンジンなどの国家プロジェクトによる新技術の波及もあり、1 MW 以下のガスエンジンコージェネレーション用機関として大手都市ガス会社の支援を受けて三菱重工業(株)およびヤンマーディーゼル(株)が希薄燃焼、のちにミラーサイクルを付加される高効率ガスエンジンの開発を進めていた。しかし、その完成を待たずに欧州から40%近い発電効率と豊富な実績を持つ単室型希薄燃焼方式ガスエンジンが導入されてきた。Jenbacher Shock と呼ばれたこの衝撃的なエンジンの登場によりコージェネレーション市場に大きな変化をもたらした。すなわち、小型ガスタービンによるコージェネレーションは非常用兼用以外ほぼ競争力を失ったことになる。

一方1 MW を超える大型ガスエンジンでは三菱重工業(株)と(株)新潟鐵工所により油着火式希薄燃焼方式による42%を超える高発電効率システムが商品化された(図5)。これは従来のインターラプティブルを主目的とするDual Fuel 式ガスエンジンとは異なり、高効率および着火信頼性向上実現するためのみに僅か1%以下の油を噴くガスエンジンで、現在はミラーサイクル化により44%を超える高発電効率化が進められている。

このクラスにも欧州からWaltailaの34SVシリーズが2003年によりやく市場展開を始めた国産油着火式ガスエンジンの強力なライバルとして登場してきた。

三菱重工業(株)は3年間に70台を超える「Mach」ガスエンジンを設置あるいは受注するという6 MW 級のコージェネレーションとしては破格の大成功をおさめており、Waltailaの34SVも世界で150台を超える実績を背景に我が国でも1年で20台を超える実績および受注を受け同様に成功への道を歩み始めている。

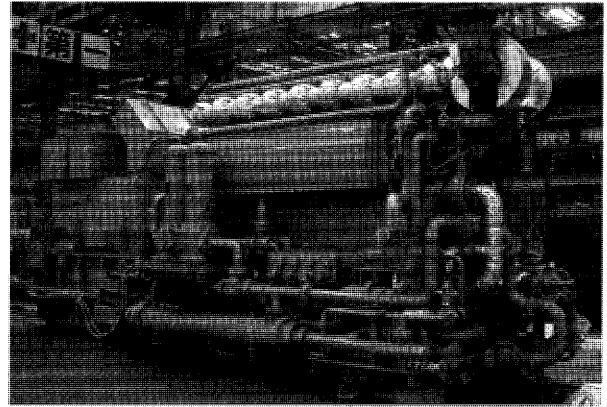


図5 新潟原動機22AG

3. ガスエンジンを取り巻く現状

3-1 ガスエンジンの性能向上

通常ガスエンジンの圧縮比は概ね10以下、平均有効圧は1.0MPa 以下であるが、これを高めることによって出力と効率の向上を図る試みは以前からも行われていた。ノッキング限界を拡大しつつこのような高圧縮比のガスエンジンを実現するために、以下の項目に対する実用化開発が行われてきた。(図6)

- (1) 空気比をやや希薄にする。(λ ≥ 2.0)
- (2) 吸気温度を十分に下げる。(異常燃焼の防止)
- (3) 高圧・低温・希薄な混合気でも確実に着火させる。
(高電圧・高エネルギーの着火源そしてスワールの採用)
- (4) ホットスポットの生成防止
(筒内の効果的冷却、潤滑油の燃焼によるカーボン堆積防止)
- (5) 排気干渉の防止(気筒内燃焼が不安定になる。)

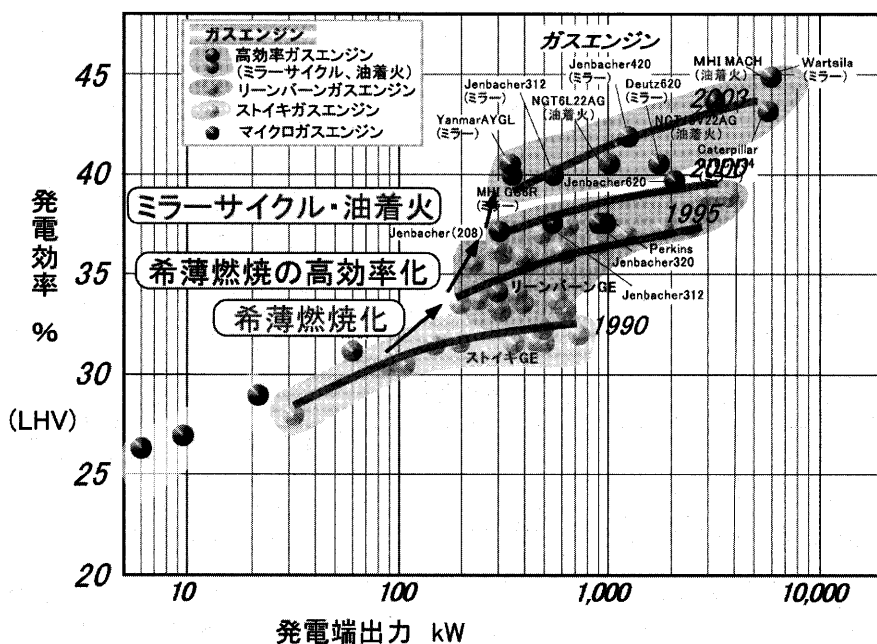


図6 GEの高効率化の流れ

ノッキング限界拡大のため希薄燃焼の採用は不可欠であるが、着火性能が低下するためその改善手法として副室方式が主流である。副室内のほぼ理論混合気に火花プラグで着火し、そのトーチにより主燃焼を確保する。Jenbacher などのように小ボア径の小型エンジンでは副室方式をとらずに空燃比を2.0弱に抑える単室希薄燃焼

方式によるものもある。

副室方式の課題は小さな燃焼室内の空燃比制御にあってカーボン析出による逆止弁の固着やプラグの放電障壁などにより安定性が損なわれるケースがある。

これらの実績を踏まえ、さらなる効率・出力の改善と信頼性向上を実現するために、最新の高效率ガスエンジンには以下の手法が取り入れられている。

- ① 希薄燃焼ミラーサイクルの採用
- ② 過給性能向上による高出力化

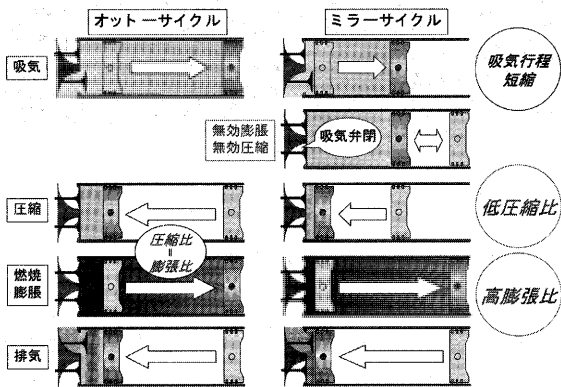


図7 ミラーサイクル概念図

表3 ガスエンジンの高效率化課題と達成のための技術

効率向上要素	課題	達成のための技術
機械損失低減	平均有効圧力増大	希薄燃焼, パイロット油着火, イリジウムプラグ
	摩擦損失低減	ガスエンジン専用設計による軽量化, 低摩擦損失化
熱サイクル効率向上	膨張比増大	早閉じ・遅閉じミラーサイクル
	燃焼最適化制御	ノッキング・失火センサフィードバック制御 電子空燃比制御, 排気温度制御
	燃焼効率向上	燃焼室内無駄容積低減, 副室ジェット燃焼改善 パイロット油着火
	給気抵抗低減	ポートインジクション, ターボバイパス
発電機効率	過給機効率向上	ターボ効率向上, 無冷却排気マニホールド
	各種損失低減	鉄損, 銅損, 風損低減

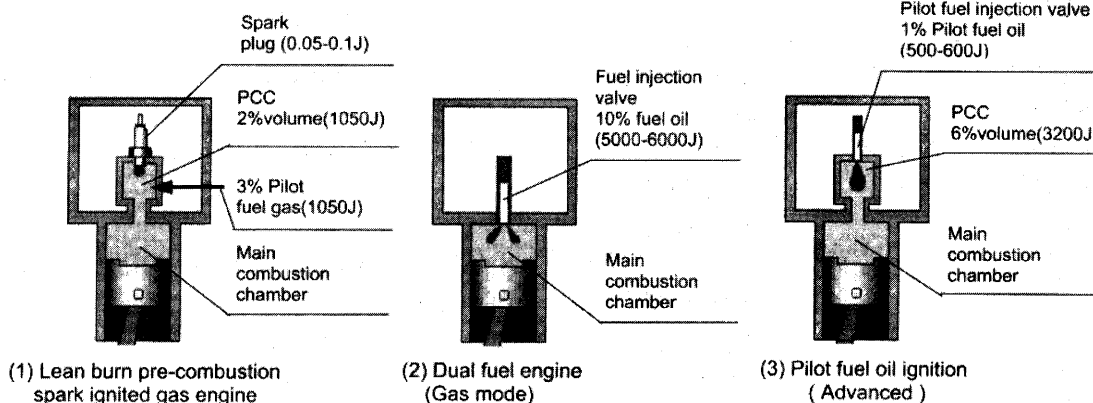


図8 火花着火とマイクロパイロット油着火比較

表4 小型エンジンの技術的特徴

	ヤンマー AYG20L-ST	MHI GS-6R	GE Jenbacher JMS312GS-N.L	GE Jenbacher JMS420GS-N.L	
発電出力	350kW (1.53MPa)	320kW (1.12MPa)	550kW (1.59MPa)	1,250kW (1.73MPa)	
発電効率	40.5%	39%	40.0%	41.8%	
技術的特徴	着火方式	点火プラグ着火	点火プラグ着火	点火プラグ着火	点火プラグ着火
	燃料供給,ガス圧制御	副室+SOGAV	副室+TECJET	単室+ガスミキサ	単室+TECJET
	燃焼室の特徴	早閉ミラーサイクル	早閉ミラーサイクル カム駆動副室弁	遅閉ミラーサイクル	遅閉ミラーサイクル
	ターボバイパス/ウェストゲート			ターボバイパス	ターボバイパス
	冷却方式			2段インタークーラ	2段インタークーラ
	空燃比制御			目標混合気圧制御 (混合気絶対圧センサ)	目標混合気圧制御 (混合気絶対圧センサ)
	ノック/失火制御	ノック制御		ノック/失火制御	ノック/失火制御
	その他制御	発電連続制御			
	その他機構	排気温度補正 λ 給気温度補正		ダブルイグニション ブローバイ循環 フレキシブルカップリング	ダブルイグニション ブローバイ循環 フレキシブルカップリング

表5 国産小型ガスエンジン 主要 SPEC 一覧

項目	単位	機種			
		MHI GS-6R	MHI GS-12R	MHI GS-16R	Yanmar AYG20L-ST
発電出力	[kW]	320	635	845	350
カタログ η_e	[%]	39.0	39.0	39.0	40.5
実力 η_e	[%]	実測データ無し (推定39)	実測データ無し (推定39)	実測データ無し (推定39)	40.5
蒸気発生量	[t/h]	0.189	0.375	0.473	0.208
排気ガス温度 (T/C後)	[°C]	362	385	360	368
ボア*ストローク	[mm]	170*180			155*180
回転数	[rpm]	1,500			1,500
ピストンスピード	[m/s]	9			9.0
過給圧力	[kPa]	160			156※
Pme	[MPa]	1.1			1.53
Pmax	[MPa]	12			12.5
ϵ	[-]	14.8			14.1
λ	[-]	2.2			1.9
NOx (O ₂ 0%)	[ppm]	<480			<200

- ③ マイクロパイロット着火等による燃焼改善
- ④ ノッキングコントロール
- ⑤ ガスインジェクションによる燃料電子制御
- ⑥ 機械ロス, 給排気ロス低減
- ⑦ 高効率発電機の採用

(図7, 表3)

加えて排気ガス温度上昇のため, ウェストゲートバルブ採用, 吸排気オーバーラップ減少はコージェネレーションシステム構築にとって重要な改善である。低回転数化はフリクションロス低減やピストン摩耗軽減に有効で信頼性・耐久性向上につながるが, エンジン重量が増加することから, これもノッキング同様限界点の見極めが重要である。各メーカーともピストンスピードとして概ね10m/sを上限としている。

表6 大型エンジンの技術的特徴

	GE Jenbacher JMS620GS-NL	Wartsila 18V34G	MHI 18KU30GA	Niigata 12VL22AG
発電出力	2,118kW (14.3kg/cm ²)	6030kW (17.4kg/cm ²)	5,750kW (20kg/cm ²)	2,120kW (20kg/cm ²)
発電効率	40.9%	45%	44.0%	41.4%
着火方式		点火プラグ着火	コモンレール式油着火	機械弁式油着火
燃料供給, ガス圧制御	点火プラグ着火	副室+SOGAV	副室+SOGAV	副室+SOGAV
燃焼室の特徴	副室+ガスミキサ フラットピストン アンチホリッソングリング	早閉ミラーサイクル ハイトップリング アンチホリッソングリング 副室電磁弁	早閉ミラーサイクル	
ターボバイパス/ウェストゲート	ターボバイパス	ウェストゲート	ウェストゲート	ターボバイパス +スロットル
始動方式	2段インタークーラ	エアモーター始動	エア始動	エアモーター始動
冷却方式	目標混合気圧制御	2段IC+ラジエータ冷却		
空燃比制御	混合気絶対圧センサ	平均/気筒別排温制御	燃焼圧モニター	
ノック/失火制御	ノック/失火制御	ノック制御/失火検知	失火/ノック/Pmax制御	ノック制御
その他制御		電子制御/デジタル通信	気筒別排温制御	
その他機構	ブローバイ循環 フレキシブルカップリング	モニタリング機能強化 給気圧絶対圧センサ フレキシブルカップリング 高負荷投入性		

表7 中大型ガスエンジン 主要 SPEC 一覧

メーカー		Wartsila		三菱重工業(株)		(株)新潟原動機		
項目	単位	18V34SG	20V34SG	MACH-miller (18KU)	MACH (18KU)	18V22AG	12VL22AG	6L22AG
発電出力	[kW]	6,030	8,730	5,750	5,750	3,200	2,120	1,050
実力 η_e (Oil考慮)	[%]	44.7	43.6(推定)	44.2 (44.0)	42.1 (41.8)	42.3 (41.5)	41.4 (41.0)	39.9 (39.5)
カタログ η_e (Oil考慮)	[%]	45.0	44.6	45.5 (45.0)	43.5	43.6	43.0	41.6
蒸気発生量	[t/h]	3.71	4.75	3.3(152°C) 3.7(125°C)	2.75	2.22	1.48	0.74
排気ガス温度	[°C]	438.0	410.0	385.0	345	362	375	360
ボア*ストローク	[mm]	340*350	340*400	300*380		220*300		
回転数	[min ⁻¹]	750	750	750		1000		
ピストンスピード	[m/s]	8.75	10	9.5		10		
過給圧力	[kPa]	333	360	350		310		
Pme	[MPa]	1.7	2.0	2.0		2.0		
Pmax	[MPa]	13.5	13.0	15.0	14.5	1.50~1.60		
ϵ	[-]	11.0	11.0	10.0		12.0		
λ	[-]	2.0	2.05	2.0	2.2	2.3	2.27	
NOx (O ₂ 0%)	[ppm]	<320	320	270	<200	<400	245	

いずれにせよ、温度・圧力共に限界点に近いところで動作することから、最近では電子化が進み各気筒制御を精密に行い異常燃焼を回避するシステムが取り入れられている。多くはノッキング発生を圧力や振動値を監視することによって制御しているが、最新のものでは直接筒内圧力波形をより正確に監視する国産ガスエンジンも出てきた。(図8, 表4, 5)

同様に熱量比で1%以下の重油を圧縮着火し、点火プラグの5000倍と言われる着火エネルギーで安定した燃焼を得ることにより、さらなる高効率化を図っている大型ガスエンジンが三菱重工業(株)や(株)新潟原動機から商品化されていることは前述の通りである。さらに新「Mach」ではコモンレールによる安定燃焼効果でミラーサイクル導入時の信頼性を確保し、Waltisla (図9)と同じ効率にまで引き上げることに成功している。もっとも油着火が点火プラグを上回る燃焼の安定性をもたらすという見解も Waltisla の高い燃焼効率をみると必ずしも賛同し兼ねる。(表6, 7)

限界近くまで向上してきたガスエンジンの性能を評価する場合、そのマージンをどこまで考慮するか重要な問題である。とくにエネルギーサービス事業の中にコージェネレーションが取り込まれている現在、10年以上の長期に及ぶ契約期間内の故障や性能維持のリスクは事業者側が担保することになることから、一層の精査が必要となる。とくにガスエンジンの場合、ガスタービンとは異なり同じ天然ガスといえども組成の違いがノッキングに大きな影響を与えることから、東京ガスグループではメタン価を基準に効率・出力性能を独自に実証評価している。特に欧州のメーカーはメタン価70を標準として定格性能を表示するが、我が国の13Aガスは概ね65以下となり、実運用上効率で1~3%程度の低下は避けられない。点火プラグ寿命も同様にチャンピオンデータによるリスクは回避したい。Waltislaの場合で1,000時間、Jenbacher(図11)場合で2,000時間以内で交換する。

各社ともさらなる性能向上を実現するため平均有効圧や圧縮比を引き上げる開発を進めており、とくに欧州メーカー各社は図10に示すようなスケジュールを公表している。

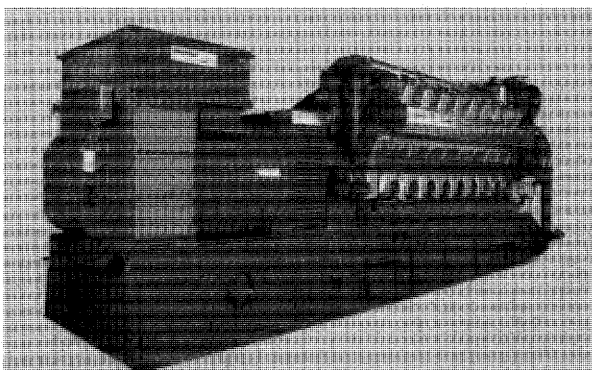


図9 Waltisla 18V34SG

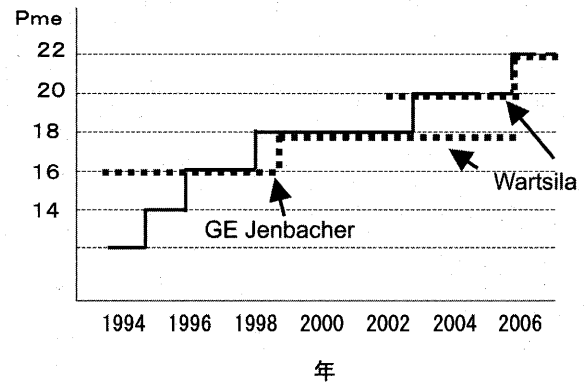


図10 平均有効圧力向上の推移

表8 原動機による効率と省エネ・CO₂削減効果

	GE		GT	DE	
	火花着火	油着火		コージェネ	モノジェネ
発電効率[%]	44%	42.1%	30.1%	44%	44%
蒸気回収率[%]	19%	13%	49.5%	11%	-
総合効率[%]	63%	56%	80%	55%	44%
CO ₂ 削減効果 [t-CO ₂ /年]	17,607	15,801	19,778	8,024	5,041
[%]	28%	26%	32%	13%	8%
省エネルギー効果 [kl/年]	4,150	3,152	5,350	3,271	2,060
[%]	15%	12%	20%	12%	8%

国内メーカー各社も遅れを取り戻すべく、さらなる性能向上を進めているが、出来れば欧州エンジンのように着火用重油のないもので44~45%程度、マイクロピロット方式にするのであれば最新ディーゼル並みの47~48%程度は期待したい。

3-2 一次エネルギーベースにおける省エネルギー性

小型ガスエンジンの場合対象とする市場が民生用分野であれば、1項で述べたように運用環境の制約で温水利用になるケースが多い。利用しければ80%を超える総合効率となることから極めて優れた省エネルギー性を発揮できることになる。現実にはインシヤルコストとのトレードオフであって温水吸収式冷温水器の設置が可能ならば成立する。一般に温水の多量消費可能なケースは極めて少ない。産業用分野ではより顕著で多くの場合排気ガスから回収される20%弱の蒸気利用に止まり、ジャケット冷却水はラジエーターにより放熱することになる。それでも一次エネルギーベースでは発電効率が全火力事業用電源を上回ることから総合効率60%強であっても高い省エネルギー性は維持される。もちろんガスタービンの場合、排熱は全て蒸気で回収されるから温水より遙かに利用が容易なことから総合効率80%程度は実現できる。(表8)

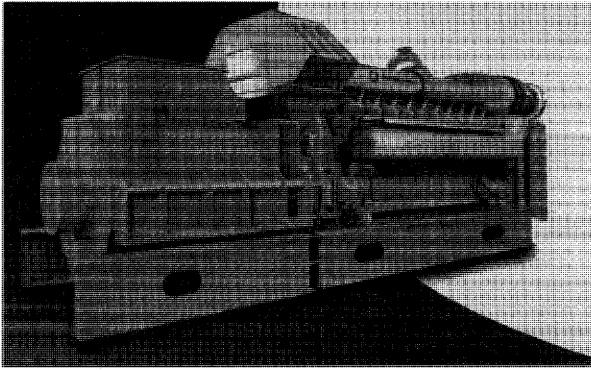


図11 Jenbacher 620

しかしながら、同じ6 MW級のコージェネレーションで比較した場合ガスエンジンでは約4t/h、ガスタービンになると15t/hと4倍近くになってしまい、これだけの蒸気消費を持つ業種となると導入可能な需要は限定されてしまう。省エネルギーツールとしてみてもガスエンジンは大量熱消費があるケース以外ではガスタービンよりも現実的な選択であると言える。

4. ガスタービン技術者・研究者への課題と期待

1990年代末に世界の注目を集めたマイクロタービンはHoneywellやVolvoの撤退や市場の変化などにより一時の勢いを失い、小型コージェネレーション市場の一部をガスエンジンと共に共有しながら新たな道を模索している。飛躍的普及実現への障碍となった要因は、

- ① 発電効率の低さと小売電力コストの大幅な低下
- ② 欧米における量産が進まないため最大のメリットとなる機器コストの高止まり
- ③ 排熱回収機器の未整備（とくに空調用として）
- ④ 小型業務用市場エネルギー使用実態の情報不足（我が国では予想以上に電力・熱デマンド共に小規模）

などがあげられる。

いずれにせよ、我が国においてこの市場の電力化率の増大と電力コストの低下は自由化の象徴的現象であり、この需要構造の変化に対応するシステムの低熱電比化、すなわち発電シフトへの要求は避けられない現実である。

この状況を反映して、平田教授のご指摘のようにこの分野でも小出力発電設備となる10kW未満のマイクロガスエンジンが今注目を集めている。

「エコウィル」の持つ20%程度の発電効率ベースのコージェネレーションシステムでは潜熱回収型湯沸し器に比べ省エネルギーの観点からも経済的にも優るとは言い難いが、25%を超えれば優れた商品であり、いずれ登場するであろうPEFCへの繋ぎとして評価できる。この目標値はミラーサイクルの採用に加えフリクションロス低減などのチューニングにより容易に実現可能なレベルであることから、その性能向上は必至と思われる。

これに対して古くはKongsbergのKG2Rなどで知られた低熱電比を実現する手法としての再生サイクルがマイクロタービンやSolarのMercury50などで装いも新たに登場し、レシプロエンジンに優る小型でシンプルな構造を持ち取り扱いや環境性に優れたガスタービンの再生を予見させたが、その願いは未だに成就していない。前述してきたように、ガスエンジンの性能は再生サイクルガスタービンの現状を大きく上回り、re-vengeを図るにはより高いハードルを越えなければならない。

一方需要構造の変化により熱利用が困難となり高い総合効率が活用できないために省エネルギー的にも経済的にも厳しくなっている。それに対応するため排熱利用側の改善を図ること、たとえばガスタービンでしか取り出せない蒸気のような高品質の排熱で可能となる空調システム（冷凍、加湿、除湿など）や凝縮伝熱を活用するコンパクトな加熱機器などでシステムとして、もう一度見直すことも効果的な策と思われる。

いずれにせよ、50%の発電効率を直近の視野に入れて、さらなる開発が進められているガスエンジンは超小型の分野を含め燃料電池時代到来後の共存を確実なものにしつつある。小型ガスタービンもコンパクト化、優れた環境性、容易な取り扱い、高品質な排熱など、それぞれの市場に適合するシステムとしての差別化により生き残りを図ると共に、本質的にはさらなる効率向上が肝要である。ガスタービンコージェネレーション普及に長く関わってきた筆者の切なる希望としてガスタービン開発関係者の一層の健闘を期待するものである。

特集：ガスタービンと競合するガスエンジンシステム

高効率大型ガスエンジンの最新技術

角田 明*1

TSUNODA Akira

キーワード：希薄燃焼、パイロット着火、個別燃焼制御、高効率、電子制御

Lean burn, Micro-Pilot ignition, Individual combustion control, High efficiency, Electric control

1. はじめに

環境規制が厳しくなるなか、これまでのエネルギー源の主流であった液体燃料に対し、CO₂排出が少なくNO_x、煤塵等の有害排出物の少ないガス燃料が注目されている。産業用中、大型エンジンにおいてもガスを燃料とするガスエンジンがここ数年需要を伸ばしており、低NO_x化と高効率が同時に達成できる希薄燃焼ガスエンジンが高い評価を得ている。予混合燃焼機関の燃焼は混合気の空気過剰率に大きく支配され、NO_x排出量は空気過剰率1（理論混合比）付近で最大値となり、これより混合気が希薄になるに従って大幅に低減する。超希薄燃焼ガスエンジンはこのNO_x排出特性に着目し、シリンダに吸入する混合気の空気過剰率を2.0以上の燃料希薄な状態としNO_x低減を狙ったものである。しかし、空気過剰率が高くなるにつれて着火性が低下し混合気の良い燃焼を保つことが難しくなるため、超希薄混合気の良い着火を可能とする着火手段が必要となる。

当社では従来、副室内に濃い混合気を形成し点火プラグにより着火する電気着火の副室式希薄燃焼ガスエンジンを開発してきたが、今回その後継機種として微量な液体燃料を火種として希薄混合気を確実に着火するパイロット着火方式の低公害、高効率ガスエンジンMACH-30Gを開発し^{(1),(2)}（これにより大幅な出力向上、効率向上及びNO_x低減を達成した）。

2. 主要目

表1に主要目を、図1に機関の断面図を示す。本機関はパイロット着火方式を採用した副室付超希薄燃焼式4サイクル過給機関で、シリンダ数L型8気筒及びV型12～18気筒にて2.5～5.8MWの出力範囲をカバーする。なお、本機関は、部品の95%を270台10万時間の実績を有するKU30ディーゼル機関と共有化する事で、信頼性の確保と製造や部品供給の効率化を図っている。

表1 MACH-30G 主要目

シリンダ数		L8	V12	V14	V16	V18
発電機出力(50Hz)	kW	2550	3800	4450	5100	5750
	(60Hz)	kW	2450	3650	4250	4900
シリンダ径	mm	300				
行程	mm	380				
機関回転数	rpm	720(60Hz) / 750(50Hz)				
着火方式		パイロット着火方式				
燃焼方式		副室付超希薄燃焼方式				

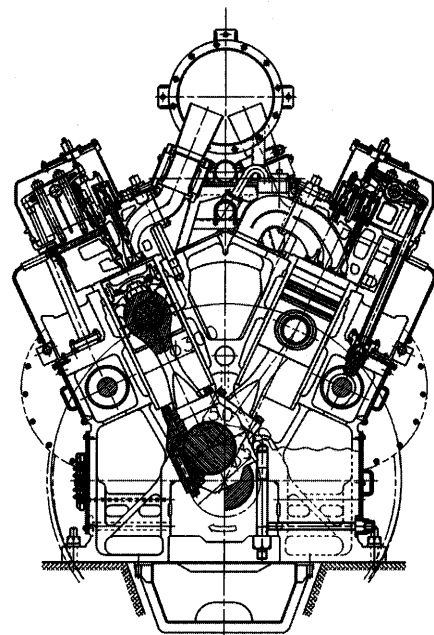


図1 エンジン断面図

3. 技術的特長

3.1 燃焼システム

図2に従来の電気着火方式と今回開発したパイロット着火方式の比較を示す。従来の電気着火では副室に着火性の良い濃い混合気を形成し点火プラグで着火する。この場合、1000～2000時間毎に点火プラグを交換する必要があると同時に出力を上げると所要放電電圧が上がり更にプラグの寿命が短くなる。一方パイロット着火では副

原稿受付 2004年9月28日

*1 三菱重工業(株) 横浜製作所 原動機技術部
〒236-8515 横浜市金沢区幸浦1-8-1

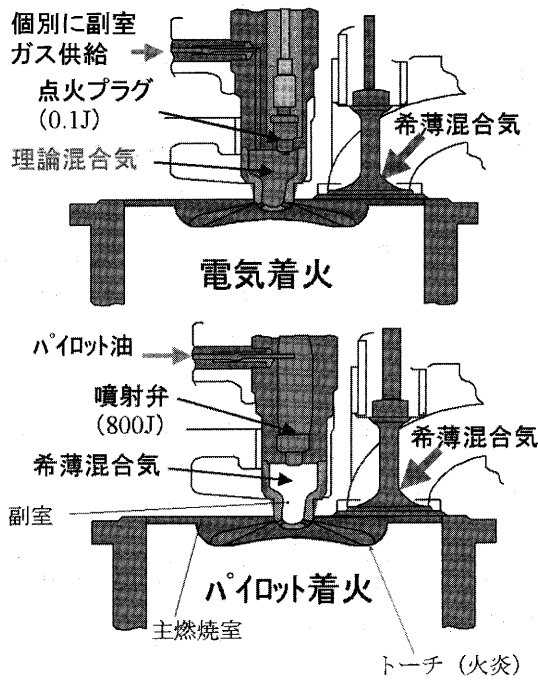


図2 電気着火とパイロット着火の燃焼方式の比較

室内に微量の液体燃料を噴射し、この約8,000倍の着火エネルギーで希薄混合気を着火させる。これにより燃焼が安定すると同時に4000時間以上の連続運転や出力向上が可能になった。更に副室内を主燃焼室と同様に希薄な状態にしても確実な着火が実現できるため低NOxを100ppm (O₂=0%換算) 以下まで低減できた。

3.2 電子制御と個別燃焼制御システム

個別燃焼制御を実現させるためにシリンダ毎に燃料供給を調整できる電子制御システムを選定した。パイロット燃料噴射システムとしては噴射量、噴射時期、噴射圧を自由に変更できる電子制御コモンレールシステムを、また燃料ガスも各シリンダに配置したガス供給電磁弁により供給するポートインジェクション方式を採用した。

更にリアルタイムで各シリンダの燃焼を診断し電子制御燃料供給システムを介してシリンダ毎に個別制御できるM-RICS (Mitsubishi Real time Intelligent Control System) を独自に開発した。予混合燃焼のガス機関では、ノッキング限界に近い運転条件ほど熱効率が向上するため、出来る限りノッキング限界に近くで運転したい。一方ノッキングは燃焼室部材に損傷を与えるため、使用燃料の性状変化や燃焼室の経年汚損に伴うノッキングに対して十分な裕度を確保する必要がある、これが熱効率向上のネックとなっていた。本機関では常時ノッキング、消炎、失火を監視し発生時には回避制御することで限界に近い条件での運転を可能とし、最高効率を得ることができた。図3にM-RICSを含む制御系の全体システム図を、図4にM-RICSの主要機能の一つである異常燃焼制御を示す。

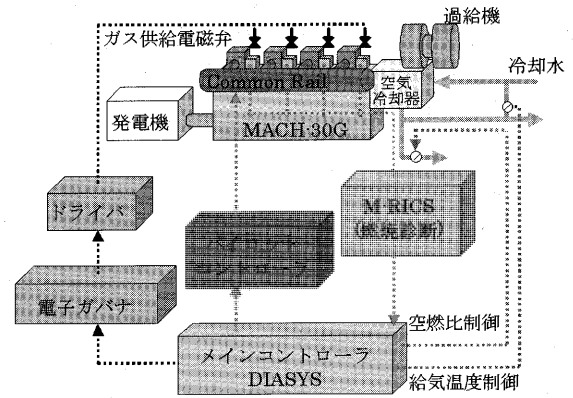


図3 全体制御システム

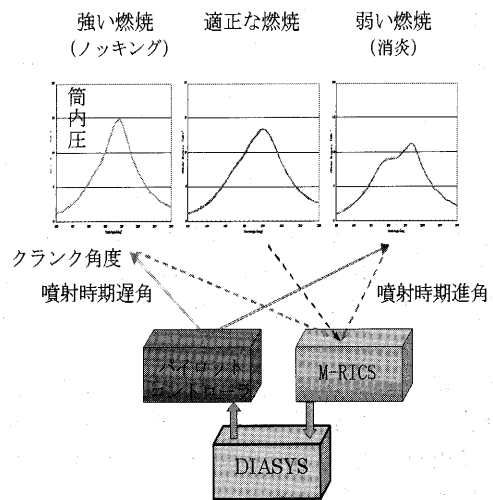


図4 M-RICSの異常燃焼制御

また、各シリンダの燃焼のバラツキが大きいため、従来のエンジンでは最もノッキングしやすいシリンダにて効率が制限され高い効率が得られなかった。本システムでは各シリンダの筒内圧力及び排気温度を常時監視し、これを基に燃焼を制御するいわゆる個別燃焼制御をすることで各シリンダの燃焼を均一化した。これにより全てのシリンダで最適な燃焼が実現でき効率が改善できた。またあらゆる負荷で自由にマッピング制御ができるため、部分負荷における効率の低下も少ない。

更に24時間遠隔監視システムを通して弊社内においても燃焼診断結果をモニターできるため、迅速に不具合の原因究明ができる。

3.3 空燃比制御システム

希薄燃焼ガスエンジンでは低NOx、高効率下での安定燃焼を実現するため、空燃比制御は非常に重要である。MACH-30Gでは燃焼室内の空燃比を制御するため、過給空気の一部を放出する給気放出または過給機を通過する排気ガスの一部をバイパスさせる排気バイパスにより空燃比を制御している。この制御によりエンジンの出力、

外気条件に関わらず空燃比を最適に制御でき、外気温度が変わっても出力、効率を一定に維持できる。また、本システムは前述の燃焼制御システムと組み合わせる事で燃料ガスの発熱量変動にも十分に対応可能である。

4. エンジン性能

表2に本機関と従来の電気着火式機関との性能比較を示す。

表2 エンジン性能

		従来	新型	
着火方式		電気着火	パイロット着火	
発電機出力	MW	2.7~4.2	3.7~5.8	
平均有効圧	bar	14.1	19.6	
発電効率	%	39.3	42.0	45.0
NOx (0% O ₂)	ppm	200	100	320

電気着火式に比べ同じエンジンサイズで平均有効圧力BMEPが14.1barから19.6barへと飛躍的に向上し、これにより12~18シリンダで1台当り3.7~5.8MWの出力をカバーする。

発電効率は、パイロット着火方式の導入による燃焼改善、高出力化による機械効率向上、燃焼診断・制御システムによる燃焼最適化、ミラーサイクルの採用により従来の39.3%から45.0%に大幅に向上した。

ミラーサイクルとは図5に示すように給気弁を早く閉じることによって膨張比に対し実効の圧縮比を低く抑えることによって、サイクル効率を向上すると同時に、耐ノッキング性を改善する技術である。給気弁閉時期と圧縮比を最適化することにより、図6に示すように効率が約2%改善した。また排気温度も約20℃高くなりプラント効率の改善に寄与した。

また上述の電子制御を用いて各負荷での性能を最適化することで部分負荷の効率も向上した(図7)。

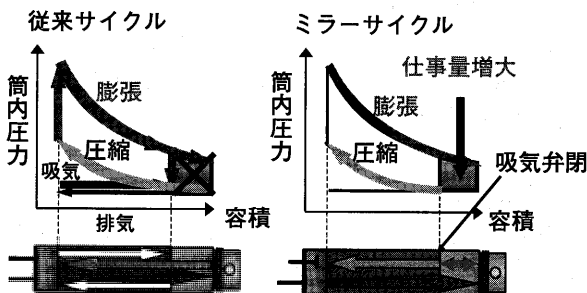


図5 ミラーサイクル

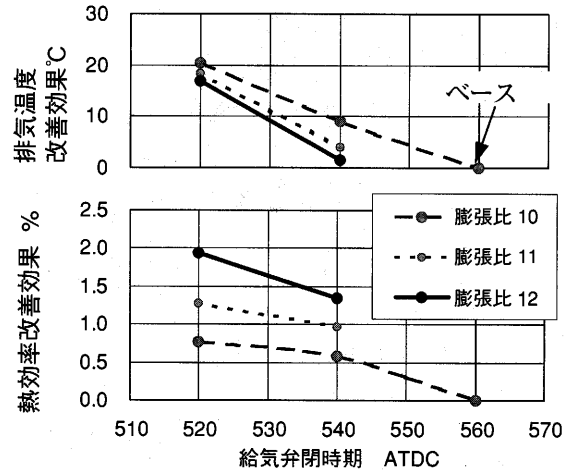


図6 ミラーサイクル試験結果

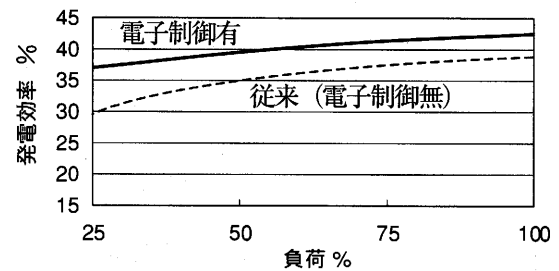


図7 部分負荷効率

5. 各種ガスへの対応

電気着火に比べ強力な着火エネルギーを有するパイロット着火方式は、本来安定燃焼が難しい低カロリーガスの燃焼にも非常に有効である。更にM-RICSによる燃焼制御を加えることにより、ガス組成や発熱量の変動にも幅広く対応することができる。即ち従来の空燃比制御だけでは制御の時定数が過給機の追従性に律速されるため急な或いは大きな変動に対応できないが、MACH-30GではM-RICSが瞬時に燃焼の変化に対応して制御するので、より速い又より大きな変動にも追従し安定燃焼を維持することができるMACH-30Gではこれらの技術によって、従来廃棄されていた低カロリーのガスまで幅広く利用することができ、今後のエネルギー有効利用に大きく貢献できる(図8)。

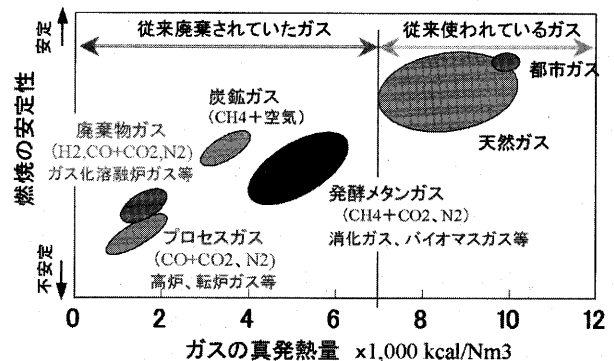


図8 MACH-30Gに使用できるガスの種類

6. メンテナンス

従来の電気着火ガスエンジンでは点火プラグの交換と副室ガス弁の整備のために、1,000~2,000時間毎のメンテナンスが必要であるが、パイロット着火ではこれらの部品を排除したため表3に示すとおり4,000時間までメンテナンス不要となった。これはピークカット運用の場合、年一回(4日)のみの停止となる。さらにMACH-30Gでは現在の状況を確認後、表3のインターバルをそれぞれ倍にして8,000時間毎のメンテナンスにする予定である。

表3 メンテナンスインターバル

インターバル	整備内容	所要日数
4,000hr	パイロット噴射弁整備、給排気弁整備など	4
8,000hr	同上及びピストン抜き、軸受け点検整備など	9

7. プラント技術

CO₂削減の観点からプラント効率の向上は最も重要なポイントとなる。図9に示すように排ガスからの蒸気回収に加えて、二段給気冷却器を用いて高温・低温両方の冷却水からも温水回収した場合、プラント総合効率は90%に達する。

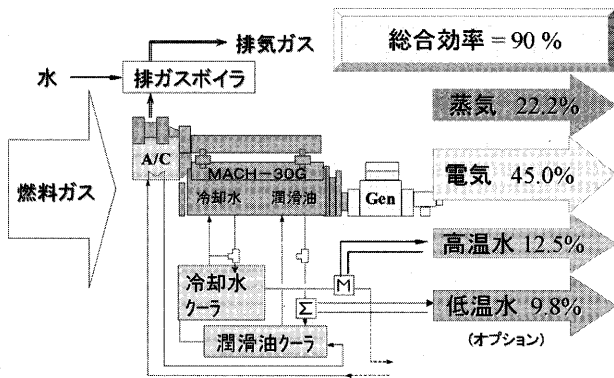


図9 プラント効率

7.1 SCR 脱硝装置

上述のとおり MACH-30G は業界初の NO_x100ppm (0% O₂) を達成したが、都市部の特定地域に適用される厳しい規制値をクリアするために SCR 脱硝装置により 10ppm 以下のレベルまで低減できることを実証した。図10は MACH-30G 初号機を納めた MHI 横浜パワー (18MACH-30G × 2 台) の SCR 脱硝装置の外観を示す。本プラントの NO_x 規制値は 8 ppm (0% O₂) 以下と非常に厳しいため、エンジン出口での NO_x を 100ppm 以

下に調整した後 SCR で 95% 脱硝することにより約 5 ppm まで低減している。本プラントは 2002 年 10 月より営業運転を開始し、これまでに 6,000 時間を経過しているが、この間常時 NO_x 値を横浜市にテレメータで送信し 8 ppm 以下の NO_x を維持していることを実証している。

図11に各負荷における脱硝装置入口/出口の NO_x 計測値を示す。

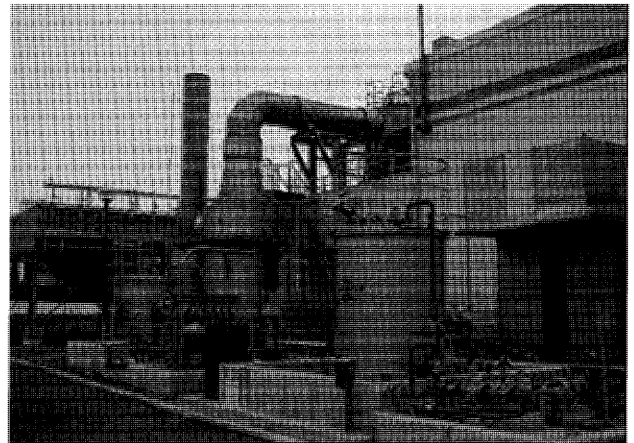


図10 脱硝装置

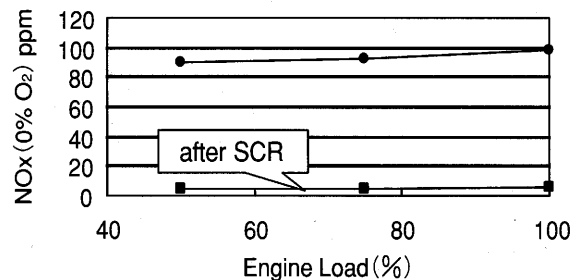


図11 SCR 脱硝による NO_x 低減

蒸気ニーズの大きい需要家にも対応すべく標準の 2.5 倍の蒸気発生が可能なダクトバーナー MACH-DUET (Duct Burner for Utility Efficient Technology) を開発し既に実用化済である。図12に熱電可変型ガスタービンとの熱効率比較を示した。

8. 運用, 受注実績

発売以来既に 72 台を受注し、内 42 台が順調に移動中であり、運転時間は最長で 8,000 時間に達している (表 4)。

図13に示す国内某社向け 18MACH-30G × 10 台の発電プラントは最大発電容量 58MW の DSS 運用で稼働率は 99.9% を維持している。本プラントでは独自の自動複数台制御運転を実施している。元来ガスエンジンは部分負荷の効率が良い原動機であるが本制御を施すことで常に最高の効率で大容量の発電を実現できた。

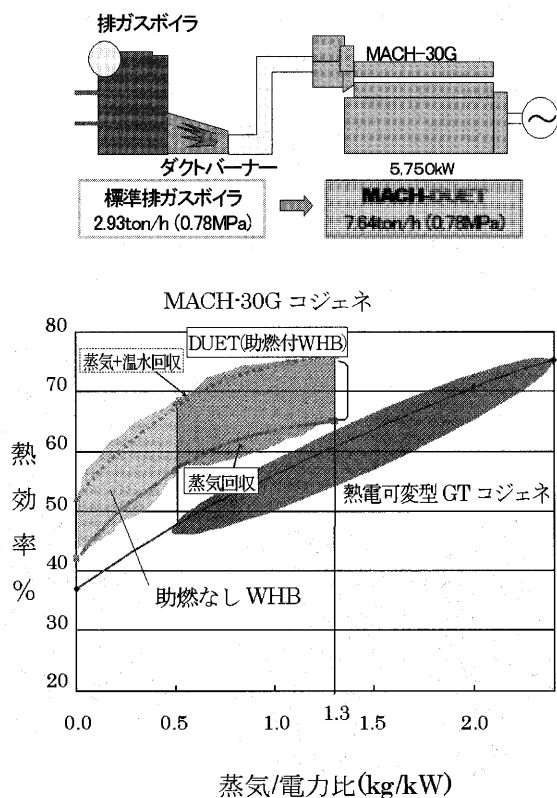


図12 MACH-DUET による発電効率向上

表4 運用, 受注実績

	2000	01	02	03	04	運転時間 (hr)
プロトタイプ (6 シリンダ)	████████████████████					約6,500
MHI横浜パワー向 2台			██████████	██████████		約7,800
H13年度受注 17台			██████████	██████████		最長9,000

H14年以降受注 51台 (うち 42台稼動)
既受注合計 77台

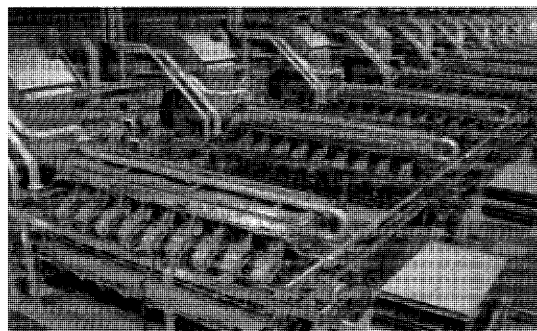


図13 発電プラント例
MACH-30G × 10台 (千葉)

9. まとめ

従来の電気着火式ガスエンジンに代わる次世代の高効率、低公害機関としてパイロット着火方式を採用したガスエンジン MACH-30G が開発された。本機関はコモンレール噴射系、燃焼制御・監視システムなど最新の技術を搭載した高性能ガスエンジンで熱効率45.0%を達成した。また全投入燃料の1%以下のパイロット噴射量で安定した希薄燃焼を実現し、100ppm (0% O₂) 以下という極めて低い NO_x レベルを達成した。これまでに77台を受注し42台が順調に稼動している。

参考文献

- (1) S.Yasueda et al. Development of High Efficiency KU30GA Gas Engine with Micro-Pilot Ignition 23rd CIMAC 2001
- (2) A.Tsunoda et al. Further Development of advanced gas engine MACH30G, 24th CIMAC 2004

特集：ガスタービンと競合するガスエンジンシステム

バルチラ34SG ガスエンジンの優れた経済性

佐竹 泰文*1

SATAKE Yasufumi

キーワード：ガスエンジン、火花点火、希薄燃焼、ミラーサイクル、熱効率、潤滑油消費率

1. はじめに

エネルギー源の多様化というエネルギー政策上の要求と、地球温暖化ガスの排出量削減という環境面の要求から天然ガスの利用拡大が図られているが、その中で熱効率が高いことが特長である大形ガスエンジンのコジェネ発電装置としての需要が急速に増加している。ここ2、3年の間に6 MW クラスではガスタービンと完全に立場が逆転した。

当社は3年前にフィンランドバルチラ社の大形ガスエンジンを導入し、2003年3月に国内の都市ガスでの性能、信頼性を実証するために、パイロットプラントの性格を持つヒツパワー川崎発電所（以降、川崎発電所と略称する）を建設し、18V34SG 型ガスエンジン2台を設置した。

18V34SG は出力6,030/5760kW (50/60Hz)、エンジン駆動の潤滑油ポンプ、冷却水ポンプを装備した標準仕様で発電端熱効率45.0%、潤滑油消費率0.25g/kWh を達成した、優れた経済性を誇るガスエンジンである。

34SG エンジンの特徴である高い経済性、環境適応性、信頼性は、川崎発電所の稼働実績で証明された。

2. 34SG エンジンの特徴

バルチラ社のシリンダ径300mm クラスのガスエンジンは、予混合火花点火の34SG、予混合パイロット着火の二元燃料機関32DF、ガス燃料高圧噴射パイロット着火の32GD と3種類のメニューがあるが、今回紹介するのは34SG である。

バルチラ34SG ガスエンジンは、バルチラ社のヒット商品である Vasa32型ディーゼルエンジンをベースにして1995年に開発されたシリンダ径340mm、予燃焼室式の火花点火希薄燃焼エンジンであり、現在はシリンダ出力345/330kW/cyl、正味平均有効圧力17.4/17.3bar (750/720rpm) である。その特徴を図1に示す。設計上の特徴としては、予燃焼室、点火プラグによる火花点火、希薄燃焼、ミラーサイクル、個別シリンダの燃焼制

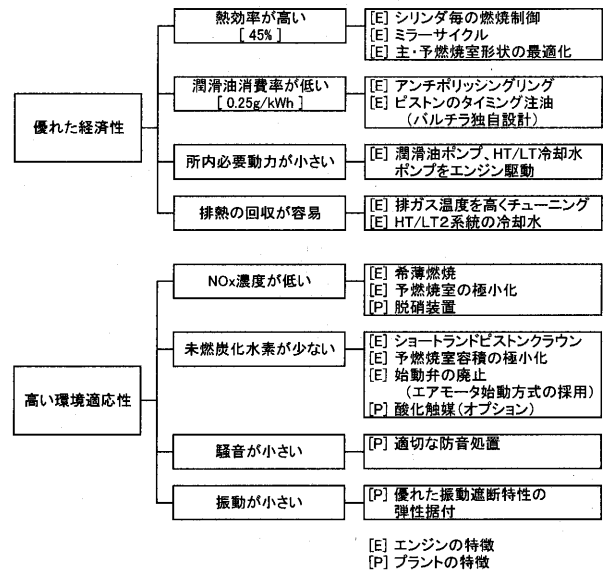


図1 34SG ガスエンジン発電装置の特徴

表1 ガスエンジン発電装置の主要目 (高効率仕様)

[ガスエンジン]			
機種	18V34SG		
シリンダ径	mm	340	
ストローク	mm	350	
周波数	Hz	50	60
回転速度	rpm	750	720
シリンダ当たり出力	kW/cyl	345	330
正味平均有効圧(Pe)	bar	17.4	17.3
平均ピストン速度(Cm)	m/s	8.8	8.4
エンジン出力	kW	6,210	5,940
始動方式	エアモータ		
予燃焼室の逆止弁	ばね式		
過給機型式	Hispano Suiza 5800		
制御装置	WECS3000		
潤滑油ポンプ	機付き		
HT/LT冷却水ポンプ	機付き		
[発電装置]			
発電出力	kWe	6,030	5,760
発電端熱効率(裕度5%)	%	45.0	45.0
NOx値(O2=0%換算)	ppm	320	320
燃料ガスのメタン価	65		
[排熱回収]			
蒸気量(0.8MPaG)	kg/h	3,830	3,640
温水回収量(75/85°C)	ton/h	127	127
総合熱効率	%	76.0	76.5

原稿受付 2004年9月2日

*1 Hitz 日立造船株式会社 エネルギー・プラント事業本部
エネルギーソリューション部
〒559-8559 大阪市住吉区南港北1-7-89

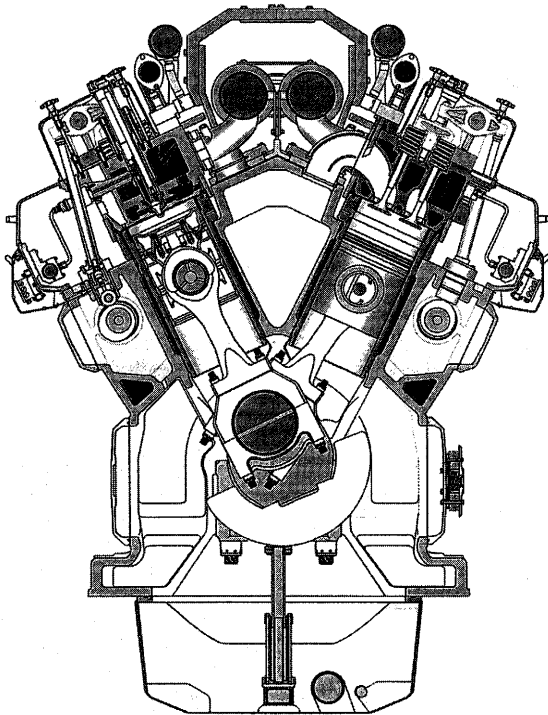


図2 34SG 断面図

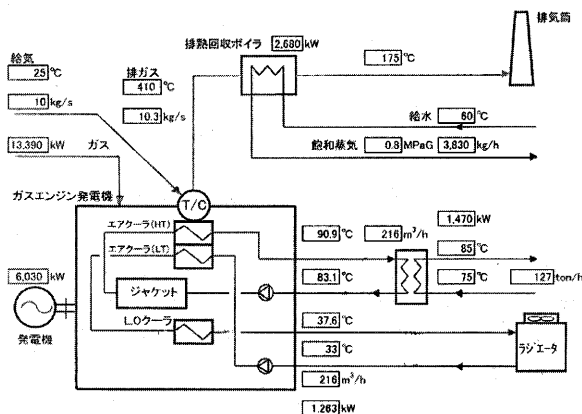


図3 熱回収フロー (18V34SG, 50Hz)

御などを採用している。¹⁾その結果、熱効率が高い、潤滑油消費率が低い、排熱回収が容易である、所内必要動力が小さいなどの優れた経済性と、さらに NO_x、未燃炭化水素濃度が低いなどの高い環境適応性などの特徴を備えたガスエンジンとなっている。エンジンの主要目を表1に、また横断面を図2に示す。高効率仕様様の NO_x 濃度は320ppm (以降 NO_x は O₂=0% の値を示す) で、低 NO_x 仕様では脱硝装置なしで160ppm まで可能である。排ガス温度ができるだけ高くなるようなチューニングを行って、また冷却水系統は HT (高温) と LT (低温) の2系統を持ち、排熱利用を有利にしている。図3に標準の熱回収ラインを示す。

燃料は天然ガス、都市ガスでメタン価65 (国内都市ガス相当) の燃料まで使用できる。火花点火であるのでバ

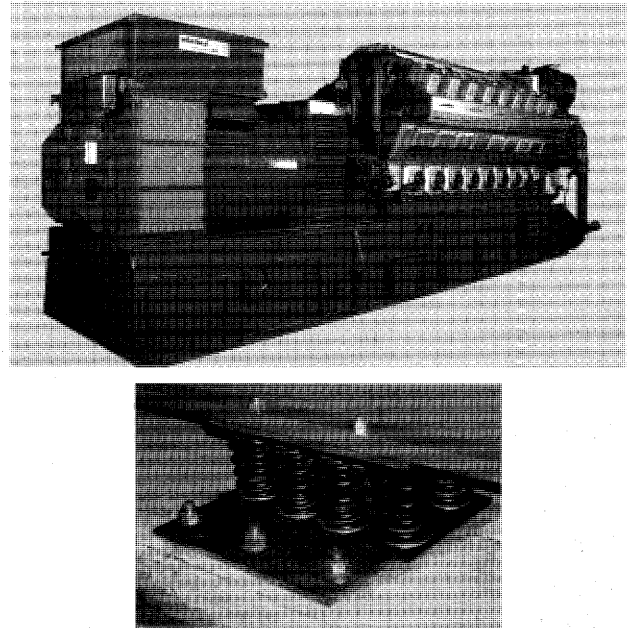


図4 発電セットとばねユニット

イロット着火のように着火用の液体燃料を必要としないことは、大きな利点である。

34SG エンジン は1995年に1号機を納入して以降、2004年8月現在までに76プラント、189基の受注・納入実績がある世界で最も多く、長い稼働実績を持つ大形ガスエンジンで、信頼性は実証されている。なお、この実績の中には当社が受注した4プラント、7機関が含まれている。

3. ガスエンジン発電装置

34SG を使用したガスエンジン発電装置の特徴は、「環境に優しく、世界最高効率のガスエンジンで、各種の運転モードに対応できるプラント」である。ガスエンジンと発電機は弾性継ぎ手を介して結合し、これを溶接構造の共通台板上に組み立てた発電セット (図4参照) をコイルばねユニット (18V34SG エンジンでは14セット) の上に載せて、弾性据付としている。この据付け方式は高い振動遮断特性を持っていると同時に、基礎が小さくてよいこと、表面仕上の要求精度が低いことなど工事が簡単・安価になる特長がある。冷却方式は冷却水の消費がないラジエータ方式を標準として採用しているが、現実的には敷地面積が狭い、騒音規制が厳しいなどの要求がある場合には冷却塔方式の方がメリットがあるケースもあり、客先要求を満足するために冷却塔方式を採用する場合もある。

発電セットの設置はエンクロージャ内に設置する方式と建屋方式の両方の方式を持っており、いずれの方式を選択するかは主に敷地面積の大きさで決まり、建屋方式の場合でも2階建、3階建と上に伸ばさざるを得ないケースもある。

2基以上の複数エンジンプラントでは並列運転、単独

表2 川崎発電所の概要

項目	内容
(1) プラント名	(a) ヒッツパワー(株) ヒッツ川崎発電所
(2) 用途	(a) 自己消費 余剰電力を電力小売事業者(PPS)に販売
(3) 装置概要	(a) 電圧 : 22,000 V (b) 定格容量 : 12,000 kW (c) 床面積 : 1,220 m ² (d) 燃料の種類 : 都市ガス 13A (e) 燃料消費量 : 1,033 kg/h (重油換算 4,033 kg/h) (1基当り、神奈川県条例による)
(4) 設置場所	(a) 所在地 : 神奈川県川崎市川崎区 (b) 地域地区 : 工業専用地域、臨港地区
(5) スケジュール	(a) 完成日 : 2003年3月31日 (b) 運用開始 : 2003年4月1日

表3 川崎発電所の機器概要

機器名称	仕様・要目
(1) ガスエンジン	(a) メーカー : バルチラ (b) 機種x台数 : 18V34SG x 2 (c) 出力x回転数 : 6,210 kW x 750 rpm
(2) 発電機	(a) メーカー : ABB (b) 出力x台数 : 6,000 kWe x 2
(3) 据付	(a) 共通台板 (b) コイルばねによる弾性据付
(4) 建屋	(a) エンクロージャ方式
(5) 脱硝装置	(a) メーカー : Hitz日立造船 (b) 方式 : 乾式アンモニア触媒還元法 (c) 触媒 : Hitz日立造船開発品 (d) NOx規制値 : < 44 ppm/O ₂ =0% (e) NOx計画値 : < 32 ppm/O ₂ =0% (f) 脱硝率 : 90% (g) 付属装置 : 25%アンモニア水供給装置
(6) 酸化触媒	(a) ホルムアルデヒド対策用 (b) 規制値 : < 5 ppm
(7) 冷却方式	(a) ラジエータ
(8) 騒音	(a) 機側 : 85 dB (b) 敷地境界 : 60 dB
(9) 敷地寸法	(a) 50m x 27m

運転は当然のこと、需要に応じて台数制御運転を行ない、2台以上の並列運転では負荷を均等分担する。一つのエンジンの出力を固定して他のエンジンで負荷変動を吸収することも可能である。

4. ヒッツパワー川崎発電所

川崎発電所は稼動して1年半を経過し、34SG ガスエンジン発電装置の特徴である経済性、環境性、信頼性な

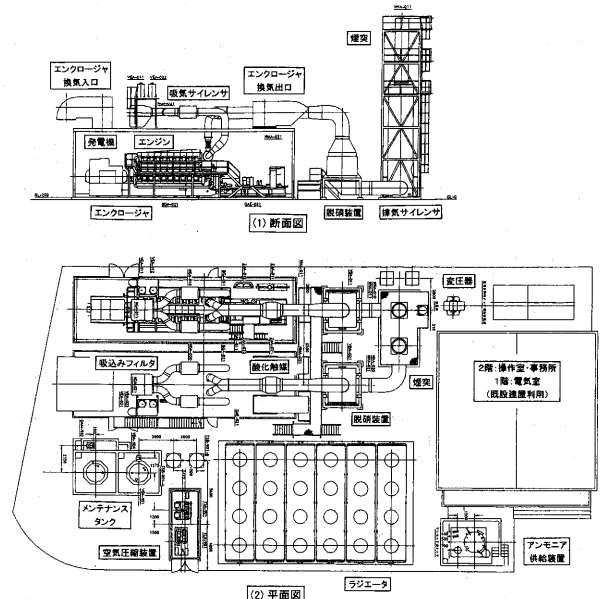


図5 川崎発電所の配置

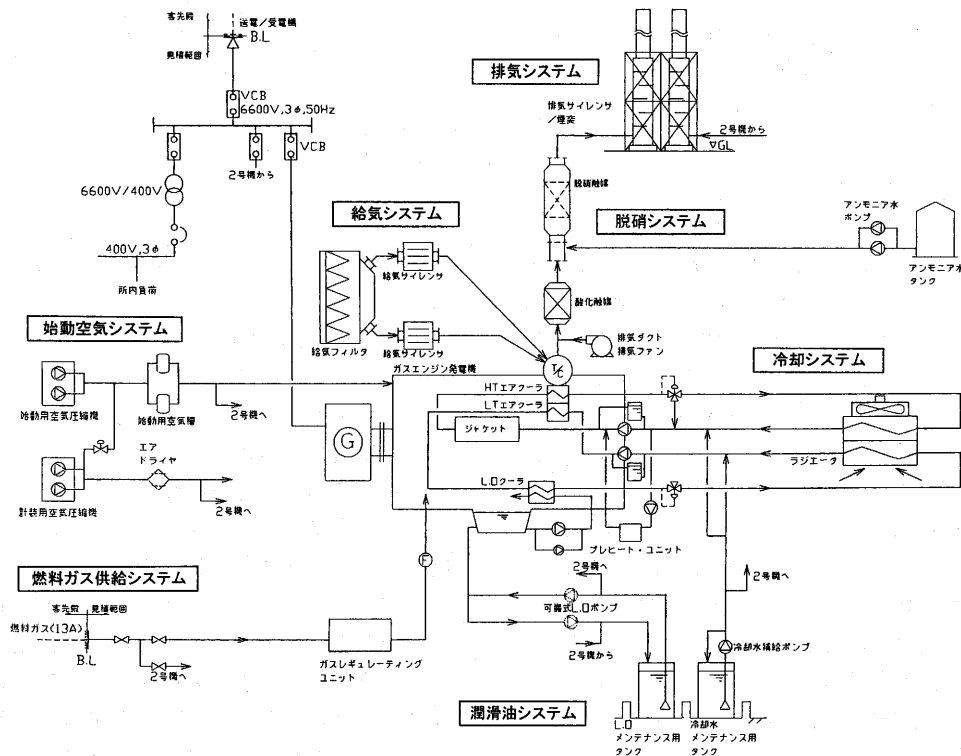


図6 川崎発電所のフロー

どを実証した。稼動状況について装置の概要と共に紹介する。このプラントは国内の顧客に大きな関心を持って頂き、稼動後1年強で700人を超える見学者を迎え、今でもほとんど毎週のごとく見学の申し込みがある状況である。

発電所の概要を表2に、機器の仕様を表3に示す。エンジンは18V34SGが2基で12MWである。⁽²⁾

排ガス浄化のために脱硝装置、酸化触媒を装備している。工場の熱需要が少ないため排熱回収はしていない。川崎市の臨港工業地区の工場内という立地条件から騒音条件は緩く、機側1mで85dB、敷地境界で60dBであるためエンジン発電機セットはエンクロージャ内に設置している。発電所の配置を図5に、フローを図6に示す。

運転形態は毎日発停（DSS）運転で、電力小売業者殿（PPS）の送電要求電力に工場電力、所内電力を合わせた5分間毎の電力需要量に従って出力制御している。

燃料は東京ガス殿の都市ガス13Aで、メタン価は63-65である。

5. 優れた経済性

34SGエンジンの優れた経済性としての特長は、図1に示したように熱効率が低い、潤滑油消費率が低い、所内必要動力が少ない、排熱回収が容易なことなどであるが、川崎発電所の実績と共に紹介する。

特長の第一は、熱効率が低いことで、世界トップクラスの発電端熱効率45.0%を保証している。これはミラーサイクルの採用、シリンダごとの燃焼制御、予燃焼室・主燃焼室の最適化などの成果である。エンジン駆動の潤滑油ポンプおよびHT / LT冷却水ポンプの合計3台を標準装備しており、ここでの発電端熱効率はこれらのエンジン駆動ポンプを含めたものであり、これらを電動ポンプとした場合には、さらに0.5%（ポイント）高くなり45.5%になる。

バルチラ社は容積・形状を変更した新しい予燃焼室を開発し、予燃焼室内混合気の均質性を改善してサイクル毎の変動を抑えることによって、工場運転で44~45%の熱効率を記録した。新しい予燃焼室と従来の予燃焼室での熱効率の比較を川崎発電所の実績（記号 KG1）と共に図7に示す。調整状態、試験条件が全く同一ではないので大略の比較になるが、新しい予燃焼室で約0.5%（ポイント）の改善が認められ、ほぼ安定した数値になっている。

川崎発電所では各種の試験・計測を行なっているが、その内の一つとして100%負荷時の熱効率およびNOx濃度の季節による変化を調査した。熱効率は実測値で43.3~44.6%（ISO標準状態換算で43.5~44.0%）を確認した。吸込み空気温度および絶対湿度の影響を図8に示す。絶対湿度（および吸込み空気温度）の増加と共に、発電端熱効率およびNOx濃度は低下の傾向を示す。これはシリンダ出口排ガス温度一定制御をしていることに

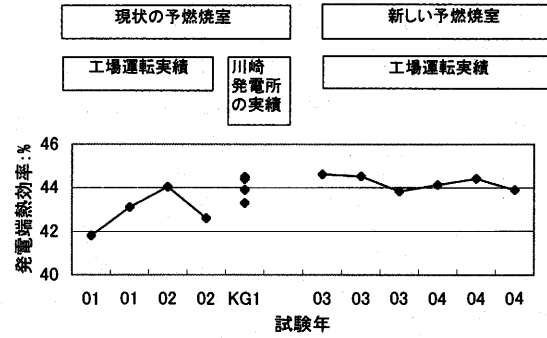


図7 発電端熱効率の実績

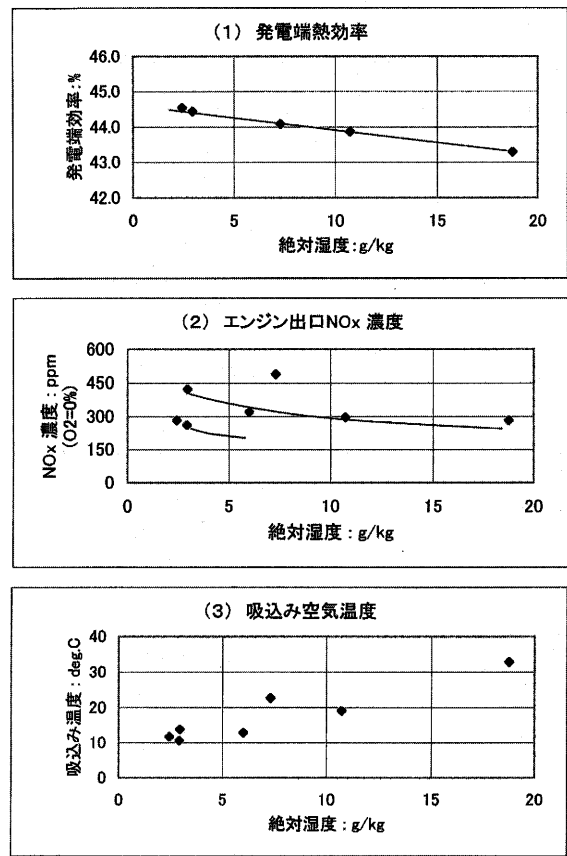


図8 絶対湿度の熱効率、NOx濃度への影響

より、吸込み空気温度が高くなると給気圧力が高くなることに起因している。

データは絶対湿度を横軸にして表示してあるが、吸込み温度と絶対湿度の関係はほぼ直線になるため、データ数を増やして両者の影響の度合いを分離する必要がある。

川崎発電所では年間を通じてNOx規制値を満足した上でできるだけ高い効率を得るために夏場・冬場でエンジンのチューニングを変更する方式の確認を行なった。夏場・冬場の季節チューニングを採用することによってエンジンの調整を一定に保ったままの場合よりは改善されるが、それでも効率的運転とは言えず、外気条件（吸

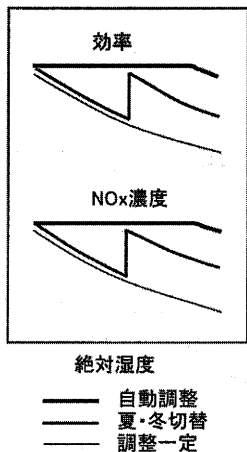


図9 外気条件の自動調整

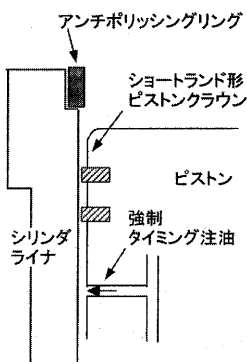


図10 特徴的な構造

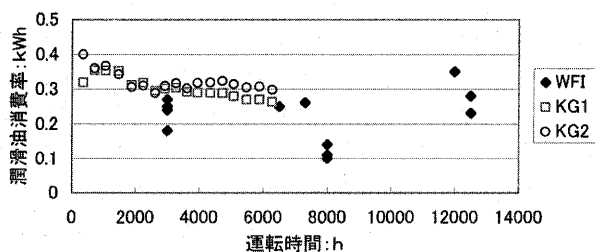


図11 潤滑油消費率の実績

込み温度、絶対湿度)を自動的に補正する高効率運転方式をバルチラ社と共同で試験中である。これが実用化されればさらに高い効率での運転が可能になる。(図9参照) 稼働後1年半の川崎発電所で新しい予燃焼室を組込んだ試験では、まだ調整段階であるが、100%負荷実測値で発電端熱効率45.0%を計測した。

第二の特長は潤滑油消費率が低いことである。図10に示すようにシリンダライナの内面上部にアンチポリッシングリングを装備し、バルチラ社の独自設計であるピストンからの強制タイミング注油とによって、ピストンの摺動特性を最適化すると同時に潤滑油消費量を大幅に低減している。これにより潤滑油消費率は0.40g/kWhを保証している。

川崎発電所の1年間の実績は平均値で0.29/0.32g/kWh(1/2号機)であり、保証値を下廻っている。またバルチラ社の実績は0.25±0.15g/kWhである。図11に川崎発電所の実績(記号KG1, KG2)およびバルチラ社実績(記号WFI)を合わせて示す。各点はその運転時間までの平均の消費率を示す。消費率はほぼ0.15~0.30g/kWhの範囲にある。川崎発電所のデータは2,000時間以降はほぼ一定しているが若干低下傾向である。稼働以来潤滑油の交換はしていないが、6,000時間時点での潤滑油の性状はさらに継続使用が可能である。大形ガスエンジンの公表されている潤滑油消費率

は1.0g/kWh前後が多く、これに比較すれば34SGの実績は驚異的な数値である。

エンジン駆動の潤滑油ポンプおよびHT/LT冷却水ポンプの3台をエンジン駆動としているため所内必要動力はその分小さくなっている。ラジエータ方式、ガス圧縮機なしの場合の標準所内必要動力は100%負荷運転時最大で110kWであるが、通常は79kWと想定している。川崎発電所の想定必要動力は160kW/2台である。1年間の実績は平均負荷9,000kW、平均負荷率75%で120kWであった。年間の所内動力消費の変化は図12に示すように年間で60~170kWの間で変化している。負荷率が低いいため所内必要動力は想定値よりも低いが、負荷率を考慮すれば(120kW/0.75=160kW)想定値とほぼ等しくなる。ラジエータ、エンクロージャ内の換気などの動力が主体であるため冬場は夏場の1/3程度になる。

排熱回収については、2004年4月に稼働したプラントの試運転時に蒸気発生量の保証値3.8tonを確認した。

6. 優れた環境性

個別シリンダ制御によって、火花点火方式で空気過剰率2.1の希薄燃焼を可能にしている。これによって脱硝装置なしでNOx=160ppmまで可能である。また、燃焼室の形状最適化、予燃焼室容積の極小化、トップリングの配置を高くしてシリンダライナとピストンクラウンの間のデッドスペースを減少したショートランド形ピストンクラウンの採用(図10参照)、エアモータ始動方式採用による始動弁の廃止などのデッドスペースの極小化に

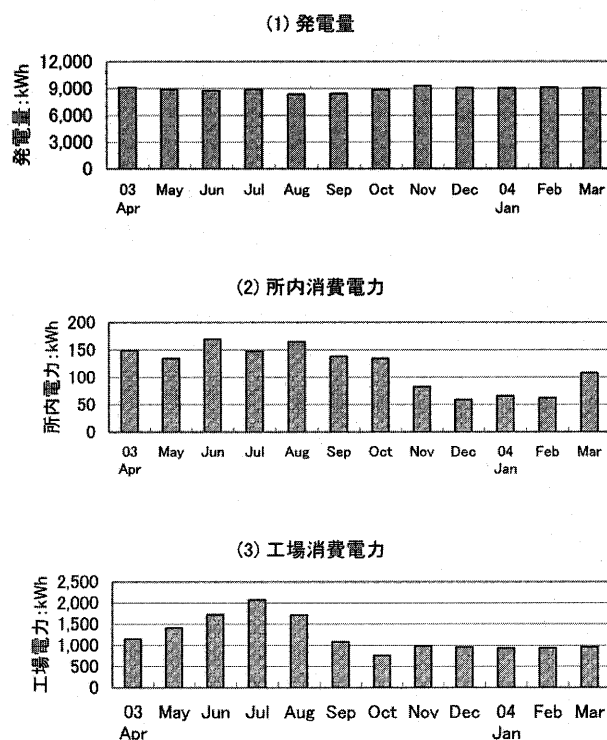


図12 1年間の稼働状況

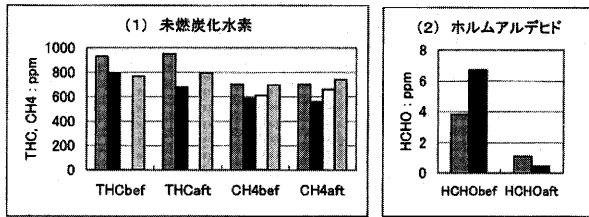


図13 排ガス分析結果

(bef はエンジン出口, aft は煙突出口の値を示す)

よって、排ガスの浄化を達成している。

川崎市のホルムアルデヒド規制値 5 ppm 以下に対応して、脱硝装置の上流に酸化触媒を装備している。また川崎発電所は高効率仕様でエンジン出口で $\text{NO}_x=320\text{ppm}$ であるが、脱硝装置で 90% 脱硝して煙突出口で 32ppm を確保して、 NO_x 規制値 40ppm を満足している。脱硝装置は日立造船製で、25% アンモニア水を還元剤とする乾式触媒方式である。脱硝触媒は、酸化触媒を装備しているので排ガス温度が 450°C を超える場合が考えられたため、および触媒のテストも兼ねて当社が開発した高温用 ($450\sim 600^\circ\text{C}$) 脱硝触媒 NOXNON700S-2 を採用した。しかし実際には排ガス温度が 450°C を超えることはなく、酸化触媒を装備した場合でも通常の触媒が使用できる。

排ガスの分析では、実プラントであるため外気条件の影響があると共に、各種の試験を行なっているため運転条件が必ずしも同じではないが、図13に示すような結果を得ている。未燃炭化水素 $\text{THC}=770\sim 930\text{ppm}$ 、メタン $\text{CH}_4=590\sim 700\text{ppm}$ 、であり、未燃炭化水素は 3桁 (1,000ppm 未満) という低い値を達成している。これは予燃焼室および主燃焼室形状の最適化設計による完全燃焼およびクエンチ (消炎) 容積の減少などの成果であると考えられる。ホルムアルデヒドは計測値がばらつくという理由からバルチラ社は 40ppm 以下を基準値としているが実測値は酸化触媒前で 4~7 ppm、触媒後で 0.5~1.0ppm であり、安定した値を示している。

騒音は機側で 81dB、敷地境界で 60dB が計測され、設計値を満足している。100% 負荷時の代表的な計測点で

のばね上/下の振動は振動速度で $5\sim 10/0.7\sim 1.2\text{mm/s}$ ($750\text{rpm}=12.5\text{Hz}$ に換算すると振幅 $0.065\sim 0.130/0.009\sim 0.016\text{mm}$ に相当する) で $1/5\sim 1/10$ に減衰している。コイルばねユニットによる弾性据付けの振動遮断特性は著しく、振動は全く問題のないレベルに収まっている。

7. おわりに

ヒッツ川崎発電所に設置したバルチラ34SG ガスエンジンは、その稼働実績によって国内都市ガスを使用した場合においても、その優れた経済性、環境性、信頼性が実証された。

34SG を使用した日立造船のガスエンジン発電装置の受注はヒッツ川崎発電所を含めて 4 プラント、18V34SG 型が 7 基であるが、この秋にはさらに数プラント以上の受注を目指している。

バルチラ社はさらに大出力ガスエンジンのマーケットがあると判断してロングストローク化し、シリンダ数を増し、正味平均有効圧力を増加した 20V34SG ($8,730/8,440\text{kW}$, $50/60\text{Hz}$) を開発し、既に 11 プラント、18 基を受注しており、累積稼働時間が 22,100 時間に達した。当社は現在このクラスのガスエンジンのマーケットの要求とこのエンジンの信頼性を調査中で、近い将来機会を捕らえて紹介し、国内のマーケットに導入できることを期待している。

日立造船グループの発電プラント運営の経験を生かして、さらにお客様に満足して頂ける発電プラントの製造・販売に努力すると共に、発電事業運営によって信頼性の高い電力供給などエネルギーの安定供給に努めていきたい。

参考文献

- (1) 佐竹泰文, クリーンエネルギー, Vol.12, No.9, 2003.09, P28
- (2) 津村淳, 佐竹泰文, Hitz 日立造船技報, Vol.65, No.1, 2004, P10
- (3) 佐竹泰文, JETI, Vol.52, No.7, 2004, P85

特集：ガスタービンと競合するガスエンジンシステム

マイクロパイロットガスエンジンの燃焼技術とその市場実績

後藤 悟*1

GOTO Satoru

キーワード：ガスエンジン，マイクロパイロット，希薄燃焼，ガス化熔融炉，生成ガス，消化ガス

1. はじめに

天然ガスは、世界のエネルギー関係者らの注目を集めている。これは、石油系燃料への高い依存に伴うエネルギー・リスクの回避に加えて、天然ガスから発生するCO₂は、石炭の約6割、石油の7割程度と、化石燃料の中で最も低く、天然ガスの利用が環境負荷軽減の具体策の一つとなることに依る。

そのため、国の長期エネルギー需給見通し（2001年7月）では、天然ガスの導入拡大が必要とされ、2010年における供給量はLNG（液化天然ガス）換算で5,748万tとなっている。この結果、一次エネルギー供給量に占める天然ガスの比率は1990年度10.1%、1999年度12.7%から、2010年度には13.2%に増加するとされている。^①このような背景により、天然ガスや都市ゴミなどの廃棄物処理により生成するガスを燃料とする新開発ガスエンジンの市場投入が活発化している。

新潟原動機株式会社は、正味平均有効圧力2.0MPa、発電効率が40%を上回る高出力、高効率の新型ガスエンジン「22AG」を開発した。このエンジンはマイクロパイロット着火方式を採用している。マイクロパイロット着火方式は、様々なガスを燃料ガスとして使用できる大きな利点を備えている。ここでは、22AG型マイクロ

パイロット着火方式ガスエンジンの熱効率および出力アップのポイントについて記述すると共に、廃棄物由来熱分解ガスやバイオガス等の低カロリーガスを燃料とした市場実績について記述する。

2. マイクロパイロット着火方式の燃焼概念

図1は火花点火方式とマイクロパイロット着火方式の燃焼概念を説明する。

2.1 火花点火方式

予燃焼室内へは全燃料消費量比約3%の燃料ガスが直接供給される（パイロット燃料）。予燃焼室内の平均混合気濃度は、パイロット燃料と圧縮行程時に主燃焼室から進入する希薄混合気中の燃料ガスにより理論混合気に近い状態に調整される。混合気は点火プラグを着火源として燃焼する。予燃焼室の燃焼ガスは火炎ジェットとなって予燃焼室から主燃焼室へと拡がり、主燃焼室内の希薄混合気を燃焼させる。点火プラグのエネルギーは0.05~0.1Jである。予燃焼室方式の点火エネルギーを供給燃料ガスの熱量で示すと、例えば2%容積比の予燃焼室では約 2×10^3 J（パイロットガス燃料熱量+主燃焼室からの進入混合気中のガス燃料熱量）となる。これは、

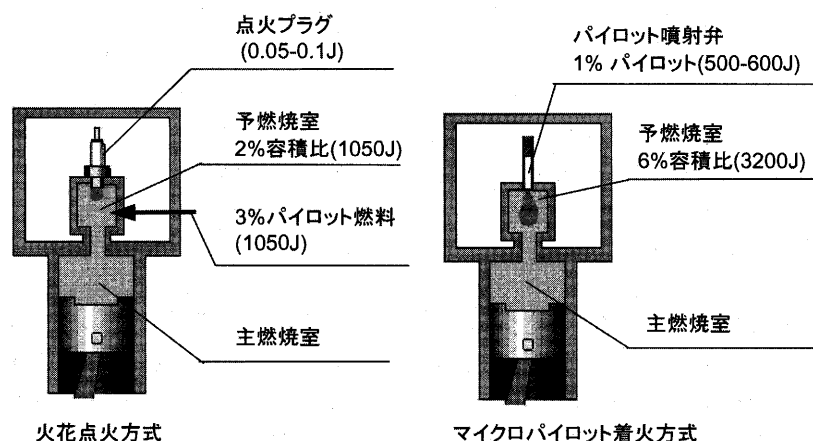


図1 希薄燃焼燃焼ガスエンジンの燃焼概念

原稿受付 2004年10月5日

*1 新潟原動機(株) 技術開発センター 開発設計G
GE 開発チーム
〒373-0847 群馬県太田市西新町125-1

表1 22AG 主要目表

エンジン型式	6L22AG	8L22AG	12V22AG	16V22AG	18V22AG
シリンダ数	6	8	12	16	18
シリンダ径	220 mm				
ストローク	300 mm				
排気量	11.4 L/cyl.				
正味平均有効圧力	1.96 MPa				
発電機端出力 50Hz(1000min ⁻¹)	1050 kWe	1400 kWe	2120 kWe	2850 kWe	3200 kWe
発電機端出力 60Hz(900min ⁻¹)	950 kWe	1260 kWe	1910 kWe	2560 kWe	2880 kWe
着火方式	マイクロパイロット着火方式				

予燃焼室内に供給された燃料ガスが全量留まっていると仮定して算出したものである。実際は何割かが主燃焼室内に流出すると考えられる。このため予燃焼室内での発生熱量は上記よりも少ない熱量であると推察される。

2.2 マイクロパイロット着火方式

予燃焼室内にパイロット燃料噴射弁が装着される。この噴射弁により全熱量の約1%に相当する微量の燃料油が予燃焼室内に噴射され、予燃焼室内で圧縮着火する。混合気はパイロット油を着火源として燃焼する。燃焼ガスは火炎ジェットとなって予燃焼室から主燃焼室へと拡がり、主燃焼室内の希薄混合気を燃焼させる。パイロット油のエネルギーは500~600 J、火花点火の概ね5,000~10,000倍である。予燃焼室内は希薄混合気であるため、ここでの発生NO_xは低い。従って容積比は火花点火の場合よりも大きく取ることができる。単気筒試験では予燃焼室で 4×10^3 J (パイロット燃料油 + 主燃焼室からの進入混合気) として実験した。火花点火方式よりも強力な点火エネルギーが希薄混合気の確実な着火と安定した燃焼を実現するための要因となる。火花点火方式に比較すると、より大きな点火エネルギーを予燃焼室内で形成することができるため、低NO_x化と同時に熱効率向上の実現に対して有利である。

3. マイクロパイロット着火方式の優位性

強力な着火エネルギーは、希薄混合気の素早く確実な燃焼を実現した。その結果、燃焼開始から完全燃焼までの燃焼期間は非常に短くなる。このため、従来の火花点火方式ガスエンジンに比べ、出力アップと熱効率アップが実現できる。従来と同様の希薄燃焼方式を採用しているため、排気ガス中のNO_x排出量は従来の火花点火ガスエンジンと同様に低い値を維持している。NO_x排出量はパイロット油の影響を受ける。²⁾しかし、使用パイロット油が微量であるため、低いNO_xレベルを維持することができ、国内大気汚染防止法に定める排出基準を満足する。

また、強力な着火エネルギーにより、都市ゴミなどの廃棄物由来熱分解ガスや下水汚泥ガスのような非常に低

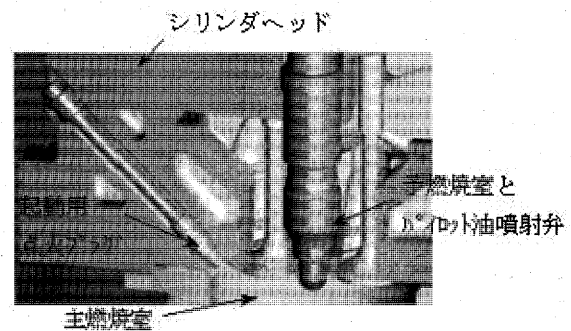


図2 点火プラグ起動システム

い発熱量のガスも燃料ガスとして使用することができる。さらに、パイロット油はピストンの圧縮による高温環境場において自己着火をする。従って、火種の形成は確実に実現できるため、負荷急変時であるとか、燃料ガス性状が変化した場合にも失火することなくエンジンの運転が継続できる。

4. 22AG エンジンの紹介

4.1 22AG エンジンの概要

22AGエンジンは、新しいマイクロパイロット着火方式を採用している。22AGエンジンシリーズは、表1に示すシリンダ数の異なる5機種である。また、22AGエンジンで採用している点火プラグを用いた起動方式(図2参照)は新潟固有技術であり、マイクロパイロット着火方式の起動方式としては最も優れているものである。この方式は、既に米国の特許:6209511を取得しており、日本、欧州にも出願している。

図3は、AGエンジンの制御ブロックダイヤグラムを示す。少量の液体燃料(パイロット油)を供給するために新しく開発された燃料噴射ポンプは、ディーゼルエンジンのポンプとの部分共通化を計り、単純な構造となっているためメンテナンス性に優れている。

燃料ガスは、エンジン・コントローラー、ガバナドライバ、および各シリンダに備えた電磁弁によって構成されるEFI(電子燃料噴射装置)システムによってエンジンに供給される。エンジン・コントローラーは、最良

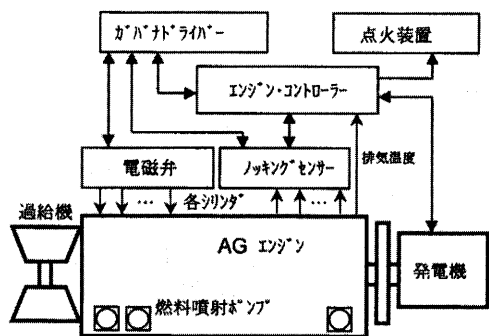


図3 エンジン制御ブロックダイアグラム

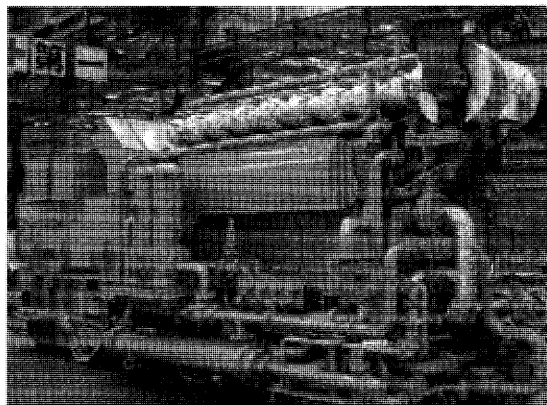


図5 初号機8L22AG (1260kW × 3台)

の性能を維持するために燃料ガスの供給タイミング、供給量を最適に制御し、各シリンダの排気温度は、このEFIシステムによって自動的にコントロールされる。

また、ノッキング制御システムも装備をされている。あるシリンダにノッキングが発生した場合、これを検知し、当該シリンダへの燃料ガス供給量はエンジン・コントローラによって自動的に減少され、ノッキングを回避する。このシステムにより、安定した連続運転を維持することができる。

4.2 22AG エンジンの出力および熱効率

図4は、従来の火花点火方式ガスエンジンに対する22AGエンジンの出力、熱効率の向上度合いを示す。マイクロパイロット着火方式による強い着火エネルギーは、従来の火花点火方式に比べて急速な燃焼を実現する。一般に、従来の火花点火方式によるガスエンジンの熱効率が約32~38%とすると、AGシリーズでは10~20%の効率アップが得られる。22AGの正味平均有効圧力は、1.96MPaである。これらは、常用発電用ディーゼルエンジンの出力性能と同レベルである。

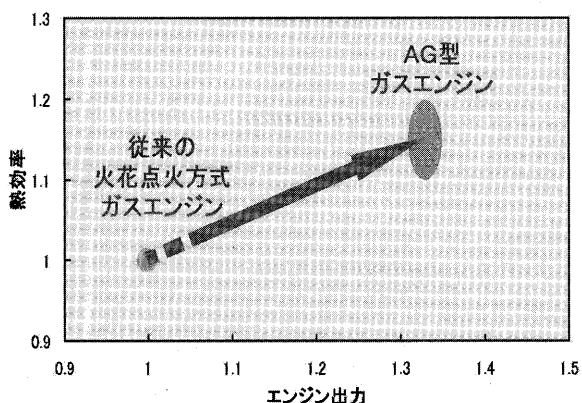


図4 エンジン出力と熱効率の向上

5 22AG エンジンの実績

5.1 都市ガス13A

図5は22AGエンジン初号機8L22AGを示す。本型式エンジンは国内化学工場のコージェネレーションシステムとして2002年の夏より3台が稼動している。エンジン出力は1260kWであり、3台共に連続常用運転を行っている。燃料ガスはメタン価65の都市ガス13Aである。現在に至るまでの総運転時間は約16,000時間であり、この間大きなトラブルは発生していない。

16,000時間メンテナンスにおいて、シリンダヘッド開放、ピストン抜きを行って、燃焼室、ピストン、リング、シリンダライナ、軸受などの点検を行った。各部品は問題なく、耐久性は充分有る事が検証された。従来の火花点火方式では、点火プラグの寿命が最短メンテナンス・インターバルの律則となっており、1000から2000時間が通常であった。一方、22AG初号機の運転でパイロット燃料噴射弁は4000時間以上無点検の実績が得られた。このことから、マイクロパイロット方式ガスエンジンのメンテナンス・インターバルは長くできる。

市場導入数は年々増加しており、2004年度出荷分を含めると約40台となる。

5.2 ガス化溶解炉生成ガス

5.2.1 生成ガス

都市ゴミなど廃棄物のガス化により得られる生成ガスは、ガス変換方式および廃棄物の種類・性状、並びにプラント運転条件の違いにより、その組成や発熱量が異なる。代表的な例としては、H₂、COおよびCO₂を各々30~35%含み、真発熱量は約7.5MJ/m³(標準状態)と都市ガス13Aの概ね1/5である。また、CO₂は消火剤として用いられるように燃焼の抑制効果を与える。このため、点火源形成の確実性と火炎伝播時間の短縮が生成ガスの燃焼に対して不可欠の燃焼技術となる。パイロット油量を制御し、圧縮により確実に火種を形成することのできるため、マイクロパイロット方式がこのような低カロリーガスの燃焼には最適な燃焼技術である。

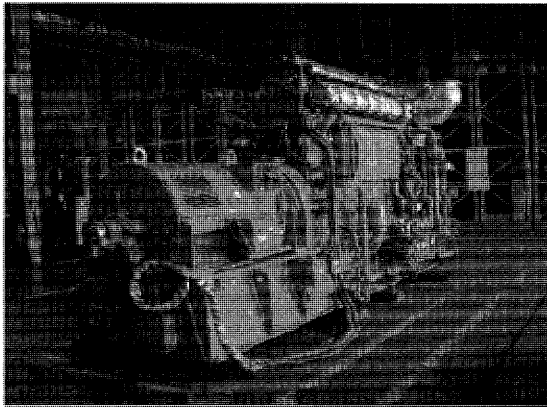


図6 ガス化溶融炉生成ガス発電エンジン6L22AG

5.2.2 エンジン起動

図6は6L22AG型ガス化溶融炉生成ガス発電用エンジンを示す。図7はガス化溶融炉生成ガスを燃料として始動した時のエンジン回転数変化を示す。始動に際しては生成ガス以外の補助燃料は使用せず、生成ガスのみで行っている。始動時のエンジン回転数の上昇は、エアスタータにより約 170min^{-1} でクランキングしアイドル回転 200min^{-1} から定格回転まで60秒で到達するように設定した例である。

5.2.3 発電運転

ガス化溶融炉生成ガスの実発生量が少ないため、定格 650kW の発電運転ができなかったため、 H_2 を添加して発電可能なエネルギー量に調整して運転を実施した。この時のエンジン回転数、発電電力、 H_2 添加後の燃料ガ

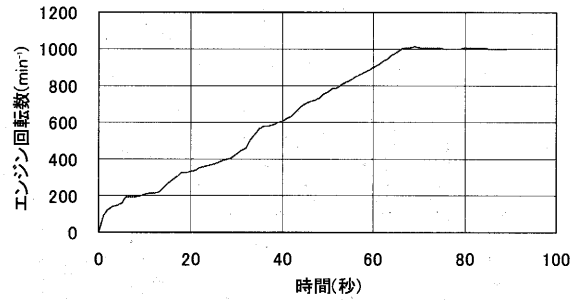


図7 ガス化溶融生成ガスによるエンジン起動

ス発熱量を図8に示す。燃料ガス中の水素濃度が32から24%に変化することに対応して発熱量は $6.6 \sim 7.6\text{MJ}/\text{m}^3$ (標準状態)の間で変動している。このような燃料ガス性状変化があっても、エンジン回転数は大きな変動が無く、安定した発電ができる。

6 消化ガス発電用ガスエンジン

図9は、消化ガスのみによりエンジン起動を行い、正味平均有効圧力 1.96MPa に該当する定格発電負荷 3200kW までの運転操作を行った例を示す。定格回転無負荷から4/4定格負荷まで約7分で立ち上げている。図10は正味平均有効圧力 1.96MPa 運転において、消化ガス(メタン60%, CO_2 40%)およびLNG(都市ガス13A相当)を燃料として用いたときの累積熱発生率を示す。発熱量は約 $21\text{MJ}/\text{m}^3$ (標準状態)で都市ガス13Aの概1/2である。同一パイロット燃料噴射時期に設定して燃焼させたため、 CO_2 の燃焼抑制作用に依り緩慢

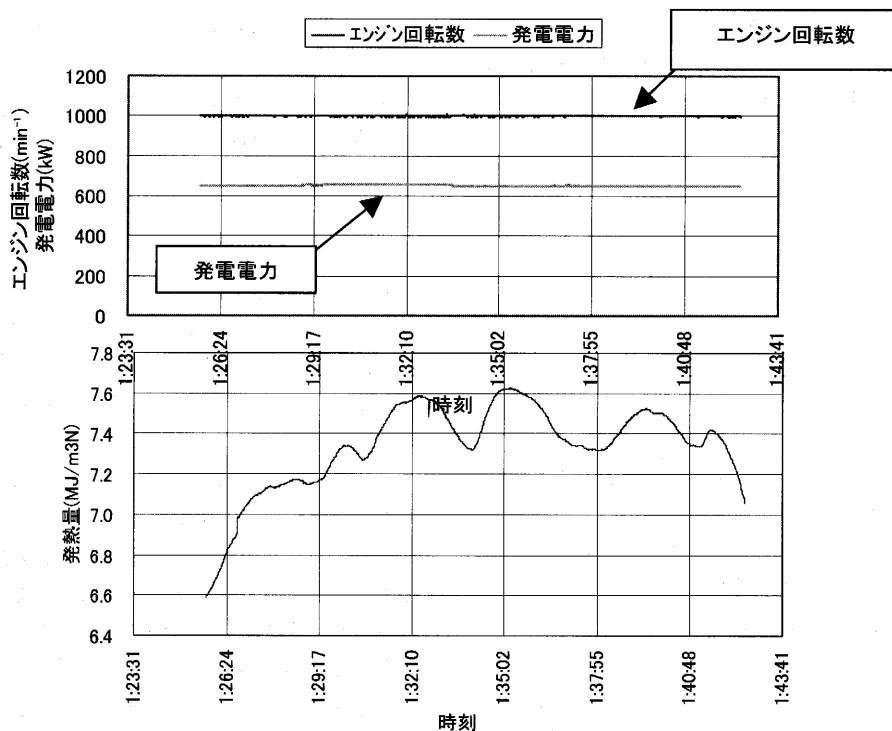


図8 ガス化溶融生成ガスによる発電運転

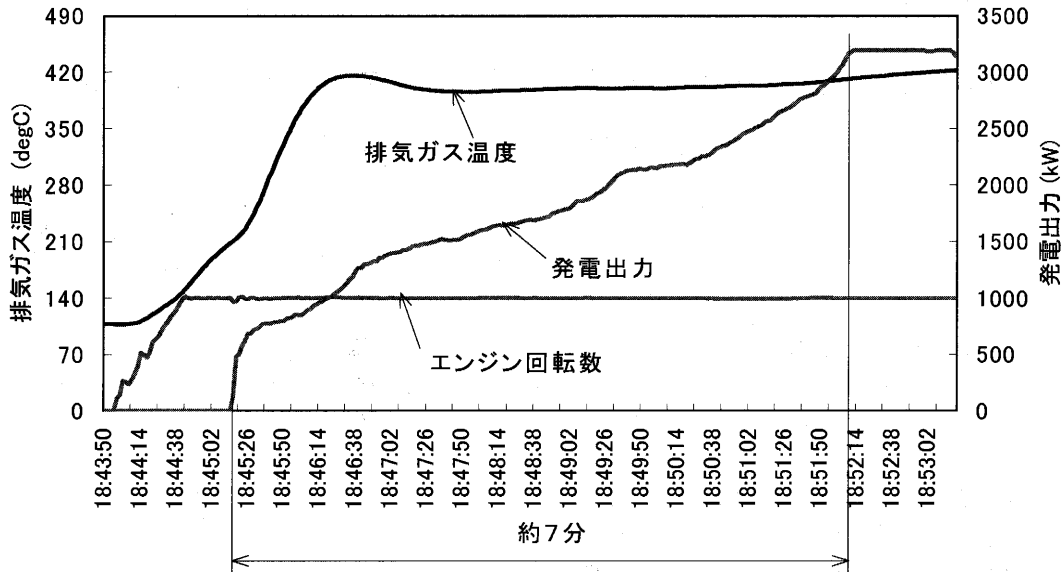


図9 消化ガスによるエンジン起動と負荷操作時の挙動

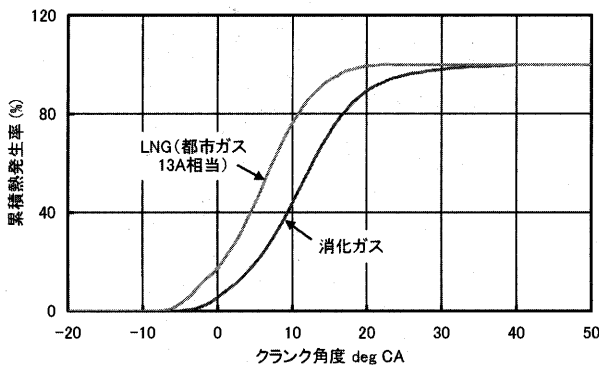


図10 正味平均有効圧力1.96MPa 負荷運転時の
累積熱発生率比較

な燃焼となり、燃焼期間が長くなっている。消化ガスを燃料としても、都市ガス13Aを燃料とした場合と同一出力が出せることを実証している。

国内の下水道事業で初のPFI事業が始まっている。^{(3),(4)}これは、森ヶ崎水処理センター（東京都大田区）に汚泥消化ガスを有効利用する常用発電設備を建設し、センターに電力および温水を供給する事業である。設備は2004年4月に運用開始をしており、常用発電設備のキーハードとして、汚泥消化ガスを燃料とする3MW級希薄燃焼マイクロパイロット着火ガスエンジン（18V22AG）が設置されている。汚泥消化ガスの性状は、概ねメタン60%とCO₂40%であるが、ガス由来は汚泥のメタン醱酵によるものであるため季節毎時間毎に変動する。このような不安定性状の燃料ガスであっても、マイクロパイ

ロット着火方式のガスエンジンでは安定的に3MWの発電が可能であり、またエンジン起動に都市ガスやLPGなどの補助燃料ガスを必要とせず、汚泥消化ガスにより行うことがフィールド運転により実証されている。

7 まとめ

マイクロパイロット着火方式を採用した22AGエンジンは、正味平均有効圧力2MPa、発電効率が40%を上回る高出力、高効率のガスエンジンである。これらの性能値は常用発電用ディーゼルエンジンと同等である。一方NO_x値は従来の点火プラグ方式希薄燃焼ガスエンジンの排出濃度と同程度であり、大気汚染防止法規制値や地方大都市部の規制値をクリアしている。

また、点火エネルギーが大きいことと、そのエネルギー量が可変であることが最大の利点であり、廃棄物由来低カロリーガスの有効利用という面において、既に市場での実績を得ている。

マイクロパイロット燃焼方式ガスエンジンは確実に市場での実績をあげている。本稿で紹介したように、ガス化溶融炉生成ガスや消化ガスを燃料とする発電プラント分野の拡大により、エネルギー有効利用に貢献する原動機として期待される。

参考文献

- (1) 日本ガス協会, <http://www.gas.or.jp/default.html>
- (2) Goto, S., et al., 23rd CIMAC, 941, (2001)
- (3) 東京都, <http://www.op.cao.go.jp/pfi>
- (4) 真島, コージェネレーション Vol.18, No.1. 2003

特集：ガスタービンと競合するガスエンジンシステム

三菱リーンバーンミラーサイクルガスエンジン コージェネレーションパッケージ

下田 裕巳*1
SHIMODA Hiromi

キーワード：希薄燃焼，副室式，高効率，ミラーサイクル，電子制御

Lean burn, Pre-chamber type, High efficiency, Miller cycle, Electronic control

1. はじめに

クリーンで地球環境にやさしいエネルギーといわれているガスを燃料としたコージェネレーションシステムは、近年の地球環境問題に対する意識の高まりから順調に普及が進んでいる。

当社の副室式リーンバーンガスエンジンは高効率と低NOxを両立させたエンジンとして市場で好評を得てきた。

これをベースに大阪ガスとの共同開発により、発電出力1,000kW以下の中型クラスリーンバーンガスエンジンでは世界で初めてミラーサイクルの技術を適用し、このクラスで世界最高の発電効率を達成した。

このガスエンジンを使用したコージェネレーションパッケージは平成13年の市場投入以来受注を伸ばしているのでここに紹介する。

2. エンジン主要目

表1に三菱リーンバーンミラーサイクルガスエンジンの主要目を示す。

図1にガスエンジン断面図を、図2に外観写真を示す。

表1 ミラーサイクルGSR 主要目

形式	GS6R	GS12R	GS16R
発電機出力 (50Hz) kW	320	635	845
(60Hz) kW	305	610	815
シリンダ数	L6	V12	V16
シリンダ径 mm	170		
行程 mm	180		
回転数 (50Hz) min ⁻¹	1500		
回転数 (60Hz) min ⁻¹	1200		
点火方式	電気火花点火方式		
燃焼方式	副室式希薄燃焼方式		
NOx (脱硝装置出口) ppm	150		

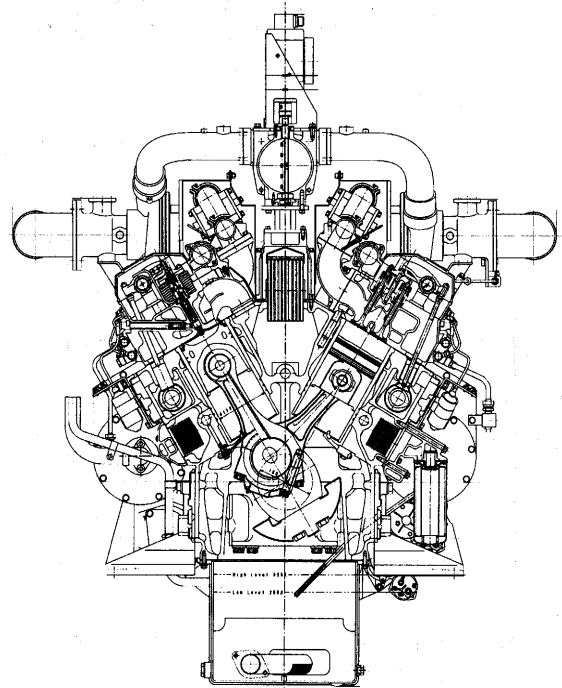


図1 ガスエンジン断面図

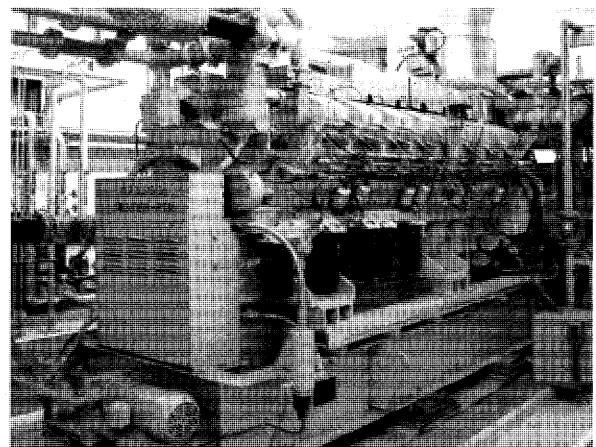


図2 エンジン外観

エンジンは副室式希薄燃焼ガスエンジンで直列6気筒，V型12気筒，16気筒の3機種で構成され，発電出力305kW～845kWをカバーする。

原稿受付 2004年9月28日

*1 三菱重工業(株) 汎用機・特車事業本部 エンジン技術部
〒229-1193 神奈川県相模原市田名3000

高効率・低NOxを特長として市場投入され好評を得てきた三菱GSRシリーズ副室式リーンバーンガスエンジンを、吸気弁閉時期を早めることにより膨張比を増大すると同時に、新たに開発した高効率過給機を採用し、サイクル効率を向上するミラーサイクル化することにより、従来機の発電効率35%に対して6ポイント高い41%を達成した。

3. 技術的特長

3.1 燃焼システム

図3に副室式リーンバーンガスエンジンの燃焼室構造を示す。

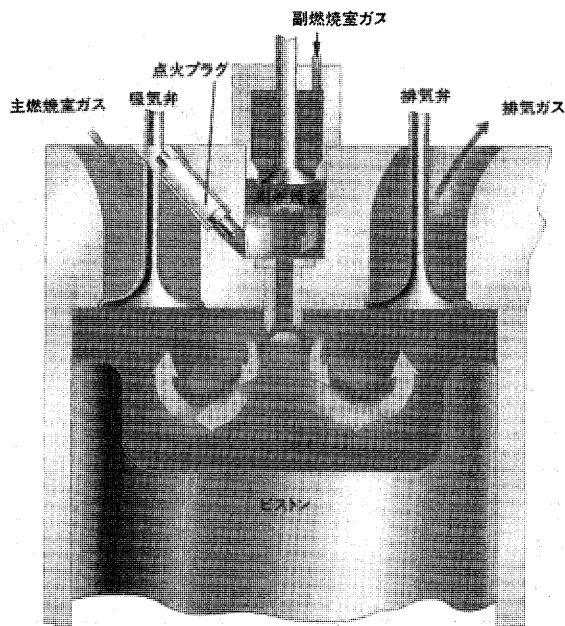


図3 燃焼室構造

燃焼室は副燃焼室と主燃焼室で構成され、吸気行程で主燃焼室には超希薄な混合気が吸入され、副燃焼室には燃料ガスが吸入される。

次の圧縮行程で主燃焼室の混合気が副燃焼室に入ることにより、副燃焼室内には点火プラグで点火可能な理論空燃比に近い混合気が形成され、ここで点火された混合気が強力な火炎となって副室噴口から噴出し、主燃焼室内の超希薄混合気を安定燃焼させることにより、高燃焼効率と低NOxの両立が可能となる。

3.2 ミラーサイクル

エンジンの燃焼効率は膨張比の増大により向上するが、従来サイクルでは吸気弁閉時期と排気弁閉時期が両者ともほぼピストンの下死点にあるため、膨張比を増大させることは同時に圧縮比も増大させる結果となる。

ガスエンジンの場合、圧縮比の限界はノッキングによって制限される。圧縮比を上げすぎるとノッキングによってエンジンに重大な損傷を与えることになるため適

当なノックマーゲンを確保した設計を行う必要がある。

ミラーサイクルは吸気弁を閉じるタイミングを早めることにより、圧縮比を上げずに高膨張比化し燃焼効率の向上を図ることができる技術である。(図4)

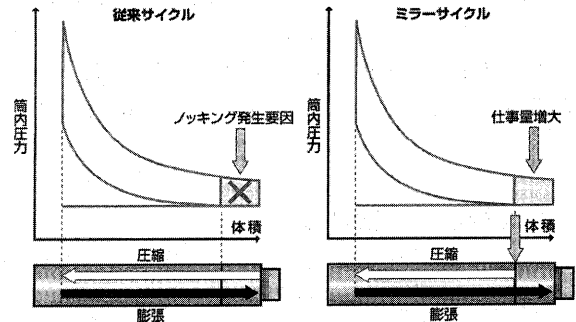


図4 ミラーサイクル

3.3 電子制御システム

リーンバーンガスエンジンは高い燃焼効率と低NOx排出レベルの両立を特長とするエンジンであるが、一方で、様々な環境条件下での始動の確実性と超希薄域での安定燃焼性を確保するためには新たな技術が必要となった。

ガスエンジンの制御には主燃焼室ガスの空燃比制御、副燃焼室ガスの流量制御、点火時期制御、回転数及び負荷を調整するガバナ制御、さらにエンジンを重大な損傷から保護するノック制御がある。

これらの制御をすべて電子化することにより確実な始動性、燃焼安定性、良好な負荷追従性を実現することができた。

図5に電子制御のシステム図を示す。

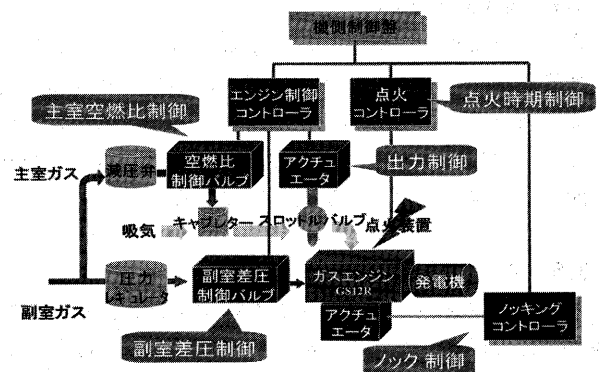


図5 電子制御システム

3.3.1 主燃焼室の空燃比制御

主燃焼室の空燃比制御はキャブレターで空気と混合される燃料ガス流量を、電子式の空燃比制御バルブとコントローラで制御することにより行われる。

コントローラはエンジンに取り付けられた各種センサーからの信号を受け取り、コントローラ内に設定され

ている回転数と負荷の空燃比マップに従って、そのときの運転条件にあったガス流量の信号を制御バルブに送る。

これによりエンジンは始動時から負荷運転までのあらゆる回転数域、負荷域において常に最適な空燃比で運転される。

この制御装置は2種類の異なった燃料ガスに対応可能な機能を装備しており、これにより常用運転時は都市ガスによる運転を、地震、火災などの災害時にはLPガスによる運転のような非常用兼用の仕様にも対応が可能である。

3.3.2 副燃焼室の流量制御

副燃焼室の流量制御は主燃焼室と同様に電子式の副室差圧制御バルブとコントローラにより行われる。

副燃焼室への燃料ガスは直接燃焼室内へ供給されるため、吸気管内の圧力に対して常に高い圧力で供給する必要がある。この圧力は最適値が回転数及び負荷ごとに異なるため、コントローラ内に設定されている回転数と負荷の最適差圧マップに従って、そのときの運転条件にあったガス圧力の信号を制御バルブに送る。

3.3.3 ガバナ制御

空燃比制御バルブを通った燃料ガスはキャブレターで空気と混合された後、過給機で昇圧されスロットルバルブを通る。スロットルバルブは電子式アクチュエータとコントローラにより開閉されるが、単独運転時は回転数を設定値に保つためのガバナ制御、系統連携運転時は発電出力を設定値に保つための電力制御を行う。

過給機前で空気と混合するため、均一な空燃比の混合気を主燃焼室内に供給することができる。

3.3.4 点火時期制御

点火プラグへの点火信号は電子式の点火装置と各気筒に装備されたイグニッションコイルにより行われる。電子式であるため気筒間の点火時期のばらつきは極めて少なく、高出力リーンバーン燃焼に十分な点火エネルギー性能をもつコントローラを使用している。

3.3.5 ノック制御

ガスエンジン特有のノッキングはエンジンに重大な損傷を与える可能性があるため、極力避けなければならない。このため各気筒にノックセンサーを取り付け、万一ノッキングが発生した場合、出力を下げ損傷を回避する制御を行っている。さらにノッキングが継続した場合にはエンジンを緊急停止させるロジックも組み込まれている。

4. コージェネレーションパッケージ主要目

表2にパッケージの主要目を、図6に外観を示す。

表2 コージェネレーションパッケージ主要目

形式	SGP-M320	SGP-M305	SGP-M635	SGP-M610	SGP-M845	SGP-M815
エンジン	GS6R		GS12R		GS16R	
発電機出力 kW	320	305	635	610	845	815
周波数 Hz	50	60	50	60	50	60
電圧 V	6600					
力率	0.9					
寸法 全長 mm	10.4		10.6		12.4	
寸法 全幅 mm	2.8		3.0		3.0	
寸法 全高 mm	3.3		3.3		3.3	
質量 (DRY) t	21.5		28.5		33.7	

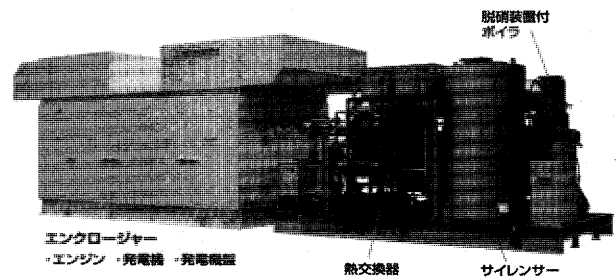


図6 パッケージ外観

ミラーサイクルガスエンジンを用いたコージェネレーションパッケージは、平成13年4月以降市場に投入されてきた。

総合効率従来の希薄燃焼ガスエンジンコージェネレーションパッケージとはほぼ同等であるが、発電端効率が従来タイプのものより約6ポイント高いことから電力供給を主体としたエンドユーザー向けに受け入れられている。

以下にパッケージの概要を述べる。

4.1 パッケージのユニット化

エンジン周りのコージェネレーションシステムの構成機器には、エンジン、発電機、始動用蓄電池、冷却水及び温水ポンプ、熱交換器、消音器、ボイラ、ガスコンプレッサ等があり、物件ごとに対応していくと膨大なバリエーションとなる。このために基本システムをベースに標準化を行っている。

ガスエンジンを核としたコージェネレーションシステムには温水回収仕様と温水+蒸気回収仕様の2通りがある。このため、両システムの共通部分と異なる部分を考慮してユニット化を行い、発電機を含むユニット（発電セット）と熱回収機器を含むユニット（補機ユニット）の構成とした。補機ユニットは温水回収仕様のものと温水+蒸気回収仕様の2通りを用意している。

図7に温水回収仕様の系統図、図8に温水+蒸気回収仕様の系統図を示す。

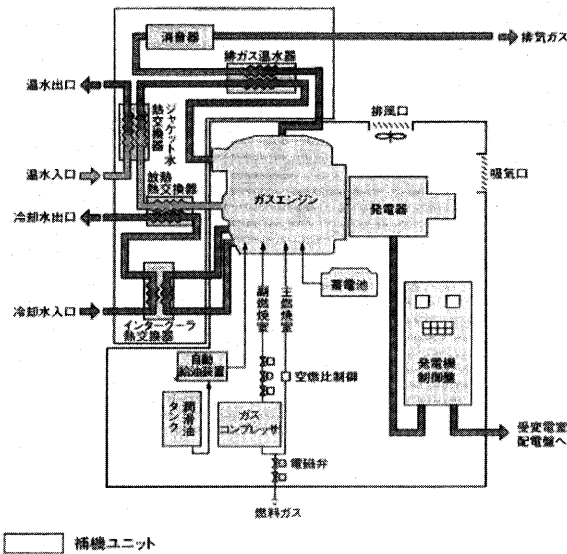


図7 温水回収系統図

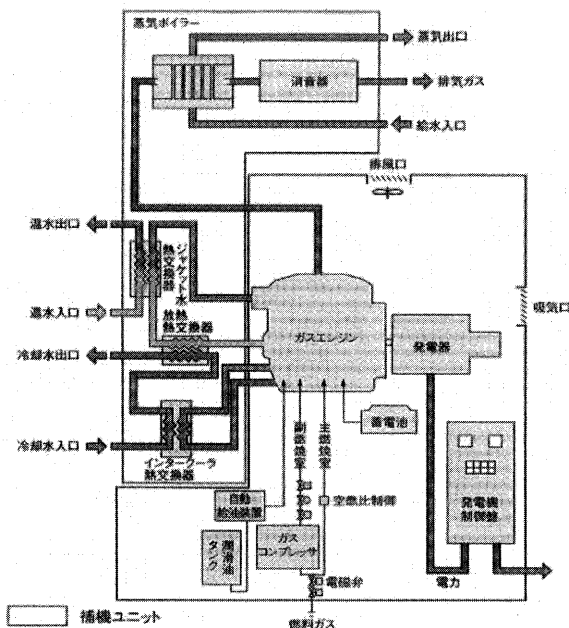


図8 温水+蒸気回収系統図

発電セットにはエンジン、発電機、始動用蓄電池、潤滑油槽、発電機制御盤、ガス弁機器、ガスコンプレッサ等の機器を搭載している。一方、補機ユニットには、蒸気ボイラ又は温水ボイラ、熱交換器、消音器、冷却水循環ポンプ、脱硝装置、脱硝触媒等の機器を搭載している。標準パッケージの設計にあたっては、メンテナンス性を考慮し、かつコンパクトに収めることに主眼をおいて設計を行った。

ユニット化を行うことにより、機器据付時に発電セットと補機ユニットを接続するだけで、二次側の取り合い(冷却水配管系、温水回収配管系、蒸気回収配管系、ドレン他)以降を現地で施工するだけとなり、現地工程の

大幅な短縮が可能となった。

4.2 ユニット化における考慮点

発電セットの高さは、道路交通法上無許可で輸送が可能な高さ4m未満をクリアするため、発電セット高さが3300mm以下となるよう考慮し設計されており、現地搬入の際のダクト取り外し、再組立ての必要が無くなり、コストダウン、現地工程短縮を図ることができた。

一方、補機ユニットについては、エンジンごとに1,200min⁻¹(60Hz)と1,500min⁻¹(50Hz)用のユニットが共通化できるよう考慮した。

5. メンテナンス性

ガスエンジンのメンテナンスインターバルは、使用されている部品の点検調整または交換周期によって決定される。一般的には点火プラグ、潤滑油などの交換周期が最短であり当社ガスエンジンの場合、2,000時間をメンテナンスインターバルの基準としている。

ユーザー側からのメンテナンスコスト低減の要求は強くなってきており、これに対応するためには消耗品の寿命延長と共にオーバーホールなどの整備のインターバルを延長する必要がある。

点火プラグについては電極に特殊材料を使用することにより交換間隔を従来の2,000時間から4,000時間に延長することが可能となった。

潤滑油についてはメーカーによる添加剤の改良などにより更なる寿命延長が期待できる。

ミラーサイクルガスエンジンの市場投入から3年あまりであるためまだ全オーバーホールの時間に満たない稼働機がほとんどであるが、稼働状況を確認しながらインターバル延長を目指して行く予定である。

表3 メンテナンスインターバル

インターバル	整備内容	所要日数
2,000hr	バルブクリアランス調整、点火プラグギャップ調整、潤滑油交換など	1
4,000hr	点火プラグ交換、副室バルブ整備など	2
8,000hr (50Hz)	トップオーバーホール	7
12,000hr (60Hz)		
16,000hr (50Hz)	全オーバーホール	10
24,000hr (60Hz)		

6. 納入・受注実績

図9にGSRシリーズミラーサイクルガスエンジンの納入・受注実績を、表4に運転時間実績を示す。

発売以来112台を受注し、現在69台が納入され最長運転時間は20,000時間に達しており、順調に稼働中である。

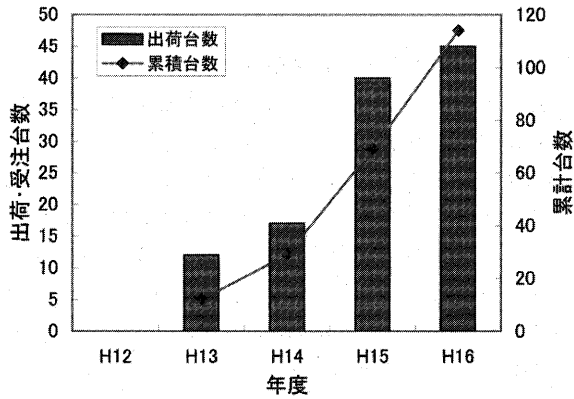


図9 納入・受注実績

表4 運転時間実績

年度	納入台数	運転時間(h)
平成13	12台	8,000~20,000
平成14	17台	4,000~16,000
平成15	40台	1,500~6,000

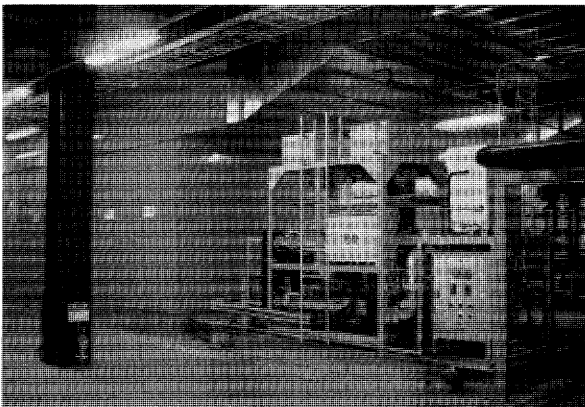


図10 SGP-M845パッケージ設置例

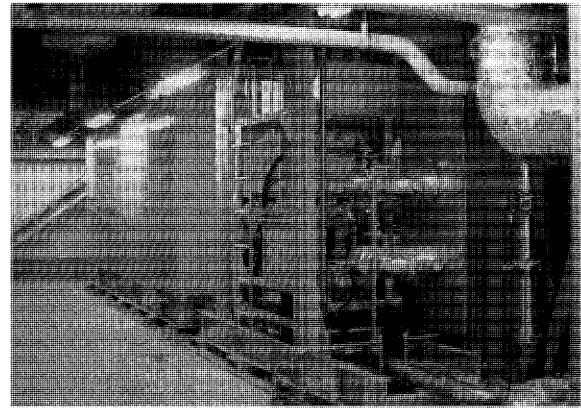


図11 SGP-M610パッケージ設置例

7. まとめ

電力供給を主体としたユーザー向けに開発された高効率 GSR ミラーサイクルガスエンジンは発電効率41%を達成し、このエンジンを使用したコージェネレーションパッケージはコンパクト設計による省スペース性と設置容易性から多くのユーザーに好評を得ている。

これまでに69台が納入され最長で20,000時間順調に稼動を続けているが、省エネルギー化、低メンテナンスコスト化に対する市場の要求は強く、今後更なる高効率化を目指して開発を進めていく予定である。

船用ガスタービン (SMGT) 用遠心圧縮機の研究開発

The Development of Centrifugal Compressor for Marine Application —(Super Marine Gas Turbine)—

室田 光春*¹
MUROTA Mitsuharu

浜地 康之*²
HAMACHI Yasuyuki

西原 昭義*³
NISHIHARA Akiyoshi

キーワード：Compressor, Marine gas turbine

Abstract

This is the outline of design phase and rig test of the centrifugal compressor which is applied to the marine gas turbine (Super Marine Gas Turbine). Several characteristics for marine applications and design consideration of centrifugal compressor to be combined with axial compressor are presented. The design target is achieved (pressure ratio & efficiency) and performance envelope of design phase is confirmed on the compressor test rig. The marine gas turbine which this compressor is applied as high pressure stage is now under test at a test cell for sea trial. After this testing, this marine gas turbine will go forward to sea as a challenger of new era.

1. はじめに

平成5年12月の「運輸技術審議会」の答申を受け、環境にやさしく、効率のよい船用ガスタービンを開発すべく、平成9年4月に国内ガスタービンメーカー5社によるスーパーマリンガスタービン技術研究組合が設立された。平成9年より6カ年の計画で2500kW級の船用ガスタービンの開発が進められ、平成15年3月に目標を達成して開発を終了した。引き続き実船に搭載するための耐久試験等が平成14年度から3年間の計画で続行されている。

このエンジンはスーパーマリンガスタービン（以下「SMGT」と言う。）と呼ばれ、高速ディーゼルエンジン並みの熱効率を実現させるため再生サイクルを採用し、2500kW級の出力では世界的にも例のない38~40%と高い熱効率が設計目標として掲げられた。

ガスタービンサイクルでは、所定のタービン入口温度に対して熱効率を最大ならしめる圧力比が存在する。SMGTでもサイクル計算から求められた圧力比を採用しているが、エンジンのサイクルを先導する圧縮機性能の向上がガスタービン開発の成否を握る鍵の一つであり、燃費改善の方策の一つとして高効率圧縮機の開発が取り上げられた。2500kW級のガスタービンでは、一般に遠

心圧縮機を採用するケースが多いが、ガスタービン用圧縮機として採用されている種々の形態、即ち、軸流段形式、遠心段形式、およびこれらを組み合わせた形式が検討された結果、軸流段単独では後段になるほど羽根の高さが低くなるため目標とする効率の達成は難しく、また、遠心段の単独形式では軸流形式ほどの効率は望めないことから、軸流と遠心の組み合わせによる複合圧縮機が採用された。この組み合わせでは軸流段と遠心段それぞれの圧力比を適切に設定すれば、より高い効率を達成出来る利点を持っている。

SMGTの要素構成を図1に示す。ここでは、軸流段と遠心段を組み合わせた複合圧縮機に纏わる課題を克服して開発した、高性能遠心圧縮機の設計と要素試験について報告する。

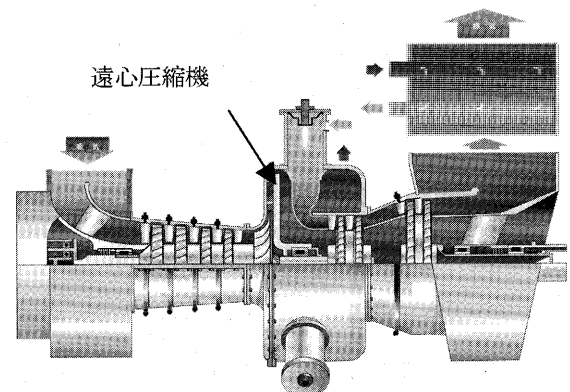


図1 スーパーマリンガスタービンの要素構成

原稿受付 2004年7月26日

校閲完了 2004年9月6日

- * 1 ヤンマー(株) 技術統括本部・NP技術開発室
〒521-8511 滋賀県坂田郡米原町大字梅ヶ原1600-4
- * 2 ヤンマー(株) 技術統括本部・中央研究所
- * 3 ヤンマー(株) 技術統括本部・環境部

2. 遠心圧縮機的设计

軸流段と遠心段を組み合わせ形式の複合圧縮機では、大気流入式の遠心圧縮機と異なる次の二つの観点から遠心圧縮機について検討する必要がある。一つは軸振動を含む構造的な面、二つ目は空力性能的な面である。本圧縮機の場合、構造上、空力性能上の留意点は、軸流段と遠心段との接続部に付き、これらについては明確に分離して議論が出来ない。接続部について考えると、軸振動については軸流段と遠心段との間に段差がなく接続される方が問題の発生は少ないが、遠心段にとっては入口ハブ径を小さくし、シュラウド径を最適化してボス比を小さく抑えることにより、入口シュラウド部の相対マッハ数を抑制出来る。これにより衝撃損失等の低減を行い空力性能の向上を図れるが、そうでない場合にはボス比の増大につながり、低比速度のために空力性能の向上は困難になる。航空用の小型エンジンで採用されているように遠心圧縮機入口部を最適化する場合、軸流段出口と遠心段入口部の間の通路は Gooseneck ダクト (S 字ダクト) になり、ダクト内での面積配分を適切に抑えなければ減速流となって境界層の発達を助長することになる。S 字ダクトが付くことにより圧縮機部の軸方向長さも長くなるので、この部位についての流れや軸振動の検討が必要になる。

回転速度の設定は軸流初段動翼入口先端の相対マッハ数に影響する。本圧縮機の場合には 21,000rpm に設定されているが、下流に配置される遠心段の効率は低比速度と、入口寸法が最適化されていないことにより、最適化された場合に比べ数ポイントの低下が予想される (図 2)⁽¹⁾。組み合わせ圧縮機に遠心段が採用される場合には、遠心段に固有の上述の課題が存在するが、スーパーマリンガスタービン技術研究組合が中心になり、開発の初期の段階で検討した結果、限られた開発期間・費用を有効に利用するため、本遠心圧縮機の入口部は軸流段とほぼ同一寸法とすることになった。したがって、開発目標の達成は、インペラーとディフューサーの形状設計に

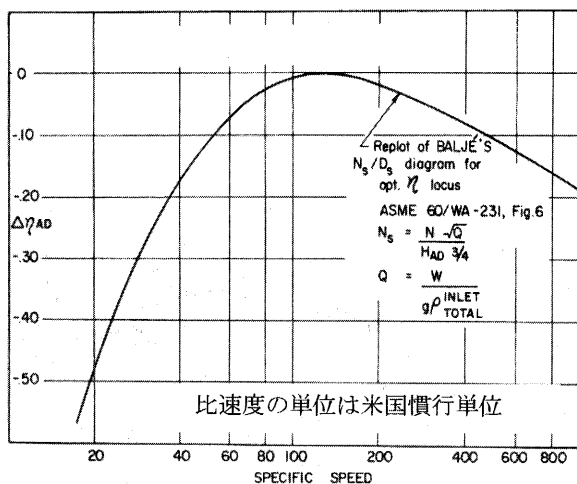


図 2 比速度による効率低下予測⁽¹⁾

表 1 遠心圧縮機設計仕様と目標値

回転速度	min ⁻¹	21,000	
入口全温度/入口全圧	K/kPa	399/283.5	
流量	Kg/s	9.452	
無次元比速度	—	0.597(77*)	
目標	断熱効率(静圧)	%	83.5 以上
	圧力比(静圧)	—	2.857

* 米国慣行単位系

強く依存することになる。これらの課題をもつ本遠心圧縮機の概略の開発目標と仕様を表 1 に示す。

2.1 インペラー設計

インペラーは予備設計の段階で、遠心圧縮機の目標圧力比と断熱効率を達成するため、羽根枚数やバックワード角等の空力性能に影響するパラメーターと、羽根出口の Rake angle や羽根厚さ等の強度に関するパラメーターを探りながら羽根車外径を求めた。これに準三次元流れ解析を適用して、今までの経験から妥当と考えられる相対速度分布が求まるまで羽根形状創成を繰り返し、さらに英国 Cambridge 大学の Dawes 教授により開発された三次元粘性流れ解析で実績のある “Dawes コード” を併用して羽根形状の評価を行った。特に遠心段に要求されている効率 (静圧効率) の高さから、本圧縮機ではあまり前例のない大きなバックワード角 (-55°) を採用し、効率と広い作動範囲の両方に適応する設計を行った。バックワード角度が大きいことから遠心圧縮機全体の外径は大きくなるが、船用に使われることを考えると、寸法や重量の制限は航空用ほど厳しくなく、許容出来る範囲内と考えた。

また、軸流圧縮機との組み合わせ上、インペラー入口の “ハブ/シュラウド径” の比は大きいですが、遠心圧縮機インペラーとしては回転速度が低いために、インペラー入口シュラウド部の相対マッハ数は亜音速で、衝撃波による損失はそれほど大きくない。しかし、比速度が低いと、羽根の濡れ面が長くなり摩擦に起因する損失が大きくなる。そのため、入口からインデューサー終端部までの間で流れを周方向から軸方向に早急に転向させ、インデューサー部での減速度を大きくすると同時に、その下流にても翼負荷を出せるだけ高めた。

また、翼負荷をあるレベル内に抑制すべく短翼を採用している。相対マッハ数のレベルは高比速度インペラーほど問題にならないが、滑らかな分布になるように子午面形状と羽根角度分布を調節した。Dawes コードを使った PC 上での三次元流れ解析結果の一例を図 3 に示す。この時のメッシュ数は 41 × 141 × 41 である。

本圧縮機は船用特有の海水雰囲気中で使用され、同時に実機作動時の空気の温度は 300℃ 近くなるため比強度が高く海水による腐食に強いチタン合金 (Ti-6Al-4V) を適用し、鍛造素材から 5 軸 NC 加工機を使っ

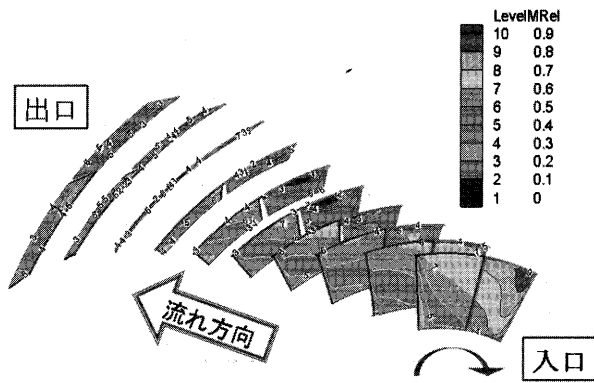


図3 三次元流れ解析 (相対マッハ数)
Dawes コードによる解析

て削り加工した。圧縮機設計とは別に、チタン合金に海水を噴霧した腐食試験をも実施しているが、何ら問題は発生していない。遠心段の設計圧力比 (静圧力比) は 2.857 とそれほど高くはないが、バックワード角度が大きいためにインペラー出口面近傍の負圧面根元に高い応力の発生が予測される。そのため、ディスクを含めた種々の検討を行いインペラー出口近辺に空力上の不具合が発生しない範囲で Rake Angle を付けてインペラー出口部の応力の低減を図った。また、羽根断面上に過大な曲げ応力が発生しないよう、羽根角度分布を調整して羽根形状を創成した。強度解析結果の一例を図 4 に示す。この時の解析要素数は 6,168 点、節点数は 7,880 点である。

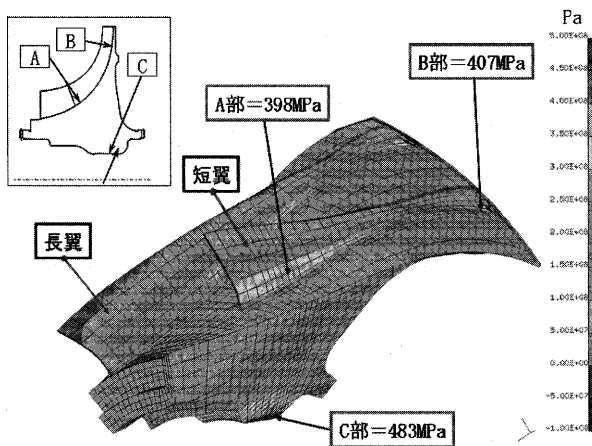


図4 強度解析

2.2 ディフューザーと旋回除去羽根の設計

この圧縮機では構造・加工ともに簡単な Vane Island 型の羽根付きディフューザーを採用している。大きなバックワード角度を採用したため、インペラー出口の絶対マッハ数を十分に小さく抑えることが出来た。そのため、インペラーからの Wake を受けたディフューザー羽根が機械的な損傷を受けない範囲で、ディフューザー前縁を出来る限りインペラー出口外径に近づけ、ベーン

レスディフューザー部での摩擦損失を抑えるようにした。

また、喉部マッハ数が低いこともあり、喉部において、壁面の影響が主流深くまで及ばないように喉部 Aspect Ratio が 1 に近くなるように羽根枚数と、ディフューザー羽根高さを調節した。その結果、喉部での羽根高さはインペラー出口の羽根高さより低く、即ち、Pinch Diffuser の形態をなしている。船用ガスタービンでは寸法上の制約をそれほど受けないので、ディフューザー通路部については境界層が大きく発達しない範囲で大きな圧力回復が得られるように、出来る限り長く設定した。そのため、通路部の長さを L、喉部の幅を W とする L/W は通常の圧縮機より長くなっている。図 5 は Dawes コードによる解析結果である。解析メッシュ数はインペラーの解析と同じ 41×141×41 である。流れ方向に圧力が順調に回復している状態が観察される。

ディフューザー出口には旋回除去羽根 (Axial Straighter) を配し、旋回による摩擦損失の低減と、熱交換器入口ダクトへ空気がスムーズに軸方向に流出するようにしている。この旋回除去羽根には軸流圧縮機の設計に使われている理論を適用し、流路内での Diffusion Ratio (DR) をある範囲内に抑えるようにした^[2]。

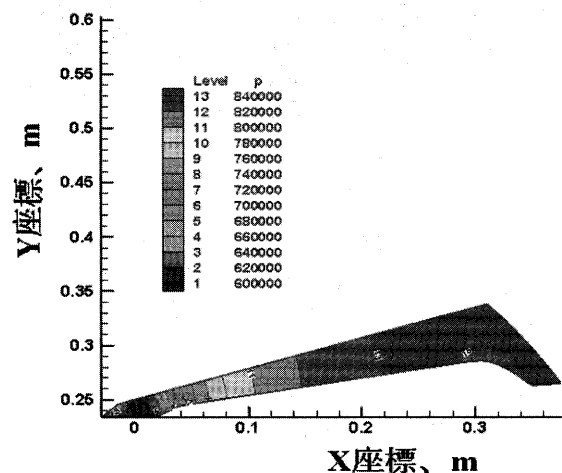


図5 ディフューザー平均流れ面上の静圧分布
(Dawes コードによる解析)

3. 遠心圧縮機の性能試験結果

大気流入式の単体要素試験装置に、別途製作した予旋回羽根を組み込み軸流圧縮機からの流れを模擬させて試験を行った。試験はスーパーマリンガスタービン技術研究組合参加グループの新潟鉄工(株)ガスタービン工場 (平成 11 年当時) の設備を借りて実施した。図 6, 7 に供試インペラーと試験装置を、図 8, 9, 10 に性能試験結果を示す。なお、性能の評価については、SMGT 参加各社共通の認識の下に、文献(3)に記述されている方法により空気特性データ求めて効率を評価した。

図 8, 9 及び 10 は、設計原案のインペラーとディフューザーの組み合わせによる試験結果である。設計回

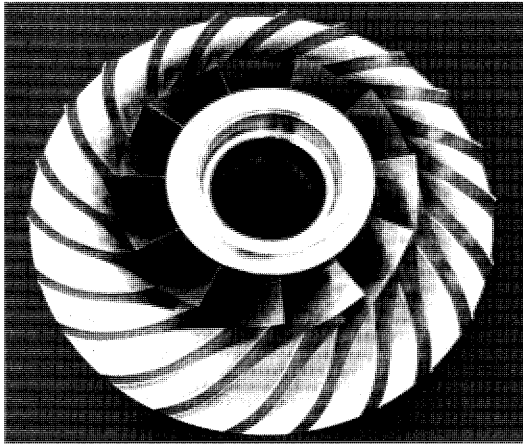


図6 供試インペラー

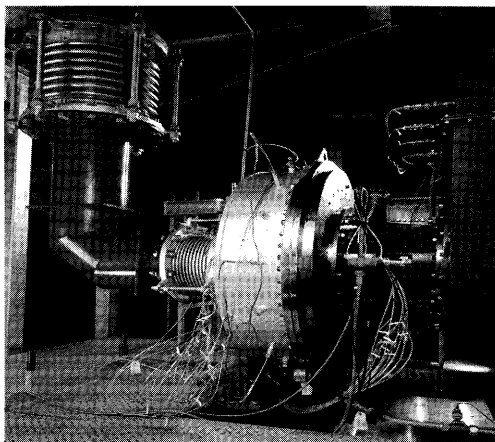


図7 要素試験装置

回転数の設計流量点において圧力比、静圧効率ともに目標値を達成した。また、設計回転数においてNASAの定義に基づくサージマージン⁽⁴⁾も7.7%確保出来ている。図10はディフューザ流路の圧力回復率である。これらの試験結果を基にインペラー効率の評価を行った。インペラー効率もほぼ設計値を満足している。その結果を図11に示す。

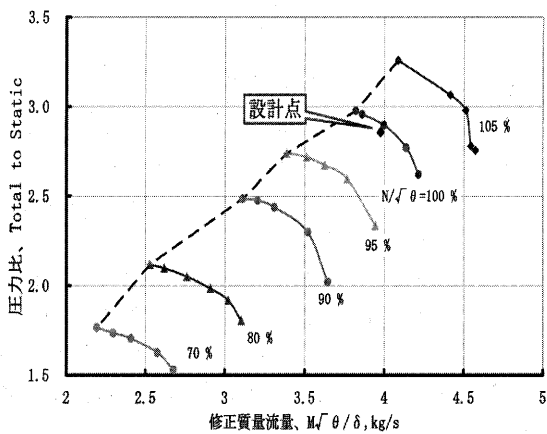


図8 性能試験結果 (圧力～流量)

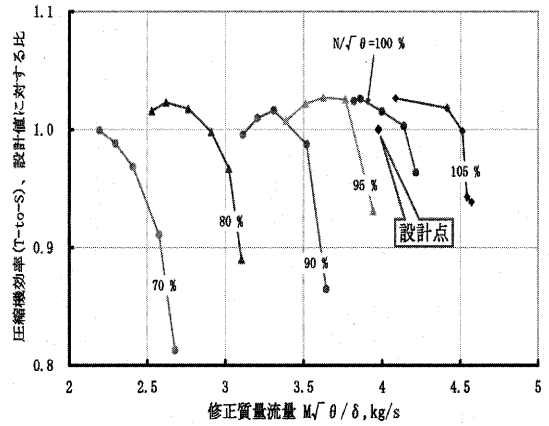


図9 性能試験結果 (効率～流量)

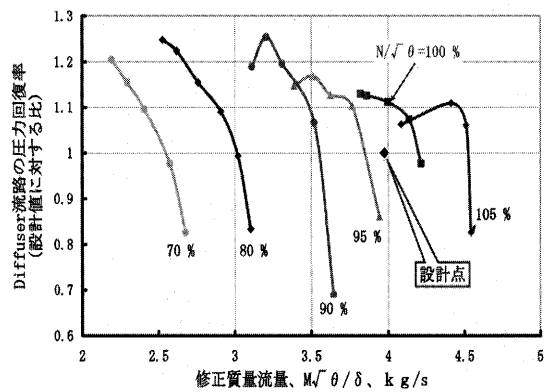


図10 性能試験結果 (Diffuser 流路の圧力回復率)

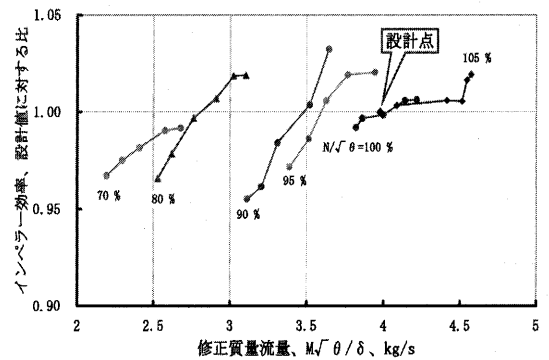


図11 インペラー効率

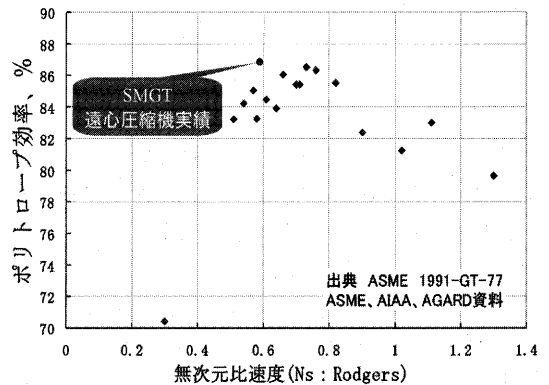


図12 遠心圧縮機の性能比較 (定格点)

今までに公表されている効率データ⁽⁵⁾と比較しても、遜色のない性能が確保出来た (図12)。実機ではエンジンの構造上、ディフューザーの下流に配置される予定の旋回除去羽根は、リターンチャンネルに改装されているが、要素試験結果と同じく良好な性能を発揮している。

4. 結び

船用ガスタービンに組み込まれている、遠心圧縮機的设计段階から要素試験完了までの結果について報告した。本遠心圧縮機は比速度が0.597 (Rodgers) (米国慣行単位系で77) と低いにも関わらず、設計回転速度において圧力比2.857, 断熱効率 (静圧) 83.5%と言う高い目標値をクリアすることが出来た。この結果はSMGT陸上試験機に組み込まれて設計通りの性能を発揮している。現在、実船試験に向けて耐久試験等が実施されているが、スーパーマリンガスタービン技術研究組合、プロジェクト参加各社及び要素試験設備をお貸し頂いた新潟原動機(株)ガスタービン工場 (当時の新潟鉄工(株)ガスタービン工場)の各位に謝意を表します。

また、設計および試験データのリダクションに関して多大なアドバイスを頂いた米国 ConceptsNREC 社の吉中氏並びに Nicholas D'orsi 氏にこの紙面を借り謝意を表します。開発の詳しい経緯については、ガスタービン学会誌等、末尾の文献^(6~10)上にて詳しく記述されているので参照されたい。本研究はスーパーマリンガスタービンの研究開発の一環として国土交通省、鉄道建設・運輸施設整備支援機構、日本財団のご指導・ご支援を得て実施しております。ここに記して謝意を表します。

参考文献

- (1) R. C. Dean : Advanced Centrifugal Compressors, ASME Turbomachinery Committee (1971), p.123
- (2) Johnsen I A. & Bullock R. O. : Aerodynamic Design of Axial Flow Compressors, NASA SP - 36, (1965), p.71
- (3) N. Nagashima et al. : Critical Assessment of Thermophysical Properties Data of Combustion Gases for Calculating the Performance of Gas Turbine. 83 - TOKYO - IGTC - 41, (1983)
- (4) J. Skoch.et al. : Performance of Two 10 lb/sec Centrifugal Compressor with Different Blade and Shroud Thickness Operating over a Range of Reynolds Numbers. NASA TM 10015, (1987),
- (5) C. Rodgers. : The Efficiencies of Single-Stage Centrifugal Compressors for Aircraft Applications. ASME Paper, 91-GT-77, (1991)
- (6) T. Sugimoto.et al. : R & D Plan for the Next-Generation Marine Gas Turbine (Super Marine Gas Turbine), IGTC '99 Kobe OS-201, (1999.11), p.93-98
- (7) M. Arai.et al. : "Research and Development of Gas Turbine for Next Generation Marine Propulsion System (Super Marine Gas Turbine)". IGTC 2003 Tokyo OS-202, (2003.11)
- (8) 田中道雄, 杉本隆雄 : 「次世代形船用ガスタービン (スーパーマリンガスタービン) の研究開発計画」, 日本ガスタービン学会誌, Vol.27, No.2, (1999.3), p.82-86
- (9) 杉本隆雄, 他 : 「スーパーマリンガスタービンの要素研究について」, 日本ガスタービン学会誌, Vol.29, No.2, (2001.3), p.76-81
- (10) 植木昭彦 : 次世代船用ガスタービンの研究開発, 日本ガスタービン学会, Vo.31, No.3, (2003.5), p.81-84



ガスタービン事始め II

佐藤 豪*1
SATO Takeshi

1945年8月15日に九州の陸軍夜須飛行場の飛行機中隊技術担当で終戦をむかえた。中島飛行機でジェットエンジンの開発に従事していたので、その資料を処理するため、8月23日には会社に戻り、資料の整理や退職の手続きをした。翌24日に日吉の慶大工学部へ戦災状況を視察に行き、「壊滅した工学部の再建を手伝って欲しい」と学部長から依頼され、以後42年間慶大に奉職することになった。進駐軍により1945年9月8日に日吉キャンパスが接収され、工学部は放浪の旅に出ることになり、目黒、溝の口などを転々として、以後30年を過ごした小金井キャンパスへ1949年にひとまず落ちついた。

この間に、新しい工学部で特色をどうだすかという研究戦略を考え、将来性のある新しい分野に関連するスタッフが多い「ガスタービン」を中心に据えて研究を展開することとした。

ところで、航空関係の研究は禁止で、ジェットエンジンも禁止項目に入っていた。毎年、進駐軍科学教育局自然科学研究課へ研究テーマを登録し、許可を受ける。1948年にガスタービンの研究は許可されるのか？ということ、若い私が「ガスタービンの理論的研究」というのを提出してみた。不許可にならなかったので、ガスタービンの研究開発は大丈夫だと確認できた。

1950年4月の機械学会の講演会に、「6,000PS 機関車用ガスタービンの設計」を提出し、学生が講演した。棚沢泰先生が、「こんな学生の卒業設計を学会に提出するのは失礼だ」との指摘があった。それに対する慶應の長老栖原豊太郎教授が「只今の発表は質問講演で、この中で述べられた質問に聴衆のなかで一問でも答えられる方がいますか？」と述べられ、棚沢教授が非礼を詫言われた。

私の前席で三菱重工の技師長がデータを一生懸命筆記しておられたのが印象に残っている。これで「学生でもあそこまでやれるのだ」ということで、重工業各社の開発意欲をかきたてたようである。

5月には、三井造船から「船用2,000PS ガスタービンの開発を意図しているので協力してほしい。」との申し入れがあった。三井側のメンバーは山下造機部長（後の社長）、小泉設計課長（後の東大教授）、入江係長・渡辺課員（後の本学会名誉会員）等であった。慶應側は栖原

豊太郎、渡部一郎、佐藤豪、笠原英二、小茂鳥和生に東大理工研の河田三治教授に加わっていた。

私は毎週三日や夏休みは玉野に出張して、設計に参画し、卒論の学生も連れてゆき、燃焼器の実験を開始した。

三井造船には山下部長が欧州出張の際に入手したPIME Vol.153, 1945 (War Emergency Issue) があり、Sir Whittle の Jet Engine の開発経過や各構成要素の研究結果が発表されていて、目から鱗が落ちる思いで熟読玩味した。これに加えてPIME Vol.159 1948と Vol.163 1950は Lecture on the Internal Combustion Turbines で、開発に必要な基礎知識を読み取ることができた。

なお、米国の資料は、進駐軍科学教育局が日比谷公園脇の日東紅茶の喫茶店を接収して作った科学技術書の小図書館で閲覧でき、日曜日は早朝から通って ASME Trans に掲載された論文を読みあさった。当時は、青写真もネガがなければ不可能だったので、全文を筆記したり、速読してメモを取るという苦勞もした。

この頃になると、英米の単行本も入手できるようになり、戦時中の開発体験や、上記論文から得た知識を体系化するのに役立った。

ガスタービンの開発は、三井造船の他に、やはり1950年頃から三菱が分解された東日本重工横浜・三菱造船長崎、石川島重工、川崎重工神戸、日立製作所で開始された。それに伴い情報交換のために、機会学会内燃部門委員会の肝入りで「ガスタービン研究会」が発足し、第一回を慶應三田の演説館で開催した。演説館は明治8年に西洋風の演説・討論を普及するために福沢諭吉が建てたもので、そこでガスタービン普及のための研究会の第一回を開いたので、参加者はそれぞれ感懐をもったようである。この研究会では主として文献紹介が行われたので後に「ガスタービン文献頒布会」となり、毎月の会合で学界は基礎的文献を、企業は応用的文献を紹介し、採用された文献の青焼きのネガを企業が提供して、比較的安価で文献が入手できるようになった。

後年、ガスタービンに参入する会社から、どんな文献を読んだらよいかと質問され、文献頒布会の資料をと答えていた。ところが一式二十万円位で一頁十円とすると二万頁になり、「この中から重要なものを選んでください」と言われるようになってしまった。初めから歩いた者は順々に知識を積み重ねているが、後発はそうは行かない。日本はガスタービンの開発初期から参入し経験を確実に積み重ねてきたので現在の熟成期を迎えられたと思う。

原稿受付 2004年9月6日

*1 慶応義塾大学名誉教授

〒150-0001 東京都渋谷区神宮前3-12-1

Experimental Turbine Research at DLR Goettingen

Friedrich Kost and Peter-Anton Giess*¹
German Aerospace Center (DLR) - Institute of Propulsion Technology

Keywords : Turbomachinery, Turbine, Aerodynamics, Transonic Flow, Heat Transfer, Windtunnel, Cascade, Measurement Techniques

ABSTRACT

At DLR Goettingen (Germany) two windtunnels especially adapted to turbine research in the transonic flow regime are available. These are the "Windtunnel for Straight Cascades" and the "Windtunnel for Rotating Cascades". The Straight Cascade windtunnel is of blow-down type, operating in the Mach number range of 0.2 to 1.6. The Rotating Cascade Tunnel is a facility with closed flow path enabling the independent variation of Mach and Reynolds number. In the Rotating Cascade Tunnel the investigated objects range from isolated vanes to $1\frac{1}{2}$ stages. In the following the features of the windtunnels will be described and some experimental results shown.

INTRODUCTION

DLR (German Aerospace Center) is a company mainly funded by the government which carries out applied research in the aerospace field. One of its institutes, the "Institute of Propulsion Technology" is dedicated to research in the field of Turbomachinery. The institute provides at its location in Goettingen several facilities especially adapted to turbine research and mainly active in the transonic flow regime. The two main windtunnels used in the Turbine Technology group are described in the following chapters.

THE WINDTUNNEL FOR STRAIGHT CASCADES

The Straight Cascade Windtunnel at DLR Goettingen (EGG: Windkanal fuer Ebene Gitter Goettingen) is of the blow-down type with atmospheric inlet. Ambient air first passes a silica gel dryer, subsequently the inlet line equipped with a butterfly valve, two screens and a honeycomb flow straightener and enters the cascade downstream of the contraction. The test sec-

tion is installed in a spacious walkable plenum chamber.

Downstream of the cascade the flow passes an adjustable diffuser and the main butterfly valve and at last enters a large vacuum vessel ($10,000\text{m}^3$). This vessel is evacuated by two sets of 250 kW water-ring vacuum pumps, enabling intermittent measurements with run times from 7 to 10 minutes in case of transonic flow. At Mach numbers below 0.8 continuous operation of the wind tunnel is possible, whereas the run time decreases to 30 s at an exit Mach number of 1.6.

The inlet total pressure of the cascade is, not regarding the small pressure loss in the dryer and the inlet line, always equal to the ambient pressure. This assures a high stability of the inlet pressure without any control equipment. On the other hand the Reynolds number cannot be varied independently, but is a function of the Mach number. In the downstream flow field of the cascade Reynolds numbers occur from 160,000 to 900,000 when a standard blade chord length of 60mm is considered, corresponding to a Mach number operating range of 0.2 to 1.6 (cascade exit Mach number).

The diffuser is composed of an axisymmetrical housing and a centered body movable in axial direction. Its main purpose is to provide an adjustable throat in order to keep the pressure downstream of the cascade constant independent of the pressure in the vacuum vessel. Additionally a certain pressure recovery is expected depending on the cascade outlet angle and downstream Mach number.

The valve in the line upstream of the wind tunnel is closed only when regenerating (dewatering) the silica gel dryer or for pressure calibration purposes. The valve downstream of the cascade is the main operating valve of the windtunnel. By rapidly opening of this fast acting O-ring flap the flow is started.

The wind tunnel is equipped with an industrial electronic control system (*Simatic*) and all electric com-

原稿受付 2004年9月17日

* 1 DLR, Turbinentechnologie,
Bunsenstrasse 10, 37073 Goettingen, Germany

ponents except the data acquisition system are part of this central system. The locking of all safety-relevant doors and openings is controlled by this system.

For the development of high-pressure turbines the investigation and optimization of cooled blades is of particular interest. Therefore the Straight Cascade Wind-tunnel (EGG) is equipped with three independent supply lines for the simulation of coolant ejection using air or carbon dioxide as coolant.

Test Section

The EGG can be used for investigations of a large variety of turbine profiles, ranging from the flat-plate-like tip sections of steam turbines to the high turning profiles of gas turbine rotor hub sections. Different cascade geometries are easily installed and flow conditions adapted. The cascade is mounted with fixed geometrical parameters (stagger angle, pitch-chord ratio) in a support frame, which is inserted into the test section, between two circular discs establishing the side walls of the flow channel. The inlet angle is adjusted by turning this assembly. The test section dimensions are $(380 \times 125) \text{ mm}^2$, which allow a straight cascade to consist of up to 15 blades.

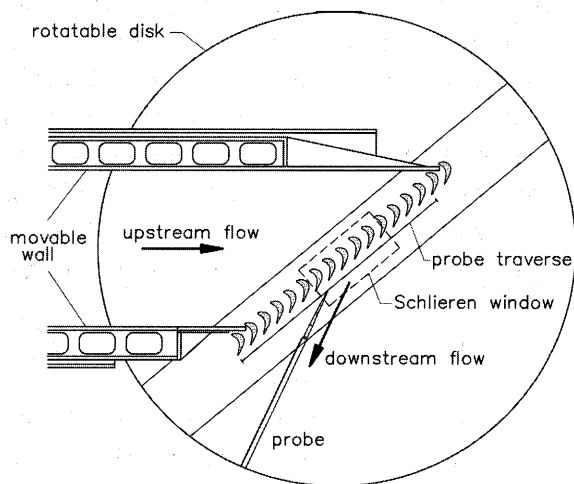


Figure 1: Test section of the EGG

Of great importance is a homogeneous flow field at the inlet of the cascade. This is provided by a long upstream extension of the side walls up to the contraction and by movable upper and lower nozzle walls. These can be adjusted in vertical and horizontal direction up to the desired location relative to the most upper and most lower blade, while the test section width is fixed. The optimum location of the upper and lower nozzle walls has to be found empirically based on the

static pressure distribution in a plane parallel to the cascade inlet.

Near the center line of the flow channel the cascade support is equipped with exchangeable panes in which typically four to five blades (depending on the pitch-chord ratio) are fixed. While for Schlieren observations mineral glass panes are installed here, for special purposes (e.g. measurements of the pressure distribution at the blade surface) steel panes are used. A window with high infrared transmission (e.g. zinc sulfide) is used in case of the measurement of heat transfer and cooling effectiveness with the aid of an infrared camera.

Guided carriages driven by stepping motors via jacks are installed on both sides of the flow channel downstream of the cascade. They are utilized for mounting the probes and adjusting them parallel to the cascade outlet plane. The flow downstream of the cascade is not guided. Flow angle and Mach number are only adjusted in mutual dependency by the plenum pressure (i.e. setting of the diffuser).

Blades are typically manufactured from brass or steel by DLR using an eroding-by-wire machine. The outline of some blades is controlled by measurements with a 3-coordinates-measuring-device. An exactness of 0.02 mm is achieved. For surface pressure measurements one blade is instrumented with drilled pressure taps at mid-span. All pressures are measured by means of a *PSI 8400* high speed pressure scanner, including tunnel or probe pressures.

Measurement Techniques and Data Evaluation

At the Straight Cascade Windtunnel (EGG) the most frequently used measurement techniques are wake traverses by a probe downstream of the cascade, pressure distribution measurements on blade surfaces and side walls, and Schlieren-optical recordings. Other measurement techniques used recently are heat transfer measurements, application of hot films, Laser velocimetry including L2F and PIV, determination of blade boundary layer characteristics or cooling effectiveness, concentration measurements, and oil flow visualization. In the upstream flow field total pressure, total temperature and humidity of the air are measured in the settling chamber, where flow velocities are low – about 15m/s – using a Pitot probe, a thermocouple and a sensor for moisture, respectively. The inlet wall static pressure, p_1 , is determined from measurements with many tappings, distributed in a line upstream of the cascade inlet. Only one side is instrumented because it is assumed that the flow behaviour is symmetric about

the mid-span plane. From these pressure readings the average value of the static pressure is computed.

For evaluating flow quantities downstream of the blades a wedge-type probe is used. Figure 2 shows a drawing of the probe. A detailed description together with the calibration curves are given by Tiedemann [1]. From the probe readings the local values of total pressure, static pressure and flow angle are determined.

In order to determine the performance of the cascade, wake flow measurements are made by traversing the probe behind the cascade in a plane parallel to the cascade exit plane. The probe is traversed at a fixed angle to avoid time consuming adjustments at each local position.

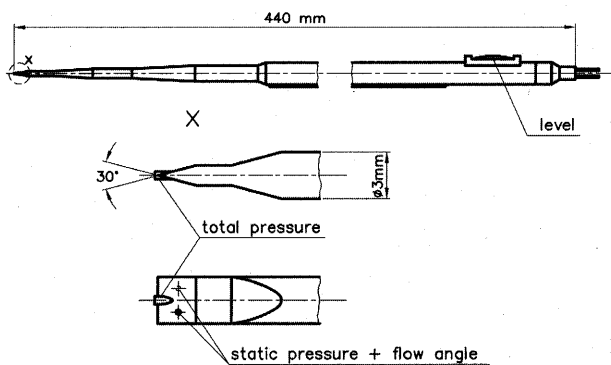


Figure. 2: Wedge probe used for cascade wake traverses

The probe samples data for the local downstream parameters such as local Mach number, local total pressure, and the local outlet flow angle. For investigations of three-dimensional flow fields (e.g. near the cascade end walls) a pyramid-type probe is available. From the data of the local inhomogeneous flow in the traverse plane, the properties of the equivalent homogeneous (mixed out) outlet flow are obtained by applying the equations of conservation of mass, momentum and energy (Amecke and Safarik [2]). As a result the quantities of the homogeneous flow field are delivered as the outlet Mach number, Ma_2 , the total pressure, p_{02} , and the outlet flow angle, α_2 . From these homogeneous flow values blade loss and other characteristic data can be derived.

Valuable additions to all other measurement techniques are Schlieren pictures taken to assist the interpretation of the data. The qualitative density gradient information of these photos provides an excellent overview on the flow field and indicates the existence or

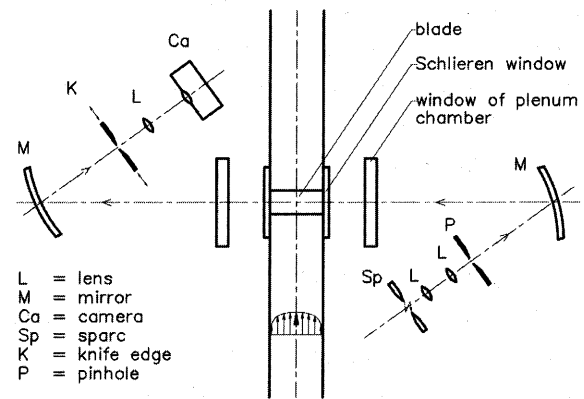


Figure 3: Schlieren optical arrangement at EGG

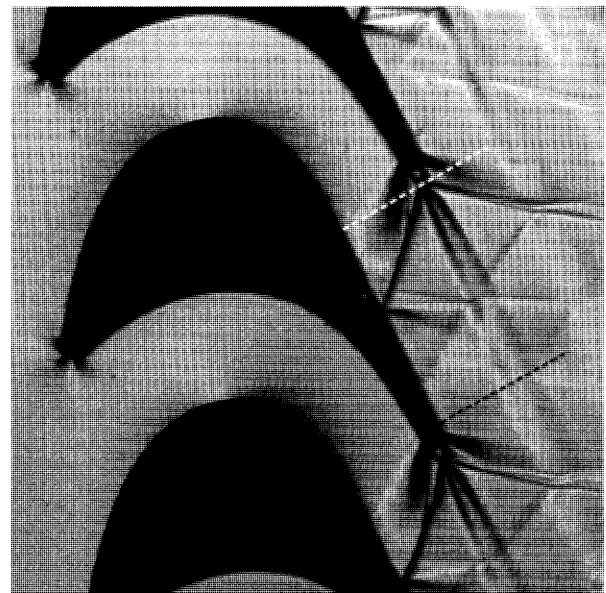


Figure 4: Schlieren photo of cascade HL at Ma_2 is = 1.2

absence of certain flow features such as shocks and separated flow regions. The Schlieren optical system is arranged conventionally, as shown in Figure 3. As light source a flash is used triggered by a light pulse generator for high-speed investigations (pulse width 20 ns).

For a better physical understanding of the flow on the blade surface, oil flow visualization pictures are sometimes taken. A mixture of titan dioxide and a mineral oil is spread almost uniformly on a black colored blade to give better contrast. This blade is inserted instead of the instrumented blade for surface pressure distribution measurements. After each test the blade has to be removed from the cascade in order to take photos of the flow pattern.

The Laser-2-Focus (L2F) system is an optical system especially useful for turbomachinery flows. A description is given in the chapter on the Rotating Cascade

Tunnel below. The used L2F system measures 2D velocities and turbulence quantities. As the L2F system additionally delivers the particle flow rate, concentration values may be determined, e.g. coolant concentration in film cooling investigations (Kost and Nicklas [3])

Some Experimental Results

A recent experimental investigation dealt with blading development for a high-pressure turbine at supersonic exit Mach numbers. Figure 4 shows the flow field at an isentropic exit Mach number of 1.2. The two dashed lines drawn into the Schlieren picture mark the position of Pitot probe and L2F-measurements undertaken to clarify the loss development due to the suction side boundary layer and to shocks which have their origin at the trailing edge of the blade above. Figure 5 displays results gained at the position of the white dashed line in Figure 4.

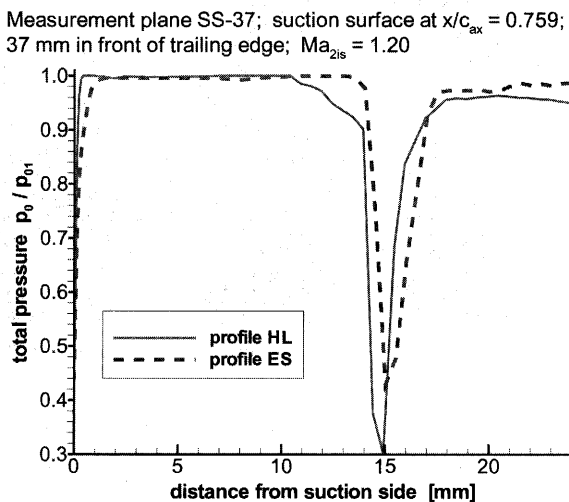


Figure 5: Boundary-layer- and L2F-measurements

With a flattened Pitot probe especially adapted to thin boundary layers the Pitot pressure was measured at the indicated line perpendicular to the suction surface. The determination of Mach number by L2F measurements outside the suction side boundary layer was additionally necessary as in supersonic flow probe Pitot pressure has to be corrected to get the real total pressure.

Figure 6 shows the result of a similar measurement at a position 2 mm in front of the trailing edge (black dashed line in Figure 4). From the measurements at these two positions the boundary layer development and the loss production by shocks could be compared

Measurement plane SS-02; suction surface at $x/c_{ax} = 0.993$;
2 mm in front of trailing edge; $Ma_{2is} = 1.20$

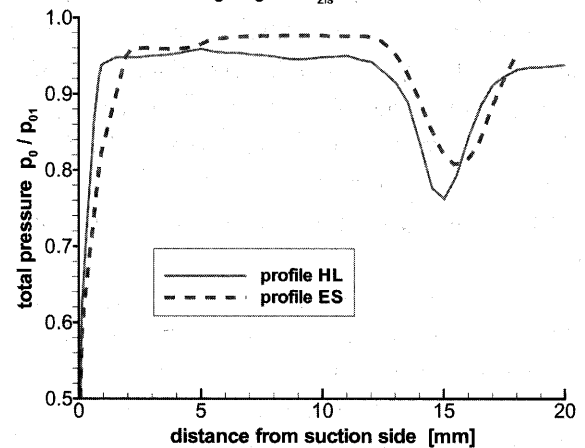


Figure 6: Boundary-layer- and L2F-measurements

for different blades and thus the progress in the computational design of blades checked. More information on this project is available from Sonoda et al. [4].

The design of a film-cooling configuration is especially difficult for the three-dimensional flow regime near hub and casing. Together with German gas turbine industry a platform cooling configuration was investigated. A stator cascade endwall served as model platform which could be cooled by slot and hole ejection. The cascade endwall was electrically heated, the 'coolant air' could be cooled or heated from zero to 90°C, and an infrared camera was used to determine the wall temperature. From these data heat transfer and film cooling effectiveness could be derived.

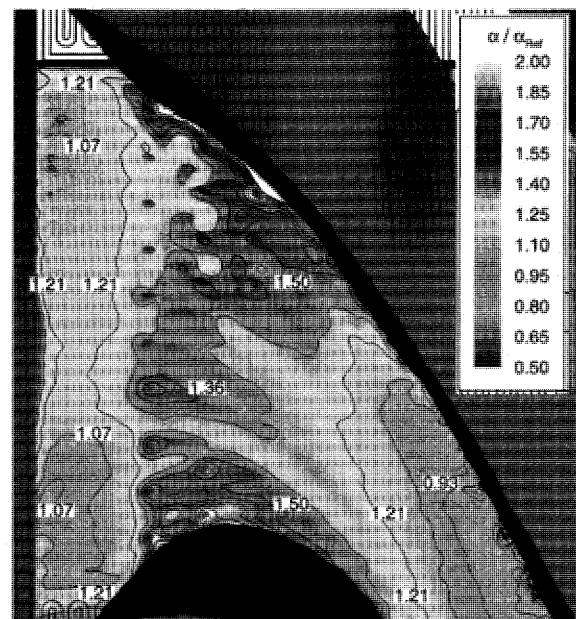


Figure 7: Heat transfer at film-cooled stator platform

Figure 7 shows heat transfer aroused by air ejection from the coolant holes (the reference values are those without coolant ejection; Nicklas [5]).

A wide variety of investigations have been carried out in the Straight Cascade Tunnel. In addition to many performance tests for industrial customers, several aerodynamic research projects were conducted. Among these are AG-TURBO (Germany) and BRITE/EURAM (Europe) projects (Kost and Giess [6]; Kapteijn et al. [7]). Typical tasks for the EGG cover performance tests, secondary flow research, as well as heat transfer and cooling aspects.

THE WINDTUNNEL FOR ROTATING CASCADES

The Windtunnel for Rotating Cascades (RGG) is a closed circuit, continuously running facility (Figures 8, 9). A four stage radial compressor (maximum pressure ratio 6.1, inlet volume flow rate of up to $15.5 \text{ m}^3/\text{s}$) driven by a speed-controlled 1 MW dc-motor enables transonic Mach numbers in the test section.

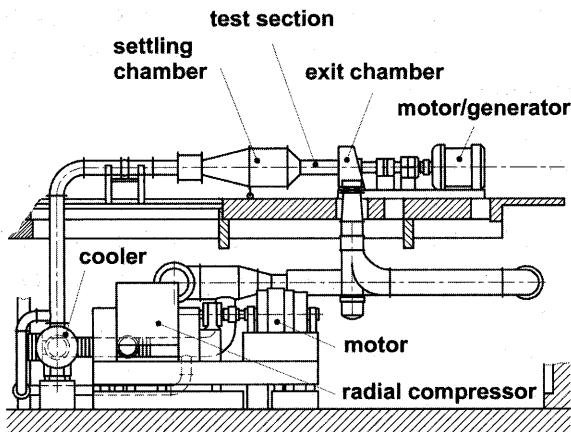


Figure 8: Schematic of the RGG

The RGG was originally designed for the investigation of the flow through rotating annular cascades. Annular cascades provide an improved periodicity of the flow field compared to plane cascades. These annular cascades have to be rotated in order to achieve incidence angles deviating from zero. Nowadays, typical projects range from investigations in annular stationary and rotating cascades to full stages and so-called $1\frac{1}{2}$ stage set-ups, where the stator of the next stage is mounted downstream of the actual stage. Even though compressor tests are feasible, the facility has so far exclusively been used for turbine tests.

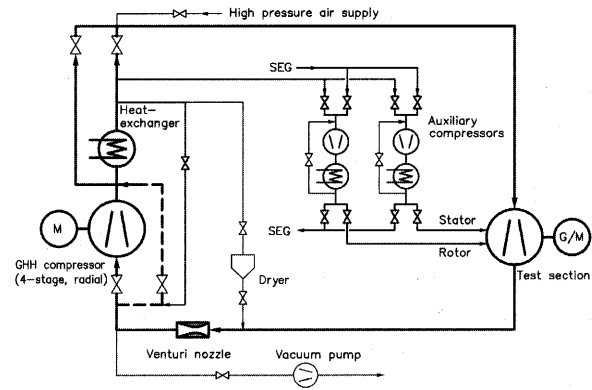


Figure 9: Windtunnel circuit diagram

Mach and Reynolds number are the most important similarity parameters which must be identical in the windtunnel set-up and the real engine in order to enable tests under conditions as realistic (and thus relevant) as possible. The RGG enables the independent adjustment of these two similarity parameters which makes it a facility with an extremely versatile application profile. For the different set-ups a large range of Reynolds numbers and pressure ratios can be investigated, covering significant portions of the aircraft engine, stationary gas turbine, and steam turbine markets.

Settling chamber pressure	10 – 150kPa
Settling chamber temperature	295 – 450K
NGV exit Reynolds number range	$3 \times 10^4 - 10^6$
NGV exit Mach number range	0.2 – 1.7
Maximum tip diameter	700mm
Minimum hub diameter	360mm
Maximum stage total pressure ratio	5

All components of the facility are accurately controlled by means of a *Simatic S5* industrial control system. The pressure in the windtunnel is set by a combination of a vacuum pump and a high pressure air feed. The settling chamber temperature can be increased up to 450 K by bypassing the heat exchanger downstream of the main compressor with a variable bypass ratio. The turbine rotor is coupled to a speed-controlled 1200 kW dc-motor/generator which can drive or brake the rotor in either direction and enables rotor speeds of up to 14,500 RPM in both directions. Humidity of air in the tunnel is removed by a bypass dryer. During the actual tests, the conditions in the test section are adiabatic. In order to enable the simulation of internal and/or film cooling of the vanes and blades two auxiliary compressors provide air for

the simulation of stator and rotor coolant ejection. The auxiliary compressors can furthermore be utilized for driving air through a special test section dedicated to probe calibration purposes (Giess et al. [8]).

Measurement Techniques

In order to exploit the full potential of a sophisticated facility such as the RGG, state-of-the-art instrumentation is required. The RGG data acquisition system is divided into two parts, a standard system and a set of special purpose systems.

The standard data acquisition system is used to gather the data needed to determine the so-called boundary conditions of a test. These conditions are then utilized to determine the exact operating conditions of the turbine. This standard system is assembled around a PC that controls and evaluates all connected devices by means of a software package based on *LabView*.

Thermocouples and a high accuracy pressure transducer are utilized for the determination of the stagnation properties in the settling chamber. Static pressure taps in the side walls are used to measure the static pressures up and downstream of the cascade or the stage. These pressures are measured by means of a *PSI 8400* high speed pressure scanner. Steady pressures and temperatures on stationary blades (e.g. stator surfaces), as well as from stationary probes are measured by the standard acquisition system, too. A shaft encoder and a torque meter provide information on the rotor speed as well as on the turbine's torque and power balance, respectively. The mass flow is determined with a calibrated Venturi nozzle which is part of the windtunnel circuit.

Special purpose data acquisition systems which are particularly tailored to specific measurement tasks are utilized for new or complex measurement techniques. Among the measurement techniques which are connected to special purpose data acquisition systems at the RGG are L2F (see below), Kulite sensors for measuring unsteady pressures, heat transfer sensors, hotfilm sensors, as well as rotating pressure transducers which are connected to static pressure taps on the rotor surfaces. Where no optical access to the measurement region is possible, hotfilm probes are used to provide turbulence information. Surface pressures are utilized to determine the pressure distribution on turbine blades, whereas some characteristics of blade boundary layers can be determined by surfacebound hotfilm sensors.

A measurement technique used at the Straight Cascade Tunnel (EGG) as well as at the RGG is the Laser-2-Focus velocimeter (L2F). In the following paragraph some more information is given on this special optical technique:

The measurement principle of L2F, is rather simple. The L2F-measuring device generates two highly focused light beams in the probe volume which act as a 'light gate' for tiny particles in the flow. The scattered light from the particles provides two successive pulses and from the time interval between the pulses the velocity perpendicular to the laser beams can be derived (Schodl [9]). The two foci of our L2F device have diameters of $8 \mu\text{m}$ and their separation is $210 \mu\text{m}$. In order to apply the technique the flow has to be seeded. The necessary particles are oil droplets of $0.3 \mu\text{m}$ diameter which are produced by a special seeding generator and injected into the flow in the settling chamber. At DLR Goettingen the Laser-2-Focus technique is routinely applied to acquire flow field information for cascade and turbomachine flows (Kost and Kapteijn [10]). The system measures 2D-vectors of the fluid velocity. As a result the mean velocity as well as the turbulence values are obtained. Using the upstream total temperature the velocity can be converted to a Mach number.

Some Experimental Results

Funded by AG-TURBO (Germany) investigations at an annular stator and a rotor were carried out to gain experimental data for comparison with Navier-Stokes codes.

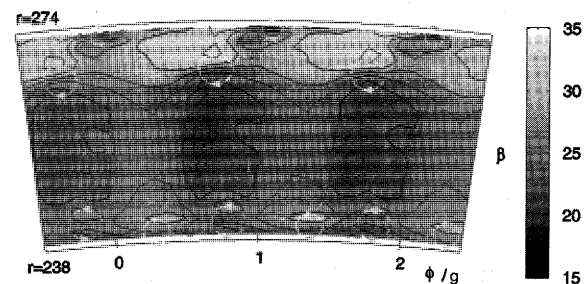


Figure 10: Flow angle downstream of rotor

Figure 10 shows as a result the downstream flow field of a rotor, measured by L2F (Giess and Kost [11]). Some typical secondary flow vortices are indicated and it can be seen that secondary flow is affecting much larger parts of the region near the tip than near the hub.

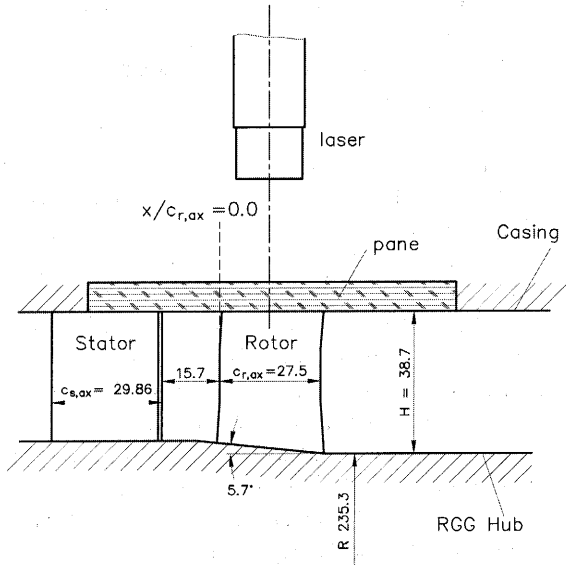


Figure 11: Meridional flow path of the BE-stage

Within a European, "Brite Euram : BE, a high-pressure turbine stage was investigated. It comprised a state-of-the-art, full size, transonic, aero-engine HPT (flow path of the stage see Figure 11).

Surface hotfilm gauges at rotor mid section were used to determine the location and the extent of laminar-to-turbulent transition in the boundary layer of the turbine rotor (Tiedemann [12]). L2F measurements at mid section, Kulite sensors on rotor blades and probes equipped with steady and unsteady (Kulite) pressure sensors served to resolve the periodic-unsteady rotor flow (Tiedemann and Kost [13], Kost et al. [14]).

The Laser-2-Focus device served as a velocimeter measuring 2D-velocity vectors and turbulence quantities and as a tool to determine the concentration of coolant ejected at the trailing edge of the stator blades. The measurement of coolant concentration downstream of the stator and inside the rotor provided a detailed picture of the stator wake development and its interaction with the moving rotor. Axial measurement locations reached from the stator exit through the rotor to that downstream measurement plane where probes were installed measuring steady and unsteady total pressure of the rotor exit flow. In Figure 12 an instantaneous picture of the unsteady flow field is displayed [14]. The vectors show the unsteady relative (rotorfixed) velocity where the mean relative velocity is subtracted, the turbulence level is coded by the size of the black spots and the measured coolant concentration is shaded grey.

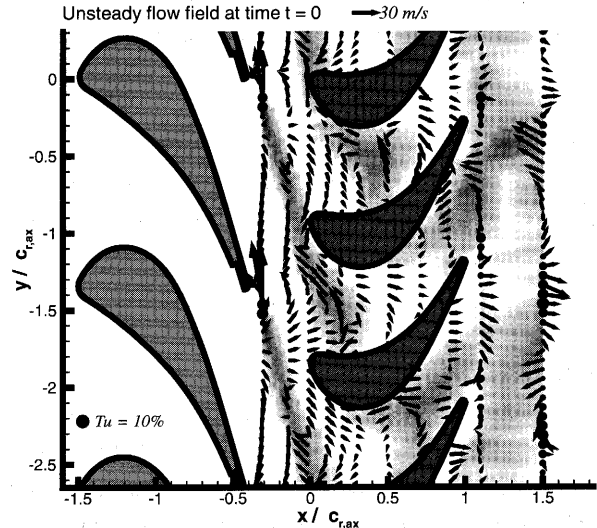


Figure 12: L2F-measurements in a turbine stage

Using the same stage later on a new European project was initiated aiming at the investigation of forced response of the rotor blades by the action of the upstream stator blades. Within this project mainly measurements of unsteady forces and pressures were carried out, but additionally the axial and radial development of steady pressures, steady and unsteady velocity vectors were determined (Joecker et al. [15]). A follow-up project deals with 'Low Engine Order Excitation'. In the aerodynamic part of this project the flow field downstream of a stator with periodically

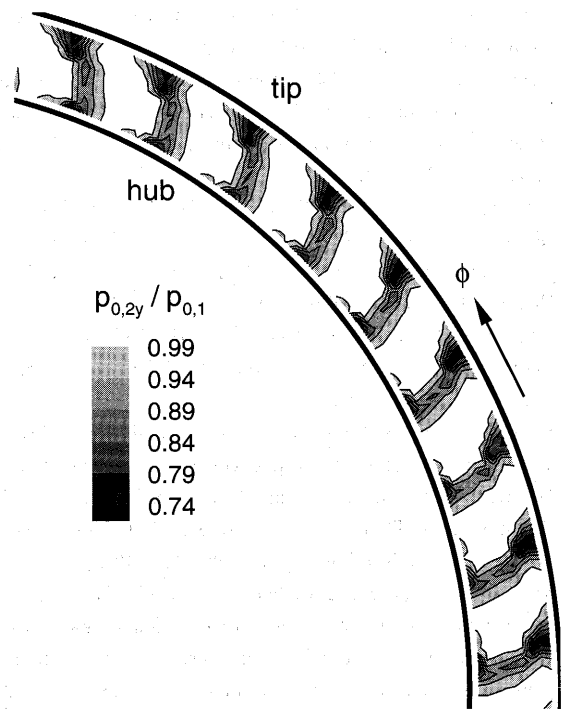


Figure 13: Total-pressure field downstream of stator

changing blade gap was determined by L2F and probes. The varying stator gap is producing a 5th order rotor excitation.

In Figure 13 the total pressure field of stator downstream flow is shown. Nine pitches of the stator comprise one period of Low Engine Order. The small differences between the pitches are only observable by a close inspection of the data (Joecker et al. [16]).

SUMMARY

The Turbine Technology group of DLR, located in Goettingen, but part of the Institute of Propulsion Technology, is responsible for research in transonic turbine flow. To investigate the phenomena of transonic turbine flows, high quality numerical tools are needed as well as experimental facilities adapted to turbine research. Information on the experimental facilities, the "Windtunnel for Straight Cascades" and the "Windtunnel for Rotating Cascades" and on some results in turbine research are assembled in this article. Some more information is available on the Web site of the institute: <http://www.dlr.de/at>.

REFERENCES

- [1] Tiedemann, M., 1995, "Eichung von Keilsonden und deren Anwendung zur Bestimmung von Strömungsgroessen aus Gitternachlaufmessungen", DLR-Bericht IB 223-95 A 14, Goettingen
- [2] Amecke, J., and Safarik, P., 1995, "Data Reduction of Wake Flow Measurements with Injection of an Other Gas", Forschungsbericht DLR-FB 95-32, Cologne
- [3] Kost, F., Nicklas, M., 2001, "Film-Cooled Turbine Endwall in a Transonic Flow Field: Part I - Aerodynamic Measurements" Journal of Turbomachinery, Vol.123, pp.709-719, Oct. 2001
- [4] Sonoda, T., Arima, T., Olhofer, M., Sendhoff, B., Kost, F., Giess, P.-A., 2004, "A Study of Advanced High Loaded Transonic Turbine Airfoils", ASME paper GT2004-53773
- [5] Nicklas, M., 2001, "Film-Cooled Turbine Endwall in a Transonic Flow Field: Part II - Heat Transfer and Film-Cooling Effectiveness" Journal of Turbomachinery, Vol.123, pp.720-729, Oct. 2001
- [6] Kost, F. and Giess, P.-A., 1995, "Incompressible and Transonic Turbine Wake Flow Influenced by Vortex Shedding", 1st European Conference on "Turbomachinery - Fluid Dynamic and Thermodynamic Aspects", Erlangen, Germany, 1995, published in VDI-Berichte Nr. 1186, p. 63
- [7] Kapteijn, C., Amecke, J., Michelassi, V., 1994, "Aerodynamic Performance of a Transonic Turbine Guide Vane with Trailing Edge Coolant Ejection: Part I - Experimental Approach", Journal of Turbomachinery, Vol.118, p.519, July 1996
- [8] Gieß, P.-A., Rehder, H.-J., Kost, F., 2000, "A New Test

Facility for Probe Calibration Offering Independent Variation of Mach and Reynolds Number", Proceedings of the XVth Bi-Annual Symposium on Measuring Techniques in Transonic and Supersonic Flow in Cascades and Turbomachines, Firenze, Italy

- [9] Schodl, R., 1980, "A Laser-Two-Focus (L2F) Velocimeter for Automatic Flow Vector Measurements in the Rotating Components of Turbomachines", Journal. Fluid Eng., 102, pp. 412-419.
- [10] Kost, F., and Kapteijn, C., 1997, "Application of Laser-Two-Focus Velocimetry to Transonic Turbine Flows", Proc. 7th International Conference on Laser Anemometry - Advances and Applications, University of Karlsruhe, Germany
- [11] Giess, P.-A and Kost, F., 1997, "Detailed Experimental Survey of the Transonic Flow Field in a Rotating Annular Turbine Cascade", 2nd European Conference on "Turbomachinery - Fluid Dynamics and Thermodynamics", Antwerpen, Belgium, March 5-7, 1997
- [12] Tiedemann, M., Kost, F., 1999, "Unsteady Boundary Layer Transition on a High Pressure Turbine Rotor Blade", ASME Paper 99-GT-194
- [13] Tiedemann, M., Kost, F., 2001, "Some Aspects of Wake-Wake Interactions Regarding Turbine Stator Clocking", Journal of Turbomachinery, Vol. 123, pp. 526-533, July 2001
- [14] Kost, F., Hummel, F., Tiedemann, M., 2000, "Investigation of the Unsteady Rotor Flow Field in a Single HP Turbine Stage", ASME Paper 2000-GT-0432
- [15] Joecker, M., Freudenreich, K., Fransson, T.H., Rehder, H.-J., 2000, "Parametric Studies of the Aerodynamic Excitation in High Pressure Turbines", 9th International Symposium on Unsteady Aerodynamics, Aeroacoustics and Aeroelasticity of Turbomachines (ISUAAAT), Lyon, France, Sep., 4-8, 2000
- [16] Joecker, M., Kessar, A., Fransson, T.H., Kahl, G., Rehder, H.-J., 2003, "Comparison of Models to Predict Low Engine Order Excitation in a High Pressure Turbine Stage", 10th International Symposium on Unsteady Aerodynamics, Aeroacoustics and Aeroelasticity in Turbomachines (ISUAAAT), Durham NC, USA, Sep., 7-11, 2003, Duke University

和文概要

EXPERIMENTAL TURBINE RESEARCH AT DLR GOETTINGEN

ドイツ航空宇宙センター (DLR) は、ドイツ国内の 8 都市にまたがって計 31 の研究所や試験設備を有し、また約 5000 人の職員が、航空・宇宙・エネルギー、そして輸送システム (1999 年設立) の 4 分野における新技術の開発に従事しております。ターボマシーナリーの研究は、上記 31 の研究所の一つである推進研究所 (Institute of Propulsion Technology) が担当しており、圧縮機は DLR の本部があるケルンにおいて、またタービンは、ドイツのほぼ中央に位置するゲッティンゲンでそれぞれ研究が実施されています。ここでは、後者ゲッティンゲンにおけるタービン部門における最近の実験的研究の概要を紹介いたします。

境界層理論であまりにも有名なシュリヒティング先生は、このゲッチンゲンで活躍されました。またゲッチンゲンのタービン部門では、国内外からのタービンに関する委託試験はもちろん、ドイツ国家プロジェクトやEUプロジェクトに関連する試験も幅広く行われております。タービンの遷音速試験には、直線翼列風洞（EGGと称す）と回転翼列風洞（RGGと称す）の2種類の風洞が主に使用され、現象解明、理論実証そしてCFD（TRACE）検証が行われています。直線翼列風洞は、間欠噴出式で作動マッハ数は0.2から1.6までです。一方、回転翼列風洞は、連続回流式で、レイノルズ数： Re とマッハ数： M がそれぞれ独立して制御できることが大きな特徴であり、その制御範囲はそれぞれ $10^4 < Re < 10^6$ 、 $0.2 < M < 1.7$ です。また回転翼列風洞における供試体は、単体翼列から1.5段構造まで可能であり、最大の膨張比は5.0程度です。衝撃波を伴う遷音速タービンの流れ計測には、高度な計測技術が要求されます。特殊な接触&非接触計測技術（小型楔型プローブ、ホットフィルムセンサー、ヒートトランスファーセンサー、高応答圧力センサー、シュリーレン、L2Fなど）により、流れの定

常及び非定常現象に関する最先端の研究が、上記二つの風洞で精力的に行われております。

直線翼列風洞（EGG）における最近の研究例としては、遷音速タービンの衝撃波損失低減化を目的として、衝撃波や衝撃波と境界層との干渉を接触・非接触計測にて詳細に調べたものや、また、複雑な三次元流れを伴うエンドウォール部での冷却効率改善を目的として、二次流れによる空力現象と熱伝達率との関係について詳細計測・評価してものがあります。一方、回転翼列風洞（RGG）については、CFD段解析コードの検証を目的として動翼後流を計測し、二次流れの特性（内壁側よりも外壁側でその影響力が大きい）を調べたものや、静翼後流の動翼内での挙動を調べたもの、また、動翼にホットフィルムセンサーを貼り付け、上流側静翼後流の境界層遷移に及ぼす影響を計測したものなど、非定常現象に関する数多くの研究が行われております。本稿はドイツ航空宇宙センター（DLR）のゲッチンゲンにおける最近のタービン研究内容と成果をまとめたもので、会員諸氏には有益な情報になると思います。

（株式会社 本田技術研究所 和光西研究所 園田 豊隆）

マイクロタービン搭載ハイブリッドEVバスの国内導入

佐藤 宏*¹
SATO Hiroshi

キーワード：マイクロタービン，ハイブリッド電気バス，低公害バス

1. はじめに

マイクロタービンを搭載した次世代型ハイブリッドバスが東京駅をはさむ，東，西それぞれの地域で無料シャトルバスとして運行を行っている。

東側は日本橋地域を周回運行する「メトロリンク日本橋」，西側は丸の内地域を周回運行する「丸の内シャトル」と呼ばれており，日中約15分間隔で運行されている。

本稿では環境性能に優れた次世代型のシャトルバスである「タービンEV (Electric Vehicle) バス」の国内への導入について紹介したい。

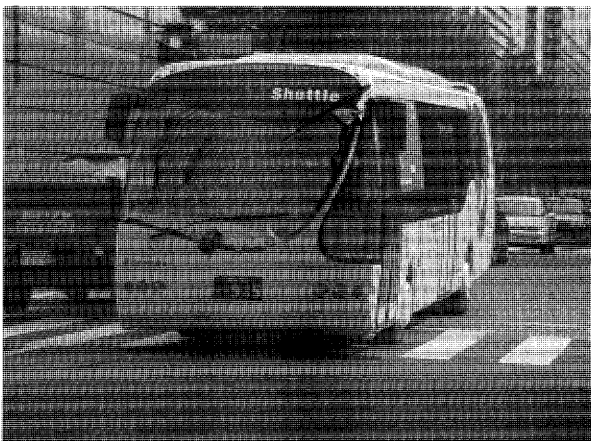


図1 丸の内シャトル

2. タービンEVバスの特徴

本タービンEVバスはニュージーランドのバスメーカーであるデザインライン社が製造販売するハイブリッドバスである。タービンEVバスは基本的に電池で走行する電気自動車であるが，車載するマイクロタービン発電機で発電した電気を電池に充電しながら走行するシリーズ型ハイブリッド電気バスとなっている。図2に動力系統図を示す。

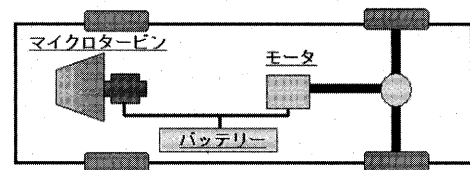


図2 ハイブリッドバス動力系統図

また，このバスの大きな特徴として夜間深夜電力による充電によりピュアEVバスとして走行できる機能を持っていることである。これは，充電量が満充電から70%まで（走行距離にして20km程度）マイクロタービンは運転しないため，この間排気ガスを全く出さないピュアEVバスとして運行することで，更なる低公害車両としての特徴を持っている。

東京電力として，夜間充電による深夜電力売電量の創造と，道路交通分野での環境貢献双方を狙った車両としている。

2.1 低排出

車載発電機として米国キャプストーン社製29kW 軽油燃料のマイクロタービンを1台搭載している。(図3)

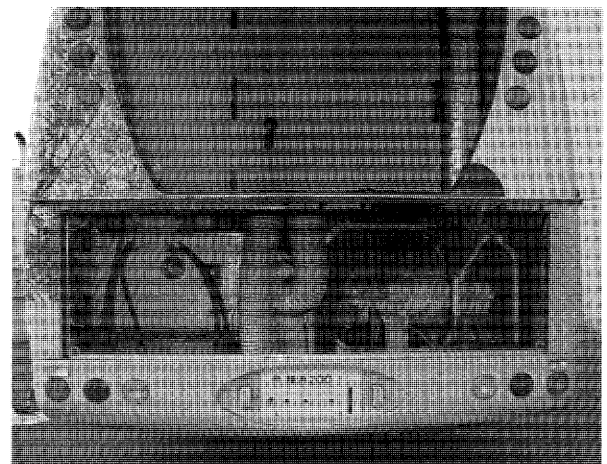


図3 マイクロタービン車載状況

原稿受付 2004年9月30日

*1 東京電力(株) 事業開発部
エネルギー・環境グループ
〒100-8560 東京都千代田区千代田1-1-3

マイクロタービンの説明については本稿では割愛するがNO_x、黒煙、未燃焼ガスの排出が既存のディーゼルエンジンバスと比較して図4に示すように大幅に少なくなっている。

燃費もディーゼルエンジンバスに対して約20%向上している。(東京電力走行試験実績値)

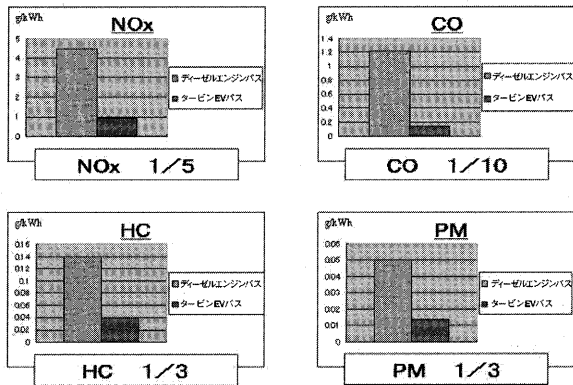


図4 ハイブリッドバスの環境性能*

※ CARB (カリフォルニア州大気汚染監督局) によるモード走行試験で得られたもの

2.2 低騒音

EVバスはモータにより走行するため、走行に伴う大きな騒音、振動が非常に少ないのが特徴である。ディーゼルエンジンを搭載した普通のバスはエンジン音で車内の会話もままならないが、タービンEVバスでは静かな事務所などとほぼ同等の58db (マイクロタービン8kW運転車内騒音実測値) であり、小声でのヒソヒソ内緒話も可能な低騒音を実現した。

その上ギヤチェンジによる変速ショックがない。

2.3 車体

床面は低くフラットなノンステップシャーシで、どなたにも乗り降りが楽なユニバーサルデザインを採用している。加えてバス外観デザインは、国産バスには見られない曲面を多用し、大きな窓ガラスで車内もいっそう明るくなっており、温かみのある今はやりの「癒し系」のハイブリッドバスである。

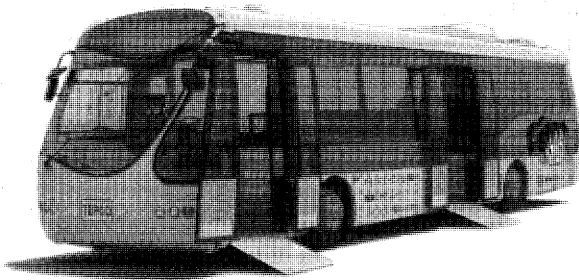


図5 ハイブリッドバス外観

3. タービンEVバスの国内導入

タービンEVバスの導入にあたっては東京電力(株)社内において交通分野での環境貢献ならびに充電による新たな販売電力量の創造となる「ハイブリッドバスの輸入販売事業化検討プロジェクト」を立ち上げ、社内公募と、各部推薦で選ばれた総勢5人のプロジェクトチームで2000年より事業化検討を開始した。

3.1 国内導入に際しての法規制

タービンEVバスはメーカのデザインライン社があるニュージーランド国内では既に実用化されており、2000年に営業運行を開始、現在8台の同型バスで延べ100万km以上走行実績がある。また米国各地においても他のバスコーチビルダーが手がけたタービンEVバスが運行されている。

海外では数多くの実績のあるタービンEVバスであるが、日本国内で走行するには「道路運送車両の保安基準」に適合する車両でなければならず、この「保安基準」にマイクロタービンに関わる規定がないため通常の手続きでは国内登録(ナンバー取得)が不可能であった。

日本への導入には国内法の適合が必須であるため、国土交通省(当時運輸省)と交渉の上「国土交通大臣認定制度」を使った試験車両として登録することになった。

この大臣認定制度による車両登録はあくまでも試験車両としての登録のため期限付き(今回1年間)であり、この期間内で公道試験走行等を行いデータとして取りまとめ国土交通省へ提出、省内でデータ精査後問題がなければ保安基準類が整備され、晴れて一般の車両として認められるという一連の作業が必要である。

3.2 大臣認定取得

まず、大臣認定取得のためマイクロタービン以外の部分の保安基準適合へ向けて100項目以上の改善を行なった。書類審査合格後車両持込審査へ進み、自動車メーカーが車の開発時に行っている審査と同じ厳しい審査を受けることとなった。2002年8月埼玉県熊谷市にある自動車試験場にて国土交通省の審査を受け、無事合格、ナンバーを取得することができた。

3.3 プロジェクト体制の変更

プロジェクトの目的はナンバー取得ではなく、保安基準類の整備とその後のバス販売事業化である。1年間の与えられた期間で、保安基準類の整備に必要なデータとして公道ならびに試験場での走行試験、排ガス測定試験、騒音測定試験等を行い国土交通省へ報告した。

事業化に向けてデザインライン社と日本国内における独占輸入販売権契約を結んだが、東京電力社内の動きとして、「当社単独でのバス販売事業化は、一時中断」の経営判断となりプロジェクトチームは解散、最終的に筆者一人が残って法整備まで行った。プロジェクトチームに替わって当社技術開発研究所と社外の(株)東京アールアンドデーそして日の丸自動車興業(株)の協力を得ながら作業を進めた。

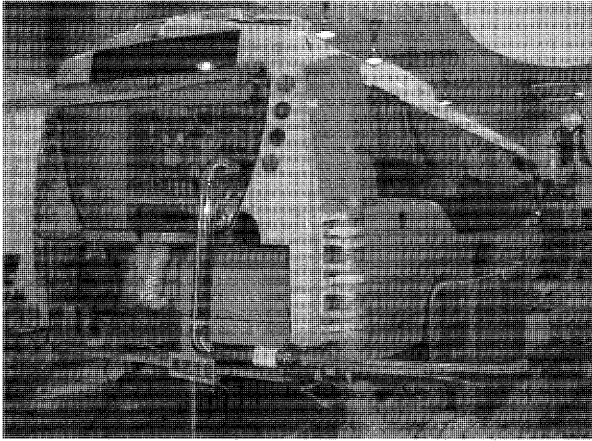


図6 排出ガス測定試験（社内評価試験）

途中今回のシャトル運行に使われている車両4台についても大臣認定車として東京電力㈱と日の丸自動車興業㈱の共同申請車両として認定を受け、合計5台で保安基準類の整備へ向けた作業を進めることとなった。

（この追加認定も最初の東京電力単独の認定車両と同等の厳しい審査を受け無事大臣認定を取得した。）

なお、日の丸自動車興業㈱とは、タービンEVバスの保安基準整備へ向けた協力体制、その後の国内販売、普及へ向けた体制を構築することで東京電力が保有している独占販売権を2社で共有することとした。

3.4 保安基準類の策定

大臣認定取得までの作業も困難であったが、大臣認定車から普通の車となる「保安基準類の策定」には更に何倍もの労力を費やした。最初の東京電力単独の認定車両は、認定期限内での保安基準類の策定が出来なかったため公道走行が不可能となり、残念ながら手続き上廃車とした。一方既に運行開始したシャトルバスに供されている残る4台も期限1年間の大臣認定車である。その認定期限も2004年の7月末までであり、保安基準類の整備が遅れるとその後の運行が出来なくなるといった厳しいスケジュールであったが、連日国土交通省へ通いつめ交渉を行い、国土交通省側のご理解とご尽力により認定期限直前である2004年7月に「保安基準類の整備」が完了した。

当初1年程の期間で全て完了すると考えていたが、結果的には申請からおよそ4年を費やした。なお、これまで自動車メーカー関連以外でこの大臣認定の取得ならびにその後の保安基準整備まで進んだケースは無く、いわば業界を超えてのケースとしては初となった。

4. シャトルバス運行

事業化検討最中からご縁のあった日の丸自動車興業㈱の富田浩安社長の発案で「人の流れが町を活性化させる」という考え方のもと、地域の活性化をめざしたシャトルバスとして2003年8月22日「丸の内シャトル」が運

行を開始した。このシャトルは地域の地権者などの有志会員企業が協賛金の形で運行費用を賄うことで料金無料のシャトルバスとなっている。

更に、2004年3月18日から日本橋地域においても同様のシャトルバスである「メトロリンク日本橋」の運行を開始した。

両シャトルバスの詳しい運行情報については下記の日の丸自動車興業のWebサイトをご覧ください。

(<http://www.hinomaru.co.jp/metrolink/index.html>)

なお、協賛いただいている会員、事業者へは、バスの後部に企業名、団体名を掲示すると共に、車内に設置してあるビデオにて広報PRを行っている。

東京電力㈱としても環境性能に優れるタービンEVバスを使ったシャトル運行であり、交通分野での環境貢献へつながることからその趣旨に賛同し、運行費用の面はもちろんのこと、これまでの技術、知見、試験結果等をバス運行のためのノウハウとして提供すると共に、技術面でシャトル運行の後方支援も万全な体制で行っている。

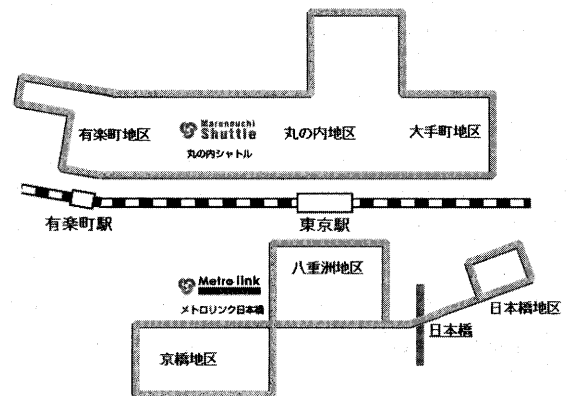


図7 シャトルバス運行ルート図

5. おわりに

東京電力㈱単独でのバス販売事業化は残念ながら一時中断となったが、これまでの作業は無駄になることなく「シャトルバス運行」という形で開花させることができた。車載のマイクロタービンも大きなトラブルを経験することなく本日に至っている。また、これまでの知見は今後の環境貢献事業へ役立つことになる。

耳を澄ませばかすかに聞こえてくるタービン運転音。

街の雑踏の中ではほとんど無音で走行するバスです。東京駅近辺にお越しの際には是非ご乗車ください。その優れた乗り心地に驚かれますと思います。

今後、東京駅周辺だけでなく各地で運行する構想もありますので皆さんの街でお目見えする日も近いかもしれません。

第32回ガスタービン定期講演会報告

古谷 博秀

FURUTANI Hirohide

2004年10月20, 21日に高知県高知市文化プラザ「かるぽーと」において第32回ガスタービン定期講演会が開催された。参加者は学生18を含め、計112名であった。オーガナイズドセッション2件、一般講演50件の合計52件の研究発表が、また、特別講演1件が行われた。一般講演では燃焼・燃焼器20件、空力10件、システム10件、材料・計測と伝熱がそれぞれ5件発表され、セッションによっては時間を大きく延長するほど熱のこもった議論が行われた。

特別講演では、毎年地元の方に講師をお願いし、開催地にちなんだ講演をお願いしており、今年は坂本龍馬の誕生の地であることから、坂本龍馬記念館 館長の小椋氏に講演を依頼していた。しかしながら、急のご事情により講演が難しいとのことで、急遽、全国龍馬社中会会長の橋本邦健氏に講演をお願いする運びとなった。講演は「龍馬と船中八策について」の題目で、後に「五箇条の御誓文」の基となる「船中八策」を題材にしており、これに数々のエピソードを盛り込み、急遽の依頼でありながら大変興味深い講演をしていただいた。

オーガナイズドセッションとしては、調査研究委員会・学術講演会委員会との合同企画として、「ガスタービン技術の歴史とその継承」をテーマに、産業技術総合研究所の筒井康賢氏より「機械試験所から産総研でのガスタービン研究」の題目で、戦後の機械試験所としてのガスタービン研究の取り組みから、機械技術研究所、産総研へとその研究の移り変わりを多くの写真を交えながら紹介された。次に、石川島播磨重工の渡辺康之氏より「IHIにおける航空エンジンの技術開発について」の題目で講演がおこなわれ、その中でガスタービン技術をどのような形で伝承しているかの取り組みについて詳しく紹介が行われた。

第1日目のオーガナイズドセッション終了後、会場1階のレストランにて引き続き懇親会が開かれ、2005年9

月14, 15日に第33回ガスタービン定期講演会を伊勢市で開催すること、同じく11月開催のAsian Congress on Gas Turbines 2005 (ソウル)などが紹介される中、参加者は熱い議論を交わし、交流を深めていた。また、高知の造り酒屋により17種類の日本酒が振舞われ、高知の清らかな水で作られる豊かな味を多くの人が堪能していた。

講演会の翌日に開催された見学会では、まず、高知市内より室戸方面へ向かい、室戸アクアファームを訪問し、海洋深層水の取水方法や特徴などを聞き、次の高知県海洋深層水研究所で、利用技術の研究開発について紹介を受けた。ここでは、その1つとしてマイクロガスタービンを利用した研究も行われており、マイクロガスタービンが稼動している状況も見学した。さらに、安芸市へと移動し、ニッポン高度紙工業を訪問した後、安芸市内を散策した。

今回の定期講演会で特記すべきことの1つは、やはり学会開催中に講演会場である高知を台風が直撃したことであろう。講演会前日の午後には豪雨があり、その予兆どおり、講演会1日目の朝から非常に強い雨と風に見舞われ、隣のビルに移動することさえもままならない状況の中、講演会が行われた。オーガナイズドセッションが始まる前には会場近くでは晴れ間が見られたが、これは台風目の中であつたと思われ、オーガナイズドセッション中、暴風雨の音が会場に響いていた。台風自身は懇親会のころには通過し、一転さわめて穏やかな天気となったが、空の便をはじめ交通は麻痺状態であつた。このような状況の中、今回の講演会では、講演者の交代などがあったものの、すべての研究論文の講演が滞りなくおこなわれたことは、正直驚きであり、また、全講演者のガスタービンへの情熱を感じた。中にはさまざまな交通機関を駆使して出発後27時間以上かけて会場にこられた講演者もおられ、会場運営関係者、参加者全員に感謝すると共に、誇りを持って講演会を終了することができた。

(独)産業技術総合研究所



会場内では熱い議論が交わされた。



会場を台風の目が通過

※追記 (学術講演会委員会)

上記にありますように、今回の講演会は超大型台風直撃下での開催となりました。異常事態とはいえ、参加された皆様には情報連絡、緊急時の対応、連絡方法などの面でご不便をおかけいたしましたことお詫言いたします。これらの点に関しては今後の開催に活かしていきたいと考えております。困難な状況の中、ご参加いただきましたことを心からお礼申し上げます。

Asian Congress on Gas Turbines 2005 開催のお知らせ

国際交流委員会

このたび、標記国際会議を韓国ターボ機械協会 (Korean Fluid Machinery Association, KFMA) との協力により2005年11月にソウルで開催する運びとなりました。

本国際会議は、進歩、発展の速いガスタービン関連技術に対応するために、従来本学会により4年に一度開催されてきたIGTCの中間にあたる年に、アジア域を中心とした小規模の国際会議を実施してアジア各国の研究者・技術者間の情報交換および人的交流を促進することを目的として開催するものです。今回は日韓を中心とし、中国を始めとする他のアジア各国に参加を呼びかける形をとり、韓国のKFMAとの共同開催として試行いたしますが、将来は広くアジア各国、各地域の協力を得たガスタービン国際会議へと発展させて行く計画です。

会議の概要は以下の通りです。多数の会員の皆様には是非ご参加いただきますよう、ご計画のほど宜しくお願い申し上げます。

会議名称: Asian Congress on Gas Turbines 2005

会 期: 2005年11月16日(水)~18日(金)

主催学会: 日本ガスタービン学会, 韓国ターボ機械協会 (KFMA)

協賛学会:

(日本側) 日本機械学会, 日本航空宇宙学会, ターボ機械協会 (協賛依頼中)

(韓国側) 韓国機械学会, 韓国航空宇宙学会, 韓国推進工学会, 韓国空調冷凍工学会

場 所: ソウル国立大学 Hoam 国際会議場

セッション: 論文発表80件 (日本から40件程度, 韓国から30件程度, 中国等それ以外の国々から10件程度を予定), キーノート講演2~3件 (日本から1件), フォーラム2件。3室パラレルセッションを計画中。

講演論文: 6ページの講演論文をCDにまとめる。その他に各論文1ページのアブストラクト集を印刷物として作成し、会場で配布する。

参加登録費: 事前登録 … 一般270米ドル, 学生70米ドル

当日登録 … 一般300米ドル, 学生100米ドル

日 程: アブストラクト締切り 2005年5月中旬

アブストラクト採否通知 2005年5月末

講演論文締切り 2005年9月初旬

修正論文締切り 2005年9月末

(詳細は追って学会誌および学会ホームページにてご案内致します。)

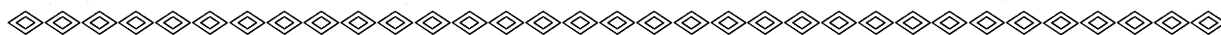
○ 本会共催・協賛・後援行事 ○

会合名	開催日・会場		詳細問合せ先
ウィークエンドセミナー2004 「失敗を活かす技術開発 -失敗と成功のはざままで-」	H16/11/19 建設交流館	協賛	日本機械学会関西支部 TEL：06-6443-2073
39-1 マリンエンジニアリング月例 講演会 メカトロニクス技術(2)	H16/11/26 神戸大学 深江キャンパス	協賛	日本マリンエンジニアリング学会 TEL：03-3539-5920, URL：http://www.jime.jp/
第273回講習会 熱流体計測の 基礎及び最近の応用技術 (計測機器のデモ紹介付き)	H16/12/8-9 大阪科学技術センター 中ホール	協賛	日本機械学会関西支部 TEL：06-6443-2073, URL：http://www.kansai.jsme.or.jp/
IMAGINE2004 「第一回 IMAGINE ベンチャービジ ネス国際フォーラム」	H16/12/15-17 ホテル阪急 エキスポパーク	後援	新産業支援インターマテリアル機構設立事務局 TEL：06-6879-8492, URL：http://www.imagine-npo.org
第13回微粒化シンポジウム	H16/12/21-22 日本大学 理工学部 駿河台校舎	協賛	日本液体微粒化学会 TEL：06-6466-1588, URL：http://www.ilass-japan.gr.jp
基礎教育講習会-エンジンにおける 実験・計測の基礎と応用(その10)	H17/1/17 日本機械学会	協賛	日本機械学会 TEL：03-5360-3504, URL：http://www.jsme.or.jp/kousyu2.htm

第30期評議員ならびに監事選挙のお知らせ

すでに正会員のみなさまのお手元に届いていることとは存じますが、当学会第30期評議員ならびに監事選挙を行っております。

投票締切日時は、平成16年12月10日(金)17:00 学会事務局必着 となっておりますので、必ず、ご投票くださいますよう、ご協力お願い致します。



★ 学会口座のご案内 ★

年会費、行事参加費等振込先は、下記のとおりです。

- | | | |
|---------|-----------------|---------|
| 1. 銀行振込 | みずほ銀行 新宿西口支店 普通 | 1703707 |
| 2. 郵便振替 | 00170-9-179578 | |

口座名は、いずれも「社日本ガスタービン学会」です。

GTSJ 刊行物を電子図書館で

——論文検索も可能——

(社)日本ガスタービン学会では、学会誌・講演会論文集・セミナー・Bulletin・IGTCProceedings を国立情報学研究所 (NII) の提供する電子図書館に掲載しております。

電子図書館「NACSIS-ELS」では日本の学協会が発行する学術雑誌から論文を探し、その頁を表示したり印刷したりすることができます。論文・雑誌のリストの検索は自由にできますが、論文のページの表示や印刷をするには料金がかかることもあり、利用登録が必要となりますので、NIIのHPより「利用申請」の申込みをしてください。

今までは図書館へ行って読んだり、コピーをとったり、あるいは他の図書館から取り寄せたりしなければならなかった論文を、よりいっそう迅速・簡単に入手することができますので、是非ご利用ください。

今月号の特集では、「ガスタービンと競合するガスエンジンシステム」を取り上げました。この理由は、会誌の内容拡大を図ることはもちろんのこと、中国孫子の「敵を知り、己を知れば…」の名言にもありますように、会員諸氏にはこれまでなじみの薄かった発電出力10,000kW (10MW) 以下でガスタービンと競合するガスエンジンを紹介することにより、ガスタービンに携わる技術者／研究者へインパクトを与えることを狙いとしましたからです。

特集は総論（2編）と各社技術（4編）で構成され、総論は一般と技術の二つに分かれ、一般総論を平田賢先生（芝浦工業大学、東京大学名誉教授）に、技術総論を三浦千太郎様（エネルギーアドバンス）にお願いしました。一般総論では、分散型エネルギーシステムのコージェネレーションや、また小型領域におけるガスタービンとガスエンジンの競合などが解説されています。先生の理想とする「各家庭でも、およそガスや石油に火をつける場所では必ずエンジンが回っている姿」は、特に印象的でした。また三浦千太郎様の技術総論では、発電効率に関し、ガスタービンに対するガスエンジンの優位性が定量的に示されると同時に、ガスタービン技術者・研究者への課題と期待が述べられています。各社技術はこの分野の最先端領域でご活躍されている方々へご執筆を依頼し、ガスエンジンに特有な現象・課題に対するいくつかの先端技術の紹介がなされています。会員諸氏には、この特集記事をきっかけに、小型ガスタービンエンジンへのさらなる高効率化への進化が、新しい視点のもとで、一段と加速されることを期待します。

随筆は、元三菱重工の中根秀彦様に「ガスタービンの研究開発について」と題して、研究開発に携わる技術者に対する貴重なコメントを頂いております。佐藤豪先生（慶応義塾大学名誉教授）の喫茶室は、今回で2回目となりました。研究だよりは、久しぶりに外国（ドイツ航空宇宙センター：DLR）へお願いし、最近のタービンの実験技術やその研究成果について紹介していただきました。

最後になりますが、本号刊行にあたり、執筆者の方々には、お忙しい中また急な原稿依頼に対しても快くお引き受け頂きましたことを、編集委員一同、厚く感謝致します。尚、本号の企画・編集にあたっては、市川薫委員（東邦ガス）、伊東正雄委員（東芝GEサービス）、塩原元哲委員（東京電力）、そして園田（本田技術研究所）が担当しました。（園田豊隆）

〈表紙写真〉

MACH-30G 断面図

説明；三菱重工業㈱横浜製作所が開発した発電用の低公害・高効率ガスエンジン MACH-30G を示す。微量な液体燃料を火種として希薄混合気を確実に着火するパイロット着火方式と高度な燃焼制御システムの採用により世界最高クラスの発電効率と低NOxを達成した。本機関は直列8シリンダとV形12～18シリンダの機種を揃え、2.5～5.8MWの出力範囲をカバーする。

（提供：三菱重工業株式会社 横浜製作所）

だより

♣事務局 ☒ ♣

あの上のような猛暑もどこへやら……、突然やってきたこの朝晩の冷え込み。勝手なものでこう寒くなるとあの暑さが懐かしくさえなってしまいます。

ここ新宿の街でも、マフラーを首に巻いた若者やコートを着込んだ人を見かけはじめましたからもう冬の到来なのでしょう。

10月下旬、高知で第32回定期講演会が台風23号直撃中、開催されました。

台風とぶつかるという状況は、学会創設以来初めてのことであり、どうなることかとハラハラ致しましたが、講演者及び参加者の方々の適切な対処で、ひとつも講演にアナがあくことなく、また事故もなく無事に終了いた

しました。

今年は台風の上陸が過去最多との事でしたが、他人事として余り身近に真剣に考えていませんでした。まさか、丁度ぶつかるなんて……。でもこれを良い経験として今後の学会運営に活かしていきたいと思えます。

ちなみに来年の定期講演会は、伊勢・志摩で開催です。11月に韓国で国際会議が開催されますので、9月に予定しておりますが、台風はどうでしょうか？

もう皆様のお手元に投票用紙が届いていると思えますが、今年も評議員選挙の季節となりました。締切日（12月10日事務局必着）をお間違えなきよう投票をお願い致します。 [A]

今月号の特集では、「ガスタービンと競合するガスエンジンシステム」を取り上げました。この理由は、会誌の内容拡大を図ることはもちろんのこと、中国孫子の「敵を知り、己を知れば…」の名言にもありますように、会員諸氏にはこれまでなじみの薄かった発電出力10,000kW (10MW) 以下でガスタービンと競合するガスエンジンを紹介することにより、ガスタービンに携わる技術者／研究者へインパクトを与えることを狙いとしましたからです。

特集は総論（2編）と各社技術（4編）で構成され、総論は一般と技術の二つに分かれ、一般総論を平田賢先生（芝浦工業大学、東京大学名誉教授）に、技術総論を三浦千太郎様（エネルギーアドバンス）にお願いしました。一般総論では、分散型エネルギーシステムのコージェネレーションや、また小型領域におけるガスタービンとガスエンジンの競合などが解説されています。先生の理想とする「各家庭でも、およそガスや石油に火をつける場所では必ずエンジンが回っている姿」は、特に印象的でした。また三浦千太郎様の技術総論では、発電効率に関し、ガスタービンに対するガスエンジンの優位性が定量的に示されると同時に、ガスタービン技術者・研究者への課題と期待が述べられています。各社技術はこの分野の最先端領域でご活躍されている方々へご執筆を依頼し、ガスエンジンに特有な現象・課題に対するいくつかの先端技術の紹介がなされています。会員諸氏には、この特集記事をきっかけに、小型ガスタービンエンジンへのさらなる高効率化への進化が、新しい視点のもとで、一段と加速されることを期待します。

随筆は、元三菱重工の中根秀彦様に「ガスタービンの研究開発について」と題して、研究開発に携わる技術者に対する貴重なコメントを頂いております。佐藤豪先生（慶応義塾大学名誉教授）の喫茶室は、今回で2回目となりました。研究だよりは、久しぶりに外国（ドイツ航空宇宙センター：DLR）へお願いし、最近のタービンの実験技術やその研究成果について紹介していただきました。

最後になりますが、本号刊行にあたり、執筆者の方々には、お忙しい中また急な原稿依頼に対しても快くお引き受け頂きましたことを、編集委員一同、厚く感謝致します。尚、本号の企画・編集にあたっては、市川薫委員（東邦ガス）、伊東正雄委員（東芝GEサービス）、塩原元哲委員（東京電力）、そして園田（本田技術研究所）が担当しました。（園田豊隆）

〈表紙写真〉

MACH-30G 断面図

説明；三菱重工業㈱横浜製作所が開発した発電用の低公害・高効率ガスエンジン MACH-30G を示す。微量な液体燃料を火種として希薄混合気を確実に着火するパイロット着火方式と高度な燃焼制御システムの採用により世界最高クラスの発電効率と低NOxを達成した。本機関は直列8シリンダとV形12～18シリンダの機種を揃え、2.5～5.8MWの出力範囲をカバーする。

（提供：三菱重工業株式会社 横浜製作所）

だより

♣事務局 ☒ ♣

あの上のような猛暑もどこへやら……、突然やってきたこの朝晩の冷え込み。勝手なものでこう寒くなるとあの暑さが懐かしくさえなってしまう。

ここ新宿の街でも、マフラーを首に巻いた若者やコートを着込んだ人を見かけはじめましたからもう冬の到来なのでしょう。

10月下旬、高知で第32回定期講演会が台風23号直撃中、開催されました。

台風とぶつかるという状況は、学会創設以来初めてのことであり、どうなることかとハラハラ致しましたが、講演者及び参加者の方々の適切な対処で、ひとつも講演にアナがあくことなく、また事故もなく無事に終了いた

しました。

今年は台風の上陸が過去最多との事でしたが、他人事として余り身近に真剣に考えていませんでした。まさか、丁度ぶつかるなんて……。でもこれを良い経験として今後の学会運営に活かしていきたいと思えます。

ちなみに来年の定期講演会は、伊勢・志摩で開催です。11月に韓国で国際会議が開催されますので、9月に予定しておりますが、台風はどうでしょうか？

もう皆様のお手元に投票用紙が届いていると思います。今年も評議員選挙の季節となりました。締切日（12月10日事務局必着）をお間違えなきよう投票をお願い致します。 [A]

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
 - B. 依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。
 - C. 学会原稿学会の運営・活動に関する記事(報告、会告等)および学会による調査・研究活動の成果等の報告。
2. 依頼原稿および投稿原稿は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説、講義、技術論文、速報(研究速報、技術速報)、寄書(研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介)、随筆、書評、情報欄記事、その他とする。刷り上がりページ数は原則として、1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説、講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書、随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ
3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。
4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。
5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。
6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。
7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

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

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

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

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

技術論文投稿規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
 - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
 - 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
 - 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。
3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき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.32 No.6 2004.11

発行日 2004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 望月貞成
発行者 住川雅晴
〒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 ニッセイエプロ(株)
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2004, (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方でない限り、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。

〒107-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
(中法) 学術著作権協会
TEL: 03-3475-5618 FAX: 03-3475-5619
E-mail: jaacc@mtd.biglobe.ne.jp

著作物の転載・翻訳のような、複写以外の許諾は、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
 - B. 依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。
 - C. 学会原稿学会の運営・活動に関する記事(報告、会告等)および学会による調査・研究活動の成果等の報告。
2. 依頼原稿および投稿原稿は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説、講義、技術論文、速報(研究速報、技術速報)、寄書(研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介)、随筆、書評、情報欄記事、その他とする。刷り上がりページ数は原則として、1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説、講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書、随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ
3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。
4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。
5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。
6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。
7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

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

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

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

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

技術論文投稿規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
 - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
 - 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
 - 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。
3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき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.32 No.6 2004.11

発行日 2004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 望月貞成
発行者 住川雅晴
〒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 ニッセイエプロ(株)
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2004, (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方でない限り、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。

〒107-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
(中法) 学術著作権協会
TEL: 03-3475-5618 FAX: 03-3475-5619
E-mail: jaacc@mtd.biglobe.ne.jp

著作物の転載・翻訳のような、複写以外の許諾は、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
 - B. 依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。
 - C. 学会原稿学会の運営・活動に関する記事(報告、会告等)および学会による調査・研究活動の成果等の報告。
2. 依頼原稿および投稿原稿は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説、講義、技術論文、速報(研究速報、技術速報)、寄書(研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介)、随筆、書評、情報欄記事、その他とする。刷り上がりページ数は原則として、1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説、講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書、随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ
3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。
4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。
5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。
6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。
7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

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

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

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

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

技術論文投稿規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
 - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
 - 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
 - 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。
3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき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.32 No.6 2004.11

発行日 2004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 望月貞成
発行者 住川雅晴
〒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 ニッセイエプロ(株)
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2004, (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方でない限り、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。

〒107-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
(中法) 学術著作権協会
TEL: 03-3475-5618 FAX: 03-3475-5619
E-mail: jaacc@mtd.biglobe.ne.jp

著作物の転載・翻訳のような、複写以外の許諾は、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
 - B. 依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。
 - C. 学会原稿学会の運営・活動に関する記事(報告、会告等)および学会による調査・研究活動の成果等の報告。
2. 依頼原稿および投稿原稿は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説、講義、技術論文、速報(研究速報、技術速報)、寄書(研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介)、随筆、書評、情報欄記事、その他とする。刷り上がりページ数は原則として、1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説、講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書、随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ
3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。
4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。
5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。
6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。
7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

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

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

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

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

技術論文投稿規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
 - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
 - 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
 - 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。
3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき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.32 No.6 2004.11

発行日 2004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 望月貞成
発行者 住川雅晴
〒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 ニッセイエプロ(株)
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2004, (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方でない限り、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。

〒107-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル
(中法) 学術著作権協会
TEL: 03-3475-5618 FAX: 03-3475-5619
E-mail: jaacc@mtd.biglobe.ne.jp

著作物の転載・翻訳のような、複写以外の許諾は、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

GTSJ ガスタービンセミナー（第33回）のお知らせ

「ガスタービンの最新開発動向と将来展望」をテーマに第33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。

1. 日 時 : 平成17年1月27日(木) 9:30~17:00 (受付開始9:00)
1月28日(金) 9:30~17:00
2. 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)
3. 主 催 : (社)日本ガスタービン学会
4. 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, 日本マリンエンジニアリング学会, 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
5. セミナープログラム テーマ: 「ガスタービンの最新開発動向と将来展望」

1月27日(木) 「セッションI: ガスタービン要素技術の最新技術動向」 ※講演時間には質疑応答の時間を含む。

1	発電ガスタービン用高温材料の開発動向	9:30-10:15	(株)日立製作所 吉成明氏
2	航空用ガスタービンの材料技術	10:15-11:00	石川島播磨重工業(株) 荒木隆人氏
3	タービン空力設計の最新技術動向	11:00-11:45	三菱重工業(株) 伊藤栄作氏
4	空力要素設計技術(圧縮機)	13:00-13:45	石川島播磨重工業(株) 加藤大氏
5	発電用ガスタービン燃焼技術	13:45-14:30	川崎重工業(株) 木村武清氏
6	航空用ガスタービンの燃焼技術の動向	14:30-15:15	(独)宇宙航空研究開発機構 林茂氏
7	発電用ガスタービン高温部品のメンテナンス技術	15:30-16:15	(株)東芝 澤徹氏
8	航空用ガスタービンメンテナンス技術	16:15-17:00	全日本空輸(株) 松田隆氏

1月28日(金) 「セッションII: ガスタービンの最新開発動向」

9	最新型ガスタービンLMS100™の開発	9:30-10:15	ゼネラル・エレクトリック・インターナショナル・インク 高野利博氏
10	再生サイクルガスタービン Solar Mercury 50	10:15-11:00	新潟原動機(株) 小林一幸氏
11	HF118ターボファンエンジン	11:00-11:45	(株)本田技術研究所 園田豊隆氏 野田悦生氏
12	環境適合型次世代超音速輸送機用推進システム技術の現状	13:15-14:00	超音速輸送機用推進システム技術研究組合 藤網義行氏
13	次世代型船用ガスタービンSMGTの開発について	14:00-14:45	スーパーマリンガスタービン技術研究組合 荒井正志氏

1月28日(金) 「パネルディスカッション」

14	テーマ「ガスタービン開発の将来展望」	15:00-17:00	(座長) 帝京平成大学 吉識晴夫氏 (パネリスト) (独)新エネルギー・産業技術総合開発機構 早川卓郎氏 (独)宇宙航空研究開発機構 坂田公夫氏 超音速輸送機用推進システム技術研究組合 藤網義行氏 三菱重工業(株) 青木素直氏 (財)電力中央研究所 佐藤幹夫氏
----	--------------------	-------------	---

6. セミナーの内容

(1) 「発電ガスタービン用高温材料の開発動向」

(株)日立製作所 吉成 明氏

高効率化を図るための燃焼ガス温度の高温化に伴い、最新の大型ガスタービンでは、単結晶翼が実用化されており、今後中小型機も含めて更に普及していくものと考えられる。単結晶翼は最も過酷な環境で使用される動静翼材として、高効率化のキエテクノロジーであることから、単結晶材を中心に製造プロセスも含めた最新の耐熱材料の開発状況について紹介する。

(2) 「航空用ガスタービンの材料技術」

(石川島播磨重工業(株) 荒木 隆人氏)

航空用ガスタービン材料は軽量かつ高強度で、低温から千数百度の高温までの多様な部品に適用していかねばならないところに特徴があり、静止部や回転部など、部位・部品ごとに材料に要求される特性も異なる。したがって、それぞれの部品に求められる材料特性を効率的に引き出し、適用していくことが重要である。本セミナーでは航空用ガスタービンにおける主要材料の適用状況と課題および複合材料などの開発動向について紹介する。

(3) 「タービン空力設計の最新技術動向」

三菱重工業(株) 伊藤 栄作氏

発電用・航空用ともガスタービンのタービン入口温度が1500°Cを超え、タービン効率が熱サイクル効率に及ぼす割合が増加すると共に、タービン翼の使用環境がますます過酷となり、高信頼性確保の観点からも、さらに高精度なタービン内部流れの予測が必要とされている。このため、タービン空力設計技術の重要性が増しており、とりわけ多段・非定常・冷却流の影響など、より複雑な実現象に着目した技術開発が行われている。本セミナーでは、国内外のタービン空力設計の最新技術動向を紹介する。

(4) 「空力要素設計技術(圧縮機)」

石川島播磨重工業(株) 加藤 大氏

航空エンジン用ガスタービンに求められる軽量コンパクト化に対応するための高負荷空力設計技術についてまず解説する。これらには、衝撃波制御設計技術、低アスペクト比による効率低下を抑える三次元翼設計技術、翼先端隙間流れ損失抑制技術が含まれる。近年は性能と同時に翼振動やコストへの要求を短期間で満足させることが求められており、空力・エアロメカ・製造性を同時に考慮した多分野統合設計やシミュレーション技術についても紹介する。

(5) 「発電用ガスタービン燃焼技術」

(川崎重工業(株) 木村 武清氏)

ガスタービン燃焼器では、主に低エミッション燃焼技術と燃料多様化技術が開発課題になっており、高温・高圧化による厳しい作動条件のもとで、その開発・実用化が推進されている。ここでは、そのように発展してきたガスタービン燃焼器の概要やその特徴、燃焼器の設計手法、燃焼技術とその動向および燃料多様化に対応している各種燃焼器の実機適用例について紹介する。

(6) 「航空用ガスタービンの燃焼技術の動向」

((独)宇宙航空研究開発機構 林 茂氏)

エアライン間の競争激化、原油価格の上昇傾向、今後のCO₂排出取引の状況の中、燃料消費率の一層の削減を目指して高圧、高温化が進められている。一方、ICAO(国際民間航空機関)によるNO_x排出基準の強化が続いており、巡航時NO_x基準の導入も検討に入っていることから、燃焼技術開発の中心は低NO_x燃焼技術にある。ここでは、低NO_x燃焼技術、そのための燃料微粒化及び混合気形成手段、燃料ステージング、高性能燃焼器ライナなどについて、最近の技術動向を紹介する。

(7) 「発電用ガスタービン高温部品のメンテナンス技術」

(株)東芝 澤 徹氏

ガスタービンの高温部品は過酷な環境で使用されるため、運転時間の経過に伴って劣化・損傷し、寿命を消費する。そのため、これらの部品は点検・補修を繰り返しながら使用し、比較的短い運転時間で寿命管理される。従って、高温部品の予防保全に関して、余寿命診断技術や補修技術は重要な技術要因と位置付けることができる。ここでは、発電用ガスタービン高温部品の余寿命診断技術と修理技術・寿命延伸技術等の補修技術について紹介する。

(8) 「航空用ガスタービンメンテナンス技術」

(全日本空輸(株) 松田 隆氏)

航空機の安全性、定時性を確保する為に、エンジンの果たす役割は重要であり、航空会社がどの様な考え方でエンジンの信頼性を維持向上してきたか、整備方式・モニタリング手法の変遷を過去の事例を交えて紹介する。またエンジンの整備コストは航空機全体の中でも占める割合が最も高く、整備におけるコスト削減に対する取り組みも併せて紹介する。

(9) 「最新型ガスタービンLMS100™の開発」

(ゼネラル・エレクトリック・インターナショナルインク 高野 利博氏)

産業用ガスタービンには、一般に航空機エンジン転用型とヘビーデューティー型の2種類の技術系統がある。ゼネラルエレクトリック社は航空機用ジェットエンジン・同転用型ガスタービンおよびヘビーデューティーガスタービンの双方を本格事業展開しているが、このたび双方の技術を融合した最新型ガスタービンLMS100™を開発した。本稿では、LMS100™の開発思想、経緯ならびに性能等を概説する。

(10) 「再生サイクルガスタービン Solar Mercury 50」

(新潟原動機(株) 小林 一幸氏)

米国エネルギー省の先進ガスタービン開発プログラムのもと、ソーラータービンス社で開発が進められて来た Mercury 50 は、米国、フランス、オーストラリアでフィールドテストを累計40,000時間超重ねて来た。最新仕様は、定格4,600kW、発電効率38.5%、蒸気量5.6t/h以上、NO_x9ppm以下(O₂=15%)の性能を有している。カリフォルニア州内で2件の顧客開拓を実現し日本においては2005年度より営業活動を開始する予定である。

(11) 「HF118ターボファンエンジン」

(株)本田技術研究所 園田 豊隆氏, 野田 悦生氏)

本田技術研究所は、航空用ガスタービンエンジンに関する研究を1986年にスタートし、1999年より、小型・軽量・高効率・低エミッションを狙いとした小型ターボファンエンジン：HF118の開発を開始した。昨年12月には、このHF118エンジンを、自社製ビジネスジェット実験機 (HondaJet) に搭載し、初飛行に成功している。ここではHF118ターボファンエンジンの開発概要、代表的空力要素の性能/特徴、そして空力基礎研究の状況について述べる。

(12) 「環境適合型次世代超音速輸送機用推進システム技術の現状」

(超音速輸送機用推進システム技術研究組合 藤網 義行氏)

1999年度から2003年度の5年間、新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) の指導下で経済産業省のご支援を得て超音速/極超音速輸送機の推進システムの技術開発を行ってきたが、その技術課題—低騒音, 低NOx, 低CO2—と目標について紹介し、5年間のプロジェクト成果を報告する。

(13) 「次世代型船用ガスタービンSMGTの開発について」

(スーパーマリンガスタービン技術研究組合 荒井 正志氏)

1997年から低NOxで高効率な次世代型船用ガスタービン (Super Marine Gas Turbine; SMGT) の研究開発を実施している。2003年初め、2500kW級実験機で陸上試験を実施し、所期の性能目標を達成した。この成果を受けて、2003年度より3ヵ年計画で実用化を目指して、実船搭載に必要な信頼性を有する実船搭載型船用ガスタービンの開発を開始した。ここでは、SMGTの開発状況と今後の展望について報告する。

(14) パネルディスカッション「ガスタービン開発の将来展望」

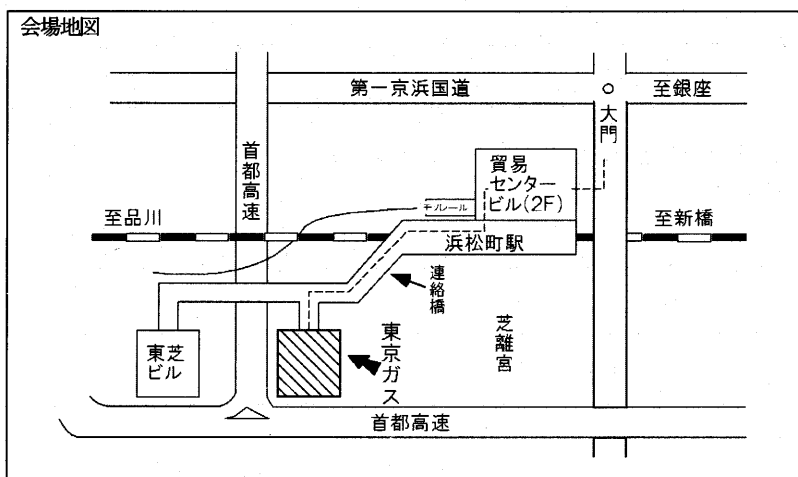
現在、航空機等の輸送機関や定置型発電設備の原動機として主要な地位を占めているガスタービンは、最近の材料技術・空力設計技術・燃焼技術などの技術進歩により、高効率化・高出力化・低エミッション化を達成し、国内の省エネルギー化政策や大気環境の改善へ多大に貢献すると共に、さらに超高速輸送機関や船用機関などへの用途拡大が期待されている。

今回は、ガスタービンがより魅力ある原動機として普及・発展するために必要な技術開発要素は何か? 各種要素技術の進展により、ガスタービンはどこまで高性能化するのか? また、将来的に新たな活躍の場として期待すべき用途分野は何か? パネリストに研究開発機関、ガスタービンメーカー等から各分野の第一線で活躍の方々を迎え、ガスタービン開発の将来展望に関して幅広い切り口で討論していただきます。

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、下記事務局宛平成17年1月21日(金)までにお送り下さい。
 (ホームページからも申込ができます)
 また、参加費につきましては平成17年1月26日(水)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 みずほ銀行 新宿西口支店 (普) 1703707 (日本ガスタービン学会)
 ・現金書留
- 3) 事務局 : (社)日本ガスタービン学会
 〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13-402
 Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387
 URL. <http://wwwsoc.nii.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33回ガスタービンセミナー

(平成17年1月27,28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. を記入下さい	参加日 〇明をつけて下さい
				27・28
				27・28
				27・28
				27・28
				27・28

【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
学生会員	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：(〇をつけてください。) <ol style="list-style-type: none"> 銀行振込 (みずほ銀行 新宿西口支店 普通 1703707) 郵便振替 (00170-9-179578) 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					