



世界市場をねらうエンジンメーカーの 視点と我国の立場

工業技術院 研究開発官 清水 宏 一

「多くの国が米国のガスタービン、原子力設備及びジェットエンジンを求める理由は、最も明白なことであるが世界一であるということである」とGE社は1976年度の年次報告の中で述べている。そして米国の将来の経済的健全性はその旺盛な研究、開発努力による指導的地位の確保にかかっていると、GE社をはじめとする米国企業は、これ等の分野での諸外国会社の追撃により極めてその指導性が侵されつつあることを切実な問題として憂慮しており、日本もその一つとして考えられている。この中で論じられるように米国に脅威を与える程の実質的發展をしなくては、日本の航空エンジン工業も立ち行かなくなる恐れがある。そしてGE社及び米国企業だけではない、日本も過去の技術とこれに大きな労働力を加えた製品だけでは食べて行くことは殆ど困難になって来ている。この場合どうしたら良いかと言う道の一つをこの論文は示唆してくれる。10年前から進めて来た我国における大型工業技術開発の1つである航空機用ジェットエンジンの開発(第1期、昭和46～50年度、第2期、昭和51～56年度)、また大型省エネルギープロジェクトの1つである高効率ガスタービンの開発(昭和53～59年度)は我国が欧米各国の技術に対抗するため自主開発への決意を示したものである。更に1980年から始まっているXJB日英共同開発プロジェクトについても正にその延長線上にあるものである。しかしながらこの分野における自主開発の経験を有するものは少なく、我国の重電機メーカーと言えども欧米先進国の技術提携に頼りがちな面が多い。

(昭和55年8月6日原稿受付)

そう言う意味で前に掲げた各プロジェクトはこれを打破する又とない機会を提供するものと思われる。

航空機の世界市場の動向を考える場合

① 米国の民間航空機市場は既に飽和状態に近づきつつあり、その結果、航空市場の成長は国全体としての経済成長に見合うものに過ぎなくなって来ている。

② 軍用の市場も成長して来ていない。

③ 軍用の進歩に影響されて政府の研究開発規模は低下して来ている。

④ 新しい航空機の計画は近い将来には数多くない。

⑤ 競争力のある製品を開発する費用は開発期間が長くなったこともあり、民間用エンジン開発計画は1私企業にとっては殆ど手に負えないものになって来ている。

そう言う意味から航空用エンジン産業は将来計画として、世界市場を念頭に置きながら各国とも国際共同開発を進めていかなくてはならなくなっている。しかし共同開発を聞くもに進めて行けば良いと言うわけではない。そしておのずから共同開発各社の開発ポテンシャル、市場開拓力、国際的な経済力等多方面な力の評価が必要である。そう言う意味では、お互いが共同調査の中で、開発の相手を評価しているものと思われる。しかし、その決定如何によって成長への落後者ともなることも考えられる。その良い例が我国の原子炉の選択の場合に見られる。我国が原子力発電を入れる際、国際的にもその当時は英国も可成りのポテンシャルを有していたので、英国の技術と米国の技術について色々の議論を重ねた末、英国のコールダ

ホール型を実用化試験段階では選択した。しかしそのあとで米国の軽水炉が登場し、日本の電力会社は原子力発電の炉としてこれを採用した。しかし英国の炉はその後あまり大きな発展はない。そういう意味で原子力は機械技術の総合力であり、国際的にも優位に立つ米国が経済性のある炉に作りかえて来たからである。従って複雑な技術システムをあらゆる角度から検討することはそう簡単なものでないが、最近のYX計画、新YX計画等もそういう観点から国際的な厳しい目で我国の実力が評価されていると思う。

しかし、国際共同開発事業は理づくめで進むものではなく、そこに、民族と民族の友情が加わってこそ成功するものだと思っている。そういう意味において、私は此処に美談の一つを紹介したいと思います。

これは昭和52年に実施しました大型プロジェクトで開発した航空機用ジェットエンジン(FJR-710)の高空性能試験を英国の国立ガスタービン研究所(NGTE)で実施しましたが、その際我国からS.52.11.25日付のKerr所長宛の感謝文に対する航空機用ジェットエンジン技術研究組合理事長、および通産省の工業技術院長宛の感謝文の一節である。

永野・窪田殿

「祝辞ありがとう、関係者に回覧しました。

試験の成功は周到な準備と相手方チームの協力により成功しました全員の熱烈な意欲が成功に結びつけたものです。貴方のチームの優秀な仕事ぶりに感謝したい」

敬 具

英国国立ガスタービン
研究所長

T.H.・Kerr

これは単なる一コマであるが、既に始まっているXJB共同開発事業は両国の関係者の交流を巾広く巻きこみつつある。XJBの設計のため、英国を訪れている人達による民間大使としての活躍も大きなものがある。両国の多くの人と人の心の触れあいの中から日英の絆は日々に強く結ばれつつあると言っても過言ではないと思う。そういう意味で、この事業こそ日英のゆるぎない掛け橋となるものと楽しみにしている。

参 考 文 献

① 米国下院科学技術委員会の航空並びに運輸研究開発分科会に対するゼネラル、エレクトリック社、ジャック、I、ホープ及びウィリアムL、ローデンバウ報告(1976年5月13日)

② P&W社トレル社長及びRR社スポッツウッド副会長の講演は、いずれも76年9月初旬“Aerospace Conference”



高効率レヒートガスタービン

高効率ガスタービン研究組合 竹矢一雄

1. まえがき

昭和53年に発足した通産省工業技術院のムーンライト計画の一つに、「高効率ガスタービンの研究開発」があり、本研究に関しては、「高効率ガスタービン技術研究組合」がその大部分の委託を受けて、現在研究開発を実施中である。

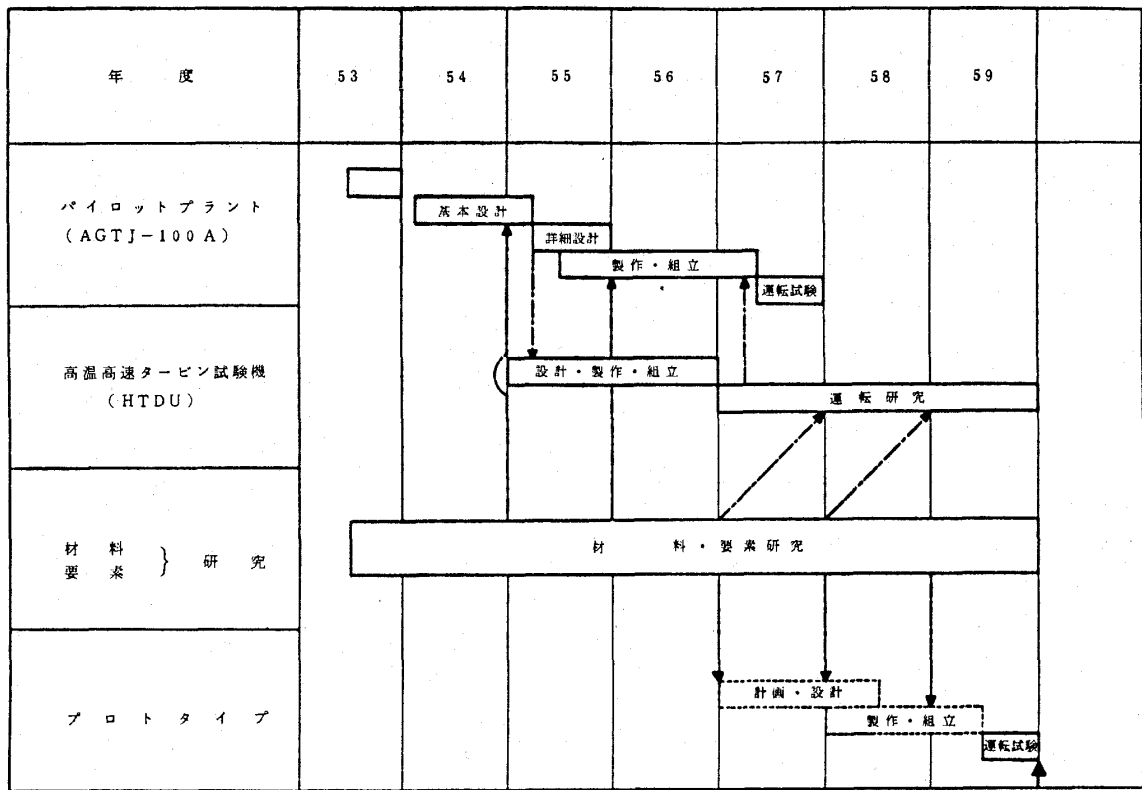
本研究の対象となるガスタービンは、基本的にガス・蒸気複合サイクル発電設備としての総合熱効率を、従来の火力発電設備、或いは現用のガスタービンを用いた複合サイクル発電設備に対し、

大幅に改善し、省エネルギー効果を期待しようとするものである。

上記の目的で開発されるガスタービンは、複合サイクルとして最大の効果を発揮することが必要であり、各種サイクルのガスタービン型式について比較検討を行い、高圧縮比のレヒートガスタービンが最適であるとの結論を得た。

尚現在予定されている本研究のスケジュールの概略を表-1に示す。第一次試作機(パイロットプラント)については昭和55年度夏現在には詳細設

表-1 高効率ガスタービン開発計画



(昭和55年8月6日原稿受付)

計、及び素材の準備を開始している段階で、昭和57年夏から工場試運転を開始すべく、鋭意努力中である。

第二次試作機（プロトタイプ）については、昭和59年度末を目標として計画が進められている。

また本計画では特に高温タービンが開発の主要テーマであり、高温タービンの先行開発を目的とする「高温高速タービン試験機（HTDU）」を昭和56年度中に完成させ、昭和57年度から各種試作タービン翼の回転試験により事前評価を行った後、プロトタイプへの適用を考えている。

材料を始めとする各種の要素研究は、国立の各研究所・試験所、及び組合員各社が分担して実施するが、研究項目の一部は昭和53年度からスタートし、昭和55年度から本格的な研究活動を開始した。これら研究の成果は、一部はパイロットプラントの設計にフィードバックされるが、主目的はプロトタイプへの適用であり、主要研究項目の成果はプロトタイプの設計製作に反映される予定である。

2. パイロットプラント用レヒートガスタービン

パイロットプラント用ガスタービンの型式を決定するため、昭和53年度にシンプルサイクルとレヒートサイクルの概念設計を実施し、評価比較を行った。その結果本計画の最終目標（プロトタイプ）達成への可能性は、レヒートサイクルによる方が確度が高いと総合判定され、レヒートサイクルの開発設計を昭和54年から開始した。

図-1はレヒートサイクルと、シンプルサイク

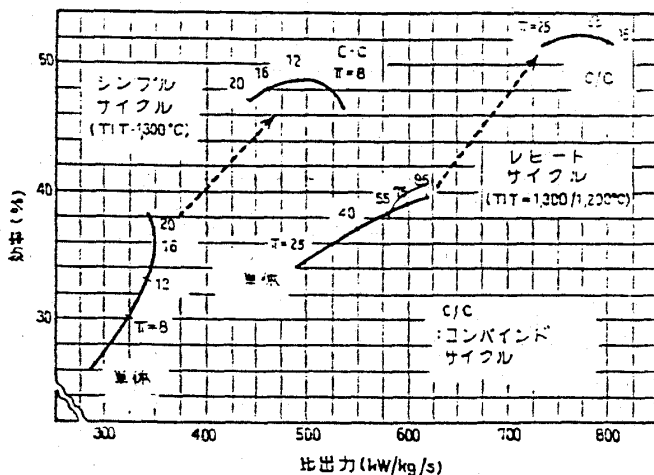


図-1 レヒート、シンプルガスタービン性能比較

ルのガスタービン単体性能、及び複合サイクルとした場合の性能について比較したもので、図からも明らかな如くレヒートガスタービンは比出力が大きく取れる特長がある。単独効率の差は比較的少ないが、比出力の大きいことは同時に空気量当たりの燃料消費量が多いことを意味し、相対的に排ガスの温度が高く、排ガス中の残存酸素が少ない。この事は複合サイクルとした場合の二次系（蒸気系）での熱回収率が高く取れることになり、同一の排気回収条件で、図に示す如く総合熱効率は向上する。またガスタービンの圧力比の性能に及ぼす影響にもシンプルサイクルとは異なった傾向を示す。シンプルサイクルでは一般にガスタービン単独効率は圧縮比の増加と共に急激に上昇するが、複合サイクルにした場合には、比較的低下圧縮比で最高効率点が現われ、しかも比出力は圧縮比の増大に対し減少する。効率最高点はタービン温度の上昇と共に若干は高圧縮比側に移行するが、その影響は比較的少ない。これに対しレヒートガスタービンでは単独の場合における圧縮比の効率向上への影響度は少ないが、比出力が大幅に増大する。複合サイクルとした場合には計算上圧縮比の影響は少なく、広い範囲で高効率を得られることになる。但しこれは燃焼器出口温度、再燃器出口温度を共に圧縮比に無関係に一定に選んだ場合の比較計算であるが、現実にはレヒートガスタービンで圧縮比を下げると、再燃器前のガス温度及び低圧タービンの排気温度がそれにつれて上昇し、技術的に圧縮比を下げることは困難である。上述の観点からパイロットプラントの圧縮比は約55を選んだ。

次にパイロットプラントの計画に際して留意した事項としては、このプラントが複合サイクルとしての高効率を志向する以上基本的な設備の運用形態が、尖頭負荷対策用のピークロード発電設備ではなく、中間負荷用としてのミドル火力的性格が強いと思考され、そのためには部分負荷効率も考慮した総合熱効率を重視する必要がある。シンプルサイクルのガスタービンは特性上からも部分負荷ではタービン温度が下り、従って複合サイクルとしては部分負荷での効率低下が通常火力に比し激しく、運用上の一つの問題点である。今回のレヒートガスタービンでは、特にこの点に着目し、

部分負荷効率の高水準維持を計るべく、種々検討を加え、現計画では低圧圧縮機を全段静翼共に可変ピッチ翼とし、ピッチ角度の変化量も前、後段で比率を変える等の配慮を行った結果、図-2に示す如く広範囲に高効率が続出する特性が得られた。

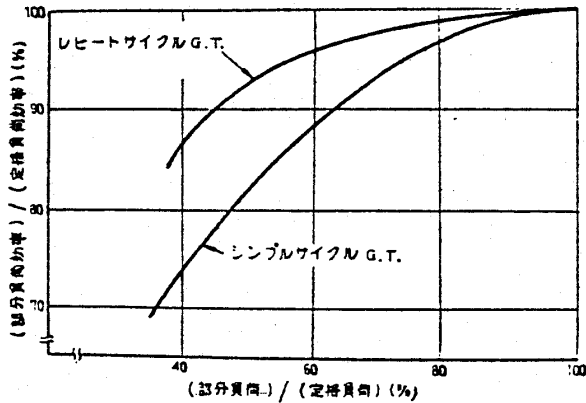


図-2 コンバインドサイクル部分負荷特性

更にミドル火力的運用を想定した場合の他の問題として公害対策が重要になる。特にNO_xについての排出レベルの低減が必要である。高効率を指向した結果高温(1,300℃)、高圧(55 kg/cm²)というNO_xレベルを増大させる要因が重なっており、通常の空気中の燃焼では非常に高い値になることが予想されるので、今回のシステムでは低圧圧縮機と高圧圧縮機の間で設ける中間冷却器を通常の熱交換方式ではなく、気流中に直接純水をスプレーして水の蒸発潜熱による冷却方式を採用した。蒸発冷却方式は他の冷却方式に比し、熱力学的な面からも系外への熱放散が無く、複合サイクルとしての熱効率の点でも有利であるが、それ以上に燃焼空気中の水蒸気分圧を高くすることによるNO_x低減効果が大きく、高温高圧力比であるにも拘わらず出力当たりの発生NO_x量は最近の大型ガスタービンと大差ない水

準に保持出来る見通しが得られている。尚再燃器では1,200℃まで再加熱するが、再燃器は燃焼用のガスの酸素濃度が低いこともあり、NO_xの再発生量は僅少である。熱交換方式の中間冷却器を使用してNO_xレベルを同程度に保持するには燃焼器への水噴射が有効であるが、この方式では熱効率がかかり低下する。これらの比較を表-2に示す。

表-2 中間冷却器の型式別性能比較

中間冷却器型式	蒸発冷却	熱交換(海水冷却)	
燃焼器水噴射	なし	なし	あり
NO _x 排出値(O ₂ 4 換算)	基準(1.0)	(2.6)	(1.0)
複合サイクル出力	基準(1.0)	(0.88)	(0.9)
複合サイクル熱効率(LHV)	基準(1.0)	(0.992)	(0.965)
純水消費量	基準(1.0)	(0)	(0.4)

尚複合サイクルにした場合の熱効率を評価する際には、単にガスタービンの性能だけでなく蒸気サイクルのシステムの選定も重要である。今回の技術評価に際しては効率向上を最大の目的としているので、蒸気サイクルについても一般に実用されている比較的低温蒸気による排熱回収ボイラタービンではなく、排ガスの温度をカスケード利用する2段混圧再燃タービンを想定した。

複合サイクルの系統図を図-3に、この方式に

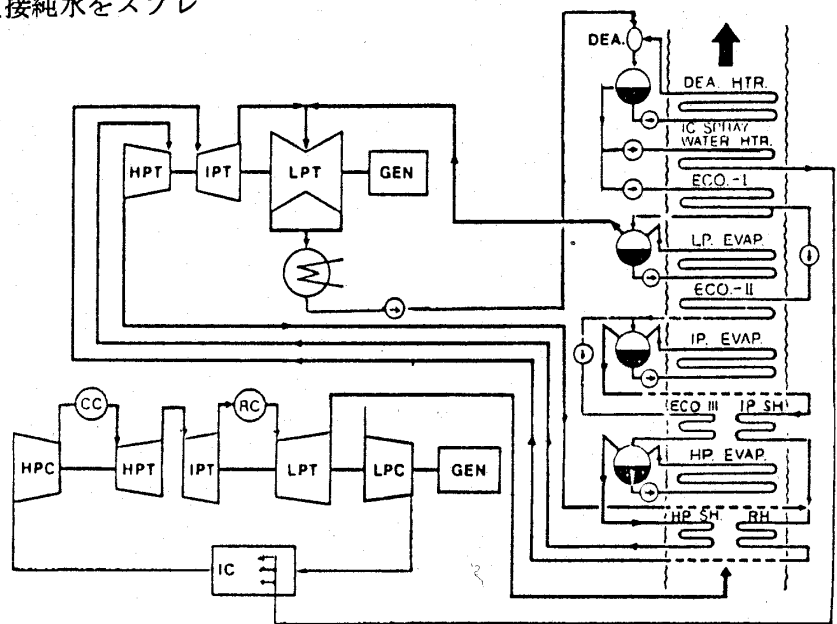


図-3 コンバインドプラント系統図

(レヒートサイクル・ガスタービン再熱2段混圧蒸気サイクル)

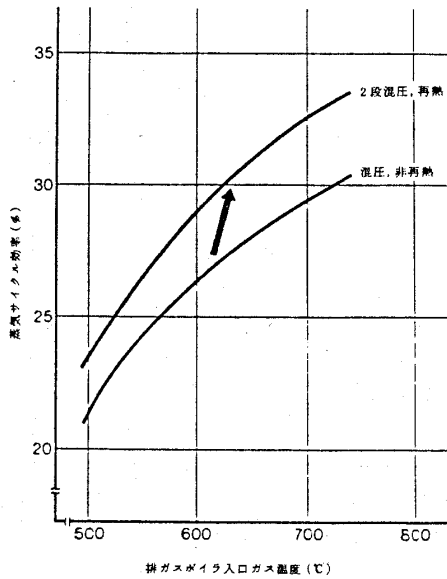


図-4 蒸気サイクルの熱効率

よる蒸気サイクルの効率を図-4に示す。

蒸気タービンの蒸気条件は、大型火力の標準に準じ、高圧蒸気：169kg/cm²G×566°C、再熱蒸気：36kg/cm²G×566°C、低圧混合蒸気：10kg/cm²G×飽和、とした。また排ガスボイラのピンチポイント、アプローチポイントはそれぞれ15°Cとした。

3. レヒートガスタービン (AGTJ 100A)

パイロットプラントの組立断面を図-5にプラ

ント外形を図-6にそれぞれ示している。

図-7はガスタービン部分の概略ヒートバランスである。図からも明らかな如く高温化に伴い冷却空気の消費量は著しく増大しており、今後の効率改善には冷却空気量の低減が重要課題である。

表-3はパイロットプラントの主要目である。以下ガスタービン主要部について概略紹介する。

3-1. タービン タービンは高圧、中圧、低圧の三群で構成され、高圧タービンは高圧圧縮機とセルフバランスするガス発生機であり、ガス温度は1,300°Cの最高温度に挑戦している。このためタービン翼は複雑な冷却中子を持つ精密鋳造品で、動翼、静翼共にニッケル基の超耐熱合金を使用している。

タービンローターは中間軸部、圧縮機後段側と共にニッケル基のオーステナイト鋳造品を採用している。

高圧タービンの後部軸受は、中圧タービンの第一段静翼を兼ねているラジアルストラットの中空部で全円周支持し、高圧タービン後部ケーシングは水平分割面を持たない円環構造となっている。

中圧タービンと低圧タービンは組立ローターで低圧圧縮機、発電機と直結され、タービン部は二

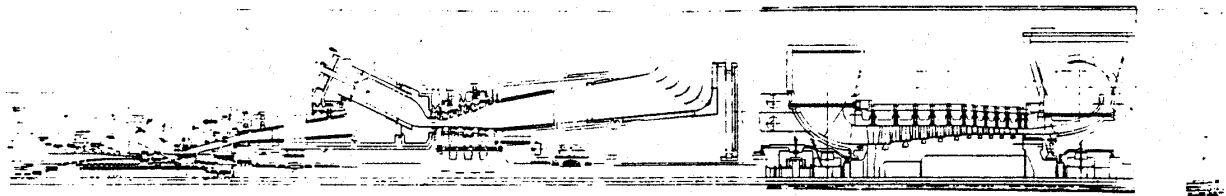


図-5 パイロットプラント組合断面図

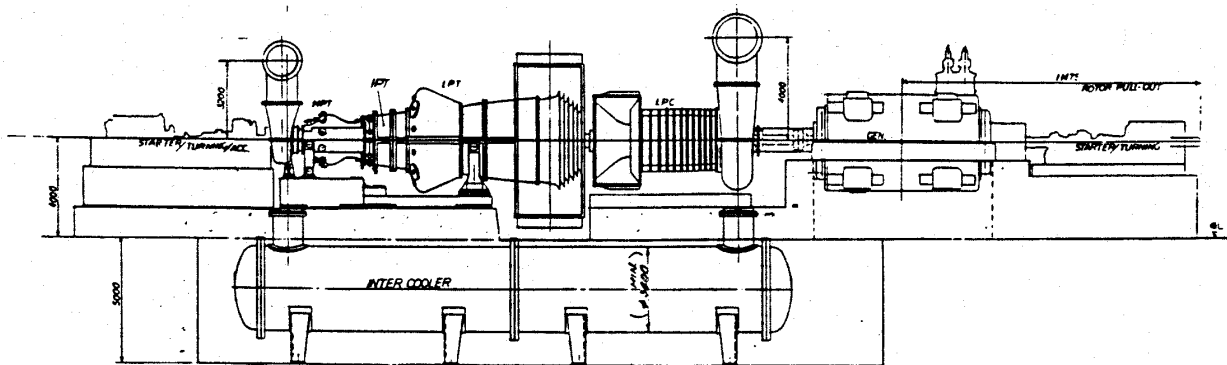


図-6 パイロットプラント外形図

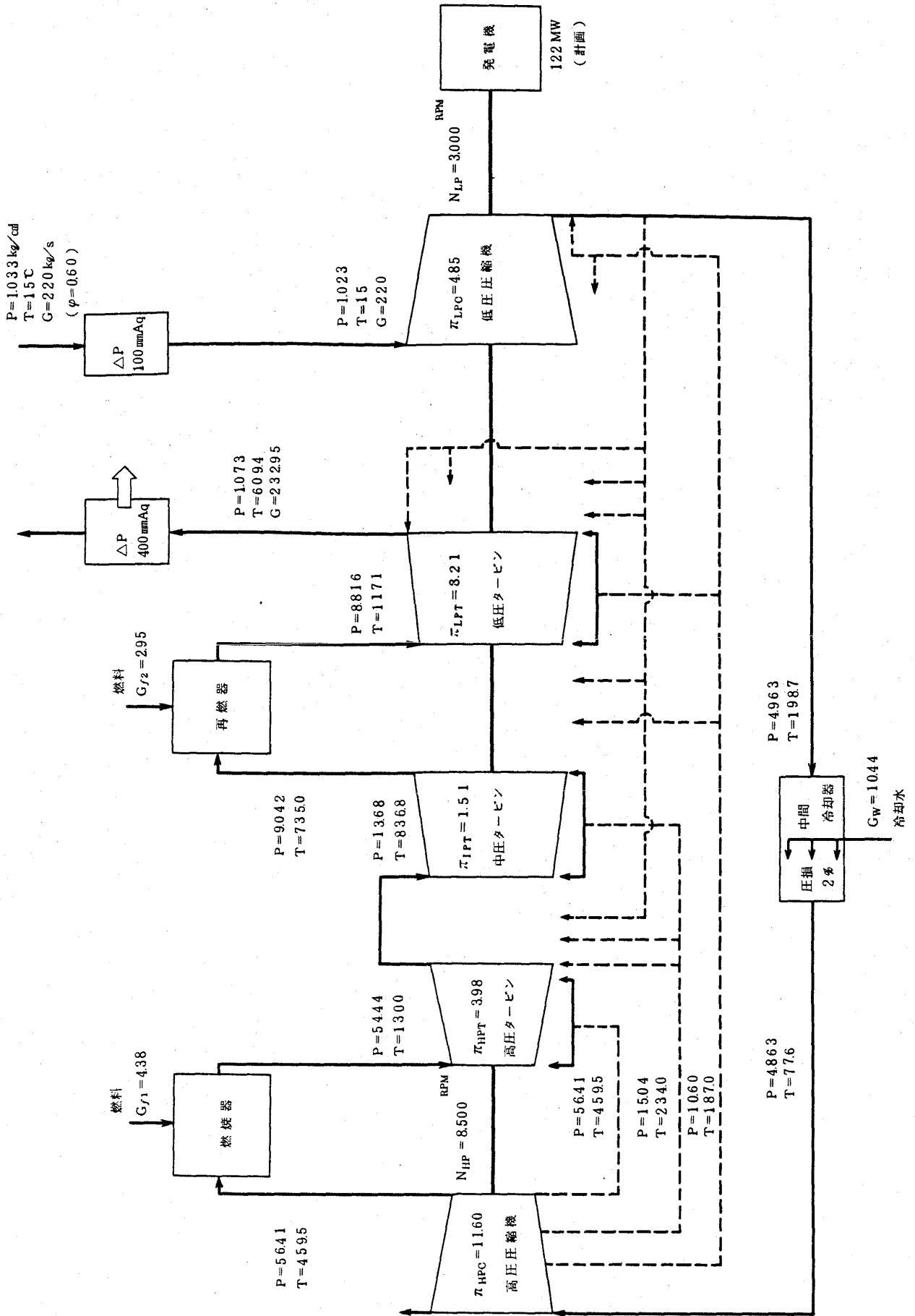


図-7 パイロットプラント ヒートバランス

表-3 パイロットプラント 主要目

(1) 低圧圧縮機	
形式	全段静翼可変方式
回転数	8,500 rpm
段数	10
圧力比	4.85
(2) 中間冷却器	
形式	水噴射直冷方式
(3) 高圧圧縮機	
形式	入口ガイドベーン可変方式
回転数	定格 8,500 rpm
段数	16
圧力比	11.60
(4) 高圧燃焼器	
形式	缶状形
個数	10
(5) 高圧タービン	
形式	全段空冷翼方式
回転数	定格 8,500 rpm
段数	2
(6) 中圧タービン	
形式	無冷却方式
回転数	3,000 rpm
段数	2
(7) 再燃器	
形式	缶状形
個数	12
(8) 低圧タービン	
形式	第1及び第2段空冷翼方式
回転数	3,000 rpm
段数	4

軸受支持で中圧タービンはオーバハングとした。
 中圧タービンの第一段静翼は前述の如く、高圧タービン軸受支持機構を内蔵させた関係で、転向角の減少、効率向上を計り高圧系と中・低圧系の回転方向を逆にしている。

低圧タービンは再燃後ガス温度が1,200℃に加熱されているので、高温側2段は高圧タービンと同様な中空冷却翼である。翼材質は動翼は中・低圧共にニッケル合金の鍛造としたが最終段は寸法上の制約もあり鍛造品である。静翼は高温部はニッケル合金、低温部はコバルト合金のセグメント構造としている。タービンローター、ディスクは低圧系の寸法・重量が大きいため、耐熱合金の使用を避けるべく構造設計上配慮し、通常の蒸気タービン材の使用温度・応力限界内に保持した。
 図-8に冷却タービン翼の例を示す。

3-2. 燃焼器・再燃器 燃焼器(高圧),再燃器(低圧)共にマルチチャン型で、それぞれ内筒と外筒を有する二重筒方式になっており、流入空気は上流側から内外筒間の流路を通して内筒内部に流入する順流型を採用し、燃焼試験と実機との形状差による影響の防止に務めた。材質は両者共超耐熱合金で薄板溶接構造である。

燃焼器は圧力が55kg/cm²という未経験の高圧燃焼であり、再燃器は低酸素燃焼と冷却用雰囲気温度が730℃という高温であることなどもあり、燃焼試験により初期設計の修正改良を繰り返す必要がある。再燃器については昭和54年度に一部試験を実施したが、低酸素ガス気流中での燃焼にも十分な安定性が得られる見通しがついた。燃焼試験は2~3気圧程度の常圧燃焼試験装置により、

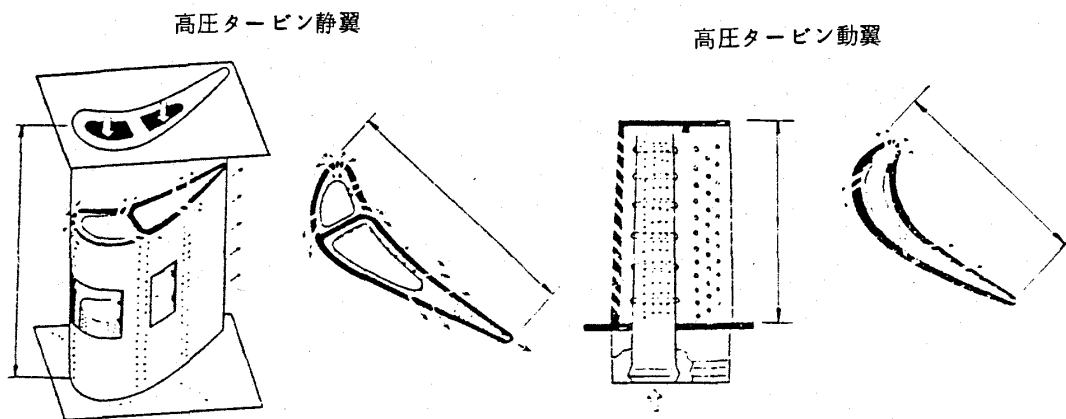


図-8 タービン冷却翼

基礎試験及びスクリーニングを行い、その後最高16気圧まで可能な高圧燃焼試験装置により確認試験を実施する予定である。

再燃器外部ケーシングは構造上熱変形、熱応力の影響が大きいので特殊な断熱材による内面遮熱を施し、ケーシング外面は保温せず350～400℃で放熱させることにより、ケーシング全体の熱バランスを保たせている。

3-3. 圧縮機 高圧圧縮機は圧縮比約11であるが、通常の圧縮機に較べ平均流体密度が約5倍あり、空力的な曲げ応力、振動応力が異常に高く、翼の強度設計には特に注意を払っている。またディスクの結合ボルトも寸法形状の相似な通常の軸流圧縮機に較べ伝達トルクが約5倍となり、従来の回転機械では経験しなかった特殊な強度上の問題が山積されている。

低圧圧縮機は高炉送風機に一般に使用されているものと大差のない比較的経験の豊富な型式で纏めることが出来たが、前述したように一定回転数で流量制御範囲を極力広げるため可変静翼のアーム比を段間で変える等の考慮を払っている。

中・低圧タービンと低圧圧縮機は直結されて、圧縮機側に推力軸受を設けているが、タービン推力が圧倒的に大きく軸受の設計限界をはるかに超えているので、タービン排気側、圧縮機吐出側にそれぞれバランスピストンを設け推力の低減を計っている。

3-4. 中間冷却器 中間冷却器は蒸発冷却方式を採用したが、配置上の都合もありガスタービン本体と平行に横置き配列となっている(図-6参照)基本的に蒸発器は多孔ノズルから微粒噴霧された水滴が気流中で蒸発し、出口近傍に設けるデミスターでは理論上水滴は存在しないことが原則であり、出口部の空気の相対湿度は90%で計画している。高温高圧気流中でのこの種蒸発器は実例が乏しいので、昭和55年度にモデル試験を実施し最終仕様を確定する予定である。

4. レヒートガスタービンの制御

パイロットプラントの制御は当面ガスタービン発電機に限定し、複合サイクルとしての中央制御(例へば複数台のガスタービン、排熱ボイラと1台の大容量蒸気タービンの協調運転制御)は別途研究対象となっており、除外する。

制御システムは基本的に遠隔無人(又は1人)制御を原則としており、すべてのインターロックを含むシーケンスロジックは、プログラマブルシーケンサによるソフトウェアで行う。

他方動的な燃料・速度・負荷制御は、アナログ電子方式とし制御端末は高圧作動油を使用するいわゆるEHガバナ方式である。

レヒートガスタービンは通常のシンプルサイクルガスタービンに比し制御要素が多い。定常的に制御量を操作する項目として、①高圧燃焼器の燃料量、②再燃器の燃料量、③低圧圧縮機の静翼角度、がある。更にマイナーループとしては中間冷却器の水噴射量がある。これらの各制御要素は相関関係を持っているが、特性解析の結果からも各制御要素を極端に単独で変動させることは出来ず、負荷に対しある制御幅の中に適正值が存在する。

初期的なシミュレーションの結果、比較的簡単な制御方式によっても部分負荷効率は十分高水準に維持出来る見込みである。

制御の基本パターンは、①高圧軸系は $\frac{1}{2}$ 負荷以上では機械回転数を一定に制御することが望ましい。この方式では燃焼器への燃料調整は高圧軸の速度ガバナにより安定した制御が可能である。

②低圧軸系は発電機と直結しているので、系統との同期運転を原則とする。再燃器の燃料調整はタービン排ガス温度一定制御を原則的に採用する。

③発電機の負荷制御は、設定(要求)出力と発生(指示)出力の変差信号により低圧圧縮機の静翼角度を調整することで実施する。角度制御はガスタービンシステムの流量変化であり、その結果として①、②の燃料制御が従属的に働くことは当然である。

以上の制御は一見独立制御のようであるが、結果的には実用負荷運転($\frac{1}{4}$ 負荷～ $\frac{1}{2}$ 負荷)の全領域に渡って、ほぼ最高効率点の軌跡と一致する。

各負荷での状態量の試算例を図-9に示す。図-10は低圧、高圧圧縮機の無次元特性曲線上に各負荷のマッチング点を描いたものである。

約 $\frac{1}{2}$ 負荷以下では高圧系の回転数は順次下げることになるが、サージング、旋回失速防止と、軸系の危険回転数の制限から、制御下限回転数を設けており、低負荷域では低圧圧縮機からの放風制御を併用している。

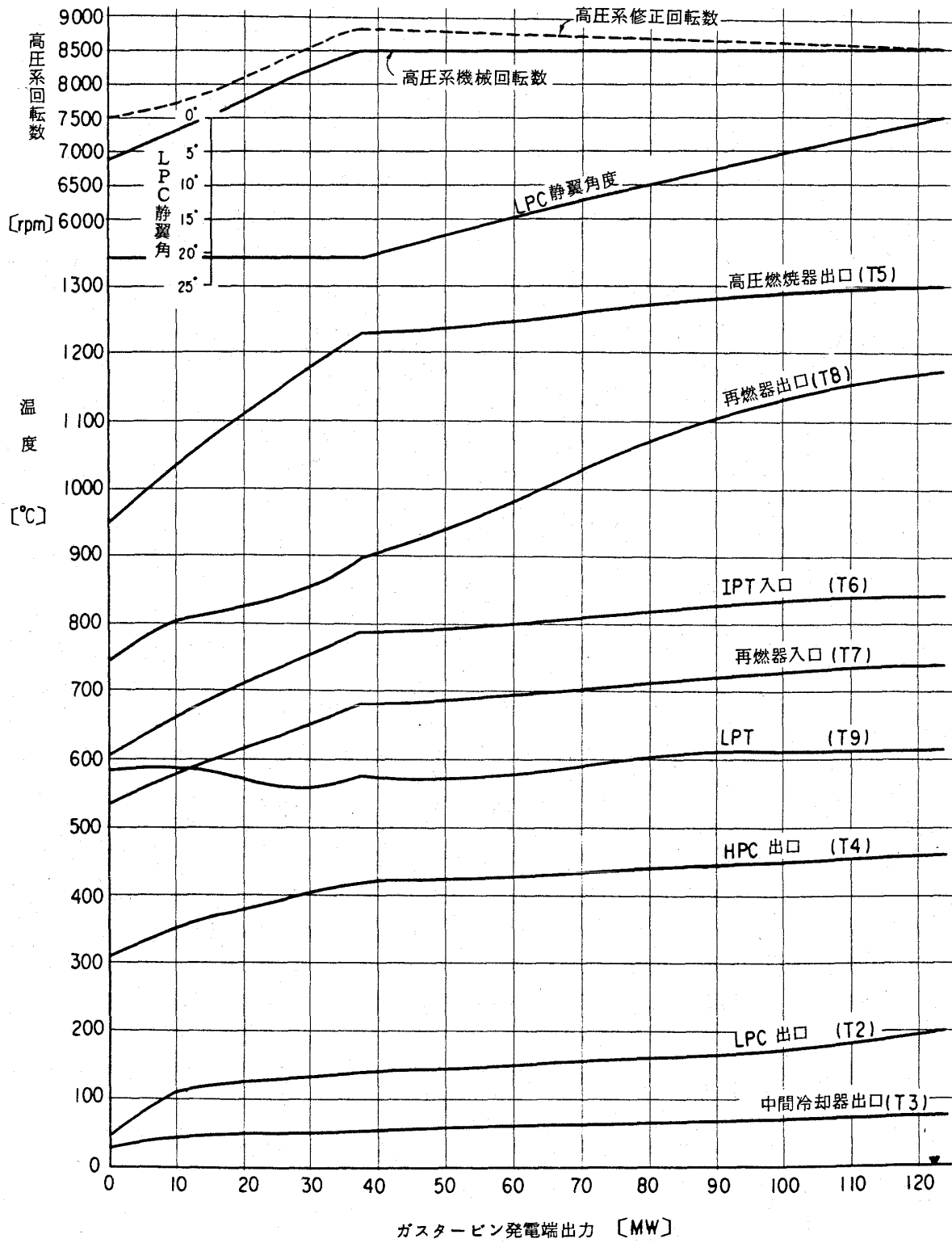


図-9 AGI J-100 A 部分負荷特性計画

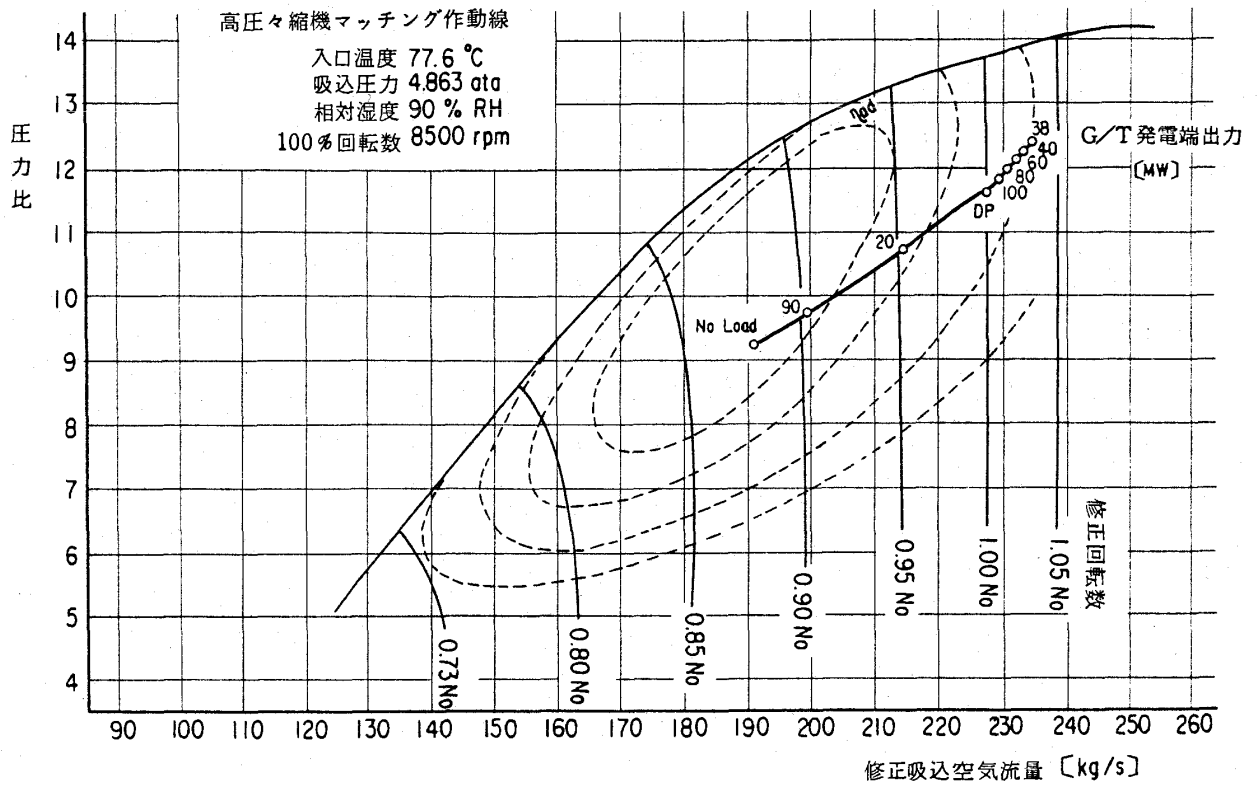
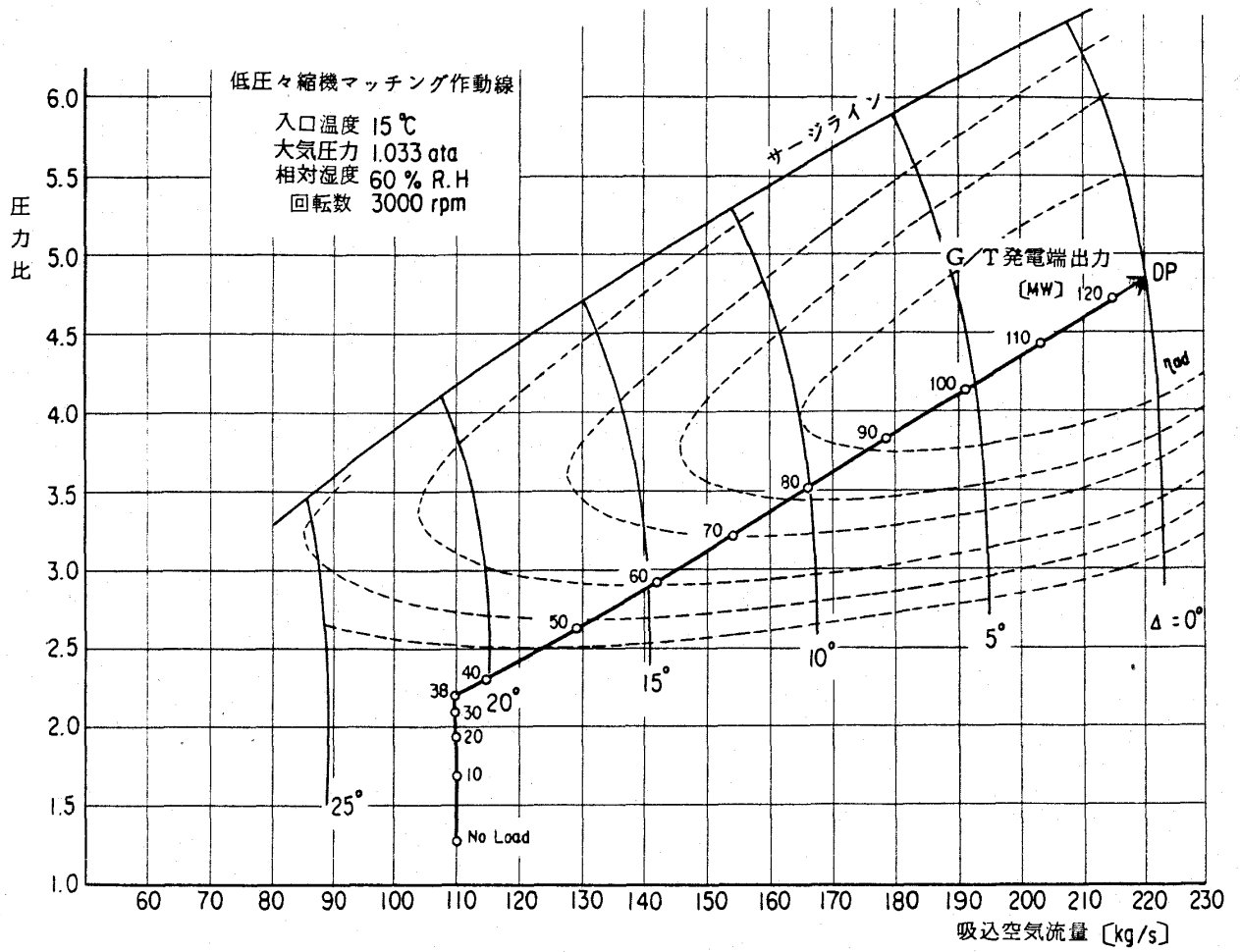


図-10

5. むすび

ムーンライト計画のレヒートガスタービンはやっと基本計画が一段落した段階で、今から本格的な生みの苦しみが始まろうとしている。従って具体的な技術報告をするには時期尚早の誇りを免れず、内容の乏しい解説となったことを危惧している。

尚「高効率ガスタービン技術研究組合」におけるパイロットプラント機の基本設計作業に当たって種々御指導頂いた工業技術院ムーンライト開発室の関係者各位、当組合技術顧問の先生、並びに多大の協力を頂いた組合員各社の関係者に紙面を借りて感謝の意を表したい。

訂正とお詫び

本誌8巻29号(昭和55年6月号)の目次において、技術論文「エントロピー生成」によるガスタービン翼の冷却方式の評価の著者のうち中山恒、鳥居卓爾両氏の氏名を誤まって中井恒、鳥井卓爾と印刷しました。著者並びに読者各位に御迷惑をおかけしたことをお詫びすると共に訂正いたします。

なお、会員・読者各位には、お手数ながら本号添付の訂正用シールを当該箇所へ貼付して下さるようお願いいたします。

編集主担当理事 高田 浩之

5. むすび

ムーンライト計画のレヒートガスタービンはやっと基本計画が一段落した段階で、今から本格的な生みの苦しみが始まろうとしている。従って具体的な技術報告をするには時期尚早の誇りを免れず、内容の乏しい解説となったことを危惧している。

尚「高効率ガスタービン技術研究組合」におけるパイロットプラント機の基本設計作業に当たって種々御指導頂いた工業技術院ムーンライト開発室の関係者各位、当組合技術顧問の先生、並びに多大の協力を頂いた組合員各社の関係者に紙面を借りて感謝の意を表したい。

訂正とお詫び

本誌8巻29号(昭和55年6月号)の目次において、技術論文「エントロピー生成」によるガスタービン翼の冷却方式の評価の著者のうち中山恒、鳥居卓爾両氏の氏名を誤まって中井恒、鳥井卓爾と印刷しました。著者並びに読者各位に御迷惑をおかけしたことをお詫びすると共に訂正いたします。

なお、会員・読者各位には、お手数ながら本号添付の訂正用シールを当該箇所へ貼付して下さるようお願いいたします。

編集主担当理事 高田浩之

FJR710ターボファンエンジンの研究開発の現状

航空宇宙技術研究所原動機部 松木正勝
航空宇宙技術研究所航空機公害研究グループ 鳥崎忠雄

1. はじめに

航行時の経済性が高く、騒音及び大気汚染の少ない高性能ファンジェットエンジンを研究開発してエンジン技術を確認し航空機用ジェットエンジン工業を国内に定着させ、併せて技術集約産業への転換を図ることを目標とする“航空機用ジェットエンジンの研究開発”は、通商産業省工業技術院の大型工業技術研究開発制度により要素研究及びエンジン本体の試作研究に重点をおいた第1期計画とエンジンの安定性、耐久性、信頼性を追求する運転研究が中心の第2期計画に分けて進められてきた。第1期計画（昭和46年度～50年度）においては1次試作エンジン（FJR710/10）、2次試作エンジン（FJR710/20）の製作及び運転研究を行い基本計画に定められた中間目標性能諸元を概ね達成した¹⁾。第2期計画（昭和51年度～56年度）は第1期の成果をふまえ推力の増加と重量の低減を目指し、性能機能試験、耐久試験、環境適応性試験、高空性能試験を行いエンジンの安定性、耐久性、信頼性の向上を図りファンエンジン技術を確認することを目標として開始され²⁾、現在第2期の試作エンジン（FJR710/600）3台の製作を終了し運転研究を実施中である。この間52年11月には英国国立ガスタービン研究所においてFJR710/20の高空性能試験を、54年度には長時間耐久試験の他ひょう、鳥、水の吸込試験、横風試験、防水試験等の環境適応試験をFJR710/10、/20で実施し、耐久性、信頼性の向上を図るなどプロジェクトは着実に研究成果をあげつつある。

また、科学技術庁航空宇宙技術研究所の特別研究“ファンジェットSTOL機の研究開発”の実験機に推進用エンジンとして第2期試作エンジンを基礎としたファンエンジンを搭載することが決

っており、本プロジェクトとしては、STOL実験機の飛行試験に使用できるように信頼性、安全性の高いエンジンを完成しておかなければならない状況にある。以下最近のFJR710ファンエンジンの研究状況の概要について述べる。

2. 第2期試作ファンエンジン

第2期試作ファンエンジンFJR710/600は、性能的にはタービン冷却技術の向上と燃焼器の性能向上を取り入れて、タービン入口ガス温度は第1期計画より100℃高い1250℃とし、またファン、圧縮機、低圧タービンなど各要素もFJR710/20の運転研究結果を取り入れて改善し、その目標性能を表1のように定めた。また特に推力/重量比で5以上を目指し、ファン、高圧圧縮機などには強力チタン合金、耐熱チタン合金、をできるだけ取り入れ高圧タービンディスク材もより強い耐熱合金を採用し、また補機駆動装置、燃料制御器なども新設計により大幅な重量軽減をはかり、目標重量を980kgとして設計製作した。勿論燃焼器は

表1 FJR710/600目標性能諸元

性能	地上静止	推力	5.100kgf
	高度7600m 飛行マッハ数0.75	燃料消費率	0.374kg/kgf・Hr
環境関係	騒音	推力	1.350kgf
	排気	燃料消費率	0.68kg/kgf・Hr
基準パラメータ	ファン圧力比	米国連邦航空庁（FAA）のFAR 36規制値（Stage 2）-10EPNdB（機体搭載状態）	
	全体圧力比	米国環境保護庁（EPA）の1981年規制目標値以下	
	タービン入口温度	煙 AIB 28	
	バイパス比	THC 0.8kg/1000kgf 推力・Hr/サイクル	
		CO 4.3	“
		NO _x 3.0	“
		1.45	
		19	
		1250℃	
		6.5	

（昭和55年7月24日原稿受付）

低エミッションを目標に常に最も進んだ燃焼器ライナーを装着し、またファン出口部のケーシングには吸音材を装着するなど基本計画の達成に努力した。構造的にはFJR710/20と大差はないが、個々の部品は全く異なるエンジンであり、第1期

試作エンジンによる運転研究結果をすべて反映させて細部で改善されており、現在耐久運転に全力を上げて運転研究を進めている。55年6月末までの運転経過を図1に示す。

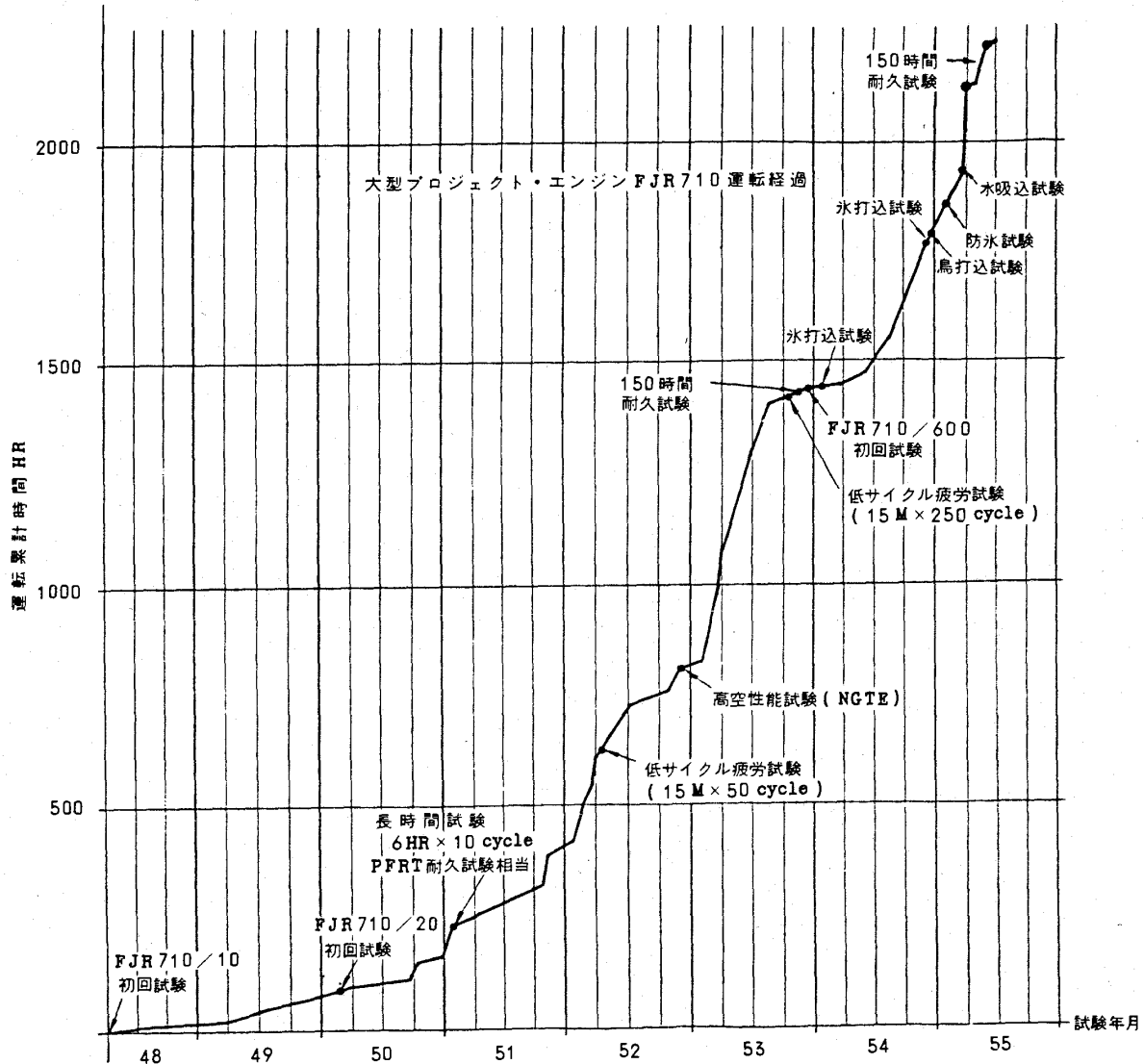


図1 FJR710 運転経過

3. 運転研究

1) 性能機能試験

FJR710/600の地上静止状態の性能は表1の目標を達成し、また始動からアイドル(自立運転状態)まで所要時間も40秒以下、アイドルから最大推力までの時間も約10秒で十分な機能を確認している。

2) 耐久試験

FJR710/600の耐久試験は図2に示す6時間連続耐久サイクルの反復による耐久運転で最終

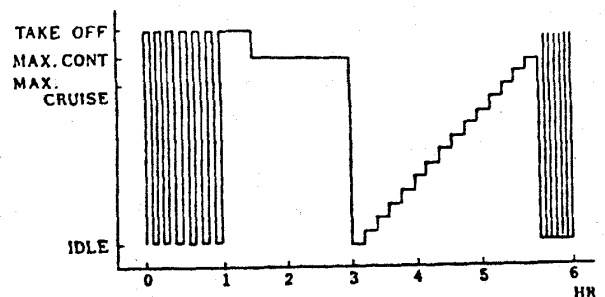


図2 耐久運転サイクル

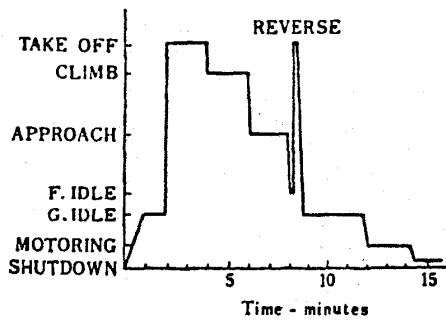


図3 低サイクル疲労運転サイクル

的に450時間耐久を目指し、現在150時間耐久は了している。図3に示す低サイクル疲労運転は最終的に、1000回を目標としており最近400サイクルを目指して運転を開始した。

3) さきに述べたように52年11月に英国国立ガスタービン研究所(NGTE)でFJR710/20の高空性能試験を行い、高速飛行時の性能、加減速特性、高空再着火性能など貴重な資料を得た。FJR710/600の高空性能試験を図4に示すような計画で再度NGTEにおいて本年度中に行う予定である。

4) 騒音低減試験

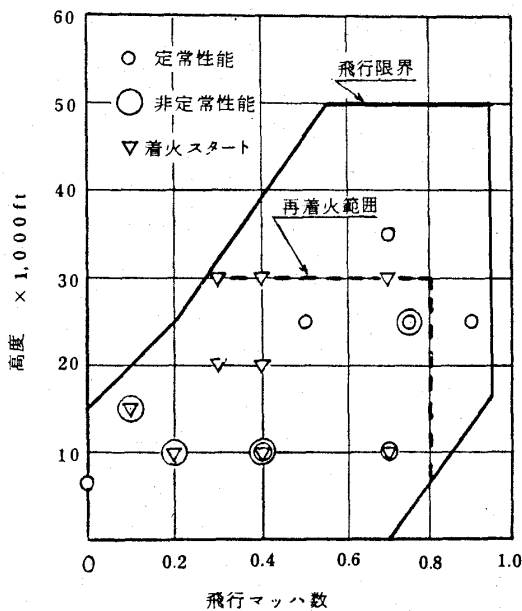


図4 高空性能試験計測点

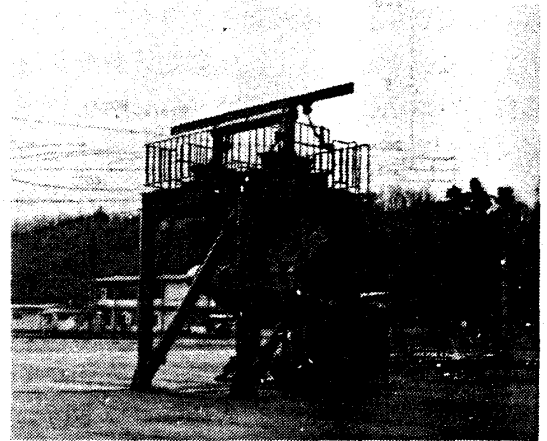


図5 騒音測定試験

FJR710/20による地上静止状態での騒音試験状況を図5に示す。ファン吸入部およびバイパス流の出口ダクトの流路面にはアルミハネカム製の吸音板を；またコア流出口ダクトおよびテールコーンは耐熱材によるハネカム吸音板を設けた。その減音効果を図6に示す。なお同時に行った排気流の流速および温度の計測結果を図7に示す。

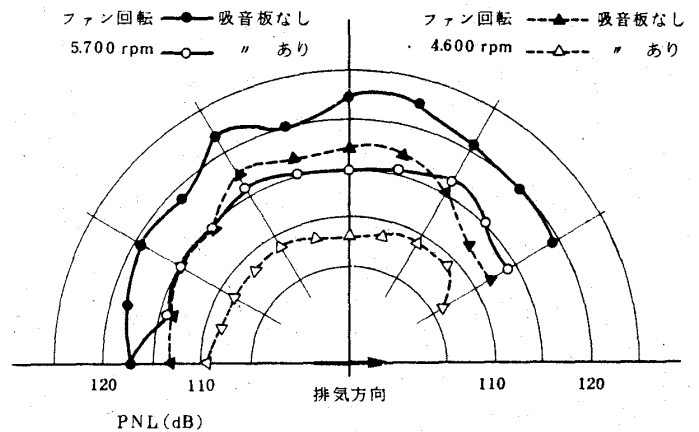


図6 FJR710騒音特性

5) インレットディストーション試験

航空機の運航時に発生するエンジン吸入部での気流の乱れを、エンジン屋内運転場で再現し、ファン、圧縮機の翼振動状態の確認、ファンの失速限界の確認を行う為に図8に示すようなインレットディストーション発生装置をエンジン前方に取付け、試験を行った。この装置はファン吸入ダク

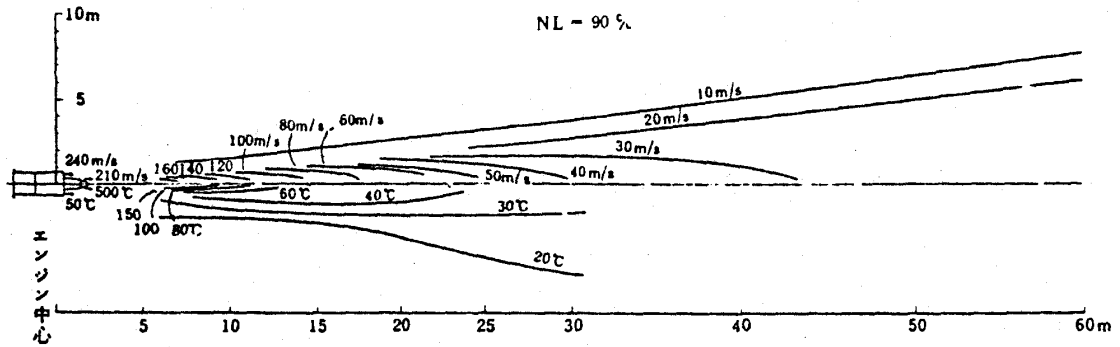


図7 FJR710 排気流

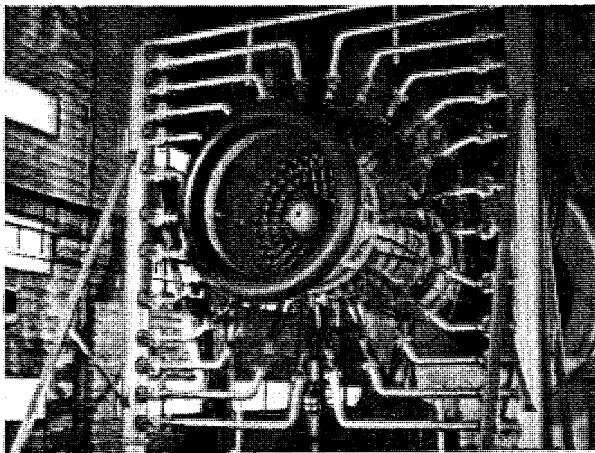


図8 インレットディストーション試験

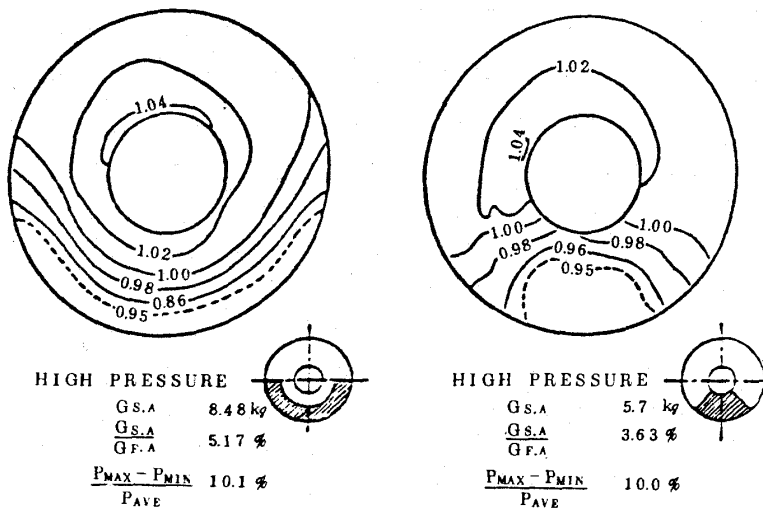


図9 インレットディストーション模様

ト内に2次空気を前向きに噴出するノズル(104ヶ)を配置し、吹き出しノズルを制御することにより、ファン入口に任意に圧力分布を与えることが出来る。その一例を図9に示す。

FJR 710/20での試験ではファン入口で部分的に全圧で10%の乱れがあっても大きな翼振動を引き起すこともなく、また失速など性能上も大きな影響のないことを確認した。

6) 横風試験

航空機の離着陸時や飛行時の横風や突風がエンジンに与える影響を調べる装置を航技研の角田支所に設置した。本装置は13台の送風機を並列運転して、空気流量180m³/secで最大風速60m/secを出し得る送風装置で、エンジンインテーク前面を中心として、1/4円形軌道上を自走しエンジンに横風を与えるものである。図10に装置全体を示す。本装置の完成によりエンジンナセルを含む動力システム全体としての性能試験、横風時のインテークおよびエンジンの性能が確認出来る。

7) 環境適応性

運航時に想定される悪い気象時でのエンジン試験で、FJR 710/20を用いて水吸込、着氷の予備試験を本年初めに航技研の角田支所で行った。

a) 水吸込試験

エンジン吸込部で水を噴霧しエンジン吸入空気流量の4%(FJR710

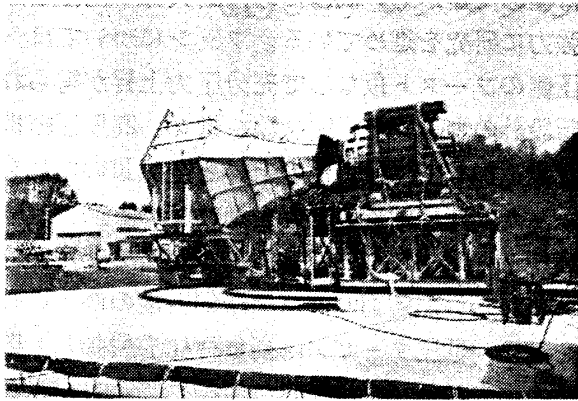


図10 横風試験

の場合最大約450ℓ/min)という多量の水を離陸および飛行緩速の運転状態で3分間吸込ませ、エンジンに異状のないことを確認する試験である。試験では圧縮機の動翼が多少接触した程度で、失火することなく運転出来ることが確認されたが、水を均一に分散吸入させるよう水噴霧方式の改善を進めている。

b) 着氷試験

着氷状態としては外気温 -1.7°C 、水滴平均径 $40\mu\text{m}$ 、含水量 $0.6\text{g}/\text{m}^3$ の大気中でエンジンを地上緩速運転30分行い、そのまま離陸推力までの加速を行い得ることという規定に準拠して行った。試験状況を図11に示す。30分の緩速運転時の着氷状況はファンのスピナー装着部に針状に長さ30~80mm着氷し、また静翼に約10mm着氷したがエンジンには異状はなかった。着氷試験はこの他、

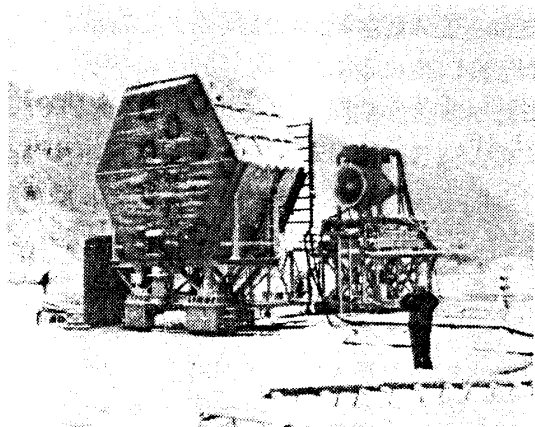


図11 着氷試験

水滴 $20\mu\text{m}$ で含水量 $2\text{g}/\text{m}^3$ の飛行状態での試験も行う必要がありその予備試験も行った。

8) 異物吸入試験

運航中のエンジンが異物を吸込んだ時に起る損傷を知るため、鳥、氷片、ひょう、タイヤレド、砂などの異物をエンジンに吸込ませる試験で、予備試験としてFJR 710/10を用いて、ひょう、鳥の吸入試験を行った。

a) ひょう

ひょうの大きさは直径2", 1"でその吸入する個数はエンジンの吸入口の面積で規定され、FJR 710では各々14個である。この為2", 1"のひょう各2個を同時に打込む装置を7台設置した。(図12)エンジン出力は最大巡航定格で、0.1秒間隔、速度 $150\text{m}/\text{sec}$ で打込んだが、ファン動静翼共損傷の無いことを確認した。

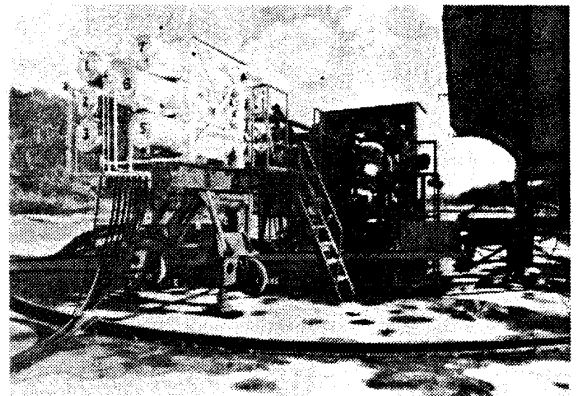


図12 ひょう打込み試験

b) 鳥

鳥は離着陸時にエンジンに吸込まれる場合が多くエンジンに最も苛酷な試験である。1.5lb(680g)の鳥の数はエンジンの吸込面積で規定され、FJR 710では4羽である。この吸入後は75%以上の推力を維持出来ることが要求されている。FJR 710/10での試験は離陸出力で $70\text{m}/\text{sec}$ (上昇開始飛行速度)の打込速度で2羽打込み、翼根側では全く翼に損傷が無かったが翼先端部に衝突した鳥によりファン動翼2枚前縁部が変形した程度であった。

4lb(1.8kg)の鳥はエンジンの大きさに関係なく1羽打込み、その結果、エンジンが爆発、発火することなく停止出来ることが要求されている。

FJR 710/10では、上昇時のエンジン出力状態で鳥を100m/secで打込んだ結果、ファン動翼2枚の先端部が破断した。この破断した翼が他の部材に2次損傷を与えたが、エンジンは爆発、発火することなく停止出来た。

9) STOL機用動力装備試験

航空宇宙技術研究所が進めているファンジェットSTOL機の研究では、FJR 710を推進エンジンとして4台装備し、排気はフラップに沿って下向に偏流し揚力を発生させるいわゆるUSB (Upper Surface Blowing)方式を採用している。この為排気合流の方式を確立し偏平なD型ノズル形状の設計の為STOL機用動力装備試験を行った。



図13 USB方式動力装備試験

図13に示すように模擬主翼を垂直に立て合流用D型ノズルを装着しエンジンとのマッチングの確認後、主翼表面の圧力および温度分布、主翼の受ける空気力、主翼近傍の騒音レベルなどを実測してUSB方式の動力装備および主翼、フラップの設計資料を得た。

4. 要素研究

以上の運転恐究の他、各主要構成要素の研究開発も着実に進められ、性能向上、耐久性、信頼性の向上に貴重な資料を提供している。

ノイズ低減については、流れ場騒音試験装置を製作して、ソニックインレットに関する基礎的研究を進め、エミッション低減については耐久性着火性を失わずに煙の見えないことは勿論、排ガス中の有害成分の低減に努めている。特に No_x の低

減は極めて難しい問題であり耐久性の向上と共に強力に研究を進めている。ファンについては、内径側のプースト段なしで充分圧力上昇が得られる新設計のファンの単独試験を進め、高圧圧縮機は0段追加して、圧力比の上昇と空気量の増加をはかった高圧圧縮機の研究を進めている。

高圧タービンについては急加減速時の非定常での翼にかかる熱応力の低減、冷却性能の向上の研究を進め、低圧タービンは高負荷化を目指し、壁面での損失の低減をはかった翼模型による回転翼列試験を進めている。燃料制御器については現用の機械油圧式燃料制御器にかわる電子式燃料制御器の研究を進め、飛行状態に最も適した状態できめ細かく燃料制御を行う為のエンジン装着可能な電子式燃料制御器の試作を進めている。その他軽量化と空力性能の向上を目指す中空ファン動翼の試作も行っている。

5. おわりに

10年に及ぶファンエンジンの研究開発の成果であるFJR 710エンジンはSTOL実験機に搭載することになり、これに対応して十分な安全性、信頼性、耐久性を有するファンエンジンとなるよう研究開発を進めている。一方55年度から推力9000kgクラスの高性能ファンエンジンの商用化開発を行う日英合同開発プロジェクトが開始されたが、これにもFJR 710の研究開発で得られた貴重な技術成果が大きな力となっている。これらを基礎に我が国の航空エンジン技術がさらに発展することを願うものである。

参考文献

- 1) 松本, 日本航空宇宙学会誌 26-292(昭53-5)
P.241
- 2) 岩田, 日本ガスタービン学会誌 4-14(昭51-9)
P.10

RJ500エンジンの国際共同開発について

石川島播磨重工業 伊藤源嗣
川崎重工業 谷村篤秀
三菱重工業 宇多小路 豊

1. 開発の経緯

1980年代中項に就役が予定される120～160席の中短距離用民間旅客機に装備されるのを狙って、離陸推力20,000ポンドクラスの新型ターボファンを日英が共同して開発する計画が1978年初頭に、ROLLS-ROYCE社より日本の航空エンジンメーカー各社に持込まれた。

第2次大戦後我国の航空機産業はライセンス生産を通じて次第に生産能力を蓄積して来ており、機体面に於いてはYS-11, C-1, MU-2, T-1等の自主開発やB767の国際共同開発等が実現している。一方航空エンジン面に於いては自主技術によって企業化に至った例は僅かに昭和30年代に開発されたJ-3のみであり、将来の重点指向技術として育成するため工業技術院の大型プロジェクトに中型ファンジェットエンジンの開発が取りあげられ官民協力して技術を開発し更にこの技術を基礎として将来の企業化方策を模索中であつた。

従って日本側航空エンジンメーカー3社(石川島播磨重工, 川崎重工, 三菱重工)は本計画に前向に取り組むこととしROLLS-ROYCE社と共同してそれ以後企業化の可能性調査即市場調査, 技術的基礎検討や採算性検討等の諸調査を実施して来た。その結果同計画に対する日英の合意が成立し1979年12月に正式に共同開発契約に調印を行った。本契約は本年1月末に両国政府の許可を得て発効し2月より本格的に共同開発を開始した。

2. 開発計画の概要

企業性調査段階に於ける市場調査及び機体メーカーの要求仕様条件を基としてパラメトリックな性能計算を行い, これに対応する要素を組み合わせて種々の基本計画を作成検討した。更に競合エンジ

ンとの比較検討等を実施したうえ最終的に開発目標エンジンの性能, 仕様を設定した。又この開発の達成に必要な設計, 試作, エンジン運転試験, 飛行試験や要素開発等の各項目に関して詳細な技術項目の検討を行い, これらを総合して開発日程計画を作成し, 主要マイルストンの日程目標を定めた。且本計画に対応する開発費用の積算を実施した。

本日程の概要は基本計画に基づき55年度前半に基本設計を開始し, 性能・仕様・構造の定義, システムの定義, 基本設計図作成等の設計を行う。引続き本年後半にはエンジン本体の詳細設計, 補機の仕様決定, 業者選択, 発注, 艀装配管等の設計を行うと共に, 運転試験に必要な機材についての検討を行う。又これらの設計作業と並行して, ファン, 高圧圧縮機, 燃焼器, 高圧タービン, 及び低圧タービンの性能要素の試験や構造設計支援の為の各種試験の準備を行う。

第1号機の運転は57年度初の計画であり, 56年度よりこれに必要な材料の発注を開始し, 同年度末には加工を完了し, 引きつづき組立調整を実施する。

60年には型式承認を取得し61年には機体に搭載されて運航を開始する計画である。これを図1に示す。

3. 設計目標

RJ500の設計目標は1980年後半に出現する民間旅客機に要求されると考えられる低燃費(同クラスの現用エンジンより約20%改善), 低公害(騒音, 有害排出物), 軽量, 低価格, 中短距離運用に適した寿命設計, 良好な整備性, 高信頼性であると共に且将来の性能向上, 推力増大の発展性を有することが条件である。

特にオイルショック以後の石油価格の異常な暴騰によって燃料消費率を低下させることは顧客たる民間輸送機運航会社にとって最大の関心事となっ

(昭和55年8月12日原稿受付)

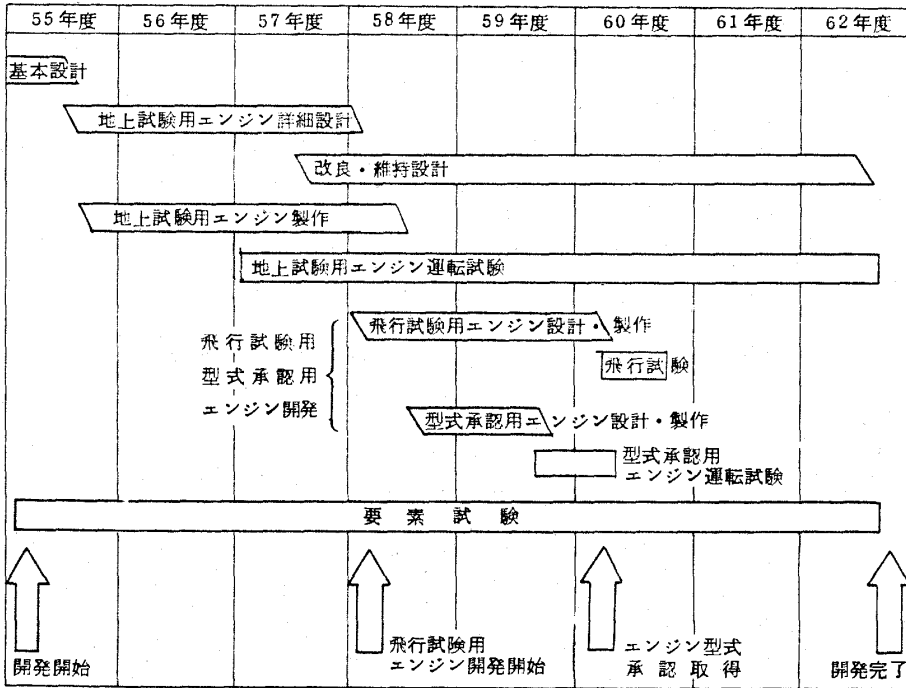


図-1 RJ-500 開発スケジュール

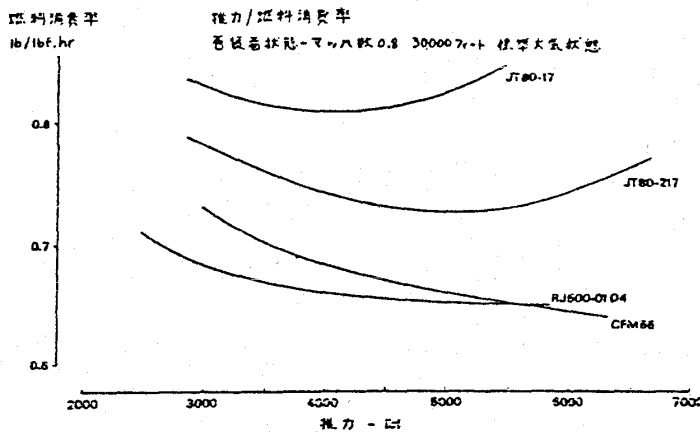


図-2 同クラスエンジンの燃料消費率の比較

ている。この最大目標条件をその他の目標条件を損なうことなく達成するためには、これに適したサイクルの選定と高い要素の効率が絶対必要となる。

RJ 500 では以上の問題を現用同クラスエンジンより1~2%高いファン、圧縮機、高圧タービン、低圧タービンの空力効率、ダクト損失の減少、冷却効率の向上、洩れ空気の減少、装備寸度面より許容される最大のバイパス比、によって達成している。サイクル最高温度及び圧力は低価格、長寿命及び信頼性を達成する為出来る限り低価格の材料を使用し且従来の運用経験で充分証明された

範囲での使用が可能なるよう比較的強く押えることによって全体的目標達成のバランスを達成しようとしている。

同クラスエンジンとの燃料消費率の比較傾向を図-2に示す。即比較的低温低圧のサイクルであるにも拘らず、同クラス現用エンジンよりは約20%低い。又、より高温高圧のサイクルの新型エンジンと同程度の燃料消費率を有していることが判る。

本エンジンは、機体への装着にあたっては機体の側面装着でも、翼装着のいずれも可能である。又カウル形状及びスラストリバーサに関してRB211形スラストリバーサ付3/4カウルでもRB401形スラストリバーサ付長カウルのいずれも可能である。

4. 主要性能寸度

市場の要求と技術的検討によって離陸時の推力を20,000ポンド、巡航時4,965ポンドと定めた。離陸時及び巡航時の推力、空気流量、燃料消費率、バイパス比及び全体圧

表-1 主要性能表

	離陸時 海面上静止状態 (標準大気+15°C)	巡航時 マッハ0.75 35,000フィート (標準大気+10°C)
推力	89.0KN (20,000 lbf)	21.1KN (4,965 lbf)
燃料消費率	—	18.97mg/Ns (0.670lb/lbf/hr)
バイパス比	—	4.94
全圧縮比	—	20.2
空気流量	280 kg/sec (618 lb/sec)	140 kg/sec (310 lb/sec)

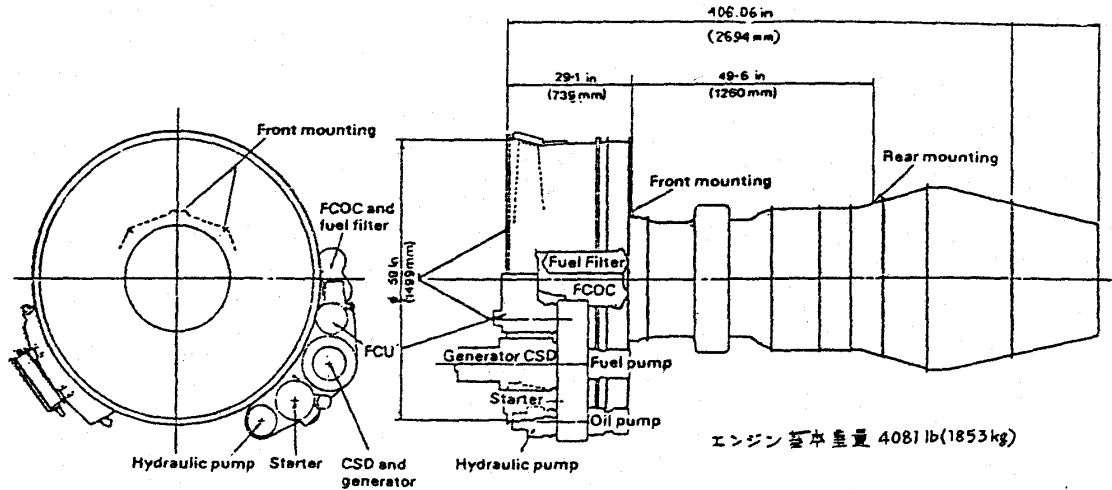


図-3 外形形状及び主要寸度

力比を表-1に示す。

又主要寸度及び外形形状を図-3に示す。

設計目標重量は基本エンジンで1,851 kg, 艀装時1,971 kgで代表的なパワプラント構成で2,771 kg

である。

5. RJ500 エンジンの設計と技術的基礎

日英共同開発エンジン(RJ500)の技術的土台となっているのはR.R.側は直接にはやや小推力ではあるが1975年12月より運転試験が順調に行われ

ているRB401の設計・開発技術であり更に広くはRB211, SPEYの技術及びSPEYやDARTの短距離運航で得られた莫大な経験である。一方日本側は通産省工業技術院の大型プロジェクト制度に基づき昭和46年より開発を続けており, 科学技術庁のSTOL機に搭載されることになっているFJR710エンジンであって, これら両国の技術と経験を集約してRJ500の設計開発を推進している。RB401の断面図を図-4に, FJR710の断面図を図-5に示す。

RJ500は2軸の軸流式ターボファンエンジンである。低圧系は1段のファンとこれを駆動する3段のタービンより構成されている。具体的には低圧系は1段のファンと駆動軸を通じてこれを駆動する3段の低圧タービンより構成されている。

ファンは入口案内翼なしの1段動翼と出口案内翼より成っており, 動翼はワイドコードで中間シュラウドが無いため異物や鳥の吸込に対して抵抗力が

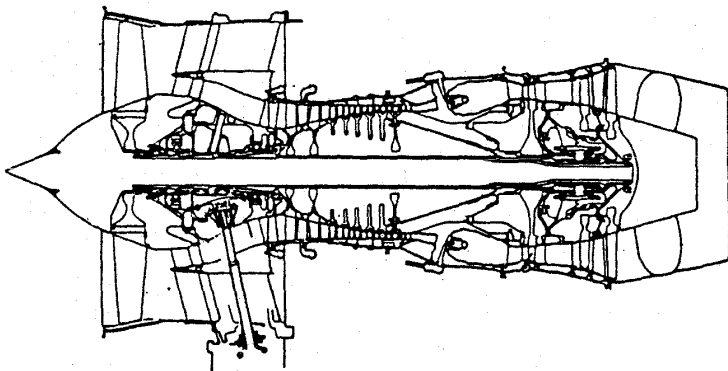


図-4 RB401

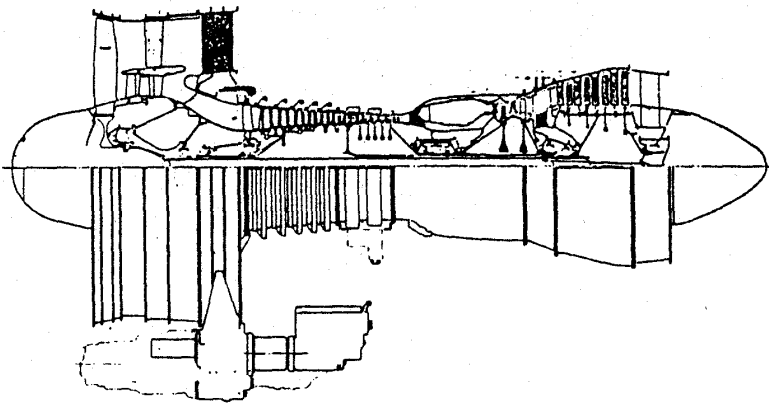


図-5 FJR710

強い。ファンの設計の技術はRB211, RB401及びFJR710に基づいている。

低圧タービンは3段でいづれも無冷却である。1段ノズルは中空で低圧タービンベアリングサポートの支持構造及び配管がその内部を通っている。動翼はいづれも先端シュラウド付で、2,3段は重量軽減のため中空となっている。低圧タービンの設計はRB211及びFJR710を基礎としている。

高圧系は9段の軸流高圧圧縮機と、これを駆動する2段の高圧タービンと燃焼器とより構成される。

高圧コンプレッサの静翼は前部3段が可変翼となっている。又翼の先端間隙を調整するために

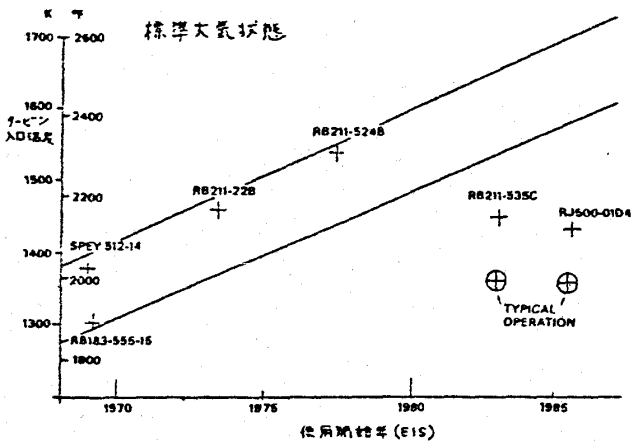


図-6 タービン入口温度

RB401エンジンに使用した研究装置での成果が使用され、定常状態及び過渡状態両方での静止部及び回転部の熱膨張を注意深く調整するような設計を行うことによって間隙を詰め圧縮機の効率を向上し且サージ余裕を増大させることによって燃料消費の大巾な改善を目指している。

高圧タービンは第1段動静翼及び第2段静翼は空気冷却を行っており、且第1段動翼は一方向性

凝固の精密鑄造材を使用している。これによって材料温度はR・R社の技術経験以下に保つことが出来る、更に短距離間運行時には定格を制限することによって約80℃低い条件での運用が可能であり、これは高温部品の寿命の延長に大きな効果を与える。この状況を図-6に示す。

燃焼器は環状で蒸発型燃料ノズルを有し、RB401の技術を継承して良好な燃焼特性、温度分布と共に低有害排気物を目指した設計になっている。

低圧系は3軸受、高圧系は2軸受で支えられ、スクイズフィルムによる振動減衰設計を行っている。RJ500は極力エンジン長を短かくすることによってエンジンの剛性を保っている。

RJ500の設計の基礎となっている既存エンジンの要素関係を図-7に示す。

6. 騒音と排気

都市に於ける公害の増大につれて騒音や有害排気物に対する規制は益々厳しくなりつつある。

RJ500はサイクルの選定により排気ジェット速度を低く押えているばかりでなく、入口案内翼無しで且動静翼間隔を大きくとってある、ファンのブースト段が無い、低圧タービンの動静翼枚数を適当に選んでタービン騒音を低く押えてあるばかりでなく他機種で実証済の高効率軽量の吸音材をファン入口及び出口空気ダクト内に付けることを計画しており、最近のFARS 36及びICAO・CAN 5の騒音基準を満足すると考えられる。

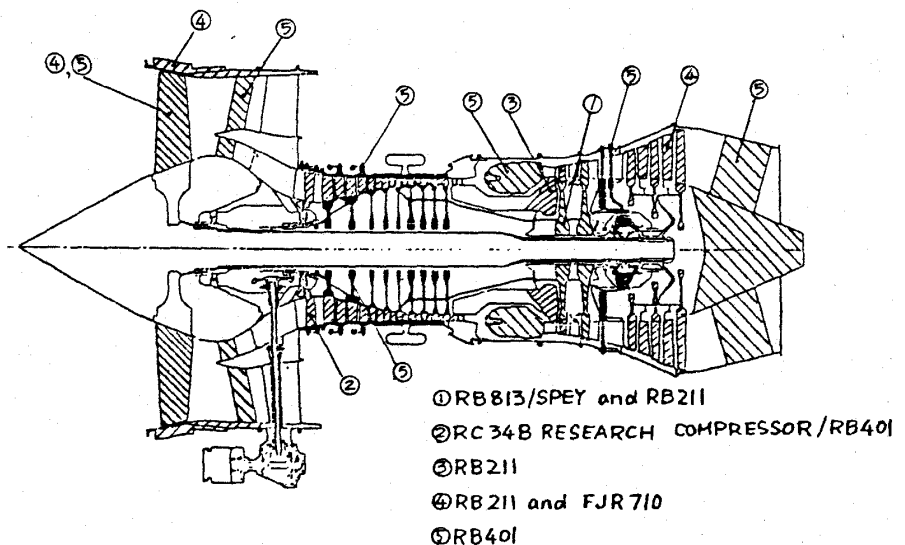


図-7 RJ500 技術基礎

表-2 騒音レベル

	予測騒音レベル EPNdB	限度 ICAO-CAN 5 FAR36AMDT.8 EPNdB
側方	94	96
離陸	87.5	90
着陸進入	98	100

表-3 排気レベル

EPA			ICAO	
RJ500 機種平均	規制値 (新規型式証明)		RJ500 機種平均	規制値 (新規型式証明)
20.8	25	CO	15	68
2.3	3.3	HC	1.3	12
約50	33	NO _x	約50	48
20	24	煙(SAE No)	20	25

一方排気についても世界中の航空機エンジンメーカーが達成不可能としているNO_xが僅かに規制値を超えるのを除けばサイクルの選定と燃焼器及び燃料ノズルの改善によって最も厳しい規制にも合致すると考えている。

7. 試験計画の詳細

55年度初頭より始まる約8年間のRJ500の開発期間中には、各種の要素試験、部品試験及びエンジンの運転試験が、型式承認取得のために、更には運用開始後も性能向上及び不具合改善のために必要である。

空力要素の性能試験としては、ファン空力試験、高圧圧縮機空力試験、高圧タービン空力試験、低圧タービン空力試験を計画している。

燃焼器は器内流れ計測、大気圧燃焼試験、高圧燃焼試験及び低圧下での燃焼試験を行う。高圧タービン翼の冷却性能実証のためには、低温流及び高温流を用いた冷却性能及び熱疲労試験等を行う。

機械的試験は、固有振動数の測定及び疲労試験(ファン・圧縮機・タービン翼及び翼付ディスク等)、サイクリックスピニング(ファン・圧縮機・高圧タービン・低圧タービンディスク等)過回転試験(ファン・高圧圧縮機・高圧タービン・低圧ター

ビンアセンブリ等)、サイクリックトーション(低圧系軸、高圧系軸)、繰り返し圧力試験(燃焼室外側ケーシング、オイルタンク)、繰り返し負荷試験(エンジンマウント)、静圧試験(圧力容器、ギャボックス及びパイプ類)、曲げ及び変形試験(低圧系、高圧系駆動系)、ファン駆動試験装置による鳥吸込試験及びファン翼の保持試験が計画されている。

試験装置を用いた機能試験としては、潤滑油系統/ギャボックスの機能試験で高空での機能や負の加速度が負荷された時の試験、タービンベアリング室の油/空気系統の低流量時の機能試験、可変静翼の繰り返し作動試験、火災試験、軸受試験、高圧系抽気試験、ファン・インテグリティが予定されている。

高圧圧縮機、燃焼器及び高圧タービンよりなる高圧系の試験を要素性能測定と系内のマッチング試験のために行う。

エンジンの運転試験は大別して性能試験、耐久試験及び低サイクル疲労試験、耐環境試験(鳥、水、氷等吸込、インレットディストーション、アンチアイシング等)、騒音試験、型式承認試験、高空性能試験、飛行試験及び延長耐久試験がある。これら一連の試験を遂行するために十数台のエンジンと多大の運転補用品、多数回の分解点検組立及び運転設備が必要である。

型式承認取得迄に合計6,000時間、開発期間全体では、1万時間以上の運転を計画している。

8. 日英の作業分担

RJ500エンジンの開発及び企業化は日英対等の立場で実施される。即ち開発段階に於いては日英が平等に開発資金を負担すると同時に開発作業も平等に担当する計画であり、設計作業、試作、エンジン運転資費及び要素試験に至る迄出来る限り折半して分担することとなっている。

又量産段階でも平等に生産を担当し且販売は原則として日英合弁会社を実施する。

日本側の担当部分は低圧系のファン、低圧タービン及び低圧軸であり、英国側は高圧系即ち高圧圧縮機、燃焼器、高圧タービン及びギャボックスである。又補機は両者で折半する。これを図-8に示す。(開発段階はギャボックス日本担当)

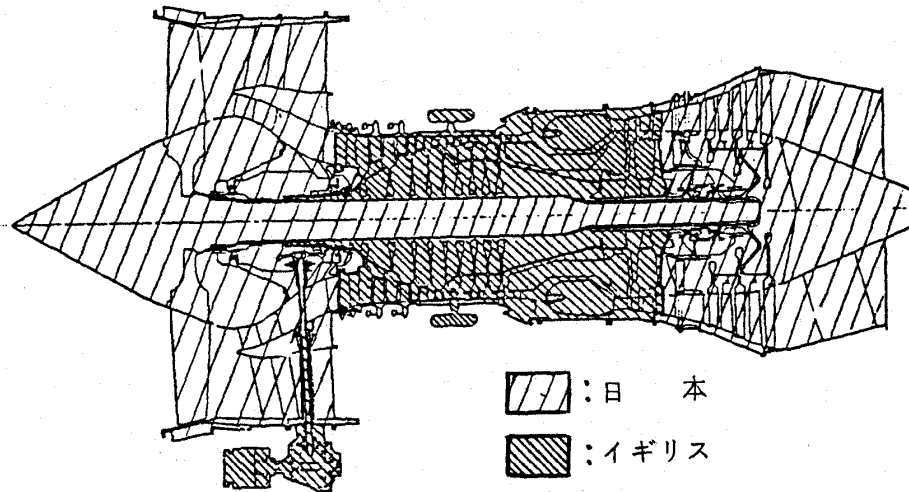


図-8 日英製作分担（量産段階）

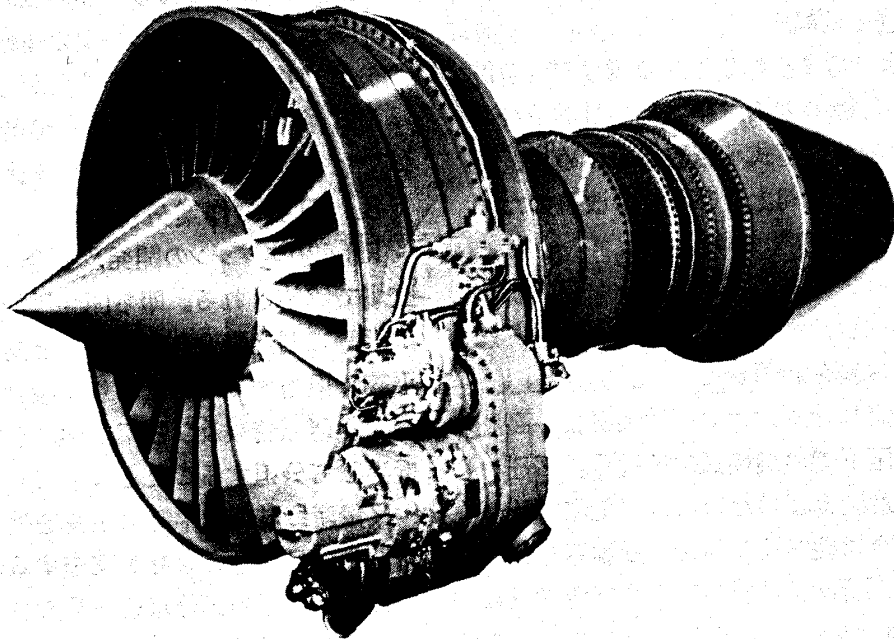
9. あとがき

日英共同して、我国航空エンジン技術者の永い間の夢であった民間輸送機用エンジンを開発して世界の市場に進出する機会を与えられ、筆者等一同大いに張り切って業務にいそしんでいる。

しかし RJ500 の開発は未だ緒についたばかりで未だ技術的にも又需要側の要求面よりも不確定

な面が多く、生みの苦しみを味っている段階である。

いづれにしても本計画を成功させるためには技術面は勿論生産、販売或いは資金面に於いても国家的なバックアップのもとに業界の総力を結集することが必要であり、皆様の御協力をお願いする次第であります。



RJ500エンジン模型

科学技術文献の調査法及び文献入手法

— ガスタービン関係 —

航空宇宙技術研究所 宇根初技

1. はじめに

情報化社会に対処して通信技術の発展と普及など、コンピューター処理をはじめとする著しい技術の進歩により、内外の情報が容易に蓄積、利用できるようになった。利用者の情報ニーズに対応すべく各企業の情報管理部門においても、より効率的な情報活動を指向するようになってきた。研究者は自分の必要とする研究主題を情報検索サービス業者に依頼して定期的に回答を送付してもらう方式、即ちSDI (Selected Dissemination of Information - 選択的情報提供) サービス及びRS (Retrospective Search - 遡及検索) サービスが容易に受けられるようになった。

ところで、一口に情報といっても、学術研究上必要とされる情報には種々のものが含まれる。まず、研究者の研究成果として公開される研究論文等の一次情報、一次情報の入手を容易にするためこれを加工し集約した目録、目次、索引、抄録等の二次情報、さらに一次情報を総合し濃縮し、再編成した総説、レビュー等のいわゆる三次情報などである。このように学術情報は情報媒体が多岐にわたっており、学術界のニーズも多様化してきた。

昨今のように、学術分野が細分化されると、同時に各分野間で複雑に関連し合うようになり、それに伴って研究者は膨大な情報量の中から必要不可欠の文献を取捨選択しなければならない。そこで、本稿では、研究者が文献調査の対象とする科学技術に関する情報を取り上げることとし、科学技術文献の産出量について考えてみたい。

科学技術庁長官の諮問機関である「科学技術情報活動推進懇談会」が、1977年に推定した全世界の年間科学技術文献量⁽¹⁾は、次の通りとなっている。

雑誌記事情報	200万件(40,000種)
特許情報	100 "
技術レポート	20 "
学位論文	20 "
会議録記事	10 " (会議数3,000)
合計	350万件

そのうち日本の文献数は、13.2万件⁽²⁾にすぎない。しかるに日本の文献が引用する外国文献数は30.1万件となっている。この数字から推定すると、日本は1件の文献を生産するのに2.3件の外国文献を利用していることになる。ちなみに米国は0.7件となっている。上記の数字が示すようにわが国の研究者が外国文献に依存している割合は比較的高いものといえよう。

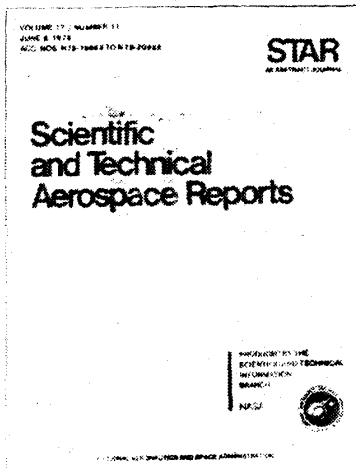
しかるに、膨大な情報量の中から必要な情報を網羅的にしかも的確かつ迅速に入手するためには、かなりの時間と労力が必要である。研究に多くの文献調査時間を割くことができない場合は、検索サービス業者に依頼することになる。一方、文献調査を外注した場合、主題ごとの経費が問題となる。従って本稿では、ガスタービン研究者及び技術者のために上記二次情報(二次資料)のうちで代表的な抄録誌である下記の二次資料を使っての文献調査法及び必要文献の入手法について紹介したい。

2. 主な調査資料

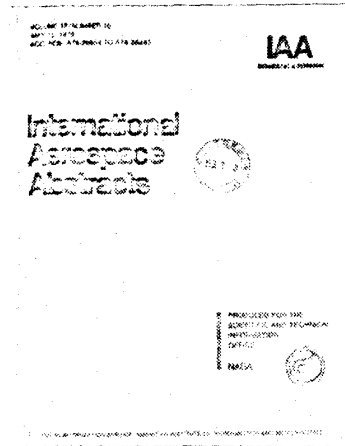
2-1 航空宇宙科学文献

2-1-1 Scientific and Technical Aerospace Reports (STAR-写真1)。発行所米国国立航空宇宙局、科学技術情報部 (Scientific and Technical Information Branch, National Aeronautics and Space Administration, NACAの改称)。創刊: 1963年、半月刊(毎月8日、23日)。航空宇宙関係の国内外文献の抄録誌。件名索引、著者名索引、団体著者名索引、

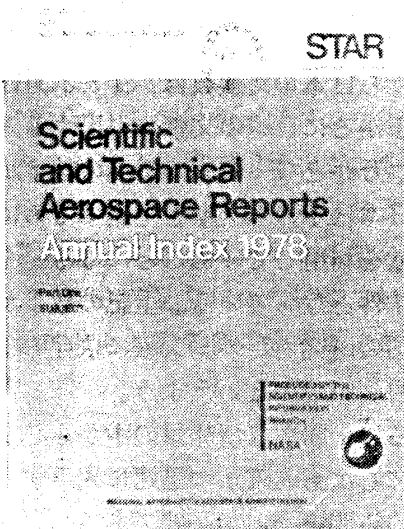
(昭和55年3月31日原稿受付)



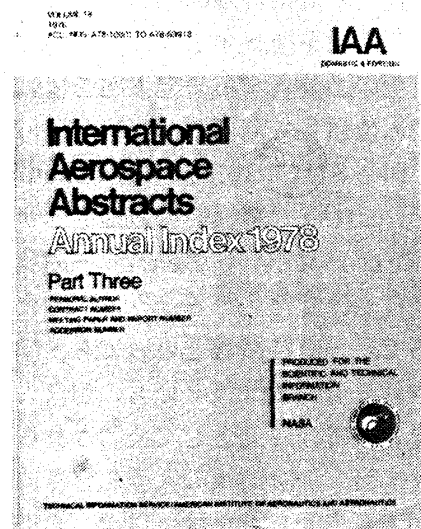
半月刊



半月刊



年間索引
写真 1



年間索引
写真 2

レポート番号及び受入番号索引，研究契約番号索引あり。他に累積版として半年間，年間索引がある。次に紹介するSTARの姉妹編，American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA)刊行 IAAと編集調整が行われており，それぞれ収録範囲を分担している。STARには NASA発行のレポート，NASAとの研究契約機関のレポート，米国及び海外政府諸機関，大学，研究機関，民間会社等の刊行したレポート類が記載されている。

2-1-2 International Aerospace Abstracts (IAA-写真2)。発行所：米国宇宙学会，技術情報サービス部 (Technical Information Service, American Institute of Aeronautics and Astronautics)。創刊：1961

年。半月刊（毎月10日，15日）の抄録誌。件名索引，著者名索引，研究契約番号索引，学会，ペーパー及びレポート番号索引，受入番号索引あり。他に累積版として年間索引がある。年間の件名索引には収録資料リストが付与してある。IAAには世界における航空宇宙科学関係の学術誌，業界誌，図書，学協会論文が主として収録されている。先に述べたように上記2誌はそれぞれ密接な協力のもとで編集刊行されており，同一の件名標目（75カテゴリー）から成り，また抄録の形態も同じである。従って航空宇宙科学関係の文献調査はこの2誌により包括的に検索することが可能となる。ちなみに過去5年間の世界における航空宇宙科学文献を2誌により年別に見ると図1のとおりとなる。

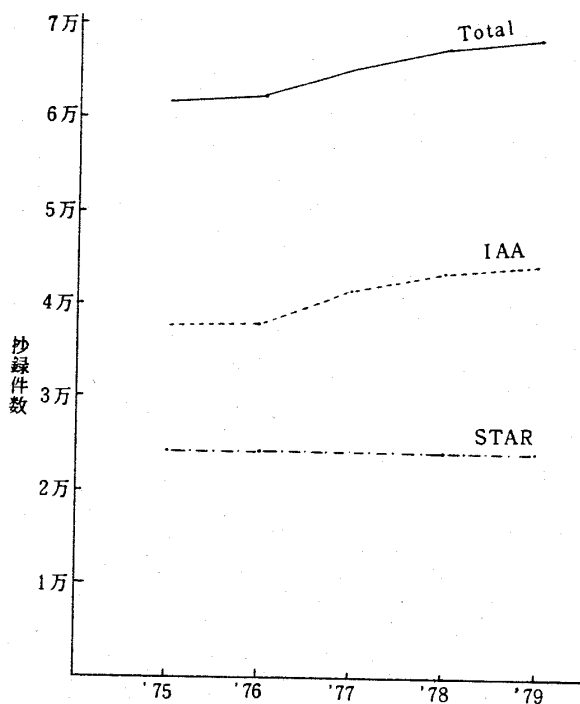


図1 世界における航空・宇宙科学文献抄録件数の年別推移

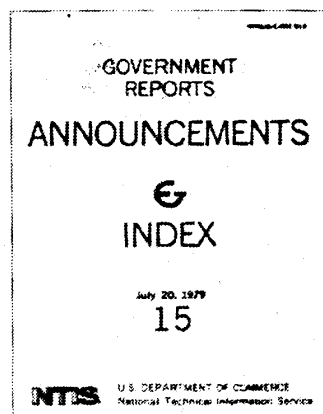


写真3

75カテゴリーのうちガスタービン関係の件名索引 (Subject Index) としては主として次のカテゴリーが考えられる。

02 AERODYNAMICS, 07 AIRCRAFT PROPULSION AND POWER, 20 SPACECRAFT PROPULSION AND POWER, 25 INORGANIC AND PHYSICAL CHEMISTRY, 28 PROPELLANT AND FUELS, 34 FLUID MECHANICS AND HEAT TRANSFER, 44 ENERGY PRODUCTION AND CONVERSION, 45 ENVIRONMENT POLLUTION, 71 ACOUSTICS, 77 THERMODYNAMICS AND STATISTICAL PHYSICS.

2-2 米国政府研究開発レポート

Government Reports Announcements & Index (GRA&I - 写真3)。発行所：米国商務省科学技術情報サービス局 (National Technical Information Service, U.S. Department of Commerce - NTIS)。本誌は1975年に抄録誌Government Reports Announcements (GRA)とGovernment Reports Announcements & Index (GRI)が合併されたもので、本誌の前

誌Bibliography of Scientific and Industrial Reportsが1946年1月に発行され、以後誌名、発行機関、内容等幾多の変遷を経ながら今日に至っている。半月刊の総合抄録索引誌。件名索引、著者名索引、団体著者名索引、契約番号索引、レポート番号及び受入番号索引あり。他に年間索引がある。本誌には、米国政府研究開発レポートのAD (ASTIA Document - Armed Services Technical Information Agency, 国防省軍技術情報部)及びPB (Publication Board, 出版局)レポートをはじめとしてNレポート (NASA)等、数種のレポートが記載されている。各号の抄録を22のFIELDに分け、さらに174のGroupに細分類してある。本誌におけるガスタービン関係の件名索引 (Subject Field)としては次のカテゴリーが考えられる。FIELD 1 AERONAUTICS, FIELD 7 CHEMISTRY, FIELD 11 MATERIALS, FIELD 13 MECHANICAL INDUSTRIAL, CIVIL, AND MARINE ENGINEERING, FIELD 14 METHOD AND EQUIPMENT, FIELD 20 PHYSICS, FIELD 21 PROPULSION AND FUELS, FIELD 22 SPACE TECHNOLOGY。

次にAD, PBレポート等の提供機関であるNTISについて概説する。

NTISは米国商務省に所属し、政府機関から研究費の援助を受けて研究開発されたレポートを広く国内及び海外の利用者に提供している中央機関である。レポートの販売件数は1日2万件、年間600万件を越えている。上記抄録索引誌の発行以外に、マイクロフィッシュサービスにより、個々

の研究者が必要な分野だけ継続購入できるいわゆる Selected Research in Microfiche (SRIM) サービス及び NTISearch による機械検索サービス等も行っている。NTIS はその前身である CFSTI (Clearinghouse for Federal Scientific and Technical Information - 連邦科学技術情報、情報広報機関) の機能を受け継いだ、情報の総合的な提供機関である。

2-3 科学技術文献全般

2-3-1 科学技術文献速報, 工学一般機械工学編(写真4)。発行所: 日本科学技術情報センター(JICST)創刊: 1958年, 半月刊, 収録件数 44,658件(53年度)。年間索引あり。年間索引には主題索引, 著者名索引, 収録資料リストが付与してある。対象とする主な原資料は, 国内および世界主要国で公開されている雑誌類, 学協会誌, 業界誌などをはじめ, 研究所報告, 大学紀要, 会議資料, 学会論文, ペーパー類, 各国政府技術レポートなどが網羅されている。機械工学編は機械工学一般をはじめとし, ガスタービンの関連分野, 熱工学, 燃焼装置, 熱機関など15の分類項目から構成され, さらに内燃機関など狭いことばの概念からなる細分類が付与してある。

2-3-2 科学技術文献速報, エネルギー編。発行所: JICST, 創刊: 1979年1月。月刊。収録件数 3,015件(53年度)。年間索引あり。年間索引には主題索引, 著者名索引, 収録資料リストが付与してある。対象とする主な

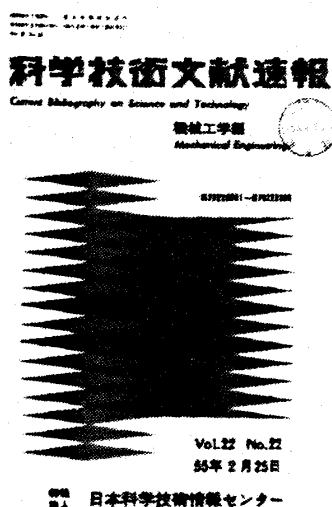


写真4

原資料は機械工学編と同じように, 必要資料はすべて網羅してある。エネルギー編はエネルギー資源一般をはじめとし, ガスタービンに関連する項目, 熱工学など7つの分類から成り, さらに内燃機関, 伝熱, 熱交換など狭義の概念を持つことばの細分類が付与してある。

JICST の概要

わが国の科学技術の振興に寄与するため, 内外の科学技術情報を迅速適確に収集, 処理, 提供している特殊法人機関として昭和38年8月に設立された。上記文献速報等の刊行以外にクリアリング業務の一環として, 「公共試験研究機関案内」が1972年5月に創刊された。また, 1976年4月に, 後述するオンライン情報システム(JOIS)が完成し, 同年9月からJOISによる情報検索サービスを開始している。

以上, 本稿に関連する調査資料として, 内外の主要二次資料の中から上記5誌を紹介してきたが, 次に5誌を利用して, 実例により文献調査を試みる。

3. 文献調査法(利用法)

本稿の趣旨はガスタービン研究者及び技術者のための文献調査法におかれているため, ここで取り上げる主題も, ガスタービン関係に集約する。

まず, 文献検索作業において考えなければならないことは, 主題分析である。次にどの資料をどのように利用するかを検討する。研究者が自分の研究を進める上に必要とする文献が的確に探索できるか否かは, 主題分析と調査資料の選択によることが多い。そこで, 先に紹介した5誌, STAR, IAA, GRA&I 及び文献速報, 機械工学編, エネルギー編の調査資料がどのように関連し, 作用しているかを調べる。

しかしガスタービンに関する文献といっても領域が広いので, 範囲を絞る必要がある。用途上では便宜的に航空用のガスタービンについて取り上げることにする。

〈調査その1〉—特定主題を中心に—

主題1: 高効率ガスタービン研究に関連し, 代替燃料についての文献

調査範囲は1978年1月から1980年3月末までの期間とし, 上記5誌に記載された主題1に関連する文献について調べた。紙面の都合上抽出文

献は任意の文献を取り上げることとし、必要に応じ説明を加えていく。

主題1で考えられる件名項目は大きく分けて、「ガスタービン」と「燃料」である。参考までに主題1に関連するNASA及びJICSTのシソーラス(Thesaurus-検索語辞典)の分野を図2に紹介する。

NASAシソーラス	JICSTシソーラス
GAS TURBINES 1203 2801 3303	ガスタービン(ガスタービン) MG01 1476, 1476
BT TURBINES	BT 内燃機関
*TURBOMACHINERY	・熱機関
RT AXIAL FLOW TURBINES	
BRAYTON CYCLE	
CLOSED CYCLES	
GAS GENERATORS	
GAS TURBINE ENGINES	
INTERNAL COMBUSTION ENGINES	
STEAM TURBINES	
SUPERSONIC TURBINES	
TURBOGENERATORS	
TWO STAGE TURBINES	
AIRCRAFT FUELS 2701	
BT CHEMICAL FUELS	
*FUELS	
RT HYDROCARBON FUELS	
JET ENGINE FUELS	
LIQUID ROCKET PROPELLANTS	
MONOPROPELLANTS	
SLURRY PROPELLANTS	
SOLID PROPELLANTS	
TANKER AIRCRAFT	

図2 NASA及びJICSTシソーラスによる
主題1の分野

次に各誌による調査に関連し、図3(本稿割愛)により各誌記事記載例を紹介するが、紙面の都合上本稿では記載例及び図4~図8の実例による主な抽出文献並びに文献価格表を割愛し、必要に応じ個々に説明を加えていく。なお本文中の説明番号は、図3, 4(本稿では割愛)中の番号と対応している。

<説明1> STARに取り上げた記載例文献(図3-A¹)はSTAR記載文献中最新のNALレポートとして抽出したもののだが、元の文献はNAL-TR-369として74年に刊行されたものである。1979年11月23日号のSTARにNASAの翻訳文献NASA-TR-75430として新たに紹介された。NレポートはGRA&Iにも記載されているので、調査の結果、GRA&Iには1980年1月4日号に記載されている(図3-A²)ことが分った。同様に文献(図3-D¹及びD²)も元はNAL-TR-466, Part 2として、1977年に刊行されたものである。この文献のPart 1はNASA-TT-F-16083

(75-13273)で、1975年にNASAの翻訳文献として紹介された。

<説明2> 主題1の調査方法としては、同一件名カテゴリーに配列されているSTAR及びIAA誌よりSubject Indexでガスタービン関係の件名Gas Turbine Engines及びGas Turbinesを調査し、さらに航空用燃料関係の件名として、Aircraft Fuels, Jet Engine Fuels, Fuel Combustion及びHydrocarbon Fuels,などを調査した。その中で特に主題1に関係し重要と思われる文献については先に紹介した件名カテゴリーの07 Aircraft Propulsion and Power, 28 Propellants and Fuels及び25 Inorganic and Physical Chemistryを通覧し、抄録で内容を確認した。また、米国政府研究開発レポートを記載しているGRA&I誌についても同様に、Subject Indexで調査を行い、さらに件名カテゴリーのField 21 Propulsion and Fuelsで抄録を一覧した。文献速報では、これらの3誌とどのように関連し合っているかを調べることにし、機械工学編及びエネルギー編によりガスタービン及び航空用燃料に関係する件名として内燃機関などを調査したが、紙面の都合上抽出を省く。

主題1に関する各誌調査の結果を調査資料の内容に関連して比較(図4,本稿割愛)してみると、STAR及びGRA&I誌間の比較では、殆んど同一文献が重なって記載されていることが分った。従ってSTARと重複しているGRA&I記載の文献は抽出を省くことにした。2誌に記載されている文献で、特にNASA関係のレポートについてはSTARの方が1ヶ月から2ヶ月位記載時期が早い。総合的にみて、ガスタービン関係の外国文献(技術レポート類)を調査する場合はGRA&IよりもSTARの方がより効率的であり、先に述べたように航空宇宙科学関係の文献調査資料として優位であるといえる。

<説明3> 学会誌等を記載しているIAAと文献速報との関係を調べてみた。文献は、1977年に東京で開催された日本ガスタービン学会と日米機械学会との合同会議に提出されたもので、IAAには、会議に提出された59件の文献全部にわたって抄録されている。また文献速報記載の一部の文献については、会議の文献と出典が異なっている

ものがある。

〈説明4〉 IAA記載のAIAA Paperの一部は“Journal of Energy”誌にも遅れて記載される。

〈説明5〉 AIAA刊行のシリーズ本Progress in Astronautics and AeronauticsのVol.62の図書で、14件の文献が収録されているが、文献速報では時期的(3月末現在)な問題だと思われるが、全文献にわたっての抄録は探索できなかった。

主題2：高温ガスタービンの研究についての文献

〈説明6〉 先にも述べたように、主として技術レポート類を記載しているSTARとGRA&I誌についてはSTAR記載の文献を優先することとし、GRA&I誌よりの抽出を省略した。特に本項に抽出した文献は主題2に関する内容を包括的に取り上げてあり、ガスタービンに携わる研究者等には参考になる文献と思われるので、各誌間で比較した。

39件の文献を収録しているAGARD-CP-229(写真5)の本文献が記載されているSTAR誌においては、全文献が紹介されているが、GRA&I誌では総説に触れているにとどまっている。記載時期においても、STARと比較して1ヶ月近くのずれが見受けられる。文献速報では53年度版の機械工学編及びエネルギー編の年間索引には記載されていなかったが、55年に入ってから抄録誌上に記載され始めた(図5-割愛)。

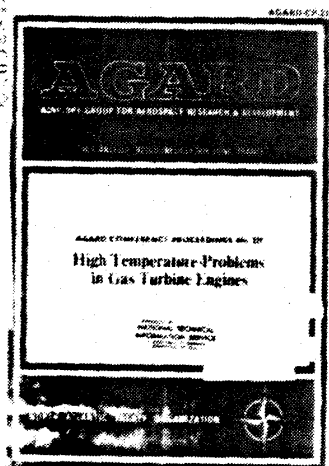


写真5

〈説明7〉 NALの原動機部の研究成果を一冊の図書形態にまとめた文献(空気冷却高温タービンの研究)の場合、IAA誌に記載されているが、文献速報には発見できなかった。

〈調査その2〉—文献速報と他誌との関係を中心に—

これまでSTAR及びIAAなど外国の調査資料から文献を調査し抽出された文献と国内調査資料の文献速報との関連を中心に取り上げてきたが、次の調査では文献速報から任意の文献を抽出し、その出典などを調べ、必要文献であるかを判断したい。

まず53年度版、文献速報機械工学編の年間索引より主題索引について概説する。

主題索引は、見出語、修飾語群、及び抄録記事番号から成っている。見出語と修飾語群の関係は、ある文献記事の主題を分析して、グループ分けを行い、それぞれのグループごとに、そのグループの主題をキーワード群で表わし、そのうち重要な内容を表わすものを見出し語とし、これを補足、説明する幾つかの語を、修飾語群としてまとめる。グループ内に見出し語が2つ以上ある場合には、それぞれが修飾語となると同時に、見出し語ともなり、原文献の内容を知り、必要文献かどうかを判断することが可能となる。

〔例1〕 調査方法は、主題索引よりガスタービンについて一覧した。全部で579件の文献が記載してあった。その中よりNASAの見出し語を持つ文献(NASA | 気温 | 航空機 | 湿度 | 大気汚染 | 燃焼器 | 排ガス | M78011511)について調べてみた。その結果は図6(本稿割愛)の文献(NASA-CP-2021)が抽出された。

〈説明8〉 文献NASA-CP-2021(写真6)には17件の文献が収録されており、これもガスタービン関係の文献として参考になると思われる。

〔例2〕 前例と同様に見出し語より記事番号(M78201322)で抄録記事を辿ってみた。結果は図7例2(本稿割愛)の文献(78-GT-32)が抽出された。

NASA Conference Publication 3021

Aircraft Engine Emissions

A Conference held at
Lewis Research Center
Cleveland, Ohio
May 18-19, 1977

NASA

写真 6

4. 文献入手法

以上二次資料を使用しての文献調査法を紹介してきたが、調査の結果抽出された文献を取得する場合、どのような手段があるかを紹介する。

NASAと文献交換を行っている国立等の機関（NAL, NASDA 及び東大宇航研等）の場合は、NASA資料に関してNASAよりの Document Request Form FF 492 の用紙により必要文献の寄贈依頼ができ、大方の文献が無償で取得することが可能である（STAR記載分に限る）。しかし、NASAとの文献交換が確立されていない場合は購入することになる。

文献の販売元は、先に紹介したとおり米国商務省科学技術情報局（NTIS）であるが、現在では日本の総代理店が次に示す機関になっている。文献を購入する場合は、丸善書店、紀伊国屋書店及びエイムズKK等をとおして窓口の日本総代理店に注文することになる。

取扱店

日本総代理店

三菱総合研究所技術情報サービス部

技術情報課

〒100 東京都千代田区大手町2-3-6

タイムライフビル

TEL: (03)-270-9211(代)

参考までに文献の価格表（図8、本稿割愛）を、また主な情報検索サービス機関等を、図9に紹介する。

機関等名	システム名	データベース数
日本科学技術 情報センター	JOIS	5
紀伊国屋書店	ASK	DIALOG
丸善書店	MASIS	DIALOG

図9 商業ベースによる主なオンライン等文献情報検索サービス機関等(国内関係)

5. おわりに

近年、情報量が著しく膨大になっており、しかも情報の広範さ、情報の形態、媒体の種類及び流通過程などいずれも多岐にわたっている。その上世界に流通する学術に関する文献情報量は年間数百万件に上るといわれ、10年間に倍増する傾向にある。このような複雑多岐にわたる情報の仕組みの中で研究者が常に内外における関連分野の研究の実体と動向を的確に捉え、効率的な研究を進めるためには国家的見地での情報のシステム化が確立されるよう望まれる。

この度ガスタービン研究者及び技術者を対象として学術文献の調査法及び必要文献の入手法について概説を試みてきたが、情報管理部門の雑誌においてはこのような試みがまま行われているようだが、専門の学術誌ではあまり試みられていないようだ。本稿が微力ながらも研究者の文献調査の一助となれば幸いである。

参考文献

- (1) 科学技術情報活動推進懇談会：科学技術情報活動推進の目標と施策について 昭和53年12月, P85
- (2) 坂本徹郎：情報流通と評価：情報管理 22〔6〕 P 462 (1979)

付記

本文は紙面の都合上文献調査の実例を割愛してあります。調査例をも入手御希望の方はプリント代、郵送料750円を添え学会にお申越し下さい（技術情報センタ）。

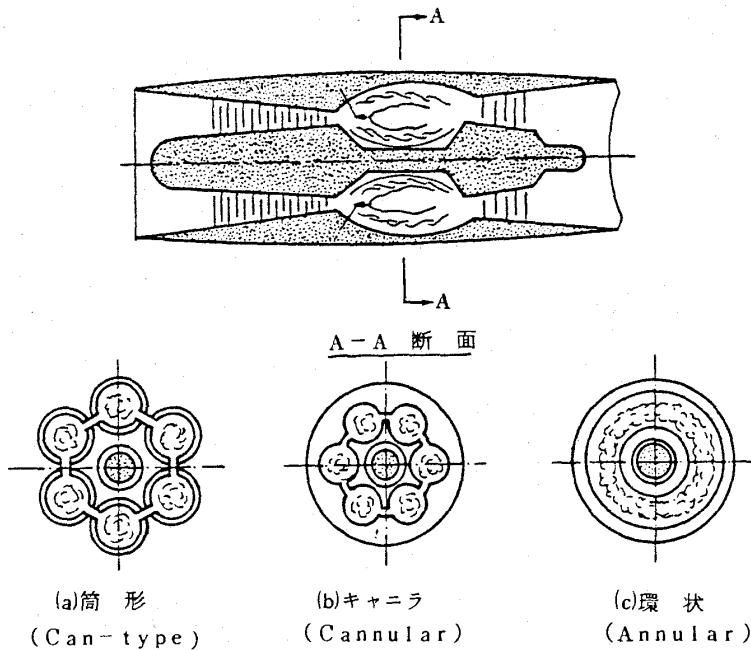


図2 燃焼器の形成

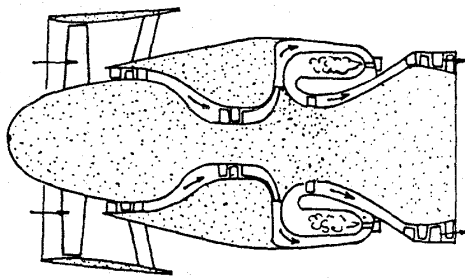


図3 逆流形燃焼器採用の航空エンジン

1-2 歴史的発達

ガスタービンは歴史的に航空用エンジンとして急速な発達を遂げた。燃焼器技術としても産業用にたいし先導的役割を果たしていることから、ここでは航空用ガスタービンの発展について略述する^{1), 2)}

航空用ガスタービン燃焼器として、ドイツのH.

Joachim Pabst von Ohainが最初、水素を燃料とする燃焼器を考察し、1936年8月にHeinkel社がその試作を開始した。その後、液体燃料を使うことに変更し、Hes-3Bエンジン

として完成させ、1939年8月、史上初のターボジェット推進飛行を行った。

しかし、実用段階まで開発され、大量生産されたものは、同じドイツのJunker社のJumo 004およびBayerische Motorenwerke社のBMW 003エンジンである。

Jumo 004は図4に示すような筒形の燃焼器を6本使用した。

BMW 003の燃焼器は、16個の渦巻噴射弁とバッフル形式の保炎器を備えた環状燃焼器であった。

上記の両燃焼器共、合金鋼は一切使用していなかった。

イギリスでは、Frank WhittleがPower Jet社の協力を得て、図5に示す形態の燃焼器を使用し、1941年5月の初飛行を可能とした、W-1-u型エンジンを完成させた。

その後、イギリスではLucas社の燃焼器に至って、現在最も一般的に使用されている圧力噴射弁形式燃焼器の基本的構造が確立された。

燃料蒸発形燃焼器としては、初めF. Whittleがストーブのバーナからヒントを得て、燃料管を燃焼室内にひき込んだ形態の燃焼器を製作した。

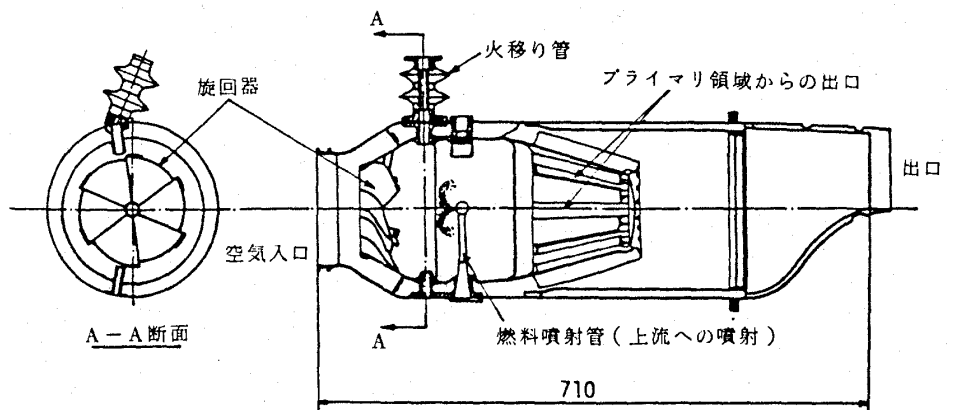


図4 Jumo 004 燃焼器

これは燃料が管内でコーキングしたり突沸を起したりしてうまくゆかなかったようである。その後、図6に示す、いわゆるWalking-stick型の蒸発管を備えたものがイギリスのArmstrong-

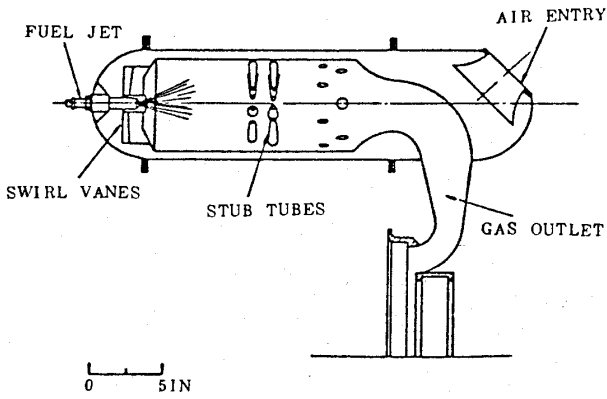


図5 W-1-u エンジン用燃焼器

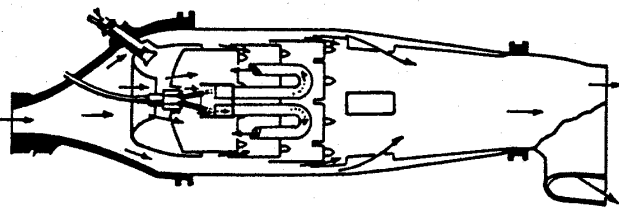


図6 「蒸発管」形式 筒形燃焼器

社, Pratt & Whitney (PWA) グループの JT9D, および General Electric (GE) 社の CF6 である。図7に示す RB211 は特殊な気流噴射弁を備えている。後二者の燃焼器は、それぞれ、図8, および図9に示すが、それらはいずれも圧力噴射弁と軸流スワローをそれぞれ、20, および30個具備している。

1990年代に実用することを目標として、現在開発が進められている民間航空機用の低燃費エン

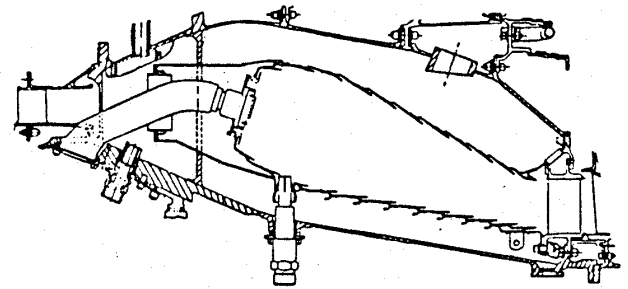


図8 JT9D-59 エンジンの燃焼器

Siddeley 社によって実用化された。我国で戦後初めて開発された昭和53年頃まで量産された J3 エンジンも、この形式を採用した環状燃焼器を用いている。

現用の航空エンジン燃焼器の代表的なものは、環状化によって軽量化と高負荷を達成した、Rolls-Royce (RR) 社の RB211, United Technology

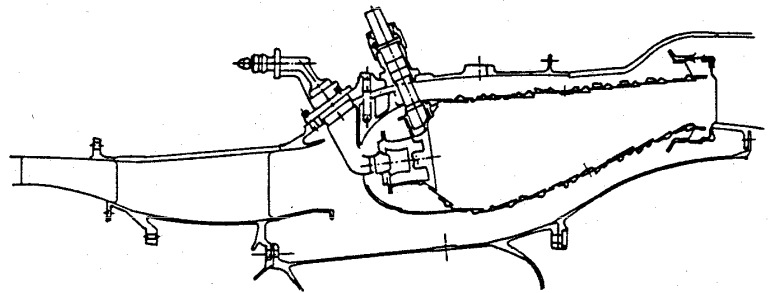


図9 CF6-50 エンジン燃焼器

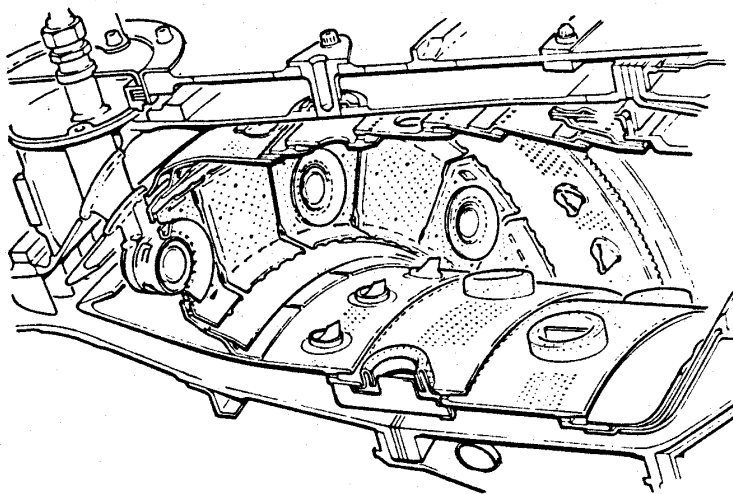


図7 RB211 エンジンの燃焼器内部

ジン用燃焼器の例を以下に挙げる。これは米国において E³ (Energy Efficient Engine) プロジェクトの一環として行われているもので、PWA では、図10に示すような二段燃焼環状燃焼器³⁾によって米国環境保護庁 (EPA) の1981年排出ガス規制のうち NO_x を除いたすべての目標を達成できる見込みである。GE 社では、図11に示す二重環状燃焼器を採用することにより、EPA の1981年規制に適合できるとみている⁴⁾。

航空用以外のガスタービン燃焼器の一例として図12に米国 Westinghouse

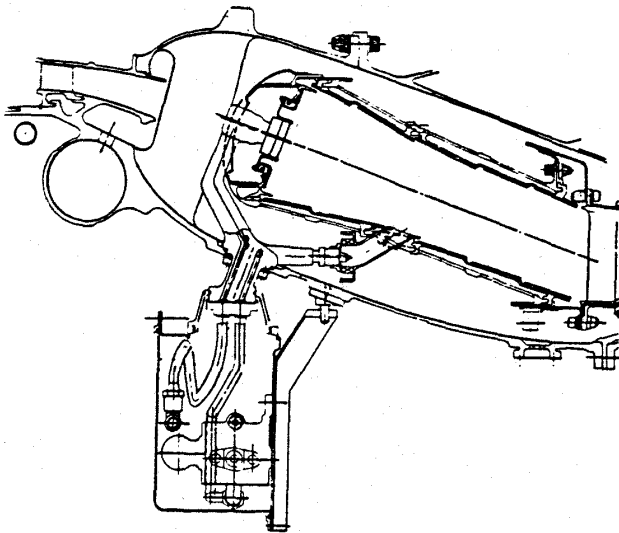


図10 PWAによるE³燃焼器

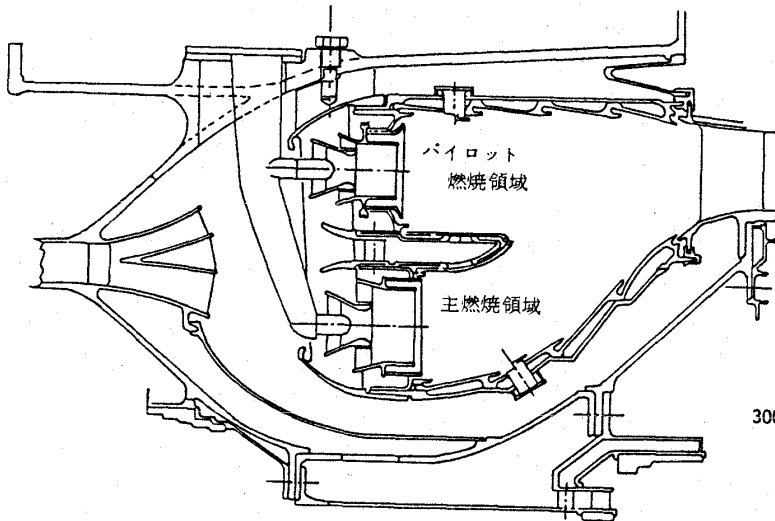


図11 GEによるE³燃焼器

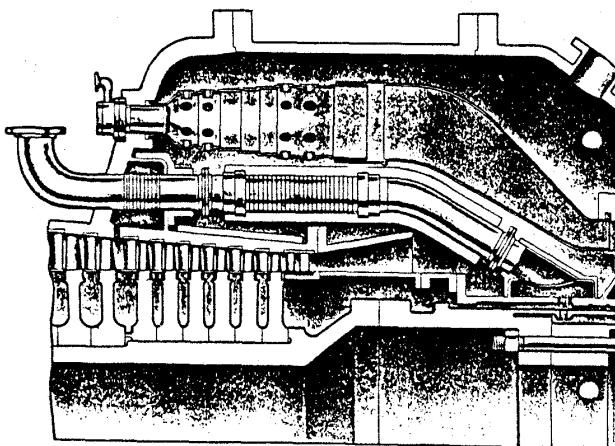


図12 発電用ガスタービン燃焼器

社のものを示す。これは発電用ガスタービンに用いているものでキャニユラ形式である。

2. 燃焼器特性と実験計測

2-1 特性評価因子 燃焼器特性を評価する主なパラメータは、次のようである。

燃焼効率 η_b [%] 燃焼器入口空気、および出口燃焼ガスのエンタルピを、それぞれ i_1 , i_2 として、空熱比を n とすると燃焼効率 η_b は、

$$\eta_b = \frac{(n+1) i_2 - n i_1}{H_u} \times 100 \text{ [%]}$$

として計算される。ここで H_u は燃料の低位発熱量である。これは燃焼器を通るガスや燃料の流量と温度を計測して算出する燃焼効率であるが、そのほか排出ガス中に含まれる不完全燃焼成分をガス分析によって求め、燃焼効率を求める方法もある^{5,6)}

温度上昇 ΔT [K] 燃焼器による温度上昇 ΔT は、燃焼器出口ガス平均温度 T_2 と供給空気温度 T_1 との差によって定義される。たとえば、軽油が完全燃焼した場合の T_2 は T_1 をパラメータとして図13のように空熱比 n の関数として表わせる。

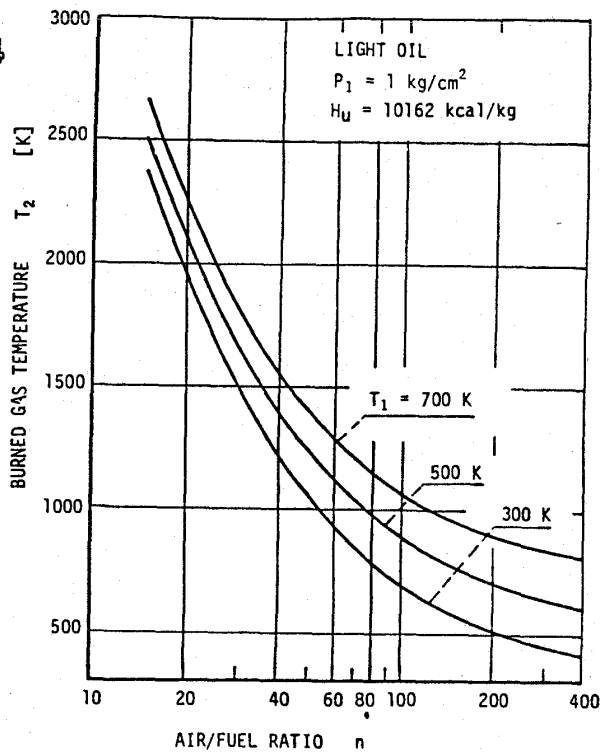


図13 燃焼器出口ガス温度

燃焼負荷率 L_b [Kcal/m³ h atm^k] 燃焼器が高負荷否かの指標であって、燃焼室内で発生した熱量をその燃焼室容積 V_L と内圧（通常、簡単のため入口空気全圧 P_1 をとる）で除した値をいう。すなわち、

$$L_b = \frac{\gamma_b W_f H_u}{V_L \cdot P_1^k} \text{ [Kcal/m}^3 \text{ h atm}^k\text{]}$$

圧力のべき指数「 k 」は1、または1.5~2の値をとる。化学反応論的立場からは2が妥当と考えられるが、燃料の気化、混合などが燃焼の律速条件となる場合には1に近い値をとる。

$k=1$ として比較した場合、 L_b の値は、産業用など長寿命のものは 0.5×10^7 、航空用など高負荷のものは 1.0×10^8 程度が通常の値である。全圧損失率 σ [%] 燃焼器入口、出口の全圧差 ΔP を入口全圧 P_1 で除した値、 $\Delta P/P_1$ をいう。

全圧損失係数 ϕ 圧力比、空気流量、寸法などの異なる燃焼器相互の圧力損失を比較するには、次の定義による全圧損失係数が便利である。

$$\phi = \Delta P / \left(\frac{\gamma_a}{2g} U_r^2 \right)$$

ここで U_r は代表断面平均流速、 γ_a は燃焼器入口状態換算の空気比重である。

各種の燃焼器の σ や ϕ のおよその大きさの範囲を図14に示す⁷⁾。同図で W_a [kg/s] は空気流量、 A_r [m²] は燃焼器代表断面積である。

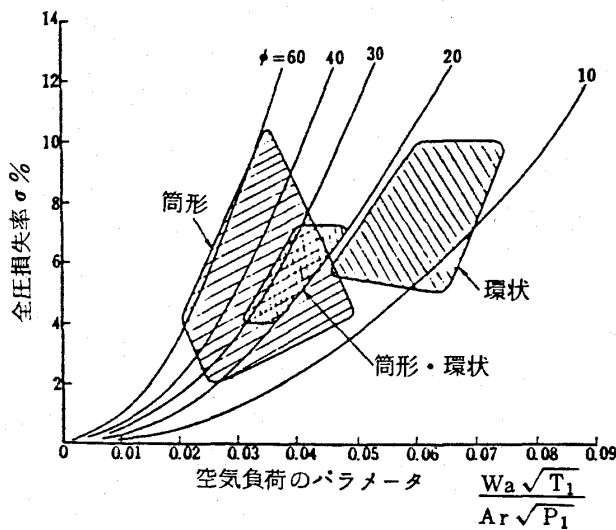


図14 燃焼器の圧力損失⁷⁾

出口ガス温度分布 θ 燃焼器出口温度分布の局所的な高温部は、タービン部の寿命に致命的な影響を与える。

出口温度分布を検討するには、次の無次元表示をすると、供試条件の入口空気温度、空燃比、圧力、風速などにあまり影響を受けない、その燃焼器固有の温度分布形が得られる^{8,9)}。

$$\theta = \frac{(\text{出口ガス局所温度値}) - (\text{出口ガス平均温度})}{(\text{燃焼器ガス温度上昇値})}$$

$$= \frac{T_{2i} - T_2}{\Delta T}$$

T_{2i} として、計測した最高値をとったときの $\theta=1$ の値を特に温度不均一率 (Pattern Factor) δt と呼ぶ。また環状燃焼器の場合、円周方向の平均をとった半径方向の θ の分布で最大値を、温度形状係数 (Profile factor) と呼ぶことがある。要求される出口温度分布形状は図15のようなタービン側の材料強度にもとづいた因子によって制限を受けるので、 $\delta t=0$ や温度形状係数が1の場合が理想とは限らない。

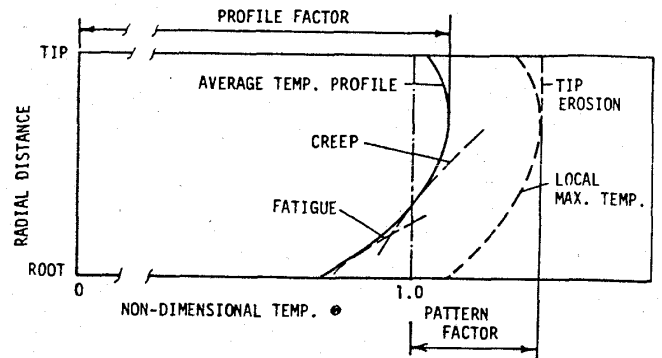


図15 燃焼器出口無次元化温度分布

排出指数 E.I.(A) 燃焼による生成成分Aの濃度を示す指標で、次式によって定義される。

$$E.I.(A) = (n+1) \frac{M_A}{M_g} \frac{X_A}{1000} \text{ [g/kg fuel]}$$

ここで M_g , M_A はそれぞれ、燃焼ガス、成分Aの分子量、 X_A は成分Aの重量濃度 [ppm] である。すなわち、1 kgの燃料が燃焼したときの排出される組成Aのグラム数を意味する。

排煙指数 EPAなどによって規定されている排煙の濃度測定法は、濾紙にガスを通して残った「しみ」の黒度を反射率測定によって表わすもの

である。すなわち、排煙濃度 SN は

$$SN = 100 \left(1 - \frac{R_s}{R_w} \right)$$

と定義される。ここで R_w , R_s はそれぞれ清浄な Whatman No. 4 濾紙および、それを通過した排ガス（流量：16.2 kg/m²）の残した「しみ」の散乱反射率である。他の測定方法、たとえば Bosch 法、Von Brand 法、Bacharach 法（以上、濾紙利用法）、および Hartidge 法などのスケールの換算については、文献¹⁰⁾を参照されたい。

2-2 試験条件と計測

2-2-1 大気開放燃焼試験 燃焼器の開発の初期段階では、出口大気開放の状態燃焼試験を行う。その段階では、保炎の状況、火炎の安定性、長さ、かたより、安定燃焼範囲、燃焼効率特性、圧力損失特性、出口温度分布などを調べる。

その際少くも次のパラメータは、目的とする燃焼器の使用条件に合わせた実験が必要である。

- a) 代表断面風速
- b) 空燃比
- c) 入口空気温度

入口空気圧力は一般に試験設備の能力から合わせ難い。しかし大気開放条件で十分な燃焼状態なら、高温高压条件となった場合程、更に燃焼性能は向上する傾向にある。そのほか、試験結果に影響を与える因子としては、

- d) 抽気
- e) 燃焼器入口風速分布
- f) 燃料噴霧角・液滴粒径

などである。特に設計点圧力が高い圧力燃料噴射弁を大気圧条件の試験に使用する場合は f) の影響を注意する必要がある。

2-2-2 燃焼ガス分析 燃焼器の特性解析、あるいは性能向上の手段のひとつとして、燃焼室の内部で、あるいは排出ガスを採取して分析を行う。

試料ガス採取法、およびその処理は、分析値の信頼性に大きく影響を与える。採取プローブの問題点、実例などは文献¹¹⁾にまとめて記してある。

燃焼器の性能を判定する際に測定する主な排出成分の測定法の代表的な例を次に記す。

排煙 濾紙に採取試料ガスを通し、残った黒斑の反射率を測定して、排煙濃度を測定する。

全炭化水素 (THC) 炭化水素が火炎中で濃度に比例してイオン化する現象を利用した火炎イオン化検出法 (FID, Flame Ionization Detector) 型分析計を用いる。

一酸化炭素 (CO), 二酸化炭素 (CO₂) これらのガスは、その赤外線を吸収する性質を利用した非分散赤外線 (NDIR, Non-Dispersive Infrared) 分析計で測定する。その原理を図16に示す。

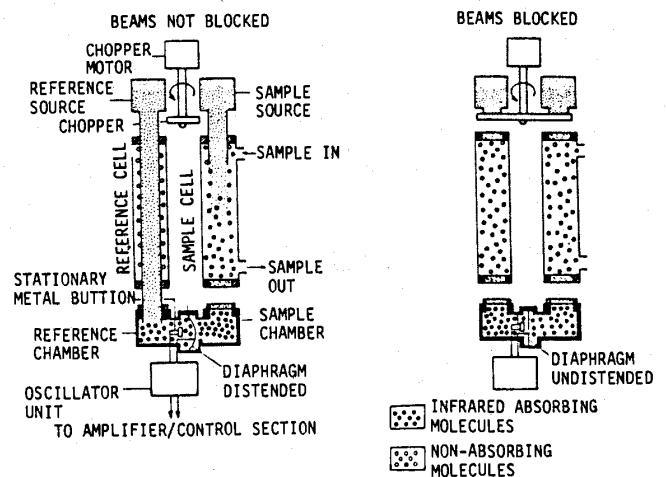


図 16 NDIR 分析計の原理

窒素酸化物 (NO, NO₂) NO は化学発光分析計 (Chemi-Luminescence Detector) によって測定できる。この原理は、NO とオゾン O₃ が接触し、励起状態の NO₂ が生成し、それが NO₂ に転移する際発する 0.6 ~ 3 μm の波長帯の光の強度を測定するものである。

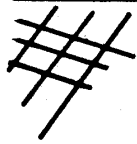
NO₂ はコンバータにより NO に還元して測定する。

これらの実験値は、供試装置や供試条件によって著しく異なる。エンジンの場合には「参考日」条件へ換算した後比較することが提唱されている¹²⁾

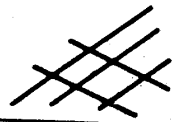
なお、燃焼器の設計や特性の検討を行う際必要となる燃焼ガスの熱力学的物性値については、NASA から有用な文献^{13, 14)}が発行されている。

参 考 文 献

- 1) Lloyd, P.; Combustion in the Gas Turbine, A Survey of War-time Research and Development, Aeronautical Research Council Reports and Memoranda No. 2579 (1952)
- 2) Hawthorne, W. R. and W. T. Olson; Design and Performance of Gas Turbine Power Plants, Princeton Univ. Press (1960)
- 3) United Technology Corporation; Energy Efficient Engine Flight Propulsion System, Preliminary Analysis and Design Report. NASA CR-159487
- 4) General Electric Co.; Energy Efficient Engine, Preliminary Design and Integration Studies, NASA CR-135444, N78-31108 (1978/9)
- 5) 田丸, 他5名; 新形式ガスタービン燃焼器の研究 (第2報, AS-20系セクタ燃焼器の特性), 航技研資料 TM-324 (1977/1)
- 6) 斎藤, 他3名; 航空用ガスタービン燃焼器における排気制御の研究(V), 航技研資料 TM-350, (1978/5)
- 7) Lefebvre, A. H. & E. R. Norster; Aerodynamic Influence on Dilution Zone Design, Paper Presented at the 11th Meeting of the Combustion, Fuel and Chemical Kinetics, Sub-Committee of the A. R. C. (1965)
- 8) 田丸, 鈴木; 燃料蒸発管に関する研究(N), 航技研資料 TM-282 (1975/8)
- 9) 鈴木, 他3名; セクタ燃焼器による実験研究, 航技研資料 TM-402 (1980/1)
- 10) Shaffernocker, W. M. & C. M. Stanborth; Smoke Measurement Techniques, SAE Paper 680346
- 11) 鈴木, 他3名; ガスタービン燃焼器, 航技研報告 TR-208 (1970/9)
- 12) Donovan, P. & T. Cackette; The Effects of Ambient Conditions on Gas Turbine Emissions-Generalized Correction Factors, Trans. ASME, J. Engng Power, Vol. 100, (1978/10) pp. 640-646
- 13) Hippensteele, S. A. & R. S. Colladay; Computer Program for Obtaining Thermodynamic and Transport Properties of Air and Products of Combustion of ASME-A-1 Fuel and Air, NASA TP-1160 (1978)
- 14) Pofert, D. J. & R. A. Svehla; Thermodynamic and Transport Properties of Air and its Products of Combustion with ASTM-A-1 Fuel and Natural Gas at 20, 30 and 40 Atmospheres, NASA TN D-7488 (1973/12)



技 術 論 文



振動している円形翼列翼の非定常力特性 (内向き流れの実験)

防衛大学校 航空工学教室 西岡 清
防衛大学校 研究科 千川 一司

1. ま え が き

ラジアルタービンは比較的すぐれた性能と取り扱いの容易さに注目されて¹⁾²⁾過給機用排気タービンや小型ガスタービン等に早くから用いられてきた。また最近では省エネルギー問題とも関連して、各種プラントのターボ膨張機や排ガスの回収用タービン等の大出力用³⁾にも広く適用されている。さらにこれらのラジアルタービンに可変ノズルを採用することによって、部分負荷特性や加速特性を改善し、エンジンの制御を容易にすることができる^{4)~8)}。一方この可変ノズル付ラジアルタービンの広範囲な回転条件に対して、ノズルと羽根車の間隙過大から引き起こされる効率低下²⁾⁸⁾⁹⁾を防ぐためには、ノズル支持軸をノズル後縁付近に置くようにしなければならない。しかし内部流れが複雑であることも相俟って、羽根に作用する非定常力の立場からはほとんど検討されておらず¹⁰⁾、外向き流れに対する谷田¹¹⁾、著者¹²⁾らの報告はあるが、これらをそのまま内向き流れの場合に適用することはできない。

このような見地から著者の一人は前に二次元、非圧縮性、非粘性内向き流れの中におかれた振動している円形翼列翼に作用する非定常力特性の計算法について報告した¹³⁾が、このような翼列翼のアスペクト比は一般に小さく、壁面境界層の影響をかなり強くうけると考えられる。したがって、羽根に作用する非定常力特性の全体的挙動を実験的に調べておくことは重要なことである。このためここでは羽根の非定常力特性に関する基礎研究として、羽根の基本的振動形の一つと考えられる羽根

中心まわりの振り振動形をとりあげ、隣接羽根と一定の位相差をもって調和振動している円形翼列翼に作用する非定常力と非定常モーメントを全体的に把握することを目的として、実験的に測定し、数値計算結果と比較した。

2. 記 号

b : 羽根幅

C_L, C_M : 法線力, モーメント係数

f_w : 羽根の振動数

G : 羽根入口角

Gg : 案内羽根設定角

h : ケーシングからの距離

H : 平行流路巾 (= 26 mm)

k : 無次元振動数 (= $2\pi r_b f_w / U_{rb}$)

L, M : 法線力, モーメント

m : 隣接羽根間の振動位相差のパラメータ
(= 0, 1, 2... N-1)

N : 羽根数 (N = 9)

Q : 流量

r_a, r_b : 円形翼列内径, 外径

R_A : 内外径比 (= r_a / r_b)

U_{rb} : 羽根入口での平均半径方向流速
(= $Q / 2\pi r_b H$)

ρ : 流体密度

α : 羽根の振動振幅 (ラジアン)

α_I : 流入角

ϵ_L, ϵ_M : 変位と法線力およびモーメントの位相差

φ : 流量係数 (= $\bar{U}_{rb} / r_b \Omega$)

Ω : 羽根車の回転角速度

付記号

α : 非定常量

(昭和54年10月2日原稿受付)

3. 実験装置および測定法

振動している翼列翼に作用している非定常力特性は、実験装置に機械的強制振動法を採用し、また作動流体として密度の大きな水を使用することによって比較的容易に測定することができる¹⁴⁾¹⁵⁾。実験装置は円形翼列へ流れを供給し循環させるための水回路、うず室および翼列、加振機構および測定部より構成されている。なお本研究では羽根車が回転している場合についても一部実験を行ったので、実験装置については羽根車が回転している場合をとりあげて説明する。

3-1 水回路 図1は水回路の断面の略図

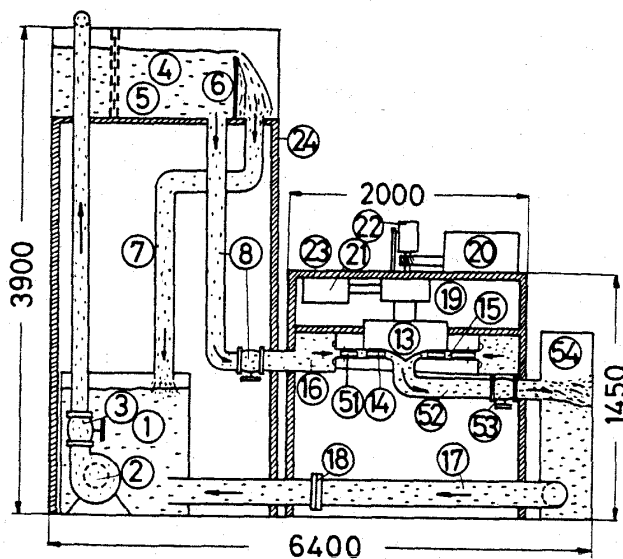


図1 水回路断面略図

を示したものである。水槽①の水はポンプ②によりヘッドタンク④に揚水され、流入配管およびバルブ⑧、うず室⑥、平行流路⑨に設置されている案内翼列⑤、振動翼列⑭、流出管⑫、流量調節バルブ⑬、排出タンク⑭、配管⑰、流量測定用オリフィス⑱を通して水槽①へもどる。ヘッドタンク④には整流格子⑤が設けてあり、せき⑥で常にオーバーフローさせつつほぼ一定の水位を保つようにしてある。また加振機構および測定部⑬、⑭は架台⑲に上部から支えられている。⑲、⑳はそれぞれ羽根車駆動用および羽根振動用減速機付加変速電動機である。

3-2 うず室および翼列 図2はうず室⑥、平行流路⑨、案内翼列⑤、振動翼列⑭の断面略図を示したものである。図中には流れの大体の方向

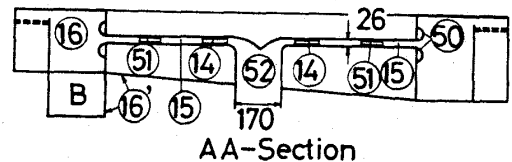
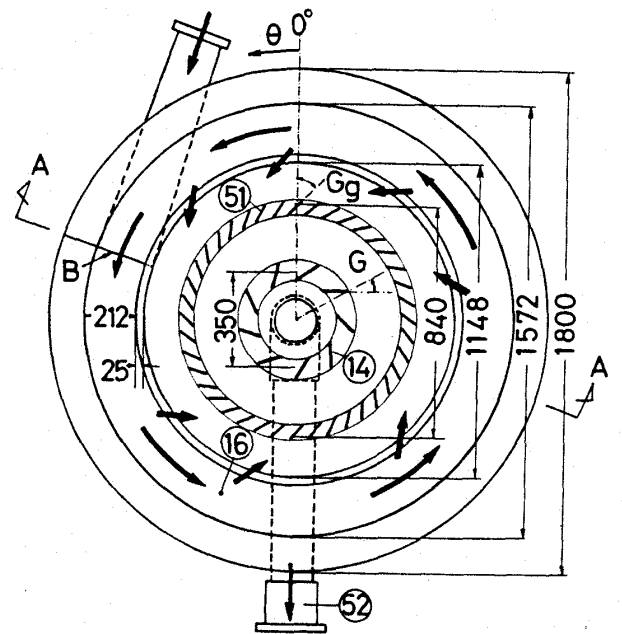


図2 うず室および翼列

を太線および矢印で模式的に示しておいた。ヘッドタンクからの水は流入配管⑧の先端Bを通過してうず室⑥に流入する。うず室の幅は一定(212mm)であるが、深さは案内翼列へほぼ均一な流れを供給するために(うず室底面⑬)をBから周方向(反時計方向)に向って一定の割合で減少させてあり、また平行流路⑨(通路幅H=26mm)の入口には流れの剥離を防ぐために半径25mmの半円形ノズル⑩が全周にわたって取り付けられている。

案内翼列⑤は図3(a)に示すような形状の黄銅製直線対称羽根を40枚翼列中心から半径420mmの円周上に等間隔に配列したもので構成されている。この羽根の設定角(Gg)を変えることによって振動翼列への流入角(α_1)を変えることができるが、Ggは半径方向に対して $\pm 70^\circ$ の間で自由に設定することができるようになっている。

振動羽根は図3(b)に示すような前縁半径2mm、幅25mm、長さ100mmのアルミ合金製の直線対称羽根である。またその上下端には比較的小さい端板(厚さ0.3mm、短径30mm、長径110mmの楕円形)が取り付けられている。羽根支持軸は $1/2$ 弦長点に

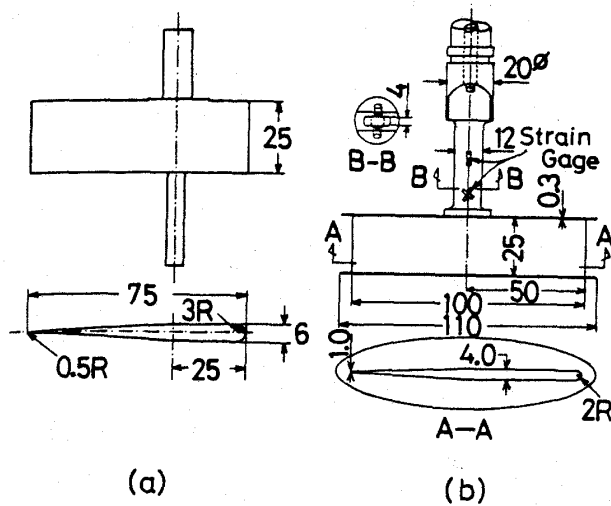


図3 案内翼と振動羽根

あり、測定羽根に対してはこの軸の付け根付近に法線力およびモーメント検出用の歪ゲージが貼り付けてある。振動翼列⑭は9枚の振動羽根で構成されており、その支持軸は翼列中心から半径175mmの円周上に等間隔に羽根入口角G（半径方向と翼弦のなす角）で配置されている。

3-3 加振機構および測定部 図4は加振機構および測定部断面の略図を示したものである。主軸⑳、羽根車㉘およびディスク㉙は可変速電動機㉑により駆動軸先端および主軸先端に取り付け

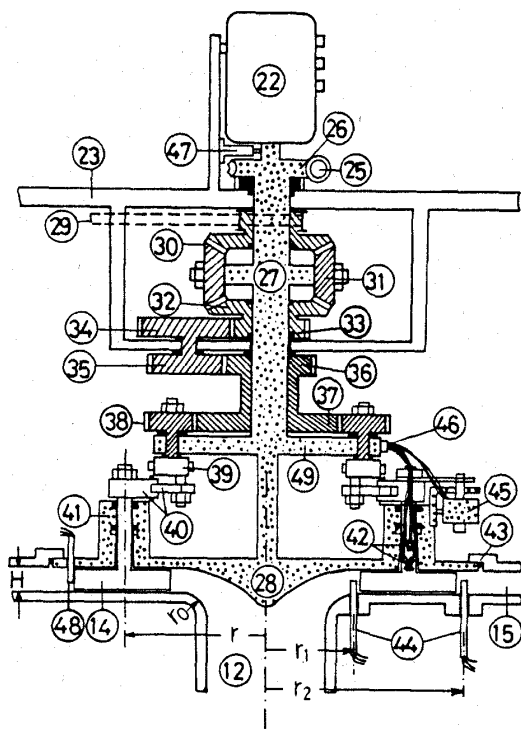


図4 振動機構断面略図

られているウォーム歯車㉕、㉖を介して駆動される。羽根振動用電動機㉑の回転はタイミングベルト㉒を介してはすばかさ歯車群㉗、㉘、㉙によって構成されている差動機構に伝えられ、さらに歯車㉚に直結しているはすば歯車㉛、はすば歯車群㉜、㉝、㉞、平歯車㉟を介してディスク㊱に取り付けられている小歯車㊲（ノンバックラッシュギア）に伝えられる。小歯車㊲はこれらの歯車群によって主軸㉑の回転速度に関係なく、羽根振動用電動機㉑の回転速度に比例した速度で自転するようになっている。このとき羽根支持部㉑（羽根車に固定）にベアリングを介して取り付けられている振動翼列の羽根㉒には小歯車㊲の下端にある偏心軸をもった可変振幅機構㉓とクランク機構㉔とによって振り振動（実験では振幅 $\alpha = \pm 2.5^\circ$ ）が付与される。また隣接羽根間の振動位相差は平歯車㉟に対する小歯車㊲のかみ合う位置を変えることによって 10° 毎に設定できる（本実験では振動翼列は9枚の羽根で構成されているので隣接羽根間の振動位相差は 40° 毎に設定した）。

羽根車先端付近の半径228mmの位置には3孔ピトー管挿入孔㉕が設けてあり、羽根車を周方向に移動させることにより振動翼列入口付近の流れ分布を全周にわたって測定することができる。またケーシング側の振動翼列入口付近（半径235mm）と出口付近（半径115mm）の位置に3孔ピトー管挿入スリット㉖が設置されており、周方向 50° の間での流れ分布を測定できるようになっている。

なお羽根車外端にはゴム製V形リング㉗が取り付けられてあり、また羽根支持軸には“O”リングをはめ込み漏水を防ぐようになっている。

3-4 測定法 羽根に作用する法線力および羽根中心まわりのモーメントは羽根支持軸に貼り付けられた歪ゲージ㉘によって、また羽根の変位は羽根支持部に取り付けてあるポテンシオメータ㉙によってそれぞれ検出し、その出力はスリップリング㉑を介して外部に取り出し歪ゲージの出力は歪計に入れる。歪計の出力とポテンシオメータからの出力は図5に示すように低周波濾波器を通して羽根車の回転数を示すマイクロスイッチ㉒（図4）の出力とともに、ペン書きオシログラフとデータレコーダに同時に記録する。データレコーダに記録されたデータのうちの128~256

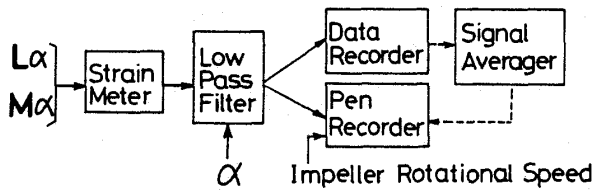


図5 測定系統

サイクル分はデジタル平均化処理装置（シグナルアベレージャ、2素子）によって平均化処理され、その結果をペン書きオシログラフに記録し読み取った。図6はこの装置を用いて平均化処理を行った後の記録の一例（羽根車は静止している）を非定常モーメント $M\alpha$ 、変位 α 、非定常法線力 $L\alpha$ について示したものである。また図の中には変位 α 、法線力 ($L, L\alpha$)、モーメント ($M, M\alpha$) 平均流入角 α_1 の正の方向を示しておいた。

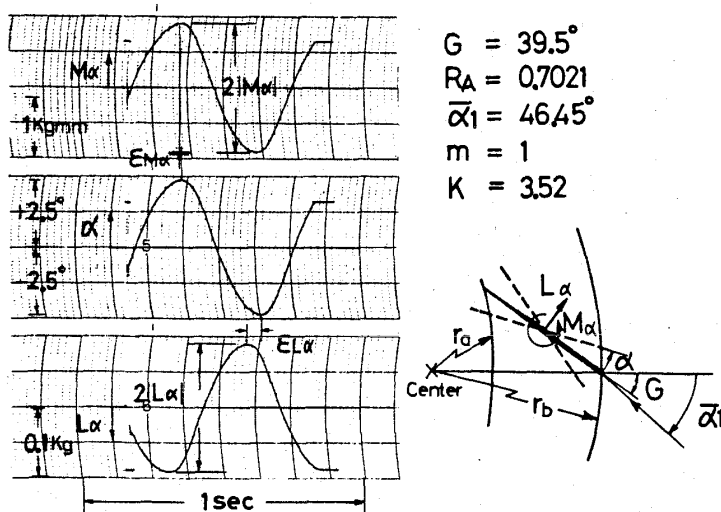


図6 データ記録例

振動翼列入口付近の全周 360° に対する流れの分布は3孔ピトー管（図4④）を用いて周方向 40° 間隔に（部分的には 50° の間を 5° 毎に）各断面9個所で測定したが、周方向には大きな差はなかった。このようにして測定した流れ分布を全周にわたって積分して求めた流量とオリフィス（図1⑧）から得られた流量とは $\pm 6\%$ の誤差の範囲でよく一致したのでデータ整理にはオリフィスから得られた流量 (Q) を、また平均流入角 $\bar{\alpha}_1$ には測定した全ての局所流入角 α_1 （流れの方向と半径方向のなす角）の代数平均をとった値を使用した。

定常および非定常法線力 ($L, L\alpha$) と定常および非定常モーメント ($M, M\alpha$) の大きさは次のように無次元化した定常および非定常法線力係数 $C_L, |C_{L\alpha}|$ と定常および非定常モーメント係数 $C_M, |C_{M\alpha}|$ で表わす。

$$\left. \begin{aligned} C_L &= L / \rho U_{rb}^2 r_b b \\ |C_{L\alpha}| &= |L\alpha| / \rho U_{rb}^2 r_b b \alpha \\ C_M &= M / \rho U_{rb}^2 r_b^2 b \\ |C_{M\alpha}| &= |M\alpha| / \rho U_{rb}^2 r_b^2 b \alpha \end{aligned} \right\} (1)$$

なお羽根の弦長 l は次式で表わされるが

$$l / r_b = \cos G - \sqrt{\cos^2 G + RA^2 - 1} \quad (2)$$

この弦長 l をパラメータとして使用すると若干の計算をしなければならないが、無次元振動数 k' 、非定常法線力係数 $|C_{L\alpha}'|$ 、非定常モーメント係数 $|C_{M\alpha}'|$ は式(2)を用いて次のように表わされる。

$$\begin{aligned} k' &= \omega l / U_{rb} = k (l / r_b) \\ |C_{L\alpha}'| &= |L\alpha| / \frac{1}{2} \rho U_{rb}^2 l b \alpha \\ &= 2 |C_{L\alpha}| / (l / r_b) \quad (3) \\ |C_{M\alpha}'| &= |M\alpha| / \frac{1}{2} \rho U_{rb}^2 l^2 b \alpha \\ &= 2 |C_{M\alpha}| / (l / r_b)^2 \end{aligned}$$

また変位 (α) に対する非定常法線力 ($L\alpha$) および非定常モーメント ($M\alpha$) との間の位相差を各々 $\epsilon_{L\alpha}, \epsilon_{M\alpha}$ として測定値を整理した。

表1は無次元振動数 $k (= 2\pi r_b f_w / U_{rb})$ 、レイノルズ数 Re （羽根長さ \times 相対速度 / 動粘性係数）とともに実験範囲を示したものである。翼列の循環性から、隣接羽根間の振動位相差は $2\pi m / N$ ($m=0, 1, 2, \dots, N-1$) で与えられるので、 $N=9$ であることから位相差は 40° 毎にとればよい。こ

表1 実験範囲

G	0 ~ 43.6	deg
Gg	35 ~ 55	
RA	0.5556 ~ 0.7314	
φ	0.55 ~ 0.65	
\bar{U}_{rb}	0.65 ~ 0.8	m/s
f_w	0 ~ 2.5	Hz
Re	1 ~ 2×10^5	

では位相差を表わす代わりに、この振動位相差のパラメータ m を用いて実験結果を示すことにする。

4. 実験結果

4-1 定常特性 図7は振動翼列を取り除いたとき図4(9)の3孔ピトー管を用いて測定した流速(U)分布(平均流速 \bar{U} で無次元化してある)

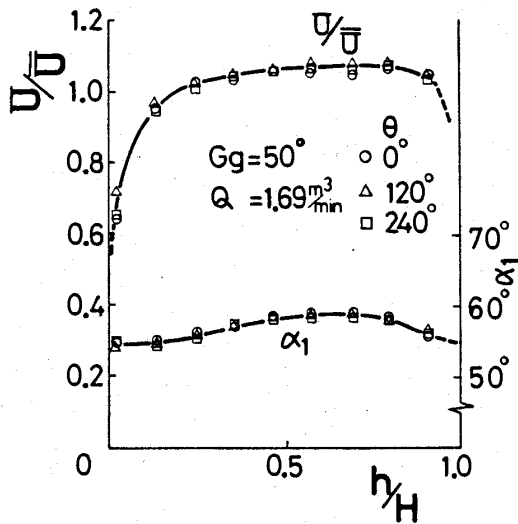


図7 流速および流入角の分布

と流入角(α_1)分布の一例を周方向(θ)3箇所の断面について示したものである。流速および流入角は流路幅が比較的狭いことと案内翼列から離れていることから壁面境界層の影響を強くうける傾向があり、また案内翼列へ均一な流れを供給するようにするためうず室下面(図2(16))を周方向に一定の割合で高くしたことによる平行流路入口での吹き上げ効果も加わって流路中央よりいくらか羽根車側の位置で若干大きくなる傾向がある。案内羽根の設定角 Gg を大きくすると流路中央付近での流速、流入角はさらに大きくなる傾向があった²⁾。

羽根車が静止している(ノズル翼列に対応する)ときの定常法線力係数 C_L とモーメント係数 C_M を羽根入口角(G)に対して示したものが図8である。図中には文献(13)の方法によって数値計算した結果を細線で示してある。羽根入口角 G を大きくしていくと $-C_L$ は大きく、また C_M は小さくなっていく。流入角 $\bar{\alpha}_1$ が小さい範囲では $-C_L$ および C_M の実験値と計算値は比較的よく一致しているが、 $\bar{\alpha}_1$ が大きくなると $-C_L, C_M$ に対する実験値と計算値の差は大きくなる傾向がある。これは $\bar{\alpha}_1$ を

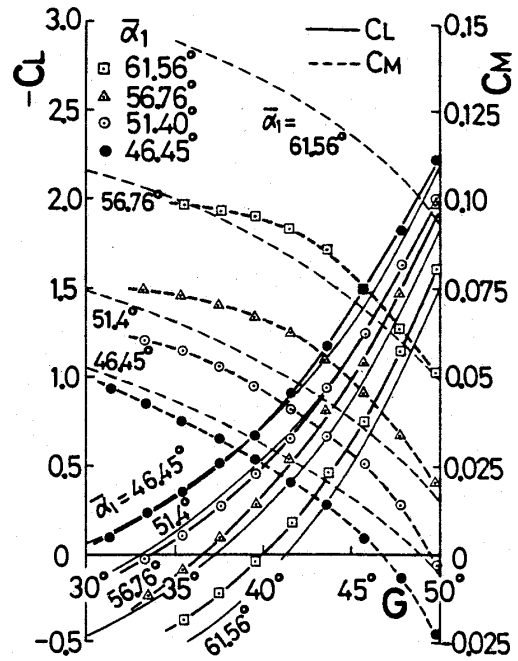


図8 定常特性(羽根車静止)

大きくしていくことによって流路内の流れが不均一(図7)になることと壁面境界層の影響によるものと思われる。

4-2 非定常特性

4-2-1 羽根車が静止している場合 羽根入口角 $G = 39.5^\circ$ 、翼列の内外径比 $R_A = 0.7021$ 、流入角 $\alpha_1 = 46.45^\circ$ のときの非定常特性値(非定常法線力係数、非定常モーメント係数、および位相差 $|C_L\alpha|, |C_M\alpha|, \varepsilon_L\alpha, \varepsilon_M\alpha$)の測定結果の一例を図9(a),(b),(c),(d)に示す。図中の細線は文献(13)の方法を用いて数値計算を行った結果を示したものであり、太線は実験結果の大体の傾向を示したものである。なお計算においては流量係数を $\varphi = 10^6$ とした。

非定常法線力係数 $|C_L\alpha|$ 、非定常モーメント係数 $|C_M\alpha|$ の実験値は計算値と比較して全体としていくらか小さくなっているが、振動位相のパラメータ m や無次元振動数 k に対する全般的な変化は定性的によく一致している。また変位に対する非定常法線力および非定常モーメントの位相差 $\varepsilon_L\alpha, \varepsilon_M\alpha$ の実験値も同位相振動の場合を除けば全体として計算値とよく一致している。

$m = 0$ (同位相振動) : $k \doteq 0.5$ のとき $|C_L\alpha| \doteq 3.6, |C_M\alpha| \doteq 0.17$ ぐらいであり、 k を大きくしていくと一度減少してからゆるやかに増大し

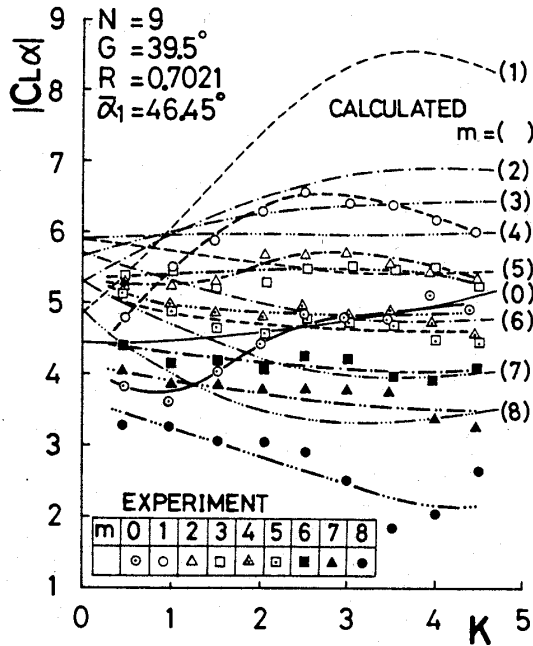


図9(a) 非正常法線力係数 $|C_{L\alpha}|$ (羽根車静止)

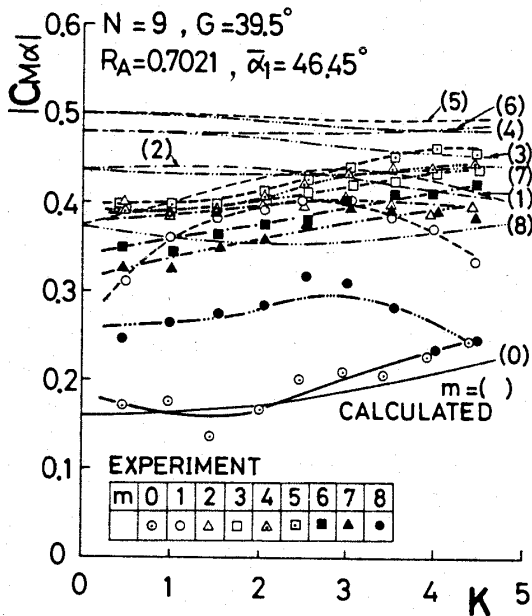


図9(b) 非正常モーメント係数 $|C_{M\alpha}|$ (羽根車静止)

てゆき計算値と比較的よく一致している。

$\epsilon_{L\alpha}$, $\epsilon_{M\alpha}$ はkが小さいときかなり大きな変化をしているが、 $k \rightarrow 0$ のときにはいずれも零に近づく傾向がみられる。kを大きくしていくと ($k \leq 2$), $\epsilon_{L\alpha}$, $\epsilon_{M\alpha}$ はkとともに増大してゆき、さらにkを大きくすると $\epsilon_{L\alpha}$ はゆるやか

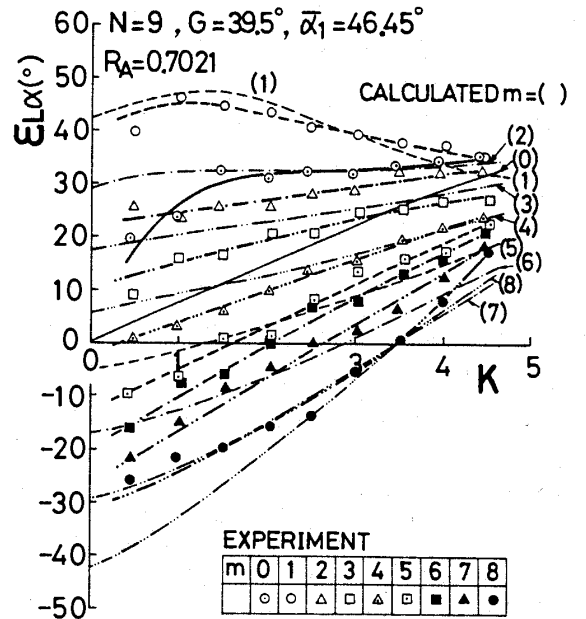


図9(c) 非正常法線力の位相差 $\epsilon_{L\alpha}$ (羽根車静止)

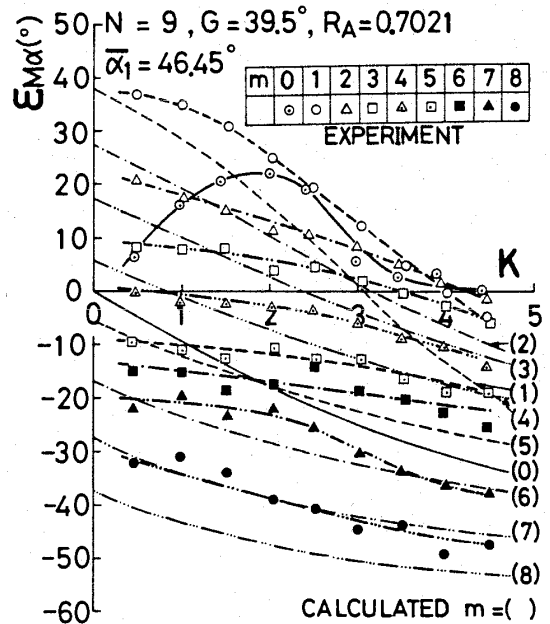


図9(d) 非正常モーメントの位相差 $\epsilon_{M\alpha}$ (羽根車静止)

に増大していくが、 $\epsilon_{M\alpha}$ は減少していく。このとき $\epsilon_{M\alpha}$ は本実験のkの範囲内で常に正であり(空力的に不安定)、計算値($\epsilon_{M\alpha}$ は常に負で空力的に安定)と比較してかなり大きな差があるが、この原因についてはわからなかった。

m=1: $|C_{L\alpha}|$, $|C_{M\alpha}|$ はkを大きくしていくと増大し、k~2.5付近では最大になり、さ

らに k を大きくすると減少していく。 $\epsilon_{L\alpha}$ は $k \cong 1$ 付近で最大になり、さらに k を大きくしていくとゆるやかに減少してゆく。 $\epsilon_{M\alpha}$ は k の増加とともにほぼ単調に減少してゆき、 $k = 4$ 付近で $\epsilon_{M\alpha} = 0$ になる。この範囲では($k < 4$)、 $\epsilon_{M\alpha} > 0$ となっているが、ここでは負の減衰モーメントが作用しており空力的には不安定な範囲である。さらに k を大きくしていくと($k > 4$)、 $\epsilon_{M\alpha}$ は負になって空力的には安定になる。

$m = 2$: $|C_{L\alpha}|$ は k の増加($k < 2.5$)とともにゆるやかに増大していくが、さらに k を大きくすると($k > 2.5$)、減少していく傾向がみられる。 $|C_{M\alpha}|$ は測定した k の範囲ではほぼ一定の値($|C_{M\alpha}| \cong 0.4$)になっている。 $\epsilon_{L\alpha}$ は k とともに増大していくが、 $\epsilon_{M\alpha}$ は k とともに減少していき、 k がおよそ4.2ぐらいより大きいところでは $\epsilon_{M\alpha} < 0$ になっている。

$m = 3, 4$: $|C_{L\alpha}|$ は全体として m が大きくなると小さくなる傾向があり、実験の範囲ではほぼ一定の値($m = 3$ に対して $|C_{L\alpha}| \cong 5.5$, $m = 4$ に対して $|C_{L\alpha}| \cong 5$)になっている。一方 $|C_{M\alpha}|$ は $m = 2$ のときの $|C_{M\alpha}|$ よりいくらか大きくなっているが、全体としては大きな差異はなかった。 $\epsilon_{L\alpha}$, $\epsilon_{M\alpha}$ は m を大きくしていくと全体として小さくなっていく。 k を大きくしていくと、 $\epsilon_{L\alpha}$ は単調に増大していくが $\epsilon_{M\alpha}$ は減少してゆき、 $\epsilon_{M\alpha} = 0$ になる k の値は m が大きくなるほど小さくなっていく傾向がある($m = 1$ で $k \cong 4$, $m = 2$ で $k \cong 4.1$, $m = 3$ で $k \cong 3.5$, $m = 4$ で $k \cong 0.5$)。

$m \geq 5$ (位相おくれ) : $|C_{L\alpha}|$, $|C_{M\alpha}|$, $\epsilon_{L\alpha}$, $\epsilon_{M\alpha}$ は m を大きくしていくと全体として小さくなっている。 k を大きくしていくと $|C_{L\alpha}|$ はゆるやかに減少してゆき、 $|C_{M\alpha}|$ は $m = 8$ の $k \geq 3$ の範囲を除けばゆるやかに増大してゆく。また $k \rightarrow 0$ のときの $\epsilon_{L\alpha}$ は負になっているが、 k を大きくしていくと m が大きくなるほど k の大きいところで($m = 5$; $k > 1.5$, $m = 6$; $k > 2$, $m = 7$; $k > 2.5$, $m = 8$; $k > 3.5$)正になっている。 $\epsilon_{M\alpha}$ は $k \rightarrow 0$ のとき $\epsilon_{M\alpha} < 0$ であり、 k を大きくしていくと全体として減少してゆく。 $m \geq 5$, 即ち振動位相差が 180° 以上(位相おくれ)のときには $\epsilon_{M\alpha}$ は常に負になっており、空力的に安定

であることを示している。

羽根入口角 G , 平均流入角 α_1 を変えても全体としての定性的な変化はほぼ同じであったが、他の実験条件に対する測定値を前述の実験結果と比較してその要点のみを簡単に述べることにする。

羽根入口角 $G = 39.5^\circ$, 内外径比 $R_A = 0.7021$, 流入角 $\bar{\alpha}_1 = 57.4^\circ$ の場合 : 翼列条件は図9のときと同じであるが、流入角 α_1 を大きくとったため翼列に対する相対速度が大きくなっている。これらによって $|C_{L\alpha}|$, $|C_{M\alpha}|$ の実験値は全体として大きくなっていた。また $|\epsilon_{L\alpha}|$ および $\epsilon_{M\alpha} = 0$ になる k の値も全体としていくらか小さくなっており、実験結果に対するこのような傾向は計算結果と定性的によく一致していた。

羽根入口角 $G = 43.63^\circ$, 内外径比 $R_A = 0.7314$ 流入角 $\alpha_1 = 51.4^\circ$ の場合 : 羽根入口角 G を大きくした場合であるが、羽根に相対的な流れを図9とほぼ同じぐらいの値にするために流入角 α_1 も大きくしてある。このため相対速度が大きくなっており、 $|C_{L\alpha}|$, $|C_{M\alpha}|$ は全体として大きくなる傾向があり、 $\epsilon_{M\alpha} = 0$ になる k の値も大きくなって $\epsilon_{M\alpha} > 0$ の領域が大きくなっている。計算結果もこのような実験結果の定性的変化と一致していた。

4-2-2 羽根車が回転している場合 羽根入口角を $G = 0^\circ$ (直線放射状羽根)として羽根車を回転(流量係数 $\varphi = 0.6108$)させたときの非定常力, 非定常力モーメントの実験結果を計算結果とともに図10(a), (b), (c), (d)に示す。羽根車が静止しているときと比較して翼列への相対速度が小さくなっているため $|C_{L\alpha}|$, $|C_{M\alpha}|$ は全般的に小さくなっており、また位相差のパラメータ m に対する非定常特性値($|C_{L\alpha}|$, $|C_{M\alpha}|$, $\epsilon_{L\alpha}$, $\epsilon_{M\alpha}$)の変化量も全体として小さくなっている。実験結果と計算結果を比較すると $|C_{L\alpha}|$, $|C_{M\alpha}|$ は全体として小さくなっており、定性的な変化は一部若干の差は見られるが全体としてはよく一致している。次に振動位相差の影響について要点を簡単に述べる。

$m = 0$ (同位相) : $|C_{L\alpha}|$, $|C_{M\alpha}|$ は k を大きくしていくとほぼ単調に増加していく。位相差 $\epsilon_{L\alpha}$, $\epsilon_{M\alpha}$ は $k \rightarrow 0$ でいずれも零に近づく傾向があり、 k を大きくしていくと $1.5 \leq k \leq 3.5$

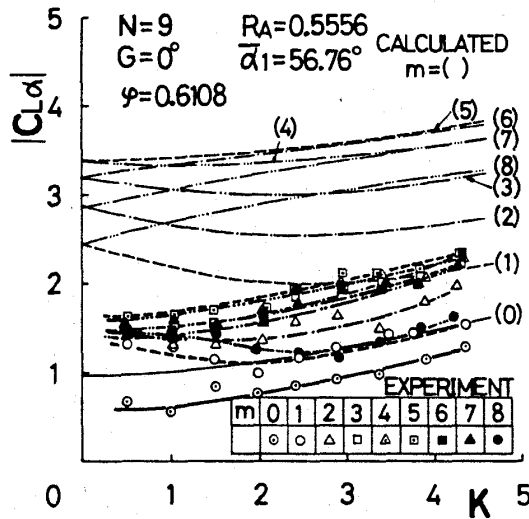


図 10(a) 非正常法線力係数 $|C_{L\alpha}|$ (羽根車回転)

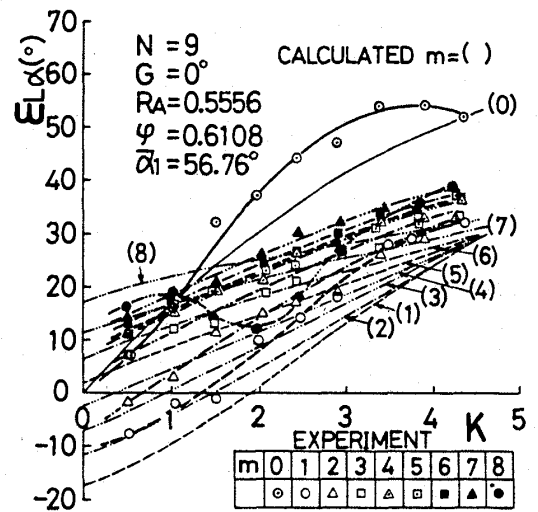


図 10(c) 非正常法線力の位相差 $\epsilon_{L\alpha}$ (羽根車回転)

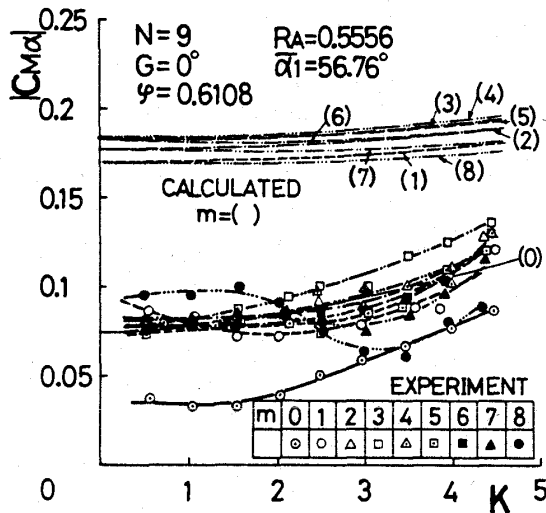


図 10(b) 非正常モーメント係数 $|C_{M\alpha}|$ (羽根車回転)

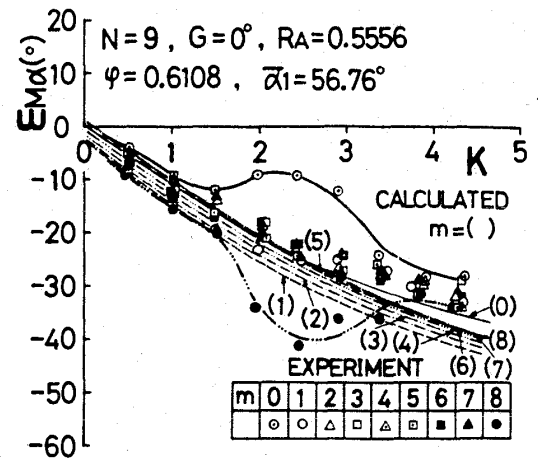


図 10(d) 非正常モーメントの位相差 $\epsilon_{M\alpha}$ (羽根車回転)

付近でいくらか大きくなっているが、全体としては $\epsilon_{L\alpha}$ は大きくなってゆき、 $\epsilon_{M\alpha}$ は小さくなっていく。

$1 \leq m \leq 4$ (位相進み) : $|C_{L\alpha}|$ は $k = 1.5 \sim 2$ 付近で最小になり $k > 2$ では k の増加とともに大きくなっていく。 $|C_{M\alpha}|$ は $m = 1, 2$ のとき $k = 1.5 \sim 2$ 付近で最小になるが、 m が大きくなると k の増大とともに単調に増加していく。また全般的にみて m が大きくなるとともに $|C_{L\alpha}|$ 、 $|C_{M\alpha}|$ も大きくなっていく傾向がある。 $\epsilon_{L\alpha}$ は k が小さいとき ($m = 1; k < 1.5$, $m = 2; k$

< 0.5) 負であるが k の増大とともに増加してゆき、また m が大きくなると全体として大きくなる。 $\epsilon_{M\alpha}$ は測定した k の範囲内では $\epsilon_{M\alpha} < 0$ であり、 k の増大とともに減少していく。

$5 \leq m \leq 8$ (位相おくれ) : $m = 5$ のとき $|C_{L\alpha}|$ は最大であり、 m を大きくすると全体として小さくなっていく。また $|C_{M\alpha}|$ は $m = 8$ のときを除けば m を大きくすると小さくなる。 $m = 8$ のときを除けば $\epsilon_{L\alpha}$ は m が大きくなると全体として大きくなり、また k を大きくすると大きくなっているが、 $\epsilon_{M\alpha}$ は k の増大とともに小さくなってゆき、 k の全ての値に対して $\epsilon_{M\alpha} < 0$ である。 $m = 8$ のとき非正常特性値 $|C_{L\alpha}|$ 、

$|C_{M\alpha}|$, $\epsilon_{L\alpha}$, $\epsilon_{M\alpha}$ は k に対して m の他の値のときといくらか違った変化をしているがこの原因についてはよくわからなかった。

5. 結 び

本研究では羽根数が9枚からなる円形翼列翼が二次元内向き流路の中で羽根中心まわりに微小振り調和振動しているときの非定常力, 非定常モーメントの全体的挙動を把握するために実験を行い, 数値計算結果と比較した。その結果は次のように要約される。

1) 羽根車が静止しているとき(ノズル翼列に対応) :

(1) 振動位相差が大きくなると非定常力係数, 変位に対する非定常力および非定常モーメントの位相差は小さくなっていくが, 一方非定常モーメント係数は反位相振動付近で最大になる。また変位に対する非定常モーメントの位相差は無次元振動数が大きくなると小さくなる。

(2) 振動位相差が位相進みのとき減衰モーメントが負になる無次元振動数の範囲がある。振動位相差が大きくなると減衰モーメントが零になる無次元振動数は小さくなり, 負の減衰モーメントが作用する無次元振動数の範囲も狭くなる。

(3) 流入角や羽根入口角を大きくすると非定常力係数および非定常モーメント係数は大きくなるが, 振動位相差や無次元振動数の変化に対する定性的な変化はほぼ同じであった。

(4) 羽根に対する相対流入角をほぼ同じにして羽根入口角を大きくすると, 減衰モーメントが負になる無次元振動数の範囲が広がる。

(5) 非定常力係数と非定常モーメント係数の実験値は計算値より小さかったが, 全体として非定常特性の実験結果は計算結果と定性的によく一致していた。

2) 羽根車が回転している場合(放射状直線羽根) :

(1) 非定常力係数, 非定常モーメント係数は羽根車が静止しているときと比較して全般的に小さくなっており, 振動位相差に対する非定常特性値の変化量も小さくなっている。また同位相振動および振動位相差が最大のときにはいくらか差が大きくなったが, 全般的に見て実験値と計算値は定性的によく一致していた。

(2) 測定した振動位相差, 無次元振動数の範囲では変位に対する非定常モーメントの位相差は常に負であり, 羽根は空力的に安定であった。

最後に本研究遂行にあたり有益な御助言, 御教示を賜りました東大宇宙航空研究所谷田教授に深く感謝致します。

文 献

- 1) 水町, 東京大学生産技研報告, 10-9 (昭35-9), 1
- 2) 渡辺, 機械学会論文集, 27-180 (昭36-8), 1256
- 3) 佐々木, 鉄と鋼, 64-13 (1978), 92
- 4) 沢田・西, 機械学会論文集, 32-238 (昭41-6), 965
- 5) 沢田・西, 機械学会論文集, 35-269 (昭44-1), 149
- 6) 沢田・西, 機械学会論文集, 35-208 (昭44-12), 2401
- 7) 須之部ほか6名, 運輸技術研究所報告, 10-7 (昭35), 167
- 8) 三輪ほか4名, 運輸技術研究所報告, 12-11 (昭37), 555
- 9) WATANABE I. et al., Trans. ASME. Ser A 93-1 (1971-1), 81
- 10) Isay W.H., Z, Flugwiss, 6-11 (1958-11), 319
- 11) 谷田, 機械学会講演論文集, No 710-8 (昭46-8), 173
- 12) 西岡・光中, 機械学会論文集, 45-391 (昭54-3), 305
- 13) 西岡・河野, 日本ガスタービン学会誌, 7-28 (昭55-3), 43
- 14) 谷田・八田・浅沼, 機械学会論文集, 29-198 (昭38-2), 312
- 15) 西岡・黒田, 機械学会論文集, 40-334 (昭49-6), 1648

ガスタービン用Co基超合金の長時間加熱後の機械的性質

日立製作所日立研究所 福井 寛
 日立製作所日立研究所 櫻村 哲夫
 日立製作所日立研究所 佐々木 良一
 日立製作所日立研究所 幡谷 文男

1. 緒言

ガスタービンの第1段ノズルにはCo基耐熱超合金が使用されている。ガスタービンは高温で長時間運転されるためこの間に材料は材質変化⁽¹⁾⁽²⁾をきたす。特に高Cr, 高C材は炭化物の析出が多いため材質変化は著しい。そこで第1段ノズル用0.25C-29Cr-7W-残Co耐熱合金を800°~982°C, 最高10,000時間まで加熱し, 高温強度, 延性及び組織について検討するとともに材質変化した加熱材は熱処理によって性状が回復するか否かについても検討した。

2. 試料及び実験方法

Table 1に供試材, Co基耐熱超合金の化学成分

Table 1 Chemical composition of cobalt alloy (wt%)

C	Si	Mn	P	S	Ni	Cr	W	Fe	B
0.26	0.60	0.49	0.004	0.020	11.0	30.8	7.0	1.8	0.014

Table 2 Heat treatments.

Material	Heat treatments
Before heating	1150°C x 4h <u>F.C.</u> 927°C x 10h <u>F.C.</u> 538°C <u>A.C.</u> R.T
After heating	Sol. 1150°C x 4h <u>F.C.</u> R.T
	Sol.+ Aging 1150°C x 4h <u>F.C.</u> 982°C x 4h <u>F.C.</u> 538°C <u>A.C.</u> R.T

(昭和 55年 5月 19日原稿受付)

を, また Table 2 に加熱前及び加熱後の熱処理条件を示す。素材は精密鑄造法により長さ 200 mm, 幅 100 mm, 厚さ 15 mm のものを製造した。この板状素材は 1,150°C x 4 h の溶体化後 927°C x 10 h の時効処理を施した後, 長時間加熱実験に供した。加熱は電気炉, 大気雰囲気中で板状のまま, 800°, 900°, 982°C にてそれぞれ 1,000, 5,000, 10,000 h の条件で行った。加熱材は引張試験, クリープ破断試験及び組織調査に供すると同時に一部性状回復を目的として Table 2 に示すように 1,150°C x 4 h の溶体化処理とさらに 982°C x 4 h の時効処理を加えた。いずれの場合も引張試験片は平行部 $\phi 8.0 \times 40$ mm L, クリープ破断試験片は平行部 $\phi 6.0 \times 30$ mm L とし, 板状素材の幅方向から採取した。

組織観察には HCl + H₂O + 3% H₂O₂ (50:50:10) の腐食液を用いた。析出相の分析はマイクロオージェ電子分光分析装置を用い, Ar イオンで 20 分間表面を照射し, 清浄にしてから分析した。定量性の検討ではあらかじめ化学分析にて定量化された炭化物 (Cr₂₃C₆) 及び基地の元素量からオージェ分析結果を補正し, ピーク強度として微分されたピークの両端間の高さ (Peak to Peak) を用いた。又炭化物の同定は抽出レプリカ法を用い電子線回析像の解析よ

り行った。

Fig. 1 に加熱材の引張試験の結果を示す。加熱

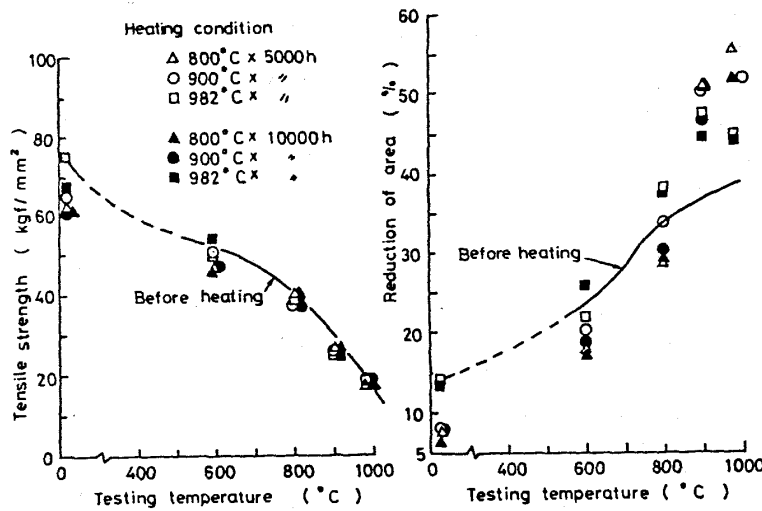


Fig.1 Short-time tensile properties of cobalt alloy heated for long-time.

されることにより室温での引張強さは低下するが600℃以上の高温では加熱前の強さとはほぼ同じである。一方、絞り(延性)は800°, 900℃×5,000h, 10,000h 加熱したものは室温, 600℃で加熱前より延性が低下するが、試験温度800℃で一部回復し、試験温度が900℃以上では加熱前より大きな延性を示す。982℃×10,000h 材の延性は室温では加熱前と同等であり、高温では加熱前よりも大きい。

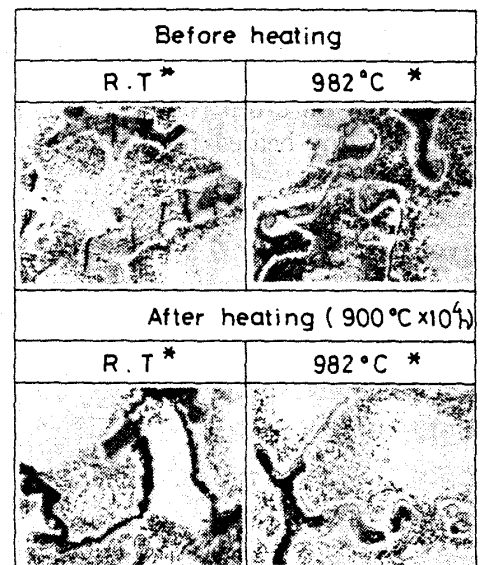
ガスタービン第1段ノズルの最高使用温度を900℃と仮定すると900℃で約10,000h 使用された材料は引張強さには変化がみられないが延性において変化がみられ使用温度では使用前よりも大きな延性を示すが600℃以下の低温では著しい延性低下をきたす。この延性の差についてPhoto. 1に示す引張試験後の顕微鏡組織から考察する。加熱前の室温(引張試験温度)組織では、大きな共晶炭化物に微細な割れが生じているが連続していない。これに対し、900℃×10⁴h 加熱材の室温組織では、粒界の炭化物に沿って割れている。900℃×10⁴h 加熱により結晶粒界に炭化物が連続して析出したためと考えられる。一方、加熱前、900℃×10⁴h 加熱後の引張試験温度982℃を比

較すると加熱前の材料は982℃の引張試験中にさらに多くの析出物が粒界や共晶炭化物の近傍に密集しみられる。これに対し、900℃×10⁴h 加熱材は高温、長時間加熱により炭化物は成長安定化し、982℃の引張試験温度では析出は起らない。加熱前材にみられる粒界、粒内の密集炭化物が変形を阻止し、延性が小さい原因となっている。

Fig. 2は900℃×10,000h 加熱後の引張強さ及び延性に及ぼす熱処理の影響について示す。引張強さは溶体化処理を施すことにより試験温度600℃以下で回復が認められるが高温側の試験温度では回復は起らない。延性についてみると絞りは熱処理をすることにより低温側ではほぼ加熱前の延性にまで回復する。特に加熱材が急激に延性を低下した600℃以下の試験温度で溶体化処理材が大きな延性を示すことは実

用上重要な現象である。

Fig. 3に加熱材及び熱処理材のクリープ破断試験結果を示す。試験温度900℃では加熱材はクリープ破断強度が向上する。長時間側では低下の傾向を示すが加熱前よりも大きい。加熱材を溶体化処理すると短時間側ではクリープ破断強度は低下



* : Testing Temp. 20μ

Photo.1 Microstructure for specimen after tensile test.

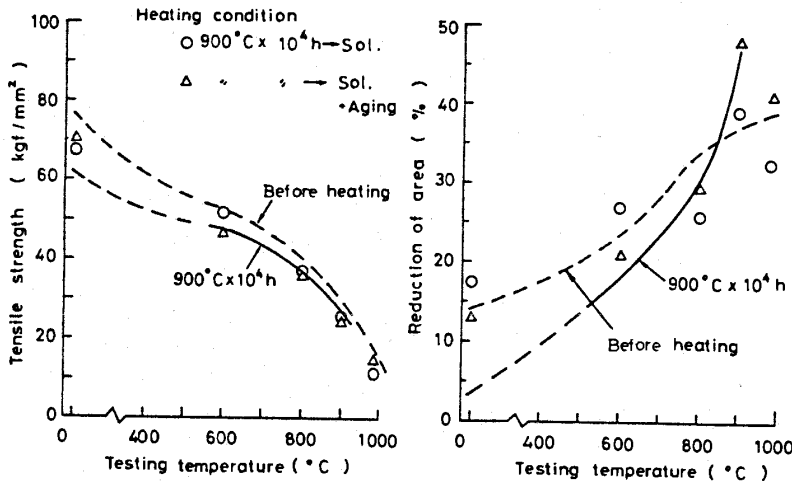


Fig. 2 Effect of solution and solution+aging treatment on short-time tensile properties of cobalt alloy heated for long time.

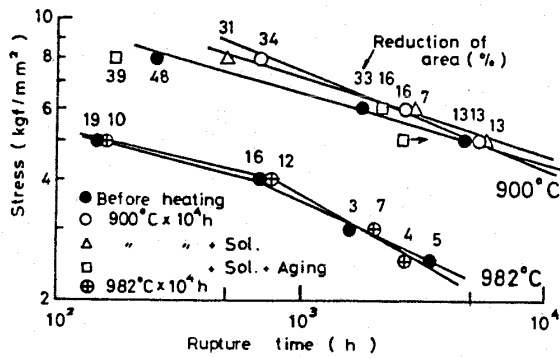


Fig. 3 Effect of solution and solution+aging treatment on creep rupture strength of cobalt alloy heated for long time.

し、長時間側では向上するが加熱前よりも大きい。さらに時効処理を追加すると強度は低下し、短時間側では加熱前よりも低くなる。図中に示す数字はクリープ破断時の織りである。加熱材は織りが低く溶体化処理を施しても回復しない。

982℃の試験は加熱前と982℃×10⁴h加熱材について行ったものである。短

時間側では加熱材の方がやや高く、長時間側では加熱前の方が高くなっている。破断延性は両材料とも低く、特に破断時間1,000時間以上では織りは約5%と低下している。熱疲労に優れた材料を得るためには高温強度のみならず延性も同時にかねそなえた材料が必要となる。後の4章で述べる材料の改良はこの点を重視して行ったものである。

Photo. 2に加熱前、加熱後及び熱処理材の顕微鏡組織を示す。加熱前の組織は共晶炭化物と粒界周辺に微細な炭化物が多くみられる。これらの微細な炭化物は加熱前の材料が1,150℃×4h及び927℃×10hの熱処理を施されているので、その時に析出したものと思われる。共晶炭化物及び周辺の炭化物は後で述べる如くM₂₃C₆型であり、Fosterら⁽³⁾⁽⁴⁾の同定と一致している。900℃、10,000時間加熱すると微細な炭化物はわずかに凝集し、粗大化するとともに粒内側に分散する。加熱材を溶体化処理すると微細な炭化物は少なくなる。また時効処理を施すと微細炭化物が再析出し、延性低下の原因となる。以下の微細炭化物の変化が高温強度、延性に影響し、基地全体に多く析出した場合は延性が低下し、溶体化処理材のように少なくなければ延性が向上する。共晶炭化物は加熱によりほとんど変化はない。

10,000時間加熱後でも組織の変化は少なく大

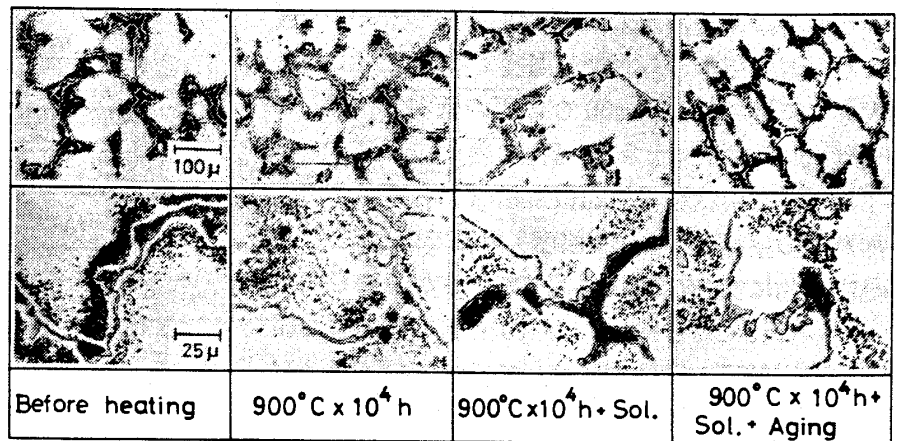


Photo. 2 Microstructure of cobalt alloy.

きな共晶炭化物とその周辺に析出する微細炭化物である⁽⁵⁾事が明らかになったので加熱前の組織について炭化物を抽出後電子線回折を行った。その結果をPhoto. 3に示す。大きな塊状の炭化物は共晶炭化物で $M_{23}C_6$ と同定された。また小さな炭化物の方も又 $M_{23}C_6$ と同定された。

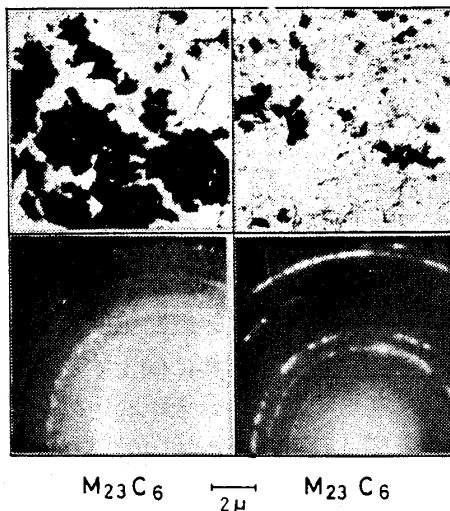


Photo. 3 Electron microstructure and its electron diffraction pattern.

次にマイクロオージェ分光分析装置により析出相の分析を検討する。オージェ電子分光分析結果をFig. 4に示す。二次吸収像でみられるように共晶炭化物(A)とその周辺には微細析出物(B)と

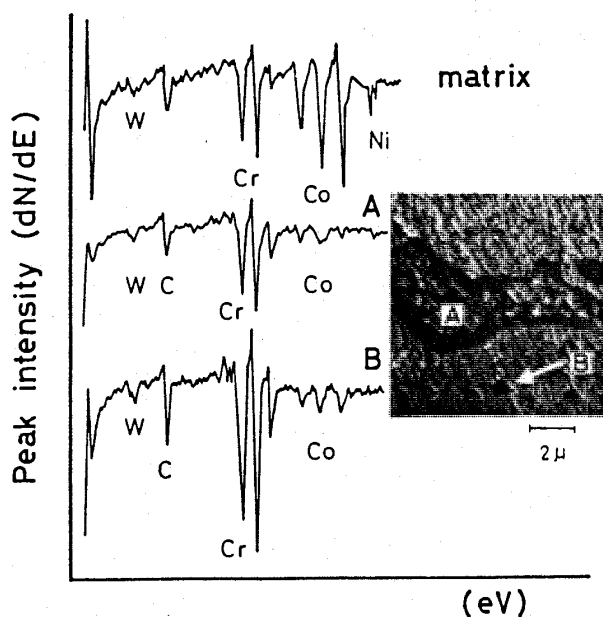


Fig. 4 Auger spectra of phases in Co base alloy.

から成り、微細析出物、Bは1~3 μ の大きさである。オージェスペクトルをみると共晶炭化物AからはW, C, Cr及びCoが検出される。また微細析出物BもAとまったく同じ元素が析出される。また、それらの化学成分をTable. 3に示す。AとBは量的にも同じであり、電子線回折の結果とも一致した。これらの相は電子線回折の結果 $M_{23}C_6$ であることから $(Co_{0.14}W_{0.14}Cr_{0.72})_{23}C_6$ なる炭化物と表示できる。高温長時間加熱により共晶炭化物は安定であるがその周辺に $(Co, W, Cr)_{23}C_6$ が過剰に析出し、脆化の原因となることが判った。

4. 新合金の開発

$(Co, W, Cr)_{23}C_6$ なる微細物の過剰析出、粒界連続析出がCo基超合金の高温強度と延性に重要な影響を及ぼすことが判った。Co基超合金に $M_{23}C_6$ 以外の炭化物を形成させ $M_{23}C_6$ が過剰に析出するのを阻止させれば延性の向上が期待できる。そこでMC型炭化物形成元素として代表的なTi, Nbを添加し新しい合金の開発を試みた。⁽⁶⁾ Table. 4に新合金の化学成分を示し、Fig. 5に982 $^{\circ}C$ におけるクリープ破断試験結果を示す。Table. 1と比較すると新合金は基本成分は変わらずTi, Nbを添加しただけである。なお、ミッシュメタルは耐酸化性、耐高温腐食性向上を目的として添加されている。Fig. 5で示すように短時間側ではクリープ破断強度の差はないが長時間側で著しい差が生じ、Ti, Nb添加材は10,000時間強度では約2倍の強度を示す。さらに特記すべきことは図中数字で示したようにクリープ破断時の絞りすなわち延性が著しく改善されることである。破断延性が大きいと、クラックの発生、進展が遅れ長時間側での強度が大きくなるものと思われる。また、Ti, Nbの添加によりMC型の炭化物、 $(Ti, Nb)_6C$ ⁽⁷⁾が形成され、延性低下の原因である $M_{23}C_6$ 型の微細炭化物の過剰析出及び凝集、粗大化さらには粒界に連続して析出することが阻止されたものと考えられる。

5. 結 言

ガスタービン第1段ノズルに使用されているCo基耐熱超合金の高温長時間使用中の材質変化を調べる目的で実験室にて800 $^{\circ}C$ ~982 $^{\circ}C$ 、最高10,000時間の加熱を行い高温強度、延性、組織について検討した。得られた結論は次の通りである。

Table 3 Composition of phase in Co base alloy.

Deposit	Content (atom %)							
	Co	Cr	W	Ti	Nb	Zr	C	N
A	11	54	11				24	
B	12	56	10				23	

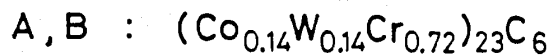


Table 4 Chemical composition of the new alloy, HTG-N.

C	Si	Mn	Ni	Cr	W	Fe	B	Ti	Nb	Misch-metal*
0.25	1.13	1.04	10.2	27.3	6.9	2.2	0.015	0.20	0.29	0.3*

* Added percent

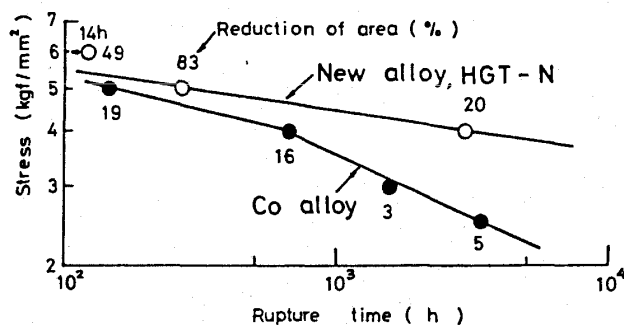


Fig. 5 Creep rupture strength for the new alloy, HTG-N (982°C)

(1) 加熱材の引張試験の結果では試験温度 600°C 以下では加熱前より強度が低下するが高温側では加熱前と同等の値を示す。絞り(延性)は試験温度 600°C 以下の低温側で加熱前より低く、800°C 以上の高温側では加熱前より大きくなる。

(2) 900°C×10,000h 加熱材に 1,150°C×4h の溶体化処理を施すと、加熱により低下した絞りは回復する。さらに 982°C×4h の時効を加えても引張強さ、絞りともほとんど変化しない。

(3) 900°C×10,000h 加熱材のクリープ破断強度は加熱前より向上する。加熱材を溶体化処理するとクリープ破断強度は低下するが加熱前よりも大きい。時効処理を追加するとさらに強度は低下し短時間側では加熱前よりも低くなる。

(4) Co 基超合金にみられる相は大きな層状の共晶炭化物とその周辺に析出する微細な相でいずれも (Co_{0.14}W_{0.14}Cr_{0.72})₂₃C₆ なる炭化物である。この微細炭化物の過剰析出、粒界連続析出が脆

化の原因となる。

(5) Co 基超合金に Ti, Nb を添加するとクリープ破断強度及び破断延性共に向上する。

本実験に際し、炭化物のオージェ分析を担当していただいた当研究所岡

島研究員に深謝します。

文献

- (1) 薄田, 辻, 河合, 伊東, 三菱重工技報, 11-3 (1977-4) 117.
- (2) H. E. Collins, Metallurgical Transactions, 5 (1974-1) 189.
- (3) A. D. Foster, C. T. Sims, Metal Progress, (1969-7) 83
- (4) C. T. Sims, Journal of Metals, (1969-12) 27
- (5) C. T. Sims, W. C. Hagel, The Superalloys (1972) 158
- (6) R. Sasaki, F. Hataya, Y. Fukui, T. Kashimura, 1977 Tokyo Joint Gas Turbine Congress (1977) 2
- (7) 福井, 佐々木, 幡谷, 蜂須, 鉄と鋼, 65-7 (1979) 263

●●● 研究所だより ●●●

電力中央研究所 エネルギー・環境技術研究所

電力中央研究所 高効率複合発電特別研究室 水谷 弘

1. はじめに

財団法人電力中央研究所は、昭和26年11月の設立以来、電気事業における総合研究機関として、時代の要請に即応した、電気事業の運営に必要な電力技術および経済に関する研究、調査、試験と、その総合調整を実施し、これによって得た成果は、単に電気事業の発展のみにとどまらず、広く学術の振興と国民福祉の増進にも寄与して来た。

しかしながら、我国の電気事業は、社会経済情勢の推移と激動する国際エネルギー情勢のなかで、極めて厳しい経営環境に当面している。

当研究所は、このような諸情勢の推移と今後の電気事業の動向を展望し、「原子力発電」「立地・環境」「新・省エネルギー」「UHV送電および大電力送電」「大電力システム」「経営経済および情報処理」の各研究課題、特に「原子力発電」「立地・環境」「新・省エネルギー」「UHV送電」の重点研究4課題について、電力各社をはじめ関係諸機関との連絡協調を一層密にしながら、鋭意研究を推進中である。

2. 沿 革

昭和26年11月電気事業の再編成にともない、日本発送電株式会社の研究機関であった電力技術研究所は、9電力会社共同の総合研究機関、財団法人電力技術研究所として独立し、発足した。

昭和27年7月事業を発展させ、電気事業に関する経済研究をも実施することとなり、(財)電力中央研究所と改称した。

昭和31年3月産業経済の動向等の調査研究を目的に、産業計画会議を設けた。(昭和46年12月終了)

昭和32年12月農業に関する電力利用、農業近代化などに関する研究体制を強化し、農電研究所を設置した。

昭和37年2月電子計算機の発達にともない、その利用に関する諸問題に対処するため、電子計算機室を設置した。

昭和37年5月大電力送電機能の合理化、革新化に関する調査研究のため、送電機能研究委員会を設けた。

昭和41年7月高速増殖炉国際協力計画を推進するため、日本フェルミ炉委員会を設けた。(昭和50年3月終了)

昭和45年4月40年12月の水理部門を手はじめに、土木部門、地質部門を我孫子農電研究所隣接地に移設拡充し、狛江地区を技術第一研究所、我孫子地区を技術第二研究所と改編した。

昭和48年10月核燃料高密度化に関するため、焼結ペレット燃料高度化資料調査委員会を設置した。(昭和53年3月終了)

昭和48年10月エンリコ・フェルミ原子力発電所第一号炉の閉鎖にともない、同プラントの機材を入手して試験研究を実施するため、フェルミ炉器材研究調査委員会を設置した。(昭和51年3月終了)

昭和50年4月石油資源問題を契機とした内外諸情勢の変化に対応して、研究業績の一層の向上をはかるため、研究体制を「電力技術研究所」「エネルギー・環境技術研究所」「土木技術研究所」「生物環境技術研究所」「経済研究所」「情報処理研究所」の6研究所に改編した。

昭和52年7月財団法人超高压電力研究所の事業を継承し、当研究所研究機関の1組織として、超高压電力研究所を設置した。

(昭和55年5月26日原稿受付)

昭和53年11月 UHV送電技術に関する検討、各種試験の実施・評価、調査分析等を行い、交流・直流機器類の開発と実用化等を推進するため、UHV送電特別委員会を設けた。

昭和54年4月内外諸情勢の推移に対応して、重点研究課題を一層強力に推進するとともに、新しい技術開発を目指して研究を効率的・総合的に推進するため、「原子力発電研究総合本部」「立地・環境研究総合本部」「将来研究総合調査室」を設置し現在に至る。

3. 高効率複合発電特別研究室

当所では、昭和54年4月、組織改編に伴って、当所の機械・制御・化学等の専門家を集め、高効率複合発電特別研究室を設置した。

当室では、発電プラントの熱効率を大幅に向上させる高温ガスタービンと蒸気タービンを組合わせた高効率複合発電プラントの実用化を推進するため、高効率複合発電システムの検討、超高温耐熱部材、高温ガスタービン要素技術および接触燃焼技術の研究開発を行っている。

通産省工業技術院においてはムーンライト計画「高効率ガスタービンの開発」を昭和53年10月より発足させた。このプロジェクトは期間7ヶ年、研究費総額150億円とし、超高温耐熱部材およびガスタービン要素技術の研究開発、最適トータルエネルギー供給システムの検討を行い、その成果を結集して、熱効率55%のガス・蒸気複合発電プラントのための高効率ガスタービンを開発する計画となっている。

当所は電気事業を代表する立場から、研究組合本部、設計室に参画しており、超高温耐熱部材およびガスタービン要素技術の研究開発、最適トータルエネルギー供給システムの検討の全分野について分担研究を実施している。

ムーンライト計画高効率ガスタービンの開発における当所の役割はメーカーと電力会社の橋渡し役であり、ユーザの立場から信頼性が高く実用に供し得る高効率ガスタービンの早期開発を実現させるため、研究開発の主要な分野について、信頼性、保守・運転性の観点から分担研究を行っている。

高効率複合発電特別研究室の研究は上述の国の委託研究が中心であるが、電気事業が直面するガスタービン・複合発電技術についての調査、研究

も実施しており、電気事業の要請に応えるものである。

主な研究項目は、次のものである。

- (1) 高効率複合発電システムの検討
- (2) 耐熱合金の実用化評価研究
- (3) ガスタービン翼冷却技術の研究
- (4) セラミックス応用技術の研究
- (5) 接触燃焼技術の研究

また、主な設備は、次のものである。

- (1) 回転熱伝達実験装置（写真1）
- (2) 高温噴流発生装置（写真1）
- (3) 水冷却翼障害実験装置
- (4) 超高温熱物性測定装置
- (5) 熱疲労試験システム（写真2）

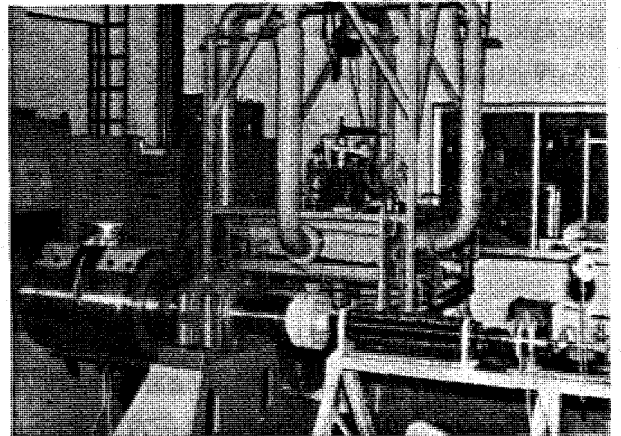


写真1

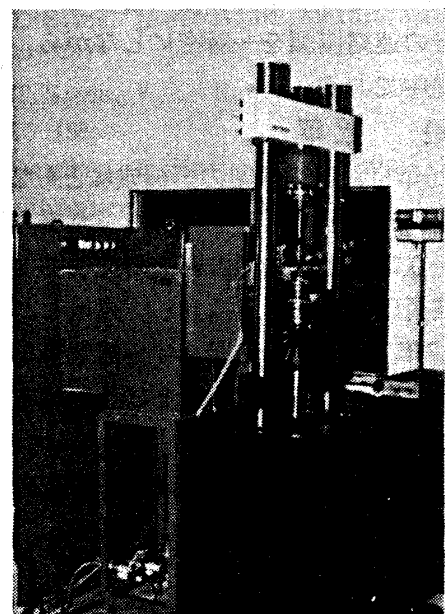
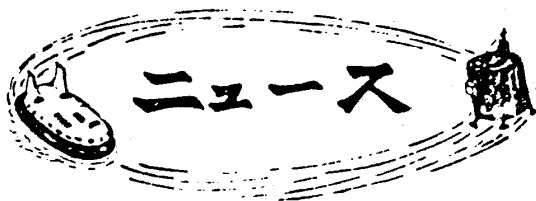


写真2



欧州のガスタービン発電所・メーカーを訪ねて

高効率ガスタービン技術研究組合 辻 高 弘

高効率ガスタービン技術研究組合では、昭和54年9月末より約2週間、ガスタービン発電所の実績調査と欧州のガスタービンに関する技術調査を目的として、ガスタービン発電所4ヶ所・メーカー3ヶ所・研究所1ヶ所を訪問調査したので、その内容について紹介する。

特に今回訪問した発電所の内3ヶ所は、現在我々の研究組合が通産省工業技術院のムーンライト計画の一環として研究開発を進めている高効率の、100 MW級レヒートガスタービンと同型式の2軸・再燃・中間冷却器付の発電所であり、今回の調査の中心であった。他の1ヶ所の発電所は石炭ガス化発電所であり、重要度を増しつつある石炭利用発電の動向を知るため、特に加えたものである。

また訪問したメーカーは、英国 Rolls Royce (Ansty 工場)・スイスの Brown Boveri (Baden 工場)・フランス Hispano Suiza (Bois Colombes 工場)であり、研究所として英国の国立航空研究所(NGTE)を訪問した。

(昭和55年4月21日原稿受付)

以下まず、ガスタービン発電所の調査について紹介し、次いでメーカー・研究所にふれることとする。訪問した3ヶ所のレヒートガスタービン発電所の運転実績・型式仕様を表1に示す。

これらの発電所は主としてピークロード用として使用されており、運転時間は年間平均 500～2,000時間程度で、その間の起動回数は多く、1回

表1 レポートガスタービン運転実績・型式仕様

発電所名 所在地 国名	INOTA ブタペスト近郊 ハンガリー	BEZNAU バーデン近郊 スイス	TOPLANANOVI ベオグラード ユーゴスラビア
ガスタービンメーカー 型式	LMZ(ソ連) GT-100-750	BBC(スイス) No.1 12/8, No.2 12/12	FIAT(イタリア) TG-3000
出力(MW)×台数	100×2	No.1 13 No.2 27	30×3
運 開 (年)	No.1 1974 No.2 1975	No.1 1948 No.2 1949	No.1 1965 No.2 1965 No.3 1966
運 転 時 間	No.1 2300 No.2 2600	No.1 30854 No.2 31065 (1973実績)	No.1 23000 No.2 22000 No.3 17000
起 動 回 数	No.1 800 No.2 700	No.1 — No.2 —	No.1 3188 No.2 2871 No.3 2251
タービン入口温度℃	750/750	650/650	850/750
サイクル構成	2SC/PLP/ I R	2SC/PHP/ I RE	2SC/PLP/ I R
空気流量 kg/s	447	180	—
圧 力 比	26	9	
効 率 %	28	30	

の運転時間は平均3~6時間である。

(1) **Beznan 発電所**

30年も前に建設され、当時としては世界の耳目を集めたレヒートガスタービンの第一号機であり、出力においても最大級であった。以後ピークロード発電所として活躍、輝かしい実績を重ねて来た。今もスタンバイ発電所として年に1~2回は運転されていると聞いて驚いた次第である。機器は高圧系と低圧系が並列に配置されており、また中間冷却器の外に再生式熱交換器をもっており、発電所の半分近いスペースを占め大口径の配管が交錯している。これだけの発電設備を設計・製作した当時の技術者のレベルの高さに心から敬意を表する次第である。

(2) **Inota 発電所**

ソ聯製で、事前調査によれば同型機が5台製作されており、その2号機、3号機である。写真1でも分かるように、2軸ではあるが高圧系と低圧系とを直列に配置しており、現在我々の研究組合が計画中的のものと同じ配列である。運転実績に示されているように、初期のトラブルを除けば、順調に運転されている。タービン入口温度は750℃と余り高くないが、効率も28%と良く100MW級といえは現在世界でも最大級である。ピークロード用として、期間によっては朝晩2回の運転をすることもあり、起動より全負荷まで45分とのことで、ハンガリーの電力供給上重要な役割を果たしている。

(3) **Toplana 発電所**

イタリー Fiat 社製で、2軸併列配置で、中間冷却器・高低圧の燃焼器は一階に設けられている。この発電所は現地ではセントラルヒーティングステーションと呼ばれており、排熱回収ボイラーをもち、Beograd 郊外のニュータウンの集中冷暖房用の蒸気を供給している。したがって、電力需要と蒸気需要により運転されることとなり、排熱回収により熱効率も高いこともあり、年間2,000時間程度運転されており、ピークロード用というより中間負荷用といえよう。

以上述べたように、いずれの発電所もその国のおかれている電力事情の中で重要な役割りを果たしており、給電指令に合わせ起動停止負荷調整を行っている。

(4) **STEAG 社 kellermann 発電所**

Düsseldorf から北東へ約70kmのLünenにあり、石炭ガス化発電所としては世界的に有名であり、日本から訪れた人も多い。機器構成と系統を図1に示す。石炭ガス化、ガスタービン、蒸気タービンのコンバインド発電プラントであり、ガス化装置はLurgi社加圧型(20 bar)固定床方式、ガスタービン燃焼器は過給ボイラ(Supercharged Boiler)方式を採用している。筆者も過給ボイラ方式



写真 1

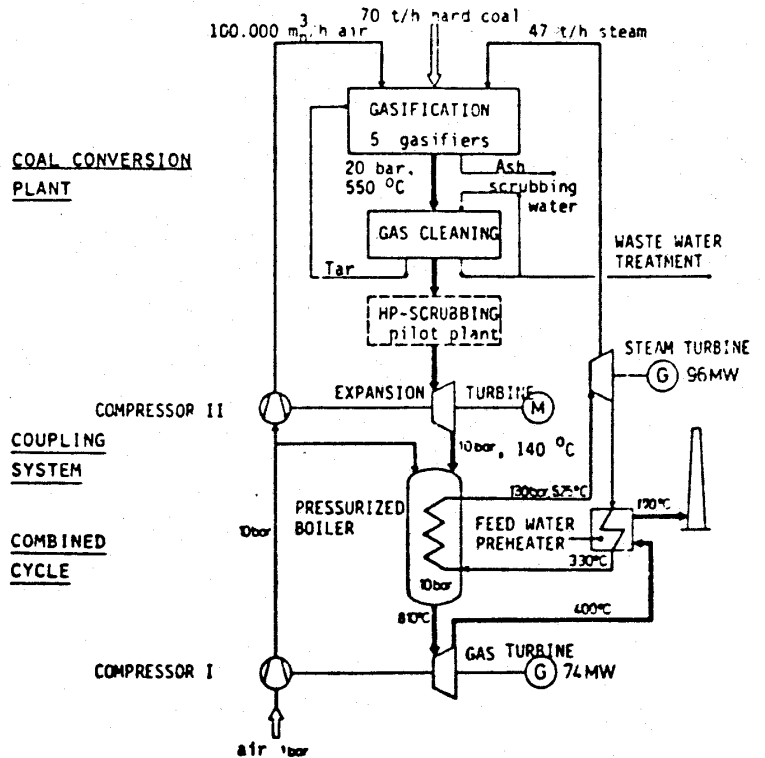


図1 170 MW LÜNEN 石炭ガス化発電プラント

については文献等によく見聞きしていたが、実物を見たのは始めてであった。過給ボイラは2本あり、ガスタービンの両側に夫々直立しており、ボイラドラムを立型にしたような感じである。1本の大きさは単筒型燃焼器の倍位ではなからうか。燃焼ガスは10 bar, 810°C, 蒸気は525°C, 130 bar。プラント機器はコンパクトにまとめられており、総合プラント熱効率率は石炭ベースで37%である。まだ Full Load 運転まではなされていないが、多くの実績を積んでおり、西独は石炭が発電の主力であることから、このプラントの改良発展に一層の努力が続けられており、現在大規模用プラントとして400~500 MWの計画が進められている。

次に訪問したメーカーについて紹介する。

(1) **Rolls Royce (Ansty 工場, 航空転用発電・船用等産業用ガスタービン)**

Ansty 工場は London 北西約140 km, Coventy の近郊にあり, Industrial and Marine Division に属する主力工場である。ここでは Avon, Olympus, Proteus といった有名なジェットエンジンを産業用ガスタービンのガスゼネレーターとして使用し、発電・船用・ガス石油輸送用として15~30 MW級のガスタービンを製造しており、約2,000台の製作実績をもっている。また新鋭機種である RB-211, Spey についても約50台の実績をもっている。彼らは、今までもまた今後もジェットエンジンの実績を基盤とし、航空転用型ガスタービンとしての設計・製作に意欲的にとり組み、いろいろなアプリケーションを検討し、ユーザーの要求に答え、マーケットの拡大に努力している。なおガスタービンの高温化等の研究はジェットエンジンを担当している Aero Division (Rugby 工場) が担当している。

(2) **Brown Boveri (Baden 工場, 大型産業用ガスタービン)**

Baden 工場は Zürich の北西約20 kmのところであり、BBC の創立以来の主力工場であった。現在は中型のケーシング・ローターの加工を主としており、新しい Birr 工場・Basel 工場で大規模部品加工・組立を行っている。BBCは1939年5 MWの発電用ガスタービンを製作してより、数多くの世界に先がけた製品を世に送り、その生産実績は

約350台である。なかでもレヒートガスタービンについては前掲の Beznau 発電所を始めとし30台以上の実績をもち、最も経験をもっているメーカーである。最近では貯気式の再燃型の300 MW級のガスタービンを製作運転に入れている。BBCは今後もその実績と信頼性をセールスポイントとして世界の市場に挑戦するであろう。

(3) **Hispano Suiza (Bois Colombes 工場, 中型産業用ガスタービン)**

Bois Colombes 工場は Paris 市の北西部にある。同社は第一次世界大戦以来航空用エンジンメーカーとして、世界にその名をとどろかせたメーカーであるが、ガスタービンは1960年頃より出力3~8 MW級の中型産業用ガスタービンを製作、今日までにガス・石油パイプライン用を中心として合計3,000 MW以上の実績をもち、現在も THM シリーズとして標準化されたパッケージタイプ4機種を月に平均2台生産している。現在10 MW級の新機種を開発中で、“Easy Maintenance, Modular Concept” をセールスポイントとして、それに適する市場に焦点を絞り、発展を期している。

以上それぞれのメーカーの動向について述べたが、各メーカーともに自分の築いたものをベースに、信頼性の高い製品を世に送り、工場の仕事量と市場の確保拡大を図り、研究開発にも意をそそぎ、明日に備えている。

最後に NGTE (National Gas Turbine Establishment) について簡単にふれる。当研究所は、London の南西約100 km, 航空ショーで有名な、Farnborough の近くにある。世界で一、二を争う雄大な研究所であり、なかでもエンジンテスト用の空気源設備・テストセル、無響室など数多くの大きな試験設備を有しており、ガスタービンの高温化に対するロールスロイスとの共同研究など多くの開発研究の推進力になっている。研究員は、1,200人程度とのことであるが、英国の国費で作られたとはいえ、巨額の設備費と長年月がかけられており、航空機工業の背後にかかる研究所のあることを改めて認識した次第である。

2週間という短期間に、6ヶ国8ヶ所を訪問した今回の調査の概要を紹介したが、紙面の都合もあり内容が通り一ぺんになったことをお詫びする。最後に今回の旅行をとおして、感じたことの一

つとして、英国は北海油田の開発により、西独は石炭という武器をもっており、スイス・ユーゴは水力の比重が高く、我国よりはるかにエネルギー事情が安定している。それだけに我々エンジニアに課せられた新エネルギー、省エネルギーに対する責任は大きいと痛感した。

はからずも、今回ハンガリー・ユーゴスラビアを訪れたが、美しいブタペストの町、多くの歴史の舞台となったダニューブの流れ、会員の皆様も是非機会があったら、これらの土地を訪ねられることをおすすめする。

共催講演会・見学会

第21回航空原動機に関する講演会講演募集

- 共催： 日本機械学会、日本ガスタービン学会、日本航空宇宙学会
 企画： 日本航空宇宙学会航空原動機部門委員会
 日時： 昭和56年2月20日(金)
 会場： 名古屋大学豊田講堂〔〒464 名古屋市千種区不老町 TEL(052)781-5111〕
 申込先： 日本航空宇宙学会(〒105 東京都港区新橋1-18-2 航空会館分館
 TEL(03)501-0463)
 申込方法： はがきに「第21回航空原動機講演申込」と題記し、下記項目を記入してお申込み下さい。参加登録費(1,000円)は、当日会場受付で申し受けます。
- (1) 題目
 - (2) 講演者(氏名、会員資格、勤務先、連絡先)連名の場合は登壇者に○印をつける。
 - (3) スライドの有無(ムービーまたはオーバーヘッドプロジェクター等の使用は御遠慮願います。)
- 講演発表時画： 1題につき20分(討論5分を含む)
 講演申込期限： 昭和55年10月23日(木)
 前刷原稿： 前刷はオフセット印刷4ページ(1ページ1292字詰)とします。申込者には折返し所定の原稿用紙をお送りします。
 原稿提出期限： 昭和55年12月8日(月)

航空原動機見学会のお知らせ

- 見学先： 三菱重工業(株)小牧南工場および北工場
 定員： 先着30名(共催 日本ガスタービン学会 日本機械学会 日本航空宇宙学会 会員に限る)
 見学内容： ジェットエンジンオーバーホール、運転設備および機体へのエンジン艀装
 見学日時： 昭和56年2月19日(木)午後
 参加費： バス代(名古屋→小牧)1,000円(当日徴収)
 申込先： 日本航空宇宙学会(〒105 東京都港区新橋1-18-2 航空会館分館
 TEL(03)501-0463・0464)
 申込方法： 往復はがきに「航空原動機名古屋見学会」と題記し(1)氏名、(2)所属学会、会員資格、(3)勤務先(住所、電話番号、課、係、職名まで詳細に)をご記入の上お申し込み下さい。記載不備の際は受付できませんので御留意下さい。
 いずれも詳細は日本航空宇宙学会へ。

つとして、英国は北海油田の開発により、西独は石炭という武器をもっており、スイス・ユーゴは水力の比重が高く、我国よりはるかにエネルギー事情が安定している。それだけに我々エンジニアに課せられた新エネルギー、省エネルギーに対する責任は大きいと痛感した。

はからずも、今回ハンガリー・ユーゴスラビアを訪れたが、美しいブタペストの町、多くの歴史の舞台となったダニューブの流れ、会員の皆様も是非機会があったら、これらの土地を訪ねられることをおすすめする。

共催講演会・見学会

第21回航空原動機に関する講演会講演募集

- 共催： 日本機械学会、日本ガスタービン学会、日本航空宇宙学会
 企画： 日本航空宇宙学会航空原動機部門委員会
 日時： 昭和56年2月20日（金）
 会場： 名古屋大学豊田講堂〔〒464 名古屋市千種区不老町 TEL(052)781-5111〕
 申込先： 日本航空宇宙学会（〒105 東京都港区新橋1-18-2 航空会館分館
 TEL(03)501-0463）
 申込方法： はがきに「第21回航空原動機講演申込」と題記し、下記項目を記入してお申込み下さい。参加登録費（1,000円）は、当日会場受付で申し受けます。
- (1) 題目
 - (2) 講演者（氏名、会員資格、勤務先、連絡先）連名の場合は登壇者に○印をつける。
 - (3) スライドの有無（ムービーまたはオーバーヘッドプロジェクター等の使用は御遠慮願います。）
- 講演発表時画： 1題につき20分（討論5分を含む）
 講演申込期限： 昭和55年10月23日（木）
 前刷原稿： 前刷はオフセット印刷4ページ（1ページ1292字詰）とします。申込者には折返し所定の原稿用紙をお送りします。
 原稿提出期限： 昭和55年12月8日（月）

航空原動機見学会のお知らせ

- 見学先： 三菱重工業（株）小牧南工場および北工場
 定員： 先着30名（共催 日本ガスタービン学会、日本機械学会、日本航空宇宙学会 会員に限る）
 見学内容： ジェットエンジンオーバーホール、運転設備および機体へのエンジン艀装
 見学日時： 昭和56年2月19日（木）午後
 参加費： バス代（名古屋→小牧）1,000円（当日徴収）
 申込先： 日本航空宇宙学会（〒105 東京都港区新橋1-18-2 航空会館分館
 TEL(03)501-0463・0464）
 申込方法： 往復はがきに「航空原動機名古屋見学会」と題記し(1)氏名、(2)所属学会、会員資格、(3)勤務先（住所、電話番号、課、係、職名まで詳細に）をご記入の上お申し込み下さい。記載不備の際は受付できませんので御留意下さい。
 いずれも詳細は日本航空宇宙学会へ。

つとして、英国は北海油田の開発により、西独は石炭という武器をもっており、スイス・ユーゴは水力の比重が高く、我国よりはるかにエネルギー事情が安定している。それだけに我々エンジニアに課せられた新エネルギー、省エネルギーに対する責任は大きいと痛感した。

はからずも、今回ハンガリー・ユーゴスラビアを訪れたが、美しいブタペストの町、多くの歴史の舞台となったダニューブの流れ、会員の皆様も是非機会があったら、これらの土地を訪ねられることをおすすめする。

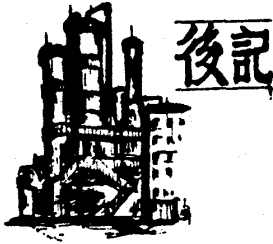
共催講演会・見学会

第21回航空原動機に関する講演会講演募集

- 共催： 日本機械学会、日本ガスタービン学会、日本航空宇宙学会
 企画： 日本航空宇宙学会航空原動機部門委員会
 日時： 昭和56年2月20日(金)
 会場： 名古屋大学豊田講堂〔〒464 名古屋市千種区不老町 TEL(052)781-5111〕
 申込先： 日本航空宇宙学会(〒105 東京都港区新橋1-18-2 航空会館分館
 TEL(03)501-0463)
 申込方法： はがきに「第21回航空原動機講演申込」と題記し、下記項目を記入してお申込み下さい。参加登録費(1,000円)は、当日会場受付で申し受けます。
- (1) 題目
 - (2) 講演者(氏名、会員資格、勤務先、連絡先)連名の場合は登壇者に○印をつける。
 - (3) スライドの有無(ムービーまたはオーバーヘッドプロジェクター等の使用は御遠慮願います。)
- 講演発表時画： 1題につき20分(討論5分を含む)
 講演申込期限： 昭和55年10月23日(木)
 前刷原稿： 前刷はオフセット印刷4ページ(1ページ1292字詰)とします。申込者には折返し所定の原稿用紙をお送りします。
 原稿提出期限： 昭和55年12月8日(月)

航空原動機見学会のお知らせ

- 見学先： 三菱重工業(株)小牧南工場および北工場
 定員： 先着30名(共催 日本ガスタービン学会 日本機械学会 日本航空宇宙学会 会員に限る)
 見学内容： ジェットエンジンオーバーホール、運転設備および機体へのエンジン艀装
 見学日時： 昭和56年2月19日(木)午後
 参加費： バス代(名古屋→小牧)1,000円(当日徴収)
 申込先： 日本航空宇宙学会(〒105 東京都港区新橋1-18-2 航空会館分館
 TEL(03)501-0463・0464)
 申込方法： 往復はがきに「航空原動機名古屋見学会」と題記し(1)氏名、(2)所属学会、会員資格、(3)勤務先(住所、電話番号、課、係、職名まで詳細に)をご記入の上お申し込み下さい。記載不備の際は受付できませんので御留意下さい。
 いずれも詳細は日本航空宇宙学会へ。



後記

編集委員 遠藤 征紀

本年4月から編集委員として、本誌の編集のおつたいをさせていただくことになりました。この種の仕事をした経験もなく、不安も多いのですが、編集主担当理事のもと、他の編集委員や学会事務局の方々、そして何よりも会員の皆様の御助力をいただいて、何とか役目を果たしたいと思います。

本30号には、貴重な技術論文2編、有益な講義、研究所だよりに加えて、現在我国で進行中のガスタービン関連の3つの大型研究開発計画についての3編の論説・解説と、ガスタービンの開発についての随筆が掲載されています。本誌の読者は、これ等の計画について等しく興味を抱いておられると思いますが、同一号に同時に掲載できたということについて、編集の一端を担った者として、何よりもまず執筆者の方々から感謝致します。と同時に、些か感じさせられたことがありました。

1つは、本誌にも度々紹介されていますが、諸先輩の地道な御努力が、ガスタービンの各応用分野において優れた性能を有する実用機として結実して空を飛び、電力を供給するようになっているということです。更に、3つの大型研究開発計画を同時に進行させる一方で、車輛用ガスタービン、発電用小型ガスタービン等の研究開発も行い得るだけの人的、物的資源を、我国のガスタービン業界が有するまでに成長しているということです。

今後、これ等の研究開発が商品化のための試験研究を経て、市場確保、アフターサービス、使用実績に基づく技術情報のフィードバック等のライフサイクルを一巡するにつれて、新鮮で、研究心を湧きたたせるような問題に数多く遭遇すると思いますが、本誌をそれ等のニュースの伝達手段として、また問題の討論の場として活用されることを切望します。

事務局だより

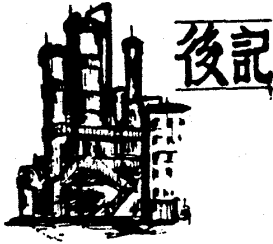
もし紙面に余白ができたという条件つきですが、今回から事務局からの声をのせていただけることになりました。事務局一同(といっても女性2名のみですが)大はりきりで、何を書こうかといろいろ考えたあげく、次の2点のお願いをということに落ち着きました。

まず一つは、既に皆様のお手元に届いています名簿の調査用紙の件です。より正確な名簿発行のため、まだお手元に調査用紙をお持ちの方は、必ず必要事項をご記入の上、大至急投函をお願い致します。

もう一つは、留守番電話についてです。先程もちょっと書きましたように、事務局は常勤1名、週四日のアルバイトが1名の計2名ですが、事務局の場所が狭く、外での会合が多いため留守がちです。例の留守番電話をいれました。ところが留守番電話とわかるとすぐお切りになる方が多いのです。たしかに余りかんじのよいものではありませんが、お名前と電話番号だけでも録音して下さってあれば、事務もスムーズに運びます。どうぞ是非皆様のお声をお聞かせ下さい。

今回は、お願いばかりで終わってしまいましたが、次回からは少し趣を変えたいと思っております。なお、事務局に対するご意見・御希望などございましたら、どんどんお寄せ下さい。お待ちしております。では今回はこの辺でペンを置かせていただきます。

〔A〕



後記

編集委員 遠藤 征紀

本年4月から編集委員として、本誌の編集のおつたいをさせていただくことになりました。この種の仕事をした経験もなく、不安も多いのですが、編集主担当理事のもと、他の編集委員や学会事務局の方々、そして何よりも会員の皆様の御助力をいただいて、何とか役目を果たしたいと思います。

本30号には、貴重な技術論文2編、有益な講義、研究所だよりに加えて、現在我国で進行中のガスタービン関連の3つの大型研究開発計画についての3編の論説・解説と、ガスタービンの開発についての随筆が掲載されています。本誌の読者は、これ等の計画について等しく興味を抱いておられると思いますが、同一号に同時に掲載できたということについて、編集の一端を担った者として、何よりもまず執筆者の方々から感謝致します。と同時に、些か感じさせられたことがありました。

1つは、本誌にも度々紹介されていますが、諸先輩の地道な御努力が、ガスタービンの各応用分野において優れた性能を有する実用機として結実して空を飛び、電力を供給するようになっているということです。更に、3つの大型研究開発計画を同時に進行させる一方で、車輛用ガスタービン、発電用小型ガスタービン等の研究開発も行い得るだけの人的、物的資源を、我国のガスタービン業界が有するまでに成長しているということです。

今後、これ等の研究開発が商品化のための試験研究を経て、市場確保、アフターサービス、使用実績に基づく技術情報のフィードバック等のライフサイクルを一巡するにつれて、新鮮で、研究心を湧きたたせるような問題に数多く遭遇すると思いますが、本誌をそれ等のニュースの伝達手段として、また問題の討論の場として活用されることを切望します。

事務局だより

もし紙面に余白ができたという条件つきですが、今回から事務局からの声をのせていただけることになりました。事務局一同(といっても女性2名のみですが)大はりきりで、何を書こうかといろいろ考えたあげく、次の2点のお願いをということに落ち着きました。

まず一つは、既に皆様のお手元に届いています名簿の調査用紙の件です。より正確な名簿発行のため、まだお手元に調査用紙をお持ちの方は、必ず必要事項をご記入の上、大至急投函をお願い致します。

もう一つは、留守番電話についてです。先程もちょっと書きましたように、事務局は常勤1名、週四日のアルバイトが1名の計2名ですが、事務局の場所が狭く、外での会合が多いため留守がちです。例の留守番電話をいれました。ところが留守番電話とわかるとすぐお切りになる方が多いのです。たしかに余りかんじのよいものではありませんが、お名前と電話番号だけでも録音して下さってあれば、事務もスムーズに運びます。どうぞ是非皆様のお声をお聞かせ下さい。

今回は、お願いばかりで終わってしまいました。次回からは少し趣を変えたいと思っております。なお、事務局に対するご意見・御希望などございましたら、どんどんお寄せ下さい。お待ちしております。では今回はこの辺でペンを置かせていただきます。

〔A〕

第 5 期 委 員

○ 総 務 委 員

一 井 博 夫(東 芝) 樗 木 康 夫(日 立) 高 原 北 雄(航 技 研)
堀 昭 史(高 効 率 G T 組 合) 真 下 俊 雄(明 大) 山 崎 慎 一(日 産)

○ 編 集 委 員

井 上 誠(小 松 製 作 所) 石 沢 洋(I H I) 遠 藤 肇(三 井 造 船)
遠 藤 征 紀(航 技 研) 荒 木 達 雄(東 芝) 川 口 修(慶 大)
菅 進(船 研) 北 見 恒 雄(電 力 中 研) 黒 川 英 二 郎(川 重)
仲 西 啓 一(日 産)

○ 企 圖 委 員

伊 藤 高 根(日 産) 遠 藤 肇(三 井 造 船) 大 鍋 寿 一(I H I)
野 村 雅 宣(船 研) 和 田 正 倫(日 立) 阿 部 安 雄(三 菱 重 工)

○ 第 3 回 国 際 会 議 検 討 委 員

阿 部 安 雄(三 菱 重 工) 有 賀 一 郎(慶 大) 一 井 博 夫(東 芝)
猪 木 恒 夫(新 潟 鉄 工) 久 保 田 道 雄(日 立) 佐 藤 玉 太 郎(日 本 鋼 管)
田 中 英 穂(東 大) 高 田 浩 之(東 大) 平 山 直 道(都 立 大)
堀 昭 史(高 効 率 G T 組 合)

○ 統 計 作 成 委 員

石 沢 和 彦(I H I) 樗 木 康 夫(日 立) 佐 藤 玉 太 郎(日 本 鋼 管)
村 尾 麟 一(青 学 大) 村 山 弘(日 立) 森 義 孝(三 菱 重 工)
吉 識 晴 夫(東 大)

○ 組 織 検 討 委 員

阿 部 安 雄(三 菱 重 工) 有 賀 一 郎(慶 大) 樗 木 康 夫(日 立)
田 中 英 穂(東 大) 高 原 北 雄(航 技 研) 本 間 友 博(東 芝)
松 木 正 勝(航 技 研)

○ 地 方 委 員

表 義 則(三 井 造 船) 大 塚 新 太 郎(名 大) 阪 口 哲 也(川 重)
沢 田 照 夫(大 阪 府 大) 妹 尾 泰 利(九 大) 永 井 康 男(三 菱 重 工)
永 田 有 世(神 戸 製 鋼) 三 輪 光 砂(日 立 造 船) 村 田 暹(阪 大)

○ 調 査 研 究 委 員

稲 垣 詠 一(理 科 大) 鈴 木 邦 男(機 械 技 研) 須 之 部 量 寛(理 科 大)
長 島 昭(慶 大) 林 茂(航 技 研)

○ 技 術 情 報 セ ン タ ー 運 営 委 員

菅 進(船 研) 酒 井 俊 道(理 科 大) 鈴 木 邦 男(機 械 技 研)
須 之 部 量 寛(理 科 大) 葉 山 真 治(東 大) 養 田 光 弘(航 技 研)

シンポジウムのお知らせ

- 1) 題 目：ガスタービン信頼性向上の技術（損傷許容設計・耐環境試験—映画を含む）
- 2) 日 時：昭和55年10月31日（金） 13時30分～16時30分
- 3) 会 場：機械振興会館6階65号室（港区芝公園3-5-8 Tel（434）8211）
地下鉄：日比谷線「神谷町駅」下車7分
バ ス：「東京タワー前」下車

4) 講師及びプログラム

項 目	時 間	講 師
回転体の強度評価に対する破壊力学の応用	13:30～14:10	東京工業大学 坂 田 勝 氏
ターボ機械の損傷許容設計と Retirement-for-Cause	14:10～14:50	石川島播磨重工業(株) 大 鍋 寿 一 氏
討 論	14:50～15:20	
休 憩	15:20～15:30	
航空エンジンの耐環境試験（講演及び映画）	15:30～16:20	航空宇宙技術研究所 鳥 崎 忠 雄 氏
討 論	16:20～16:30	

座長 河 田 修 氏（富士電機製造(株)）

5) 参加要項

- (1) 聴 講 会 費：3000円 当日受付にてお払い込み下さい。
- (2) 参 加 資 格：(社)日本ガスタービン学会会員に限る。但し当日会場でも入会受付可
（入会金500円 年会費3000円）
- (3) 申し込み方法：はがきに「シンポジウム参加希望」として氏名・所属・住所を明記の上、事務局宛お申し込み下さい。（〆切 10月25日）
- (4) 事 務 局：〒160 新宿区新宿3-17-7 紀伊国屋ビル6階
(社)日本ガスタービン学会 Tel 03-352-8926

第9回ガスタービンセミナー開催案内

第9回ガスタービンセミナーは「省エネルギーとガスタービン」をテーマとして下記のとおり開催いたします。詳細は後日ご連絡いたします。

開催日：昭和56年1月22日（木）、23日（金）

場 所：日比谷三井ビル8階ホール

シンポジウムのお知らせ

- 1) 題 目：ガスタービン信頼性向上の技術（損傷許容設計・耐環境試験—映画を含む）
- 2) 日 時：昭和55年10月31日（金） 13時30分～16時30分
- 3) 会 場：機械振興会館6階65号室（港区芝公園3-5-8 Tel（434）8211）
地下鉄：日比谷線「神谷町駅」下車7分
バ ス：「東京タワー前」下車

4) 講師及びプログラム

項 目	時 間	講 師
回転体の強度評価に対する破壊力学の応用	13:30～14:10	東京工業大学 坂 田 勝 氏
ターボ機械の損傷許容設計と Retirement-for-Cause	14:10～14:50	石川島播磨重工業(株) 大 鍋 寿 一 氏
討 論	14:50～15:20	
休 憩	15:20～15:30	
航空エンジンの耐環境試験（講演及び映画）	15:30～16:20	航空宇宙技術研究所 鳥 崎 忠 雄 氏
討 論	16:20～16:30	

座長 河 田 修 氏（富士電機製造(株)）

5) 参加要項

- (1) 聴 講 会 費：3000円 当日受付にてお払い込み下さい。
- (2) 参 加 資 格：(社)日本ガスタービン学会会員に限る。但し当日会場でも入会受付可
（入会金500円 年会費3000円）
- (3) 申し込み方法：はがきに「シンポジウム参加希望」として氏名・所属・住所を明記の上、事務局宛お申し込み下さい。（〆切 10月25日）
- (4) 事 務 局：〒160 新宿区新宿3-17-7 紀伊国屋ビル6階
(社)日本ガスタービン学会 Tel 03-352-8926

第9回ガスタービンセミナー開催案内

第9回ガスタービンセミナーは「省エネルギーとガスタービン」をテーマとして下記のとおり開催いたします。詳細は後日ご連絡いたします。

開催日：昭和56年1月22日（木）、23日（金）

場 所：日比谷三井ビル8階ホール

第3回見学会・技術懇談会のお知らせ

下記の要領でGTSJ第3回見学会・技術懇談会を開催致しますので奮ってご参加下さい。今回も会場の都合により人数制限がありますのでご承知おき下さい。

記

1. 日 時：55年11月20日(木) 13:30～17:00
2. 見学会：東京瓦斯(株)根岸工場
横浜市磯子区新磯子町34 TEL 045-751-1411
3. 技術懇談会：講演「LNG設備及びLNG冷熱利用について」
講師 広岡武機 氏 (東京瓦斯(株)根岸工場施設課長)
4. スケジュール
13:15 根岸工場集合
13:30～13:50 工場概要説明
13:50～14:10 映画「海を渡る天然ガス」
14:20～14:30 LNG実験
14:30～16:00 構内見学(ガス設備, LNG設備, コントロールセンター, 冷熱発電プラント, ガスタービン発電設備他)
16:00～17:00 講演及び質疑応答
5. 参加要領：(1)定員50名(申込超過の場合は抽選)参加者は下記事務局へハガキで氏名・所属・住所を明記の上お申し込み下さい。(〆切10月31日(金)消印有効)
(2)参加費1000円(当日受付にてお払い込み下さい)

※参加者には後日、事務局より本人宛ご連絡致します。

〒160 東京都新宿区新宿3-17-7 紀伊国屋ビル6階 (社)日本ガスタービン学会

第9回ガスタービン定期講演会開催案内

第9回ガスタービン定期講演会は、前回と同じく本会と日本機械学会の共催により、下記のとおり開催いたします。なお、講演論文募集要項等詳細は12月号に掲載いたします。

多数の会員諸氏の御投稿をお待ちしております。

開催日：昭和56年6月5日(金)

場 所：機械振興会館(東京・芝)

第3回見学会・技術懇談会のお知らせ

下記の要領でGTSJ第3回見学会・技術懇談会を開催致しますので奮ってご参加下さい。今回も会場の都合により人数制限がありますのでご承知おき下さい。

記

1. 日 時：55年11月20日(木) 13:30～17:00
2. 見学会：東京瓦斯(株)根岸工場
横浜市磯子区新磯子町34 TEL 045-751-1411
3. 技術懇談会：講演「LNG設備及びLNG冷熱利用について」
講師 広岡武機 氏 (東京瓦斯(株)根岸工場施設課長)
4. スケジュール
13:15 根岸工場集合
13:30～13:50 工場概要説明
13:50～14:10 映画「海を渡る天然ガス」
14:20～14:30 LNG実験
14:30～16:00 構内見学(ガス設備, LNG設備, コントロールセンター, 冷熱発電プラント, ガスタービン発電設備他)
16:00～17:00 講演及び質疑応答
5. 参加要領：(1)定員50名(申込超過の場合は抽選)参加者は下記事務局へハガキで氏名・所属・住所を明記の上お申し込み下さい。(〆切10月31日(金)消印有効)
(2)参加費1000円(当日受付にてお払い込み下さい)

※参加者には後日、事務局より本人宛ご連絡致します。

〒160 東京都新宿区新宿3-17-7 紀伊国屋ビル6階 (社)日本ガスタービン学会

第9回ガスタービン定期講演会開催案内

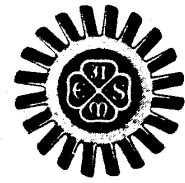
第9回ガスタービン定期講演会は、前回と同じく本会と日本機械学会の共催により、下記のとおり開催いたします。なお、講演論文募集要項等詳細は12月号に掲載いたします。

多数の会員諸氏の御投稿をお待ちしております。

開催日：昭和56年6月5日(金)

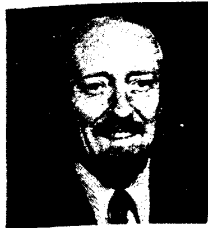
場 所：機械振興会館(東京・芝)

the gas turbine division newsletter



August, 1980

Arthur J. Wennerstrom, 1980-81 GTD Chairman



Arthur J. Wennerstrom

Arthur Wennerstrom's career in gas turbines began in 1956 when he graduated with a B. S. in Mechanical Engineering from Duke University and entered M.I.T. to study aircraft propulsion in the Gas Turbine Laboratory. After receiving an M.S. in Aeronautical Engineering in 1958, he entered the Swiss Federal Institute of Technology (ETH) in Zurich in 1959 to study under Prof. Walter Traupel and further specialized in compressors. Between 1960 and 1962, his thesis research on transonic compressors was carried out in the Fluid Mechanics Laboratory of Sulzer Brothers Ltd. in Winterthur, culminating in a Dr. Sc. Tech. degree from E.T.H. in 1965.

Art served as a U.S. Air Force officer between 1962 and 1965. Then, he worked at Northern Research and Engineering Corp. as a Project Engineer on such diverse projects as: design of a supersonic fan, measurement of the turbomachinery performance in a nitric acid plant, and preliminary design of a small gas turbine engine. In 1967, he went to Wright-Patterson Air Force Base as head of the Fluid Machinery Research Group which is now the Compressor Research Group of the Aeropropulsion Laboratory.

Art's work at Wright-Patterson has focused on the design technology of high performance compressors for aircraft turbine engines. The activities of the Group primarily encompass in-house development of aerodynamic design tools, design of specific R & D configurations aimed at high-risk, high-payoff objectives and complete test and analysis of the resulting hardware. The work has resulted in four patents and

more than twenty publications. He received the AIAA Airbreathing Propulsion Award in 1979 for contributions to axial compressor technology. Some of his design concepts have been incorporated into five new engines or components in various stages of development within the industry.

Art's Gas Turbine Division activities began with membership on the Turbomachinery Committee in 1968. He chaired the committee in 1972-74, served as Program Chairman of the 1976 Gas Turbine Conference, and was appointed to the Executive Committee in 1977. His other professional activities include being the U.S. Coordinator for the Propulsion and Energetics Panel of the NATO Advisory Group for Aerospace Research and Development and being an Associate Editor of the AIAA Journal. Art, his wife, Bonita, and two children live in Dayton, Ohio.

J. P. Davis: Reflections of the Outgoing Chairman

As outgoing Chairman of the Gas Turbine Division, I feel both a sense of pride and a touch of regret. The feeling of pride comes from the association with all of the volunteers and staff members who contribute untiringly to the Division to make it the progressive and dynamic organization that it is. The regret stems from the same facts and knowing that I will have less direct contact with all of you than during my year as Chairman.

The highlight of the 1979-1980 year was the 1980 Conference and Exhibit in New Orleans with record breaking statistics in many categories. A great deal of recognition must go to the Exhibitors who collectively produced a truly outstanding show and to all those who worked so diligently to produce a superior technical program of almost 300 papers.

Also during this year, restructuring of ASME

began. You may know that the constitutional amendments passed when members' votes were counted during the Summer Annual Meeting in New York. Those amendments provided for a Board of Governors to replace the Council as the governing body of ASME. Much work remains to restructure the organization below the Board of Governors level. I encourage each of you to provide suggestions to the various task groups who are developing and recommending plans in various organizational areas.

The Centennial of ASME is being observed in many ways and in many places during 1980. The Gas Turbine Division participated by contributing to the ASME float in the Parade of Roses on January 1, 1980. Also, later at the Gas Turbine Conference in New Orleans, the Division received its Rededication Charter and Centennial Medallions were presented to several members.

The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER in Atlanta has continued to mature and assume ever increasing responsibilities. It's assistance to the Division in reaching a sound and solid financial position has been of paramount importance.

My thanks to each of you who contributed so unselfishly to the success of the many division programs and activities through which the Gas Turbine Division continues its outstanding worldwide reputation.

Gas Turbine Division Contributes \$500 to Scholarship Fund

The New Orleans ASME Section formed the General Arrangements Committee and assisted in staging the 1980 International Gas Turbine Conference. In recognition of their fine support in making the 1980 Conference one of the most outstanding in its history, the Gas Turbine Division contributed \$500 to the Section's Scholarship Fund.

82 Technical Sessions Planned for 1981 Gas Turbine Conference

"The 1981 Gas Turbine Conference technical program is now beginning to take shape; it shows every indication of continuing the tradition of technical depth and relevance which has made this annual conference the centerpiece forum for gas turbine technology." *D. A. Nealy, Program Chairman (Detroit Diesel Allison Division, G.M.C., Indianapolis, Indiana)*

26th International
Gas Turbine Conference
and Exhibit
Albert Thomas
Convention Center
Houston, Texas
March 8-12, 1981



D. A. Nealy Reports On Technical Program For 1981 Gas Turbine Conference in Houston

The 1981 Gas Turbine Conference technical program is now beginning to take shape; it shows every indication of continuing the tradition of technical depth and relevance which has made this annual conference the centerpiece forum for gas turbine technology. Early planning and very effective support from both ASME HQ staff and INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER staff resulted in the distribution of conference announcements to many U.S. and foreign publications. Extensive coverage has also been provided by the 17 technical committees through their own specific Call for Papers.

At present, 82 individual technical sessions are planned of which approximately 75% will be papers sessions, and the remainder, panel or workshop sessions. In addition, a special all day forum on the new ANSI B133 Gas Turbine Procurement Standard will be held. This special symposium should be of considerable interest to both manufacturers and users.

The scope of the program is evident in the broad spectrum of subject areas addressed by the authors. These are reflected in the 35 design and component technology related sessions collectively planned by the Ceramics, Combustion

& Fuels, Controls, Heat Transfer, Manufacturing, Structures & Dynamics, and Turbomachinery Committees. Also, some 43 systems and applications sessions are planned by such committees as Aircraft, Closed Cycles, Coal Utilization, Electric Utilities, Marine, Process Industries, Pipeline & Applications and Vehicular. In addition, four sessions covering a broad range of special subjects are being planned by the Education and Technology Resources Committees.

The papers received to date continue to reflect traditional design and development concerns such as component performance, analytical/experimental methodology, and design verification. Increasingly, however, many offerings are addressed to such contemporary, user-oriented concerns as cost of ownership, enhanced durability, procurement standards, alternate fuel capability, emissions, and total energy systems concepts.

In summary, the 1981 Gas Turbine Conference promises to be one of the major events of the year for the gas turbine community, and the dates March 8-12, 1981 should be clearly marked on your calendar. See you in Houston!

Gas Turbine Division to Participate in Joint Power Generation Conference

The 1980 Joint Power Generation Conference will be held at the Hyatt-Regency Hotel in Phoenix, Arizona, September 28 - October 2, 1980.

The Gas Turbine Division's Electric Utilities Committee is responsible for two sessions at this conference: a panel session on Monday, September 29 at 2 p.m. and a technical paper session on Tuesday, September 30 at 2 p.m.

The panel session, "Regulatory Considerations Which Affect Gas Turbines Including Combined Cycle Plants", will be moderated by Eugene Zeltmann, General Electric Company. The panelists will present and discuss their views of the regulatory climate impacting combustion turbines, with specific emphasis on the ramifications of the Fuel Use Act.

The technical paper session will include: 1) "A Performance Comparison of Coal Gasification Combined Cycles with Pressurized Boiler/Combustors or Heat Recovery Steam Generators", S. J. Lehman, United Technologies; 2) "Handling, Washing and Burning Solid Solvent Refined Coal as a Liquid Fuel at High Temperature", M.E. Montgomery, Encotech, Inc.; 3) "World-Wide Survey of Current Experience in Burning Residual and Crude Oils in Gas Turbines", H. Lukas, Encotech, Inc.; 4) "Coal Fired Fluid Bed Combustion-Augmented Compressed Air Energy Storage Power Plants: A Technical and Economic Assessment", R. D. Lessard and A. J. Giramonti, United Technologies; 5) "NO_x Reduction From a Gas Turbine Combustor Using Exhaust Gas Recirculation", C. Wilkes and Dr. B. Gerhold, General Electric, and 6) "Evaluation of Scale-Up Parameters For the Gegas Gasification Process", K. J. Daniel and R. P. Shah, General Electric Co.

Colin F. McDonald, Program Chairman: GTD Technical Program at 1980 WAM

As in previous years, the Gas Turbine Division will be well represented at the 1980 Winter Annual Meeting to be held at the Conrad Hilton Hotel in Chicago, Illinois on November 16-21, 1980. The Combustion and Fuels, Turbomachinery, Closed Cycles, and Technology Resources Committees are sponsoring sessions.

The Combustion and Fuels Committee under John Saintsbury has scheduled a panel and a paper session. The panel session, chaired by D. W. Bahr, "Alternate Fuels for Aircraft Gas Turbines", will be held in the evening of November 19. The paper session, chaired by John Saintsbury, also entitled, "Alternate Fuels for Aircraft Gas Turbines", on the morning of November 20 includes four papers: 1) "The Evaluation of Fuel Property Effects in Air Force Gas Turbine Engines - Program Genesis", T. E. Jackson, AFAPL/SFF Wright Patterson AFB; 2) "The Effects of Fuel Composition Upon Carbon Formation", J. Odgers and P. Fortier, Laval University, and 3) "A U.K. View on Future Fuels", A. B. Wassell, Rolls-Royce Ltd.

William Steltz, Turbomachinery Committee, has arranged a session entitled "General Topics in Turbomachinery" which will be held on the morning of November 20. It will include five papers: 1) "An Application of EEL Outage Data for Predicting the Availability of a Compressed Air Energy Storage Plant", C. Richard, U.S. Naval Academy; 2) "Electro-Optic Non-Contact Gaging and Inspection of Gas Turbine Components", W. J. Pastorius, Diffracto Ltd.; 3) "A Short Note on Preliminary Design of a Jet Engine Turbine Stage", E. Gartenburg, Technion University; 4) "Fracture Dynamics - Another Design Consideration for Ceramics in Gas Turbines", A. S. Kobayashi, University of Washington, and 5) "Remaining Life Prediction of First Stage Turbine Discs After Long Term (25-38 years) Service", J. E. Schaefer, Detroit Edison Co.

Reflecting the increasing interest in closed cycle gas turbines, the Closed Cycles Committee will sponsor a session at the WAM for the first time. The session entitled "Closed Cycle Gas Turbines", will be chaired by Thomas Van Hagan, and held on the afternoon of November 20 with four papers: 1) "Frequency Control with Closed-Cycle Gas Turbines in an Interconnected Electrical Grid", K. Bammert and R. Krapp, University of Hannover; 2) "HTGRGT Systems Optimization Studies", L. L. Kammerzell and J. W. Read, General Atomic Company; 3) "Operational, Control, and Protective System Transient Analysis of the Closed Cycle HTGR-GT Plant", F. L. Openshaw and T. W. Chan, General Atomic Company, and 4) "Compact Closed Cycle Brayton System for Marine Propulsion", R. E. Thompson, Westinghouse Electric Corporation.

FUTURE GAS TURBINE DIVISION CONFERENCES and EXHIBITS

1981 MARCH 8-12
Albert Thomas Convention Center
Houston, Texas

1982 APRIL 18-22
Wembley Conference Centre
London, England

1983 MARCH 27-31
Civic Plaza
Phoenix, Arizona

The Technology Resources Committee has arranged a panel session entitled, "Coal Slurry Pumping". This panel session will be held on the morning of November 21, and will be chaired by David Hanawa. The session will include the following six speakers: 1) Herbert C. Czeskleba of Ashland Synthetic Fuels Inc.; 2) James Netzel of Crane Packing Company; 3) James B. Wesner of Ingersoll-Rand; 4) Walter W. Von Nimitz of Southwest Research Institute; 5) Will Smith of Worthington Pump Corporation; and 6) D. B. Kiddoo of Exxon Research & Engineering Company. One printed paper will also be presented at this session: "Process Centrifugal Compressor Efficiency Improvement", G. E. Provenzale, Exxon Research and Engineering.

The five gas turbine sessions reflect a strong international participation and cover a wide range of topics that should be of interest to those active in the Gas Turbine Division.

CALL FOR PAPERS

Heat Transfer in Gas Turbines, 1981 Heat Transfer Conference, Milwaukee, Wisconsin, August 2-5, 1981

The Heat Transfer Committee of the Gas Turbine and Heat Transfer Divisions of ASME is sponsoring this technical session. Authors are invited to submit papers in the broad general area of heat transfer in gas turbines. Appropriate topics include but are not limited to: cooling of turbine blades and blade passages; endwalls; combustion liners; thermal barrier coatings; transition ducts; wheelspaces, and crossfire tubes. Associated topics, such as regenerators and heat exchangers, are also encouraged. Both steady and unsteady effects including thermal stress and thermal fatigue are appropriate.

Prospective authors should submit an abstract no later than December 1, 1980. Authors of accepted abstracts will be required to submit five copies of the complete manuscript by January 19, 1981. All papers will be reviewed through the session organizer according to ASME policy, and authors will be notified of acceptance by March 1, 1981. The final papers will be preprinted for the meeting with mats prepared by the authors. The final mats will be due by April 1, 1981. Authors of exceptional papers will be encouraged to submit their work to either the Journal of Heat Transfer or the Journal of Engineering for Power for archival publication.

Submission of abstracts or inquiries regarding the session should be directed to either: L. Berkley Davis, Jr., Building 53-415, Gas Turbine Division, General Electric Co., Schenectady, NY 12345, (518) 385-1061, or to J. Robert Mann, Mechanical Engineering Department, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, VA 24061, (703) 961-7275.

Symposium on Fluid/Structure Interactions in Turbomachinery, 1981 ASME Winter Annual Meeting, Washington, D.C.

The objective of this symposium is to provide a forum for the presentation and discussion of

the closely coupled fluid and structural dynamic characteristics of a turbomachine. This symposium is jointly sponsored by the Turbomachinery Committee of the Gas Turbine Division, the ASME Fluids Engineering and Power Divisions, the ASCE Hydraulics Division and the IAHR Hydraulic Machinery Division.

Contributions concerning the phenomena and the role of the turbomachinery system leading to flow induced vibrations are invited. Specific emphasis is encouraged regarding the feedback mechanisms which make such vibrations to become self-excited; the nonlinear characteristics of structural damping; stability criteria for nonlinear systems, and the nature of the fluid dynamic excitation mechanisms.

Prospective authors are requested to submit abstracts by 15 December, 1980 to Dr. William E. Thompson, Borg-Warner Research Center, Wolf and Algonquin Roads, Des Plaines, Illinois 60018. Complete manuscripts on author prepared mats are due 15 June, 1981 for publication in the Symposium Proceedings.

Closed Cycle Gas Turbine Components and Materials Session, 26th ASME International Gas Turbine Conference, Houston, Texas, March 8-12, 1981.

This session will address components, materials and controls of closed cycle gas turbines for stationary and mobile power plants and for propulsion system applications. Desired for presentation are design considerations and experience in areas such as compressors, turbines, energy source heat exchangers, recuperators, coolers, bearings, auxiliary systems controls, materials, and working fluids.

Authors are invited to submit inquiries to: Robert E. Thompson, Westinghouse Electric Corporation, Advanced Energy Systems Division, P.O. Box 10864, Pittsburgh, PA 15236, Phone: (412) 892-5600. Time is extremely short. Final manuscripts will be due for review by September 1, 1980.

A Symposium on Energy and Environment, University of Patras, Greece, June, 1981.

Three Sessions of this Symposium will be concerned with Turbomachinery Technology and are organized with the cooperation of the ASME Gas Turbine Division.

The following specific paper topics are being solicited by the session organizers for the meeting:

Viscous Flows in Turbomachines with Emphasis on Dimensional Effects; Prof. B. Lakshminarayana, Aerospace Engineering Department, The Pennsylvania State University, 233 Hammond Bldg., University Park, PA 16802, U.S.A.

Heat Transfer and Two Phase Flow in Turbomachines; Prof. F. Breugelmanns, Von Karman Institute for Fluid Dynamics, 72 Chaussee de Waterloo, 1640 Rhode St. Genese, Belgium.

Loss Prediction, Design and Development of Energy Efficient Turbomachines; Prof. K. D. Papailiou, Chair of Thermal Turbomachines,

National Technical University of Athens, Patis-sion 42, Athens, 147, Greece.

Two possibilities exist for prospective authors interested in contributing to these sessions:

Process the paper through the usual ASME Gas Turbine Division channels and publish it, if accepted, in the Journal of Engineering for Power.

Have the paper reviewed through channels set up by the organizing committee and publish it only in the Proceedings.

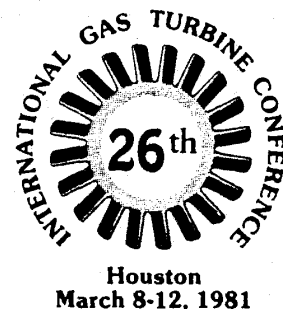
For the first case (ASME papers), the prospective authors should submit an abstract of about 300 words and an Offer of a Technical Paper (green sheet) to the pertinent session organizer by October 15, 1980. Final manuscripts for review purposes should be delivered by December 1, 1980 to permit sufficient time for review, revision and final copy preparation.

For the second case, (non-ASME papers) the prospective authors should submit an abstract of 300 words to the pertinent session organizer by November 15, 1980. Final manuscripts for review purposes should be delivered by January 15, 1981.

Because of the recent demise of his wife, Ruth, Tom Sawyer's column "Thru the Years ..." will not appear in this issue of the Newsletter.

GTD Committee Roster

The GTD Committee Roster is a directory of all administrative and technical committee members of the Gas Turbine Division. It is published by the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER and contains an alphabetical listing with the committee member's name, business address and, if available, telephone number. The Roster should be useful for those active in Gas Turbine Division and will automatically be sent to everyone listed in it. Additional copies are available, without charge, by contacting the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER in Atlanta.



Call for GTD Annual Reports

The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER will soon be editing the Gas Turbine Division's Annual Report. Companies and organizations involved in gas turbine technology are invited to submit a report on activities and accomplishments during the past year. The reports are to be of an engineering nature, and significant material in the following areas is encouraged: research and development; operating experience summary; new installations of significance; problems encountered and solutions; test results, and new designs. The Annual Report is widely distributed; therefore, any material submitted must be unclassified and non-proprietary. Further, when the material is submitted, the Gas Turbine Division accepts it with the understanding that it is for open publication with no restrictions.

The format of the annual report submissions should be:

(1) List at the top of the first page the company or organization and the author's name. The company name should not be used throughout the text but referred to as "the company".

(2) Length must not exceed 600 words.

(3) No illustrations, tables or photographs are permitted.

The information must be received in the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER by no later than October 15, 1980 in order to be included in the Annual Report which will be available for distribution in January, 1981.

For further information or assistance, please contact the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER in Atlanta, Georgia.

ASME Membership Information

Charles P. Howard, Chairman of Gas Turbine Division's Membership Development, stands ready to assist everyone with information on ASME membership. Howard's address: 14631 Crossway Road, Rockville, MD 20853 (301/921-3311).



the gas turbine division newsletter

Volume 21, Number 3, August, 1980

Published by the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER, Gas Turbine Division, A.S.M.E., 6065 Barfield Road, Suite 218, Atlanta, Georgia 30328, U.S.A. (404/256-1744), Donald D. Hill, Director of Operations - Sue C. Collins, Staff Assistant.

Chairman: Arthur J. Wennerstrom
Vice Chairman: Kenneth A. Teumer
Editor: Robert A. Harmon
Publisher Emeritus: R. Tom Sawyer

INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER EXPANDS SERVICES

The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER in Atlanta, sponsored by Gas Turbine Division, The American Society of Mechanical Engineers, has announced a significant expansion of services for ASME members, the gas turbine technical community and industry.

The Atlanta Center is currently inviting proposals from U.S. universities for development of a home study or correspondence course on basic gas turbine technology. The course's objective will be to provide an understanding of basic gas turbine technology for gas turbine user technicians; sales personnel of gas turbine equipment manufacturers and mechanical engineering and mechanical technician students who may not have an opportunity to take a gas turbine design course. It is expected it will take a year to develop the course.

Another service which should be valuable to the gas turbine industry and technical community alike is the availability of ASME Gas Turbine Division technical papers dating back to 1957. The papers are on file in Atlanta now and the Gas Turbine Center is currently developing a directory. Both the papers and directory will be available soon for a modest charge.

The International Gas Turbine Center receives guidance from the Gas Turbine Division's Information Center Committee. Glenn W. Kahle of International Harvester is the advisory committee chairman. That committee has several other interesting programs under study and the Turbine Center will continue to provide expanded services.

The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER, Gas Turbine Division, The American Society of Mechanical Engineers, 6065 Barfield Rd., #218, Atlanta, Georgia 30328, 404-256-1744.

Order Information: GTD Lapel Buttons and Records

To order an ASME Gas Turbine Division turbine wheel (¾-inch diameter) lapel button, send name, address and type of ASME membership along with a \$25.00 check (no charge to committee chairmen, vice-chairmen and exhibitors) to R. Tom Sawyer, Box 188, Ho-Ho-Kus, NJ, 07423. Copies of the 45 RPM record, "Onward and Upward with Gas Turbines" are also available for \$2.00 each.

MARK YOUR CALENDAR

26th International
Gas Turbine Conference
and Exhibit
Albert Thomas
Convention Center
Houston, Texas
March 8-12, 1981

EXECUTIVE COMMITTEE 1980-81

CHAIRMAN
ARTHUR J. WENNERSTROM
Aero Population Lab (AFWAL/PO)X
Wright Patterson AFB, Ohio 45433
513-255-7183/4738

VICE-CHAIRMAN
KENNETH A. TEUMER
Woodward Governor Company
1000 E. Irving Road
Fort Collins, Colorado 80526
303-482-5811

**CHAIRMAN of
CONFERENCES**
NORMAN R. DBELIUS
General Electric Co.
1 River Road (Bldg. 33-322)
Schenectady, N.Y. 12345
518-385-9614

REVIEW CHAIRMAN
A. A. MIKOLAJCZAK
United Technologies Corp.
1 Financial Plaza
Hartford, CT 06101
203-726-7634

**FINANCE COMMITTEE &
PAST CHAIRMAN**
JOHN P. DAVIS
Transcontinental Gas Pipeline Corp.
P.O. Box 1296
Houston, Texas 77001
713-871-2513

DIRECTOR, OPERATIONS
DONALD D. HILL
International Gas Turbine Center
6065 Barfield Rd., #218
Atlanta, GA 30328
404-256-1744
STAFF ASSISTANT
SUE COLLINS
404-256-1744

TREASURER
R. TOM SAWYER
P.O. Box 188
Ho-Ho-Kus, N.J. 07423
201-444-3719

OPERATIONS
ASSISTANT TREASURER
THOMAS E. STOTT
Sher-Level, Inc.
400 Executive Blvd.
Emmetsford, N.Y. 10023
514-952-4710

NEWSLETTER EDITOR
ROBERT A. HARMON
25 Schaefer Drive
Latham, N.Y. 12110
518-785-8651

EXHIBIT MANAGER
ROBERT L. WHITENER
P.O. Box 17413
Dunes International Airport
Washington, D.C. 20041
703-471-15761
Telex: 869133

INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER
Gas Turbine Division
The American Society of Mechanical Engineers
6065 Barfield Road, Suite 218
Atlanta, Georgia 30328

ASME GAS TURBINE DIVISION

のご好意により複写の許可を頂きました。

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事を依頼するもので、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440字詰のものを使用する。
5. 学会誌は刷上り1頁約1900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委員会で決定する。
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。

技 術 論 文 投 稿 規 定

1. 投稿原稿は次の各項に該当すること。
 - 1) 投稿論文は著者の原著で、ガスタービン技術に関するものであること。
 - 2) 投稿論文は日本語に限る。
 - 3) 投稿論文は本学会以外の刊行物に未投稿で、かつ本学会主催の講演会（本学会との共催講演会を含む）以外で未発表のものに限る。

2. 投稿原稿の規定頁数は原則として8頁以内とする、但し1頁につき10,000円の著者負担で4頁以内の増頁をすることができる。
3. 投稿原稿は正1部、副2部を提出すること。
4. 投稿原稿は原稿執筆要領に従うこと。尚、投稿論文の採否は本学会に一任願います。

日 本 ガ ス タ ー ビ ン 学 会 誌

第 8 卷 第 30 号

昭和55年 9 月10日

編 集 者 高 田 浩 之

発 行 者 円 城 寺 一

(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

