



随筆熱力学

トヨタ自動車㈱ 中村 健也

1973年秋、カリフォルニア大学の W.H.Giedt 教授が、トヨタ自動車東富士研究所に見えた時、“自分は学生時代、エントロピーの概念をつかみかねて苦しんだので、その事を分り易く説きたいと思って、『熱物理』を書いた”と話された（白水社刊）。先生ほどの人でも、初めて出会った概念を受け入れるのに抵抗があったのだと意を強くしました。先生のお話に続けるのは失礼な話ですが、私も学生で微分積分を習った頃、微分の定義や証明がこじつけの様な気がして納得できませんでした。定義を認める立場で受験すれば、答は合格できるので、学校は卒業できましたが、やっと判ったと合点できたのは、卒業して三年、岩波全書の掛谷先生の本を読んでいた時で、先生の説明が他と異なる説明をされたと言うより、納得させるムードがあったと言うべきでしょう。自分なりに解釈してみると、悩むことなく受け入れた積分の概念に慣れ、その立場から逆に微分の定義を受け入れる事になったと思います。よく前段が判らぬのに後段が判るか、尤もらしい事を言う人がいますが、後段が判って前段が判ると言う事はまあある事で、人の思考パターンと論理のパターンは同じでないと言う事と思います。

熱力学関数で示される概念は、計算には便利としても、自由に使いこなしたいなら、その狙いや経緯、数学的必然性を知らねばなりません。コンピュータでは、概念を条件式にインプットすれば、いきさつに関係なく答は出ますが、それが正しいかどうかコンピュータの知った事ではありません。人は計算機ほど素直ではないので、納得するのに時間がかかります。他人が作り上げた概念を受け入れる障碍の第一は、その必要性と言うか必要と感ずるに到った事情でしょう。第二は、先入観と言うかその人が構築した知識の塔に受け入れる余地があるかどうかに係ります。第三は、

第二に関係があるかも知れませんが、好き嫌いと言うかそんな効用なら受け入れたくないと言う場合もあります。何にしても、よく練り上げゆき届いた概念ほど、ゆき届かぬ若者にとって難儀なものはありません。

熱力学は、概念の巢と言える程、数々の言葉に囲まれ、然も夫々に数学的相関があって、上手に組み合わせれば何でも解けそうに見えます。この数学的相関を示す微分方程式は、大抵の熱力学教科書に載っていて、大部分の式は完全ガスにも、実在ガスにも適用できる事が確かめられています。現実には、夫々の概念を数式化した所謂熱力学関数が存在して初めて可能なわけで、熱力学の計算をする前提として、 C_p , H , S , Z , κ 等の P , T , による関数を計算機に記憶させておく必要があります。その場合、夫々の関数を独立して記憶させる方法は、計算速度は早くなるが、相関性の確保に問題が残る場合も考えられるので、全ての関数を、二つの関数 $PV/RT = Z = F(T, V)$, $C_{v0} = f(T)$ から誘導する事を試みました。例えば、

$$C_p = C_{v0}(T) + AT \left[\int_{\infty}^V \left(\frac{\partial^2 P}{\partial T^2} \right) dV - \left(\frac{\partial P}{\partial T} \right)_V^2 \times \left(\frac{\partial V}{\partial P} \right)_T \right]$$

$$C_p - C_v = R \times \left[Z + T \left(\frac{\partial Z}{\partial T} \right)_V \right]^2 / \left[Z - V \left(\frac{\partial Z}{\partial V} \right)_T \right]$$

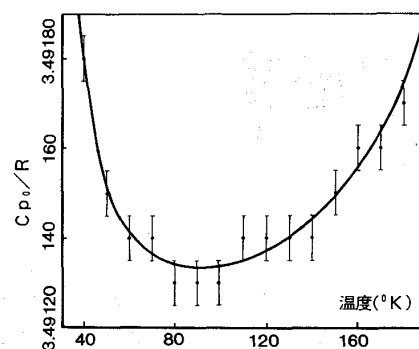
これらの偏微分や積分は、計算機のルーチンプログラムが解いてくれるので、一応問題はないと言えるが、一つのガスに対して30前後のサブプログラムが必要で、要素ガスの数だけ必要だから大変な数と言えます。混合ガスを考える時、例えば空気では、四つの要素ガスのサブルーチンプログラム120組を参照するわけだが、エレメントガスから算出した Z は、空気の Z に対し気圧当り、2,375 e

(平成2年7月24日原稿受付)

-5 大きくなっている。他の混合ガスも同様の傾向があるものの、定量化の方法は未解決であり、特に H_2O や CO_2 を含んだガスでは今日でも五里霧中の状態である。

特に燃焼ガスに目標を絞って調べてみると、高温ガスに水を含んだ実験報告には殆ど出会えない。これは安定した組成をどう考えて良いか判らないらしく、 H_2O が HO や O に分解したり、成分ガスと H_2O が結合したりするのを、状態に応じて予見する事が極めて困難である為と考えている。 H_2 , H_2O , CO_2 等、不安定な組成の状態は統計的にしか予見できないが、それでも何等かのルールがあって、分解したり会合したりしている筈だから、空気とこれらの分子の混合物の物性試験を見たいものと念じていても仲々出会えません。東北大学の拔山先生（故人）に、この種のデータを探したいとお願いした事がありましたが、先生は探して見るが恐らく見つからぬと思う。この種の資料は、自分で実験しなければ入手できないと思うと言われ、更に話を続けて最近データが楽々と沢山出るので、それを並べたてるのを実験報告と思うらしいが、実験は道具立てより意欲と読みが大切で、100年前のファンデルワールの実験なぞ、不自由な道具立てで行った実験結果が、未だに光を失わない云々と言われました。

勿論私にファンデルワールはおろか、並の実験でも実行する力はありませんが、発表されたデータを読む努力を重ねれば、先ほどのサブルーチン整備に利用されるデータの効用が上って、近似度が高まります。信用のおけるデータがあったとしても、末尾の数値は普通は四捨五入してあるので、そのまま近似式を作ると、直線近似の方が手間が省けると言いたくなるような程度の近似度しか示さぬ場合もある。特に、極大極小点や、変曲点の近辺を含む近似式を作る時は、データを修正した方が多い。データを修正すると不公正不誠実と思う人もあると思いますが、データ点をプロットしてそれに近似式を重ねた場合、うねりの少ない曲線でデータの点の値と同じ桁数で比較すれば、全てのデータ値に一致できる曲線が満点の曲線と思うので、その為には与えられたデータを不可侵のものと思い込まぬ方が良い近似曲線が得られる場合がある。図は、理想状態の空気の (C_p/R)



R) のデータをプロットしたものである。近似曲線がデータ点を通らなくても、四捨五入がデータ点となる範囲を点の上下に定め、雲形定規で曲線を描き、この操作を数回繰り返すと、まことしやかな曲線が得られるので、そのデータを元に最小二乗法で近似曲線を求める。数回繰り返せば、納得のゆく近似式が得られる事が多い。10 K から 300 K までの C_p の式を、スプライン関数で仕上げて見ると、200 K 以下の部分はガスタービンの設計に必要なことは極めて稀である。然し仕事を楽しむ立場から、無用の用を楽しんだと言える。

随筆を書けと言われた時、自分が面白いと思った事を思いつくままに書けばよいので、主張がないから楽なものと思って書き進めたが、気が付いて見ると何処まで行っても仕事を離れていない。粹にはまった人間になってしまっているわけだが、この粹を決めたのは中学四年のときだった。農業や鉱業は気が進まないし、先生からは高等師範学校を薦められたが、先生のような哀れなと口走って職員室の爆笑を呼び、工業生産が私の目標と決まった。以来60年、生産至上で今日に至っている。今は生産しなくても生活ができる奇妙な経済状態が見られるが、賭博的搾取的経済にたよって、生産を軽んじ、享楽を恣にして斜陽を招いた先例は沢山あります。国が亡んだ例さえ歴史は教えています。たまに宝籤を一口求めるくらいを限度にして、土地や証券に投機的投資を止めないと、内部崩壊は必至の事になるでしょう。誰かが亡んでも、国が亡びるわけではないと言うかも知れません。勿論一度で亡国の例はありません。近世では何とか持ち直す例も増えています。然し昔日のバイタリティーが甦った例もありません。私はやはり仕事人間で居たいし、生産こそ起死回生の妙薬と信じています。



ブレイトンサイクルを利用した 宇宙熱発電システム技術

航空宇宙技術研究所 江口 邦久
〃 中村 嘉宏
三菱重工業株式会社 岸本 健治

1. はじめに

衛星の大型化、宇宙ステーション計画への参加、フリーフライヤー計画等、宇宙活動は増々拡大し、我が国においてもこれまで未経験の理工学実験や材料実験などを宇宙環境にて長時間行う機会が得られる見込みである。今後、ミッションは広範囲にわたり、多様化し、かつ同時遂行型となる。宇宙活動の拡大に伴い、その一次エネルギーとなる電力の需要が必然的に増大する。将来、次のような宇宙計画¹⁾が想定される。

- (1) 従来衛星の大型化
- (2) 宇宙ステーションフリーダム
- (3) フリーフライヤー (SFU)
- (4) 大型構造物などを運搬する電気推進
- (5) 静止プラットフォーム
- (6) 宇宙工場
- (7) 月／火星の基地建設および惑星探査

1990年代後期の宇宙活動においては人間が長期間滞在し、無重力・高真空にある宇宙環境のもとで種々の実験ミッションが予定されている。これらに供する米国の宇宙ステーション計画²⁾や欧州のコロンバス計画³⁾などには、数十kW以上の大量の電力エネルギーが必要となり、そのための電力発生手段としては太陽光発電に代って有利な太陽熱発電が利用される。この主な理由として、

- (1) 効率の向上による集光面積の減少により、
 - a) 空力抵抗の減少となり、軌道高度維持のための推進剤消費量が減少する。
 - b) 集光面の慣性性能率減少となり、飛行運動制御が容易になる。
- (2) 比重量の小さい蓄熱装置を利用し、発電の一

定化、あるいは電力供給の平滑化が効率良く行える。

- (3) 大電力の要求に対し、システム重量が軽減する。
- (4) 対放射線劣化が改善される。
- (5) システム寿命が長くなる。
- (6) 電力調整に便利な交流発電が可能となる。

この結果、ロケットによる打上げコストだけでなく運用コストが安価になる。以上のように、今後の宇宙開発に欠かせない電力規模は年々増大の一途をたどり、その傾向⁴⁾は図1に予想される。

従って長期にわたる電力の増大要求から、1995年を境に100kW～10MWに至る大出力の電力発生が必要となる。図2に示す宇宙エネルギー源の対応⁵⁾からして1MWを越える発電では太陽熱源よりも原子力エネルギーへ移行していくものと見られる。

このような熱発電システムに欠かせないサブシステムの1つであるクローズドブレイトンサイクルの熱機関技術を中心に、内外における研究開発の動向、実現化のための技術的課題などについて述べる。

2. 熱発電システムの概要と全体性能

宇宙利用を目的とし、太陽光エネルギーを熱源としたブレイトン熱発電システムの概要を図3に示す。太陽集光器（コレクター）からの反射光は、高い集熱効果をもつ受熱器（レシーバ）に集められ、その熱の一部は直接熱機関の作動流体に伝達され、その機関出力で発電機を駆動して電気を取り出す。特に低軌道（LEO）飛行時の発電では、日照時間（例えば高度500kmで1周期94分の約2/3）に制限があるため、日陰時にも安定した熱供給を行うことのできる蓄熱器（一種の熱エネル

（平成2年7月20日原稿受付）

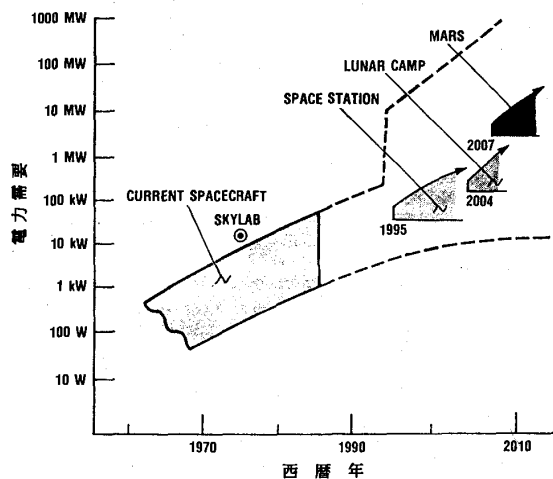


図1 宇宙電力の増大傾向

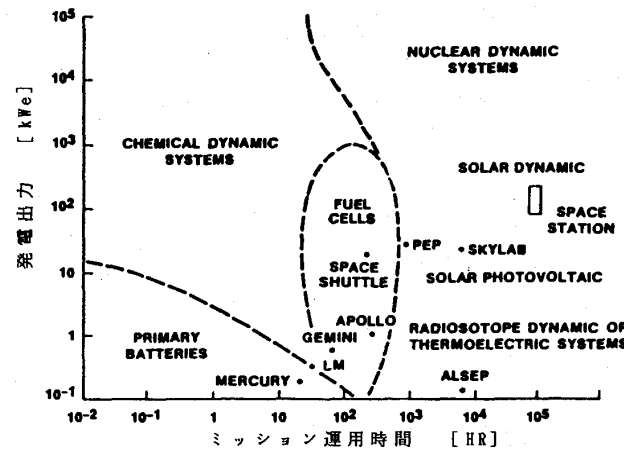


図2 運用期間と最適な熱源

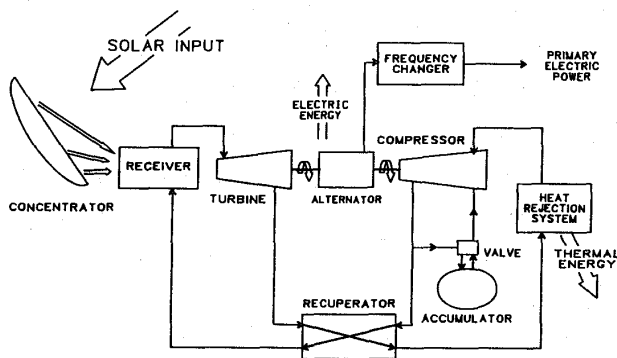


図3 ブレイトン太陽熱発電システムの構成

ギー貯蔵)を受熱器と併用する必要がある。この熱貯蔵には一般に相変化を伴う蓄熱材の潜熱利用が有利となる。また、熱機関からの排熱エネルギーを宇宙空間に放出するための放熱器(ラジエータ)も必要となり、この放熱はふく射冷却のみによる。

熱発電システムに適用される熱機関は、一般にブレイトン、スターリング、ランキンのうちの1つのサイクルが選択される。熱機関を実用化するための技術課題を表1に示すが、ランキンエンジンは作動流体(例えばトルエン)の相変化時の気液分離や熱的安定性に困難な問題があり、地上での実証が不可能に近い。ため、気相サイクルのブレイトンとスターリングエンジンが実用面から見ても有望と考えられる。また共通する課題には軌道上での運転制御、部分負荷特性があり、特に太陽熱発電の場合、蓄熱材の相変化と密接に関連する始動、過負荷又は緊急時の動作方法について十分な考慮が必要となる。

上に挙げた3つの熱機関サイクルを利用する太陽熱発電システムについて、それらの性能を比較

し、また従来の太陽光発電との比較を表2に示す⁶⁾。低軌道時の空気抵抗は、いずれの熱機関においても光電変換セルと蓄電池又は燃料電池との組合せに比べ、集光面積の低減により3~4倍改善され、軌道補償用推進剤の大幅な削減が得られる。システム重量に関しては、スターリング熱発電は他の2つの熱機関に比べ優れている。寿命に関して、ランキンエンジンは長時間の地上実績を有し、ブレイトンエンジンは1960年代のNASAの研究における4万時間近い宇宙環境試験の実績を踏まえて、現在、その実用化が図られている。スターリングについては、米国でフリーピストンタイプを中心に地上での性能実証運転が行われている。

米国では、現在、宇宙ステーション計画(太陽熱源)にブレイトンサイクル、一方、SP-100計画(原子力熱源)やASD計画(太陽熱源)ではブレイトンやスターリングサイクルを利用する熱発電システムの技術開発が進んでいる。特に図4に示す宇宙ステーション(フェーズII)⁷⁾の電力源として、光発電(75kW)とブレイトン熱発電(25kW×2基)の125kWハイブリッドシステムが計画されている。

太陽集光器では、高い集光比と軽量化を得るために放物面反射鏡が選ばれる。レシーバには入射光の再ふく射損失を最小にするために小口径の入射孔をもつキャビティ型が適している。軌道上の日陰時の熱貯蔵に使用する蓄熱材には高いエネルギー密度と容器材との適合性(腐食、熱応力など)を有するものが選ばれ、軽量、長寿命化を図ることが肝要となる。熱機関では高熱源と低熱源の温

表1 宇宙熱発電用熱機関の技術課題

ランキン (ORC)	ブレイトン (CBC)	フリーピストンスターリング (FSC)
<ul style="list-style-type: none"> ・作動流体(例えばトルエン)の化学的・熱的安定性 ・無重力での2相流体制御: 気液分離、凝縮、キャピテーションなど ・流体軸受の長寿命化 ・タービン効率の向上 	<ul style="list-style-type: none"> ・受熱/蓄熱器の熱負荷軽減 (高温リブ) ・高温材料の選定 ・圧縮機効率の向上 ・ガス軸受の長寿命化 ・レキュペレータの小型軽量化 ・運転制御性の改善 	<ul style="list-style-type: none"> ・高温・高圧材料の選定 ・耐久性の向上: シール、ドライ潤滑 ・動的安定化と振動の低減 ・リニア発電機の高効率化

表2 太陽熱発電と光発電システムの性能比較

項 目	太陽光発電 (シリコンまたは GaAsセル)		蓄熱式熱発電		
	NiCd または NiH ₂ 電池	再生式燃料電池 (RFC)	ランキン* (ORC)	ブレイトン* (CBC)	スターリング (SC)
システム効率	約 8~15%		16.7% (IOC)	24.1% (IOC)	>25%
エンジン効率			26.3% (IOC)	35.4% (IOC)	35% (IOC以降)
空気抵抗 (Drag)	高	高	光発電システムの1/3~1/4、ORC>CBC>SC		
システム重量	337 kg/kWe	—	202 kg/kWe (IOC)	191 kg/kWe (IOC)	(129 kg/kWe)
エンジン重量	—	—	11 kg/kWe	15 kg/kWe	6.0 kg/kWe
寿 命	太陽パドル≤10年 電池5年		7年	7年	7年
実 績	従来衛星に使用		10万時間以上運転	4万時間以上運転	8千時間以上運転
発電能力の拡大 (最大 300 kW)	パドル面積増大のため限界		モジュール設計		
メンテナンス	モジュール構造		モジュール構造		

* NASA Space Station Electric Power System [Work Package 4]: Engineering Data Book (1986).
IOC = Initial Operating Capability (初期運用レベル)

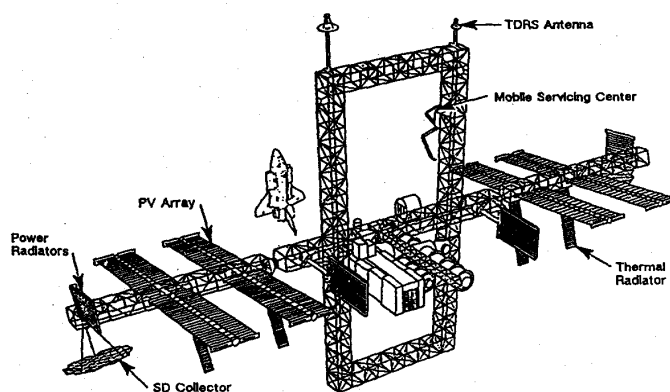


図4 宇宙ステーションフリーダム PHASE II

度比 (ブレイトンではタービン/圧縮器の入口温度比, 一般にその範囲は $1.5 < TIT/CIT < 3.5$ である) を大きくすることが高い熱効率を得ることになり, その結果熱発電システムの効率も上昇する。また, 熱効率の増加は入射熱を小さくでき, 太陽集光器, 受熱器/蓄熱器の小形軽量化につながる。動作温度比を上げるには, 高温側の温度が材料の耐熱温度に限られるため, 低温側の温度を下げる

ことが望ましい。しかし, これは逆にラジエータ面積の増大をまねき, その重量だけでなく空気抵抗の面積も増すことになってしまう。従って, 高いシステム効率や低い抗力面積を得るには各サブシステムの方法, 動作条件, 材料などの面から熱発電システム設計⁸⁾の最適化を図らねばならない。

近い将来宇宙での熱発電システムの適用可能性は, 宇宙ステーションの電力供給にある。その理由はステーション上での実験ミッションに必要な電力が増大するため, そこでの電力需要は300 kWに達すると言われる。そのためNASAルイス研究所は6.2百万ドルを投資して1988年に太陽熱発電試験設備を建設し, 宇宙ステーションのブレイトン発電技術などに係わる試験研究を続けている。2005年に予定されるフェーズIIの125kW発電では, 図5に示す25kWブレイトンモジュール2基が採用されている。ここで図6に示すように, 光電池と熱発電の容量比率を変えたケースでステーションの電力需要に対する運用コストを比較

した試算結果⁹⁾によると、30年の運用で42億ドルの節約が可能であると指摘している。

さらに2000年代初頭では月面基地における太陽熱又は原子力エネルギーを利用した熱発電システムのニーズが生じる。これに対応するためジェット推進研究所 (JPL) は7年の運用寿命を狙った100kW 宇宙原子力発電システム (SP-100計画) を考え、1990年中に地上試験を行う予定である。またルイス研究所の CSTI 計画¹⁰⁾では、2000年代の実現を目指しフリーピストンスターリングの開発が進んでいる。

3. ブレイトン熱発電に必要な要素技術

3.1 太陽熱および原子力熱源

宇宙での長年月にわたる電力供給の熱源には、太陽光および原子力エネルギーがある。太陽から遠く離れるミッション、例えば惑星探査機には、1~10kWe 出力用としてラジオアイソトープ熱源(通常Pu-238)、大型宇宙船や惑星基地には100

kWe 出力以上の熱源として原子炉が必要であるが、地球軌道のように比較的豊富な太陽光に恵まれる所では、その熱エネルギーを利用するのが安全上からしても有利である。

太陽光を集める方式の中でも、宇宙利用とミッション要求を想定すると、図7に示す直達式とカセグレン式が挙げられる。しかし反射率90%以上を要求する場合には、直達式のオフセット放物面反射鏡が使用され、また大型反射鏡の基本構造材としては比剛性が高く熱膨張係数の小さいCFRPが望ましい。特に低軌道の使用では原子状酸素による表面劣化を防ぐために保護膜の蒸着が必要となる。さらに鏡全体を適当なセグメントに分割し、収納・展開機能をもたせることが、コスト低減、重量軽減、精度向上につながる。また2軸のジンバル機構を備えた精度の高い太陽追尾系(± 0.1 度以内)が必要となる^{11,12)}。

3.2 受熱・蓄熱系

太陽熱発電システムを搭載する宇宙船が低軌道上を飛行する場合、常に一定の電力を供給するために、日陰時には日照時の熱供給量と同程度の熱流量を蓄熱器から熱機関に供給する必要がある。この場合全周期にわたる熱放射損失分を付加する。代表的な物質の融解潜熱¹³⁾を熱機関の動作温度に対応させて図8に示す。ブレイトン、スターリングサイクルのピーク温度に融点がほぼ一致し、重量当りの潜熱の大きな物質としてはLiF, LiHがある。このうちLiFは化学的に比較的安定で、動作温度域も高く取扱いが容易である。一方光発電に使用する蓄電池の効率は高々55~60%であり、

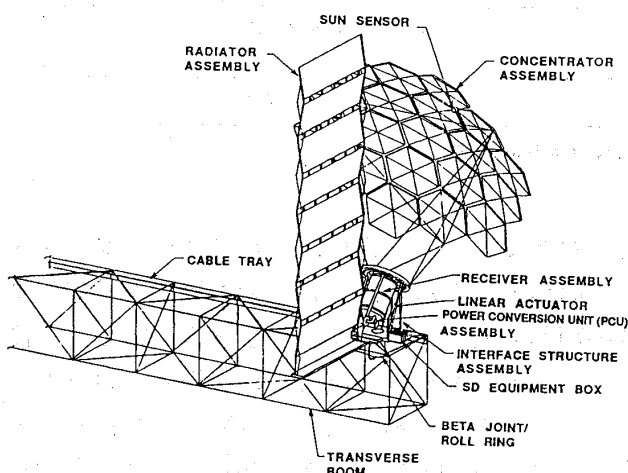


図5 ブレイトン熱発電モジュール (25kW)

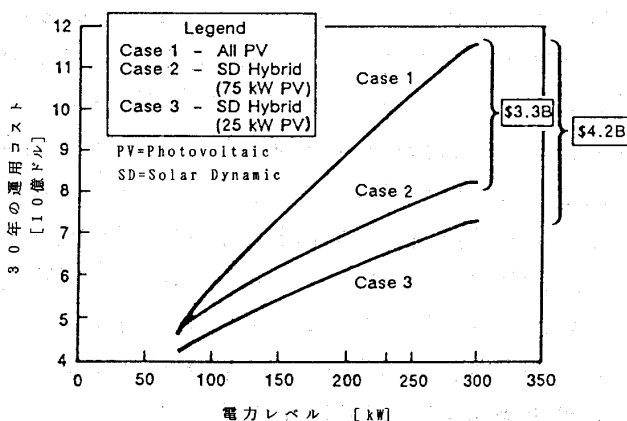


図6 宇宙ステーションの発電運用コスト

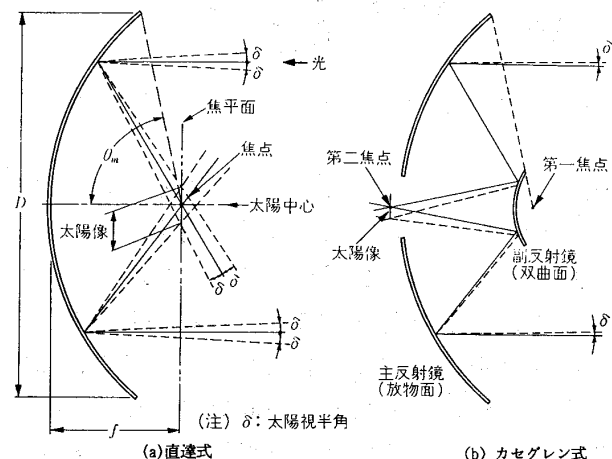


図7 主な太陽集光方式

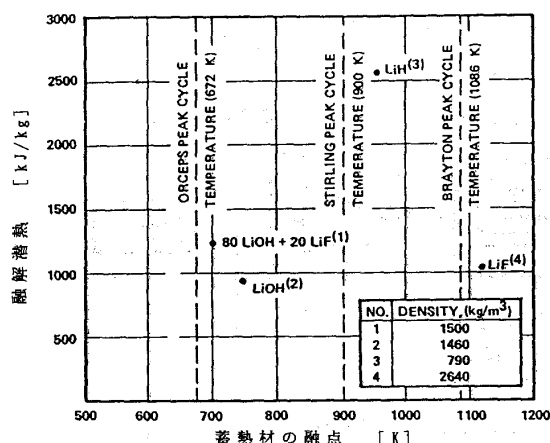


図8 熱機関と蓄熱材との適合化

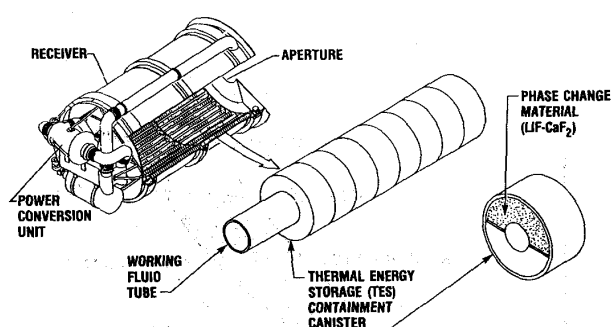


図9 宇宙ステーション用蓄熱器の概要

それに比べると90%以上の高い蓄熱効率が得られる。また機器の寿命も長くなる可能性大である。故障の起こり易い起動，作動停止の繰り返しが少なくなることで，蓄熱器の存在は，一定作動を可能とし，熱機関の寿命を長くすることにもなる。しかし，蓄熱材の相変化に際する体積変化によって生ずる空隙の発生は熱伝達に影響を与えるばかりでなく，熱応力が容器の設計に大きな問題を投げかける。現状では蓄熱材自体よりもそれを内蔵する容器（キャニスター）の方が重量が大きい。一例としてNASAが試作した受熱・蓄熱器の形状を図9に示す。

3.3 ブレイトン動力変換系

エンジンと発電機はハーメチック式の一体化構造になっており，エンジン自体特殊な作動流体シールと軸受の技術を採用する。ブレイトンモジュールでは，図3に示したように，熱伝達の良い作動ガスを圧縮機で昇圧した後，レキュペレータ（通常プレートフィン形再生熱交換器）とレシーバを通して昇温し，タービンで膨張した後，

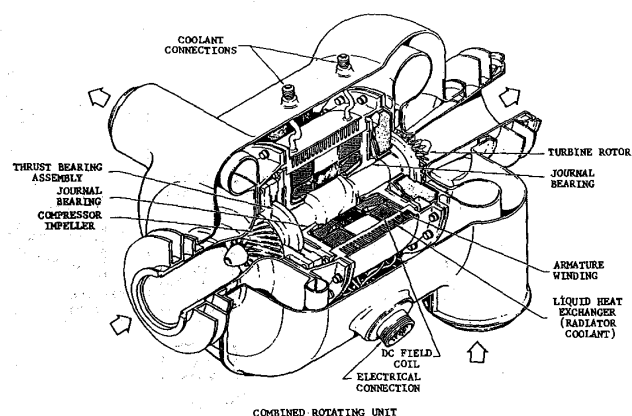


図10 宇宙ステーション用ブレイトンエンジン

レキュペレータに送られる。さらに，作動流体はラジエータで冷却されて再度圧縮機に供給される。発電機は圧縮機とタービンの中間に位置する。レシーバから作動ガスへの熱供給，そして作動ガスからラジエータへの放熱には温度分布の均一化，大熱量の輸送を得るために通常ヒートパイプが用いられる。

1960年代にNASAルイス研究所が行った10 kW ブレイトンエンジンの研究¹⁵⁾では，大型真空チャンバ内の性能試験により約29% (TIT=1,140°K，回転数36,000RPM) を達成した。現在開発中の宇宙用ブレイトンエンジン¹⁵⁾は，図10に示すように，一段ラジアルタイプの圧縮機とタービンを有し，図11にある最大出力時の設計では，出力38kW_e，サイクル効率31.2% (TIT=999°K，32,000RPM) を目標性能にしている。これにより，熱発電モジュールの重量を7,440kg，抗力面積を5 m²/kW_e前後と見込んでいる。アイソトープ熱源を利用した小型のブレイトン発電システムは，米国のエネルギー省 (DOE) で開発¹⁶⁾されており，そのシステム概要は図12に示される。

ブレイトンサイクルを宇宙熱発電に用いることには大きく2つの利点が挙げられる。1つは，気相の作動グループのために重力の影響をほとんど受けず，地上と宇宙の差が少なく地上での開発が容易であることである。もう一つは，出力の可変性で，作動流体の流量を変化させることによって回転数を変えずに大幅に出力を増減できることである。特に運用上から見て後者は大きいメリットである。また近い将来のニーズとして宇宙プラットフォームなどで推進剤（液体酸素，液体水素）

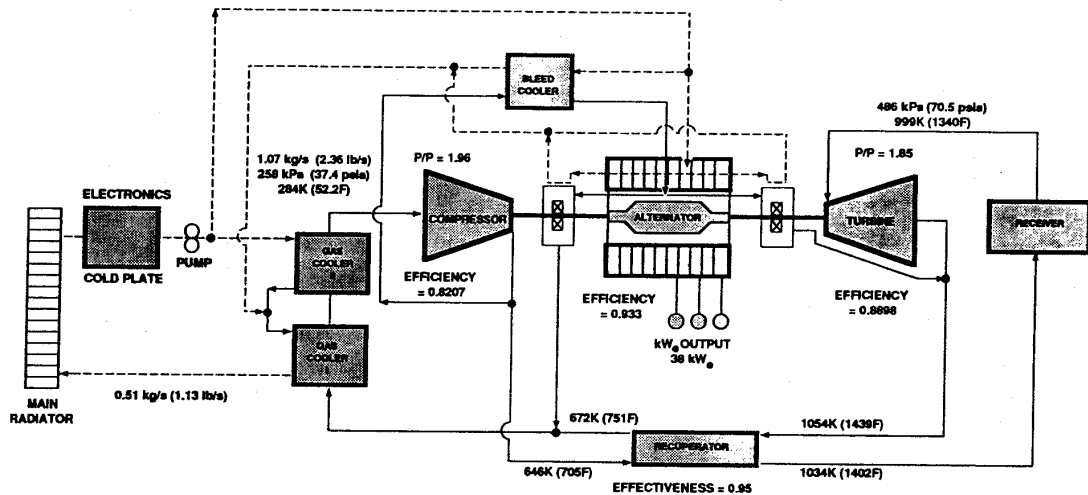


図11 ブレイトン熱発電における最大出力時の動作条件 (宇宙ステーション用)

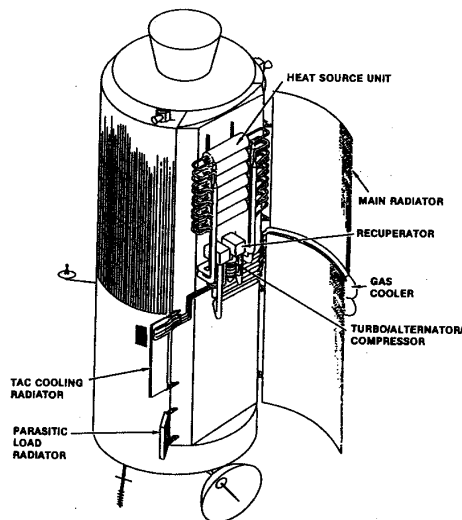


図12 アイソトープ熱源の熱発電システム

を製造することになる可能性が高いと予想され、その際には冷却系等にブレイトンサイクルの技術が十分活用できると考えられる。

宇宙用クロードブレイトンサイクルの作動流体として、ヘリウムとキセノンの混合ガスが用いられる。これは、混合気体の特性として、ヘリウムの高い比熱を基にした高い熱伝達特性として、キセノンを混合して得られる適正な密度を合わせ持つ。

図13は作動サイクルのモリエ線図である。A点が圧縮機入口状態、断熱圧縮によってB点に移り、再生器、受熱器により昇温度され、そこでの圧力損失があってタービン入口 (D点) に移る。タービンで膨張仕事をして点Eに、再生器、放熱器で温度降下とともに圧力損失があってA点に戻る。

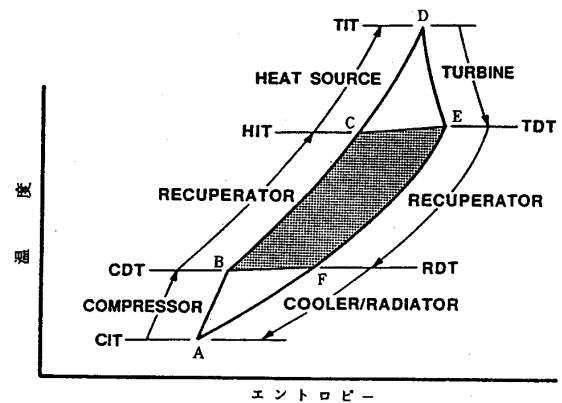


図13 ブレイトンサイクルのモリエ線図

D→Eの膨張仕事とA→Bの圧縮仕事の差が出力として得られる。図中でE→F, B→Cが再生器で熱交換される部分である。従って受熱器により加熱する必要のあるのはC→D, 放熱器で放熱する必要があるのはF→Aとなる。圧縮機の圧力比を上げていくとB点とE点の温度が次第に近づき、ついには逆転してしまう。この状態では再生器は使えなくなる。効率は、受熱量と放熱量の比で決まる。一般に、クロードサイクルの効率は、再生器を最大限に利用した低い圧力比 (≤ 2) の動作でピークとなる。しかし、これは受熱量そのものが低いために、始動時にエンジンが定常作動点に達するまでの時間が長くなり、始動電力など地上では問題にならないところが大きな問題となる。D点の温度上昇はタービン入口温度を上げた場合で、当然効率は上がるが、タービン材料の耐熱寿命などの問題が生じてくる。

宇宙熱発電システムの設計上のキーポイントは、性能より重量にある。地上用エンジンの性能評価に見られる燃費的な評価基準は当てはまらない。図14はサイクル効率、比出力、システム重量について解析した一例である。熱効率の最高点は必ずしも最低の重量を与えない。またエンジンの寿命に関係する気体軸受は荷重的に多少苦しくはなるが、軸受には環境温度の方が重要であり、国内では図15に示すスラスト軸受、ジャーナル軸受、発電機を低温側に配置した構成にて試作開発¹⁷⁾が進められている。

3.4 排熱系

図13でF→Aの変化が排熱系の受け持つ部分で、その排熱量は熱出力の60～70%に達する。宇宙空間では、排熱は、全てふく射冷却にて行われる。従って排熱系は高い熱輸送能力とその制御が重要であり、加えて必要なポンプ動力を少なくして熱輸送効率を高めることが大きな開発課題となる。熱輸送には様々な方式が考案されている。

- (1) 直接流体放熱式ラジエータ
- (2) ポンプ又はヒートパイプを用いた流体ループラジエータ
- (3) 液滴噴射型ラジエータ

これまでの開発実績としては、(1)と(2)がある。

(1)の方式は、熱機関の作動流体そのものをラジエータに直接流す。ブレイトンサイクルの特徴の一つである排熱温度の高いこと（図13、F点）があり、ふく射放熱は温度の4乗に比例することか

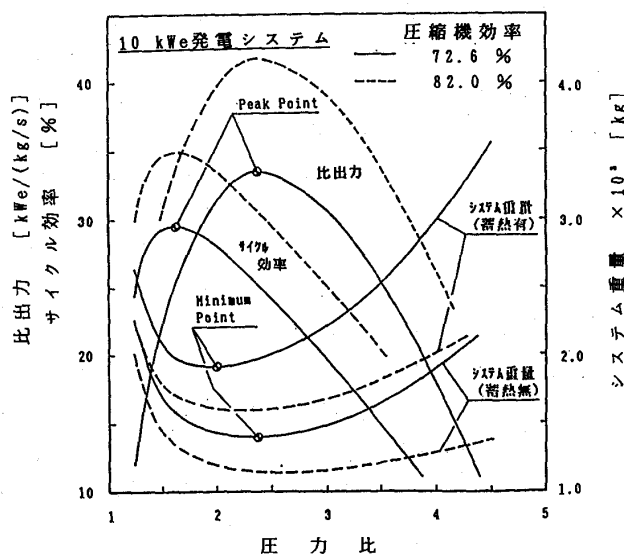


図14 10kWt ブレイトンシステムの性能試算

ら、特徴を最も生かせる方法でもある。反面、事故（隕石の衝突等）の際には作動流体を失うので被害が大きいことと、圧力損失が増加する。(2)の方式は、従来衛星などで最も多用されており、実績も高い。しかし、熱交換器を介してヒートパイプなどによりラジエータの放熱板へ熱を輸送するため、流体温度はA点温度以下となり必要な放熱面積が大きくなる。これを防ぐためには、ラジエータを多くのセクションに分割して温度勾配を持たせる構造とするなどの考案があるが(1)の方式に比較して重量増加は避けられない。

(3)は主に高温用に考案されるもので、油や液体金属の粒子による放射冷却を用いた方法であり、米国で実用化試験が行われている。ここで参考のために代表的な大型ラジエータの動作温度と比重量の関係¹⁸⁾を図16に示す。

3.5 電力制御

前に述べたように、ブレイトンサイクルの特徴の一つが、出力の可変性である。負荷（消費）電力は相手の都合で変化するので、常に定量ではない。エンジン回転数が変化することは発電周波数が変化するので好ましくない。熱源が何かによって状況は変わるが、太陽熱発電のように受熱量がほぼ一定のシステムでも、作動流体量を変化させることによって、各部圧力損失の変化と、タービン入口温度の変化により定回転で出力を変化させることができる。これは、閉サイクルであることと、全系の容量が一定であるが故である。この特徴を生かすにも、発電機の選定が重要である。進相電流コントロールを必要とするリラクタンス型同期発電機は不向きであり、誘導子型同期発電機が適している。

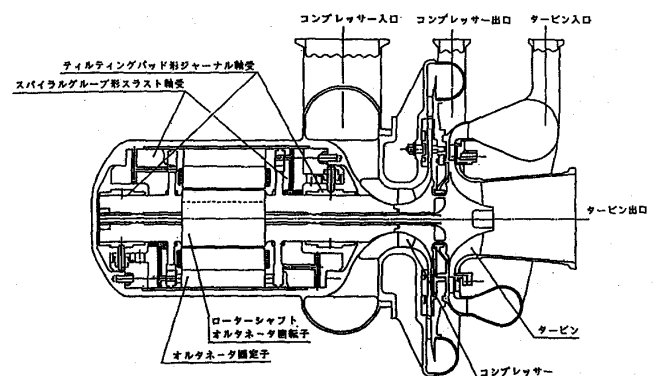


図15 発展型ブレイトン発電機 (MHI 社)

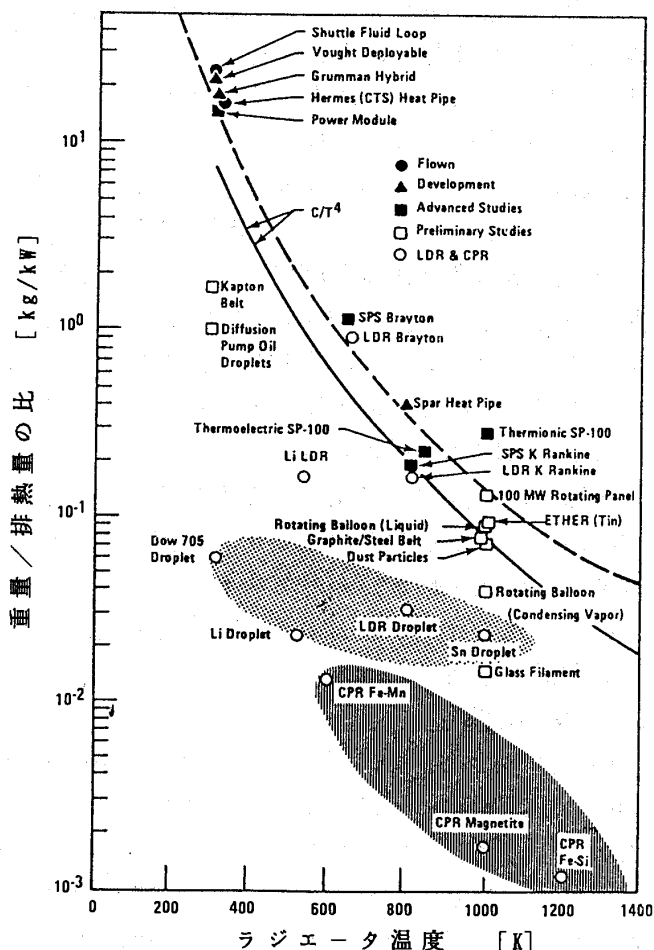


図16 宇宙熱発電用ラジエータの性能比較

4. おわりに

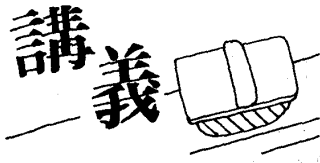
これまで宇宙におけるブレイトン熱発電技術について述べてきたが、米国では、欧州よりも太陽熱や原子力エネルギーを熱源とした熱発電システムを実証するために地上での研究開発を積極的に進めている。これからの熱発電技術の推移を予想すると、今世紀に実現される宇宙ステーションの電力増大に対して太陽熱を用いたブレイトン発電がはじめて宇宙で運用され、続く21世紀においては大型宇宙船、月面基地や火星探査の発電手段として原子力、アイソトープを熱源にしたブレイトン発電システムに展開していくものと思われる。

終りにあたって、将来の宇宙開発の発展拡大に伴う大電力の要求、それに應えるための現在に至る熱発電技術の海外動向を顧みした場合、我が国においても熱発電システムの基盤技術を確立することが早急に望まれる。その技術は地上用の太陽熱発電にも応用でき、深刻化しつつあるエネルギー不足問題の解消や地球環境の保全化の一助となり

える。

参考文献

- 1) 中村嘉宏, 太陽集光熱機発電に関する考察, 航技研, TM-572(1987-4)。
- 2) Labus, T.L., Secunde, R.R.&Lovely, R.G., Solar Dynamic Power for Space Station Freedom, Space Power, 8-1/2 (1989)。
- 3) Sprengel, U., Westphal, W., The Potential of Solar Dynamic Power systems for Future Space Applications, IAF-86136(1986)。
- 4) 江口邦久, IAF スペースパワー国際会議に参加して, 航空宇宙学会誌, 432(1990)。
- 5) Rice, R.R., Space Station Power System Selection, IECEC No. 86429(1986)。
- 6) 江口邦久, 宇宙における太陽熱発電, 省エネルギー, 40-2 (1988)。
- 7) Thomas, R.L.&Hallinan, G.J., Design of the Space Station Freedom Power System, 24th IECEC No. 899565(1989)。
- 8) 江口邦久, 集光型発電の性能試算, 航技研, TM-597(1988)。
- 9) Marshall, M.F.,ほか2名, Evolutional Growth for Space Station Freedom Electrical Power System, 24th IECEC No. 89269, (1989)。
- 10) Winter, J.M., CSTI High Capability Power, IECEC No. 899494(1989)。
- 11) 中村嘉宏, 太陽集光装置, OHM'87/4 (1987)。
- 12) 松村宏之ほか4名, 宇宙用太陽熱発電システムおよびその集光装置に関する研究, 川崎重工技報, 102(1989-4)。
- 13) Boretz, J.E., Energy Storage for Solar Dynamic Systems, IECEC No. 859302(1985)。
- 14) English, R.E., Technology for Brayton-Cycle Space Powerplants Using Solar and Nuclear Energy, NASA TP-2558(1986)。
- 15) Harper, W.B., Pietsch, A.& Baggenstoss, W.G., The Future of Closed Brayton Cycle Space Power Systems, Space Power, 8-1/2 (1989)。
- 16) Turi, J.A., Copenter, R.T., Advanced Space Power Systems, Space Power, 9-1 (1990)。
- 17) Kishimoto, k.& Yasui, M., "Development of Closed Brayton Cycle Engine for Solar Power LO_x/LH₂ Production System", IECEC-89 paper, (1989)。
- 18) Carelli, M.D.ほか3名, A Novel Heat Rejection System for Space Applications: The Curie Point Radiator, 21st IECEC No. 869425(1986)。



HEAT TRANSFER IN AERO ENGINE GAS TURBINES-Part II

CHIEF OF TURBINE TECHNOLOGY ROLLS-ROYCE PLC C T J SCRIVENER

INTRODUCTION

Part 1 of this paper described typical HP turbine blade designs and viewed some important aspects of aerofoil internal heat transfer. Part 2 covers some important features of aerofoil external heat transfer. This is followed by a summary of areas where future heat transfer research is needed in order to provide a better understanding of the fundamental thermodynamics. This will permit them to be directly modelled and thus will provide better predictive design tools.

4. AEROFOIL EXTERNAL HEAT TRANSFER

External heat flow to the turbine aerofoil is conventionally expressed as $q = h_o (T_g - T_w)$ where h_o is the external heat transfer coefficient. The HTC distribution around the aerofoil is a function of many parameters, usually expressed in dimensionless forms such as Reynolds number, Mach number, surface curvature, gas to wall temperature ratio, surface roughness, for example. In addition neighbouring components have an influence through effects like the freestream gas temperature traverse, freestream turbulence, unsteadiness, and shock/boundary layer interactions.

4.1 Blade Heat Transfer Coefficient Distribution

In order to understand the influence of the above effects, research has been carried out using two dimensional aerofoils tested in cascade at representative non-dimensional conditions. From this work improved calculation

methods have been derived, with modelling based on a physical understanding of the flows. Typical results for a transonic aerofoil from a high pressure/high temperature cascade tested at Rolls-Royce and from a transient cascade facility at Oxford University using machinable ceramic aerofoils, are shown in Fig 11. The Rolls-Royce test used a thin walled metal aerofoil, with the internal cooling air temperature varied sinusoidally. The agreement between these very dissimilar techniques is very encouraging. However, it must be said that the difference would be significant in terms of the consequent aerofoil life prediction. It is worth noting that the heat transfer coefficient is significantly higher on the concave pressure surface of the aerofoil. Suction surface heat transfer can be moderately well predicted using boundary layer techniques provided a satisfactory evaluation of transition can be achieved. An allowance for the effects of freestream turbulence and gas to wall temperature ratios is included. Pressure surface calculations are more difficult, and heat transfer levels are frequently seen to be above even the turbulent level. It is observed that streamwise Taylor Goertler vortices on the concave surface are responsible for a modification of the boundary layer structure and an enhancement of the heat transfer level. A typical comparison between measured and calculated external heat flux for a nozzle guide vane aerofoil tested in a transient cascade test at Oxford University is shown in Fig 12. It can be seen that the effects described above have been satisfactorily modeled in the calculation method. Tests at Oxford and in other similar

(平成2年4月21日原稿受付)
© Rolls-RoycePlc1990

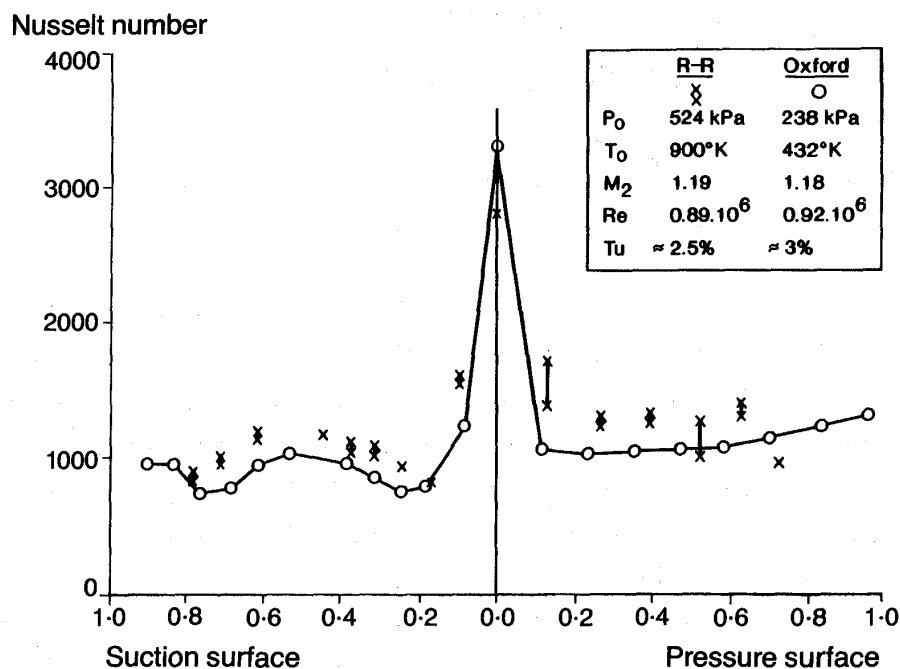


Fig 11 Comparison of aerofoil heat transfer measurements from the ILPT and RR rig

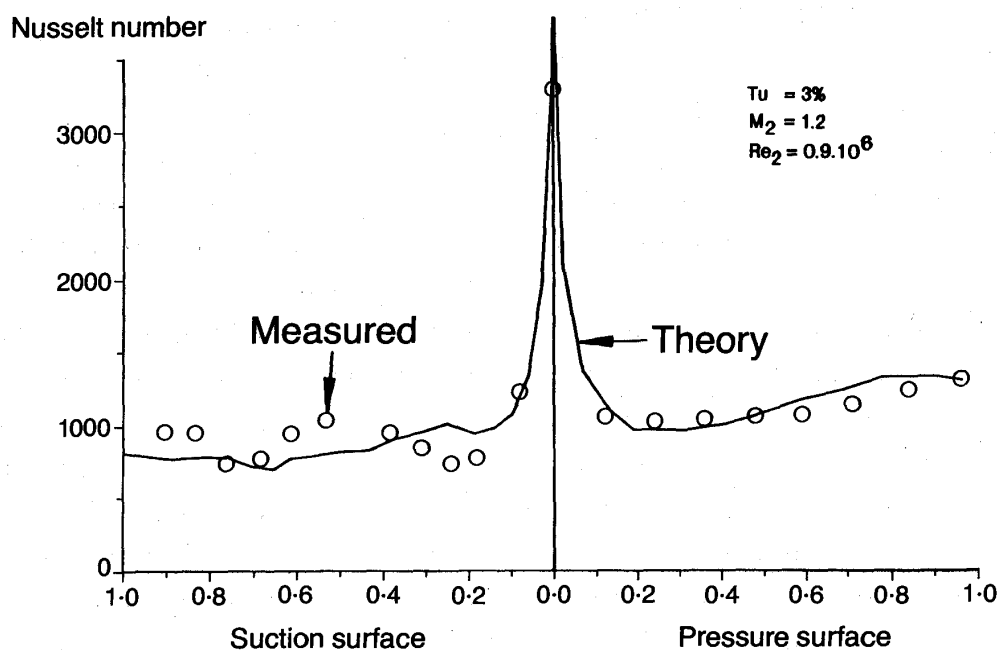


Fig 12 Aerofoil heat flux-cascade

facilities have been used to evaluate the effects of freestream turbulence and aerofoil surface roughness on external heat transfer. Both provide a distinct increase in external heat transfer coefficient, and they are each relevant to the operating environment for the turbine in an engine.

4.2 The Influence of Rotation and Wakes from Upstream Aerofoils

The rotor blade in the HP turbine of an aero gas turbine is subject both to the influence of high speed rotation, and the impingement on to the aerofoil of wakes and shock waves from the upstream blade row. The latter effect provides

a regular periodic fluctuation of the rotor inlet flow, as can be seen in Fig 13. On the left hand side of the figure is shown an illustration of the passage of nozzle guide vane wakes, and the corresponding part of the rotor velocity triangle. Once again it has proved very useful to simulate this effect in a static rotor cascade in order to understand better the effect caused by the wakes. A moving bar grid was used upstream of a stationary cascade of rotor blades as illustrated on the right hand side of Fig 13, giving the velocity triangle and the flow simulation shown. Measurements of both mean and unsteady heat transfer, have provided a better understanding of the flow. Typical unsteady heat flux signals are shown in Fig 14. On the front portion of the suction surface, the regular effects of shock wave impingement on the boundary layer can be seen. These effects become smeared and reduced, but are still regular on the rear of the suction surface as the wake disturbances are convected around the blade. On the pressure surface the unsteady effects are more uneven, but are if anything

more persistent as the unsteady wake flow is convected from the leading edge to the trailing edge.

More recently measurements of rotor heat transfer in a fully rotating turbine have been made. These have a very similar development in their character and form at various points around the aerofoil to those shown in Fig 14. Moreover the agreement in time mean surface heat transfer is also encouraging.

4.3 Film Cooling

The injection of cooling air from rows of holes or slots is a very common method of reducing the effective external gas temperature around the aerofoil. It thus reduces the heat flux to the aerofoil, and is consequently a very effective method of achieving satisfactory metal temperatures in modern aero engine HP turbines. The disturbance caused by cooling air ejection can also cause a trend towards transition or enhanced boundary layer heat transfer. Basic research on film cooling over the last 20 years has provided a comprehensive database for use in engine design.

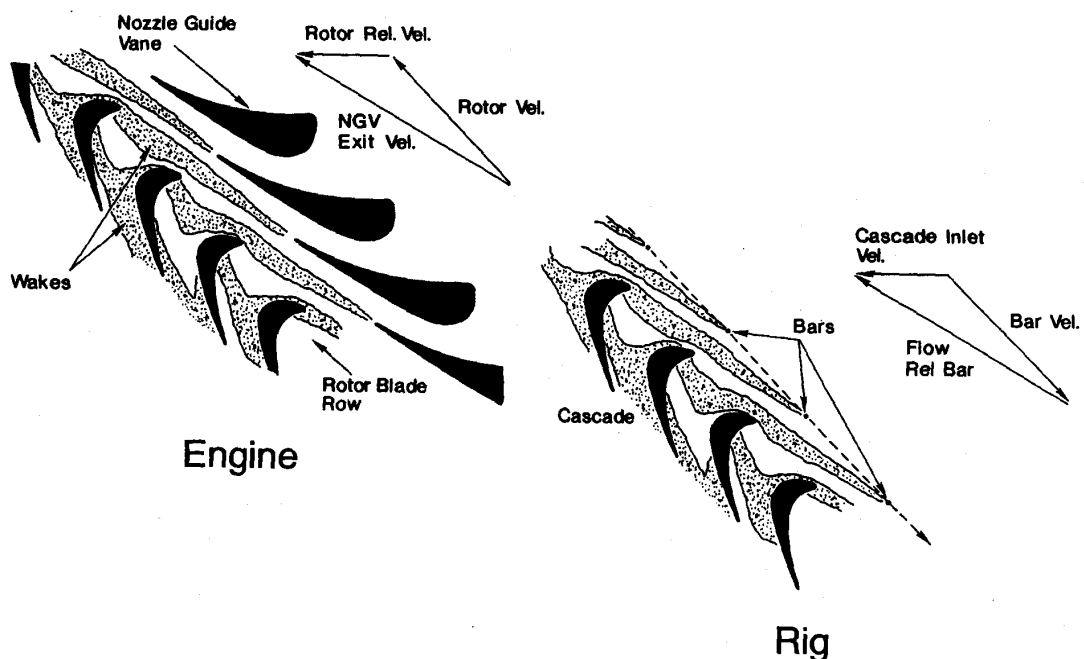


Fig 13 Simulation of first turbine wake passing

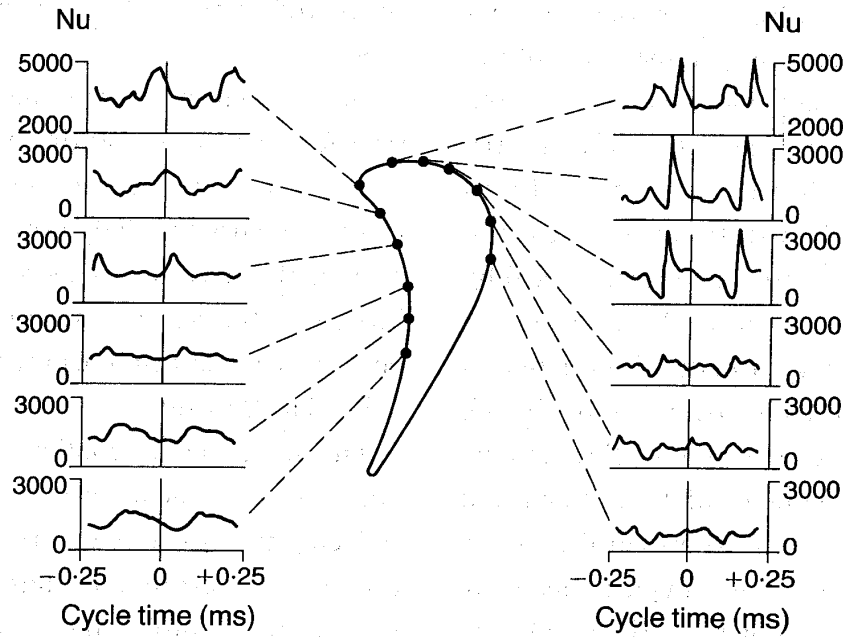


Fig 14 Oxford wake passing rig measurements

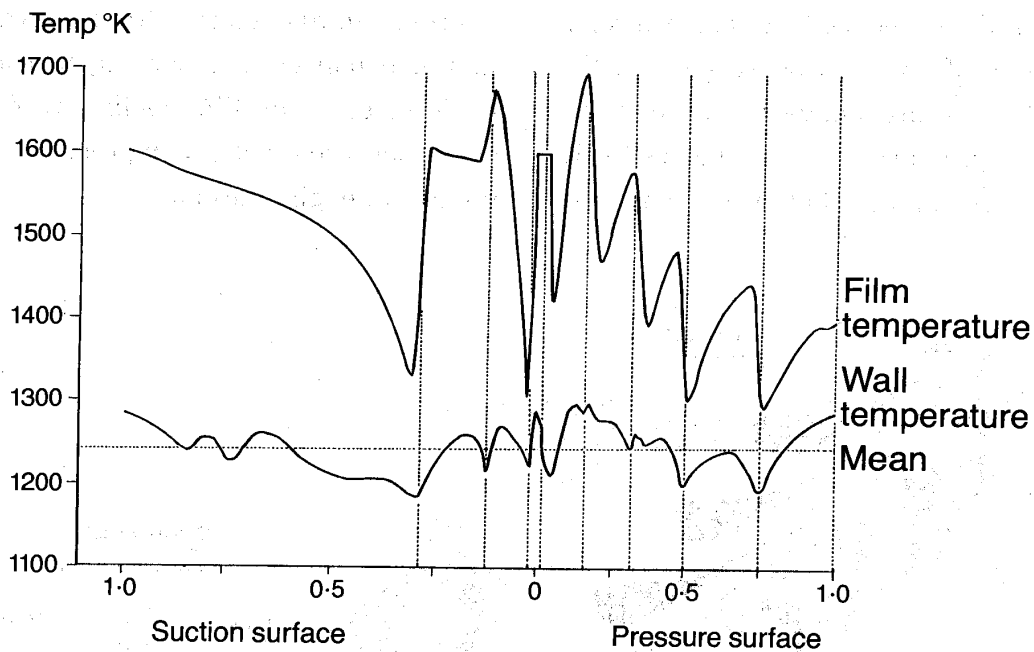


Fig 15 Film and wall temperature around an aerofoil

However these experiments must be carried out with care if they are to be fully representative and applicable. In particular the temperature ratios of the hot gas, coolant gas and the wall need to be simulated correctly. Typical variations of film temperature and wall temperature around an aerofoil are shown in Fig 15.

The greater effectiveness and the greater persistence of the suction surface film cooling can be seen clearly. Consequently in this case two suction surface films are adequate to achieve satisfactory surface metal temperatures, whereas four films are needed on the pressure surface.

Traditionally aerofoil film cooling design has been carried out by the use of explicit film cooling effectiveness data to predict the film temperature. This data is usually in the form of adiabatic film effectiveness measured in an experiment without heat flux. However, in the real turbine the aerofoil is closer to isothermal conditions and the situation is obviously not adiabatic. Thus temperature ratios will not be the same as those in the adiabatic rig test, and there may also be temperature history effects within the boundary layer. It is now becoming possible to incorporate within the boundary layer, a calculation of the development of coolant film itself. Some modelling is required of the spanwise averaged profiles of velocity and enthalpy within the boundary layer. The influences of turbulence, mixing of the cooling jet and enhanced effective viscosity are included in this enhanced boundary layer calculation. A comparison between such a calculation and measured heat flux for a film cooling arrangement on the suction surface of an aerofoil is shown in Fig 16. The agreement is very encour-

aging, although the theory over predicts the heat flux far downstream of the film. Similar agreement has been achieved with pressure surface slot film cooling.

5. CONCLUSIONS

For the rotor blades of high temperature gas turbines, modern multipass cooling configurations provide efficient effective cooling. They can provide low coolant flow, consistent with this high temperature capability.

Many fundamental effects are now well understood, and these can be predicted satisfactorily by theoretical methods.

Aerofoil external heat transfer, the basic development of the laminar and turbulent boundary layers with the influence of surface curvature and pressure gradient have been studied extensively. Research has provided an extensive database on film cooling, together with an understanding of the important factors in film cooling. This needs combining with a knowledge and experience from previous blades to ensure that current designs are successful in achieving design intent.

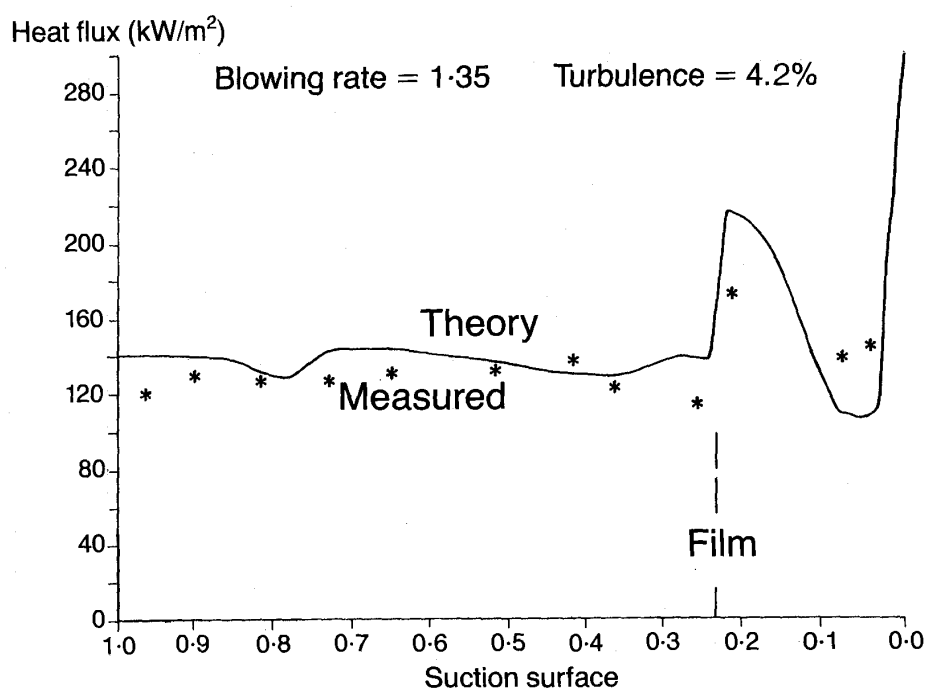


Fig 16 Aerofoil suction surface film heat flux

The heat transfer in aerofoil internal passages is now also pretty well understood. This includes both plain passages, and the characteristics of bends, and enhancement by ribs, pedestals and impingement. Benefits can be seen for example from angled ribs, or from combinations of the above features as described earlier. Modern CFD methods are now being used to provide a better visualisation of these complex flows and to provide a better prediction of their heat transfer effects.

There are a number of areas where further research is required to provide an improved theoretical prediction capability. A better understanding and modelling of boundary layer transition from laminar to turbulent flows, and in turbulence modelling is required. This needs to be applicable in the real engine environment including combustion generated turbulence and unsteady flows.

Aerofoils become rougher in service use through erosion and the adhesion of small particles. These effects are not yet well understood. Aerofoil heat transfer has been the subject of research for a number of years. However the topic of three dimensional endwall flows and the consequent endwall heat transfer are not as well understood. Such flows are complex, but there is a need for research into this topic.

6. ACKNOWLEDGEMENTS

The author would like to acknowledge particularly the great help of M J Holland at Rolls-Royce in preparation of much of the material presented here, and also to thank Rolls-Royce plc for permission to publish this paper. Credit is also given for the contribution of Research teams at Oxford University, Swansea University and the Royal Aircraft Establishment, Pyestock who have collaborated in some of the work described.

航空宇宙技術研究所 林 茂
航空宇宙技術研究所 山田 秀志

Abstract

This paper describes an anomalous behavior observed in combustion of methane on palladium catalysts. Lean methane / air mixtures were reacted in catalytic reactors composed of platinum and palladium catalyst elements. The combustion efficiency was determined for two cell densities (15.5 and 30 cells / cm²) at inlet mixture temperatures of 600 and 700°C, inlet mixture velocities (8–16 m/s), and equivalence ratios (0.05–0.3). The equivalence ratio was increased stepwise with other experimental conditions being fixed.

With the platinum catalysts complete combustion was attained for richer mixtures. On the other hand, with the palladium catalysts high combustion efficiencies could not be sustained. The combustion efficiency was very high (greater than 99%) for a moment at first, but decreased with time to fairly low values at richer mixtures. The honeycomb temperature was also lowered and, in the final states, its maximum was found to be in the range from 750 to 800°C. The reaction seemed to be suppressed when the catalysts temperature was above this temperature range. The results of gravimetric analysis of palladium / alumina system showed that oxidized palladium was deoxidized at temperatures in the range from 820 to 870°C. This suggested the anomalous behavior was due to the change of oxidation state of palladium.

1. まえがき

触媒表面での不均質反応と、その発熱によって

支持される気相均質反応¹⁾とを利用すると、通常の希薄側燃焼限界よりも希薄な混合気を完全燃焼させることができる。この燃焼法は、触媒燃焼と呼ばれるが、燃焼ガス温度が1500°Cに近い場合でもNO_xの生成を非常に低いレベル(10ppm以下)に抑制できるため、ガスタービン燃焼器への適用について関心が高まっている。

最初の課題は、いかに完全燃焼させるかである。完全燃焼のための混合気の温度、当量比、流速、触媒部の長さなどの条件を明らかにする実験が行われてきた。不均質反応は、触媒表面での燃料分子、酸素分子の吸着離脱によって支配されるので、完全燃焼のための条件は、燃料と触媒との組合せに強く依存する。

今までに白金、パラジウムなどの貴金属、コバルト、クロムなどの遷移金属の酸化物が触媒として評価され、また、高温に耐える複合酸化物系触媒の研究が進められている。触媒の評価試験では燃料としてプロパンガス、No.2ディーゼル油、天然ガス、石炭ガス化ガスなどが使用されている。将来的には石炭ガス化ガスの使用も予想されるが、既に使用されている天然ガスは、最近の地球規模での炭酸ガス問題を考えると、利用が拡大することが予想される。この燃料はメタンを主成分とするため、反応開始温度はその他の燃料に比べ高い。メタンの酸化においては、例外的に、白金よりもパラジウムのほうが活性が高く^{2,3)}、また、酸化雰囲気中ではアルミナに担持させたパラジウムは白金よりも長寿命である⁴⁾という報告がある。このようなことから、天然ガスを燃料とするガスタービンの燃焼触媒としてはパラジウム系触媒が有望とされている。

著者らは、ガスタービン用触媒燃焼器の基礎的特性を調べるために、大気圧から3 MPaの高圧までの圧力条件で、貴金属系触媒の反応特性を評価してきた^{5,6)}。その際、パラジウム系触媒でメタ

(平成2年2月19日原稿受付)

ンを燃焼させた場合に、触媒担体温度がある値を超えると燃焼が抑制されるという、特異な現象を見出した。この特異な現象は、天然ガスを対象とする触媒燃焼器の設計、開発に際し、重要と考えられるので、ここに報告する。

2. 実験装置および方法

2.1 実験装置

この実験に使用した装置の概要を図1に示す。ブロワから供給された空気は、オリフィス流量計により流量が測定され、温度制御器付ヒータ（12 kW×2 台）で設定温度にまで予熱される。圧力容器からのガス燃料は、制御弁を備えた質量流量計により流量が測定されたあと、四又形状の燃料噴射器から予熱空気流中に噴射され、ラインミキサにより予熱空気と混合される。このようにして得られた混合気はセラミック製のハニカム整流格子を通して触媒反応部に流入する。このラインミキサは円管内に180°ねじれた旋回羽根が4個挿入された構造である。空間的に十分な混合の得られることは、非燃焼混合試験で確認済みである。

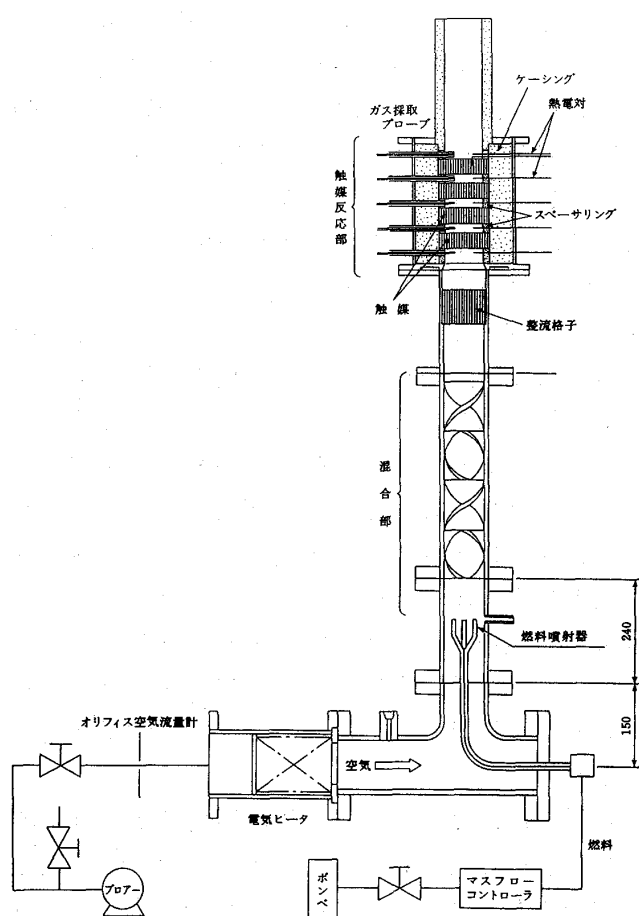


図1 実験装置の概要

触媒反応部はコージュライト製円筒（内径80 mm、外径150mm）に納められた4個のハニカム触媒担体（直径80mm、長さ25mm）で構成され、それらはコージュライト製リング（内径60mm、外径80mm、高さ12mm）により支持されている。触媒反応部入口、出口、および触媒担体間にはガス温度測定用シース熱電対とガス採取プローブが取り付けられている。また、4段目の触媒担体には、熱電対が下流側からセルに挿入され、セラミック接着剤で固定されている。これらの熱電対の出力はペンレコーダを用いて連続的に記録された。2段目以後のガス採取プローブは、混合気を冷却しないように、先端から約40mmの部分は無冷却である。

この実験では、パラジウム系触媒 SKY-A と白金系触媒 SKY-D を使用した。それぞれの触媒金属担持量は、 7 mg/cm^3 と 6 mg/cm^3 である。ハニカム担体のセル密度（単位断面面積あたりのハニカムセルの数）は、SKY-A については1平方インチあたり100,200セルの2種類、SKY-D においては200セル1種類である。混合気流速は、SKY-A においては8,12,16m/s、SKY-D においては12m/s で実験を行った。燃料はメタン、プロパン、および13A都市ガスに類似な組成の模擬ガスである。この模擬ガスの組成を表1に示す。

3. 実験結果

3.1 温度履歴

実験においては、空気の温度と流速を設定したのち、燃料流量を増やし、所定の当量比に設定した。当量比は0.05から0.05ずつ増やし、触媒担体の出口におけるガス温度、および4段目の触媒担体温度が安定してから、試料ガスを採取し、分析した。

SKY-A 触媒でメタンを反応させた場合、当量比 $\phi=0.05, 0.10$ では、上記の温度は比較的短時

表I 13A都市ガスの模擬ガス組成

CH ₄	89.17	～	89.28 %
C ₂ H ₆	4.70	～	4.72 %
C ₃ H ₈	5.30	～	5.39 %
CO ₂	0.72		%

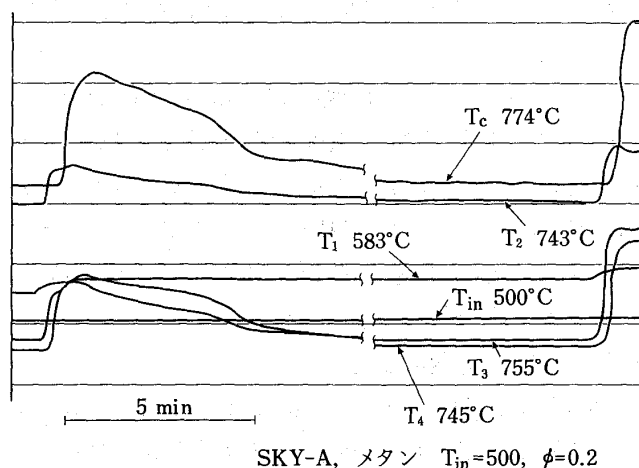


図2 燃焼効率が徐々に低下した場合の温度履歴の例

間のうちに安定した。ところが、 $\phi \geq 0.15$ では、設定値に向けて燃料流量を増やすと、ガス温度および触媒担体温度はそれにとまって上昇したが、燃料流量が設定されてからやや遅れて徐々に低下し始め、最終状態に達するまでに数十分を要した。温度が一定値に落ち着いた後、燃料流量を次の設定値に向けて増やしていくと、ガスおよび触媒担体の温度は上昇し始め、より高い値に達したが、その後、同じように漸近的に降下した。そのような場合の温度履歴の例を図2に示す。多ペン記録計のペン間の時間軸のずれは修正していない。ここで、 T_i ($i=1 \sim 4$) は i 段目出口のガス温度、 T_c は4段目担体の温度であり、数値は温度が最高に達した時には、その温度の値から判断すると、ほぼ完全燃焼の状態にあったと推定される。一方、最終的に安定した状態では、 $\phi=0.3$ でも4段目で40%程度の燃料しか反応しなかった。温度の記録を調べたところ、最終的に安定した4段目触媒担体の温度は、後述のように当量比に関係なくほぼ一定であることが分かった。

以下に示す燃焼効率のデータは、最終的に安定した状態で得られたものである。

3.2 セル密度の影響

図3(a), (b)は、それぞれ、混合気流速 $Ur=8, 12$ m/s の場合について、燃焼効率に及ぼす触媒のセル密度の影響を示している。 $Ur=8$ m/s, 400セルの場合(図(a))、燃焼効率は、当量比の増大に対し一度極小を経たのち上昇し、4段目では $\phi > 0.2$ で98%を超える。今までの研究結果から、ガス

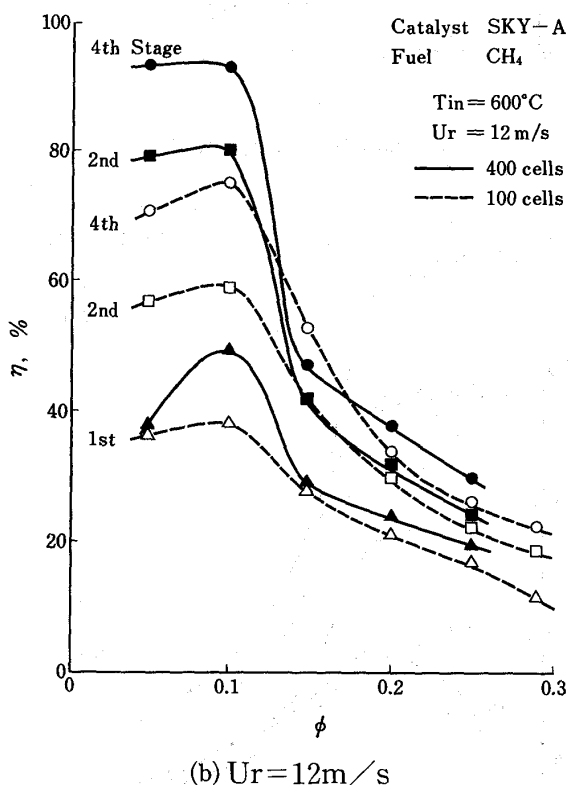
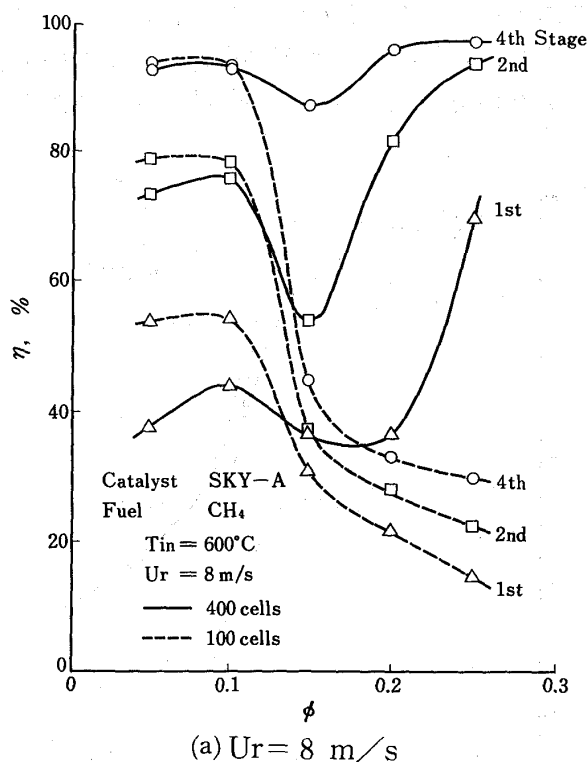


図3 メタン/空気混合気の燃焼効率に及ぼす触媒担体セル密度の影響

温度が900°Cを超えると気相燃焼が始まり、その結果高い燃焼効率を得られることが分かっているが、SKY-Aでメタン/空気混合気を反応させた場合に気相燃焼が安定的に持続したのはこの場合だ

けであった。一方、100セルの場合には、400セルの場合とは対照的に、燃焼効率は、当量比の増大にともない $\phi=0.1\sim0.15$ の範囲で急激に低下し、

それ以上では緩やかに低下し、4段階でも約30%にすぎない。

Ur=12m/sの場合(図(b))には、 $\phi=0.1\sim0.15$ の範囲で当量比に対し燃焼効率が急激に低下する傾向は、400セル、100セルのいずれの場合にも共通している。 $\phi<0.1$ の領域ではセル数の大きいほうが燃焼がかなり速く進行するが、 $\phi<0.15$ ではセル密度の影響は実質的でない。

3.3 混合気流速の影響

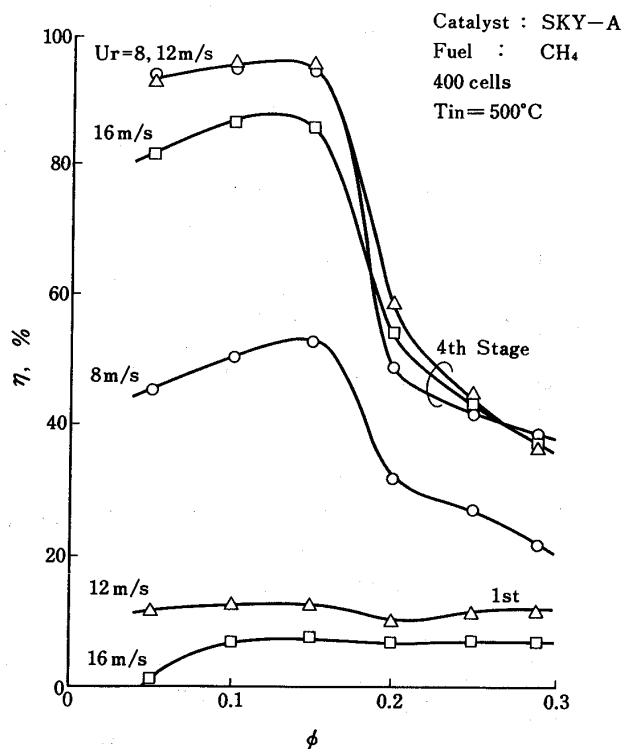
図4(a), (b)は、それぞれ混合気温度 $T_{in}=500^{\circ}\text{C}$ および 600°C での燃焼効率に及ぼす混合気流速の影響を示している。 $T_{in}=500^{\circ}\text{C}$ 、400セルの場合(図(a))、Ur=8 m/sでは、1段階では燃料の20~50%が反応したのに対し、Ur=16m/sでの反応量はわずか7%であった。Ur=8 m/s、12 m/sでの4段階での燃焼効率は $\phi<0.15$ においては90%を超えたが、 $\phi=0.15$ 付近で急激に低下し、 $0.2<\phi<0.3$ では50%以下になった。 $0.15<\phi<0.3$ での4段階の燃焼効率に対する。流速の影響は小さい。

$T_{in}=600^{\circ}\text{C}$ 、100セルの場合(図(b))の全体的な傾向は図(a)と同様である。より小さい当量比($\phi=0.1$)から燃焼効率が急激に低下する点で異なっている。当量比の比較的大きい領域($0.2<\phi<0.3$)での燃焼効率を比べると、混合気温度の高いほうが低いという、特異な傾向が見られる。その領域では、燃焼効率は流速の影響をほとんど受けないことも分かる。このことは、触媒担体がある温度に近づくと活性が小さくなるため、その温度を超えて気相反応を開始し、継続することは困難となることを示唆している。

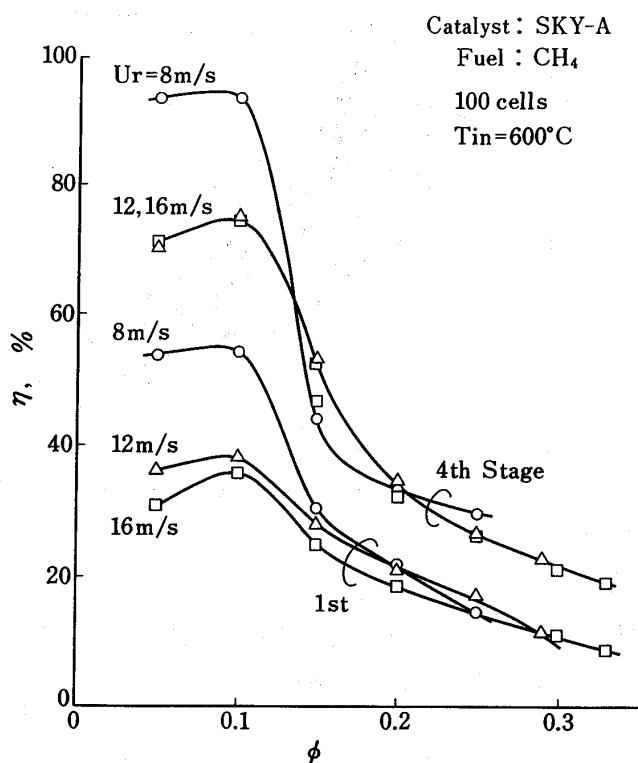
3.4 混合気温度の影響

図5は燃焼効率に及ぼす混合気温度の影響を示している。比較的大きい領域では、2段階以後の燃焼効率に及ぼす混合気温度が高いほうが低い。

この特異な傾向の原因を調べるために、いろいろな条件における、燃焼効率(主として4段階)と当量比との関係をまとめてプロットしたのが図6である。触媒担体温度がある値を超えると活性が抑制される機構が作用したようにみえる。そこで、○印の場合について4段階触媒の担体温度(測定値)をグラフ上に記入してみると、触媒担体温



(a)400cells, $T_{in}=500^{\circ}\text{C}$



(b)100cells, $T_{in}=600^{\circ}\text{C}$

図4 メタン/空気混合気の燃焼効率に及ぼす混合気流速の影響

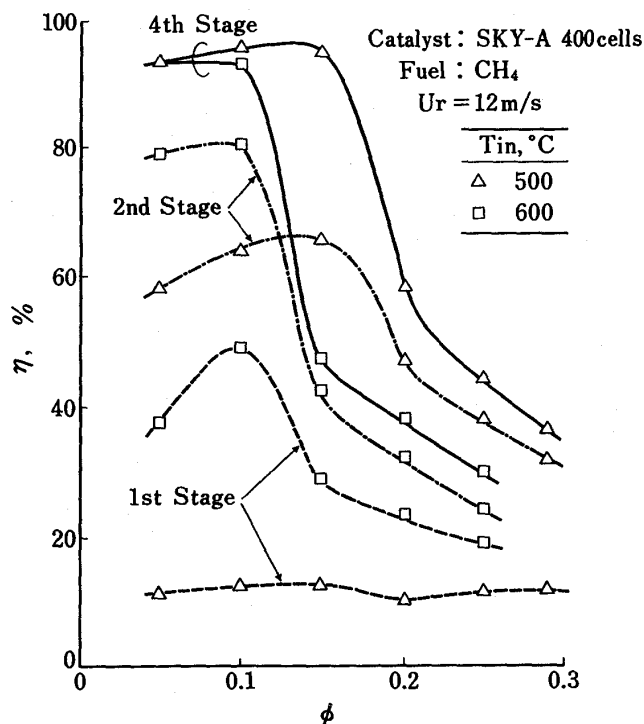


図5 メタン/空気混合気の燃焼効率に及ぼす混合気温度の影響

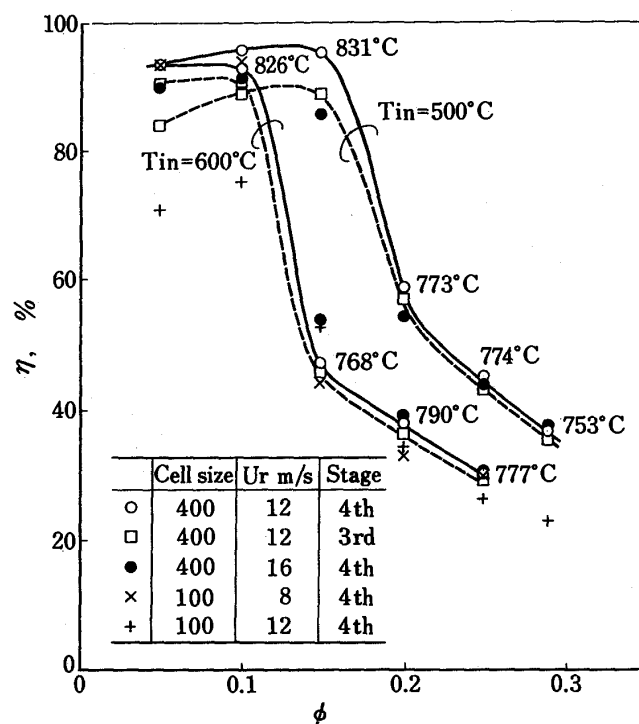


図6 メタン/空気混合気の燃焼効率と当量比との関係

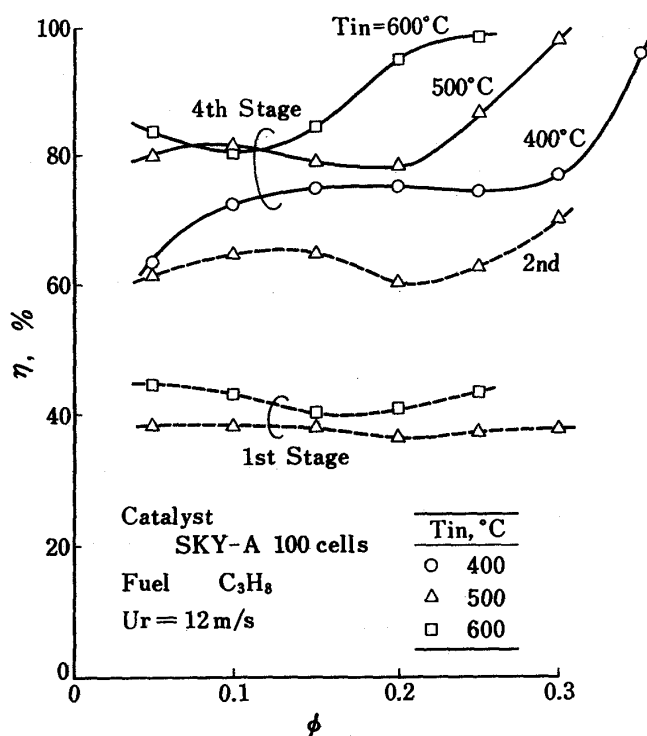


図7 プロパン/空気混合気の燃焼効率と当量比との関係

度は、混合気温度によらず750~800°Cである。他の場合の触媒担体温度もほぼ同程度であった。

3.5 燃料種の影響 (プロパン, 13A模擬ガス)

図7は、SKY-Aでプロパンを反応させた場合の燃焼効率と当量比との関係を示している。これまでに示したメタンの場合とは、燃焼効率の当量比依存性に著しい違いがある。1段目の燃焼効率は、当量比によらず約40%である。4段目では、燃料濃度が高くなると完全燃焼するが、混合気温度が高いほど燃焼効率は小さい当量比から立ち上がる。

図8は、プロパンとメタンについて触媒反応部で単位時間に反応する燃料のモル数Rと当量比との関係を示している。当量比の小さい側では、どちらの燃料でもRは当量比にほぼ比例しており、その傾きはセル密度400セルのほうが100セルの約1.5倍ほどである。なお、400セルと100セルの触媒の見掛けの表面積比は約2:1である。混合気温度の影響は小さく、温度の低いほうが単位時間あたりの反応量はやや大きい。

プロパンとメタンの反応性の違いは、当量比が大きい領域でみられる。プロパンの場合、当量比の増大につれて単位時間あたりの反応量は単調に増加するのに対し、メタンではある当量比を境に減少、あるいは停滞する。メタンの場合、気相反

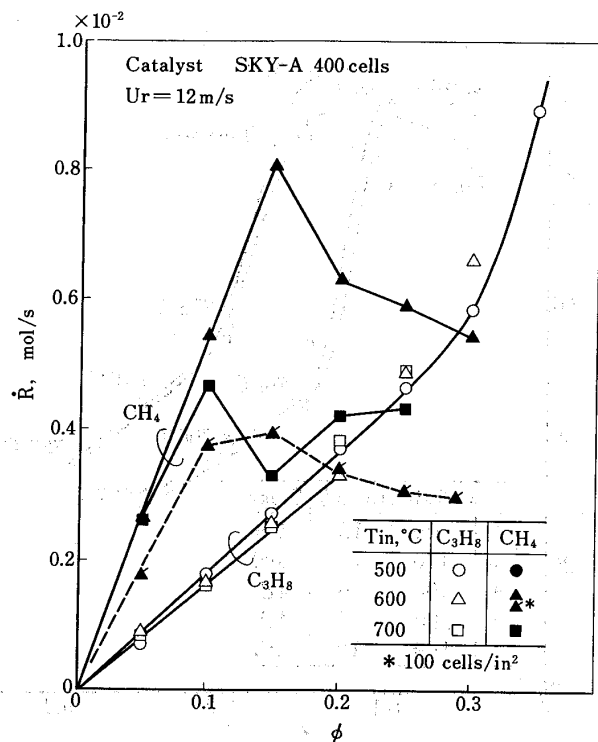


図8 反応部での単位時間当たりの反応量の比較

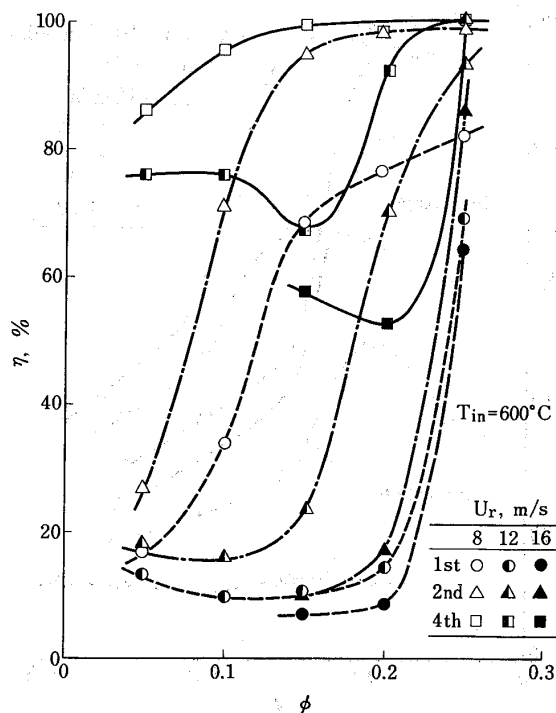
応が始まる温度は900～950°Cである。不均質反応だけではこの温度に達することができないために、燃料濃度を高くしても気相反応が始まらなかったと考えられる。13A 模擬ガスの場合には $T_{in}=400^{\circ}\text{C}$ でも反応し、 $\phi=0.2$, $U_r=12\text{m/s}$ では4段で約60%の燃料が燃焼した。これは、この燃料は反応開始温度の低いプロパン、エタンを各5%ほど含んでいるためである。しかし、燃焼効率が当量比の増大に対して減少する特性はメタンの場合と同様であった。

3.6 白金系触媒の反応特性との比較

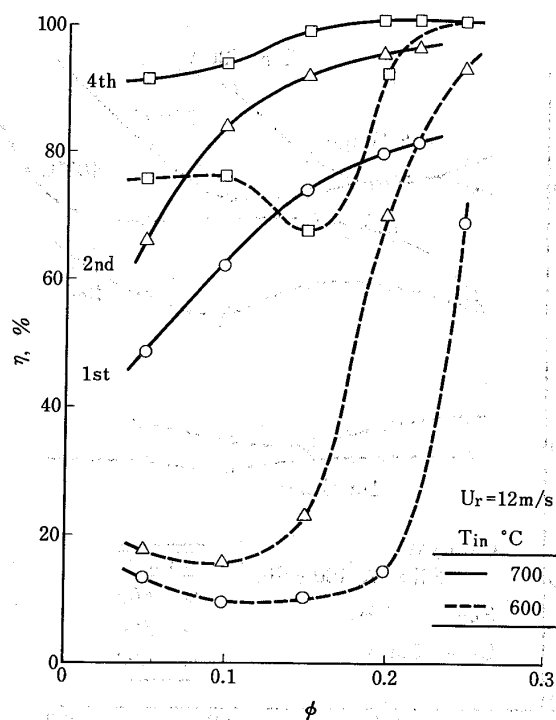
前述の特異な傾向がより高い混合気温度でも出現するか、また、白金系触媒とメタンとの組合せに対しても出現するかを調べるために、前2段を白金系触媒(SKY-D)とし、後段2段をSKY-Aとした反応部の特性をメタンを用いて実験した。その結果を以下に記述する。

図9は燃焼効率の当量比への依存性を示しているが、SKY-Aの反応特性とは著しく異なっている。SKY-Dの燃焼効率は当量比の小さい側ではSKY-Aよりも低いが、当量比に対して単調に、しかもある当量比から急激に上昇している。

図(a)は混合気流速の影響を示している。 $U_r=12\text{m/s}$, 16m/s では、4段目の燃焼効率はある当量



(a)混合気流速の影響



(b)混合気温度の影響

図9 メタン/空気混合気に対する白金系触媒の反応特性

比で極小に達したのち上昇している。この特徴はSKY-Aの特性を反映している。 $\phi=0.25$ においては、前2段での反応によって混合気温度が上昇

しているために、SKY-A 単独4段の場合と異なり、ほぼ完全燃焼となる。

図(b)は混合気温度の影響を示している。Tinが600°Cから700°Cに上昇すると燃焼効率は著しく向上する。Tin=700°Cでは4段目の燃焼効率も極小点を持たなくなる。このことから、SKY-A においてみられた前述の限界温度を超える混合気温度では、SKY-A とメタンとの組合せに対しても、広い当量比の範囲にわたって高い燃焼効率を得られることが予想される。

SKY-A は小さい当量比では、SKY-D より高い燃焼効率を得られるが、当量比が大きくなると燃焼効率は著しく低下することが分かった。したがって、SKY-D を前段に置き、混合気を気相反応が始まる温度まで反応させるか、下流段にSKY-D のような反応特性の触媒を用いることがSKY-A の特異性を克服する有効な方法と考えられる。

4. 考 察

先に述べた反応特性の特異性は、温度に対する触媒表面状態の変化と関係があるのではないかと考えられた。乾らは、セラミック繊維に球状シリカ粉末を被覆した担体に7%の銅を担持させた触媒を都市ガス還元炎中に置き、触媒表面温度が振動的に変化することを報告した⁷⁾。この現象は次のように説明される。温度が上昇するとCOの被覆率が下がり、酸素吸着表面が増加するために、強い反応抑制作用が現れ、温度が下がる。そうすると、表面が還元され、活性が回復する。本実験における現象と上述の自励振動現象とは、同じ機構で起きている可能性がある。そこで、アルミナ粉末に担持させたパラジウムの酸化還元状態が温度によってどのように変化するかを熱天秤を用いて調べた。16mgの試料を5°C/minで昇温しながら、その質量変化を測定した。縦軸は質量減少率、横軸は試料温度である。図10の結果から、850~880°Cの温度で質量の顕著な減少が認められる。この温度範囲は、本実験において最終的に安定した状態で測定された担体温度と同程度である。この質量の減少はパラジウム酸化物より低い価数の酸化物、あるいはパラジウムに還元されたことによるものと考えられる。以上のことから、本実験において観察された現象は、上記の転化率の振

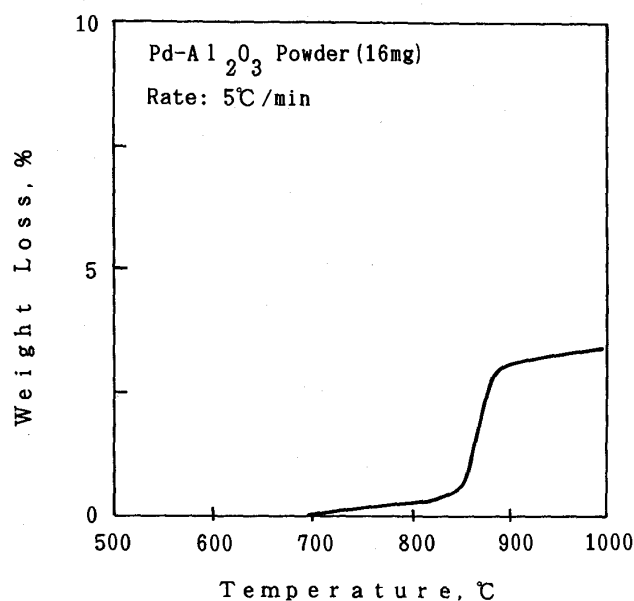


図10 熱天秤によるパラジウム担持アルミナ粉末の質量変化測定

動的変化と同様、表面酸化状態の変化によるものと考えられる。

このような触媒の場合でも、初めの急激な温度上昇を抑制できれば、段間の負荷分担が可能になり、下流段の触媒の寿命を延ばすことができると考えられる。適当な金属の添加によって触媒金属の表面状態の変化を抑制する可能性がある。

5. まとめ

1) メタンおよび13A模擬ガスに対しては、燃料濃度が極めて小さい条件ではパラジウム系触媒の方が白金系触媒よりも活性が著しく高い。しかし、流速が高い場合、パラジウム触媒では、燃焼効率は燃料濃度が増大すると低下する。これに対し、白金系触媒では、燃焼効率は当量比の増大にともない上昇し、完全燃焼が可能である。

2) パラジウム系触媒でメタン、あるいは13A模擬ガスを反応させる場合には、混合気の温度や流速によらず、触媒担体温度が750~800°Cに上昇すると反応率が飽和あるいは低下する。したがって、混合気流速が速い場合やセル数が小さい場合には、気相燃焼を継続することが困難である。

3) 750~800°Cにおけるパラジウム触媒のメタン空気混合気に対する活性の抑制は、パラジウム酸化物がより低い価数の酸化物に還元されたことによる。

4) 単位時間に反応する燃料量は、超希薄側で

は当量比に対してほぼ直線的に増大した。高濃度側では、プロパンの場合にはさらに増大したが、メタンの場合には停留したか、減少した。混合気温度の影響は比較的小さいが、触媒表面積の影響は顕著であった。

参考文献

- 1) Pfefferle, W.C. et al, ASME Pap. No 75-WA / Fu-1 (1975).
- 2) Anderson, R.B., ほか 3 名, Ind. Eng. Chem., Vol. 53, No 10 (1961), pp. 809-812.
- 3) 小野, 触媒講座 9, 工業触媒反応, 触媒学会編, 1985, p. 189, 講談社サイエンティフィック.
- 4) Prasad, r., ほか 2 名, Catal. Rev. Sci. Eng., Vol. 26, No 1 (1984) p. 1.
- 5) 林, 山田, ガスタービン-ビン学会誌, Vol. 14, No 55 (1986) pp. 65-73.
- 6) 林, 他 2 名, ガスタービン-ビン学会誌, Vol. 8, No 69 (1990) pp. 55-63.
- 7) Inui, T. and Iwata T., Stud. Surface. Sci. Catal., Vol. 19, (1984) p. 205.

石川島播磨重工業株式会社 鈴木 章 彦
 // 浜 中 順 一
 // 酒 井 啓 一
 // 倉 田 公 雄

Abstract

This paper describes a probabilistic evaluation method for ceramic components under arbitrary loading conditions. In this paper, Batdorf theory was extended to include the material degradation caused by the slow-crack-growth. The method proposed here is applicable to evaluate the fracture probability for an arbitrary load varying with respect to time such as transient thermal loading, the life distribution under static and cyclic fatigue loading and the fracture probability of a component degraded by pre-loading which includes proof testing. This paper also proposes a design guidance enabling to design ceramic components by simple design formulae, the bases of which are on the method mentioned above. The design formulae account for the fracture probability aspects. Thus ceramic component design for a given reliability level can be done using the proposed formulae. The design formulae are available for preventing the fast fracture and time-dependent fracture of both virgin and proof tested components.

1. まえがき

セラミックスは高強度、耐食性、耐摩耗性などの優れた材料特性を持ち、機械・構造材料として各分野で適用が進められている。しかし、セラミックスは典型的な脆性材料であり、強度のばらつきが大きいので、これを強度部材として用いるとき、その信頼性の確保が重要な問題となる。ここでは、セラミックス材料の強度が、セラミックス中に存在する欠陥の強度に支配されるとして、欠陥の存

(平成2年4月18日原稿受付)

在する確率と強度の分布の関係について論じ、このような材料を強度部材として用いるときの信頼性確保の方法、すなわちセラミックス部材の強度設計基準の考え方について述べる。

2. セラミックスの信頼性評価手法

2.1 単軸応力場

粉体を焼結して作成するセラミックス中には様々の大きさの多数の欠陥が存在する。これら欠陥をクラックに置き換えて考える。大きさ a のクラックに応力 σ が作用したときの応力拡大係数 K は、 C をクラックの形状係数として、

$$K = C\sigma\sqrt{a} \quad (1)$$

と与えられる。セラミックスの破壊が線形破壊力学に従い、 K の限界値を K_c として

$$K = K_c \quad (2)$$

にて生ずると考える。また、最弱環理論に従って任意の一つのクラックにおいて式(2)が満足されたときにセラミックス部材全体が破壊すると考えれば、応力 σ のもとでのセラミックス部材の破壊の確率は、部材中に式(2)を満足する大きさ以上のクラックの存在確率に等しい。体積 V のセラミックス部材中に大きさ a 以上のクラックの存在する確率が m, a_0 および V_0 を材料定数として

$$P = 1 - \exp\left\{-\left(\frac{a_0}{a}\right)^{\frac{m}{2}} \frac{V}{V_0}\right\} \quad (3)$$

と書けるものとすれば、応力 σ のもとでの破壊確率または強度 σ の分布関数は

$$P = 1 - \exp\left\{-\left(\frac{\sigma}{\sigma_0}\right)^m \frac{V}{V_0}\right\} \quad (4)$$

と与えられる。ここで

$$\sigma_0 = \frac{K_c}{C\sqrt{a_0}} \quad (5)$$

である。式(4)は2母数ワイブル分布と呼ばれる分布関数で、セラミックスの強度分布を表す式として最も広く用いられ、定数 m はワイブル係数と呼ばれ、強度のばらつきの程度を表す指標として用いられる。式(4)あるいは式(3)中の材料定数は破壊実験結果を式(4)にあてはめることにより定められる。以上の議論は応力の存在下でのクラックの進展を無視した議論であり、比較的負荷速度の大きい破壊（即時破壊）に対して適用できる理論であるが、一般的には、金属材料の応力腐食割れに似た機構により、ゆっくりとクラックが進展し（スロークラックグロウス：SCG）、それにより時間依存の破壊が生ずる。クラック進展速度が

$$\frac{da}{dt} = BK^n \quad (6)$$

t : 時間

B : 材料定数

n : 材料定数, クラック進展ベキ数

で表されたとする。いま応力 σ が時間によって変化する場合を考えると、初期寸法 a_i のクラックの時間 t での寸法 a は式(6)を積分することにより

$$a = \left\{ a_i^{\frac{n-2}{2}} - \frac{n-2}{2} BC^n \int_0^t \sigma^n dt \right\}^{-\frac{2}{n-2}} \quad (7)$$

と与えられる。時刻 t^* ($0 \leq t^* \leq t$) において破壊の条件 ((2)式) を満足する場合の初期クラック寸法は

$$a_i = \left\{ \left(\frac{C\sigma_{t=t^*}}{K_c} \right)^{n-2} + \frac{n-2}{2} BC^n \int_0^{t^*} \sigma^n dt \right\}^{-\frac{2}{n-2}} \quad (8)$$

と与えられる。式(8)で与えられる a_i の最小値は

$$F = \left(\frac{C\sigma_{t=t}}{K_c} \right)^{n-2} + \frac{n-2}{2} BC^n \int_0^t \sigma^n dt \quad (9)$$

が最大となる時刻の値として与えられ、式(9)を最大とする t の値を改めて t^* と書くことにすれば、時間 t 以内に破壊するクラックの初期寸法は式(8)で表される値以上であることになる。部材内に体積要素 dv を考えると、体積 dv 内に大きさ a 以上の

クラックの存在確率 P_1 は、式(3)より

$$P_1 = 1 - \exp \left\{ - \left(\frac{a_0}{a} \right)^{\frac{m}{2}} \frac{dv}{V_0} \right\} \quad (10)$$

で与えられる。要素 dv の破壊確率は、式(8)で表される寸法以上のクラックの存在確率に等しいから

$$P_1 = 1 - \exp \left\{ - \frac{1}{\sigma_0^m} \left[\left(\sigma_{t=t^*} \right)^{n-2} + \frac{n-2}{2} BC^2 K_c^{n-2} \int_0^{t^*} \sigma^n dt \right]^{\frac{m}{n-2}} \frac{dv}{V_0} \right\} \quad (11)$$

となる。部材全体の破壊確率 P は最弱環理論を用いれば

$$P = 1 - \prod_{(V)} (1 - P_1) \quad (12)$$

すなわち、

$$P = 1 - \exp \left\{ - \frac{1}{\sigma_0^m} \int_V \left[\left(\sigma_{t=t^*} \right)^{n-2} + \frac{n-2}{2} BC^2 K_c^{n-2} \int_0^{t^*} \sigma^n dt \right]^{\frac{m}{n-2}} \frac{dv}{V_0} \right\} \quad (13)$$

と与えられる。ここで、応力分布がある場合は t^* が場所の関数であることに注意する必要がある。例えば非定常熱応力による破壊確率を求めるような場合、SCG を無視するとすれば、式(13)より

$$P = 1 - \exp \left\{ - \int_V \left(\frac{\sigma_{t=t^*}}{\sigma_0} \right)^m \frac{dv}{V_0} \right\} \quad (14)$$

が得られるが、 t^* の値は物体内の場所ごとに異なるので、ある時点での応力分布をもって式(14)の値を求めることはできない。物体内の各点において評価すべき時刻までのうち σ の最大値を求めておいて、それらの値で構成される応力分布に対して式(14)を評価する必要がある。これを模式的に図1に示した。また、式(13)は保証試験後の強度評価の最も一般的な式として用いることができる。ある時刻 t_p ($0 \leq t_p \leq t_a$) までに生き残った部材について、その後の負荷 ($t = t_a$ まで持続) に対する破壊確率を P_p とおくと、式(13)の P を $P_{t=t_p}$ と書くことにして、

$$P_p = \frac{P_{t=t_a} - P_{t=t_p}}{1 - P_{t=t_p}} \quad (15)$$

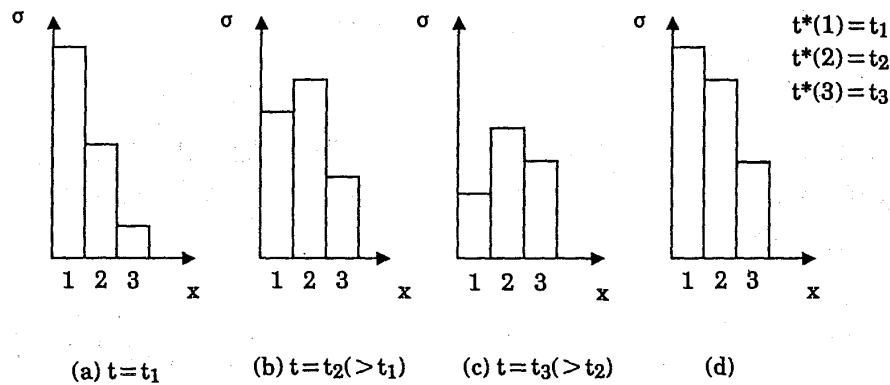


図1 応力分布が時間的に変動する場合の破壊確率計算のための応力分布再構成(模式図), (a) $t = t_1$ での応力分布, (b) $t = t_2$ での応力分布, (c) $t = t_3$ での応力分布, (d) $t = t_3$ での破壊確率計算のための応力分布および t^* の値

と書くことができる。すなわち

$$G_a = \left(\sigma_{t=t_a^*} \right)^{n-2} + \frac{n-2}{2} BC^2 K_c^{n-2} \int_0^{t_a^*} \sigma^n dt \quad (16)$$

$$G_p = \left(\sigma_{t=t_p^*} \right)^{n-2} + \frac{n-2}{2} BC^2 K_c^{n-2} \int_0^{t_p^*} \sigma^n dt \quad (17)$$

として

$$P_p = 1 - \exp \left\{ -\frac{1}{\sigma_0^m} \int \left(G_a^{\frac{m}{n-2}} - G_p^{\frac{m}{n-2}} \right) \frac{dv}{V_0} \right\} \quad (18)$$

となる。ここで t_a^* および t_p^* はそれぞれ $0 \leq t \leq t_a$ および $0 \leq t \leq t_p$ なる範囲で式(9)の F を最大にする t の値である。応力が時間的に変動する場合は、 $\sigma \leq 0$ になることがあり得るが、そのような場合にも対処できるようにするためには、式(9)および式(13)において σ を $\sigma Y(\sigma, 0)$ に置きかえる必要がある。ここで、 $Y(\sigma, 0)$ はヘビサイドのステップ関数である。

2.2 多軸応力場

2.1節では単軸応力場での議論に限ったので、クラックは暗に応力軸に垂直なものだけが存在すると考えたが、実際のセラミックスの中のクラックはあらゆる方向を向いたものが存在し、かつ応力状態も多軸状態にあるものと考えなければならない。いま、セラミックス中の欠陥の分布を、任意の方向に等確率で向いたベニーシェイブクラックの分布で置き換え、その大きさが、単軸応力場において2母数ワイブル分布に従う強度分布を与えるように分布しているモデルを考える¹⁾。多軸応力下にあるクラックの破壊が等価垂直応力 Z を

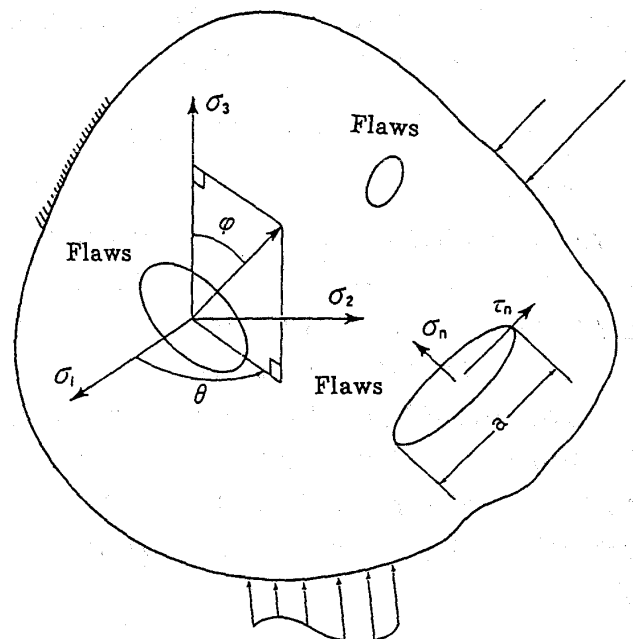


図2 セラミックス部材中の欠陥

用いて

$$K = CZ\sqrt{a} = K_c \quad (19)$$

と表されるものとすれば、式(13)に対応する多軸応力下における強度評価式は

$$P = 1 - \exp \left\{ -\frac{1}{2\pi} \cdot \frac{1}{\Omega} \left(\frac{K_c}{C\sigma_0} \right)^m \int_v \int_0^{\frac{\pi}{2}} \left[\left(\frac{CZ}{K_c} \right)_{t=t^*}^{n-2} + \frac{n-2}{2} BC^2 \int_0^{t^*} Z^n dt \right]^{\frac{m}{n-2}} \sin \phi d\phi d\theta \frac{dv}{V_0} \right\} \quad (20)$$

で与えられる。ここで t^* は

$$F = \left(\frac{CZ}{K_c} \right)_{t=t}^{n-2} + \frac{n-2}{2} BC^n \int_0^t Z^n dt \quad (21)$$

を最大にする t の値である。また、多軸応力下におけるクラックの破壊が G-クライテリオンに従うとすれば、等価垂直応力 Z は

$$Z = \sqrt{\sigma_n^2 + \left(\frac{2}{2-\nu} \tau \right)^2} Y(\sigma_n, 0) \quad (22)$$

σ_n : クラック面に働く垂直応力

τ : クラック面に働くせん断応力

ν : ポアソン比

と表され²⁾、このとき規準化定数 Ω は、単軸応力場での実験データと整合をとる必要から、

$$\Omega = \int_0^{\pi/2} \left[\cos^4 \phi + \left(\frac{2}{2-\nu} \right)^2 (\cos^2 \phi - \cos^4 \phi) \right]^{\frac{m}{2}} \sin \phi d\phi \quad (23)$$

となる¹⁾。多軸応力下におけるクラック破壊のクライテリオンはまだ確立されたものではなく、色々なクライテリオンが提案されているが、一つの方法としては、式(20)で表されるセラミックス部材の破壊挙動が実験値ともっとも良く一致するような破壊クライテリオンを選択するという方法も考えられる。そのような考えに基づいて導入された修正 G-クライテリオンによる等価垂直応力 Z は

$$Z = \sqrt{\sigma_n^2 + (k\tau)^2} Y(\sigma_n, 0) \quad (24)$$

と与えられ、丸棒の軸力ねじり破壊試験の結果より

$$\left. \begin{array}{l} k=0.65 \text{ (窒化ケイ素)} \\ k=1.5 \text{ (炭化ケイ素)} \end{array} \right\} \quad (25)$$

と与えられた³⁾。

3. 設計基準

3.1 強度設計の考え方

脆性材料であり、強度のばらつきの大きいセラミックスを強度部材として使用する場合には、

(1) 材料強度のばらつきを考慮した確率統計的手法により、部品全体の破壊確率を許容値以内に抑えるように設計する。

(2) 非破壊検査により許容欠陥寸法以上の欠陥を含む部品を棄却し、残った部品の最小強度を基

準に設計する。

などの方法が考えられる⁴⁾。ここでは(1)の考えに基づいた設計基準について説明する。

3.2 即時破壊に対する設計基準

式(20)より、瞬間的な負荷に対する部材の破壊確率は

$$P = 1 - \exp \left\{ - \frac{1}{2\pi\Omega} \int_v \int_0^{\pi/2} \left(\frac{Z}{\sigma_0} \right)^m \sin \phi d\phi d\theta \frac{dv}{V_0} \right\} \quad (26)$$

と書ける。体積 V_{ref} に対する平均引張り強度 σ_{ref} を用いて上式を変形すると

$$P = 1 - \exp \left\{ - \left(\frac{1}{m!} \right)^m \left(\frac{\sigma_{max}}{\sigma_{ref}} \right)^m \left(\frac{V}{V_{ref}} \right) \int_v \left[\frac{1}{2\pi\Omega} \int_0^{\pi/2} \left(\frac{Z}{\sigma_{max}} \right)^m \sin \phi d\phi d\theta \right] \frac{dv}{V} \right\} \quad (27)$$

となる。ここで σ_{max} は部材中に生ずる最大応力である。さらに変形して

$$\sigma_{max} = \frac{\bar{\sigma}_{ref}}{\left\{ \frac{-\ln(1-P)}{\left(\frac{1}{m!} \right)^m} \right\}^{-1/m} \cdot \frac{1}{\left\{ \left(\frac{V}{V_{ref}} \right) \int_v \left[\frac{1}{2\pi\Omega} \int_0^{\pi/2} \left(\frac{Z}{\sigma_{max}} \right)^m \sin \phi d\phi d\theta \right] \frac{dv}{V} \right\}^{1/m}}} \quad (28)$$

を得る。式(28)の P を許容破壊確率と読み替えれば、式(28)の右辺第1項は、ある基準体積のセラミック部材が一樣引張り応力を受ける場合の許容応力を与える。したがってこれを設計のための最小強度 S_u と安全係数 K_1 を用いて表せば

$$\sigma_{max} = \frac{S_u}{K_1} \frac{1}{\beta\gamma} \quad (29)$$

となる。式(28)の右辺第2項の分母は有効体積⁵⁾に関する項で、これを応力勾配に関する項 β と高応力部の広がりに関する項 γ に分けておくのが便利であり、それぞれ次のように定義される。

$$\beta = \left\{ \int_v \frac{1}{2\pi\Omega} \left[\int_0^{\pi/2} \left(\frac{Z}{\sigma_{max}} \right)^m \sin \phi d\phi d\theta \right] \frac{dv}{V} \right\}^{1/m} \quad (30)$$

$$\gamma = \left(\frac{V}{V_{ref}} \right)^{1/m} \quad (31)$$

ここで、式(30)の体積積分は、 m の値が大きい ($m=8 \sim 20$) ので、実質的に最大応力位置近傍の限られた体積での積分と同等になる。この積分範囲の体積 V が式(31)の V である。式(30)、(31)の値を典型的な部材形状に対して求めておけば、式(29)を即時破壊に対する応力制限式として用いることができる。 β 、 γ の値の例を表1に示した。また、設計のための最小強度として、文献[6]では、非破壊確率99%の応力の値を用いている。さらに、用いた分布関数の実際との差異等による不安全要因を吸収するための基本安全係数 K_0 を導入して即時破壊に対する応力制限式として

$$\sigma_{max} < \frac{1}{K_0} \frac{S_u}{K_1 \beta \gamma} \quad (32)$$

が与えられている⁶⁾。

3.3 時間依存破壊に対する設計基準

一定の大きさの荷重が持続して負荷される場合の破壊を静疲労破壊と呼ぶが、長時間寿命 t_f に対して、式(20)の中カッコ中の第1項を省略し、さらに体積 V_{ref} に対する寿命 t_f での平均強度 $\bar{\sigma}_{ref}^{t_f}$ を導入して

$$\sigma_{max} = \frac{\bar{\sigma}_{ref}^{t_f}}{\left\{ -\frac{\ell n(1-P)}{\left(\frac{n-2}{mn} \right)^{\frac{mn}{n-2}}} \right\}^{\frac{n-2}{mn}}} \cdot \frac{1}{\left\{ \left(\frac{V}{V_{ref}} \right) \int_v \left[\frac{1}{2\pi\Omega} \int_0^{\frac{\pi}{2}} \left(\frac{Z}{\sigma_{max}} \right)^{\frac{mn}{n-2}} \sin \phi d\phi d\theta \right] \frac{dv}{V} \right\}^{\frac{n-2}{mn}}} \quad (33)$$

が得られる⁷⁾。クラック進展ベキ数 n が大きい ($n=20 \sim 100$) ことを考え

$$\frac{mn}{n-2} \doteq m \quad (34)$$

とし、さらに基本安全係数 K_0 を導入すると式(33)より

$$\sigma_{max} < \frac{1}{K_0} \frac{S_t}{K_1 \beta \gamma} \quad (35)$$

となる。式(32)と式(35)を比較すると、時間依存破壊

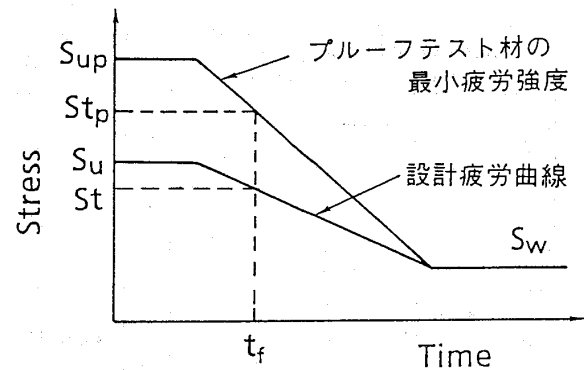


図3 設計疲労曲線

に対する応力制限式は、即時破壊に対する応力制限式における設計最小強度 S_u を設計最小時間強度 S_t に置き換えたものになっている。設計最小時間強度 S_t は図3に示すように設計疲労曲線に対し設計疲労寿命を与えることによって求められる。設計疲労曲線に関しては、繰返し疲労における繰返し効果の存在を考慮し、静疲労用、片振り疲労用および両振り疲労用の3種の設計疲労曲線を与えることが提案されている⁷⁾。

3.4 保証試験を考慮した設計基準

セラミックスのように強度にばらつきのある材料を用いる設計では、部材を実機に供用する前にある一定の負荷を加えて弱い部材を棄却する、いわゆる保証試験が、部材の信頼性を確保する上で大きな効果を持つ。いま、即時破壊タイプの保証試験を行って生き残った部材に対して考察してみると、その部材の高応力部の材料強度の下限値を S_{up} とすれば、式(32)より、安全係数を除外して、

$$\sigma_{max} < \frac{S_{up}}{\beta_p \gamma_p} \quad (36)$$

σ_{max} : 保証試験荷重による最大応力

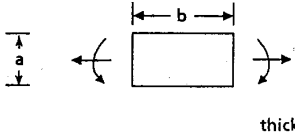
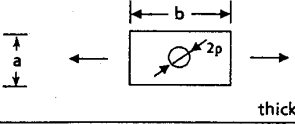
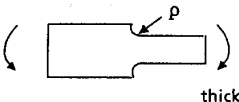
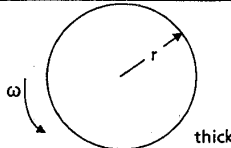
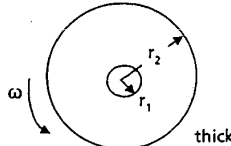
β_p, γ_p : 保証試験荷重に対する β, γ の値

が成り立っている。したがって、保証試験を通過した部材の高応力部における材料保証値 S_{up} は、式(36)の不等号を等号に変えて

$$S_{up} = \sigma_{max} \beta_p \gamma_p \quad (37)$$

で与えられる。この場合、実機荷重に対する応力制限式は、安全係数 K_1 を式(32)と同じものを用いるとすれば、

表1 設計係数 β , γ の値

The shape of the local component and the loading pattern		β	γ	Remarks
 thickness: t	A	$\left(\frac{1}{m+1}\right)^{\frac{1}{m}}$	$\left(\frac{xbt}{120}\right)^{\frac{1}{m}}$	When the neutral axis is within the cross section, select A, otherwise select A or B which gives smaller value of $\beta\gamma$. x: The distance between the maximum stress point and the neutral axis.
	B	1	$\left(\frac{abt}{120}\right)^{\frac{1}{m}}$	
 thickness: t		$-0.000171m^2$ $+0.0121m + 0.671$	$\left(\frac{P^2 t}{120}\right)^{\frac{1}{m}}$	
 thickness: t		0.00714m + 0.643	$\left(\frac{P^2 t}{120}\right)^{\frac{1}{m}}$	
 thickness: t		$\frac{1}{\sqrt{2}} \left\{ \frac{1}{(m+1)} + \frac{1-(1-c)^m}{c(m+1)} \right\}^{\frac{1}{m}}$	$\left(\frac{\pi r^2 t}{120}\right)^{\frac{1}{m}}$	$c = \frac{1+3\nu}{3+\nu}$ ν : Poisson's ratio ω : Angular velocity
 thickness: t		$\left(\frac{r_1}{r_2}\right)^{\frac{4.5}{m}} + 0.42$ $\cdot \left\{ 1 - \left(\frac{r_1}{r_2}\right)^{\frac{3}{m}} \right\}$	$\left\{ \frac{\pi(r_2^2 - r_1^2)t}{120} \right\}^{\frac{1}{m}}$	r_1 : Inner radius r_2 : Outer radius ω : Angular velocity

$$\sigma_{\max} < \frac{1}{K_p} \frac{S_{up}}{K_1 \beta \gamma} \quad (38)$$

となる。式(38)においては、実際に負荷をかけて式(37)より S_{up} を求めたことにより基本安全係数 K_0 を削除し、そのかわり、保証試験除荷時のSCGによる保証強度の低下分を補償する係数 K_p が導入されている。時間依存破壊に対しては、式(38)の S_{up} を保証試験を考慮した設計最小時間強度 S_{tp} にかえて、

$$\sigma_{\max} < \frac{1}{K_p} \frac{S_{tp}}{K_1 \beta \gamma} \quad (39)$$

を適用する。ここで、 S_{tp} は図3に模式的に示すように保証試験を行ったことを考慮した設計疲労曲線より求められる。図3に示した設計疲労曲線には、疲労限近傍で保証効果が小さくなるという実験データ⁸⁾が反映されている。

4. あとがき

強度にばらつきのあるセラミックスを強度部材として用いる場合の強度評価の方法とその考え方に立脚した設計基準について述べた。しかし、実際のセラミックス材料の挙動がここで述べた考え方だけですべて説明できるわけではなく、セラミックス強度部材の実用化のためには、実験的および

理論的研究の一層の高度化を図る必要がある。なお、本研究は通商産業省工業技術院の次世代産業基盤技術開発制度に基づき、ファインセラミックス技術研究組合が新エネルギー・産業技術総合開発機構から委託を受けた「石炭ガス化セラミックスタービンの要素技術開発」の一環として行われたものである。

参考文献

- (1) 浜中, 橋本, 伊藤, 渡辺, 第31回材料強度と破壊国内シンポジウム論文集 (1986).
- (2) 松尾, 機論, A, 46-406 (1980), 605-612.
- (3) 松井, 枡田, 山田, セラミックス, 25-2 (1990), 138-142.
- (4) 浜中, 鈴木, セラミックス, 25-3 (1990), 209-213.
- (5) 例えば, 西田, 安田編, セラミックスの力学的特性評価 (1986), 49, 日刊工業新聞社.
- (6) 鈴木, 浜中, 酒井, 中村, 林, 機論, A, 53-495 (1987), 2134-2138.
- (7) 鈴木, 配管技術, 31-1 (1989), 78-89.
- (8) 浜中, 江積, 鈴木, 杉山, 機論, A, 56-523 (1990), 462-468.



九州大学工学部動力機械工学科 空気機械研究室

九州大学工学部 井上 雅 弘

九州大学工学部動力機械工学科第3講座は講座名を「空気機械」といい、空気またはその他のガスを扱う機械の流体力学的特性について教育または研究を行う講座である。全国的に工学部の学科新設や拡充が行われた高度経済成長時代の最中、動力機械工学科新設の翌年（昭和38年）に開設され、初代教授は現東亜大学学長の生井武文先生である。

研究室の人員構成は、教授1、助教授1、助手2、技官2の6名のスタッフに、大学院及び卒業研究の学部学生がそれぞれ数名ずつ加わるので、常時15～20名程度である。平成2年6月現在、大学院博士後期課程2名、修士課程4名、卒業研究生7名のほか中国からの訪問教授がいるので、合計20名であり、5つの研究グループに分かれて研究を進めている。

以下に各研究グループの主な設備と現在の研究活動について簡単に紹介しよう。

(1) 回転翼列研究グループ

外径500mmの低速回転翼列試験装置を用いて実験を行う研究グループである。この装置の特色は、回転軸系と外ケーシングを同心上に固定したままの状態、動翼、静翼、内ケーシング及びハブの取替えが可能なことである。任意のハブ比（0.35以上）、翼配列、翼列形状を組み合わせることで軸流回転翼列の性能試験や内部流動試験が行えるのみでなく、ハブ及びケーシング面が傾斜した軸方向流出形の斜流回転翼列の研究も行える。翼列条件の取替えに熟練を要しないので、学生でも比較的容易に実験できる。また試験条件の設定及び計測は全てマイコンで制御されている。

現在、この装置を用いて、機械内部に挿入した計測センサーの出力データを統計的に処理するこ

とにより、内部流動を診断する技術の開発を行っているが、特にケーシングに埋め込んだ圧力センサーの信号処理で旋回失速の予知を行う手法の確立に重点を置いている。また、この技術を斜流回転翼列にも適用し、ハブ及びケーシング壁面近くの流動機構や失速の発生機構を解明するための計画を進めている。

(2) 遷音速流研究グループ

内径2.4m、長さ4mの密閉タンクを測定室とする閉ループの可変密度遷音速流動試験装置を用いて実験的研究を行うグループである。この装置は、最高圧力比2.85、最大吐出し流量 $4.1\text{m}^3/\text{s}$ の遠心ブロワにより、 $100\text{mm}\times 100\text{mm}$ ($200\text{mm}\times 50\text{mm}$)の断面を持つテストセクションに、ディフューザを取り付けなくてもマッハ数1.3の流れを連続的に発生させることができる。また、タンク内の圧力レベルを0.1気圧に減圧すれば遠心ブロワの駆動動力は100KW程度になるので、電源に制限のある大学では好都合である。テストセクションがタンク内にあるので、試験条件の設定や計測センサーのトラバースは遠隔操作で行う。

ここ数年、タービン翼列内に生じる衝撃波の振動現象を調べるために、数種のタービン翼列について直径1.7mmの小形圧力センサーをトラバースしたり、シュリーレン光学装置による映像をイメージセンサーを介してマイコンに取り込み、衝撃波振動の周波数解析を行ってきた。しかし、振動のメカニズムの解明には至っておらず、三次元的な構造を調べる必要性から、昨年度末にこの研究を中断し、レーザー誘起蛍光法（LIF法）による三次元遷音速流れの計測法の開発を始めた。当初は作動ガスを窒素とし、エキシマレーザーで酸素の蛍光を発生させる予定であったが、予算の関係上、アルゴンイオンレーザーとよう素の蛍光を使用せざるを得なくなったので、遷音速流動試験

（平成2年6月8日原稿受付）

装置の腐蝕を避けるため、別に小形の吸い込み式間欠風洞を製作し、曲がりノズル内の遷音速流れを調べている。現在、ようやく LIF 法による流れの可視化に成功し、総合理工学研究科の協力により可視化データを画像処理して定量的に流れを評価する技術の開発を進めている。

(3) 小形タービン研究グループ

高比速度のラジアルタービンや斜流タービンの研究を行っているグループである。吐出圧力700mm Aq, 流量40m³/min の遠心ブロウを空気源とする吐出し風洞出口に可変面積式スクロールノズルを設けてロータへの流入角を変化させ、タービン出力及び内部流動の計測が行える試験装置を使用して実験を行う。

ところで、スクロールノズル内には曲がり流路特有の二次流れが生じロータ入口の速度分布が歪むが、高比速度化し流路幅（羽根幅）が広くなるとこの歪みが問題になる。したがって現在はスクロール内の二次流れの研究に重点を置いている。計測が容易な矩形断面のスクロールを採用して内部の流れを詳細に測定し、スクロール入口断面積とノズル断面積との比が二次流れの大きさに及ぼす影響を明らかにすると同時に、二次流れの大小が簡便に予測できる計算法を開発し、これに基づいてスクロール設計法の確立に取り組んでいる。

(4) 流体計測グループ

縦3.8m, 横2.7m, 高さ2.6m の手製の防塵風洞を主設備として新しい計測法の開発を行うグループである。円形ノズルから清浄化した空気を室内に送り込んで室内の圧力を外部より20~30mm水柱程度高くし、実験者が二重扉を介して出入りすることにより防塵効果を上げている。円形ノズルからの噴流のポテンシャルコア及び下流の十分発達した領域を使用して、それぞれ一様流れ場及び乱

流場のセンサーの特性を調べている。

現在、このグループは、別室の小形吸い込み風洞で条件付きサンプリングによる計測法の研究を行っており、防塵風洞は検定風洞として使用されているにすぎない。条件付きサンプリングの対象としている流れ場は、流れと壁に垂直な平板の下流において馬蹄形渦とカルマン渦が干渉する場であり、渦の周波数が不規則になるので実験は極めて難しい。

(5) 数値解析グループ

CFD シミュレーションを、「コンピュータを主設備とする実験」と位置付けて研究を行うグループで、前記4つの実験グループと連携を取りつつ研究を進めている。4つの実験グループのいずれかに属して卒業研究を行った学生が大学院に進学後、このグループで関連する数値計算を行うケースが多い。

現在、緩和形陰的有限体積法により非定常圧縮性ナビエ・ストークスの式を解き、定量的な資料が得られる数値翼列風洞の確立をはじめとし、ラジアルタービン用スクロール内の三次元流れ場のシミュレーション、三次元渦法による大規模構造の流れのシミュレーションなどの研究を行っている。

* * *

以上、当研究室の設備と現在の活動状況について概要を述べたが、後者に関しては、あくまで平成2年6月現在の状況であり、進行中の研究の全てが満足できる成果をあげるとは限らないので、後日詳細が公表されないことがあっても御容赦願いたい。しかし、前者に関しては、大学の研究予算を考えれば主設備の大幅な変更は困難なので、これらを利用した研究がしばらく続けられるであろう。



1990 ASME TURBO EXPO-LAND,SEA&AIR THE 35TH ASME INTERNATIONAL GAS TURBINE AND AEROENGINE CONGRESS AND EXPOSITIONに参加して

1. 全 般

日本工業大学 松 木 正 勝

1990 ASME TURBO EXPO-LAND,SEA&AIR がベルギーのブラッセルで7月11日から14日にわたって開催された。会場はBrussels International Conference and Exhibition Centerであった。ここは郊外で地下鉄の終点にあり、アトムウムというシンボルタワーを持ち、大きな12棟の建物からなっており各種の会議、展示が行えるようになっている。本会議は主に11号館で展示及び学術講演が行われたが、並行して行われるセッション数が多いため、他の4ヶ所の建物でも行われた。

付表の如く、パネル約15、セッション約85で、論文数は402であった。口頭発表は全体の3%と昨年の13%より大幅に減少した。ユーザー主体のセッション数は約半数であり、ガスタービンの生産数が増加するにつれて使用者が増加し、運転保守の経験が蓄積され、情報交換の重要性が増してきていることを思わせた。特に航空は4パネル及び11セッションがすべてユーザー主体であり、稼働台数も多く使用環境も多種であることとも関連あるように思われた。同様に石炭、制御と診断、発電、製造・材料、船舶、パイプライン、小型ターボ機械とすべてユーザー主体であり、同様の傾向である。

一方燃焼・燃料、熱伝達、ターボ機械などはすべて一般学術セッションとなっている。

次に目につくのはパネルが15セッションもあることである。これはすべて口頭発表のみであり、参加しなければ内容はわからない。私はセラミック関係及び航空関係のセッションに出席したが最

先端の情報が得られ有意義であった。

展示は182社で昨年より減少していたが、我国からは4社が出展しており、来年の1991年国際ガスタービン会議横浜大会のFirst Circularを置いてもらった。

GEが150MWの高効率の高温ガスタービン及び航空転用ガスタービンなどを展示し、ウェスチングハウス、その他とともにタービン入口温度1300°Cの時代が来ていることを示していた。

セラミックガスタービンについては米国がATTAP計画の展示を行っており、セラミック部品としては日本のメーカーの名前も各所に見られた。

今回はダイムラーベンツが、セラミックガスタービンPWT110 (110KW, 1250°C)を搭載した乗用車を展示するとともに会場前広場で希望者に試乗させていた。私も試乗してみたが、加速は一般車並にあるが振動は全くなく、ただ入口消音器を付けていないため圧縮機の吸気音が少ししていた。ダイムラーベンツの熱意が感じられたが、中のセラミック部材は日本のメーカーのものが多用されており、我国のセラミックガスタービンプロジェクトはこれらの状況から見ると急速に進歩させることができるように思われた。

各部門については以下に詳細な報告があるのでここでは一般的なことを述べた。なおプログラムにおけるセッション数、論文数を表にして示した。

(平成2年7月10日原稿受付)

部 門	パネル数			セッション数			論文数	印刷論文	口頭発表
	一般	ユーザ主体	ユーザ主体	一般	ユーザ主体	ユーザ主体			
開 会	1	1							
航空エンジン	2	0	2	6	0	6	28	26	2
〃	1	1							
〃	1	1	0	5	0	5	21	20	1
セラミックス	1	1	0	1	1	0	5	4	1
〃	0			joint					
クローズドサイクル	0			1	1	0	5	5	0
石 炭	0			4	0	4	17	15	2
燃 焼 ・ 燃 料	1	1	0	7	7	0	32	31	1
〃	0			2	2	0	10	9	1
制 御 と 診 断				3	0	3	12	12	1
〃	joint								
教 育	1	1	0						
発電・コジェネ	1	0	1	3	0	3	16	16	0

熱 伝 達				7	7	0	36	36	0
〃				1	1	0	4	4	0
産業とコジェネ	1	0	1	5	1	4	24	23	1
製 造, 材 料	3	2	1	2	0	2	9	9	0
〃	1	1	0						
船 舶				2	0	2	11	10	1
パイプライン				3	0	3	8	8	0
〃				1	0	1	6	6	0
構 造	1	0	1	5	1	4	24	24	0
ターボ機械				8	8	0	40	40	0
〃				8	8	0	39	39	0
〃				6	6	0	29	29	0
〃				2	2	0	11	11	0
車輻, 小型ターボ機械				3	0	3	15	13	2
計	15	9	6	85	45	40	402	390	12

2. 航空用ガスタービン

石川島播磨重工業(株) 八 島 聰

航空エンジン委員会の企画によるセッションは他の委員会との共催による2セッションを含めて全部で15あり、恐らく過去最高である。因みに89年は11,88年は12であった。このため、火曜日の午後と水曜日の午前以外は、セッションが並行して開かれたので、聴講できた発表は6割足らずになってしまった。3セッションあったパネル討論を除くと、発表は49件で、内46件がペーパーのあるものであった。昨年は41件中23件がペーパーなしで、聴講する側は大変不便を感じたが、今年はペーパーを手元に置いて聴くことができたので効率的であった。もっとも、その分、昨年に比べてホット・ニュースが少ないということでもあろうか。それでも戦闘機や練習機用エンジン及びターボシャフト・エンジンについてのセッションが夫々開催され、話題のエンジンの現状や将来計画に触れることができた。他にステルスのセッションも開催されるなど、今年は軍用関係に話題が多く、民間用はターボシャフトやエンジン・コンディ

ション・モニタリング関係で一部発表があった程度である。

特筆事項として、ASME/IGTIが個人に贈る最高栄誉である Tom Sawyer 賞の受賞者 Dr. Von Ohain の特別講演があり、質疑を含めて1時間半聴衆を魅了した。ジェット機としての世界初飛行に成功した He178 のエンジン (HeS・3 B) の開発者として名高い同氏の口から、ジェットエンジンの草創期における Sir Whittle をはじめとする先駆者達と織りなした歴史を直接聴けたことは、得難い体験であった。以下、筆者が興味をもったセッションを中心に簡単に見聞を述べる。

(1) 戦闘機用エンジン

M88, EJ200, F404, TFE1042 の開発状況が、それぞれのプログラム・マネジャーやチーフ・エンジニアによって発表された。特に前3者は同じ推力クラス (17000lb) で競合していることから、かなり詳細なデータを出してアピールしていた。SNECMA (M88) は動翼入口で1850°Kにもなるタービンと、IGVによって非常に大きなサージ余裕が確保できたファン等を特長として挙げ、既に

(平成2年7月4日原稿受付)

部 門	パネル数			セッション数			論文数	印刷論文	口頭発表
	一般	ユーザ主体	ユーザ主体	一般	ユーザ主体	ユーザ主体			
開 会	1	1							
航空エンジン	2	0	2	6	0	6	28	26	2
〃	1	1							
〃	1	1	0	5	0	5	21	20	1
セラミックス	1	1	0	1	1	0	5	4	1
〃	0			joint					
クローズドサイクル	0			1	1	0	5	5	0
石 炭	0			4	0	4	17	15	2
燃 焼 ・ 燃 料	1	1	0	7	7	0	32	31	1
〃	0			2	2	0	10	9	1
制 御 と 診 断				3	0	3	12	12	1
〃	joint								
教 育	1	1	0						
発電・コジェネ	1	0	1	3	0	3	16	16	0

熱 伝 達				7	7	0	36	36	0
〃				1	1	0	4	4	0
産業とコジェネ	1	0	1	5	1	4	24	23	1
製 造, 材 料	3	2	1	2	0	2	9	9	0
〃	1	1	0						
船 舶				2	0	2	11	10	1
パイプライン				3	0	3	8	8	0
〃				1	0	1	6	6	0
構 造	1	0	1	5	1	4	24	24	0
ターボ機械				8	8	0	40	40	0
〃				8	8	0	39	39	0
〃				6	6	0	29	29	0
〃				2	2	0	11	11	0
車輻, 小型ターボ機械				3	0	3	15	13	2
計	15	9	6	85	45	40	402	390	12

2. 航空用ガスタービン

石川島播磨重工業(株) 八 島 聰

航空エンジン委員会の企画によるセッションは他の委員会との共催による2セッションを含めて全部で15あり、恐らく過去最高である。因みに89年は11,88年は12であった。このため、火曜日の午後と水曜日の午前以外は、セッションが並行して開かれたので、聴講できた発表は6割足らずになってしまった。3セッションあったパネル討論を除くと、発表は49件で、内46件がペーパーのあるものであった。昨年は41件中23件がペーパーなしで、聴講する側は大変不便を感じたが、今年はペーパーを手元に置いて聴くことができたので効率的であった。もっとも、その分、昨年に比べてホット・ニュースが少ないということでもあろうか。それでも戦闘機や練習機用エンジン及びターボシャフト・エンジンについてのセッションが夫々開催され、話題のエンジンの現状や将来計画に触れることができた。他にステルスのセッションも開催されるなど、今年は軍用関係に話題が多く、民間用はターボシャフトやエンジン・コンディ

ション・モニタリング関係で一部発表があった程度である。

特筆事項として、ASME/IGTIが個人に贈る最高栄誉である Tom Sawyer 賞の受賞者 Dr.Von Ohain の特別講演があり、質疑を含めて1時間半聴衆を魅了した。ジェット機としての世界初飛行に成功した He178 のエンジン (HeS・3 B) の開発者として名高い同氏の口から、ジェットエンジンの草創期における Sir Whittle をはじめとする先駆者達と織りなした歴史を直接聴けたことは、得難い体験であった。以下、筆者が興味をもったセッションを中心に簡単に見聞を述べる。

(1) 戦闘機用エンジン

M88, EJ200, F404, TFE1042 の開発状況が、それぞれのプログラム・マネジャーやチーフ・エンジニアによって発表された。特に前3者は同じ推力クラス (17000lb) で競合していることから、かなり詳細なデータを出してアピールしていた。SNECMA (M88) は動翼入口で1850°Kにもなるタービンと、IGVによって非常に大きなサージ余裕が確保できたファン等を特長として挙げ、既に

(平成2年7月4日原稿受付)

Rafale A による飛行試験も始まっているとし、一方 RR (EJ200) は、推重比10を保証することと、IGV なしのファンにより軽量化と耐鳥衝撃性向上が得られたなどと M88 を意識した発表を行った。また、先発の F404 (GE) は、性能面から前2者に劣るのは明らかなことから、耐久性、低価格、高信頼性などに重きをおいた発表内容で、今後の応用技術として述べた AVEN (軸対称偏向排気ノズル) や FOCSI (光ファイバー制御システム) などが興味深かった。

(2) 練習機用エンジン

日本の F3 を含む 5 機種について講演があった。F109 は最新の米軍仕様 (ENSIP) を完全適用した最初のエンジンであるだけに、設計クライテリアやこれまでの試験結果などを自信をもって発表。F3 は IHI の館野氏が、耐久試験の一種である AMT (加速ミッション試験) の結果とそれによる信頼性向上について発表。また、代表的練習機用エンジンである Adour の発表もあったが、中味はややブローシャ的であった。その他に、V-22 Osprey (チルト翼機) 用の T406 ターボシャフトを、ターボジェットやファンに転用して、米国の次期練習機に売り込もうという趣旨の講演と、民間機用の JT15D を軍用の初等練習機に転用するための設計変更と確認試験についての講演があった。

(3) ターボシャフト・エンジン

T800, CT7, T407, T406, RTM322 の 5 機種について講演があった。中でも、GE と Lycoming が米海軍 P-7 A 用に開発中の T407 (民間用は GLC38) は、全段ブリスクの 5 段軸流 + 1 段遠心の圧縮機 (圧力比 20) など先進技術を随所に取り入れており圧巻。Garrett の T800 についての講演も、グロース計画に触れるだけでなく、将来のターボシャフトの革新のためには、コア技術の開

発のみならず、タービン/ディーゼル複合エンジン、再生ガスタービン、可変サイクルなどの新概念も必要として、フィージビリティ・スタディの結果の一例を示していたのが注目された。

(4) ステルス

ステルスと銘打ったセッションが開催され、ジェーン年鑑の記者と、クランフィールド工科大学の教授による講演があった。ステルス機の歴史やステルス技術についての解説が主で、エンジンに関してはあまり話がなかったが、最近ステルス機の情報が急に公開され出しているだけに人気は上々で、F-117A 戦闘機や B-2 爆撃機といった最新ステルス機の飛行試験の様子がビデオ上映され、会場の注目を集めていた。

(5) 性能解析

航空エンジン委員会のセッションの特徴は、開発のステータス・レポートが多く、学術論文が少ないという点ではあるが、性能解析について 2 セッションが設けられ、マッチング計算手法の改良やエンジン性能の数値シミュレーションに関する発表が数件あった。大阪府大の辻川氏のサイクル最適化についての発表もこのセッションでなされたが、Dr. Von Ohain の講演と重なってしまい、聴講できなかった。CFD によりエンジン・テストセル内の流れ場解析を行った例などでも発表された。

(6) その他

火曜日に航空エンジン委員会が開催され、筆者が飯島孝前委員の後任として指名を受けるために出席し、経歴紹介と抱負などを述べさせられた後、委員として承認された。当委員会のセッションに日本から多くの論文を出してもらうことが仕事の一つになりますので、誌上を借りてよろしく願います。

3. 産業用ガスタービン

三井造船(株)回転機事業部 伊佐治 強 彦

1990年 ASME TURBO EXPO における産業用ガスタービン関係のセッションでは、高効率新型機の開発、低公害化への先進的努力に加えて各メーカー、ユーザーの利用率向上への地道な努力が感じられ、90年代の電力需要の増加を、技術リスクが少なく高効率で環境問題へのインパクトを最小としてカバーできる天然ガス焼きガスタービン複合発電、コージェネ発電の時代の到来をうかがわせる明るいものであった。

主題の産業用ガスタービンに関連するセッションは、

- (1) Electric Utilities&Cogeneration 4Sessions
- (2) Industrial&Cogeneration5Sessions
- (3) Pipe Line&Application4Sessions

の13セッションであり、発表論文数は50件であった。これらのセッションに全部出席することは物理的にも不可能であり個人的興味の深いものへの参加となったので以下の紹介は全てをカバーするものではないことを了解願いたい。

産業用への応用例としては、GE F7 シリーズ用に新たに開発されたマルチノズル式燃焼器にW/F 比約0.86で水噴射することにより25ppmv (15%O₂) の NO_x レベルを、同時に規制物質である CO、非メタン系炭化水素についても規制値を満足したことが紹介された。この開発は燃焼器内の圧力変動を小さくすることに着目して行われた。同じく GE より LM6000 シリーズの開発状況について報告がなされたが、単機効率40%以上、複合サイクルとすれば60Hz 機で発電端効率52.3%の高効率機である。圧力比31、タービン入口温度1240℃であり1992年第3 四半期にフィールドテストに入るとのことである。発表者は航空機転用機と重構造機の比較で航空機転用機の弱点はイニシャルコストが高いことだけであり、効率、信頼性、

整備性等全てで勝っていると述べた。日本からは MF111 の運転経過 (三菱)、H-25の開発経緯 (日立) が報告された。

コージェネレーション関連では、吸気冷却による高気温時の出力増加対策が電力料金体系、設置地の気候によっては十分経済的に引き合うものであることを種々の冷却方式を比較した試算例で示された。また実例としては、高温乾燥地で吸気ダクトに設けられた温室用の簡単な散水装置により出力増加を行ったものが紹介された。航空機転用機の例では中古ファンエンジンの改造を最少にして利用する方法としてバイパス比1 のエンジン2 台を組合せ、1 台のエンジンのファン出口空気をファンを取り除いた2 台目のエンジンに送気し1 台のパワータービンを新設するツインエンジンが紹介された。

補機関係では従来の下吸い込み式のフィルタに代わる設置面積の小さい、エレメントを横置きとしたパルスジェットセルフクリーンフィルタが紹介された。排気ダンパでは、密閉可能な一枚羽根の切り替え弁が興味を引いた。展示場でも3.75 mx6m の実物の作動実演が行われたが、密閉のためのシールと外部駆動装置との接続に工夫がされている。

産業用コージェネの実績関係では、SCR よりのアンモニアリーク量を高価な分析計によらず、マスバランスと他の計測値より推定する方法の紹介、油田地帯でのガスタービンの性能低下をベルマウスからの注水 (含洗剤) により回復する方法が紹介された。又ドイツ保険会社の調査結果としてガスタービンは25台当たり1 件/年の重大事故を起こし、これは蒸気タービンの3 倍であり、その50% は羽根、ノズル、ディスクのトラブルであると紹介されたが、蒸気タービンにはガスタービンに対応するボイラ、給水ポンプの事故は含まれていない。

(平成2年7月9日原稿受付)

大出力新規開発機としては、GE-Alsthom の MS-9001F, WH-MHI の 501 F が紹介され事業用大出力機が出そろった。

関連二つのパネルディスカッションでは、パネリストが一部重複したため類似のテーマとなった。12日のテーマはユーザーから見たガスタービンコージェネの前途であり米、英、独、伊、蘭のパネリストが自社のコージェネプラント、将来計画を紹介した後ディスカッションにはいった。天然ガス焚ガスタービンの設置はいずれの国でも計画されているが、ドイツでは電力会社に自国炭の一定割合以上の使用が義務付けられているため石炭ガス化複合発電への転換プログラムとなっていること、英国でも同様に考えていることが分かった。13日のパネルでは、各社のプラント利用率等が紹介された。フランスでは、原子力が主体であるが電力網の安定化のために地方分散した中規模ガスタービン発電が計画されている。同国では電力代が安いので暖房の電化が促進されており、1°Cの

気温の低下は1000MW の需要増をもたらすとのことでガスタービンの気温特性とマッチする。

14日午後の最終セッションでは、ガスタービン排気の直接利用が主テーマとなり、顔料乾燥プラントへの応用例等が紹介された。このうちゴミ焼却プラントとの組合せ例では、チューブ腐蝕のため蒸気温度を上げられず熱回収効率の低いゴミ焼却ボイラよりスーパーヒータをガスタービン排気内に移し蒸気温度を上げて回収効率を高めるサイクルが提案された。又エチレンプラントへの適用例については、45万トンプラントへガスタービン排気を送気した場合の各ガスタービンモデルの適用性を評価しており、ガスタービントリップ時にロータ慣性が大きく分解炉への酸素供給変動の小さい1軸重構造型が良いとしている。

全体として直接製品に結びつく発表が多く、産業界にとっては興味深いものであったが、メーカーの宣伝に終始するものも見られた。

4. 小型ガスタービン及びセラミックス関係

日産自動車(株) 熊倉弘隆

今回の会議における小型ガスタービン及びセラミックス関連の発表は「セラミック部品製造技術開発」のセッションで4編、「セラミックガスタービン開発—小型エンジン」のセッションで5編、「小型タービン用セラミック部品開発」のセッションで5編、「セラミックベアリング」のセッションで5編の計19編の発表があった。またパネルセッションとして「モノリシック vs 複合セラミックス」と題して6件の発表があった。このパネルを入れて5セッションのうち重複や他セッションでの筆者発表があり、残念ながら全ての発表を聞くことができなかった。そのため以下に紹介する概要は論文からの引用を含むことを予めお断りする。

(1) タービン用セラミック部品開発

(平成2年7月10日原稿受付)

セラミック部品製造に関するほとんどの発表が ATTAP 用部品開発についてのものであった(5編中4編)。

(GT-248)は、GARRETT Ceramic Component 社の加圧スリップキャストによる AGT101 用ラジアルロータと AGT5 用軸流ロータの開発報告である。材料には SiN を用い、各種製造プロセスの条件を振り統計的手法で最適条件を見つける手法により形状形成及び強度の向上が図れてきたことを報告している。これは ATTAP のセラミックメーカーが共通して強調している方法論である。特に多くの欠陥がプロセス初期に形成されると考えて行った改良が効果的であったと指摘している。

(GT-185)は、Carborundum 社が α -SiC による AGT5 用軸流ロータのインジェクションモールド技術とスリップキャストの蝸牛状スク

大出力新規開発機としては、GE-Alsthom の MS-9001F, WH-MHI の 501 F が紹介され事業用大出力機が出そろった。

関連二つのパネルディスカッションでは、パネリストが一部重複したため類似のテーマとなった。12日のテーマはユーザーから見たガスタービンコージェネの前途であり米、英、独、伊、蘭のパネリストが自社のコージェネプラント、将来計画を紹介した後ディスカッションにはいった。天然ガス焚ガスタービンの設置はいずれの国でも計画されているが、ドイツでは電力会社に自国炭の一定割合以上の使用が義務付けられているため石炭ガス化複合発電への転換プログラムとなっていること、英国でも同様に考えていることが分かった。13日のパネルでは、各社のプラント利用率等が紹介された。フランスでは、原子力が主体であるが電力網の安定化のために地方分散した中規模ガスタービン発電が計画されている。同国では電力代が安いので暖房の電化が促進されており、1°Cの

気温の低下は1000MW の需要増をもたらすとのことでガスタービンの気温特性とマッチする。

14日午後の最終セッションでは、ガスタービン排気の直接利用が主テーマとなり、顔料乾燥プラントへの応用例等が紹介された。このうちゴミ焼却プラントとの組合せ例では、チューブ腐蝕のため蒸気温度を上げられず熱回収効率の低いゴミ焼却ボイラよりスーパーヒータをガスタービン排気内に移し蒸気温度を上げて回収効率を高めるサイクルが提案された。又エチレンプラントへの適用例については、45万トンプラントへガスタービン排気を送気した場合の各ガスタービンモデルの適用性を評価しており、ガスタービントリップ時にロータ慣性が大きく分解炉への酸素供給変動の小さい1軸重構造型が良いとしている。

全体として直接製品に結びつく発表が多く、産業界にとっては興味深いものであったが、メーカーの宣伝に終始するものも見られた。

4. 小型ガスタービン及びセラミックス関係

日産自動車(株) 熊倉弘隆

今回の会議における小型ガスタービン及びセラミックス関連の発表は「セラミック部品製造技術開発」のセッションで4編、「セラミックガスタービン開発—小型エンジン」のセッションで5編、「小型タービン用セラミック部品開発」のセッションで5編、「セラミックベアリング」のセッションで5編の計19編の発表があった。またパネルセッションとして「モノリシック vs 複合セラミックス」と題して6件の発表があった。このパネルを入れて5セッションのうち重複や他セッションでの筆者発表があり、残念ながら全ての発表を聞くことができなかった。そのため以下に紹介する概要は論文からの引用を含むことを予めお断りする。

(1) タービン用セラミック部品開発

(平成2年7月10日原稿受付)

セラミック部品製造に関するほとんどの発表が ATTAP 用部品開発についてのものであった(5編中4編)。

(GT-248)は、GARRETT Ceramic Component 社の加圧スリップキャストによる AGT101 用ラジアルロータと AGT5 用軸流ロータの開発報告である。材料には SiN を用い、各種製造プロセスの条件を振り統計的手法で最適条件を見つける手法により形状形成及び強度の向上が図れてきたことを報告している。これは ATTAP のセラミックメーカーが共通して強調している方法論である。特に多くの欠陥がプロセス初期に形成されると考えて行った改良が効果的であったと指摘している。

(GT-185)は、Carborundum 社が α -SiC による AGT5 用軸流ロータのインジェクションモールド技術とスリップキャストの蝸牛状スク

ロールに関し報告している。各条件の統計処理には品質工学において世界的標準手法となりつつある田口の手法を用い整理している。またセラミックガスタービン成立のためにセラミクロータの次に問題となる複雑形状の静止部品（特に蝸牛状スクロール）を取り上げている点を注目したい。

(GT-186)は、GTE社が宇部興産のSiN粉末を用いたインジェクションモールドイングによるAGT5用軸流ロータ製造時の材料選定とプロセス条件選定に関し報告している。報告の中でAS-MOLDEDの材料強度がその後の収縮時に発生するクラックに対して大きな影響を持つと指摘している。またGTE社は(GT-47)においてベンツのセラミックガスタービンPWT110用軸流ロータの開発に関し報告している。こちらは羽根枚数39枚のガスファータービンロータのインジェクションモールドイングに関するもので、プロセスの各種条件、クリーンルームの使用、非破壊検査による品質管理によりロータの機械的性質が著しく向上したと述べている。AGT5用軸流ロータは羽根枚数15枚で、多分にセラミック化に力点をおき空力特性は犠牲にしたものと思われる。ベンツのロータを見ると、ATTAPにおいても単なるセラミックの適用から本分たる高効率化への移行が必要ではないかと感じられた。

セラミック部品の設計面に関しては、ワイブルモデルを入れた構造解析ソフトの開発(GT-98)、(GT-48)があり、特に後者はドイツのカールスルーエ大がセラミック燃焼器の解析を行ったもので、ドイツの大学を含めたセラミック技術開発に対する積極的姿勢を感じた。

セラミック部品の評価面に関しては、豊田中央研究所よりセラミックラジアルロータの破壊起点計測方法に関し報告があった(GT-383)。時間をずらした破壊写真を用いて破壊起点の3次元推定を行うものである。

またセラミックガスタービン関連外としては、

いすゞ自動車より断熱レシプロエンジンの発表があった(GT-384)。

(2) 小型セラミックガスタービン開発

(GT-306)は、Sundstrandが自社の小型エンジンGEMINIをセラミック化した報告である。2200°F(約1200°C)での連続運転を行い、セラミック化による始動時間短縮(8.5秒から2.5秒)を実現した。この際の熱サイクルや負荷投入遮断時の非定常熱応力にもロータが耐えることも実証した。(GT-305)はGARRETTからのAGT101に関する報告である。材料開発は試験片から実体切り出し片での評価に移行した。燃焼器開発は点火、カーボン生成面での評価を行っており、従来より開発してきたカーボントラップは目標の97.5%を捕獲するレベルとなった。高温流路の低応力化が進み、ほぼエンジン組み込み可能なレベルになってきた。またセラミック部品開発の焦点はnear-net-shape化の段階に入り、そこで田口の手法を利用している。

(GT-96, 97)はベンツのPWT110開発に関するものである。セラミック部品の開発総括報告的な内容となっている。本エンジン搭載車両は展示の一環として試乗デモも行い、注目を集めていた。会場において質問に答える形で、270 g/kWhrという本エンジンの最良燃費が公表された。従来セラミック適用面が強調されエンジン性能までは語られることが少なかったが、ついにセラミックガスタービンも定量的評価の段階に入ったとの感を強くした。

(3) セラミックボールベアリング

Miniature Precision BearingsとCeramic Bearing Companyの2編は発表がなかったので、セッションにおいては3編が発表された。

(GT-377)は、NTNよりの疲労寿命に関する報告であり、従来の金属性ベアリングを上回る性能が得られており、今後のセラミックボールベアリング普及の可能性を示唆するものであった。

5. ターボ機械

5.1 軸流関係

佐賀大学理工学部 金子賢二

1. ファン・圧縮機の空力

Controlled diffusion 翼の翼列に関して、設計と試験結果 (GT-140), NASA 翼形に対する翼列特性の測定値による計算コード (非粘性/粘性結合及び NS 法) の評価 (GT-236) が報告された。

ウェークの挙動に関する研究として、丸棒による後流を伴う流れが環状翼列内部から出口へ至る際の、非定常、三次元乱流構造を詳細に測定したもの (GT-21, 22), 2 段圧縮機後段のウェーク構造とその減衰の測定 (GT-259) 及びその N.S. Zonal 法による計算との比較 (GT-299) などがある。そのほか遷移境界層の間欠率に対する相似性 (GT-130) も報告された。

実機関連では、高負荷可変案内翼付 2 段遷音速圧縮機の性能 (GT-73), 25MW 高効率ガスタービン用軸流圧縮機の開発 (GT-238), 超音速軸流圧縮機内部流のレーザー測定 (GT-298) がある。

2. 圧縮機の入口歪流れ及び制御

入口流れの歪に関しては、モデルによる性能予測 (GT-214), オイラー方程式による内部流れ場の安定性の計算 (GT-212), Inlet swirl に対する 2 段圧縮機テスト結果 (GT-147), 旋回失速に及ぼす影響 (GT-215) などがある。

制御に関しては、旋回失速予知のためのケーシング圧力信号に基づく相関パラメータの提案 (GT-157), 失速初生前の小さな Traveling wave の検出 (GT-156) があり、アクティブコントロールの観点から高速圧縮機サージのメカニズムの理論 (GT-354) も報告された。また、前置環状翼による高比速度斜流送風機の低流量域不安定特性のパッシブコントロール (GT-159) の研究もある。

3. 圧縮機翼先端隙間流れ及びコーナー流れ

実験、計算とも益々詳細になりつつある。隙間

流れに関しては、翼列 (GT-127) 及び遷音速ロータ (GT-359) に対する三次元 N.S. 計算と実験、流れ構造の相似解析 (GT-153), 損失発生メカニズムの再整理 (GT-37) などが報告された。

コーナー流れに関しては、環状翼列内の測定と N.S. 計算との比較より、このような複雑な流れでも予測可能であることが示された (GT-155)。

4. 圧縮機中の混合及び非粘性/粘性干渉

多段圧縮機開発のため三次元混合の研究が活発でありこれに関しては、トレーサガス法による遷音速圧縮機段の非定常流れ測定と混合のメカニズム (GT-133), 単段及び 4 段圧縮機内の混合測定 (GT-38, 39), 上流翼のウェークを考慮した翼面圧力分布の予測 (GT-132) などがある。また多段圧縮機中の流れ場の三次元 N.S. 計算結果が実験結果とともに鮮やかに示された (GT-352)。

非粘性/粘性干渉に関しては、翼列性能解析 (GT-15), 温度境界層計算 (GT-223) がある。

5. 軸流タービン

遷音速翼列に関して、CFD コード評価のための翼面境界層測定 (GT-263), 境界層, 衝撃波, 混合の各損失の Ma 数依存性 (GT-264), ロータ中への衝撃波の伝播と分枝の過程 (GT-310) などが報告された。また周期的非定常ウェークが翼通路剝離に及ぼす影響 (GT-253) などの研究もある。

二次流れに関しては、流入流れの乱れ度が大きい場合のレイノルズ応力, 損失分布の測定 (GT-20), ダイヘドラル翼の損失発生メカニズムと, 弯曲翼の利点 (GT-55) などが報告された。そのほか, 隙間もれ損失の予測に対する諸説の検討 (GT-154), 隙間流れの構造 (GT-312), タービン翼形状損失の予測 (GT-311), 設計用非定常流れ計算コードのレビュー (GT-150) などがあり, また翼冷却の観点からトレーサガス法による混合の挙動が詳細に測定された。(GT-56, 57)。

(平成 2 年 7 月 11 日原稿受付)

5.2 遠心関係

法政大学工学部 水 木 新 平

遠心関係では Radial Turbomachinery と名づけられた4つのセッションで論文が18編発表され、この他、Active Control for Compression System Stability, Developments in Centrifugal Compressor and Station Design や 3 D Viscous Flow Calculation, Turbomachinery CFD 2D Navier-Stokes などのセッションにも幾つか見受けられ、関係する論文の総数は約30編ほどである。全体としては遠心の backward 羽根車の内部流れに関する実験と理論で漏れを含む2次流れの挙動と性能の関係について扱ったものが多く、約10編がこれに当たる。Eckardt の B 羽根車に Denton と Dawes のコードが適用され、前者が計算時間が短いことが示された (GT-2)。実験との対比では回転する羽根車内の静圧を測定し、可視化法によって2次流れが示され (GT-128)、この結果が境界適合格子に部分格子も用いた3次元粘性解析結果と比較された (GT-213)。また、混流羽根車内の速度分布を LDV により測定し、Rhie による FVM 法を用いた結果と比較、検討された (GT-146)。直線放射状羽根と30°の backward 羽根車上に5孔ピトー管を装着して流れを測定し、両者の2次流れが比較された (GT-231)。小型で周速が約500 m/s まで羽根車内の流れを2つの L2F と光ファイバーを用いたマイクロ LDV で測定し、ウェークの挙動が調べられた (GT-233)。さらに backward 羽根車の流れを羽根車内は L2F で、静止系では圧力変換器, slanted hot-wire で測定し、2次流れを wake と vortex filament で論じたもの (GT-161) も見られる。漏れに着目して、NASA の径約1.5mの低周速羽根車の流れの解析を羽根無しディフューザーと共にを行い、現状の粘性解析の漏れのモデルが論じられた (GT-234)。

また、Dawesのコードを4種類に間隙を変化さ

せた混流羽根車に適用して、実験結果との対比がなされた (GT-36)。この他、ポンプの backward 羽根車を偏心させて LDV により、周方向の羽根車内部の流れの相違が測定され (GT-258)、backward 羽根車の内部流れを L2F で測定し、従来の jet-wake 理論の拡張を期した研究 (GT-124)、準3次元解析に粘性を考慮した方法 (GT-99)、準直交座標系を用いた羽根車の仕事に2次流れモデルを直接適用する方法 (GT-229) などが示された。逆問題では圧縮性に加え、粘性も含めた3次元解析がラジアルタービンに対して応用され (GT-198)、ターボチャージャー用で粘性は含まれないが non-radial filament 羽根の有効性が論じられた (GT-235)。

この他、ガスタービン用のラジアルタービンの損失と性能の計算法 (GT-187)、コンパクトなラジアルタービンの流れの解析法 (GT-64) や LDV による案内羽根のレイノルズ応力の測定 (GT-75) などがなされた。羽根付きディフューザでは遷音速流れに粘性が含まれ、準3次元まで拡張された (GT-77)。渦巻室に関しては LDV による測定が行われ舌部の影響が非定常的に示されたが (GT-49)、FEM による羽根車を含めたポテンシャル解析では羽根車と渦巻室の干渉としても捕らえられた (GT-50)。流れの不安定性の立場からはポンプの作動流体に空気を用い、失速の測定 (GT-216) に始まり、入口案内羽根によって高圧の場合にインデューサ側の影響によりサージマージンを増加させる方法が示され (GT-155)、さらにアクティブにサージの開始そのものを制御する提案がなされた (GT-122, 123)。

(平成2年7月9日原稿受付)

5.3 非定常流れと数値流体力学

九州大学工学部 古川 雅人

(1) 非定常流れ

Turbomachinery 及び Structures and Dynamics Committee の共催により非定常流れに関して二つのセッションが開かれ、空気力分布が動翼の周期的空力応答に及ぼす影響 (GT-109), 振動するタービン翼列の非定常翼面圧力を実験的に解析したもの (GT-225), 翼弦方向変位及び非剛体変位を伴う振動をする亜音速及び超音速翼列の非定常空気力解析 (GT-246), 重合格子を用いた非定常翼列流れの線形解析法 (GT-11), 振動する遷音速圧縮機翼列の非粘性流れ計算法 (GT-373), 非定常境界層解析法 (GT-14, 160) が発表された。

アクティブ・コントロールのセッションでは、遠心圧縮機 (GT-122, 123) 及び軸流圧縮機 (GT-354) のサージングのアクティブ・コントロールに関する研究、小型ガスタービンエンジンの実機でサージングのアクティブ・コントロールを試みた例 (GT-224), 軸流圧縮機における旋回失速のアクティブ・コントロールに関して周方向に伝播する擾乱により (GT-156), あるいは乱れ成分の非軸対称性により (GT-157) 旋回失速の予見が可能であることを実験的に調べた研究がある。

圧縮機及びポンプの非定常流れのセッションでは、入口案内羽根による遠心圧縮機のサージングマージンの改善 (GT-158), 羽根付きディフューザを有するポンプ水車内の失速流れを実験的に調べたもの (GT-216), 入口環状翼による斜流ファンの低流量域特性の改善 (GT-159), 軸流圧縮機の旋回失速に及ぼす入口ディストーションの影響 (GT-215) について発表があった。

(2) 数値流体力学

設計問題に関しては、スプリッタを有する高圧力比 (3:1) の軸流圧縮機動翼列を順問題解析の繰り返しにより準三次元設計する方法 (GT

-66), 準三次元理論に基づいた非粘性の順問題解析と羽根面、ハブ面及びケーシング面の形状修正とを繰り返すことによって三次元羽根車を設計する方法 (GT-68), 遷音速圧縮機の準三次元設計のための任意回転流面上における翼列の逆問題解法 (GT-67, 237), 与えられた旋回度分布から半径流形及び混流形羽根車の形状を求める完全三次元圧縮性逆問題解法 (GT-198) がある。

二次元流れの NS 解析に関しては、複合格子を用いた遷音速翼列流れの計算法として中心差分に基づく有限体積法と多重格子法による方法 (GT-76), 有限体積形 TVD 法を用いた複合格子系間の流束の保存性を満足させる方法 (GT-260) がある。非粘性領域では解適合非構造格子上でオイラー方程式を、粘性領域では構造格子上で NS 方程式を陰的に解くスキームを翼列流れ等に適用した例 (GT-262) が発表された。さらに、圧力補正量ではなく、圧力そのものを用いて運動方程式と連続の式を直接的に連立させる非圧縮性 NS 解析法を提案して翼列流れへ適用したもの (GT-261), 遠心圧縮機の羽根付きディフューザ内の遷音速流れ解析 (GT-77) がある。

三次元流れの NS 解析に関しては、経済的な多段翼列解析法として軸対称子午面流れ計算と三次元 NS 計算とを組み合わせる方法 (GT-18), 動静翼列間の境界条件を各翼列計算の内部領域から流束を外挿することにより与える方法 (GT-19) が提案された。それら以外に新しいスキームの発表はなく、Denton 及び Dawes コード (GT-2, 304), Dawes コードの非圧縮性版 (GT-36), Hah の緩和形陰解法コード (GT-155, 359), 重合格子と TVD 法を用いた Rai コード (GT-213) などを翼列流れ解析に適用した例が多数発表された。

なお、Wu の準三次元解析法に関するもの (GT-12, 13), 非粘性/粘性流れ組合せ計算法 (GT-15, 223, 311) もあった。

(平成 2 年 7 月 20 日原稿受付)

6. 伝熱関係

三菱重工業(株)高砂研究所 青木素直

今回、伝熱分野のセッション、発表論文数は以下の通りであった。

Heat Transfer/Rotating Ducts	5 編
Unsteady Heat Transfer	4 編
Heat Transfer/Rotating Discs	4 編
Film Cooling	9 編
Gas Side Heat Transfer	10 編
External and Internal Heat Transfer	6 編

合計38編で全論文数の約1割に相当する。残念ながら日本からの発表はなかった。論文の傾向は、大きくとらえると、翼回りの2次元的な問題からチップクリアランス部、シュラウド部のいわゆる3次元流場の影響を強く受ける箇所の冷却問題と前流のノズルウェークによる動翼の非定常伝熱問題に移りつつあるように思える。もちろん、2次元問題でも不明な点は多いのであるが、高温化が進むにつれ、従来、あまり注意が払われていなかった箇所が取り上げられてきたと言えるであろう。

内部冷却についてはサーペントイン流路の伝熱特性を取り扱ったものが大半であった。これは現在の高温ガスタービン冷却動翼の多くが本形式を採用しているためであり、継続して改良がなされていることの現れであろう。伝熱、特に冷却翼はガスタービンの高温化を進めてきた最大の原動力であるが、この分野における我国の activity は必ずしも十分なものではないように思える。

というのは、(もちろん、これは筆者の私見であるが) 冷却翼の研究というのは実に工学的で泥くさい面が多く、実機の作動環境の理解なくして研究が成立しない。しかるに、欧米のライセンス技術により、ガスタービンの製造を進めてきた我国では、高温ガスタービンの開発及びその運転経験が少ないため、ポイントをついた研究が少ないよう

に思える。

しかも、欧米と比べメーカーと大学、官立研究機関のコミュニケーションが弱く、メーカーのエンジニアが十分理解していないガスタービンの作動環境を大学関係の研究者に理解してもらうのは至難の業と思える。幸い、産業用、航空用ともガスタービンビジネスは急成長しており、高温ガスタービンの自主開発例、運転実績も出始めている。今後、本会議においても、欧米に負けぬ量と質の論文を発表したいものである。

さて、38編の中で少し変わった発表として、Gas Side Heat Transfer セッションの中の“Recent Progress in Research Pertaining to Estimates of Gas-Side Heat Transfer in an Aircraft Gas Turbine”(GT-100)がある。これは題名のとおりの内容であるが、発表者が欠席したためか論文発表はなく、セッションに参加している人とセッションチェアマンの間で、Gas-Side Heat Transfer について何をすべきかについて、フリーディスカッションを行うものであった。あらかじめ知らされていなかったため、とまどった人も多かったが、結構面白い試みであった。本会議の面白さの一つは、日本の学会と異なり多くの質問、ディスカッションが行われることである。欧米と我が国のガスタービン関係者の数の差、教育システムの差など色々相違点はあるが学会発表におけるディスカッションを活発にすることは重要と思う。

同じセッションで発表された(GT-42)「Navier-Stokes Analysis of Turbine Blade Heat Transfer」は、2次元問題に限定されたものであるが、CFDコードによるガス側熱伝達率予測精度の検証を行ったものである。結論も目新しいものではなく、又、発表も上手ではなかったが、既発表データと計算結果の比較がかなりのボリュームで行われており、メーカーのエンジニアである筆者には面白いものであった。本論文の発

(平成2年7月12日原稿受付)

表で気がついたのは、参考になっている、もしくは引用している論文数が多いことである。他人の発表を尊重するとともに、十分調査して自分の論文の位置付けを明確にしている。又、他人の実験データと計算結果の比較にあたっては、恐らく、十分にコミュニケーションを図って、実験に用いられた翼形状、実験条件等を入手しているのであろう。この点については学ぶべきところが多いと思う。情報量の差、ランゲージバリア、いずれも今後の我国のガスタービン技術を伸ばす上で大きなハンディキャップとなろう。

今回発表された論文は、大規模な実験装置によるもの（例えば GT-301）、基礎的なもの、解析によるもの、色々あるが、どのテーマもガスタービンの発展に不可欠なものであった。非常に基礎的なテーマでも、それなりに、ガスタービンの“この問題”をモデル化、もしくはブレイクダウンしたものであるということが良く判るものであった。こ

れは、恐らく、大学研究者とメーカーとのコミュニケーションが十分に行われており、（これには彼我の産学協力システムの相違が大きい）的の外れた研究を少なくしているのであろう。我国においても、メーカーと大学研究機関の情報交換の場を増やすことが必要と思う。

筆者は、本会議に数年連続して参加しており、その度に欧米と我国を比較してきた。我国のガスタービンビジネスは、欧米メーカーのライセンスとしてスタートし、世界市場に高温ガスタービンを供給するレベルに達した。しかし、ガスタービンの基本的な技術分野、特に、冷却翼の分野では遅れをとっていると思われる。メーカーと大学研究機関の一層の協力が必要と思われる。従来の見聞記とは異なった記事になったが、筆者が今回の ASME 国際ガスタービン会議で感じたことをまとめた。会員諸氏の参考になれば幸いである。

7. 燃焼及び燃料関係

川崎重工業㈱ 梶 田 眞 市

(1) 全 般

4 日間の会期中、Combustion&Fuel Committee の主催で開催されたセッション数は10（パネルセッション1を含む）で、発表された論文数は43（口頭発表論文2を含む）であった。これを発表国別でみると米国が26で圧倒的に多く、以下、英国7、日本4、カナダ3、スイス2で、ペレストロイカの影響を受けてか、ソ連からの発表も1件あった。

発表内容をテーマによって大別すると

- (1) 燃料噴射・微粒化に関するもの……………10編
- (2) 低 NOx 燃焼に関するもの……………9編
- (3) 燃焼器内部の混合、燃焼過程に関するもの……………9編
- (4) 石炭燃焼に関するもの……………3編
- (5) 燃料に関するもの……………3編

- (6) ディフューザ部の空力に関するもの…3編

- (7) 排気組成に関するもの……………2編

- (8) 燃焼器開発、その他……………4編

であった。この他にもコージェネレーション関係や石炭利用関係のセッションにおいて、水あるいは蒸気噴射による NOx 低減や石炭燃焼に関する発表が行われた。低 NOx 燃焼に関する発表が多いのは例年通りであったが、燃料噴射・微粒化に関する発表の多いのが今会議の特徴であった。

以下に概要を報告するが、セッションの重複があったことや筆者の個人的興味から他の Committee 主催のセッションにも参加したため、他 Committee 主催のセッション内容及び論文からの引用を含むことをお断りするとともに、筆者の興味あるテーマが中心となることをご容赦願いたい。

(2) 低 NOx 燃焼

米国等における NOx 規制の強化の影響を受け

（平成2年7月10日原稿受付）

表で気がついたのは、参考になっている、もしくは引用している論文数が多いことである。他人の発表を尊重するとともに、十分調査して自分の論文の位置付けを明確にしている。又、他人の実験データと計算結果の比較にあたっては、恐らく、十分にコミュニケーションを図って、実験に用いられた翼形状、実験条件等を入手しているのであろう。この点については学ぶべきところが多いと思う。情報量の差、ランゲージバリア、いずれも今後の我国のガスタービン技術を伸ばす上で大きなハンディキャップとなろう。

今回発表された論文は、大規模な実験装置によるもの（例えば GT-301）、基礎的なもの、解析によるもの、色々あるが、どのテーマもガスタービンの発展に不可欠なものであった。非常に基礎的なテーマでも、それなりに、ガスタービンの“この問題”をモデル化、もしくはブレイクダウンしたものであるということが良く判るものであった。こ

れは、恐らく、大学研究者とメーカーとのコミュニケーションが十分に行われており、（これには彼我の産学協力システムの相違が大きい）的の外れた研究を少なくしているのであろう。我国においても、メーカーと大学研究機関の情報交換の場を増やすことが必要と思う。

筆者は、本会議に数年連続して参加しており、その度に欧米と我国を比較してきた。我国のガスタービンビジネスは、欧米メーカーのライセンスとしてスタートし、世界市場に高温ガスタービンを供給するレベルに達した。しかし、ガスタービンの基本的な技術分野、特に、冷却翼の分野では遅れをとっていると思われる。メーカーと大学研究機関の一層の協力が必要と思われる。従来の見聞記とは異なった記事になったが、筆者が今回の ASME 国際ガスタービン会議で感じたことをまとめた。会員諸氏の参考になれば幸いである。

7. 燃焼及び燃料関係

川崎重工業㈱ 梶 田 眞 市

(1) 全 般

4 日間の会期中、Combustion&Fuel Committee の主催で開催されたセッション数は10（パネルセッション1を含む）で、発表された論文数は43（口頭発表論文2を含む）であった。これを発表国別でみると米国が26で圧倒的に多く、以下、英国7、日本4、カナダ3、スイス2で、ペレストロイカの影響を受けてか、ソ連からの発表も1件あった。

発表内容をテーマによって大別すると

- (1) 燃料噴射・微粒化に関するもの……………10編
- (2) 低 NOx 燃焼に関するもの……………9編
- (3) 燃焼器内部の混合、燃焼過程に関するもの……………9編
- (4) 石炭燃焼に関するもの……………3編
- (5) 燃料に関するもの……………3編

- (6) ディフューザ部の空力に関するもの…3編

- (7) 排気組成に関するもの……………2編

- (8) 燃焼器開発、その他……………4編

であった。この他にもコージェネレーション関係や石炭利用関係のセッションにおいて、水あるいは蒸気噴射による NOx 低減や石炭燃焼に関する発表が行われた。低 NOx 燃焼に関する発表が多いのは例年通りであったが、燃料噴射・微粒化に関する発表の多いのが今会議の特徴であった。

以下に概要を報告するが、セッションの重複があったことや筆者の個人的興味から他の Committee 主催のセッションにも参加したため、他 Committee 主催のセッション内容及び論文からの引用を含むことをお断りするとともに、筆者の興味あるテーマが中心となることをご容赦願いたい。

(2) 低 NOx 燃焼

米国等における NOx 規制の強化の影響を受け

（平成2年7月10日原稿受付）

てか、企業を中心に低 NO_x 化の研究が再び活発化しており、目標 NO_x 値も天然ガス焚きの場合で 25ppm 以下 (15%O₂換算) と一層低下している。

水あるいは蒸気噴射装置は、常用エンジンにはほぼ標準的に装備されている。Malte らは稼働中の 18 台のエンジンに対して、水/蒸気噴射による NO_x 低減効果や設備、運転経費等を調査し報告している (GT-392)。GE からは新型燃焼器を装備した MS7001E (GT-71) や開発中の LM6000 において天然ガス焚きの場合、水噴射により NO_x < 25ppm が達成できることが報告された。

Dry 低 NO_x 燃焼器の開発に関しては ABB, Solar, Allison (GM) から報告があった。

ABB の低 NO_x 燃焼器は double-cone バーナと呼ばれる予混合バーナを複数個使用するもので、今回は主にバーナ燃焼性能に関しての常圧及び実作動条件でのテスト結果が報告された (GT-162, 308)。

Solar からは、従来から開発中の希薄予混合燃焼器を 200kW ガスタービンに組み込み、一次燃焼領域の空気量を手動制御して運転した結果が報告された (GT-85)。また、1000kW 級ガスタービンにおいても同様の試験計画のあることが公表された。

Allison からは、フューエル NO_x とサーマル NO_x の同時低減を狙った Rich/Quench/Lean (RQL) 燃焼器に対する実験及び数値計算の両面からの評価結果が報告された (GT-87)。同社からは RQL 燃焼器の quench 領域に水噴射を行うことで、天然ガスや #2 ディーゼル燃料燃焼時の NO_x 及び CO を超低レベルに抑えられるという実験結果も報告された (GT-83)。

筆者らは、150kW 発電装置を用いて行った触媒燃焼器の評価試験の結果について報告した (GT-89)。触媒による超低 NO_x 燃焼に対する関心は非常に高く、セッション終了後も多数の聴衆から今後の見通し等に関して質問を受けた。

(3) 燃料噴射・微粒化

今会議では燃料噴射・微粒化に関する発表が非常に多かったが、この背景にはパネルセッションでも触れられたように、最近の燃焼器が小型化、

短縮化される傾向にあり、微粒化特性の変化に対して燃焼器の性能や寿命が敏感に反応するようになり、微粒化特性の予測が一層重要性を増したことがあるものと思われる。また、エアブラストノズルの微粒化特性に関する発表が多かったのは、エアブラストノズルの設計パラメータが非常に多く、圧力噴射ノズルほど体系立った研究が行われていなかったことによるものと思われる。

(4) 燃焼器内部の混合、燃焼過程

California 大学からは、一次空気孔の位置や数を変えた場合の燃焼器内部の温度や化学種分布の測定結果が報告され (GT-142)、英国の Imperial 大学からはスワール数や空燃比を変化させた場合の測定結果が報告された (GT-4)。また、保炎器後流域における燃焼時の乱れ特性 (GT-51) や、スワールの循環流域における乱れ特性 (GT-31) の測定結果も報告された。これらの研究はいずれも、燃焼性能の数値予測のためのデータベースとして有用であろう。

(5) 石炭燃焼

Solar からは石炭燃焼時の SO_x の低減方法 (GT-7) 及び灰やスラグの除去方法 (GT-59) に関する実験結果が報告された。また Westinghouse からは、流動床燃焼ガスタービンの Topping 用燃焼器の開発状況について報告があった (GT-30)。

日本からは、三菱重工 (GT-380) 及び東芝 (GT-381) が石炭ガス化燃料用低 NO_x 燃焼器の試験結果を報告した。

(6) その他

California 大学から、燃焼性能を代表する指標として燃焼器出口で煤からの輻射量を測定し、燃料微粒化空気量を最適に制御する方法について報告があった (GT-326)。実用化の可否は別にして、新しい動きとして注目したい。

(7) あとがき

今会議を通して、企業からの研究発表は当然のことながら実用化に向けたものが多く、大学からは数値予測のためのデータベースの提供を目的とした研究発表が多いという印象を受けた。ガスタービンの発展のためには、両者間の協力が今後、一層重要になってくるとと思われる。

8. 制御と診断

航空宇宙技術研究所 杉山七契

制御診断技術分野は Control and Diagnostic Committee により 3 つの技術セッションとオンライン・モニタリングに関するパネル討論会とが開催された。この Committee による技術論文の発表は 13 件と少ないが、関連分野は他の Committee のセッションでも発表されており、これを含めると 23 件となる。他の章と重複するかもしれないが、ここではその全部について紹介する。

技術論文を内容別に分類すると、

- (1) 制御システム…………… 5 (7)件
- (2) モニタリング…………… 4 (6)件
- (3) シミュレーション, モデリング…… 2 (8)件
- (4) センサー…………… 2 (2)件

となる。ここで、() 内の数は他の Committee による論文も含めた件数である。類似論文が同時刻に他のセッションで発表されることもあり、プログラム編成に一考が欲しい場面もあった。例えば、航空エンジンのモニタリングについての論文の場合、これを制御診断のセッションで発表するか、航空エンジンのセッションで発表するかは、著者の投稿先で決まるようであるが、聴衆の都合を考慮した再調整が必要だろう。また、一人一件という投稿規定をかわすために、意識的に同種類論文を複数セッションに投稿している著者も見られたが、これがプログラムの編成の不都合の原因になっているケースもあった。以下に分野別に論文の概要を紹介する。

(1) 制御システム

(GT-113) は現代制御理論の LQG/LTR 法と PRLQG 法を組み合わせたロバスト制御器設計法について述べている。これにより時間領域及び周波数領域の不確定性に対してロバストな制御システム設計法を得ている。(GT-340) は 150KW クラスの発電用 2 軸再生式エンジンの制御システムの

設計製作についての論文で、特に周波数制御、起動時間、部分負荷時 sfc で良好な結果が得られている。(GT-273) および (GT-274) は FCCU (Fluidized Catalyst Cracking Unit) のためのコンプレッサの制御診断及び運転実績について報告している。(GT-173) は燃焼制御に関するもので、容量の大きな 2 つのチャンバーをもつ低 NOx 燃焼器の試験結果について述べている。

(GT-252) と (GT-364) は Flight/Propulsion の統合制御システムに関する報告で、前者は PSC (Performance Seeking Control) プロジェクト、後者は STOVL プロジェクトの研究一環であり、共に (航空機+エンジン+制御器) のシミュレーション結果について述べている。

(2) モニタリング

(GT-374) は近年のモニタリング技術を考察し、AI 技術の導入について展望している。(GT-341) は壁圧計測によるモニタリングで、顕著な異常だけでなく小さな異常 (翼のベンドなど) をも識別できるとしている。(GT-272) と (GT-339) は過渡時のデータからの異常検出、診断について、また、(GT-376) は適応モデルと Expert システムを組合せた異常診断法について述べている。(GT-357) は F404 エンジンに搭載したモニタリング・システムについての報告である。

(3) シミュレーション, モデリング

ダイナミクスまで扱えるシミュレーションは (GT-270) と (GT-188) であり、前者は実時間演算であること、後者は 2 次的ダイナミクス (むだ時間、熱伝達等) を含んでいることが特徴である。定常性能を計算するシミュレーションにはラム・スクラムエンジンを対称とした (GT-323)、可変形状エンジンを対称とした (GT-192) がある。また (GT-342) は特に新味はない。その他に、(GT-336) はコンプレッサ特性のオンライン・モデリング、(GT-337) は inverse algorithm によ

(平成 2 年 7 月 20 日原稿受付)

る計算の安定化, (GT-386) はスケールファクターによるシミュレーションの融通性の向上, について述べたものである。

(4) センサー

(GT-346) は翼面圧力測定用の超小型半導体圧力センサーの製法, 特性について述べている。

3次元回転翼面の圧力分布測定例も示されている。また, (GT-273) はエンジン製作時にエンジン内部に組み込む渦電流型変位センサー (耐温650°C) の選定, 測定位置, 設置法について述べ, エンジン・モニタリング用センサーとしての有用性を強調している。

9. 材料, 構造及び製造技術

石川島播磨重工業(株) 館野 昭

(1) 構造

今大会における Structures and Dynamics Committee 主催のセッションは,

- (1) 強制応答とフラッタ
- (2) 構造に対する解析技術
- (3) 非定常空気力学に対する解析技術
- (4) 要素とシステムの振動
- (5) 強制応答: 現状と将来のニーズ (パネル討議)
- (6) 振動のアクティブ, パッシブ制御

の6つで, この内(1)及び(3)は Turbomachinery Committee との共催であった。発表論文を大別すると, 翼振動及びフラッタに関するもの10編, ロータ, システム振動に関するもの7編, マグネット軸受に関するもの3編, その他4編となっている。これからもわかるように, 翼及びロータシステムの振動に関するものが多く, この分野での主要な研究テーマとなっている。

(5)のパネル討議も, 振動, 特に空力励振による共振の問題に関するものが主で, パネリストからは現状では共振時の振動レベルを予測できる設計ツールがなく問題となっていること, 今後非定常空力解析等の解析技術の進歩及び実験技術の確立が必要であることが示された。聴衆からはストラット, 翼等の wake はどの程度下流まで影響するか, 何次の固有振動まで考慮すべきかなど我々設計者が共有する疑問が投げ掛けられており, 設計に役立つ研究成果が求められている。

以下発表論文の概要を記す。翼振動及びフラッ

タに関するものとしては, Inlet Distortion 及び wake がある時の動翼回りの非定常圧力応答についての実験的研究 (GT-109), 振動翼列の表面圧力変動についての実験的及び解析的研究 (GT-225, 246, 11, 373), 隣り合うブレードのシュラウド当たり面角度がダンピング特性に与える影響についての考察 (GT-247), 翼境界層の非定常流れの数値解析 (GT-160, 14), クラックのあるブレードの振動解析手法 (GT-5), 非線形ダンピングを考慮した振動応答量計算手法の紹介 (GT-269) があつた。

ロータ, システム振動に関するものとしては, ブレード付きディスクの振動解析に関するもの (GT-191, 205, 315), ロータ系の振動解析に関するもの (GT-328, 93), ロータ内に漏洩流体が存在する場合の振動特性解析例 (GT-40), 従来のスクイズフィルムダンパのアウトレースに浸透性のある多孔質金属を用いたポーラススクイズフィルムダンパの開発 (GT-257) がある。

マグネット軸受に関するものとしては, 永久磁石と電磁石を併用した小型軽量軸受の試験成果 (GT-240), マグネット軸受適用例の紹介 (GT-268), マグネティックサスペンションシステム最適設計に関する解析的考察 (GT-239) があつた。

その他, ディスク形状最適化手法の紹介 (GT-281), 光学的手法による翼先端計測 (振動, 変位, クリアランス) を Test rig で実施した例の紹介 (GT-91), クリープ領域にある部品の健全性評価法の紹介 (GT-125), 鳥衝突時のファンブレードの挙動を解析し実験と比較した例の紹介 (GT

(平成2年7月10日原稿受付)

る計算の安定化, (GT-386) はスケールファクターによるシミュレーションの融通性の向上, について述べたものである。

(4) センサー

(GT-346) は翼面圧力測定用の超小型半導体圧力センサーの製作法, 特性について述べている。

3次元回転翼面の圧力分布測定例も示されている。また, (GT-273) はエンジン製作時にエンジン内部に組み込む渦電流型変位センサー (耐温650°C) の選定, 測定位置, 設置法について述べ, エンジン・モニタリング用センサーとしての有用性を強調している。

9. 材料, 構造及び製造技術

石川島播磨重工業(株) 館 野 昭

(1) 構 造

今大会における Structures and Dynamics Committee 主催のセッションは,

- (1) 強制応答とフラッタ
- (2) 構造に対する解析技術
- (3) 非定常空気力学に対する解析技術
- (4) 要素とシステムの振動
- (5) 強制応答: 現状と将来のニーズ (パネル討議)
- (6) 振動のアクティブ, パッシブ制御

の6つで, この内(1)及び(3)は Turbomachinery Committee との共催であった。発表論文を大別すると, 翼振動及びフラッタに関するもの10編, ロータ, システム振動に関するもの7編, マグネット軸受に関するもの3編, その他4編となっている。これからもわかるように, 翼及びロータシステムの振動に関するものが多く, この分野での主要な研究テーマとなっている。

(5)のパネル討議も, 振動, 特に空力励振による共振の問題に関するものが主で, パネリストからは現状では共振時の振動レベルを予測できる設計ツールがなく問題となっていること, 今後非定常空力解析等の解析技術の進歩及び実験技術の確立が必要であることが示された。聴衆からはストラット, 翼等の wake はどの程度下流まで影響するか, 何次の固有振動まで考慮すべきかなど我々設計者が共有する疑問が投げ掛けられており, 設計に役立つ研究成果が求められている。

以下発表論文の概要を記す。翼振動及びフラッ

タに関するものとしては, Inlet Distortion 及び wake がある時の動翼回りの非定常圧力応答についての実験的研究 (GT-109), 振動翼列の表面圧力変動についての実験的及び解析的研究 (GT-225, 246, 11, 373), 隣り合うブレードのシュラウド当たり面角度がダンピング特性に与える影響についての考察 (GT-247), 翼境界層の非定常流れの数値解析 (GT-160, 14), クラックのあるブレードの振動解析手法 (GT-5), 非線形ダンピングを考慮した振動応答量計算手法の紹介 (GT-269) があつた。

ロータ, システム振動に関するものとしては, ブレード付きディスクの振動解析に関するもの (GT-191, 205, 315), ロータ系の振動解析に関するもの (GT-328, 93), ロータ内に漏洩流体が存在する場合の振動特性解析例 (GT-40), 従来のスクイズフィルムダンパのアウトレースに浸透性のある多孔質金属を用いたポーラススクイズフィルムダンパの開発 (GT-257) がある。

マグネット軸受に関するものとしては, 永久磁石と電磁石を併用した小型軽量軸受の試験成果 (GT-240), マグネット軸受適用例の紹介 (GT-268), マグネティックサスペンションシステム最適設計に関する解析的考察 (GT-239) があつた。

その他, ディスク形状最適化手法の紹介 (GT-281), 光学的手法による翼先端計測 (振動, 変位, クリアランス) を Test rig で実施した例の紹介 (GT-91), クリープ領域にある部品の健全性評価法の紹介 (GT-125), 鳥衝突時のファンブレードの挙動を解析し実験と比較した例の紹介 (GT

(平成2年7月10日原稿受付)

-126) がある。最後のものはP & W Canadaからの講演であったが、非線形衝撃解析プログラムにより解析した翼の刻々の変形挙動が実験により取得した高速度写真と良く一致していることがスライドにより効果的に示され印象的であった。

(2) 材料及び製造技術

Manufacturing Materials and Metallurgy Committee主催のセッションは、

- (1) オーバーホール、修理に対する工程及び材料
- (2) 金属及び金属間化合物をマトリクスとする複合材料 I (招待講演)
- (3) 金属及び金属間化合物をマトリクスとする複合材料 II (招待講演)
- (4) 先進 ODS 材料
- (5) オーバーホールと修理 (パネル討議)
- (6) 耐熱材料及びコーティング

の6つで、(2)(3)及び(5)は発表論文のない講演でありいずれも米国からのものである。

発表された論文は11編あり、修理技術に関するもの4編 (GT-316, 318, 317, 202), コーティングに関するもの3編 (GT-79, 319, 201), ODSに関するもの2編 (GT-360, 206), 耐熱材料の低サイクル疲労に関するもの1編 (GT-80), 使用金属温度推定に関するもの1編 (GT-23) である。以下印象に残ったものを紹介するが、筆者の参加できたセッションは少なく全体的傾向を正しくお伝

えできないことを、ご容赦いただきたい。

(GT-316) は疲労を蓄積したディスクのボルトホール等の修理として形状記憶合金でできたブッシュを埋め込むことにより寿命を伸ばすことができるとし、それを TP 試験にて確認したものであるが、高温強度の増加、軽量化を目指し様々な新材料が研究されつつある中で、形状記憶合金という前記の目的と直接結びつかない新材料の利用を試みている点に感心した。(GT-23) はタービン翼などに使われる Ni 基耐熱合金について金属組織中のガンマプライム相のサイズを計測することにより、使用中の金属温度を推定する方法について述べたものである。設計者の立場としては、大掛かりな計測試験をせずとも温度推定ができるこの種の方法を是非とも確立して欲しいものであり、今後の研究成果が期待される。

新材料に関するものとしては、ODS について2件の論文発表があったものの、大半は論文のない講演であり詳細なデータ等入手できなかったのが残念である。上記(2)の招待講演のセッションでは、繊維強化金属に関する最近の研究動向、Boron 添加の Ti 合金に関する研究成果、複合材料界面のマイクロメカニクスについての解析及び実験に関する最近の動向、NiAl, TiAl 等の金属間化合物、またその複合材料についての研究動向及びガスタービン高温部品への適用に対する期待などが語られていた。

10. 展 示

ヤンマーディーゼル㈱ 福井俊充

展示は6月11日から14日まで併設された会場にて約180社のガスタービンメーカー及び関連分野メーカーが参加して行われた。会場入口付近には英国及び西独メーカー、会場ほぼ中央には GE 等米国メーカーが位置し、日本メーカー3社は一番奥に展示していた。そして、これらを取り巻くように関連分野メーカーが配置されていた。

(平成2年7月10日原稿受付)

日本からの参加3社は、日立製作所、石川島播磨重工、三菱重工であった。

日立製作所は自主開発のH-25ガスタービン(25 MW, タービン入口温度1260°C, 熱効率32%)の燃焼器及び主要部品を展示し、ビデオにより活発に紹介していた。(写真1)

石川島播磨重工はIM5000 (35MW, 熱効率37%)のパネルを中心に、動翼・静翼の精密鋳造品を展示。(写真2)

-126) がある。最後のものはP & W Canadaからの講演であったが、非線形衝撃解析プログラムにより解析した翼の刻々の変形挙動が実験により取得した高速度写真と良く一致していることがスライドにより効果的に示され印象的であった。

(2) 材料及び製造技術

Manufacturing Materials and Metallurgy Committee主催のセッションは、

- (1) オーバーホール、修理に対する工程及び材料
- (2) 金属及び金属間化合物をマトリクスとする複合材料 I (招待講演)
- (3) 金属及び金属間化合物をマトリクスとする複合材料 II (招待講演)
- (4) 先進 ODS 材料
- (5) オーバーホールと修理 (パネル討議)
- (6) 耐熱材料及びコーティング

の6つで、(2)(3)及び(5)は発表論文のない講演でありいずれも米国からのものである。

発表された論文は11編あり、修理技術に関するもの4編 (GT-316, 318, 317, 202), コーティングに関するもの3編 (GT-79, 319, 201), ODSに関するもの2編 (GT-360, 206), 耐熱材料の低サイクル疲労に関するもの1編 (GT-80), 使用金属温度推定に関するもの1編 (GT-23) である。以下印象に残ったものを紹介するが、筆者の参加できたセッションは少なく全体的傾向を正しくお伝

えできないことを、ご容赦いただきたい。

(GT-316) は疲労を蓄積したディスクのボルトホール等の修理として形状記憶合金でできたブッシュを埋め込むことにより寿命を伸ばすことができるとし、それを TP 試験にて確認したものであるが、高温強度の増加、軽量化を目指し様々な新材料が研究されつつある中で、形状記憶合金という前記の目的と直接結びつかない新材料の利用を試みている点に感心した。(GT-23) はタービン翼などに使われる Ni 基耐熱合金について金属組織中のガンマプライム相のサイズを計測することにより、使用中の金属温度を推定する方法について述べたものである。設計者の立場としては、大掛かりな計測試験をせずとも温度推定ができるこの種の方法を是非とも確立して欲しいものであり、今後の研究成果が期待される。

新材料に関するものとしては、ODS について2件の論文発表があったものの、大半は論文のない講演であり詳細なデータ等入手できなかったのが残念である。上記(2)の招待講演のセッションでは、繊維強化金属に関する最近の研究動向、Boron 添加の Ti 合金に関する研究成果、複合材料界面のマイクロメカニクスについての解析及び実験に関する最近の動向、NiAl, TiAl 等の金属間化合物、またその複合材料についての研究動向及びガスタービン高温部品への適用に対する期待などが語られていた。

10. 展 示

ヤンマーディーゼル㈱ 福井俊充

展示は6月11日から14日まで併設された会場にて約180社のガスタービンメーカー及び関連分野メーカーが参加して行われた。会場入口付近には英国及び西独メーカー、会場ほぼ中央には GE 等米国メーカーが位置し、日本メーカー3社は一番奥に展示していた。そして、これらを取り巻くように関連分野メーカーが配置されていた。

(平成2年7月10日原稿受付)

日本からの参加3社は、日立製作所、石川島播磨重工、三菱重工であった。

日立製作所は自主開発のH-25ガスタービン(25 MW, タービン入口温度1260°C, 熱効率32%)の燃焼器及び主要部品を展示し、ビデオにより活発に紹介していた。(写真1)

石川島播磨重工はIM5000 (35MW, 熱効率37%)のパネルを中心に、動翼・静翼の精密鋳造品を展示。(写真2)



写真1 日立製作所ブース



写真2 石川島播磨重工ブース

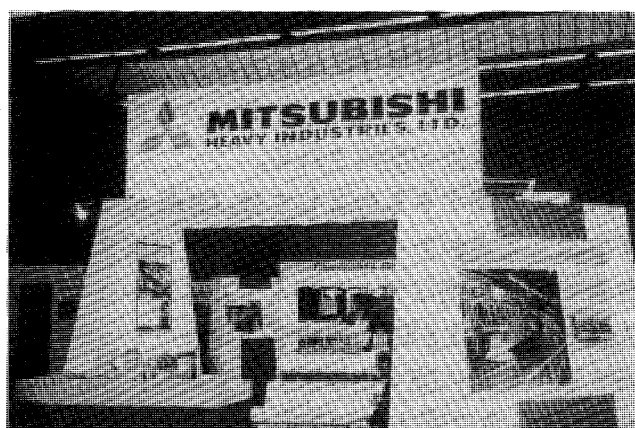


写真3 三菱重工ブース

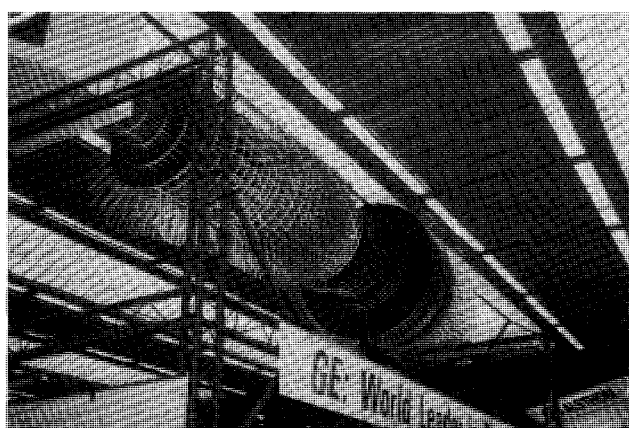


写真4 GE社ブース

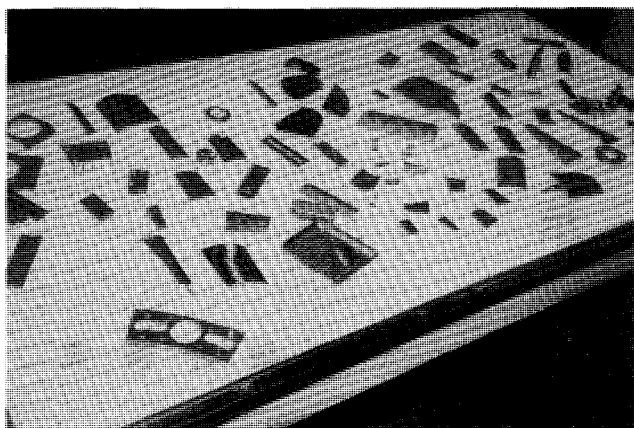


写真5 インサート等成形品



写真6 会場玄関及びガスタービン車

また三菱重工は新開発の501F (145MW, 熱効率34%)を中心に, MF111 (14.5MW, 熱効率31%)のパネル及びモデルにより幅広い活動を紹介していた。(写真3)

会場中央のGEはブース中央丈夫に大きな軸流ガスタービンの飾りを設け一際目を引き、又、航空用エンジンCF6を使ったLM6000やコージェ

ネプラント等を紹介していた。(写真4)

その横ではTurbomecaがヘリコプタ用エンジンMAKILA-TI (1200KW, 熱効率28%, 軸流3段+遠心1段の圧縮機, 4段軸流タービン)のカットモデルを展示, その美しさが光っていた。このエンジンは石川島播磨重工業が発電用として転用, 販売する予定と聴いている。

又, Solar は SATURN (1000KW 級), CEN-TAUR (4000KW 級), MARS (8000KW 級) 3 機種の実機を展示しており, その意気込みが伺われた。

その他, PGT2 (2000KW 級, 熱効率25%) を開発し小型分野にも進出した Nuovo Pignone, TORNADO, TYPHOON を紹介した Ruston, RR, Westinghouse 等, 各社とも精力的に PR に努め, ビール, コーヒー, ポプコーン等を置き人寄せに積極的であった。

関連分野では, 材料, 小型遠心圧縮機などの加工, 動静翼の精密鋳造品, 板金製燃焼器, 放電加工等を施した超小型インサート, Sermatech に代

表されるコーティング, 制御, 計測と大変多くの技術が紹介され, 有意義なものであった。(写真5)

これは展示ではないが, Daimler-Benz が2軸ガスタービンを会場玄関前に登場させ, 多くの見学者を交代にませ約150m程を往復した。アイドル時ガス発生器回転数約30,000rpm, 加速時約50,000rpm をステアリング横に取り付けられたメーターが示しており, 初めてガスタービン車に試乗した筆者にとって感動に値するものであった。(写真6)

実際に各社の製品を見て, 大変意義のあるものであった。

本会協賛・後援行事

会 合 名	開催日・会場・参加費	詳細問合せ先
講習会「流体騒音の基礎から最新の対策技術まで」	平成2年10月24日(木)～25日(木) 建設交流会館(大阪)	日本機械学会関西支部 TEL 06-443-5321
講習会「流体力学, 流体機械の自動計測—基礎と事例—」	平成2年10月25日(木)～26日(金) 東京大学山上会館	日本機械学会 TEL 03-379-6781
講習会「動力・エネルギー技術の新しい展開」—地球環境との調和を図って—	平成2年11月29日(木)～30日(金) 食糧会館(東京)	日本機械学会 TEL 03-379-6781
第4回数値流体力学シンポジウム	平成2年12月20日(木)～22日(土) 中央大学理工学部	大阪大学機械工学科 TEL 06-877-5111 三宅研究室

又, Solar は SATURN (1000KW 級), CEN-TAUR (4000KW 級), MARS (8000KW 級) 3 機種の実機を展示しており, その意気込みが伺われた。

その他, PGT2 (2000KW 級, 熱効率25%) を開発し小型分野にも進出した Nuovo Pignone, TORNADO, TYPHOON を紹介した Ruston, RR, Westinghouse 等, 各社とも精力的に PR に努め, ビール, コーヒー, ポプコーン等を置き人寄せに積極的であった。

関連分野では, 材料, 小型遠心圧縮機などの加工, 動静翼の精密鋳造品, 板金製燃焼器, 放電加工等を施した超小型インサート, Sermatech に代

表されるコーティング, 制御, 計測と大変多くの技術が紹介され, 有意義なものであった。(写真5)

これは展示ではないが, Daimler-Benz が2軸ガスタービンを会場玄関前に登場させ, 多くの見学者を交代にませ約150m程を往復した。アイドル時ガス発生器回転数約30,000rpm, 加速時約50,000rpm をステアリング横に取り付けられたメーターが示しており, 初めてガスタービン車に試乗した筆者にとって感動に値するものであった。(写真6)

実際に各社の製品を見て, 大変意義のあるものであった。

本会協賛・後援行事

会 合 名	開催日・会場・参加費	詳細問合せ先
講習会「流体騒音の基礎から最新の対策技術まで」	平成2年10月24日(木)～25日(木) 建設交流会館 (大阪)	日本機械学会関西支部 TEL 06-443-5321
講習会「流体力学, 流体機械の自動計測 ー基礎と事例ー」	平成2年10月25日(木)～26日(金) 東京大学山上会館	日本機械学会 TEL 03-379-6781
講習会「動力・エネルギー技術の新しい展開」ー地球環境との調和を図ってー	平成2年11月29日(木)～30日(金) 食糧会館 (東京)	日本機械学会 TEL 03-379-6781
第4回数値流体力学シンポジウム	平成2年12月20日(木)～22日(土) 中央大学理工学部	大阪大学機械工学科 TEL 06-877-5111 三宅研究室



第26回 AIAA / ASME / SAE / ASEE Joint Propulsion Conference

石川島播磨重工業株式会社 米澤克夫

第26回 AIAA / ASME / SAE / ASEE Joint Propulsion Conference が1990年7月16日から18日の間、米国フロリダ州オーランド (Orlando) にて開催された。筆者はこの Conference に論文発表のため参加する機会を得たので、ここにその概要を紹介する。

この Conference は、AIAA を中心に他の3団体と共催の航空および宇宙用推進技術に関するものでは最大のものの一つである。論文は航空関係(空気吸い込み式エンジン)と宇宙関係(ロケットなど)の2種に分けられる。その中間に位置すると考えられる宇宙往還機、極超音速機用の高速エンジンに関するものも含まれている。内容については、非常に基礎的な学術論文的なものから、特定機種の開発状況報告的なもの、不具合解決の実例的なものまであり、幅広く最新の情報を入手できる。参加者も米国だけでなく、イギリス、フランス、日本に加え、ソ連、中国といった共産圏からの参加もあり、国際的である。また参加者は、メーカー、研究所、軍、大学関係と幅広く各分野にわたっている。論文発表の他に展示会も開催され、模型、パネルなどを使って各メーカーが製品、技術のPRを行なう。

以上のようなこの Conference の一般的な特徴をふまえて、まず本年の全体的状況について述べる。

本年は3日間にわたって開催された。セッションは110あり、論文数は約750にのぼった。(ただし、申し込みはしたが、論文がまとまらない、発表許可がおりないなどの理由で発表を取りやめたものも含んでいる。) 昨年は、セッション数110、約700の論文であったので、セッション数は同じながら、論文が50以上増加した。常に15から20のセッションが同時に行なわれていた。

このうち、空気吸い込みエンジン関係(含む高

速エンジン)はセッション数で54あり全体の約半数を占めている。これらのセッションを内容別に分類すると表1のようになる。この Conference の特徴として、ロケットエンジンとも共通の問題である燃焼関係のセッションが多い。また、数値解析関係が他に比べて少なくなっているが、実際にはターボ系要素、燃焼などのセッションにおいて、それぞれを対象とした数値解析に関する論文が発表されている。昨年は ATP や宇宙往還機用高速エンジンに関連してエンジンシステム関係が多かったが今年は少なくなっている。ATP の開発が鈍ってきていること、高速エンジンについてはエンジン全体の概念検討段階から各要素の設計、試験段階に入ってきたことのあらわれと考えられる。したがって、機体関係や、その他の試験計測関係が昨年より増加している。

空気吸い込み式エンジン、ロケット関係を合わせて、米国以外からの参加は論文数で111編となり全体の約15%を締めた。国別にみるとイギリス22編、フランス21編が目立って多い。フランスはロケット関係の発表が多いが、イギリスは分野

表1 空気吸い込み式エンジン関係のセッション数

分野	内容	セッション数
エンジンシステム関係	高速エンジン ATP など	7
ターボ系要素関係	圧縮機 タービンなど	5
燃焼関係	主燃焼器 スクラム燃焼器 ラム燃焼器など	13
機体関係	インテーク ノズルなど	8
数値解析	高速気流 ターボ系機械内流れ 燃焼、混合など	4
その他	コントロール ギア 試験、計測など	17
合計		54

(平成2年8月10日原稿受付)

に関係なく幅広く投稿しているようである。以下、西ドイツ、中国(台湾を含む)、日本と続くが、特に目についたのはソ連から6編の申し込みがあったことである。内容はすべて空気吸い込み式エンジンに関するもので、エンジンシステム関係3編、ターボ系要素関係1編、燃焼関係1編、数値解析関係1編と多岐にわたっている。

展示については、30m四方ぐらいの会場で、23の企業、団体が展示を行なった。展示は、パネル、ビデオが中心であったが、ロケットエンジン、ターボポンプ、ミサイルなどの模型を展示しているところもあった。空気吸い込み式エンジン関係では、特にGEの展示が目立っていた。SPIRIT of 90'sと題して、CF6, GE90, F118(ステルス爆撃機B-2のエンジン)、F110, F120などをパネルにより紹介していた。P&WがUNITED TECHNOLOGIESの1部で1,2のパネルで済ませたのと好対象であった。

次に、空気吸い込み式エンジン関係の論文について筆者が出席したセッションおよび入手できた論文を中心にその内容を概説する。

エンジンシステム関係では、ビジネスジェット用小型エンジン、ATP (Advanced Turbo Prop), 超音速輸送機、宇宙往還機用の高速エンジンについての論文が発表された。ビジネスジェット用小型エンジンに関しては、GEを中心にP&WC, Allisonがそれぞれ開発中のエンジンの紹介を行なっていた。写真、図を中心として各エンジンの長所を強調していた。このような小型エンジンに対しては、高信頼性と整備性が良いことが第1に要求されるものとみられ、そのための工夫(各種配管、補機類の配置、各要素について材料の改善、構造の簡略化による部品点数の削減など)が強調されていた。また、このような小型エンジンについても共同開発の動きが盛んで、GEとGarrettが共同開発中のCFE738エンジンについては共同開発の体制、両者の分担の仕組みについても発表されていた。軍縮の風潮を受けて各社とも民需の開拓を狙った意気込みが感じられた。ATP関係は、開発の動きが鈍っていることを反映してか、開発中のエンジンに関するものは少なく今後の動向といったものが中心であった。高速エンジンについては、米国以外の西ドイツ、ソ連などか

らの発表がめだっていた。先にも述べた通り、高速エンジンはエンジンの概念検討の段階が終り各要素の設計、試験段階に入ったためか、米国からエンジンの概念についての発表はなかったようである。

ターボ要素関係は、圧縮機の失速回避、流れなどについて、解析、実験計測に関する論文が発表された。タービンについてはその流れについて非定常解析をしたものが目立つ。タービン翼内の冷却空気の流れ解析に関するものも発表された。

燃焼関係は、ガスタービン用主燃焼器、高速エンジン用超音速燃焼、燃焼の数値解析、計測など多岐にわたり多くの論文が発表された。主燃焼器関連では、GEがStaichio metric Combustorを目指した多段燃焼器について発表したのをはじめとして、燃焼器、燃料噴射弁に関する発表があった。高速燃焼関連では、混合について解析、試験結果が多く発表されたほか、日本からもNALより着火、保炎に関する試験結果が発表された。

機体関係では、ノズル特に2-Dノズルに関する発表が注目を集めていた。P&WがF-15の改造機(SMTDと呼ばれる)につけて飛行試験した様子をビデオを使って報告した。機構的に複雑になり重量増加を招くようで、その点に質問が集中していた。インテークについても高速機用エンジンを想定した解析試験結果が発表された。

数値解析関係は、高速エンジン、ターボ系要素、燃焼関係を中心に様々な応用例が発表された。高速エンジン関連では非定常モデルによる解析が目立つようであった。また、燃焼関係全般では、2相流やジェットの混合の解析に関するものが多く発表された。

この他、ギア、コントロール、試験計測方法についても多くの発表があった。

以上、筆者が出席したセッションを中心に、筆者の感じたままを示したので、内容に片寄ったところがあったり、筆者とは異なった印象を持った方もおられると思うが、ご容赦願いたい。

このConferenceは推進装置に関する最新の情報を入手しやすく、また国際的なものであるので、参加するに値するものであり、日本の技術をPRする場としても有効と思われる。

コージェネレーションシステム用 1000kW 級高効率ガスタービン

三井造船(株) 杉 村 章二郎
〃 甫喜山 惇

1. はじめに

都市型需要向けに小型コージェネシステムの普及が期待されている折り、当社は東京ガス(株)、大阪ガス(株)及び東邦ガス(株)と共同で主題機器の開発を極めて短期間で行いました。

本システムは下記の特徴を有しております。

- (1) 1 MW 級の高効率ガスタービン発電設備としては初めて、発電効率を25%まで引き上げ、総合効率も75%を達成しました。
- (2) 1 MW 級としては初めて、空冷翼の採用、プレーンベアリングの採用等を行い、長期連続定格運転を可能としています。
- (3) 燃料ガス圧縮機を発電機の軸端駆動とし、設備一式をコンパクトにまとめ、従来の同クラスの据付けスペースの70~80%で済みます。
- (4) 水噴射設備を標準装備として、環境規制への適合に十分な配慮を行っています。
- (5) 汚れに強い遠心圧縮機とすると共に、高性能吸気フィルタを採用し、高効率の維持を図り、単缶式燃焼器と垂直分割構造の採用で、高い信頼性と容易なメンテナンスを実現しています。

写真1にシステム設置例を示します。

2. 構成機器の技術

構成機器の主要目を表1に示します。

(1) タービン入口温度上昇による高効率化

この種の1 MWクラスの小型機では初めてTIT1000℃を採用しました。そのために、従来の小型機にはなかった空冷翼を第一段および第二段の動・静翼に採用しました。わずか翼長25mm程度の第一段動・静翼にピンフィン形リターンフロー冷却翼を、第二段動・静翼は蓮根型空冷翼とし、第二段以降四段までの静翼は強度上一体構造としています。

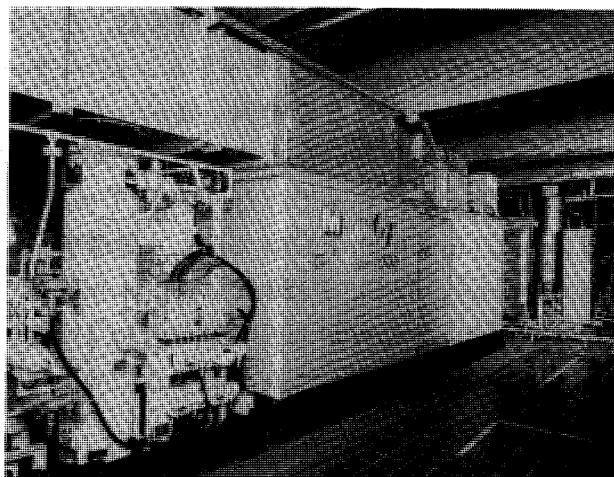


写真1 設置例

表1 機器要目表

	項 目	単 位	要 目
発 電 機 組	出力	kW	1,055
	電圧	kV	3.3 / 6.6
	周波数	Hz	50 / 60
	相数		3
	燃料消費量	m³/h	365
	起動時間	sec	約420
	発電端効率	%	25.0
	種類		三相同期発電機
	冷却方式		入口普通風型
	容量	kVA	1,275(50Hz)/1,320(60Hz) at 40℃
ガ ス タ ー ビ ン	回転数	rpm	1,500(50Hz)/1,800(60Hz)
	極数		4
	力率	%	80
	励磁方式		ブラシレス
	名称		S B 5
	形式		中間冷却器付単純型開放サイクル
	圧縮機構造		2段遠心
	燃焼器構造		単筒缶式
	タービン構造		4段軸流
	ガバナ形式		電子式
ボ イ ラ ー	軸端出力	PS	1,545 (1,136 kW)
	燃料消費率	kcal/PSH	2,354 (13,401 kJ/kWh)
	主軸回転数	rpm	26,679(50Hz)/26,600(60Hz)
	燃料種類		ガス、灯油、A重油
	潤滑油種類		タービン油
	機関乾燥重量	kg	900
	減速機形式		2段平行歯車/遊星歯車
	中間冷却器形式		水冷多管式
	起動方式		交流電動機
	形式		多管貫流式
ガ ス 圧 縮 機	蒸気発生量	kg/h	2,920
	蒸気圧力	kg/cm²G	12(設計)/8(常用)
	伝熱面積	m²	271(※1)/414(※2/※3)
	乾燥重量	kg	13,000
	形式		スクルー型
	吸込/吐出圧力	kg/cm²G	1.0/15.0
	容量	m³/h	430
	軸動力	kW	55
	乾燥重量	kg	2,500
	標準状態、大気温度 15℃、湿度 60%、吸/排気ロス 50/200mmAq による。		
	都市ガス 13A 燃料基準、LHV 9940 kcal/m³ による。		

(平成2年8月7日原稿受付)

(2) 中間冷却器の採用による圧縮機動力の節減
中間冷却器を第一段圧縮機出口部に設置することで、圧縮機動力の節減を図りました。

コージェネ設備の場合、設置される廃熱ボイラの給水を冷却水として利用でき、給水予熱器の役目も果たし、総合熱利用率上昇にも役立っています。加えて中間冷却器による第二段圧縮機出口空気温度の低下は、動・静翼を初めとする高温部品への冷却空気量の低減、燃焼器にてのNOx発生量の減少に役立っています。

(3) アブレーダブル・シールの採用

遠心圧縮機は、オープンシュラウド形羽根車で、アブレーダブルシールを採用して、間隙を最小に保つようにし、効率向上を図っています。

(4) 電子ガバナの採用

需要家の幅広い要求にも応じられるように、専用の電子ガバナの開発を行い、大型機並みの操作性および制御特性を持たせました。本ガバナは、回転数一定制御、排気温度制御、二重燃料制御及び負荷制御が可能であり、起動燃料スケジュールも内蔵しています。

(5) 軸直結燃料ガス圧縮機の採用

燃料ガス圧縮機は湿式スクリュー式を採用し、圧力一定制御で、スライド弁操作により起動トルク軽減を図っています。

装置全体を小型化するため発電機軸端直結駆動とし、各機器は台板上に組み込み、かつ、台板はガスタービン台板の幅に合わせ、ボルト締め付けとして一体になるよう設計されています。

(6) コンパクト型廃熱ボイラの採用

フィンチューブを用いた多管貫流式ボイラであり、非常に小さくまとまった簡単な構造となっています。ボイラ給水は、中間冷却器で加熱された後、エコノマイザを経て蒸発部で蒸気となります。この蒸気を遠心式気水分離器を通し、プロセスへ送気します。ボイラの制御は基本的には、水位制御だけで、ガスタービンの運転に伴い、成り行きで蒸気を発生することとなります。

バイパスダンパを組み込んだ形式の廃熱ボイラについては、ダンパ開度によりドラム圧一定制御を行うことができます。

3. 性能

初号機にて、圧力約300点、温度約200点、変位、

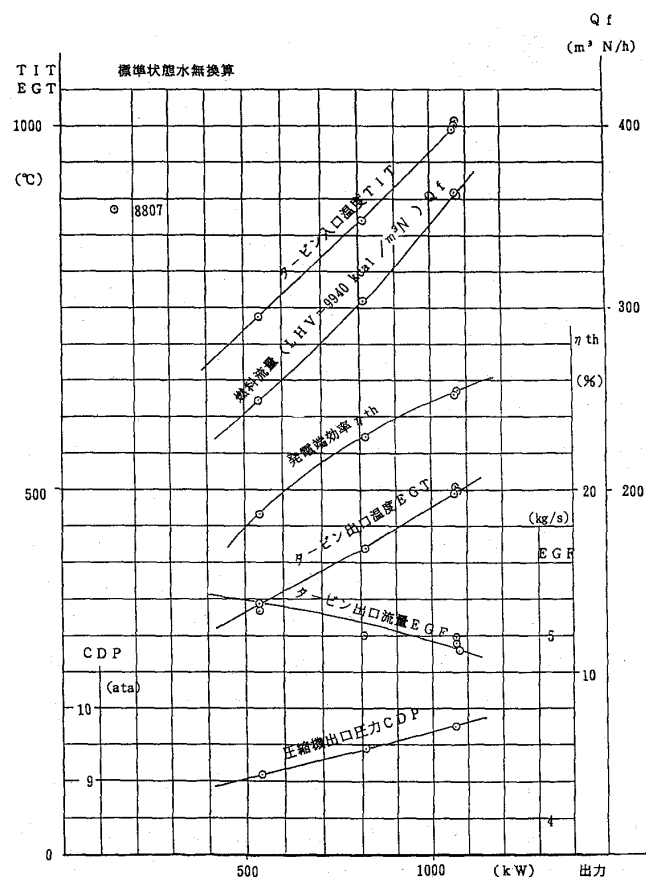


図1 ガスタービン性能曲線

振動等を含め、総計520点の計測を行い、性能、信頼性の確認をしました。

工場での性能計測では、各負荷に対し、図1「ガスタービン特性曲線」に示す測定値が得られ、所期の目標値を達成できたことを確認しました。

ガスタービンから排出されるNOx値については、各負荷に対して、NOx低減対策なし、水噴射および蒸気噴射のそれぞれのケースにて計測を行い、良好な結果が得られました。

定格負荷における測定結果として、NOx低減対策なしで、昭和63年2月の大気汚染防止法の規制値に対して充分対応できることを確認しました。

また、水噴射もしくは蒸気噴射を行うことにより、地方条例による規制値も充分クリアすることを確認しました。

4. おわりに

本システムは、薬品、食品、製紙、電気機器等の工業用分野および、病院、ホテル、学校、レジャー施設等の民生用分野に最適で、既に国内で、18台が稼動しており、本年度には更に5台の稼動が決まっています。



後記

今期の編集委員長を仰せつかりました。前期編集委員長の高田浩之先生からは大変心の行き届いたアドバイスを頂き、また立派な方々に編集委員として多数加わって頂いて感謝致しております。事務局の協力をいただきながら、この一年、学会誌の一層の充実に努力したいと思いますので、皆様のご支援をお願い致します。

さて、会費が値上げされましたが、残念ながら学会誌の年間総ページ数の枠を増やすまでには至っておりません。限られた枠の中で、出来るだけ多くの、水準の高い技術論文と、魅力あるタイムリーな記事・情報を学会誌に盛り込んで、会費値上げに対する会員の方々へのお応えの一部とする事が出来れば幸いです。

わが国のガスタービンの今後の発展に思いを馳せながら、十年前の学会誌をひもといて見ました。そこには、既に成功裡に終了した高効率レヒートガスタービンやFJRエンジンの研究開発状況、V2500エンジンの国際共同開発に発展したRJ500エンジン国際共同開発などに関する記事や、「セラミックスの製造技術については、(中略)我々の努力により近い将来(アメリカとの格差は)埋まり、逆転すると思われる〔セラミック特集号〕」などの先見性のあるご意見なども見られ、

時の流れを感じると共に大変興味深いものがあります。お持ちでない方は、バックナンバーを事務局より取り寄せて(但し有料)お楽しみになってはいかがでしょうか。(能瀬弘幸)

今月号は例年通り、2つの国際会議の見聞記を中心にまとめました。とくに見聞記は会議終了からわずかの日数で原稿の締切になるので、会社の方々には出張報告や出張中にたまった仕事と重なりたいへんだったと思います。紙面を借りてお礼を申し上げます。また、ロールス・ロイスのScrivener氏の講義は来日中に私的にして頂いたものが好評でしたのでお願いしましたが、快く引受けてもらえました。とくに国際的な協力体制が欧米ではかなり進んでいる様子なので本会誌でも積極的に取り入れていければと思っています。欧米のガスタービン部門の強さを見る時、我々の強さはまだ線スペクトル的ともいえ、これから取るべき手段には幾つかの選択肢があるはずですが、一緒に参加してやって行き、実力をつける方向にあると思います。原稿その他で会員の方々のより一層の御協力を御願い申し上げます。(水木新平)

〔事務局だより〕

今夏の東京は、7月半ばまで長袖が必要だった位なのにある日突然暑くなり、その後猛暑、熱帯夜に悩まされています。やはり夏の暑さもプラスマイナス丁度よいように出来ているのだなと変に感心している今日この頃です。

ガスタービン学会の行事も夏は一休みですが、また秋から目白押し。この学会誌が発行される9月10日直後の9月13、14日は湯河原で特別講座、10月11日、11月20日はそれぞれファインセラミックスセンター(名古屋)、トヨタ東富士研究所の見学会を予定しています。また11月8、9日は仙台で秋季講演会と見学会、12月5日にはシンポジウムそして来年の1月17、18日にはセミナーというように続々企画準備されています。すべてこれらのご案内は、当学会誌のピンクの会告のページに掲載されておりますので参加要領をよくお読みの上、是非ご参加下さいませようお待ちしております。

これら行事参加申し込みにも会員番号を書いていただくことになっていますし、会費納入の際にも会員番号をつけていただくことになっていますので、かなり皆様の中にこの番号が浸透することが出来たと喜んでいます。(何度も申し上げるようですが、会員番号は当方からの郵便物の宛名書きの下に書かれている番号です。)

来たるべき読書の秋、食欲の秋をめざしてこの暑い夏を乗り切りましょう。

〔A〕

第5回ガスタービン秋季講演会・見学会（仙台）

共催 (株)日本ガスタービン学会（幹事学会）, (株)日本機械学会
期日 平成2年11月8日(木), 9日(金)
講演会場 東北大学 青葉記念会館
仙台市青葉区荒巻字青葉 TEL 022-222-1800

プログラム

(講演時間20分, 討論5分 *印 講演者)

第1室		第2室	
9:15	A-1 直交回転管内乱流の数値解析 *石垣 博 (航技研)	8:50	B-1 水素ガスタービン用燃料供給源としての水素吸蔵合金の放出特性 *湯浅三郎 (都立科技大), 後藤 登 B-2 超音速燃焼器における空力混合の基礎研究 (その2) *藤森俊郎 (石川島播磨), 河合理文, 池田英人, 安藤安則, 大森保紀, 麻生 茂 (九大工)
10:30	A-2 翼端間隙を有する回転翼列の流れ解析 *渡辺紀徳 (東京農工大), 野崎 理 (航技研), 菊池一雄, 田村敦宏 A-3 ガスタービン用高圧比遠心圧縮機の粘性流動解析と実験検証 *析谷 横 (三菱重工), 青木素直	10:30	B-3 ガスタービン用燃焼器ライナ冷却の高性能化 (第2報) *林 正純 (石川島播磨), 藤 秀実, 渡辺 猛, 小幡正一 B-4 噴流混合形燃焼器における気流噴射弁とうず巻噴射弁の比較 *新井雅隆 (群大), 廣安博之 (広大), 中曾伸二 (三菱重工)
10:40	A-4 そり角の大きい多重円弧翼型の遷・超音速二次元 (減速) 翼列実験 (第4報) *高森 晋 (航技研), 坂口 一 A-5 強い主流乱れの中に置かれた翼特性の研究 *阿部裕幸 (機械技研), 筒井康賢, 吉識晴夫 (東大) A-6 並進振動する圧縮機翼列の非定常空力特性に関する一実験 *木村壮一 (東海大院), 田中英穂 (東海大), 鈴木六郎, 須山達夫 (三井造船) A-7 円形翼列のフラッタ *黒田紀元 (防衛大), 西岡 清, 岩崎仁彦	10:40	B-5 予蒸発・予混合燃焼に関する基礎燃焼特性 *吉田祐作 (自動車研) B-6 希薄予混合型ガスタービン燃焼器に関する研究 (第3報) *広瀬裕二 (慶大院), 川口 修 (慶大) B-7 ガスタービン用低NOx燃焼器の研究開発 *木村武清 (川崎重工), 北嶋潤一 B-8 石炭ガス化用ガスタービン燃焼器の開発 *二宮 徹 (電中研), 中田俊彦, 佐藤幹夫, 万代重実 (三菱重工), 佐藤旦男
12:20		12:20	
13:10	(特別講演)		
14:10	「東北最古の文化」 芹澤長介 (東北大学名誉教授)		
14:15	A-8 軸流タービン段での後流励振力に対する翼列間隔効果 *船崎健一 (岩手大) A-9 タービンの動・静翼の干渉によって生ずる非定常二次流れ *山本孝正 (航技研), 三村富嗣雄, 白井弘, 大田英輔 (早大), 松木正勝 A-10 過給機駆動用ラジアル排気タービンの非定常流特性に関する研究 (第3報) *小西奎二 (都立科技大), 吉識晴夫 (東大) A-11 LDVによるラジアルタービン出口流の計測 阿部裕幸 (機械技研), *筒井康賢	14:15	B-9 マトリックス改質C/Cコンポジットの燃焼器への適用に関する研究 *竹中 剛 (川崎重工), 中村敏則, 藤岡順三, 南方 俊, 黒田行郎 (航技研), 植田修, 新野正之 B-10 化学蒸着法により合成した窒化珪素の耐酸化特性について *河原史朋 (三井造船), 芽根美治 B-11 ガスタービン用熱遮へいコーティングの耐久性及び遮熱特性 *児島慶享 (日立製作所), 和田克夫, 寺前哲夫 (東京電力), 古瀬 裕 B-12 高温タービン実証試験機による空冷翼の冷却特性について *土方常夫 (東芝), 岡村隆成, 福田雅文, 伊藤勝康
15:55		15:55	
16:05	A-12 セラミックタービンロータの回転強度評価 *和泉隆夫 (日産自動車), 佐々木正史 A-13 弾性ロータを有する乗用車用ターボチャージャーのバラシングに関する研究 *牛島雄二 (日産自動車), 佐々木正史, 後藤 勉 A-14 小型ガスタービン発電装置 *毛利 靖 (三菱重工), 片山一三, 佐藤友彦, 青木素直 A-15 ターボチャージャーを利用した灯油燃焼小型ガスジェネレータの開発 *明星 徹 (東燃), 仲山浩司, 石川清栄, 竹中広一	16:05	B-13 ガスタービン翼外面熱伝達率の数値解析 *デバシス・ビスワス (東芝), 福山佳孝, 荒木達雄 B-14 高トルク比・低燃費率ガスタービン1/H・LP/Eサイクルの研究 *根本 勇 (株)SSP B-15 CAESシステムの高性能化 *竹矢一雄 (徳島大工), 安部克彦 B-16 トランスペアレントを用いたガスタービン動特性の並列処理 稲垣詠一 (東理大), *稲葉 励 (東理大院), 河村 洋 (東理大)
17:45		17:45	

☆見学会（講演会参加登録者に限る）

期 日：11月9日(金)

内 容：午前 9：30～11：30 東北大学流体科学研究所見学
午後 1：10～1：30 ロケット模型見学
1：50～3：20 航空宇宙技術研究所角田支所見学
3：30～5：00 宇宙開発事業団ロケット開発センター見学

参加費：4,000円（バス代、昼食代を含む）

☆レディースプログラム

期 日：11月8日(木)

内 容：観光バスにて仙台市内および松島遊覧

午前9時発 午後3時50分帰着

参加費：講演会参加登録者は無料

☆懇親会

講演会終了後、立食形式の懇親会を開催します。お気軽にご出席下さい。

期 日：11月8日(木) 18：00～19：45

会 場：東北大学 青葉記念会館

参加費：講演会参加登録者は無料

《参加登録について》

事前登録締切 9月28日(金)

☆講演会参加登録費

事前登録	8,000円
当日登録	9,000円
会員外登録	12,000円
同伴夫人登録	3,000円

☆事前登録方法

往復はがきに「秋季講演会参加申込」と明記し、(1)氏名（同伴者のある場合はその氏名も）、(2)所属学会、(3)会員資格、(4)勤務先、(5)連絡先、(6)参加される行事（懇親会、見学会、レディースプログラム）、(7)送金額、送金方法及び送金予定日を記入し、9月28日(金)までに下記宛にお送り下さい。講演者も参加登録をお願いします。

〒160 東京都新宿区西新橋7-5-13 第3工新ビル

(株)日本ガスタービン学会

なお、当日も入会申し込み、講演会参加登録を受け付けますが、準備の都合上なるべく上記期日までに申し込み下さい。

☆送金方法

現金書留

郵便振替（東京 7-179578 (株)日本ガスタービン学会）

銀行振込（第一勧業銀行西新宿支店 普通 No067-1703707 (株)日本ガスタービン学会）

☆講演論文集配布

当日会場でお渡しします。論文集のみご希望の方には、講演会終了後に残部がある場合頒布致しますので事務局へお問い合わせ下さい。

☆宿泊について

下記のホテルについては、「日本ガスタービン学会」である旨を伝えて10月15日(月)までに各自ホテルに直接お申込み下さい。

仙台第一ワシントンホテル

〒980 仙台市青葉区大町2-3-1 電話 022-222-2111

バス・トイレ付きシングル 6,016円（税込み）

入 会 者 名 簿

正 会 員

若 園 修 (三菱重工)	福 嶋 淑 孝 (新潟鉄工)	宮 原 忠 人 (東京ガス)
宮 川 清 (富士電機)	明 賢 國 (東 大)	新 岡 嵩 (東 北 大)
河 野 武 史 (東 芝)	笠 井 重 宏 (神戸製鋼)	上 田 邦 彦 (石川島播磨)
三 代 卓 爾 (石川島播磨)	大慈彌 省 三 (石川島播磨)	清 水 正 夫 (三井造船)
栗 原 茂 (東洋マジ)	八 田 昭 雄 (日本航空機)	加 藤 倫 朗 (日本特殊陶業)
小 島 誠 吾 (川崎重工)	池 澤 一 昭 (川崎重工)	園 田 憲 一 (川崎重工)
唐 沢 亘 (川崎重工)	山 本 武 (航 技 研)	笹 岡 勁 (三菱石油)
吉 野 正 信 (長岡工業高専)	成 沢 和 幸 (交響研究所)	西 土 井 章 (三井造船)
山 本 聡 (三井造船)	鷗 野 眞 朗 (東芝マジ)	三 浦 俊 彦 (東芝マジ)
築 山 宜 司 (トヨタ)	森 本 勉 (三井東圧化学)	長 井 浩 (佐野女子短大)
井 上 建 二 (航 技 研)	多々良 篤 輔 (川崎重工)	井戸田 孝 (サンエクス)
持 澤 信 治 (サンエクス)	藤 野 憲 二 (新エネ財団)	坂 内 隆 (本田技研研究所)
枝 廣 喬 介 (三菱重工)	三 枝 厚 志 (荏原製作所)	

学生会員から正会員へ

須 山 達 夫 (三井造船) 緑 川 敏 雄 瀬 島 幸 男 (日 東 紡)

学生会員

稲 葉 励 (東 理 大)	千 葉 丈 久 (早 大)	杉 山 史 一 (早 大)
大 島 透 (早 大)	加 藤 大 (早 大)	土 屋 丈 春 (早 大)
西 村 智 行 (早 大)	木 村 壮 一 (東 海 大)	原 猛 (東 理 大)

賛助会員

碌々産業(株) 大倉商事(株) (株)タクマ

1991年国際ガスタービン会議横浜大会

論文申し込み〆切りは 9 月 30 日です。

ふるってご応募下さい。

入 会 者 名 簿

正 会 員

若 園 修 (三菱重工)	福 嶋 淑 孝 (新潟鉄工)	宮 原 忠 人 (東京ガス)
宮 川 清 (富士電機)	明 賢 國 (東 大)	新 岡 嵩 (東 北 大)
河 野 武 史 (東 芝)	笠 井 重 宏 (神戸製鋼)	上 田 邦 彦 (石川島播磨)
三 代 卓 爾 (石川島播磨)	大慈彌 省 三 (石川島播磨)	清 水 正 夫 (三井造船)
栗 原 茂 (東洋マジ)	八 田 昭 雄 (日本航空機)	加 藤 倫 朗 (日本特殊陶業)
小 島 誠 吾 (川崎重工)	池 澤 一 昭 (川崎重工)	園 田 憲 一 (川崎重工)
唐 沢 亘 (川崎重工)	山 本 武 (航 技 研)	笹 岡 勁 (三菱石油)
吉 野 正 信 (長岡工業高専)	成 沢 和 幸 (交響研究所)	西 土 井 章 (三井造船)
山 本 聡 (三井造船)	鷗 野 眞 朗 (東芝マジ)	三 浦 俊 彦 (東芝マジ)
築 山 宜 司 (トヨタ)	森 本 勉 (三井東圧化学)	長 井 浩 (佐野女子短大)
井 上 建 二 (航 技 研)	多々良 篤 輔 (川崎重工)	井戸田 孝 (サンエクス)
持 澤 信 治 (サンエクス)	藤 野 憲 二 (新エネ財団)	坂 内 隆 (本田技研研究所)
枝 廣 喬 介 (三菱重工)	三 枝 厚 志 (荏原製作所)	

学生会員から正会員へ

須 山 達 夫 (三井造船) 緑 川 敏 雄 瀬 島 幸 男 (日 東 紡)

学生会員

稲 葉 励 (東 理 大)	千 葉 丈 久 (早 大)	杉 山 史 一 (早 大)
大 島 透 (早 大)	加 藤 大 (早 大)	土 屋 丈 春 (早 大)
西 村 智 行 (早 大)	木 村 壮 一 (東 海 大)	原 猛 (東 理 大)

賛助会員

碌々産業(株) 大倉商事(株) (株)タクマ

1991年国際ガスタービン会議横浜大会

論文申し込み〆切りは 9 月 30 日です。

ふるってご応募下さい。

第19回定期講演会開催案内

日 時：平成3年5月31日(金) 9:00～17:00

場 所：機械振興会館

講演論文募集は12月号に掲載します。

《第2回見学会・技術懇談会のお知らせ》

平成2年度第2回見学会と技術懇談会を下記の要領で開催致しますので、参加要領をよくお読みの上奮ってご参加下さい。

記

日 時：平成2年10月11日(火) 13時30分より

見学先：ファインセラミックスセンター

名古屋市熱田区六野2-4-1

物性解析・機能材料・構造特性・構造材料等の研究施設見学

技術懇談会：講演「ファインセラミックスの開発状況の展望」奥田 博氏

交通の便：JR 熱田駅より徒歩五分

名鉄熱田駅より徒歩十分

参加要領：

- (1) 定員五十名（申込超過の場合は抽選，応募者全員にご連絡致します。）
- (2) 参加ご希望の方は往復ハガキにて「ファインセラミックスセンター見学」と書き氏名・会員番号・所属・連絡先住所（返信用ハガキにも）TELを明記の上，学会事務局へお申し込み下さい。
記載不備の場合は受けつけかねますのでご注意ください。
（〆切・平成2年9月20日(木)消印有効）
- (3) 参加費 2,500円（当日受付にてお払い込み下さい。）

《第3回見学会・技術懇談会のお知らせ》

平成2年度第3回見学会と技術懇談会を下記の要領で開催致しますので、奮って御参加下さい。

記

1. 日 時：平成2年11月20日(火) 13:00～16:15

2. 見学先：トヨタ自動車(株)東富士研究所

静岡県裾野市御宿1200 (TEL0559-22-9721)

3. 技術懇談会：「東富士研究所の概要」

大橋正昭氏（トヨタ自動車(株)常務取締役 研究所長）

4. スケジュール：12:20 三島駅北口集合（三島駅～東富士研究所間 バス配車）

第19回定期講演会開催案内

日 時：平成3年5月31日(金) 9:00～17:00

場 所：機械振興会館

講演論文募集は12月号に掲載します。

《第2回見学会・技術懇談会のお知らせ》

平成2年度第2回見学会と技術懇談会を下記の要領で開催致しますので、参加要領をよくお読みの上奮ってご参加下さい。

記

日 時：平成2年10月11日(火) 13時30分より

見学先：ファインセラミックスセンター

名古屋市熱田区六野2-4-1

物性解析・機能材料・構造特性・構造材料等の研究施設見学

技術懇談会：講演「ファインセラミックスの開発状況の展望」奥田 博氏

交通の便：JR 熱田駅より徒歩五分

名鉄熱田駅より徒歩十分

参加要領：

- (1) 定員五十名（申込超過の場合は抽選，応募者全員にご連絡致します。）
- (2) 参加ご希望の方は往復ハガキにて「ファインセラミックスセンター見学」と書き氏名・会員番号・所属・連絡先住所（返信用ハガキにも）TELを明記の上，学会事務局へお申し込み下さい。
記載不備の場合は受けつけかねますのでご注意ください。
（〆切・平成2年9月20日(木)消印有効）
- (3) 参加費 2,500円（当日受付にてお払い込み下さい。）

《第3回見学会・技術懇談会のお知らせ》

平成2年度第3回見学会と技術懇談会を下記の要領で開催致しますので、奮って御参加下さい。

記

1. 日 時：平成2年11月20日(火) 13:00～16:15

2. 見学先：トヨタ自動車(株)東富士研究所

静岡県裾野市御宿1200 (TEL0559-22-9721)

3. 技術懇談会：「東富士研究所の概要」

大橋正昭氏（トヨタ自動車(株)常務取締役 研究所長）

4. スケジュール：12:20 三島駅北口集合（三島駅～東富士研究所間 バス配車）

第19回定期講演会開催案内

日 時：平成3年5月31日(金) 9:00～17:00

場 所：機械振興会館

講演論文募集は12月号に掲載します。

《第2回見学会・技術懇談会のお知らせ》

平成2年度第2回見学会と技術懇談会を下記の要領で開催致しますので、参加要領をよくお読みの上奮ってご参加下さい。

記

日 時：平成2年10月11日(火) 13時30分より

見学先：ファインセラミックスセンター

名古屋市熱田区六野2-4-1

物性解析・機能材料・構造特性・構造材料等の研究施設見学

技術懇談会：講演「ファインセラミックスの開発状況の展望」奥田 博氏

交通の便：JR 熱田駅より徒歩五分

名鉄熱田駅より徒歩十分

参加要領：

- (1) 定員五十名（申込超過の場合は抽選，応募者全員にご連絡致します。）
- (2) 参加ご希望の方は往復ハガキにて「ファインセラミックスセンター見学」と書き氏名・会員番号・所属・連絡先住所（返信用ハガキにも）TELを明記の上，学会事務局へお申し込み下さい。
記載不備の場合は受けつけかねますのでご注意ください。
（〆切・平成2年9月20日(木)消印有効）
- (3) 参加費 2,500円（当日受付にてお払い込み下さい。）

《第3回見学会・技術懇談会のお知らせ》

平成2年度第3回見学会と技術懇談会を下記の要領で開催致しますので、奮って御参加下さい。

記

1. 日 時：平成2年11月20日(火) 13:00～16:15

2. 見学先：トヨタ自動車㈱東富士研究所

静岡県裾野市御宿1200 (TEL0559-22-9721)

3. 技術懇談会：「東富士研究所の概要」

大橋正昭氏（トヨタ自動車㈱常務取締役 研究所長）

4. スケジュール：12:20 三島駅北口集合（三島駅～東富士研究所間 バス配車）

13:00～14:00 技術懇談会
14:00～15:30 研究所、ガスタービン車見学
15:30～16:15 質疑応答
16:15 解散（東富士研究所～三島駅間バス配車）

5. 参加要領：

- 1) 定員50名（申込超過の場合は抽選，応募者全員にご連絡致します。）
- 2) 参加ご希望の方は往復ハガキにて「トヨタ自動車見学」と書き，氏名・所属・役職・連絡先住所（返信用ハガキにも）・TELを明記の上，下記事務局へお申し込み下さい。記載不備の場合は，受け付けかねますのでご注意ください。（〆切平成2年10月25日（木）消印有効）
- 3) 参加費 2,500円（当日受付にてお払い込み下さい。）

〒160 新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402
（株）日本ガスタービン学会（TEL03-365-0095）

《シンポジウム開催のご案内》

今年度のシンポジウムを下記の要領で開催致しますので，奮って御参加下さい。

記

1. テーマ：「ガスタービン周辺機器の最新技術」
2. 日 時：平成2年12月5日（木） 13:30～17:00
3. 場 所：機械振興会館第67号室
東京都港区芝公園3-6-8 TEL03-434-8211

4. 題目・講師

- | | | |
|----------------------|---|------------------------|
| 1) エアフィルターの最新技術と保守事例 | American Air Filter
Snydergeneral
Corporation | Richard C. Larson
氏 |
| 2) ガスタービンの消音装置の現状 | 石川島防音工業（株）技術部 | 横 山 晴 雄 氏 |
| 3) 消火装置に関する最新技術と将来動向 | 能美防災（株）高圧ガス設備
グループ | 高 松 秀 樹 氏 |
| 4) 最新のガス燃料設備のシステムと機器 | 東京電力（株）火力部 | 石 井 護 氏 |

5. 参加要領

- 1) 定員100名（申込超過の場合は抽選，応募者全員にご連絡致します。）
- 2) 参加ご希望の方は往復ハガキにて「シンポジウム参加希望」と書き，所属・連絡先住所（返信用ハガキにも）・氏名・会員番号・TELを明記の上，下記事務局へお申し込み下さい。記載不備の場合は，受け付けかねますのでご注意ください。（〆切平成2年11月16日（金）消印有効）
- 3) 参加費 3,000円（当日お払い込み下さい。）

〒160 新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402
（株）日本ガスタービン学会（TEL03-365-0095）

13:00～14:00 技術懇談会
14:00～15:30 研究所、ガスタービン車見学
15:30～16:15 質疑応答
16:15 解散（東富士研究所～三島駅間バス配車）

5. 参加要領：

- 1) 定員50名（申込超過の場合は抽選、応募者全員にご連絡致します。）
- 2) 参加ご希望の方は往復ハガキにて「トヨタ自動車見学」と書き、氏名・所属・役職・連絡先住所（返信用ハガキにも）・TELを明記の上、下記事務局へお申し込み下さい。記載不備の場合は、受け付けかねますのでご注意ください。（〆切平成2年10月25日（木）消印有効）
- 3) 参加費 2,500円（当日受付にてお払い込み下さい。）

〒160 新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402
（株）日本ガスタービン学会（TEL03-365-0095）

《シンポジウム開催のご案内》

今年度のシンポジウムを下記の要領で開催致しますので、奮って御参加下さい。

記

1. テーマ：「ガスタービン周辺機器の最新技術」
2. 日 時：平成2年12月5日（木） 13:30～17:00
3. 場 所：機械振興会館第67号室
東京都港区芝公園3-6-8 TEL03-434-8211

4. 題目・講師

- | | | |
|----------------------|---|------------------------|
| 1) エアフィルターの最新技術と保守事例 | American Air Filter
Snydergeneral
Corporation | Richard C. Larson
氏 |
| 2) ガスタービンの消音装置の現状 | 石川島防音工業（株）技術部 | 横 山 晴 雄 氏 |
| 3) 消火装置に関する最新技術と将来動向 | 能美防災（株）高圧ガス設備
グループ | 高 松 秀 樹 氏 |
| 4) 最新のガス燃料設備のシステムと機器 | 東京電力（株）火力部 | 石 井 護 氏 |

5. 参加要領

- 1) 定員100名（申込超過の場合は抽選、応募者全員にご連絡致します。）
- 2) 参加ご希望の方は往復ハガキにて「シンポジウム参加希望」と書き、所属・連絡先住所（返信用ハガキにも）・氏名・会員番号・TELを明記の上、下記事務局へお申し込み下さい。記載不備の場合は、受け付けかねますのでご注意ください。（〆切平成2年11月16日（金）消印有効）
- 3) 参加費 3,000円（当日お払い込み下さい。）

〒160 新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402
（株）日本ガスタービン学会（TEL03-365-0095）

《GTSJ ガスタービンセミナー（第19回）のお知らせ》

「各応用分野に於けるガスタービンの技術展望」をテーマに、第19回 GTSJ ガスタービンセミナーを下記の通り開催しますので、ふるってご参加下さい。

記

1. 日 時：平成3年1月17日(木)、18日(金) 9:35～16:50
2. 会 場：光の家会館 講堂（新宿区市ヶ谷船河原町11 TEL03-260-5028）
3. 主 催：(社)日本ガスタービン学会
4. 協賛(予定)：日本機械学会、自動車技術会、日本航空宇宙学会、火力原子力発電技術協会、日本船用機関学会、ターボ機械協会、日本ガス協会、燃料協会、日本内燃機関連合会、日本航空技術協会、日本非破壊検査協会、日本品質管理学会、腐食防食学会、計測自動制御学会、日本機械学会、日本材料学会、溶接学会、日本鉄鋼協会、エネルギー・資源学会

5. セミナーの仮題および講師予定

1月17日(木)

- (1) ガスタービンの昨日、今日、明日……………日本工業大学 松木正勝 氏
- (2) 自動車用ガスタービンの技術課題と将来……………日産自動車 伊東高根 氏
- (3) 航空用ガスタービンの技術課題と将来 ……超高速輸送機推進システム技術研究組合 村島完治 氏
- (4) 発電用ガスタービンの技術課題と将来……………日立製作所 漆谷春雄 氏
- (5) 船用ガスタービンの技術課題と将来……………川崎重工業 山本 肇 氏

1月18日(金)

- (6) FUTURE TECHNOLOGY & ENGINES IN P & W
……UNITED TECHNOLOGIES PRATT & WHITNEY MR.R.MUSSELWHITE
- (7) 宇宙推進用エアブリージングエンジンの技術課題と将来……………航技研 能瀬弘幸 氏
- (8) 産業用小型ガスタービンの技術課題と将来……………新潟鉄工所 木村和男 氏
- (9) ガスタービン高温化の技術課題と将来……………三菱重工業 青木素直 氏
- (10) ガスタービン用燃焼技術の技術課題と将来……………東京電力 原 之義 氏

6. 参加要領

(1) 参加費（資料代含む）

◆ 主催および協賛団体正会員

2日間 25,000円、1日のみ 18,000円

ただし下記期日までに事前申込をされた正会員の方は、

2日間 22,000円、1日のみ 16,000円とし、資料を前もってお送りします。

◆ 学生会員 5,000円

◆ 会 員 外 2日間 35,000円、1日のみ 25,000円

◆ 資料のみ 1冊 5,000円（残部ある場合）

- (2) 申込方法：所属・氏名・加入学協会名を明記の上、参加費を郵便振替または現金書留にて、下記事務局まで12月1日(土)までにお送り下さい。

- (3) 事務局：〒160 新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402

(社)日本ガスタービン学会 TEL03-365-0095

郵便振替番号 東京7-179578

学 会 誌 編 集 規 定

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

技 術 論 文 投 稿 規 定

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

日 本 ガ ス タ ー ビ ン 学 会 誌

第18巻 第70号

平成2年9月10日

編 集 者 能 瀬 弘 幸

発 行 者 石 井 泰之助

(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402

TEL (03) 365-0095

FAX (03) 365-0387

振替 東京7-179578

印刷所 ニッセイエプロ(株)

東京都港区西新橋2の5の10

©1988(社)日本ガスタービン学会

本誌に掲載したすべての記事内容は(社)日本ガスタービン学会の許可なく転載・複写することはできません。