



ガスタービンの将来

石川島播磨重工業株式会社 副社長 永野 治

40数年前、私共の学生時代に内丸最一郎先生などの大先輩が講議の合間に熱機関の発展の行く末を論じられて、それがガスタービンに落ち着くべき予見をのべられたし、やがて海軍に入って航空エンジンの開発を職務とするようになると諸先輩が折あるごとにガスタービンの将来性を論じられたのであるが、いずれも何となく現実ばなれがしていたものである。

ガスタービンは謂わば永らくのまぼろしのエンジンなのであった。

二次大戦の末期になってそこに現われたのがジェット・エンジンと原子爆弾である。そのいずれも出現当時は、こんなにはやくエネルギー・プラントとしての実用化につながるとは思われていなかった。

ジェット・エンジンが高速飛行機に適し、特に高々度低温大気中でのメリットは誰にもわかる道理であったが、ガスタービンのもつ、もろもろの困難、技術的の未開状態に思いをめぐらす学界、業界の有識者達はいずれも懐疑的であったのに、弧軍奮闘して遂にジェット時代の扉を開いたフランク・ホイットル卿の達識と努力とには頭が下がるのであるが、さて之を陸船用に供しようとなると、再びかつてのさまよえるまぼろしの世界にあともどりしてしまうのであった。

戦後の10年間、全世界は陸船用ガスタービンの開発にも望みを託して努力を傾倒した。その中には石炭焚きの機関車から、C重油焚き船

用機、衝撃波利用圧縮機からスクール・ロータ型圧縮機やタービンなど文字通り秘術をつくし、アメリカでは機関車用にかなりまとまった数で実用されたし、自動車用や船用にも幾つかの実用試験が欧米で行なわれ、我が国でも少なくとも官民7つの開発プロジェクトがあり、近くは自動車用の研究も盛であったが、いずれも開花を見ていない。

現在実用価値の定着した市場は、軍艦艇用、尖頭負荷乃至は緊急用及び砂漠地での発電用、天然ガス圧送ラインのポンプ駆動用、化学プロセスでのガスエネルギー利用、小型補助動力などの限られた分野にとどまり、今後も蒸気やディーゼル・エンジンとの長い共存競走時代が続くのであろう。

こうした中で最も早くからドラフト・ボードに乗り乍ら、今も其の重要性を失なわない夢が原子力とガスタービンとの組合せである。

原子力が先ずガス炉から始まったことから、当然ヘリウム・サイクルでのガスタービンが、スイスやイギリスで盛に研究せられ、又一時は航空用に空気冷却のオープン・サイクルがアメリカやソビエトで大がかりに開発せられた時代もあったが、発電用プラントにはイギリスの炭酸ガス冷却型、アメリカやスエーデンの軽水炉、カナダの重水炉などがいずれも蒸気タービン使用を定型化し、一方航空用の開発は放擲される事態となり、再びこれもまぼろしの世界に後退したかに見えたのであるが、最近になっていわゆる高温ガス炉が実用化の域に近づくに及んで再びヘリウム・サイクルでのガスタービンが脚

(昭和49年11月5日原稿受付)

光を浴びはじめ、どうかするとエネルギー・プラント用ガスタービンとしての本 的重要性をもつかに見えるほどになって来た。そして此の分野での技術的な問題に目を向けてみると、熱交換器と、漏れ止軸封とが再び大きくクローズ・アップして来るのである。

30年を超える航空エンジンの開発努力と実用経験の集積によって、羽根車動静翼に関する設計は目ざましい進歩をとげ、かつて想到しなかった高温、高圧縮域を実用に供し、初期のガスタービン概念においては殆んど必須のものとされたいた圧縮中間冷却、排熱回収、乃至は完全なクローズド・サイクルに必要な大がかりな熱交換器を避けて進んでいるのであるが、陸船用に本格的な実用化をはかるには、どうしても熱交換器をものにしなければならない。重質油を焚くディーゼルや蒸気タービンとの競合分野に入るには、重質油焚きが必須であり、そうすると、腐蝕の問題と近時重要性を増して来た排気の NOx 制限からも高温化は制約され、他方航空用が免がれているダクトの損失を負い、航空用が恵まれている低温大気の利を享けられない陸船用としては、どうしても熱交換器の改良に真向から立ち向かわなければならないのである。そうしてみると、高温ガス炉でのヘリウム・サイクルの蔵する技術的問題は、ガスタービンの一般的な実用化の道に立ちはだかる問題と同じものであり、ヘリウム・サイクルの実用化が可能となる時には一般的にガスタービンの普

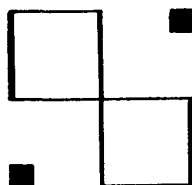
及が見られることになりそうである。

要するに実用的なガスタービン向けの熱交換器が出来れば永年のガスタービン信者の夢が実現することになるのであろう。現実の実用の域に入っている陸船用ガスタービンの市場が概ね熱交換器とガスシールの問題を避けた範囲に限定されて居り、従って軍用を除いては本格的な市場に入りかねているわけである。

熱交とか、ガスシールとか古びて力の入れ処の見つけ難い技術は、いわば袋小路に入ったような硬直的ないやらしさがある反面、多量の経験も蔵されて居り、之に新らしい契機となるような技術を投入すれば、思わぬ発展を期待出来るように思われるのである。最近の材料の進歩や、加工技術、鮮析手法などの目ざましい進展を見わたして、虚心に工夫をつめば、案外な手がかりが見つかるかもしれない。

一本調子の演繹的な努力ではなかなかうまく行かない開発分野で何かの進展をはかるためには、同じ畑を耕やす人の数を出来るだけ多くして、出来る限り多くの頭脳からのひらめきを期待するのが道理であろう。

こうした見地から、ガスタービン会議の役割にかけろべき望みは大きく、さらに、こうした開発が次第に大規模且つ長期にわたるべきことを考えて、競走よりも協力を重視する集团的努力が世界的な拡がりを持つようになることを念願し度いのである。



論説解説

ガスタービンのシミュレータ

航空宇宙技術研究所 原動機部 西尾 健二
杉山 七 契

1. まえがき

ガスタービンも従来の1軸より2軸, 3軸のものが主流となってきているが, これに対する制御の方法も複雑化し, 様々な方法が考えられている。従来の油圧機械式の制御器では, その開発時間も極めて長時間を要するため, エンジンの試作と殆んど時を同じくして試作に着手する必要がある, エンジンの静特性はともかく動的な特性は全然つかめないまま, その制御方式をきめ, 製作に入る例が多い。

このため, エンジン試作の初期, すなわち, エンジンの各要素特性が明らかになってきた時点で, その要素特性よりエンジンの静特性, 動特性をシミュレートできるシミュレータの必要性は高まってきており, アナログ方式からハイブリット方式まで各種方式の研究がすすめられている。

ここでは, それらの研究の沿革について述べ, 次に筆者らが行なった実時間デジタル・エンジン・シミュレーションについて紹介する。

2. シミュレーション研究の沿革⁽¹⁾

エンジン動特性の研究は1948年頃, Ottoらによって始められた。彼等はエンジン制御の見地から, 燃料流量に対するエンジン変数の線形化応答について解析を試み, 1軸エンジンは1次系で近似され, 燃料のステップ変化に対するエンジン回転数の応答は1次おくれであるこ

とを示した。また Taylor⁽²⁾ にもターボプロップエンジンの動特性について同様の解析を行い, 周波数応答法によって実機の動特性を求めた。⁽³⁾

これらの解析および実験にもとづき, Ketchum⁽³⁾ らはアナログ計算機を用いて, エンジンを線形系としたエンジンシミュレータを構成した。これは図1のように, エンジン時定数, ゲイン定

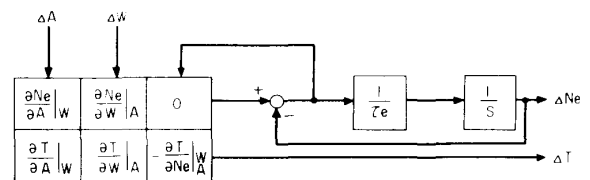


図1 ターボジェットエンジンの線形化シミュレーション

(Wは燃料流量, Aはノズル面積, Neはロータ回転速度, Tはタービン出口温度, τ_e はエンジン時定数である)

数などのパラメータを推定あるいは実験で求めてアナログ計算機にセットするという簡便なものであるが, エンジン変数の応答特性の解析, エンジン制御器の研究などに広く使用された。^{(4)~(8)}

また現在においても, エンジン制御器の動作テストなど, 精度をあまり要求されない場合に用いられている。このシミュレーション法はエンジンの広い作動範囲での精度が期待できず, またエンジンの入力と出力とだけに着目しているため, シミュレータと実際のエンジンとの対

(昭和49年12月10日原稿受付)

応が悪く、エンジンの運転条件の変更、エンジン要素特性の変更など、柔軟に適應できず融通性に欠けていた。

このような欠点を除去するため1950年代中頃から、エンジンの構成要素であるコンプレッサ、タービン、ノズルなどの要素特性と対応をとり、そこに適当なマッチング条件を導入し

てシミュレータを構成する方法が試みられた。種々の形式のエンジンについて、その要素特性が与えられた場合の定常特性、過渡特性はかなり詳細に研究^{(9)~(15)}されていたが、シミュレータとして実現するためには大規模のアナログ計算機による以外に方法がなかった。^{(16)~(19)}この場合、コンプレッサ特性などの2変数関数の

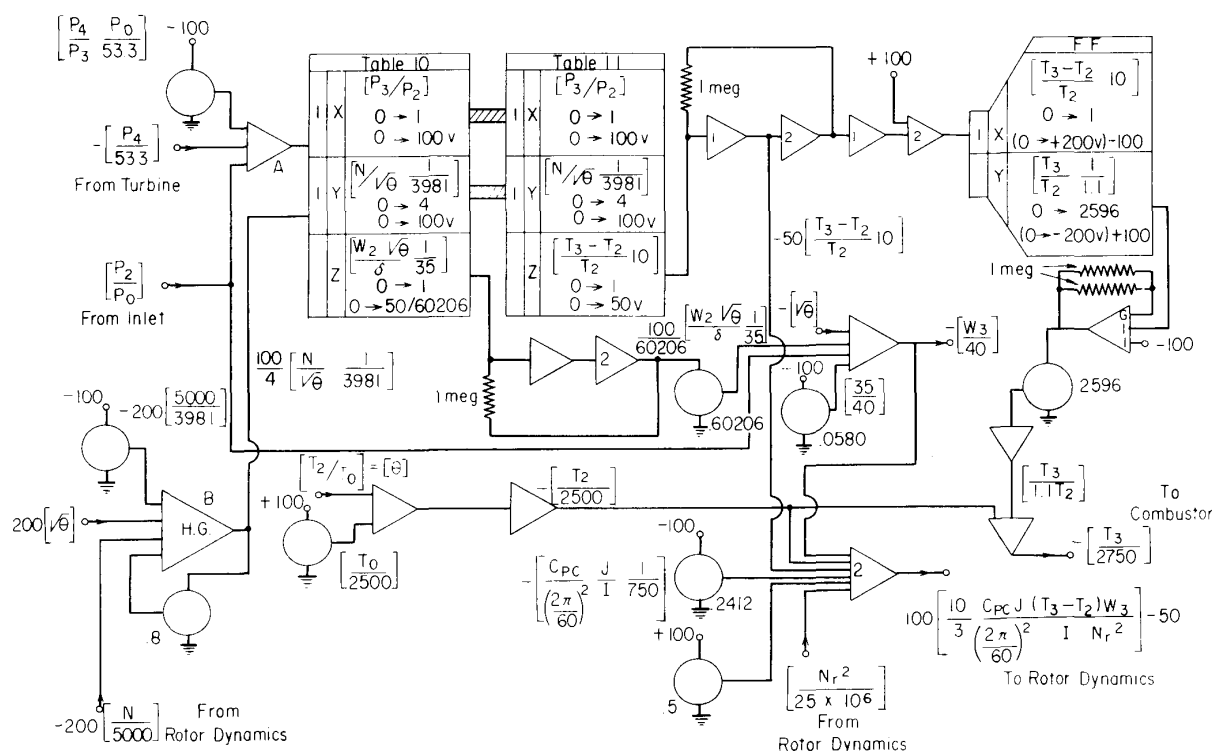


図2 コンプレッサ特性のシミュレーションブロック
(Table 10, 11は2変数関数発生器, [X]は $\log_{10} x$ をあらわしている)

発生、マッチング計算における乗除算、べき乗算などアナログ計算機にとって不得意とする非線形演算が多くなるため、Larrow⁽¹⁶⁾らは演算回路に対数を導入して乗除算器の使用をさけ、またサーボを用いた2入力1出力の関数発生器でコンプレッサ特性を近似するなどの工夫をこらした(図2)。また Saravanamuttoo⁽¹⁸⁾は、コンプレッサ特性のように相似な曲線群からなる2変数関数を、3つの1変数関数発生器を組合せて構成した。しかし、アナログ演算によるシミュレーションは、その規模のわりには精度、再現性、応答性に問題があった。

その後、エンジン性能の向上にともなって動

作特性は複雑さを増し、制御への要求も厳しくなり、必然的に信頼性、精度の高いシミュレータが必要となった。デジタル計算機の進歩とあいまって、ジェットエンジンのデジタルシミュレーションが試みられるようになった。^{(20)~(26)}シミュレータとしてデジタル計算機を用いることは、特にジェットエンジンのように非線形の変数関数で表わせる要素から組立てられている複雑な系の場合に適しており、演算の精度、再現性は極めて高い。またシミュレーション結果は静特性、動特性ともに実験値とよく一致する。しかし、演算時間が長く実時間動作は困難であり、時間軸を数十~数百倍に拡大せ

ざるをえなかった。この欠点をさけるためにハイブリッド計算機によるシミュレーションも試みられている。⁽²⁷⁾⁽²⁸⁾これは主として積分過程と要素間マッチング計算にアナログ演算を導入して演算の高速化をはかっているわけであるが、シミュレーション・システムの複雑化、演算精度の低下をさけられない。

補機設計のためのデジタル・シミュレーションにおいて実時間動作は必ずしも必要ではないが、実機の制御器（燃料、可変静翼、抽気など）の性能試験、運転試験等を行なうためにシミュレータと結合した場合、実時間動作が必要となる。デジタル計算による実時間シミュレーションが可能になると、

- 1) エンジン補機のハードウェアと結合した試験ができる。
- 2) エンジン要素特性の変更、エンジン運転条件の設定、変更が容易で融通性にとむ。
- 3) ソフトウェアを変更することによって種々のエンジンのシミュレーションが可能である。
- 4) アナログ式、ハイブリッド式にくらべ、信頼性、精度、保守性が高い。

などの利点がある。エンジンのサイクル、機械的構造が複雑になるほど計算時間は増大し、実時間動作は困難となるが、最近のデジタル計算機の進歩、ソフトウェアの工夫により、実時間動作は可能な段階となってきている。

次に筆者から試みた実時間デジタル・シミュレーションについて述べることにする。

3. 実時間デジタル・シミュレーション⁽²⁹⁾

図3にエンジン・シミュレータの構成を示す。全ての演算はデジタル計算機で行なって融通性、汎用性、精度を高め、入出力部のみアナログ信号で扱って外部機器（制御器、記録器、表示器）との接続を容易にしている。また、デジタル演算部のプログラムはエンジン構成要素ごとにブロック化して、実際のエンジンとの対応を明確にした。

シミュレーション・プログラムは大別して、

- (1) エンジン操作量、飛行条件の入力。
- (2) エンジン構成要素間の圧力とガス流量についてのマッチングをとるマッチング計算。
- (3) 積分過程（ロータの運動）の積分計算。
- (4) エンジン全体性能の計算。
- (5) 結果の出力。

から成り立つ。(1)～(6)項が約20 msec程度以下で実行されるならエンジンの実際の動作と対応した実時間シミュレーションが可能である。計算時間はほとんど上記(2)項のマッチング計算によって決まる。これを小さくするために次のような計算法をとった。

マッチング計算は、通常の表示法によるエンジン要素特性に基づいて、刻々変化する運転条件、エンジン状態に対し、逐一マッチングを取りながら、エンジン作動点を決めていく方法をとっている。図4は3軸ファンエンジンを対象

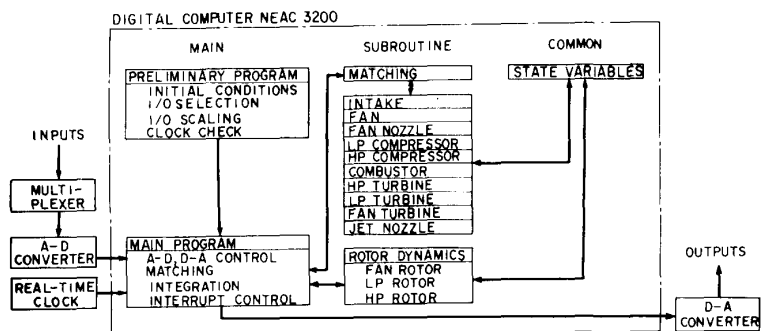


図3 デジタル・シミュレータの構成

としたマッチング・プログラムのエンジン要素間の情報の流れを示している。（2軸、1軸エンジンなどに対しては、図4において存在しない要素をタミーとすればよい。）各要素は入口圧力、出口圧力、入口温度および独立変数を与えれば出口温度、ガス流量が求まるようにする。

従って各要素間の圧力を指定すれば、すべての要素のガス流量は計算される。そこで、次の順序でマッチング計算を行なう。

- (1) 各要素間の圧力を仮定する。
- (2) 各要素のガス流量を計算する。
- (3) 要素間にガス流量の不一致がある場合、

仮定した圧力を修正する。

- (4) ガス流量の不一致が規定以内になるまで(2), (3)をくり返す。

このように計算をすすめると、各要素間の圧力を同時に仮定あるいは修正でき、またガス流量の不一致は仮定した圧力の修正すべき大きさと方向を与えるため、マッチング計算の収束が速くなるわけである。

この計算法によるとマッチング計算を完了するまでに各要素特性を多くとも100回程度計算すればよい。筆者らの経験では、要素特性の計算時間を2msec以下にすることは可能である。従って、シミュレーション・プログラムは1サイクル20msec程度で実行され、過渡時の精度も十分に保持した実時間シミュレーションができる。

シミュレータの精度の向上のためにエンジン要素特性の表示をより高次の近似式あるいは詳細なデータ・テーブルの形にする必要が生じる。また、最近のエンジンのサイクル、機械的構造の複雑化の要素間の関係を複雑にし、独立変数(可変静翼、抽気など)を増大させている。これらはデジタル・シミュレーションにおいて計算時間の増大をもたらし、上記の手法によっても実時間動作を困難にするとと思われる。

この困難への1つのアプローチは、計算機の処理速度を向上させるということであろうが、より効果的なアプローチは複数計算機の並列演

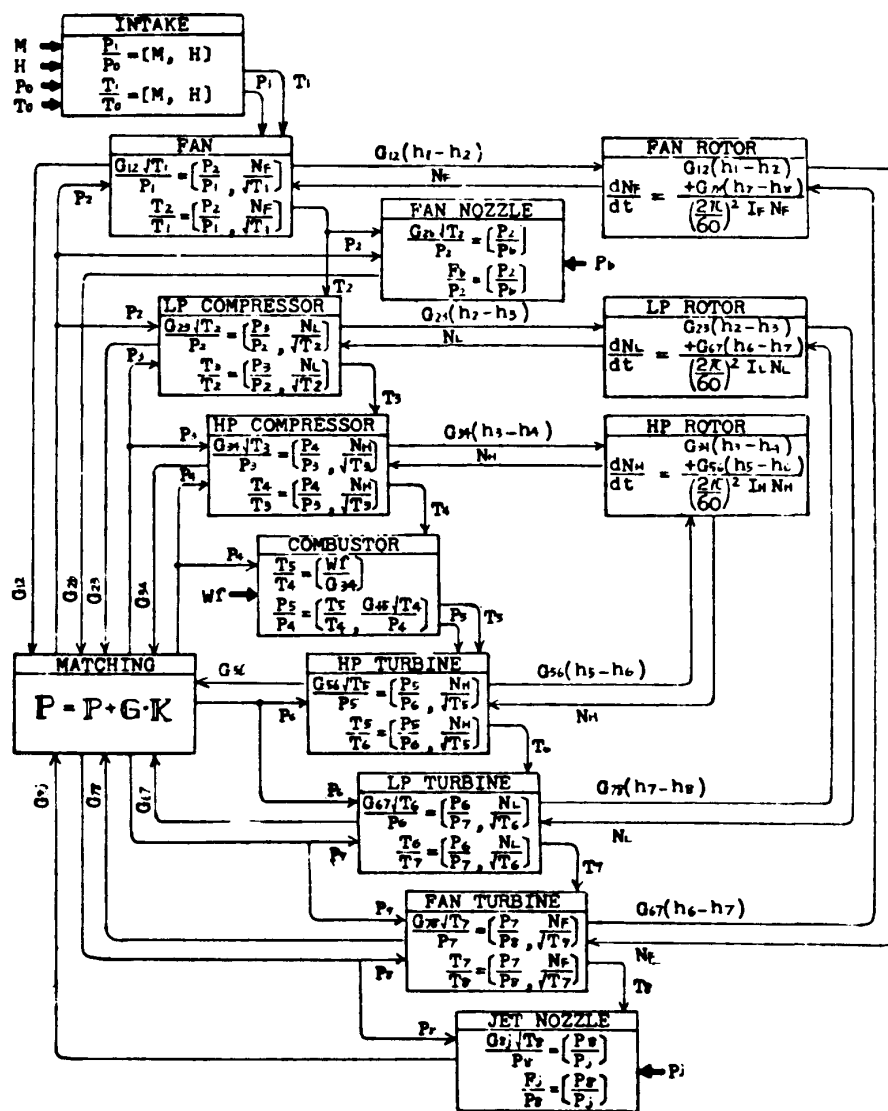


図4 エンジン要素間の情報の流れ

算による方法であろう。シミュレーション・プログラムをいくつかの部分に分割して、おのをおのに独立に計算すれば計算時間が減少するわけである。この時、その分割法を含むソフトウェアが問題になるが、上記の手法は各エンジン要素単位にプログラムが分割でき、それぞれ別々の計算機で並列処理が可能であるように配慮されている。最近のミニ・コンピュータあるいはマイクロ・コンピュータの性能、大きさ、価格における進歩を考えると、各エンジン要素が別々の計算機に対応しているといった複数計算機の並列処理によるエンジン・シミュレータを構成することも可能であろう。

4. ハードウェアについて

以上述べたシミュレータに使用している計算機は、現在では旧型に属するハニウェルDDP 516（国産名 NEAC 3200-50）であるが、プログラムはすべてアセンブラ言語で書いているため、図形処理のプログラムを含め8Kのメモリ容量内に収まっている。現在はこれと同等以上のミニコンが数分の1の価格で入手できるので、シミュレータは比較的簡単に手に入る時代となったといえよう。

実時間シミュレーションの場合、その演算速度が重要であるが、DDP-516はサイクルタイム $0.96\mu\text{sec}$ で、オプションとして高速乗除算のハードウェアを有している。経験上、このあたりが実時間シミュレーションのための最低の条件で、本機の下位機種でプログラムが共通に使え、いわゆるファミリ機種の316（サイクルタイム $1.6\mu\text{sec}$ ）では、実時間にはやや能力不足であった。

最近のマイクロプログラミング可能のミニコンなどサイクル計算の一部を、一命令でおきかえることも可能と考えられ、今後は実時間化はこのような機器を採用することにより容易に行なうことであろう。

現在、研究者にとってフォートラン言語は日常の言語と同じ位になっており、これによりシミュレーションのプログラムを作成するのが理想的であるが、実時間にはほど遠いものとなる。フォートラン言語も今はフォートランN（JIS 7000 レベル）が使われているが、演算の高速化をはかったフォートランVがこれから使われる形勢であり、この利用によりシミュレーション・プログラムもフォートランでという時代に入るであろう。

現在の所、前処理に時間がかかる、メモリを多く必要とする等で普及がはばまれているようである。これらの処理を大型の機器にゆだね、コンパイルされたプログラムのみ小型機にかけ、実行に移るといことが可能となれば、今後この方法が多く用いられることになるであろう。

5. むすび

デジタル計算機を用いたシミュレータは、再現性と操作性において、アナログ方式のもの

に比較して格段に優れている。アナログ式の場合、その使用効率を向上させるのは極めて難しく、その仕事を終了するまで、シミュレータを占拠することになる。この欠点を除去するためサーボセット・ポテンショ・メータを用いたり、パッチングの自動化をはかったり、ミニコンでコントロールするなどの方式を講じている。デジタル式の場合、データの表示がやや厄介であり、図形処理のプログラム等は誰でも簡単に使いこなすわけにはいかない。シミュレータと図形表示ディスプレイとの結びつきに操作性の良否がかかっているが、図形処理をライトペン利用により対話式に行なうことができれば、一層操作性は向上し、これにより、エンジン要素特性、定常作動線、加減速径路等を視覚的にとらえることができ、エンジンの制制というだけでなく、複雑なエンジンの作動に関し直観的な洞察を得ることが可能となる（図5）

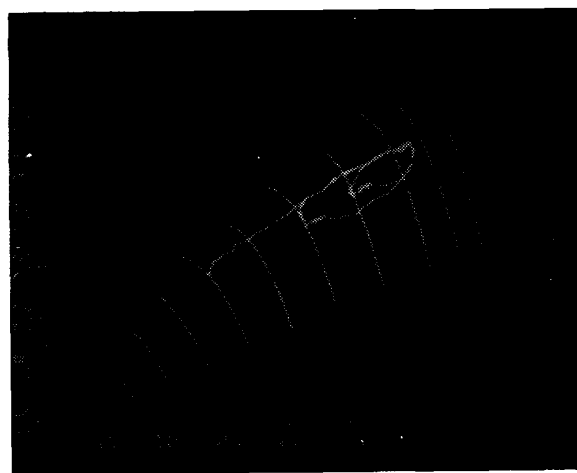


図5 ディスプレイ装置に表示した、コンプレッサ特性と加減速径路

これにより、エンジン・シミュレータは制御システムの設計、解析の目的だけでなく、エンジン本体の設計、開発に対しても有意義なデータを得ることも期待でき、この方面でも活用されることになるであろう。この場合、制御問題を取扱っている範囲ではあまり重要でなかった熱力学的、空気力学的な非定常過程、あるいは冷却空気の手扱などを含んだ、きめの細かいシミュレーションが必要になると思われる。

文 献

- (1) Otto ; NACA Rep. 1011, 1951
- (2) Tayler ; NACA Rep. 1017, 1951
- (3) Ketchum ; NACA TN2826, 1952
- (4) Pack ; NACA TN3112, 1954
- (5) Dandois ; NACA TN2642, 1952
- (6) Ferre ; SAE Progress in Technology
Vol. 9, p26-34, 1965
- (7) 須之部 ; 運研報告 9 卷 5 号
- (8) 須之部 ; 運研報告 11 卷 2 号
- (9) Rebeske ; NACA RME53A09, 1953
- (10) Rebeske ; NACA RME53E06, 1953
- (11) Rohlik ; NACA RME54F04, 1954
- (12) Dugan ; NACA RME54F09, 1954
- (13) Dugan ; NACA RME54L28, 1954
- (14) Dugan ; NACA RME56D13, 1956
- (15) Dugan ; NACA SP-16 Chapter XVII,
1965
- (16) Larrow ; SAE Progress in Technology
Vol. 9, p3-10
- (17) Reed ; SAE Progress in Technology
Vol. 9, p11-18
- (18) Saravanamuttoo ; ASME paper 63-
AHGT-38, 1963
- (19) Seldner ; NASA TND6610, 1972
- (20) Mueller ; IEE Conference Publication
No 57, p123-132
- (21) Saravanamuttoo ; ASME paper 70-GT-
23, 1970
- (22) Fawke ; ASME paper 71-GT-14, 1971
- (23) Fawke ; SAE paper 710550, 1971
- (24) Koenig ; NASA TND6552, 1972
- (25) Fishbach ; NASA TND6553, 1972
- (26) 森田 ; 機械学会論文集 40 卷 334 号, p1730~
1738, 1974
- (27) Hughett ; Naval Air Systems Command,
Contract No N19-68-C-117, 1970
- (28) 竹矢 ; 三菱重工技報 Vol. 9, No 5 p37-42,
1972
- (29) 西尾 ; ASME paper 74-GT-19, 1974
- (30) 西尾 ; 航技研報告 TR-238, 1971
- (31) 西尾 ; 航技研報告 TR-283, 1972
- (32) 森田 ; 航技研報告 TR-317, 1973
- (33) 森田 ; 航技研報告 TR-347, 1973

ASME ガスタービン部門
Annual Report 1975 頒布のお知らせ

ASME ガスタービン部門では、世界各国のガスタービン関係会社（メーカー、ユーザー、関連業界）、大学、学協会、研究機関などに於ける前年度の活動状況について年次報告書（Annual Report）を発行しております。その内容には、次の項目が記載されております。すなわち、

基礎研究、開発研究、新規開発機種的设计・製造、試験運転とその結果、受注状況、生産及び納入実績、運転実績、現在の問題点とその対策。

などで、これらは各国のガスタービン産業界及び学界の最新動向を具体的に示す唯一の資料であります。また、これと併せて ASME ガスタービン部門各技術委員会の活動状況の報告もおさめております。

本年度版では、71 の会社、大学、研究機関よりの報告が記載されており、会員各位のご参考に資する所が大きいと思います。

本会議では、とくに ASME ガスタービン部門のご好意によりこれを会員の皆様に実費提供致しておりますので、ご入申の方は至急下記要領にてお申込み下さい。

記

申込方法：はがきに ASME Annual Report 1975 申込と記入し氏名、所属、送付先、部数をご明記下さい。

頒布料金：送料共 800 円（29 頁）。

現金書留もしくは振替（東京 179578）でご送金下さい。

申 込 先：〒160 東京都新宿区新宿3丁目17番7号

紀伊国屋ビル5階

（財） 慶応工学会内

日本ガスタービン会議事務局 TEL (352) 8926

航技研における高温タービンの研究(第一報)

航空宇宙技術研究所 原動機部

高原北雄* 能瀬弘幸** 養田光弘*** 西村英明*
吉田豊明** 山本孝正** 井上重雄** 山崎紀雄***

1. はじめに

大型高速の航空機の開発やV/STOL 機の開発が世界の先進諸国で進められるに従って、航空用ガスタービンエンジンに対する性能向上の必要性が強くなりエンジン各要素を改良するための努力が精力的に進められてきている。そのなかでもタービン入口ガス温度の高温化による性能向上は近年この分野の中心的研究課題として取り上げられてきた。タービン入口ガス温度を高温化することによって得られる利点としては次の点が上げられる。

(1) 航空エンジンのサイクル温度を高くすると熱力学的に最適な高いサイクル圧力比を採用することが出来、燃料消費率を低減することが可能である。

(2) 通常のターボジェットエンジンでは、ガスの排気速度の増加にともなって比推力が増大する。

(3) 近年実用化されてきたターボファンエンジンではバイパス比を大きくすることにより推

進効率が向上する。

従来実用化された航空用ターボジェットエンジンのタービン入口ガス温度は高温ガスにさらされるタービン部(ノズル翼、動翼等)の材料として用いられる超耐熱合金の開発とともに徐々に上昇する傾向にあったが1960年代の始めからは圧縮機からの抽気空気によるタービン部材の冷却技術が実用化され、材料の許容限界温度を越す高いタービン入口温度を採用することが可能となった。その後、冷却技術の進歩と耐熱合金の開発、精密鋳造技術の発達等があいまってタービン入口温度上昇のペースは一段と早くなってきたことは図1にみられる通りで現在ではタービン入口温度は1,300℃を越えた。

このような情勢のもとで航空宇宙技術研究所でも昭和40年度からタービン入口ガス温度の高温化を目指す研究に着手して基礎研究・基礎実験・翼列実験・実機模型試験体による研究・実機エンジンによる研究と幅の広い総合的な研究を推進してきた。過去十数年、原動機部では

ジェットエンジンの基礎研究を進めておりJR-100エンジンシリーズ、JR-200エンジンシリーズを開発している。高温タービン研究グループはこのような基礎技術の上に更に昭和42年度から研究設備費と特別研究費を得て、高温タービン試験設備および各種実機模型試験体を製作し試験する一方冷却タービンの基礎研究も進めてきた。又、昭和46年度より通産省の大型工業技術研究開発「航空用ジェットエンジンの研究

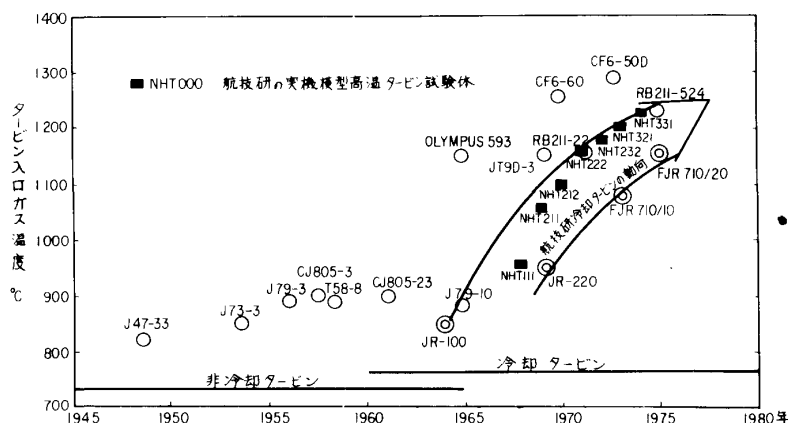


図1 冷却タービン入口温度の動向

(昭和49年12月9日原稿受付)

脚注 * タービン研究室

** 熱伝達研究室 *** 翼列研究室

開発」が始まり、設計製作も完了し現在順調に性能試験が行なわれている。このエンジンの高圧タービン部には冷却タービンが採用されエンジンサイクル温度も1150℃を目ざして研究開発を進めている。実機エンジンの冷却タービンの作動状態は非常に複雑でその正しい把握には多くの実験解析と熱力学、空気力学、伝熱工学、材料力学、金属材料学を始めとして広い学問分野からの研究のサポートを必要とする。

この解説では航技研で研究開発を進めてきた各種冷却翼（対流冷却方式、フィルム冷却方式）の空力性能、冷却性能について基礎研究から実機模型による実用化試験までの各段階における概要を述べる。

2. 冷却タービンを採用したターボファンエンジンの性能評価

冷却タービン翼の性能が航空用ジェットエンジンの全体性能に及ぼす影響を知ることは冷却タービンの根本の問題である。航技研では研究

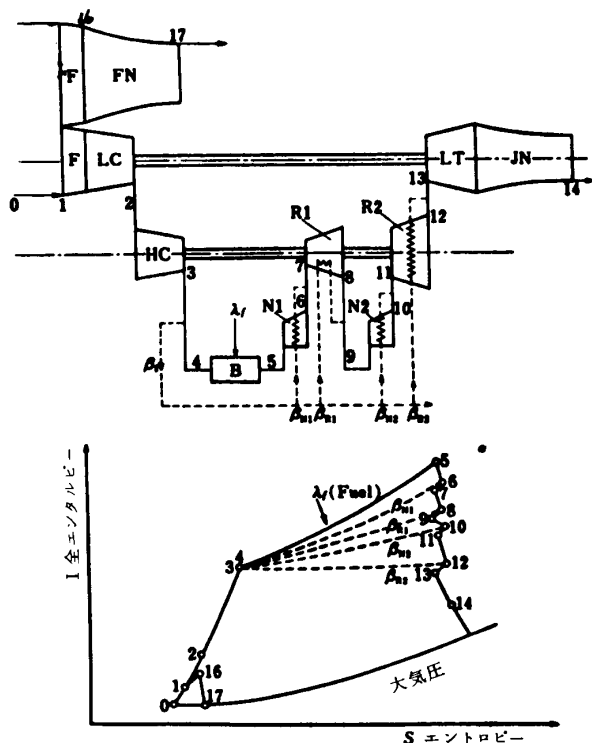


図2 モデルファンエンジンの構成とI-S線図

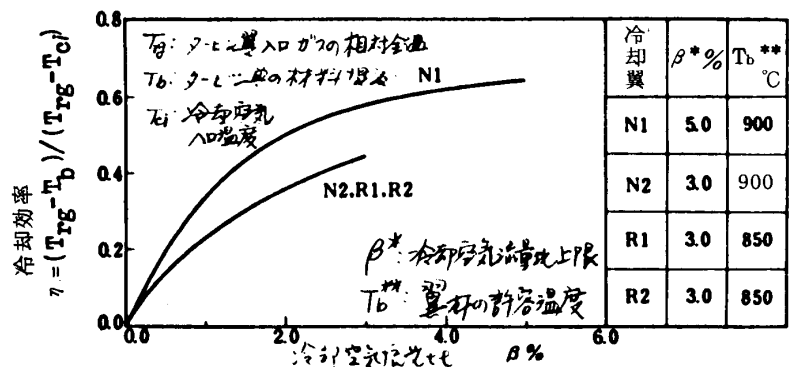


図3 冷却タービン翼の冷却性能

の初段階で冷却タービンの有用性についての概念を把握するための解析を行なった。取扱う航空エンジンとしては図2に示す高圧タービン1、2段ノズル翼、動翼が冷却されている2軸ファンエンジンを対象とした。この時のファンエンジンの主要な要素特性を表1に示す。冷却タービン翼の冷却性能は単純に図3に示すように各

表1 モデルファンエンジンの主要入力データ

ファン圧力比	1.6
圧縮機圧力比	25.0
断熱効率	0.88
高圧タービン膨脹比	
第一段	1.8
第二段	1.8
高圧タービン断熱効率	
第一段	0.88
第二段	0.85
低圧タービン断熱効率	0.85

冷却翼の冷却空気流量比により一義的に冷却効率が定まるとした。また許容しうるタービン入口ガス温度 T_{gN1} は第1段タービンノズル翼の許容温度 T_{bN1}^* と冷却空気流量比 β_{N1} から決定した。冷却空気流量比を増加すると冷却効率の向上によりタービン入口ガス温度の上昇が可能となりファンエンジンのバイパス比の増大と共に比推力の増大および燃料消費率の低減をもたらすことが図4によって分る。又、その時の各冷却タービン翼の冷却空気、各タービン翼入口ガス温度および冷却タービン翼温度の関係を表

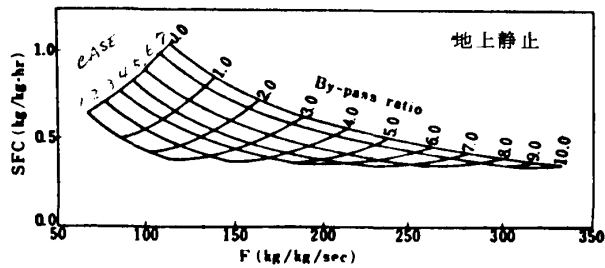


図4 冷却タービンを用いたエンジンの全体性能

表2 計算結果

CASE		1	2	3	4	5	6	7
β	N1	0.0	0.5	1.0	1.5	2.0	3.0	4.0
	R1	0.0	0.5	1.5	2.7	3.0	3.0	3.0
	N2	0.0	0.0	0.4	1.2	2.1	3.0	3.0
	R2	0.0	0.0	0.0	0.9	1.7	3.0	3.0
T_g ℃	N1	900	1004	1114	1238	1354	1539	1646
	R1	900	1004	1108	1227	1338	1509	1602
	N2	763	853	946	1047	1144	1296	1380
	R2	763	853	944	1041	1131	1275	1357
T_b ℃	N1	900	900	900	900	900	900	900
	R1	809	850	850	850	•894	•985	•1035
	N2	763	850	900	900	900	•935	•982
	R2	680	765	850	850	850	•862	•906

•印：許容温度超過

2に示す。CASE4の場合、全タービン翼を冷却する必要がある、タービン入口温度を1238℃まで高めることが可能となり、バイパス比7.0の場合燃料消費率を0.35程度にすることが出来ると共にコアエンジン流量当りの推力は225 kg/kg/secとなり、無冷却に比し、タービン入口ガス温度を約340℃高めることができる。さらにタービン入口ガス温度を上げると第一段動翼の冷却が不十分となるので冷却性能の向上を図らなければならないことがわかる。³⁾

ここで仮定した条件が実機エンジンの中で満足されているかは今後十分に検討してより正しい性能評価をする必要があると考えている。

3. 冷却タービン翼と温度計測

ターボファンエンジンに適用する冷却タービン翼には作動ガス圧力の増大に対処してタービン流路面積と翼のスパンを小さくし、またタービン比出力の増大に対処するため転向角が大きいことが要求される。さらにタービン重量と冷却空気流量を低くおさえる配慮から翼枚数を少なくソリディティも小さくすること等が要求される。他方翼の冷却の立場からは比較的厚い前縁および後縁を持った振れの少ない翼の採用が要求される。これらの条件は互いに反する面があるため空力性能の向上や高温部材の効果的な冷却等について総合的な評価によってその妥協点を見出さなければならず、要求性能に応じて適用すべき冷却翼の構造は違ってくる。航技研ではこれらの諸条件を配慮しつつ一連の冷却翼を開発してきたがここでは主として冷却構造の変遷という立場から各種研究の概要を述べる。

一般にタービン翼の冷却効率を図5に示すように対流冷却、フィルム冷却、トランスピレーション冷却の順に高くなると考えられている。イ

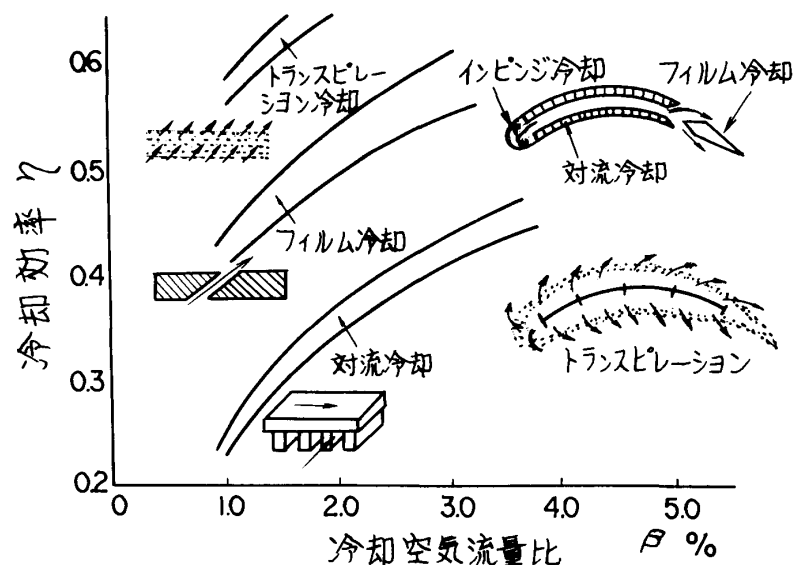


図5 冷却効率と冷却空気流量の関係

ンピンジ冷却は強制対流冷却の一種で冷却空気を吹きつけることにより高い熱伝達率が得られ

る。タービン入口ガス温度がそれほど高くない初期の頃は対流冷却が主流を占めていたがタービン入口温度が最近のように高くなってくるとフィルム冷却と対流冷却を組合せた冷却翼が主流を占めてきている。しかし、トランスピレーション冷却は現在においても実用エンジンに採用されていない。航技研の各種の実験によると対流冷却はフィルム冷却と同程度に冷却効率の向上が得られている。基本的には対流冷却は冷却することにより材料温度を下げクリープラプチャー寿命を延ばすことになるが、その反面

温度勾配が高くなり熱応力の増大が生じる。又、フィルム冷却は冷却空気フィルムにより主流ガスからの熱遮断を行なうものであるが、翼面圧力分布の影響により適切なフィルム形成を行なうことは容易でなく、更に、主流に影響を及ぼして空力性能の低下をもたらす可能性がある。又、冷却孔を設けるために局所的な応力集中と熱応力に対して十分な考慮をはらう必要がある。トランスピレーション冷却はこのフィルム冷却の熱遮断を一層十分に行なうことを目的とした改良冷却方法であるが、最適な空力性能、材料強度、信頼性があるように設計製作することが困難であり、特に冷却空気内の塵埃による目づまりが大きな問題となっている。

これら得失のある各種冷却方式のなかから翼材料の加工性、構造、空力性能等を考慮しつつ冷却タービン翼を設計しなければならない。

3.1 回転試験用空冷タービン翼の構造及び製法の変遷 表3に高温回転試験機に採用したタービン翼の平均径における冷却構造を示し、

表3 回転試験用空冷タービン翼の構造

NOZZLE BLADE		ROTOR BLADE	
N 11	Cm:50 AMS 5540 S.M.	R 11	Cm:28 U 500 P.F.
N 21	Cm:32 U 500 S.M.	R 21	Cm:19 IN 100 P.C.
N 22	X 40 P.C.	R 22	IN 100 P.C.
N 32	X 40 P.C.	R 31	René 80 P.C.
N 33	X 40 P.C.		

Cm:平均径の翼弦長(mm), S.M.:板金, P.F.:鍛造, P.C.:精密鋳造

表4 試験体適用翼の組合せ

試験体名称	タービン翼の組合せ	タービン入口温度
第1次(NHT 111)	N11-R11	950℃
第2次(NHT 211)	N21-R21	1050
第3次(NHT 212)	N21-R22	1100
第4次(NHT 222)	N22-R22	1150
第5次(NHT 232)	N23-R22	1175
第6次(NHT 321)	N32-R31	1200
第7次(NHT 331)	N33-R31	1225

表4に適用したタービン翼の組合せを示す。第1次はリフトエンジン(JR-220)採用翼であり、非冷却タービンを用いたJR-100エンジンに比してタービン入口ガス温度を100℃高めることができた。その後、ファンエンジンに適した寸法の冷却翼の設計、製作、試験を行なった。初期の頃(第1, 2次)は対流冷却方式をとり製法も板金加工、放電加工であった。ノズル翼N21, N22はN11のスパン方向の

対流冷却空気流れに対し前縁インピンジ冷却と翼弦方向対流冷却流れに改善し、平均冷却効率で0.1以上向上し0.4～0.5程度に高めた。板金製空冷翼はアッセンブリの最終加工で歪が生ずるとか互換性が悪いという欠点があった。その後、超耐熱合金の精密鑄造技術と放電加工、電解加工等の進歩によりN32、N33のような冷却構造も製作可能となった。N21は板金製であるがN22、N32はともに精鑄製シェルと板金製インサートからなり、冷却通路スペース保持のためN21はインサート側に、N22、N32はシェル側にそれぞれ島状の突起が設けられている。N32はフィルム冷却、サイドインピンジ冷却を適用し、非定常熱応力軽減を目的とした肉厚分布の導入もはかった。⁶⁾これらの方策と冷却空気量の増加とによりタービン入口温度は平均値で1200℃程度は実用可能なデータを得つつある。なおこのN32は冷却空気流量比が約4%であるが冷却構造的にみてJT-9D-7型、CF-6-50D、RB211-524各ファンエンジンの第1段静翼に匹敵するものでこれらタービン翼に供給している数%前後の冷却空気量を流せば相当するタービン入口温度にも耐えると考えられる。図6にこの翼のX線写真を示す。

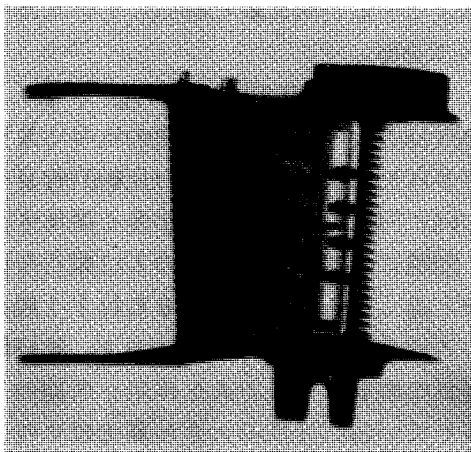


図6 ノズル翼N32のX線写真

動翼はファンエンジンに適した試験体の場合、翼弦長約20mmと小さく、冷却通路の加工が困難なため初期(R21)は中実であった。ただ

しR11はリフトエンジン用で鍛造製であったがR21は精鑄製とした。その後タービン入口温度の上昇と共に動翼の空冷化が必要となりR22にみられるようにスパン方向流れの円孔を電解加工で穿設、翼根部の冷却空気通路は精鑄で製作された。R22は冷却空気流量2.5%で冷却効率 $\eta = 0.25 \sim 0.30$ である。R31は精密鑄造による一体構造でこれだけ小さい翼に複雑な内部形状を製作することが可能となったのは精鑄技術の向上を示すものである。図7にR31のX線写真を示す。この翼R31の冷却



図7 動翼R31のX線写真

構造はインピンジ冷却、フィン冷却、フィルム冷却等により高い冷却効率(翼列実験では $\eta = 0.35 \sim 0.40$)が得られるのみならずスパン方向、翼弦方向に冷却効率分布を適切に与えることが可能であり更にインサートがなく、重量軽減が出来る、肉厚分布が変えられる等の特徴を持っている。⁷⁾このため本質的に同じ構造のノズル翼N33も現在製作中である。R31は現在第6次試験体として実験解析を進めている。これら試験翼の温度測定は一枚につき1、2点でありタービン入口ガス温度の算定も実機模型高温試験体では種々の困難が伴うので翼面温度分布、冷却効率とこれらに対する影響因子の考察等は基礎研究、翼列試験で主に調べているが回転試験でも冷却空気量(又は回転数)、主流レイノルズ数、温度比などのパラメータは把握でき、基礎データと相互に比較考察することによって総合的に冷却性能を評価する手順をとつ

ている。

基礎研究，翼列試験，回転試験等はいづれも実機エンジンとは圧力，温度等諸条件が異なるため問題とする性能に対するパラメータを全て同一にすることはできない。各々の研究では目的とする性能を議論する上で支配的と思われるパラメータを可能な限り実機条件に合せた上で補正できるものは修正しているが，⁴⁾ ¹⁶⁾ 定量的にこまかい話になると問題の存在が分っているが現象が複雑で未解決な場合が多い。

3.2 温度計測 回転試験体，翼列試験体ともに実験条件の確認，データ採取，データ解析を迅速に能率よく行なうため計測系統はすべて電氣量に変換した後，電算機による実時間処理を行なっているが，これについては後章で述べる。各種温度の測定は次の通りである。ガス温度：絶縁型，楕型 C A 熱電対。燃焼器ライナー，ケーシング，タービンディスク，ノズル翼，動翼等高温部材：非可逆型温度塗料。翼面温度：接地型 C A インコネルシース熱電対（動翼，ディスクはスリップリングを介して測定）。翼面温度は熱電対感温部にある程度等温部の長さを確保するため図 8 に示すように斜に穴をあける

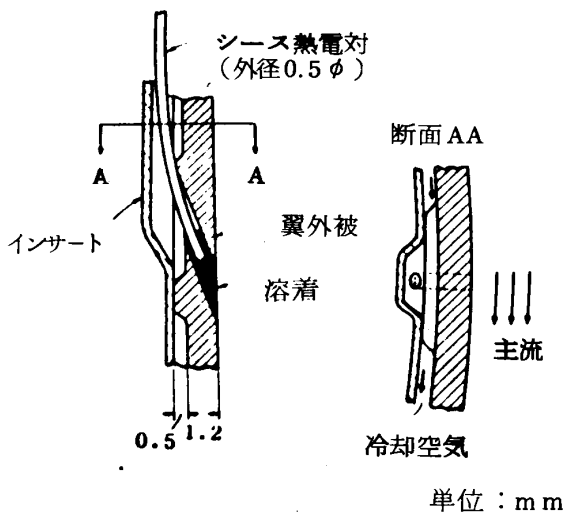


図8 ノズル翼温度測定用熱電対の取付方法

か溝をきって埋め込んである。翼列試験では最高温度が低い（最高150℃）ので先端処理の容易なグラスウール被覆の熱電対を用い溝に埋めた後，接着剤で固定しているが先端の感温部は熱伝導率の高い接着剤を使用して測定誤差を

少なくしている。熱電対による温度の測定には温度回復係数の考慮，熱伝導損失による指示値の誤差，熱電対出力のノイズ除去のためのアース対策，温度塗料の塗布と判読の方法等考慮すべき諸問題があつて温度測定は必ずしも容易でないが，較正可能なもの，計算可能なものはあらかじめ確認しており，これらノウハウ的資料は実験回数の増大と共に蓄積されつつある。なお応答性が早く感度の高い量子型検出器を用いた輻射温度計により実機エンジンのノズル翼，動翼の温度測定を試みた例が諸外国で見られるようになっており，二次元走査型によるパターン測定も翼列試験等基礎研究やエンジン全体の温度監視に強力な手段となりつつある。航技研でも翼列試験で輻射温度計を用いたパターン温度測定を行なっているが熱電対指示値と補ないあつて二次元温度分布を詳細に把握できるため二次元性の確認，スパン方向冷却効率の考察等が可能となった。輝炎からの輻射，輻射率の補正等問題はあるが相対的な分布は直ちに判読でき，熱電対等との比較をすれば絶対値の測定もそれほど困難ではないので今後多用されるものと思われる。

以下第4章，第5章では冷却方式の統一をとりながら各種試験研究の主な結果を述べる。紙面の都合で各々について十分述べられないので詳細は該当する引用文献を参照していただければ幸いである。

4. 対流冷却方式のタービン翼

対流冷却方式の空冷翼は歴史的にみて最も早く採用されたもので加工技術の比較的容易なスパン方向に円孔をあける構造が多く採用されてきた。問題にするタービン翼の入口相対全温がそれほど高くない（約1000℃以下）場合にはこの方式が十分その役割をはたす。航技研ではR22の動翼にこの方式を採用し所期の目標を達成している。寸法の大きな翼ではこの方式の加工はコストからみて不利であり，翼外被（シェル）とインサートからなる二重構造の空冷翼も開発された（N11）。この方式は冷却通路の一部で冷却空気通路を制御する工夫が容易にできる利点がある。R22，N11はどちらも翼後縁では主流の流れ方向に吹出しを行なつて

この部分の冷却効率向上をはかっている。いずれにしてもスパン方向流れの冷却方式は冷却空気の翼内滞留時間が短かく冷却が最も必要とされる翼前縁部、後縁部を十分冷やすことが構造的に困難なため、インピンジ冷却を適用した翼弦方向流れの対流冷却方式が考案された(N21, N22, CT-1)。この方式の採用によってタービン入口温度の一層の上昇が可能となった。

図9はR22について翼材内の二次元定常温度分布でGreen関数をラプラス方程式に適用した解法による数値計算と電導紙を用いたアナログ法による実験解析の結果を示す。上記数値計算は境界条件として第一種⁸⁾、第二種⁹⁾、第三種(未発表)についてその解法を確立しているが、図

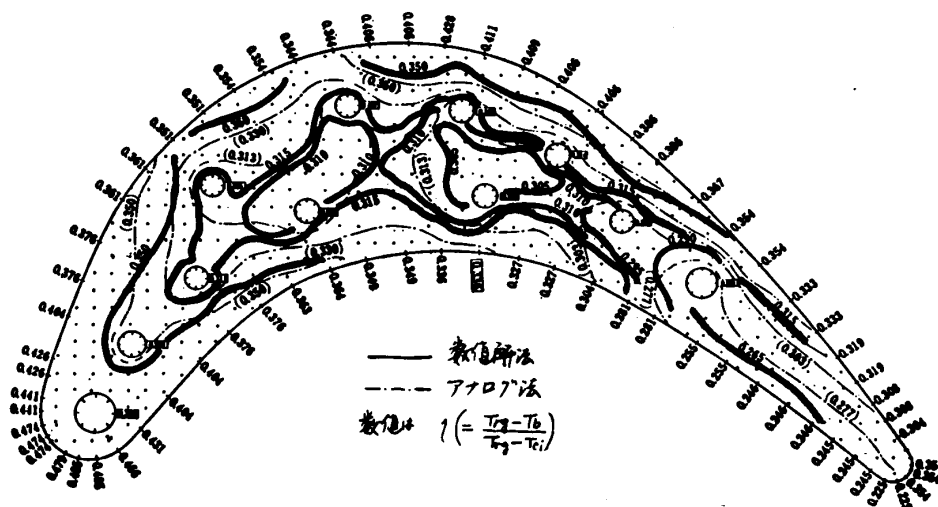


図9 数値解法とアナログ法による二次元温度分布(R22)()内は電導紙による値

の場合は境界条件として主流側、冷却空気側の翼表面における熱伝達率と温度を与えて温度勾配を算出した後、温度分布を計算したものであり、アナログ法では数値解析に於けると同一の境界値(温度)を与えたものである。アナログ法では境界値をある幅の間は一定値で与えざるを得ないし、電導紙の抵抗値が方向性を有し、図の場合は縦と横で約20%異なる。又、数値

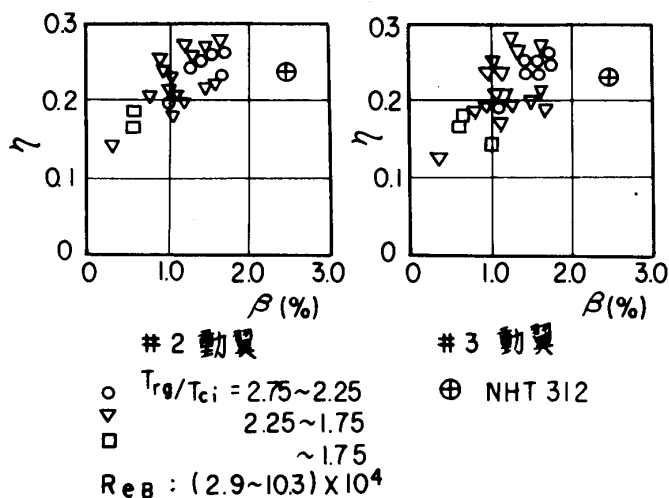
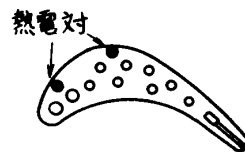


図10 動翼(R22)の冷却性能(NHT-232)

解法では境界近傍で誤差が大きくなる。これらの誤差要因があっても、両者による解析結果はほぼ同様な傾向を示しており、この数値解法が冷却孔の配置、大きさ等の決定をする上で有利な手段であると云えよう。

図10は第5次試験体の二枚のR22翼の冷却効率の実測値である。熱電対は前縁部背側でハブからスパン方向に約1/3高さの位置に設定されている。

この図から異なる翼#2、#3でもほぼ同じ結果を示している。設計冷却空気量 $\beta = 2.5\%$ に対して $\eta \approx 0.25$ が得られ、例えば翼材の許容温度を900℃として冷却空気入口温度が450℃の場合、入口相対全温は1050℃まで許容される。表4に示す第1次～第5次試験体は翼へ供給する冷却空気流量を主流とは独立に制御可能な試験体であるが第6次、第7次試験体は

冷却空気取入れ方式を実機エンジンとほとんど同一にした。図10中⊕印はこの方式の試験体(NHT312)によるR22動翼の設計点における値を示す。^{29), 30)}

図11はシュル、インサートの二重構造でスパン方向流れのノズル翼N11の試験結果の一例を示す。図は翼面温度の最も高い翼外径近傍の4点の算術平均値である。N11では翼外径、

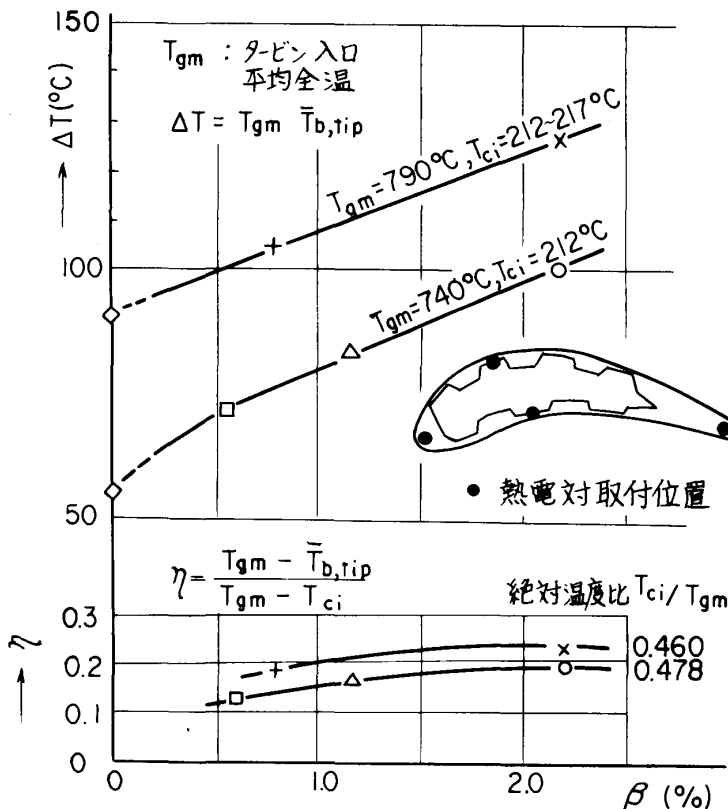


図11 ノズル翼(N11)の冷却性能

翼内径近傍で各々4点の翼温度を計測しており、実測値と各冷却通路の流量配分実験結果を用いた数値計算とから各々二次元温度分布も求めた。冷却効率は翼平均径でR22とほぼ同じ値を示す。²⁸⁾

図12は低速風洞による二次元翼列試験の系統図を示す。低速翼列実験では冷却空気を加熱し主流は常温という条件で拡大模型により空力性能(翼表面圧力分布, 全圧損失)と冷却性能(冷却効率の分布と各種影響因子の考察)の解析を行なっている。

図13は翼弦方向流れの冷却翼でN21, N22と基本的に同一構造の供試翼(CT-1)である。図14は冷却空気流量比を変えた場合の翼表面速度分布を示す。この場合, 主流入口全圧は約40mmAqであり翼前縁近傍の動圧が小さいため誤差が大きい。表面速度分布は翼後縁での冷却空気吹出し量に変化しても殆ど変化しないと考えられる。その他, 主流レイノルズ数 Re_N , 入射角 i 等による依存性も考察した。図15は全圧損失係数の Re_N , β による影響を示す。後縁吹出し量は後流ウェークでの混合損失を減少させる範囲が存在する。又, 翼列風洞実験ではレイノルズ数は 3×10^5 以下で行なったが, 乱れ強さは実機エンジンに

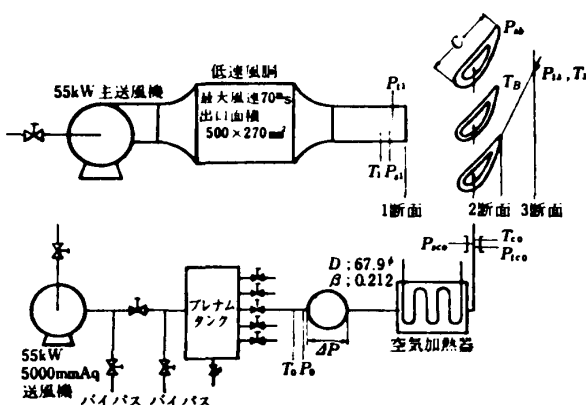


図12 低速風洞実験装置系統図

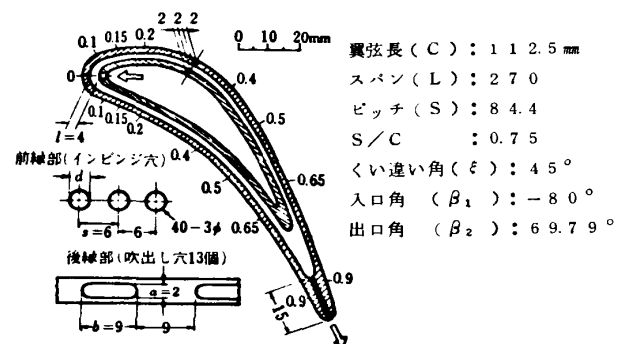


図13 供試翼(CT-1)の構造と翼配備

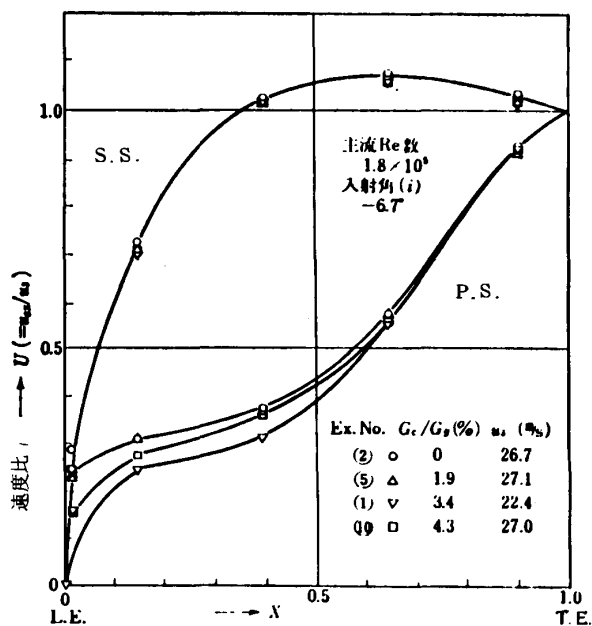


図14 翼表面速度分布 (CT-1)

のデータであるが、他の位置でもほぼ同じ傾向を示す。冷却効率は冷却空気、主流レイノルズ数、入射角、冷却空気と主流の温度比を変えてそれぞれ翼弦方向分布、各位置における指示値の上記各因子に対する影響を調べた。図16はその結果の一例で冷却空気流量比が増大すると

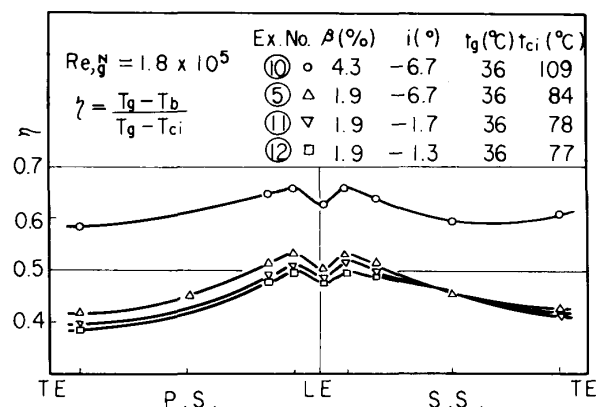


図16 翼弦方向冷却効率分布 (CT-1)

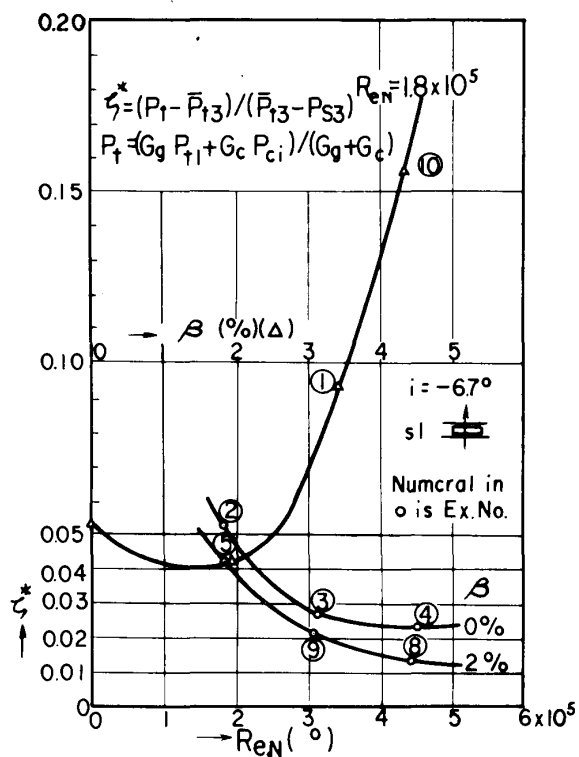
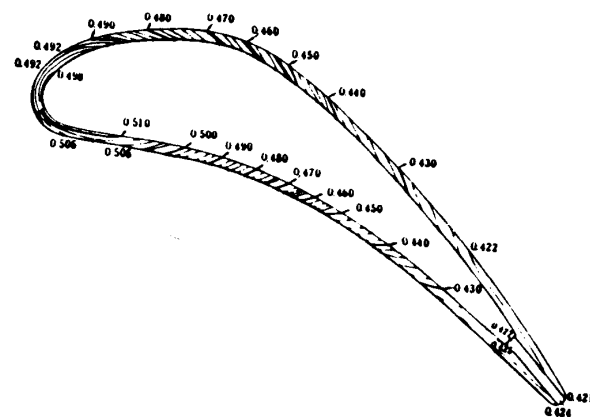


図15 全圧損失係数 (CT-1)

比してかなり小さいこともあって、翼表面の境界層は層流が支配的である。翼列後方の全圧トラバース位置は吹き出し孔の中央部と吹き出し孔の端、孔と孔の間で行なった。図は孔の中央部

冷却効率は著るしく向上するが分布の傾向は変わらない。他方実験範囲の入射角ではあまり変化していないことが判った。¹⁶⁾

図17は電導紙によるアナログ法の結果を示す。境界条件は主流、冷却空気の温度分布と翼

図17 アナログ法による二次元温度分布 (CT-1) 数値は $\eta = \frac{T_g - T_b}{T_g - T_{ci}}$

表面の熱伝達率分布である。同図から前縁部、後縁部における熱流は厚さ方向に一次的であるが、中央部では翼弦方向への伝導熱流の大き

いことが分る。図18は階差法による数値計算と上記アナログ法、および実測値を比較したも

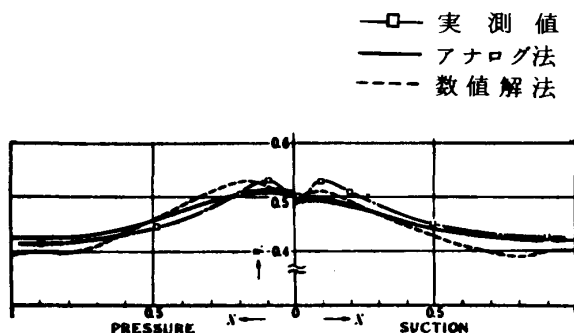


図18 数値解法、アナログ法と実測値の比較 (CT-1)

のである。階差法はシェルを多数の要素に分割し、各要素で主流側の温度と熱伝達率及び冷却空気側の熱伝達率を与え、厚さ方向とそれに直角な翼弦方向の熱バランスから方程式をたてて解いたものである。同解法では結果として要素の温度と冷却空気の温度が得られる。実測値とよく一致する解を得るには熱伝達率、冷却空気の腹側、背側への流量配分をどのように与えたらよいかという考察から実験の場合の値が推論できた。¹⁷⁾

図19は回転試験体のノズル翼N22と低速

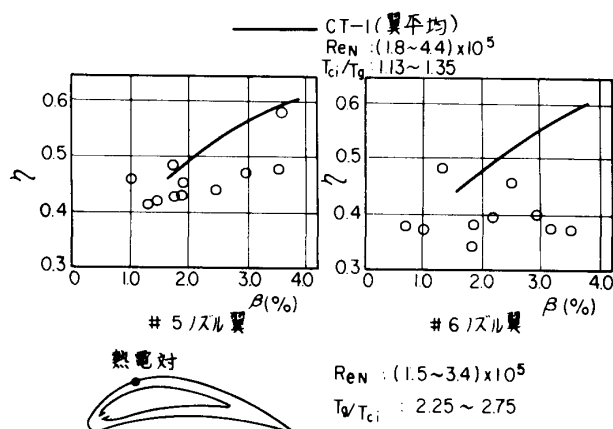


図19 ノズル翼 (N22) の冷却性能 (NHT-222)

翼列実験のCT-1の冷却効率の冷却空気流量比による変化を示す。両者は主流レイノルズ数、温度比、冷却空気入口温度測定位置が異なるために冷却効率に差がでている。²⁹⁾なお図10の動翼では異なる翼#2、#3でもほぼ同じ結果を示すが、ノズル翼の場合はタービン入口ガス温度の不均一さが主な原因で結果が異なっている。いずれにしてもこの方式による冷却翼は空力性能上も著しい低下がなく、冷却効率は翼弦方向に比較的平坦でかつ絶対値が0.4~0.5と高いので厳しい作動条件 (例えばタービン入口温度1200℃以上とか、短時間内の頻繁な起動停止)²⁹⁾でなければかなり有用な構造である。

図20は高速風洞 ($M \leq 1.0$) による二次元翼列試験の系統図を示す。高速翼列試験では2次空気を主流とほぼ同じ温度にして供試翼の空力性能を実機相当マッハ数を含む範囲で実験・解析している。冷却タービン翼の場合には冷却空気流量比 (β) とマッハ数 (M_2) を変えて各種空力特性を調べているが、ここでは図21に

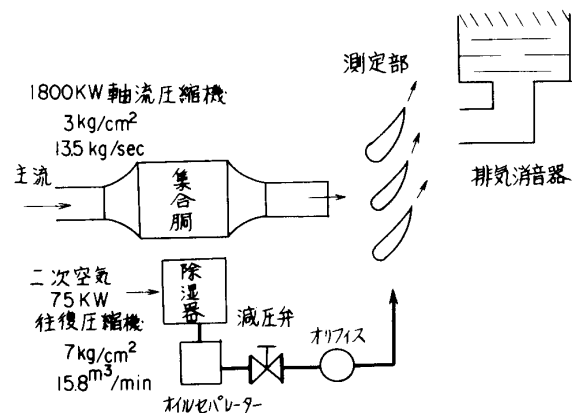


図20 高速風洞実験装置系統図

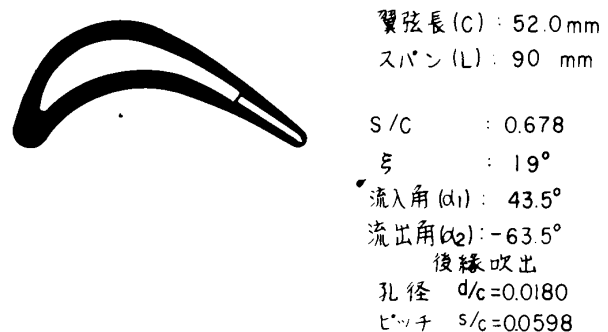


図21 供試翼 (HCT-R1) の構造と翼配備

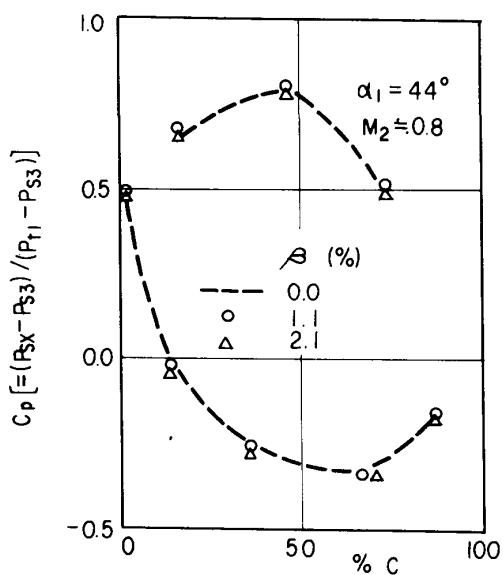
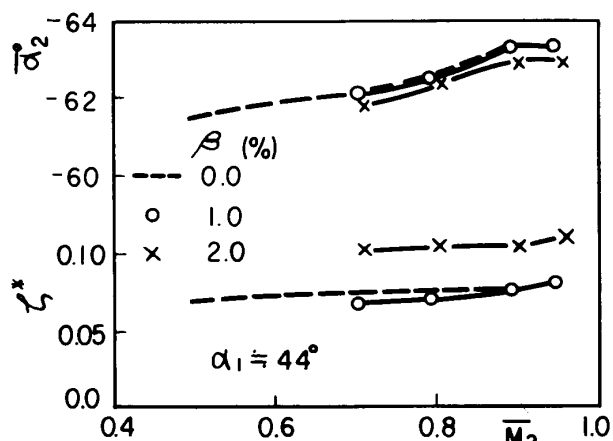


図 22 翼表面圧力分布 (HCT-R1)



(a) 翼列性能 (HCT-R1)

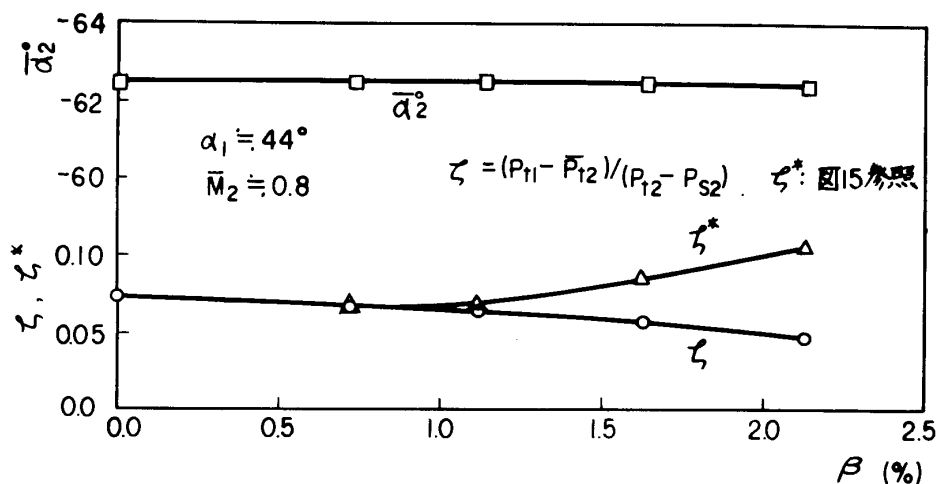


図 23 (b) 翼列性能 (HCT-R1)

示す後縁吹出しのみの供試翼 (HCT-R1) についての結果を示す。先に述べたノズル翼 N22, CT-1, 動翼 R22 は後縁吹出し翼であり, HCT-R1 の結果は設計流出マッハ数における空力性能の参考資料となる。図 22 は供試翼の設計流入角, マッハ数における翼表面圧力分布を示す。ここでは冷却空気流量比による圧力分布の差はほとんど認められない。図 23(a), (b), はそれぞれ, 流出マッハ数, 冷却空気流量比を横軸にとった場合の流出角と全圧損失係数を示す。流出角 α_2 は流出マッハ数 M_2 の増大につれて大きくなるが冷却空気流量比 β による変化はなく吹出しなしの場合とほぼ同じであった。全圧損失係数 (ζ^*) は流出マッハ数にはあまり影響されないが冷却空気流量比が変ると $\beta \leq 1.0\%$ までは僅かに減少し $\beta > 1.0\%$ では増大する。²³⁾ このような全圧損失係数の傾向は低速翼列風洞実験の結果 (図 15) で示されたところであり, 後縁吹出し翼の特質であると思われる。

文 献

本稿で引用した文献は次の通りであるが, 最終稿末尾に総括して示す予定である。

3) 山本ほか, 第 10 回航空原動機講演会 (昭 45)。

4) 山本ほか, 第 14 回航原講 (昭 49)。

6) 吉田ほか, 航技研報告 TR-364 (昭 49)。

7) 吉田ほか, 日機佐世保講演会・講演 No. 748-2 (昭 49)。

8), 9) 西村ほか, TR-234 (昭 46), TR-297 (昭 47)。

16), 17) 吉田ほか, TR-231, TR-232 (昭 46)。

23) 養田ほか, 日機第 841 回内燃機関講演会・講演 No. 740-7 (昭 49)。

28), 30) 能瀬ほか, 第 13 回 (昭 48), 第 14 回 (昭 49) 航原講。

29) 能瀬ほか, 7) と同じ。

ガスタービン・テストセルの自動計測および消音技術

三菱重工 名古屋航空機製作所 宇多小路 豊
宮内 諄 二
束原 功
堀内 和 男

1 まえがき

近年、電子計算機による自動計測技術は、各分野で有用性を認められているが、航空用ガスタービンのテストセルにおいても、この応用が一般化しつつある。当社名古屋航空機製作所小牧北工場テストセル（写真1・図1参照）においても、JT8Dターボファンエンジンのデー

タ処理を自動化しているので、このシステムについて機能、構成などを紹介する。

また、最近問題となりつつあるもうひとつの話題は騒音対策である。周辺地域の環境基準を達成するために、今まで以上の消音量を要求されているが、この点についても、本テストセルを例にして、その消音技術を紹介する。

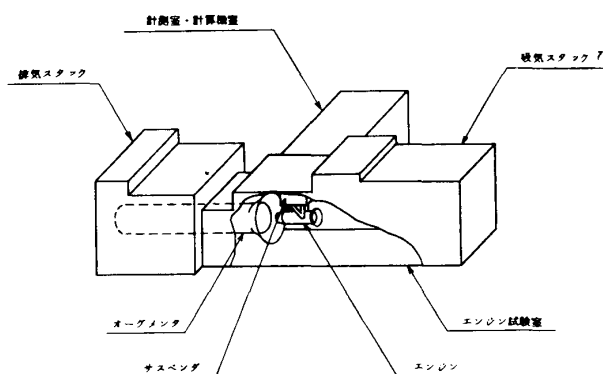


図1 テストセル全体図

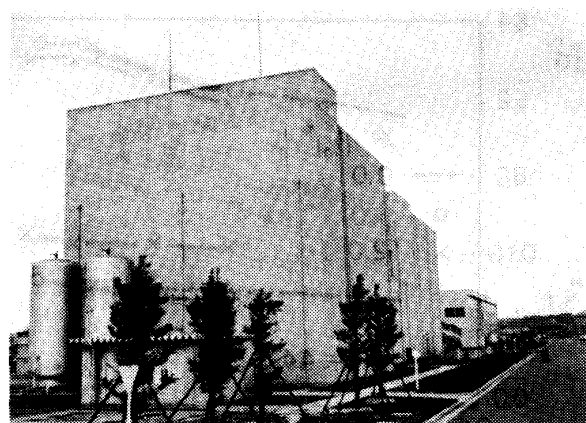


写真1 テストセル外観

2. 自動計測技術

2.1 システムのねらい 本システムは、次の要求を満足するように設計された。

(1) 省力化および人的ミスの防止

従来、多人数によって行なわれていた計器の読取り、記録、計算、成績書作成などの作業をすべて自動化し、試験に要する人手を減らし、かつ人間によるミスを防止する。

(2) エンジン定格設定の容易化

ガスタービンの性能は、大気圧力、大気温度の影響を受けるので、標準大気状態への修正計算が必要である。テスト時のエンジン定格設定

は修正値を基準とするので、従来はテスト中手計算によって設定値を算定していた。

本システムでは修正値を常時表示することにより、エンジン定格の設定を容易にし、各定格でのエンジン性能を直ちに判定することができる。

(3) 安全運転の確保

定常運転および始動・加減速運転のいずれにおいても、回転速度や排気温度などの制限値を越えた場合は、直ちに運転員に警報を出し、安全運転を確保する。

(4) 計測内容の拡張および計測精度の向上

電子計算機的高速性を利用して、従来判断が

（昭和49年12月5日原稿受付）

困難であった過渡状態の計測を正確に実施する。また定常運転中でも、わずかな回転速度の変化などによりエンジン・データが変動した場合は、これを連続計測し設定された時間内の平均値を求め、データの精度を向上させる。

2.2 システムの特徴 本システムは、エンジン運転装置の一部として組込むことを設計の基本方針とした。したがって、単なるデータ記録装置ではなく、運転の手順と密接な関連を持たせ、できるだけ運転員および検査員の作業を代行させる。

(1) オンライン・リアルタイム処理の計測

アナログおよびデジタルの信号を常時入力し、即時処理を行ない、刻々必要な情報を運転員に伝える。また、運転員が計測・記録のボタンを押すと、所定の計測を開始し、計算結果をあらかじめ定められたフォームで印字記録する。また紙テープにデータを記録し、別途統計処理などに備えて保存される。

処理内容の異なるプログラム、例えば、加減速途中の計測か定常時の計測か、あるいは、記録値を最大、最少値または平均値とするか等の選択は、簡単に行なうことができる。

(2) エンジン状態のモニタリング

エンジン始動状態、加減速状態および定常運転状態等のそれぞれの計測条件に応じ、常時主要パラメータについてのデータを判定し、さらにエンジン機能部品の作動確認および異常の検出を行なう。

(3) 計測値と規定値との比較表示

運転パネルの表示項目には、計測生データや修正値のほかに、試験内容ごとに運転マニュアルに定められた規定値も表示し、運転員は試験の判定結果と、もし不合格の場合は、どの計測値がどれだけ外れているかを容易に知ることができる。

また運転状態が十分に安定し、性能計測に適した状態にあるかどうかを判断するため、各計測値の変動量もデジタル表示される。

以上のように、本システムは常時計測と処理を行ない、これを必要に応じて表示、記録あるいは記憶させるものであるが、運転員と対話を行なうパネルの表示ランプおよび操作ボタン等の配置は、簡潔で機能的となるよう設計上最も苦心したところである。また、印字記録シートのフォームは、定常と非定常状態とに区別し、記号と計測値の配列はできるだけ読みやすいものとした。

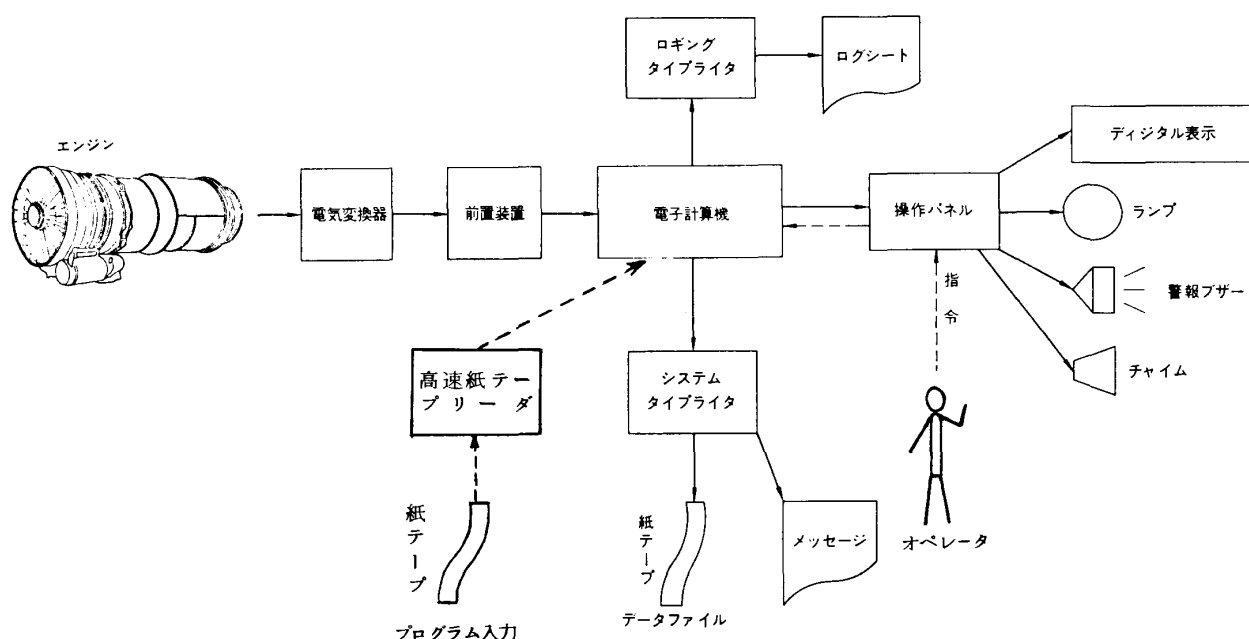


図2 データ処理装置系統図

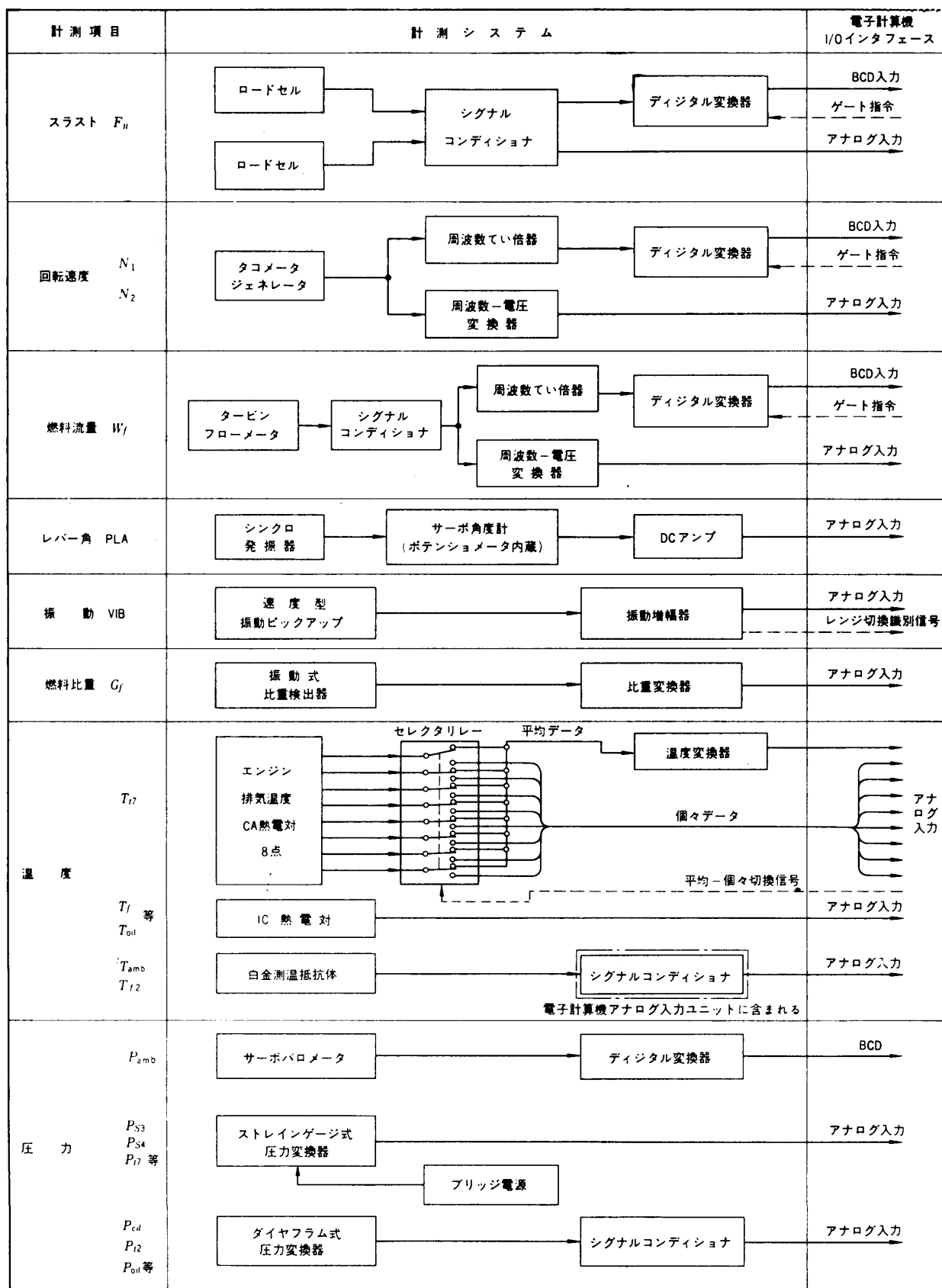


図3 計測システム図

2.3 システムの構成 図2に、データ処理装置全体の系統図を示す。本システムを中心になるのは、MELCOM 350-5 F電子計算機である。この計算機は集積回路を全面的に採用し、高速演算と入出力処理の多種多様性を特徴とする。また機能ブロック別に回路を大形化し、保守の容易、信頼性の向上を図るとともに、機能拡張、システム構成の変更が容易にできるよう配慮した。

圧力や回転速度などの、エンジン運転状態を表わす物理量は、各種の変換器により電気量あるいは信号となって、前置装置を経由するかまたは直接に計算機へ入力される。アナログ電圧で入力されたデータは、計算機内蔵のAD変換器で2進法のデジタル量に変換される。一方、BCDコードで入力されたデジタルデータも、2進法のデジタル量に変換される。

電子計算機の出力は、エンジン操作パネル（写真2）、ロギング・タイプライタおよびシステム・タイプライタ（写真3）に送られる。運転員が必要とする物理量は、エンジン操作パネルの表示管に十進法で表示される。また判定結果は、リレー機構により表示ランプが点灯するか、あるいは警報が鳴ることによって、運転員に知らされる。運転員が要求すれば、測定データがロギング・タイプライタに印字され、同時にシステム・タイプライタによって紙テープにパンチされる。

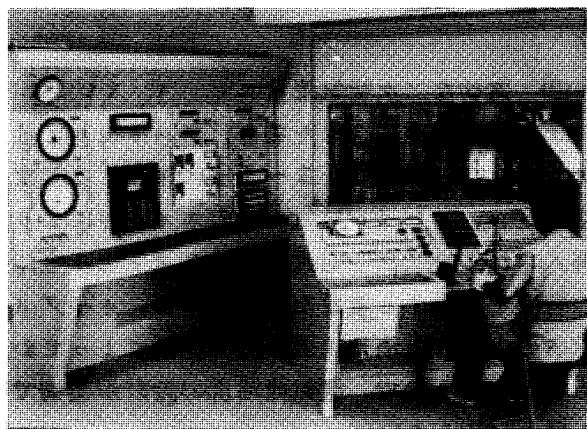


写真2 エンジン操作パネル

プログラムの選択や表示データの切換などの指令は、操作パネルから電子計算機に対して割込み信号の形で入力される。プログラム自体は、あらかじめ高速テープ・リーダーによって紙テープから読み込ませる。

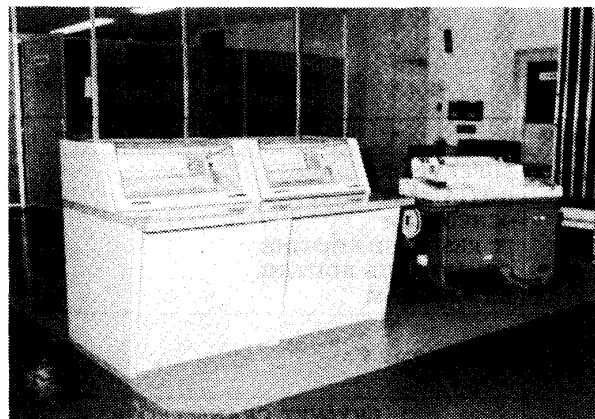


写真3 ロギング・タイプライタ
およびシステム・タイプライタ

2.4 計測ライン 物理量が電気量に変換され、電子計算機に至るまでを以下に述べる。

スラスト、回転速度、燃料流量、温度、圧力などの物理量を電気量に変換するシステムは、電気変換器および前置装置からなり、エンジンの試験スペックで要求される計算精度を満足するように選定されている。図3にこの概要を示す。

計測ラインを設計する際、ノイズ防止については特別な注意を払った。試験室内のエンジンからデータ処理装置までのケーブル長さは、50 mにも達する。そこで、電気変換器からの低レベルアナログ信号の伝送線には、静電誘導および電磁誘導によるノイズを防止するため、すべてシールドされたより線を使用し、シールドは1点接地を行なっている。デジタル入出力線が多数集中する部分には、多心層より形ケーブルを使用し、結線を回線あたり1本とし、帰回線を共通にした配線とした。またすべての信号ケーブルは金属ダクトに納め、内部に隔壁板を設けて信号の種類によりケーブルを分類して相互の誘導を防ぐなど、配線工事には特に注意を払った。

2.5 ソフトウェア 通常の運転は大別して、始動、加減速、停止等の変移運転および防水系統作動、抽気系統作動等の機能確認運転あるいは一定の定格における定常運転に分けられる。

このそれぞれに対して、専用のプログラムが

用意されている。表1にプログラムの一覧表を示す。このうちベーシックプログラムは、電子計算機固有の標準プログラムである。ベーシックおよびアプリケーション・プログラムとも、アセンブラ言語を使用する。この詳細については参考文献(1)を参照されたい。

表1 プログラムの分類

種 類	プ ロ グ ラ ム 名	機 能
ベーシック	SUPERVISOR INITIALIZER SCHEDULER IT RESPONSE ROUTINE COMMON SUB ROUTINE A/I PROGRAM	プログラムの管理、入出力装置の制御を行う データのクリヤ、入出力装置のリセットを行う 登録プログラムの周期的実行を要請する 外部割込を受け付ける 各プログラムが共通に使用できるルーチン アナログデータの入力および工学変換を実行する
	定常モニタプログラム	エンジン定常運転時に周期的に繰返すプログラムであり、エンジン異常状態監視、性能判定、定格判定等を行う。判定の対象となるデータは、瞬間のデータまたは指定インターバルの間の平均値のいずれでも指定可能
アプリケーション	(1) オ 変移モニタ 1. DRY/WET CRANK PROGRAM 2. START PROGRAM 3. ACCEL PROGRAM 4. SHUT DOWN PROGRAM	クランキング運転時のデータ計測 始動中のエマージェンシーチェック、始動手順誘導、始動性能データ計測 加速時のエマージェンシーチェックおよび加速性能データ計測 停止時の諸データを計測
	機能モニタ 1. VIBRATION SURVEY PROGRAM 2. BLEED ON, OFF PROGRAM	加減速時の振動データを追跡 パラメータの段階的变化を検知してブリードバルブの作動を確認
	DATA 表示 PROGRAM	定常時 定常モニタプログラムで得た主要データをデジタル表示管に表示 変移時 変移中は表示せず変移終了時に表示 機能モニタ時 機能チェックプログラムで得た特定データを表示
	DATA 記録 PROGRAM	定常機能モニタ時 オペレータ要求に対し、即座に処理データを所定のフォームでタイプアウトし、同時に紙テープパンチする 移動モニタ時 変移終了時点で自動的にタイプアウトおよび紙テープパンチする
	TIMER PROGRAM	運転中時間を測定するプログラム、ストップウォッチ的な働きをする。チャイムと連動
	(2) オ オフライン CALIBRATION PROGRAM KEY-IN PROGRAM 1. LOGGING 表紙作成 PROGRAM 2. 規定値変更 PROGRAM LAMP CHECK PROGRAM LOGGING PROGRAM CHECK SUM PROGRAM	アナログ入力ラインに対して工学変換係数の補正を行うプログラム 運転前の予備データをキーインし、ロギングタイプライタへ記録する 運転前に制限値や上下限値をキーインして変更する エンジン操作パネルのランプの点灯チェック 紙テープのデータファイルを読込んで記録の再整理を行う メモリの破壊を自動的にチェックするプログラム

注 (1) オンライン：エンジン運転試験時に実行するプログラム

(2) オフライン：エンジン運転試験以外のときに実行するプログラム

3 消音技術

3.1 消音装置に対する要求事項 エン

ジン・テストセルの消音装置に対する一般的な要求事項は次の通りである。

(1) 十分な消音能力

工場境界線上の騒音は、法律が定める規制値または市町村との協定値以下に低減できること。ただし、協定値等はしばしば変更されることがあるので、消音量を将来増強できるようにしておくことが望ましい。また、テストセル計測室内の騒音はできるだけ低く保つことも、運転、計測員の労働環境上必要である。

(2) 適切な二次空気流量

エンジンが運転された場合、テストセルにはエンジン空気流量の0.5～4倍に相当する二次空気流が、エンジン排気ガスのエネルギーにより導入される。二次空気流量は、テストセル全体の特性を決定する重要な因子であり、オーグメントの大きさと消音装置の空気抵抗によっておおよそ決まるので、空気流路部の設計が適切でなければならない。

(3) エンジンに対する影響が小さいこと

吸気消音装置によって圧力損失が発生するのはやむを得ぬが、これを出来るだけ小さくする

のが望ましい。通常、エンジン試験室における全圧の断面平均値と大気圧の差は50 mm水柱が目標とされている。特にエンジン吸込口直前の全圧分布等は、エンジンのサージング限界に直接影響するので、十分な注意が払われなければならない。

(4) 耐久性

消音装置には吸音材が使用されることになるが、この吸音材が風速、振動、腐蝕、温度、湿度等に対し十分な耐久性を持つこと。

(5) 音響疲労の防止

エンジン試験室内でエンジンを運転するとエンジン周囲の音圧は、エンジンを大気中にて運転する場合と比べて相当大きくなる。このため音響疲労が問題になることもあるので、これに対する対策がとられていること。

3.2 小牧北工場テストセル消音装置の特徴

(1) 消音能力が大きい。

本テストセルは出来る限り大きな消音能力を持つように設計した。JT8Dターボファンエンジンを運転した場合の騒音レベルは、協定値と比べて十分低い値に抑えられている。工場境界線上では、高速道路からの自動車通行音による暗騒音が優勢で、エンジン騒音の測定が困難であった。特に、民家の存在する方角は、距離が離れていることもあって、エンジン音を全く感知できない。したがって、消音能力はテストセルに比較的近い地点での測定値から計算されたが、おおよそ50 dB(A)である。なお、本テストセルは吸音材の使用範囲を広げるなどして、消音能力を増強することも可能である。

(2) 大形エンジンが運転可能

エンジン試験室をはじめ、各部の寸法、形状はJT9D級の大形エンジンが運転可能な容量に決められている。テストセルの全長は62m、全高は19mである。JT9Dのような大バイパス比エンジンは吸込空気流の乱れに特に影響を受けるので、エンジン前方の直線部を十分長くとり、前方90°ベンド部にはガイドベーンをつけるなどの配慮がなされている。

(3) 2次空気流量が調節可能

オーグメントの一部が可動式になっており、

エンジン排気口との相対位置を変えることによって二次空気流量を調節できる。つまり、吸気消音装置による圧力損失が大きい場合、または吸音材の耐風速性や流れの乱れによる二次騒音が問題となる場合は、二次空気流量を絞る、排気部の温度が高すぎたり、オーグメント内の流れが不安定になった場合は、二次空気流量を増やすことができる。

3.3 吸気消音装置 要求される消音量が大きいので、消音にはスプリッタと90°ベンドを併用している。スプリッタは下流の乱れが小さいので吸気消音装置によく用いられるが、全周波数域にわたってむらなく消音できるようベンドがつけ加えられた。写真4にスプリッタを、写真5に90°ベンドを示す。スプリッタは、吸音材で構成された流線形状の整流板を並べたもので、適当な開口率とした。90°ベンドのガ

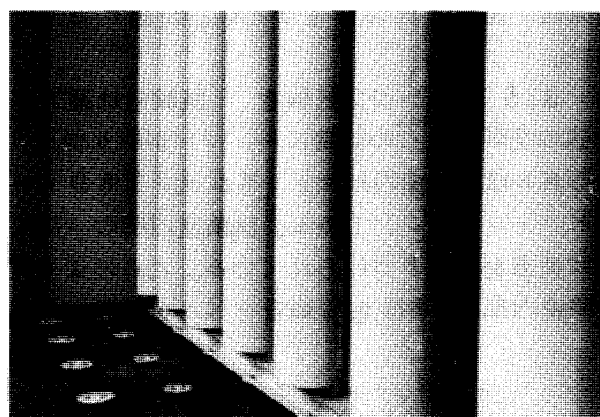


写真4 スプリッタ

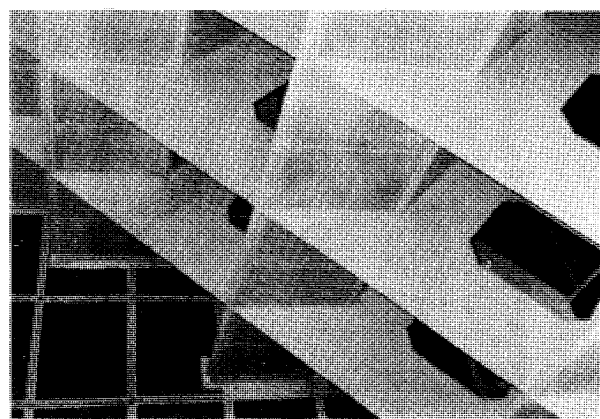


写真5 90°ベンド

イドペーンは、模型試験によって下流の圧力分布が最も小さくなるように形が決められた。なお、ガイドペーンにも吸音材が取り付けられている。

吸気消音装置を構成しているスプリッタやベンドは、圧力損失が少なくなるように設計したが、比較的大きな損失が生じやすいので、その分だけ大きな通路断面積を確保している。

なお部品が脱落し、これが空気流に運ばれてエンジンに吸い込まれる危険を防ぐため、ボルトのゆるみ止めに特別な配慮がなされている。

3.4 排気消音装置 排気側騒音は低周波域が強いので、低周波音を確実に消すことができる 90° ベンド、 180° ベンドを主体に構成した。ただしガイドペーンは用いられない。これは下流の乱れは問題にする必要がないことと、ガイドペーンの存在がむしろ消音性能を害するためである。通路面積は十分大きいので、流速が遅く二次騒音もほとんど問題にならない。

3.5 エンジン試験室 試験室は直方体状の空間で、この後端にエンジンが取りつく。写真6は試験室内にセットされたJT8Dターボファンエンジンである。試験室内壁の一部には吸音材が取り付けられている。これにより試験室内部及び測定室の騒音レベルが下がると共

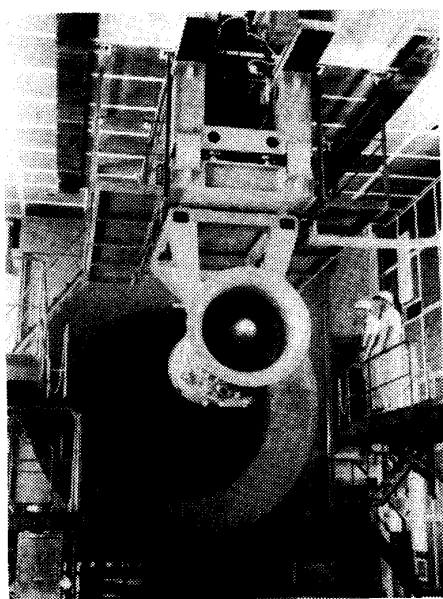


写真6 エンジン試験室内部

に、エンジン試験室の壁面から透過する音の低減に役立っている。

テストセルの消音上見落としやすいが十分気をつけねばならないのは、エンジンを搬入するための扉である。試験室内の騒音レベルはおおよそ 140dB(A) にもなり、これをうまく遮音できなければ吸気および排気消音装置の消音能力をいかに上げてても無意味である。本テストセルでは扉を二重とし、かつ各々が防音構造になっている。これを写真7に示す。

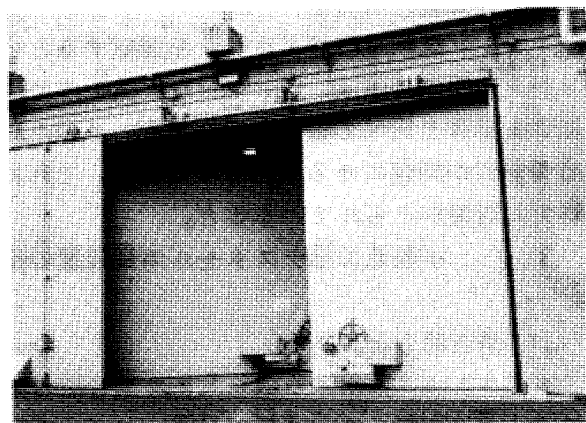


写真7 大扉

4. むすび

当社小牧北工場に建設した大形エンジン用テストセルについて、自動計測技術と消音技術を紹介した。

今後、ガスタービンの運転試験をする場合、計測および（性能・機能）の診断に、計算機がもっと進んだ形で利用されていくであろう。オンライン自動計測はその第一歩になるものである。また、環境保全の観点から工場騒音に対して厳しい規制が加えられる傾向にあり、テストセルの消音装置にもより大きい消音量が課せられてくる。このため空力的な面と音響的な面を妥協させる点がよりむづかしくなるであろう。

本稿では、一例を示したにすぎないが、何らかの参考になれば幸いである。

参考文献

- (1) 宮内ほか、三菱重工技報、11-1(1974-1)

高温ガス炉用ヘリウムタービン

三井造船株式会社 阪田正信
技術本部原子力事業室

1. まえがき

現在は軽水炉が原子力発電の大部分をしめているが新型炉として高温ガス炉 (High Temperature Gas-cooled Reactor: HTGR) の開発が欧米において進められ米国では原型炉の出力運転が間近にせまり、我国への導入も検討されている。これ等の高温ガス炉はヘリウムを冷却材とし蒸気タービンにより新鋭火力なみの発電所効率の達成をねらったものであるが、ひきつづき炉出口ヘリウム温度を800℃以上に高め、これを直接ガスタービンに導いて発電を行なう方式の研究開発が推進されている。

2. 高温ガス炉とヘリウムタービンの組合せ

ガス炉とガスタービンを組合せる考え方は戦後、ガス炉の出現とほとんど時を同じくしてあらわれている。

動力用原子炉は核燃料の発生する熱を冷却材につたえ、これをタービンに導いて発電するものであり、使用する冷却材には次のような性質が要求される。

1) 熱伝導度が大きて比熱の大きいこと。2) 高い沸点と低い融点をもち蒸気圧の低いこと。3) 中性子吸収断面積の小さいこと。4) 熱、放射線に対して安定であり誘導放射化することなく、また冷却材に接する燃料被覆材、原子炉構造材に対し腐蝕性の少ないこと。5) 価格が安く取扱上の難点のないこと、等である。

実際にはこれ等の性質をすべて満たすことはできないので特定の目的に対し相反する条件を妥協させて選ばれている。ごく初期の小出力の原子炉ではとり扱いがやさしくコストの安い空気が選ばれたが、やや出力の大きい原子炉が建設されるようになると、米国では冷却材として水が使用されるようになり、英仏では炭酸ガス

を冷却材とするガス炉が開発された。

最初のガス冷却炉は英国のコールダーホールに建設されたもので、我国の東海1号炉も同じ型式でありCO₂の圧力は14.5 bar、炉出口ガス温度は415℃である。英国ではこれに改良を加えAGR (Advanced Gas-cooled Reactor) を開発し、すでに実用期に入りつつある。AGRもCO₂を冷却材とし炉出口ガスは43 bar、650℃である。しかしながらCO₂はさらに温度を高めるとガス中の微量不純物とともに燃料被覆材や構造部材をおかすのでHTGRではいずれもヘリウム冷却を採用している。

英国はウインフィリス研究所に1964年、欧州共同体の20 MW_{th} 高温ガス実験炉 DRAGON をもうけ技術開発に主導的役割を果たしてきたが、最近、米国ならびに西独の急速な開発に立遅れの感が深い。

米国のGA社 (General Atomic Co.) は、オークリッジ研究所の支持をえて1967年、ガス温度716℃、40 MWe の Peach Bottom 実験炉を建設、その運転経験をもとに330 MWe Fort St. Vrain 原型炉を建設し1975年には出力運転に入る見込みであり、さらに770～1160 MWe の商用炉数基の建設を電力会社と契約している。

西独はユーリッヒ研究所に独自の構想によるタドン型燃料型式の15 MWe 実験炉 AVR を建設し1968年より運転をつづけ次第に温度を高め1974年には950℃の実験に成功したといわれている。西独はまた1971年より300 MWe 原型炉 THTR を建設中である。表1にこれ等高温ガス炉の主要目を、図1に高温ガス炉の概念図を示す。

高温ガス炉は軽水炉に比しガス温度が高く熱効率が良いということ以外にも、中性子経済がよく優れた核特性をもちトリウム燃料を使用できること、放射性物質の排出が軽水炉にくらべ

(昭和49年12月9日原稿受付)

表1 高温ガス炉要目

	THTR 原型炉	Fort St. Vrain 原型炉	GA 1160 MWe商用炉
原子炉型式	ヘリウム冷却 ペブルベッド型	ヘリウム冷却 柱状燃料	ヘリウム冷却 柱状燃料
炉心最高圧力(bar) ／炉心出口温度(℃)	48.0／750	48.3／743	48.3／761
発電所正味電気出力 ／原子炉熱出力(MW)	300.6／750	330／841	1160／3000
発電所正味熱効率(%)	40.0	39.23	38.7
原子炉圧力容器 外側高さ／外側径(m)	PCR V シングルキャビティ 28.5／24.8	PCR V シングルキャビティ 32.3／18.3	PCR V マルチキャビティ 27.6／29.4
燃料	(U,Th)C ₂ 被覆粒子燃料 6 cm φ 黒鉛球燃料要素	(U,Th)C ₂ , Th C ₂ 被覆粒子燃料 六角黒鉛ブロック燃料要素	(U,Th)C ₂ 被覆粒子燃料 六角黒鉛ブロック燃料要素
過熱器出口圧力(bar) ／温度(℃)	183／535	173／541	172／513

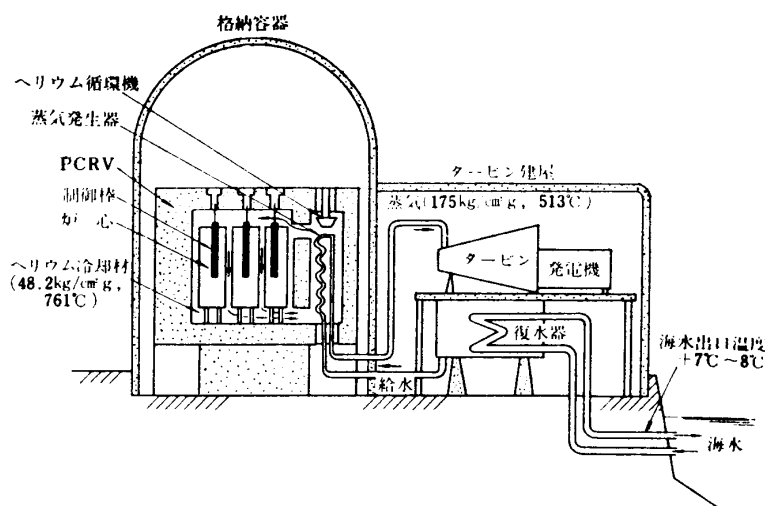


図1 高温ガス炉概念図

格段に小さく、また、安全性が高い等いくつかの特長をもっている。

一方、高温ガス炉と組合わされるヘリウムタービン（HT）は勿論、密閉サイクルであり図6に示されるように原子炉で加熱されたヘリウムはタービンで膨張し再生熱交換器にて冷却され、圧縮機で昇圧されて再生熱交換器をへて再び原子炉にもどるサイクルを繰り返す。

密閉サイクルガスタービン（CCGT）は1935年 Keller と Ackret により特許出願

され、第2次大戦中、Escher Wyss社の研究所で最初の試作機が運転され工学的に実証された。戦後、同社は西独のGHH社（Gutthoffnungshütte Sterkrade AG）と協力し西独ラーベンスブルグに1956年、2 MWeの実証プラントを建設しCCGTの実用化時代を開いた。その後、西独、ソ連、英国、日本において2～30 MWeのCCGT十数基が建設されたが¹⁾、西独をのぞいてその他の国では次第に熱意が失われていった。これ等のCCGTは空気を作動流体としたものである。

米国では空気以外のガスを作動流体としたCCGTにとりくみ、

1966年アリゾナ州フェニックスに建設されたLa Fleur社の深冷用CCGTは最初のヘリウムタービンであった。また1960年米国陸軍は原子炉と結合した窒素を作動流体とする車輪用500 kW CCGTを試作している。^{1) 12)}

我国でも昭和30年代に富士電機が天然ガス焚2 MWeと高炉ガス焚12 MWe発電用CCGTを建設し長期の運転の後、現在は撤去されている。また三井造船は同じ頃、世界で唯一の船用1万軸馬力CCGTを試作し数年にわ

たる陸上運転に成功したが、実船に搭載されるに到らなかった。この船用 CCGT は部分負荷効率の高いことを利用し艦艇に搭載するため設計点を最大負荷 (61 bar, 670°C) の 1/10 負荷におき、できるだけ軽量小型化をはかったものとして注目される。²⁾

CCGT の特長を列挙すると次のようなことがいえる。1) サイクル圧力レベルを高めることにより小型で大出力を出すことができる。2) 外燃機関であるため原理的に作動流体および燃料を自由に撰択できる。3) 圧力レベルで出力制御を行なうことにより高い部分負荷効率がえられる。4) 作動流体に汚れないため熱交換率の高い熱交換器類を使用してサイクル熱効率を高めることができる。5) 冷却水の平均温度が高いので、排熱を地域暖房等に利用できる。

このような特長にもかかわらず CCGT が伸びなかった理由は、1) 蒸気ボイラにくらべ空気加熱器では加熱管の管壁温度が高くなり管には高級耐熱材料を使用しなければならず、また加熱器は大型となり、したがって製造コストも高くなり CCGT 設計上の第一の難点となった。2) タービンや高温ダクトは高温高压に耐えるため断熱二重ケーシングの重構造となり熱応力の問題が生じ、大出力化の障害となった。3) 作動媒体が空気の場合、サイクル中への水分の進入は避けられず、また断熱材の流体中への混入もあり材料の腐蝕、摩損を完全に防止することが出来なかった。

加わうるに、我国では当時、燃料が石炭より重油にかわり蒸気条件も高まり再熱再生サイクルの採用と発電所の大型化により原動所効率が急速に高まった時代であり、CCGT は蒸気タービン (ST) に追従することができなかった。

これに対し、石炭が豊富で、発電所規模の比較的小さい西独の地方都市にとっては地域暖房と組合せた CCGT 発電所がよく適合していたと考えられる。

結局 CCGT は開放型ガスタービンと蒸気タービンの長所を兼ねそなえながら両者の短所を克服できなかったといえる。

それでは高温ガス炉に HT を直結させた場合

はどうかと考える見ると、第一に CCGT の最大の難点とされるガス加熱器が HTGR の炉心そのものとなり不要となること、空気のかわりヘリウムが使用されること、後述のように Integrated 構造をとると PCR (Prestressed Concrete Reactor Vessel) そのものが CCGT のタービンケーシング、高温ダクトの耐圧部として共用できること等 CCGT 側にとって極めて有利となるだけでなく原子炉側にとっても蒸気発生器が不要となり、高压蒸気が炉内に洩れて黒鉛をおかすおそれがなくなり、またタービン建屋が不要となるなど経済上、安全上有利な点が多い。

さらに HTGR-HT プラントでは排熱の平均温度が高く、その熱を冷却水を介さず直接空気にすてる乾燥冷却塔の採用が経済的に可能となり、最近、問題の大きい温排水公害をなくし、また立地の撰択が容易になることは大きな利点である。これは海岸線が短かく水資源を国際河川にたよる西独にとっては HTGR-HT 開発の大きな意義となっている。米国 GA 社も、高温化とサイクルの複雑化による HTGR-HT の熱効率向上を過大に評価する誤をおかすことなく、当面は水資源の節約や立地撰択の自由等の発電原価の低減をめざし HT の開発を早急に進めるべきであると主張している。³⁾

3. 高温ガス炉用ヘリウムタービンのサイクル、構造および制御

現在の HTGR-ST プラントでは原子炉々心、蒸気発生器およびヘリウム循環機は図 1 に示すように PCR 中に完全に格納されているが蒸気タービンは別のタービン建屋に設置され蒸気発生器を介して間接に接続されている。

これに対し HTGR-HT システムでは HT は原子炉に直結されているが配置上は HT を PCR の外部に設置しダクトで連結する Non-integrated 方式と、HT を完全に PCR 中にとじこめる Integrated 方式とが考えられる。前者では PCR 外部のダクト等が破損した場合、冷却材喪失事故の対策が難しいため最近次第に Integrated 方式に考え方が固まってきた。

Integrated 方式の場合、PCR 中の HT

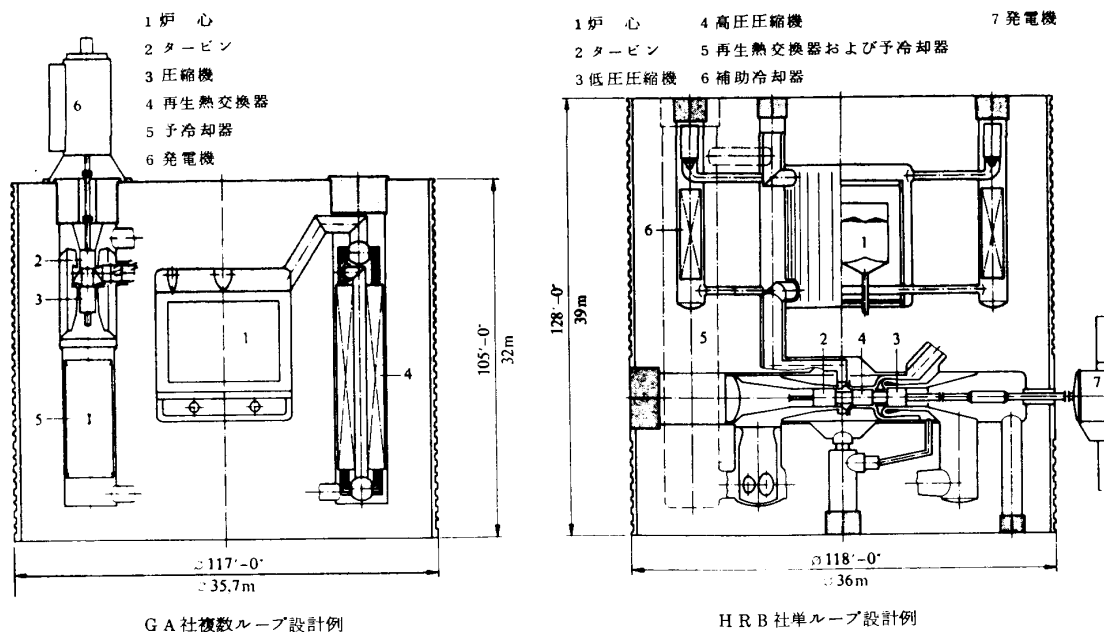


図2 HTのPCR炉中への配置

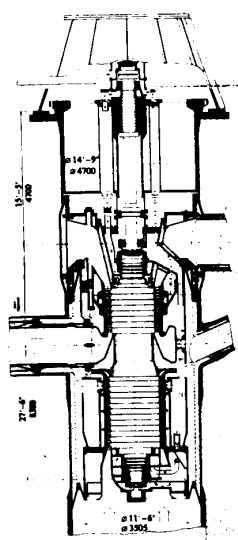
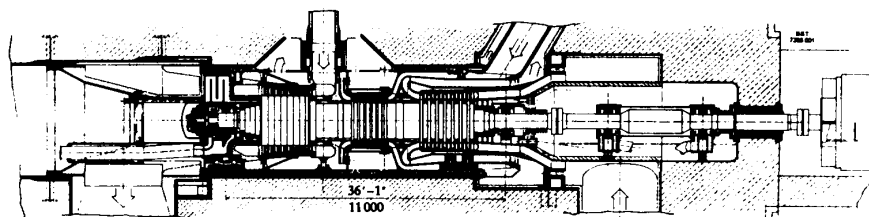
図3 ターボグループ断面図
(複数ループ垂直配置：
260MWe, 3600 rpm)

表2 ターボグループ設計要目

配 置	複数ループ	単ループ
発電機端出力 MWe	260	1000
電源周波数	60	50
サイクル最高圧力 bar	69.0	63.1
圧縮機	LP/HP	
入口圧力 bar	30.7	20.2/37.1
入口温度 $^{\circ}\text{C}$	41	30/30
重量流量 kg/s	480	1270/1258
圧力比	2.25	1.86/1.70
ハブ直径 mm	1650	1800/1700
段数	19	10/10
断熱効率 %	87.7	88/86
タービン		
入口圧力 bar	65.7	60
入口温度 $^{\circ}\text{C}$	815	850
重量流量 kg/s	464	1228
圧力比	2.1	2.9
ハブ直径 mm	1440	2060
段数	8	8
断熱効率 %	90	89

図4 ターボグループ断面図
(単ループ水平配置：1000 MWe, 3000 rpm)

の配置につき代表的な二つの方式を例示する。たとえば1000MWe HTGR-HTの場合、一つは250MWe HT 4基を併列に炉心を囲んで同心垂直に配置する複数ループ垂直配置方式と1000MWe HT 1基を炉心の下部に水平に配置する単ループ水平配置方式とがある。西独では後者が優先して検討されているのに対しGA社は前者を採用している。図2～4⁴⁾はBST社(Brown Boveri-Sulzer Turbomachinery Ltd.)が、2つの方式についてGA社ならびに西独HRB(Hochtemperatur-Reactorbau GmbH)と協力して行なった配置およびHTの構造の設計例である。表2⁴⁾に両者の設計条件と要目を示す。表中の炉心出口温度は原子炉側より決められた値である。いずれも一軸方式で単ループ配置では圧縮機を高低圧にわけ中間冷却を行なっている。

ここで一般的にHTサイクルにてタービン圧力比と入口温度がサイクル効率ならびに比出力におよびる影響を図5に示す。⁵⁾

さて話をもとにもどし、複数ループ配置と単ループ配置、それぞれの損失について両者の云い分を比較してみる。

複数ループ垂直配置については、1) 既に開発済みのHTGR-ST用PCRVをほとんどそのままHT用に流用できる。2) HTを標準

化し原子炉出力に応じてループ数を4, 6, 8と変え対応できる。3) メンテナンス上、予備機は1台ですむ。4) 単機の出力が小さいので化石燃料ヘリウム加熱器を使用しあらかじめ実証試験を施行できる。5) タービン翼は短くなり設計上、応力を低くできる。6) 1ループが故障しても他の数基で運転が続けられるので非常用ヘリウム循環機は不要となる。7) ガスの流れは炉心に対し軸対称となる。8) 車輻巾限界内の寸法でHTを設計できるので修理点検はHTを一体でPCRV中より取り出し別の施設で行なうことができる。

これに対して単ループ水平配置については、

1) HTは既存のPCRVにとらわれず寸法上の制約が少ないので中間冷却器を配して比較的自由に配置しサイクル効率ならびに比出力を高めることができる。2) 従来のCCGT(空気)の経験や考え方をそのまま延長できるので化石燃料によるHTの実証テストは必要ない。3) HTの補機、電気系統は1系列ですみ簡単となり故障も少ない。4) タービン翼の応力は高くなり翼冷却のない場合は1機1000MWeは限界設計となるが翼冷却を行えば単機2000MWeまでの設計が可能である。5) 停止時はHTの両端のスペースのヘリウムを空気で置換し、人間が入り軸受の解放点検ができる。

両者の優劣については早急な結論を下すことはできないが、GA社は既存の原子炉をベースとしてHTの標準化のメリットをねらい、西独は未だ具体的な形状の決っていない原子炉より従来のCCGTの経験を重視して熱効率を高めることをねらっているように考えられる。

図3～4のHTでは次のような構造上の配慮がなされている。1) 圧縮機とタービンはそれぞれの高圧部を向き合わすように配列し圧力差を少なくし圧縮機側よりタービン側への洩れを冷却に利用するとともに軸受を低圧側においている。これは緊急停止時に低圧部のヘリウム圧力が上昇し潤滑油中にとけこんだへ

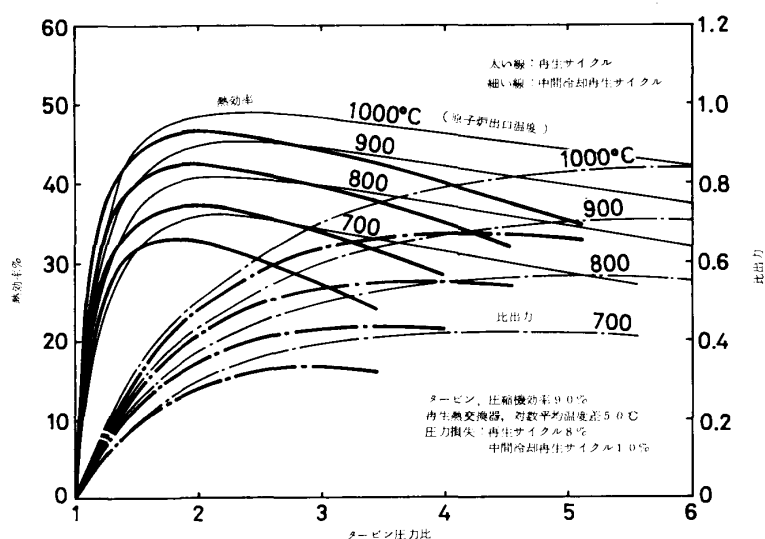


図5 サイクルの熱効率と比出力

リウムが急激に分離発泡しないよう考慮したものである。2) ヘリウム中の音速は空気中の約3倍であり、圧縮機のマッハ数による設計上の制約はなく、周速はタービン翼取付部の応力によりおさえられるので、圧縮機はハブ/チップ比を大きくとって周速を高め効率のあまり低下しない範囲で段数を少なく全長を短くするよう考慮している。3) ターボグ

ループはその全体を一体にPCR V中に組込むので、ダクトとPCR Vライナーとのとり合いを出来るだけ簡単にし、遠隔にて締めつけるフランジやシール部分を少なくし、また熱膨張を逃げられるよう配慮している。ターボグループはタービン端にてPCR Vに固定されている。なおタービン翼の材質は複数ループではニッケル合金713L、単ループ配置にはモリブデン合金TZMを使用するものとして設計されている。

GEC (GEC Gas Turbine Ltd.), GA社は複数ループ二軸方式の設計についても検討を行なっている。^{6) 7)}

一軸のHTを直結したHTGRの出力制御にはバイパス制御(圧縮機出口よりタービン出口へバイパス)、温度制御(炉の出力を調節しタービン入口温度を制御する)、および圧力制御(サイクル中のヘリウム保有量を調節)の三つの方法が考えられるが通常、始めの2つの方法を組合せ急速な負荷変動にはバイパス制御を用い、ある程度の長時間にわたる部分負荷には効率のよい温度制御を使用する。圧力制御は他の2法に比べ部分負荷効率を高くとることが出来るが、出力調節に長時間を要するので長期の部分負荷を要求される場合のみ使用し手動で圧力レベルの設定を行なう方式がとられる。図6に複数ループ方式の制御系統図を示す。⁸⁾

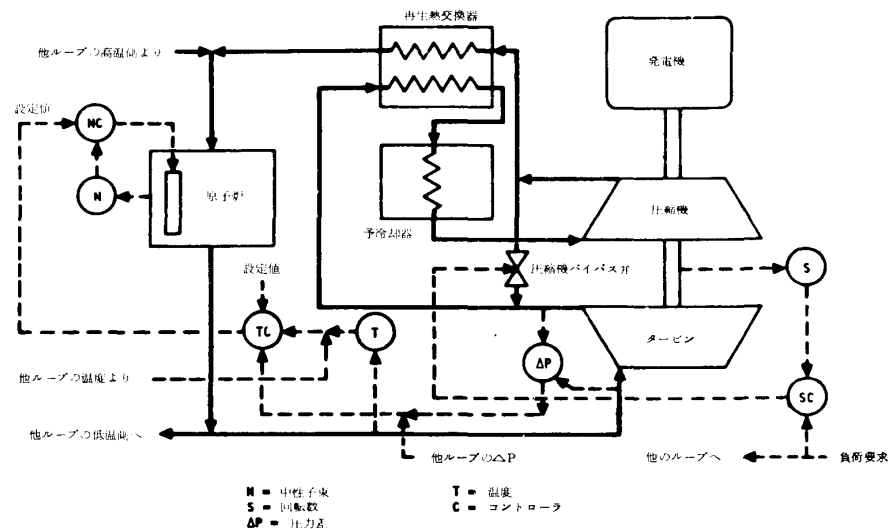


図6 HTのサイクルと制御システム

出力制御、起動停止時のプラント静特性ならびに原子炉緊急停止、電力負荷遮断時の過渡特性については事前に十分解析を行ないHTの不安定現象や熱交換器の過熱等が生じないように検討するとともに各種の想定事故、たとえばPCR V中のダクトの破損による流量、圧力の変化とそのため生ずる流体力、過速度による圧力過上昇、予冷却器管の破損による水側圧力の上昇、また複数ループ垂直配置の場合には地震による軸ジャイロモーメントの影響、複数ループ中の1ループのHTの故障停止、1ループのみの運転停止と起動等についても過渡特性を把握し対策を樹立しておくことが必要である。

GA社はHTGR-HTとHTGR-STとを比較検討し原則としてHTシステムは巾広い運転の柔軟性と安全性を持っているとの見通しをえたが、コンポーネントの詳細設計後さらに定量的な検討が行なわれるべきであると述べている。⁸⁾

4. 技術上の開発課題と各国の開発状況

HTGR-HTはそのいくつかの特長により大きな潜在的有用性をもった原動所であるが、その実現までには多くの技術的開発課題が残されている。その主要課題は高温ガス炉については、

温度レベルの上昇に対する被覆燃料粒子の破

損防止対策、燃料からの核分裂生成物の低減対策、HTの運転による振動の原子炉構造部材への影響等が解明されなければならない。

HTに関しては、ヘリウムが理想気体に近いためその熱力学的、流体力学的性能設計は大きな困難なしに行なうことができるものと考えてよい。しかしHTをHTGRと組合せて一つの信頼性の高い原動所とするためにはプロトタイプを試作に先だって次のような基礎的技術について研究開発を進め十分な実証試験を行なっておくことが必要である。

1) ヘリウム雰囲気中での耐熱材料の研究⁹⁾

ヘリウム中に蒸気などのリークが少しでもあると H_2O 、 CO 、 CO_2 、 CH_4 などの不純物が発生するが、これ等微量不純物を含む高温下でHT各部の要求仕様に適合した材料を撰定あるいは開発し、その加工技術を確立することはHT開発の前提となる最も重要な研究開発項目である。

2) トライボロジーの研究 高純度、高温のヘリウム中では金属表面の摩擦が著しく増大し溶着現象が生じることが知られている。現在、高温ガス炉では二硫化モリブデンの使用やクロームカーバイドのプラズマ溶射等の方法がとられているが、タービン翼取付部、ケーシング熱膨脹ガイド等についても相互の固着焼付防止の基礎研究と潤滑方式の確立が必要である。

3) 高温部の断熱冷却法 高温高圧のタービン、ダクト等をPCRVR中に組込み圧力と温度をPCRVRとHT部材にそれぞれ別個にうけもたせ熱応力、熱衝撃、圧力の急変等の影響に耐え、かつ、熱膨脹を吸収しながら高低圧間のシールを行なうことのできる具体的な構造と実証試験を行なう。

4) 軸受、軸シールの実証試験 大型高速軸の軸受、軸シールならびにこれ等を含めたシステムについて実物大試験による信頼性、耐久性の確認。

5) 制御システムの確立とプラントの安全解析。

6) 核分裂生成物(FP)の沈積 HTのコンポネント機器の表面に付着沈積するFPの挙動を把握することはHTの保守点検方式の確立の前提となる。

7) HTの炉内組込み法と供用期間中検査法の確立 HTをPCRVR中に組み込み保守点検、修理を行なうことの出来る構造、運転中の監視システム、供用中検査法の確立。

以上に関連し、各国のHTGR-HTの開発状況を簡単に紹介する。

1) 西独は現在、欧州においてHTの開発に最も熱心であり1960年代より出発した研究開発は1972年ドイツ連邦政府により正式にHHT計画(Hoch temperatur Helium-Turbine Projekt)¹⁰⁾として確定され、最終目標を1000MWe級の商用炉の建設、当面の目標を1970年代後期に6~700MWe原型炉(ガス温度900℃前後)を建設開始することにおき強力に研究開発を進めている。計画推進の主導機関はユーリッヒ研究所であり、これにBBC, HRB, NUKEM GmbHが参画しアーヘン大学、ハノーバ大学、GHH社が協力している。

この計画は次の10の作業グループにわけられている。① 原型炉の計画と商用炉の経済性の研究。② 大型ヘリウムループ(HHV)の建設と運転。⁴⁾③ コンポネントの開発試験。④ FPの移送と沈着の研究。⑤ プロセクト関連作業(計測法、制御、臨界実験等)。⑥ 燃料要素の開発。⑦ 材料の研究と試験。⑧ 50MWe HT発電所オーバハウゼン¹¹⁾¹²⁾の建設運転費の一部負担(この発電所は化石燃料によるヘリウムCCGTである)⑨ 大学の研究プログラム。⑩ プロセクトの運営管理。

HTにとって最も興味深いのは2), 7), 8)等の項目であるが、プロセクトの進め方、運営管理についても参考にすべき点が多い。

2) 米国はGA社が中心となり電力会社、米国原子力委員会の支持を受けてプロセクトを進めているが、GA社は現在のHTGR-STの技術をベースとし、タービンメーカの協力をうけ複数ループ垂直配置の商用炉を1980年代半ばに建設することを目標としている。計画の内容は①予備概念設計 ②コンポネント設計とその開発 ③化石燃料による250MWeユニットの実証試験 ④プラント設計 ⑤プラント関連の研究開発 ⑥商用炉の建設と運転、となっ

ており開発期間は14年、所要開発費は約2億ドルといわれている。¹³⁾

3) 我国においては炉出口温度1000℃を目標とする多目的高温ガス炉の研究が日本原子力研究所を中心として進められている¹⁴⁾一方、高温ヘリウムを熱源とする直接製鉄プロセスの研究開発が通産省の大型プロジェクトとして1973年より発足している。これらに関連しHTGR-HTについても関心が高まり昭和49年、電機工業会にヘリウムタービン調査会が設けられ調査検討が進められている。

なお、HTGR-HTの最近の話題については1974年4月に開催されたASME国際ガスタービン会議の論文を参照されたい。^{12) 15)}

5. あとがき

HTGR-HTはここ15～20年間のうちに実用期に入るものと予想される。

我国では原子力の開発利用の推進が脚光をあびているが、反面、その安全性、環境への影響の見なおし等が強く要求されている。これは我国の急激なGNPの伸びに対する公害防止施策が不十分であったことからくる政府や企業に対する民衆の不信感、原子力に対する特殊な国民感情が主な原因といわれるが、原子力の基礎技術がほとんど大部分、外国に依存し、原子力にたずさわる技術者自身に原子力産業を自ら創り上げて来たという自信が不十分なことも一つの大きな問題点であると筆者は考えている。自ら創造し、きずき上げて来た技術が一定以上の比率を占めていることが技術者の自信と誇りをささえる必要条件であり、これをベースにはじめて意義のある国際協力も生れてくるものと信じている。

高温ガス炉の開発方針が必ずしも明確でない現状のもとでHTの研究開発をどのようにとり

上げるかは大きな問題であるが、少くともガスタービンに関連する、たとえば材料、機械要素等の基礎技術を我々自身のものにしておくことは将来に対処する道であると思う。

頁数の制約で意を尽すことができなかったが皆様のご批判をお願いしたい。最後に資料を引用させて戴いた方々に厚くお礼を申し上げる。

参考文献

- (1) State-of-The-Art of HTGR Gas Turbine Technology, Gulf-GA-A12098(1973-6)
- (2) 入江, 三井造船技報, 21号(昭33-1)9
- (3) P.Fortescue, Combustion, (1972-12)
- (4) H.Haselbacher 他, BST Turboform No.4 (1974-4), 181
- (5) 武藤他, JAERI-M 5164(1973-2)
- (6) P.Burylo, Technical Meeting 6/7 Nuclex '72
- (7) F.R.Bell 他, Gulf-GA-A12125, (1972-7)
- (8) HTGR Gas Turbine Power Plant Safety and Maintenance Study, Gulf-GA-A12700, (1973-8)
- (9) G.E.Locket 他, USAEC CONF-700401 (1970-4), 268
- (10) 河田修他, FAPIG No.72(1974-2), 285
- (11) P.Zenker, ATKE, Bd. 23(1974)99
- (12) C.Keller, Kerntechnik, 16-7(1974-7), 323
- (13) S.L.Koutz, Gulf-GA-A12113(1972-5)
- (14) 日本原子力研究所, 多目的高温ガス炉の現状, 1974
- (15) 井口泉, 日本ガスタービン会議報告2-5(昭49-7)38

サンシャイン計画とガスタービン

機械技術研究所 山西 哲夫
基礎部 エネルギー課

1. まえがき

クリーンなエネルギーの長期的安定供給を目標とする新エネルギー技術開発計画、いわゆるサンシャイン計画が、49年7月、正式に発足した。本計画は、通商産業大臣の諮問機関である産業技術審議会エネルギー技術特別部会（部会長・土光敏夫氏）が、石油危機のさなかに審議を進めた、新エネルギー技術開発の進め方にかんする答申に基づくものである。開発計画の基本的な考え方として、技術的に未踏革新的領域であること、材料工学からシステム工学まで多分野にわたること、基礎研究から実用化開発まで効率的に一貫して行なうこと、巨大な資金、人材の投入を要すること、強力な組織を要すること、既存の技術的蓄積を十分活用することにより効率の実施を要することが強調されている。サンシャイン計画は、49年度から通商産業省工業技術院において実施されている。以下本計画の概要を紹介し、ガスタービンはたすべき役割について若干の説明をこころみる。

2. サンシャイン計画

サンシャイン計画は4本の柱からなっている。太陽エネルギー、地熱エネルギー、石炭のガス化ならびに液化、そして水素エネルギーである。これら重点技術の研究開発目標は、次のような時期までに実用化を達成し、それぞれ相当の規模で、その時点におけるエネルギー供給システムに取り入れられることにおかれている。

1. 1980年代前期：太陽冷暖房ならびに給湯、石炭ガス化発電
2. 1980年代後期：熱水利用地熱発電、石炭からの合成天然ガス製造
3. 1990年頃：太陽光発電、太陽地域冷暖房
4. 1990年代前期：石炭のプラズマガス

（昭和50年1月8日原稿受付）

化による水素・アセチレン製造、石炭液化による合成原油製造

5. 1990年代中期：人工熱水系による火山・高温岩体発電
6. 2000年まで：太陽熱発電、水素製造・輸送・利用・貯蔵システム

このようにして、あまりにも石油に依存している現在のエネルギー供給形態を改善しようというのがサンシャイン計画の目的である。次に4本の重点技術の今後数年間における研究開発方針と内容について説明しよう。

3. 太陽エネルギー技術

太陽エネルギー技術では発電システム、冷暖房・給湯システム、新利用技術の三つに目標をおいて開発を進めることになっている。

太陽エネルギーによる発電システムの研究は、太陽熱発電システム技術の研究と太陽光発電の研究とに二分される。太陽熱発電は鏡で太陽光を効率よく集め、その熱でタービン発電機をまわすもので、先ずピーク時の出力が1MWの発電パイロットプラントシステムを開発することを考えている。このための設計、試作、運転研究を行ない、太陽熱発電システムにかんする技術的諸問題を解明するとともに、さらに進んで10MW級のパイロットプラントの概念設計をこころみる。さらにより高い温度範囲における太陽熱利用技術、また小出力の熱発電システムの開発も同時に実施されよう。

太陽光発電はシリコンのような半導体素子で構成される、いわゆる太陽電池を使用して、太陽の光エネルギーを直接電気エネルギーに変換するものである。わが国においても遠隔地の搬送装置や無人灯台用電源としてすでに実用化されている。また東京大学の科学衛星には5,000個の国産素子が使用された。しかしながらサンシャイン計画が目ざすような大出力発電システムに、現存の太陽電池を使用することは、コス

トの点からみて全く問題にならない。シリコンなどの半導体結晶の新製造法を開発して太陽電池素子の価格を現在の100分の1以下にすることが必要である。また高効率の新しい素子の開発、周辺技術の研究も強力に進められることになっている。1990年までに高性能で低価格の太陽光発電システムが開発される予定である。さらに太陽熱を利用する熱電子発電、5 Km×5 Kmの太陽電池板からなる発電衛星を地球から35,600 Kmはなれた静止軌道上に打ち上げる宇宙発電システムの基礎研究も行なわれる。

太陽冷暖房および給湯システムの開発計画を次に説明する。個人住宅として太陽暖房を採用した実験住宅がわが国でも二三つくられている。給湯に使用される太陽熱温水器はわが国ですでに250万台以上製作、販売された。太陽熱利用という分野でもっとも進んだものといえる。冷暖房は暖房に比較して未だ初期の実験段階にあり、実用化の段階に到達したのは、ソ連で高温、乾燥地帯用につくられた集合住宅に利用されているものが世界でも唯一の例である。サンシャイン計画においては個人住宅、集合住宅、大形建築物などに使用される経済性の高い冷暖房・給湯システムを1980年までに確立することを考えている。さらに1990年には太陽熱利用の革新的な地域冷暖房システムを開発する予定である。このために必要な材料、機器にかんする要素的技術を開発、これらを組み合わせることにより各種の実験住宅を建設、十分な評価を行なって最適システムを完成することになっている。

最後に太陽炉など産業用の各種熱源に太陽エネルギーを応用する新技術の開発をあげることができる。

太陽エネルギーはエネルギー密度が低く、天候の影響を受けるが、供給安定性の極めて高い、純国産のエネルギーであり、また高度のクリーンエネルギーでもある。将来におけるわが国のエネルギー供給の担い手として大きな期待がよせられている。

4. 地熱エネルギー技術

地熱エネルギー技術の開発は、地熱エネルギーを探索し採取する技術、熱水利用発電技術、火山

発電技術、多目的利用技術そして環境保全技術についてなされる。地熱エネルギー資源の包蔵量を適確に把握することが地熱エネルギー開発の前提条件であるので、250℃の高温地層を対象として、掘削システム、坑井内測定技術や耐食性材料などの開発が行なわれる。

地熱井からは蒸気とともに熱水がえられる。この100℃前後の熱水を利用するため、低沸点流体を使用する10MW級のバイナリーサイクル発電システムをまず開発する。さらにこの結果にもとづいて50MW級の蒸気低エンタルピ複合サイクルの開発を進めることになっている。

火山発電技術は、火山ならびに高温岩体から人工的に抽出した地熱エネルギーで発電を行なうものである。このために必要な高温岩体破碎技術を確立、人工的に熱水系を形成する研究を実施する。その成果に基づいて、10MW級の火山発電システムが開発される予定である。

地熱エネルギーを地域暖房、農業利用などの多目的に利用する技術の開発を目ざして、気水混合流体など地熱流体の遠距離輸送技術の研究が行なわれる。地熱エネルギー資源は冷却とともに減価するので、地熱地域から遠隔の利用地まで大量の地熱流体を減価することなく経済的に輸送することが大切である。

最後に地熱流体の採取と利用による熱水系の変化、自然環境や生態系への悪影響を防止するための環境保全技術を確立せねばならない。例えば、地熱発電所の建設にあたり景観、自然環境を破壊しないようにすることが重要である。また地熱流体を多量採取することで、周辺の既設温泉におよぼす影響を検討する必要がある。坑井から噴出する熱水が動植物、森林に与える影響は未だ明らかにされていないので早急に結論を出さねばならない。

火山国であるわが国にとって地熱は貴重なエネルギー資源である。現在地熱エネルギーの開発は地熱を中心に進められている。イタリアの390 MW、アメリカの300 MW、ニュージーランドの200 MWに比べ、わが国の地熱発電は未だ35 MWに過ぎない。地熱は太陽エネルギーとならぶ国産資源であり、その開発はわが国エネ

ルギ供給の安定化に大きく貢献するものと期待される。

5. 石炭のガス化・液化技術

石炭は石油、天然ガスにエネルギーとしての地位を奪われつつあるのが最近の傾向であったが、昨年の石油危機以来その重要性が再び認識されるようになった。石炭はエネルギー換算で石油の約10倍の埋蔵量をもつこと、石油にくらべ地球上に広く分散していることなどから、石炭資源を有効に利用すれば、将来予想されるエネルギー危機を緩和するのに大いに役立つものと考えられる。ところでわが国におけるエネルギー消費は石油などの流体エネルギーがその大半をしめるようになっていること、大気汚染問題が重大化していることから、将来石炭をエネルギーとして大量に使用するためには、液体化、クリーン化して石炭資源に使用簡便性と無公害性とを与えなければならない。それには NO_x 、 SO_x 、ばい塵などの大気汚染物質を除去できるガス化、液化の方法を開発することが切に要望される。

石炭ガス化技術は合成天然ガス製造技術、ガス化発電技術、プラズマガス化技術に分けて開発を進める計画である。合成天然ガス、SNGの製造能力50,000 m^3 /日級のパイロットプラントを目標において、加圧流動方式、熔融熱媒体ガス化方式の開発を行なう。このために必要なガス化炉、周辺機器、材料、安全保安技術などについて基礎研究を進めながら、まず7,000 m^3 /日級のガス化プラントの設計、運転研究を実施、50,000 m^3 /日級のプラントへ進む計画である。

ガス化発電技術では1,000 kcal/Nm^3 ないし1,500 kcal/Nm^3 程度の低カロリーガス化技術を完全に確立して大容量ガス化発電プラントを開発する1980年代の前期までには200 MW級のガスタービン・スチームタービン複合サイクル発電サイクルシステムを実用化しようとしている。石炭のガス化発電においては、ガス化のために石炭のもつエネルギーの一部が使用される。ガス化工程をふくめた全プラント効率を向上するには発電の熱効率をできるだけ上げることが重要である。そのためガスタービンに

燃焼器をつけないで、水管を内蔵して過給ボイラをガスタービンの前に配置、石炭のガス化ガスを燃焼してガス、スチーム複合発電を行なう方式が提案された。この方式はガスタービンの排熱でスチームタービンを駆動する方式よりも勝れている。このような過給ボイラー方式の技術開発要素には大形過給ボイラと高温、高圧、大容量ガスタービンの二つがある。

プラズマガス化法とはアーク放電により発生したプラズマフレーム中に、石炭粉末を送り込み、高温で分解、さらに急冷して反応を凍結し、アセチレン、エチレン、一酸化炭素などを生成する方法である。この方法で水素とアセチレンを経済的に製造する技術を1990年代前期までに開発する計画である。最初100 kW程度のプラズマガス化実験炉で基礎研究を実施、2 MW級のプラズマガス化炉の開発に進む予定である。

石炭に水素を添加して液化する石炭液化技術については直接水添液化技術、抽出水添液化技術に重点をおいて、石炭から合成原油を製造する各種技術の開発を実施することになっている。1990年代前期までに合成原油製造プラントを開発することを目標に、30 t/日級の溶剤精製炭製造パイロットプラント、直接水添液化ならびに抽出水添液化の小規模テストプラントの運転研究から始める計画である。

以上に説明した石炭エネルギー転換技術のなかで一番早い時期に実用化が期待されるものはガス化発電技術である。産炭地または揚地において直接実施されることになろう。次に合成天然ガスがクリーンな燃料として都市ガス供給に大きな役割を果たすことになる。プラズマガス化技術ならびに液化技術の実用化はやや遅れるものと予想されているが、実現の暁には各種の燃料、化学工業用原料として、石油需給の緩和に大きく貢献することになろう。

6. 水素エネルギー技術

現在先進工業国においては、公害を生じないクリーンな合成燃料にたいする要求が非常に強くなってきている。水素は次のような性質をもつ理想的なクリーン燃料である。原料是水で資源的な制約がない。燃焼生成物もまた水である。

水素のパイプライン輸送は送電線による電力輸送にくらべ、より経済的で効率のよいエネルギー輸送法である。エネルギー貯蔵の有効な方法でもある。さらに単なる熱源、動力源用燃料としてだけでなく燃料電池用燃料さらに化学工業用原料として、その用途は非常に広い。

ここで、水素エネルギーという言葉の意味をはっきりさせておきたい。水素は、石炭、石油、原子力など、天然に存在するいわゆる一次エネルギーとはことなり、熱分解、電気分解などの方法で、安定した化合物である水を分解してえられる二次的生成物である。1gの水素を生成するには58kcalのエネルギーが必要とされる。そして1gの水素を燃やすことにより58kcalのエネルギーを回収するわけであるから、水素はエネルギー源というよりエネルギーを運ぶものと考えの方が妥当である。

サンシャイン計画においては、水素エネルギー技術を、製造技術、輸送・貯蔵技術、利用技術、保安技術そして水素エネルギーシステムに分けて開発を進める計画である。

水素の製造技術にかんしては、原子力にしろ太陽エネルギーにしろエネルギーを熱の形で供給するから、熱を直接利用して水を分解する、いわゆる熱分解法が先ず考えられる。熱分解法には一段式と多段式とがある。一段式は太陽炉が発生する2000℃ないし3000℃の高温で水を分解しようとするものである。この方法の実用化には、発生する水素と酸素の分離法、耐熱材料の開発が必要である。このような技術的問題を避けるために考案されたのが多段式で、水以外の物質を利用するいくつかのサイクルを組み合わせ、1000℃以下の温度で水を分解することを狙っている。化学反応の探索による有効なサイクルの発見、耐食性材料や反応装置の開発が多段式の問題点である。水を電気分解して水素を発生する方法はよく知られているが、経済性の点から、水素の工業生産においては炭化水素の部分酸化、天然ガスの水蒸気改質などの方法が採用されている現状である。しかしながら、電力の長距離輸送という点からは、送電線によるよりも、水を電解してえられる水素をパイプラインで輸送した方が経済的に勝れて

いると考えられる。また余剰電力貯蔵法としても水素の電解が見直されてきた。そこで、高効率で経済的な高温高压電気分解法が注目を浴びるようになった。サンシャイン計画では高温高压電気分解法の実用化研究、イオン交換膜電気分解法、固体電解質電解法など新しい電解法の基礎研究、さらに熱化学法、直接熱分解法の基礎研究を実施することになっている。

気体水素ならびに液体水素の輸送ならびに貯蔵システムについては大形化によって生ずる技術的諸問題を究明し、大規模水素液化技術、金属水素化物製造技術などを開発して、2000年までに、安全で簡便な大規模水素輸送・貯蔵システムを開発する計画である。水素の金属や合金との反応生成物である固体の金属水素化物により水素の輸送・貯蔵を行なう方法がとくに関心を呼んでいる。この方法の勝れた点は次のようなものである。単位体積の金属水素化物中に存在する水素原子数は液体あるいは固体の状態にある水素原子数と同程度である。またポンペに比較して、より軽い金属水素化物で等量の水素を貯蔵することが出来る。容器が簡単であり長期間の貯蔵も容易である。金属水素化物においてはいわゆる水素ぜい性の問題は生じない。金属水素化物を熱分解してえられる水素は高純度である。

つぎに水素の利用技術としては燃焼技術、動力利用技術、化学利用技術、燃料電池技術が考えられている。クリーンな燃料である反面、水素の燃焼特性に適合する燃焼器の開発が必要になる。また水素においては触媒利用の燃焼が可能である。触媒式バーナは無炎で温度調節が自由であり、赤外線放射が強いという特徴がある。動力利用の面では、ロケット燃料としてすでに実用化されている。サンシャイン計画では水素燃料のピストンエンジン、ガスタービンを試作、運転し、実用化の条件を明らかにする予定である。水素の化学利用技術としては従来からあるアンモニア、メタノール合成のほか鉄の直接製錬など新しい利用技術の開発、副生酸素の応用技術の開発を取り上げている。燃料電池については新しい触媒、高性能固体電解質の探索、材料の開発を実施する。ところで水素と空気、酸

素、塩素などとの混合気体は爆発範囲が広く、安全保安技術の確立が急務である。また水素ぜい性による材料劣化を防止する技術の開発も大切である。水素製造にともなう公害の防止など環境対策をふくめた保安技術基準を体系化することになっている。

上に説明した水素の製造、輸送・貯蔵、利用、保安の四つの技術をサブシステムとしていわゆる水素エネルギーシステムを構成、将来のエネルギーシステムにおいて水素のはたす役割を明らかにする計画である。

以上がサンシャイン計画と呼ばれる、新エネルギー技術研究開発計画のあらましであるが、本計画でガスタービンが顔を出すのは石炭のガス化発電技術と水素エネルギー利用技術とにおいてであった。石炭ガスの場合には $1,000 \text{ kcal/Nm}^3$ ないし $1,500 \text{ kcal/Nm}^3$ の、水素ガスの場合には約 $2,500 \text{ kcal/m}^3$ の低カロリーガスを燃料とする高効率のガスタービンを開発せねばならない。

さらにサンシャイン計画による研究開発を円滑に実施するため、トータルエネルギーシステムの研究、テクノロジー・アセスメントの実施、新エネルギー技術シーズの研究、研究管理手法の開発、新エネルギー技術に関する特許動向の調査など、いくつかの調査研究を実施することになっている。

以上でサンシャイン計画の紹介を終わり、未来のエネルギーシステムの一例と目されている水素エネルギーシステムで、ガスタービンの果たす役割について説明をこころみる。

7. 水素エネルギーシステム

近年、米国ではエネルギー輸送とくに電力輸送の問題に関連して水素エネルギーシステムにたいする期待が高まっているといわれる。米国のような広大な国では送電距離が非常に長く、電力コストの45%が送配電のコストである。また環境問題の立場から地下送電線を使用する方向に進んでいるが、そのコストはきわめて高くつく。架空送電線で超高圧送電を行なうとしても、輸送距離が増せば、水素をパイプ輸送する方がエネルギー輸送コストを低下できるという試算がある。図1。¹⁾

ところで水素をエネルギー輸送の手段とする未来のエネルギーシステムとしてGE社のTEMPO研究所が提案しているシステムが図2の

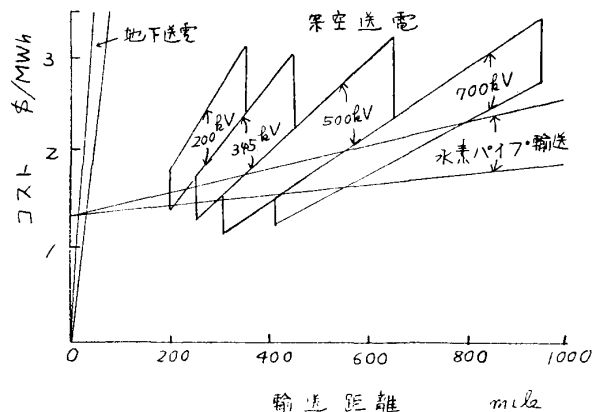


図1 エネルギー輸送コストの比較¹⁾

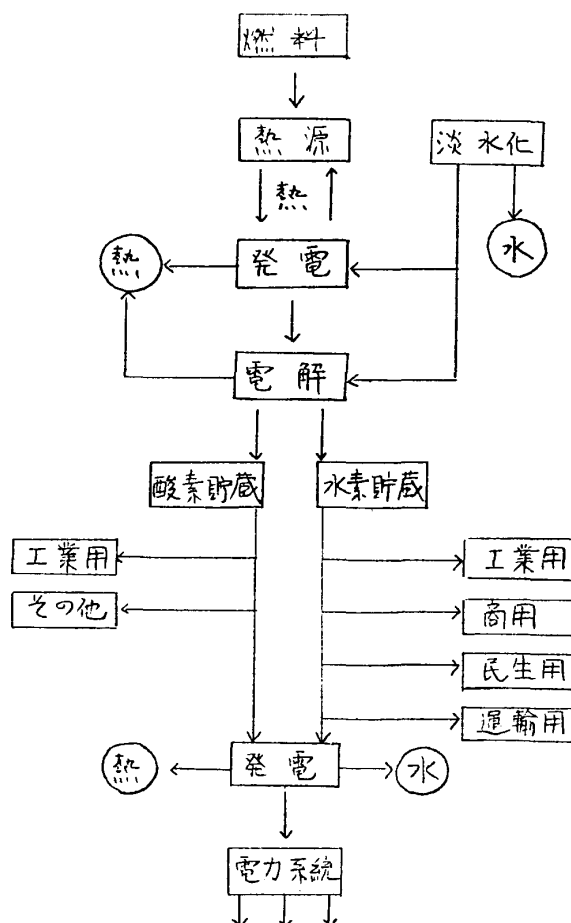


図2 エコエネルギーシステム³⁾
(丸印内の熱と水は副産物として利用される)

Eco-Energy システムである。³⁾ 本システムは環境問題の立場からも、経済的見地からも勝れたものとされている。Ecoとはecologically, economicallyのecoを意味する。核分裂を利用する高速増殖炉、核融合を利用する核融合炉が発生する熱を電力に変換、水を電解して水素と酸素を製造する。つまりこのシステムは目下開発中の原子力発電所による安価な電力の供給を仮定して構成されたものである。原子力発電所と水素製造工場とは離島または海上基地に置かれることになるであろう。水素と酸素とはパイプラインを通じて消費地に送られる。発電は比較的小出力の発電所を最適配置し、タービン発電機または燃料電池で行なう。ピーク負荷用に水素を適当な場所に貯蔵しておく。工業用、民生用などに水素を直接供給することも考えられる。さらに原子炉の排熱は化学工業や暖房に利用されよう。以上のようなエネルギーシステムは、化石燃料に基づくエネルギーシステムのように大気汚染物質を放出することがない。また架空送電線のかわりに地下パイプ輸送を採用するのもエコ・エネルギーシステムの特色である。しかしながら蒸気タービン発電所、架空送電線、ピーク負荷用ガスタービン発電所、揚水発電所からなる現存の電力システムとエコ・エネルギーシステムとを比較してみると、後者ははるかにコスト高になる。この点を改善するのが今後の技術課題である。TEMPO 研究所では次の6種類のシステムにつき、技術予測、経済予測を行ない、各システムにおける電力コストの変化を2000年まで算定した。

システム1 原子炉を一次エネルギー源とする。

ピーク負荷にはガスタービン発電所を使用。送電は架空送電線による。

システム2 送電を地下送電線で行なう以外はシステム1と同じ。

システム3 原子力発電所と水の電解工場とを組み合わせ生産した水素と酸素を需要地へパイプ輸送する。各需要地には水素ガスタービンを配置し、必要な電力を発生する。

システム4 需要地における発電を水素燃料電池で行なう以外はシステム3と同じ。

システム5 水素製造に水の電解法ではなく多段式熱分解法を使用する以外はシステム3と同じ。このシステムとガスタービンの代りに燃料電池を使用するシステムとの相対的な関係は、システム3とシステム4との関係と同様である。

システム6 原子炉の代りに太陽熱で水の熱分解を行なう。発電は燃料電池による。

以上のシステムについて将来の電力コストの変化を予測した結果が図3に示されている。システム1は最低の電力コストを与えるが、クリーンエネルギーシステムの条件を満たしていない。今後新しく建設される送電線は地下送電線になることが予想され、その建設費は水素パイプラインの建設費よりはるかに高くなるものと考えられる。表1に図2の結果を試算するのに使用したサブシステムの効率とコストが比較してある。

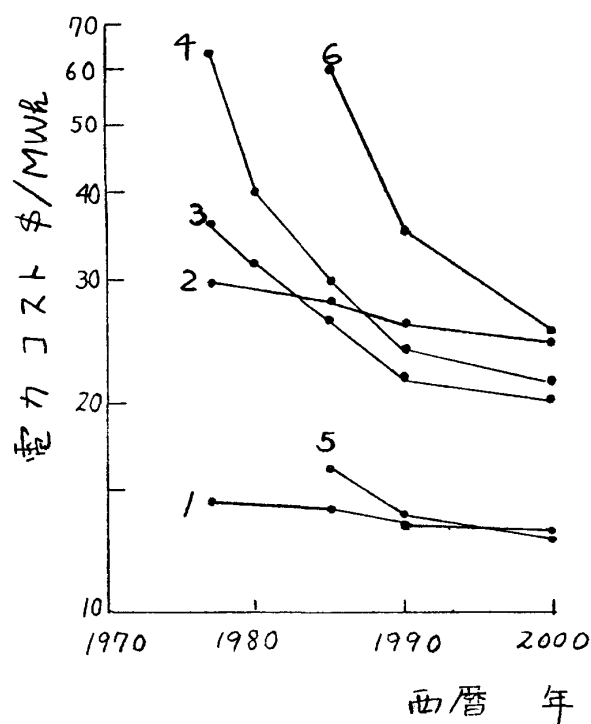


図3 各エネルギーシステムにおける電力コストの比較³⁾

現在ピーク負荷用に使用されているガスタービンのタービン入口温度は925℃から980℃で、熱効率は25%ないし28%である。ジ

ジェットエンジンのタービン入口温度はすでに1200℃に達している。実験用ジェットエンジンでは、短時間運転ではあるが2200℃の記録もある。この場合、タービン翼を適当な方法で冷却する必要がある。今後に予想されるタービン入口温度の上昇により、単純サイクルの熱効率は1977年の45%から1985年の55%に増加するものと考えられる。表1。さらにロケット技術を応用して高圧水素と高圧酸素を燃焼させて高温の水蒸気を発生、タービン発電を行なう方式を開発すれば、70%の熱効率を2000年に達成することが期待されている。

8. むすび

石油危機に代表されるわが国のエネルギー問題を解決する有力な手段として打ち出された新エネルギー技術開発計画、サンシャイン計画の概要を紹介、ついで将来のエネルギーシステムと目されている水素エネルギーシステムについて簡単に説明、ガスタービンとのかかわりにふれてみた。水素が未来の超音速機や極超音速機の燃料として有望視されていることも忘れてはならない。最後に日本産業機械工業会は工業技術院の委託をうけて水素ガスタービン研究会（委員長・水町長生氏）を組織、ガスタービンへの水素利用について調査研究を実施中であることを付言する。

表1 エコエネルギーシステムの各サブシステムの効率とコスト³⁾

西 暦 年	1977	1980	1985	1990	2000
原子力発電	軽水炉	軽水炉	液体金属冷却高速増殖炉	液体金属冷却高速増殖炉	ガス冷却増殖炉
効 率 %	33	33	40	42	48
コスト\$/kWe	225	220	250	230	200
原子炉熱コスト\$/kWt	—	—	50	50	45
太陽発電					
効 率 %	—	—	50	70	75
コスト\$/kWt	—	—	600	400	300
水素製造(電解)					
効 率 %	66	70	75	80	80
コスト\$/kWt	121	93	67	56	50
水素製造(熱分解)					
効 率 %	—	—	50	60	70
コスト\$/kWt	—	—	50	33	29
ガスタービン	水素+空気			水素+酸素	
効 率 %	45	48	55	60	70
コスト\$/kWe	120	120	120	100	130
燃料電池					
効 率 %	35	40	50	55	60
コスト\$/kWe	750	200	200	150	100
架空送電					
効 率 %	95	95	95	95	95
コスト\$/kWe	55	53	50	50	48
地下送電					
効 率 %	90	90	90	90	90
コスト\$/kWe	700	680	650	550	500
パイプライン輸送コスト\$/kWt	10	10	10	14	14

文献

- (1) 産業技術審議会エネルギー技術特別部会，新エネルギー技術の進め方について — 分科会報告，（昭49），日本産業技術振興協会
- (2) 江崎，電気学会雑誌，94-10（昭49-10），872
- (3) Housz, W., ほか2名, Proc. of the 7th Intersociety Energy Conversion Engineering Conference (1972) 729206
- (4) Biancardi, F.R., ほか1名, ASME Paper 70-WA/GT-9
- (5) Sullivan, D.A., ASME Paper 74-GT-20
- (6) Schiefer, R.B., ほか1名, ASME Paper 74-GT-21

神鋼・コングスベルグガスタービン — その応用プラント「ターボイナーシステム」 —

(株) 神戸製鋼所 永田 有世
産業機械本部技術部

ノルウェー国のコングスベルグ社が開発したガスタービンは次に述べるようなユニークな特長を持っており、すでに世界中に240台以上の製品を送り出し、さらに、年々製造台数を伸している。

当社は1972年にコングスベルグ社と技術提携を行ない、KG2シリーズの製造・販売を行なってきた。KG2シリーズの特長は、

1) 圧縮機およびタービンは、それぞれ1段遠心式および1段半径流式で、背中合せになっておりオーバーハング式である。(第1図)
すなわち、軸受はすべてコンプレッサ側に配置

され低温部にあたるため、信頼性が高くまた潤滑油は安価な90番タービン油相当でよい。さらに軸受はラジアル、スラストともチルチングパッド式を採用しているため振動が少ない。

2) 単純な構造で部品点数が少なくかつ高温部を開放ししやすい構造なので、メンテナンスが簡単・容易である。

3) 排気ガス中のNO_xの量は液体燃料の場合50～60ppm、ガス体燃料の場合30ppmときわめて少ない。

4) 燃料は、灯油、軽油、A重油(蒸溜油)などの液体燃料または、天然ガス、都市ガスな

どのガス体燃料が使用できる。さらに液/ガスの切替えも可能である。

ガス体燃料の場合、必要な圧力は5.5kg/cm²G以上(一般には7～8kg/cm²G)であるが、高圧ガス取締法に触れない。

第1表 KG2ガスタービンの性能

項 目	形 式	KG2-3	KG2-3C
軸端出力			
短時間最大出力 PS		1850	2100
連続最大出力 PS		1850	2000
熱 消 費 量 Kcal/h		7.3×10 ⁶	8.0×10 ⁶
排気ガス温度 ℃		520	565
排気ガス流量 kg/s		13	13
回 転 数			
タービン軸 rpm		18000	
出 力 軸 rpm		1800または1500	

KG2シリーズの性能諸元を第1表に示す。

このKG2シリーズガスタービンを中心としたプラントにはガスタービンの排熱回収により冷暖房を行なうトータルヒートシステム、排熱を

そのまま利用する乾燥昇温システム、排気の

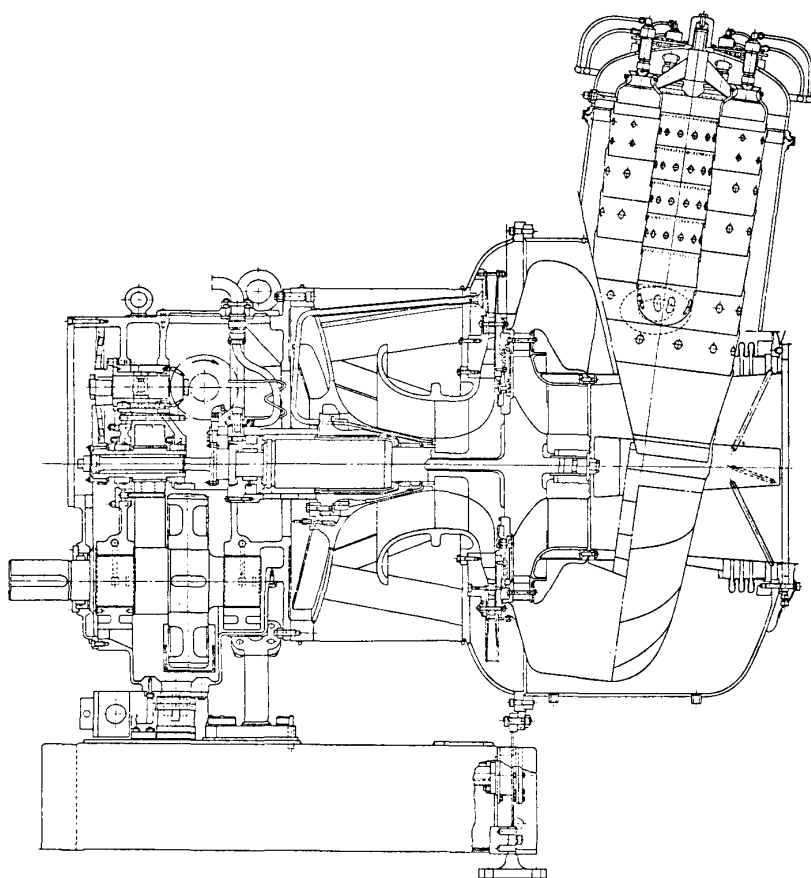


図1 KG2-3ガスタービン断面図

(昭和49年12月5日原稿受付)

圧力を利用するターボイナーシステム（不活性ガス発生プラント）などがあるが、ここでは昨年夏第1号機を完成したバージュ塔載形ターボイナーシステムについて紹介したい。（第2図）

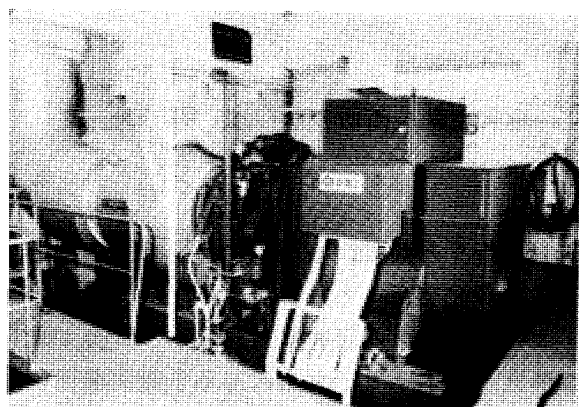


図2 バージュ内のガスタービン発電設備

不活性ガス発生装置とはタンカーのタンク内に溜っている可燃性ガスを不活性ガスで置換し、爆発事故を防ぐための装置である。従来はボイラの排気ガスを海水で洗滌して不活性ガスの代用とするフルーガスシステム、専用バーナを使用するイナーガスジェネレーターシステムがあった。前者はガスの質は悪いが大容量に適し、後者は良質のガスであるが容量が小さいという欠点があったが、ターボイナーシステムでは良質のガスを大量に作ることができ、前二者の欠点を取除いたものである。

第1号のターボイナーシステムはLNGタンカー用のものであるがLNGタンカーではタンク腐蝕防止のために特にSO₂水蒸気の少ない良質のガスが要求されており本システムが採用されたものである。（第2表）従来は75000m³のタンカ

ーに対し液化窒素ガスでイナーティングを行っていたため、作業をするだけで数日間かかっていたが、本システムによればわずか7～8時間で完了する。

本システムの特長は

第2表 不活性ガス組成（分析結果）

O ₂	0.9 %
CO	303 ppm
CO ₂	13.9 %
NO + NO ₂	143 ppm
SO ₂	0 ppm
不活性ガス露点	-55℃
不活性ガス温度	16℃

1) アフターバーナの燃焼室とバーナの特異な構造により残留酸素1%程度でも安定して運転できる。

2) 大容量33000Nm³/hまで可能

3) ガスタービンの排気圧力（max 3500mmAq）を利用するのでブローを必要としない。

4) ガスタービン発電機はプラント運転時にプラント用電力を供給できるが、運転時以外にもスタンバイ・非常用として兼用することができる。

5) ガス洗滌後の海水の排水は清浄であり海洋を汚染するおそれが全くない。

第3図にLNG船用ターボイナーシステム

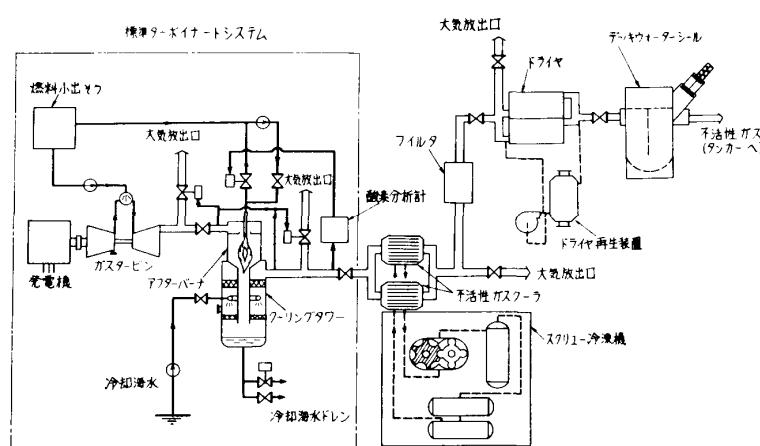


図3 不活性ガスシステム系統図

の系統図を示す。

LNGタンカーの隻数増大に伴い、これらの高価な船を危険から守るターボイナーシステムの重要性はますます増大していくであろう。

●●●研究だより●●●

東大生産技術研究所ガスタービン研究室

東大生産技術研究所 水町 長 生

従来わが国の工学と工業との関係はその連絡が必ずしも十分ではなかった。この欠点を是正するため、本研究所は生産に関する技術的諸問題の科学的総合研究に重点をおき、研究成果の実用面への還元を目的として、昭和24年に設立された。現在44部門の研究部門があり、定員は教授44名、助教授44名、講師10名、助手89名、技官その他の事務系職員を含め定員内職員は458名である。その他大学院学生約210名、産業界からの受託研究員約50名、研究員その他を含め総数700名程度の陣容で工学の殆んどの分野にわたる研究が行われている。

ガスタービンは熱原動機学部門の中で、水町長生教授および吉識晴夫助教授の研究室で遠藤助手、小池助手その他数名の技官および大学院学生等によって研究が行われている。生産技術研究所のガスタービンの研究は、その歴史はかなり古く、戦時中の航空用原動機の排気タービンの研究まで遡ることができる。終戦による航空用原動機の研究禁止等が行われたが、その後研究が再開され、当初ガスタービンの運転の安定性に関する研究を行い、各種ガスタービンサイクルの原動機の安定性の問題を研究した。燃焼器の研究として可燃混合気流の燃焼に関する研究を行い、また軸流タービンの翼列の損失や翼列実験法について空気力学的研究が行われた。その後昭和26年頃からは小型ガスタービンの研究に重点をおき、小型ガスタービン用の遠心圧縮機、ラジアルタービンの研究、熱交換器の

研究を行うと共に、小型ガスタービンの応用に関する研究を行っている。

ガスタービンの研究は東京六本木庁舎（東京都港区六本木）と千葉市にある千葉実験所の両方で行われているが、東京では六本木の住宅地区内にあるため実験はすべて防音運転室内で実施しなければならないという不便さがある。

つぎに主な研究施設と現在行われている主な研究項目を紹介しよう。

◎主な研究施設

(a) 高圧空気源 小型ガスタービン研究用の空気源で、2段ターボ圧縮機を200kW誘導電動機で駆動している。吐出圧力 $3.1 \text{ Kg/cm}^2 \text{ abs.}$ 、流量 1.0 Kg/s である。圧縮機のデューザを交換することにより、広範囲の流量の実験を行うことができる（写真1）。

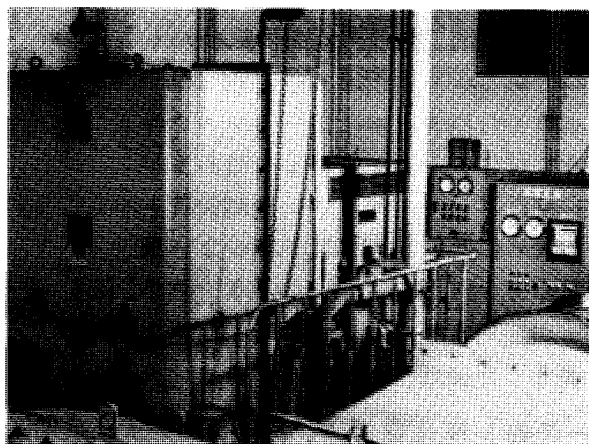


写真1. 高圧空気源装置

（昭和50年1月14日原稿受付）

(b) 変速風洞 管路内に設けられた2個のバタフライ弁を同期して回転させることにより、周期的変動流を得る吸込型風洞である。測定部 $500\text{ mm} \times 500\text{ mm}$ ，縮流比4，最大風速 30 m/s である。変動流は平均風速 20 m/s で，変動流片振幅 $0 \sim 5\text{ m/s}$ ，変動周波数 $0 \sim 15\text{ Hz}$ であって， 30 kW の多翼ファンを使用している。

(c) 吹出し風洞 翼および翼列の非定常流の研究等に使用されるもので，風洞形状は長さ 10 m ，最大断面 $2.5\text{ m} \times 2.5\text{ m}$ ，吹出し口 $1\text{ m} \times 0.3\text{ m}$ であって，ターボファンを使用し， 45 kW 直流電動機で駆動する。吹出し口最大風速は 35 m/s である。

◎ 主な研究項目

(a) ラジアルガスタービンの特性の研究 昭和26年以来研究が行われており，ラジアルタービン内のガスの流動状況について理論的考察および実験的研究を行い，最高効率を得るための諸条件を明らかにしたが，なお実際のラジアルタービン内の流れについては，流れの状況やその損失について不明の点が多く，引続き研究中である。

(b) ラジアルタービン用ノズルの研究 ラジアルタービンに用いられる円周ノズル内の流れは最近はかなりよく分ってきたが，特に高膨張比用ノズルについては，軸流タービン用ノズルとは若干異なり，まだ不明の点がある。また排気タービンに用いられるペーンレスノズルについても研究が行われている。

(c) ディフューザの研究 ターボ機械の出口では一般に旋回流をもつ流れが多く，しかもディフューザとして作用させることが必要になる。このような旋回流のあるディフューザでは中心部に出来る渦の破壊を防止することが必要であって，これらの点に重点をおいてターボ機械用後置ディフューザの研究が進められている。

(d) 排気タービンの研究 ラジアルタービンは高速ディーゼル機関の過給機駆動用として多く用いられている。静圧過給の場合は問題は比較的少ないが，動圧過給の場合は，部分噴射が行われることおよびエンジンからの脈動流

がタービンに入るため，タービン内の流れは従来の定常流特性とは非常に違ってくる。これらの問題については世界的にも多くの人によって研究が進められているが，ほんとうの所は未だ分っていないのが現状であろう。この点を明らかにしようと研究が進められている。

(e) 膨張タービンの研究 液体空気製造用その他の寒冷発生用の膨張タービンとしてラジアルタービンを用いる場合の熱力学的および流体力学的研究を行い，その成果は寒冷発生用膨張タービンおよび除湿用膨張タービンとして実用化されたが，引続き寒冷発生用膨張タービンの研究が行われている。

(f) 非定常流翼列の研究 ターボ機械に用いられる翼列におこる非定常流特性を明らかにするため，解析的および実験的に基礎的研究を行っている。

(g) 翼の非定常特定の研究 単独翼に作用する流体力の動特性を明らかにするため，周期的に流速が変動する中におかれた翼の特性について，実験および解析の両面から研究を進めている。

(h) 車輛用ガスタービンの研究 自動車用等としてガスタービンを用いる時の問題点は，一面においては各メーカーの研究によって解決するのが妥当な面も多いが，なお基礎的にじっくり考えなければならない点も多い。各構成要素の性能の向上，過渡特性の問題，車輛とエンジンを総合したトータルシステムとしての最適化の問題等について研究している。

(i) 熱交換器の研究 棚沢一郎研究室では自動車用蓄熱型熱交換器の研究が行われている。

以上のような項目について研究が進められているが，大学の研究所であるため基礎的に研究を進めると共に，大学院学生の指導という教育的な面も考えなければならない。一方生産技術研究所の設立趣旨を考え，生産の現場と緊密な連絡を保ち，生産技術の実態を知りつつ，現場から寄せられる技術的諸問題に対しても，依託研究等を通して，学術を基礎においた実際の解決をはかることを考えながら研究が進められている。

資料

1974年ガスタービン生産統計

統計作成委員会⁽¹⁾

1974年1年間にわが国で製造・出荷されたガスタービンの生産統計を製造業社からのアンケート回答により作成した。1973年の生産と比較すると、陸船用ガスタービンについて総生産台数で113%，総出力では115%，航空用については、ターボジェット／ターボファンエンジン生産台数で108%，総推力では113%，ターボシャフト／ターボプロップエンジンは生産台数で88.5%，総出力で91.0%という比率になっている。

図1にGTCJが統計を開始して以来3年間

1 陸船用ガスタービン

の生産推移を示す。

統計は昨年と同じ区分で行なった。

この統計作成のため貴重な資料を提出された各社に紙上で感謝の意を表します。

(備考)

(1) 出力の基準状態は15℃，760mmHgとする。

(2) 馬力はメートル馬力(PS)とし，kWとの換算は

$$1 \text{ PS} = 0.7355 \text{ kW}$$

とする。

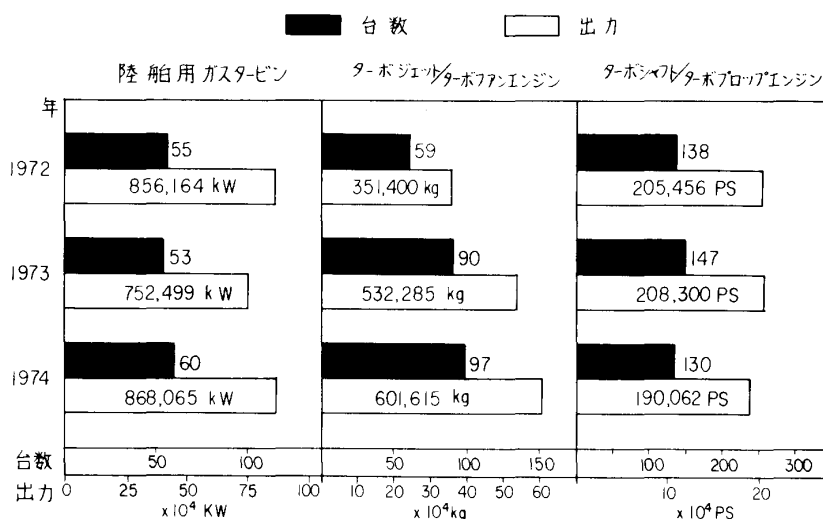


図1 最近3年間のガスタービン生産推移

昭和50年2月6日原稿受付

(1) 委員長 浜島操 (IHI), 委員 石沢和彦 (IHI), 佐藤玉太郎 (日本鋼管), 森義孝 (三菱重工), 吉識晴夫 (東大生研) (五十音順)

表1 1974年用途別生産台数及び出力(kW)

用 途	コード	1,000PS未満		1,000PS以上 30,000PS未満		30,000PS以上		全 出 力	
		台数	出 力	台数	出 力	台数	出 力	台数	出 力
ベースロード発電用	BL	0	0	5	73,300	8	472,580	13	545,880
尖頭負荷発電用	PL	0	0	0	0	7	298,840	7	298,840
緊急発電用	EM	2	88	0	0	0	0	2	88
艦艇用	MM	0	0	2	2,979	0	0	2	2,979
空気クッション艇用	HC	0	0	7	9,064	0	0	7	9,064
起動用	JS	17	3,126	0	0	0	0	17	3,126
その他車輛用(*)	MV	0	0	10	8,000	0	0	10	8,000
教育用	ED	2	88	0	0	0	0	2	88
合 計		21	3,302	24	93,343	15	771,420	60	868,065

(*) 移動電源車に設置されたもの

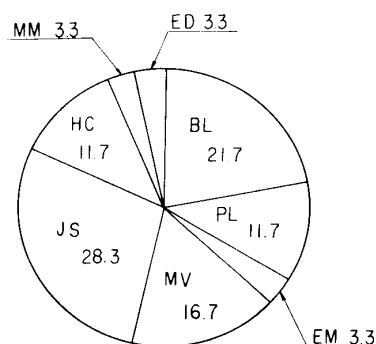


図2 1974年用途別台数割合(%)

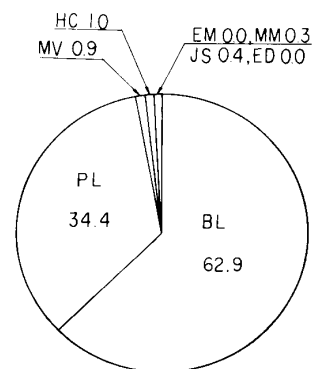


図3 1974年用途別出力割合(%)

表2 1974年燃料別生産台数及び出力(kW)

燃 料	コード	1,000PS未満		1,000PS以上 30,000PS未満		30,000PS以上		全 出 力	
		台数	出 力	台数	出 力	台数	出 力	台数	出 力
ガス燃料	天然ガス GNG	0	0	2	29,500	7	447,580	9	477,080
混 燃		0	0	0	0	0	0	0	0
液体燃料	ジェット燃料1号 ATG1	0	0	4	6,714	0	0	4	6,714
	ジェット燃料4号 ATG4	17	3,126	0	0	0	0	17	3,126
	ナフサ LN	0	0	0	0	1	62,440	1	62,440
	軽油 K	0	0	3	43,800	6	236,400	9	280,200
	重質軽油 HK	0	0	0	0	1	25,000	1	25,000
	灯油ないし軽油 T or K	0	177	0	0	0	0	4	177
	ジェット燃料4号ないし軽油 ATG4 or K	0	0	15	13,329	0	0	15	13,329
小 計		21	3,303	22	63,843	8	323,840	51	390,986
固 体 燃 料		0	0	0	0	0	0	0	0
合 計		21	3,303	24	93,343	15	771,420	60	868,066

表3 1974年地域別納入台数及び出力(kW)

		1,000PS未満		1,000PS以上 30,000PS未満		30,000PS以上		全出力	
地	域	台数	出力	台数	出力	台数	出力	台数	出力
国内向け	中国	0	0	0	0	4	221,440	4	221,440
	移動型	21	3,303	19	20,042	0	0	40	23,345
	小計	21	3,303	19	20,042	4	221,440	44	244,785
輸出向け	中近東	0	0	0	0	7	447,580	7	447,580
	南米	0	0	0	0	4	102,400	4	102,400
	アフリカ	0	0	3	43,800	0	0	3	43,800
	アジア極東	0	0	2	29,500	0	0	2	29,500
	小計	0	0	5	73,300	11	549,980	16	623,280
合計		21	3,303	24	93,342	15	771,420	60	868,065

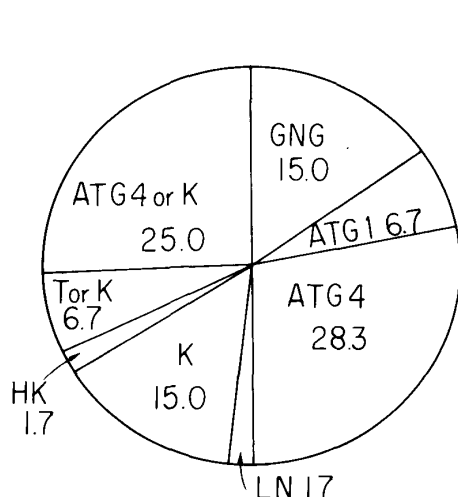


図4 1974年燃料別台数割合(%)

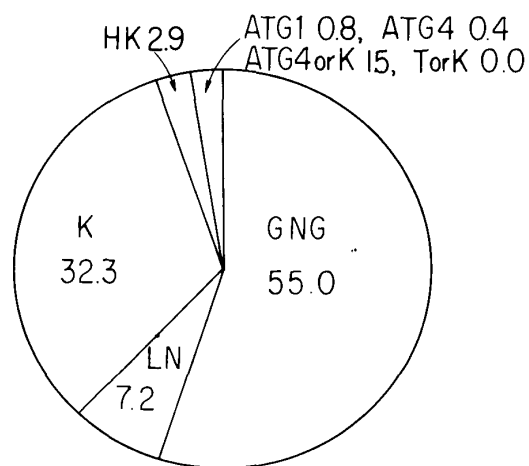


図5 1974年燃料別出力割合(%)

表4 1974年被駆動機械別生産台数及び出力(kW)

		1,000PS未満		1,000PS以上 30,000PS未満		30,000PS以上		全出力	
被駆動機械	コード	台数	出力	台数	出力	台数	出力	台数	出力
発電機	G	2	89	15	81,300	15	771,420	32	852,809
推進機(回転翼)	PRR	0	0	9	12,042	0	0	9	12,042
空気圧縮機・送風機	AC	0	0	0	0	0	0	0	0
抽気利用	AB	17	3,126	0	0	0	0	17	3,126
軸出力	SP	2	88	0	0	0	0	2	88
合計		21	3,303	24	101,342	15	771,420	60	868,065

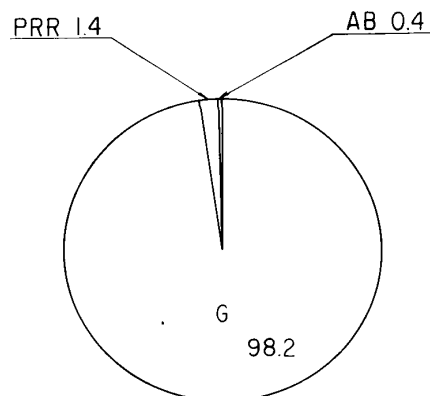
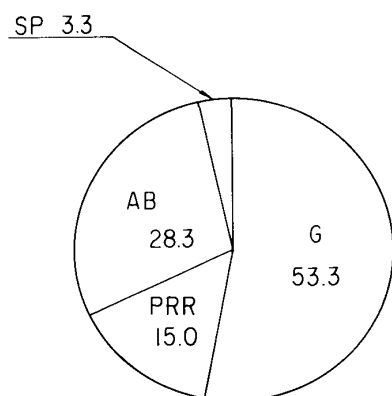


図6 1974年被駆動機械別台数割合(%)

図7 1974被駆動機械別出力割合(%)

表5 1974年出力区分別生産台数及び出力(kW)

出力区分 (PS)		台数	出力
1,000PS未満	0 ~ 199	4	176
	200 ~ 499	17	3,126
	500 ~ 999	0	0
	小計	21	3,302
1,000PS以上 30,000PS未満	1,000 ~ 5,999	19	20,042
	6,000 ~ 13,999	0	0
	14,000 ~ 21,999	5	73,300
	22,000 ~ 29,999	0	0
	小計	24	93,342
30,000PS以上	30,000 ~ 59,999	5	127,400
	60,000 ~	10	644,020
	小計	15	771,420
合計		60	868,064

表6 1974年発電用ガスタービンの用途別生産台数及び出力(kW)

			1,000PS以上		1,000PS以上 30,000PS未満		30,000PS以上		全出力	
発電用途	コード		台数	出力	台数	出力	台数	出力	台数	出力
事業用	ベースロード	BL	0	0	5	73,300	0	0	5	73,300
	尖頭負荷	PL	0	0	0	0	7	298,840	7	298,840
	緊急用	EM	0	0	0	0	0	0	0	0
	小計		0	0	5	73,300	7	298,840	12	372,140
自家用	ベースロード	BL	0	0	0	0	8	472,580	8	472,580
	尖頭負荷	PL	0	0	0	0	0	0	0	0
	緊急用	EM	2	88	0	0	0	0	2	88
	小計		2	88	0	0	8	472,580	10	472,668
*その他			0	0	10	8,000	0	0	10	8,000
合計			2	88	15	81,300	15	771,420	32	852,808

(*) 移動電源車に設定されたもの

2. 航空用ガスタービン

表7 1974年ターボジェット／ターボファン
エンジン生産台数及び推力(Kg)

生産台数	97	推力合計	601,615 (*)
------	----	------	-------------

(*) 海面上静止最大推力

表8 1974年ターボシャフト／ターボプロップエンジン
生産台数及び出力(PS)

用 途	1,000PS未満		1,000PS以上		全 出 力	
	台数	出 力	台数	出 力	台数	出 力
固 定 翼 機	0	0	47	109,980	47	109,980
ヘリコプター	24	6,576	56	69,705	80	76,281
補助機関駆動	0	0	3	3,801	3	3,801
合 計	24	6,576	106	183,486	130	190,062

<ASME シンポジウム開催案内>

明年春ASMEの Fluids Engineering と Gas Turbine 両Division 主催の会議が米国において開催されます。その一環として下記のようなシンポジウムが計画されているむね連絡がございましたので会員の皆様にご案内申し上げます。

記

I テーマ : 「Three-Dimensional Flow in Turbomachines」

内容 flow regime : compressible, incompressible, viscid,
inviscid shocked, two-phase, unsteady,
separated

phenomena : stationary and rotating core and
boundary layer blade vorticity lift, drag
and wakes, passage shock/boundary
layer interaction, induced forces
leading to rotor vibration

machinery : axial, mixed and radial configurations
of pumps, compressors, turbines of all
types

II 形式および申込要領:

Paper Sessions / 切 1975年7月1日

Abstracts 提出先 Dr. William E. Thompson Turbo
Research, Inc. 210 Harvard Avenue
Swarthmore, PA 19081 U.S.A

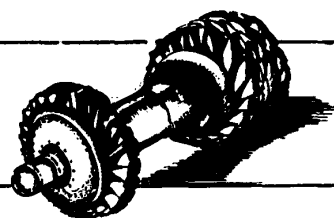
Manuscripts / 切 1975年9月1日

提出先 Dr. Robert C. Dean Technical Editor
JFE, P.O. Box 69
Hanover, NH 03755 U.S.A

51 ページに続く

報告

日本ガスタービン会議



GTCJガスタービンセミナー（第2回）

昨年の第1回ガスタービンセミナーに引つづき今年度は昭和50年1月24日、第2回ガスタービンセミナーが開催された。今年は工学界としての社会的責任を重視し、環境問題に焦点を絞ってセミナーを行なうこととし、騒音関係2件、排ガス関係2件とした。演題の性質上、関係者は比較的少なく、参加者も多数を期待出来ないのではないかと心配していた所、予期に反して100名に近い多数の参加者があり、ガスタービン関係者が、今後の技術の方向に深い関心を持って居られることがうかがえ、心強い思いであつた。

“ガスタービン騒音の理論と実際”では騒音の基礎として、静止大気中の音の問題と共に、ガスタービンに特有な流れのある場での音の問題の取扱が述べられた。又航空機騒音についてもその特長的なものについてふれられ、音の問題は物理的だけでなく人に影響する分も問題であり、騒音対策に対する考え方の例を示された。

“ガスタービン騒音の防止対策”としては実際問題に即した遮音、消音の問題が述べられ、実用性の高いものであった。

“最近の燃焼反応の基礎的研究”については燃焼反応の基基反応式からHC、CO、NO、NO₂、煙などの生成、分解反応機構まで述べられ、最近の燃焼反応研究の状況と共に今後に残された問題点が指摘された。

“ガスタービンの燃焼生成物とその低減対策”においてはガスタービン燃焼器からの排気成分の現状と排出低減法が、実例に即して具体的に述べられ、実用性に富んだ内容であった。

講演後には活発な質疑応答が交され、参加者は終始熱心で、活気のあるセミナーであった。

今后はエネルギー問題、環境問題のみならず、ガスタービンの信頼性の向上、性能の向上など広くガスタービン関係技術の発展に貢献するセミナーを開き、会員諸氏の御要望にこたえていきたいものと考えている。

（企画幹事 松木正勝）

Open Forum

Shot (10-15 minutes) oral presentations

申込先 Dr. George Serovy, Dr. Theodore
Okiishi Department of Mechanical
Engineering
Iowa State University Ames, Iowa
U.S.A

Panel

各国からの招待講演者が、それぞれ自国の開発研究状況を説明する。

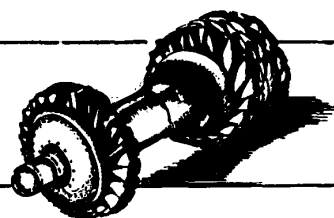
とりまとめ Dr. A.A. Mikolajczak Pratt and
Whitney Aircraft East Hartford,
CT 06108 U.S.A.

詳細のお問合せは下記まで

Dr. William E. Thompson Fluid Mechanics Consultant
Turbo Research Inc. 1440 Phoenixville Pike
West Chester Pennsylvania 19380 U.S.A.

報告

日本ガスタービン会議



GTCJガスタービンセミナー（第2回）

昨年の第1回ガスタービンセミナーに引つづき今年度は昭和50年1月24日、第2回ガスタービンセミナーが開催された。今年は工学界としての社会的責任を重視し、環境問題に焦点を絞ってセミナーを行なうこととし、騒音関係2件、排ガス関係2件とした。演題の性質上、関係者は比較的少なく、参加者も多数を期待出来ないのではないかと心配していた所、予期に反して100名に近い多数の参加者があり、ガスタービン関係者が、今後の技術の方向に深い関心を持って居られることがうかがえ、心強い思いであつた。

“ガスタービン騒音の理論と実際”では騒音の基礎として、静止大気中の音の問題と共に、ガスタービンに特有な流れのある場での音の問題の取扱が述べられた。又航空機騒音についてもその特長的なものについてふれられ、音の問題は物理的だけでなく人に影響する分も問題であり、騒音対策に対する考え方の例を示された。

“ガスタービン騒音の防止対策”としては実際問題に即した遮音、消音の問題が述べられ、実用性の高いものであった。

“最近の燃焼反応の基礎的研究”については燃焼反応の基基反応式からHC、CO、NO、NO₂、煙などの生成、分解反応機構まで述べられ、最近の燃焼反応研究の状況と共に今後に残された問題点が指摘された。

“ガスタービンの燃焼生成物とその低減対策”においてはガスタービン燃焼器からの排気成分の現状と排出低減法が、実例に即して具体的に述べられ、実用性に富んだ内容であった。

講演後には活発な質疑応答が交され、参加者は終始熱心で、活気のあるセミナーであった。

今后はエネルギー問題、環境問題のみならず、ガスタービンの信頼性の向上、性能の向上など広くガスタービン関係技術の発展に貢献するセミナーを開き、会員諸氏の御要望にこたえていきたいものと考えている。

（企画幹事 松木正勝）

Open Forum

Shot (10-15 minutes) oral presentations

申込先 Dr. George Serovy, Dr. Theodore
Okiishi Department of Mechanical
Engineering
Iowa State University Ames, Iowa
U.S.A

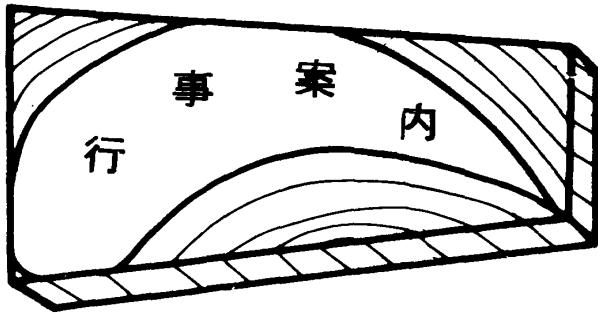
Panel

各国からの招待講演者が、それぞれ自国の開発研究状況を説明する。

とりまとめ Dr. A.A. Mikolajczak Pratt and
Whitney Aircraft East Hartford,
CT 06108 U.S.A.

詳細のお問合せは下記まで

Dr. William E. Thompson Fluid Mechanics Consultant
Turbo Research Inc. 1440 Phoenixville Pike
West Chester Pennsylvania 19380 U.S.A.



第3回定期講演会プログラム(予定)

日時 昭和50年5月30日(金)

場所 機械振興会館

参加登録費 2,500円(事前登録 4月26日までは2,000円)

第1室

〔午前〕 座長 鳥崎忠雄(航技研)

1. ガスタービン冷却翼の熱伝達について
* 古閑昭紀・高橋 忠(東芝エネルギー研)
石村真文・相沢 協・片寄成美
(東芝・タービン工場)
2. 冷却翼表面の熱伝達率分布
小幡正一(IHI技研)
3. 航技研における空冷タービン翼の研究と実機回転試験機による実験について
* 能瀬弘幸・高原北雄・吉田豊明・山本孝正
坂田公夫・三村富嗣雄・井上重雄・臼井 弘
(航技研)
4. ガスタービン用強制冷却翼の温度分布について
* 塚越敬三・万代重実・五良哲雄(三菱重工)

〔昼休〕

〔午後前半〕 座長 篠原俊夫(日立機研)

5. 近傍後流理論を用いた翼列実験法の検討
* 豊田国昭(北海道工大) 平山直道(都立大工)
6. 車輻ガスタービン用動圧気体軸受の実験
森下 光(トヨタ自工東富士研)
7. 膨脹タービン用動圧気体軸受について
* 泉 英樹・田中勝之(日立機研)

〔休憩〕

〔午後後半〕 座長 山崎慎一(日立中研)

8. ガスタービン燃焼器の内部ガス測定結果
* 鈴木邦男・斉藤 隆(航技研)

9. ガスタービン燃焼器の低 NO_x 化の研究
(第三報 燃焼器空気配分の影響)
* 佐藤亘男・中原崇文・万代重美・五良哲雄
(三菱重工)

第2室

〔午前〕 座長 浜島 操(IHI技研)

性能予測の開発

1. 軸流タービンの性能改善
篠原俊夫(日立機研)
2. 自動車用ガスタービンの遠心圧縮機の開発経過
* 山崎慎一・渡辺亜夫(日産中研)
3. 高圧力比多段軸流圧縮機の研究
* 大山耕一・田村敦宏・小林 紘・菅原 昇
(航技研)
4. 「1軸式ガスタービン+無段変速機」特性について
* 平木彦三郎・阿部隆司(小松エンジン研)

〔昼休〕

〔午後前半〕 座長 高原北雄(航技研)

5. ビル設置10,000KVA発電装置
山田雅明(電電公社)
* 山崎恵造(IHI田無)

材 料

6. ガスタービン燃焼器用 $\text{Cr}-\text{Ni}$ 系新合金の開発
佐々木良一・幡谷文男(日立研)
* 福井 寛・櫻村哲夫
小島秀夫(日立 GT設)
7. ガスタービン用 $\text{Cr}-\text{Ni}$ 耐熱合金CNDについて
霜島一三・* 宮内正視・深沢美治
(東芝, 金属セラミック研)

〔午後後半〕 座長 山崎恵造(IHI田無)

強 度

8. ターボ機械羽根車の応力解析法
大西紘夫(日立機研)
9. 圧縮機翼の疲労試験の自動化
神保喜一・青野比良夫・* 近田哲夫(IHI)

会 報 編 集 規 定

1. 原稿は依頼原稿と会員の自由投稿による原稿の2種類とする。依頼原稿とは、会よりあるテーマについて特定の方に執筆を依頼するもので、自由投稿による原稿とは会員から自由に投稿された原稿である。
2. 原稿の内容は、ガスタービンに関連のある論説、解説、論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書、随筆、ニュース、新製品の紹介および書評などとする。
3. 原稿は都合により修正を依頼する場合がある。
4. 原稿用紙は横書き400字詰のものを使用する。
5. 会報は刷上り1頁約1800字であって、
1編について、それぞれ次の通り頁数を制限する。
論説4～5頁、解説および論文6～8頁、速報および寄書3～4頁、随筆2～3頁、ニュース1頁以内、新製品紹介1頁以内、書評1頁以内
6. 原稿は用済後執筆者に返却する。
7. 依頼原稿には規定の原稿料を支払う。
8. 原稿は下記の事務局宛送付する。
〒160 東京都新宿区新宿3-17-7、
紀伊国屋ビル、財団法人慶応工学会内
日本ガスタービン会議事務局
(Tel 03-352-8926)

自 由 投 稿 規 定

1. 投稿原稿の採否は編集幹事会で決定する。
2. 原稿料は支払わない。
3. 投稿は随時とする。ただし会報への掲載は投稿後6～9ヶ月の予定。
4. 原稿執筆要領については事務局に問合せること。

日 本 ガ ス タ ー ビ ン 会 議 会 報

第 2 巻 第 8 号

昭 和 5 0 年 3 月

編 集 者 平 山 直 道

発 行 者 水 町 長 生

日 本 ガ ス タ ー ビ ン 会 議

〒160 東京都新宿区新宿3丁目17の7

紀伊国屋ビル（財）慶応工学会内

TEL (03)352-8926

振替 東京179578

印刷所 日青工業株式会社

東京都港区西新橋2の5の10

TEL (03)501-5151

非 売 品

会 報 編 集 規 定

1. 原稿は依頼原稿と会員の自由投稿による原稿の2種類とする。依頼原稿とは、会よりあるテーマについて特定の方に執筆を依頼するもので、自由投稿による原稿とは会員から自由に投稿された原稿である。
2. 原稿の内容は、ガスタービンに関連のある論説、解説、論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書、随筆、ニュース、新製品の紹介および書評などとする。
3. 原稿は都合により修正を依頼する場合がある。
4. 原稿用紙は横書き400字詰のものを使用する。
5. 会報は刷上り1頁約1800字であって、
1編について、それぞれ次の通り頁数を制限する。
論説4～5頁、解説および論文6～8頁、速報および寄書3～4頁、随筆2～3頁、ニュース1頁以内、新製品紹介1頁以内、書評1頁以内
6. 原稿は用済後執筆者に返却する。
7. 依頼原稿には規定の原稿料を支払う。
8. 原稿は下記の事務局宛送付する。
〒160 東京都新宿区新宿3-17-7、
紀伊国屋ビル、財団法人慶応工学会内
日本ガスタービン会議事務局
(Tel 03-352-8926)

自 由 投 稿 規 定

1. 投稿原稿の採否は編集幹事会で決定する。
2. 原稿料は支払わない。
3. 投稿は随時とする。ただし会報への掲載は投稿後6～9ヶ月の予定。
4. 原稿執筆要領については事務局に問合せること。

日 本 ガ ス タ ー ビ ン 会 議 会 報

第 2 巻 第 8 号

昭 和 5 0 年 3 月

編 集 者 平 山 直 道

発 行 者 水 町 長 生

日 本 ガ ス タ ー ビ ン 会 議

〒160 東京都新宿区新宿3丁目17の7

紀伊国屋ビル（財）慶応工学会内

TEL (03)352-8926

振替 東京179578

印刷所 日青工業株式会社

東京都港区西新橋2の5の10

TEL (03)501-5151

非 売 品

会 報 編 集 規 定

1. 原稿は依頼原稿と会員の自由投稿による原稿の2種類とする。依頼原稿とは、会よりあるテーマについて特定の方に執筆を依頼するもので、自由投稿による原稿とは会員から自由に投稿された原稿である。
2. 原稿の内容は、ガスタービンに関連のある論説、解説、論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書、随筆、ニュース、新製品の紹介および書評などとする。
3. 原稿は都合により修正を依頼する場合がある。
4. 原稿用紙は横書き400字詰のものを使用する。
5. 会報は刷上り1頁約1800字であって、
1編について、それぞれ次の通り頁数を制限する。
論説4～5頁、解説および論文6～8頁、速報および寄書3～4頁、随筆2～3頁、ニュース1頁以内、新製品紹介1頁以内、書評1頁以内
6. 原稿は用済後執筆者に返却する。
7. 依頼原稿には規定の原稿料を支払う。
8. 原稿は下記の事務局宛送付する。
〒160 東京都新宿区新宿3-17-7、
紀伊国屋ビル、財団法人慶応工学会内
日本ガスタービン会議事務局
(Tel 03-352-8926)

自 由 投 稿 規 定

1. 投稿原稿の採否は編集幹事会で決定する。
2. 原稿料は支払わない。
3. 投稿は随時とする。ただし会報への掲載は投稿後6～9ヶ月の予定。
4. 原稿執筆要領については事務局に問合せること。

日 本 ガ ス タ ー ビ ン 会 議 会 報

第 2 巻 第 8 号

昭 和 5 0 年 3 月

編 集 者 平 山 直 道

発 行 者 水 町 長 生

日 本 ガ ス タ ー ビ ン 会 議

〒160 東京都新宿区新宿3丁目17の7

紀伊国屋ビル（財）慶応工学会内

TEL (03)352-8926

振替 東京179578

印刷所 日青工業株式会社

東京都港区西新橋2の5の10

TEL (03)501-5151

非 売 品

