



第 8 期 会 長 挨拶

東京理科大学工学部 須之部 量 寛

去る4月28日の総会において第8期の会長に選出されました。まことに光栄に存じますと共に任務の重さを痛感しております。本学会は昨年で設立10年となり10周年記念の行事が盛大に行はれましたことは皆様の御記憶に新たなことと思えます。本学会は発足以来歴代にわたって有能な会長、理事に恵まれ、発展の一途を辿って参りましたことは御同慶の至りでございます。今期は今迄の10年を土台として、次の10年に向けて歩みだす年として意義深いことと考えております。学会誌の第1号を見ますと初代会長渡部先生が本学会設立の趣旨として“本会はガスタービンならびにこれに関連するメーカー、ユーザーの技術者と大学官公庁研究所の研究者の集りであり、(1)ガスタービンに関する情報の国際的視野での交換配布と、(2)ガスタービンに関する懇談の場を提供することを目的とする”旨を述べておられます。まことに本会の性格を卒直に表現したお言葉で、この方針のもとに運営された本学会が年と共に会員が増え、行事も盛んになってきましたのは会員皆様の御賛同のしるしであり、御支援のあらはれと考えております。

私は第2次大戦が終わった時に情報の欠如のもたらす結果をまざまざと見せつけられました。僅か3年半たらずの間ですが海外の文献、資料が途絶えてしまったあとの終戦時に米軍が日比谷に開いてくれた雑誌閲覧室は海外情報に飢えた人々でごった返しておりました。私も日参した一人で航空原動機がピストンエンジンからタービンエンジンに変るさざしのあることを多少知つてはいたものの雑誌に記載されたエンジンのカット図に驚きの目を見張ったものです。ついでに申しますと破れた雑誌の手直しに使ってあったセロテープを見た

のもその時がはじめてです。只今は情報氾濫の時代とさえ云はれるようになり、必要な資料を探しだすのに苦労するようになりました。ガスタービンの分野に於ても同様です。昨今の技術の進歩は極めて速かでガスタービンが航空機その他の原動機として用いられることは勿論ですが、複合サイクルの形で蒸気発電プラントと結びつき、ターボ過給機の形でピストンエンジンと結びつき総合性能の向上に大きく貢献しております。今後各種のプラントに組込まれるケースはますます拡大することでしょう。温度の面では耐熱合金の開発によってタービン入口温度を上げ、空冷翼を実用化して更に高温とし、今後は液冷法やセラミック材の開発によりもっと高い温度を駆使するようになりましょう。そのほか流体性能、強度、振動等々の広範に亘る情報が存在するようになりました。このような時には適正な選択を経た適正な量の情報を提供することが重視されると思えます。会誌の発行ははじめ本学会の行う諸行事が皆様の良き情報源となりますよう努力し、御要望に応えたいと考えております。

御承知のように本会10月には国際ガスタービン会議が東京で開催されます。国内、国外の状況を知り、ガスタービンの進展に従事しておられる人々と懇談する好機と思えます。過去2回の国際会議と同様にこの会議が成功裡に終了しますよう皆様の御支援のほど宜しくお願い申し上げます。

終りにガスタービン関連の業務に日夜健闘しておられる会員皆様の御健康と御発展をお祈り申し上げて御挨拶といたします。



編集委員長 森下輝夫(船舶技術研究所)

この数年間ガスタービン学会誌は年に一度特集号を発行していますが、今回は表記の特集号をお送りいたします。

ガスタービンの熱効率や比出力などの熱力学的性能の向上、有害排出物の低減化ならびに用途拡大のためにはガスタービン内で生じている現象の正確な量的把握と構成部品の強度の確保が必要です。とくにこれらは高温部において重要であります。高温部における現象の定量的把握と部品強度の確保のためには本特集号のテーマでありますところの高温のガス温度と部材の表面温度の計測が重要であります。

ガスタービンの高温部の温度範囲において、こうした測定を精度よく行うことはかなりな技術が必要としますので、メーカーやユーザの方々はそれぞれにいろいろ苦勞されており情報の交換が望まれるところであります。

こうした状況にもとづき、編集委員会は小竹(東大)、佐藤(IHI)、宮地(航技研)の三委員を中心に検討を行った結果、ガスタービンに関する高温測定技術の現状、問題点ならびに将来動向についてなるべく実用面に重点をおいて実際に担当しておられる方々に解説していただくことにしました。

こうしてでき上がったのが本特集号であります。

構成はまず高温計測の基礎的事項について5篇の解説があり、続いてガスタービンにおける高温計測技術の全般について欧米における例を中心に解説し、ついでガスタービンの各要素毎の計測技術について各会社や研究所での実例をもとにした5篇の解説からなっています。

基礎篇ではとくに真の温度を測定することの難しさと目的や測る部位に応じてどのような補正に留意しなければならぬか等を読みとっていただきたいと思います。計測実際篇では欧米と我が国との間に若干の差があるように感じられます。監視計器としてのふく射温度計の実用化についてとくにその感を強くします。この事はガスタービンユーザにとって重要なことでしょう。ただ本特集はすべて解説記事とした関係上、各社各研究所ともいまま手掛けておられる最先端の事項よりすでに解決ずみの手法を中心に記述されていることを考慮された上で、我が国のガスタービン高温計測の実状をお読みとりいただければ幸いです。

執筆依頼に際し多少の不手際があったため労作をおよせいただいた執筆者の方々にかなり大幅な書き換えや削除などをお願いしたことをお許し願うとともに心良く応じて下さったことに深く感謝する次第であります。

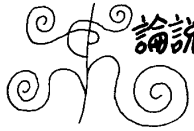
接触式による温度計測

豊橋技術科学大学 大竹一友

1. まえがき

温度を接触式により計測する手法は、従来より広く用いられており、図1に示すような、さまざまな方法が利用されている。このうち、本特集号で対象としている高温領域の測定に適しているも

のは、熱電対方式であり、以下これを中心に計測上の注意事項ならびに問題点などに触れ、測定上の参考に供したい。



編集委員長 森下輝夫（船舶技術研究所）

この数年間ガスタービン学会誌は年に一度特集号を発行していますが、今回は表記の特集号をお送りいたします。

ガスタービンの熱効率や比出力などの熱力学的性能の向上、有害排出物の低減化ならびに用途拡大のためにはガスタービン内で生じている現象の正確な量的把握と構成部品の強度の確保が必要です。とくにこれらは高温部において重要であります。高温部における現象の定量的把握と部品強度の確保のためには本特集号のテーマでありますところの高温のガス温度と部材の表面温度の計測が重要であります。

ガスタービンの高温部の温度範囲において、こうした測定を精度よく行うことはかなりの技術を必要としますので、メーカーやユーザの方々はそれぞれにいろいろ苦労されており情報の交換が望まれるところであります。

こうした状況にもとづき、編集委員会は小竹（東大）、佐藤（IHI）、宮地（航技研）の三委員を中心に検討を行った結果、ガスタービンに関する高温測定技術の現状、問題点ならびに将来動向についてなるべく実用面に重点をおいて実際に担当しておられる方々に解説していただくことにしました。

こうしてでき上がったのが本特集号であります。

構成はまず高温計測の基礎的事項について5篇の解説があり、続いてガスタービンにおける高温計測技術の全般について欧米における例を中心に解説し、ついでガスタービンの各要素毎の計測技術について各会社や研究所での実例をもとにした5篇の解説からなっています。

基礎篇ではとくに真の温度を測定することの難しさと目的や測る部位に応じてどのような補正に留意しなければならぬか等を読みとっていただきたいと思います。計測実際篇では欧米と我が国との間に若干の差があるように感じられます。監視計器としてのふく射温度計の実用化についてとくにその感を強くします。この事はガスタービンユーザにとって重要なことでしょう。ただ本特集はすべて解説記事とした関係上、各社各研究所ともいまま手掛けておられる最先端の事項よりすでに解決ずみの手法を中心に記述されていることを考慮された上で、我が国のガスタービン高温計測の実状をお読みとりいただければ幸いです。

執筆依頼に際し多少の不手際があったため労作をおよせいただいた執筆者の方々にかなり大幅な書き換えや削除などをお願いしたことをお許し願うとともに心良く応じて下さったことに深く感謝する次第であります。

接触式による温度計測

豊橋技術科学大学 大竹一友

1. まえがき

温度を接触式により計測する手法は、従来より広く用いられており、図1に示すような、さまざまな方法が利用されている。このうち、本特集号で対象としている高温領域の測定に適しているも

のは、熱電対方式であり、以下これを中心に計測上の注意事項ならびに問題点などに触れ、測定上の参考に供したい。

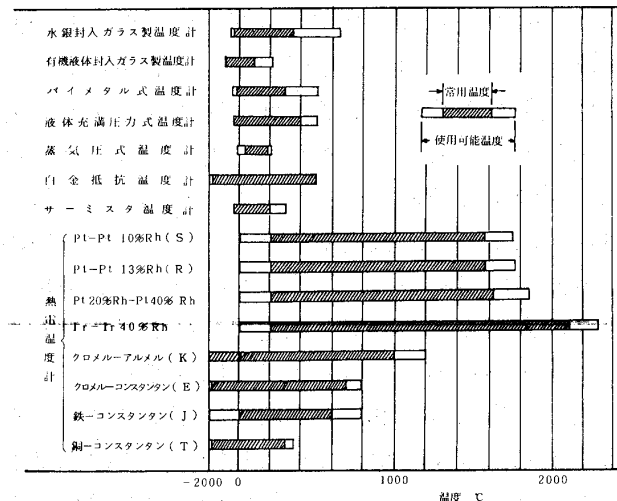


図1. 接触式温度計の使用温度範囲¹⁾

2. 熱電対の種類と特徴

熱電対の種類としては、図1に示すもののほかさまざまな材料の組み合わせのものが用いられており、温度と指示値との間に線形関係のあるものが使用上便利である。正確な温度測定には、水-水共存の水点接点とポテンショメータにより指示値を測定し、あらかじめ行なった校正値により温度を求めるが、最近ではJISにて規格化されている熱電対に対して、すでに校正値がプログラム化されている指示計もあり、真値に比較的近い値が簡単に表示されるようになったため、熱電対の使用がかなり楽になっている。

熱電対を構造的に分類すれば、感温部を裡線のまま使用する場合と、素線を腐蝕や摩耗、あるいは固体片などの衝突による損傷から保護するために、熱電対を金属管中に収納して用いるシース熱電対²⁾や、金属やセラミックスなどの保護管³⁾の中に収納する方法に大別できる。

熱電対を裡線のまま用いるものは、感温部の大きさ程度の位置的分解能を持っているため、 $10\mu\text{m}$ 程度のところまで測定できるが、高速流などの温度測定には、強度の点で十分に配慮しなければならない。

一方、シースや保護管を用いるものは、強度的にはすぐれているが、寸法が大きくなるため、それ自身で位置的分解能を低下させるばかりでなく、熱電対感温部の位置が正確にわからないため、測定点の位置に不安が残ることがまずあげられよう。

さらに、外管と感温部の間に充填されているマグネシア粉などの絶縁体との接触熱抵抗により感温部の温度が、外管の温度と異なる可能性のあること、外管の肉厚によっては、外管にそう熱伝導により、感温部近傍の外管温度が、熱伝導のないときに比し大幅に異なること、などの可能性があり、裡線のまま用いる場合に比して、細心の注意を払わないと、指示温度が、どのような値に対応しているものかを判定することがむずかしい場合がある。

次に熱電対による温度測定の特徴に触れよう。まず、長所としては、(1)方法が簡単で、指示法も比較的軽便であること、(2)電気的計測であるため信頼度が高いこと、(3)素線径を細くすれば、位置的分解能をかなり上昇できること、(4)吸収法などの通常の光学的測定法では不可能な局所温度測定が可能なこと、などをあげることができる。これに対して欠点としては、(1)感温部からの熱放射、熱伝導などの損失により、感温部の温度が真温度と異なるため、補正が必要なこと、(2)反応性化学種が存在すると、これらが感温部で触媒反応を起し、反応熱を放出あるいは吸収するため、感温部が加熱あるいは冷却されること、(3)素線の融点で最高使用温度が抑えられること、(4)あまり微細な熱電対では、機械的強度が劣ること、(5)高周波変動温度の測定がしにくいこと、などがあげられる。

3. 熱電対による温度測定上の注意事項

次に熱電対により温度を測定する上で配慮しなければならない注意事項に関し述べる。

3-1 感温部の熱バランス 熱電対の感温部への熱のやりとりについては、ガスからの対流熱伝達による熱入力、熱放射による周囲への熱損失、熱電対素線にそう熱伝導による熱損失、表面化学反応による熱入力などが関与する主な要因である。この場合、いずれも感温部が周囲よりも高温であるとして熱流の方向を論じたが、周囲の方が高温であれば、上述の熱損失は熱入力となることは当然である。また、以下の議論では、被測温ガスは放射的に透明であるとする。不透明のときは、ガスによる放射と吸収分をさらに考慮しなければならない。議論が複雑になるため、ここでは割愛する。感温部が円筒状で、素線径 d_p と同じ場合には、素線断面内温度分布が一様であれば、上述の熱の

出入りに関するバランスから、次の方程式が成立する。

$$h(T_g - T_p) - \varepsilon\sigma(T_p^4 - T_w^4) + \lambda \frac{d_p}{2} \left(\frac{d^2 T_p}{dx^2} \right) + \Delta H_s = 0 \quad (1)$$

ここに、 T_g : ガス温度、 T_p : 感温部温度、 T_w : 周囲温度、 h : 熱伝達率、 ε : 感温部放射率、 σ : ステファーン・ボルツマン定数、 λ : 素線の熱伝導率、 d_p : 素線径、 x : 素線にそう座標、 ΔH_s : 感温部単位表面積・単位時間当りの表面反応による発熱量である。

シース熱電対などでは、先述のように構造上の問題点もあるが、熱電対素線が、絶縁物との熱抵抗がなく外管内に理想的に固定されていれば、 λ として、このような構造物の有効熱伝導率を用いることにより、同様な検討を行うことができる。ただしこの場合には、通常外管の先端が感温部となる上に、熱伝導の損失が、感温部から一本の導線にそう方向のみとなるので、式(1)をその条件に合うよう変形して用いなければならない。

さて、式(1)の各項がわかれば、指示温度 T_p から、ガス温度 T_g を求めることができる。このうち第3項目の熱伝導項は、熱電対挿入位置の温度勾配が、素線にそい小さくなるように、熱電対の姿勢を調節したり、感温部近傍の熱電対形状を選択することにより、かなり小さくすることができる。また、第4項の表面反応による寄与も、火炎反応帯から離れれば問題がなくなる。反応帯内およびその付近の測定を行う場合には、 $(\text{SiO}_2)_x$ などの不活性物質を表面にコーティングして、触媒作用を軽減するが、後に述べるように、この項の寄与を完全に消すことはむずかしい。また、この場合、コーティングした状態の、表面の放射率が必要となり、コーティングの度合いにより、その値が異なるため、標準的な値で表わすことができない点が問題として残る。

上述のような問題を解決する方法として、従来二、三の方法が用いられている。まず第一の方法は、式(1)の第三、第四項が十分小さく、第一、第二項だけを考えれば良い場合でも、感温部の放射率に加えて、測定点におけるガスの流速や熱伝導率が正確には把握できないため、 h の値を正確に知ることがむずかしい場合に適用されるものであ

る。この方法では、測定点のガスを、そこでのガス流速と等しい速度で吸引した後、加速してこれに感温部をさらし、対流伝熱項を大きくする一方、吸引管をガス流により加熱して T_w を T_g に近づけ、第2項の寄与を極力小さくして、 T_p を T_g に近づける方法であり、吸引温度計として、大型火炎の温度測定に良く用いられる。この方法は吸引部の寸法が大きくなるので、測定場を乱す可能性があり、測定場が小さいものには不向きである。

第二の方法は、熱電対素線径を変化させて測温し、指示温度を素線径ゼロに外挿し、その温度を真温度とする方法であり、放射損失項を見積ることなく、真温度が測定できる利点はあるが、測定場が定常なこと、数種類の熱電対を同一箇所に挿入していることの保証などが条件となる。

第三の方法は、放射損失項を見積るために、素線に直接通電を行ない、電気加熱を行なう方法⁴⁾である。熱電対の指示は直流であるから、これを分離するために、交流加熱を行ない、ペルチェ効果による温度変化をなくすと、抵抗発熱のみによって素線の温度が上昇する。素線の比抵抗を r 、加熱電流を I とすると、測定場中で、式(1)の第三項が省略できるとき、次式が成立する。

$$h(T_g - T_p) - \varepsilon\sigma(T_p^4 - T_w^4) + \Delta H_s + \frac{4rI^2}{\pi^2 d^3} = 0 \quad (2)$$

次に、同じ熱電対を真空中で電気加熱すると、 $h = 0$ 、 $\Delta H_s = 0$ であるから

$$-\varepsilon\sigma(T_p^4 - T_w^4) + \frac{4rI^2}{\pi^2 d^3} = 0 \quad (3)$$

が得られる。二つの場合における加熱電流と指示温度の関係を図2のように求めると、その交点では、式(2)と(3)が同時に満足されているため、結局

$$h(T_g - T_p) + \Delta H_s = 0 \quad (4)$$

が成立する。表面反応が省略できるように、表面処理をしている場合には、 $\Delta H_s \div 0$ と置けるから、このときの指示温度 T_p がガス温度 T_g に等しくなる。

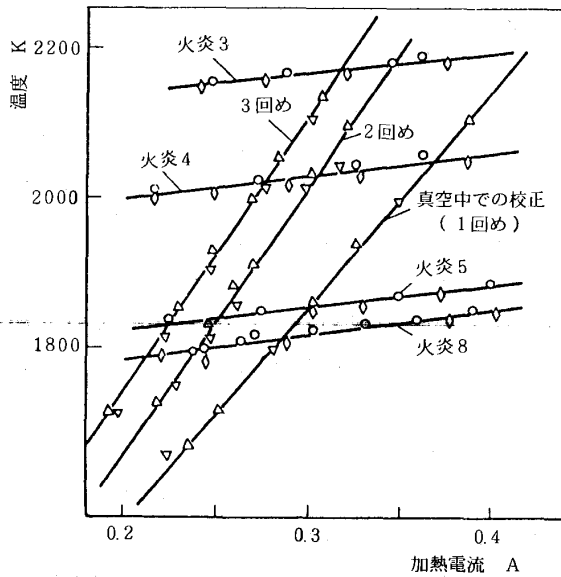


図2. 加熱電流と温度の関係 (Ir-Ir^{40%}Rh熱電対, $d_p = 51 \mu\text{m}$)

このように高い精度でなくとも良い場合には、熱電対感温部の放射率の測定値を用い、 h を測定場の条件に対して計算し、式(1)の第一、第二項のみを残して解き、 T_g を求めることができる。この場合の放射率には次のようなものが報告されている。

3-2 放射率の測定例 熱電対の感温部では、二種の金属が融合しているため、その平均放射率 ϵ を、それぞれの材料の放射率に添字1, 2をつけ、次式により求めるのが良いとされている。

$$\epsilon = \sqrt{\epsilon_1 \epsilon_2} \dots \dots \dots (5)$$

図3に、森ら⁵⁾により測定された白金の単色(波長 $0.65 \mu\text{m}$)放射率、白金、白金-10%ロジウムに対する全放射率、イリジウム-イリジウム40%ロジウム熱電対感温部の平均放射率などを合せ示す。

3-3 表面反応の影響 燃焼ガスなどのように、白金などの表面活性のある物質の表面で反応する化学成分を含んでいるガスの温度を測定する場合には、式(1)中の ΔH_s の見積りが重要である。図4は森ら⁶⁾により行われた、表面反応の寄与に関する実験結果の一例を示している。実験には、減圧メタン-空気予混合平面火炎が用いられ、白金細線(線径 0.2 mm)と、これの表面に $(\text{SiO}_2)_x$ をコーティングしたのに関する表面反応の度合いが求められ、表面反応を含む熱伝達率 h と、表

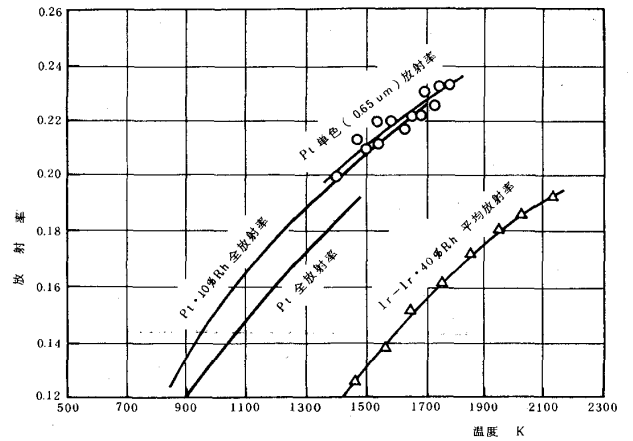


図3. 各種熱電対材料の放射率^{4) 5)}

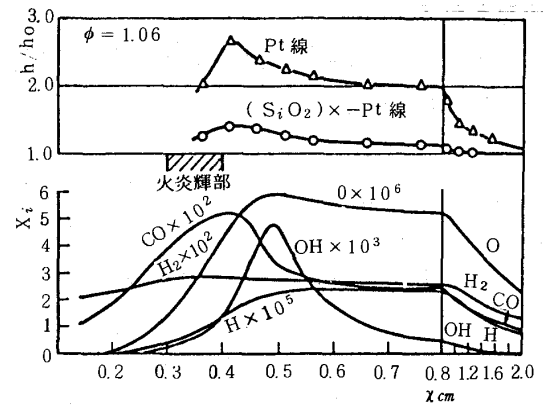


図4. 表面反応の熱伝達率におよぼす影響と化学種濃度分布(圧力 10 kPa , 当量比 1.06)⁶⁾

面反応を含まない熱伝達率 h_0 の比 h/h_0 が、種々の化学種濃度分布と共に比較されている。表面反応による発熱量は

$$\begin{aligned} \Delta H_s &= (h - h_0)(T_g - T_p) \\ &= h_0 \left(\frac{h}{h_0} - 1 \right) (T_g - T_p) \dots \dots \dots (6) \end{aligned}$$

として表わされ、このうち h/h_0 が図4に示されている。したがって $h/h_0 = 1$ が表面反応がない場合に対応しており、 $(\text{SiO}_2)_x$ コーティングをしているものでは、反応帯の近傍を除く部分で、裸線の場合には、反応帯から十分離れたところで、表面反応の効果がなくなっている。図よりコーティングにより、表面反応がかなり抑制されていることが示されるが、完全にはなくなっていない。燃料希薄炎では、表面反応の効果はさらに小さくなり、逆に燃料過濃炎では増大することも報告されている。表面反応に寄与する可能性のある化学

反応について検討の結果、COおよびH₂の酸化反応が寄与度の大きいことがわかり、次のような吸着反応の特性を表わす形式で、それぞれの表面反応速度式が求められている。

$$W_{CO} = \frac{(Sh \cdot D)_{CO}}{d_p} \frac{2.54 N_{CO}}{1 + 1.64 \times 10^8 N_{CO}} \quad \dots (7)$$

$$W_{H_2} = \frac{(Sh \cdot D)_{H_2}}{d_p} \frac{2.20 N_{H_2}}{1 + 3.75 \times 10^8 N_{H_2}} \quad \dots (8)$$

ここに、 Sh :シャーウッド数、 D :拡散係数、 N :モル濃度、 W :表面反応速度であり、単位には、mol, cm, sを用いている。COは酸化されてCO₂に、H₂はH₂Oになるため、 ΔH_s は

$$\Delta H_s = 283 W_{CO} + 242 W_{H_2} \quad (\text{kW/cm}^2)$$

で計算される。

4. 熱電対素線の融点以上の温度を熱電対で測定するための一方法⁵⁾

測定温度が熱電対素線の融点を越えているが、熱電対の利点を生かして、これを熱電対で測定したい場合がある。この場合には、測定温度が融点よりもさほど高くない限り、次のような方法が可能である。すなわち、図5に示すような形状の二種類の熱電対を作る。一つは、A型のように裸線のまま熱電対素線を碍子管から十分な長さひき出し、かつ感温部の両側には、感温部と同温度になるような支持部をつけ、熱伝導による損失が省略できるようにする。他の一つは、B型のように、感温部を保護管に近づけ、積極的に素線にそう熱伝導を利用して、感温部の温度を低下させ、これにより高温領域を測定する。反応帯に近い部分の温度を測定する場合には、感温部をコーティングして、表面反応を抑える。

測定に先立ち、表面反応の影響のない領域で、

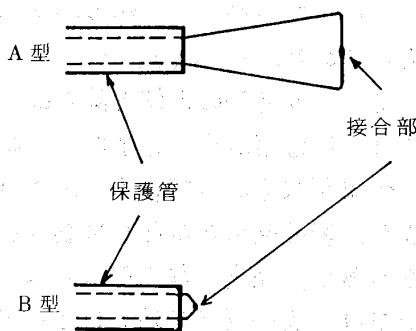


図5. 熱電対形状⁵⁾

温度の異なる種々の位置を選び、同じ位置でA、B両熱電対を用いて温度測定を行い、両熱電対の指示温度の関係を求めておく。続いてB型熱電対により測定領域において計測を行い、B型熱電対の指示を、上で求めた関係を用いてA型熱電対の指示温度に換算し、式(1)の第一、第二項の関係により、裸線の放射率を用いて、放射損失の補正を行い、ガス温度を求める。この方法により文献(5)では素線の融点の200 K程度高温までの測定が行われている。

5. 変動温度の測定

熱電対は、熱容量のために、応答に一次遅れが生じる。線径25 μm程度の細線熱電対を用い、この一次遅れを電気回路により補償し、数kHzまでの変動温度の測定に用いられる⁷⁾しかし、この場合、時定数の算定に問題が残るので、注意が必要である。

6. あとがき

以上、主として熱電対を中心に温度測定に必要な注意事項と問題点を述べた。これらの事項の中には、図1に示したその他の温度計にも、あてはまるものもあり、それぞれの使用に際して十分注意しなければならない。特に高温場を測定する際には、低温場での測定では問題とならない種々の誤差を伴うから、常に測定値に占めるこれらの項の寄与分を算定し、できるだけ正確に、測定対象の温度を決定するよう配慮することが必要である。

参考文献

- 1) JIS Z 8710-1980 ほか
- 2) JIS C 1605-1982
- 3) JIS R 1401-1981, JIS R 1402-1981
- 4) 日本機械学会 技術資料 燃焼に伴う環境汚染物質の生成機構と抑制法(昭55年12月)
- 5) 森・大竹・中村, 日本機械学会論文集42, 357 (昭51年5月) 1511
- 6) 森・大竹・石塚, 日本機械学会論文集38, 313 (昭47年9月) 2333
- 7) 例えば 吉田, 第20回燃焼シンポジウム講演論文集(昭57年11月) 154, 甘楽・柳, 同上, 266 など

非接触による温度計測計 CARS

航技研 藤井 昭一

1. はじめに

筆者らの研究グループは、数年前からレーザーを流体計測に利用し、従来の方法では測定不可能であった領域での現象をできるだけ正確に把握する試みを進めている。まず、レーザー・ドップラー流速計をミニ・コンピュータと連動させて、流体の乱れ速度やその運動の波形まで含めて解析できるシステムを完成させ、これを用いて航空エンジンやガスタービンで使用される燃焼器まわりの流れの挙動¹⁻⁴⁾、高速、高温ジェット騒音発生機構⁵⁾、回転機械の翼内部流れ^{6,7)}を調べてきた。次の段階として、温度情報を得る目的で、強力なレーザー光線を使用するカーズ診断システムの研究を行っている。カーズ(CARS)は、Coherent Anti-Stokes Raman Scattering or Spectroscopyの頭4文字をちぢめたもので、その歴史は浅い。

カーズ現象は、Maker & Terhune³⁾によって1960年代に発見された。彼らは強力なルビー・レーザーを使って三次の光学的分極率の研究を行っているとき、ベンゼンから赤色の入射光とは異なるオレンジ、イエロー、グリーンなどの色をとらえた。すなわち、入射光に誘導されたストークス光と相まって反ストークス光が高次の波長域まで順次、方向性をもって(coherent)放射されていた。当時は、この現象が工学的にどのように利用できるかは未知であったが、フランス航空研究所(ONERA)のTaranを中心とした研究者⁹⁾、アメリカ海軍技術研究所のHarveyらの研究グループ¹⁰⁾によって、1970年代に燃焼ガスの濃度・密度や温度の測定が可能であることが立証された。ただし、これらの研究は、あくまでも原理的であって、もう少し実用的な形での応用はアメリカUTRC研究所のEckbrethの率いるグループ¹¹⁾の努力に負うところが大きい。シエル研究所では、レシプロ・エンジン内温度測定の成功が報告された。筆者がカーズ研究を開始したとき反すうしたLapp & Hartleyの解説記事¹³⁾では、通常振動自然ラマン法が燃焼現象の診断には適しており、カーズは次世代の計測である旨結論づけられていた

のが、まだ強く印象に残っている。ところが、彼らの予想に反してカーズ計測は急速な進歩をとげ、実際の燃焼場に 응용されレーザー計測の主流となりつつある。本稿では筆者の研究グループが行って来た研究^{14,15)}を中心に解説する。

2. カーズによる温度の測定原理

2-1 レーザー光線と原子・分子の性質

原子は任意のエネルギー量をもつのでなく、自然界の法則に従う不連続ないくつかのエネルギー基準値のみを有し、入射光が極めて強力であれば原子核を回る電子の軌道半径に変動が起こり鋭い赤外スペクトルを発する。しかし原子同志の結合が対称な二原子分子(O_2 , H_2 , N_2 などのガス体)では赤外スペクトルは無視でき、むしろ分子スペクトルが重要になる。いま、図1にモデル(dumb-bell-model)を示すが、分子は原子をバネで結んだものと考えれば、バネを介して振動および系全体の回転運動が生じている。入射する光には電磁波の性質があるので、この原子同志の電気的結合に外乱を与えその結果、可視領域で幅の広い分子スペクトルが発生する。これを今少し、微視的に記述すると可視光のような周波数の高いものが分子運動そのものを直接、振動させるのではなく電子を強制振動させて分極率に変化を生じさせるともいえる。これらの運動は厳密には有名な Schrödingerの波動方程式によって記述でき、回転および振動運動によるエネルギー基準値、すなわち固有値はそれぞれ回転量子数 J 、振動量子数 V の関数で表現できる。

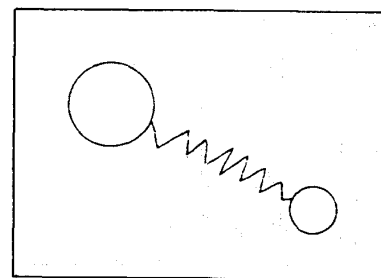


図1. 二原子モデル

2-2 Qブランチ・スペクトル

カーブ現象もラーマン効果の一種である。ラーマン効果はよく知られているように20世紀の始めに Raman & Krishnan によって発見された。二原子分子の回転エネルギーの遷移は選択律 (selection rule) に従い、 $\Delta J = 0, \pm 2$ のみが許される。 ΔJ は J の遷移数とする。 $\Delta J = 2$ の遷移によって形成される分子スペクトル群を、S ブランチ、 $\Delta J = -2$ のそれを、O ブランチ、と名づけ、 $\Delta J = 0$ の場合を、Q ブランチと言う。S、O ブランチは互に離散しており、強度も Q ブランチに比べると圧倒的に小さいので、これまでのカーブ法では Q ブランチが主として利用されてきた。さて、カーブ現象は、いろいろな方法で説明されているが、図2においてポンプ光の周波数を ω_1 ストックス光のそれを ω_2 とする。いま、 $\omega_1 - \omega_2$ が対象とするガス体の原子系の有する固有振動数(これをラーマン遷移の周波数という)に近くかつ、運動量保存が成立していれば、 ω_1 や ω_2 とは異なる周波数 ω_3 を有する反ストックス光が生成される。このとき ω_1 と ω_3 の光子がさらに干渉し気体分子を励起して新たな ω_3 を発生させ、このような連鎖作用の結果として一方向に整合された (coherent な) 光束ができる。ここで注意したいことは、図中、仮想状態とあるのは現実には到達し得ないエネルギーレベルであるが、仮にその状態に達すると直ちに基準値に戻ると考えればよい。このように生成された ω_3 の光子は、常圧気体でも大きな強度を有しカーブ光と呼ばれ、条件がよければ目

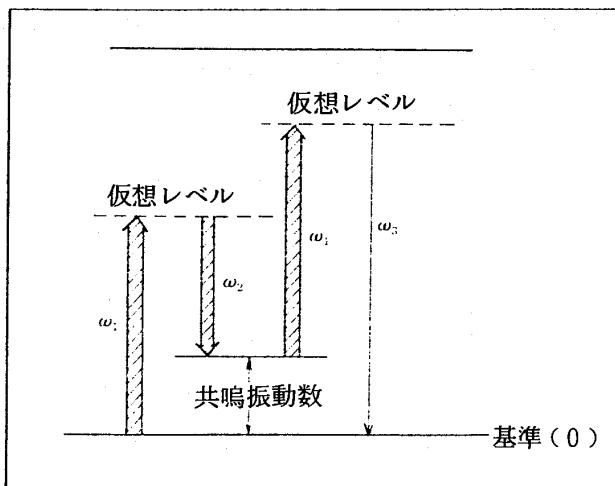


図2. カーブのエネルギー基準による説明

視できる。光の進行方向への運動量保存から $\omega_3 = 2\omega_1 - \omega_2$ が成立する。

CARSとは周波数 ω_1 と ω_2 の光子が、三次の非線型ラーマン感受率 $X^{(3)}$ を通じて干渉し $\omega_3 = 2\omega_1 - \omega_2$ の周波数において分極成分 $P^{(3)} = X^{(3)} : EEE$ (E : 光の電場)が発生する現象とも表現できるので $X^{(3)}$ のガス温度依存を調べておけば少なくとも温度は決定できる。光の通過損失を考慮して感受率は

$$X^{(3)} = \sum_j K_j \frac{\tau_j}{2(\Delta\omega_j - \omega + \omega_1) - i\tau_j} \quad (1)$$

$$K_j = \frac{2c^4}{h\omega_2^4} N \Delta_j \left(\frac{d\sigma}{d\Omega} \right)_j \frac{1}{\tau_j} \left(i^2 = -1 \right) \quad (2)$$

と表わせる。ここに τ_j はある特定の遷移 j におけるスペクトルのライン幅、 $\Delta\omega_j$ は分子の固有振動数、 N は試料分子の総数、 $(d\sigma/d\Omega)_j$ は微分自然ラーマン断面積 (cm²/ステラジアン)、 Ω は立体角、 c は光速、 h はプランクの定数、そして Δ_j はエネルギーレベル間の分子の占有率であるがQブランチに限って言えば、エネルギー基準 (V, J) と ($V+1, J$) の間に存在する分子数の存在の確率の差 $P(V, J) - P(V+1, J)$ となる。Maxwell-Boltzmanの分布則によると、振動エネルギー E_V と $E_V + dE_V$ の間のエネルギーを有する分子数 dN_V は $e^{-E_V/KT} dE_V$ に比例する。ただし T は振動分子の絶対温度、 K は分子当りのガス定数とする。一方回転エネルギー E_J の場合は、量子論によると統計的な重み係数も考慮する必要があり、 $(2J+1)e^{-E_J/KT} dE_J$ に比例する。そこでエネルギー基準 (V, J)、温度 T のとき分子数は

$$P(V, J) \propto N_V N_J \propto (2J+1) e^{-(E_V/E_J)/KT}$$

であり、総分子数 N に関係づけるための分配関係 Q_V, Q_J を用いて

$$P(V, J) = \frac{N}{Q_V Q_J} (2J+1) e^{-(E_V+E_J)/KT} \quad (3)$$

となる。ただし

$$E_V + E_J = \left\{ a_1 \left(V + \frac{1}{2} \right) - a_2 \left(V + \frac{1}{2} \right)^2 + a_3 J(J+1) - a_4 VJ(J+1) \right\} h \cdot c \quad (4)$$

($a_1 \sim a_4$: 定数)

式(1)~(4)を用いて起り得るすべての遷移について加算 \sum_j しておけば $X^{(3)}$ のスペクトルがわかるが、式でわかるように c , N などは $X^{(3)}$ のスペクトルの形には直接関与しない。したがって温度情報だけなら相対的形状を知ればよい。しかし、図2でみたように、いくつかの分子は基準(0)より共鳴振動数分だけはなれた上位のエネルギー基準へ到達していくが、このような遷移に要する時間よりもはるかに早い時間(10~20 ns)でレーザー照射を行い、最初のエネルギー基準値での温度情報を得るので、レーザーそのものによる温度のじょう乱は考えなくてよい。なお、付録に分極、非線形効果、光の電場・磁場、ポンプ光などを今少し詳しく解説した。

3. 筆者らの研究成果

研究に着手した初期の頃(1980年)のカーズの基本システムは文献(14)に詳しく報告している。我々のシステムの特徴は次の点に要約できる。すなわちミニコンピューターと連動させ、レーザーの発振及びデータ処理をすべてコンピューター制御で行なっている。さらに、実験データと理論カーブのつき合わせという最も面倒な部分をコンピューターにまかせている。また、分光部においては、カーズ信号の分離を二枚の相対するダイクロイックミラーで行ない、S/N比を極めて高い値に保っている(特許出願中)。このような基本形を発展させ、実際の燃焼器に近いモデルで計測できるように改良した(1981年)。その上、先に計測システムとして完成しているレーザー・ドプラー流速計(LDV)と組合せて、温度/速度を同時・同一地点で測定することに成功した(1982年)。そこで燃焼工学で重要な因子でありながら、測定が極めて困難である速度のFavre平均量(密度加重平均)のデータ採集に着手し、ごく最近、有益な実験データを得た(1983年)。これらをもとに、現在までに提案されて来た理論モデルの検証やより進んだ理論が生まれる可能性が生じた。カーズの導入は、このようにブラックボックスであった燃焼現象に初めて、科学のメスを入れるような画期的なものである。しかも、実験室規模を越えて実際の燃焼器でも実用に耐える段階にきている。

図3に装置全体の配置図を示す。高出力レーザーの発振系やデータ処理部は、燃焼器から約50m

離れた別室で作動させて、燃焼に伴う公害物質や騒音・振動を避けた。実験の様子はモニターTVで、データ処理室にも伝わるようにした。図に示されているように、直径150mmのビーム配送管を設置し、各コーナーに鏡をおいてカーズ発生用ビームを燃焼実験室へ送った。ただし、LDV用のHe Neレーザーは現場においた。燃焼器を囲むようにして光学台を作り、送られて来たビームでカーズ光及びLDV用散乱光が発生するように光学的調整を行った。本システムの特徴は、図4で見るように、同一のレンズ13で集光させており、同一地点での計測ができる。ビーム強度がガウス分布であるとみなし、いわゆる $1/e^2$ までを有効と考えて計算すると、カーズは、 $35\mu m$ (直径)、 $10mm$ (長さ)、LDVは $60\mu m$ 、 $0.3mm$ の資料体積になる。ただし、カーズの発生長さは、 CO_2 ジェットを用いた基礎実験で決定したもので、信号の大部分は、 $2\sim 3mm$ の資料長さから来ていると思われる。信号光は図4に示されているように、

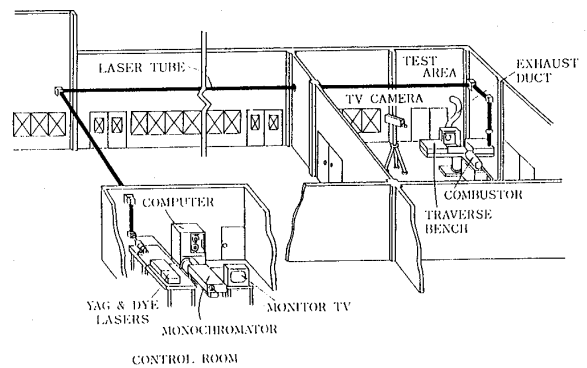


図3. 燃焼ガスの遠隔レーザー計測

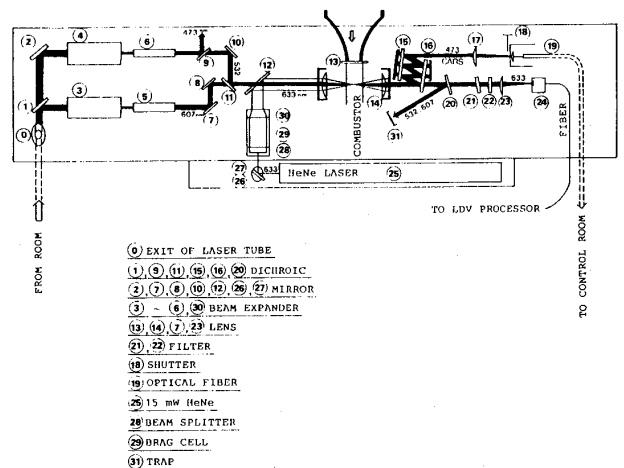


図4. 温度/速度の同時計測

フィルターやダイクロックを使って波長473mmの窒素ガスによるカース光と、He Neの散乱光(633mm)に分離抽出し、いずれも光学アイバーで計測室へ戻している。

ブラフ・ボディ保炎器でプロパンを予混合させた高乱流火炎中で得たQブランチ・スペクトルと理論との対比を図5に示す。波数2110 (カイザ σ , cm^{-1})付近に出ている小さな山は、hot handと呼ばれているもので高温になるほど強くなる。これは、高温ほど分子運動が活発になり、量子数(V, J)の大きい部分の遷移による影響が出てくるためである。図6に測定したデータの一例を、温度と速度のヒストグラムの形で示す。速度はガウス分布からあまり離れないが、温度は平坦な形にもなり得る。燃焼現象は温度すなわち密度の時間的変化に大きく支配されており、速度の乱流性はそれよりも弱い影響力を持つことを示唆している。ごく最近、上記のことを証明できる速度のファブリ平均量に関する実験データの収集に成功したので、論文を準備中であり、詳しくは別の機会に報告したい。

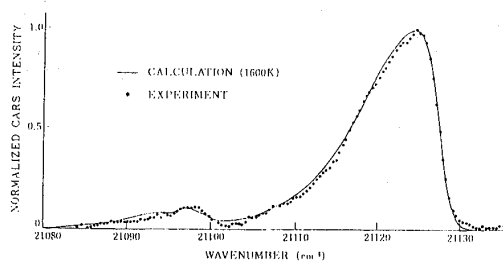


図5. 窒素分子のQブランチスペクトル

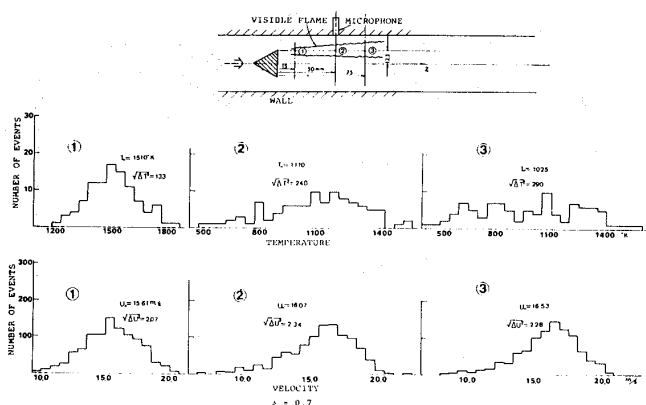


図6 温度/速度データのヒストグラム
(ϕ = EQUIVALENCE RATIO)

4. おわりに

カース法は、温度測定ばかりではなく、濃度の検出にも使用できるが、特集号の趣旨からこれには言及しなかった。筆者らは現在燃焼現象の解明に使用しているので、速度と温度と濃度の三成分を同時・同一点測定する試を行っている。またカースは燃焼診断だけでなく、素材の製造過程における温度検出・制御にも応用されつつある。カース顕微鏡も開発されているようで、例えばたまねぎの皮の成分を検出でき、ガス分子から固体原子への巾広い応用が約束されており、急速に進歩している分野である。

5. 参考文献

- (1) Fujii, S., Gomi, M. & Eguchi, K., Trans. ASME, JFE, 100(1978), 322
- (2) Fujii, S. & Eguchi, K., *ibid.*, 103, (1981), 328
- (3) Fujii S., Eguchi, K., and Gomi, M., AIAA Journal, 19, (1981), 1438
- (4) 藤井, 機械の研究, 32(1980), 37
- (5) Fujii, S., Nishiwaki, H. & Takeda, K., AIAA Journal, 19, (1981), 872
- (6) 藤井, LDVの基礎と応用(流れの計測懇談会編), 日刊工業, (1980), p. 121
- (7) 藤井, ターボ機械, 8(1980), 17
- (8) Marker, P. D. & Terhune, R. W., Phys. 137 (1965), A 801
- (9) 例えば Regnier, P, Moya, F. & Taran, J. P. E., AIAA Journal, 12, (1974), 826
- (10) 例えば Begley, R. F., Harvey, A. B. and Byer, R. L. Appl. Phys. Lett., 27, (1974), 387
- (11) 例えば Eckbreth, A. C. and Hall, R. J., Comb. and Flame, 36, (1979), 87
- (12) Stenhouse, L. A., Williams, D. R., Cole, J. B. and Swords, M. D., Appl. Optics, 18, (1979), 3819
- (13) Lapp, M. and Hartly, D. L., Comb. Sci. and Tech., 13, (1976), 199
- (14) Fujii, S., Gomi, M. and Jin, Y., Comb. and Flame, 48, (1982), 232.
- (15) Fujii, S., Gomi, M. and Eguchi, K., Trans. ASME, JFE (To be published in June or September Issue, 1983)

入門書として次のものをお勧めしたい。

- (a) During, J. R., Vibrational Spectra and St-

- structure, Elsevier Sci., 1977
- (b) Druet, S. A. J. and Taran, J. P. E., Progress in Quantum Electronics, 7(1981), 1.
- (c) Crosley, D. R., Laser Probes for Combustion Chemistry, American Chemical Society, 1981
- (d) Baldwin, G. C., Nonlinear Optics, Plenum Press, 1969
- (e) Herzberg, G., Molecular Spectra & Molecular Structure 1. Spectra of Diatomic Molecules, New York, Dover, 1950

付録 非線形的な光学現象

よく知られているように、光は電磁波と粒子の両方の性質をもっている。光の進行を考える限り、古典的な波の理論で表現でき、光の強さは位置と時間の連続関数となる。ところがレーザのように非常に強い光が物質に当たると運動量の交換が非弾性的に起り、しかも光の波長に応じてステップ状で現象が進行する。こうなると波で表現していた光の強さは、丁度その場所・時間に居合わせた光子数の確率を意味する。ラーマン現象はこの典型的な例である。ただしカース現象に限ってエネルギー基準がもとに戻る(図2)ものの、その過程では非弾性的である。これに反してLDVのようなミー散乱は粒子の運動によって周波数に変化が生じているドブラー効果であって、光と物質の完全な弾性的衝突である。

さて、電流を物質に通じると磁気モーメントが生じるように、光も電磁波的性質のため光学的な分極が生じる。光学的に一様な物質では分極(誘導量) P は、

$$P = X \epsilon_0 E \quad (A1)$$

となる。 ϵ_0 は比例定数、 X は感受率で電気の磁化率に相当する。実際の物質では光の進行を防げる損失作用があるので

$$X = X' - iX'', \quad i^2 = -1 \quad (A2)$$

のように複素表現しなければならない。より強力な電場のとき P の非線形的な応答が無視できず、

$$P = X^{(1)} \cdot E + X^{(2)} : EE + X^{(3)} : EEE \quad (A3)$$

となる。 X は $n+1$ ランクのテンソルであり、具体的には、 $X^{(1)}$ は線形的な散乱・吸収に関する感受率、 $X^{(2)}$ は通常的气体では対称テンソルであってゼロとなる。なお、式(A3)で \cdot 、 $:$ などの記号が出ているが、ベクトルやテンソルの単なる演算記号の約束であり、ここでは解説しない。

$X^{(3)}$ は本文で述べたように温度 T のみの関数である。色素光 ω_2 を励起しているポンプ光 ω_1 との差が物質を形成する原子系の固有振物数と一致すると、図5のように $|X^{(3)}|$ に起因する強い共鳴した分子スペクトルが発生するから、理論カーブとつぎ合わせることにより(量子力学が間違いない限り)温度が決定できる。

レーザ・ラマン法

船舶技術研究所 山 岸 進

1. まえがき

理想的な光源としてレーザが出現したため、光学的手段で気体の温度・濃度を高い時間及び空間分解能で測定ができるようになってきた。これ等のレーザ応用計測法の中にあって、レーザ・ラマン(ここでは周波数同調を行わない通常のラマン散乱をいう)は①単一レーザで多種類の分子を同時に測ることができ、②任意の波長を使え、③現象がほとんど瞬間的($\sim 10^{-12}$ sec)だといった長所

を持つ。しかし、微弱光であることが最大の欠点で、検出法やデータ処理に工夫が必要となる。ここではレーザ・ラマン法の概要と計測上の問題点について述べる。

2. ラマン散乱⁽¹⁾

ラマン散乱は非弾性散乱であって、入射光と分子の相互作用において、分子がある中間的なエネルギー状態を経て最終状態に到る際に光を放出する過程である。この過程は図1の様にも模式的に表わ

- structure, Elsevier Sci., 1977
- (b) Druet, S. A. J. and Taran, J. P. E., Progress in Quantum Electronics, 7(1981), 1.
- (c) Crosley, D. R., Laser Probes for Combustion Chemistry, American Chemical Society, 1981
- (d) Baldwin, G. C., Nonlinear Optics, Plenum Press, 1969
- (e) Herzberg, G., Molecular Spectra & Molecular Structure 1. Spectra of Diatomic Molecules, New York, Dover, 1950

付録 非線形的な光学現象

よく知られているように、光は電磁波と粒子の両方の性質をもっている。光の進行を考える限り、古典的な波の理論で表現でき、光の強さは位置と時間の連続関数となる。ところがレーザのように非常に強い光が物質に当たると運動量の交換が非弾性的に起り、しかも光の波長に応じてステップ状で現象が進行する。こうなると波で表現していた光の強さは、丁度その場所・時間に居合わせた光子数の確率を意味する。ラーマン現象はこの典型的な例である。ただしカース現象に限ってエネルギー基準がもとに戻る(図2)ものの、その過程では非弾性的である。これに反してLDVのようなミー散乱は粒子の運動によって周波数に変化が生じているドブラー効果であって、光と物質の完全な弾性的衝突である。

さて、電流を物質に通じると磁気モーメントが生じるように、光も電磁波的性質のため光学的な分極が生じる。光学的に一様な物質では分極(誘導量) P は、

$$P = X \epsilon_0 E \quad (A1)$$

となる。 ϵ_0 は比例定数、 X は感受率で電気の磁化率に相当する。実際の物質では光の進行を防げる損失作用があるので

$$X = X' - iX'', \quad i^2 = -1 \quad (A2)$$

のように複素表現しなければならない。より強力な電場のとき P の非線形的な応答が無視できず、

$$P = X^{(1)} \cdot E + X^{(2)} : EE + X^{(3)} : EEE \quad (A3)$$

となる。 X は $n+1$ ランクのテンソルであり、具体的には、 $X^{(1)}$ は線形的な散乱・吸収に関する感受率、 $X^{(2)}$ は通常的气体では対称テンソルであってゼロとなる。なお、式(A3)で \cdot 、 $:$ などの記号が出ているが、ベクトルやテンソルの単なる演算記号の約束であり、ここでは解説しない。

$X^{(3)}$ は本文で述べたように温度 T のみの関数である。色素光 ω_2 を励起しているポンプ光 ω_1 との差が物質を形成する原子系の固有振物数と一致すると、図5のように $|X^{(3)}|$ に起因する強い共鳴した分子スペクトルが発生するから、理論カーブとつき合わせることにより(量子力学が間違いない限り)温度が決定できる。

レーザ・ラマン法

船舶技術研究所 山 岸 進

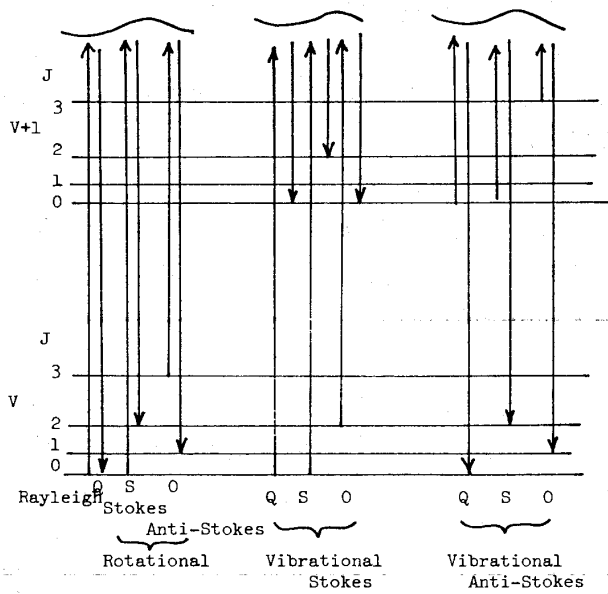
1. まえがき

理想的な光源としてレーザが出現したため、光学的手段で気体の温度・濃度を高い時間及び空間分解能で測定ができるようになってきた。これ等のレーザ応用計測法の中であって、レーザ・ラマン(ここでは周波数同調を行わない通常のラマン散乱をいう)は①単一レーザで多種類の分子を同時に測ることができ、②任意の波長を使え、③現象がほとんど瞬間的($\sim 10^{-12}$ sec)だといった長所

を持つ。しかし、微弱光であることが最大の欠点で、検出法やデータ処理に工夫が必要となる。ここではレーザ・ラマン法の概要と計測上の問題点について述べる。

2. ラマン散乱⁽¹⁾

ラマン散乱は非弾性散乱であって、入射光と分子の相互作用において、分子がある中間的なエネルギー状態を経て最終状態に到る際に光を放出する過程である。この過程は図1の様にも模式的に表わ



V ; 振動量子数, J ; 回転量子数

Q 枝 ; ΔJ = 0, S 枝 ; ΔJ = +2, O 枝 ; ΔJ = -2

図 1. ラマン散乱過程

すことができる。振動ラマンは、エネルギー準位の選択律が $\Delta V = \pm 1$ かつ振動によって分子分極率が変化するとき回転ラマンの選択律は $\Delta J = 0, \pm 2$ で、かつ分極率の変化することである。図中のレイリー散乱は弾性散乱であって入射光と同じ周波数の光を放出する散乱である。

ラマン光強度⁽²⁾はエネルギー準位 $n \rightarrow m$ 間で遷移が生ずる場合次式で表わされる。

$$I_{nm} \propto N_{nm} (\nu_0 + \nu_i)^4 P_{nm}^2 \dots \dots \dots (1)$$

$$\nu_i = \frac{E_m - E_n}{hc}, \quad E_m > E_n ; \text{ストークス}, E_m$$

$< E_n$; 反ストークス, N_{nm} は初期状態の分子数, ν_0 は入射光の振動数, h はプランク定数, c は光速を示す。

P_{nm}^2 は遷移確率を示すもので、エネルギー遷移、振動の対称性及び入射光の方向と偏光度⁽³⁾の関数となる。

P_{nm} を量子論で一般的に計算することは難しいが、 P_{nm} と分子分極率の関係を Placzek⁽²⁾ が Polarizability 理論を使って導びいており、実験的な検証が可能となっている。

ラマン散乱は電子エネルギーや結晶のフォノン等のエネルギー遷移に関しても生ずる。

3. 温度・濃度の決定⁽⁴⁾

ラマン光の特性周波数 ν_i は各々の分子固有のエネルギー状態に関係するものであって、これによって分子の種類を特定して温度を測定することができる。また濃度も(1)式から光強度が分子数に比例する関係を使って測ることができる。表1にラマン周波数の例を示した。次にラマン法による幾つかの温度決定法について述べる。(a)ストークス・反ストークス光強度比 ; (1)式を使うとストークス・反ストークス光の強度比は初期状態の分子数比として表わすことができる。今、気体の熱的平衡状態を仮定すると、 N_{nm} は Maxwell - Boltzmann 分布則に従うのでその分子数比は次式で表わされる。

表 1. ラマン周波数シフトと相対散乱断面積
 A^+ レーザ $\lambda_0 = 4880 \text{ \AA}$ に対するラマン光

分子	ラマンシフト cm^{-1}	散乱断面積比 σ/σ_{N_2}	ストークス A	反ストークス A
$\text{CH}_4 (\nu_1)$	2914	6.00	5689	4273
$\text{C}_6\text{H}_6 (\nu_2)$	992	12.6	5128	4655
CO	2143	0.99	5450	4418
$\text{CO}_2 (\nu_1)$	1388	1.36	5235	4570
$\text{CO}_2 (2\nu_2)$	1286	0.93	5207	4592
H_2	4160	2.48	6123	4057
H_2O	3652	2.22	5938	4142
N_2	2331	1.00	5506	4382
NO	1876	0.47	5372	4471
$\text{NO}_2 (\nu_2)$	1320	14.6	5216	4585
O_2	1556	1.22	5281	4536

$$\frac{N_m}{N_n} = \exp \{ -(E_m - E_n) / kT \} \dots \dots \dots (2)$$

ここで k は Boltzmann 定数, T は温度を示す。光強度比 測定すれば温度は、 $E_m > E_n$ とすれば次式によって得られる。

$$T = \frac{E_m - E_n}{k} \left\{ \ln R + 4 \ln \left(\frac{\nu_s}{\nu_a} \right) \right\}^{-1} \dots (3)$$

ただし $R \equiv I_A/I_S$, 添字 A は反ストークス, S はストークスを表わす。

この方法は、圧力や濃度変動がキャンセルされているので R が温度のみの関数となる点が長所である。

あるし、 I_A, I_S を同時に測定すれば一時に温度が求まる。この方法に限らず、分子エネルギーを基に温度を求めるときは一般に、振動ラマン、回転ラマン⁽⁵⁾いずれも利用できる。しかし、回転線は互の周波数が近接しているため高分解能分光器を必要とするが振動ラマンの場合はその必要がないこともあって振動ラマンの測定例が多い。(b)振動ラマンのピーク比；高温になると振動ラマンスペクトルにエネルギー準位の高い遷移のピーク現われてくる。普通の温度では、ストークス光の方が強いのでこのスペクトルの $\nu(0-1)$ と $\nu(1-2)$ のピークを測定して温度を求める。(c)シミュレーション；ラマンスペクトルが温度の関数となっていることから、理論計算と観測スペクトルを比較し両者が一致するような点をさがせば温度を決めることができる。この方法ではスペクトル線の広がりや分光器のスリット関数の計算も行わなければならない。(a)、(b)が約800°K以上にならないと使えないのに対して(c)は全ての温度に適用できる。

4. 測定方法

重要な測定課題である光強度(1)式は実験上のパラメータを使用して(4)式の形に表わすことができる。

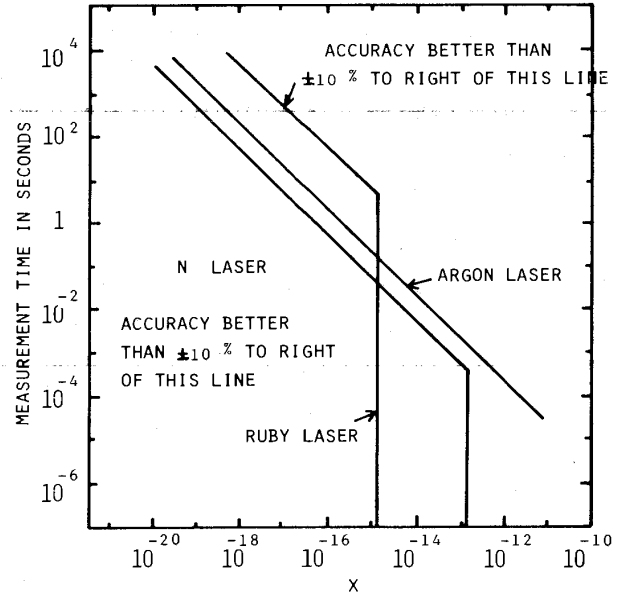
$$I_j = C \cdot N_j \cdot I_0 \cdot \left(\frac{d\sigma}{d\Omega}\right)_j \cdot \Omega \cdot l \cdot f(T, \lambda) \quad (4)$$

ここで I_j は j 分子のラマン強度、 C は定数、 N_j は初期状態の分子数、 I_0 は入射光強度、 $\left(\frac{d\sigma}{d\Omega}\right)_j$ はラマン微分散乱断面積、 Ω は立体角、 l は測定部の長さ、 $f(T, \lambda)$ は温度とスリット巾への依存部を示す。

I_0 はレーザーのピーク出力と集光度によって決まるもので、レーザーは集光性が非常に良く、中でもCWレーザーでは30~50 μ mに絞ることは容易である。 $\left(\frac{d\sigma}{d\Omega}\right)$ の各分子についての実験データ⁽⁶⁾もかなり揃っている。

(1) レーザ 気体のラマン計測を行うにはピーク出力の高いレーザーが必要で、 $Ar^+, Kr^+, Nd:YAG, N_2$, ルビー, Flash lamp dye等のレーザーが用いられている。レーザーのピーク出力とパルス・レーザーの繰返し能力によって測定できる現象

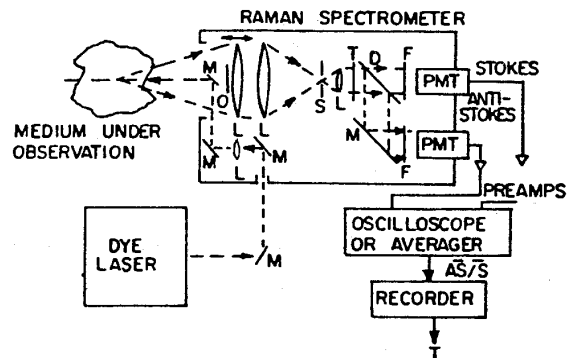
にも限界がある。例えば、 $\pm 10\%$ の測定精度を維持するには100個の光子を受光することが必要である。このようなレーザーの能力と測定時間の関係を図2⁽⁷⁾に示す。



$X = 100 q^2 / I_0 n$; $q = \nu_e / \nu_0(Ar^+)$, n は量子効率, I_0 はレーザー出力
 $N_2 \lambda = 3371 \text{ \AA}$ 1mj/p, 500 pulses/sec
 Ruby $\lambda = 6943 \text{ \AA}$ 1J/p, 0.1 pulses/sec
 $Ar^+ \lambda = 4880 \text{ \AA}$ 1 watt

図2.⁽⁷⁾ レーザと受光系の能力

(2) 測定方法 観測は入射光に対して垂直方向から行う場合が多く、データもこれに関するものが多い。観測窓を一つにする場合はBack Scatteringを用いる図3⁽⁸⁾のような配置も考えられる。



D; ダイクロイックミラー, F; フィルター, L; レンズ, M; ミラー, O; 遮光板, S; スリット

図3.⁽⁸⁾ バック・スカattering利用のレーザーラマン配置図

(3) 背景光 火炎の測定で最も大きな障害の一つは、火炎の自発光と炉壁等の放射による連続的な背景光である。図4はC₂H₂/air, H₂/air 炎について N₂ のラマン成分と重なる周波数の光強度の分布を測った例で、この場合 S/N=1 となるような分光器スリット上の光強度は約 10⁻⁸ W/cm² であった。背景光に対して次の様な対策が有効である。(a)高分野能で迷光の少ない分光器で狭い帯域の観測を行う。そのために高感受光器を必要とするが、最近では多チャンネル高感受光器に著るしい進歩がある。これ等については詳しい文献^{(9), (10)}に譲る。(b)レーザのピーク出力を高める。ただし気体のグレイクダウン(〜10⁹ W/cm²)以下に抑えなければならない。(c)ロックイン回路で背景光を減算処理する。(d)フィルターでゆるい火炎変動分を除去する。

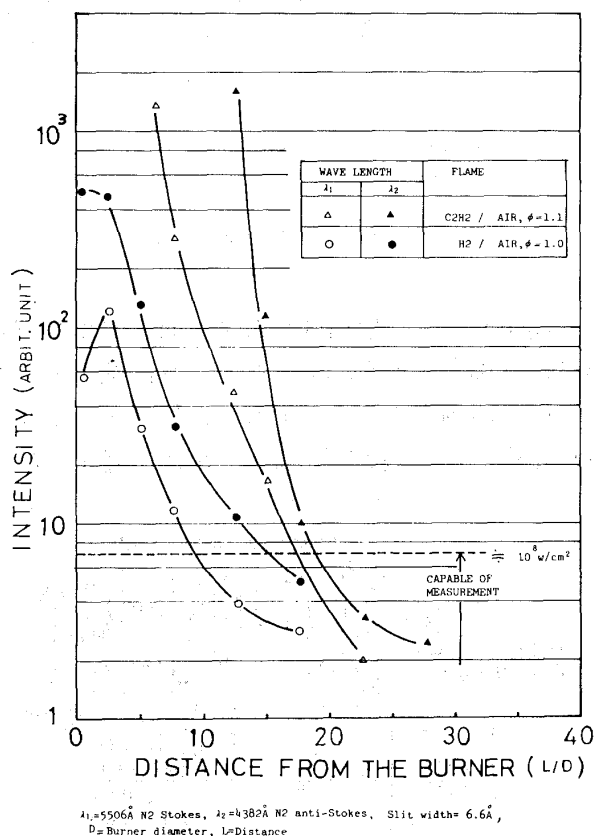


図4. 背景光強度

(4) 測定誤差の推定 実用火炎では、背景光の他に粒子の蛍光や白熱が突発的なノイズとなる。そのピーク値は信号や背景光に比べて桁違いに高く、波長も広範にわたっている。この様なパル

スは波高弁別ウィンドで除く。さらに統計処理でこれ等ゆらぎの大きいノイズを除いて、ポアソン分布に従う信号だけを選別することも試みられている。受光がポアソン分布であれば S/N は測定値から推定でき、誤差が計算できる。I_A/I_S 比から温度を決定する場合の相対誤差は次式となる。

$$\frac{\Delta R}{R} = \frac{1}{\sqrt{n_s}} + \frac{1}{\sqrt{n_a}} \dots\dots\dots (5)$$

$$\frac{\Delta T}{T} = \frac{\partial \ln T}{\partial \ln R} \left(\frac{\Delta R}{R} \right) \dots\dots\dots (6)$$

ここで n は信号強度、Δ は変動分を示す。

(5) 実測例 CH₄/air 炎の温度分布を熱電対とレーザ・ラマン法を使って測った例を図5に示す。⁽¹¹⁾

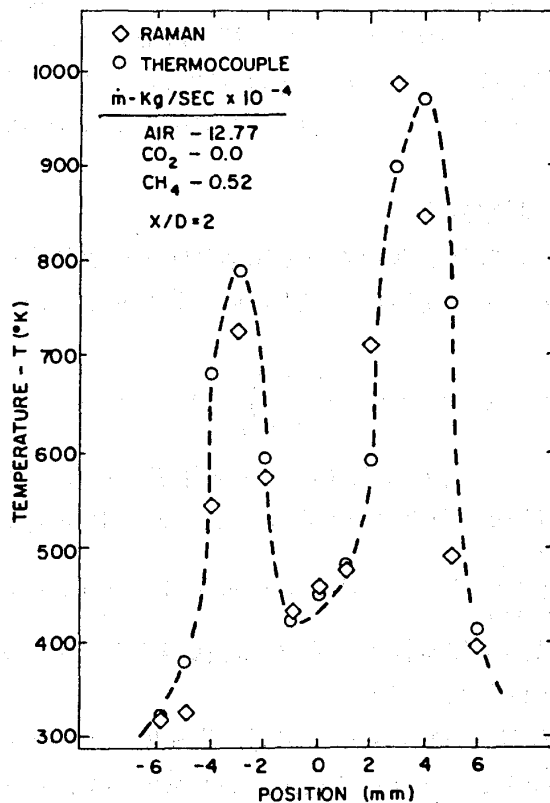


図5.⁽¹¹⁾ CH₄/air 炎の温度分布 X/D=2

測定精度は5%未満とされている。温度はルビ-レーザを使い N₂ の I_A/I_S 比から求めた。

また H₂/air 炎の統計的性質を N₂ の温度・濃度について測定し、理論との比較を行った例を図6に示す。⁽¹²⁾ 温度測定はダイ・レーザを使い N₂ の I_A/I_S 比で行った。

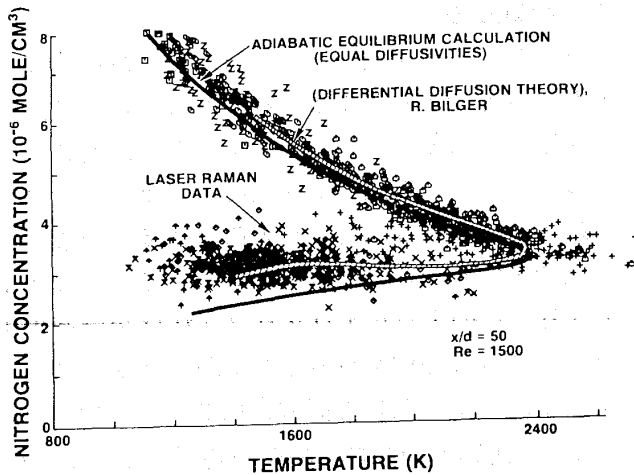


図 6.⁽¹²⁾ N_2 の温度・濃度分布
 H_2 /air 炎

5. まとめ

レーザ・ラマン法が高温流れ場での有効な計測手段であることは明らかで、原理的に非常に優れており、乱流計測や局所的な測定に有効であると考えられる。この方法の測定限界を決めるものは背景光と粒子によるノイズであり、事実上、大きな火炎やすすの多い場合には適さない。

しかし、これ等の問題に対しても技術的な進歩が見られ、レーザ・ラマン法の適用範囲が広がるであろう。またラマン散乱は多様な発展性を持ち、CARS⁽¹³⁾を始めとし Resonance Raman, Raman Gain/Loss,⁽¹⁴⁾ Stimulated Raman⁽¹⁵⁾

等が開発あるいは提案されている。

参考文献

- (1) G. Herzberg, Molecular Spectra and Molecular Structure (1950) Van Nostrand
- (2) H. A. Szymanski, ed., Raman Spectroscopy (1970) Plenum Press
- (3) D. A. Long, Raman Spectroscopy (1977) McGraw Hill
- (4) M. Lapp and C. M. Penney, Laser Raman Gas Diagnostics (1974) Plenum Press
- (5) J. A. Salzman 他 2 名, NASA TN D-6336 (1971)
- (6) W. R. Fenner 他 3 名, J. Opt. Soc. Am. 63, 1 (1973) 73
- (7) R. Goulard, J. Q. S. R. T., 14 (1974) 969
- (8) A. C. Eckbreth, AIAA paper 76-27 (1976)
- (9) 稲場他 7 名編, レーザ・ハンドブック 朝倉書店
- (10) L. Marton, ed., Advances in Electronics & Electron Physics (1980) McGraw Hill
- (11) S. Lederman, AIAA paper 76-26 (1976)
- (12) M. C. Drake 他 4 名, 18 th Symp (Int.) on Combust. (1981) 1521
- (13) P. R. Regnier and J. P. Taran, Appl. Phys. Lett. 23 (1973) 240
- (14) A. Owyong, IEEE J. Quant. Electr. QE-14 (1978) 192
- (15) N. Bloembergen, Am. J. Phys. 11 (1967) 989

ホログラフィ干渉法

船舶技術研究所 佐藤 誠四郎

1. まえがき

ホログラフィ干渉法による火炎温度測定によれば、比較的広い範囲の温度が一度に得られ高・低温領域の分布の形状とか拡がりのような全体の情報を非接触で計測することができる。しかしガス密度とガス組成とが一緒になったものとして得られ、火炎の場合は通常組成変化を伴うので、温度を求めるにはガス組成を知る必要があるが、組成変化の影響は比較的小さいことが明らかにされて

おり、精度をそれほど必要としない場合や、空間分布測定には十分適用できる手法と思われる。

従来のマッハツェンダ干渉法による測定では適用対象が二次元場あるいは軸対称場に限定されていたが、ホログラフィ法によれば多方向からの干渉像が得られ易いことから計算機トモグラフィ (Computed Tomography 略称 CT) の手法を用いて、一般の規則性をもたない三次元分布をもつ火炎に対しても適用可能であり、特定空間の温度を

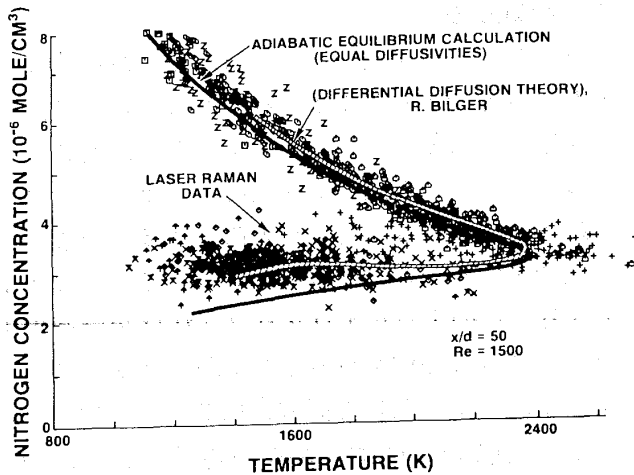


図 6.⁽¹²⁾ N_2 の温度・濃度分布
 H_2 /air 炎

5. まとめ

レーザ・ラマン法が高温流れ場での有効な計測手段であることは明らかで、原理的に非常に優れており、乱流計測や局所的な測定に有効であると考えられる。この方法の測定限界を決めるものは背景光と粒子によるノイズであり、事実上、大きな火炎やすすの多い場合には適さない。

しかし、これ等の問題に対しても技術的な進歩が見られ、レーザ・ラマン法の適用範囲が広がるであろう。またラマン散乱は多様な発展性を持ち、CARS⁽¹³⁾を始めとし Resonance Raman, Raman Gain/Loss,⁽¹⁴⁾ Stimulated Raman⁽¹⁵⁾

等が開発あるいは提案されている。

参考文献

- (1) G. Herzberg, Molecular Spectra and Molecular Structure (1950) Van Nostrand
- (2) H. A. Szymanski, ed., Raman Spectroscopy (1970) Plenum Press
- (3) D. A. Long, Raman Spectroscopy (1977) Mc Graw Hill
- (4) M. Lapp and C. M. Penney, Laser Raman Gas Diagnostics (1974) Plenum Press
- (5) J. A. Salzman 他 2 名, NASA TN D-6336 (1971)
- (6) W. R. Fenner 他 3 名, J. Opt. Soc. Am. 63, 1 (1973) 73
- (7) R. Goulard, J. Q. S. R. T., 14 (1974) 969
- (8) A. C. Eckbreth, AIAA paper 76-27 (1976)
- (9) 稲場他 7 名編, レーザ・ハンドブック 朝倉書店
- (10) L. Marton, ed., Advances in Electronics & Electron Physics (1980) Mc Graw Hill
- (11) S. Lederman, AIAA paper 76-26 (1976)
- (12) M. C. Drake 他 4 名, 18 th Symp (Int.) on Combust. (1981) 1521
- (13) P. R. Regnier and J. P. Taran, Appl. Phys. Lett. 23 (1973) 240
- (14) A. Owyong, IEEE J. Quant. Electr. QE-14 (1978) 192
- (15) N. Bloembergen, Am. J. Phys. 11 (1967) 989

ホログラフィ干渉法

船舶技術研究所 佐藤 誠四郎

1. まえがき

ホログラフィ干渉法による火炎温度測定によれば、比較的広い範囲の温度が一度に得られ高・低温領域の分布の形状とか拡がりのような全体の情報を非接触で計測することができる。しかしガス密度とガス組成とが一緒になったものとして得られ、火炎の場合は通常組成変化を伴うので、温度を求めるにはガス組成を知る必要があるが、組成変化の影響は比較的小さいことが明らかにされて

おり、精度をそれほど必要としない場合や、空間分布測定には十分適用できる手法と思われる。

従来のマッハツェンダ干渉法による測定では適用対象が二次元場あるいは軸対称場に限定されていたが、ホログラフィ法によれば多方向からの干渉像が得られ易いことから計算機トモグラフィ (Computed Tomography 略称 CT) の手法を用いて、一般の規則性をもたない三次元分布をもつ火炎に対しても適用可能であり、特定空間の温度を

求めることができる。

本項ではホログラフィ干渉法による火炎温度測定例を中心に干渉縞の解析法、ガス組成の影響、測定上の基礎的事項などをのべる。

2. 温度測定 の原理

等方性物質の屈折率と密度の関係は Lorentz - Lorenz の式¹⁾(1), または気体の場合の近似として Gladstone - Dale の式²⁾(2)が導かれている。

$$\frac{n^2 - 1}{n^2 + 2} \frac{M}{\rho} = W \tag{1}$$

$$\frac{n - 1}{\rho} = \frac{3}{2} \frac{W}{M} = K \tag{2}$$

ここに、 n : 屈折率, M : 分子量, ρ : 密度, W : 分子屈折, K : Gladstone - Dale 定数(物質と光の波長の関数)である。

干渉法で得られるのは対象火炎の光路方向に投影された屈折率分布であり、これから温度場の幾何学的構造を考慮して所定位置における屈折率が求まり、屈折率から(1)式または(2)式とガスの状態方程式からガス組成を用いてガス密度、温度などが計算される。すなわち干渉法による火炎温度測定では、ガス組成を必要とするため、これを別に測定するかまたは何らかの仮定をしなければならない。

表1に主なガスの Gladstone - Dale 定数を示す^{3),4)}

表1. Gladstone - Dale 定数

Species (Gas)	Gladstone - Dale Constant K (cm ³ /g)			
	Wave Length (nm)			
	632.8	514.5	488.0	
N ₂	0.2370	0.2388	0.2404	0.2409
O ₂	0.1890	0.1892	0.1909	0.1915
CO ₂	0.2265	0.2265	0.2284	0.2290
H ₂ O	0.3119	0.3121	0.3156	0.3167
CO	0.2672	0.2673	0.2701	0.2711
H ₂	1.543	1.541	1.555	1.560
AIR	0.2256	-	-	-
AR	0.158	0.1577	0.1588	0.1591
CH ₄	0.613	0.6149	0.6211	0.6232
C ₂ H ₄	0.574	0.5693	0.5780	0.5809
C ₂ H ₆	0.563	0.5628	0.5681	0.5699
C ₃ H ₆	0.556	0.5581	0.5659	0.5685
C ₃ H ₈	0.526	0.5459	0.5512	0.5530
C ₄ H ₁₀	0.494	0.5326	0.5383	0.5403

* : Conversion value by author from
W. C. Gardiner et al., Comb. &
Flame, 40, 1981, 213.

3. 計測方法

3-1 干渉実験 火炎のような位相物体の干渉写真を撮影するには、例えば図1に示す光学系を用いて対象火炎を通過した光線と、通過しない基準の光線(参照光)を乾板上で重ね合わせて記録する。干渉像は乾板を現像した後、一般に参照光で照射すること(再生)によって得ることができる。このようにホログラフィ法は記録と再生という2つの操作を必要とするが、マッハツェンダ法に比べ光学系の配置の自由度が大きいこと、それほど高精度の光学部品を必要としないなどの利点がある。

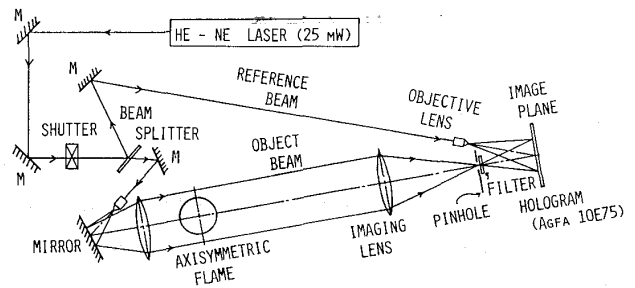


図1. ホログラフィ干渉法

3-2 干渉縞の解析 干渉測定において、ガスの屈折率が n_0 から n_i に変化したとき測定系内の光路差 ΔL は、等密度干渉縞法⁵⁾では縞次数 N , 火炎の光路方向長さ L , 光の波長 λ , 光線方向を X 座標にとるとつぎのように表わされる。

$$\Delta L = \int_0^L \{n_i(x) - n_0\} dx = -\frac{1}{2} \lambda (2N - 1) \tag{3}$$

負号は温度上昇(屈折率は減少)の場合の縞次数を正としたためである。ここで屈折率 n_i と基準状態の屈折率 n_0 との差を R_i とする。

$$R = n_0 - n_i \tag{4}$$

二次元場：火炎の屈折率が光路方向に変化がない場合は(3)式はつぎようになる。

$$R_i = \frac{1}{2L} \lambda (2N - 1) \tag{5}$$

火炎の端面では屈折率分布が二次元性からはずれるので補正が必要である。これには端面の分布形状を仮定する⁶⁾か、または分布形状から求まる有効光路長を用いる方法もある。

軸対称場：図2に示すような屈折率分布が軸対称の場合、光路差は(3)式を極座標で表わすとつ

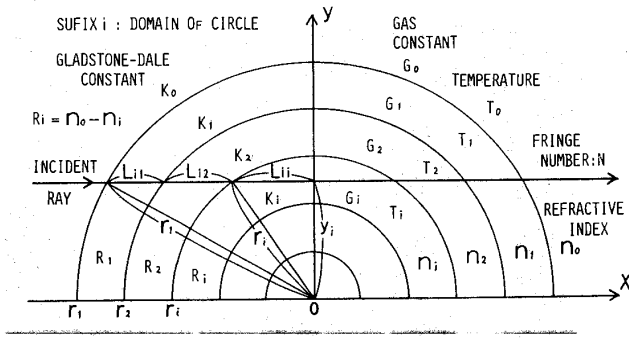


図2. 軸対称モデル

ぎのようになる。

$$2 \int_{y_i}^{r_i} \frac{\{n(r) - n_0\}}{\sqrt{r^2 - y_i^2}} r \cdot dr = -\frac{1}{2} \lambda (2N - 1) \quad (6)$$

(6)式は通称 Abel型積分方程式と呼ばれており多くの解法がなされている⁷⁾ここでは最も簡単な L. Mach らの各円環内で屈折率を一定とする解法⁸⁾をのべる。

図2の各円環領域の屈折率 n_i と基準状態の屈折率 n_0 との差を(4)式と同様に R_i とおくと(6)式からつぎのようになる。各符号の意味は図2参照とする。

$$\begin{aligned} \frac{1}{2} \lambda (2N - 1) &= 2 \left\{ \sum_{k=1}^{i-1} R_k \int_{r_{k+1}}^{r_k} \frac{r \cdot dr}{\sqrt{r^2 - y_i^2}} \right. \\ &\quad \left. + R_i \int_{y_i}^{r_i} \frac{r \cdot dr}{\sqrt{r^2 - y_i^2}} \right\} \\ &= 2 \left\{ \sum_{k=1}^{i-1} R_k (\sqrt{r_k^2 - y_i^2} - \sqrt{r_{k-1}^2 - y_i^2}) \right. \\ &\quad \left. + R_i \sqrt{r_i^2 - y_i^2} \right\} \\ &= 2 \sum_{k=1}^i R_k \cdot L_{ik} \quad (7) \end{aligned}$$

したがって R_i は円環の外側から順次に求められる。この解き方はタマネギの皮モデル⁹⁾とも呼ばれている。

一般の三次元場： 前述のように干渉法では対象火炎の屈折率の投影値が得られるので、温度分布が二次元または軸対称性を仮定できる場合は一方向の干渉写真から温度などが求められる。しかし光路方向に任意に変化している場合は、多方向からの干渉写真を用いる CT の手法が必要となる。

CTは各方面の投影データからもとの像を復元するもので医学診断の分野ではほぼ確立された技術となっており¹⁰⁾干渉法による屈折率分布の復元にはCTの手法をそのまま用いて求められる。

いま求める屈折率分布を $R(x, y)$ とし、図3の x, y 座標と角度 θ だけ傾いた座標を X, Y とすると、 θ 方向の光路差 $g(X, \theta)$ は次式で表わされる。

$$g(X, \theta) = \int_{-\infty}^{\infty} R(x, y) dy \quad (8)$$

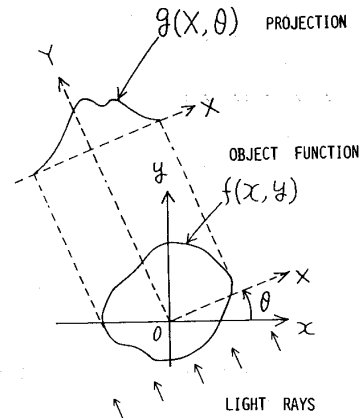


図3. 物体の投影と座標系

復元計算とは(8)式で θ のある範囲の投影データを与え $R(x, y)$ を求めることである。計算には種々の方法が提案されており、代数的再生法、フーリエ変換法、コンボリューション法などがある¹⁰⁾

3-3 温度分布 ガス温度 T_i は屈折率から(2)式、(4)式およびガスの状態方程式を用いてつぎのように求められる。

$$\frac{1}{T_i} = \frac{P_0 \cdot G_i \cdot K_0}{P_i \cdot G_0 \cdot K_i} \left\{ \frac{1}{T_0} - \frac{R_i}{\rho_0 \cdot K_0 \cdot T_0} \right\} \quad (9)$$

ただし、 G : ガス定数、 P : 圧力、添字 i : 任意の位置、添字 0 : 基準状態を表わす。

図4は簡単のため物体を二次元場として(5)式および(9)式を用いて求めた干渉縞1本当りの温度差を示す。測定感度は高温で急激に低下し、大きな物体ほど検出感度が増すことがわかる。

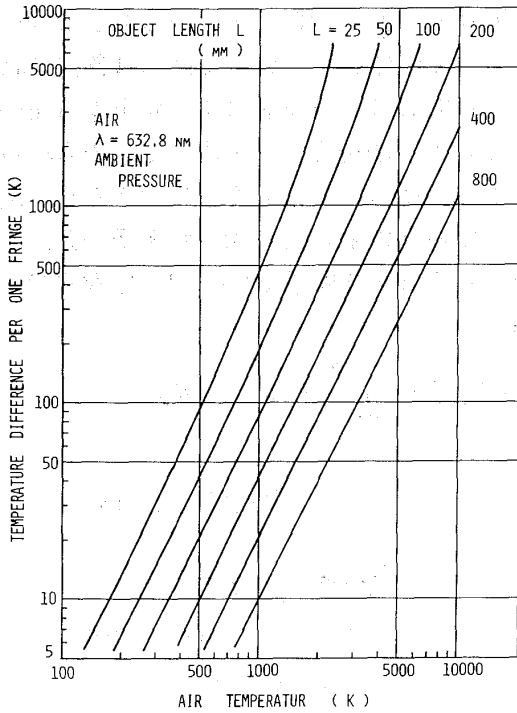


図4. 光学干渉法の温度測定感度

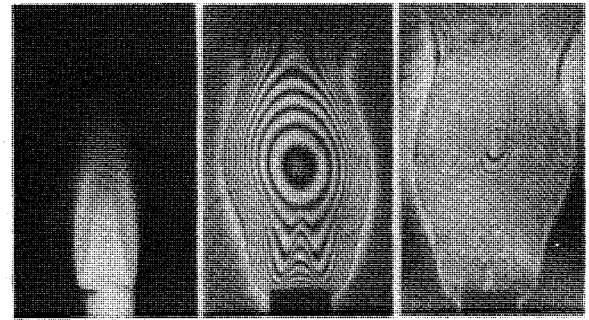
3-4 ガス組成の取扱い 干渉法における火炎のガス組成については、生成ガスの組成から空気と大きく違わないとして無視した例¹¹⁾、主なガス組成を仮定した例¹²⁾、組成分布をガスクロマトグラフで測定した例¹³⁾などがある。

またバーナ火炎のガス組成の推定方法として、干渉法でガス組成を空気として求まる温度を基に、温度場と濃度場の相似性の仮定から近似的に求める方法が試みられている¹⁴⁾。

4. 適用例

光学干渉法を用いた測定対象は、二次元火炎では紙の燃焼¹⁵⁾、ポラス円筒からのヘプタン火炎の例¹³⁾があり、軸対称火炎では水素火炎¹¹⁾、メタンガス火炎¹¹⁾など、規則性をもたない一般の分布をもつ火炎ではアルコール芯火炎の測定例¹⁶⁾があり、いずれも大気圧下のもので基礎的な研究が多い。

図5はブンゼンバーナ火炎の撮影例で、これから分布を軸対称と仮定して求めた温度分布を図6に示す¹⁴⁾。図6は火炎のガス組成をガスクロマトグラフによる測定値を用いた場合、温度場と濃度場の相似性の仮定による推定値を用いた場合、空気とした場合の比較を示す。温度計算値におよぼすガス組成変化の影響は、バーナ出口に近い未燃分の多い領域などで大きく絶対値で100 K程度(5~6%)



バーナ外径, 13 mm 単光路干渉法 マルチパス干渉法
プロパンガス He・Ne レーザ (632.8 nm)
直接写真 干渉写真

図5. ブンゼンバーナ火炎写真

SECTION	DISTANCE FROM BURNER	AIR	CORRECTION BY ESTIMATION	CORRECTION BY GAS CHROMATOGRAPHY
A	10 (mm)	⊙	○	●
B	27	△	△	▲
C	45	□	□	■

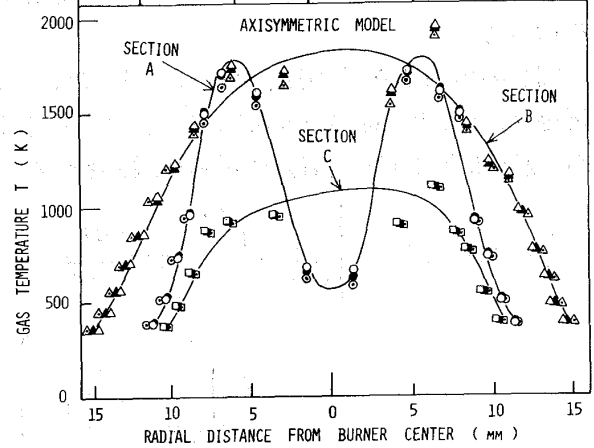


図6. バーナ火炎温度分布(ガス組成の影響)

であり、火炎の下流領域では空気とした場合と大差ない。ガス組成を温度・濃度の相似性から推定した場合はバーナ出口の軸中心部を除いて1~1.6%の相違でガスクロマトグラフによる補正值と良く一致する。これはガスの屈折率の変化は主として温度変化によるものが大きく、組成変化による影響は小さいためである¹⁴⁾。

火炎では安定成分のほかラジカルなどの中間生成物の影響があり対象によっては無視できない場合があると思われる。しかし化学種の屈折率が不明なものが多い¹⁷⁾こともあって、これについてはよくわかっていない。

干渉法による温度測定では、図4に示したよう

に高温で検出精度が低下するので精度向上には干渉感度を高める必要がある。図7は多光路干渉法 (Multipass Interferometry) の光学系の一例で、火炎に干渉光線を多数回通過させ基準状態との光路差を大きくすることにより干渉感度を増すものである。

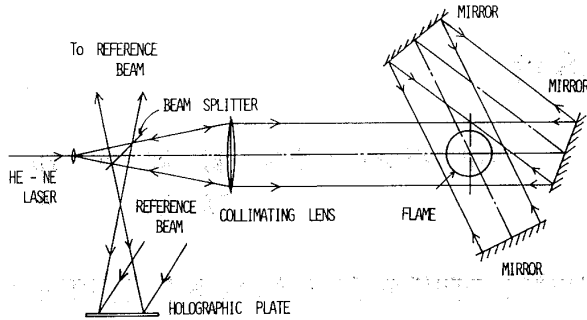


図7. マルチパス干渉法光学系 (4回パス)

図5は多光路干渉法 (4回パス) による撮影例、図8は温度計算例で、通常の干渉法に比べより細かな温度変化が得られる。多光路干渉法での温度計算は、火炎を通る光線の長さが通常の干渉法の場合よりも通過回数倍だけ増加すると考えると、通常の場合と同様に求めることができる。¹⁴⁾

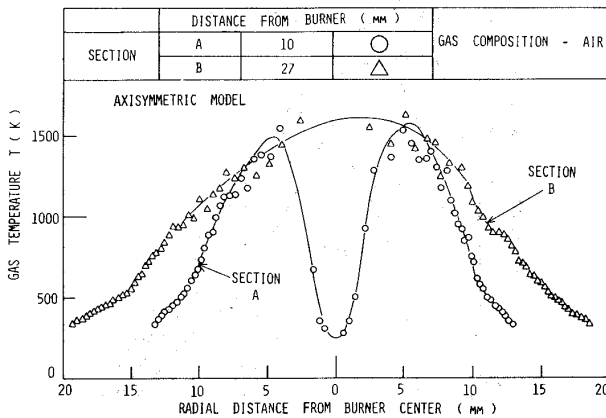


図8. マルチパス干渉法による温度分布

CTの手法を用いる一般の三次元分布をもつ火炎の測定では、火炎の非定常性から干渉写真は各方向とも同時に撮影する必要がある。このための多方向干渉光学系、火炎撮影例および温度計算例が示されており、CT手法による測定の可能性が明らかにされている。¹⁶⁾

5. むすび

ホログラフィ干渉法による火炎温度測定では、ある一点の正確な値よりも広い範囲の空間分布などの測定に適しており、絶対値よりも相対値が得られることから他の分光学的な測定法と組合せて使用することにより、これらの特長を生かすことができると思われる。

今後の問題として、光学干渉法では屈折率の温度依存性から高温になるほど精度が低下するが、これにはヘテロダイン干渉法などはより高感度の干渉法の適用により精度向上が期待できる。また実機適用の場合の振動対策、観測窓による影響除去、CTの手法を適用した場合や、高速度写真で時間経過を撮影した場合などの干渉縞の自動解析処理などがあり、この分野の今後の研究が期待される。

参考文献

- (1) M. Born, et al., Principles of Optics, (1975), Pergamon Press, 草川ほか1訳, 光学の原理 I ~ III, (1974), 東海大学出版
- (2) W. Merzkirch, Flow Visualization, (1974), Academic Press.
- (3) 機械学会P-SC1, 内燃機関におけるレーザ計測に関する調査研究分科会成果報告書, (昭54-12), 64.
- (4) W. C. Gardiner et al., Combustion & Flame, (1981), 213.
- (5) 浅沼編, 流れの可視化ハンドブック, (昭52), 朝倉書店.
- (6) E. R. G. Echert et al., Measurements in Heat Transfer, 2nd Ed., (1976), Mc Graw - Hill.
- (7) 矢尾板, Abel 変換の数値計算法, 電子技術総合研究所調査報告, 172号, (昭46-12).
- (8) R. Landenburg et al., Physical Review, 73-11, (1948), 1359.
- (9) 機械学会技術資料, 燃焼に伴う環境汚染物質の生成機構と抑制法, (昭55-12), 207.
- (10) 岩井編, CTスキャナ, (昭54-2), コロナ社.
- (11) 杉山ほか, 化学工学, 32-1, (1968), 2. 同, 32-10, (1968), 102.
- (12) R. South et al., Combustion Science & Technology, 12, (1976), 183.
- (13) 田丸ほか2, 航空宇宙技術研究所報告, TR-374, (1974).

- (14) 佐藤ほか2, 機械学会関西支部58期講演会講演論文集, 834-8, (昭58-3), 1.
 (15) Y. Kurosaki et al., Jour. of Fire & Flammability, 10, (1979), 3.
 (16) 佐藤ほか1, 第19回燃焼シンポジウム前刷集, (昭56-12, 仙台), 46.

- (17) A. G. Gaydon et al., Flames, 4th Edi., (1979), Chapman and Hall.
 (18) 中島, 光学, 9-5, (1980), 266

ふく射温度計

石川島播磨重工業(株) 満岡次郎
真家孝

1. はじめに

ふく射温度計は、昨今の検出器をも含めた光学材料等の進展と共に、非接触式であることの利点に特に着目されて、種々の分野で使用されるようになった。

本稿では、ふく射温度計としてタービン動翼温度計測用パイロメータ(特にガスタービン運転時の計測に用いる高温計)および赤外線パターン温度計をとりあげ、その構造・特性および使用上の注意事項等に関して述べるものとする。

2. ふく射に関する一般法則

物体は、その温度に応じた量の電磁波エネルギーを放射する。このエネルギーを検知し、物体温度を測定する計測機器が、ふく射温度計である。本章では、ふく射温度計を取扱うにあたり必要な基礎知識につき概説する。

黒体のふく射は、次の三つの物理法則に支配される。

・プランクの法則

$$E_{B, \lambda} = 2 \pi C_2 h \lambda^{-5} (e^{hc/(\lambda kT)} - 1)^{-1}$$

・ステファン・ボルツマンの法則

$$E_B = \int_0^{\infty} E_{B, \lambda} d\lambda = \sigma T^4$$

・ウィーン法則

$$\lambda_m T = 2898$$

但し、 $E_{B, \lambda}$: 黒体単色射出能, c : 光速, h : プランク定数, k : ボルツマン定数, λ : 波長, T : 温度, E_B : 黒体射出能, σ : ステファン・ボルツマン定数, λ_m : 温度 T でふく射最大となる波長である。図1は、以上の法則をもとに、波長と

射出能との関係を示したものである。物体温度により λ_m が変化し、計測対象温度に適した波長特性・感度等を有する検知器選択の重要性がわかる。

一般物質のふく射に関しては、射出率の概念が導入される。

$$E_{\lambda} = \epsilon_{\lambda} E_{B, \lambda} \quad \text{および} \quad E = \epsilon E_B$$

但し、 ϵ_{λ} : 単色射出率, ϵ : 全射出率である。物体表面の射出率は、表面物質・表面温度・指向性

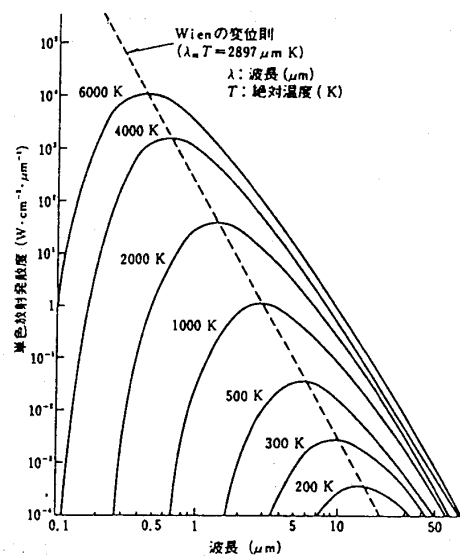


図1. 黒体射出能

・表面粗度・汚れ・酸化等により影響される(図2, 3等)。ふく射温度計使用の際、こうした射出率特性把握の必要性が理解される。

- (14) 佐藤ほか2, 機械学会関西支部58期講演会講演論文集, 834-8, (昭58-3), 1.
 (15) Y. Kurosaki et al., Jour. of Fire & Flammability, 10, (1979), 3.
 (16) 佐藤ほか1, 第19回燃焼シンポジウム前刷集, (昭56-12, 仙台), 46.

- (17) A. G. Gaydon et al., Flames, 4th Edi., (1979), Chapman and Hall.
 (18) 中島, 光学, 9-5, (1980), 266

ふく射温度計

石川島播磨重工業(株) 満岡次郎
真家孝

1. はじめに

ふく射温度計は、昨今の検出器をも含めた光学材料等の進展と共に、非接触式であることの利点に特に着目されて、種々の分野で使用されるようになった。

本稿では、ふく射温度計としてタービン動翼温度計測用パイロメータ（特にガスタービン運転時の計測に用いる高温計）および赤外線パターン温度計をとりあげ、その構造・特性および使用上の注意事項等に関して述べるものとする。

2. ふく射に関する一般法則

物体は、その温度に応じた量の電磁波エネルギーを放射する。このエネルギーを検知し、物体温度を測定する計測機器が、ふく射温度計である。本章では、ふく射温度計を取扱うにあたり必要な基礎知識につき概説する。

黒体のふく射は、次の三つの物理法則に支配される。

・プランクの法則

$$E_{B, \lambda} = 2 \pi C_2 h \lambda^{-5} (e^{hc/(\lambda kT)} - 1)^{-1}$$

・ステファン・ボルツマンの法則

$$E_B = \int_0^{\infty} E_{B, \lambda} d\lambda = \sigma T^4$$

・ウィーン法則

$$\lambda_m T = 2898$$

但し、 $E_{B, \lambda}$: 黒体単色射出能, c : 光速, h : プランク定数, k : ボルツマン定数, λ : 波長, T : 温度, E_B : 黒体射出能, σ : ステファン・ボルツマン定数, λ_m : 温度 T でふく射最大となる波長である。図1は、以上の法則をもとに、波長と

射出能との関係を示したものである。物体温度により λ_m が変化し、計測対象温度に適した波長特性・感度等を有する検知器選択の重要性がわかる。

一般物質のふく射に関しては、射出率の概念が導入される。

$$E_{\lambda} = \epsilon_{\lambda} E_{B, \lambda} \quad \text{および} \quad E = \epsilon E_B$$

但し、 ϵ_{λ} : 単色射出率, ϵ : 全射出率である。物体表面の射出率は、表面物質・表面温度・指向性

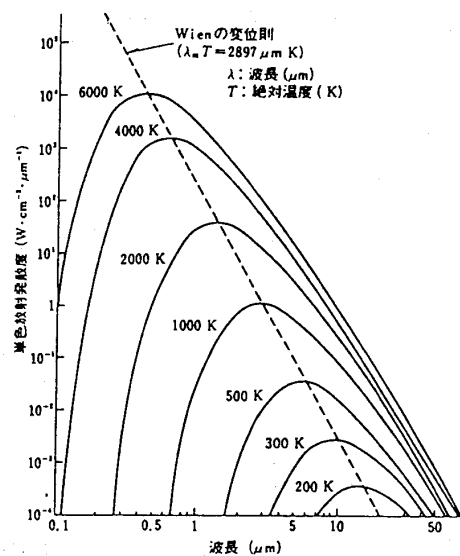


図1. 黒体射出能

・表面粗度・汚れ・酸化等により影響される（図2, 3等）。ふく射温度計使用の際、こうした射出率特性把握の必要性が理解される。

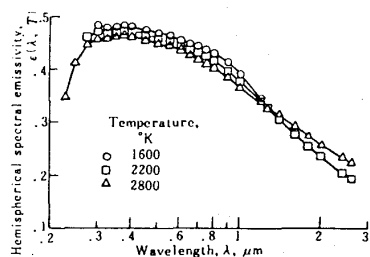


図2. 射出率と温度の関係(タンゲステン)⁽¹⁾

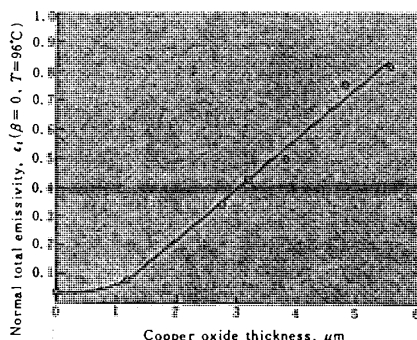


図3. 射出率と酸化膜厚の関係(銅)⁽¹⁾

3. ガスタービン動翼温度の計測への適用

ガスタービン技術者にとりふく射温度計がその効力を最大に発揮する分野は、運転時のタービン動翼温度計測においてであろう。従来の接触式温度計による計測では、①計測点数に限られる、②スリップリング、テレメータ等をロータ側に設置する必要がある、③検出器(例えば熱電対)の寿命が短い、等の欠点がある。これに対し、ふく射温度計の場合、①全動翼の温度を測れる、②特別な機器をロータ系に付加する必要がない、等の長所が認められる。冷却空気孔の閉塞等による動翼の過熱、溶損はガスタービン全体の破損誘発の可能性があり、昨今のタービン入口温度上昇・冷却空気量削減の傾向より、ふく射温度計による動翼温度監視の必要性が高まっていると言える。

(1) パイロメータの構造 タービン動翼温度計測用のふく射温度計(パイロメータ)のヘッド部の構造およびヘッド部のガスタービン本体への取付例を図4、5に示す。動翼上のターゲット・スポットからのふく射は、レンズにより検知器上に集められ、ここで電気信号に変換される。この瞬時信号は、さらにプロセッサ・ユニットを経て平均温度・ピーク平均温度・ピーク最高温度等を出力する。

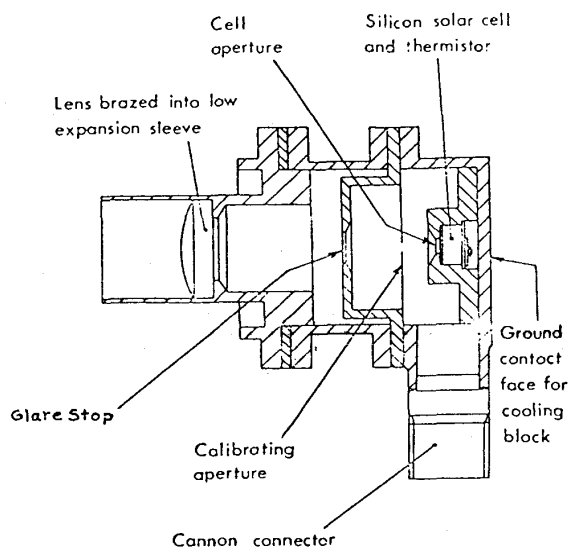


図4. パイロメータ・ヘッド部⁽²⁾

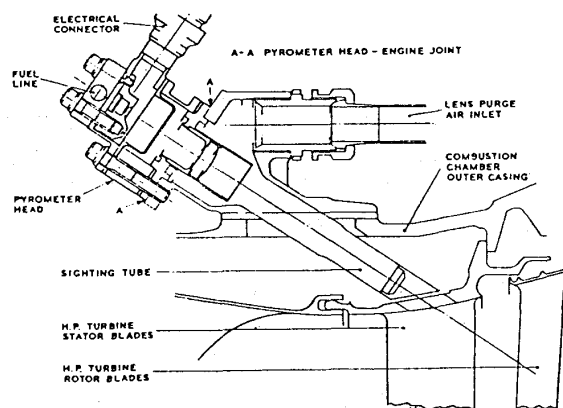


図5. パイロメータ・ヘッドの取付⁽²⁾

検知器としては、通常シリコン半導体素子が用いられる。黒体射出能と合せ、素子の応答特性(250℃)を図6に示す。シリコン素子選択の理由は、①長波長側応答が高まるとCO₂、H₂O等によるふく射の影響を受けやすい、②動翼温度から考えて、特性の短波長側移行は検知可能な波長帯のふく射量低下(S/N比低下)を導く、等が挙げられる。

焦点レンズは、合成サファイアより成る。図7には各種光学材料の透過特性を示したが、シリコン素子の応答波長帯にて、サファイアが優れた特性を有することがわかる。また、熱膨張の点でもレンズが固定されるサポート(通常SUS)のそれと同程度であり、シール性にも優れている。

なお、最近では、レンズにて集光したエネルギー

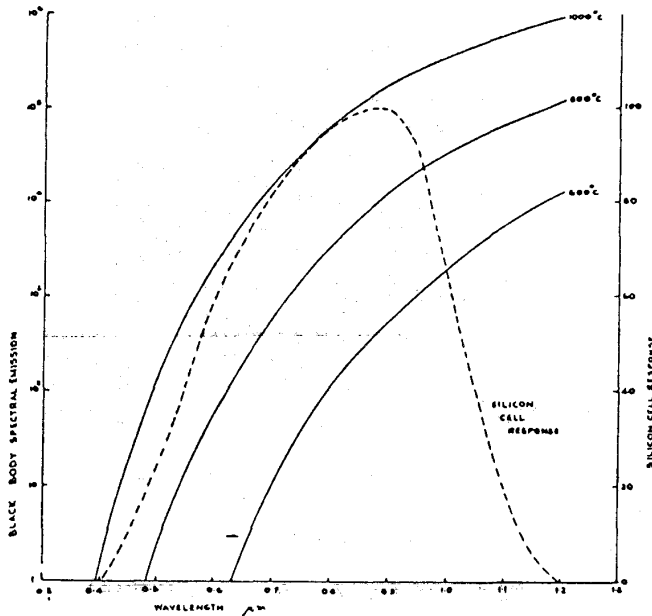


図6. シリコン検出器の応答特性⁽²⁾

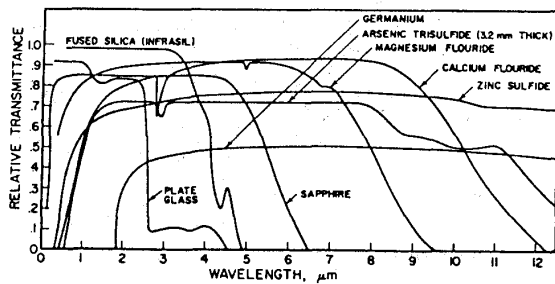


図7. 各種光学材料の透過特性⁽³⁾

をオプティカル・ファイバにより検知器に導き、検知器の冷却を容易にし安定した出力特性を得られるようにしている。

(2) 出力温度信号への影響因子

a 高温炭素粒子雲 燃焼器よりタービンへ高温炭素粒子雲が流れ込み、検出器の視野を時たま横切る。これらの粒子は高温であるため、図8に示されるような広い波長帯に渡るエネルギーを放射し、温度信号の大きな誤差要因となる。この影響を取り除くために、①特定箇所の計測信号を重ねた場合、高温粒子の視野内流入の程度により差異を生じることより、信号の最小値にて翼面温度を定義する、⁽⁵⁾ ②粒子の視野内通過により発生する高周波変動を電気的フィルタを用いて除去する、③応答波長の異なる2つ(またはそれ以上)の検出器を用いる、⁽⁴⁾等の方法が考案されている。

第3の手法は、適当な校正により高温炭素粒子

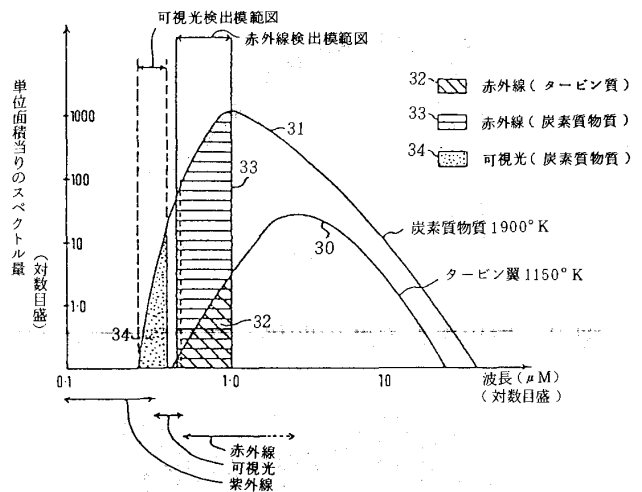


図8. 高温炭素粒子雲の射出能⁽⁴⁾

雲の影響をかなり削減できる⁽⁶⁾。通常の赤外線検知器は動翼・炭素粒子双方のふく射を感知し、可視光検知器は炭素粒子のみを感知する(既出図8参照)。炭素粒子の可視光検知器波長帯のエネルギーより赤外線検知器波長帯のエネルギーを推定し(両者間にほぼ比例関係が成立する⁽⁴⁾⁽⁶⁾)、赤外線検知器の全感知量より差し引くことにより、正規の動翼信号を取り出そうとするものである。

b 燃焼器火炎 燃焼器火炎からは、化学ルミネセンス、熱放射性気体および粒子による強いふく射があり、動翼表面にて反射される。

化学ルミネセンスは 0.52μ 以下、熱放射性気体($\text{CO}_2, \text{H}_2\text{O}$)は 3μ 付近の波長帯に強い射出能分布を有する。⁽⁵⁾これらの影響は、検出素子としてシリコンを採用することにて回避できる。

一方、熱放射性粒子は、前述の高温炭素粒子と同様、広い波長帯の射出能分布を有する。このふく射が静翼間を抜け動翼腹側にて反射し、この部分の指示温度が埋込熱電対温度に比べ高く計測された例⁽⁵⁾がある。

c 高温部品 動翼の周囲には、動翼と同程度高温の部品があり、エネルギーを放射する。動翼を無反射面としない限りこの影響は残る。なお、翼表面の真の射出率が1に比べてかなり小さい場合でも、こうした同程度の温度の部品からのエネルギー反射がある為、パイロメータの感知するエネルギーより逆算されるところの動翼のみかけ上の射出率は1に近づくことになる。

d 視野内熱放射性気体 b項と同様、検知

器の応答波長帯の選択により影響を除去できる。

(3) 較正 集光レンズの透過特性, 検知器の応答特性, 各種外乱因子の影響等を含めた, パイロメータ・システム全体の較正が必要である。①主流状態量, ②翼面温度, ③翼面状態(酸化の有無等, 射出率に影響する因子), ④動翼が置かれる周囲の状態, ⑤パイロメータの配置, 使用環境状態, 等を実測時に一致させ, さらには多少変化させて, その変化によるシステム特性の変化等を把握できるように計画されねばならない。

現在のところ, こうした較正を実施した上で, タービン動翼温度の計測誤差は約10°C程度になっているものと考えられる。(5)-(8)

4. 赤外線パターン温度計

本章では, タービン翼の伝熱翼列試験に適用されている(9),(10)赤外線パターン温度計を紹介する。

(1) 構造 ヘッド部の光路概念図を図9に示す。走査ミラーが, 横・縦に高速走査し, 二次元的光学走査がなされる。チョッパ・ミラーは, 水平走査の空き時間に被写体よりの光路中に挿入され, 基準温度黒体の温度を検出器に伝える。図10は, 一回の水平走査に対する検出器出力信号の様子を示す。物体温度は, 物体・基準温度黒体双方に対する検出器出力の差異が求められ, この差異分の温度を基準黒体温度に加算して求められる。これは, 検出器周囲温度の変化による特性のドリフトの影響を相殺するためである。

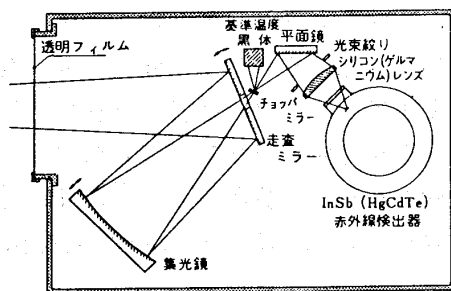


図9. 赤外線パターン温度計光路図(12)

赤外線パターン温度計の検知素子は, InSb, Hg Cd Te 等が採用されている。これらは, 赤外線エネルギー吸収による電子励起に基づく量子型と呼ばれる検出器である。エネルギーを吸収して素子の抵抗変化・分極変化を起す熱型検出器に比べ, 感度・応答速度において優れており, 又波長依存性

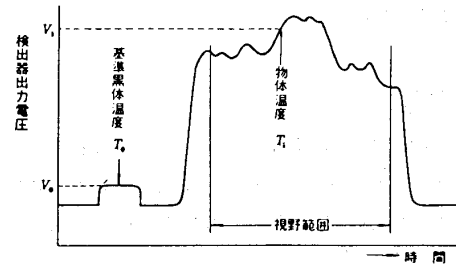


図10. 水平走査温度信号(12)

を有する。検出素子感度の波長特性を図11に示す。

(2) 使用上の注意 検出信号への影響因子については, 前章にてパイロメータに関して述べたことと同様の議論が本ケースにも当てはまる。大気中のH₂O, CO₂, 太陽光, 燃焼ガス等の影響を吟味し, 測定項目に適した計測系であるか否かを検討する必要がある。

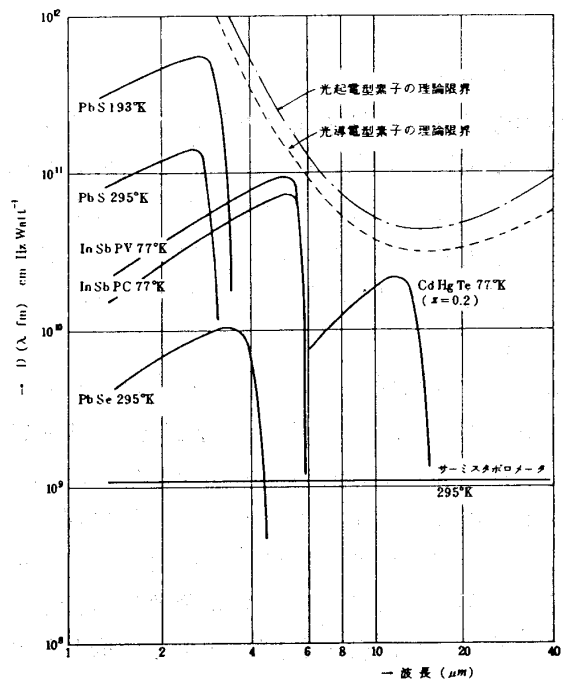


図11. 検出素子感度の波長特性

また, 計測に際しては, コーティング等により被写体の射出率をできる限り1に近づけて, 周囲の反射の影響を軽減させる工夫をほどこすことを推奨したい。

5. おわりに

説明不足の箇所, また本文にご紹介できなかった点等が多々あると思われるが, ふく射温度計の原理・特性に関する概要を皆様方にご理解いた

ければ幸いである。

参考文献

- (1) Siegel, R. & Howell, J. R., Thermal Radiation Heat Transfer, (1972), Mc Graw - Hill
- (2) Curwen, K. R., Aircraft Engineering (1972-12), 16
- (3) Nutter, G. D., ASME 71-WA/Temp-3, (1971)
- (4) 特許公報 昭58-4174, (1983)
- (5) Mossey, P. W., SAE 690431, (1969)

- (6) Buchele, D. R., NASA-TP-1754, (1980)
- (7) 小玉・勝又, 日本ガスタービン学会第6回定期講演会, (1978), 85
- (8) Mukherjee, D. K., VKI-LS-1982-02, (1982)
- (9) 坂田・進藤他, 第10回ガスタービン定期講演会, (1982-5), 133
- (10) 小林・勝又他, 第18回航空原動機に関する講演会, (1978-2)
- (11) 吉田, 日本機械学会第543回講習会, (1982-7), 107
- (12) 増喜他, 計装, 19-5 (1976-5), 1

欧米における高温ガス温度と表面温度計測技術

三菱重工(株) 中原 崇 文
" 武石 賢一郎

1. まえがき

原動機では、高効率化が推進されているが、航空用、産業用ガスタービンにおいても熱効率の改善の一助として、高温・高圧化の傾向にある。最新の航空用ガスタービンエンジンでは、燃焼器出口ガス温度が、1400℃に達するものも開発されている。

このような高温化に伴って、有害排気物の低減、燃焼器ライナー、タービン動静翼等の耐久性が問題となってくる。有害排気物の低減のために燃焼状況を把握する事、またタービン動静翼の寿命およびタービン性能に影響する燃焼器出口温度分布を知る事、そしてタービン動静翼の寿命を評価するためメタル温度を測定する事は、増々重要になってきている。以上のごとく、ガスタービンの高温化に伴って、研究開発あるいは、実証試験においては、高度な温度計測技術が必要である。

温度計測技術の原理やエンジン各部分の温度測定の詳細については、他の解説を参照されることとして、ここでは欧米諸国で行なわれているガスタービンにおけるガス温度およびメタル温度の計測技術の実際につき概説する。

2. ガス温度の計測

ガス温度計測は、大きく接触法、非接触法に分ける事が出来る。接触法の代表的なものとして、

熱電対がある。この方法は、場を乱す等の欠点はあるが、安価、容易なため最も広く利用されている。非接触法は、光学計測が主で、流れを乱さない等多くの特長を有するが、装置が大掛り、高価、また現場での計測が困難等、現在実用化に向けて研究の段階にある。

2.1 熱電対による計測

高温計測用の熱電対で一般的なものとして、クロメル・アルメルおよび白金・白金ロジウム熱電対がある。これらの熱電対を用いた計測方法としては、定常法と非定常法があり、後者は、熱電対まわりのガス温度をステップ変化させ、熱電対の許容温度までの一次遅れ応答を外挿する事により、ガス温度を推定する方法で、最近の計測用計算機と組合せた迅速な計測が行える⁽¹⁾測定方法を図1に、プローブを図2に、また測定例を図3に示す⁽²⁾

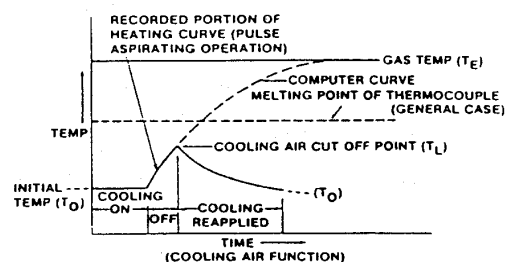


図1. 熱電対非定常法による温度測定⁽²⁾

ければ幸いである。

参考文献

- (1) Siegel, R. & Howell, J. R., Thermal Radiation Heat Transfer, (1972), Mc Graw - Hill
- (2) Curwen, K. R., Aircraft Engineering (1972-12), 16
- (3) Nutter, G. D., ASME 71-WA/Temp-3, (1971)
- (4) 特許公報 昭58-4174, (1983)
- (5) Mossey, P. W., SAE 690431, (1969)

- (6) Buchele, D. R., NASA-TP-1754, (1980)
- (7) 小玉・勝又, 日本ガスタービン学会第6回定期講演会, (1978), 85
- (8) Mukherjee, D. K., VKI-LS-1982-02, (1982)
- (9) 坂田・進藤他, 第10回ガスタービン定期講演会, (1982-5), 133
- (10) 小林・勝又他, 第18回航空原動機に関する講演会, (1978-2)
- (11) 吉田, 日本機械学会第543回講習会, (1982-7), 107
- (12) 増喜他, 計装, 19-5 (1976-5), 1

欧米における高温ガス温度と表面温度計測技術

三菱重工(株) 中原 崇 文
" 武石 賢一郎

1. まえがき

原動機では、高効率化が推進されているが、航空用、産業用ガスタービンにおいても熱効率の改善の一助として、高温・高圧化の傾向にある。最新の航空用ガスタービンエンジンでは、燃焼器出口ガス温度が、1400℃に達するものも開発されている。

このような高温化に伴って、有害排気物の低減、燃焼器ライナー、タービン動静翼等の耐久性が問題となってくる。有害排気物の低減のために燃焼状況を把握する事、またタービン動静翼の寿命およびタービン性能に影響する燃焼器出口温度分布を知る事、そしてタービン動静翼の寿命を評価するためメタル温度を測定する事は、増々重要になってきている。以上のごとく、ガスタービンの高温化に伴って、研究開発あるいは、実証試験においては、高度な温度計測技術が必要である。

温度計測技術の原理やエンジン各部分の温度測定の詳細については、他の解説を参照されることとして、ここでは欧米諸国で行なわれているガスタービンにおけるガス温度およびメタル温度の計測技術の実際につき概説する。

2. ガス温度の計測

ガス温度計測は、大きく接触法、非接触法に分ける事が出来る。接触法の代表的なものとして、

熱電対がある。この方法は、場を乱す等の欠点はあるが、安価、容易なため最も広く利用されている。非接触法は、光学計測が主で、流れを乱さない等多くの特長を有するが、装置が大掛り、高価、また現場での計測が困難等、現在実用化に向けて研究の段階にある。

2.1 熱電対による計測

高温計測用の熱電対で一般的なものとして、クロメル・アルメルおよび白金・白金ロジウム熱電対がある。これらの熱電対を用いた計測方法としては、定常法と非定常法があり、後者は、熱電対まわりのガス温度をステップ変化させ、熱電対の許容温度までの一次遅れ応答を外挿する事により、ガス温度を推定する方法で、最近の計測用計算機と組合せた迅速な計測が行える⁽¹⁾測定方法を図1に、プローブを図2に、また測定例を図3に示す⁽²⁾

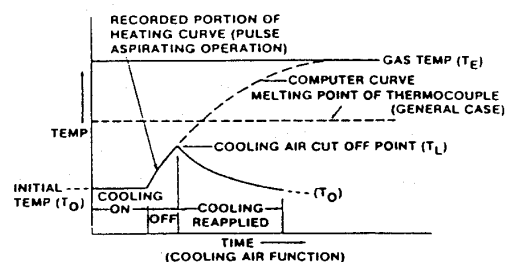


図1. 熱電対非定常法による温度測定⁽²⁾

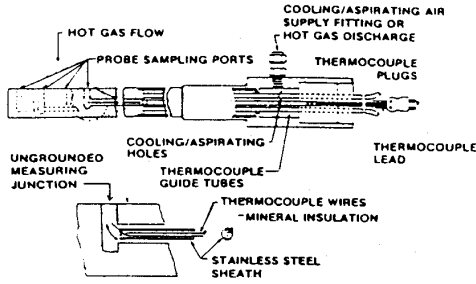


図2. 非定常法の温度計測プローブ(2)

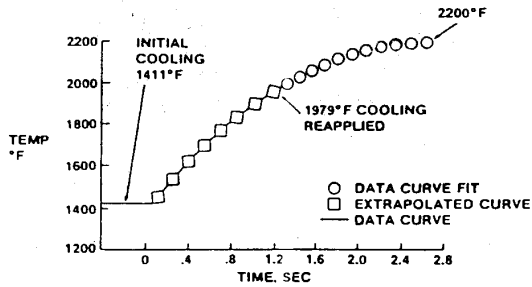


図3. 非定常法によるガス温度の測定例(2)

図4は、水冷却サポートを用いた同手法のプローブで、吸引ガス量をチョークさせる事により、熱電対まわりの熱伝達率を安定化している。燃焼器内のガス温度を本プローブで測定した結果と、CO₂ガス分析から求めた値の比較値を図5に示す。(3)

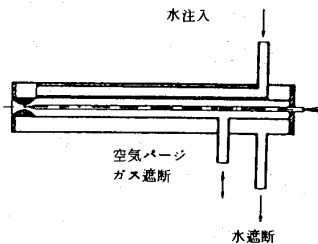


図4. 非定常法による水冷プローブ(2)

本手法の欠点は、温度勾配の急な部分で誤差が大きく、また熱輻射の影響を受ける事である。ステップ変化の状態が、うまく作り出せ、かつ高温の較正が正しく出来れば、1%の精度で測定が可能である。なお、本手法によるガス温度計測の上限値は2100°K程度と考えられている。

定常法は、高温に耐える熱電対、例えばクロメル・アルメル(上限値1200°C程度)、白金・白金ロジウム(上限値1650°C程度)を直接または、

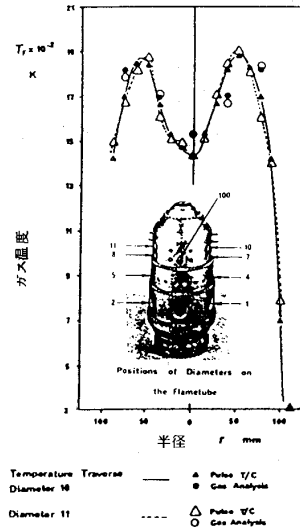


図5. 非定常法およびガス分析による温度測定値の比較(3)

支持管に取り付け測定する方法である。ガス温度が、1000°Cを越えると支持管の冷却が必要となり、熱伝導、熱輻射による誤差が大きくなる。このため、タービン性能、冷却性能の解析には、タービン入口温度が、1000°Cまでの試験結果のみを用いるという報告がある。(4)ガス温度を精度良く測定するため、種々形状の全温管、輻射シールド付き、あるいは吸引方式のプローブが使用されている。(5)図6は、NASAで開発された全温・全圧を同時に計測するプローブで、(6)図7は、P & W社のR型プローブで3000°F(1649°C)までの計測を行う。(7)

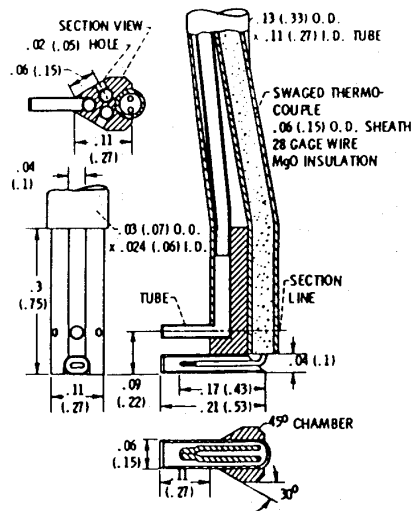


図6. 楔型複合プローブ(6)

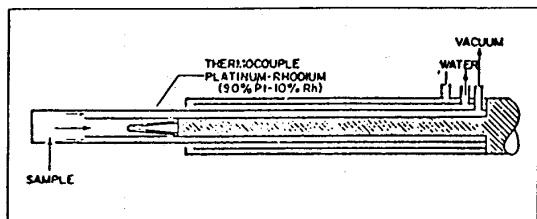


図7. P & W社 R型熱電対プローブ⁽⁷⁾

タービン第1段静翼入口ガス温度分布は、タービン動静翼の寿命およびタービン性能に影響するため重要である。このため、第1段静翼のリーディングエッジに熱電対を取り付け計測を行った例が報告されている。図8～図9は、F100エンジンの燃焼器出口温度分布を測定したもので、タービン入口温度は、1410℃である⁽⁸⁾。また図10は、燃焼ガスの温度変動の静翼への影響を調べる目的で、温接点の熱容量の小さい0.0762mm直径の熱電対素線を用いている⁽⁹⁾。

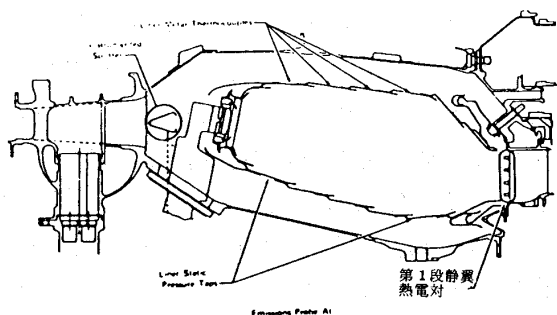


図8. F100エンジンの燃焼器試験⁽⁸⁾

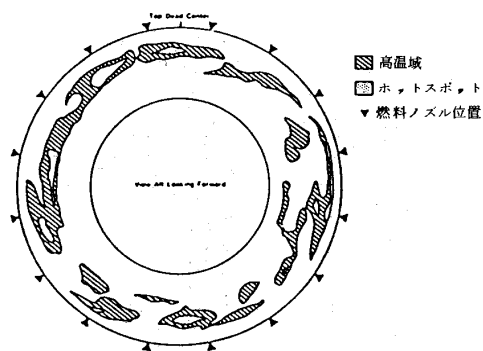


図9. F100エンジンの燃焼器出口温度⁽⁸⁾

2.2 光学的計測法

光学的計測は、非接触であるため、場にじょう乱を与えない特長を持ち、最近では、レーザー光線の

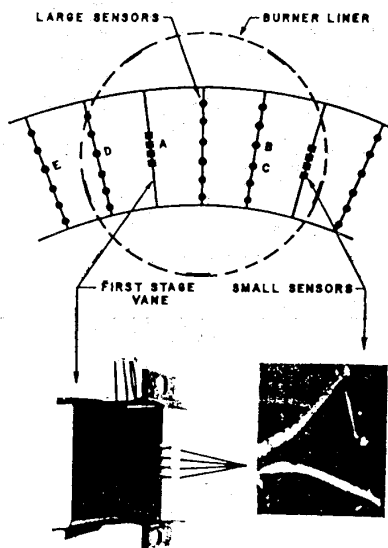


図10 静翼リーディングエッジ取り付けセンサー⁽⁹⁾

特性を生かした高い時間的、空間的分解能を有するガス温度計測方法が、開発されている。

レーザー光を用いた測温方法の中では、CARS法、ラマン散乱法が、ガスタービンの燃焼ガス温度の計測として有力である。

ラマン散乱法は、信号レベルが極端に低く、非コヒーレント性がありまた、輝炎、すすの影響を受け易いため、応用は、クリーンなガスあるいは発光の少ない火炎温度の測定に限定されている。このため、内燃機関、バーナ等における基礎研究については、多数報告されているが、ガスタービンの燃焼器のガス温度測定に用いた例は少ない。航空用ガスタービンエンジンの排ガス温度をラマン散乱法で計測した例を図11～13に⁽¹⁰⁾。また水素燃焼の混合域を計測した例を図14～15に示す⁽¹¹⁾。

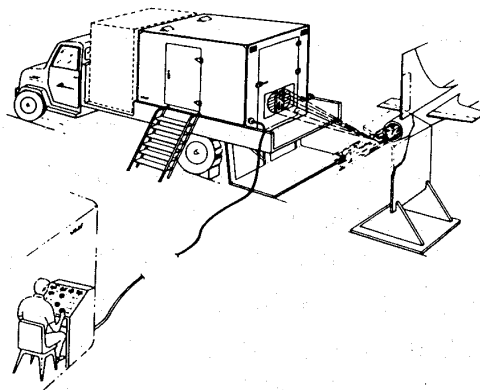


図11 レーザ・ラマン法による航空エンジン排ガス温度の計測⁽¹⁰⁾

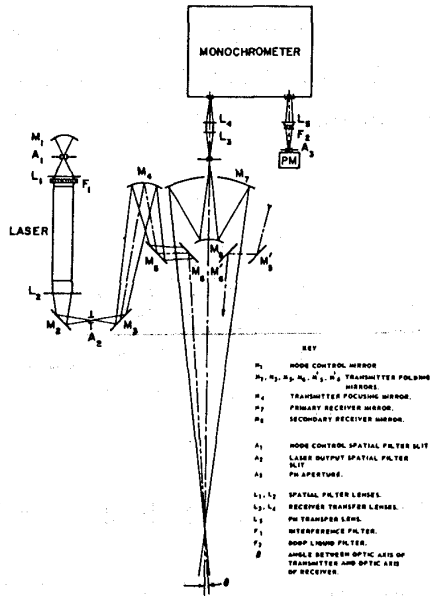


図12 レーザ・ラマン法の計測系⁽¹⁰⁾

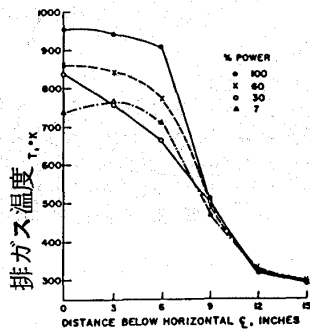


図13 T-53エンジン排ガス温度計測例⁽¹⁰⁾

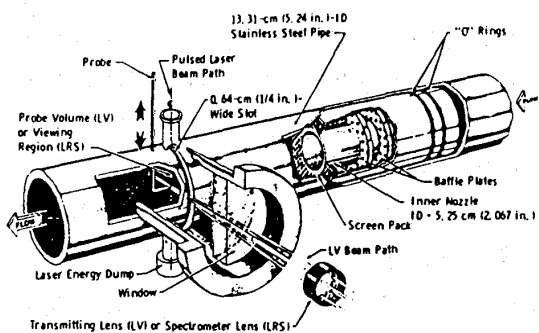


図14 再循環型燃焼器⁽¹¹⁾

CARS法は、ラマン散乱に比較して放射光強度が、 $10^5 \sim 10^{10}$ 倍強力なため、輝炎などの強いバックグラウンドノイズがあっても、測定が可能である。このため、ガスタービン等のクリーンでない燃料の燃焼状態を測定する有力な手法として、脚光を浴びている。P&W社では、CARS法を用

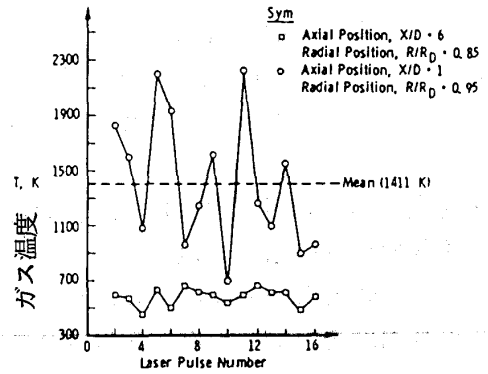


図15 ラマン散乱によるガス温度計測例⁽¹¹⁾

いて、JT-20燃焼器をJet-A燃料、またスワールバーナでプロパンを燃焼させた状態の一次燃焼領域およびダクト出口の温度分布を計測している⁽¹²⁾⁽¹³⁾。計測系を図16~図17に示す。この場合の散乱体積は、直径0.508mm、長さ12.7mmで、1371℃まで計測している。又計測誤差は2%程度と考えられている。

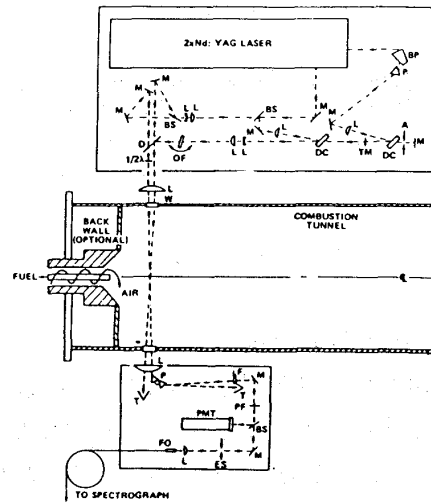


図16 CARS法による燃焼器内の温度分布計測系⁽¹²⁾

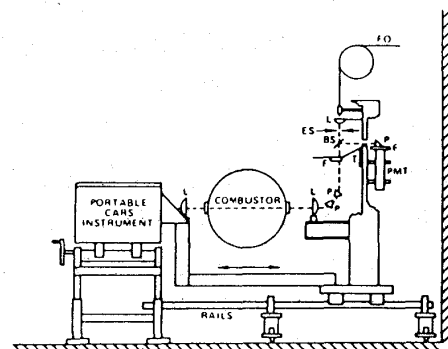


図17 CARS法による燃焼器内のガス温度の計測⁽¹²⁾

レーザ光を用いた他の計測方法として、ホログラフィー法、レイリー散乱を用いた方法等があるが、ガスタービン燃焼ガスの温度計測への応用例は少ない。

火炎を直接測定する方法として、放射強度より求める絶対放射強度法、二色法、スペクトル線反転法等があり簡便な方法なのでガスタービン燃焼器内のガス温度を計測した例が報告されているが省略する。

2.3 その他

チョーク流量が温度、圧力およびガスの物性値のみに依存することを原理とした限界オリフィスを用いて測定ガスを吸引すれば、吸引量よりガス温度を求める事が出来る。限界オリフィスにセラミックを用いる事により 3000°F (1649°C) ~ 4600°F (2538°C) のガス温度を計測するプローブを図18に示す。(7)

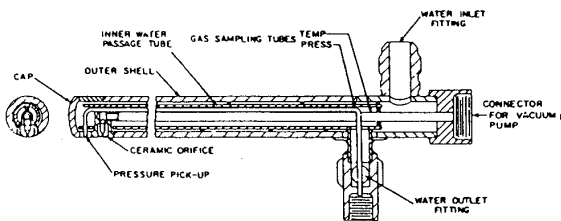


図18 高温ニューマチックプローブ(7)

3. メタル温度の計測

ガス温度の計測と同様、高温メタル温度の計測手法を大別すると、接触法と、非接触法に分ける事が出来る。接触法の主なものに熱電対があり、非接触法には、パイロメータがある。

3.1 熱電対による方法

高温のメタル温度計測には、一般に安価で熱起電力特性の高いクロメル・アルメル熱電対が用いられる。ガスタービンの高温部材は、高速気流にさらされる部分が多く、熱電対の取り付け方によっては、大きな計測誤差を生じる事がある。また、動翼等の回転部の計測では、大きな遠心力、加振力が熱電対に加わるので、取り付け方法、リード線のワイヤリングに工夫が必要である。熱電対の測温箇所への取り付け方法の主なものとして、
・放電加工溝に溶射またはろう付けにより固定する。
・耐熱金属箔とスポット溶接で取り付ける。

・熱電対を埋め込んだ板を溶接する。
・素線を直接スポット溶接する。等の方法がある。熱電対の取り付け状況の例を図19~図20に示す。(14) (15)

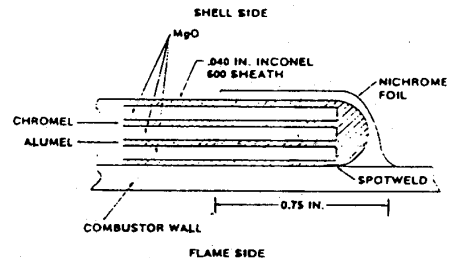


図19 燃焼器への熱電対の取り付け(14)

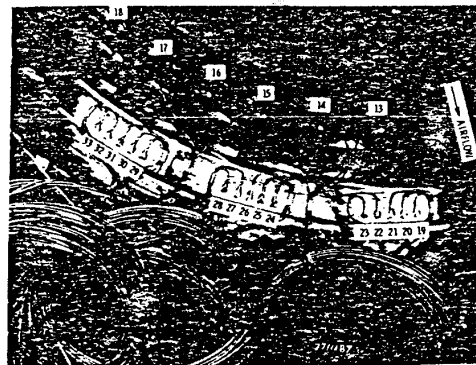


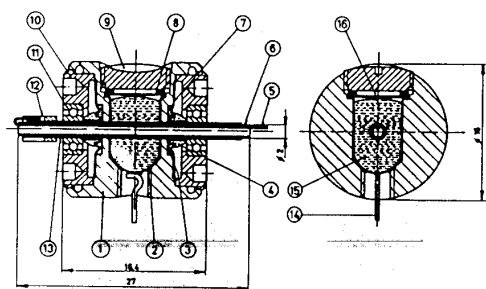
図20 F₁₀₁ 燃焼器の壁温度の計測(15)

静翼の計測は、翼面に明けた溝に、0.5φ シース接地型熱電対をMETCO 443 Ni/Cr/Al材をプラズマプレーコーティングにより固定した例が報告されている。動翼の場合、大きな遠心力が働くため、この手法は有効である。著者の経験では、この手法を動翼メタル温度計測に用いて、 1.7×10^5g 程度に耐える事を確認している。(17) なお、動静翼共、埋め込み後、翼面形状を空力、熱伝達に影響が無い程度に滑らかにしなければならない。

なお、タービン動翼、ディスク等の回転体からの信号を取り出す技術も重要であると考えられるので、スリップリング、テレメトリーシステムについても簡単に説明する。

スリップリングには、接点が図21に示す水銀構造と、(18) 特殊な金合金からなるブラシ式があり(19) (20) 後者は、接点および軸受をフロン等の冷媒で強制冷却する事により、極めて低いノイズレベルの高速回転計測を可能にしている。著者は、ブラシ式を用いて 50000 rpm までの温度計測を実施

したが、ノイズレベルは極めて低レベルであった。⁽¹⁷⁾ スリップリングは、リング、ブラシ、軸受等の回転部の寿命が高速回転では短いため、連続した長時間の運転に不向きなのに対して、テレメトリーシステムは、外部より電源を供給する事により連続計測する事が出来るため、エンジン試験等に利用されている。^{(21) (22)}



SECTIONAL VIEW OF A MERCURY TRANSMISSION CELL

1. Stainless steel housing
2. Platinum-iridium cup lining
3. Felt packing
4. Sapphire sealing
5. Teflon insulated copper lead wire
6. Silicone filling medium
7. Diaphragm
8. Platinum-iridium sealing disc
9. Locking screw
10. Threaded ring
11. Lubricated-for-life miniature ball bearing
12. Solder ring
13. Platinum-iridium contact tube
14. Platinum connecting wire
15. Analytic (high purity) mercury filling
16. Rubber washer

図21 水銀スリップリング⁽¹⁸⁾

3.2 感温塗料

感温塗料は、非可逆性のため試験時間内で生じた最高温度しか解らぬ事、保持時間で色が異なる事がある。またすす等の付着により温度の判定が困難な場合がある等の欠点はあるが、簡便なため、高温部材のメタル温度推定に用いられている。NGTEでは $TET = 1500^{\circ}K$ のエンジンテストで、燃焼器、排気ケーシング、ディスク等の温度測定を実施している。⁽²³⁾

燃焼ガスが流れるタービン動翼のメタル温度の計測は、上述した欠点に加え、はげ落ちる心配があるが、Westinghouse Canadaでは、感温塗料をぬったディスクの温度が定常に達する1時間の運転後でもはげ落ちず、タービン翼背部のメタル温度計測に成功している。⁽²⁴⁾ 図22~図23参照

3.3 パイロメータおよび赤外線温度計

パイロメータおよび赤外線温度計は、最近の10年間で急速に進歩した計測方法で、ガスタービンエンジンの開発の道具として、また軍用(一部商用)のエンジンでは、モニターとして実用段階に

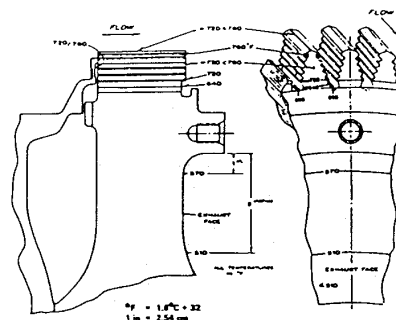


図22 感温塗料によるタービンディスクメタル温度の計測⁽²⁴⁾

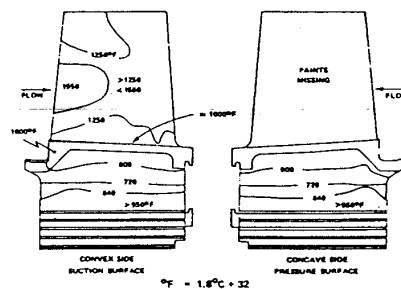


図23 感温塗料によるタービン動翼メタル温度の計測⁽²⁴⁾

入っている。⁽²⁵⁾

熱電対による計測が、埋め込み位置のみの点でありまた熱負荷の増大に伴って翼板厚方向に大きな温度勾配が出来るため、埋め込み位置精度が、測温精度に影響する。熱電対に比較して、パイロメータは、翼表面のメタル温度を計測するため、最高温度を計測することが出来、またトラバースする事によって翼の大部分のメタル温度の計測が可能である。測定面の放射率、火炎放射の影響、形態係数等の補正が必要であるが、 $\pm 3^{\circ}C$ 程度の精度の測定が可能である。⁽²⁶⁾ 最近では、波長域の異なるフィルターを付けた2個の検知器の出力成分より火炎成分を補正し、火炎の影響を除去する二重スペクトル域パイロメータが開発されている。⁽²⁷⁾ 実用上は、光学レンズの汚れ等が、問題となるが、冷却を兼ねた空気パージを行なう事によって解決している。

NASAにおけるパイロメータおよび赤外線温度計を用いて、タービン動静翼の表面メタル温度を計測している例を図24~図28に示す。⁽²⁸⁾

熱電対では測定する事が困難な、積層構造翼⁽²⁹⁾セラミックタービン翼⁽³⁰⁾およびセラミックコー

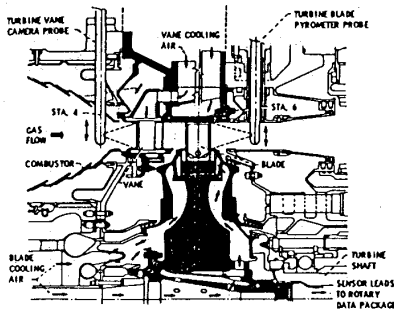


図24 NASAタービン試験装置

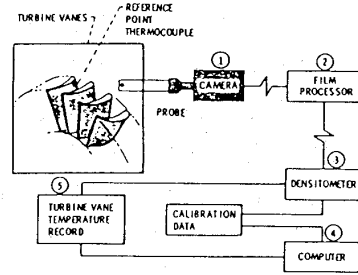


図27 赤外線温度計による静翼
メタル温度計測システム⁽²⁸⁾

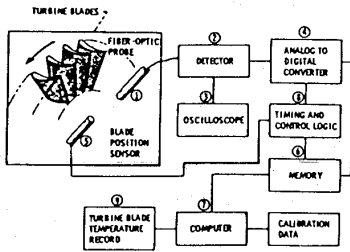


図25 動翼計測システム

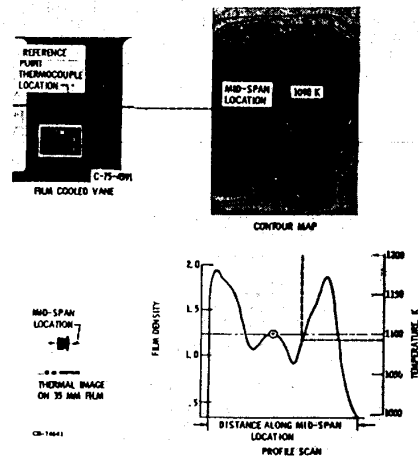


図28 静翼メタル温度計測例⁽²⁸⁾

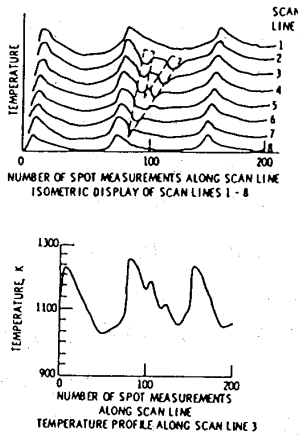
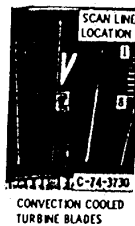


図26 パイロメータによる動翼
メタル温度の計測例⁽²⁸⁾

4. あとがき

ガスタービンの高温化のすう勢に対処した高温ガス温度およびメタル温度の計測技術で、欧米で実用化あるいは、実用化に向け研究開発中の技術につき概説を行った。古い計測手法においても、高温に耐え精度の良い計測プローブの開発に著実な努力がなされている。一方、本論では、述べなかつたが、最近のエレクトロニクスの急速な発達を応用したコンピュータの計測技術への応用には、目ざましいものがある。

本分野は、日進月歩で進歩しており、発表されている論文の数も膨大であるため、その一部の紹介しか出来なかつたが、本解説が読者の理解の一助となれば、幸いである。

参考文献

(1) Glawe, G. E., Herbert, A. W., and Krause, L. N., "A New Approach to the Pulsed Thermocouple for High Gas Temperature Measurements." NASA Technical Memorandum TMX-71883, 1976

ティング翼⁽³¹⁾等の表面温度計測例が報告されており、パイロメータ、赤外線温度計の特長を生かした測定と考えられる。

本計測法は、今後のタービンの高温化に対処した研究開発および実機のモニターとして増々実用の頻度は増加すると考えられる。

- (2) Gabriel, F. K., Dezubay, E. A., and Mitchell, R. W., "Fluid Pulsed Thermocouple Rake System for Automated High Gas Temperature Measurements." ASME Paper 82-GT-107, 1982
- (3) Kretschmer, D., Odgers, J., and Schlader, A. F., "The Pulsed Thermocouple for Gas Turbine Application." Trans. ASME J. Eng. Power 1977 91-10
- (4) 高効率ガスタービン技術研究組合 "高効率ガスタービン HTDU 計測調査団報告書" 1981. 3
- (5) O'Brien, W. J., "Temperature Measurement for Gas Turbine Engine." SAE Paper 750207, 1975
- (6) Glawe, G. E., and Krause, L. N., "Miniture Probes for Use in Gas Turbine Testing." SAE Paper 750094, 1975
- (7) Vonada, J. A., "A Thermal Investigation of the AFAPL Turbine Heat Transfer Test Facility." AFAPL Report No. 77-52, 1977
- (8) Cox, G. B., Tiller, A. R., Le Tourneau, J. J., and Ogg, J. S., "Pattern Factor Improvement F-100 Primary Combustion System." ASME J. Eng. Power 1981 P739-P748
- (9) Dils, R. R., "Dynamic Gas Temperature Measurement in a Gas Turbine Transition Duct Exit." Trans. ASME J. Eng. Power 1973, 9265-277
- (10) Leonard, D. A., "Raman Measurements of Specie Concentration and Temperature in an Aircraft Turbine Exhaust." Combustion Measurements. Goulard, R., ed., 1976
- (11) Smith, G. D., T. V., and Catalans, C. G. "Measurements of Reactive Recirculating Jet Mixing in a Combustor." AIAA J. vol 21, 1983, P270-276
- (12) Echbreth, A. "CARS Thermometry in Practical Combustors." Combustion and Flame, vol 39 1980, P133-147
- (13) "Laser Measures Heat in Combustion Burning Common Fuel." Des. News vol. 35, P9, 1979
- (14) Kuznar, R. J., Tobery, E. W., and Cohn, A., "Combustor Flame Radiation and Wall Temperature for #2 Distillate and a Coal Derived Liquid Fuel." ASME Paper 82-GT-208, 1982
- (15) Gleason, C. C., and Bahn, D. W., "Fuel Property Effects on Life Characteristics of Aircraft Turbine Engine Combustors." ASME Paper 80-GT-55
- (16) Hannis, J. M., and Smith, M. K. D., "The Design and Test of Air-Cooled Blading for an Industrial Gas Turbine." ASME Paper 82-GT-229, 1982
- (17) Sato, T., Takeishi, K., and Matsuura, M., "Cooling Characteristics of Air Cooled Radial Turbine." to be presented at 1983 Tokyo International Gas Turbine Congress
- (18) Vibro-Meter 社カタログ
- (19) Lebow 社カタログ
- (20) Litton 社カタログ
- (21) Worthy, J. G. B., "The Development and Operation of Gas Turbine Radio Telemetry Systems." Measurements methods in rotating of turbomachinery, 1980
- (22) Kemp, R. E., "Closed-coupled Telemetry for Measurements on Gas Turbines" Instrumentation Technology, 1978, P105-112
- (23) Clifford, W. C., "An Experimental Programme for the T143 High Temperature Turbine Research Module." NGTE M 77004, oct. 1977
- (24) McOuiggan, G., "Prototype Testing Methods Variable Geometry Industrial Gas Turbines." ASME Paper 82-GT-75, 1982
- (25) Scotto, M. J., "High-Speed Noncontacting Instrumentation for Jet Engine Testing." ASME Paper 80-GT-18, 1980
- (26) Buchele, D. R., "Surface Pyrometry in Presence of Radiation from Other Surface With Application to Turbine-Blade Temperature Measurement." NASA Technical Paper TP-1754, 1980
- (27) Walters, S., "New Instrumentation for Advanced Turbine Research." Mechanical Eng. 1983, P43-51
- (28) Pollack, F. G., and Cochran, R. P. "Temperature and Pressure Measurement Techniques for an Advanced Turbine Test Facility." Trans. ASME. J. Eng. Power vol. 103, 1981, P468-472
- (29) Vershure, R. W., "Engine Demonstration Testing of a Cooled Laminated Axial Turbine." AIAA Paper, AIAA-79-1229, 1979
- (30) Johnson, C. F., and Hartsock, D. L., "Thermal Response of Ceramic Turbine Stators." Army Mater Technol. Conf. vol 2. 1974, P549-562.
- (31) Gladden, H. J., and Liebert, C. H., "Effects of Ceramic Coating on Metal Temperature of a Air-Cooled Turbine Vane." NASA Technical Report, TP-1598, 1980

ガスタービンにおける接触式温度計測の実例

日立製作所 機械研究所 小林 成嘉
 " " 石橋 洋二
 " " 黒田 倫夫
 " 日立工場 今井 鉄

1. はじめに

信頼性の高いガスタービンの製作には、各要素が実際にどのような状態で運転されているかを適確に把握し、それを十分に反映させた設計をすることが必要である。その中で特に重要なものが温度分布の把握である。

ここでは、筆者らが行ったガスタービン要素の接触式温度測定を中心に測定技術、問題点などについて述べる。

2. タービン

性能把握を目的としたガス温度測定¹⁾と信頼性確認のための高温部品の温度測定²⁾が行われる。特に翼、ディスクなど高温部品については冷却技術が主要な技術課題であり、その冷却性能評価にはメタル温度、ガス温度の測定が不可欠である。以下、主に回転体の温度測定について述べる。

回転体の接触式温度測定システムとしては、スリップリングとテレメータ方式の2つが考えられる³⁾表1に一般に言われているこれら方式の長所、短所をまとめて示す。

表1. スリップリング、テレメータの特徴

	スリップリング	テレメータ
長所	<ul style="list-style-type: none"> ○多点の同時測定が可能 ○安価 	<ul style="list-style-type: none"> ○ノイズに強く、信号が安定
短所	<ul style="list-style-type: none"> ○ノイズの発生 ○常時点検、調整が必要 	<ul style="list-style-type: none"> ○高価 ○送信器の遠心力対策必要 ○多点の同時測定困難

(1) テレメータ方式による測定例 図1に示すような構造のガスタービンについて、実負荷試験時の翼、及びディスク温度をテレメータ方式により測定した。翼に取り付けた熱電対はディスク表面に配線し、ディスク、及び圧縮機ロータの中

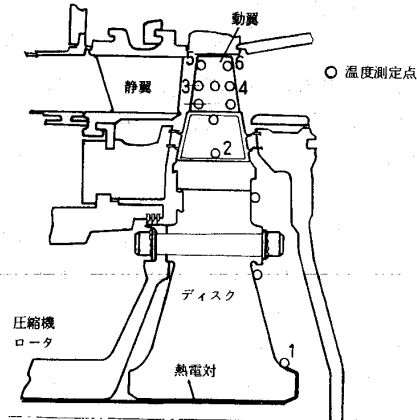


図1. 実機ガスタービンの回転部温度測定点

心孔を通して、圧縮機ロータ軸端の測定点切替用ターミナルに接続した。このシステムではターミナルと送信器間の配線を切替えることにより、測定点が切替えられる。テレメータによる温度測定システムのブロック線図を図2に、また仕様を表2に示す。送信器へ達した熱電対からの信号は、静止側から誘導電源方式で供給された電力により、FM電波として受信器へ送られ

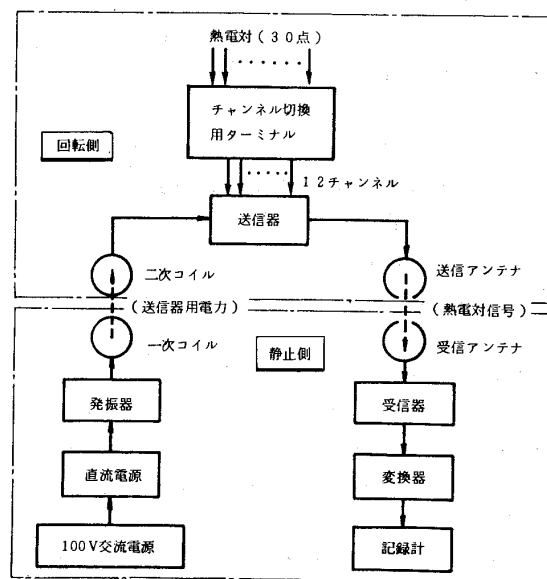


図2. テレメータによる温度測定システム

表 2. テレメータによる測定システム仕様

送信器電源	誘導電源方式
送信器チャンネル	12(6チャンネル/送信器)
温度測定点数	30($\phi 0.5$ CA熱電対)
回転数	Max. 11100 rpm

る。前述のように、接触式温度測定で最も重要な部分は翼への熱電対取り付けであり、その実例を図3に示す。2つの代表的な取り付け方法を示してあるが、いずれの方法においても次のような点に特に注意している。

- (a) 熱電対の検出部と翼を確実に接触させる。
- (b) 強度的に大きな遠心力に耐えられる。
- (c) 取り付け部の寸法を出来るだけ小さくする。

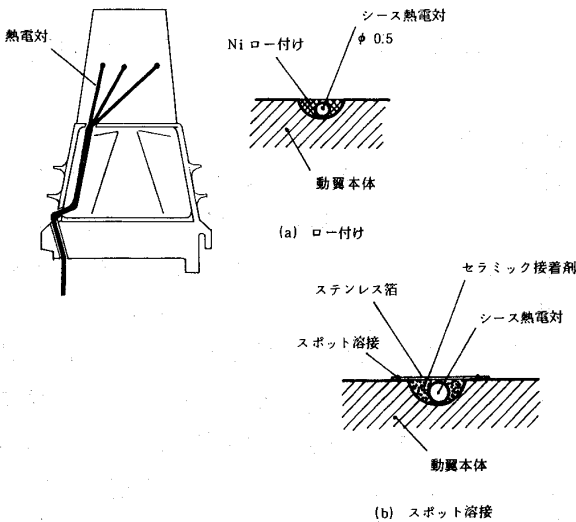


図 3. 熱電対の取付け

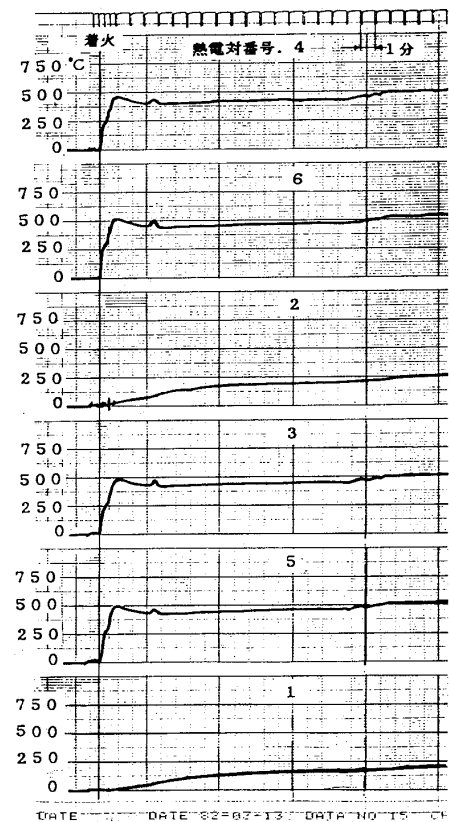
図4(カラー91ページ参照)はろう付けによる取付け状況を示す。Ni ろうを使用し約1000℃に真空加熱し、取付けた。

熱電対の配線状況を図5(カラー91ページ参照)に示す。ディスク表面では、熱電対は大きな遠心力に耐えられるようにS字状に配線され、ステンレス箔で押え、スポット溶接で固定されている。このような熱電対の配線方法で実負荷試験の温度測定を行ったが、配線にともなう測定上の問題は発生しなかった。

実機ガスタービンの回転部温度計測では、熱電対が温度の大きく異なる部分に配線されることが多く、配線途中に熱電対接点が介在する場合には、

接点での寄生起電力の発生に注意しなければならない。したがって、精度良く温度を測定するためには、検出部と計測器との間には熱電対の接続部を設けないことが望ましい。同様のことはテレメータ送信器の取り付け場所についてもいえ、その場所の温度が送信器の温度補償範囲内に入っていることを確認する必要がある。

テレメータシステムによる実機動翼、ディスクの非定常温度測定例を図6に示す。同図からも分かるように、非常に安定した出力信号が得られている。しかしながら、一般に実機試験で測定された温度データの精度評価は難しく、これに関する報告はこれまで見られない。



(熱電対番号は図1の番号に対応する。)

図 6. テレメータによる非定常温度測定例

(2) スリップリング方式による測定例 スリップリング方式による回転体の温度測定例として、図7に示すディスク冷却試験に使用された回転スキャニバルブについて述べる。

スキャニバルブは図のように増速機軸端に取り付けられ、熱電対はロータ中心孔に配線され、増速機の軸を貫通し、スキャニバルブへ接続されて

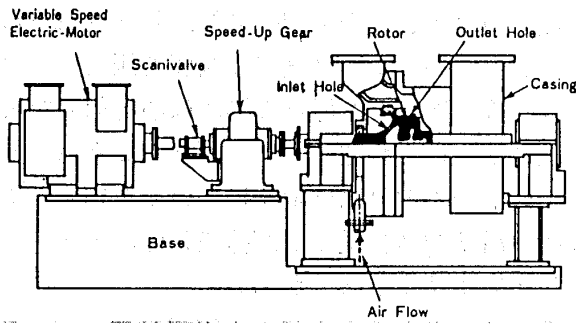


図7. ディスク冷却試験装置

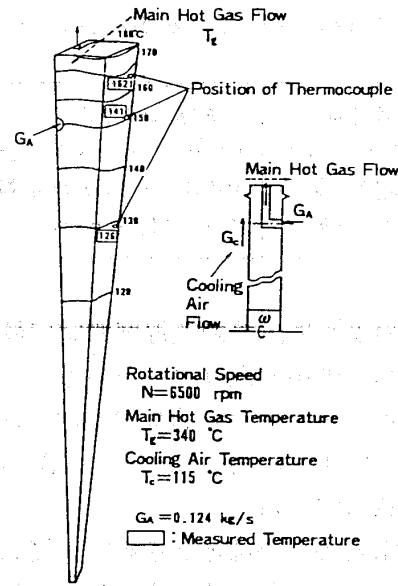


図10 ディスク温度の測定値と計算値との比較例

はディスク温度の測定値と計算値の比較例である⁴⁾

3. 燃焼器

燃焼器の開発は実験による開発が主体となるため、火炎計測を含めた各種の計測が非常に重要な位置を占める。ここでは燃焼器における接触式温度計測の二、三の実例について述べる。

(1) 表面温度の計測 燃焼器における温度計測の対象は燃焼器ライナの表面温度とガス温度に大別されるが、まず表面温度の測定について述べる。表面温度の計測としては通常、熱電対を用いる。図11(カラー9 1ページ参照)は燃焼器の頭部一次燃焼領域のライナ表面に熱電対を取付けた状況を示す。ここでは短時間計測用としてガラス被覆のCA熱電対を用いている。接点はスポット溶接により表面に取付け、その上面を耐熱性の接着剤で固め更にステンレスの箔で覆いをつけている。これは接点の強度補強と伝導、対流による計測誤差を抑えるためである。なお、長時間計測用としてはステンレス製のシース型熱電対を用いるのが良く、シース径1mm程度のものは市販品として容易に入手できる。図12はタービン試験運転時の燃焼器ライナ全体の温度分布を、図13は冷却スリット周りの局所温度分布の測定例を示す。図12は燃焼器軸方向各位置のほぼ最高温度の分布であるが、局所的には図13のように、冷却スリットの各段ごとに周期的に変る温度分布の連続となる。このうち、特に冷却空気

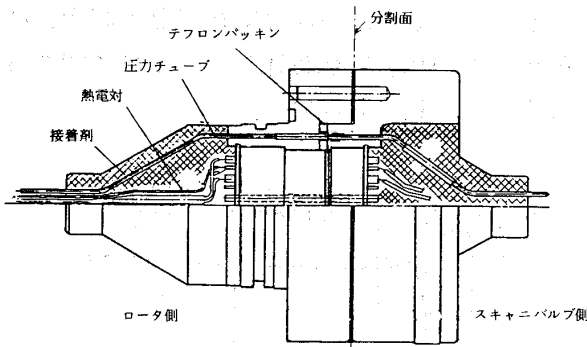


図8. 計測線コネクタ

いる。この測定システムでは、スキャニバルブとロータとの間に図8に示す計測線コネクタが取り付けられている。このコネクタによりスキャニバルブの保守及び調整時の取りはずしが計測線を切断することなく出来る。

回転用スキャニバルブによる温度測定システムのブロック線図を図9に示す。本測定例で示すスキャニバルブは温度、圧力が同時に測定できる点の特徴である。回転用スキャニバルブの測定点切換えは、外部からのステップ信号により三方弁が作動し、圧力差によりステップ機構が1チャンネル分だけ回転することによって行われる。図10

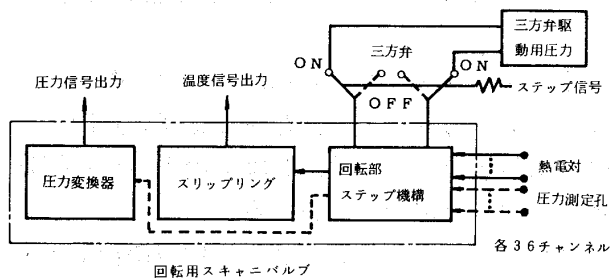


図9. スキャニバルブによる温度測定システム

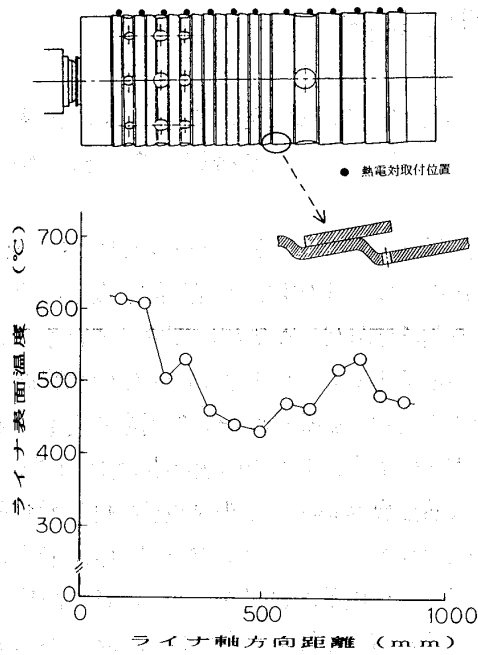


図12 燃焼器ライナ温度分布

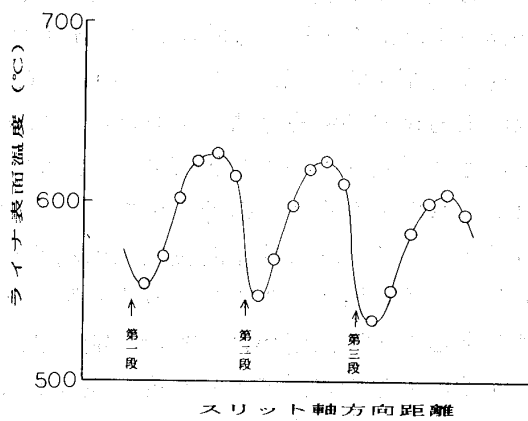


図13 燃焼器ライナ局所温度分布

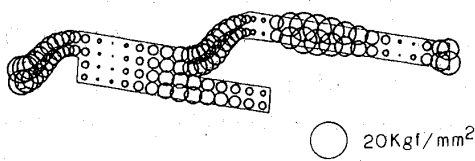


図14 スリット部の熱応力

孔近傍で非常にシャープな温度勾配となる。図14は冷却スリット部のこのような温度分布による熱応力解析結果の一例であり、冷却空気孔近傍で高い熱応力が現われる。また、燃焼器周方向の温度非対称性や“片焼け”と呼んでいる局所的高温部の発生を検出には熱電対よりもサーマルペイントによるのが便利である⁵⁾但し、これには温度精度に限界がある。

(2) ガス温度の計測 タービン入口のガス温度計測はトラバース法よりむしろ燃焼器テストスタンドに固定された複数本の熱電対によって計測されるのが一般的である。熱電対としてはウェル付のシース型や櫛型が用いられるが、温度パターンを精度良く評価するために非常に数多くの熱電対を装着することになり、流れへの影響を小さくするための配列法やメンテナンスが容易な取付法を考慮することが必要である。

図15は計測結果の一例を示すものである。燃焼器の開発時にはタービン入口の温度分布の均一化や火炎の安定化が評価事項の中に入っており、本測定がその手段の一つとして用いられる。

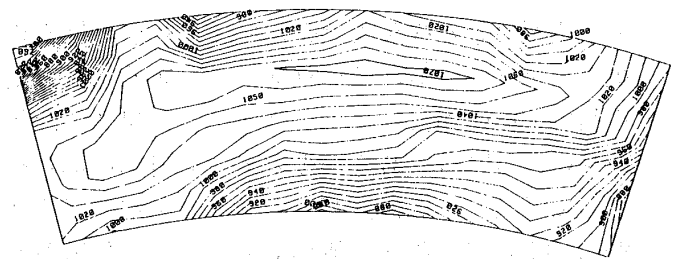


図15 燃焼器出口ガス温度分布

4. 結 び

以上、ガスタービンの要素に関する温度分布測定例を中心に、測定技術と問題点について述べた。ガスタービン技術の高度化に伴ない、温度測定技術の精度向上に対する要求は一層強くなりつつある。現在開発段階にある各種技術の完成によりさらなる的確な実機運転状態の把握を期待したい。

参考文献

- (1) Glassman, A. J., Turbine Design and Application, 2(1972), 103, NASA SP-290
- (2) Scalzo, A. J. ほか2名, ASME 83-GT-174, (1983-3)
- (3) 小村, 日浦, ガスタービン学会第5回講演論文集, (昭52)
- (4) Kobayashi, N. ほか2名, ASME GT-83-78, (1983-3)
- (5) Glawe, J. E. ほか2名, NASA TP-1099, (1978-1)

タービン翼温度計測の実際

三井造船 安部利男, 塩田祐次, 山根 猛
航技研 吉田 豊明

1. まえがき

ガスタービンの実機, 実機条件に近い各種試験体において, タービン翼の温度を計測する技術は熱電対によるものが主流であるが, 非接触で応答性の早い赤外線温度計により翼表面温度を面状に計測する技術も近年著しく発達してきた。一点計測用の赤外線温度計では多くの適用例が報告されており, 研究用のみならず実機エンジン又は試験機の監視用として広く使われている。しかし二次元走査型の赤外線温度計を用いてこれらの対象を扱った例はほとんど見られない。二次元的な情報を得て解析に都合のよいようにデータ処理を行う技術は近年隆盛であり, その一つの有効な応用例として二次元赤外線温度計をタービン翼の温度計測に適用してこれまで無理であったような情報を得ることは, ガスタービンの発展にとって有意義であろうと思われる。本稿では, この温度計測について著者らの実施した実機運転時及び高温高压翼列試験時における例の概要を述べる。

2. 実機におけるタービン動翼温度の計測

概要 二次元走査型赤外線温度計(以下IRTC)を用い実機(三井SB30Cガスタービン)の初段階動翼温度を測定した。既に高速回転空力試験機において冷却翼の温度を同様な手法で測定したが¹⁾, ²⁾ここでは無冷却翼の高温ガス中における作動時の測定について述べる。図1に計測システムの概要を

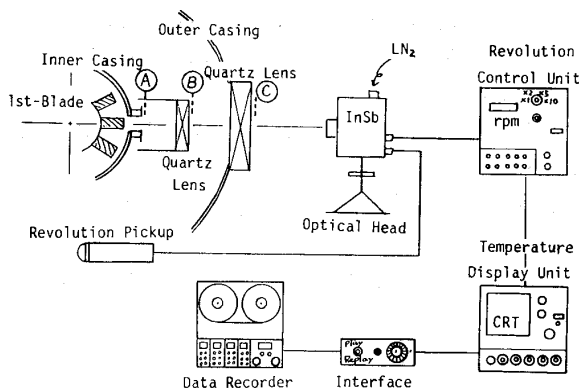


図1. 温度計測システム概要

示し, 写真1(カラー92ページ参照)にIRTCの設定状況を示す。IRTCの光学的走査(水平・垂直)のうち垂直成分は回転数に同期させていることが本方法の特徴である。この方法で回転中の動翼温度を測定できることは作動流体が空気の場合で実証されたが, 高温ガスの場合は計測系の耐高温対策, 信号の高温ガスによる減衰対処法, 赤外線透過窓材の汚れ防止対策等を既存のガスタービンに対し必要最小限の改造で行うことが課されるので, 実際に温度分布を首尾よく得るには様々の検討が必要であった。以下に検討した主な事項を述べる。

赤外線透過材の選択 測定に使用したIRTCの検出器はInSbであるから燃焼ガスを介して固体壁の温度を測定する場合, H_2O , CO_2 , CO 等の吸収による信号の減衰は避けられない。しかし赤外線透過窓材とフィルタの選択により, 信号レベルは下るものの介在ガスの悪影響を少なくすることはできる。InSbの検出波長領域は約 $2 \sim 5.3 \mu m$ で, この領域の赤外線を透過する窓材としては種々あるが強度, 耐熱性, 製造可能寸法, 価格, 可視光での色等の検討により石英が最適であると判断した。さらに上記の検出波長域を狭くしてガスの吸収による悪影響を軽減させるため, バンドパスフィルタを適用しその帯域を $3.0 \sim 3.5 (\pm 0.05) \mu m$ とした。この領域では CO_2 , CO の影響はかなり少ないが, H_2O による減衰は避けられない。実際にフィルタの有無双方について測定したところフィルタ付の場合は安定した温度画像が得られたのに対し, なしの場合はノイズが多く測定に適しなかった。図1に示したように観測系では2枚の石英板とフィルタがあるのでこの構成で黒体炉を用いて大気条件でIRTCの較正を行った結果が図2である。これにより光学系の減衰の度合は明らかとなったが, 実際の計測で温度の絶対値を算出するには, なお多くの問題があり, むしろ熱電対による参照点温度を作って換算する方法が有望である。

赤外線透過窓の構造 供試ガスタービンのケー

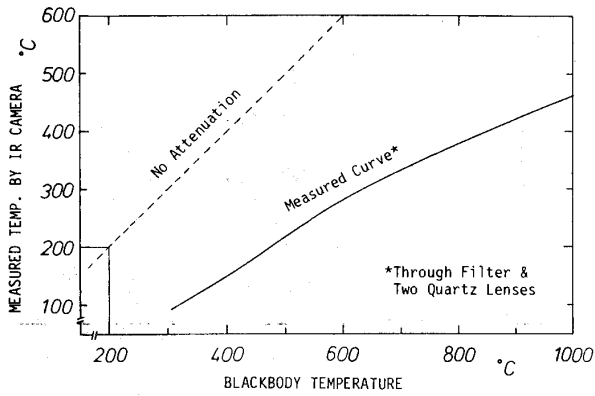


図2. 赤外線温度計測系の温度較正結果

シングに設けた透過窓の構造を図3に、外観を写真2(カラー92ページ参照)に示す。透過窓部の冷却と窓材の汚れ防止のためのパージ空気は内側ケーシング内で石英板の直下から供給され動翼先端部の観測用丸穴を通して主流ガスに混入する。この構造により窓材の汚れは実機運転においてほとんど見られなかった。動翼先端上方の丸穴のあるアタッチメントはこの測定系の最も特徴のある部分で、翼全体が見えるような大きな穴にすると透過窓内に高温ガスの混入を生じ、冷却、汚れ防止、主流へのパージ空気の悪影響等の観点から不具合であった。従って観測視野を小さくして問題を解決したが、その代わりに丸穴の位置の異なるアタッチメントを用意し、前縁部領域観測用と後縁部用とで全体の情報が得られるようにした。内側ケーシングは局部的に冷却されているため、熱変形によるトラブルが心配されたが特に問題はなかった。

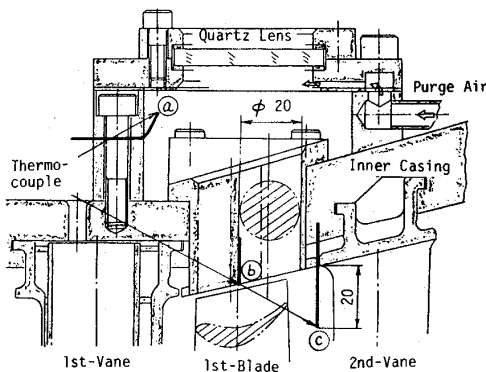


図3. タービン内側ケーシングの透過窓構造

観測視野の確認 IRTCがどの位置を見て計測しているのかを確認するため図1に示す(A)(B)(C)

の3個所で光路位置と光路巾を調べた。その方法はタービン停止時にハンダごてを翼部分にさし込み光路の周囲から直線定規を徐々に動かしてIRTCの出力波形に変化の現われる位置を検出するものである。この定規の挿入位置を水平垂直4個所として視野の上下左右を明らかにした。

応答性と分解能の検討 本計測に使用したIRTC(JTG-IA)の検出器部は約15 μ sec(66KHz)の応答性を有しているが、表示部の主増巾器は15KHz程度の応答性となっている。供試ガスタービンの動翼は翼枚数58で回転数9400rpmの場合9.1KHzの周波数となり、一方IRTCの応答性から検出できる分解能は翼先端部($r \approx 320$ mm, ピッチ25mm)で21mmである。従ってIRTCは個々の動翼を識別できる性能ではあるが、十分とは云えず、その出力波形は平均化されるものと思われる。

観測系環境の温度 IRTCによる計測に伴い図3に示す3個所で熱電対による温度計測を行った。①はパージ空気温度測定用、②は動翼先端部の雰囲気温度測定用で透過窓とは軸方向に同位置で周方向にずらした位置に取付けた。③は動翼下流のガス温度測定用で計算で求める温度と比較する意味と、パージ空気の主流への混入の度合を見るために設けた。

測定結果 定格回転数でタービン出力を4段階に変化させて、それぞれ定常状態での動翼温度を測定した。前項に述べた温度を含め各部の測定、計算結果を図4に、IRTCによる測定結果の代表例を写真3に示す。タービン入口温度の500~800 $^{\circ}$ Cの変化に対し、パージ空気の温度は230~260 $^{\circ}$ Cに保たれた。IRTCの測定結果は後縁側約半分を計測した場合である。無負荷運転時には全体に温度差が小さくIRTCの較正值も良い位置にあるが、負荷をかけてガス温度が上昇するに従って、IRTCからの値は実際よりも低く現われる。これは各部温度差の増大にIRTCが追従しきれないことと高温ガスにおける赤外エネルギーの実効総透過量の減少が原因であると思われる。しかし写真3に見るように、温度分布ははっきりと測定されており、最高温度の現われる位置とその広がり、視野における最大の温度差(翼先端部とプラットフォーム部とでは約60 $^{\circ}$ C)等種々の有益な情報を読

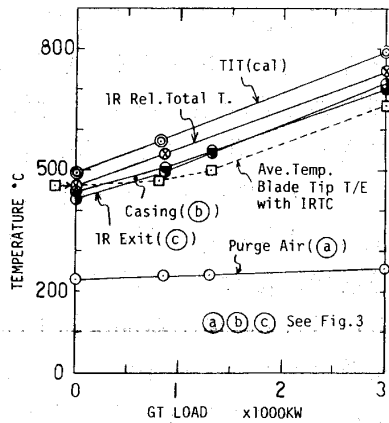


図4. 各部温度測定結果

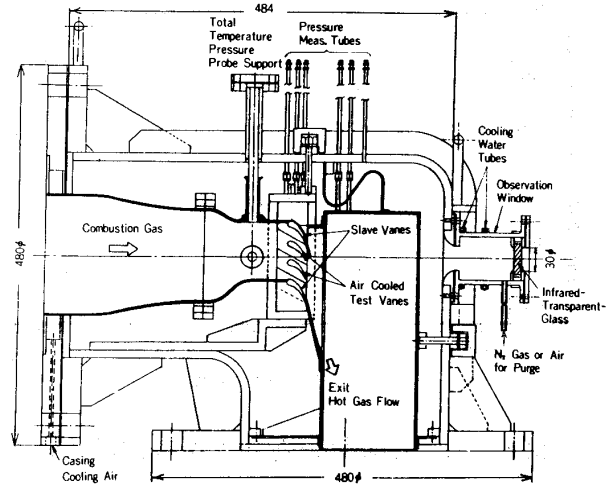


図5. 高温高圧翼列試験における冷却翼背側表面温度の測定配備概要

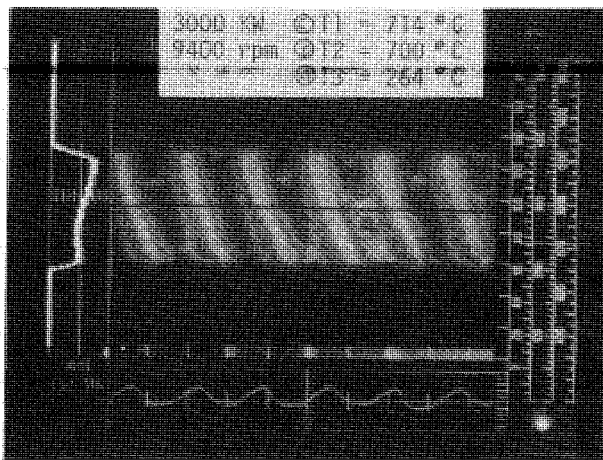


写真3. タービン動翼後縁部温度測定結果

むことができる。

3. 高温高圧静止翼列試験における温度計測

概要 高温ガス中の冷却翼表面温度IRTCによる計測の別の実施例を述べる。FJRエンジンの高圧タービン第1段静翼・動翼の実機相当翼について実機に近づけた流れ条件で翼材温度のガス温度変化に対する非定常変化を調べるのにIRTCを用いた。その詳細については別途報告するが³⁾ここでは概要を述べる。図5は試験装置の試験部構造を示す。高温高圧(1000°C, 0.9 MPaまで)の試験を行うため試験部は2重構造になっており、内筒と外筒の間には冷却空気(約120°C)を流した。IRTCを図の右方、赤外線透過窓の外に設置し供試翼背側後半部を測定した。使用したIRTC(Inframetrics Model 510)の検出器はHgCdTeで高温ガス中の赤外エネルギー減衰の影響はInSbに比べて少ない。本測定装置ではIRTCの信号を受けて様々な画像処理を行うシステムがある。こ

の試験における赤外線温度の測定方法、データ処理の実際は、一般的な事項と共に別途解説してあるので⁴⁾ここでは省略する。

測定結果 写真4(カラー92ページ参照)は結果の一例で、燃料に着火した時から高温でガス温度が安定するまでの温度分布を示す。この結果は試験時にVTRに記録したデータをオフライン時に画像処理したもので、各画像は各々図に記した温度範囲で10階調の分布とし、さらに画像のスムージング、境界において白の等温線を描かせる等の処理を行った。この二次元温度分布の時間変化から着火前の温度差の小さい場合を除いて、パターンはほぼ相似形が保たれているので、非定常変化時に過大な熱応力を生ずることはないものと理解される。

4. あとがき

ここに紹介した二種の測定例で分かるように、高温燃焼ガス中のタービン翼表面温度は二次元走査型赤外線温度計により、二次元的分布を得て従来把握が困難であった情報を得ることができる。ただし視野の制約、燃焼ガスの赤外エネルギー吸収による画像信号のレベル/品質低下等様々な対処すべき問題がある。周到的な検討を経て温度の二次元的相対分布を得るところまで行ったら、絶対値の算出は熱電対等による参照点温度を作って換算する方法が至当であろう。この方法の発展にとってはこれら測定系の工夫に加えてデータ処理装置の充実、高速応答を可能にする検出部(CCD、アレイ検出器等)の開発がさらに望まれる。

参考文献

- (1) Shiota, Y. & Nagashima, Y., Proceedings of the 1977 Tokyo Joint Gas Turbin Congress, 38.
 (2) 長島ほか2名, 日本ガスタービン学会第4回定期

- 講演会講論集, (昭51-6), 97.
 (3) Yoshida, T. ほか2名, 1983 Tokyo International Gas Turbine Congress.
 (4) 吉田, 機械の研究, 35-3,4,5 (昭58-3,4,5)

燃焼器開発に必要な温度計測とその実際

航空宇宙技術研究所 堀内正司
 田丸卓

1. はじめに

ガスタービン用燃焼器を開発するには、燃焼器設計につづいて設計性能確認のため多くの実験が行われる。

ここではその際、特に必要となる3種の温度計測について述べる。すなわち、ライナ等燃焼器部分の温度、燃焼器出口ガス温度、および燃焼室内のガス温度について、通常行われる方法と、その問題点、対策、その限界などについて記してみる。

ガスタービンは燃費向上を企図するため作動サイクルが高温高圧化しつつある。たとえば、航空用では燃焼器入口圧力30気圧、入口温度800K、断熱火炎温度2,700K、出口ガス温度が1,800Kのオーダーに達している。ちなみに、開発中の高効率レヒートガスタービンでは、高圧燃焼器入口圧力56気圧、入口温度733K、出口温度1,573K¹⁾に、再熱燃焼器入口温度1,008Kの設計点である。このような条件では、燃焼領域からのガス輻射増加や冷却空気の高温度化をきたすので、燃焼器壁に対し、従来以上に効果的な冷却を行わねばならない。したがって、冷却効率の良い燃焼器壁面構造の決定と、燃焼火炎の偏在による過熱部分の排除が燃焼器設計開発の重要な部分となり、開発実験に伴う壁面温度計測が重要となっている。また、燃焼器入口が高温高圧になると燃料噴射弁内外の温度差が大きくなり、噴射弁の構造によっては燃料リークの原因となる。開発段階においてこのような燃料リークが予測される場合に、燃料噴射弁構造部分の温度を測定する必要が生ずる。

燃焼器を開発する初めの段階において、まず燃

焼器の第1の要件である燃焼効率(=温度上昇)を知らねばならないが、作動条件と燃焼効率の対応を知る場合、出入口温度測定の数値を用いて燃焼効率を算出することが最も簡便である。

前述の様に、燃焼器出口設計点ガス温度は上昇の傾向にある。このため、タービン側の要求に応じた出口温度分布、特にホットスポットを確認出来る出口温度分布のより厳密な測定が必要である。

近年、排ガス分析手段の発展により、燃焼器出口ガスを分析することが容易となり、測定結果から燃焼効率を精度よく求めることも出来るが、まだ温度測定に比べ数十倍の測定時間を要し、モニタの役割は熱電対温度計がすぐれている。ガス分析による排気分析による燃焼効率の解析は、もっぱら大気汚染成分排出の評価に用いられている。

燃焼器内部ガス温度の測定は、保炎領域の確認や有害排気生成領域を調べるために、内部ガス分析と共によく行われているが、高圧燃焼条件では、プローブの挿入、移動および冷却の困難が大きいことから、圧力の低い条件で行われている。また、出口温度分布に決定的な影響を与える一次燃焼領域の火炎の片寄りを調べるために、希釈空気より上流の内部温度分布測定が有効な場合がある。これらの測定は、高温、乱れ、触媒反応、ふく射などの影響があって正しい内部温度測定が困難であるが、定性的な測定結果でもなお有益なデータとなる。これらの開発実験における温度測定について、著者らが行ってきた実例をまじえて解説する。

参考文献

- (1) Shiota, Y. & Nagashima, Y., Proceedings of the 1977 Tokyo Joint Gas Turbin Congress, 38.
 (2) 長島ほか2名, 日本ガスタービン学会第4回定期

- 講演会講論集, (昭51-6), 97.
 (3) Yoshida, T. ほか2名, 1983 Tokyo International Gas Turbine Congress.
 (4) 吉田, 機械の研究, 35-3,4,5 (昭58-3,4,5)

燃焼器開発に必要な温度計測とその実際

航空宇宙技術研究所 堀内正司
 田丸卓

1. はじめに

ガスタービン用燃焼器を開発するには、燃焼器設計につづいて設計性能確認のため多くの実験が行われる。

ここではその際、特に必要となる3種の温度計測について述べる。すなわち、ライナ等燃焼器部分の温度、燃焼器出口ガス温度、および燃焼室内のガス温度について、通常行われる方法と、その問題点、対策、その限界などについて記してみる。

ガスタービンは燃費向上を企図するため作動サイクルが高温高圧化しつつある。たとえば、航空用では燃焼器入口圧力30気圧、入口温度800K、断熱火炎温度2,700K、出口ガス温度が1,800Kのオーダーに達している。ちなみに、開発中の高効率レヒートガスタービンでは、高圧燃焼器入口圧力56気圧、入口温度733K、出口温度1,573K¹⁾に、再熱燃焼器入口温度1,008Kの設計点である。このような条件では、燃焼領域からのガス輻射増加や冷却空気の高温度化をきたすので、燃焼器壁に対し、従来以上に効果的な冷却を行わねばならない。したがって、冷却効率の良い燃焼器壁面構造の決定と、燃焼火炎の偏在による過熱部分の排除が燃焼器設計開発の重要な部分となり、開発実験に伴う壁面温度計測が重要となっている。また、燃焼器入口が高温高圧になると燃料噴射弁内外の温度差が大きくなり、噴射弁の構造によっては燃料リークの原因となる。開発段階においてこのような燃料リークが予測される場合に、燃料噴射弁構造部分の温度を測定する必要が生ずる。

燃焼器を開発する初めの段階において、まず燃

焼器の第1の要件である燃焼効率(=温度上昇)を知らねばならないが、作動条件と燃焼効率の対応を知る場合、出入口温度測定値を用いて燃焼効率を算出することが最も簡便である。

前述の様に、燃焼器出口設計点ガス温度は上昇の傾向にある。このため、タービン側の要求に応じた出口温度分布、特にホットスポットを確認出来る出口温度分布のより厳密な測定が必要である。

近年、排ガス分析手段の発展により、燃焼器出口ガスを分析することが容易となり、測定結果から燃焼効率を精度よく求めることも出来るが、まだ温度測定に比べ数十倍の測定時間を要し、モニタの役割は熱電対温度計がすぐれている。ガス分析による排気分析による燃焼効率の解析は、もっぱら大気汚染成分排出の評価に用いられている。

燃焼器内部ガス温度の測定は、保炎領域の確認や有害排気生成領域を調べるために、内部ガス分析と共によく行われているが、高圧燃焼条件では、プローブの挿入、移動および冷却の困難が大きいことから、圧力の低い条件で行われている。また、出口温度分布に決定的な影響を与える一次燃焼領域の火炎の片寄りを調べるために、希釈空気より上流の内部温度分布測定が有効な場合がある。これらの測定は、高温、乱れ、触媒反応、ふく射などの影響があって正しい内部温度測定が困難であるが、定性的な測定結果でもなお有益なデータとなる。これらの開発実験における温度測定について、著者らが行ってきた実例をまじえて解説する。

2. 温度計測法

2-1 燃焼器部品温度計測

ライナ壁温 計測の目的は壁面構成材料が設計耐熱温度以上に過熱される部分があるか、それはどのような条件でおきるかを知ることである。よく用いられる方法としては、(イ) 壁面金属表面の酸化色観察、(ロ) 示温塗料の変色観測、(ハ) 熱電対による測温などがある。

新しく製作したライナによる第1回目の燃焼試験では、金属表面の色変化により過熱する部分の温度分布をかなり適確に知ることが出来る。²⁾くり返し壁面温度を全体的に知ろうとする場合は示温塗料を塗布するのが最も手軽である。その温度表示例を図1(カラー92ページ参照)に示す。この特徴はほぼ壁面温度の全体像が把握できることで、図1の場合点火栓後流部、空気孔後流部等の過熱部分が確認されている。実験に使用する示温塗料(ここで使用したものは410~800℃まで表示可能)は、実験時間内の最高温度を表示するので、目的とする実験条件以外で塗布部分が高温にならない様に、例えば着火時に燃料過剰な状態にして高温化させぬなど注意すべきである。

示温塗料の指示温度は、塗料加熱時間、塗装厚さなどで変化するので注意が必要である。また実験後ライナを取り出さないと過熱部分がわからないことも欠点である。したがって、燃料によって塗装が流失する部分や局所的ではあるが供試条件に応じ、より詳細な温度測定を行いたい場合には、その部分に熱電対を取付けて指示温度の対応を求める。実際の燃焼器ライナでは薄いライナ板の表裏に高温と低温のガスがそれぞれ流れており熱電対もその影響をうけるものと考えられる。実用燃焼器で一般的な冷却空気流速条件で壁面に直径1mm~2.3mmのステンレスシースCA熱電対を種々の方法で取付けた平板でその計測誤差について比較実験した例を示す。⁵⁾

図2に示すようにステンレス薄板(厚み1.5mm)表面側左から高温ガス(Th, 約550K), その裏面左から冷却空気(Tc, 約300K)を流した。結果の一例を図3と4に示す。

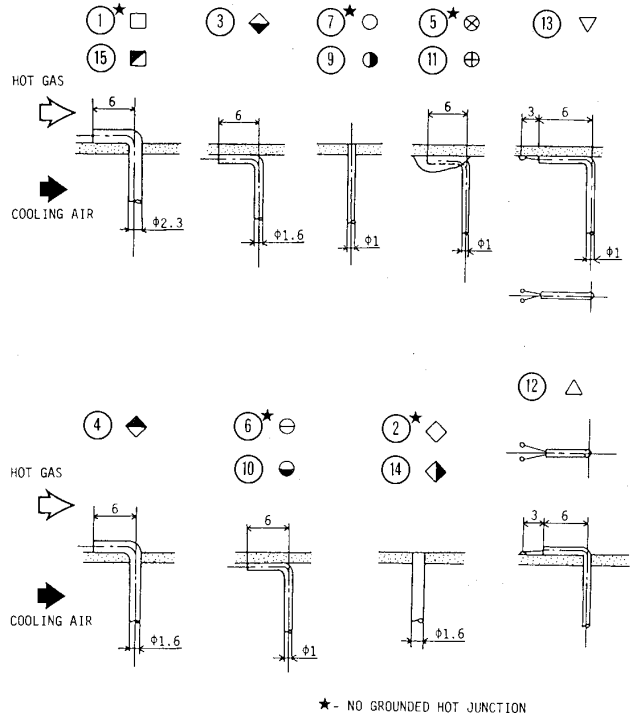


図2 壁温計測用熱電対取付形式

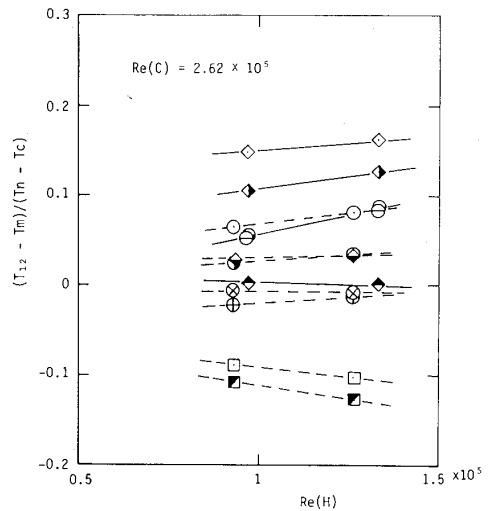


図3 加熱空気量と壁温測定値

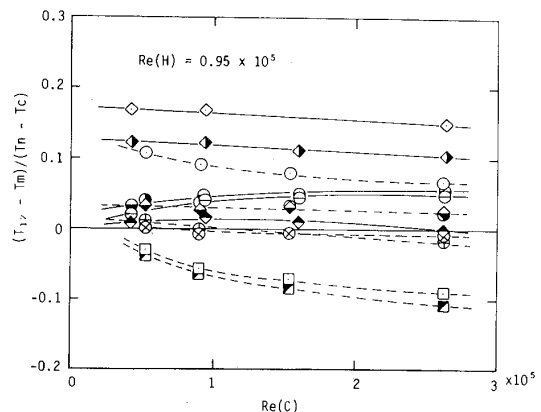


図4 冷却空気量と壁温測定値

T_m は各種取付法による熱電対指示温度, Re はレイノルズ数を示す。熱電対12番 (T_{12}) と13番は実用的ではないが、一般に表面温度を測定する方法として最も信頼性のある測定法と考えられる。 T_{12} と T_{13} による供試板表裏の差は $T_h - T_c$ の0.7%以下なので, T_{12} をライナ表面の基準温度として, 他の熱電対測定値の相対比較を行っている。図3, 4の結果が示すように, 取付けた附近の風速への依存性は軽微であるが, 熱電対計測誤差は取付法によってほぼ固有の大きさとなる。すなわち, ⑤, ⑩は冷却流測に断燃材を付着した影響がわずかながら出て, やや高めの指示となっている。⑦, ②は先端絶縁形式のため低い値を示す。壁面に添寄せた④, ⑩の形式が取付も容易で誤差も少ない。高温ガス流側に取付け可能であれば, 極力細いシース熱電対を用いて④形式で取付けることが最も良い結果を与える。実用上は, 取付作業上図5に示す固定方法が, 容易で精度も良いので, 使用されている^{6, 7)}

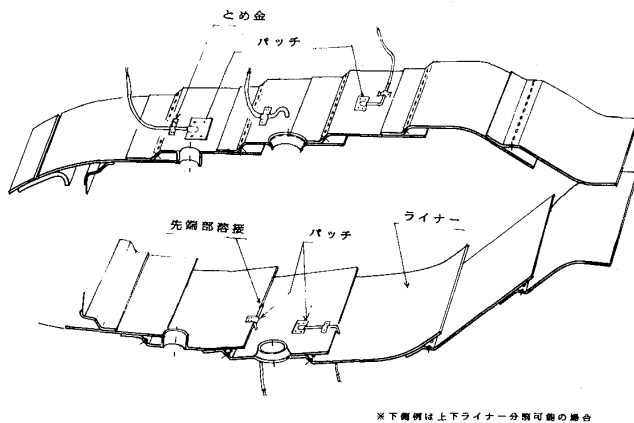


図5 壁温測定熱電対取付例

一般には高温ガス側へ取付けると, 高温ガスの接触やふく射の影響が見つもれないため, 大きな誤差が生ずる恐れがある。

なお, 市販のシース熱電対には, 先端を扁平とした形状のものもあるので場所に応じて主流を乱さない取付方で用いるのが最良である。

燃料噴射弁の温度計測 液体燃料用圧力噴霧式噴射弁は構造上プライマリ (着火および小流量用) とメイン噴射弁噴口が同芯となっているものが多い。この様な噴射弁では構成材料の弾性を利用してシールを行う。燃焼器入口空気温度が

700~1,000 K になると噴射弁外周部の温度が上昇し, これに伴う金属の伸びによりシール力が減じて, 燃料の漏洩を生ずる事がある。図6に噴射弁外周部の上昇温度を測定するため熱電対を付けた例を示す。

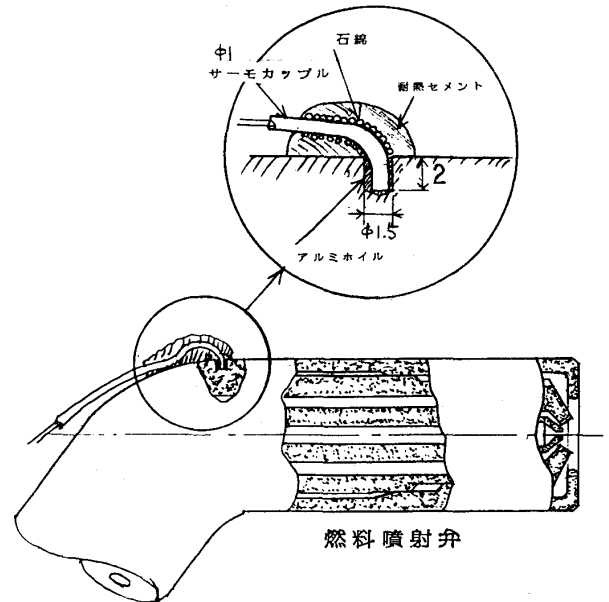


図6 燃料噴射弁温度計測

2-2 出口温度分布計測

開発実験初期には, 大気圧条件で燃焼させて出口温度分布の調整を行う。航空用ガスタービンの大気圧燃焼試験時の燃焼器組立図を図7に示す⁸⁾。この燃焼器はアニュラ形燃焼器を円周1/4の扇形に分割し, 更に扇形のピッチ円を展開して矩形にした燃焼器模型である。図7の燃焼器出口温度測定点 (A-A' 断面) を図8に示す。これでは縦

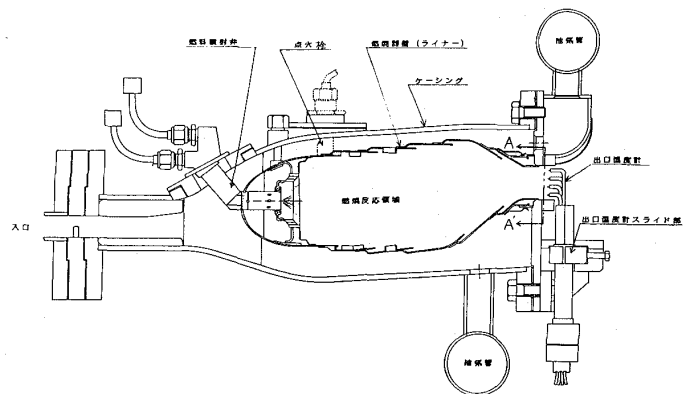


図7 燃焼器実験組立

方向(タービン半径方向)4点が計測できるクシ形温度計が5対取り付けられていて、横方向(同円周方向)に摺動させ一部重複しながら25点を測定している。その測定結果の一例を図9に示す。

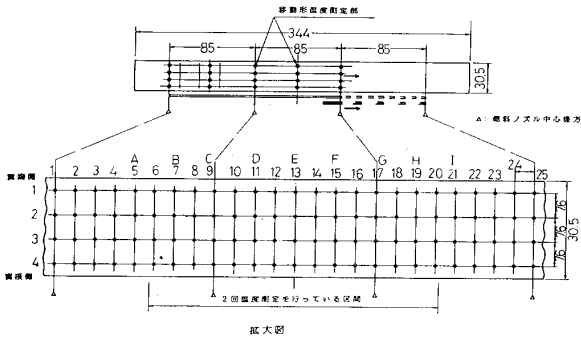


図8 燃焼器出口温度計測点

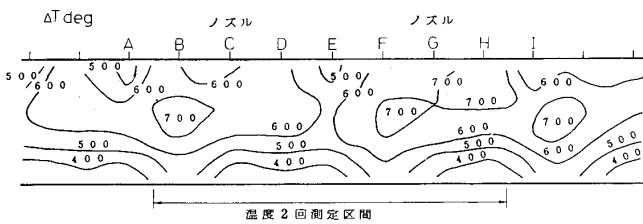


図9 出口温度分布例

出口温度測定点は多いほど詳細な出口温度分布を得られるため、最近ではサーボモータ駆動による出口温度計トラバース方式が採用される^{9,10)}。しかし設備に多額の費用がかかることや、高圧条件等では、困難が伴うので固定式も多く用いられる²⁾。実用的には少ない点数で効果が上がるよう配置する。出口温度分布に燃料噴射弁の特性、ライナ空気孔位置、それを通る空気量、貫通距離および壁面冷却空気流などが関係する。環状燃焼器の場合、円周方向に最少点数として噴射弁間隔の1/2、または希釈孔間隔の1/2ピッチが必要である。一般的には質量流量分布との同時計測は困難なので分割断面が等面積を代表する様に半径方向測定点を決めている。中央部分の温度が高過ぎる場合などは、壁面付近の冷却空気の流れのより詳細な温度分布を測定する必要も生ずる。図10に縦方向4点計測の例を示す。

冷却空気流内等の温度勾配の急な領域を測定する場合に熱電対支持部の変形があると計測点が移

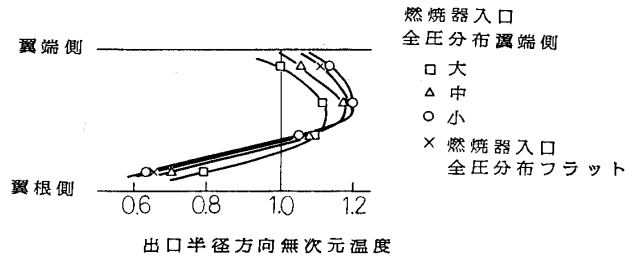
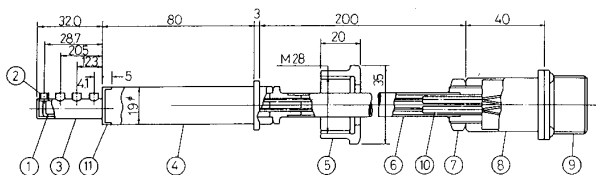


図10 燃焼器入口半径方向風速分布変化による出口半径方向温度変化例 (燃焼器出入口温度差で無次元化)

動し、測定温度が大きく変わる。前記レヒートガスタービン用の燃焼器要素試験では、出口温度1,700K、動圧0.56 kg/cm²の条件になるため動圧などで変形しない様に支持せねばならない。高温ガスにさらされる支持体を白金材で製作した例を図11に示す¹¹⁾。



11	品名	材料	寸法	単位
10	熱電対	SUS 304	φ1.0 × 100	個
9	保護管	—	—	個
8	支持部	SUS 304	φ1.0 × 100	個
7	支持部	SUS 304	φ1.0 × 100	個
6	支持部	SUS 304	φ1.0 × 100	個
5	支持部	SUS 304	φ1.0 × 100	個
4	支持部	SUS 304	φ1.0 × 100	個
3	支持部	SUS 304	φ1.0 × 100	個
2	支持部	SUS 304	φ1.0 × 100	個
1	熱電対	Pt 90Rh 10	φ1.0 × 100	個
NO	材料	白金	φ1.0 × 100	個

図11 高温高圧用白金熱電対

一般的に測定温度には、主として熱伝導による誤差、輻射による誤差が含まれる¹²⁾。先端露出の熱電対では、燃焼ガスや湿度の影響による絶縁抵抗の劣化や、素線の昇華による起電力の変化も懸念される。これらに対処した熱電対プローブを図12に示す¹³⁾。

この熱電対は高圧による絶縁体の劣化を避けるため先端接地型シース熱電対を用い、輻射保護管を備え、伝導による支持部からの温度低下を避けるため薄板支持構造としている。

少し実用燃焼器から離れた研究ではあるが、希釈空気が出口温度分布に与える影響を測るために、希釈空気孔前後の部分模型と輻射温度計測系を用いた例がある¹⁴⁾。

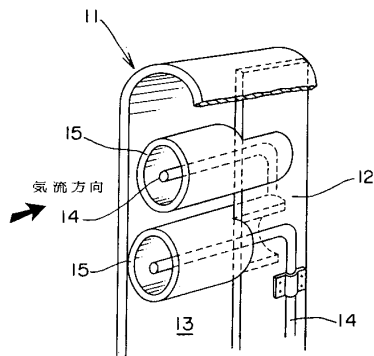


図12 高温高压用白金熱電対
(14-外径1mmシース熱電対, 15-輻射保護管, 11-支持構造体)

図13に示すように、燃焼ガスが抵抗少なく通過する方向に多孔を有する多孔体に、黒色塗装を施したものをとりつけ、ガス温度を固体多孔体へ移すことにより固体輻射に変換し赤外線影像装置により計測する(図13右下は温度分布)。この実験で使用した赤外線発生部材は耐熱性が低いものであったが、セラミック体など断熱性と耐熱性に優れ、また輻射能の大きな多孔体を使用すれば、燃焼器模型実験の出口温度分布の測定が同様な方法で可能である。

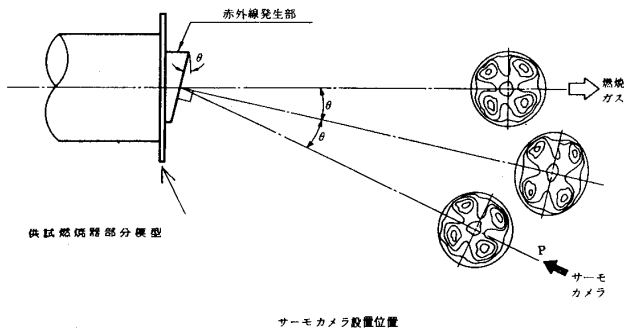


図13 出口温度分布断面模様実験概要

2-3 燃焼室内温度測定

燃焼室内部の温度測定結果は、燃焼特性把握に非常に重要な情報を与える。すなわち、

- ① 保炎状況(場所, 安定性, 大きさ, など)
- ② 反応領域(ひろがり, 最高温度位置, など)
- ③ 空気噴流貫通距離, 位置, 他の流れとの干渉
- ④ 燃焼ガスと希釈空気との混合状況

などがわかる。これらは次に述べる測定上の困難さから正確な温度絶対値を知ることはむずかしい

が、相対値であっても十分燃焼器特性解析や改良には役立つものである。^{10, 15)}

燃焼室内温度測定の困難は、次の事柄に起因する。

- ① 燃焼ガスが1,500~2,500Kであり、熱電対素線、および支持プローブの耐熱性が十分でない。
- ② ふく射損失がある。
- ③ 火炎変動や「乱れ」の影響を受ける。
- ④ 流れ場が複雑で、熱電対挿入による燃焼状況の変化が生ずることがある。
- ⑤ 通常燃焼室後尾など開放端から長いプローブを挿入するため、振動や熱変形によるたわみ、のびが生じ、測定位置の精度が落ちる。
- ⑥ 液体燃料の場合は、液滴衝突の影響がある。
- ⑦ 特に白金では、触媒反応がおきる。

この触媒反応は、素線にシリコンコーティングを施すことによって防ぐことができる。¹⁶⁾また④~③および⑤の問題は、前述の相対値で止むを得ないという立場から、直径0.3~0.5程度の太めの素線や、油冷や空冷のプローブを使うことによって対処できる。

高温の火炎領域に使用できる市販の熱電対素線は、表1にあげるようなものがある。¹⁷⁾

表1 高温用熱電対の種類

素線材質	使用限界(短時間許容)
Pt(Rh20%) - Pt(Rh50%)	1973 K (2043 K)
Pt(Rh40%) - Pt(Rh20%)	2073 K (2123 K)
Ir(Rh60%) - Ir	2363 K
Ir(Rh50%) - Ir	2413 K
Ir(Rh40%) - Ir	2453 K

そのうち IrRh(40%)-Ir の素線を油冷却管に入れ(図14)、筒形燃焼器内部の温度を測定した例を図15に示す。

プローブ先端は、プローブ支持軸から偏心させた位置にあり、支持軸を回転させることによって燃焼室内断面をトラバースする。

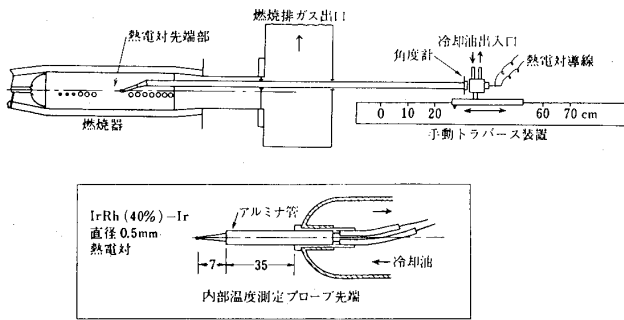
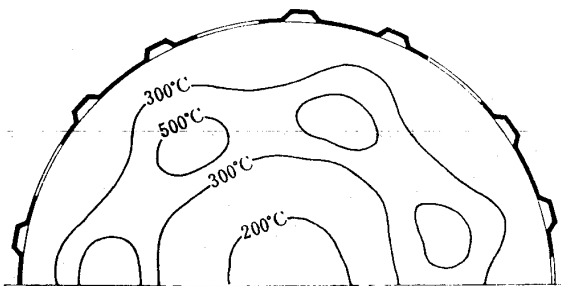


図14 燃焼器内部温度測定装置



風速24 m/s, 空燃比80, 圧力1 ata
噴射弁からの距離 10cm 断面
噴霧粒径の違い, 粒径 $D_{32} = 225\mu$ と 110μ の時
図15 噴霧粒径の違いによって生ずる
局部温度差の分布例

3. おわりに

以上、温度計測のハード的な側面を述べたが、それによって得たデータのグラフィック化処理などは、安価な計算機システムの普及で年ごとに容易になっている。

ガスタービン燃焼器の温度計測は、基本的には気流の乱れや燃焼の変動を平均化した定常値を得ることが目的なので、時間的に数回のデータ取込みを行い、平均処理を行うことが望ましい。

データ処理方法、温度と燃焼器特性との関連な

どは、別の機会にゆずることとする。

参考文献

- (1) 竹矢; 日本ガスタービン学会誌, Vol. 8 No. 30, (1980-9), 3
- (2) 田丸, 他6名; 高圧環状燃焼器模型CC50Hの試験結果, 航技研資料TM-365 (1978-9)
- (3) Kajita, S., 他2名, ASME paper 81-GT-50 (1981-3)
- (4) Carr, E., ASME paper 79-GT-175 (1979-3)
- (5) 機械学会; 熱工学講演会 (1983-11) で報告予定
- (6) Kuznar, R. J., 他2名, ASME paper 82-GT-208
- (7) Gleason, C. C., 他1名, ASME paper 80-GT-55 (1980-11)
- (8) 堀内, 他2名; 箱型燃焼器CC61Bの実験結果, 航技研資料TM-450, (1981-11)
- (9) Adam, P. W., 他1名, NASA TN D-6030 (1970-11)
- (10) Taylor, J. R., 他1名, AIAA-81-1352 (1981-7)
- (11) 鈴木, 他3名; 環状(アニュラ形)燃焼器高圧燃焼試験装置, 航技研報告TR-540, (1978-8)
- (12) Glawe, G. E., 他2名, NASA Technical paper 1099 (1978-1)
- (13) 田丸, 他5名; 日本ガスタービン学会, 第11回定期講演会前刷, (1983-6)
- (14) 黒沢, 他3名; 赤外線影像装置による燃焼器出口温度分布の測定, 航技研報告TR-550, (1978-11)
- (15) Ferguson, C. R., AIAA-80-0285 (1980-1)
- (16) Fristrom, R. M. and A. A. Westenberg; Flame Structure, McGraw-Hill (1965)
- (17) Manual on the use of thermocouples in temperature measurement, STP 470 A, ASTM, 1974
- (18) 大塚, 他2名; ジェットエンジン燃焼器の燃焼性能の研究, 航技研報告TR-204, (1970-7)

ジェットエンジン用燃焼器の温度計測例

石川島播磨重工業(株) 佐藤 幸徳
渡辺 猛

1. まえがき

ジェットエンジン用燃焼器の出口温度の高温化に伴ない、タービン翼や燃焼器ライナの耐久性を確保するため、燃焼器出口ガス温度分布と燃焼器ライナ壁温分布を精度良く計測することが、ますます重要になってきている。

本稿では、燃焼器単体要素試験におけるトラバース装置を使用した熱電対による燃焼器出口ガス温度計測法と示温塗料によるライナ壁温計測法の2つについて当社の例を紹介する。

2. トラバース装置を使用した熱電対による計測法

2-1. 計測点数と温度分布計測精度

計測点数については、燃焼器出口平均温度と温度不均一率などに関して、所定の精度を得るのに必要な計測点数を統計的に求めて定めるのが望ましい。例えば、図1は出口平均温度精度に与える

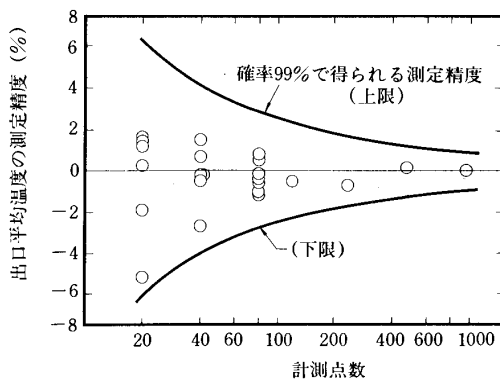


図1. 出口平均温度精度に与える計測点数の影響

計測点数の影響を実験的に調査したもの⁽¹⁾で、960点計測時の平均温度を基準にとってある。図中にはランダムサンプリング時に確率99%で得られる測定精度を計算で示してある。なお、出口温度分布を統計的に処理するには、温度分布が正規分布であることが前提となるが、本実験でもそのことが確認されていて結果を図2に示す。次に出口温度不均一率(PTF)は、従来多くの計測された出

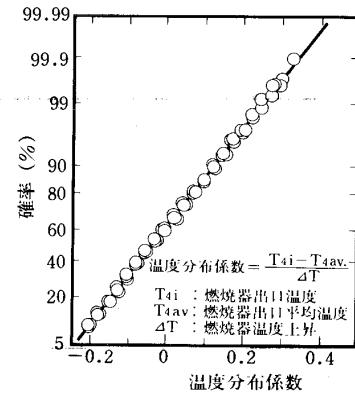


図2. 出口温度分布

口温度分布の中から1点の最高温度を取り出して求められているが、この方法では計測点数が少なければそれだけ最高温度を計測するチャンスが少なくなる。そのため出口温度分布が正規分布であることに着目して、 $T_{4av} \pm 3\sigma$ (ここで T_{4av} :燃焼器出口平均温度、 σ :標準偏差)の範囲に入る出口温度は全体の計測点数の99.74%となるので、計測される最高温度に代えて $T_{4av} + 3\sigma$ を最高温度として次式によるPTFを提案した⁽¹⁾。図3には(1)式で定義される推定PTFと計測点数の関係を示す。

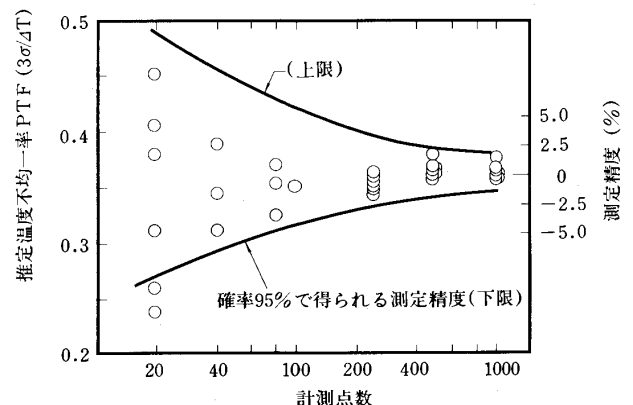


図3. 出口温度不均一率に与える計測点数の影響

$$\text{推定 PTF} = \frac{(T_{4av} + 3\sigma) - T_{3av}}{T_{4av} - T_{3av}} = \frac{3\sigma}{\Delta T} \quad (1)$$

ここに、 T_{3av} は燃焼器入口平均温度である。図

3には確率95%で得られる測定精度を計算で示してある。

2-2. 熱電対の計測精度の向上

熱電対による温度計測上の誤差要因については多く解説されている⁽²⁾が、ここでは熱焼器要素試験における例を述べる。熱焼器出口温度は1,000℃を超えるため、燃焼器出口後流の排気ダクトは水冷を行う。そのため、熱電対の温接点から水冷された周囲壁への熱伝導とふく射による熱損失が問題となる(図4(a))。また温接点周囲の形状によ

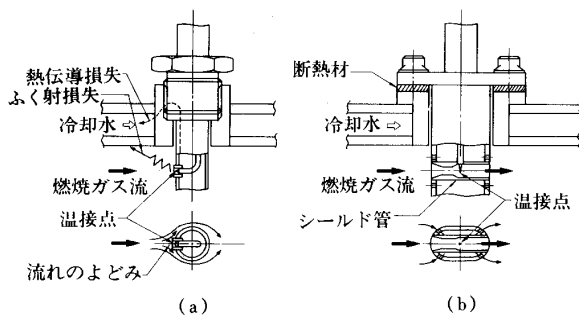


図4. 熱電対

って空力的な Recovery Factor と応答遅れが問題となる。これらを改善するため、図4(b)に示す構造を採用し、これにより水冷壁との断熱を高め、温接点周囲を熱遮へいし、更に熱電対素線が高温部にさらされる部分を長くし、温接点周囲のガス流速が下がらないようにした。図5に図4(a), (b)の構造による指示温度の比較を示す。(b)の構造ではガス分析による計算温度から求めた温度との差

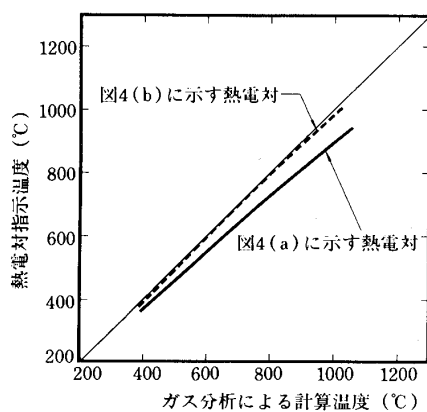
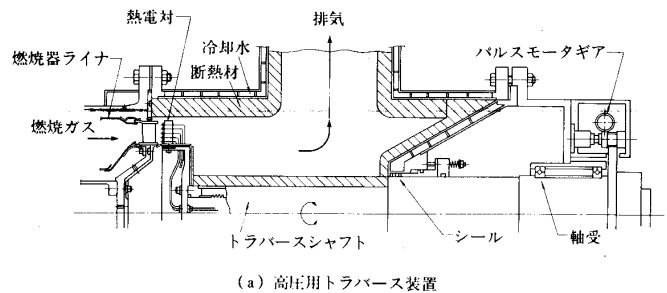


図5. 熱電対の構造の違いによる指示値の差

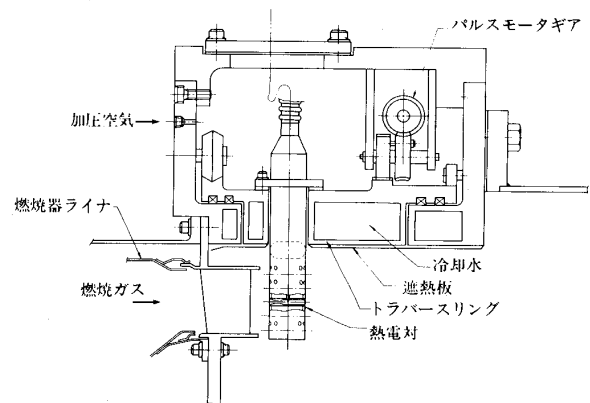
は1.5%以内に抑えることが可能となっている。

2-3. トラバース装置

図6にトラバース装置の2つの例を示す。これらは、半径方向5点のR-type 熱電対が各々4



(a) 高圧用トラバース装置



(b) 常圧用トラバース装置

図6. 燃焼器出口トラバース装置

本ずつのトラバースリング又はトラバースシャフトに取り付けられ、ギアを介してパルスモータにより駆動するものである。最小回転ピッチは0.5°で、パソコンにより任意の回転ピッチ及び計測回数をコントロールできる。こうして計測された燃焼器出口温度分布は、色別されたマップとしてプロッタにより描かせ分布を一べつしてわかるようにしている。

3. 示温塗料による燃焼器壁温の計測法

示温塗料は他の温度測定手段に比べると、(1)温度分布が容易に分わる、(2)安価、(3)特別な計測装置不要、(4)取扱い簡単、(5)内部の部品の温度を測れる、などの特長があり、従って実機でも多く使われている。燃焼器ライナの壁温計測に使われる示温塗料は、約400℃から約1,100℃の間で5~7段階に変色する不可逆性のものである。しかし、多段階変色の示温塗料は示温材である金属塩の調合

表1. 示温塗料の種類と変色温度(例)

変色段数	変色温度(°C)と色		
1 段	440 黒っぽいグリーン → 白	900 赤味グレー → ダークブラウン	
	520 濃いベージュ → ライトグレー	1000 グリーン → 茶	
	560 朱 → 黄	1100 紫グリーン → 青みがかった黒	
	640 黄土 → ライトグリーン	1200 グレー → 黒みがかった茶	
	715 山吹 → オリーブ	1260 ライトグレー → 茶	
	805 ベージュ → 茶	1350 グレーがかった黄 → 黒	
3 段	~ 420 黄	} 可逆変色	
	420 ~ 700 オレンジ		
	700 ~ 820 グレー		
	820 以上 茶		
7 段	Less than 520 Blue	Less than 520 Blue	Less than 420 Dark Mauve
	520 860 Pale Blue Gray	520 820 Pale Blue Gray	420 520 Light Mauve
	860 960 Dark Blue Gray	820 940 Dark Blue Gray	520 610 Fawn
	960 990 Blue	940 1030 Blue	610 740 Blue
	990 1020 Midnight Blue	1030 1080 Midnight Blue	740 840 White
	1020 1050 Matt Black	1080 1110 Matt Black	840 890 Midnight Blue
	1050 1070 Black Glaze	1110 1150 Black Glaze	890 910 Matt Black
	OVER 1070 Dark Blue Glaze	OVER 1150 Dark Blue Glaze	OVER 910 Black Glaze

精度にばらつきが多少あるため、変色温度にずれがある。その点、一段変色の示温塗料は変色温度の精度は比較的良くメーカーカタログ値で±5°Cであるため、クリティカルな許容温度の計測などには向いている。

図7に多段変色示温塗料を使用した燃焼器ライナの壁温計測例を示す。図7(カラー91ページ参照)の下側にある四角の小片は色見本である。これは前述のように、多段変色の場合はカタログに示されている色変化温度と必ずしも一致しないことがあるため、標準の色見本を作ったものである。示温塗料による計測で特に注意すべき点は、(1)加熱時間と色変化温度の関係を予め調べておく。(2)塗付される材質の腐食性を特に高温で予め確認しておく。(3)計測部に水や油が付着する可能性がある場合は塗料の上にバインダを塗り保護する。(4)塗付ははけ塗りよりスプレ塗りの方が良い。

示温塗料の例として、種類とその変色温度を表1に示す。

4. あとがき

以上、ジェットエンジン用燃焼器の要素試験における温度計測例について、数例取り上げ当社の例を紹介した。実機における燃焼器出口温度の計測は文献(3)に例がみられる。また熱電対で計測する場合には予め計測誤差を調査しておく必要があり、文献(4)に例がみられる。本稿で取り上げた例は古くから使用されているが、今なおもっとも一般的な方法として使用されている方法でもある。しかし近年、光学的方法を使用した非接触式計測法も研究されていて、これが実用化されることを切に期待するものである。

参考文献

- (1) 渡辺他, 航空原動機に関する講演会前刷集, (1978), 4.
- (2) 例えば 鳥居, 機械の研究, 第29巻第1号, (1976), 4. 仲田他, 石川島播磨技報, 第15巻, 第1号, (1976) など.
- (3) Cox, G. B. 他, ASME 81-GT-25, (1981), 10.
- (4) 例えば Kirschey, G. 他, AGARD, 293, (1981), 17. Alwang, W. G. ASME 80-GT-75, (1980), 6 など



軸流圧縮機動翼列の流れ (その2 流動解析モデル)

九州大学工学部 井上雅弘

1. 緒言

前稿⁽¹⁾において軸流動翼列内に生じる複雑な三次元流動がいかなる物理現象に支配されるかについて述べた。本稿ではこれらの物理現象を考慮に入れて内部流動を予測するための流動解析法について述べる。電子計算機の著しい進歩に伴い、我が国でも動翼列内部流動の三次元数値解析が有限要素法⁽²⁾、特異点法⁽³⁾、時間追跡法⁽⁴⁾などを駆使して試みられているが、粘性効果や先端漏れ流れなどを正確に取り入れた数値解析はスーパーコンピュータが出現してもすぐには実現できないであろう。従って当分の間、子午面流れ解析、翼間流れ解析及び環状境界層解析を組み合わせた準三次元的性能予測法を使用せざるを得ず、本稿は本質的には6年前の講義⁽⁵⁾の内容と同じである。しかし準三次元的解析法はここ数年着実に進歩しており、overall性能のみでなく内部流動もある程度正確に予測できるようになっている。ここでは特に最近の文献に焦点を当て、更に今後研究を進めるべき流動モデルについて論じる。なお紙面の制限上、遷音速圧縮機に関する問題は割愛する。

2. 子午面流れ解析

子午面流れ解析はハブからケーシングまでの流れを二次元問題に置き換えて解析する手法で、必ずしも子午面上で流れを解析するわけではないが、流線を軸の周りに回転させ子午面に投影することにより子午面上の流れとして表現できるのでこの呼称を用いる。通り抜け問題(through flow problem)またはハブ・ケーシング間問題(hub to casing problem)ということも多い。

前講義⁽⁵⁾では子午面流れの解法として、古典的なアクチュエータ・ディスク理論、パラメータ理論のほか、コンピュータによる数値解法に適した

ものとして、翼列の存在しないダクト領域で半径平衡条件を解く Novak の流線曲率法⁽⁶⁾、動翼列の非軸対称性を考慮した Smith, Jr. の半径平衡条件式⁽⁷⁾、準三次元解析における S2 面上の流れをマトリックス法で解く Marsh の方法⁽⁸⁾を概説した。その時点で紹介しなかった方法及びその後公表された多くの方法は、軸流機械に限らず全ての形式のターボ機械の子午面流れ解析に適用できるもので、それらを流動解析モデルの面から分類すると次の2つに大別される。

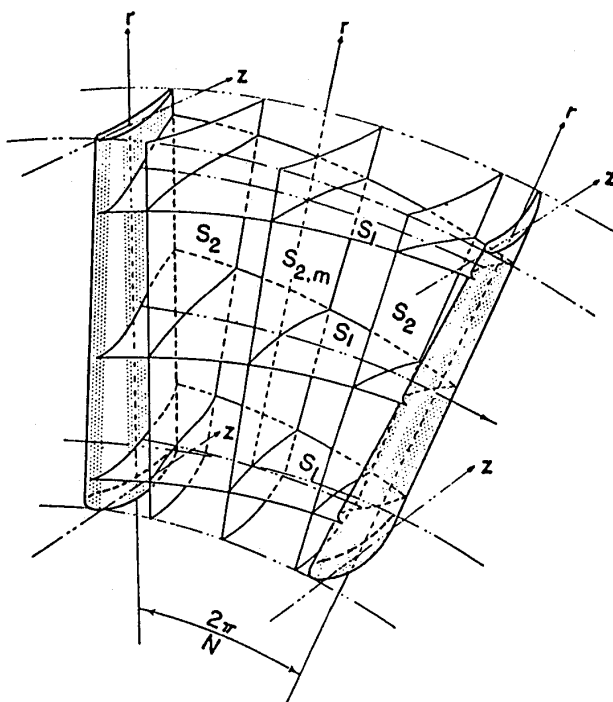


図1. 準三次元解析における S1 面と S2 面⁽⁹⁾

(1) 代表的 S2 面の流れを解く方法

Wu⁽⁹⁾が提唱したように翼間に図1の S1 面と S2 面を設定し、代表的な S2 面上の流れを解く方法である。この場合 S2 面の形状が決まると $\theta = \theta(r, z)$ なる関係が与えられるので、 θ は r, z の従属関

(昭和58年5月10日原稿受付)

数となり、S2面上の流れは r と z を独立変数とする二次元問題に帰着する。

S2面の運動方程式は、 ∂/r と ∂/z をS2面に沿う偏微分演算子とすれば次式で表される。

$$-\frac{w_\theta}{r} \frac{\partial}{\partial r} (rc_\theta) + w_z \left(\frac{\partial w_r}{\partial z} - \frac{\partial w_z}{\partial r} \right) = -\frac{\partial I}{\partial r} + T \frac{\partial S}{\partial r} + F_r \quad (1)$$

$$\frac{w_r}{r} \frac{\partial}{\partial r} (rc_\theta) + \frac{w_z}{r} \frac{\partial}{\partial z} (rc_\theta) = F_\theta \quad (2)$$

$$-w_r \left(\frac{\partial w_r}{\partial z} - \frac{\partial w_z}{\partial r} \right) - \frac{w_\theta}{r} \frac{\partial}{\partial z} (rc_\theta) = -\frac{\partial I}{\partial z} + T \frac{\partial S}{\partial z} + F_z \quad (3)$$

ここに (w_r, w_θ, w_z) 及び (F_r, F_θ, F_z) は相対流速及び翼力の r, θ, z 方向成分、 c_θ は絶対流れの旋回速度、 I, T, S はそれぞれ全エンタルピ、温度、エントロピである。S2面の法線ベクトルを (n_r, n_θ, n_z) とし、翼力がS2面に垂直であれば、

$$F_r/F_\theta = n_r/n_\theta, \quad F_z/F_\theta = n_z/n_\theta \quad (4)$$

また流れがS2面上を流れること及び連続の式より、

$$w_r n_r + w_\theta n_\theta + w_z n_z = 0 \quad (5)$$

$$\frac{\partial}{\partial r} (rB\rho w_r) + \frac{\partial}{\partial z} (rB\rho w_z) = 0 \quad (6)$$

ここに B はS2面の厚さである。

式(1)~(6)と熱力学の法則を使用すれば、S2面の流れは解くことができる。

この原理に基づく子午面流れの解析は枚挙に暇がないが^{(10)~(18)}、解法としては、S2面上で流線にほぼ直交する準直交線(軸流機械の場合は r 方向をとる)を設定し、式(1)~(3)を変形して準直交線方向の平衡条件式を導き、それを解いて流線を決定する流線曲率法⁽¹⁰⁾⁽¹¹⁾⁽¹²⁾⁽¹⁷⁾と、式(6)を満足する流れ関数 ψ を導入し、流れ場を格子に分割して各格子点の ψ を求める差分法⁽⁸⁾⁽¹⁴⁾⁽¹⁵⁾のほか、最近では有限要素法も使用されている⁽¹⁸⁾⁽²⁰⁾。また式(4)の条件を使用する限り、S2面を無限に薄い翼と考え、それが無限小のピッチで存在する仮想的な動翼列を通過する非粘性流れの解析法と同一になるので、このような軸対称の actuator duct モデルを特異点法によって解いたものもある⁽¹⁹⁾。

この解析法においてはS2面の形状及び物理量に選択の余地がある。S2面として一般に、流路中央の面(キャンパ線の作る面と同形状)⁽¹⁰⁾⁽¹²⁾、翼間流れで計算した中央の流線を結ぶ面(圧力側と負圧側の流量を等分する面)⁽¹⁴⁾⁽¹⁷⁾⁽¹⁸⁾、翼間の流れ関数 ψ で重みをつけた平均 $\theta_{S2} = \int \theta d\psi / \int d\psi$ なる面⁽¹⁶⁾などが採用されているが、いずれも理論的な根拠があるわけではない。S2面の形状が変れば式(4)により翼力の作用する方向が変化するが、翼力の作用する方向を正確に知ることはできないからである。翼間流れの複数の流線で複数のS2面を設定し、 W_u の準三次元解析法を忠実に実行すれば⁽²⁰⁾、この問題はある程度回避される。しかし前稿で述べた諸々の物理現象が流れに及ぼす影響に比べると、S2面の選定法による子午面形状の差異はそれほど大きくなく、解法の選択はむしろ数値解析における信頼性(精度)、普遍性(適用範囲)、経済性(収束性、計算時間)に依存する。とくに軸流圧縮機の場合、翼面境界層の発達により、流れはキャンパ線や粘性を無視した翼間流れ解析の流線から著しくずれるので、翼列試験資料を使用することが多い。この場合、入口から出口まで流れ角(軸方向基準)の正接が直線的に変化するとしてS2面を設定する Frost⁽¹¹⁾の方法が便利であろう。

S2面の物理量は翼間流れの単純平均や流量重みつき平均が使用されることが多いが、なるべく物理的に意味のある平均をとることが望ましい。例えば式(6)の B については連続の条件から、 $B = (\rho c_m)_a / (\rho c_m)_{S2}$ (ここに c_m は流速の子午線方向成分、添字 a 及びS2はそれぞれ翼間全体の平均値及びS2面上の値)をとり、 I や S などは流量重みつき平均、流れ角や旋回速度成分は角運動量保存則を満足するような平均をとるなどの工夫が必要であろう。

[2] 周方向に平均化した方程式を解く方法

流れの連続の式、運動方程式、エネルギーの式を周方向に1ピッチ間平均化することによって二次元問題に帰着する方法である。運動方程式は非線形であるから、平均化する際に翼の両面の圧力差によって生じる翼力のほかに物理量の積の平均値が基礎式に含まれ、流れの非軸対称性を考慮することができる。平均化には単純平均をとる方法⁽⁷⁾⁽²¹⁾⁽²²⁾と質量平均をとる方法⁽²³⁾⁽²⁴⁾があるが、後者のほう

が翼のプロッケージ効果に対する考慮が簡単になる。平衡条件式は半径方向または子午面内に設けた準直交線方向にとればよく、S2面の設定のような仮定を必要としない。文献(23)によれば半径平衡条件式と連続の式は次式で与えられる。

$$-\frac{\tilde{w}_\theta}{r} \frac{\partial}{\partial r} (r\tilde{c}_\theta) + \tilde{w}_z \left(\frac{\partial \tilde{w}_r}{\partial z} - \frac{\partial \tilde{w}_z}{\partial r} \right) = -\frac{\partial \tilde{I}}{\partial r} + T \frac{\partial \tilde{S}}{\partial r} + \tilde{F}_r + \tilde{F}_f + G \quad (7)$$

$$\frac{\partial}{\partial r} (\bar{\rho} r B \tilde{w}_r) + \frac{\partial}{\partial z} (\bar{\rho} r B \tilde{w}_z) = 0 \quad (8)$$

ここに $\bar{\rho}$ は単純平均、 $\tilde{\rho}$ は質量平均で \tilde{F}_f は粘性力、 G は非軸対称性を考慮した項である。式(1)及び(6)との違いは、 r 及び z 方向の偏微分が実際の半径及び軸方向であることと、式(7)の右辺の最終項の存在である。式(8)を満足する流れ関数を導出し、式(7)を差分法や有限要素法で解く方法^{(22),(23)}と式を変形して流線曲率法で解く方法がある⁽²⁴⁾。また翼間流れが求まれば、単純平均又は質量平均値は容易に流量重み付き平均値に変換できるので⁽²⁴⁾、基礎式の平均の仕方は解法の難易度に関係するのみである。

以上、[1]及び[2]で紹介した解析法の多くは熱力学の第1法則からエントロピ関数を導入して流動損失を考慮している。しかし厳密にはHorlockが指摘したように散逸力を運動方程式に導入すべきである^{(14),(25)}。翼間流れ解析や環状境界層解析で求めた流動損失をエントロピ関数及び散逸力と結びつけることにより、子午面流れ解析の精度が向上する。

3. 翼間流れ解析

Wu⁽⁹⁾の提唱した準三次元解析によれば図1の振れたS1面上の流れを求めることになり、これを忠実に実行した数値計算⁽²⁰⁾や、振れが考慮できる解析法⁽²⁶⁾などが提唱されている。しかし一般には、子午面流れ解析で得られた流線を軸の周りに回転して回転流面を求め、その上で翼間流れ解析を行う。

軸流圧縮機では回転流面がほぼ円筒面に近くなるので、二次元直線翼列の性能を求め、しかる後に流面傾斜や流面厚さの変化など、準三次元効果を考慮して性能を補正する方法が採用される(その内容については前講義⁽⁵⁾で概説したので、ここでは省略する)。この方法は信頼できる二次元翼列試験資料がある場合には極めて有力である。なぜ

なら圧縮機に使用される減速翼列においては非粘性流れの理論計算値からのずれが著しく、境界層理論を駆使しても後縁の流動条件(Kuttaの条件)があいまいで、献身的な努力^{(27)~(30)}にもかかわらず後縁付近の圧力分布や転向角の正確な予測が難しいからである。

しかし計算機と計算技術が進歩し数値解析の信頼性と経済性が高まりつつある中で、翼列資料が既存する場合は別として、新たに翼列試験を行い労働力と経費を浪費することは今後なるべく避けるべきであろう。この場合数値解析は二次元翼列よりも準三次元効果を含む回転流面上の翼間流れを対象とする^{(31),(32)}ほうがよい。回転流面上の基礎式は、軸流、遠心の区別なく次式で書ける。

$$w_m \left\{ \frac{\partial w_\theta}{\partial m} - \frac{1}{r} \frac{\partial w_m}{\partial \theta} + \left(\frac{w_\theta}{r} + 2\omega \right) \sin \phi \right\} = -\frac{1}{r} \frac{\partial I}{\partial \theta} + \frac{T}{r} \frac{\partial S}{\partial \theta} + F_f \quad (9)$$

ここに m は子午面流線方向の座標、 ϕ は子午面流線が軸方向となす角、 F_f は摩擦力である。前節で紹介した解析法の多くは子午面流れ解析のみでなく翼間流れ解析も含んでおり、それぞれ流線曲率法^{(10),(15),(17)}、特異点法⁽¹²⁾、差分法^{(14),(15),(16)}、有限要素法⁽¹⁸⁾を用いて回転流面上の流れを解いている。しかしいずれも粘性項を考慮しない式(9)を基礎式とした解析で、軸流圧縮機の場合、前述の二次元翼列試験資料プラス準三次元的補正の手法に軍配を上げざるを得なかったわけである。最近回転流面上の流れに翼面境界層を加えた数値解析が行われつつあり⁽³³⁾、翼列試験資料を使用する必然性が消滅する日は近い。しかし回転流面における翼面境界層の計算は二次元解析の範ちゅうを出ず、設計流量付近の内部流量の推定には有用であっても、失速流量付近の内部流動や失速点の予測には不十分である。失速点近くになると遠心作用の影響が著しく三次元はく離が生じるので(5節参照)、翼面全体の三次元境界層を解く必要がある。このような試みはすでに始まっており^{(34),(35)}、やがて実用に供されるようになるだろう。

4. 二次流れ解析

翼間流れ解析においては、翼の循環 Γ が半径方向に一様でない場合に後縁から放出される随伴渦面の影響を考慮に入れることができない。この効

果を、プロペラ理論と同様に非粘性流れにおける渦系の誘起速度として求める方法もあるが、計算が面倒な割には精度がなく、直接三次元解析^{(2)~(4)}を行うほうがましである。準三次元解析解に及ばずこの三次元効果は比較的小さいので、実用的には古典的な二次流れ理論により転向角の補正量が計算できる。

すなわち随伴渦面を翼が無数にある場合のように流路に均一に分布する渦で近似すれば、翼列後方における二次渦は次式で求められる⁽³⁶⁾。

$$\begin{aligned} \zeta_{s2} - \zeta_{s2}^* = & \left\{ (\zeta_{m1} - \zeta_{m1}^*) \frac{r_1^* dn_1^*}{r_2^* dn_2^*} \right. \\ & + \left. (\zeta_{\tau 1} - \zeta_{\tau 1}^*) \frac{\rho_2 r_2^* \cos \beta_2^* \sin \beta_2^*}{\rho_1 r_1^* \cos \beta_1^*} \right\} \frac{1}{\cos \beta_2^*} \\ & + \frac{1}{2\pi r_1^*} \left\{ \zeta_{\tau 1} w_1 \oint \frac{d\sigma}{w} - \frac{d\Gamma^*}{dn_1^*} \right\} \\ & \frac{r_1^*}{r_2^*} \frac{dn_1^*}{dn_2^*} \frac{1}{\cos \beta_2^*} \end{aligned} \quad (10)$$

ここに、 ζ : 渦度, m : 子午面流線方向, n : 子午面で m に垂直方向, s : 流線方向, τ : 回転流面で s に垂直方向, β : 回転流面上の流れ角(子午線基準), σ : 翼面に沿う線素, w : 相対速度, 添字 1: 動翼前方, 添字 2: 動翼後方, *: 準三次元解析の流れ。

上式において右辺第 1 項目は翼列入口の渦度が翼列で転向するために生ずる二次渦, 第 2 項目は翼後縁から放出する随伴渦面を等分布の二次渦に置き換えたものである。この二次渦により動翼列の後縁面に誘起される流れは,

$$V^2 \psi = - \frac{\zeta_{s2} - \zeta_{s2}^*}{\cos \beta_2^*} + \frac{v_z}{c_{z2}^*} \frac{\zeta_{s2}^* + 2\omega \cos \beta_2^*}{\cos \beta_2^*} \quad (11)$$

ここに、 ψ : 二次流れの流れ関数,

$$v_r = -\partial \psi / r \partial \theta, \quad v_\theta = \partial \psi / \partial r$$

$$v_z = \int_{\text{hub}}^{\text{casing}} \left\{ (\zeta_{s2} \sin \beta_2^* - \zeta_{\theta 2}^*) + \zeta_{\tau 2} \cos \beta_2^* \right\} dr$$

式(11)を、動翼の後縁線、ハブ面、ケーシング面で ψ = 一定の境界条件により解けば、二次流れによる流出角の変化量は,

$$\Delta \bar{\beta}_2 = \tan^{-1} (\bar{v}_\theta \cos \beta_2^* / w_2^*) \quad (12)$$

となる。上述の古典的な二次流れの理論はかなり大胆な仮定のもとに展開され、二次渦の表現式や二次流れ関数に対する方程式が文献によっては式

(10)や(11)と異なり様々な形で表現されているので、適用に際しては十分注意することが必要である。

式(10)においては翼列入口のハブ及びケーシング面境界層の影響は ζ_{m1} 及び $\zeta_{\tau 1}$ によって考慮されるので、次節で述べる環状境界層解析の翼力の評価にも使用できる。しかし前稿で述べたように、入口境界層の影響は後方で一様分布の二次渦で現れるのではなく、馬蹄形渦や掻き上げ渦のように集中した形で現れるので、このような渦の流動解析モデルを完成させる必要がある。とくに二次流れによって生じる二次損失に関しては、式(11)で計算される二次流れの運動エネルギーが全て損失になると考えても実験値よりかなり小さく、この領域の三次元粘性流れの流動解析モデルの発展が待たれる。このことはまた、三次元翼面境界層計算のハブ及びケーシング側の境界条件を知る⁽³⁵⁾うえでも必要であろう。

5. コーナ失速と先端漏れ流れの解析

コーナ失速と先端漏れ流れは動翼列の損失に深く関連し性能推定に極めて重要であるにもかかわらず、流れが複雑で流動解析モデルが最も遅れている。

コーナ失速の成因はハブ面境界層の低エネルギー流体が二次流れにより翼の負圧面側に集められるため、及び翼面境界層が遠心作用を受けて半径方向上向きに流れるためであり、図2に示すように翼面上の限界流線が包絡線を構成して起きる三次

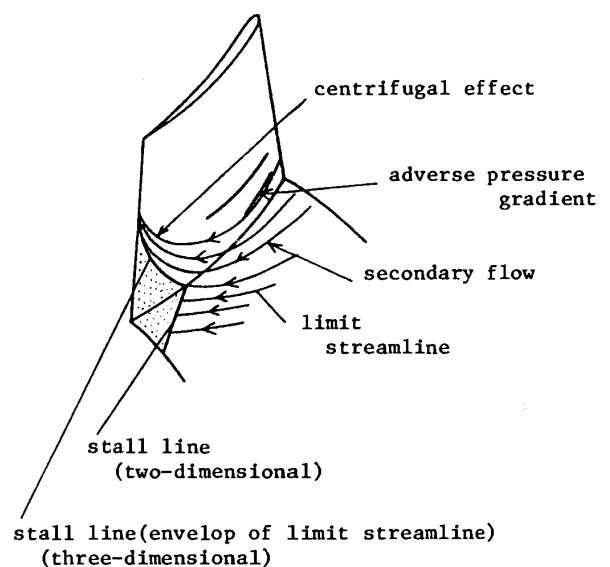


図2. 二次流れと遠心力の影響を受ける動翼根元の流れ

元的には離とハブ面上の二次元は離とに狭まれる領域に生ずる。前出の翼面三次元境界層計算⁽³⁴⁾⁽³⁵⁾においては、計算上の仮定はあるにせよ、翼面上の三次元的な離線を求めることにある程度成功しており、ハブ面境界層と翼の干渉によって生じる二次流れが精度良く計算できれば、コーナ失速域の大きさも予測できそうな段階にきている。

一方、先端漏れ流れは、遠心力によって押し上げられた翼面境界層とケーシング面境界層の低エネルギー流体を含み、その解析は非常に面倒である。現在内部流動の推定に利用しうる計算法は、筆者の知見する限り前講義⁽⁵⁾で紹介したLakshminarayanaの漏れ渦モデル⁽³⁷⁾のほか、Lewisらの渦モデルと⁽³⁸⁾、Smith Jr.のケーシング面境界層に関する実験的図表⁽³⁹⁾があるのみで、他は漏れ損失を翼列形状と翼先端の揚力係数に関連づけたものばかりである。現在なお先端漏れ流れに関する基礎研究や⁽⁴⁰⁾実機による漏れ流れの実験的把握^{(41)~(43)}に対する努力が続けられており、これらに基づいて更に良い流動解析モデルの出現が待たれる。

6. 環状境界層解析

軸流圧縮機の環状壁効果を境界層の積分方程式により記述する方法は1950年頃にさかのぼる⁽⁴⁴⁾。当初は流れを軸対称と仮定し翼の作用は体積力(翼力)で置き換えたが、翼力は翼面圧力分布に依存し境界層内で変化しないと考えられたので、積分方程式中に翼力の項は含まれなかった⁽⁴⁵⁾。1960年代の終わりになって環状境界層の研究は盛んになり、軸方向の運動量積分方程式を解いて環状効果に対する blockage factor が求められたり⁽⁴⁶⁾、圧縮機の圧力比及び効率などの性能予測が行われたりした⁽⁴⁷⁾。1969年に開催されたシンポジウム「Flow Research on Blading」では軸方向と周方向の積分方程式に Tillmann-Rudwieg の摩擦則及び Head のエントレインメント係数を導入する方法が紹介され⁽⁴⁸⁾、環状壁における翼力の変化が重要であるとして翼力欠損厚さの考え方が提案された⁽³⁹⁾。1970年代になって現在内部流動の解析に使用されている環状境界層理論の原形が完成された^{(49),(50)}。すなわち周方向に平均化された環状境界層の軸方向及び周方向の運動量積分方程式は次式で表される。

$$\frac{1}{r} \frac{d}{dm} (r c_m^2 \Theta_m) + H \Theta_m c_m \frac{dc_m}{dm}$$

$$= -\frac{d}{dm} \left(\frac{c_e^2}{2} f_m \right) + \frac{\tau_{0m}}{\rho} \tag{13}$$

$$\frac{1}{r} \frac{d}{dm} (r c_m c_\theta \Theta_\theta) + H \Theta_m c_m \frac{dc_m}{dm} = -\frac{d}{dm} \left(\frac{c_e^2}{2} f_\theta \right) + \frac{\tau_{0\theta}}{\rho} \tag{14}$$

ここに、 Θ_m : 子午面速度分布の運動量厚さ

Θ_θ : 旋回速度分布の運動量厚さ

$H = \delta^*/\Theta_m$: 形状係数

δ^* : 子午面速度分布の排除厚さ

$$f_m = \int_0^\delta \frac{F_{me} - F_m}{\rho c_e^2/2} dy \quad \left(\begin{array}{l} \text{子午線方向の} \\ \text{翼力欠損厚さ} \end{array} \right)$$

$$f_\theta = \int_0^\delta \frac{F_{\theta e} - F_\theta}{\rho c_e^2/2} dy \quad \left(\begin{array}{l} \text{旋回方向の翼} \\ \text{力欠損厚さ} \end{array} \right)$$

τ_{0m} : 子午線方向の壁面せん断応力

$\tau_{0\theta}$: 旋回方向の壁面せん断応力

c_e : 境界層外縁 ($y = \delta$) の絶対速度

なお、2節〔2〕で述べた方法と同様に運動方程式を周方向に平均化する際、平均値からの変化量の積の平均による項が現れるので、これによって非軸対称性を考慮しようとする試みも行われているが⁽⁵¹⁾、この項は effective な翼力として F_m, F_θ の中に考慮するのが一般的である。

Mellor-Wood は式(13)及び(14)を解くために次の式を加えた。壁面せん断応力に関して摩擦係数 C_f を導入し、

$$\frac{\tau_{0m}}{\rho} = \left\{ w_{me}^2 + (w_{\theta e} - r\omega)^2 \right\}^{1/2} w_{me} \frac{C_f}{2} \tag{15}$$

$$\frac{\tau_{0\theta}}{\rho} = \left\{ w_{me}^2 + (w_{\theta e} - r\omega)^2 \right\}^{1/2} (w_{\theta e} - r\omega) \frac{C_f}{2} \tag{16}$$

また翼力の作用する方向が常に流れに垂直でないことを考慮するファクタ ϵ を導入し、

$$w_{me} f_m + (1 - \epsilon) w_{\theta e} f_\theta = 0 \tag{17}$$

更に、軸方向速度分布と旋回方向速度分布の整合を考え、翼と壁面の間に隙間が無い場合 $\Theta_{\theta 2} = \Theta_{\theta 1}$ 、ある場合には、

$$w_{\theta e} (\Theta_{\theta 2} - \Theta_{m 2}) = K \delta_c \left\{ \frac{1}{\sigma} w_e (w_{\theta e 2} - w_{\theta e 1}) \right\}^{1/2} \cdot \text{sgn} (w_{\theta e 2} - w_{\theta e 1}) \tag{18}$$

ここに、 δ_c : 先端すきま、 σ : 翼列の弦節比。

以上の式(13)~(18)において C_f, H, ϵ, K を与えれば、

Θ_m , Θ_θ , f_m , f_θ を求めることができる。動翼の効率 η は境界層の排除厚さ $\delta^* = H(\Theta_m)$ と翼力欠損厚さ f_θ より求められる⁽³⁹⁾。Mellor-Woodの方法はその後 H , C_f , ϵ , K の決定法などに関して、軸流圧縮機の実験結果と比較しながら研究が進められている^{(52)~(56)}。例えば H 及び C_f について乱流境界層の場合と同様にHeadのエントレインメント係数やTillmann-Ludwigの摩擦則を使用する試みが行われ^{(54)~(56)}、境界層内の軸方向と周方向の速度分布に対するモデルが導入され^{(55),(56)}、先端すきまの影響についてLakshminarayanaの渦モデル⁽³⁷⁾と翼力を関連づける⁽⁵⁵⁾、などの努力が続いている。特に境界層内の速度分布の導入によって主流との流れの整合を図ることにより、環状境界層厚さがある程度厚い場合でも内部流動がかなり精度よく予測できるようになった。図3は計算結果と実験結

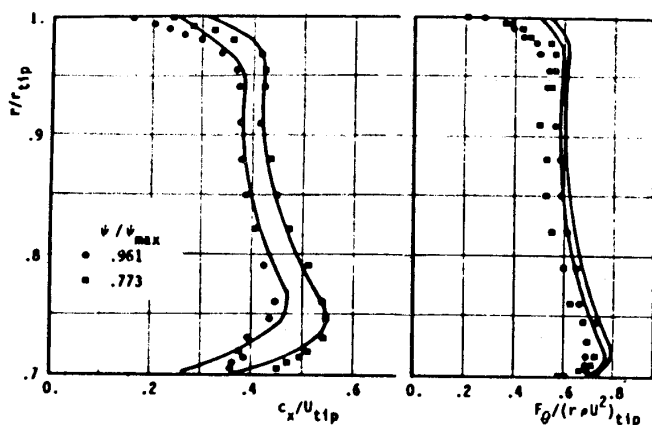


図3. 環状境界層解析による内部流動の計算例⁽⁵⁶⁾

果の比較の一例である。しかしあらゆる条件に適用できるほどの普遍性はまだない。とくに環状効果が翼スパン中央付近まで及ぶ場合には、境界層の概念から離れ、二次流れ、先端漏れ流れ、コーナ失速などを考慮したモデルにより翼力、損失などのスパン全体にわたる分布を与え、ハブからケーシング間の子午面流れ解析を一度に解くほうがよく、このような試みもすでに行われている^{(57),(58)}。

7. 結 言

軸流圧縮機の内部流動の解析法は、コンピュータの進歩とともに複雑な流動解析モデルが採り入れられ、より実際に近い流れをシミュレートできるようになってきた。本稿は6年前に著者らが記

述した軸流圧縮機の性能推定法と根本的には変わらないが、内容は随分進歩している。もちろんここで紹介した流動解析モデルは6年前に公表されていたものが多いが、技術者がそのままプログラムを組んで使用するには疑問があった。Mellor-Woodの環状境界層解析モデルがその良い例である。しかしこのモデルも後続の研究者らの改良と実機による検証を経て、いまや実用の域に入っている。Wuが提唱した準三次元解析や、Squire-Winter及びHawthorneが提唱した二次流れ理論も、その後30年間の多くの努力の積重ねによって技術者の有力な道具となったことは周知のとおりである。1つの流動解析モデルが公表されてから、これを改良し実験的に裏付け実用化するために、いかに多くの研究が必要であることを痛感する。あらゆる条件に適用できる、普遍性のある解析法を完成させるため、研究者と技術者が一体となってこの問題に取り組むことを切望する。

文 献

- (1) 井上, “軸流圧縮機動翼列の流れ(その1 内部流動に現れる諸現象),” ガスタービン学会誌, 10巻40号(昭58.3), 13-22.
- (2) 大宮司, “軸流形ターボ機械の三次元ポテンシャル流れの数値解析”, 機械学会論文集, B編48巻433号(昭57.9), 1667-1673.
- (3) 板東・三宅・宮脇・村田 “パネル法を用いた軸流動翼の純三次元流れ解析”, 機械学会講演論文集, No.830-4, (昭58.4), 194-196.
- (4) 長尾, “三次元タイムマーキング法による湿り蒸気タービン流れの解析”, 機械学会講演論文集, No.830-4, (昭58.4), 91-94.
- (5) 九郎丸・生井・井上, “ガスタービン用圧縮機の空力的設計法と性能推定, I. 軸流圧縮機(その1)” ガスタービン学会誌, 5巻17号(昭52.6), 43-53, 及び“(その2)”, 5巻18号(昭52.9), 29-38.
- (6) Novak, R. A., “Streamline Curvature Computing Procedures for Fluid-Flow Problem,” Trans. ASME, Ser. A Vol. 89, No.4, (1967-10), 478-490.
- (7) Smith, Jr. L. H., “The Radial-Equilibrium Equation of Turbomachinery”, Trans. ASME, Ser. A. Vol. 88, No.1 (1966-1), 1-12.
- (8) March, H., “A Digital Computer Program for the Through-flow Fluid Mechanics in Arbitrary Turbomachine using a Matrix Method”, Aeron. Res. Council., R & M No.3509(1966-7).

- (9) Wu, C. H., "A General Theory of Three Dimensional Flow in Subsonic and Supersonic Turbomachines of Axial, Radial and Mixed Flow Types", NASA TN 2604, (1952).
- (10) Katsanis, T., "Use of Arbitrary Quasi-Orthogonals for Calculating Flow Distribution in a Turbomachine", Trans. ASME, Ser. A, Vol. 88, No. 2 (1966-4), 197-202.
- (11) Frost, D. H., "A Streamline Curvature Through-Flow Computer Program for Analysing the Flow through Axial-Flow Turbomachines", Aern. Res. Counc., R & M No. 3687 (1970-8).
- (12) 中瀬・妹尾, "ターボ機械の羽根車の流れ(第2報, 翼間流れを考慮した回転流面の決定法)", 機械学会論文集, 38巻308号(昭47.4), 800-808.
- (13) Bosman, C. and Marsh, H., "An Improved Method for Calculating the Flow in Turbomachines, Including a Consistent Loss Model", Journ. Mech. Engng. Sci., Vol. 16, No. 1, (1974), 22-31.
- (14) Biniaris, S., "The Calculation of the Quasi-Three-Dimensional Flow in an Axial Gas Turbine", ASME, Paper, 74-GT-67 (1974-4).
- (15) Davis, W. R. and Millar, D. A. J., "A Comparison of the Matrix and Streamline Curvature Methods of Axial Flow Turbomachinery Analysis, From a User's Point of View", Trans. ASME, Ser. A. Vol. 97 No. 4 (1975-10), 549-560.
- (16) Bosman, C. and El-Shaarawi, M. A. I., "Quasi-Three-Dimensional Numerical Solution of Flow in Turbomachines." Trans. ASME, Ser. A. Vol. 99 No. 1 (1977-3), 132-140.
- (17) Novak, R. A. and Hearsey, R. M., "A Nearly Three-Dimensional Intrablade Computing System for Turbomachinery", Trans. ASME, Ser. I Vol. 99 No. 1 (1977-3), 154-166.
- (18) Üger, A. S., Yegen, I. and Durmaz, T., "A Quasi-Three-Dimensional Finite Element Solution for Steady Compressible Flow Through Turbomachines," ASME Paper 82-GT-261 (1982-4).
- (19) 村田・三宅・小川・板東, "遠心羽根車の軸対称流れ理論," 機械学会論文集, B編47巻417号(昭56.5), 739-747.
- (20) Krimerman, Y. and Adler, D., "The Complete Three-Dimensional Calculation of the Compressible Flow Field in Turbo Impellers," Journ. Mech. Engng. Sci., Vol. 20 No. 3 (1978-6), 149-158.
- (21) Horlock, J. H., and Marsh, H., "Flow Models for Turbomachines," Journ. Mech. Engng. Sci., Vol. 13 No. 5 (1971-10), 358-368.
- (22) Hirsch, Ch. and Warzee, G., "A Finite-Element Method for Through Flow Calculations in Turbomachines." Trans. ASME, Ser. I Vol. 98 No. 3 (1977-9), 403-421.
- (23) Hirsch, Ch. and Warzee, G., "An Investigation Quasi-3D Finite Element Calculation Program for Turbomachinery Flows," Trans. ASME, Ser. A. Vol. 101 No. 1 (1979-1), 141-148.
- (24) 生井・井上・古川, "小温度差で作動する斜流形タービン羽根車の準三次元設計(非軸対称性を考慮した子午面流線の決定法)," 機械学会講演論文集, No. 828-3 (1982-11), 150-152.
- (25) Horlock, J. H., "On Entropy Production in Adiabatic Flow in Turbomachines," Trans. ASME, Ser. D Vol. 93 No. 4 (1971-9), 587-593.
- (26) 宮崎・平山, "翼列を過ぎる準三次元圧縮性流れの理論解法(第1報, 基礎的關係式とS1面の流れについて)," 機械学会講演論文集, No. 830-4 (昭58.4), 167-174.
- (27) Geller, W., "Berechnung der Druckverteilung an Gitterprofilen in ebener in kompressibler Strömung mit Grenzschichtablösung in Bereich der Profilenden," Deutsche Forschungs- und-Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt, DLR-FB 72-62 (1972-3).
- (28) Inoue, M. and Kaneko, K., "Effect of Trailing Edge Thickness on the Cascade Performance of Circular-arc Blades," Proc. 2nd Intern. JSME Symp., Fluid Machinery and Fluidics, Vol. 1 (1972-10), 21-30.
- (29) Gostelow, J. P., "Trailing Edge over Turbomachine Blades and Kutta-Joukowski Condition," ASME Paper 75-GT-94 (1975-3).
- (30) Hansen, E. C., Serovy, G. K. and Sockol, P. M., "Axial-Flow Compressor Turning Angle and Loss by Inviscid-Viscous Interaction Blade-to-Blade Computation," Trans. ASME, Ser. A Vol. 102 No. 1 (1980-1), 28-34.
- (31) Wilkinson, D. H., "Calculation of Blade to Blade Flow in a Turbomachine by Streamline Curvature," Aeron. Res. Counc., R & M No. 3704 (1970-12).
- (32) Van den Braembussche, R. A., "Calculation of Compressible Subsonic Flow in Cascades with Varying Blade Height," Trans. ASME, Ser. A Vol. 95 No. 4 (1973-10), 345-351.
- (33) Wang, L. C., Hetherington, R. and Goulas, A., "The Calculation of Deviation Angle in Axial-Flow Compressor Cascades," ASME Paper 82-GT-230 (1982-4).

- (34) Thompkins, Jr. W. T. and Usab, Jr. W. J., "A Quasi-Three-Dimensional Blade Surface Boundary Layer Analysis for Rotating Blade Rows," ASME Paper 81-GT-126 (1981-3).
- (35) 荒川・田古里・白倉, "軸流ポンプ動翼の三次元境界層に関する研究." 機械学会論文集, B編49巻437号(昭58.1), 22-30.
- (36) 井上・九郎丸, "回転翼列における二次流れの理論の適用," ターボ機械, 9巻7号(昭56.7), 421-428.
- (37) Lakshminarayana, B., "Methods of Predicting the Tip Clearance Effects in Axial Flow Turbomachinery," Trans. ASME, Ser. D Vol. 92 No. 3 (1970-9), 467-482.
- (38) Lewis, R. I. and Yeung, E. H. C., "Vortex Shedding Mechanisms in Relation to Tip Clearance Flow and Losses in Axial Fans," Aern. Res. Counc., R & M No. 3829 (1977-5).
- (39) Smith, Jr. L. H., "Casing Boundary Layers in Multistage Axial-Flow Compressors," Flow Research on Blading, L. S. Dzung ed., Elsevier, Amsterdam (1970), 275-304.
- (40) 杉山, "軸流流体機械翼における翼端付近の流れ," ターボ機械, 5巻11号(昭52.11), 43-51.
- (41) Hunter, I. H. and Cumsty, N. A., "Casing Wall Boundary Layer Development Through an Isolated Compressor Rotor," Trans. ASME, Ser. A Vol. 104 No. 4 (1982-10), 805-818.
- (42) Lakshminarayana, B., Pouagare, M. and Davino, R., "Three-Dimensional Flow Field in the Tip Region of a Compressor Rotor Passage-Part 1: Mean Velocity Profiles and Annulus Wall Boundary Layer," Trans. ASME, Ser. A Vol. 104 No. 4 (1982-10), 760-771.
- (43) Bettner, J. L. and Eirod, C., "The Influence of Tip Clearance, Stage Loading, and Wall Roughness on Compressor Casing Boundary Layer Development," ASME Paper 82-GT-153 (1982-4).
- (44) Mager, A., "Generalization of Boundary Layer Momentum Integrals to Three-Dimensional Flows Including Those of Rotating Systems," NACA TN 2310 (1951).
- (45) Raily, J. W. and Howard, J. H. G., "Velocity Profile Development in Axial-Flow Compressors," Journ. Mech. Engng. Sci., Vol. 4 No. 2 (1962-6), 166-176.
- (46) Stratford, B. S., "The Use of Boundary Layer Techniques to Calculate the Blockage From the Annulus Boundary Layers in a Compressor," ASME Paper 67-WA/GT-7 (1967-11).
- (47) Jansen, W., "The Application of End-Wall Boundary Layer Effects in the Performance Analysis of Axial Compressors," ASME Paper 67-WA/GT-11 (1967-11).
- (48) Horlock, J. H., "Boundary Layer Problems in Axial Turbomachines," Flow Research on Blading, L. S. Dzung ed., Elsevier, Amsterdam, (1970), 322-371.
- (49) Mellor, G. L. and Wood, G. M., "An Axial Compressor End-Wall Boundary Layer Theory," Trans. ASME, Ser. D Vol. 93 No. 2 (1971-6), 300-316.
- (50) Marsh, H. and Horlock, J. H., "Wall Boundary Layers in Turbomachines," Journ. Mech. Engng. Sci., Vol. 14, No. 6 (1972-12), 411-423.
- (51) Raily, J. W., "A Non-Axisymmetric End-Wall Boundary-Layer Theory for Axial Compressor Rows," Aeron. Res. Counc., C. P. No. 1322 (1974-8).
- (52) Hirsh, Ch., "End-Wall Boundary Layers in Axial Compressors," Trans. ASME, Ser. A Vol. 96 No. 4 (1974-10), 413-426.
- (53) Balsa, T. F. and Mellor, G. L., "The Simulation of Axial Compressor Performance Using an Annulus Wall Boundary Layer Theory," Trans. ASME, Ser. A Vol. 97 No. 3 (1975-7), 305-318.
- (54) Papailiou, K., Flot, R. and Mathieu, J., "Secondary Flows in Compressor Bladings," Trans. ASME, Ser. A Vol. 99 No. 2 (1977-4), 211-224.
- (55) De Ruyck, J., Hirsch, Ch. and Kool, P., "An Axial Compressor End-Wall Boundary Layer Method," Trans. ASME, Ser. A Vol. 101 No. 2 (1979-4), 233-249.
- (56) De Ruyck, J. and Hirsch, Ch., "Investigations of an Axial Compressor End-Wall Boundary Layer Prediction Method," Trans. ASME, Ser. A Vol. 103 No. 1 (1981-1), 20-33.
- (57) Ikui, T., Inoue, M. and Kuroumaru, M., "Development of Velocity Profile through a Stage of Axial Flow Turbomachinery," Proc. Tokyo Joint Gas Turbine Congress, Vol. 1 (1977-5).
- (58) Adkins, Jr. G. G. and Smith, Jr. L. H., "Spanwise Mixing in Axial-Flow Turbomachines," Trans. ASME, Ser. A Vol. 104 No. 1 (1982-1), 97-110.



ガスタービン翼の液体冷却に関する数値解析

University of Wisconsin - Milwaukee 天野良一
日本鋼管 杉山峻一

1. 序論

ガスタービンは高温ガスを用いることによってより効率を高めることができる。Braytonサイクルを例にとると高点火温度でかつ高圧比において最大限の効率が保てる。また同じ流量で出力を上げることができる。このような高温ガスタービンでは2つの問題が考えられる。1つは翼の冷却に関する技術で、もう1つは熱対流の熱伝達特性に与える影響である。前者に関しては古くからすでに多くの研究がなされている。⁽¹⁻⁴⁾ 1965年には、May⁽⁴⁾により有機液体であるdiphylを冷却として使用することが提案された。これは水と違って、256°Cまでは加圧することなく使用できる。後者については、乱流に関する知識が不足しているため、現在研究途上にある。Prandtl⁽⁵⁾以来、Rotta⁽⁶⁾を先がけとして、混合距離の概念から離れ、レイノルズ応力の輸送方程式が提唱された。これにより、乱流応力を独立に近似することによって諸状態量を計算する工夫がなされ始め、多くの研究者によりこの考案が進められている。⁽⁷⁻¹²⁾しかし未知係数の設定が困難なことで多方程式を解くのに多大な計算時間と記憶容量を要するため、まだ完成の域に達していない。本論文では、1970年代に広範囲に普及した2方程式モデル($K \sim \epsilon$ モデル)を採用し、その数値解を相似解と近似解の2通りの解析解と比較した。また乱れ度の熱伝達に与える影響を考察した。なお、冷却効果の予測については、現在までに考案されている複雑な冷却機構を備えた翼型を使用せずに、一般化と簡略化を目的として、May⁽⁴⁾の考案した冷却孔が3個と4個のモデルについて検討した。これにより熱伝達特性を正確に予測し、さらに複雑な冷却翼に応用することを目的としている。

主要記号

- a, b, c : 差分方程式中の係数
 A : 流量通過断面
 C_1, C_2, C_μ : 乱流モデル中の係数
 C_p : 比熱比
 D : 冷却孔の直径
 E, κ : Von Karman の係数
 h : 対流熱伝達率
 K : 乱流運動エネルギー ($= \frac{\overline{u_i^2}}{2}$)
 L : 翼弦長
 M_a : マッハ数
 P : 圧力
 P_r : プラントル数
 R : 翼型を円柱に近似した場合の曲率半径
 Re : レイノルズ数 (弦長に基づく)
 T : 温度
 TU : 流れ内乱れ度 ($= K^{1/2} / U_\infty$)
 U : 速度
 U_∞ : 遠方速度
 x, y : 直交座標
 Γ : 拡散係数
 δ_{ij} : クロネッカーデルタ
 δ_T : 熱境界層厚さ
 ϵ : 乱流散逸率
 μ : 絶対粘性係数
 ν : 動粘性係数
 $\sigma_k, \sigma_T, \sigma_\epsilon$: 乱流モデル中の係数
 ξ : 翼周縁に沿った座標
 η : 翼周縁に垂直な座標
 τ_w : 壁せん断応力
- 添字
 c : 冷却液に関する値
 D : 冷却孔径に基づいた値
 E, N, S, W : 東北南西側の結合点
 g : ガスに関する値
 i, j : テンソル添字記号

(昭和58年1月18日原稿受付)

- k : 乱流運動エネルギーに関する値
- L : 翼弦長に基づいた値
- P : セルの結合点の値
- s : 翼表面に関する値
- t : 乱流に関する値
- w : 壁面上の値
- ϵ : 乱流散逸率に関する値

2. 対流熱伝達率

2-1 解析解 対流熱伝達率を求める上で必要なヌッセルト数は、翼周縁と冷却孔で計算が異なる。さらに翼周縁では層流域と乱流域に分けて求める。ここでは層流域のヌッセルト数を、近似解法と相似解法の2通りの方法で求めた。近似解法では局部ヌッセルト数 Nu_ξ は

$$Nu_\xi = \frac{\xi (\partial T / \partial \eta)_s}{T_g - T_s} \dots\dots\dots (1)$$

であり、温度分布を次のように仮定する。

$$\frac{T - T_s}{T_g - T_s} = 2 \left(\frac{\eta}{\delta_T} \right) - 2 \left(\frac{\eta}{\delta_T} \right)^3 + \left(\frac{\eta}{\delta_T} \right)^4 \dots (2)$$

熱境界層厚さ δ_T は、Smith-Spalding の関係式

$$\frac{U}{\nu} \frac{d(\delta_T)^2}{d\xi} = 46.72 + 2.87 \frac{(\delta_T)^2}{\nu} \frac{dU}{d\xi} \dots (3)$$

から得られる。相似解法では、Eckert⁽¹⁴⁾により、局部ヌッセルト数は次のように得られる。

$$\frac{Nu}{\sqrt{Re}} = \left\{ \int_0^\infty \exp[-Pr \sqrt{\frac{m+1}{2}} \int_0^\zeta f(\zeta) d\zeta] d\zeta \right\}^{-1} \dots\dots\dots (4)$$

ここで

$$f'(\zeta) = U/U_\infty$$

$$\zeta = \eta \sqrt{\frac{m+1}{2} \frac{U_\infty}{\nu \xi}}$$

$$U_\infty = c \xi^m$$

であり、Falkner-Skan のくさび流れを表わしている。乱流域¹⁾では、Colburn-Latzko に従って、局部ヌッセルト数は次のように計算される。

$$Nu_\xi = 0.0296 Re_\xi^{0.8} Pr^{1/3} \dots\dots\dots (5)$$

1) 乱流に遷移する判定はレイノルズ数がほぼ 10^5 を越えた場合、もしくははく離した場合のいずれか早い方であるが、本論文で扱ったモデルにおいては、はく離の方が先に生じている。

式(4)と(5)の局部レイノルズ数 Re_ξ は次のように表わせる。

$$Re_\xi = \int_0^\xi \frac{U_\infty}{\nu} d\xi \dots\dots\dots (6)$$

ここで、式(3)と(6)の翼周りの速度 U は翼型を円柱に近似して Sogin⁽¹⁵⁾ により次のように表わす。

$$\frac{U}{U_\infty} = 1.82 \frac{\xi}{R} - 0.4 \left(\frac{\xi}{R} \right)^3 \dots\dots\dots (7)$$

当計算に使われたモデルにおいては、次のように近似できる。

$$\frac{R(\xi)}{L} = 0.1026 \quad 0 \leq \frac{\xi}{L} \leq 0.0765$$

$$\frac{R(\xi)}{L} = \frac{5}{12} \left(\frac{\xi}{L} \right) + 0.0705 \quad 0.0765 \leq \frac{\xi}{L} \dots\dots\dots (8)$$

冷却孔での対流熱伝達率は、Kraussold⁽¹⁶⁾により次のように得られる。

$$Nu_D = 0.024 Re_D^{0.8} Pr^{0.37} \dots\dots\dots (9)$$

2-2 数値解 翼周りの流れを解く上で、直交座標系 (x, y) より曲線座標系 (ξ, η) に変換する必要がある。当計算においては疑似線型曲線座標を用いたため、距離変換係数は導関数の中に現われない。乱流方程式においては、方程式、項の数が非常に多くなるため、テンソル記号を用いて簡略化すると次のように表わせる。

$$\frac{\partial}{\partial \xi} \left(F \frac{\partial \xi}{\partial x_j} \right) + \frac{\partial}{\partial \eta} \left(F \frac{\partial \eta}{\partial x_j} \right) = \frac{\partial}{\partial \xi} \left(G \frac{\partial \xi}{\partial x_j} \right) + \frac{\partial}{\partial \eta} \left(G \frac{\partial \eta}{\partial x_j} \right) + H \dots (10)$$

ただし

$$(FGH) = \begin{pmatrix} \rho U_i & 0 & 0 \\ \rho U_j U_i + p \delta_{ij} & \tau & 0 \\ \rho U_j T & q_T & 0 \\ \rho U_j K & q_k & \rho(G - \epsilon) \\ \rho U_j \epsilon & q_\epsilon & C_1 \rho \frac{G \epsilon}{K} - C_2 \frac{\rho \epsilon^2}{K} \end{pmatrix} \dots\dots\dots (11)$$

標準型の $K \sim \epsilon$ モデルを使用して、応力及び流量は次のように書ける。

$$\begin{aligned} \tau &= (\mu + \mu_t) \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \\ q_T &= \left(\Gamma + \frac{\mu_t}{\sigma_T} \right) \frac{\partial T}{\partial x_j} \\ q_k &= \left(\mu + \frac{\mu_t}{\mu_k} \right) \frac{\partial K}{\partial x_j} \\ q_\epsilon &= \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \end{aligned} \quad \dots\dots\dots (12)$$

ここで

$$\begin{aligned} \mu_t &= C_\mu \rho K^2 / \epsilon \\ G &= \mu_t \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \end{aligned} \quad \dots\dots\dots (13)$$

以上で使用されている係数は、Launder-Spalding⁽¹⁷⁾ によって、次のように選定された。

C_μ	C_1	C_2	σ_T	σ_k	σ_ϵ
0.09	1.44	1.92	0.9	1.0	1.3

3. 数値解法

ここで用いた数値解法は、Patankar-Spalding⁽¹⁸⁾ の放物型偏微分方程式解法を基盤にして、楕円型偏微分方程式を扱うよう改良したもので、詳細はAmano-Neusen⁽¹⁹⁾ に述べてあるのでここでは概略だけ記載する。ここで楕円型方程式を用いた理由は、離後の再循環流 (recirculating flow) を正しく取扱うためである。

セル構造は図1に見るように、スカラー量とベクトル量で結合点が異なる。いわゆる“千鳥配列”をしており、対流項の扱いに有利である。差分法は、複合差分、すなわちセル Peclet 数が2より小さい場合、中央差分近似で解き、2以上、つまり

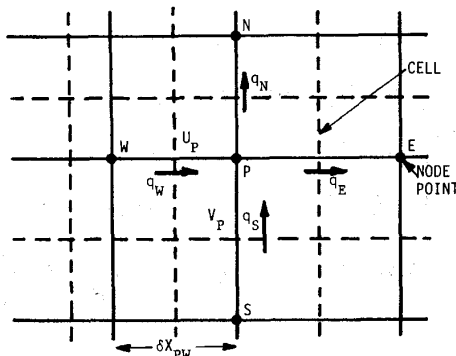


図1. セル構造と結合点

対流項の大きな場合、upwind 差分に移行する方法である。式(10)を各々のセルに関して積分して対流項と拡散項を結合して q で表わし、残りの項を湧源として q''' で表わすことにより、次のような代数方程式を得る。

$$q_W - q_E + q_S - q_N + q''' dv = 0 \quad \dots\dots\dots (14)$$

ここで q_W は西側からセルに入る流量で、次のように表わせる。

$$q_W = - \frac{2 \Delta_P \Delta_W}{\Delta_P + \Delta_W} \frac{\phi_P - \phi_W}{\delta x_{PW}} A_W \quad \dots\dots\dots (15)$$

また流量と湧源は線型的に次のように表わせる。

$$q_W = a_W (\phi_P - \phi_W) \quad \dots\dots\dots (16)$$

$$q''' dv = b_P \phi_P + C_P \quad \dots\dots\dots (17)$$

ここで

V = セルの体積

$\phi = U, K, \epsilon, T$

$\Delta = \mu, \Gamma$

$$a_W = - \frac{2 \Delta_P \Delta_W}{\Delta_P + \Delta_W} \frac{A_W}{\delta x_{PW}}$$

$b_P, c_P =$ 一般に ϕ の関数

q_E, q_S, q_N についても同様にして求め、式(14)に代入して次のような線型代数方程式を得る。

$$\sum_{i=N, S, E, W} a_i (\phi_i - \phi_P) + b_P \phi_P + c_P = 0 \quad \dots\dots\dots (18)$$

この式は境界条件を与えることにより、TRIDIAGONAL MATRIX ALGORITHMで解く。流体側の翼面上での境界条件は、いわゆる“壁法則”により

$$\frac{\tau_w}{\rho} = \frac{\kappa U_P C_\mu^{1/4} K_P^{1/2}}{\ln(E y_P C_\mu^{1/4} K_P^{1/2} / \nu)} \quad \dots\dots\dots (19)$$

を用いて境界上のセルの計算を修正する。散逸率 ϵ は“局所平衡条件”⁽¹²⁾ より

$$\epsilon_P = \frac{C_\mu^{3/4} K_P^3}{\kappa y_P} \quad \dots\dots\dots (20)$$

と得られる。また壁面上の熱流量は Jayatilke の P -関数を用いて

$$\frac{\rho C_P (T - T_w) K^2}{q_w''} = \left(\frac{U_P K_P^2}{\tau_w / \rho} + P \right) \quad \dots\dots\dots (21)$$

と表わすことによって求める。ただし

$$P = 5.0 \left[(Pr/\sigma_T)^{0.75} - 1 \right] \left[1 + 0.28 \exp(-0.007 Pr/\sigma_T) \right] \dots (22)$$

翼内での境界条件は次のようにして得られる。流体側からの熱流量は

$$q = h A_s (T_g - T_s) \dots (23)$$

であり、熱伝導による熱流量は

$$q = \frac{\Gamma A_s}{\delta} (T_s - T_p) \dots (24)$$

であるので式(23)と(24)を合わせて、セル西側の熱流量は

$$q_w = \frac{A_s}{1/h + \delta/\Gamma} (T_g - T_p) \dots (25)$$

となる。ここで、 δ は結合点から境界までの距離である。この場合には係数は式(18)中で次のように置き換えることによって境界条件を与える。

$$a_w = 0, \quad b_p = \frac{-A_s}{1/h + \delta/\Gamma}$$

$$c_p = \frac{A_s}{1/h + \delta/\Gamma} T_g \dots (26)$$

タービン翼前縁、後縁、及び冷却孔近接のセルは、境界面が曲面であるため、計算上断面積と境界までの距離を修正する必要がある。たとえば図2のAのセルについては、断面積は弧 *ab* に置き換え、境界までの距離は曲面に垂直に降した距離、 δ_A に置き換える。Bのセルの場合、垂線は1つだけであるので δ_B を西側と北側までの両方の距離とし、弧 *bc* と弧 *cd* が各々西と北側の断面積に置き換えられる。

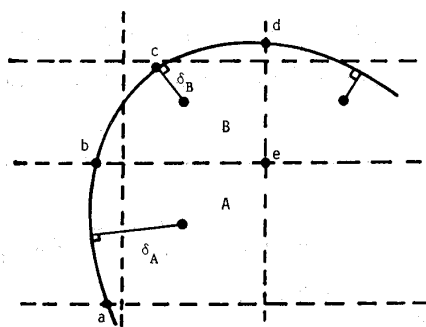


図2. タービン翼境界面上のセル

4. 結果と検討

当計算に使用された翼型モデルを図3に示す。ここで最大孔の位置はモデル2, 3, 及び4で同じであり、最小孔の位置は全モデルについて同じ

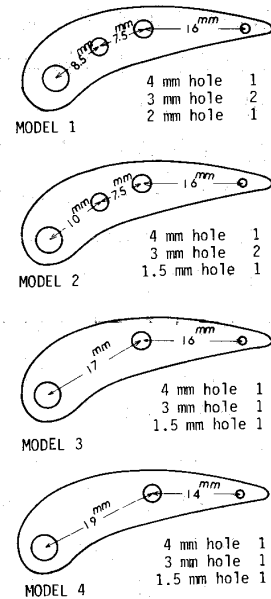


図3. タービン翼モデル

である。ただしガス温度は1200℃で、冷却液温度は200℃である。Mayの実験では5枚の翼で構成された固定翼列で、ガス入口角 = 71.5° のものを使用し、燃焼室からのガスを取り入れている。翼列出口圧力比は0.8であり、後圧は1気圧である。最初に解析解と数値解により求めた翼周縁のヌッセルト数を図4に示す。図中、実線は数値解、そして一点鎖線と破線は各々近似解と相似解を示している。解析解と数値解の大きな相違は、前縁とはく離点に現われている。特に前縁における大きな違いは、数値解法では流れ内乱れ度を考慮に入れることができるが、解析解では乱れ度に独立に求められるため生じたものである。ここで求められた数値解によるヌッセルト数をもとにして計算したモデル3の翼内等温分布、及びセル構造を

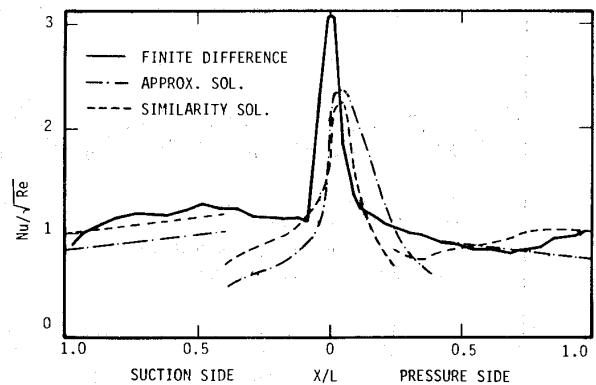


図4. 翼周りのヌッセルト数の計算値

図5に示し、数値解と解析解の両方のヌッセルト数をもとにして計算した翼周縁温度分布を図6にMayの実験結果と比較する。これによると、前縁及びはく離点近くで数値解による結果の方が解析解による結果より実験値に近い温度を予測している。特に前縁では、数値解が9%の誤差に対して解析解は15%の誤差を生じている。これは数値解の方が優れていることを示している。しかしながら後縁においては、数値解、解析解とも実験値と13%程度の誤差を生じている。これは、実験には冷却液が大孔を通過した後、中孔と小孔に流入されるため冷却液の温度が多少上昇するが、計算上では冷却液の温度は一定と仮定したため生じたものと思われる。また大孔の方が中孔より翼表面に近いので誤差が多く現われている。全般に、計算値は翼の背側の方が腹側より実験値に近い値を示している。一つ言えることは、当計算に用いた二方程式乱流モデルは高レイノルズ数の流れに対してはすぐれているが、低レイノルズ数の予測にはまだ改善の余地があるということである。

次に、流れ内乱れ度の数値解に与える影響を図7に示す。これによると乱れ度の熱伝達率に与え

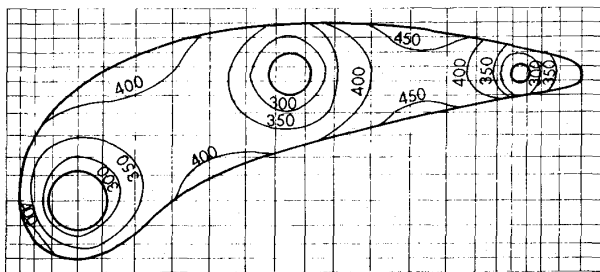


図5. モデル3のセル構造と数値解による等温分布

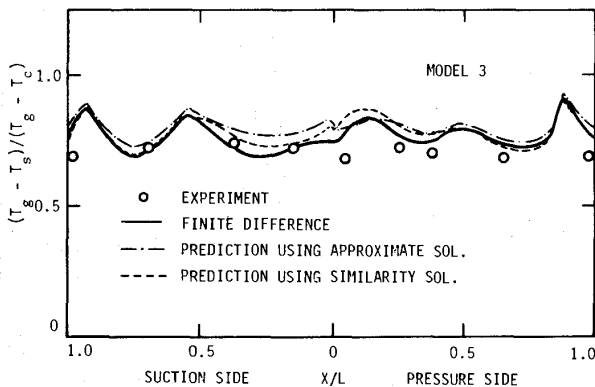


図6. モデル3の翼周温度

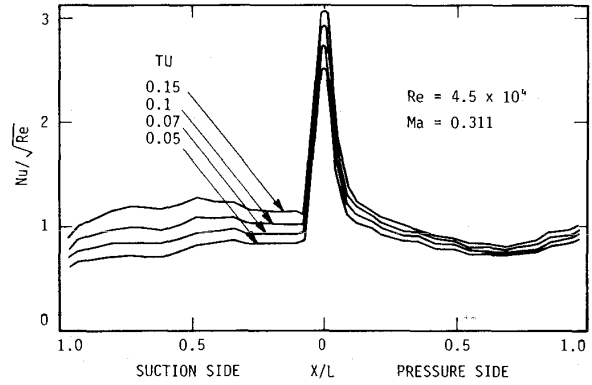


図7. 乱れ度をパラメータとした数値計算による翼周りのヌッセルト数

る影響は腹側よりも背側に大きく現われている。乱れ度を0.1から0.15まで上げると、ヌッセルト数は腹側では最大で6%上昇するのに対して、背側では最大で17%上昇する。図7に見られるように、背側の弦長0.1以内で急激にヌッセルト数が減少しており、その後緩慢な変化を示している。この様子を理解するため、乱れ度0.15の場合の翼周の圧力分布を図8に実験結果と比較する。ここで用いた翼に関しては通常の場合と異なり背側での加速が急激に起こり(Launder-Jones⁽²¹⁾の定義した加速係数、 $K \left(= \frac{\nu}{U_\infty^2} \frac{dU_\infty}{d\xi} \right)$ は約 6×10^{-6} である)弦長0.1の点で極小値に達している。図8にみられるようにこの領域で計算による圧力分布は急激に降下し、弦長0.1をすぎた点でゆるやかな圧力上昇を示しているが、この背側のゆるやかな圧力上昇によって流れ内乱れ度は増進されている。これはSchubauer-Skramstad⁽²²⁾によ

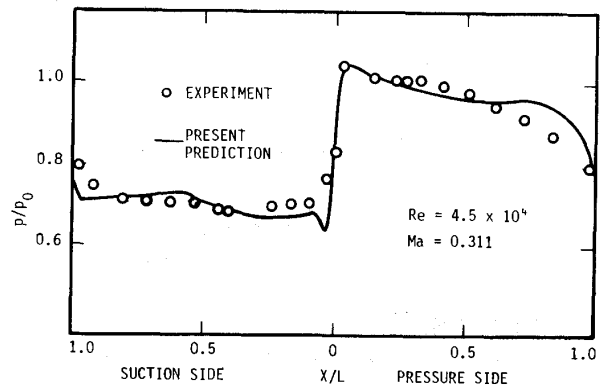


図8. 翼周りの圧力分布

る“圧力降下がある場合乱れ度は抑制され、圧力上昇がある場合増進される”という事実と一致している。また一般に流れ内乱れ度は、圧力こう配がある場合には熱伝達率に大きく影響を及ぼすことがわかっている。⁽²³⁾ 当計算の場合、背側で0.1から0.8程度まで圧力上昇により乱れ度が増進され、その結果熱伝達率に大きな変化を与えている。また腹側では計算による曲線は全体にゆるやかな圧力降下を示しているため、乱れ度は逆に抑制され、したがって熱伝達率に与える影響も背側に比べて少ないものとみられる(図7)。これらのヌセルト数に基づいたモデル1の翼表面温度を図9に実験結果と比較する。これによると、乱れ度を0.1から0.15に上昇させた結果生じた温度変化は、最大で2.5%程度である。

次に冷却孔の配置の冷却効果に及ぼす影響について検討する。近似解に基づいて計算したモデル1とモデル2の翼周温度が図10に、そしてモデル3とモデル4の翼周温度が図11に各々示してある。

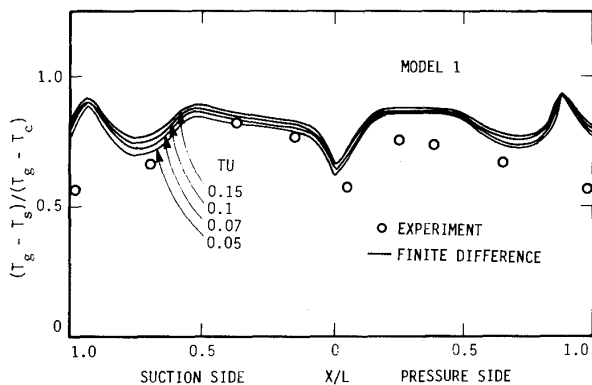


図9. モデル1の翼周り温度

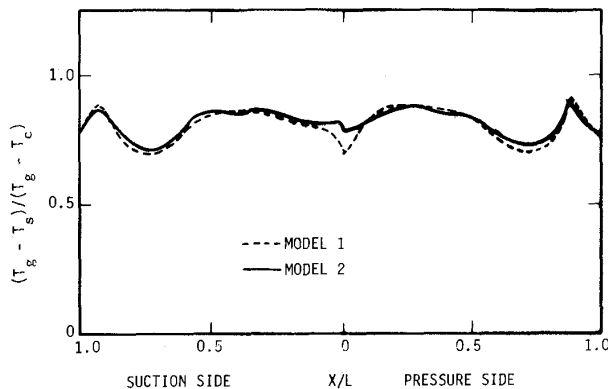


図10. 近似解によるモデル2の翼周温度

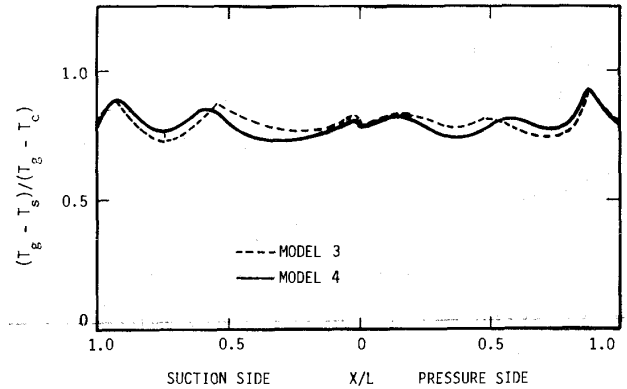


図11. 近似解によるモデル4の翼周温度

モデル2はモデル1の最大孔を前縁寄りに1.5mm移動したものであり、モデル4はモデル3の中孔を2mm後縁寄りに移動したものである。まずモデル1とモデル2を比較すると(図10)、最大孔を1.5mm前縁寄りに移動した結果、冷却効果を10%上昇させている。それに対して、モデル3と4で中孔を2mm移動させた結果、弦長0.4において冷却効果が3%低下し、弦長0.75において5%上昇しており、結果的に冷却効果に及ぼす影響は少ないと言える(図11参照)。またさらに言えることは、冷却効果の大きさは必ずしも冷却孔の数と比例していないということである。冷却孔が4個のモデル1と3個のモデル3では、モデル3の方が冷却効果が高い結果がでており、冷却孔が4個のモデル2と3個のモデル4では、冷却効果はほぼ同等である。

5. 結論

以上の考察より次の結論が得られる。

(i) 数値解の方が解析解よりも特に層流、遷移域、及びはく離点近くで、より実験値に近い値を予測する。これは数値解が乱れ度を考慮に入れられることによる。

(ii) 流れ内乱れ度の熱伝達率に与える影響は、当モデルにおいては背側の方がより大きくあらわれている。これは数値計算によると急激な圧力降下ののち、翼全体にわたってゆるやかな圧力上昇を示すためである。

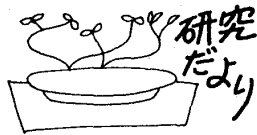
(iii) 冷却孔の数量を4個以内に限定した場合、冷却効果を高めるためには冷却孔の数を増すより配置を考慮する方が効率が良い。特に前縁では熱伝達が高いため、設計の許容範囲内で冷却孔をよ

どみ点に近づける必要がある。

最後に、本研究によって二方程式モデルによる数値解法は解析解よりはるかに信ぴょう性があることが確認された。しかしながら二方程式は多くの欠点も持っている。前節でも述べた通り、低レイノルズ数流れに至ってはほとんど予測不可能である。その一つの理由としては、散逸率の輸送方程式の終結に際して、低レイノルズ数の流れで重要な項がいくつか無視されていることである。もう一つの理由は、乱流応力が単純に運動エネルギーと散逸率を用いて次元解析で表現され、正確に各成分を評価していない点にある。これらの点を改善することによって、信頼性のある解法を得ることができる。

文 献

- (1) Freche, J.C., and Diaguila, A. J., NACA RM50(1950).
- (2) Grey, A. S., and Flashar, R. E., ASME paper (1959), 59-GTP-1.
- (3) May H., Allg. Warmetechnik, 12-3(1964), 47.
- (4) May H., Trans. ASME, J. Engng. for Power. 1(1965), 57.
- (5) Prandtl, L. ZAMM, 5(1925), 136.
- (6) Rotta, J. C., Z. Phys., 129(1951), 547.
- (7) Daly, B. J. and Harlow, F. H., Phys. Fluids. 13(1970), 2634.
- (8) Donaldson, D. Dup. Proc. AGARD Conf. on Turbulent Shear Flows, (1971), paper B-1.
- (9) Naot, D., et al., Phys. Fluids, 16(1973), 738.
- (10) Lumley, J. L. and Khajeh Nouri, B. J., Adv. Geophys., 18 A(1974), 169.
- (11) Hanjalic, K. and Launder, B. E., J. Fluid Mech, 52(1972), 609.
- (12) Launder, B. E., et al., J. Fluid Mech., 68-3 (1975), 537.
- (13) Smith, A. G. and Spalding, D. B., J.-R. Aeronaut, Soc., 62(1958), 60.
- (14) Eckert, E. R. G., VDI-Forshungsheft (1942), 416.
- (15) Sogin, H. H., Subramanian, V. S., J. Heat Transfer, 83(1961), 483.
- (16) Kraussold, H., Der Konvektive Wärmeübergang, 3, 5-6(1948), 5205.
- (17) Launder, B. E. and Spalding D. B., Comp. Meth. Appl. Mech. Engng., 3(1974), 269.
- (18) Patankar, S. V. and Spalding, D. B., Int. J. Heat Mass Transfer, 15(1972), 1787.
- (19) Amano, R. S. and Neusen, K. F., Proc. 6th Int. Symp. Jet Cutting Tech. (1982), 107.
- (20) Jayatilleke, C. L., Prog. Heat Mass Transfer, 1(1969), 193.
- (21) Launder, B. E. and Jones, W. P. ARC cp, 1036(1968).
- (22) Schubauer, G. B. and Skramstad, H. K., NACA Rep., 909(1949).
- (23) Smith, M. C. and Kuethe, A. M., Phys. Fluids, 9-12(1966).



東京大学工学部附属境界領域研究施設

東大・工・境界研 小竹 進

境界領域研究施設は、宇宙科学研究所(文部省)とともに、東京大学宇宙航空研究所が発展的改組転換されて生れたものである(昭和56年4月)。宇宙航空研究所は、昭和39年4月に設立されて以来、全国共同利用研究所として宇宙理学・工学および航空の学理・応用の総合研究を行ってきたが、宇宙科学研究の必然的な規模の拡大に伴いその体制のあり方が検討されてきた。その結果、国立大学共同利用機関として大学組織より離れ宇宙理学・工学を研究する「宇宙科学研究所」と、引続き大学組織内で工学の基礎研究および教育を行う工学部附属「境界領域研究施設」に改組転換されることが決定された。

最近の科学技術の進歩に伴う工学の多様化と専門分化に対応して、多くの専門分野を包含する総合的あるいは学際的な研究が必要とされてきている。このために、既存の伝統的な学問体系に対して、その横断的研究乃至それらの境界領域の研究が必要である。航空・宇宙工業が広い工業分野の先端的技術を集約した総合技術工業であることに対応して、宇宙航空研究所の基礎工学に関する部門はこれまでもこうした横断的乃至学際的総合研究を行ってきており、これらの部門の改組再編成としてはこうした境界領域的な研究を専門とする研究施設とすることが最も妥当であるとされた。これが本研究施設の設置趣旨である。

こうした学際的な研究を遂行しかつ新しい学問分野の発展に対応できるように、施設の内容は大部門制をとっており、極限固体工学研究部門、エネルギー・環境工学研究部門、流体力学研究部門、機能工学研究部門の4研究部門に分かれている。これらの研究大部門はさらにつきのような研究専門分野からなっている。

極限固体工学研究部門：極限材料力学・極限材料学・極限分子材料学・極限環境表面学・極

軽量複合構造学・構造システム工学
エネルギー・環境工学研究部門：エネルギー変換工学・エネルギー移送工学・エネルギー機器工学・エネルギー環境工学

流体力学研究部門：飛行力学・乱流工学・制御情報学・確率過程現象学

機能工学研究部門：機能計画工学・機能素子工学・組織情報工学・航行電子工学

組織規模としては、転員数が教授17名、助教授12名、講師2名、助手24名、技官19名、他事務官を合わせてほぼ100名、大学院生約60名、年度経費約3億円である(昭和58年1月)。

つぎに各研究部門の概要を説明する。

極限固体工学研究部門では、工業技術の発達に伴って材料・構造等に対して要求される条件がしだいに苛酷化することに対応して、極限環境下における材料の力学的特性や物理的・化学的物性の解明、極限環境に耐える高性能材料の開発、複合化による軽構造の創造、近代的解析手法および最適構造設計方式の確立など、極限環境における材料・構造に関する問題を、各種の異った立場から総合的に研究を行っている。

エネルギー・環境工学研究部門では、熱・力学・化学・光エネルギーについて、エネルギーの変換・伝達・輸送およびエネルギー機器の工学的研究、エネルギー利用に伴う安全・信頼性・環境との調和などの熱・流体工学的研究および全体のシステム工学的研究の基礎および応用についての研究を行っている。

流体力学研究部門は、従来の流体力学より広い意味で、流体の運動あるいは流体中の運動体の運動を、完全に人工的な制御の範囲内に置くことを研究の目的としている。このために、流体中の運動体に積極的かつ高度な制御手段を適用するための、飛行力学とその基礎となる情報制御、さらに不規則な乱流現象と確率過程現象などを研究専門分野としている。

(昭和58年4月20日原稿受付)

機能工学研究部門は、新しい学問分野である機能工学の確立とそのための基礎的技術に関する研究を行うことを目的としている。機能工学とは、社会の要請に本質的に適合したシステムの機能、そのもつべき条件、システム運用上の人間工学的問題点の抽出とその解決法など、最も望ましいシステム像を明らかにした上で、その設計、必要な素子の開発、システムの合成、システムの運用まで一貫した研究を包含する学問分野である。

これら4大部門の中でガスタービン関係の研究に最も関係あるものはエネルギー・環境研究部門であり、この部門は主として宇宙航空研究所の原動機部門の転換である。正確には原動機部門の中でロケット原動機工学部門が宇宙科学研究所に、潤滑学部門が上述の極限固体工学研究大部門に転換され、残りのジェット原動機工学・内部流体力学・燃焼学・伝熱学の部門の転換で構成され、少々潤滑は悪くなくても研究対象をより広げより境界領域的な分野の研究を行おうというものである。したがって、ガスタービン関係の研究も、熱流体的な基礎的な方向に向うものとは思われるが今後より多くの活動が期待される。

さらに、この大部門の各研究専門分野の概要について紹介する。

エネルギー変換工学(辻・竹野研究室)―「燃焼学」部門からの転換で、対向流火炎、旋回火炎、超過エンタルピ火炎など主として燃焼現象の反応性ガス力学的な研究を行ってきている。さらに、このような立場から、可燃混合気流の圧力・温度・混合比・速度・乱れなど広い条件下での燃焼現象の解明を行い、環境問題を含めた高効率の燃焼方法・粗悪燃料の燃焼方法・より厳しい条件下での燃焼方法など新しい燃焼の概念の創造およびそれらの具体化技術の研究を行っている。

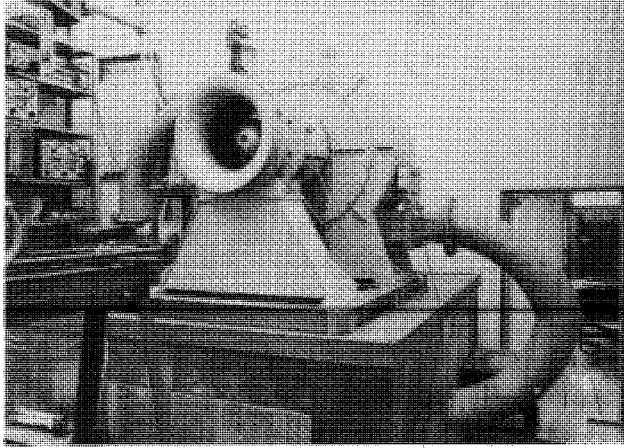
エネルギー移送工学(谷田研究室)―「内部流体力学」部門の転換で、ターボ機械の安全性・信頼性の向上を目的として翼列フラッタの研究、航空機騒音と関連して翼列干渉騒音の研究、さらに流れの可視化・弾性管における脈動の伝播などに関する基礎的研究を行ってきている。さらに、これらの研究を基礎にして、熱・力学エネルギーの最終利用形態としての力学エネルギーへの変換移送過程の熱流体の挙動およびその効率・安全信頼性の向

上、未利用低密度エネルギーの有効利用などの基礎研究として、熱流体の流動損失・伝熱促進、非定常時の熱・流動特性、変換機器の動特性などの研究を計画している。

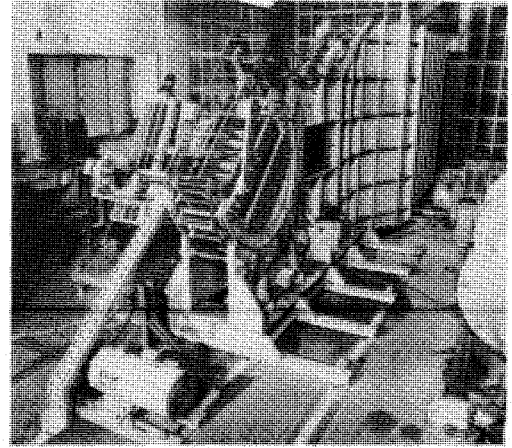
エネルギー機器工学(田中・花村研究室)―「ジェット原動機工学」部門の転換で、翼列の空力性能に関連して回転翼列の内部流動に関する研究、翼列翼の振動問題に関連して非失速および失速フラッタの研究、振動翼の動的空力特性に関する研究を行ってきている。エネルギー変換・輸送手段として動力機器・熱交換器・流体機器が使用されているが、エネルギーの多様化と有効利用のために広範囲な環境条件下での高効率作動が要求される。このような立場から、より広い作動条件下でのこうした機器内部の流動現象、流弾性学的問題、特殊流体の流動現象などを解明し、こうした機器の効率・信頼性の向上に関する研究を行う。

エネルギー環境工学(小竹研究室)―「伝熱学」部門の転換で、非定常強制対流熱伝達、相変化および化学反応を伴う気流の熱・物質伝達、 NO_x などの大気汚染、流体力学的に発生する騒音など熱・物質移動と環境問題の基礎研究を行ってきている。さらに、これらの研究対象を広げ、エネルギーの多様性・高効率利用に伴って生じる多種多様な熱流体の環境問題およびそれらとエネルギー問題との関連などの基礎的および応用的研究を行う。

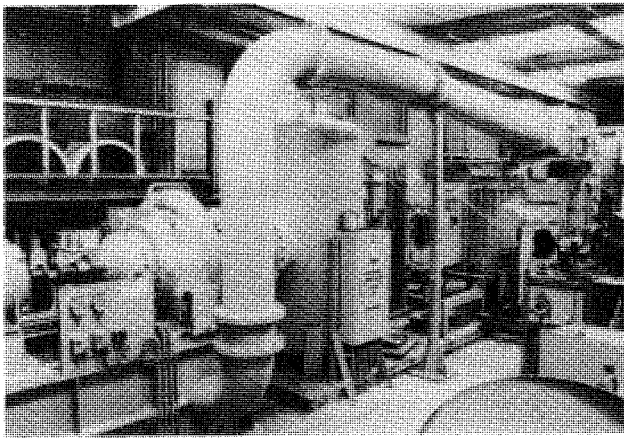
実験研究設備も原動機部門のものをそのまま引き継いでおり、主なものに高温気流連続燃焼風洞、可変湿度連続燃焼風洞、脈動熱風洞、可変圧型風洞、遷音速風洞、直線翼列風洞、回転翼列風洞などがある。したがって、同研究部門は内容・設備共にガスタービン関連の問題の研究に密接しており、今後の研究活動に御注目いただければ幸いである。



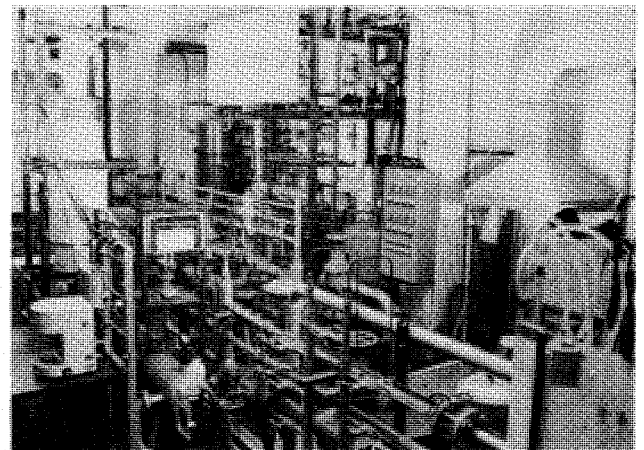
環状翼列風洞



周期的ガスト発生機構を備えた直線翼列風洞



フロンガスを用いた回流式直線翼列風洞



湿度が可変な連続燃焼装置



ASME Phoenix 大会 航空用ガスタービン

石川島播磨重工業 飯島 孝

• 今回の特色の一つとして、コマーシャルエンジン（たとえば 省エネルギー³ エンジンなど）の発表が少く、軍用に関するものが多くを占めた。

• テーマを大別すると次のごとくなる。

I Airframe/Engine の Integrity.

- 1) これからの Engine の動向
- 2) Engine の Life Cycle Cost
- 3) STOL (短離着陸) 用 Engine

II 国際協同開発

III 自動試験・計測装置

IV Advanced Technology

• これからの戦闘機エンジンに要求される機能として GE 社が示したものを表 1 に示す。その例として低バイパス、アフタバーナ付ターボファンで、ファン入口案内翼、圧縮機静翼、ファン・コアミキサ部、排気ノズル部などをすべて可変形状機構として、Stall Modulation Mode, Flow Modulation Mode, Thrust Modulation Mode を Modulate する構想が示された。すなわち ①機体 Inlet Geometry, 機速, 迎角, スリップ角などを感知しつつ、これらに伴う Inlet Distorsion の下でも十分な Stall Margine を得られるよう Modulat する。②エンジンの空気流量と機体 Intake の空気流量を自動的にマッチさせて Bu-

zz の発生や大きな総圧損失を防ぐ。③スロットル操作とは別に可変機構による Configuration change で推力の急増, 減を行って応答性を高める, というものである。またエンジンパワーを軸方向推力としてだけでなく, 機体の Pitch, Yaw のコントロールにも使う。

• 今後のコントロールのあり方を示すものとして, F14/TF30 の組合せによる FADEC (デジタル電子制御の一つ) の開発例。表 2 に示す目標の下に研究や試験が Navy/PWA の下で行われており, Air Flow Matching, Stall Detection, 巡航燃費改善, 故障診断記録などに効果が期待されている。

表 2. FADEC/AFM System Payoffs

	Current Technology	Advanced System Goals	Improvement Factor
System failure rate	1400/10 ⁶ EFH	1/10 ⁶ EFH	1400 X
MTBF	100 hr	550 hr	5.5 X
Maintenance	100S/EFH	10S/EFH	10 X
Cost	Base	0.75	25%
Weight	Base	0.67	33%

表 1.

	CURRENT ENGINE	FUTURE ENGINE
IN-FLIGHT THRUST	AXIAL	DIRECTABLE
OPERATING MARGINE	MAX. SEVERITY	ADJUSTABLE
OPERATING MODE	SINGLE	MULTIPLE
EXTERNAL INPUTS	THROTTLE	MULTIPLE
CONTROL DESING	INDEPENDENT	INTEGRATED

• エンジンの Life Cycle Cost についても, 機体の Mission との関聯の下に算定すべきという観点に立った発表が多かった。

• F404 エンジン搭載の F/A-18 機について, エンジンデータと機体の Mission Pattern を組合わせた Digital Flight Simulation Model を作成し, Engine Throttle Usage とエンジンのいたみ方との関係を, 実際の機体運用に先立って算出, 予測する方法を確立し, さらにこれをエンジンの Accelerated Service Test で検証してい

(昭和58年5月9日原稿受付)

る。この結果はエンジン要素改善計画や予備品準備計画に有効に利用される。

• Simulated Missionによる Life Cycle Cost Model 策定のシステム (Engine/Aircraft Generalized LCC Evaluator - EAGLE) の中に、損傷保証設計 (Damage Tolerance Design) を導入した LCC/DTA プログラムでは LCC 最小を狙った低圧タービンディスクに Crack が発生しても破損に至るまでの残存寿命を有効に生かそうという Retirement for Cause の考え方に基づくものである。図 1

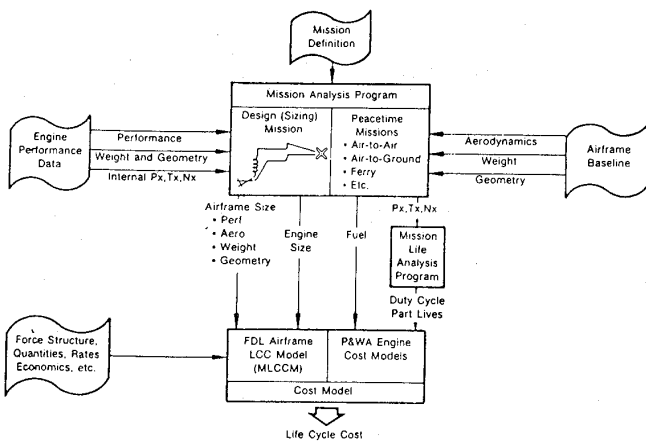


図 1. Engine/Airframe Generalized LCC Evaluator for LCC/Damage Tolerance Assessment (EAGLE/DTA)

• Navy が発表したものに、エンジン開発コスト、生産コストの予測法があったが、形状承認試験 (QT) 完了後、成熟期に達するまでに当然必要な要素改善 (CIP) コストを運用および支援コスト (Operating and Support Cost) として見込む必要が明示されている。図 2

• STOL 機用エンジンについて、General Dynamic 社は、F101/DEF エンジンを用いた V/STOL 戦闘/攻撃機について発表した。Fan 吐出空気と、Core 排気をそれぞれ流出方向を変え、さらに両方のアフタバーニングを組み合わせることにより、Hovering や STOL を行う概念設計であり、この場合の姿勢制御の方式も検討している。図 3

• STOL 戦術戦闘機の排気偏向方式の数種の概念設計について、機体/エンジン一体としての

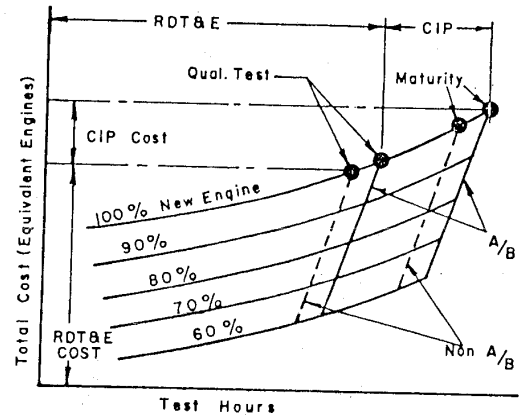


図 2. Contractor Cost Estimating Relation for Engine RDT8E and CIP Costs

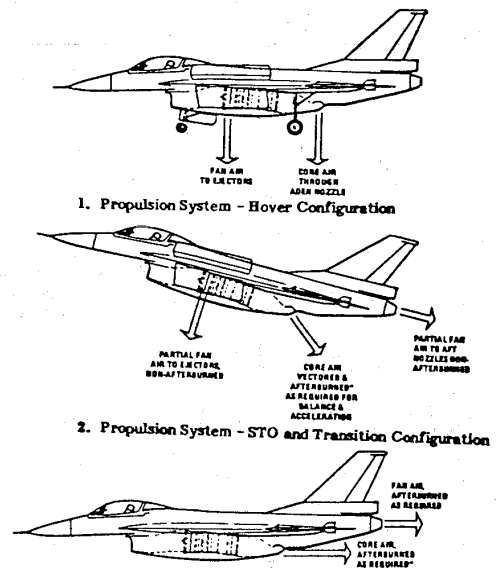


図 3.

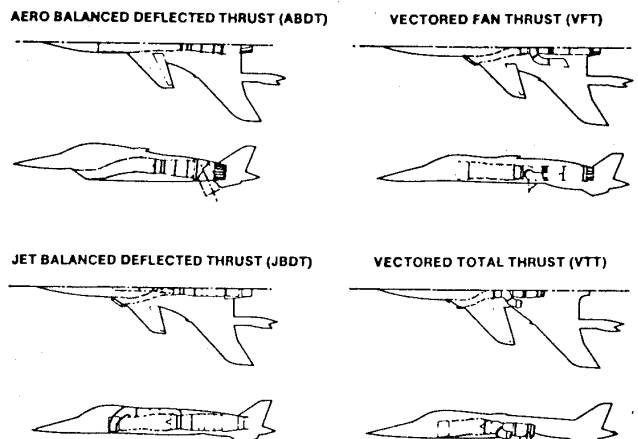


図 4. STOL Powerplant Configurations

性能と Mission 要求との関連を検討したものが、ロールスロイス社、Rockwell 社、米空軍の連名で発表された。図 4

• ちょっと変わったものでは、GE社のTF34ターボファンを改造して、推進用ファンジェットと、垂直離着陸・ホバリング用シャフトエンジンと両方の機能を同一エンジンで果せるようにしたもので、0.85マッハの水平飛行可能なヘリコプタを狙う計画がある。供試エンジンは既にできて居り、近くNASAで試験に入るといふ。図5

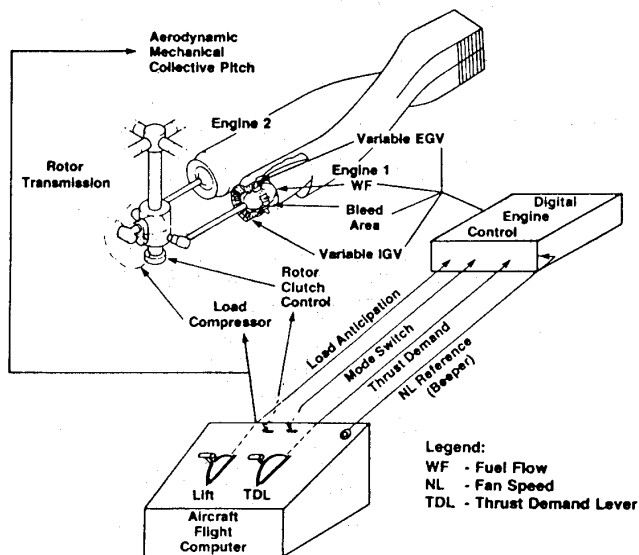


図5. TF34 Cest Application

• 軍用エンジンのSTOL化は、悪天候下の滑走路条件下や、襲撃を受けて滑走路損傷が著しい場合に対する配慮として検討されて居り、既存の新鋭機のSTOL化も研究されている。

• 所感 以上を要するに、性能、ライフサイクルコスト、運用、すべての観点から、①機体/エンジンの一体システムとしての設計 ②エンジンの可変形状機構とデジタル電子制御による柔軟な作動、③V/STOL化が軍用エンジンの大きなトレンドであるとの印象を受けた。

実用化が実現するまでにはまだ多少の時日がかかるものが多いが、アメリカ式の「システムの組立てとこれを計画的にすすめる実行力」を見せつけられる思いである。



自動車用ガスタービン開発 —外から見た日本—

トヨタ自動車 岩井 益 美

ガスタービン車の開発に従事する技術者の1人として Vehicular Committee に出席し、この分野の関係者と親しく意見交換をすることが今回の Conference 参加の目的であった。自動車、鉄道、戦車等が本 Committee の対象であり、ガスタービンエンジンとしては最も小型の分野である。従って、若干の例外はあるものの各国とも未だ研究開発の段階にあることがこの分野の特徴といえる。主な関係会社から技術者が参加していた。GM, Garrett, Ford, P&W, Canada, VW, Benz, MTU, Volvo 等である。

懇談の中で1つだけ気にかかったことがあった。GM の Gene Helms (GT 車開発の責任者) と昼食を共にしたとき、「この学会にも多くの日本人が来ているがその殆んどは我々の成果を聞いて帰るだけだ。」と苦言を呈した。「日本は技術的にも経済的にも大国なのだから、物を作るばかりでなく研究開発の段階でももっと国際社会に貢献すべきだ。」というのが彼の意見であった。

Committee 別論文集を調べてみた(表1参照)。同表の論文数をエンジンの用途別に見ると；産業用；28(18+10)，航空用；23，車輛用；9，船用；6となっている。()内の数字は日本からの論文数である。自動車関係者以外からは Gene Helms のような意見は聞かなかった。「日本もよくやっている。」というのが Colin Rodgers (Solar 社) の意見であった。

航空用及び産業用ガスタービンの分野では米国がすでに産業として確立しており、日本が未だ Competitor という程には成長していない。これに対し、自動車用ガスタービンの場合は各国とも未だ研究開発の段階にあり、しかも自動車そのものは日本が十分 Competitor となっている。このことが Gene Helms のような意見の出てく

(昭和58年5月16日原稿受付)

表1 COMMITTEE別論文数
(第28回国際GT学会)

COMMITTEE	NOS.OF PAPER	PANEL
1 TURBOMACHINERY	68(3)	
2 COMBUSTION & FUELS	32	
3 STRUCTURES & DYNAMICS	27	
④ AIRCRAFT	23	P
5 HEAT TRANSFER	20(1)	
⑥ PIPELINE	18	P
7 COAL UTILIZATION	14	P
8 CONTROL	11	P
9 CLOSED CYCLE	11	2P
⑩ ELECTRIC UTILITIES	10	
⑪ VEHICULAR	9	
⑫ MARINE	6	
13 CERAMICS	4	P
14 EDUCATION	3	
15 MANUFACTURING MATERIALS & METALLURGY	2	2P
16 PROCESS INDUSTRIES	1	P
17 TECHNOLOGY RESOURCES	0	2P
計	259(4)	12P

る一因と考えられる。更に開発体制の相異とも関係があろう。米国、ドイツ、スウェーデン等においては国の重要プロジェクトとして政府からガスタービン車開発に助成金が出ている。その結果研究規模も大きく又メーカー間の協力関係も強い。一方我が国のガスタービン車開発は個々のメーカーの企業努力のみに依存している。このためガスタービン車開発のような長期プロジェクトに対する開発努力は相対的に弱くなっている。今や生産量としては世界のリーダーとなった日本の自動車産業、その実力に対比し新動力源開発への日本の努力が少ないとの意見が欧米のガスタービン車関係者からでてくることも理解できるように思われる。

Jean Helms に「日本もよくやるようになった」と云われる日の近いことを信じたい。



産業用ガスタービン

日立製作所機械研究所 三階 春夫

産業用ガスタービンに関するCommittee「密閉サイクル」で11編、「石炭利用」で14編、「燃焼器、燃料」で32編、「発電」で16編、「熱伝達」で20編、「パイプライン」で18編の発表があり、この内より主なものを紹介する。

産業用の分野では原油価格の低下があったとはいえ、価格と供給の不安定さは拭いきれず、将来の燃料として石炭は最有力であるから、石炭に何らかの形で関係した発表が多かった。今秋東京大会がある関係で日本からの発表は少なかった。

密閉サイクル関係では流動床によるガス化の対抗技術として外燃式の石炭焚きガスタービンが見直され多くの発表があった。世界で唯一の商業用外燃式密閉サイクルである西独Coburgのガスタービンの25年間にわたる運転経験が報告され、成功裡に運転されている最大の理由はきめのこまかい定期点検と無理のないプラント運用にあることが報告された。外燃式の最大の技術課題は加熱器であり、コロージョン、エロージョンに対する各種材料のスクリーニングが広範囲の運転状態に対して行われ、またシステムとしての伝熱特性、負荷追従性についての試験結果が報告された。

石炭利用関係では粒子によるコロージョン、エロージョンや沈析付着物の他にガス化燃料の利用を考慮した水冷却翼の発表があった。ガス温度2600°Fをめざした水冷却ノズルの広範囲の運転状態での試験後の金属組織的検査、温度分布、水の流動状態および動翼冷却流路への水の分配について報告された。また、翼表面をメッシュで覆ったトランスピレーション空冷翼がfly ash中で試験され、コロージョン、エロージョンも生じていないことが報告された。

発電関係では大容量ガスタービンを用いて、翼、ディスク、ケーシング、燃焼器各部の表面温度がfieldで測定され、実測値は計算値よりかなり低

いことが明らかにされた。高圧力比の航空転用ガスタービンをコンバインドサイクルで用いる場合再熱器を設けたレヒートサイクルが提案されている。高圧力比のため冷却空気温度が高くなり過ぎるので、この対策として蒸気タービンからの蒸気を用いて冷却すると温度を低くできて長寿命化とともに熱効率向上も可能であると報告された。

燃焼関係では多様化する各種燃料に対して低NO_x化を考慮した燃焼器について多くの発表があった。

タービンからの廃熱を用いてアルコール燃料を気化燃焼させて、低NO_x化と熱効率向上が実機で達成した報告があった。各種燃料に対して低NO_x化できる可変形状の燃焼器が実機で試験され、構造の複雑さはあるが、燃焼器の将来動向を示すものとして興味を持たれた。また、将来使用が予想される石炭液化、ガス化燃料に備え各種熱量の燃料と触媒燃焼器を含む各種燃焼器と組合せた総合試験結果が報告された。

熱伝達関係ではタービンまわりの冷却に関する発表がほとんどであった。小形プラチナ薄膜センサーを用いてタービン翼、側壁の熱伝達率が測定され、STAN5による計算値と比較検討した報告があった。また、ピンフィンの伝熱性能、圧力損失を系統的に調べた報告があった。日本からは当所が工技院ムーンライト計画の高温ガスタービン用低圧タービンを対象に行ったディスク冷却の限界空気量の実験結果が報告された。

パイプライン関係では総合熱効率向上のための廃熱回収実績と航空転用ガスタービンの運転経験について多くの発表があった。12,500 hpのガスタービンで蒸気タービンとのコンバインドで熱効率25.3%から36.1%に向上し、また再生器を付けた14,600 hpガスタービンで熱効率が28.8%から36%に向上したと報告された。

この他にパネルセッションがあり、テーマを見ると各Committeeが関心を持っている問題が

(昭和58年5月27日原稿受付)

わかるので以下に紹介する。

(1)密閉サイクルでは「密閉サイクルガスタービンの最近動向と将来」 (2)石炭利用では「代替燃料の将来」 (3)パイプラインでは「周辺機器の信頼性」 (4)プロセスでは「産業用ガスタービンの進歩—航空機用と産業用の結合」

展示会では主要メーカーが航空転用ガスタービ

ンをベースに自社開発の出力タービンを展示していた。精密鑄造メーカーから多くの翼のサンプルが展示されていたが、年々複雑な形状の翼が多くなり、薄肉化、高精度化してきた。全体的にはここ数年とは大きな変化はなかったように見えた。

なお、日本からは石川島播磨重工と三井造船の二社が出展していた。

共催

「第11回液体の微粒化に関する講演会」案内

共催 日本ガスタービン学会他9学協会

協賛 応用物理学会他7学協会

1. 日 時 昭和58年8月24日(水) 10:00~17:00
25日(木) 10:00~16:10
2. 会 場 東京鴻池ビル9階大会議室(予定)
(東京都千代田区神田駿河台2-3-11)
TEL 03(295)0481(会場)
3. 参加申込要領 申込み方法・プログラム等詳細は燃料協会へ御連絡下さい。
申 込 先 〒101 東京都千代田区外神田6-5-4 偕楽ビル
(社)燃料協会 微粒化講演会担当宛
TEL 03-834-6456~8

わかるので以下に紹介する。

(1)密閉サイクルでは「密閉サイクルガスタービンの最近動向と将来」 (2)石炭利用では「代替燃料の将来」 (3)パイプラインでは「周辺機器の信頼性」 (4)プロセスでは「産業用ガスタービンの進歩—航空機用と産業用の結合」

展示会では主要メーカーが航空転用ガスタービ

ンをベースに自社開発の出力タービンを展示していた。精密鑄造メーカーから多くの翼のサンプルが展示されていたが、年々複雑な形状の翼が多くなり、薄肉化、高精度化してきた。全体的にはここ数年とは大きな変化はなかったように見えた。

なお、日本からは石川島播磨重工と三井造船の二社が出展していた。

共催

「第11回液体の微粒化に関する講演会」案内

共催 日本ガスタービン学会他9学協会

協賛 応用物理学会他7学協会

1. 日 時 昭和58年8月24日(水) 10:00~17:00
25日(木) 10:00~16:10
2. 会 場 東京鴻池ビル9階大会議室(予定)
(東京都千代田区神田駿河台2-3-11)
TEL 03(295)0481(会場)
3. 参加申込要領 申込み方法・プログラム等詳細は燃料協会へ御連絡下さい。
申 込 先 〒101 東京都千代田区外神田6-5-4 偕楽ビル
(社)燃料協会 微粒化講演会担当宛
TEL 03-834-6456~8



新潟-CNT 2000 E型 2000 KVA 2機1軸ガスタービン発電装置

(株)新潟鉄工所 猪木恒夫

日本国内に於てガスタービンは特に中小形の発電用の分野で急速な伸びを示しているが、一つの問題点として需要家の要求に完全にマッチした出力を任意に選択し得ないことがある。

大形大出力の発電所に於ては標準出力ガスタービンを複数台選定して要求出力をカバーしうるのが中小形の場合、特に非常用あるいはピークカットの場合、1台で要求出力を満さねばならぬ場合が一般的である。一方、中小形ガスタービンでは機種の開発に多大な開発費と時間を必要とし、又その実績を確認するためには長期のフィールド・テストを要するため各ガスタービンメーカーともきめ細かな機種系列を持ち得ないのが現状である。

この様な状況のもとで需要家のニーズにあった機種を提供する一方法として、実績のあるガスタービンをコンバインドギヤでカップルし、1台の発電機を駆動する方法がある。

当社は1000 KVA 機関を2機1軸として2000 KVA 機関を開発、納入したのでこれを紹介する。

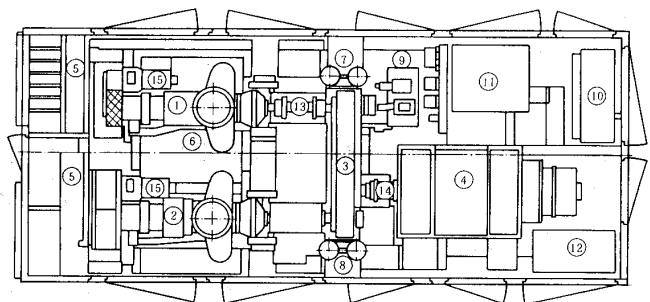
1. 発電装置概要

本機の標準仕様を表1に全体配置図を図1に示す。本機は写真1に示すごとく共通台床上にガスタービン2基、ギヤユニット、発電機およびガスタービン補機類を搭載し、その全体を防音形エンクロージャーで覆った発電装置で吸気サイレンサ、潤滑油クーラー等も組込んだパッケージ形発電装置である。機関性能を図2に示す。

1-1 ガスタービン ガスタービンは米国ソラー社にて開発され多くの実績を有するサターン一軸式ガスタービンを2基使用している。サターンガスタービンは小形軽量で信頼性、耐久性に富み熱効率も高く(発電端で21%)常用から非常用まであらゆる用途に適した産業用ガスタービン

表1. 発電装置標準仕様

型式	CNT-2000 E型
形式	2機1軸・低騒音パッケージ形
用途	非常用
出力	2000 KVA (40°C)
周波数	50 HZ / 60 HZ
ガスタービン	型式 サターン 形式 単純開放サイクル1軸形・2台
出力	2000 KVA
使用燃料	灯油、軽油(A重油)
始動方法	セルモータ方式(エアモータ方式)
発電機	出力 2000 KVA 周波数 50 / 60 HZ 回転数 1500 / 1800 RPM
パッケージ寸法	巾 3000 mm × 高さ 2200 mm × 長さ 7000 mm
総重量(乾燥)	18 TON



- | | | | |
|----------------|--------------|----------------|------------------|
| 1. No.1 ガスタービン | 5. 吸気サイレンサ | 9. 燃料油供給ポンプ | 13. ダイアフラムカップリング |
| 2. No.2 ガスタービン | 6. 潤滑油タンク | 10. スタータ・コンタクト | 14. キアカップリング |
| 3. ギヤユニット | 7. 燃料油低圧フィルタ | 11. モニタ盤 | 15. セルモータ |
| 4. 発電機 | 8. 潤滑油フィルタ | 12. 端子箱 | |

図1. 全体配置図

である。その主要諸元を表2に示す。2基のガスタービンには各々補機駆動装置が燃焼空気取入口

(昭和58年5月9日原稿受付)

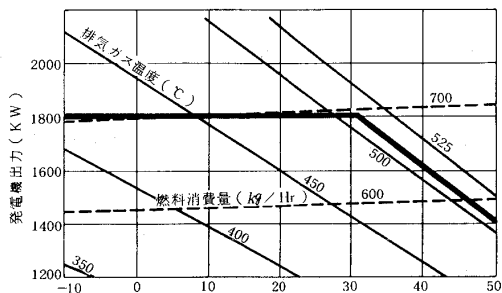


図 2. 吸入空気温度 (°C)

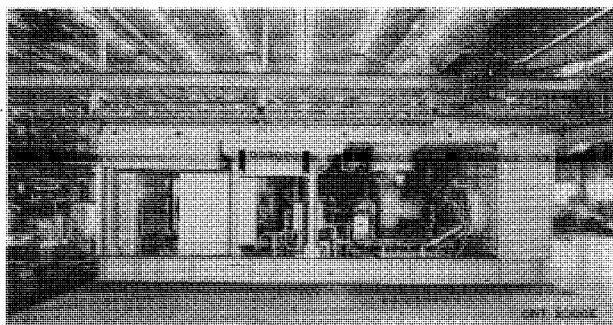


写真 1. 発電装置外観(側面パネルは取外してある)

表 2. Saturn ガスタービン主要諸元

名称	サターン (Saturn)
形式	単純開放サイクル軸式 遊星歯車減速機付
圧縮機	軸流 8 段, 圧力比 6.2, 空気量 5.8 kg/s
タービン	軸流 3 段
回転速度	ガスタービン軸 22,300 rpm 出力軸 1,500/1,800 rpm
定格出力	1,300 PS
排気ガス温度	490 °C
外形寸法	1,780 × 1,140 × 1,120
重量	520 kg
燃料	液体燃料 (灯油, 軽油, A 重油)
燃料消費率	390 g/kw·h (軽油相当)
ガバナ	標準: 油圧機械式 オプション: 電気式
潤滑油システム	電動ファン (または油圧モータ) による空冷方式
起動システム	標準: 電気起動方式 (DC24V/48V) オプション: 空気起動方式

側方に設けられており潤滑油ポンプ, 燃料高圧ポンプ, ガバナ等が駆動されている。又スタータ (セルモータ) もこの部分に設けられている。各ガスタービンは本体まわり配管, 配線, 計装装置を各々のガスタービン毎にガスタービンモジュールとして纏めてあり発電装置の組立および将来のメンテナンスを容易としている。減速機はガスタービン本体と一体化した二段遊星歯車式で出力軸回転数は 1500/1800 RPM としている。

1-2 ギヤユニット 2 機の出力を 1 軸に変換するギヤユニットで速度比は 1 : 1, ギヤはヘリカルである。軸受はころがり軸受を採用しており, 潤滑油はガスタービンと共用しているが独立の潤滑油ポンプを備えている。

ギヤユニットはガスタービン減速機出力軸とは金属製ダイヤフラムカップリングで, 又発電機入力軸とはギヤカップリングを介して連結されている。

1-3 潤滑油系統 台床内に容量 500 ℓ の潤滑油タンクを設け, これをガスタービン 2 基およびギヤユニットに共用している。機関駆動の潤滑油ポンプおよびギヤユニット付属潤滑油ポンプにより吸入された潤滑油は, 共通の潤滑油クーラにより冷却され潤滑油フィルタ (10 μ) を経て潤滑油主管に供給されここから各軸受, 補機駆動歯車装置, 遊星歯車減速機, ギヤユニット等に強制注油される。

ガスタービン, ギヤユニットを注油した潤滑油は潤滑油タンクに戻り繰返し循環使用される。潤滑油クーラは 3.7 kw 電動ファン 3 基による空冷式でパッケージ内の天井近傍に設置されている。潤滑油系には潤滑油温度を最適に保つため温調弁が設けられている一方寒冷時の始動を容易とするため潤滑油タンク内には温度スイッチ付 4 kw ヒータを内蔵している。

1-4 燃料系統 燃料油は 75 μ ストレーナを介して燃料供給ポンプに吸入される。燃料供給ポンプは発電機の電圧が確立するまでの間のみ運転される 0.5 kw 直流モータ駆動ポンプと電圧確立後連続運転される 0.75 kw 交流モータ駆動ポンプが並列に配置されており自動的に切替運転される。燃料供給ポンプを出た燃料油は低圧フィルタ (5 μ) を経て機関駆動高圧ポンプに吸入加圧され高

圧フィルタ(40 μ)を経て燃料制御装置に送られる。ここで起動時並びに負荷に応じた燃料供給量が最適制御され燃料弁より燃焼器内に噴射される。この他燃焼器および排気コレクタ底部には圧縮機吐出圧力(p_{cd})により自動開閉するドレン弁を設け機関停止時に生ずる未燃燃料をタービン外に排出し、再始動時の異常燃焼を防止している。

1-5 始動系統 本機関の始動システムは直流電源盤、セルモータ・コンタクタ盤、12HPセルモータ(1基/ガスタービン)および制御システムより構成されている。セルモータは機関の補機駆動装置に各1台取付けられるが必要に応じギヤユニットにも取付可能としている。

始動用電源装置はセルモータ始動時のラッシュカレントを規定値以下におさえかつ始動時間短縮の上から最大の始動トルクを得るため48V抵抗制御方式を採用している。

セルモータはガスタービンが十分な自力回転上昇トルクを発生する60%回転速度に達すると自動的にガスタービンより切離される。

1-6 吸排気系統 吸排気系統を図3に示す。

ガスタービンの燃焼用空気はパッケージ前端部に設置されたパネル式吸気フィルタ、吸気サイレンサを経てガスタービンに吸入され、排気ガスとなって排気サイレンサ(パッケージ外)を経て屋外に排出される。

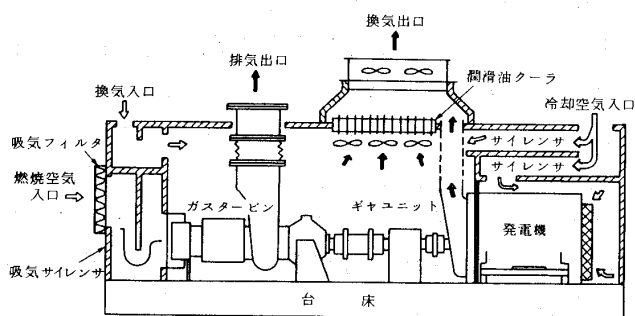


図3. 吸排気系統図

パッケージ内機器の冷却用空気はパッケージ前端および後端に設けられた開口部よりサイレンサを経て導かれる。後端より導かれた空気の一部は発電機を冷却し換気ダクトに排風される。後端より導かれた空気の一部および前端より導かれガス

タービン周辺を冷却した空気は3基の3.7kw電動ファン付潤滑油クーラを経て換気ダクトに排風される。

1-7 エンクロージャ 鋼板製の組立パネル式構造とし吸音材としてグラスウールを内貼し、パンチドメタルで押えた防音形エンクロージャである。必要個所に十分な面積を持ったドアを数多く配置し各機器へのアクセス容易な構造としている。

エンクロージャ内には上記主要機器の他セルモータ用コンタクタ、機関制御等に使用する温度、速度モニタ盤、燃料供給ポンプ、潤滑油フィルタ等の補機が組込まれている。エンクロージャ周囲1mに於ける騒音は標準パッケージで85db(A)である。

1-8 制御系統 本ガスタービン発電装置においては2台のガスタービンの諸特性の同期に細心の注意を払った。このため下記項目について同期化、調整を実施する一方、万一同期が崩れた場合の対策として主要制御スラップ毎に電気的、機械的、時期的な種々のインタロック機構をもたせたステップチェック回路を有するシーケンスを構成し万全を期している。

- (1) 各セルモータの噛合時期の同期
- (2) 各セルモータの電圧切換時期の同期
- (3) 各セルモータの切離し時期の同期
- (4) 各ガスタービンの着火時期の同期
- (5) 各ガスタービンの燃料噴射特性の調整同期

一方2台のガスタービンが負う負荷を等分にする自動負荷分担制御は周波数スタビリティに勝れたガスタービン発電装置の特長を損なわないようWoodward製電気ガバナを使用するシステムとした。すなわち、各ガスタービン毎にEGB-2P比例制御形アクチュエータを装備してこの2台のアクチュエータを1つの制御器(2301)でシリーズ制御する方式を採用した。

2. 運転結果

2-1 起動特性 第4図に示す通り機関起動時間はガスタービン起動指令より遮断器投入まで35秒以内に入りおり消防法規定値の40秒以内を充分満足している。

2-2 速度変動率 最大負荷1600kwの瞬時投入遮断時の速度変動率は瞬時3%以内、整定

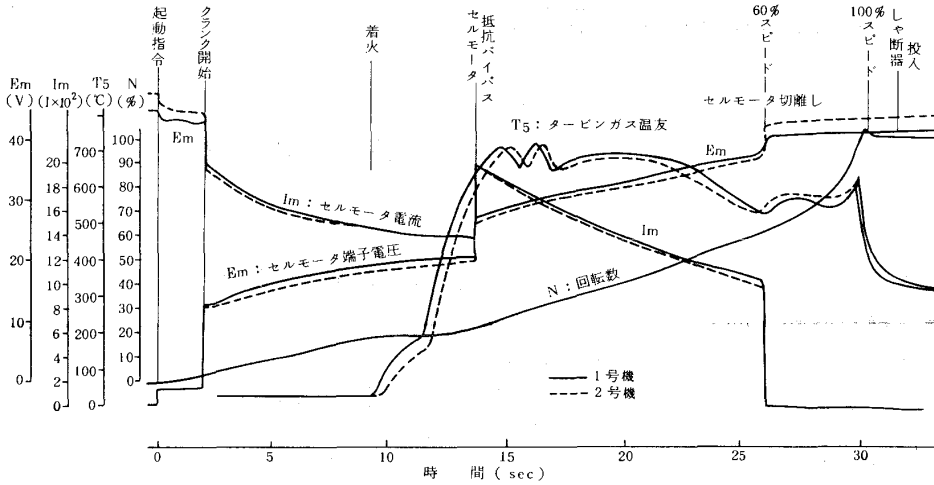


図4. 起 動 特 性

0%, 整定時間3秒以内と充分満足する結果であった。

又、2台のガスタービンの負荷のアンバランスも少くかつ2機1軸機関に生じがちなハンティング現象もなく安定した運転性能が得られた。

3. 結 言

以上2000KVA 2機1軸形ガスタービン発電装置の概要を述べた。

本機は1号機、2号機を各々NHK東京第1および第2放送所の非常用発電設備として納入し実稼働に入っている。

NHK納入機はその公共性すなわち首都圏電波の安定確保特に非常災害時の機能維持の面から前

記に加えて制御システム、起動系統、燃料系統などすべて2重化を計り装置の信頼性を高めた。また放送所内に設置される発電装置であり諸機器は150~170db/mという高電界にさらされる。この対策として主要電子機器はもちろん各モニターのセンサー1個にいたるまで徹底した高周波対策を実施した。

さらに設備メンテナンス業務の効率化、管理レベルの高度化を目的としてガスタービン発電装置の待期、起動、運転、停止中のいずれにおいても諸機器の状態-性能を監視記録し、異常時にはその内容をアラームするモニタリングシステムを装備した。

今後、今回の製作経験を通して得たガスタービンに関する貴重な経験、又今後の非常用発電プラントの将来方向であるシーケンス制御、モニタリングシステム、2重化システム等の製作実績を踏まえ、より良いガスタービン発電装置を製作する努力を続けてゆく所存である。

高圧燃焼試験装置

航空宇宙技術研究所 田丸 卓

このほど航空宇宙技術研究所に、5.53 MPaで連続燃焼試験を行える高圧燃焼試験装置が完成した。これは通商産業省工業技術院の大型省エネルギー技術開発制度、いわゆる「ムーンライト計画」による「高効率ガスタービンの研究開発」の一環として設置したものであり。この高効率ガスタービンは、本誌 (Vol. 8, No.30)でも紹介されたように、現用のガスタービンでは世界に例がないほど高い圧力比で設計されている。それに用いる高圧燃焼器の設計点条件は、入口空気圧力5.53MPa*、温度733Kである。

ここに完成した高圧燃焼装置は、上記の設計点条件で燃焼器の連続燃焼試験が行えるものである。主要構成要素要目、および供試部設計点条件を表1に示す。

表1 主要構成要素と供試部設計条件

720kW空気圧縮機			
形式	遠心 3段		
設計点仕様	吐出空気圧力	1.07 MPa	
	空気流量	2 kg/s	
1900kW高圧空気圧縮機			
形式	遠心 9段		
	水平分割 back-to-back型		
設計点仕様	吐出空気圧力	5.68MPa	
	温度	737 K	
	流量	4 kg/s	
供試部			
	スパン長さ	4 m	
	現供試部内径	230 mm	
設計点仕様	供試空気圧力	5.53 MPa	
	温度	733 K	
	流量	4 kg/s	
燃料	天然ガス・灯油		
	燃料流量(最大)	100 g/s	
	燃料圧力(最大)	10 MPa	

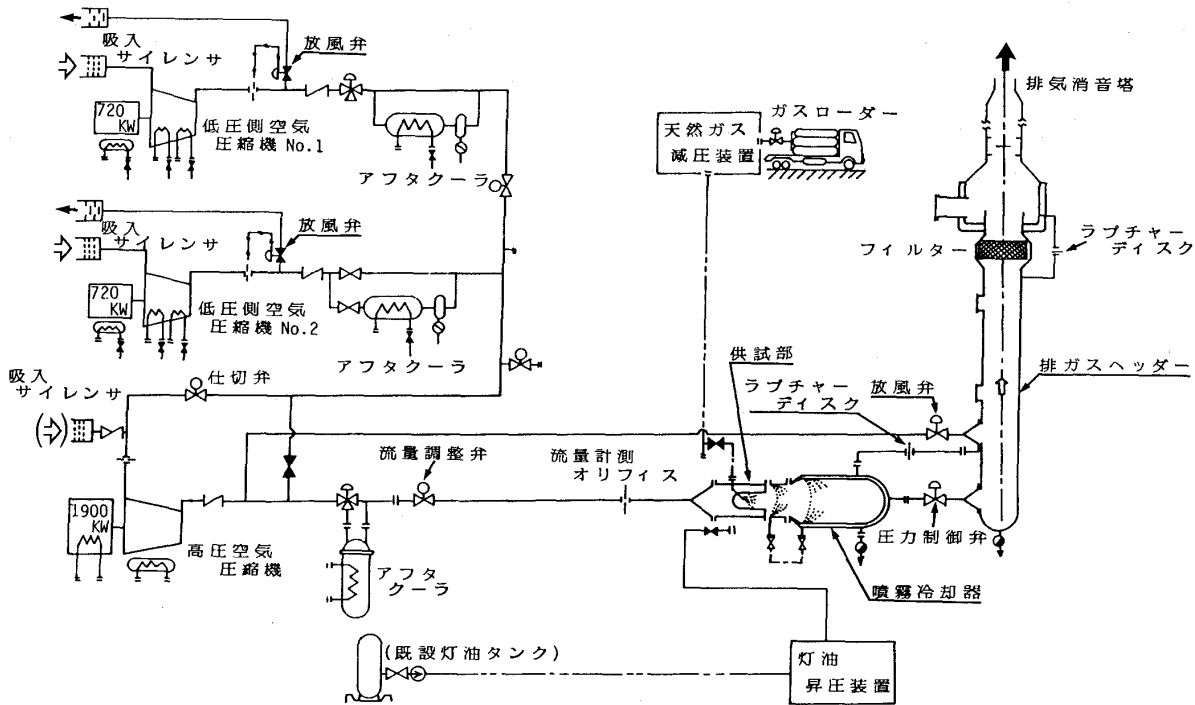


図1 高圧燃焼試験装置系統図

(昭和58年4月8日原稿受付)

* 以下、絶対圧力

1) 空気系

供試部に空気を供給するには、図1に示すように2台の720 kW空気圧縮機を並列運転し、それらにより圧縮した空気を、図2に外観を示す1900

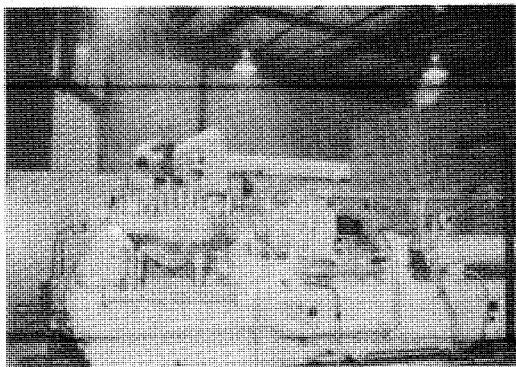


図2 1900 kW高圧空気圧縮機

kWの高圧空気圧縮機で更に昇圧する。設計点では4 kg/sの空気を5.68 MPaにまで加圧する。

この空気圧縮機には中間冷却器を設けておらず、設計点での高圧空気圧縮機吐出空気温度は737 Kとなる。本装置は、燃焼研究用試験装置であるため、供試空気の圧力と温度を独立に変化させ得るよう、高圧圧縮機直後にアフタークーラを設け、供給空気の一部を3方弁によりバイパスさせ冷却することができるようにした。

公称径4^Bの高圧配管につづく供試部は、将来各種の試験が可能となるよう、4 mのスパンを設けている。現在試験中の供試部(内径230 mm)を図3に示す。

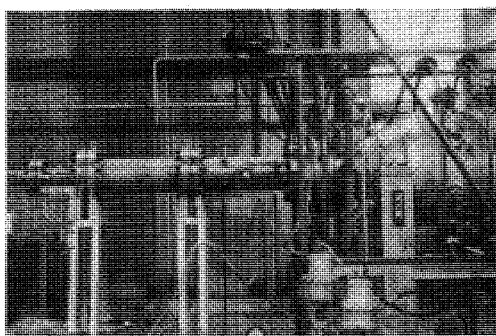


図3 試験中の供試部外観
(中央 輝点が火炎)

供試燃焼器から排出する燃焼ガスは、上述のような高圧ガスである上、1600 Kを越える温度であるので、制御弁に流入する前にこれを冷却する水噴霧冷却器を設けた。この水噴霧冷却器は内径0.7 m、長さ3 mであって内面には、40個の圧力噴射弁が配置されており、最大12 m³/hの水を噴霧し燃焼ガスを600 K以下に冷却する。

噴霧冷却器下流に設けた圧力制御弁、および圧縮機直後から分岐したバイパス管に設けた風量制御用放風弁の公称径は、それぞれ100 mm、および80 mmであって、ともに騒音防止と作動安定のため弁後流側に孔明き板を設けている。上記各弁により減圧した排出ガスは、フィルターを内蔵した排ガスヘッダーを経て排気消音塔より排出する。圧力制御弁や放風弁は150 dB以上の騒音を発生すると予想されたので、この管路、排ガスヘッダー等を防音被覆した上、実験室の外部に設けた遮音板を内張したコンクリートブロック製建屋内に収納した。

排気消音塔は、当所高圧環状燃焼器試験装置での実績を参考に、同様なくいちがい棚構造の全高15 mの塔とした。

2) 冷却水系

冷却水は屋外に新設した容量100 m³の水槽より1900 kWモータ、3台の空気圧縮機潤滑油系、中間、および後部冷却器、噴霧冷却器ジャケットなどに供給し、使用後はすべて水槽上部に設置した極低騒音型水冷却塔を通して水槽に戻る。噴霧冷却器内に8.13 MPaの圧力で噴霧する水のみは、噴射弁閉塞の危険性を最小とするために水道水を用いた。

3) 燃料系統

現装置で、供試部に最大流量100 g/sの天然ガス、および灯油を供給することができる。

天然ガスは、ガスローダ(高圧ガス充填長尺ポンベ積載車)を実験のつど招致し、10 MPa以下に減圧して供試燃焼器に供給する。減圧による制御弁等の凍結を防ぐため、35 kWの温水器から温湯を送り熱交換器により天然ガスの予熱を行う。

灯油は、既設の地上タンクより移送し、最高10 MPaに加圧し供給できる。

天然ガス、灯油ともに減圧装置、または昇圧装置からの配管が長いので不測の事態にそなえて供

試部付近に緊急遮断弁を設けている。

4) 実験棟

本試験装置を収納するため、外観を図4に示す

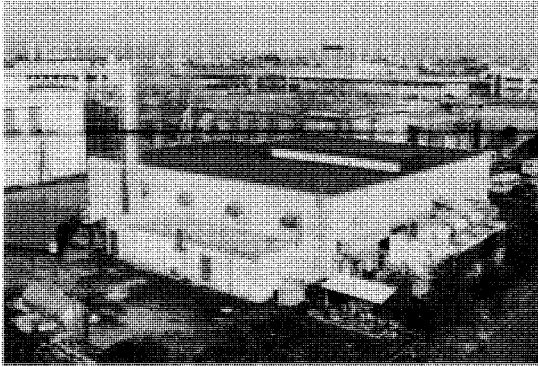


図4 高圧燃焼試験棟外観

実験専用棟を建設した。建物は遮音特性の良好な厚み120mmのプレキャストコンクリート板を外壁

とする鉄骨構造である。

圧縮機が多量の空気を室内から吸入すること、機器表面が高温化すること、およびガス燃料をとり扱うことなどから換気を重視し、それと同時に外部への騒音を防止する対策を講じた。すなわち開口面積の広くとれる屋上に遮音ルーバ付吸気塔を、建物側壁には強制換気扇付吸音ダクトを取付けた。

この建物、装置は高圧ガス取締法で規定する「高圧ガス製造所」、および「特定高圧ガス消費設備」であり、また消防法による「一般危険物取扱所」となっている。それらの規定により実験室内機器はすべて防爆構造とした。

本設備は、各方面の協力を得て昭和58年2月に完成し、燃焼試験を開始している。今後ガスタービン燃焼器やタービンの研究に役立てていくつもりである。

入会者名簿

(昭和58年5月19日現在)

正会員	山根隆一郎(東工大) 嶋津孝明(防衛庁) 中垣 彊(小松製作所)
	北田孝佳(トヨタ自動車) 神野正人(トヨタ自動車) 大木 久(トヨタ自動車)
	黒田哲郎(日立製作所) 川上英彦(東芝) 福泉靖史(三菱重工) 鴻村 隆(本田技研)
	平田文一(三菱重工) 東森弘孝(三菱重工) 和田克夫(日立製作所)
	白石久敬(日立製作所) 梓沢 昇(日立製作所) 佐々木健太(三菱製鋼)
	見上 博(富山商船高等専門学校) 初芝信次(東京電力) 福本正治(日立造船)
	三上隆男(IHI) 古川 弘(IHI) 浜口弘志(ダイハツディーゼル)
	名本道生(ダイハツディーゼル) 長谷川好道(ダイハツディーゼル) 館野 昭(IHI)
	小島芳生(ヤマハ発動機) 古川雅人(九大) 森 啓充(大阪ガス) 塚田悠治(船舶技研)
	富塚 功(金属材研) 高部 茂(IHI) 小林芳人(三菱自動車) 東 勝美(旭硝子)
	武田晴夫(東京電力) 相沢善吾(東京電力) 畑中四郎(トヨタ自動車)
	杉田真人(トヨタ自動車) 服部憲明(アイシン精機)
	学生会員
久保一郎(防大) 間野 崇(防大) 小島攝治郎(防大)	
賛助会員	住友精密工業(株), 旭硝子(株),
	ゼネラル・エレクトリック・テクニカル・サービス・カンパニー, 関西電力(株), 三菱電機(株), 富士重工業(株), 住友商事(株), 中部電力(株), 福音特殊金属(株), ティアック(株)

試部付近に緊急遮断弁を設けている。

4) 実験棟

本試験装置を収納するため、外観を図4に示す

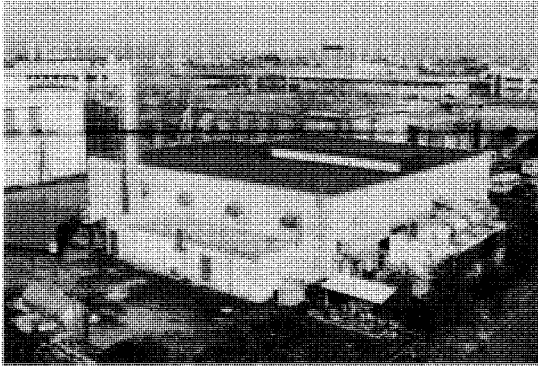


図4 高圧燃焼試験棟外観

実験専用棟を建設した。建物は遮音特性の良好な厚み120mmのプレキャストコンクリート板を外壁

とする鉄骨構造である。

圧縮機が多量の空気を室内から吸入すること、機器表面が高温化すること、およびガス燃料をとり扱うことなどから換気を重視し、それと同時に外部への騒音を防止する対策を講じた。すなわち開口面積の広くとれる屋上に遮音ルーバ付吸気塔を、建物側壁には強制換気扇付吸音ダクトを取付けた。

この建物、装置は高圧ガス取締法で規定する「高圧ガス製造所」、および「特定高圧ガス消費設備」であり、また消防法による「一般危険物取扱所」となっている。それらの規定により実験室内機器はすべて防爆構造とした。

本設備は、各方面の協力を得て昭和58年2月に完成し、燃焼試験を開始している。今後ガスタービン燃焼器やタービンの研究に役立てていくつもりである。

入会者名簿

(昭和58年5月19日現在)

正会員	山根隆一郎(東工大) 嶋津孝明(防衛庁) 中垣 彊(小松製作所)
	北田孝佳(トヨタ自動車) 神野正人(トヨタ自動車) 大木 久(トヨタ自動車)
	黒田哲郎(日立製作所) 川上英彦(東芝) 福泉靖史(三菱重工) 鴻村 隆(本田技研)
	平田文一(三菱重工) 東森弘孝(三菱重工) 和田克夫(日立製作所)
	白石久敬(日立製作所) 梓沢 昇(日立製作所) 佐々木健太(三菱製鋼)
	見上 博(富山商船高等専門学校) 初芝信次(東京電力) 福本正治(日立造船)
	三上隆男(IHI) 古川 弘(IHI) 浜口弘志(ダイハツディーゼル)
	名本道生(ダイハツディーゼル) 長谷川好道(ダイハツディーゼル) 館野 昭(IHI)
	小島芳生(ヤマハ発動機) 古川雅人(九大) 森 啓充(大阪ガス) 塚田悠治(船舶技研)
	富塚 功(金属材研) 高部 茂(IHI) 小林芳人(三菱自動車) 東 勝美(旭硝子)
	武田晴夫(東京電力) 相沢善吾(東京電力) 畑中四郎(トヨタ自動車)
	杉田真人(トヨタ自動車) 服部憲明(アイシン精機)
	学生会員
久保一郎(防大) 間野 崇(防大) 小島攝治郎(防大)	
賛助会員	住友精密工業(株), 旭硝子(株),
	ゼネラル・エレクトリック・テクニカル・サービス・カンパニー, 関西電力(株), 三菱電機(株), 富士重工業(株), 住友商事(株), 中部電力(株), 福音特殊金属(株), ティアック(株)

資料

1982年ガスタービン生産統計

統計作成委員会⁽¹⁾

1. 最近5年間のガスタービン生産推移

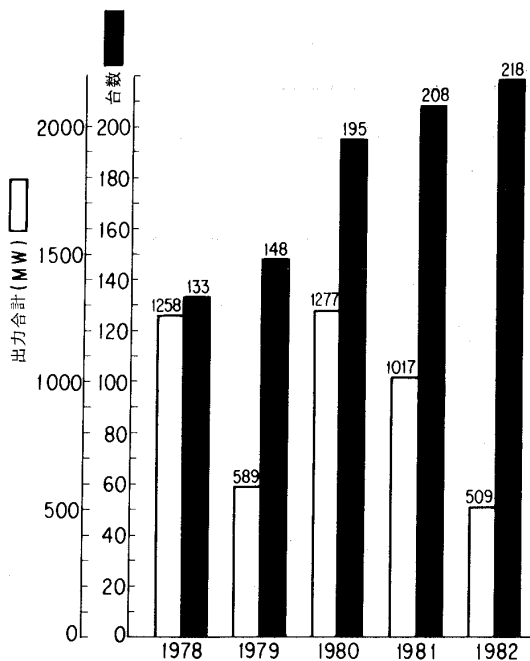


図1 陸船用ガスタービン

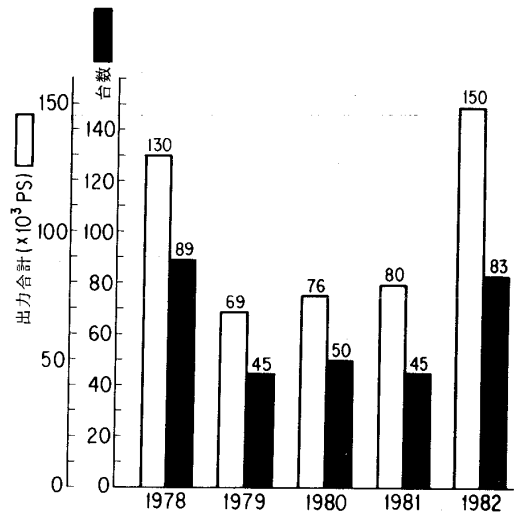


図3 ターボシャフト/ターボプロップエンジン

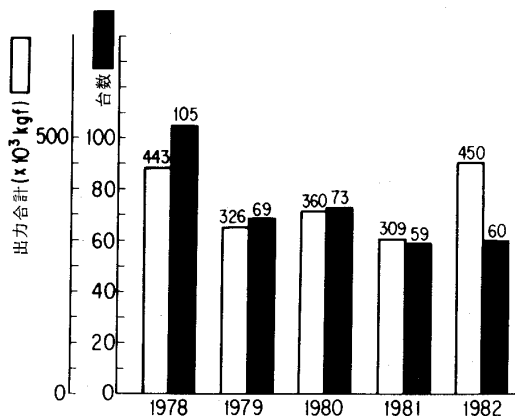


図2 ターボジェット/ターボファンエンジン

(昭和58年5月10日原稿受付)

(備考)

(1) 出力の基準状態は15°C, 760mmHgとし, 常用出力で集計した。

(2) メートル馬力(PS), 米馬力(HP), キロワット(kW)間の換算は下記によった。

$$1 \text{ PS} = 0.7355 \text{ kW}$$

$$1 \text{ HP} = 0.7457 \text{ kW}$$

$$1 \text{ HP} = 1.0138 \text{ PS}$$

委員長	吉識 晴夫 (東大生研)
委員	石沢 和彦 (IHI)
	内田 晴記 (川崎重工)
	佐藤玉太郎 (日本鋼管)
	村尾 鱗一 (青山学院大)
	村山 弘 (日立製作)
	森 義孝 (三菱重工)

2. 陸船用ガスタービン

表1 1982年用途別生産台数及び出力(kW)

区分		1,000 PS 未満		1,000PS以上 30,000PS未満		30,000PS以上		全 出 力	
		台数	出力	台数	出力	台数	出力	台数	出力
ベースロード発電用	B L	7	3,604	6	31,140	6	154,700	19	189,444
緊急発電用	E M	141	49,598	36	51,135	0	0	177	100,733
艦艇用	M M	0	0	13	170,040	0	0	13	170,040
実験用	X P	0	0	1	13,070	0	0	1	13,070
消防用	F R	2	132	0	0	0	0	2	132
空調用	A C D	1	480	0	0	0	0	1	480
石油化学プロセス用	O R	0	0	4	22,948	0	0	4	22,948
尖頭負荷用	P L	0	0	1	12,400	0	0	1	12,400
合 計		151	53,814	61	300,733	6	154,700	218	509,247

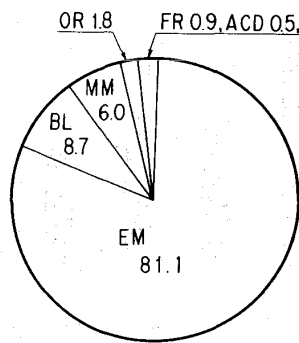


図4 1982年用途別台数割合(%)

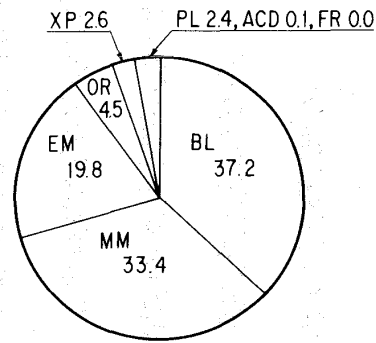


図5 1982年用途別出力割合(%)

表2 1982年燃料別生産台数及び出力(kW)

燃料別		区分		1,000 PS 未満		1,000PS以上 30,000PS未満		30,000PS以上		全 出 力	
		種類	コード	台数	出力	台数	出力	台数	出力	台数	出力
ガス燃料	天然ガス	GNG		0	0	8	31,448	4	106,700	12	138,148
	炭鉱ガス	GMG		0	0	1	1,180	0	0	1	1,180
	都市ガス	GTW		0	0	1	1,103	0	0	1	1,103
	小 計			0	0	10	34,031	4	106,700	14	140,731
液体燃料	灯油	T		58	18,860	15	32,106	0	0	73	50,966
	軽油	K		20	6,330	19	206,953	2	48,000	41	261,283
	ナフサ	L N		0	0	1	5,560	0	0	1	5,560
	重油一種	H 1		73	28,626	16	22,083	0	0	89	50,709
小 計				151	53,816	51	266,702	2	48,000	204	368,518
ガス / 液体燃料				0	0	0	0	0	0	0	0
固体燃料				0	0	0	0	0	0	0	0
合 計				151	53,816	61	300,733	6	154,700	218	509,249

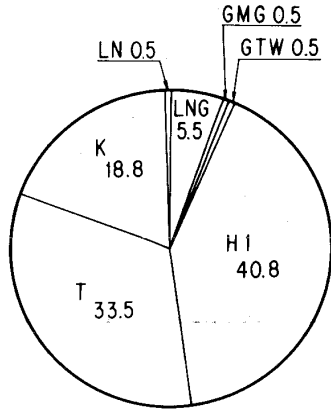


図6 1982年燃料別台数割合 (%)

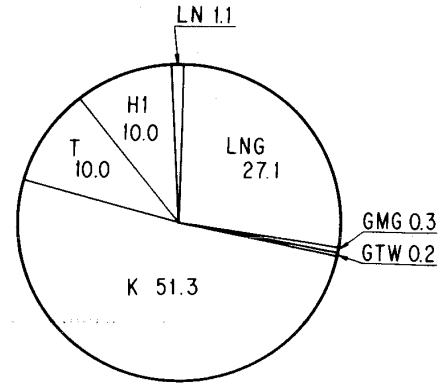


図7 1982年燃料別出力割合 (%)

表3 1982年地域別納入台数及び出力 (kW)

区分	地域別	1,000 PS 未満		1,000PS以上 30,000PS未満		30,000PS以上		全出力	
		台数	出力	台数	出力	台数	出力	台数	出力
国内向け	北海道	10	4,016	3	5,893	0	0	13	9,909
	東北	22	7,928	2	1,600	0	0	24	9,528
	関東	42	13,643	12	14,177	0	0	54	27,820
	中部	27	8,900	9	10,306	0	0	36	19,206
	近畿	15	5,320	4	6,878	0	0	19	12,198
	中国	8	2,898	1	13,070	0	0	9	15,968
	四国	2	419	0	0	0	0	2	419
	九州	16	6,955	5	7,552	0	0	21	14,507
	船舶搭載	8	3,221	3	3,310	0	0	11	6,531
	船用	0	0	13	170,040	0	0	13	170,040
	(小計)	150	53,300	52	232,826	0	0	202	286,126
輸出处	中南米	0	0	0	0	5	120,000	5	120,000
	中東	1	515	2	14,800	0	0	3	15,315
	アジア	0	0	2	25,660	0	0	2	25,660
	オセアニア	0	0	0	0	0	0	0	0
	北米	0	0	0	0	1	34,700	1	34,700
	その他	0	0	5	27,448	0	0	5	27,448
		(小計)	1	515	9	67,908	6	154,700	16
	合計	151	53,815	61	300,734	6	154,700	218	509,249

表4 1982年被駆動機械別生産台数及び出力 (kW)

被駆動機械別	区分	1,000 PS 未満		1,000PS以上 30,000PS未満		30,000PS以上		全出力	
		台数	出力	台数	出力	台数	出力	台数	出力
発電機	G	149	53,682	43	94,675	6	154,700	198	303,057
軸出力	SP	0	0	13	170,040	0	0	13	170,040
空気圧縮機, 送風機	AC	0	0	4	22,948	0	0	4	22,948
水ポンプ	W	2	132	0	0	0	0	2	132
動力計	DM	0	0	1	13,070	0	0	1	13,070
合計		151	53,814	61	300,733	6	154,700	218	509,247

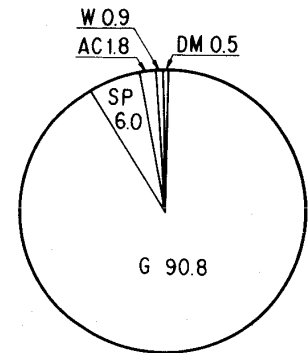


図8 1982年被駆動機械別台数割合 (%)

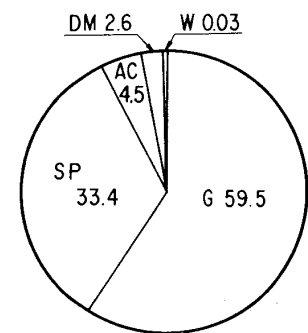


図9 1982年被駆動機械別出力割合 (%)

表5 1982年出力区分別生産台数及び出力(kW)

出力区分(PS)	台数	出力
0 ~ 199	7	409
200 ~ 499	74	15,460
500 ~ 999	70	37,946
小計	151	53,815
1,000 ~ 5,999	45	75,990
6,000 ~ 13,999	6	33,008
14,000 ~ 21,999	2	25,470
22,000 ~ 29,999	8	166,266
小計	61	300,733
30,000 ~ 59,999	6	154,700
60,000 ~	0	0
小計	6	154,700
合計	218	509,248

表6 1982年発電用ガスタービン用途別生産台数及び出力(kW)

区分 発電用途別	1,000 PS 未満		1,000 PS 以上 30,000 PS 未満		30,000 PS 以上		全出力		
	台数	出力	台数	出力	台数	出力	台数	出力	
事業用	BL	0	0	1	20,100	3	72,000	4	92,100
	PL	0	0	1	12,400	0	0	1	12,400
	EM	0	0	0	0	0	0	0	0
	小計	0	0	2	32,500	3	72,000	5	104,500
自家用	BL	7	3,604	5	11,040	3	82,700	15	97,344
	PL	0	0	0	0	0	0	0	0
	EM	141	49,598	36	51,135	0	0	177	100,733
	小計	148	53,202	41	62,175	3	82,700	192	198,077
合計	148	53,202	43	94,675	6	154,700	197	302,577	

3. 航空用ガスタービン

表8 1982年ターボ・シャフト/ターボ・プロップエンジン生産台数及び出力(PS)

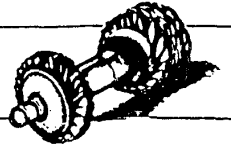
表7 1982年ターボ・ジェット/ターボ・ファンエンジン生産台数及び推力(kgf)

生産台数	60	推力合計	450,420*1
------	----	------	-----------

*1 海面上静止最大推力

用途	1,000PS未満		1,000PS以上		合計	
	台数	出力	台数	出力	台数	出力
固定翼機	0	0	26	108,791	26	108,791
ヘリコプター	0	0	29	37,977	29	37,977
補助機関駆動	27	1,458	1	1,378	28	2,836
合計	27	1,458*2	56	148,146*2	83	149,604*2

*2 海面上静止常用出力



(社) 日本ガスタービン学会
評議員会・総会報告

去る4月28日(木)本学会の評議員会および通常総会が東京、機械振興会館において開催された。

まず第7期第2回評議員会は10時30分より開かれ、評議員の互選により水町長生氏が議長となり議事が進められた。第7期会長の今井兼一郎氏による開会挨拶に引続き、最初に出席9名、委任状提出53名で評議員会が成立することが確認されたのち以下の議案につき審議が行われ、いずれも承認された。すなわち、第7期事業報告、第7期収支決算報告の諸案を総会にはかることが認められた。同上の決算案については大塚新太郎監事より監査報告が述べられた。引続き11時10分より第8期第1回評議員会が開催され、第8期評議員である水町長生氏を議長に選出、議事が進められた。まず出席12名、委任状提出者43名で同評議員会が成立することが確認されたのち以下の議案の審議が行われ、いずれも承認された。すなわち第8期役員候補、第8期評議員・役員候補者・監事選挙結果報告、第8期事業計画、第8期予算、名誉会員推薦などの諸案を総会にはかる件が各々承認された。

同日、13時より第8期通常総会が機械振興会館地下2階ホールで開催された。まず前半は第7期に関する諸件の審議が行われた。すなわち、第7期今井兼一郎会長の開会挨拶のあと、同氏を総会議長に選出し議事が進められた。同総会への出席者25名、委任状提出者431名(会員数1,270名の1/5以上)で総会成立が確認されたのち、以下の議案の審議が行われた。すなわち、第7期事業報告、第7期収支決算報告につき、田中総務(主担当)理事(第7期)および梶木総務(財務担当)理事より説明があり承認された。収支決算については大塚監事より適正であるむね監査報告が行われた。

後半は第8期に関する諸件で審議が行われた。

まず第8期役員選出の件では別掲どおり議決された。なお、第8期評議員・役員候補者・監事選挙結果もあわせ報告された。以上により第8期会長に須之部量寛氏が選出され、就任の挨拶がのべられた。ここで今井議長に代り須之部新会長が議長となり以下の議事が進められた。総会の成立につき再確認が行われ、第8期事業計画、第8期予算に関し有賀総務(主担当)理事および梶木総務(財務)理事より説明があり、別掲通り承認された。

次いで岡村健二氏および山内正男氏を名誉会員とすることが承認され、当日出席された山内氏に記念品の贈呈が行われ欠席の岡村氏には、後日お届けすることとなった。(学会誌への名誉会員紹介は昨年度の小泉警夫氏および永野治氏については都合により今回掲載します。)

なお、当学会の職員三浦敦子嬢は昨年をもって10年勤続となったので総会を機会に表彰された。

最後に、窪田副会長より閉会の挨拶が述べられ、第8期通常総会は無事終了した。(総務理事)

第7期(昭和57年度)事業報告

1. 役員に関する事項

1.1 役員・評議員

1.2 監事・評議員の選出

第7期評議員・監事の選出は定款第15条、第16条、細則第19条、第21条、第22条、第23条、第24条、第25条により選出した。

2. 会務処理に関する各種会合

2.1 理事会

会長・副会長他18名(内総務担当5名、企画担当6名、編集担当7名)、開催9回

会議事項: 第7期総会報告、第7期評議員会報告、第7期諸事業実施にともなう業務、第7期事業報告案、同決算案、第8期総会議案、第8期評議員会議案、同事業計画案、同予算案など。

2.2 評議員会

評議員68名、開催2回〔内訳: 第7期第1回評議員会(出席18名、委任状提出者47名)(57.5.7)、第7期第2回評議員会(58.4.28)〕
会議事項: 第7期役員案、第7期事業計画案、同予算案、第7期事業報告案、同決算案、などの件を審議、承認。

2.3 総会

正会員全員、開催1回〔内訳: 第7期通常総会(出席58名、委任状提出者284名(全員数1,219名の1/5以上))(57.5.7)〕
会議事項: 第7期役員、評議員選出、第7期事業計画、同予算、第6期事業報告、同決算などの件の審議、承認。

2.4 部門別理事・委員会

1) 総務

主担当理事 田中英穂 他10名 開催8回

2) 企画

主担当理事 松木正勝 他11名 開催5回

3) 編集

主担当理事 森下輝夫 他17名 開催6回

2.5 選挙管理委員会

委員長 辻高弘 他7名 開催4回

3. 調査研究事業

3.1 ガスタービン統計作成委員会

委員長 吉識晴夫 他6名 開催1回

会議事項: わが国のガスタービン生産に関する統計用データの蒐集および集計

3.2 ガスタービン技術情報センター運営委員会

委員長 酒井俊道 他3名 開催2回

会議事項: 同センター運営および整理その他資料蒐集

3.3 組織検討委員会

委員長 浦田星 他7名 開催5回

会議事項: 1) 学会財務状況の検討
2) 学会賞についての検討
3) 技術情報センター、地方委員会、調査研究委員会の在り方の検討
4) 定款・選挙法などの検討

3.4 地方委員会

委員長 沢田照夫 他8名 開催1回

会議事項: 関西地区における見学会、技術懇談会の企画実施、地方行事に関する打合せ。

3.5 調査研究委員会

委員長 須之部量寛 他8名 開催1回

会議事項: 燃焼ガス熱物性値資料のガスタービンサイクル計算への応用についての調査。

3.6 定期講演会委員会

委員長 森下輝夫 他4名 開催2回

会議事項: 定期講演会の計画、準備

4. 集會事業

特別講演会1回、定期講演会1回、技術懇談会3回、見学会3回、ガスタービンセミナー1回、シンポジウム1回、映画会1回、十周年記念講演パネル検討会1回。

5. 出版事業

5.1 会誌

本期発行した会誌は、Vol.10, No.37(1982-6)、Vol.10, No.38(1982-9)、Vol.10, No.39(1982-12)、Vol.10, No.40(1983-3)で本文総ページ308、うち報告、行事内容、会告、後記など25ページである。

名 称	講 師	年 月 日	場 所
1 映画会		57.5.7	機械振興会館
2 十周年記念パネル討論会・記念講演	辻 高弘(高効率ガスタービン技術研究組合)他11名	57.6.3	同 上
3 第10回定期講演会	発表者27名	57.6.4	同 上
4 第1回技術懇談会	野田廣太郎(明電舎 他1名)	57.6.25	明電舎沼津事業所
5 第1回見学会		57.6.25	同 上
6 第1回特別講演会	Prof. Robert Milton Howe	57.10.4	藤東貿易
7 第2回技術懇談会	寺井 博(大阪瓦斯)	57.10.8	大阪瓦斯 京北製造所
8 第2回見学会		57.10.8	同 上
9 第1回シンポジウム	杉山七架(航技研)他3名	57.11.19	航技研
10 第11回セミナー	高田浩之(東大)他7名	58.1.20,21	日比谷三井ビル
11 第3回技術懇談会	神津正男(防衛庁)	58.2.18	防衛庁 第3研究所
12 第3回見学会		58.2.18	同 上

技術論文	講 義	論 議	資 料	随 筆	見 聞 記	研 究 所 報 告	新 製 品 紹 介	報 告	ニ ュ ー ス	行 事 案 内 告	後 記	そ の 他
10巻37号	10 (1)		4 (1)					4 (2)	1 (1)		1 (2)	8 (4)
10巻38号	14.5 (2)			1 (1)	5.5 (2)	4 (1)	9 (1)		3 (4)	1 (2)	6 (1)	
10巻39号	17.5 (2)	7 (1)	28.5 (3)	7 (1)	2 (1)	2 (1)	3 (1)	5 (2)		2 (4)	1 (2)	2 (2)
10巻40号	16 (2)	9.5 (1)	8 (1)	4.5 (1)	35 (1)	2 (1)	2 (1)		0.5 (1)	3 (15)	1 (2)	24.5 (13)

5.2 Gas Turbine Newsletter

ASME Gas Turbine Division より発行されている同誌を同部門の了解のもとに4回にわたり複写配布した。

- 1982-5 PP.1-5
- 1982-8 PP.1-4
- 1982-11 PP.1-4

5.3 日本ガスタービン学会講演会論文集

第10回定期講演会の講演会論文集(162ページ)を発行した。

5.4 ガスタービンセミナー資料集

第11回ガスタービンセミナーのセミナー資料集(74ページ)を発行した。

6. 第3回国際ガスタービン会議開催準備

本学会の代行機関としての1983年国際ガスタービン会議東京大会組織委員会により同会議の準備が進められた。

7. 学会設立十周年記念事業開催準備

十周年記念行事委員会(委員長 円城寺 一他8名)の企画準備により57年6月3日同行事を実施した。その一環として学会賞選考委員会(委員長 田中英穂他24名)の推薦に基づき、論文5件、技術9件に学会賞が授与された。

8. 事務所移転

東京都新宿区新宿3-17-7 紀伊国屋ビルより東京都新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402へ移転した。(57年2月22日)

9. 会員数の移動状況

摘 要	正 会 員	学 正 会 員	賛 助 会 員
本期末会員数	1,263	26	82
前期末会員数	1,219	19	81
差 引 増 減	44	7	1

第7期(昭和57年度)収支決算

1. 収支決算書総括表

1.1 収入の部

勘定科目	合 計	一 般 会 計	国際会議特別会計
1 基本財産運用収入	550,034円	550,034円	0円
2 会 費 収 入	8,600,187	8,600,187	0
3 入 会 金 収 入	56,326	56,326	0
4 事 業 収 入	9,209,750	9,209,750	0
5 雑 収 入	885,459	733,594	151,865
6 返 済 金 収 入	0	0	0
7 戻 入 金 収 入	0	0	0
8 特別賛助会費収入	24,000,000	0	24,000,000
9 前期繰越収支差額	2,646,189	2,358,000	288,189
収 入 合 計	45,947,945	21,507,891	24,440,054

1.2 支出の部

勘定科目	合 計	一 般 会 計	国際会議特別会計
1 管 理 費	11,968,323円	11,968,323円	0円
2 出 版 事 業 費	4,585,974	4,585,974	0
3 集 会 事 業 費	2,521,903	2,521,903	0
4 調査研究事業費	4,3810	4,3810	0
5 負 担 金	9,000,000	0	9,000,000
6 繰 入 金 支 出	0	0	0
7 予 備 費	0	0	0
支 出 合 計	28,120,010	19,120,010	9,000,000
次期繰越収支差額	17,827,935	2,387,881	15,440,054

2. 貸借対照表総括表

2.1 資産の部

(昭和58年3月31日現在)

科 目	合 計	一 般 会 計	国際会議特別会計
流動資産合計	18,283,652	2,843,598	15,440,054
有形固定資産合計	34,5000	34,5000	0
その他の固定資産合計	10,075,196	8,461,266	1,613,930
固 定 資 産 合 計	10,420,196	8,806,266	1,613,930
資 産 合 計	28,703,848	11,649,864	17,053,984

2.2 負債の部

科 目	合 計	一 般 会 計	国際会議特別会計
流動負債合計	45,5717	45,5717	0
固定負債合計	1,800,000	1,800,000	0
負 債 合 計	2,255,717	2,255,717	0

2.3 正味財産の部

科 目	合 計	一 般 会 計	国際会議特別会計
基 金	6,014,266	6,014,266	0
剰 余 金 合 計	20,433,865	3,379,881	17,053,984
正 味 財 産 合 計	26,448,131	9,394,147	17,053,984
負債及び正味財産合計	28,703,848	11,649,864	17,053,984

3. 一般会計の部

3.1 収支計算の部

自 昭和57年4月1日

至 昭和58年3月31日

大 科 目	勘 定 科 目	小 科 目	予 算 額	決 算 額	差 異	備 考
基本財産運用収入	基本財産利息収入		420000円	550034円	△130034円	
			420000	550034	△130034	預金利息収入
			420000	550034	△130034	
事業収入	集 会 事 業 収 入		8,100,000	9,209,750	△1,109,750	
			3,300,000	4,376,950	△1,076,950	
			1,200,000	1,533,450	△333,450	1回開催
			1,500,000	1,735,000	△235,000	3回開催
	出 版 事 業 収 入		2,000,000	2,032,800	△32,800	
			2,000,000	2,032,800	△32,800	
			2,000,000	2,032,800	△32,800	
国際会議経理事務委託収入		2,800,000	2,800,000	0		
		1,500,000	1,500,000	0		
		1,220,000	1,220,000	0		
入会金収入	正 会 員 入 会 金 収 入		4000	56326	△16826	
			3000	46826	△16826	
	学 生 会 員 入 会 金 収 入		5000	7500	△2500	94名分
			5000	7500	△2500	15名分
会費収入	正 会 員 会 費 収 入		8,774,000	8,600,187	173,813	
			3,750,000	3,779,187	△29,187	
	学 生 会 員 会 費 収 入		2400	2200	200	
			2400	2200	200	22名分
賛助会員会費収入		5,000,000	4,799,000	201,000		
		5,000,000	4,799,000	201,000	9611分	
雑収入	受 取 利 息		320000	733594	△413594	
			270000	218757	51243	預金利息収入
	雑 収 入		250000	167436	82564	
			20000	51321	△14679	
戻入金	戻 入 金 収 入		500000	0	500000	特別会計よりの戻入金
			500000	0	500000	
			500000	0	500000	
前期繰越収支差額		2,358,000	2,358,000	0		
		2,358,000	2,358,000	0		
収 入 合 計			20,512,000	21,507,891	△995,891	

2) 支出の部

大 科 目	勘 定 科 目		予 算 額	決 算 額	差 異	備 考
	中 科 目	小 科 目				
管 理 費	給 料 手 当		10859000	11968323	△ 1109323	
	給 料 手 当		10859000	11968323	△ 1109323	
	引 当 金 繰 入 額		200000	440000	△ 240000	
	引 当 金 繰 入 額		200000	300000	△ 100000	
	引 当 金 繰 入 額		0	140000	△ 140000	更新料積立
	福 利 厚 生 費		300000	193081	106919	
	福 利 厚 生 費		300000	193081	106919	
	会 議 費		850000	936649	△ 86649	
	会 議 費		350000	245953	104047	
	会 議 費		110000	96750	13250	2回開催
	会 議 費		90000	214945	△ 124945	1回開催
	会 議 費		300000	379001	△ 79001	
	講 座 費		300000	272788	27212	
	講 座 費		300000	272788	27212	1回実施
	旅 費 ・ 交 通 費		240000	283550	43550	
	旅 費 ・ 交 通 費		60000	50780	9220	
	旅 費 ・ 交 通 費		180000	232770	△ 52770	
	仕 器 ・ 備 品 費		530000	560500	△ 30500	
	仕 器 ・ 備 品 費		525000	560500	△ 35000	
	仕 器 ・ 備 品 費		5000	0	5000	
消 耗 品 費		150000	452233	△ 302233		
消 耗 品 費		150000	452233	△ 302233		
印 刷 費		180000	170150	9850		
印 刷 費		180000	170150	9850		
通 信 運 搬 費		450000	556205	△ 106205		
通 信 運 搬 費		450000	556205	△ 106205		
賃 借 料		1560000	1661540	△ 97540		
賃 借 料		1440000	1660000	△ 120000		
賃 借 料		120000	97540	22460		
旅 謝 金		35000	30300	4700		
旅 謝 金		35000	30300	4700		
日 出 金		110000	115000	△ 5000		
日 出 金		100000	100000	0		
日 出 金		10000	15000	△ 5000		
管 理 費	雑 費		374000	587665	△ 213665	
管 理 費	雑 費		100000	91200	8800	
管 理 費	雑 費		274000	496465	△ 222465	
出 版 事 業 費	会 議 費		481400	4585974	228026	
	会 議 費		345000	229128	115872	
	会 議 費		345000	229128	115872	
	通 信 運 搬 費		350000	299376	50624	
	通 信 運 搬 費		350000	299376	50624	
	印 刷 製 本 費		3450000	3393700	56300	
	印 刷 製 本 費		3450000	3393700	56300	4回発行
	諸 謝 金		669000	663770	5230	
	諸 謝 金		669000	663770	5230	
	集 会 事 業 費	会 議 費		2312000	2521903	390907
集 会 事 業 費	会 議 費		150000	36961	113039	
集 会 事 業 費	会 議 費		150000	36961	113039	
集 会 事 業 費	臨 時 雇 賃 金		40000	22000	18000	
集 会 事 業 費	臨 時 雇 賃 金		40000	22000	18000	
集 会 事 業 費	旅 費 ・ 交 通 費		50000	27760	22240	
集 会 事 業 費	旅 費 ・ 交 通 費		20000	16000	4000	
集 会 事 業 費	旅 費 ・ 交 通 費		30000	11260	18240	
集 会 事 業 費	通 信 運 搬 費		500000	347970	152030	
集 会 事 業 費	通 信 運 搬 費		54000	45100	8900	
集 会 事 業 費	通 信 運 搬 費		162000	104850	57150	
集 会 事 業 費	通 信 運 搬 費		54000	36000	18000	
集 会 事 業 費	通 信 運 搬 費		100000	79000	21000	
集 会 事 業 費	通 信 運 搬 費		130000	83020	46980	
集 会 事 業 費	印 刷 製 本 費		480000	595300	△ 115300	
集 会 事 業 費	印 刷 製 本 費		300000	414000	△ 114000	
集 会 事 業 費	印 刷 製 本 費		180000	181300	△ 1300	
集 会 事 業 費	賃 借 料		392000	396650	△ 4650	
集 会 事 業 費	賃 借 料		30000	0	30000	
集 会 事 業 費	賃 借 料		30000	0	30000	
集 会 事 業 費	賃 借 料		182000	250650	△ 68650	
集 会 事 業 費	賃 借 料		150000	146000	4000	
集 会 事 業 費	諸 謝 金		505000	417213	87787	
	諸 謝 金		59000	25000	34000	
	諸 謝 金		67000	33332	33668	
	諸 謝 金		30000	16665	13335	
	諸 謝 金		250000	222216	27784	
	諸 謝 金		99000	120000	△ 21000	
	雑 費		795000	678049	116951	
	雑 費		40000	5000	35000	
	雑 費		35000	37876	△ 2876	
	雑 費		20000	2980	17020	
雑 費		600000	533234	66766		
雑 費		100000	98959	1041		
調 査 研 究 事 業 費	会 議 費		205000	43810	161190	
	会 議 費		125000	33100	91900	
	会 議 費		25000	4900	20100	
	会 議 費		20000	12540	7460	
	会 議 費		80000	15660	64340	
	通 信 運 搬 費		20000	10710	9290	
	通 信 運 搬 費		15000	9500	5500	
	通 信 運 搬 費		5000	1210	3790	
	賃 借 料		5000	0	5000	
	賃 借 料		5000	0	5000	
調 査 研 究 事 業 費	賃 借 料		55000	0	55000	
	賃 借 料		10000	0	10000	
	賃 借 料		5000	0	5000	
	賃 借 料		40000	0	40000	
	予 備 費		100000	0	100000	
	予 備 費		100000	0	100000	
予 備 費		100000	0	100000		
支 出 合 計		18890000	19120010	△ 230010		
次 期 繰 越 支 差 額		1622000	2387881	△ 765881		

3.2 正味財産増減計算の部

1) 増加の部

勘 定 科 目		決 算 額	備 考
大 科 目	中 科 目		
資 産 増 加 額		410,000円	
	基本財産受入額	0	
	備品増加額	270,000	
	引当金増加額	140,000	
	権利金預入額	0	
前 期 繰 越 増 減 差 額			
	前期繰越増減差額	645,530	
増 加 額 合 計		1,055,530	

2) 減少の部

勘 定 科 目		決 算 額	備 考
大 科 目	中 科 目		
資 産 減 少 額		0円	
	備品償却額	63,530	
	引当金取崩額	0	
基 本 金 増 加 額		0	
	基本金組入額	0	
減 少 額 合 計		63,530	
次 期 繰 越 増 減 差 額		992,000	
剰 余 金 合 計		3,379,881	

3.3 貸借対照表

(昭和58年3月31日現在)

(資 産 の 部)		
I 流 動 資 産		
1. 現金預金		2,843,598円
流動資産合計		2,843,598
II 固 定 資 産		
1. 有形固定資産		
1. 什器備品		345,000
有形固定資産合計		345,000
2. その他の固定資産		
1. 借入金		75,000
2. 事務所更新料積立		140,000
3. 退職給付積立預金		1,800,000
4. 貸付信託・定期預金(注1)		601,426
5. 権利金		432,000
その他の固定資産合計		846,126
固定資産合計		1,164,986
資 産 合 計		4,008,584
(負 債 の 部)		
I 流 動 負 債		
1. 前受金		429,500
2. 雇用保険料		26,217
流動負債合計		455,717
II 固 定 負 債		
1. 退職給付引当金		1,800,000
固定負債合計		1,800,000
負 債 合 計		2,255,717
(正 味 財 産 の 部)		
I 基 金		6,014,266
II 剰 余 金		
次 期 繰 越 支 差 額		2,387,881
次 期 繰 越 増 減 差 額		992,000
剰 余 金 合 計		3,379,881
正 味 財 産 合 計		9,394,147
負 債 及 び 正 味 財 産 合 計		11,649,864

注1: 基金たる資産

4. 国際会議特別会計の部

4.1 収支計算の部

自 昭和57年4月 1日
至 昭和58年3月31日

1) 収入の部

大 科 目	中 科 目	小 科 目	予 算 額	決 算 額	差 異	備 考
会費収入	会 費 収 入		13000000	24000000	△11,000,000	
			13000000	24000000	△11,000,000	
		特別賛助会費収入	13000000	24000000	△11,000,000	
返済金収入	返 済 金 収 入		500000	0	500000	
			500000	0	500000	
		返 済 金 収 入	500000	0	500000	
雑収入	受 取 利 息		30000	151865	△ 121,865	
			30000	151865	△ 121,865	
		普通預金利息	30000	151865	△ 121,865	
前期繰越収支差額	前期繰越収支差額		288189	288189	0	
			288189	288189	0	
		前期繰越収支差額	288189	288189	0	
収 入 合 計			13818189	24440054	△10621865	

2) 支出の部

大 科 目	中 科 目	小 科 目	予 算 額	決 算 額	差 異	備 考
負担金	負 担 金		12900000	9000000	3090000	
			12900000	9000000	3090000	
		負担金	12900000	9000000	3090000	
繰入金支出	繰 入 金 支 出		500000	0	500000	
			500000	0	500000	
		一般会計収入金	500000	0	500000	
支 出 合 計			12590000	9000000	3590000	
次期繰越収支差額			1228189	15440054	△14211865	

4.2 正味財産増減計算の部

1) 増加の部

大 科 目	中 科 目	決 算 額	備 考
資産増加額	備 品 増 加 額	0円	
		0	
		0	
前期繰越増減差額	前期繰越増減差額	1,613,930	
		1,613,930	
		1,613,930	
増 加 額 合 計		1,613,930	

2) 減少の部

大 科 目	中 科 目	決 算 額	備 考
資産減少額	備 品 償 却 額	0	
		0	
		0	
減 少 額 合 計		0	
次 期 繰 越 増 減 差 額		1,613,930	
剰 余 金 合 計		1,705,398.4	

4.3 貸借対照表

(昭和58年3月31日現在)

(資産の部)

I 流動資産	
1. 現金預金	15,440,054円
流動資産合計	15,440,054
II 固定資産	
1. 有形固定資産	0
有形固定資産合計	0
2. その他の固定資産	
貸付金	1,613,930
その他の固定資産合計	1,613,930
固定資産合計	1,613,930
資 産 合 計	17,053,984

(負債の部)

I 流動負債	0円
流動負債合計	0
II 固定負債	0
固定負債合計	0
負 債 合 計	0

(正味財産の部)

I 基 金	0円
II 剰 余 金	
次期繰越収支差額	1,544,054
次期繰越増減差額	1,613,930
剰余金合計	1,705,398.4
正味財産合計	1,705,398.4

負債及び正味財産合計

注：国際会議組織委員会への貸付金

5. 財産目録

(昭和58年3月31日現在)

(資産の部)

1. 銀行預金		
貸付信託	三井信託銀行新宿西口支店(注1)	6,000,000円
定期預金	三井信託銀行新宿西口支店(注1)	14,266
	協和銀行新宿西口支店(注2)	9,940,000
普通預金	富士銀行新宿支店(注3)	2,842,297
	三井信託銀行新宿西口支店(注3)	1,301
	協和銀行新宿西口支店(注4)	7,440,054
2. 電話加入権	電話1基	7,500
3. 什器備品	留守番電話他下記資料の通り	34,500
4. 権利金(注5)		43,200
5. 貸付金(注6)		1,613,930
	計	28,703,848

(負債の部)

1. 前受会費	42,950円	
2. 雇用保険料	2,6217	
3. 退職給与引当金	1,800,000	
	計	2,255,717
差引正味財産		26,448,131

(注1) 基金たる資産 (注4) 特別会計資産
(注2) 退職給与引当金たる資産(180万円) (注5) 第3工新ビル4F402号室敷金
事務所更新料引当金たる資産(14万円) (注6) 1983年国際ガスタービン会議
特別会計資産(800万円) 東京大会組織委員会への貸付金
(注3) 一般会計運用財産たる資産

(資料)

什器備品		
留守番電話		75,000円
短名印刷機		27,000
	計	345,000

6. 預り金

(昭和58年3月31日現在)

科 目	金 額	預り金の種類
前受会費	42,950円	58年度会費
雇用保険料	2,6217	57年度雇用保険料
合 計	45,5717	

監査の結果、ここに報告された決算報告者は、適正に表示していることを認める。

監 事 大 塚 新 太 郎

岡 崎 卓 郎

第8期(昭和58年度)役員および評議員

(敬称略、五十音順)

理 事

会 長 須之部量寛
副会長 窪田雅男
総 務 有賀一郎(主担当)、 樗木康夫(財務)、 鈴木昭次、 松尾芳郎、 山崎慎一
企 画 松木正勝(主担当)、 秋葉雅史、 飯島孝、 飯田庸太郎、 大橋秀雄、 谷村篤秀
編 集 森下輝夫(主担当)、 小竹進、 白戸健、 豊倉富太郎、 平山直道、 藤江邦男、 宮内諄二
監 事 井口泉、 堀昭史
評議員 青木千明、 浅沼強、 荒瀬達雄、 安藤常世、 生井武文、 一井博夫、 一色尚次、 伊藤源嗣、 稲葉興作、 井上宗一、 今井兼一郎、 今市憲作、 浦田星、 田城寺一、 遠藤肇、 大塚新太郎、 大槻幸夫、 大橋智、 近江敏明、 岡崎卓郎、 小笠原光信、 表義則、 梶山泰男、 甲藤好郎、 河田修、 木下啓次郎、 久保田道雄、 近藤博、 神津正男、 佐藤晃、 佐藤豪、 佐藤玉太郎、 佐野恵保、 沢田昭夫、 塩入淳平、 鈴木邦男、 妹尾泰利、 高瀬謙次郎、 高田浩之、 高原北雄、 竹矢一雄、 田島清瀬、 田中英穂、 谷口博、 谷田好通、 辻茂、 鳥崎忠雄、 難波昌伸、 西尾健二、 八田桂三、 浜中全美、 葉山真治、 平田賢、 古浜庄一、 本間友博、 水町長生、 養田光弘、 三輪光砂、 村尾麟一、 村田暹、 森康夫、 安井元、 矢野巍、 山本蔵、 吉開勝義、 吉識晴夫

第 8 期 (昭和 58 年度) 事業計画

1. 概 要

昭和 58 年度は、前年度に引き続き、研究発表会、学術講演会、技術懇談会、見学会、シンポジウム、セミナーなどを開催すると共に学会誌の定期的刊行並びに上記諸事業に関連した資料を刊行する。

また同年度中のわが国におけるガスタービンの生産統計作成を行うと共にガスタービンに関する資料を蒐集、保管し、会員の利用に供することを計画する。

さらに、調査研究委員会において、ガスタービンに関する特定課題につき調査、研究を行う。

特に本年度は 10 月 23 日から 28 日まで東京で開催予定の第 3 回国際ガスタービン会議の幹事学会として準備および実施にあたる。

2. 調査・研究事業

(1) 昭和 58 年度におけるわが国のガスタービン生産に関する資料を蒐集、集計し統計を作成する。

同事業には、ガスタービン統計作成委員会があたる。その結果は学会誌に掲載発表する。

(2) 調査研究委員会において、前期に引続き「燃焼ガス熱物性値資料のガスタービンサイクル計算への応用」につき調査研究を行う

3. 出版事業

(1) 定期刊行物

学 会 誌：年 4 回刊行する。

News letter：米国機械学会ガスタービン部門発行の News letter を配布する。

(2) 不定期刊行物

講演会論文集：定期講演会における講演会論文集を刊行する。

セミナー資料集：ガスタービンセミナーにおける資料集を刊行する。

4. 表彰事業

昭和 59 年度以降隔年学会賞の授与を行う。この方針にもとづき、次年度実施のため学会賞審査委員会を設け、その準備にあたる。

5. 附帯事業

(予定回数) (予定開催年月)

- (1) 定期講演会の開催 1 回 58 年 6 月
- (2) 特別講演会の開催 2 回 58 年 4 月, 9 月
- (3) 技術懇談会の開催 3 回 58 年 6 月, 9 月, 59 年 2 月
- (4) 見学会の開催 3 回 58 年 6 月, 9 月, 59 年 2 月
- (5) ガスタービン・シンポジウム 1 回 58 年 11 月
- (6) ガスタービンセミナー 1 回 59 年 1 月

6. 1983 年国際ガスタービン会議東京大会開催準備

昭和 58 年 10 月 23 日から 28 日まで、東京で開催予定の第 3 回国際ガスタービン会議の幹事学会としてその準備および実施にあたる。

7. 委員会活動

以下の委員会を設け、各事業の実施にあたる。

- (1) 総務委員会 (常置)
- (2) 編集委員会 (常置)
- (3) 企画委員会 (常置)
- (4) ガスタービン統計作成委員会 (常置)
- (5) 定期講演会委員会 (常置)
- (6) ガスタービン技術情報センター運営委員会 (常置)
- (7) 地方委員会 (常置)
- (8) 組織検討委員会 (臨時)
- (9) 調査研究委員会 (臨時)
- (10) 学会賞審査委員会 (臨時)

第 8 期 (昭和 58 年度) 予算書

1. 予算書総括表

自 昭和 58 年 4 月 1 日
至 昭和 59 年 3 月 31 日

1.1 収入の部

勘定科目	合 計	一般会計	特別会計
基金運用収入	420,000 円	420,000 円	0 円
会費収入	9,174,000	9,174,000	0
入会金収入	40,000	40,000	0
事業収入	7,050,000	7,050,000	0
雑収入	420,000	320,000	100,000
戻入金収入	3,100,000	1,500,000	1,600,000
特別賛助会費収入	12,000,000	0	12,000,000
前期繰越収支差額	17,827,935	2,387,881	15,440,054
収入合計	50,031,935	20,891,881	29,140,054

1.2 支出の部

勘定科目	合 計	一般会計	特別会計
管理費	11,750,000 円	11,750,000 円	0 円
出版事業費	4,160,000	4,160,000	0
集会事業費	2,376,000	2,376,000	0
調査研究事業費	269,000	269,000	0
表彰事業費	460,000	460,000	0
負担金	27,500,000	0	27,500,000
繰入金支出	1,500,000	0	1,500,000
予備費	1,000,000	1,000,000	0
次期繰越収支差額	1,916,935	1,776,881	140,054
支出合計	50,031,935	20,891,881	29,140,054

2. 一般会計

2.1 収入の部 (自 昭和 58 年 4 月 1 日 至 昭和 59 年 3 月 31 日)

大 科 目	中 科 目	小 科 目	予算額	前年度 予算額	増 減	備 考
基本財産運用収入	基本財産利息収入	基金定期預金利息収入	420,000 円 420,000 420,000	420,000 円 420,000 0	0 0 0	
事業収入	集会事業収入	定期講演会収入 見学会技術懇談会収入 シンポジウム収入 G/T セミナー収入	7,050,000 275,000 650,000 150,000 150,000 180,000	8,100,000 330,000 120,000 150,000 150,000 180,000	△1,050,000 △50,000 △50,000 0 0 0	
	出版事業収入	広告収入	1,500,000 1,500,000	2,000,000 2,000,000	△500,000 △500,000	
	国際会議理事務委託収入	国際会議関係事務委託収入 展示関係事務委託収入	280,000 158,000 122,000	280,000 158,000 122,000	0 0 0	
入会金収入	正会員入会金収入 学生会員入会金収入 賛助会員入会金収入	40,000 30,000 30,000 5,000 5,000 5,000	40,000 30,000 30,000 5,000 5,000 5,000	0 0 0 0 0 0	60 人増 10 人増 5 社増	
会費収入	正会員会費収入 学生会員会費収入 賛助会員会費収入	9,174,000 390,000 390,000 24,000 24,000 525,000 525,000	8,774,000 375,000 375,000 24,000 24,000 500,000 500,000	400,000 15,000 15,000 0 0 25,000 25,000	105 口	
雑収入	受取利息	運用資産定期預金利息 運用資産普通預金利息	320,000 270,000 250,000 20,000	320,000 270,000 250,000 20,000	0 0 0 0	
	雑収入	雑収入	50,000 50,000	50,000 50,000	0 0	
戻入金	戻入金収入	特別会計戻入金	1,500,000 1,500,000 1,500,000	500,000 1,000,000 500,000	1,000,000 1,000,000 1,000,000	特別会計よりの戻入金
前期繰越収支差額	前期繰越収支差額	前期繰越収支差額	2,387,881 2,387,881 2,387,881	2,358,000 2,358,000 2,358,000	29,881 29,881 29,881	
	収入合計		20,891,881	20,512,000	379,881	

2.2 支出の部

大科目	中科目	小科目	予算額	前年度 予算額	増 減	備 考
管理費	給料手当		11,750,000円	10,859,000円	891,000円	
	給 与		6,000,000	5,580,000	420,000	注) 国際会議 及び展示 関係給与 含む。
	退職給与引当金繰入額		300,000	200,000	100,000	
	福利厚生費		300,000	300,000	0	
	社会保険費		300,000	300,000	0	
	会議費		1,070,000	850,000	220,000	
	理事会費		430,000	350,000	80,000	
	評議員会費		110,000	110,000	0	
	総会費		100,000	90,000	10,000	
	委員金費		430,000	300,000	130,000	
	選挙費		300,000	300,000	0	
	評議員選挙費		300,000	300,000	0	
	旅費・交通費		310,000	240,000	70,000	
	旅 費		60,000	60,000	0	
	交通費		250,000	180,000	70,000	
	什器・備品費		10,000	530,000	△ 520,000	
	什器・備品費		5,000	525,000	△ 520,000	
	図書費		5,000	5,000	0	
	消耗品費		200,000	150,000	50,000	
	消耗品費		200,000	150,000	50,000	
	印刷費		180,000	180,000	0	
	印 刷 費		180,000	180,000	0	
	通信運搬費		540,000	450,000	90,000	
	通信運搬費		540,000	450,000	90,000	
	賃借料		1,560,000	1,560,000	0	
	事務所借入費		1,440,000	1,440,000	0	
	光熱水料費		120,000	120,000	0	
	諸謝金		35,000	35,000	0	
	諸 謝 金		35,000	35,000	0	
	負担金		115,000	110,000	5,000	
	日内連会費		100,000	100,000	0	
	共催分担金		15,000	10,000	5,000	
管理費	雑費		830,000	374,000	456,000	
	賞 状		0	100,000	△ 100,000	
	雑 費		330,000	274,000	56,000	
	次期国際会議準備引当 金繰入額		500,000	0	500,000	
出版事業費	会議費		416,000	481,400	△ 65,400	
	編纂委員会費		140,000	345,000	△ 205,000	
	編纂委員会費		140,000	345,000	△ 205,000	
	通信運搬費		350,000	350,000	0	
	会誌発送費		350,000	350,000	0	
	印刷製本費		3,250,000	3,450,000	△ 200,000	
	会誌製作費		3,250,000	3,450,000	△ 200,000	
	諸謝金		4,200,000	6,690,000	△ 2,490,000	
	会誌原稿料		4,200,000	6,690,000	△ 2,490,000	
集會事業費	会議費		2,376,000	2,912,000	△ 536,000	
	企画委員会費		70,000	150,000	△ 80,000	
	企画委員会費		70,000	150,000	△ 80,000	
	臨時雇賃金		15,000	4,000	△ 25,000	
	定期講演会臨時雇賃金		15,000	4,000	△ 25,000	
	旅費・交通費		50,000	50,000	0	
	定期講演会旅費交通費		20,000	20,000	0	
	G/Tセミナー旅費交通費		30,000	30,000	0	
	通信運搬費		500,000	500,000	0	
	特別講演会通信費		54,000	54,000	0	
	見学会技術懇談会通信費		162,000	162,000	0	
	シンポジウム通信費		54,000	54,000	0	
	定期講演会通信運搬費		100,000	100,000	0	
	G/Tセミナー通信運搬費		130,000	130,000	0	
	印刷製本費		480,000	480,000	0	
	定期講演会印刷製本費		300,000	300,000	0	
	G/Tセミナー印刷製本費		180,000	180,000	0	
	賃借料		460,000	392,000	68,000	
	特別講演会会場費		30,000	30,000	0	
	シンポジウム会場費		30,000	30,000	0	
	定期講演会会場費		150,000	182,000	△ 32,000	
	G/Tセミナー会場費		250,000	150,000	100,000	
集會事業費	諸謝金		4,060,000	5,050,000	△ 990,000	
	特別講演会謝礼		590,000	590,000	0	
	技術懇談会謝礼		67,000	67,000	0	
	シンポジウム謝礼		30,000	30,000	0	
	G/Tセミナー謝礼		250,000	250,000	0	
	記念事業謝礼		0	99,000	△ 99,000	
	雑 費		3,950,000	7,950,000	△ 4,000,000	
	特別講演会雑費		40,000	40,000	0	
	見学会技術懇談会雑費		35,000	35,000	0	
	シンポジウム雑費		20,000	20,000	0	
	定期講演会雑費		200,000	600,000	△ 400,000	
	G/Tセミナー雑費		100,000	100,000	0	

大科目	中科目	小科目	予算額	前年度 予算額	増 減	備 考
調査研究費	会議費		269,000円	205,000円	64,000円	
	生産統計作成委員会費		174,000	125,000	49,000	
	技術情報センター委員 会費		36,000	25,000	11,000	
	調査研究委員会費		28,000	20,000	8,000	
	調査研究委員会費		110,000	80,000	30,000	
	通信運搬費		2,000	2,000	0	
	生産統計発送費		15,000	15,000	0	
	技術情報センター通信費		5,000	5,000	0	
	資料費		5,000	5,000	0	
	技術情報センター資料費		5,000	5,000	0	
	雑 費		7,000	55,000	15,000	
	生産統計関係雑費		10,000	10,000	0	
	技術情報センター関係 雑費		2,000	5,000	15,000	
	調査研究関係雑費		4,000	40,000	0	
表彰事業費	委員会費		46,000	0	46,000	
	委員会費		14,000	0	14,000	
	委員会費		14,000	0	14,000	
	通信運搬費		12,000	0	12,000	
	通信運搬費		12,000	0	12,000	
	雑 費		20,000	0	20,000	
	雑 費		20,000	0	20,000	
予備費	予備費		100,000	100,000	0	
	予備費		100,000	100,000	0	
	予備費		100,000	100,000	0	
次期繰越 収支差額	次期繰越収支差額		1,776,881	1,622,000	154,881	
	次期繰越収支差額		1,776,881	1,622,000	154,881	
	次期繰越収支差額		1,776,881	1,622,000	154,881	
	支 出 合 計		20,891,881	20,512,000	379,881	

3. 特別会計

3.1 収入の部

大科目	中科目	小科目	予算額	前年度 予算額	増 減	備 考
会費収入	会費収入		12,000,000円	13,000,000円	△ 1,000,000円	
	特別賛助会費収入		12,000,000	13,000,000	△ 1,000,000	
返済金収入	返済金収入		1,600,000	500,000	1,100,000	
	返済金収入		1,600,000	500,000	1,100,000	
	返済金収入		1,600,000	500,000	1,100,000	
雑収入	受取利息		100,000	300,000	70,000	
	受取利息		100,000	300,000	70,000	
	普通預金利息		100,000	300,000	70,000	
前期繰越 収支差額	前期繰越収支差額		15,440,054	2,881,819	15,151,865	
	前期繰越収支差額		15,440,054	2,881,819	15,151,865	
	前期繰越収支差額		15,440,054	2,881,819	15,151,865	
	収 入 合 計		29,140,054	13,818,189	15,321,865	

3.2 支出の部

大科目	中科目	小科目	予算額	前年度 予算額	増 減	備 考
負担金	負担金		275,000,000円	120,900,000円	154,100,000円	
	負担金		275,000,000	120,900,000	154,100,000	
	負担金		275,000,000	120,900,000	154,100,000	
繰入金支出	繰入金支出		150,000	500,000	100,000	
	繰入金支出		150,000	500,000	100,000	
	一般会計戻入金		150,000	500,000	100,000	
次期繰越 収支差額	次期繰越収支差額		14,0054	1,228,189	△ 1,088,135	
	次期繰越収支差額		14,0054	1,228,189	△ 1,088,135	
	次期繰越収支差額		14,0054	1,228,189	△ 1,088,135	
	支 出 合 計		29,140,054	13,818,189	15,321,865	

第8期(昭和58年度)監事・評議員・役員候補者選挙結果
先に行われた標記選挙結果は下記の通りである。

○監 事

(五十音順, 敬称略)

番号	氏 名	勤 務 先	番号	氏 名	勤 務 先	番号	氏 名	勤 務 先												
1	井口 泉	福井工業大学	31	河田 修	富士電機製造	65	平田 賢	東 京 大 学												
2	堀 昭史	電力中央研究所	32	木下啓次郎	日産自動車	66	平山直道	東京都立大学												
○評議員・役員候補者																				
1	青木 千明	石川島播磨重工業	33	窪田 雅男	機械振興協会	67	藤江 邦男	日立製作所												
2	秋葉 雅史	東京芝浦電気	34	久保田道雄	日立製作所	68	古浜 庄一	武蔵工業大学												
3	浅沼 強	東 海 大 学	35	小竹 進	東 京 大 学	69	本間 友博	東京芝浦電気												
4	荒木 達雄	東京芝浦電気	36	近藤 博	航空宇宙技術研究所	70	松尾 芳郎	日 本 航 空												
5	有賀 一郎	慶応義塾大学	37	神津 正男	防衛庁技術研究本部	71	松木 正勝	航空宇宙技術研究所												
6	安藤 常世	慶応義塾大学	38	佐藤 晃	トヨタ自動車	72	水町 長生	千葉工業大学												
7	飯島 孝	石川島播磨重工業	39	佐藤 豪	慶応義塾大学	73	菅田 光弘	航空宇宙技術研究所												
8	飯田庸太郎	三菱重工業	40	佐藤玉太郎	日 本 鋼 管	74	宮内 輝二	三菱自動車												
9	生井 武文	九 州 大 学	41	佐野 恵保	高効率ガスタービン技術研究組合	75	三輪 光砂	日 立 自 動 車												
10	一井 博夫	東京芝浦電気	42	沢田 照夫	大阪府立大学	76	村尾 麟一	青山学院大学												
11	一色 尚次	東京工業大学	43	塩入 淳平	東 京 大 学	77	村田 暹	豊田工業大学												
12	伊藤 源嗣	石川島播磨重工業	44	鈴木 邦男	機械技術研究所	78	森 康夫	東京工業大学												
13	稲葉 興作	石川島播磨重工業	45	鈴木 昭次	荏原製作所	79	森下 輝夫	船舶技術研究所												
14	井上 宗一	日本内燃機関連協会	46	須之部量寛	東京理科大学	80	安井 元	東京芝浦電気												
15	今井兼一郎	石川島播磨重工業	47	妹尾 泰利	九 州 大 学	81	矢野 鏡	三菱重工業												
16	今市 憲作	大 阪 大 学	48	高瀬謙次郎	小 松 製 作 所	82	山崎 慎一	日 産 自 動 車												
17	浦田 星	日立製作所	49	高田 浩之	東 京 大 学	83	山本 巖	川崎重工業												
18	円城寺 一	東京芝浦電気	50	高原 北雄	航空宇宙技術研究所	84	吉開 勝義	高効率ガスタービン技術研究組合												
19	遠藤 肇	三 井 造 船	51	竹矢 一雄	三菱重工業	85	吉職 晴夫	東 京 大 学												
20	大塚新太郎	名古屋大学	52	田島 清嗣	早稲田大学	次点														
21	大槻 幸雄	川崎重工業	53	田中 英穂	東 京 大 学	1	宮岡 貞隆	電力中央研究所												
22	樗木 康夫	日立製作所	54	谷口 博	北海道大学	2	宮部 英也	明治大学												
23	大橋 智	三 井 造 船	55	谷田 好通	東 京 大 学	3	菅 進	船舶技術研究所												
24	大橋 秀雄	東京工業大学	56	谷村 篤秀	川崎重工業	投票総数 608票 <table border="1"> <tr> <td></td> <td>評 議 員</td> <td>監 事</td> </tr> <tr> <td>有効数</td> <td>599</td> <td>589</td> </tr> <tr> <td>無効数</td> <td>9</td> <td>12</td> </tr> <tr> <td>白 票</td> <td>0</td> <td>7</td> </tr> </table>				評 議 員	監 事	有効数	599	589	無効数	9	12	白 票	0	7
	評 議 員	監 事																		
有効数	599	589																		
無効数	9	12																		
白 票	0	7																		
25	近江 敏明	小松ハウメット	57	辻 茂	東京工業大学															
26	岡崎 卓郎	日 本 大 学	58	豊倉富太郎	横浜国立大学															
27	小笠原光信	関 西 大 学	59	鳥崎 志雄	航空宇宙技術研究所															
28	表 義則	三 井 造 船	60	難波 昌伸	九 州 大 学															
29	梶山 泰男	原子力工学試験センター	61	西尾 健二	航空宇宙技術研究所															
30	甲藤 好郎	東 京 大 学	62	八田 桂三	航空事故調査委員会															
			63	浜中 全美	石川島播磨重工業															
			64	葉山 真治	東 京 大 学															

§ 入会勧誘のおねがい

日本ガスタービン学会では賛助会員、正会員、学生会員の入会を呼びかけております。
ガスタービン関係の方々には是非ご入会いただきますよう各方面でのご勧誘をおねがいたします。

賛助会員	1口	50,000円	入会金	1000円
正会員		3,000円	入会金	500円
学生会員		1,000円	入会金	500円

(年度は4月から翌年3月まで)

入会申込など詳細は下記事務所へ

〒160 新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402
(社)日本ガスタービン学会事務局 Tel 365-0095

第8期(昭和58年度)監事・評議員・役員候補者選挙結果
先に行われた標記選挙結果は下記の通りである。

○監 事

(五十音順, 敬称略)

番号	氏 名	勤 務 先	番号	氏 名	勤 務 先	番号	氏 名	勤 務 先												
1	井口 泉	福井工業大学	31	河田 修	富士電機製造	65	平田 賢	東 京 大 学												
2	堀 昭史	電力中央研究所	32	木下啓次郎	日産自動車	66	平山直道	東京都立大学												
○評議員・役員候補者																				
1	青木 千明	石川島播磨重工業	33	窪田 雅男	機械振興協会	67	藤江 邦男	日立製作所												
2	秋葉 雅史	東京芝浦電気	34	久保田道雄	日立製作所	68	古浜 庄一	武蔵工業大学												
3	浅沼 強	東 海 大 学	35	小竹 進	東 京 大 学	69	本間 友博	東京芝浦電気												
4	荒木 達雄	東京芝浦電気	36	近藤 博	航空宇宙技術研究所	70	松尾 芳郎	日 本 航 空												
5	有賀 一郎	慶応義塾大学	37	神津 正男	防衛庁技術研究本部	71	松木 正勝	航空宇宙技術研究所												
6	安藤 常世	慶応義塾大学	38	佐藤 晃	トヨタ自動車	72	水町 長生	千葉工業大学												
7	飯島 孝	石川島播磨重工業	39	佐藤 豪	慶応義塾大学	73	暮田 光弘	航空宇宙技術研究所												
8	飯田庸太郎	三菱重工業	40	佐藤玉太郎	日 本 鋼 管	74	宮内 輝二	三菱自動車												
9	生井 武文	九 州 大 学	41	佐野 恵保	高効率ガスタービン技術研究組合	75	三輪 光砂	日 立 自 動 車												
10	一井 博夫	東京芝浦電気	42	沢田 照夫	大阪府立大学	76	村尾 麟一	青山学院大学												
11	一色 尚次	東京工業大学	43	塩入 淳平	東 京 大 学	77	村田 暁	豊田工業大学												
12	伊藤 源嗣	石川島播磨重工業	44	鈴木 邦男	機械技術研究所	78	森 康夫	東京工業大学												
13	稲葉 興作	石川島播磨重工業	45	鈴木 昭次	荏原製作所	79	森下 輝夫	船舶技術研究所												
14	井上 宗一	日本内燃機関連協会	46	須之部量寛	東京理科大学	80	安井 元	東京芝浦電気												
15	今井兼一郎	石川島播磨重工業	47	妹尾 泰利	九 州 大 学	81	矢野 鏡	三菱重工業												
16	今市 憲作	大 阪 大 学	48	高瀬謙次郎	小 松 製 作 所	82	山崎 慎一	日 産 自 動 車												
17	浦田 星	日立製作所	49	高田 浩之	東 京 大 学	83	山本 巖	川崎重工業												
18	円城寺 一	東京芝浦電気	50	高原 北雄	航空宇宙技術研究所	84	吉開 勝義	高効率ガスタービン技術研究組合												
19	遠藤 肇	三 井 造 船	51	竹矢 一雄	三菱重工業	85	吉職 晴夫	東 京 大 学												
20	大塚新太郎	名古屋大学	52	田島 清嗣	早稲田大学	次点														
21	大槻 幸雄	川崎重工業	53	田中 英穂	東 京 大 学	1	宮岡 貞隆	電力中央研究所												
22	樗木 康夫	日立製作所	54	谷口 博	北海道大学	2	宮部 英也	明治大学												
23	大橋 智	三 井 造 船	55	谷田 好通	東 京 大 学	3	菅 進	船舶技術研究所												
24	大橋 秀雄	東京工業大学	56	谷村 篤秀	川崎重工業	投票総数 608票 <table border="1"> <tr> <td></td> <td>評 議 員</td> <td>監 事</td> </tr> <tr> <td>有効数</td> <td>599</td> <td>589</td> </tr> <tr> <td>無効数</td> <td>9</td> <td>12</td> </tr> <tr> <td>白</td> <td>0</td> <td>7</td> </tr> </table>				評 議 員	監 事	有効数	599	589	無効数	9	12	白	0	7
	評 議 員	監 事																		
有効数	599	589																		
無効数	9	12																		
白	0	7																		
25	近江 敏明	小松ハウメット	57	辻 茂	東京工業大学															
26	岡崎 卓郎	日 本 大 学	58	豊倉富太郎	横浜国立大学															
27	小笠原光信	関 西 大 学	59	鳥崎 志雄	航空宇宙技術研究所															
28	表 義則	三 井 造 船	60	難波 昌伸	九 州 大 学															
29	梶山 泰男	原子力工学試験センター	61	西尾 健二	航空宇宙技術研究所															
30	甲藤 好郎	東 京 大 学	62	八田 桂三	航空事故調査委員会															
			63	浜中 全美	石川島播磨重工業															
			64	葉山 真治	東 京 大 学															

§ 入会勧誘のおねがい

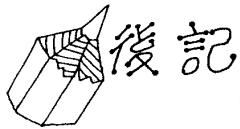
日本ガスタービン学会では賛助会員、正会員、学生会員の入会を呼びかけております。
ガスタービン関係の方々には是非ご入会いただきますよう各方面でのご勧誘をおねがいたします。

賛助会員	1口	50,000円	入会金	1000円
正会員		3,000円	入会金	500円
学生会員		1,000円	入会金	500円

(年度は4月から翌年3月まで)

入会申込など詳細は下記事務所へ

〒160 新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402
(社)日本ガスタービン学会事務局 Tel 365-0095



編集委員 佐藤幸徳

言うまでもなくガスタービン高温、高速回転機械なるが故に高度な高温技術と高速技術が要求されます。

本号では、その高温技術の中でも特記的を絞って「高温のガス温度と表面温度計測技術」を取りあげて特集しました。航空用をはじめとしてガスタービンはますます高温化の傾向にありますので、ガスタービンの性能や強度解析、信頼性の確保などの点からも各要素のクリティカルな部分の温度計測が重要になってきていますので、この特集記事が読者の皆さんのお役に立つことを期待しています。また内容も一般論だけでなく実際面に重点を置いたこと、どんな計測技術があり、何が問題となっていて、どんな計測法が研究されているか

なども記述にありますので、それぞれの専門分野別に応じて読んで頂けるものと考えております。ここにお手数をわずらわした執筆者の方々に厚く御礼申しあげる次第です。

また本号では、本学会誌でおそらく初めての試みと思いますが、カラー写真用として一頁割いてみましたがいかがでしょうか。カラーにすると費用が余分にかかるので予算の都合上今後ともカラー一頁の採用が可能かどうかわかりませんが、目的にかなっていてそれなりに効果があったと思います。

次号からは58年度の新編集担当が行います。読者の皆様の御意見、質問、企画なども事務局へどんどんお寄せ下さい。

事務局だより

梅雨とは名ばかりで、雨が少なく、紫陽花の色の移り変わりで日の経つを感じているこの頃です。

6月3日に行なわれました第11回の定期講演会も150人の参加者を得て、成功裡に終了致しました。当学会の催し物には、1300人の会員数ながら、いつも150~160名位の方が参加して下さい、ありがたいことと思っております。

定期講演会後の懇親会も最近若い方々の参加も増え、ますます活気を帯びて来ています。そのせいか否か先日は用意した軽食が40分足らずで、すべてきれいになくなり（残っているものといえば飾りのパセリのみ）、主催者側としては、穴があったら入りたい位で、大変恐縮致しました。飲み物はともかく、食べ物をもひと口も口になさらなかったという方もいらっしゃるのではないのでしょうか。申し訳ございませんでした。来年はこれを教訓にもう少し工夫をこらしたいと思っております。

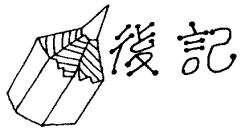
これから夏にかけては、事務局も平常に戻り、一段落いたしますので、今までついつい後回しになっていたことなどを処理するつもりです。

その一つとして、滞納会費の請求があります。これを読んでお気づきになった方、またお手元に請求書が届いた方は、可及的すみやかに当学会の指定口座（郵便又は銀行）か、当学会宛お送り下さい。その際は必ず個人名にてお支払い下さい。会社名などでお払いになると個人の方を見つけるのに大変手間がかかります。くれぐれも3000円は個人の会費ですので、どうぞその点よろしくお願いいたします。

尚、下記の銀行にも口座を作りましたので、併せてご利用下さい。

[A]

振込口座： 第一勧業銀行西新宿支店
普通No 067-1703707
社団法人 日本ガスタービン学会



後記

編集委員 佐藤幸徳

言うまでもなくガスタービンとは高温、高速回転機械なるが故に高度な高温技術と高速技術が要求されます。

本号では、その高温技術の中でも特記的を絞って「高温のガス温度と表面温度計測技術」を取りあげて特集しました。航空用をはじめとしてガスタービンはますます高温化の傾向にありますので、ガスタービンの性能や強度解析、信頼性の確保などの点からも各要素のクリティカルな部分の温度計測が重要になってきていますので、この特集記事が読者の皆さんのお役に立つことを期待しています。また内容も一般論だけでなく実際面に重点を置いたこと、どんな計測技術があり、何が問題となっていて、どんな計測法が研究されているか

なども記述にありますので、それぞれの専門分野別に応じて読んで頂けるものと考えております。ここにお手数をわずらわした執筆者の方々に厚く御礼申しあげる次第です。

また本号では、本学会誌でおそらく初めての試みと思いますが、カラー写真用として一頁割いてみましたがいかがでしょうか。カラーにすると費用が余分にかかるので予算の都合上今後ともカラー一頁の採用が可能かどうかわかりませんが、目的にかなっていてそれなりに効果があったと思います。

次号からは58年度の新編集担当が行います。読者の皆様の御意見、質問、企画なども事務局へどんどんお寄せ下さい。

事務局だより

梅雨とは名ばかりで、雨が少なく、紫陽花の色の移り変わりで日の経つを感じているこの頃です。

6月3日に行なわれました第11回の定期講演会も150人の参加者を得て、成功裡に終了致しました。当学会の催し物には、1300人の会員数ながら、いつも150~160名位の方が参加して下さい、ありがたいことと思っております。

定期講演会後の懇親会も最近では若い方々の参加も増え、ますます活気を帯びて来ています。そのせいか否か先日は用意した軽食が40分足らずで、すべてきれいになくなり（残っているものといえば飾りのパセリのみ）、主催者側としては、穴があったら入りたい位で、大変恐縮致しました。飲み物はともかく、食べ物をもひと口も口になさらなかったという方もいらっしゃるのではないのでしょうか。申し訳ございませんでした。来年はこれを教訓にもう少し工夫をこらしたいと思っております。

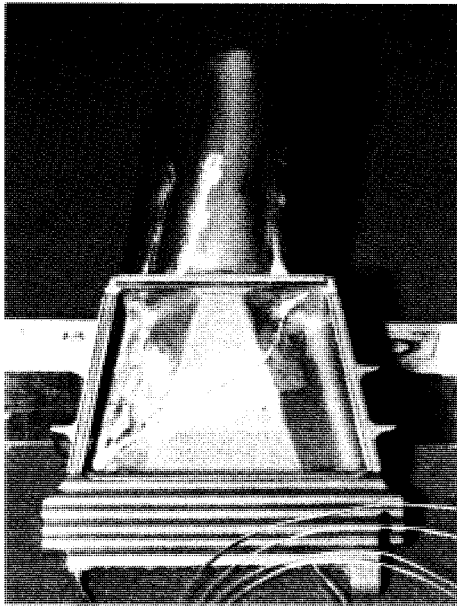
これから夏にかけては、事務局も平常に戻り、一段落いたしますので、今までついつい後回しになっていたことなどを処理するつもりです。

その一つとして、滞納会費の請求があります。これを読んでお気づきになった方、またお手元に請求書が届いた方は、可及的すみやかに当学会の指定口座（郵便又は銀行）か、当学会宛お送り下さい。その際は必ず個人名にてお支払い下さい。会社名などでお払いになると個人の方を見つけるのに大変手間がかかります。くれぐれも3000円は個人の会費ですので、どうぞその点よろしくお願いいたします。

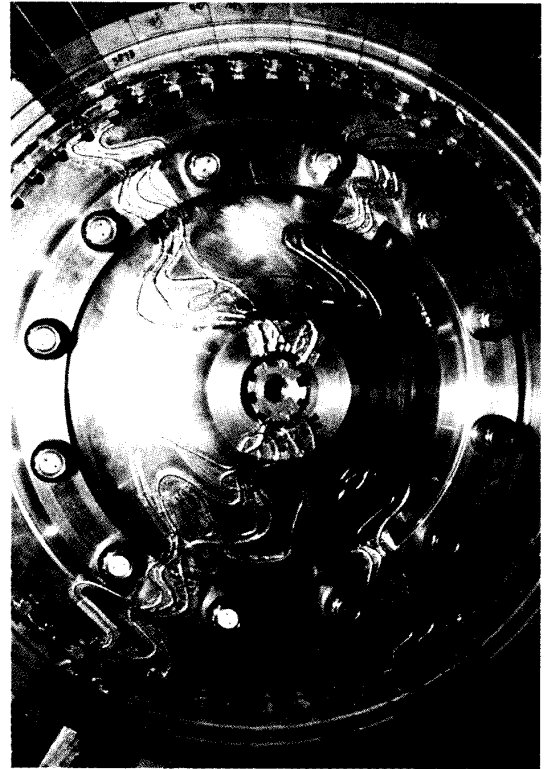
尚、下記の銀行にも口座を作りましたので、併せてご利用下さい。

[A]

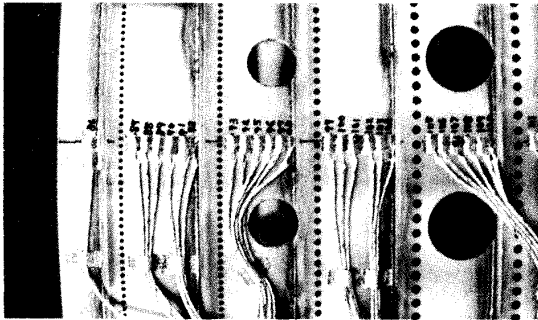
振込口座： 第一勧業銀行西新宿支店
普通No. 067-1703707
社団法人 日本ガスタービン学会



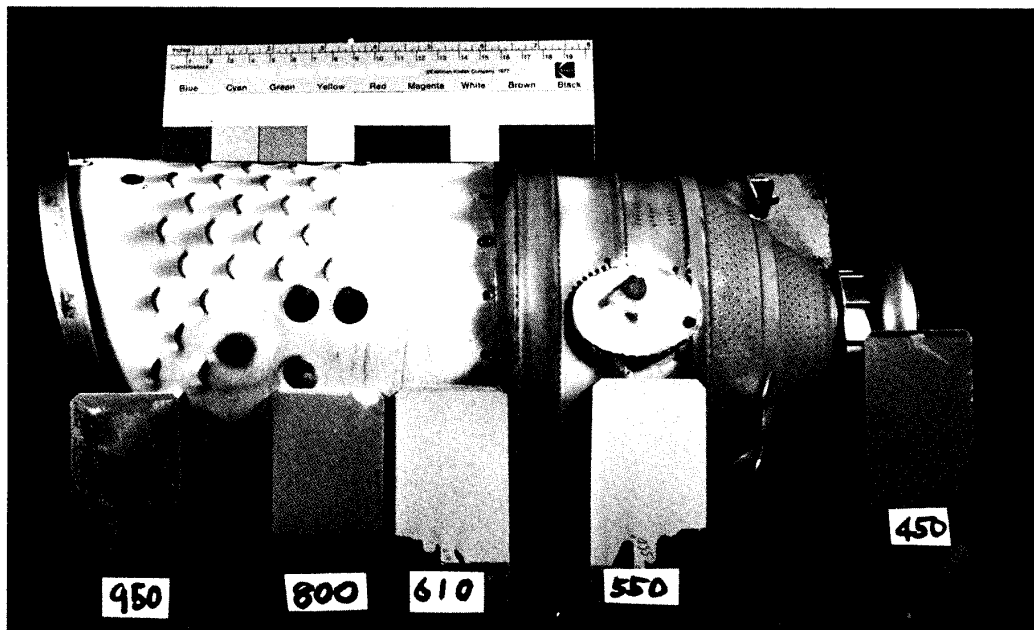
(黒田) 図4 翼への熱電対取り付け状況



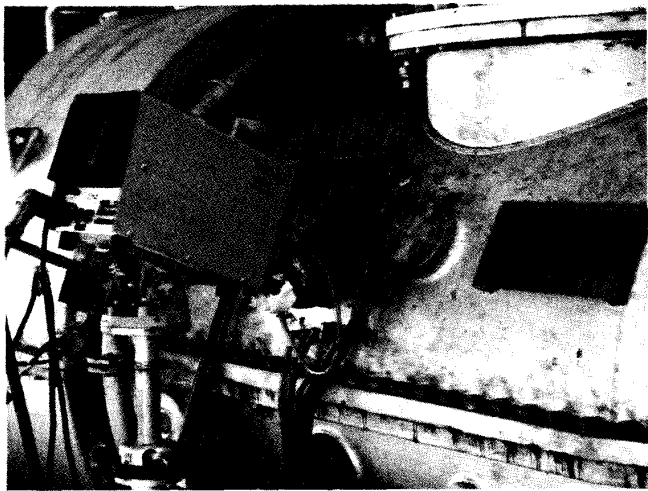
(黒田) 図5 ディスク表面の配線



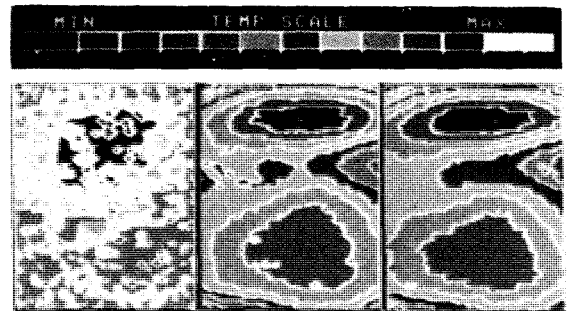
(黒田) 図11 ライナ表面温度計測用熱電対の取付



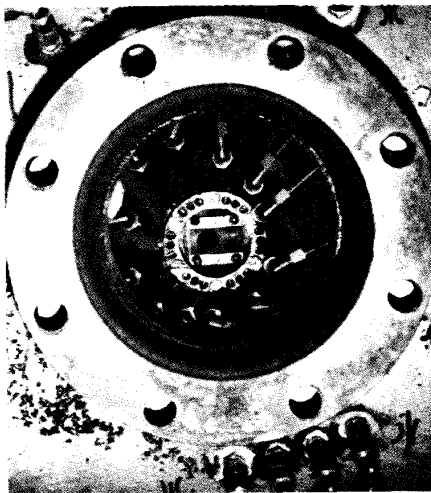
(佐藤) 図7 燃焼器ライナ壁温度計測例



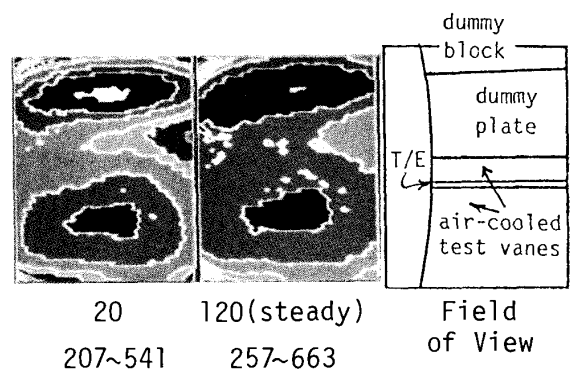
(安部) 写真1 SB30Cガスタービンと光学ヘッド
設定状況



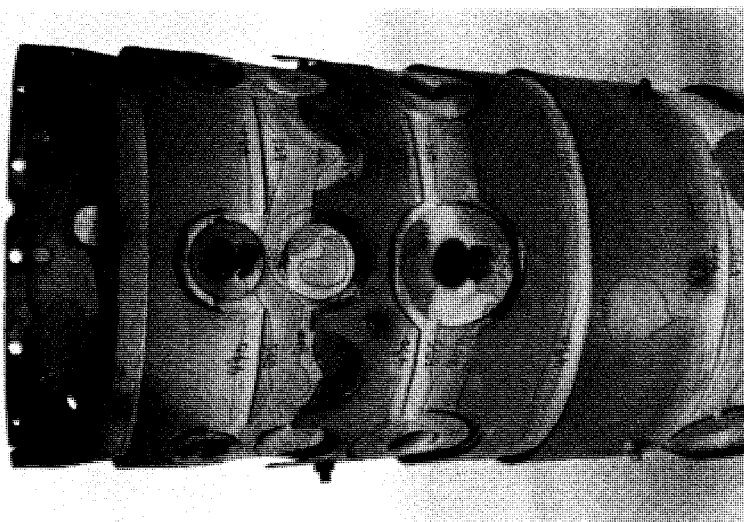
0(sec)	5	10
81~147°C	168~433	177~495



(安部) 写真2 内部・外部赤外線
透過窓の外観



(安部) 写真4 FJRエンジン初段静翼後縁部
背側の表面温度分布の非定常変化
(PTI = 0.6MPa, TIT = 111 → 720°C)



(堀内) 図1 缶形燃焼器壁温測定(示温塗料による)

条件 液体燃料使用
入口温度 720 K
入口圧力 25 ata
出口温度 1375 K

“ 事前登録は 7 月 1 日から受付けます ”

83年国際ガスタービン会議東京大会(論文発表10月24日~27日)には下記リストに示す約130篇の論文が発表されます。大会の事前登録(登録料が大幅割り引となる)は7月1日から受付けます。詳細は3rd Circularを御覧ください。

発表予定の論文リスト

HEAT TRANSFER

Liquid Crystal Visualization of Surface Heat Transfer on a Concavely Curved Turbulent Boundary Layer

Calculation of Heat Transfer to Convection Cooled Gas Turbine Blades

The Endwall Influence on Heat Transfer from a Single Cylinder (The Horseshoe Vortex Effect)

Unsteady Heat Transfer of Oscillating Wake Flows

Effect of an Oscillating Flow Direction on Leading Edge Heat Transfer

Combined Influence of Unsteady Free Stream Velocity and Free Stream Turbulence on Stagnation Point Heat Transfer

Unsteady Temperature Analysis of Air-Cooled Turbine Vanes

Cooling Characteristics of Air Cooled Radial Blades

Impingement Cooling of Gas Turbine Components

Impingement Cooling of Turbine Airfoils by Two-Dimensional Jets

Effects of Pin Shape and Array Orientation on Heat Transfer and Pressure Loss in Pin Fin Arrays

Multidimensional Digital Simulation of Rotating Regenerator Flow

A Measurement Technique Developed for the Leakage Flow Rate in Regenerator

Heat Transfer and Flow Friction Characteristics for Fin Geometries of Extruded Ceramic Regenerator Core

Analysis of Film Cooling and Full-Coverage Film Cooling of Gas Turbine Blades

Heat Transfer and Turbulence Measurements of a Film-Cooled Flow Over a Convexly Curved Surface

Experimental Study of Temperature Effect on Turbine Vane Cooling Performance with Multi-Row Ejection

On the Nature of Jets Issuing from a Row of Holes in a Low Reynolds Number Mainstream Flow

COMBUSTION

A General Method for Design of Gas Turbine Combustors

Combustor Development for FJR710/600 Engine

Research and Development on Combustors for Advanced Reheat Gas Turbine

Development of High Temperature Combustor Thermally Protected by Ceramic Tiles

Thermal Characteristics of Gas Turbine Combustor in High Temperature Operation

Recent Advances in Vaporiser Fuel Injection Technology

The Characteristics of Swirling Hydrogen Jet Flames

An Approach to High Heat Release Combustors of Hydrogen Fueled Gas Turbines

Reheat Gas Turbine with Hydrogen Combustion between Blade Rows

Analysis and Laser Probe Measurement of swirling and Bluff Body Flames

Flow Characterization with and without Combustion in a Swirl Type Combustor
A Study on the Combustion in the Primary Region of a Gas Turbine-type Continuous Combustion Chamber (The Effects of Secondary Air on Primary Combustion)

A Study on a Combustor Burning Low-Calorific Fuel Gases

Evolution of NO_x Abatement Techniques through Combustor Design for Heavy Duty Gas Turbines

Effects of Heterogeneity of Mixture on Gaseous Emissions in Premixed/Prevaporized Combustion

Measurement of NO₂/NO_x Ratio in a Laboratory Swirl Combustor

Numerical Analysis of NO₂ Formation in Combustors

An Experimentally Varified NO_x Prediction Algorithm Incorporating the Effects of Water Injection, Steam Injection, and Fuel Composition

An Experimental Study on Spray Combustion of Residual Fuel Oil Assisted by Gaseous Fuel

Engineering Prediction of Soot Concentration in the Primary Zone of the Gas Turbine Combustor

Reliable Processing of Heavy Oils as Alternative Fuels for Gas Turbines

AERODYNAMICS

Three-Dimensional Structure and Decay of Vortices Behind an Axial Flow Rotating Blade Row

Influence of Dihedral on Secondary Flow in a Two Dimensional Compressor Cascade

Control of Secondary Flow in Turbine Stage: Experimental and Theoretical Study

Fully Three Dimensional Flow Field Analysis through Turbine Stages - Comparison between Computation and Experiments

Core Compressor Developments for Large Civil Jet Engines

Design and Performance Comparison of Three High-Speed Fans

An Experimental Investigation of Pressure Losses in Cooling Air Supply System for Gas Turbine Rotor

Measurements of Flow Field within an Axial Flow Fan Rotor using Laser Two Focus Velocimeter

Some Applications of Actuator and Semi-Actuator Disk Theory to the Problem of Intake/Engine Compatibility

Environmental Problems in Turbomachinery

Mathematical Modelling of Performance Characteristics and Optimization of Turbo machine Stages

Development of Computational Flow Analysis for Blade Rows

Time Dependent Computation of the Euler Equations for Designing 2D Cascades, Including the Case of Transonic Shock-Free Design

A Numerical Method to Weaken Shock in Transonic Cascades

A Comparison of the Streamline Curvature Method with the Matrix Method Used for Turbomachinery Design in Non-Orthogonal Curvilinear Coordinate System

Purely Three Dimensional Analysis of a Flow in an Axial Rotor by Panel Method.

Finite Element Analysis for 3-D Compressible Potential Flow in Turbomachinery

Two-Dimensional Unsteady Flow in Complex Rotor

The Effect of Boundary Layer Control on the Performance of Radial Fan Impellers

A Consideration Concerning Stall and Surge Limitations within Centrifugal Compressors Part II

A Development Research of High Performance Small Radial Inflow Turbine

Slip Factor Dependence on Flow Coefficient in Centrifugal Compressors

Research on Supersonic Diffusers of Centrifugal Compressor by Means of Swirl Flow (1st Report) Flow in a diffuser at various Mach numbers

Aerodynamic Performance of a Turbine Scroll with a Diagonal Flow Nozzle

The Three-Dimensional Compressible Flow in a Radial Inflow Turbine Scroll

Measurement of the Three-Dimensional Unsteady Flow Inside a Rotor Blade Passage of an Axial-Flow Fan

Measurement of 3-D Unsteady Flow Downstream of Rotor and Stator Blades in Axial-Flow Compressors

Measurement of Unsteady Pressure Distribution on Oscillating Airfoils in a Turbine Annular Cascade

Measurement of the Radial Flow along a Low Speed Compressor Blading during Unstalled and Stalled Operation

An Experimental Study of Rotating Stall in a Multistage Axial-Flow Compressor

Noise Prevention in Tube Type Heat Exchangers Employed in Gas Turbines

Compressor Response to Periodic Pressure Fluctuations

Aerodynamic Responses of Turbine Rotor Blade to Sinusoidal Gust of Large Vorticity

Analyses of Cascade Flutter as a Multi-eigenvalue Problem (On Cascade composed of Two Groups of Blades Having Different Natural Frequencies)

Aerodynamic Characteristics of an Airfoil Oscillating in Transonic Flow between Parallel Walls

VEHICULAR GAS TURBINE

DOE Automotive Gas Turbine Modern Technology Engine Program

Development of Power Turbine for Vehicular Gas Turbine

Truck Turbine Engine Development at Mitsubishi

Evaluation and Compatibility Testing of the GT601 Gas Turbine Engine for Application to U.S. Army Combat Vehicles

An Experimental Study of GT-Battery Hybrid Vehicle

GAS TURBINE DEVELOPMENT

The Medium Size Gas Turbine Type 8 from Brown Boveri, Development and Testing

High-Reliability Heavy-Duty Gas Turbines for 50 Hz and 60 Hz power Generation

Advanced Developments in Performance and Reliability of a Heavy Duty Gas Turbine Family

Mitsui SB60C-M Industrial Gas Turbine

Aerodynamic and Cooling Characteristics of a Full Scale High Temperature Turbine

Technical Problems on Advanced Reheat Gas Turbine Under the Moonlight Project

General Electric Gas Turbine Future Technology

Changing Roles for the Compact Gas Turbine in Today's Power Generation Scene Aspects

Aspects of Modern Military Aero Engines

COMBINED CYCLE

Developments in Integrated Gasification Combined Cycle Power Plants

GUD Combined Cycle Plant with Integrated Coal Gasification and Low Nox Emissions

New Concepts for Coal Firing Two Step Heating Combined Cycle

A Cogeneration System for a High Rise Building Using Dual-Fuel Gas Turbines

100,000 Hours Operation on an Aero-Derived Gas Turbine in a Process Application

Design and Construction of Gas-Steam Combined Cycle Plant for Higashi Niigata Thermal Power Station No.3

Two Years' Operating Experience for the 141MW Combined Cycle Power Plant "Kawasaki Power Station No.1 Unit" of the Japanese National Railways

Experience in Development and Operation of Combined-Cycle Units with High Pressure Steam Generators and Exhaust Gas to be Discharged into Steam Boilers

CYCLE PERFORMANCE

A Highly Efficient Regenerative Gas Turbine System by New Method of Heat Recovery with Water Injection

On Hydrogen Fuel Gas Turbine with Over Expansion

Performance and Characteristics of Twin Shaft Reheat Cycle Gas Turbine

Critical Assessment of Thermophysical Properties Data of Combustion Gases for Calculating the Performance of Gas Turbine

TURBOCHARGER

The Influence of Aircraft Turbo-machine Technology on Vehicular Turbocharger Design

Development of High Specific Speed Centrifugal Compressors for Turbochargers

Development of High Specific Speed Radial-Inflow Turbine for Turbochargers

Influence of Heat Transfer between Turbine and Compressor on the Performance of Small Turbochargers

How a Hot Air Turbine Acts as a Regenerative Supercharger

Development of Mini-Turbochargers for Passenger Car

The T2-A Miniaturized Automotive Turbocharger

Development of a Variable Geometry Turbocharger for Truck & Buses

Application of Newly Developed Turbocharger for Improved Fuel Consumption of Heavy Duty Truck Engine

CONTROL AND MONITORING

Suboptimal Control of Two-Shaft Type Gas Turbines with a Variable Geometry Turbine

Development of Low Cost Digital Control System for Small Gas Turbine Engine

Application of Aircraft Integrated Data System on Jet Engine Module Performance Monitoring and Turbine Blade Life Accounting

The Development and Implementation of Advanced On-line Monitoring and Diagnostic Systems for Gas Turbines

MATERIAL AND MANUFACTURING

Performance of Thermal Barrier Coating for Gas Turbine Airfoil in Engine Test

Evaluation of Abradable Turbine Seal by Friction-Wear Test and Engine Performance

Current State of Hot Section (Gas) Turbine Repair and Recovery Technology in the Western World

Nickel-Base Superalloys Developed for Advanced Gas Turbine in "Moonlight" National Project

The Characteristics of Thermal-Mechanical Fatigue Strength in Superalloys for Gas Turbine

Characteristics of Superalloy Disk Manufactured by ESR Process

Experiences on the Manufacture of Casted Hollow Superalloy Gas Turbine Blades in Large Size

VIBRATION AND DYNAMICS

Finite Element Dynamic Analysis of a Rotating Turbine Blade

Vibration Characteristics and Dynamic Stresses in Hollow Turbine Blades

Slipping Behavior and Fretting Fatigue in the Disk Blade Dovetail

Noncontact Measurement of Rotating Blade Vibrations

Blade Vibration on Radial Impellers Excited by Rotating Stall-Cells and During Surge

A Parametric Study of the Unbalance Vibration of the Rotor Supported in a Light, Flexible Casing

On the Rotor Vibration of a Naval Gas Turbine with Resilient Mounts due to External Shock

日本ガスタービン学会賞候補募集のお知らせ

応募締切
58年11月30日

日本ガスタービン学会は昨年度、本学会設立十周年を記念して、過去10年間にわたり本学会を通じて発表された論文やわが国で開発された技術に対し第1回の日本ガスタービン学会賞を贈り表彰を行ないました。これを契機とし、永続的な学会賞制定に関し、第7期理事会で検討されておりましたが、同理事会の審議結果にもとづき、評議員会、総会の承認を得て今後2年毎に学会賞を贈ることが決まりました。

同学会賞に関する内規は、別掲の通りですがこれにしたがい第2回目の学会賞候補論文および技術の募集を下記により行なうことになりましたので御応募下さい。

応募要領

1. 日本ガスタービン学会賞

本会はガスタービンおよび過給機に関する工学および技術の発展を奨励することを目的として優れた論文ならびに技術に対して日本ガスタービン学会賞を贈り、表彰を行なう。

2. 対象となる論文及び技術

(1) 論文

日本ガスタービン学会誌、国際会議 proceedings に過去4年間(昭和54年12月以降昭和58年11月迄)に公表した論文

(2) 技術

ガスタービン及び過給機に関連し、同上期間に完成した新技術

3. 受賞候補者の資格

受賞候補者は本会会員(正会員、賛助会員)とする。

4. 表彰の方法

審査の上、表彰状及び賞牌を授与する。

5. 表彰の時期

表彰は昭和59年4月予定の日本ガスタービン学会総会において行う。

日本ガスタービン学会賞内規

第 1 条 この内規は日本ガスタービン学会が、ガスタービンおよび過給機に関する工学および技術の発展を奨励することを目的として優れた成果を表彰するための規定である。

第 2 条 表彰の種類

(1) 論文賞

日本ガスタービン学会誌、国際会議 Proceedings に公表したもので独創性があり工学および技術に寄与したものに与える。

(2) 技術賞

ガスタービンおよび過給機に関連した技術で画期的な新製品の開発、製品の品質又は性能の向上、材料加工、制御計測および保守技術の向上に寄与したものに与える。

第 3 条 学会賞の募集

日本ガスタービン学会賞募集要領を公表し、表彰の前年度の学会誌 6 月号で 11 月末を期限として募集を行なう。

表彰は、1982 年より 2 年毎に行なう。

第 4 条 学会賞審査委員会

(1) 応募者並びに編集委員会よりの推せんがあった場合理事会は学会賞審査委員会を設置する。

(2) 委員会は、秘密会とする。

第 5 条 受賞候補者の資格

日本ガスタービン学会の個人会員および賛助会員とする。

第 6 条 受賞者の決定

委員会で選考し、理事会で決定する。

原則として、論文賞、技術賞それぞれ 2 件以内とするが、該当者のないこともあり得る。

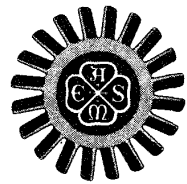
(注 国際会議等で論文数が多いときは、理事会で協議決定する。)

第 7 条 表彰

表彰は原則として総会で行ない、表彰状および賞牌を授与する。

以上

the gas turbine division newsletter



April, 1983

THE AMERICAN SOCIETY OF MECHANICAL ENGINEERS



Malmrup (left), N.R. Dibelius

Lars Malmrup Accepts R. Tom Sawyer Award on Behalf of Sven-Olof Kronogard's Family

The death of Professor Sven-Olof Kronogard on March 14, 1983 came as a

great shock to all of his friends and colleagues in the international engineering community. In accepting the 1983 R. Tom Sawyer Award on behalf of Professor Kronogard, his family, and United Turbine, Lars Malmrup said that Professor Kronogard was very pleased and felt greatly honored when he learned that this coveted award was to be presented to him at the 1983 Phoenix ASME International Gas Turbine Conference. The 1983 R. Tom Sawyer Award was bestowed on Sven-Olof Kronogard "for his contributions to the gas turbine industry as exemplified by his KTT automotive turbine-transmission system, the first to operate successfully on the road with a ceramic turbine wheel; and for his patents on vehicular gas turbine system concepts."



Paper Quality Workshop

1983 Gas Turbine Conference

Forty seven people attended a workshop on ways to improve technical paper quality on March 27 in Phoenix as part of the 1983 Gas Turbine Conference.

The session was co-chaired by George Opdyke, the Incoming Member of the Gas Turbine Division Executive Committee and Tom Heard, Program Chairman for the 1983 Conference. Norman Dibelius, Division Chairman, gave a short keynote talk stressing the importance of having a broad selection of quality papers which will attract the technical community which we serve.

A spirited discussion evolved about the relative merits of a wide variety of suggestions for maintaining or improving paper quality. To obtain a consensus, a vote was taken on the suggestions presented, with the following results.

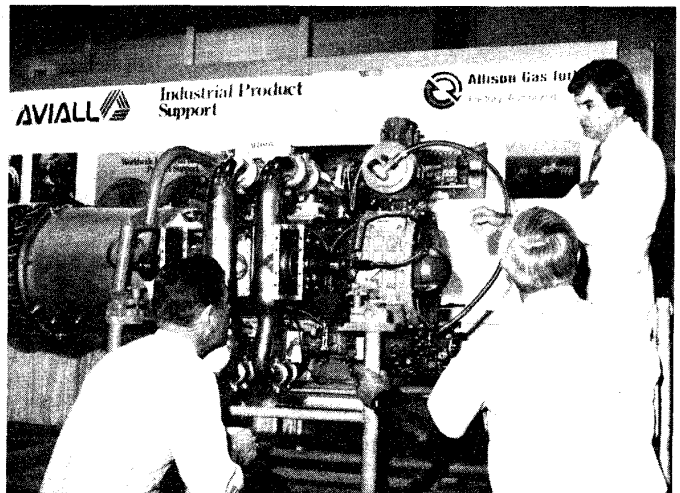
It was agreed that a quality paper should contain original and important material

(continued on page 2)

4306 ATTEND 1983 PHOENIX ASME GAS TURBINE CONFERENCE AND EXHIBIT SEVERAL RECORDS BROKEN

The 28th International Gas Turbine Conference and Exhibit, sponsored by the ASME Gas Turbine Division, was held in Phoenix, Arizona, March 27-31, 1983.

- 4306 Persons Attended. The greatest number ever at a domestic ASME Gas Turbine Conference and Exhibit.
- 251 Technical Papers Reviewed, Published and Available at the Conference. The greatest number ever at a domestic ASME Gas Turbine Conference and Exhibit.
- 152 Exhibitors Occupied 32,100 Net Square Feet of Exhibit Space. Exhibit space sales record set for domestic and foreign ASME Gas Turbine Conferences and Exhibits.
- 29 Countries Represented by Registrants. About 10% of registrants were from countries other than the United States of America.
- 1229 Registrants Were in Management Positions. Approximately 28% of total attendance were Chairmen, Presidents, Vice Presidents, General Managers, Directors, Chief Engineers, Managers, Supervisors, Consultants or Chief Executive Officers.
- 1867 Persons Stated Their Company, Organization or Agency Has Used or Specified Gas Turbine Engines. 43% of the total attendance were "users" of gas turbine engines. Similarly, 42% were "users" of gas turbine auxiliary equipment.



GAS TURBINE DIVISION
The American Society of Mechanical Engineers



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

continued from page 1 . . .

which is a contribution to some field of engineering. It should be well organized, well written and contain good references and other background substantiation. Archival quality is not necessary for a good paper.

Authors would have an incentive to write a quality paper not only if they believed their work was worth reporting, but also if their employers encouraged reporting it.

Conditions which would help attract quality papers are best when an employer or session organizer encourages a potential author to write a paper on a subject of current interest. Solicitation of papers from people with known capability for sessions whose topics are selected well in advance was believed to be helpful.

Some suggested procedural techniques which could lead to improved paper quality included calling for papers early, using session organizers familiar with the chosen subject, and keeping the paper handling process clear and simple. An active effort is underway to follow-up on these suggestions during preparation for the 1984 Amsterdam Conference. Also, a future workshop on paper handling procedures is being considered.

A fear was voiced that the U.S. Department of Defense and Department of Commerce approvals which authors must now obtain for certain classes of papers may tend to reduce the general quality or usefulness of some papers. In these instances, authors must be circumspect in what they write and it can only be hoped that those papers which can still be published are of engineering value.

The workshop concluded with an informal discussion session. It is anticipated that some of the ideas expressed will be put to use in organizing the technical sessions for future conferences.

Chairman Dibelius Highlights Phoenix Conference



As you know, the annual Gas Turbine Conference has two distinct, but related, parts . . . the technical program and the exhibit. At the recent Conference in Phoenix, the technical program had 62 paper sessions, one poster session, 251 papers, and 11 panel sessions. The technical sessions presented a forum where many of the world's outstanding gas turbine scientists and engineers presented papers and discussed their work with their peers. Moreover, the audiences had a unique opportunity to become acquainted with new developments, analytical tech-

niques, and application of the large variety of gas turbine cycles.

This year an innovative poster session was introduced in addition to the traditional sessions. Eight outstanding papers on "New Turbomachinery Concepts" were chosen by the Turbomachinery Committee for presentation in poster format Wednesday afternoon. It was felt, by the Turbomachinery Committee, that the audience would appreciate the opportunity to discuss these papers in detail. In addition, the eight papers so honored presented good visual displays in poster format. I talked with most of the poster session authors and sampled audience reaction after the presentations. I am happy to report that the feedback from both author and audience was extremely positive. Authors reported a combination of exhilaration and exhaustion after three hours of in-depth discussion, but felt that the extra work was worth it. It is planned to repeat and somewhat expand the same type of poster sessions during the 1984 Conference in Amsterdam.

Also during the Conference, I visited many exhibits and talked with the exhibitors. It was the unanimous opinion that the Phoenix Conference was the best conference to date. The attendance was just over 4,300 people, the highest attendance of any domestic conference to date and only slightly less than the 1982 record breaking conference in London.

Discussions with the gas turbine users, consultants, and government agency people attending gave me a strong opinion that these people are very sophisticated and are looking for substantive information about gas turbines and gas turbine technology. It was also my impression that the gas turbine users were seriously attracted to the exhibits particularly those elements which provide detailed information that will help the viewers to do their jobs better. In short, the user comments about the conference were highly complimentary.

The Phoenix Conference facilities were superb, integrating the right combination of exhibit space, technical meeting rooms, proximity to hotels, and climate. There are not many conference centers in the world which are suitable, or even adequate, for the Gas Turbine Conference's current requirements. Choosing a site is a major undertaking and must be done three to five years in advance depending on world economic conditions. The lead time increases as economic conditions improve. Our 1984 Conference will be held at the RAI in Amsterdam which also has superb conference facilities. Amsterdam is a site attractive to many international gas turbine users including those from the oil and gas rich countries of the world.

I am happy for the opportunity to express my congratulations and appreciation to all the people including the session organizers, authors, panelists, ASME staff, Gas Turbine Division staff, and exhibitors for their efforts in making the Phoenix Conference an outstanding success.

Paper Strategy for 1984 Amsterdam Conference

The 29th International Gas Turbine Conference and Exhibit will be held in Amsterdam, June 3-7, 1984. The Review Chairman and Program Chairman for the Conference are: **George Opdyke, Jr.**, Review Chairman, AVCO Lycoming Division, 550 South Main Street, Stratford Conn. 06497, Phone: 203-385-3212 and **Franklin O. Carta**, Program Chairman, United Technologies Research Center, MS 19, Silver Lane, East Hartford, Conn. 06108, Phone: 203-727-7355.

In preparation for this Conference, and concurrent with the mailing of this Newsletter, all technical committee chairmen (TCC) will receive a package consisting of **green sheets** (new edition dated April 1982) and a pre-planning form for the proposed Amsterdam technical sessions. The TCC are requested to distribute the green sheets to all session organizers (SO), and to submit one copy of the pre-planning form for each planned session to the program chairman (PC), naming the sponsoring committee, the title of the proposed session, and the name and full address (including telex) of the SO. As authors respond to the call for papers, the SO will secure the signatures of ALL authors on one green sheet for each paper, together with an abstract for each paper. The key dates are:

- Author's signature on green sheet and abstract by June 10, 1983.
- Manuscripts from authors to SO by September 10, 1983.
- Preliminary program information from SO to PC by October 15, 1983.
- Fully reviewed manuscripts, with ALL review forms and green sheets from SO to Review Chairman before December 25, 1983.

NOTE: If the first two dates are missed for any paper, its inclusion in the Conference will be jeopardized; and, if the last date is missed, it cannot be accepted.

Gas Turbine Society of Japan To Sponsor 1983 Gas Turbine Congress

The 1983 Tokyo International Gas Turbine Congress will be held October 23-28 at Sunshine City Prince Hotel, Ikebukuro, Tokyo. ASME Gas Turbine Division is participating with the Gas Turbine Society of Japan's Organizing Committee primarily by developing and reviewing technical papers from the U.S. and some from Europe. The papers are written in English, and simultaneous interpretations between English and Japanese will be provided for oral presentation.

For further information, please contact: **Roy Kamo**, MS50165, Cummins Engine Company, Columbus, Indiana 47201, Telephone 812-378-7339.

Thru The Years—With R. Tom Sawyer



Now is the time to remind you that the Gas Turbine Society of Japan (GTSJ) is having the "1983 Tokyo International Gas Turbine Congress" October 23-28, 1983. This will not only include many technical papers but also an exhibit sponsored by the Gas Turbine Society of Japan.

I recall the first Tokyo Gas Turbine Congress and Exhibit in 1971. The ASME Gas Turbine Division cooperated with JSME on that one. Then the GTSJ was created and another Gas Turbine Congress was held in Tokyo in 1977 where the Division also cooperated.

It is very gratifying to know that our Conference in Phoenix was a big success as over 4300 people attended, the best attendance ever in the U.S.A. The Keynote talk by A. A. Pitrolo of DOE was of particular interest to me. It appears that DOE will make good use of the early work done by John Yellot and Pete Broadley with the Locomotive Development Committee and also the Australian work on the direct firing of coal in gas turbines. However, even with the latest technologies in coal beneficiation, new materials, etc., it is generally agreed that this will still be a long, difficult, expensive, but hopefully a very rewarding development. In the meanwhile, based on the papers and discussion of closed cycle systems at Phoenix, it appears that coal-fired closed cycle cogeneration systems could be economically implemented almost immediately using atmospheric fluidized beds which DOE contractors are now running. After all, the coal-fired closed cycle cogenerating plant in Coburg, Germany now has over 150,000 hours of operation, and they plan to run it another three or four years!

Call For Papers

1984 International Gas Turbine Conference

- Gas Turbine Division's Manufacturing, Materials, and Metallurgy Committee is seeking papers on: gas turbine repair, plasma spraying and industrial materials processing. Please contact: Lawrence T. Shiembob, Pratt & Whitney Aircraft Group, Commercial Products Division Engineering, 163-10, 400 Main Street, East Hartford, CT, 06108, phone: 203-565-3018.
- The Coal Utilization Committee of the

ASME Gas Turbine Division is organizing sessions on: fluidized bed combustion, integrated gasifier combined cycle, coal slurry fired gas turbines, direct combustion of coal fired gas turbines, turbine deposition, erosion and corrosion, recent developments in turbomachinery using coal, coal fired pilot and demonstration plant status and operating experience, coal fired air heaters for open and closed cycles, instrumentation for coal fired gas turbine cycles, and alternative coal fired power generation cycles. Please contact: S. Moskowitz, Curtiss-Wright Corp., One Passaic Street, Wood-Ridge, NJ 07075, phone: 201-777-2900.

- The Turbomachinery Committee of ASME Gas Turbine Division is planning several technical sessions and papers not directly related to any of the topics listed below should be forwarded to:

A. W. Stubner, Pratt & Whitney Aircraft, Commercial Products Division, Mail Stop 118-26, 400 Main Street, East Hartford, Connecticut 06108, phone: 203-565-1483.

Computational Fluid Dynamics of Turbomachinery—Contact: Nelson L. Sanger, NASA Lewis Research Center, M.S. 60-5, 21000 Brookpark Road, Cleveland, Ohio 44135, phone: 216-433-4000 X6698.

Viscous Flow Effects in Turbomachinery—Contact: L. S. Langston, Department of Mechanical Engineering, The University of Connecticut, Storrs, Connecticut 06268, phone: 203-486-4884 or 2189

Turbomachine Inlet Flow Fields—Contact: Brian A. Robideau, M.S. 165-14, Pratt and Whitney Aircraft—CPD, 400 Main Street, East Hartford, Connecticut 06108, phone: 203-565-2353.

Fluid Dynamics of Radial-Flow Turbomachines—Contact: Paul Hermann, 777-6, Sundstrand Corporation, P.O. Box 7002, Rockford, Illinois 61125, phone: 815-226-6767.

Unsteady Flow Effects in Turbomachinery—Contact: Robert E. Henderson, Applied Research Laboratory, Pennsylvania State University, P.O. Box 30, State College, Pennsylvania 16801, phone: 814-865-1741.

Aerodynamics of Axial-Flow Compressors—Contact: C. C. Koch, Mail Drop H4, General Electric Company, AEG, Box 156301, Cincinnati, Ohio 45215-6301, phone: 513-243-4385.

Axial-Flow Turbine Aerodynamics—Contact: Mr. Jack Switzer, Mail Stop 503-4R, Garrett Turbine Engine Company, P.O. Box 5217, Phoenix, Arizona 85010, phone: 602-231-4560.

SPECIAL NOTE: Prospective authors should submit a completed "green sheet" (ASME M&P 1903, dated April, 1982) to the appropriate session organizer by June 10, 1983.

ASME Membership Certificates

ASME Membership Certificates suitable for framing are available for \$7.50; ASME Membership Certificates matted and framed—\$35.00; and ASME Membership Certificates laminated on walnut plaques—\$35.00. For information contact: Membership Department, ASME, U.E.C., 345 E. 47th St., New York, New York 10017.

Combustion and Fuels Committee Awards

George Opdyke, Chairman of the Combustion and Fuels Committee, announced at the Gas Turbine Conference in Phoenix the awards for outstanding papers in the broad field of combustion presented in 1982. The Best Paper Award was given to K. V. L. Rao and A. H. Lefebvre for their paper "Flame Blowoff Studies Using Large-Scale Flameholders" which was presented at the Gas Turbine Conference in London last April. Honorable Mention Paper Awards were given to G. C. Snow and S. L. Pessagno for their paper "Catalyst Durability Evaluation for Advanced Gas Turbine Engines", presented at the Joint Power Generation Conference in Denver and to G. J. Sturgess and S. A. Syed for their paper "Multi-Specie Isothermal Flow Calculations of Widely-Spaced Co-Axial Jets in a Confined Sudden Expansion, with the Central Jet Dominant" presented at the 18th Joint Propulsion Conference in Cleveland.

Special Awards at 1983 Conference

The following special awards were presented at the 1983 International Gas Turbine Conference and Exhibit in Phoenix:

- Retiring Chairman Awards to John P. Davis (July 1979–June 1980) and Arthur J. Wennerstrom (July 1980–June 1981).
- ASME 1981 Gas Turbine Award to G. G. Adkins, Jr. and L. H. Smith, Jr. for their paper, "Spanwise Mixing in Axial-Flow Turbomachines," Paper No. 88-GT-57.

Gas Turbine Division Awards were presented to retiring Gas Turbine Division Technical Committee Chairmen for service from July 1980 to June 1982: William McGovern, Ceramics; Simion C. Kuo, Closed Cycles; Jan Ederveen, Controls; Widen Tabakoff, Education; Howard L. Julien, Heat Transfer; Kelly J. Mather, Manufacturing, Materials and Metallurgy; Milton Parker, Marine; Thomas C. Heard, Pipelines and Applications; H. Authur Nied, Structures and Dynamics; and Leroy H. Smith, Jr., Turbomachinery.

Services Available From THE INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER

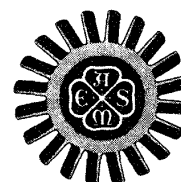
- The 1982-1983 Committee Roster is a directory of all administrative and technical committee members of the ASME Gas Turbine Division. It is published by the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER and contains an alphabetical listing with the committee member's name and address. The Roster has been sent to everyone listed in it.
- The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER produced 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 for \$5.00 each prepaid.
- The 1983 edition of ASME Gas Turbine Division's Gas Turbine Technology Report is available for distribution by the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER. The Report has been sent to ASME Gas Turbine Division's Technical Committee members, exhibitors and contributors to the Report. Others may request a free copy.
- Copies of the 1982 edition of ASME Gas Turbine Division's Gas Turbine Technology Report are still available without charge from the International Gas Turbine Center.
- Initial development of the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER'S correspondence course on Basic Gas Turbine Engine Technology has been completed and sent to pilot program participants. The course should be available to the public in 1983.
- The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER sponsors the ASME Turbomachinery Institute's Fluid Dynamics of Turbomachinery program. The next program will be held in Ames, Iowa, July 18-27, 1983. Complete details of the program are contained elsewhere in this edition of the ASME Gas Turbine Division's Newsletter.
- The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER should be contacted for information on exhibiting and participating in the 1984 International Gas Turbine Conference and Exhibit to be held in Amsterdam, June 3-7.

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



GAS TURBINE DIVISION The American Society of Mechanical Engineers

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



Deadlines Extended for Papers at 1983 JPGC

It is still not too late to submit a paper for the Joint Power Generation Conference (JPGC), but time is extremely short. Contact Stewart Leyman, Energy Conversion Systems, United Technologies Research Center, East Hartford Conn., 06108, phone: 203-727-7035. He is coordinating the program for the Electric Utilities Committee which expects to sponsor at least two sessions.

The Turbomachinery Committee is also seeking papers on advances in fluid dynamic design and/or development of powerplant turbomachines and related components. Contact: T. H. Okiishi, Department of Mechanical Engineering, Iowa State University, Ames, Iowa 50011, phone: 515-294-2022.

FUTURE ASME GAS TURBINE DIVISION CONFERENCES and EXHIBITS

1984 JUNE 3-7
International Exhibition and
Congress Centre RAI
Amsterdam, The Netherlands

1985 MARCH 17-21
Albert Thomas Convention
Center
Houston, Texas

GAS TURBINE DIVISION The American Society of Mechanical Engineers EXECUTIVE COMMITTEE 1982-83

CHAIRMAN
NORMAN R. DIBELIUS
General Electric Co.
1 River Road, Bldg. 53-322
Schenectady, N.Y. 12345
518-385-9674

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

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

REVIEW CHAIRMAN
H. CLARE EATOCK
Pratt & Whitney Aircraft
P.O. Box 10
Longueuil, Quebec J4R 4X9
Canada
514-647-7574

FINANCE COMMITTEE & PAST CHAIRMAN
KENNETH A. TEJMER
Woodward Governor Company
1000 E. Drake Road
Fort Collins, Colorado 80525
303-482-5811

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

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

OPERATIONS
TREASURER
R. TOM SAWYER
P.O. Box 198
Ho-Ho-Kus, N.J. 07423
201-444-3719

ASSISTANT TREASURER
THOMAS E. STOTT
Stat-Level, Inc.
525 Executive Blvd.
Elmsford, N.Y. 10523
914-592-4710

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

ADMINISTRATIVE ASSISTANT
SUE COLLINS
404-451-1905

STAFF ASSISTANT
CLAIRE HOWARD
404-451-1905

the gas turbine division newsletter

Volume 24, Number 2, April, 1983

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

Chairman: Norman R. Dibelius
General Electric Co.
Schenectady, New York

Vice Chairman: A.A. Mikolajczak
Rohr Industries, Inc.
Chula Vista, California

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

Publisher Emeritus: R. Tom Sawyer
Ho-Ho-Kus, New Jersey

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

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

ADDRESS CORRECTION REQUESTED

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

ASME GAS TURBINE DIVISION

のご好意により複写の許可を得ました。

学 会 誌 編 集 規 定

1. 原稿は依頼原稿と会員の自由投稿による原稿の2種類とする。依頼原稿とは、会よりあるテーマについて特定の方に執筆を依頼するもので、自由投稿による原稿とは会員から自由に投稿された原稿である。
2. 原稿の内容は、ガスタービンに関連のある論説、解説、論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書、随筆、ニュース、新製品の紹介および書評などとする。
3. 原稿は都合により修正を依頼する場合がある。
4. 原稿用紙は横書き440字詰のものを使用する。
5. 学会誌は刷上り1頁約1900字であって、1編について、それぞれ次の通り頁数を制限する。
論説4～5頁、解説および論文6～8頁、速報および寄書3～4頁、随筆2～3頁、ニュース1頁以内、新製品紹介1頁以内、書評1頁以内
6. 原稿は用済後執筆者に返却する。
7. 依頼原稿には規定の原稿料を支払う。
8. 原稿は下記の事務局宛送付する。
〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13,
第3工新ビル
(Tel. 03-365-0095)

自 由 投 稿 規 定

1. 投稿原稿の採否は編集委員会で決定する。
2. 原稿料は支払わない。
3. 投稿は随時とする。ただし学会誌への掲載は投稿後6～9ヶ月の予定。
4. 原稿執筆要領については事務局に問合せること。

技 術 論 文 投 稿 規 定

1. 投稿原稿は次の各項に該当すること。
 - 1) 投稿論文は著者の原著で、ガスタービン技術に関するものであること。
 - 2) 投稿論文は日本文に限る。
 - 3) 投稿論文は本学会以外の刊行物に未投稿で、かつ本学会主催の講演会（本学会との共催講演会を含む）以外で未発表のものに限る。
2. 投稿原稿の規定頁数は原則として8頁以内とする。但し1頁につき10,000円の著者負担で4頁以内の増頁をすることができる。
3. 投稿原稿は正1部、副2部を提出すること。
4. 投稿原稿は原稿執筆要領に従うこと。尚、投稿論文の採否は本学会に一任願います。

日 本 ガ ス タ ー ビ ン 学 会 誌

第11巻 第41号

昭和58年6月10日

編 集 者 森 下 輝 夫

発 行 者 須 之 部 量 寛

(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