

観 日本ガスタービン学会名誉会員 Mr. R. Thomas Sawyer

昭和61年1月19日逝去されました。ここにつつしんでご冥福をお祈りいたします。



故 Mr. R. Thomas Sawyer 略歴

1901年6月20日ニューヨーク州生れ。

1923年オハイオ州立大学電気科卒，基の後機械科も修了。

同年GEスケネクタディー工場で蒸気タービン試験係りとなり，後エリー工場ディーゼル電気機関車関係へ移り1925年初号機を製作した。

基の後オーストラリアのGEでサービスエンジニアとして勤務した後1930年アメリンロコモティブ社へ転勤した。

1934年に当時同社の副社長であった人（世界最大の蒸気機関車ビッグボーイの設計者として知られる）のお嬢さんであったルース夫人と結婚。

1947年に研究部長に成り1956年退職。

基の間ASMEに就いては1944年にOil & Gas Power Div. の会長，1947年Gas Turbine Div. を創設し初代会長，基の後はTreasurerとして長く活躍した。

日本には1969年初訪日し1971年第一回東京国際ガスタービン会議及び展示会を開催。基の後も東京大会の度に来日した。

ASME終身会員。

本会に関する記事

昭和48年4月入会

昭和54年4月より名誉会員



インターフェース

運輸省航空事故調査委員会 武田 峻

STOL実験機“飛鳥”が昨年10月に無事初飛行を行ない、開発にたずさわった関係者の一人として感激を味わうことができた。

“飛鳥”はUSB方式という新しい高揚力システムを採用した新型機となるので、機体とエンジンのインターフェースにかかわる多くの技術課題に取り組まねばならなかった。

機体側（航空機の開発担当者）の常識としては、航空機開発に当たってのエンジン選定は最も慎重に当るべき重要問題であり、航空機の要求性能にマッチした、実績十分な信頼性の高いエンジンを選ぶことが開発を成功に導く必須条件の一つと考えている。実験機開発に当たっても既存の機体、エンジンを用いるのが信頼性を高め、かつ開発コスト、労力の低減を可能とするので、この観点から機体、

エンジンの選定を進めたが、いずれにしてもUSB方式という新技術を採用するからには、機体、エンジンのいずれも相当な改修を必要とするので、改修のしやすい機体・エンジンの採用とすることで、C-1輸送機を原型機としてFJR710型エンジン搭載という純国産機ということに落ち着いた。

機体とエンジンのインターフェイスは、性能/構造/制御/サブシステム等いろいろな面に存在する。例えばエンジンナセルの形状は、機体の空気抵抗、主翼構造設計、エンジンの高圧系～低圧系のマッチング、エンジンの推力特性等に影響し、最適形状の選定には機体/エンジンの両分野における解析、検討、調整が要求される。

“飛鳥”開発の特徴は、機体/エンジン開発が同時に併行して進められた事であり、また両者の



写真1 STOL実験機“飛鳥”

（昭和61年1月24日原稿受付）

インターフェイスにかかわる技術課題の検討，解決がスムーズに進められたという事にある。インターフェイスにかかわる問題には研究所の機体技術，エンジン技術の研究者，機体およびエンジン製作会社の技術者という4種類の人達に関係する。俗に飛行機屋と言われた機体設計技術者はソフト重視と見られるのに対し，エンジン屋はハード重視の傾向がある。このような気質の違いもあって開発の当初においては両者の間の不信感や，意見不一致が見られたが，インターフェイスにかかわる協同作業の積み重ねにより相互理解が深まり，現在では効率的な飛行実験が両者の協力で進められている。

将来の航空機の開発では最適設計の実現が強く要請され，そのためにはレディメイドのエンジンを用いるよりは，機体，エンジンの並行開発が当然のこととなろう。両者のインターフェイスの処理も益々重要になり，それを専業とする技術者も

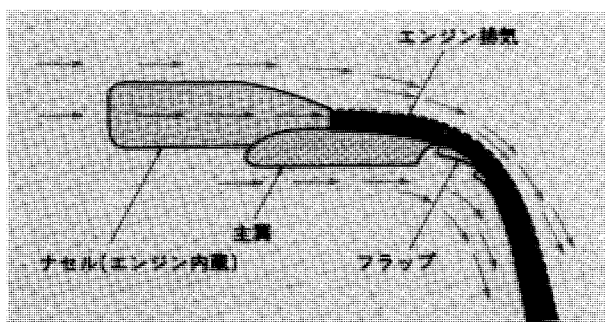


図1 USB方式高揚力システム

出現しよう。

技術の進歩によって一人の専門家のその分野についての理解は深まるが，理解できる範囲は狭められていく。学術の分野でも最近では学際的分野の重要性が認識されて来たが，技術開発においても上述した物と物とのインターフェイスを如何に処理するかに関係の成否が左右されるという点を忘れてはならないと思う。



Mr. Gas Turbine, R. Tom Sawyer 追悼雑感

関東学院大学工学総合研究所 渡部 一郎

1986年1月Tom Sawyerが亡くなったことを佐藤玉太郎氏からの電話で知った。彼は米国ばかりでなく、世界各国のガスタービン関係者からMr. Gas Turbineと呼ばれ、尊敬されたと同時に親しまれていた。1901年6月20日生れとあるから、満85才何ヶ月で逝去されたことになる。

私が最初にTomに合ったのは、1967年11月14日(火)、Pittsburg開催のASME Winter Annual Meetingの時Gas Turbine Div.のGeneral Technical Committee Dinner & Meeting (Roosevelt Hotel)においてであった。近いうちに日本でガスタービン国際会議を開催したいので、宜しくと云うようなことを彼に話した。

日本では1971年、1977年、1983年、ASMEと共催でガスタービン国際会議を開催、これらの会議にはTomはJohn Sawyerと共に、適切な勧告を行なって、これらの会議を大成功に導いた。このことで日本ガスタービン学会は彼を名誉会員に選出している。

私は彼とはこの時以降のおつき合いであり、ASME主催の国際ガスタービン会議ではよく顔を合せたが、彼は穏厚な表情ではあったが、芯は筋金入りという感じの人であった。彼の英語は、我々日本人にはどうも分りにくいものであった。何時だったか食事を共にしているとき、私に向けて「君の同僚は、宗教は我々とは違っているけれども、皆良い人達だ」と話していた。

1984年6月7日(木)、AmsterdamにおけるASME国際ガスタービン会議で、彼は“The Closed Cycle Gas Turbine”という論文を発表した。座長のI. Olikierも一目おいていた様子、Stanford大学のLondon教授、Hannover大学のBammert教授をはじめかなりの人々が熱心に聴いていた。彼にあとで聞いたら、内容は1983年東京大会のバンケで講演したものと同一のこと、しかし80才を超えてね元気さには感心した。

彼の履歴に触れると、1923年6月Ohio State

Univ.の電気工学科をB.S.で卒業、1930年にはdiesel electric locomotiveの論文も提出して、機械工学のB.S.も授与されている。多くの学会の会員になっているが、ASMEのFellow, Honorary member。Tomの最初のASMEにおける仕事はDiesel Engine Cost Committeeとしてであったが、1948年Oil and Gas Power Div.の実行委員会委員長。1944年この実行委員会のincoming memberになったとき、彼にはGas Turbine Coordinating Committeeを組織する任務が与えられており、1947年250名以上の会員を擁するに至り、Diesel Div.はTomにこのCoordinating CommitteeをASME Gas Turbine Div.に変更するよう指示、1947年9月彼はGas Turbine Div.実行委員会の初代委員長となる。彼はGas Turbine Div.のExhibit DirectorとTreasurerを依嘱され、Exhibitは1956年3月Washington D. C.で30ブース、25論文で開催したのを手始めに、ほとんど毎年、ASME国際ガスタービン会議と展示は、その規模を拡大して開催された。彼の詳しい職業上の履歴はthe gas turbine newsletter, 1985 Aug., Nov.に記載されているが、ここには割愛する。

ASME Gas Turbine Div.は展示会を開催することにより、その活動力、規模を増大、ASMEでは最大の委員会となり、我々日本人から見ると、まるで一つの学会の規模となっている。すなわち、ここ数年来ニューヨーク所在のASME本部とは別に、AtlantaにInternational Gas Turbine Centerを設置、上記newsletter等もここから出版している。茲まで発展したのは、Tomの功績に負う処が大きいと云える。

最後に彼と会ったのは、1985年3月21日Houston国際ガスタービン会議であった。彼はサンドイッチ、筆者はコーヒーを飲んでしたが、彼は「以前にヘリコプターには2台以上の原動機が必要と予言したことがあるが、その通りになった」と私

に話した。これでも分るように、彼は全く見通しの効いた技術者でもあった。

すでに奥さんは亡くなっておられるので、弔文を書いてASME Gas Turbine Div. Chairman,

Clare Eatock に送り、適切な方へ届けていただくよう、私個人としては頼んだ。彼の天国における冥福を祈って止まない。



さよならトム・ソーヤー

日本鋼管(株) 佐藤 玉太郎

1月21日の朝いつもの様に始業時の体操をしている時に電話が鳴った。ニューヨークからの国際電話でロバート・ハーモンからの事。彼はASME ニュースレターの編集を長くしていて、本業のコンサルタントの用向きでたびたび来日しているので会員諸氏にも御存じの方も多し。私は電話の向こうの彼の巨軀を思い浮かべながら受話器を取った。『ハロー』いつも陽気で典型的なアメリカ人である彼だがその日の声の調子は少し違っていた。『実はね』ちょっと言い淀んでから『日曜日にトム・ソーヤーが亡くなったよ。ここの所肺炎で入院していたんだが急に容体が変わってね。君には早く知らせた方が良くと思って電話したんだ。』

電話を切った後も私は暫くボンヤリしていた。トム・ソーヤーが死んだ。最近体力や気力に衰えが見えていた事から予期されない事では無かったが、やはりショックであった。そしてこの20年余りの彼との交流の場が急速に脳裏を去来した。

初めて彼と会ったのは確か昭和38年の事だったと思う。こんな時に私事に触れて恐縮だが当時私はアメリカ東部の或る大学へ社命で2年間程在学していたが、勉学もさることながら当時国際化が始まったばかりの頃とて学協会等の会合に顔を出してコネを作ることも与えられた使命の一つであったので、近くで開かれるASME等の会にはできるだけ出席するように心がけていた。そんな会合の一つでトム・ソーヤーを紹介された。彼の著作は学生時代にわずかではあるが読んだことがあり、名前が珍しいので覚えていた。其のことを彼

に話すと大変喜んで是非ニューヨーク郊外の自宅へ遊びに来るように言われた。其の後ついでも有って彼の家を訪問し一晩泊めて頂く機会を得た。

ソーヤー家はニューヨークからハドソン川を越えて30分程のニュージャージー州に在る閑静な住宅街に在って結婚以来ずっと住んでいるとの事で移転好きのアメリカ人にしては珍しい事である。其の日はルース夫人と一緒に歓待してくれた。

帰国後も頻りに手紙をくれて、其の内に既にトムが知遇を得ていた渡部慶応大学名誉教授や岡村内燃機関連協会会長と私の3人に『日本でASMEのガスタービン会議を開きたいのだが』と言う話を持ちかけて来た。

この第一回東京国際ガスタービン会議が関連諸氏の御努力により初めてにしては大変な成功を収めてそれが今日のガスタービン学会の創設に繋がった事は会員諸兄も良く御存じの事である。

この時彼はジョン・ソーヤー、グレン・カーレ、トマス・ストット等のASMEガスタービン部会のキーメンバーを率いて来て、当時まだ国際会議や展示会の運営に経験のとぼしかった我々日本側の委員に助言を与えてくれた。又日本以外からの参加や展示への出品勧誘に努力してくれた。

然し主要な所は全部日本側に任せて余り口だしをせず可成り気を使っていた。後から思えばこれは立上りの時だけ手助けをして、後は日本側の自主性に任せようとの意図が最初から有ったように思える。従って第一回ガスタービン会議直後にそ

に話した。これでも分るように、彼は全く見通しの効いた技術者でもあった。

すでに奥さんは亡くなっておられるので、弔文を書いてASME Gas Turbine Div. Chairman,

Clare Eatock に送り、適切な方へ届けていただくよう、私個人としては頼んだ。彼の天国における冥福を祈って止まない。



さよならトム・ソーヤー

日本鋼管(株) 佐藤 玉太郎

1月21日の朝いつもの様に始業時の体操をしている時に電話が鳴った。ニューヨークからの国際電話でロバート・ハーモンからの事。彼はASME ニュースレターの編集を長くしていて、本業のコンサルタントの用向きでたびたび来日しているので会員諸氏にも御存じの方も多し。私は電話の向こうの彼の巨軀を思い浮かべながら受話器を取った。『ハロー』いつも陽気で典型的なアメリカ人である彼だがその日の声の調子は少し違っていた。『実はね』ちょっと言い淀んでから『日曜日にトム・ソーヤーが亡くなったよ。ここの所肺炎で入院していたんだが急に容体が変わってね。君には早く知らせた方が良くと思って電話したんだ。』

電話を切った後も私は暫くボンヤリしていた。トム・ソーヤーが死んだ。最近体力や気力に衰えが見えていた事から予期されない事では無かったが、やはりショックであった。そしてこの20年余りの彼との交流の場が急速に脳裏を去来した。

初めて彼と会ったのは確か昭和38年の事だったと思う。こんな時に私事に触れて恐縮だが当時私はアメリカ東部の或る大学へ社命で2年間程在学していたが、勉学もさることながら当時国際化が始まったばかりの頃とて学協会等の会合に顔を出してコネを作ることも与えられた使命の一つであったので、近くで開かれるASME等の会にはできるだけ出席するように心がけていた。そんな会合の一つでトム・ソーヤーを紹介された。彼の著作は学生時代にわずかではあるが読んだことがあり、名前が珍しいので覚えていた。其のことを彼

に話すと大変喜んで是非ニューヨーク郊外の自宅へ遊びに来るように言われた。其の後ついでも有って彼の家を訪問し一晩泊めて頂く機会を得た。

ソーヤー家はニューヨークからハドソン川を越えて30分程のニュージャージー州に在る閑静な住宅街に在って結婚以来ずっと住んでいるとの事で移転好きのアメリカ人にしては珍しい事である。其の日はルース夫人と一緒に歓待してくれた。

帰国後も頻りに手紙をくれて、其の内に既にトムが知遇を得ていた渡部慶応大学名誉教授や岡村内燃機関連協会会長と私の3人に『日本でASMEのガスタービン会議を開きたいのだが』と言う話を持ちかけて来た。

この第一回東京国際ガスタービン会議が関連諸氏の御努力により初めてにしては大変な成功を収めてそれが今日のガスタービン学会の創設に繋がった事は会員諸兄も良く御存じの事である。

この時彼はジョン・ソーヤー、グレン・カーレ、トマス・ストット等のASMEガスタービン部会のキーメンバーを率いて来て、当時まだ国際会議や展示会の運営に経験のとぼしかった我々日本側の委員に助言を与えてくれた。又日本以外からの参加や展示への出品勧誘に努力してくれた。

然し主要な所は全部日本側に任せて余り口だしをせず可成り気を使っていた。後から思えばこれは立上りの時だけ手助けをして、後は日本側の自主性に任せようとの意図が最初から有ったように思える。従って第一回ガスタービン会議直後にそ

それを契機として任意団体ではあったが『日本ガスタービン会議』が設立された時には全く我がことのように喜んでくれた。そして其の後今日の日本ガスタービン学会に成長し更に発展をつづける中でも積極的な支援を惜しまなかった。特にASMEとの間の交流や協力関係に就いては実に良く気を配ってくれて種々の便宜を計ってくれた。

1970年代前半の特に親密な時期にはASMEガスタービン部会の理事会に当学会からの訪問者を出席させてくれる様にしたのも彼であったし、東京大会の為の展示出品の情報も集めてくれた。

比較的最近にもこんな事が有った。確か数年前のロンドン大会の時と記憶するがASMEがヨーロッパの学会に無償でブースを貸与した事があった。それを聞きつけた我々が日本ガスタービン学会にもブースを貸してくれる様に申し入れたが理事会で否決をされてしまった。これを聞いた彼は黙って自費でブースを一つ買とり『一米国民より』ということで我々に貸してくれた。

この事は日本側に黙って居るように周囲には言っていたそうであるがハーモンが私にそっと教えてくれた。私はいかにも彼らしいやり方だと思い、彼の意志を尊重して最後までお礼を言うこともしなかったが、それで良かったと今でも思っている。

米国で最初のディーゼル電気機関車を設計し、ASMEのガスタービン部会を創設してみずから初代会長になり、Mr. Gas Turbineの称号と呼ばれる彼であったが個人的には晩年の彼は寂しい境遇であった。1980年にルース夫人に先立たれ2人のお嬢さんたちとも別々に暮らして孤独な生活を送っていた。

夫人没後間もなく彼と会う機会が有ったが、普段めったに感情を顔に現わさない彼が『交通事故にでも遭って死んでしまいたいよ』と漏らしていた。

そのショックも有ってかその後大分気力が衰えた様に見えた。然し最後までガスタービンの夢を燃やしつづけた彼は特に密閉サイクルガスタービンと自動車用ガスタービンが日本あたりでもっと開発が盛んに進まないものかと言うことを良く言っていたものである。

口下手で寡黙な人であった彼は私と会っていてもポツリポツリとしか喋らない人であった。然し何となく其の誠実な人柄が相手に伝わって、それが彼のシンパをASMEの中に多く作っていた原因だと思う。

例の断熱エンジンで有名なロイ・カモ氏も『俺はあの人が何となく昔から好きなんだ。』と述懐していた事が有ったが、其のようなカリスマ性も持ち合わせて居たものと思うが、やはり最も人に愛されたのは其の頑固さのなかにいつも優しさと思いやりを秘めていて、相手の立場に良く気をつかう性格であったことであると思う。

本誌1985年12月号の『日本と私』と題する小文が彼の日本に対する最後のメッセージに成ってしまったが、其の中でも言っていた様に彼としても日本には以前から何か魅かれるものを感じて居た様である。それが何であったかは彼としても意識して居なかったかも知れないが私が思うに彼の義理人情的な日本人に近い性向が我々と波長の合い易い所が有ったのではないか。私も本来私自身の柄でもない学会との関係を長年つづけさせて頂いたのも少なからず彼に『引ずられて』やってきた様な気がする。結局彼とは昨年3月にヒューストンのレストランで夕食を一緒にしたのが最後に成ってしまったが、何となく廻り合わせを感じさせるような彼との交友の歳月であった。

今頃は最愛のルース夫人と天国で手を取りあって再会を喜んで居るのかななどと取り止めもない事を考えている昨今である。

さようならトム・ソーヤー 安らかに眠れ。



1. まえがき

ガスタービン用圧縮機的设计では、単独で使用される圧縮機の場合に比べて、性能、構造、作動範囲などについて配慮すべき点が多い。

一般に、圧縮機単独の場合には、設計点およびその近傍の使用範囲における性能ならびに作動状態が重要であり、設計もそこに主眼をおいてなされている。これに対してガスタービンは、設計点性能のみならず起動および加速・減速特性の良好であることが必要である。そのためガスタービン用圧縮機の場合は、設計点性能の良好であることの他に、ガスタービンを構成する一要素として要求される特性が重要であって、ガスタービンの起動から最高回転数までの運転に至る全運転範囲にわたって圧縮機が所要の作動範囲および特性を有することを要求される。航空用ガスタービンは特にその要求が厳しい場合の一つであって、圧縮機設計上の重要な課題となっている。これはまた、近年航空用ガスタービンが船用、発電用あるいは産業用などへ応用されてくるにつれて、ガスタービン全般に共通の技術的課題となるものでもあろう。

本稿では、以上のようにガスタービン用圧縮機的设计に要求される作動範囲の確保ならびに性能の向上に重点をおいて、圧縮機の空力設計について述べる。ガスタービン用圧縮機には軸流式と遠心式が用いられているが、ここでは軸流式の場合について、航空用ガスタービンの圧縮機を例にして解説する。

2. 要素設計と基本計画

ガスタービン用圧縮機は、図1に航空用の例で示すように、その周囲を他の要素に接して配置されている。したがって圧縮機をガスタービンの一要素として設計する場合には、まずガスタービン全体ならびに各要素の構造、性能、使用条件、作

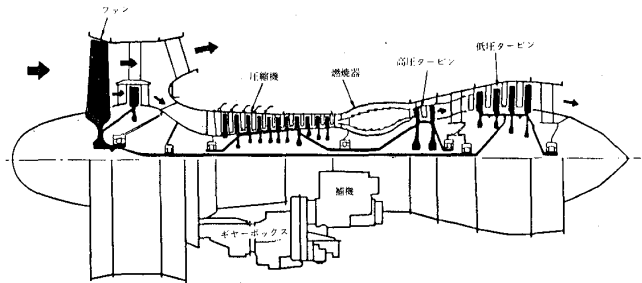


図1 ファンジェットエンジン

動状態など、圧縮機的设计に直接あるいは間接に関係するなるべく多くの資料より判断して基本計

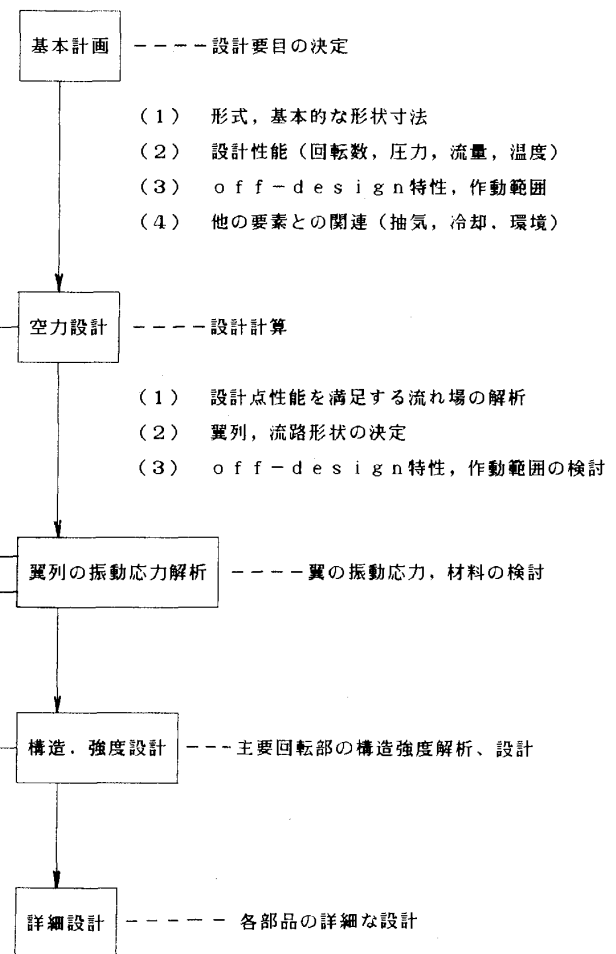


図2 要素設計の手順

（昭和61年1月29日原稿受付）

画をたて、設計要目を決定することが必要である。

要素設計は図2に示すように、一般に基本計画、空力設計、翼列の振動応力解析、構造強度解析設計、詳細設計の順で行われるが、その中で基本計画は圧縮機設計に必要とする基本的な設計要目を決定するものであって、圧縮機設計の中で重要な意味をもっている。基本計画で定めた設計要目が適切でなければ、圧縮機単独では良好な特性をもつ圧縮機であっても、往々にしてガスタービン内の各要素とのマッチングが思わしくない場合が生じ、ガスタービン全体の性能に影響してくるようになる。また、一つの圧縮機を原型とし、その寸法あるいは段数を増減させることによって圧縮機的设计流量および圧力比を変化させ、圧縮機の多様化をはかる計画が将来見込まれる場合には、原型となる圧縮機の基本計画は特に重要であって、さらに広範囲にわたる検討が必要である。

したがって、基本計画は要素設計の重要な部分であり、その遂行にはガスタービン全般にわたる広い知識、社会経済の情勢に対する理解、将来に対する予測など、該博な知識と的確な判断および深い洞察力が必要とされる。

要素設計の基本計画以下の手順では、図2に示したように、空力設計、翼列の振動応力解析、構造強度解析設計の各手順相互の間で妥当な結果が得られるまで繰返し解析の行われるのが普通である。

3. 空力設計

空力設計は要素設計の中で空気力学的な設計作業を行う部分であって、その結果は圧縮機性能の良否に大きく影響する。空力設計の作業は次に示す(A)、(B)の二つに分けることができる。

(A)；設計点性能を満足する流れ場を解析によって求め、その流れ場を実現するために必要な圧縮機の段数、流路形状、各段の仕事配分、翼列の諸元などを決定する、いわゆる設計点性能に重点をおいた設計作業である。

(B)；ガスタービンが全運転範囲にわたり円滑に運転を行えるようにするために、圧縮機に要求される作動範囲および特性が基本計画によって与えられるので、空力設計でそれを実現できるよう適切な対策を検討する、いわゆる off-design 特性に重点をおいた設計作業である。

圧縮機を単独で使用する場合は、(A)に重点がおかれ、(B)のような設計作業はほとんど必要としない。特に、定速運転でかつ設計点近傍の作動点でのみ使用するような場合は(A)のみで充分である。

ガスタービン用圧縮機の場合は、(A)とともに(B)が重要であり、それだけ設計作業は複雑となる。ガスタービンの off-design 特性とりわけ加速特性の良否は、圧縮機の低速領域における作動範囲および特性の適・不適に大きく依存し、(B)の設計作業で行った結果がガスタービンの動特性に直接反映する。そのため航空用ガスタービンの圧縮機設計では、(A)すなわち設計点性能を得るための設計作業よりも、(B)すなわち off-design 特性を得るための設計作業により多くの時間と労力をかけることがしばしば生じる。

近年、電子計算機を利用した設計技術の進歩によって、設計点性能はほぼ確実に得られるようになり、(A)に関する技術的な課題はさらに性能を向上させることに集中している。(B)はガスタービン個々の特性、作動状態によって異なってくるので、それぞれのエンジンについて行われるが、いずれの場合も圧縮機に要求される作動範囲を確保することに最も重点がおかれている。

本稿では、(A)に関しては性能の向上について、(B)に関しては圧縮機の作動範囲について、その要点を述べる。

3-1 性能の向上について 圧縮機の性能向上には二つの傾向がある。一つは圧縮機の効率を高めたり、あるいは長期間の運転による性能低下を抑制する、いわゆる圧縮機効率の向上、維持に重点をおくものであり、他の一つは軽量小型で圧力比が高く流量の大きい圧縮機を目指す、いわゆる軽量小型化への指向である。

効率の向上・維持は圧縮機全般に共通の目標であって、従来より流れ場の正確な解析および最適な翼列の選定など効率向上への努力が絶えず続けられている。近年、翼端隙間を少くして隙間によるエネルギー損失を減少させたり、あるいは翼弦長の大きい翼列を採用して長期間運転した場合の翼面汚れによる性能低下をなるべく軽減させ、同時に部品数が減少して生産コストが低下するなど、空力設計以外の方法でも効率の向上・維持への努

力が行われている。

軽量小型化は航空用ガスタービンの圧縮機の場合に最も強く要求され、1段当りの圧力比を高くかつ流路断面積当りの流量を増すために、必然的に高速・高負荷化への傾向をたどっている。この傾向は1950年代から一貫して継続されており、近年その成果が著しい。

表1および図3は航空用ガスタービンの多段軸流圧縮機の段数と圧力比の関係を示すもので、参考として一般的な陸上用の場合も併記した。表1の番号は図3～図5の曲線の番号と対応する。新しい設計の圧縮機は1段当りの仕事量が一般の陸上用に比べて2倍程度に達し、しかも効率は陸上用に比べて遜色なく、表1の(5)の場合⁽¹⁾で断熱効率86%、(4)の場合⁽²⁾は88%となっている。

図4の曲線(3)⁽³⁾、(6)に示すように、これまでの一般的な設計では翼列入口の流入マッハ数は1未満であり、亜音速圧縮機に設計されている。また

表1 ガスタービン用圧縮機の圧力比と段数(航空用)

番号	記号	機種名	段数	圧力比
(1)	×	NACA試験機, (1950年代前半)	8	10.26
(2)	▽	JT9D (P&W), (1960年代前半)	11	10.2
(3)	△	FJR710/20, (1970年代前半) ⁽³⁾	12	12.4
(4)	□	E ³ エンジン (P&W), (1979~) ⁽²⁾	10	14.0
(5)	○	E ³ エンジン (GE), (1979~) ⁽¹⁾	10	23.0
(6)	●	陸上用(試算)	16	12.0

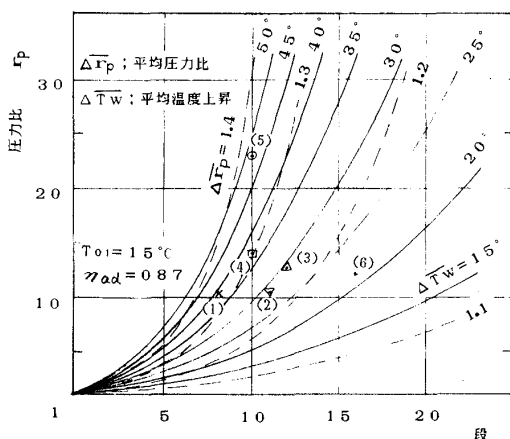


図3 段数と圧力比

各段の仕事配分は、低速運転で失速しやすい前段および高速運転で失速しやすい後段の負荷を低くし、失速の少ない中間段では高くするのが普通である。また翼列の負荷の程度を示す拡散係数においても、図5に示すように翼列の負荷限界とされている0.5以下である。しかし新しい高負荷の圧縮機では曲線(5)に示すように、前段が遷音速で作動

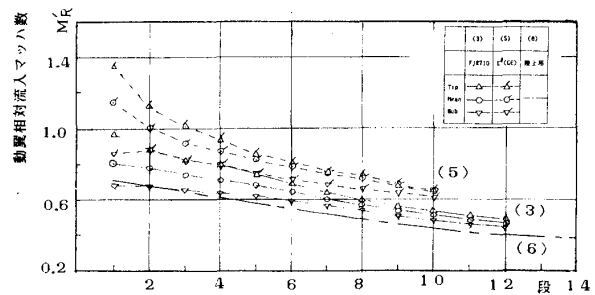


図4(a) 各段の動翼相対流入マッハ数

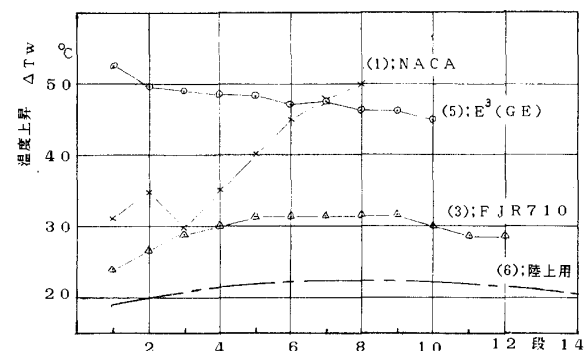


図4(b) 各段の温度上昇(仕事配分)

図4 圧縮機各段の流入マッハ数, 仕事配分

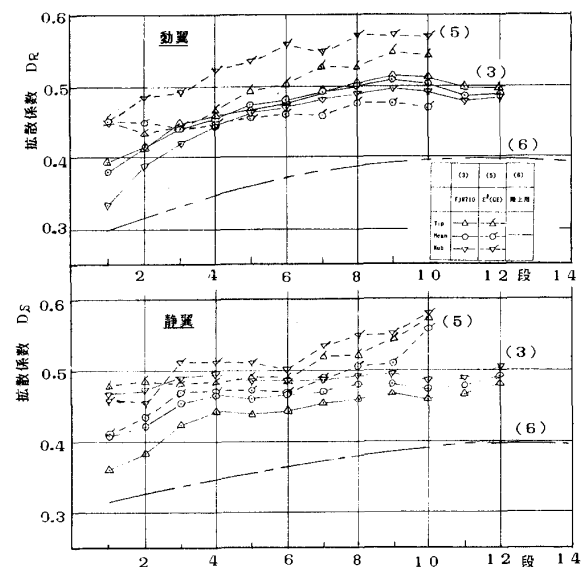


図5 各段の拡散係数

するほどに高速化し、各段の仕事配分では前段が最も高くしてあり、翼列負荷を示す拡散係数も0.5を大きく越える段があるなど、従来の手法にとられない設計が行われている。

このような設計を可能にしたのは、多重円弧翼型 (Multi Circular Arc Airfoil)、および超臨界翼型 (Supercritical Airfoil) あるいは拡散制御翼型 (Controlled Diffusion Airfoil) と呼ばれる図6(4)に示すような高速性能の良い翼型の採用、流路壁面の境界層や二次流れ

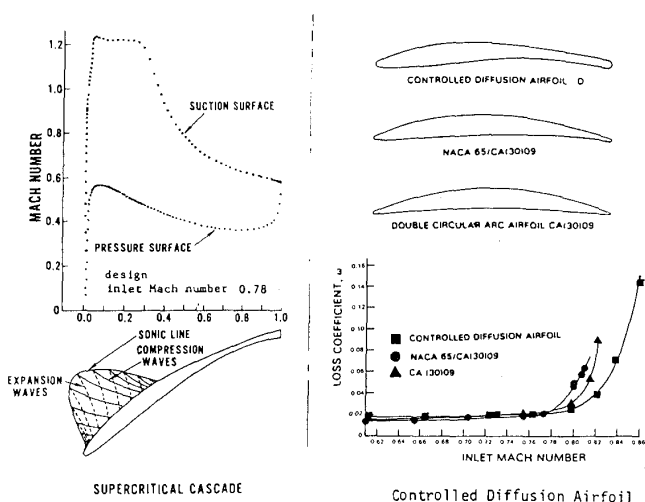


図6 高速用翼型

の影響を受けた複雑な流れに合せた三次元的な翼列設計、翼端隙間の制御など新しい技術を採用したためであって、三次元流れ場の解析および翼列の設計を可能にする計算空気力学、高速回転を可能にする材料および構造設計など基礎的な技術の進歩によるところが大きい。

陸上用の場合は、軽量小型化の要求がそれほどないので高い効率と安全性・信頼性の確保に重点をおき、一般に航空用よりも段数を多くして余裕のある設計が行われている。段当たり平均圧力比は1.2程度までのものが多く、特に高速にする必要もないので亜音速で作動するよう設計するのが普通である。効率は一般に航空用よりも高く断熱効率88%程度に達しているが、航空用の場合と同様に効率向上への技術的努力によってさらに向上することが期待される。

3-2 作動範囲について 圧縮機がガスタービンの一要素としての特性をもち安全に運転さ

れるためには、図7に示すように定常運転の作動線を挟んで加速および減速のための作動範囲が必要である。一般に減速側の作動範囲は十分にあ

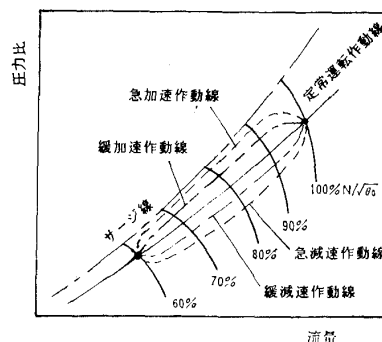


図7 圧縮機の作動範囲

て問題の起ることはほとんどないが、加速側の作動範囲は圧縮機の作動限界を示すサージ線によって定まり、作動範囲の大きさによって加速の程度が制限される。定常運転の作動線はガスタービン内部の他の要素とのマッチングによって定まり、加速作動線はガスタービンの運転方法によって定まるものであって、いずれも圧縮機の設計では基本計画の段階で指定されるべきものである。したがって圧縮機の空力設計では、ガスタービン全体の作動状態および運転条件から定められた定常作動線上で圧縮機が良好な作動状態にあり、さらに加速作動線上で安定した運転ができるような作動範囲を確保することが必要である。航空用ガスタービンでは加速特性に対する条件が厳しく、毎秒200回転以上の急加速に耐えることを要求されるのは普通であって、ガスタービンの運転条件に適応した作動範囲を得ることは設計の過程でしばしば悩まされる問題である。

多段軸流圧縮機が設計回転数からはずれて運転される場合、各段翼列における作動流体の流入角は図8に示すように設計点からずれた状態となる。低速運転の場合は前段で正の失速、後段で負の失速あるいはチョーク状態となって作動範囲は著しく狭められ、甚しい場合は安定した作動範囲がなく運転不能となる。多段軸流圧縮機では、このような現象に対して何等の対策もせずには運転可能なのは設計圧力比5程度までであって、それ以上の圧力比の場合は抽気および可変静翼などの機構を

単独にあるいは併用して備え対処している。

抽気は中間段から一部の空気を抽出し、前段翼列の正失速および後段翼列の負失速あるいはチョーク状態を改善するもので、構造簡単であるが抽気量に相当するエネルギーの損失を伴う。抽気によってその下流では流量が減少し翼列に対する相対的な流入角が増加するが、その増加の程度は図9に示すように翼列入口での流れ角 α_1 および翼列に対する相対的な流入角 β_1 によって異なる⁽⁵⁾。通常の圧縮機では、相対的な流入角の増加 $\Delta\beta_1$ は10%抽気で3°~5°、20%抽気で5°~10°程度で

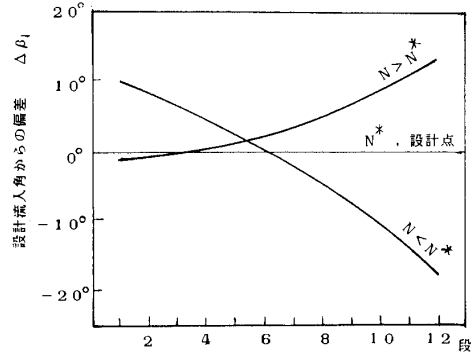


図8 off-design での流入角の変化

$$\Delta\beta_{1(U=const)} = \tan^{-1} \left\{ \left(\frac{1}{1 + \frac{\Delta V_a}{V_a}} \right) (\tan \beta_1 + \tan \alpha_1) - \tan \alpha_1 \right\} - \beta_1$$

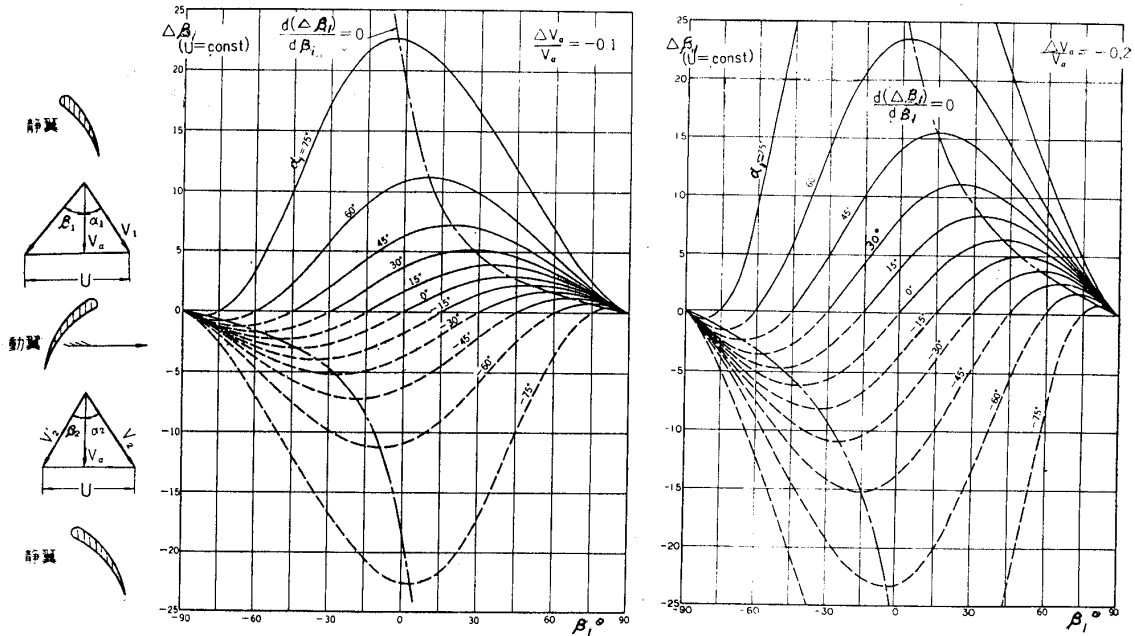


図9 軸流速の減少が動翼流入角へ及ぼす影響

ある。

可変静翼は構造複雑となるが、要求された作動範囲に合わせて可変静翼を操作し、効率の低下を抑制しつつ広範囲の作動範囲を得ることができる。ファンジェットエンジン用高圧圧縮機⁽³⁾ (軸流12段、圧力比12.4)に可変静翼機構を採用し、実施した試験例を図10~図13に示す。

可変静翼機構を採用する段数の決定については、図10に示すように、各段の圧力上昇分布から4段以降の圧力比は4.5であって固定静翼のまま作動できると判断し、それより上流側にある入口案内翼および1~4段静翼に可変静翼機構を採用し

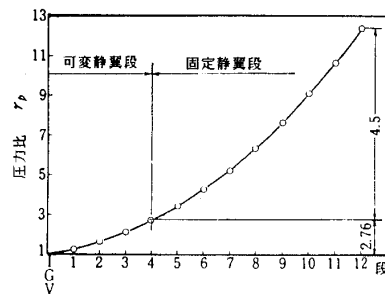


図10 各段の圧力上昇(設計点)

ている。可変静翼各段の翼列は図11の(a)に示すり

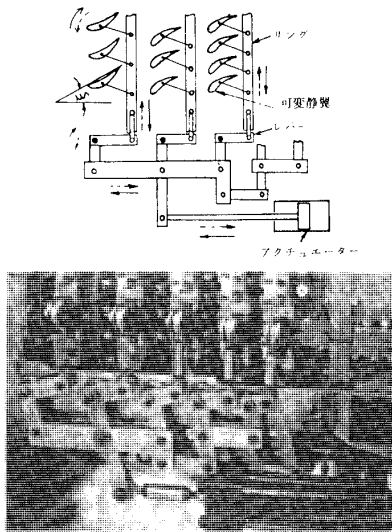


図 11(a) 試験機の可変静翼機構

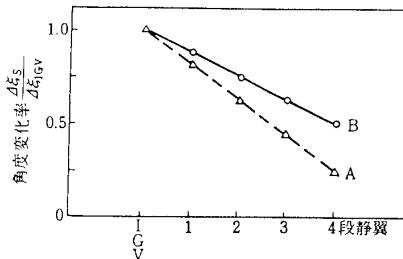


図 11(b) 可変静翼各段の角度変化率

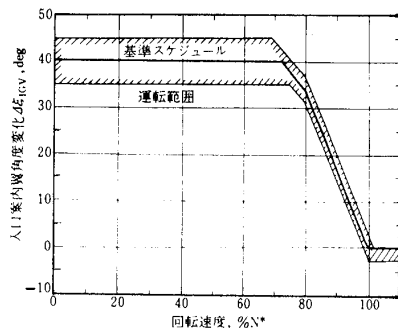


図 11(c) 可変静翼操作スケジュール
(回転速度と可変静翼角度変化量)

図 11 可変静翼機構と操作スケジュール

ンク機構によって連結されており、それぞれの翼列の取付角度の変化量は入口案内翼(略称 IGV)を基準にして図の(b)の比率で与えられ、回転数の変化に対しては入口案内翼の角度変化量が図の(c)に示す関係で変化するように操作している。静翼固定のままでは、圧縮機の作動範囲は設計回転数近傍の狭い範囲に限定され、90%設計回転数以下の低速では作動範囲が得られず運転不能であるが、図11のように可変静翼機構を操作して漸く起動か

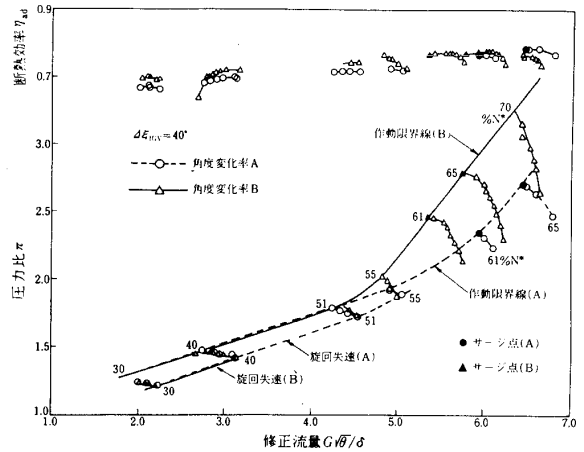


図 12 可変静翼角度変化率の影響

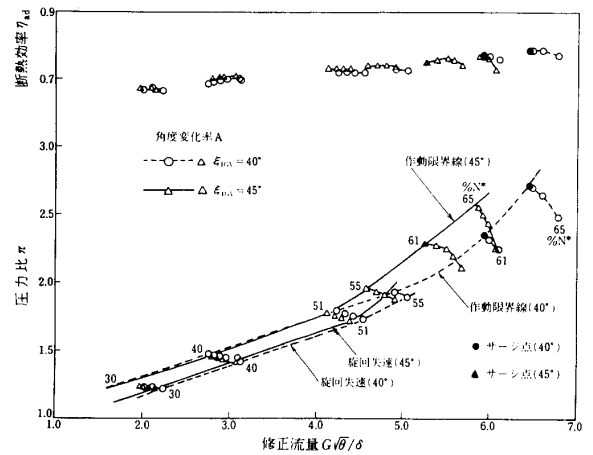


図 13 可変静翼角度変化量の影響

ら設計回転数までの全運転範囲にわたって安定した作動範囲が得られている。作動範囲は可変静翼各段の角度変化率の影響を受け、可変静翼角度変化率が図11(b)のAあるいはBによって図12に示すように変化する⁽⁶⁾。

また、作動範囲は可変静翼の角度変化量によっても影響を受けており、図13に示すように角度変化量が多くなると作動範囲は低流量側へ移動する⁽⁶⁾。したがって、図7に示したようなガスタービンの定常運転作動線および加速作動線が圧縮機の作動範囲内に入るように可変静翼各段の角度変化率および角度変化量を決定し運転操作を行わなければならないわけであり、適正な可変静翼角度変化スケジュールが定まるまで空力設計と運転試験との緊密な連携作業が望まれるところである。

4. 多段軸流圧縮機の多様化

多段軸流圧縮機を設計製作する場合、既存の圧縮機を原型とし相似則を適用して設計すると、すべて新規に始めた場合に比べて設計製作の期間が短縮され、生産コストが低減するのみならず失敗の危険も減少し信頼性が高いなどの利点がある。そのためには原型となる最初の圧縮機は性能、信頼性ともに高く、種々の多様化に適應できる技術水準にあることが必要であり、また設計手法が明確にされていて、その後の設計に応用しやすいことが望ましい。

多様化には次のような方法が用いられる。

記号	圧力比	流量	方法
A	変らず	増加	寸法拡大
	変らず	減少	寸法縮小
B	増加	増加	初段追加
	減少	減少	初段除去
C	増加	変らず	(中間段)追加 又は
	減少	変らず	(終段)除去

圧縮機の多様化は必要に応じて(A), (B), (C)の方法がそれぞれ単独にあるいは相互に組合わさ

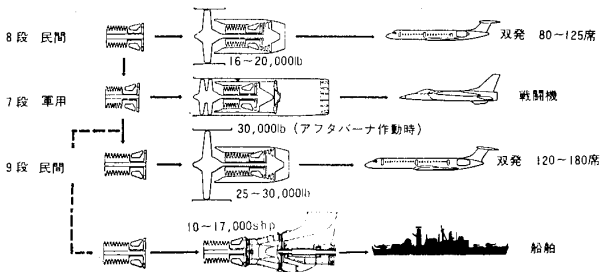


図14 圧縮機の多様化

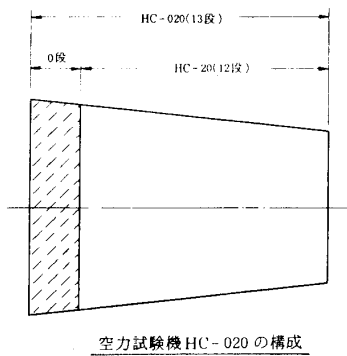


図15 初段追加の圧縮機

て用いられる。図14は多様化の例⁽⁷⁾を示すものであって、原型機の設計当時における技術水準および将来の予測に基づく持続的な研究がその後の進展に大きく影響する。

図15は既存の圧縮機(軸流式12段, 圧力比12.4)の入口側に新規の段(図中の0段, 圧力比1.26)を追加し、圧力比および流量の増大をはかった例⁽⁸⁾である。このように既存の圧縮機に新規の段を追加する場合、最も重要なことは両者のマッチングを良好に保ち最適の状態で作動するように設計することである。設計上の要点は、既存の圧縮機翼列が新規の段を追加後も追加前と同じ特性を發揮するように計画することであり、空力的な相似の条件より設計要目を求める。すなわち、追加された段の影響を受けて既存の圧縮機入口(1段入口)では流入空気の温度および圧力が上昇するわけであるが、新規の段を追加後も1段動翼入

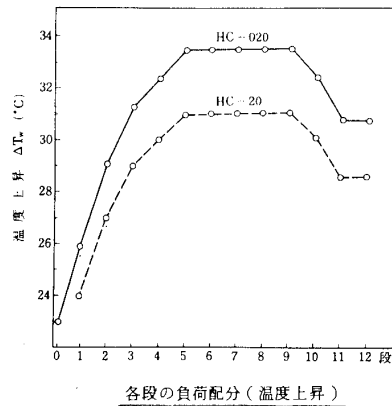


図16 初段追加による負荷配分の変化

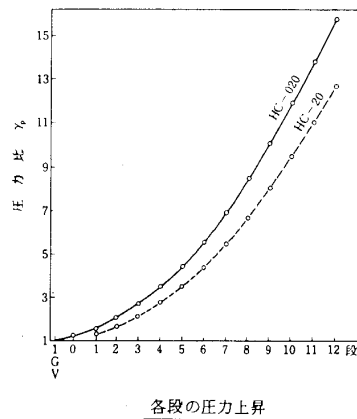


図17 初段追加による圧力上昇

口の流入マッハ数および修正回転数が当初の空力設計値と等しくなるように設計点を求め設計回転数を決定する。これによってその他の諸元は自動的に定まり、各段の負荷配分（仕事量）は図16に、また各段の圧力上昇は図17に示すように増大する。全体の設計要目を表2に示す。設計回転数の3.8

表2 試験機の設計要目

項目	機種	HC-20	HC-020	備考 (両機種と比較)
段数		12	13	0段追加
修正回転速度		13200rpm	13700rpm	3.8%増
圧力比		12.4	15.6	0段圧力比1.26
修正空気流量		19.0kg/s	23.1kg/s	21.5%増
ロータ周速(Tip)		336m/s	362m/s	7.7%増
入口外径		500mmφ	516mmφ	3%増
入口ボス比		0.6	0.55	8%減
可変静翼		入口案内翼 1~4段	入口案内翼 0~4段	

%増加に対し、流量は21.5%増大しており、圧力比の26%増大とともに圧縮機の大容量化を達成している。

このような高速・高負荷化の場合には、回転数の増加および圧力増大に伴う翼の振動応力および圧縮機全体の構造強度について予め検討し、安全性を確認しておくことも非常に大切である。

5. あとがき

ガスタービン用軸流圧縮機の空力設計について、圧縮機の性能向上およびガスタービン用として特

に考慮を要する作動範囲に重点をおいて述べた。航空用ガスタービンの多段軸流圧縮機を例にして述べたが、圧縮機の設計は航空用、船用、一般産業用を問わずいずれも共通の技術的基盤に基づいており、作動範囲や圧縮機の多様化に対する考え方もガスタービン用圧縮機全般に共通するものであると思う。

なお、本稿は去る昭和60年9月に開催された第2回ガスタービン特別講座の内容を取捨選択し、また追加してまとめたものです。御参考の一助になれば幸甚の至りとする次第です。

参考文献

- (1) Johnston, R, P, ほか4名, NASA CR-135444 (1978.9)
- (2) Gardner, W. B. NASA CR-159487 (1979.4)
- (3) 大山, 航空宇宙技術研究所 資料TM-363 (1978.8)
大山, 斉原, 斉藤, ほか2名, 航空宇宙技術研究所 資料TM-506 (1983.5)
- (4) Stephens, H. E. AIAA 11th F. P. D Conference 78-1138 (1978.7)
Hobbs, D. E. ASME 83-GT-211 (1983)
- (5) 松木, 大山, 宮地, 航空宇宙技術研究所報告 TR-34 (1963.1)
- (6) 菅原, 斉藤, 大山, 航空宇宙技術研究所資料 TM-508 (1983.5)
- (7) 高橋, 航空情報 406号 (1979.9) 60
- (8) 大山, 菅原, 斉藤, 航空宇宙技術研究所資料 TM-512 (1983.5)

1. はじめに

昭和60年9月12日と13日、箱根で第2回のガスタービン特別講座が開催された。3つの専門分野別にセミナーが行われたが、本稿は、「先端材料と加工」というタイトルで行われた4人の講師の講演のうち筆者(山崎)の内容を中心にし、他の講演のトピックスも含めて、紹介するものである。講師と演題は下記のようなものである。

山崎道夫(金属材料技術研究所)

超耐熱合金とTi合金

竹田博光(東芝・総合研究所)

セラミックス遮熱コーティング

安部 浄(スペシャルメタルズ)

スーパーアロイの近況について

奥田 博(ファインセラミックスセンター)

セラミックス

2. 山崎(超耐熱合金とTi合金)

日本で行われている、Ni基超耐熱合金と耐熱性のTi合金の開発の状況について話が行われた。これは、2つの国家プロジェクトの中で行われているもので、筆者(山崎)の研究グループが合金設計を担当しているものである。

2-1 プロジェクトの概要 最初のプロジェクトは、ムーンライト計画の高効率ガスタービンであり、その一環として、Ni基の普通铸造合金及びNi基の一方向凝固柱状晶合金の研究開発が行われた。昭和53年10月から59年度までの6年半の期間であったが、ガスタービン本体の開発研究は昭和62年度まで行われることになっている。

第2のプロジェクトは、次世代産業基盤技術研究開発制度中の高性能結晶制御合金であり、その中で4系統の合金の研究開発が行われている。すなわち、Ni基の単結晶超耐熱合金、Ni基の超塑性加工可能な超耐熱合金、Ni基の粒子分散強化超耐熱合金、及び超塑性加工可能な高温用Ti合

金である。これらも全て、ガスタービンやジェットエンジン用の材料を目的としている。

次世代制度では、そのプロジェクトの性格上、実用化までは行わず、「双葉から若木まで」の研究開発を行うことになっている。

2-2 Ni基合金の組織と設計 上記の2つのプロジェクトで扱っている6種の合金のうち5種までがNi基の合金である。Ni基の合金について述べる時には、どうしてもガンマプライム相とは何かを説明する必要がある。図1の右側がガン

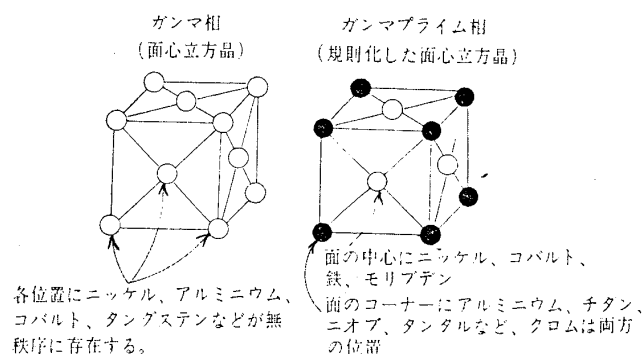


図1 Ni基合金の主構成相。ガンマ相とガンマプライム相

マプライム相の結晶であり、左がガンマ相の結晶である。ガンマ相はNiの結晶格子を基本としているが、面心立方とって、さいころのような構造であり、合金の中ではNi原子の一部が各種の原子で不規則に置き代っている。ガンマプライム相の基本はNi₃Alで、さいころの面心にNi、コーナーにAl原子があり、合金の中では、NiとAlの位置に各種の元素が置き代っている。このガンマプライム相は、高温強さが大きく、一種の金属間化合物であるにもかかわらず、他の金属間化合物のように極端に脆いということもない。Ni基の合金はガンマ相とガンマプライム相の混合物とってよく、実際には、ガンマ相の中から、ガンマプライム相が細く析出(固体の中に固体が生成する

(昭和61年2月10日原稿受付)

こと)して来る。

世界的にみて、超耐熱合金の主流はNi基の合金となって来ているが、その主な理由はNi基の合金にガンマプライム相が安定に存在し得るからである。Co基の合金は、Coが資源的に不足しがちであること、またガンマプライム相が安定に存在し得ないこと等のため、特に高温腐食に耐える必要のある用途以外は余り用いられない。

表1に超耐熱合金の代表的なものの組成を示す。No.1とNo.2は鉄基、No.12とNo.13はCo基の合金であり、その他はNi基の合金である。なお、No.3のHastelloy Xにはガンマプライム相は含まれていない。No.14からNo.17が上記2つのプロジェクトで開発された合金の代表例である。

表1のNi基合金の組成からわかるように、実用的な合金では、10種程度の合金元素が用いられている。これらの元素は、上述のガンマ相とガンマプライム相に、それぞれ固有の割合で分配し、その結果、両相の組成が決まると同時に、両相の量比も決まる。両相の組成と量比を希望の値になるように合金全体組成を決めるのはちょっとした技術である。また、ガンマ相とガンマプライム相の他に、有用な結晶として少量の炭化物とほう化物も導入する必要があり、更に大きな問題は、シグマ相と呼ばれる、粗大に成長して合金を脆弱化する結晶の生成を抑制することも必要である。ガンマプライム相とガンマ相の組成は化学的に平衡しており、独立に決まらない。また、ガンマプライム相もガンマ相も、Ta, W, Ti, Mo等の元素をなるべく多く入れると強化するが、余り入れ過ぎると(厳密に云うと、実際に存在し得ない過剰の合金元素を添加する計算をすると)、シグマ相等の有害相が生成して来る。

図2は、以上のようなことを全て考慮に入れて、ガンマプライム相とガンマ相の平衡組成を求める電算機プログラムの流れである。これは、内外の知識を総合し、かつ新規の考察を加え筆者らが開発したものである。詳細は文献¹⁾を参照していただきたい。

2-3 Ni基普通鑄造合金 図3の(a)は普通鑄造合金のプロセスを示す。鑄型を真空中で加熱しておき熔融合金を鑄こむ。鑄型を加熱するのは、細かい部分に熔融合金が流れこむようにするため

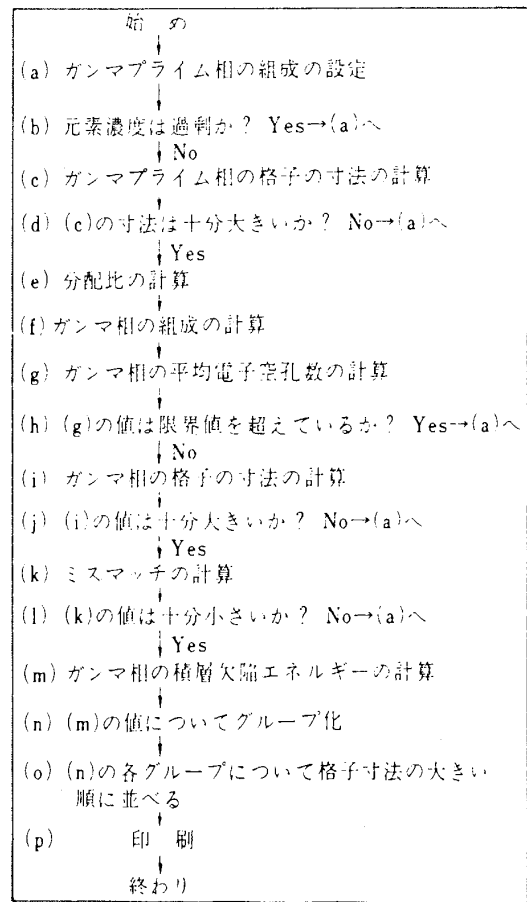


図2 ガンマプライム析出型Ni基超耐熱合金の合金設計手順(金属材料技術研究所)

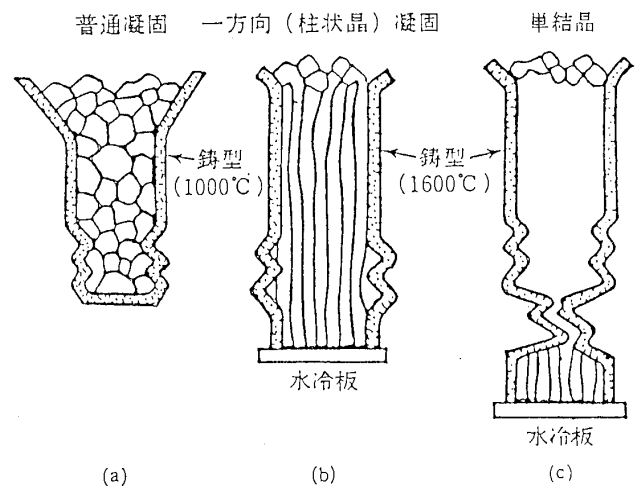


図3 耐熱鑄造合金の3種のプロセス

である。図3の(a)では、凝固後に、ほぼ球状のガンマ相の粒が多数生じることを示している。冷却

表 1 超耐熱合金の組成 (重量%)

No.	台 金	Ni	Cr	Co	Mo	W	Ta	Nb	Al	Ti	Fe	C	B	Zr	その 他
1	16-25-6	25.0	16.0	-	6.0	-	-	-	-	-	残	{0.08}	-	-	0.15 N
2	A 286	26.0	15.0	-	1.25	-	-	-	0.2	2.15	残	0.05	0.003	-	0.3 V
3	Hastelloy X	残	21.8	{2.5}	9.0	0.6	-	-	-	-	18.5	{0.15}	-	-	-
4	U 500	残	19.0	18.0	4.0	-	-	-	3.0	3.0	{0.5}	0.08	0.005	-	-
5	Mar-M247	残	8.4	10.0	0.7	10.0	3.05	-	5.5	1.05	-	0.15	0.015	0.05	1.4 Hf
6	Mar-M247(DS)	残	8.0	9.5	-	9.5	3.0	-	5.6	0.8	-	0.07	0.015	0.015	1.4 Hf
7	PWA1480	残	10.0	5.0	-	4.0	12.0	-	5.0	1.5	-	-	-	-	-
8	AF 115	残	10.5	15.0	2.8	6.0	-	1.8	3.9	3.9	-	0.15	0.02	0.05	2.1 Hf
9	TD-Nickel	残	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	2.0 ThO ₂
10	MA6000	残	15.0	-	2.0	4.0	2.0	-	4.5	2.5	-	0.05	0.01	0.15	1.1 Y ₂ O ₃
11	HA188	22.0	22.0	残	-	14.0	-	-	-	-	-	0.08	-	-	0.08 La
12	S-816	20.0	20.0	残	4.0	4.0	-	4.0	-	-	-	0.38	-	-	-
13	X-40	10.0	25.0	残	-	7.5	-	-	-	-	1.5	0.5	-	-	-
14	TM-321	残	8.1	8.2	-	12.6	4.7	-	5.0	0.8	-	0.11	0.01	0.05	0.9 Hf
15	TMD-5	残	5.8	9.5	-	13.7	3.3	-	4.6	0.9	-	0.07	0.015	0.015	1.4 Hf
16	TMS-12	残	6.6	-	-	12.8	7.7	-	5.2	-	-	-	-	-	-
17	TMO-2	残	5.9	9.7	2.0	12.4	4.7	-	4.2	0.8	-	0.05	0.01	0.05	1.1 Y ₂ O ₃

〔 〕 内は最大値

中か、冷却後の再加熱中に各ガンマ相の粒の中に細かいガンマプライム相の結晶が生成する。図4はその様子のスケッチである。

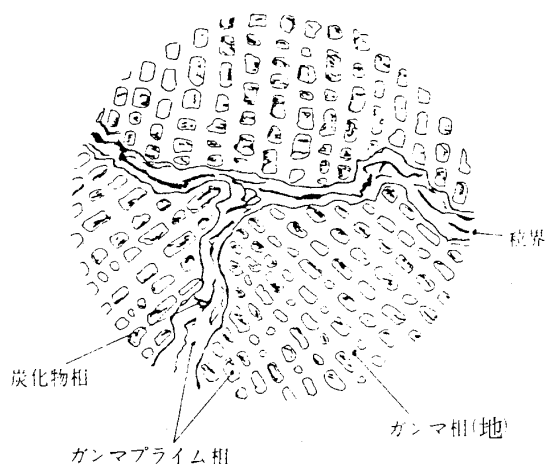


図4 普通鋳造したNi基超耐熱合金の組織のスケッチ

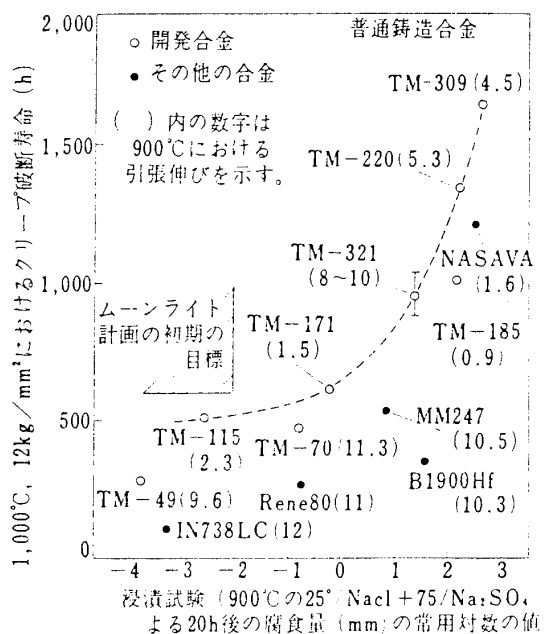


図5 普通鋳造Ni基超耐熱合金の特性。高温耐硫化腐食性が向上するとクリープ破断強さが低下する傾向がある。

図5は普通鋳造した合金の特性を示している。図の横軸は高温硫化腐食の速度を表わしており、縦軸は、クリープ破断寿命を示している。これら2つの特性はガスタービン用耐熱合金にとって非

常に重要な特性である。この図からわかるように、一般的傾向として、合金の耐高温硫化腐食性を向上させる(図の横軸の左方)とクリープ破断強さが低下する。これは、合金を強化しようとして、W, Ta, Mo等の添加量を増すと、シグマ相等の有害相を生成を防止するため、Cr量を低下させる必要があること(Crは耐高温硫化腐食性の向上に不可欠な元素である)及び、W, Ta, Mo等自体が耐高温硫化腐食性を低下させるためである。従って、合金のクリープ破断強さを比較する場合には、同程度の耐高温硫化腐食性の合金で比較しないと意味がないことになる。これは、普通鋳造合金のみでなく、他のプロセスによる合金でも同様である。図5で、白丸で示した開発合金(ムーンライト計画, 金材技研合金設計)は米国の合金(黒丸)より、同じ耐高温硫化腐食性で比較してクリープ破断強さが向上している。

2-4 一方向凝固柱状晶合金 図3の(b)にその製法を示す。鋳型が合金の融点以上(約1600°C)に加熱されている。熔融合金を鋳こんでもすぐ凝固しないことになる。鋳型を、鋳型を加熱している炉から次第に引きぬくと、凝固が一方向に進行し、ガンマ相が一方向に柱状に成長する。高温における割れは多くの場合結晶と結晶の界面で生じるので、図3の(b)のような組織にして、縦方向に力が加わるようにそれを用いる限り、高温における結晶界面割れは生じない。ところが問題点の一つあり、それは製造プロセス中に割れが発生する傾向があることである。空冷ガスタービン翼を鋳造する際には鋳型の中に中子(なかご)を入れる。この中子は凝固後に取り出すものであるが、凝固後鋳造物が冷却されてゆく途中に、この中子から周囲の鋳造物に応力が加わり、柱状晶と柱状晶の界面に縦割れが入ることがある。これは中子の材料と合金との熱膨張(この場合収縮)率の差によるものである。

表1のNo.15のTMD-5という合金がムーンライト計画の高効率ガスタービンのプロジェクトで開発された、一方向凝固柱状晶合金の代表例である。上記の、鋳造時の割れは、ガンマプライム量を増大させて高温強度を上げようとする、その生成傾向が増大するが、このTMD-5合金は、鋳造割れが生じない範囲で、ガンマプライム量を

なるべく多くした合金である。

表2各種合金の耐用温度を比較したものである。表1と表2の合金番号は対応している。TMD-5は、同じ柱状晶用合金Mar-M247DS(表1と表2のNo.5の合金)と比較すべきものである。耐高温硫化腐食性は両合金ともかなり悪いレベルにある。

2-5 Ni基の単結晶超耐熱合金 図3の(c)にその製法を示す。図3の(b)の製法と似ているが、柱状晶の成長途中に、細長い曲った通路を作り、いくつかの柱状晶のうち的一本のみを取り出して上方へ成長させる。この単結晶の特徴は、一方向凝固柱状晶の場合と比較して、縦方向の結晶界面を含まないことであり、そのため、横方向の応力にも耐えることである。ところが、同じ組成の合金を柱状晶凝固させても、単結晶凝固させても、製品(タービン翼)の特性に余り差がない。というのは、ガスタービン翼の場合、横方向の、使用中応力は熱応力程度であり、それにより割れが生じることは少いからである。単結晶化のメリットは、(1)柱状晶凝固で問題となる鑄造直後の結晶界面割れを心配することなく合金中のガンマプライム量を増加できる等の、組成上の選択幅の拡大、及び、(2)柱状晶一方向凝固合金に必要な炭素とほう素(炭化物等を生成して結晶界面を強化する)を含まないため熱処理温度を上昇でき(炭素やほう素は合金の部分熔融温度を下げる)強化度を向上できる、の2点である。つまり、単結晶化のメリットは、合金組成の工夫と相まって発揮されるものである。表1と表2のNo.7のPWA 1480は米国の代表的な単結晶合金、同じく表1と表2のNo.16のTMS-12という合金は、次世代制度の高性能結晶制御合金のプロジェクトで開発されたものの一例である。同制度では開発合金の部品化研究も行われている(工業技術院の委託により、次世代金属・複合材料研究開発協会が行っている。実行は同協会のメンバー会社による)。

2-6 Ni基の超塑性加工可能な超耐熱合金

結晶粒が10 μ m以下の合金を、その合金の融点の半分程度(Kで)の温度範囲で、毎分数%程度の歪速度で引張ると、数百%の伸びが得られることがある。これを微細粒超塑性という。

ガスタービンやジェットエンジンのディスクは

従来、普通の鍛造法で製造されて来たが、鍛造可能な合金はガンマプライム量が少ない合金で、従って高温強度も余り高くない。ガスタービンの高温化に伴い、タービンディスクにもより高温強度の高い合金が求められている。ガンマプライム量を増大させると鍛造できないし、鑄造では大きな部品の製造は困難である。そこで超塑性加工が登上する。微細結晶粒のブロック(これをプリフォームという)を作り、1000~1100 $^{\circ}$ Cの一定温度で、型の中で圧縮加工して、型の内側の空洞と同じ形状の品物(ディスク)を製造するのである。微細結晶粒のプリフォームを製造するには、粉末冶金法を用いる。噴霧粉を押し出し、微細粒超塑性用プリフォームを作る手法がGatrizing(商標)として知られている。次世代制度では、押し出し材を用いると、大型のプリフォームを作ることが困難という観点から、押し出しを行わないでプリフォームを作る研究を行っている。すなわち、噴霧粉をHIP(Hot Isostatic Pressing, 高温静水圧処理)して固化してプリフォームを作るのである。いかに細かい噴霧粉を作るかが問題である。超塑性伸びそのものを出すことはそう困難ではないようであるが、超塑性加工後に欠陥等がなく健全な組織を得ることはかなりの研究を要するようである。次世代制度の研究では、超塑性加工後の、760 $^{\circ}$ Cにおける高温引張強さと延性の向上を目指している。強度そのものの向上も、かなりの研究を要するが、延性の向上もかなり困難である。760 $^{\circ}$ C附近の延性と、超塑性による延性(1100 $^{\circ}$ C附近)とは、メカニズム的に全く別のものと考えられ、1100 $^{\circ}$ Cの低速引張で、数百%の伸びを示す材料も、760 $^{\circ}$ C附近では全く伸びを示さないということもある。また加工前に材料内にボイドがある場合、760 $^{\circ}$ C附近の伸びの大小には大きな影響があるが、1100 $^{\circ}$ C附近の超塑性変形は、そのようなボイドがあっても外見上は大きな伸びを与えるが、ボイドは材料の中で次第に成長してゆく。従って、超塑性加工においては、単に大きな伸びを示すとか、外見がきれいに複雑に加工できたということのみから、加工の良否を決められない。

2-7 Ni基の粒子分散強化超耐熱合金 安定な酸化物の微粒子を合金中に分散させると高温

表2 超耐熱合金の耐用温度 (14kg/mm², 1000 h の寿命を示す温度)

No.	ベース	強化の型式	製 法	合 金	耐用温度 (℃)
1	Fe 基	固溶強化型	鍛 造	16-25-6	715
2	"	析出強化型	"	A-286	743
3	Ni 基	固溶強化型	"	Hastelloy X	720
4	"	析出強化型	"	U500	860
5	"	"	(普通)精密铸造	Mar-M247	957
6	"	"	一方向凝固	Mar-M247 DS	981
7	"	"	単結晶	PWA1480 ^①	1010
8	"	"	アトマイズ ^②	AF115	920 ^③
9	"	分散強化型	共沈法+押し	TDNickel	765
10	"	{ 分散強化+ 析出強化型	機械的合金化+押し 出し+一方向再結 晶	MA6000	1068
11	Co 基	固溶強化型	鍛 造	HA188	783
12	"	析出強化型	"	S-816	810
13	"	"	(普通)精密铸造	X40	830
14	Ni 基	析出強化型	"	TM-321	973
15	"	"	一方向凝固	TMD-5	1000
16	"	"	単結晶	TMS-12	1050
17	"	{ 分散強化+ 析出強化型	機械的合金化+押し 出し+燃焼	TMO-2	1123
17'	"	"	機械的合金化+押し 出し+一方向再結 晶	"	1170 1125 (比重補正)

① Alloy 454ともいう。② アトマイズ+HIP, またはアトマイズ+押し+
超塑性加工。③ 大幅な外挿値

強度が向上することは昔から知られていたが、製法上の制約から多様な合金には適用できなかった。十数年前に INCO の J. Benjamin (現在は他社) は機械的合金化法+帯域焼鈍法により、Ni 基の、各種の元素を含む高合金にも粒子を均一に分散し、かつ結晶粒を柱状にすることができることを示した。現在実用になっているのは、ガンマプライム相を含まない合金であるが、ガンマプライムを多量に含む合金も少量売り出され、世界各国で実用化研究が行われている(表1と表2のNo.10のMA6000)。

機械的合金化法とは、元素粉及び母合金粉と酸化物粉を強力なボールミルに入れ、50時間ぐらい強力で混合する。圧着と剥離を繰り返すうちに、ほぼ均一な合金粉になってしまう。酸化物を除く、完全な合金粉(噴霧粉)から始めたのではその粉(普通50~100 μm ぐらい)はボールミルの中でなかなか変形せず(強靱であるため)、酸化物粉を均一に分散させることはできない。前述のように、軟らかい元素粉か、反対に脆い(強靱でない)合金粉を用いる必要があると考えられる。均一に混合した合金粉をソースに入れ、加熱後に高温で押し出し加工する。完全に合金化が行われるのは、この加熱あるいは押し出し中であろう。

この押し出し加工した棒はこのままでは余り強くない。余り強くないどころか非常に弱いというべきであろう。それは結晶粒が非常に細かいためであり、超塑性的にずると変形する。結晶粒を、高温焼鈍により粗大化させる必要がある。ところが、粗大化して単にほぼ球状の結晶粒になったのでは、普通鑄造合金のところで説明したように、高温においては結晶界面が割れ易いという問題が生じる。どうしても結晶粒を長く伸ばして、一方凝固柱状晶合金のような組織にする必要がある。このため、帯域焼鈍を行う。これは、帯状に部分加熱のできる炉の中を、材料を移動させ、一方の端から他端に向かって再結晶粒を成長させる処理である。このような組織にすることを一方向再結晶処理という。長く伸びた結晶粒の縦と横の比をアスペクト比といい、これが10以上である必要があると云われている。

帯域焼鈍で一方向再結晶するかどうかは非常に微妙な問題である。プロセス条件(特に押し出し条

件)によりうまく、大きなアスペクト比が得られるかどうかは変化する。しかし、帯域焼鈍後に、マクロの組織を見ると、うまく一方向再結晶したかどうか簡単にわかり、その組織と強度は非常によく対応しているようであるので、不具合な部品がタービンに組みこまれて事故につながるということはなからう(粒子分散合金はタービン動翼としてはまだ研究段階である)。

押し出し後、一方向再結晶させ、そこからタービン翼を切削加工で作ることも可能であるが、押し出しと一方向再結晶処理の間に鍛造加工を行ってタービン翼に近い形状にすることが有利と考えられ、研究が行われている。ところが、鍛造(超塑性加工が可能のようである)そのものは可能でも、鍛造後に、帯域焼鈍により一方向再結晶させることに困難さが増大する。それは、形状が複雑になること及び材質的な変化によるものである。

表1と表2のNo.17のTMO-2という合金は、次世代制度の一環として、筆者の研究グループにより合金設計され、次世代金属・複合材料研究開発協会の関係会によりプロセスの研究が行われている合金である。この合金は、まだ試作段階ではあるが、世界最強の超耐熱合金である。現在普通に用いられているNi基の普通凝固合金(例えば表2のNo.5のMar-M247)に比べて、耐用温度が実に170℃も上昇する。

2-8 超塑性加工可能な高温用Ti合金 チタン合金をジェットエンジンのコンプレッサーに用いる場合、空気の圧縮につれて温度が上昇し最高550℃程度になる。次世代制度では、300℃での比強度が大きく、延性があり、かつ、コンプレッサーディスクのような複雑な形状物に超塑性加工できるTi合金の開発を目指している。図6にその目標と、開発合金の特性を示す。

Ti合金は α 相と β 相の2相から成るものが多く、超塑性特性の点からみて、 α 相と β 相の量比が1対1程度のものが望ましい。また両相は最大限に固溶強化されねばならない。この間の事情は、Ni基のガンマプライム相とガンマ相の関係によく似ている。そこでNi基と同様な合金設計手法を開発した²⁾。これを用いて開発した合金が図6に示したものである。

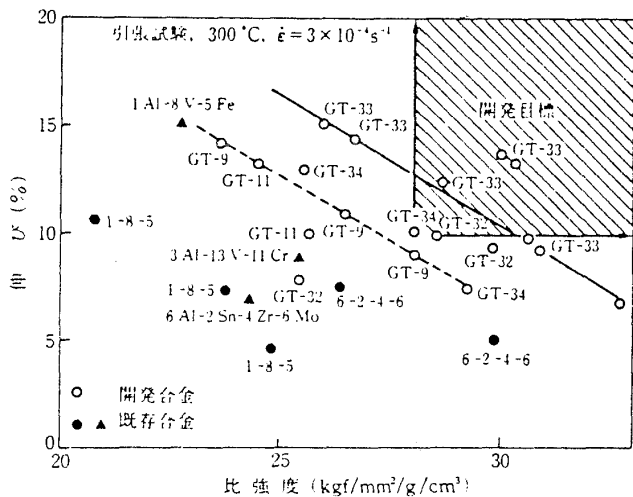


図6 次世代制度のTi合金の開発目標 (300°Cにおける)と既存合金と開発合金の特性

3. 他の講師の話題

以下、紙数の関係もあり、筆者の印象に残ったものを記す。

3-1 竹田氏(遮熱コーティング) セラミックスの遮熱コーティングは非常に有効であるが、剥離が問題である。NiCoCrA/Y(ニコクラリと読む)のボンド層をセラミックス層と地の上に熔射するが、その際、ボンド層からセラミックス層へ、NiCoCrA/Yとセラミックの混合物を通して次第にセラミックスが多くなる、いわゆる漸変被膜は、初期の予想に反し、耐剥離性の点では余り良くないとのことである。

熔射により、ボンド層とセラミックス層を被覆する際、複雑形状物に均一にコーティングするのは手動ではかなり困難である。そこで、東芝では、品物(タービン翼)をコンピューター制御で動かして均一に熔射する研究を行った。図7はその結果を示す。

山崎(筆者)と竹田氏は共同で次のような出願を行った。セラミックスコーティングを行う場合、空冷空気の吹き出し孔は明けない。しかし、予め吹き出し孔を明けておき、それを塞ぐようにコーティングすれば、セラミックスコーティングが剥離した時に、吹き出し孔から空気が吹き出し、冷却効果を高めることができる。セラミックスコーティングが存在する間は冷却用空気の吹き出しがなく、その分だけタービンの効率が上がる。

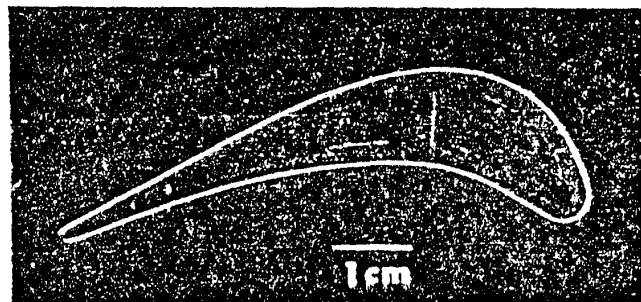


図7 コンピューター制御により均一に熔射されたTBC層(東芝がムーンライト計画高効率ガスタービンの研究の一環として行ったもの。Proc. 7th ICVM, 1982, Japan, P. 323)

3-2 安部氏(スーパーアロイの近況) 米国の統計によると、超耐熱合金の消費量は、1982年頃減少したが最近また増加の傾向にあり、特に、超耐熱合金の粉末の消費量は1978年以来着実に増え続け、8年間で約2.5倍になっている。粉末冶金による超耐熱合金の需要が大きいことを示している。

VADER(ヴェイダー)法という興味あるプロセスの説明があった。これは、Vacuum Arc

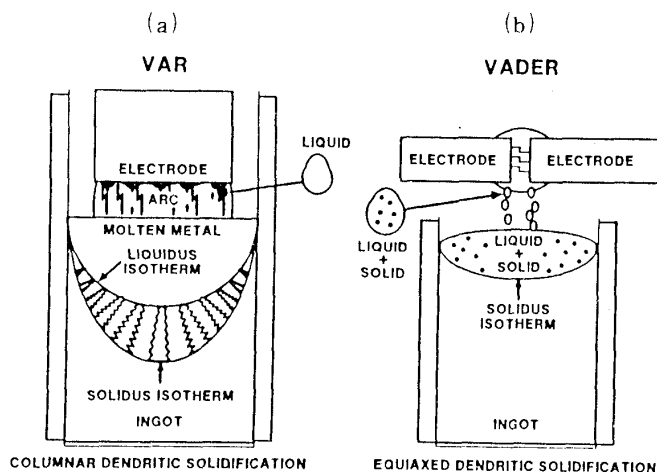


図8 VAR(Vacuum Arc Remelting, 真空アーク再熔解)法とVADER(Vacuum Arc Double Electrode Remelting, 真空アーク2重電極再熔解)法の比較〔スペシャルメタルズ社提供〕

Double Remeltingの略で、図8の(b)に示すように、素材合金棒2本を電極とし、真空アークにより、液滴状に熔融させて落下し、すぐに凝固させる。このようにすると普通の真空アーク再熔解(図8の(a))に比べて結晶粒が細かく、かつ成分の凝固偏析の少ないインゴットが得られる。組織を図9に比較する。この組織の細かいインゴット

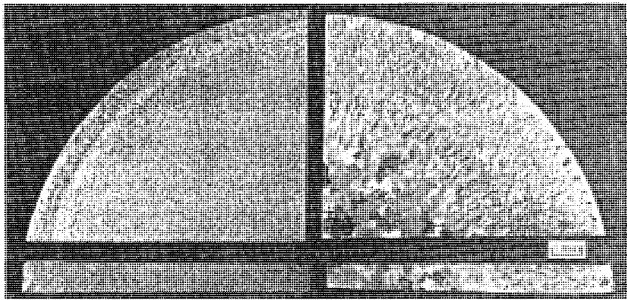


図9 VAR法(右)及びVADER法(左)で製造したインゴットの組織〔スペシャルメタルズ社提供〕

は、VAR法のインゴットに比べて鍛造加工が容易である。合金元素量の多い超耐熱合金のインゴットは鍛造が不可能の場合が多いが、この方法によると鍛造が可能であり、粉末合金法によらずに鍛造部品を作ることが可能となる。この手法はスペシャルメタルズ社で開発されたものである。ただし、凝固後のインゴットにはボイドが多い場合があり、HIP(高温静水圧処理)が必要となるようである。

3-3 奥田氏(セラミックス) セラミック

スは筆者の専門外であり、他に多くの解説があるので、細かい点に言及することを避けたい。

名古屋にファインセラミックセンターが設立された。これは通産省の推進する財団法人で、統一的な試験評価体制の整備を中心とし、100名程度の人員の組織になる予定である。

4. おわりに

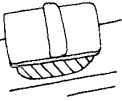
今回の特別講座では、討論も行われ、その中で、高温材料としての超耐熱合金とセラミックスの関係が話題にされた。

周知のようにセラミックスの短所はその脆性であり、力が加わる高温用部品として使用されるには多くの問題がある。筆者の私見を交じえて述べるならば、セラミックスは小型の高温部分へ、合金は、大型の、セラミックスよりやや低い温度で使用されることになろう。ガスタービンでは、1段はセラミックス、2段、3段以降は合金ということが考えられる。セラミックスの採用によりガス温度が上昇すれば、合金にもより耐熱性が求められることになろう。

いずれにしても、超耐熱合金と、耐熱セラミックスは、競合と協調により、それぞれ共に発展してゆくものと考えられる。

文 献

- 1) 原田広史, 山崎道夫: 鉄と鋼, 65(1979), 1059
- 2) 山崎道夫, 小野寺秀博: 金属(アグネ), 1985 11月号, p. 14



1. はじめに

最近ファインセラミックスがあらゆる分野で注目され脚光を浴びている。本稿は2回にわたり、ファインセラミックスについて、構造用を中心に解説するものである。

セラミックスは金属、プラスチックと並ぶ3大材料の一つで、有史以前からその地位を築いてきた。しかし近年は新しい科学技術の産物として、その役割が見直され、再成長期を迎えようとしている。これはそれぞれのセラミックスがもつ特長的な機能に由来するものである。すなわちセラミックスは金属-非金属元素の組合せで構成される（炭素(C)のように非金属単体のものもある）非金属無機固体材料として定義される。その結果として金属やプラスチックに比べて格段に多くの物質が存在する。また粉体、単結晶、多結晶、薄膜、繊維など種々の形態がとられる。とくに多結晶体では粒界、粒子間化合物などの存在がセラミックスに新しい機能を付与するなど多くの特異性に期待が寄せられることになる。シーズ、ニーズという言葉がよくきかれるが、セラミックスは今日、シーズ面でも興味を持たれている。換言すればそれだけ複雑で広い未開拓域をもつ材料であるということができる。

第1回目は最初にセラミックスについて種類、特徴など広く紹介し、その後、ガスタービンの分野でも直接関係の深い構造用セラミックスについて述べる。具体的応用や評価については関連技術も含め次回で述べる。遮熱セラミックコーティングはガスタービンにとって極めて重要な技術であるが、本誌ではこれまで広く紹介されてきたし、著者のテリトリーからは若干はずれるので割愛する。

2. ファインセラミックス

数年前からファインセラミックスという言葉がよく使われている。これは、ファインケミカルズ

に対して生まれたものといわれる。多結晶の焼結セラミックスを例にもっともらしく定義すると「高度に精選された粉末」を用いて「精密に調整された化学組成」と「よく制御された成形、焼結法と精密な加工法」によってえられた高機能、高性能セラミックスということになる。

粉体、単結晶、薄膜においても考え方はこれに準ずる。このような新しい付加価値の高いセラミックスに対して、その他にニューセラミックス、モダンセラミックス、エンジニヤリングセラミックス（構造材料）、エレクトロセラミックス（電子セラミックス）など多くの言葉が使われているが、ファインセラミックスが最も普及しているようである。いずれもこれからは伝統的セラミックスに対して使われることは共通している。

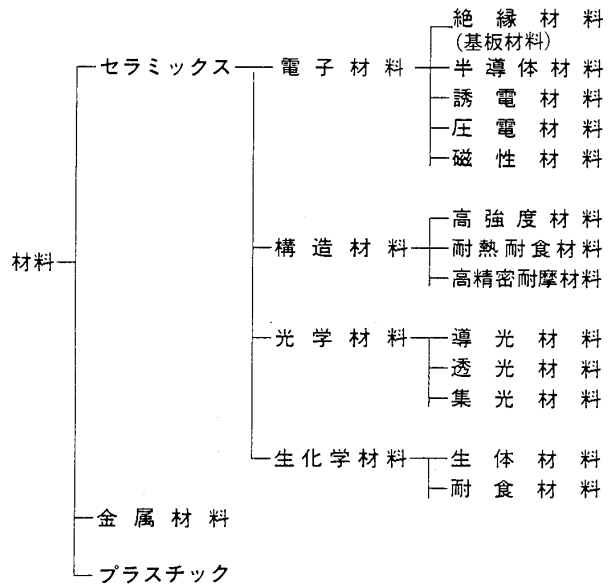


図1 セラミックスの機能面からみた分類

ファインセラミックスは図1のように機能面から分類して1) 電子材料、2) 構造材料、3) 光学材料、4) 生化学材料に大別される。これを酸化物と非酸化物に分けてさらに細かく記載したのが表1

(昭和61年2月7日原稿受付)

表1 セラミックスの機能と応用

機能大分類	酸化物系セラミックス		
	機能	材 料	応 用
電気・電子的機能	絶縁性 誘電性 磁性 半導性 イオン導電性	Al ₂ O ₃ , BeO BaTiO ₃ , TiO ₂ Pb(Zr _x Ti _{1-x})O ₃ ZnO, SiO ₂ Zn _{1-x} Mn _x Fe ₂ O ₄ SnO ₂ , ZnO-Bi ₂ O ₃ BaTiO ₃ β-Al ₂ O ₃ , 安定化ZrO ₂	基板 キャパシタ 発振子, 着火素子, 表面弾性波遅延素子, 発振子 記憶・演算素子, 磁心 ガスセンサ, バリスタ, 抵抗素子 NaS電池, 酸素センサ
機械的機能	耐摩耗性 切削性	Al ₂ O ₃ , ZrO ₂	研磨材, 砥石, 切削工具
光学的機能	蛍光性 透光性 偏光性 導光性	Y ₂ O ₃ Al ₂ O ₃ PLZT, SiO ₂ , 多成分系ガラス	蛍光体 ナトリウムランプ外套管 光学偏光素子 光通信ファイバ
熱的機能	耐熱性 断熱性 伝熱性	Al ₂ O ₃ K ₂ O·nTiO ₂ , CaO·nSiO ₂ , ZrO ₂ BeO	耐熱構造材 断熱材 基板
原子力関連機能	原子炉材	UO ₂ BeO	核燃料 減速材
生化学的機能	歯骨体材性	Al ₂ O ₃ , Ca ₅ (F, Cl)P ₃ O ₁₂ SiO ₂ , Al ₂ O ₃	人工歯材 触媒担体
機能大分類	非酸化物系セラミックス		
	機能	材 料	応 用
電気・電子的機能	絶縁性 導電性 半導性 電子放射性	C, SiC, AlN SiC, MoSi ₂ SiC LaB ₆	基板 発熱体 バリスタ, 避雷器 電子銃用熱陰極
機械的機能	耐摩耗性 切削性 強度機能 潤滑機能	B ₄ C, ダイヤモンド, cBN, TiC, WC, TiN Si ₃ N ₄ , SiC サイアロン C, MoS ₂ , h-BN	耐摩耗材, 砥石 切削工具 エンジン, 耐熱, 耐食材料, 離型材
光学的機能	透光性 光反射性	AlON, N含有ガラス TiN	窓材 集光材
熱的機能	耐熱性 断熱性 伝熱性	SiC, Si ₃ N ₄ , h-BN, C C, SiC C, SiC, AlN	各種耐熱材 各種断熱材 基板
原子力関連機能	原子炉材	UC C, SiC C B ₄ C	核燃料 同上被覆材 減速材 制御材
生化学的機能	耐食性	h-BN, TiB ₂ , Si ₃ N ₄ , サイアロン, C, SiC	蒸着容器 ポンプ材, 他各種耐食部材

である。歴史的には電子材料、光学材料が先行し構造材料はごく最近になって注目を集めてきたものである。構造用セラミックスに入る前に、フェインセラミックスのもう一つの柱である電子材料について最近の動向を簡単に述べておく。

3. 電子材料としてのセラミックス

電子材料の中ではとくに基板材料、誘電材料、圧電材料、半導体材料の進歩が目ざましく、近年の電子、情報機器の発展を支えてきた。

3-1 基板材料 IC用セラミックス基板はすぐれた電気絶縁性、高熱伝導性をもつことから電子セラミックスの中核をなすものである。技術的には表面が平滑かつ均質であること、表面粗さが小さいことが要求され、さらには熱膨張係数がその上に形成される抵抗皮膜のそれに近いことが必要である。これまでアルミナ(Al_2O_3)、フォルステライト、ステアタイトなどの磁器が実用化されてきたが主流はアルミナである。基板としてはそりと寸法精度が重要であるため、表面形摩がコスト高を招くことが多い。そのため加工しないでもすむような焼結技術の開発が重要な課題となっている。以前よりアルミナよりすぐれた熱伝導度をもつ材料としてベリソア(BeO)が使われてきたが、その毒性が人体に危険であるため、最近では国内生産は行なわれていない。新しい高熱伝導性セラミックスとして炭化ケイ素(SiC)⁽¹⁾と窒化アルミニウム(AlN)⁽²⁾⁽³⁾が開発された。いずれも非酸化物系セラミックスであり、前者はイットリア(Y_2O_3)などの希土類酸化物やアルカリ土類属化合物、後者はベリリアを添加することを特徴とするもので、将来に向けてICの高密度実装化に

対してその発展が期待される。表2に各種基板材料と特性値を示す。

3-2 誘電材料 電子機器の集積化、超小形化に伴い、実装密度を高くするために部品の小形化がコンデンサに強く求められている。通常は円板形が使われたが、それに代って積層形のいわゆるモノリシックタイプのコンデンサが開発された。それまでの高誘電率磁器コンデンサでは単位面積あたりの容量は $0.2 \mu F/cm^2$ が限度であったが、この積層形ではチタン酸バリウム($BaTiO_3$)を用いることにより数 μF の大容量コンデンサが実用化されており、その容量は $5\sim 10 \mu F/cm^2$ にも達している。大容量化では $Pb(Fe_{1/3}W_{1/3})O_3-Pb(Fe_{1/2}Nb_{1/2})O_3$ 二成分系でさらに大容量の積層コンデンサが開発されている。⁽⁴⁾こうした積層コンデンサの市場は産業機器向けのコンピュータ、民生機器向けのラジオ、テープ、チューナ用などであり拡大しつつある。

3-3 圧電材料⁽⁵⁾ 機械的応力を与えると電気を誘発し、逆に電氣的エネルギーを与えることによって機械的な動きを生ずる材料が圧電材料と呼ばれるものである。最近の圧電材料は圧電特性、温度特性、経時特性が著しく向上しており、ライターなどの圧電着火素子のみならず、超音波振動子、セラミックフィルタ素子などの各種の圧電分野で利用されている。しかし一方では応用分野の拡大につれて材料に対する要求も細分化し、使用条件も過酷になっている。そのため材料も多様化し、 $BaTiO_3$ 系や $PbTiO_3-PbZrO_3$ (PZT)系に加えて、複合酸化物 $Pb(B_1B_2)O_3$ ($B_1=Mg, Co, Ni, Mn, Zn$ など、 $B_2=Nb, Ta, Sb, W$ など)を含む $PbTiO_3-PbZrO_3-Pb(B_1B_2)O_3$ 系が登場し主流になりつつある。

圧電材料の最近の課題は表面波デバイス用である。表面波デバイスではTVやVTRの映像中間波用フィルタが数年前から量産に入っており、すでに月産100万個の素子が製造されている。さらに表面波共振器や発振器、通信用システム用フィルタ、遅延線などが実用化されつつある。

3-4 半導体材料 実用化されている半導体材料は、①結晶粒子自体の性質を利用するもの、②粒界及び粒子間層の性質を利用するもの、③セラミック表面の性質を利用するものの3つに分類

表2 各種基板材料の特性比較

	AlN	Al ₂ O ₃	BeO	SiC
熱伝導率(W/m・K)	60~180	20	250	270
熱膨張係数(100°C~500°C)($\times 10^{-6}/^{\circ}C$)	4.5	7.3	8.0	3.7 (RT~400°C)
体積抵抗25°C($\Omega \cdot cm$)	$10^{13}\sim 10^{15}$	$>10^{14}$	$>10^{14}$	4×10^{13}
誘電率1MHz	8.7~8.9	8.5	6.5	40
遅延時間($\times 10^{-12}$ s/cm)	100	97	85	211
$\tan \delta$ 1MHz($\times 10^{-4}$)	5~10	3	5	50
耐電圧RT(KV/mm)	14~17	10	10	0.07
密度(g/cm ³)	3.2	3.8	2.9	3.2
曲げ強さ(kgf/mm ²)	50~70	30	17.5	45
ヤング率(10^{12} dyn/m ²)	2.81	3.7	3.2	4.0
焼結温度(°C)	1800	1500	2000	2000

される。それらの代表的なものを表3に示す。あ

表3 セラミック半導体材料分類

[1]	結晶自体の性質を利用したもの はん用NTCサーミスタ 高温サーミスタ 酸素ガス・センサ(主として酸素イオン伝導体)
[2]	粒界の性質を利用したもの PTCサーミスタ 半導体コンデンサ(粒界えん層形) ZnO系バリスタ
[3]	表面の性質を利用したもの 半導体コンデンサ(表面えん層形), BaTiO ₃ 系バリスタ 各種ガス・センサ 温度センサ 半導体セラミック触媒

まりにも多岐に亘るので説明は省くが、各種センサ類やサーミスタ、バリスタなどセラミックス特有のトピックスが多い。例えば酸化亜鉛(ZnO)系バリスタは酸化亜鉛に少量の酸化ビスマス(Bi₂O₃)を加えて焼結することによって粒界部に絶縁層ができ結果としてセラミックスに比直線性の電流-電圧特性、いわゆるバリスタ特性がえられたものである。

以上の他に磁性材としてフェライトが広く使われている。最近ではVTRなどの記録密度を高めるために磁気記録媒体としてバリウムフェライト粉末が開発され注目を集めている。⁽⁶⁾

光学材料としては光通信用ファイバーや各種単結晶体、生化学材としては人工歯根、人工骨などが話題になっており、機能材料については検挙にいとまがない。

4. 構造材料としてのセラミックス

古代には石材が建材として利用され、近代は鉄筋コンクリートや新無機質建材が広く使われているようにセラミックスは構造材料としての本質的なポテンシャルを持っているが、過去においてはいわゆる機械部品、構造部品として本格的に利用されるものではなかった。しかし、最近ではセラミックスが脆性という強度面での本質的な欠点(あえて欠点という)をもつにもかかわらず、軽量で、すぐれた耐熱性、耐食性、耐摩耗性といった他材料ではえられない特長に着目して、セラミックス

を積極的に利用してゆこうとの動きが活発になり、切削工具や耐熱、耐食治具など地味なものから始まり、車用にも何点か実用化され着実な発展の道を開きつつある。しかし本当の開花は次世代といわれている。

セラミックスは、先に表1で示したように酸化物と非酸化物に分けられる。強度機能の面で着目すると、その化学結合様式からみて非酸化物系に特長のあるものが多い。ダイヤモンドや立方晶窒化ホウ素(CBN)、炭化タングステン(WC)、炭化チタン(TiC)等は切削工具材として広く普及しており、炭素材料は耐熱材、耐食材、潤滑材として利用されている。しかし今日開発の中心は窒化ケイ素(Si₃N₄)と炭化ケイ素(SiC)である。酸化物ではアルミナとジルコニア(ZrO₂)が耐熱性、耐食性、耐摩耗性の面ですぐれる。

以上から構造用セラミックスの代表選手は窒化ケイ素、炭化ケイ素、アルミナ、ジルコニアといえることができる。表4にこの4大材料についてその特長と応用をまとめておく。万能の材料はない。それぞれが一長一短をもっている。材料毎の差別化特性は次のようである。

窒化ケイ素：高強度、耐熱衝撃性

炭化ケイ素：すぐれた高温強度、高熱伝導性

アルミナ：酸化雰囲気下での安定性、経済性

ジルコニア(部分安定化)：高靱性、断熱性

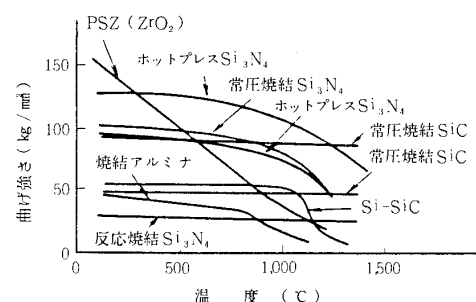
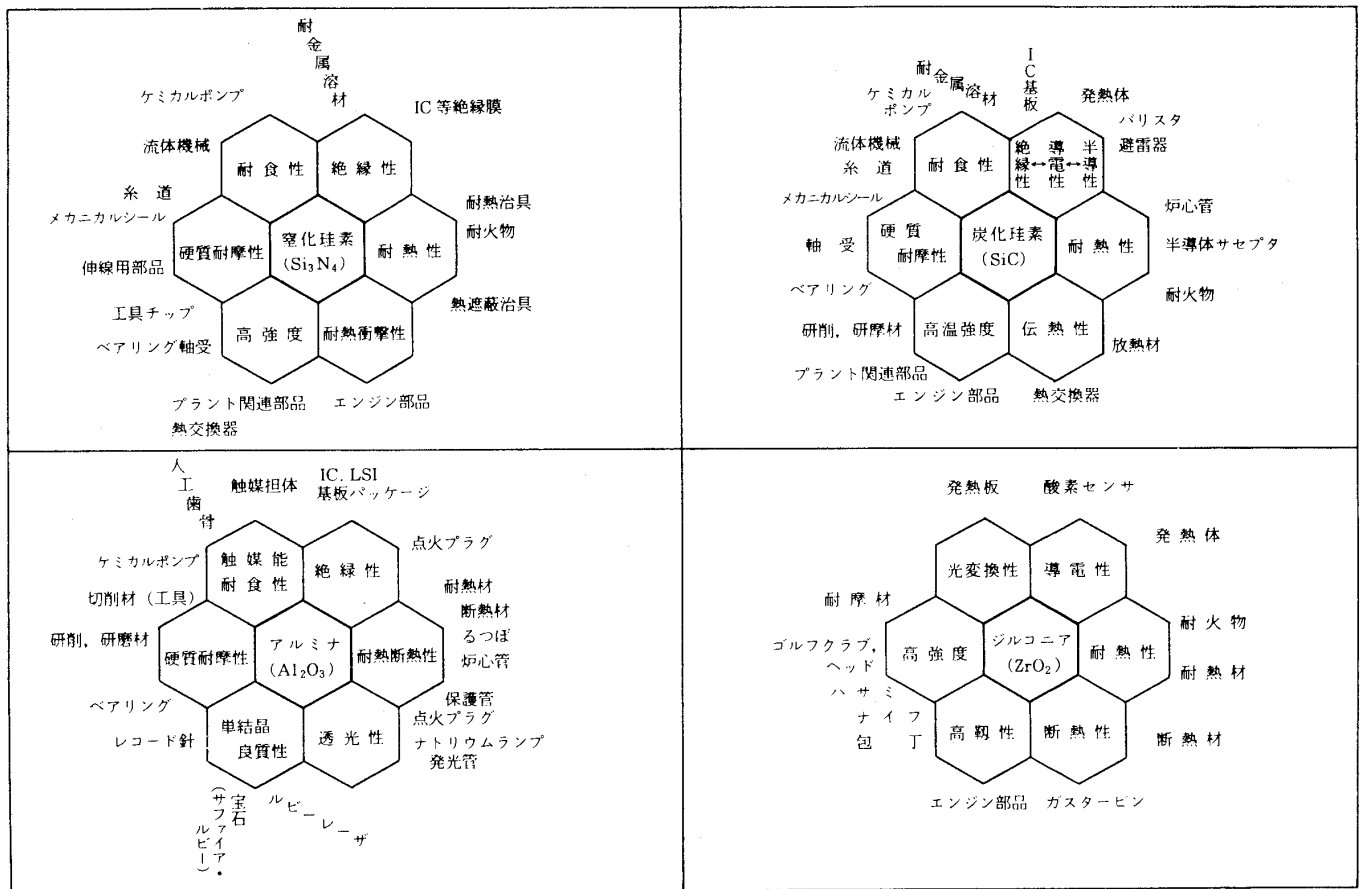


図2 代表的な構造用セラミックスの曲げ強さ

4つの材料は図2に示すように強度と温度の関係で大まかな区分けをすることができる。しかし耐食性については環境によって適性が異なるので十分吟味して選択することが必要である。

表4 Si₃N₄, SiC, Al₂O₃, ZrO₂系構造材料の特長と応用製品



5. セラミックスの破壊強度について

構造材料としてセラミックスを開発し利用するためには、セラミックスのもつ本質的な性質“脆性”をよく知ることが必要である。すなわちセラミックスは金属に比べて靱性が小さいため、強度面からみてき裂に敏感である。落とすと割れたり、応力下ではき裂の進展は急速に進み、瞬時的に破壊に到ることなどを日常しばしば経験するため、強度材料としては扱いにくい感触でセラミックスを認識しているのが一般である。

セラミックスの破壊強度 (σ_f) は基本的には Griffith の flaw モデルに由来する次式に帰着する。⁽⁷⁾

$$\sigma_f = \frac{1}{Y} \sqrt{\frac{2\gamma_i E}{\pi C}} \propto \frac{K_{IC}}{\sqrt{C}} \quad (1)$$

ここで γ_i = 破壊エネルギー, E = ヤング率, C = 臨界き裂の大きさ, K_{IC} = 破壊靱性値, Y = 幾何定数

原子間の結合強度は高いが、材料にはマクロ的

欠陥が存在し、その先端に応力集中が生じて低応力で破壊に到るとの理解である。そのため強度の高い材料をうるには、靱性値 (K_{IC}) を高め、欠陥 (C) を小さくすればよいことになる。強度のばらつきは両者のばらつきにほかならない。こうした強度に影響を及ぼす諸因子を具体的に示すと表5のようになる。固有因子としてはまずセラミックスの気孔、結晶粒子の形、大きさといったものが含まれ、外来因子としては加工のき裂が最も大き

表5 セラミックスの強度に影響する諸因子

固有因子	外来因子
<ul style="list-style-type: none"> 結合状態 結晶構造 構成相とその存在状態 添加物, 析出物 気孔 (大きさ, 量, 分布状態) 結晶粒 (粒径, 粒形, 分布状態) 	<ul style="list-style-type: none"> 加工き裂 表面粗さ 加工歪 熱, 化学処理による表層の変質 測定条件 (雰囲気, 加重速度等)

く影響する。このようにみてくると構造材料として強度を高めるためには K_{1C} を高くし、 C を小さくかつ均質にすることを目標にすれば良い。これは「最適組成, 組織の開発と制御」に置きかえても良いであろう。

6. 各セラミック材料の進歩

窒化ケイ素, 炭化ケイ素は1950年代の後半から論文や解説書に登場した。アルミナの歴史はさらに古く1930年代といわれるが, 本格的にファイナセラミックスとして認知しうる段階は1950年代といえる。図3はこれら材料をシーズ面から

みた体系図である。とくに非酸化物はそれぞれが焼結助剤を求めて単独に研究が開始され, その後例えば $Si_3N_4-Al_2O_3$ 系⁽⁸⁾あるいは $Si_3N_4-Al-N-Al_2O_3$ 系からのサイアロン(Sialon)⁽⁹⁾, $Si-C-AlN$ 系の固溶体⁽¹⁰⁾といった複合系へと発展していった。勿論これらは窒化ケイ素への希土類酸化物, 炭化ケイ素へのホウ素(B), 炭素(C)等焼結或いは組織制御のための添加物の発見にささえられたものである。高靱性化へのジルコニアの相転移強化の発明は特筆されるが, 一方粉体の微細化技術, 粒子制御や長繊維, ウィスカーの合成

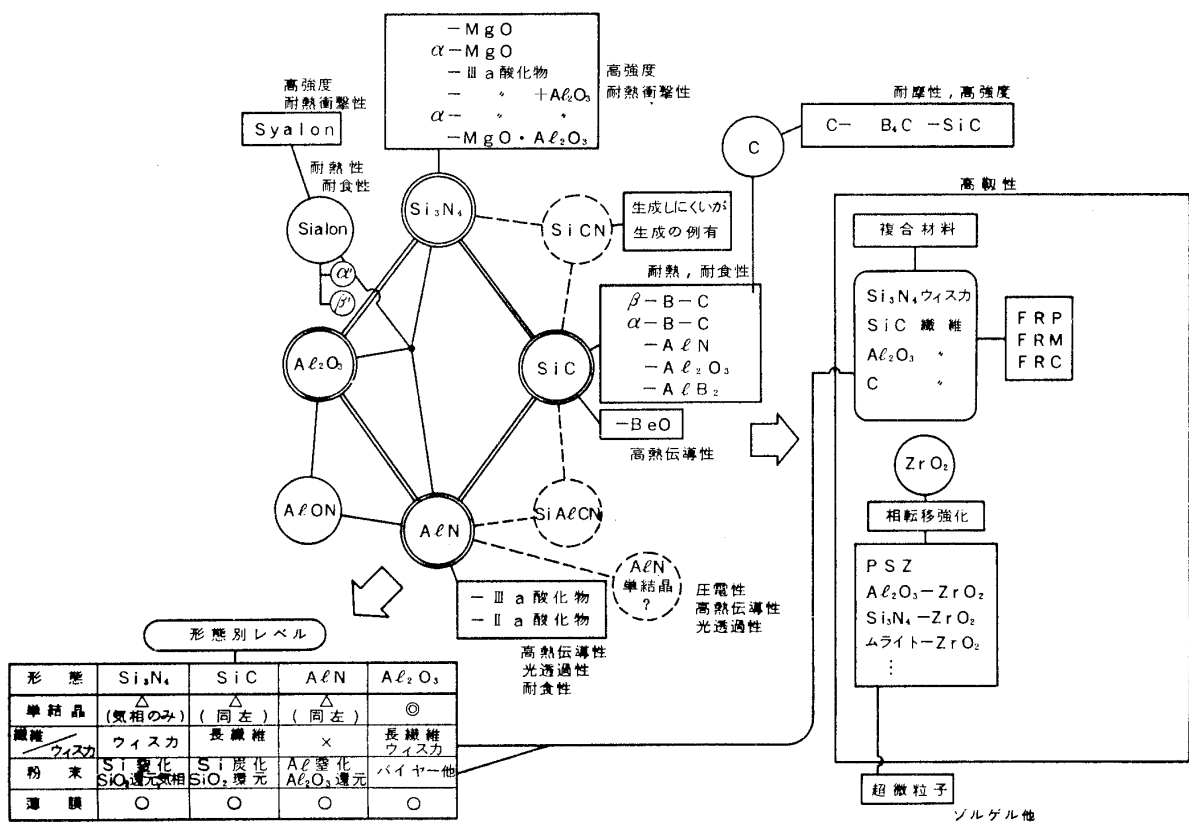


図3 構造用セラミックスのシーズ体系図

技術の進歩の寄与が大きいことも認識する必要がある。ともあれこのような形で構造用セラミックスが開発され, 最近では高靱性化の方向に進んでいることが理解される。とくに将来のセラミック-セラミック系の複合材料への期待は大きい。

6-1 窒化ケイ素

焼結法によって, 窒化反応を利用する反応焼結と添加物による緻密化焼結に大別される。前者は Si 粉末を成形後窒素化してえられるため Si_3N_4 単味の焼結体である。高温での強

度及び特性上の低下は少ないが, 多孔質であるため強度値は低い。最近では90%前後の焼結密度のものもえられているが理論密度の焼結体をつくることはできない。現在は後者の緻密化焼結が主流である。歴史的にはホットプレスからスタートしたが, 常圧焼結の方が経済的に有利であり, この方法への傾注度が高い。焼結助剤としては当初マグネシア(MgO)⁽¹¹⁾が使われたがその後イットリア(Y_2O_3)が発見され, 現在では $Y_2O_3-Al_2O_3$

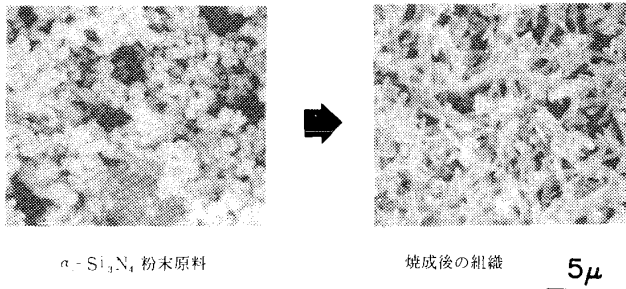


図4 α -Si₃N₄-Y₂O₃-Al₂O₃ 系の焼結における組織形態の変化

系⁽¹²⁾⁽¹³⁾が主流となっている。それは焼結組織の最適化による。即ち α -Si₃N₄粉末にY₂O₃-Al₂O₃を加えて焼結すると、図4に示すように長柱状の結晶組織が生成され、靱性値が向上する。アルミナの添加は緻密化を促進するが、⁽¹⁴⁾添加量が多すぎると強度的に不利となる。このような添加物は窒化ケイ素との反応において、反応生成物を形成するが、これを耐熱性の高い化合物を生成しようように制御すると高温強度の高い焼結体がえられる。素材レベルではあるがSi₃N₄-Y₂O₃-Al₂O₃系でホットプレス法では3点曲げ強さで常温：146 kg/mm²、1200℃ 126 kg/mm²が記録され、⁽¹⁵⁾常圧焼結法で、常温：100 kg/mm²、1200℃ 80 kg/mm²がえられている。しかし大事なのは許容される最小応力である。材料の開発は酸化雰囲気下での安定性と相まって進められ、原料の高純度化と組織の均質化で大きく進歩した。添加物としてはイットリアの他に各種の希土類酸化物でも効果があり、その

他スピネル(MgAl₂O₄)⁽⁸⁾やBeSiN₂⁽¹⁶⁾なども検討されている。焼結法としてはより均質化、緻密化をはかる手段として雰囲気加圧焼結(～10気圧)やHIP(Hot Isostatic Pres)などが行なわれ効果をあげている。しかし焼結体の物性は原料粉末の品質に負う所が大きいことも十分留意する必要がある。

代表的な窒化ケイ素の性質を他材料とあわせて表6に示しておく。

6-2 炭化ケイ素 窒化ケイ素以上に共有結合性の高い材料で開発当初は反応焼結が主流であった。しかし1973年に、炭化ケイ素粉末にB-C系(化合物も含む)添加物が発見され、常圧焼結が可能になった。⁽¹⁷⁾⁽¹⁸⁾焼結助剤としてはその他にアルミニウム(Al)⁽¹⁹⁾、窒化アルミニウム(AlN)⁽²⁰⁾、アルミナ⁽²¹⁾なども使われている。常圧焼結体としては常温から1400℃迄40～60 kg/mm²であり、ホットプレスでも同等であるが、1500℃の高温迄100 kg/mm²の曲げ強さをもつものも報告されている。⁽²²⁾炭化ケイ素は多くの多形が存在するので焼結時に異常粒成長を起し易く、強度が低下したり、ばらつきも大きくなり易い。炭化ケイ素は窒化ケイ素に比べて高温での酸化にも強い。ガスタービンは高温で作動することから、炭化ケイ素が第1の候補材料とされ期待がよせられている。焼結法としてHIPの利用も行われている。反応焼結法の一つにシリコン(Si)を含浸したSi-SiC系の焼結体が開発されている。⁽²³⁾ Refelの名で知られ

表6 各セラミックスの特性表

特 性 単 位	窒 化 ケ イ 素			炭 化 ケ イ 素		ジルコニア	ア ル ミ ナ	
	反応焼結	常圧焼結	ホットプレス	反応焼結	常圧焼結	部分安定化	アルミナ	Al ₂ O ₃ -ZrO ₂
密 度 g/cc	2.1～2.6	2.9～3.5	2.9～3.5	～3.10	3.08～3.20	5.9～6.1	3.98	4.9
熱 伝 導 率 W/m ² K	2.6～20	13～38	29～32	～200	42～126	1.7～3.3	20	9.2
熱膨張係数 ×10 ⁻⁶ °C ⁻¹	2.3～3.0	3.0～3.5	～3.2	4.3	4.8～4.8	8.7～11.4	8.6	9.6
ヤ ン グ 率 GPa	100～200	240～330	320	～420	390～480	150～260	370	320
ポアソン比	0.24～0.26	0.24～0.28	～0.26	～0.24	0.13～0.16	～0.3	—	—
曲げ強さ RT MPa	150～295	400～1000	800～1050	～530	400～870	700～1200	300～450	1100
1000 "	160～300	350～1000	800～1000	—	—	～500	～150	—
1200 "	170～307	250～800	250～950	～530	400～900	～250	—	—
1400 "	—	—	—	—	400～900	—	—	—
破 壊 靱 性 MPam ^{1/2}	3～4	4～7	～7	～3.5	2.5～5.6	8～15	2～3	13
臨界熱衝撃温度差(ΔTc) °C	350～600	400～800	800～900	300～450	300～550	150～460	～200	260

るこの材料は10%程度のシリコンを含み緻密な焼結体で曲げ強さは50~60kg/mm²である。ヤング率は炭化ケイ素主体のものより低い、1200℃以上では強度が低下するなどが、この材料の特徴である。炭化ケイ素基本特性は表6を参照されたい。

6-3 アルミナ 基板材料の中心がアルミナであることはすでに述べた。構造材料としても、2050℃の融点を持ち、硬さ、化学的安定性、耐熱性に特長があるもので、広く利用されている。この材料も構造用としては組成と微構造とくに結晶粒経、気孔、不純物などに留意し、さらに仕上げにも配慮が行なわれている。添加物としてマグネシアが使われてきたが強度材としてはシリケート化合物の添加したものが多い。しかし強度値自体は余り高くなりえず、熱膨張係数が大きいため耐熱衝撃性にも難がある。

アルミナの良さを生かし、欠点をおぎなうための方策として、複合化による強靱化の研究が進められた。Al₂O₃-TiC系切削工具はアルミナ中へ炭化チタン粒の分散により高強度化をはかったものであり、⁽²⁴⁾ またアルミナ中にジルコニアの微粒子を分散させることによって、靱性値の高い材料がえられた(図5)⁽²⁵⁾。この材料は開発途上に

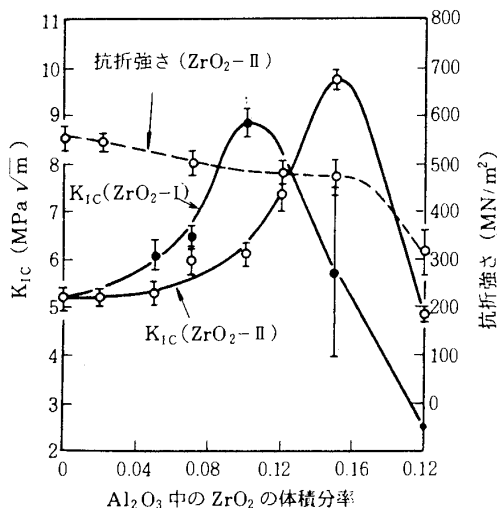


図5 Al₂O₃-ZrO₂系の抗折強さとK_{1c}
(I, IIはZrO₂の出発原料が異なる)

あるものでアルミナの弱点をカバーする新材料として注目される。これは次の項に述べるジルコニアの相転移による強化を利用するもので、その他

に窒化ケイ素やムライトにも有効であることが知られている。

高級な装置材料としては透光性のアルミナや引上げ法で作られるアルミナ単結晶がある。しかし大型化するほど温度差による熱応力の発生は大きいので使用条件を精密に制御することが必要である。

6-4 ジルコニア シルコニアは1170℃以下、1170℃~2370℃、2370℃~2680℃で、それぞれ単斜晶系、正方晶系、立方晶系を安定相とする材料である。そのため通常は焼成後の冷却過程において、1170℃を通るので正方晶系→単斜晶への相転移が生じ、それに伴う異常膨張(+4.6%)のため焼結体内に多数のクラックが発生する。これを防止するため、安定化助剤としてマグネシア、カルシア(CaO)イットリア等が添加され図6⁽²⁶⁾に例を示すように結晶構造を高温まで安

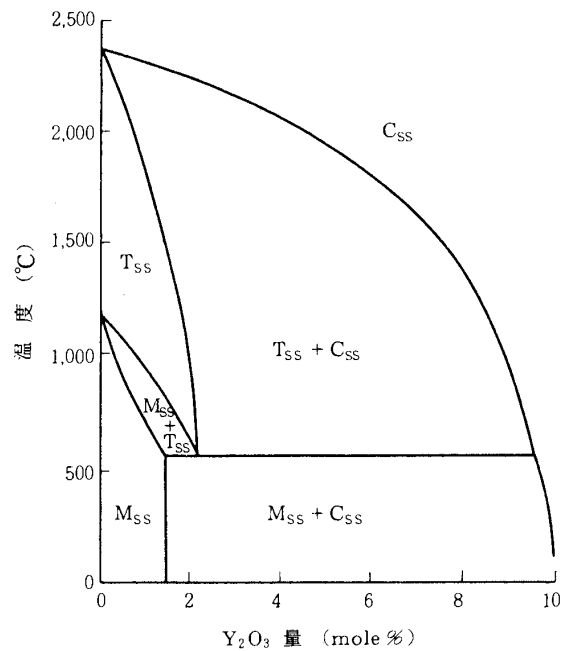


図6 ZrO₂-Y₂O₃系状態図

定な立方晶に変えて用いられる。ジルコニアセラミックスには安定化ジルコニア(FSZ)と部分安定化ジルコニア(PSZ)⁽²⁷⁾に分けられ後者が構造材料として注目されているものである。この材料は添加物の量を少量(3~5mol%)加えて焼結するもので準安定な正方晶を主相として常温で存在させ、破壊の時点での相転移による応力緩和

によって靱性値を高強度材料としているのが特長である。その強化理論については種々提唱され論議されている所であるが統一理論はない。靱性値が10を越え、材料強度値として、3点曲げで2000 Mpaを越えるものもえられている。⁽²⁸⁾ 熱伝導率が小さいのもこの材料の特徴である。最近、金属のように加熱下で変形させ、形状に応じた加工が出来ることがわかり、新しい易加工性材料としても注目されている。しかし、このことは高温での強度低下が著しい(図2)ことと相通ずるものであり、高温の応力下で相転移による劣化を生じ易い点とあわせて高温材料としては課題をのこす所である。

6-5 複合材料 複合材料は狭義にみるとFRP, FRM, FRCの3種に大別されるが、ここの話題はFRCである。セラミックスの低い靱性値を改善するために、セラミック繊維、ウイスカによる複合材料の開発が進められている。炭素系のC-C複合材料はその典型であるが、通常のセラミックスをマトリックスとしてガラス系も含め炭素や炭化ケイ素の繊維で強化した事例が報告されるようになってきた。

しかし構造用材料としてのトピックスの一つは炭化ケイ素系のSiC-SiC複合材料である。これは炭化ケイ素繊維で形状をもつ成形体を作り、これにCVDでSiCを含浸する方法によるもので、常温の K_{IC} 値 $15\sim 18\text{ MPa m}^{1/2}$ の高靱性材がえられている(表7)。⁽²⁹⁾ 繊維自体 $1100\text{ }^\circ\text{C}$ 以上で

表7 SiC/SiC系複合材料の特性例

特性項目	単位	M 302	M 303
密度	g/cc	2.5	2.5
曲げ強度	RT	MPa 870	MPa 430
	1200 °C	MPa 670	MPa 380
	1500 °C	MPa 230	MPa 190
ヤング率	MPa	220-260	220-260
破壊靱性	MPm ^{1/2}	15	12-18
耐酸化性	-	1200 °C, 168Hの酸化テストで4%の重量増加	
熱疲労特性	-	-	100 °C - 1100 °C 300 サイクルでOK

強度が低下するので高温材料としては不満足な面もあるが将来が楽しい材料といえる。その他にアルミナマトリックスと炭化ケイ素ウイスカの組合せで靱性の向上が示されるなど、FRCの研究が欧米を中心に活発になっている。

7. セラミックス製造プロセス技術

セラミックスの強度が式(1)に帰属されることを考えると高靱性が鍵をにぎることはすでに述べた通りである。例えば K_{IC} が2倍になれば、同じ強度値に対して許容される欠陥の大きさが4倍になり、欠陥に対してかなり鈍感になる。しかし現在の時点では許容される臨界欠陥は数 $10\text{ }\mu\text{m}$ とされ、それに伴ってプロセスへの精密制御が要求されることになる。図7に典型的な製造プロセス図

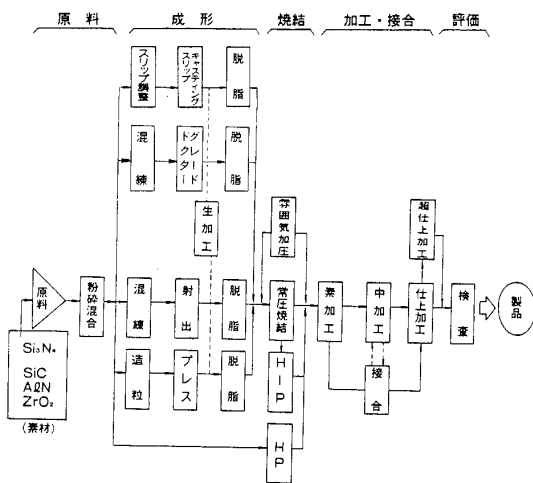


図7 セラミックスの製造工程図

を示すが、最終的に許容される組織をもつ焼結体に仕上げるためにはいずれの工程においても十分な管理がなされ、弱体部をもってはならないことになる。このようなしっかりとしたプロセスチェーンの構築が重要なポイントである。

又評価の面でも、工程管理の面でも、脆性特有のかつ許容欠陥が小さいことに起因していくつかの難しい問題が生ずる。例えば引張りテストの際のテストピースの形状、仕上げの仕方、治具構造、軸合わせなど工夫のいる所である。信頼性を確保するための一つの手段としての非破壊検査の技術には欠陥検出限界が現状をはるかに越える要求であるために課題は大きい。これら評価技術については次回において説明する。

7-1 成形・焼結プロセス 原料粉体はプロセスの原点である。そのため品質向上と安定化が重要であり、いずれもが1 μmあるいはそれ以下の粒径をもつ微視的な世界に属するものであり、それだけに不可解なことも多い。主な合成法を図8

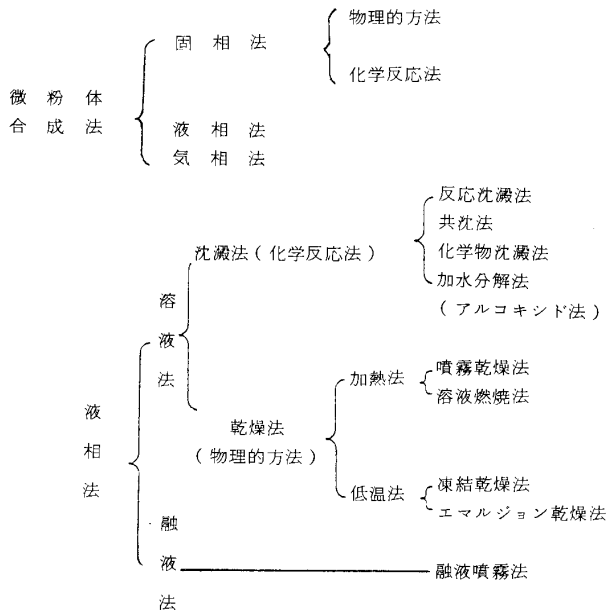


図8 粉体の合成方法

に示す。現在のこの分野への注力度は極めて高く例えば窒化ケイ素粉末に対しては国内でも10社以上のメーカーが参入している状態である。当面はコストがもう一つのかつ最大の課題となっている。将来にむけての超微粒子や複合機能粒子の開発にも興味もたれている。

セラミックスが難削材であることがニヤーネット成形及び焼結を必要とする。そのため対象とする部品の形と大きさ、量に応じてプロセスが選択される。中でも成形が主要なポイントである。とくに数10 μmレベルの欠陥を制御することは至難であり、かつ寸法精度を極力高める点に課題がある。原料が重視される所似がここにある。図9は各種の成形方法の特徴と対象部品を示したものである。

7-2 セラミックスの加工 セラミックスは難削材であるので、金属材料を削るようにはいかない。しかも寸法精度はよりきびしく要求される。加工法としては図10に示すように種類も多いが、ダイヤモンド砥石による研削加工が通例である。現時点では全コストの内加工に占める割合が多い。

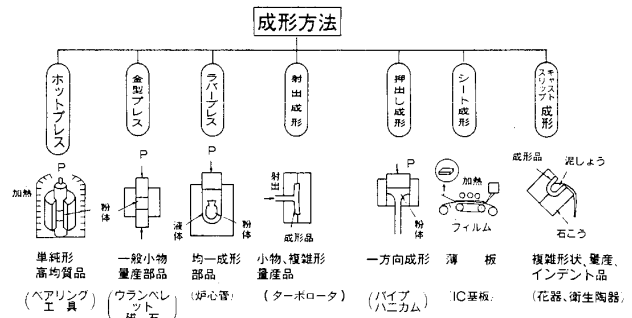


図9 セラミックスの成形方法

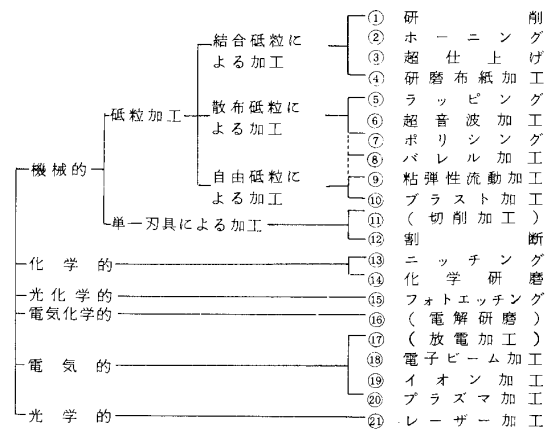
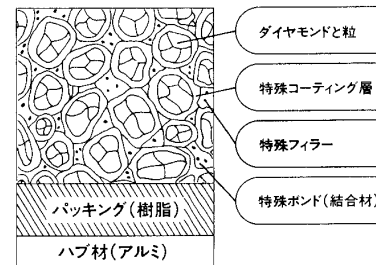


図10 セラミックスの除去加工方法



評価項目	従来砥石		開発砥石
	A	B	
研削比(G)	245	52	2,411
研削能率 Z(mm³/mm-sec)	2.5	2.5	10
加工表面の粗さ Rmax(μm)	9.0	6.5	4.5

図11 開発した砥石の構成と研削能力の比較

ニヤーネット成形焼結が不十分なことも一因であるが、加工のコスト低減のための技術開発が急がれているのもこのためである。図11には最近開発されたセラミックス専用の砥石とその特性比較を

示す。⁽³⁰⁾加工による砥石の減耗が少ないことは、被削体の寸法精度の向上にも寄与するのでその効果は大きい。セラミックス用の工作機械も開発されつつある。いずれも剛性の大きい軸を使い、自動化の方向にある。

新しい加工技術として、施削加工を可能にする砥石が開発され、実用期に入りつつあるものがある。その他超音波加工や放電加工も必要に応じて使用されている。レーザアシストによる複合加工なども含め幅広い開発がなされている。

一方では材料自体を改質し加工し易くすることもアプローチされ、マシナブルセラミックスや放電加工を可能にする導電性の窒化ケイ素などが開発されている。

加工と強度の関係は重要であるが、これは次回の評価技術の所で述べる。

8. おわりに

ファインセラミックスは今日話題の中心の一つにもあげられ、日常の新聞、雑誌などで目にすることも多い。しかし名前からくるイメージの快さがファッション的に受け入れられている感がなくもない。構造用セラミックスについては甘さも感じられる。材料サイドもさることながら、ユーザー側におかれても材料及びその関連技術に関するきめの細かい認識も必要である。場合によっては原料までさかのぼって論議し設計に反映せざるをえない。本稿はファインセラミックスについて概括し、後半では強度面からプロセスの各ユニットの重要性を述べた。材料サイドの解説が主体になってしまったが、関係者の目がこのような領域にも及ぶことを希望する。

次回は関連技術として接合も含め、評価技術、応用分野を中心に述べる予定である。

文 献

- (1) 浦, 他, 日経エレクトロニクス, (昭59-9-24), 265
- (2) Iwase, N., Tsuge, A., Sugiura, Y., IMC, 1984 Proceedings, Tokyo, May (1984)
- (3) 米屋, セラミックス, 20-6 (昭60-6), 506
- (4) 一ノ瀬, エレクトロニクス用セラミックス, シーエムシー, (昭56), 66
- (5) 一ノ瀬, ファインセラミックスの最新技術, シーエムシー, (昭57), 171
- (6) Yokoyama, H., Koike, Y., Suzuki, T., Toshiba Review, 154 (1985), 14
- (7) Davidge, R. W., Evans, A. G., Mat. Sci. and Eng., 6 (1970), 281
- (8) Masaki, H., Kamigaito, O., 窯協誌, 84, (昭49), 60
- (9) Jack, K. H., J. Mat. Sci., 11 (1976), 1135
- (10) Thomas, G., 島田, 私信
- (11) Deeley, G. G., Herbert, J. M., Moore, N. C., Powd. Met., 8 (1961), 145
- (12) 特許 703695 他
- (13) Tsuge, A., Nishida, K., Komatsu, M., J. Am. Ceram. Soc., 56, (1973), 1662
- (14) Komeya, K., Am. Ceram. Soc. Bull., 63, (1984), 1188
- (15) Tsuge, A., Inoue, H., Komeya, K., Presented at annual meeting of Am. Ceram. Soc., Columbus, May-1979
- (16) Greskovich, G. D., J. Am. Ceram. Soc., 64, (1981), 725
- (17) Prochazka, S., Charls, R. J., Am. Ceram. Soc. Bull., 52 (1973), 885
- (18) Kraft, E. H., Coppola, J. A., 5th Army Mat. Tech. Conf., March (1977)
- (19) Böcker, W., Landferman, H., Hausner, H., Powd. Met. Int., 11 (1979), 83
- (20) Takeda, Y., Kosugi, T., Iijima, S., Nakamura, K., Proc. Int. Symposium on Ceramic Comp. for Engines, Hakone, 1983,
- (21) 鈴木, 古川, FC Report, 3 (昭60-4), 15
- (22) 竹田, 中村, 第23回材料研究連合講演会予稿集, (昭54), 251
- (23) Sawyer, G. R., Page, T. F., J. Mat. Sci., 13, (1978), 885
- (24) ファインセラミックスハンドブック, 浜野編 (昭59), 474
- (25) Claussen, N., Steeb, J., Pabst, R. F., Am. Ceram. Soc. Bull., 56, (1977), 559
- (26) Stubican, V. S. et. al., J. Am. Ceram. Soc., 61, (1978), 17
- (27) 小田, 新材料研究会第10回研究会, 東京, (昭59)
- (28) 津久門, 植田, 月館, 昭和59年度窯業協会年会, 東京, (昭59)
- (29) SEP カタログ
- (30) 大阪金剛カタログ

名古屋大学工学部大学院学生 若松逸雄
 名古屋大学工学部航空学教室 橋本孝明

1. まえがき

軽量小型で大出力を必要とする航空ジェットエンジン用の圧縮機として超音速軸流圧縮機が考えられている。種々ある形式⁽¹⁾のうち実用性の最も高いと思われるのは shock-in-rotor 型超音速軸流圧縮機であり、過去に NACA を中心に盛んに研究された⁽²⁾が、効率が良くなかったため研究が中断された。その後、この超音速圧縮機に関する研究は、von Karman 研究所を始めとして、ドイツの大学、フランスの ONERA 等、ヨーロッパ各地で再び盛んになってきた。

著者の一人の所属する名古屋大学工学部航空学科でも shock-in-rotor 型超音速軸流圧縮機を試作運転したが、段あたり断熱効率の設計目標80%に対し、得られた値は67%と低いものであった⁽³⁾。効率の悪かった主原因は動翼通路内に発生する shock の挙動、影響を十分に考慮していない設計法にあると判断している。

shock-in-rotor 型超音速軸流圧縮機の設計状態における動翼通路の流れ場は、図1に示すよう

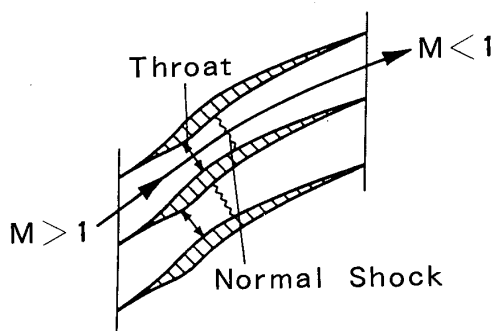


図1 動翼通路の設計状態の流れ

に、入口相対流が超音速であり、通路内に normal shock を持ち、出口相対流が亜音速となる流動形式である。また、動翼回転数の低い部分負荷状態

においては、入口から出口まですべて亜音速流の場合があり、回転数が高くなると、入口が亜音速流であっても、動翼負圧面の一部分に超音速領域が出現し、shock も生ずるといった遷音速流の場合も起こり得る。

近年このような複雑な流れを処理するのに、自動的に shock を捕獲できることが魅力となって、Time Marching 法が急速に普及してきている。本論文は、稼動中としてはわが国唯一の shock-in-rotor 型超音速軸流圧縮機⁽³⁾の動翼通路の相対流れ場を、非粘性、定常、二次元問題として扱え、Euler 方程式を Time Marching 法で解析し、流れのようす特に、発生する shock の挙動を調べようとするものである。基礎式を解くにあたっては、プログラミングの容易さ、数値解析の専門家でもなくとも理解し易いことから有限体積法を応用することとし、Denton によるスキーム⁽⁴⁾を部分修正して利用した。

2. 計算法 (Denton 法) の概略

2-1 基礎式 非粘性、圧縮性の流れ場を支配する方程式は Euler 方程式であり、二次元の場合、質量の保存式、運動量の保存式2つ、それにエネルギーの保存式の合計4式となる。Denton 法の場合、図2中の斜線で示すように、計算領域内に微小検査空間 ΔV (control volume) を設けて、前述の各保存式を導いたもの(内向き法線方向を正とする)が基礎式となる。

$$\text{質量 } \Delta \rho = \frac{\Delta t}{\Delta V} \sum_i (\rho_i u_i dA_{xi} + \rho_i v_i dA_{yi}) \quad (2.1)$$

x 方向運動量

$$\Delta(\rho u) = \frac{\Delta t}{\Delta V} \sum_i \left\{ (\rho_i u_i^2 + p_i) dA_{xi} + \rho_i u_i v_i dA_{yi} \right\} \quad (2.2)$$

(昭和60年6月1日原稿受付)

* 昭和60年6月7日第13回ガスタービン定期講演会において講演

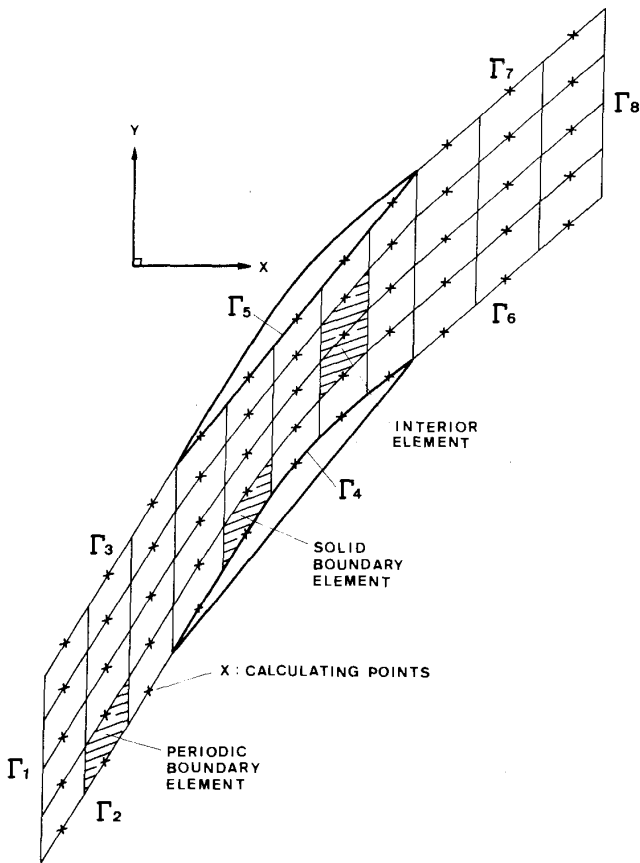


図2 計算領域

y 方向運動量

$$\Delta(\rho v) = \frac{\Delta t}{\Delta V} \sum_i \left\{ \rho_i u_i v_i dA_{xi} + (\rho_i v_i^2 + p_i) dA_{yi} \right\} \quad (2.3)$$

エネルギー

$$\Delta(\rho E) = \frac{\Delta t}{\Delta V} \sum_i \left\{ \rho_i u_i H_{0i} dA_{xi} + \rho_i v_i H_{0i} dA_{yi} \right\} \quad (2.4)$$

ここで、合計は ΔV を構成する全面にわたってとる。

これらの式は非定常の関係式であり、時々刻々正しく成立する。しかし、定常問題の関心事は無限時間経過後の解であって、必ずしも各瞬間毎に正しく成立する関係式を使用する必要はない。それで、式(2.4)の代わりに、定常状態で成立する、全領域において総エンタルピー一定という関係を用い、圧力を次のように表わす。

$$p = \frac{\rho R_g}{C_p} \left\{ H_0 - \frac{1}{2} (u^2 + v^2) \right\} \quad (2.5)$$

従って計算には、式(2.1), (2.2), (2.3)および(2.5)が使われる。

2-2 control volume の扱いと計算手順

現在では、同じDentonによって改良計算スキームがいくつか提案されている⁽⁵⁾が、本論文では、初期に開発され以後各所で利用されている計算法⁽⁴⁾に基いている。

図2に示すように、計算領域を x 方向には適当な間隔で分割し、y 方向には等間隔で分割(得られる線を準流線と名づける)して四角形のcontrol volume を作成する。質量、運動量の変動量および圧力を求めるべき計算点は準流線上には存在するが、x 方向に分割した線上にはない。翼列問題を解くときの control volume は、内部要素、壁要素、周期要素の3種類に分類できるが、各要素に対する扱いは境界条件とのからみもあって異なる。

図3は内部要素に対する扱いを示すためのものである。図中、S1, S2, S3, S4 は要素を構成する面を指す。面1と3は流れを横切る面であり、この面を通して control volume に入出する質量や運動量(流束)は大きい。一方、面2と4は準流線を構成し流れの方向に近いので、この面を通しての流束の入出は小さい。

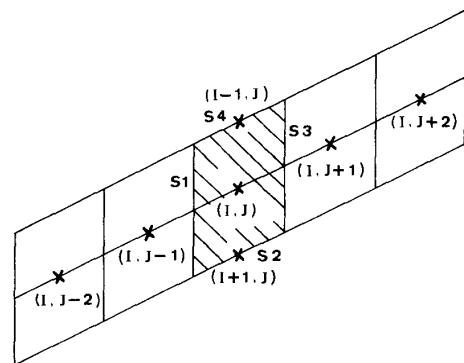


図3 内部要素

面1を通る質量流束、運動量流束を計算するのに使う面上の密度と速度は、面上に計算点がないので、上流の2つの計算点(I, J-2)と(I, J-1)および下流の計算点(I, J)の値から内挿して求める。圧力は上流の計算点(I, J-1)および下

流の2点(I, J)と(I, J+1)の値から内挿する。面3に対する扱いは面1と同じ考え方である。 ρ , u , v は流れと共に上流から影響が伝わる量(対流項)であり, p はすべての方向に影響が広がる量(拡散項)であるため, 内挿の方法が異なっている。

面2と4を通る各流束の計算は, それぞれ, 計算点(I+1, J)と(I-1, J)における ρ , u , v , p の値を用いる。

以上のようにして, 内部要素たるcontrol volumeに適用された保存式から, 変動量 $\Delta\rho$, $\Delta(\rho u)$, $\Delta(\rho v)$ が計算され, これらは中心にある計算点(I, J)に蓄ええられるものとする。従って, 内部要素の計算では, control volumeは y 方向に半分ずつ重なり合って扱われる。(図2参照)

図4は壁要素付近の図である。本論文では, 壁に接する内部要素と1つ内側の内部要素について前述の方法で求めた変動量を使い, 壁上の変動量は次式で線形外挿して求めることとした。

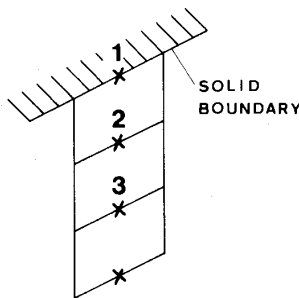


図4 壁要素

$$\Delta\rho_1 = 2\Delta\rho_2 - \Delta\rho_3 \quad (2.6)$$

$$\Delta(\rho u)_1 = 2\Delta(\rho u)_2 - \Delta(\rho u)_3 \quad (2.7)$$

$$\Delta(\rho v)_1 = 2\Delta(\rho v)_2 - \Delta(\rho v)_3 \quad (2.8)$$

この扱いはDentonのスキーム^{(4),(6)}とは少し異なる。

周期要素についても, 境界端の変動量を求める考え方は壁要素の場合と全く同じである。ただし, 後述するように, 時間ステップ毎に計算される, 密度, 速度, 圧力の値(変動量ではない)は周期境界条件を満足しなければならない。

実際の計算を効率よく進めるためには, 前述の式(2.1), (2.2), (2.3), (2.5)を次の手順で解く必要がある。

- [1] 全領域の計算点における ρ , u , v を仮定する。
- [2] 質量の保存式(2.1)を使い, $\Delta\rho$ を求める。
- [3] 新しい密度 $\rho + \Delta\rho$ と古い速度 u , v を使い, 圧力と総エンタルピーの関係式(2.5)から p を求める。
- [4] 新しく求めた p , 古い密度 ρ それに古い速度 u , v を用いて, 運動量の保存式(2.2), (2.3)を使い, $\Delta(\rho u)$, $\Delta(\rho v)$ を求める。従って, 新しい u , v がわかる。
- [5] 新しい ρ , u , v が得られた後[2]に戻って, 次の時間ステップの計算を繰り返し, 収束値を求める。

2-3 補正係数と緩和係数および時間ステップ 前節で触れた流束の計算に使用する ρ , u , v , p の内挿法の詳細を述べる。図3の面1における密度, 速度, 圧力はまず次式の形式で表わす。ただし, y 方向の添字 I は略し, 準流線に沿う方向の添字 J のみを使用する。

$$\rho_{e,J} = \rho_{J-1} + CF_\rho \quad (2.9)$$

$$u_{e,J} = u_{J-1} + CF_u \quad (2.10)$$

$$v_{e,J} = v_{J-1} + CF_v \quad (2.11)$$

$$p_{e,J} = p_J + CF_p \quad (2.12)$$

ここで, CF_ρ , CF_u , CF_v , CF_p を補正係数と呼ぶ。

実際の計算プログラムでは, 面1上の密度, 速度は上流の計算点2個(J-2), (J-1)および下流の計算点1個(J)の値を使って, 2次曲線で内挿する。また, 圧力は上流の1点(J-1)および下流の2点(J), (J+1)における値を使って2次曲線で内挿する。本論文では x 方向に等分割して計算点を作成してあるので, 面1上の諸量を求めて, 式(2.9)~(2.12)の形に直せば, 補正係数は次となる。

$$CF_\rho = (3\rho_J - 2\rho_{J-1} - \rho_{J-2})/8 \quad (2.13)$$

$$CF_u = (3u_J - 2u_{J-1} - u_{J-2})/8 \quad (2.14)$$

$$CF_v = (3v_J - 2v_{J-1} - v_{J-2})/8 \quad (2.15)$$

$$CF_p = (3p_{J-1} - 2p_J - p_{J+1})/8 \quad (2.16)$$

各時間ステップの計算では、計算スキームの安定性を考慮し、緩和係数 ω を導入して補正係数を利用する。 CF_ρ を例にとると、ある時間ステップの補正係数を CF_ρ^n 、次の時間ステップの補正係数を CF_ρ^{n+1} とした時、両者を次のように関係づけた。

$$CF_\rho^{n+1} = (1-\omega)CF_\rho^n + \omega(3\rho_J - 2\rho_{J-1} - \rho_{J-2})/8 \quad (2.17)$$

従って、時間をすすめるたびに CF_ρ は式(2.17)によって新しくなる。他の補正係数の扱いも CF_ρ と同様である。

緩和係数のとり方は収束解が得られれば解には影響しない。収束すれば、式(2.17)で $CF_\rho^{n+1} = CF_\rho^n$ とおくことができ、

$$CF_\rho^{n+1} = CF_\rho^n = (3\rho_J - 2\rho_{J-1} - \rho_{J-2})/8 \quad (2.18)$$

となるからである。

以上は、図3における面1の諸量の扱いであるが、面3の扱いも同様である。面2, 4については、前節で述べたように、計算点の値を使用する。

計算スキームを安定させるために考慮すべき重要な点として、繰り返し計算の時間ステップに対する制限条件がある。この条件は、一般に CFL (Courant Friedrichs Lewy) 条件と呼ばれ、一次元流の場合、

$$\Delta t \leq \Delta x / (|u| + a) \quad (2.19)$$

となる⁽⁷⁾この条件式の物理的意味は、音波は1つの計算時間ステップで1つの control volume 以上伝わってはならないことを意味している。

二次元流に対する安定条件もあるが、本論文では式(2.19)から予測される最大時間ステップを目安にして、それより小さな値で処理した。

3. 境界条件

図2に示したように、超音速軸流圧縮機の動翼翼列流れ場の境界は、上流境界 Γ_1 、周期境界 Γ_2 と Γ_3 および Γ_6 と Γ_7 、固体壁境界 Γ_4 と Γ_5 、下流境界 Γ_8 に分類できる。

3-1 上流の条件 上流相対流は、動翼回転数の高低により亜音速と超音速の2通りの場合が考えられる。後者の場合、機体が超音速飛行をしても、空気取入口で軸流速度を亜音速に落とすことを想定しているので、超音速軸流圧縮機に対する軸流マッハ数は1以下である。

亜音速の場合、上流境界で、総温 T_0 、総圧 P_0 、流入角 β を与える。

超音速の場合、上流境界で、総温 T_0 、総圧 P_0 、 y 方向の速度 v を与える。超音速の場合に流入角でなく、 y 方向の速度を与えるのは、相対マッハ数が1以上でかつ軸流マッハ数が1以下の超音速翼列に対する、いわゆる unique incidence の条件⁽⁸⁾を満足させようとするためである。

3-2 固体壁の条件 非粘性の扱いであるので、流れが壁に沿いすべって流れ、壁に垂直な方向の速度成分はないというのが条件となる。

ある時間ステップの計算を行なったとき、固体壁上の計算点の速度ベクトルの方向と壁の接線方向とは一致しない。そこで、運動エネルギーの大きさを生かす意味で、求めた壁上の速度の大きさはそのままとし、壁に接するように方向のみを修正した。Denton は、計算で求めた固体壁上の速度を、壁の方向に正射影した値を壁上の速度として処理している。⁽⁴⁾

3-3 周期条件 図2における Γ_2 と Γ_3 および Γ_6 と Γ_7 のスペーシングだけ離れた対応点の流れの諸量は等しいとおく。

$$\rho(y) = \rho(y+S) \quad (3.1)$$

$$u(y) = u(y+S) \quad (3.2)$$

$$v(y) = v(y+S) \quad (3.3)$$

$$p(y) = p(y+S) \quad (3.4)$$

なお、計算上、 $\Gamma_2, \Gamma_3, \Gamma_6, \Gamma_7$ は真の流れ方向に近いほど望ましい。

3-4 下流の条件 上流が亜音速, 超音速にかかわらず, 下流においては静圧 p を指定する。さらに, 下流境界では, 流れが滑かになるように, 準流線方向に流れの諸量の勾配がないことを付加して解いた。ただし, y 方向には束縛条件を何ら課してはいない。

このように, 下流の静圧を陽に指定して解析できることは, 超音速圧縮機翼例の場合, 通路内に存在する shock の挙動が直接調べられることになって, きわめて都合が良い。

4. channel 問題の解析

作成した計算スキームとプログラムの状況を調べるため, Akay 等が有限要素法によって解いている, 図5のように, 通路中間部にコードの10%

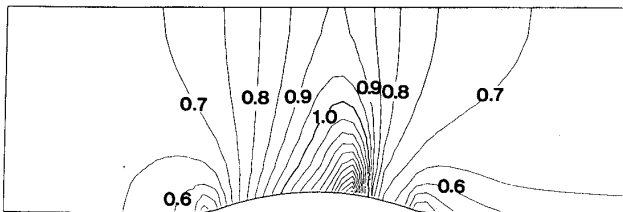


図5 channel の等マッハ線

厚みの円弧突起を持つ channel の問題⁽⁹⁾を計算した。彼らの計算では上流のマッハ数は 0.675 であり, 亜音速である。そこで, 亜音速の場合の上流の条件として, 総温 $T_0 = 288 \text{ K} (15^\circ \text{C})$, 総圧 $P_0 = 10332 \text{ kg/m}^2$ (1 気圧), 流入角 $\beta = 0^\circ$ と与えた。下流の静圧は, 彼らの上流マッハ数と近くなるように, $p = 7520 \text{ kg/m}^2$ とした。

計算点は, x 方向に 60 点, y 方向に 14 点である。上流と下流の境界は共に, 円弧突起のコード分だけ離れた位置に設定した。

図5はchannel内の等マッハ線分布である。

図6は円弧突起上におけるマッハ数分布である。shock の位置は本計算の方が, Akay 等の結果よりやや前方にあり, 本計算の方が shock 直前のマッハ数を高く見積る傾向にある。

図7は緩和係数と収束のようすである。時間ステップを大きくすると反復回数は減るが, 大き過ぎると ω の値によっては発散する場合も起る。

図8はchannel問題によって計算スキームの収束のようすを調べたものである。Denton は収束

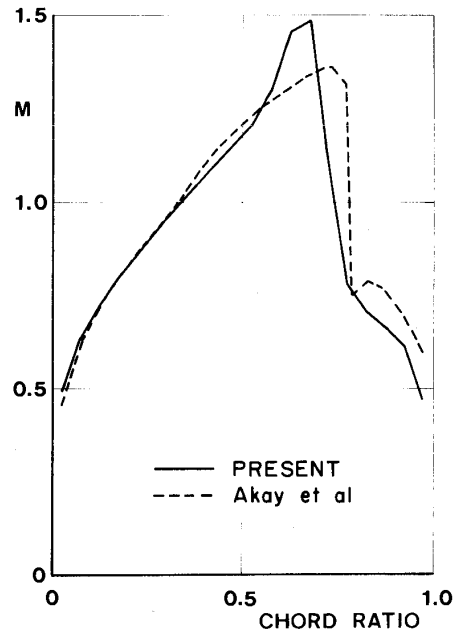


図6 円弧突起上のマッハ線

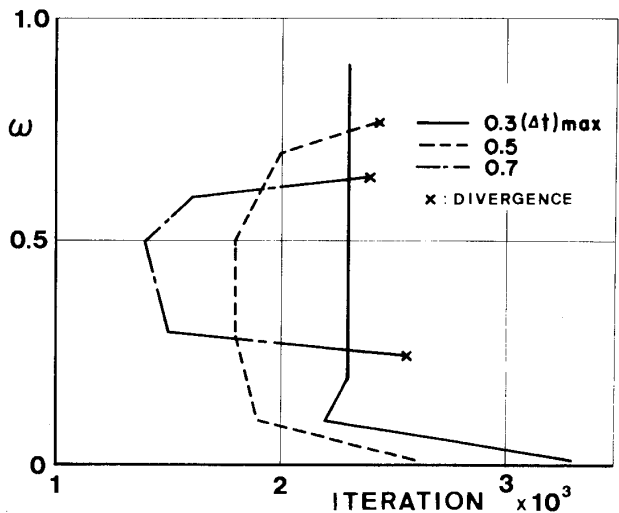


図7 緩和係数と収束

の判定として,

$$(\Delta u / u)_{\max} \leq 10^{-4} \quad (4.1)$$

をその拠所としている⁽⁴⁾。しかし, 図からわかるように, $(\Delta u / u)_{\max}$ は振動しながら減少している。それで, 本論文ではより単調な減少を示す $\sum_i (\Delta \rho_i / \rho_i)$, $\sum_i (\Delta u_i / u_i)$ で判定することとし, Denton による考え方と図8とから判断して, $\sum_i (\Delta \rho_i / \rho_i) < 10^{-3}$, $\sum_i (\Delta u_i / u_i) < 10^{-3}$ をもって収束とみなすこととした。

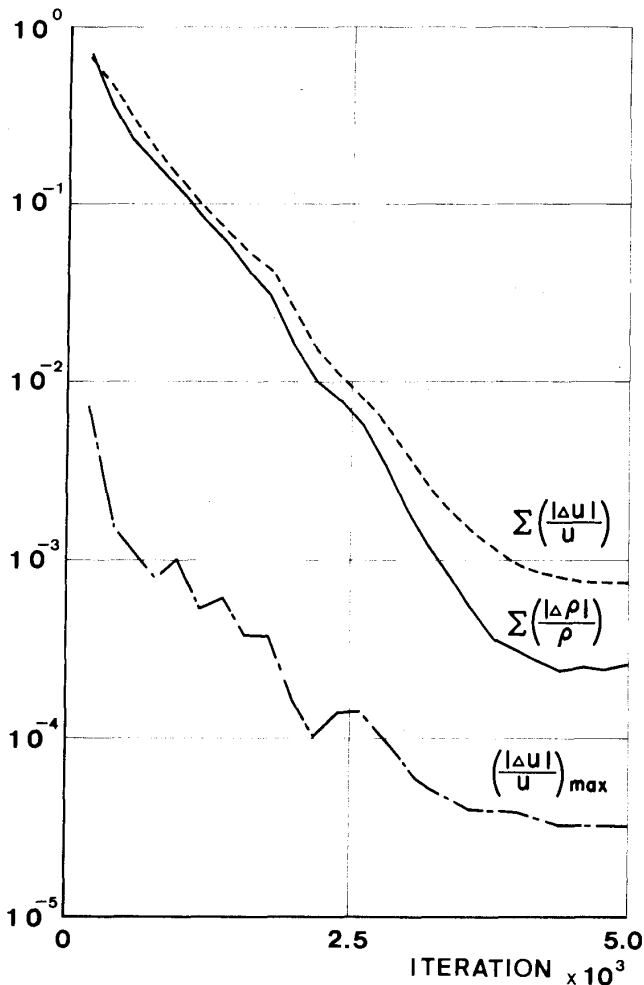


図8 収束のようす

5. 計算例と計算結果および考察

現存の shock-in-rotor 型超音速軸流圧縮機⁽³⁾の Hub, Mean, Tip における動翼翼列について、部分負荷、設計状態の相対流れ場を予測するために、上流の流れを亜音速、超音速の2つの場合に分け、境界条件として指定する下流の静圧(背圧)を変化させて計算した。

図9は計算に使用した動翼の子午面形状と取り付け状態であり、図10は Tip, Mean, Hub における断面形状である。

これらの翼型によって翼列を形成した計算領域(図2参照)における計算点は、 x 方向に60点、 y 方向に14点とった。上流と下流の境界は、共に準流線方向に約1コード分離れた位置とした。

5-1 上流が亜音速の場合 図11は、Mean において背圧を変えたときの等マッハ線である。上流の総温は15℃(288K)、総圧は1気圧(10332

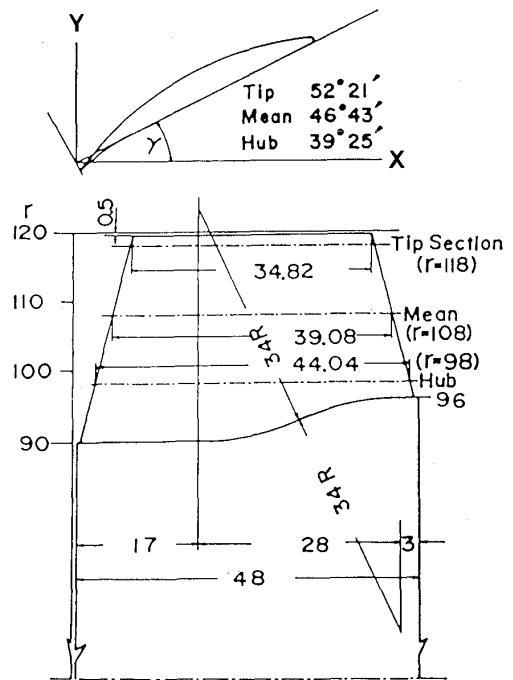


図9 動翼の子午面形状

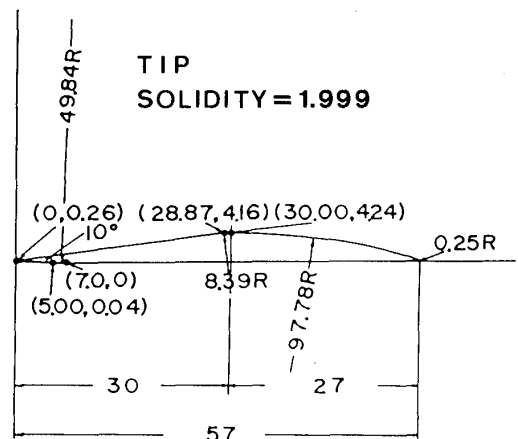


図10 動翼の断面形状 (a) Tip

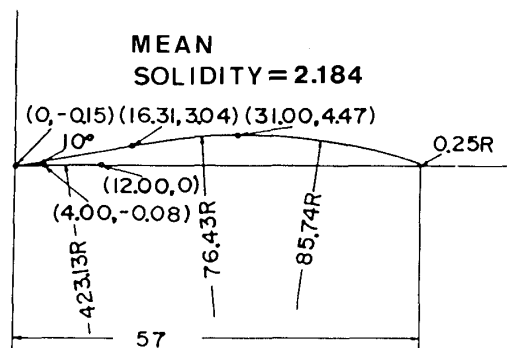


図10 動翼の断面形状 (b) Mean

kg/m³)とした。流れ方向は図9, 10を参照して 57°50' と与えた。背圧を下げると、亜音速と一

部超音速を含む遷音速状態，通路全体で音速を越すようになる choke 状態とが明確に分離される。choke 後，さらに背圧を下げて，のど部（音速

線付近）までの流れのようすは変化しないが，音速線から shock までの距離が長くなり，shock が下流に移動することがわかる。背圧の低い計算において，上流付近で必ずしも一様な流れとなっていないのは，計算スキームが微妙に影響しているのかも知れないが，はっきりしたことは現在のところ不明である。

Tip, Hub における結果も同様なので割愛する。

5-2 上流が超音速の場合 図12は，Hub において背圧を変えたときの等マッハ線である。上流の総温，総圧として，実機の設計速度三角形⁽³⁾を使って計算で求めた相対総温，相対総圧の値， $T_0 = 349 \text{ K}$ ， $P_0 = 12006 \text{ kg/m}^2$ を与えた。上流の y 方向の速度としては，設計動翼回転速度の値， $v = 351 \text{ m/s}$ を与えた。

翼の入口部負圧面は直線なので，unique incidence の考え方によると，翼列上流の流れは負圧面に平行になるはずである⁽⁸⁾。これは，上流から入口部負圧面上のマッハ数が一定となることを意

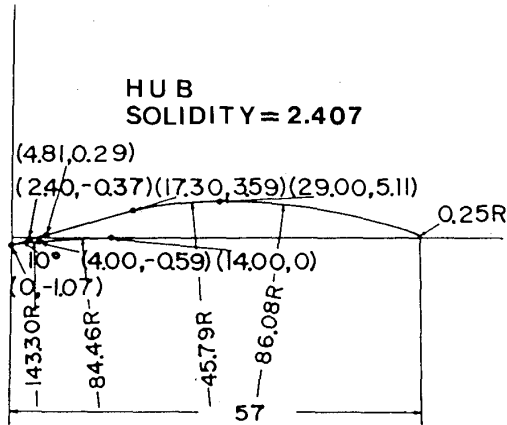


図10 動翼の断面形状 (c) Hub

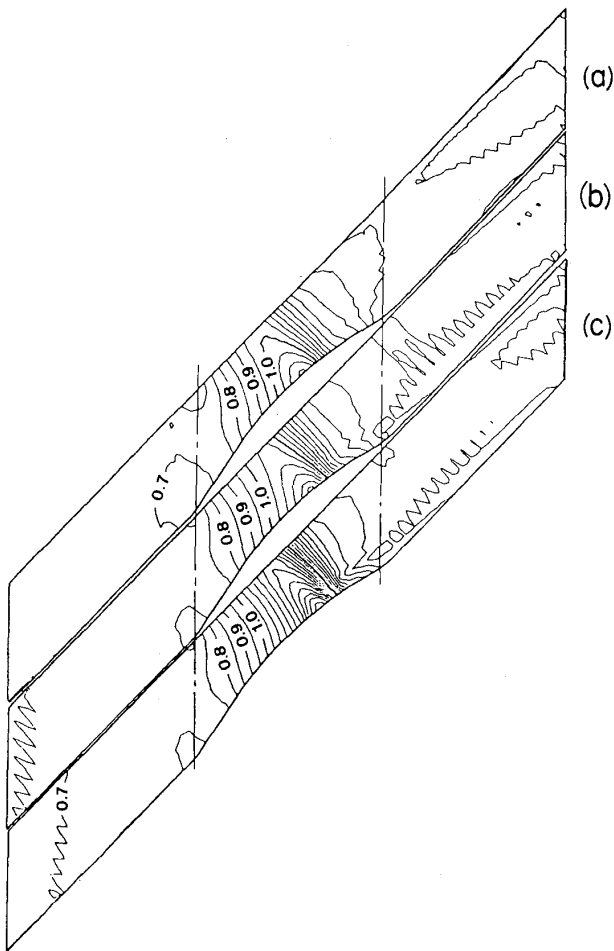


図11 等マッハ線（上流亜音速，Mean）

- (a) 背圧 8400 kg/m^2
- (b) 背圧 8200 kg/m^2
- (c) 背圧 8000 kg/m^2

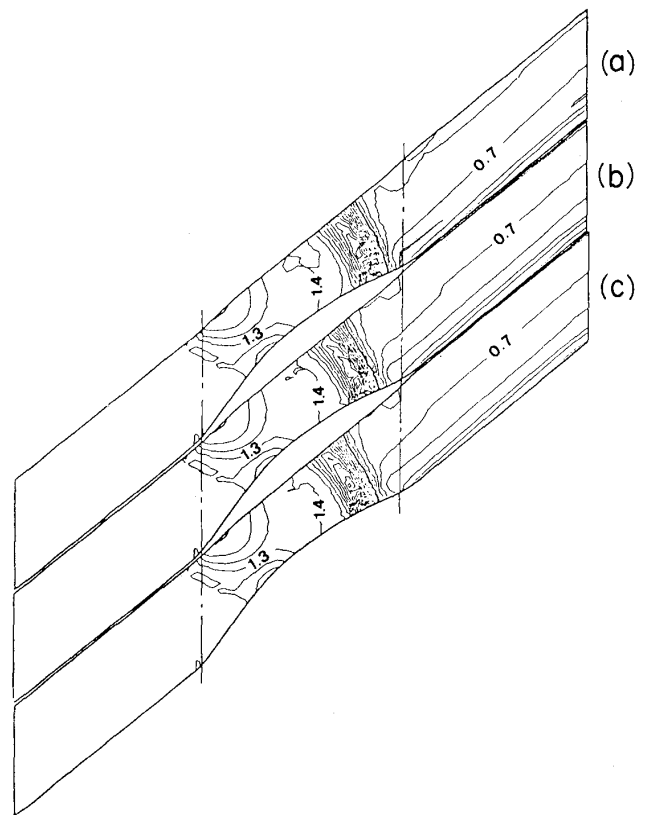


図12 等マッハ線（上流超音速，Hub）

- (a) 背圧 7700 kg/m^2
- (b) 背圧 8200 kg/m^2
- (c) 背圧 8300 kg/m^2

味しており、図12でみる通り、前縁のごく一部を除き、そのような結果となっている。また、図13で、入口部負圧面上の圧力分布がほぼ平らとなることから裏打ちされる。図14は前縁付近の圧力面上のマッハ数分布で、oblique shockを出して減速しているのがわかる。ただ、oblique shock直前で流速が高くなっている所がある。

入口部以後の負圧面は流れに対して凸面を形成するので、膨張波が出て流れは増速されている。後方の翼間通路(のど部あたり)のマッハ数はほぼ一様となっている。

のど部後方の通路は徐々に広がり、通路のマッハ数は徐々に上昇している。そして、背圧と適合する強さと位置が自動的に計算されて、normal shockが捕獲されている。

normal shock後、流速は亜音速に落ちて、通路出口に到る。翼後縁付近で流れは遅くなっており、wakeのようにも思われるが、詳細は不明である。

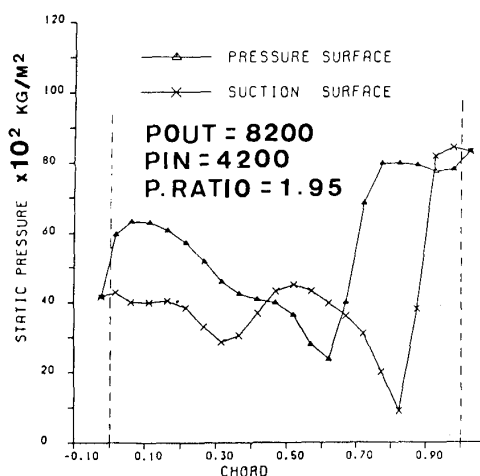


図13 翼面上の圧力分布

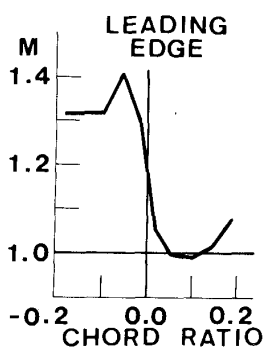


図14 前縁付近圧力面上のマッハ数分布

ある。

下流境界で静圧を与えているが、密度と速度については準流線方向に勾配がないという条件を課しているのみである。これが原因と思われるが、下流境界でy方向に密度と速度が変動する結果となった。

背圧をあげると shockが上流へ移動し、shockが弱まり、その損失も小さくなる。このとき、背圧を変化させても、背圧の影響が上流に伝播されていないことが計算結果よりわかる。

Tip, Meanも同様の結果なので割愛する。

5-3 上流が超音速の場合の計算値と設計値の比較 表1は翼列上流と下流の主要項目について、上流が超音速の場合の計算値と設計値との比較をしたものである。

表1 上流超音速の場合の計算値と設計値の比較

項 目		計算値	設計値
半 径 mm	入口	98	93
	出口	98	98.4
静 圧 kg/m ²	入口	4200	4015
	出口	8200	8336
静 圧 比		1.95	2.08
流 れ 角	流入角	55° 19'	53° 50'
	流出角	42° 04'	39° 50'
転 向 角		13° 15'	14°
マッハ数	入口	1.322	1.356
	出口	0.586	0.678

計算値と設計値では、Tip, Mean, Hubと称していても、対象としている半径位置が少し異なっており、さらに、計算値と違い、設計値では動翼入口と出口の流れの半径位置が変化している。⁽³⁾従って、計算値と設計値の完全な一致を期待すべきものではないが、定性的な傾向は把握できており、本論文の計算結果によって、超音速軸流圧縮機の性能推定および動翼通路相対流れ場の予測は十分可能であるといえよう。

6. むすび

上流が亜音速の場合と超音速(軸流マッハ数は1より小)の場合について、現存する shock-in-rotor型超音速軸流圧縮機の動翼翼列の流れ場を、

Denton 法を適用し二次元的に解析した。その結果, shock を捕獲し, 背圧の変化に対する挙動を調べ, 超音速軸流圧縮機の性能推定と流れ場の予測が十分可能であることを示した。

ただし, 本論文の計算に使用した計算スキームは, shock 直前のマッハ数を高く見積ること, 下流の流れが一様でない結果となる, などの問題点がある。これらを改善するにはさらに工夫が必要である。

なお, 計算には名古屋大学大型計算機センターを利用した。

最後に, 本論文をまとめるにあたり図面の整理を援助下された, 名古屋大学工学部佐々木敏幸技官に深く感謝の意を表します。

7. 記号

a	: 音速
CF_p	: p に対する補正係数
CF_u	: u に対する補正係数
CF_v	: v に対する補正係数
CF_ρ	: ρ に対する補正係数
C_p	: 定圧比熱
dA_x	: control volume の, x 軸に垂直な面
dA_y	: control volume の, y 軸に垂直な面
E	: 総内部エネルギー
H_0	: 総エンタルピー
I	: y 方向の計算点の番号
i	: 合計のための変数
J	: 準流線に沿う計算点の番号
M	: マッハ数
n	: 時間ステップの繰り返し
P_0	: 総圧
p	: 静圧
p_e	: 面 1 または面 3 上の p
R	: 半径 (図 9, 10 参照)
R_g	: ガス定数
r	: 半径方向座標
S	: 翼列のスペーシング
T_0	: 総温
u	: x 方向の速度成分
u_e	: 面 1 または面 3 上の u
v	: y 方向の速度成分
v_e	: 面 1 または面 3 上の v
x	: 軸流方向座標

y	: x に垂直な方向の座標
β	: 流入角
Γ	: 境界
γ	: 翼の取付け角
Δt	: 時間ステップ
Δu	: u の変動分
ΔV	: control volume の面積
Δx	: x 方向の微小長さ
$\Delta \rho$: 密度の変動分
$\Delta(\rho u)$: x 方向の運動量の変動分
$\Delta(\rho v)$: y 方向の運動量の変動分
ρ	: 密度
ρ_e	: 面 1 または面 3 上の ρ
ω	: 緩和係数

8. 参考文献

- (1) L. C. Wright and J. F. Klapproth; Performance of Supersonic Axial-Flow Compressors Based on One-Dimensional Analysis; NACA RM E8L10, 1948
- (2) J. F. Klapproth; A Review of Supersonic Compressor Development; Trans. ASME, Series A, Vol. 83, 1961
- (3) S. Otsuka, T. Hashimoto and Others; An Experiment on a Supersonic Axial-Flow Compressor; Tokyo Joint International Gas Turbine Conference, 1971
- (4) J. D. Denton; A Time Marching Method for Two- and Three-Dimensional Blade to Blade Flows; ARC R&M 3775, 1974
- (5) J. D. Denton; An Improved Time-Marching Method for Turbomachinery Flow Calculation; Trans. ASME, Series A, Vol. 105, 1983
- (6) J. D. Denton and U. K. Singh; Time Marching Methods for Turbomachinery Flow Calculation; VKI Lecture Series on Transonic Flows for Turbomachinery, 1979
- (7) 高橋亮一; コンピュータによる流体力学<演習>, 昭和57年, 構造計画研究所
- (8) A. Kantrowitz; The Supersonic Axial-Flow Compressor; NACA Report 974, 1954
- (9) H. U. Akay and A. Ecer; Application of a Finite Element Algorithm for the Solution of Steady Transonic Euler Equations; AIAA Paper 82-0970, 1982



マンチェスター大学に留学して

東京大学生産技術研究所 吉 識 晴 夫

筆者は1984年11月22日より約10ヶ月間、英国マンチェスターのUMIST (The University of Manchester Institute of Science and Technology, 写真1) に、客員研究員 (Visiting Research Fellow) として留学する機会を得ま

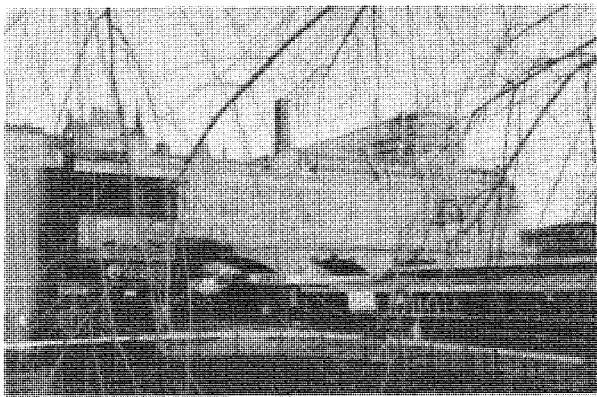


写真1 UMIST Main Building

した。英国へは多数の方が行かれており、筆者が特に目新しい情報を持っているわけではありませんが、筆者が見聞した狭い範囲についてはありますが、この一文を記すことに致しました。

現在、UMISTはマンチェスター大学 (The University of Manchester) の工学部 (Faculty of Technology) となっておりますが、その前身は産業革命初期の1824年に設立されたThe Manchester Mechanics Institutionで、マンチェスター大学の前身 (1851年設立のOwens College) よりも古い様です。そして、UMISTには学部長 (Dean) とは別に、学長 (Principal) が居り、マンチェスター大学の他の学部とは異なり、財政的には独立していますが、その他の面では他の学部と同じとのことです。UMISTには21の学科 (Department) があり、400名以上の教官 (Academic staff) が約4,000名の学生に

対し、教育と研究指導を行っています。工学部ではありますが、数学や化学等の理学関係の学科も存在し、英国における工学関係の研究の中心地の1つとなっています。

UMISTの機械工学科 (Department of Mechanical Engineering) には4つの研究部門 (Division: ① Applied Mechanics, ② Thermodynamics and Fluid Mechanics, ③ Polymer Engineering, ④ Manufacturing and Machine Tools) があり、5名の教授を含む約35名の教官が約250名の学部学生と約120名の大学院学生の教育・指導を行っています。機械科の学部には、3年で学士 (BSc) が与えられる Mechanical Engineering と4年で2つの学士 (BSc, B Eng) が与えられる Engineering Manufacture and Management の2つのコースがあります。後者では、機械工学の外に経営工学の授業がかなりある様です。この4年間のコースは、機械科の外に土木工学科 (Civil and Structural Engineering) と電気電子工学科 (Electrical Engineering and Electronics) にありますが、具体的な学生数は知りません。次に、機械科の大学院には、前記4部門における研究 (Research) によってMScとPhDの学位が与えられるコースと試験と論文 (Examination and Dissertation) によってMScの学位が与えられるコースの2つがあります。MScはどちらのコースでも最短1年間、PhDは最短2年間の期間を必要としています。学校は3学期制で、1学期 (Michaelmas Term) は9月末または10月初めより12月半ば迄、2学期 (Lent Term) は1月半ばより3月半ば迄、3学期 (Summer Term) は4月末より6月半ば迄となっています。学期と学期の間には学部の学生は殆ど居なくなり、大学構内は静かになりますが、大学院の学生は7月~9月の夏休みにも余り休まず、研究に励んでいる様です。ただ、クリスマス休暇 (筆者の居た

(昭和61年2月3日原稿受付)

時は12月22日～1月1日の11日間)と復活祭の4日間(土曜,日曜を含む)は大学が閉鎖されますが,休日出勤の許可を貰えば研究室には行けます。(ただし,筆者は一度も休日出勤はしませんでした)

筆者が世話になったD. E. Winterbone 教授は故R. S. Benson 教授の後を継いで,熱流体部門の内燃機関関係を担当しています。この部門にはもう1人,熱流体数値計算を行っているB. E. Launder 教授が居ります。伝熱工学で著名なA. P. Hatton 博士は既に退官されて,現在は非常勤講師として週1回大学院の講義を担当されている様です。筆者の滞在中には,この他に9名の教官がこの部門に居り,流体工学,伝熱,内燃機関,ターボ機械等の分野の研究を進めています。主な研究テーマを御参考までに以下に列記します。

- (1) 三次元乱流壁面噴流の数値的及び実験的研究
- (2) 周期的変動流による乱流モデル化の評価
- (3) 非定常再循環流れに対する簡潔な差分法の開発
- (4) パルスコンバータ内流れの数値予測
- (5) ディーゼル機関燃焼室への非定常噴流の数値実験
- (6) 剥離乱流の熱伝達
- (7) ら旋溝付き管内の乱流計算
- (8) 火花点火機関の過渡特性
- (9) ガソリン機関のターボ過給
- (10) ターボ過給ディーゼル機関用マニホールドの小型化
- (11) ディーゼル機関の燃焼過程における炭素及び窒素の酸化物の分布
- (12) ディーゼル機関燃焼室に対する多領域計算モデル
- (13) ラジアルターボ機械用CAD

上記の外にも色々な研究テーマはありますが,筆者が受けた印象では,どちらかと言えば実験主体ではなく,計算特に数値シミュレーション主体の様でした。

マンチェスター大学には地域の計算機センター(The University of Manchester Regional Computer Centre)があります。ここにはCDC 7600, CYBER 205の大型計算機の外に出入

力制御用のAmdahl 470 が導入されており,ヨーロッパでも有数の計算機センターとのこと。しかし,英国の大学関係の計算機センターはロンドンとマンチェスターの2ヶ所にしかなく,この様に強力な計算機センターと言っても,1つのセンターに大学が10校程つながっているため,大型計算機にアクセスするためには,英国人得意の行列待ち(queue)を常にする状態です。筆者の居た熱流体部門の建物内の計算機室には,計算機センターのTSS端末が16台程ありましたが,夏休みの時でも空いていることは少なく,計算機を利用した研究が多いことを感じた次第です。

筆者はUMISTの研究室で,イスラエルのBen Gurion University of the Negev より来ていたE. Sher 博士と同室していました。彼が研究指導を行っていたシリング内の掃気流れの模型実験や数値計算のデータについて,学生達と種々意見交換したことは,大変良い経験であったと思います。彼が面倒を見ていた大学院学生は,1人は中国からの,もう1人はバングラデシュからの留学生です。この様に,海外からの留学生や研究員は非常に多く,熱流体部門に限っても15ヶ国以上の国からの人が研究を行っているとのこと。また,UMISTでは,単に人間を受け入れているだけではなく,英国内の他大学を始め,国外の多くの大学や研究機関と強力な協力関係を結んでいる様です。前記のWinterbone 教授は,筆者が訪英する少し前に約2ヶ月間,滞在中にも1週間程中国を訪問しており,中国との結び付きもかなりある様に思われます。

話は変わりますが,UMISTはマンチェスターのほぼ中心部にあり,ピカデリイ(Piccadilly)駅から歩いて数分の所にあります。そして,大学構内を明確に示す境界は余りなく,一般道路や高架鉄道が貫いており,静寂そのものと言った感じのキャンパスではありません。しかし,一年中芝生が青青とした広いボーリング場(屋内のボーリング場ではない),春から夏にかけて咲き競う種々の花,冬には赤い実を付けている低木等があり,劣悪な環境と言うことではありません。筆者が居た熱流体部門は,UMIST 構内の南面に位置し,マンチェスター大学のすぐ近くにあるGeorge Begg Building(写真2)の中にあります。この建物

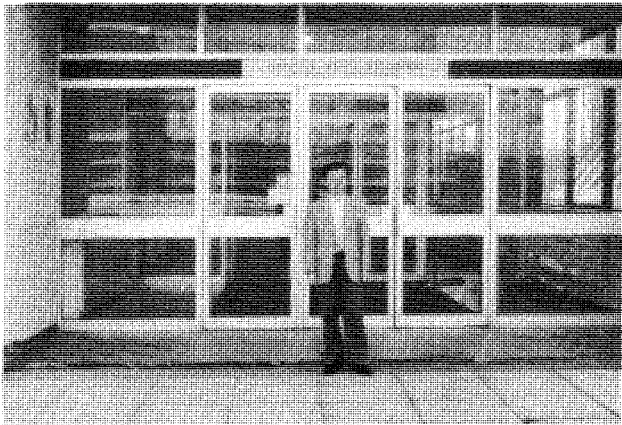


写真2 熱流体部門ビル正面玄関での筆者

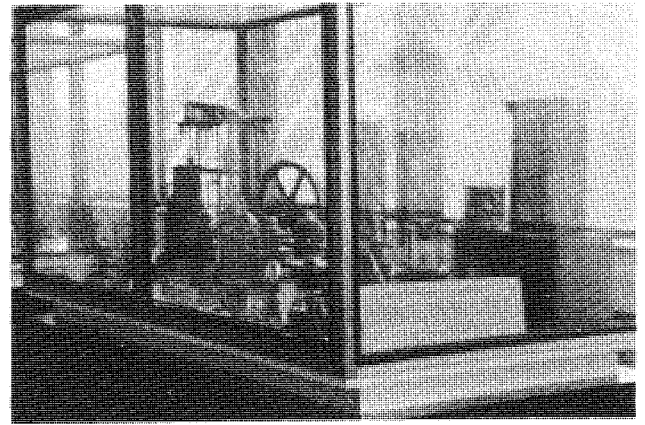


写真3 蒸気機関等の小型複製(1)

の2階(B Floor)の正面玄関を入ったホールには、UMISTの工場で作製した蒸気機関等の小型の複製(写真3, 4)が陳列してあり、歴史を大切にする国民性の一端を知ることが出来ます。

最後に、現在のマンチェスターは産業革命後に綿工業や綿取引の中心地として活況を呈した面影は殆ど感じられません。しかし、英連邦(the Commonwealth)を始めとした諸外国との結び付きはかなり強く、筆者の様な短い滞在では、英国の表面的な部分の一端しか見ることが出来ず(力の足りなさや努力不足の故でもあります)、奥底に秘められた部分とはとも知ることが出来ませんでした。筆を擱くに当り、この上なく貴重な体験をさせて頂いたことに対し、紙面を借りて、関係者各位に心より感謝致したいと思います。

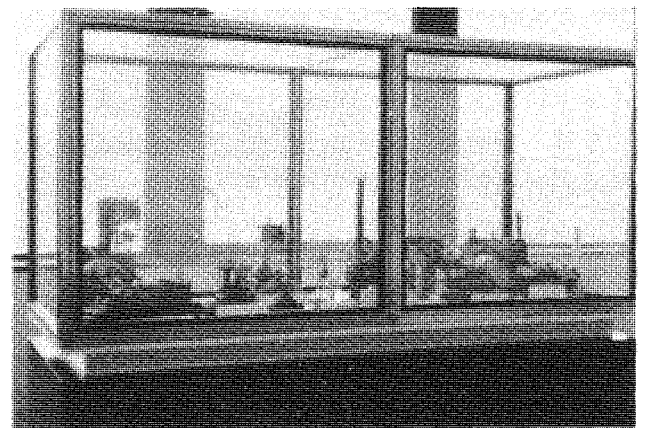


写真4 蒸気機関等の小型複製(2)



コージェネレーションシンポジウム'85に参加して

(株)明電舎 野田 廣太郎
(株)明電舎 吉原 尚人

霜月の廿一日、経団連会館の国際会議場は熱気に溢れて、文字通り満員の盛況であった。

日本コージェネレーション研究会はこれより先、昭和60年4月に設立された。

Cogeneration即ち熱電併給を、熱力学の原理に則った新しい省エネルギー技術として位置づけ、このシステムに関する調査研究並びにその技術の振興を目的として設立された同研究会は、米国に本部を置く International Cogeneration Society とも強い交流を持って居る団体で、会長に向坊隆東大名誉教授を頂き、平田賢東大教授を代表幹事とする事務局によって、意欲的な活動を展開して居る。



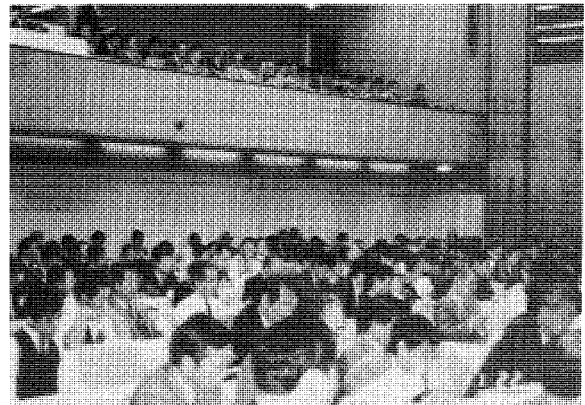
第1日

さて、日本コージェネレーション研究会の第1回のシンポジウムは、11月21日の午後と22日の終日、経団連会館で開催され、渡辺茂副会長（東京都立工科短期大学学長）の開会の辞、向坊隆会長の挨拶によって幕が開かれた。

トップを飾る来賓講演は、通商産業省資源エネルギー庁公益事業部、計画課長の林昭彦氏によるものであった。

現下のエネルギー情勢は緩和基調にあるけれども中長期的には逼迫方向で、省エネルギー政策及び石油代替政策は我国の根幹をなして居る。

そこで、コージェネレーションによる省エネルギーを産省は重視して居り、これを効率的に運用するには、新しい事もやっけて行かねばならない。一般電気消費者に対する影響を調和させ、発展を図って行きたいとの趣旨の下に、コージェネレーションの導入のためのガイドラインの作成、基準の見直し等について、そう遠くない時期に結



論を出したいとの事であった。

日本コージェネレーション研究会の施政方針演説とも云うべき基調講演は、東京大学工学部船舶機械工学科教授、平田賢氏によって展開された。

燃料に火をつけて得られる高温の熱を、ピストンエンジンやガスタービン等を用いて動力や電力に変換し、その排熱をプロセス蒸気や暖冷房・給湯の熱源として、熱を高温から常温近くまで総合的に利用し尽すシステムがコージェネレーション

(昭和61年1月31日原稿受付)

-----と云うと、「何を今さら——」との反発が、年来ガスタービンと廃熱缶による熱併給発電、更には産業用汽力発電と取組んで来た人々から、為されるに違いない。これを平田教授は明快に、「熱併給発電」は「電主熱従」であったものだが、「熱電併給（コージェネレーション）」は「熱主電従」であると論破し、後者に個有の技術の開発を急ぐべしと力説。

又、同年10月米国ニューオリンズで開かれた第5回 International Cogeneration Society 会議に於ける展示会のスライドを上映の上、コージェネレーション用のハードウェアは出揃ったとの見解が披歴された。

さて当日の呼び物は、かの有名なる米国の公益事業規制政策法（PURPA）の産みの親である、Ross D. Ain 氏による招待講演であった。

Ain 氏は弁護士であり、DoE の PURPA 担当顧問、且つ International Cogeneration Society の理事で、1946年生れの若さながら、非常な敏腕家と見受けられた。

コージェネレーションによって発生した電力を、かなり高い水準である Avoided Cost で買上げる事を電力会社に義務づけた PURPA は、我々の感覚から見ると随分、電力会社にとって厳しい法律であり、果して永続きするのかとも思うのであるが、Ain 氏によるとカルフォルニア州とテキサス州が最も盛んで、其の他の州でも拡大基調に在る由。但し電力会社の発電能力の運用が上手になり、又、石油価格が下って来れば、Avoided Cost も下ると云う伴りは印象的であった。

尚、筆者はひそかに、もう一つの理由から Ain 氏の講演を期待して居た。

PURPA を何と発音するか。——

どうやら我国の多くの関係者はこれを「パーパ」と呼んで居るらしいが、U と R の発音は、そんな一筋縄で行く代物では、日本人にとって、無いものの如くであり、これは一つ、本場の発音を聴くに如かずと、耳をそばだてて PURPA の産みの親たる Ain 氏の講演を聴いたのであった。

結果は予想通り、「パーパ」などと云う軽薄な響きでは無かった。と云って、「プルパ」も聊か当らず、「プァパ」と読み、且つ片仮名で表わす

のが最も当を得て居ると結論された。

夕刻の懇親パーティも盛会の極みであった。

資源エネルギー庁の林課長の祝辞、急用の為に欠席の向坊会長に代って東大の吉田教授の挨拶があつてから、清水建設(株)鳥田常務の音頭で乾盃。其の後も多彩な来賓の祝辞があつたが、其の中の白眉は何と云っても、学生時代の約半年を日本で過した Ain 氏の日本語による挨拶であり、満場の喝采を博したのであった。



第2日

2日目に入ってシンポジウムもいよいよ実施例発表となり、各参加者共、最新の技術を吸収する意気を感じられ、熱気を帯びた会場となってきた。

特に当学会との関連の深さからも注目される、初の地域給熱との組合せのコミュニティ・エネルギー・システムとして、東京ガス(株)西野光重氏による東京ガスビルディングに於ける「ガスタービンのコージェネレーションへの適用」が発表され、

1. 運用開始より既に5100時間の実績があること。
2. 格別の事故発生もなく、確実性、実用性及び、安全性が実証されたこと。
3. 発生電力に較べ、回収熱量が大で、総合熱効率が良いこと。
4. さらに前項の特性により、地域冷暖房システムの一部として採用することが適当であること。

などが報告されて、ガスタービンのコージェネレーションへの進む方向が示されたことは、有意義

であった。しかしながら電気事業法に定められた、年一回の定期検査による運用停止期間の発電々力の低下及び回収熱量の低下に対応するには、計画時の予備調査及び装置の単機容量、台数等につき十分な検討が必要なることを認識させられた。

これに先立ち、東邦ガス(株)本川正明氏による「ガスエンジンのコージェネレーションへの適用」では、発電装置のCVVF(定電圧、可変周波数)運転による、部分負荷熱効率の向上実施例が報告され、またホリディ・イン豊橋の大神正幸氏による「ディーゼルエンジンのコージェネレーションへの適用」で発表された複数台の台数制御によるシステム熱効率の向上と合せ、今後のシステム設計上、重要な検討課題と思われる。

「コージェネレーションシステムのエンジニアリング」と題して大阪ガス(株)の東野耿二氏からは設置計画の作成、計画の具体化のステップが要領良く解説された。

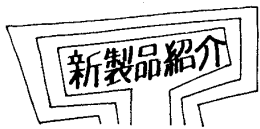
将来を期待される燃料電池は又、排熱を利用して熱電併給を行うに恰好の発電装置である。「燃料電池のコージェネレーションへの適用」として東京電力(株)小林道夫氏から、4.5 MW実証プラントの実証試験と経過、及び燃料電池の排熱に関して詳しい発表があったのは、非常に興味の持たれたところであった。

掉尾を飾るパネル討論は「コージェネレーションの将来と問題点」と題して、次のパネラーを迎えて開かれた。

通産省資源エネルギー庁	薦田 康久氏
建設庁住宅局	松川 隆行氏
自治省消防庁	鈴木徳五郎氏
大阪大学工学部	鈴木 胖教授
東京電力(株)	原口 一幸氏
東京ガス(株)	虎頭健四郎氏
(株)日本システム開発研究所	垣田 行雄氏

司会の東京大学、平田賢教授の巧妙な進行により、七人のパネラーから夫々の立場による正論が次々と開陳され、活発な意見交換へと移って、予定の2時間は忽ちの内に過ぎて行った。

従横に飛び交った討論を極めて大掴みに要約すれば、現行の制度がコージェネレーションに適合しない面を早急に解決すべきである一方、コージェネレーション側も低公害且つ安全面に十分な配慮が必要である。一方社会が多様化するにつれて、従来無かった新しいエネルギー変換システムとしてコージェネレーションが登場して来たと見做して、日本全体のベストミックスをじっくりと詰めて行くべしと云う結論であった。



日産、N-1型セラミックターボチャージャ

日産自動車(株) 渡辺 亜夫

1. まえがき

昭和54年に、ターボチャージャを搭載した乗用車が国内で初めて発売されて以来、急速に普及し、軽自動車から3リッタクラスの車までほぼ全車種にターボチャージャが適用され乗用車市場においてターボ車の割合は10数%を占めるに至っている。

また、ユーザーの高性能車への要求は根強く、ターボ車をはじめDOHC車など特に加速性へのニーズが高く、ターボ車についても、加速性の向上のため、小型化、高性能化、可変ノズルの適用などの研究開発が活発に行なわれている。

なかでも、ターボチャージャの回転体(タービン、コンプレッサなど)の慣性モーメントの低減が有効であることから、メタル製ロータと比べ比重が1/2以下と軽いセラミック化の開発が国内外で、ここ数年来急速にすすめられている。

そこで、当社では、従来から開発を続けてきたセラミックガスタービンの技術をもとに、ターボチャージャロータのセラミック化の開発を進め、この度、世界に先駆け、量産車へのセラミックターボチャージャの開発を成功させることができた。

以下にN-1型セラミックターボチャージャの概要を紹介する。

2. セラミック化について

メタル製N-1型ターボチャージャ⁽¹⁾についてはこの製品紹介の欄ですでに紹介されているが、主に2~3リッタクラスのエンジンに適したターボチャージャであり、図1に断面図を示す。タービン入口温度900℃、定格回転数は 11×10^4 RPMであり、ロータの材料は耐熱合金のGMRを用いている。

セラミック化に当っては、このメタルロータと互換性を有し、かつ空気力学的性能が同等で、慣性モーメントが少なく、加速性のよいことをねらいとした。特に努力を要した点は脆性材料である

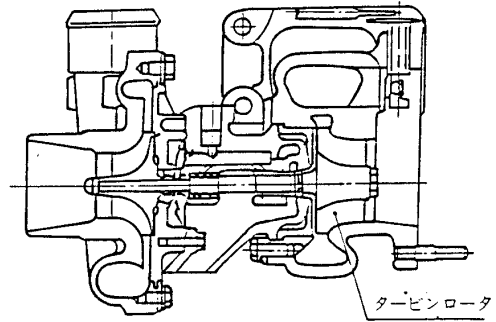


図-1 N-1型ターボチャージャ

セラミックスを高温、高速回転で使用される複雑形状部品に適用するため、まず詳細な応力解析によるロータの低応力化設計、セラミックス材料および製法の選定、セラミックスロータと金属軸の接合技術の開発、セラミックロータの強度と信頼性の確保、また品質保証のための保証試験方法の設定などである。

3. セラミックタービンロータ

3-1 ロータの形状 脆性材料であるセラミックスは局所最大応力で破壊するため三次有限要素法による詳細な遠心応力と熱応力の解析を行ない低応力化をはかった。図-2に定格運転状態における遠心応力の計算結果の一部を示す。これらの低応力化をはかるとともに翼の剛性やロータの成形性、加工性を考慮し、また空気力学的性能をそこなうことなくロータの最適形状を決定

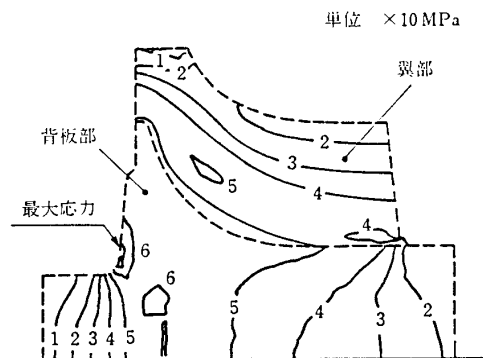


図-2 ロータの遠心反応力分布

(昭和61年1月22日原稿受付)

した。

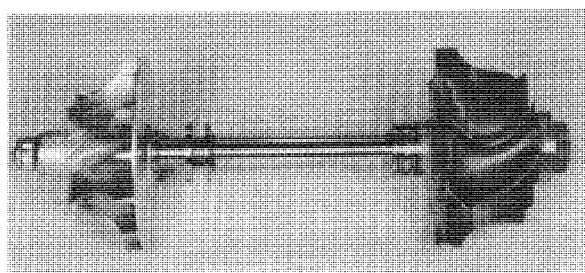
3-2 材料および製法 セラミックロータのごとく耐熱性や高温強度を有する高精度の複雑形状部品のセラミックス材料としては、非酸化物系の窒化珪素 (Si_3N_4) が適しており、またロータの製法は射出成形後に加圧して焼結するガス圧焼結法によっている。

3-3 金属軸との接合 セラミックロータを金属軸にとりつける方法は種々考えられるが、タービンロータ軸の使用状態の温度、伝達トルク、信頼性、コストなどを比較検討し、接合法を採用した。

接合位置は、ロータに近い高温部接合とし、接合法としては金属とセラミックスの間に熱応力緩衝層を設けたろう付接合とした。

接合部の評価については、テストピースおよび実体ロータを用いて強度、耐久性、信頼性について十分な評価を行なっている。

図-3 にセラミックターボチャージャロータの回転体アッシーを示す。



インペラ
(アルミ合金)

セラミックロータ
(窒化珪素)

図-3 セラミックロータの回転体アッシー

4. セラミックロータの強度評価と品質保証

セラミックスは金属と異なり強度のばらつきが大きいので、信頼性の確保が最も重要である。

多数の実体のセラミックロータを用いて、ユニット実験およびエンジン実験にて高温、過回転破壊試験や耐久試験、各種故障モード試験を行ない、強度、耐久性、信頼性の評価を行なった。

現在のセラミックスは強度にばらつきがあり、わずかながら強度の低いものが含まれており、現在の非破壊検査技術では完全に除去できないため、全数のロータについて過回転での保証試験を実施し100%の強度を保証している。

5. 加速効果

ロータのセラミック化により現行金属ロータの回転体アッシーと比べ慣性モーメントが約35%低減し、これによってターボチャージャ単体での加速応答性も図-4 に示すようにほぼ見合った加速効果を示している。

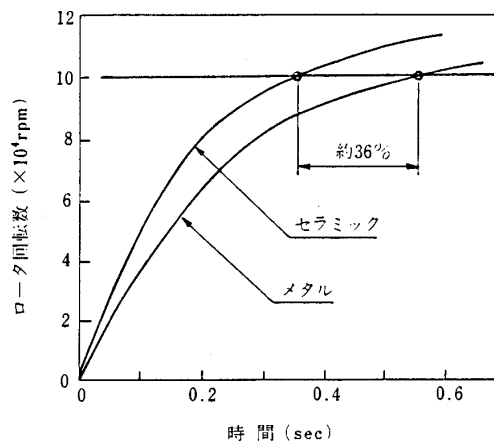


図-4 加速性能

また、エンジン実装では各走行モードによっても異なるが約10%の加速応答性の向上が得られた。

6. まとめ

N-1型ターボチャージャのタービンロータのセラミック化を実現しターボラグの低減による加速性の向上をはかることができた。

このセラミックターボチャージャは2リッタのDOHCエンジンを搭載したフェアレディZに採用され昭和60年10月、世界初として発売され市場の好評を得ている。

今後の課題としてはセラミックロータのより一層の信頼性の向上とコスト低減などであろう。形は小さいとはいえ、ガスタービンエンジンの基本構造と同じセラミックターボチャージャの完成は、今後のセラミックガスタービン開発の一里塚となると思われる。

今回紹介したセラミックターボチャージャのロータの製造などについては日本特殊陶業㈱の協力を得たものである。

文 献

1. 住, 日本ガスタービン学会誌, 12-46 (1984), 51.



ガスタービン用作動流体の熱物性値 に関する資料の収集（その3）

日本ガスタービン学会 調査研究委員会

本調査研究委員会は、ガスタービンの性能計算を行なうとき必要となる作動流体の熱物性値に関する資料の収集を行ない、その成果を学会誌の第10巻、39号（昭和57年12月）と、第10巻、40号（昭和58年3月）に報告してきたが、その後に収集した資料について、下記に報告する。抄録等の内容は前報の報告に述べたと同様である。資料の分類は下記のとおりである。

- （一般） 熱物性値の一般的データブックなど
- （ A ） 燃焼ガスの組成などに関するもの
- （ B ） 空気、燃焼ガス、高温ガスの性質などに関するもの
- （ C ） 燃焼ガス、高温ガスの物性値表、線図、エクセルギなどに関するもの
- （ D ） 物性値の計算方法、計算式、プログラムなどに関するもの
- （ E ） ガスタービンの熱サイクル、運転性能の計算法などに関するもの

3.3 欧文資料〔Ⅲ〕

(93) Jones, R. E., Trout, A. M. and McBride, B. J. : COMBUSTION GAS PROPERTIES, I-ASTM JET A FUEL AND DRY AIR, NASA TP-2359, 1984, 9頁, (C), 表2, 図6（本文中）, 航技研。圧力0.5-50 atm, 入口温度250-1150 K, 当量比0-2の範囲におけるジェットA燃料/乾燥空気の燃焼ガスの平衡温度, 平衡組成, および熱力学的物性値を計算し, マイクロフィッシュ（表227, 図69）に収録。

(94) Wear, J. D., Jones, R. E., Trout, A. M. and McBride, B. J. : COMBUSTION GAS PROPERTIES, II-NATURAL GAS FUEL AND DRY AIR, NASA TP-2435,

April, 1985, 9頁, (C), 表2, 図6（本文中）, 航技研。圧力0.5-50 atm, 入口空気温度250-1150 K, 当量比0-2の範囲における天然ガス/乾燥空気の燃焼ガスの平衡温度, 平衡組成, および熱力学的物性値を計算し, マイクロフィッシュ（表227, 図69）に収録。

(95) Wear, J. D., Jones, R. E., McBride, B. J. and Beyerle, R. A. : COMBUSTION GAS PROPERTIES, III-HYDROGEN GAS FUEL AND DRY AIR, NASA TP-2477, June, 1985, 12頁, (C), 表2, 図6（本文中）, 航技研。圧力0.5-50 atm, 入口空気温度250-1150 K, 当量比0-2の範囲における水素/乾燥空気の燃焼ガスの平衡温度, 平衡組成, および熱力学的物性値を計算し, マイクロフィッシュ（表253, 図69）に収録。

(96) Gordon S. : THERMODYNAMIC AND TRANSPORT COMBUSTION PROPERTIES OF HYDROCARBONS WITH AIR, I-PROPERTIES IN SI UNITS, NASA TP-1906, 1982, 395頁, (C), 表363頁, 東大工航空。水炭比1.7, 2.0, 2.1について, 燃焼ガスの熱力学的物性値を計算して表にしてある。温度範囲200-3000 K, 圧力0.01-50 atmでSI単位系。

(97) Gordon S. : THERMODYNAMIC AND TRANSPORT COMBUSTION PROPERTIES OF HYDROCARBONS WITH AIR, II-COMPOSITIONS CORRESPONDING TO KELVIN TEMPERATURE SCHEDULES IN PART I, NASA TP-1907, 1982, 280頁, (C), 表272頁, 東大工航空。上記文献の成分ガスの熱力学的物性値を計算して表にしてある。

(98) Irvine, Jr. T. F. and Liley P. E. :

（昭和61年1月31日原稿受付）

STEAM AND GAS TABLES WITH COMPUTER EQUATIONS, ACADEMIC PRESS, INC., 1984, 185頁, (D), 図7, 表20. 蒸気とガスの熱力学的物性値計算用の近似式とその係数を示してある。

(99) PLOTNOST', ENTALPIYA, ENTROPIYA I IZOBARNAYA TEPLOEMKOST' DZHIDKOVO I GAZOObRAZNOVO BOZDUKHA PRI TEMPERATURAKH 70-1500K I DAVLENIYAKH 0.1-100MPa, (1980), GSSSD 8-79, Izd. Standartov, pp. 11, (C), 8 tables. 空気(気相および液相)の密度, エンタルピ, エントロピ, 定圧比熱を温度70-1500 K, 圧力0.1-100 MPa の範囲につき計算し, 表にしてある。ソ連の国家標準委員会の推奨値である。(以下GSSSD番号のものも同様)。

(100) PLOTNOST', ENTALPIYA, ENTROPIYA I IZOBARNAYA TEPLOEMKOST' DZHIDKOVO I GAZOObRAZNOVO AZOTA PRI TEMPERATURAKH 70-1500K I DAVLENIYAKH 0.1-100MPa, (1978), GSSSD 4-78, Izd. Standartov, pp. 12, (C), 8 tables. 窒素(気相および液相)の密度, エンタルピ, エントロピ, 定圧比熱を温度70-1500 K, 圧力0.1-100 MPa の範囲につき計算し, 表にしてある。

(101) METAN DZHIDKII I GAZOObRAZNYI. PLOTNOST', ENTALPIYA, ENTROPIYA I IZOBARNAYA TEPLOEMKOST' PRI TEMPERATURAKH 100-1000K I DAVLENIYAKH 0.1-100MPa, (1982), GSSSD 18-81, Izd. Standartov, pp. 11, (C), 8 tables. メタン(気相および液相)の密度, エンタルピ, エントロピ, 定圧比熱を温度100-1000K, 圧力0.1-100 MPa の範囲につき計算し, 表にしてある。

(102) KISLOROD DZHIDKII I GAZOObRAZNYI. PLOTNOST', ENTALPIYA, ENTROPIYA I IZOBARNAYA TEPLOEMKOST' PRI

TEMPERATURAKH 70-1000 K I DAVLENIYAKH 0.1-100MPa, (1982), GSSSD 19-81, Izd. Standartov, pp. 11, (C), 8 tables. 酸素(気相および液相)の密度, エンタルピ, エントロピ, 定圧比熱を温度70-1000 K, 圧力0.1-100 MPa の範囲につき計算し, 表にしてある。

(103) TEPLOFIZICHESKIE SVOISTVA UGREVODORODOKH, IKH SMECEI, NEFTEI I NEFTYANYIKH FRAKTSII, Vypsk 2, (1979), Izd. Standartov, pp. 171, (B), Collected papers. 炭化水素類とその混合物, 石油とその成分物質などの熱物性値の計算法や測定に関するソ連の論文を集めてある。

(104) TEPLOFIZICHESKIE SVOISTVA GAZOV, (1976), Izd. NAUKA, pp. 122, (B), Collected papers. 各種気体の熱物性値に関するソ連の文献を集めた論文集。

(105) TEPLOFIZICHESKIE SVOISTVA DZHIDKOSTEI, (1976), Izd. NAUKA, pp. 164, (B), Collected papers. 燃料その他各種液体の熱物性値に関するソ連の文献を集めた論文集。

(106) VODA, UDEL'NYI OBYEM, ENTALPIYA I ENTROPIYA PRI TEMPERATURAKH 0-800 C I DAVLENIYAKH 0.001-100MPa, (1982), GSSSD 16-81, Izd. Standartov, pp. 14, (C), 5 tables. 水蒸気の比容積, エンタルピ, エントロピを温度0-800°C, 圧力0.01-100MPa の範囲で計算し, 表にしてある。

(107) DINAMICHESKAYA VYASKOST' I TEPLOPROVODNOST' GELIYA, NEONA, ARGONA, KRIPTONA I KSENONA PRI ATMOSFERNOM DAVLENII V INTERVALE TEMPURTUR OT NOMAL'NYKH TOCHEK KIPENIYA DO 2500 K, (1982), GSSSD 17-81, Izd. Standartov, (C), pp. 28, 13 tables. ヘリウム, ネオン, アルゴン, クリプトン, キセノンの粘性係数と熱伝導率を大気圧で, 温度は沸点から2500 Kまで

計算し、表にしてある。

(108) PROPAN. IZOBARNAYA
TEPLOEMKOST' V OBLASTI
DVUKHFAZNOVO SOSTOYANIYA V
DIAPAZONE TEMPERATUR 90-350 K,
(1983), GSSSD 38-82, Izd. Standartov,
pp. 6, (C), 2 tables. プロパンの定容比熱を
温度90-350Kの範囲で2相域で計算し、表にし
てある。

(109) ETAN DZHIDKII I
GAZOBRIZNYI. PLOTNOST',
ENTALPIYA, ENTROPIYA I
IZOBARNAYA TEPLOEMKOST' PRI
TEMPERATURAKH 100-500 K I
DAVLENIYAKH 0.1-70 MPa, (1983),
GSSSD 48-83, Izd. Standartov, pp. 15,
(C), 8 tables. エタン(気相と液相)の密度,
エンタルピ, エントロピ, 定圧比熱を温度100-500
K, 圧力0.1-70 MPaの範囲で計算して表にして
ある。

(110) Sychev, V. V. et al.,
TERMODINAMICHESKIE SVOISTVA
ETILENA, (1981), Izd. Standartov,
pp. 279, (C)(D), monograph. エチレンの熱
力学性質についてデータの現状を詳しく分析し,
状態式や計算値表を載せている。

(111) Vargaftik, N. V. et al.,
TEPLOPROVODNOST' DZHIDKOSTEI
I GAZOV, (1978), Izd. Standartov,
pp. 471, (一般), monograph and data
book. 多くの液体と気体について, 熱伝導率の
現在入手できるデータを比較し, 計算値などの表
を紹介している。

(112) Sychev, V. V. et al.,
THERMODYNAMICHESKIE SVOISTVA
ETANA, (1982), Izd. Standartov,
pp. 303, (C), monograph. エタンの熱力学
的性質について, データの現状を分析し, 状態式
や計算値表を載せている。

(113) Sychev, V. V. et al.,
THERMODYNAMICHESKIE SVOISTVA
VOZDUKHA, (1978), Izd. Standartov,
pp. 275, (C), monograph. 空気の熱力学性

質について, その測定例, データの現状, 状態式,
計算値表を記してある。

(114) VODA. DYNAMICHESKAYA
VYASKOST' V DIAPAZONE DAVLENII
OT 0 DO 100 MPa I TEMPERATUR
OT 0 DO 800 C, (1979), GSSSD 6-78,
Izd. Standartov, pp. 9, (C), 4 tables. 水
蒸気の粘性係数を温度0-800°C, 圧力0-100 MPa
の範囲で計算し, 表にしてある。

(115) Tsvetkov, O. B.,
TEPLOPROVODNOST' KHOLODILNYIKH
AGENTOV, (1984), Izd. Leningrad. Univ.,
pp. 220, (C)(D), monograph. フレオン類
の熱伝導率の測定法, データの現状などを紹介し,
データ表を記載する。

(116) Vargaftik, N. B. et al.,
TEPLOPROVODNOST' MNOGO-
ATOMNYIKH DZHIDKOSTEI I
GAZOU, (1981), Izd. Standartov, pp. 66,
(C), 72 tables. 多原子液体および気体の熱伝
導率のデータの現状を解説し, データ表を記載す
る。

(117) Shashkov, A. G. and Abramenko,
T. N., TEPLOPROVODNOST' GAZOVYKH
SMESEI, (1970), Izd. Energiya, pp.
pp. 289, (C)(D), monograph. 混合気体の
熱伝導率の理論的取扱い, 測定法, データ表を記
載する。

(118) Rivkin, S. L.,
THERMODYNAMICHESKIE SVOISTVA
VOZDUKHA I PRODUKTOV
ZGORANIYA TOPLIV, Izdanie vtoroe,
Pererabotannoe, (1984), Energoatomizdat,
pp. 106, (C)(D), monograph. 空気と燃焼
生成物の熱力学性質を計算し, その詳しい表を記
載する。付録h-t線図。SIに換算した新版。

4. まとめ

以上の文献はガスタービン調査研究委員会で収
集したものであり, 各位の御参考になれば幸いであ
る。収集した全文献をまとめると, 次表のよう
になる。昭和61年1月現在で全文献数は146件で
あるが, 原報入手が難しかったものは含めていな
い。また検索もれがあるかもしれない。会員各位

の御指摘をいただければ幸いです。

収集資料は昭和61年4月から慶応大学工学部

区分	邦文 ¹⁾	欧文 (I) ¹⁾	欧文 (II) ²⁾	欧文 (III) ³⁾	欧文 小計	計
一般	4	3	12	1	16	20
A			6		6	6
B	1		16	3	19	20
C	10	14	10	21	45	55
D	7	18	11	1	30	37
E		8			8	8
計	22	43	55	26	124	146

- 1) 学会誌 Vol. 10, No. 39 に報告
 2) 学会誌 Vol. 10, No. 40 に報告
 3) 学会誌 Vol. 13, No. 52 (本号)

機械工学科、長島研究室に保管することとした。
 なお、調査研究委員に移動があったので再記する。

稲垣 詠一 東京理科大学工学部
 神津 正男 防衛庁第3研究所
 ○須之部量寛 東京理科大学工学部
 鈴木 邦男 通産省機械技術研究所
 辻 高弘 高効率ガスタービン研究組合
 長島 昭 慶応大学工学部
 葉山 眞治 東京大学工学部
 林 茂 科学技術庁航空宇宙技術研究所
 平岡 克英 運輸省船舶技術研究所
 堀 昭史 電力中央研究所
 (○印は委員長)

以上

日本ガスタービン学会 調査研究委員会

1. 緒言

ガスタービンの性能を支配する基本となるのは熱サイクルである。熱サイクルの計算にはサイクル上の各点のエンタルピ値を知らなければならない。在来の気体の熱力学的性質を示す資料の多くは数表の形で示してあるので電子計算機で演算するとき不便な場合もある。本文はガスタービンの作動流体の性質を近似計算式で表し、一連のサイクル計算に便宜を図ったものである。

ガスタービンの本格的なサイクル計算ではフィルタ、ダクト等の流動抵抗はじめ冷却、シールに費される空気量、軸受の損失、補機の駆動に要する動力など多くの項目を含めるので複雑なものとなるが、こゝでは作動流体の取扱いに限って述べるので図1に示す簡単なガスタービンを想定してその作動流体の近似計算式とその用法について説明する。

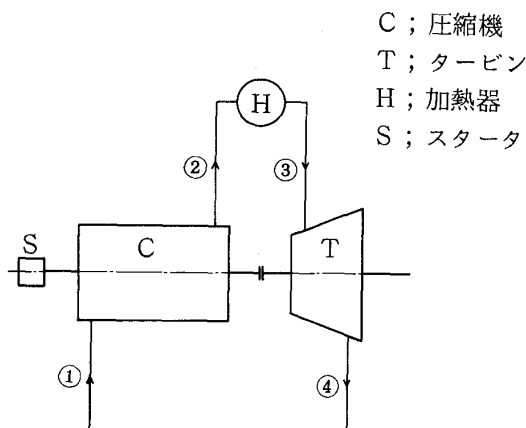


図1 ガスタービン

図1に示すガスタービンにおいて次の諸元が与えられるとする。

圧縮機入口圧力	P_1
“ 入口温度	T_1
“ 出口圧力	P_2

断熱圧縮効率	η_C
流 量	\dot{m}_C
タービン入口圧力	$P_3 (=P_2 \text{ とする})$
“ 入口温度	T_3
“ 出口圧力	$P_4 (=P_1 \text{ とする})$
断熱膨張効率	η_T
流 量	$\dot{m}_T (= \dot{m}_C \text{ とする})$

このガスタービンの熱サイクルをエンタルピ h とエントロピ s の線図で示せば図2のようになる。

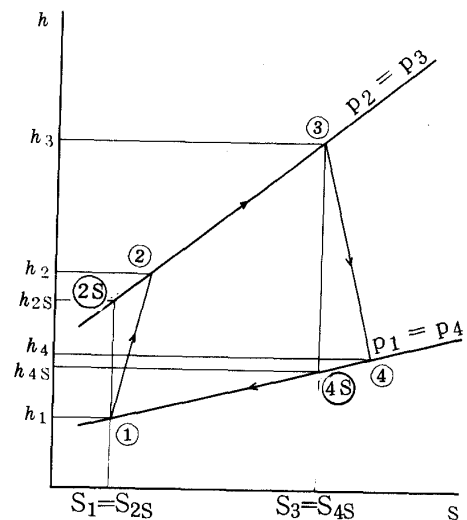


図2 ガスタービンサイクルの $h \sim s$ 線図
(h ; エンタルピ, s ; エントロピ)

圧縮機の入力 L_C 、タービンの出力 L_T 、有効出力 L はそれぞれ

$$L_C = \dot{m}_C \bar{L}_C = \dot{m}_C \cdot {}_1\Delta_2 h = \dot{m}_C (h_2 - h_1) \quad (1.1)$$

$$L_T = \dot{m}_T \bar{L}_T = \dot{m}_T \cdot {}_3\Delta_4 h = \dot{m}_T (h_3 - h_4) \quad (1.2)$$

$$L = L_T - L_C \quad (1.3)$$

である。加熱器（燃焼器）における加熱量 Q は

$$Q = \dot{m} (h_3 - h_2) \quad (1.4)$$

であるから熱効率は

$$\eta_{th} = \frac{L}{Q} = 1 - \frac{h_4 - h_1}{h_3 - h_2} \quad (1.5)$$

である。このようにサイクルの各点におけるエンタルピー値を知れば性能を求めることができる。

エンタルピー h_1 と h_3 は状態①、②の圧力、温度が与えられているから計算することができる。実在ガスのエンタルピーは圧力の項を含むので

$$h = h(P, T) \quad (1.6)$$

の形となり、複雑であるが本文では作動流体が完全ガスに近く圧力も余り高くないとしてエンタルピーを温度のみの関数とみなして

$$h = h(T) \quad (1.7)$$

で近似することとする。

状態②および④におけるエンタルピー h_2 および h_4 は圧力 P_2 、 P_4 しか指定されないのでもそのままでは計算できないが、状態①および③から等エントロピー変化したときの状態②(S), ④(S) のエンタルピー h_{2s} 、 h_{4s} と次の関係がある。

$$\eta_C = \frac{1 \Delta_2 h}{1 \Delta_2 h} = \frac{h_{2s} - h_1}{h_2 - h_1} \quad (1.8)$$

$$h_2 = h_1 + \frac{1 \Delta_2 h}{\eta_C} \quad (1.9)$$

$$\eta_T = \frac{3 \Delta_4 h}{3 \Delta_4 h} = \frac{h_3 - h_4}{h_3 - h_{4s}} \quad (1.10)$$

$$h_4 = h_3 - \eta_T 3 \Delta_4 h \quad (1.11)$$

従って $1 \Delta_2 h$ と $3 \Delta_4 h$ が判れば h_2 、 h_4 を求めることができる。このため等エントロピー変化の関係を導入するが、ガスのエントロピー式を

$$S = S(T, P) \quad (1.12)$$

とすれば状態①と等エントロピー変化後の状態②(S)における関係は、

$$S(T_1, P_1) = S(T_{2s}, P_2)$$

となるので上式を T_{2s} について解けば温度を知ることができ、それを式(1.7)に代入して h_{2s} を求め $1 \Delta_2 h$ を計算することができる。 $3 \Delta_4 h$ についても同様である。よってエンタルピー式(1.7)とエントロピー式(1.12)の具体的な計算式を求めることとする。

2. 熱力学的な関係

ガスタービンの作動流体は空気および燃焼ガスであるから何れも完全ガスに近く特性式は

$$PV = mRT \quad Pv = RT \quad (2.1)$$

としてよい。但し比熱は温度により変化する。

エンタルピーと定圧比熱 C_p の関係は

$$h = \int_{T_0}^T C_p dT \quad (2.2)$$

である。エントロピーは

$$\begin{aligned} ds &= \frac{dq}{T} = \frac{C_p}{T} dT - \frac{v}{T} dP \\ &= \frac{C_p}{T} dT - \frac{R}{P} dP \end{aligned}$$

から、状態 (P_0, T_0) を基準として

$$S = \int_{T_0}^T \frac{C_p}{T} dT - R \ln \left(\frac{P}{P_0} \right) \quad (2.3)$$

となる。こゝで

$$\int_{T_0}^T \frac{C_p}{T} dT = \phi(T) \quad (2.4)$$

とおけばエントロピーは

$$S = \phi(T) - R \ln \left(\frac{P}{P_0} \right) \quad (2.5)$$

となり、状態 (P_1, T_1) と (P_2, T_2) におけるエントロピー差は

$$1 \Delta_2 S = \phi(T_2) - \phi(T_1) - R \ln \left(\frac{P_2}{P_1} \right) \quad (2.6)$$

となる。よって等エントロピー変化の過程では $1 \Delta_2 S = 0$ であるから

$$\phi(T_2) = \phi(T_1) + R \ln \left(\frac{P_2}{P_1} \right) \quad (2.7)$$

となり、 T_1 、 P_1 、 P_2 が与えられて式(2.7)の左辺の値を計算すれば、式(2.4)の積分の上限値として温度 T_2 を求めることができる。

3. ガスのエンタルピ, エントロピの近似式

エンタルピ式 (2.2) およびエントロピ式 (2.3), (2.4) は何れも定圧比熱 C_p を含む。よって C_p の計算式が与えられれば式 (2.2), (2.4) を導くことができる。

空気も燃焼ガスも混合ガスであるが混合ガスの性質は成分ガスの熱力学的性質と混合割合 (モル分率) から求めることができるのでまず成分ガスの熱力学的性質を表わす計算式をつくり, それを用いて混合ガスの計算式を導くこととする。

3.1 成分ガスの計算機 ガスタービンの作動流体に含まれる成分ガスは $N_2, O_2, CO_2, CO, H_2O, H_2, Ar$ 等が主である。これらのガスの比熱は JANAF⁽¹⁾, Keenan の Gas Tables⁽²⁾ はじめ当調査研究委員会で蒐集した文献に多数記載されている。数値で表示されている場合は次のようにして近似式とする。

定圧比熱を温度 T の多項式で近似して

$$C_p(T) = A_0 + A_1 \left(\frac{T}{1000}\right) + A_2 \left(\frac{T}{1000}\right)^2 + A_3 \left(\frac{T}{1000}\right)^3 + A_4 \left(\frac{T}{1000}\right)^4 + A_5 \left(\frac{T}{1000}\right)^5 \quad (3.1)$$

とし, 係数 $A_0, A_1, A_2, \dots, A_5$ を資料から定める。電子計算機を活用すれば係数の算出は比較的容

易⁽³⁾である。近似精度を高く保つと適用できる温度範囲が狭くなるので数組の係数群が必要である。例えば文献(2)に記載の N_2 の比熱を表すと表 1 に示す 5 組の係数を得る。

エンタルピ h は式 (2.2) と (3.1) から

$$h(T) = B_0 + B_1 \left(\frac{T}{1000}\right) + B_2 \left(\frac{T}{1000}\right)^2 + B_3 \left(\frac{T}{1000}\right)^3 + B_4 \left(\frac{T}{1000}\right)^4 + B_5 \left(\frac{T}{1000}\right)^5 + B_6 \left(\frac{T}{1000}\right)^6 \quad (3.2)$$

となり, 係数 B は

$$\begin{aligned} B_1 &= 1000 A_0 & B_2 &= 1000 \frac{A_1}{2} \\ B_3 &= 1000 \frac{A_2}{3} & B_4 &= 1000 \frac{A_3}{4} \\ B_5 &= 1000 \frac{A_4}{5} & B_6 &= 1000 \frac{A_5}{6} \end{aligned} \quad (3.2)'$$

B_0 は温度の分割点で h が同一値となるように定める。

エントロピの計算に用いる $\phi(T)$ は式 (2.4) と (3.1) から

表 1 N_2 の定圧モル比熱 \bar{C}_p の近似式とその係数

$$\begin{aligned} \text{近似式 } \bar{C}_p(T) &= A_0 + A_1 \left(\frac{T}{1000}\right) + A_2 \left(\frac{T}{1000}\right)^2 \\ &+ A_3 \left(\frac{T}{1000}\right)^3 + A_4 \left(\frac{T}{1000}\right)^4 + A_5 \left(\frac{T}{1000}\right)^5 \quad (\text{J/molK}) \end{aligned}$$

適用温度範囲 T(K)	A_0	A_1	A_2	A_3	A_4	A_5
200 - 500	2.9161831D+01	-1.9740074D+00	2.1257272D+01	-9.8796861D+01	2.0169316D+02	-1.3325917D+02
500 - 1000	3.3918093D+01	-3.1190804D+01	6.8535023D+01	-5.6724499D+01	2.0727008D+01	-2.5688261D+00
1000 - 1500	2.3034138D+01	1.4060514D+01	-4.9294868D+00	6.2457848D-01	-1.6097319D-01	6.7215189D-02
1500 - 2000	-7.3694744D+00	1.0053114D+02	-1.0250471D+02	5.5085472D+01	-1.5138826D+01	1.6819618D+00
2000 - 3000	2.3256114D+01	1.5467252D+01	-7.6308604D+00	2.0360861D+00	-2.8129617D-01	1.5746965D-02

表2 式(3.4)(3.5)(3.6)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

$$\begin{aligned} \phi(T) = & C_L \ln T + C_0 + C_1 \left(\frac{T}{1000}\right) \\ & + C_2 \left(\frac{T}{1000}\right)^2 + C_3 \left(\frac{T}{1000}\right)^3 \\ & + C_4 \left(\frac{T}{1000}\right)^4 + C_5 \left(\frac{T}{1000}\right)^5 \end{aligned} \quad (3.3)$$

となり、係数 C は

$$\begin{aligned} C_L = A_0 \quad C_1 = A_1 \quad C_2 = \frac{A_2}{2} \\ C_3 = \frac{A_3}{3} \quad C_4 = \frac{A_4}{4} \quad C_5 = \frac{A_5}{5} \end{aligned} \quad (3.3)'$$

C_0 は温度の分割点で ϕ が同一値となるように定める。このように比熱の係数 A_j をきめればエンタルピ式、エントロピ式の係数は容易に求められる。

限られた温度範囲内では式(3.1)~(3.3)は充分の精度をもつが、適用範囲が広い場合は表1に示すように複数組の係数が必要となり使用上不便な場合もある。この点長島、松永によって発表された計算式⁽⁴⁾は広い温度範囲に亘って高い精度を保つので都合がよい。これは定圧比熱、エンタルピ、エントロピをそれぞれ下記のように表示するもので表2に係数をガスの種類別に示す。

$$\begin{aligned} \text{定圧比熱 } C_{P0}(T) = & \sum_{i=-3}^5 \left(\frac{T}{100}\right)^i \\ & + a_6 u^2 \frac{e^u}{(e^u - 1)^2} \end{aligned} \quad (3.4)$$

$$\text{但し } u = \frac{a_7}{\left(\frac{T}{100}\right)}$$

$$\begin{aligned} \text{エンタルピ } h_0(T) = & \left[\sum_{\substack{i=-3 \\ i \neq -1}}^5 \frac{a_i}{i+1} \left(\frac{T}{100}\right)^i \right. \\ & + a_{-1} \ln \left(\frac{T}{100}\right) + \frac{a_6 a_7}{e^u - 1} \\ & \left. + a_8 \right] \times 100 \end{aligned} \quad (3.5)$$

$$\begin{aligned} \text{エントロピ } S_1(T) = & \sum_{\substack{i=0 \\ i \neq 0}}^5 \frac{a_i}{i} \left(\frac{T}{100}\right)^i \\ & + a_0 \ln \left(\frac{T}{100}\right) + a_6 \left[\frac{u e^u}{e^u - 1} \right. \\ & \left. - \ln(e^u - 1) \right] + a_9 \end{aligned} \quad (3.6)$$

単位は C_{P0} , J/KgK , h_0 , J/Kg , S , J/KKg で、係数 a_8, a_9 は $25^\circ C$ ($298.15K$) で h_0 と S_1 が0になるように定めてある。なお $S_1(T)$ は式(2.4)の $\phi(T)$ と同じ内容のものである。

3.2 混合ガスの計算式 3種の成分ガスを含む混合ガスの性質を示す計算式について述べる。成分ガスの混合割合(モル分率)を X_1, X_2, X_3 , モル比熱を $\bar{C}_{P1}, \bar{C}_{P2}, \bar{C}_{P3}$, 分子量を M_1, M_2, M_3 とすれば混合ガスのモル比熱と分子量はそれぞれ

$$\bar{C}_P = X_1 \bar{C}_{P1} + X_2 \bar{C}_{P2} + X_3 \bar{C}_{P3} \quad (3.7)$$

$$M = X_1 M_1 + X_2 M_2 + X_3 M_3 \quad (3.8)$$

となり、 \bar{C}_P および $\frac{\bar{C}_P}{T}$ を積分すればモルエンタルピ \bar{h} および $\bar{\phi}(T)$ を計算することができる。

4. 空気の性質を表す計算式

前述のように成分ガスの計算式から混合ガスの計算式が求められるので、こゝでは長島、松永の計算式を用いて空気の計算式を求める。

表3 空気の組成

No.	ガス	分子量M	モル分率X
1	N ₂	28.0134	0.7803
2	O ₂	31.9988	0.2099
3	Ar	39.948	0.0098

分子量 $M_a = 28.9669$

ガス定数 $R_a = 287.03146 J/KKg$

空気の組成として表3の数値を用い、式(3.7)(3.8)により混合ガスとしての比熱を求め

積分して次式をうる。

$$C_p(T) = \frac{a_{-3}}{\tau^3} + \frac{a_{-2}}{\tau^2} + \frac{a_{-1}}{\tau} + a_0 + a_1\tau +$$

$$\dots + a_5\tau^5 + \frac{1}{\tau^2} \left[\frac{e^{\frac{35}{\tau}}}{\left(\frac{35}{e^{\frac{35}{\tau}} - 1}\right)^2} \alpha_1 + \frac{e^{\frac{22}{\tau}}}{\left(\frac{22}{e^{\frac{22}{\tau}} - 1}\right)^2} \alpha_2 \right] \quad (4.1)$$

但し $\tau = \left(\frac{T}{100}\right)$

$$h(T) = \frac{b_{-2}}{\tau^2} + \frac{b_{-1}}{\tau} + b_0 \ln \tau + b_1\tau +$$

$$\dots + b_6\tau^6 + \left[\frac{\beta_1}{\frac{35}{e^{\frac{35}{\tau}} - 1}} + \frac{\beta_2}{\frac{22}{e^{\frac{22}{\tau}} - 1}} \right] \quad (4.2)$$

$$\phi(T) = \frac{C_{-3}}{\tau^3} + \frac{C_{-2}}{\tau^2} + \frac{C_{-1}}{\tau} + C_0 \ln \tau +$$

$$\dots + C_1\tau + C_5\tau^5 + \gamma_1 \left[\frac{e^{\frac{35}{\tau}}}{\frac{35}{e^{\frac{35}{\tau}} - 1}} \left(\frac{35}{\tau}\right) - \ln \left(\frac{35}{e^{\frac{35}{\tau}} - 1}\right) \right] + \gamma_2 \left[\frac{e^{\frac{22}{\tau}}}{\frac{22}{e^{\frac{22}{\tau}} - 1}} \left(\frac{22}{\tau}\right) - \ln \left(\frac{22}{e^{\frac{22}{\tau}} - 1}\right) \right] \quad (4.3)$$

係数は表4に示す通りで、単位は C_p J/Kg K, h KJ/Kg, ϕ J/KKg である。式(4.2)(4.3)にそれぞれ

$$a_8 = -298.399$$

$$a_9 = -1097.134$$

を加算すれば25°C (298.15K)において h , ϕ が0となる。

5. 燃焼ガスの性質を表す計算式

燃焼ガスの性質を表す計算式も空気と同様に燃焼生成物の組成から求めることができる。しかし

表4 空気の熱力学的性質を示す計算式 (4.1)(4.2)(4.3)の係数

(1) $C_p(T)$ J/kg K	
$a_{-3} = -0.21033619D+01$	$a_2 = -0.22927829D-01$
$a_{-2} = 0.57330436D+01$	$a_3 = 0.18194865D-02$
$a_{-1} = -0.31948714D+01$	$a_4 = -0.32677813D-04$
$a_0 = 0.10011473D+04$	$a_5 = 0.16978981D-06$
$a_1 = 0.80589167D+00$	$\alpha_1 = 0.27378007D+06$
	$\alpha_2 = 0.31399501D+05$
(2) $h(T)$ kJ/kg	
$b_{-2} = 0.10516810D+00$	$b_3 = -0.76426097D-03$
$b_{-1} = -0.57330436D+00$	$b_4 = 0.45487163D-04$
$b_0 = -0.31948714D+00$	$b_5 = 0.65355626D-06$
$b_1 = 0.10011473D+03$	$b_6 = 0.28298302D-08$
$b_2 = 0.40294584D-01$	$\beta_1 = 0.78222877D+03$
	$\beta_2 = 0.14272500D+03$
(3) $\phi(T)$ J/K kg	
$c_{-3} = 0.70112065D+00$	$c_2 = -0.11463918D-01$
$c_{-2} = -0.28665218D+01$	$c_3 = 0.60649550D-03$
$c_{-1} = 0.31948714D+01$	$c_4 = 0.81694532D-05$
$c_0 = 0.10011473D+04$	$c_5 = 0.33957962D-07$
$c_1 = 0.80589167D+00$	$\gamma_1 = 0.22349393D+03$
	$\gamma_2 = 0.64875002D+02$

ガスタービンの燃焼ガスは組成が多種多様で一般的な計算式を述べることは難しく、場合々々に応じて計算式を求める方が良い精度が得られる。すなわち燃料の種類はじめ水噴射の割合など使用状況に応じた考慮が必要である。

6. 計算式の応用

図1に示すガスタービンのサイクル計算を例として計算式の用法を述べるが、式の取扱いの説明が目的なので作動流体はすべて空気とし、次の条件を設定する。

圧縮機入口圧力	$P_1 = 101.33$	KPa
入口温度	$T_1 = 288$	K
出口圧力	$P_2 = 1013.3$	KPa
断熱圧縮効率	$\eta_c = 85$	%
流 量	$\dot{m}_c = 10$	Kg/s
タービン入口圧力	$P_3 = 1013.3$	KPa
入口温度	$T_3 = 1273$	K
出口圧力	$P_4 = 101.33$	KPa
断熱膨張効率	$\eta_c = 85$	%
流 量	$\dot{m}_T = 10$	Kg/s

計算には式(4.1)(4.2)(4.3)と表4の係数を用いる。

圧縮機入口の状態①について $T_1=288\text{K}$ であるから

$$\text{式(4.2)を計算して } h_1=288.20\text{KJ/Kg}$$

$$\text{式(4.3)を計算して } \phi_1=1062.33\text{J/KKg}$$

図2に示すように状態①から等エントロピ圧縮により状態②Sに至れば

$$\begin{aligned} S_1=S_{2s} &= \phi(T_1) - Ra \ln \left(\frac{P_1}{P_0} \right) \\ &= \phi(T_{2s}) - Ra \ln \left(\frac{P_2}{P_0} \right) \end{aligned}$$

であるから

$$\begin{aligned} \phi(T_{2s}) &= \phi(T_1) + Ra \ln \left(\frac{P_2}{P_1} \right) \\ &= 1062.33 + 287.031 \ln \left(\frac{1013.3}{101.33} \right) \\ &= 1723.24\text{J/KKg} \end{aligned}$$

式(4.3)において $\phi=1723.24$ となる温度を求めて $T_{2s}=551.59\text{K}$ をうる。これを式(4.2)に代入して

$$h_{2s}=556.79\text{KJ/Kg}$$

となる。よって状態変化①→②Sにおけるエンタルピの変化は

$$\begin{aligned} {}_1\Delta_2 h &= h_{2s} - h_1 = 556.79 - 288.20 \\ &= 268.59\text{KJ/Kg} \end{aligned}$$

である。よって状態変化①→②におけるエンタルピの変化は式(1.8)から

$${}_1\Delta_2 h = \frac{{}_1\Delta_2 h}{\eta_c} = \frac{268.59}{0.85} = 315.99\text{KJ/Kg}$$

となり、圧縮機出口のエンタルピは

$$\begin{aligned} h_2 &= h_1 + {}_1\Delta_2 h = 288.20 + 315.99 \\ &= 604.19\text{KJ/Kg} \end{aligned}$$

となる。

式(4.2)において $h=604.19$ となる温度を求めて圧縮機の出口温度 $T_2=596.95\text{K}$ をうる。

タービン入口の状態③について $T_3=1273\text{K}$ であるから

$$\text{式(4.2)を計算して } h_3=1363.82\text{KJ/Kg}$$

$$\text{式(4.3)を計算して } \phi_3=2650.23\text{J/KKg}$$

図2に示すように状態③から等エントロピ膨張により状態④Sに至れば

$$\begin{aligned} S_3=S_{4s} &= \phi(T_3) - Ra \ln \left(\frac{P_3}{P_0} \right) \\ &= \phi(T_{4s}) - Ra \ln \left(\frac{P_4}{P_0} \right) \end{aligned}$$

であるから

$$\begin{aligned} \phi(T_{4s}) &= \phi(T_3) - Ra \ln \left(\frac{P_3}{P_4} \right) \\ &= 2650.23 - 287.031 \ln \left(\frac{1013.3}{101.33} \right) \\ &= 1989.32\text{J/KKg} \end{aligned}$$

式(4.3)において $\phi=1989.32$ となる温度を求めて $T_{4s}=709.40\text{K}$ をうる。これを式(4.2)に代入して

$$h_{4s}=723.77\text{KJ/Kg}$$

となる。よって状態変化③→④Sにおけるエンタルピの変化は

$$\begin{aligned} {}_3\Delta_4 h &= h_3 - h_{4s} = 1363.82 - 723.77 \\ &= 640.05\text{KJ/Kg} \end{aligned}$$

である。よって状態変化③→④におけるエンタルピの変化は式(1.10)から

$$\begin{aligned} {}_3\Delta_4 h &= \eta_T {}_3\Delta_4 h = 0.85 \times 640.05 \\ &= 544.04\text{KJ/Kg} \end{aligned}$$

となり、タービン出口のエンタルピは

$$\begin{aligned} h_4 &= h_3 - {}_3\Delta_4 h = 1363.82 - 544.04 \\ &= 819.78\text{KJ/Kg} \end{aligned}$$

となる。

式(4.2)において $h=819.78$ となる温度を求めてタービン出口温度 $T_4=797.74\text{K}$ をうる。

ガスタービンの有効出力は

$$\begin{aligned} L &= L_T - L_C \\ &= \dot{m}_T \Delta h_4 - \dot{m}_C \Delta h_2 \\ &= 10 \times 544.04 - 10 \times 315.99 = 2280.5 \text{ KJ/s} \\ &= 2280.5 \text{ KW} \end{aligned}$$

加熱量 Q は

$$\begin{aligned} Q &= \dot{m} (h_3 - h_2) \\ &= 10 \times (1363.82 - 604.19) \\ &= 7596.3 \text{ KJ/s} \end{aligned}$$

であるから熱効率 η は

$$\eta_{th} = \frac{L}{Q} = \frac{2280.5}{7596.3} = 0.300 \text{ (30.0\%)}$$

となる。

6. ϕ , h から T を求める演算

上述のように ϕ , h の値を与えて式 (4.3) (4.2) から温度 T を求める演算がある。この演算はニュートンの方程式の根を求める解法を用いればよいが、第1近似値を設定する必要がある。

式 (4.3) から温度 T_{2s} を求める場合の第1近似値 $(T_{2s})_0$ は次のようにする。

比熱が一定な完全ガスの等エントロピ圧縮では

$$T_{2s} = T_1 \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = T_1 \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{R}{C_p}}$$

であるから式 (4.1) に T_1 を代入して得た比熱 C_{p1} から

$$(T_{2s})' = T_1 \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{R}{C_{p1}}}$$

を計算し、次に式 (4.1) に $(T_{2s})'$ を代入して得た比熱 C_{p2} から

$$(T_{2s})'' = T_1 \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{R}{C_{p2}}}$$

を計算して

$$(T_{2s})_0 = \frac{1}{2} \left[(T_{2s})' + (T_{2s})'' \right]$$

とすれば第1近似値として充分である。

式 (4.2) から温度 T_2 を求める場合の第1近似値 $(T_2)_0$ は

$$(T_2)_0 = T_1 + \frac{T_{2s} - T_1}{\eta_c}$$

とすれば充分である。

同様にして膨張過程の計算に必要な第1近似値 $(T_{4s})_0$, $(T_4)_0$ を求めることができる。

7. 結 言

以上のようにしてガスタービン作動流体の熱力学的性質を近似計算式で表わし、電子計算機でサイクル計算を行うことができる。計算式の正しさは定圧比熱に関する資料の正しさに依存するので今後とも資料の蒐集を続けてゆきたい。またガスタービンの性能向上とともに圧縮圧力が高まってくるので圧力の影響を考慮した計算式が必要となる。これについても研究しておきたい。

この報告の作成に当って東京理科大学理工学部大学院生鈴木英明君、松本幹雄君の多大の御協力を得た。深く謝意を表する。

(文責 須之部量寛)

文 献

- (1) D. R. Stull and H. Prophet "JANAF Thermochemical Tables" 2nd. Ed. 熱化学データ表, 堀越研究所
- (2) J. H. Keenan, J. Chao and J. Kaye "Gas Tables International Version - Thermodynamic Properties of Air, Products of Combustion and Component Gases. Compressible Flow Functions."
- (3) 例えば 稲井公二 "〔MB 6890〕最小二乗法による重回帰分析プログラム" インターフェース誌, 4, 1982 No 59 P. P. 195~199
- (4) 長島 昭, 松永直樹 "ガスタービン設計のための燃焼生成物特性の計算法" 日本ガスタービン学会誌, 12巻, 47号 1984

1. はしがき

空気は常に我々の身近にあり燃焼、圧縮空気、空調などを通じて工学、工業に深い関係をもつのでその性質を知ることが重要である。長島、松永によって発表されたガスの熱力学的性質を表わす計算式⁽¹⁾は広い温度範囲に亘って高い精度を保つので、これにより空気の性質を計算した。本図表はその計算結果を図表化して使用上の便宜をはかったものである。計算法は別報⁽²⁾に述べた通りで同報告の計算式(4・1)、(4・2)、(4・3)による。但し図表としてはエントロピの代りに相対圧力を用いる方が便利なので温度とエンタルピー、相対圧力の関係を示す線図としてまとめた。

2. 図表の作成

計算法の詳細については別報⁽²⁾を参照されたい。同報の式(4・3)により温度 T と関数 $\phi(T)$ の関係が得られる。状態 (P_0, T_0) を基準として任意の状態 (P, T) のエントロピは、

$$S = \phi(T) - R \ln \left(\frac{P}{P_0} \right) \quad R: \text{ガス定数} \quad (1)$$

$$\phi(T) = \int_{T_0}^T \frac{C_P(T)}{T} dT \quad (2)$$

となる。従って状態①と状態②のエントロピはそれぞれ、

$$S_1 = \phi(T_1) - R \ln \left(\frac{P_1}{P_0} \right)$$

$$S_2 = \phi(T_2) - R \ln \left(\frac{P_2}{P_0} \right)$$

である。状態①から②に至る変化の過程が等エントロピ変化であれば、 $S_2 = S_1$ であるから、

$$\begin{aligned} \phi(T_2) - R \ln \left(\frac{P_2}{P_0} \right) &= \phi(T_1) - R \ln \left(\frac{P_1}{P_0} \right) \\ \left(\frac{P_2}{P_1} \right) &= \frac{e^{\frac{\phi(T_2)}{R}}}{e^{\frac{\phi(T_1)}{R}}} \end{aligned} \quad (3)$$

の関係がある。よって相対圧力 P_r を、

$$P_r(T) = e^{\frac{\phi(T)}{R}} \quad (4)$$

と定義すれば式(3)は、

$$\left(\frac{P_2}{P_1} \right) = \frac{P_{r2}}{P_{r1}} \quad (5)$$

となり、等エントロピ変化後の相対圧力 P_{r2} は、

$$P_{r2} = P_{r1} \times \left(\frac{P_2}{P_1} \right) \quad (6)$$

として簡単に求めることができる。等エントロピ変化後の温度 T_2 は P_{r2} に相応する温度であるから式(4)および式(4・3)を解けば求められる。しかしその解法はかなりの手数を要するものでそのまゝでは便利なものではないが T と $P_r(T)$ の関係を図表化しておけば P_r を与えて T を読取ることができるので温度 T_2 を容易に知ることができる。

図表のカバーする温度範囲はガスタービンの熱計算に応用することを考え、200 Kから3500 Kまでとした。

エンタルピー h は式(4・2)で計算した。

関数 $\phi(T)$ は式(4・3)で計算し、それに $C_0 \ln(100) = 4610.454 \text{ J/K kg}$ を加算した結果を $R = 287.031 \text{ J/K kg}$ で除し式(4)から $P_r(T)$ を求めた。 P_r は式(5)に示すように比の形で用いるので定数を掛けておいても差支えない。式(4)から得られる数値は余りに大きく取扱いが不便なので 10^{-9} を掛けた数値が図表に記入してある。

定圧比熱 C_P と比熱比 $\kappa = C_P/C_V$ は熱力学の計算にしばしば用いられるので式(4・1)から C_P と κ を計算して表1、表2に示した。

図表の作成に当っては200 Kから3500 Kまで5 Kごとに h と P_r を計算しておき、その間は3次のスプライン関数で補間した。これにより5 Kごとの点において関数値を一致させるほか、1次微係数、2次微係数を一致させてある。

3. 他図表との比較

Keenanの“Gas Tables”⁽³⁾には空気のエンタルピーと相対圧力が数表として記載してあるので

表1 空気の低圧における定圧比熱 C_p

単位：[J/kg·K]

T [K]	0	10	20	30	40	50	60	70	80	90
200	1002.4	1002.5	1002.7	1002.9	1003.1	1003.3	1003.7	1004.0	1004.4	1004.9
300	1005.4	1006.0	1006.7	1007.4	1008.2	1009.1	1010.0	1011.0	1012.1	1013.2
400	1014.4	1015.7	1017.1	1018.5	1020.0	1021.5	1023.1	1024.8	1026.6	1028.4
500	1030.2	1032.1	1034.0	1036.0	1038.1	1040.1	1042.2	1044.4	1046.6	1048.8
600	1051.0	1053.3	1055.5	1057.8	1060.2	1062.5	1064.8	1067.2	1069.5	1071.9
700	1074.2	1076.6	1079.0	1081.3	1083.7	1086.0	1088.4	1090.7	1093.0	1095.3
800	1097.6	1099.9	1102.2	1104.5	1106.7	1108.9	1111.2	1113.3	1115.5	1117.7
900	1119.8	1121.9	1124.0	1126.1	1128.2	1130.2	1132.2	1134.2	1136.2	1138.1
1000	1140.1	1142.0	1143.9	1145.7	1147.6	1149.4	1151.2	1153.0	1154.7	1156.5
1100	1158.2	1159.9	1161.5	1163.2	1164.8	1166.4	1168.0	1169.6	1171.1	1172.7
1200	1174.2	1175.7	1177.1	1178.6	1180.0	1181.5	1182.9	1184.2	1185.6	1186.9
1300	1188.3	1189.6	1190.9	1192.2	1193.4	1194.7	1195.9	1197.1	1198.3	1199.5
1400	1200.7	1201.8	1203.0	1204.1	1205.2	1206.3	1207.4	1208.5	1209.5	1210.6
1500	1211.6	1212.6	1213.6	1214.6	1215.6	1216.6	1217.5	1218.5	1219.4	1220.4
1600	1221.3	1222.2	1223.1	1224.0	1224.8	1225.7	1226.5	1227.4	1228.2	1229.1
1700	1229.9	1230.7	1231.5	1232.3	1233.0	1233.8	1234.6	1235.3	1236.1	1236.8
1800	1237.6	1238.3	1239.0	1239.7	1240.4	1241.1	1241.8	1242.5	1243.2	1243.8
1900	1244.5	1245.1	1245.8	1246.4	1247.1	1247.7	1248.3	1248.9	1249.6	1250.2
2000	1250.8	1251.4	1251.9	1252.5	1253.1	1253.7	1254.3	1254.8	1255.4	1255.9
2100	1256.5	1257.0	1257.6	1258.1	1258.6	1259.2	1259.7	1260.2	1260.7	1261.2
2200	1261.7	1262.2	1262.7	1263.2	1263.7	1264.2	1264.7	1265.2	1265.7	1266.1
2300	1266.6	1267.1	1267.5	1268.0	1268.4	1268.9	1269.3	1269.8	1270.2	1270.7
2400	1271.1	1271.5	1272.0	1272.4	1272.8	1273.2	1273.7	1274.1	1274.5	1274.9
2500	1275.3	1275.7	1276.1	1276.5	1276.9	1277.3	1277.7	1278.1	1278.5	1278.9
2600	1279.3	1279.7	1280.0	1280.4	1280.8	1281.2	1281.6	1281.9	1282.3	1282.7
2700	1283.0	1283.4	1283.8	1284.1	1284.5	1284.8	1285.2	1285.5	1285.9	1286.2
2800	1286.6	1286.9	1287.3	1287.6	1288.0	1288.3	1288.6	1289.0	1289.3	1289.6
2900	1290.0	1290.3	1290.6	1290.9	1291.3	1291.6	1291.9	1292.2	1292.6	1292.9
3000	1293.2									

表2 空気の低圧における比熱比 $\kappa=C_p/C_v$

T [K]	0	10	20	30	40	50	60	70	80	90
200	1.401	1.401	1.401	1.401	1.401	1.401	1.401	1.400	1.400	1.400
300	1.400	1.399	1.399	1.398	1.398	1.398	1.397	1.396	1.396	1.395
400	1.395	1.394	1.393	1.392	1.392	1.391	1.390	1.389	1.388	1.387
500	1.386	1.385	1.384	1.383	1.382	1.381	1.380	1.379	1.378	1.377
600	1.376	1.375	1.373	1.372	1.371	1.370	1.369	1.368	1.367	1.366
700	1.365	1.364	1.362	1.361	1.360	1.359	1.358	1.357	1.356	1.355
800	1.354	1.353	1.352	1.351	1.350	1.349	1.348	1.347	1.346	1.346
900	1.345	1.344	1.343	1.342	1.341	1.340	1.340	1.339	1.338	1.337
1000	1.336	1.336	1.335	1.334	1.334	1.333	1.332	1.331	1.331	1.330
1100	1.329	1.329	1.328	1.328	1.327	1.326	1.326	1.325	1.325	1.324
1200	1.324	1.323	1.322	1.322	1.321	1.321	1.320	1.320	1.319	1.319
1300	1.318	1.318	1.318	1.317	1.317	1.316	1.316	1.315	1.315	1.315
1400	1.314	1.314	1.313	1.313	1.313	1.312	1.312	1.312	1.311	1.311
1500	1.310	1.310	1.310	1.309	1.309	1.309	1.308	1.308	1.308	1.308
1600	1.307	1.307	1.307	1.306	1.306	1.306	1.306	1.305	1.305	1.305
1700	1.304	1.304	1.304	1.304	1.303	1.303	1.303	1.303	1.302	1.302
1800	1.302	1.302	1.302	1.301	1.301	1.301	1.301	1.300	1.300	1.300
1900	1.300	1.300	1.299	1.299	1.299	1.299	1.299	1.298	1.298	1.298
2000	1.298	1.298	1.297	1.297	1.297	1.297	1.297	1.297	1.296	1.296
2100	1.296	1.296	1.296	1.296	1.295	1.295	1.295	1.295	1.295	1.295
2200	1.294	1.294	1.294	1.294	1.294	1.294	1.294	1.293	1.293	1.293
2300	1.293	1.293	1.293	1.293	1.292	1.292	1.292	1.292	1.292	1.292
2400	1.292	1.292	1.291	1.291	1.291	1.291	1.291	1.291	1.291	1.291
2500	1.290	1.290	1.290	1.290	1.290	1.290	1.290	1.290	1.290	1.289
2600	1.289	1.289	1.289	1.289	1.289	1.289	1.289	1.289	1.288	1.288
2700	1.288	1.288	1.288	1.288	1.288	1.288	1.288	1.287	1.287	1.287
2800	1.287	1.287	1.287	1.287	1.287	1.287	1.287	1.286	1.286	1.286
2900	1.286	1.286	1.286	1.286	1.286	1.286	1.286	1.286	1.285	1.285
3000	1.285									

表A 本図表と文献(3)Gas Table との比較

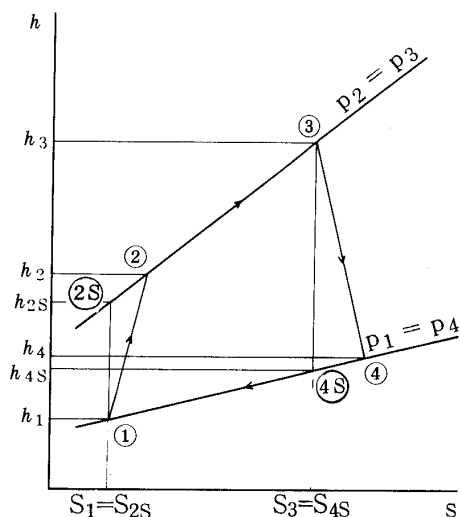
温度 TK	エンタルピ h (KJ / kg)		相 対 圧 力 P_r	
	本 表	文献(3)表	本 表	文 献 (3) 表
200	199.92	200.13	0.0029(0.1072)	0.0029 (0.33468)
500	503.38	503.30	0.0738(2.688)	0.0738 (8.378)
1000	1046.15	1046.16	1.0000(36.41)	1.0000 (113.48)
1500	1635.94	1635.68	5.2736(192.01)	5.2709 (598.14)
2000	2252.41	2251.28	18.127(660.02)	18.088 (2052.6)
2500	2884.35	2882.34	48.410(1762.6)	48.235 (5473.7)
3000	3526.65	3523.87	109.45(3985.2)	108.95 (12364)
3500	4176.98	4173.05	220.08(8013)	218.79 (24828)

()内は表に記載の数値

これと比較し表Aに示す結果をえた。但し P_r はそのまゝでは比較できないので 1000 K の値が 1,000 となるよう定数を掛けて比較してある。

4. 図表の用法

図Aに示す圧縮の過程①→②と膨張の過程③→④を例として図表の用法を説明する。



図A ガスタービンサイクルの $h \sim s$ 線図
(h ; エンタルピ s ; エントロピ)

4.1 圧縮機の運転状態を

- 入口圧力 $P_1 = 101.33 \text{ KPa}$
- 入口温度 $T_1 = 288 \text{ K}$
- 出出口圧力 $P_2 = 1013.3 \text{ KPa}$
- 断熱圧縮効率 $\eta_c = 85 \%$

空気流量 $\dot{m}_c = 10 \text{ kg/s}$ として、圧縮機の出口温度 T_2 、圧縮機入力 L_c を求める。

図表の $T = 288$ に相当する値として、

$$T_1 = 288 \text{ K}$$

$$h_1 = 288.20 \text{ KJ/kg}$$

$$P_{r1} = 0.3831$$

を読みとる。

図Aにおいて状態①から等エントロピ圧縮により状態 (2S) に至るとすれば相対圧力 P_{r2s} は、

$$P_{r2s} = P_{r1} \times \left(\frac{P_2}{P_1} \right) = 0.3831 \times \frac{1013.3}{101.33}$$

$$= 3.831$$

である。図表の $P_r = 3.831$ に相当する T , h を読みとり、状態 (2S) における温度とエンタルピとして、

$$T_{2s} = 551.58 \text{ K}$$

$$h_{2s} = 556.80 \text{ KJ/kg}$$

をうる。よって過程①→(2S)におけるエンタルピ差 $1 \Delta_2 h$ は、

$$1 \Delta_2 h = h_{2s} - h_1 = 556.80 - 288.20$$

$$= 268.60 \text{ KJ/kg}$$

となるから、断熱圧縮効率が85%の場合のエンタルピ差 $1 \Delta_2 h$ は、

$$1 \Delta_2 h = \frac{1 \Delta_2 h}{\eta_c} = \frac{268.60}{0.85} = 316.00 \text{ KJ/kg}$$

となる。よって圧縮機出口のエントルピ h_2 は、

$$\begin{aligned} h_2 &= h_1 + {}_1\Delta_2 h = 288.20 + 316.00 \\ &= 604.20 \quad \text{KJ/kg} \end{aligned}$$

となり、このエントルピ値に相当する温度は図表から、

$$T_2 = 596.95 \text{ K}$$

として出口温度が得られる。

圧縮機の入力 L_c は、

$$\begin{aligned} L_c &= \dot{m}_c \cdot {}_1\Delta_2 h = 10 \times 316.00 \\ &= 3160.0 \quad \text{KJ/S} \\ &= 3160 \quad \text{KW} \end{aligned}$$

4.2 タービンの運転状態を

入口圧力	$P_3 = 1013.3$	KP_a
入口温度	$T_3 = 1273$	K
出口圧力	$P_4 = 101.33$	KP_a
断熱膨張効率	$\eta_T = 85$	$\%$
空気流量	$\dot{m}_T = 10$	kg/S

として、タービンの出口温度 T_4 、タービンの出力 L_T を求める。

図表の $T = 1273$ に相当する値として、

$$\begin{aligned} T_3 &= 1273 \quad K \\ h_3 &= 1363.81 \quad \text{KJ/kg} \\ P_{r3} &= 96.78 \end{aligned}$$

を読みとる。

図Aにおいて状態③から等エントロピ膨張により状態 (4S) に至るとすれば相対圧力 P_{r4s} は、

$$\begin{aligned} P_{r4s} &= P_{r3} \times \left(\frac{P_4}{P_3} \right) = 96.78 \times \left(\frac{101.33}{1013.3} \right) \\ &= 9.678 \end{aligned}$$

である。図表の $P_r = 9.678$ に相当する T 、 h を読みとり、状態 (4S) における温度とエントルピとして、

$$\begin{aligned} T_{4s} &= 709.39 \quad K \\ h_{4s} &= 723.75 \quad \text{KJ/kg} \end{aligned}$$

をうる。よって過程③→(4S) におけるエントルピ差 ${}_3\Delta_4 h$ は、

$$\begin{aligned} {}_3\Delta_4 h &= h_3 - h_{4s} = 1363.81 - 723.75 \\ &= 640.06 \quad \text{KJ/kg} \end{aligned}$$

となるから、断熱膨張効率が85%の場合のエントルピ差 ${}_3\Delta_4 h$ は、

$$\begin{aligned} {}_3\Delta_4 h &= \eta_{T3} \Delta_4 h = 0.85 \times 640.06 \\ &= 544.05 \quad \text{KJ/kg} \end{aligned}$$

となる。よってタービン出口のエントルピ h_4 は

$$\begin{aligned} h_4 &= h_3 - {}_3\Delta_4 h = 1363.81 - 544.05 \\ &= 819.76 \quad \text{KJ/kg} \end{aligned}$$

となり、このエントルピ値に相当する温度は図表から、

$$T_4 = 797.70 \text{ K}$$

として出口温度が得られる。

タービンの出力 L_T は、

$$\begin{aligned} L_T &= \dot{m}_T \cdot {}_3\Delta_4 h = 10 \times 544.05 \\ &= 5440.5 \quad \text{KJ/s} \\ &= 5440.5 \quad \text{KW} \end{aligned}$$

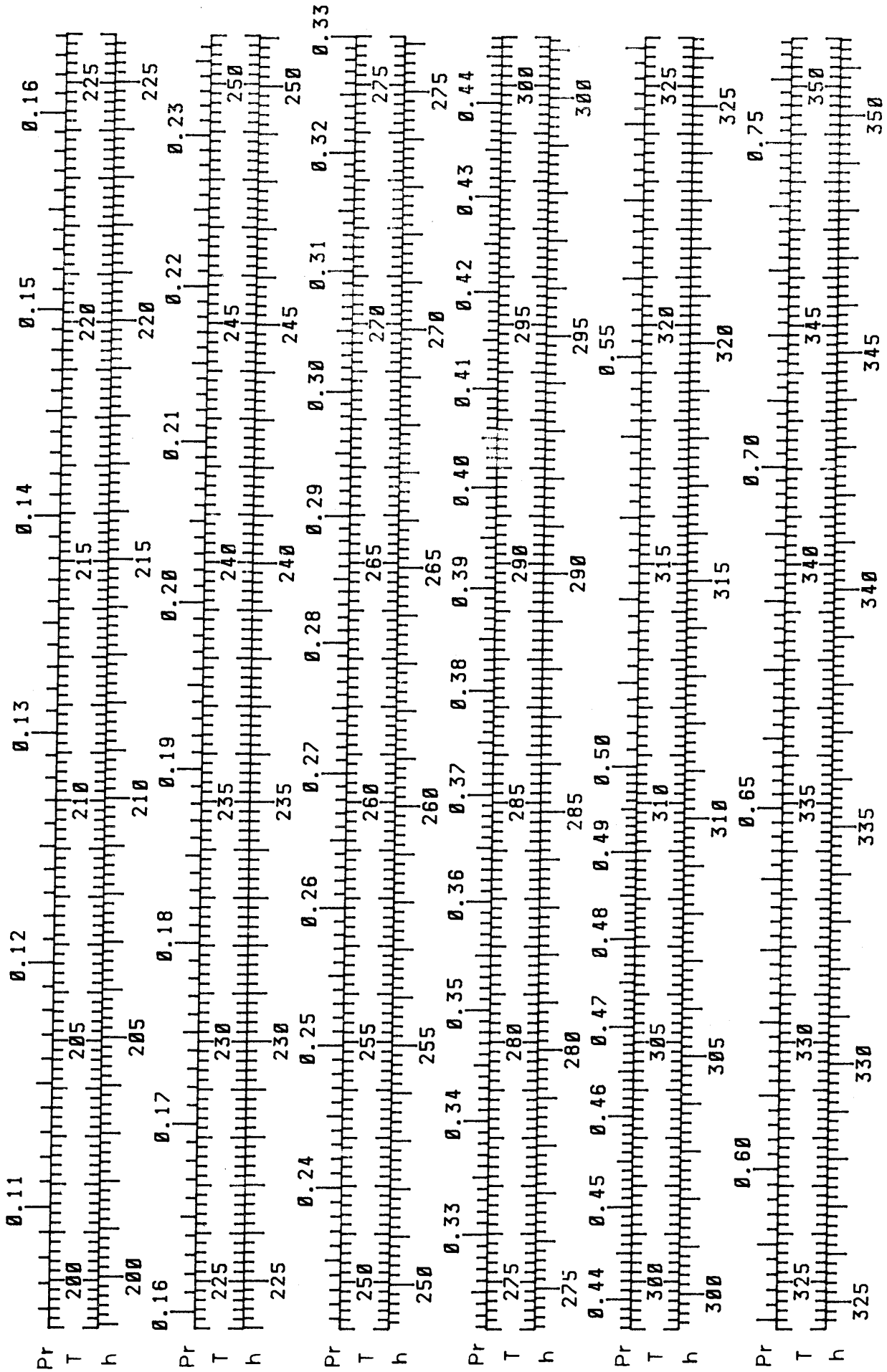
5. あとがき

昭和35年ごろ本図表と同様な図表を作成したことがある。当時は手回し式の計算機と“からすぐち”を用いて作図したので多大の時間と労力を費したが、今回は電子計算機とX-Yプロッタを用いて短時間で正確な図表を作ることができた。まさに隔世の感がある。ガスの熱力学的性質を精度よく示す資料があればその図表化はさして難しいことではなくなった。今後も必要に応じて図表の作成を試みたい。

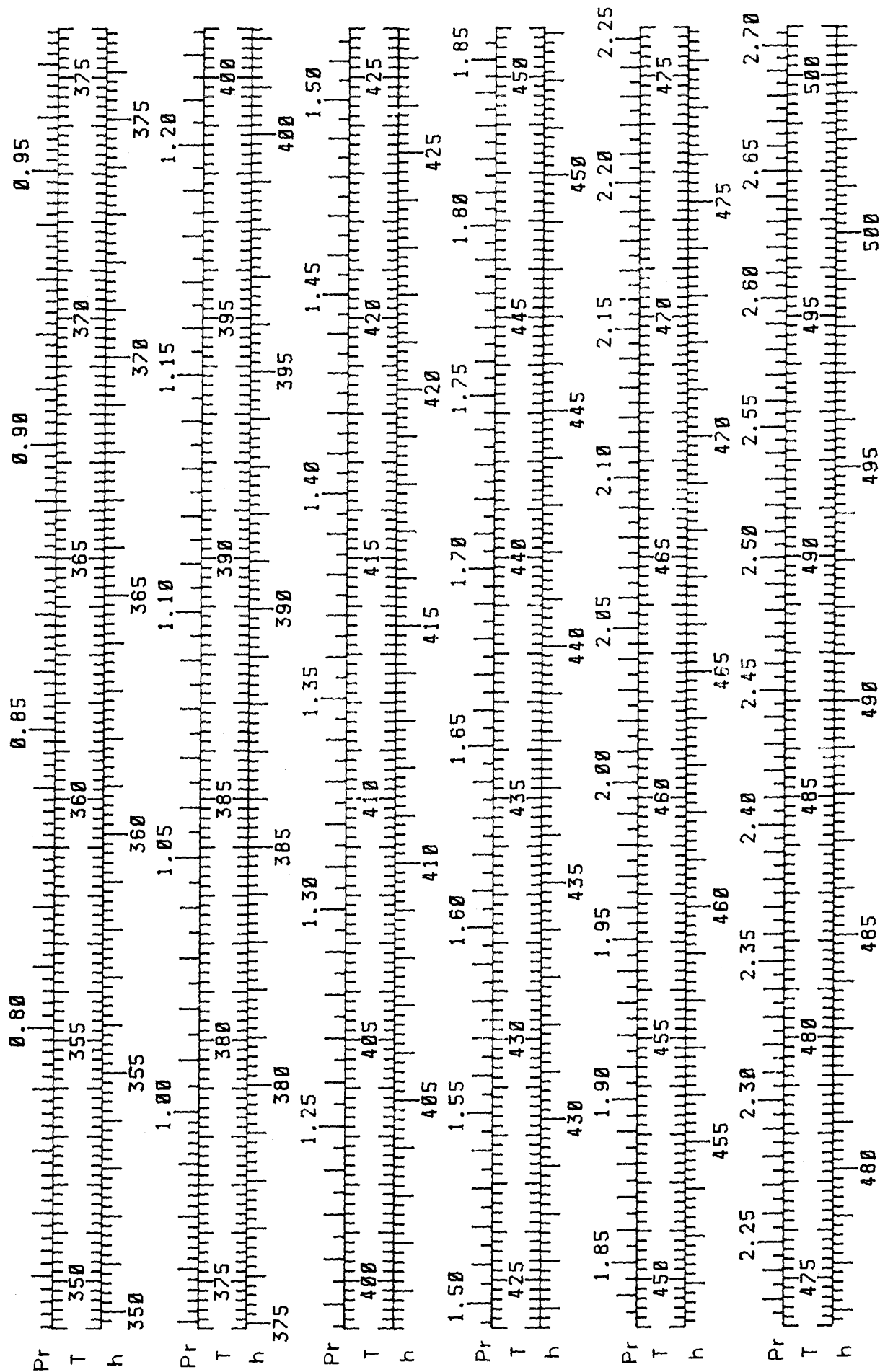
本図表の作成に当って東京理科大学工学部大学院生鈴木英明君、南谷林太郎君の多大の御協力を得た。深く謝意を表する。(文責 須之部量寛)

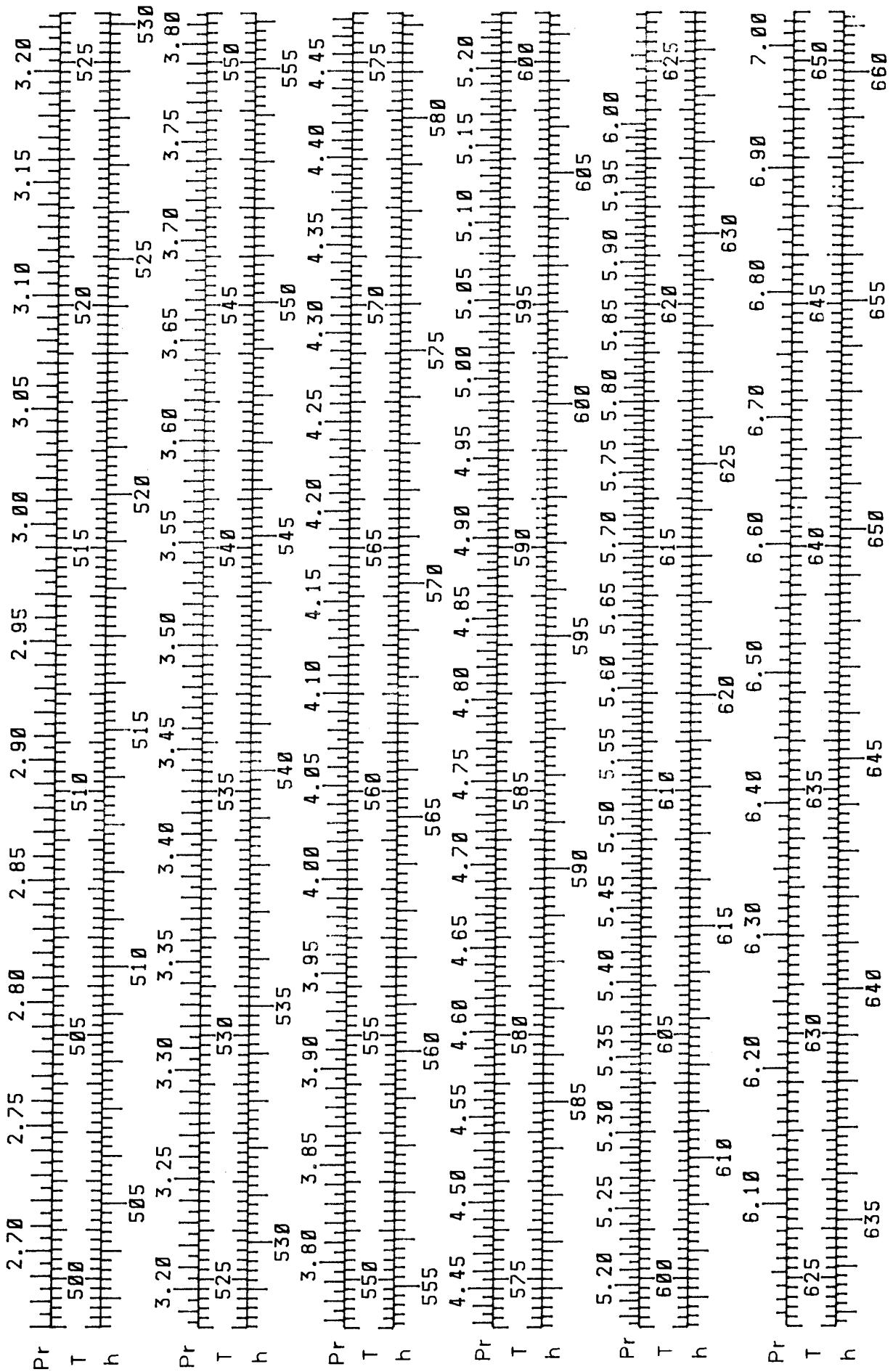
参考文献

- (1) 長島 昭, 松永直樹, “ガスタービン設計のための燃焼生成物特性の計算法” 日本ガスタービン学会誌, 12巻, 47号, 1984.
- (2) 学会調査研究委員会 “ガスタービン作動流体の熱力学的性質を表す計算式とその用法” 日本ガスタービン学会誌, 13巻, 52号, 1986.
- (3) Keenan J. H., Chao J., and Kaye J. “Gas Tables: International Version - Thermodynamic Properties of Air, Products of Combustion and Component Gases. Compressible Flow Functions. 2nd Ed. 1983.

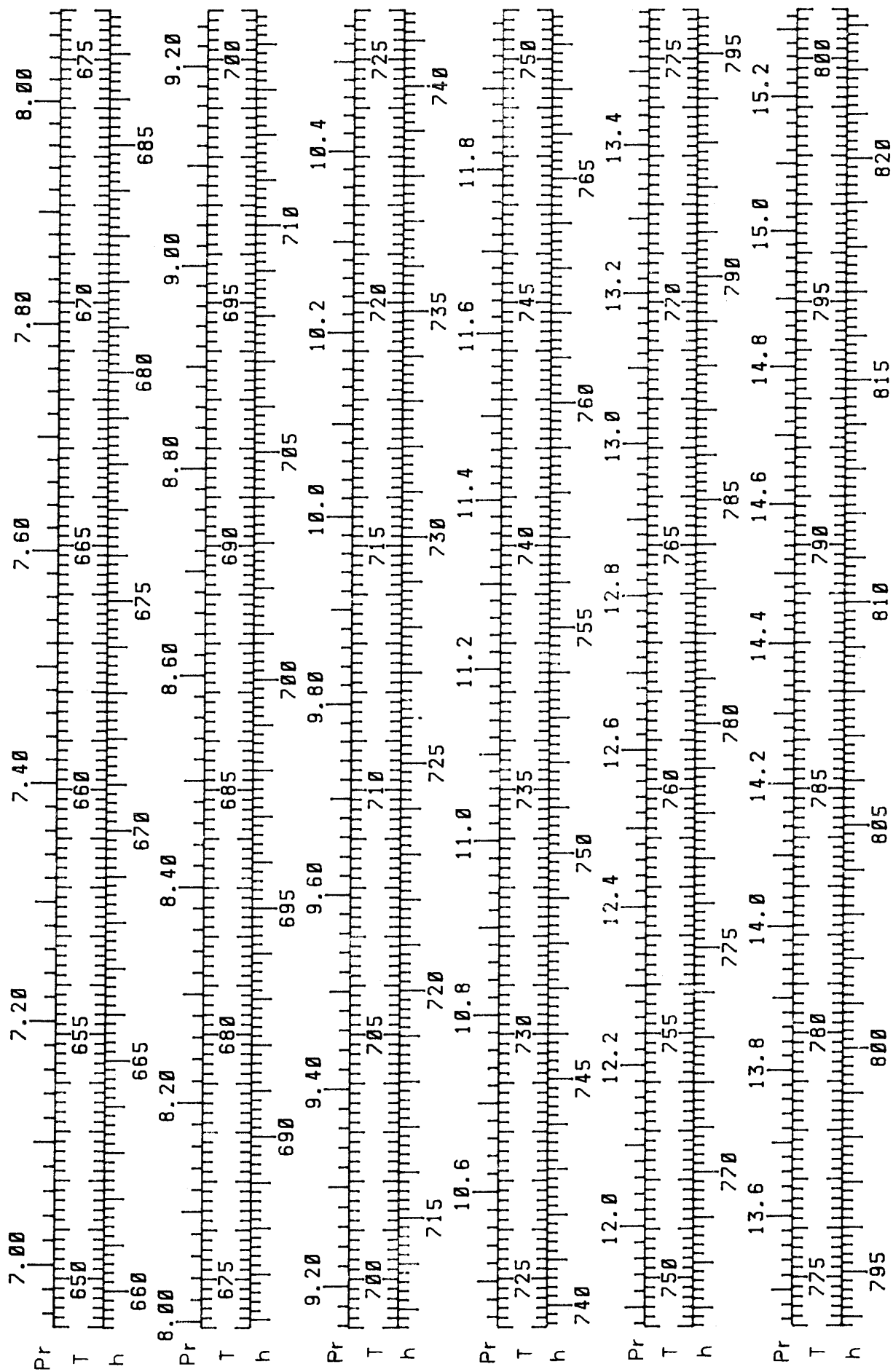


(1)

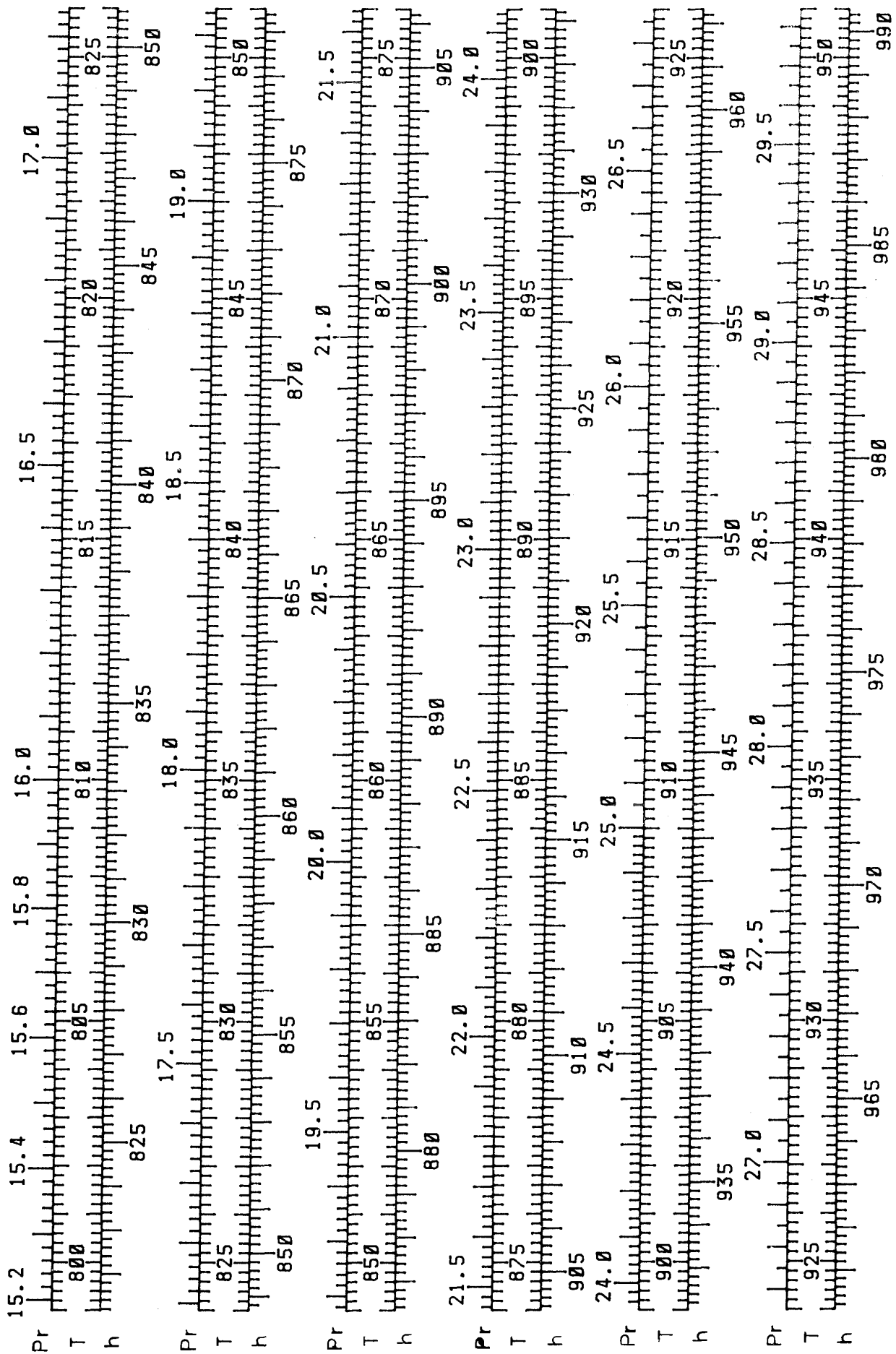




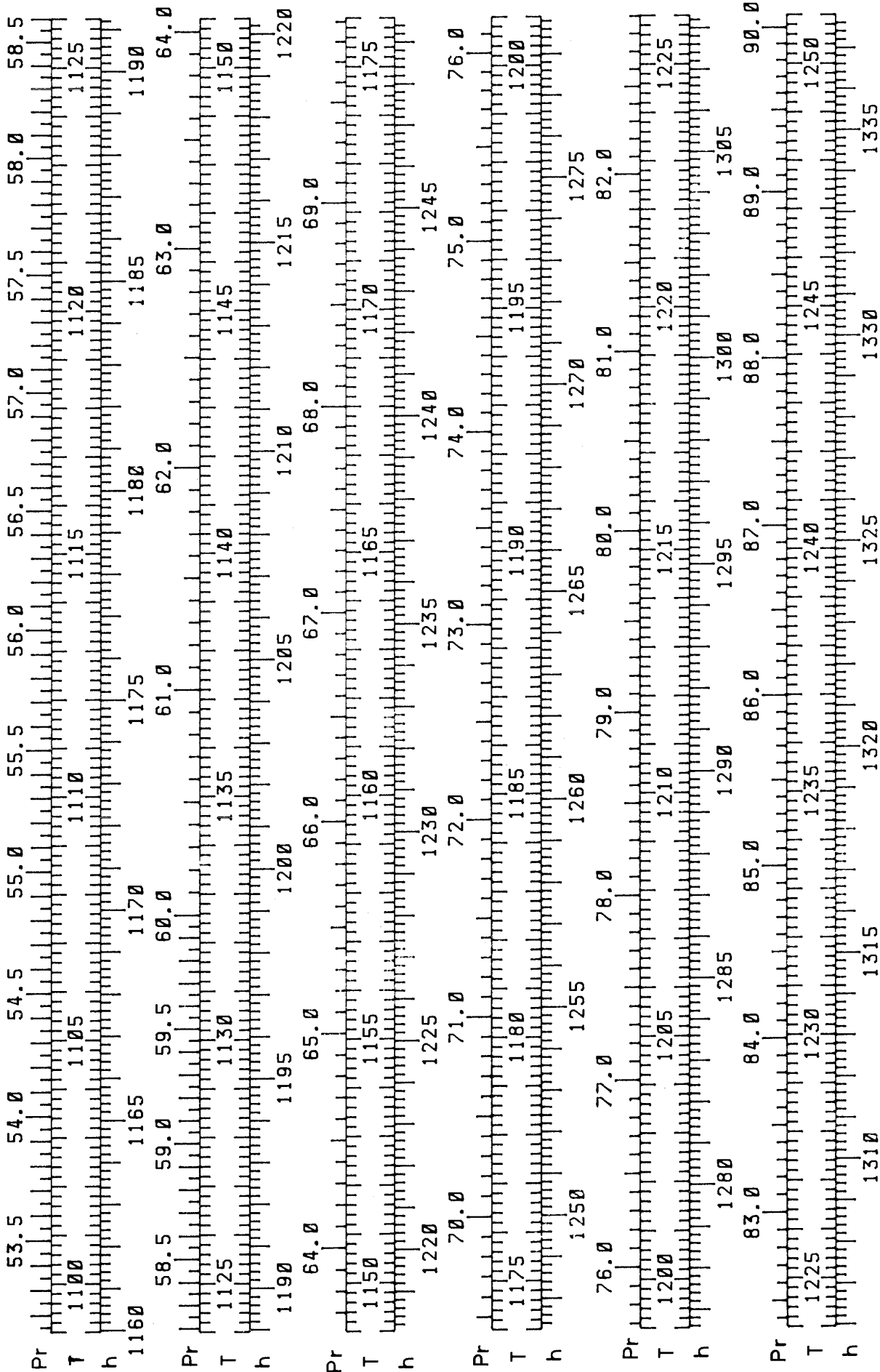
(3)



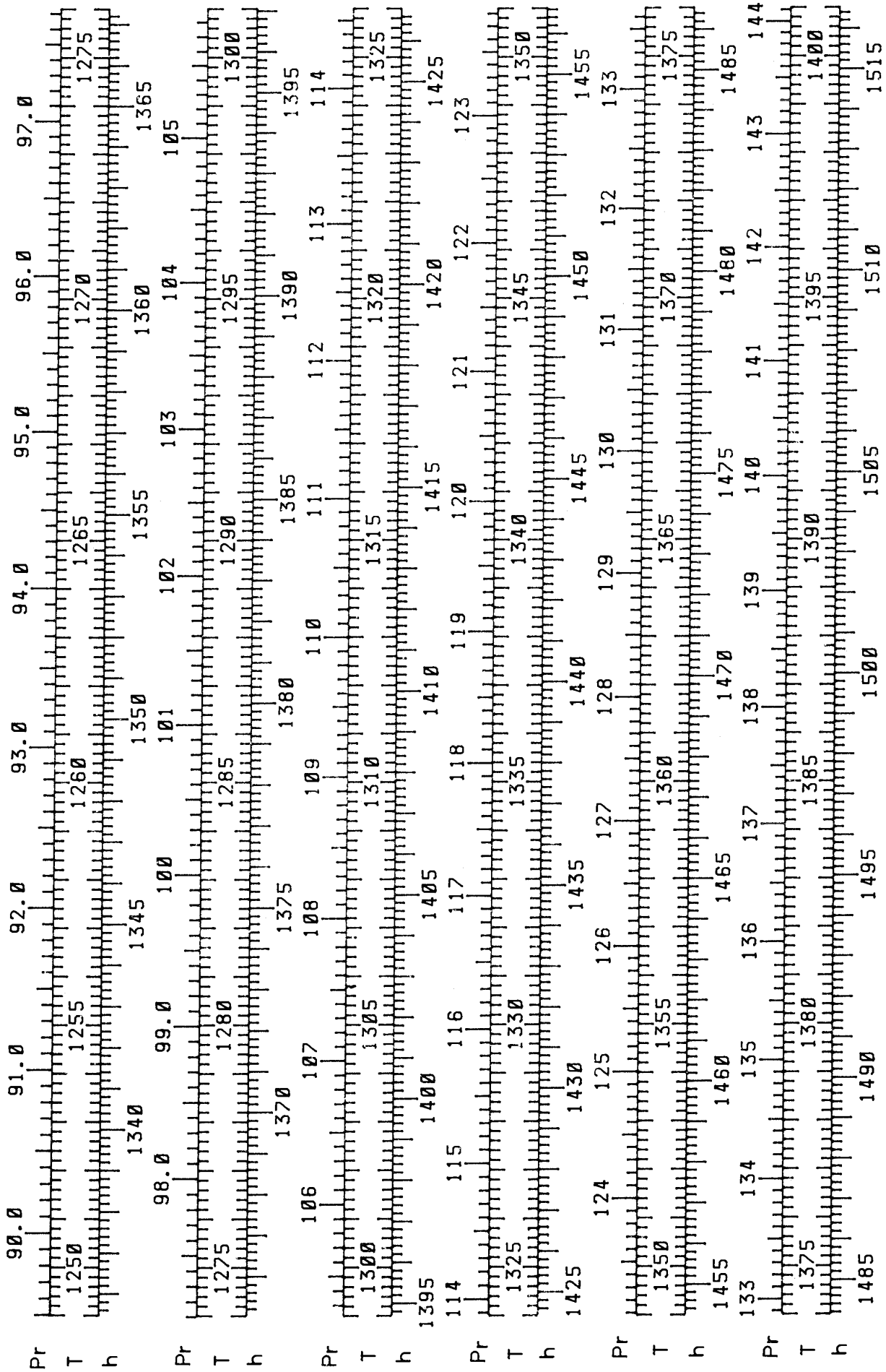
(4)



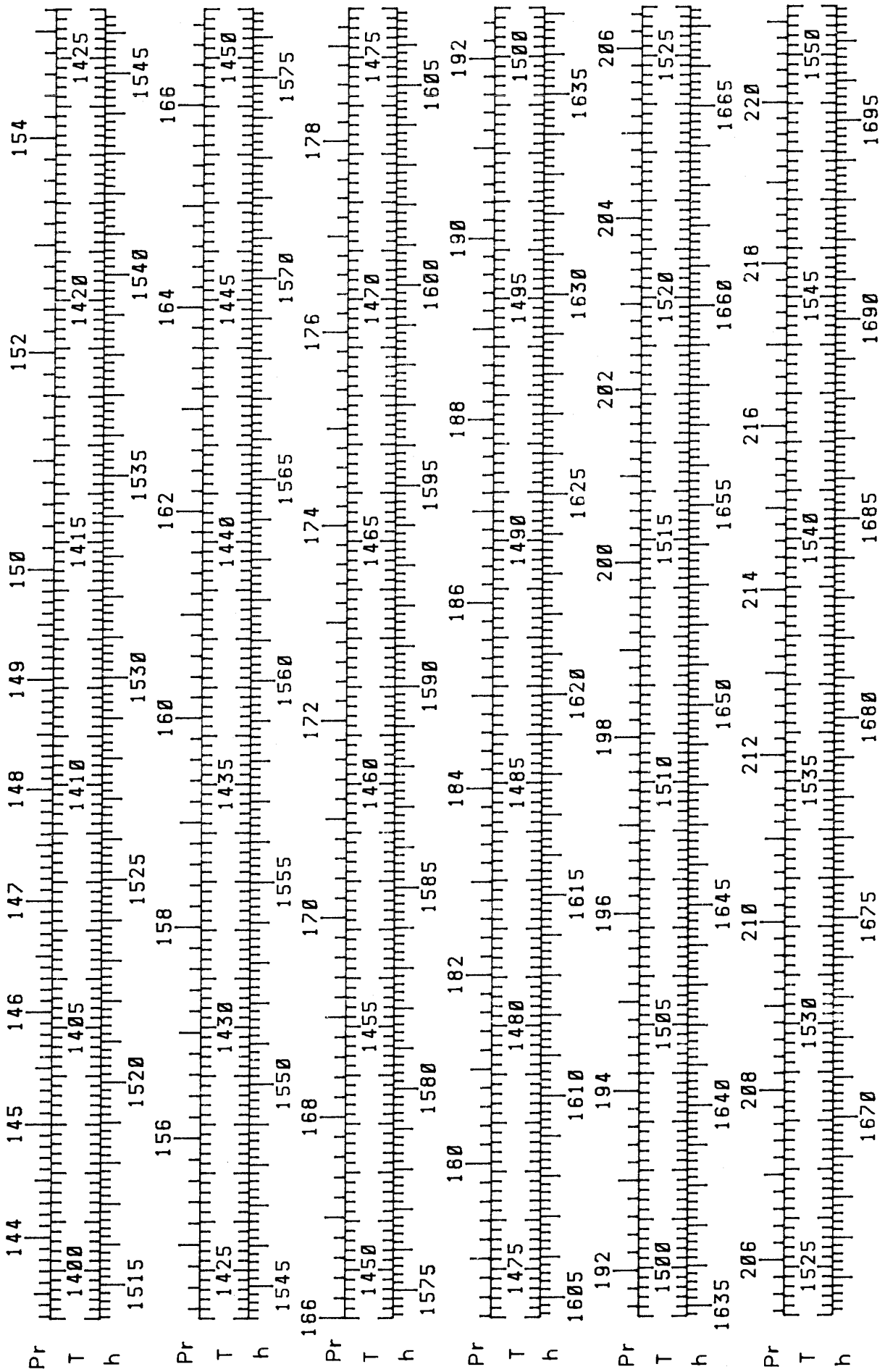
(5)

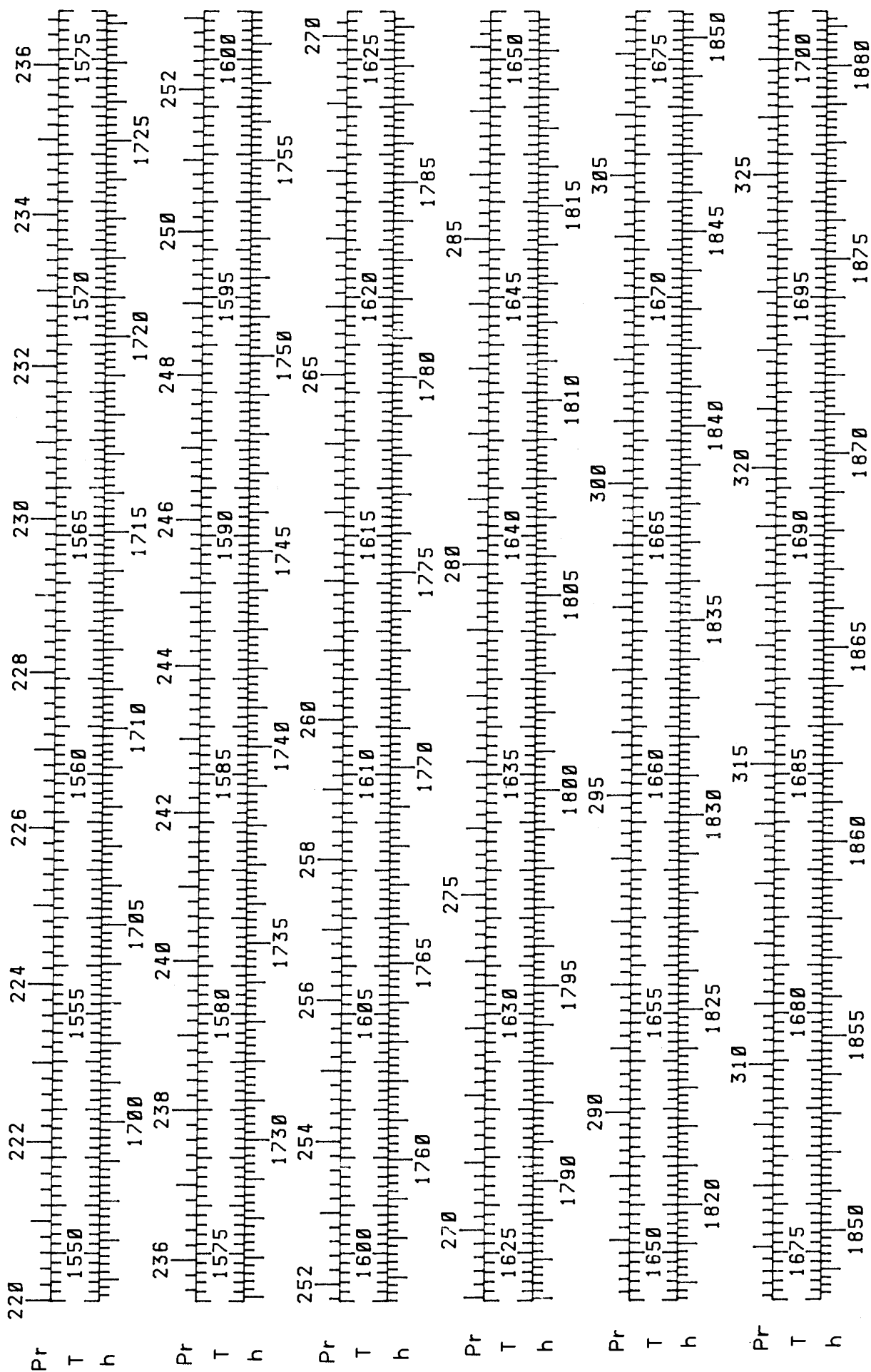


(7)

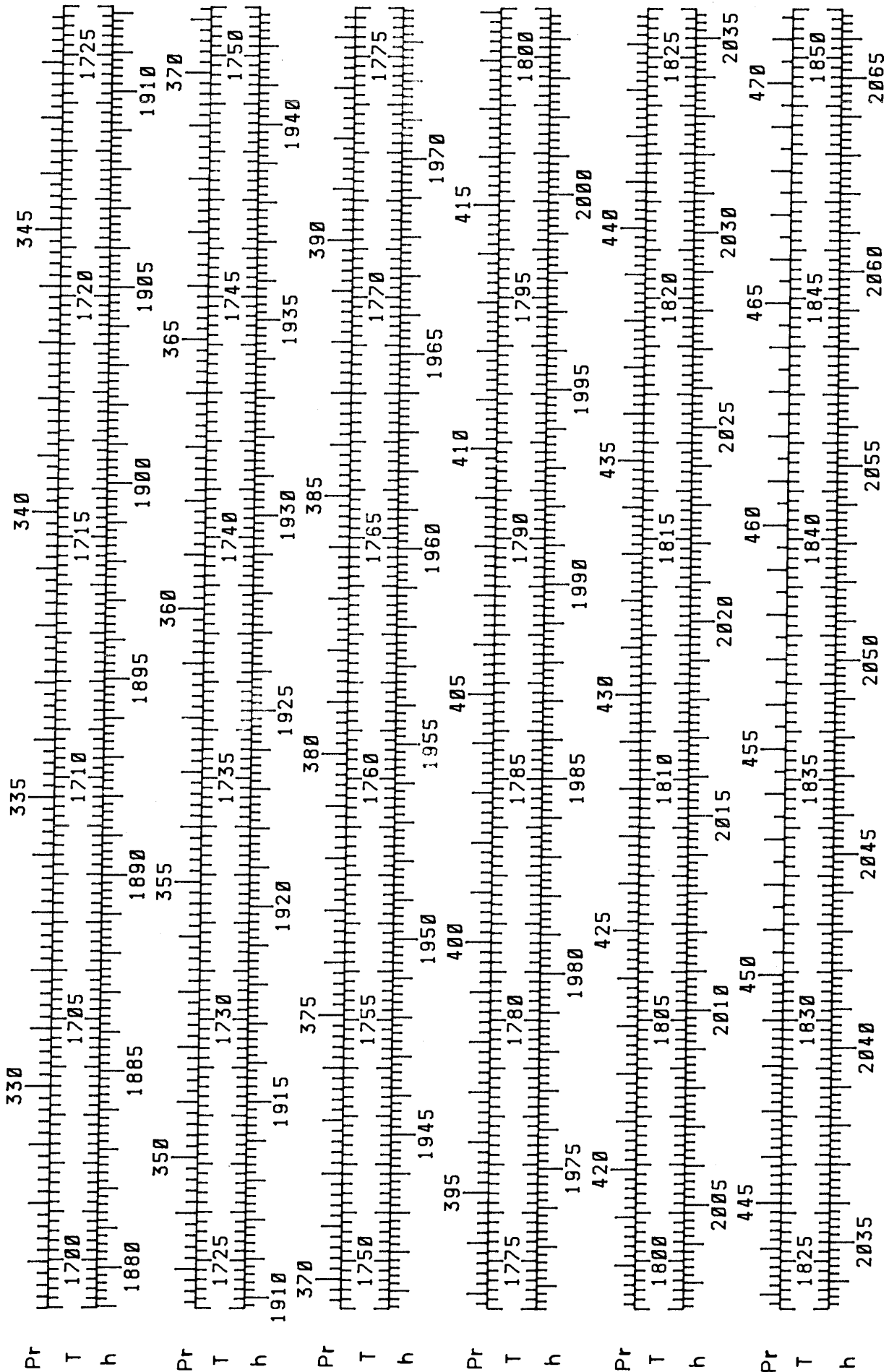


(8)

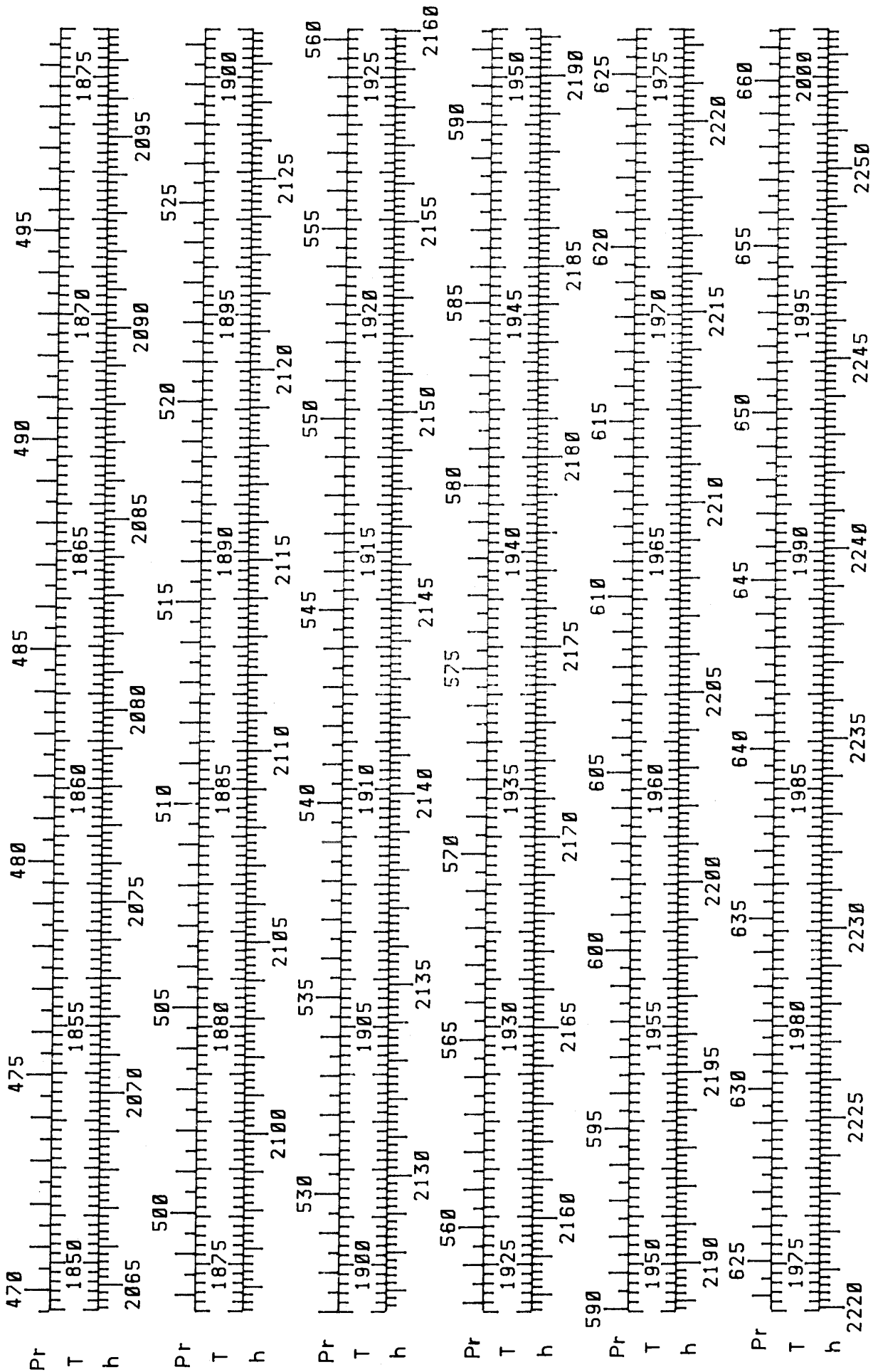


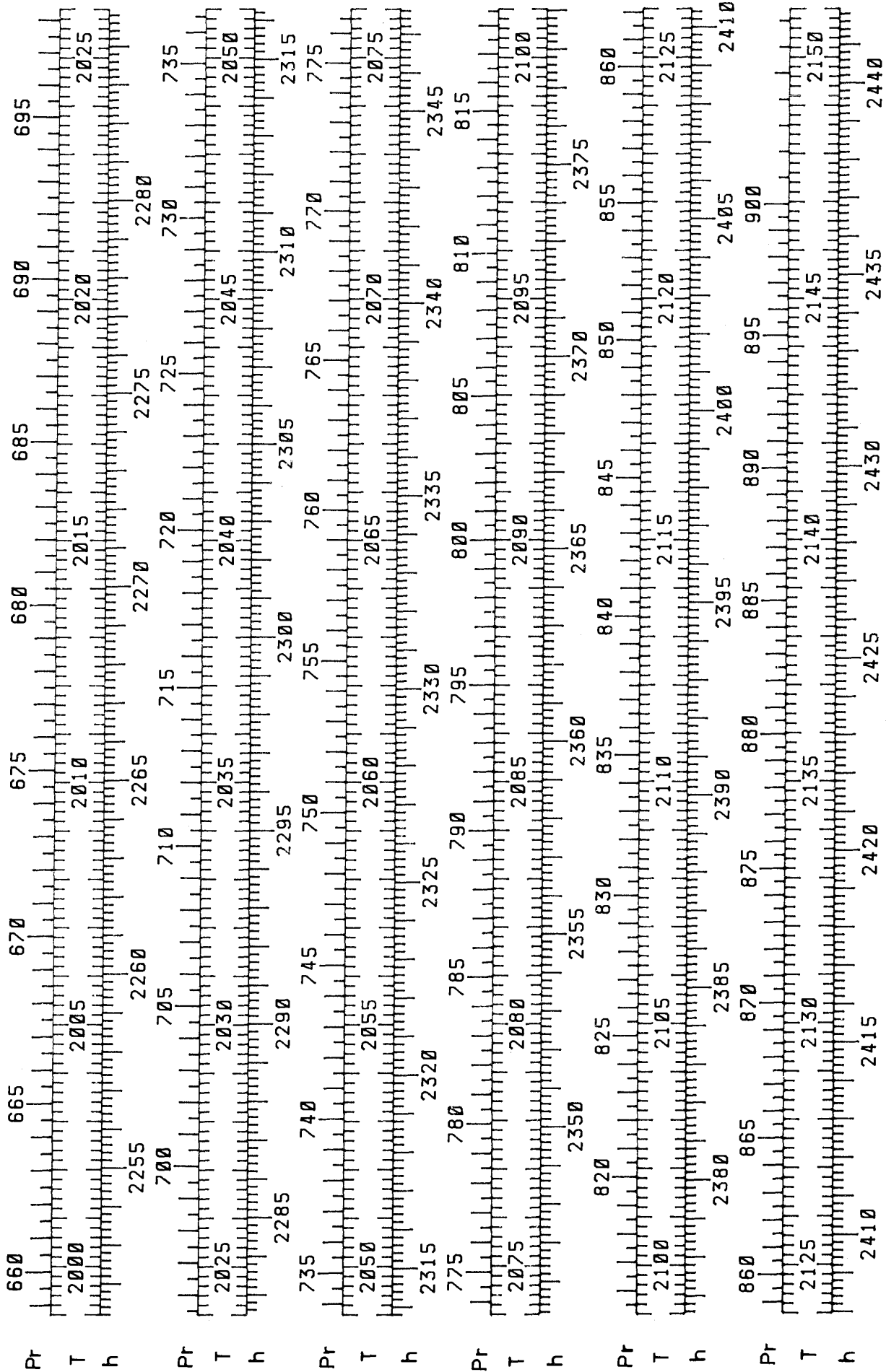


(10)

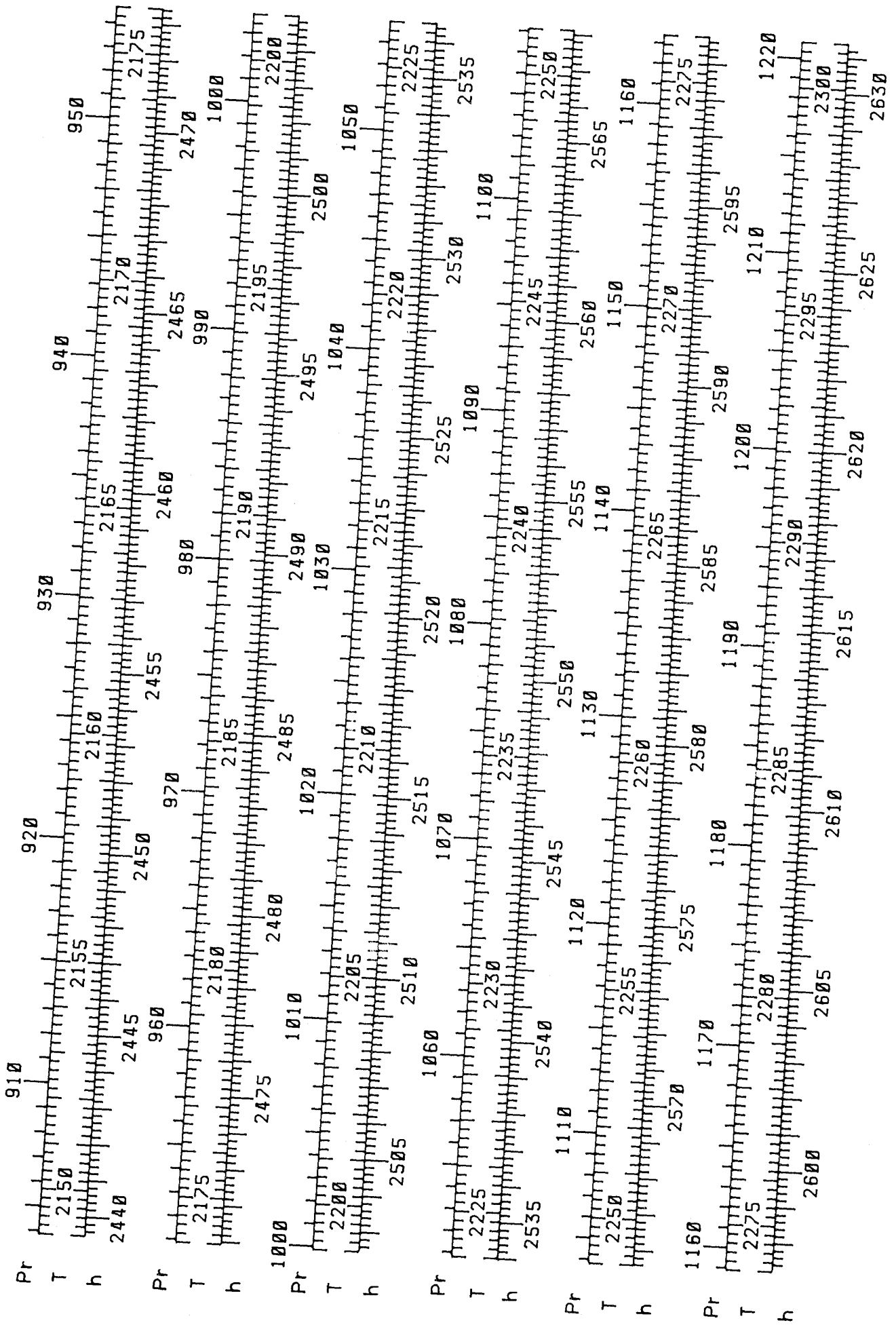


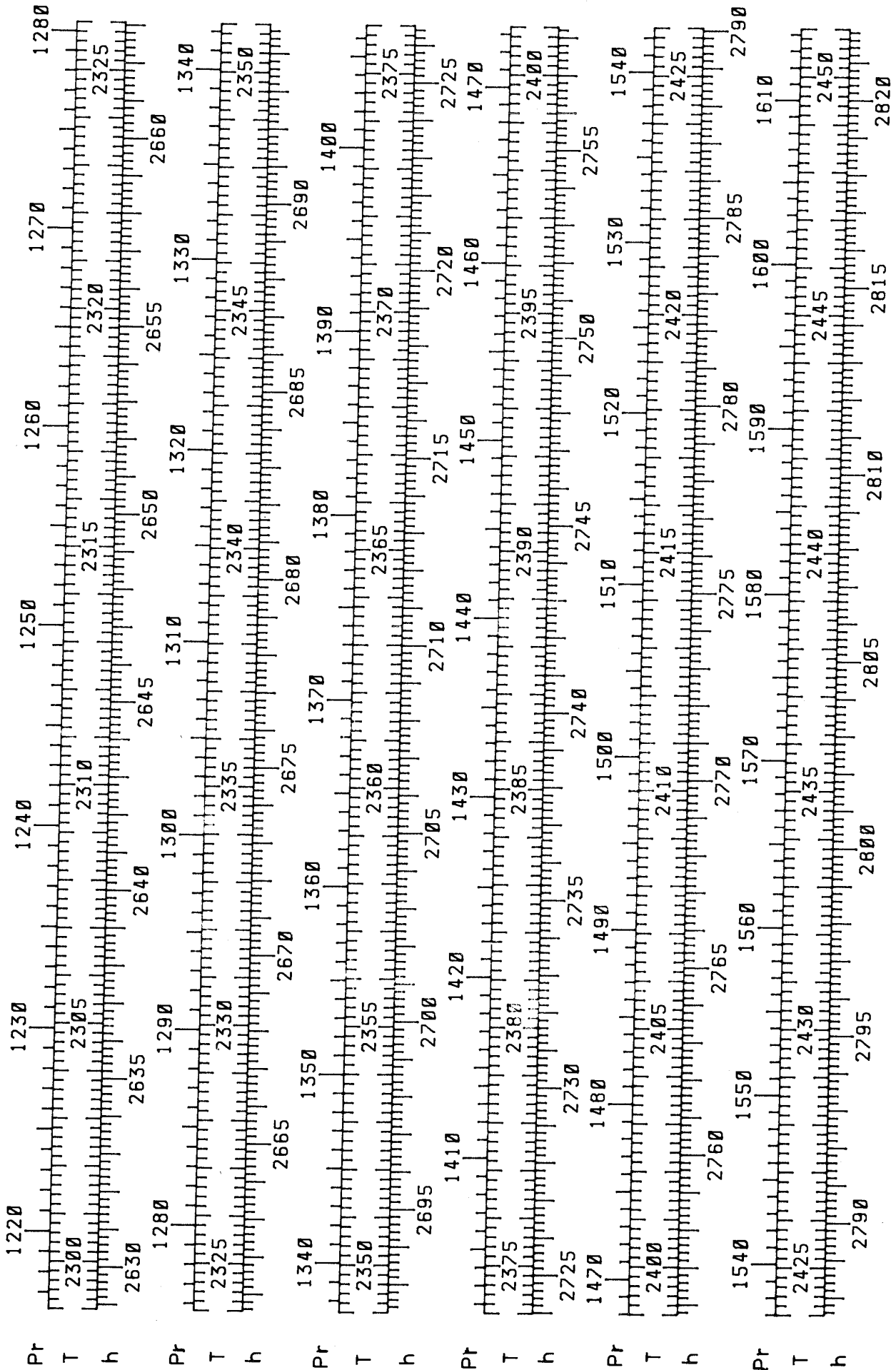
(11)

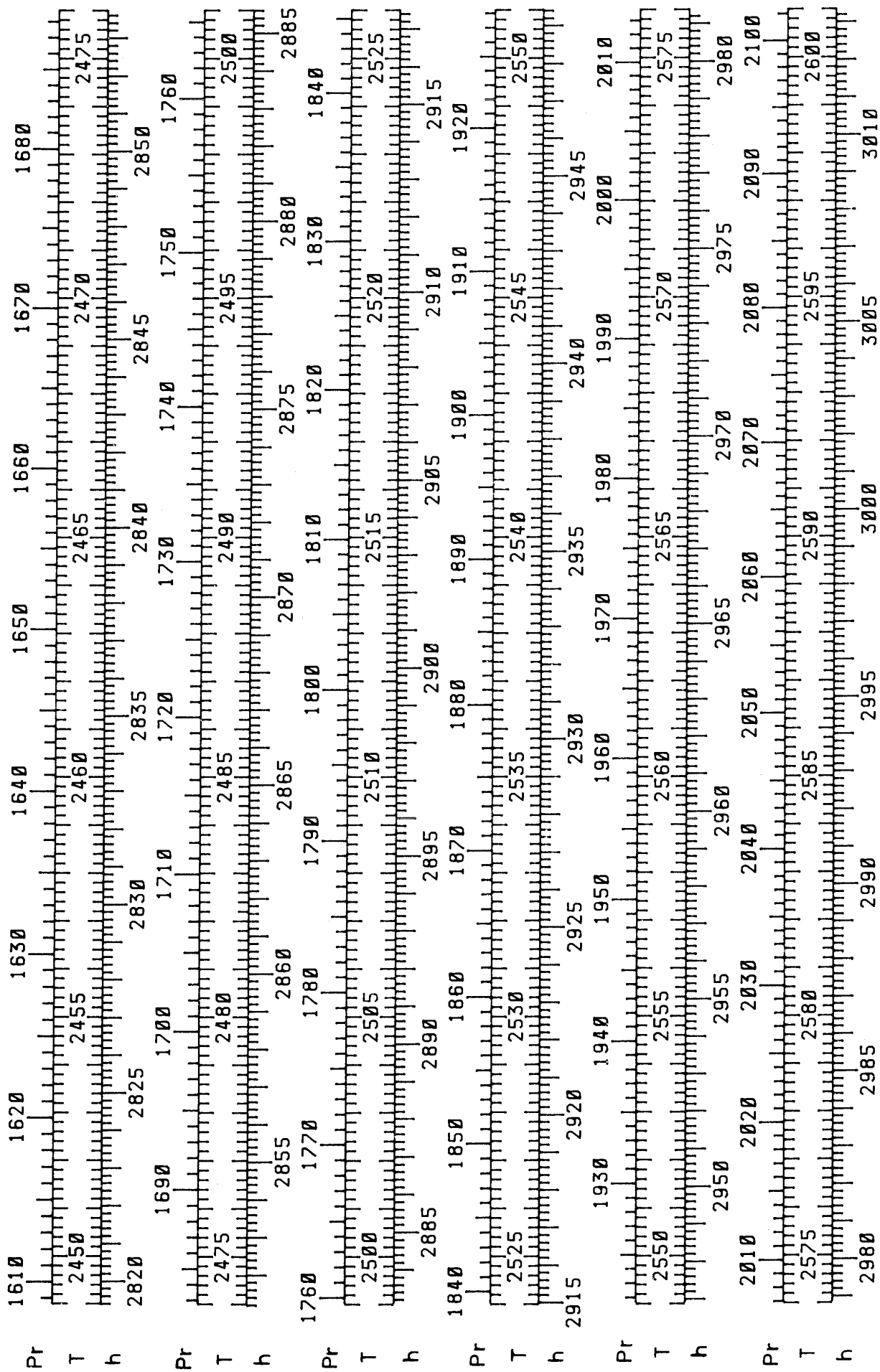


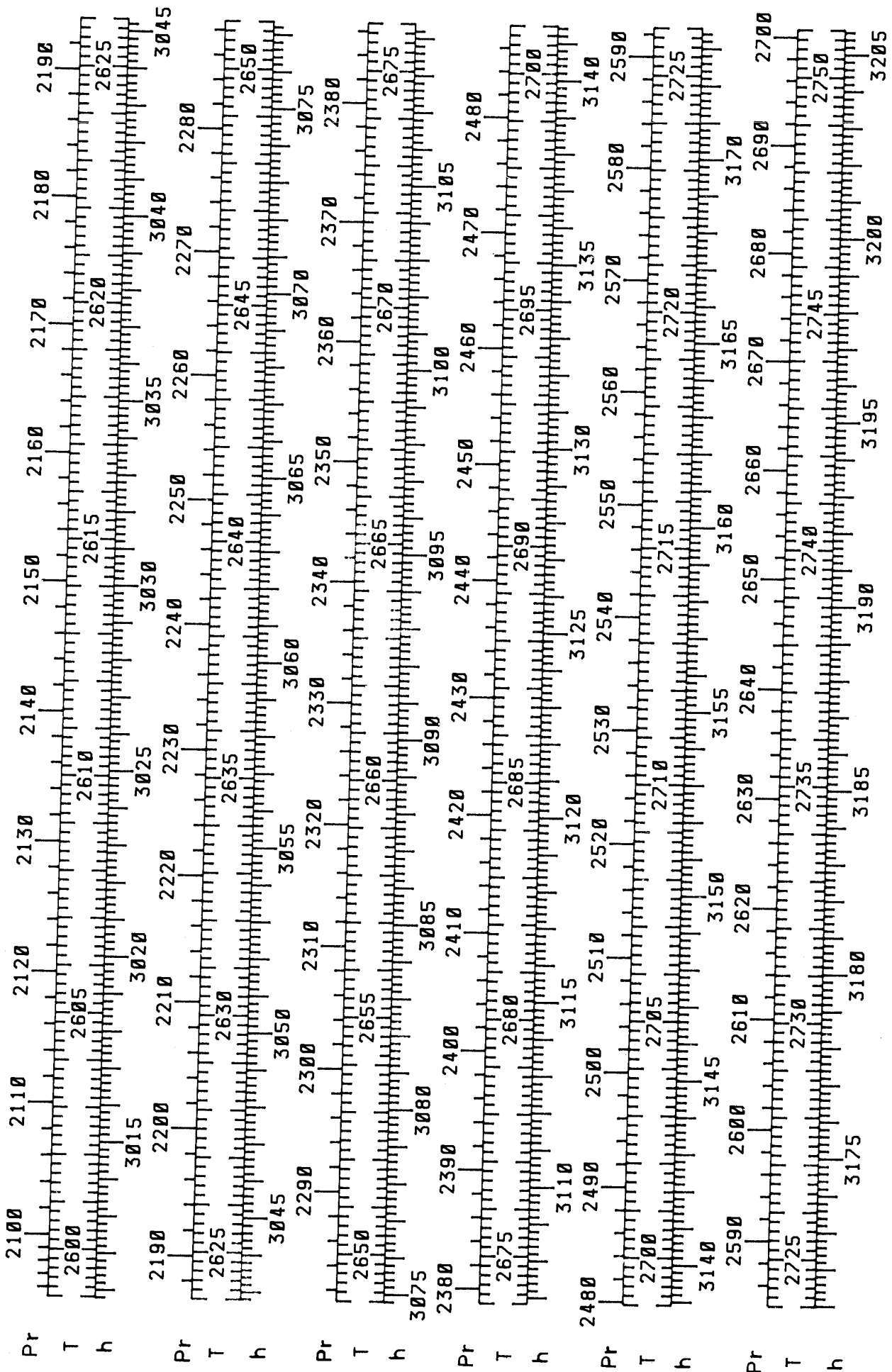


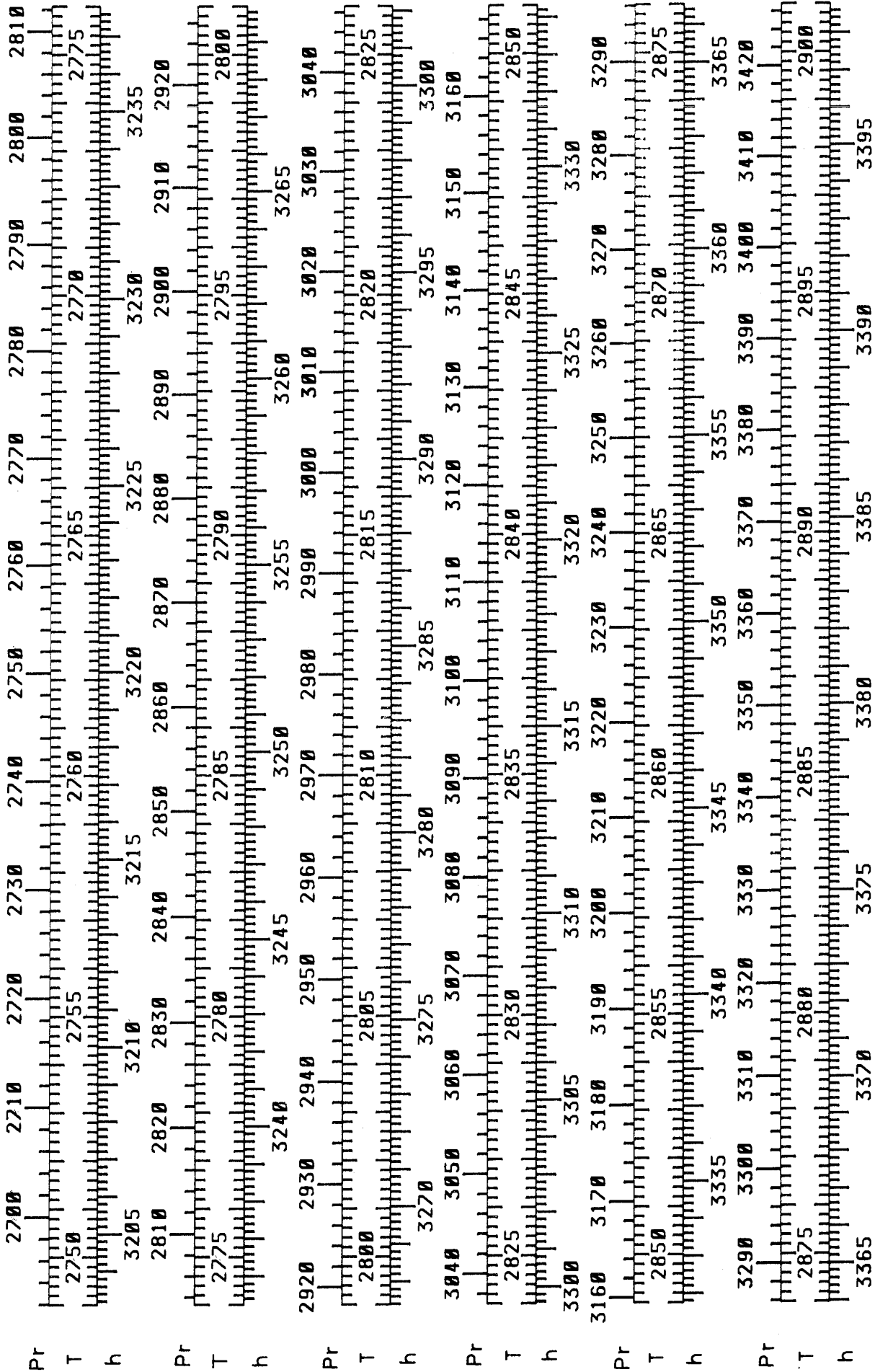
(13)

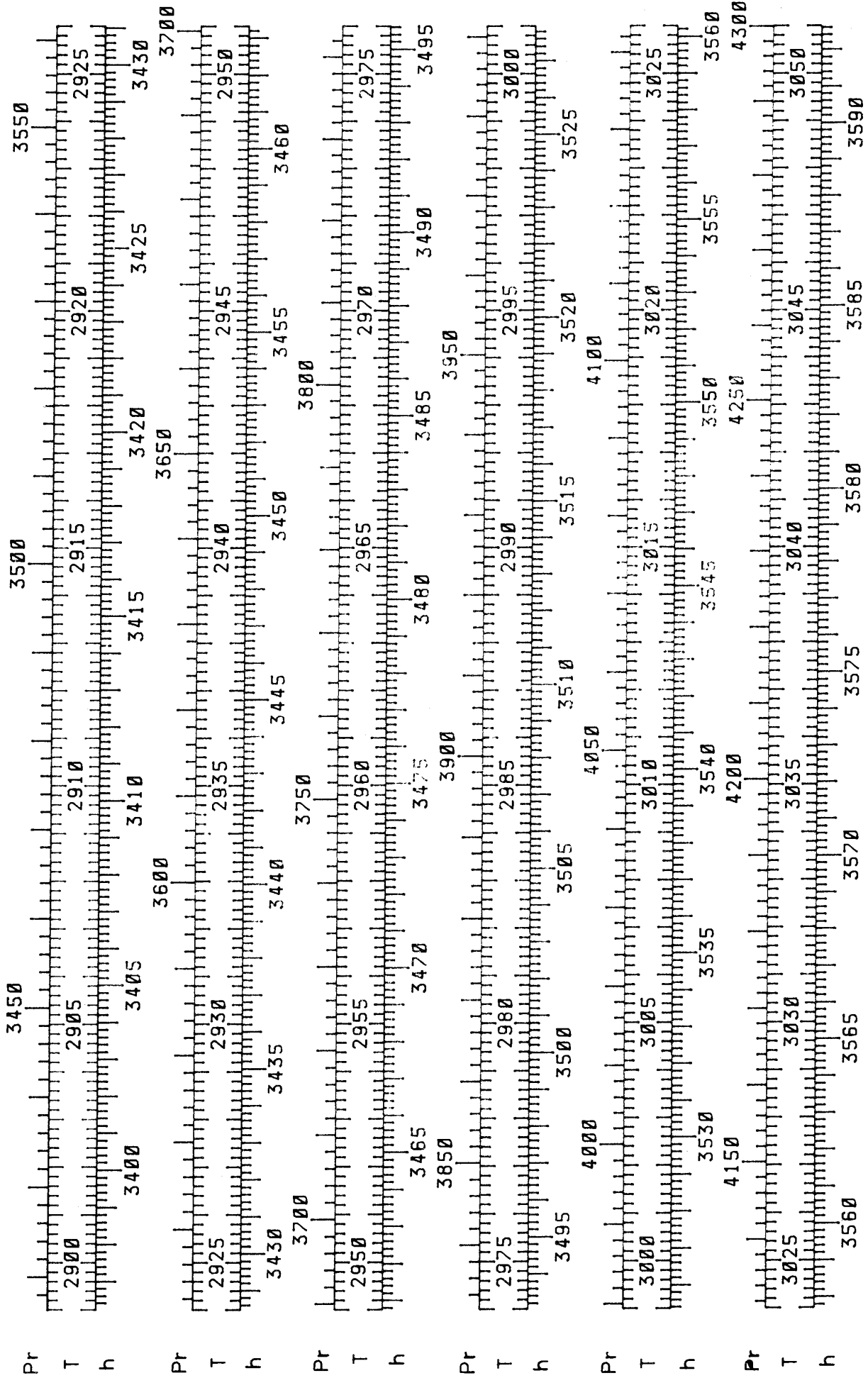


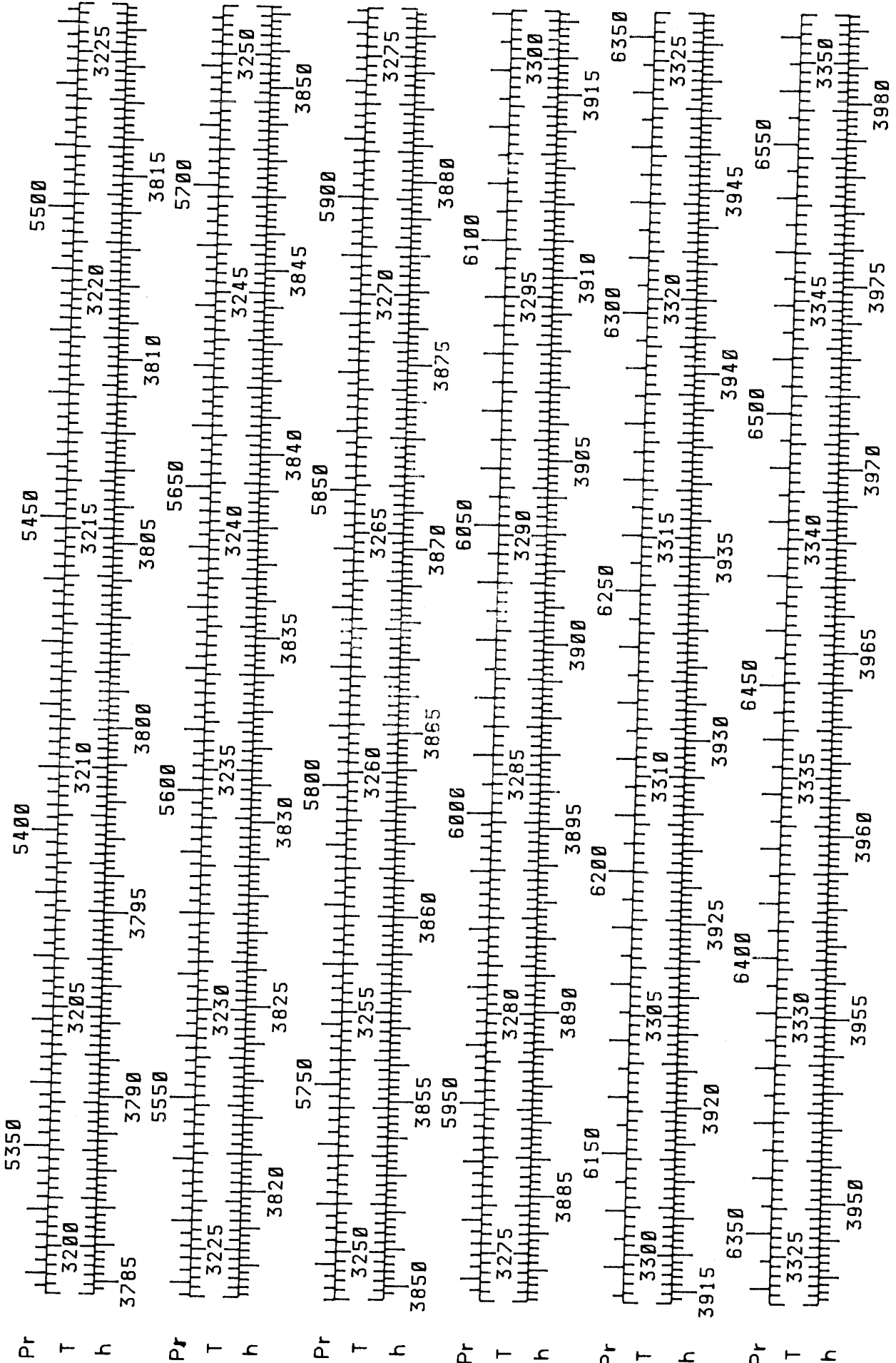


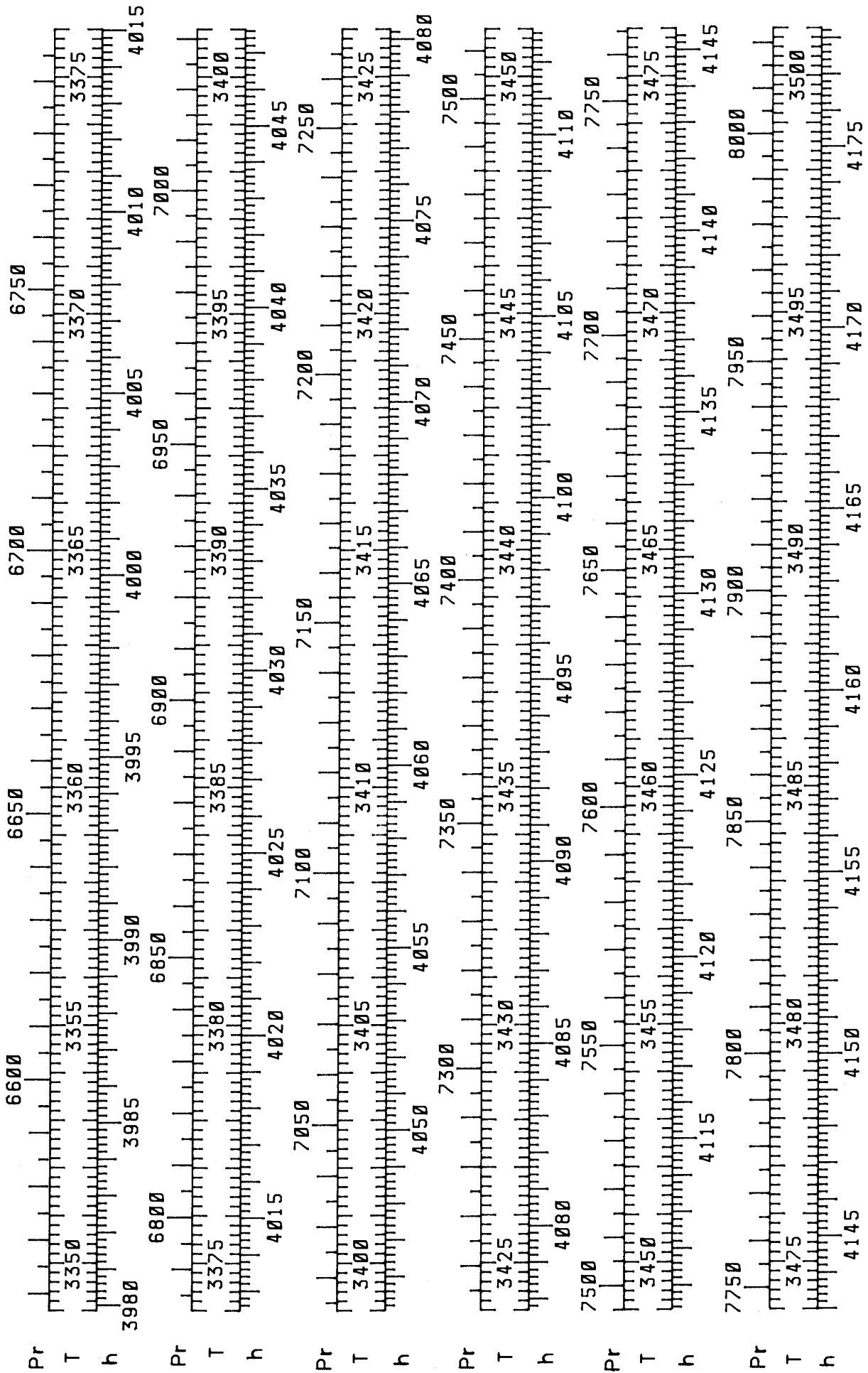


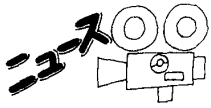












ガスタービンセミナー（第14回）を終えて

航空宇宙技術研究所 遠藤 征紀

「ユーザーからみたガスタービンへの期待と提言」、「省エネルギー技術の現状と動向」をテーマとするガスタービンセミナー(第14回)が去る1月23日(木)、24日(金)の両日、機械振興会館で開催された。最近、技術的には自主開発が活発に行なわれるまでになったガスタービンについて、新しい用途を拡大したいという願望が高まっている。そこで、ガスタービンの代表的ユーザーからの御意見や提言を聞くとともに、ガスタービン屋にとって関心

の深い他の新しい機関の技術開発の現状について専門家に講演していただくことによって今後の発展の糧としたいという企画でした。本セミナーは毎回100人前後の参加者がありました。このところ漸減していたので心配でしたが今回は2日間で125名の参加がありました。目下その意味するところを検討中ですが、このような内容の企画が要望されていると考えるのが妥当と考えます。

(企画委員)

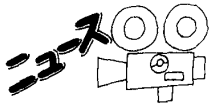
< 見学会のおしらせ >

日 時 昭和61年6月27日(金)
見学先 東京電力 富津発電所

詳細は追ってお知らせいたします。

入会者名簿

正会員 米澤克夫(石川島播磨重工業) 浜崎浩志(石川島播磨重工業)
足田光徳(石川島播磨重工業)
学生会員 大越広要(日工大)



ガスタービンセミナー（第14回）を終えて

航空宇宙技術研究所 遠藤 征紀

「ユーザーからみたガスタービンへの期待と提言」、「省エネルギー技術の現状と動向」をテーマとするガスタービンセミナー(第14回)が去る1月23日(木)、24日(金)の両日、機械振興会館で開催された。最近、技術的には自主開発が活発に行なわれるまでになったガスタービンについて、新しい用途を拡大したいという願望が高まっている。そこで、ガスタービンの代表的ユーザーからの御意見や提言を聞くとともに、ガスタービン屋にとって関心

の深い他の新しい機関の技術開発の現状について専門家に講演していただくことによって今後の発展の糧としたいという企画でした。本セミナーは毎回100人前後の参加者がありました。このところ漸減していたので心配でしたが今回は2日間で125名の参加がありました。目下その意味するところを検討中ですが、このような内容の企画が要望されていると考えるのが妥当と考えます。

(企画委員)

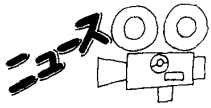
< 見学会のおしらせ >

日 時 昭和61年6月27日(金)
見学先 東京電力 富津発電所

詳細は追ってお知らせいたします。

入会者名簿

正会員 米澤克夫(石川島播磨重工業) 浜崎浩志(石川島播磨重工業)
足田光徳(石川島播磨重工業)
学生会員 大越広要(日工大)



ガスタービンセミナー（第14回）を終えて

航空宇宙技術研究所 遠藤 征紀

「ユーザーからみたガスタービンへの期待と提言」、「省エネルギー技術の現状と動向」をテーマとするガスタービンセミナー(第14回)が去る1月23日(木)、24日(金)の両日、機械振興会館で開催された。最近、技術的には自主開発が活発に行なわれるまでになったガスタービンについて、新しい用途を拡大したいという願望が高まっている。そこで、ガスタービンの代表的ユーザーからの御意見や提言を聞くとともに、ガスタービン屋にとって関心

の深い他の新しい機関の技術開発の現状について専門家に講演していただくことによって今後の発展の糧としたいという企画でした。本セミナーは毎回100人前後の参加者がありました。このところ漸減していたので心配でしたが今回は2日間で125名の参加がありました。目下その意味するところを検討中ですが、このような内容の企画が要望されていると考えるのが妥当と考えます。

(企画委員)

< 見学会のおしらせ >

日 時 昭和61年6月27日(金)
見 学 先 東京電力 富津発電所

詳細は追ってお知らせいたします。

入 会 者 名 簿

正 会 員 米澤克夫(石川島播磨重工業) 浜崎浩志(石川島播磨重工業)
足田光徳(石川島播磨重工業)
学 生 会 員 大越広要(日工大)

後記

昨年は国産の航空用ガスタービンが相次いで空を飛んだ。一つはSTOL機「飛鳥」に搭載されているFJR 710エンジンで、一つはT4中等練習機のF3エンジンである。本学会々員の中には、この両エンジンに直接あるいは間接に係わった方々が多くおられ、感慨もひとしおと想像される。そこで、巻頭の随筆はSTOL機「飛鳥」の計画を精力的に推進してこられた武田峻氏をお願いした。航空機事故調査委員長として激務の折にもかかわらず、執筆下さり感謝にたえません。

解説欄は前号に引き続き、第2回特別講演（箱根）でコーディネータを務められた大山、山崎の両氏に、講演の内容を骨子に執筆いただいた。この特別講演は、ユニークな運営と適切なテーマとで、毎回極めて好評を博しているが、早くも次回への期待がふくらんでく

る。講義欄は、「ファインセラミックス」について、2回連載の予定で米屋氏をお願いした。

ガスタービンのサイクル計算、シミュレーション、等で必要となる「作動流体の物性値」に関する資料が調査研究委員会（須之部委員長）で作成された。この資料は使用の便宜のため、ミシン目から容易に切り離すことができる。

Mr. Gas Turbine - Tom Sawyer氏が不帰の人となられた。本誌にも幾度か原稿を寄せられており、つい前号にも随筆を頂いたばかりであった。およそガスタービンに携わった人で、その名を知らぬ人は一人としない程、ガスタービン分野での活躍とガスタービンによせる情熱は広く知られている。御冥福を祈ります。

（杉山七契）

事務局だより

花紛症の訪れと共にめぐって来る年度末。“行く年来る年”のテレビ番組ではありませんが、最後（3月31日）には会計のメド、秒読みに近くなり刻一刻と迫ってくる年度の閉幕にテンテコまいしてしまいます。この学会誌も3月10日発行予定なのに、いろいろな事情で次々遅れてしまっていました。必ず3月中に発行、発送せねばなりません。全て毎度のことなので、早目に手を打っておけばよいものを年度末となるとどうもあわてふためいてしまう始末。来年の今頃もこのようにアタフタしていることでしょう。

年度が新しく変わりますと、事業計画にもありますようにいろいろと行事が次から次へと企画予定されています。通常総会後の特別講演会、映画会、6月の定期講演会、見学会から9月の特別講座、さらには来年の1月のセミナーまでもう企画準備の段階です。少しでも学会として皆様のお役に立てるようにと各関係の理事、委員の方々の熱意がこめられていますので、会員の方々も是非これ等を上手に活用なさっていただきたいと思います。そして我々事務局スタッフも、その学会活動が少しでもスムーズに運営できるよう微力ながらお手伝い出来たらと新しい年度を迎えるにあたって気持を改たにしています。

〔A〕

後記

昨年は国産の航空用ガスタービンが相次いで空を飛んだ。一つはSTOL機「飛鳥」に搭載されているFJR 710エンジンで、一つはT4中等練習機のF3エンジンである。本学会々員の中には、この両エンジンに直接あるいは間接に係わった方々が多くおられ、感慨もひとしおと想像される。そこで、巻頭の随筆はSTOL機「飛鳥」の計画を精力的に推進してこられた武田峻氏をお願いした。航空機事故調査委員長として激務の折にもかかわらず、執筆下さり感謝にたえません。

解説欄は前号に引き続き、第2回特別講演（箱根）でコーディネータを務められた大山、山崎の両氏に、講演の内容を骨子に執筆いただいた。この特別講演は、ユニークな運営と適切なテーマとで、毎回極めて好評を博しているが、早くも次回への期待がふくらんでく

る。講義欄は、「ファインセラミックス」について、2回連載の予定で米屋氏をお願いした。

ガスタービンのサイクル計算、シミュレーション、等で必要となる「作動流体の物性値」に関する資料が調査研究委員会（須之部委員長）で作成された。この資料は使用の便宜のため、ミシン目から容易に切り離すことができる。

Mr. Gas Turbine - Tom Sawyer氏が不帰の人となられた。本誌にも幾度か原稿を寄せられており、つい前号にも随筆を頂いたばかりであった。およそガスタービンに携わった人で、その名を知らぬ人は一人としない程、ガスタービン分野での活躍とガスタービンによせる情熱は広く知られている。御冥福を祈ります。

（杉山七契）

事務局だより

花紛症の訪れと共にめぐって来る年度末。“行く年来る年”のテレビ番組ではありませんが、最後（3月31日）には会計のメド、秒読みに近くなり刻一刻と迫ってくる年度の閉幕にテンテコまいしてしまいます。この学会誌も3月10日発行予定なのに、いろいろな事情で次々遅れてしまっていました。必ず3月中に発行、発送せねばなりません。全て毎度のことなので、早目に手を打っておけばよいものを年度末となるとどうもあわてふためいてしまう始末。来年の今頃もこのようにアタフタしていることでしょう。

年度が新しく変わりますと、事業計画にもありますようにいろいろと行事が次から次へと企画予定されています。通常総会後の特別講演会、映画会、6月の定期講演会、見学会から9月の特別講座、さらには来年の1月のセミナーまでもう企画準備の段階です。少しでも学会として皆様のお役に立てるようにと各関係の理事、委員の方々の熱意がこめられていますので、会員の方々も是非これ等を上手に活用なさっていただきたいと思います。そして我々事務局スタッフも、その学会活動が少しでもスムーズに運営できるよう微力ながらお手伝い出来たらと新しい年度を迎えるにあたって気持を改たにしています。

〔A〕

第14回ガスタービン定期講演会

共催 (社)日本ガスタービン学会 (社)日本機械学会

期日 昭和61年6月6日(金)

会場 機械振興会館 地下3階研修1, 2号室
東京都港区芝公園3-5-8, 東京タワー前
TEL 03-434-8211

地下鉄日比谷線 神谷町駅下車, 徒歩5分

次第 (講演時間20分, 討論時間5分 ※印講演者)

第1室(研修1号室)		第2室(研修2号室)	
10:00	座長 古関昭紀(東芝)	9:30	座長 菅 進(船研) B-1 セラミックガスタービンの研究(第1報) ※武 浩司(川崎重工), 前田辰己(京セラ), 堀川 武, 中村敏則, 巽 哲男(川崎重工)
	A-1 水冷却動翼の基礎的検討 ※大野裕司, 安尾 明, 深田智久(電中研)		B-2 可変流量ラジアルタービンの研究 浅古 浩, ※渡辺高幸, 松木正勝(日工大)
	A-2 水流模型を用いたフィルム冷却に関する実験(第1報) ※進藤重美, 柳 良二, 坂田公夫(航技研)	10:45	B-3 高負荷タービン翼列の研究(第2報) ※葦田光弘, 山崎紀雄, 能瀬弘幸(航技研)
	A-3 タービン翼の蒸気冷却実験(その2) ※柳 良二, 熊谷隆生, 藤沢良昭(航技研)	10:50	B-4 連続流燃焼器内の流れと燃焼の研究(第2報) ※河野 学, 兵藤克哉(慶大), 中村 直(日本鋼管), 川口修(慶大)
11:40	A-4 ガスタービン用燃焼器ライナ冷却の高性能化 ※渡辺健次, 二階 勲, 佐藤幸徳(石川島播磨重工)	11:40	B-5 メタノールの分解および改質器付きガスタービンの性能解析 ※檀上旭雄(大阪府大), 谷村和彦(川崎重工), 沢田照夫(大阪府大)
12:40	《特別講演》		座長 葉山貞治(東大)
13:40	ファンジェットSTOL「飛鳥」について		鳥島忠雄(航空宇宙技術研究所)
13:50	座長 益田重明(慶大)	13:50	座長 井上 誠(小松製作所)
	A-5 ガスタービン翼の三次元吹出し膜冷却に及ぼす密度比の影響 ※尾崎恵一, 吉川進三(同志社大)		B-6 過給機付きディーゼル機関の吸排気管内非定常流れ 吉識晴夫, 遠藤敏彦, ※水越 潮, 高間信彦(東大)
	A-6 ガスタービン翼の熱伝達に関する計算 ※吉川進三, 尾崎恵一(同志社大)		B-7 ターボチャージャー用セラミックロータの開発 ※川瀬道彦, 渡辺亜夫, 片山 薫(日産)
15:05	A-7 全面膜冷却に対する主流乱れの影響 牧野雅樹, ※細谷浩司, 笠木伸英, 平田 賢(東大)	15:05	B-8 トラック用可変容量形ターボチャージャー 清水正三, ※古川 弘, 榎田 勝, 湯本正友(石川島播磨重工)
15:10	座長 佐藤幸徳(石川島播磨重工)	15:10	座長 杉山七契(航技研)
	A-8 ガスタービン低NOx燃焼器の開発 ※黒田倫夫, 石橋洋二, 佐藤 勲, 内山好弘, 飯塚信之, 和田克夫, 徳永賢治, 秦 恒之(日立)		B-9 東新瀉火力発電所第3号系列コンバインドサイクルプラントの運転実績について ※黒沢満支男(東北電力)
	A-9 高負荷スワールバーナの火炎特性とNOx排出 江口邦久, ※黒沢要治, 藤井昭一, 五味光男(航技研)		B-10 2800KW Dual-fuel ガスタービン発電装置 永田秀昭(大阪ガス), ※青木克彰(石川島播磨重工)
	A-10 燃料種によるガスタービン燃焼器特性 ※前田福夫, 関口 徹, 高原健司, 山田正彦, 岡本浩明(東芝)		B-11 ガスタービンの動特性のスティフ性と非線形性 ※稲垣詠一(東京理科大)
16:50	A-11 燃焼器の性能に関する多変量解析 ※野村雅宣, 熊倉孝尚, 川越陽一(船研)	16:50	B-12 CVD繊維強化チタン合金の強度特性 ※西出重人, 正木彰樹, 細川孝人, 大浜信一(石川島播磨重工)

《参加登録について》

事前申込締切 5月9日(金)

- 参加登録費 事前登録 4,000円(学生員 2,000円)
当日登録 5,000円(学生員 2,000円)
会 員 外 10,000円
- 事前登録の方法 はがきに「第14回ガスタービン定期講演会申し込み」と明記し(1)氏名(2)所属学会(3)会員資格(4)勤務先(5)連絡先(6)送金方法と送金予定日を記入して, 下記宛てお送り下さい。なお, 著者も参加登録をお願いします。
〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル
(社)日本ガスタービン学会
- 送金方法 次のいずれかをご利用下さい。尚, 銀行振込の場合は, 送金時にその旨事務局宛ご連絡下さい。
・現金書留
・郵便振替 (東京7-179578, (社)日本ガスタービン学会)
・銀行振込 (第一勧業銀行西新宿支店 ①No.067-1703707, (社)日本ガスタービン学会)
- 講演論文集配布
5月9日(金)までに入金の方には事前にご送付します。その他の方には当日会場でお渡します。尚, 入会申し込み, 参加登録も当日受けつけますが, 準備の都合上なるべく期日までにお申し込み下さい。

《懇親会案内》

第14回定期講演会終了後, 会員各位の親睦をはかり, ご懇談いただくため下記のような懇親会を開催致すことになりました。お誘いあわせの上お気軽にご参加下さい。

日 時 昭和61年6月6日(金) 17:15~19:00
会 場 機械振興会館 6階67号室
参 加 費 無料 (登録者に限る)

「学会誌編集規定」および「技術論文投稿規定」の改正について

本学会誌の最終頁に毎号掲載されている「学会誌編集規定」および「技術論文投稿規定」は第6巻23号（昭和53年12月号）以来のもので、現在の実情と合わないところが多々見られるので、第10期編集委員会ではこれらの見直しを行ってきた。昭和61年2月7日の理事会で新規定が承認されたので、これを第11期（昭和61年4月）から実施に移すことになった。新規定は本号最終頁に掲載されている。主な改正点はつぎの通りである。

これまでの「編集規定」と「自由投稿規定」を一つにまとめ、後者を廃止した。関連分野に過給機を追加、原稿の種類に見聞記を追加した。使用原稿用紙は、原則として本会指定の原稿用紙とし、ワープロで20字×22行でタイプしたものでよいとの含みを残した。

「技術論文投稿規定」でも、同様に関連分野に過給機に追加した。また、未投稿に関する項をすっきりさせた。この規定には、未投稿と認められる具体的な例は書いていないが、新たに作る技術論文原稿表紙の裏に、具体的に例示することにした。例えば、本学会の講演論文集等、特許公報、科学研究費補助金や工業会等の補助金にかかわる研究成果報告書、紀要、技報等に要旨あるいは抄録として公表したもの、他学・協会の要旨講演などは未投稿とみなすことにしている。また、技術論文原稿の投稿時に未投稿について著者に確認の押印を求めることにしている。規定頁数を超過する場合の著者負担金を1頁につき15,000円とした。

「技術論文校閲基準」の新設について

これまでの「技術論文投稿規定」によると、「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」と記されているだけで、本学会の技術論文の考え方、内容の範囲および校閲基準などが不明確であった。そのため、投稿者側では技術論文として投稿してよいものかどうか判断に迷い、投稿意欲を阻害していたように思われる。一方、折角投稿されても、校閲基準がなく、校閲者側でも掲載可としてよいものかどうか判断に迷うことがときどき見られたようである。そこで、第10期編集委員会では「技術論文投稿規定」の見直しと並行して、校閲基準を定めるために、編集委員会内に「校閲基準検討小委員会」を作って鋭意検討をかさねてきた。

まず、本学会誌に掲載する技術論文の基本的な考え方として、つぎの点を明確にした。

技術論文を学会誌に掲載する意義は、その著者にとっては自分の研究成果を公表してプライオリティを確立すると共に、有益な情報を会員に提供し、また、読者にとってはその情報を設計、製作、あるいは各自の研究の一層の発展のために利用し、それによってガスタービンおよび過給機に関連し

た工学あるいは工業の発展に奇与することにある。技術論文の内容に関する最終責任は著者にあり、学会は会員のために公表の場を提供しているものとする。投稿された技術論文は、校閲の結果、定められた校閲基準を満たしていると判定されれば、速やかに掲載する。

そのために下記の校閲基準を新設した。昭和61年2月7日の理事会において承認されたので、第11期（昭和61年4月1日受付の原稿）より、この校閲基準を適用することになった。

「技術論文校閲基準」

本学会誌に掲載する技術論文は、技術論文投稿規定に従って投稿されたもので、校閲の結果、下記の基準を満たしていると判定されたものである。

- (1) 内容に基本的な誤りが無いこと。
- (2) ガスタービンおよび過給機に関連した工学あるいは工業に奇与しうる価値ある内容を有し、従来にない新しい知見または経験や実績に基づく有用なデータ等が得られていること。

下記のいずれかに該当すると判定されたものは掲載否となる。

- (1) ガスタービンあるいは過給機との関連性が

「学会誌編集規定」および「技術論文投稿規定」の改正について

本学会誌の最終頁に毎号掲載されている「学会誌編集規定」および「技術論文投稿規定」は第6巻23号（昭和53年12月号）以来のもので、現在の実情と合わないところが多々見られるので、第10期編集委員会ではこれらの見直しを行ってきた。昭和61年2月7日の理事会で新規定が承認されたので、これを第11期（昭和61年4月）から実施に移すことになった。新規定は本号最終頁に掲載されている。主な改正点はつぎの通りである。

これまでの「編集規定」と「自由投稿規定」を一つにまとめ、後者を廃止した。関連分野に過給機を追加、原稿の種類に見聞記を追加した。使用原稿用紙は、原則として本会指定の原稿用紙とし、ワープロで20字×22行でタイプしたものでよいとの含みを残した。

「技術論文投稿規定」でも、同様に関連分野に過給機に追加した。また、未投稿に関する項をすっきりさせた。この規定には、未投稿と認められる具体的な例は書いていないが、新たに作る技術論文原稿表紙の裏に、具体的に例示することにした。例えば、本学会の講演論文集等、特許公報、科学研究費補助金や工業会等の補助金にかかわる研究成果報告書、紀要、技報等に要旨あるいは抄録として公表したもの、他学・協会の要旨講演などは未投稿とみなすことにしている。また、技術論文原稿の投稿時に未投稿について著者に確認の押印を求めることにしている。規定頁数を超過する場合の著者負担金を1頁につき15,000円とした。

「技術論文校閲基準」の新設について

これまでの「技術論文投稿規定」によると、「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」と記されているだけで、本学会の技術論文の考え方、内容の範囲および校閲基準などが不明確であった。そのため、投稿者側では技術論文として投稿してよいものかどうか判断に迷い、投稿意欲を阻害していたように思われる。一方、折角投稿されても、校閲基準がなく、校閲者側でも掲載可としてよいものかどうか判断に迷うことがときどき見られたようである。そこで、第10期編集委員会では「技術論文投稿規定」の見直しと並行して、校閲基準を定めるために、編集委員会内に「校閲基準検討小委員会」を作って鋭意検討をかさねてきた。

まず、本学会誌に掲載する技術論文の基本的な考え方として、つぎの点を明確にした。

技術論文を学会誌に掲載する意義は、その著者にとっては自分の研究成果を公表してプライオリティを確立すると共に、有益な情報を会員に提供し、また、読者にとってはその情報を設計、製作、あるいは各自の研究の一層の発展のために利用し、それによってガスタービンおよび過給機に関連し

た工学あるいは工業の発展に奇与することにある。技術論文の内容に関する最終責任は著者にあり、学会は会員のために公表の場を提供しているものとする。投稿された技術論文は、校閲の結果、定められた校閲基準を満たしていると判定されれば、速やかに掲載する。

そのために下記の校閲基準を新設した。昭和61年2月7日の理事会において承認されたので、第11期（昭和61年4月1日受付の原稿）より、この校閲基準を適用することになった。

「技術論文校閲基準」

本学会誌に掲載する技術論文は、技術論文投稿規定に従って投稿されたもので、校閲の結果、下記の基準を満たしていると判定されたものである。

- (1) 内容に基本的な誤りが無いこと。
- (2) ガスタービンおよび過給機に関連した工学あるいは工業に奇与しうる価値ある内容を有し、従来にない新しい知見または経験や実績に基づく有用なデータ等が得られていること。

下記のいずれかに該当すると判定されたものは掲載否となる。

- (1) ガスタービンあるいは過給機との関連性が

認められない。

- (2) 基本的な誤りがある。
- (3) 奇与しうる価値ある内容、新しい知見、あるいは有用なデータなど、いずれも認められない。
- (4) 他に既発表である。
- (5) 文章、図表等の構成、表現が著く不適切で、

論文としてのまとめ方が不十分である。

なお、これまで2名の校閲者の「可」の判定をもって掲載可としていたが、新方式では、原則として1名以上の「可」の判定をもって掲載可とすることになった。技術論文として、どしどし投稿されることを期待している。

(社)日本ガスタービン学会 秋季大会広島地区講演会のお知らせ

昨年11月に本学会として初めて秋季大会講演会を開催いたしました。引続き標記講演会の開催を企画いたしました。昨年の鹿児島での講演会には多くの参加者がございましたが、今回の企画にも是非共会員の皆様のご協力をお願いいたしたく存じます。

記

開 催 予 定：昭和61年11月

開 催 場 所：広島市内（未定）

講演申込みなどの詳細については本誌6月号でご案内申し上げます。

認められない。

- (2) 基本的な誤りがある。
- (3) 奇与しうる価値ある内容、新しい知見、あるいは有用なデータなど、いずれも認められない。
- (4) 他に既発表である。
- (5) 文章、図表等の構成、表現が著く不適切で、

論文としてのまとめ方が不十分である。

なお、これまで2名の校閲者の「可」の判定をもって掲載可としていたが、新方式では、原則として1名以上の「可」の判定をもって掲載可とすることになった。技術論文として、どしどし投稿されることを期待している。

(社)日本ガスタービン学会 秋季大会広島地区講演会のお知らせ

昨年11月に本学会として初めて秋季大会講演会を開催いたしました。引続き標記講演会の開催を企画いたしました。昨年の鹿児島での講演会には多くの参加者がございましたが、今回の企画にも是非共会員の皆様のご協力をお願いいたしたく存じます。

記

開 催 予 定：昭和61年11月

開 催 場 所：広島市内（未定）

講演申込みなどの詳細については本誌6月号でご案内申し上げます。

<第11期通常総会のおしらせ>

標記総会を下記により開催致します。ご多忙中とは存じますが、正会員の皆様のご出席をお願いします。

開催日時：61年4月25日（金）13：00～14：30

会 場：機械振興会館 地下2階ホール

議 事：主な議案は以下の通りです。

- 1) 昭和60年度事業報告の件
- 2) 同 決算報告の件
- 3) 昭和61年度役員選出の件
- 4) 同 事業計画の件
- 5) 同 予算の件
- 6) 名誉会員推薦の件
- 7) 学会賞授与など

尚、総会終了後特別講演会、映画会を予定しております。

<特別講演会・映画会のおしらせ>

総会終了後、下記のスケジュールにて特別講演会と映画会を開催致します。

○特別講演：15：00～15：30

永野 治氏（石川島播磨重工業）

○映画会：15：30～17：00

「東北電力東新潟発電所建設記録映画」

「未来をひらく省エネルギー技術ムーンライト計画 '84」

「新しいエネルギーをつくるサンシャイン計画の10年 '84」

<第11期通常総会のおしらせ>

標記総会を下記により開催致します。ご多忙中とは存じますが、正会員の皆様のご出席をお願いします。

開催日時：61年4月25日（金）13：00～14：30

会 場：機械振興会館 地下2階ホール

議 事：主な議案は以下の通りです。

- 1) 昭和60年度事業報告の件
- 2) 同 決算報告の件
- 3) 昭和61年度役員選出の件
- 4) 同 事業計画の件
- 5) 同 予算の件
- 6) 名誉会員推薦の件
- 7) 学会賞授与など

尚、総会終了後特別講演会、映画会を予定しております。

<特別講演会・映画会のおしらせ>

総会終了後、下記のスケジュールにて特別講演会と映画会を開催致します。

○特別講演：15：00～15：30

永野 治 氏（石川島播磨重工業）

○映 画 会：15：30～17：00

「東北電力東新潟発電所建設記録映画」

「未来をひらく省エネルギー技術ムーンライト計画 '84」

「新しいエネルギーをつくるサンシャイン計画の10年 '84」

**GAS TURBINE DIVISION
THE AMERICAN SOCIETY OF MECHANICAL ENGINEERS**

Global  **GAS TURBINE NEWS**

FEBRUARY, 1986

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

IN THIS ISSUE

- A Message from Clare Eatock, Chairman, Gas Turbine Division, ASME
- Call for Papers—1986 Joint Power Generation Conference
- The Technical Program—1986 Dusseldorf International Gas Turbine Conference
- Call for Papers—1987 International Gas Turbine Conference

**"YOU WERE PROGRESS RUNNING WITH THE TIMES;
IT WAS YOUR LIFE, TOM SAWYER,
AND . . . IT WAS OKAY!"**

From Eulogy by
JOAN SAWYER MILLER



R. TOM SAWYER
"Mr. Gas Turbine"
June 20, 1901—January 19, 1986

It is with great sorrow that we report the death of R. Tom Sawyer on January 19, 1986 after a brief illness. He was known as "Mr. Gas Turbine" throughout the industry and will be sorely missed by everyone who had the pleasure to work with him or to know him.

R. Tom Sawyer was born on June 20, 1901 in Schenectady, New York. He graduated in 1923 with a Bachelor of Electrical Engineering degree from Ohio State University. He received his master's degree in 1930.

Mr. Sawyer was a member of Sigma Xi Fraternity; fellow and life member, The American Society of Mechanical Engineers; fellow and life member, Institute of Electrical & Electronics Engineers; life member, Society of Automotive Engineers; member, American Nuclear Society; life member, American Institute of Aeronautics and Astronautics; honorary member, Gas Turbine Society of Japan, and member, Institution of Mechanical Engineers of England. Mr. Sawyer was a professional engineer and belonged to the National Professional Engineers' Society. He enjoyed writing and corresponded actively with his colleagues throughout the world.

R. Tom Sawyer joined The American Society of Mechanical Engineers in 1930 and became active in the Diesel Division. In 1944, as Incoming Member of that Division's Executive Committee, he formed the Gas Turbine Coordinating Committee which was to evolve in 1947 into the ASME Gas Turbine Division. Mr. Sawyer was the Gas Turbine Division's first Executive Committee Chairman and was very active in the Division until his death. In 1972, in recognition of his leadership and dedication, The American Society of Mechanical Engineers established the R. Tom Sawyer Award for outstanding contributions in the field of gas turbines.

Memorial services were held at The Community Church of Ho-Ho-Kus on January 25, 1986. Instead of flowers, the family suggested a contribution to the Ruth E. Sawyer Memorial Fund for Music at The Community Church of Ho-Ho-Kus, Sycamore Avenue, Ho-Ho-Kus, New Jersey 07423.

R. Tom Sawyer's autobiography will be concluded in the next issue of GLOBAL GAS TURBINE NEWS.

MESSAGE FROM CLARE EATOCK, DIVISION CHAIRMAN

R. Tom Sawyer died peacefully after a very short illness on 19 January 1986. There will be other articles about Tom in this issue, but I would like to pay brief respects to Tom for the current GTD Executive Committee and myself. I tend to slur Tom's name from R. Tom to "our" Tom Sawyer. I always felt this was very fitting because he really was our Tom, totally dedicated to the Gas Turbine Division and its Conference which he founded in 1947 and 1956 respectively. Tom was in his 85th year but he retained his keen interest and enthusiasm for the gas turbine and his support for all those who work in the industry. He had a very healthy international outlook and maintained friendly correspondence with colleagues on most, or perhaps all, continents. Tom well remembered the early days, but he was also open to new ideas. He was always considerate, a gentleman, and a friend. "Our" Tom will long be missed and still longer remembered.

This has been a very interesting, if somewhat mixed, year for the Gas Turbine Industry. While demand for Industrial turbines, General Aviation and Civil Helicopters remains low, the demand for Commuter and large airline aircraft has been outstanding. Military interest in acquiring modern gas turbine engines also is maintained at a very high level. Technical interest in Prop-Fan, or Unducted Fan, engines for aircraft flying at Mach 0.8 is at a very high level and continuing to grow. Turboprops on smaller aircraft are being applied with increasing power, and cruise speeds are increasing to Mach 0.6 and 0.7. Several of the most aerodynamically and structurally advanced aircraft this side of the space program are small "biz-jets" powered by pusher propellers and

of course requiring the high power-to-weight, and reliability, of the modern gas turbine engine. For the propeller, the wheel may be turning full circle, depending on gas turbine power and, at high subsonic cruise speeds, on very exotic appearing and technically challenging swept blading.



Clare Eatock
Division Chairman

We are half-way through the 1985-1986 year. The Beijing International Symposium and Exposition in China last September set outstanding records for attendance as well as for official recognition and perceived importance. As noted by Program Chairman Stan Mosier, the Gas Turbine Division sponsored five very satisfactory sessions at the Joint Power Generation Conference in Milwaukee in October. The 1986 Gas Turbine Conference and Exhibit, June 8-12 in Dusseldorf, Germany, again looks like it will maintain or exceed past high standards. Program Chairman Ted Okiishi anticipates 81 sessions and Review Chairman Frank Carta expects over 300 papers. Also, Don Hill and Dave Lindsay report that the Exhibit will be one of our largest. I hope that many of you have been fortunate enough to make plans to attend the '86 Conference at Dusseldorf and perhaps to visit other parts of Central Europe.

TIME IS SHORT FOR SUBMITTING PAPERS FOR THE 1986 JOINT POWER GENERATION CONFERENCE

The Gas Turbine Division is planning to sponsor five to seven technical sessions at the 1986 Joint Power Generation Conference in Portland, Oregon, October 19-23, 1986. Authors representing interests of the Division's technical committees are being encouraged to submit papers supporting the conference theme "Energy Alternatives—Today's Challenge". Papers ranging in scope from the upgrading of existing gas turbine systems and facilities, to meeting government environmental constraints and accommodating current economic conditions, to components and systems for future needs are desired.

Abstracts for candidate papers should be sent to the 1986 JPGC Program Chairman for the Gas Turbine Division at the address below or to a representative of any of the Division's technical committees. Abstracts should be received by February 15, 1986. Authors of accepted abstracts must submit full papers for review by April 1, 1986. Complete, reviewed papers, typed on author-prepared mats, must then be sent to the Program Chairman by July 1, 1986: Lewis J. Fusegni, Power Recovery Systems, Inc., 125 CambridgePark Drive, Cambridge, MA 02140, phone: (617) 576-1900.

SCHOLARSHIP PROGRAM Thirty-nine Universities Apply for \$1,000 Scholarships Gas Turbine Division Will Contribute Up To \$50,000 Annually

As a service to ASME Student Section undergraduates and universities, the ASME Gas Turbine Division will offer up to fifty \$1,000 scholarships annually beginning in the fall of 1986.

The ASME Gas Turbine Division's Executive Committee will make its selection from responses to a November, 1985 letter directed to appropriate Mechanical Engineering Department Heads and ASME Student Section Advisors. In order to qualify for a scholarship, a school must have an ABET accredited mechanical engineering program with courses containing theory, design or applications of gas turbine engines offered on a regular basis and an active ASME Student Section. Some of the conditions for a student to be considered are that he/she be a member of an ASME Student Section; have completed four semesters (six quarters) of an engineering curriculum but still have at least one semester (or quarter) of undergraduate school remaining after December 31 of the year of application. This individual must also be recommended for the scholarship by the ASME Student Section members with approval of the Section Faculty Advisor and agreement of the M.E. Department Head.

If your school did not submit an application for a scholarship, it is anticipated a new program will be initiated in the fall of 1986. For additional information, please contact the International Gas Turbine Center in Atlanta.

Short Courses 31st ASME International Gas Turbine Conference

Dusseldorf, Federal Republic of Germany, June 8, 1986

All of the courses will be conducted at the Hilton International Hotel, Dusseldorf

Introduction to the Gas Turbine (Sunday June 8, 1986)

Instructors:

Dr. Walter F. O'Brien
George Howard

Course Fees:

ASME Members: \$250.00 (U.S.)
Non-Members: \$340.00 (U.S.)

Turbine Engine Blade Design, Development and Field Service Experience (Sunday, June 8, 1986)

Instructors:

Hans Stargardter,
Course Director

M. Rudy
Louis E. Dardi
Dr. G.E. Smith

Course Fees:

ASME Members: \$250.00 (U.S.)
Non-Member: \$340.00 (U.S.)

Turbomachinery Erosion and Performance Deterioration (Sunday, June 8, 1986)

Instructors:

Dr. A. Hamed
Dr. W. Tabakoff

Course Fees:

ASME Members: \$250.00 (U.S.)
Non-Members: \$340.00 (U.S.)

For more information and a course brochure, contact ASME Professional Development, 345 East 47th Street, New York, NY 10017 or call (212) 705-7121.

PROGRESS REPORT 31ST INTERNATIONAL GAS TURBINE CONFERENCE IN DUSSELDORF

According to T.H. Okiishi, Program Chairman, arrangements for the technical program of the 31st International Gas Turbine Conference are nearly complete. Session organizers and chairmen, authors, panelists, and reviewers have all worked very hard to put together another high quality meeting. The final program for the Conference and Exhibit will be available in March 1986. If you do not receive a copy through normal distribution, contact the International Gas Turbine Center.

The technical session portion of the Conference will begin on Monday morning, June 9, and conclude on Thursday afternoon, June 12. Included will be paper presentations, panel discussions, keynote talks, and open forum participation. Topics span the wide range of interests in gas turbine technology associated with the technical committees of the Division, including:

- Applications—aircraft, land and marine vehicles, closed cycles, electric utilities, pipelines, process systems
- Controls and diagnostics
- Convection heat transfer
- Fuels—coal utilization, combustion, properties, stability
- Education and training
- Materials—ceramics, coatings, manufacturing and repair techniques, structural strength
- Turbomachinery fluid dynamics

The authors and panelists involved represent worldwide interests and activities in gas turbines. Those who use, market, design and manufacture gas turbines and related turbomachines and components will find information of vital interest at this meeting.

Over 300 technical papers will be presented at 81 sessions during the week. These papers will be available for purchase during and after the Conference. Papers judged to be of permanent interest by reviewers will appear subsequent to the meeting in the ASME Transactions. If you are interested in formally discussing a technical paper during or after the Conference, we encourage you to contact the session chairman involved. Comments from paper discussers are often very useful to all concerned.

We urge you to join us in Dusseldorf for a valuable and very memorable occasion.

CALL FOR PAPERS

32ND INTERNATIONAL GAS TURBINE CONFERENCE AND EXHIBIT, MAY 31-JUNE 4, 1987

The Anaheim Convention Center, Anaheim, California will be the site for the 32nd ASME International Gas Turbine Conference and Exhibit on May 31 thru June 4, 1987. The technical program of the Conference begins on Monday morning, June 1st, and continues through Thursday afternoon, June 4.

Papers are welcome encompassing all areas of gas turbine experience and technology. This includes: manufacturing; fabrication; materials; engine systems and component designs, development and research; education; measurement; controls; application and operational experience. More detailed calls for papers are being issued by technical committees of the Division.

Prospective authors are invited to begin their plans to participate by submitting an abstract of technical paper offers by June 16, 1986 to the appropriate Gas Turbine Division technical committee chairman or session organizer, or to the 1987 Technical Program Chairman: D.M. Kercher, General Electric Co., Aircraft Engine Business Group, 1000 Western Ave., Mail Zone 340-45, Lynn, MA 01910, tel. (617) 594-0667.

DUSSELDORF TRAVEL INFORMATION YOUR HELP IS NEEDED

International Gas Turbine Conferences and Exhibits are held overseas every other year. An official airline and official travel agent are appointed for these events. In the past, Conference attendees have made only limited use of these official contractors and this has been disappointing. "Why," you ask, "should I use an official travel agent when I can easily use my local travel agent?"

Let us tell you why.

In order to properly stage the annual Conference and Exhibit, staff members from the International Gas Turbine Center must be on-site for a minimum of ten days each. Travel expenses are high and these expenses are borne by Gas Turbine Division. By having more Conference and Exhibit participants use the services of the official travel agent, travel expenses for staff members could be greatly reduced.

Also, with favorable travel statistics from previous overseas conferences, ASME Gas Turbine Division would be in a very good position to negotiate future packages. However, because only hotel rooms and airline bookings made through the official travel agent are counted in these statistics, recent totals have been less than representative. With more of you and your colleagues booking through our official travel agent, we would be able to negotiate harder and obtain better arrangements in the future.

Please give us your help by calling:

INTERNATIONAL TRAVEL SERVICE INC.

102 Wilmot Road
Deerfield, Illinois 60015
Telephone: 312/940-2100
Telex: 255285

for your Dusseldorf hotel and travel arrangements. Lufthansa German Airlines is the official airline. If you need further information or an advance Conference program, please contact the International Gas Turbine Center in Atlanta.

Thank you for your support.

ASME GAS TURBINE DIVISION MAKES ANNUAL CONTRIBUTION OF \$10,000 TO AMERICAN NATIONAL STANDARDS INSTITUTE (Total of \$20,000 given to date)

The ASME Gas Turbine Division's Executive Committee voted in 1984 to pay the American National Standards Institute \$10,000 annually for administering the Secretariat of ISO/TC70/SC6 Gas Turbines. The contribution is a three year commitment by Gas Turbine Division subject to review prior to the beginning of each year. The annual contribution enabled ANSI to apply for and be assigned the ISO/TC70/SC6 Secretariat.

NEW CODES AND STANDARDS COMMITTEE FORMED

During its meeting at the October Joint Power Generation Conference, the GTD Executive Committee reestablished the Codes and Standards Committee with Mario DeCorso, Westinghouse Corporation, as Chairman. This Committee will work in parallel with the ANSI/ASME B133 Committee—Procurement Standards for Gas Turbines.

THOMAS E. STOTT CONTRIBUTES TO NEW HANDBOOK

It is a pleasure to announce the recent publication of **Handbook of Energy Systems Engineering**, Wiley Interscience Publications, New York, 1985. Tom Stott, Assistant Treasurer of the ASME Gas Turbine Division, is the author of a substantial chapter on "Gas Turbines" in this new book.

Services and Projects of the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER, Atlanta, and ASME Gas Turbine Division.

- The ASME Gas Turbine Division will contribute up to \$50,000 annually in scholarships for ASME Student Section Members.
- WHO'S WHO in the Committees of Gas Turbine Division is a directory of all administrative and technical committee members. It is published annually by the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER and contains an alphabetical listing with the committee members' names, and addresses. Complimentary copies of the current edition are 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 annual International Gas Turbine Technology Report is compiled, published and distributed by the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER. Complimentary copies are available from the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER.
- The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER sponsors the Fluid Dynamics of Turbomachinery study program. Contact the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER for details.
- The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER sponsors and distributes a home study course on Basic Gas Turbine Engine Technology.
- The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER publishes and distributes without charge 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 held in June of each year.
- 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 organized the 1985 Beijing International Gas Turbine Symposium and Exposition in the People's Republic of China.
- The ASME Gas Turbine Division has contributed \$20,000 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: the Gas Turbine Award and the R. Tom Sawyer Award.
- The ASME Gas Turbine Division sponsors the John P. Davis Award for outstanding technical papers covering gas turbine applications.

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



FUTURE GAS TURBINE DIVISION EVENTS

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**



Volume 27, Number 1, February, 1986

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).

Chairmen: H. Clare Eatock
Pratt & Whitney Canada
Longueuil, Quebec, Canada

Vice Chairmen: George Opdyke, Jr.
AVCO Lycoming Div.
Stratford, CT

Volunteer Editor: Robert A. Harmon
Consulting Engineer
Latham, New York

Staff Editor: Sue Collins
International Gas Turbine Center
Atlanta, Georgia

Publisher: Donald D. Hill
International Gas Turbine Center
Atlanta, Georgia

GAS TURBINE DIVISION

The American Society of Mechanical Engineers
EXECUTIVE COMMITTEE 1985-1986

CHAIRMAN

H. CLARE EATOCK
Pratt & Whitney Canada Inc.
P.O. Box 10 MS 1L04
Longueuil, Quebec J4K 4X9
Canada
514-647-7574

VICE-CHAIRMAN

GEORGE OPDYKE, JR.
AVCO Lycoming Div.
550 South Main St.
Stratford, CT 06487
203-385-3212
Telex: 984242

CHAIRMAN OF CONFERENCES

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

REVIEW CHAIRMAN

FRANKLIN O. CARTA
United Technologies
Research Center MS 19
Silver Lane
East Hartford, CT 06108
203-727-7355
Telex: 994435

FINANCE COMMITTEE & PAST CHAIRMAN

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

INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER STAFF

MANAGING DIRECTOR

DONALD HILL

ASSISTANT DIRECTOR FOR EXHIBITS AND INFORMATION SERVICES

DAVID H. LINDSAY

ADMINISTRATOR

SUE COLLINS

EXHIBIT ASSISTANT

CLAIRE HOWARD

STAFF ASSISTANT

JUNE STEINBERG

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. 本学会誌の原稿は依頼原稿と会員の自由投稿原稿の2種類とする。依頼原稿とは本学会よりあるテーマについて特定の方に執筆を依頼した原稿、自由投稿原稿とは会員から自由に随時投稿された原稿である。
2. 原稿の内容は、ガスタービンおよび過給機に関連のある論説、解説、技術論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書、随筆、見聞記、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。また、用済み後は執筆者に返却する。
4. 原稿用紙は、原則として本会指定の横書440字詰（22×20）を使用する。本原稿用紙4枚で刷上り約1頁となる。
5. 刷上り頁数は1編につき、図表を含めてそれぞれ次の通りとする。論説4～5頁、解説および技術論文6～8頁、見聞記、速報および寄書3～4頁、随筆2～3頁、ニュース、新製品紹介、書評等1頁以内。超過する場合は短縮を依頼することがある。技術論文については別に定める技術論文投稿規定による。
6. 依頼原稿には規定の原稿料を支払う。
7. 自由投稿原稿の採否は編集委員会で決定する。
8. 自由投稿原稿には原稿料は支払わない。
9. 原稿は下記宛に送付する。
〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13、
第3工新ビル
(社)日本ガスタービン学会事務局

技術論文投稿規定

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
 - 1) 投稿原稿は邦文で書かれた著書の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
 - 2) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものに限る。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 投稿原稿の規定頁数は原則として図表を含めて刷上り8頁以内とする。ただし、1頁につき15,000円の著者負担で4頁以内の増頁をすることができる。
3. 投稿原稿は原稿執筆要領に従って執筆し、正原稿1部、副原稿（コピー）2部を提出する。
4. 投稿原稿の採否は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で決定する。

日本ガスタービン学会誌

第13巻 第52号

昭和61年3月10日

編集者 葉山 眞治

発行者 谷村 輝治

(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