



## セラミックス雑感

日立造船 三輪光砂

戦後、鉄道技術研究所においてガスタービンの研究が開始されたとき、筆者もグループの一員として参加、昭和25年末には1号ガスタービンと名付けた2000PS実験機の運転にこぎつけた

(本誌1巻2号, p. 1, 中田金市氏記事参照)。一方、並行して各種基礎研究を進めるべく、その一つとして「セラミック翼」の研究が取上げられた。鉄研化学研究室の担当者は検討の末シリマナイト ( $Al_2O_3 \cdot SiO_2$ ) を選び、その試作に組んでいたが、昭和25年4月に研究グループの主体が新設の運輸技術研究所に移り、化学研究室が鉄研に止まったためもあり、研究は中止された。

高温化を生命とするガスタービンにおいて、金属材料にくらべすぐれた耐熱性、耐食性を持つセラミックスを高温部に使う願望は古くからあるが、いまだほとんど成功していない。

セラミックスが容易に実用化されないのは周知のように、脆い、熱衝撃に弱い、など重大な弱点があるためで、特にタービン動翼のように高い応力ならびに熱衝撃にさらされる部材への適用は困難視される。しかし一方、冷却損失の減少、コスト低減の可能性から最も魅力ある応用でもある。したがって、熱衝撃に強いチタンカーバイトやセラミックスと金属との複合材であるセラマルまたはサーメットをタービン翼に使う研究がNACAなどで行なわれたが、種々の困難のため初歩的な段階で中止されている。最近、この分野で最も研究されている材料は窒化珪素 ( $Si_3N_4$ ) とみられる。

燃焼器内張など強度的要求の少ない部材への適用は、前述のタービン翼にくらべればはるかに容

易と考えられる。筆者は昭和25年頃、当時アメリカのL. D. C. (Locomotive Development Committee) で開始された機関車用ガスタービンの研究にならって微粉炭内燃式ガスタービンの研究を開始し、初め4インチのガス管を燃焼筒とした実験を行なったが、次いで当時文献に発表されたBabcock & Wilcox社のサイクロン・ファーネスをまねて内径100mm、長さ200mmのミニ・サイクロン・ファーネスを作った。内張には当時われわれが間借りしていた石川島芝浦タービンK. K. (現東芝タービン工場) の鑄造工場から炉補修用のキャストブルを少し分けてもらって使った。油を浸したボロ切れを入れて着火すると良く燃え、しばらくすると溶けた灰が斜め下に傾けれ燃焼室の内壁を伝わって出口に集まってくるが、絞った出口開口部の下に溜るのみで、その下に設けた径2cmぐらいの穴からは流れ出してくれない。これは出口を保温せずに外気に開放していたため当然であったかも知れない。

運転を止めた後で見ると、キャストブルは甚しく損傷しており、信頼できるデータを取るには耐火物の改良、出口部の保温など種々手を加える必要があると思われた。一方、実用的には常時灰を溶融状態に保つのは難しいであろうし、溶けた灰の処理も容易でないと考えられたので、灰がほとんど取れる(ボイラー用のサイクロン・ファーネスでは除去率約85%と報告されていた) 点に魅力はあったが、実験はその1回で止めてしまった。

以上が筆者がセラミックスと係わった最初であり、その後も微粉炭燃焼に関連してれんがを燃焼器の内張に使ったりしたが、昭和30年頃から安価な石油や天然ガスが豊富に出廻るようになるとともに、石炭焚ガスタービンの研究は世界的に下

(昭和55年2月12日原稿受付)

火になり、われわれの研究も中止した。

運研は昭和38年には船舶技術研究所ほか3つの研究所に分れ、その間新設された航空研究所（現航空宇宙技術研究所）に多くの人材を送ったが、残った連中は一貫して陸・船用ガスタービンの研究を続けた。しかし燃料に低質重油、いわゆるC重油を使用する命題に苦しみ、その解決策としてセラミック熱交換器の導入を考えた。これが「等圧エアヒータ付ガスタービン」に関する論文を発表する因となったが、考え方はC重油の燃焼ガスは直接タービンに通さず、セラミック熱交換器で空気と熱交換し、高温になった空気と低温になった燃焼ガスをそれぞれ別個のタービンに流すことにより、C重油を使っても実質的に高いガス温度を使用できるようにしようとするものである。したがって、その実現はセラミック熱交換器の成否にかかるので、いくつかの実験を行なうこととした。

まず最初、市販の数種のセラミック管を輪切りにして中に重油灰成分に相当する試薬を入れ、電気炉中で熱してみた。熱交換器の管壁温度は最高約1400℃に耐える必要があるため、実験は1500℃まで行なった。いずれの材料も多少の影響を受け、中には原形を止めないほど甚しく損傷されるものも出た。この結果は専門家から見れば当然であったかも知れないが、素人のわれわれは、灰分成分なるものが実はセラミックスの一種であり、高温では相互に活発な化学反応を起すものであると初めて実感した。また同種材料でも純度や製造プロセスの相違によりかなり挙動が異なることも知った。

以上に並行して炉から取出した管を急速に空冷する熱衝撃試験を行ない、その結果、価格、市場性も考慮してアルミナおよびムライト ( $Al_2O_3 \cdot 2SiO_2$ ) を主に供試材料を選び、小形の熱交換器を作って燃焼ガスで試験することにした。この小形熱交換器は実用機の管群から7本を取出して構成したもので、管内を燃焼ガスが、外側を空気が流れる。実験では内径約17mm、外径約22mm長さ1mの管から成る熱交換器ユニットを3~4個直列に並べて燃焼ガスを流すことによりほぼ所定の温度範囲をカバーできた。

検討項目の一つは管の耐久性、耐食性で、 $V_2O_5$

のような有色灰分成分の滲透深さも一つの参考になったが、外見上ほとんど異常が認められないのに割れていたりすることから、簡単で定量的結果を与えるメジャーを必要とした。その結果選んだのは管を輪切りにして径方向に圧縮する冷間曲げ強度試験であった。

脆性材料の強度は良く知られているようにワイブル (Weibull) の分布則に支配され、一般的に適用できる強度式を得るには非常に多数の測定値を必要とする。しかしわれわれは実用機と同寸法の管を試験することにより、各ケースにつき3~5個のサンプルで十分役立つ測定値を得ることができた。

試験の変数は材質、温度、燃焼ガス中の灰分の種類および濃度、試験時間など多岐にわたり、試験の性格上、試験時間は数千時間あるいはそれ以上が望ましい。しかしこれらを網羅した試験は2、3名の研究員の手に負えないことは明らかであり、そのためガス中の灰分濃度を実際の燃焼ガスにくらべ大巾に増した加速試験をできるだけ数を絞ったケースにつき行なうことにした。

次に必要な試験は管板の構成法であり、加圧状態における伝熱試験であった。前者については特殊な管端具を考案するとともに専用の試験装置を作って試験した。少々の漏れは許容できることを特色とするサイクルであるが、漏れは少ないほど熱的に有利であり、試験結果はいまだ改善の余地があることを示した。

上記各種の試験は時に思いがけない結果に苦しみ、またマイクロな解析の不足を感じながらも関係者の不屈の努力で進められ、多くの知見を得た。筆者はたまたま途中で船研を辞することになったが、当初予定の試験は昭和49年ごろ終了した。

上記セラミック熱交換器は、前述のようにガスタービンにおける低質重油使用にともなう問題点の解決を目指したものであったが、未解決の問題も少なくなく、最近のガスタービンのように精密な機械の中で低質重油を燃すことには無理があるのかも知れない。しかし最近ではエネルギー事情の変化により、ガスタービンへの石炭の利用が強力に進められており、その一つに内燃式の流動床で石炭を燃し、同時にSOXの除去を行なう研究がある。その辺から新しいC重油の内燃方式が見出



# 論説解説

## ガスタービン設計者からセラミックス開発者への注文

セラミックスとガスタービン小特集号発行にあたり、航空用、自動車用、大型陸上用それぞれのガスタービン設計者からセラミックス開発者へ注文をつけていただきました。

編集委員会

### I 航空用ガスタービン設計者からの注文

石川島播磨重工業株式会社 真家 孝

#### 1. 序

近年、ガスタービンの高温化、高性能化に伴ない、高温部品材料としてセラミックスを用いる事が積極的に検討される様になった。セラミックスを用いる事の利点としては、第一にガスタービンのSFCを大きく低減できる事であろう(図1参照)。即ち、現在の世界的水準のTIT1300℃級のガスタービンでは、タービン部の冷却に主流の約15%以上もの空気を使用しているが、セラミックスは在来の耐熱超合金よりも耐蝕性、高温強度等が勝っているので冷却空気を大巾に節減でき、サイクル全体の熱効率を向上させる事が可能となる訳である。第二に、セラミックスの原料は安価で、供給も安定させる事が可能である事だと思われる。即ち、ガスタービンの高温部品材料として考えられるセラミックスとしては、窒化珪素、炭化珪素、サイアロン等があるが、これらの材料は地球上に広く大量に分布しており、政治的不安定にわずらわされず、安価に入手できるものである。第三には、高温強度に関する将来性という点から、セラミックスの方が超合金よりも有望と考えられる事であると思われる(図2参照)。

(昭和55年2月21日原稿受付)

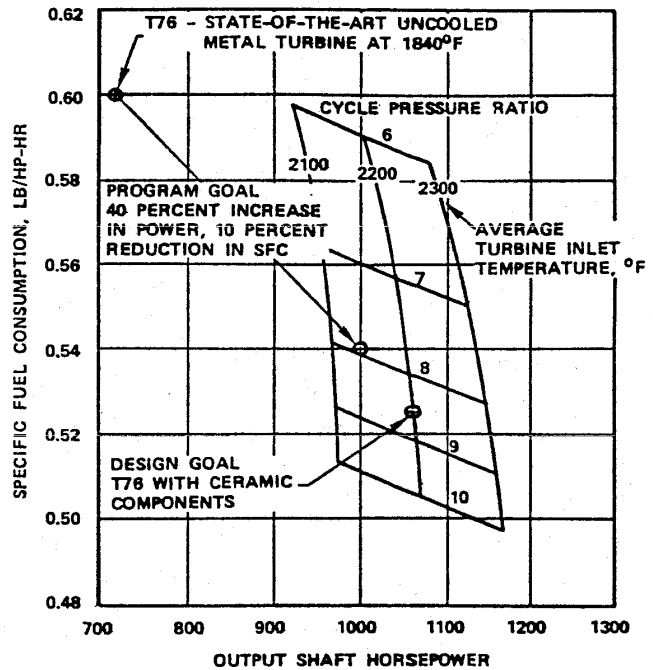


図1 Cycle Selection

これまでに、欧米諸国で試験されたセラミックス製のガスタービン部品としては、以下の様な例が知られている。セラミックスの耐熱性と熱伝導率の低さを生かしたタービン動翼の熱遮蔽被覆<sup>(1)</sup>、更に、その高温強度をも生かしたタービン静翼<sup>(2)</sup>、チップシュラウド<sup>(3)</sup>、エンドウォール<sup>(4)</sup>等の静止部構造部品、及びタービン動翼<sup>(2)</sup>、タービンディスク<sup>(5)</sup>等の回転部構造部品の例(図3参照)があり、これらはまだ全て実用化されておらず、その実用化はまだまだ先の事であると考えられる。

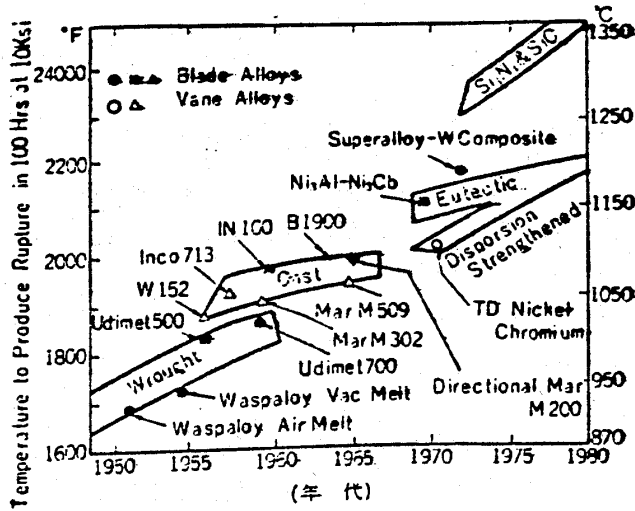


図2 ガスタービン用新材料を含めた変遷

その理由としては、セラミックスは機械構造部品の材料として重大な欠点である脆性材料であること、また、その強度に関してバラツキが大きく（図4参照）、これがガスタービン全体の信頼性を損なう事である。更に、ガスタービン設計者がセラミックス部品を設計するに当たっては、セラミ

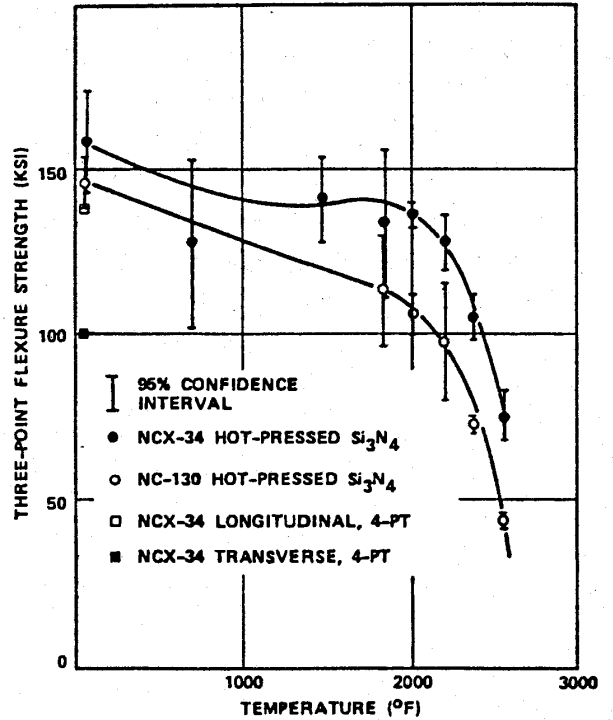


図4 As-Machines Stength Versus Temperature of NCX-34 (Hot-Pressed Silicon Nitride Plus 8% Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>)

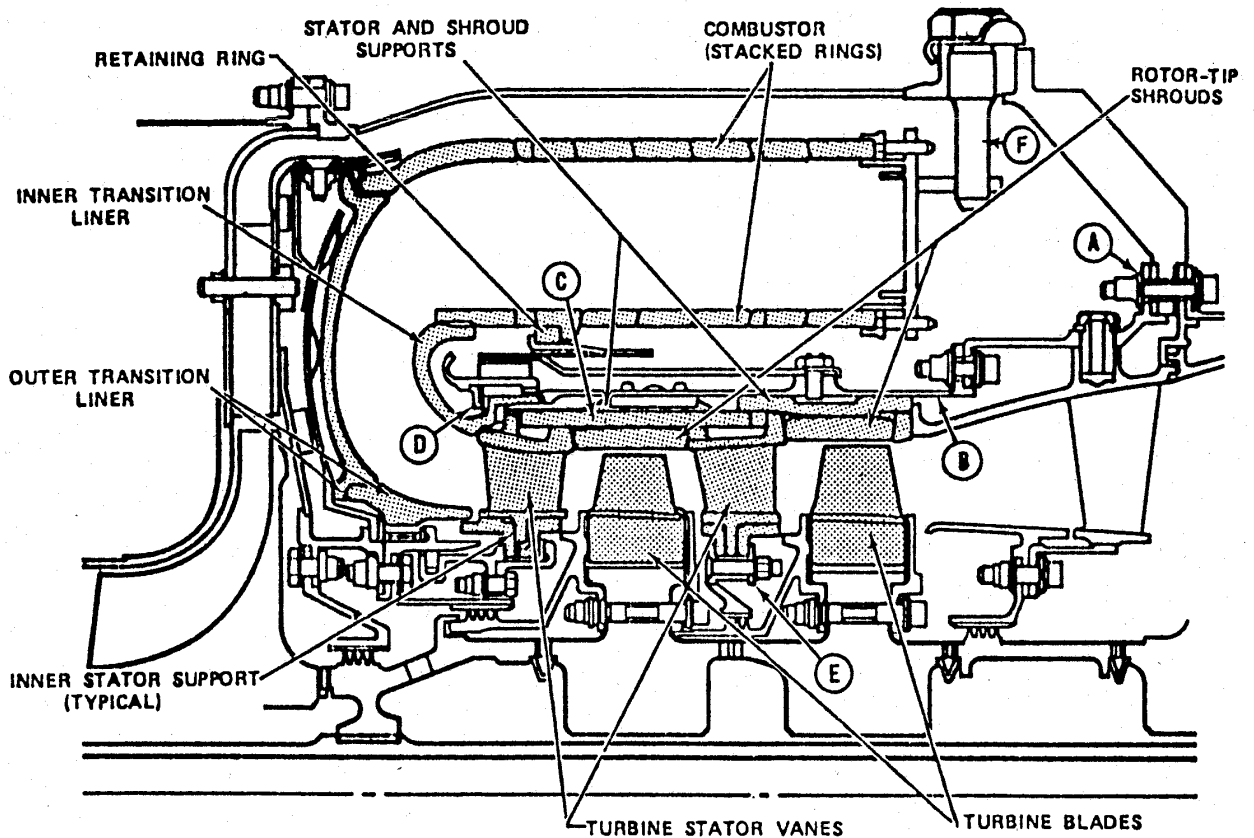


図3 TSE331C-1 Ceramic Engine

ックス自体の機械的性質（特に強度）、物性値等のデータが充分でない点が考えられる。これらの点を考慮して「ガスタービン設計者からセラミックス開発者への注文」をとりまとめる。なお、本稿においては、セラミックスをガスタービンの一次構造部材に用いる場合のみに限らせていただく。

## 2. セラミックスの強度について

窒化珪素、炭化珪素等の高強度セラミックスを構造材料として考える場合、金属と最も異なる点は脆性材料である事、即ち破断に至るまでの伸びが小さく、塑性変形を殆どせずに破断してしまう事であろう。

金属製部品は局所的な応力集中が存在しても金属自身の延性でこれを緩和してしまう作用があり、ガスタービン設計者もこれに期待した設計を行ってきた。しかし、セラミックスにはこの作用は期待できず、局所的な応力集中がそのまま破断に結びつくため、設計者は金属製部品を設計する時よりも注意深く隣接部品との結合法を決め、綿密な応力解析を実施し、更に表面仕上げ等にも細心の注意をはらわなければならない。これを実行する為には、多大の時間をかけて試設計、試作、基礎試験、実機試験をくり返し、ガスタービン設計者がセラミックス部品設計の経験を積み重ねつつ、応力解析等にどの程度の綿密さが要求されるのかを把握しなくてはならない。しかし、この様にガスタービン設計者が努力しても、ガスタービン内部で発生する些細な不測の事態（燃焼器不調の為に発生したカーボン塊の飛来等）にセラミックス製部品は敏感に反応し、破壊を生じるものと思われる。セラミックスの脆性はセラミックス製部品の弱点となるので、この点の改良にセラミックス開発者の努力が望まれる。脆性の改善が必要という事に関しては、セラミックスを構造部品材料として用いる時ばかりでなく、熱遮蔽被覆の様に金属と接合されてセラミックスが用いられる場合、金属とセラミックスとの熱膨張による伸びの差をセラミックスが吸収できずにセラミックスが破損してしまうという問題も関連する。

更に、セラミックスが脆性材料であり、応力集中に敏感である事は、換言すればセラミックスは種々の内部欠陥に敏感であるという事になり、体積が増加すれば強度がさがるという寸法効果を示

し、また、セラミックスの強度のバラツキが大きいという結果をひきおこしていると考えられる。これも信頼性を重視するガスタービン部品用材料としては大きな欠点であり、セラミックスの脆性の改善は非常に重要であると言える。脆性の改善のためには、金属繊維との複合材料の研究も将来重要と考えられる。また、このバラツキをワイブル分布等を用いて統計的に把握し、設計データとして使える様にとりまとめる事も重要である。

以上の高温引張特性に関するセラミックス特有の現象として、遅れ破壊という、従来金属のみを取り扱ってきたガスタービン設計者にはなじみ難い現象がある。これは、一定の荷重を負荷しておく、ごく小さな亀裂が徐々に成長してクリティカルな亀裂になり急激な破断に至るという現象であり、セラミックスの高温引張強度は、結局、荷重、荷重負荷後の経過時間、及び破壊確率の3つのパラメータで表示される事になる。これについても試験を積み重ね、設計データとして使用できる様な充分な信頼性をもつデータを取りまとめると共に、セラミックスのミクロな挙動の研究にも力をそそぎ、豊富なデータの背後にあるセラミックスの特性を正確に把握していただきたいと思う。

また、ガスタービンの高温部品材料として要求される機械的性質には、前述の高温引張特性のほかに、高温での低周波疲労特性、熱疲労強度等があるが、これらもセラミックスのミクロな挙動の研究に裏打ちされた、充分な統計処理をしたデータが集まる事がセラミックス部品設計には必要不可欠なステップと思われる。

## 3. セラミックスの物性値

ガスタービンの高温部品を、セラミックスを材料として設計するには、前節で述べた機械的性質のほかに、下記の物性値が必要である。

- 1) 熱伝導率、2) 熱膨張率、3) 比熱、
- 4) 比重、5) 輻射率、6) アコースティックエミッション（実機翼を用いて熱疲労試験を実施する時に必要）

これらは全て、使用温度範囲内においてどのような値をもち、どの程度のバラツキがあるのかを調べる必要がある。これらのデータは応力解析の際に用いられるので、これらのデータの不正確さは、直接、部品の強度設計の精度に影響する。セ

ラミックス開発者は、新しいセラミックスを開発した際には、必ず機械的性質の他に、これらの物性値を計測しておく事が早期にセラミックス部品が実用化されるためには必要であろう。

#### 4. セラミックスの加工

セラミックス製のガスタービン用高温部品の形状は、ガスタービン部品としての機能上の要求を満足するために、また、2節に述べた様に応力集中を避けるために、複雑な曲面形状とならざるを得ない。特に、タービン翼の翼部は複雑な3次元曲面となり、公差も非常にきびしい。この様な複雑な形状は、現在のところ、ふつうはダイヤモンドを用いたグラインダーによる倣い加工等を必要としている。この様な加工方法は、多大の加工工数を必要とし、量産加工には不適當であり、極端なコスト高の原因となると思われる。更に、この様な加工方法は、翼型をダイヤモンド砥石で研削できるような形状にしなければならない(翼腹側の曲率はダイヤモンド砥石の曲率よりも小さくしなければならない)という様に、構造設計面だけでなく空力設計面にも制約を及ぼしてくる。荒加工には超音波加工を用いて能率を向上させている例もあるが、最終仕上げは、やはりダイヤモンド砥石による研削工程となっている。セラミックス開発者は、セラミックスに最適で能率が良く精度の高い切削技術を開発する必要があるであろう。

一方、セラミックス切削技術だけでなく同種のセラミックス同士の接合、又は異種のセラミックス同士の接合の技術も開発の必要があると思われる。この技術の開発により複雑な形状のセラミックス部品の製作が可能となるばかりでなく、部品の応力分布、温度分布に合わせて各部分に最適なセラミックスを選定し、これらを接合して一つの部品とし、適材適所を文字通り実現した部品が製作可能となる事も考えられる。

#### 5. セラミックスの検査

セラミックスは脆性材料であるため、内部に存在する微小欠陥の有無によりその部材の強度は大きく変化する。このため、内部の欠陥を非破壊検査により検出し、材料の信頼性を保証する事は重要な課題である。セラミックスの強度を保証するためには、約0.2mm程度の欠陥は確実に検出できねばならないと言われているが、現在の非破壊検査

の検出感度からするとかなり困難と考えられる。今後、超音波探傷、アコースティックエミッション等各種の非破壊検査技術をセラミックス部品に試み、信頼のおける非破壊検査法を確立する必要がある。特に、航空用ガスタービンにセラミックス製部品が採用される段階になれば、この要求は一段と強くなるものと思われる。また、非破壊検査技術が確立され、非破壊検査結果と材料強度のバラッキ(信頼性)との相関がはっきりと把握されないうちは、航空用ガスタービンの主要部品(タービン翼類等)材料としてセラミックスを選定する事は不可能と思われる。

更に、セラミックスの強度試験結果は、引張試験が困難なためと思われるが、従来、曲げ試験結果として発表されている場合が多い。しかし、セラミックスが回転部に使用される様になった場合には、引張試験を実施しなければならない。回転部品は大きな引張応力条件下で使用され、また、曲げ試験による強度と引張試験による強度には差があるからである(図5参照)。また、引張試験がうまくできないセラミックスは、構造部品用材料としては、まだまだ改良すべきセラミックスと言える。

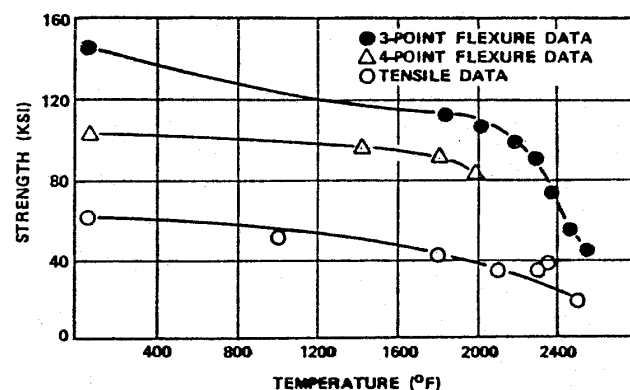


図5 Strength of NC-130 Hot-Pressed Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub>

#### 6. まとめ

以上、セラミックスをガスタービン高温部品用材料として採用した場合に、従来の超合金よりも不利と思われる点をもとにしてセラミックス開発者への要望をとりまとめた。その中で一番重要と思われる点は、やはり、セラミックスの強度に関

する信頼性の向上と脆性の改善であると思われる。これらの点が、セラミックス開発者各位の基礎研究によりその原因が解明され、改善策が講じられる事を切望する。また、我々は、改良されたセラミックスをとり入れ、ガスタービンの性能向上につとめてゆきたいと考えている。

## 7. 参考文献

- (1) Liebert, C. H. and Stepka, F. S.  
Journal of Aircraft Vol. 14  
No 5 (1977) P. 487
- (2) Miller, C. L. ほか3名. Proceedings  
of the DARPA/NAVSEA  
CERAMIC GAS TURBINE  
DEMONSTRATION ENGINE  
PROGRAM REVIEW, MCIC-78-  
36 (1978)
- (3) Rudolph, D. S. Advanced Ceramic  
Turbine Seal System, Phases  
II and III. PWA-5426 (1976)
- (4) Hayes, C. W. TURBINE VANE  
CERAMIC ENDWALL AFAPL-  
TR-74-103 (1974)
- (5) Fisher, E. A. ほか1名, Current  
Status of High Temperature  
Ceramic Gas Turbine Resea-  
rch and Development, SAE  
741047 (1974)

## II 自動車用ガスタービン設計者から の注文

トヨタ自動車工業 岡野 弘  
株式会社

### 1. はじめに

ガスタービン・エンジンを自動車用原動機とするための開発業務にたずさわっているにすぎない筆者の乏しい経験と知識では、未来材料の最右翼と目されているセラミックの開発について将来のポテンシャルも含めて、材料開発の専門の方々に少しでも参考になることを述べることは非常に難しいことのように思われる。しかし、ここではひとつ気楽に取り組みさせていただいて、セラミック材料をガスタービンに適用する場合に設計者としてどのようなことを知りたいと思っているかにつ

て若干の感想を述べたい。

### 2. セラミックの必要性

セラミック材料がなぜ、ガスタービン・エンジンに適用されようとしているかについて現状をながめてみる。化石燃料資源の枯渇が叫ばれ始めてからひさしいが、昨今はとくに中東の政情不安定とからみあって、ますます省資源の呼び声が高く、燃費の良い原動機が要望されるようになった。自動車用エンジンの場合、燃料を石油に依存しているので、石油をほぼ全面的に輸入にたよっている我が国においては、むしろ省資源という観点よりも、省石油の立場から新しい原動機の開発をおこなうことが必要となってきた。このため、燃費が良いことはもちろん必要であるが、脱石油燃料の可能性、つまり多種燃料が使用可能であるかどうかということが問題にされるべきである。場合によっては、燃費特性と脱石油特性とをエンジン性能の特性評価にあたって天秤にかけの必要がでてくる。エンジンに多種燃料を使用することを追求してゆくと、まず第一に、せまい範囲の空燃比の予混合気では成立しないガソリン・エンジンが不利になる。次に、ディーゼル・エンジンといえども間欠燃焼である以上、燃料性状に制約が加わることは避けがたく、結局、連続燃焼エンジンが必然性をもって登場してくる。

自動車用としての連続燃焼エンジンでは、重量、寸法容積、始動性などから、もっとも実用に近い位置にあるのがガスタービンであることは衆目の一致するところである。自動車用ガスタービン・エンジンの欠点は、燃料消費率とくにアイドル燃費および部分負荷燃費がそれほど良くないことと、イニシアル・コストの高さであろう。アイドル燃費はエンジンの制御方法、使用方法で改良をはかることが試みられている。部分負荷燃費は熱交換器の適用で大幅に改善されるが、基本的にはサイクル最高温度を上昇させることで解消される。コストについては、加工方法が新規であることによる誇張が含まれている面があるので、結局高価な原料粗材を使用している部品に問題が絞られる。一方、原料粗材の価格は、輸入できるかどうかによって変動しやすい性格を有している点では石油と同じことである。現在のガスタービンでは、高温部分に Ni, Cr, Co, etc の金属元素を含



する信頼性の向上と脆性の改善であると思われる。これらの点が、セラミックス開発者各位の基礎研究によりその原因が解明され、改善策が講じられる事を切望する。また、我々は、改良されたセラミックスをとり入れ、ガスタービンの性能向上につとめてゆきたいと考えている。

## 7. 参考文献

- (1) Liebert, C. H. and Stepka, F. S.  
Journal of Aircraft Vol. 14  
No 5 (1977) P. 487
- (2) Miller, C. L. ほか3名. Proceedings  
of the DARPA/NAVSEA  
CERAMIC GAS TURBINE  
DEMONSTRATION ENGINE  
PROGRAM REVIEW, MCIC-78-  
36 (1978)
- (3) Rudolph, D. S. Advanced Ceramic  
Turbine Seal System, Phases  
II and III. PWA-5426 (1976)
- (4) Hayes, C. W. TURBINE VANE  
CERAMIC ENDWALL AFAPL-  
TR-74-103 (1974)
- (5) Fisher, E. A. ほか1名, Current  
Status of High Temperature  
Ceramic Gas Turbine Resea-  
rch and Development, SAE  
741047 (1974)

## II 自動車用ガスタービン設計者から の注文

トヨタ自動車工業 岡野 弘  
株式会社

### 1. はじめに

ガスタービン・エンジンを自動車用原動機とするための開発業務にたずさわっているにすぎない筆者の乏しい経験と知識では、未来材料の最右翼と目されているセラミックの開発について将来のポテンシャルも含めて、材料開発の専門の方々に少しでも参考になることを述べることは非常に難しいことのように思われる。しかし、ここではひとつ気楽に取り組みさせていただいて、セラミック材料をガスタービンに適用する場合に設計者としてどのようなことを知りたいと思っているかにつ

て若干の感想を述べたい。

### 2. セラミックスの必要性

セラミック材料がなぜ、ガスタービン・エンジンに適用されようとしているかについて現状をながめてみる。化石燃料資源の枯渇が叫ばれ始めてからひさしいが、昨今はとくに中東の政情不安定とからみあって、ますます省資源の呼び声が高く、燃費の良い原動機が要望されるようになった。自動車用エンジンの場合、燃料を石油に依存しているので、石油をほぼ全面的に輸入にたよっている我が国においては、むしろ省資源という観点よりも、省石油の立場から新しい原動機の開発をおこなうことが必要となってきた。このため、燃費が良いことはもちろん必要であるが、脱石油燃料の可能性、つまり多種燃料が使用可能であるかどうかということが問題にされるべきである。場合によっては、燃費特性と脱石油特性とをエンジン性能の特性評価にあたって天秤にかけの必要がでてくる。エンジンに多種燃料を使用することを追求してゆくと、まず第一に、せまい範囲の空燃比の予混合気では成立しないガソリン・エンジンが不利になる。次に、ディーゼル・エンジンといえども間欠燃焼である以上、燃料性状に制約が加わることは避けがたく、結局、連続燃焼エンジンが必然性をもって登場してくる。

自動車用としての連続燃焼エンジンでは、重量、寸法容積、始動性などから、もっとも実用に近い位置にあるのがガスタービンであることは衆目の一致するところである。自動車用ガスタービン・エンジンの欠点は、燃料消費率とくにアイドル燃費および部分負荷燃費がそれほど良くないことと、イニシアル・コストの高さであろう。アイドル燃費はエンジンの制御方法、使用方法で改良をはかることが試みられている。部分負荷燃費は熱交換器の適用で大幅に改善されるが、基本的にはサイクル最高温度を上昇させることで解消される。コストについては、加工方法が新規であることによる誇張が含まれている面があるので、結局高価な原料粗材を使用している部品に問題が絞られる。一方、原料粗材の価格は、輸入できるかどうかによって変動しやすい性格を有している点では石油と同じことである。現在のガスタービンでは、高温部分に Ni, Cr, Co, etc の金属元素を含

む耐熱合金を使用しているが、小形ガスタービン・エンジンの場合、ブレードの寸法が小さいので空冷など冷却手段が採れず、現在以上にサイクル最高温度を上昇させることは、この高価な材料を使用しても不可能である。また、Ni, Coなどは資源が偏在しており、やはり戦略資源とされているので輸入削減を意図すべきものである。別の資源を利用して高温部材に使用できる技術を開発することによって、すくなくとも資源外交においてイニシアティブがとれるようにする必要がある。以上述べたように、ガスタービンの欠点をほとんどすべて解決しうる手法の有力候補技術のひとつとしてセラミック材料の高温部材への適用が考えられている。その目的は、資源外交、資源経済において優位に立つための観点から、多種燃料使用可能な原動機の開発、国内資源を利用した耐熱材料の開発ということに重点がおかれるべきである。要するに、現在技術で考えたコストの高低をうんぬんするのではなく、将来の技術ポテンシャルに注目しその技術の波及効果を考えるべきである。再びそれが現在使用中の技術自体の未来像に関係していることを考えると、現在の偏在資源をめぐるあつれきは結局は地球全体の資源を有効に利用しようという動きにつながるものであろう。

### 3. ガスタービンの機械構造上の特徴

セラミック材料をガスタービンに使用することを前提に、ガスタービンの原動機としての特徴をまとめてみると、

- (1) 連続流を主体とする速度形機械である。
- (2) 連続燃焼する燃焼器を有する。
- (3) 一般に作動流体の圧力レベルが低い。
- (4) 機能別に独立した部品の組立体である。

作動流体の圧力レベルが低いので、同じ出力のピストン・エンジンと比べると大流量の空気を取り扱う。そのため回転速度が高くなるので回転軸系に生じる遠心力が大きくなるが、トルクで比較すると小さくなり回転体の各部に働く振り荷重は小さくなり、そのためパワー伝達軸を細く軽量にできる。このように、回転する部品を小さくできるということは、後で述べるようにセラミック材料を適用する際に、本質的な有利さをもたらす。作動流体が連続流であることから、構成機器を回転運動のみからなるいわゆる回転機械とするのが普

通である。したがって、回転系のアンバランスがないかぎり、外部の軸受、支持構造体に不釣合力をおよぼさないで、トルクが原動機と負荷機器とでバランスして回転していることになる。したがって、ピストン・エンジンのように、本質的なアンバランスが残留することはない。

原動機として必須の各機能、たとえば、吸入・圧縮・燃焼・膨張の各サイクルがそれぞれ別個の構造部分でおこなわれているので、それぞれのサイクルを受持つ構造部の要求に応じて、軽量・軽量高強度・耐熱性・耐熱高強度などの材料特性を生かすことができる。

まず、回転部品の特徴を考えてみる。遠心力は慣性力であるから、その大きさは回転部品自体の質量に比例する。そこで、高い強度が要求される部品であっても絶対量として強度値が大きいことではなく、単位質量あたりの強さが大きいこと、つまり比強度が大きいことが必要とされる。したがって、コンプレッサのインペラには耐熱性はあまり必要でないが、比強度の大きい材料が適している。一方、タービン・ホイールとかディスク及びブレードには耐熱性がすぐれ、かつ比強度の大きい材料が好まれる。遠心力にもとづく応力、いわゆる遠心応力は当然回転軸に関し対称形の分布をなし、ディスクあるいはホイールの円周方向の応力の不均一性を生むのはブレードの有無だけであるから、応力分布の勾配もピストン・エンジンのクランクシャフトなどにくらべれば極端に大きいということではなく、さらに時間的な変化も急激ではない。一方、回転部品の熱応力は回転しているために円周方向の温度分布は一様になりやすく、その意味での応力レベルは大きくないが、始動時あるいは加速時の温度上昇によるものが注目されるべきである。またピストン・エンジンでは、たとえば1サイクルごとに方向のことなる摩擦力をうけるピストン・リングを介して気密をたもち、圧縮・膨張仕事を実現している。したがって、局所的に見れば衝突をくりかえしている部品があるが、ターボ機械の場合、ブレードとシュラウドとは非接触を原則としているので、異物の吸入がなければブレードへの固体の衝撃は考えなくてもよい。航空用ガスタービンと異なり、自動車用原動機の吸気系には消音目的をも兼ねてダスト・クリ

ーナを設けることが通例であるから、ブレード破損、ナット脱落など、エンジン内部で自己発生する破片を除外すれば、外界からの固体の衝撃はあり得ない。

第二に、高温流路部材のうち、燃焼器をながめてみる。燃焼器では比較的温度の低い空気を燃焼させて高温のガスとするために、温度分布がきびしい壁面がさけられない。また、目的とする温度のガスをつくるため、空気とガスの混合を促進させる必要があり、多数の孔をもうける必要がある。このことは壁内の熱の流れからみるとヒートダムとなるので、壁材温度不均一を助長することになる。したがって、燃焼室壁面を数分割し、別々の部分を重ねて燃焼器を形成することになるが、セラミックス自体にはネジ締結の手法が採れないとすれば、セラミックスで内壁面を形成し、金属で外被部材を構成することになる。重量・寸法を考えてゆくと、内面にセラミック被膜処理を施したものに近似してくる。セラミックスは金属より材料粗材としては軽量であるといいながら、剛性をもたせながら金属外被との二重構造にすれば重量的に不利になる。これらをいかにして設計的考慮で埋めあわせてゆくかが問題になる。また、セラミックスで燃焼壁をつくる場合の利点のひとつは、触媒作用を壁面にもたせやすいことがあげられる。うまくすれば燃焼効率の運転作動域全体での改良につなげることができる。

第三に、燃焼器以外の高温流路部材を考えてみる。形状的にも温度的にももっともきびしい条件にあるのがブレードを有するノズルリングである。ブレードとインナボス、アウトボスとを一体構造にすると熱応力的に苦しくなる。つまり、比較的質量の小さいブレード部を中間に含み、かつそのブレード部がもっとも温度上昇がはやいいうえ、エンジン減速時などの温度降下もはやいので温度変化振幅が大きくなり、クラックを生じやすい。燃焼器からのガスの円周方向温度分布も避けがたく、数個のブレードごと、あるいは各ブレードごと独立体としてつくり、それらをルーズに係合させる構造が必須であろう。このため、やはりセラミックスと金属との結合方式に設計的知恵が要求されることになる。燃焼器の場合とことなるのは、回転部品に対して寸法精度良く位置決めすべきシ

ラウドリングが一連の構造の中に含まれていることである。セラミックスは熱膨張係数が小さいので、動翼と静止シュラウドとの隙間を小さくできるとの意見もあるが、万一の接触の場合セラミックスのもろさから重大破損につながりやすいので、あまりクリアランスをつめることはできないと思う。むしろ、シュラウドリング内面に減磨材層を表面処理とか、適当な手法で設定する必要が金属の場合よりも強くなって来る。したがって、セラミックスをガスタービン部品に適用するためには減磨材の開発を重視すべきである。材料的に減磨性表面層をもたせるのも一手法であるが、構造的に抵抗なく寸法を変化させる手法、たとえばセラミック・ハニカムの内壁面への接着などの手法も興味深い。これらの静止部品をセラミックスにする場合、組立体としての構造が問題であり、金属のように手軽で確実なネジ締結方法が用いられないとすれば、やはり外被部は金属材料による構成となるから、金属とセラミックスとの熱膨張差を埋めあわせるための高温スプリング材、セラミック・スプリング材などの開発が重要になってくる。

最後に、現在ある意味でセラミックス化がもっとも進んでいる熱交換器について述べる。蓄熱式熱交換器の蓄熱体（以下、コアと略す）をセラミックス化することにより寸法をコンパクトにまとめ、重量軽減が可能となり、耐熱限度の上昇も可能となることはすでに実証されつつある。熱膨張係数が小さいので摺動摩擦するシールの均一当りが可能となり、漏れ流量の低減が実現できる。極低速でコアを回転させるために、コアの支持機構、駆動機構が開発されつつある。蓄熱式熱交換器の性能向上の当面の問題点は、シール部分の耐久性である。熱交換器は本質的に温度勾配を構造部材間にもたらずので、熱変形、熱応力によるトラブルが不可避である。これらの問題解消のためにシール部材の耐久性を向上させる必要があり、そのため具体的には、高温摩擦材料としてのセラミック材料をそのままシール片とするため、バックアップペローズとの気密接合とか高温スプリング材料の開発をしなければならない。蓄熱式熱交換器は、より高温作動へのポテンシャルにおいてすぐれている反面、駆動機構をも含めた重量が大きい

デメリットがある。これに対して伝熱式熱交換器は運動部分がないので、コンパクト、軽量であること、および漏れ流量のすくないことにすぐれているので、もし伝熱フィンとかチューブの基本構成要素をセラミックス化することができれば、すぐれた熱交換器を得ることができる。その試みに対する最大の障害は、セラミック薄膜を通しての漏れとか、接合部の気密保持が困難なことである。サイクル最高温度の上昇は、大なり小なり熱交換器への入力温度上昇を招くので、タービン部のセラミックス化と同時に熱交換器の高温作動を可能にするためのセラミック材料の開発をすすめる必要がある。

#### 4. セラミック材料の設計所要データ

セラミック材料の物理的性質全般ではなく、強度に関係する事項に話を限定する。セラミックスは金属とくらべてもろく塑性変形能がないので、設計の際にまず第一に、根拠とする引張り強さを求める試験自体が困難であり、テストピースの保持方法によっては曲げ荷重の影響が重畳されたり、局部的応力集中のために、試験目的以外の破損を招くことになり、結果をばらつかせデータの信頼性を低下させる。そこで、矩形断面の棒状テストピースを折り曲げるときの破壊荷重から計算する称呼曲げ応力からあらわした、いわゆる抗折強度によって材料強度の代表値とすることが通例である。この抗折強度に材料特性によってきまる変換係数を掛けて引張り強さに換算して計算応力値とくらべ、部品の強度を判定しているのが設計強度チェックの第一歩であろう。

セラミックスは抗折強度のばらつきの程度が金属の場合より大きいので、同一ロットの材料においても、弱いものの破壊応力値は平均値にくらべて40%程度も低いこともある。したがって、ひとことで抗折強度がいくらであるとは厳密には言えなくて、統計的に取り扱うべきである。そのためには均一な大きさの欠陥が均一に分布している物体の強度モデルとして有名な、最弱リンク仮説にもとづいたワイブル統計手法が一般的であり、ワイブル指数、特性強度の2つはセラミック材料の強度データをまとめるうえで、最低必要なパラメータである。ワイブル確率紙上にプロットした強度データを1本の直線で実験式化するとき、

定数として上記のパラメータが計算される。これらの定数から応力分布が単純な場合には、解析的に抗折強度と引張り強さとの比を求めることができる。

定格条件における応力計算から部品での最大引張応力を求め、その応力値を抗折強度値に換算する。次に、実機部品とテストピースとの体積比、表面積比を考へて、テストピースでの抗折強度値を求める。定格条件における設計計画の累積破壊確率は、たとえば数十ppmとか、市場でのニーズとか、部品のサービス性も考へて決める。最後に、ワイブル指数を実験値を考へて決めると、テストピースとしての設計所要抗折強度を、ばらつきも含めて一義的に指定することができる。自動車用ガスタービン・エンジンのタービン・ホイールを想定して、実機部品の最大引張応力とテストピース抗折強度との比を試算してみると、約0.5程度の値となる。このときの累積破壊確率を10ppmと仮定して、テストピースでの所要抗折強度としてワイブル指数 $m=2.3$ 、特性強度 $\sigma_0=66\text{ kg/mm}^2$ が計算された。上記の単純計算の場合、部品内部での応力分布を考へていないで、最大引張応力のみを使用しているのがもの足りない。そこで応力分布をも考へるときには、たとえば有限要素法で応力分布を計算し、各体積要素ごとに最大引張主応力にもとづいてラプチュア・リスク (rupture risk) を加算し、表面欠陥のワイブル・データも判明しているならば、一定深さまでの全表面のラプチュア・リスクをも加算して部品全体として破壊確率を計算する。A. Paluszny の報告によれば、このようにして4点折り曲げテスト・データを使用して計算予測したホットプレス  $\text{Si}_3\text{N}_4$  のディスクの破壊回転速度は、実験とよく一致したと述べている。このことは、かれらの実機サイズの部品とテストピースとが統計的に見ても同じ強度を有することを示している。しかし、それらはブレードのついた最終形状で実施した試験ではないし、ホットプレス製法はディスクのように形状が簡単な場合には品質、組織が揃えやすいため、テストピースと同じ強度レベルが確保できたのかも知れない。セラミック設計には、まずテストピースでの精度の良い統計データが必要であり、たとえば抗折試験においてワイブ

ル指数を±20%精度で求めるにはサンプル数はすくなくとも50個以上とすべきである。

高強度材料だけを追求するならば、ホットプレス製法によるセラミックスがすぐれているが、翼形など複雑な形状になると、ホットプレス製法では、特に自動車用のように量産をめざすためには問題が生ずる。ホットプレスは製造コストが高く解決が相当困難と思われるので、焼結法が現在以上に大きな割合を占めてくるであろう。しかし、現在の焼結製法ではテストピースと実機部品との製造品質が異なりやすいので、工程管理の高精度化が必要である。これに関係して内部まで強度レベルの保持できる焼結製法の開発のために、たとえば、大きなボリュームの焼結インゴットから表面層、内部と区別してテストピースを切り出し強度変化をみる試験など、数多くの開発努力を注がねばならない。粉末から部品形状への成形工程のために有機結合剤の添加が必要であるが、それにつづく焼結工程での有機結合剤の残留が最終製品での内部欠陥を生む原因となり強度を低下させるので、原料粉末の形状粒度分布を成形性改善のために検討しなければならない。可能ならば粒子間の摩擦力で形状を保ちやすくすることによって、有機結合剤の混合割合を減少させることができれば、強度の均一化とともに焼結による寸法変化割合も低減でき、形状精度の良い製品が得られるであろう。

セラミック材料の焼結前の成形方法としては、プレス・鋳造・射出成形などがあるが、高い寸法精度のはめあい面などは成形脱脂、焼結工程での寸法変化が大きく、要求精度が実現できないので、焼結後に仕上加工する。金属よりかたく、もろいセラミックスの普通の機械加工としては、研削加工に限定される。研削加工によって表面欠陥が除去されて強度が向上するという結果もあれば、良い焼結品の場合、研削の有無は強度に関係しないという結果とか、加工キズによってかえって強度が低下するという場合もある。回転軸系の部品として仕上加工が必須な部位は、まず第一に軸受、シールなどのはめあいジャーナル面、および軸方向位置をきめるための段付部分があり、寸法精度を確保するために、段付根元部には研摩逃げのためのR形状ぬすみが必要である。セラミックス

はもろいと言っても金属の場合と同じ程度のR形状がゆるされるのか、そうでないとしたらどの程度の寸法にすべきなのかが不明である。第二に、ブレードのチップを流路形状にあわせて加工する場合、衝突をともなう断続研削となるのでブレード間になんらかの充填物をつめるのか、あるいは新しいレーザ加工、電子ビーム加工などを実用化にむけて開発努力しなければならない。ロータ系のバランス修正作業は加工面の寸法精度は不要であるが、クラックとか欠陥の残存は許されない除去加工として特徴的である。バランス修正のため、タービン・ホイールにおいて約1g程度の質量を除去する必要があることが多いが、除去量についてはマスセンタリング技術の開発など、加工手段の改良でもっとすくなくできるであろう。その他に、シール機能のために寸法精度のきびしい溝加工がジャーナル部、ディスク部に施されることがある。このために研削加工が主体となるので、送り・砥粒・砥材・冷却剤の有無など研削条件に対するセラミック被加工品の強度との関係を、たとえばテストピースの単純形状についてでも把握しておく必要がある。

このように、加工方法による欠陥と強度との関係を考えてみると、あらかじめ寸法のわかった表面欠陥をテストピースに付与し、それを抗折試験することによって破壊靱性値を測定する方法が注目される。この種の抗折試験によって金属材料との破壊靱性値が比較できる。セラミックス破壊靱性データはまだ発表例がすくなく、たとえば、温度が上昇してゆくとどのように変化するのか、欠陥の付与方法、形状によって破壊靱性値は変わらないのかどうかについて疑問が残る。現在はダイヤモンド圧子による圧痕方法でテストピースが調製されているが、別の手法、たとえばホットスポットを照射する手法などではどのようなになるのか。発表された文献で見ると、セラミックスの破壊靱性値は金属より2桁程度小さいのでクリティカルな欠陥寸法は大略4桁程度金属より小さくなり、現在の検出可能欠陥サイズと同等になる。このため、セラミックスの非破壊検査とか欠陥検出技術にも解決すべき難問が残されている。破壊靱性値を知って設計に利用するためには、欠陥の大きさが測定できることが前提条件である。さきに

述べた破壊靱性測定試験の場合、破面から初期クラックの大きさを測定しているが、切断する前に測定することはできるのだろうか。

もし、非破壊検査法により欠陥の大きさが測定できないとか、可能だとしても量産には不適當であるとすれば、破壊靱性を測定してみてもあまり意味のないことになる。その場合、強度のばらつきを小さくできれば良いとの目的でブルーフ・テストを適用しようという考えがある。低い応力で破壊するものを選び出し除外すると、強度の分布の下限群をカットすることができるので、残存群の見かけ上のワイブル指数が上昇することになり、実作動時の信頼性が改善されることになる。ブルーフ・テストは、実作動時の負荷のうち、一部分をシュミレートしながらより単純化することにより迅速な処理をねらうものである。たとえば、遠心応力、熱応力などのうち、どれをシュミレートすれば代表負荷として有効であるか検討されねばならない。また、それを実施することによって、合格部品の強度に影響する損傷を残してはいけないという制約もある。これらの検討のため、実機部品を数多く試験し、低い応力条件で破損する部品が除外されていることを統計的に確認しなければならない。

セラミックスは一般に金属よりも耐食性がすぐれているが、ガスタービンでは高温空気の下で使用するので耐食性をしらべる必要がある。タービン部では高温ガスが大きい速度で流れるので保護被膜が侵食され、材料中の不純物の酸化によって有意な重量減少がみられるかも知れない。実験室的条件での重量減少量より大きい可能性がある。たとえば、ブレードを対象とする場合には、ガス温度 $1,000^{\circ}\text{C}\sim 1,200^{\circ}\text{C}$ 、流速 $300\sim 500\text{ m/sec}$ 程度の試験条件が望ましい。使用燃料が多岐にわたるようになると、硫黄などの不純物が増加してくる場合もあるので、耐食性の評価は重要性を増してくるであろう。

セラミック材料でも、高温で使用される部品では時間に依存した破壊、すなわち疲労破壊、クリープなどが問題になってくる。セラミックスのデータはあまり数多くは発表されていないようであるが、ゆっくりしたクラックの成長速度は応力拡大係数のべき乗に比例し、その比例定数が温度

に依存しているとの破壊力学的取扱いが試みられている。しかし、これらの手法が部品においても成立するかどうかの検証は、これから行なわれようとしている段階である。人工欠陥テストピースでのデータから、一般的な形状、性状の欠陥についてしらべてゆかねばならないが、種々の製法の高温高強度セラミックスについての破壊力学的基礎データの集積が望まれる。

## 5. あとがき

自動車用小形ガスタービンにセラミック材料を適用するにあたって、ガスタービンの特徴および設計者の感じている材料強度上の問題点のうち、特に材料技術者の活躍に期待することがらのいくつかを述べてみた。セラミックスは機械構造用材料としては、これから研究すべき内容を多く含む未来材料の最右翼とみなされているもののひとつであるが、従来使用上の難点とされてきたもろさや加工困難性が、新技術の開発によって数多くの長所のうちに包含できる日も近いと考えている。それにともない、新しい動力源の効率向上のための有力な手段が現実のものとなり、資源の有効利用への道がひらけてゆくであろう。

## Ⅲ 大型陸上用ガスタービン設計者からの注文

三菱重工業株式会社 杉山 晃

### 1. ま え が き

昭和53年度から発足したムーンライト計画の主要テーマの一つに大型省エネルギー技術の開発があり、この中に高効率ガスタービンの開発研究が含まれている。高効率ガスタービン開発研究のマスタープランは、昭和57年度に実証運転研究を行なう予定のパイロット機（タービン入口温度 $1300^{\circ}\text{C}$ 級）の試作研究と昭和59年度運転予定のプロトタイプ機（ $1500^{\circ}\text{C}$ 級）の開発研究が柱となって、これら試作機のための設計研究、要素技術開発、材料開発研究及び高効率ガスタービンを組込んだ最適トータルシステム技術の研究が含まれている。

高効率ガスタービン研究組合は、昭和54年度

述べた破壊靱性測定試験の場合、破面から初期クラックの大きさを測定しているが、切断する前に測定することはできるのだろうか。

もし、非破壊検査法により欠陥の大きさが測定できないとか、可能だとしても量産には不適當であるとすれば、破壊靱性を測定してみてもあまり意味のないことになる。その場合、強度のばらつきを小さくできれば良いとの目的でブルーフ・テストを適用しようという考えがある。低い応力で破壊するものを選び出し除外すると、強度の分布の下限群をカットすることができるので、残存群の見かけ上のワイブル指数が上昇することになり、実作動時の信頼性が改善されることになる。ブルーフ・テストは、実作動時の負荷のうち、一部分をシュミレートしながらより単純化することにより迅速な処理をねらうものである。たとえば、遠心応力、熱応力などのうち、どれをシュミレートすれば代表負荷として有効であるか検討されねばならない。また、それを実施することによって、合格部品の強度に影響する損傷を残してはいけないという制約もある。これらの検討のため、実機部品を数多く試験し、低い応力条件で破損する部品が除外されていることを統計的に確認しなければならない。

セラミックスは一般に金属よりも耐食性がすぐれているが、ガスタービンでは高温空気の使用下で使用するので耐食性をしらべる必要がある。タービン部では高温ガスが大きい速度で流れるので保護被膜が侵食され、材料中の不純物の酸化によって有意な重量減少がみられるかも知れない。実験室的条件での重量減少量より大きい可能性がある。たとえば、ブレードを対象とする場合には、ガス温度 $1,000^{\circ}\text{C}\sim 1,200^{\circ}\text{C}$ 、流速 $300\sim 500\text{ m/sec}$ 程度の試験条件が望ましい。使用燃料が多岐にわたるようになると、硫黄などの不純物が増加してくる場合もあるので、耐食性の評価は重要性を増してくるであろう。

セラミック材料でも、高温で使われる部品では時間に依存した破壊、すなわち疲労破壊、クリープなどが問題になってくる。セラミックスのデータはあまり数多くは発表されていないようであるが、ゆっくりしたクラックの成長速度は応力拡大係数のべき乗に比例し、その比例定数が温度

に依存しているとの破壊力学的取扱いが試みられている。しかし、これらの手法が部品においても成立するかどうかの検証は、これから行なわれようとしている段階である。人工欠陥テストピースでのデータから、一般的な形状、性状の欠陥についてしらべてゆかねばならないが、種々の製法の高温高強度セラミックスについての破壊力学的基礎データの集積が望まれる。

## 5. あとがき

自動車用小形ガスタービンにセラミック材料を適用するにあたって、ガスタービンの特徴および設計者の感じている材料強度上の問題点のうち、特に材料技術者の活躍に期待することがらのいくつかを述べてみた。セラミックスは機械構造用材料としては、これから研究すべき内容を多く含む未来材料の最右翼とみなされているもののひとつであるが、従来使用上の難点とされてきたもろさや加工困難性が、新技術の開発によって数多くの長所のうちに包含できる日も近いと考えている。それにともない、新しい動力源の効率向上のための有力な手段が現実のものとなり、資源の有効利用への道がひらけてゆくであろう。

## Ⅲ 大型陸上用ガスタービン設計者からの注文

三菱重工業株式会社 杉山 晃

### 1. まえがき

昭和53年度から発足したムーンライト計画の主要テーマの一つに大型省エネルギー技術の開発があり、この中に高効率ガスタービンの開発研究が含まれている。高効率ガスタービン開発研究のマスタープランは、昭和57年度に実証運転研究を行なう予定のパイロット機（タービン入口温度 $1300^{\circ}\text{C}$ 級）の試作研究と昭和59年度運転予定のプロトタイプ機（ $1500^{\circ}\text{C}$ 級）の開発研究が柱となって、これら試作機のための設計研究、要素技術開発、材料開発研究及び高効率ガスタービンを組込んだ最適トータルシステム技術の研究が含まれている。

高効率ガスタービン研究組合は、昭和54年度

テーマとして上記パイロット機の基本設計に関する研究の委託を受けて、設計室に於て鋭意その設計を推進している。パイロット機の高温部品は全て現在実用されている超耐熱合金を使用した設計になっている。

しかし昭和59年度に開発予定のプロトタイプ機はタービン入口温度を1500℃級に上昇してトータルシステムとしての効率向上を狙っており、パイロット機と同様な設計手法を用いて同程度の耐用温度の金属材料を使用する限り、大量の冷却空気を必要とすることになり、タービン入口温度を上昇した効果が減殺されることは明らかである。タービン入口温度上昇に見合った効率上昇を得るには、より高能率な冷却技術の開発とこれに使用する新耐熱金属材料の開発や無冷却でタービン入口温度の上昇が可能なセラミックス材料の開発を行なう必要がある。

特にセラミックスは高温で熱的及び化学的に安定であり、機械的ユニークな特性を有することから、ガスタービン高温部品材料としてその実用化が最も期待されているものの一つである。しかし機械構造部品としてのセラミックスの使用例が少なく、又金属材料の設計しか経験の無いガスタービン設計者にはセラミックスに関する知識が絶対的に不足している。いわゆるセラミックスとして身近かに接する品物は、地殻を構成する天然原料を焼成又は溶融して成形した陶磁器、かわら、タイル、耐火レンガ、ガラス等があるがこれらは機械構造部品とは程遠い使われ方をしている。ガスタービン設計者は従来から存在しているセラミックス製品のイメージに影響され、セラミックスをガスタービンの心臓部とも言える高温部品に応用することに対し拒否反応を持っていることも事実である。一方現用の超耐熱合金の耐用温度の伸び率から推測するに、温度上昇の成果を最大限と発揮するには耐熱特性の優れたセラミックスを用いて高温部品を製造することが残された唯一の解決策と言えないこともない。

以上の技術的背景から高効率ガスタービン研究組合では、プロトタイプ機の高温部品にセラミックスを採用することを目的として、設計室にセラミックスエンジニアリンググループ（CEGと略称）を発足させ、技術検討を開始した。

この度頭記のテーマで当CEGに執筆の機会が与えられたので、ほんの初歩的な勉強会からスタートしたグループ討議で提起された問題点や設計者側の声をまとめてみることにした。

## 2. 設計側からの注文

2-1 性能設計の立場から ガスタービンは入口ガス温度を上昇すれば熱効率が向上できることから、1938年に実用化されて以来、大型化と並行して高温化による高効率化への道を歩んで来た。ここで温度上昇の歴史を簡単に振り返ってみると、CoやNiベースの超耐熱合金の耐用温度が年間10℃の割合で向上することによりタービン入口温度が上昇し、1960年代の初めにほぼ900℃に到達した。その後不連続的に約100℃上昇した後1年間に20℃の割合で上昇し続けて来ている。これは1960年代に入って精密製造による中空の冷却タービン翼が実用されたことによるものであり、材料の耐用温度の飛躍的な上昇によるものではない。又年率20℃に近いガス温度の上昇は必然的に冷却空気量の増加を来しており、動力の発生に有効に働くガス量の減少と冷却空気が主流と混合する際に生じる損失のため、タービン入口温度が上昇したにもかかわらず理論効率値よりもかなり低い値に止まっている。

現在エンジニアリングセラミックス材料として期待されている窒化ケイ素（ $\text{Si}_3\text{N}_4$ ）や炭化ケイ素（ $\text{SiC}$ ）の耐用温度は1500℃を超えており、耐熱性の点からはプロトタイプ機への適用は可能であると判断される。セラミックスの機械的性質として、もろい、圧縮荷重には強いが引張や動的な力には極端に弱いという欠点がある。もし仮に窒化ケイ素や炭化ケイ素から成形した実体部品の機械的特性が抜本的に改善され、品質が安定すれば、ガスタービンの動静翼等の全ての高温部品にセラミックスが採用できて、効率は飛躍的に向上することになる。新しいセラミックスの開発研究が必要であるとともに、現時点でのエンジニアリングセラミックスの有力候補材である窒化ケイ素や炭化ケイ素の実体強度を改善する技術開発が最重点テーマとして推進されることを希望する。セラミックスの理論的結晶構造から求まる理想強度は金属より大きいと言われている。理想的な結晶構造をもった実体を製造する技術の開発をター



ゲットにした研究はあまりに現実から遊離しているのだろうか。

2-2 構造設計上の立場から 現在ある程度特性が確かめられているセラミックス部材は、その製造法に起因した微細なき裂や気孔を内包するため、金属材料に比して耐熱性は優れているものの、引張強度が小さく、衝撃力に対して極端にもろい等の欠点を有する。又均質な大形部品の製造や複雑で高精度な部品の製造は不可能であると言われている。

現状のセラミックスをガスタービンに適用するために構造設計者には、耐熱性を生かして機械強度に劣る性質を構造面でカバーするという苛酷な要求が出されている。ウェスティングハウス社が産業用大型ガスタービンにセラミックスを適用するための技術的展望を行った。この論文には13項目にわたって設計指針が示されている。これらを列記してみると

- (1) 熱膨脹を逃がし拘束が起らない支持構造
- (2) 圧縮力を受ける構造
- (3) 曲げ、回転、振り膨脹に対して自由度の大きい機械的な調整要素や自動調心特性をもたせる。
- (4) セラミックスと金属嵌合面間の拘束を逃がすクッション中間材を介在させる。
- (5) セラミックス部品寸法は可能な限り小さくし過渡的な応力を防ぐ。機械応力と熱応力の合成値が極小となる設計であること。
- (6) 穴、ノッチ、断面急変による応力集中が起る形状は高応力の発生が予想される位置に設けない。
- (7) 機械加工はバイト目が主応力の向と一致するように行なう。
- (8) セラミックス高温部品の支持構造は熱勾配が最小で、熱応力を極小とする形状であること。
- (9) 高温部品相互の嵌合部はシールを強化し、高温ガスの漏洩を最小にする。
- (10) 応力分布を正しく予見するために余分な力ではできるだけ作用しない構造。
- (11) 表面引張力が小さく接触応力を最小にすること。
- (12) 作り易い形状。

(13) 部品の交換が容易な構造。

となり、これら注意事項の殆んどは金属材料で設計する場合でも当然考慮を要することであり、定性的には理解できる。しかし高圧、高温、高速のガス流れが作用する機械構造部品に上記13項目の設計指針を適用することは極めて困難である。従ってこれらの条件をどの程度まで満たす構造なら実用可能かを判定するための定量的な尺度が必要になって来る。CEGとしては材料グループが候補材料の強度設計に必要な特性データの収集作業を行っているので、セラミックス開発側で採取されたデータの提供をお願いしたい。設計グループはセラミックスと金属の嵌合構造や、熱応力軽減を目的とした組合せ構造体の設計研究から着手し、強度グループは材料強度データをもとに設計グループの提案した構造部品の強度解析を行なう予定である。

2-3 製造・品質設計の立場から 機械構造セラミックス部品の製造法には、焼結法、ホットプレス法、反応焼結法等があるが、いずれもある化学的純度をもった粉末を原料としていることから均質なものが得難いと言われている。又わずかの製造条件の違いで機械的性質にバラツキが生じると報告されている。

最近国内、国外でセラミックスガスタービンの研究が行われているが、実験研究報告がなされているものは小型軽量な自動車用を対象としたものである。CEGの検討対象である高効率ガスタービンは産業用大型機であるから部品寸法は自動車用に比較して当然大きいことが予想される。従って均質な部材を多量生産可能な製造技術を確立すること及び供給された部品の材料強度は応力解析に採用した値と同じであることを立証する非破壊検査法を確立する必要がある。セラミックスは破壊じん性が低いため10~100 $\mu$ の内部欠陥を検出する必要があると言われており、多様な製品の微小欠陥を確実に検出する技術の確立は当分の間期待できないと想定される。代替案として例えば実荷重の何倍かの瞬間荷重を加えて破壊しなかったものを合格品とする等の検査法が有効か否かの検討を進める必要があると考える。

又セラミックスは機械加工が極めて困難であると言われているが、熱応力軽減の目的から多数の

小部品の組合せ構造にする必要がある。結合部は全体形状の安定性を保ちながら相互の拘束が小さくしかも高温ガスの漏洩は極力少なくするという矛盾した機能を満足する必要がある。従って結合部は当然高精度の寸法からなる部分の嵌合構造となる。この嵌合部分を機械加工することなく組立てうる精度に成形する技術を開発して欲しいものである。

2-4 コスト設計の立場から ガスタービン燃料源である原油やLNGの99%は輸入に頼っており、心臓部と目される高温部品用の超耐熱合金元素の殆んども海外に依存している我国のガスタービン事業は、これら海外資源の供給事情の影響をまともに受けることは経験済である。世界的な資源の枯渇とともに超耐熱合金の入手が困難になり、価格が高騰することは明らかであるから、代替材料を早急に実用化する必要がある。窒化ケイ素や炭化ケイ素はその成分元素を見る限りでは我国にも無限に存在しており、セラミックス利用技術の開発が成功すれば高温部品用材料の供給不安は一挙に解消できる。

現在は砥石、切削工具、メカニカルシール、各種の摺動部分等に実用されているのみで、ガスタービンに採用した例が無いためコスト的に不明な点が多いが、成分元素から思うに製造コストは安くなるのが期待できる。ガスタービン製造側としては特性の安定したセラミックスが必要、要求する時期にしかも安価に入手できるような製造技術が確立されることを切望する。

又構造体には当然個々の寿命がある。タービン内部で最上流に位置している高温部品の破損事故は下流側にも大きな被害を及ぼすので運転中のトラブルを未然に防止する必要がある。このため運転条件からセラミックス部品の残存寿命を把握して事前に新品と交換するための判定基準を作る必要がある。金属部品については、寿命判定基準に準拠したメンテナンスが実施されて、ガスタービンの信頼性の向上に寄与している。セラミックスも適切なメンテナンスを行なうことにより信頼性の獲得と保守維持費の削減を計る必要がある。

### 3. あとがき

昭和48年に起った第1次オイルショックを契

機として石油エネルギーの消費パターンの見直しが真剣に行われた結果、世界的に省エネルギー、省資源時代に突入した。これは単に工業先進国が高騰した原油の輸入量を少しでも減らして、経済的な優位性を維持しようという自衛的な発想に基づくものでなく、有限な石油資源を効率よく使用して、代替エネルギー源が実用化される時期まで寿命を伸ばし、エネルギー源の転換をスムーズに行なうことを意図したものである。

確かにオイルショックに端を発して資源保有国の間に資源ナショナリズムが台頭して来ており、石油同様に耐用年数に限りのある元素をベースにした超耐熱合金の供給には大きな不安がある。

セラミックスの原料は幸い地殻を構成する天然元素として我国にも無尽蔵に埋蔵されており、成分元素の精製を低コストで行ないうる技術が確立されれば、原料粉末の供給には何ら不安は無くなると言える。従ってガスタービンへの利用技術を、セラミックス製造側と設計側との協力のもとに、長期的視野に立って開発することが残された課題といっても過言ではないと考える。

当面CEGの研究目標として1500℃級のプロトタイプ機の燃焼器、尾筒、タービン静翼にセラミックスを採用することを設定した。CEGの検討を通じてセラミックスをガスタービンに利用するための問題点が少しでも明らかになり、製造技術が開発されて、実機にセラミックス部品が採用されることを期待したい。

# セラミックス開発者より ガスタービン設計者への注文

セラミックスの基礎研究から部品化技術の開発までを手掛けているセラミックスの専門家によるガスタービン設計者への熱意ある提言と注文をいただきましたので、この意を十分に汲みとり、これからのセラミックガスタービンの開発に取り組んでいただきたい。

編集委員会

## I ガスタービン設計者への提言と協調

九州工業技術試験所 小林和夫

### 1. はじめに

我々グループは現在ガスタービン用セラミックスの1つとしてサロヤン系材料の開発を進めています。ガスタービン用セラミックスとしては、窒化ケイ素焼結体や炭化ケイ素焼結体の開発が進んでおりますが、サヤロン系材料はまだ基礎的研究段階にあるといえます。というのは、サヤロン系材料はセラミック合金とよばれるように、窒化ケイ素-窒化アルミニウム-アルミナ系の固溶体であり、さらに金属酸化物や窒化物も固溶する性質をもっているため、その組成に巾があり、また結晶形も異なる種類があるので、どのサヤロン材料がどういった特性を本質的に有しているか、まだ明確には判ってきていません。それ故、我々としては製造条件-焼結体の組成・組織-それらの特性の関係を把握することが先決であり、重要な課題だと考え、この問題に力を注いでいるので現状であります。表題にある“ガスタービン設計者への注文”となると問題がいささか飛躍してしまっはたして問題点を適確にとらえられるかどうか不安があります。しかし、この点は私がまだガスタービン設計の厳しさをよく知らないのだということでお許し頂き、これから述べるのが少しでも参考になれば幸いと思っている次第です。

### 2. まず、材料開発の重要性を認識して頂きたい

材料開発は、新エネルギー、省エネルギー、宇宙、航空、海洋、ライフサイエンスなどあらゆる

重要プロジェクトの成否のカギを握っているといっても過言ではないと思います。過去をふり返ってみると、材料開発の研究は、地道な息の長い研究が不可欠なこともあって、日本としては早々にあきらめて、先進諸国の研究成果に依存したり、既存材料の改良型ですませてしまったことが多かったようです。しかし、経済大国として世界のトップレベルに駒を並べた日本として、しかも資源に乏しい日本としてはもうこのような生き方は出来ないであろうと考えます。80年代の日本の社会、経済を支えるためには官学民が協力して革新的新しい材料を生み出していくことが我が国の採るべき重要課題といえます。とくに、セラミックスにおいては、この開発が一朝一夕で成功するものではないが、これからの新しい材料となり多くの重要なプロジェクトの突破口となるものであって、その技術ポテンシャルを上げておくことが、日本の将来の発展につながるものであることをまづ強調したいと思います。

### 3. 材料開発は息の長い地道な研究であることを理解して頂きたい

現在、商品化あるいは企業化され脚光をあび、モノになっているセラミック材料の多くを歴史的にみると、基礎研究開発段階からそこに至るまでには数十年の年月がかかっています。しかし、大部分は実験を繰り返す、データの穴うめをし、データの積み重ねにより一步一步進んで来たものです。この積み重ねがないものは、またくずれ去ることが速いといえます。このデータの積み重ねの途中で、初期の目的と異なる新しい発見がされ、別の用途開発に成功した場合があります。実験で期待に反する結果が出ても、材料開発に至るいくつかの道のうちの悪路をつぶし、正解への範囲を

(昭和55年2月21日原稿受付)

せばめたという意味で重要な役割を果たしたといえます。勿論、最短距離を早く見つけ出せばそれに越したことはありません。しかし、データの積み重ねと着実な前進が、正しいセラミックガスタービンの設計に結びつくものであると我々は信じており、また、将来のセラミックス材料の発展につながると思います。そのような訳で材料開発、特に、セラミックスの開発、特性の向上には長い道が前途にあることを知って頂きたいと思ひます。

ガスタービン専門家の方々とお話しすると、タービン用セラミックスとしての炭化ケイ素焼結体や窒化ケイ素焼結体が特定の特性値をすでに有しているもの、焼結体が簡単に製造できるものと考えておられたり、何故、製品が早く出てこないか、何故、自分らが知りたがっている特性値が明確に出てこないのか、不思議に思っておられる方が多いように感じます。勿論、炭化ケイ素にしる窒化ケイ素にしる、それ自身の単体としてはそれらの物性がすでにかなり明確になってきてはいるわけですが、これが焼結体となると、焼結の方法の問題、焼結助剤の種類や添加量の問題、不純物の存在の問題、組織のコントロールの問題などが複雑に入ってきて難しくなっているわけです。そこで、次に、これらの問題について、セラミック開発の現状、我々が現在かかっている課題について知って頂きたいと思ひます。

4. セラミック開発の現状と問題について知って頂きたい

1) 材料と製造法について

ガスタービン用セラミック材料に要求される特性は、まず、全体的に高温強度、高温耐食性および熱疲れ強さであり、これに加えて、実用化となると製品コストが安くなること、製品によって特性のバラツキが少ないこと、大型化および異形化が可能なること、すなわち、いかにして信頼性のある部材を作るかが重要な課題です。これには材料の製造における原料粉末から焼結工程、さらに製品にするための加工技術まで密接に関係してきます。

これらの要求に応える材料として、炭化ケイ素、窒化ケイ素およびサヤロン系材料などが研究されていますが、現在、最も実用化が進んでいるのは炭化ケイ素と窒化ケイ素であり、サヤロン系材料

も有望な材料ですが、まだ基礎的研究段階にあるといえます。

これらの材料は、一般に原料粉末を焼結させることにより作られますが、これには、加圧焼結、常圧焼結、反応焼結、HIP (Hot Isostatic Press) 焼結などの方法がとられています。どの方法が最も良いか、これは難しい問題でまだ結論は出ていないと言って良いでしょう。部材によって方法が異なって来ると思ひます。異なる方法により作られる炭化ケイ素と窒化ケイ素の長所と短所をあげると図1のようになります。<sup>1)</sup>最近のアメリカの報告を見ますと、企業における研究では、

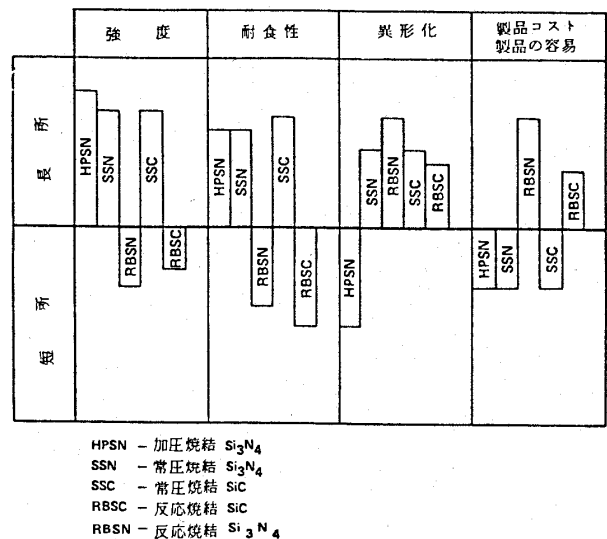


図1 異なる方法により作られた炭化ケイ素と窒化ケイ素焼結体の長所と短所<sup>1)</sup>

大量生産のことを考えて、結局コスト安になる、かつ異形化も容易な常圧焼結の試みが盛んで、いかにして常圧焼結体の高温強度や耐食性を上げ、また、信頼性のある製品にするかということに努力がなされているようです。また、HIPの実験も少ないですが、かなり期待をもたれているようです。そこで、常圧焼結がうまくいくようになれば、将来、かなりの部品が常圧焼結体で、特殊な箇所が加圧焼結体あるいはHIP製品になるのではないかと予想します。

2) 材料の信頼性と特性向上について

セラミックの場合、金属と違ってもろさがありますから、局所的に集中応力がかかりクラックが発生すると一挙に部品の破壊につながり、全体が

バラバラになってしまう恐れが多分にあるので、高温強度などの特性値が高いのに越したことはありませんが、1回の測定で高い値が得られることにより、長時間使用後、あるいは繰り返し疲労のあと特性が落ちないこと、また、製品に特性のバラツキが生じないこと、つまり、製品の信頼性をあげることが最も重要だと考えます。この信頼性の確率は最近、ワイブル分布によく適合することが知られ、ワイブル係数(形のパラメータ)  $m$  の値が大きいほど分布曲線の巾は狭くなり、信頼性が良いこととなります。例えば、図2はカーボランダム社の炭化ケイ素常圧焼結体の破壊確率と曲げ強度の関係<sup>2)</sup>で年とともに  $m$  値は大きくなり、1982年は  $m = 20$ 、平均強度  $90 \text{ KSi}$  ( $63 \text{ kg}/\text{mm}^2$ ) が目標になっています。

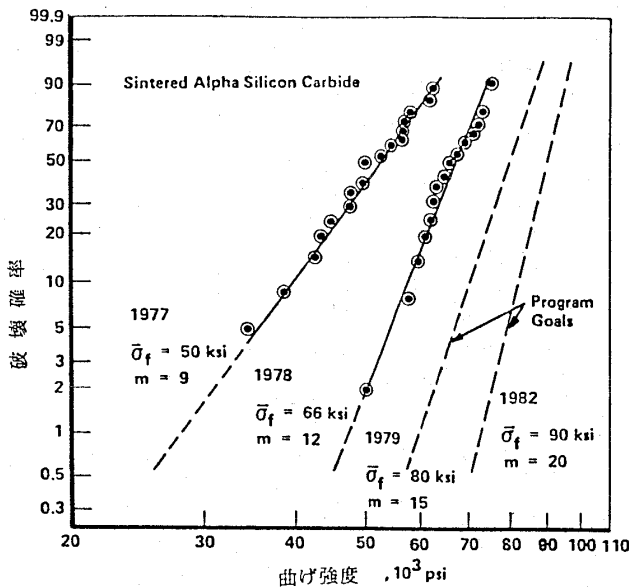


図2 炭化ケイ素常圧焼結体の曲げ強度の信頼性の推移<sup>2)</sup>

材料の特性向上は原料問題から始まります。いかにして不純物の少ない微粒で焼結し易い原料粉末を作るかということ、微粒にする工程で粉砕器から混入して来る不純物、あるいはもともと存在している不純物が焼結体中に存在すると高温強度や耐食性を低下させる原因になるのでこれを避けねばなりません。また、炭化ケイ素も窒化ケイ素ももともと難焼結性の結晶ですから、焼結助剤として、通常、前者の場合にはBやCを、後者の場合には  $\text{MgO}$  や  $\text{Y}_2\text{O}_3$  などの酸化物やある種の非

酸化物を添加します。とくに窒化ケイ素焼結体の場合、これらの焼結助剤と原料粒子が反応して第2相を形成し、粒子境界相として存在します。この粒子境界相の特性が焼結体全体の高温物性を左右してしまうことになるので、どのような焼結助剤をどの位の割合で添加すれば良いかが重要な課題の1つです。現在、 $\text{Y}_2\text{O}_3$  の少量添加が高温強度の向上に良いことが判ってきていますが、 $1300^\circ\sim 1500^\circ\text{C}$  の長時間運転や、繰り返し熱疲労に対してどのような挙動を示すかこれからの問題と思います。また、最近では少量の  $\text{BeSiN}_2$  が酸化特性を非常に向上させることが判って来ています。いずれにしても、よほどうまく適合した境界相を生成させないと、繰り返し熱応力により熱膨張係数の差で粒子境界にずれが生じてクラックの発生につながるのではないかと思います。その点、サヤロン系材料は境界相なしで単相で焼結体が得られる可能性があるので、我々は期待し開発に力を入れています。実際、材料としての強度は、現在のところ、窒化ケイ素よりやや低く ( $50 \text{ kg}/\text{mm}^2$ ) ですが、かなり高温まで比較的安定であり、酸化特性やクリープ特性が良好な結果を得ています。しかし、サヤロン系材料も、セラミック合金とよばれるように固溶体であり、組成に巾があり結晶形も異なる種類があって、また、ガラス相を第2相として含んでくる場合もあり、いずれのサヤロンがどんな特性を有しているか、まだ明確になっていません。また、焼結体内部に気孔や粗大粒子が局在したり、ヘアクラックが存在すると、そこからクラックが発生し破壊につながるの、これらをなくすこと、あるいは気孔が存在するとしても焼結体中に均質に分散させることが重要です。同様に焼結体中の粒子の粒度分布や形状も大きな影響をもってきます。焼結体の微細組織構造と特性の関係を明確にすること、すなわち製造方法・条件 $\leftrightarrow$ 微細組織構造 $\leftrightarrow$ 高温特性の関係を把握し、どのような微細組織構造の焼結体がどのような高温特性にすぐれているかを見出し、それにはどのような製造工程をとれば良いかということになってくると思います。これに加えて、欠陥と破壊、強度や耐食性の検査法、応力解析、信頼性、寿命予測などの問題があります。これらの基礎的諸問題は急に解決できるような性質のも

だけでなく、じっくりとデータを積み上げていかなければなりません。商品化、企業化が進んだ場合でも、これらの諸問題の解決を続けていかなければならない性質の研究であると考えます。

5. ガスタービン各部材に必要な要求特性値を早く提示して頂きたい

ガスタービン材料に必要な特性は、高温強度、高温耐食性および熱疲れ強さといわれます。ムーン

ライト計画の高効率ガスタービンの開発では表1にかかげるような目標値があります。また、Katzら<sup>3)</sup>は自動車用セラミックスの要求特性値として表2をあげています。我々セラミック研究者からみると、これら目標値はかなりシビアなものであって、ここ数年間のうちにこれらを全部クリアする万能な材料の開発はかなり困難な仕事です。ガスタービン専門家に聞くと動翼の根本にか

表1 ムーンライト計画“高効率ガスタービンの開発”におけるセラミックスの目標値

超高温耐熱セラミックス	曲げ強度	3点曲げにおいて 常温 100 kg/mm <sup>2</sup> 以上 1,500℃ 60 kg/mm <sup>2</sup> 以上
	高温腐食性	1,500℃, 1,000時間の空気酸化後の、常温曲げ強度(3点曲げ)が50 kg/mm <sup>2</sup> 以上
	クリープ破断強さ	1,500℃, 1,000時間のクリープ破断強さが25 kg/mm <sup>2</sup> 以上

表2 自動車用タービンセラミック材料に要求される特性値<sup>3)</sup>

Property	Value
Thermal Shock Resistance	20,000 up and down shocks from the Compressor Discharge Temperature --- 1290°C
Strength at Temperature	Blades 276 MNm <sup>-2</sup> at 1260°C (138 MNm <sup>-2</sup> tensile) Hub 827 MNm <sup>-2</sup> at 1150°C (414 MNm <sup>-2</sup> tensile)
Creep Resistance	Blades 0.5% strain at 1260°C and 69 MNm <sup>-2</sup> in 200 hours Hub 0.1% strain at 1150°C and 276 MNm <sup>-2</sup> in 200 hours
High Weibull Modulus	m = 10
Oxidation/Corrosion/Erosion Resistance	Not more than 10% degradation in 4000 hours
Fatigue Resistance	Adequate low and high cycle behaviour
Fabricability	Amenable to mass production

かる応力は10 kg/mm<sup>2</sup>程度で、実際にはムーンライト計画の目標値よりもかなり低いようです。もちろん、セラミックスの場合、金属と異なってもろさがあり局所的に応力が集中し、クラックが発生すると一挙に破壊につながりますので、強度値

が高いのに越したことはないわけですが、1回の測定値が高いことより、製品の特性にバラツキがないこと、また、長時間使用後も特性が低下しないことが重要とのこと。また、部品によって要求特性は異なり、例えば、シュラウドや遮熱板

は強度よりも耐食性などの特性が必要とのことです。しからば、ガスタービン各部品、すなわち、燃焼器、ノズル、動翼部分、静翼部分、ディスク、遮熱板などがそれぞれ要求する特性は何なのか、我々はどんな特性を早く明確にすればよいのか、どんな特性を向上させればよいのか、また、それらの値はどの程度であるのか、提示して頂きたいと思います。我々は、材料によって、また製造法によって、それぞれの長所を生かした目標をもたせ、その1つ1つをパスするような開発を進めていきたいと考えます。

#### 6. 高温ガス耐食試験にどのような条件のテストが設計データとして望まれるか

九工試においては、55年度より、高温ガス耐食試験装置を設置し、我々が現在開発を進めているサヤロン系材料および各種セラミックス候補材料の耐食試験を開始する予定です。我々としては、これらセラミックス材料の表面組織構造が、高温高速ガスにさらされた場合、どのような変化が生じ、どのような挙動を示すか、そのメカニズムはどうなっているのかに研究対象として興味をもち、また、ガスタービン開発の長期的展望に立っても、これらのデータを積み上げていくことが重要な仕事であると考えていますが、同時に一刻でも早くデータが設計上役立つよう望んでいるわけです。そのためには、どのような条件下のテストが一番望ましいか、例えば試験片のサイズ、形状、ガス流速、ガス温度、時間などの実験条件、あるいは、同時に熱サイクルを加えた条件を入れたデータを早く出した方が望ましいかどうかなどです。また、発電用にしろ自動車用にしろ、ガス中に含まれてくる腐食性の不純物の影響はまぬがれないと考えられます。現在は予算の関係上、とりあえず都市ガスを使用することになりますが、将来、ガスの成分を変えた実験、ガス中に腐食性成分を加えて材料にあてる実験を行う計画です。以上のような実験を行うに際し、どのような条件の実験データがガスタービン設計上最も望ましいか、一緒に検討して頂きたいと思います。また、実験に供する試料があれば、是非提供して頂きたいと思います。ちなみに、今年度設置予定のガス耐食実験装置の仕様は、吹き出しガス温度・1200~1800℃、ガス流速・150~250

m/秒、試験片サイズ・最大50mm×100mmになる予定です。

#### 7. 材料サイズは小型、材料形状は単純なものから設計を進めて頂きたい

前述したように、セラミック焼結体の製造には加圧焼結、反応焼結、常圧焼結などの方法があり、それぞれに一長一短があります。加圧焼結では緻密な強度の高い焼結体を得られるが、単純な形状に限られるし、製造コストも高くなる欠点があります。一般に大型化すると材料内部に欠陥の存在する確率もふえて製品全体の強度が低下する率が増して来ます。加圧焼結体のような緻密ではあるが単純な形状から異形製品を切り出そうとすると、いずれも硬度が非常に高い材料であるので機械加工、研磨加工に非常に費用がかかり、製品コストが予想外に高いものになってしまうし、また、加工をいい加減にやると材料の表面エッチ部分についての傷よりクラックが入り破壊につながる致命傷となる危険があります。実際に材料の強度試験を行い破断面を観察すると表面の加工キズよりクラックが発生した 경우가大部分となっています。

そこで将来は異形製品、大型製品が容易に出来るように技術が進歩するであろうし、セラミック開発者はそのように努力を続けているわけですが、現在のところ、特性の高い、バラツキのない、信頼性のある製品は小型、単純形状の段階であるといえます。それ故、設計にあたっては、小型サイズ、単純形状の材料による部品設計を出来るだけ考えて頂きたいと思います。始めから複雑な形状大型の製品を要求されても、安定なかつ信頼性のある製品の供給がまだかなり困難な段階にあると思うわけです。このような点から、発電用のごとき大型化を一発でねらうのはあまり賢明でなく、自動車用、船舶用サイズの小型タービークラスから、繰り返し実験し、着実に一歩ずつ進めるようにすべきであろうと考えます。

#### 8. タービンテスト実験の結果を必ず基礎研究へフィードバックして頂きたい

今まで、セラミック材料の基礎研究の重要性を述べてきましたが、高効率ガスタービンの開発は日本にとっても急務であり、基礎的研究のみ続けられれば、いつまでたってもタービンは廻らないこととなります。そこで、ある程度の基準値をパスし

たセラミック材料、この基準については、セラミック研究者とタービン設計者が協力してここ1、2年のうちに設定しなければならないと思います。それらの基準値にパスした材料を積極的にテストタービンに組み入れて、実機テストをして頂きたいと考えます。実験室における試片のテスト結果と実機に近いテスト結果と相違する結果が出ることも予想されます。そして、そのテスト結果を、初めのうちは恐らく失敗の連続になることを覚悟していますが、必ず我々セラミック開発者側に知らせて欲しい、我々はそのデータをもとにして、さらに製造技術の改良、材料の特性向上の方法を考案していきたいと考えています。

## 9. 共同討議の場を

セラミックガスタービンの研究開発においては、特に、お互いの学問間の研究領域をうめていくことが重要であるから、セラミック研究者、ガスタービン研究者、さらには金属材料研究者らが、1企業あるいは1研究機関の利害を考えず一致協力してことにあたらなければ成功はおぼつかないと考えます。幸いにして高効率ガスタービンプロジェクトのスタートとともに企業14社からなる高効率ガスタービン研究組合が発足し、昨年夏頃より月1回の割で、国立研究機関もまじえたセラミックタービン開発の合同会議を用いています。また、高温耐熱セラミックスをテーマとする学振124委員会が発足し、大学、国公立研究機関および企業との間で研究情報や実験結果を交換しあうことになっています。このような横の連携プレーを組織的に積極的に進めていくことが現在の日本のセラミックがガスタービンの研究開発にとって一番大切なことだと考えます。アメリカあるいは西独では、日本に先行して国家的プロジェクトでこの開発を進めており、セラミック研究者、ガスタービン設計者、破壊力学専門家らが協力して研究を進め、討議の場を多くもっています。日本においても、おそまきながらその体制が出来上がりつつあります。具体的なガスタービン設計にあたって、このような合同討議の場を積極的にもたなければならないと思います。また、我々としてもそのような機会をこれからも作っていくよう努力したいと思います。

## 10. セラミック研究者に対しても注文を

以上、いくつか注文をあげてみましたが、ガスタービン設計者からみて適確でないものもあるかと思えます。実際、現在、我々セラミック開発者とガスタービン設計者の間にももの考え方、アプローチの仕方などに大きなギャップがあることは事実だと思えます。そこで少しでもそのギャップを早くうずめるためにも、セラミック開発者に対しても注文を出して頂きたいと思えます。それらが我々自身が気が付かなかった意見になり、それを取り入れることが材料開発の進歩につながってくると思うわけです。

## 参 考 文 献

- 1) 16th Summary Report Highway Vehicle Systems Contractors' Coordination Meeting, P. 142, 1979
- 2) 同 上 P. 164, 1979
- 3) R. N. Katz, AMMRC, 1977

## II セラミックスの特性とガスタービン設計者への注文

東芝 落合俊彦

### ま え が き

最近の原油価格の異常な急騰ぶりを見るにつけ、省資源型の新しい動力源の開発は、今や社会問題にすらなりかねない重大事となって来た。特に原油消費の非常に大きなウェイトを占めている自動車産業では、低燃費型のしかも高効率エンジンの開発に益々拍車がかげられるものと思う。高効率化の為にエンジン内部温度を高くして使用したい、又は断熱したい、エンジン材料としては資源的に豊富なものを使用してゆきたい、等々の願望からセラミックエンジンへの期待は益々高まりつつあると考えられる。ぜい性材料であるセラミックでエンジンを設計する場合、現在エンジンに使われている延性材料である金属と、同じ扱いのもとに設計したのでは多分うまくいかないだろう。金属エンジンも現在の安定したエンジンに至るまでには、その材料特性を生かした設計と、長い経験から失敗をくり返しくり返して現在の姿にいきつ



たセラミック材料、この基準については、セラミック研究者とタービン設計者が協力してここ1、2年のうちに設定しなければならないと思います。それらの基準値にパスした材料を積極的にテストタービンに組み入れて、実機テストをして頂きたいと考えます。実験室における試片のテスト結果と実機に近いテスト結果と相違する結果が出ることも予想されます。そして、そのテスト結果を、初めのうちは恐らく失敗の連続になることを覚悟していますが、必ず我々セラミック開発者側に知らせて欲しい、我々はそのデータをもとにして、さらに製造技術の改良、材料の特性向上の方法を考案していきたいと考えています。

### 9. 共同討議の場を

セラミックガスタービンの研究開発においては、特に、お互いの学問間の研究領域をうめていくことが重要であるから、セラミック研究者、ガスタービン研究者、さらには金属材料研究者らが、1企業あるいは1研究機関の利害を考えず一致協力してことにあたらなければ成功はおぼつかないと考えます。幸いにして高効率ガスタービンプロジェクトのスタートとともに企業14社からなる高効率ガスタービン研究組合が発足し、昨年夏頃より月1回の割で、国立研究機関もまじえたセラミックタービン開発の合同会議を用いています。また、高温耐熱セラミックスをテーマとする学振124委員会が発足し、大学、国公立研究機関および企業との間で研究情報や実験結果を交換しあうことになっています。このような横の連携プレーを組織的に積極的に進めていくことが現在の日本のセラミックがガスタービンの研究開発にとって一番大切なことだと考えます。アメリカあるいは西独では、日本に先行して国家的プロジェクトでこの開発を進めており、セラミック研究者、ガスタービン設計者、破壊力学専門家らが協力して研究を進め、討議の場を多くもっています。日本においても、おそまきながらその体制が出来上がりつつあります。具体的なガスタービン設計にあっても、このような合同討議の場を積極的にもたなければならないと思います。また、我々としてもそのような機会をこれからも作っていくよう努力したいと思います。

### 10. セラミック研究者に対しても注文を

以上、いくつか注文をあげてみましたが、ガスタービン設計者からみて適確でないものもあるかと思えます。実際、現在、我々セラミック開発者とガスタービン設計者の間にももの考え方、アプローチの仕方などに大きなギャップがあることは事実だと思えます。そこで少しでもそのギャップを早くうずめるためにも、セラミック開発者に対しても注文を出して頂きたいと思えます。それらが我々自身が気が付かなかった意見になり、それを取り入れることが材料開発の進歩につながってくると思うわけです。

### 参 考 文 献

- 1) 16th Summary Report Highway Vehicle Systems Contractors' Coordination Meeting, P. 142, 1979
- 2) 同 上 P. 164, 1979
- 3) R. N. Katz, AMMRC, 1977

## II セラミックスの特性とガスタービン設計者への注文

東芝 落合俊彦

### ま え が き

最近の原油価格の異常な急騰ぶりを見るにつけ、省資源型の新しい動力源の開発は、今や社会問題にすらなりかねない重大事となって来た。特に原油消費の非常に大きなウェイトを占めている自動車産業では、低燃費型のしかも高効率エンジンの開発に益々拍車がかげられるものと思う。高効率化の為にエンジン内部温度を高くして使用したい、又は断熱したい、エンジン材料としては資源的に豊富なものを使用してゆきたい、等々の願望からセラミックエンジンへの期待は益々高まりつつあると考えられる。ぜい性材料であるセラミックでエンジンを設計する場合、現在エンジンに使われている延性材料である金属と、同じ扱いのもとに設計したのでは多分うまくいかないだろう。金属エンジンも現在の安定したエンジンに至るまでには、その材料特性を生かした設計と、長い経験から失敗をくり返しくり返して現在の姿にいきつ

いたものと考えられる。従って、今後セラミックエンジンを実用化していくには、今までの金属エンジンの設計でつちかわれた経験及び基本的な設計思想を縦糸に、これに新しくセラミックという金属とは異った材料特性をもつ新規な材料を横糸にした、新しい織物を作っていく気持が必要であろう。この横糸は従来の金属の横糸にくらべると非常にもろいという欠点があり、従って無理に折目でもつけようとする、そこから破断し織物の体をなさない。洋服に仕上げても充分機能を満足する織物にするには、横糸そのものの改良と同時に、横糸の特性を充分把握して、その欠点をカバーするだけの織物の改良、紡織機の改良こそ必要となって来よう。新しいセラミックエンジンの開発は、まさしく上記の新しい織物を作るに似ており、横糸の改良はセラミックエンジニアの大きな仕事の1つであり、横糸の特性を充分把握した上で、活用設計する仕事は主にエンジン設計者の役割となる。従ってすぐれた織物（エンジン）はセラミックエンジニアとエンジン設計者が織りなす総合的な成果として得られるものであり、相互の協力なくしては生まれれないという事を強調したい。

扱、本題のテーマである「セラミック開発者からガスタービン設計者への注文」という題に対しては、筆者が余りにもタービン設計に対して知識がないため、何を注文していいやらという状態であることと恥じ入っている。従って本稿はセラミックエンジニアとして、エンジン設計技術者の方に知っていただきたいセラミックスの基本的な特性〔1〕と部品化の為の問題点〔2〕に分けて、一方的に列挙させていただく事により、今後セラミックエンジンを設計される方の御参考にでもなればと考へている次第である。

尚本稿で取り扱うセラミックスは、現在セラミックエンジンの有力な候補材料として取り上げられている、窒化ケイ素、及び炭化ケイ素を主体に話を進める。

### 〔1〕セラミックスの基本特性

#### 1-1 強度

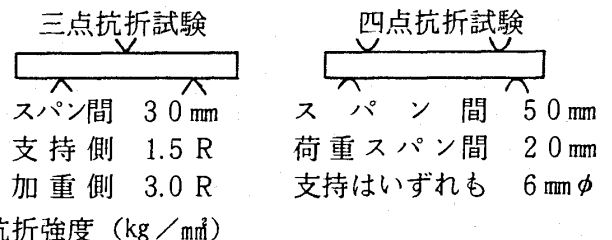
セラミックスとエンジン部材に使用する時、設計上重視されるものに強度がある。そのためには、誰もが共通して、しかも誰が何処で測定しても同じ値の得られる標準化された測定法が必要である

事は云うまでもないことである。一般に構造用の金属材料において、その材質の強度を表わす方法としては引張強度或いはクリープ破断強度等で代表されており、その方法はほぼ標準化されていると云っていいだろう。しかしセラミックスの場合、引張強度の測定は、試料の形状加工がむづかしいとか、引張り試験時の試料への応力のかかり方が均一になりにくい等の種々の事情から、強度を表わすメジャーとしては、引張り試験よりも抗折試験が一般的である。しかし、セラミックスの抗折試験法も規格化されたものがなく、試験法1つとっても三点抗折試験法か四点抗折試験法か議論の分れるところである。又、試験片の形状、サイズも試験法の統一と同様に規格されたものがなく、各社まちまちと云った状態にある。筆者らの実験の一例であるが、アルミナの焼結体で三点抗折法と四点抗折法の比較を行った結果を表-1に示した。筆者らの実験では三点法の方が四点法よりバ

表-1 三点抗折試験法と四点抗折試験法の比較

サンプルサイズ：8×6×60 mm

試験法



抗折強度 (kg/mm<sup>2</sup>)

製造履歴	三点法		四点法	
	強度	偏差	強度	偏差
焼結体(未加工)	37.1	4.42	28.3	13.0
0.3 R 面とり	41.3	4.39	33.1	7.1
研削加工	41.7	3.33	33.9	12.8

ラッキが小さい結果が得られた。これは四点法の場合、試料自信の調整のし方がまずいと、例えば平行度等がよく出てない時試料への力のかかり方が不均一になり易いのが最大の原因のようである。ちなみに試験片の破断のし方は、四点法の場合どちらかの荷重エッジ近傍で破断がみられ、一方三点法の場合比較的試料の中央で破断がみられたこ

とを考えると納得できる。筆者らは上記の観点から、又試料も作り易いということもあり、現在は三点法を採用している。

一方、米国は四点法での抗折試験の方が主流を占めており、試料サイズは、巾：0.2～0.25インチ、長さ：2～2.5インチ、厚さ：0.125インチのものが使用されているようだ。

三点抗折法と四点抗折法で求められた強度値の間には、ワイブル係数 (m) を介して次式が成立する<sup>1)</sup>ことは知られている。

$$\left(\frac{\sigma_{3f}}{\sigma_{4f}}\right) = \left(\frac{m+2}{2}\right)^{1/m}$$

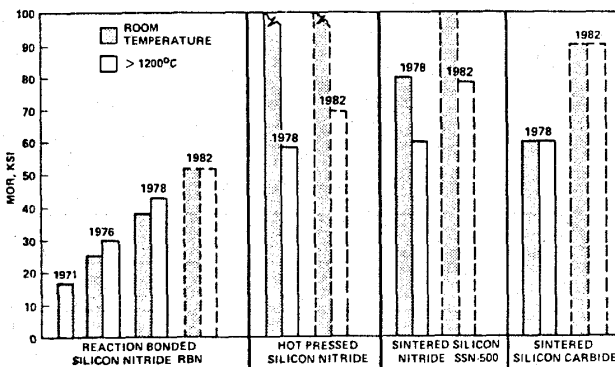
$\sigma_{3f}$  : 三点抗折法で得られた強度値

$\sigma_{4f}$  : 四点抗折法で得られた強度値

従って、ワイブル係数を求めておけば、試験法としては楽な三点法で強度を求めておき、四点曲げの強度を類推することもできる。しかし、どちらにしても強度の評価法が各国でまちまちであるという点は、今後統一を必要とする点であることにはちがいない。

表-2<sup>2)</sup>にセラミックエンジンの候補材料であ

表-2 セラミックスの強度<sup>2)</sup>

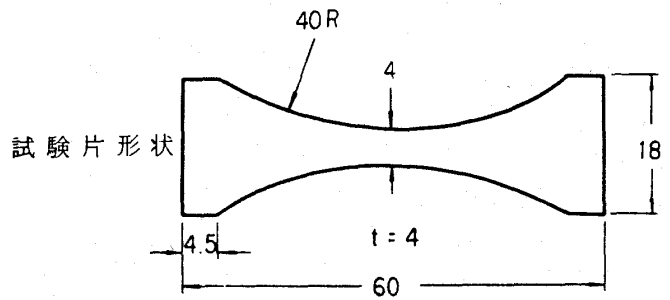


る窒化ケイ素、炭化ケイ素の強度の現状と予想が出ていますので参考までに提示する。

エンジンの設計者にとって、セラミックの抗折強度はわかったが、それでは引張強度はいくらかを知りたくなるのは当然であろう。セラミックスの引張り強度については、当社ではホットプレスシリコンナイトライドと例にとり、試料の形状、試料の固定法等、種々工夫をこらし、高温までの引張り強度測定を行って表-3の如き実験データ

を得ている。

表-3 Hot Press Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub> の引張り強度と抗折強度



試験片形状

試料	試験温度	引張強度 ( $\sigma_B$ )	抗折強度 ( $\sigma_f$ )	$\sigma_B / \sigma_f$
1	室温	51.3 kg/mm <sup>2</sup>	107.6 kg/mm <sup>2</sup>	0.48
2	"	38.9	75.0	0.52
3	"	43.9	100.0	0.44
4	1000℃	63.8	118.6	0.54
5	"	64.4	134.0	0.48
6	"	56.3	117.5	0.48
7	1200℃	44.4	93.0	0.48
8	"	51.2	102.0	0.50

セラミックスの引張り強度は、抗折強度の約1/2と云われており、窒化ケイ素もその例にあてはまる事がわかる。表-3で得られた引張り強度のデータを、ガスタービン材料として比較的良く使われる金属材料とを比較して図-1に示した。

### 1-2 靱性

セラミックスが優れた特性を持ちながら、構造材料として、まだ敬遠されている原因の1つに、セラミックスが靱性に乏しいことが挙げられる。

金属とセラミックスの破壊モード(図-2)を見ると判る通り、セラミックスは塑性変形が殆んどなく弾性破壊をする。一方金属は塑性変形がみられ延性破壊をする。従ってセラミックスで構造物を設計する時は、弾性範囲内で設計する必要がある。特に弾性範囲内でき裂が発生した場合、それが急速に進展し破壊に結びつくことがある。多分、エンジンの設計者にとっては、セラミック中に存在するき裂が、どういう形で進展しそれが破壊に結びつくのか、よりクリアーになればセラ

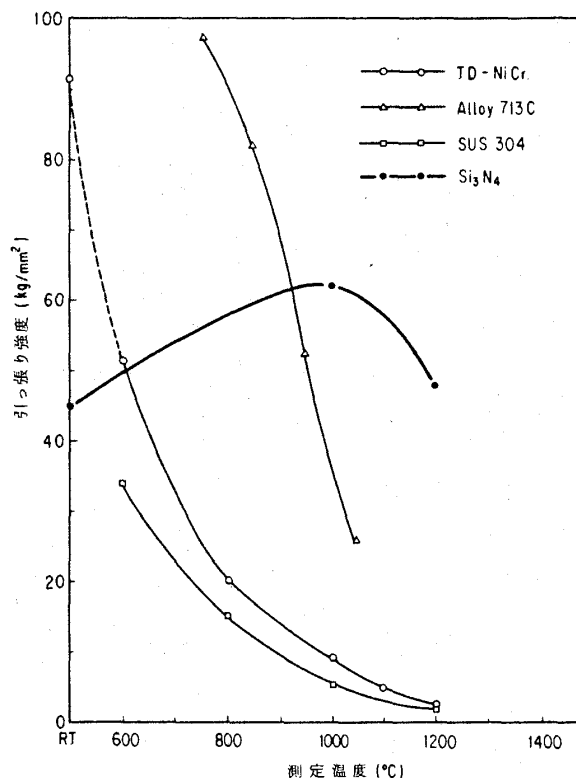


図-1 引っ張り強度

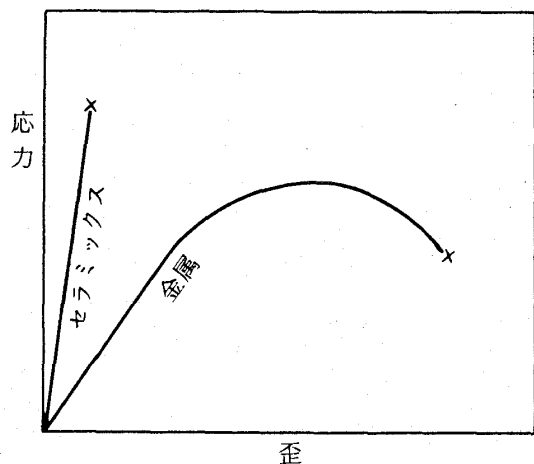


図-2 セラミックス及び金属の破壊モード

ミックスを構造材料に仲間入りさせることは、もっと簡単になるのではないかと思う。き裂の進展については、最近の研究が非常に進んできており、セラミック試料に故意にき裂を発生させ、応力拡大係数 ( $K_I$ )、及びクラック成長速度 ( $V$ ) を実測することにより、破壊靱性値 ( $K_{IC}$ ) が計算でき、それにより材料の寿命予測も可能になってきている。これらの詳細については、最近専門書もかなり見られるようなのでそれに譲るとして、

当社での実験の一例として、ホットプレスシリコンナイトライドの破壊靱性値 ( $K_{IC}$ ) 及び破壊エネルギー ( $\gamma_i$ ) を測定した一例を示す(表-4)。

表-4 破壊靱性値及び破壊エネルギー

製法	密度 (g/cm <sup>3</sup> )	室温抗折強度 (kg/mm <sup>2</sup> )	$K_{IC}$ ( $10^6 N/m^{3/2}$ )	$\gamma_i$ (J/m <sup>2</sup> )
A	3.23	117	4.4	31.2
B	3.26	120	7.6	92.8
C	3.26	119	4.6	33.7

これを見ると  $K_{IC}$  とか  $\gamma_i$  の値は密度とか抗折強度に必ずしも影響されてない。多分、セラミックスの靱性は結晶構造とか粒界のあり方に大きく依存しているのではないかと考えられる。

$K_{IC}$  の温度依存性について報告<sup>3)</sup>があるので図-3に示しておく。

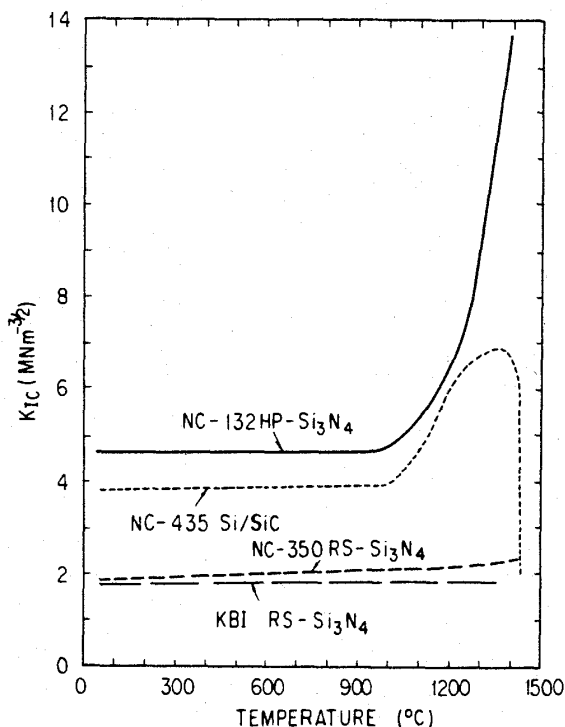


図-3  $K_{IC}$  の温度依存性<sup>3)</sup>

以上述べた様に、セラミック中に存在するき裂の進展状況についての研究と同時に、一方ではそれらのき裂及び欠陥を非破壊検査により検出する研究も盛んに行なわれている。これは金属の構造物で問題視される欠陥サイズが1mm程度であるの

に対し、セラミックスの場合破壊に結びつく欠陥は10~100 $\mu\text{m}$ と云われており金属よりははるかに小さい欠陥を見つける必要がある。単純な形状の場合、X線、超音波等の技術を駆使して、かなりのレベルで欠陥の探傷も可能になりつつあるが、実機形状のものについては、まだこれからの研究が待たれるところである。

セラミックの最大の弱点である靱性に乏しい点を、現在は一方で破壊の予知、一方で破壊の原因になる欠陥の除去という二方面から克服することが試みられているが、さらに大切なことは設計面から、セラミックスに衝撃のかかりにくい設計、ある部分への応力集中をさけた設計こそセラミックスをエンジン部品として実用化していく、本当に大事な所ではないかと考えている。

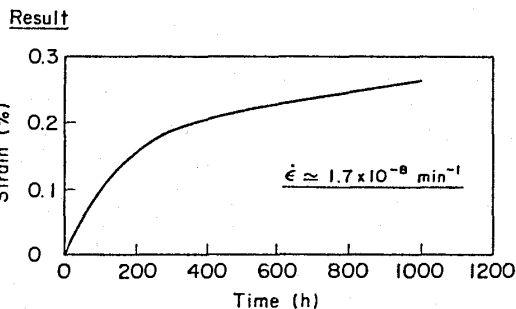
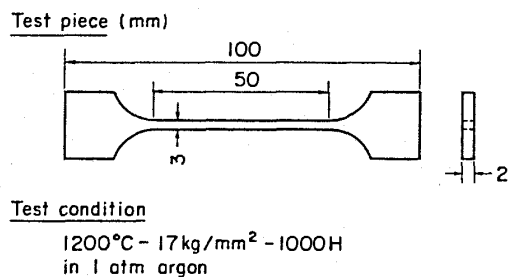
1-3 クリープ

金属材料ではクリープの測定は、極く常識的でありデータも豊富である。将来セラミックスを熱機関の部品として設計しようとする場合、クリープの挙動を知る事は非常に有益である。

クリープの試験方法としては、曲げクリープ、引っ張りクリープ、圧縮クリープに大別できるが、部品の設計者として欲しいのは引っ張りクリープではないかと考える。引っ張りクリープは、試験片の形状、試験方法等また充分固まっているとは云えない。従ってデータも少なく、たくさん結果を比較するまでには至ってない。図-4は当社で実験したホットプレスシリコンナイトライドの1200 $^{\circ}\text{C}$ での引っ張りクリープデータの一例であるが、試験開始から300時間前後までは、大きな歪変化を示し（一次クリープ）その後定常クリープに移っている。セラミックスのクリープの参考データとしては米国に於いて曲げクリープの結果の報告が見られるので図-5<sup>4)</sup>に示しておく。

1-4 酸化挙動

窒化物セラミックス、炭化物セラミックスの酸化挙動も充分わかっていないものの1つと考える。一般に報告されている酸化挙動は、空気中でのデータが多く、実際の実機に近い雰囲気中でのデータが少ない。実際に酸化挙動を調べるための実験を進めていると、同じ空気中でのデータでも、例へば水分が多い所とか、又は酸化雰囲気



Ref. Bend strength :  $\sigma_{RT} \approx 95 \text{ kg/mm}^2$ ,  $\sigma_{1200^{\circ}\text{C}} \approx 70 \text{ kg/mm}^2$

図4 H. P. Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub> の引っ張りクリープ

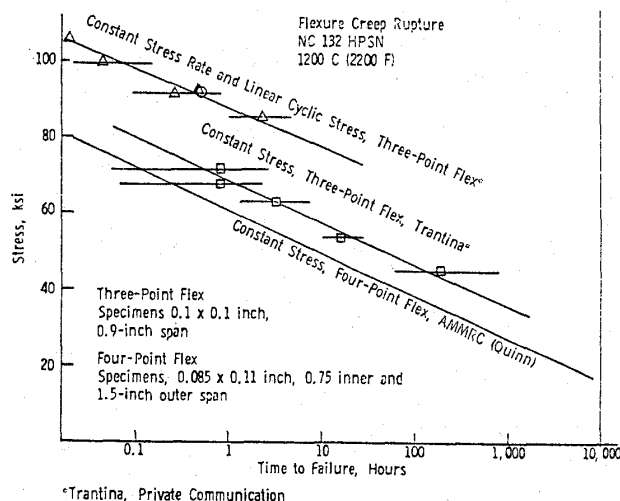


図5 曲げクリープテスト結果<sup>4)</sup>

も組成を少しかえてゆくと酸化状態が全然変わってゆくことも経験している。従って本当に必要なのは、セラミック技術者とタービン設計者との協力のもとに、もっと使用状態に近い状態での材料評価が本来は必要なのだと考える。この試験は相当費用の発生する仕事であるが、材料のクリーニングの意味でも必要だと考えている。実機に近い状態での実験は仲々やりにくい所もあり以下に当社で行った空気中での酸化挙動に関する実験のデータを紹介する。図-6はホットプレスシリコンナイトライドを常圧空気中で700~1200 $^{\circ}\text{C}$

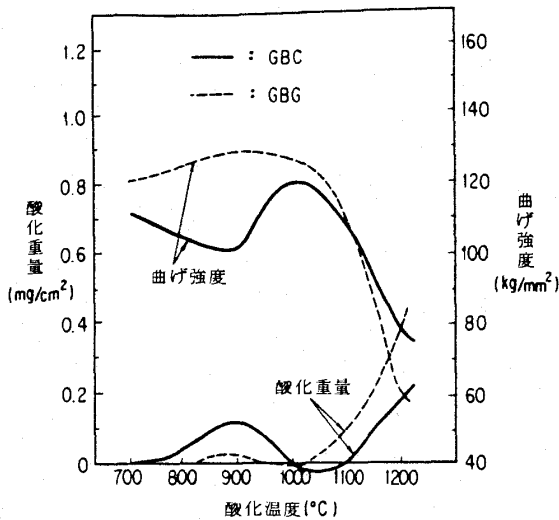


図-6 酸化温度に対する酸化重量と曲げ強度 (酸化時間: 160 H)

の間に各温度で160時間保持した後での酸化重量と曲げ強度の関係を図示した。試料は粒界を特別な処理により結晶化させ  $\text{Si}_3\text{N}_4 \cdot \text{Y}_2\text{O}_3$  の結晶質を存在させたGBC, と粒界はガラス質であるGBGを比較してある。高温になると粒界を結晶化させたものは酸化されにくくなっているが、これは粒界のコントロールが可能であれば、もっと酸化しにくい材質の開発も可能であることを示唆しているものと思う。図-7に1000°C, 1000時間での空気中での酸化挙動を示した。1000°C程度の温度なら長時間の大気中の使用に対しても特性劣下もなく使用可能である事を示している。図-8<sup>5)</sup>に米国で報告されているシンタードシリコンナイトライドの酸化データを参考までに提示しておく。

1-5 熱特性

エンジン部品の設計に際しては、当然の事ながら熱特性として、熱伝導率、熱膨張係数、比熱、と云った元来材質特有の物理常数を求めておくことが必要である。これらの常数は比較的、材質固有の数値を示し、しかも測定法も確立していると考えて良い。図-9に米国で報告されている熱特性を提示しておく。<sup>6)</sup>

(2) 部品化の問題点

(1) 項では主にセラミック材料の基本的特性を中心に述べてきた。

本項ではセラミックスを実際に部品化した場合

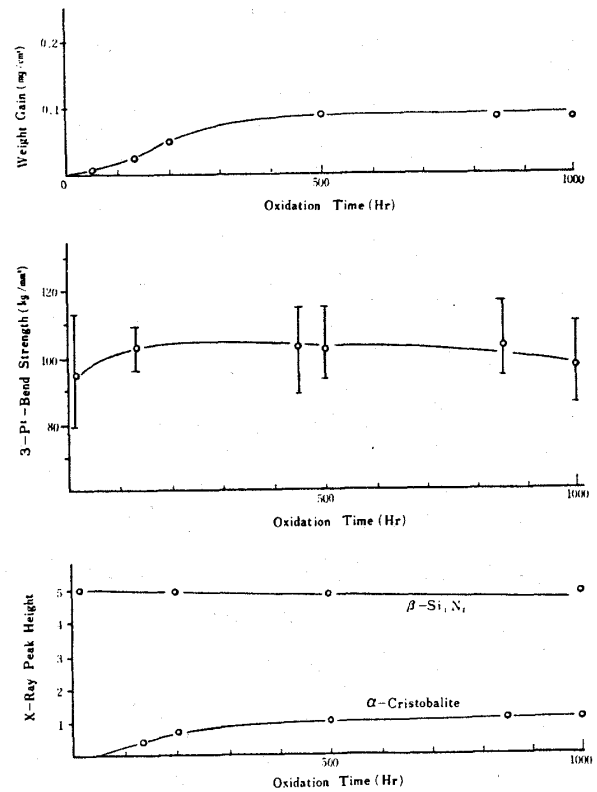


図-7 HP- $\text{Si}_3\text{N}_4$  1000°C 1000時間までの酸化挙動

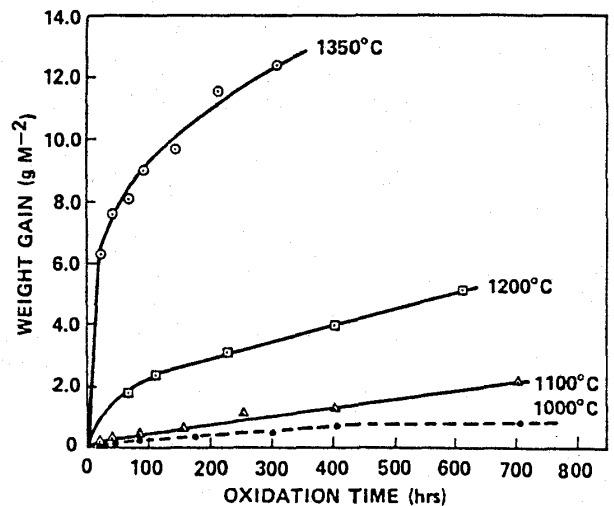


図-8 Sintered  $\text{Si}_3\text{N}_4 + 4\text{W/D Y}_2\text{O}_3 + 2\text{W/D Al}_2\text{O}_3$  の空气中酸化データ<sup>5)</sup>

に示す特性について若干の実験例等を織り込みながら説明したい。これは今後、タービン設計者が部品を設計する際に、多分遭遇すると予想される問題として認識ねがう意味で列挙してみる。

セラミックスの部品化に当っては、如何に均質

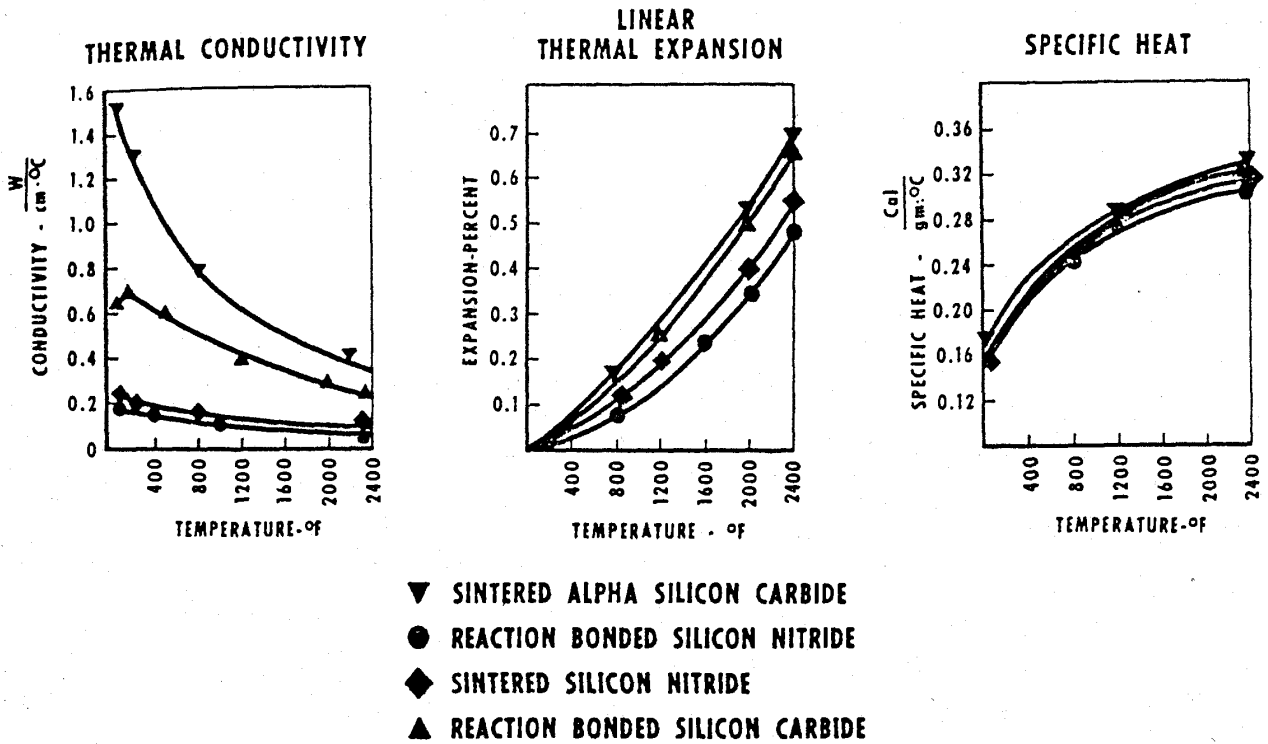


図-9 セラミックスの熱特性データ<sup>6)</sup>

なものを作り得るかの一語に尽きる。均質というのは部品のいかなる部分をとっても特性のバラツキの小さいことを意味する。均質さのメジャーとなるワイブル係数を上げること、逆に工程の中から均質化を阻む要因と如何にとり除くか、これからの大きな問題である。

2-1 ワイブル係数

材料の破壊は一般に最大引張応力を受ける近傍の弱体部からおきるが、とくに脆性材料の場合、材料表面及び内部の欠陥の影響が大きく、破壊強度には固有のばらつきがある。破壊強度のばらつきはいわゆるワイブル分布に従うと考えられ、ばらつきの分布状態はワイブル係数で表わすことができる。

ワイブル係数 (m) の値が大きいく程、強度のばらつきが小さくなる。即ち材料としての信頼性が高くなる。換言すれば均質性の高い材料と云える。材料開発に当って、ワイブル係数は材料の進歩又は改良を示す一つのメジャーとして重要且つ、重宝なものである。一方エンジンの設計者にとってもワイブル係数は重要であり、ワイブル係数を知ることによって安全係数を定めることができる。その関係を表-5に示す。この表は次の様な使い

表-5 ワイブル係数と安全係数

ワイブル係数 m	破壊確率 F						
	10 <sup>-1</sup>	10 <sup>-2</sup>	10 <sup>-3</sup>	10 <sup>-4</sup>	10 <sup>-5</sup>	10 <sup>-6</sup>	10 <sup>-7</sup>
5	1.44	2.30	3.65	5.79	9.18	14.55	23.06
10	1.19	1.51	1.90	2.39	3.01	3.79	4.77
15	1.12	1.31	1.53	1.78	2.08	2.43	2.83
20	1.09	1.23	1.38	1.54	1.73	1.94	2.18
25	1.07	1.18	1.29	1.41	1.55	1.70	1.86

表-6 HP-Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub> の強度及びワイブル係数

Temp.	N	Bend strength (kg/mm <sup>2</sup> )	m
R.T.	34	123.7	13.4
800°C	170	119.4	14.1
1000°C	139	113.3	16.9
1200°C	175	100.0	13.2

方をする。例えば破壊確率 10<sup>-5</sup> で検定した場合、m = 10 の時の安全係数 S<sub>p</sub> = 3.01 に対し m = 20 と大きくなると S<sub>p</sub> = 1.73 でよく、m が大

きくなれば材料の平均強度はそれ程大きくする必要がなくなる。

当社のシリコンナイトライドのワイブル係数を算出した例では表-6のデータが得られている。ワイブル係数をどこまで上げ得るかの予想であるが、別の実験例としてかなり工程的に神経を使い、慎重に作られた直径140mmφ、厚みが40mmのシリコンナイトライドの例では、常温で平均強度95kg/mm<sup>2</sup>以上でm≒18が得られている。

米国においてタービン設計に必要な平均強度、及びワイブル係数が年度別に報告されているので図-10に提示しておく。<sup>7)</sup>セラミック技術者にとってもm=20は確保すべき目標値として努力してゆく。

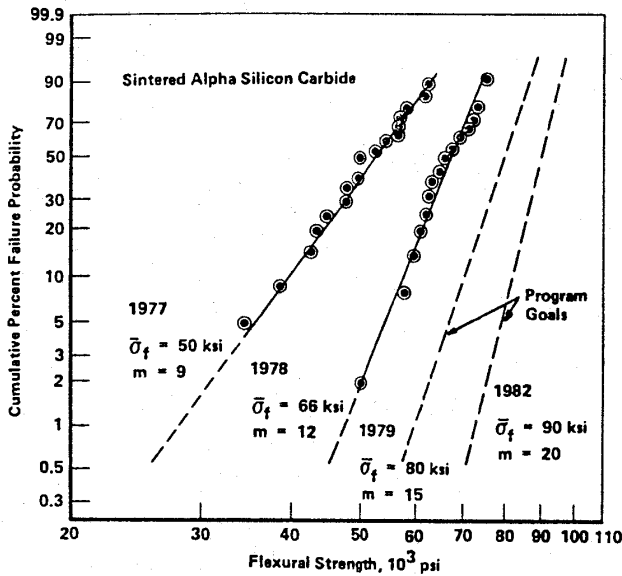


図-10 年度別、抗折強度、ワイブル係数予想<sup>7)</sup>

### 2-2 寸法効果

非常に小さなテストピースでは、非常に高い強度が得られていたのに、形状的に大きい物を作ると途端に強度が出ないということは、よく経験されると思う。これが寸法効果であり図-11に試料の薄い場合と厚い場合の強度の違いを示しておく。一般には寸法効果をワイブル係数mを用いて算出できる。強度因子として内部欠陥に支配されるものでは、平均強度、有効体積をそれぞれσ<sub>1</sub>、σ<sub>2</sub>及びV<sub>1</sub>、V<sub>2</sub>とすると

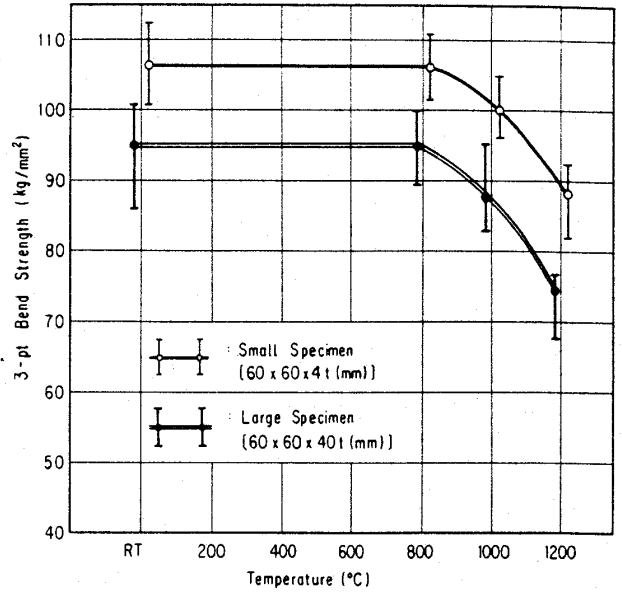


図-11 形状と強度(寸法効果)

$$\frac{\sigma_1}{\sigma_2} = \left( \frac{V_2}{V_1} \right)^{1/m}$$

又、強度因子として表面欠陥に支配されるものでは、有効表面積をS<sub>1</sub>、S<sub>2</sub>とすると

$$\frac{\sigma_1}{\sigma_2} = \left( \frac{S_2}{S_1} \right)^{1/m}$$

と表わされる。

上記の式より寸法効果を知り、さらに2-1項で述べたワイブル係数と安全係数を組み合わせることにより、許容設計応力を計算することもできる。計算の仕方は省略するが、例えばm=15、平均強度60kg/mm<sup>2</sup>の材料でS<sub>2</sub>/S<sub>1</sub>=50、破壊確率10<sup>-5</sup>ものを設計する時の許容設計応力は22.2kg/mm<sup>2</sup>と計算できる。すなわち平均強度の約1/3で設計する必要がある。エンジンの設計者は、こう云った寸法効果とか、安全係数の関連を充分把握の上、部品の設計をする事が望まれる。

### 2-3 機械研削加工

セラミックスを構造部品に使用する時、多くの場合、寸法精度の高いことが要求される。セラミックスは硬度が高く、その加工に当ってはダイヤモンド研削加工が现阶段では1番適していると考えられている。セラミックスの研削加工において最も注意を要する点は、研削表面に欠陥を残さず



加工することにある。欠陥を残すことは即ち均質性を欠いた部品と云える。均質性をそこなわない様に加工する上で大切なことはまず被削材に適したダイヤモンド砥石を選択することである。例えばシリコンナイトライドの研削の例を図-12に示してある。砥粒の種類、粒度、硬度、集中度、結合剤の異なるAからHまでの砥石を準備して研削試験をしたが砥石によってかなり研削のされ方のちがうことがわかる。

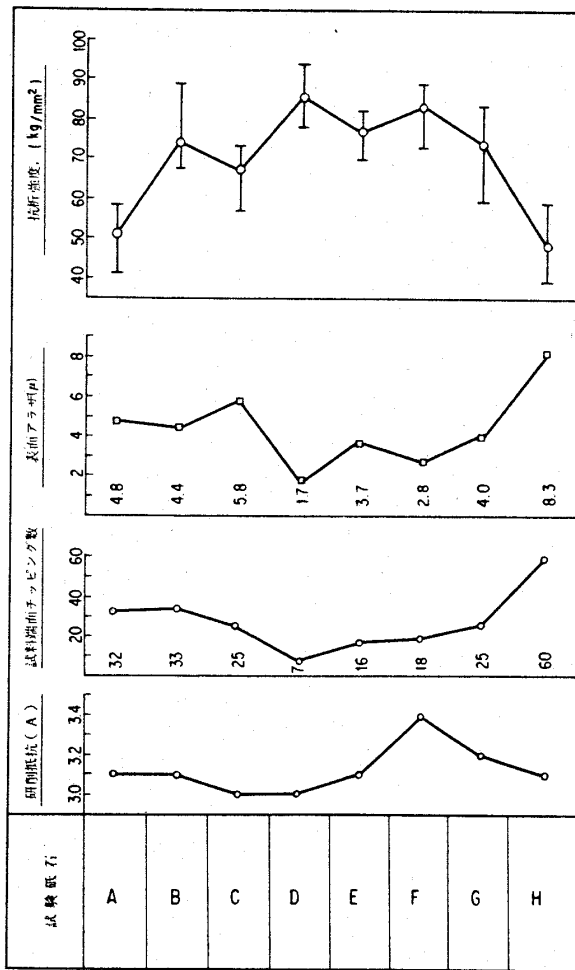


図-12 研削砥石の種類と研削状況

又、セラミックの研削加工は金属の加工にくらべて遥かに時間がかかる。従って部品の設計に当っては、出来ることなら研削しない方向、それが駄目なら研削を最少限におさえる設計が望まれる。

さらに応力集中を起し易い切欠きを作らないとか、シャープなエッジを作らないとか、コーナー部にはRをとるとか等々、従来の金属ではそれ程気にする必要のなかった面も、セラミックを実用

部品にする上では非常に大切なことなのだという事を記憶いただき度い。

おわりに

「セラミックス開発者からガスタービン設計者への注文」が、セラミックスの特性紹介の形になったことをお許しいただきた。

今度はエンジンの設計者からセラミックスの開発者への注文を是非聞き度い。それにより新しいエンジンの設計には、現在の材料で満足できるのか、又はさらに新規の材料の開発が必要なのかを判断することができよう。

セラミックスエンジンの実用化までには、材料の開発と同時に、安価につくるための製造技術、生産技術の開発が同様に必要である。これらの製造技術、生産技術の開発は、安価に作る対象物がはっきりしている方が楽でもあり、効果的である。これからはセラミックスの開発者とエンジン設計者は、より密なコンタクトをとりながら開発を進めることこそ、セラミックスエンジンの実用化を早める道と考える。

参考文献

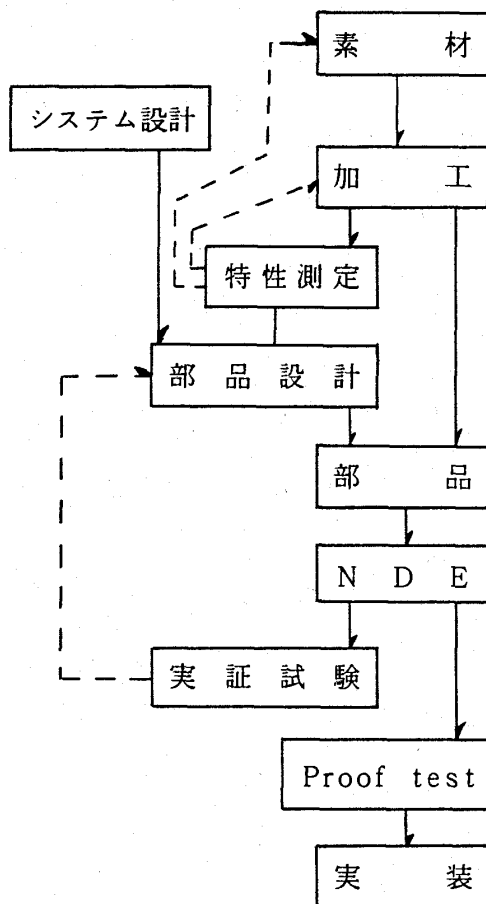
- 1) D. G. S. Davies, Fulmer Research Institute Report, R 27/5/5 March (1971)
- 2) Highway Vehicle Systems Contractors' Coordination Meeting Sep (1979) 149 D. O. E Sixteenth Summary Report
- 3) D. C. LARSEN 外 Screening Properties of Silicon-Base Ceramics for Turbine Engine Applications (1979) 4, ASME Publication
- 4) Highway Vehicle Systems Contractors' Coordination Meeting Sep (1979) 190 D. O. E Sixteenth Summary Report
- 5) Highway Vehicle Systems Contractors' Coordination Meeting Sep (1979) 175 D. O. E Sixteenth Summary Report
- 6) Highway Vehicle Systems Contractors' Coordination Meeting Sep (1979) 132 D. O. E Sixteenth Summary Report
- 7) Highway Vehicle Systems Contractors' Coordination Meeting Sep

(1979) 164 D. O. E Sixteenth  
Summary Report

### Ⅲ セラミックスの開発についての一言

京都セラミック 浜野 義光

Ford, DDA のセラミックガスタービンの開発状況を見ると、セラミック部品の製造と実装は、簡単に書けば次のステップで行なわれると考えられる。



セラミックスは脆性であるため介在物や表面傷への応力収縮の影響が厳しいので、NDEとProof testは不可欠であるが、セラミックスを対象としたこれらの検査技術については、アメリカと日本 사이에大きい格差がある。これをどうやって埋めるか、設計者と材料メーカーの間に横たわる大問題である。

セラミックスの製造技術については、アメリカと日本 사이에大きい差があるとは思えない。現在差があっても、これは我々の努力により近い将来埋まり、逆転すると思われる。このことは電子工業用セラミックスの歴史を見れば歴然としている。

ただ現在ある大きい違いはマーケットサイズで、そのために、セラミック部品を製造する経験、実績の面において、彼我に大きい差が生じている。セラミック製造技術ももちろん経験によって進歩するので、技術を育てる意味での投資が必要であろう。

同じ目的で、セラミック部品の製造技術、特に精密加工技術の開発のための政府投資が必要である。

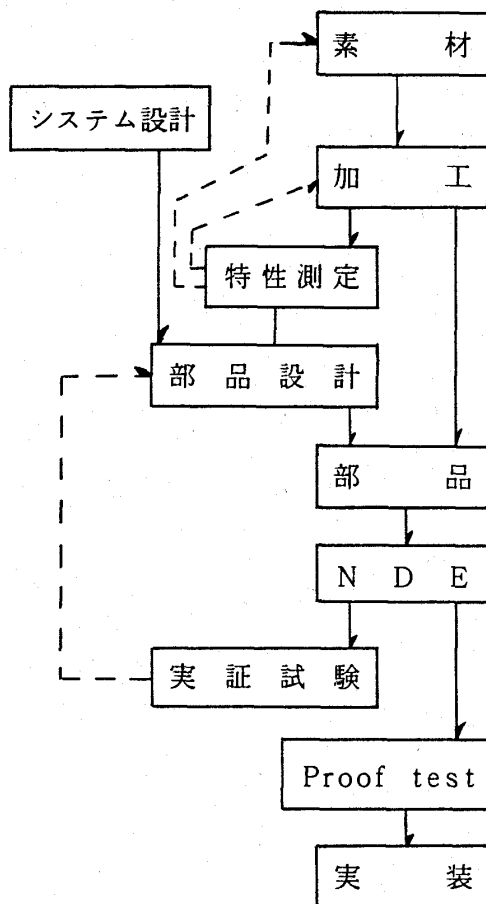
アメリカでは自動車用ガスタービンの開発のために、1979年から5年間に2億5千万\$の政府投資が行なわれるが、その大半はセラミック関連技術に向けられる。このままでは彼我の技術格差は逆に開いてゆくことになる。政府投資の大きい格差を縮めることは日本のセラミック製造技術のレベルアップのために、必要不可欠である。

(1979) 164 D. O. E Sixteenth  
Summary Report

### Ⅲ セラミックスの開発についての一言

京都セラミック 浜野 義光

Ford, DDA のセラミックガスタービンの開発状況を見ると、セラミック部品の製造と実装は、簡単に書けば次のステップで行なわれると考えられる。



セラミックスは脆性であるため介在物や表面傷への応力収縮の影響が厳しいので、NDEとProof test は不可欠であるが、セラミックスを対象としたこれらの検査技術については、アメリカと日本 사이에大きい格差がある。これをどうやって埋めるか、設計者と材料メーカーの間に横たわる大問題である。

セラミックスの製造技術については、アメリカと日本 사이에大きい差があるとは思えない。現在差があっても、これは我々の努力により近い将来埋まり、逆転すると思われる。このことは電子工業用セラミックスの歴史を見れば歴然としている。

ただ現在ある大きい違いはマーケットサイズで、そのために、セラミック部品を製造する経験、実績の面において、彼我に大きい差が生じている。セラミック製造技術ももちろん経験によって進歩するので、技術を育てる意味での投資が必要であろう。

同じ目的で、セラミック部品の製造技術、特に精密加工技術の開発のための政府投資が必要である。

アメリカでは自動車用ガスタービンの開発のために、1979年から5年間に2億5千万\$の政府投資が行なわれるが、その大半はセラミックス関連技術に向けられる。このままでは彼我の技術格差は逆に開いてゆくことになる。政府投資の大きい格差を縮めることは日本のセラミック製造技術のレベルアップのために、必要不可欠である。

# 講 義

## ガスタービンの制御 (II)

航空宇宙技術研究所 原動機部 遠藤 征紀  
杉山 七契  
西尾 健二

### 6. ガスタービン制御装置の一般構成

図1は、フロントファンエンジンの制御装置の構成を示す<sup>(1)</sup>。産業用ガスタービンの制御装置の場合でも、その構成は図1とほぼ同じである。異なるのは、実際に製作する時の重点が、航空用では小形軽量、耐環境性にあるのに対して、産業用では操作のし易さ、補修の容易さにあることである。言うまでもないが、機能、信頼性、経済性等は両方に共通に要求される。

さて、図1において制御装置は、検出器及び操

作指令器等から成る検出器部、制御に必要な演算論理判断を行う演算部、演算部の出力信号に従って燃料制御弁及びエンジン可動部を駆動する作動部とに大別される。従来の油圧あるいは空気圧式の制御装置では、この3つの部分が必ずしも明確に分離されているわけではなく、特に航空用では作動部のパワーピストンを除いて一体化される場合が多い。これに反して、近年の電気油圧式の制御装置においては、各部が明確に区別できる。

なお、重構造のガスタービンでは、この他に潤滑、冷却、シールエア等の各種ポンプとその配管システムがあり、一般に制御装置と同じグループによって設計がなされている。

### 7. ガスタービン制御装置の設計

まず表1は、フロントファンエンジンの制御装置の設計に組込むべき諸特性を、使用者の立場からみた使用特性及び信頼性にもとづいて展開して整理したものである。図1の各部の設計について詳細な説明をすることは、紙面の関係上困難であるので、ここでは電気油圧式の航空用ガスタービン制御装置を中心として、

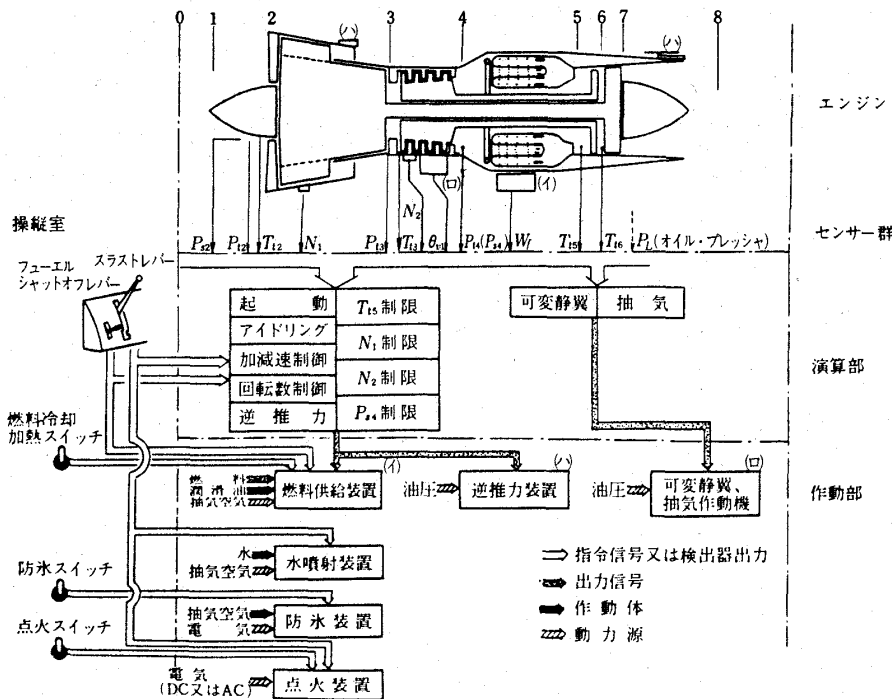


図1 航空用ガスタービン制御装置の全体構成

(昭和55年2月5日原稿受付)

各部のなかでも最も重要かつ基本的な問題を1つ

表1 航空用ガスタービン制御装置の設計要求

区 分	使 用 者 要 求 機 能				設 計	
	1 次 展 開	2 次 展 開	3 次 展 開	4 次 展 開	設計品質特性	
使用特性	エンジンの設計方針に適合している	亜音速ジェット機用のエンジンである	軽量である	軽量の燃料システム	目標重量	
			エンジン外形が小さい	小型な燃料システム	目標形状	
			整備性、信頼性がよい		コントロール設計の品質展開として別に検討する	
			安価である	安価な燃料システム	目標価格	
		エンジンへの取付・取外しが容易	取付・取外し時間が短い	小型・軽量である	目標重量, 形状	
				通常の取扱いでこわれにくい	全体構造	
				小数の部品で取付ける	クランプ方式	
			誤配管・誤配線がない (接続箇所)	配管, 配線が少ない	外部配線, 配管数	
				永久的標示がある	マーキング方式	
			組付・交換時の調整が容易	スロットルレバーの接続とリギングが容易	永久標示がある	マーキング方式
				寸法・形状を違えてある	寸法・形状	
				双発機の左右両用に使用可能	スロットルシャフト位置, 形状	
				トルクが小さい	スロットルレバートルク	
				トルク変化が少ない	スロットルレバートルク	
			エンジンとマッチング調整が容易	リギング位置が正確に出る	リギング位置と精度	
レバー角度標示がある						
関連部品, センサー類とのマッチング調整不要	マッチング所要部					
調整箇所が少ない	地上運転調整部だけである (飛行試験調整は不要)	運転時調整箇所数				
操作性がよい (取扱いやすい)	調整が他に干渉しない	IDLE調整によりMAXが変化しない	$\Delta N_{MAX} / \Delta N_{IDLE}$ 調整			
		MAX調整によりIDLEが変化しない	$\Delta N_{IDLE} / \Delta N_{MAX}$ 調整			
	運転中のエンジン調整ができる	調整箇所に容易に手がとどく	調整箇所位置			
	誤った調整をしない	意識的に調整する必要がある	形状, 構造			
		明確な標示がある	マーキング方式			
再現性がある	一度調整すればよい	Throttle Lever 公差				
多種類の燃料でも同じ機能がある	燃料変更による調整不要又は容易	燃料規格で合す	使用燃料の種類			
		燃料比重で設定する	比重調整範囲			
	燃料温度の影響がない	自動的燃料温度補正になっている	燃料温度範囲			
初回/長期保管後の運転で機能変化不良がない	コントロール内部の空気による悪影響がない	ENG・MOTORINGでコントロール内空気が容易に抜ける	FLOW PATH 構造			
		VENT PORT 又は VENT VALVE より空気が抜ける	VENT PORT/VENT VALVE 位置			
		ENG 停止中内部に空気が入らない	燃料出入口, シールよりの漏洩			
	防錆解除が容易	防錆手順, 保管期限				
故障箇所の発見がしやすい		内部パラメータの測定可能	測定パラメータの指定			
		故障箇所を自動標示する	自動標示故障の指定			

\*

使 用 者 要 求 機 能					設 計	
区 分	1 次 展 開	2 次 展 開	3 次 展 開	4 次 展 開	設 計 品 質 特 性	
安全性	水	本装置の故障がより大きな2次損傷を与えない	補機回転部の故障でエンジン (GEAR BOX) を損傷させない	コントロール/ポンプ駆動トルク過大でコントロール/ポンプの軸が切断する	ポンプ軸破断トルク	
				軸シール故障で燃料が滑油系統に浸入しない (GEAR BOX)	燃料系統間のシール方式	
				摩耗異物が他の補機を損傷させない	燃料フィルター、スクリーン設置場所とメッシュ	
				燃料が外部へ多量に噴出する様な故障を起さない	可動部分シールよりの漏洩はシールドレンより OVE-RBOARD DRAIN へ	バースト特性
					固定部分シールはバーストしない	
				コントロールの部分的故障がエンジン損傷又は停止につながらない	内部故障により ENG, オバースピードを起さない	オーバースピード防止機構の Redundancy
					部分故障による温度上昇がない	
				部分的故障で ENG, 停止しない	各要素の故障モード解析と対策	
				信頼性	機能が安定している	本装置取扱者を傷つけない
外部可動部分に危険がないこと	可動部構造					
調整・整備中燃料や空気の噴出がない	調整部構造					
鋭い突起部、エッジ等がない	全体構造 面取り加工 ロックワイヤー方法					
感電の恐れがない	電気部品構造 配線方法					
耐久性がある	長時間使用しても性能の変化が少ない	設計目標寿命				
環境の影響を受けない	高低温環境でも機能を失わない	使用周囲温度範囲				
	電磁誘導で機能を失わない	電磁界強度範囲				
	外気圧の影響を受けない	使用高度又は外気圧範囲				
燃料の品質による影響を受けない	高低温燃料でも機能を失わない	燃料温度範囲				
	エンジン燃料供給圧力の影響を受けない	エンジン入口燃料圧力範囲				
	エンジン燃料系統の圧力レベルによる影響がない	圧力の影響を受けない構造 内部で一定圧力を作り出す				
燃料内異物による故障がない	燃料汚染レベル					
機械的に安定である	エンジン振動による影響が少ない	耐振性…周波数範囲と振巾、 振動方向				
	G, 姿勢による性能変化がない	耐G性…最大Gと方向				
寿命が長い	腐蝕、浸蝕に耐える	耐久性がある	長時間の使用で機能を失わない	設計目標寿命		
			環境による腐蝕がない	高湿度で腐蝕しない	環境湿度範囲	
				塩分による腐蝕がない	塩水噴霧試験要求	
			燃料、潤滑油で腐蝕しない	エンジン燃料、潤滑油及び機体用油圧系統油規格		
			燃料による浸蝕がない	高低温燃料で侵かされない	燃料温度範囲	
燃料内汚染物で侵かされない	耐酸性 耐アルカリ性 耐塩水性					
本装置故障によるエンジンダウンタイムが短い	故障、不具合個所の発見がしやすい	故障時の交換が容易	使用特性	操作性 (取扱いやすさ)		
			の項の展開による			

づつ取り上げて解説する。

7-1 検出器の選定 検出器は制御装置の触角であり、制御対象ガスタービンに依り必要な検出器の種類が異なるが、ここでは航空用ガスタービンの代表例として、2軸フロントファンエンジンの検出器の選定を例にとって説明する。検出器には大別して、油空圧方式のものと、電気式のものがあるが、ここでは電気式のものを中心に検討する。航空用と産業用とで最も異なるところは、構造的には、航空用では小形化と周囲環境条件の変化に耐えることに力点が置かれていることと、性能的には、航空用では応答性が重要視されるものが多いことである。

(1) ガスタービン入口及びファン出口(高圧圧縮機入口)温度検出器

$T_1$  の変化範囲は $-60^{\circ}\text{C}\sim+70^{\circ}\text{C}$ 、 $T_2$  の変化範囲は $-60^{\circ}\text{C}\sim+110^{\circ}\text{C}$ である。 $T_1$  は、推力と直接的に関係のある  $N_1/\sqrt{\theta_1}$  を制御するために、また  $T_2$  は、可変静翼制御及び加減速燃料  $W_f/\delta_2\sqrt{\theta_2}$  を計算するために必要となる。なお、要求精度は、 $T_1$  についてはスラストの設定精度を定常および過渡時において1%として、 $T_2$  については可変静翼の設定精度を定常時で $\pm 1^{\circ}$ 、過渡時で $\pm 2^{\circ}$ として求まる。また、 $T_1$ 、 $T_2$  検出器の応答特性としては、過渡時における推力、加減速制御の必要精度を満たす時定数  $\tau_1$ 、 $\tau_2$  が、計算によって  $\tau_1 \leq 1.6$  秒、 $\tau_2 \leq 0.8$  秒と求まる。図2は、 $\tau_2$  によって可変静翼偏差角度が過渡時にどのように変わるかをシミュレーション試験によって調べた結果である。<sup>(2)</sup>精度、応答性等を総合して考えると、 $T_1$ 、 $T_2$  検出器としては銅-コンスタンタン熱電対が

適当と考えられる。油空圧式の  $T_2$  検出器の代表例として、図3の液体膨張型の温度計を示す。<sup>(3)</sup>メタノールを封入した内径約0.7mm、長さ約5000mmのSUS材の細管をコイル状に巻いて気流中に配置し、液体の膨張による圧力の上昇をベローズの変位として取り出すものである。試験の結果、気流速度60m/secで2~4秒の時定数が得られたという報告がある。

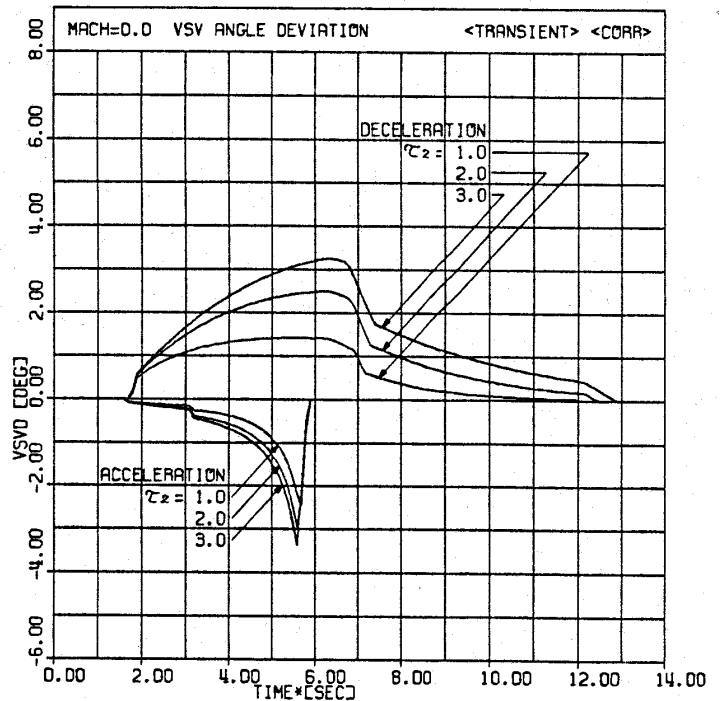


図2  $\tau_2$  による可変静翼偏差角度

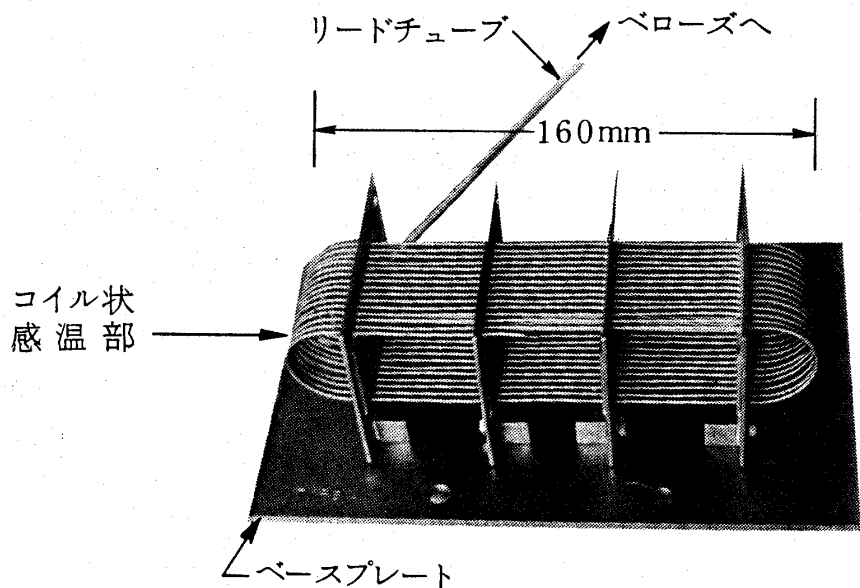
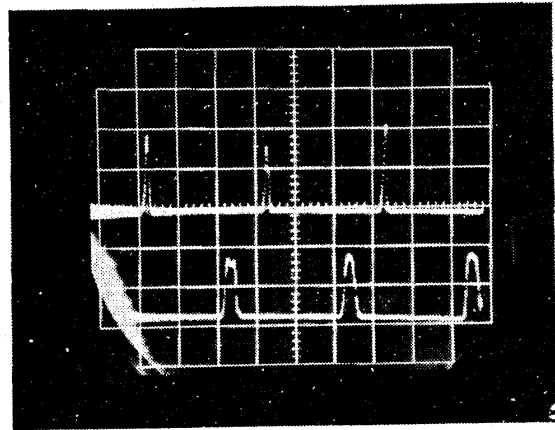


図3 液体膨張温度計<sup>(3)</sup>

(2) ファン及び高圧圧縮機回転数検出器

回転数計測範囲は、ファンで1000 rpm ~ 7000 rpm, 高圧圧縮機で 2000 rpm ~ 15000 rpmである。回転数制御はガスタービン制御の中核であるから、その検出器は最も重要で、高い信頼性が要求される。必要測定精度は0.2%以上が要求されている。従来の油空圧方式の制御装置では、フライウエイト方式のものが全ら用いられてきたが、油空圧方式の監視用あるいは近年の電気式の制御装置の制御用検出器として、電磁式の検出器が広く用いられている。電磁式には、マグネティックピックアップ、エディカレント型ピックアップ及びタコメータジェネレータの3種類があり、用途に応じて使い分けられている。

変化によるファイバーの劣化、汚れの影響等、未だ不明な問題が残されている。



上：翼端厚さ 25 mm, スケール 0.2 V  
下： " 4.2 mm, スケール 0.1 V  
時間スケール 1 m sec / div.

図5 光ファイバ型回転数ピックアップ出力波形

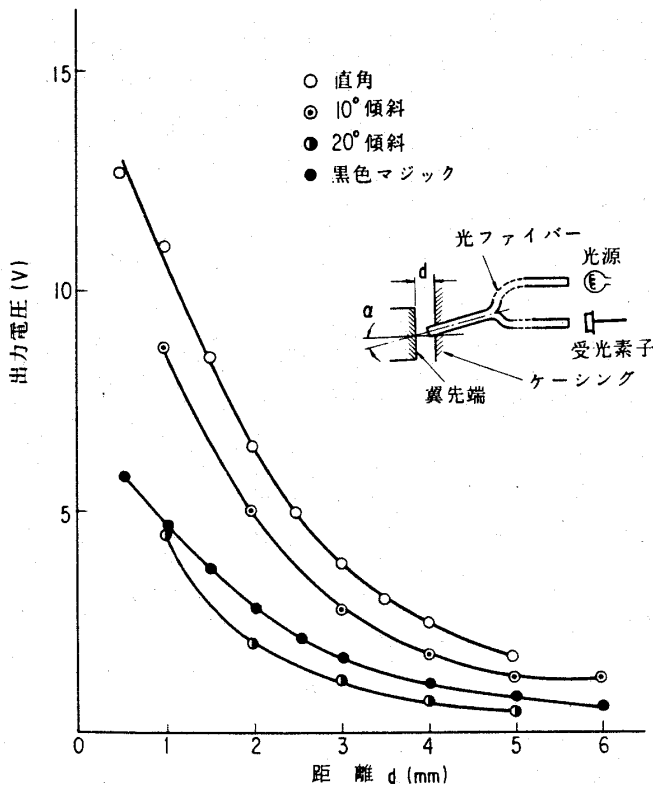


図4 光ファイバ型回転数ピックアップ特性

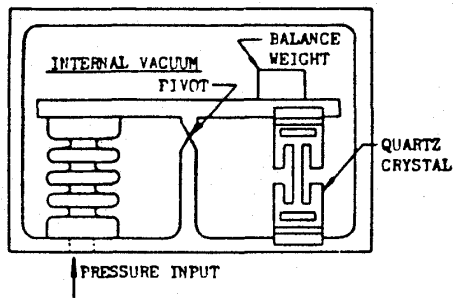
近年、光ファイバーを用いた検出器が注目されている。図4にその特性を、また図5に出力波形を示す。電磁型にくらべて、きわめてきれいな波形が得られる。光ファイバー型検出器には、計測可能回転数に制限が無いこと、信号電送時にノイズ混入の心配が無いこと、波形が良いこと等の優れた特長があるが光源の信頼性、周囲環境条件の

(3) 高圧圧縮機出口圧力検出器

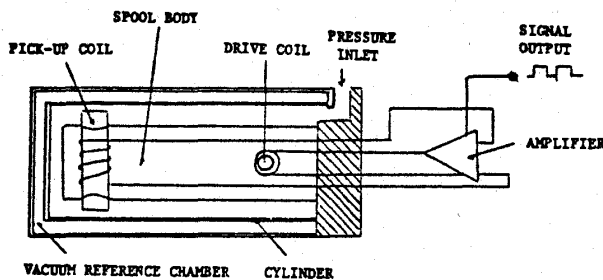
圧力の測定範囲は0~25 kg/cm<sup>2</sup>である。空気温度は約450℃である。圧力はガスタービンの制御にとって非常に重要な信号であるが、これを正確に計測することは容易でない。圧力計で最も一般的なものは、ダイヤフラム又はベローズを感圧部とし、圧力によるその微小変位をインダクタンス、キャパシタンス等の変化に変えて電気的信号の形で取り出すものと、ノズルフラップの動きを経て油空圧信号の形で取出すものである。この形式のものでは、精度が良く、信頼性が高いものが得られるが(-40℃~+220℃で±1%の精度)、周波数応答性があまり良くない(10~100 Hz)。近年、金属の円筒殻又は水晶板の固有振動数が応力によって変わることを利用したデジタル型圧力検出計(図6)が市販されている。P<sub>3</sub>(又はP<sub>3s</sub>)の圧力測定範囲にあるものは水晶式である(0~400 psi)。

圧縮機出口圧力は、加減速時の燃料制限用信号として使われるが、ガスタービンのアイドル付近で、圧縮機のサージングマージンの一番小さいところは、圧力が最小時には設計点の1/10





(a) 水晶板型



(b) 円筒殻形

図6 デジタル型圧力検出器

程度になるため、普通±3~5%といわれる加減速燃料の制御精度が得にくく、設計に苦労するところである。

(4) 高圧タービン翼温度及びタービン入口ガス温度検出器

タービン入口ガス温度は最大1400℃、翼温度は900~1000℃程度である。ガスタービン制御装置の最も重要な機能の一つは、高温部の寿命、信頼性を落すことなくして、最大許容温度に近い設計点近傍でガスタービンを作動させることである。現在のほとんどのガスタービンは、熱電対によって計測可能なタービン出口ガス温度を計測して、これをもとにタービン入口ガス温度を計算によって間接的に求め、燃料を増減することによりタービン入口ガス温度を制御している。タービン出口温度からタービン入口温度を計算する方法はいくつかあるが、これ等のいずれも、タービン効率、タービンの物理的条件、翼端よりのリーケージ、摩擦及び冷却空気流量を仮定しており、その誤差を評価するために十分なマージンをもたせたものを制御の設定温度としなければならない。これは、安全な翼温度を得るためにガスタービンの出力を

ディレートしていることになるから、翼面温度を直接に計測することが望ましい。しかしながら、タービン翼表面温度あるいはタービン入口ガス温度を直接測定する検出器は、未だ実用化試験段階というところにある。(4)

(5) 位置検出器

可変静翼、燃料流量の制御のためには、静翼設定位置又は燃料規制弁の位置を検出する検出器が必要となる。この目的のために、ポテンショメータ、差動トランス、ロータリーエンコーダ等が使われているが、航空用として考えた場合、信頼性が必ずしもじゅうぶんとは言えない。

以上ガスタービンの制御に必要な検出器の選定について述べてきたが、ガスタービン特に航空用ガスタービンの制御装置用として要求される性能をすべて満たすものはほとんど無い。従って、そのぶんだけガスタービンの性能を犠牲にして、設定値にマージンを見込む等の安全策を施しているのが現状である。

7-2 回転数制御系の安全性 3.でも述べたように、ガスタービンの出力は、通常回転数を制御することによって設定する。図7は、アナログ式及びデジタル式のPID回転数制御系のブロック図を示す。図中G<sub>C</sub>は回転数制御演算器の伝達函数である。言うまでもなく、G<sub>S</sub>、G<sub>T</sub>、G<sub>E</sub>は、平衡点の近傍の微小な変動範囲内で、それぞれの制御器又はガスタービンの運動を表わす非線形微分方程式を線形化して求めたものである。もっと大きな変動をした時の解析は、シミュレータを用いた試験を行う。

さて、図7の(a)のアナログ式の回転数制御系の特性方程式は、次のように求まる。

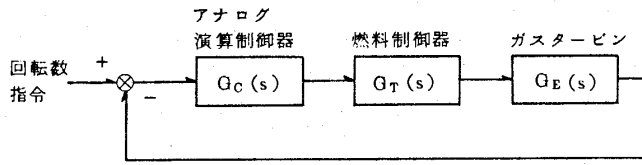
$$S^3 + \lambda_2 S^2 + \lambda_1 S + \lambda_0 = 0 \dots\dots (1)$$

ただし、

$$\lambda_2 = \frac{(\tau_E + \tau_T)\tau_I + K_a \tau_E (\tau_I + \tau_d)}{\tau_E \tau_I \tau_T}$$

$$\lambda_1 = \frac{\tau_I + K(\tau_I + \tau_D + a\tau_E)}{\tau_E \tau_I \tau_T}$$

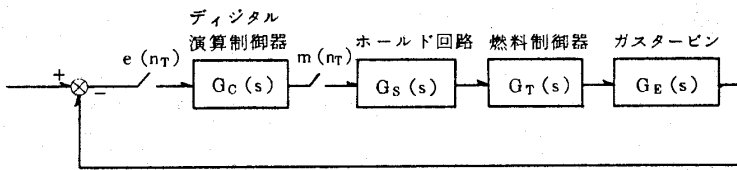
$$\lambda_0 = \frac{K}{\tau_E \tau_I \tau_T}$$



$$G_C(s) = K_C \left( 1 + \frac{1}{\tau_I s} + \tau_D s \right)$$

$$G_T(s) = \frac{K_T}{1 + \tau_T s}, \quad G_E(s) = K_E \frac{1 + a \tau_E s}{1 + \tau_E s}$$

(a) アナログ式回転数制御



$$m(nT) = K_C \left[ e(nT) + \frac{T}{\tau_I} \sum_{j=1}^n e((n-j)T) + \frac{\tau_D}{T} (e(nT) - e((n-2)T)) \right]$$

$$G_S(s) = \frac{1 - e^{-Ts}}{s}$$

(b) デジタル式回転数制御

図7 ガスタービンの回転数制御ブロック図

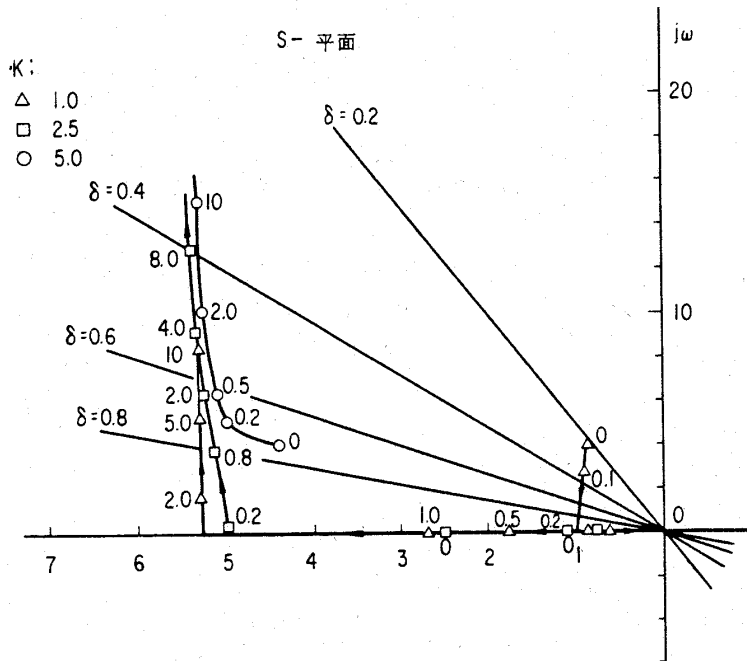


図8 PID 回転数制御系の根軌跡 (アナログ式)  
( $\tau_E = 1.2$  秒,  $\tau_T = 0.1$  秒,  $\tau_I = 1$  秒とする)

(1)の根が微分時定数  $\tau_d$  の値によってどのよう

に移動するかをS平面上に示したのが図8である。これより、一巡ゲイン  $K = 1.0$  のときには、 $\tau_d = 0.2 \sim 2.0$  で系のダンピング係数  $\delta$  が0.8以上となり、安定な系となるが、 $K = 5.0$  では0.8以上にはならず、安定な回転数設定ができない。

次に、図7の(b)の如く、回転数制御演算器としてデジタル式の制御器 (例えばデジタル計算器) を用いた時の特性方程式は、次のように求まる。

まず、デジタル計算機の制御動作  $G_C(Z)$  は、

$$G_C(Z) = \frac{K_C \{ T_D Z^{-2} - (1 + 2T_D) Z^{-1} + (1 + T_I + T_D) \}}{1 - Z^{-1}} \dots\dots\dots (2)$$

ただし、 $Z$  はサンプル値制御理論<sup>(5)</sup>における  $Z$  変換演算子で  $Z = e^{sT}$  であり、 $T_D = \tau_D/T$ ,  $T_I = 1/(\tau_I/T)$  である。次に、ホールド回路、制御器、エンジン特性の  $Z$  変換  $G(Z)$  は、

$$G(Z) = G_S G_T G_E(Z)$$

$$= K_T K_E \left\{ 1 + \frac{(1-a)}{(\tau_T/\tau_E - 1)} \times \frac{Z-1}{Z - e^{-T/\tau_E}} + \frac{1 - a\tau_E/\tau_T}{(\tau_E/\tau_T - 1)} \times \frac{Z-1}{Z - e^{-T/\tau_T}} \right\} \dots\dots\dots (3)$$

と求まる。

特性方程式は、

$$1 + G_C(Z) G(Z) = 0 \dots\dots\dots (4)$$

である。(4)の6個のパラメータ  $K = K_C K_T K_E$ ,  $a$ ,  $\tau_T/T$ ,  $\tau_E/T$ ,  $\tau_I/T$ ,  $\tau_D/T$  のうち、 $\tau_D/T$  を除くものを一定として、 $\tau_D/T$  の値を変えた時の

Z平面上の根軌跡を図9に示す。図は、Z-平面の上半分だけを示し、特性方程式(4)の根がすべて半径1の円Sの内側にあれば系は安定である（発散しない）。曲線Lは、系のダンピング定数が0.8一定の線であり、根がすべてこの内側にあれば、系のダンピング定数は、0.8以上となる。図9に示す場合、 $\tau_D/T$ の増加には系の安定性にとって逆効果となっていることがわかる。\*

\* 実際の回転数制御系においては、ガスタービンの作動点や周囲空気温度、圧力によって $T_E$ や $a$ 、 $K_E$ が変わるため、それに応じて $\tau_D/T$ や $\tau_I/T$ 、 $K_C$ を変えて、常に安定な作動を確保している。

7-3 燃料系統要素間のマッチング 次に、作動部の最も基本的な部分である燃料系統について、燃料ポンプとしてギヤポンプを使用した場合

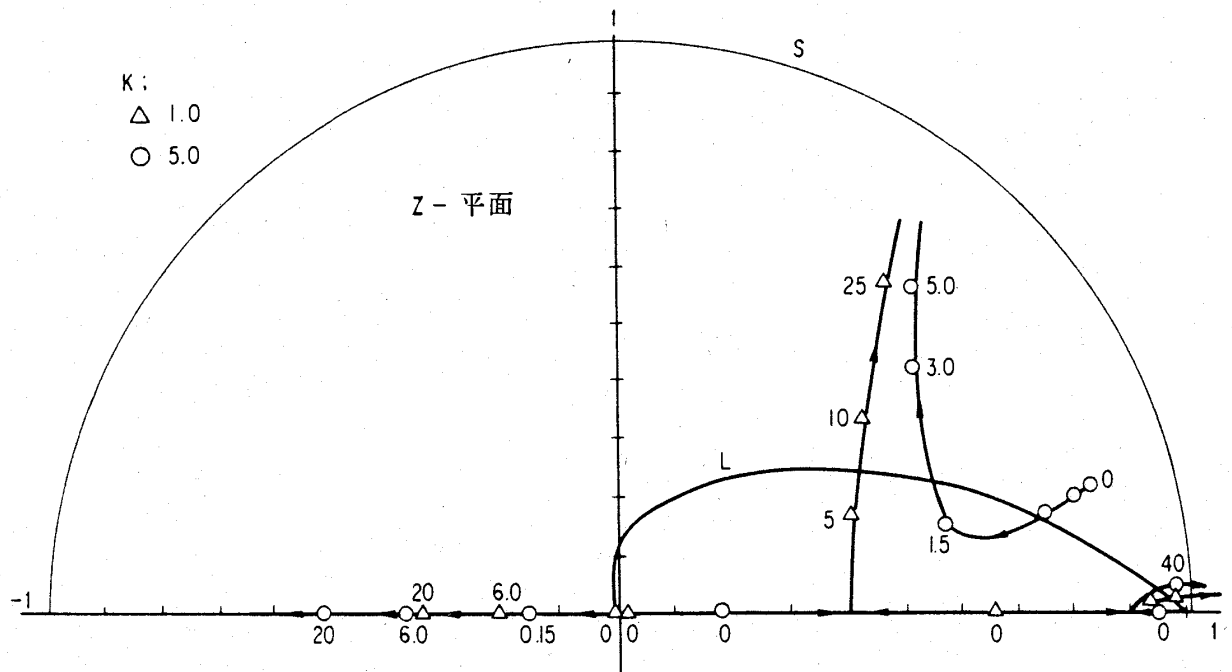


図9 PID回転数制御系の根軌跡（デジタル式）  
 $(a=0, \tau_I/T=2.0, \tau_E/T=24.0, \tau_I/=0.05$ とする)

の、ポンプ特性、燃料規制弁特性、フローデバイダ、燃料噴射弁特性相互のマッチングについて簡単に説明する。

図10に代表的な燃料供給系を示す<sup>(6)</sup>。図10の(b)においてギヤポンプから供給された燃料は、通常回転数制御系の作動部となる燃料規制弁のオリフィス部を通過して、下流のフローデバイダ、燃料噴射弁に送られる。燃料規制弁の上流と下流の圧力差 $\Delta P$ は、差圧制御弁によって一定に保たれる。差圧制御弁は $\Delta P$ を一定に保つために、ギヤポンプから吐出された燃料の一部をギヤポンプ入口側にバイパスする。差圧制御弁は、燃料規制弁の動きにくらべ、十分に速い応答特性を有する。

このようにすると、フローデバイダ、燃料噴射弁に供給される燃料流量は、燃料規制弁の変位（オリフィスの面積）に比例する。図10の(a)は、ガスタービンの回転数一定として、その時のギヤポンプ特性①、差圧 $\Delta P$ に対するバイパス流 $Q_b$ の関係を示す（バネRとオリフィス面積 $\sigma$ とにより決まる）曲線②及び図示していないフローデバイダ、燃料噴射弁圧力-流量特性が与えられた時に、燃料規制弁の位置に対応するポンプの動作点A及びバイパス燃料流量 $Q_b$ を求める方法を示す。

まず燃料規制弁の位置を与えると、オリフィス $\Sigma$ の面積が定まるから図の曲線②が描ける。②とフローデバイダ、燃料噴射弁の圧力-流量特性よ

り図の  $P_p$  と  $Q_u$  の関係を示す曲線⑤が求まる。⑤上に仮定した点Kに対流して、図のようにしてJ点が定まる。点Kを⑤の上で移動することにより、図の  $P_p$  と  $Q_p$  の関係（ギャポンプ後流のすべてのオリフイス特性を含んだ総合的圧力-流量特性）を示す曲線⑥が求まる。⑥と①の交点がポンプの作動点Aであり、A点と同じ圧力をもつ曲線⑤上の点Bに対応する流量が  $Q_u$  である。

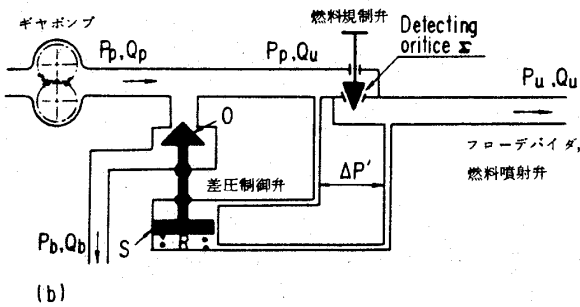
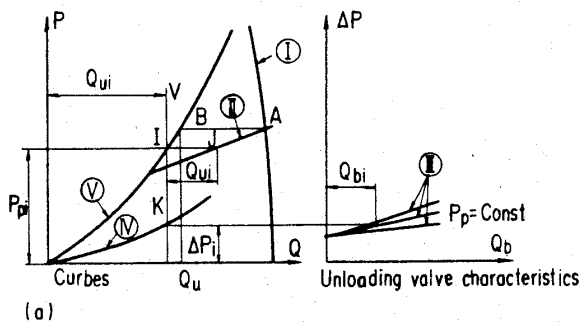


図10 燃料システムのマッチング<sup>(6)</sup>

一般に、ポンプ容量は、起動時のガスタービン回転数が未だ小さい時に、必要な燃料流量  $Q_u$  を供給することができるか否かで決定される。供給燃料流量が脈動しないようにするために、ギャポンプ入口側の脈動をできる限り小さくするとともに、差圧制御弁の動作が安定となるような設計が要求される。

### 8. ガスタービンの多変数制御

次に、近年、ガスタービン制御装置の演算部の電子化が進むにつれて、電子計算機の高速度を生かして、最適制御とか多変数制御とかの高度な制御理論をガスタービンの制御に適用することにより、出力の変動を最少減におさえたり、変数相互間の干渉をおさえる試みがなされているので、このうちの多変数制御について解説しておく。

近年のガスタービン・エンジンは性能の向上、

ミッションの多様化の要求から、幾何形状可変のエンジン要素、例えば、可変静翼コンプレッサ、可変ノズル、可変タービンノズル、等を含み、その数は増々ふえる傾向にある。これらは必然的にエンジン制御変数、状態変数の増大をもたらし、制御対象であるエンジンを、多入力・多出力の非線型系としてとらえなければ、制御目的を達成しえなくなっている。このため、従来の一入力一出力系に対する古典的制御理論にとって変わる、エンジンの多変数制御を体系的に取扱う手法の研究が積極的に進められている。

代表的な多変数制御問題の手法には、

- (1) 線型二次形式レギュレータ法 (LQR法)<sup>(7)</sup>
- (2) 多変数周波数領域法<sup>(8)</sup>
- (3) 数学的プログラミング法

等がある。これらの手法で得られるエンジン制御器は、演算機能の極めて高いデジタル電子式のものを想定しており、近年のデジタル演算技術の飛躍的進歩に負う所が大きい。上記の手法のうち、最も積極的に研究されているのは、LQR法であり、実機飛行テスト (F100エンジン) を含む広範な研究がなされている。紙面の都合から、このLQR法によるエンジン制御についてのみ解説するが、(1)~(3)の手法はそれぞれ一長一短があるため、いくつかの手法を相補的に並用するのがよいとされている。

図11はLQR法の手順を示している。まず(a)において、5. (前号29~32ページ参照) で述べた方法により、全作動領域をカバーする非線型エンジンシミュレーションを行なう。次に(b)において、いくつかあるエンジンの運転条件に対応する代表的作動点を指定する。これらの作動点に対し、状態変数摂動法あるいは適当なシステム同定法を用い、(c)においてエンジンの線型化モデルが次式のように求められる。

$$\begin{aligned} \dot{X} &= AX + BU \\ Y &= CX + DU \end{aligned}$$

ただし、 $X$  : 状態変数ベクトル、 $U$  : 制御変数ベクトル、 $Y$  : 観測変数ベクトル、 $A$  : 係数行列、 $B$  : 駆動行列、 $C$  : 出力行列、 $D$  : 伝達行列。F100エンジンの例によると、 $X$ 、 $U$ の次元はそれぞれ16、5であり、これに検出器、アクチュ

エータの状態方程式を附加した場合、線型化モデルの次元は極めて高いものになるため、(c)において次元の低下を行なう。

LQR法の場合、システム評価関数  $J$  は、

$$J(U) = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} (Y^T Q Y + U^T R U) dt$$

で与えられる。ただし、 $Q$ 、 $R$ ：重み行列。(d)において、制御条件（例えば、出力の応答速度、サージマージン、温度制限、出力の安定性）を考慮して、重み行列を設定する。以上でLQR法の問題設定は完了し、(e)において、既存の計算プログラム（リカッチ微分方程式）を用いて解は、次式の形で求まる。

$$U = G X$$

ただし、 $G$ ：ゲインマトリックスあるいは制御法則。この解はフィードバック制御、即ち、制御量  $U$  はエンジン状態量  $X$  の関数として求まるため、制御器として容易に実現することができる。このようにして得られた制御法則の評価を、以下(f)、(g)において、線型化エンジン・モデルを用いて行ない、制御条件を満足するゲイン・マトリックス  $G$  が求まるまで、重み行列  $Q$ 、 $R$  の変更をくり返す。( ) b で指定された代表作動点の全てについて、ゲイン・マトリックス  $G$  が得られると、任意のエ

ンジン運転状態に対しての  $G$  は、代表点における  $G$  の適切な接続から規定することができ、広域制御法則が求まる。(j)においては、非線型・広域エンジン・モデルを用いて、制御法則の再評価を行なう。

以上がLQR法の概要である。非常に系統的に制御法則が得られ、多変数システムの利点を最大限に利用するという点で優れているが、一方、重み行列  $Q$ 、 $R$  の設定は試行錯誤的であり、得られた  $G$  が最適とはかぎらない、また、非線型システムに対し、非線型性の利点を有効に活用しえないという欠点もある。

### 9. ガスタービン制御装置の将来の傾向と課題

本講義の冒頭で述べたように、ガスタービン制御装置は電子化が進んでいる。この傾向は今後も続き、近い将来には制御装置の作動部を除く部分は完全に電子化されることであろう。しかし、いくつかの解決しなければならない課題も残されている。その一つは、検出器の信頼性と精度を高めることである。特に航空用では、厳しい環境条件に耐える構造と、小形であることが要求されるので今後の研究開発が望まれる。

制御演算部については、近年のエレクトロニクスの発達によって、デジタル計算機の性能が飛躍的に向上した上に、信頼性も向上したので、産業用ガスタービン制御についてはほとんど問題はない。しかし、航空用の場合には厳しい環境条件下で十分な信頼性を持たせる必要があるため、現在の電子部品の信頼性では十分とは言えない。従って、各種の冗長系を採用したソフトウェア、ハードウェア両面からの耐故障設計が是非とも必要となる。この面での研究開発が特に重要となる。また、制御演算部の容積の相当部分を占めるものとして、検出器からの信号処理回路があるが、その小形化は一般に難しい。この意味からも検出器の信頼性を向上させることによって、この部分の冗長化の必要が無いようにすることが望ましい。

次に、作動部については、制御演算部が故障した時のバックアップとしての機能を、必要最小限に組み込む工夫と、信頼性の高い電油変換器の開発が望まれる。

更に、近年省エネルギーの立場から、ガスター

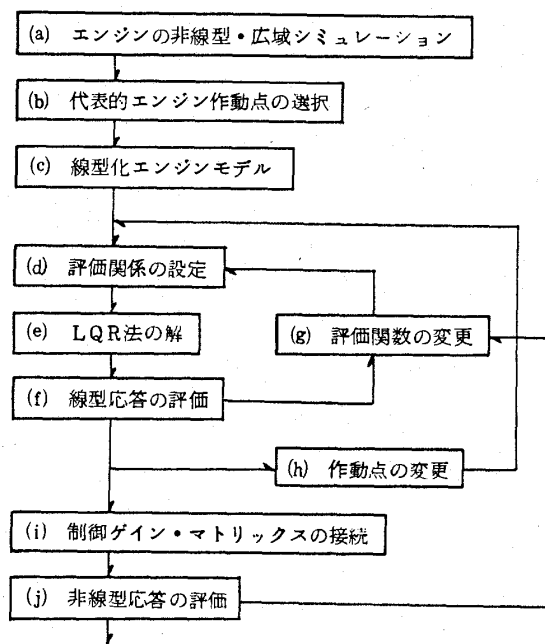


図11 LQR法の手順

ピンを常に良好な状態のもとで運転するためと、ガスタービンの故障停止による損害を最小限におさえるための予防保全を目的として、ガスタービン監視装置が研究開発されている。電子化されたガスタービン制御装置は、検出器の多くをエンジン監視装置と共用できるだけでなく、その作動状態を常に監視するためにも、両装置を緊密に結合することが有利となろう。

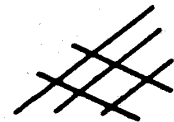
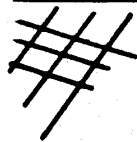
### 10. おわりに

以上ガスタービンの制御について、非常に大まかな解説をした。ガスタービンの制御は、他の装置、設備の制御と同様、非常に広範囲な専門分野にまたがっているために、限られた紙面と著者の乏しい経験故に、満足のゆく説明ができなかったことが心残りである。冒頭で述べたように、我国ではこの分野の研究開発は発展途上にあり、未だ系統だてた解説書もない。大学で講義でも教えられてもない。しかし、今後ますます盛んになり重要な産業となり得るものと確信している。

本講義が、これから制御関係の仕事を始められる若い技術者に、何らかの参考になれば幸甚である。

### 文 献

- (1) 西尾・遠藤・松田, 航空宇宙技術研究所報告, TR-428 (1975年10月), 79
- (2) 杉山・吉田・中山, 航空宇宙技術研究所資料, TM-337 (1977年10月), 28
- (3) 坂田・臼井, 第14回伝熱シンポジウム講演論文集 (1977-6), 226
- (4) Aircraft Engineering, November 1979, 12
- (5) Tou, J. T., Automatic Control Systems, (1962), 246, Prentice-Hall, Inc.
- (6) Guillon, M., Hydraulic Servo Systems Analysis and Design, (1969), 80, Butterworths
- (7) DeHoff, R. L., Multivariable Control Design Principles with Application to the F100 Turbofan Engine, (1976) Joint Automatic Control Conference 113-118
- (8) Sain, M. K., Alternatives for Linear Multivariable Control, (1978), Natinal Engineering Consortium Ins.



## 円形翼列翼に作用する非定常力特性 (内向き流れの場合)

防衛大学校 航空工学教室 西岡 清  
防衛大学校 研 究 科 河野 美登

### 1. ま え が き

圧縮機やタービンの羽根に作用する非定常流体力に関しては、振動疲労による破損を未然に防ぐためにも重要な問題である<sup>1)</sup>。軸流機械の羽根に対しては流れが比較的単純であることと航空用ガスタービンの急速な進歩と相俟って非定常力に関する研究が比較的早くから着手されており、多くの報告がある。一方輻流機械については内部流れが複雑であることから報告されたものは比較的少ない<sup>2~6)</sup>が、高性能化への要求とともに非定常流れとも関連して羽根や羽根車の振動が現実的な問題となりつつある<sup>7,8)</sup>。

ラジアルタービンはその構造上製作の容易さと比較的すぐれた性能に注目されて小型ガスタービンや排気タービン、各種プラント用ターボ膨張機等に広く使用されている<sup>9,10,11)</sup>。さらに最近ラジアルタービンの部分負荷時の効率や加速特性の改善、エンジン制動等のために可変ノズルが採用されつつある<sup>12~14)</sup>。可変ノズルはノズル羽根支持軸まわりに羽根を回転し、設定角度を自由に調節できるようにしたものであるが、ノズルと羽根車の間隙が過大になるとタービン効率が低下する<sup>9,13,15)</sup>。このため、エンジン性能の見地からはこの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。しかしノズル羽根に作用する非定常力の立場からは何も検討されていない。

著者の一人は前に二次元非圧縮性外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

非定常流体力について報告<sup>5,6)</sup>したが、ここでは二次元内向き流れの中で羽根が互に一定の位相差をもって振動しているときの円形翼列翼に作用する非定常力特性を求める式といくつかの例について数値計算を行ったのでその結果について報告する。なお理論式の誘導方法については文献(6)の「外向き流れの場合」に詳述してあり、ここでは式の形について簡単に述べることにする。

### 2. 記 号

$A_p$  : P番羽根上の点 =  $re^{i(\phi+2\pi P/N)}$

$C_L, C_M$  : 非定常力, 非定常モーメント係数

G : 羽根入口で羽根と半径方向のなす角

$i, j$  : 座標系, 時間系の虚数単位 =  $\sqrt{-1}$

K :  $r, \phi, r_z, \theta$  の関数

k : 無次元振動数 =  $\omega r_b / U_{rb}$

m : 羽根間振動位相差のパラメータ

N : 羽根枚数

P : 羽根番号 =  $0 \sim N-1$

Q : 流 量

r : 半 径

$r_a$  : 翼列出口の半径

$r_b$  : 翼列入口の半径

$R_A$  : 翼列の内外径比

S : 流線の長さ

t : 時 間

U, u : 定常および非定常速度

$U_{rb}$  : 羽根入口での半径方向平均速度  
=  $Q / 2\pi r_b$

$U_{r\infty}$  : 羽根入口での予旋回による速度  
=  $\Gamma_\infty / 2\pi r_b U_{rb}$

(昭和 54 年 7 月 31 日原稿受付)

- Z : 0番羽根上の点 =  $r_z e^{i\theta}$
- $\alpha, \delta$  : 振り振動および併進振動の振幅
- $\alpha_1$  : 流入角  $\alpha_1 = \tan^{-1} (\Gamma_\infty / Q)$
- $\beta$  : 半径方向と羽根の法線のなす角
- $\Gamma, r$  : 定常および非定常うず
- $\Gamma_\infty$  : 羽根上流での予旋回の循環
- $\theta, \phi$  : 偏角 (中心角)
- $\xi$  : 振り軸の位置と羽根弦長との比
- $\varphi$  : 流量係数 =  $U_{rb} / \Omega r_b$
- $\Omega$  : 羽根車の回転角速度
- $\omega$  : 羽根の角振動速度

付記号

- c : 非定常拘束うずに関する項
- f : 自由うずに関する項
- r : 半径方向
- $\theta$  : 周方向

3. 仮定

理論式を誘導するとき流れと羽根の振動に関して次のような仮定をした。

- 1) 流体は非圧縮性, 非粘性, 非失速の二次元流れであり, 羽根前縁での平均入射角は零である。
- 2) 翼列は幾何学的に同じ羽根が互に同じ間隔をもって配置されており, 羽根間には機械的な結合はない。
- 3) 羽根は互に一定の位相差をもって同一振幅の調和振りおよび併進振動をしている。
- 4) 非定常量はすべて微小であり, 定常量に重ね合わせができ, 二次以上の微小量は省略できる。

4. 理論式

図1に羽根車の模型を示す。羽根車にはN枚の羽根が入口角Gで取付けられており, 基準の羽根から順に  $P = 0, 1, 2, \dots, N-1$  の番号をつける。羽根車は一定の角速度  $\Omega$  で反時計方向に回転しており, 中心に吸込みQと反時計方向の循環  $\Gamma_0$  (非定常量を含む), また翼列の無限上流には循環  $\Gamma_\infty$  がある。座標は羽根車に固定した相対座標系を使用し, 半径方向および周方向速度はそれぞれ内向き, 時計方向を正とした。なお, うずの強さと速度は羽根車入口での平均半径方向速度  $U_{rb}$  で, 長さは翼列外径  $r_b$  との比で無次元化としてあり, 変動量は時間項  $e^{j\omega t}$  を含んでいるがこの項は省略して示した。

図2はP番羽根の変位を示したものである。羽

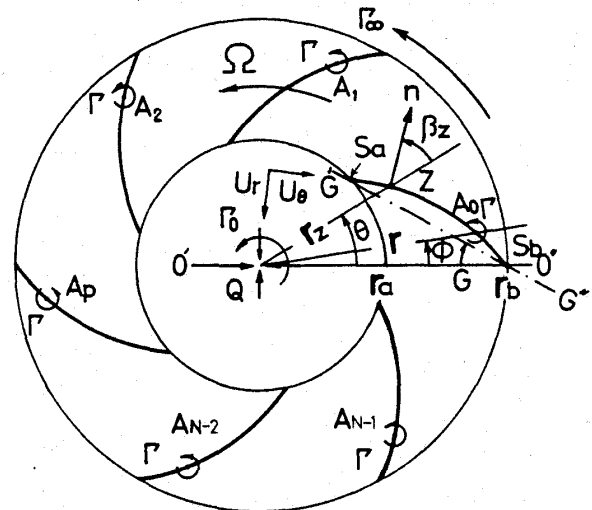


図1 円形翼列

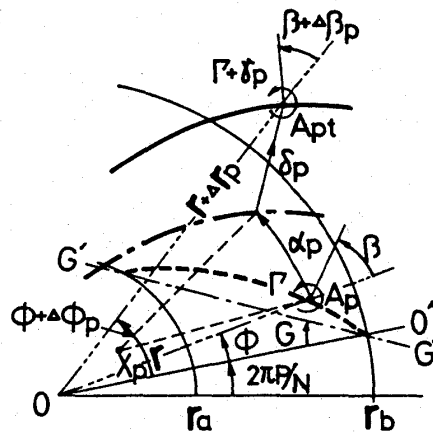


図2 羽根の変位

根の振動は基準線  $G'-G''$  (線  $0-0''$  と角  $G$  で交る) に垂直な振動 (振幅  $\delta$ ) と点  $X_p (ae^{i(\psi+2\pi P/N)})$  :  $x_0 = a \cos \psi, y_0 = a \sin \psi$ , 文献(6)は  $x_0 = a, y_0 = 0$  の場合のものである) まわりの振り振動 (振幅  $\alpha$ ) よりなるものとする。いまP番および0番羽根上の点  $A_p (= r e^{i(\phi+2\pi P/N)})$  と  $Z (= r_z e^{i\theta})$  が振動によりそれぞれ  $A_{pt}, Z_t$  に移動したときの  $A_{pt}, Z_t$  は近似的に次式で表される。

$$\left. \begin{aligned} A_{pt} &= A_p (1 + \Delta r_p / r + i \Delta \phi_p) \\ Z_t &= Z (1 + \Delta r_z / r_z + i \Delta \theta) \end{aligned} \right\} (1)$$

ここに

$$\left. \begin{aligned} \Delta \phi_p &= \cos(\phi + G) \cdot \delta_p / r + (1 - x_0) \\ &\quad \times \cos \phi / r - y_0 \sin \phi / r \cdot \alpha_p \end{aligned} \right\}$$



$$\left. \begin{aligned} \Delta r_p &= \sin(\phi + G) \cdot \delta_p - (x_0 \sin \phi - y_0 \cos \phi) \cdot \alpha_p \\ \Delta \theta &= \cos(\theta + G) \cdot \delta_0 / r_z + (1 - x_0 \times \cos \theta / r_z - y_0 \sin \theta / r_z) \cdot \alpha_0 \\ \Delta r_z &= \sin(\theta + G) \cdot \delta_0 - (x_0 \sin \theta - y_0 \cos \theta) \cdot \alpha_0 \end{aligned} \right\} (2)$$

羽根の振動は隣接羽根間に一定の位相差  $m\lambda$  ( $\lambda = 2\pi/N, m = 0, 1, 2, \dots, N-1$ ) をもった調和振動を仮定していることから、羽根の変位  $\delta_p, \alpha_p$  および非定常うず  $r_p$  は

$$\left. \begin{aligned} \delta_p &= \delta e^{jpm\lambda}, \quad \alpha_p = \alpha e^{jpm\lambda}, \\ r_p &= r e^{jpm\lambda} \end{aligned} \right\} (3)$$

である。

P番羽根上の点  $A_p$  にあるうず分布  $\Gamma$  は羽根の振動により点  $A_{pt}$  に移動したとき  $\Gamma + r_p$  になるとする。このうず分布によって0番羽根上の点  $Z_t$  に誘起する速度 ( $U'_r, U'_\theta$ ) は羽根前縁の流線を  $S_b$ 、羽根車中心の流線長さを  $S_0$  とすると式(1)を用いて次式で表される。

$$\begin{aligned} U'_r - i U'_\theta &= \frac{i}{2\pi} \int_{S_b}^{S_0} \sum_{p=0}^{N-1} \frac{\Gamma + r_p}{Z_t - A_{pt}} \times e^{i(\theta + \Delta\theta)} ds \\ &\cong \frac{i e^{i\theta}}{2\pi} \int_{S_b}^{S_0} \sum_{p=0}^{N-1} \left[ \frac{\Gamma}{Z - A_p} + \frac{\Gamma \{ A_p (\Delta r_p / r + i \Delta \phi_p - Z (\Delta r_z / (Z - A_p)^2 \right. \\ &\quad \left. r_z + i \Delta \theta) + i (Z - A_p) \Delta \theta \}}{Z - A_p} \right] ds \end{aligned} \quad (4)$$

式(4)右辺第1項は定常項、第2項は定常うずの変位による項、第3項は非定常うずによるものである。

翼列の無限上流では定常循環  $\Gamma_\infty$  のみがあるとし、また羽根上の定常うず分布  $\Gamma$  による1枚の羽根まわりの循環を  $\Gamma_b$  とすると、 $\Gamma_0$  と  $\Gamma_\infty$  の間には次の関係がある。

$$\left. \begin{aligned} \Gamma_\infty &= \Gamma_0 + \int_{S_b}^{S_0} \sum_{p=0}^{N-1} (\Gamma + r_p) ds \\ &= \Gamma_0 + N \Gamma_b + \int_{S_b}^{S_0} \sum_{p=0}^{N-1} r_p ds \end{aligned} \right\} (5)$$

$$\Gamma_b = \int_{S_b}^{S_a} \Gamma ds \quad \Bigg\}$$

羽根車中心には吸込(流量)  $Q$  と循環  $\Gamma_0$  があり、羽根車が回転していることを考慮すればこれらによって点  $Z_t$  に生じる速度 ( $U'_r, U'_\theta$ ) は

$$\begin{aligned} U'_r - i U'_\theta &\cong \frac{1}{r_z} + i \left\{ \frac{U_{r0}}{r_z} - \frac{r_z}{\varphi} \right\} - \frac{\Delta r_z}{r_z^2} \\ &\quad - i \left\{ \frac{U_{r0}}{r_z} \frac{\Delta r_z}{r_z} + \frac{\Delta r_z}{\varphi} \right\} \\ &\quad - \frac{i}{2\pi r_z} \int_{S_b}^{S_0} \sum_{p=0}^{N-1} r_p ds \end{aligned} \quad (6)$$

ここに  $\varphi = U_{rb} / \Omega r_b, U_{r0} = (\Gamma_\infty - N \Gamma_b) / (2\pi r_b U_{rb})$  である。

式(6)の右辺第1項は流量  $Q$  によるもの、第2項は  $\Gamma_0$  の定常成分  $\Gamma_{00} (= \Gamma_\infty - N \Gamma_b)$  と羽根車の回転速度  $\Omega$  によるもの、第3項は羽根の変位  $\Delta r_z$  と  $Q$  によるもの、第4項は羽根の変位  $\Delta r_z$  と  $\Gamma_{00}, \Omega$  によるもの、第5項は非定常うずの循環(循環  $\Gamma_0$  の変動成分)によるものである。

羽根の振動速度  $u_{rv}, u_{\theta v}$  は羽根の変位  $\Delta r_z, \Delta \theta$  を用いて次式で表される。

$$\begin{aligned} u_{rv} - i u_{\theta v} &= - \left\{ \frac{d(\Delta r_z)}{dt} - i r_z \frac{d(\Delta \theta)}{dt} \right\} \\ &\quad \times r_b / U_{rb} \end{aligned} \quad (7)$$

点  $Z_t$  で半径方向と羽根の法線方向とのなす角を  $\beta_z + \Delta \beta_z$  とすると、式(4), (6), (7) は流れが羽根を貫通しないという境界条件から次式を満たさなければならない。

$$\left. \begin{aligned} (U'_r + U'_\theta - u_{rv}) \cos(\beta_z + \Delta \beta_z) \\ + (U'_\theta + U'_\theta - u_{\theta v}) \sin(\beta_z + \Delta \beta_z) &= 0 \\ \Delta \beta_z &= -\cos(\theta + G) \cdot \delta / r_z + (x_0 \cos \theta / r_z + y_0 \sin \theta / r_z) \cdot \alpha \end{aligned} \right\} (8)$$

ここに  $\Delta \beta_z$  は点  $Z$  が  $Z_t$  に移動したときの半径方向と羽根表面に垂直な線とのなす角  $\beta$  の変化量である。以下の理論式および核関数は文献(5), (6)と若干異なるところもあるが、これらの誘導方法の詳細は文献(6)に示してある。

4-1 定常うず分布と定常速度 式(4)の右

辺第1項<sup>5)</sup>と式(5), (6)の定常項を加えると半径方向, 周方向の相対速度 ( $U_r, U_\theta$ ) は次式になる。

$$\begin{aligned}
 U_r &= \frac{1}{r_z} - \frac{N}{2\pi r_z} \int_{S_b}^{S_a} \Gamma \\
 &\quad \times \frac{R_z^N \sin N(\phi - \theta)}{1 - 2R_z^N \cos N(\phi - \theta) + R_z^{2N}} ds \\
 U_\theta &= \frac{r_z}{\phi} - \frac{N}{2\pi r_z} \int_{S_b}^{S_a} \Gamma \\
 &\quad \times \left\{ \frac{1 - R_z^N \cos N(\phi - \theta)}{1 - 2R_z^N \cos N(\phi - \theta) + R_z^{2N}} - 1 \right\} \\
 &\quad \times ds - \frac{U_{r\infty}}{r_z} \quad (9)
 \end{aligned}$$

ここに  $R_z = r/r_z$ ,  $U_{r\infty} = \Gamma_\infty / 2\pi r_z U_{rb}$  である。式(8)の定常流れに対する境界条件に式(9)を代入すると  $\Gamma$  に関する積分方程式を得るが, これを  $\Gamma$  に関して解き得られた  $\Gamma$  を式(9)に代入すると  $U_r, U_\theta$  を, またこの  $U_r, U_\theta$  から後縁を通る流れの軌跡  $\phi_w$  を計算することができる。

4-2 非定常速度と非定常うず分布 非定常速度 ( $u_r, u_\theta$ ) は定常うず  $\Gamma$  の変位によるもの ( $u_{rR}, u_{\theta R}$ ), 非定常拘束うず  $r_c$  によるもの ( $u_{rc}, u_{\theta c}$ ), 自由うず  $r_f$  によるもの ( $u_{rf}, u_{\theta f}$ ), 羽根の変位による付加的なもの ( $u_{ra}, u_{\theta a}$ ), 羽根の振動速度 ( $u_{rv}, u_{\theta v}$ ) に分けられるが, 以下には非定常速度の式の形のみを示す。Kで表した関数は各々の非定常速度を計算するための核関数である。

定常うず  $\Gamma$  の変位による速度 ( $u_{rR}, u_{\theta R}$ ) は式(4)右辺第2項であり, これを整理すると次式のように変位  $\delta, \alpha, x_0 \cdot \alpha, y_0 \cdot \alpha$  に比例した項で表わせる。

$$\begin{aligned}
 u_{rR} &= -\frac{N}{2\pi r_z} \int_{S_b}^{S_a} \Gamma \left\{ K_{rs} \cdot \delta + (K_{ro\alpha} \right. \\
 &\quad \left. + x_0 K_{rx\alpha} + y_0 K_{ry\alpha}) \cdot \alpha \right\} ds \\
 u_{\theta R} &= -\frac{N}{2\pi r_z} \int_{S_b}^{S_a} \Gamma \left\{ K_{\theta\delta} \cdot \delta + \right. \\
 &\quad \left. (K_{\theta o\alpha} + x_0 K_{\theta x\alpha} + y_0 K_{\theta y\alpha}) \cdot \alpha \right\} \\
 &\quad \times ds \quad (10)
 \end{aligned}$$

非定常うず  $r_p$  による誘起速度 ( $u'_r, u'_\theta$ ) は式(4)の右辺第3項および式(6)の右辺第5項の和である。

$$\begin{aligned}
 u'_r - i u'_\theta &= \frac{i e^{i\theta}}{2\pi} \int_{S_b}^{S_o} \sum_{p=0}^{N-1} \frac{r_p}{Z - A_p} ds \\
 &\quad - \frac{i}{2\pi r_z} \int_{S_b}^{S_o} \sum_{p=0}^{N-1} r_p ds \quad (11)
 \end{aligned}$$

このとき  $r_p$  は非定常拘束うず  $r_{cp}$  と自由うず  $r_{fp}$  とに分けられるが, 両者の間には次の関係がある。

$$\left. \begin{aligned}
 r_{fp} &= -jk r_{cp} \exp(-jk\tau) / U_s r_b \\
 k &= \omega r_b / U_{rb}, \quad \tau = \int_r^{r_b} \frac{dr}{U_r} \\
 U_s &= \sqrt{U_r^2 + U_\theta^2}
 \end{aligned} \right\} (12)$$

式(11)に  $r_{cp} = r_c \exp(jpm\lambda)$  と式(12)を代入すると  $r_{cp}$  による速度および  $r_{fp}$  による速度を得る。

$$\left. \begin{aligned}
 u_{rc} &= -\frac{N}{2\pi r_z} \int_{S_b}^{S_a} r_c K_{rc} ds \\
 u_{\theta c} &= -\frac{N}{2\pi r_z} \int_{S_b}^{S_a} r_c K_{\theta c} ds \\
 u_{rf} &= -\frac{N}{2\pi r_z} \int_{S_b}^{S_a} r_c k \int_S^{S_o} K_{rf} ds_w \cdot ds \\
 u_{\theta f} &= -\frac{N}{2\pi r_z} \int_{S_b}^{S_a} r_c k \int_S^{S_o} K_{\theta f} ds_w \cdot ds
 \end{aligned} \right\} (14)$$

式(6)の右辺第3項, 第4項と式(7)から各々羽根の変位による付加的速度 ( $u_{ra}, u_{\theta a}$ ) および振動速度 ( $u_{rv}, u_{\theta v}$ ) を計算することができるが, いずれも羽根の変位  $\delta, \alpha, x_0 \alpha, y_0 \alpha$  に比例する項からなっている。

4-1, 4-2 節で求めた定常および非定常速度を式(8)に代入して整理すると, 非定常うず  $r_c$  が羽根の変位  $\delta, \alpha, x_0 \alpha, y_0 \alpha$  に比例するような形の積分方程式をうる。

$$\begin{aligned}
 -\frac{N}{2\pi r_z} \int_{S_b}^{S_a} r_c K_c ds &= K_\delta \cdot \delta \\
 &\quad + (K_{o\alpha} + K_{x\alpha} \cdot x_0 + K_{y\alpha} \cdot y_0) \cdot \alpha \quad (15)
 \end{aligned}$$

式(15)を  $r_c$  に関して解き、得られた  $r_c$  を式(13)、(14)に代入すると  $u_{rc}$ ,  $u_{\theta c}$ ,  $u_{rf}$ ,  $u_{\theta f}$  を計算することができる。

4-3 非定常力 非定常速度の和を次のようにおく。

$$\left. \begin{aligned} u_r &= u_{rF} + u_{rc} + u_{rf} + u_{ra} - u_{rv} \\ u_\theta &= u_{\theta F} + u_{\theta c} + u_{\theta f} + u_{\theta a} - u_{\theta v} \end{aligned} \right\} (16)$$

点  $A_0$  で羽根の長さ  $ds$  に作用する法線力  $dL$  は次のように振幅  $\delta$ ,  $\alpha$ ,  $x_0\alpha$ ,  $y_0\alpha$  に比例する項で近似できる。

$$\begin{aligned} dL_n &= \rho U_{rb}^2 r_b \{ \Gamma (u_r \sin \beta - u_\theta \cos \beta) \\ &\quad + r_c (U_r \sin \beta - U_\theta \cos \beta) \} ds \\ &= \rho U_{rb}^2 r_b \{ dL_{n\delta} \cdot \delta + (dL_{n\alpha_0} + \\ &\quad x_0 dL_{n\alpha_x} + y_0 dL_{n\alpha_y}) \cdot \alpha \} ds \end{aligned} \quad (17)$$

x方向, y方向の非定常力  $F_x$ ,  $F_y$ , 羽根車中心まわりの非定常モーメント (反時計方向を正とする)  $M_0$  は次の形で表される。

$$\left. \begin{aligned} F_x &= \int_{S_b}^{S_a} \cos(\phi + \beta) dL_n = F_{x\delta} \cdot \delta + \\ &\quad (F_{x\alpha_0} + x_0 F_{x\alpha_x} + y_0 F_{x\alpha_y}) \cdot \alpha \\ F_y &= \int_{S_b}^{S_a} \sin(\phi + \beta) dL_n = F_{y\delta} \cdot \delta + \\ &\quad (F_{y\alpha_0} + x_0 F_{y\alpha_x} + y_0 F_{y\alpha_y}) \cdot \alpha \\ M_0 &= r_b \int_{S_b}^{S_a} r \sin \beta dL_n = M_{0\delta} \cdot \delta + \\ &\quad (M_{0\alpha_0} + x_0 M_{0\alpha_x} + y_0 M_{0\alpha_y}) \cdot \alpha \end{aligned} \right\} (18)$$

となる。図2の基準線  $G'-G''$  に垂直方向および平行な方向に作用する非定常力  $L$ ,  $D$  および点  $X(x, y)$  まわりの非定常モーメント  $M_x$  は次式で表される。

$$\left. \begin{aligned} \frac{L}{\rho U_{rb}^2 r_b} &= \frac{F_y \cos G + F_x \sin G}{\rho U_{rb}^2 r_b} \\ &= C_{L\delta} \cdot \delta + C_{L\alpha} \cdot \alpha \\ \frac{D}{\rho U_{rb}^2 r_b} &= \frac{F_x \cos G - F_y \sin G}{\rho U_{rb}^2 r_b} \\ &= C_{D\delta} \cdot \delta + C_{D\alpha} \cdot \alpha \end{aligned} \right\} (19)$$

$$\begin{aligned} \frac{M_x}{\rho U_{rb}^2 r_b^2} &= \frac{M_0 - xF_y + yF_x}{\rho U_{rb}^2 r_b^2} \\ &= C_{M\delta} \cdot \delta + C_{M\alpha} \cdot \alpha \end{aligned}$$

$$\frac{M_0}{\rho U_{rb}^2 r_b^2} = C_{M\delta_0} \cdot \delta + C_{M\alpha_0} \cdot \alpha$$

非定常力および非定常モーメントは以上の諸式を用いて計算することができるが、解析的に解くことは難しく前報<sup>5,6)</sup> にならって数値計算を行った。

### 5. 計算結果および検討

計算例は直線薄翼によって構成されたノズル翼列の場合について主として実施したが、翼列への流入角  $\alpha_1$  は  $\alpha_1 = \tan^{-1}(\Gamma_\infty / Q)$  であり、定常流れのとき羽根前縁でのうずの強さが零になるような  $\alpha_1$  を与えた。

5-1 二次元直線翼列との比較 ( $\phi \rightarrow \infty$ ,  $\Gamma_\infty = 0$ ) 羽根車が静止しているとき (計算では  $\phi = 10^\circ$  とした) 羽根数が多く、短い放射状直線羽根 ( $G = 0^\circ$ ) が羽根車中心まわりに振り振動 ( $a = 0$ ) しているときには形式的に一様流れの中で食い違いのない二次元翼列翼が上下振動しているときに対応すると考えられる。二次元直線翼列の代表例として SISTO の結果 ( $S/C = 1.0$ ,  $S$ : ピッチ,  $C$ : 翼弦長) と比較したものが図3(a), (b)である。このとき流速 ( $U$ ) および振幅 ( $h$ ) は

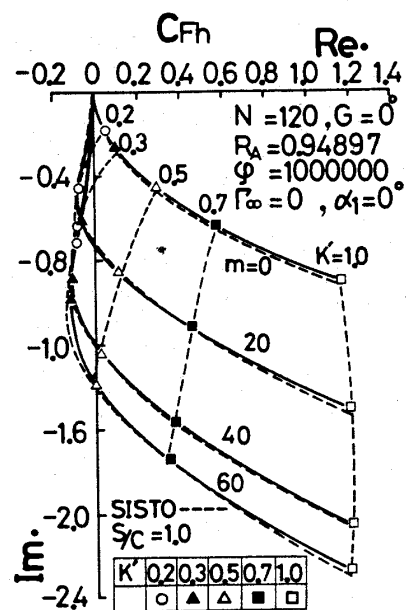


図3(a) 法線力係数  $C_{Fh}$

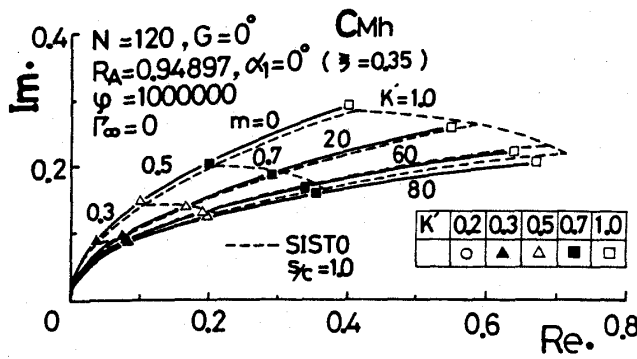


図3(b) モーメント係数  
 図3 sistoの結果との比較

羽根中心の値で表し、非定常力および前縁から0.35弦長点まわりの非定常モーメント ( $C_{Fh}$ ,  $C_{Mh}$ ) はSISTOの定義式に対応するように変換したものである。 $C_{Fh}$ ,  $C_{Mh}$  とともに全体としてSISTOの結果とよく一致しており、空力的に不安定になる ( $Im.(C_{Fh}) > 0$ ) ところはなかった。

5-2 ノズル翼列に対する計算例 可変ノズル翼の定常特性に関しては多くの研究があるがそのうち渡辺<sup>9)</sup>, 須之部<sup>12)</sup>らの研究用ノズルを参考にして翼列条件を設定し、流量係数を $\phi = 10^\circ$ , 羽根角度を $G = 50.265^\circ$ , 内外径比を $R_A = 0.8$  (羽根出口角 $16^\circ$ )としたものである。

5-2-1 羽根間振動位相差の影響  $N = 16$ で羽根中心まわりに振り振動しているとき ( $\xi = 0.5$ )の非定常モーメント係数  $C_{M\alpha}$  を図4に示す。

$m = 0$  (同位相振動) :  $C_{M\alpha}$  の虚部 ( $Im.(C_{M\alpha})$ ) は常に負 (空力的に安定) であり、無次元振動数  $k$  とともに小さくなっていく (変位に対して位相おくれ)。

$m \leq 8$  (位相進み) :  $C_{M\alpha}$  の虚部は  $k$  の減少とともに増加し,  $k$  が或る値以下になると ( $m = 1; k \leq 5, m = 2; k \leq 8, m = 4; k \leq 10, m = 6; k \leq 7$ ) 正になって空力的に不安定になることを示している。全体として  $Im.(C_{M\alpha})$  が最も大きくなるのは  $m = 4$  ( $m\lambda = 90^\circ$ ) のときであり,  $Im.(C_{M\alpha}) \geq 0$  になる  $k$  の範囲は最も広がっている。 $C_{M\alpha}$  の実部は  $m$  とともに大きくなり, 全体としては  $m = 8$  のとき最大になっている。

$m > 8$  (位相おくれ) :  $C_{M\alpha}$  の虚部は  $k$  の増加

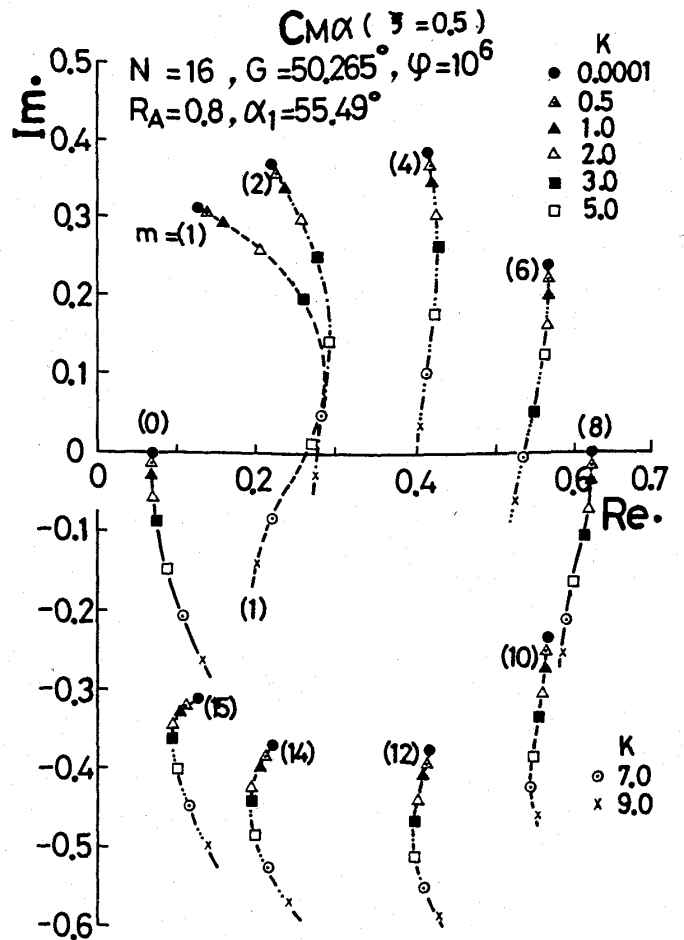


図4 非定常モーメント係数  $C_{M\alpha}$

とともに減少していき, この範囲では常に負であることから流力的には安定である。なお  $k \rightarrow 0$  では振動位相  $m$  のときの  $C_{L\alpha}$ ,  $C_{M\alpha}$  と  $N - m$  のときの  $C_{L\alpha}$ ,  $C_{M\alpha}$  との間に関係があった。

図には示していないが, 羽根の長さを一定にして羽根角度を小さくする ( $N = 16, G = 40^\circ, R_A = 0.7306, \alpha_1 = 44.01^\circ$ ) と全体として  $|C_{M\alpha}|$  は小さくなるが定性的に図4によく似た結果が得られた。また  $C_{M\alpha}$  の虚部が零になる  $k$  の値も小さくなっており, 空力的な不安定領域が狭まっている。

5-2-2 羽根数の影響 羽根数を増し ( $N = 24$ ) 他の翼列条件を同一にしたときの計算結果 ( $C_{M\alpha}$ ) を図5に示す。羽根数を増したことにより羽根間の干渉は強くなっているが  $C_{M\alpha}$  の虚部の絶対値が大きくなっていることと  $m$  の値が小さいとき  $C_{M\alpha}$  の実部が小さくなっていることを除けば  $N = 16$  のときと定性的によく似た傾

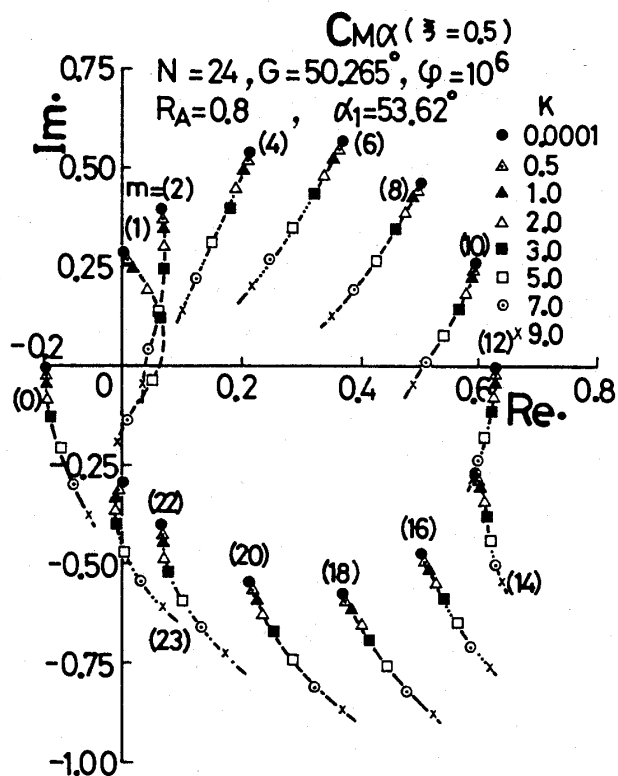


図5 非定常モーメント係数  $C_{M\alpha}$

向を示している。この場合も位相差  $m\lambda$  が  $90^\circ$  付近で  $C_{M\alpha}$  の虚部は最大になっている。

5-2-3 振り軸の位置の影響 図6は  $C_{M\alpha}$  の虚部が零になる  $k$  の値と  $\xi$  の関係を  $m$  の各々の値に対して示したものである。各々の  $m$  の線に対しては外側が空力的に安定な領域である。 $m=0$ ,  $N/2$  ( $m\lambda=0^\circ, 180^\circ$ ) のときには  $\xi$  の値に関係なく ( $0 \leq \xi \leq 1$ ) 常に安定であり、

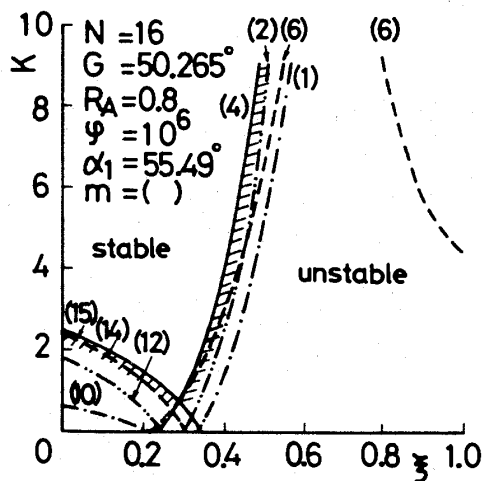


図6 空力的安定限界

その他の  $m$  に対しては  $k$  に関係なく常に安定な  $\xi$  の範囲がある。図中の斜線を施した外側では  $m$  の値に関係なく空力的に安定な領域である。

$N=16$  (図6) のときには  $\xi=0.28$  付近で安定な領域が最も広く ( $k \geq 1.1$ )、振り軸  $\xi$  がこの位置より後方にある場合には無次元振動数  $k$  がかなり大きくなっても空力不安定になることがある。

図には示していないが  $N=24$  の場合の結果を図6と比較すると、空力的に安定な領域が  $\xi < 0.2$  でいくらか広くなり、 $0.2 < \xi$  で狭くなっている。また  $\xi=0.2$  付近で安定領域が最も広く、この位置は  $N=16$  の場合よりもいくらか前縁側に移動している。

5-2-4 機械的減衰力の影響 振動している羽根に流体力以外の減衰力が作用するときには不安定領域が狭められる。今1例として羽根と流体の密度比 ( $\rho_b/\rho$ ) が4000、羽根中心より前方側は弦長の12%厚さ、後方側は後縁に向って直線的に薄くなっていくような質量分布をもった薄羽根に対して対数減衰率  $\epsilon$  を0.01, 0.02 ( $\epsilon=0$  は図6の斜線を施した外側の線) としたときの不安定領域を示したのが図7である。対数減衰率  $\epsilon$  が大きくなると安

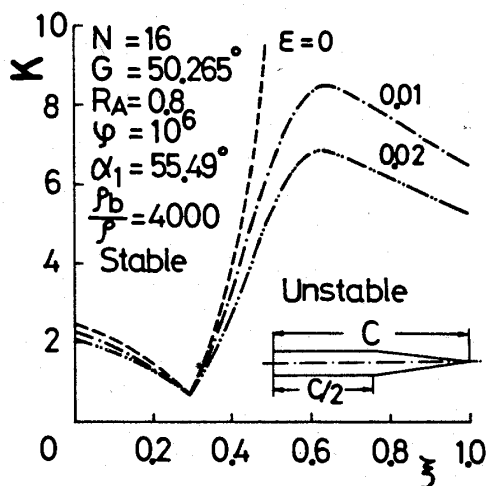


図7 機械的減衰率の影響

定な領域が広くなり、振り振動の軸の位置に関係なく、振動が安定になる最小の  $k$  の値 (絶対安定になる  $k$  の値) は小さくなる ( $\epsilon=0.01: k \geq 8.5$ ,  $\epsilon=0.02: k \geq 7$ )。

5-3 回転している翼列に対する計算例

羽根数  $N=9$ , 内外径比  $R_A=0.4$  の放射状直線羽根 ( $G=0^\circ$ ) が流量係数  $\varphi=0.3$ , 流入角  $\alpha_1=69.03^\circ$  の流れの中で羽根車中心まわりに振り振動しているときの羽根車中心まわりの非定常モーメント係数  $C_{M\alpha 0}$ , 翼弦に垂直方向に振動しているときの非定常力係数  $C_{L\delta}$  をそれぞれ図8, 図9に示す。 $C_{M\alpha 0}$  と  $C_{L\delta}$  は振動位相差のパラメータ  $m$  および無次元振動数  $k$  に対して定性的に

には  $k \cong m/\varphi$  付近において非定常力特性が急激に変化する特異領域が現れたが, 内向き流れの場合にはこのような特異領域は現れていない, (2)  $k$  が小さいとき,  $C_{M\alpha 0}$  の虚部が正になる振動位相差は外向き流れのとき ( $m > N/2$ ) とは反対に位相すみのときである (図には示していないが羽根中心まわりの振り振動に対する非定常モーメントはいずれの場合も  $m < N/2$  のとき空力不安定), (3) 外向き流れの場合の特異領域 ( $k \cong m/\varphi$ ) を除けば,  $k$  の小さいときの  $C_{M\alpha 0}$ ,  $C_{L\delta}$  の空力的不安定領域は内向き流れのときがかなり広 ( $C_{M\alpha 0}$ ,  $C_{L\delta}$  の虚部が零になる  $k$  が大きい) くなる等であり, 羽根数  $N$ , 流量係数  $\varphi$ , 内外径比  $R_A$  を変えてもこれらと同じ結果が得られた。

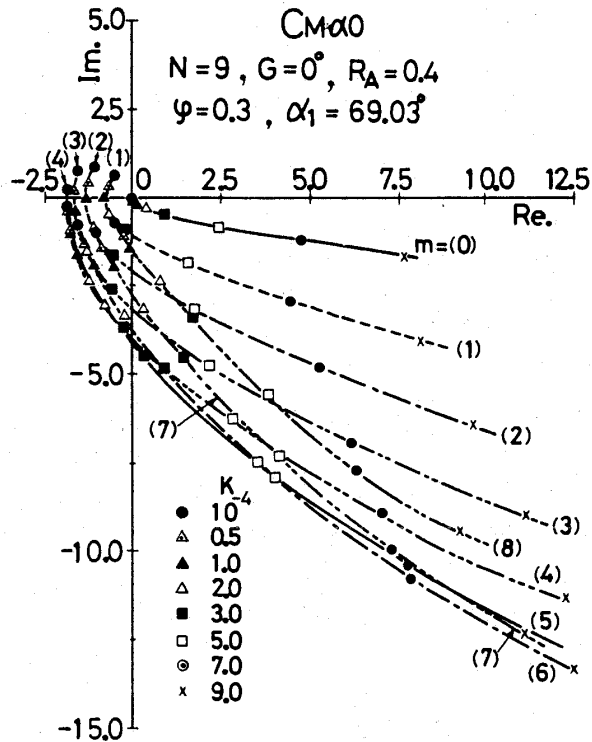


図8 羽根車中心まわりの非定常モーメント係数  $C_{M\alpha 0}$

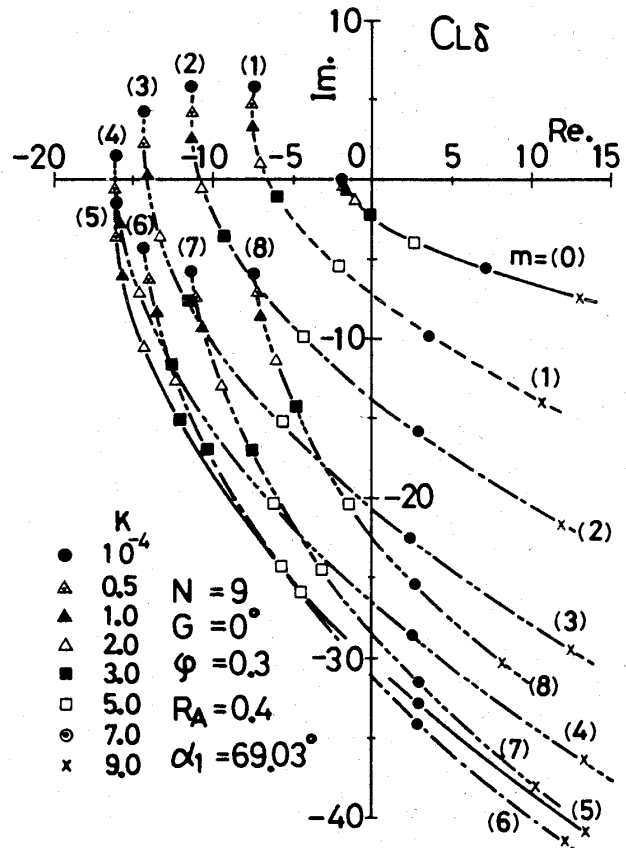


図9 非定常力係数  $C_{L\delta}$

よく似た傾向の変化を示しており, 同位相振動のとき ( $m=0$ ) には  $C_{M\alpha 0}$ ,  $C_{L\delta}$  の虚部は常に負である。 $m$  が大きくなると ( $m < N/2$ )  $k$  の小さいところで  $C_{M\alpha 0}$ ,  $C_{L\delta}$  の虚部は正 (空力的不安定) であるが,  $k$  を大きくしていくとこの虚部は負になり空力的に安定になる。 $m$  がさらに大きくなると ( $m > N/2$ )  $C_{M\alpha 0}$ ,  $C_{L\delta}$  の虚部は  $k$  に対して常に負であり, 実部は  $k$  とともに大きくなっていく。

この結果を外向き流れの中にある同じ翼列 (定常流れにおいて羽根前縁のうずの強さが零になるような予旋回を与えた) の非定常力特性 (文献(6)) と比較したときの主な特徴は(1)外向き流れのとき

図には示さなかったが, 他の条件を同一にして羽根数  $N$  を多く ( $N=12$ ) すると  $C_{M\alpha 0}$ ,  $C_{L\delta}$  の空力的不安定領域は広くなり, また流量係数  $\varphi$ , 内外径比  $R_A$  を大きく ( $\varphi=0.5$ ,  $R_A=0.5$ ) すると空力的不安定領域は狭くなるが, いずれの場合も  $m$ ,  $k$  に対する非定常力特性の変化は図8, 9 とほぼ同じような傾向の結果が得られた。

## 6. むすび

本研究では内向き流れの中で調和振動している二次元の円形翼列翼に作用する非定常力特性についての数値計算をおこなった。その結果を要約すると次のようになる。

1) 羽根車が静止しているとき：羽根数を多く、内外径比が1に近い放射状直線羽根が羽根車中心まわりに振り振動している場合の非定常力、非定常モーメントは食違いのない二次元翼列翼が上下振動しているときの結果に近づく。

2) ノズル翼列翼が振り振動しているとき：

(a) 振り軸が前縁より0.2~0.3羽根弦長付近にあるときkに対して空力的に安定な領域が最も広い。

(b) 羽根数を多くするとkに対して安定な領域が最も広がる軸の位置は前縁側へ移動する。

(c) ノズル羽根の角度を小さくすると非定常モーメントの絶対値は小さくなり、同時に空力的安定領域は広がる。

(d) 振動位相差が $0^\circ$ 、 $180^\circ$ のときは振り軸の位置、無次元振動数に関係なく空力的に常に安定である。

(e) 対数減衰率を大きくしていくと、絶対安定な無次元振動数は小さくなる。

3) 放射状直線羽根が回転しているとき：

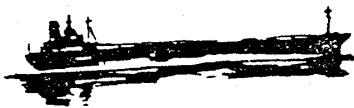
(a) 同位相で羽根に垂直方向または羽根車中心まわりに振り振動しているときには常に減衰力または減衰モーメントが作用している。無次元振動数が小さいときは位相進みのとき空力的に不安定になるところがある。

(b) 同一翼列条件の外向き流れの場合と比較すると、内向き流れのときには特異領域がなく、また特異領域を除けば無次元振動数の小さいところでの空力不安定の領域が広がっている。

## 文 献

1. SHANNON J. F., REP. & MEMO., AERO. RES. COUNCIL, 2226 (1945-3)
2. ISAY W. H., Z. FLUGWISS., 6-11 (1958-11), 319
3. 谷田, 機械学会講演論文集, No. 710-8 (昭46-8), 173
4. 谷田, 機械学会講演論文集, No. 710-3 (昭46

- 3), 77
5. 西岡, ガスタービン学会誌, 6-22 (昭53-9), 40
6. 西岡, 光中, 機械学会論文集, 45-391 (昭54-3), 305
7. O'BRIEN J. T. AND SWIFT W. L., TRANS. ASME, SER. I. 96-1 (1974-3), 16
8. FERRARA P. L., ASME PAPER, 77-DET-15
9. 渡辺, 機械学会論文集, 27-180 (昭36-8), 1256
10. 水町, 吉識, 遠藤, 筒井, 沖本, 機械学会論文集, 44-388 (昭53-12), 4272
11. 佐々木, 鉄と鋼, 64-13 (1978), 92
12. 須之部ほか6名, 運輸技術研究所報告, 10-7 (昭35), 167
13. 三輪ほか4名, 運輸技術研究所報告, 12-11 (昭37), 555
14. 沢田, 西, 機械学会論文集, 32-238 (昭41-6), 965, 35-269 (昭44-1), 149, 35-280 (昭44-12), 2401
15. WATANABE I. ARIGA I. MASHIMO T., TRANS. ASME, SER. A., 93-1 (1971-1), 81
16. SISTO F., AERO. SCI., 22-5 (1955-5), 297



## 座談会

## セラミックガスタービン実現をめざして

開催日 昭和55年1月31日  
場所 東芝高輪クラブ  
主催 日本ガスタービン学会編集委員会

### 出席者（敬称略）

石川 浩（電力中研） 猪股吉三（無機材研）  
大島亮一郎（日立製作所） 大塚敬介（石川島播磨重工）  
岡野 弘（トヨタ自工） 米屋勝利（東芝）  
竹矢一雄（高効率ガスタービン組合） 西山幸夫（川崎重工）  
松末勝利（航技研） 宮内諄二（三菱自工）  
山崎慎一（日産自工）  
司会 一色尚次（東工大） 森下輝夫（船研）  
安井 元（東芝）

注 座談内容を活発にするため発言者名は匿名としました。

### —各社は何をやってきたか—

<司会> ガスタービンにセラミックスを使うことは長い間の命題でした。最近「ガスタービンの効率を上げたい、多量に安く作りたい」ということで耐熱性が高くしかも原料が豊富で低価格の可能性のあるセラミックス利用の研究要求が高まってきた。今日はガスタービンの近い将来の発展にセラミックスがどう使えるかについて忌憚のない御意見を聞かせてほしい。ついては最初に各社や各研究所でどのようなことをやっているかお話し願いたい。

<A> 窒化珪素と炭化珪素を対象に焼結体の高温強度の解明のための基礎的研究をしている。ガスタービンの高温部材としては、窒化珪素は高温強度が不足し、炭化珪素は高温での強度低下はないが強度そのものが低い。これらの改善を研究の中心にしている。時間はかかるがそれらは可能だ

ろう。

<B> ガスタービンの開発研究をしている。セラミックスの特性を自ら理解するため数年前から強度試験を始めた。1300℃で100kg/mm<sup>2</sup>という高強度は「有効体積」が小さい場合にえられるにすぎない。この有効体積を考慮すると、抗折強度、引張強度、回転強度の相互関係が図2のようによく整理できる。ただしこれは、単純な試験片についてのみ成立することのようである。

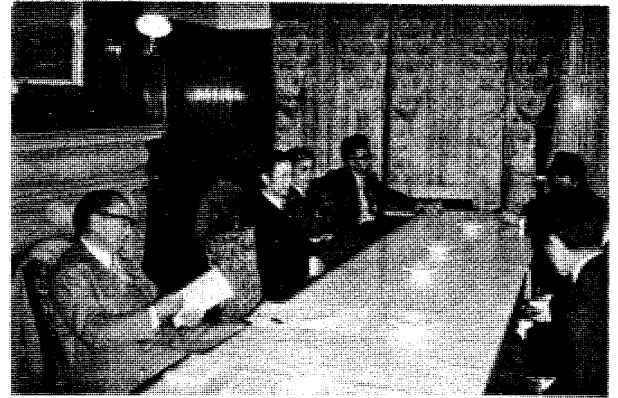
<C> セラミックスの有効利用を考えている。ガス温度1500℃のガスタービンの場合、セラミックス単体では構造部材としてもたないと思う。セラミックスを小片化し耐熱金属に嵌め合わせる方式を進めている。この方式を用いて平板に高温噴流を吹きつける実験を行い熱遮蔽効果が大きいことを確めた。現在この方式による高熱負荷燃焼器内筒の概念試設計を終え、55年度中に常圧燃焼試験を行う予定である。また55年度および56年度に2000℃までのセラミックスの熟物

（昭和55年2月20日原稿受付）





向って左から竹矢, 猪股, 大塚, 米屋の各氏



向って左から一色, 石川, 大島, 宮内, 西山の各氏

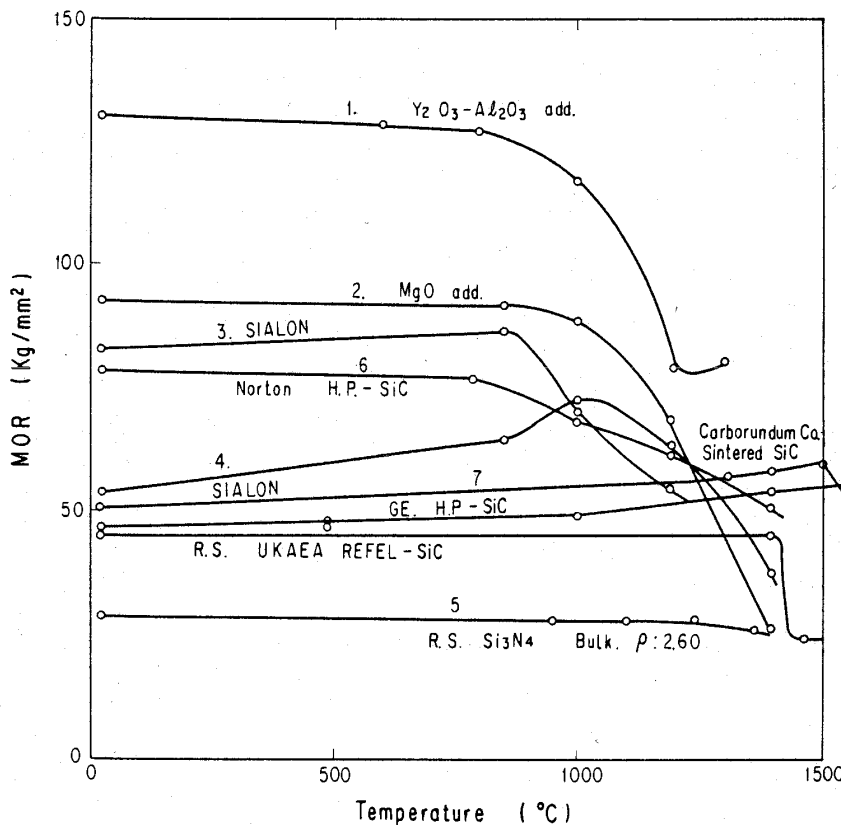


図1 各種セラミックスの強度

性値を測定できるよう準準している。

<D> セラミックスを作る側にいる。1960年代前半から窒化物の研究を行ってきた。1970年にスタートした Ford, Westinghouse の研究 (米国プロジェクト) が引金になって高温の機械部品に使うことの研究を開始した。実用セラミックスの代表格である電子部品では平均的性能で評価するが、機械材料となると、強度

的に一番弱い部分即ち部品中に存在する最大欠陥で許容応力がきまってしまう。そのため作る側でも広範囲に亘る研究が必要になる。粉末、素材の開発、部品にすること、さらには材料を評価することまで従来より格段に精密なプロセス技術、評価技術が必要であるのでこれをにらみながらセラミック材料の開発を進めている。

<E> 最終ターゲットの熱効率55%のガスタービンを中心とした高効率発電プラントの実現を目指している。これを実現する手段の一つの柱としてセラミックスを何とか活用しようと考えてい

る。機械屋集団の設計室の外側グループとしてセラミックエンジニアリンググループを昨夏作った。材料、設計、強度の3つのグループからなり、セラミックスを利用するために何をしたらよいか検討している。55年度よりイメージデザインに入る予定だ。大型ガスタービンを考えているので制約が多かるうが、燃焼器、ノズルを重点にセラミック利用を考えている。機械屋とセラミック屋は

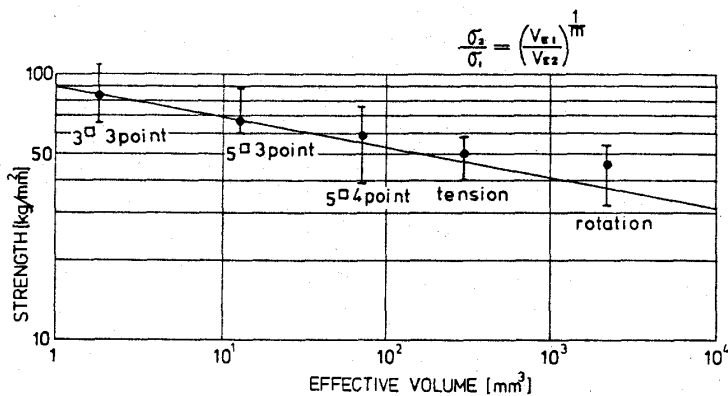


図2 有効体積と強度の関係

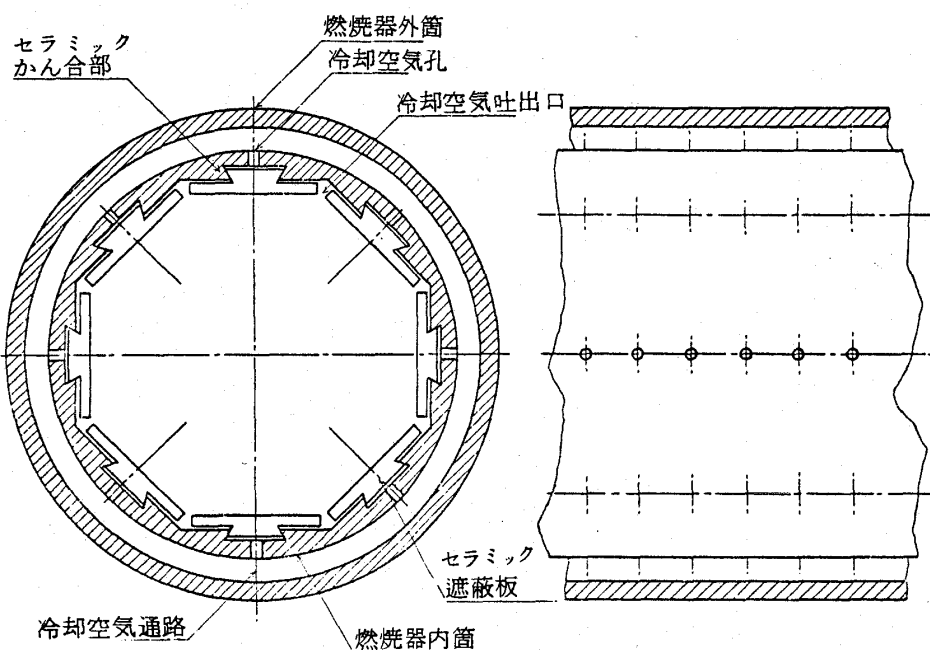


図3 金属・セラミックスかん合方式による燃焼器内筒モデル試設計の一例

料の開発もてがけたが、数年前 Ford の 2500 F のタービンが回った時点でセラミックスについて広く情報を収集し検討した。その結果自社開発製品について積極的に進めるのは時期尚早と判断した。ファンエンジンの開発に参加し、燃焼器の焼損防止に JT9D の例を参考にしてジルコニアを主体とした遮熱コーティングを試み成功した。高効率ガスタービンでは再熱器の使用条件がとくに酷しいので新しいコーティング

を取り入れることを重点にしている。

<H> 我々ガスタービンメーカー側の経験では近年高温化と燃料多様化による高温ガス流路にトラブルが生ずる場合があり、この関門は避けて通れない。この問題は世界的だ。対策は材料の開発と冷却技術の相乗効果に期待している。セラミックスは高温化プラス耐食性で脚光をあびると思う。その点からのセラミックスの開発を期待している。ガスタービンメーカーとしては、セラミックスは当面高温ガス流路など静止部

余りに思想が違いすぎるので両者の接点を見つけようと動き出したところだ。

<F> 数年前から基礎的研究とセラミックスを使う構造設計の検討をしている。金属材料になれた機械屋はマクロ的に扱っているが、セラミックスはもっとマイクロな例えば応力集中などキメ細かな扱いをする必要があり、考え方をええぬと使えない。そこでセラミックスとはどんなものかその特性を具体的につかむために金属性のディスクにセラミックスで作ったモデル翼を組み込みスピントテストをすることも計画している。

<G> ライセンス生産は10数年前から、自社開発品は数年前から販売している。その間金属材

分への導入から始まると考えている。

<I> 数年前から高温強度材料として研究している。引張試験等ばかりでなくタービン翼位の大きさで解析に便利な形状のテストピースを作り、フォードでやったような空気と燃焼ガスにさらす熱衝撃試験をやった。燃焼器やノズルなど静止部分には問題なく使えそうだ。問題は回転部分だ。トラック用ガスタービンでは1200℃以上、乗用車用では1300℃以上が必要で、自動車用ガスタービンはセラミックス利用しかない。

<J> セラミックスを自動車用に使う研究の着手は早かった。初期はセラミックス自身の特性把握が不十分のため若干、苦勞した。スピントテスト

115 MW ADVANCED GAS TURBINE  
(AGTJ-100A)

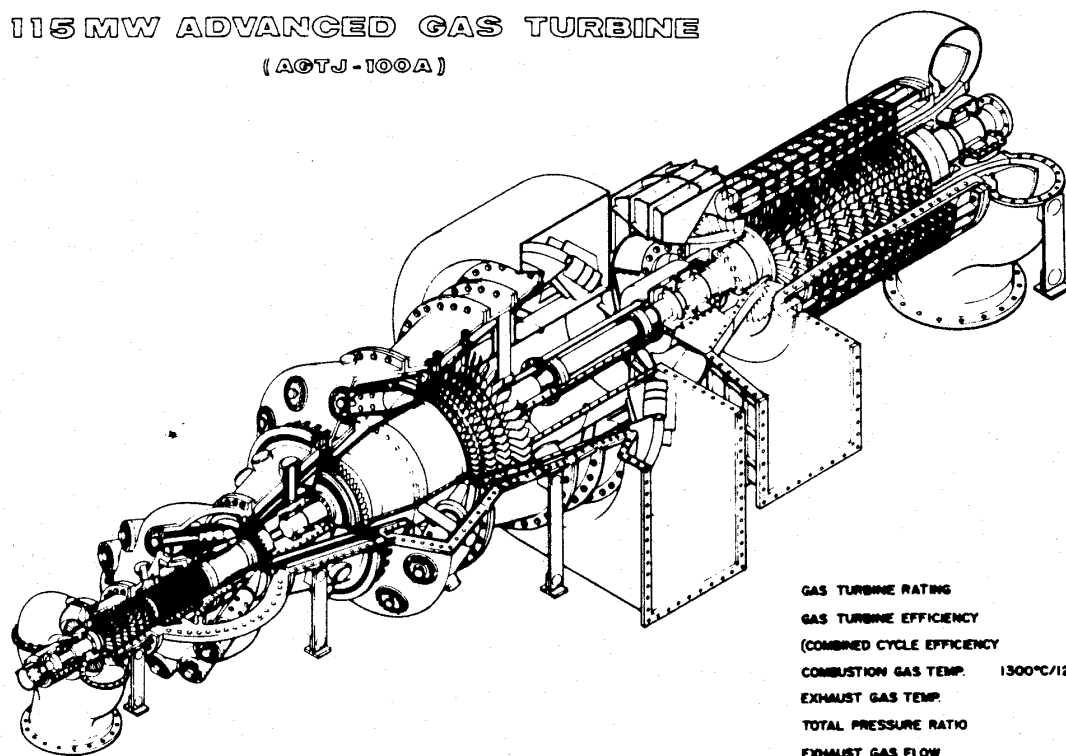


図4 高効率ガスタービン

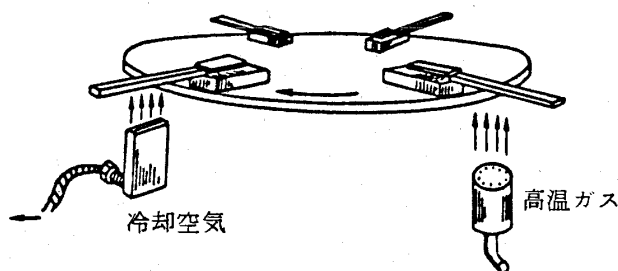


図5 フォード社の熱衝撃試験装置

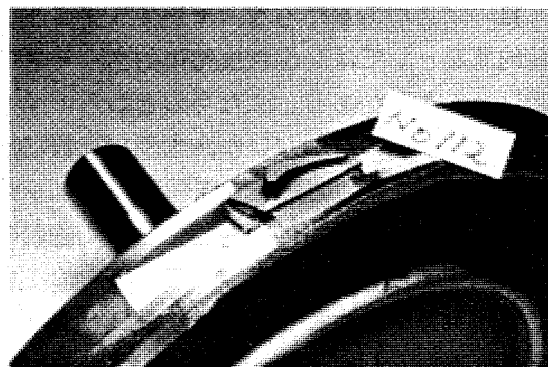


図7 破断したセラミックブレード

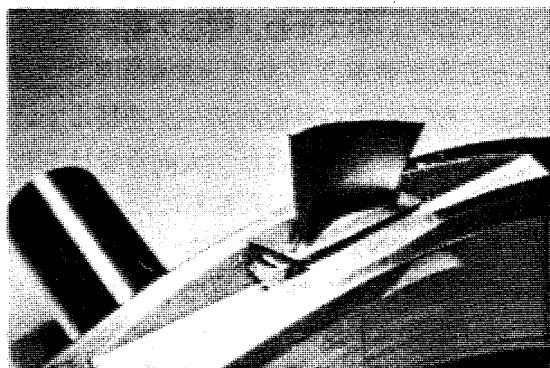


図6 スピントテスト前のセラミックブレード

定格計画回転速度 60000 rpm  
ディスク径 φ140  
ホットプレス  $Si_3N_4$

やブレードを作ること等を経験する中から材料の基礎的データがもっと必要だということになり息長い取り組みをしたいと思っている。材料はかなり進歩したが実形状での強度はまだまだ判っていない。セラミックスと金属部分との接合法も未解決だ。燃費改善のため TIT を上げるには、小型ガスタービンはセラミックス化しかない。実際やってみると静止部から入るのが早いのか、回転部分から入るのがよいか即断できない。熱交換器も蓄熱体のシール部のトライボロジカルな問題が不明だ。

< K > 静止部品と回転部品などを作って調べて

みた。材料として強度はコレコレだと云っても、形状、寸法、強度が密接に関係してくる。設計屋から云えばテストピースの強度と実物強度との関連づけが課題である。でき上がったものの検査方法も重要だ。自動車用のように大量生産物ではそれが解決できなければ手が出ない。

### 一 問題点をどう克服してゆくか

<司会> ここ2, 3年何回かアメリカのDOEを訪れたが、係官の机上にセラミックスのガスタービン部品がいろいろ飾られていた。しかし理想と実際はだいぶ離れているのが現状だと思う。理想は確かに素晴らしいのだが、それに向って現在の難点をどう克服してゆくか話して下さい。セラミック側から、製法、強度的な信頼性の向上、検査法、接合法などについて最近の進歩をお話し下さい。

<A> 静止部なら問題ないとは言い切れない。腐食の問題など不明だ。酸化や腐食は単に衰耗ばかりでなく表面の変質によって熱衝撃や熱疲労に対し負の効果があるだろう。セラミックス改良の永続的課題としては高温強度特に耐クリープ特性や耐食性の改善がある。また今のところセラミックスは大型部品にむかないが、大型で複雑な形状で精度のよい焼成法の開発も課題だ。ブロックからの加工ではコスト的に駄目で一般の陶磁器のように形状はあらかじめ設定されていてそのまま特殊な雰囲気焼成すると出来上りというやり方が研究されている。以上を経て、ローコストで画期的な新製法の出現が必要と思う。焼結に頼れば大型物にするには接合が必要だが接合部は弱くなる。この解決には時間がかかろう。信頼性向上は素材自身の絶対強度の向上という目的と一致する。

<D> 試験片の強度と実部品のそれとが離れすぎていると云うのは確かだ。テストピースの強度即実物強度というのはまだ無理で、そうなるにはもう少し時間をかけねばならない。勿論、適用部品夫々に要求特性は異なる。たとえば大きい物と小さい物についてはこんな風を感じている。大型ガスタービンには長寿命が、小型は現用では無冷却で使用条件はより厳しいが寿命は短くてよい。したがって燃料節約の目的に対して大型では冷却空気を少なくすることで対処し小型では高温化をねら

うことになる。これが必ずしも一般的とはいえないが目標を明確にして筋道だった開発のステップをとる必要があると思う。この際材料屋が考えるべきことは精密なプロセス技術を重視しテストピースの強度と実物の間をうめることだ。検査法も重要な開発課題だ。アメリカではこの非破壊検査法の研究に相当な金をかけておりいくつかの新しい方法を進めている。すでに複雑形状のもので25~50 $\mu$ の欠陥まで測れるようになってきたという話もきいている。初めに述べたようにいろいろの研究課題がある。常に新しい独創的発想を取り入れるのと同時にfeasibility studyをキチンとやってゆくことが大切だ。

### 一 欧米の進み具合はどうか

<司会> 欧米でセラミックスをガスタービンに使ってうまくいった実例があるのか御紹介願いたい。

<J> 空力部品の形状を金属のように手軽に生産できないことが問題だ。自動車では事故率を $\infty$ オーダにしなければならない。10 $\mu$ 以下にするためにはワイブル指数も20を越す必要があり現状ではとても無理だ。

<K> 77年にFordの窒化珪素のガスタービンが50時間運転に成功したのが一つのエポックだ。その後窒化珪素は高温での強度低下や酸化に問題がありそうで常圧焼結の炭化珪素がよい等とも云われている。もう一度材料を見直そうという機運にあるようだ。

<司会> では日本は欧米よりずっと遅れているという訳ではないのですね。同じスタートラインにいると云えますか。

<多数> 彼等の方が基礎的データを積んでいる。エンジニアリングも真面目だ。大向う受けをねらっても駄目だ。研究量は膨大なものだ。

<I> '77年のフォードの他、デトロイトディーゼルではセラミックノズルで2000時間以上のエンジンテスト、エアリサーチでノズル・燃焼器・メタルロータにセラミック翼をはめ込んだもの等アメリカではセラミックスは実物にかなり入っている。

<D> 昨年アメリカで開催されたAMMRC会議で今云われた例を見聞した。DOEとの契約で

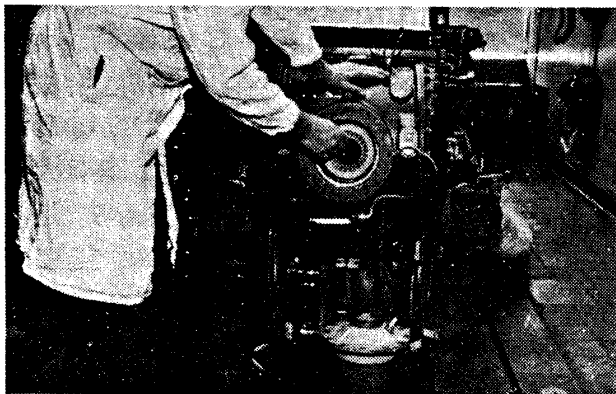
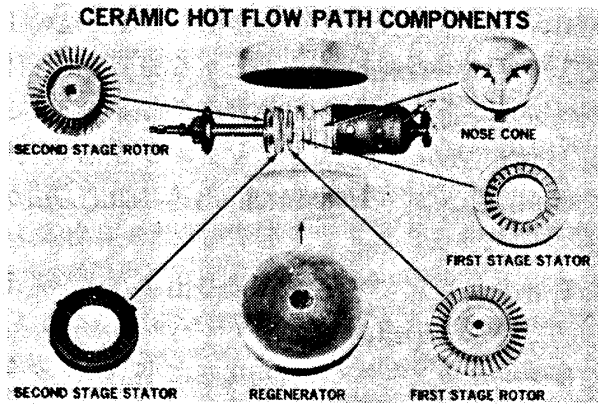


図8 フォード社のセラミックガスタービン

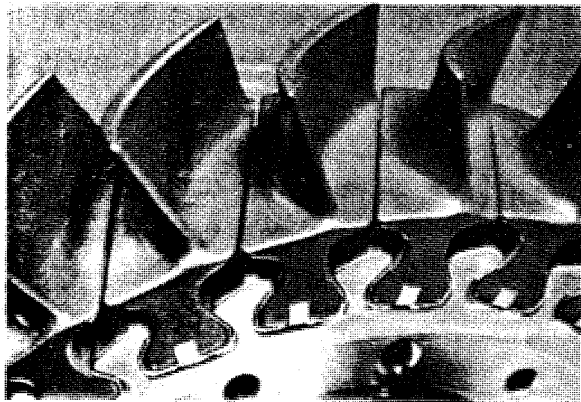


図9 エアリサーチ社T76ターボプロップエンジンのセラミックタービン動翼

は50時間運転が目標だが実際にはもっとやっている。日本と違って、セラミック屋だけがやっているのではなく50%以上が機械技術者や金属関係者である。政府の指導のせいかもしれないが、相当進んでいると云わざるをえない。

<I> エンジンメーカーが粉を買ってきてあとのプロセスは自分がやっている。

<K> エンジンメーカーが自分でやるのとコントラクタに納めさせるのと両方ある。

—セラミックスをどのように使ってゆくか—  
<司会> ガスタービンメーカーの材料に関する希望と御意見をどうぞ。

<G> 非破壊検査についてこう考える。金属では条件のよい場合で0.5mmφの欠陥位が検出限度で実物では極端に云えば5mm位の欠陥しか判らない場合もあるが、欠陥が見落されてもその欠陥が鋭くなかったり金属のもつ延性のおかげで助かっている。セラミックスでは100μ位迄の検出が必要とされていて、それが可能なのは試験片についてであり、しかも、限定された材質だけである。設計屋から云えば欠陥が見落されても大事にいたらないようなセラミック材料にならなければこわくて採用できない。非破壊検査であらゆる欠陥が見つかるようにならなければセラミックスは設計に採り入れられぬと云う意見もあるが、私はむしろ非破壊検査を必要としない完全なセラミックスができることがセラミックスが広く使われるための前提だと思う。

<J> 自動車用のような大量生産品では、非破壊検査よりプルーフテストで弱い製品を足切りするという方法も重要だ。

<司会> 大型タービンのような一品物ではそれもゆかないのでは？

<G・J> 一品物では欠陥をみつけそれが破壊とどう結びつくかの研究が必要だろう。ただ破壊力学から云えば欠陥の大きさが結晶粒とか粒界介在物程度を問題にしているので非破壊検査での検出は無理だ。

<司会> 大型用と自動車用とではセラミックスの採り入れ方の動きが違うようだが、各社のセラミック利用の抱負を聞かせて下さい。

<C> 始めに話したような金属とセラミックスの嵌合方式による熱遮蔽として利用する予定だ。この方式では金属とセラミックスとの間の air gap が熱遮断に特に有効なので、この辺の工夫如何では上等なセラミックスでなくとも利用できると考えている。セラミックスに強度をもたせない有効利用法があると思う。

<G> プラズマ溶射でマグネシアで安定化したジルコニアをニッケルアルミナド層を介して燃焼器ライナにコーティングすることをやっている。全体で厚さ0.5mm位のコーティングだ。この方法でファンジェットエンジンの600mmφ位のアン

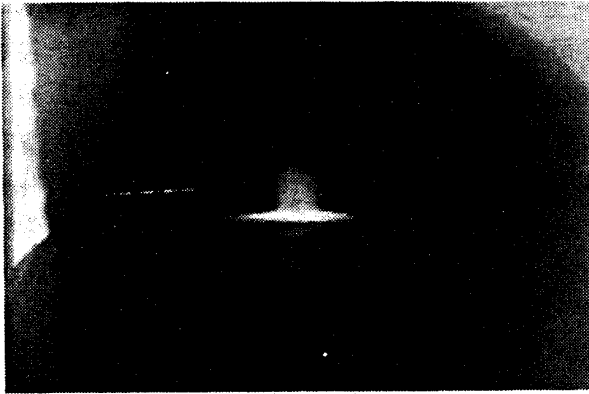


図10 金属・セラミックスかん合方式  
の高温噴流による熱遮蔽試験

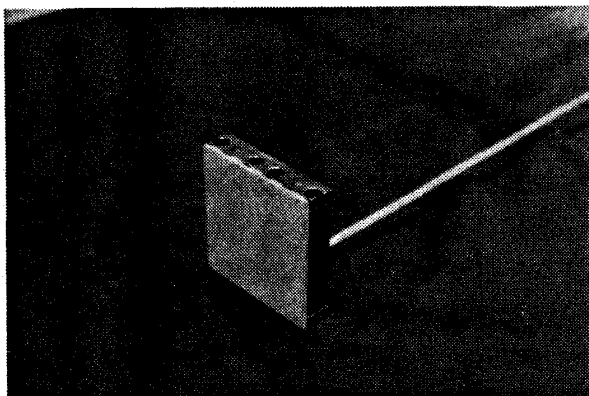


図11 酸化ジルコニア板(12×60)  
を嵌めこんだ試験片

ニューラ型燃焼器ライナの焼損トラブルを解決した。高効率ガスタービンでは最初から採り入れるつもりだ。

<H> 大型ガスタービンでは第1段動翼にコーティングが検討されだした。原油使用対策としてである。

<B> 日本でコーティングが採用される以前に燃焼器のスワラ付近の遮熱板にセラミックスを適用することを検討したが、採用しなかった。それは金属との結合が困難なことで壊れた時が心配だったからだ。

<C> 使われる場所にもよるがコーティング厚さが500μ位では大きな熱遮断効果は期待できない。

<D> セラミックスは小片を組み合わせる使うか圧縮応力がかかるような使い方をするのが望ましい。

<J> 回転部分はそうは行かない。加工法の工夫も必要だ。寸法精度を必要とする加工と回転体のバランスをとるような寸法精度をあまり必要としない加工とがある。セラミックスの加工は現状では研削しかないのが問題だ。迅速な加工方法がほしい。

<I> イギリスで仮焼成で削り出す方法が考えられている。方法はある。

<E> セラミックスは文句なしに小型ガスタービンから使われると思う。今10万kWのガスタービンを考えると、例えばタービン翼は高さ50mm、厚さ3mm程度になっている。相似則で寸法を1/10にすれば出力は1/100になるが、最大厚み0.4mmの翼は考えられない。逆に言えば大型ガスタービンは相対的に華奢な形と云える。遠心応力のような1次的応力は小型と同じにできても華奢な形では曲げとか振動とかの2次的応力が大きくなる。2次的応力が主体で破壊につながるころでは華奢な構造の方が酷しい。相対的にズングリした2次的応力の低い小型用から入ってゆくべきだと考える。

<F> 回転体を使うためには金属と同じように取扱えるような、もう少し伸びのあるものができてほしい。複合材などでうまくゆかないものか。将来は大型ガスタービンにも高温化や粗悪燃料対策からセラミックス利用は必要だ。日本も力を入れる必要があると思う。

<司会> 回転部品ばかりでなく熱交換器についての問題はどうか。

<J> 回転式熱交換器のコアの良いものはアメリカに頼らざるをえないのが現状だ。未来の希望を言えば Recuperator (隔壁型熱交換器) をセラミックスで作りたい。そのためには通気性がなく熱応力に強い材料がほしい。

<司会> Fさんの会社はセラミックの熱交換器をお作りになっているようですが。

<F> ガスタービン用ではないがゴミ処理施設の排熱回収用にセラミック熱交換器を作った。管板部で洩れがあるが、そのまま使っている。

<I・A> コーディライトのように熱膨張率の極めて低い或いは膨張率0のセラミックスやガラス材料もある。ただいずれも使える温度域が低いし耐食性にも問題がありそうだ。

<J> 自動車用では漏れのない Recuperator が有利だ。細い流路が作れて厚さ 0.1mm 以下で通気性のないものがほしい。温度はそれほど高くなくてもよいが。

<A> 厚さだけなら出来なくもないが……。

<司会> 粗悪燃料を使うにあたり耐食性も問題になる。Lさんの所の経験を。

<L> 以前に市販のアルミナ系、ムライト系材料で作った shell and tube 型熱交換器で重油燃焼試験をやった。一度高温ガスに晒されると強度が激減するし高温での強度も低い。耐食性もさほどでなく通気性もあるようで数十時間で管壁断面全体が変色する。試験したセラミックスは耐熱耐食性材料とは云えないというのが当時の結論だ。

<A> セラミックスの耐食性はアルミナとか窒化物とか種類によって違うと思う。この分野の仕事はまだ少いのでデータを積み上げてゆく必要がある。温度によっても違うと思うが、いずれにせよ粗悪燃料は若干だ。

<D> セラミックスの性質は材料の種類ばかりでなく製法によっても違う。使われる環境に応じて成分や焼き方を変えるなどの配慮が必要だ。

### 一セラミックス利用ガスタービン実現をめざしての期待と理想一

<司会> 清水焼とか益子焼とか窯元の話聞くようだ。(笑)最後にセラミックス利用ガスタービン実現を目指しての期待と理想を一言づつお願いする。

<A> all ceramic 小型ガスタービンがチャレンジの対象となろう。その前に、セラミックスの高弾性、高硬度、低膨脹率、耐クリープ性、耐熱性、軽量という優れた性質を生かして使える所から機械用部材にはめこんでもらいたい。

<B> 当面は遮熱コーティングだが、ノズル、動翼、燃焼器ライナのセラミック化が夢。いまのところは材料の評価法、特に T.P と実機とのギャップをうめる評価法の研究を進めたい。

<C> 当面金属セラミック嵌合方式で高効率ガスタービンの燃焼器内筒, transition piece, 第1段静翼を作りたい。これらの仕事を通じてMHD発電や高温ガス炉への応用をねらって高温技

術の習得を図りたい。

<D> 長期的な取り組みで'90年代から21世紀にかけて「日本の材料」を出したい。そのためには材料屋, 機械屋, 評価屋が, 大学, 民間, 官庁研究所が歩調をあわせて効果が上がる研究体制をとる必要がある。国の積極的な政策を期待したい。

<E> 燃料高価格時代で「電気代イコール燃料代」の時代が到来するかもしれない。機械が高いつか寿命が短いとかより運転している間は熱効率が低いものがよいとなる。熱効率向上の基本は温度を上げることが熱力学の法則だ。1500℃では金属が使えるかも知れないが2000℃では非金属だ。もしそんな機械が外国でしか作れないとなったら大変だ。為政者は目前のターゲット実現に対してセラミックをどうこう云うのではなく、長期的に考えて思い切ったことをしてほしい。

<F> 金属資源枯渇対策のためセラミックスの開発は今から長期の取り組みとして着手するのが必要だ。ガスタービン屋としては、高温化と悪い燃料を使うことを永遠の課題として取り組んでゆきたい。そのためにセラミックス利用が必要だ。材料屋と設計屋が協力して前進させたい。

<G> 金属セラミック併用方式でセラミックスを熱遮蔽用に利用した高効率ガスタービンの燃焼器やノズルを作りたい。

<H> 工場の設計者は保守的だがセラミックスに拒絶反応を示さないようにしなければ燃料粗悪化や高温化に対応できないだろう。ムーンライト計画の高効率ガスタービンは画期的なセラミックス利用だ。欧米に先をこされぬよう協力してゆきたい。

<I> ガスタービンが他のエンジンより優位にたつためにはセラミックス利用しかない。セラミックス利用は小さい物からとなれば自動車用からだ。材料屋と設計屋が協力して使えるところから使ってみようという方針で進めたい。

<J> 自動車用ガスタービンの競争相手のピストンエンジンはあまりにも強い。しかし脱石油のためにはSFCだけが自動車用ガスタービンの指標ではなく、TITを上げてSFCを下げることも multi-fuel 性が前面にでてくる。そこでセラミックタービンが意味をもってくる。セラミ

ックガスタービンによる高温化の副次効果として oilless engine ができる可能性もある。以上を考えるとセラミックガスタービンの将来は明るい。

<K> 自動車用ガスタービンは始めて開発の手がついてからすでに35年も経っている。ガスタービンでもものになっていないのは自動車用だけだ。それでも続けているのはガスタービンが自動車用原動機として何らかの魅力をもっているからだろう。自動車用ピストンエンジンでも排熱利用がやられるようになった。ガスタービンはサイクルの各過程が独立しているからその面でも有利である。自動車屋にはガスタービンの将来はセラミックガスタービンしかない。400~500PSのトラック用では軽量大出力、低エミッション、低騒音のメリットをいかし金属製でゆける可能性もあるが

100~150PSではセラミックスしかない。それが駄目なら自動車用ガスタービンは先がないという感じだ。日本の場合このような研究に1社が何でも金を出すとというのはやりきれない。大型ではムーンライト計画で国の金が出ていて、自動車用セラミックガスタービンの研究も財政問題を解決しないと余り華々しくはやれない。実用化にはI氏の云うようにまず泥臭く使ってみることが最初だ。

<司会> 結論的な話ができたようです。セラミックスとその利用にはいろいろ複雑な問題があるようだが、複雑なものをこなすのは日本人の特技だからセラミックス実用化はぜひ日本でやらねばならない。今日の座談会を機会にセラミックガスタービンの一層の発展を祈ります。 <終>

## 正会員の会費改訂のお知らせ

去る11月30日に開催されました臨時総会において、正会員の会費改訂が承認されました。これによりまして、昭和55年度より下記の通り、年会費が改訂となりますので、明年度分をご納入される節には、何卒よろしくご配慮賜わりますようお願い申し上げます。

### 記

昭和55年度以降

正 会 員 会 費      年 額   3,000円

なお、明年度分をすでに前納された方は、差額1,000円を追加ご納入下さい。



ックガスタービンによる高温化の副次効果として oilless engine ができる可能性もある。以上を考えるとセラミックガスタービンの将来は明るい。

<K> 自動車用ガスタービンは始めて開発の手がついてからすでに35年も経っている。ガスタービンでもものになっていないのは自動車用だけだ。それでも続けているのはガスタービンが自動車用原動機として何らかの魅力をもっているからだろう。自動車用ピストンエンジンでも排熱利用がやられるようになった。ガスタービンはサイクルの各過程が独立しているからその面でも有利である。自動車屋にはガスタービンの将来はセラミックガスタービンしかない。400~500PSのトラック用では軽量大出力、低エミッション、低騒音のメリットをいかし金属製でゆける可能性もあるが

100~150PSではセラミックスしかない。それが駄目なら自動車用ガスタービンは先がないという感じだ。日本の場合このような研究に1社が何でも金を出すとというのはやりきれない。大型ではムーンライト計画で国の金が出ていたが、自動車用セラミックガスタービンの研究も財政問題を解決しないと余り華々しくはやれない。実用化にはI氏の云うようにまず泥臭く使ってみることが最初だ。

<司会> 結論的な話ができたようです。セラミックスとその利用にはいろいろ複雑な問題があるようだが、複雑なものをこなすのは日本人の特技だからセラミックス実用化はぜひ日本でやらねばならない。今日の座談会を機会にセラミックガスタービンの一層の発展を祈ります。 <終>

## 正会員の会費改訂のお知らせ

去る11月30日に開催されました臨時総会において、正会員の会費改訂が承認されました。これによりまして、昭和55年度より下記の通り、年会費が改訂となりますので、明年度分をご納入される節には、何卒よろしくご配慮賜わりますようお願い申し上げます。

### 記

昭和55年度以降

正 会 員 会 費      年 額   3,000 円

なお、明年度分をすでに前納された方は、差額1,000円を追加ご納入下さい。

## 水素ガスタービンを訪ねて

運輸省船舶技術研究所 野村雅宣

## 1. はじめに

水素エンジンと言う真新しい言葉を耳にしてもうかれこれ10年の歳月を得ました。しかし、開発史をひも解いて見ますと、実際にはかなり以前に画期的な研究が行われ、すでに、実用化の域にまで達していたことがわかります。もっぱら、飛行船が高度調節のときに放出する水素ガスを、発動機の燃料として利用しようと試みたもので、たとえば、大正13年ごろ西村海軍機関大尉が、ガソリン機関の気化器を改良して水素運転に成功したのも、昭和初期の広工廠における実吉技師、嘉納機関中佐の大規模な実験などがそれです<sup>(1)</sup>。ちなみに、ドイツでは、昭和2年にマイバッハガソリン機関VL-2(570PS)で水素混焼を可能にして、翌年グラーフツェペリン号により優雅な「地中海水素の旅」を行っています<sup>(2)</sup>。昭和10年になりますと、水素ディーゼル機関ダイムラーベンツLOF-6(800PS)を搭載したヒンデンプルグ号LZ-129が飛んだり、ほぼ同時期に英国でも水素ディーゼル飛行船R-101を用いて、洛陽エジプトの空を飛翔するなど、一時は水素エンジン全盛の花やかな時代があった訳です。

さて、水素ガスタービンについては、昭和30年代初期に米国で当時のNACAが実施した大規模な開発研究がありますが、その内容に関しては、すでに、本誌でも解説されておりますのでここでは触れません<sup>(3~5)</sup>。その後、ロケットエンジンの開発に移行したため、しばらく沙汰止みとなったようですが、ごく最近になって、米国海軍で船用水素ガスタービンの開発を行ったと言う情報<sup>(6)</sup>が入りました。筆者も水素ガスタービンに関心を

持つ一人として、その詳細を知りたいものと念願しておりましたところ、幸いにも、昨年11月に本学会で特別講演をされた Technical Director A. Powell 博士その他のご好意によって、米国海軍艦艇研究開発センターを訪問する機会が与えられました。そこで、その調査結果を中心に、マイアミで開催された代替エネルギー会議の様様、二つの大学における最近の研究の一端などを紹介します。

## 2. 米国海軍艦艇研究開発センター

David W. Taylor Naval Ship Research and Development Center (以下センターと略)は本部と二つのラボ、および6支所で構成されております(図-1)。

本部はワシントンDCの北々西ベセスダにあって、もっぱら、管理部問から成るところです。

センターの主要研究所の一つ Carderock Lab. はポトマック川上流約10マイルの北岸に面した23萬坪の敷地と2千人の職員を擁する大きな研究所です。ここでは、水中翼船、表面効果船(SES)、双胴船(SWATH)、潜水艦、航空機、その他の新型式ビークルに関する研究、水力および空力的基礎研究、船体構造、船体防衛、電算機による艦艇の設計と建造方法、水測兵器の開発と静粛化対策、などの研究を行っています。

私が訪問した Annapolis Lab. はワシントンDCより東へ30マイルほど離れたメリーランド州の所在地アナポリス市にあります。セバン川がチェサピーク湾に流れ込む河口の北岸一帯7万坪が、900人の職員からなる同研究所です。ここでは、主に艦艇のパワーシステム、自動制御、電機とエレクトロニクス、省エネルギー、金属材料、複合材料、腐食と防食、溶接と組立、燃料

(昭和55年2月13日原稿受付)

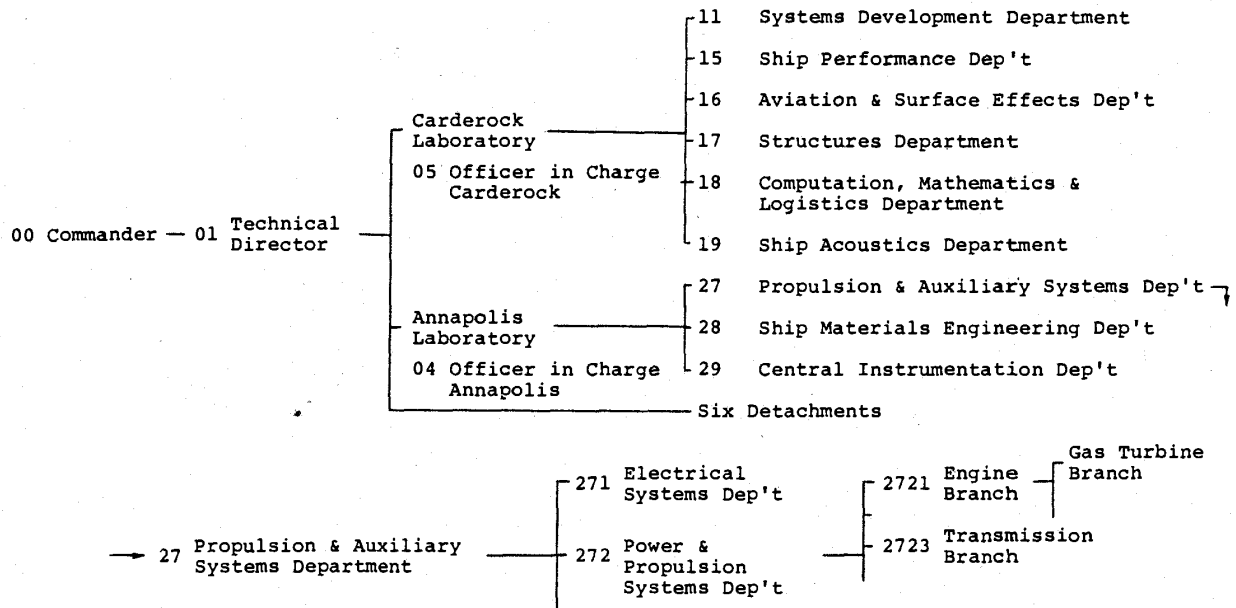


図-1 David W. Taylor Naval Ship Research and Development Center

と潤滑，廃棄物の低減，消防関係の研究を実施しています。

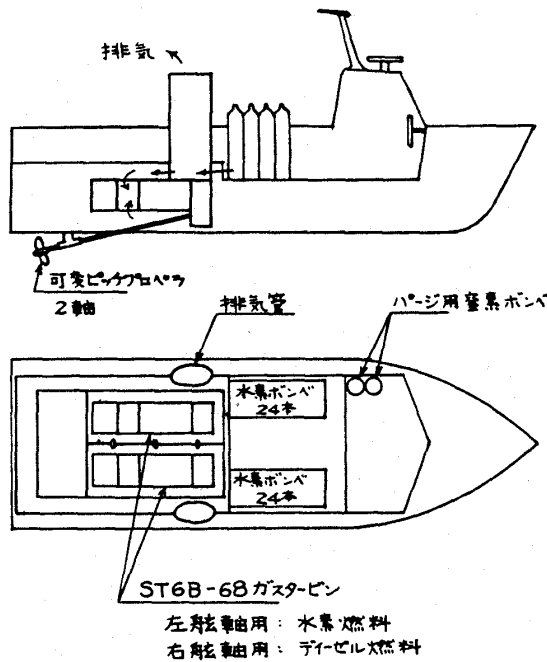
### 3. 水素ガスタービンの研究

第1の訪問地ミシガン大学を去って，自動車で行った返すワシントン国営空港に降り立ったのが12月6日午後のことでした。リムジンでタウンタウンに向い，ホワイトハウス近くのグレイハウンドバスターミナルでアナポリス行きのバスに乗り替えて，何となく怪しげになった空模様を眺めながら出発を待っておりますと，一台のバスが窓をさえぎるように到着しました。時差ボケの真最中で少しぼんやりしていたのですが，エンジンをカットしたときのかん高い金属音で「はつ」と我に返りました。まぎれもないガスタービンバスです。後部左側窓相当の部分約1m四方が金属板でふさがれて，平らな楕円形の排気管が長軸を縦に2本左右に並んで斜め上に突き出ています。GT機関車やバスが走っているとは聞いていましたが，このような突然の出会いにあわてて自分のバスの後部を振り返って見たものです。私のバスは結局ディーゼルでした。

さて翌日，わざわざ迎えに来ていただいたセンターの水素ガスタービン担当者 Dr. A. E. Ford のドイツ製小型ディーゼル車でヒルトンホテルを出発したのが正午近くでした。前日とはうっ

て変って晴れ上がったアナポリス市は，17世紀半ばに入植されただけに，自動車を馬車と置き換えれば，たちまち2,300年は時代が溯登りそうな，古いたたずまいの閑静な町並みです。ホテルのすぐ東に有名な海軍兵学校の広大なキャンパスがあります。これをかすめセントジョーンズ大学の横を走ってセバン川を渡りますと，起伏の多い松林が左右にしばらく続きます。フォード博士から水素ガスタービンを始めるに至った経緯を聞きながら走りますと，やがて人気のない車道の左に30mぐらいの黒く光る小型潜水艦が陸上に展示されているのが見えて来ました。涙滴型の船形ですが上部構造物はガピー型とアルバコア型の間と見えました。

ゆるやかな坂を登り詰めたところが研究所の入口でした。米国では良く見かける空色の下地に黄文字の大きな看板が立っています。その横のSecurity Gate がバーを上げて我々を待ちました。軍施設の入口 Marine Gate はフォード博士の身分証明証だけで無事通過したのですが，この関所では書類にサインを要求し，カメラは規則で預ると伝えられました。テープレコーダは持っていないと答えると「E」と大きな文字の入った定期券大の Security Card をくれます。これを首からぶら下げ，それでも親切な衛兵



ボート

LCSR(L)36 Landing Craft  
36ft×11ft  
アルミ製  
排水量 7.3トン

ガスタービン

United Aircraft of Canada  
ST6B-68×2基  
2軸式 出力 350PS  
圧縮機 軸流3段, 遠心1段  
燃焼器 逆流アニユラー型  
高圧タービン 軸流1段  
出力タービン 軸流1段

水素ポンペ

160kg/cm<sup>3</sup>×6Nm<sup>3</sup>×48本

図-2 水素ガスタービン艇

に送られていよいよ見学となった訳です。

3-1 水素カスタービン艇 水素ガスタービン艇はセンター構内南の一角, スクラップのダクト類が転がっている陸上に係留してありました。フォード博士が新車をボートに横付けして, 惜し気もなく屋根から乗り移るように言われます。遠慮してバンパーのゴムに足を少し掛け, 船尾よりよじ登ったものです。写真が撮れませんでしたのでホテルに戻ったあと, 思い出しながら描いたボートのらましが図-2です。だだ広い操縦室の直後が, 水素ポンペ48本を2組に分けて収容する空間です。United Aircraft of Canada 社製のST6B-68型ガスタービン二基は, 後部甲板下に搭載されたままでした。ハッチを両舷側へ上げるとコンパクトに並べてあるのが見えます。右舷側がディーゼル燃料用, 左舷側が水素燃料用で, いずれも独立に可変ピッチプロペラを駆動する二軸式のボートです。空気取入口はエンジンルームの前部にあり, 排気は両舷側に設けた煙突型ダクトから排出する構造でした。

一通りボートを見学したあと, 花壇に第2次大戦中のドイツ駆逐艦の銀色に輝やく大きなスクリュ二基が花のように並べてある本館前を横切つて, レンガ造りの古い研究棟を幾つか過ぎると,

目差す Propulsion and Auxiliary Systems Department に到着しました。かなり時代ものの建物です。この Dep't には300人の職員がいるとのことでした。二階に上って Power and Propulsion Systems Dep't の部長, Dr. E. Quandt, ガスタービンプランチの長 Dr. R. Muench に面会し, 研究所の組織, 研究の現状と将来などをうかがいました。Power and Propulsionの研究者は約20名と言うことです。このあとフォード博士から水素ガスタービンの研究内容をスライドと資料を基に聞くことになりました。

3-2 研究開始の動機 水素利用を企画したのは, 海軍でも合成燃料の使用にかかわる技術的な問題点を現時点で掌握しておく必要があると判断したこと, 水素に関しては水中翼船, SES, また, 酸水素燃料電池の形で潜水船, 港湾設備などにおいて利用価値がありそうだと考えたことが理由です。実際に検討した内容は, 1) 水素燃料を用いる海軍の水上兵力 surface forces の設計特性, mission requirements, logistics, およびコスト等の解析, 2) 水素の大量製造, 輸送および軍事利用に関する工学的問題点の検討, 3) 水素燃料に伴う事故サーベイ,

4) 舟艇による水素燃料利用のデモンストレーション, 5) ガスタービン燃焼器による水素とディーゼル燃料の燃焼性能の比較, の五項目です。以上の内, 2) は民間に委託し, 残りの四項目はセンターで実施していました。

3-3 研究期間と財源 研究は1973年7月から3カ年の time frame で行った訳ですが, その財源は Defence Advanced Research Projects Agency, Navy Energy and Natural Resources Research and Development Office, およびセンターの Independent Research/Independent Exploratory Development Programの三つです。

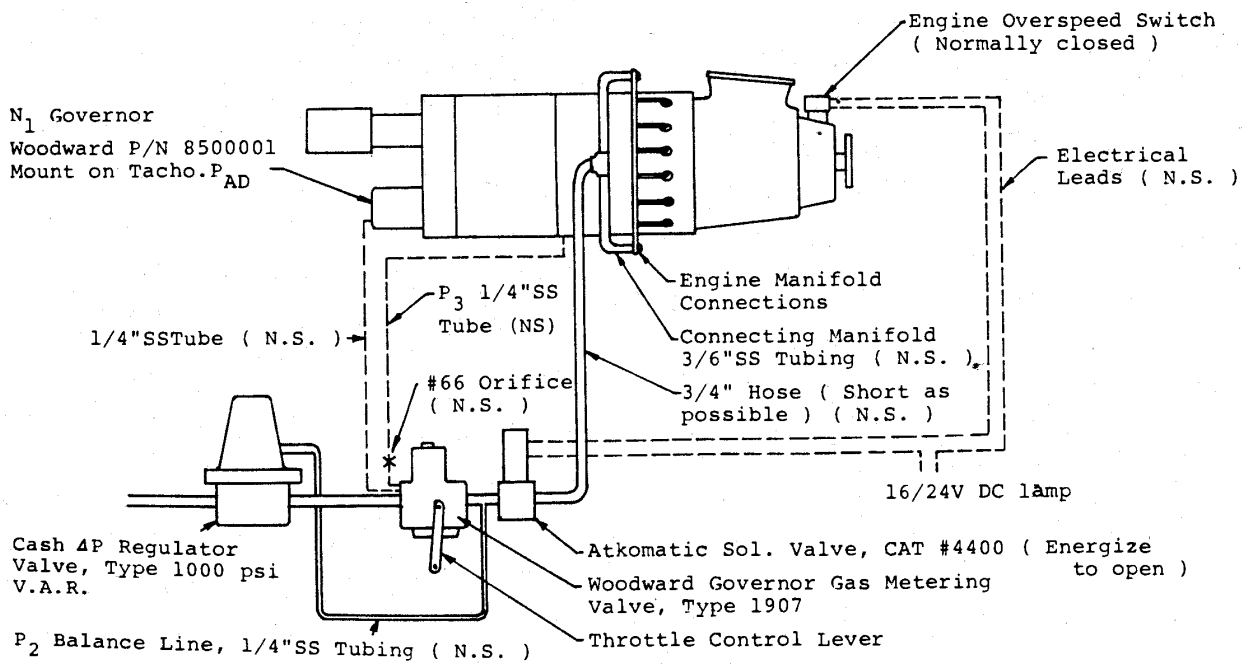
3-4 ST6B-68 型ガスタービンの水素化

前述した1967年製のボートに搭載されていた二基のガスタービンのうち, 左舷軸用を水素用として改造するに当たり, ボートの整備改造費に約20万ドルの支出があったそうです。

ガスタービン本体の主な改造部分は燃料供給系です。すでに, UAC社が天然ガスの圧送用としてST6Bを使用するための燃料系キットを持っていたそうで, これを左舷エンジンのディーゼル

燃料供給系と置換しています。図-3がその概略です。このエンジンの燃焼器は逆流アニュラ形ですが, これに取付けた14個の噴射弁は, 図-4aの弁本体とそれにかぶせるbのシースで構成されています。さらに, 起動シーケンスと出力制御を行うため, コントローラ, ガバナの改造, その他に過回転防止スイッチ, 緊急シャ断弁, 窒素ガス充てんおよびパーズラインの新設も安全保持の立場から実施しています。こうしたエンジン本体の改造などに改めて約7千ドルの出費があったとのことでした。

3-5 運転方法 これについては, 起動停止時にそれぞれ窒素ガスのパーズと充てんモードが組み込まれている以外は, ほとんど, ディーゼル燃料の場合と同様です。すなわち, 遠隔手動操作で窒素ガスをパーズしたのち - このパーズラインは図-3では省略 - 操作パネルのスロットルレバをアイドルリング (ガス発生機定格回転数  $N_g$  の50%) に設定してスタートします。あとは起動シーケンスに沿って, 20%  $N_g$  で燃料元弁開, 着火, 加速, 自立運転となります。加速スケジュールは圧縮機出口ゲージ圧力  $P_3$  によりニューマチックに弁開度を調節する方法を採用しています。



Items: Marked N.S. --- Not supplied with kit.

Pneumatic Schematic for Natural Gas Control System

図-3 水素燃料供給ライン

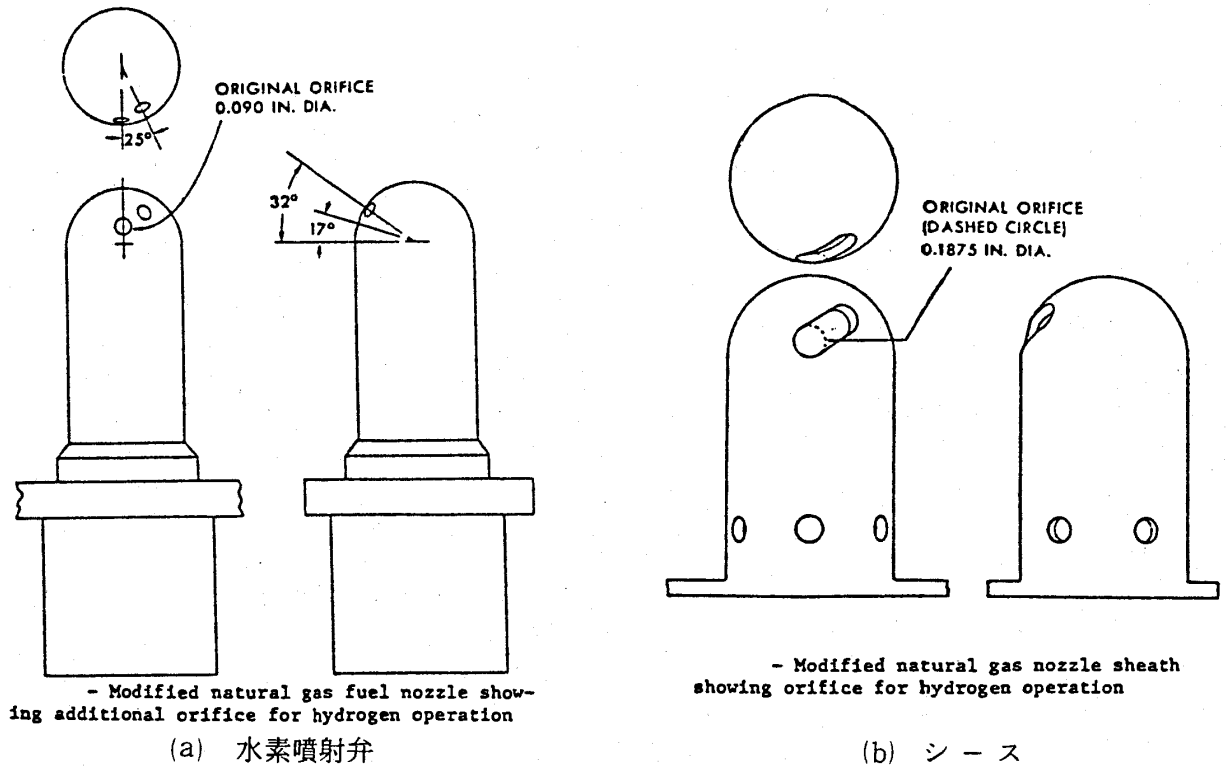


図-4 水素噴射弁およびシース

燃料流量制御弁 Woodward 1907 の入口圧力を cash valve で調節する部分を除けば、私どもが実験に使用しているものとほぼ同様な燃料供給系となっているところが興味をひいたものです。

3-6 陸上運転試験 センターでは、まず最初に陸上に係留したボートからガスタービンをおろし、出力タービンを回定して、運転操作はボート上で行う方法により、起動性能と燃焼性能試験を実施しています。

さて、水素による運転で生じた問題としてあげられるのが“pop start”です。すなわち、点火栓のスパーク回数が毎秒2回であるため、燃料噴射開始直後に大量の未燃混合気が出て、爆発的に着火する現象です。これはスパーク回数を毎秒4回に増加し、できるだけ希薄混合状態で着火させることによって解決したとのこと。これに伴って、エキサイタとケーブルの容量を増しています。

次に経験したのが燃焼器内筒にホットスポットが発生する問題です。原形のままディーゼル燃料で燃焼試験を行ったところ、温度分布が不均一であったため、まず、これを修正しておりますが、

それでも水素燃焼時にホットスポットが現われています。原因は天然ガス用噴射弁の形状を変えずに使用してみたためです。水素の容積発熱量は天然ガスの約15%しかありません。同じ熱量を供給すると流速は約6.5倍に上ります。さらに、センターで使用した天然ガス用キットでは、噴射弁が周方向を向いていますから、高速の水素ジェットが隣の噴射弁に衝突して偏流となり、結局、内筒壁面至るところに高温部が発生してしまった訳です。そこで、対策として図-4のように、原形と同じ直径の噴孔をもう一穴設けて流速を1/2に落とす、その流出方向を変える。同時にシースのオリフィス形状を楕円とする、という修正を施したそうです。このような対策の結果、内筒壁温は均一化され、85%負荷相当の陸上運転試験において、ディーゼル燃料の場合よりも約200ないし370℃ほど低い内筒温度が得られたということです。

3-7 実船試験 1975年4月からチエサピーク湾でいよいよ航行試験が始まった訳ですが、最初の15分間で70%出力運転にこぎつけたとき、むき出しのエンジンルームに海水が入って、ガス発生機に故障を起しています。そこでハッチ

を設けて第2回目の走行テストを始めたところ、こんどは10分間の低速運転中に可変ピッチプロペラが故障すると言う、水素に無関係のトラブルが生じております。そして、ついに同年5月所定の350PSを出し、30ノットを越える速力で快走することに成功したと言うことでした。

3-8 その他 センターではこのあと液体水素による運転試験を始める計画でしたが、予算面で都合がつかなくなったこと、船用動力源としての酸水素燃料電池の試作研究が開始されたことなどの理由により中止となっています。

水素ガスの価格はセンターの一つの契約によれば\$2600/53000 st・ft<sup>3</sup> (約430円/Nm<sup>3</sup>) ですから、東京の300円に比べて大差はないと言えます。液体水素の値段は、まったくそのときの使用量によって決まると考えて良いでしょう。ミシガン大学で聞いた例によれば、小口で大体\$10/l でした。約200マイル離れたクリーブランドから運ぶので、さらに同額の輸送料が上積みされるとのことでした。液体水素の場合、ほぼ日本と事情が似ているのではないのでしょうか。

センターのコスト解析によれば、艦艇のイニシャル、保守、および運用コストはそれぞれ全コストの1/3を占めるそうです。燃料費については、全コストの10%に満たないとのことでした。したがって、水素は高価格であっても艦艇では大して問題にならない、水中翼船やSESでは燃料費の増加よりも船体の軽量化、ペイロードの増大が計れるため、十分、水素を使用する価値があるとのことでした。ちなみに、センターでは8型式の艦艇と2型式の航空機について、水素ならびに他の合成燃料を適用したときの mission assignments, performance, および logistics 解析を実施しています。

#### 4. 艦艇用機関開発の現状と将来

センターで現在実施している開発研究の一つは、駆逐艦用 LM2500 のボトムリングサイクルとして蒸気発生器を付加したときの技術的な問題点の検討です。

もう一つの開発研究としてあげられるのが、ガスタービンと超電導推進機のコンバインドシステムです。訪問当日、20ないし25m くらいの魚雷艇に似たモデル船が、改装のため棧橋に碇泊し

ていました。500PS級の小さなものだそうですが、残念ながら近寄って見ることを許されませんでした。将来3000PS級の実艦搭載試験を行う予定とのことでした。

ガスタービンに対する低質油の利用の問題は、さらにもう一つの関心事でしたが、センターでは何も考えていないとのことでした。前述のように燃料費は現在のところ大して問題にしない米海軍の立場を考慮すると当然なことなのでしょう。

Quandt 博士の部屋に大きなディーゼル機関の解剖図がはってありました。しかし、ディーゼルの騒音は対潜作戦上艦艇主機としては向かない。在来艦で何か故障が発生した場合に対策を講ずる以外に、研究開発課題として取り上げているものはないとのことでした。日本の船用機関学会誌を広げて、大変面白いので愛読させてもらっているとっておられました。

マクナマラ国防長官時代に cost effectiveness の考えから生じた、原子力か在来推進艦艇かの議論は、Muench 博士の話によれば、2ないし4年でそれぞれ一定の方向付けがなされたと言うことです。換言すれば、空母と潜水艦は原子力、艦隊護衛艦はガスタービン推進と言った基本路線を当分維持して行くものと考えられます。

センターでは、このところ、国の予算の大部分がエンジニアの給与になる傾向が高まり、別途契約の仕事が入ってこなければ、動きが取れなくなっているところばしておられました。

こうして、約4時間の訪問を終えましたが、軍の研究所であるため規則が厳しく、実験室などの見学は一切許可されず、水素ガスタービン以外はいくぶん、心残りでした。しかし、フォード博士の行きとどいたご好意には心温まるものがありました。

#### 5. ミシガン大学における伝熱研究

話が前後しますが、渡米第1の訪問地、ミシガン大学に立ち寄ったのは、小春日寄りの12月5日のことでした。十年前、私がしばらく厄介になったころは、研究のスポンサーが宇宙関係から bio-engineering および公害関係へと変化しつつありましたが、現在は、エネルギー関係の予算が取りやすくなっています。ここで行っている研

究としては、太陽集光器と作動流体 (Siltherm, 沸点400F, 凝固点-40F) の伝熱性能の研究, 幅0.015インチの狭水路における沸騰伝熱 (Boiling in crack), ホログラフィによる噴霧粒径の計測と分散の研究, 液滴の燃焼の研究などがあります。変わったところでは、伝熱関係でディーゼルエンジンのモデリング解析というのもありました。

## 6. 第2回マイアミ代替エネルギー国際会議

バルチモアから飛行機で約2時間半ほど南下しますと、12月だと言うのにかなり蒸し暑い南国マイアミに着きました。クリスマスのひとときを当地で暮そうと言う人々が、続々と集まる季節です。市民の多くが使うスペイン語にとまどいながら参加したこの会議の様相をまとめてみますと次のようになります。

代替エネルギー会議ですから、核エネルギーをはじめ、太陽、潮力、風力など、あらゆるテーマが取り上げられています。しかし、参加論文数324のうち、太陽エネルギーに直接かわりを持つものは100論文を数えますので、この会議に関する限り、いかに太陽エネルギー利用の研究が盛んであるかがうかがわれます。

水素関係36論文のうち30論文が米国のものです。水素製造に関する論文が圧倒的に多く、熱源としては核と太陽を取扱うものがほとんどでした。

合成燃料関係11論文ではエタノール、メタノール、アンモニア、アルコールなどの製造を扱っています。製造方法は核エネルギーおよび石炭に基づくものがほとんどですが、農作物からアルコールを造ると言うものもありました。

## 7. マイアミ大学海洋研究所

マイアミビーチから自動車で10マイルほど南下しますと、ビスケイン湾の中にバージニアキーと言う、のどかで風光明媚な島があります。この中洲の南端が天にそびえるココナツの林に囲まれ

たSchool of Marine and Atmospheric Sciences の所在地です。ここで海藻から水素を作っていると聞きましたので、さっそく、前述の会議が終った12月13日の午後、同所の三井旭教授のご好意にあまえて見学に行きました。

ここでは藻類と海中の光合成細菌 photosynthetic bacteria から水素発生量の多いものを探す研究を実施しています。船3隻を用いて、非常に多種類の標品を収集し、解体して、光強度、温度、pH、海水流速などの影響を調べていました。現在までに発見された、もっとも水素発生量の多いものに Miami BG7と名付けられた藍藻類 blue green algae があります。これは3日間で試料1ℓから1ℓの水素が得られるそうです。制御法で調べた結果、20ないし30℃の水温が適当であること、どの程度の光量 (弱光が良い) が適当か現在も調査中であること、明暗反応を調べると、2回目から水素発生量が際立って増加すること、など様々な性質が明らかになりつつあります。エネルギー省と National Science Foundation から莫大な研究費が出ていると言うことでした。

## 8. 参考文献

- (1) 岡村純, 航空技術の全貌, (昭29, 30), 出版共同社, 興洋社 (復刻版, 昭51, 原書房)
- (2) Weil, K. H., Proc. 7th Intersociety Energy Conversion Eng. Conf., Paper No 729212, (1972), 1355-1363
- (3) Lewis Lab. Staff., NACA RM E57D23, (1957)
- (4) 鈴木・堀内, 日本ガスタルビン学会誌, 4-13, (昭51-6)
- (5) 岡, 日本ガスタルビン学会誌, 4-14, (昭51-9)
- (6) Ford, A. E., SAE Paper No 770797, (1977)



# 新製品紹介

## 航空転用型 大出力・高性能 IM5000 ガスタービン

(株) 石川島播磨重工 竹生 健二

近年航空エンジンが機体の大型化や航続距離の延長などの要求に応へるべく大出力化・高性能化され、いわゆる第二世代のエンジンとして信頼性と耐久性の十分な実績をつんだ後に陸上用に転用されるに及んで、航空転用型ガスタービンはその出力においては産業型ガスタービンとの格差を詰め、性能においてはこれを陵駕するに至った。石川島播磨重工は、こうした航空エンジンの進捗に

呼応して最新鋭の出力タービンを開発し、世界に先駆けて5万馬力級高性能ガスタービンIM5000を完成するに至った。以下にその概要を紹介する。

### 1. IM5000 ガスタービン

本ガスタービンは米国・GE社のLM5000をガス発生機に用い、それに当社で開発した出力タービンを組合せたものであり(図1)、その主要目を表1に示す。出力38MWは航空転用型ガス

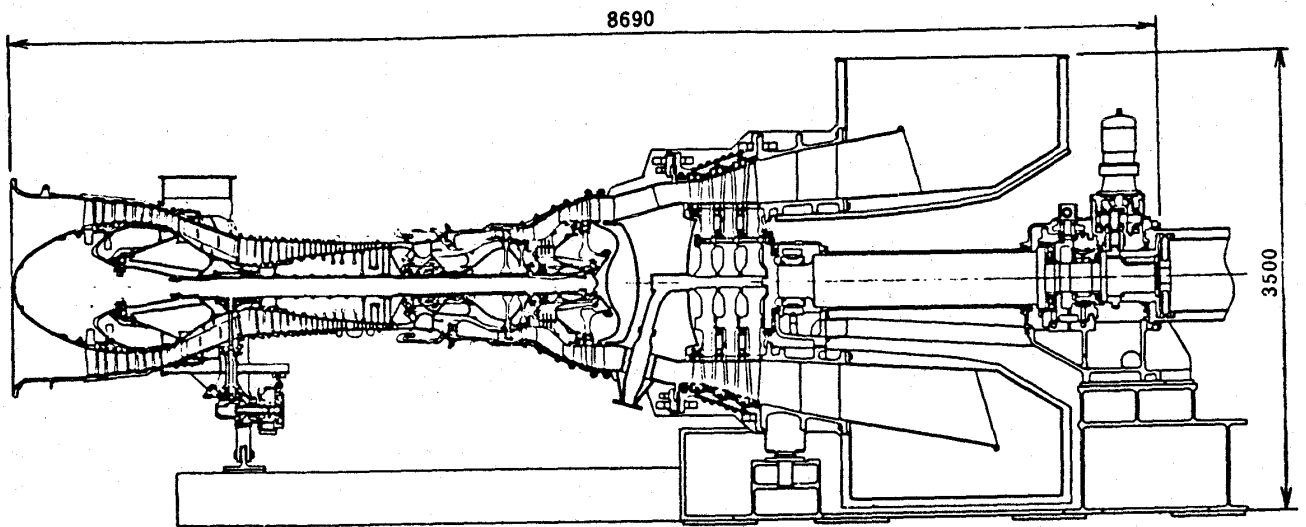


図 1

タービンとしては世界最大であり、又軸端熱効率38.5%は産業型ガスタービンを再生サイクルで用いる場合よりも高い。LM5000の母体はCF-6と呼ばれ、1967年に実用化されて以来、DC-10、B-747、A-300のいずれの広胴機にも搭載されており、従来のファンエンジンがブースト用圧縮機を持つ二軸型ガス発生機に改造されているが、部品は殆ど共通であり、航空エン

ジンとしての高い信頼性をそのまま受継いでいる。ガス発生機自身の高い効率は各構成機器の高い性能の他、サイクル最高温度1200℃、最高圧力比3.0という二点により可能になっている。ガスタービンの軸端性能を図2に示す。

### 2. 出力タービン(図3)

出力タービンの開発に当たって留意した点は、(1)高性能ガス発生機の特徴を損うことのない様高効率であること。(2)発電用はもとより他の機械駆動用にも適用できる様高速回転が可能であり、かつ

(昭和55年2月12日原稿受付)

表 1

形 式	IM5000 単純開放 3 軸形 2SC/LP	
性能	軸端出力 38000kW	} ISO 標準状態, 吸/ 排気圧損なし
	軸端熱効率 38.5 %	
	起動時間 (起動から全負荷まで)	5 min
ガス発生機 (General Electric 社 (米国) 製)		
形 式	7LM5000 GB102	
低圧圧縮機	軸流 5 段 (圧力比: 約 2.5)	
高圧圧縮機	軸流 14 段 (圧力比: 約 1.2) (前 6 段可 変静翼機構付)	
燃焼器 形式	アニューラ形 (水噴射装置を装備可能)	
	燃料噴射ノズル	30 本
高圧タービン	軸流 2 段 (冷却翼付)	
低圧タービン	軸流 1 段 (入口ガス温度: 785℃)	
出力タービン (軸流 3 段) (当社製)		
形 式	ITA1203	
入口ガス温度	700℃	
入口ガス圧力	4.24 kgf/cm <sup>2</sup> abs	
出口ガス温度	455℃	
出口ガス流量	130 kg/s	
使用回転数	3000~4200 rpm	

ては従来の実績を重視して信頼性のあるものとする, 等である。即ち 50Hz 発電用 3000 rpm から最高使用 4200 rpm 迄の範囲で高い効率を維持する様 (図 4) 三段タービンとし, 従来の片持ロータ構造を踏襲して車室並びに軸受の構造を極めて単純化してある。動・静翼とも当社の精密鑄造に成るもので, 鑄造翼の採用により超耐熱合金鋼の機械加工が大巾に削減された上, 動翼先端には Z 形のシュラウドを設けることができ翼列性能向上と長翼の制振作用に貢献している。又車室側にはハニカムシールを採用し, 動翼先端のすき間を翼高さの 1% 以内に抑えている。車室の各部にはガス発生機と同様ボアスコープ用孔が設けてあり, 車室を開放することなく全動翼および一部の静翼の点検が可能である。

3. 運 転 特 性

軽量小型, 薄肉構造のため暖機を殆

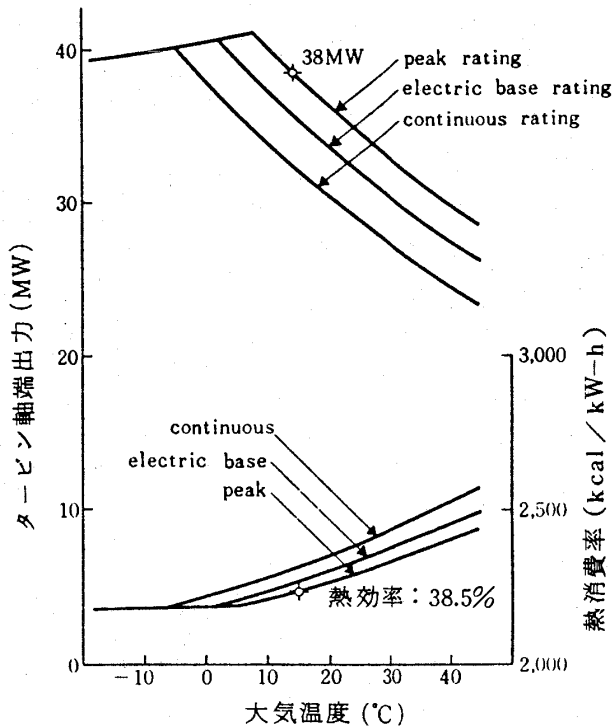


図 2

使用回転数の範囲内でできるだけ高い効率を維持すること。(3)構造設計および材料の選定にあつ

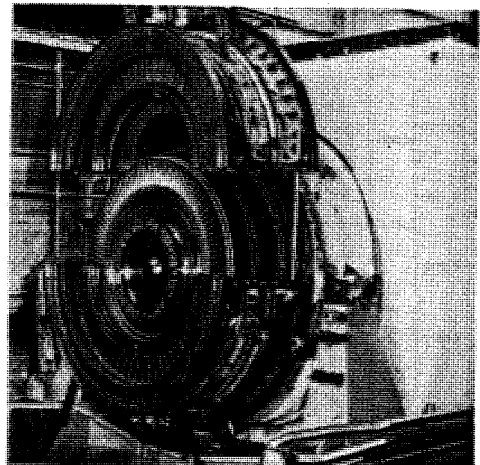


図 3

ど必要としないガス発生機は, 起動用空気タービンにより約 40 秒で自立速度に達し, 起動から全負荷まで急速起動時 5 分, 通常起動時 7 分である (図 5)。初号機は 1978 年 4 月に当社工場にて全負荷試験を行った後, 明電舎沼津工場に納入され, 発電用として現在迄既に 1500 時間の累積運転時間を経過し, 現在順調に稼動中である。

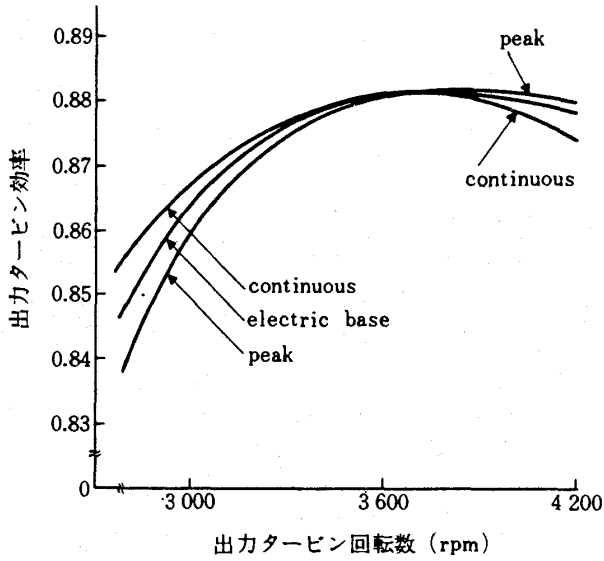


図 4

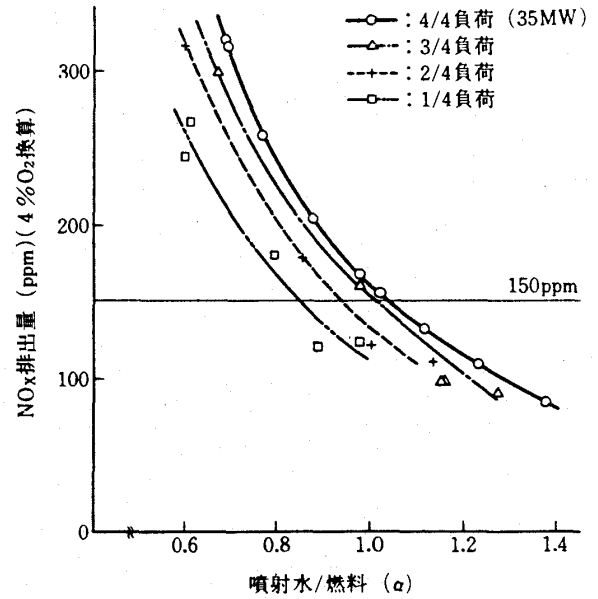


図 6

本機は燃料中に水を混入させて燃焼器内に噴射させる方式により排出ガス中の NOx を 150ppm (4% O<sub>2</sub> 換算) 以内に抑えている (図6)。当社では引続きバングラデシュ電力庁向けに IM5000 2基を搭載した発電船を 1980年2月に完成している。

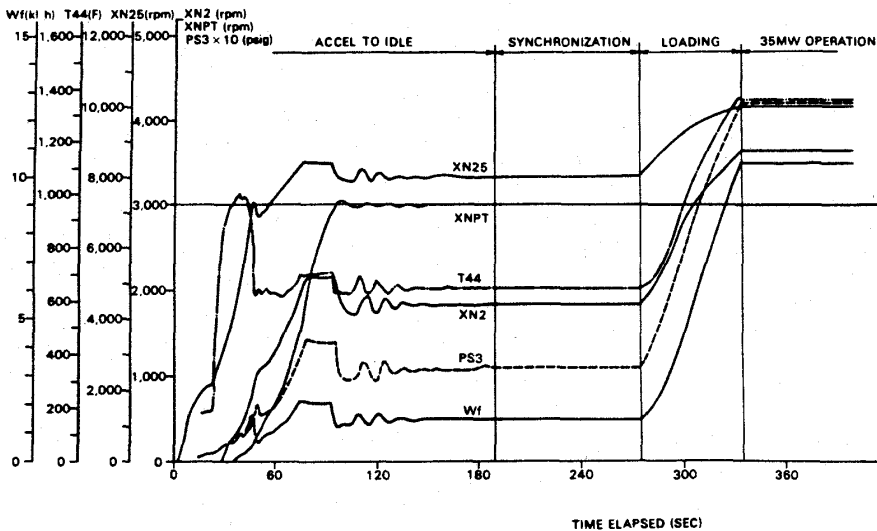
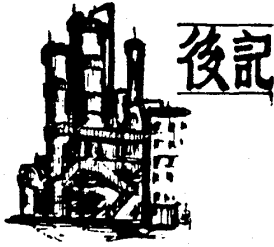


図 5

- XN25 ガス発生機高圧軸回転
- XN2 ガス発生機低圧軸回転
- XNPT 出力タービン回転
- T44 ガス発生機低圧タービン入口ガス温度
- PS3 ガス発生機高圧圧縮機出口ガス圧力
- Wf 燃料流量



編集委員 安井 元

本号の特色は「セラミックスとガスタービン特集」にあります。先ず遠路より遙々座談会に出席して下さった方々、難しいテーマに取り組んで執筆して下さった方々に感謝の意を表したい。

特集号はややもすると耐熱材料のみ、あるいは高温タービンのみと別々に企画されがちですが、本号は相手の立場を考えながら、また忌憚のない注文を寄せて頂いておりますのでその意義を十分読みとって執筆者の意図することに応じて貰いたいと思います。従って内容的には外国の紹介例等は差し控えており、一エンジニアとしてお互いの協調をとろうではないかとの熱っぼささえ感じさせられる提言にお互いに耳を傾けようではありませんか。

セラミックスと省エネルギーとの関連に一同が必然性さえ感じているのが大きな動機付けとなっているセラミックスガスタービンの実現には非常に厳しい前途が待構えているのも事実だと思います。

本会誌で興味深く読ましてくれる日本のガスタービンの黎明期の諸先生方のお話しも厳しい環境の中での苦勞で、それも大きな動機に追われながらの勝負であったように思われます。世界的にエネルギー問題と絡んで大きな動機を受けている今こそ大きな飛躍に挑戦するときではないでしょうか。セラミックスとガスタービンを真に結び付けていくお互いの切磋琢磨をこれからも一層重ねて頂きたい。事実、セラミックスはガスタービン設計者にとって身近になく、珍しいものであり、セラミックス研究者にはガスタービンはさわれないものとの印象が強く共通の接点を求める場に立てる機会も少なかったのではないのでしょうか。今や共通のニーズの下に諸々の道がとられているこのときに本号が異質の材料同志を結合させるセラミックスガスタービンの実現をより一歩進める小さな動機にならんことを願いつつ堅い編集後記と致します。

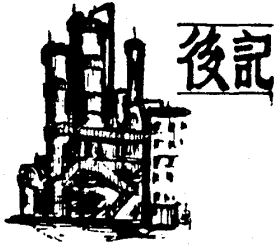
### § 見学会・技術懇談会のお知らせ §

- 昭和55年5月28日 全日空(羽田)
- 昭和55年10月 四国電力坂出發電所

詳細につきましては後日ご連絡いたします。

#### 死去会員

正会員 山下勝義君 40歳 三菱重工業(株)  
昭和54年12月29日逝去  
ご遺族 長崎市緑ヶ丘町1329 山下照子殿  
本会に関する記事 昭和53年4月入会  
謹しんで哀悼の意を表します。



編集委員 安井 元

本号の特色は「セラミックスとガスタービン特集」にあります。先ず遠路より遙々座談会に出席して下さった方々、難しいテーマに取り組んで執筆して下さった方々に感謝の意を表したい。

特集号はややもすると耐熱材料のみ、あるいは高温タービンのみと別々に企画されがちですが、本号は相手の立場を考えながら、また忌憚のない注文を寄せて頂いておりますのでその意義を十分読みとって執筆者の意図することに応じて貰いたいと思います。従って内容的には外国の紹介例等は差し控えており、一エンジニアとしてお互いの協調をとろうではないかとの熱っぼささえ感じさせられる提言にお互いに耳を傾けようではありませんか。

セラミックスと省エネルギーとの関連に一同が必然性さえ感じているのが大きな動機付けとなっているセラミックスガスタービンの実現には非常に厳しい前途が待構えているのも事実だと思います。

本会誌で興味深く読ましてくる日本のガスタービンの黎明期の諸先生方のお話しも厳しい環境の中での苦勞で、それも大きな動機に追われながらの勝負であったように思われます。世界的にエネルギー問題と絡んで大きな動機を受けている今こそ大きな飛躍に挑戦するときではないでしょうか。セラミックスとガスタービンを真に結び付けていくお互いの切磋琢磨をこれからも一層重ねて頂きたい。事実、セラミックスはガスタービン設計者にとって身近になく、珍しいものであり、セラミックス研究者にはガスタービンはさわれないものとの印象が強く共通の接点を求める場に立てる機会も少なかったのではないのでしょうか。今や共通のニーズの下に諸々の道がとられているこのときに本号が異質の材料同志を結合させるセラミックスガスタービンの実現をより一歩進める小さな動機にならんことを願いつつ堅い編集後記と致します。

### § 見学会・技術懇談会のお知らせ §

- 昭和55年5月28日 全日空(羽田)
- 昭和55年10月 四国電力坂出發電所

詳細につきましては後日ご連絡いたします。

#### 死去会員

正会員 山下勝義君 40歳 三菱重工業(株)  
昭和54年12月29日逝去  
ご遺族 長崎市緑ヶ丘町1329 山下照子殿  
本会に関する記事 昭和53年4月入会  
謹しんで哀悼の意を表します。

# 第 8 回 ガ ス タ ー ビ ン 定 期 講 演 会

共 催 日本ガスタービン学会 日本機械学会  
 期 日 昭和55年6月6日(金)  
 会 場 機械振興会館 地下3階研修1,2号室  
 東京都港区芝公園3-5-8 東京タワー前  
 TEL 434-8211  
 地下鉄日々谷線神谷町下車

次 第 (講演時間30分 ※印 講演発表者  
 発表者の所属が筆頭者と同じ場合は、これを省略しました。)

第 1 室		第 2 室	
10:00~12:05 座長 鶴見喜男(小松製作所)		10:00~12:05 座長 森 義孝(三菱重工)	
A 1	連続流燃焼器に関する研究(一次燃焼領域への二次空気の影響について) ※中村 直(慶大院)・伊藤法彦・川口 修(慶大工) 佐藤 豪	B 1	圧縮残留応力のあるロータディスクの脆性破壊強度 ※佐藤善美(日立製作所)・梅沢貞夫・松田憲昭 照沼福寿
A 2	高温ガスタービン用燃焼器の一評価 ※阿知波清次(日産自動車)・山崎慎一	B 2	セラミックウェッジの熱衝撃 ※米屋勝利(東芝)・大手 敏・橋本八郎・安斎和雄 久保富太郎・留野 泉
A 3	ターボファンエンジン用燃焼器の性能向上 ※田丸 卓(航技研)・堀内正司・斎藤 隆・石井茂五郎 鈴木邦男(機械技研)・北原一起(川崎重工)	B 3	翼と軸系の連成振動解析 その1 ※萩原憲明(日立製作所)
A 4	液体ガス混焼用GT燃焼器の開発 ※梶田真市(川崎重工)・森 建二・木村武清	B 4	可変ノズル付2軸形ガスタービンの最適加速制御 ※稲垣詠一(理大理工)・須之部量寛
13:30~14:20 特別講演 座長 一色尚次(東工大) 「運航と整備面よりみた最近のジェットエンジン」 松尾芳郎(日本航空)			
14:40~16:45 座長 鈴木邦男(機械技研)		14:40~16:45 座長 久保田道雄(日立製作所)	
A 5	大型ガスタービン燃焼試験設備とその概略について ※杉山 晃(三菱重工)	B 5	高温エネルギー利用複合サイクルの研究(第2報 サイクル性能に及ぼす諸損失の影響) 谷口 博(北大工)・園田 隆・※大出賢幸・斎藤 武 (豊橋技科大)・小野忠治(室工大)
A 6	35MW高効率ガスタービン発電設備の運転実績 ※野田廣太郎(明電舎)	B 6	曲面上のフィルム冷却に関する実験 ※坂田公夫(航技研)・熊谷隆王
A 7	翼列内水素燃焼ガスタービンの研究(第2報) ※菅 進(船研)・森下輝夫・平岡克英	B 7	ガスタービン翼の膜冷却に関する計算 ※神野賢治(日立製作所)・吉川進三(同大工) 藤田健司
A 8	小型ガスタービンの水素運転性能 ※野村雅宣(船研)・池田英正・羽鳥和夫	B 8	一列円孔フィルム冷却における吹出口近傍の物質伝達 ※吉田豊明(航技研)・三村富嗣雄・熊谷隆王

## 《事前登録について》

事前申込締切 5月16日(金)

- ◎登録費 事前登録 4,000円(学生員2,000円)  
当日登録 5,000円(学生員2,000円)  
会員外 10,000円

◎事前登録の方法 はがきに「第8回ガスタービン定期講演会申込」と標記し、(1)氏名(2)所属学会(3)会員資格(4)勤務先(5)連絡先(6)送金方法と送金予定日を記入して、下記あてお送り下さい。なお、著者も参加登録をお願い致します。

◎事前申込先 〒160 東京都新宿区新宿3-17-7 紀伊国屋ビル (財)慶応工学会内 日本ガスタービン学会

◎送金方法 次のいずれかをご利用下さい。

- ・現金書留
- ・郵便振替(東京7-179578 社団法人日本ガスタービン学会)
- ・銀行振込(富士銀行新宿支店 ①No. - 503141 社団法人日本ガスタービン学会)

◎講演論文集配布 5月16日までに入金の方には事前にご送付します。その他の方には当日会場にてお渡しします。なお、当日会場でも、入会申込、参加登録を受け付けます。準備の都合上、なるべく期日までにお申し込み下さい。

## 《懇談会案内》

第8回定期講演会終了後、会員各位の親睦をはかり、ご懇談いただくため下記のような懇談会を開催いたすことになりました。お誘いあわせの上お気軽にご参加下さい。

日 時 昭和55年6月6日(金) 17:30~19:00  
 場 所 機械振興会館 6階67号室  
 参加費 無料(登録者に限る)

# “国産ガスタービン資料集”

## — 統計，生産実績，仕様諸元 —

### 発行のお知らせ

社団法人日本ガスタービン学会では、国内ガスタービン・メーカーの御協力を得て毎年日本国内で生産されるガスタービンの資料を蒐集し統計を作成して会誌に掲載してきましたが、この度これらの資料を集大成すると共に、日本のガスタービン生産実績に対する解説を加えて、“国産ガスタービン資料集”を発行致しました。

この資料は3部からなり

- 第1部 統計 (毎年国内で生産されるガスタービンの出力、台数などの統計資料を豊富に掲載)
- 第2部 生産実績 (過去に国内で生産された全てのガスタービンの納入先、仕様など)
- 第3部 仕様諸元 (各社で生産されるガスタービンの仕様諸元)

で構成されています。この種資料の決定版として御利用載けるものと確信しております。

#### 記

1. 価 格 1冊につき 5,000円(送料とも)
2. 申込方法 社団法人日本ガスタービン学会事務局へ申し込み下さい。



日本ガスタービン学会

第 4 期 通 常 総 会 開 催 の お 知 ら せ

下記により標記総会を開催いたします。詳細については改めてご案内申し上げます。

記

日 時 : 昭和 55 年 4 月 25 日 (金) 13:00 ~ 13:50  
会 場 : 機械振興会館地下 2 階ホール

§ 特別講演会のお知らせ

例年の通り通常総会終了後特別講演会を次の要領で開催致します。

日 時 : 昭和 55 年 4 月 25 日 (金) 総会終了後 14:00 ~ 17:00  
場 所 : 機械振興会館地下 2 階ホール  
参 加 費 : 無 料  
講 演 題 目 : 「1980 年国際ガスタービン会議ニューオリンズ大会に参加して」  
内 容 1. 基礎技術  
2. 産業用ガスタービン  
3. 航空機用ガスタービン  
4. 自動車用ガスタービン

講演者は本大会に参加した方に依頼する予定です。

協賛講習会

「セラミックスの機械的性質」技術講習会

主 催 : 窯 業 協 会  
協 賛 : 日本ガスタービン学会ほか 10 学協会  
時 間 : 4 月 17 日 (木), 18 日 (金)  
所 在 : 光陽社ビル講堂 (荒川区日暮里 5-48-5)  
Tel 803-1241  
参 加 費 : 会 員 (協賛会員を含む) 20,000 円  
非 会 員 24,000 円  
学 生 会 員 18,000 円

詳細は窯業協会 (Tel 362-5232) へお問い合わせ下さい。



日本ガスタービン学会

第 4 期 通 常 総 会 開 催 の お 知 ら せ

下記により標記総会を開催いたします。詳細については改めてご案内申し上げます。

記

日 時 : 昭和 55 年 4 月 25 日 (金) 13:00 ~ 13:50  
会 場 : 機械振興会館地下 2 階ホール

§ 特別講演会のお知らせ

例年の通り通常総会終了後特別講演会を次の要領で開催致します。

日 時 : 昭和 55 年 4 月 25 日 (金) 総会終了後 14:00 ~ 17:00  
場 所 : 機械振興会館地下 2 階ホール  
参 加 費 : 無 料  
講 演 題 目 : 「1980 年国際ガスタービン会議ニューオリンズ大会に参加して」  
内 容 1. 基礎技術  
2. 産業用ガスタービン  
3. 航空機用ガスタービン  
4. 自動車用ガスタービン

講演者は本大会に参加した方に依頼する予定です。

協賛講習会

「セラミックスの機械的性質」技術講習会

主 催 : 窯 業 協 会  
協 賛 : 日本ガスタービン学会ほか 10 学協会  
時 間 : 4 月 17 日 (木), 18 日 (金)  
所 在 : 光陽社ビル講堂 (荒川区日暮里 5-48-5)  
Tel 803-1241  
参 加 費 : 会 員 (協賛会員を含む) 20,000 円  
非 会 員 24,000 円  
学 生 会 員 18,000 円

詳細は窯業協会 (Tel 362-5232) へお問い合わせ下さい。

日本ガスタービン学会

第 4 期 通 常 総 会 開 催 の お 知 ら せ

下記により標記総会を開催いたします。詳細については改めてご案内申し上げます。

記

日 時 : 昭和 55 年 4 月 25 日 (金) 13:00 ~ 13:50  
会 場 : 機械振興会館地下 2 階ホール

§ 特別講演会のお知らせ

例年の通り通常総会終了後特別講演会を次の要領で開催致します。

日 時 : 昭和 55 年 4 月 25 日 (金) 総会終了後 14:00 ~ 17:00  
場 所 : 機械振興会館地下 2 階ホール  
参 加 費 : 無 料  
講 演 題 目 : 「1980 年国際ガスタービン会議ニューオリンズ大会に参加して」  
内 容 1. 基礎技術  
2. 産業用ガスタービン  
3. 航空機用ガスタービン  
4. 自動車用ガスタービン

講演者は本大会に参加した方に依頼する予定です。

協賛講習会

「セラミックスの機械的性質」技術講習会

主 催 : 窯 業 協 会  
協 賛 : 日本ガスタービン学会ほか 10 学協会  
時 間 : 4 月 17 日 (木), 18 日 (金)  
所 在 : 光陽社ビル講堂 (荒川区日暮里 5-48-5)  
Tel 803-1241  
参 加 費 : 会 員 (協賛会員を含む) 20,000 円  
非 会 員 24,000 円  
学 生 会 員 18,000 円

詳細は窯業協会 (Tel 362-5232) へお問い合わせ下さい。

# the gas turbine division newsletter



January, 1980



## ASME Gas Turbine Division to Present 87 Technical Sessions at 1980 New Orleans Conference

### 40 Sessions of Special Interest to Gas Turbine Users

In keeping with the historical setting of the city of New Orleans, the 25th Annual International Gas Turbine Conference and Exhibit offers a bit of history itself. It is the largest conference to date covering gas turbine technology.

The Gas Turbine Division proudly presents a comprehensive program of eighty-seven sessions with several timely panel discussions opening the conference on Monday morning. Gas turbine users will note that forty sessions are geared to their specific needs and interests. Manufacturing and engineering topics cover a variety of advances in technology of interest to manufacturers and professional people.

The 22nd Annual Fluids Engineering Conference is being held concurrently with the Gas Turbine Conference and the Fluids Engineering Division will host six paper sessions and one panel session. Topics of the sessions include fluid mechanics, fluid machinery, cavitation, and polyphase flow.

As a special feature, the Gas Turbine Division and the Fluids Engineering Division are co-sponsoring many of the sessions in two symposia on turbomachinery topics. Symposium I - Measurement Methods in Rotating Components of Turbomachinery - will offer multiple sessions on: (1) Heat Transfer and Temperature Measurement; (2) Unsteady Aerodynamics; (3) Flutter and Vibration; (4) Steady Aerodynamics; and (5) Optical Measurement. A keynote paper will be presented

to the first session in each technical area. Symposium II - Performance Prediction of Centrifugal Pumps and Compressors - includes seven paper sessions and one panel session on: (1) Multi-Dimensional Flow Analysis with Misuki Data; (2) Detailed Flow Field Investigation; (3) Combined Inviscid Flow and Loss Analysis; (4) Performance Prediction of Centrifugal Compressors and Pumps; (5) Prediction of Performance Related Phenomena; and (6) Role of Prediction Methods in the Design of Centrifugal Pumps and Compressors.

Authors from fourteen foreign nations are presenting papers and participating in the discussions and committee meetings. Truly, the world of gas turbines and associated turbomachinery is well and alive as evidenced by the large and comprehensive technical program of this year's Conference.

Paul J. Hoppe, Brown Boveri Turbomachinery, is Program Chairman for the 1980 Conference. Paul and his assistant, Steve Kelash, also of Brown Boveri, have done an excellent job in orchestrating this large program and handling all of the necessary details to bring it together.

Yes, the 25th Annual International Gas Turbine Conference and Exhibit will mark a point in the history of turbomachines. New Orleans, the ideal place for old friends to meet and new friends to be made, is a most appropriate setting for this outstanding event.

## John P. Davis, Chairman: 1980, A BANNER YEAR



J. P. Davis

1980 - a banner year for both ASME and the Gas Turbine Division! ASME will celebrate its Centennial on many occasions and in many ways throughout 1980; it is making preparations for a strong and bold step into its second century of operation by developing plans for more intense emphasis on the art and science of mechanical engineering. Please take time to read and understand explanations of ASME reorganization in *Mechanical Engineering* and explanatory material that will be provided in the ballots for constitutional amendments. Only by completely understanding both the intent and implementation schemes can you make a proper decision for voting on specific issues that are forthcoming which might impact Gas Turbine Division operation and programs.

During this year, Gas Turbine Division will hold its Silver Anniversary Conference. It is a notable accomplishment and outstanding record that the Division has held an International Conference and Exhibit every year since its first meeting in Washington, D.C.

If you saw the Parade of Roses in Pasadena on New Years Day, you should have seen the ASME float which was an appropriate beginning for the Centennial year. The Gas Turbine Division is proud to have had a part in making the float possible by a significant contribution.

continued...

### RECORD BREAKING TECHNICAL PROGRAM

"The technical program of the 25th Annual International Gas Turbine Conference and Exhibit represents the largest concentration of presentations in gas turbine technology ever undertaken."

Paul J. Hoppe, Program Chairman

### RECORD BREAKING EXHIBIT

More exhibit booths have already been sold for the 25th Annual International Gas Turbine Conference in New Orleans than the total sold for any domestic conference in the history of the ASME Gas Turbine Division.

### 25th Annual International Gas Turbine Conference and Exhibit

The Rivergate  
New Orleans, Louisiana  
March 9-13, 1980

continued from page 1 . . .

This January issue of the Newsletter incorporates another change as part of the continuing effort to improve service to the gas turbine community. The Division Annual Report of advances in gas turbine technology over the last year heretofore was included in the January issue of the Newsletter. This year it is being prepared as a separate document to simplify the printing and distribution process and to relieve some of the critical deadline pressures of the holiday season. Starting this year, the Annual Report will be automatically distributed to all committee personnel of the Division, all exhibitor companies and all organizations contributing to the report. A copy of the Annual Report is available without cost to anyone who requests it. Just send your request to INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER in Atlanta.

We hope to see all of you at the 25th Annual International Gas Turbine Conference and Exhibit to be held at the Rivergate in New Orleans beginning March 9. This Conference will be the largest ever in terms of both the exhibits and technical program - a most fitting way to celebrate the Silver Anniversary Gas Turbine Conference.

## Short Courses to be Featured at 1980 Gas Turbine Conference

Four Gas Turbine Division short courses will be offered at the 1980 Gas Turbine Conference in New Orleans. All courses will be held at the New Orleans Hilton Hotel. Of particular interest to gas turbine users and potential users is the Introduction to Gas Turbines on Sunday afternoon, March 9, 1980.

1. *Introduction to the Gas Turbine*, Sunday, March 9, 1:30 - 5:00 p.m.: This course is suited for gas turbine newcomers, particularly in the user category. Topics covered include component and accessory design fundamentals, materials, common and exotic fuels, combustion and emission characteristics, reliability and maintenance, thermodynamics of gas turbine cycles, and future developments.

2. *Compact Heat Exchangers*, Sunday, March 9, 9:00 a.m. - 5:00 p.m.: A comprehensive coverage of the methods and problems associated with the design of compact heat exchangers, with application to not-so-compact heat exchangers, will be made in this course. Major emphasis will be placed on heat transfer and pressure drop performance, flow distribution, and vibration and fouling problems. Engineers and researchers working with heat transfer equipment and people associated with the energy conservation field desiring additional knowledge concerning heat exchanger performance, will benefit by taking this course.

3. *Foundations of Axial Turbomachinery Aerodynamics*, Sunday, March 9, 9:00 a.m. - 5:00 p.m.: This course is intended for design, experimental and analytical engineers as well as users desiring exposure to the basic aspects of turbomachinery aerodynamics. Topics covered include classification and one dimensional performance, blading, momentum equations, performance analysis, efficiency and nature of flows, cascade theory, nature and estimate of losses, and unsteady flows.

4. *Blade Design Development and Field Experience*, Monday, March 10, 9:00 a.m. - 5:00 p.m.: This course will examine the techniques used in blade design, development, and trouble shooting. The theory and practice of blade vibration and failures and prevention of field problems will also be discussed.

For further information concerning these courses, contact: Joy Collier, Professional Development Administrator, ASME, 345 East 47th Street, New York, NY 10017 (212/644-7743).

## Panel Session, 1980 Gas Turbine Conference: Advanced Gas Turbines for Passenger Cars

A highlight of the Silver Anniversary Conference in New Orleans is a panel session organized by Roy Kamo's Vehicular Committee on "Advanced Gas Turbines for Passenger Cars". In view of recent Government commitments of almost a quarter of a billion dollars for automotive gas turbine technology development over the next five years, this is a particularly timely topic for discussion.

After a leadoff paper by Dr. O. E. Balje about limitations and size effects and after introductory comments by Robert A. Mercure of DOT, the pros and cons of automotive gas turbines will be discussed by a panel of key people active in this area, including: H. E. Barrett, Detroit Diesel Allison Division of GM; Charles E. Wagner, Chrysler Corp.; Raymond A. Rackley, AiResearch; William T. Chapman, Williams Corporation; Gerhard Pietsch, Ford Motor Company, and Dr. Patricia Braden, University of Michigan.

The panel session is the fourth in a series of four sessions organized by the Vehicular Gas Turbine Committee covering continuously variable transmissions (2 sessions) and related vehicle gas turbine topics.

## Gas Turbine Division Annual Report

The Gas Turbine Division Annual Report is being published as a separate document and will be ready for distribution in January. It will be automatically sent free of charge to all

exhibitors, GTD technical committee members and contributors to the report. It will also be available, without charge, to anyone requesting it. Requests should be sent to INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER, Atlanta.

## CALL FOR PAPERS 1980 Winter Annual Meeting

Planning is underway for the 1980 ASME Winter Annual Meeting which will be held November 16-21 at the Conrad Hilton Hotel in Chicago.

The Gas Turbine Division is tentatively planning five sessions through its Combustion, Closed-Cycles, and Turbomachinery Committees. Authors wishing to submit gas turbine related papers for the 1980 WAM should contact their committee chairmen or the 1980 WAM Gas Turbine Program Chairman: Colin F. McDonald, General Atomic Company, P.O. Box 81608, San Diego, CA 92138 (714/455-2406).

Offers of papers (green sheets) should be submitted by March 1, 1980 and papers for review by May 1, 1980. Manuscript MATS are required to be sent to the Program Review Chairman by July 1, 1980.

## CALL FOR PAPERS Compact Heat Exchanger Symposium, 1980 WAM

A Symposium on "History and Advancement of Compact Heat Exchanger Technology" will be held at the 1980 ASME Winter Annual Meeting in Chicago. This session will be under a joint sponsorship of the Heat Transfer Committee of the Gas Turbine Division.

The purpose for the session is to highlight the history and evolution of design, theory, and manufacturing technology of compact heat exchangers and to forecast future technological advances. Individual papers are invited so that the evolution of specific areas of compact heat exchangers can be emphasized.

Prospective authors are requested to submit three copies of an abstract as early as possible, but no later than February 15, 1980. Complete manuscripts will be due to session organizers by April 15, 1980. The final papers that are accepted will be published in the Symposium Proceedings from mats prepared by the authors; these mats will be due on July 1, 1980.

Inquiries, abstracts, and manuscripts should be forwarded to either Ramesh K. Shah, Harrison Radiator Division, General Motors Corp., Lockport, NY 14094, (716/439-3020), or to Colin F. McDonald, General Atomic Company, P.O. Box 81608, San Diego, CA 92138, (714/455-2406).

## R. Tom Sawyer Receives Award from Japan

R. Tom Sawyer was notified last summer The Gas Turbine Society of Japan (GTSJ) had made him an Honorary Member. Sawyer assisted in setting up a gas turbine exhibit for the Joint ASME-JSME International Gas Turbine Conference and Products Show in Tokyo, October, 1971; he also attended and participated in the Joint Gas Turbine Congress held in Japan in May, 1977, sponsored by GTSJ, JSME and ASME.

## CALL FOR PAPERS 1981 Gas Turbine Conference

Many are planning to prepare papers for the 26th Annual International Gas Turbine Conference and Exhibit to be held at the Albert Thomas Convention Center in Houston, Texas, March 8-12, 1981.

Green sheets should be in before June 1, 1980; and the paper should be submitted for review before September 1, 1980.

With the increasing number of papers, deadlines are taking on renewed significance. Advance planning is encouraged to avoid last minute expense and disappointment.

Contact the appropriate committee chairman or David A. Nealy, Program Chairman, 1981 Gas Turbine Conference, Detroit Diesel Allison Division of GMC, P.O. Box 894 (U29A), Indianapolis, Indiana 46206 (317/243-5467).

## GTD Contributes to ASME Rose Bowl Float

The Gas Turbine Division is proud to have contributed \$1,917.00 to the ASME Rose Bowl Float Fund.

A first for the Society, and the kickoff event of the ASME centennial celebration, was the entry of an ASME float in the 91st Annual Tournament of Roses Parade on January 1, 1980. The numerous "Centennial Events" this year are designed to highlight the talents and skills of the mechanical engineer.

## Gas Turbine Conference in Australia

The Society of Automotive Engineers Australasia is planning a three day Gas Turbine Conference in Melbourne, Australia, November 12-14, 1980. For further information regarding submission of papers and/or attendance, contact Mr. K. J. Cuming, Chairman, Gas Turbine Section, 14/499 St. Kilda Rd., Melbourne 3004, Australia or R. Tom Sawyer, Box 188, Ho-Ho-Kus, NJ 07423.

## GTD Lapel Buttons Still Available

You can still get the ASME Gas Turbine Division turbine wheel (3/4-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.

## Special Course on Fluid Dynamics of Turbo- machinery

The ASME Turbomachinery Institute will offer the advance level program FLUID DYNAMICS OF TURBOMACHINERY during the period 21 through 31 July, 1980 at Iowa State University in Ames, Iowa. As in previous presentations in 1968, 1973, 1975 and 1978, the course will offer participants an excellent opportunity to interact with an international faculty and with panelists well-known for their contributions to turbomachine designs. Individuals enrolling should have a good background in fluid dynamics and thermodynamics (graduate credit or equivalent in experience).

Interested persons may contact: George K. Serovy (515/294-2023) or Ted Okiishi (515/294-2022), Mechanical Engineering Department, Iowa State University, Ames, Iowa 50011.

## U.S. to Cooperate on Ceramics for Automotive Gas Turbines

The U.S. Department of Energy (DOE) and the Federal Republic of Germany (FRG) have entered into an agreement for cooperative research under auspices of the International Energy Agency (IEA).

The particular Implementing Agreement was signed between the U.S. Department of Energy and the Federal Republic of Germany on May 22, 1979 at the IEA Governing Board Meeting in Paris, France. The task to be performed under this agreement is "Ceramics for Automotive Gas Turbine Engines", which will be carried out in cooperation with the German Aerospace Research Establishment.

The Federal Republic of Germany is supporting a ceramic components program for vehicular gas turbines that is similar in scope and funding to the DOE advanced automotive heat engine development program. Both programs have been operating for several years.

## Thru The Years . . .

**Tom Sawyer**  
Publisher Emeritus



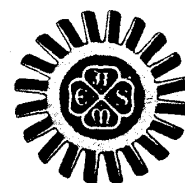
At an Executive Committee Meeting in 1955 they decided to hold their first gas turbine conference in 1956; they asked me to be the Exhibit Director and Treasurer of the Division. Jack (J.W.)

Sawyer was Chairman of the Local Washington, D.C. Section where the Conference was to be held in the Statler Hotel. Frank Schwartz, Professor, Mechanical Engineering at the University of Michigan was Chairman of the Division and Dorothy Shackelford was Secretary. It was not long after that that Jack Sawyer became Executive Secretary. He has been a big help to the Division since the first Conference.

It is of interest that there were 25 exhibitors for the first conference; many of them have been exhibitors since then. Six of them have been in every show including the Conference coming up this March. Those exhibitors are: AiResearch of Garrett Corp., Brown Boveri Turbomachinery, Inc., Curtiss-Wright Corp., General Electric Co., Solar Turbines International and Woodward Governor Co.

It is also of interest to review where we have had our Conferences. 1957 was the only time we were in Detroit; we went back to Washington, D.C. to the Shoreham Hotel in 1958, '61, '65, and '68. 1959 was the only time at Cincinnati. We were in Houston in 1960 at the Shamrock Hotel and also in 1962, but in 1967 the show expanded and went to the Coliseum Annex. 1963 was the only time in Los Angeles at the Statler Hotel. In 1966, we also had a fine small Conference and Exhibit in Sydney, Australia at the Chevron Hotel. Thompson Exhibitors had charge of our exhibits, and this September 15-20, 1980 they will have Australia's (first) International Petroleum Exhibition in Sydney. I am mentioning this as we have been told how bad our U.S. petroleum supply is; but while in Australia in 1969, there was a big supply of oil and gas coming out of the ground, and today they have a much bigger supply.

I have emphasized this last paragraph because, when my father went to college almost 100 years ago, the newspaper said we only had 6 years of oil supply left, and it said the same thing when I went to college in 1920. Today we have about "36 years" supply left.



## Holbrook Named ASME Fellow

Gordon E. Holbrook, Director, Gas Turbine Research and Engineering, Detroit Diesel Allison Division of the General Motors Corporation, has been named a Fellow of The American Society of Mechanical Engineers.

Since his graduation from M.I.T. (BSME, 1939) Holbrook has had forty years of professional experience in research, design, development and management of turbomachinery programs with the major emphasis on gas turbines for aircraft and industrial applications. He has occupied positions ranging from that of Test Engineer, through Project Engineer up to his present position of Director, Gas Turbine Research and Engineering.

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

## Consider 1982 Munich International Heat Transfer Conference

The Seventh International Heat Transfer Conference will be held in Munich, West Germany from 6 to 10 September, 1982. The purpose of the Conference is to provide a forum for the exchange of experiences and up-to-date knowledge between experts in the field of heat transfer.

The Heat Transfer Committee of the ASME Gas Turbine Division encourages the submission of papers relating to heat transfer in gas turbine systems and hopes that a session on the topic will be warranted.

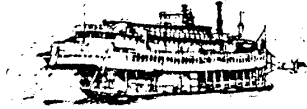
The Conference is being organized by DECHEMA (Deutsche Gesellschaft für chemisches Apparatewesen e.V., Frankfurt) in collaboration with VDI - Gesellschaft Verfahrenstechnik und Chemieingenieurwesen - GVC. Professors U. Grigull (Munich), E. Hane (Stuttgart), K. Stephan (Stuttgart) and D. Behrens (Frankfurt) form the Executive Committee. For further details the Secretariat may be contacted at: DECHEMA Postfach 97 01 46, D-6000 FRANKFURT/MAIN 97, Western Germany, telex 412 490 dchema d.

**the** gas turbine division  
**newsletter**

**Volume 21, Number 1, January, 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: John P. Davis**  
**Vice Chairman: Arthur J. Wennerstrom**  
**Editor: Robert A. Harmon**  
**Publisher Emeritus: R. Tom Sawyer**



## 25th Annual International Gas Turbine Conference and Exhibit

**The Rivergate**  
**New Orleans, Louisiana**  
**March 9-13, 1980**

**NEED HOTEL RESERVATIONS?** Here are the hotels which are holding rooms for the 25th Annual International Gas Turbine Conference and Exhibit, New Orleans, March 9-13, 1980. Just contact the Reservations Manager and inform him you will attend the ASME Gas Turbine Conference.

International Hotel 300 Canal St. New Orleans, LA 70140 (504/581-1300) Sgl. \$52; Dbl. \$60	Monteleone Hotel 214 Rue Royale New Orleans, LA 70140 (504/523-3341) Sgl. \$52; Dbl. \$60
New Orleans Hilton (Headquarters Hotel) Poydras at the Mississippi River New Orleans, LA 70140 (504/561-0500) Sgl. \$62; Dbl./Twin \$77	Royal Orleans Hotel 621 St. Louis St. New Orleans, LA 70140 (504/529-5333) Sgl. \$82; Dbl./Twin \$92

## Turbomachinery at City College of New York

The Turbomachinery Laboratory at the City College of New York has completed the installation of a complete online computerized data acquisition system using PDP-11/34. The modern data acquisition system is being used for advance research on three-dimensional aerodynamics, basic turbulence studies of wakes and wake-boundary layer interaction downstream of the compressor and turbine rotors, and turbulence structure of contaminated flows in turbomachinery.

## 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).



### GAS TURBINE DIVISION 1979-80

#### EXECUTIVE COMMITTEE 1979-80

<b>CHAIRMAN</b> JOHN P. DAVIS Transcontinental Gas Pipeline Corp. P. O. Box 1398 Houston, Texas 77001 713/871-2513	<b>VICE-CHAIRMAN</b> ARTHUR J. WENNERSTROM Aeris Propulsion Lab. (AFAPL-783) Wright Patterson AFB Ohio 45433 513-255-3775	<b>CHAIRMAN of CONFERENCES</b> KENNETH A. TEUMER Woodward Governor Company 1000 E. Drake Road Fort Collins, Colorado 80525 303-482-5811	<b>REVIEW CHAIRMAN</b> NORMAN R. DIBELIUS General Electric Co. 1 River Road, Bldg. 53-324 Schenectady, N.Y. 12345 518-385-9674	<b>FINANCE COMMITTEE &amp; PAST CHAIRMAN</b> EDWARD S. WRIGHT Product Planning Dept. Deere & Company John Deere Road Moline, Ill. 61265 309-752-5462
<b>DIRECTOR OF OPERATIONS</b> DONALD D. HILL International Gas Turbine Center 6065 Barfield Rd. #218 Atlanta, Ga. 30328 404-256-1744 <b>STAFF ASSISTANT</b> SUE COLLINS 404-256-1744	<b>NEWSLETTER EDITOR</b> ROBERT A. HARMON 25 Schaffer Drive Latham, N.Y. 12110 518-785-9651	<b>TREASURER</b> R. TOM SAWYER P. O. Box 158 Mo-Ho-Kus, N.J. 07423 201-444-3719	<b>ASSISTANT TREASURER</b> THOMAS E. STOTT Stellaval Inc. 400 Executive Blvd Emploro, N.Y. 10523 914-952-4710	<b>EXHIBIT MANAGER</b> ROBERT L. WHITENER P. O. Box 17413 Dulles International Airport Washington, D.C. 20041 202/471-5761 Telex: 899133

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

**NON-PROFIT ORGANIZATION**  
 U.S. POSTAGE  
**PAID**  
 ATLANTA, GEORGIA  
 PERMIT NO. 2685

ASME GAS TURBINE DIVISION

のご好意により複写の許可を得ました。

## 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 7 卷 第 28号

昭和55年3月10日

編 集 者 一 色 尚 次

発 行 者 山 内 正 男

(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

**GTSJ**

日本ガスタービン学会