



とぼしい体験から

日産自動車中央研究所 伊藤 高根
新動力研究部

ガスタービンエンジン開発の体験談でも良いから何か書いてみないかと言う編集委員のお誘いに乗りついウッカリOKの返事をしてしまい、シマッタと思ったがアトの祭、原稿用紙が届いてしまいとうとう何か書くハメになってしまった。何しろ体験談と言ってもガスタービンエンジン開発に携わってから、6年の経験しかなく、やむを得ず表題を「とぼしい体験から」とした。以下、本当に乏しい体験から日頃感じている事なども少々述べてみたいと思う。

現在の会社に入社し、ガスタービンエンジン開発と言う仕事に初めて従事することになったのは昭和46年であるが、丁度その年の秋にはASME ガスタービン東京大会が開催され、当社からも回転体のアッセンブリーとタービンバスを出品する手はずになっており、当時まだ何も知らない私も説明員という事で展示物の傍に立たされる事になった。外国メーカの出品も多く、他には既に完成されている立派なエンジンも幾つか展示されていたが国産品、あるいは自動車用と言う事もあってか、我々のブースにもかなり大勢の人が見物に来られた。「これはバス、トラック用に開発されたガスタービンエンジンで可変ノズル付2軸再生式です」などと言って説明していたが、ガスタービンの世界的な権威の方々からも直接専門的な質問をされ、何度もまごついたりもしたが、これがガスタービンという世界に入る洗礼でもあった。当時はまだ開発途上であり、エンジンは現在同様2軸でパワータービンノズルも可変式構造となっていたが、これが中々の難物であってスティックし

てしまう事もしばしばであり、又熱交換器も回転蓄熱式のものを付けていたが長時間安定して回わせる技術はまだ確立されていなかった為、やむを得ずとりはずすと言う事も何度かあったし、コンプレッサーとタービンのマッチング不良、流路の圧力損失等の問題もあり出力も目標をかなり下まわっていた様に思う。そうは言ってもあの東京大会は日本のガスタービンにとって一つの転期であったろう。Williams Research社のWilliams社長の自動車用小型ガスタービンに対する自信に満ちた特別講演は本当かなと思わせる面もあったが、同じ自動車用ガスタービンを開発する者にとっては一種の安堵感とやる気を起こさせたのは事実である。又、会議そのものの雰囲気も非常に明かるく親しみやすいもので、ガスタービンエンジンでなくては夜も日も明けぬと言ったガスタービン野郎も大勢いて、ガスタービンの仲間はイイナという感じを強く受けた。

さて、私は入社後直ぐにエンジン制御の仕事に命ぜられたのであるが、制御などはまったくやった事はなく、制御担当者は他に一人もいないので大学の講義で得た知識にたよる以外になかった。先ずエンジンの特性を知らねばならぬので専用の実験ベンチをもらい特性実験を始めたのであるが前述の通り可変ノズルはアクチュエータでは動かず、又エンジンも振動がでたり、温度が上りすぎてしまったりでなかなか定格回転までのデータが得られなかった。制御の面からは、加速時のサージング突入が恐いと云うことで、それでははたしてどの位加速したらサージに入るかを調べようと、燃料をステップ変化させてサージに入れると言う様な今から思えば

(昭和51年11月26日原稿受付)

かなり無茶な実験も行なった。何度もサージに入れ、遠心圧縮機は意外に丈夫だなと変に感心したりもしたが、時にはインペラを始め翼や軸受等もやられ、改めてサージ現象のこわさを知った事もある。振動問題の方はその後、ベアリングを弾性支持することで解決した。熱交換器はセラミックス製の回転蓄熱型を最初から使用していたがこれがなかなかの曲物で始めてエンジンに装着してまわした時は一時間もしないうちに割れてしまうという状況であったが、2年あまりを費してあれこれ調べた結果シールの形状と圧力のかけ方に問題がある事がわかりその対策が行なわれつつあった。改良されたシールを用いた最初の本格的エンジン実験がたまたま制御ベンチで行なわれる事になり、私が担当することになった。最初の熱交換器付エンジンでもあり、シールからの空気もれもかなりの量予想された。マッチング温度が上ってしまい回転が上げられなくなるかも知れない。熱効率などとりあえずどうでも良い。何しろ熱交換器をつけたまま一時間でも長くまわしたいと思ひもしマッチング温度が上って来たら熱交換器をバイパスさせてガスを排気管に逃がしてやるつもりでメインハウジングのパワータービンディフューザー出口部に大穴をあけ、フランジを取付け、そこに仕切板をはさんで排気管に接続しておいた。仕切板は念のため開口面積がちがうものを何種類か用意し、温度によってバイパス量を変えるつもりでいた。さて、この様に準備して運転してみたわけであるが、これがいとも簡単にまわってしまい用意していたバイパス用仕切板はとうとう一つも使わず終いであった。成功する時と言うものは意外にこんな物かもしれないが運が良かったのも確かである。エンジンと言うものは不思議なもので同じ仕様で造り、同じ様に組立てても少しづつ特性が違い個性があるのである。熱交換器を初めてつけてまわしたこのエンジン、忘れもしない13号機はきわめて素質の良いエンジンであった。従順で気はやさしくて力持ち、病気一つしない健康優良児と言ったところであった。13号機は熱交換器付エンジンの特性実験に大いに活躍し、その後バスに搭載されても大した故障もなくテストコ

ースを走り続けたのである。

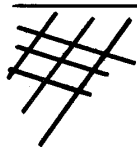
その頃、車載されたエンジンのコントローラーは自社製のものが載っていた。一応、当時はしりの電子制御方式のものであったがいわゆるオープンループ式でアクセルペダルのふみ加減で燃料流量が決定され、可変ノズルの開度は昔のクライスラーのガスタービン乗用車の方式によく似ていた。電子制御と言うことなので小さな箱が一つどこかの片すみにおいてあるのかと思っていたらかなり大きな箱が四つぐらいあって一寸びっくりするほどであった。このコントローラーで制御しながらガスタービンバスは何とかテストコースを走っていたのであるが、前述の通りエンジンの個性の問題もあり、熱交換器シールからの空気もれなどが違うとマッチング温度が非常に違い、オープンループの制御方式ではその都度調整に追われる等の不都合があったので、思いきってクロズドループのフィードバック制御方式に変える事にして設計にとりかかった。さて、設計と言っても肝心のエンジン特性、特に熱交換器の特性などが良くわからず、これらをじっくり調べている余裕もなかったもので、とりあえずコントローラーは比例特性とし、スタートシーケンス、加減速制御、保安機能など一応それぞれの具備すべき機能等を検討し、制御系全体のブロック線図にまとめ、それを実際の電子回路に組立ててもらふ為、電子機器を専門にやっている担当部署に相談に行ったのであるが、その頃自動車用電子機器にはフィードバック制御と言う考えがなかったと見え（今は排気ガス制御など盛んに使用されている）、誤差を用いて制御するという点がなかなか解ってもらえず何度も議論したのをおぼえている。いよいよコントローラーが出来上りエンジンとの継ぎ込みをし、さてテストランと言う時にはさすがに緊張した。丁度この頃外国の自動車用タービンのコントローラーに電子式フィードバック制御を取り入れようという機運があり、Woodward Governor Co. とか Uetere Electronics Inc. といった制御専門のメーカーが Ford のエンジンなどに開発しており、日産のガスタービンにもどうかと言った売込みもあった。向うの技術者の説明などを聞いても我々

のやろうとしている物と大した違いは無いという感じで、かえって自信を深めたが、ただ燃料ポンプ、燃料コントロールバルブといったハードウェアについては日本にはまったくといって良いほど適当なものがなく喉から手が出るほどはしかったが、外国の手をかりるのも何となく癪に障るのでまったく提携の必要はありませんと報告してことわってもらったこともある。ハードウェアと言えば燃料ポンプ、コントロールバルブ等は当時航空機仕様の物を使用しており、恐ろしく高価であるばかりか、電源に400Hzの交流を用いていたので、別に直交変換器が必要で、自動車用にはどうも不向きな面が多く、これも思い切って直流駆動のもっと安いものに変えることにし、仕様などをまとめてどこかのメーカーに造ってもらうことにした。油圧機器メーカーなら精密なバルブ等も造っているし製造できるだろうと言うことで日本の主なメーカーに当たってみたが造ってくれそうな所はほとんどなく実際に造ってくれたのはただの一社だけであった。当時の日本のガスタービン工業の底の浅さを痛感したしだいである。

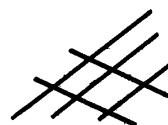
新しい形式のコントローラーはその後改良を加え今日に至っているが、その基本的な考え、即ちガス発生機の回転数制御とタービン入口ガス温度の温度制御は変っていない。初めの頃は可変ノズルがメカニカルな問題でうまく動かなかったので温度制御の機能はほとんどいかされずこんなエンジンには「猫に小判、宝の持ち腐れ」だなどと冗談を言ってその方面の担当者に文句を言っているうちは良かったが、いよいよ可変ノズルが動く様になって今度はこちらの方が困ってしまった。と言うのは、可変ノズルが動かぬときにはきわめて良好な制御特性を示していた回転数制御系が、可変ノズルの制御ループが加わった事によりエンジンを介して互に干渉してハンチングしてしまうのである。シャワーの湯の温度と量を調整する時、湯のコックと水のコックを交互にまわし熱くなったり冷めたりとなったりして一寸もうまく調整できないという日頃よく経験するあの現象である。大学の講義でも聞いた事はあるし、一寸気のきいた自動制御理論の本にもこの種の干渉問題は載っていて、

そういう場合は二つのループ間に補償特性を入れてやれば良いなど書いてあるがこの補償特性はエンジンの伝達函数（今の場合は2入力ー2出力間の4種類）がわからないととまらないうことになる。そこで今度はエンジンの伝達函数を調べようと言う事になったが温度の応答の実験がなかなか難かしく、又非線形でもあるのでボード線図は画けても伝達函数の形にはなかなかとまらず、末だに適当な所でごまかしている。この様な実験を通じてガスタービンエンジンの特性がおぼろげながら解ってきたが、まだまだ解らない所が沢山ある。非再生式のエンジンでは解析的にも良く研究されシミュレーターなどを使った研究もなされている様だが、再生式のものについては、特に回転蓄熱式熱交換器を具えたものはあまり文献もなくその特性もよくわからない。わからなくてもいろいろな事情で一応制御しなければならないところに矛盾を感じないわけではないが、自分が設計したものが実際に使用され、現に今もそのコントローラーの指令に従ってガスタービン車が公道を走っていると言うことはやはりうれしい事である。

自動車用ガスタービンエンジンが将来物になるかどうかは判らないが将来性のある特性を備えている事は確かと思う。アメリカを中心に進められているセラミックス化の研究開発の結果が一つの転期となろうが材料の変革はステップでやって来る。その変革にうまくついて行ける素質のエンジンが生き残る事になる。そう言う意味ではガスタービンは有望だと思っている。早く ONWARD UPWARD WITH GAS TURBINES と行きたいものであるがセラミックタービンなどはアメリカだけにまかしておかず積極的に我国も研究する必要があるのではないか。現在ガスタービン技術のあらゆる面で欧米に差をつけられているが同じスタートラインに立てばけっして負けないだけの知能と気力はあるはずでありセラミックタービンはそういう時期にある様に思う。ただし、これらの研究開発も一社だけ、一国だけの利益と言ったケチなこととは言わずに、ガスタービン技術の発展につくと云う気持でやりたいものである。



技 術 論 文



空 冷 タービン 翼 の 灰 付 着 試 験

運輸省船舶技術研究所 野 村 雅 宣
機 関 開 発 部 森 下 輝 夫
菅 進

1. 緒 言

航空用ガスタービンは耐熱合金の進歩と冷却タービン翼の採用によって高温化が進み、その性能は著しく改善された。しかし、経済性をとりわけ重視する船用ガスタービンは燃料にC重油を使用しなければならぬため、燃料中のNa、VならびにSなどが燃焼に伴なって有害生成物を作り、これらがタービン翼に付着しあるいは翼を腐食するため、まだ航空用ほど高温化が達成されていない。

腐食防止のためには、高温部材に表面処理を施すと共に、燃料の水洗浄・Mg添加などの対策が採られている。灰付着による出力低下を防ぐために、運転方法にいろいろ工夫が払われているが、まだその効果は十分でなく、対策技術の開発と共に灰付着現象そのものの研究が必要とされている。

ガスタービン翼の灰付着の研究は従来も各国において行なわれている^(1,2,3,4)が、主流ガスと翼表面間にかかなり大きな温度差がある冷却タービン翼についての研究はほとんど見当たらない。LeeとYoung⁽⁵⁾はガスタービン材料による冷却円筒を用いた腐食試験を行ない、その中で灰付着物質の分析なども実施している。石谷ら^(6,7)はボイラチューブの灰付着に関する優れた研究を行ない、 Na_2SO_4 と V_2O_5 の蒸気拡散による付着が主要機構であることを明らかにしている。

しかしながら、これらの研究は主流ガス温度が約900℃程度であるうえ、主流流速も低く、翼型と全く異なる円筒についての研究であって、ガス温度1000℃以上の高温冷却タービン翼の灰付着現象を知るためには一層の研究が必要と思われる。

以上のような現状から、本研究は重油燃焼冷却タービン翼の灰付着について、従来知られている無冷却タービン翼ならびにボイラチューブの灰付着との差異を明らかにすることを目的にした。本報告では実機条件に近い二次元翼列試験装置を用いて、灰付着に及ぼす主流ガス温度・翼表面温度・翼面境界層および暴露時間の影響、ならびに付着堆積物の分析に関する予備実験を行なったのでその結果を報告する。

2. 実験装置および実験方法

図1に実験装置の全体配置を示す。実験装置は二次元冷却翼列の入口において、3 atm, 1100℃までのC重油燃焼ガスが得られるように設計されている。遠心式空気圧縮機から導びかれた圧縮空気は流量計を経て燃焼器にはいり、C重油燃焼ガスとなって測定部に至る。測定部の二次元翼列を通過した燃焼ガスは冷却管内で水噴射によって低温ガスとなり、仕切弁、排気管、消音器を経て屋外へ放出される。

燃料噴射弁としては、弁の内部で噴霧空気によって重油を霧化させる内部混合多孔式二流体噴射弁を用いた。

測定部は外部ケーシングと翼列フレームで構成されているが、いずれも二重壁とし、壁間に

(昭和51年12月2日原稿受付)

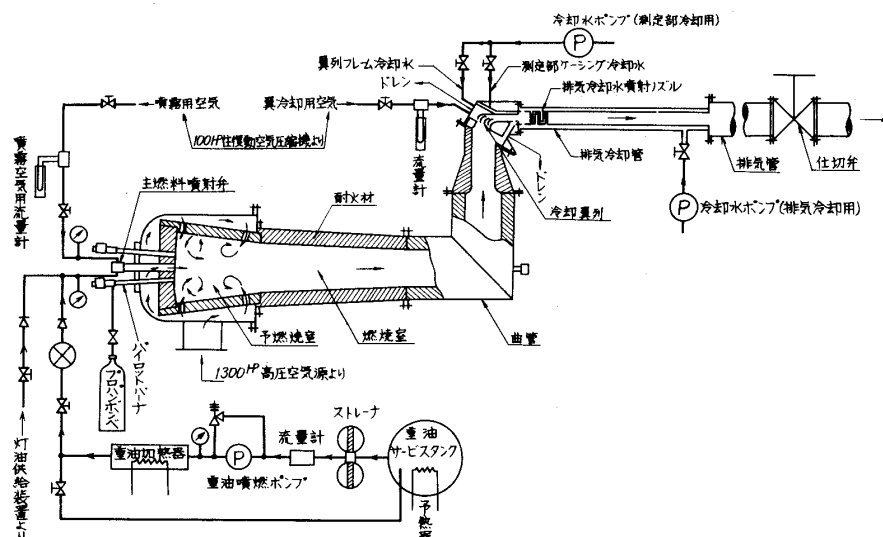


図1 実験装置

冷却水を流して過熱を防止してある。翼列フレームはスライド方式とした。各実験の終了後に外部ケーシングから翼列フレームのみ引出し、冷却翼を取はずして灰付着量を計測可能としてある。

供試冷却翼は INCO713C 製鋳造翼で、その構造を図2に、また、翼材料成分を表1に示

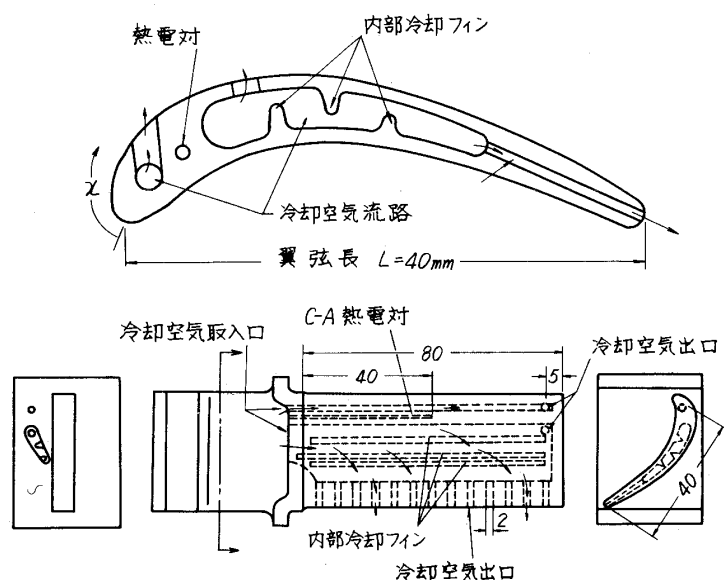


図2 供試冷却翼

した。図2で明らかなように、この冷却翼は内部空冷式で、冷却空気の一部を翼負圧面先端近傍から主流中へ吹出す以外は、ほとんどの空気

を翼の厚後縁より下流域へ放出する。この翼はセラミックコアを用いた鋳造翼で、後縁冷却孔は放電加工によってあけられている。いずれも現在では一般化された技術であるが、この翼は本邦で未だ耐熱合金による精密鋳造技術が確立されていなかった昭和42年当時に、製作の可能性を調査する目的で造られたもので、とくに後縁部

分の冷却に主眼を置いてある。従って、前縁付近の温度がやや高くなる傾向を示すなど冷却特性に難点もあるが、そのまま実験に供した。翼には表面処理を施さず、また翼面も十分平滑なため鋳造時の表面状態で使用した。

実験は図3に示すような二次元翼列を用いて行なった。主流ガス温度 T_g は翼列入口付近に取付けられた白金-白金ロジウム熱電対で求めた。実験中の翼温度の監視は翼の中央断面前縁近くの矢高線上に挿入した1本のシース熱電対(直径1mmφ)で行なった。冷却翼表面温度 T_b °C は計算によって求めた。計算誤差は翼内の監視温度とその点の計算値とを比較し確認した。

翼列入口全圧 P_t atm は翼列上流に水冷全圧管を挿入して求め、翼列入口および出口静圧、 Ps_1 、 Ps_2 は流路側壁面上に静圧孔を設けて測定した。

実験は、まず、パイロットバーナよりプロパンガスを燃焼器内を流れる空気中に噴射して電気火花で着火し、次いで主燃弁より灯油を噴射して所定の主流温度、圧力とする。必

要な実験条件が設定されたのち、主燃弁の灯油を、燃焼を保持しつつC重油に切換えて測定開始とする。予定の暴露時間 τ を経過したのち、

表-1 INCO 713C 鋳造翼材料成分

Ni	Bal %
Cr	12.5
Al	6.1
Mo	4.2
Cb	2.0
Ti	0.8
C	0.12
Zr	0.10
B	0.012

表-2 アラビア系C重油成績表

S	2.39~2.45	wt %
V	70~80	ppm
Na	38~41	"
Mg	2.1~4.5	"
Ni	27	"
Cr	3.1	"
C	84.6	wt %
H	12.0	"
低位 発熱量	10390~10450	Kcal/kg
比重	0.943	(15/4℃)
引火点	118	℃
動粘度	134.10	est, 50℃
流動点	+12.5	℃

注) クエートカフジ重油を主体にアガジャク重油をブレンドせるもの。

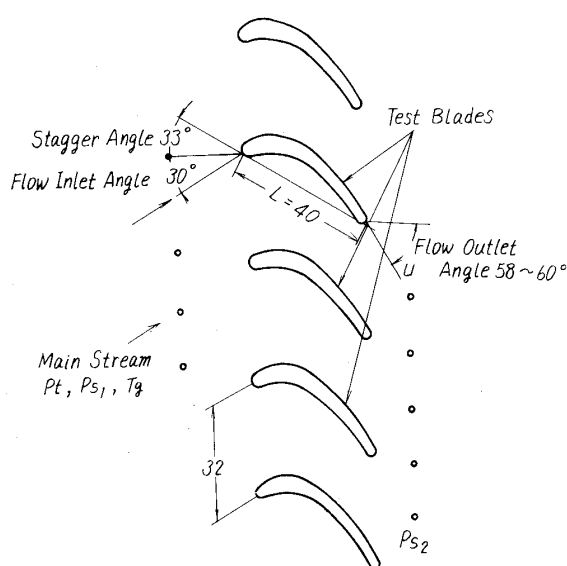


図3 二次元翼列概略図

ふたたび燃焼を保持した状態で灯油燃焼に戻し測定終了時間とする。灯油燃焼に切換え後は付着灰分の剥離が生じないように、ガス温度および圧力を徐々に低下させて実験を終える。実験に用いたアラビア系C重油の性状を表2に示した。燃料は未処理のまま使用した。

冷却翼の正負圧両面に付着する灰分厚さ δ mm および灰付着量 m は、顕微鏡を用いた光学法および重量法によって求めた。すなわち、 δ は図4に示すように、付着灰分に金属翼面が現われるまでケガキ線を入れ、顕微鏡の焦点を灰分表面と金属翼面に順次合わせて、この時の鏡筒送りの差から求めた。また、付着灰分重量は灰付着状態の翼重量と灰分を削り除去したのちの翼重量との差から求めた。

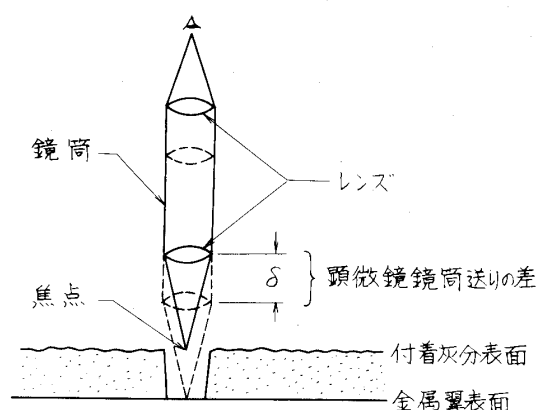


図4 灰付着厚さ測定法

3. 実験条件

実験は表3に示すように、大別して二条件下で行なった。一つは T_g を固定し T_b を変化させた場合の δ および m の変化を調べるためのもので、実験番号1~6がこれに相当する。もう一つは T_g 一定の条件下で τ の影響を見るためのもので、実験番号7~11がこれを表わしている。翼列出口レイノルズ数 R_e は 1.5×10^5 と 2.0×10^5 である。著者らが同形状の翼について行なった空力性能試験およびナフタリン昇華法による熱伝達率推定試験⁽⁸⁾の結果、これらの R_e 数の範囲では翼周囲の流れ模様に関して

表-3 実験条件

実験番号	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Re	1.5×10^5		2.0×10^5				2.0×10^5				
Tg °C	800		900				1100				
Pt atm	1.6		3.0				3.0				
gf kg/hr	57~59		93~100				118~131				
r hr	14		12				3	6	6	9	12
\bar{T}_{bw} °C	519	567	581	609	664	737	704~737				

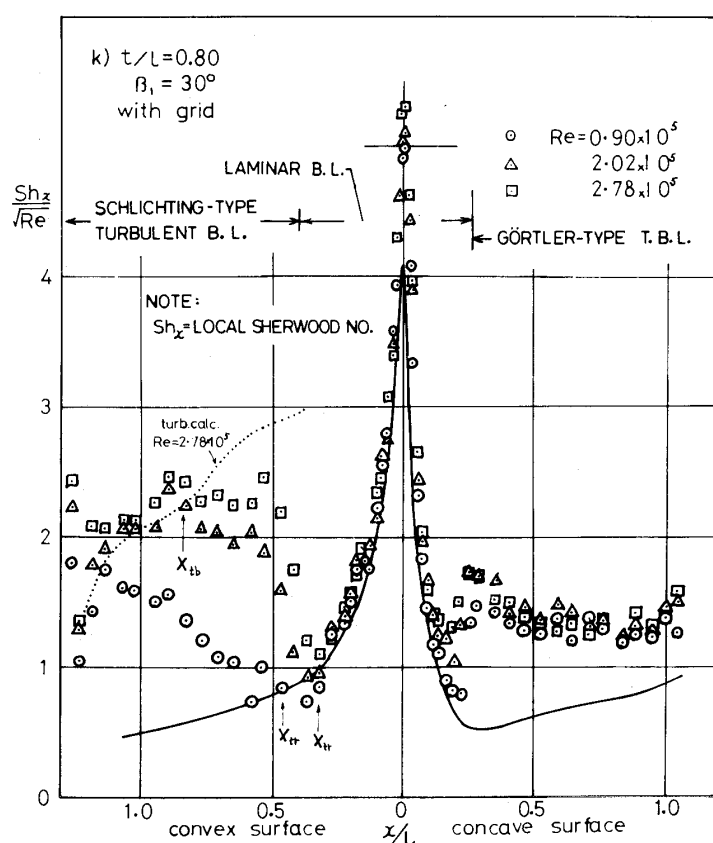


図5 物質伝達率分布と境界層

次のような事実がすでに明らかである。すなわち、図5に示すように、翼の負圧側（convex側）では $x/L = 0 \sim 0.3$ の領域における境界層は層流であるが、 $x/L \div 0.3$ を越えると乱流となる。正圧側（concave側）では前縁より $x/L \div 0.2$ 付近までが層流であるが、これより後流域では境界層内で流れ方向に回転軸を持つ渦列が存在する流れ、すなわち、ゲルトラ型乱流境界層となる。

5. 実験結果および考察

5.1 冷却翼周囲の灰付着分布と付着物質

すべての実験条件で翼負圧側 $x/L = 0.2 \sim 0.4$ より下流域に顕著な灰付着を見た。付着物質は T_g および T_b の値が高い場合と低い場合とで異なっていた。本実験範囲では正圧側には痕跡程度の灰分しか付着しなかった。さらに T_g および T_b が高い場合には前縁および正圧側に腐食が発生した。

まず、 $T_g = 800^\circ\text{C}$ の実験結果、負圧面の $x/L = 0.2 \sim 0.4$ より下流域に明確な灰付着が観察された。この付着灰分のガス側に近い上層は茶褐色粉末状で剥離しやすい。また、翼面に接する下層部はやや黄色がかった褐色をしており、上層に比して脱落しにくい。翼温度が比較的低い翼根部近くには、暗緑色粉末状の灰分が付着していた。前縁近傍および翼正圧側にはほとんど灰分が付着せず、翼面が消炭色に変化した程度であった。

図6と7に翼温度 T_b および灰付着厚さ δ 分布を示す。図6bと7bは翼高さ方向3断面（ $h = \frac{1}{4}, \frac{2}{4}, \frac{3}{4}$ ）周辺の δ 分布であるが、これらの断面周辺では流れの2次元性が保持されているため、 T_b の影響を知ることができる。すなわち、翼高さ方向における δ の変化をみると、翼温度の低い翼根部で厚くなる傾向を示す。さらに図6bと7bの結果より、

負圧全面平均翼温度 $\bar{T}_{b_s} = 533^\circ\text{C}$ の場合の δ は $\bar{T}_{b_s} = 579^\circ\text{C}$ の δ より大となることがわかる。前述したように翼弦方向では翼負圧面の $x/L \div 0.2 \sim 0.4$ より下流域に灰付着を生じているが、図5と対比すると明らかなように、この領域は熱伝達率（図5では物質伝達率の無次元数、シャウツド数で示す）が急激に上昇する乱流域と対応している。

翼表面の灰分をX線回折試験によって同定した結果、いずれの場合もバナジン酸ナトリウムの一種である sodium vanadic vanadate

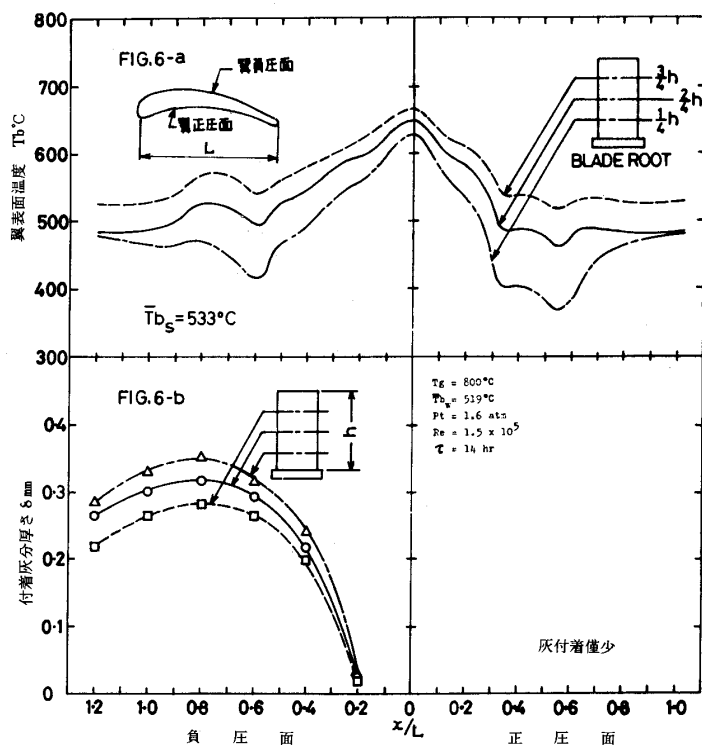


図6 実験番号1における試験結果

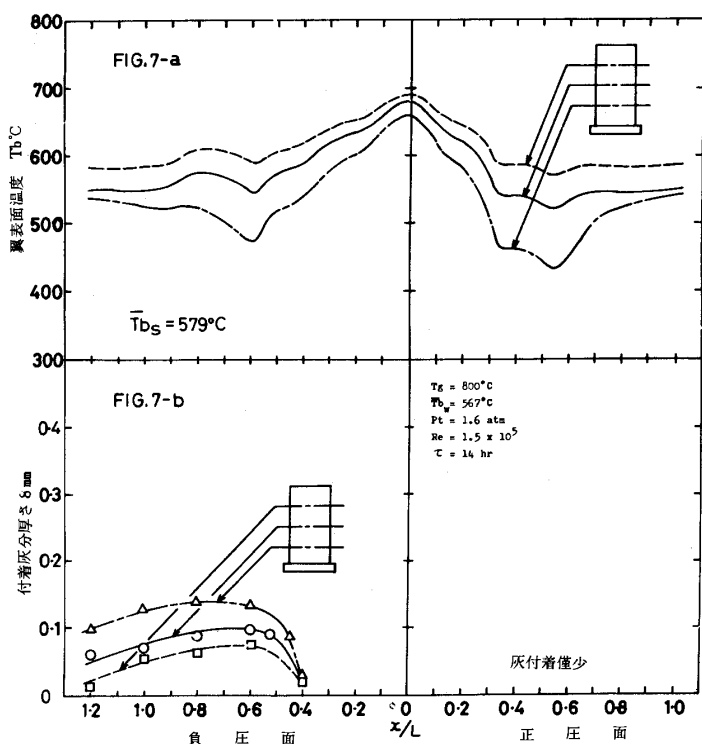


図7 実験番号2における試験結果

$\text{Na}_2\text{O} \cdot \text{V}_2\text{O}_4 \cdot 5\text{V}_2\text{O}_5$ であることがわかった (表4)。その他の付着物も存在し得られるが、灰分スペクトルの値が計器のノイズと

同レベルのため、既知化合物スペクトルとの対比が困難であった。

主流ガス温度を900℃にあげ、翼列入口圧力 P_t と Re 数をそれぞれ3.0 atmと 2.0×10^5 に高めて実験を行なった結果も前回と同様に、翼負圧面 $x/L \div 0.2$ 付近より下流域で茶褐色粉末状の灰付着をみた。この実験では翼温度が実験番号1, 2の場合よりやや高いため、とくに前縁近傍で腐食を発生しており、この腐食スケールは容易には脱落しない。さらに、この場合も正圧面側には灰付着がほとんど観察されず、消炭色をした軽度の腐食がみられた。

図8に中央断面 ($h = \frac{1}{2}$) 周辺における T_b および δ 分布を示した。図示していないが翼高さ方向における付着灰分厚さ δ の温度依存性は、実験番号1および2の結果と同様であった。

図8の負圧面における δ 分布をみると、翼温度が低くなるほど δ は厚くなる傾向を示す。翼前縁近傍では腐食スケールが発生しており、灰分と思われるものがみられぬため、図にはプロットしていない。正圧面側に発生した化合物は後述するようにほとんどが翼材料の腐食物質であった。この腐食物質にケガキ線を入れて求めたみかけの腐食スケール厚さ δ 分布を図8に示してある。

これらの試験で得られた灰分物質は翼温度レベルによって2種類に分かれた (表4)。すなわち、翼負圧面下流域の主要付着物質は、負圧全面平均翼温度 \bar{T}_{bs} が低い場合には $\text{Na}_2\text{O} \cdot \text{V}_2\text{O}_4 \cdot 5\text{V}_2\text{O}_5$ と五酸化バナジウムの一種 V_3O_5 であるが、 \bar{T}_{bs} が高くなると硫酸ナトリウム Na_2SO_4 が主要堆積物質となる。負圧面の灰分中

に nickel ortho-vanadate $3\text{NiO} \cdot \text{V}_2\text{O}_5$ が観測されたが、これは負圧面にも軽度の腐食

表-4 付着灰分のX線回折試験結果

翼面	翼負圧面および 正圧面における 平均翼温度		主流ガス温度 T _g °C		
			800	900	1100
負圧面	\bar{T}_{b_s} °C	533~579	Na ₂ O·V ₂ O ₄ · 5V ₂ O ₅		
		600~626		Na ₂ O·V ₂ O ₄ ·5V ₂ O ₅ 3NiO·V ₂ O ₅ V ₃ O ₅	
		678~756		Na ₂ SO ₄ 3NiO·V ₂ O ₅	Na ₂ SO ₄ 3NiO·V ₂ O ₅ NiCr ₂ O ₄
正圧面	\bar{T}_{b_p} °C	501~552	灰付着僅少 分析不可能		
		558~587		3NiO·V ₂ O ₅ V ₃ O ₅	
		646~712		3NiO·V ₂ O ₅	3NiO·V ₂ O ₅ NiCr ₂ O ₄

いる。分析結果と目視観察によりこの物質は主流中のV₂O₅の影響で発生した翼材料の腐食物質と判断される。しかしながら、図8bの正圧面側におけるみかけの腐食スケール厚さ δ は実際には腐食層厚さの一部であって、真の腐食層厚さの精度は明らかでない。

翼列入口圧力P_tと出口におけるRe数をそれぞれ3.0 atmと 2.0×10^5 に保ったま

ま、主流ガス温度をT_g = 1100°Cにあげた場合の実験結果を図9に示した。この結果は実験条件7~11に相当するもので暴露時間 τ の影響を示してある。各実験条件で翼温度がやや異なるが、ほぼ図9aに図示した温度分布帯域内にはいると考えてよい。

まず目視観察の結果翼負圧面下流域に明らかに灰分と考えられる茶褐色粉末状物質の堆積がみられた。翼前縁近傍には著しい腐食スケールが発生していた。また、翼正圧面上にはT_g = 900°Cでみられたものと同様の紫がかった消炭色物質が生じていた。この物質は負圧面側の付着灰分とは全く質を異にしており、小さな突起状物質となって正圧面下流域に分布していた。これは後述する分析結果と照合すると翼材料の腐食

物質と判断される。

図9bで明らかのように、 δ は $x/L \div 0.2$ 付近より下流域で厚く、分布形がほぼ一定に維持されたまま時間 τ と共に増加して行く。前縁近傍では腐食スケールの発生が甚だしく灰分と考えられるものは存在しなかった。正圧側の δ は前節で述べたと同様に、腐食層厚さの一部を

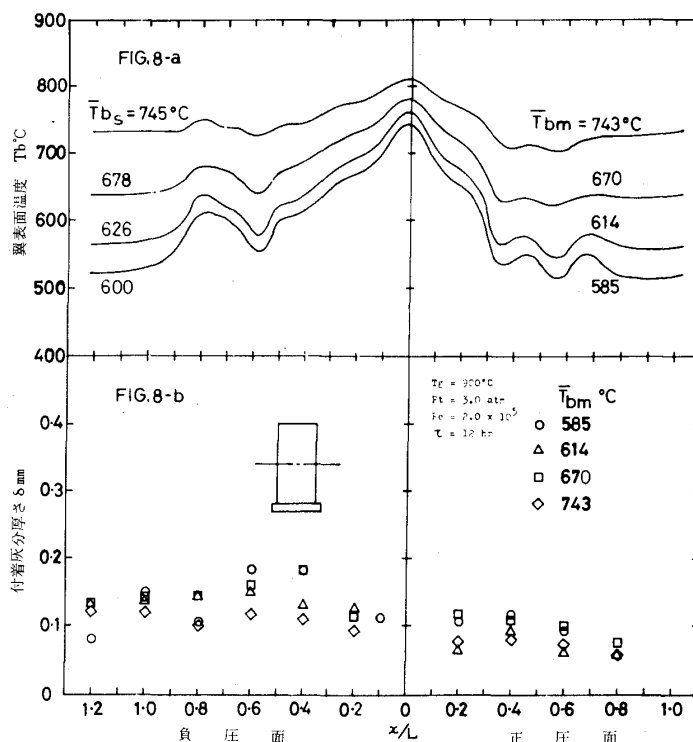


図8 実験番号3-6における試験結果

を生じたための腐食生成物である。目視観察によれば、翼負圧面の腐食は付着灰分厚さの著しい部分で軽く、灰付着量の少ない部分ほど進行が大である。

翼正圧面に生じた化合物は表4に示すようにV₃O₅と3NiO·V₂O₅であった。この物質は負圧面に付着した灰分とは外観を全く異にして

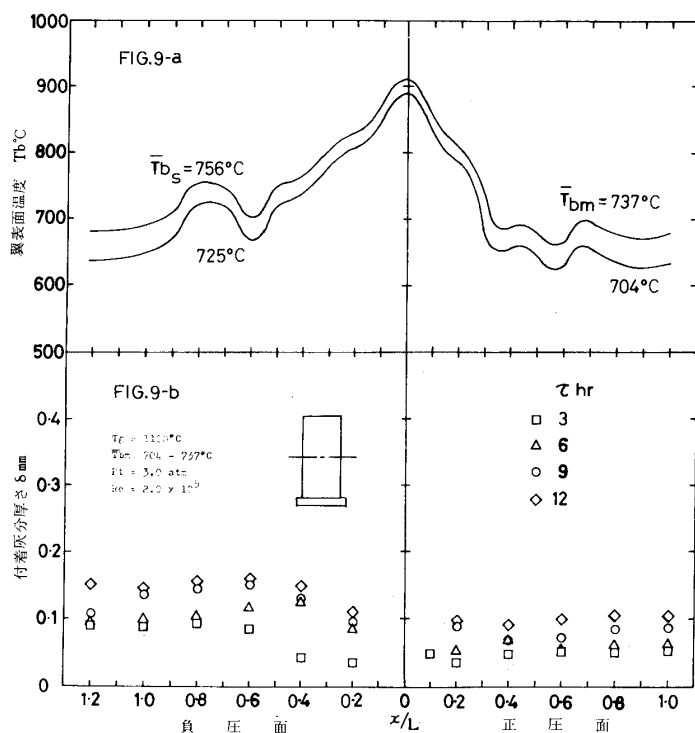


図9 実験番号7-11における試験結果

示したものである。

この場合の負圧面における主要付着物質は Na_2SO_4 である。その他に $3\text{NiO} \cdot \text{V}_2\text{O}_5$ と NiCr_2O_4 が現われたが、これらは翼材料の腐食化合物が混入した結果である。負圧面における腐食は $T_g = 900^\circ\text{C}$ の場合と同様に付着灰分の厚い部分で少なかった。翼正圧面上の物質は負圧面上の灰分ほど容易には削除できないが、これを削り取って分析した結果、翼材料の腐食物質 $3\text{Ni} \cdot \text{V}_2\text{O}_5$ と NiCr_2O_4 が同定された。

5.2 灰付着量に対する翼温度および暴露時間の影響 5.1 節で述べたように本実験では翼負圧面側に灰付着が発生した。従って、この節以下は主として負圧面の灰付着量について言及する。

$T_g = 900^\circ\text{C}$ および $T_g = 1100^\circ\text{C}$ の実験で得られた負圧面における単位時間当りの灰付着量 \dot{m} と負圧面全面の平均翼温度 \bar{T}_{b_s} との関数を図10に示した。このように灰付着量は主

流温度一定の場合に、翼温度が減少すると増加して行く。

実験番号7~11で得られた翼負圧面の灰分堆積量 m_s と暴露時間 τ との関係を図11に示した。 m_s は初期の暴露時間ではほぼ時間に比例して増加するが、ある程度時間が経過したのちには付着量の増加率に減少の傾向が出て来るようである。

5.3 灰付着機構の検討 高温の主流ガス中に含まれる灰分は固体または液状の微小粒子、あるいは蒸気状態となって存在している。これらが低温の翼面に付着堆積するメカニズムとしては大別すると二種の機構、すなわち、蒸気拡散と粒子拡散があると考えられている。すでに緒言で触れたように石谷らは冷却円筒を用いて灰付着機構に関する研究を行なった結果、灰付着の主要

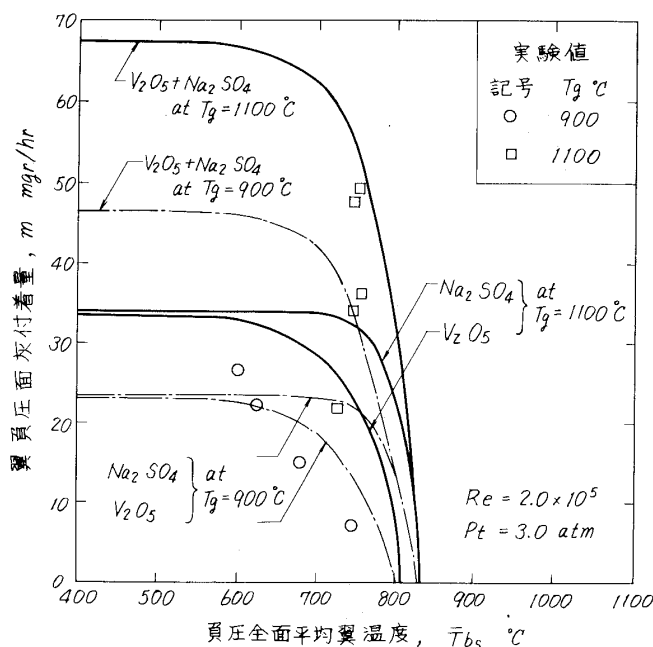


図10 翼温度による灰付着量の変化

因子は凝縮を伴う蒸気拡散であり、付着量は Spalding の物質伝達理論で求められると言う結論を得た。さらに Na, V, S を含む燃焼ガスでは、主流中の V_2O_5 と Na_2SO_4 蒸気が冷

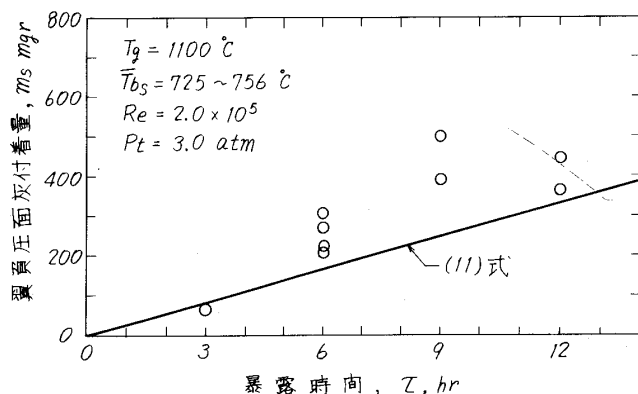


図 1-1 灰付着量の経時変化

却面に凝縮付着することを明らかにしている。従って、本報告では上記研究の結論を基礎とした検討を行なう。

Spalding⁽⁹⁾によれば拡散物質 j を含む流れの中におかれた物体表面における物質の単位時間、単位面積当りの付着量 \dot{m}'' は次式で与えられる。

$$\dot{m}'' = St \cdot G \cdot \left(\frac{\Gamma_p}{\kappa / C_p} \right)^{\frac{2}{3}} \ln(1 + B_p) \quad (1)$$

(1)式を冷却翼の場合に適用する。すなわち、

$$St = Nu / Re \cdot Pr \quad (2)$$

$$G = Re \frac{\mu_g}{L} \quad (3)$$

$$\frac{\Gamma_p}{\kappa / C_p} = \frac{D_j \rho_g}{\kappa / C_p} = \frac{\mu_g C_p}{\nu_g / D_j} = \frac{Pr}{Sc} \quad (4)$$

$$\ln(1 + B_p) \doteq B_p \quad (5)$$

(2)~(5)式を(1)式に代入すると、蒸気拡散によって翼面に到達する物質 j の量を表わす式として次式が得られる。

$$\dot{m}'' = \frac{Nu}{Pr^{\frac{1}{3}} Sc^{\frac{2}{3}}} \left(\frac{\mu_g}{L} \right) B_p \quad (6)$$

$$\text{ここで, } Sc \doteq 0.145 M_j^{0.556} \quad (7)$$

$$B_p = \frac{M_G - M_S}{M_S - M_T} \quad (8)$$

翼表面における付着物質の質量分率は $M_T = 1$ であり、 M_S は付着表面近傍の雰囲気温度にお

ける物質 j の飽和蒸気圧で求められる質量分率である。通常 $M_S \ll 1$ であるからこれらを考慮すると(8)式は次のようになる。

$$B_p = |M_G - M_S| \quad (9)$$

ただし、 B_p の符号は物質移動の方向を意味するもので、ここでは量のみを考えることとして絶対値を採用した。

本実験で用いた冷却翼負圧面の無次元平均熱伝達率は別の実験により次式で与えられる。

$$Nu = 0.20 Re^{0.64} Pr^{\frac{1}{3}} \quad (10)$$

従って、(9)および(10)式を(6)式に代入すると、供試翼負圧面の灰付着量 \dot{m}'' が次式から求められる。

$$\dot{m}'' = \frac{0.20 Re^{0.64}}{Sc^{\frac{2}{3}}} \left(\frac{\mu_g}{L} \right) (M_G - M_S) \quad (11)$$

(10)式より求めた $T_g = 900^\circ\text{C}$ および 1100°C の場合の灰付着量を図10に曲線で示した。

M_S は翼表面温度 T_{bs} における物質 j の蒸気圧から計算した。 V_2O_5 と Na_2SO_4 の蒸気圧は次式より求めた。

V_2O_5 の蒸気圧⁽¹⁰⁾;

$$\log_{10} P (\text{atm}) = 1.22 - 7355/T (^\circ\text{K}) \quad (12)$$

Na_2SO_4 の蒸気圧⁽¹¹⁾;

$$\log_{10} P (\text{atm}) = 1.539 - 7230/T (^\circ\text{K}) \quad (13)$$

$$\log_{10} P (\text{atm}) = 1.022 - 17300/T (^\circ\text{K}) \quad (14)$$

V_2O_5 の蒸気圧は式によって大きな差があるが⁽⁴⁾、もっとも確かと思われる(12)式を利用した。

Na_2SO_4 の蒸気圧に関しては、融点 884°C 以上に対して(13)式を、それ以下に対して(14)式を適用した。

主流ガス温度 $T_g = 900^\circ\text{C}$ の主要付着物質としては、低翼面温度の場合に $Na_2O \cdot V_2O_4 \cdot 5V_2O_5$ 、高翼面温度の場合に Na_2SO_4 がそれ

ぞれ検出された(表4)。さらに $T_g = 1100^\circ\text{C}$ の場合には高翼面温度において Na_2SO_4 が検出された。前述のように石谷らの研究によれば、低翼面温度の付着物質 $\text{Na}_2\text{O} \cdot \text{V}_2\text{O}_5 \cdot 5\text{V}_2\text{O}_5$ は V_2O_5 と Na_2SO_4 が単独に付着して、両者が付着壁面上でこの複合化合物に変化したものとしている。著者らの実験結果ならびに石谷らの研究結果を総合すると、翼温度が高い場合には Na_2SO_4 の凝縮を伴う蒸気拡散による付着があるが V_2O_5 の付着は少ない。しかし、翼温度が低下すると V_2O_5 も凝縮して付着量を増大すると考えられる。

以上の理由から、図10には計算で求めた V_2O_5 と Na_2SO_4 の付着量の総和も同時に示した。実験値との量的な一致は十分ではないが、付着量の変化の傾向は説明できるように思われる。

図11に計算で求めた付着量を実線で示した。この値は灰付着面温度を一定と仮定したため付着量は直線的に変化する傾向となる。

付着物質蒸気圧の関係式が不備であること、実験範囲がせまいこと、などにより量的には必ずしも一致しているとはいえないが、定性的な説明が与えられるので、高温の重油燃焼ガス流中におかれた冷却タービン翼の灰付着については、蒸気拡散理論の適用が可能と考えられる。

6. 結 論

C重油燃焼ガス流中で二次元空冷タービン翼列を用いて灰付着試験を行なった。翼列入口ガス温度800, 900, 1100°C, 同全圧1.6, 3.0 atmの条件下で翼温度と暴露時間を変えて実験を行なった結果、次の結論が得られた。

- (1) 高温冷却タービン翼面の灰付着の主要機構は、硫酸ナトリウム Na_2SO_4 および五酸化バナジウム V_2O_5 の蒸気拡散と考えられる。
- (2) 灰付着は翼負圧面下流域の乱流境界層領域にのみみられ、翼前縁およびその近傍の層流境界層領域ならびに翼正圧面下流域のゲルトラ渦(乱流)領域にはほとんどみられなかった。
- (3) 翼負圧面に付着した灰分の主要物質として、翼温度が低い場合 $\text{Na}_2\text{O} \cdot \text{V}_2\text{O}_5 \cdot 5\text{V}_2\text{O}_5$ 、高い場合には Na_2SO_4 が検出された。

(4) 翼温度およびレイノルズ数を一定のまま主流ガス温度を高くすると灰付着量が増大するが、これは主流中の灰分濃度が増加することで説明できる。

(5) 主流ガス温度およびレイノルズ数を一定のまま翼温度を低くすると灰付着量が増大するが、これは蒸気拡散によって Na_2SO_4 以外に V_2O_5 が凝縮付着することで説明できる。

(6) ガス温度1100°Cにおける灰付着量は初期段階では時間に比例して増加するが、かなり短時間で鈍化の傾向を示す。

7. 謝 辞

本研究を開始するに当たって種々御指導を賜わった日立造船株式会社陸機設計所所長付三輪光砂氏(元運輸省船舶技術研究所機関開発部長)に感謝申し上げます。

8. 記 号

$$B_p = \frac{M_G - M_S}{M_S - M_T} \quad \text{物質移動推進力 driving force}$$

C_p : 定圧比熱 $\text{kJ/kg}^\circ\text{C}$

D_j : 物質 j の拡散係数 m^2/s または m^2/hr

G : mass velocity $\text{kg/m}^2\text{hr}$

g_f : 燃料消費量 kg/hr

h : 翼高さ 80 mm

L : 翼弦長 m, (40 mm)

M_G : 主流中における物質 j の質量分率

M_j : 分子量

M_S : 灰付着面近傍に設けた主流との境界面における物質 j の質量分率

M_T : 灰付着面における物質 j の質量分率

m : 灰付着量

\dot{m} : 単位時間当りの灰付着量 mgr/hr

\dot{m}'' : 単位面積、単位時間当りの灰付着量 $\text{kg/m}^2\text{hr}$

m_s : 総灰付着量 mgr

Nu : ヌセルト数

P : 物質 j の蒸気圧 atm

Pr : プラントル数

Ps_1, Ps_2 : 翼列入口および出口静圧

P_t : 翼列入口全圧 atm

Re : レイノルズ数 $= UL/\nu_g$

Sc : シュミット数

Sh : シャウツド数
 St : スタントン数
 T : 温度 $^{\circ}K$
 T_b : 翼温度 $^{\circ}C$
 T_{bm} : 翼中央断面周辺における翼温度 $^{\circ}C$
 T_g : 主流ガス温度 $^{\circ}C$
 U : P_t および P_{s_2} より求めた翼列出口流速 m/s
 x : 翼前縁より翼面に沿って計った距離 m
 $\Gamma_p = D_j \rho_p$ 交換係数 $kg/m \text{ hr}$
 κ : 主流ガスの熱伝導率 $Kcal/m \text{ hr } ^{\circ}C$
 δ : 灰付着厚さ mm
 μ_g : T_g における主流ガスの静粘性係数 $kg/m \text{ hr}$
 ν_g : T_g における主流ガスの動粘性係数 m^2/s または m^2/hr
 ρ_g : T_g における主流ガスの密度 kg/m^3
 τ : 暴露時間 hr
 添字 p : 翼正圧面, s : 翼負圧面, w : 正負圧全面, $-$: 積分平均

引用文献

- (1) Nelson, H.W., et al. (Battelle Memorial Institute), "Corrosion and Deposits in Coal- and Oil Fired Boilers and Gas Turbines," (1959), Pergamon Press and ASME, 198.
- (2) Parker, G.J. and Lee, P., "Studies of the Deposition of Sub-Micron Particles on Turbine Blades," Vol. 186 38/72, (1972), 519-526.
- (3) Taylor, W.F. and Wallace, T.J., "Kinetics of Deposit Formation from Hydrocarbon Fuels at High Temperatures," I and EC Product Research and Development, Vol. 6, No. 4, (1967-12), 258-262.
- (4) Hedley, A.B., Brown, T.D. and Shuttlesworth, A., "Vanadium Pentoxide Deposition from Combustion Gases," Trans. ASME, J. of Eng. for Power, (1966-4), 173-178.
- (5) Lee, S.Y. and Young, W.E., "Corrosion Testing of High-Temperature Gas Turbine Alloys," Proceedings of the International Propulsion Symposium on Combustion, Heat Transfer and Gas Turbine System, Cramfield, Vol. 2, (1971), 253-290.
- (6) 石谷清幹, 西川栄一, 大西洋, "模型炉による油燃焼ボイラの外部よごれに関する研究—高温よごれの付着機構," 日本舶用機関学会誌, Vol. 8, No. 6, (昭48-6), 63-72.
- (7) 石谷ら, "同上主題—付着たい積物の構造の温度依存性," 同上誌, Vol. 9, No. 7, (昭49-7), 84-94.
- (8) Kan, S., Miwa, K., Morishita, T., Munakata, Y. and Nomura, M., "Heat Transfer of a Turbine Blade," Gas Turbine Papers presented at Tokyo Joint International Gas Turbine Conference and Products Show, (1971-10), 219-226 (JSME-30).
- (9) Spalding, D.B., "Convective Mass Transfer," (1963), 448, McGraw-Hill Co. Inc.
- (10) Bornstein, N.S., Decrescente, M.A. and Roth, H.A., "Interaction Between Vanadium in Gas Turbine Fuels and Sulfidation Attack," Corrosion-NACE, Vol. 28, No. 7, (1972-7), 264-268.
- (11) Tschinkel, J.G., "Formation of Sodium Sulfate in Gas Turbine Combustors," Corrosion-NACE, Vol. 28, No. 5, (1972-5), 161-169.

ガスタービン発電プラントの騒音対策

日立製作所 機械研究所 下 出 新 一
日立製作所 機械研究所 井 川 敬之助
日立製作所 日立工場 星 野 和 貞

1. 緒 言

ガスタービン発電プラントは起動、停止の速動性や設置場所に対する制限が少ないことなどの利点があるが、反面騒音や大気汚染の問題があり、建設に際しては周辺環境保護の立場から、これらについてきびしい仕様がつけられるようになって来た。過去においても騒音に対する予測や対策を行なって来たが^{1),2),3)}、本論文では出力67000kWの大形ガスタービン2機をそなえた発電プラントに対して行なった騒音対策とその結果について述べたものである。騒音に対する仕様としてはガスタービンプラントから約200mはなれた発電所境界線上の暗騒音レベル53dB(A)が、ガスタービンの運転によって実質的に上昇しないというものであったが、実際にこの条件を満足させることができず、騒音公害の面からは全く問題ないことが確認された。

表1 設置場所の騒音規制値

区 域 の 区 分	昼間	朝夕	夜間
第1種区域 (住居専用地域)	50	45	45
第2種区域 (住居専用および居住地域)	55	50	45
第3種区域 (商業地域および準工業地域)	60	60	50
第4種区域 (工業地域)	70	70	60

備考：昼間とは午前8時より午後6時まで
朝とは午前6時より午前8時まで
夕とは午後6時から午後10時まで
夜間とは午後10時から翌日午前6時まで

2. 騒音規制

わが国における騒音規制は騒音規制法と地方公共団体による条例によって行なわれており、すべてA特性の騒音レベルdB(A)で規制されている。今回設置された場所における規制値は表1に示す通りであるが、地域環境保護の立場から、発電所境界線における騒音レベルがガスタービンの運転前後で変化しないことが要求され、このことから境界線で45dB(A)を目標にして防音計画を実施することとなった。

騒音規制の実務は市町村の公害担当課が行ない、工場の設置については法では届出制になっているが、地方条例では設置許可または認可制を採用している所が多い。しかし、最近の傾向はただ単に工場境界線での騒音レベルの規制値を満足すればよいというものではなく、付近住民が承認しなければ、実質的に工場の運転が不可能となるケースが多くなっている。このような場合の工場境界線での目標騒音レベルをどのように設定するかは非常にむずかしい問題であり、今后は自治体、住民、施主、メーカーが共同研究によって、その目標値を設定すべきであろう。

工場周辺における騒音レベルが工場運転後も変化しないという仕様が満足する対策を実施した場合、対策の効果が数値的に測定で求まらないという問題がある。すなわち暗騒音レベルが実質的に上らないためには、この場合ではガスタービンプラントのみを運転した場合の騒音レベルは暗騒音レベルより8dB程度低い値としなければならないが、暗騒音をとめることができないので、プラント運転のみ

(昭和51年11月26日原稿受付)

による騒音レベルの測定が不可能となることである。相関測定などによる方法も考えられるが、音源の大きさが大きいので正確な測定は現時点では期待できず、この点については過去の経験をつみ重ねて推定を行なう以外に方法はない。

3. ガスタービンの騒音源

ガスタービンの騒音を、(1) 圧縮機騒音を主体とする吸気音、(2) タービン騒音を主体とする排気音および、(3) 本体壁面より放射される本体騒音の3つに分け、これらについて、音響パワーレベルのスペクトルを測定した。騒音対策として(1)と(2)に対してはサイレンサを、(3)に対しては2重防音建家を用いることとしたため、これらの対策による効果の予測を行なうためには音響パワーレベルを知る必要があったためである。音響パワーレベルの測定は色々と困難な面があるが、音源から放射された騒音のエネルギーが流れている方向に垂直な面の面積を S (m^2)、その面での平均音圧レベル (または平均騒音レベル) を \overline{SPL} (dB) とした時、パワーレベル PWL (dB) は下式で求められるものとした。

$$PWL = \overline{SPL} + 10 \log_{10} S \quad (dB) \quad (1)$$

\overline{SPL} は吸気騒音については、吸気ダクトの断面上をマイクロホンをと

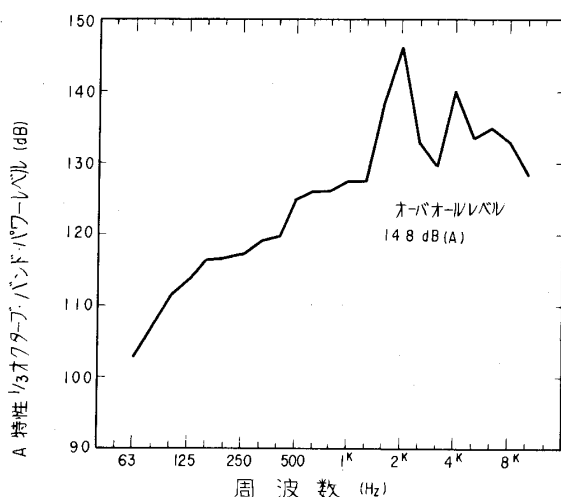


図1 吸気騒音のパワーレベルのスペクトル

ラバースして求めた。ダクト内の平均風速は $16 m/s$ 程度であったので、マイクロホンにはウィンドスクリーンを装着し、流れによる2次発生音を除去した。図1は吸気騒音のパワーレベルの $1/3$ オクターブバンドによるスペクトルを示したものである。この場合圧縮機の羽根数は32枚、回転数は $3600 rpm$ であるので基本周波数は $1920 Hz$ 、第2高周波 $3840 Hz$ となり、図1の $2 kHz$ および $4 kHz$ のピークがこれに相当する。

排気騒音は、排気ガスの温度が無負荷時でも $200^\circ C$ 以上、定格負荷時では $500^\circ C$ 以上となり、かつ排気ダクト内の平均流速が無負荷時 $14 m/s$ 、定格負荷時 $30 m/s$ 程度になり、ダクト内に直接測定用マイクロホンをそう入することができないため、今まで測定ができなかったが、図2に示すような方法で無負荷時における測定を行ない、(1)式を用いて図3のような

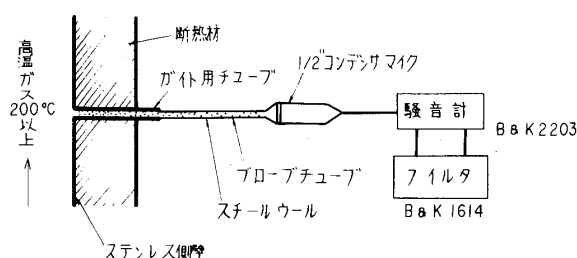


図2 ガスタービン排気騒音の測定系

結果を得た。図2に示したように、マイクロホンの先端に内径 $3 mm$ のステンレスパイプ (プローブチューブ) を取り付け、プローブチューブ内にスチールウールをつめてチューブの共振を防ぎ、このプローブを排気ダクトの側壁を貫通させ、その先端をダクト内壁面と一致させた。マイクロホンはBK製 $1/2$ コンデンサマイクロホンを用い、プローブチューブの長さは $200 mm$ とした。このようにするとプローブ内はガスが流れないから、流れによる熱伝達はなく熱伝導のみとなりマイクロホンの膜面での温度は $80^\circ C$ 以下となるのでダクト壁面での音圧レベルを直接測定することができる。プローブチューブをつけたマイクロホンの周波数特性および感度

は予め測定しておいた。このような方法で断面が角型の排気ダクトの側壁周囲4ヶ所の音圧レベルを測定し、これらの値から(1)式の SPL を求め、PWL を求めた結果を図3に示す。この測定法ではダクト中央部の音圧が測定されてい

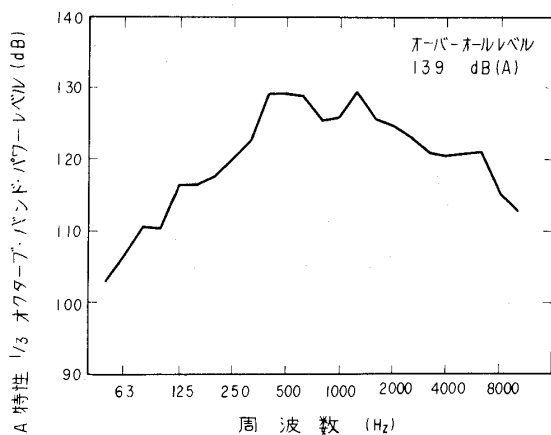


図3 排気音のパワーレベルのスペクトル

ないという問題が残っているが排気騒音のパワーレベルの値に近いものが測定できたと思われる。図3を見ると図1のような顕著なピークがなく、オーバーオール・レベルは吸気音に比して約10 dB 低い。なお別途測定した流れによる騒音と図2の方法で測定した音圧レベルとを比較したところ、後者のレベルが十分高く、この測定におけるS/N比は十分とれていることが確認された。

本体騒音は排気および吸気サイレンサを取付けた状態で本体周辺の音圧レベルを一定間隔で測定して $\overline{\text{SPL}}$ を求め、Sはガスタービンをかこむ半円筒の表面積を用いて求めた本体騒音の音響パワーレベルのスペクトルを図4に示す。なおガスタービン本体表面からのオクターブバンド SPL の距離減衰の測定結果を図5に示す。同図に示した破線は Rathe の式⁴⁾すなわち、点音源が矩形面上に一様に分布した場合の矩形面上からの音圧距離減衰曲線で測定値はほぼこの線上にあることが分る。

4. 防音対策計画とその効果の予測

前章にも述べたように、防音対策として本体は2重の防音建家でおおい、吸排気音はサイレ

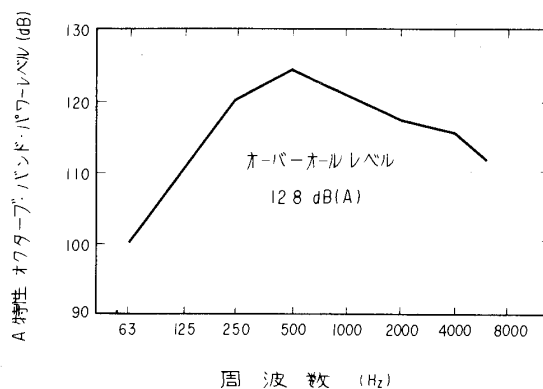


図4 本体騒音のパワーレベルのスペクトル

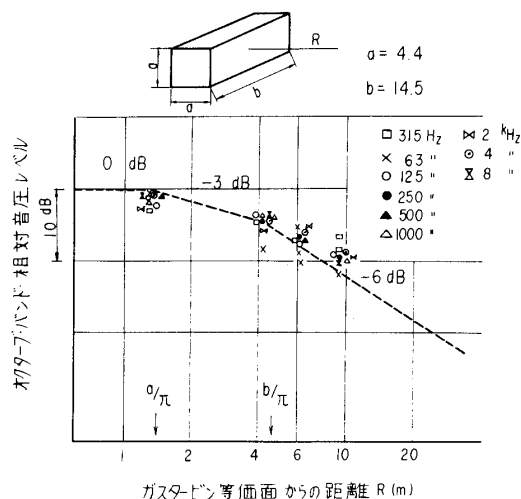


図5 ガスタービン表面からの距離減衰

ンサで処理することとした。

2重防音建家の構成を図6に示す。図6で、外気は吸気口より吸気サイレンサ内を通り、フィルタ室内に放出された後、吸気フィルタを通して吸気サイレンサ内の吸気ダクトを通り、軸流圧縮機に入る。排気ガスは排気サイレンサ、排気ダクトを通り地上約65mの排気煙突より大気に放出する。ガスタービン本体騒音はガスタービンと基礎を別にして振動絶縁した防音カバーおよびその外側をおおった防音ハウスによりしゃ音されている。このようにガスタービンを周囲の温度が上昇するので、各空間内の換気のために換気用ダクトを設け、これを吸音材で内張りした吸音ダクトとし、これらの空間からの音が直接外部に洩れないようにした。内側の防音カバーの構造は図7に示したような構造と

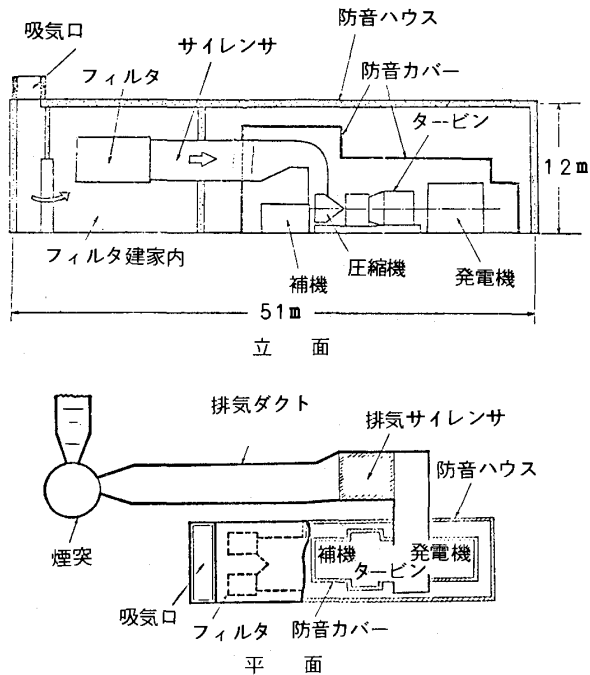


図6 防音構造の概要

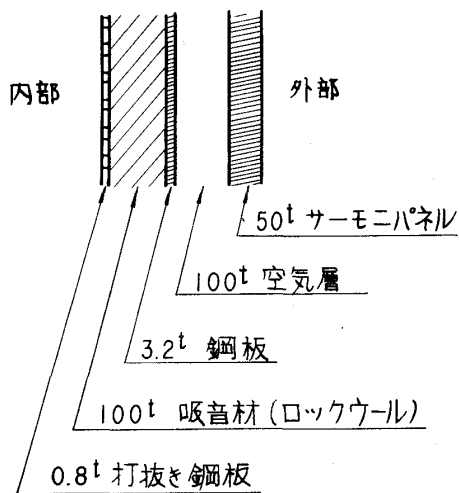


図7 防音カバー構造図

した。外側の防音ハウスは170mm厚のコンクリートの内側に50mmのグラスウールをはり、打抜鋼板でおさえた構造とした。

2重防音構造の防音効果は下記のような近似計算によって求めた。図8で計算を簡単にするため、カバー内の音場を拡散音場とすると、カバー外のカバー近傍の音圧レベル SPL_{out} は建築音響の知識をかりると次式で求められる。

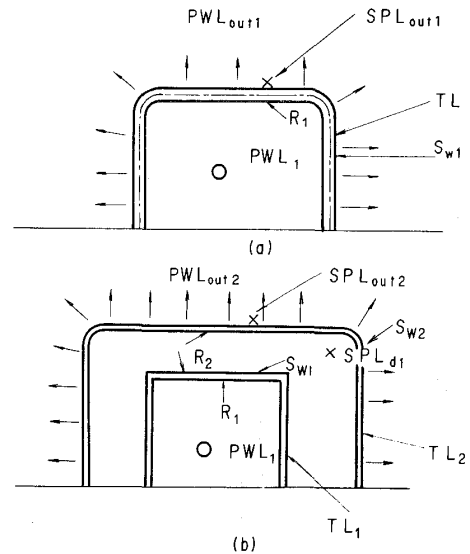


図8 防音カバーのしゃへい効果をもとめるための説明図

$$SPL_{out1} = PWL_1 - TL_1 + 10 \log_{10}$$

$$\frac{4}{R_1} - 6 \quad (\text{dB}) \quad (2)$$

$$R_1 = \frac{\bar{\alpha} S}{1 - \bar{\alpha}} \quad (\text{m}^2) \quad (3)$$

$$S = \sum S_i \quad (\text{m}^2) \quad (4)$$

$$\bar{\alpha} = \frac{\sum \alpha_i S_i}{S} \quad (5)$$

ここで

R_1 : 1重カバー内空間の室定数 (m^2)

α : 吸音率

S : 壁面積 (m^2)

TL_1 : 1重カバーの壁の透過損失 (dB)

PWL_1 : 音源の音響パワーレベル (dB)

防音カバー外壁の表面積を S_{w1} とすると、この面から放射する音響パワーレベル PWL_{out1} は下記で表わされるとする。

$$PWL_{out1} = SPL_{out1} + 10 \log S_{w1} \quad (\text{dB}) \quad (6)$$

(2)式を(6)に代入すると

$$\begin{aligned}
 \text{PWL}_{\text{out}1} &= \text{PWL}_1 - \text{TL}_1 + 10 \log_{10} \frac{4}{R_1} \\
 &\quad + 10 \log_{10} S_{w1} - 6 \\
 &= \text{PWL}_1 - \text{TL}_1 + 10 \log_{10} \\
 &\quad \frac{1}{R_1} + 10 \log_{10} S_{w1} \\
 &\quad \text{(dB)} \quad (7)
 \end{aligned}$$

同様に第2番目のカバー（防音ハウス）壁から放射する音響パワーレベル $\text{PWL}_{\text{out}2}$ は

$$\begin{aligned}
 \text{PWL}_{\text{out}2} &= \text{SPL}_{\text{out}2} + 10 \log_{10} S_{w2} \\
 &= \text{PWL}_{\text{out}1} - \text{TL}_2 + 10 \log_{10} \\
 &\quad \frac{1}{R_2} + 10 \log_{10} S_{w2} \\
 &= \text{PWL}_1 - (\text{TL}_1 + \text{TL}_2) \\
 &\quad + 10 \log_{10} \frac{1}{R_1 R_2} \\
 &\quad + 10 \log_{10} S_{w1} S_{w2} \\
 &\quad \text{(dB)} \quad (8)
 \end{aligned}$$

ここで R_2 (m^2), TL_2 (dB), S_{w2} (m^2) はそれぞれ内側カバーと外側カバーとの間の空間の室定数 (m^2), 外側カバーの透過損失 (dB) および外側カバーの表面積 (m^2) である。外側カバー近傍の音圧レベル $\text{SPL}_{\text{out}2}$ は

$$\begin{aligned}
 \text{SPL}_{\text{out}2} &= \text{PWL}_1 - (\text{TL}_1 + \text{TL}_2) \\
 &\quad + 10 \log_{10} \frac{1}{R_1 R_2} + 10 \log_{10} S_{w1} \\
 &\quad \text{(dB)} \quad (9)
 \end{aligned}$$

さらに、外側カバーと内側カバーの間の音圧レベル SPL_d は

$$\begin{aligned}
 \text{SPL}_d &= \text{PWL}_{\text{out}1} + 10 \log_{10} \frac{4}{R_2} \\
 &\quad \text{(dB)} \quad (10)
 \end{aligned}$$

ただしこの計算では、外側カバーの有無によって内側カバー内の音圧レベルは変わらないものとしているが、この仮定は実際に十分満足されると考えられる。

同様な手法を用いると n 重防音カバーの効果の計算を行なうことができる。すなわち

$$\begin{aligned}
 \text{PWL}_{\text{out}n} &= \text{PWL}_1 - \sum_{i=1}^n \text{TL}_i \\
 &\quad + 10 \log_{10} \frac{1}{R_1 \cdot R_2 \cdots R_n} \\
 &\quad + 10 \log_{10} (S_{w1} \cdot S_{w2} \cdots S_{wn}) \\
 &\quad \text{(dB)} \quad (11)
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \text{SPL}_{\text{out}n} &= \text{PWL}_1 - \sum_{i=1}^n \text{TL}_i \\
 &\quad + 10 \log_{10} \frac{1}{R_1 \cdot R_2 \cdots R_n} \\
 &\quad + 10 \log_{10} (S_{w1} \cdot S_{w2} \cdots S_{w(n-1)}) \\
 &\quad \text{(dB)} \quad (12)
 \end{aligned}$$

この式は音源のパワーレベル PWL_1 (dB), 各防音カバーの透過損失 TL_i (dB) およびその表面積 S_{wi} (m^2) および各防音カバー内の室定数 R_i (m^2) が与えられると多重防音カバー外周近傍の音圧レベルが与えられることを示している。パワーレベル、透過損失および吸音率は周波数の関数であるので、オクターブ・バンド毎に計算を行なった。(数値の1例を挙げると図7に示した防音カバーの500 Hz 帯域における透過損失 TL は40 dB, 吸音率 α は約0.9である) 吸排気音の対策は前述のようにサイレンサを用いることとしたが、吸気音は図1に示したように2000および4000 Hz 付近の強いピークを中心とした高周波成分の強いスペクトルであるのに対し、排気騒音は図3に示したように特定のピークがなく吸気音に比してスペクトルが平坦で低周波部に延びている点が異なっている。また排気サイレンサの圧力損失は直接ガスタービンの効率に影響を及ぼすのでこの点に特に注意しなければならない。実際のサイレンサは吸排気共パラレル・バップル型（平行型吸音スプリッタ型）を用いたが、排気サイレンサは低音用と高音用のものを縦続ぎにする構成とし、上流側に低音用サイレンサ2段、下流側に高音用サイレンサ2段を設置することとした。スプリッタ型サイレンサの設計については色々と研究がなされているが^{5),6),7),8)} 現時点では計算のみによっては設計できないので、手持の実験データにより設計を行なうことにな

るが、排気サイレンサの場合、排気温度が高いので使用する吸音材の吸音率が常温の場合と異なる恐れがあるので、この点についても検討を行なった。高温における吸音材の吸音率を実際に測定することは困難であるので、吸音材が使用される雰囲気音速に対する吸音率の変化を求めることとし、常温で音速が空気中の場合のそれぞれ半分および3倍となるフロン22およびヘリウムを用い、垂直入射吸音率を測定した所がかなり異なった値となった⁹⁾ので、Bernanek の発表している流れ抵抗から吸音率を求める計算法によって材料の物質定数と媒質の定数などから算出した流れ抵抗値を用いて計算を行なった所、媒質に関する吸音率の変化の状況がほぼ実測値と一致することが確かめられた¹⁰⁾。

図9に吸気サイレンサ、図10に排気サイレンサの構造を示す。排気音はサイレンサを出た後、排気ダクト内、煙突内およびダクトの曲り部分で減音が見込まれるが、これらの減音量の推定は非常に困難であるが一応手持資料によって推定することとした。

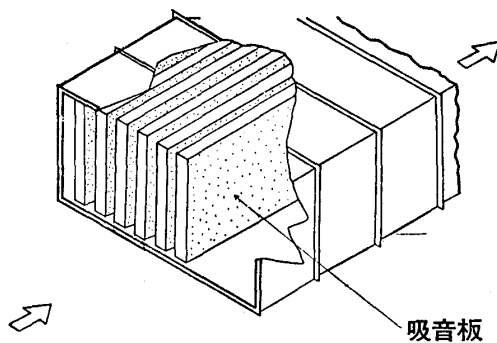


図9 吸気サイレンサ構造図

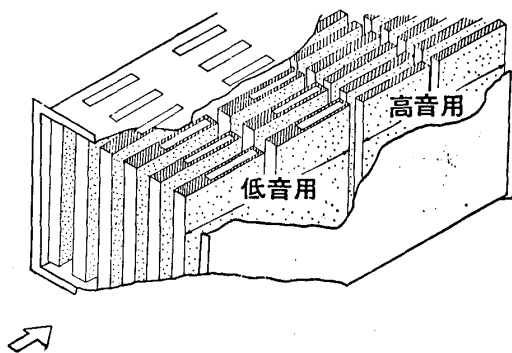


図10 排気サイレンサ構造図

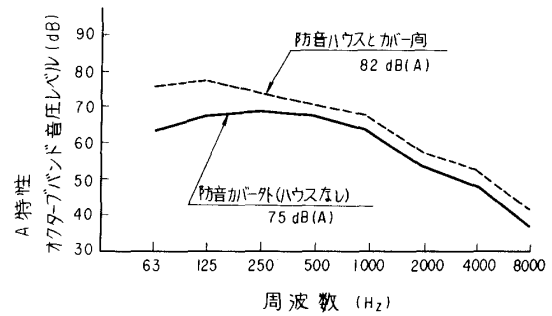


図11 予想本体騒音

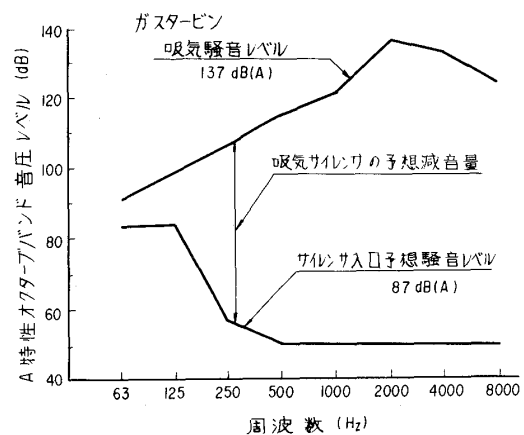


図12 予想吸気騒音

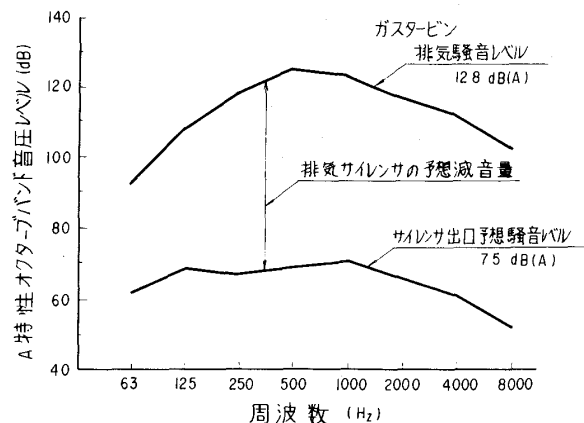


図13 予想排気騒音

以上述べた方法により、3章で述べた実測値を基礎として算出した予測結果を図11～13に示す。吸気音についてはサイレンサの予想減音量から算出すると500～4000 Hzの帯域では50 dB以下となるが、過去の測定結果では50 dB以下の数値がないので、500 Hz

以上は一応 50 dB としてオーバホール・レベルを求めたが、低周波成分が主体をなしているので、騒音レベルの値には影響はない。また吸気音については途中の流路面積変化による減衰量などを過去の実績データなどをもとにして考慮すると吸気口における予想騒音レベルは、66 dB (A) となる。

排気音についてはサイレンサの出口以降、煙突出口までの減音量を 9 dB とすると煙突出口における予想騒音レベルは 66 dB (A) となる。

以上のような検討以外に、ガスタービン・プラントの吸排気口ならびに煙突出口からの騒音の伝ばんについての縮尺模型を用いた実験を行ない、指向性と距離減衰に対する検討を行ない、これらを総合して境界騒音レベル 45 dB (A) を満足することを確認した。

5. スピーカによるサイレンサ，防音カバーの効果の測定と実機運転時の騒音予測

以上述べた諸計画と予測は手持資料と計算によって行なったものであるので 67000 kW ガスタービン発電プラント工事完了後、実機運転に入る前にスピーカを音源として音響測定を行ない、将来の設計資料としてまとめ、さらにこれを用いて実機運転時の騒音予測を行なった。

たとえば排気側では排気サイレンサと排気ダクト内のまがりによる減衰量の外に内径 8 m，高さ 6.5 m の煙突内における音の減衰を実測し、図 3 の排気音スペクトルから排気煙突出口における予測スペクトルとして図 14 を得た。これ

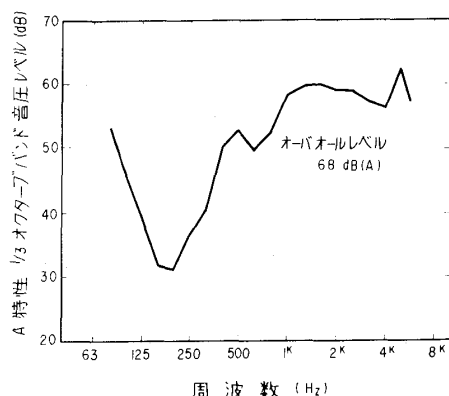


図 14 排気煙突出口部の予想騒音

らの測定で最も問題となった点はダクト類の寸法が非常に大きく、これに対して使用したスピーカが 30 cm 立方の箱入スピーカであるため、実機の場合とかなり様子が異なることであるが、一応このような音源で実測することとした。なお使用した音源はオクターブバンドノイズである。

防音カバーおよび防音ハウス内の室定数 R はスピーカテストにより残響時間を測定し、下式を用いて平均吸音率 $\bar{\alpha}$ を算出し (3) 式により R を求めた。

$$\bar{\alpha} = 0.16 \frac{V}{ST} \quad (3)$$

ここで V ; 空間の体積 (m^3)

S ; 内表面積 (m^2)

T ; 残響時間 (sec)

測定前残響曲線がどのような形となるかが心配されたがこの点は問題はなかった。実際の測定では一度録音したものを速度を下げて再生してレベルレコーダに記録させる方法をとった。実測で得られた平均吸音率は計算値よりも小さな値となり、本体騒音の防音ハウス外での音圧レベルは当初の計算による予測値より高くなることが予想された。この平均吸音率の計算値と実測値の差を生じた原因としては、実際の施工上げが当初想定したものとは多少異なったことや、ガスタービン本体の吸音率の推定法などの見積り違いなどが考えられる。

6. 実機運転時の測定結果と予測との比較

67000 kW の定格負荷時 (水噴射 2%) において測定した騒音レベルの実測値を予測値と共に表 2 に示す。実測値で * 印のついているものは暗騒音の影響を受けているレベルを示す値であり、ガスタービンの運転音はこれより低い値である。実測値と予測値とはほぼ一致しているが、まがりダクトの効果やサイレンサの効果など設計時点で安全側の数値を用いた個所では予測値を下廻った点があった反面、排気ダクト周辺では暗騒音の影響により予測値を上廻る点もあった。しかし発電所周辺における騒音レベルはガスタービン運転前後で変化はなく、かつ

本論文に直接関係はないが排気に対する対策も十分に行われていたために煙突からの煙も全然認められないので、境界線上ではいつ運転に入ったのか分らない状態であり満足すべき結果が得られた。

7. 結 論

大型のガスタービン発電プラントの運転を開始しても実質的に周辺地域に運転による影響を何ら与えないような騒音対策を計画してこれを実際に施行してほぼ所期の目的を達することができた。

本研究ではガスタービンの各部より発生する騒音を実測して得られた結果に基づき本体に対

なり大胆な仮定や推定を行なった点もあり、今後さらに精度のよい予測を行なって最適設計に近づけ、よりコストが低く有効な対策を行なうために現場データの積み重ねが必要であるが、現段階においてもわが国の現状に即した低騒音ガスタービン発電プラントの建設が可能であることが実証された。

参考文献

- (1) 平松他2名；日立評論，55-4
- (2) 国広，下出，草場；機械学会，日立地方講演論文集，1975-10
- (3) 井川；日立評論，55-4
- (4) E. J. Rathe J. Sound Vib. 1969-10-(3)，472-479
- (5) R. J. Wells, R. B. Tatge Journal of Engineering for Power, Trans. ASME 1971-10，404-410
- (6) Oliver, C. Eckel : J. Engineering for Power, Trans. ASME 1964.11
- (7) Stephen J. Lukasik, WADC Technical Report 52-204 Vol.1, Supplement 1, 12.2
- (8) 下出，井川；音響学会講演論文集 51-10 p. 623
- (9) 下出，井川；音響学会講演論文集 51-5 p. 263
- (10) 下出，井川；音響学会講演論文集 51-5 p. 265

表2 予測値と実測値の比較

		d B(A)	
場 所		予測値	実 測 値
防音カバー内	補機室内	106	106
	タービン室内	108	108
防音ハウスと防音カバーの間	タービン室外壁	83	83
	発電機室外壁	75	75
防音ハウス外	空気取入口	66	60.5
	防音ハウス周辺	60	56~67*
	排気ダクト周辺	58	59.5~65*
	煙突先端	66	68

*の実測値は暗騒音の影響を受けているレベルである。

しては2重防音構造を採用し、タービンおよび発電機と振動絶縁を行ない、吸排気口に対してはサイレンサを設置する方法で防音対策計画を立て施工した結果所期の成果を得ることができた。しかし計画時点ではデータ不足のためにか



旧陸軍試作の補助ジェット エンジンの全貌（その1）

名城大学理工学部 林 貞 助

機体の、より以上の高速化の要求から第2次大戦末期に独逸、続いて英国で実用化されたジェットエンジンの跡を追って、大太平洋戦争中の日本国内に於ても、旧陸、海軍を両核として各種の噴流推進エンジンの試作が行われたが、以下には、1時期、陸軍の最優先試作機種とされた「補助ジェットエンジン」ネー1、2、3、4及び-0の試作開発経過に就て報告する。この経過に就いては、末記の資料リストの資料(1)、(2)に1部報告されているが、その詳細内容についての公表はこれが最初のものである。

尚、当時、国内では、ジェットエンジンを「ロケット」、ラムジェットを「サーモパイル（Thermopile）」、本来のロケットを「補助ロケット」などと呼称していたが、茲では、記述上の混乱を避けるため、「ターボジェット」、「エンジンジェット（カンピニー方式）」等の、現在用いられている呼称を用いて書く。

又「ネ」号というのは、戦時の秘匿記号で、当時の所謂「燃焼ロケット」の燃焼のネを意味し、後に陸、海軍統一記号となった。

世界の航空用ガスタービン（ジェットエンジンを含む）の開発には、当初から、2つの方向が有り、その1つは、当時の航空ピストンエンジンの1基当たり出力の限界を考えての、3000～4000馬力又はそれ以上の出力を目標とする大型ターボプロップ型式（いずれも大きな空

気流量を前提とした軸流圧縮機附。その着想は案外古く、英RAEのGriffithの提案など有り、後に英Metropolitan-Vickers社、独Siemens社がこの線を追って企画した。）と、今1つは、高機速に於けるプロペラー推進法の限界を考えてのジェットエンジン型式（初発の独Chain、英Whittleのこの種エンジンは比較的小さな推力を前提として圧縮機に、簡易に圧力空気を作り得る遠心型を採用したのが特徴的である。但し独の次発のJumo 004及びBMW 003エンジンには、小前面々積、高効率を狙ってか、軸流圧縮機を採用。）であるが、日本に於ても、この種噴流推進エンジンの開発に当り、上記の2つの方向が併在した。（尚、上記2つの開発方向の内の后者、ジェットエンジンが、劣質燃料使用可能、1基当りの生産Man-hour寡少の点を特に強調され出したのは、独、日ともに、敗戦が予見された頃以降のことであり、当初は、専ら、出力の飛躍、或いは、機速の著増への試作企画であったと思う。）伊のカンピニーのエンジンジェットは、ジェットエンジンの変種と云うべきものであろう。

扱て、独、英に於ける、夫々の先発試作ジェットエンジンの運転実験は、いずれも、昭和12年から始まっているが、この頃から、欧米の航空技術雑誌類には、「噴流推進」に関する記事が散見し出し、一方、昭和13年秋に仏国より帰られた海軍の種子島時休中佐（1時期、カンピニー式エンジンを推奨して居られたと記憶する。

（昭和51年10月6日原稿受付）

筆者も中佐と全時期（昭和10～13年巴里駐在。）を中心とする噴流推進エンジン試作の動きが出、陸軍部内に於ても、これを追う動きが出て来た。〔昭和17年春より秋にかけて、相前後して、海軍空技廠－（発動機部第二科）、陸軍二航研－（第四研究室）、及び東大航研に、夫々、噴流推進エンジン研究専門部門（上掲カッコ内の名称の）が新設された。〕

当時、筆者の勤めていた川崎航空機工業は、既に陸軍側の専管工場の如き状態で、機体やエンジンに対し、陸軍の新しい研究試作命令を受けることが多かったが、勤務する空冷エンジン設計部門から引出されて、命ぜられたハ－140（DB601エンジンの性能向上型）の事故（排気弁焼損多し）対策を終て得て1息入っていた筆者が陸軍二航研からの指名に依り、その囑託として、1ケ年を期間に、「ジェットエンジン開発に当れ」との指令を受けて、部下9名と共に立川の二航研に着任したのは、昭和17年11月中旬のことであった。以後、川航派遣者一同、二航研部内者として1室を与えられ、結果的には、設計者としてはほぼ完全なフリーハンドを与えられて、ジェットエンジン試作開発にスタートした。この頃、既に戦局は欧亜両域に於て転回点に達して居り、歐洲では、独軍のスターリングラードの苦闘、米英軍のモロッコ上陸、東亜では、ニューギニアの日本軍后退決定、ガタルカナル島苦戦中などの時期であり、陸軍航空本部から二航研宛ての「噴流推進エンジンを昭和18年末迄に実用化せよ」との指令もあり、緊迫した空気下のスタートであった。

筆者の二航研職制（着任当時のそれは、昭和18年3月25日附で改変されたが、后者の表中には、現東大の岡崎卓郎教授、富士重工の秋山良雄氏、三菱長崎の矢野達夫氏の名が有る。）上を通じての任務は、二航研自身企画のジェットエンジンの試作開発に主務者として当ると全時に、別途、昭和17年末頃の、東大航研の提案に依るカンピー方式のエンジンジェットネー101及びターボプロップネー201（この両エンジンに就ては、后章に再記）試作開発への協力であった。川航派遣グループの二航研入りは、二航研自らがメーカー的な設計・製図

能力を持った最初の例ではないかと思う。

扱て、与えられたジェットエンジン開発の命題に対し、如何なる型式を採り上ぐべきか？上記の如く、昭和12年頃から、噴流推進に関する記事が航空技術雑誌上に散見し出し、特に16年頃からこの種記事量が増えて来て、例えば、「航空朝日」誌等にも、各国よりの対日特許申請内容（略画附）紹介など有り、噴流推進理論や構造原理程度は判っていたが、詳細且具体的なことは一切不明であり、全く白紙の状態で具体的な設計を進めねばならない状況で、このことは逆に云えば、既製サンプルや先入観念に支配されず、自由に考えを進め得た点、却ってプラスであったかも知れぬ。

この頃入手し得る耐熱鋼材としては、イ－301（所謂Ni－Cr－W鋼。航空ピストンエンジン排気弁材料）、又はその低Ni或いは無Ni代用鋼、耐熱鋼板としては、ハ－401又は－402（所謂13Cr系）程度のものより無く、（註：－米英側では戦争の進むにつれ、Niをより多く用いた良質耐熱鋼材に移行した）、一方、当時の機体設計者の考え得る機体速度と、上記の余り良質でない耐熱鋼材の許容する燃焼ガス温度とでは、この種噴流推進エンジンの全効率（＝「エンジン熱効率」×「推進効率」）は高くなり得ず、依って一定推力値に対するエンジン燃費量が過大化する惧有り、更に亦、上記の如く、陸軍航空本部からの急速完成（実用化）指令も出ている事情に鑑み、意を決して、我々の試作する機種を、補助（ブースター）ターボジェット及び補助エンジンジェット（カンピー式）に指向し、これ等を、ピストンエンジン附・プロペラー推進機体内に装着し、必要緊急時のみ、この補助エンジンをも加動して機体を増速、その高速化を計ることを狙うことにした。斯くすれば、

1) 補助エンジンの1回の使用時間は本質的に短く、劣質の耐熱鋼材に依っても、許容最高ガス温度を高め得る。と全時に、

2) 一定の航続距離に対して、主機ピストンエンジンの燃費量と、補助エンジンのそれとを合算した、全機としての燃費量を低く抑え得ることになる。

更に亦、この補助エンジン型式の大きな附随利益として、

3) 小型サイズで済む故、未知の燃焼、その他に予想される諸困難の程度も軽減される。

(註：一 戦後に判ったことだが、燃焼については、Ohain, Whittle の各エンジン、海軍のTRエンジン原型及びその後継のTR-10型エンジンに於て、いずれも大きな困難に遭遇していることから、又、筆者の燃焼実験過程に於ける経験からも、エンジン補助化(小型化)に依り、燃焼の困難を軽減することの重要さへの認識は間違っていなかったと思う。)

4) 補助ターボジェットの場合、その必要緊急時の始動が、主機ピストンエンジンに依る飛行中に行われるため、補助ターボジェット側の空気取入口及びジェットノズル出口を全時開放するだけで、風車アクションに依る始動が出来、専用スターターが不要となる。(この点は、后日、川航明石工場空冷ピストンエンジン性能運転台上に於ける運転実験で実証出来た。このことは、エンジン構造の簡単化及び重量軽減に大きな影響を持つ。)

補助エンジンジェット(カンピーン式)の場合にも、その始動は、主機ピストンエンジン補器筐側の駆動出力軸と補助エンジンとの間に置かれた簡単なクラッチをオンにするだけで足りる。

5) 補助エンジン側の所要補器(燃料噴射ポンプ等)の取付けや、それ等の駆動を、主機ピストンエンジン補器筐側に移し得る。(滑油ポンプのみは補助エンジン自身内に取付けた)。

などが考えられ、特に4)、5)の点でエンジンの設計がかなり楽になる。勿論、追って、主機としてのターボジェットやエンジンジェットをも完成する必要が有るが、これ等は、上述の各補助エンジンを先づ完成して十分な知識を得た後に着手すれば宜い訳で、この補助エンジン実用化から手を着ける構想は、今考えても間違っていなかったと思う。この方針は、幸い、当時の絵野沢静一陸軍二航研所長の全面的な支持を得て、これ等補助エンジンが、或る期間、陸軍

側の最優先重点試作機種となった。このことは、昭和18年3月2日、川航岐阜工場に於ける二航研・川航第1回打合せ会議席上で、その旨、絵野沢所長が言明されている。これに先立ち、当時、石川島芝浦タービン社(以下には④社と記す)の技師長なりし土光敏夫氏が二航研企画の噴流推進エンジンに対し激しい受註活動をされ、二航研所長の提案で、④社側、川航グループ側、夫々、エンジン試案2~3づつを用意し、全所長の前で提示し合って討論の結果、陸軍側は、我々、川航グループの案を採る旨所長が言明した一幕もあった。

以上の陸軍側の補助エンジン構想は、最初から主機としてのエンジン完成を狙って出た海軍側の方針とは全く対蹠的であった。

尤も、海軍側でも全様であったが、陸軍側に於ても、この報告冒頭に記した、この種エンジン開発方向の2潮流の1つに沿って、筆者等の採り上げた補助エンジンとは別個に、夫々、東大航研の提案に依るネー101(カンピーン方式のエンジンジェット。担当 三谷大尉。1000HP級星型空冷又は水冷12倒立Vハ-40、ハ-140ピストンエンジンを用い、900HP、2300rpmで外径1550mmφ、ボス径1070mmφの1段軸流ファン駆動。燃焼ガス温度800℃-註：一 タービン無きため比較的高温。高度0m、機速900km/hrに於ける推力1000kg以上。燃焼継続10分間。担当メーカー：川航、④社、目標納期：1号機、昭和19年4月。註：一 昭和19年6月、試作中止。)、及び、ネー201(大型ターボプロップ。担当 十森大尉。高度7000m、機速900km/hr以上のとき、プロペラー軸馬力3000HP以上、ジェット推力馬力2000HP以上。即ち等価総合馬力5000HP以上。目標納期：1号機 昭和19年2月。担当メーカー：④社。註：一 昭和18年12月、運転中、圧縮機破壊。昭和20年4月運転再開。未成果の俁終戦)の両試作が行われたが、全体として、筆者等の補助エンジンが、この両エンジンより優先していたことは上記の通り。川航派遣グループの内、筆者と永田大典技師が二航研職制上のネー101、ネー201に対する協力者となっていたが、2

人とも、この両エンジンに実際に関与する余裕は殆んど無かった。

尚、これ等、陸軍側の大型エンジンに見合う海軍側のそれ等としては、ネー101と全型式のIPRエンジン（空冷星型18気筒、2速過給器附、NK9Kピストンエンジン使用。3段軸流ファン駆動、高度2000m、機速800km/hrでの推力1396kg。）、及び、ネー201と全型式のGTRエンジン（軸馬力3000HP）が有ったが、いずれも、陸軍側の全種試作全様、終戦迄に完成しなかった。

扱てこうして、我々の開発機種を、主機エンジンとせず、補助エンジンとすることに決めたが、この補助エンジンにどんな型式を採るか、種々検討したが、各種型式の特性がいずれも未知であるとの前提に立ち、結局、ターボジェット型式2種（ネー3、ネー4）、エンジンジェット型式2種（ネー1、ネー2）を全時に並行試作することとし、それに、基礎研究用のラムジェット（ネー0）を加えて、図1に示す5型式を

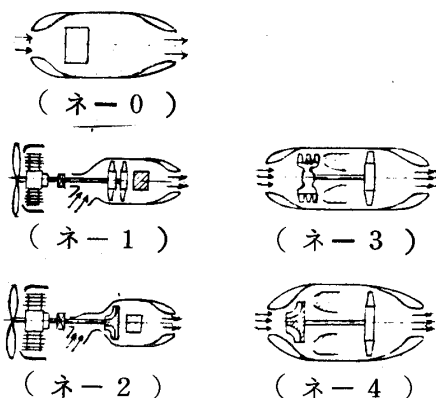


図1

採り上げ、各々の1号機の完成目標を、ネー0：昭和18年3月末。ネー3：全6月末。ネー4：全7月末。ネー1：全8月末。ネー2：未定として、製図に着手した。基礎研究用のネー0の最優先製作は当然として、それ以外、機体への装着に自由度の多いネー3、ネー4の完成時期を他の型式より優先せしめた。上記の各エンジンの完成時期目標は、実際には后述の如く、戦時下の各面での障害のため、関係者一同の超努力にも拘らず、押しなべて、約8ヶ月の遅れ

を生じたが、一応、各1号機の完成時期目標を、複雑な性能計算及び部品設計のそれを含め、製図開始后、ネー0、4ヶ月、他のエンジンは、いずれも半年強后としたことは、当時の切迫した状況を物語っている。

ネー0（ラムジェット。図2）は、この時期

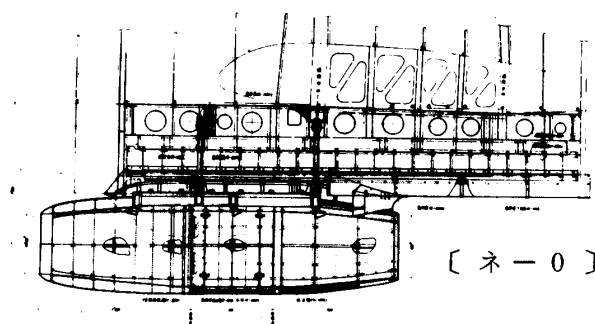


図2

の機体速度では、勿論、有力な推力増加装置たり得ないが、このネー0に依り、高空に於ける点火及び燃焼の研究、噴流推進理論、特にエンジン入口ディフューザーの性能などの確認の為、優先的に試作することにした。当時、二航研への協力者たる東大航研の1部に、入口ディフューザーの圧縮作用の有効利用を推奨、重視する空気が有り、その性能確認をも企図した訳である。

ネー3、ネー4は、上記の如く、機体への装着に都合の良い（装着場所の選択が比較的に自由な）ターボジェットであり、ネー3には圧縮機として軸流型（3段）を、又、ネー4には遠心型（輻流型）（1段）を用いたが、前者、ネー3の完成した形及び主要部品を図3～図17に、后者、ネー4のそれ等を図18～図25に示す。

ネー3、ネー4の両者の発生推力値としては、先づ、第1目標を単発（又は双発）プロペラー推進戦闘機に装着することに置き、想定試験高度6000m、全機速600～650km/hrとして、1基当り推力300kg内外とした。（当時、海軍側で地上実験中なりしTR-10型主機ターボジェット原型の目標推力値と偶然一致していた。戦后判明。）

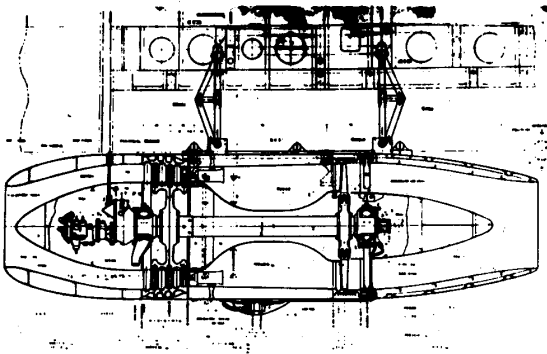


図3 ネー3横断面図

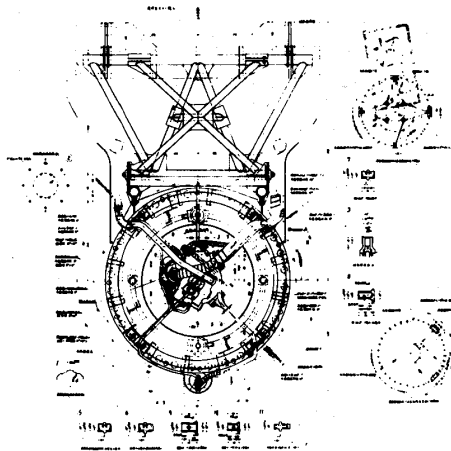


図4 ネー3前面図

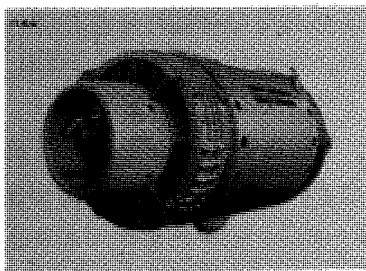


図5 ネー3斜面方写真
(入口ディフューザー外殻)
(及びボスカバー未装着)

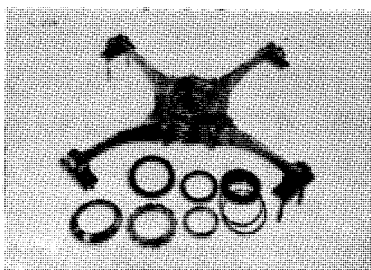


図6 ネー3前方ベヤリング筐支持法

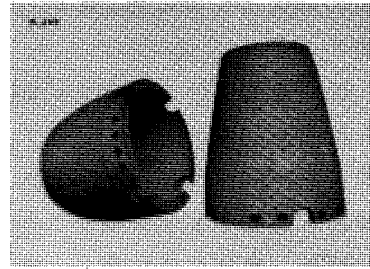


図7 ネー3入口ディフュー
ザー外殻及び尾管外殻

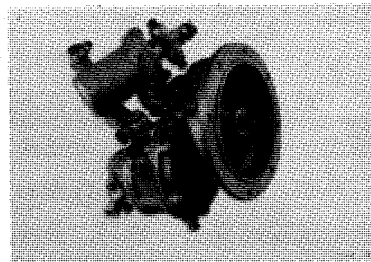


図8 ネー3滑油ポンプ

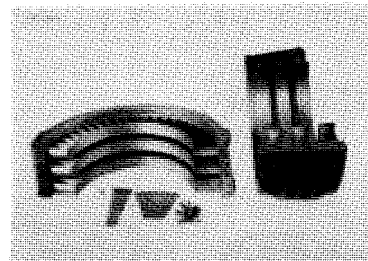


図9 ネー3軸流(3段)圧
縮機外環ケーシング

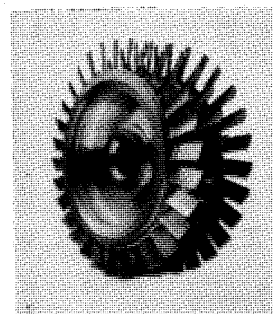


図10 ネー3軸流圧縮機翼車

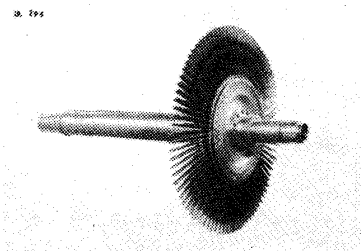


図11 ネー3タービン翼車

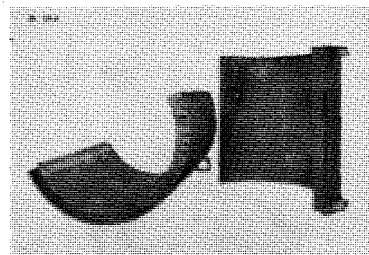


図15 ネー3中央外殻

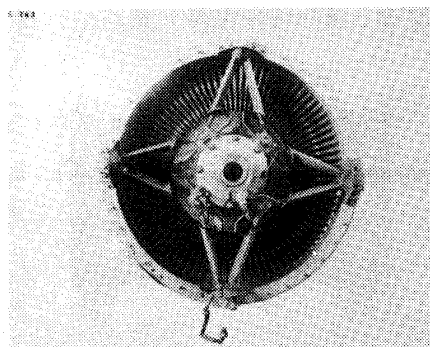


図12 ネー3タービン后面
(ベヤリング支持装置)

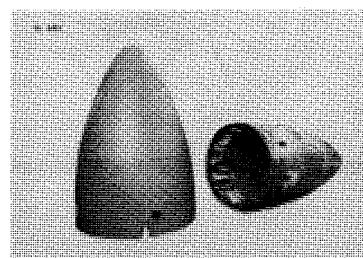


図16 ネー3圧縮機ボスカバー
及びタービンボスカバー

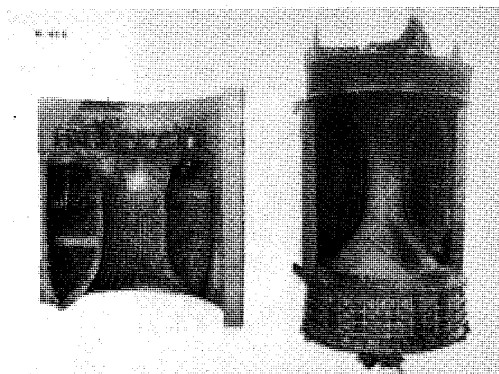


図13 ネー3中央殻 (C型燃焼器附)

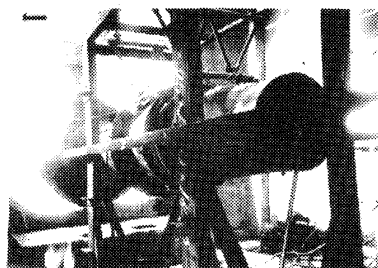


図17 ネー3地上運転 (川崎明石工場)

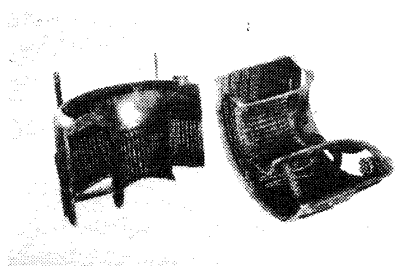


図14 ネー3燃焼器 (最終型)

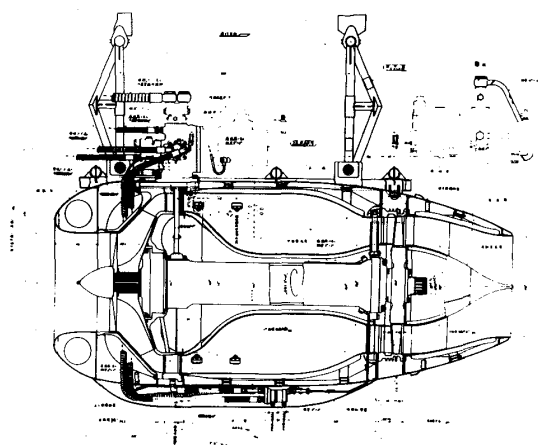


図18 ネー4横断面図

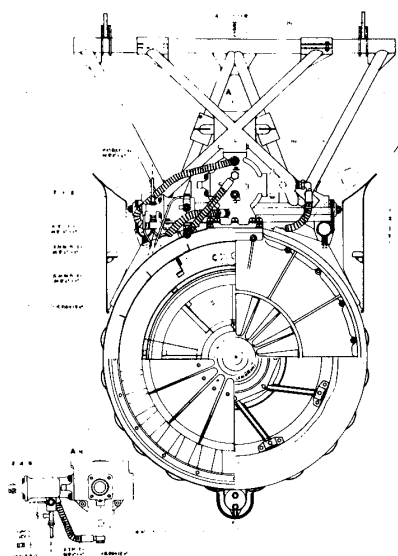


図 19 ネー 4 各断面図

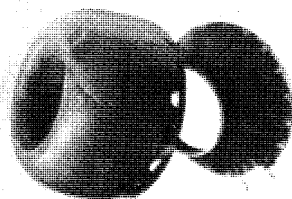


図 20 ネー 4 入口ディフューザー

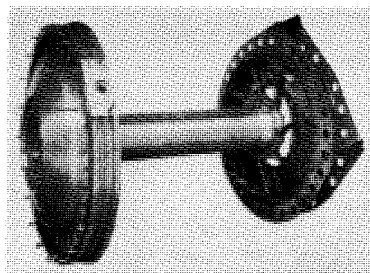


図 21 ネー 4 圧縮機車室及びタービン外環

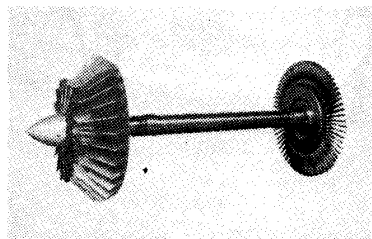


図 22 ネー 4 圧縮機翼車, タービン翼車

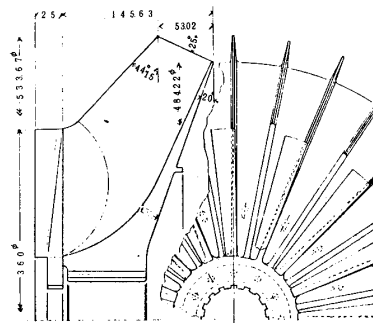


図 23 ネー 4 圧縮機 (遠心型) 翼車

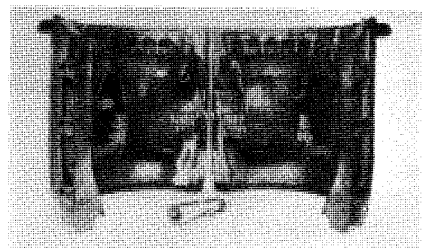


図 24 ネー 4 中央外殻 (燃焼器附)

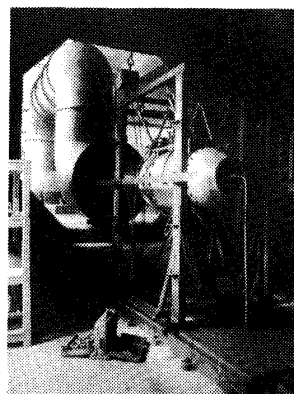


図 25 ネー 4 地上運転 (川航明石工場)

ネー 1, ネー 2 は, 所謂カンピニー方式のエンジンジェットを補助エンジン型式としたもので単発プロペラー推進戦闘機の機胴内部后方, 又は, 双発戦闘機や双発高速爆撃機の主機ピストンエンジンナセル内部后方に装着することを目的とし, ネー 1 にはコントラ 2 段軸流ファンを, ネー 2 には遠心型 1 段のそれを用い, 特にネー 1 のコントラ軸流ファンの好性能に期待をかけたものである。両エンジンの内, ネー 1 の双発機エンジンナセルへの装着状況の 1 例を図 26 に示す。

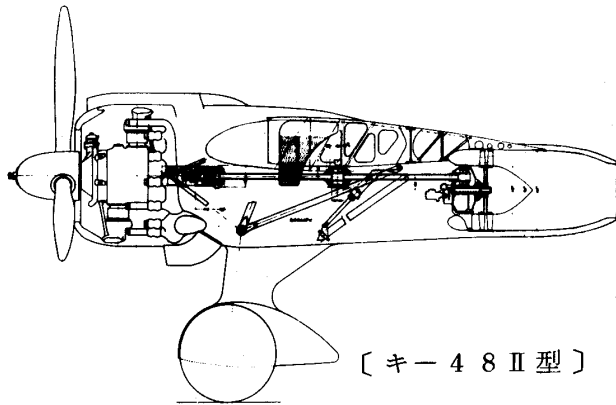


図26 ネー1縦断面

ネー1，ネー2の発生推力値としては，双発機への装着を第1目標として，1基当り150kg内外（2基で300kg内外）とした。

以上の各補助エンジンの，最終的に試験用母機となったキ-48II型双発軽爆機に装着せる場合の性能（計算）値を，后掲の表1に示す。

戦局の苛烈化と，海軍側の，独逸よりのBMW 003A型ターボジェットの資料入手が誘因となり，昭和19年7月，各方面に於てそれ迄試作中の各噴流推進エンジンと共に，我々の補助エンジンの試作中止命令を受けた時，ネー0は飛行数回，ネー3，ネー4は地上運転継続中，ネー1は部品半成，ネー2は製図未着手の状態であったが，これ等の内，ネー4は，既に，充分，実用可能の素質を持っている様に感じていた。

以上の如く，採り上ぐべき型式と目標推力値を決定した後，当時入手した東大航研の中西不二夫，栗野誠一両先生の理論・計算法テキスト〔資料(3)〕に依り，性能計算を進めたが，茲で特に断っておきたいことは，我々の択んだ型式が「補助エンジン」である以上，それ等に対して採るべき設計指針としては，「主機としてのエンジン」に対する設計指針とは全く異り，補助エンジンでは，1回当りの使用時間が短いことと相俟って，その単位推力当りの燃費の低減（換言すれば，エンジンの全効率＝「エンジン熱効率」×「推進効率」の向上）を第二義的に扱い，設計上の主目標（指針）を，一定の発生推力量に対するエンジンのサイズと重量とを最小にすることに向ける必要が有り，計算的に，

斯かる点を探し求めて圧縮機圧力比，その他を決定した。この場合，上述の如く，当時，東大航研の1部に，エンジン入口ディフューザーに於ける圧縮圧力比を推奨，重視する空気が有り，結果として，我々の補助エンジンの圧縮機圧力比は，上掲設計指針と相俟って低目の値となっている。

斯くて一同の夜昼無き頑張りの内に，ネー0の燃焼器，ネー3，ネー4，続いてネー1の機械加工部品の順序に製図を急ぎ（ネー2は未着手。后廻わし。），ネー1の図面のみは稍遅れたが，昭和18年4月末には，ネー0燃焼器各種及びネー3，ネー4の主要部品の，又，6月中旬には，機械加工部品全部の製図を終えたが，試作計画スタート后，約半年で4種のエンジン図面（胴殻のそれを除く）の大部分を終ったことになる。

ネー3，ネー4の主要部品材料としては，主回転軸には，イー225甲（所謂高Cr-Mn-Mo鋼），タービン翼車及び動翼には，イー301鋼（上記），又，タービン噴口（ノズル）翼には，ロー402（所謂13Cr系）を用いた。又，主回転軸前端（圧縮機側）のボールベヤリングには，外径150mmφのメディアムサイズ単列深溝型（外環温度70℃～80℃，内環温度250℃を予想。軸推力1.5tonとして11000rpm（ネー4）に対する耐久寿命80hrs. となった。主回転軸后端（タービン側）ベヤリングには，上記ボールベヤリングに見合う寸法のローラーベヤリング（主回転軸方向の伸縮を許し得る構造様式のもの）を用いた。

昭和18年6月中旬からは，川航グループ一同，立川より川航岐阜工場に移り，機体設計側の協力を受けて，各エンジンの胴殻（燃焼室及びその下流側の内壁面のみ耐熱鋼板張りとし，これ等鋼板の自由熱膨脹を許し得る様な方式の気密重ね張りとしたが，基本的には，デュラルミン製2重壁モノコック構造とし，この2重壁間に飛行風を導入して，内壁面耐熱鋼板をその裏面から冷却した。）の製図に従事した。

以上の過程の途中，ネー3，ネー4の各タービン，ネー3，ネー1の軸流圧縮機の製作を，川航の親工場たる神戸の川崎造船所の蒸気タービン

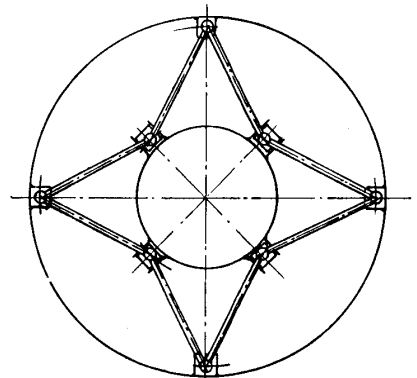
部門に依頼したが、全所が海軍専管工場にて、陸軍側の試作品の受注出来ぬと海軍監督官に拒否され、陸軍二航研の指示で、これ等の部品を④社に発注することになった経緯があり、この発注に当り、これ等の基本設計そのものも全社に1任した。

ネー4の圧縮機は遠心型で、川航明石工場で素材発注、機械加工を全て行ったが、その設計方針として、翼車の翼数を意識的に極めて多くし

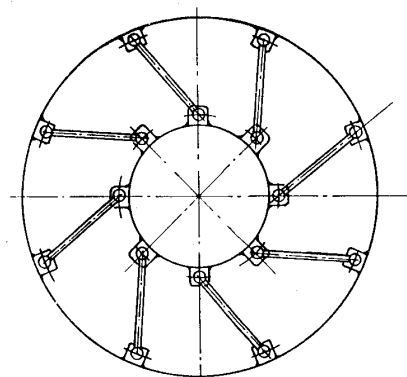
(図21, 22参照), 中間翼を含め、計32枚とした。通過風量が多い関係から、毎秒の単位空気重量流量当りの翼表面摩擦損失量が比率的に小さくなると考え、翼間空気流れの乱れを極減する意図に依るものである。Whittle W-1エンジンの遠心型圧縮機の翼車翼数は30枚で、后述の、筆者の採用した燃料の噴射前予熱法と共に、彼我、技術的に全く全じ着想を追っていたことになる。－(戦后判明)。この多翼翼車は当時としては、かなり飛躍した設計だったと思う。

更に又、ネー3、ネー4の設計上、共通して特に注意したのは、高速主回転軸(ネー3：正規8300rpm。ネー4：正規11000rpm)のベヤリング筐の支持方法で、運転中、比較的低温に留まり得る圧縮機側のボールベヤリング(軸推力をも負担)は、ネー3では、アルミ合金鋳物の軸流圧縮機外環ケーシングから、単に、4本の輻射腕でボールベヤリング筐を吊持し(図6参照)、ネー4では、遠心型圧縮機の翼車背后的車室壁中心部にこのボールベヤリングを収置したが、一方、この両エンジンのタービン側のローラーベヤリング筐の支持には、両エンジンのいずれに於ても、タービンケーシング外環(噴口翼取付部分)の、エンジン運転時の熱伸びがかなり大きかるべきことが予想され、このベヤリング筐を単なるケーシング外環からの輻射腕で吊持する方法では、重量軽減のため極端な薄肉構造とされている外環の自由膨脹を妨げることから

来る歪みを生じ、外環自身の破壊や、運転中の翼車動翼先端の外環内面への接触事故などを起こす惧有りと考えられたので、ネー3、ネー4の夫々に於て、方式は異なるが、ベヤリングセンターを厳密に確保し乍ら、タービンケーシング外環の自由熱伸びを許し得る構造とした。(ネー3：スライドシューに依る支持方式。図12, 図27-A参照。ネー4：傾斜支持腕に依りべ



(A) [ネー3]



(B) [ネー4]

図27 タービンベヤリング筐支持方法

ヤリング筐を回転せしめるやり方のセンター確保方式。図6, 図27-B参照)。ネー4の方式は、今日では、大型ターボジェット又はファンエンジンに見られるのと全じ構想のものだが、何等手本も無き当時、然も過忙裡に、よくも茲まで考えていたことと感慨が深い。

ジェットエンジンの最近の工作法

石川島播磨重工業 K K 西 良 正
航空宇宙事業本部技師長

1. はじめに

最近の航空機用エンジンは、小型航空機以外はほとんどジェットエンジンが用いられている。有史以来人間が大空をとぶことに憧れて多くの

が実現されたわけである。その後の研究発展は目ざましく、第二次大戦終り頃まではレシプロエンジンが主流であったが、その後はジェットエンジンの研究が成果を上げ、航空機の性能は格段の向上をみるに至った。ここで限られた紙面の範囲内で、ジェットエンジンの工作法について述べる。

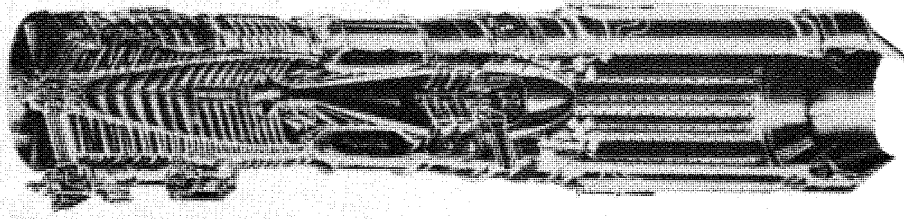


図1 ジェットエンジン断面図

2. ジェットエンジンの性能

日本の空をとぶ航空機と、それにつけられ

人々の研究努力の結果、1903年米国のライト兄弟による初の動力付航空機の成功により夢

ているエンジンの表から、ジェットエンジンの進歩を見てみよう。

表 - 1

エンジン	ネ20	J3	J79-11A	J79-17	T-58	T64-10	TF-40	JT8D	RB-211
型式	ターボジェット	ターボジェット	ターボジェット	ターボジェット	ターボシャフト	ターボプロップ	ターボファン	ターボファン	ターボファン
全長 mm	3,000	2,080	5,280	5,300	1,550	2,870	2,894	3,138	3,270
全高	620	871	1,130	1,210	501	1,165	1,030	1,384	2,172
全巾	570	770	980	990	410	540	775	1,138	2,172
重量 kg	450	380	1,740	1,740	152	544.5	740	1,358	2,880
出力又は馬力	490kg	1,400kg	7,170kg	8,120kg	ESPH 1,500	ESPH 3,060	3,210kg	6,350kg	18,416kg
圧縮機	軸流8段	軸流8段	軸流17段	軸流17段	軸流10段	軸流14段	軸流2軸7段	軸流2軸13段	軸流3軸14段
燃焼器	環状	環状蒸発型	環状併置型	環状併置型	環状	環状	環状	環状併置型	環状
タービン	1段	1段	3段	3段	2軸3段	2軸4段	2軸2段	2軸4段	3軸5段
推力(馬力) 重量	1.09	3.68	4.12	4.67	9.87	5.62	4.34	4.68	6.40
	橋花 (特攻機)	T1B (中間ジェット 練習機)	F104J (戦闘機)	F-4EJ (戦闘機)	HSS-2 KV-107 (ヘリコプター)	P2-J (対潜哨戒機) PS-1 (対潜飛行艇)	T-2 (超音速練習機)	B-727 DC-9 (旅客機)	L-1011 (トライター 旅客機)

航空機用エンジンは信頼性は勿論のこと、軽量大出力が要求されるが、ちなみにT58エンジンを見てみると馬力/重量の比が9.87であ

るが、自動車用ガソリンエンジンではその比は約0.77(100馬力/130kg)程度であり、いかに航空機エンジンが軽量大出力であるかが分る。またジェットエンジンの歴史を見れば、推力/重量の比が初期のものでは1.09であっ

(昭和51年10月29日原稿受付)

たものが、最新のものでは6.40と飛躍的な向上を示していることが分る。ジェットエンジンの推力向上は1960年代までは、一言でいえば飛行機を速度を向上させるための高推力化のみを中心に行なわれて来たとも云えるが、ジェットエンジンを大型輸送機につける様になって、低燃料消費率の高推力エンジンへと進んできていると云える。

この様にエンジンの出力と熱効率を増大させるために、高温部作動温度を高くする努力がつけられているが、これをタービン入口温度の上昇度でみると、1965年頃までは耐熱合金の進歩により平均して約5℃/年であったものが、その後には^{*1} 約10℃/年と進歩している。又信頼性の高い材料を使い、最新の設

計法、加工技術により非常に軽量化がはかられていることも見逃せない。即ち真空溶解材の使用、応力集中をさける設計並びに工作法、重量を増さずに疲労強度を上げるショットピーニング、強度計算の他に実物で歪量をしらべ余肉を極力へらす努力、電解加工、ケミカルミーリング加工、電子ビーム加工等の最新工作法の駆使等で部品が作られており、エンジンは科学の粋を集めた芸術品とも云える。

3. エンジン主要部品の材質

エンジンを構成する各部品は、それぞれに負荷が異なるので、部品毎にその負荷に耐える材質で最小に作られていると云える。表-2にその主要なものを示す。

表 - 2

	合金名	化学組成(%)	用途	形状
マグネシウム合金	AZ-92	9Al-2Zn-Mg	フロントケーシング	C
	AZ-32	3Th-2Zn-Mg	コンプレッサーケーシング	C
	AZ-55	7Si-0.3Mg-Al	バウジング	C
	C355	13Cu-5Si-0.5Mg-Al	前部フレーム	C
アルミニウム合金	14S	44Cr-0.8Si-0.8Mn-0.4Mg-Al	コンプレッサーディスク	F
	RR58	24Cu-1Ni-1.5Mg-1Fe-Al	コンプレッサーブレード	F
	KS-150B	5Al-2Cr-1Fe-Ti	コンプレッサーディスク	F
	6Al-4V	6Al-4V-Ti	コンプレッサーディスク、ブレード	F
チタン合金	8Al-1Mo-1V	8Al-1Mo-1V-Ti	コンプレッサーディスク、ブレード	F
	IM1679	11Sn-5Zr-2Al-1Mo-0.2Si-Ti	コンプレッサーディスク、ブレード	F
	IM1685	6Al-5Zr-0.5Mo-0.25Si-Ti	コンプレッサーディスク、ブレード	F
	AISI9310	32.5Ni-1.2Cr-0.1Mo-Fe	コンプレッサーディスク、ブレード	F
低合金鋼	17-22-A	0.4C-1Cr-0.5Mo-0.3V-Fe	コンプレッサーディスク	F
	CHROMOLOY	0.2C-1Cr-1Mo-0.1V-Fe	コンプレッサーフレーム	S
	FORTIWELD	0.12C-0.6Mn-0.5Mo-0.003B-Fe	コンプレッサーフレーム	S
	AISI14140	0.95Cr-0.2Mo-Fe	コンプレッサーディスク	F
ステンレス鋼 (マルテンサイト系)	AISI14340	1.8Ni-0.8Cr-0.25Mo-Fe	コンプレッサーディスク	F
	AISI1403	1.25Cr-Fe	コンプレッサーブレード	F
	Greek Alloy	1.3Cr-2Ni-3W-Fe	コンプレッサーブレード	F
	H-46	1.6Cr-0.6Mo-0.25Cb-0.3V-Fe	タービンディスク	F
ステンレス鋼 (フェライト系)	LAPELLOY-C	1.1Cr-2.7Mo-2.5Cu-0.08Ni-Fe	タービンディスク	F
	AISI440C	1.1C-17Cr-Fe	補機部品	F
	17-7PH	17Cr-7Ni-1Al-Fe	入口ガイド翼	F
	17-4PH	17Cr-4Ni-4Cu-0.35Cb-Fe	補機部品	F, C
ニッケル・クロム・鉄基耐熱合金	AM-355	15.5Cr-4.5Ni-3Mo-0.1N-Fe	コンプレッサーブレード	F
	A-285	15Cr-26Ni-1.3Mo-2.1Ti-0.3V-Fe	タービンディスクその他	F, C, S
	V-57	15Cr-26Ni-1.3Mo-Ti-0.3V-Fe	タービンディスク	F
	INCOLOY T	20Cr-32Ni-1Ti-Fe	燃焼器ライナ	S
ニッケル・クロム・鉄基耐熱合金	INCO901	12.5Cr-5.8Mo-2.3Ti-4.0Ni-Fe	タービンディスク	F
	N-155	20Cr-20Ni-20Co-4V-4Mo-4Cb-F	ライナー	S
	TIMKEN	16Cr-2.5Ni-6Mo-Fe	タービン車輪	F
	INCONEL	15.5Cr-8Fe-Ni	燃焼室	S
ニッケル・クロム・鉄基耐熱合金	INCONELX	15.5Cr-7Fe-2.5Ti-1Cb-0.7Al-Ni	排気ケーシング	S
	INCONELW	15.5Cr-7Fe-2.5Ti-0.7Al-Ni	タービンケーシング	S, C, F
	TAZ-8	6Cr-4Mo-4W-6Al-1Zr-8Ta-2.5V-Ni	タービンブレード	C
	INGO713C	13Cr-4Mo-6Al-2Cb-0.7Ti-Ni	タービンノズル	C
ニッケル・コバルト・クロム基耐熱合金	HASTELLOYX	22Cr-9Mo-18Fe-1.5Co-0.5W-Ni	燃焼室	S
	INGO718	19Cr-3Mo-0.8Ti-0.4Al-5Cb-Ni	コンプレッサーブレード、タービンディスク	F
	M252	19Cr-10Co-10Mo-2.5Ti-1Al-Ni	タービンブレード	F
	RENE41	19Cr-11Co-10Mo-3Ti-3Al-Ni	タービンノズル、ディスク	S, F
ニッケル・コバルト・クロム基耐熱合金	U-500	18Cr-17Co-4Mo-3Ti-3Al-Ni	タービンブレード	F
	U-700	15Cr-18Co-5Mo-3.5Ti-4Al-Ni	タービンブレード	F, C
	SEL-1	15Cr-26Co-4.5Mo-4.4Al-2.4Ti-Ni	タービンブレード	C
	SEL-15	11Cr-14.5Co-6.5Mo-1.5W-0.5Cb-5.4Al-2.5Ti-Ni	タービンブレード	C
ニッケル・コバルト・クロム基耐熱合金	SENE80	9.5Cr-15Co-3Mo-4.2Ti-5.5Al-Ni	タービンブレード	C
	WASPALLOY	19.5Cr-18Co-4Mo-3Ti-1.4W-Ni	タービンブレード	F
	INI100	10Cr-15Co-3Mo-4.7Ti-5.5Al-Ni	タービンブレード	C
	MAR-M-200	9Cr-10Co-1.25W-2Ti-5Al-1Cb-Ni	タービンブレード	C
コバルト基耐熱合金	B-1900	8Cr-10Co-6Mo-1Ti-6Al-4Ta-Ni	タービンブレード	C
	L-605	20Cr-15W-10Ni-Co	タービンノズルその他	S, F, C
	S-816	20Cr-20Ni-4Cb-4Mo-4W-Co	タービンブレード	F
	VITALLIUM	27Cr-5Mo-3Ni-Co	タービンノズル	C
コバルト基耐熱合金	X-40	0.5C-2.5Cr-10Ni-7.5W-Co	タービンノズル	C
	X-45	0.25C-2.5Cr-10Ni-7W-Co	タービンノズル	C
	WI-52	21Cr-11W-2Cb-Co	タービンノズル	C
	MAR-M-302	21.5Cr-10W-9Ta-Co	タービンノズル	C
コバルト基耐熱合金	HS-188	22Cr-14W-2.2Ni-0.08La-Co	燃焼室	S

F: 鍛造品 (棒を含む)
C: 鋳造品
S: 板

*1 冷却技術の進歩も加わり

これらの材料を駆使し、しかも部品は薄肉、複雑形状で精度の高いものが多く、又、板金溶接構造のものもある。又被加工性の悪い材料もあるが、すべて互換性をもった部品を作るために種々の工作法がとり入れられている。

4. 工作法

加工法を大別すると、鑄造加工、塑性加工、溶接加工、盛金加工、切削加工、研削加工、高エネルギー加工の7種に分けられるが、更にそれらを細分化すると約70種の加工法がある。更にその他に熱処理や表面処理、非破壊検査その他多くの検査法等があるわけで、これらの加工法、処理法、検査法の駆使によって部品が作られるわけである。紙面の都合上、ここにいくつかの部品とその加工について述べる。

4-1 軽合金部品 エンジンの前部は高温にさらされないで、軽量化のためにアルミニウムとかマグネシウム合金材が使用されている。即ちギヤケーシング、フロントフレーム、燃料コントロール装置のケーシング等の材料は軽合金鑄物であり、以前にはコンプレッサーディスクも軽合金鍛造品のものがあつた。

加工上の問題点として、

- (a) きずがつきやすく、取扱に注意を要する。
- (b) 熱膨脹係数が大きいので、20℃での寸法を基準にする等の配慮が必要である。
- (c) マグネシウム合金を削る時は、切粉処理を適切にすること。自然発火のおそれがある。
- (d) 仕上加工は、中仕上加工后数十時間経過してから行なうこと。残留応力を除去しないと変形を起す。
- (e) 過度な締めつけをしないこと。

等が上げられる。

一般的にジェットエンジン部品は肉薄とか、熱膨脹係数の大きなもの、小さいもの、熱伝導性のよいもの、悪いもの、硬度の高いもの低いもの等非常に変化に富んでいるので、加工時の締付法や、使用工具の材質、形状、加工条件等をよく吟味しなければならない。

4-2 歯車 航空機用歯車は殆んどが滲炭焼入研削歯車であるが、ごく一部に高周波焼入、窒化后研削の歯車がある。精度はJISO

または1級並であるが、特に荷重の高い歯車では、全荷重下での全面歯当りが要求される。軽量化のために歯型も小さく、歯巾も狭く、リブは薄くまたは肉ぬき孔がついている。このため熱処理歪をいかに小さく抑えるかが非常に大きな問題といえる。Kファクターが800~1000であることから、歯車精度がきびしくまた歯面あらさも規定されている。歯面研削で問題になるのは研削焼けで、これは塩酸、硝酸、アンモニア水、変性アルコール等の薬品で処理されると、研削焼けのある所は暗灰色に変色し、それを察知することができる、又その部分は表面硬度がおちている。研削焼けの原因としては過剰

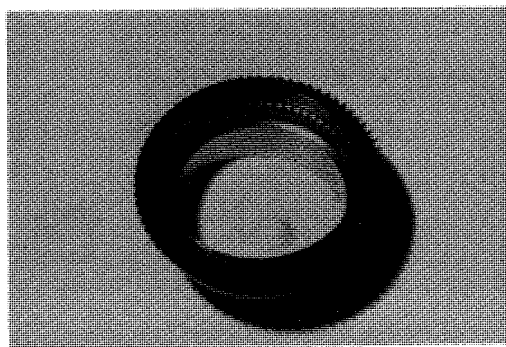


図2 ベベルギヤ

滲炭、残留オーステナイト組織、砥石の硬度、切入過多、ドレッシング不良、ドレッサーダイヤモンドの切れ味、クーラント不良、歯車のよごれ等が上げられる。歯のつけ根部は引張力を受けるので、応力集中を避けるため丸みが大切にされ、又その部分にショットピーニングを施行して疲労強度を上げている。

4-3 コンプレッサーディスク 軸流圧縮機のローターは、ディスクとスペーサーを交互に配列したものと、一部が一体構造のものと、ディスクとスペーサーを電子ビーム溶接で全体を一体化したものなどがある。このローターに圧縮機動翼がつけられ、大型エンジンでは毎分約8000回転、小型エンジンでは毎分約26000回転でまわり、空気を圧縮して燃焼器に送り込むわけで、その圧縮比は約30に達するものがある。(自動車エンジンの圧縮比はガソリンエンジンで8~10、ディーゼルエンジンで16

～22) 高速回転のためにリブ部にバイト目は許されない。リブ部は特に薄肉で、反りが発生しやすく、一様な仕上り面を得るために等速切削をおこなわせる必要があり、また反りに対する品物のしめつけかた、切削条件等種々の工夫を必要とする。

外径部には動翼取付けのためのダブテール溝があり、この溝は組合せブローチカッターで加工されるか、総型バイトで加工される。

ディスクとスプーサーのつなぎにはリーマボルトが使われ、またディスクとディスクをつな

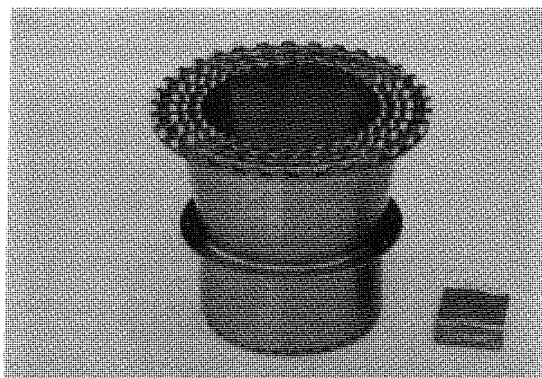


図3 シャフトローターH・Pタービン

ぐ場合はカービックカップリングが使われる。リーマボルトの場合の孔は、その直径および孔位置精度をきびしく抑える必要性からNCジグボーラーで仕上げられる。カービックカップリングは真平らのベベルギヤの一変形で専用機で研削加工され、その歯をかませることにより自

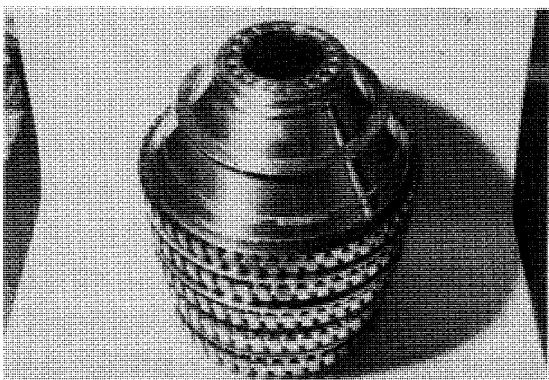


図4 コンプレッサーH・Pローター
(チタン合金)

動的に芯、長さ及び平行度が高い精度で得られる。

最近ではチタニウム合金のディスクにカービックカップリングを設けたり、電子ビーム溶接で一体化される設計のものがある。チタニウムは非常に酸素との親和性が強いので、研削時の発熱を抑えるために、水溶性研削液を使用し、また研削砥石の周速を低く抑える必要がある。チタニウムの研削には最近実用化されつつあるボラゾン砥石が有効で研削性がよく、研削焼けの防止にも大いに効果がある。また、溶接の場合は、真空室の中で行なうか、アルゴンガス室の中で行なう必要がある。

4-4 倣加工とNC, その他 機械の進歩により合理的に、楽に良い品物が得られる様になった。昔の一本バイトから多刃へ、或いはターレット、プログラムコントロールへ、また刃物の進歩およびサーボ機構の進歩から倣加工へ、更にボールネジ、パルスモーターの進歩からNCへと、機械の進歩はすばらしい。しかし機械がどんなことに進歩しても、それを扱かうのは人間で、関係する人はよくポイントを熟知しなければならない。倣加工で云えば、刃物やテンプレートの磨耗、スタイラスの撓みや磨耗、NC機では刃物の磨耗、誤動作、精度劣化、加工条件等を考慮する必要がある。ジェットエンジン部品は、種類が多く、加工度が高く、小さなミスも許されないし、材料も高価なので、ヒューマンエラーを少なくするために多くの倣加工機やNC機が採用されている。

即ち倣加工機としては、旋盤、堅フライス盤、横フライス盤、翼面フライスおよび研削盤、ダイヤモンドレサ装置等があり、またNC機としては溶接機、マシニングセンター、旋盤、ボール盤、フライス盤、ジグボーラー製図機等がある。

これらの他に特殊加工機として電解加工機、放電加工機、ケミカルミーリング装置、更にエンジン部品に合わせて独自に設計された専用機も多く使用されている。また部品加工に必要な治具、取付具、専用工具が多数準備され、各種計測器、非破壊検査装置(X線検査、蛍光探傷検査、超音波探傷検査、磁気探傷検査、スピン

テスト装置、合金判別検査等)で検査される。また抜取的に行なわれる材料検査の各種装置で材質の機械的、化学的検査がなされる。

各検査機器は定期的に検査されて、検査の間違いの絶無を期しているが、しかし検査はあくまで結果の評価である。問題は、いかに不具合発生原因をつきとめ、改善の計画をし、実施して更にその結果をチェックし、次への対策を立てる様なサイクリックな活動が必要であり、ここに技術の進歩がある。

4-5 翼関係 翼型をしたものには、コンプレッサの動翼、静翼、タービン動翼、ノズルベン等があり、エンジン1台に1000~3000個あり、種類は板金ロー付品、機械加工品、塑性加工品、精鍛品、精鑄品等がある。性能上、翼の形状、材質、硬度等の品質は入念に一個一個検査される。音速程度の速度をもつ翼、1000℃以上になるノズルベン、高温状態で回転するタービン翼など、翼類はきびしい条件下で性能を問われるので品質がやかましく云われるわけである。一時FRP(強化プラスチック)の翼が研究されたが、均質なものが得られず、実用化されていない。今後の研究課題の一つである。

また高温にさらされる翼やタービンノズルベンの耐熱性が問題であり、耐熱強化策としてNi基やCo基の合金が用いられている上に、アルミ浸漬による方法とか、空冷構造の研究がなされている。また最近ではセラミックのものが研究されている。いずれの翼も三次元的に翼面が振れていて、翼をいかに上手に作り、検査するかは、工作上、検査上の重要問題といえる。翼の検査は先述の通り材質、硬度、形状等について行なわれるが、翼の数量が多いので種々の検査法が工夫されている。即ち非接触式硬度検査とか、多点同時測定、光切断による形状測定などの方法が開発されている。

工作法としては、始めは倣加工であったものが、塑性加工、精鍛、精鑄と進歩して来ており、また電解加工で作られる翼もある。高温にさらされる翼は冷却のための細穴が多くあるが、これは放電加工や、電解穴明加工等によって穴明けされる。

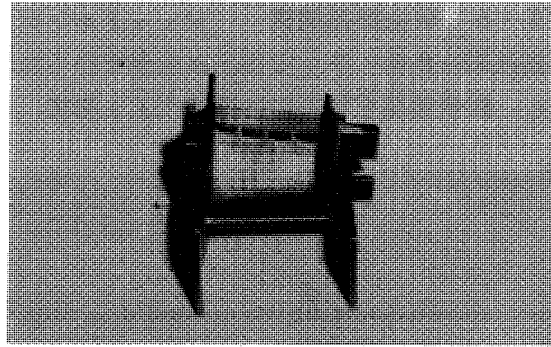


図5 H・Pノズル (X40)

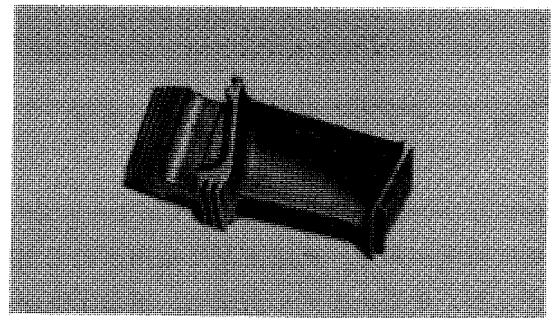


図6 H・Pタービンブレード
(NIMONIC 108)

翼の植込部は組合せブローチ加工や総型研削加工によって成形される。総型研削加工の砥石の成形は、最近ダイヤモンドロールの製作精度が向上し、高能率長寿命のものが使用されている。また電解研削法による加工も植込部の加工や、組付翼の翼先端部の加工、シールとして使われているハニカム部の加工に使用されている。電解研削法は、メタルボンドのホイールとか、カーボンホイールに負の電流を流し、被加工物に正の電流を流し、研削液としては電解液を使用する。この研削法では発熱を殆んど伴わないので、研削割れの心配がないこと、また電解作用でシャープエッジが自動的に僅かに丸められること、研削抵抗がかからないので被加工物の保持が楽なこと、まくれが出ないこと等の多くの特長があるが、被加工物に錆が出やすいので耐熱合金以外の材質の加工には注意を要する。

最近開発されたボラゾン砥石も前述のチタニウム合金以外にNi合金、ダイス鋼等の研削に有効で広く使用されている。

4・6 板金部品関係 ジェットエンジンの高温部の非常に多くの部品は板金で作られている。板金部品を作るには塑性加工と溶接、そ

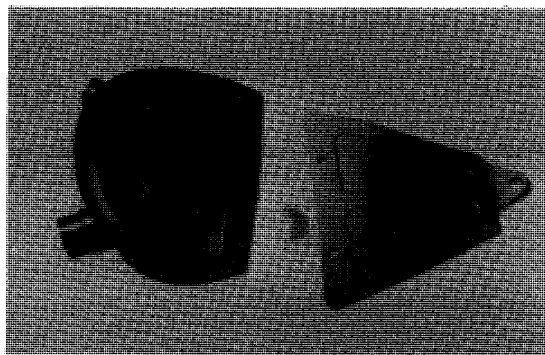


図7 ケミカルミーリング加工部品

の他にロー付、機械加工、ケミカルミーリング加工等に特色がある。高温部品に使用される耐熱合金はNiやCoを多く含有し、被加工性が悪くて作りにくいほかに、使用中は大きな繰返し熱応力を受けるので、少しのキズもすぐ大きくなりやすく、製作検査は非常に慎重におこなわれる。

次に板金加工上の工作法について述べる。

4-6-1 プレス加工、特に成形 プレス成形上もっとも苦勞するのは、精度が出にくい点と、ばらつくことである。非常にタフな薄板の材料で複雑な形状のものを精度よく作る上で問題になることはスプリングバック現象である。スプリングバック量は、曲げRと板厚の比、板の硬さ、成形時の加圧力等によって変化する。部品は複雑な形状をしているので、上記の各要素を考えてプレス型が設計製作されているが、何回ものトライによって型を修正する必要がある。最近は軽量化のためチタニウム材の使用が多くなっているが、この場合は、プレス型および素材を加熱して加工する加熱成形が要求されている。加熱の方法として高周波加熱やガストーチを均一にプレス型に内蔵したものなどがある。

4-6-2 溶接 プレス成形されたものは、次工程で他の部品と溶接されるものが多い。ジェットエンジン部品に適用されている溶接には次のようなものがある。

抵抗溶接 — スポット、シーム、フラッシュバット、プロジェクション

アーク溶接 — 金属アーク溶接、不活性ガスアーク溶接

電子ビーム溶接

ガス溶接

ロー付 — ガスロー付、アークロー付、炉中ロー付、高周波ロー付。(ロー材 — 金、銀、銅、ニッケル、アルミニウム)

溶接の特長としては、形状の自由、重量の軽減、材料経費の節減、作業能率の増進、水密気密の保持、継手効率の向上等が考えられるが、一方溶接に付随する問題点としては、収縮変形、残留応力、材質の変化、割れ等がある。溶接の品質を保つために、溶接機の自動化、NC化が行なわれ、種々使用されているが、エンジン部品には複雑な形状のものも多く、それらに対しては手溶接を余儀なくされているものもある。

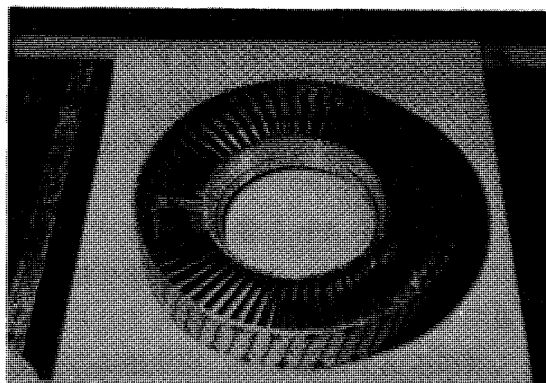


図8 L・Pコンプレッサーベーン

20年程前に電子ビーム溶接機が開発され、エンジン部品の溶接にも利用されている。この溶接の特長としては、(1) 溶接溶け込み深さが深く、しかも溶接巾が狭い。(2) 溶接熱影響部が少なく、かつ溶接残留応力が従来の溶接より格段と小さいので、溶接後の熱処理が不要となることが多い。(3) 溶接変形が小さいので精密な寸法精度が溶接により失なわれない。(完成歯車を軸に溶接し一本化している部品もある。)(4) 溶接出力の調整により薄板から厚板まで溶接出来る。(5) 従来溶接出来なかった材料も溶接可能であり、また異種金属の溶接も可能であ

る。しかしこれらの作業は必ず真空中で行なわれなければならない欠点がある。

最近レーザービームによる溶接や穴明けが実用化されつつあるが、この場合は大気中で行なわれる便利さがあり、また穴明け速度は先述の電解加工や放電加工による穴明けより、非常に

早い。

以上ジェットエンジンの発達、使用材料、工作法について概略を述べたが、エンジンは更に高性能、高経済性、低公害性などが要求され、それに伴った設計に追いつく加工法が開発される努力が必要となって来ている。

＜本学会マーク決定＞

本学会発足以来、学会マークを設定して欲しいとの会員からの要望もあり、種々検討中でしたが、この程、理事会の議を経て、下記のマークを採用いたす事になりました。

なお、同案の作成は能島清二氏（日産自動車㈱専属デザイナー）で、会誌表紙のデザインをされた方です。



レーザー・ドプラー流速計の応用

航空宇宙技術研究所 藤井 昭一
航空機公害研究グループ 五味 光男

1. はじめに

熱線風速計に代ってレーザー・ドプラー流速計（これを今後L.D.V.と略する。）がほぼ実用期に入った。流体中に混入された微粒子にレーザー光を当てると、粒子速度に比例した周波数シフト（Doppler Shift）が生じ、L.D.V.はこのシフト周波数を検出して流体の速度（乱流成分も含んだ）を算出するもので 1) 非接触であるため流体に影響を及ぼさない。2) 直線性が極めてよく較正する必要がない。3) 流体の温度の影響を受けない。4) サンプリング・ボリュームが微小であるため空間分解能が高い。5) 速度の測定範囲が毎秒数センチから超音速までと広い。などの特長に加え、最近では 6) 周波数シフトを利用した逆流現象の測定技術が確立され、従来の測定機器では困難とされていた逆流域を伴う循環流の乱流の速度成分測定が容易になり、また高温流体の測定も可能であり、その利用は非常に広範にわたりつつある。(1)(2)

L.D.V.の原理についてはすでに先輩諸氏が解説しておられるので、本稿では筆者らが実際にL.D.V.を導入し、データ処理システムを考案し、流れの測定に現在使用しているので、これらの経験を中心に述べたい。ただし筆者らの研究もやっとその緒についたばかりで、記述がやや偏りがちになる点はお許し願いたい。

2. 作動原理

2-1 概要 移動している粒子からの散乱光の周波数はドップラー効果により入射光の周波数からシフトしている。この周波数のシフト量をヘテロダイン法により検出することにより、粒子の移動速度を知ることができる。散乱光を受ける位置によって、前方散乱形（Forward scatter type）と後方散乱形（Back

scatter type）に分類でき、光検出の方法によってデュアルビームモード（Dual beam mode, Fringe mode）、参照ビームモード（Reference beam mode）、単一ビームモード（Single beam mode, Dual scatter mode）に分類される。各モードについての理論はLadingが均質媒質中を移動する粒子の散乱過程を2回のガリレイ変換で記述できることを示した⁽³⁾。ここでは、光学的調整の容易さ、信号のS/Nの良さなどにより一般的に用いられているデュアルビームモードについて述べる。

波長と位相の等しい2本のレーザビームを交叉させると図1に示すようにビームの交叉部に干渉縞（Interference fringe）が生じる。粒子が干渉縞の明部にあるときは散乱光が強く、逆に暗部にあるときは散乱光が弱くなる。この散乱光の変化の周期が粒子の移動速度を知ることができる。図1において粒子の速度の干渉縞に垂直な方向（Y方向）の成分を V_Y 、干渉縞の間隔を D_F とすると散乱光の単位時間当りの変化 f_D は次式で与えられる。

$$f_D = \frac{V_Y}{D_F}$$

ビームの交叉角を θ 、レーザ光の波長を λ とすると

$$D_F = \frac{\lambda}{2 \sin \theta/2}$$

ゆえに

$$V_Y = \frac{\lambda}{2 \sin \theta/2} \cdot f_D$$

θ 、 λ を一定にしておくと、ドップラー周波数 f_D を測定することにより、粒子速度が求められる。またビームの交叉しているX、Y、Z方向の寸法 ΔX 、 ΔY 、 ΔZ は次式となる。⁽⁴⁾

$$\Delta X = \frac{4 \lambda}{\pi \Delta \theta \sin \theta/2}$$

（昭和51年11月24日原稿受付）

$$\Delta Y = \frac{4\lambda}{\pi \Delta\theta \cos \theta/2}$$

$$\Delta Z = D_b = \frac{4\lambda}{\pi \Delta\theta}$$

ここで $\Delta\theta$ はビームの収束角で、ビームの直径を D_b 、レンズの焦点距離を F とすると $\Delta\theta \div D_b/F$ である。そこで平均流速 100 m/s ぐらいの流体を測定対象にしたとき、ヘリウム・ネオン ($\lambda = 6328 \text{ \AA}$) クラスの L.D.V. で $\theta \cong 11^\circ$ のレンズを選択するとして $\Delta X = 4.6 \text{ mm}$, $\Delta Y \cong 0.3 \text{ mm}$, $\Delta Z \cong 0.3 \text{ mm}$ となる。これがサンプリングボリュームである。

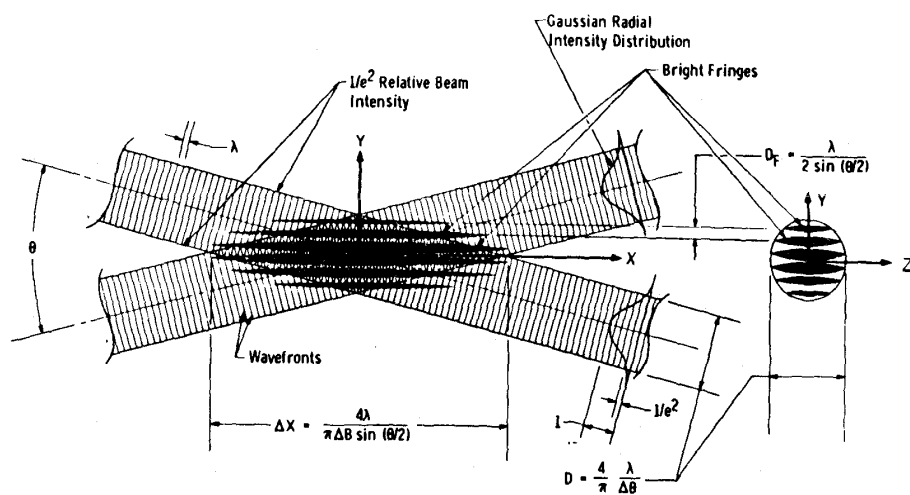


図1 ビーム交叉点

2-2 ドップラー信号 デュアルビームモードのビーム交叉部にできる干涉縞の強度 $\langle S \rangle$ は、ビームがガウス分布をしているために図2のようになる。⁽⁵⁾ 図3に単一粒子からの実際の光电変換出力を示す。

ドップラー信号の数 N_D は、干涉縞の数 N_F に対応しているので次式となる。

$$N_D \div N = \frac{\Delta Y}{D_F} = \frac{8 \tan \theta/2}{\pi \Delta\theta}$$

しかし、光电変換効率が一定であっても、粒子大きさや屈折率などによりドップラー信号の数は変化する。

3. 流速計構成要素

3-1 発光部および受光部 図4に代表

的な構成図を示す。(a)はデュアルビームモードの前方散乱形で、偏波面回転器 (Polarization rotator) はビームスプリッターの偏向特性を補正するために用いている。(b)はデュアルビームモードの後方散乱形で、使用し易い構成であるが前方散乱形にくらべて、散乱光の強さが1%以下程度しか得られない。よって強力なレーザー光源が必要である。(c)は参照ビームモードで、ビームスプリッターのビーム分光比は99.5%対0.5%となっており、さらにフィルターで参照ビーム強度を散乱光の強さと同程度に調整しこれらのビート周波数をキャッチする。(d)は2カラーによる2次元測定方法で、5145

\AA (青) の2色のレーザー光によりデュアルビームモードの後方散乱光を2台組合せたものである。

3-2 信号処理部

ドップラー信号の処理器としては、周波数分析器、周波数-電圧変換器、光子相関器などが用いられる。

(1) 周波数分析器 (Spectrum analyzer) 周波数分析器は L.D.V. 開発の初期

段階から平均流や乱流強度の測定に用いられている。しかし流れの変化をリアルタイムにみることができなく、粒子濃度の低い場合には実際の変動よりもスクトルが広がる。⁽⁶⁾

(2) 周波数-電圧変換器 (Frequency to voltage converter)

ドップラー周波数を電圧に変換するもので、トラッカータイプとカウンタータイプがある。

トラッカータイプは入力周波数と内蔵の電圧制御発振器の周波数の差が常に一定になるように帰還をかける周波数ロック回路で、帰還量から入力周波数を求めるものである。カウンタータイプは、入力周波数の数周期の時間間隔を内蔵のクロックをカウントすることにより計測し、逆数演算を行って周波数を求めるものである。

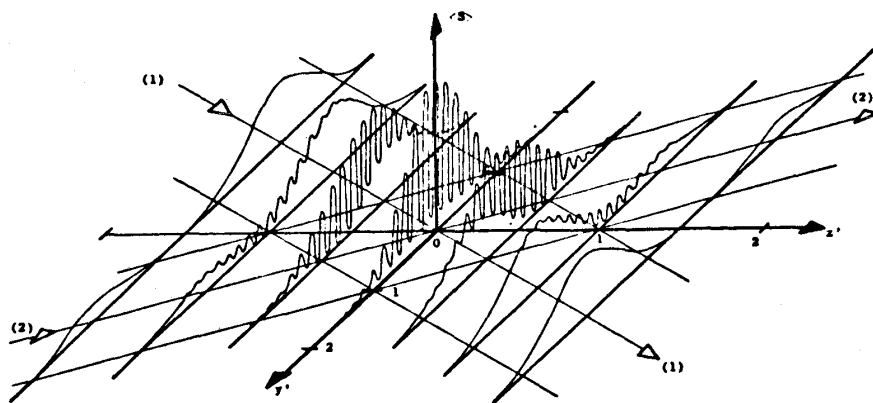
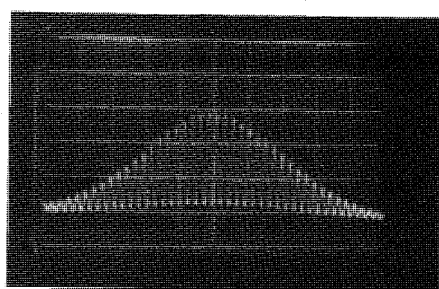
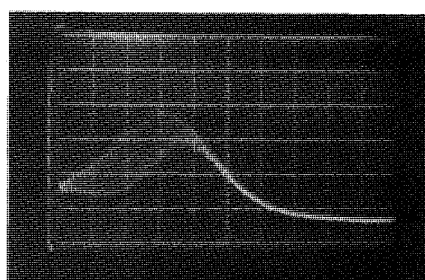


図2 ビーム強度比が異なる場合の干渉縞の強度



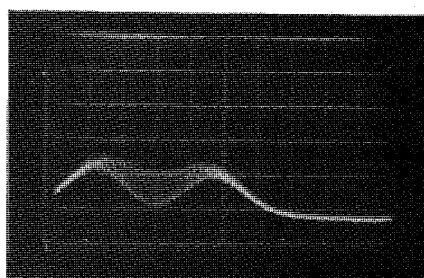
(a)



(b)

光電変換出力波形
(ドップラー信号)

(a) $Z=0$ (b) $Z=-0.5$
(c) $Z=-1$



(c)

図3

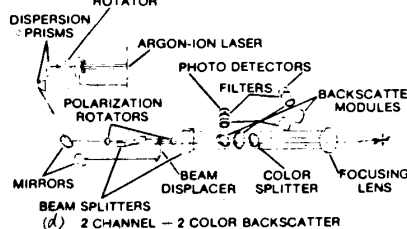
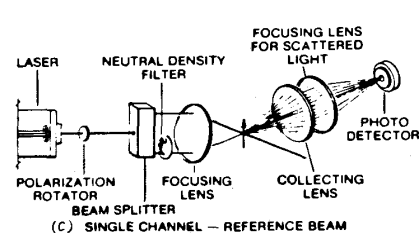
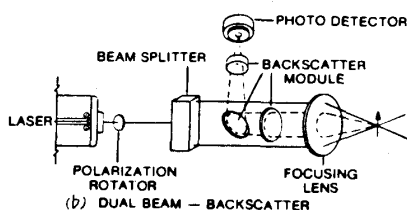
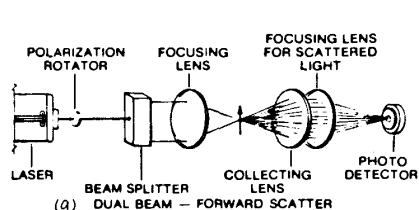


図4 代表的な光学系の構成図

トラッカータイプは入力周波数と内蔵の電圧制御発振器の周波数の差が常に一定になるように帰還をかける周波数ロック回路で、帰還量から入力周波数を求めるものである。カウンタタイプは、入力周波数の数周波の時間間隔を内蔵のクロックをカウントすることにより計測し、逆数演算を行って周波数を求めるものである。

(3) 光子相関器 (Photon counting correlator) 散乱光が極端に弱い場合の光電変換出力はフォトンパルスとして現われる。フォトンの数は散乱光強度に関係しているので、フォトンパルスの数の自己相関をとることにより、連続的なドップラー信号の自己相関と同じ結果が得られる⁽⁷⁾。

図5に筆者らが使用したトラッカーのブロック図を示す。このトラッカーは、ロックしているか否かを検出しロックしている時にはドップラー信号の8周期でデータを取り込み、次の2周期間ドップラー信号が継続していれば10周期目にデータを出力する。ゆえに連続信号では入力周波数の10周期ごとに(1/10の周波数)出力

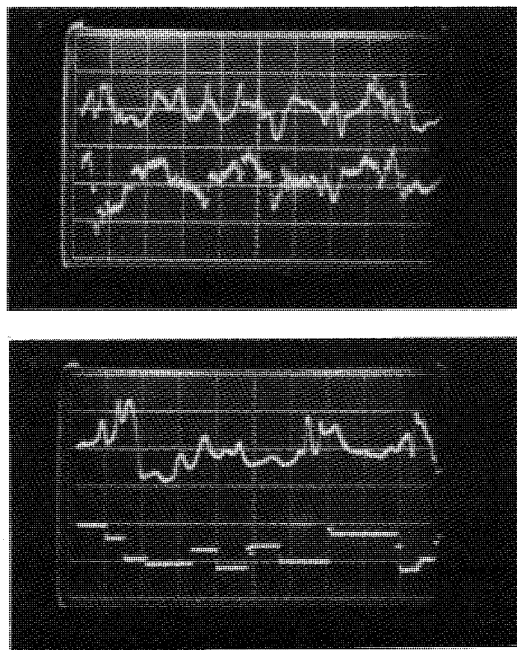


図6 トラッカーの出力と熱線流速計の出力比較

(a)多粒子の場合 (b)少粒子の場合
いずれも上が熱線流速計の出力、下がトラッカーの出力

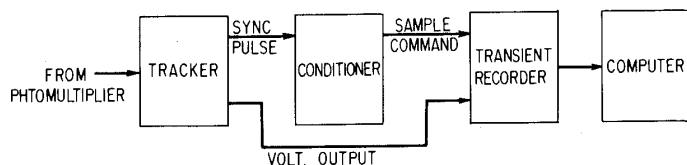


図7 データ処理部ブロック図

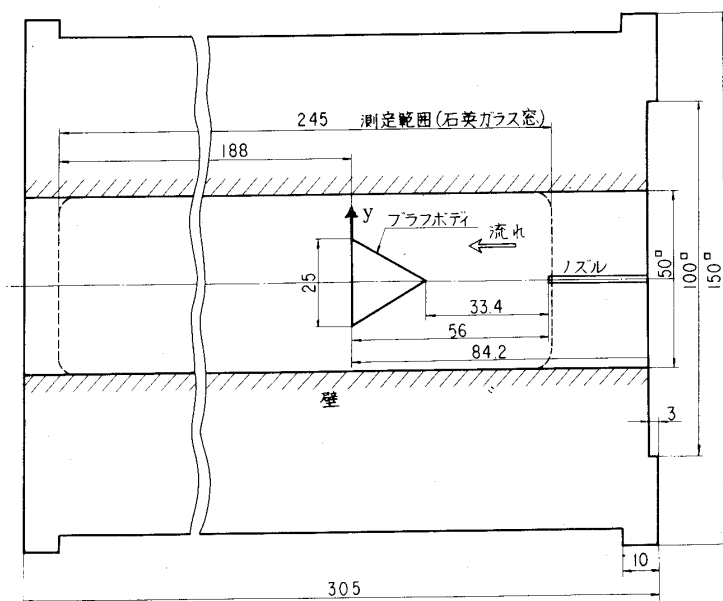


図8 燃焼器モデル (単位mm)

含んでいないことを確認した。

計算機と連動させることにより、ブラフ・ボディ後方に形成される逆流域の平均速度成分、乱流の相関速度 (\overline{uv} , $\overline{u^2}$, $\overline{v^2}$) の測定にすでに成功したが結果は別の機会に紹介したい。

また、アルゴン・イオンとヘリウム・ネオンレーザーを組合わせた2カラー方式により逆流域を伴う三次元流れの測定も可能であり、この一例として燃焼器のスワラー流れの研究に着手している。さらに、ターボ機械の動翼内の流れや、ウェークとの干渉を調べるため上記のアルゴン・イオン・レーザーを後方散乱方式で使用する準備も進めている (図11)。

5. 外国での応用例

外国、特にアメリカ (U.S.A.) では高出力のレーザを用いて超音速流でのウェークや衝撃波との境界層の干渉⁽⁹⁾などの乱流特性が1970～1975年にかけてすでに調べられた。一方、イギリスでは **Open flame** の状態で主として予混合又は拡散火災の乱流特性が調べられた。⁽¹⁰⁾

この場合はレーザーパワーとして低出力 (5～15mw) で十分であろうが、燃焼による中間生成物の出す光と同じ波長のレーザー光はノイズの原因となるので避けるべきであろう。ただし、イギリス系の研究もやっと開始された様子で、したがって詳しいレイノズル応力の測定などはまだ発表されていない。

1975年10月のミネソタ大学でのL.D.V. シンポジウムに出された論文を見ると、遷音速大型風洞の計測の主役がL.D.V.に移りつつあることを感じさせる。このさい、トラバース位置などはすべてコンピュータ制御されている。また、信号のスペクトル分析を行なうため digital-frequency-Counterの開発も報告されている。

1976年1月に行なわれたAIAA Aerospace Sciences Meeting (Washington, D.C.) でレーザー関係の論文が10を越えた。アメ

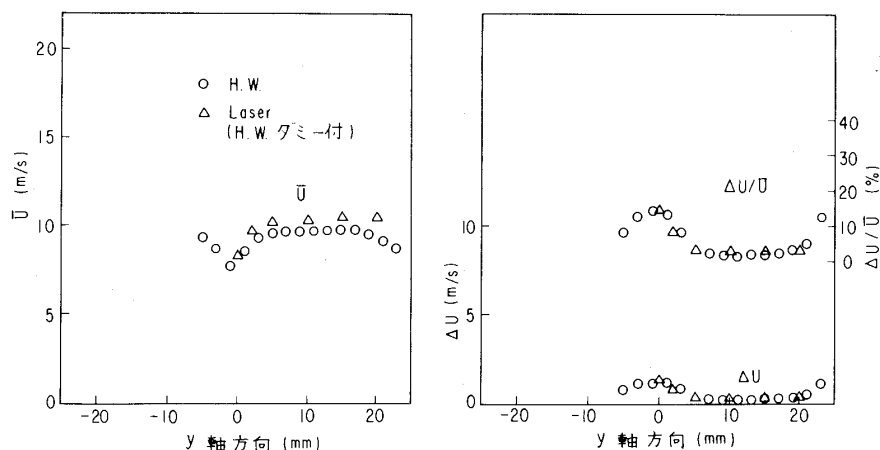


図9 熱線流速計との比較

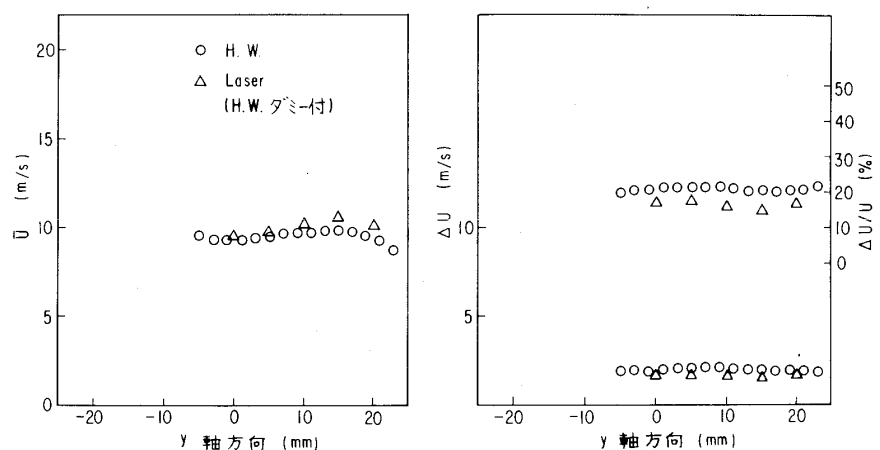


図10 熱線流速計との比較 (ブラフ・ボディ後方129mm)

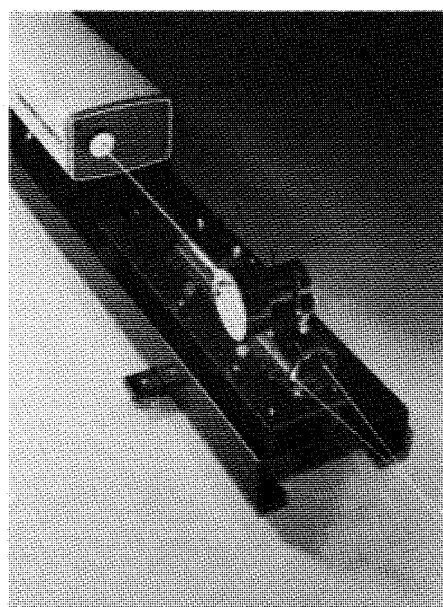


図11 後方乱方式によるアルゴン・イオン・レーザー流速計

リカ系の研究者により、やっと **Confined flame** の測定が発表され、⁽¹¹⁾ また超音速ジェットの流れ特性が三次元チャンネル方式 (受光器及びトラッカを3個ずつ独立にもつ) により測定し、よってほぼ完全なレイノルズ応力の分布を得た。⁽¹²⁾ さらに、1976年3月ガスタービン・コンファレンスではG.E.のWislerによりファン動翼内の平均流が初めて測定され、⁽¹³⁾ 筆者の一人も文章による討論に参加した。

6. 将来への展望

ジェットや境界層など比較的取扱い易い問題に対してはすでにL.D.V.は応用され成果が得られている。今後はより複雑な流れ及び燃焼メカニズムや燃焼

騒音における乱流特性の解明に研究の中心は移行するであろう。また、ジェット騒音の研究では、従来は乱流による **Source term** を圧力頂でおきかえ (**Dilation Method**)、従って圧力プローブとマイクロホンの相関を調べていたが、L.D.V.は高温でも測定できる特長を生かし実機ジェットエンジンを用いて乱流頂とマイクロホンの相関を求めるような実験も可能になると思われる。機体騒音の研究でも、物体との干渉による流れ場の変化と音圧モードの関係を調べるのに適している。その他生科学への応用も検討され始めており、モルモットの血管内の流速測定に間もなく使われると思われる。

さらにL.D.V.を単独に使うだけでなく、**Laser-Schieren**法にみられるように他の測定器と組み合わせて温度変動も同時に求める

方法の開発がアメリカを中心に進められている。また、L.D.V. は Mie Scattering を利用しており、方向性がわかるのに対して、Raman Scattering を用いれば局所における密度、濃度変動など知ることができる。ただし後者はレーザ照射により物体特有の波長を励起させる高出力のパルス・レーザを必要とする。

7. おわりに

L.D.V. は確かに情報量を増やしてくれる。しかし他のどの測定器よりもノイズを受けやすいので測定値が真に近い信号であるか確認する努力を怠ってはならない。同時に、レーザ光線は人体に有害である。0.1~0.2 mw 以上の光線を目に直接入れてはならないとされている。実験に当っては特定の波長だけを遮断するグラスをかけることが望ましい。実験室内への不意の訪問者をレーザから保護する必要もある。不測の事故に備えて、できるだけ明るい室内で使用するべきであろう（眼の虹彩が小さくなっているから）。後方散乱方式やレファレンスモードで L.D.V. を使用しているときはレーザ光線を早く吸収してしまう工夫をしなければならない。

L.D.V. の応用研究を開始するに当り、航技研の鳥崎忠雄航空機公害研究グループ総合研究官、松木正勝原動機部長から理解と激励を受けた。原動機部、江口邦久、貴俵幸子両技官は筆者らのよき協力者である。早大・小泉研究室から田村徹、萩原明房、竹村晃一の三君が研修生として実験に参加された。また L.D.V. の導入、データ処理装置の開発に当って日本科学工業株

式会社に心労をかけた。ここに記して深く感謝の意を表したい。

参考文献

- (1) 中谷登, 山田朝治「レーザを用いた流速測定」システムと制御 18-8 p.453 (1974)
- (2) 小橋安次郎「レーザによる流速の測定」日本機械学会誌 77~664 p.45 (昭49/3)
- (3) Lading, L., Appl. Opt., Vol. 10, No 8 (1971~8), 1943
- (4) Brayton, D.B., Kalb, H.T., Crasswy, F.L., Appl. Opt., (1973-5), 1145
- (5) Brayton, D.B., Appl. Opt., Vol. 13, No 10 (1974-10), 2346
- (6) George, W.K., Lumley, J.L., J. Fluid Mech., Vol. 60, Part 2, (1973), 321
- (7) Pike, E.R., ほか3名 J. phys. D: Appl. Phys., Vol. 6, (1973), L71
- (8) Melling, A. Imperial College of Sci, and Tech. ET/TN/B/7 (1971)
- (9) 例えば Rose W.C., Johnson, D.A. AIAA Vol. 13 No 7 (1975) p.884
- (10) 例えば Durst, F ほか2名 Combust. and Flame Vol. 18 (1972) p.197
- (11) Owen, F.K. AIAA Paper 76-33
- (12) Harwell, K.E. ほか3名 AIAA Paper 76-24
- (13) Wisler, D.C. ASME Paper No 76-GT-49 (Eng. for Powerで出版予定)

特殊車両用ガスタービン — AGT-1500ガスタービンの開発まで —

防衛庁技術研究本部第4研究所 川 合 洋 一
金 野 晴 己

1. はじめに

ガスタービンは航空機で、まず実用になった。そして、船舶にも使用されはじめている。

車両用ガスタービンの研究は、30年にもなるのに、実用の域にはいっているものはない。

航空機はスピードが生命であり、ガスタービンの軽量・小型・大出力という特性にマッチしており、上空は清浄であり、温度も低いという好条件に恵まれていた。

船舶もスピードが要求されるホバークラフトや hidrofoil艇、魚雷艇、駆逐艦等に使われている。塩分による腐食の問題もようやく解決されたようだ。

陸上車両は、あまり大型にはできず、スピードもむやみに出すわけにはゆかない。道路にはゴー・ストップがあるし、坂も至る所にある。ダストも問題である。ガスタービンの最も得意とする軽量・小型・大出力が活かし切れない。部分負荷燃費が良くないという欠点が、クローズアップされるし、車両を使う側になってみれば、エンジンブレーキのない車は困る。エアクリーナも何とかしなければならない。

以上の技術的課題のほかに、経済的問題がある。車両用ピストンエンジンは量産体制によって非常に安く手にはいるし、整備体制も万全で、早くそして安く修理ができる。ガスタービンはこれに対抗できる価格にしなければならないし、修理が余り高いと誰も使いたがらない。そして、ピストンエンジンの量産体制と整備体制に投じられた膨大な投資を無にすることは非常に難しく、車両用ガスタービンの前途は決して明るくはない。

しかし、特殊車両の場合、この経済的な面は

重要なポイントではあるが、第一義の問題ではなくなりつつある。

2. 特殊車両用ガスタービンについて

特殊車両、ここでは戦車車両について話を進めてゆくことにしたいが、戦車車両は対象国のそれより、性能が劣っていたら困る。安いものを大量に装備するという手段もあるが、これとて限度がある。多少高くても性能の良い車両が欲しい。

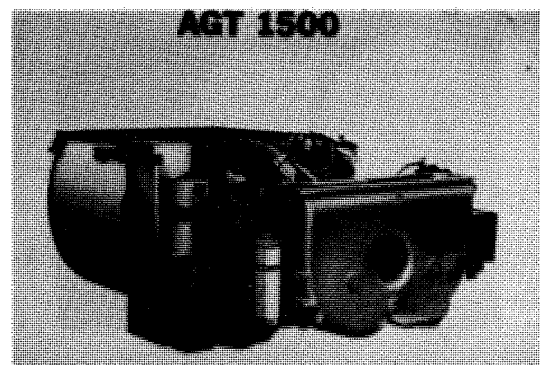


図1 AGT - 1500ガスタービン

近時、戦車車両は益々、高性能が要求されてきている。より大きなスピード、より大きな登坂能力、より良い路外機動性が要求され、いつでも起動できることも強い要求である。また、各種搭載機器も多くなり、装甲も厚くする必要があり、車両重量は増大する一方である。エンジンの重量は小さく、出力は大きくという要求が、切実となって来た。かくて、ガスタービンの持つ軽量・小型・大出力・低温始動性良好という特性が、大きな魅力となって来た。

現在、諸外国の主力戦車は重量50t以上、速力70km/h以上となり、所要馬力も1500馬力と、大きくなる傾向にあり従来、使用され

(昭和52年1月7日原稿受付)

て来たディーゼルも、これだけの出力になると、開発も簡単ではなくなり、ガスタービンがこれに取ってかわれるような条件が整って来ている。

米国陸軍は次期主力戦車にガスタービンを採用することに決定した。AGT-1500 ガスタービンが、それである。

航空機ではまず、戦闘機に、船舶でもまず魚雷艦に使用されたが、陸上車両でも、まず、戦車にガスタービンが使用されようとしている。

ようやく、多年の研究開発努力が、実を結ぼうとしているわけである。ここに到達するまでの足跡をたどってみよう。

3. A-N 600 計画のOT-4 ガスタービン

米陸海軍協同ガスタービン開発計画、略してAN-600計画は、1961年にはじめられた。ガスタービンの可能性を追求するため、燃費

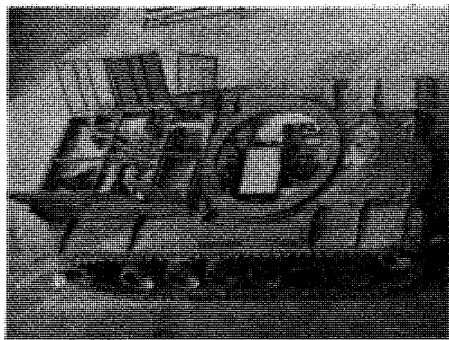


図2 OT-4の車載走行試験⁽¹⁾

とくに部分負荷燃費のよい、価格もディーゼルエンジンなみという目標をかかげて開発を各社に問うた。ソーラー社、フォード社、オランダ社が名乗りをあげたが、結局、最後まで開発を遂行したのが、カナダのオランダ社であり、そのガスタービンが、OT-4 である。

OT-4 は、出力600 hp の2軸、熱交換器つき、可変ノズル付きのガスタービンである。燃費は目標182 gr/hp・hr のところ213 gr/hp・hr と不満足な値であり、部分負荷時の燃費はもっと悪い。また、価格も目標値420万円にはと

てもできない。米陸軍による車載走行試験も実施されたが、結局、実用にはならなかった。600 hp クラスには良くて安いディーゼルエンジンがあるからであろう。

4. S型戦車の組合せ動力装置

スキーデン陸軍は1966年、このS型戦車を就役させている。その動力装置はガスタービンとディーゼルエンジンの組合せプラントである。



図3 S型戦車⁽²⁾

低速走行時はディーゼルで、高速走行時はガスタービンとディーゼルの両方を使用する。また、低温時はガスタービンで発進する。ガスタービンの長所を生かし、短所をカバーしたプラントであり、艦艇のCODAGプラントと同じである。

ガスタービンはボーイング553, 490 hp, ディーゼルはロールスロイスK60, 240 hp であり、両者ともにディーゼル油を使用す

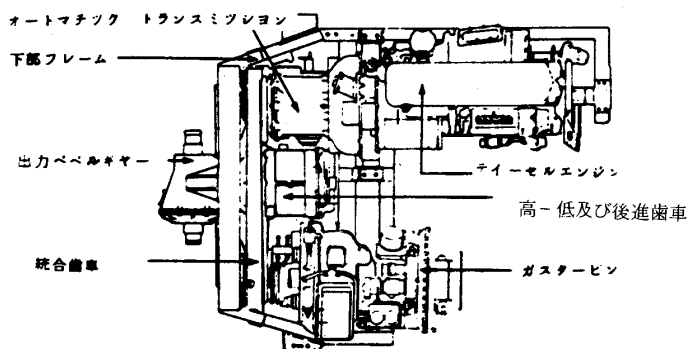


図4 S型戦車の動力装置⁽²⁾

る。ガスタービンは、ヘリコプター用そのまま、非常に軽くて、小さいので、戦車の車体を低くするのに役立っている。エアクリーナは、サイクロン式（慣性式）を使っており、ダストの問題は OK であると報告されている。

S 戦車は、10年の期間と、90億円の経費をかけて開発された、スウェーデン陸軍自慢の主力戦車であり、それに、ガスタービンが採用されているわけである。

しかし、このガスタービンは航空エンジンそのままであり、本格的な車両用ガスタービンとは言えない。

5. AGT-1500 ガスタービンと XM-1 戦車の開発計画

AGT-1500こそ、本格的な車両ガスタービンと言ってよい。

表1 AGT-1500とXM-1の開発年表

1965～	AGT-1500 開発、技術試験
1973～	XM-1 プロトタイプ開発
1976～	プロトタイプ技術・運用試験(I)
1977～	生産技術開発及び技術・運用試験(II)
1979～	小規模生産及び技術・運用試験(III)
1981～	量産

米国、アブコ・ライカミング社が米陸軍との契約によって開発した1500馬力のガスタービンである。

コンポーネントの研究を続けて来たアブコ社は1965年正式に米陸軍との契約のもとに開発に着手し、現在まですでに12年の歳月と120億円の経費で、35台のエンジンを製造し、種々のガスタービン単体試験及び車載走行試験を実施して、その性能の確認と信頼性・整備性の確保に努力して来ている。

1973年、米陸軍は次期戦車 XM-1 開発計画にもとづき、2社にプロトタイプ製造契約を結んだ。クライスラー社は主機として AGT-1500 ガスタービンを搭載したプロトタイプ戦車を、ジェネラルモーターズ社は AVCR-1360 ディーゼルエンジン（コンチネンタル社、1500馬力）を積んだプロトタイプを

製作した。



図5 XM-1 クライスラー型戦車⁽³⁾

1976年、2月から両プロトタイプの競合試験を実施したが、その結果1976年秋、米陸軍はクライスラー型戦車に軍配をあげ、ガスタービン採用を決定したと発表した。

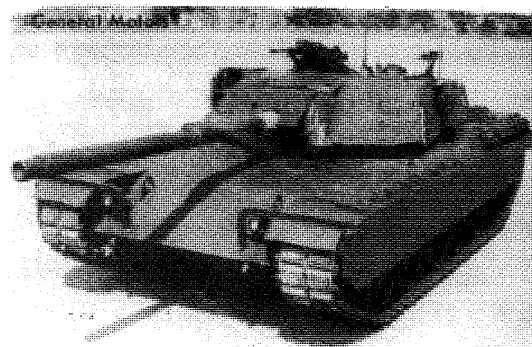


図6 XM-1 ジェネラルモーターズ型戦車⁽³⁾

米陸軍は、歴史あるディーゼルエンジンをやめて、遂にガスタービン装備に踏みきったのである。

今後の計画としては、このガスタービン戦車について1977年以降生産技術開発、及び技術・運用試験を実施し、1979年より月産10台の小規模生産、及び技術・運用試験に進み、1981年頃より、月産30台の量産にはいる。合計3325台の XM-1 戦車の調達を計画しており、アブコ社はガスタービンで2億ドル・600億円以上の契約高になると見積っている。

なお、西独陸軍も、NATO 装備品標準化計

画の一環として、この AGT-1500 を採用すると発表している。

戦斗車両はガスタービン時代の緒についた。

6. AGT-1500 ガスタービン

このガスタービンの特徴をあげると、

表2 AGT-1500ガスタービンの諸元

(1) 出力	1500hp
(2) 出力軸回転数	3000rpm
(3) 重量	1000kg
(4) 長・巾・高	1.6m×1.0m×0.7m
(5) 燃料消費率	190gr/hp・hr
(6) 空気流量	5.0kg/sec
(7) 圧力比	14.5
(8) タービン入口温度	1190℃
(9) 熱交換器	固定式
(10) その他	可変ノズル付

- ・タービン入口温度は高く、圧力比も大きい。
- ・小型高性能の固定式熱交換器をもつ。
- ・パワータービンに可変ノズルをつけている。
- ・コンパクトにまとめた構造である。

すこし詳しく、しらべてみよう。

空気圧縮機：2スプールで、圧力比14.5を得る。

低圧系は軸流5段で、可変静翼を持つ。高圧系は軸流4段プラス遠心1段である。

燃焼器：キャンタイプ1個である。

燃料はディーゼル油、ジェット燃料、ガソリンすべてが使用可能である。

圧縮機タービン：タービン入口温度は1190

℃と高い。

高圧系は軸流1段で、ノズル、動翼とも翼冷却を実施している。低圧系は軸流1段で、そのシャフトは高圧系シャフトの中を通してある。

なお、補機は高圧系シャフトに連結してある。

出力タービン：可変ノズル付きである。

軸流2段で、シュラウドをもち、効率をよくしてある。可変ノズルは、急速加速に役立ち、オーバースピード対策にもなる。そして、部分負荷時の燃料消費率をよくすることが出来る。さらに、また、エンジンプレーキの役目もする。可変ノズルの応答は迅速で、100msecでフル・オープンできる。

熱交換器：固定式熱交換器 (Recuperator)

で、60%出力時72%の効率である。

軸方向の通しの締付ボルトで組みあげ、熱応力的に無理のない構造にしている。

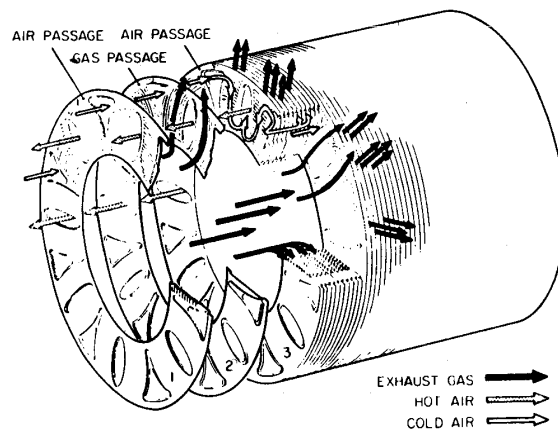


図8 AGT-1500 用固定式熱交換器⁽⁴⁾

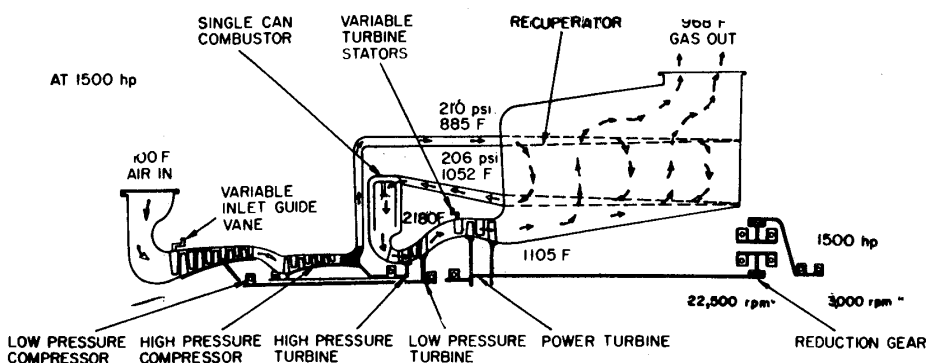


図7 AGT-1500 内部概要⁽⁴⁾

すべての円板は同じ形で、波形に成型し、隣り同志反対向きに重ね合わせてゆく。工作は簡単で、熱伝達もよい。円板同志の熔接個所を上手く選んで、空気とガスの通路を形成させ、出力タービンからの排出ガスは環状部の中心からはいって来て、半径方向外側に向い全周

から大気に出てゆき、一方、空気圧縮機からの冷たい空気は三角形の孔からはいり、温められて、楕円形の孔から燃焼器に導かれる。

減速装置：遊星歯車1段で、出力タービン回転数22,500 rpm を3,000 rpm にして出力軸にだす。

燃料制御装置：在来型のハイドロ、メカニカル方式であり、スタート用に電子式の自動制御装置を持つ。

全体構造：車両用エンジンに合うよう設計されている。まず、長さであるが、航空エンジンは前面面積を小さく、長さを好きなだけとる。車両用エンジンは、あまり長くは困る、熱交換器の内側に減速装置をおき、外側に排気ディフューザをおき、長さを短かくしてある。燃焼器、補機類の配置をよく考えて、全体として、コンパクトにまとめあげている。

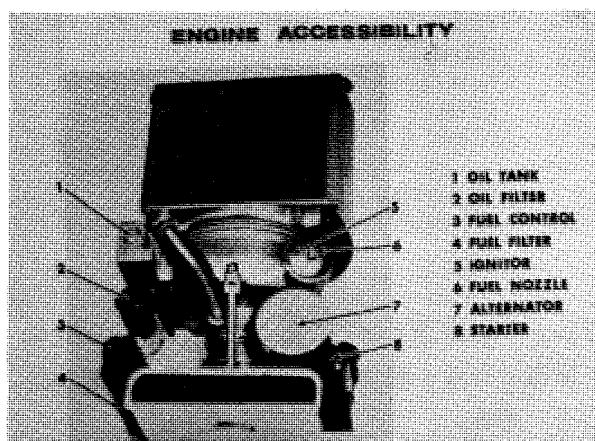


図9 AGT-1500の補機類配置

また、航空エンジンは概ね下方から、船用エンジンは側方から点検する。車両用エンジンは、上方から手入れするのが普通である。各補機類はすべて、エンジンルームの上部から点検・調整・整備できるよう配置してある。

性能曲線：図10に示すとおり。これは設計時のものであるが、従来の車両用ガスタービンにくらべて格段に良い燃費であることがわかる。

そして、最良の燃費は、部分負荷時にあり、1,000 hp 時、190 gr/hp・hr、1,500 hp 時、210 gr/hp・hr である。

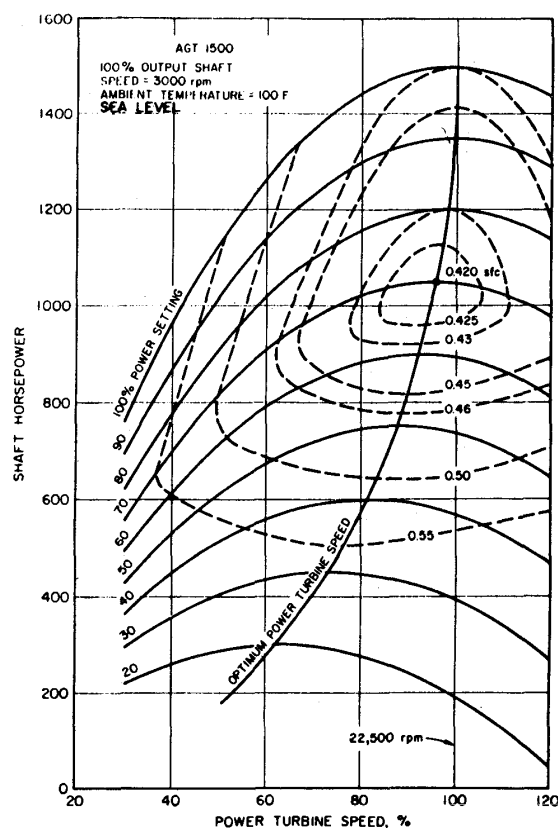


図10 AGT-1500の性能曲線⁽⁴⁾

この部分負荷燃費の改善には、熱交換器と、可変ノズルが、大きく貢献している。

信頼性・整備性：ガスタービンはディーゼルに比べ、部品点数が約30%少ない。それと、このガスタービンは典型的なモジュール構造を採用して、メンテナンスショップでのパーツの修理・交換に有利にしてある。また、前述のとおり、補機類は上方から手がとどくようになっており、野外での保守・点検が容易である。平均デポ・メンテナンスは、走行距離12,000～18,000マイル約19,000～29,000 kmで、現用戦車のディーゼルの4～6倍の値である。

価格：量産時1台11万ドル、3,300万円と見積っている。この種のエンジンの価格としては決して高くない。

さらに、アブコ社は、整備費が安いから、ライフサイクルコストを比較すれば、ディーゼルより安くつくと言っている。

また、今後の生産技術開発の段階で、各パーツの生産体制とくに、熱交換器の工作技術の改善

をとりあげ、安く製作できる体制を確立したいと計画している。

3,300万円1,500hp, 従って、馬力当り価格2万2千円は、民間でも販路を得られる数字であり、マーケットが広がれば、また価格がさがすることは容易に相像できよう。

7. AGT-1500 の車載

クライスラー型戦車には、エンジンとしてAGT-1500, ダスト対策に、2段式エアクリーナ、動力伝達装置としてX-1100を装備している。

エアクリーナ：ドナルドソン社製の2段式エアクリーナであるが、前段にサイクロン式プレクリーナをおき、

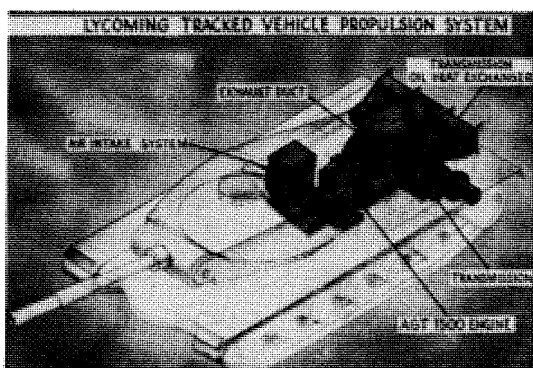


図11 AGT-1500 の車載

遠心力によりサンドを分離してモータブローで捨て、後段に濾紙式フィルターをおいて、残ったダストを吸着させ、清浄空気にする。非常に高性能なエアクリーナである。

31時間のクリーニング間隔であり、濾紙式フ

表3 XM-1戦車の2つのプロトタイプと比較⁽⁵⁾

Weights and dimensions	Chrysler XM-1	General Motors XM-1
Combat weight(tonnes)	5.26 t	5.26 t
Ground pressure	NA*	0.84 kg/cm ²
Chassis length	7.80 m	7.62 m
Width	3.56 m	3.66 m
Height(to turret roof)	2.35 m	2.41 m
Engine		
Manufacturer	Avco Lycoming	Teledyne Continental
Designation	AGT 1500	AVCR-1360-2
Type	regenerative gas turbine	turbo-supercharged diesel
Gross power/rpm	1500hp	1500hp/2600rpm
Cooling power loss	30hp	160hp
No of cylinders/arrangement	free turbino	V12/120°
Cooling	air	air
Volume	1.17 m ³	3.64 m ³
Weight(dry)	997.9kg	2029.9kg
Performance		
Acceleration(0-32km/h)	7.0 sec	8.2 sec
Cross-country speed	56km/h	56km/h
Max. road speed	72km/h	77km/h
Speed on slope, 10%	40km/h	NA
	(testrig)	
Speed on slope, 60%	7.5km/h(est.)	NA
Vertical obstacle	1.07m	0.91m
Ditch width	2.74m	2.29m

NA* = Not Available at time of writing

ィルターを振動させることにより、簡単に性能を回復できると報告されている。ダスト対策は万全である。

動力伝達装置：D.D. アリソン社のX-1100トランスミッションを採用しているが、これの変速機構はトルクコンバータつき、前進4段、後進2段であり、操向機構は静油圧方式である。重量1,800kg, 寸法は1.6m×1.0m×0.9mである。

XM-1戦車：表3に、クライスラー型戦車とジェネラルモーターズ型戦車の比較データを示した。

クライスラー社が、主機にガスタービンを選んだ理由としてつぎのような点をあげている。

- 重量、容積がディーゼルの半分である。
- 出力1,500馬力のうち補機にくわれる馬力が小さい。
- トルク特性がよい。

- 加速性がよい。
- 低温始動性がよい。
- 振動・騒音が小さい。
- 煙もでない。排気もクリーンだ。
- 信頼性、整備性が非常によい。

そして、これらの点はテストで実証されている。

トルクコンバータの効率はよくない。トルコンはなるべく使わない方が有利である。AGT-1500 はフリータービンであり、トルク特性がよいので、殆んどトルコンを使用しないで済んでいる。

従来、ガスタービンは加速性が悪いと言われて来たが、AGT-1500 は実際に比較試験でディーゼルにくらべ加速性がよいことが証明された。

また、騒音が大きいと心配する人が多いが、これも、ガスタービン戦車の走行が、あまりに静かなので見学者は驚いており、履帯の音が聞こえるだけだったと報じている。

なお、エンジン・ブレーキについては、可変ノズルだけで十分であるか、また、可変ノズルの作動が確実であるか、当初心配する所であったが、これも、実際に長時間の試験で OK を出されたことは、大きい成果というべきであろう。

8. 我が国の現状

我が国でも、小松製作所が、特殊産業車両用原動機として600psの固定式熱交換器つき、可変ノズルつきのガスタービンの開発を進めている。

また、防衛庁も、第4研究所で1969年より、川崎重工の協力を得て、M₄A₃ 戦車を試験



図12 T-53 ガスタービンの車載走行試験

車に改修しヘリコプター用ガスタービンT53を、車載して走行試験を実施した。

さらに、1971年よりやはり川重に試作させた熱交換器をT-53につけて、車載し同時に、流体式リターダ及び2段式エア・クリーナをつけて、走行試験を行った。

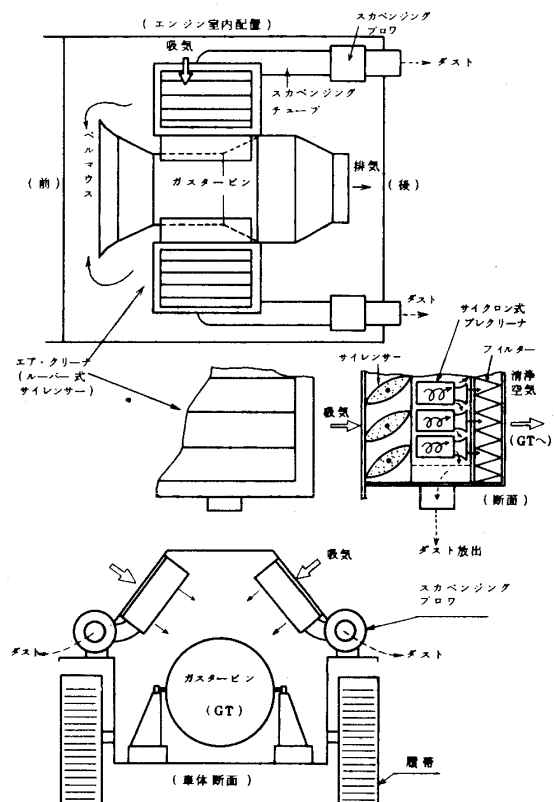


図13 ガスタービン試験車のエアクリナー

その結果、熱交換器の耐久性の向上が今後の課題であること、エアクリナーは十分な性能を持っていること等、今後の車両用ガスタービン開発のための基礎資料を得た。

しかし、我が国の車両用とくに特殊車両用ガスタービンの技術レベルは、米国のそれにくらべると格段に低いと言わざるを得ない。

研究開発の費用対効果を考えれば、このおくれを取り戻すためには、まず、AGT-1500 ガスタービンを十分に調査し、さらに必要あれば、技術導入をおこない、技術レベルの向上をはかることが得策であろう。

そして、これらの経験を踏台にして、国内開発に進み、我が国特殊車両用ガスタービンの進展

をはかるべきであろう。

9. おわりに

一般車両用のガスタービンとは、遠心1段の圧縮機で圧力比4~5、タービンも入口温度900℃、回転式熱交換器を使って、うまくまとめあげている。

遠心圧縮機は小型で、安い。タービンもこの程度なら安く作れる。そして回転式熱交換器は小型で効率よく、この程度の圧力なら洩れも小さい。現在の技術レベルに立ち、価格を安く抑えるためには、妥当な設計方針であろう。

だが、AGT-1500は可変静翼、2スプール圧縮機、冷却翼タービンと最新の技術を取り入れて圧力比14.5、タービン入口温度を1190℃に設計し、これにあわせて、固定式熱交換器を採用し、可変ノズルを取付け、開発に大変な努力を払って、高性能を得ている。

スポンサーつきという恵まれた条件があったにせよ、技術者としての夢をすべて盛りこんだようなガスタービンである。

ガスタービンは誕生以来、タービン入口温度をあげ、圧力比を高める努力にささえられて、発展して来た。車両用ガスタービンの発展のためには、やはり、超耐熱合金、セラミック材料、

冷却翼等の研究が肝要であり、高性能、小型な空気圧縮機の研究も怠ってはならない。

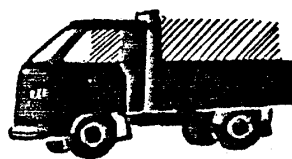
より高温、高圧のガスタービンを開発すれば熱交換器なしで、何にでも使えるという議論もあるが、やはり、車両用ガスタービンは小型で、効率のよい、洩れのすくない、耐久性のある熱交換器の開発が、キーポイントであろう。

そして、そろそろ良いものを“安く”作る技術の研究に努力を傾注すべき時期に来ているのではなかろうか。

車両用ガスタービンが実用になるのは、そう遠い将来ではなさそうである。

参考文献

- (1) Caple, C. E, Diesel & Gas Turbine Progress, 33-7 (1967-7) 40
- (2) Berg, S., Armor, 82-2, (1973-3・4) 16
- (3) Baer, R. J., Armor, 84-6, (1975-11・12), 30
- (4) Engel, G. & Anderson, W. S., Automotive Engineering 79-8, (1971-8), 13
- (5) Furlong, R. D. M., International Defense Review, 9.3, (1976-6), 481



●●●研究だより●●●

『川崎重工業(株)・技術研究所の紹介』

川崎重工業(株) 技術研究所 船 川 正 哉

1. まえがき

川崎重工業株式会社の技術研究所は、第2次世界大戦後の技術的空白を埋め、全社の技術力を結集して企業の発展に寄与することを目標とし、昭和23年9月、旧川崎重工の技術研究室として神戸工場内に設置されたのがその始まりである。その後、昭和29年2月、船殻、艦装、タービン、ディーゼル、ボイラ、機器、電機および調査の各分野に細分構成の後、昭和31年9月、時代の要求に応えるべく、原子力分野を追加した他、昭和35年7月に溶接工学、昭和36年6月材料工学をそれぞれ包含した。

なお、研究機関として発足してからいまだ30年に満たないが、その歴史は古く、大正時代中期に神戸

工場内に設置された実験研究部にまでさかのぼることができる。

その後、幾多の変遷を経て、昭和44年4月、旧川崎重工業、旧川崎航空機および川崎車輛の3社合併を機とし、新技術研究所として再発足

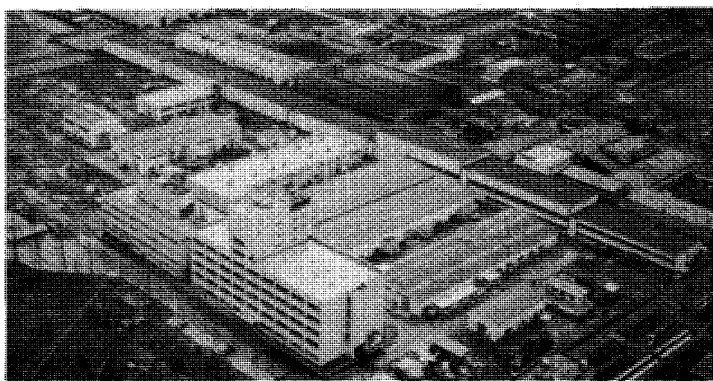
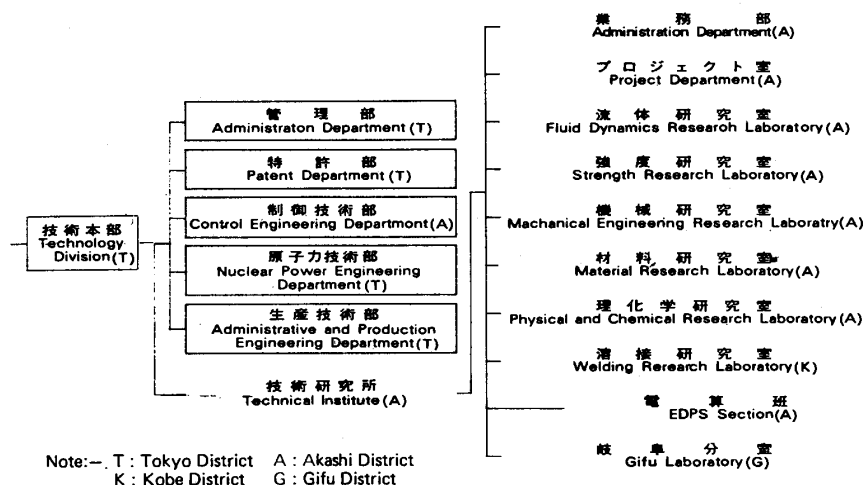


写真1 技術研究所全景

表1 組織構成



し、名実ともに全社の技術力の中核としてふさわしい機能の充実に鋭意努力が継続された。さらに、昭和50年5月、明石地区における各種の近代的研究実験設備の拡充完了と技術本部制の実施にともない、技術の細分化、高度化および広範化などに対応し得る体制の確立をみることができた。

図1は現在での研究所の組織構成を示したもので、明石を中心とし

(昭和51年11月29日原稿受付)

て神戸、岐阜にも研究分室をおき、各生産部門との密接な連携の下に、当社における広範な技術と製品の研究・開発に多くの貢献を続けている。写真1は明石地区の技術研究所の全景で左下が研究棟、中央が各実験棟であり、右上の細長い建物は研究所とは別の日立造船㈱と当社の共同出資による明石船型研究所㈱である。

このように船舶、機械、航空機、車輛、プラントなど研究所の担当している業務内容は極めて多岐にわたるのであるが、本誌の趣旨からガス・タービン関係のものに重点をおきながら、当研究所の概要を以下、各研究室別に紹介する。

2. 流体研究室

この研究室は流体力学を基礎とする船舶と流体機械の2つの分野を含んでいるが、この2分野はその細目ではかなり異っており、それぞれを班に分けている。

1. 船舶班 船舶および海洋構造物の流体力学的諸問題を究明するため、船舶の推進抵抗、プロペラの推進効率、模型による実験結果の実船への換算法、大型船の操縦性、高速船および浮遊式海洋構造物の波浪中での運動、プロペラ・キャビテーションなどについての研究を行っている。なお、まえがきでふれたように模型船のえい航試験などの水槽試験は明石船型研究所で実施されており、この班での諸実験は大型回流水槽で行なわれている。

2. 流体機械班 この班でガス・タービン、蒸気タービン、ブロワ、コンプレッサなどのターボ式流体機械に関する流体力学的特性の解明と性能の向上を目的として、翼列に関する理論解析、低速、高速、超音速翼列風洞による2次元翼列性能の系統的实验などが実施されている。なお、写真2に示す回転翼列試験設備などにより3次元翼列性能試験ならびにターボ機械における翼列性能と総合特性との関係の解析なども行なわれている。

3. 強度研究室

この室は構造解析班と破壊力学班から成り、前者は有限要素法を中心とした解析技術、後者は疲労強度を中心とした破壊力学について先進的研究を積み上げ、その成果を事業部門に反映させることにより、当社製品の安全性や信頼性

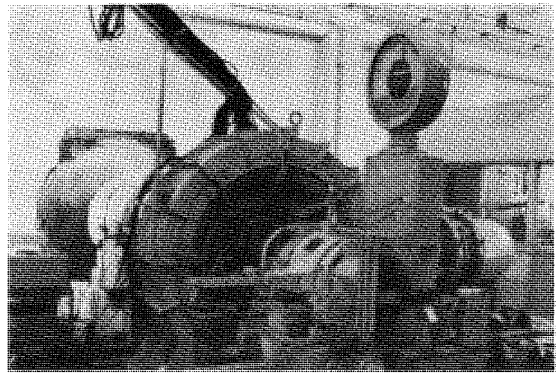


写真2 ターボ機械実験装置

の向上に寄与している。

1. 構造解析班 船舶、構造物、各種機械を対象に未知分野の力学的解明と有限要素法分野の拡大、設計に必要な構造強度解の自動化・省力化、構造物の安全性検討のための確率的手法の導入などに関するプログラムの開発と各種製品の応力解析を行っており、ガス・タービンに関しては翼やディスクの応力解析などがある。

2. 破壊力学班 この班では疲労に関するデータの蓄積と整理統合、各種因子の疲労強度に及ぼす影響のは握、設計に対する疲労強度データの適用法などを実施している。写真3は高温疲労強度試験機である。

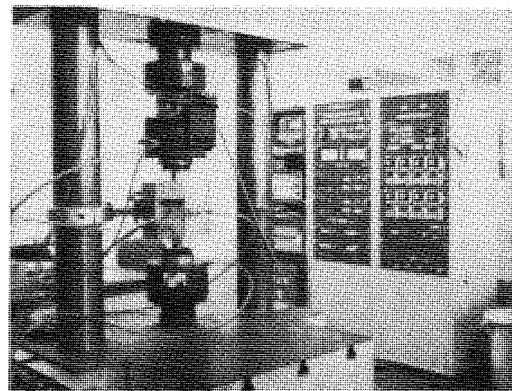


写真3 高温疲労試験機

4. 機械研究室

この研究室では潤滑・摩耗、振動・騒音、燃焼、伝熱および生産加工技術に関する諸研究が実施されており、それぞれはガス・タービンを担当しているジェット・エンジン事業部を始め、

各生産事業部門と密接な連携を保ちつつ、鋭意、先行研究活動を展開している。

1. 潤滑・摩耗部門 軸受、歯車、動力伝達系など機械要素について境界潤滑領域を含む潤滑技術の他、非接触型、接触型の各種シール装置などの軸封技術を含めて研究・開発を実施しており、ガス・タービンの軸受、シール、減速装置に関係する各先行基礎技術の確立を目標として、その開発を担当している。なお、近年、特に重要視されるようになったライボロジの分野を指向して境界潤滑に重点をおく一方、小型ガス・タービンやジェット・エンジンに採用されている各種ころがり軸受についても担当事業部に協力している。

2. 振動・騒音部門 各生産事業部門で問題となる種々の機械力学的研究を中心として、各種製品に生じる振動と騒音の発生原因にさかのぼった究明、あるいは現場でのトラブルの抜本的対策の確立などを担当しており、ガス・タービンに関しては翼の流力弾性振動や高速回転機械につきものの不つり合振動や不安定振動、ターボ機械の騒音などの研究を進めている。

3. 燃焼・伝熱部門 ガス・タービンを始めとするタービン、ディーゼル、ボイラなどについて熱工学に関する先行的研究・開発を担当しており、ガス・タービンに関しては写真4に

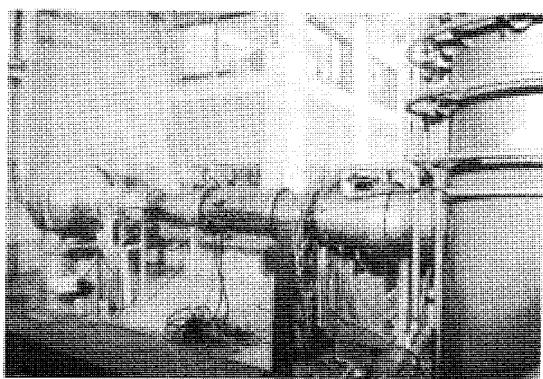


写真4 ガスタービン燃焼器実験設備

示すような実験設備などを用いて燃焼器の開発に参加している。その他、ボイラ、ディーゼルの排気公害、とくに NO_x 低減の研究や原子力プラントの蒸気発生機などを対象とした2相流を含む伝熱についても研究を推進している。

4. 生産加工技術部門 最近、急速な進展を示している数値制御工作機械の普及活用に対処して、その切削条件決定に必要な切削データの蓄積と活用をはかるとともに、各自動プログラミング・システムの運用ならびにポストプロセッサの開発などを実施、生産部門の技術の発展に寄与している。

5. 材料研究室

ガス・タービンの性能向上には使用する材料の選定が重要で、このため、種々の耐熱合金についてあらゆる角度から各種性質の評価を行っている。例えばクリープ試験、熱疲労試験および高温低サイクル疲労試験、熱衝撃試験、バナジウム・アタック、ホットコロージョンなどの高温腐蝕試験、長時間加熱による性質変化の検討などである。また、これらの試験後の解析には EPMA、電子顕微鏡などが駆使されている。

さらにまた、製造技術上の研究課題として精密鑄造製造技術や耐熱溶射被膜の品質評価なども検討されている。

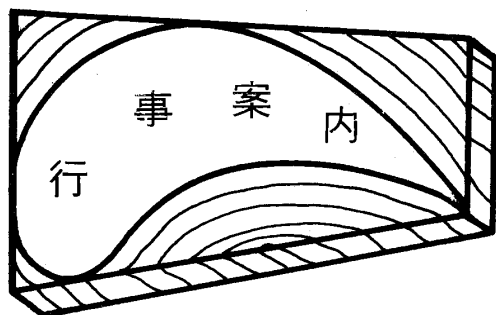
6. その他の部門

以上の研究室の他に理化学研究室では排煙脱硝プロセス、重質油の無公害燃焼法、低温技術、防蝕塗装、太陽熱集熱装置などの研究が行なわれており、また、溶接研究室ではアーク溶接に関する諸問題は勿論であるが、最新技術である電子ビーム溶接についてその適用の拡大と実用化に努力が続けられている。

また、岐阜分室は空力研究班、構造研究班および材料研究班から成り、岐阜工場に分駐する関係から航空機に係る研究業務を主として担当している。

なお、プロジェクト室では各生産部門との密接なる協同のもとに推進する製品開発や、所内複数研究室に係る大型プロジェクトにつきその取りまとめを行っており、ガスタービンの開発プロジェクトのうちの技研担当分を総括している。

以上、紙数の関係で非常に簡単な紹介に終ったが、当社の各部門の要求に応えるために幅広い研究を行っており、現在のきびしい経済状況と急速な技術開発の激動の中で今後ともたゆまぬ努力を続け、生産部門への研究成果の寄与という重要な任務を着実に遂行する方針である。



1977年国際ガスタービン会議
(1977 Tokyo Joint Gas
Turbine Congress)
東京大会開催のご案内

1977年国際ガスタービン
会議東京大会実行委員会

来る5月下旬に東京で標記国際会議が開かれます。
すでにFirst Circular, Latest News などにより、そ

の規模、内容についてお知らせ申し上げましたが、今回
Second Circular ができあがりましたので会員各位に
お送りいたします。詳細についてはCircular をご参
照になり、お申込みいただきたいと思います、その
要点については下記の通りです。

記

主 催： 日本ガスタービン学会、日本機械学会、米
国機械学会

協 賛： 機械振興協会、日本機械工業連合会、日本
電気工業会、日本船用機関学会、日本航空宇
宙学会、ターボ機械協会、日本航空宇宙工業
会

開催日： 昭和52年5月22日(日)～27日(金)

会 場： 東京プリンスホテル(東京)

内 容： 学術講演、特別講演、パネル討論のプログ
ラムは、下記の通りです。

May 23 (Monday)	A.M.	Room A (Sunflower Hall) (A-1) Heat Transfer 01, 02, 03, 04, 05	Room B (Golden-Cup Room) (B-1) Internal Flow (Steady-I) 35, 36, 37, 38, 39, 40
	P.M.	(A-2) Heat Transfer & Regenerator 06, 07, 08, 09, 10, 11	(B-2) Internal Flow (Steady-II) 41, 42, 43, 44, 45
May 24 (Tuesday)	A.M.	(A-3) Combustor 12, 13, 14, 15, 16	(B-3) Internal Flow (Unsteady-I) 46, 47, 48 (B-4) Internal Flow (Unsteady-II) 49, 50
	P.M.	Special Lecture - I (Turbofan Engine FJR710)	
		(A-4) Fuel & Combustion 17, 18, 19	(B-5) Noise 51, 52, 53, 54
May 25 (Wednesday)	A.M.	(A-5) Emission 20, 21, 22 (A-6) Performance of Gas Turbine-I 23, 24, 25	(B-6) Instrumentation, Control & Mechanical Design 55, 56, 57, 58, 59, 60
	P.M.	Special Lecture - II (Industrial Gas Turbines)	
		(A-7) Development of Gas Turbine 26, 27, 28, 29	(B-7) Material & Thermal Stress 61, 62, 63, 64
May 26 (Thursday)	A.M.	(A-8) Performance of Gas Turbine-II 30, 31, 32, 33, 34	(B-8) Material 65, 66, 67 (B-9) Air Cleaner, Deposit & Erosion 68, 69, 70
	P.M.	Panel Discussion (Vehicular Gas Turbine)	

登録：

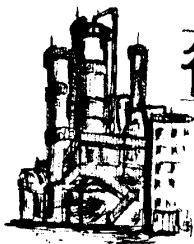
登録申込書： Second Circularに同封してあり
ます。それ以外に必要な場合は、下
記にご請求下さい。

登録申込先： 〒107 東京都港区赤坂1-7-5
昭和ビル2F
サンセイ・インターナショナル(株)内
1977年国際ガスタービン会議東京事
務局

登録料：

会員登録料 会員* 非会員 同伴夫人
事前登録(3月31日〆切) 25,000円 30,000円 5,000円
以後の登録(5月26日まで) 30,000円 35,000円 6,000円

* 共催、協賛団体の会員を対象とします。



後記

開かれた、個性的な学会誌の為に

編集理事 小茂島 和 生

最近筆者の友人の一人がブラジルに出掛けて行った。農場を経営し、産物を加工する工場を建設し、更にその輸出まで行なうという大規模な仕事で、現地にとけ込みながらの長期のプロジェクトの責任者としてである。連絡の為に時々帰って来るその友から聞くブラジルでの仕事の壮さ、若々しさも楽しいが、現地の人々とのかゝわり合いの話は又別の意味から興味深い。と同時に地球の逆の側での、仕事を通して日本への反省を聞くことも又多い。実はブラジルで大きな建設を引受けているある日本人の全く同じ話しを聞く機会を得たが、ブラジルに在って仕事をする彼らの共通する実感は、仕事をするのが日本では個人よりも「組織」だという事であった。

確かにハンコの数で名高い日本の役所も、会議に明け暮れるビジネスも、それあるが故にこそ組織として間違いの無い、規律のとれた見事な仕事ぶりを示しているのであろう。ところでこれを裏返すと「個人」が隠され、組織の中に埋没してしまうということになる。日本では本当のワンマンは少なく、又それが出れば排撃されてしまうであろう。

ところでこの事はどうやら「学会」という組織にも当てはまりそうである。見事に組織化され齊々と運営される業事、決ったパターンで発行される「学会誌」——、実はこれにやゝ反撓する意味で「後記」を書き始めてすでに7回になる。少なくとも学会を代表する会誌である以上、やゝ気負って言えばその分野をリードする主張が盛り込まねばならない。そのような editorial があってこそ学会誌である、というのが筆者の年来の主張であった。ところでたまたまこの二年間本誌編集の責に当り、この主張を自ら実施せねばならぬはめに立ち到ったわけである。といって巻顔をかざる文章はいさゝか

おこがましく、後記として書き続けて来た次第である。

私の一貫して主張してきた事はガスタービン学界や業界の型にはまらない、柔軟な進展であり、その要としての本学会の役割りである。更にその中でも若い会員諸君のとらわれない、伸び伸びとした活動こそ、その主役となるべきであるとの待望である。それらあってこそ世界をもリードするガスタービン技術が育っていくであろう。

これらの呼びかけに対して過分の激励も頂いたが、若い方々からの積極的な反響は残念ながら余りとぐいていない。先輩への遠慮であろうか。学会誌への技術的な発言においてもなお「組織」から抜け出せない逡巡であろうか。もっともこれらは単に年令の老若に関係なく、より一般論として、何故学会という公の場での発言が少ないのであろうか。

さて筆者の編集の役目も本号をもって終り、次の理事に引継ぐことになる。恐らくはその人を得て、「巻頭言」としてガスタービン技術をリードする主張が展開されることであろう。同時に会員諸氏からの積極的な発言とサポートも加えられることを期待したい。この様な中からこそ本学会が他の大学会とは別の意味で存在する意義が、明らかになっていくであろう。

その様な本会の発展を願って最後の後記とする。



学 会 誌 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. 学会誌は刷り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
日本ガスタービン学会事務局
(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。ただし学会誌への掲載は投稿後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 学 会 誌

第 4 卷 第 16 号

昭 和 52 年 3 月

編 集 者 小 茂 鳥 和 生

発 行 者 入 江 正 彦

(社)日本ガスタービン学会

〒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