



ガスタービンの発展を願って

西脇研究所 西脇 仁 一

1. はしがき

いつまで経っても、昔やった仕事を自慢している様では、多分この人は過去のある時点から、その後はよい仕事をしてない人かも知れぬ、と、こんなことを思っている人間が過去の話をするとは……、お許し下さい。

僕はここに、ガスタービンの開発過程を通じて、過去に感じたことを述べて、今後のガスタービンの発展を願いたいと思う。

2. ガスタービン研究懇談会のこと

終戦後、しばらくして色々の情報を得るにつれ、ガスタービンがこれからの内燃機関として大いに開発研究すべき重要テーマである様に思われた。

大東亜戦中の話であるが、旧東京大学航空研究所でも、故中西不二夫先生や、渡部一郎所員、八田桂三所員も大いにガスタービンの開発意欲をもって居られ、私も熱力学や伝熱現象の面からガスタービンを研究したいと意欲を燃やしていた。

終戦後しばらくたってからのある日、渡部一郎君から「日本機械学会という公機関を通じて、ガスタービンの研究会をやろうではないか」との相談をうけた。当時、終戦後の混乱期として、研究懇談会を開催する費用が、日本機械学会から充分には出そうにない。仕方がないので、渡部一郎君と一緒に当時、石川島芝浦タービン㈱の社長をして居られた土光敏夫さんのところへ研究会開催費の一部を寄附して頂く様にお願い

に上ったら、快よく引きうけて下さった。これにより当時としては立派な研究会を開催することが出来、立派な議事録をも印刷、発行することが出来た。渡部君も僕も、この土光さんの厚意ある御親切に対し今でも衷心、感謝している。

3. E.S.Taylor 先生のガスタービンの講義の開催

その後、ガスタービンの燃焼室に関連して、灯油液滴の燃焼現象について研究を行い、第5回国際燃焼会議に論文を提出するため、1954年、熊谷清一郎教授と共にピッツバーグ市に出かけた。燃焼会議に出て見ると、燃焼器に関連して液滴の燃焼をやって居られるMITのToong教授や、ウィスコンシン大学のMyers教授やUyehara教授と研究論文について討論する機会を得た（それが縁になって今も非常に親しく交際する様になった）。このピッツバーグでの会議の後、マサチューセッツ工科大学のガスタービン研究所を訪問し、E.S.Taylor教授にお目にかかることが出来、カスケードテストやRotating Stallの研究などについての諸研究を詳細に説明して頂いた。E.S.Taylor先生の兄のC.F.Taylor先生が前に日本へ来て講演して居られた前例にならい、E.S.Taylor先生に日本へ来て、ガスタービンの講義をして頂ける可能性があるかと卒直におたずねした。先生は言下に出来れば近い将来喜んで日本を訪問したいとおっしゃった。

その帰途、ロスアンゼルスに立ち寄った。恰度東大機械科同級生上西正夫君が三菱商事のロスアンゼルス支店長で着任したばかりのところ

(昭和50年7月4日原稿受付)

であった。全君の世話で、ノースアメリカン会社やダグラス飛行機会社を訪問することが出来たが、また、全君の世話で、かねてからの知り合いの三菱重工の中川岩太郎氏に戦後久しぶりにお会いする機会を得た。僕は、「E. S. Taylor 先生に、日本へ来てガスタービンの講義をして頂く様お願いしたら、御内諾を得た」が何とか実行する方法はないか、相談にのって頂けませんかとお願いした。中川さんは、この話に非常に乗気で、たしか翌日だったか、日本航空工業会が中心になって、テイラー先生の講義会にガスタービンやジェットエンジンに関連のある諸会社、諸研究所、諸大学などから参加して頂く様になると、ほとんど間違いなく成立すると思うとの御返事を得た。

早速にボストン市の E. S. Taylor 先生に、是非、近いうちに日本へ来て講義して頂きたいと、中川さんとの話合いの状況をお知らせし、確実なことは僕が日本へ帰国してから、話をまとめた上で御返事したい、多分これから2~3ヶ月ぐらいかかると思うがとお話申上げた。幸にこの話はその後うまくまとまり、翌昭和30年に、E. S. Taylor 先生を日本でお迎えして、10日間にわたり、ガスタービンの基礎についての講義会を東大の講堂で開催することが出来、岡崎卓郎君や平田賢君その他の尽力でその記録を日本語で立派な本の形で印刷し、関係方面の御参考に資することが出来た。このときは、日本航空工業会理事長の荘田泰蔵さんや、前記の中川岩太郎氏はじめ関係各位の非常なお世話になった。また、未だ戦後の物資の乏しい時ではあったが、E. S. Taylor 先生御夫妻を東京都内や、鎌倉、箱根へ御案内したりして、戦後の日本の実情を卒直に見て頂いた。

4. G.E. 社での石炭庫を改造して 設置した翼列風洞

昭和31年だったと思う。偶然にもフルブライト制度による渡米が決まって、マサチューセッツ工科大学の客員教授として1年間、ボストン市に滞在することになった。前々から親しくして頂いていた Den Hartog 先生のお世話で、機械工学科本部に一室を頂くことになっていたが、独りの部屋に居ても、折角の M. I. T 滞在

が孤立的になると思い、前の事情で知己にさせて頂いた E. S. Taylor 先生のガスタービン研究所の Dr. コースの学生の部屋へ割込ませて頂く様にお願いした。Taylor 先生は快く承知して下さい、George Mellor 君や Kurt Schneider 君の居る部屋に入れて頂くことが出来た。そのおかげで、今、プリンストン大学にいる Mellor 教授や、ロンドンで会社の社長をやっている Schneider 君とすっかり仲よくなり、今日に到るまで、お互にゆききするという親しい間柄になっている。全くありがたいことだ。研究の方は、Toong 教授の格別の配慮で研究費を頂き、アルバイトながらも助手をつけて頂いて、SLOAN 内燃機関研究所の一室に燃焼研究用風洞を作って、燃焼の伝熱の研究を行った。

僕の隣の部屋には当時、MIT の助教授（今は九大の教授）妹尾泰利君が居られ、何かと格別のお世話になった。

あるとき、妹尾君と一緒にシュケネクタディ市にある G E のガスタービン工場を見学に行きませんか、とのおさそいがあった。全工場の研究部長がガスタービン研究所の卒業生で、時々 E. S. Taylor 先生や妹尾助教授に相談に来て居られた方である。

僕は妹尾君の親切な御世話と前記の G E 社研究部長の懇切な御案内で G E 社ガスタービンについて大変によい勉強をすることが出来た。

特に印象の深かったのは、工場の片隅にあった石炭庫を改修して、コンプレッサ翼列のカスケード実験室としていることであつた。この石炭庫を改修して出来た実験室からのデータでガスタービンの設計が行われ、工場では5000KW、10000KWの発電用ガスタービンなどが多数、生産ラインに並んでいるのは全く壮観であつた。当時日本では試作をボツボツやっているのに対し、ここではオープン・タイプのガスタービンが各KWごとに標準化されて一種の多量生産されているのであつた。

同じことを繰返して云っておかしいかも知れぬが、僕にとっては、G E 社といえども石炭庫を改修して、翼列のテストをやっていたという事と、非常に簡単な形式だがオープンタイプのガ

スタービンが標準化されて生産ラインを作っていたと云うことが、非常に感銘深かった。

終戦後しばらくして、関東地方のある会社、関西のある会社、山陽地区のある会社で、2軸又は3軸のガスタービンシステムの開発研究を熱心にやって居られ、その研究状況も実地に見せて頂き、日本の技術者の偉大な姿勢を大いに頼もしく思った。しかし、GEのシュケネクタディ工場を見学してからは、ガスタービンの開発は先づオープンタイプをマスタして生産ラインにのせてやるのが第一の先行すべき事だと思ふ様になった。

MIT時代に親密になった Soderberg 君は後ほどスウェーデンへ帰って STAL 会社のガスタービン関係の設計部長になった。先年スウェーデンへ行ったとき、Soderberg 君が是非とも来られたいというので、ストックホルムから汽車で2時間ぐらい南にあるフィンスボンの STAL 社を訪問し、Soderberg 君らの案内で工場を見せて頂いたがやはりオープンタイプのガスタービンを開発していた。ここでは例えば 5000 KW のガスタービンを標準型とし、2万KWのガスタービンをほしいときは5000 KW のガスタービンを4基連結するというシステムの開発研究を行っていた。これも一つのよい行き方であると感じたが、今にして思えば、僕なら連結方式の研究よりも、発電機用なら独立したシステムにして電気の方で結合する方が楽ではないかと、素人考えをしている。何故ガスタービン自体での連結方式の研究開発をやっているのかと質問するのに気がつかなかった。何か特別の理由があるのだろう。

5. ガスタービン翼の冷却についての研究

その後、僕は平田賢君らの非常な援助でタービン翼の内面から冷却空気を吹き出して、タービン翼を冷却する方式について研究をはじめた。試算によると少い冷却空気で翼を冷却することが出来る。当時、ドイツでは翼内を冷却空気を流し、翼端から冷却空気を放出していた様だ。また、ジェットエンジンもこれと似た方式で翼を冷却していた様だ。この方式だと多量の冷却空気を必要とする。

この様な表面から冷却空気を吹出す方式について、翼形について研究すると共に、平行して榎田昭君（現成蹊大学教授）との協力を得て、平板の吹出し冷却の風洞実験と理論研究を開始した。当時、榎田君は一寸した聞き込みから、ミネアポリス大学の Eckert 教授の方でもこの種の研究を行っているらしいと云うので、全君の独自の考えで、Eckert 教授に、若し適当な報告でもあれば Reprint を頂けませんかとお願いをした。ミネアポリス大学の伝熱研究所から「本研究は秘密研究なので、報告を送ることは出来ない」との返事が来た。

榎田君からこの話を聞いて、僕は逆に喜んだ。榎田君、人の文献をあてにせず、僕ら独自の考えで研究をやる事が出来るから、かえって研究のやり甲斐があると云った。全君は後日、この研究で学位論文を提出する様になり、いい研究成果を得ている。

昭和36年、第2回国際伝熱会議がデンバー市近くのボルダー市で開かれるとき、ミネソタ大学の Hartnett 教授から手紙があって、会議出席後、ミネソタ大学へ立ち寄って、ガスタービン翼の冷却について講演しないかとの依頼をうけた。

ミネソタ大学の伝熱研究室の人々を前にして、平田君や、榎田君に手伝って頂いて行った、タービン翼の冷却に関する研究報告を2時間近く話し、討論する機会を得た。ミネソタ大学の連中も可成りその研究をやっているらしいが、僕らの研究も幾らかはやっている部分があるらしい。

その後、鳥居君に乱流の場合の吹出し冷却の実験をやらせてもらって、その報告を昭和41年第3回国際伝熱会議（シカゴ市）に提出した、これは可成り大きい反響があり、その後もこの研究についてはソ連邦、イギリス、オランダと各国から問い合わせをうけた。しかし誠に残念乍ら、千葉工大の松井愷君に円筒周辺からの吹出し伝熱の研究をやったのを最後に何となく研究がストップしてしまった。（この松井君の論文は第4回パリでの国際伝熱シンポジウムに提出した。）

その後、見ているとミネソタ大学の Golds-

tein 教授がいろいろこの方面の研究を熱心に進めている。この点、Goldstein教授の方がねばりがあって立派だ。僕らのグループの研究ははじめは早かったかも知れぬが、少しく尻つぼみの傾向がある。

6. 騒音の研究

ガスタービンは大い騒音発生器でもある。

地上用のものは消音器をとりつければ簡単に騒音のレベルを下げる事が出来る。しかし、航空機用のジェットエンジンとなると却々大変だ。御承知の様に現在のジェット機は、飛行場の周辺に大きい騒音公害をまきおこしている。これに対する対策が二つある。一つは現在のジェット機に、やろうと思えば出来る方式である。もう一つはガスタービン自体からの騒音を少しでも低下せしめることであろう。一番大きい原因はノズルから出るガス流に対し動翼が横切って動き、そのため、サイレン効果を生じ、サイレンを鳴らしているのと同じことをやっている。

これを少しでも下げる様にするには一つの方法として、ノズルと動翼との距離をあけることだ。ノズルから出る流れが、円周方向に対し均等になる様な流れにしてから動翼がその流れを切ってもそんなに大きい騒音にならず、騒音のレベルは可成り低下する。こんな事を云うとガスタービン設計者から叱られる案だろう。しかし、ジェットエンジンでは将来、公害対策上、考えて見なければならぬかも知れない。

7. 終りに

僕は今でもタービン翼の冷却と、騒音対策の研究をやりたいと思っている。特にジェットエンジン用の騒音低減については既に研究を始めたが、研究のやり方が尻つぼみでなく尻あがりになる様にと念願している。そして出来れば過去にやった研究のことを話するのを止めて、昨日やった研究の報告をし、これからやる研究について討論して行きたいものと思う。

(52ページより)

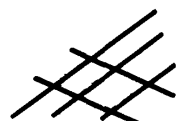
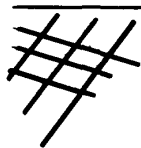
過し勝である。そんな事から私自身、情報の失なわれることをあえて覚悟して、加入学会を整理してきている。

ところで、学会とは本来どのような機関であるべきだろうか。わが国では「〇〇学会」あるいは××協会という名が一般的であるが、諸外国のそれは「技術者の協会」を名のついている。IMEばかり、VDI, ASME, SAE, 何れもそうであり、これは恐らくは、専門技術者の、一種のギルド的意味を含んだ集りから発展してきた為と思われる。したがって、そのメンバーであることは社会的にも一つの立派な肩書きだったのであろう。

本誌の属する、GTCTJもまさしく一つの学会である。とすると、他の多くの学会の中でその存立の意義を何処見出すべきだろうか。会則

にうたわれているような形式的な会の目的をここで云々するつもりは無い。会員の為に意義ある多くの行事が計画されており、これらは幹事諸氏の努力に依存している。それにより事実多くの参加者を集めているが、これだけをもって会の存在を誇るだろうか。勿論これらを意義無しとするものではない。しかし私自身は、ガスタービン専門技術者の共同体としての集りに存在意義を見出していくべきものと考えたい。一つの専門技術を中心とした、各人の所属を破っての人的交流こそ第一義的に考えるべきである。単に一部の幹事が計画をたて、他の大部分が座して情報を待つというのではなく、会員全体が集って討議すべきであり、少なくともその機会は豊富に与えられなければならない。そしてこれはもはや会員数何万を誇るような大学会

(13ページへ続く)



小型ガスタービン用動圧式気体軸受の実験的考察

トヨタ自動車工業株式会社 森 下 光

1. まえがき

動圧式気体軸受のターボ機械への応用実施例としては、原子炉用循環送風機、小型密閉サイクルタービン、ターボ膨張機等、比較的特殊な分野にみられるようであり、これらのターボ機械は通常一定回転数で運転されている。^{1) 2) 3)}

しかしながら航空機用エンジンや自動車用エンジンのように開放サイクルで回転数や出力の作動条件が変化するガスタービンに関しては、気体軸受の応用の可能性について研究されているが実際に応用された例は報告されていない。^{4) 5) 6)}

トヨタ自動車工業では数種の自動車用ガスタービンエンジンの開発を進めているが、その内の小型高速ガスタービンエンジンの主軸受にテイルテイングパッド型気体軸受を応用して実際に運転している。動圧式気体軸受は潤滑油を使用せず軸受周囲に存在する気体を潤滑剤として使用するので構造が簡単になる、高周速での運転が可能である、軸受騒音が小さい、安定な潤滑剤性能が得られる、オイルミスト等による排気の汚染がない等の長所を持っている。従って動圧式気体軸受を自動車用ガスタービンエンジンに応用できた場合のメリットには非常に大きいものがある。

この論文ではテイルテイングパッドジャーナル気体軸受を自動車用小型ガスタービンエンジンに応用するために行った開発研究の概要を述べ、その軸受について得た荷重-空気膜厚さ-回転数間の実験的関係と摩耗耐久性に関する実

験結果を報告するものである。

まず、自動車用ガスタービンエンジンに応用されたときの気体軸受の作動条件としての特異な環境をまとめると、(1)起動停止の回数が多い。(2)軸受周囲温度の変化が大きい。すなわち第1には始動直後の常温雰囲気と定常運転時の高温雰囲気との温度差が大きいこと、第2には出力の状態によって雰囲気温度が著しく変化することである。(3)軸受周辺は等温でなく相当の熱勾配がある。(4)タービンロータからの熱伝導による軸の熱膨張がある。

自動車用ガスタービンエンジンに使用される気体軸受の耐久性に関して最も厳しい作動条件は、軸受と軸とが固体接触をする起動停止である。そこで気体軸受の摩耗耐久性に関しては気体軸受パッド及び軸の表面を種々の材料でコーティングし、常温雰囲気及び高温雰囲気中において摩耗試験を行った。その結果数種類のコーティング材質が良好な摩耗耐久性を与え、起動停止に対する摩耗耐久性が確認できた。

また軸受性能については軸受諸元、ピボット構造、軸受室冷却空気の制御、軸の熱膨張に対する設計等の改良開発を重ねて良好な結果を得ている。この軸受は現在各種改良の結果、軸受周囲の雰囲気温度 400°C 、周速 180 m/sec までは安定に作動することが確認できている。

またこの軸受は現在自動車用小型ガスタービンエンジンに組込まれて台上あるいは車両にて各種の試験が実施されており、将来の実用に明るい見通しが得られている。

(昭和50年3月29日原稿受付)

2. テイルテイングパッドジャーナル気体軸受

図1は自動車用小型ガスタービンエンジンに
応用したテイルテイングパッドジャーナル気体
軸受の概略を示す写真であり、図2は同軸受の
軸受支持構造を示したものである。軸受は3枚
の110 deg. 円弧のパッドより成り直径40
mmの軸の周囲に等間隔に配置されている。上側

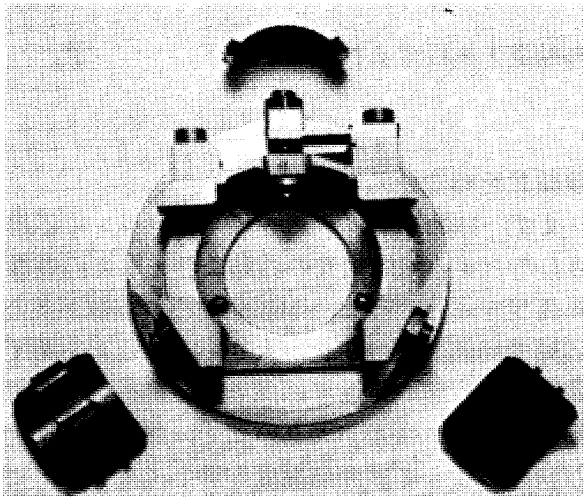


図1 気体軸受

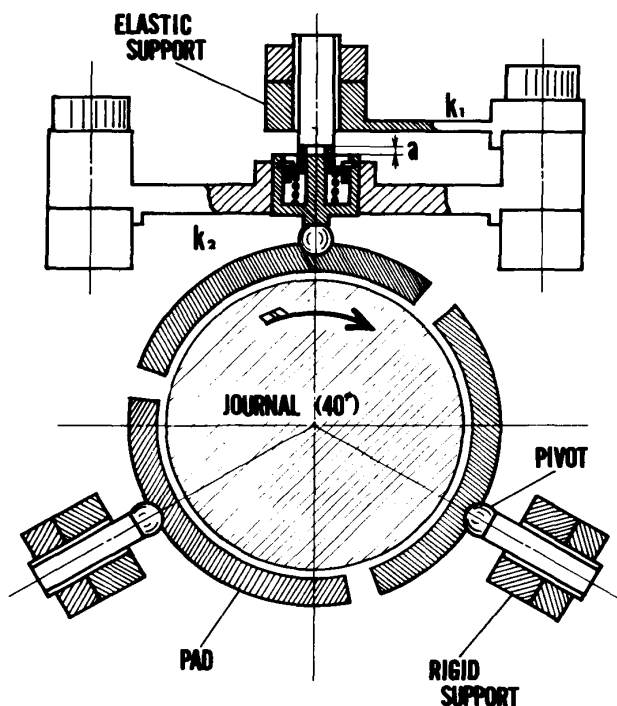


図2 軸受支持構造

の1枚のパッドは弾性支持され、下側の2枚の
パッドは剛性支持されている。上側のパッドの
支持構造は軸の熱膨張に対して特殊な工夫を施
した構造になっている。またパッドは球面のピ
ボットで支持されている。数種類のピボット形
状を試験した結果、同一半径の球と球面との組
合せによって最も良い結果が得られた。軸とパ
ッドの表面はセラミックスでコーティングされて
いる。

表1に軸受諸元を示す。

表1 軸受諸元

Journal radius	$R = 20 \text{ mm}$
Bearing length	$L = 30 \text{ mm}$
Pad arc length	$\alpha = 110 \text{ deg.}$
Pivot location ratio	$\phi/\alpha = 0.65$
Radial clearance between pad and journal	$C = 0.075 \text{ mm}$
Pre-load factor	$C'/C = 0.5$
Bearing static load	$W = 0.7 \text{ kg}$
Revolutions	$N = 86000 \text{ rpm}$
Peripheral speed	$V = 180 \text{ m/s}$
Bearing number	$A = 6\mu\omega R^2/PaC^2$ $= 0.477$

3. 自動車用小型ガスタービンエンジン

開発された気体軸受の適用されるガスタービ
ンエンジンの諸元、構造等の概略を以下に述べ
る。図3はエンジン構成断面図を示したもので
ある。このガスタービンは、1軸再生式ガスタ
ービンで、回転数86000 rpm、出力30 PS、
またガスタービン入口最高温度900℃である。
図4はロータアッセンブリを示したものである。
ロータアッセンブリの高温側は気体軸受で支持
され、低温側は油潤滑の三点接触式玉軸受で支
持されている。気体軸受はラジアルタービンの
背面直後の高温部に位置し、ロータアッセンブ
リの主軸受として大部分のラジアル荷重を支持
する。スラスト荷重は玉軸受で支持される。こ
のような構成にすると高温部軸受の給排油系が
省略でき、軸受系、潤滑系ともコンパクトかつ
簡便な構造にまとめられる利点がある。

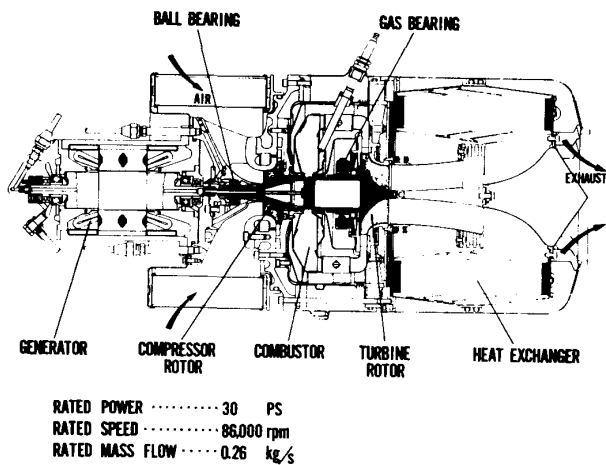


図3 エンジン縦断面図

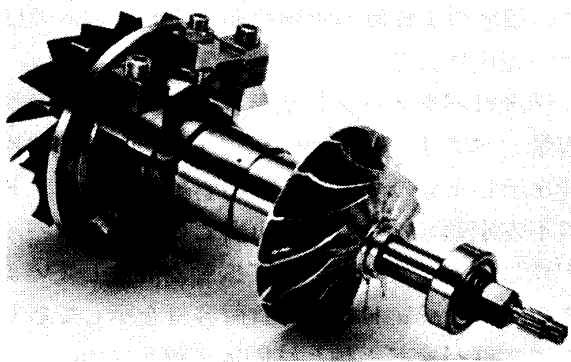


図4 ロータアッセンブリと軸受アッセンブリ

4. テイルテイングパッド気体軸受の荷重—空気膜厚さ—回転数間の実験的關係

気体軸受において荷重、回転数と流体膜厚さの間の関係はその基本性能を示すものである。そこで実機と同一諸元のテイルテイングパッド1枚についてこの関係を常温大気圧下で実験的に求めた。

使用した試験装置の概略を図5に示す。試験装置は周囲とは振動的に分離されている定盤の上に重量の大きい定盤を置き、この定盤の上に固定されている。回転による軸の振れは高速回転域まで 2μ （ミクロン）未満であった。パッドに対する荷重は、実機と同一寸法のピボット

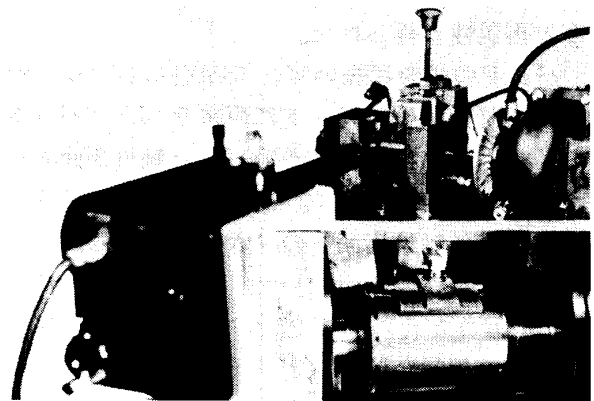


図5 軸受パッド性能試験装置

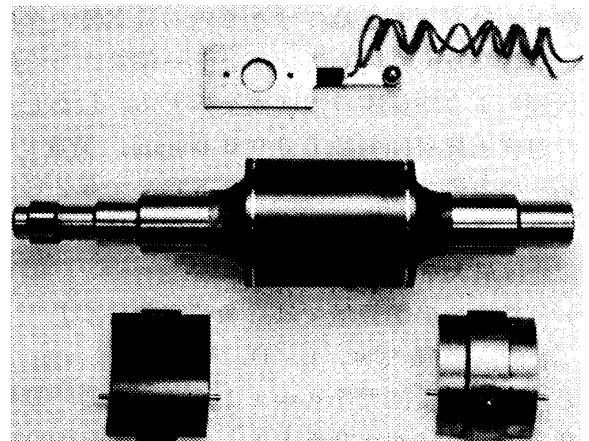


図6 測定用主要部品

を先端に取付けた水平の片持梁を上下させ梁の曲げで与えた。荷重の大きさは片持梁に貼つた歪ゲージで測定した。

空気膜厚さの測定には従来、容量型変位計、うず電流型変位計等が用いられてきた。我々も容量型変位計を用いて測定を試みたが周囲の温度変化に過敏なため測定値の再現性に難点があった。そのため今回の測定には非接触光学式微小変位計を用いた。これは光の明暗部の境界線の動きをとらえるものである。測定しようとするすきまを直流定電圧光源で照すとすきまの両端に暗—明及び明—暗2つの境界線ができる。両方の境界線の動きを同時にとらえ、その差を作ることによってすきまの大きさを求める。各

種の既知すきまの測定による確認では良好な精度と再現性が得られた。

パッドの両側に短いピンを固定し(図6に示す), 静止状態でパッドに荷重を加えてパッドを軸外周面に密着させ予めピンと軸外周面とのすきまを測定しておく。次に回転数, 荷重を変えてピンと軸外周面とのすきまを測定することにより空気膜厚さを求めた。光学的非接触測定のため温度変化の影響を受けないこと, 及びピンと軸の相対変位を測定するので測定値の再現性は良好であった。図6に測定用のパッド, 軸, 片持梁を示す。

試験範囲は回転数 5000 rpm~60000 rpm, 荷重 0~10 kg, 周囲圧力は大気圧, また周囲温度は常温である。回転数及び荷重が大きい条件下ではパッドと軸のすきま内の空気膜の摩擦や, 軸を支えているアンギュラー軸受からの熱伝達により空気膜の温度が上昇する。しかしこの温度上昇は回転数 60000 rpm, 荷重 10 kg の条件でも, 周囲温度 25℃にて 52℃であり, この温度上昇分による空気の粘性係数の変化は最大 7%程度である。

圧縮性の影響領域では, 負荷容量 C_L は

$$C_L = f n (\alpha, L/D, \epsilon, \xi, A)$$

となる。軸受諸元を $\alpha = 110^\circ$, $L/D = 0.75$, $\phi/\alpha = 0.65$ とし,

また $H_p = 1 + \epsilon \cos(\xi + \phi)$ を考慮すると

$$C_L = f n (H_p, A)$$

となる。ただし, 記号は以下の通りである。

C_L 負荷容量 ($=W/PaRL$) α パッド弧長

L パッド巾 D 軸直径

ϵ 偏心率 W 荷重

P_a 周囲圧力 R 軸半径

μ 気体の粘性係数 ω 角速度

A ベアリング数 ($=6\mu\omega R^2/PaC^2$)

C パッドの曲率半径と軸の半径との差

ϕ パッドのリーディングエッジからピボット位置までの角度

H_p ピボット位置における無次元流体膜厚さ ($=h_p/C$)

h_p ピボット位置における流体膜厚さ

ξ 軸の中心とパッドの曲率半径中心を結ぶ線からパッドのリーディングエッジまでの角度

この関係を実験値から求め, 次の実験式を得た。

$$C_L = A^{0.4} (2.79 - 30.3H_p + 151H_p^2 - 361H_p^3 + 333H_p^4) \quad (H_p \leq 0.3)$$

図7に測定値を整理した結果と実験式を示す。横軸にパッドのピボット点における無次元空気膜厚さ H_p (及び空気膜厚さ h_p) をとり, 縦軸には無次元数

$C_L/A^{0.4}$ (及び $W/N^{0.4}$, N : 回転数) をとってある。

非圧縮性領域では $C_L \propto A$ の関係にあるが 圧縮性の影響のため実験式として $C_L \propto A^{0.4}$ となった。しかしながら, ベアリング数 A の小さい領域 ($A < 0.15$) では, A の指数は 0.4 より大きく, 0.58の方が実験値によく一致し圧縮性の影響は少なくなる。図7でベアリング数の小さい領域の実験値が実験式からずれているのはこの理由による。

図8はパラメータに空気膜厚さをとり, 負荷容量とベアリング数の関係で1枚のパッドの性能を示したものである。図の斜線部分はパッドの不安定領域を示しており, この領域ではパッドには主としてビッチング振動が発生している。また図にはパッドの限界負荷容量を示してあり, ここではパッドと軸とは固体接触をする。

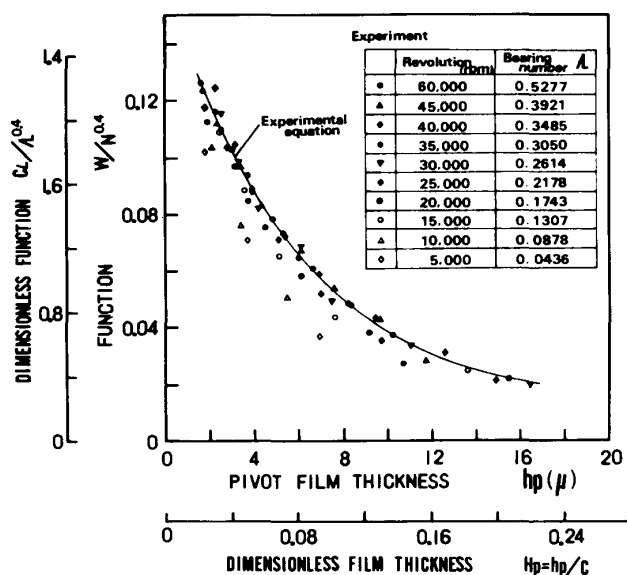


図7 軸受パッドの荷重—空気膜厚さ一回転数間の実験的關係

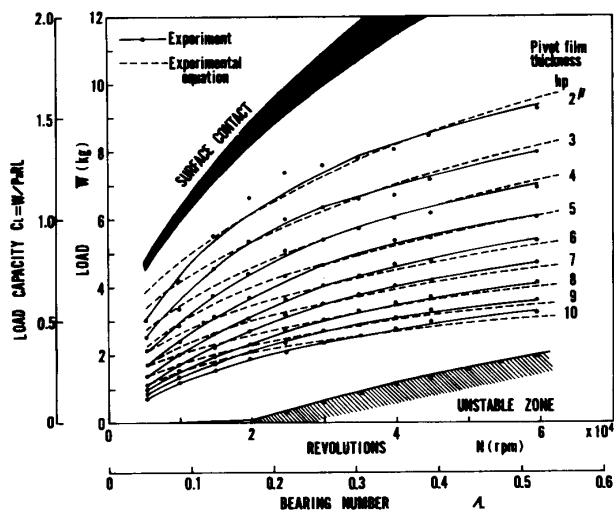


図8 軸受パッド性能

5. 起動停止時における摩耗耐久性に関する実験結果

動圧式気体軸受は非常に低い回転数ではほとんど支持力を発生しないので軸と軸受とは部分的に固体接触する。動圧式気体軸受は油潤滑の軸受と違って境界潤滑は起こらないので、起動停止時に生じる軸と軸受との固体接触が軸受の耐久性にとって最も厳しい作動条件である。実機エンジンでは回転数3000 rpm 以上で軸は

浮き上がり、軸と軸受パッドとの固体接触は起こらなくなる。自動車用エンジンのメインテナンスフリーの起動停止回数は約10000回に設定できるので、この軸受に対する摩耗耐久試験の起動停止回数も同じ回転数を目標として行った。耐摩耗性の評価基準は摩耗量、面粗さおよび外観においた。

軸及びパッドの表面にはセラミックコーティングが施してあるので、700℃までの熱衝撃繰返し試験を行い耐熱性を予め確認した。軸及びパッドのコーティングについてはセラミックを中心に多種類のコーティングの組合せを選び、常温雰囲気及び高温雰囲気中で前述した起動停止の摩耗耐久試験を行い耐摩耗性の優れて

表2 摩耗耐久試験条件

	Wear test at room temp.	Wear test at high temp.
Bearing	composite, 3-pad	single pad
Bearing ambient temperature	approximately 20°C	500°C
Bearing load	1.0 kg	1.13 kg
Revolutions	0-4000 rpm	0-3600 rpm
Cycle time	150 sec	30 sec
Number of starts and stops	3000	9000

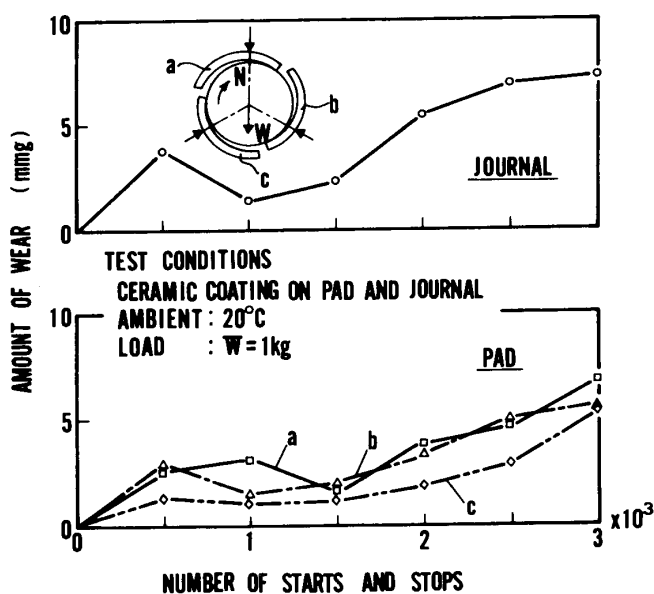


図9 常温摩耗耐久試験

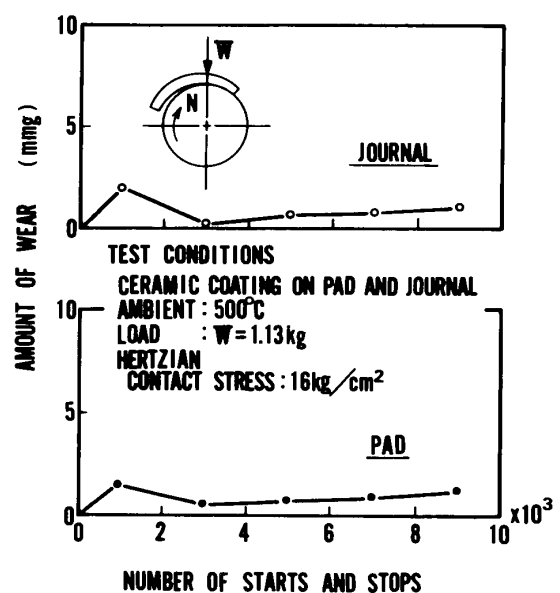


図10 高温摩耗耐久試験

いるコーティングの組合せのいくつかを選んだその組合せの1つが実機エンジンの軸、軸受パッドともに使用した酸化クロム (Cr_2O_3) のコーティングである。以下この材質についての結果を述べる。

表2は常温雰囲気及び高温雰囲気における試験条件であり、図9及び図10はそれぞれにおける試験結果を示したものである。横軸は起動停止の繰返し回数、縦軸は重量摩耗量である。常温、高温いずれの雰囲気でも重量減少は、10mg (ミリグラム) 未満であり非常に少ないと言える。常温摩耗試験の場合は停止過程で回転の降下が緩慢なため固体接触時間が長く摩耗量が多くなっている。

面粗さ及び起動トルクについてはほとんど変化はなかった。

図11は常温摩耗試験及び高温摩耗試験終了後のパッド及び軸の外観を示す写真である。外観の観察ではパッドの両側端部が数mm巾にわたって軸と擦つた跡が残っている。起動停止時の固体接触によりパッドがフラツタリングを起すのでパッドの両側端部の当りが強くなりやすい。

実機エンジンでは軸が軸受から完全に浮き上がる回転数3000rpmまでの加速時間は約0.5秒、また3000rpmから停止までの減速時間は約1.5秒で、摩耗耐久試験の場合より固体接触時間は相当短いため実機の摩耗量は更に少ないと考えられる。また実機エンジンに使用された軸及び軸受パッドについても軸受性能を低下させる様な損傷は認められなかつた。従って以

上の結果によつて起動停止時における摩耗耐久性は確認されたものと考えられる。

5. 結 論

自動車用小型ガスタービンエンジンの主軸受として開発したテイルテイングパッドジャーナル気体軸受の概略を述べ、またその軸受について得た荷重-空気膜厚さ-回転数の間の関係と摩耗耐久性に関する実験結果を述べた。この軸受を実際に自動車用小型ガスタービンエンジンに使用して各種のエンジン試験を行った結果、軸受としての性能についても、また起動停止時に生じる固体接触に対する摩耗耐久性についても良好な結果が確認できた。以上の結果からテイルテイングパッドジャーナル気体軸受は自動車用小型ガスタービンエンジンの主軸受として十分実用の見込みがあるものと言える。

おわりに本研究に当り理化学研究所 曾田範宗教授、東京大学工学部 染谷常雄教授に有益な御助言をいただいたこと、材料試験は当社第5技術部金子泰久課長の実施によるものであることを記して深く感謝の意を表わす。

参考文献

- (1) M.Chrystian : Nuclear Engineering 12,139(1967)917.
- (2) R.Y.Wong,W.L.Stewart & H.E.Rohlik: Trans.ASME, Ser.F, 90,4(1968)687
- (3) D.B.Colyer : Advances in Cryogenic Engg., 14(1967)405
- (4) P.W.Curwen, "Feasibility of Gas Bearings for Small High-Performance Aircraft Gas Turbines," ASME Paper 69-69-GT-60(1969)
- (5) P.W.Curwen,W.E.Young & R.G.Furgurson, "Investigation of Air Bearings for Small High-Performance Aircraft Gas Turbines," ASME Paper 72-GT-38(1972)
- (6) S.B.Malanoski & W.Waldron, "Experimental Investigation of Air Bearings for Gas Turbine Engines," ASLE preprint no. 73AM-2B-1(1973)

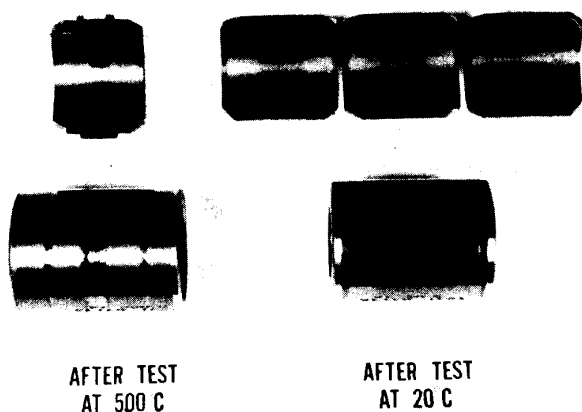


図11 摩耗耐久試験終了後のパッドと軸



水素ガスタービン研究会

水 町 長 生

わが国のエネルギーの供給形態は、一部の水力等を除き、その大部分を石油や天然ガス等に依存している。この石油や天然ガスに依存する形態から脱却して、わが国独自のエネルギーの長期的安定供給をはかり、さらに環境汚染を防止するクリーン・エネルギーの開発をはかるため、わが国の国家的プロジェクトとして紀元2000年迄を目標に新エネルギーの技術開発を行うサンシャイン計画が決定され昭和49年度から実施されている。これについては日本ガスタービン会議会報（昭和50年3月、第2巻、第8号）に「サンシャイン計画とガスタービン」と題して、機械技術研究所山西哲夫氏によってその概要が紹介されている。

その中に水素エネルギー技術の開発がある。将来の1次エネルギーを石油系以外に求めるならば、大量に得られるものとしては、サンシャイン計画にもあげられているように、太陽エネルギーや原子核エネルギーになるであろう。一方エネルギーの消費形態としては、電力、機械的動力、熱エネルギーの形で使用される。従って将来の考えられる1次エネルギーを利用して、どのようにして有効に、経済的に、且つ環境汚染をおこすことなく、電力、機械的動力および熱エネルギーに変換させるかが重要な問題になる。この両者の橋渡しをする2次エネルギーとして水素エネルギーが考えられている。水素エネルギーはそれ自身とし

て自然界に存在するものを使用するのではなく、1次エネルギーを使用して、まずこれを熱エネルギーや電気エネルギーに換え、次にこれを利用して水の熱分解又は電気分解によって水素を得るものであって、この水素を利用して最後の消費形態である電力、機械的動力および熱エネルギーを得るという方法である。

太陽エネルギーからは太陽電池のように直接電力の形で取り出されるものもあるが、一般に太陽エネルギーおよび原子核エネルギーは1次エネルギーとして主として熱エネルギーの形で取り出される。この熱エネルギーで電力を発生させる場合は従来の方法で可能であるが、動力として得るためには燃料という形でエネルギーを貯える必要があり、またエネルギーの輸送手段として燃料が必要となる。この場合の燃料の形態として水素を用いるのである。

水素を用いると、(1)原料は無限に存在する水である。(2)燃焼生成物は水である。(3)水素サイクルは炭素サイクルのように自然の循環をみだすことがない。(4)効率的に経済的に輸送できる。(5)エネルギーの貯蔵手段に利用できる。(6)水素は熱源、動力用燃料、燃料電池や化学用材料等に広く利用される等の特長がある。

しかし水素は使用法を誤ると爆発する危険物であって、これを多量に安全に生産し、利用するためには、その製造、輸送、貯蔵、利用技術上の諸問題を解決し、また水素を主体とするトータルエネルギーシステムを確立する必要がある。

（昭和50年7月28日原稿受付）

このため、製造技術、輸送貯蔵技術、利用技術、保安技術、水素エネルギーシステムおよびテクノロジー・アセスメントの諸分野について、それぞれの関連機関（協会又は研究所）に研究開発が委託されている。水素利用のサブシステムについては、(1)燃焼に関する研究（日本瓦斯協会）(2)燃料電池に関する研究（日本電機工業会）(3)自動車エンジンに関する研究（日本自動車研究所）(4)航空エンジンに関する研究（日本航空宇宙工業会）(5)ガスタービンに関する研究（日本産業機械工業会）(6)化学利用に関する研究（日本化学工業協会）(7)水素利用サブシステムの総合的検討と周辺技術に関する研究（電気化学協会）について、それぞれ上記の（ ）内の機関に対して研究の委託が行われている。

水素ガスタービンは日本産業機械工業会が研究を委託され、水素ガスタービン研究会を組織し、昭和49、50、51年度において基礎研究を行い、昭和52～55年度を設計試作期間として研究が進められている。

水素ガスタービン研究会委員

委員長	水町 長生	東大生産技術研究所
委員	荒木 巍	石川島播磨重工業
委員	表 義則	三井造船
	（小川 光明）	“ ”
“	久保田道雄	日立製作所
“	阪口 哲也	川崎重工業
“	中平 高明	東京芝浦電気
“	中原 盛夫	神戸製鋼所
“	平井 晴美	三菱重工業
	（丹羽 高尚）	“ ”
“	小西 龍郎	日立造船
	（村上 重夫）	“ ”
“	山西 哲夫	機械技術研究所
“	若松 清司	電子技術総合研究所
幹事	五月女郁雄	日本産業機械工業会
“	興梠 允駿	“ ”

註：（ ）内は昭和49年度委員

水素ガスタービン研究会では、まず昭和51

年度末までを目標に、(1)水素エネルギーシステムにおいて、ガスタービン燃料として水素を利用する意義と水素ガスタービンの持つべき諸条件の明確化 (2)将来の水素ガスタービンの実用可能性と研究開発の進め方の明確化について調査研究を行っている。

昭和49年度においては、次の事項について調査研究が行われた。

まず現在運転されている化石燃料（一部には高炉ガス等合成燃料を含む）を使用するガスタービンについて、その運転実績および生産統計を調査し、さらに化石燃料を使用するガスタービンについて、紀元2000年を目標に、その将来の需要予測を行い、またどのような技術的進歩が期待されるかについて技術予測を行った。即ち発電用大容量ガスタービン、発電用中容量ガスタービン、船用ガスタービン、鉄道車輛用ガスタービンおよび自動車用ガスタービンに分類し、それぞれのガスタービンについて技術予測と需要予測を行った。

つぎに水素を燃料とする水素ガスタービンおよび水素を多量に含む混合燃料を使用するガスタービンについて現在迄の開発状況を調査し、問題点の摘出が行われた。水素ガスタービンは特殊な用途を除き、未だ実用化されたものはない。一部航空用ジェットエンジンとして燃料に水素を用いた実験が行われたが、水素を燃料として使用することは比較的容易であると報告されている。特殊用途としては宇宙用の電源駆動用として水素ガスタービンが開発され実用化されており、また海中原動機として水素ガスタービンを使用する研究も行われている。

次に水素ガスタービンの社会的意義および経済的效果について調査研究が行われた。水素がどのような方法で、どのような形態で、どのような価格で供給されるか明確に示されていない現状では、これを量的に評価することは不可能に近いが、一応今迄に得られた情報を基にして、可能な範囲の推定を行った。即ち水素ガスタービンが大規模エネルギープラントにおいて使用される場合、地域的なエネルギー需要地において使用される場合および運輸機械用として使用される場合について、それぞれ水素ガスタービンの

役割および可能性について調査した。将来のガスタービンとしてはガスタービンを単独の熱原動機ユニットとして評価するよりも、ガスタービンは蒸汽原動所や原子力発電所等他種原動機と相互に協力して互にその長所を発揮しながら、電力、動力、熱、冷暖房等を総合的に見るトータルエネルギー・システムの中の一環としてガスタービンを見るべきであって、特に水素を有効に利用する立場から見る時、今後は先ずこの方面について調査研究することが必要である。

つぎにガスタービン本体については、水素を燃料としてガスタービンに使用する時予想される技術的問題点について調査が行われた。先ず水素をガスタービンで燃焼させる時の燃焼問題について、排ガスによる大気汚染等の問題に重点をおいて研究した。さらに燃料系統について、燃料供給装置および燃料制御系について水素を使用する時予想される問題点を検討し、さらに

水素ガス圧縮機の技術的問題点を調査し、また水素脆性や低温脆性に関して材料上および製作法について検討を行いさらに水素漏洩防止および防爆等について安全対策を検討した。結論としては重大な開発上の問題は存在しない。即ち既存の技術の活用によって実用上は十分可能であると判明した。ただし安全面で若干の考慮を要することと、 NO_x について低減の努力が必要であることがわかった。

昭和50年度および51年度においては、(1)水素-酸素ガスタービンについてフィージビリティスタディーが行われ、(2)トータルエネルギーシステムにおいて、水素ガスタービンが技術的、社会的および経済的に成り立つための条件を明確にし、(3)ガスタービンの水素利用に際して解決しておらなければならない技術的問題について更に深く検討される予定である。

(4ページより)

には期待できない事である。

それでは技術者共同体としての機能を具体的にはどのようにして発揮させるべきだろうか。またそのためには、本会誌はどうあるべきだろうか。ここに私見を述べるよりは、先ず問題を提起し、会員諸氏の卒直な御意見を伺いたいと思う。

後 記 の 後 記

日本の学会はきわめて民主的に、かつ和やか

に運営されている。しかるが故に又運営者の個性も、責任も薄れ勝になる。しかし会誌の編集を行なう以上、単に有益な原稿を集め、並べるだけでなく、何らかの主張があってしかるべきと考える。そんな意味であえて署名を入れて後記とした。御批判頂きたい。

航技研における高温タービンの研究（第三報）

航空宇宙技術研究所 原動機部

高原北雄** 能瀬弘幸*** 吉田豊明*** 山本孝正***
坂田公夫** 三村富嗣雄*** 白井弘** 鳥崎忠雄****
松木正勝*

6. 冷却タービン翼の非定常熱応力軽減について⁶⁾

近年航空用ジェットエンジンでは頻繁な離着陸に耐え、寿命の長いタービン翼の開発に対する要求が強く、熱疲労による損傷又は破壊の防止対策が急務とされている。起動、停止、急加減速のような非定常作動時のタービン翼においては翼材各部の熱容量が異なると温度の応答に差が生ずるため過大な熱応力が発生する。すなわち温度の応答性が翼材全てにわたって同一になるような対策をとればこの非定常熱応力が減少し、翼の寿命延伸、又は作動流体の高温化が達成される。そこで薄肉構造の空冷翼（表3, N21, N22, 図13）について非定常熱応力を計算し、過大な熱応力の発生と翼形状との関連を考察した後、熱応力軽減の方法を帰結し、その効果を定量的に確認した。

非定常温度の計算に際しては、薄肉翼を翼弦方向に多数の要素に分割し、それぞれの要素において厚さ方向のみの熱流を考慮し一次元非定常熱伝導方程式の解析解を用いた。境界条件は各要素で主流側、冷却空気側における熱伝達率、流体温度を与えた。翼材の物性値を含めこれら

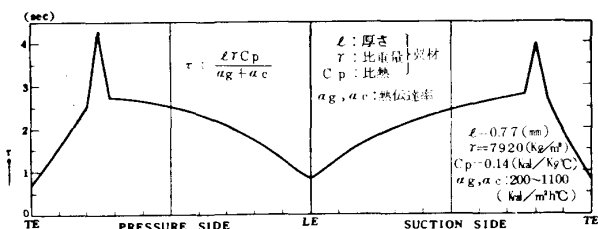


図 4 6 肉厚一定の場合の時定数分布

（昭和50年6月10日原稿受付）

入力データは一定として取扱った。解析解は一次おくれの重ね合わせの形となり、時定数は近似的に図46中の式で表わせることがわかった。適用例の時定数分布を図46に示す。後縁近傍の肉厚急変部（図13参照）で著るしい偏差が見られる。

非定常熱応力の計算は翼材を多数のコラムに分け梁理論を適用し準定常状態で行なった。図47は図46の供試翼に対する計算結果であり、

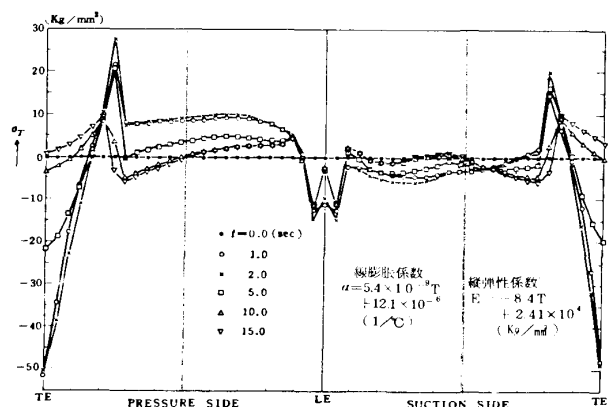


図 4 7 肉厚一定の場合の非定常熱応力分布（加熱の場合）

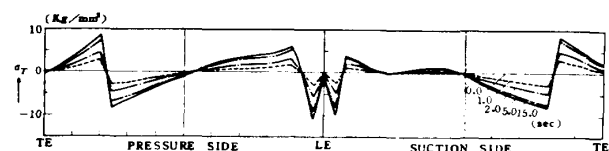


図 4 8 時定数一定の場合の非定常熱応力分布（加熱の場合）

* 原動機部長

** タービン研究室

*** 熱伝達研究室

**** 原動機性能研究室

過大な熱応力が後縁付近で見られる。これに対し図48は前縁よみ点での厚さを基準に時定数が一定になるような各要素の厚さを求めた場合の熱応力を示す。図48では定常値より高い応力は生じていない。図47, 図48は流体温度がステップ状に上昇した場合の例であるが下降した場合も熱応力軽減の状況は同様であった。時定数一定の条件から得られた翼材の厚さが翼の空力性能から要求される翼型を満足し得ない場合はフィルム冷却, しみ出し冷却等の適用により解決することができる。ここに示した計算例は種々の仮定をもとにしているが非定常熱応力軽減の一つの方法として時定数を一定とする考え方が有効であることが分った。定量的に本方法を修正することは二次的なものであり今後更に研究を進めるつもりである。

7. スパン方向に寿命を一定とする冷却効率分布⁵⁾

高温タービンの静, 動翼は, 高温クリープや熱疲労に耐え, 目的の寿命を達成するため, 第1, 2報で述べた様な各種の方式により冷却がされている。翼寿命を支配する因子には, 応力・温度・材料・雰囲気などがあり, このうち応力と温度の組合せによるクリープ破壊が高温タービンでは最も重要な因子の一つであると考えられる。前節で述べた様に冷却によって単に翼温度を下げるのみでなく, 翼の応力状態に対応した冷却を適用することによって一層寿命を延伸させることが可能となる。本節では, クリープ破壊寿命に対し翼のスパン方向の応力状態に対応した冷却効率の分布を与えることによって, スパン方向に翼寿命を一定としうることを述べ, 二段空冷タービンを例として行った計算結果を示す。この計算には翼スパン方向のみの変化について着目し, 翼弦方向の温度・応力は一定と考えること, 定常状態についてのみ取り扱うこと, 翼応力としてガス曲げ応力と遠心力による引張り応力, 定常的振動応力の三種のみとするなどが仮定となっている。

図49はスパン方向に分布する応力及び主流温度をもとに冷却効率を決定する過程を示す。図50はタービン翼に用いられる主な耐熱合金の Larson-Miller 法によるクリープ寿命曲線

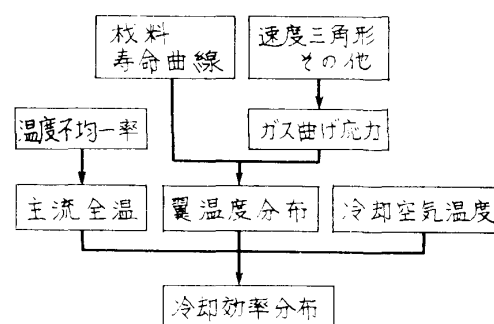


図49 冷却効率分布の決定過程(ノズル翼)

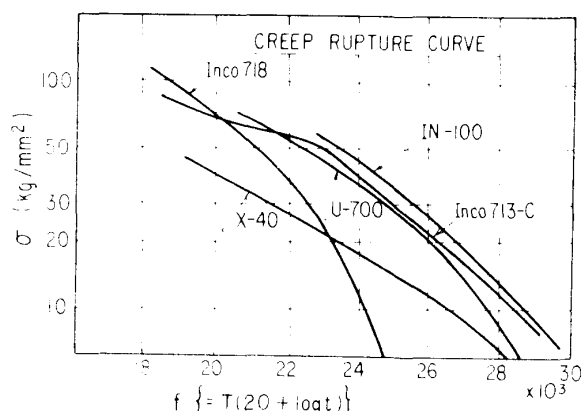


図50 耐熱合金のクリープ寿命

である。翼応力は, 速度三角形・翼面圧力分布・翼の断面係数, また, 断面積・回転数および回転半径によって決定できる。主流ガス温度としてノズル翼には燃焼器内温度上昇の10%増の温度分布を用い, 動翼にはガス相対全温の分布を用いる。図50から応力 σ に対応する $f(\sigma) = T(20 + \log t)$ [T : 温度($^{\circ}\text{K}$), t : 寿命(hr)] の値が求まり, 目的とする寿命 t を代入することで, 翼の材料温度 T が求まる。これと相対ガス温度 T_{gr} とによって冷却効率 η を求めることが出来る。

図51は, 翼寿命を 10^4 又は 10^5 (hr)にするためこの方式を用いて求めた二段高温タービンの各段翼のスパン方向冷却効率分布であり, 応力とガス温度の分布を併記した。各翼の使用材料は図中に示した。これに対し冷却効率をスパン方向に一定とした翼を用いると等しい冷却空気流量を使用しても寿命は最小寿命点の値に制限され, 冷却による寿命延伸の効果が減少する。図52はスパン方向に冷却効率を最適に分布させた場合とそうでない場合の翼寿命を, 第1段動翼と第2段ノズル翼について示したものであり, 適正な冷却効率分布が寿命を数倍以上

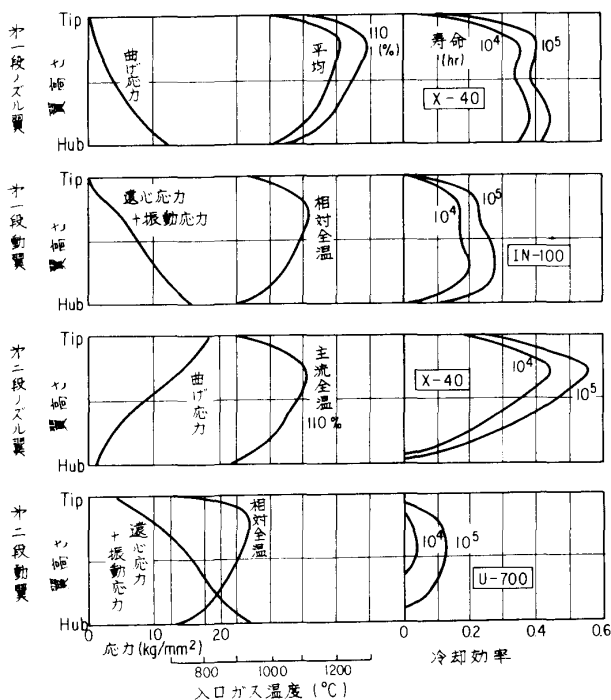


図 5 1 各段翼の作動条件と冷却効率分布

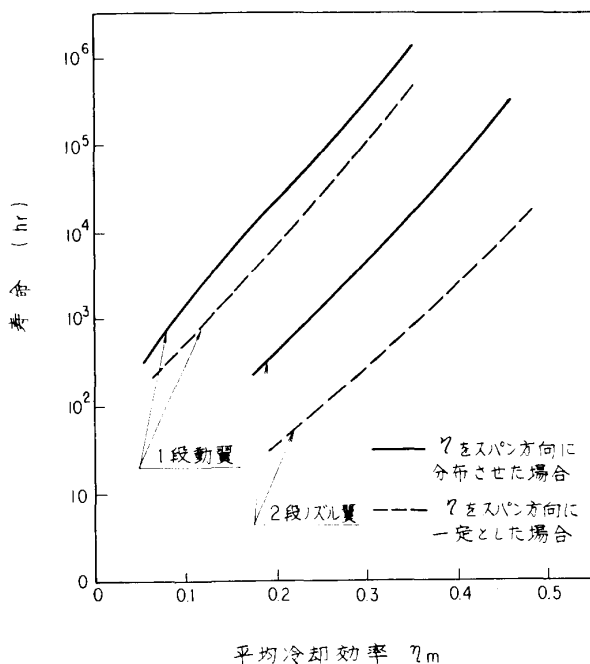


図 5 2 冷却効率をスパン方向に適正に分布させることによる寿命の伸び (1段動翼及び2段ノズル翼)

延伸させることが分る。

8. 空冷タービンの実機要素試験

タービン入口ガス温度の高温化によって得られるガスタービンエンジンの性能上のメリットについては、第1報にも触れた通りであるが、航空用ガスタービンエンジンではこれ等のメリットにより、航空機ペイロードや巡航航続距離の増加、高サイクル圧力比エンジンでの燃費の低減等が期待できる。しかし、そのためのタービン高温部材の空冷化は、他方では、タービンの空力性能を損う可能性のある幾つかの要因を持っており、設計段階での慎重な配慮が必要である。例えば、航空用ガスタービンエンジンでは通常、圧縮機からの抽気空気が冷却用流体として用いられるが、エンジンのサイクル性能向上の観点から冷却空気量は出来るだけ少なくしなければならないため、冷却を必要とするタービン段数や翼枚数を減らす事が好ましい。また翼型の決定にあたっては、冷却通路を確保するため、厚翼で振りの少ない事が要求される。しかしこれらの点は、空力的にタービンの断熱効率を低下させる可能性がある。さらに、冷却空気と主流との混合に伴う圧力損失、主流のはく離、二次流れ損失の増加等、冷却空気吹出しによるタービン断熱効率の低下の可能性もある。実機要素試験は、これらの因子の影響を総合的に確認する事と、空冷翼を含むタービンの高温部材を、実機エンジンでの作動ガス温度レベルで試験する事を目的としたもので、空力試験機と高温試験機とを用いている。図5-3は、試験に用いた装置の系統図である。実験データは、図5-4に示す高温タービンデータ処理装置により実時間処理を行っている⁽³¹⁾。

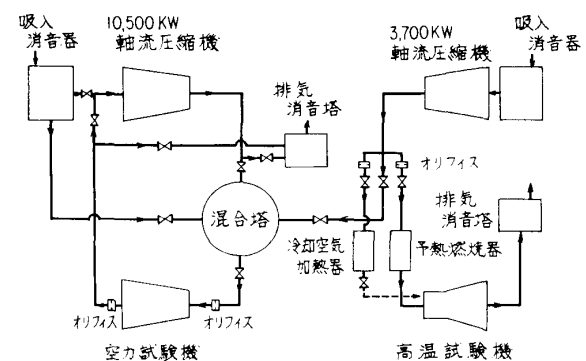


図 5 3 空冷タービン試験装置系統図

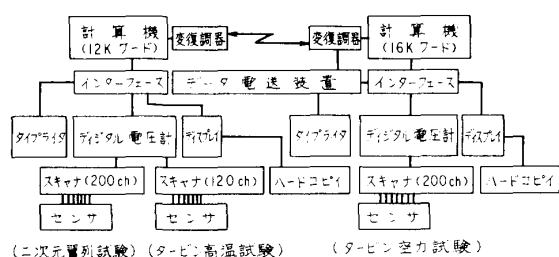


図 5 4 データ処理装置系統図

空力試験機では、1段ないし2段タービンについて、冷却空気の無い状態で、内部流動の詳細な試験、解析を行っている。高温試験機は主燃焼器と1段空冷タービンとを一体として組み込んだもので、必要に応じて予熱燃焼器により冷却空気を、実機エンジンにおける高圧圧縮機出口空気温度相当まで高めて実験を行っている。試験機の高温部材（空冷タービン翼、冷却空気導入部等）はほぼ実機相当の構造である。図55は、高温試験機の概略図の一例である。

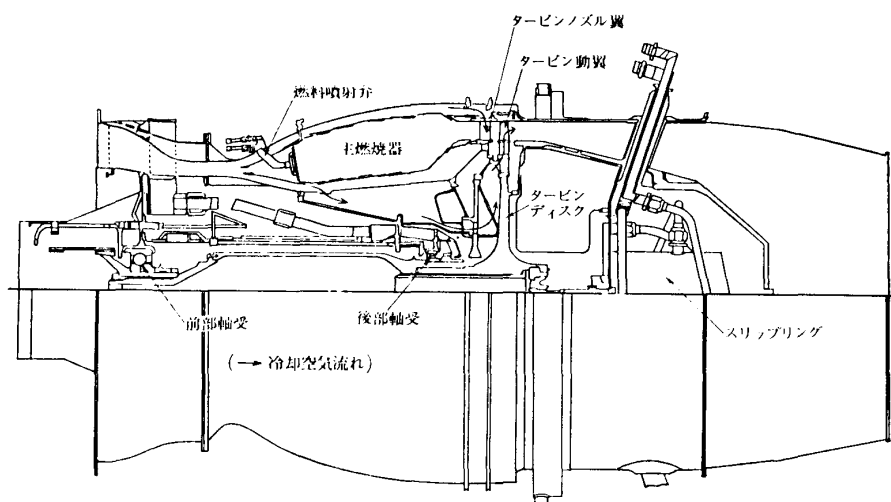


図 5 5 高温タービン試験機

8-1 非冷却時の空力性能^{(25),(26),(27)}

前述した特徴をもつ冷却タービンの空力性能を以下に示す。このタービンはターボファンエンジン高圧タービン用として設計された2段軸流タービンである。実験は空力試験機により非加熱空気を作動流体として用い、冷却空気の無い状態で行った。本タービンの設計要目及び翼諸元は表5および6に示すようにタービンの

表5 主要な設計点要目

要 目	設計値	修正値*
タービン入口ガス全温 T_1 (K)	1,353	288.2
全 全圧 P_1 (kg/cm ²)	16.42	1.033
全 流量 G_1 (kg/s)	23.29	3.23
タービン回転数 N (rpm)	14,080	6,535
断熱効率** η_T	0.86	0.86
全圧膨張比 π_T	4.08	4.53
比 出 力*** ΔH_T (Kcal/kg)	99.6	21.8

註)* 標準状態 (15℃, 1気圧) への換算値

$$** \eta_T = (\text{タービン出力}) / (C_P T_1 G_1 + C_{PC} T_C G_C) \\ \div \left\{ 1 - (1/\pi_T)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right\}$$

***単位タービン入口主流流量当りの出力

表6 タービン翼の諸元(平均径断面)

項 目	1 段		2 段	
	ノズル翼	動 翼	ノズル翼	動 翼
翼 枚 数	6 6	1 1 4	7 0	1 0 6
平均流路直径 (cm)	4 8.5	4 8.5	4 9.7	5 0.4
コード長さ (cm)	3.1 8	1.9 1	3.2 3	2.2 6
ピ ッ チ (cm)	2.3 1	1.3 4	2.2 1	1.4 9
ス ロ ョ ト 幅 (cm)	0.7 4	0.5 6	0.8 4	0.7 3
ソリディティ	1.3 8	1.4 3	1.4 6	1.5 2
翼前縁厚み (cm)	0.4 1	0.2 0	0.2 4	0.0 8
翼後縁厚み (cm)	0.1 0	0.1 0	0.0 5	0.0 6
翼入口角度 (degree)	9.8	3.4 8	2.7 7	3.3 3
スタガー角度 (degree)	4 7.5	3 1.8	4 0.0	2 7.0

段当り負荷が大きく、翼の厚みも通常の非冷却翼にくらべ厚い。図56は平均径における設計速度三角形であるが、この図には同時に実験結果および後に述べる冷却空気の影響の一部を考慮した冷却時の推定結果を示した。図からも分るように空冷翼の特徴はタービン段当り負荷が大きいためノズル翼からの流出角

(初段で 72°)と動翼での轉向角(初段で 98.7°)が大きいことである。翼のプロファイルは、翼面からのはく離の危険性をさけるため、特に慎重に選定した。

図 5 7 に全体性能の試験結果を示すが、これから分るように非冷却時の空力性能は広い作動範囲にわたり満足すべきものである。なお試験範囲での最高効率および設計点（設計回転数お

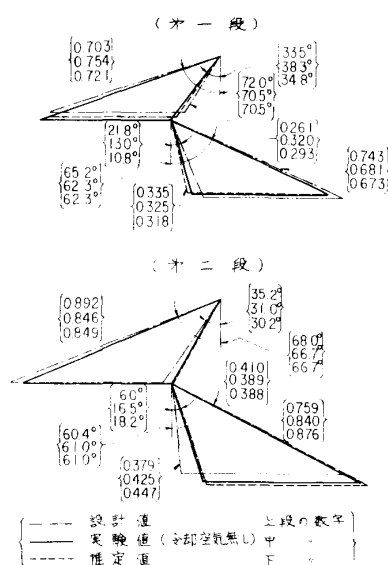


図 5 6 設計速度三角形と冷却空気による影響の推定

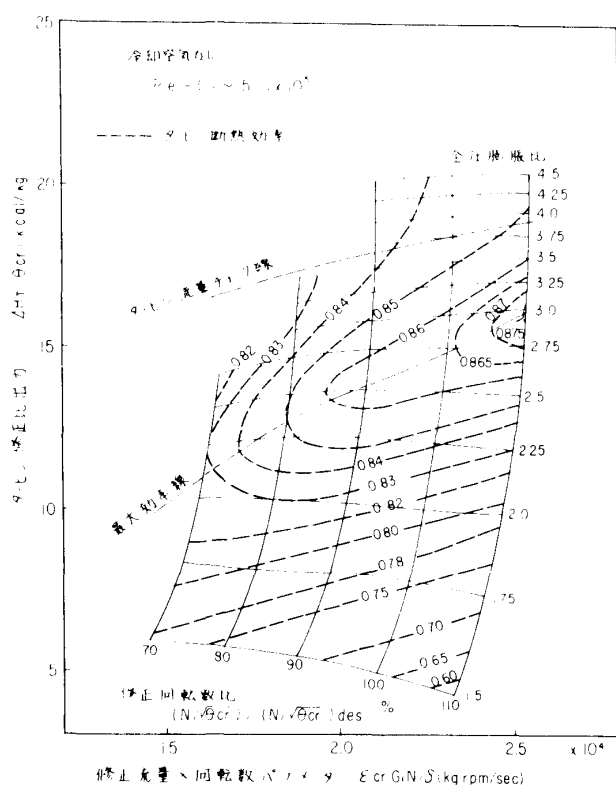


図 5 7 空力性能実験結果

および設計膨張比)におけるタービン効率は、それぞれ 87.5% および 84.2% であった。

冷却空気によるタービン特性への影響を考慮するためにこの非冷却実験の結果に基づいて、

冷却空気のある場合の本タービンの性能を推定した。表 7 に設計点における主要目の推定結果

表 7 冷却空気の影響の推定(設計点)

項 目	実験値 (非冷却)	推定値 (冷却)	設計値 (冷却)
全段断熱効率 η_T (第一段断熱効率)	0.842	0.837	0.860 (0.853)
タービン入口修正流量*	1.093	1.052	1.000
タービン修正トルク*	1.018	1.023	1.000
仕事配分(1段/2段)	0.48/0.52	0.46/0.54	0.49/0.51
修正膨張比(1段/2段)	1.96/2.31	1.91/2.37	2.02/2.24

*設計値に対する比率

果を示す。又、推定結果の一つである速度三角形は図 5 6 に併記した。なお、冷却空気と主流ガスとの混合による主流の全圧の変化は、極めて複雑であるため本計算では除外してある。この場合、冷却空气の存在はタービンの流量特性を実験値より約 4.1% 減少させる一方、出力は約 0.5% 増加することが予想される。本推定計算では冷却空気混合に伴う主流全圧の変化を考慮しなかったため、断熱効率(定義は表 5**)にはほとんど変化が無い。しかし各段の仕事配分、膨張比および、速度三角形に示されるように各段での流れ状態は冷却空気によりかなり影響を受ける事が予想される。

8-2 冷却時の空力性能 (25),(28),(29),(30),(36)

前項で述べたターボファンエンジンの高圧タービン初段について、高温試験機を用いて行った冷却時の空力性能試験結果の例を主に以下に示す。

要素試験結果と実機エンジンのタービン性能との相互比較を行うためには、流れ場、圧力場等の相似則が成り立たなければならないが、本実験では主流レイノルズ数についての補正を必要とする。図 5 8 は、動翼翼弦長と流出ガス速度を基準とした主流レイノルズ数によるタービン効率の変化の一例を示したものである。同図のように、Moody の補正式が比較的良い一致を示したので、以下に示すタービン効率は全てこの式により $Re = 2 \times 10^5$ における値に補正して示す。主流と混合する冷却空気や漏れ空気に

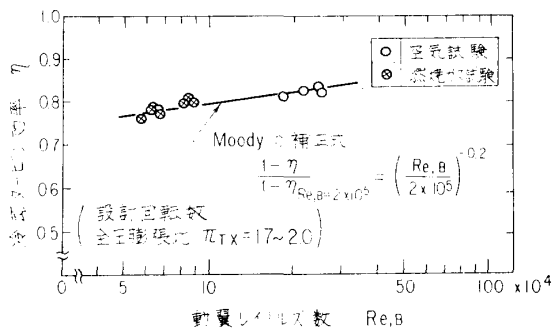


図 58 タービン効率の動翼レイノルズ数による影響

よるタービン性能への影響は、混合位置や流入方法によって異なる。図 5 9 はタービンノズル

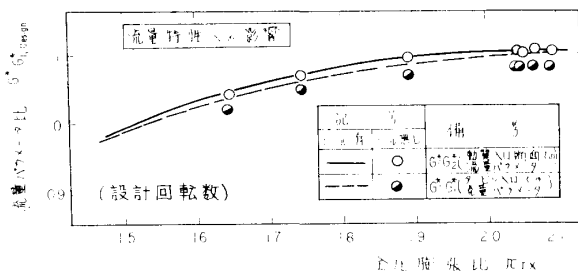


図 5 9 タービンノズル翼フランジ部からの冷却空気の漏れの影響

ランジ部の周辺からの漏れ空気による流量特性およびタービン効率への影響を示したものである。チョーク翼（本タービンでは動翼）入口断面での状態量を基準とした流量特性は、上記の漏れ空気の影響をほとんど受けない。しかしタービン効率は、漏れ空気のタービン入口主流に対する比（約 2.4 %）と同程度、またはそれ以上の効率低下を生じているものと考えられる。なお、同図の二つの破線は動翼先端すき間の違

いを補正したものである。動翼冷却空気は、冷却空気通路内で受ける遠心力により、ポンプ仕事としてタービン軸出力の一部を消費する。主流の 2.5 % の動翼冷却空気によるポンプ仕事は、タービン効率の低下に換算すると図 6 0 に示すように設計点で約 1.6 % に相当する。図 6 1 はこ

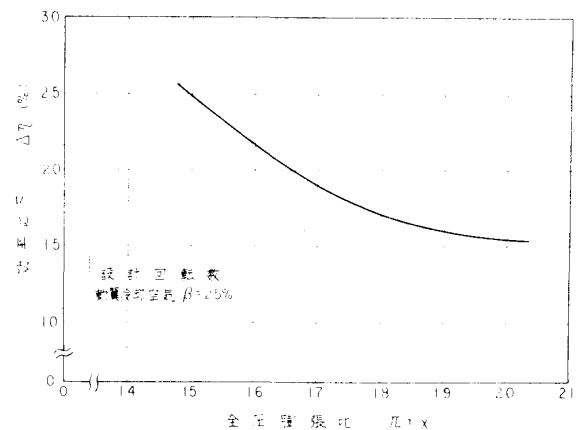


図 6 0 動翼冷却空気ポンプ仕事による効率低下

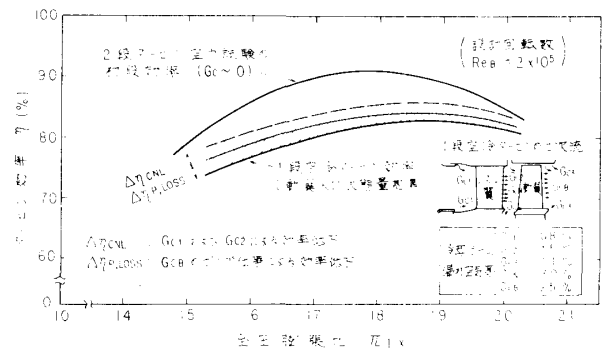


図 6 1 冷却空気等のタービン効率への影響

れ等の結果に基づいて、設計回転数における、冷却時および非冷却時のタービン効率を比較したものである。なお、非冷却時のタービン効率は、前項で述べた 2 段タービンの初段効率であり、冷却時のタービン効率は、動翼入口断面より上流で主流と混合する冷却空気および漏れ空気はすべて作動ガスの一部と見做してある。同図の $\Delta\eta_{P,loss}$ および $\Delta\eta_{CNL}$ の修正後の効率差は、主にノズル翼冷却空気（タービン入口主流の約 3 %）による影響と考えられる。

8-3 高温試験機内のフィルム冷却翼の冷却効率 空冷タービン翼の温度分布や冷却効率は第二報に述べたように二次元翼列試験により詳細に求めているが、これと同時に実機エンジンでの作動状態を推定する資料を得るために、高温試験機による実験でタービンノズル翼および動翼の温度測定を行なっている。以下に示すのはフィルム冷却を適用した翼の冷却効率測定例である。冷却構造は第一報表3に示したN32, N33ノズル翼とR31動翼で、現在までN32及びR31の実験結果を得ている。N32は二次元翼列試験におけるCT-3に対応し、R31はCT-42に対応している。

本高温試験機の冷却空気は燃焼器ライナーをバイパスした圧縮機出口相当空気を用いており、冷却空気流量の外部制御は行っていない。各翼の設計点冷却空気流量は主流流量に対し、N32が3.5%, R31が2.5%である。図62はノズル翼と動翼の温度を計測するための熱電

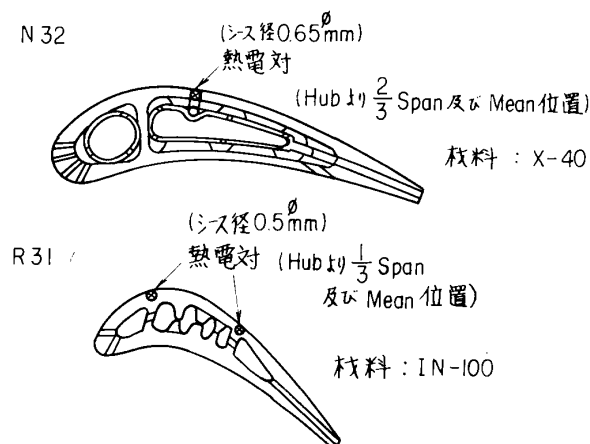


図62 タービン翼と熱電対取付図

対取付状態を示す。N32, R31のX線写真は第一報の図6, 図7に示した。実験は入口ガス温度900℃~1200℃, 全圧膨張比1.5~2.1, 修正回転数の設計値との比70%~110%の範囲で行った。

図63, 図64, 図65, 図66が両翼の実験結果であり、タービン入口ガス温度は断面平均値である。図63は温度比 T_g/T_{ci} に対するN32の η 値の変化を示す。この実験範囲では T_g/T_{ci} の影響をあまりうけないことを示している。図64はN32のレイノルズ数 Re

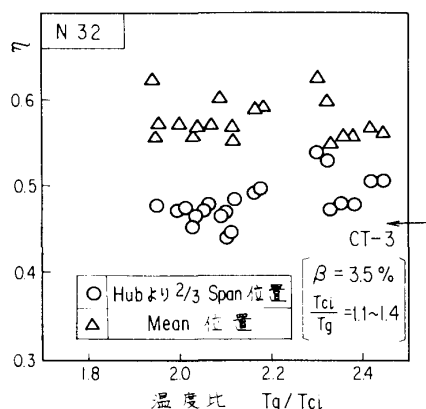


図63 N32の温度比 T_g/T_{ci} による η

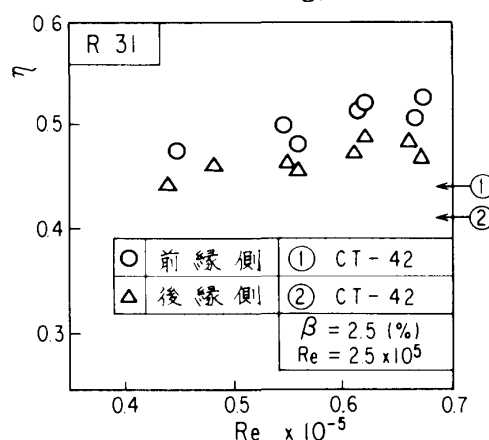


図64 N32のレイノルズ数による η

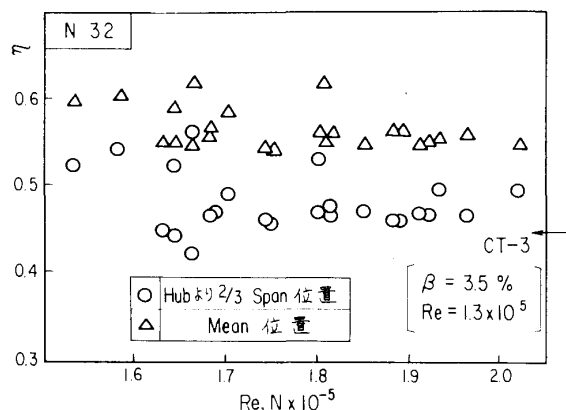
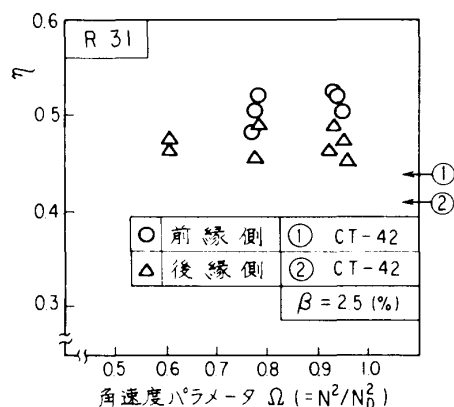


図65 R31の角速度パラメータによる η

($=U_2C/\nu$)による η の値である。両図には低速翼列CT-3の実験結果を併記した。図65はR31の角速度パラメータ $\Omega = N^2/N_0^2$ (N : 回転数, N_0 : 設計点回転数) による η の変化を示し、図66は Re に対する η の値を示す。 η は Ω の影響を受けず Re と共に僅かながら増大する傾向であり、前縁側の方が後縁側より高い η

図 6 6 R 3 1 のレイノズル数による η

となっている。

また、動翼 R 3 1 に対して回転試験の作動状態における冷却通路各部の温度、圧力、平均熱伝達率を計算により求めた。これにより冷却空気流量と前縁側、後縁側、翼先端部への流量配分、翼平均冷却効率等を得て各種実験値との比較、冷却構造の改修に際しての資料とした。図 6 7 に R 3 1 の冷却構造と通路番号を示し、結果の一例として R 3 1 の設計条件における温度場を図 6 8 に示す。この場合の平均冷却効率

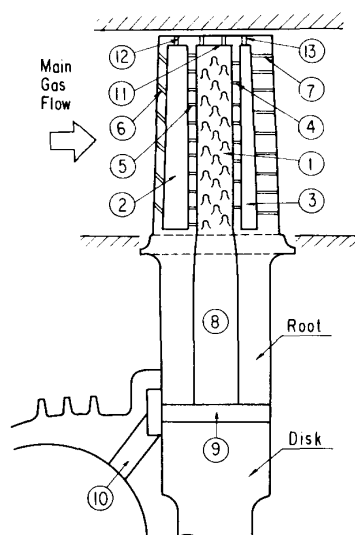


図 6 7 R 3 1 の冷却構造と通路番号

翼外表面でのフィルム冷却による効果を考慮しないとき $\eta_m = 0.357$ であった。

9. おわりに

以上三報にわたって航技研における高温ター

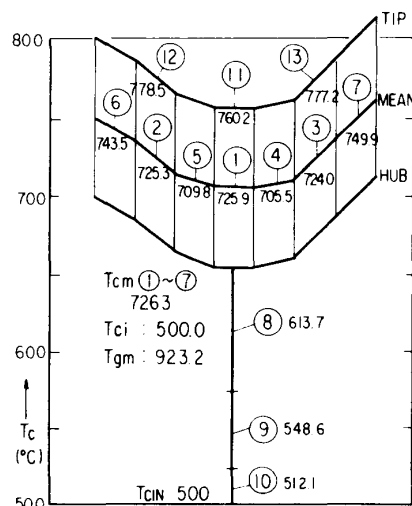


図 6 8 温度場の計算結果 (番号は図 6 7 の通路番号に対応する)

ビンの研究の概要を述べたが、研究の多くは推力 5 トン程度のターボファンエンジン用高圧タービンの空冷化を目的としたものである。7 年間に及ぶ研究の頭初から比べると、400℃近いタービン入口ガス温度の高温化が達成され、研究開発中の推進用ターボファンエンジン FJR-710 にも適用されて現在順調に運転されているが、翼サイズの小さなこのクラスの航空用エンジンでさらに高温化を進めるためには、耐熱材料の開発や、高温部材の製作加工技術の一層の進歩と共に、より多くの研究の蓄積が必要である。

既に述べたように、タービンの空冷化によって航空用エンジン性能の改善を実現するためには、極めて広範囲の研究と多大な費用、労力を要するため、数多くの未解決な問題と改善の余地を残しており、読者諸兄の御指導を期待する次第である。

10. 感謝

本研究を進めるにあたり当研究所原動機部の西尾健二原動機制御研究室長、鈴木邦男燃焼研究室長の技術的な御指導と小倉五郎技官始め空気源関係者の御協力を得ました。又、試験機の製作にあたられた石川島播磨重工業株式会社航空エンジン事業部及び小松ハウメット社等多くの関連会社の御協力を得たことを附記して感謝を表します。

おわり

1.1. 航技研で発表した文献

＜基礎＞

1. 高原他, 高温タービンに関する二三の問題, 日本ガスタービン会議第一回講演論文集(昭48)
2. 高原他, HIGH TEMPERATURE TURBINE RESEARCH AT NAL IN JAPAN, ASME GT-16(昭49)
3. 山本他, タービンの冷却空気流量とターボファンエンジンの特性に関する一考察, 日本機械学会, 第10回航空原動機講演会(昭45)
4. 山本他, 空冷タービンの空力性能に及ぼす冷却空気の影響, 日本機械学会, 第14回航空原動機講演会(昭49)
5. 高原他, 冷却タービン翼のスパン方向効率分布と翼寿命に関する一考察, 日本機械学会, 第13回航空原動機講演会(昭48)
6. 吉田他, 冷却タービン翼の非定常熱応力軽減について, 航技研報告TR-364.(昭49)
7. 吉田他, 空冷タービン翼の構造について, 日本機械学会九州支部佐世保講演会(昭49), 日本機械学会講演会講演論文集No.718-2
- 8,9 西村, GREEN関数をラプラス方程式に適用した解法による冷却タービン翼の温度分布, 航技研報告TR-234, TR-297.(昭46, 昭47)
10. 西村他, 曲面壁上の噴流に対する噴出孔形状, 配列の効果について, 航技研資料TM-195(昭49)
11. 高原他, 一様流中に置かれた円柱の単一孔よりの吹出し吸込特性, 日本機械学会第14回航空原動機講演会(昭49)
12. 佐々木他, タービン翼の前縁吹出しフィルム冷却に関する基礎実験(I)前縁附近にあげた円孔列からの吹出し, 航技研報告TR-371(昭49)
13. 佐々木他, 前縁部吹出しによるタービン翼のフィルム冷却について, 日本機械学会九州支部佐世保講演会(昭49)
14. 佐々木他, 前縁部冷却空気孔からの吹出し流れの可視化, 流れの可視化シンポジウム(第2回), (昭49)

＜翼列＞

15. 高原他, 冷却タービン翼列に関する二三の問題, 日本ガスタービン会議第二回講演論文集(昭49)
- 16,17 吉田他, 高温タービンノズル翼二次元翼列試験第一報, 第二報, 航技研報告TR-231, TR-232.(昭46)
18. 吉田他, A TWO-DIMENSIONAL CASCADE TEST OF AN AIR-COOLED TURBINE NOZZLE, JSME-13(昭46)
19. 吉田他, 高温タービンノズル翼の二次元翼列試

験(フィルム冷却の場合), 日本機械学会第14回航空原動機講演会(昭49)

20. 坂田他, 高温タービン動翼の第一次翼列試験—空力性能と冷却性能—日本機械学会内燃機関講演会(昭49)
21. 坂田他, 前縁部吹出しを伴うフィルム冷却タービン翼の低速翼列試験—前縁部吹出し流量特性—日本機械学会九州支部佐世保講演会(昭49)
22. 荻田他, 冷却タービン翼の高速翼列試験, 第一報, ノズル翼, 日本機械学会51期秋期大会(昭48)
23. 荻田他, 冷却タービン翼の高速翼列試験, 第二報, 動翼, 日本機械学会内燃機関講演会(昭49)
24. 荻田他, 冷却タービン翼の高速翼列試験, 第三報, 前縁近傍圧力分布, 吹出特性について, 日本機械学会九州支部佐世保講演会(昭49)

＜回転試験＞

25. 能瀬他, EXPERIMENTAL RESULTS OF FULL SCALE AIR COOLED TURBINE, ASME GT-116(昭50)
26. 山本他, 空冷軸流タービンの空力性能に関する研究, 第一報, 空力タービンの設計および全体性能に関する実験的研究, 航技研報告TR-321(昭49)
27. 山本他, 二段空冷軸流タービンの空力性能に関する研究, 日本機械学会51期全国大会(昭49)
28. 能瀬他, 高温タービン第一期試験体の空冷試験, 日本機械学会第13回航空原動機講演会(昭48)
29. 能瀬他, 高温タービン第二期試験体の空冷試験, 日本機械学会九州支部佐世保講演会(昭49)
30. 能瀬他, 高温タービン第三期試験体の空冷試験, 日本機械学会第14回航空原動機講演会(昭49)
31. 高原他, 高温タービン試験設備及びその計測装置, 航技研報告TR-282(昭47)

＜追加＞

32. 佐々木他, 前縁部吹出しフィルム冷却に関する基礎実験(空気孔, ピッチおよび吹出し位置の影響), 日本機械学会, 第15回航空原動機講演会(昭50)
33. 佐々木他, 前縁部冷却空気孔からの吹出し流れの可視化, 流れの可視化シンポジウム(第3回), (昭50)
- 34,35. 吉田他, 三次元中空光弾性模型の製作法と冷却タービン翼の遠心応力解析, 航技研報告TR-427, 第7回応力ひずみ測定シンポジウム(昭50)
36. 能瀬他, 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, 日本ガスタービン会議第三回講演論文集(昭50)

北米に於ける航空用ガスタービン製造業について

ユナイテッド エアクラフト オブ
カナダ リミテッド 空力技術課 吉 中 司

1. はじめに

渡加し、United Aircraft of Canada Limited (以下UACLと略記)に勤めて早や7年が過ぎてしまった。この間、カナダ人のみならずアメリカ人技術者にも会う機会を重ね、北米企業の特徴の一端を知る事が出来た。今回、本誌の紙面を借りて、此等を、筆者の職業柄、航空用ガスタービン製造業(以下AGTメーカーと略記)に的を絞って記す事にした。

先ず、ビジネスとしてのAGT産業の性格を展望し、次いで其処に見られる活発な研究・開発活動の内容と進め方を述べる。その後、北米企業特有の雇用制度と労使関係についても簡単に触れる。なるべく多くの定量的裏付けを用いる様努めたが、AGTメーカーのみを抽出したデータが得られなかったり、種々の理由でデータを示し得なかった点が幾つか在る事を、予め断って置かねばならない。

2. ビジネスとしてのAGT製造業

物心が附いてみると戦争の最中で、飛行機の恐さを知っていた筈なのに、その魅力に取付かれたのは筆者だけでなく、大学の同期生の中に多く居た。週刊紙を開いても航空宇宙産業は現代の花形産業の一つであり、将来、更に発展を約束されている有望株とある。こうした因果でAGTは現代花形産業の片棒を担っている訳だが、本当の姿はどうだろうか。先ず図1を御覧戴き度い。此処には米国AGTメーカーの売り上げが示されている。比較の為に、米国全製造業の売り上げ総計と両者の比率もプロットされている。全製造業の売り上げは、1970年代初頭の景気後退時足踏みしたとは言え、着実に伸びている。一方、AGTメーカーの売り上げは一般の経済成長とは必ずしも一致せず、特に、記録的な売り上げを示した1970年から2年

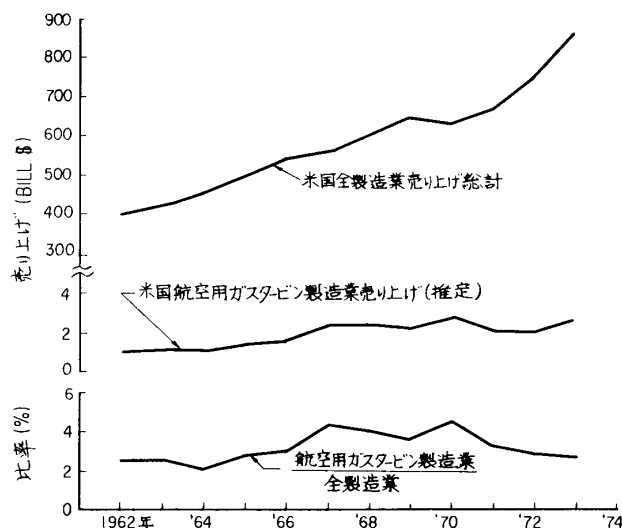


図1 米国AGTメーカー売り上げとその全製造業売り上げに対する比率

後には、30%の売り上げ減となっている。AGTメーカーの全製造業売り上げへの貢献は不安定で、1962年に、25%だったのが1967年には、4%を越える迄成長し、以後伸び悩み、1970年を峠に1972年には、3%を割っている。次に利益率はどうか。AGTメーカーのみのデータが入手出来なかったので正確な考察は出来ないが、AGTメーカーの利益率は航

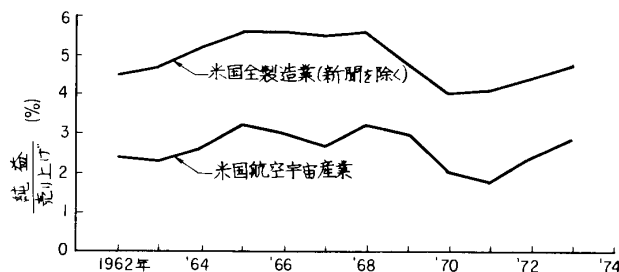


図2 米国航空宇宙産業の純益の売り上げに対する比率

(近く、プラット エンド ホイトニー エアクラフト オブ カナダ リミテッド に社名変更の予定)

(昭和50年5月19日原稿受付)

航空宇宙産業全体の値(図2)と大差ないので、後者のデータで推定する。それによると、純益は売り上げの3%を大巾に越える事は無く、1971年には2%以下に落ち込んだ。これを全製造業の値と比較すると、如何に利が薄いか判る。エンジンの生産台数については、軍事用エンジンの最近のデータが得られなかったので、図3に、参考データとして示して置くに留める。

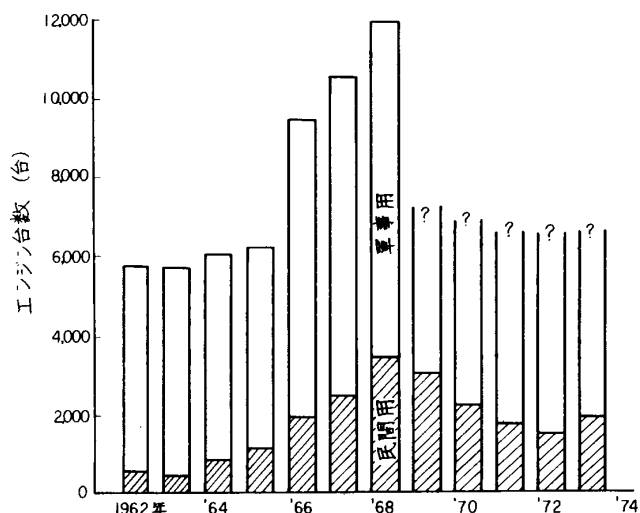


図3 米国AGTエンジン生産台数

AGT製造業を含め、航空宇宙産業は技術競争の厳しい産業と言われている。そこで、それを確認する為に、研究・開発費の売り上げに対する比率を図4に示した。航空宇宙産業では売り上げの20~25%が研究・開発に充当されて居り、比較の為に示した全製造業全体の値の、

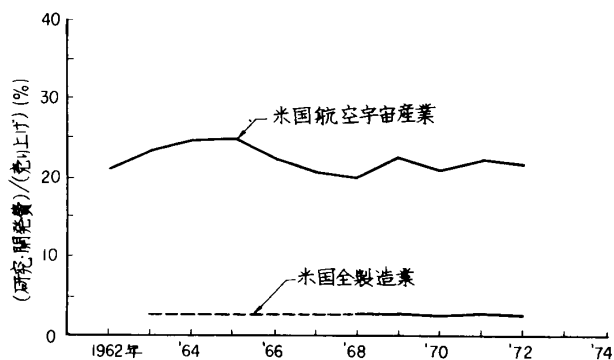


図4 米国航空宇宙産業における研究・開発費の売り上げに対する比率

何と10倍にも達している。筆者の見聞した限りでは、此の20~25%と云う値はAGTメーカーにもほぼ当てはめられる。航空宇宙産業の研究・開発密度が何故これ程高いのか。幾つか考えられる理由の中で次の3つが重要と思われる。

- (1) 国防との深い結び付き。特に米国の場合、兵器の技術的リードに対する政府(軍を含める)の要求が強い。
- (2) 薄利産業の常として市場獲得競争が厳しく、これが研究・開発活動を高めている。
- (3) 航空宇宙産業は、米国及びカナダの有望な輸出産業である為、(1)の理由と相伴して、政府から企業への研究・開発に対する経済援助が多い。これは企業主には魅力であり、研究・開発活動が促進される基になっている。政府及び私企業の、航空宇宙技術研究・開発に対する支出を図5に示す。

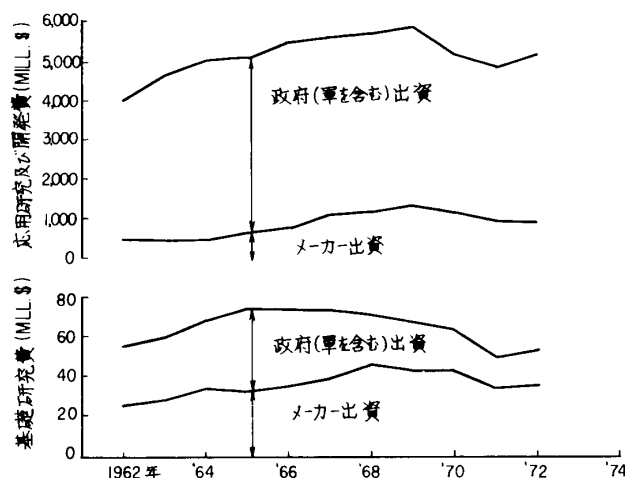


図5 米国航空宇宙産業の研究・開発費と資金源

此の様に、不安定な市場に加えて厳しい技術競争に、一体どれ程のメーカーが生き残って来たか。1958年当時と1975年4月現在を比較すると表1の様になる。此の表には参考の為、英国のデータも加えてある。過去17年間に、北米のAGTメーカーは半減してしまった。此等のメーカーが如何にして生き残れたか。表2に現在の米国主要AGTメーカーの親会社と、そのAGT以外の主要製品又は事業内容を掲げ

表1 北米及び英国の主な航空用ガスタービンエンジン製造会社

国 名	1958年	1975年4月現在
米 国	AiResearch Manufacturing, Garrett Corp. Allison Div., General Motors Corp. Boeing Airplane Company, Industrial Prod. Div. Continental Aviation & Engineering Corp. Fairchild Engine & Airplane Corp. General Electric Co., Aircraft Gas-Turbine Div. Lycoming Div., Avco Corp. Pratt & Whitney Aircraft, Div. of United Aircraft Corp. Westinghouse Electric Corp., Aviation Gas-Turbine Div. Wright Aeronautical Div. 計 10社	AiResearch Manufacturing Co. of Arizona, Garrett Corp. Avco Lycoming Engine Group, Avco Corp. Detroit Diesel Allison Div., General Motors Corp. G.E. Aircraft Engine Group, General Electric Co. Pratt & Whitney Aircraft, Div. of United Technologies Corp. Teledyne CAE Div., Teledyne Inc. 計 6社
カナダ	Canadian Pratt & Whitney Aircraft ORENDA Engines 計 2社	United Aircraft of Canada Ltd. (to be changed to Pratt & Whitney Aircraft of Canada Ltd.) 計 1社
英 国	Armstrong-Siddeley Motors Blackburn Engines Bristol-Aero Engines De Havilland Engine Co. D. Napier & Son Rolls-Royce 計 6社	Rolls-Royce (1971) Ltd. 計 1社

表2 米国の主な航空用ガスタービンエンジン製造会社とその系列及びAGT以外の主要製品

社 名	親 会 社	系列会社の主要製品
AiResearch Manufacturing Co. of Arizona, Garrett Corp.	The Signal Companies Inc.	トラック, 航空機用部品及びシステム
Avco Lycoming Engine Group	Avco Corporation	金融, 各種測定機器
Detroit Diesel Allison Div.	General Motors Corporation	自動車, 機関車
G.E. Aircraft Engine Group	General Electric Company	重電及び軽電機器
Pratt & Whitney Aircraft	United Technologies Corp.	自動車用電装品, ヘリコプタ, 航空機用システム
Teledyne CAE Division	Teledyne Incorporated	制御システム, コミュニケーション機器, 保険

た。これから明らかな様に、現在生き残っているAGTメーカーは、リスクの高い研究・開発に多額の出費を惜まず、少なからず生じる研究・開発活動の損失を充分補える程、企業が大型で、謂ゆる安定産業に深い根を下している。他社に比べ航空宇宙産業に重みを置いているUnited Technologies Corporationでさえ、実現はしなかったが歴史的な大合併と騒がれたThe Signal Companies Inc.との合併交渉、最近のEssex Internationalの吸収、Power Utility Division（出力100MWのFT50開発）やHamilton Test Systems, Inc.（電子計算機による自動車の性能分析装置の開発）の誕生、更にUnited Aircraft CorporationからUnited Technologies Corporationへの社名変更と、事業の多角化に懸命である。

此の様に、AGTメーカーは、一方では市場の維持、拡大の為に研究・開発への多額の投資を必要とし、他方では投資に対する低い見返り、場合によっては損失に耐えねばならないのであるから、研究・開発活動への投資効率に対する検討はAGTメーカーにとって最も重要なオペレーションの一つとなっている。下に研究・開発への投資効率を高める為の典型的な方法を幾つか挙げよう。

(1) 徹底的且つ継続的な市場調査。新しいエンジンを開発して市場に送り出すには5年と云う年月が必要である。従って開発決定時には、5年後及びそれ以後に於て、市場が其のエンジンを望み、又、市場が充分大きい事が判っていなければならない。此の市場予測は、市場のプライオリティが猫の目の様になるので極めて困難であるが、同時に、それ丈余計重要になる。

(2) 企業全体としての正確な収支計算。市場調査によって、或る種のエンジンの開発が正当化されたとしよう。其の場合、現在生産中のエンジンを、新しいエンジンの仕様に合う様設計変更するか、又は新規エンジンを開発するか、検討されねばならない。最終的に採用されるエンジンは、意外に、前者である場合が多い。その理由は、エンジン本体の開発と工具及び生産ラインの変更が小規模である、新規エンジンに多く見られる初期トラブルが少ない、サービス

網の再整備やユーザーの再教育も最少限で済む、等である。加えて、其の形式エンジンの総生産台数を増す事が出来、量産効果を期待できるのみでなく、部品の売り上げやオーバーホール作業による安定したビジネスを望める。尤も、既製エンジンの設計変更には自ら限界があるので、既製エンジンに固執し過ぎると、新しく得られた研究成果を充分応用する事が出来ず、従って、期待通りの性能向上が得られず、やがては競合メーカーのエンジンに市場を譲って行く事となる。此処に既製エンジンの設計変更を押し進めるか、新規エンジンの開発に踏み切るかの決定の難しさがある。

(3) 軍事市場と民間市場の均衡。軍用エンジンの開発に対しては、政府が資金を供給するので、開発に当って経済的なリスクは無いが、有っても低い。併し軍事市場は元来不安定である。一方、民間市場は相対的に安定しているが、開発費は建て前としてエンジン・メーカー持ちであり、メーカーにとってはリスクが高い。そこで双方の市場をメーカーにとって都合の好い様なバランスに保つ、と云う方法が取られる。これによって、安定したビジネスが出来る丈でなく、軍用として政府資金で研究・開発した設計・製造技術の民間用エンジンへの応用や、軍用エンジンの最少限の社内投資による民間用としての転用開発が可能となる。此の技術の応用の恩恵を受けていない民間用エンジンは皆無さえ云えよう。又、GE社のCF6エンジンは転用エンジンの一例である。

(4) 他社との共同開発。これは最近現れた経営戦術であり、市場獲得競争を減らし、開発費とエンジン生産を分担し、且つ、エンジン生産台数を多くする事が出来る利点を持つ。GE社とフランスのSNECMA社、及びPWA社とドイツのMTU社、イタリアのFIAT社、ALPHAROMEO社の10tファンジェット・エンジンの共同開発に此の例が見られる。

こう見て来ると、ビジネスとしてのAGT産業は、リスクの高い、安定性の低い、利の薄い、ジャーナリストには申し訳けないが魅力の乏しいものと言わねばならない。

3. 企業研究の内容

企業研究を一言で言えば、科学者がその高邁な精神の下に人智を尽して解明した自然現象を用いて、金儲けを企む技術者集団の活動である。企業研究は周知の如く、応用研究と基礎研究とに分けられる。前者は、現在の製品の商品価値向上に結び付くものと、将来、現在の製品に取って代る丈でなく、競合メーカーの市場をも奪うに十分な価値を持った製品の開発に必要なもの、の二つに限られ、企業研究の主要部分を占めている。従って、マーケティング、フィールド・サービス及び生産ラインからの情報は敏感に研究に反映される。又、研究成果は開発中や生産中のエンジンで試験され、価値が認められれば早急に実用化される。

上記の様に、応用研究にとって、純粋な科学研究の成果は用具である。唯、企業研究者にとって不幸な事に、適切な用具の無い場合が多々ある。そこで、スパナで釘を打ってみたり、裁縫鋏でブリキ板を切る技が必要となる。経験を積むと、こうしたスパナや鋏の使い方もうまくなるものであって、当座の間に合わせとしては、此の方法は肯定されるべきであろう。但し、此の方法は過去のデータや大胆な仮定に頼るのであるから、例え無難な物は使われても、此の方法に依存する限り、技術上の飛躍を望む事は出来ない。長い目で見れば、其処に基礎研究の必要性があり、企業の技術競争が厳しくなる程、業界全体の技術水準が高くなる程、応用研究の用具作りとしての基礎研究は重要になる。

表3 UACLに於ける主な研究項目

課	主な研究項目
空気力学	<ul style="list-style-type: none"> ○ 軸流及び遠心圧縮機 ○ 軸流及び輻流タービン ○ 燃焼、排ガス ○ 騒音 ○ 二相流
応力・振動	<ul style="list-style-type: none"> ○ 回転体の応力、疲労 ○ 静止体の応力 ○ 回転体の振動

具体的な研究項目は各社によって異なるので、此処ではUACLのそれを一例として表3に挙げる。UACLは北米AGTメーカーの中では中型であり、又、系列のPWA社の技術を比較的自由に入手出来るので、競合メーカーに比べると研究内容は豊富では無い。

4. 開発組織と仕事の流れ

エンジンの開発には多額の費用、数年にわたる年月、そして多くの労力を必要とする。例えばUACLでのPT6の開発には、開発決定から型式証明を取る迄に5年かかり、1万2千時間のエンジン試験が必要であった(図6)。JT

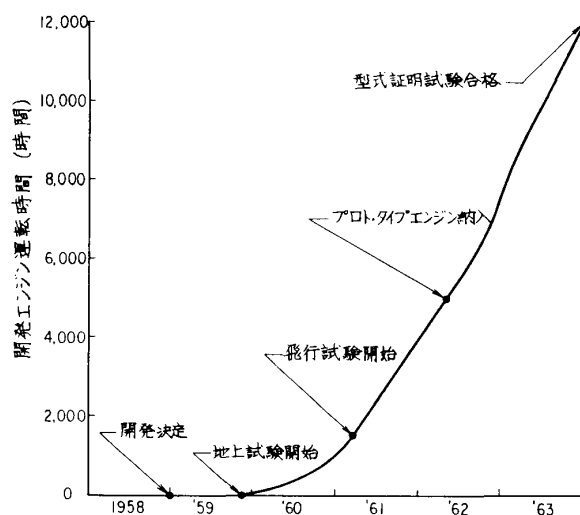


図6 PT6開発に要した期間と開発エンジン運転時間(開発決定から型式証明試験合格まで)

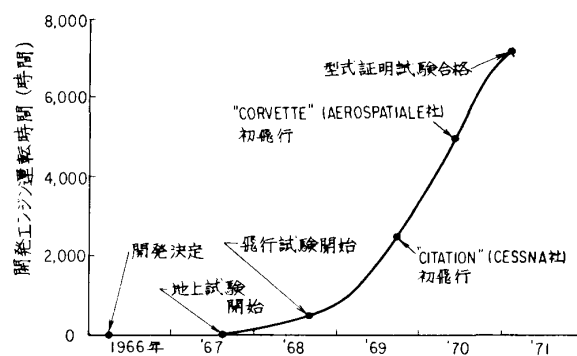


図7 JT15D開発に要した期間と開発エンジン運転時間(開発決定から型式証明試験合格まで)

15Dの開発に於ても、PT6で得た経験と比較的少ないエンジン部品数にも拘らず、5年足らずの期間が費やされ、エンジン試験は7千時間を越えた(図7)。まして部品数の多い大型AGTの開発には、莫大な費用がかかるのは明らかである。今年1月、米空軍はGeneral Dynamics社のYF-16を、Northrop社のYF-17をしりぞけて、正式に採用を決定した。YF-16には、F-15用として既に開発されたF-100-PW-100エンジンが使用されているのに対して、YF-17のYJ-101-GE-100エンジンは、更に開発を必要とし、一説によると、型式証明試験終了までの開発費だけで、1億ドルを大巾に越すとされている。此の点はYF-17にとって不利であったに違いない。又、かつてRolls Royce社がRB211の開発費超過に端を発して破産した(1971年)と伝えられているが、他により大きな原因があったにせよ、一つのエンジンの開発結果次第で、企業が致命的な打撃を被る程になっているのは確かである。従って、メーカーは開発決定に対してと同様に、開発の進め方についても非常にクリティカルになる。

AGTメーカーの製品開発の組織と進め方の典型的な例を次に述べよう。此のパターンはAGTメーカーのみならず、高度の技術を要し、技術革新の速度の高い産業一般にあてはまる。北米企業の内部組織は、一般に仕事の細分化と専門化を基礎にしている。従って、タービン・ブレード一つ設計するのに、空力、応力・振動解析、材料、機械設計、生産技術、と言った数多くのグループの協力が必要となる。言い換えれば、此の組織の下では、どのグループも夫々の狭い専門分野内のみの仕事に従事する訳であり、製品全体を見渡す事が出来ない。そこで、どうしても「取りまとめ役」が必要となる。その為のグループがプロジェクト・グループである。

プロジェクト・グループの最高責任者であるプロジェクト・エンジニ

アは、顧客との技術折衝、開発予算の編成、図面の最終承認、開発方針決定と言った、エンジン開発に関する全ての責任と権限を与えられるので、ジェネラリストであるだけでなく、技術的な問題に対する鋭い洞察力と、迅速で正確な判断力を要求される。開発のフロー・チャートに示した様に、開発はプロジェクト・グループが中心となって行われる(図8)。エンジンの設計は、プロジェクトの要求によって、空力、応力・振動解析等、謂ゆるスペシャリスト・グループの協力の下に為され、最終的に機械設計・製図グループで図面化される。試験はプロジェクトの要求で試験課で為され、そのデータは、各スペシャリスト・グループに送られる。プロジェクトは、スペシャリスト・グループから試験結果と其処に現れている問題点に対する意見を聴き、次のステップを決定する。此等は全てプロジェクトの編成した予算内で行われる。

極く最近、米国の或るAGTメーカーが、試験的に、機械設計技術者に従来の責任範囲を越え、応力や熱伝達計算をもやらせると言った形でエンジンを設計し、大成功を収めたと聞く。仕事の専門化、細分化による長所のみを見て来た北米AGTメーカーにとって、価値のある忠告と言えよう。

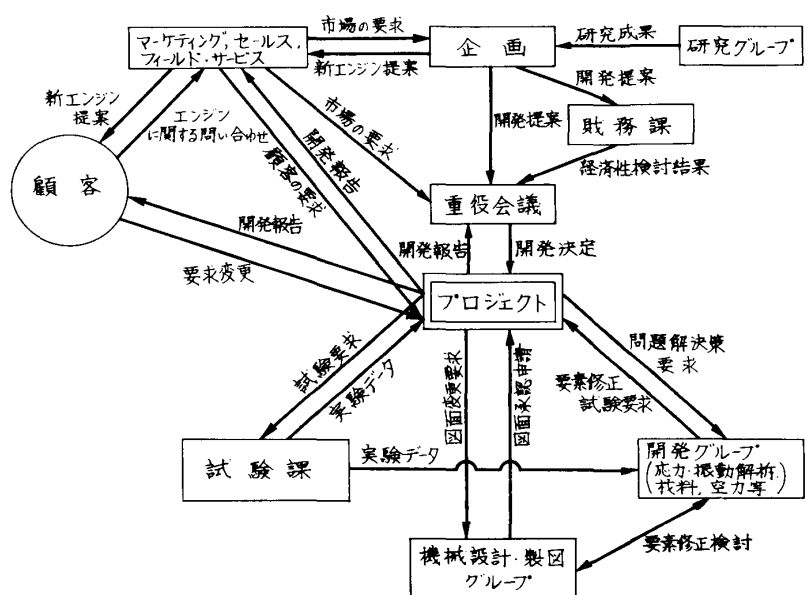


図8 開発のフローチャート

5. 雇用制度

北米の雇用制度は、周知の如く、日本で見られる終身雇用制ではない。雇用者側及び被雇用者側の都合で、比較的自由に解雇や自己都合退職が出来る。雇用者側は、仕事の全体量の安定と、社内での人事異動で、職の安定を計っているが、経費削減は、即、人件費削減に結び付く結果、北米企業の従業員は潜在的に職の不安定性に脅かされている。此のクールな経営政策は、逆に、従業員を企業に対して淡泊にして居り、従ってマンパワーは常に流動する事になる。一例を図9に挙げる。此処には米国AGTメーカー

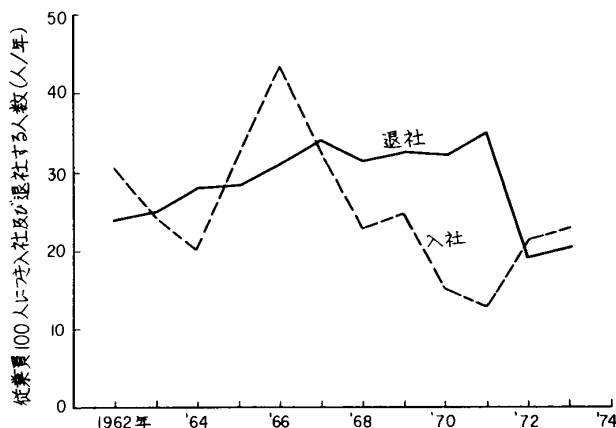


図9 米国航空用エンジン及び部品メーカーの労働力変動

従業員100人につき、毎年何人が入社し、又は退社するかが示されている。此のグラフで見える限り、3年から5年経つと社内の顔振れが変わる事になる。実際は此程極端ではなく、短期間(勤続3ヶ月～5年)の勤務転社して行く者と、長期勤続者とに分かれている様である。尚、図9の退社には、自己都合退職以外に、解雇と免職も含まれている。

自己都合退職の理由は様々であるが、

- (1) 経験や知識を広める為。
- (2) 現在、正当な評価を受けていない。
- (3) 会社の将来に希望が持てない。

がその主なものである。尤も、上司には、(2)及び(3)は表明されない様であるが、これは、将来

その会社に戻って来る機会がある場合を考えての事、と思われる。

こうした雇用制度の中で、その会社の技術水準を維持し向上させて行けるのは、次の理由による。

- (1) 有能な技術者の速かな昇進昇給。
- (2) 40才台以上の技術者の転職率減少と言う統計的事実。
- (3) 他社の有能な技術者への職の提示。

6. 労使関係

北米AGTメーカーでは、職員は筆者の知る限りでは労組化されていない。工員の労組化された会社でも、組合員に成るか否かは各自の意志に任されている場合が多い。どうも筆者の聞くところでは、労組化するぞ、するぞ、と会社側を脅して労組化していない会社の従業員が最も良い労働条件を得ている様である。

組合は、それ自体、独立した組織であり、大きな組合になると、一寸した会社より政治的にも経済的にも大きな力を持っている。従って、こうした組合は、会社とのナレアイが無く、健康的で、組合員にとっては好ましい筈なのであるが、実際には色々問題を持っている。その中でも極めて重要なのは、「会社は存続せねばならない」と言う最も基本的な点での一致が無い、と言う事である。その為、組合員の為の筈であるストが、結局はその会社の市場占拠率の低下、更には破産すら招く事となり、組合員の失職に結び付いている。

7. あとがき

北米のAGTメーカーにつき、企業の性格と研究・開発活動を中心に、その特色を略記した。その中で明らかになった様に、AGTメーカーでは研究・開発活動の密度が極めて高く、それ故、メーカーのみならず、政府からの多額の且つ継続的な研究・開発資金の供給が必要である。これは、換言すると、研究・開発技術者に与えられる責任の大きい事を意味している。本文には書かなかったが、技術の核になっている技術者は、正に「ガスタービンの虫」であり、此の点は洋の東西を問わない様である。

北米企業の雇用制度と労使関係は、筆者の様に日本企業の空気を吸った者には極めて奇異に

感じられ、それ丈に、其等について書く事も多いが、紙面の都合で、大部分を割愛した。

参考文献

- (1) Aerospace Ind. Assoc. of America
Inc., 1974/75 Aerospace Facts

and Figures, (1975), McGraw-Hill Pub.

- (2) UACL, 47 Ans de Progres, (1975), UACL.

- (3) Statistical Abstract of the United States, (1973), U.S. Dept. of Commerce.

法人化の現況

本日本ガスタービン会議を文部省の社団法人にしようとする準備がすゝめられていますことはすでにこれまで会報などを通じ会員の皆様にお知らせして参りました。

その後、同省との折衝を通じ、次第に具体化しつつあり、早ければ来春には法人化の見通しが立つ状況になつて参りました。

このためには、現日本ガスタービン会議の代わりに社団法人になる新組織を設立し、新たに定款を定めるなどして、ここに移行するための措置を講じなければならぬと考えられます。また、この新組織設立に際しては、総会を開き会員のご承認をうける必要が生じるかとも思いますが、現在幹事会などでその具体策を検討中であります。

以上のような現状ですが、法人化については会員の皆様の一層のご理解が必要と思いますので何卒ご協力を賜わりますようお願い申し上げます。

(法人化特別委員会)



ホイットル自伝より（続）

慶応義塾大学工学部
小茂鳥 和 生

Free vortex blading

ここで少しさかのぼるが、2・3の技術的な問題を紹介しよう。ホイットルは単に、「物だけを作ろう」と猪突したのでも、思いつきだけの「発明屋」でもなく、勝れた研究者であり、技術者でもあったことがわかるであろう。

1937年の末、試作エンジンの性能を検討し、タービン改造の為の計算をしていた彼は、計算値がB・T-H社の示す値と全く合わないで考えあぐねていた。

『或る朝、私は何気なくB・T-H社の技師に、ガスがノズル環を出ていく際、翼の根本側と先端側との圧力差を彼等の設計ではどの位にしているかと質問した時、私の疑問は氷解した。彼はその質問に大変驚いた様子で、圧力は一定としていると答えた。遠心力の為にかなりの圧力差が存在していることを指摘して私の計算を見せたところ、彼はすぐに“改宗”して、驚いたことに私がタービン設計についての革新的な大発見をした、と言うのであった。』

これは今日ではどの教科書にも出ているfree vortex designの“発見”であった。ところが2, 3の理解者を除いてこの理論は強力な反対と憤激をかった。

『長年の間タービン設計の専門家として通ってきた人達に向って、一介の若い“素人”が、これまでの方法が出発点から間違っていると言うのだから、誰だって愉快に感ずるはずはなかった。私は板金細工でノズル環を作らせ、圧縮空気を用いて実験してみたところ、私の計算は全面的に立証された。……この論争の最中、一人のひょうきん者がこんな詩のようなものを駄句った。

或る日、蒸気が“ノズル”を過ぎて、
角を曲って、言う声聞けば、
「おいらは“渦”の中まで行くとさ、
よい実を花を、穫り入れるのさ。」

古い蒸気は、ぐるぐる、ふらふら
ねじられ、ひねられ“バケット”去った。
それも何ゆえ、ぶつぶついうて、
“渦”の世の中みとめぬからよ。

“渦”の前では、くしやみをするな、
“渦”のことでは、ぐずぐずするな。
高い効率お望みならば、
“渦”ども使って、デザインめされ。*

これらの意見のくい違いは大ていはB・T-H社の技師たちと、私自身の経歴の大きな相異によっていた。私は軽量と精度に重点を置いて考えるように訓練された航空技術者であり、ケンブリッジにおいて、航空力学の研究に携わった経験を持っていた。……また私はこれらのことを同時に操縦士としての眼を通して見ていたのである。だがB・T-H社の技師達は全く違った伝統の下ではぐくまれてきたのである。彼等の概念は発電所の大きなタービンのように、数トンにも及ぶ巨大な鑄造、鍛造品を作り出し、それを堅固な基礎の上に据付けるといような仕事にふさわしいものであった。従って彼等にとっては重量をへらすことよりは、製造原価を切り下げることが、はるかに重大事なのである。』

ここには若いホイットルの、新しい技術の開発にたずさわる強い自負がうかがわれる。

Interconnecting tube

燃焼器の環形配置やその内筒を結ぶ連結管

（昭和50年6月23日原稿受付）

(interconnecting tube) もホイットルの“発明”である。1938年の中頃、彼は相変らず燃焼の問題に悩みながら1号機の改造計画を進めていた。

『私は単一の燃焼室を捨てて、10箇の小型燃焼器を用いる計画をたてた。これにより以前よりも一そう小型軽量のエンジンが可能になった。私がこれまで多燃焼室式を避けたのは、全燃焼室を別々に、確実に点火させるには面倒な点火装置を必要とすると考えたからであった。ところが、“連結管”という名案を思いついた。これは内筒同志を細い管で連結するだけのものであるが、これにより初め一つの燃焼器に点火しさえすれば、次々と隣り合った燃焼器に点火が伝ばされていくであろう……。実験の結果は大成功であり、この装置は多缶式燃焼器を用いたエンジン設計の要点として、現在に至るまでなお命脈を保っている。』

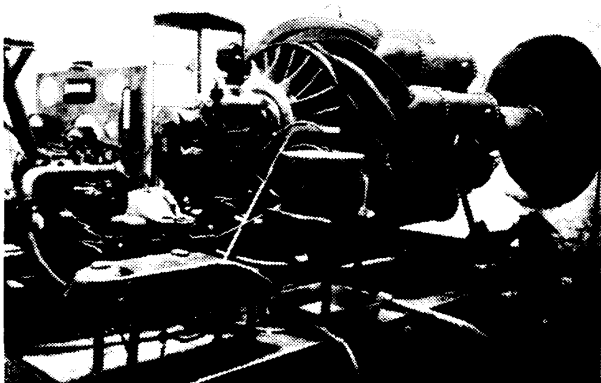


図1 2次改造後の試作エンジン(1938)
左端は始動用10馬力自動車エンジン

Fir tree

試作1号機は1938年10月の第2次改造で図1のように環状多缶型燃焼器をつけ、まさしく航空エンジンと言えるスマートな形になった。そしてこれが原型となって1939年7月頃より飛行実験用のW・1型、続いてW・1-X型が開発された。

『このW・1-X型エンジンではW・1型と基本設計は酷似していたが、性能の大巾に改善されていることが運転してみると直ちに明らかとなった。この理由はタービン翼数を66枚か

ら72枚に増したことによると推定された。これはタービンロータに翼を取り付ける新方法

fir tree型の採用により可能になったのである。余談であるが、この取付法は「生産に適せぬ」という理由で最も酷評を受けたものの一つであったが、今日ではほとんどすべてのタービンに採用されている。』

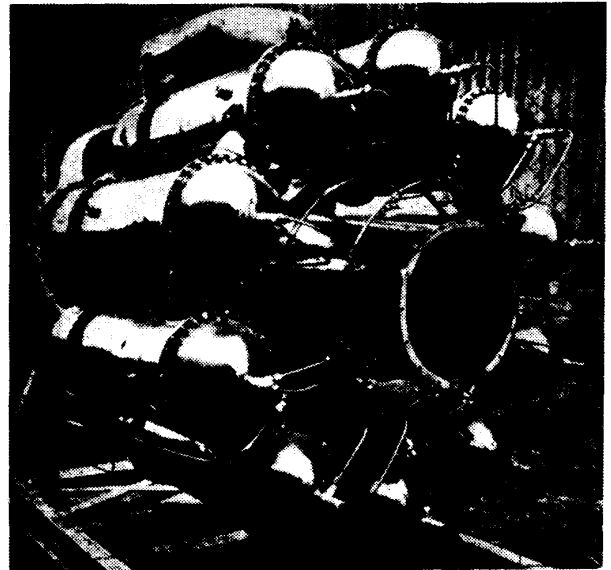


図2 W・1型(1941年4月)

筆者は蒸気タービンのことはよく知らないが、たまたま手許にあった昭和12年版の機械学会編の便覧を見ると、自由渦の考えを入れた設計はどこにも出ていない。翼の固定についてもこば形というのはあるが、fir treeは無い。ところが昭和26年版になるとこれらはいずれもガスタービンの項に記述されている。連結管に至ってはまさしくコロンブスの卵的発明ではあるが、実際場で苦労した人間でないと思ひ浮かばない着想であろう。

燃焼器は最初蒸発式を用いていたが部分的な過熱やカーボン推積に悩まされ、1940年7月になり、シエル石油会社が提案した燃料噴射式によってようやく安定した燃焼が得られた。彼はこれが余程うれしかったとみえて、『この“Shell system”の採用が、エンジン開発の大きな障害であった燃焼の問題に終止符を打つ画期的なものとなった。』

とわざわざこの部分の字態を変えて記している。

1940年になると、推力1600lbをねらったW・2型をホイット自ら設計し始めたが、更にこの年の終りには推力を1800lbに増したW・2-B型の設計に、パワージェットの設計陣の総力を集中した。これはグロスター社で計画中の実用双発激撃戦闘機 Meteor(流星)に装備するためであったが、この型の製作を請負ったローバー社が勝手に設計変更した事などで悶着をおこす一幕がある。この系列のエンジンは激しいサージングになやまされ、ローバー社の納入したものはタービン翼の亀裂、軸受の破損などが続出する。

1942年春にはB型を大巾に改造したW・2/500型の設計に入り、秋に早くも1号機が完成、大成功をおさめた。これは翌43年、W・2/700型へと発展するが、この型が事実上パワージェット社の最後の製品となった。

なお、アフターバーナ、バイパスエンジンなどの後に実用化された技術も当時パワージェット社においてすでに手がけられていたことを記しておこう。

Gloster-Whittle E-28/39

『1939年の末頃試作実験機の設計がグロスター社の手により具体的化し、空軍省の試作番号E-28/39を用いて、Gloster-Whittle E-28/39と名付けられた。

グロスター社の受けた要求は、防空戦闘機として使用出来るように設計せよというもので、W・1型エンジンの搭載が予定され、実験機仕様では総重量2800lbというごく小型のものとなる筈であった。』

機体は1941年初めに完成、W・1-X型を使っていよいよ地上滑走試験の準備が整ったのは4月7日、操縦桿をにぎったのはグロスター社の主席テストパイロットP.E.G. Sayerであった。この日と、翌日にかけて滑走試験と数百ヤードのジャンプに成功し、推力約1000lbのW・1型を搭載した本格的な飛行試験が許可されたのは更にその一ヶ月後であった。

『「夕刻、E-28型機の最初の試験飛行。」1行だけこう記された1941年5月15日付の

日記—これはジェットエンジンの着想を追及して13年、その最高潮の、しかも航空史上をかざる画期的な出来事について私の残した唯一つの記録であった。……………」

E-28型機は滑走路東端に位置し、ブレーキをかけたままエンジンを16500rpmまでふかした。次いでブレーキを緩めると機体は急速に加速し、約600ヤード走った後、滑らかに滑走路から浮び上り、西に向かって数マイル緩上昇を続け、やがて雲の彼方に機影を没した。それから数分間、われわれはただエンジンの滑らかな響きを聞くのみであった。』

「日記のただ一行の記録」は何よりも雄弁に彼の感慨を伝えている。音よりも速く、人間が空を飛びまわるきっかけをつかんだこの日、ホイットル33才であった。

5月21日には空軍大臣始め軍のオエラ方や多数の航空機メーカーの前での公開試験飛行が行なわれ、時速350 mile/hという高速を披露した。この飛行は厳重な機密として行なわれた為、プロペラの無い飛行機を望見した人達の間でさまざまうわさ、珍説、がささやかれた。胴体に内蔵したプロペラで飛ぶ、といったかぶりをする将校、電気掃除機の原理を力説するエンジニアなど、……………」

実は英軍偵察機の撮ったドイツの飛行場の写真の中に、二条の草の焼あとのある滑走路をホイットル自身見出し、あせりを感じたことがあった。事実、戦後明らかになったところによると、世界最初のジェット機の飛行はE-28よりも約2年前、1939年8月27日のハインケルHe 178であった。しかしこれはただ一度10分間程度の飛行に成功したに止まり、その後大した進展を見ていなかった。ドイツのジェットエンジンの着想が先に公開されてしまっていたホイットルの特許によるものか否かはわからない。ただ特許内容がドイツの技術雑誌に掲載されたことのあるのは確かであった。

確 執

1940年以来、Rover社がジェットエンジンの試作を分担していたが、最初から参加していたB・T-H社を交えて様々な確執が生じる。さらに初飛行の成功後はRolls Roysまでが食

指を動かし、de Havilland, Armstrong Siddeley など英国の名だたる航空機メーカーも加わってくる。ホイットルの率いるパワージェット社にはジェットエンジンの先駆者としての誇りと、苦心して築き上げた技術があったが、生産能力と資金が無かった。一方各社にはそれがあった。特許やノーハウは戦時中の故もあって仮借なく公開を命ぜられ、ジェットエンジンの評価が高まるにつれて、パワージェット社の相対的な力は弱まって来る。ローバー社は先に記した技術的なトラブルをおこし、加えてパワージェットの図面を、記名欄だけを除いてそのまま複写使用していた事件などもあって、いさゝか泥仕合の様相を呈する。その上、技術の本質を理解しないで勝手にエンジン生産などの計画をたてる政府の施策や、無責任な、役人達に腹を立てる。そして、日本が関与した一事件から彼は入院を必要とするに至ったのである。

『1941年の終り頃には過労と、心労が一緒になって私を苦しめはじめた。四年半にわたる技術的な問題との闘いに疲れ果て、その上航空機生産省の政策の先行きに悲観の余り、私は不眠と焦燥感、食欲不振その他神経障害の徴候に悩まされていた。

1941年12月10日、この日真珠湾攻撃から日・米の戦端が開かれて三日後、プリンスオブウエルズと、レパルス喪失の恐ろしいニュースが報ぜられた。私はこれを事務所に興奮してとび込んで来た Cheshire から聞き、ショックのあまり一時自制を失ってしまった。そして飛び上ってドアを指さし、「出て行け」と叫んだ。何故この時親友に対してこんな荒々しい振舞をしたか、私には説明出来ない。とに角この二隻の強力な軍艦の沈没は私に強い打撃を与えた。恐らく一つには私が相当長い期間海軍に関係し、海上に生活し、自分の艦がどんなに自分の家庭のようになるかを知っていたからであり、又一つには私にとって海軍は未だに英国の力の象徴であったからであろう。……』

その後1942年4月、彼は当の責任者Linnell空軍大將に長い手紙を書き不満をぶちまけている。

『私は過去2ケ年間のジェットエンジン開発

史が、不幸な、あるいは間違った決定の累積であり、管理の失敗の連続であり、協力とはおよそかけはなれた雰囲気の中にあったことを指摘しないわけにはいきません。……私はこの仕事における最も古参の技術者であり、私の技術上の功績と地位は相当の重みがあるものと信じているとはいえ、今日まで私はエンジン開発上の政策、または管理の変更に当って、何らの相談に与ったことがないことは勿論、予告を受けたことすらありませんでした。……

私のことを「幾らか才に恵まれただけの素人」、
「発明屋」などとして扱い、「この子をもう一度学校へあげて仕込み直すさ」とか、生産上の経験に欠けている、とか言い、またいさゝか取り扱いにくい感情的な男だとするのは今まで一部の人達のならわしでした。一方において私の業務に対し、口先きだけの大げさな讃辞が呈されましたが、他方では「派手な、思い付き」のみが得意で、政策の重要問題については正確な判断や助言をするには偏りすぎている、……というように言っているのであります。』

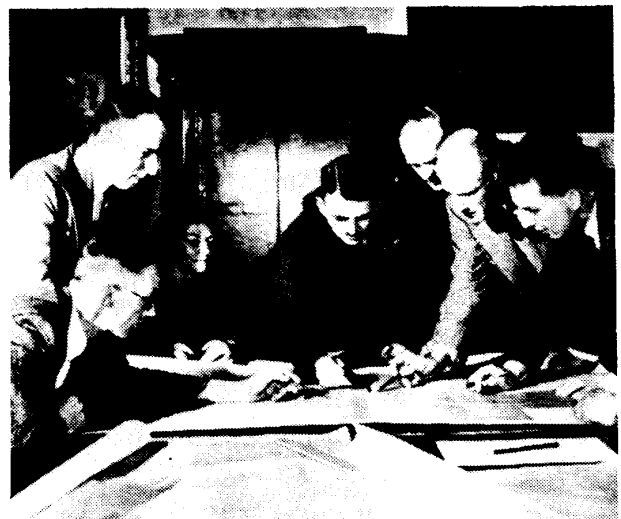


図3 パワージェットのチーム（中央ホイットル、何れも創立以来の主要メンバー）

さらにジェットエンジン開発上の幾つかの提案を行ない、『もし私が不適當であれば遠慮なく解任して頂きたい。』

とまで言明している。各社とのこのようなやり取りは自伝のかなりの部分を占め、この本をやや退屈なものにしている。恐らくジェットエ

ンジンだけに全身を打ち込んでいたホイットル自身のあせりの故もあるが、又一方天才にあり勝な一種驕慢なところが彼にあったのかもしれない。

公 表

これより先1941年以来ジェットエンジンの図面はアメリカに送られ、G・E社に於て製作されることになっていたのは戦争中の米、英協力の故であろう。ホイットルは1942年6月技術指導の為に“Whiteley”と名のって米国に渡った。彼は僅か2ヶ月の滞在であったが、アメリカのジェットエンジンに対する熱意とその大きな投資にすっかり感心して帰国する。事実その能力は一年足らずでベル双発戦闘機を飛ばすまでに成長を遂げたのであった。

1944年1月6日夜、それまで秘のベルの中で開発されてきたジェットエンジンについて、英・米両国政府による共同発表が行なわれ、ホイットルは一躍時の人になる。これは地味な軍人、技術者の路だけを歩んで来た彼にとっては大きなとまどいであり、また迷惑でもあった。

この年5月、ジェットエンジンを載んだ初の実用機「流星(Meteor)」が実戦部隊に配備され、僅か2、3週間後にV・1号を撃墜するという戦果をあげた。

その頃、ホイットルのまいた種は各社で続々と実りつつあった。すなわちホイットルの最後に手がけたW・2/700は1945年4月に2200 lbの推力で100時間の運転に成功し、ロールスロイスではダーウェント1型を、デ・ハビランドではゴブリンをそれぞれ完成させ、推力5000 lbのゴーストやニーンまでもが計画されていた。

1945年10月19日、彼は始めてジェット機を操縦した。

『本来ならば許可なくそんな事は出来ないのだが、……。点検のため操縦席に座ったとき、私はミーティアの地上誘導試験をやってみたくてたまらなくなった。……』

少し地上誘導試験をして勘がつかめるともう離陸の圧倒的誘惑に勝てなかった。数分後私は極くゆるやかに着陸した。

私はこうした体験の得られたことに非常に満

足を感じた。それはここ一年間初級練習機で2時間くらいしか飛んでいなかったのに、ミーティアに乗ってみると思ったより気楽に操縦が出来たということもあったが、何よりもこのミーティアにはパワージェット社で設計製作されたW・2/700型を装備していたからでもあった。ライト兄弟が始めて1903年に飛行して以来、エンジン設計者が自分のエンジンを付けた飛行機を操縦するような機会は極めて稀だったに違いない。』

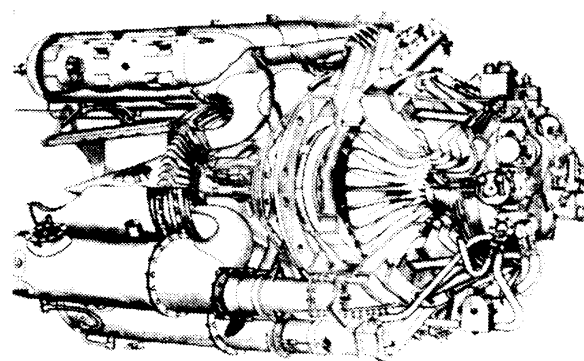


図4 パワージェットW・2/700型(1943)

解 散

大戦も勝利のうちに終り、ホイットルの頭上には種々の荣誉が輝く。その一つは1945年10月英国機械学会におけるJames Crayton記念講演と、クレイトン賞の受賞であった。一方2,300人にまで膨張していたパワージェット社はホイットルの反対にもかかわらず1944年4月28日国有化され、Power Jets (Research and Development) Ltd.に再編成されていたが、ロールスロイスなどが実力をつけていくのとは逆に、凋落の途をたどっていた。そして1946年には研究部門が国立ガスタービン研究所に移され、単なる特許権保有会社として残され、先駆者達のチームは遂に解散するに至った。ホイットル自身もまた1946年5月25日、職を辞した。

1948年6月ホイットルは王立発明者褒賞協会(the Royal Commission on Award to Inventors)から10万ポンドという破格の賞

金を受けた。その推薦文はホイットルの功をたたえた後で次のように結ばれている。

『これまでの英国のガスタービン是一般に軍用機の推進機関とのみみなされていた。今後は一般の航空用のみならず、陸上用、海上用のエンジンへと進展し、商業的にも極めて価値あるものとなるであろう。われわれはそれを発展させることを義務と考えるものである。』

この時から30年、ホイットルは現在70才にはまだ達していない。そして上の文の前半は完全に達成され、世界の空はジェット機に満ちている。しかし後半はどうであろうか。

Epilogue

1948年8月26日付で、ホイットルは空軍准将として退役する。まだ41才の若さでは

あったが、半生以上をジェットエンジンに賭け、功成り名遂げたというべきであろう。そしてこの自伝は次の文章で結ばれている。

『退役の通達を受ける数日前、国王誕生日の叙勲で、私はK・B・E勲章を受けられ、7月の授爵式にジョージ六世陛下からナイトの爵位を受けられた。国王の剣が私の両肩に触れた時、私はナイトの榮譽を担う最初のクランウエル空軍士官学校卒業生になったのである。しかしこの時の私の満足は軍務を去ることに対する哀惜によって曇らされた。それは私が16の時から務めてきた職務であり、私にジェットエンジンを実現させるに至った教育を授けてくれたところでもあったのである。』

* この詩は狂歌調ではあるが、韻までふまれている。

訳は大木敦夫氏の添削を受けた。

註 カットはGloster—Whittle E28/39筆者スケッチ

●●●研究だより●●●

『三菱重工高砂研究所におけるガスタービンの研究』

三菱重工高砂研究所 佐藤友彦

歴史に名高い高砂市の浜側一帯は、現在、播州工業地帯となっているが、ここに、三菱重工高砂製作所と隣接して、高砂研究所（通称高研）がある。

明治41年、神戸造船所に化学分析係が創設されて以来、時代と共に発展拡充して来た当研究所は、昭和47年、高砂地区に集約され、面目を一新した総合研究所に生まれ変わった。

当研究所は、過去において、船舶、原動機を始めとする広汎な分野の研究開発に従事して来たが、三菱3重工合併以後、技術本部の指示のもとづき、原子力・ガスタービン・圧縮機・水車・ポンプ・水処理・冷熱機器・橋梁・建設機械・集じん器等の研究開発を担当することとなり、基礎部門から開発部門にわたる、一連の研究を鋭意進めている。

研究室・実験課に大別されるグループは、それぞれ々研究要素別に細分されており、多機種製品に関する研究にも拘らず、各部署に携わる研究員は、専門分野の研究に没頭出来る体制になっている。一方、実機に関する要求、問題点を的確に把握し、且つ、専門分野で研究された成果を製品に有効に活用する為に、研究統轄と称するスタッフが各製品毎に置かれており、研究効率を高めている。

ガスタービンに関する研究は、昭和32年70HPの試作、昭和35年3000HPの試作に端を発し、昭和36年米国ウェスティングハウス社と技術提携を結んでからも、材料・燃焼・空力・振動・制御等の分野で多くの実績を

残している。

(1) 耐熱材料の研究

材料の研究は

長時間加熱下の高温強度・組織安定性
長時間使用後の寿命推定・再熱処理
燃焼ガス雰囲気下の強度
高温腐食及び防食

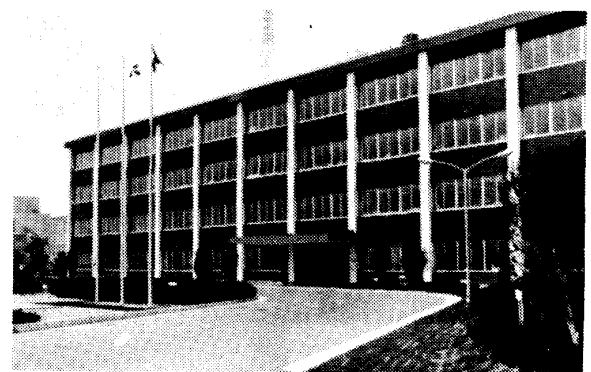
の研究に重点がおかれており、IN-X、IN-700を始めとする各種耐熱合金について研究成果を上げ、国産化、材料選択規準等生産技術の面でも多大な貢献をしている。また、高温腐食については、バナジウム・硫黄・アルカリ・鉄・硫酸塩による腐食現象とその機構の解明について研究を進め、腐食防止対策として

燃料の水洗処理システム

添加剤注入法

金属浸透処理法

を開発し、その実用化に成功している。特にクロム浸透処理法については、重油燃焼ガスター



(昭和50年6月2日原稿受付)

写真1 三菱重工高砂研究所

ピンの鍵を握る成果として高く評価されている。

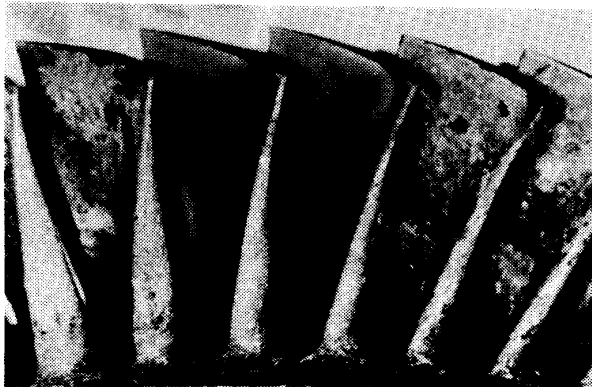


写真2 クロマイズ翼（実機でテストしたもの、中央2枚がクロマイズ翼）

(2) 燃焼に関する研究

当初、着火・吹消え等火炎安定性の研究から始めたが、

各種燃料に合った燃焼器の開発

スモークレス燃焼器の開発

低 NO_x 燃焼器の開発

と、時代と共に変遷する要求に合わせて研究目的を変えて来ている。現在は低 NO_x 燃焼器の開発の為、大気圧燃焼試験装置、実圧燃焼試験装置、小型加圧燃焼試験装置を駆使して、得られた実験結果を解析・検討し、低 NO_x、低スモークの目標達成に努力している。

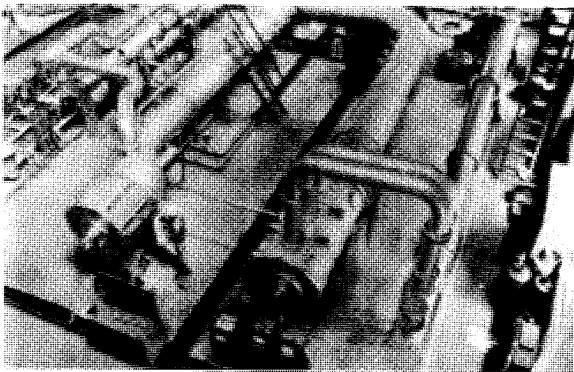


写真3 燃焼試験装置

(3) 圧縮機・タービンの研究

軸流圧縮機

遠心圧縮機

タービン

の研究をそれぞれ古くから手掛けており、性能推定、新型翼の開発・サージングの研究等、幅広く研究されている。1300KW軸流圧縮機、遠心圧縮機による研究成果は、直接産業用大型の圧縮機設計データとして用いられた。タービン部はウェスティングハウス社の技術をもとにフローパターン・翼型の研究を進めており、その成果は翼の開発として採用されている。

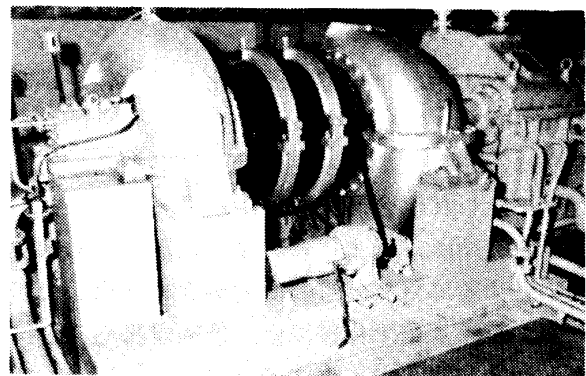


写真4 1300KW軸流圧縮機

(4) 翼・軸の振動強度の研究 蒸気タービン・ガスタービン・コンプレッサ等回転機械の翼振動・軸振動については理論的・実験的に研究を進めて行く一方、実機試験・実翼の回転振動試験を通じて複雑な現象の解明・安全な翼の設計に貢献している。

(5) 制御・シミュレーションの研究 昭和46年導入したハイブリッド計算機を使い、ガスタービンの動特性を解明し、全自動制御装置の開発に成功しており、ガスタービン運転上の安全性を立証するのに役立っている。

(6) 騒音防止 吸排気サイレンサの開発を始め、ガスタービンプラント全体としての騒音防止対策の研究を進めており、新たに建設された大型の無響室・残響室を使い、より高度な研究・抜本的な防音対策技術の確立を目指している。

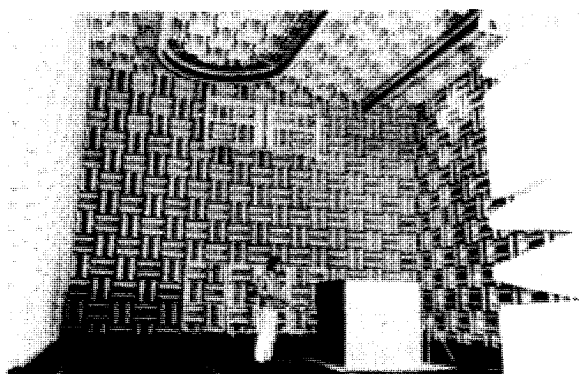


写真5 無響室

(7) 冷却翼の研究 ガスタービンにおける高温部の温度の推定は材料、強度と直接結び付いており、総合的な研究の推進が必要であるが、温度分布については高温ガスを使った実験を併用し、実機の推定に必要なデータを集収し、解析を進めている。

以上はガスタービンに関連した部分について、その概要を述べたものであるが、原子力を始めとする他の種々な製品についても、それぞれ、技術開発を進めており、ここに記していない分野でも幅広く研究が進められている。又、高研の性格から実機に即した研究に重点が置かれているが、自主技術向上の為に基礎研究も一方では地道に進められている。



航空宇宙技術研究所原動機部のあゆみ

航空宇宙技術研究所 原動機部 松 木 正 勝

昭和28年、我が国の航空が再開され、戦後の航空技術の空白を急速に埋めるため、昭和30年航空技術研究所が設立された。その後我が国の宇宙開発の進展に伴って、研究内容も宇宙関係を含むようになり、名称も航空宇宙技術研究所となり、現在に至っている。

原動機部は、わが国のジェットエンジン技術を急速に発展させ、早期に世界の水準に到達させることを目標として、当所開所直後から、ジェットエンジン要素試験設備の建設を進めると共に、これと並行して基礎的研究を開始し、第1期6ヶ年整備計画終了時には、高速軸流圧縮機、高負荷燃焼器、遷音速タービン、高速高負荷軸受、軽量構造等の研究において、ほぼ世界の水準に達した。

次いでこの成果を基礎にして、超軽量リフトジェットエンジンの試作研究を昭和38年から開始し、VTOL機の揚力発生用エンジンJR100（推力1,520Kg、推力重量比10）を昭和40年に完成した。これは、当時の世界水準のものである。このエンジンを用いて、VTOL機のエンジンによる高度制御システムの研究を進め、エンジン制御方式を完成した。JR100二基を搭載したフライングテストベッドは、昭和46年、自由飛行を完成した。（図1）

更に推力重量比の大きいJR220の試作研

究を進め、これと並行して、サイクル温度の上昇を図るための高温タービンの研究、複雑な制御可能にするデジタルエンジン制御の研究、ファンおよび高圧力比軸流圧縮機の研究、エンジン構造、振動の研究など、エンジン高性能化の基礎資料の集積に努めた。

これらの成果を昭和46年から開始された通商産業省工業技術院大型工業技術研究開発制度（大型プロジェクト）による高バイパス比ターボファンエンジンの研究開発に全面的に投入し、FJR710ターボファンエンジン（推力5 ton）を早期に完成させた。（図2）

これらジェットエンジンに関する研究成果は、高炉送風機、ウラン濃縮用UF₆圧縮機、産業用、自動車用ガスタービン燃焼器、産業用ガスタービンの高温化、チタン合金翼、ガスタービンの電子制御、高速高負荷軸受などとして、広く一般産業にも利用され、我が国産業の発展に寄与している。

現在9研究室総員58名であるが、他に臨時雇、研修生、産業界からの協力人員等20～30名の協力を得て研究を進めている。

次に各エンジン要素についての研究経過と現状を表で示す。なお詳細および参考文献については、航技研20年史（50年7月発行）を参照されたい。

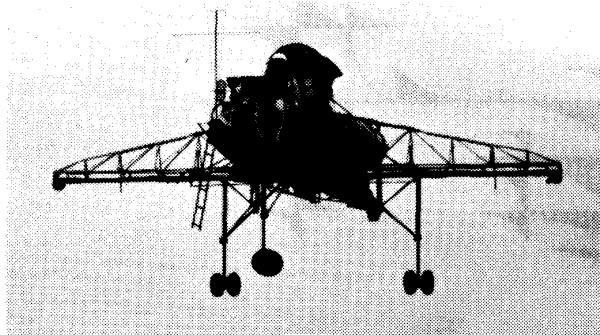


図1 フライングテストベッド自由飛行
（JR100F 2台搭載）

（昭和50年7月15日原稿受付）

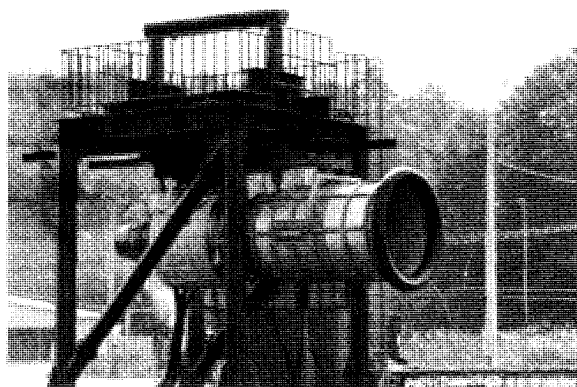


図2 FJR710 ターボファンエンジン
（吸音ダクト付、屋外騒音試験）

表1 翼列研究経過

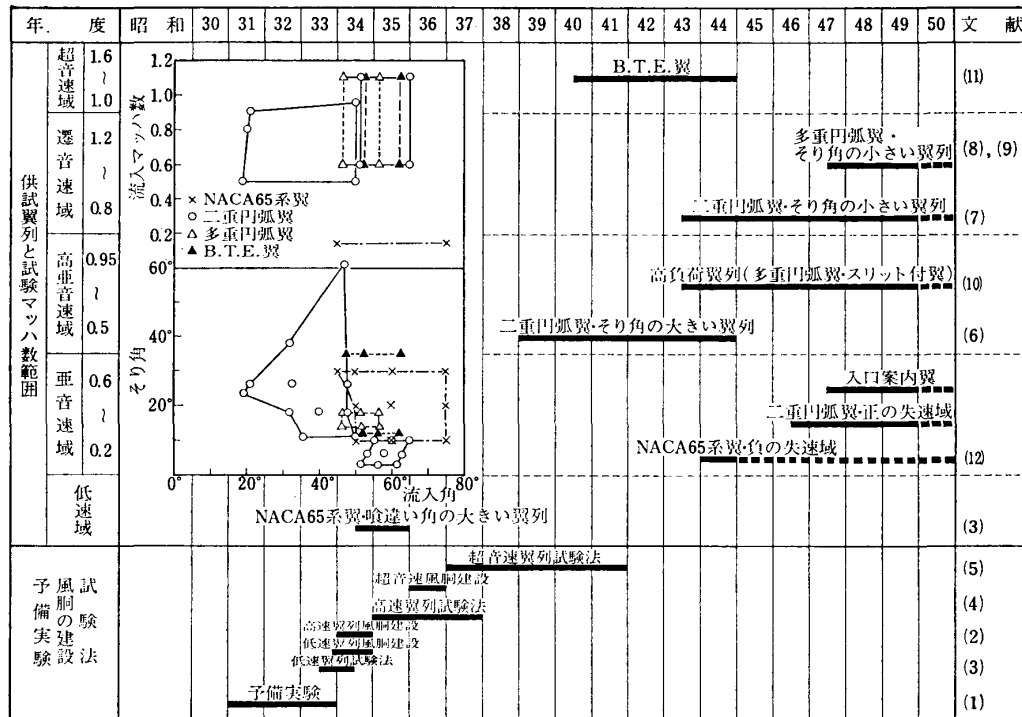


表2 軸流ファン・圧縮機の研究経過

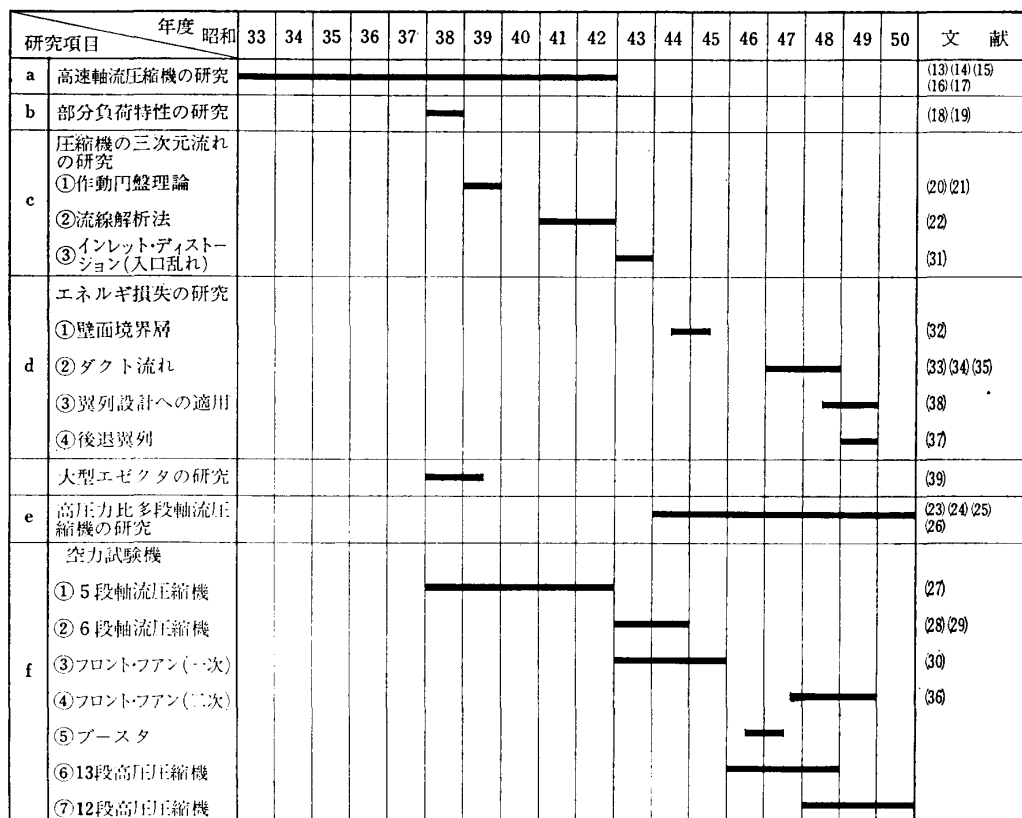


表5 エンジン制御の研究経過

年度	39	40	41	42	43	44	45	46	47	48	49	50	文 献
試験設備 高度制御試験設備 建設 改修 エンジン特性模擬装置			○ JR100H 完成										(1)
高度制御の研究 シミュレーション試験 高度制御試験			一 次	二 次	三 次	四 次	五 次	六 次	七 次	八 次			(2)(3)(4)
エンジン動特性・シミュレーション 動特性の測定 アナログ・シミュレーション 動特性測定法の比較													(5)
1軸エンジンのシミュレーション 多軸エンジンのシミュレーション													(6)(7) (8)(9)(10) (11)(12)(13)
エンジン制御機器の研究 流体素子によるエンジン制御センサ 気流全温センサ デジタル・エンジン制御試験 塔載型1軸エンジン制御装置 試作 実機試験													(14)(15)(16)(17) 特許昭48-32554 (18) (19)(20)(21)(22)
2軸エンジン制御装置 試作 シミュレーション試験 実機試験													
エンジン監視システム 振動による異状の検出													

表6 高度制御試験の試験内容

年 月	試 験 名	内 容	試験回数
41. 3	高度制御試験設備完成	角田支所に設置 全高 40m	
6	予 備 試 験	ダミーエンジン使用, 落下試験	
6	J R100H 製作完了	1号機6月末, 完成 2号機7月末, 完成	
8	第 1 次 試 験	J R100H 1台搭載 振動, 入口空気温度測定手動による高度制御 10m 浮上	24
10	第 2 次 試 験	電気サーボ使用, 自動高度制御, 最大速度 2.5 m/s	12
42. 3	第 3 次 試 験	電気油圧サーボ使用, 自動高度制御 F T Bシステムによる自動高度 制御	18
5	高度制御試験設備改修	J R100H 2台搭載	
6	第 4 次 試 験	2台エンジンの起動手順の確定, 周辺温度分布測定, 騒音測定	27
10	第 5 次 試 験	2台エンジンによる自動高度制御, 磁気増幅器使用 最大速度 3.4 m/s	29
43. 2	第 6 次 試 験	F T Bシステムによる手動高度制御, エンジン 1 台故障時の試験	36
6	第 7 次 試 験	F T Bのための起動, 運転手順の確認試験 気圧高度計による自動高度制御	22
10	第 8 次 試 験	電波高度計による自動高度制御	45

表7 構造，振動，軸受関係研究経過

研究項目	年度	30	35	40	45	50	文 献
1 エンジン部材の強度							
1.1 塑性の研究							(1)～(6)
1.2 内圧による円筒の強度							(7), (8)
1.3 翼車の強度							
一様厚さの円板							(9)～(16)
ボスおよび翼付の円板							(17)～(19)
組立ロータ							(20)
1.4 熱衝撃							(23)
1.5 エンジン部材の疲労							
寸法効果、応力集中の影響							(24), (25)
疲労寿命推定法							
接着接手の疲労							(26)
1.6 ピンジョイント型動翼植込部							(20)～(22)
1.7 エンジンの殻構造							(27), (28)
2 エンジンに関する振動問題							
2.1 翼の振動とその防止							(29)～(34)
2.2 エンジンの振動とその防止							(35)～(38)
3 エンジンの潤滑							
3.1 境界潤滑							(39)～(46)
3.2 ころがり軸受の高速性能							(47)～(51)
3.3 ころがり軸受の寿命							(52)

表8 リフトエンジンの研究開発経過

機種	年度	38	39	40	41	42	43	44	45	46	47	48	49	50	備 考
J R 一 〇 〇	JR 100	設計製作		性能運転		F型に改造		耐久運転							JR100原型試作エンジン 耐久運転
	JR100H-1		設計製作		高度制御の研究			(JR100H-1P) 横型耐久		エンジン消音の研究					高度制御の研究用 模型耐久 エンジン消音の研究
	JR100H-2		設計製作		耐久運転	高度制御の研究		エンジン制御の研究		(JR100H-2改) 推力増加型に改造		性能運転			高度制御の研究 エンジン制御の研究 推力増加試験研究
	JR100F-1		設計製作			FTB搭載試験						遷移飛行の研究			フライングテストヘッド 試験用
	JR100F-2		設計製作			FTB搭載試験		エンジン制御の研究				遷移飛行の研究			全 上
	JR 200		設計製作		性能運転										
〇	JR 220					設計製作		性能運転							

図4 JR100運転研究経過

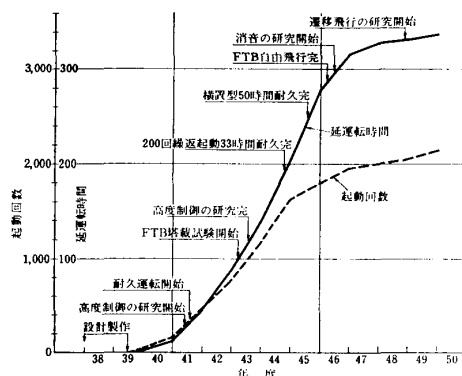
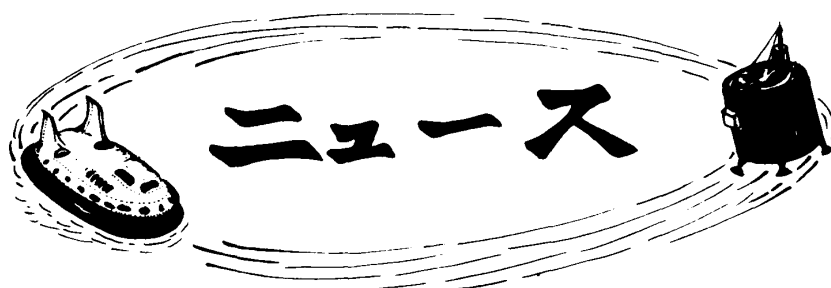


表9 ファンエンジンの研究開発経過

項目	年度	46	47	48	49	50	備考
要素の研究	ファン		設計製作	試験			F-20
	高圧圧縮機		1次試作	試験			HC-10 13段
				2次試作	試験		HC-20 12段
					2次試作改	試験	HC-20改 12段
	燃焼器			常圧アニュラ型			30気圧 知時間型
				高圧セクタ試験装置			15気圧 25kg/sec連続型
				高圧アニュラ試験装置			
	高圧タービン			高圧アニュラ試験			
研究	高圧タービン	2段高圧タービン空力試験	1次試作	試験			HT-10C HC-10H (1,080°C) HT-20H (1,150°C) HT-30H ()
	低圧タービン			2次試作	試験		
	補機				高温耐久試験		
	消音ナセル						
	消音ナセル				消音ナセル製作	試験	
運転研究	運転研究			1次製作	運転研究		依託費により3台製作
	運転研究				2次試作運転研究		〃

表10 ジェットエンジンの低騒音化の研究の経過

項目	年度	46	47	48	49	50	備考
JR100H-1P騒音測定試験第1回試験		■					
〃 第2回試験			■				吸音入口ダクトおよび吸音ジェットタイプ付 TM-247
ファンエンジン屋外運転装置				■			角田支所内設置
FJR710ターボファンエンジン騒音測定試験							
〃 第1回試験					■		吸音入口ダクト付
〃 第2.3回試験						■ ■	吸音リング付入口ダクト 吸音ファンダクト付
流路音響試験装置			■				
吸音板試験				■			



1975年国際ガスタービン会議の報告

ASMEの第20回国際ガスタービン会議は1975年3月2日から6日までHoustonで開催された。会議の事務局がおかれ、Early BirdやBanquetなど種々の行事が行なわれたのはHyatt Regencyという超近代的なホテルであったが、論文発表とプロダクト・ショーはそのホテルから数ブロック離れたAlbert Thomas Convention Centerの8つの比較的小さい講演室と大きな展示ホールとを使って行なわれた。

各セッションで発表された論文の総数は120余編、うち約40%はアメリカ以外の国からのものであり、これが44のセッション(但しこのうちには11のパネルを含む)に分かれて発表された。各分野別ではセッション数、論文数とも最大なのはやはりTurbomachinery(8セッション, 38論文)であり、次いでAircraft(6セッション, 15論文), Structures and Dy-

namics(2セッション, 11論文), Combustion and Fuels(2セッション, 10論文), Marine(4セッション, 8論文), Vehicular(2セッション, 7論文)等であった。Electric Utilities, Process Industries, Pipeline and Applications等はそれぞれ2つのパネルを含んで4つのセッションが開かれた。またセラミックスに関する2つのセッションが組まれて8編の論文が発表されたことが注目された。

日本からはTurbomachinery及びAircraftのセッションに、あとに述べるような6編の論文の発表があった。プロダクト・ショーへの日本からの参加はなかった。

以下はこの会議の簡単な報告である。昨年のチューリッヒ大会とは異なって出席者が比較的小数であった為、部分的な報告に留まることは御容赦願いたい。

ターボ機械関係

東京大学 工学部 高田 浩之

ターボ機械関係では全部で38編の論文が次の8つのセッションに分かれて発表された。すなわち「ターボ機械のEnd Wall Effect」, 「圧縮機内の流れ」(2セッション), 「ターボ機械より発生する騒音」, 「タービン内の流れ」, 「圧縮機における不安定問題」, 「ターボ機械内流れの数値解析」(2セッション)の8セッションである。以下にそれらの大よそに

ついて記す。

最近、小型でとくに低アスペクト比、高出力のタービンに対する関心が高まって来ているようである。End Wall Effectに関するセッションではまずこれらに関して3つの論文が発表された。End Wallの三次元乱流境界層を計算して壁の摩擦損失や二次元流れの損失を計算し実験と比較したもの(Booth, Detroit D.

Allison) や半径方向の仕事分布を Span 中央でふやし, End Wall 近くで減らしてタービン全体としての性能向上をはかった実験 (Schlegel 他, AiResearch) などである。他に転向角の大きい翼列における入口と出口の(軸流速度)×(密度比)と翼列諸性能の関係を実験した報告 (Starken, DFVLR 他) があり, また ONE RA の Fabri は超音速圧縮機の失速マージンに対する Tip Clearance や Casing Treatment の影響について報告したが, 後者は後に述べる不安定流れのセッションの内容とも関連がある。

圧縮機内流れのセッションの 8 編の論文のうちには Breugelmans (von Karman Inst.) の超音速圧縮機の実験に関する 2 編の発表や Walker (U. Tasmania) の圧縮機翼面上の境界層の観察の結果及び実験結果に基いての好ましい表面速度分布をもった翼型の提案などの 2 編の発表があり, また Penn. State U. の Lakshminarayana 他は回転しているターボ機械流路内の流れや乱流量を hot wire と slip ring を用いて三次元的に測定した結果や, ロータの Turbulent Wake を同じく三次元の hot wire を用いて測定した結果について報告したが, これらは実験技術的にも興味深いものであった。このセッションで, 日本からは水木, 有賀, 渡部 (慶応, 青山学院) の三氏が遠心式インペラ内の流れの構造に関する実験結果について発表した。その他, Cambridge の Gostelow の翼後縁での Kutta の条件についての考察も面白かった。

ターボ機械の騒音のセッションでは全 6 編のうち, 4 編の燃焼あるいはそれに関連した騒音についての発表が目立った。燃焼器中の乱流火焰から発生する騒音の強さとスペクトルに関する Strahle 他 (Georgia Inst.) の発表, 燃焼器出口の温度不均一がタービンを通ることによって発生する Excess Noise に関する Campsity (U. Cambridge) の理論及び実験との比較, 同種の問題を取扱わんとした実験に関する Zukoski (CIT) の報告などである。その他, Broad Band Noise に関する理論的検討 (Buckens, U. Louvain) などがあった。

タービンのセッションで発表された 5 論文の

うち 2 編は日本からのもので, 能瀬 (航技研) 他 6 氏の空冷タービンの実験結果に関する報告と慶応大学小菅他 3 氏の脈動流中のラジアル・タービンの性能に関する報告であり, その他にタービン性能に及ぼす翼工作精度や表面粗さの影響 (Bammert 他, U. Hannover) や同じくタービン性能に及ぼす流体中の固体粒子の影響 (Tabakoff 他, U. Cincinnati) に関するもの等があった。

不安定問題のセッションでの 5 つの発表のうち 3 編は Casing Treatment に関するもので, これらはすべてその失速マージン改善の機構を探らんとするものである点に特徴があった。まず Horlock 他 (U. Salford) は翼列部と Treatment 溝部との間の流体質量の交換を考慮に入れた理論的取扱いについて述べ, GE Cincinnati の Prince 他は直径 5 feet の大きな試験用圧縮機を用いて行った広範な実験結果について述べた。筆者は Treatment 溝内での非定常流れやそれが翼列を通る主流に及ぼす影響についての実験結果に基いて, 失速マージン改善機構についての提案を行った。他に, Greitzer (P & W) の軸流圧縮機中のサージングと旋回失速との関連についての発表は理論と実験の 2 編から成る丁寧な報告であった。また同じ P & W の Motycka は地面から立つ渦による inlet distortion が JT9D エンジンの失速の原因となる場合について報告した。

今年のターボ機械のセッションの特徴は多分数値解析に関する 2 つのセッションが組まれたことであろう。ここで発表された合計 8 編の論文は対象範囲として, 翼間流れや子午面流れ, 遷音速流れや超音速流れなどを含み, 解析の方法としても特性曲線法や差分法, 有限要素法によるものなど広範囲に及び, また定常解の手法のみではなく非定常の解法も行われた。

アニュラ翼列を通る超音速の非線型三次元流れを計算した Fruehauf (U. Stuttgart) の発表, 二次元翼列を通る遷音速流れの混合流問題を非定常の解法をとることによって計算した Delaney 他 (Iowa State U.) の発表, 超音速翼列の前縁が有限の曲率を有する場合の入口部の Detached Shock を含む流れをやはり非

定常の方法で計算した York 他 (Detroit D. Allison) の発表はすべて特性曲線法を用いたものであった。圧縮性の Through Flow を変分法によって定式化し有限要素法で計算したものに Oates 他 (U. Washington) の発表があり、遠心式ターボ機械の子午面流れをより一般的に差分法で解こうとしたものに Davis (Carrier Corp.) の発表があった。また P & W の Ni と Stevens Inst. の Sisto は超音速あるいは亜音速流中で振動する平板翼列に働く非定常空気力をやや工夫した time marching の方法で計算する方法を発表したが、厚さやそ

りのある問題にも適用出来るとしている。

以上各セッションの発表は何れも比較的小さい部屋で行なわれ、親しみ易い集まりであった。各発表に対する討論が非常に活発なことは既に云われている通りであるが、筆者はむしろ今回の発表を通じて、session organizer-chairman が約1年前からスタートして自分のセッションの為に論文を集めるよう企画し、校閲その他の世話をした上、講演当日の為に運営をスムーズにし且つ討論を活発にする為周到に事前の準備をして当日に臨んでいることに感心した。

航空及び燃焼関係

石川島播磨重工業 山中国雍
航空宇宙事業本部

航空用ガスタービン関係は総数15の論文が5つのセッション(内、1パネル)に分けられ4日間にわたって発表された。これを内容的にみると燃焼排ガス対策、ノイズなどの公害に関するもの4編、エンジン全体に関するもの(将来予測、開発、性能計算、計測など)4編、V T O L関係2編、その他(事故統計、計装など)4編であった。国別では米国7、英国3、西独2、日本2(牛山(足利工大)と筆者)で米国以外の発表が半分あり、文字通り国際大会といった感じであった。

亜音速輸送機エンジンの将来の動向について R B 2 1 1 をベースに約10年後の姿を予測した報告がロールスロイスの Jackson から行われエネルギー危機と公害規制を考慮に入れた設計とその技術開発が不可欠になると述べている。また同じロールスロイスの Mckenzie は、ヘリコプタ用小型3軸ターボシャフトエンジンの開発過程に起った問題とその対応策について発表し、小型エンジンでは極めて重要であるシールのクリアランスの運転中の熱膨張による変化を知るのに高エネルギーX線映像計測が非常に役に立ったと述べていた。このX線計測法については単独の論文としても報告があり、V T R によるデモンストレーションがあったが、タービン

部の軸方向クリアランスの変化などわりあい明瞭に記録されていた。

米国の民間航空エンジンで1973年に起った回転部の破壊事故について、その多発箇所、発生状況の分類、原因、発生飛行条件などの解析結果が Naval Air Propulsion Test Center の Mangano から報告された。主な原因として、ベアリング、ステータ、シールなどの2次的な原因、F O D (異物侵入)によるものがそれぞれ33%、23%と以外に2次的なものが多いということであった。

エンジンインレットのノイズ対策の一方法として内側流路形状にまがりをつけることによってファンから出るノイズ波が屈折する効果を応用し吸音板を併用することにより10~15%の減衰を確認したことがBoeingの Sloanから発表された。

V S T O L関係では艦上輸送機に対するリフトファン推進機構特性のスタディ、機体に対するジェットによって導かれる熱の影響について発表があった。

パネルはS S Tに関し、4人のパネリストによって討議された。現在、米国では正式にはS S Tの開発は断念したことになるが、N A S A、エンジンおよび機体メーカーで基礎研究

定常の方法で計算した York 他 (Detroit D. Allison) の発表はすべて特性曲線法を用いたものであった。圧縮性の Through Flow を変分法によって定式化し有限要素法で計算したものに Oates 他 (U. Washington) の発表があり、遠心式ターボ機械の子午面流れをより一般的に差分法で解こうとしたものに Davis (Carrier Corp.) の発表があった。また P & W の Ni と Stevens Inst. の Sisto は超音速あるいは亜音速流中で振動する平板翼列に働く非定常空気力をやや工夫した time marching の方法で計算する方法を発表したが、厚さやそ

りのある問題にも適用出来るとしている。

以上各セッションの発表は何れも比較的小さい部屋で行なわれ、親しみ易い集まりであった。各発表に対する討論が非常に活発なことは既に云われている通りであるが、筆者はむしろ今回の発表を通じて、session organizer-chairman が約1年前からスタートして自分のセッションの為に論文を集めるよう企画し、校閲その他の世話をした上、講演当日の為に運営をスムーズにし且つ討論を活発にする為周到に事前の準備をして当日に臨んでいることに感心した。

航空及び燃焼関係

石川島播磨重工業 山中国雍
航空宇宙事業本部

航空用ガスタービン関係は総数15の論文が5つのセッション(内、1パネル)に分けられ4日間にわたって発表された。これを内容的にみると燃焼排ガス対策、ノイズなどの公害に関するもの4編、エンジン全体に関するもの(将来予測、開発、性能計算、計測など)4編、V T O L関係2編、その他(事故統計、計装など)4編であった。国別では米国7、英国3、西独2、日本2(牛山(足利工大)と筆者)で米国以外の発表が半分あり、文字通り国際大会といった感じであった。

亜音速輸送機エンジンの将来の動向について R B 2 1 1 をベースに約10年後の姿を予測した報告がロールスロイスの Jackson から行われエネルギー危機と公害規制を考慮に入れた設計とその技術開発が不可欠になると述べている。また同じロールスロイスの Mckenzie は、ヘリコプタ用小型3軸ターボシャフトエンジンの開発過程に起った問題とその対応策について発表し、小型エンジンでは極めて重要であるシールのクリアランスの運転中の熱膨張による変化を知るのに高エネルギーX線映像計測が非常に役に立ったと述べていた。このX線計測法については単独の論文としても報告があり、V T R によるデモンストレーションがあったが、タービン

部の軸方向クリアランスの変化などわりあい明瞭に記録されていた。

米国の民間航空エンジンで1973年に起った回転部の破壊事故について、その多発箇所、発生状況の分類、原因、発生飛行条件などの解析結果が Naval Air Propulsion Test Center の Mangano から報告された。主な原因として、ベアリング、ステータ、シールなどの2次的な原因、F O D (異物侵入)によるものがそれぞれ33%、23%と以外に2次的なものが多いということであった。

エンジンインレットのノイズ対策の一方法として内側流路形状にまがりをつけることによってファンから出るノイズ波が屈折する効果を応用し吸音板を併用することにより10~15%の減衰を確認したことがBoeingの Sloanから発表された。

V S T O L関係では艦上輸送機に対するリフトファン推進機構特性のスタディ、機体に対するジェットによって導かれる熱の影響について発表があった。

パネルはS S Tに関し、4人のパネリストによって討議された。現在、米国では正式にはS S Tの開発は断念した事になっているが、N A S A, エンジンおよび機体メーカーで基礎研究

は続けられており、将来のSSTの開発にはノイズ、排気などの公害問題、石油消費節減、価格などを重要課題と考えている。また1980年代には飛行距離の長い、どちらかといえば乗客数はあまり多くないSSTが必要になるのではないかと述べていながらも、いま一つ明確な方向づけは得られていないように見受けられた。

燃焼器関係については筆者の発表(Preliminary Study of Low Emission Gas Turbine Combustor With Airblast Atomizer)を含め3編あったが、他に燃料・燃焼に関する独立した部門があった。これらの論文はいずれも排気対策に関するもので燃料の予気化あるいは微粒化、予均一混合、稀薄混合比燃焼といった排気に影響する重要なファクタを新しいタイプの燃焼器を導入することによってコントロールする試みとその結果が報告されていた。P & WのMarkowskiらはNASAのコントラクトを受けて予熱混合に重点をおいた多段燃焼器「Vorbix Burner」を開発し従来のJT8Dより50%のNOxの低減ができたと述べている。MTUのKapplerらは燃焼器ライナの空

気孔にエアブラスト型の燃料噴射弁を多く配置した燃焼器を考案し、これが排ガス量の規制値を満足させるポテンシャルを持っていることを実験データによって示した。一方基礎的な発表としては、NASAのAndersonがプロパンを使って滞留時間、当量比および入口温度がNOx発生量におよぼす影響について均一攪拌混合気の反応計算と実験結果を比較した結果について述べたもの、Government Research LaboratoryのShawの水噴射量(または大気中の湿度)のNOx発生量におよぼす影響について簡単な較正式を求めたものなども報告されていた。

おわりに、本大会ではセラミックに関する二つのセッションがあり、セラミックをタービンノズルへ応用しようとした実験結果などが報告され、中でもSi₃N₄は有力で2500°F(1370°C)の温度に十分耐え得ることがWestinghouseのHoldenらから報告された。セラミックのガスタービン高温部への応用に関する研究が進んでいるように見受けられたので付記しておく。

プロダクトショーを見て

石川島播磨重工業 浜中全美
航空エンジン事業部

アメリカ機械学会主催の第20回国際ガスタービン会議とプロダクトショーは、アメリカのテキサス州ヒューストンのアルバート・トマスマジセンタで50年3月2日から6日迄行われ、公式の発表では23ヶ国から2823名の参加者があったとの事である。特にジェットエンジンの先駆者であるフランク・ホイットル卿が開会式に出席された事は特記すべき事と思われた。

このプロダクトショーには9ヶ国から122の出品者が259のブース(1コマは9.3m²)に各社の特色を披露していた。この中にはアメリカ機械学会を含む出版関係の8社が含まれていたが、国別に見るとアメリカがほとんどで、イギリスが協会を含み13社、他はベルギー、カナダ、フランス、イタリア、ノルウェー、ス

ウェーデン、スイスの7ヶ国から1社ずつという内訳の様であった。

このプロダクトショーをすうっと見ただけで、この分野の最近の傾向をつかむ事は、出品していない会社も多いので公正さに欠けるころはあるが、私なりに次の5つの分類にわけて印象づけられた。

まずガスタービンの製造会社関係については、船用分野では商船用艦艇用共に着実にその開発と実績の成果が出つつある事、陸用分野でもそのマーケットが拡大しつつある事を反映して産業型ガスタービンを製作しているアメリカのGE社(スケネクタディ)および航空転用型LM2500を展示しているGE社(シンシナティ)が多くの人を集めていた。

は続けられており、将来のSSTの開発にはノイズ、排気などの公害問題、石油消費節減、価格などを重要課題と考えている。また1980年代には飛行距離の長い、どちらかといえば乗客数はあまり多くないSSTが必要になるのではないかと述べていながらも、いま一つ明確な方向づけは得られていないように見受けられた。

燃焼器関係については筆者の発表(Preliminary Study of Low Emission Gas Turbine Combustor With Airblast Atomizer)を含め3編あったが、他に燃料・燃焼に関する独立した部門があった。これらの論文はいずれも排気対策に関するもので燃料の予気化あるいは微粒化、予均一混合、稀薄混合比燃焼といった排気に影響する重要なファクタを新しいタイプの燃焼器を導入することによってコントロールする試みとその結果が報告されていた。P & WのMarkowskiらはNASAのコントラクトを受けて予熱混合に重点をおいた多段燃焼器「Vorbix Burner」を開発し従来のJT8Dより50%のNO_xの低減ができたと述べている。MTUのKapplerらは燃焼器ライナの空

気孔にエアブラスト型の燃料噴射弁を多く配置した燃焼器を考案し、これが排ガス量の規制値を満足させるポテンシャルを持っていることを実験データによって示した。一方基礎的な発表としては、NASAのAndersonがプロパンを使って滞留時間、当量比および入口温度がNO_x発生量におよぼす影響について均一攪拌混合気の反応計算と実験結果を比較した結果について述べたもの、Government Research LaboratoryのShawの水噴射量(または大気中の湿度)のNO_x発生量におよぼす影響について簡単な較正式を求めたものなども報告されていた。

おわりに、本大会ではセラミックに関する二つのセッションがあり、セラミックをタービンノズルへ応用しようとした実験結果などが報告され、中でもSi₃N₄は有力で2500°F(1370°C)の温度に十分耐え得ることがWestinghouseのHoldenらから報告された。セラミックのガスタービン高温部への応用に関する研究が進んでいるように見受けられたので付記しておく。

プロダクトショーを見て

石川島播磨重工業 浜中全美
航空エンジン事業部

アメリカ機械学会主催の第20回国際ガスタービン会議とプロダクトショーは、アメリカのテキサス州ヒューストンのアルバート・トマスマジセンタで50年3月2日から6日迄行われ、公式の発表では23ヶ国から2823名の参加者があったとの事である。特にジェットエンジンの先駆者であるフランク・ホイットル卿が開会式に出席された事は特記すべき事と思われた。

このプロダクトショーには9ヶ国から122の出品者が259のブース(1コマは9.3m²)に各社の特色を披露していた。この中にはアメリカ機械学会を含む出版関係の8社が含まれていたが、国別に見るとアメリカがほとんどで、イギリスが協会を含み13社、他はベルギー、カナダ、フランス、イタリア、ノルウェー、ス

ウェーデン、スイスの7ヶ国から1社ずつという内訳の様であった。

このプロダクトショーをすうっと見ただけで、この分野の最近の傾向をつかむ事は、出品していない会社も多いので公正さに欠けるころはあるが、私なりに次の5つの分類にわけて印象づけられた。

まずガスタービンの製造会社関係については、船用分野では商船用艦艇用共に着実にその開発と実績の成果が出つつある事、陸用分野でもそのマーケットが拡大しつつある事を反映して産業型ガスタービンを製作しているアメリカのGE社(スケネクタディ)および航空転用型LM2500を展示しているGE社(シンシナティ)が多くの人を集めていた。



会場風景

次にエレクトロニクス関係として、エンジンのシミュレータ、モニタリング、各種保安装置やエンジンの制御装置にいたる迄いずれもエレクトロニクスの基礎技術の進歩をもとにした技術が示されていた。

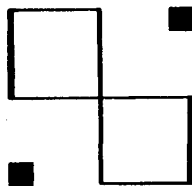
三番目に防音関係、吸気フィルタ機器関係も

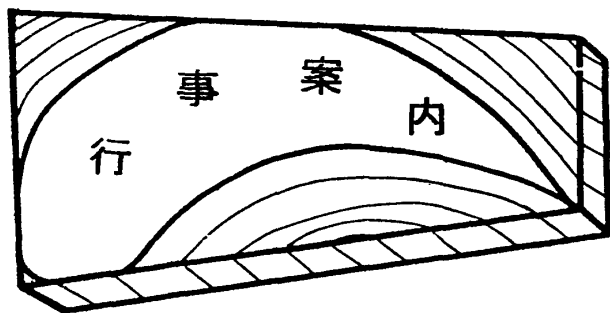
ガスタービンと環境の調和という事で重要であり、例えばアメリカ駆逐艦DD963の主機ガスタービン周りの防音関係をやったアメリカンエンバイロメンタルエレメント会社とか常連のドナルドソン、アメリカンエアフィルタといった各社の活躍がみられた。

四番目にエンジン部品の製作という分野から翼関係の関連会社が多数出品され、翼工作の重要性がうかがわれた。

最後にエンジンのオーバーホール関連の会社の出品も注目された。部品の特種コーティングを含む耐蝕処理や高価なエンジン部品の補修についての技術を持つ会社、例えばアメリカのクロマロイ社等が参加し、資源の有限性に対しての一つのアプローチと思われた。

学会の研究成果を発表する同じ場所で、この分野の実用化を行っている会社が関連技術の製品を紹介して共に語り合う機会を持つ事は、技術の進歩に着実に貢献している事と思われた。





G T C J ガスタービンセミナー (第3回)の開催

日本ガスタービン会議の年中行事の一つとして開催されるG T C J ガスタービンセミナーも本年度で第3回を迎え、益々充実した内容で企画しました。

会員諸君多数の参加を希望します。

(1) 開催日時 昭和51年1月23日(金)
9.00～17.00

(2) 開催場所 東京都千代田区有楽1-1-2
日比谷三井ビル 8階ホール

(3) テーマと講師

題 目	時 間	講 師
開 会 の 辞	9.00～ 9.05	
1 ガスタービンのシミュレーション	9.05～10.20	航 技 研 杉 山 七 契 氏
2 インダストリアルガスタービンの制御	10.20～11.35	三 菱 重 工 竹 矢 一 雄 氏
午前2題の質疑応答	11.35～12.05	
昼 食	12.05～13.30	
3 ガスタービンの自動計測	13.30～14.45	航 技 研 西 尾 健 二 氏
休憩(ティータイム)	14.45～15.00	
4 航空用ガスタービンの故障モニタリングシステム	15.00～16.15	日 航 川 島 靖 司 氏
午後2題の質疑応答	16.15～16.45	
閉 会 の 辞	16.45～	

1. ガスタービンのシミュレーション

(1) 講師：杉山七契氏

航空宇宙技術研究所 原動機部原動機制御研究室

(2) 内容概略

ガスタービンエンジンの制御器の試作・開発のためのエンジンの設計段階において定常特性、加減速特性を高精度で模擬するシミュレータの必要性は高まっている。従来のアナログ形式のシミュレータは、その取扱い、精度、汎用性の点で難点があり、これにかわり、デジタル形式のシミュレータが広く用いられる傾向である。このシミュレータ設計のための諸問題について解説する。

2. インダストリアルガスタービンの制御

(1) 講師：工学博士 竹矢一雄氏

三菱重工業株式会社 高砂製作所技術部

(2) 内容概略

(イ) ガスタービン制御

・概要、燃料制御、シーケンス制御

(ロ) ガスタービンの動特性

・特性方程式、ガスタービンの過渡現象

(ハ) 制御の実例

・油圧空気制御、アナログ電子制御、コンピュータ制御

・制御の自動化と監視警報装置

3. ガスタービンの自動計測

(1) 講師：西尾健二氏

航空宇宙技術研究所 原動機部原動機制御研究室

(2) 内容概略

ガスタービンの開発のスピードアップのため計測の自動化は、欠くことができないが、ガスタービンの構成要素である圧縮機、燃焼器、タービン等の要素試験に関しては経済性の点から計算機を主体とした自動計測は、ほとんど行われていない。本講では経済性を追求した計測の自動化を中心として解説する。あわせて、現在のジェットエンジン計測システムについても紹介する。

4. 航空用ガスタービンの故障モニタリングシステム

(1) 講師：川島靖司氏

日本航空株式会社 技術部

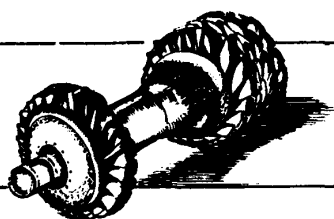
(2) 内容概略

最近民間航空で使用されている高バイパス比、ターボファン、エンジンの故障状況と対策を説明し、故障モニタリング・システムが、いかに活用されているかを紹介する。

◎ 詳細は追って各会員あて連絡致します。

報 告

日本ガスタービン会議



昭和50年度各委員会および委員

第4期各委員会の構成は次のとおりである。〔○印は委員長〕

ガスタービン統計：○浜島 操，石沢和彦，村尾麟一
作成委員会 村山 弘，森 義孝，吉識晴夫

特別企画委員会：○松木正勝，阿部安雄，有賀一郎
飯島 孝，飯田庸太郎，大沢浩
斉藤宗三，塩入淳平，葉山真治
村尾麟一，山本 巖

委員会定期講演会：○小茂島和生，塩入淳平，須之部
量寛，高田浩之，竹矢一雄，土
屋玄夫，島崎忠雄，浜島 操
平山直道

法人化特別委員会：○渡部一郎，阿部安雄，有賀一郎
有賀 基，井口 泉，岡崎卓郎
梶山泰男，松木正勝，水町長生

’77年国際ガスター：○渡部一郎，阿部安雄，有賀一郎
ビン会議開催準備 井口 泉，岡村健二，梶山泰男
特別委員会 加藤正敏，小茂島和生，高瀬謙
次郎，田中英穂，松木正勝，水
町長生

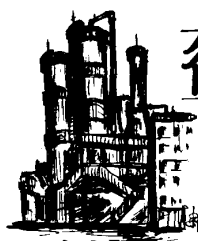
ガスタービン技術：○須之部量寛，新井 亨，菅 進
情報センター準備 酒井俊道，鈴木邦男
委員会

法人化後の組織検：○井口 泉，阿部安雄，有賀一郎
討特別委員会 有賀 基，浦田 星 梶山泰男
田中英穂，本間 博

地方委員会：○沢田照夫，大塚新太郎，妹尾泰
利，竹矢一雄，三輪光砂，村田
暹，山本 巖，渡辺哲郎

総務委員：本間友博

編集委員：益田重明



後記

「ガスタービン会議の意義を何処に見出すべきか」

編集幹事 小茂島 和生

学会と名のつく集りがこのところとみに増えてきた。そしてわれわれ研究者・技術者はその幾つかに加わることになる。私自身にしても最も大きな機械学会を始めとして、大小5つに加入しているが、自分の関係し、あるいは興味を持っている分野を考えると、この数は少なくとも倍増するであろう。

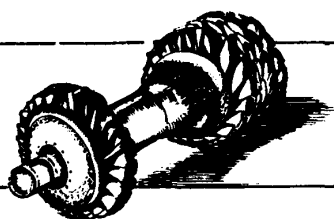
確かに学会に加入すれば学術講演会を始めと

する多くの行事に参加することができ、他では得られない経験を積むことができる。各学会ではその看板ともいべき立派な会誌を発行し、貴重な情報源となっていることもまた間違いない。だがこのような多くの情報は会員全般を意識し過ぎるが故に総花的で、無難な内容になり易く、受け取る側からすると多過ぎて、しかも比較的安易に得られるが故に、かえって軽く見

(4ページへ続く)

報 告

日本ガスタービン会議



昭和50年度各委員会および委員

第4期各委員会の構成は次のとおりである。〔○印は委員長〕

ガスタービン統計：○浜島 操，石沢和彦，村尾麟一
作成委員会 村山 弘，森 義孝，吉識晴夫

特別企画委員会：○松木正勝，阿部安雄，有賀一郎
飯島 孝，飯田庸太郎，大沢浩
斉藤宗三，塩入淳平，葉山真治
村尾麟一，山本 巖

委員会定期講演会：○小茂島和生，塩入淳平，須之部
量寛，高田浩之，竹矢一雄，土
屋玄夫，島崎忠雄，浜島 操
平山直道

法人化特別委員会：○渡部一郎，阿部安雄，有賀一郎
有賀 基，井口 泉，岡崎卓郎
梶山泰男，松木正勝，水町長生

’77年国際ガスター：○渡部一郎，阿部安雄，有賀一郎
ビン会議開催準備 井口 泉，岡村健二，梶山泰男
特別委員会 加藤正敏，小茂島和生，高瀬謙
次郎，田中英穂，松木正勝，水
町長生

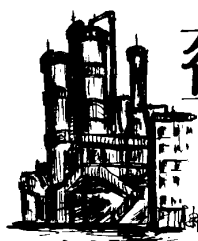
ガスタービン技術：○須之部量寛，新井 亨，菅 進
情報センター準備 酒井俊道，鈴木邦男
委員会

法人化後の組織検：○井口 泉，阿部安雄，有賀一郎
討特別委員会 有賀 基，浦田 星 梶山泰男
田中英穂，本間 博

地方委員会：○沢田照夫，大塚新太郎，妹尾泰
利，竹矢一雄，三輪光砂，村田
暹，山本 巖，渡辺哲郎

総務委員：本間友博

編集委員：益田重明



後記

「ガスタービン会議の意義を何処に見出すべきか」

編集幹事 小茂島 和生

学会と名のつく集りがこのところとみに増えてきた。そしてわれわれ研究者・技術者はその幾つかに加わることになる。私自身にしても最も大きな機械学会を始めとして、大小5つに加入しているが、自分の関係し、あるいは興味を持っている分野を考えると、この数は少なくとも倍増するであろう。

確かに学会に加入すれば学術講演会を始めと

する多くの行事に参加することができ、他では得られない経験を積むことができる。各学会ではその看板ともいべき立派な会誌を発行し、貴重な情報源となっていることもまた間違いない。だがこのような多くの情報は会員全般を意識し過ぎるが故に総花的で、無難な内容になり易く、受け取る側からすると多過ぎて、しかも比較的安易に得られるが故に、かえって軽く見

(4ページへ続く)

“ 1977年国際ガスタービン会議東京大会 ” のお知らせ

日本ガスタービン会議 (GTCJ) は来る1977年5月東京において日本機械学会 (JSME) ならびに米国機械学会 (ASME) と共催で表記 “ 1977年国際ガスタービン会議東京大会 ” を開催致すことになりました。

偶々この時期にはガスタービン分野にも関連のある別掲 “ CIMAC (国際燃焼機関会議) 第12回1977年東京大会 ” も開催されますので、関係者のご便宜も考慮し両者を同一時期に同一場所で並行して開催すべく準備を進めております。実施の詳細につきましては準備が整いました段階で追ってお知らせ致しますが、現段階で計画致しております論文募集要領は下記の様なものでございますのでご参考までにお知らせ致します。

記

1. 日 時：1977年5月23日～27日
2. 場 所：東京
3. 使用言語：論文は英語，口答発表および討論は日・英両国語（日・英の同時通訳予定）
4. 論文内容：ガスタービン（排気ガスタービンを含む）に関する基礎から応用まで含めた学術ならびに技術論文で未発表のものを原則としますが，一部既発表のものを含んでも総合的にまとめたものは差し支えありません。例えば
 - Aerodynamics in Turbomachinery
 - Fuel, Combustion & Heat Transfer
 - Strength, Vibration & Dynamics
 - Materials & Manufacturing Technology
 - Control & Instrumentation
 - Performance, Reliability & Operating Experiences
 - Components & Auxiliaries
 - New Application of Gas Turbineなどで，とくに下記関係の論文を歓迎致します。
 - Environmental Problems
 - Energy Problems
 - High Temperature Turbine
5. 論文の投稿：論文発表の申し込みはGTCJ，JSMEおよびASMEの三つのルートを通じて行うことができますが，投稿期限，投稿後の論文の取扱い，採否の決定その他詳細は追ってお知らせ致します。

1971年10月に第1回の“ 1971年国際ガスタービン会議東京大会 ” がJSMEおよびASMEの共催により開催されており，今回はその第2回目に相当致します。

“ C I M A C (国際燃焼機関会議) 第 1 2 回 1 9 7 7 年東京大会 ” のお知らせ

C I M A C (国際燃焼機関会議) 第 1 2 回大会が来る 1 9 7 7 年 5 月東京で開催されることに決定致し、目下下記要領で論文募集が行われておりますのでお知らせ致します。なお本大会の日本での窓口は日本内燃機関連合会 となっております。

記

1. 日 時：1 9 7 7 年 5 月 2 3 日～2 7 日
2. 場 所：東京
3. 使用言語：英語，フランス語
4. 論文内容：航空用および自動車用を除く燃焼機関 (Combustion Engine) 分野における最近の開発や実績・経験等に関する論文を歓迎致します。

(I) 往復型および回転型機関関係

本分野では例えば下記のような内容の論文を考えております。

- Engines, Engine Components, Accessories, Controls, Instrumentations & Plant Systems
- New Manufacturing Techniques & Material Technology
- Oil or Gas Fuels & Lubricating Oils
- User's Experience & Operations
- Alternative Combustion Engines of the Future & Environmental Problems

(II) ガスタービン関係

ガスタービン関係

ガスタービン関係としては産業用，発電用，船用，車輛用などへの応用を含め広くガスタービンに関する例えば下記のような内容の論文を考えております。

- Design, Development & Performance
- Mechanical Design & Materials
- Fuels, Combustion & Emission
- Application & Installation
- Operation, Maintenance & Service

なお(I), (II)を通じ上記以外のものでも往復(回転)型機関およびガスタービンに関するものであれば歓迎されますが，未発表のものに限られており，また単なる記述的性格のものおよび宣伝的内容のものは除外されます。

5. 論文の投稿：論文発表希望者は 1 9 7 6 年 1 月 1 5 日までに論文梗概(本文：A 4 版 1 ～2 頁，他に図・表の添付可)を英・仏 2 国語で往復機関関係は各 1 6 通，ガスタービン関係は各 1 1 通を日本内燃機関連合会宛送付すること。その後の詳細については日内連宛お問合せ下さい。

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 3 巻 第10号

昭和 50 年 9 月

編 集 者 小茂鳥 和 生

発 行 者 入 江 正 彦

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 3 卷 第10号

昭和 50 年 9 月

編 集 者 小茂鳥 和 生

発 行 者 入 江 正 彦

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 3 卷 第10号

昭和 50 年 9 月

編 集 者 小茂鳥 和 生

発 行 者 入 江 正 彦

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

