

編集理事から随筆執筆依頼を受けたが、先頃栄ある名誉会員に推された為であろうか。しかし今迄名誉会員になられた方で、その直後随筆が掲載されたという記憶はない。会誌9月号が来て筆者と同時に名誉会員になられた円城寺一氏の随筆が載っていたので事情が了解できた。気のきいた随筆を書こうという気はさらさら無いが、筆者は生来頭の柔軟性に欠け随筆は苦手である。手許の国語辞典で随筆について調べてみると「体験感想などを思いつくまゝしるした文章」とある。思いつくまゝというのがくせ物である。近頃は暇があるので面白そうな歴史物や文藝物などの新刊書を読んでいるが、1, 2年経て再び手にするとその内容の大部分は忘れてしまって思い出せない。誘われて美術館、博物館を訪れまた観劇もするが、大した感激もなければ情感もわからない。まあギャンブルよりは安全な暇つぶしであろう。こんな次第で体験感想をとりあげて書くようなこともない。

老人はよく昔話をするというのが、名誉会員という老年組に入ったので、新しい会員のために本学会の前身日本ガスタービン会議 Gas Turbine Committee of Japan 略称 GTCJ について少しばかり述べて責を果したい。

GTCJ 創立となると、どうしても「1971年国際ガスタービン会議東京大会」にさかのぼらねばならない。更にさかのぼれば渡部一郎、岡村健二、佐藤玉太郎の諸氏が ASME の Tom Sawyer 氏（アメリカでガスタービンの鬼ともいうべき人で、Mr. Gas Turbine のあだ名がある。）と下打合せがあったと聞いている。これの準備委員会の発足は44年10月で実行委員会を重ねること24回、昭和46年10月科学技術館で開催、予算規模約2200万円であった。製品展示もあり国内外多数の参加者を得て成果をあげた。当時ガスタービンは今日という先端技術であったのであろう。

（機械学会誌 47年9月号「1971年国際ガスタービン会議東京大会を省りみて」「1971年国際ガスタービン会議東京大会における特別技術集会報告」に詳しく述べられている。）

この東京大会が終りに近づく頃から、実行委員会等で全国のガスタービン関係者が親しくなったので、これで解散するのは惜しい、何かガスタービン関係の団体が欲しいという希望が自然発生的に起った。ただいま手許に46年11月19日に行われた阿部安雄氏記録の議事録「ガスタービン協会設立に関する懇談会（第1回）」がある。11名の方が集まり、こども意見も述べられているが、ガスタービン関係者の共通の広場が必要である、なんらかの会を作るにしても小規模のものとする、次のガスタービン会議（1977年予定）の準備母体が必要である等で、当時の関係者の熱意が筆者には今眼前にほうふつとしてくる。東京大会終了後繰越金約200万円残ったが、これはガスタービン協会設立にあてるよう組織委員会です承されていた。東京大会で筆者は財務を担当していたが、これを知ってか知らずか、ある会議上で某氏が国際会議を開催して金をもうけている者がいると皮肉な発言を聞き、内心憤慨にたえなかった。このようにして47年6月15日 GTCJ 発会式（評議員会、記念講演会、パーティー）を開催することになった（詳しくは GTCJ 会報 1972年9月号参照）。GTCJ 第1期（48年3月末まで）当時の会員数632、賛助会員60社、会費1000円、収支決算約595万円であった。GTCJ は第4期まで続くが、その半ば過ぎた50年11月には社団法人日本ガスタービン学会に発展する。GTCJ 時代組織運営検討委員会で会則や選挙方法の改善をしたり、法人化準備委員会で文部省と交渉したりして他学会に比肩できる内容体裁を持つ団体へと準備を進めた。また CIMAC 対策委員会というのがあった。1977年の国際会議は CIMAC 東京大会と同時に同一場所で開催

（昭和59年10月16日原稿受付）

することになったのは良かったが、かつてアメリカにおいてCIMAC, ASMEが同時開催をしたところ、CIMACの方の出席者が少なく、今度東京でも同じ事になるとの危ぐからいろいろ難題をもちかけられて、この対策には大変なエネルギーを浪費した。(同時開催の結果はCIMACの出席者も多くて何の問題もなかった。)

GTCJの創立時、誰が今日のような立派なGTSJを予想したであろうか。これも初代会長渡部一郎先生のもとに創立精神に誤りの無かったこと、役員諸氏の献身的尽力、会員諸氏の絶大な支援によるものと、まことに感慨深いものがある。

(終)



慶大理工学部 長 島 昭
" 松 永 直 樹

1. はじめに

ガスタービンの設計においては、高温までの空気および燃焼生成物の熱物性値（熱力学的および輸送的物性値）のデータが不可欠である。例えば、混合気の燃焼温度を計算したり、サイクル計算によってガスタービンの性能を求めたりする場合には、密度、比熱、エンタルピー、エントロピーなどの熱力学的物性値が必要である。また、各種の損失の補正をサイクル計算の結果に加えたり、タービン各部分の運転中の温度を推定したり、あるいは伝熱計算をする際には、粘性率、熱伝導率、プラントル数などの輸送的物性値が、熱力学的物性値とともに必要になる。

しかしながら、従来のガスタービンのための空気や燃焼生成物の熱物性値データに関する研究においては、高温域を含むことや混合物であることにより、十分なデータが与えられておらず、また与えられていても、それが必ずしも利用し易い形にはなっていない。

本稿では、空気および燃焼生成物の熱物性値データについて、まずその現状と問題点について述べ、次に筆者らの研究結果に基づいて、代表的な熱物性値データの求め方について解説することにする。

2. 空気および燃焼生成物の熱物性値データの現状と問題点

設計技術者が、高温の空気および燃焼生成物の熱物性値データを探すと、しばしば次のような困難に直面する。箇条書きで述べてみよう。

(1) 最も極端な場合、ハンドブックや文献に、熱物性値データが見出せないことがある。燃焼生成物については、熱力学的物性値は多くの文献から得られるが、輸送的物性値のデータは非常に少ない。

(2) 文献に熱物性値が見付かったとしても、それを求めるのに用いられた基礎データや手法が古い年代のものであって、その値の信頼度に疑問のある場合が多い。この問題の最も顕著な例として粘性率をあげることが出来る。図1は N_2 の粘性率

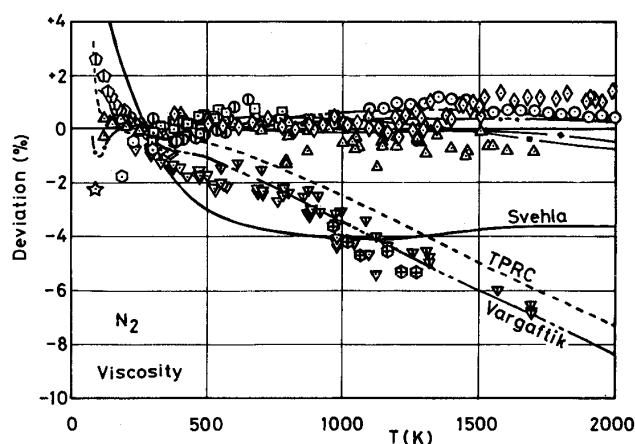


図1 N_2 の粘性率の実測値および推奨値と式(8)の比較

について、実測値と、過去の主な推奨値を、後に述べる表示式からの偏差をとって比較したものである。1960年代の終わり頃までは1920～30年代のTrautzらのデータ（下向き三角形のプロット）が正しいものと考えられていたので、Svehlaの熱物性値推算値表（1962）¹⁾、米国の熱物性値研究センター（TPRC）の推奨値（1971）²⁾、ソ連のVargaftikの熱物性値データブック（1972）³⁾などはすべてTrautzらのデータの傾向を採用しており、最新の実測値から見ると系統的に低すぎる値が与えられている。同様の傾向は、空気、 O_2 、 H_2O 、 CO_2 など他のガスにもすべて見られる。

(3) 前項と関連するが、同じ組成の燃焼生成物に対する、同じ温度、同じ圧力条件下での熱物性値データを、異なったデータブックや文献から得て比べてみると、その結果が一致しないことが多い。

（昭和59年10月22日原稿受付）

輸送的物性値の場合、その差は数十%にも達することもある。図1においては、多くの研究者のデータ間の差がたかだか10%程度であるように見えるが、実はこの例でも、明らかな誤りとして事前に図から省かれた。さらに不正確なデータも存在するのである。そのため、データとしてどれを選ぶかで、同じガスタービンの性能計算の結果が食い違うことも起こる。

(4) 空気の組成は一定であるが、燃焼生成物の組成は、燃料の種類や、空気過剰率によって大きく変化する。従って燃焼生成物の熱物性値が、例えば数値表の形で与えられる場合、それは膨大なものとなり、その使用にあたっては面倒な補間計算を繰り返さねばならない。また、多くの場合、そのような数値表では燃料の組成はある値に決められており、異なった組成の燃料に適用することに問題がないとは言えない。同様のことが線図についても言えよう。

(5) 燃焼生成物は混合物であるので、必要とする組成に対する熱物性値データが文献に見出せない場合は、その成分である純ガスの熱物性値から、混合則を用いて計算しなければならない。熱力学的物性値の場合、成分の熱解離を考えぬ限り、混合則は単純なものとなり、理論的に容易に導かれる。しかし、輸送的物性値の場合は、混合則に関する理論は極めて複雑となり、未だに厳密な混合則は得られていない。そのため多くの半理論的および経験的な混合則が用いられているが、どの混合則を用いるかによって結果にかなりの差を生じる可能性がある。(2)で触れたように、成分ガスの輸送的物性値データにも出典によってかなりの差があることに留意しなければならない。

(6) 従来の燃焼生成物に関する文献はすべて燃焼生成物を半理想気体とみなして、比熱、エンタルピーを温度のみの関数として扱っている。しかし、理想気体近似の成り立つ圧力の上限は予想外に低い。図2は、空気の場合について、理想気体近似と、第2ビリアル係数まで考慮した状態式のそれぞれの成立する圧力範囲（密度の計算値の誤差が1%を越えない領域）を温度の関係として示している。理想気体近似の場合、密度を1%の精度まで求めようとすると、その成立範囲はたかだか2~3 MPa（20~30気圧）である。比熱、エン

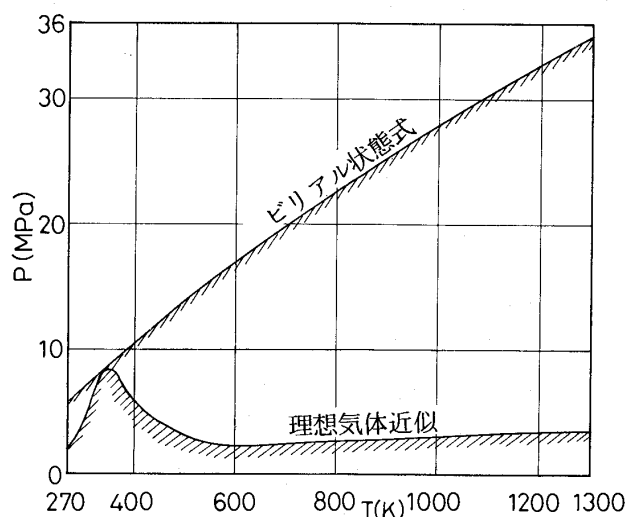


図2 空気に対する理想気体近似とビリアル状態式の成立圧力範囲

タルピー、エンタルピーの値も同時に不正確になることを考え合わせるならば、十分に正確な計算結果を得るためには、燃焼生成物の実在気体としての挙動を含めた計算方法によらなくてはならない。

3. 空気および燃焼生成物の熱物性値データに関する研究の最近の動向

前節で述べた問題点のうち、熱物性値データの信頼度に関する問題については、少なくとも熱力学的物性値に関する限り、近年状況は良くなって来ている。例えば最近Chaoによって改訂されたKeenanとKayeのGas Tables⁴⁾は、熱力学的物性値の出典に関しては最新の信頼度の高い値を採用している。ただし、この本も輸送的物性値については各成分ガスの値を掲載してあるのみであって、混合則の選び方に関する問題点はそのまま残る。また、数値表の形をとる限り、使用上の不便さは避けられない。そのため、コンピュータの発達に伴い、上記の問題点を解決するために、燃焼生成物の熱物性値の計算プログラムを開発する試みがなされるようになって来ている。それらの試みのうちで最新かつ比較的良いものとして米航空宇宙局(NASA)による一連のプログラム⁵⁾⁻⁸⁾がある。これらのプログラムは、燃焼生成物の成分ガスの熱物性値については、なるべく最新の値を採用する努力のあとが認められ、混合

則についても理論的に現状で最も厳密なものを採用している。また、不完全燃焼および燃焼生成物の分子の熱解離も考慮している。しかしながら、このプログラムは極めて膨大であり、計算に際しては大型コンピューターを使用しなくてはならない。また、輸送的物性値のデータの一部には、図1に示したような古い誤ったデータも含まれており、50気圧程度までの圧力範囲を想定しながら、理想気体近似だけで、実在気体の計算を行っていないけど、計算結果の信頼度についての問題も皆無ではない。

ところで、ガスタービンにおける燃焼生成物の、

他の内燃機関のそれとの差を考えてみると、次のような点があげられよう。

- (1) 燃焼温度は比較的低く、2000Kを下回っている。従って燃焼生成物中の分子の熱解離は無視し得る程少ない。
- (2) 空気過剰率が比較的大きく、完全燃焼が行なわれる。また、燃焼生成物の組成は空気のそれと似ており、 H_2O や CO_2 のように、輸送的物性値の混合則を考える上で理論的取り扱いがむずかしい成分の分率は比較的低い。

以上の点を考慮すると、ガスタービンの燃焼生成物の熱物性値の計算は、大型コンピューターで

表1 式(1)~(3)の係数

	Ar	N ₂	O ₂	H ₂
a ₋₃	—	-0.1451698×10 ¹	-0.4346789×10 ¹	-0.2125426×10 ⁵
a ₋₂	—	0.1016856×10 ¹	0.2141594×10 ²	0.6563535×10 ⁴
a ₋₁	—	0.6988288×10 ¹	-0.3652196×10 ²	-0.1746736×10 ³
a ₀	0.5203202×10 ³	0.1029706×10 ⁴	0.9362308×10 ³	0.1435630×10 ⁵
a ₁	—	0.3265336×10 ¹	-0.7151341×10 ¹	0.2037489×10 ²
a ₂	—	-0.1602685×10 ⁰	0.4227079×10 ⁰	-0.1293364×10 ⁰
a ₃	—	0.3261710×10 ⁻²	-0.2768143×10 ⁻²	0.1148663×10 ⁻¹
a ₄	—	-0.1665937×10 ⁻⁴	-0.8671421×10 ⁻⁴	0.1636415×10 ⁻³
a ₅	—	-0.7601413×10 ⁻⁷	0.9796500×10 ⁻⁶	-0.3768369×10 ⁻⁵
a ₆	—	0.2961695×10 ³	0.2797907×10 ³	0.4398648×10 ⁴
a ₇	—	0.35 ×10 ²	0.22 ×10 ²	0.60 ×10 ²
a ₈	-0.1551335×10 ⁴	-0.3090687×10 ⁴	-0.2720272×10 ⁴	-0.4169621×10 ⁵
a ₉	-0.5684116×10 ³	-0.1131577×10 ⁴	-0.1015858×10 ⁴	-0.1570020×10 ⁵
成立温度範囲 (K)	50-6000	50-6000	50-6000	270-6000

	CO ₂	CO	SO ₂	H ₂ O
a ₋₃	-0.2314106×10 ⁴	0.8777503×10 ²	0.2670625×10 ²	-0.1362750×10 ⁴
a ₋₂	0.5470387×10 ⁴	-0.3971240×10 ¹	0.1651004×10 ³	0.1755069×10 ⁴
a ₋₁	-0.4466076×10 ⁴	0.6120717×10 ¹	-0.3791708×10 ³	-0.4850886×10 ³
a ₀	0.1927506×10 ⁴	0.1035165×10 ⁴	0.7111715×10 ³	0.1705235×10 ⁴
a ₁	0.2818906×10 ¹	0.9079663×10 ⁰	-0.4849098×10 ⁰	0.6204177×10 ²
a ₂	-0.3286450×10 ⁰	-0.7380593×10 ⁻²	0.2702658×10 ⁻¹	-0.1134219×10 ¹
a ₃	0.8689226×10 ⁻²	0.2658819×10 ⁻⁵	-0.6141851×10 ⁻⁴	0.1499609×10 ⁻²
a ₄	-0.8877126×10 ⁻⁴	0.1090894×10 ⁻⁵	-0.4119807×10 ⁻⁵	0.1831382×10 ⁻³
a ₅	0.2897559×10 ⁻⁶	0.5391934×10 ⁻⁸	0.3607065×10 ⁻⁷	-0.1486408×10 ⁻⁵
a ₆	-0.3347189×10 ³	0.2957604×10 ³	0.2309258×10 ³	0.4942478×10 ³
a ₇	0.11 ×10 ²	0.31 ×10 ²	0.18 ×10 ²	0.46 ×10 ²
a ₈	0.9211783×10 ³	-0.3093676×10 ⁴	-0.1657297×10 ⁴	-0.4308010×10 ⁴
a ₉	-0.3291901×10 ⁴	-0.1130685×10 ⁴	-0.8970181×10 ³	-0.2123920×10 ⁴
成立温度範囲 (K)	130-6000	50-6000	150-6000	150-6000

なくとも、昨今流行のパーソナル・コンピュータでも充分処理出来るものであることが容易に察せられる。筆者らの研究に基いて、そのような計算手法について以下に解説しよう。

4. 空気および燃焼生成物の熱物性値の計算法

この節では、まず、空気および燃焼生成物の成分ガスの理想気体状態における熱物性値について述べる。次に各成分ガスの熱物性値から、任意の組成の燃焼生成物のそれを得るための混合則について解説し、最後に、熱物性値の加圧下における理想気体からのずれについて簡単に触れたい。

4-1. 理想気体状態における成分ガスの熱力学的物性値

この物性値に関しては、かなり以前からスペクトルデータより計算する方法が確立されており、1950年以降のデータを用いる限り、出典の違いによるデータの差は小さい。しかし、広い温度範囲をカバーする実用的な表示式が少ないのが不便な点であった。これは熱力学的物性値の急激に変化する温度域での表示式の作成が困難なためである。この急激な変化は、分子内部の振動エネルギーの変化によって惹き起こされる。

燃焼生成物の成分ガスの比熱の計算式としては筆者らによって作成された次の式がある⁹⁾。成分ガスとして N_2 , O_2 , H_2 , Ar , CO_2 , CO , SO_2 , H_2O の8成分を選び、それぞれについて、理想気体状態の定圧比熱 C_{po} を求めることができる。

$$C_{po}(T) = \sum_{i=-3}^5 (T/100)^i$$

$$+ a_6 u^2 e^u / (e^u - 1)^2 \quad (1)$$

$$u = a_7 / (T/100) \quad (1a)$$

ここで C_{po} ($J/(kg \cdot K)$), T : 温度 (K) である。式(1)を積分して、各成分ガスの理想気体状態におけるエンタルピー h_o および1気圧におけるエントロピー s_1 は以下のように求められる。

$$h_o(T) = \left[\sum_{i=-3}^5 \{ a_i (T/100)^{(i+1)/(i+1)} \} + a_{-1} \ln(T/100) + a_6 a_7 / (e^u - 1) + a_8 \right] \times 100 \quad (2)$$

$$s_1(T) = \left[\sum_{i=-3}^5 \{ a_i (T/100)^{i/i} \} + a_0 \ln(T/100) + a_6 \{ u e^u / (e^u - 1) - \ln(e^u - 1) \} + a_9 \right] \quad (3)$$

ここで h_o (J/kg), s_1 ($J/(kg \cdot K)$) である。式(1)~(3)の係数は表1に示すとおりである。係数 a_8 , a_9 は25℃(298.15 K)において h_o と s_1 が零になるように定めてある。式(1)と他の文献の C_{po} の値の比較の一例として、図3に N_2 の C_{po} 値の比較を示す。式(1)は、比較的単純な式型でありながら、広い温度範囲に渡って高精度で成立するものである。従来この種の式は、温度範囲をいくつかに区切っていたため、プログラムに組み込む際、多少の問題が感じられた。

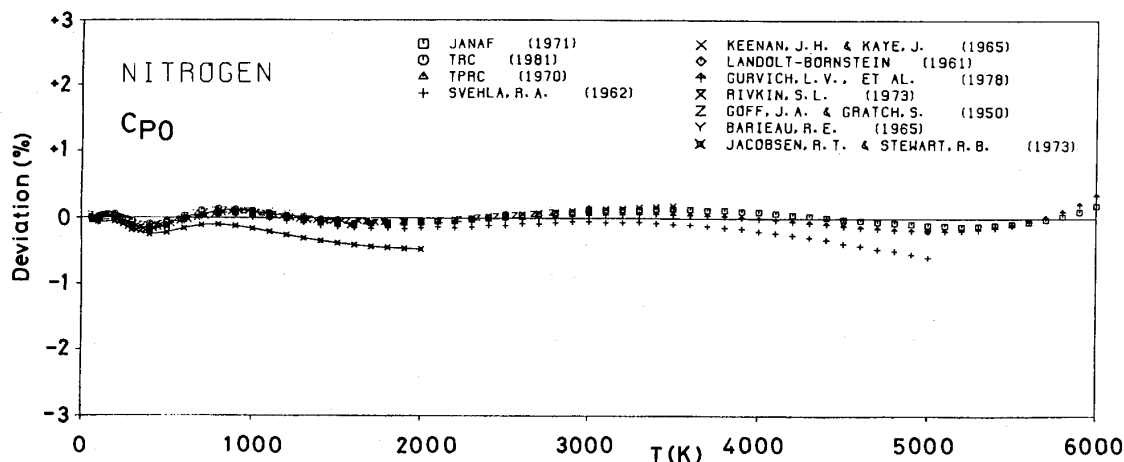


図3 N_2 の理想気体状態における定圧比熱 C_{po} の値と式(1)の比較

4-2 理想気体状態における熱力学的物性値の混合則 これはよく知られているとおり、極めて単純であり、以下ようになる。

$$\overline{C_{p0, \text{mix}}} = \sum_{i=1}^n x_i \overline{C_{p0, i}} \quad (4)$$

$$\overline{h_{0, \text{mix}}} = \sum_{i=1}^n x_i \overline{h_{0, i}} \quad (5)$$

$$\overline{s_{1, \text{mix}}} = \sum_{i=1}^n x_i \overline{s_{1, i}} - R_0 \sum_{i=1}^n x_i \ln x_i \quad (6)$$

ここで $\overline{C_{p0}}$, $\overline{h_0}$, $\overline{s_1}$ はそれぞれ 1 モルあたりの定圧比熱 ($J/(\text{mol} \cdot K)$), エンタルピー (J/mol), エントロピー ($J/(\text{mol} \cdot K)$) であり, x はモル分率, R_0 は一般ガス定数 ($8.3144 J/(\text{mol} \cdot K)$), i は i 番目の成分を示す。求められた混合物の熱物性値を, 単位質量あたりの量に換算するには, 混合物の分子量 M_{mix} (kg/mol) でそれらを割ってやればよい。 M_{mix} は次の式で求められる。

$$M_{\text{mix}} = \sum_{i=1}^n x_i M_i \quad (7)$$

ここで M_i : i 番目の成分の分子量 (kg/mol) である。

4-3 理想気体状態における成分ガスの輸送的物性値 従来の燃焼生成物の熱物性値に関する研究は, 熱力学的物性値を偏重する傾向があった。輸送的物性値については全く扱わないか, 扱ってもせいぜい Svehla の推算値²⁾あるいは Vargaftik のデータ集³⁾の値を用いる程度のものが多かったようである。しかし, 前述のように (図1参照),

これらの文献の与えるデータは必ずしも信頼出来るものではない。前記の 8 種類の成分ガスおよび空気については, 粘性率と熱伝導率を次の式で求めることができる。この式は多くの実測値を収集して吟味, 評価を行ない。信頼度の高い値を選び出して作成された式である。¹⁰⁾

$$\eta_0(T) \text{ または } \lambda_0(T) = k_1(T/100) + k_{0.5}(T/100)^{1/2} + \sum_{i=0}^{-4} k_i(T/100)^i \quad (8)$$

ここで η_0 : 粘性率 ($10^{-6} \text{ Pa} \cdot \text{s}$), λ_0 : 熱伝導率 ($10^{-3} \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$) である。式(8)の成立範囲は 2000 K までである。多くの場合, 実測値は 2000 K に及ばない温度範囲でしか存在しないため, 理論的補外を行なった。式(8)の係数は表 2 にまとめている。 N_2 の粘性率については, 図 1 に既に実測値や過去の推奨値と式(8)の比較を示したが, N_2 の

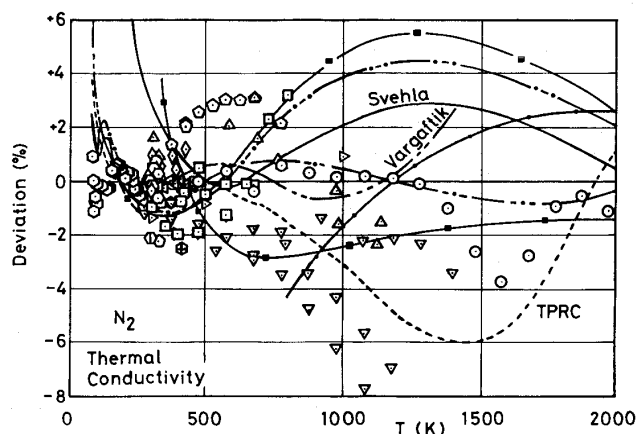


図4 N_2 の熱伝導率の実測値および推奨値と式(8)の比較

表3 低密度気体の粘性率の混合則

混合則	著者	年	文献	備考
1	Brokaw	1969	11	式(42) - (46)
2	Brokaw	1965	12	式(10), (11)
3	Brokaw	1965	12	式(11), (12)
4	Strunk et al.	1964	13	
5	Brokaw	1958	14	式(8), (9b)
6	Francis	1958	15	式(1.1), (3.5)
7	Hirschfelder et al.	1954	16	式(8.2-25) - (8.2-27)
8	Wilke	1950	17	式(13), (14)
9	Herning et al.	1936	18	

表2-a 式(8)の係数(粘性率)と12-6-3ポテンシャル・パラメーター

	Ar	N ₂	O ₂	H ₂
k ₁	0.8601204×10 ⁰	0.7789475×10 ⁰	0.8889064×10 ⁰	0.6015205×10 ⁰
k _{0.5}	0.1696899×10 ²	0.1155211×10 ²	0.1401441×10 ²	0.5070325×10 ¹
k ₀	-0.5338873×10 ¹	-0.1986399×10 ¹	-0.2822175×10 ¹	-0.1666052×10 ¹
k ₋₁	-0.1895332×10 ²	-0.1051397×10 ²	-0.1346817×10 ²	0.1604929×10 ⁰
k ₋₂	0.2765718×10 ²	0.1113056×10 ²	0.9456869×10 ¹	-0.1925523×10 ⁻¹
k ₋₃	-0.1702185×10 ²	-0.4714073×10 ¹	0.3583356×10 ¹	0.0
k ₋₄	0.4031130×10 ¹	0.5744951×10 ⁰	-0.4041880×10 ¹	0.0
成立温度範囲 (K)	120-2000	120-2000	120-2000	20-2000
σ (Å)	3.330	3.618	3.383	2.795
ε/k (K)	140	100	120	55
δ	0	0	0	0

	CO ₂	CO	SO ₂	H ₂ O	Air
k ₁	0.6020804×10 ⁰	0.5716044×10 ⁰	0.7810512×10 ⁰	0.1654752×10 ¹	0.5975705×10 ⁰
k _{0.5}	0.1301128×10 ²	0.1333510×10 ²	0.1389896×10 ²	0.1235504×10 ²	0.1395118×10 ²
k ₀	-0.3159376×10 ¹	-0.5281215×10 ¹	-0.9136206×10 ¹	-0.1482237×10 ²	-0.6160896×10 ¹
k ₋₁	-0.3203904×10 ²	-0.7244823×10 ¹	-0.3206547×10 ²	-0.4591458×10 ²	-0.5793105×10 ¹
k ₋₂	0.3054434×10 ²	0.7254724×10 ¹	0.4672809×10 ²	0.1206720×10 ³	0.7166123×10 ¹
k ₋₃	0.5665783×10 ²	-0.1587805×10 ¹	0.7341153×10 ²	0.1581142×10 ³	-0.2835426×10 ¹
k ₋₄	-0.7965591×10 ²	-0.3860345×10 ⁰	-0.1314575×10 ³	-0.4477865×10 ³	0.1462445×10 ⁰
成立温度範囲 (K)	200-2000	120-2000	200-2000	273-2000	120-2000
σ (Å)	3.781	3.568	3.925	2.595	3.536
ε/k (K)	230	110	378	470	110
δ	0	0	0.42	1.50	0

表2-b 式(8)の係数(熱伝導率)

	Ar	N ₂	O ₂	H ₂
k ₁	0.4907383×10 ⁰	0.4545783×10 ¹	0.2966298×10 ¹	0.6744734×10 ²
k _{0.5}	0.1544492×10 ²	0.9135972×10 ⁰	0.1554309×10 ²	-0.2084793×10 ³
k ₀	-0.9986763×10 ¹	0.2012397×10 ²	-0.7357005×10 ¹	0.4822251×10 ³
k ₋₁	-0.2871197×10 ¹	-0.3589086×10 ²	-0.8071643×10 ¹	-0.4708112×10 ³
k ₋₂	0.5470839×10 ¹	0.2494556×10 ²	0.8019893×10 ¹	0.1788702×10 ³
k ₋₃	-0.2284901×10 ¹	-0.3589750×10 ¹	-0.1766084×10 ¹	0.5354152×10 ²
k ₋₄	0.2065994×10 ⁰	-0.1776802×10 ¹	-0.3282985×10 ⁰	-0.3335121×10 ²
成立温度範囲 (K)	90-2000	80-2000	80-2000	100-2000

	CO ₂	CO	SO ₂	H ₂ O	Air
k ₁	0.1795120×10 ¹	0.2722749×10 ¹	0.1110471×10 ¹	0.1547556×10 ²	0.4695663×10 ¹
k _{0.5}	0.2593925×10 ²	0.1626087×10 ²	0.1803578×10 ²	0.3469450×10 ⁰	0.1466404×10 ⁰
k ₀	-0.2541316×10 ²	-0.1086361×10 ²	-0.1685456×10 ²	-0.7511420×10 ²	0.2597785×10 ²
k ₋₁	-0.7041050×10 ²	-0.1936767×10 ¹	-0.7939329×10 ²	0.1600098×10 ³	-0.6629927×10 ²
k ₋₂	0.1119900×10 ³	0.3311317×10 ¹	0.1387484×10 ³	0.1899959×10 ³	0.9138904×10 ²
k ₋₃	0.1939082×10 ³	-0.2113009×10 ⁰	0.2541180×10 ³	-0.1057044×10 ⁴	-0.6499392×10 ²
k ₋₄	-0.3528691×10 ³	-0.5329582×10 ⁰	-0.5253023×10 ³	0.9197994×10 ³	0.1836900×10 ²
成立温度範囲 (K)	200-2000	90-2000	300-2000	273-2000	90-2000

表 4 低密度気体の熱伝導率の混合則

混合則	著者	年	文献	備考
1	Brokaw	1969	11	式(48) - (54)
2	Brokaw	1965	12, 14	[12], 式(13), [14], 式(15) - (17)
3	Brokaw	1965	12, 14	[12], 式(14), [14], 式(15) - (17)
4	Cheung et al.	1962	19	式(10) - (12)
5	Mason et al.	1958	20	式(20) - (22)
6	Brokaw	1958	14	式(12), (13), (15)-(17)
7	Brokaw	1958	14	式(12), (13), (15)-(17), $A_{ij}^* = B_{ij}^* = 1.06$
8	Brokaw	1958	14	式(12) - (17)
9	Burgoyne et al.	1953	21	
10	Lindsay et al.	1950	22	式(11)-(12), (14)-(16)

熱伝導率についての同様の比較図が図 4 である。

粘性率(図 1)ほど顕著ではないが, TPRC などの推奨値に問題のあることが解る。

4-4 輸送的物性値の混合則 前にも述べたように, 従来, 燃焼生成物の熱物性値を計算するにあったのが, 輸送的物性値の混合則であろう。表 3, 4 に示すように, 粘性率, 熱伝導率とも多くの混合則が提案されているが⁽¹¹⁾⁻⁽²²⁾これらの混合則による値の相互の差がどれくらいか, あるいは, どの混合則による値が最も信頼がおけるのかということは不明であった。そこで筆者らは空気および空気過剰率 4 におけるケロシン($CH_{1.89}$)の燃焼生成物について各混合則によって粘性率および熱伝導率を求め, それらの値の相互間のばらつきを調べてみた。また空気については, 2000 K までの粘性率と熱伝導率の推奨値²³⁾が存在するので, それとの比較も行なった。各成分ガスの粘性率,

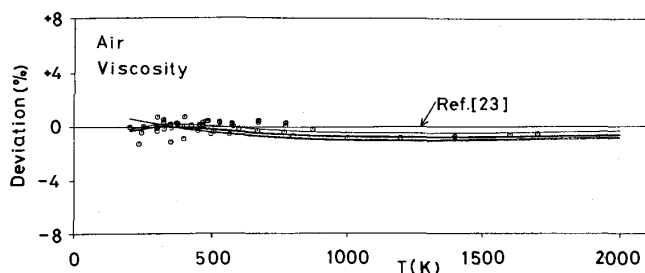


図 5 空気の粘性率の各種混合則による推算値と文献[23]の推奨値の比較(プロットは実測値)

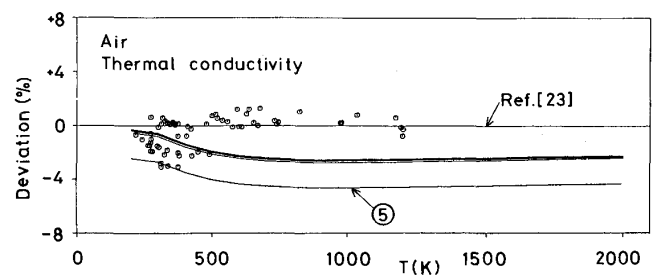


図 6 空気の熱伝導率の各種混合則による推算値と文献[23]の推奨値の比較(プロットは実測値)

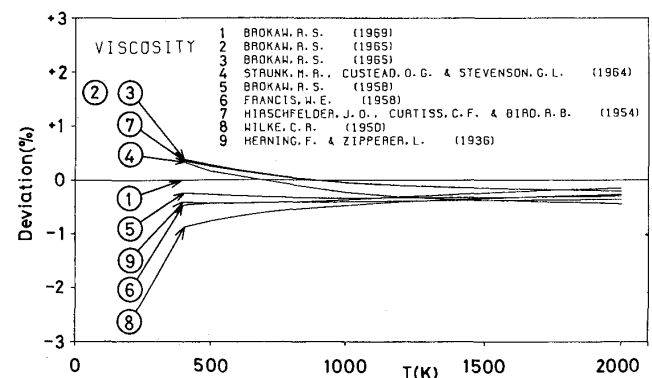


図 7 各種の粘性率に関する混合則の比較(ケロシンの空気過剰率 4 における燃焼生成物)

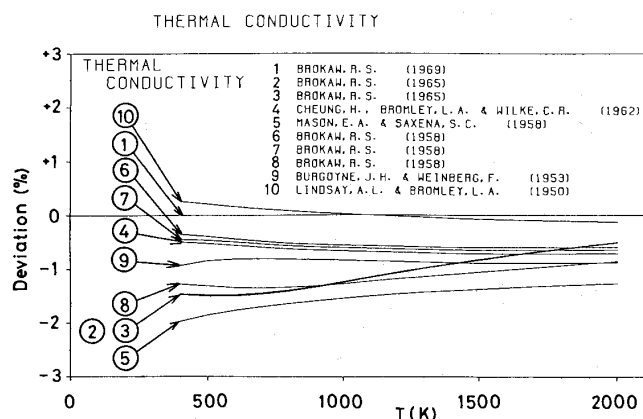


図8 各種の熱伝導率に関する混合則の比較
(ケロシンの空気過剰率4における燃焼生成物)

熱伝導率は式(8)で求め、混合則中に必要な分子間ポテンシャル・パラメーターは表2の値を用いた。比較の結果を図5～8に示すが、結論として言えることは、

- (1) 粘性率、熱伝導率とも、空気や、ガスタービンの燃焼生成物に対しては、混合則間の差は小さく、たかだか各成分ガスの物性値の不確かさ程度である。しかも、その差は高温になるにつれて減少する。
- (2) 空気の場合、推奨値²³⁾と混合則による推算値との差も(熱伝導率における方法⑥²⁰⁾を除いて)たかだか数%であり、既存の混合則がどれも空気やガスタービンの燃焼生成物に対し、十分な信頼度で用い得ることが解る。

以上の結果より、燃焼生成物の輸送的物性値を求めるにあたって、最も簡単な混合則を用いて良いという結論が得られる。従って粘性率に関するWilkeの式¹⁷⁾、熱伝導率に関するLindsayとBromleyの式²²⁾など、従来から広く用いられていた混合則で充分であり、あえて厳密な混合則を用いなくとも良いと言える。

4-5 空気および燃焼生成物の熱物性値の圧力依存性 前にも述べたように、より正確な計算結果を得るためには、燃焼生成物の実在気体として扱うべきと考えられる。紙面の都合で詳細は省略するが、筆者らは任意の組成の燃焼生成物に対して用い得るビリアル状態式を、成分ガスの P_0T 関係から導いているので、興味のある方は文献[9]

を参照されたい。図2においてビリアル状態式とあるのは、文献[9]の式のことである。

輸送的物性値については、加圧による変化は一般に大きくないことと、必要とされる精度が熱力学的物性値ほど高くないことから圧力効果の補正の必要性は小さい。興味のある方は、文献[24]を参照されたい。また、文献[9]に燃焼生成物の粘性率と熱伝導率の圧力効果の推算式が提案されている。

5. 空気および燃焼生成物の熱物性値の計算手順

この節では、空気および燃焼生成物の熱物性値の計算手順を具体的に説明してみよう。燃焼温度の計算については、例えば文献[25]に詳細な解説があるので参照されたい。ここでは燃焼生成物の組成、温度、圧力が既知の場合に、その熱物性値を求める方法について述べる。

熱力学的物性値については、式(1)～(3)で各成分ガスのそれを求め、式(4)～(7)の混合則を適用する。実在気体の挙動についての補正を行なうときは文献[9]の一般化したビリアル状態式を用いる。輸送的物性値については、式(8)で成分ガスのそれを求め、文献[11]～[19]、[21][22]の混合則を適用する。圧力効果の補正は文献[9][24]によればよいが、熱力学的物性値と異なり、必要性は小さい。

空気についても、上記の方がそのまま用い得るが、理想気体状態における熱力学的物性値のみを成分ガス(N_2 , O_2 , Ar)のそれから混合則で求め、他の物性値は文献[23]の空気のビリアル状態式および、粘性率と熱伝導率の表示式から求める方が簡単でしかもより正確である。

6. おわりに

空気および燃焼生成物の熱物性値の計算法について、筆者らの研究に基づいて簡単に解説を試みた。ここで紹介した一連の表示式は、最新の熱物性値データに基くものであり、また、極めて簡単な式型をとっており、容易にパーソナル・コンピューターに組み込むことが出来る。陰関数をいっさい含まない(ビリアル状態式を含めて)ので演算速度が速いのも特色である。

本稿に述べた方法で計算出来る範囲は、常圧付近であれば室温から2000 Kまでである。これより

高温の領域は、熱解離の影響が顕著になることと、式(8)が補外し難いことにより適用範囲外となる。近年、高温材料の進歩により、いろいろなエネルギー機器における高温ガスの使用温度も上昇しつつあるので、2000K以上でも使用可能な簡単な計算法も開発したいと考えている。

参考文献

- (1) Svehla, R. A., NASA TR R-132 (1962).
- (2) Touloukian, Y. S., et al., Thermophysical Properties of Matter, IFI/Plenum Data Co.
- (3) Vargaftik, N. B., Spravochnik po Teplofizicheskim Svoistvam Gazov i Zhidkostey (1972), Nauka Press.
- (4) Keenan, J. H., Chao, J. & Kaye, J., Gas Tables: International Version - Thermodynamic Properties of Air, Products of Combustion and Component Gases, Compressible Flow Functions, 2nd Ed. (SI Units) (1983), John Wiley & Sons.
- (5) Gordon, S., NASA TP-1906 (1982).
- (6) Gordon, S., NASA TP-1907 (1982).
- (7) Gordon, S. & McBride, B. J., NASA SP-273 (1976).
- (8) Svehla, R. & McBride, B. J., NASA TN D-7056 (1973).
- (9) Matsunaga, N., Hoshino, T. & Nagashima, A., Proc. 1983 Tokyo Int. Gas Turbine Congress (1984), 321 (in press).
- (10) Matsunaga, N. & Nagashima, A., Proc. 5th Jpn. Symp. Thermophys. Props. (1984), 163.
- (11) Brokaw, R. S., Ind. Eng. Chem. Design and Development, 8-2 (1969), 240.
- (12) Brokaw, R. S., J. Chem. Phys., 42-4 (1965), 1140.
- (13) Strunk, M. R., ほか2名, AIChE J., 10 (1964), 483.
- (14) Brokaw, R. S., Chem. Phys., 29-2 (1958), 391.
- (15) Francis, W. E., Trans. Faraday Soc., 54 (1958), 1492.
- (16) Hirschfelder, J. O., ほか2名, Molecular Theory of Gases and Liquids (1954), Wiley.
- (17) Wilke, C. R., J. Chem. Phys., 18-4 (1950), 517.
- (18) Herning, F. & Zipperer, L., Gas Wasserfach, 79 (1936), 49, 69.
- (19) Cheung, H., ほか2名, AIChE J., 8-2 (1962), 221.
- (20) Mason, E. A. & Saxena, S. C., Phys. Fluids, 1-5 (1958), 361.
- (21) Burgoyne, J. H. & Weinberg, F., 4th Symp. Combustion, Williams and Wilkins Co., Baltimore (1953), 294.
- (22) Lindsay, A. L. & Bromley, L. A., Ind. Eng. Chem., 42-8 (1950), 1508.
- (23) Kadoya, K., Matsunaga, N. & Nagashima, A., J. Phys. Chem. Ref. Data (to be published).
- (24) 蒔田 董, 粘度と熱伝導率・データの検索と計算法, (昭50), 152, 培風館.
- (25) 谷下市松, 工業熱力学(基礎編), (昭35), 264, 裳華房; 谷下市松, 工業熱力学(応用編), (昭39), 117, 裳華房.



石川島播磨重工業㈱ 青木千明

1. まえがき

最近のガスタービンの発展と生産実績の伸びには目ざましいものがあり、最近5年間のわが国での陸船用ガスタービンの生産台数は、それ以前の30年余の間の生産台数よりも30%も多くなっている。このように、ガスタービンの商取引が増加してくると、関連する規制及び規格の制定・整備とその位置付けは重要性をさらに増してきており、ガスタービンの使用者・供給者及び関係機関共にその認識を深めている。

これらのうち、諸規制については、国内では関係官庁等諸機関で整備をすゝめられており、また、国際取引では輸出先国のそれぞれの国情に従わなければならない状況にあるので、こゝではガスタービン関係の規格の方について、最近の動向等を述べてみたい。

ガスタービン関係規格のうち、“国際標準 ISO 規格の動向”については、1978年の本学会会誌上で一度解説¹⁾したことがあり、今回は、ISO 規格を受けた国内規格の最近の動向等を中心に、知限りのことを御紹介し、御参考に供したい。

2. ガスタービン関係 JIS の動向

2-1. ISO 規格と JIS 規格の関係 国際標準 ISO 規格と日本工業規格 JIS との関係は、ISO 規格が制定された場合には、国内規格もなるべく早期に ISO 規格に従ってそれに整合した規格が制定されるか、又は、既に類似の国内規格があったならば、早期に整備・改訂を行って ISO 規格に整合化した規格に直すことが望ましいとされている。

ガスタービン関係 ISO 規格で、既に制定されたものは次の2つである。

- 1) “Gas Turbines — Acceptance Tests”
(ガスタービン受取試験方法) … ISO 2314
(1973年制定, 主文20頁)

- 2) “Gas Turbines — Procurement”

(ガスタービン仕様書標準) … ISO 3977
(1978年制定, 主文17頁, 付文16頁, 計33頁)

なお、これらのガスタービンの ISO 規格は、国際標準化機構 (ISO: International Organization for Standardization) の TC (Technical Committee) 70 (内燃機関のうち産業用・船用・鉄道車両用のものを取り扱う。)の中にある SC (Sub-Committee) 6 (ガスタービンを取り扱う。)によって制定されたものである。また、これらの ISO 規格の制定に際しては、日本も “P メンバー” (Participant として投票権を持つ参加国) として ISO/TC 70/SC 6 に参加し、積極的に提案・意見を出して大きな役割を果たしたことは、前述の解説¹⁾で説明した通りである。

この2つの ISO 規格の制定に対応して、それぞれに相当する JIS 規格が、次のごとく制定されている。

- 1) ISO 2314 に相当するものとして:

「ガスタービン試験方法」… JIS B 8041
(1972年制定, 1977年改正, 1983年確認, 主文21頁, 解説10頁, 計31頁)

- 2) ISO 3977 に相当するものとして:

「ガスタービンの一般仕様」… JIS B 8042
(1981年制定, 主文18頁, 解説23頁, 計41頁)

これらのうち、JIS B 8041については、通産省工業技術院の委託により日本機械学会の中に設けられた JIS 原案作成委員会で、原案を作成したものであり、国内事情に合わせた修正は加わっているものの、ISO 2314と比較的よく整合している。

一方、JIS B 8042については、ISO 3977の原案ができた1976年の段階で、日本機械学会の標準化部会の中に「ガスタービン仕様書通則調査分科会」(主査: 井口泉氏, 幹事: 筆者)を設け、3年にわたって関連調査と素案作成を行い、そのあと、この素案を基にして、工業技術院の委託に

(昭和59年10月30日)

よる JIS 原案作成委員会で、「ガスタービンの一般仕様」として原案をまとめ上げたものである。この JIS B8042でも、国内事情に合わせた修正は一部行われているものの、ISO 3977とよく整合した国内規格となっている。JIS B8042については、あとでもう少し詳述したい。

このように、ガスタービン関係では、国内の JIS 規格は、国際標準 ISO 規格とよく整合している状態にあるといえることができる。

2-2. ガスタービン関係規格の利用状況

ガスタービン関係規格がどの程度利用されているかを、日本内燃機関連合会に設置された国内の ISO/TC70対策委員会（委員長：川田正秋氏）の中の TC70/SC6 ガスタービン分科会（主査：井口泉氏、幹事：筆者）が1982年末に調査したことがあり、その概要をここに御紹介したい。

調査方法としては、ガスタービン製造会社及びエンジニアリング会社の18社を選び、アンケート方式で調査を行い、11社から得られた回答をまとめたものである。

(1) JIS B8041 使用率（使用している会社数の比率）は36%で、使用対象は発電用の国内取引がほとんどで、件数としては約二百件にのぼっている。また、規格の見直し改正の必要性については、特になしの意見が多い。

(2) ISO 2314 使用率は55%で、当然のことながら国際取引が主体となっている。なお、JIS B8041と両方合わせた使用率は、73%になる。

(3) JIS B8042 調査時点が制定発行からまだ半年余りということもあって、使用率は10%程度にすぎなかったが、これからの浸透が待たれる状況である。

(4) ISO 3977 これも制定からまだ日が浅いため、やはり使用率が低い状況にある。JIS B8042と共に、これからの利用が期待される。

2-3. ガスタービンの用語の JIS JIS に規定されているガスタービン関係の用語としては、JIS 用語規格による用語と、用語規格とは別の JIS 規格の中で定義されている用語とがある。

後者としては、JIS B8041「ガスタービン試験方法」の中で、規格内で用いられている重要

な4つの用語の意味を決めており、また、JIS B8042「ガスタービンの一般仕様」では、41の用語についてその意味を決めている。特にB8042では、基本的なガスタービン用語を選んでおり、利用者には見易く便利になっている。

これらの用語の相互、又は後述するガスタービン用語規格にある用語との間で、同じ用語が重複して出てくるものがあり、場合によっては少しずつ異なった文章で意味を表していることがある。これは、用語というものが生き物であり、時と共に利用がすすみ、環境条件が変わると、意味も微妙な変化を示し、従って、規格制定のための検討が加わるごとに、不備な部分の修正と新しいニーズの取り入れが行われるためである。このため、同じ用語が出てくる場合には、新規制定又は全面見直し改正の時期の新しい JIS になる程、その用語の意味が洗練改良されているはずであり、新しい方の JIS のものを使用することが良い。

ガスタービン用語規格としては、JIS B0128「火力発電用語（ガスタービン及び附属装置）」があり、ガスタービン一般用語の JIS 規格はまだできていない。JIS B0128は、最初1970年に、一連の火力発電用語規格の一つとして制定されたが、1981年から1982年にかけてこれらの火力発電用語の全面見直しが行われ、1983年に改正版として制定されたものである。

表 1. 火力発電用語 JIS 規格の改正

1974 年制定時		1983 年改正時	
JIS番号	火力発電用語 (大分類)	JIS番号	火力発電用語 (大分類)
B 0126	(ボイラ及び 附属装置)	B 0126	(ボイラ及び 附属装置)
B 0127	(蒸気タービン 及び附属装置)	B 0127	(蒸気タービン、地 熱発電設備及び 附属装置)
B 0128	(ガスタービン及 び附属装置)	B 0128	(ガスタービン及び 附属装置)
B 0129	(建物、構築物 及び諸装置)	— (B0130と統合して廃止)	
B 0130	(一般)	B0130	(一般)

火力発電用語の JIS 規格は、表 1 に示すように、当初 5 規格からなっていたが、1983年全面見

直し改正では、地熱発電設備用語を新たに蒸気タービンの中に入れ、建物・構築物及び諸装置の用語は火力発電用語一般と統合して、4規格となった。なお、ガスタービン用語でも、細部の用語で蒸気タービンと共通なものは、B 0127（蒸気タービン、地熱発電設備及び附属装置）に収録され、また、発電所用語などはB 0130（一般）に収録されているので、これらの規格も、B 0128と併用して利用されるとよい。

JIS B0128の改正の経過及び内容等については、後節で説明をしたい。

2-4. 航空エンジン関係のJIS 航空エンジンの用語規格としては、JIS W0109「航空用語（エンジン）」があり、1977年に制定された。これは、航空エンジンに関する用語ではあるが、一般のガスタービン関係者にも参考になるものと思われる。

この規格の表題、また規格の中の冒頭に出てくる“航空エンジン”という用語自身が、現在比較的多く使われている3つの用語、すなわち“発動機”、“原動機”、“エンジン”のいずれを採用するかで、原案作成委員会で大きな議論をしたことがあるなど、用語規格の難かしさの一端を物語っている。

表2. 航空エンジン関係の主要JIS規格

JIS番号	表 題	制定・改正 年
W 0109	航空用語(エンジン)	1977年制定
W 4601	航空ターボジェット 発動機通則	1961年制定, 1977年改正
W 4606	航空ターボプロップ 発動機通則	1965年制定, 1976年改正
W 4608	航空ターボプロップ 発動機認定試験	1966年制定, 1976年改正

航空エンジン関係では、このほかに、表2に示すような試験規格等のJISがある。これらは、主として米軍のMIL-SPEC.に準拠したものであるが、専門的になるのでこゝでは説明は省きたい。

3. 最近のガスタービンJIS

ガスタービン関係のJISのうち、最近制定されたJIS B8042と、最近全面見直し改正された

JIS B0128の両方について、その経過と内容の概要をこゝに紹介したい。なお、これらのJISでは、単位系は国際単位系(SI)に従っている。

3-1. JIS B8042「ガスタービンの一般仕様」 この規格は、先にも述べた通り、1978年に規格化されたISO 3977 “Gas Turbines — Procurement”を国内規格化して、1981年に制定したものである。

日本機械学会に設置されたJIS原案作成委員会（主査：井口泉氏、幹事：筆者）には、ガスタービンの主要使用者である電力会社、エンジニアリング会社、ガスタービン製造会社、燃料会社、そして資源エネルギー庁、電力中央研究所、船舶技術研究所、さらに主要大学の学識経験者などから計22名の委員に参加して頂き、幅広い調査検討を行ってこの規格を作成した。

ガスタービンを調達しようとする時に、購入者及び製造業者が相互に提供する必要のある情報と、考慮すべき事項について、基準的な指針となる要求事項を規定している。すなわち、ISO規格を基に、国際的に通用できるガスタービンの仕様書に関する基準的指針をねらったものである。

規格の国際性を高めるために、なるべくISO規格との整合性をはかったが、日本の実状に照らし合わせて、また日本の規格として、適当でないとみられる部分については、修正、削除、追加などを行った。例として、国内向発電用プラントに対しては、通産省の電気事業法又は発電用火力技術基準との整合性を取ることが必須であり、特に“制御及び保安装置”の項では、ISO規格の趣旨も生かしながら国内法規に整合した修正を行っている。また、“環境”の項でも、国内の環境規制法と基本的な整合性をはかってある。

このほか、ISO 3977には、16頁にわたる5つの章からなるAnnexesが付いており、非常に参考になる事項が多いので、このAnnexesの大部分を、日本の実状に合わせた修正を加えて、JISの“解説”として添付した。また、ISO規格では主文にあっても、JISの規格本体に置くには適当でない部分で、この“解説”に参考のために移した所もある。

JIS B8042の内容は、表3に示す項目の通りであるが、この中で特徴的な部分をいくつか次に

表 3. JIS B8042「ガスタービンの一般仕様」の内容一覧

区分	番号	項目	内 容 の 概 要
規格本体	1	目 的	(主文参照)
	2	適 用 範 囲	航空機, 土工機械, 農工業用トラクタ, 自動車用以外のガスタービン
	3	一 般 事 項	購入者と製造業者の協議による相互合意を重要視
	4	用 語 の 意 味	41の主な用語の意味
	5	比 較 基 準 条 件	(主文参照)
	6	試 験 用 燃 料	
	7	定 格	基準燃料発熱量, 運転モード, 標準定格, 現地定格 (主文参照)
	8	制 御 及 び 保 安 装 置	起動, 負荷上昇, 停止, パージ, 燃料制御, 調速機, 過速度防止, 温度制御, 安定性, 潤滑油装置等
	9	燃 料	気体燃料(特性, 発熱量, 供給圧力・温度等), 液体燃料(特性, 等級)
	10	環 境	振動, 騒音, 大気汚染(煙色, ばい煙), その他の環境への影響
	11	購 入 者 が 引 合 時 に 提 供 す る 技 術 情 報	用途, 被駆動機, 供給範囲, 周辺条件, 設置場所, 予定の性能, 使用条件, 燃料, 冷却水, 補機動力, その他の特記事項
	12	製 造 業 者 が 入 札 時 に 提 供 す る 技 術 情 報	一般情報, 質量及び寸法, 図面, 環境, 補機・附属装置, 保全
解説	I	制 定 経 過	経過, 基本的考え方, 要点
	II	関 連 規 格	
	III	使 用 単 位 系	国際単位系(SI)使用, 単位の換算
	IV	安 全 性, 制 御 及 び 保 安 装 置 について	安全性(法令・規則・基準, 要求事項, 考慮点), 制御装置(調速機, 安定性)
	V	燃 料 について	気体燃料(密度, 発熱量, 不純物, 特性表) 液体燃料(特性, 特性の説明, 規格例, 要求事項), 固体燃料等
	VI	環 境 について	振動, 騒音, 大気汚染, その他の環境への影響
	VII	煙 濃 度 の 測 定 法	一般的事項, 測定法, 排気採取法, 測定法の比較表
	VIII	排 気 中 の ば い 煙 測 定 法	測定法(硫酸酸化物, ばいじん, 窒素酸化物, 炭化水素), 各測定法の比較表
	IX	保 全 について	一般事項, 必要な情報, 保全の範囲, 保全作業, 消耗品・予備品等

説明したい。

(1) 比較基準条件 比較基準とする出力、効率、燃料消費率を得るための比較基準条件を、次の通り決めている。

入口空気条件 圧縮機フランジ（又は圧縮機入口フレア）での入口空気に対し、

全圧力 101・3 kPa

全温度 15℃

相対湿度 60%

排気条件 タービン排気フランジ（又は再生用熱交換器出口）での排気に対し、

静圧 101・3 kPa

冷却水の条件 作動流体の冷却に水を使う場合には、冷却水の入口温度 15℃。

(2) 基準燃料発熱量 ガスタービンの定格性能は、低発熱量で評価し、特に指定がない場合は次の低発熱量を基準燃料発熱量とする。

液体燃料 42,000 kJ/kg

気体燃料 50,000 kJ/kg（メタン100%相当）

なお、圧力101・3kPa、温度15℃を基準とする。

(3) 運転モード ガスタービンの定格出力は、特に指定された場合を除き、次に示す年間運転時

間による“クラス”と年間平均起動回数による“レンジ”との組合せに対して明確にすることが決められている。これは、ガスタービンが持つ運転モードと点検・保全方式との複雑な関係を比較的容易に表示するための、ISO規格での名案であったといえる。

クラス

クラスA 年間 500 時間以下の運転

クラスB 年間 2,000 時間以下の運転

クラスC 年間 6,000 時間以下の運転

クラスD 年間 8,760 時間以下の運転

レンジ

レンジⅠ 年間平均起動回数 500 回以上

レンジⅡ 年間平均起動回数 500 回未満

レンジⅢ 年間平均起動回数 100 回未満

レンジⅣ 年間平均起動回数 25 回未満

レンジⅤ 特定期間中の保全・点検のための計画停止以外は連続運転

(4) 標準定格 次の2つの運転モードに関して、“標準定格出力”を明確にすることが決められている。

i) クラスB レンジⅡ（BⅡ）

表4. JIS B0128「火力発電用語（ガスタービン及び附属装置）」の内容分類と用語数の変化

番号	中 分 類		用 語 数（注3）				
	名 称		制定時の数	削除用語数	新追加用語数	差引増減数	改正後の数
	1974年制定時	1983年改正時					
1	ガスタービン	ガスタービン	122	△28	20	△8	114
2	タービン	タービン	44	△11	0	△11	33
3	圧縮機	圧縮機	44	△8	0	△8	36
4	加熱器	燃焼器及び加熱器	35	△5	1	△4	31
5	再生用熱交換器及び冷却器	再生用熱交換器	23	△5	0	△5	18
6	自由ピストンガス発生機（注1）	複合サイクル（注2）	36	△36	9	△27	9
計			304	△93	30	△63	241

（注1）1983年廃止、（注2）新設、（注3）△は減少を示す。

ii) クラスD レンジIV (DIV)

なお、ISO規格では、i)を“ISO標準ピーク負荷”，ii)を“ISO標準ベース負荷”と呼んでいるが、JISでは特に呼称を与えず，“解説”で説明するだけにとどめた。

(5) 現地定格 “現地定格出力”は、装置が置かれた特定の現地条件（大気圧力、大気温度、圧力損失など）及びそのプラントの運転中に想定される運転モードに関係して決めることになっている。

3-2. JIS B0128「火力発電用語（ガスタービン及び附属装置）」 火力発電用語は、最初1970年に制定されたが、近年の大型エネルギー技術、新エネルギー技術の開発など技術の進歩を考慮し、また環境保全、公害防止の観点も取り入れて、用語規格の全面見直しを行うことになった。1981年に火力原子力発電技術協会にJIS改正原案作成委員会（委員長：久布白兼致氏）が設置され、ガスタービン用語についても、その委員会の中にガスタービン分科会（主査：筆者、幹事：河田修氏）が置かれて全面見直し改正作業を行い、委員会での審議などを経て、1983年に改正制定された。

この見直し作業に際し、近年の技術進歩に伴う新しい用語は積極的に取り入れることとし、一方では火力発電用語として全体の用語数を極力減らすことが要望された。

このため、表4に示すごとく、従来あった“自由ピストンガス発生機”に関する詳細な用語は削除し、新たに“複合サイクル”に対して種々のサイクル形式の用語を定め、図による例示も行った。これは、“自由ピストンガスタービン”（この用語は残した。）が既に火力発電にはあまり使用されなくなり、一方、“ガスタービン・蒸気複合サイクル”が急速に実用化が進んでいるためである。

さらに、JIS B8042の「用語の意味」の所にある用語と共通のものは、同じに合わせた。また、これに合わせてガスタービン構成要素の配置例を図示した。

ガスタービンでは、大気状態により、またその運転モードにより性能が変化することから、出力に関する用語をJIS B8042に準拠して整理し直し、また“出力曲線”という用語を定め、その例

を図示することにより、出力に関する用語の相互関連を分り易くするようにした。

このほか、最近はあまり一般的ではなくなったもの、あまりに細部にわたるもの、他の用語で包括できるもの、ガスタービン全般として共通性の少ないものなどの用語は削除し、代りに、ガスタービンの最近の新しい技術又は公害対策に対応したものは、新しい用語として採用した。この結果、JIS B0128の中の用語数は、1970年版では合計304であったものが、1983年改正版では241と減少している。なお、この増減の内訳を表4に併記して示した。

4. ISOガスタービン委員会の最近の動向

ガスタービンに関するISO規格は、2項で述べたごとく、ISO/TC70/SC6委員会で取り扱っており、これを受ける日本国内の対応機関は、日本内燃機関連合会の中のISO対策内燃機関委員会（略称JICESC（Japan Internal Combustion Engine Standards Committee for ISO））TC70/SC6分科会である。

ISO/TC70/SC6委員会は、文献1)で説明したように、1969年から活動に入り、1969年から1974年の6年間は、きわめて活発な活動をすゝめ、この間に8回の国際会議を開催して、2-1項にあげた2つのISO規格、ISO 2314とISO 3977の原案をまとめ上げた。

しかし、これらの原案作成が1976年で一段落すると、TC70/SC6委員会の活動は鎮静化してしまい、ISO 3977の原案を規格化（制定は1978年）する過程で主として文書による審議・確認を行った程度であった。1982年になって、1973年に制定されたISO 2314（“Gas Turbines — Acceptance Tests”）の見直し改正の必要性を、ISO事務局から問われ、ISO/TC70委員会からTC70参加18ヶ国（うちSC6参加国13）に対してこれに関する意見投票が求められた。この際、TC70/SC6の活動が少いことについて問題として取り上げられ、ガスタービンをTC70から切り離すこと（たとえば、独立のTCを設けるなど）も検討されたという。

ISO 2314に対する投票の結果は、継続4、改正8、廃止0という投票数で、米国・英国・イタリア・フランスなどからは改正に関するコメント

が提出された。なお、日本は継続に投票した。1983年から1984年にかけて各国から出されたコメントについては、各参加国にも送付され、それに対してまたコメントが出されており、日本としても国内のTC70/SC6分科会を適時開催して、日本のコメントをまとめ提出している。基本的には、それ程大きな変更は提案されていない。

ISO/TC70/SC6委員会のあり方については、TC70(内燃機関)の中でも“ガスタービン”(SC6。その他のSCはすべて往復動内燃機関が対象。)だけは、その製品も、参加する専門家も全く異なっており、別なTCを作ることが提案された。しかし、当面審議中の新たな規格がないことから、これは見送りとなったという。その代り、従来英国であった幹事国を他に移して活性化をはかろうという案が出てきて、現在西独と米国が幹事国候補として名乗り出ている。参加国には欧州勢が多いこと、また今迄の国際会議などでの雰囲気からみても、西独が幹事国になる可能性が大きいものとみられる。〔追記を参照下さい。〕

いずれにしても、何か新しく作るべき規格のテーマを見出だして、それを中心に活動がはじまらないと、TC70/SC6委員会の活性化はすまないとみられ、日本のガスタービン関係者の名案を得たい所である。もし、名案がありましたならば、是非おきかせ頂きたい。

5. 結 び

ガスタービンの商取引が増加し、また国際取引もその中で大きなウェイトを占めてきている近年は、ガスタービン関係者にとって、使用者・購入者・製造業者共に、国際標準を含む関係規格の整備が重要になってきていることは、まえがきでも述べた通りである。

しかし、ガスタービンはまだその歴史が比較的浅く、その用途・構成・使用燃料・定格などにも非常に巾の広いものがあり、また各製造業者も新しい技術を取り入れ性能・機能の向上を急速に促進していることなどから、それらを共通的につなぐことを目的とする規格の作成には、なかなか困難な点を持っている。

ISO規格又はJIS規格の原案作成に際しても、これは論議を呼んだ所であるが、早期に規格化を必要とするニーズを絞り込んで、そこから入

って行くことにより、かえって歴史が新しく複雑化がすゝんでいないことが幸いして、比較的順調にまとまりよく原案が作成できたものと思える。

中心機構である日本工業標準調査会では、ISOへの積極的参加支援、ISO規格制定後の相当国内規格の早期制定、JIS規格をISO規格との整合性をはかって国際性を高めることの基本方針ですゝんでおり、ガスタービン関係規格は現状はきわめてこの線に近く、良い成果を得ている。

今後益々、規格の便利さが認識され、その利用度が高まり、それにより規格の充実・整備がすゝんで行くことが望まれる。また、新しいガスタービン関係規格への取組みも急がれ、関係者の卓見の糾合が期待される。

こゝで御紹介したことが、ガスタービンに関する皆様の御参考になり、ガスタービンの発展に少しでも寄与できることを願うものである。また、こゝに御説明したようなISO規格、JIS規格の原案作成に御尽力頂いた多数の関係者に、こゝにあらためて深く感謝申し上げます。

参 考 文 献

- 1) 青木、日本ガスタービン学会誌、5-20(1978)、18

追 記

この解説の原稿を提出後、印刷の初校を行っている時に、ISO/TC70の事務局から日本工業標準調査会/JICESCに書簡が届き、「ISO中央企画委員会は、去る9月の会合で、ISO/TC70/SC6ガスタービン委員会の幹事国を、英国から米国に移すことに決定した。」旨の通知があった。実際の事務局の移転は、これから早い時期に行われることになると思われるが、これにより、ISO2314の見直し改正が早急に行われると共に、ISOガスタービン関係の活動が再び活性化するものとみられる。

ガスタービンに関しては、米国は、技術的にも経験的にも、そして生産実績でもリーダー的位置にあり、関係企業数も技術者数も断然多い。また、日本では、技術面・業務面で米国と密接な関係を持っている所も多く、幹事国が米国になることは、我々にとっても、今後の活動の成果を含めて大いに期待が持てるものといえる。

以 上

1. まえがき

設計者は重要部品の設計にあたってその部品の負荷、環境、加工のし易さ等を考慮して材料を選択し、形状寸法を計算してユーザの期待する性能、寿命を追求しているが、その部品の作り方によって設計者の期待に沿わないことが往々見られる。部品寿命は破損、摩耗の問題であり、その原因は部品材料とか潤滑の問題もあるが、部品表面の局部的な欠陥、劣化に基因する過荷重によるものが多く見られる。使用環境に基因する材料劣化の例として、

- 海砂の塩分による鉄筋の腐食 → コンクリートの割れ
- 亜硫酸ガスその他の有害物質、高温による石油掘削用具の表面および粒界の腐食 → 応力割れ、ねじれ破損
- 塩素によるTi部品の粒界腐食 → 部品破損
- ボイラータブ内面のアルカリ脆性 → 表面の微小クラック
- 高温燃焼排気ガスによるガスタービン翼の翼面腐食
- 有害ガスによるプラスチック射出成型機器部品、金型の表面劣化

等があげられるが、ここでは難削材の加工上から見た諸問題について述べる。

従来難削材として工具鋼、高Mn鋼、ステンレス鋼等が対象として考えられて来たが、航空機機体およびエンジン、宇宙機器等に多く使われているTi合金、Ni合金、Co合金等も難削材料の部類に入り、更に最近現われ始めている複合繊維強化合金(FRM)、セラミックス類も難削材料といえる。これらの材料による部品は、信頼性を確保しながら極力軽量、小型化が指向されているので、複雑形状、薄肉のものとなつて高応力設計のものとなり、またその部品加工には種々の工作法が適用さ

れる。航空用ジェットエンジンの主要部品別の加工法、製造法についての現用技術および未来志向加工技術を表1に示す。

特に問題になるのは、寸法、形状、表面あらしの外に、加工による被加工面の表面層の健全性の問題が部品寿命、引いては信頼性に直接に関係することである。金属除去加工による金属表面層の変化を図1に、金属除去工程と部品の信頼性の関係を図2に、また変質層発生主な原因とそれに伴う不具合を表2に示した。

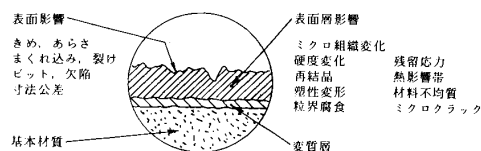


図1²⁾ 金属除去加工による金属表面層の変化

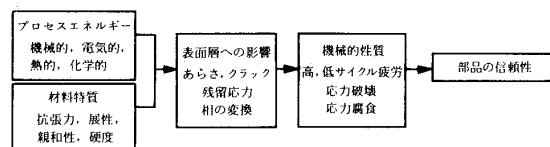


図2³⁾ 金属除去工程と部品の信頼性

表2⁴⁾ 変質層発生主な原因

- 高温及びはげしい温度勾配
- 塑性変形あるいは機械的なひずみ
- 過度な電流
- 加工中の過度なエネルギー密度

さらにこまかく考えると、

〔機械的な原因によるもの〕

- 塑性変形
- 小さなわれ(ひびわれ)
- 硬さの変化
- クラック
- 表面層の残留応力
- うめ込み、まくれ込み
- ボイド、ピッチ、バリ等

〔冶金的な原因によるもの〕

- 相の変化
- 結晶の大きさと分布
- 凝固の大きさと分布
- 材料中の異種含有物
- 双晶化
- 再結晶化
- 焼もどし(UTM)あるいは過焼入(OTM)材料
- 分解あるいはオーステナイト変態

(昭和59年10月22日原稿受付)

表1¹⁾ ジェットエンジン各要素の加工法・製造法(現用技術)

要素	製造・モールド	塑性加工	切削・研削	希接・接合	電気/化学加工	表面処理	コーティング	組立て、その他	未来志向加工技術
入口ダクト		エキスパンド加工			ケミカル	塗装		ハニカム	
ファンブレード (Ti)	鍛造 精密鍛造		たらい/NC切削 ブローチ(セレーシ ョン)			ショットピーニング	拡散耐食 耐摩耗コーティング (スナバ)		拡散接合, Hot die forging, HIP, 超塑性加工, 熱間鍛造, 複合材使用
ファンディスク (Ti)	鍛造 精密鍛造		NC切削 穴あけ ホーニング						超塑性, 精鍛
ファンケーシング (Ti, Al)	鍛造(フレーム)	プレス 精密鍛造	NC切削 穴あけ	電子ビーム溶接 抵抗溶接 TIG溶接	ケミカルミラーリング 電解加工	塗装 アルマイト処理(陽 極酸化)		複合材 ハニカム	複合材 (Integrated Composit)
翼 (Ti, Al)	(精密鍛造)	鍛造, 精密 ロール, プレス 引抜き(R) 引打ち	たらい/NC切削 研削 ブローチ(R)	電子ビーム溶接(S) 抵抗溶接 TIG溶接 ロー付	電解加工(S) 放電加工(S)	焼付塗装 ラヨンドピーン(S) ダブリング(R)		爆発成形	拡散接合 複合材
ディスク (Ti, Al)	(翼・ディスク) 一体精密(小型) 粉末冶金成形 (HIP)	鍛造 精密鍛造	NC切削 穴あけ ブローチ ホーニング	電子ビーム溶接 イナージェンシャルデ ィング	放電加工	ショット・ピーン 塗装 黒色酸化処理 (Steel)	ニッケル・カドミメ ッキ(8D)		超塑性 粉末冶金(N合金) イナージェンシャルデ ィング
ケーシング (Ti, Al)	鍛造	プレス(真空成形) ハイドロ・フォーム 鍛造	切削(NC) 穴あけ ローリング	ロー付 電子ビーム溶接 TIG溶接	ケミカル 電解 放電加工	塗装		ハニカムシール フェルトメタル(ロ ール付)	超塑性
ライナー (Ni合金)	精密鍛造(スワッチ)	プレス 鍛造	NC切削 パンチ(NC) 穴あけ レーザ加工	抵抗溶接 電子ビーム TIG ロー付	放電加工(冷却孔)		拡散耐食 セラミック断熱(溶材) フレーム プラスチック デトネーション		拡散接合, コーティング レーザ加工(穴あけ) パネル化 分散強化材料製造
ケーシング (Ni合金)	鍛造(フレーム)	板金プレス 鍛造	(NC)切削 穴あけ(超精密) ロー付	抵抗溶接, TIG ロー付(金ロー)	ケミカル		耐食コーティング		
噴射ノズル	鍛造		穴あけ(超精密) 切削 ラッピング(手加工)	抵抗溶接 TIG	放電加工	熱処理硬化			レーザ加工
翼 (Ni, Co合金)	精密鍛造 (超微結晶 一方方向凝固)	鍛造	たらい/NCミリング 研削(セレーシ ョン) コロラクト ブローチ	抵抗溶接 電子ビーム溶接 ロー付, TIG	電解・放電加工	タンブラリング(バネ 仕上)	耐食, 耐摩耗(拡散, 溶材)コーティング・コー ティング 白金コーティング	爆発成形	一方方向凝固+共晶 結晶, レーザ加工 放電・電解加工 耐食コーティング セラミック, 拡散接合 タンブラリング/耐熱合金複合材 分散強化材料使用
ディスク (Ni合金)	一体精密(小型) 粉末冶金成形 (HIP)	鍛造 ケートライジング	(NC)切削, 研削 穴あけ(ドリル) ブローチ	電子ビーム溶接 摩擦溶接	ケミカル 電解・放電加工		拡散耐食		粉末冶金(HIP) 精鍛(熱間) Hot die forging Iso thermal pressing/加工
ケーシング (Ni, Co合金)		板金プレス 鍛造	(NC)切削, 穴あけ レーザ加工 ローリング	電子ビーム 抵抗溶接 TIG	ケミカル 放電加工/電解加工		拡散耐食	ハニカムシール セラミックシール	
排気ノズル		ローリング, プレス (ホットサイジング)	(NC)切削 パンチ	抵抗溶接 電子ビーム, TIG 摩擦溶接	ケミカル		拡散耐食 セラミックコーティング	ハニカム	レーザ穴あけ加工 タンブラリング イナージェンシャルデ ィング
軸・歯車	鍛造, 通心鍛造 ローリング	鍛造, 引抜き ローリング	(NC)切削, 研削 ホーニング(歯車)	電子ビーム 摩擦溶接	(電解加工) (ケミカル)	ショットピーニング 塗装	耐摩耗	熱処理硬化	
燃料ポンプ 燃料制御装置 (機械油圧)	鍛造	鍛造	NC切削, 穴あけ NC/たらい切削 (カム)		電解加工 NC放電			ラップ	

〔化学的な原因によるもの〕

- | | |
|--------------|----------------|
| a. 粒間のひび(われ) | f. 破さい |
| b. 粒間の腐食 | g. エッチング(部分腐食) |
| c. 粒間の酸化 | h. 腐食 |
| d. 微小部分の分解 | i. 応力腐食 |
| e. 汚染 | |

〔熱的な原因によるもの〕 〔電気的な原因によるもの〕

- | | |
|-----------------|----------------|
| a. 熱影響層 | a. 電気伝導率の変化 |
| b. 再鑄造あるいは再溶着材料 | b. 磁気的な変化 |
| c. 再凝固材料 | c. 抵抗加熱あるいは過加熱 |
| d. 表面の再熔融材料 | |

2. 難削材料の種類と加工性

一般的に難削材料は高硬度材料と、耐熱耐蝕材料に分類できる。表3に各種系列代表材料の被削

表3⁵⁾ 代表的金属材料の被削性率と熱伝導率
被削性率

系 列	記 号	硬さ (HB)	被削 性率
低合金鋼	SNCM 439	180	50
炭素鋼	S 45 C	200	60
鑄鉄	FC 25	180	60
ステンレス鋼	SUS 304	145	45
工具鋼	SKH 3	250	27
Ti合金	Ti-6Al-4V	320	25
Ni基合金	Inconel Alloy X 750	350	15
Co基合金	HS-25	200	10
Fe基合金	A-286	320	28

熱伝導率

材 料	熱伝導率/cm. S. °C
軟鋼	0.115
硬鋼	0.119
純鉄	0.18
Ni-Cr-鋼	0.079
ステンレス鋼(304)	0.036
インコネル	0.025
Ti合金(6Al-4V)	0.017

表4. 加工の種類とエネルギー密度

機械加工	切削	10^2 J/cm^3
	研削	$10^3 \sim 10^4$
放電加工		$10^4 \sim 10^5$
電解加工		$10^5 \sim 10^6$
電子ビーム加工		$10^6 \sim 10^9$
レーザービーム加工		$10^{10} \sim 10^{12}$

性指数および熱伝導率を示したが、一般に被削性指数45以下の材料を難削材料と考えてよいと思われる。難削の理由としては、高硬度材料は硬質粒子を含むか、あるいは材料の組織自体が硬いこと、耐熱耐蝕材料では加工硬化性が高い、切削温度が高くなる、工具材料との親和性が高い、熱伝導率が小さい、降伏点や引張り強さ値が高い等があげられる。また各種加工法によるエネルギー密度は大よそ表4に示した値であり、加工時の高熱が材料に種々の影響を与える。ガスタービン部品材料として多く使われるステンレス鋼、Ni/Co基合金、Ti合金等を、加工サイドから見た特性をそれぞれ表5, 6, 7に示した。これらのことを切削加

表5. ステンレス鋼の被削性

被削性指数 30~50(下表の通り)でかなり悪い。

理由

加工硬化性のあること

特にオーステナイト系ステンレス鋼では、工具をあてるとその荷重のために、表面のオーステナイトはただちにマルテンサイトに変化し削りにくくなる。

18-8ステンレス鋼の場合、炭素鋼及び合金鋼の2倍の早さで加工硬化するといわれている。

展延性の高いこと(変形しやすい)

熱拡散率(熱伝導率/比熱×密度)が悪い

AISI 記号	種 類	属	被削 率
410	Cr-マルテンサイト	非快削性	1 50
416	"	快削性	3 65
420	"	非快削性	1 40
420F	"	快削性	3 55
430	Cr-フェライト型	非快削性	1 50
430F	"	快削性	3 70
440	Cr-マルテンサイト型	非快削性	1 30
440F	"	快削性	3 40
302	Cr-Niオーステナイト型	非快削性	2 30
303	"	快削性	3 55
304	"	非快削性	2 30
321	"	非快削性	2 35
347	"	非快削性	2 35

表6. Ni及びCo基合金の被削性を悪くする原因

1. 高速度工具鋼が軟化する高い温度でも十分な強度を保つ。
2. 切削中に、異常に高い動的剪断強さを保つ。
3. 切り込み深さの線で、工具の異常摩耗の原因の一つになる加工硬化を切削中に示す。

4. 超合金は、高いアブレッシブルな性質をもつ。
5. 熱拡散率（熱伝導率/比熱×密度）が低いために、工具刃先が高温になり、工具内に大きな温度勾配が生じ、熱破損の原因になる。

区分	名 称	材 質	形状	被削率
タービンブレード材	S 816	Co 基 耐 熱 合 金	F	9
	U 500	Ni 基 耐 熱 合 金	F	9
	René 80	"	C	
	Mar-M-200	"	C	8
	IN-100	"	C	10
	M 252	"	F	9
	U 700	"	F	8
	X 40	Co 基 耐 熱 合 金	C	6
	A 286	Fe 基 耐 熱 鋼	F	28
	SEL	Ni 基 耐 熱 合 金	C	
タデイスビクン材	Timken	Fe 基 耐 熱 鋼	F	91
	A 286	"	F	28
	V-57	"	F	
	IN-100	Ni 基 耐 熱 合 金	PM	8

F:Forging, C:Casting, PM:Powder Metal

表 7. Ti合金の加工性

1. ヤング率が小さい。その上スプリングバックが生じやすい。小さな仕上代がとれないので、精度の高い部位の加工が困難である。真直度、塑性変形
2. 熱拡散率（熱伝導率/比熱×密度）が小さい。
熱の拡散が悪いために、加工中に生ずる熱が局部的に蓄積され、われの原因になる。工具のいたみが早い。
3. 化学的親和力が強く、酸化物、窒化物がしやすい。
4. 加工中に生ずる熱により、加工の間に組織が変わることがある。
5. 表面にキズがつき易く、切りかき感受性が強い。
そのために、加工表面はできるだけきれいに仕上げる必要がある。ビビリマークは許されない。

表 8. 材料特性と切削加工の関係

〔材料特性〕	〔切削加工上の問題点〕
高 強 度	切削温度が高い
低 熱 伝 導 率	切削抵抗が大きい
加工硬化性：大	切削仕上面が悪い
高靱性（展延性：大）	工具寿命が短い
高 硬 度	切りくず処理性が悪い
工具との親和性：大	
特殊成分と工具との反応	
アブレッシブル含有	

工から見れば表 8 のような関係が考えられる。表 9 には、種々の金属除去加工に基因する各種材料の問題となりそうな表面層の変化を示した。

3. Ti合金、Ni合金の金属除去加工による表面層変化の実例について

図 3. Ti合金棒材の外径粗旋削による表面層の変化（軸芯を含む断面）、負角工具、磨耗工具、コーテッド工具、セラミック工具等を使用した時に見られるまくれ込み（Lap）、過熱による変質（深さ約 $2\mu\text{m}$ ）。

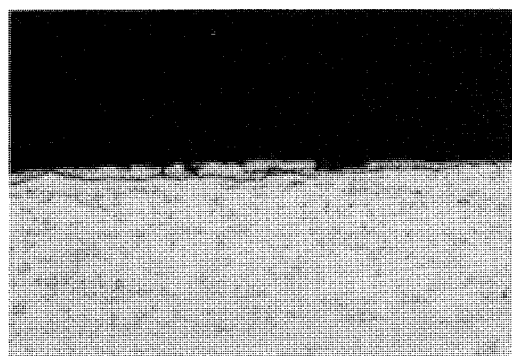


図 3. Ti合金の旋削

図 4. Ti合金部品の断続部切削（この場合は仕上旋削）によるバリ。表面に塑性変形は見られないが、バリ発生根本部に塑性変形が見られ、引張残留応力が予想される。塑性変形深さ $100\mu\text{m}$ 、面取り量に注意が必要。バリの大きさによって刃物の切れ味や磨耗の観察、交換時期の把握が大切。工具抜けぎわの手入れ不良が応力破壊の起点になる恐れがある。プレスによるシアリングの抜けぎわ、ブローチ加工の抜けぎわにも同じ現象が見られる。

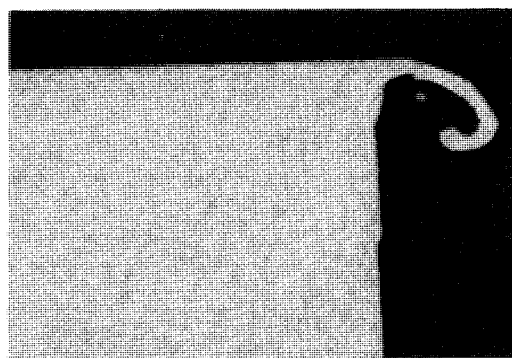


図 4. Ti合金の切削工具抜けぎわに見られるバリ

表9⁶⁾ 種々の金属除去加工に基因する各種材料の表面層の変化

MATERIAL	CONVENTIONAL METAL REMOVAL METHODS		NONTRADITIONAL REMOVAL METHODS		
	Milling, Drilling, or Turning	Grinding	EDM	ECM	CHM
Steels: Nonhardenable 1018	R, PD, L & T	R, PD	R, MCK, RC	R, SE, IGA	R, SE, IGA
Hardenable 4340 D6ac	R, PD, L & T MCK, UTM, OTM	R, PD, MCK, UTM, OTM	R, MCK, RC, UTM, OTM	R, SE, IGA	R, SE, IGA
Tool Steel D2	R, PD, L & T MCK, UTM, OTM	R, PD, MCK, UTM, OTM	R, MCK, RC, UTM, OTM	R, SE, IGA	R, SE, IGA
Stainless (martensitic) 410	R, PD, L & T MCK, UTM, OTM	R, PD, MCK, UTM, OTM	R, MCK, RC, UTM, OTM	R, SE, IGA	R, SE, IGA
Stainless (austenitic) 302	R, PD, L & T	R, PD	R, MCK, RC	R, SE, IGA	R, SE, IGA
Precipitation hardening 17-4 PH	R, PD, L & T, OA	R, PD, OA	R, MCK, RC, OA	R, SE, IGA	R, SE, IGA
Maraging (18% Ni) 250 Grade	R, PD, L & T, RS, OA	R, PD, RS, OA	R, RC, RS, OA	R, SE, IGA	R, SE, IGA
Nickel and Cobalt Base Alloys: Inconel alloy 718, Rene 41 HS 31 IN-100	HAZ R, PD, L & T, MCK	HAZ R, PD, MCK	R, MCK, RC	R, SE, IGA	R, SE, IGA
Titanium Alloy: Ti-6Al-4V	HAZ R, PD, L & T	HAZ R, PD, MCK	R, MCK, RC	R, SE, IGA	R, SE
Refractory Alloys: TZM	R, L & T, MCK	R, MCK	R, MCK	R, SE, IGA	R, SE
Tungsten (pressed and sintered)	R, L & T, MCK	R, MCK	R, MCK	R, SE, MCK, IGA	R, SE, MCK, IGA

R 表面のあらさ SE 腐食われ OA 過度な時効々果
 PD 塑性変形 IGA 粒間のわれ RS 溶解又はオーステナイト変態
 L & T まくれ込み, 裂け UTM テンバされないマルテンサイト RC 再製造層
 MCK 微小われ OTM 過度にテンバされたマルテンサイト HAZ 熱影響帯

図5. Ti合金のリーマ加工で見られた塑性変形。深さ24 μ m 軸直角断面。図4の場合も同様であるが、応力の集中する部位では塑性変形の存在は許されない。

図6,7 Ti合金のガンドリル加工の断面。図6は軸直角断面で、変質層10 μ m, 塑性変形20 μ m, 図7は軸芯を含む断面で、変質層30 μ m, クラックも見られる。ガンドリル加工はリーマ加工に較べ

て、切削荷重の大きいこと、発熱の高いことが原因と思われる。塑性変形の深さの許容値は部品の部位によって異なるが、変質層およびクラックは許されない。

図8. Ti合金のダイヤモンド砥石による平面研削で見られた局所的なスメアドメタル2 μ m, CBN砥石, GC砥石, WA砥石の順でスメアドメタルが多くなる。研削砥石の砥粒が負角で作用するため

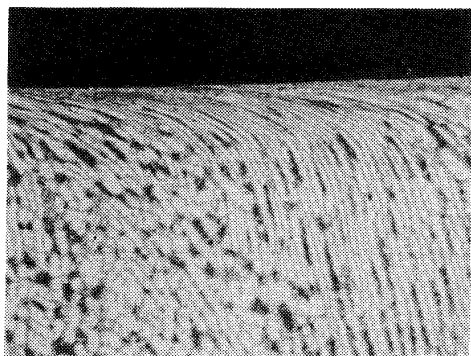


図5. Ti合金のリーマ加工による塑性変形



図7. Ti合金のガンドリル加工軸芯を含む断面

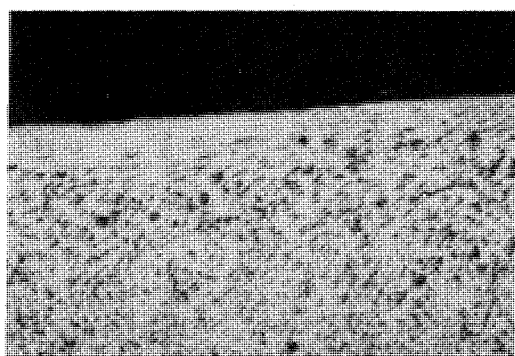


図6. Ti合金のガンドリル加工軸直角断面

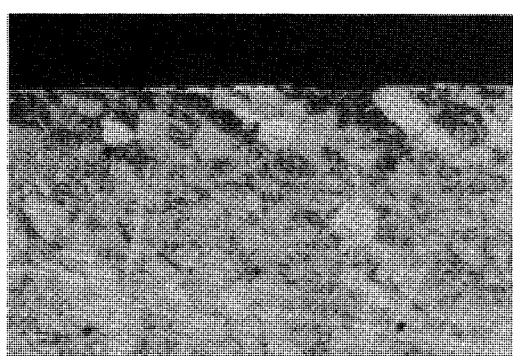


図8. Ti合金研削表面の変質層

高い研削熱の発生が原因である。Ti合金は空気中では高熱により瞬時に酸化する。“普通条件”の研削の場合とか，WA砥石による研削の場合には，変質層は全面に見られ，クラック，塑性変形も見られる。このことから，ポータブルグラインダーによる加工には非常な注意が必要である。

図10. Ti合金のアブレイブベルト加工時のスパッタ付着による母材の変質を示す。スパッタ直径0.1mm，変質深さ35 μ m。Ti合金の溶接時のスパッタ，ストップオフ材も注意が必要であり，又熱処理，TIG溶接時の残存酸素量も問題になる。



図9. Ti合金の放電加工による変質層

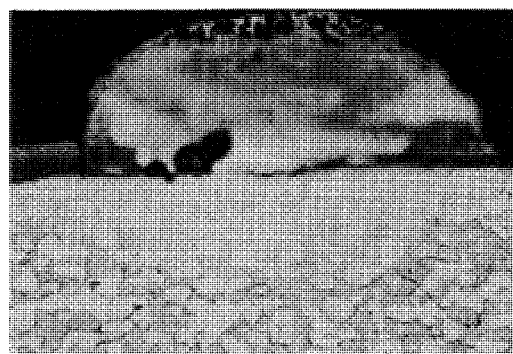


図10. Ti合金のスパッタによる変質層

図9. Ti合金の放電加工による変質層 深さ10 μ m 放電加工のスパークによるもので，Ti合金の熱影響による変化の早さ，ひどさがわかる。

以上の例から共通して言えることは，Ti合金の加工では極力発熱を抑えること，Tiと反応しやすいAlその他の元素を含んだ切削工具，研削工具を使用しないこと，熱を伴う加工の場合は酸素の

ない雰囲気内で行うことなどが大切である。

図11. Ti合金の電解加工による表面層を示す。粒界腐食や短絡は見られないが、局部浸食による不規則な表面（肌あれ 深さ $140\mu\text{m}$ ）が見られる。これは部品形状による電解液の流れの乱れによるものと考えられる。電解加工では確実な電気接続、正しい電解液とその流れ方、清浄度、温度等が問題になる。図12は不確実な電気接続によっておきたTi合金の相の変化を示す。

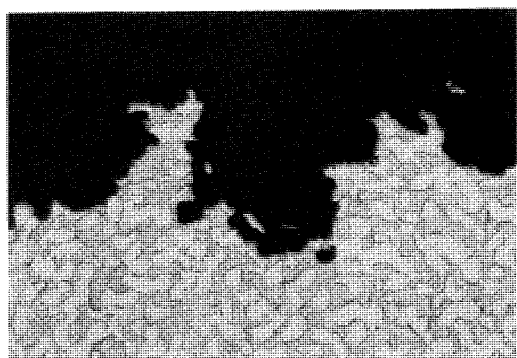


図11. Ti合金の電解加工による肌あれ

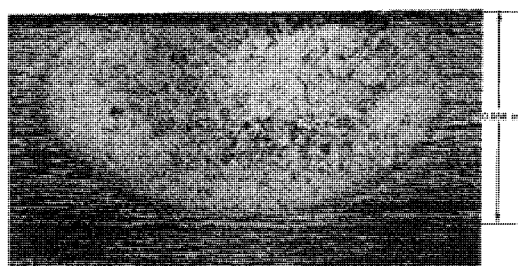


図12⁷⁾ Ti合金の電解加工時の短絡による相の変化

なお、肌あれについては化学加工（ケミミル）でも上記と同じような注意が必要である。

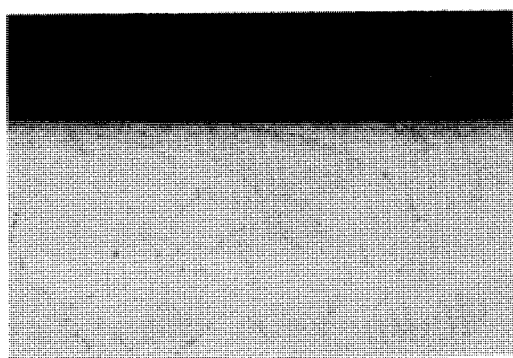
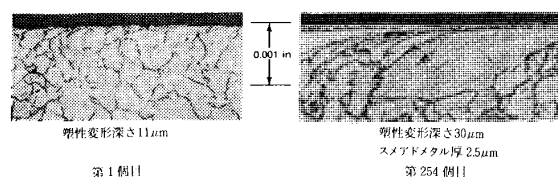
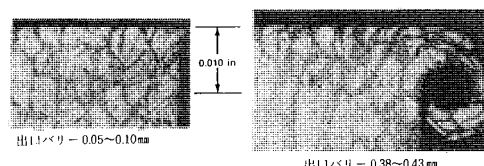


図13. Ni合金のファインボーリングによる塑性変形

図13. Ni合金のファインボーリングによる塑性変形（深さ $14\mu\text{m}$ ）を示す。また図14は米国文献のものであるが、Inco 718材のブローチ加工による塑性変形、スミアドメタル、硬度変化等を示したものである。



第1個目

第254個目

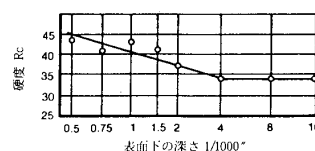


図14⁸⁾ T15HSS工具によるInco 718材ブローチ加工 254個のTP, ブローチ加工全長4013.2 mm, 刃の磨耗 $152\sim 178\mu\text{m}$, 硬度の表は第254個目のTPでの成績

図15. Ni合金のクリープフィード研削によってできた塑性変形（深さ $3\mu\text{m}$ ）を示す。Ni, Co合金は被削性が悪く（表10のブローチ工具寿命参照）、研削仕上される部品も多いが、熱拡散係数（熱伝導率/比熱×密度）が小さいために、研削による局部過熱で微小クラックが生じやすいので研削条件を厳重に管理する必要がある。

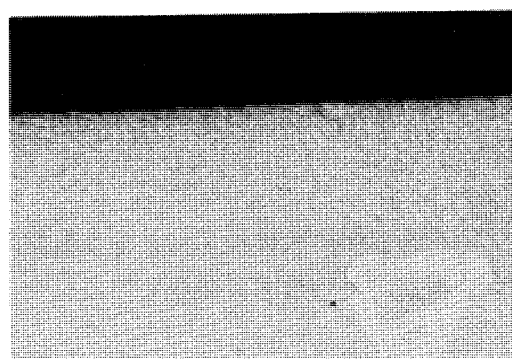


図15. Ni合金のクリープフィード研削で見られた塑性変形

表10⁹⁾ 難削材のブローチ加工

材料記号	成分	硬さ HRC	被削性 M/R	工具材料	切削速度 m/min	寿命 m/Reg
A-286	Fe-26Ni-15Cr-2.15Ti-1.4Mn-1.25Mo	33	27	SKH57	3	8
AM355	Fe-15.5Cr-4.5Ni-3Mo	30	28	SKH53	3	3
V-57	Fe-27Ni-14.8Cr-3Ti-1.25Mo	33	25	SKH53	3	3
Lapelloy	Fe-12Cr-2.75Mo-1Mn	30	25	SKH53	3	3
SUS304系		27	45	SKH53	4	15
Incoloy 901	Ni-34Fe-13.5Cr-6.2Mo-2.5Ti	31	20	SKH57	2	3
Waspaloy	Ni-19Cr-14Co-4Mo-3Ti-1.3Al-1Fe			SKH57	2	2
Inconel 713	Ni-13Cr-6Al-4.5Mo-2.3Co-0.75Ti		8	SKH57	2	3
Inconel 718	Ni-18.6Cr-8.5Fe-5Cb-3.1Mo	45	7	M42	2	2
Nimonic 80	Ni-20Cr-5Fe-2Co-2Ti-1Al	38	12	SKH53	2	5
Nimonic 90	Ni-20Cr-18Co-5Fe-2.5Ti-1.5Al		10	SKH53	2	4
Nimonic 108	Ni-20Co-15Cr-5Mo-4.7Al-1.2Ti			M42	2	12
René 95	Ni-13.5Cr-8.1Co-3.7Mo-3.6W-3.6Cd-3.5Al-2.4Ti	47	5	SKH57	1	0.3
				SKH10	1	0.5
Udimet 700	Ni-19Co-15Cr-5Mo-3Ti-4.5Al	32	8	M42	3	3
HS-31	Co-25Cr-10Ni-7.5W-1.5Fe		5	SKH57	1	0.1
AMS4928	Ti-6Al-4V	32	26	M42	4	20

図16はNi合金の研削条件の変化による研削表面とその断面を示したものである。

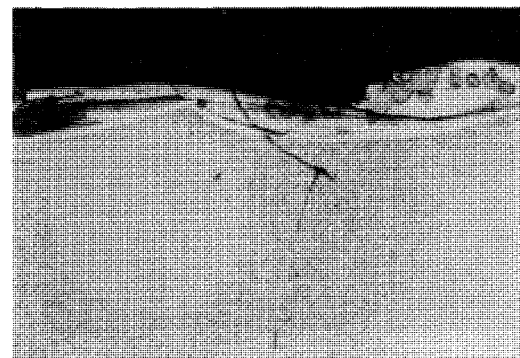
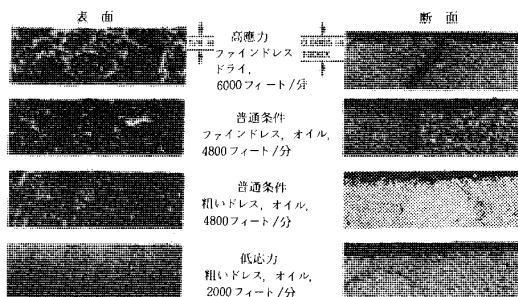


図17. Ni合金鋳物の放電加工による再鋳層とクラック

図16¹⁰⁾ 研削強さの影響, 左側はNi基合金鋳物を4種の研削条件で研削した表面の蛍光浸透探傷検査による写真, 右側はその対応する断面(1000倍)上3つについてはクラックとかプルアウトの存在を示すが, 低応力研削表面にはマイクロクラックはない

図17. Ni合金鋳物の放電加工による変質層(最高60 μ m), 再鋳層, 母材までのびているクラックを示す。

図18. Ni合金のワイヤカット放電加工による再鋳層(高さ10 μ m), 又図19はワイヤカット放電加工による粒界クラック(深さ30 μ m)を示す。

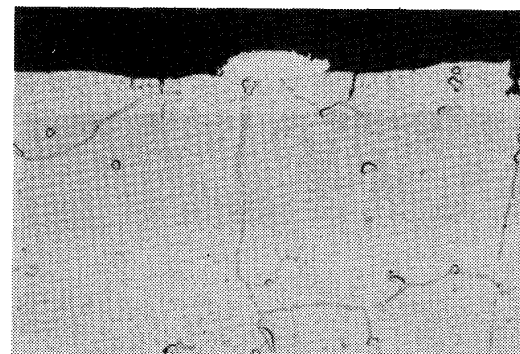


図18. Ni合金のワイヤカット放電加工による再鋳層

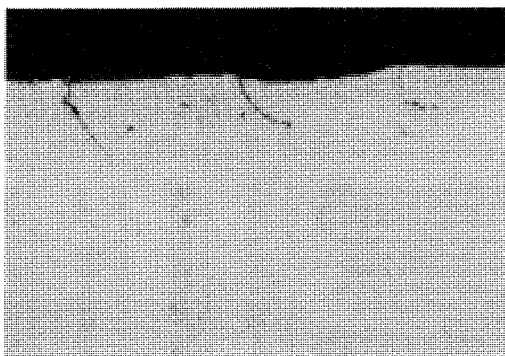


図19. Ni合金のワイヤカット放電加工による
粒界クラック

次に Ni合金の電解加工による不具合を示す。

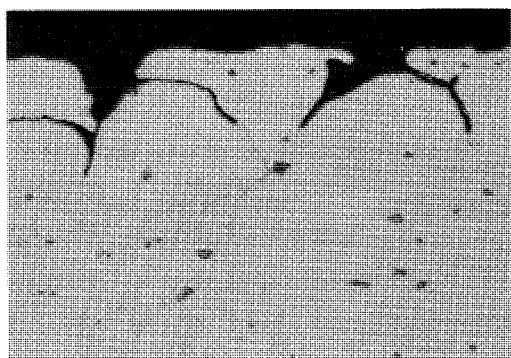


図20. Ni合金の電解加工による粒界腐食

図20. Ni合金の電解加工による粒界腐食（深さ $120\mu\text{m}$ ），電解液の流れが不適切な場合に局部的にこのような不具合が見られる。



図21. Ni合金の電解加工時の短絡による
クラックと変質層

図21. Ni合金の電解加工時の短絡によってできたクラック（深さ $45\mu\text{m}$ ）と変質層（深さ $130\mu\text{m}$ ）。

図22. 図21のクラック部を拡大した写真で，クラックの周辺の組織は樹枝状を呈しており，これは一度溶解後凝固したものと考えられる。図21の健全な部分の組織とは全く異なっていることに注目のこと。

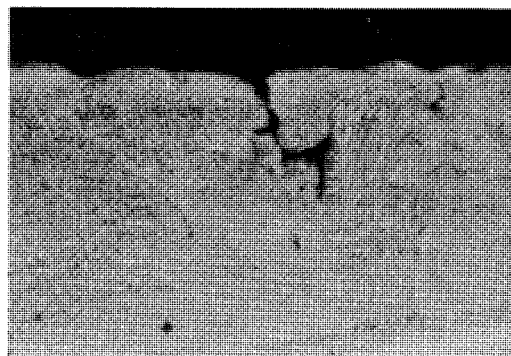


図22. 図21のクラック部の拡大

電解加工によれば金属表面に残留応力がないと言われているが，図11，12，20，21，22に示すように，十分に管理された条件の下に加工が行われないと，非常に危険な加工法といえる。

Ni, Co合金は熱拡散係数が小さいので，加工による表面のクラックが特に問題になる。最近レーザービーム加工がよく言われているが，図23，図24に米国の文献のものを紹介する。

以上種々の金属除去加工法によって生ずるTiおよびNi合金の表面層の不具合の数例を示したが，同じような問題が高硬度鋼に対してもおこる。

クラックは磁気探傷検査，渦流探傷検査，蛍光浸透探傷検査等の方法によって発見されるが，加工表面の酸化などを検出する方法として，表11および表12を参考にさせていただきたい。

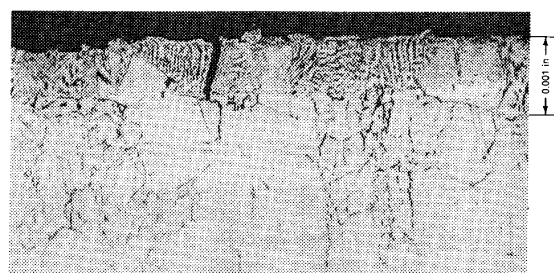


図23¹¹⁾ レーザービームによる Inco 718の孔の表面特性，マイクロクラック長さ $20\mu\text{m}$ ，強い再結晶層厚 $18\mu\text{m}$ ，最大 $74\mu\text{m}$

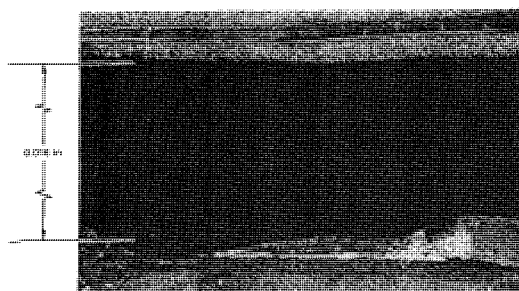


図24¹²⁾ ルビレーザによる Rene 80 の孔の表面特性, 2つのレーザーパルス間に蒸気から沈着した2つの明白な再鋳層に注目

表11¹³⁾

Material	Etchant
Steels	2% HNO ₃ and 98% Denatured Anhydrous Alcohol
Nickel Base Alloys	100 ml HCl, 5 g CuCl ₂ ·2H ₂ O, and 100 ml Denatured Anhydrous Alcohol
Titanium Alloys	2% HF and 98% H ₂ O or 2% HF, 3% HNO ₃ , and 95% H ₂ O

表12¹⁴⁾

Etching Technique for Detecting Grinding Damage in Hardened Steel

OPERATION	SOLUTION USED	DESCRIPTION, TIME, OR FUNCTION
Double Etch Method		
(1) Etch No. 1	4 to 5% Nitric acid in water	Until black, 5 to 10 seconds. Do not over etch.
(2) Rinse	Warm water	To remove acid
(3) Rinse	Methanol (or acetone*)	To remove water
(4) Etch No. 2	5 to 10% Hydrochloric acid in methanol (or acetone*)	Until black smut is removed, 5 to 10 seconds
(5) Rinse	Running warm water	To remove acid
(6) Neutralize	2% Sodium carbonate + phenolphthalein indicator in water	To neutralize any remaining acid
(7) Rinse	Methanol	To remove water
(8) Dry	Warm air blast	
(9) Oil dip	Low viscosity mineral oil with rust inhibitor	Enhance contrast, prevent corrosion
Nital Etch Method		
(1) Etch	5 to 10% Nitric acid in ethanol or methanol	Until contrast is evident
(2) Repeat steps 5.9 above		

SOURCE: M. Field, J. F. Kahles and J. T. Cammett.¹⁷⁾

エッチング後：明灰色部は健全，暗灰色部はオーバーテンパ部，白色部は再硬化部を示す

4. Ti 合金, Ni合金の加工法による疲労特性

加工法によって得られる表面あらさと疲労特性の間には深い関係があるが, Ti合金, Ni合金の場合特に研削, 放電加工, 電解加工, ケミカルマシニングによる疲労強度の低下が問題であり, 設計および工作には特に注意が必要である。表13, 表14, 表15はそれぞれ合金鋼, Ti合金, Ni合金の代表的な材料についての各種加工による疲労強度, 表面あらさを示したものである。

これらの表から, 工作法によってはあらい条件によるばかりでなく, 普通条件ですらも疲労強度

表13¹⁵⁾

Comparative Fatigue Strengths and Surface Roughnesses of 4340 Steel (Quenched and Tempered 50 R_c) from Several Processes

PROCESS	FATIGUE STRENGTH*		SURFACE ROUGHNESS	
	ksi	MPa	μin R _a	μm R _a
Grinding:				
Gentle longitudinal surface grinding	117	807	8	0.20
Gentle longitudinal surface grinding	110	758	65	1.60
Gentle longitudinal surface grinding	100	689	127	3.20
Gentle traverse surface grinding	120	827	11	0.28
Gentle traverse surface grinding	100	689	58	1.50
Gentle traverse surface grinding	85	586	128	3.30
Low stress surface grinding (LSG)	102	703	45	1.10
Conventional surface grinding	70	483	40	1.00
Abusive grinding	62	427	50	1.25
Abusive longitudinal surface grinding	65	448	29	0.70
Abusive longitudinal surface grinding	65	448	64	1.60
Abusive longitudinal surface grinding	65	448	97	2.50
Low stress grinding plus shot peen	112	772	25	0.63
Abusive grinding plus shot peen	88-92	607-634	40-76	1.00-1.90
Gentle hand sanding	94	648	115	2.90
Abusive hand sanding	98	676	105	2.70
Abusive hand sanding plus shot peen	118	558	56	1.40
Milling:				
Finish end milling—end cut	85	586	75	1.90
Rough end milling—end cut	72	496	71	1.80
Chemical NTM:				
Electropolishing (ELP)	90	621	15	0.40
ELP plus shot peen	96	662	46	1.20

*Room temperature, 10⁷ cycles full-reverse bending.

表14¹⁶⁾

Comparative Fatigue Strengths and Surface Roughnesses of Ti-6Al-4V from Several Processes

MATERIAL CONDITION AND PROCESS	FATIGUE STRENGTH*		SURFACE ROUGHNESS	
	ksi	MPa	μin R _a	μm R _a
BETA ROLLED 32 R_c				
Grinding:				
Low stress surface grinding	62	427	35	0.90
Conventional surface grinding	12	83	45	1.1
Abusive surface grinding	13	90	65	1.60
Gentle hand sanding	57	393	80	2.0
Abusive hand sanding	30	207	80	2.0
Milling:				
End milling—sharp cutter	64	441	67	1.70
End milling—dull cutter	77	531	84	2.10
Peripheral milling—sharp cutter	70	483	17	0.40
Peripheral milling—dull cutter	32	221	59	1.50
Chemical NTM:				
Standard CHM	51	352	20	0.50
Off-standard CHM	45	310	165	4.20
SOLUTION TREATED AND AGED				
Electrical NTM:				
Standard ECM	60	414	14	0.35
Off-standard ECM	40	276	165	4.20
ANNEALED 32-34 R_c				
Grinding:				
Low stress surface grinding	54	372	24	0.60
Conventional surface grinding	12	83	30	0.75
Abusive surface grinding	14	97	48	1.20
Turning:				
Gentle turning	66	455	22	0.55
Rough turning	71	490	34	0.85
Milling:				
Gentle end milling—end cut	73	503	16	0.40
Rough end milling—end cut	64	441	20	0.50
Chemical NTM:				
Standard CHM	53	365	18	0.45
Off-standard CHM	42	290	157	3.90
Thermal NTM:				
EDM	24	165	69	1.75

*Room temperature, 10⁷ cycles full-reverse bending.

が極端に低下するものがあることがわかる。特に NTM (Non-Traditional Machining) によるものも疲労強度の点から見ると安心ができないことに注目したい。

表15にはショットピーニングによる圧縮残留応

力によって疲労強度の向上することが見られるが、これは室温での値であって、高温にさらされる場

表 15¹⁷⁾Comparative Fatigue Strengths and Surface Roughnesses of Inconel Alloy 718 (Solution Treated and Aged 44 R₁) from Several Processes

PROCESS	FATIGUE STRENGTH*		SURFACE ROUGHNESS	
	ksi	MPa	$\mu\text{in } R_a$	$\mu\text{m } R_a$
Grinding:				
Low stress surface grinding (LSG)	60	414	15	0.38
Conventional surface grinding	24	165	26	0.65
Abusive surface grinding	22	152	70	1.75
Hand grinding	40	276	64	1.60
LSG plus resolution and age	58	400	15	0.38
LSG plus superfinish and age	49	338	<5	<0.125
LSG plus vacuum age	74	510	17	0.43
LSG plus shot peen	65-70	448-483	—	—
LSG plus shot peen	70	483	—	—
Conventional surface grinding plus resolution and age	50	345	26	0.65
Conventional surface grinding plus stress relief	58	400	—	—
Hand grinding plus stress relief	40	276	32	0.80
Turning:				
Gentle face turning	60	414	25	0.63
Gentle face turning	60	414	58	1.45
Gentle face turning	60	414	188	4.70
Abusive face turning	60	414	76	1.90
Conventional turning—Borazon* CBN tool	85	586	39	1.00
Conventional turning—Carbide	55	379	65	1.60
Electrical NTM:				
Standard ECM	39-40	269-276	43	1.10
Off-standard ECM	39-40	269-276	74-500	1.9-12.5
STEM	39	269	125	3.20
Standard ECM plus vacuum age	42	290	19	0.48
Off-standard ECM plus vacuum age	42	290	55	1.38
Standard ECM plus glass bead peen	78	538	69	1.70
Standard ECM plus shot peen	65-78	448-538	74	1.90
Off-standard ECM plus shot peen	67-75	462-517	90-119	2.25-3.00
Thermal NTM:				
Finish EDM	22	152	60	1.50
Rough EDM	22	152	170	4.30
Finish EDM plus vacuum age	29	200	65	1.60
Rough EDM plus vacuum age	29	200	155	3.90
Rough EDM plus resolution and age	26-38	179-262	175	4.40
Rough EDM plus stress relief	25	172	221	5.50
Finish EDM plus glass bead peen	66	455	43	1.10
Rough EDM plus shot peen	75	517	125	3.20
Chemical NTM:				
CHM	40	276	16	0.40
ELP	40-42	276-290	15	0.40
ELP plus shot peen	76	538	43	1.10
ELP plus vacuum age	28	193	15	0.40

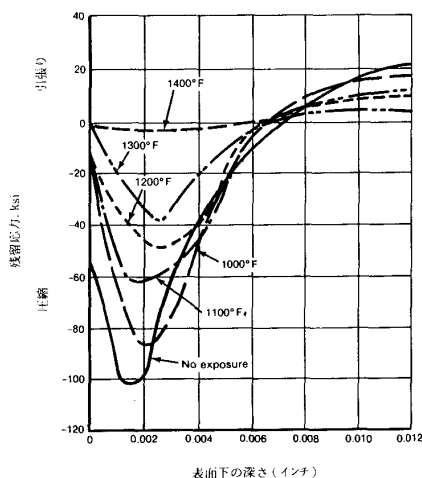
*Room temperature, 10⁷ cycles full-reverse bending.

図25¹⁸⁾ 低応力研削后ピーニングされた Inco718 (溶体化及び時効熱処理済)の、種々の高温度に100時間さらされた後の残留応力パターン

合は疲労強度は温度と時間によって変化することを図25は示している。また応力除去の目的で熱処理が行われるが、これによって表面の残留応力はなくなっても、内部では殆んど変化しないこと、また疲労強度については変化のないことが米文献に見られる。

5. あとがき

以上設計並びに材料上はOKの筈でも、部品の加工工程、加工条件が不適の場合には、部品の品質(寿命を含めて)に重大な影響を及ぼすことを述べた。部品加工の計画を立てる工程設計者は、その部品図面の指示事項を完全に加工計画に盛り込むことは勿論だが、更にその部品材料の特性、その部品の使用上問題になりそうな所を十分に把握して、工作法、使用機械および工具、加工条件、部品保持法、工程順および一つの工程内での加工順までもよく考えなければならない。生産性(Productivity)をよく考えて荒削りした後、“Producibility”(真に正しく作られること)を考えて仕上げるべきを強く訴えたい。

引用文献

- (1) プロダクションシステムのシステムデザイン調査研究(航空機・宇宙産業用生産技術)昭55-7月 p.27, 28 日本機械工業連合会。
- (2) Machining Data Handbook (MDH) 1980 p.18-4 Machinability Data Center (MDC).
- (3) (2)と同じ p.18-4.
- (4) (2)と同じ p.18-40.
- (5) 生産技術高度化に関する調査研究(航空機・宇宙産業用生産技術) 昭55-7月 p.75, 77. 日本機械工業連合会
- (6) (2)と同じ p.18-41.
- (7) (2)と同じ p.18-97.
- (8) (2)と同じ p.18-70.
- (9) (1)と同じ p.94.
- (10) (2)と同じ p.18-85
- (11) (2)と同じ p.18-108
- (12) (2)と同じ p.18-108
- (13) (2)と同じ p.18-48
- (14) (2)と同じ p.18-132
- (15) (2)と同じ p.18-123
- (16) (2)と同じ p.18-124
- (17) (2)と同じ p.18-126
- (18) (2)と同じ p.18-120

懇談及び討論会（加工・冷却タービン部門）

特別講座後の懇談及び討論会においては、将来の材料として特に耐熱性の高い単結晶材， γ/γ' δ NiTaC，共晶合金，W繊維強化複合耐熱合金，セラミック等の材料の外，タービン翼の温度分布とそれに伴う有効な冷却方法について，また，上

記の新材料に対する工作法，加工条件，Surface Integrityの問題等について論議がなされ，今後設計，材料，工作の各部門の緊密な連携と，作られたものに対する非破壊検査法や実証方法の確立などについて認識し合えたことは有益であった。

Second Circular

**ANNOUNCEMENT AND CALL FOR PAPERS
SYMPOSIUM ON TRANSPORT PHENOMENA IN ROTATING MACHINERY**

Princess Kaiulani Hotel, Honolulu, Hawaii

April 28 – May 3, 1985

Sponsored by: University of Michigan, University of Hawaii,
American Society of Mechanical Engineers,
Gas Turbine Society of Japan, Turbomachinery
Society of Japan, and others

Symposium Committee:

K. C. Cheng (University of Alberta)
S. F. Chou (National Taiwan Univ.)
J. C. Han (Texas A & M University)
E. Hartel (Avco-Lycoming)
G. J. Hwang (National Tsing Hua Univ.)
K. Imaichi (Osaka University)
R. A. Kantola (General Electric)
N. Kasagi (University of Tokyo)

Y. Nakayama (Hitachi)
W. G. Steltz (Power Dynamics)
C. P. Tso (University of Malaya)
G. de Vahl Davis (Univ. of New South Wales)
B. X. Wang (Tsinghua University)
S. L. K. Wittig (Universitat Karlsruhe)
W. J. Yang (Chairman) (Univ. of Michigan)

A. General Papers

1. Flow Visualization in Rotating Machinery
2. Rotating Tubes and Channels
3. Numerical and Analytical Methods
4. Rotating Heat Pipes and Thermosyphons
5. Rotating Surfaces and Enclosures
6. Turbine Blade Cooling
7. Gas Turbines
8. Measuring Techniques
9. Steam Turbines
10. General
11. Compressors
12. Hydraulic and Wind Turbines
13. Any Transport Phenomena with Direct Applications to Rotating Machinery

The following schedule should be followed:

Three copies of abstract due by December 31, 1984. Submission of full length manuscripts on author-prepared mats due by February 28, 1985.

The abstracts and final manuscripts should be submitted to the Symposium Chairman:

Professor Wen-Jei Yang
Department of Mechanical Engineering
and Applied Mechanics
2150 G. G. Brown Bldg.
University of Michigan
Ann Arbor, Michigan 48109
U.S.A.
Phone: (313) 764-9910

The paper will be published.

B. Open Forum**C. Keynote Speakers**

Internationally recognized experts will be invited to address state-of-the-art review of several subjects.

懇談及び討論会（加工・冷却タービン部門）

特別講座後の懇談及び討論会においては、将来の材料として特に耐熱性の高い単結晶材， γ/γ' δ NiTaC，共晶合金，W繊維強化複合耐熱合金，セラミック等の材料の外，タービン翼の温度分布とそれに伴う有効な冷却方法について，また，上

記の新材料に対する工作法，加工条件，Surface Integrityの問題等について論議がなされ，今後設計，材料，工作の各部門の緊密な連携と，作られたものに対する非破壊検査法や実証方法の確立などについて認識し合えたことは有益であった。

Second Circular

**ANNOUNCEMENT AND CALL FOR PAPERS
SYMPOSIUM ON TRANSPORT PHENOMENA IN ROTATING MACHINERY**

Princess Kaiulani Hotel, Honolulu, Hawaii

April 28 – May 3, 1985

Sponsored by: University of Michigan, University of Hawaii,
American Society of Mechanical Engineers,
Gas Turbine Society of Japan, Turbomachinery
Society of Japan, and others

Symposium Committee:

K. C. Cheng (University of Alberta)
S. F. Chou (National Taiwan Univ.)
J. C. Han (Texas A & M University)
E. Hartel (Avco-Lycoming)
G. J. Hwang (National Tsing Hua Univ.)
K. Imaichi (Osaka University)
R. A. Kantola (General Electric)
N. Kasagi (University of Tokyo)

Y. Nakayama (Hitachi)
W. G. Steltz (Power Dynamics)
C. P. Tso (University of Malaya)
G. de Vahl Davis (Univ. of New South Wales)
B. X. Wang (Tsinghua University)
S. L. K. Wittig (Universitat Karlsruhe)
W. J. Yang (Chairman) (Univ. of Michigan)

A. General Papers

1. Flow Visualization in Rotating Machinery
2. Rotating Tubes and Channels
3. Numerical and Analytical Methods
4. Rotating Heat Pipes and Thermosyphons
5. Rotating Surfaces and Enclosures
6. Turbine Blade Cooling
7. Gas Turbines
8. Measuring Techniques
9. Steam Turbines
10. General
11. Compressors
12. Hydraulic and Wind Turbines
13. Any Transport Phenomena with Direct Applications to Rotating Machinery

The following schedule should be followed:

Three copies of abstract due by December 31, 1984. Submission of full length manuscripts on author-prepared mats due by February 28, 1985.

The abstracts and final manuscripts should be submitted to the Symposium Chairman:

Professor Wen-Jei Yang
Department of Mechanical Engineering
and Applied Mechanics
2150 G. G. Brown Bldg.
University of Michigan
Ann Arbor, Michigan 48109
U.S.A.
Phone: (313) 764-9910

The paper will be published.

B. Open Forum**C. Keynote Speakers**

Internationally recognized experts will be invited to address state-of-the-art review of several subjects.

5. 解析解と数値解法

微分方程式の「厳密解」が簡単に得られず近似解法を必要とする問題について、変数分離法、等角写像法などの解析解と差分法、有限要素法などの数値解法の特徴を比較する。解析解では解は全領域にわたって単一の高次の関数(例えばフーリエ級数)で近似されるのに対し、数値解法では局所的に別々の低次の関数(例えば2次多項式)で近似される。その結果、計算量は解析解が少なく手計算でもある程度可能であるが、計算できる問題はコンピュータ利用による数値解法の出現まではごく限られたものであった。

一例として少しゆがみのある平行板間ダクト内の層流平面流れを考える。その支配方程式は

$$\mathbf{u} \cdot \nabla \omega = \nu \Delta \omega \quad \dots\dots\dots (21a)$$

$$\Delta \phi = -\omega \quad \dots\dots\dots (21b)$$

ただし ω : 渦度, ϕ : 流れ関数, Δ : ラプラス演算子。この問題は第0近似値に放物形速度分布の流れを用い摂動法で解くことができる。他方、式(21a)から ω 、式(21b)から ϕ を交互に FEM で計算することによっても解かれる。ただし ω には

$$\omega^{(n)} + \alpha(\omega^{(n+1)} - \omega^{(n)}) \rightarrow \omega^{(n+1)}$$

$\alpha = 0.1$ のように強いダンピングをかける必要がある。30 回位の反復で流れに剥離が生じ、解は 200 回位で収束する。 0.1 のダンピングの意味は、本来 1 修正すべきものを安定化のためとりあえず 0.1 修正するというのではなくこの付近に解があるのである。ダンピングを無視した摂動解では、しばしば奇妙な結果が現われる。連立代数方程式

$$F(x, y) = 0, \quad G(x, y) = 0$$

のアナログでこのことを説明すれば、図 9 (a) の場合には加速が、しかし (b) の場合にはダンピングが

必要である。

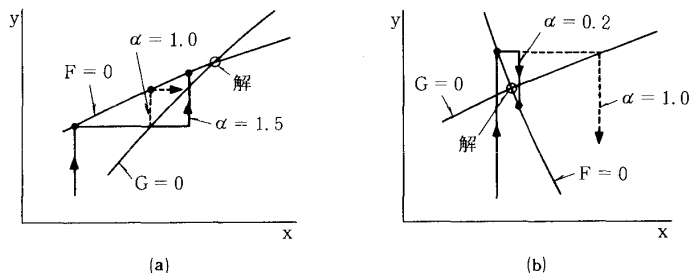


図 9 加速とダンピング

6. 計算法の基礎

テイラー展開は微分学において最重要定理であるばかりでなく、数値解法においても不可欠である。テイラー展開

$$u_{\pm 1} = u_0 \pm h u'_0 + \frac{1}{2!} h^2 u''_0 \pm \frac{1}{3!} h^3 u'''_0 + \dots \quad (22)$$

$h = x_i - x_{i-1}$ から次の差分演算子が導かれる。

$$u'_0 = (u_1 - u_{-1})/2h - h^2 u'''_0/6 \quad \dots\dots\dots (23a)$$

$$u''_0 = (u_{-1} - 2u_0 + u_1)/h^2 - h^2 u^{(4)}_0/12 \quad (23b)$$

最後の項は 2 次の打ち切り誤差で $O(h^2)$ のようにも書かれる。さらに $u_{\pm 2}, \dots$ を導入すれば高次の演算子が得られる。一般に n 個のテイラー展開式から $O(h^{n+1-k})$ の k 階差分演算子が得られるが、式(23b)では対称性により 1 ランク上の式になっている。導関数のテイラー展開

$$u'_{\pm 1} = u'_0 \pm h u''_0 + \frac{1}{2!} h^2 u'''_0 \pm \frac{1}{3!} h^3 u^{(4)}_0 + \dots \quad (24)$$

などから次のエルミート公式が導かれる⁽¹³⁾。

$$u'_{-1} + 4u'_0 + u'_1 = 3(u_1 - u_{-1})/h + O(h^4) \quad (25a)$$

$$u''_{-1} + 10u''_0 + u''_1 = 12(u_{-1} - 2u_0 + u_1)/h^2 + O(h^4) \quad (25b)$$

不等間隔の場合の差分演算子も同様に導くことができる。

テイラー級数はまた既存の式の誤差評価にも欠かせない。ポテンシャル理論の平均値の定理

$$u_0 = \frac{1}{\omega R^2} \int_{\Omega} u^d \Omega$$

はある点の関数 u_0 がその点を中心とする半径 R の球面 Ω 上の u の平均値に等しいことを意味している。これよりラプラス方程式は正三角形メッシュに対し次のように離散化できよう (図10)。

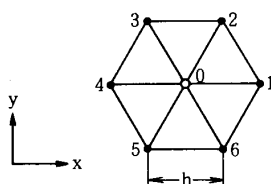


図10 正三角形メッシュ

$$\sum_{i=1}^6 (u_i - u_0) = 0 \quad \dots\dots\dots (26)$$

式(26)の誤差は、二次元のテイラー展開

$$u_i = u_0 + 4\mathbf{x} \cdot \nabla u_0 + \frac{1}{2!} (4\mathbf{x} \cdot \nabla)^2 u_0 + \frac{1}{3!} (4\mathbf{x} \cdot \nabla)^3 u_0 + \dots \quad \dots\dots\dots (27)$$

を式(26)に代入し求めることができる。すなわち

$$\begin{aligned} \Delta u = & \frac{2}{3h^2} \sum_{i=1}^6 (u_i - u_0) - \frac{3}{2 \cdot 4!} h^2 \Delta^2 u \\ & - \frac{h^4}{8 \cdot 6!} \left\{ 10 \Delta^3 u + \left(\frac{\partial^2}{\partial x^2} - \frac{\partial^2}{\partial y^2} \right) \right. \\ & \left. \left(\Delta^2 - \frac{16 \partial^4}{\partial x^2 \partial y^2} \right) u \right\} \quad \dots\dots\dots (28) \end{aligned}$$

ラプラス方程式に対しては $\Delta^2 u = \Delta^3 u = 0$ であるから、式(28)の精度は $O(h^4)$ である。

差分法、FEMなどの数値解法では、離散的に与えられたデータをもとに近似関数を求め、補間、微分、積分の計算が行われる。近似関数として最も一般的なものは多項式である。点 x_0, x_1, \dots, x_n におけるデータを u_0, u_1, \dots, u_n とする。2点を通る1次式、3点を通る2次式は一意的に定まり、一般には次のラグランジュ補間多項式が得られる。

$$u(x) \approx P_n(x) = \sum_{k=0}^n \frac{L_k(x)}{L_k(x_k)} u_k \quad \left. \vphantom{\sum_{k=0}^n} \right\} \quad (29)$$

ただし

$$L_k(x) = (x-x_0) \cdots (x-x_{k-1})(x-x_{k+1}) \cdots (x-x_n)$$

$n=2$ の場合の式を微分すれば

$$u'_0 = \frac{h_0}{h_{-1}(h_{-1}+h_0)} (u_0 - u_{-1}) + \frac{h_{-1}}{(h_{-1}+h_0)h_0} (u_1 - u_0) \quad \dots\dots\dots (30a)$$

$$u''_0 = \frac{2}{h_{-1}(h_{-1}+h_0)} (u_{-1} - u_0) + \frac{2}{(h_{-1}+h_0)h_0} (u_1 - u_0) \quad \dots\dots\dots (30b)$$

ただし $h_i = x_{i+1} - x_i$ 。これらの差分演算子はテイラー展開から導くこともでき、等間隔の場合には式(23)になる。

3次多項式は $(x-x_0)/h_0 = t$ と置けば

$$S(x) = \sum_{k=0}^3 c_k t^k$$

この式に $S(x_0) = u_0$, $S''(x_0) = u''_0$, $S(x_1) = u_1$, $S''(x_1) = u''_1$ を用いれば、次の3次スプライン (cubic spline) の式が導かれる⁽¹⁴⁾。

$$S(x) = (h_0^2/6) \{ u''_0(1-t)^3 + u''_1 t^3 \} + (u_0 - h_0^2 u''_0/6)(1-t) + (u_1 - h_0^2 u''_1/6)t \quad (31a)$$

この式を x で微分すれば

$$\left. \begin{aligned} u'_0 &= (u_1 - u_0)/h_0 - (h_0/6)(2u''_0 + u''_1) \\ u'_1 &= (u_1 - u_0)/h_0 + (h_0/6)(u''_0 + 2u''_1) \end{aligned} \right\} \quad (31b)$$

またこれらの式から

$$\begin{aligned} \frac{u'_{-1}}{3h_{-1}} + \frac{2}{3} \left(\frac{1}{h_{-1}} + \frac{1}{h_0} \right) u'_0 + \frac{u'_1}{3h_0} \\ = \frac{u_0 - u_{-1}}{h_{-1}^2} + \frac{u_1 - u_0}{h_0^2} \quad \dots\dots\dots (31c) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{h_{-1}}{6} u''_{-1} + \frac{h_{-1}+h_0}{3} u''_0 + \frac{h_0}{6} u''_1 \\ = \frac{u_1 - u_0}{h_0} - \frac{u_0 - u_{-1}}{h_{-1}} \quad \dots\dots\dots (31d) \end{aligned}$$

スプライン曲線は、 u_0, u_1, \dots, u_n と u'_0, u'_n の値が与えられるときに、式(31b, d)から $u''_0, u''_1, \dots, u''_n$ を求め、式(31a)によって描くことができる。なおこの曲線は常微分方程式 $S^{(4)} = 0$ の解で、物理的には単純支持梁と解釈できる (図11)。この曲線が不自然に波打つときには、梁に張力を



図11 スプライン曲線

かけた $\tilde{S}^{(4)} - p(x)\tilde{S}'' = 0$ の解, 指数スプライン (exponential spline) の式が用いられる。

$$\begin{aligned} \tilde{S}(x) = & \frac{1}{p_0^2 \sinh p_0 h_0} \{ u_0'' \sinh p_0 h_0 (1-t) \\ & + u_1'' \sinh p_0 h_0 t \} + (u_0 - u_0''/p_0^2)(1-t) \\ & + (u_1 - u_1''/p_0^2) t \quad \dots\dots\dots (32) \end{aligned}$$

p_i は張力で $p_i = 0$ ならば3次スプライン, $p_i \rightarrow \infty$ ならば折れ線になる。 p_i を適切に選ぶことにより理想的な曲線が描ける⁽¹⁵⁾。

スプライン公式 (31c, d) は先のエルミート公式 (25) と類似の式で, 共にコンパクト法と呼ばれる常微分方程式の高精度の解法で用いられている⁽¹⁶⁾。この方法では, 各点における三変数 u_i, u_i', u_i'' の三条件式 (内点では微分方程式, 式 (25) または式 (31), 境界点では微分方程式, 境界条件, Padé 近似式) から解が求められる。最近では Spline 4, Hermite 6 などさらに高次の式が用いられ, その連立1次方程式の能率的解法も提案されている⁽¹⁷⁾⁽¹⁸⁾。

物体前方の流れでは, 渦度が零から物体表面の大きな値まで急変する。ここに十分な格子点の確保はむづかしく, 渦度を1次式または2次式で近似すると図12に示すように本来点線であるべきも

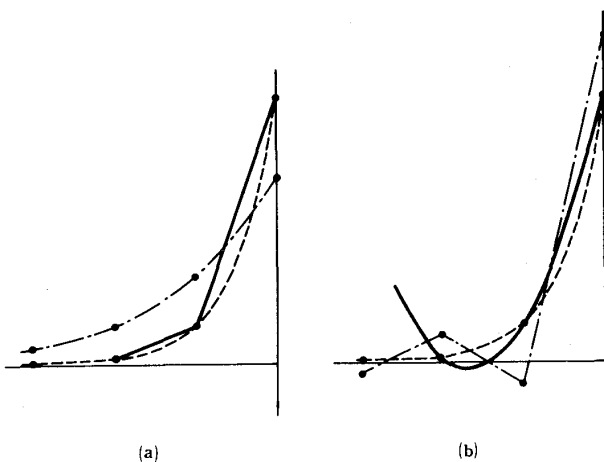


図12 1次式および2次式の近似

のが鎖線のようなになる。このような難点は多項式の次数を上げるよりもむしろ $a + b \exp(cx)$, $a + b/(x-c)$ のような単調関数の導入によってある程度克服できる。角を回る流れでは同様の特異性を持つ関数, 乱流境界層では対数関数を使用して改善が図られている。

多次元問題は1次元に分解処理されることも多いが, 多次元のまま直接処理されることもある。先の式 (28) は後者の例である。また移流問題で渦度輸送方程式

$$\omega_t + \mathbf{u} \cdot \nabla \omega = 0$$

の解を時間 Δt だけ延長するのに, Leith の対流差分法⁽¹⁹⁾ では $\omega_1 = \omega_0$, ただし ω_0 の値は t^n 面の格子点の値から二次元のラグランジュ補間で求められる (図13)。

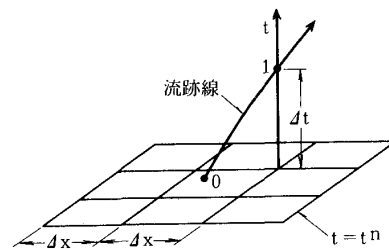


図13 対流差分法

有限要素法 (FEM)⁽²⁰⁾ でも, 補間 (試行) 関数が各要素内で多次元の多項式から求められている。補間関数は一般に次のように表わされる。

$$u(\mathbf{x}) \approx u^*(\mathbf{x}) \equiv \phi(\mathbf{x})U = \phi_i U_i \quad \dots\dots\dots (33)$$

ただし $\phi(\mathbf{x})$ は基底 (形状) 関数, U は節点値のベクトルである。最も単純なものは定数値要素の $u(\mathbf{x}) = \text{const.}$ である。次は三角形1次要素で

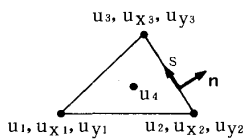
$$u(\mathbf{x}) = c_1 + c_2 x + c_3 y$$

と置かれ, 未定係数 c_1, c_2, c_3 は3節点条件から決定され, 結果を式 (33) のようにまとめれば

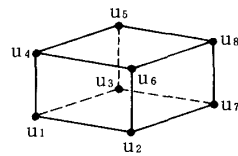
$$\phi(\mathbf{x}) = \frac{1}{\Delta} \left[\begin{array}{c} \left| \begin{array}{ccc} 1 & x & y \\ 1 & x_2 & y_2 \\ 1 & x_3 & y_3 \end{array} \right| & \left| \begin{array}{ccc} 1 & x_1 & y_1 \\ 1 & x & y \\ 1 & x_3 & y_3 \end{array} \right| & \left| \begin{array}{ccc} 1 & x_1 & y_1 \\ 1 & x_2 & y_2 \\ 1 & x & y \end{array} \right| \end{array} \right] \dots \dots \dots (34)$$

$$\Delta = \left| \begin{array}{ccc} 1 & x_1 & y_1 \\ 1 & x_2 & y_2 \\ 1 & x_3 & y_3 \end{array} \right|, \quad U = \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{bmatrix}$$

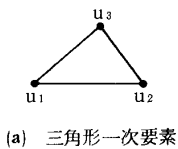
三角形 3 次要素 (図 14) では



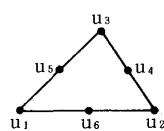
(c) 三角形 3 次要素



(d) 六面体三重 1 次要素



(a) 三角形 1 次要素



(b) 三角形 2 次要素

図 14 FEM の要素

$$u(\mathbf{x}) = c_1 + c_2 x + c_3 y + c_4 x^2 + c_5 xy + c_6 y^2 + c_7 x^3 + c_8 x^2 y + c_9 xy^2 + c_{10} y^3$$

と置かれ、同様にして

$$\Delta = \left| \begin{array}{ccccccc} 1 & x_1 & y_1 & x_1^2 & x_1 y_1 & y_1^2 & x_1^3 \\ 0 & 1 & 0 & 2x_1 & y_1 & 0 & 3x_1^2 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & x_1 & 2y_1 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 1 & x_4 & y_4 & x_4^2 & x_4 y_4 & y_4^2 & x_4^3 \end{array} \right|$$

$$U^T = (u_1 \ u_{x1} \ u_{y1} \ u_2 \ u_{x2} \ u_{y2} \ u_3 \ u_{x3} \ u_{y3} \ u_4)$$

また六面体三重 1 次要素では

$$u(\mathbf{x}) = c_1 + c_2 x + c_3 y + c_4 z + c_5 yz + c_6 zx + c_7 xy + c_8 xyz$$

と置かれ、同様にして

$$\Delta = \left| \begin{array}{cccccccc} 1 & x_1 & y_1 & z_1 & y_1 z_1 & z_1 x_1 & x_1 y_1 & x_1 y_1 z_1 \\ 1 & x_2 & y_2 & z_2 & y_2 z_2 & z_2 x_2 & x_2 y_2 & x_2 y_2 z_2 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 1 & x_8 & y_8 & z_8 & y_8 z_8 & z_8 x_8 & x_8 y_8 & x_8 y_8 z_8 \end{array} \right|$$

$$U^T = (u_1 \ u_2 \ \dots \ u_8)$$

FEM では $u(\mathbf{x})$ の微分、積分の計算は近似式(33)に対して行われる。

計算法の基礎としては以上のほかに数値積分、平滑化 (smoothing) などが重要であるが、ここでは割愛する。

7. 数値解法の概要

普通用いられている流れの数値解法は大きく分けて差分法 (FDM), 有限要素法 (FEM), 境界積分法 (BIM) になる。各解法の特徴を比較したものを表 1 に示す。特性の方法, 積分関係法, 流線曲率法, PIC (particle-in-cell) 法, FLIC (fluid-in-cell) 法, 有限体積法は FDM の一種または変形である。BIM は古典的特異点法から発展したもので, パネル法, 境界要素法とも呼ばれる。これに流れ場内部の特異点 (点渦) も加え, 粘性流れに拡張したものが離散渦法である。

流れの支配方程式

$$L(u) = f \quad \dots \dots \dots (35)$$

あるいはその差分方程式は局所的質量・運動量・エネルギーの保存を示している。これに対し FEM のたとえば重みつき残差法 (WRM) の式

$$\int_{\Omega} W_j (L(u^*) - f) d\Omega = 0 \quad (j=1, 2, \dots, J) \quad (36)$$

は流れ場全体の保存の関係を示している。ここではいわゆる '弱定式化' が行われる。FDM と FEM

表1 流れの数値解法の比較

	FDM	FEM	BIM
メッシュ分割	規則的格子, 最近境界に合わせて作られた格子が普及	三角形, 四辺形, 三角柱, 六面体などの要素に自由に分割できる	境界のみパネルに分割
適用できる微分方程式と流れ	ほとんどすべてのものに適用できるスキームが用意されている	変分 FEM では汎関数の存在が前提, WRM ではほとんどすべてのものが扱える	ラプラス, ヘルムホルツなどの方程式, ポテンシャル, ストークスなどの流れに限られる
連立1次方程式の係数行列	大型, 疎, 帯行列	FDMに同じ	小型, 成分の詰まっている行列
主な特徴	最も基本的標準的解法, 精度の評価確立, 目的に合ったスキームが用意されている	第二種境界条件扱い易い, 高精度得易い, 既存プログラムの活用に使, 計算量一般に多い	境界のみを対象に計算, 第二種境界条件扱い易い, 入力データ少ない, 計算量少ない?
適用性	最も適用性広い, 衝撃波を伴う遷音速流れ, 超音速流れ, 境界層流れ, LES の計算	複雑な形状の境界に良く適合し適用性広い, 非ニュートン流れ	一様流中の物体, 自由表面流れに有利

の定式化はこのように基本的に異なるものから出発しているが最終的に得られる代数方程式は類似のもの, 時には全く同じものになる。ポアソン方程式

$$\Delta u \equiv u_{xx} + u_{yy} = f \quad \dots\dots\dots (37)$$

を考える。ガレルキン法では重み関数 W_j に形状関数 ϕ_j が用いられ, 式(37)に対しては一度部分積分した後には

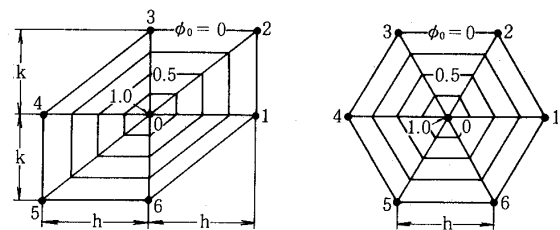
$$\sum_{\Omega} \{ (\phi_{j,x} \phi_{i,x} + \phi_{j,y} \phi_{i,y}) U_i + \phi_j \phi_i F_i \} d\Omega = 0 \quad (38)$$

ここで $\int d\Omega$ は各要素の積分, Σ は要素の和である。式(38)は直角三角形1次要素(図15)の場合には

$$(U_1 - 2U_0 - U_4)/h^2 + (U_6 - 2U_0 + U_3)/k^2 - (F_1 + F_2 + \dots + F_6 + 6F_0)/12 = 0$$

ここで F の質量集中化 (mass lumping) を行えば, この式は $O(h^2)$ の中心差分の式〔後に示す式(39)〕になる。また正三角形1次要素の場合には

$$2(U_1 + U_2 + \dots + U_6 - 6U_0)/3h^2 - (F_1 + F_2 + \dots + F_6 + 6F_0)/12 = 0$$

図15 形状関数 ϕ_0

この式は, 式(28)により f が高々1次式のときには, $O(h^4)$ の差分方程式になる。

一般に高精度の結果は高次の要素, 差分式を用いることによって達成される。上の例は同じ三角形1次要素でも, 要素形状が精度に大きな影響を及ぼすことを示している。次に正方形格子(要素)では, 表2のA法が f が高々1次式のときに $O(h^6)$ で良い。 f が任意関数のときにはA法が5点差分法よりも劣るという見解もあるが, 正方形空所内循環流れ〔支配方程式は式(21)〕では5点差分法, 双1次要素, A法の順に良くなる⁽²¹⁾。

表2 正方形格子における差分式の係数

	双1次要素	A 法	5点差分法																											
$\frac{\partial u}{\partial u}$	$\frac{1}{12h}$ <table><tr><td>-1</td><td></td><td>1</td></tr><tr><td>-4</td><td></td><td>4</td></tr><tr><td>-1</td><td></td><td>1</td></tr></table>	-1		1	-4		4	-1		1	$\frac{1}{20h}$ <table><tr><td>-1</td><td></td><td>1</td></tr><tr><td>-8</td><td></td><td>8</td></tr><tr><td>-1</td><td></td><td>1</td></tr></table>	-1		1	-8		8	-1		1	$\frac{1}{2h}$ <table><tr><td></td><td></td><td></td></tr><tr><td>-1</td><td></td><td>1</td></tr><tr><td></td><td></td><td></td></tr></table>				-1		1			
-1		1																												
-4		4																												
-1		1																												
-1		1																												
-8		8																												
-1		1																												
-1		1																												
Δu	$\frac{1}{3h^2}$ <table><tr><td>1</td><td>1</td><td>1</td></tr><tr><td>1</td><td>-8</td><td>1</td></tr><tr><td>1</td><td>1</td><td>1</td></tr></table>	1	1	1	1	-8	1	1	1	1	$\frac{1}{6h^2}$ <table><tr><td>1</td><td>4</td><td>1</td></tr><tr><td>4</td><td>-20</td><td>4</td></tr><tr><td>1</td><td>4</td><td>1</td></tr></table>	1	4	1	4	-20	4	1	4	1	$\frac{1}{h^2}$ <table><tr><td></td><td>1</td><td></td></tr><tr><td>1</td><td>-4</td><td>1</td></tr><tr><td></td><td>1</td><td></td></tr></table>		1		1	-4	1		1	
1	1	1																												
1	-8	1																												
1	1	1																												
1	4	1																												
4	-20	4																												
1	4	1																												
	1																													
1	-4	1																												
	1																													

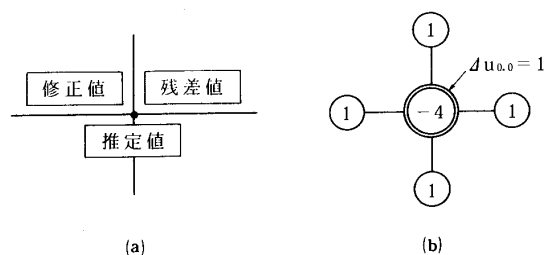


図16 Southwellの緩和法

三角形1次要素(図14(a))では要素の境界で関数値 u^* は連続になるがその法線微分値 $\mathbf{n} \cdot \nabla u^* = u_n^*$ は一般に連続にはならない。2次要素(b)でも事情は同じで、3次要素(c)では u_n^* は節点を除いて一般に連続にはならない。このことはこの要素では、一つの辺に沿って

$$u_n^*(s) = c_1 + c_2 s + c_3 s^2$$

と置けるが、その未定係数 c_1, c_2, c_3 が節点条件 u_{n2}, u_{n3} からは確定できないことから明らかである。 u_n^* の値は5次要素で初めて連続にできる。FEMでは要素内での近似は上げ易いが、要素間の不連続性のために、高次要素の結果は必ずしも満足すべきものにはならない⁽²²⁾。要素間の不連続性を考慮すれば精度を改善できる⁽²³⁾。

8. 緩和法 (relaxation)

この方法の基礎は1935年頃までにSouthwell⁽²⁴⁾によって確立され、当時手計算でかなり大形の連立1次方程式が解かれていた。現在のコンピュータでもある程度時間のかかる計算が手計算でなされたことは興味深い。

式(37)の正方形格子に対する差分方程式は

$$u_{1,0} + u_{0,1} + u_{-1,0} + u_{0,-1} - 4u_{0,0} - h^2 f_{0,0} = 0 \quad (39)$$

ここでは式(39)の簡単な例題についてSouthwellの緩和法を説明する。その計算の手順は

- (i) 適当に推定値 $u_i^{(0)}$ を与え、式(39)の残差値を計算する。図16(a)のように記録する。
- (ii) r_i を零にすべく、端から順に点緩和により、修正値 Δu_i を加えると同時に r_i を修正する。図(b)に中心の点に修正値1を加えた時の残差の変動を示す。

(iii) 以上の計算をすべての r_i が零になるまで繰返す。最後にすべての Δu_i を $u_i^{(0)}$ に加える。図17は点緩和による計算が一巡した状態を示す。

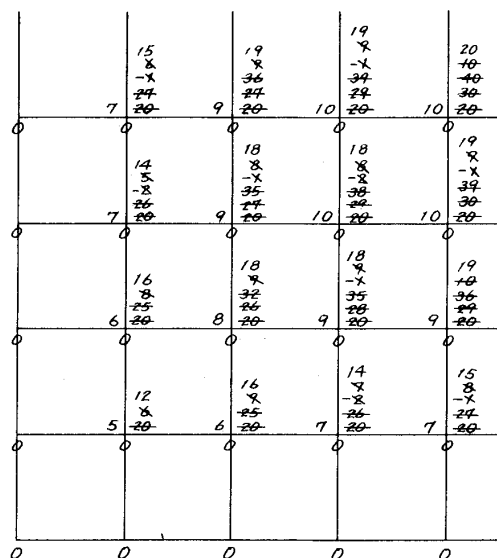


図17 緩和法の計算

当初の残差値0.02は、この状態で、境界近傍ではかなり小さくなるが領域内部ではほとんど変わらない。SOR法は、このことより、次式により過剰に緩和をしようと言うものである。

$$\left. \begin{aligned} r &= u_{1,0}^{(n)} + u_{0,1}^{(n)} + u_{-1,0}^{(n+1)} + u_{0,-1}^{(n+1)} - 4u_{0,0}^{(n)} - h^2 f_{0,0} \\ u_{0,0}^{(n+1)} &= u_{0,0}^{(n)} - \alpha r / 4, \quad 1 < \alpha < 2 \end{aligned} \right\} \quad (40)$$

Southwellの緩和法ではさらに計算を速くするために次の技法が用いられている。第一はあらい格子から細かい格子へ、また部分的に細かい格子の併用である〔図18(a)〕。このような格子の併用はプログラムを複雑にするため現在用いられてい

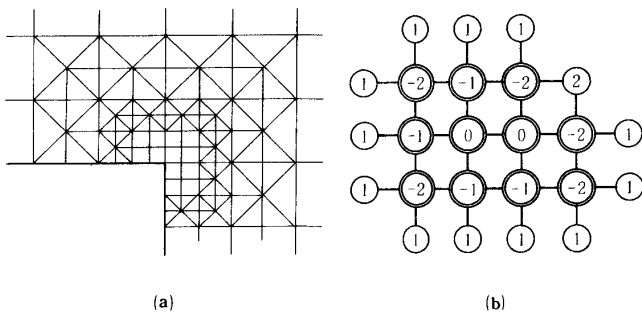


図18 細かい格子の併用とブロック緩和

ない。第二はブロック緩和の使用である〔図(b)〕。これは同符号の大きい残差の部分をまとめて緩和するものである（一種のパターン認識でコード化は至難）。ADI法は残差の状態に関係なく、列または行ごとにブロック緩和するもので、本来のものに比べれば著しく非能率的である。

緩和法は1970年頃に楕円形方程式から一部双曲形を含む遷音速翼の流れに拡張されている⁽²⁵⁾。その初期のものは遷音速微小じょう乱方程式を、図19に示すように、超音速域で上流差分に切換え、

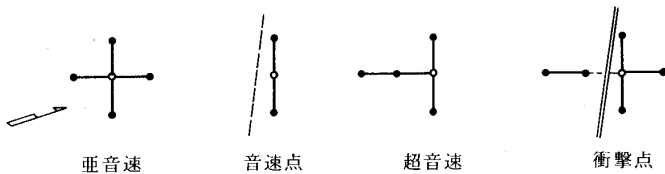


図19 遷音速流れの緩和法

SLOR (successive line overrelaxation) 法で上流から下流へ反復計算するものであった。その後、この上流差分への切換えが人工粘性の付加に相当することより、完全ポテンシャル方程式

$$L(\phi) \equiv \nabla \cdot \rho \nabla \phi = 0 \quad \dots\dots\dots (41)$$

へ、また有限体積法、有限要素法への拡張が行われた。ところで式(41)は局所的質量の保存を示している。ガウスの定理を適用すれば

$$\int_{\Omega} \nabla \cdot \rho \nabla \phi \, d\mathbf{x} = \int_{\partial\Omega} \rho \phi_n \, dS = 0$$

すなわち領域 Ω へ流入流出する質量保存の関係が得られる。離散近似後もこのような性質が保持されているときに、その方法は保存性があると言う。

初期の方法では衝撃波のところに湧き出しがあり超音速域が少し小であったが、その後この難点を改良した保存性のある方法では逆に超音速域がかなり大になる。これら二つの方法を組み合わせれば良好な結果が得られるが⁽²⁶⁾、それは姑息な手段とも言える。Dodge⁽¹²⁾は、超音速域における依存域外との関係を指摘し、特性格子の使用を提案している。Akay-Ecer⁽²⁷⁾は、衝撃波下流の渦の無視を指摘し、Clebsch表示による解法を提案している。これらの対策の間には関連性はない。これらの緩和法は次に述べる時間進行法に比べ計算時間は一般に少ないが、精度は劣るように思われる。

最近の緩和法に関連して、次に近似因子化(AF)法と多重格子(MG)法について簡単に述べる。まずAF法を式(41)に対して説明する。残差を導入する緩和法では、残差 $R^{(n)} = L_h(\phi^{(n)})$ は正確に計算しなければならないが、修正値 $\delta\phi^{(n)}$ は式(41)に忠実にしたがう必要はなく何らかの方法で残差を減らすものが見出せば良い。修正値は $L_h(\phi^{(n)} + \delta\phi^{(n)}) = 0$ を変形した

$$\tilde{L}_h(\delta\phi^{(n)}) = -\alpha R^{(n)} \quad \dots\dots\dots (42)$$

から計算できる。ただし \tilde{L}_h は L_h の近似演算子で、結果の精度には無関係、安定性収束性良く計算量の少ないものを選ばれる。たとえば⁽²⁸⁾⁽²⁹⁾

$$\tilde{L}_h = (\nabla_y \tilde{\rho} \Delta_y - \alpha \nabla_x)(\alpha - \tilde{\rho} \Delta_x)$$

$2 \leq \alpha \leq 2/\Delta y$, ∇ : 後退差分, Δ : 前進差分, AF法の演算子は因子に分解されているので、計算は二段階に分け容易に実行できる。

MG法⁽³⁰⁾はあらさの異なる多重格子(図20)に対して緩和計算を行うものである。点緩和では波長の短い残差の波はすぐ消えるが長いものが残る。多重格子を用いればすべての波長の波が能率よく除去できることになる。残差は必ずまず最も細か

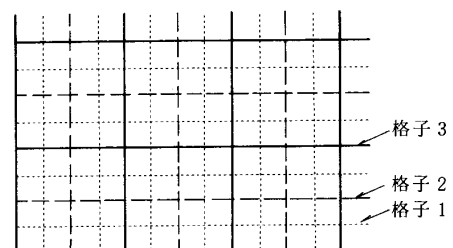


図20 MG法の格子

い格子で計算され重み平均 (restriction) によってあらい格子へ移される (古典的緩和法であらい格子から細かい格子へ進むときにしばしば見られた様な残差の発生は完全に避けられる)。またあらい格子で求められた修正値は補間 (prolongation) によって細かい格子へ移される。最もあらい格子の計算は直接法で、また細かい格子の計算は省略し補間だけのこともある。標準の手順はあらい格子から細かい格子へのサイクルを反復するものである。この方法は準線形方程式に、また有限要素法⁽³¹⁾、境界積分法⁽³²⁾にも有効である。

9. 時間進行 (time-marching) 法

時間微分に関しては、先に図7に示したような各種の陽的、陰的差分法、さらに多段階法、予測子修正子法が用いられている。周知のように陽解法は、陰解法に比べ解を時間間隔 Δt 進めるに要する計算時間は少ないが、不安定性のため Δt を大きくできない。定常流れを非定常問題の $t \rightarrow \infty$ における収束解として求める時間進行法には、むしろ陰解法が適しているとも言われている。以下にはこの間の事情を Burgers 方程式

$$u_t + cu_x = \nu u_{xx} \quad \dots\dots\dots(43)$$

を例に取り、少し具体的に説明する。

式(43)を2次の対流差分を用い書き換えれば

$$u_0^{n+1} = u^* + \nu \Delta t \{ u_{xx}^* + (u_{xx})_0^{n+1} \} / 2 \quad \dots\dots(44)$$

ただし

$$f^* = C(1+C)f_{-1}^n/2 + (1-C^2)f_0^n - C(1-C)f_1^n/2$$

$C \equiv c\Delta t/\Delta x$: クーラン数 (図13)。式(44)の安定性をノイマンの方法で調べる。この方法では解 u_j^n はフーリエ級数

$$u_j^n = \tilde{A} e^{ik(x-ct)} = A r^n e^{ik(j\Delta x)} \quad \dots\dots\dots(45)$$

に展開され、安定解はすべての成分が時間と共に減衰するときに得られるものと判定される。式(45)を式(44)に代入すれば

$$r = \{ 1 - (C/R)(1 - \cos k\Delta x) \} \\ \{ 1 - C^2(1 - \cos k\Delta x) - iC \sin k\Delta x \}$$

$R \equiv c\Delta x/\nu$: 格子レイノルズ数。なおこの式は、

式(44)が予測子修正子法で計算され、 $(u_{xx})_0^{n+1}$ には既知の値が入るものとして導かれている。安定性の条件は $|r| < 1$ すなわち

$$\left. \begin{aligned} |C| < 1 \quad \text{and} \quad C/R < 1 \\ \text{あるいは} \quad \Delta t < \Delta x/|c|, \quad \Delta x^2/\nu \end{aligned} \right\} \quad (46)$$

次に式(43)にクランク・ニコルソン法を用いれば

$$\frac{u_0^{n+1} - u_0^n}{\Delta t} + \frac{c}{2} \{ (u_x)_0^n + (u_x)_0^{n+1} \} \\ = \frac{\nu}{2} \{ (u_{xx})_0^n + (u_{xx})_0^{n+1} \} \quad \dots\dots\dots(47)$$

空間微分に2次の中心差分を用い、上と同様にして r を求めれば

$$r = \frac{1 - i(C/2)\sin k\Delta x - (C/R)(1 - \cos k\Delta x)}{1 + i(C/2)\sin k\Delta x + (C/R)(1 - \cos k\Delta x)}$$

この $|r|$ は常に1よりも小さく、式(47)は Δt によらず安定である。しかしながら実際問題としては、 Δt は必ずしも大きく取ることができない。それは、この方法で解かれる連立1次方程式の係数行列を優対角にしなければならないからである。そのための条件は

$$|R| < 2 \quad \text{or} \quad |C| - C/R \leq 2 \quad \dots\dots\dots(48)$$

次の Robert-Weiss 形の差分方程式は2次精度で、常に安定かつ優対角である。

$$\frac{u_0^{n+1} - u_0^n}{\Delta t} + \frac{c+|c|}{4} \{ (\Delta_x u)_0^n + (\nabla_x u)_0^{n+1} \} \\ + \frac{c-|c|}{4} \{ (\nabla_x u)_0^n + (\Delta_x u)_0^{n+1} \} = \frac{\nu}{2} \{ (u_{xx})_0^n + (u_{xx})_0^{n+1} \}$$

多次元問題は、特に陰解法では、次の部分段階 (fractional-step) 法⁽³³⁾により一次元問題に分解して解かれることが多い。

時間分離 (time-splitting) 法。有限体積法では、式(12)を一つのセルに対し積分形に書き直した次式が用いられる (図21)。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} U d\mathbf{x} + \int_{\partial\Omega} \mathbf{H} \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad \dots\dots\dots(49)$$

ただし

$$U = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e \end{bmatrix}, \quad \mathbf{H} = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u u + p 1_x \\ \rho v u + p 1_y \\ (e+p) u \end{bmatrix}$$

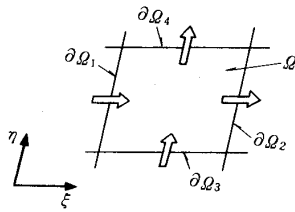


図21 有限体積法のセル

この式は、時間 Δt における一つのセル Ω 内の U の変化がその4辺 $\partial\Omega_1 \sim \partial\Omega_4$ を通るフラックス $\mathbf{H} \cdot \mathbf{n}$ によって起きることを示している。時間分離法では、これを Δt に $\partial\Omega_1$ と $\partial\Omega_2$ を通るフラックスによる変化と、 $\partial\Omega_3$ と $\partial\Omega_4$ を通るものに分離して計算する。この手法は式(12)自身にも適用でき、また例えば NS 方程式を移流と擬似ストークス問題に分離するためにも使用されている⁽³⁴⁾。

ADI 法⁽³⁵⁾。式(12)またはこれに拡散項を加えた式を線形化したものを形式的に次のように表わす。

$$u_t = (D_x + D_y) u \quad (50)$$

D_x と D_y はそれぞれ x または y の微分だけを含む線形演算子。Peaceman-Rachford の ADI 法は二次元問題に適用できるもので、その式は

$$\left. \begin{aligned} (u^{n+1/2} - u^n) / (\Delta t / 2) &= (D_x u^{n+1/2} + D_y u^n) \\ (u^{n+1} - u^{n+1/2}) / (\Delta t / 2) &= (D_x u^{n+1/2} + D_y u^{n+1}) \end{aligned} \right\} \quad (51)$$

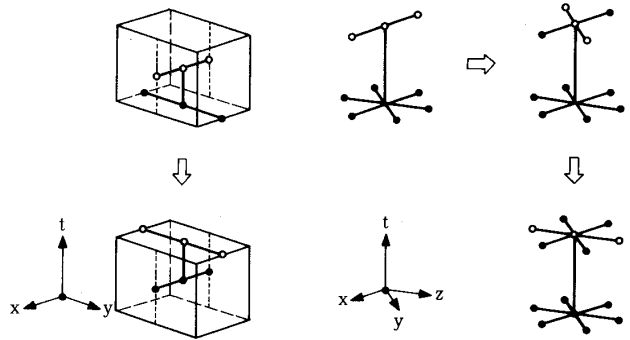
上式から $u^{n+1/2}$ 、下式から u^{n+1} が順に求められる。精度は合わせて $O(\Delta t^2)$ 、三次元への拡張は不可能である。Douglas-Gunn の ADI 法は三次元問題にも適用できるもので、その式は

$$\left. \begin{aligned} (u^* - u^n) / \Delta t &= \theta D_x u^* + [(1-\theta)D_x + D_y + D_z] u^n \\ (u^{**} - u^n) / \Delta t &= \theta D_x u^* + \theta D_y u^{**} \\ &\quad + [(1-\theta)(D_x + D_y) + D_z] u^n \\ (u^{n+1} - u^n) / \Delta t &= \theta D_x u^* + \theta D_y u^{**} + \theta D_z u^{n+1} \\ &\quad + (1-\theta)(D_x + D_y + D_z) u^n \end{aligned} \right\}$$

これを書き換えれば

$$\left. \begin{aligned} (I - \theta \Delta t D_x)(u^* - u^n) &= \Delta t (D_x + D_y + D_z) u^n \\ (I - \theta \Delta t D_y)(u^{**} - u^n) &= u^* - u^n \\ (I - \theta \Delta t D_z)(u^{n+1} - u^n) &= u^{**} - u^n \end{aligned} \right\} \quad (52)$$

右辺は既知で u^* 、 u^{**} 、 u^{n+1} が順に求められる。また精度は合わせて $O(\Delta t^2)$ 。なお式(51)で $u^{n+1/2} = (u^* + u^n) / 2$ と置けば、 $\theta = 1/2$ の二次元の Douglas-Gunn の式が得られる。これらの ADI 法の意味は図22から容易に理解できよう。



Peaceman-Rachford 法

Douglas-Gunn 法

図22 ADI 法

因子法 (factored scheme)⁽³⁶⁾。式(50)を克蘭ク・ニコルソン法で近似すれば

$$\begin{aligned} [I - \Delta t (D_x + D_y) / 2] u^{n+1} \\ = [I + \Delta t (D_x + D_y) / 2] u^n \end{aligned}$$

今 $u^{n+1} - u^n \equiv \Delta u^n$ と置いて、 Δ 形式' に書き直せば

$$\begin{aligned} [I - \Delta t (D_x + D_y) / 2] \Delta u^n \\ = \Delta t (D_x + D_y) u^n \equiv \text{RHS} \quad \dots\dots (53) \end{aligned}$$

Δt 小として左辺の演算子を因子に分解すれば

$$(I - \Delta t D_x / 2)(I - \Delta t D_y / 2) \Delta u^n = \text{RHS}$$

この式は次のように2段階に分け一次元問題に帰着させて解くことができる。

$$\left. \begin{aligned} (I - \Delta t D_x / 2) \Delta u^* &= \text{RHS} \\ (I - \Delta t D_y / 2) \Delta u^n &= \Delta u^* \end{aligned} \right\} \quad \dots\dots (54)$$

この Δ 形式の因子法の式は Douglas-Gunn の式(52)と等価なものである。

衝撃波を伴う遷音速流れは、式(12)またはこれに拡散項を加えた式を、各種の時間進行法で解くことによって求められる。それについては最終回で述べることにする。

文 献

- (13) Collatz, L., The Numerical Treatment of Differential Equations, 3rd ed. (1966), 538, Springer-Verlag.
- (14) Ahlberg, J. H., ほか2名, The Theory of Splines and Their Applications, (1967), Academic Press.
- (15) McCartin, B. J., AIAA 5th CFD Conf., (1981-6), 16.
- (16) Rubin, S. G. and Khosla, P. K., J. Comp. Phys., 24-3(1977-7), 217.
- (17) Rubin, S. G. and Graves, Jr., R. A., Comps. & Fluids, 3-1(1975), 1.
- (18) Rubin, S. G. and Khosla, P. K., Lect. Notes in Phys., 90(1979), 468, Springer-Verlag.
- (19) Leith, C. E., Methods in Computational Physics, Vol. 4(Alder, B., ほか2名編), (1965), 1, Academic Press.
- (20) Zienkiewicz, O. C. (吉識・山田監訳), マトリックス有限要素法, (1975), 培風館.
- (21) 大宮司・佐々木, 日本機械学会論文集, B, 47-423(1981-11), 2111.
- (22) Olson, N. D. and Tuann, S. Y., Comps. & Fluids, 7-2(1979-6), 123.
- (23) Fortin, M. and Thomasset, F., J. Comp. Phys., 31-1(1979-4), 113.
- (24) Southwell, R. V., Relaxation Methods in Theoretical Physics, (1946), Oxford Clarendon Press.
- (25) Murman, E. M. and Cole, J. D., AIAA J., 9-1(1971-1), 114.
- (26) Lock, R. C., Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol.3(1981), 116, Vieweg.
- (27) Akay, H. U. and Ecer, A., Finite Element Flow Analysis, (Kawai, T. 編), (1982), 403, University of Tokyo Press.
- (28) Holst, T. L. and Ballhaus, W. F., AIAA J., 17-2(1979-2), 145.
- (29) Baker, T. J., J. Comp. Phys., 42-1(1981-7), 1.
- (30) NASA CP 2202, Multigrid Methods, (1981-10).
- (31) Deonick, H. and Hirsch, C., J. Comp. Phys., 48-3(1982-12), 344.
- (32) Slooff, J. W., 文献(5)の517 ページ.
- (33) Yanenko, N. N., The Method of Fractional Steps, (1971), Springer-Verlag.
- (34) Benqué, J. P., ほか2名, 文献(27)の295 ページ.
- (35) Briley, W. E. and McDonald, H., J. Comp. Phys., 34-1(1980-1), 54.
- (36) Beam, R. M. and Warming, R. F., AIAA J., 16-4(1978-4), 393.

死 去 会 員

正 会 員 井 上 宗 一 君 71才 石川島播磨重工業(株)

昭和 59年 11月 14日 逝去

ご 遺 族 港区三田1-5-6

井 上 一 郎 殿

本会に関する記事

昭和 47年 6月 入会

同氏には本会第3期監事として御活躍いただきました。謹しんで哀悼の意を表します。

東大生研 吉 識 晴 夫
遠 藤 敏 彦
高 間 信 行
日本鋼管 尾 崎 大 介

1. まえがき

車両用ディーゼル機関の過給機駆動用原動機として、ラジアル排気タービンが多く用いられる様になった。比較的小型の機関では動圧過給が有利であり、このためタービンに流入する流れは脈動流となる。管内脈動流のうち、ディーゼル機関等の給排気問題については多くの研究⁽¹⁾がある。また、動圧駆動される排気タービンに関する研究もかなり行われている。^{(2)~(12)}しかし、脈動周波数がタービン特性に及ぼす影響についての研究は比較的少ない。^{(3),(4),(7),(8)}しかも、これらの文献では、脈動周波数そのままの形で結果を論じているため、排気管長さと脈動周波数との関係は明確でない。

ここでは、脈動周波数の影響を顕著に示すと考えられる排気管長の比較的長い場合について、既報⁽¹⁰⁾と同じ脈動流発生装置とラジアルタービンを用いて行った実験と特性曲線法による数値解析の結果について述べ、ターボ過給機とディーゼル機関のマッチングに関して一つの指針を与えることを目的としている。

2. 主な記号

- a : 音速 m/s
- C_{ad} : 断熱膨張速度 m/s
- f : 脈動周波数 Hz
- F : 流路断面積 m^2
- k : 比熱比
- l : 排気管長さ m
- L : タービン仕事 Nm
- \dot{M} : 質量流量 kg/s
- N : 回転速度 rpm
- p : 圧力 Pa
- r : 半径または反動度 m or -

- T : タービントルク Nm
- α : ノズル絶対流出角 deg.
- η : 効率
- ρ : 密度 kg/m^3
- χ : 無次元流量
- τ : 無次元トルク
- Ω : 無次元周波数

添字

- a : 大気状態
- i : ロータリ弁タンク内初期状態
- t : よどみ状態
- T : タービン
- v : ロータリ弁
- 0 : ロータリ弁タンク内
- 1 : 排気管入口
- 2 : タービン入口
- 3 : タービンノズル出口

3. 実験装置および実験方法

実験装置は既報⁽¹⁰⁾の一部を手直したものを使

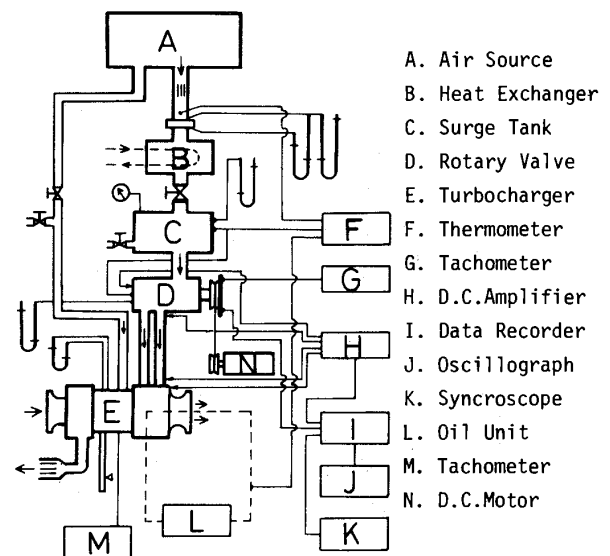


図1 実験装置概要

(昭和59年7月23日原稿受付)

用した。その概要を図1に示す。実験用タービンは入口が2口で、ノズルが周方向に2分割されているが、今回は2本の排気管に同位相の脈動流を送入してタービンを駆動した。使用したタービンの主要目を表1に、断面図を図2に示す。ロータリ弁1回転につき吹き抜けない脈動流を2回発生させ、タービンを駆動する。タービンの発生するトルクは同軸のブロウで吸収させ、浮動させたブロウケーシングにかかる反トルクを天秤で測定した。また、タービン流量はサージタンク上流に設けた丸型ノズルにより測定した。変動圧力はロータリ弁タンク内、排気管入口、タービン入口、タービンノズル出口で半導体圧力変換器により測定し、カセットレコーダに記録した。その後、A/D変換して計算機処理を行った。また、時間平均圧力はマノメータにより測定した。なお、排気管

表1 実験用ラジアルタービンの主要目

Scroll	2-entry-casing divided peripherally	
Nozzle	number of blades	= 12
	blade height	= 6.5 mm
	absolute exit angle	= 26.2°
Rotor	number of blades	= 14
	inlet area	= 0.00242 m ²
	exit area	= 0.00135 m ²
	inlet radius	= 55 mm
	exit radius	= 30 mm
	(mean exit radius	= 26 mm)
	relative exit angle	= 45.4°

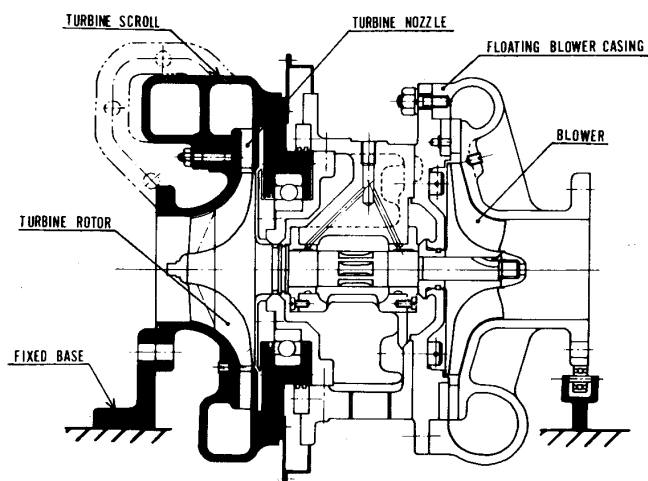


図2 実験用ラジアルタービンの断面図

長さは、タービンを接続しない管端開放の場合は1.718 m、タービン接続時には1.862 mである。

実験はサージタンク内圧力とブロウ入口に設けた絞り板によりタービン回転数を調整し、ロータリ弁回転数により脈動流の周波数を変更した。なお、このロータリ弁回転数は4ストローク4気筒機関の回転数に相当する。

実験範囲は大体次の通りである。サージタンク内圧力 p_s (MPa): 約0.15 ~ 0.23; ブロウ入口絞り (開放時を1とした面積比 F_B で示す): 1, 0.34, 0.17 の3通り; タービン回転数 N_T (rpm): 約20,000 ~ 27,000; ロータリ弁回転数 N_V (rpm): 約900 ~ 3,000。

4. 数値解析

ロータリ弁タンクを容積と考え、他の排気タービン流路系を全て一次元流れと仮定し、既報⁽¹⁾の特性曲線法により数値解析を行った。計算は、管路系の幾何学的形状、排気ポートが開き始める瞬間のロータリ弁タンク内の初期圧力と初期温度、タービン回転数及びロータリ弁回転数を与えて、定常サイクルが得られるまで行った。東京大学生産技術研究所のFACOM, M-180 IIADを使用し、計算時間の最長のもので約9分であった。

5. 実験結果及び計算結果の考察

ロータリ弁タンク内の初期圧力 p_i と初期温度 T_i により、タービン流量 \dot{M} とタービントルク T は変わるので、次式の無次元流量 χ と無次元トルク τ を定義する。また、管内圧力波動を支配する無次元周波数 Ω を下記の様に定義する。なお、タービン接続時の管長 l にはタービン入口からノズル出口までの平均流路長さ0.338 mも考慮する。

$$\chi = \dot{M} / \left[\rho_i \left(\frac{p_a}{p_i} \right)^{\frac{1}{k}} \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{p_i}{\rho_i} \left\{ 1 - \left(\frac{p_a}{p_i} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right\} F} \right] \quad \dots\dots\dots(1)$$

$$\tau = T / \left[\rho_i \left(\frac{p_a}{p_i} \right)^{\frac{1}{k}} \frac{2k}{k-1} \frac{p_i}{\rho_i} \cdot \left\{ 1 - \left(\frac{p_a}{p_i} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right\} F_r \cos \alpha \right] \quad \dots\dots\dots(2)$$

$$\Omega = fl/a = N_V l / 30 a \quad \dots\dots\dots(3)$$

ここに、初期密度 ρ_i は $\rho_i = p_i / RT_i$ で、 R はガス定数、 F はタービンノズル出口面積（管端開放時は管断面積 $= 2.72 \times 10^{-3} \text{ m}^2$ ）、 α はノズル流出角（ $= 26.2^\circ$ ）、 r はロータ半径（ $= 55 \text{ mm}$ ）、 k は比熱比（ $= 1.4$ ）、 a は管内平均音速である。

5-1 管端開放時の流量特性 ロータリ弁の流量特性を明らかにし、タービン接続時との流量特性の相違を見るために、タービンを接続しない管端開放の実験を行った。このタービンを接続しない場合の流量特性を図3に示す。図中、丸印

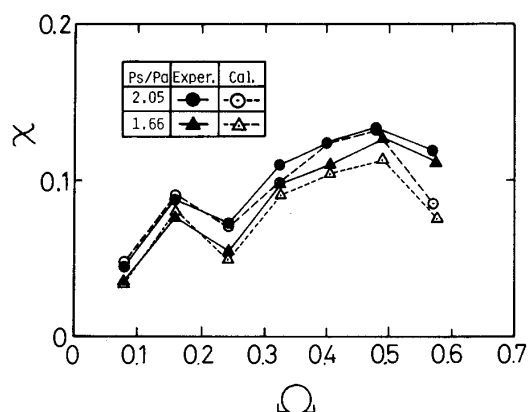


図3 流量特性（管端開放時）

はサージタンク内圧力 p_s と大気圧 p_a との比が約 2.05、三角印は約 1.66 の場合を示す。ここで、前者は後述するタービン実験の $N_T \approx 22,000 \text{ rpm}$ 、 $F_B = 0.34$ および $N_T \approx 20,000 \text{ rpm}$ 、 $F_B = 1$ に、後者は $N_T \approx 20,000 \text{ rpm}$ 、 $F_B \approx 0.17$ の各々の最大周波数を除く点の実験条件にほぼ相当する。また、実線で結んだ中実の印は実験値を、破線で結んだ中空の印は計算値を示す。無次元周波数が約 0.57 の点を除いて、実験と計算はほぼ一致している。容積型の機関では、体積効率を一定とすれば、機関回転数（脈動周波数、図では Ω ）にほぼ比例して流量は増加する。このロータリ弁はいわゆる容積型ではないが、無次元振動数の増加と共に流量は増加している。しかし、図より明らかなように、 $\Omega = 0.25$ 付近で流量は減少しており、一端閉端、他端開端の一次共振点付近で流量は減少することを意味する。すなわち、一周期前の吐出圧による圧力波が開端で2回、閉端（弁閉時の弁側）

で1回反射するため、弁開時に排気管入口圧が高くなり、ロータリ弁タンクからのガスの流出を防げるものと考えられる。また、実験装置の都合上、ロータリ弁タンクの上流に約 0.7 m の配管があるため、 p_i は Ω に対し一定とならず、 χ の Ω に対する依存性がやや不明確になった。しかし、タービン接続時の流量特性と比較する上では何ら問題はない。なお、 $\Omega \approx 0.57$ で流量が低下している原因は、 $N_V \approx 3,500 \text{ rpm}$ と高いため、ロータリ弁タンク内のガスが十分に膨張できないためと考えられる。

5-2 時間平均タービン特性

5-2-1 速度比 タービン入口の時間平均全圧 $\overline{p_{2t}}$ と温度を用いて、タービン膨張比と修正回転数を算出し、それに対応するタービンの定常流特性からタービン性能を求めることは精度が悪い。^{(8), (10), (11)} しかし、タービンの運転状態の目安としては、 $\overline{p_{2t}}$ とタービン回転数 N_T より求まる時間平均速度比 u/C_{ad} が適当と思われる。そこで、図4に速度比と無次元周波数の関係を示す。

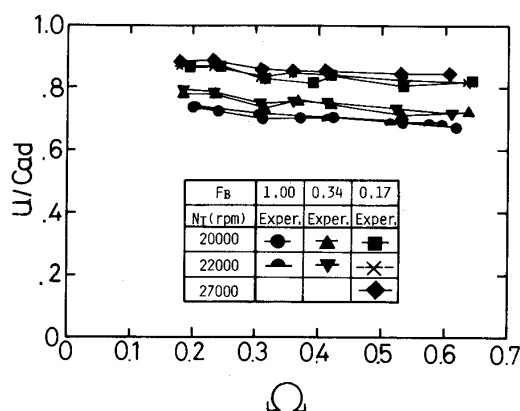


図4 速度比

ここに、

$$u = 2 \pi r N_T / 60 \quad \dots\dots\dots(4)$$

$$C_{ad} = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{\overline{p_{2t}}}{\rho_2} \left\{ 1 - \left(\frac{p_a}{\overline{p_{2t}}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right\}} \quad \dots\dots(5)$$

で、 u はロータ周速、 C_{ad} はタービン入口全圧から大気圧まで断熱膨張した時の速度である。図より、ブロウ入口の絞りが同一の場合、速度比はほぼ等しく、 Ω の増加と共にやや減少する傾向にあ

ることが分かる。また、負荷の減少(F_B の減少)により、速度比が大きくなる傾向を示しており、定常流特性と定性的には同じ傾向にあることが分かる。なお、ここで用いた \overline{p}_{2t} には時間平均流量による動圧分を時間平均静圧に加えてある。

5-2-2 流量 タービンの時間平均流量を式(1)で無次元化し、無次元周波数との関係を図5で示す。図3同様、実線で結んだ点は実験値、

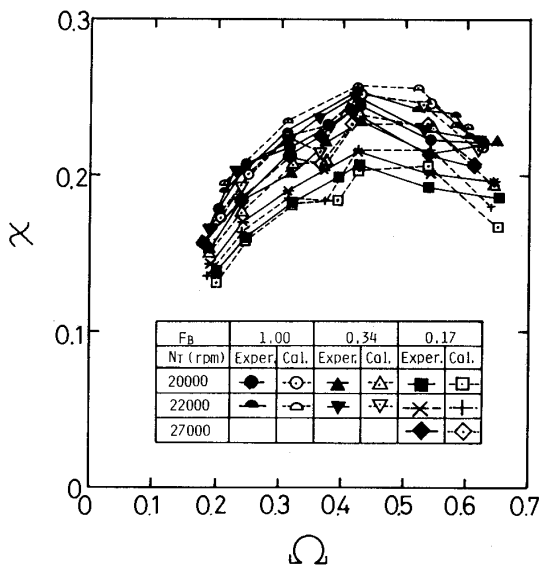


図5 タービン流量特性

破線で結んだ点は計算値を示す。実験と計算は比較的良く一致している。また、 χ は $\Omega = 0.4$ 付近までは増加しているが、 $\Omega = 0.5$ 付近から減少している。図5と図3を比較すると、管端開放の場合は $\Omega = 0.25$ 付近で χ が減少しているが、タービンを接続した場合には減少しない。逆に、タービンの場合は $\Omega = 0.5$ 付近より減少しており、管内の圧力波動の状況が管端開放の場合とは異なることが分かる。これは、管端にタービンを接続したため、管端を開端とは扱えなくなり、排気管入口圧は $\Omega = 0.25$ では弁開時に高くならず、 $\Omega = 0.5$ で高くなるからである。なお、ほぼ同一の圧力条件に対する無次元流量が図3と図5で面積比(ノズル出口面積 = $1.068 \times 10^{-3} \text{ m}^2$, 管面積 = $2.72 \times 10^{-3} \text{ m}^2$)の割合とは異なるのは、タービンを接続したことによる流路抵抗の差と考えられる。また、 Ω の比較的小さい範囲では、 χ は Ω と共に増加しており、容積型機関の特徴を示していると

言える。すなわち、その範囲では排気タービン流量の周波数依存性はロータリ弁側(実機の場合はエンジン側)の流量特性に由来すると言われている。次に、 N_T 一定で考えると、膨張比が高い程流量が多く(■→●と χ が増大し)、タービンの定常流特性と同じ傾向にあることが分かる。

5-2-3 トルク タービンの時間平均トルクを式(2)で無次元化し、無次元周波数との関係を図6に示す。図中の記号や線は図5と同様であ

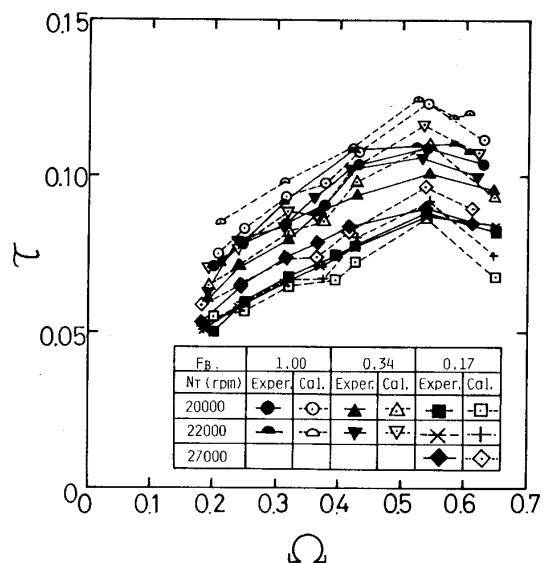


図6 タービントルク特性

る。実験と計算の差は流量よりもやや大きい、比較的良く一致していると言える。 τ は $\Omega = 0.5$ 付近から減少を始めているが、 χ は $\Omega = 0.55$ 付近まで増加しており、減少開始は χ よりも遅れている。次に、 N_T 一定で考えると、タービンの運転状態は●, ▲, ■の順で負荷が減少するので、その結果がトルク特性に示されていることが分かる。即ち、●では同一回転数で大きなトルクを発生する必要があるため、タービン膨張比が高くなり、速度比は小さくなる。これらの結果は定常流特性と同じ傾向である。

次に、トルクに与える流量の差を除くために、単位流量当りのトルク τ/χ を図7に示す。図中の線と記号は前2図と同じである。計算結果は一部の点を除いて、かなり良く実験結果を説明している。図より、 $\Omega = 0.4$ 付近までは τ/χ はほぼ一定とみなせるので、この範囲ではトルクは流量

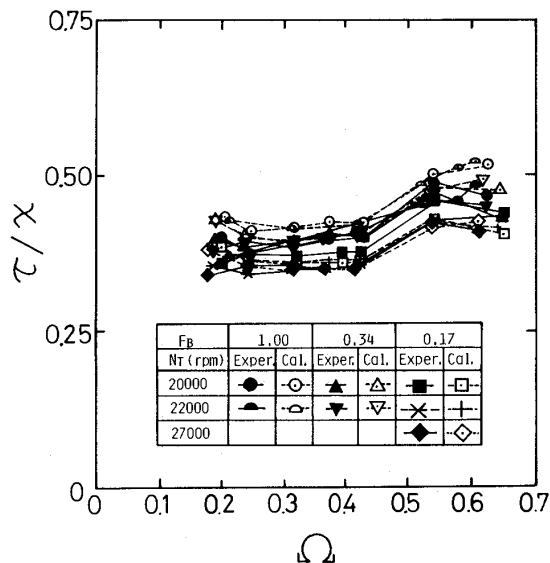


図7 単位流量当りのトルク

にはほぼ比例していると言える。即ち、この範囲では、トルクの周波数依存性は流量のそれに帰することができる。しかし、 $\Omega = 0.5 \sim 0.6$ にかけて、 τ/χ は増大しており、流量に比べてトルクが大きいくことを示している。これは後述する管内圧力波動を考慮することにより理解できる。即ち、この周波数付近では、排気管入口でタービンからの反射波が排気ポートからの吐出圧と重なり、管内圧力は比較的高くなり、ロータリ弁タンクからの流出を妨げる。この結果、流量は減少するが、有効エネルギーは増加し、トルクが増大するものと考えられる。

5-2-4 効率 定常流と同じ効率の定義ではエネルギー利用の割合を明確に示せないの、次式の理論最大仕事 L_{ad} に対する実仕事 L の割合で効率 η_T を定義する。^{(10), (11)}

$$\eta_T = L/L_{ad} \quad \dots\dots\dots(6)$$

ここに、

$$\left. \begin{aligned} L &= \int_0^{1/f} T \omega \, dt \\ L_{ad} &= \rho_i V \frac{1}{k-1} \frac{p_i}{\rho_i} - \rho_r V \frac{1}{k-1} \frac{p_r}{\rho_r} \\ &\quad - M \frac{k}{k-1} \frac{p_a}{\rho_a^*} \\ \rho_a^* &= \rho_i (p_a/p_i)^{1/k} \end{aligned} \right\}$$

.....(7)

で、 ω はタービンロータの角速度、 t は時間、 V はロータリ弁タンクの容積、 p_r は空気排出後のタンク内圧力、 ρ_r はその時の密度、 M はパルス1回当りの流出空気の質量である。上式より算出した効率を図8に示す。図中の線や記号は前図と同様である。実験と計算は比較的良く対応してい

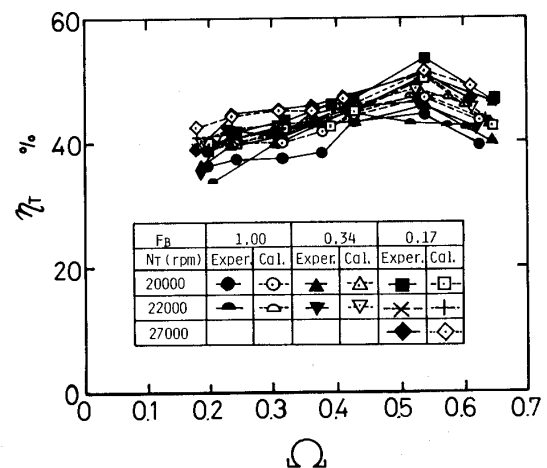
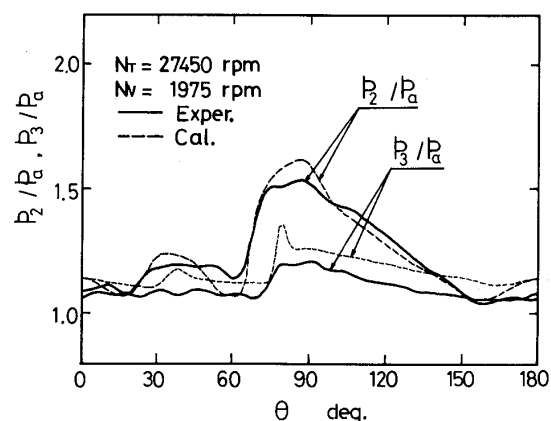
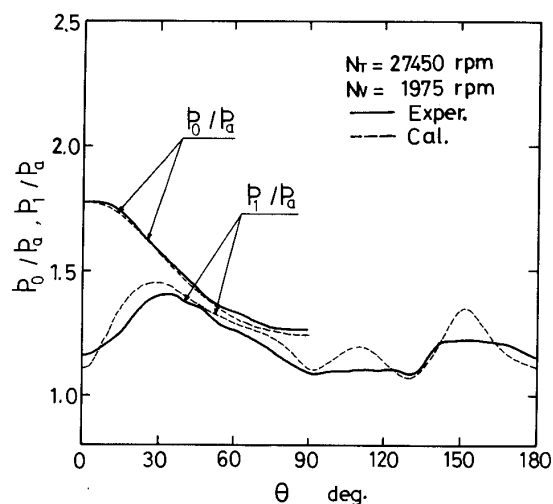


図8 タービン効率

る。図より、効率の周波数による変化はトルクの変化とほぼ同じ傾向にあることが分かる。また、ブロウ入口の絞りが同じ場合、タービン回転数によらず、ほぼ同じ効率となっている。これは、図4でブロウ入口絞りが同一の場合、タービン回転数によらず速度比がほぼ同じであることに対応する。即ち、ラジアルタービンでは、速度比に対して1本の効率曲線が定まる定常流特性があり、図8の結果は、この定常流特性に対応するものと考えられる。

5-3 瞬時特性 実験では圧力しか瞬時値を測定していないので、管路系の圧力波形を中心に考察を行う。

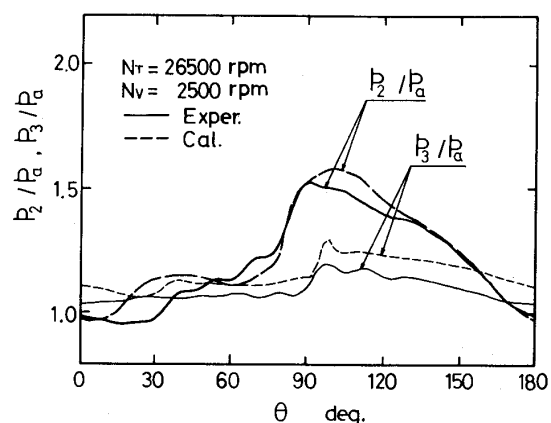
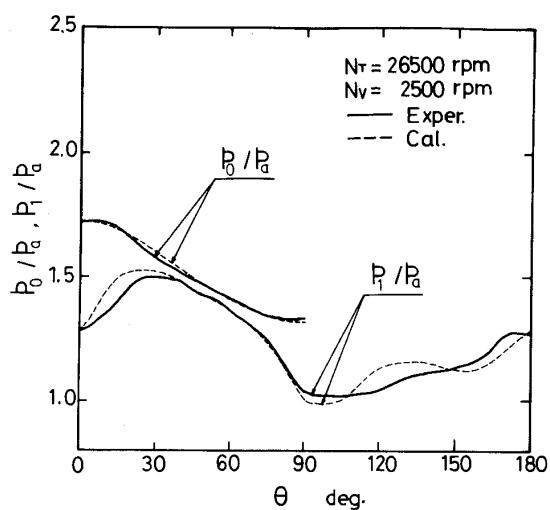
5-3-1 圧力波形 管路系の圧力変動波形の例を図9～図11に示す。測定値には高周波の乱れを含んでいるので、9～18周期分のデータをフーリエ変換し、ロータリ弁タンク内圧力 p_0 は500 Hz、その他の排気管入口圧力 p_1 、タービン入口圧力 p_2 、ノズル出口圧力 p_3 は1 kHz 以上の高周波成分を除去した。図の横軸はロータリ弁



(a) ロータリ弁タンク内圧力と排気管入口圧力

(b) タービン入口圧力とノズル出口圧力

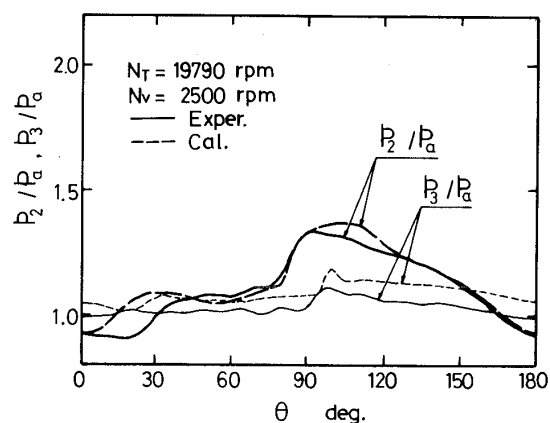
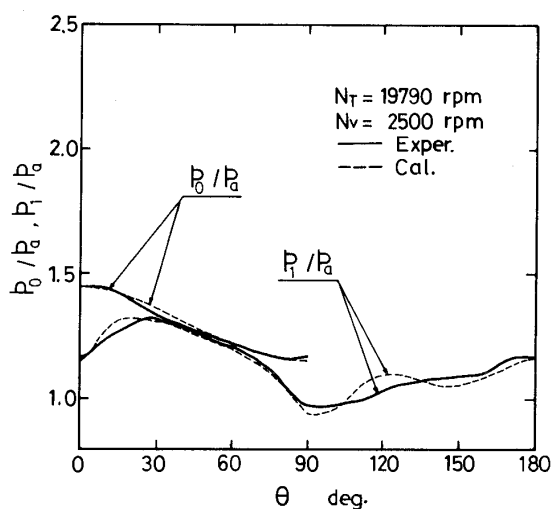
図9 圧力波形(その1)



(a) ロータリ弁タンク内圧力と排気管入口圧力

(b) タービン入口圧力とノズル出口圧力

図10 圧力波形(その2)



(a) ロータリ弁タンク内圧力と排気管入口圧力

(b) タービン入口圧力とノズル出口圧力

図11 圧力波形(その3)

の回転角 θ で、排気ポートが開き始める瞬間を 0° とし、縦軸は大気圧との比で示した各位置での圧力である。図中の実線は測定値、破線は計算値であるが、ノズル出口圧の測定値の精度がやや低い様に思われる。図9はタービン回転数 $N_T \approx 27,000$ rpm, ロータリ弁回転数 $N_V \approx 2,000$ rpm, 図10は $N_T \approx 27,000$ rpm, $N_V \approx 2,500$ rpm, 図11は, $N_T \approx 20,000$ rpm, $N_V \approx 2,500$ rpm である。いずれもブロウ入口絞りの1番大きい $F_B \approx 0.17$ の場合で、前図までの記号◆と■に対応する。図9は $\Omega \approx 0.41$, 図10と図11は $\Omega \approx 0.53$ である。また、図9と図10の時間平均速度比は約0.85ではほぼ等しいが、図10のタービン入口圧力の下降の仕方がやや緩やかであり、このためタービントルクが大きくなるものと考えられる。このタービン入口圧力に影響を持つ排気管入口圧力は、排気ポートからの吐出圧力とその圧力がタービンで反射して戻って来る圧力で大体定まる。反射波が排気管入口に到達するまでの時間をロータリ弁の回転角 $\Delta\theta$ で求めると、 $\Delta\theta = 12 l N_V / a$ となり (a は管内平均音速), 図9の場合は $\Delta\theta \approx 150^\circ$, 図10の場合は $\Delta\theta \approx 190^\circ$ となる。従って、図10では1周期前の吐出圧の正圧の反射波が吐出圧力と重なり、タービンの利用可能エネルギーの増大を生じているものと考えられる。⁽²⁾ なお、上記の $\Delta\theta$ の計算にはノズル出口までの平均流路長さを考慮したが、タービン入口からノズル出口までは流路面積が減少しており、そこでも圧力反射を生じる。 $\Delta\theta$ の計算をタービン入口までの距離で行うと、図9では約 125° , 図10では約 160° となり、各図の圧力変動の様相が理解できる。次に、図10と図11ではタービン回転数は異なるが、無次元周波数はほぼ同じであり、管内の圧力波動はほぼ同じ様相を示している。即ち、圧力波動に対しては、 Ω が支配的な要因であると言える。

なお、ノズル出口圧の測定にやや問題があるので、これ以降、ノズル出口圧の関係する量については、実験結果の考察は行わない。

5-3-2 ノズル膨張比, 無次元流量, 無次元トルク 図12にノズル膨張比 p_2/p_3 とノズル出口における無次元流量 χ , 無次元トルク τ の計算例を示す。流量とトルクはほぼ同相で変化し、 p_2/p_3 より少し遅れて変化している。これは、

ほぼ静止状態にあるタービン内の流体を加速するための時間遅れと考えられる。また、管内圧力波動の影響により生じた配気管入口圧力の変動がタービン入口に到達し、流量やトルクが変動する様子が図9と図12より分かる。

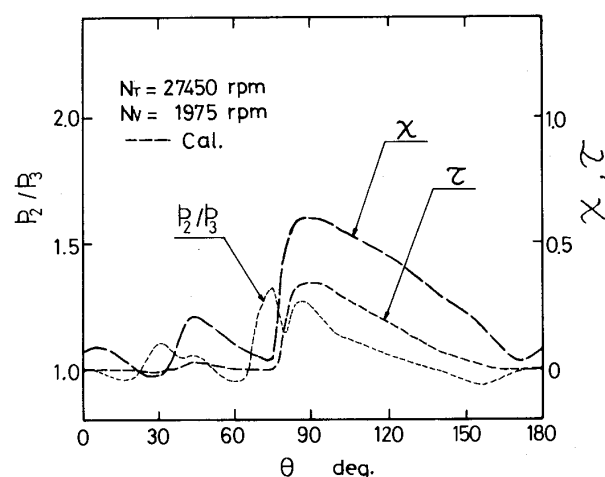


図12 ノズル膨張比, 無次元流量, 無次元トルク

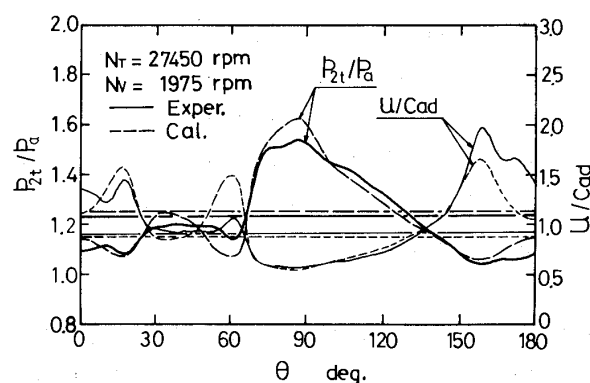


図13 タービン全膨張比, 速度比

5-3-3 速度比, 反動度 図13にタービン全膨張比 p_{2t}/p_a と速度比を、図14に反動度 γ の一例を示す。ここに、 γ は

$$\gamma = \left\{ \left(\frac{p_3}{p_{2t}} \right)^{\frac{k-1}{k}} - \left(\frac{p_a}{p_{2t}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right\} / \left\{ 1 - \left(\frac{p_a}{p_{2t}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right\} \dots\dots\dots (8)$$

で、 p_{2t} はタービン入口全圧である。ただし、

p_{2t} の実験値は各瞬間の流速を速定していないので、静圧 p_2 を代用させている。図中の水平線は各々の時間平均値を示す。なお、タービン回転数

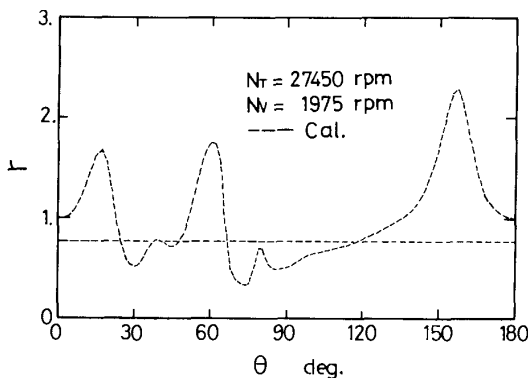


図 14 反 動 度

はサイクル中一定と考えているので、タービン全膨張比が高くなる時は速度比が小さくなり、逆にすると逆になる。これより、タービンが比較的良好な運転状態にある時期は割合短期間となり、タービン効率が低くなる原因となる。また、反動度が1を越す時期はノズル膨張比が1を下まわる時期と一致し、この時期はタービン全膨張比が小さいので、速度比や反動度の変動が大きくなる。また、反動度が1を越える度合いが大きく、その期間が長くなると、タービン内で逆流が生じ、タービンがポンプ作用をすることになる。

6. む す び

管内の圧力波動の影響が比較的顕著に現われる様に、管長の長い排気管を用いて、ラジアルタービンを脈動流により駆動した実験と一次元非定常流れを仮定した数値解析を行った。その結果得られた主な事項は次の通りである。

(1) 管内圧力波動は脈動周波数、排気管長と管内平均音速で定まる無次元周波数により支配される。

(2) 脈動周波数の比較的小さい範囲では、排気タービン流量の周波数依存性はエンジン側の流量

特性にほぼ依存する。しかし、無次元周波数が0.5付近になると無次元流量は減少する。

(3) タービントルクは無次元周波数の比較的小さい範囲では、流量にほぼ比例するが、無次元周波数が0.5付近ではトルクのみ大きくなる。

(4) タービン効率の周波数による変化はトルクの変化とほぼ同じ傾向にある。

(5) 上記の時間平均タービン特性を時間平均の速度比と対比して考えると、タービンの定常流特性と定性的には傾向が一致する。

最後に、本研究の一部は科学研究費（一般C）の援助を受けたことを記し、感謝の意を表する。

文 献

- (1) 例えば、長尾・島本、機論，24 - 148（昭33 - 12），1019；浅沼・沢，機論，25 - 156（昭34 - 8），834；渡部ほか2名，機論，26 - 162（昭35 - 2），362；福田ほか3名，機論，38 - 307（昭47 - 3），611。
- (2) Jenny, E., Brown Boveri Review, 37 - 11（1950 - 11），433。
- (3) 小泉，機論，25 - 152（昭34 - 4），319。
- (4) Benson, R.S. and Scrimshaw, K.H., PIME, Vol. 180, Pt. 3H（1965 - 66），74。
- (5) Craig, H.R.M. ほか5名，PIME, Vol. 183, Pt. 1, No. 30（1968 - 69），615。
- (6) Wallace, F.J. ほか2名，PIME, Vol. 184, Pt. 1, No. 10（1969 - 70），183。
- (7) Wallace, F.J. and Miles, J., PIME, 185 - 77/71（1970 - 71），1091。
- (8) 宮下ほか2名，石川島播磨技報，13 - 3（昭48 - 5），259。
- (9) 小菅ほか3名，機論，43 - 371（昭52 - 7），2635。
- (10) 水町ほか4名，機論，44 - 388（昭53 - 12），4272。
- (11) 吉識ほか3名，機論（B編），45 - 394（昭54 - 6），904。
- (12) 森棟ほか2名，機論（B編），47 - 421（昭56 - 9），1916。



有限面積法による非粘性，二次元翼列解析における数値計算誤差による全圧変動に対する考察

科学技術庁航空宇宙技術研究所 西村英明
橋本良作

1. はじめに

ターボ機械内部の流れは，圧縮性，粘性，三次元性，非定常性，熱伝達等を有するうえに流粘形状は単純とはいえず，非常に複雑な流れの現象を呈している。

ターボ機械の内部流れにとって重要な位置を占める翼型，翼配備等の研究，解析は，数値流体力学の立場からみると，翼間流れとして非粘性，二次元，定常流れから始まり，非粘性，準三次元，定常流れを経過し現在は，圧縮性，非粘性，完全三次元流れの計算が大型計算機の開発により急速に進められている。これらの数値解析法のうちですでに翼列設計に実用化されているものの一つに McDonald, Denton 等による二次元，および三次元非定常オイラー方程式にそれぞれ有限面積法^{1), 5)} および有限体積法^{2) 4)} を適用したタイム・マーチング法がある。この方法は，亜音速，超音速領域は勿論のこと，両者が共存する遷音速領域にも同一のアルゴリズムが適用できるという特徴を有している。

ところで，高負荷タービン翼列のように転向角が大きく，流れ場が急激な変化をする翼間流れを有限面積法，または有限体積法によりタイム・マーチング法で解いた場合，翼面上の速度分布，圧力分布等の諸物理量が実験値と著しい相違を示すことがある。

本来，非粘性，断熱，定常流れでは全圧値は，衝撃波がない場合には一定値，また，弱い衝撃波の場合には，ほぼ一定値を保たなければならない。さらに，全温一定でなければならない。しかしながら数値計算の結果の示すところによると両者ともにこれらの条件を満たしていない。この種の計算において全圧値が変動することは Denton²⁾

Bryce and Litchfield³⁾ 等の論文にも報告されている。そこで，より妥当な数値計算結果が得られるよう改善すべくこの原因を種々検討した結果，流れが急激な変化を受けた場合，離散化による誤差，境界条件設定の誤差，平均化操作により発生する誤差，また，これらの誤差の伝播により計算誤差が増大し，このことが大きな要因となって物理量が妥当な値を示さなくなる，との結論に達した。ここでは，一つの対応策として，工学的な面に比重を置き，翼面上で等エントロピ流れ場で成立する全圧一定の関係式を利用して計算誤差の増加を防止した。すなわち，数値計算結果から得られた密度，速度，温度から静圧を求め，全圧一定の関係式からマッハ数を求める。このマッハ数から速度の U-成分，V-成分を求めて，数値計算より得られた密度，速度，温度のうち翼面上の速度のみを修正して翼面上で入口全圧値を保つよう計算を実行する。このことによって計算精度の向上をはかることができた。この方法は衝撃波がないか，弱い衝撃波の場合にのみ適用できるとに留意したい。この修正を行った結果，物理現象は勿論のこと剥離のない流れでは，速度，温度等が翼面上で最大値，最小値を示すなどオイラー方程式の数学的性質⁶⁾ からみても矛盾が改善されていることが明かになった。

ここでは，実用的な見地から，この改善策がかなり有効であることが分かったので報告する。

2. 基礎方程式と平滑化

流れ場を支配する方程式はいわゆる二次元オイラー方程式の保存型で記述される。有限面積法の離散化については，McDonald¹⁾ にしたがっている。

平滑化は，空間に関してのみ行っており，平均化の重みと距離を考慮に入れた単純な線型の平均化操作である⁵⁾。すなわち，対象とする点 G が計算

(昭和59年8月21日原稿受付)

領域の内点の場合には、G点自身とこのG点の上下左右の五点の物理量と、G点とそれらの点までの距離を利用し、また、G点が境界上に存在する場合には、G点と、G点の左右と上、または、下の内点の四点の物理量と、G点からのそれぞれの点までの距離を利用する。平滑化は、本計算では、繰り返し計算10回に1度の割合で実行している。

3. 翼面上全圧規定

微分方程式を離散化して得られた式を連立させて解を求める数値計算では誤差の影響は避けられない。そこで、なるべく誤差を含まない関係式を導入し計算精度を上げることが試みられる。通常は、そのために、エネルギー式の代わりに定常、断熱状態で成り立つ全エンタルピー一定の関係式を利用することが多い。ここでは、全計算領域で連続式、運動方程式、全エンタルピー一定の関係式を用い有限面積法によって得た数値解と、この三つの関係式から得られた解を翼面上に関してのみ等エントロ流れで成立する全圧一定の補助関係式を使って修正して求めた数値解との結果を比較検討する。

翼面上の全圧規定は以下のような手続によって行う。

まず、有限面積法による数値計算によってあるタイム・ステップで、密度、速度、温度を求め、状態方程式を利用して静圧を求める。さらに計算領域の上流境界で入口状態量として与えられた全圧値を用いて、関係式

$$M^2 = \frac{2}{k-1} \left\{ \left(\frac{P_t}{P} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right\} \quad (1)$$

によりマッハ数を求める。

ただし、 P_t ; 全圧, P ; 静圧, k ; 比熱比, M ; マッハ数 である。

つぎにマッハ数から速度のU-成分, V-成分を求め、この速度成分を数値計算において得られた速度成分と入れ代える。この操作をあるタイム・ステップごとに行い計算を実行する。しかし、このようにしてマッハ数が計算できるのは、全圧値が静圧値より大きい場合である。もし、数値計算から得られた静圧値が誤差のため規定される入口状態の全圧値より大きい場合には、前述の方法は用いることができない。この場合は、まず、数値

値計算で得られたマッハ数と規定される入口状態の全圧値を用いて静圧を求める。つぎに、速度成分の場合と同様、この静圧値を数値計算により得られた静圧値と入れ代えて計算を実行する。

以上の方法によって翼面上の全圧値は、入口状態の全圧値と等しく保たれる。

なお、Denton²⁾は、翼面上の速度、温度を求める場合に限って連続式、全エンタルピー一定、および、全圧一定の連立式を解いて計算精度の向上をはかっている。Dentonはこのように、翼面上では方程式系を変えているのに対し、本方法はあくまでもオイラー方程式を使って翼面上を含む全計算領域で密度、速度、温度を求め、これらの数値計算の結果を翼面上でのみ全圧一定の関係式を用いて修正するという方法をとっている。

4. 計算結果

この方法の有効性の検証計算を行った。その条件を以下にする。

計算条件を表1に、また、翼配備は表2に示す。

表1 境界条件

	上流境界	下流境界
全 圧 KPa (%)	151.86 (15480.26)	
静 圧 KPa (%)		99.62 (10155.07)
全 温 (K)	391.00	
流入角度(度)	50.00	

表2 翼 配 美

翼弦長(mm)	50.0
ソリディティ	1.429
食違い角(度)	-40.0

図1に計算格子と翼型を示す。

以下の説明において、図2から図7までの図については、連続式、運動方程式、全エンタルピー一定の関係式から得た計算結果を左側に(a)図として、また、右側に(b)図として、翼面上で全圧一定の条件を用いて修正を施した場合の計算結果を示す。計算結果は、翼面上、および翼間の全圧、静圧、

食い違い角 $= -40.0^\circ$ 流入角 $= 50.0^\circ$
 翼弦長 $= 50.0$ (mm) 流出角 $= -68.1^\circ$
 ソリディティ $= 1.429$

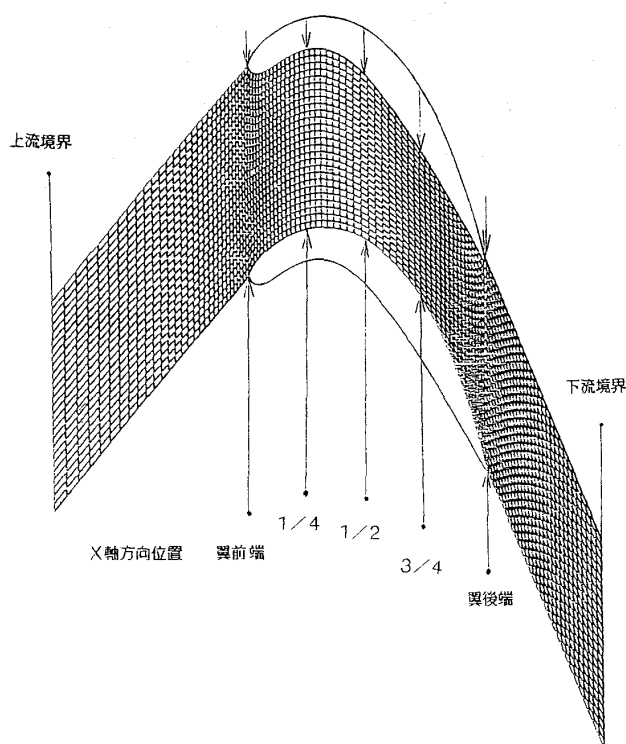


図1 計算格子および翼型

速度分布について示す。

翼面上全圧分布(図2)は、上流境界から翼面上を経て下流境界にいたる計算格子点上の値を示す。すなわち、図1に示すように翼前端より上流部では翼前端の格子点から上流境界までの準流線に沿った格子点についての値の分布であり、下流部では、翼後端点から下流境界までの準流線に沿った格子点の値を示してある。

計算全圧値は平滑化の影響を受けるため、平滑化の対象となるG点での平均化の重みは、1.0に近い値が望ましい。本計算では、G点の重みとして0.8を採用している。

なお、流入マッハ数は、約0.30で、流出マッハ数は、約0.76であり衝撃波は発生していない。

4-1 翼面上全圧分布 衝撃波が発生していないため全圧は一定に保たれるはずである。しかし、数値計算より求めた全圧分布は一定値とはならず、特に翼背側では、ほぼ10%減少している。しかも図2(a)にみられるように翼背側、翼腹側で全圧分布が一致していない。この場合には、翼背側の方が翼腹側の値より小さくなっており、また、流れの方向が大きく変えられる翼中央付近から下流に向かって一方は増加し、他方は減少している。

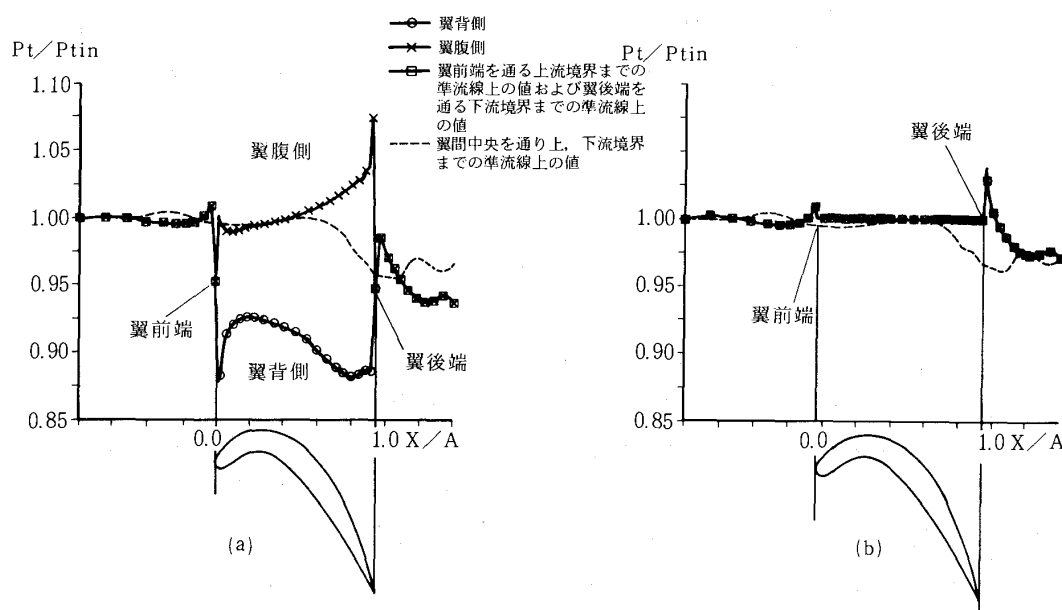


図2 翼面上全圧分布

Denton³⁾の方法では、これと逆で、翼腹側では翼背側より小さくなり、下流に行くにしたがって

両翼面上の値は近づいている。いずれにしる翼前縁、翼後縁近傍での変化の様子をも考慮すると翼面形状の変化が激しく、物理量が急激に変化するため計算誤差が増大することと一致する。翼列下流域において、全圧比が1.0まで回復せず約7.0%の全圧降下が残っている。翼面上で全圧を規定した場合の計算結果を図2(b)に示す。翼前端直前で約2.0%の全圧上昇が認められる。これは、図2(a)の場合とほぼ同じである。翼後端直後でも約3.0%の全圧上昇があり、下流領域において約3.0%の全圧降下が残っているが、図2(a)の場合よりも減少している。図2(a)、(b)の中の点線は、

翼列上流側の仮想的な二つの周期境界の中央を通り、翼間の中央線上を通過し、翼列下流側の二つの周期境界の中央を通り下流境界に達するまでの全圧値を示している。両図とも、ほぼ同じ曲線を描いており、境界上で全圧を規定した影響はほとんど受けていないことを示している。

4-2 翼面上静圧分布 静圧は、上流入口状態の全圧(P_{tin})と下流境界上の平均静圧(P_{ex})で無次元化した値 $C_p(=(P-P_{ex})/(P_{tin}-P_{ex}))$ で表示する。なお、図中の横軸 X/A の A は翼の X 軸方向長さで翼前端と翼後端の距離である。図3(a)、(b)にみられるように、両曲線はほ

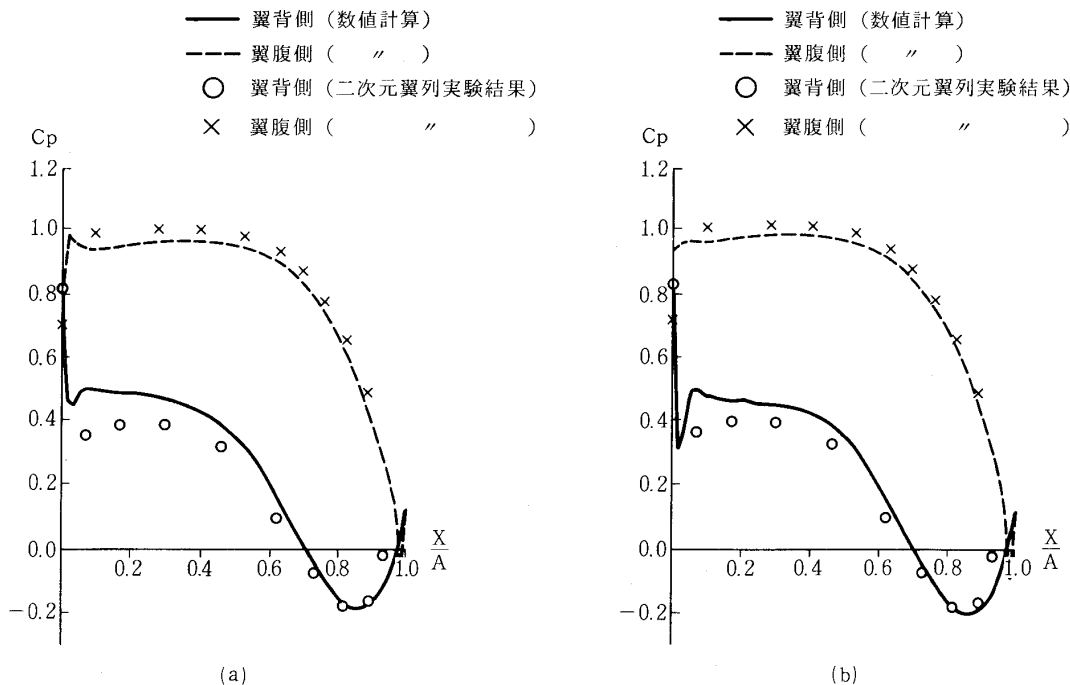


図3 翼面上静圧分布

とんど相違を示していないが、翼背側の前縁近傍では全圧を規定した方が(図3(b))より小さな値を示している。翼前縁近傍で発生したこの全圧値の減少は、下流領域のほぼ $X/A = 0.3$ の位置までその影響がおよんでいる。しかし、後半以後の翼面上の全圧分布は両図とも差はほとんど認められない。

4-3 翼面上速度分布 速度は、下流境界上の平均速度 $q_{ex}(=\sqrt{u_{ex}^2 + v_{ex}^2})$ で無次元化している。実験値は、計測した全圧、静圧を用いて等エントロピの関係式から求めた速度であり同様

に無次元化している。図2に示した全圧分布の相違の影響が非常に明らかに出ていることが図4(a)、(b)において認められる。すなわち、図4(a)では、図4(b)に比べて翼背側の速度が極端に小さく、翼腹側の速度が大きくなっている。これは、翼面上の全圧変動の増減に比例している。静圧分布には全圧変動の影響があまり認められなかったことを考慮すると全圧変動は速度分布に敏感に反映されるといえる。翼面上で全圧を規定した場合、計算結果は実験で得た結果と良く一致している。

4-4 翼間全圧分布 翼面上で全圧を規定し

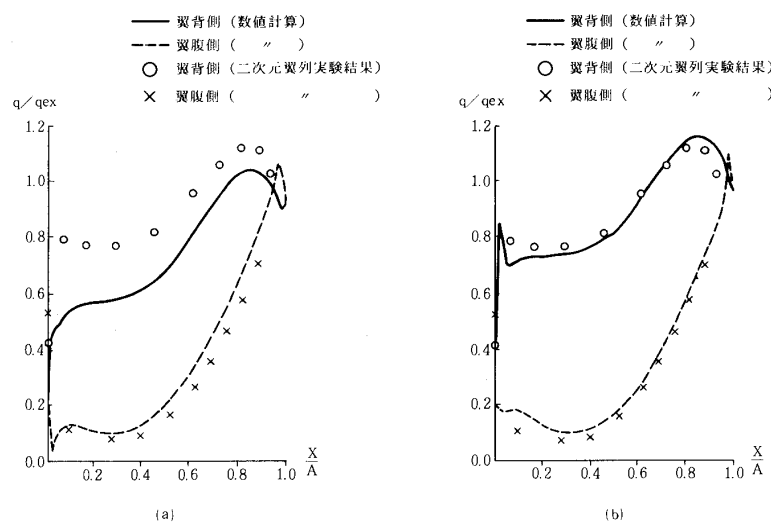


図4 翼面上速度分布

なかった場合、翼面上の全圧は翼背側では最大約13.0%の減少があった。翼腹側では、翼後端において最大約8.0%の全圧上昇があった。このことは図5(a)の翼間全圧分布にも認められる。増速の割合が大きい翼背面においては、すべてのX軸方向位置において全圧値の1.0からのずれは大きい。翼腹側では翼前端、および3/4の位置を除いては1.0からのずれはごくわずかである。ここでは、翼背側では全圧値が減少し、翼腹側では増加するような誤差の発生の仕方をしていることが特徴となっている。また、翼間領域においても全圧

比の1.0からのずれは著しい。しかし、流路形状の変化があまり大きくないX軸方向位置1/4までは、翼間における全圧は、ほぼ翼間流路幅の約75%にわたって、1.0%以内の減少にとどまっている。翼面上において全圧を規定した場合を図5(b)に示す。図5(a)との著しい相違が翼背側においてすべてのX軸方向位置にわたって認められる。翼間流路のほとんどすべてにおいて全圧の変動は1.5%以内におさまっており、また、全般的な全圧変動は5.0%以内に減少している。

4-5 翼間静圧分布 静圧分布の横軸は、

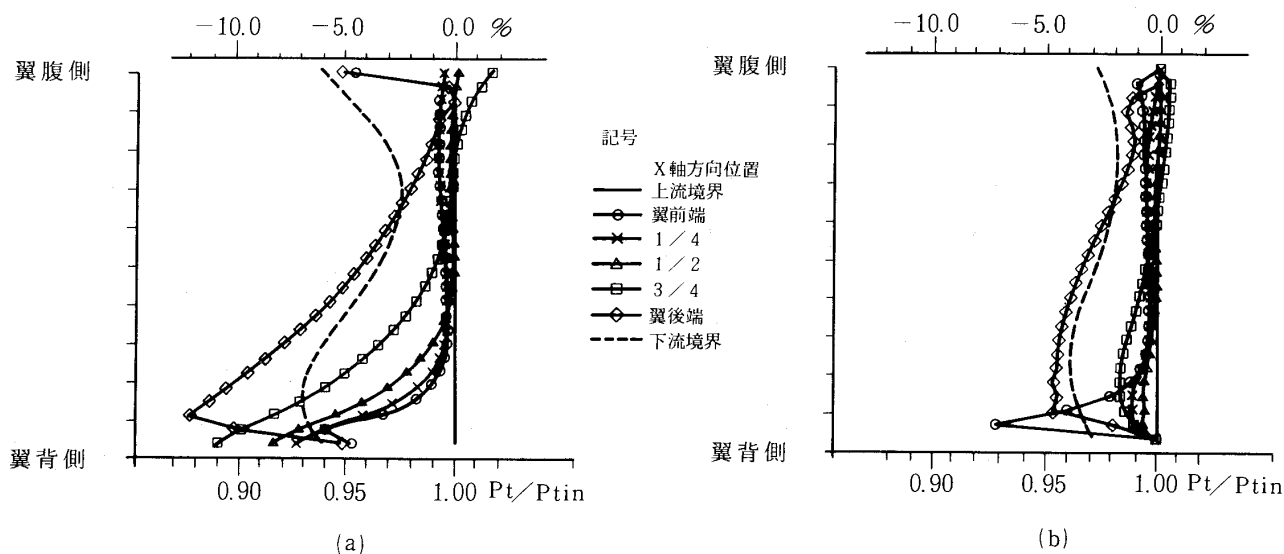


図5 翼間全圧分布

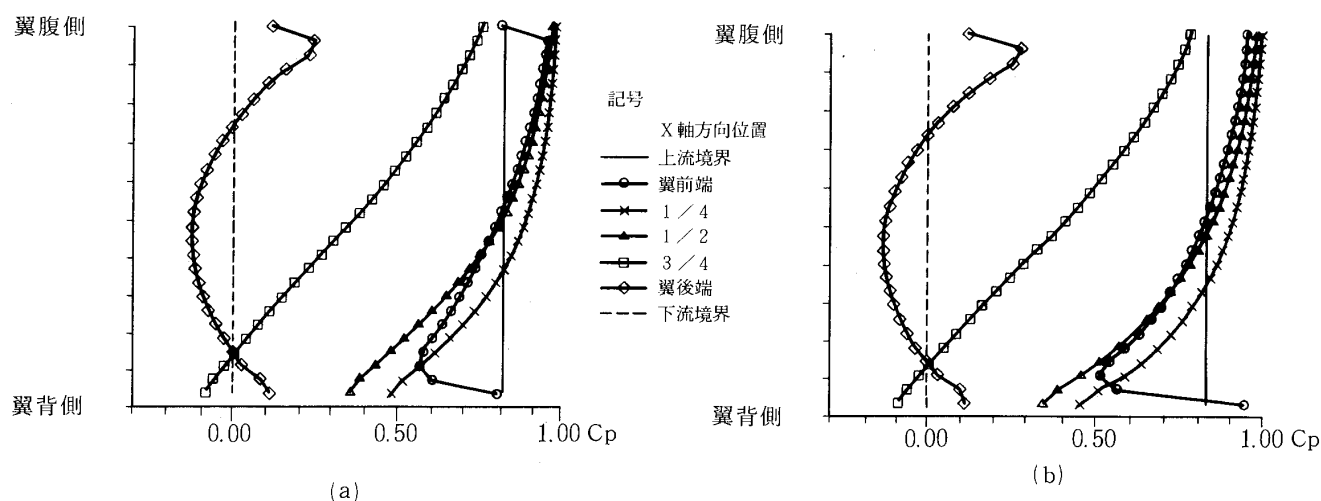


図6 翼間静圧分布

C_p 値とする。翼面上の静圧分布に関しては、さきに図3(a)、(b)でみたように両者の差はほとんど認められなかった。翼間の圧力分布についても図6(a)、(b)にみられるようにほぼ一致していると考えられる。

4-6 翼間速度分布 翼面上の速度分布は、図4(a)、(b)にみられるように、その相違は顕著であった。翼間領域では、図7(a)、(b)に示すようにほぼ同じ傾向を示している。

しかし、翼面に近い領域では差が生じている。図7(a)において、X軸方向位置1/4、1/2、3/4では翼面近傍で速度が減少している。ところが、翼面上で全圧を規定した場合にはこれらの位置では翼間中央部付近の傾きが翼面まで滑らかに続いて

いる。翼間静圧分布は、全圧を翼面上で規定しなかった場合には相違はほとんど認められなかった。このことを考慮すると、ここでも4-4で述べた全圧の相違が速度に著しく現れたと考えられる。

4-7 質量流束 図8に質量流束を入口状態を基準として示した。本来、流れが定常状態に達した場合、翼列の1ピッチ間で積分した質量流束は、流れの軸方向に関しては、どの位置でも一定値が保たれているはずであるが、計算結果は翼面上で全圧規定した場合も規定しない場合も一定値を示さない。翼面上で全圧規定した場合、質量流束は約2%増加しており、全圧規定をしない場合の質量流束約0.5%減少、よりも多くなっている。

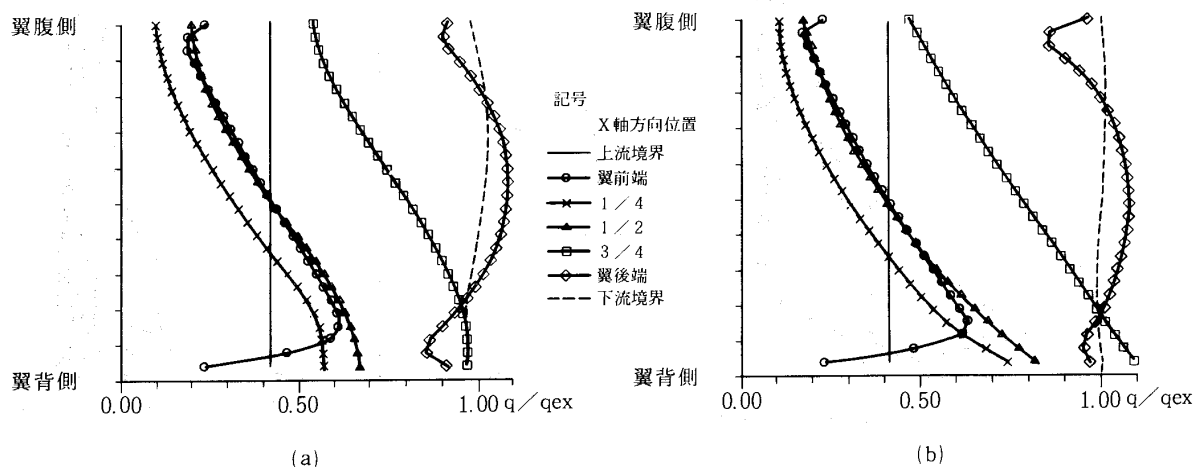


図7 翼間速度分布

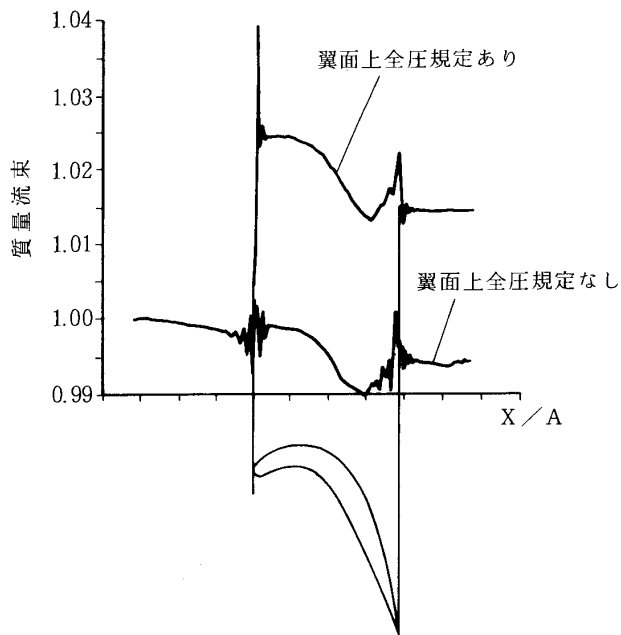


図8 質量流束

また、翼前端から翼後端にかけての質量流束の変化の様子は、翼面上全圧規定をした場合としない場合では、ほとんど同じ過程をたどっており全圧規定の効果は出ていない。

5. まとめ

非粘性、圧縮性流れを表わすオイラー方程式を有限面積法を用いてタイム・マーチング法により二次元翼列内の定常流れを解析する場合、等エンタルピー変化と仮定できる場合ですら数値計算結果は全圧の変動を示す。この全圧の変動は高負荷タービン翼など転向角の大きい翼のまわりの流れ場の計算において著しい。その結果、翼面上の圧力分布、速度分布などが二次元翼列実験データとの比較の場合、はなはだしい相違を示す場合がある。筆者等は、流路形状の急激な変化が計算誤差を増大させ、この計算誤差が全圧変動の大きな原因と

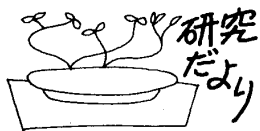
なっていることに着目した。それに対する一つの実用的な、また工学的な対応策として、翼面上で得られた数値計算結果を全圧一定の関係式を利用して修正し、数値計算の中に繰り入れる方法を示すとともに、実際に計算を行って計算誤差の増加を防止できることを示した。検証計算例として衝撃波の発生がなく全圧が一定にたもたれるという仮定が成立する場合について、二次元オイラー方程式およびエンタルピー一定の関係式を使い翼間流れ場の計算を行った。その結果、翼面上の圧力分布、速度分布等の諸物理量が妥当な値を示すようになり実験データとも良く一致することがわかった。

今後の課題として、さらに翼間領域、および上、下流領域においても、全圧分布が一定値をとるように、また、同時に質量流束も一定値を保つよう改良を加えなければならないと考えている。

最後に、本報に掲げた実験データは、航空宇宙技術研究所原動機部空力研究室の蓑田光弘室長、山崎紀雄主任研究官から提供を受けたことを記し、感謝の意を表します。

参考文献

- (1) P. W. Mc Donald, ASME paper 71-GT-89
- (2) J. D. Denton, ASME paper 82-GT-239 1982
- (3) J. B. Bryce and M. R. Litchfield, ARC CR NO. 1373 1977
- (4) W. Van HOVE, ASME paper 83-GT-119 1983
- (5) 福田正大, 西村英明, 田村敦宏, 航空宇宙技術研究所報告 TR-709 1982
- (6) K. C. Wang, J. Fluid Mech. vol. 48 part 2 397-404 1971



名古屋工業技術試験所におけるセラミックスの研究

名古屋工業技術試験所 奥田 博

1. まえがき

工業技術院名古屋工業技術試験所は昭和27年の設立以来、伝統的セラミックスに対して新しいセラミックス（今日ではファインセラミックスあるいはニューセラミックスと呼ばれている）の研究開発を実施してきたが、最近の新素材開発への強い要請に答えるため、ファインセラミックスの研究開発を当所の最重点課題として取り上げ、研究を行っている。このため、セラミックス以外の部門、すなわち、機械、金属、化学、物理などの他部門の人々もこれに参加し、課題毎にプロジェクトチームを組んで研究を進めている。ここでは、これらのファインセラミックスの研究のうち、ガスタービンに関連する構造材料用セラミックスの研究開発の現況について述べる。

2. 構造材料用ファインセラミックスの研究

構造材料用ファインセラミックスの研究としては、工業技術院の次世代研究開発制度の下での窒化ケイ素及び炭化ケイ素の製造のプロセス技術の研究を行っている。この研究は高強度材料、高耐食性材料及び高精度・耐摩材料の開発を目標とする全体計画の中で、それらの原材料から成形、焼結及び加工に至る過程における現象を基礎的に詳細に解明することによって、セラミックスの一つの欠点である材料の強度などのばらつきの原因となる各種欠陥のできるだけ少ない焼結体を製造することを目的としている。したがって、これは極めて基礎的な研究であり、見方によっては、すべてのセラミックスの基礎技術として通用するものでもある。具体的には、原料粉体の処理条件及び成形条件（特に、2000 MPaまでのコールドアイソスタチックプレス）と焼結条件（常圧焼結、ふんい気焼結、ホットプレス、ホットアイソスタチックプレス、5 GPa までの超高压焼結）との関係の究明を行っている。これらの結果、超高压焼結にお

いては、焼結助剤を使用しなくても理論密度の98%程度の焼結体を得ている。一方、実用的な焼結助剤の探索の研究では、 $\beta-Si_3N_4$ と同形あるいは固溶関係にある複合酸化物として $BeAl_2O_4$ を見だし、この焼結助剤を用いることによって高温でも強度の低下しない焼結体の開発に成功している。これらの成果は、まだ実験室段階のものであり、さらに実用化に当って克服せねばならない問題も多いと思われるが、高温高強度材料開発の基礎研究としては重要なものである。図1に特

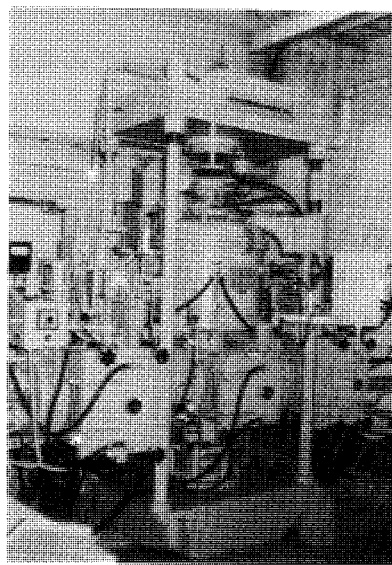


図1 半連続ホットプレス

殊設計を施し、半連続的にホットプレス可能な名工試式ホットプレス装置を示す。

また、高強度・高靱性のセラミックスとして、最近注目され始めたPSZ（部分安定化ジルコニア）についても、数年位前から研究を行っており、曲げ強さで1000 MPaを越える高強度材の開発に成功し、この成果はすでに民間企業で特許の実施の形で実用化されている。PSZは現在のところ高温強度は余り大きくないので、ガスタービン等の高温部材への使用は無理であるが、比較的低

（昭和59年10月22日原稿受付）

温で使用する部品、例えば、刃物、ダイス、ゲージ、ベアリングなどへの応用は可能である。

さらに、自動車用などの小型ガスタービンには欠くことのできない部品である熱交換器用材料として、コーディエライト系の耐熱衝撃性の大きいセラミックスの開発も行っている。当所のコーディエライト系セラミックスは、コーディエライトに第2成分の添加あるいは複合化によって、従来のコーディエライトの優れた特性を失うことなく、より安価に、しかも焼結の容易な製法で作成できる。特に、コーディエライトと他のセラミックスとの複合化したものは、極めて特異な優れた特性をもち、今後、この特性を利用した各種の応用が期待できる。

3. ファインセラミックスの機械的性質の評価技術の研究

ファインセラミックスをガスタービンのような高温機械部品として使用してゆくためには、その機械的性質、特に高温での機械的挙動の把握が重要である。しかし、ファインセラミックスの機械的性質の標準的な測定方法については、曲げ強さと弾性率の常温での測定方法がJIS化されているのみである。このため当所では室温から1500℃までの各種ふんい気中での曲げの強さ、引張り強さなどの即時破壊強度の測定方法の開発を進めるとともに、クリープ、機械的疲労などの遅れ破壊の測定方法についても研究を行っている。

セラミックスのクリープ挙動や疲労強度データは、セラミックスをガスタービンのような高温高速回転部品に使用する場合、必須のものである。しかし、セラミックスについてのこのような試験データは極めて少なく、またそのデータの信頼性にも疑問のあることが多い。セラミックスのクリープ試験方法としては、試験の容易さや試験片コストの面から曲げクリープや圧縮クリープが一般的であるが、ガスタービンのような高速回転部品の試験には、引張りクリープ破断強度のデータが必要である。引張りクリープ測定上注意すべき点は、①クリープ変形量は金属材料に比べて極めて小さいので、その精度のよい測定、②荷重の軸合わせ、③チャックの耐久性などである。当所では図2⁽¹⁾に示すような構造の装置を試作した。この装置では試験片の伸びの測定は光学式伸び計でデ

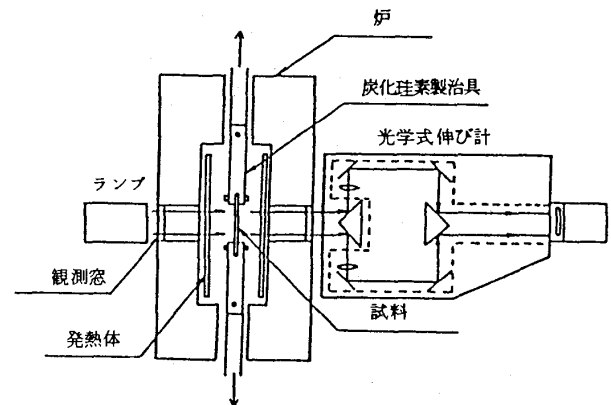


図2 引張りクリープ試験装置構造図

ジタルに μm オーダで計測している。また、試験片のつかみ具としては、炭化ケイ素製のピングリップを用いた。ピングリップの場合、ピン穴の精度が良好であれば自然な軸合わせが可能である。このような装置を用いて各種ファインセラミックスのクリープ特性の測定を行っているが、窒化ケイ素のような非酸化物系セラミックスでは、高温の大気中では表面から酸化するため、前処理条件ふんい気などによってクリープ特性が変化してくる。これは酸化などによる内部粒界からの各種イオンの表面への移動によるものと考えている⁽²⁾。図3はクリープ試験装置を示す。

機械的疲労、すなわち、サイクル疲労において金属材料では明確なS-N曲線が得られ、これらのデータが機器の設計に重要な役割りを果たしている。しかし、セラミックスでは疲労試験データそのものが少ないばかりか、データのばらつきが大きくS-N関係が明確にしにくいことが多い。炭化ケイ素の低サイクル（0.017～0.003 Hz）疲労では、1200℃以下の温度条件下疲労強度の低下は認められないという報告もあるが⁽³⁾、当所での4点曲げ疲労試験（周波数30～50 Hz）ではホットプレス窒化ケイ素セラミックスにおいて、明らかなS-N曲線が認められ、疲労による強度の低下が確認された⁽⁴⁾。図4に4点曲げ疲労試験機を示す。この装置は片振りや両振りの疲労試験ができる。また、高温炉を設置し、炭化ケイ素セラミックス製の治具を用い、1300℃までの高温疲労試験のできる装置を図5に示す。

以上のような破壊強度試験のほかに、セラミックスの靱性を示す指標として使用される破壊靱性

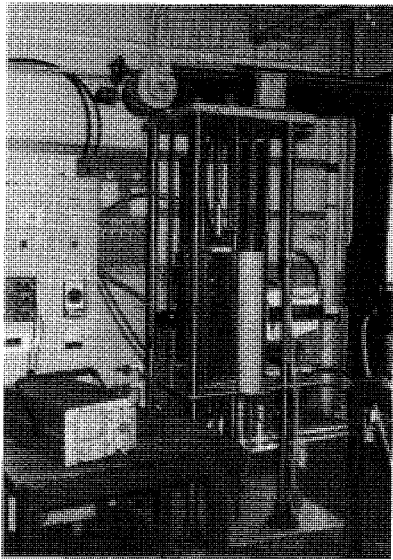


図3 引張りクリープ試験装置

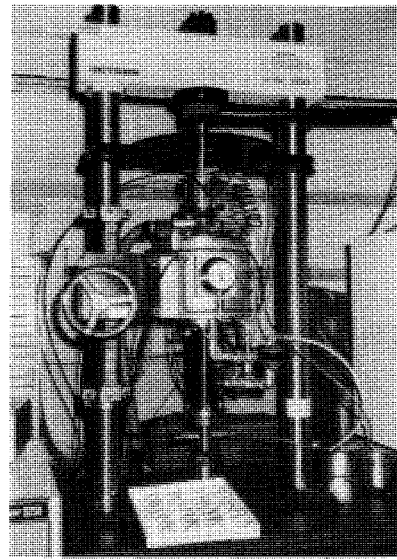


図5 高温疲労試験機

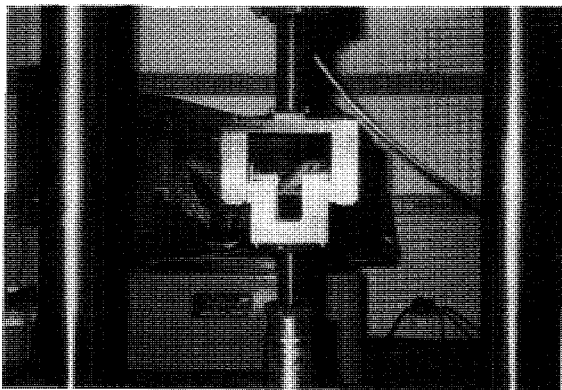


図4 4点曲げ疲労試験機(治具部)

の測定についても、ノッチドビーム法(SENB)、シェブロンノッチ法(CN)、コントロールドサーフェースフロー法(CSF)、インデンテーションフラクチャー法(IF)などの各種の方法の試験も実施している。また、ダブルトーション法(DT)、ダブルカンチレバ法(DCB)などによるき裂の伸長速度の測定を行っている。このき裂成長速度(v)と応力拡大係数(K_1)との間の関係、いわゆる K_1-v 曲線は、セラミックスの寿命を予測する上で必要なものである。当所では各種セラミックスの K_1-v 特性を、空气中、水中、エタノール中、キシレン中などで測定し、水の影響などを調べている。さらに、高温での K_1-v 曲線を得るための研究も続けている。

また、超音波パルス法、共振法などによる室温

から1500℃までの各種セラミックスの弾性率及び内部摩擦の測定、硬さ、熱衝撃抵抗などの測定についても研究を進めている。

更に、機械的性質と関係のあるセラミックス中の微細な欠陥(100 μm 以下)の非破壊的な検出の一つの方法として、超音波による方法を研究し、現在50 μm 程度の傷あるいは介在物の検出に成功している。

4. まとめ

以上に述べたファインセラミックスの研究及び機械的性質の評価技術は、セラミックガスタービン開発における基礎的研究の分野に属するものであり、今後、このような研究の積み重ねの上に立って、始めて実用的なガスタービン用のセラミック部品が開発されるものと考えられる。名古屋工業技術試験所は、以上のような観点に立ち、今後も地道なセラミックスの研究を進展させたいと考えている。

文 献

- (1) 若井・松野, 第30回名工試研究発表会予稿集(昭57)149.
- (2) F. Wakai ほか3名, Proc. of the First International Symposium on Ceramic Components for Engine (1983) 279.
- (3) M. Kawai ほか4名, ibid., (1983), 269.
- (4) Y. Yamauchi ほか3名, Proc. of the 27th Japan Congress on Materials Research, Soc. Material Science, (1984) 235.



第20回 AIAA/SAE/ASME Joint Propulsion Conference に出席して

石川島播磨重工業㈱ 玉 木 貞 一

1. まえがき

第20回AIAA/SAE/ASMEのJoint Propulsion Conferenceが昭和59年6月11日～6月13日の間、米国オハイオ州シンシナチ郊外のホテルMarriott Innで開かれ、たまたま筆者が聴講する機会に恵れたので、その内容について報告する。

この会議は題名が示す通り、AIAAとSAEとASMEが共催して行なっている推進関係の会議で、米国の国内学会として毎年1回、この時期に開かれている。今回の会議では61に及ぶTechnical Sessionの他、Young Engineers Mini-SessionやGE Enndale工場見学などの催しが行なわれた。これについて、筆者が見聞きした限られた範囲ではあるが、その内容を以下に概説する。この時期のシンシナチはもう真夏を思わせる天気です連日30℃を越す猛暑ではあったが、約800人の参加者は熱心に討論を行っていた。

2. Technical Session

本会議の主要行事である技術論文発表は3日間を通して、ホテル内の会議室で行なわれたが、発表された論文の数が約300編と多かったため、最大11の会場を使っただの同時進行形式がとられた。そのため、聴講したいセッションが重なることもあり、もう少し日程に余裕が取れたらという感じを持った。1つの会場の大きさは40～100人入り位であったが、人気のあったセッションでは椅子が不足して立見で聴いている人や、甚しい場合には入り切らずにはみ出したケースもある程である。

参加者は約800人であり、これは前回(シアトルで行なわれた)とほぼ同程度とのことであったが、米国の国内学会のため当然米国人が大多数を占めていた。地元であるGEやPWA, Allisonなどのエンジンメーカーからの参加者が多くあった

ほか、NASAや空軍、海軍関係の研究所、米国内の大学関係者や機体メーカーからの参加も多く見られた。外国人の参加としてはヨーロッパからが多数を占めていたが、中国、台湾からの参加者も多く、米国内の大学、企業等にいる中国人(数値解析をやっている人が多い)と合わせて相当の人が参加していた。なお、日本人の参加者は10名程度であった。この会議が開催された前の週にオランダのアムステルダムでASMEの国際ガスタービン会議が開かれたが、その会議では、名の通った常連が多数参加しており、それに較べると、この会議の参加者は実務者レベルの人達といった色彩が濃い。

この会議は推進関係の会議ということで発表された論文はガスタービン関係が半分、ロケット関係が半分といった内訳であるが、ここではガスタービン関係に限って話を進めたい。ガスタービン関係のセッションは表1の分類に示すように、3

表1 ガスタービン関係のセッション数

	セッション数
(A I A A)	
• A B P (Air Breathing Propulsion)	
• Engine System	6
• Components	8
• Installation & Integration)	2
• P & C (Propellant and Combustion)	2
(S A E)	
• Engine System	3
(A S M E)	
• Engine System	2
• Computational Fluid Dynamics	4
合 計	27

(昭和59年10月31日原稿受付)

学会がいくつかのセッションを分担して開く形式をとっている。この会議の主体であるAIAA 関係ではAir Breathing Propulsion関係として、エンジンのシステムに関するセッション、圧縮機、燃焼器、タービンなど要素に関するセッションや機体との関係を扱ったセッションが開かれたほか、燃料と燃焼問題を扱ったPropellant and Combustion 関係のセッションが開かれた。SAE 関係ではエンジンシステムのセッション、ASME 関係では流体の数値解析関連のセッションが主に開かれた。昨年と比較すると、ASME 関係で数値解析のセッションが2→4に増加しており、時代のすう勢を感じさせる。また、昨年は軍関係を中心として非公開のセッションが11もあったが、今回はそれが影をひそめ全部公開セッションになっているのも特徴の1つである。

発表された論文の傾向を知るために、ガスタービン関係の論文著者を所属別に分類すると表2の

表2 論文著者分類

	大学	国、軍	NASA	Engine Maker	Air- craft Maker	その 他の Maker	合計
ABP	9	4	14	30	12	8	77
P&C	7	0	2	1	1	1	12
SAE	1	3	2	8	0	0	14
ASME	9	3	8	3	1	7	31
合計	26	10	26	42	14	16	134

ようになる。全体とすると、エンジンメーカや大学関係者の発表が多いのは当然であるが、NASA や機体メーカ関係者の発表も多く見られた。Air Breathing Propulsion 関係では、エンジン、機体メーカやNASA からの発表が多く、数値解析の多いASME 関係では、NASAや大学からの発表が目立つ。なお、外国人の発表は全体の約10%と少なく、英国4名、独、伊、中、日が各2名、その他1名が2ヶ国であった。論文の内容は、米国内学会であること、審査が簡単なこと(A4～2～3枚の要旨で決められる)、原稿の締切りが遅いことなどの理由によると思われるが、必ずしも充分まとまっていけないものがある反面、トピックス的なものが取り上げられ易い面を持っている

ように思えた。論文の前刷は会議の開会当日には1/2程度しか集っておらず、自分が発表する日に自分で抱えて持ってくる人も多く見られた。また、発表を取り止めるケースも以外と多かったが、これは非公開セッションがなくなり、発表許可が得られなかったものもあるかと思われる。

(エンジンシステムに関する論文)

エンジンシステムに関する論文として、次期戦闘機用エンジンの開発に関連して、その開発方法やスケジュールの調査が米軍やPWA, GE等によってなされている。また、エンジン形態に関する研究として、その機動性を高めるために考えられている、短距離離陸、垂直着陸機用のエンジン形態の検討がNASAにより行なわれている。これは英国ハリヤ戦闘機の実績が米国内で見直されている現われと思われるが、その例として、図1に

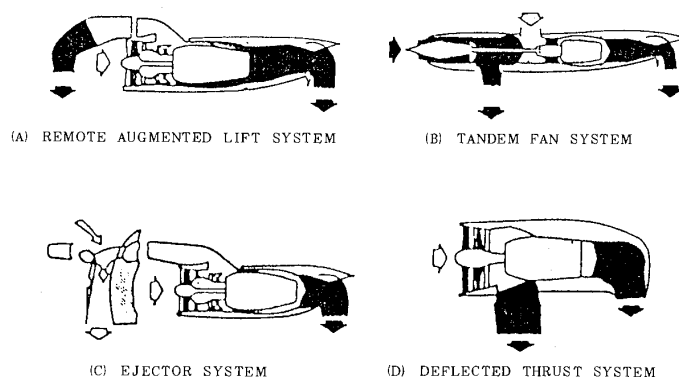


図1. 短距離離陸、垂直着陸(STOVL)機用エンジン(AIAA 84-1401)

示すような形式が考えられている。いずれの形式も排気ガスの偏向装置を備えているが、垂直力を得るためにそれに加えて、(A)別にターボ圧縮機を有する形式、(B)2列直列ファンの途中から噴流を偏向させる形式、(C)エゼクタ形式、(D)ファンの噴流を偏向させる形式などが考えられている。

(要素関係の論文)

圧縮機やタービン等のターボ機械関係では、拡散制御翼列の改良設計、試験を扱ったNASAの論文やE³エンジン用LPタービン要素の設計、試験の論文(GE)などがあったが、ASMEの国際ガスタービン学会の論文に較べると質、量共大分見劣りすることは否めない。しかし、インテークに関しては、超音速インテークや、高亜音速の

ショックレス・インテークを扱った論文が発表されたり、エクゾーストに関して、機体の運動性の向上や着陸距離を減らす目的で研究されている、2Dノズルや軸対称スラストリバーサの論文が発表されるなど活気があった。また、最近話題にあがっている高速ターボプロップエンジンに関連した減速ギアの研究がGE, PWA, RR, Allison等のエンジンメーカによってなされていた。

(機体に関連した論文)

エンジンと機体との関連を扱った論文として、F18に搭載されたF404の飛行試験の結果がDouglas & GEにより、F15に搭載されたF100 EMD (Engine Model Derivative)の飛行試験結果がNASAにより発表された。また、機体設計段階に考えなければならない、機体とエンジンとの空力干渉の問題への取り組み方を概説した論文がBoeingから発表された。

(流体の数値解析に関する論文)

最近の流体の数値解析の進歩を反映して、この会議でもASMEの4つの数値解析セッションの他、各セッションの中で流体の数値解析を扱ったものが目についた。解析手法としては、インテークや高速のターボ機械内の流れを完全ポテンシャル解析などの非粘性解析手法で解析したものがあった他、翼間や燃焼器内流れやエクゾースト部の流れを放物形や部分放物形に近似したN-S方程式や完全N-S方程式を使って粘性解析を試みているものが多く見られた。一例として、図2にAllisonのRhieが遠心圧縮機のインペラの内部の流れを

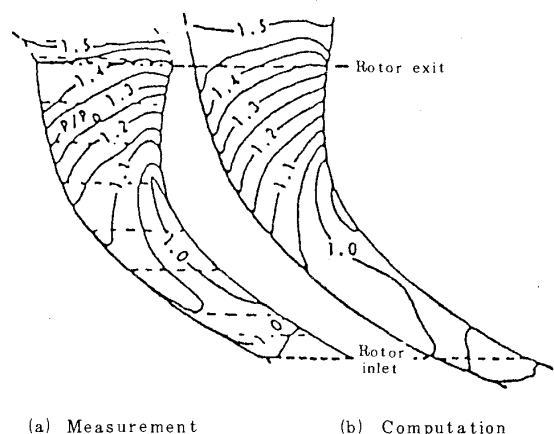


図2. インペラのシュラウド面静圧分布 (AIAA 84-1296)

部分放物形N-Sで解いた結果の例(シュラウド面の静圧分布)を実験結果と比較して示すが、両者は良い一致を示している。このように数値解析はかなりの成果を見せており、今後もこの種の論文の比重が増えるものと考えられる。

3. Young Engineers Mini Session

この会議の開催中、通常のTechnical Sessionとは別に、第2日目の夜、午後7時からYoung Engineers Mini Sessionという名で2つのセッションが開かれた。これは技術者として経験の浅い若い人達を対象に発表の機会を与え、練習をさせようとするもので、通常の発表の半分位の時間(15~20分位)で現在行なっている研究の紹介といった形の発表形式で行なわれた。また、若い人達の啓発ということで司会者が一人一人の発表に意見を述べ、発表会の終りには認定証を与えていた。

今年のセッションはTurbine Engine TechnologyとEngine-Airframe Integrationの2つで内容的には途中段階の経過報告的なものから充分完成されたものまで様々であったが、数値解析的な論文の中には本番のセッションでも充分通用する程度に質の高い論文も見受けられた。

4. GE工場見学

Technical Sessionが開催されている合間をぬって、会場であるホテルに近いところにあるGEのEvendale工場の工場見学が催された。この見学は半日の日程で3日間1回50人程度の規模で行なわれた。Evendale工場はGEの中でマサチューセッツ州のLynn工場と共にAircraft Engine Business Groupに属し、主に大型のジェットエンジンの開発、製造を担当している工場である。今回の見学ではジェットエンジン博物館、量産エンジンの組立工場と開発エンジンの組立、運転場が案内された。

ジェットエンジン博物館はGEでこれまでに開発されたジェットエンジンを一堂に集め、展示してあるものである。GEは1940年代の初めに英国のFrank Whittle卿の設計になるエンジンをGE1-Aの名称で製作して以来、40年代ではJ31, J33やF86戦闘機に搭載されたJ47, 50年代にはF104用のJ79やT64, T58など日本でもなじみの深いエンジンが開発され、60年代にはTF39や

SST用のGE 4, 70年代以降ではCF 6, CFM56やF 404等現在世界中で使用されているエンジンを開発するなど、ジェットエンジンが現われて以来、常に世界の一級品を提供し続けているが、それらを集めた展示を前に説明を受けていると、改めて歴史の重みに圧倒される思いがした。

開発エンジンの組立工場には、現在GEが力を注いでいる、B 767やA 310用のエンジンであるCF 6-80や仏国SNECMAとの共同開発エンジンであるCFM56などの民間機用エンジンや、F 18やF 20用のエンジンであるF 404やF 14, F 16用の代替エンジンのF 110など米軍の最新鋭戦闘機用エンジンが流れており、運転場では、それらエンジンの運転計測室やデータ処理設備を見学す

ることができた。その他、案内員より高空試験装置やEvendale工場から少し離れたところにあるPeeblesの野外試験設備の説明を受けた。一般団体の工場見学のため、工場のごく一部についてしか見学できなかったが、それでもGEの実力の程を充分推察できるものであった。

5. まとめ

第20回 Joint Propulsion Conferenceについて概説した。筆者の理解力や表現力の不足により、正確に内容を伝えきれなかったことも多々あると考えるが、会議の雰囲気を経験できたと感じて頂ければ幸いである。なお、次回の第21回 Conferenceは昭和60年7月カリフォルニア州モントレーで開かれるとのことである。

協賛講習会

☆第11回ターボ機械講習会

“ターボ機械における最近のトピックス”

システム化、新分野新技術開発によるサバイバル戦略

日 時：昭和60年2月7日（木）～8日（金）

会 場：科学技術館（東京都千代田区北の丸公園）

参 加 費：会員 20,000 円 非会員 40,000 円

申 込 締 切：昭和60年2月4日（月）

申 込 先：ターボ機械協会「第11回講習会」受付係

〒113 東京都文京区本駒込 6-3-26

（日本工業出版内）

Tel（03）944-6501（代）

※ 詳細はターボ機械協会へお問い合わせ下さい。

SST用のGE 4, 70年代以降ではCF 6, CFM56やF 404等現在世界中で使用されているエンジンを開発するなど、ジェットエンジンが現われて以来、常に世界の一級品を提供し続けているが、それらを集めた展示を前に説明を受けていると、改めて歴史の重みに圧倒される思いがした。

開発エンジンの組立工場には、現在GEが力を注いでいる、B 767やA 310用のエンジンであるCF 6-80や仏国SNECMAとの共同開発エンジンであるCFM56などの民間機用エンジンや、F 18やF 20用のエンジンであるF 404やF 14, F 16用の代替エンジンのF 110など米軍の最新鋭戦闘機用エンジンが流れており、運転場では、それらエンジンの運転計測室やデータ処理設備を見学す

ることができた。その他、案内員より高空試験装置やEvendale工場から少し離れたところにあるPeeblesの野外試験設備の説明を受けた。一般団体の工場見学のため、工場のごく一部についてしか見学できなかったが、それでもGEの実力の程を充分推察できるものであった。

5. まとめ

第20回 Joint Propulsion Conferenceについて概説した。筆者の理解力や表現力の不足により、正確に内容を伝えきれなかったことも多々あると考えるが、会議の雰囲気を経験できたと感じて頂ければ幸いである。なお、次回の第21回 Conferenceは昭和60年7月カリフォルニア州モントレーで開かれるとのことである。

協賛講習会

☆第11回ターボ機械講習会

“ターボ機械における最近のトピックス”

システム化、新分野新技術開発によるサバイバル戦略

日 時：昭和60年2月7日（木）～8日（金）

会 場：科学技術館（東京都千代田区北の丸公園）

参 加 費：会員 20,000 円 非会員 40,000 円

申 込 締 切：昭和60年2月4日（月）

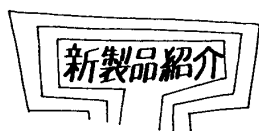
申 込 先：ターボ機械協会「第11回講習会」受付係

〒113 東京都文京区本駒込 6-3-26

（日本工業出版内）

Tel（03）944-6501（代）

※ 詳細はターボ機械協会へお問い合わせ下さい。



三井 SB 120 ガスタービン

三井造船㈱ 鈴木 孝
北島 秀昭
楠 房雄

1. まえがき

近年、ガスタービンは省資源、省エネルギーの時代的背景に伴ない、高効率化・多様化の方向にある。世界で生産されるガスタービンは自動車用や非常発電用の100kwクラスの小型ガスタービンから、事業用発電用の100MWクラスの大型ガスタービンまで多種多様である。

当社では、産業界やエネルギー分野で種々の用途に対応できる中容量ガスタービンの供給をめざし、5MWクラスのSB30、13MWクラスのSB60および16MWクラスのSB90を自社技術により開発し、製作・販売してきたが、このたび25MWクラスのSB120ガスタービンの製作に着手した。これにより当社SBシリーズガスタービンは5MWから25MWの出力範囲をカバーすることになり、顧客の各種ニーズに対応した最適機種種の供給が可能になった。

以下、SB120ガスタービンの概要を紹介する。

2. 仕様および特長

表1にSB120ガスタービンの主要諸元を示す。本ガスタービンは、昭和57年に開発を完了した、高性能のSB60ガスタービンを基本的には、相似則に基づきスケールアップし、かつ発電機駆動専用機として2軸から1軸構造にしたものであり、次に示すように種々の特長を有する。

- 1) 熱効率は31%(ISO Base)と航空転用ガスタービンに匹敵する高い効率を有している。
- 2) 二重ケーシング、高バランスロータ、空冷翼を採用することにより、高い信頼性と安全性が確立されている。
- 3) 単缶式燃焼器、水平分割形ケーシングの採用により、現地での保守・点検が容易である。
- 4) 単缶式燃焼器をガスタービンの上部に配置しているため、寸法の制限が比較的少ないので、

低カロリーガスを含む多様な燃料に適した燃焼器を設置できる。又NO_x低減用の水又は蒸気の噴射装置も容易に取付できる。

- 5) 圧縮機は前置静翼から5段静翼まで可変静翼を採用しており、気温が変化した時および部分負荷時において風量を調整して、タービン入口温度一定の運転を可能としている。即ち、広い出力範囲でタービン排ガス温度を高く保つことができ、排熱回収設備を設置する場合には、部分負荷においても効率の良い熱回収が期待できる。
- 6) ヘビーデューティ型として、長期間の連続運転に耐えられるよう、材料面、構造面に十分な配慮がなされている。

表1 主要諸元

モデル形式	SB120 単純開放サイクル 1軸式
性能(ISO) 軸端出力 KW 熱消費率 Kcal/KWH 排気ガス量 kg/s 排気温度 ℃ 回転数 rpm	24280(蒸気噴射無) 2774 105.3 474 5070
圧縮機 タービン 主寸法 ガバナ 起動システム	軸流 16段 軸流 4段 11m(L)×4.9m(W)× 6.8m(H) 電子式 電動機又はディーゼル エンジン

3. 性能

図1に、気温および可変静翼角度特性、図2に部分負荷特性を示す。可変静翼角度制御により、広範囲な出力特性および部分負荷時における高排

(昭和59年10月20日原稿受付)

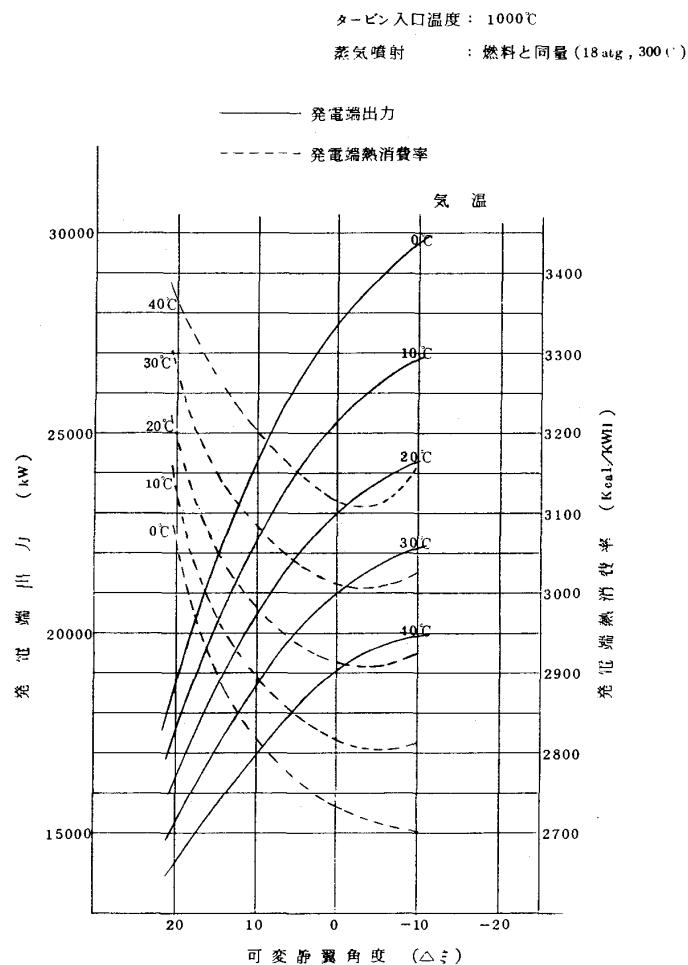


図1 気温および可変静翼角度特性(計画値)

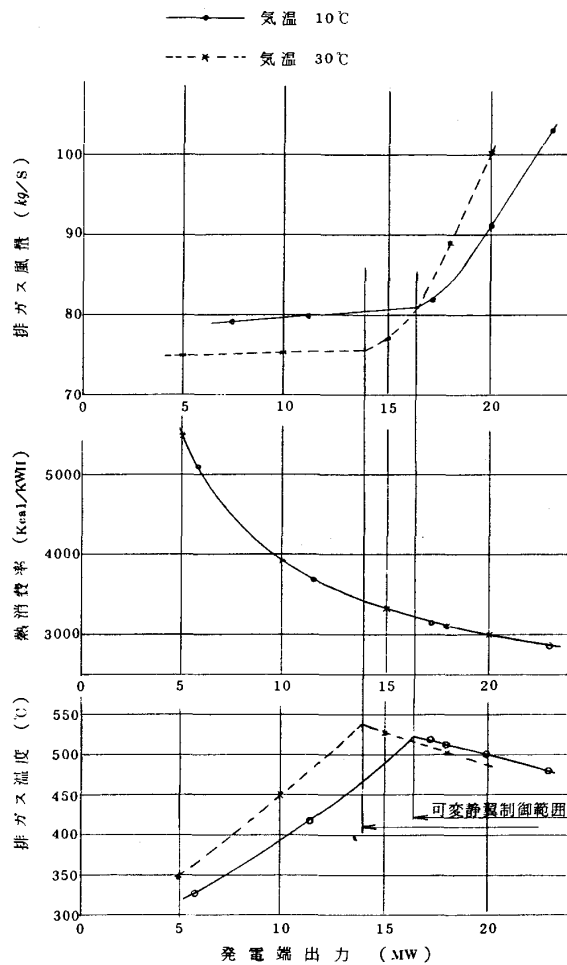


図2 部分負荷特性(計画値)

ガス温度特性を有し、効率の良い熱回収ができる。

図3に、SB120 ガスタービンの組立断面図を

4. 構造

示す。

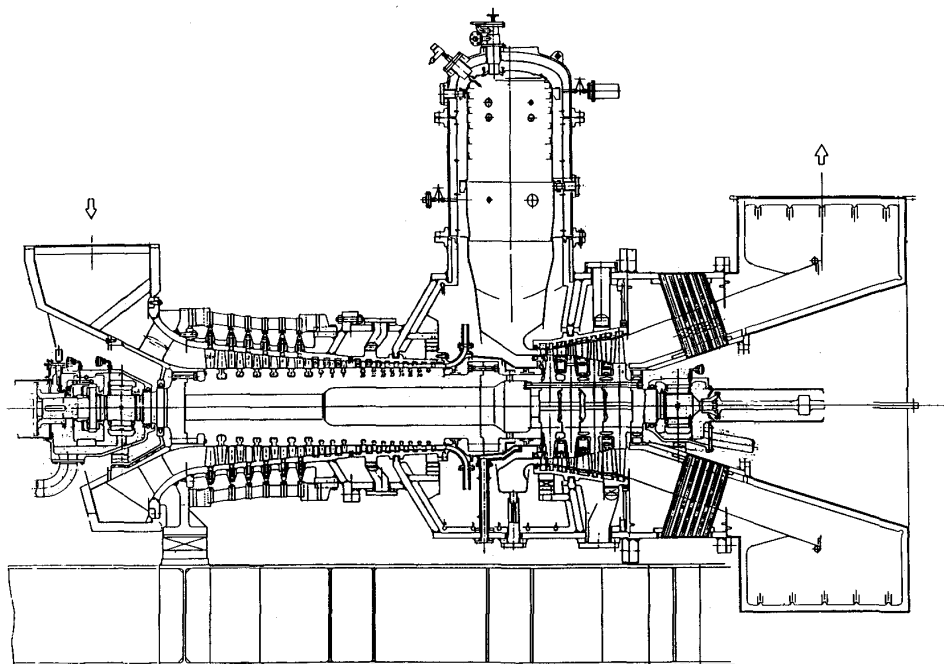


図3 SB120 ガスタービン組立断面図

4-1 ケーシング 外側ケーシングは、圧縮機吸込、圧縮機部、タービン部、タービン排気等に分割され、各々垂直フランジでボルト結合されて一体となっている。このうち高温流体にさらされる圧縮機高圧側およびタービン側は、内面遮熱を施すと共に、流路を形成する内側ケーシングを有する二重ケーシング構造となっている。又、圧縮機ケーシングの低圧側には可変静翼作動装置が設けられている。一体となった外側ケーシングは、圧縮機吸込側とタービン排気側の二ヶ所で台板上に支持されている。圧縮機側支持部は固定とし、熱膨張によるケーシングの伸びはタービン側支持部で吸収する構造としている。

内側ケーシングは保守の容易な水平分割形で外側ケーシングから分割面で支持され、熱膨張を抱束しないよう配慮している。タービン内側ケーシングは遮熱板により高温ガスから遮蔽し、かつ空気にて冷却し、歪の少ない構造としている。

4-2 ローター ローターは圧縮機とタービンが中間軸を介して一体に結合され、二つのジャーナル軸受と一つのスラスト軸受で支持されている。このローターは低速・高速バランス、ホットバランスといった作業により、十分バランスのとれたローターとなっている。

4-3 空冷翼 タービンの第1段動静翼には空冷翼が採用されている。第1段静翼には、冷却効率の高いインサート形を使用し、第1段動翼には、中空一体形が使用されている。これらの空冷翼はSB60の運転で高い信頼性が実証されている。

4-4 軸受 全ての軸受とも、振動に対して安定性の良いティルティングパッド型軸受を採用している。又、タービン側の軸受箱を支える支柱は冷却と熱遮蔽によって運転時にも軸心の変化が生じない構造としている。

4-5 燃焼器 燃焼器は単缶逆流式で、外側

ケーシングの上部に取付けられており、点検・保守が容易に行なえる。又、燃焼器寸法の制限が少ないので、低カロリーガスを含む多様な燃料に適した燃焼器を設置できる。

4-6 補機 タービン側に設置される補機台板上には、補機歯車箱を介してガスタービンと連結される起動機、主潤滑油ポンプ、ターニング装置、過速安全装置の他、補助潤滑油ポンプ、可変静翼制御油ユニット、潤滑油フィルタ等がコンパクトに配置されている。潤滑油タンクもこの台板内に設置されている。

4-7 制御装置 ガスタービンの制御装置は、シーケンス制御装置、燃料量制御装置および可変静翼制御装置で構成されている。

シーケンス制御装置はガスタービンを安全かつ確実に自動で起動・停止させるもので、プログラマブルシーケンサーを採用している。

燃料量制御装置は、ガスタービンの起動から負荷運転までの燃料量を制御するものである。ウッドワード社製43027電子ガバナを採用しており、速度制御の他に加速制御、減速制御、負荷制御、排気温度制御および二重燃料制御といった数多くの制御を行なうことが可能である。

可変静翼制御装置は起動時および停止時に、回転数に応じて角度を制御して安全な起動および停止を行なう。又、負荷運転時には、気温変化および部分負荷に応じて、タービン入口温度が設定値になるように吸込風量、即ち可変静翼角度を制御することが可能である。本制御により広出力範囲でタービン排ガス温度を高く保つことができ、効率の良い排熱回収が可能となる。

5. まとめ

以上、SB120ガスタービンの概要を述べた。本SB120ガスタービン発電設備は排熱回収ボイラを装備しており、試運転は昭和61年度の予定である。

三菱自動車工業(株) 松 良 悦 正

1. はじめに

最近、自動車用エンジンの高出力・低燃費化のためターボ過給エンジンが増加している。しかしターボ過給エンジンは、速度型機械と容積型機械の組合せであるため十分な過給効果の得られるエンジン速度範囲は広くない。エンジンの低速トルクを重視して小容量の過給機を選定すると、部分負荷および高速域の燃費は悪化する。一方部分負荷・高速域を重視して大容量の過給機を選定すると低速トルクが不足し使いにくい車となる。

当社はこの問題を本質的に解決する方法としてタービン容量が可変(バリエابل・ジェオメトリー、以下VGと略)の過給機を自動車用として世界で初めて実用化した。このVGターボ過給機を当社のトラック・バス用エンジンとして実績のある6D22型ディーゼルエンジンに装着し、83年10月から発売のダンプ車に搭載している。このダンプ車は、力と燃費を両立した車として市場で好評を博している。

2. 構造および制御系

タービンロータ入口環状部分に15枚の可変ノズルベーンを配設する方式で可変容量化した。図1にカットモデル、図2に構造を示す。VG機構部を除いた部分は従来型過給機の部品をそのまま使用し互換性を持たせた。ベーン軸には球面軸受を採用した。この球面部は排気ガス圧力によるスラ

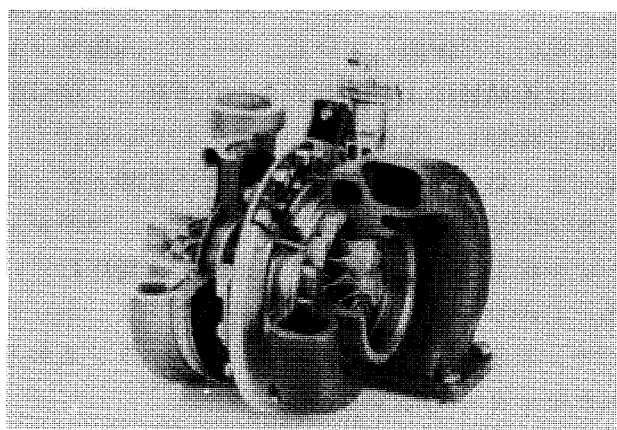


図1 VGターボ過給機カットモデル

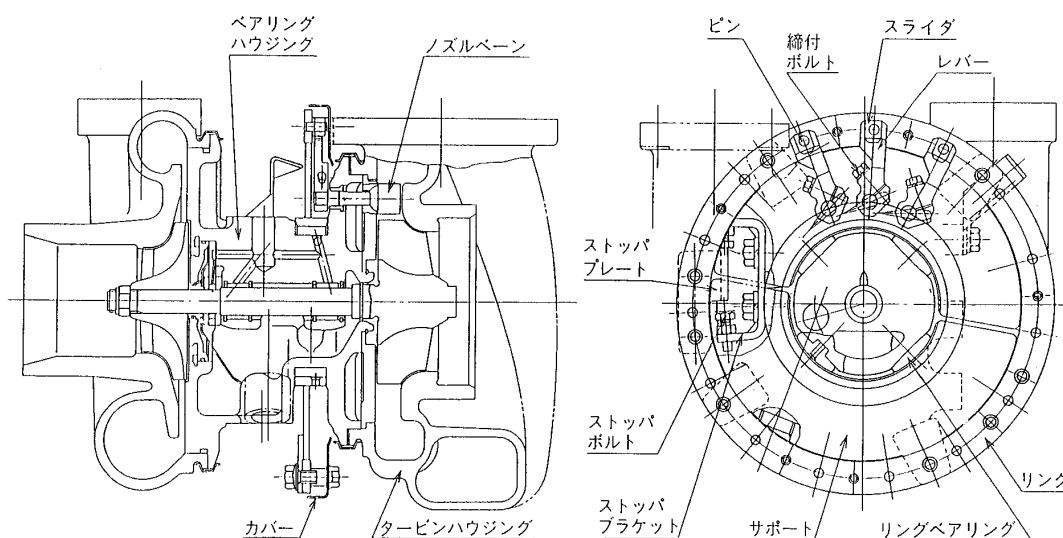


図2 VGターボ過給機構造

(昭和59年10月26日原稿受付)

スト荷重を受け、ガスをシーリングすると共に、ガタがないことから機構部のフレットング摩擦減少に極めて効果がある。ベーン軸とレバー間もガタを無くするためボルトで締付ける結合とした。この締付け結合により、全部のベーン開度を個々の部品の精度に関係なく均一に治具でセットして組立てることが可能である。従って、タービン効率およびタービンロータの耐久性に影響するベーン開度のバラツキを極力少くできる。

レバーはスライダを介して一体のリングにピンで連結した。リングは4個のリングベアリング上で摺動するサポートで支持した。

駆動機構は高温・無潤滑で摺動するためスライダはセラミックスとし、レバー、リングベアリングは硬質メッキを施し、サポートはステンレス鋼とした。

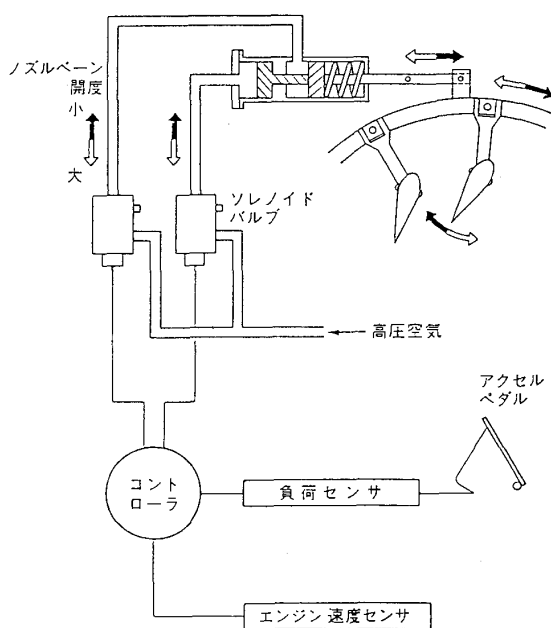


図3 VGターボ制御系統図

図3に本VGターボ過給機の制御系統図を示す。アクチュエータは、コストと信頼性を考慮して空圧方式とし、2個のピストンを内蔵し3段階に作動する。このアクチュエータは2個のソレノイドバルブの開閉で作動し、ノズルベーンをエンジン速度と負荷に従って、あらかじめ設定された開度に制御する。

3. 性能

3.1 タービン性能 図4、5にタービン効率を示す。タービン効率はノズルベーン開度（以下Fnと略）とサイドクリアランスによって変化

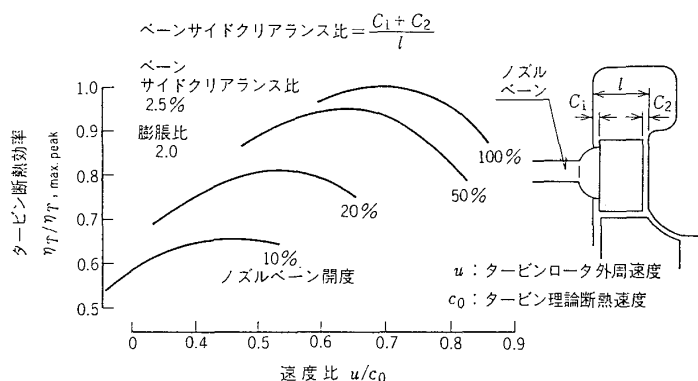


図4 タービン効率と速度比

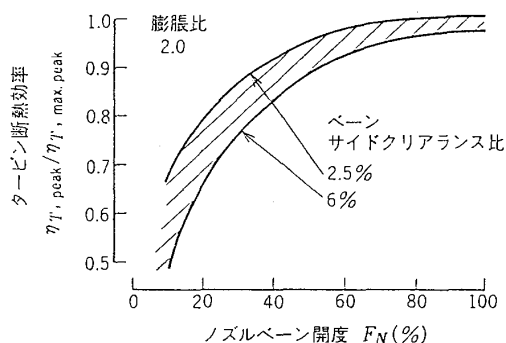


図5 タービン効率とノズルベーン開度

する。Fnを小さくするとタービン効率が低下するのは、サイドクリアランスからのガス漏れ量が相対的に増大し、更にフローパターンも変化するためである。従ってサイドクリアランスは構造上必要な最小値とし、加工公差の集積も最小になるような加工法とした。

3.2 エンジン性能 前述の制御系とすることによって本VGターボ過給機は一個の過給機で三つの異なるタービン容量を持つ過給機となる。このVGターボ過給機を当社の行程容積11ℓ、6気筒直列の6D22型ディーゼルエンジンに装着した。エンジンの作動状態に最も適した3種類のタービン流量特性を自由に選ぶことができ、力と燃費を両立したエンジンとなった。

図6にエンジン性能、図7にコンプレッサの作

動線を示す。エンジンの低速高負荷域では F_n を最小にし吸入空気量を増し燃焼を改善してトルク向上を図った。また中速高負荷域では F_n を中間開度にし、高速域では F_n を最大にして燃費・出力を向上した。更に部分負荷域では F_n を最大にしてエンジン吸排気ポンピング損失を減らし燃費を改善した。以上から従来型ターボ過給エンジン

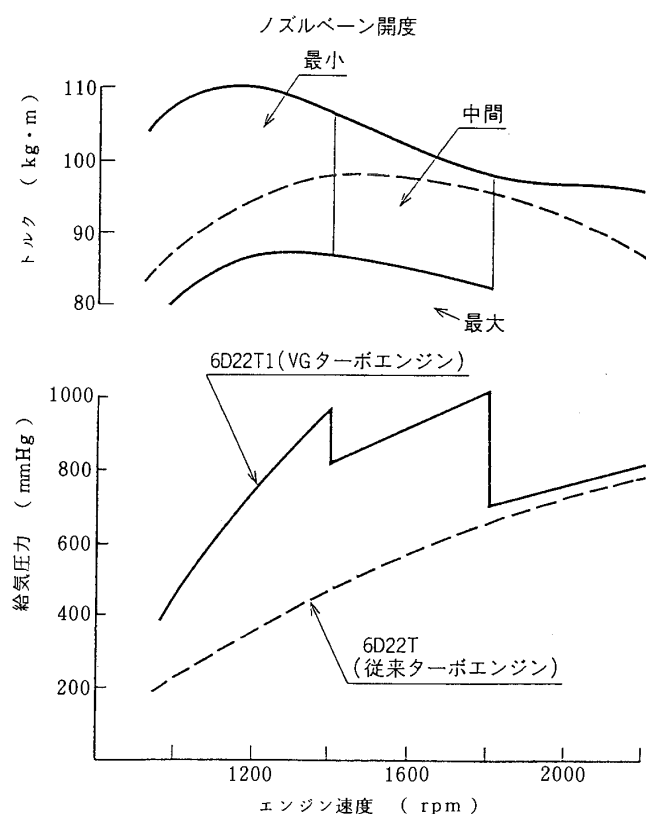


図6 エンジン性能

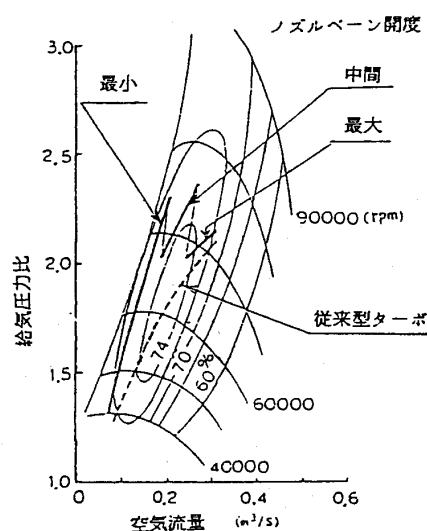


図7 コンプレッサマップ

に対して、最大出力、最大トルク共に増大し、最大トルク点はエンジン低速側へ移った。

3.3 走行性能 本エンジンは、速度が下がるにつれてトルクが増大する特性であるので、登坂時に高速段のギヤのまま粘って運転でき有利である。図8に箱根新道での登坂性能結果を従来型ターボ車と比較して示す。変速機の高速段での使用頻度が増え、ギヤチェンジ回数も減り、所要時間が約10%短縮し

	変速段別使用時間率 (%)					所要時間	平均車速
	0	20	40	60	80	100	
6D22T 車 (従来型ターボ)	4 速					3 速	2 速
6D22T1 車 (VGターボ)	4 速					3 速	
						20分	35.4 km/h
						18分 15秒	38.8 km/h

6段変速機付大型トラック (G.V.W 20トン)
箱根新道登坂 (全長 11.8km, 最大こう配 8%)

図8 登坂試験結果

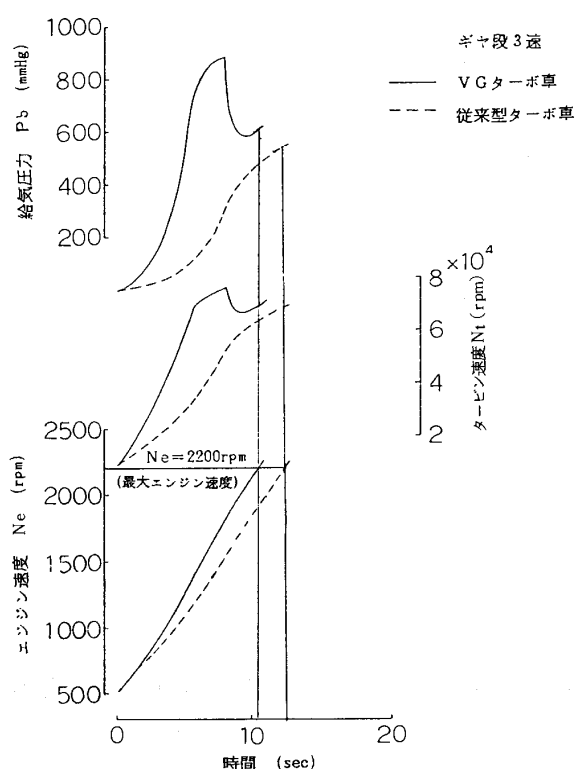


図9 発進加速性比較

た。一方走行燃費はほぼ同等であった。図9にギヤ段3速での発進加速性を示す。従来型ターボ車より過給機の応答性が良く加速性能が大巾に改善

した。

4. 信頼性・耐久性

VG 駆動機構各部の形状・材質の選定は実際のトラックで、振動、温度条件を計測し、それをシミュレートした単体加速試験装置でおこなった。短時間に最も耐久性のある形状・組合せを決定できた。エンジン台上では各種モード耐久・サイクル耐久試験、ヒートソークバック試験等をおこない問題のないことを確認した。

またトラックに搭載し、悪路耐久・連続登降坂耐久試験を実施し、本 VG ターボ過給機の信頼性

・耐久性を十分確認した。

5. おわりに

VG ターボ過給機は、一個のターボ過給機でエンジン速度の幅広い領域にわたってマッチングさせることが可能である。これは従来のターボ過給機では全く不可能なことであり、今後のターボ過給機の一つの方向を提供したものと確信している。これからは過給機空力性能の向上・エレクトロニクス制御技術の応用等によって、更にその特長が生かされるよう玉成していきたい。

共催講演会

☆25回航空原動機に関する講演会

日 時：昭和60年2月15日（金）

会 場：名古屋大学工学部7号館

参加登録費：1,000 円（当日会場）

申し込み先：〒105

東京都港区新橋1-18-2 航空会館分館

日本航空宇宙学会

Tel (03) 501-0463

☆航空原動機名古屋見学会

見 学 先：三菱重工業㈱小牧南工場および北工場

日 時：昭和60年2月14日（木） 13:00～17:00

申し込み先：〒105

東京都港区新橋1-18-2 航空会館分館

日本航空宇宙学会

Tel (03) 501-0463

※ プログラムその他詳細は日本航空宇宙学会まで、問い合わせ下さい。

した。

4. 信頼性・耐久性

VG 駆動機構各部の形状・材質の選定は実際のトラックで、振動、温度条件を計測し、それをシミュレートした単体加速試験装置でおこなった。短時間に最も耐久性のある形状・組合せを決定できた。エンジン台上では各種モード耐久・サイクル耐久試験、ヒートソークバック試験等をおこない問題のないことを確認した。

またトラックに搭載し、悪路耐久・連続登降坂耐久試験を実施し、本 VG ターボ過給機の信頼性

・耐久性を十分確認した。

5. おわりに

VG ターボ過給機は、一個のターボ過給機でエンジン速度の幅広い領域にわたってマッチングさせることが可能である。これは従来のターボ過給機では全く不可能なことであり、今後のターボ過給機の一つの方向を提供したものと確信している。これからは過給機空力性能の向上・エレクトロニクス制御技術の応用等によって、更にその特長が生かされるよう玉成していきたい。

共催講演会

☆25回航空原動機に関する講演会

日 時：昭和60年2月15日（金）

会 場：名古屋大学工学部7号館

参加登録費：1,000 円（当日会場）

申し込み先：〒105

東京都港区新橋1-18-2 航空会館分館

日本航空宇宙学会

Tel (03) 501-0463

☆航空原動機名古屋見学会

見 学 先：三菱重工業㈱小牧南工場および北工場

日 時：昭和60年2月14日（木） 13:00～17:00

申し込み先：〒105

東京都港区新橋1-18-2 航空会館分館

日本航空宇宙学会

Tel (03) 501-0463

※ プログラムその他詳細は日本航空宇宙学会まで、問い合わせ下さい。



後記

国際会議を開催した翌年は、学会誌に載せる技術論文の集まりがよくないという。1983年国際ガスタービン会議東京大会が成功を収めたあとの今年も、どうも例外ではないようである。技術論文の性格からみても、その査読審査に日時を要することからも、急いで増やせるというものではなく、会員皆様の日頃からの積極的な技術論文の投稿をお願いいたします。また、定期講演会に発表した論文の学会誌への投稿も、是非お願いする所です。

本号では、前号での円城寺一氏に続き、同じく今春の総会で名誉会員になられた井口泉氏に随筆をお願いした。ガスタービンの開拓期に難関を乗り越えてこられた方々のお話には、いつも味わい深さを感じる。

去る7月に宮城県蔵王町で開かれた新企画の特別講座は、きわめて好評を収めたが、その際行われた6つの講座の内容にはなかなか有益なものが多かった。これらを会誌を通して会員に広く還元することが、編集委員会で取り上げられ、本号ではその第1回として、西良正氏に当日の討論内容も加味して頂き、“難削材

の加工”として解説欄に掲載した。今後何回かに分けて、他の講座についても紹介するようにしたい。

最近のガスタービンの商談増加に伴ない、ガスタービンに関する規格の重要性が増してきていることにかんがみ、関係JIS規格、ISO規格の最近の動向について紹介を行った。規格というものは、広く利用され、利用者の多くの意見を集約し、体系的な制定・改訂を行うことにより、より良い利用し易い規格ができてくるものと考えられる。会員の方々に、関係規格の積極的な利用と、それに伴う有益な意見及び新規規格に対するコメントなどをお聞かせ頂くことをお願いしたい。

学会活動では、学会誌が会員相互のコミュニケーションをはかり、活動成果を会員に還元するもっとも重要な役割を果している。会員の皆様にとり役に立つと喜ばれる良い学会誌の編集に、編集委員会の一同は取り組んで行く所存です。会員各位の御指導・御意見をたまわることをお願いする次第です。

(青木千明)

事務局だより

楽しいこと、悲しいこと、人それぞれ思い出のあった昭和59年も、あとわずかで幕を閉じようとしています。毎年のことながら、12月に入ると一年を振り返り反省してみるのですが、(年の途中で振り返ればいいのに、12月にならないとダメなのです)今年もアレヨアレヨと思う間に一年が過ぎたという気がします。私共は常に2~3ヶ月、あるいはそれ以上先の行事の準備をしながら、日常の事務に追われている状況なので、あっという間に1日、1週間、1ヶ月が過ぎ去っていくのでしょう。今年も例年の行事に加え、特別講座を新しく企画、開催したり、生産統計資料集、会員名簿の発行の準備などで、その感がより強いのかもかもしれません。

さて、その会員名簿についてですが、今年度中発行をめざし、着々と作業が進められています。8月に調査用往復はがきをお送りしたところ、記入して返送されて来たのは半分位。戻って来ていない方は、前回と同じ内容で掲載ということにしておりますが、5年振りにせっかく作るのですから、出来るだけ新しい情報を掲載したいと思っておりますので、お手元にまだ調査用紙をお持ちの方は、すぐご返送下さい。また、既にお送りになった方でも、変更のある方は、60年1月15日迄でしたら訂正できますので、是非ご連絡下さい。発行予定は3月になりそうですが、また会誌、その他でご案内致します。

新しい昭和60年が、皆様にとって良い年でありますように……。

[A]



後記

国際会議を開催した翌年は、学会誌に載せる技術論文の集まりがよくないという。1983年国際ガスタービン会議東京大会が成功を収めたあとの今年も、どうも例外ではないようである。技術論文の性格からみても、その査読審査に日時を要することからも、急いで増やせるというものではなく、会員皆様の日頃からの積極的な技術論文の投稿をお願いいたします。また、定期講演会に発表した論文の学会誌への投稿も、是非お願いする所です。

本号では、前号での円城寺一氏に続き、同じく今春の総会で名誉会員になられた井口泉氏に随筆をお願いした。ガスタービンの開拓期に難関を乗り越えてこられた方々のお話には、いつも味わい深さを感じる。

去る7月に宮城県蔵王町で開かれた新企画の特別講座は、きわめて好評を収めたが、その際行われた6つの講座の内容にはなかなか有益なものが多かった。これらを会誌を通して会員に広く還元することが、編集委員会で取り上げられ、本号ではその第1回として、西良正氏に当日の討論内容も加味して頂き、“難削材

の加工”として解説欄に掲載した。今後何回かに分けて、他の講座についても紹介するようにしたい。

最近のガスタービンの商談増加に伴ない、ガスタービンに関する規格の重要性が増してきていることにかんがみ、関係JIS規格、ISO規格の最近の動向について紹介を行った。規格というものは、広く利用され、利用者の多くの意見を集約し、体系的な制定・改訂を行うことにより、より良い利用し易い規格ができてくるものと考えられる。会員の方々に、関係規格の積極的な利用と、それに伴う有益な意見及び新規規格に対するコメントなどをお聞かせ頂くことをお願いしたい。

学会活動では、学会誌が会員相互のコミュニケーションをはかり、活動成果を会員に還元するもっとも重要な役割を果している。会員の皆様にとり役に立つと喜ばれる良い学会誌の編集に、編集委員会の一同は取り組んで行く所存です。会員各位の御指導・御意見をたまわることをお願いする次第です。

(青木千明)

事務局だより

楽しいこと、悲しいこと、人それぞれ思い出のあった昭和59年も、あとわずかで幕を閉じようとしています。毎年のことながら、12月に入ると一年を振り返り反省してみるのですが、(年の途中で振り返ればいいのに、12月にならないとダメなのです)今年もアレヨアレヨと思う間に一年が過ぎたという気がします。私共は常に2~3ヶ月、あるいはそれ以上先の行事の準備をしながら、日常の事務に追われている状況なので、あっという間に1日、1週間、1ヶ月が過ぎ去っていくのでしょう。今年も例年の行事に加え、特別講座を新しく企画、開催したり、生産統計資料集、会員名簿の発行の準備などで、その感がより強いのかもかもしれません。

さて、その会員名簿についてですが、今年度中発行をめざし、着々と作業が進められています。8月に調査用往復はがきをお送りしたところ、記入して返送されて来たのは半分位。戻って来ていない方は、前回と同じ内容で掲載ということにしておりますが、5年振りにせっかく作るのですから、出来るだけ新しい情報を掲載したいと思っておりますので、お手元にまだ調査用紙をお持ちの方は、すぐご返送下さい。また、既にお送りになった方でも、変更のある方は、60年1月15日迄でしたら訂正できますので、是非ご連絡下さい。発行予定は3月になりそうですが、また会誌、その他でご案内致します。

新しい昭和60年が、皆様にとって良い年でありますように……。

[A]

GTSJ ガスタービンセミナー（第13回）のお知らせ

“ガスタービン基礎技術の最近の動向”を総合テーマに第13回GTSJガスタービンセミナーを下記の通り開催致しますので奮ってご参加下さい。締切期限も迫りましたので再度ご案内いたします。

∞ 記 ∞

1. 日 時 : 昭和60年1月24日(木), 25日(金) 9:55~16:30 (受付開始9:00)
2. 会 場 : 機械振興会館地下2階ホール
(港区芝公園3-5-8 Tel. 03-434-8211)
3. 主 催 : 日本ガスタービン学会
4. 協 賛 : 火力原子力発電技術協会, 自動車技術会, ターボ機械協会, 日本瓦斯協会,
日本機械学会, 日本航空宇宙学会, 日本航空技術協会, 日本内燃機関連合会,
日本船用機関学会, 燃料協会
5. セミナーの内容(詳細は10月末送付資料参照)

- 開会の挨拶 航空宇宙技術研究所 鳥崎 忠雄氏
- (1) ガスタービンシミュレーションの実施例 (株)東芝 安井 元氏
- (2) ガスパイプラインの動特性シミュレーション (株)日立製作所 坂内 正明氏
- (3) 数値計算空気力学(I)タービン設計と内部流れ計算 ... 三菱重工業(株) 佐藤友彦氏, 青木素直氏
- (4) 数値計算空気力学(II)粘性流解析の現状 航空宇宙技術研究所 廣瀬 直喜氏
- (5) 耐熱超合金の異方性 石川島播磨重工業(株) 中川 幸也氏
- (6) ガスタービンの加工技術—特殊加工 川崎重工業(株) 泉山隆三氏, 永井修造氏
- (7) セラミックスの機械的性質 旭硝子(株) 阿部 弘氏
- (8) ターボチャージャー 日産自動車(株) 住 泰夫氏

6. 参加要領

(1) 聴講会費(資料含む)

○主催及び協賛団体正会員

{ 期限(12月14日)までに申し込みの方 2日間18,000円, 1日のみ12,000円
{ 当日申し込みの方 2日間20,000円, 1日のみ13,000円

○学生員 期限内・当日共5,000円

○会員外 期限内・当日共2日間36,000円, 1日のみ24,000円

資料のみ 5,000円(残部ある場合)

※但し, 当日会場でもGTSJ入会受付けます。

(2) 申し込み方法: 所属・氏名・加入会名を明記の上, 聴講会費を郵便振替・現金書留にて下記事務局までお送り下さい。

(3) 事前申し込み締切: 昭和59年12月14日(消印)期限内に入金の方には資料を送付致します。

(4) 事務局: 〒160 新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402
(社) 日本ガスタービン学会 Tel. 03-365-0095
郵便振替番号 東京7-179578

第13回ガスタービン定期講演会講演論文募集
{ 共催 日本ガスタービン学会 (幹事学会) 日本機械学会 }

開 催 日 昭和60年6月7日 (金)

会 場 機械振興会館 (東京・芝公園内)

講演論文の内容

- (1) ガスタービン (すべての用途を含む) 及び過給機並びにそれらの応用に関連する理論及び技術をあつかったものすべて。ガスタービンの本体のみならず補機・付属品、ガスタービンを含むシステム及びユーザー使用実績等も歓迎します。
- (2) 最近の研究で未発表のもの。一部既発表のものを含む場合は未発表部分が主体となるものに限ります。

講演者 講演者は、日本ガスタービン学会会員または日本機械学会会員とし、1名1題目を原則とします。

申込方法

- (1) はがき大の用紙に「第13回ガスタービン定期講演会講演申込み」と題記し下記事項を記入し、**日本ガスタービン学会 (〒160 東京都新宿区西新宿7～5～13第3工新ビル402)**宛申し込んで下さい。
 - a) 講演題目 b) 著者氏名 (連名の場合は講演者に○印を付けて下さい) 及び勤務先 c) 所属学会及び会員資格 d) 連絡者氏名、住所 e) 100～200字程度の概要
- (2) 講演申込み書と講演論文原稿に記載の講演題目、講演者及び連名者氏名は一致のこと。いずれも提出後の変更等は受けません。

申込締切 昭和60年2月15日 (金)

講演論文の原稿

- (1) 講演論文執筆用の原稿用紙を連絡者にお送りします。講演論文は1292字づつ原稿用紙4ページ以上6ページ以内とします。
- (2) 原稿提出期限 昭和60年4月17日 (水)
- (4) 講演発表の採否は両学会に御一任願います。

技術論文等への投稿

- (1) ガスタービン学会会員の講演発表は、ガスタービン学会誌に技術論文として投稿できます。
- (2) 機械学会会員 (講演者) で日本機械学会の定期刊行物、論文集、Bulletin of the JSME に投稿希望の方は申込み用紙の写、2部を日本機械学会事業課 (〒151 東京都渋谷区代々木2～4～6三信北星ビル内)宛お送り下さい。

“ 国産ガスタービン資料集 ”
統計，生産実績，仕様諸元

〔 1984年版 〕
発行のお知らせ

（社）日本ガスタービン学会では、国内ガスタービン関係各社・各団体機関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（陸船用及び航空用）の資料を収集し、統計を作成して会誌に掲載してきております。1979年には、これらの資料を集大成し広く会員の皆様の便に供するため“国産ガスタービン資料集”を発行して、好評を得ました。爾来、5年が経過しましたので、その間の豊富で有益な生産統計データを再び集大成し、ここに“国産ガスタービン資料集”〔1984年版〕を発行することと致しました。

この資料は約150頁（A4判）からなり、内容は次の3部で構成されています。

第1部 統計：毎年国内で生産された陸船用及び航空用ガスタービンの動向並びに出力、台数（全体、地域別、用途別、被駆動機械別、燃料別）などの統計資料を豊富に掲載。特に最近5年間の分を中心に、過去約40年間の経過も分るように図表にして、説明をつけて掲載。

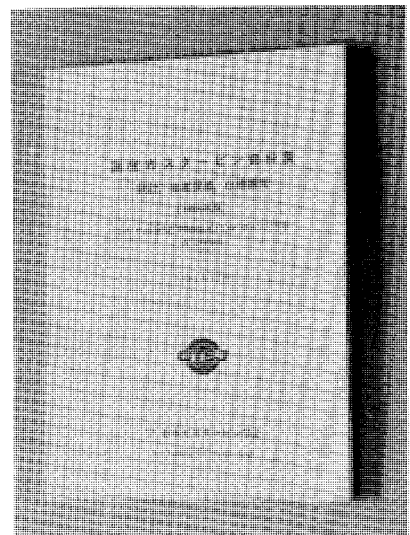
第2部 生産実績：最近5年間に国内で生産されたすべてのガスタービンの納入先、用途、仕様などを表にして掲載。

第3部 仕様諸元：各社で生産されるガスタービンの標準仕様諸元を表にして掲載。

ガスタービン関係者にとって、製造者・使用者・研究者等を含め広く御利用戴けるものと確信しており、会員各位の申込をお願いいたします。

記

1. 発行時期 昭和59年12月末
2. 価 格 1冊につき6,000円（なお、送料は別に500円申し受けます。）
3. 申し込み方法 葉書により下記へ申し込み下さい。
4. 申し込み先
〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル 402号
（社）日本ガスタービン学会
〔TEL（03）365-0095〕



第13回セミナープログラム変更のお知らせ

60年1月24日、25日開催の第13回セミナーのプログラムが阿部弘講師のご都合により下記のように変更になりましたので、ご了承下さい。

1月25日(金)

- セラミックスの機械的性質 阿部 弘氏 13:45～15:00 → 15:00～16:30
- ターボチャージャ 住 泰夫氏 15:00～16:30 → 13:45～15:00

協 賛

ファインセラミックス講演会

—セラミックスの現状と夢をさぐる—

日 時 : 昭和60年3月8日(金) 9時30分～16時30分

会 場 : 名古屋市中小企業振興会館メインホール
(名古屋市千種区吹上2-6-3 電話: 052-735-2111)

詳細につきましては、窯業協会(Tel 03-362-5231)へお問い合わせ下さい。

共 催

○第22回日本伝熱シンポジウム○

開催日 : 昭和60年5月20日(月)～5月22日(水)

会 場 : 日本都市センター(東京都千代田区平河町2-4-1)

講演申込 : 昭和60年1月31日(木)
締 切

原稿締切 : 昭和60年3月15日(金)

詳細につきましては、下記宛お問い合わせ下さい。

〒152 東京都目黒区大岡山2-12-1

東京工業大学原子炉工学研究所内

第22回日本伝熱シンポジウム準備委員会

第13回セミナープログラム変更のお知らせ

60年1月24日、25日開催の第13回セミナーのプログラムが阿部弘講師のご都合により下記のように変更になりましたので、ご了承下さい。

1月25日(金)

- セラミックスの機械的性質 阿部 弘氏 13:45～15:00 → 15:00～16:30
- ターボチャージャ 住 泰夫氏 15:00～16:30 → 13:45～15:00

協 賛

ファインセラミックス講演会

—セラミックスの現状と夢をさぐる—

日 時 : 昭和60年3月8日(金) 9時30分～16時30分

会 場 : 名古屋市中小企業振興会館メインホール
(名古屋市千種区吹上2-6-3 電話: 052-735-2111)

詳細につきましては、窯業協会(Tel 03-362-5231)へお問い合わせ下さい。

共 催

○第22回日本伝熱シンポジウム○

開催日 : 昭和60年5月20日(月)～5月22日(水)

会 場 : 日本都市センター(東京都千代田区平河町2-4-1)

講演申込 : 昭和60年1月31日(木)
締 切

原稿締切 : 昭和60年3月15日(金)

詳細につきましては、下記宛お問い合わせ下さい。

〒152 東京都目黒区大岡山2-12-1

東京工業大学原子炉工学研究所内

第22回日本伝熱シンポジウム準備委員会

第13回セミナープログラム変更のお知らせ

60年1月24日、25日開催の第13回セミナーのプログラムが阿部弘講師のご都合により下記のように変更になりましたので、ご了承下さい。

1月25日(金)

- セラミックスの機械的性質 阿部 弘氏 13:45～15:00 → 15:00～16:30
- ターボチャージャ 住 泰夫氏 15:00～16:30 → 13:45～15:00

協 賛

ファインセラミックス講演会

—セラミックスの現状と夢をさぐる—

日 時 : 昭和60年3月8日(金) 9時30分～16時30分

会 場 : 名古屋市中小企業振興会館メインホール
(名古屋市千種区吹上2-6-3 電話: 052-735-2111)

詳細につきましては、窯業協会(Tel 03-362-5231)へお問い合わせ下さい。

共 催

○第22回日本伝熱シンポジウム○

開催日 : 昭和60年5月20日(月)～5月22日(水)

会 場 : 日本都市センター(東京都千代田区平河町2-4-1)

講演申込 : 昭和60年1月31日(木)
締 切

原稿締切 : 昭和60年3月15日(金)

詳細につきましては、下記宛お問い合わせ下さい。

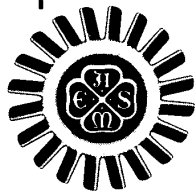
〒152 東京都目黒区大岡山2-12-1

東京工業大学原子炉工学研究所内

第22回日本伝熱シンポジウム準備委員会

IN THIS ISSUE:

- GTD Chairman's Goals
- GTD's Second China Lecture Series
- 1985 Houston Program and Short Courses
- 1985 China Symposium and Exposition



the gas turbine division newsletter

THE AMERICAN SOCIETY OF MECHANICAL ENGINEERS
November, 1984

An Invitation to Participate in the 1985 Beijing International Gas Turbine Symposium and Exposition

Professor Cao Chuanjun, President, Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics, and Vice-Chairman, Chinese Society of Aeronautics and Astronautics.

It gave me great pleasure that I had the opportunity to meet with old and new friends at the 29th ASME International Gas Turbine Conference & Exhibit in Amsterdam last June. That event is doing far more than disseminating technical information. It has created a place for learning the broad cross section of the world's gas turbine industry, and for the exchange of ideas.

I should also like to express my appreciation for the efforts made and being made by the ASME Gas Turbine Division in developing its technical contacts with The Chinese Society of Aeronautics and Astronautics (CSAA) and in organizing the forthcoming 1985 Beijing International Gas Turbine Symposium and Exposition.

Though established for only 20 years, the CSAA already has over fifteen thousand members including experts, scientists, engineers and managers in design, production, research and education. They are incessantly promoting the development of China's aeronautical industry with advanced scientific ideas, research attainments and technical experiences accumulated both in China and abroad.

One of the main tasks for the CSAA is to develop the technical exchanges among its members and their co-workers abroad. In the past few years, dozens of technical symposia in various fields organized by CSAA were held in our country. In addition, the members of the society went abroad to participate in various activities in technical exchange and to attend international conferences. Through these activities, the attainments in research and the expertise in production have been exchanged; and at the same time, our friendship and the cooperation with the people of various countries and with various societies have also been fostered. It is our hope to further increase, in various ways, our contacts, exchanges, understanding and collaboration with

The American Society of Mechanical Engineers and friendly personnel in different fields of gas turbine science and technology.

As I mentioned, under the co-sponsorship of CSAA and the ASME Gas Turbine Division, the 1985 Beijing International Gas Turbine Symposium and Exposition will be held. CSAA takes pride in having the opportunity to present this important event in China. Many authors, session chairmen, program committee members, and exhibitors will be involved. Renowned experts will be involved in preparing and presenting papers. The exhibitors representing the world's leaders in the design and manufacturing of turbomachinery will demonstrate their products and services. Through this comprehensive and in-depth program, the Chinese gas turbine community will have the opportunity to meet with knowledgeable and experienced people from other countries and to view advanced technology. We believe the sharing of knowledge will benefit everyone.

Beijing is a beautiful city with world known attractions. Fall is the best season of the year in Beijing. Come and join us.

G. K. Serovy, Chairman, Discusses Goals of the Division



G. K. Serovy, GTD Chairman

There will be a lot of good news in this issue of the Newsletter about the 1985 Houston and Beijing conferences and exhibits. These events will be outstanding, and with that single comment, I'll move to another

subject. The Executive Committee has been looking at the future of the Division and considering what our goals ought to be during the intermediate and long term. I'd like to outline some of our plans. We would certainly welcome your comments and suggestions.

Recognizing the major contribution to our technical paper programs made by the aircraft turbine engine industry, we want to continue to emphasize and strengthen our aircraft applications activity. We also want to increase the representation of the aircraft turbine industry in our exhibits.

Our members and colleagues from outside the United States have always been important factors in the success of Gas Turbine Division conferences. Our meetings have become "the place" to present significant papers. We understand the value of this support and we appreciate the fine work done by our international associates. It is our hope to maintain this support and to encourage it through committee membership and other means of participation. Many of our foreign

(continued page 2)

Countdown 1985 EVENTS

MARCH 17-21, 1985
30th International Gas Turbine Conference and Exhibit
Albert Thomas Convention Center
Houston, Texas

- With four months to go, more exhibitors have already reserved more space than for any domestic exhibit in the history of ASME Gas Turbine Division. The exhibit is over 90% sold out.
- 78 technical sessions are planned with 319 refereed technical papers to be published and available at the conference.

SEPTEMBER 1-7, 1985
1985 Beijing International Gas Turbine Symposium and Exposition
Symposium- September 1-4
Exposition- September 2-7

- With ten months to go, early exhibit space reservations from gas turbine engine and auxiliary equipment manufacturers have already assured success of the exposition.
- As many as 30 technical sessions and 135 refereed technical papers from Chinese and non-Chinese authors are anticipated.

Division Goals (from page 1)

associates are ASME members and we will work toward making Society membership possible and desirable for all qualified individuals.

The Gas Turbine Division and the International Gas Turbine Center are organized to serve our members, and this is an objective which is not neglected in any of our meetings. We attempt to develop services which support the professional goals of our members. There is, in fact, a working group of Executive Committee members headed by George Opdyke continuously studying and evaluating member services. This is one area where we have received excellent suggestions. We hope that your ideals will continue to be communicated to us.

No one could be in the position of Chairman of ASME Gas Turbine Division without realizing that this is a rather special honor and privilege. Ours is possibly the strongest Division in the ASME structure. As an international technical activity, I do not believe that it is equalled. Our International Gas Turbine Center staff is an outstanding group. They understand our objectives and are working efficiently to help us realize them. Our Executive Committee consists of some of the best people in our field. Being Chairman is an easy job.

INTERNATIONAL SECRETARIAT FOR GAS TURBINE STANDARDS

Following an offer to fund the activity by the ASME Gas Turbine Division, the American National Standards Institute (ANSI) has been advised that it has been assigned the Secretariat for ISO Committee ISO/TC70/SC6 (Gas

PROFILE: F.O. CARTA, INCOMING MEMBER, GTD EXECUTIVE COMMITTEE



F.O. CARTA,
GTD Executive Committee

F.O. Carta brings over 30 years of gas turbine research experience to his new role as incoming member of the ASME Gas Turbine Division Executive Committee. He is an aerodynamicist who has been involved in theoretical and experimental unsteady flow studies during his entire career at the United Technologies

Research Center. In the early 1960's he was responsible for the development of the energy balance method for flutter stability prediction on turbomachinery blade rows, still in use by the Pratt & Whitney Division of UTC and by other engine manufacturers. He also did pioneering work on stall flutter in cascades and on the prediction of the unsteady aerodynamic response of multiblade systems to inlet flow distortion. Related work in helicopter and propeller unsteady aerodynamics involved early experiments on blade pressure response to deep stall penetration on an oscillating wing model, and analytical studies of hysteretic stall delay.

Carta is still active in research and is responsible for a broad-based effort to perform both experimental and analytical studies of the steady and unsteady aerodynamics of rotating blade systems. He and his colleagues have specialized in devising and using high-response instrumentation in both fixed and rotating frame to measure unsteady flow phenomena and blade

surface pressures associated with forced blade motions, dynamic stall, stall flutter, and, most recently, rotating stall in a model compressor blade row.

He received his B.S. and M.S. degrees in Aeronautical Engineering from M.I.T., specializing in unsteady aerodynamics and aeroelasticity, and took additional courses in applied mathematics at the Hartford Graduate Center of Rensselaer Polytechnic Institute. Carta has been a member of ASME since 1967 and has been active in both the Structures and Dynamics Committee (Chairman 1978-1980) since its founding and in the Turbomachinery Committee since 1972. In addition, he was Technical Program Chairman for the 1984 GTD Conference in Amsterdam, and had similar responsibilities for the Division's participation in the 1981 Winter Annual Meeting in Washington, D.C.

Carta is an Associate Fellow of the American Institute of Aeronautics and Astronautics, and is a member of the AGARD Structures and Materials Panel. His AGARD activity involves organizing and co-editing a book on turbomachinery aeroelasticity by a distinguished international group of authors.

Turbines) by the International Standards Organization during its September meeting in Geneva.

The Secretariat will be responsible for any review and revisions to ISO Standards 2314 (gas turbine testing) and 3977 (gas turbine procurement). These standards were previously supervised by the British Standards Institution which announced last year that they would relinquish the Secretariat.

The U.S. National Committee of ISO/TC70/SC6 comes under the Technical Advisory Group of ISP TC70 directed by SAE since most of the work involves diesel engines. Through intersociety cooperation, SAE MCR has relied on ASME Gas Tur-

bine Division to supply manpower and expertise in the development and review of the above standards. Tom Stott has been Chairman of this Committee for more than 10 years and currently is liaison between ISO gas turbine standards and ANSI Committee B133 which is responsible for the U.S. specification. The working committee B133 is composed principally of ASME Gas Turbine Division members who fill dual roles of providing input to both the U.S. B133 standard and the international ISO standards.

ASME Gas Turbine Division will furnish approximately \$10,000 annually to ANSI for underwriting of the Secretariat activity.

ASME GAS TURBINE DIVISION'S SECOND LECTURE SERIES IN CHINA

Following the successful first China Gas Turbine lecture series held nearly two years ago, the ASME Gas Turbine Division again accepted an invitation from the People's Republic of China (PRC) to organize and conduct a second series during October, 1984. The event was hosted by the Chinese Society of Engineering Thermophysics, and the themes of the symposium were: "Measurement Techniques in Gas Turbine Research and Development" and "Coal Utilization in Combined Cycles".

The "measurement" team was organized by Georgia Serovy of Iowa State and consisted of six lecturers covering a broad spectrum of subjects pertaining to measurement and instrumentation techniques applicable to gas turbine R & D, testing, and operation. The "coal" team, on the other hand, was organized by Seymour Moskowitz and had four lecturers who reviewed the technology of coal-fueled combined cycle systems for efficient power generation.

The two-week lecture tour which began on October 14, 1984, covered four major cities in China: Shanghai, Nanjing, Beijing, and Shenyang. In addition to the scheduled technical lectures, the teams visited the major turbomachinery manufacturers and key technical universities/institutes in those cities.

During the trip, discussions were held with The Chinese Society of Aeronautics and Astronautics and China National Aero-Technology Import and Export Corporation, co-sponsors of the 1985 Beijing International Gas Turbine Symposium and Exposition to be held next September.

Short Courses

30th ASME International Gas Turbine Conference, Houston

March 16-17, 1985

All of the courses will be conducted at the Hyatt Regency Houston, the Conference's headquarters hotel.

● 3-D Flows in Turbomachinery Blade Rows (March 16-17, 1985) (1½ days)

Instructors:

Dr. John Moore
Joan G. Moore
Dr. John D. Denton
Dr. Charles Hirsch

Course Fees:

ASME Members: \$305.00
Non-Members: \$400.00

● Introduction to the Gas Turbine (March 17, 1985)

Instructors:

Dr. Walter F. O'Brien, Jr.
George Howard

Course Fees:

ASME Members: \$210.00
Non-Members: \$300.00

● Turbine Engine Blade Design, Development and Field Service Experience (March 17, 1985)

Instructors:

R. L. Jay
T. G. Howell
Louis E. Dardi
Dr. William Jansen
Hans Stargardtner

Course Fees:

ASME Members: \$210.00
Non-Members: \$300.00

● Turbomachinery Erosion and Performance Deterioration (March 17, 1985)

Instructors:

Dr. A. Hamed
Dr. W. Tabakoff

Course Fees:

ASME Members: \$210.00
Non-Members: \$300.00

For further information and a detailed course brochure, please contact Dr. John H. White at the ASME Professional Development Department, 345 East 47th Street, New York, NY 10017 or call (212) 705-7123.

H. Julien, Program Chairman: TECHNICAL PROGRAM FOR 1985 GAS TURBINE CONFERENCE IN HOUSTON

The preliminary technical program for the 30th ASME International Gas Turbine Conference and Exhibit to be held in Houston, March 17-21, 1985 has been completed and should be available soon. The 18 Technical Committees of the Gas Turbine Division are planning a total of 79 sessions, including nine panel sessions.

Technical highlights of the planned sessions by each committee are:

Aircraft Committee - Two sessions on the use of derivative engines in old aircraft and two sessions on advanced aircraft engine developments.

Ceramics Committee - Three sessions on the application of ceramics in gas turbines and another session on progress in ceramic turbochargers.

Closed Cycles Committee - Two sessions concerning the economics and initial commercialization of CCGT systems.

Coal Utilization Committee - Five sessions covering the design, application and maintenance of coal-fired turbine engines.

Combustion and Fuels Committee - Seven sessions on the design and development of engine combustion systems, including two sessions on alternative fuel utilization.

Controls & Diagnostics Committee - Two sessions on current control and diagnostics topics and a session addressing on-line conditioning and performance monitoring, being co-sponsored with the Pipeline and Applications Committee.

Education Committee - A session on University Cooperation Programs with industry and government agencies.

Electric Utilities Committee - Five sessions on the application, testing and maintenance of gas turbines in the electric utilities industry, including two sessions on combined cycles.

Heat Transfer Committee - Five sessions on heat transfer in hot section engine components.

Manufacturing, Materials and Metallurgy Committee - Three sessions covering materials development and processing, production, and repair of engine components.

Marine Committee - Three sessions on gas turbines in marine applications.

Pipelines & Applications Committee - Three sessions on the application, testing, and maintenance of gas turbines in the pipeline industry.

Process Industries Committee - Three sessions on cogeneration systems and another session on total energy concepts.

Structures & Dynamics Committee - Seven sessions on the structural and dynamic design on engine components.

Technology Resources Committee - One session on mechanical and aerodynamics measurements in turbomachinery and another session on catalytic cracking equipment.

Turbomachinery Committee - Sixteen sessions covering the design and performance of compressors, fans, pumps and turbines.

Vehicular and Small Turbomachines Committee - Two sessions on the application of gas turbines in vehicles and another session on small gas turbines and turbomachines.

As can be seen from this summary, the technical program will be as extensive as in the past years. Furthermore, high-quality presentations are expected, based on reports that exceptionally high-quality manuscripts have been submitted.

Simion Kuo, Program Chairman: 1984 JOINT POWER GENERATION CONFERENCE

The ASME Gas Turbine Division (GTD) again participated in the Joint Power Generation Conference (JPGC) held in Toronto, Canada, September 30 - October 4, 1984. The conference was well attended and there were fifty-three technical sessions sponsored by various ASME divisions as well as IEEE divisions. Even though the International Gas Turbine Conference was held just recently in Amsterdam, the GTD participation in terms of quality and quantity of technical sessions and papers was considered a significant contribution to the success of this conference.

There were seven technical sessions sponsored by four technical committees of GTD. Of these seven technical sessions, four were paper sessions and three were panel sessions, including one jointly sponsored with the Fuels Division of ASME. The GTD technical sessions dealt with the aerodynamics of turbomachinery, alternative fuels and combustion technologies, coal-fired gas turbines, and the future of gas turbines for power generation. Nineteen ASME papers contributed by GTD were printed in pamphlet form for sale.

As always, the long hard work of the session organizers (B. Davis, GE; W. Steltz, Power Dynamics; S. Lehman, UTRC; S. Moskovitz, Consultant) and also the Review Chairman (G. Opdyke, Jr.) made the GTD-sponsored conference not only interesting, but also very successful.

GEORGE OPDYKE, GTD CHAIRMAN OF CONFERENCES: TECHNICAL PROGRAM WORKSHOPS

Workshops have been held at the last two Gas Turbine Conferences with the objective of improving the technical program. The first workshop, in 1983 in Phoenix,



Thru The Years - With R. Tom Sawyer Publisher Emeritus

I helped form the American Nuclear Society (ANS) only 30 years ago. It was a new Society for a new industry. The August ANS Newsletter listed all the nuclear reactors in the world; there are 325 plants now operating satisfactorily. The U.S.A. has 88 or 27% of the world total in operation. Of these, 87 reactors are water-cooled and one is helium-cooled. Fortunately, there is the Gas Cooled Reactor Associates (GCRA) organization in the U.S.A. which pro-

motes the use of gas instead of water to cool reactors. The gas-cooled system allows the use of a closed cycle gas turbine which can make it more efficient than any other system.

At the 1984 Joint Power Generation Conference in Toronto, a gas-cooled reactor paper was presented by Jack Russ, Manager of Engineering for GCRA in San Diego. Also at the JPGC, there were 19 gas turbine papers plus three panel sessions on gas turbines with many users attending.

covered aspects of improving paper quality and the second one, in Amsterdam in 1984, was a discussion of the paper review process.

Comments received about the workshops have been favorable, and actions have been taken by several technical committees to be more selective in accepting technical papers. This is resulting in an increased awareness of the importance of maintaining high standards for ASME Gas Turbine Division's papers and that is a benefit to the entire industry.

The Gas Turbine Division Executive Committee is strongly committed to excellence in technical offerings at its annual Conference, JPGC and in the Journal for Gas Turbines and Power. Therefore, another workshop is planned for the Houston Conference in March 1985; it will feature a discussion of ways to make the presentation of a technical paper more effective and interesting to the audience. This workshop will be chaired by F.O. Carta, the incoming member of the Executive Committee. For additional information, contact Carta at United Technologies Research Center, MS 19, Silver Lane, East Hartford, CT 06108 (Phone: 203/727-7355).

ASME JAMES HARRY POTTER GOLD MEDAL AWARDS NOMINATIONS

Recommendations for the ASME James Harry Potter Gold Medal Award are now being accepted by the Nominating Committee. Recommendations received prior to February 1, 1985 will be eligible for the 1985 award.

The award is in recognition of eminent achievement or distinguished service in appreciation of the science of thermodynamics in mechanical engineering. The basis of the award shall include contributions involving the teaching, appreciation or utilization of thermodynamic principles in research, development and design in mechanical engineering.

Please forward your recommendation to the Chairman of the Nominating Committee: Professor Paul F. Pucci, Mechanical Engineering Department, Naval Postgraduate School, Monterey, CA 93943, (404) 646-2363.

WIN TWO FREE TICKETS TO HAWAII

If you obtain your ticket for air travel to the 1985 International Gas Turbine Conference and Exhibit in Houston through ASK MR. FOSTER, the official travel agent, you will be eligible to win two free tickets to Hawaii. In addition, you will receive a 35% discount off coach fares on American Airlines and Delta Air Lines (some restrictions apply). The drawing by ASK MR. FOSTER is limited to participants whose travel originates in the U.S.A.

Contact ASK MR. FOSTER, toll free 1-800/243-6346 (Telex: 643394).

Services and Activities of ASME Gas Turbine Division and THE INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER

WHO'S WHO in the Committees of Gas Turbine Division is a directory of all administrative and technical committee members. It is published by the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER and contains an alphabetical listing with the committee members' names and addresses. Complimentary copies of the 1984-85 edition are now available from the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER.

The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER publishes a Directory of Technical Papers from ASME Gas Turbine Division Conferences dating back to 1957. The Directories are available without charge and individual papers may be purchased from the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER for \$5.00 each prepaid.

The ASME Gas Turbine Division's annual International Gas Turbine

Technology Report is published and distributed by the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER. Complimentary copies of the 1982, 1983 and 1984 editions are still available.

The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER's correspondence course on Basic Gas Turbine Engine Technology is currently being developed. The course should be available to the public in early 1985.

The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER sponsors the ASME Turbomachinery Institute's Fluid Dynamics of Turbomachinery program. The next course is planned for 1986.

The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER publishes and distributes without charge over 15,000 copies of the quarterly ASME Gas

Turbine Division Newsletter. Persons interested in receiving a complimentary subscription should contact the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER.

The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER is the source for information on exhibiting and participating in the International Gas Turbine Conference and Exhibit to be held in Houston, March 17-21, 1985.

The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER sponsored the ASME Education Seminar Program.

The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER is a sponsor of the U.S. National Committee of the International Council on Combustion Engines (CIMAC).

The ASME Gas Turbine Division

organized lectures presented in the People's Republic of China in the fall of 1982 and 1984.

The ASME Gas Turbine Division is organizing the 1985 Beijing International Gas Turbine Symposium and Exposition, People's Republic of China, September 1985. For information, contact the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER.

The ASME Gas Turbine Division will provide the funding to American National Standards Institute for administering the Secretariat of ISO-TC70-SC6 Gas Turbines.

The ASME Gas Turbine Division has administrative and nominating responsibilities for two ASME Awards . . . Gas Turbine Award and R. Tom Sawyer Award.

The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER is sponsored by the ASME Gas Turbine Division and funded primarily with income received from Division activities such as the annual INTERNATIONAL GAS TURBINE EXHIBIT.



International Gas Turbine Center
4250 Perimeter Park South, #108
Atlanta, Georgia 30341 USA
Telephone: (404) 451-1905
Telex: 707340 IGTC ATL

FUTURE GAS TURBINE DIVISION EVENTS

MARCH 17-21, 1985
30th International Gas Turbine
Conference and Exhibit
Albert Thomas Convention Center
Houston, Texas

SEPTEMBER 1-7, 1985
1985 Beijing International Gas Turbine
Symposium and Exposition
Symposium- September 1-4
Exposition- September 2-7

JUNE 8-12, 1986
31st International Gas Turbine
Conference and Exhibit
Messe-Kongress-Center
Dusseldorf, Federal Republic of
Germany

MAY 31-JUNE 4, 1987
32nd International Gas Turbine
Conference and Exhibit
Anaheim Convention Center
Anaheim, California

GAS TURBINE DIVISION The American Society of Mechanical Engineers EXECUTIVE COMMITTEE 1984-1985

CHAIRMAN
GEORGE K. SEROVY
Mechanical Engineering Bldg.
Iowa State University
Ames, IA 50011
515-294-2023 / 1423

VICE-CHAIRMAN
H. CLARE EATOCK
Pratt & Whitney Canada
P.O. Box 10
Longueuil, Quebec J4 K 4X9
Canada
514-647-7574

CHAIRMAN OF
CONFERENCES
GEORGE OPDYKE, JR.
AVCO Lycoming Div.
550 South Main St.
Stratford, CT 06497
203-385-3212
Telex: 964242

REVIEW CHAIRMAN
WALTER F. O'BRIEN, JR.
Mechanical Engineering Dept.
Virginia Polytechnic Institute &
State University
Blacksburg, VA 24061
703-961-7191

FINANCE COMMITTEE &
PAST CHAIRMAN
A.A. MIKOLAJCZAK
Rohr Industries, Inc.
P.O. Box 878
Chula Vista, CA 92012
619-691-2478

OPERATIONS

MANAGING DIRECTOR
DONALD HILL
International Gas Turbine
Center
4250 Perimeter Park South #108
Atlanta, GA 30341
404-451-1905

MANAGER, EXHIBIT AND
INFORMATION SERVICES
DAVID H. LINDSAY
International Gas Turbine Center
4250 Perimeter Park South #108
Atlanta, GA 30341
404-451-1905

ADMINISTRATOR
SUE COLLINS
404-451-1905
STAFF ASSISTANT
ANNA MAZANTI
404-451-1905

STAFF ASSISTANT
CLAIRE HOWARD
404-451-1905

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

ASSISTANT TREASURER
THOMAS E. STOTT
Thomas Stott & Associates
P.O. Box 295
Cummaguet, MA 02637
617-362-9784

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



the gas turbine division
newsletter

Volume 25, Number 3, November 1984

Published by the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER, Gas Turbine Division, A.S.M.E., 4250 Perimeter Park South, #108, Atlanta, Georgia 30341, USA, (404 / 451-1905). Donald D. Hill, Managing Director; David H. Lindsay, Manager, Exhibit and Information Services; Sue Collins, Administrator; Claire Howard, Staff Assistant; Anna Mazanti, Staff Assistant.

Chairman: George K. Serovy
Iowa State University
Ames, IA
Vice Chairman: H. Clare Eatock
Pratt & Whitney Canada
Longueuil, Quebec, Canada
Editor: Robert A. Harmon
Consulting Engineer
Latham, New York
Publisher Emeritus: R. Tom Sawyer
Ho-Ho-Kus, New Jersey
Publisher/Donald D. Hill
Staff Editor: International Gas Turbine Center
Atlanta, Georgia

INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER

Gas Turbine Division
The American Society of Mechanical Engineers
4250 Perimeter Park South, #108
Atlanta, Georgia 30341 USA

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筆を依頼するもので、自由投稿による原稿とは会員から自由に投稿された原稿である。
2. 原稿の内容は、ガスタービンに関連のある論説、解説、論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書、随筆、ニュース、新製品の紹介および書評などとする。
3. 原稿は都合により修正を依頼する場合がある。
4. 原稿用紙は横書き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 東京都新宿区西新宿7-5-13,
第3工新ビル
(Tel. 03-365-0095)

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12巻 第47号

昭和59年12月10日

編 集 者 葉 山 眞 治

発 行 者 窪 田 雅 男

(社) 日本ガスタービン学会

〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13

第3工新ビル

TEL (03) 365-0095

振替 東京7-179578

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