随筆

名誉会員に推挙されて

八田桂三

私がガスタービンと何等かのかかわりを持ったのは大学卒業以来のこととも云えますので，年月だけは随分長いと云えば長くなります。そのためでしょうか今般私ごとき者を当学会の名誉会員に御推挙いただき，恐縮いたすと共に大変光栄なことと考えております。所が名誉会員になると何か随筆を書かねばならぬ由で，編集理事から御命令をうけました。義務とあらばお断りもできず，とにかく筆をとった次第です。

ガスタービンの歴史はかなり古く，蒸気タービン原動機と全く同じと云ってもよく，パーソンスが反動式蒸気タービンの開発をした頃，今日の軸流式ガスタービンと一見すると全く同一にみえるものの試作が行われたことは皆様も御存知の通りです。当時は耐熱材料の性能のためタービン入口温度を高くとれず流体力学的知識の未熟のため軸流圧縮機や軸流タービンの効率がわるかったので，熱力学的サイクル論の示す通りに，液相圧縮の蒸気タービン原動機は成功したのにもかかわらず，気相圧縮のガスタービンは負の出力しかでず，設計回転速度に回転するためには燃料を燃焼した上に外より軸動力を加えねばならなかった次第です。その後ガスタービンの発展は遅々としたものでしたが，飛行機の発達特に高空高速飛行に対する要求が最も刺戟になった様に思うのですが，流体力学や耐熱材料などが進歩し，第2次大戦末期から実用期に入りました。特に最近はコンピュータの進歩による数値流体力学，材料設計，ディジタル制御の実用化，更にはセラミックス，複合材などの新材料をはじめとするいわゆるハイテクの進歩に支えられ，ガスタービンの発展は眼をみはる様な状況です。航空用ガスタービンは戦後の航空のジェット化と云う重要な時期に占領軍により航空全面禁止を命ぜられたこともあり，未だ完全には日本が欧米先進国を追いこしたとは申せませんが，多くの各種用途のガスタービンが開発され，非常用発電装置やいわゆるコ・ジェネレーションをはじめとし陸舶用の各方面に実用されつつあることは御同度の至りです。ガスタービンが今後更に発展することは確実ですが，これはあげて本学会会員の皆様に負うわけです。その意味でも本学会の御発展を心からお祈りして筆をおきます。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

論説・解説

革新高速ターボ・プロップ研究の周辺事情

航技研　藤　井　昭　一

1. まえがき

遷・超音速飛行機の主翼を後退または前進させれば，翼面への有効マッハ数を低減できることはよく知られた事実である。この原理をプロペラに使用し，ターボファン並みの巡航マッハ 0.70～0.85 を維持する試みが革新高速ターボ・プロップ（Advanced Turboprop，ATP）機である。元来，プロペラは極めて効率の良い推進機であるが，回転という大きな遠心力場に打ち克って後退角を付けられる適当な材料技術を見出し得なかったため，ジェットエンジン，ターボファンに航空輸送の王座を譲らざるを得なかった。飛行機が推進力を得るには，エンジン又はプロペラを通過することによって，空気が増速される必要がある。ここで，増速を最小限にするほど推進効率は上昇する。プロペラは大きな面積の作動面を用いて，できる限り小さな増速で，大きな推力を得ようとするものである。図1に飛行速度と推進総合効率の関係を

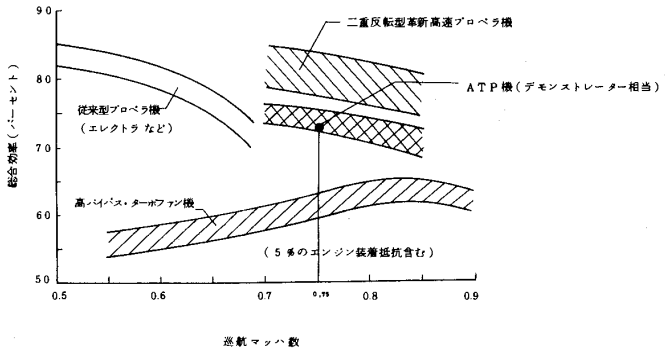


図1　ATP機総合推進効率

示す。将来的に見て，エンジンのバイパス比の増加，材料加工先端技術，高精度電子制御技術，翼端制御等可変幾何形状技術の導入によって，効率の良いファンエンジンへと向かうであろうが，ターボファン機とした場合，その総合効率は前述の事情から本質的にATP機を越えることはあり得ない。いま，省エネルギー航空機の雄としてATP技術が注目されているのは，図1のように，巡航マッハ 0.8 でターボファン機より20～30%効率が改善され，かつ不連続な飛躍が望める点にある。ATPも革新技術の一つであるが，この不連続的な改善は強い魅力であり，研究開発する意義が十分にある。ATP機は単にプロペラの復権ではなく，ジェット機とプロペラ機の長所を取り入れたハイブリッド機であり，低燃費・低公害・短滑走路という社会的要請を受けた次世代の航空機である。ライト兄弟がプロペラ機で初めて空を飛び，ジェット機が人々の夢を運び，ジェット機こそ飛行機の最終形態かと思われたが，もし革新プロペラ機が予定通りに出現すれば，人類の歴史に一つの足跡を残すかもしれないという可能性を秘めている。

2. 日本における研究状況

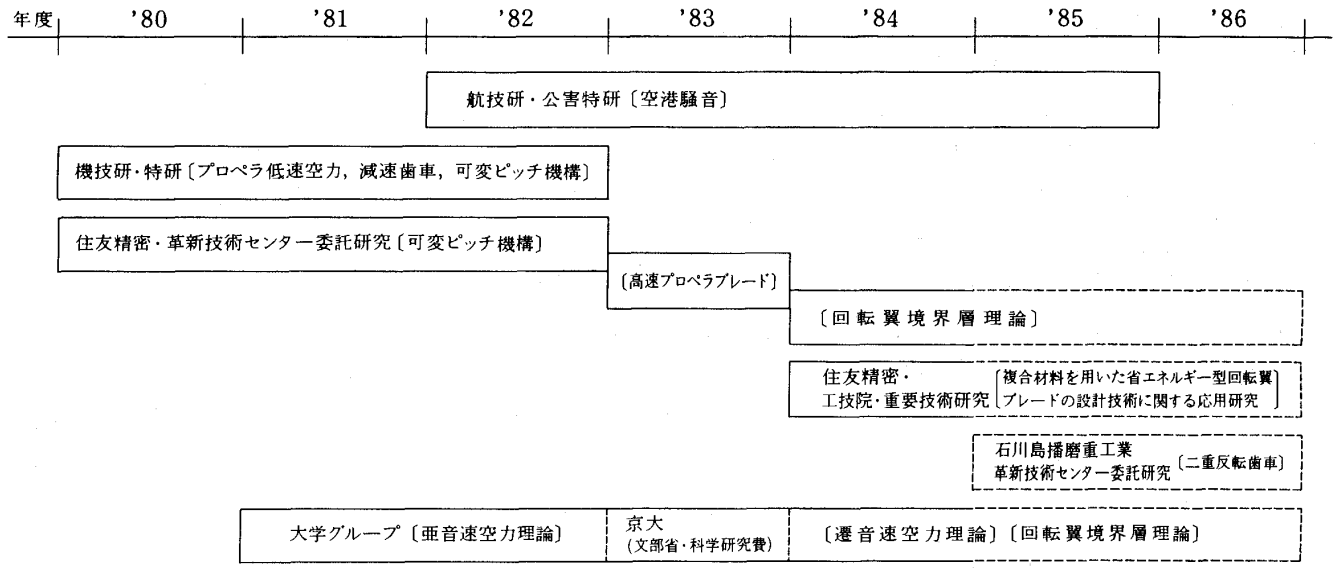
筆者の得た情報にのみ基づいて作成した我が国における状況を表1に年表の形で示した。1980年から機械技術研究所を中心に研究が開始され，続いて航空宇宙技術研究所で離着陸時におけるプロペラの低騒音化の観点から1982年模型実験がスタートした。

図2に筆者等の行なっている実験装置と無響室の関係を示す。前方ダクトから 30 ～ 70 m/s の空気を吹き出させ，ポテンシャル・コアにプロペラ回転面を置き，先端周速最大210 m/s で実験を行なっている。径400㎜プロペラを，100馬力の小型高周波電動機に直結している。翼は6枚で，ソリッドのカーボン繊維（CFRP）で製作した。空力設計はターボ機械の設計に使われる流線曲率法を一部修正し，かつ軸対称流れを6～8枚ブレードにも適用できると仮定した。流線曲率法では流線を仮定し，運動方程式を解き，各流線間で流量条件が満足するまで計算を繰り返すが，この時，プロペラのブレード先端より外側の流線が複数個確保でき

（昭和60年 6 月24日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

表1　日本における高速ターボ・プロップの研究状況



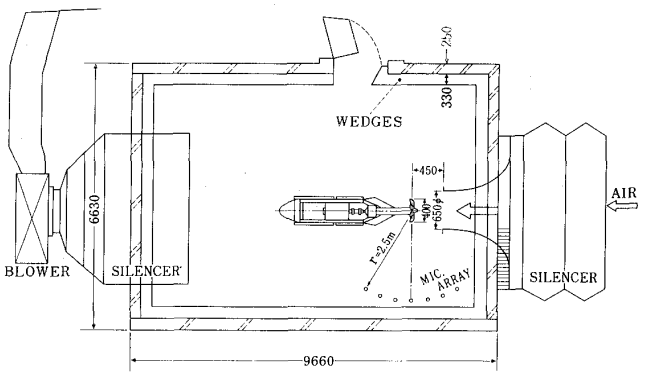


図2　無響室とプロペラ実験装置

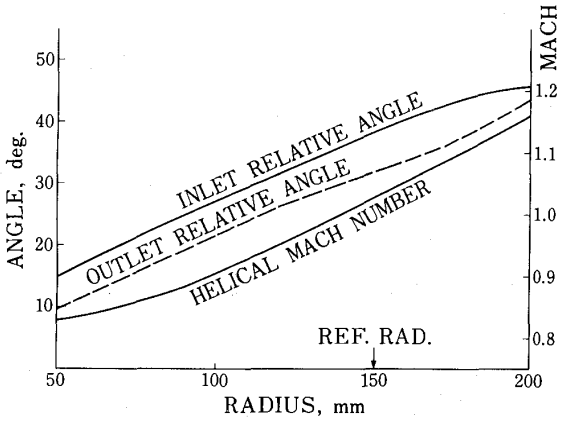


図3　主要な設計空力パラメータ

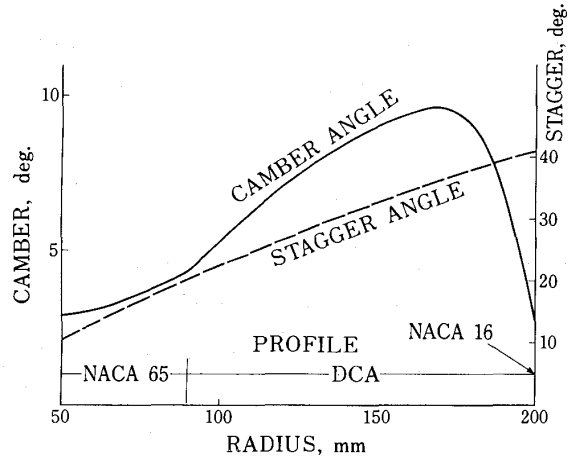


図4　プロペラ翼の設計諸元

るように留意した。また，ブレード通過中の速度の周方向成分は二次曲線で変化するものとし，エンタルピ上昇を繰り返し計算に取り入れた。当然ながら翼の前，後ろでは各気流に沿ってエンタルピ一定である。損失はファン，圧縮機設計を行なってきた筆者の経験に依り，エントロピ上昇の形で勘案した。設計条件は10,000 m上空をマッハ0.80で飛行するとし，ディスク・ローディングを軸馬力/m²＝310 KWとした。翼配備については，ファン等の翼列データをソリディティ0.40までの領域で使用し，それより先はソリディティ0.20の先端部へ外挿した。図3，図4に主要な空力及び翼形状パラメータを示す。空力設計は8枚ブ

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

レードで計算したが，駆動装置の能力の関係上，実験は6枚で行なっている。推力・軸馬力はプロペラ軸にブリッジ状にストレインゲージを張って検出し，シャフト中央部に貫通した穴，それに埋め込まれて回転する増幅器を通して駆動電動機端の高速スリップリングより外部演算器へ信号を導いた。まず，先端部で27°の後退角を有するブレードを，続いて，空力パラメータを同一にして前進角27°のブレードをそれぞれ製作し，両者について比較検討した。さらに，後退と前進が交互に繰り返される混合翼列で実験を行なった。図5

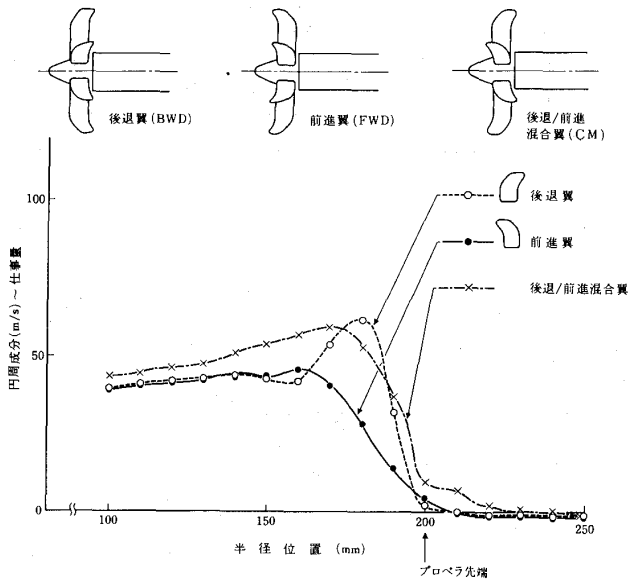


図5　3形態についてブレード後方の円周速度分布の比較

に上記3つの形態について，主流30 m/s，修正回転数10,000 rpmでの，速度の円周成分半径分布を比較した。円周成分は翼素の循環量に比例する。前進角を有するものは，他の形態に比べて空気にひねりを与える能力が劣っている。一方，後退翼と混合翼は循環量分布に相違が見られ，後退翼では先端部に集中しており，必ずしも適確な半径方向分布とはいえず，むしろ混合翼の方が優れている。なお，この例では後退翼，混合翼とも推力係数$C_T \cong 0.53$，効率$\eta \cong 0.24$であり，前進翼は$C_T = 0.47$，$\eta = 0.26$を実測した。C_Tがほぼ同一である後退翼，混合翼について音響特性を比較したのが図6，7である。図6の後退翼の場合は，良く知られたように翼通過周波数及びこれの

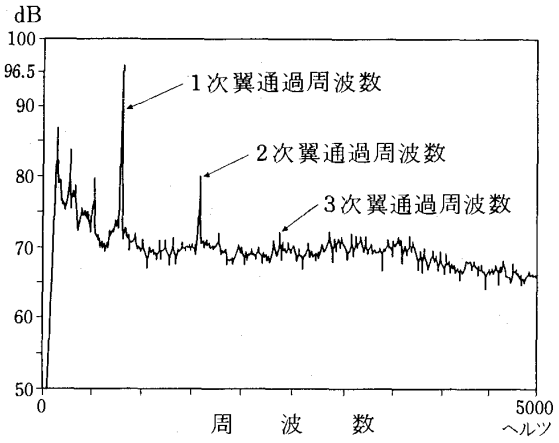


図6　後退翼の典型的な音圧スペクトル

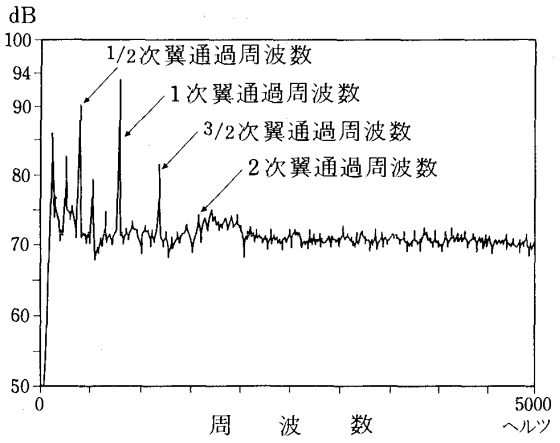


図7　混合翼の音圧スペクトル

の高次周波数でピーク音圧が表れる。ところが，混合にすると1/2次，3/2次翼通過周波数音圧が発生し，1次が後退翼より2～3 dB減音しており，混合に伴う音圧の拡散現象が生じた。

これまでに次のような知見を得ている。

(1) 前進率J＝0.4～0.5では，混合翼が3形態中で最良の半径方向循環分布を呈した。

(2) J＝1.15では，混合翼と後退翼において推力係数，効率，循環分布などに優劣は認められないが，前進翼は依然として先端部にかけて循環量が少ない。

(3) 混合翼は，見かけ上，中心部から先端にかけてタンデム・ローテーションの形態を持ち，これがJの小さい領域では大きな転向角を得られることに作用した。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

(4) タンデム・ローテーション形態の特質が，騒音特性にも顕著に見られ，ピーク音圧レベルの拡散が生じた。これはJの大きな領域でも起こり得る現象であり，性能を害することなく，低騒音化につながる可能性を持つ。

(5) 以上の結果は，低速での知見であり，遷音速領域での試験が強く望まれる。また，前進翼特有のフラッタ特性なども検討しておく必要がある。

現在，図8のような二重反転プロペラを試作し，

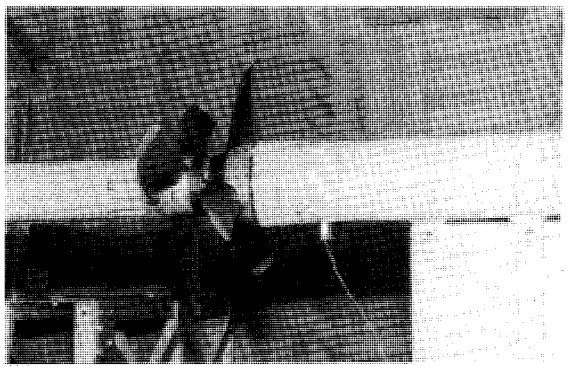


図8　二重反転プロペラ実験装置

実験を続行している。

プロペラの空力理論，数値計算手法については京大，東大など大学グループを中心に精力的な研究が続けられている。企業に於ては，早くから住友精密㈱が着手し，現在直径2m程度の複合材ブレードの試作にまで進み，ここにきて航空機関連会社もそれぞれの立場から我が国における研究開発方針の検討を開始した。

1982年の秋に自主的なATP懇談会（座長：前田弘，京都大学教授）を結成し，大学，企業，国立研等のメンバーが集まり討論を続けている。1983年秋にはNASA Lewis研究センターのハルトマン氏が東京ガスタービン学会に来日した折りに，当懇談会でNASAのプロップファン研究開発の状況を伝えてもらった。また，日本航空宇宙工業会（SJAC）内に委員会を置き，懇談会メンバーが中心になり，ATP機技術調査報告書を1985年1月に作成した。また，1984年秋，SJACに特別委員会としてATP機産業技術調査委員会（委員長：中口博，東京大学名誉教授）を設け，主として海外における市場調査，技術動向，研究の方向等を調査し，報告書を作成中である。昨年秋に，プロップファン開発の中心となっているハミルトン・スタンダード社のガッツェン氏が日本航空宇宙学会の飛行機シンポジウムで講演したのも最近のトピックスである。

3. 外国における研究開発

アメリカではNASAの1つのプロジェクトとして研究開発が1976年に始まり，表2のようにLAP（Large-Scale Advanced Turbo-Props）計画へと進行している。これは複合材で直径2.7mの実物のプロペラを設計・製作し，試験用に供給するまでを言う。また1984年からのPTA（Propfan Test Assessment）計画には，ロッキード・ジョージア，アリソン社が加わり，LAPでの供試翼をアリソンの501-M 78型8000馬力エンジンに付けて，ガルフストリーム機で飛行試験するまでを予定している。飛行試験の時期を当初は1987年としていたが，後述するボーイング社との競争もあって，1986年中に終了したい（ハミルトン社ガッツェン氏談）意向のようだ。NASA系列の研究開発としては，1992年頃までに総額約500億円（230M$）を投入して一応終了し，型式証明獲得へ移行するかどうか決心すると思われる。

アメリカの国土は，1グループの独走を許さない気質に満ちている。ゼネラル・エレクトリック社はUDF(Unducted Fan)の概念を発表した。図

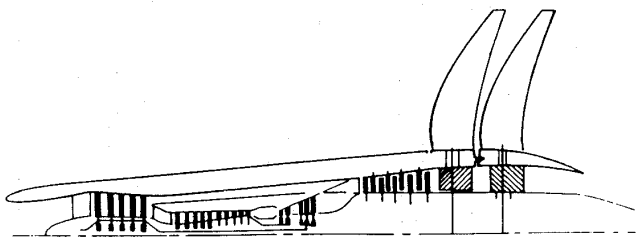
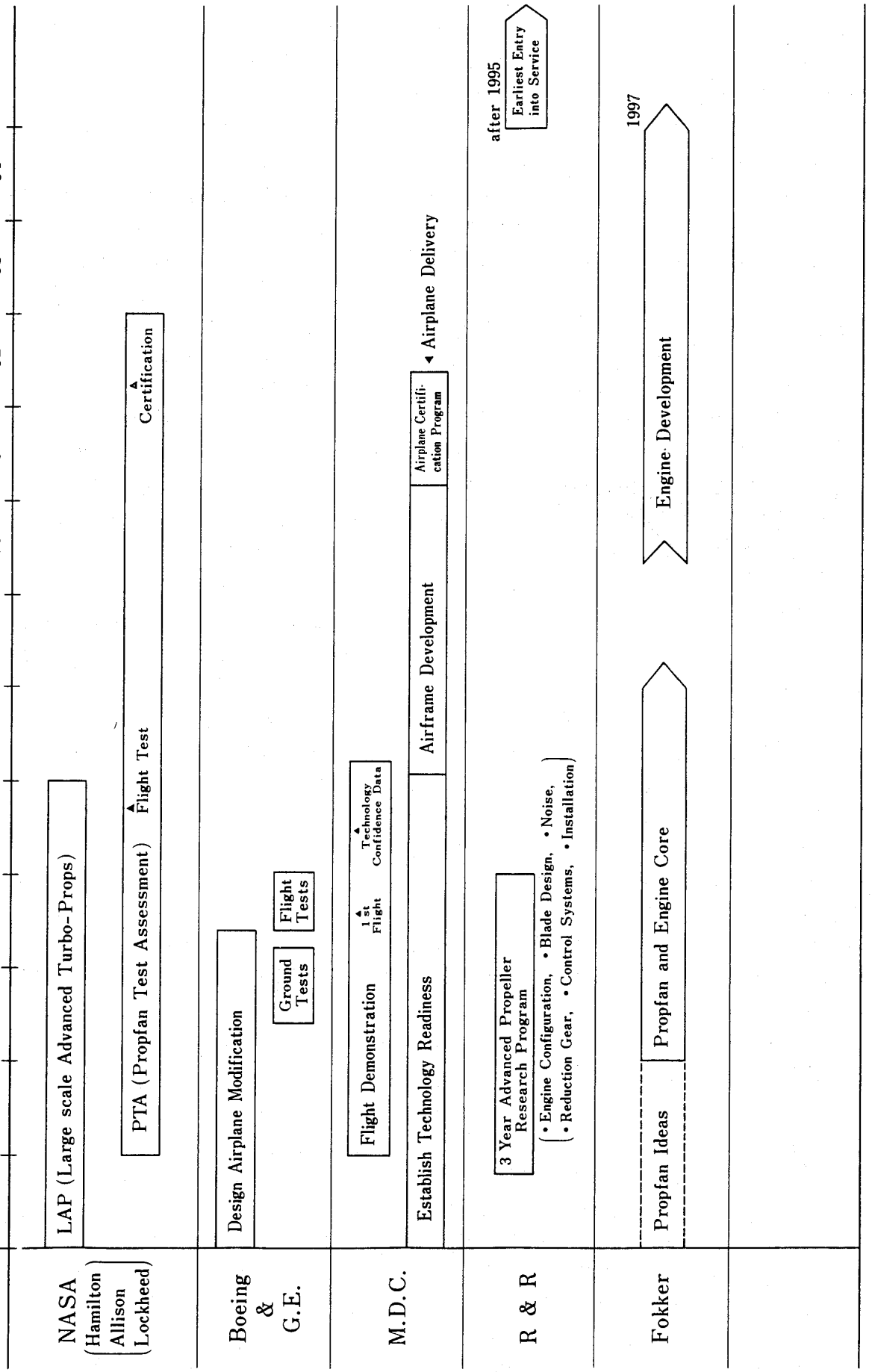


図9　UDF（歯車なし二重反転プロップファン）

9に示すようにタービンを二重反転させ，相対速度を上げて，その先に各々やはり二重反転するファンを取り付けたものである。歯車が不必要である点が長所である反面，ファン先端の周速を250m/s程度に押さえる必要があるため，タービン先端周速も二重反転を考慮しても相対速度200m/sのオーダになり，タービン効率の悪い状態での作動を余儀なくされ，また，高温ガス部の熱を遮蔽して可変ピッチ機構を取り付けるなど解決すべき

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

表2　海外における高速ターボ・プロップの研究開発



Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

技術的課題が残されている。先のＡＴＰはP³（Peak Performance Propfan）と言われ，タービンとファンが歯車を介して各々の最高性能でマッチングできるのに反して，ＵＤＦは妥協の産物とも言える。しかし，現用のターボファンの外壁を取り除き，高効率化したと解釈して，エア・ラインには受け入れ易いとの意見もある。飛行機としてtrade-offの観点に立てば，ボーイング社も参加して行なわれる1986年秋のUDFと，1987年のＡＴＰでのそれぞれの飛行試験まで利害得失についてこれ以上言及するのは早計であろう。ただ，飛行試験を可変ピッチ機構までつけて，完全な形で行なうかどうか，特にUDFについては未知数である。マクダネル・ダグラス社もＡＴＰの導入を検討しており，アメリカ航空界の開発競争はsporty で smoky である。

さて，ヨーロッパに目を転じるとロールスロイス社が3年計画を発表し，プロペラの設計技術の向上，及び二重反転歯車（12000馬力相当）の試験研究を予定している，図10。イギリス空軍で活

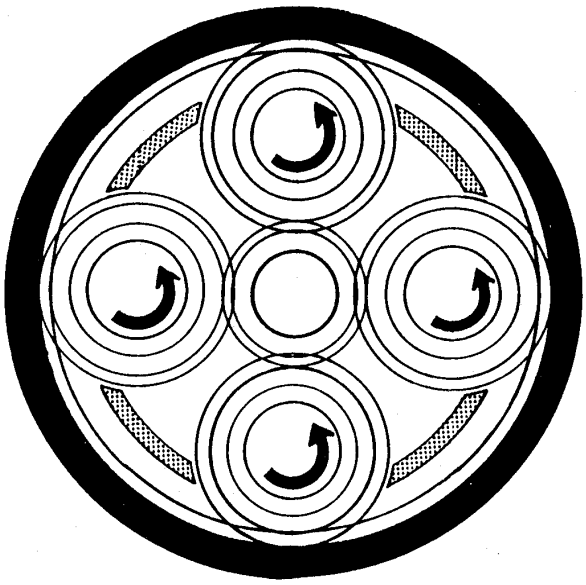


図10　二重反転用歯車概念図

躍した二重反転プロペラ戦闘機ガーネットエンジンの伝統を受け継ぎ，二重反転プロペラを強く主張し，遷音速実験も計画中である。プロペラ流後のスワールを回復する点では確かに二重反転方式が優位にあるが，騒音や機械的強度の見地から検討を要する課題である。イギリスは1995年をゴールとしており，アメリカの開発遅れを既に予想している節がある。オランダのフッカー社は机上プランのみで，研究開発の段階から参加するパートナーを他国に求め，日本でも各社に打診があったようだ。この他，エアバス・インダストリ社は1995年以降にはＡＴＰの導入を考えるとしながらも，自社の開発機Ａ320が市場で十分に売れる1990年代前半まではＡＴＰの参入をむしろ嫌っている。フランスの国立研究所 ONERA は NASAと共同でモダーンの遷音速風洞を用いてプロペラへの angular flow等の実験をする予定である。

4. 我が国における研究開発の提案

程度の差はあれ，基礎的研究はプロップファンに関してはどの部分でもほぼ完了した。あるいは現有技術で間に合う。従って，産業レベルでの研究開発を早急に出発させるべきである。プロップファン，またはＡＴＰは推進システムのみと思われがちであるが，機体開発も含めた次世代航空機システムの構想のもとに進めるべきである。以下は筆者の個人的見解として述べる。

(1)　財源の確保

リスクを伴う研究開発は，その初段階は国の財源に頼らざるを得ない。緊縮財政下にある我が国に於て，一つの省または一つの庁だけで国家プロジェクトを進めることはむづかしい情勢にある。省庁間にある垣根を取り除き，分担割合を最初に決めておけば，このような方式も案外効率的かもしれない。プロジェクトは，単に航空機の機体やエンジンメーカにのみ都合の良いものであってはならない。素材・加工・電子・防音・構造等，広く産業界に波及効果を及ぼすようにする。プロジェクトの終了時点において，その後に続く製品開発に直接結びつくか，柔軟に対応できるものであること。単に研究開発しておくだけの計画では関係機関の説得ができないほど財源は枯渇している。

(2)　システムの大きさ

対象とする飛行機の大きさをまず決める必要がある。旅客機，貨物機かまたは特殊用途機のどれに焦点を絞るのか重要な事項もある。19人以下の小型コミュータやジャンボジェットクラスの国際線機にはＡＴＰは適さない。日本航空機開発協会（JADC）の市場調査やその後の海外調査等の結果から，100人乗り双発旅客機が最も有望であるが，

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

調査方法によっては150人，または80人以下になったりする。NASAは海軍との関係もあってか，150人乗りのハーフモデル，7500馬力相当を研究開発中である。1990年代後半で最も市場性のあるスーパーコミュータの大きさは60～150人の間にあると思われる。研究開発の段階で推進機を含むデモンストレータの大きさを目指すもののフルサイズにする必要はないので，縮尺可能なまでに小型化し，費用を節約する一方，どうしてもスケール比の影響が問題になる要素については別途考慮すべきである。

(3) 形態について

コアエンジン前方にプロペラをつけ，かつ主翼の前に推進システムを取り付けたトラクタ方式は図11に示すように，スワールのある流れが空気取り入れ口に吸い込まれ，内壁での剥離を伴う危険性がある。また，主翼と回転翼との干渉は振動の原因になり易い。しかし，プロペラ後流を主翼面で利用でき，スワールの回収の点では有利である。NASAのATPはこの形態であり，1987年の飛行試験によって上記の問題点がどのように克服されるか解答が出るであろう。日本で考える場合，市場性の点から同じ形式の物を取り上げる必要はない。図12はプッシャ方式である。このようにすると，エンジンへの空気流入がスムースであり，歯車とエンジン中心が一致し，構造的に簡潔化し，もしプロペラ翼の破損という事態が生じてもコアエンジンや機体の与圧部への損傷が最小限にくい止められる。この方式の最大の利点は，プロペラを機体後方に置くことにより，客室内騒音を低くできることである。ATPは離着陸時は翼先端のマッハ数が1.0を越えないから空港騒音はあまり問題にならないが，巡航中は翼先端から伝播効率の良い音が出るので客室内騒音及び振動を現用ターボファン機の80 dBAまで下げるための努力が要求される。翼通過基本周波数は，100～200 Hz程度なので機体壁の質量をやや増加させねばならないが，ATPにすることによる効率の上昇はこの欠点をはるかに上回るであろう。プッシャ方式にし，かつ二重反転を採用したときの理想的なATP機は図13のようになる。

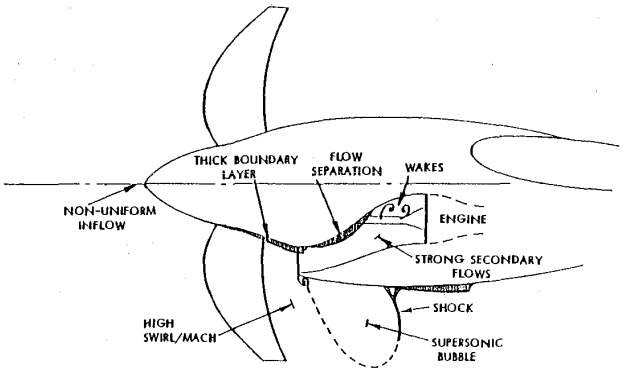


図11　トラクタ方式

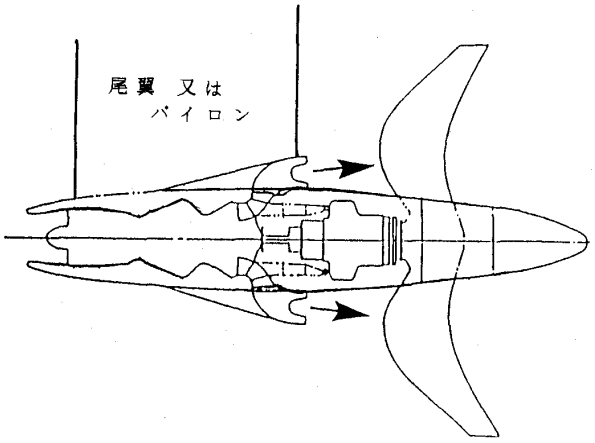


図12　プッシャ形式

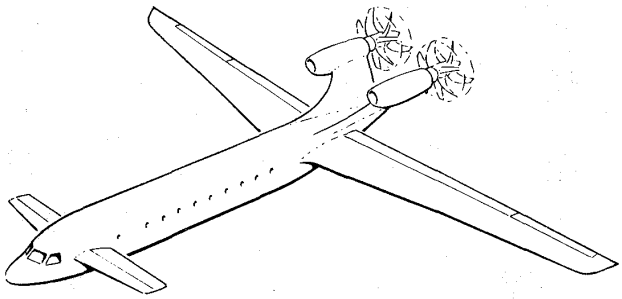


図13　将来型プッシャATP機

(4) タイムスケジュール

1992～5年にアメリカやイギリスがゴールを設定しているかぎり，今から6～7年程度で研究開発段階を卒業すべきであろう。図14に先の報告書に提案されたスケジュールを転載する。最初の5年間で，遷音速風試を含むプロペラ設計技術や低騒音化の研究，既存エンジンの改修と低騒音・小型・大減速比歯車の開発，高精度電子制御技術，先

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

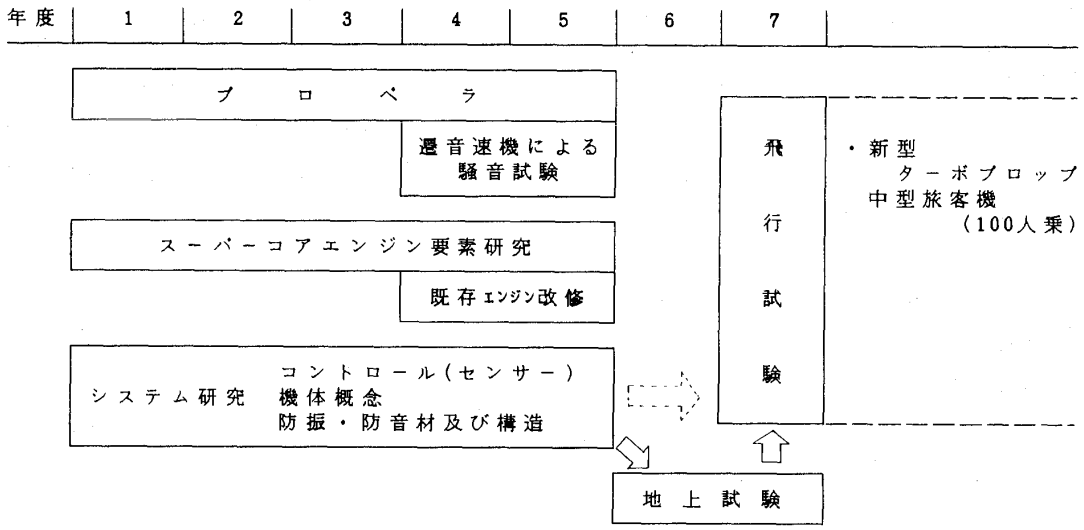


図14　ＡＴＰシステムの研究開発年次計画案

端加工技術の採用によって供試機器を整備し，小型エンジンによる飛行試験にそなえる一方，スケール比の影響の大きいコアエンジン部については，圧縮器等の要素試験を飛行試験のラインとは別に研究開発すべきであろう。

5. 終わりに

研究開発は多額の投資を必要とするため，その成果は厳重な評価に耐えるものであるべきだ。同時に，これに携わる多くの研究者，技術者に夢を与えるものでありたい。プロジェクトを推進するためには，人の和と競争の原理に基づく人間工学システムの確立が強く望まれる。閉鎖的でなく，必要とあらば多くの協力者を受け入れる開放性も兼ねそなえたい。素材，エレクトロニクス，自動車等では定評のある日本の工業が，航空機という知識集約型産業にも進出できる新たな一つのチャンスがＡＴＰシステムであり，これを日本でどのように，どの時期に取り扱われるか重要な施策テーマである。

§ 入会勧誘のおねがい

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

賛助会員	1口	60,000円	入会金	1,000円
正会員		4,000円	入会金	500円
学生会員		2,000円	入会金	500円

（年度は4月から翌年3月まで）

入会申込など詳細は下記事務所へ

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

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

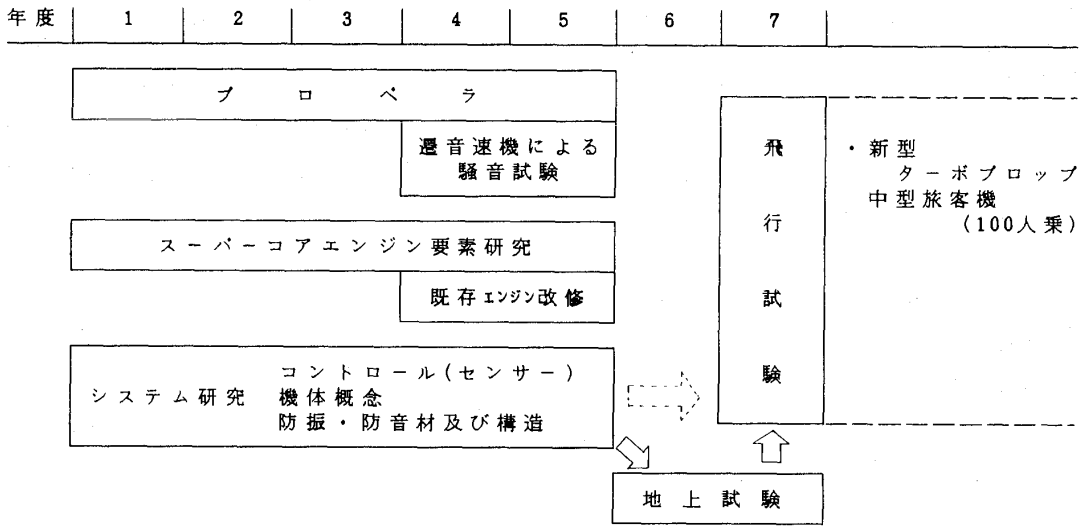


図14　ＡＴＰシステムの研究開発年次計画案

端加工技術の採用によって供試機器を整備し，小型エンジンによる飛行試験にそなえる一方，スケール比の影響の大きいコアエンジン部については，圧縮器等の要素試験を飛行試験のラインとは別に研究開発すべきであろう。

5. 終わりに

研究開発は多額の投資を必要とするため，その成果は厳重な評価に耐えるものであるべきだ。同時に，これに携わる多くの研究者，技術者に夢を与えるものでありたい。プロジェクトを推進するためには，人の和と競争の原理に基づく人間工学システムの確立が強く望まれる。閉鎖的でなく，必要とあらば多くの協力者を受け入れる開放性も兼ねそなえたい。素材，エレクトロニクス，自動車等では定評のある日本の工業が，航空機という知識集約型産業にも進出できる新たな一つのチャンスがＡＴＰシステムであり，これを日本でどのように，どの時期に取り扱われるか重要な施策テーマである。

§ 入会勧誘のおねがい

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

賛助会員	1口	60,000円	入会金	1,000円
正会員		4,000円	入会金	500円
学生会員		2,000円	入会金	500円

（年度は4月から翌年3月まで）

入会申込など詳細は下記事務所へ

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

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

講義

燃焼のシミュレーション（その2）

大阪大学工学部 水谷幸夫
大阪大学工学部 香月正司

以下に燃焼の数学模型に用いられる各種サブモデルについて概説する。

5. 燃焼反応サブモデル

燃焼反応サブモデルは，層流場を取扱う反応動力学モデルと，乱流場を取扱う乱流燃焼モデルに大別される。化学反応は分子レベルで生じるので，乱流燃焼モデルは反応動力学モデルと乱流モデルから合成されるはずであるが，その複雑さから，現状では独立した数学模型として開発されている。

5－1. 反応動力学モデルの種類　燃焼反応は層流場においてさえ相当に複雑であり，流れ場の性質や形状によっては，かなり簡略化した反応動力学モデルを使わざるを得ない。反応動力学モデルを簡単なものから順に列挙すると，つぎのようになる。

(1) 反応速度無限大の完全燃焼反応モデル　物質の拡散や熱の伝導に比べて燃焼反応は十分速いために，後者の速度を無限大と仮定するモデルである。このようにすると，反応機構や反応速度は全く考慮する必要はなく，火炎面に化学種濃度 m_i に関する境界条件を設定するだけで済む。拡散火炎の薄炎モデルがこれに当たるが，予混合火炎には適用不可能である。

(2) 反応速度無限大の化学平衡モデル　完全燃焼反応を仮定したのでは，火炎面においてしか反応が生じないので，反応領域を広げるために，流れ場全域において，各瞬間の局所ガス組成に応じた化学平衡状態が成立していると仮定するものである。このモデルを予混合火炎に適用するには，反応開始点を仮定する必要がある。

(3) 一段不可逆総括燃焼反応モデル　予混合燃焼や非常に急速な混合の行われる燃焼過程では，反応速度を無限大と仮定することには無理がある。そこで，多数の素反応から成立っている燃焼反応を一段不可逆総括燃焼反応

$$F+O\rightarrow P \tag{22}$$

（F：燃料，O：酸素，P：生成物で量論係数は省略）

で置換えて，Arrhenius の反応速度則に類似した経験式，

$$-\frac{d[F]}{dt}=f[F]^m[O]^n T^k \exp\left(-\frac{E}{RT}\right) \tag{23}$$

で反応速度を与えることが多い。経験定数 f，m，n，k，E は濃度，圧力，混合気組成によって変化するので，文献から値を引用する際には，類似した条件のものであることを確認する必要がある。

(4) 総括熱分解反応とC-H-O 系反応　炭化水素の燃焼を大づかみに見ると，下記の熱分解反応によって，炭化水素が CO，H_2，H_2O に熱分解された後，C-H-O 系の素反応群により，酸化反応が進むと見なすことができる。

$$C_mH_n+\left(\frac{m}{2}+\frac{\alpha n}{4}\right)O_2\rightarrow mCO+\frac{\alpha n}{2}H_2O+\frac{(1-\alpha)n}{2}H_2 \tag{24}$$

ただし，$\alpha=0\sim1$ である。炭化水素の種類が確定しないので，この反応の速度定数を無限大ととることも多いが，Edelman-Harsha はつぎのような反応速度式を与えている[17]。

$$-\frac{d[C_mH_n]}{dt}=f[C_mH_n]^{1/2}[O_2]P^{0.3}\cdot T\exp\left(-\frac{E}{RT}\right) \tag{25}$$

ここで，$[X]$ は化学種 X のモル濃度 $kmol/L$，T は温度 K，P は圧力 atm で，長い鎖状化合物に対し $f=6.0\times10^4$，$E/R=12{,}200\,K$，環状化合物に対し $f=2.8\times10^7$，$E/R=19{,}650\,K$ となる。

反応動力学モデルの詳細は文献(17)に譲るが，H_2 の酸化反応は CO の酸化反応に比べて十分速いの

（昭和60年7月23日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

で，つぎのような簡便法も考えられる。すなわち，式(24)において$\alpha=1$と置き，COの酸化反応速度式に，たとえばつぎの経験式を用いる[18]。

$$-\frac{d[CO]}{dt}=A\,y_{CO}\,y_{O_2}^{0.3}\,y_{H_2O}\left(\frac{P}{RT}\right)^{1.8}exp\left(-\frac{8056}{T}\right) \tag{26}$$

ただし，$A=1.2\times10^8\sim7.2\times10^8\ (m^3/kmol)^{0.8}\cdot s^{-1}$，$y$はモル分率，$R$は一般ガス定数（$=8.314\ kJ/kmol\cdot K$），$P$は全圧$Pa$，$T$は絶対温度（$<1800$K）である。

(5)　詳細反応モデル　　関係するすべての化学種について，数十あるいはそれ以上の素反応を考慮して，反応動力学の計算を行ってゆくモデルである。複雑な上に，炭化水素でもメタン，エタン，プロパン位までしか反応機構の詳細が知られていない。

5－2. 反応動力学モデルの問題点　　5－1節の(1)～(3)と(4)の簡略化モデルは反応動力学モデルとしては不完全なものであり，これらを用いて精度の高いシミュレーションが行えるとは期待できない。それに対して，C-H-O系の素反応群を含めた(4)のモデルと(5)の詳細反応モデルは精度も高く，得られる情報量も多くなるが，燃焼現象や燃焼機器の数学模型に組込む際に，つぎのような問題が生じる[19),(20]。

(1)　時間スケールの不適合　　化学反応は高速から低速まで広範囲に分布しており，反応特性時間は数桁にわたって分布する。対流，拡散，熱伝導の特性時間はさらに長いので，高速反応に時間スケールを合わせ切れず，特別な対策をとらない限り，数値解析に際して数学模型の硬直性（Stiffness）を示す。

(2)　距離スケールの不適合　　流れ場の数値解析は通常，数mm～数cmのグリッドを用いて行われる。一方，層流火炎面の厚みから見て，反応計算のグリッドは10μmのオーダでなければならず，サブグリッドの導入等の工夫を要する。

(3)　流れ場の形状の不適合　　詳細反応モデルはその複雑さから，一次元流れ場もしくは二次元流れ場への適用が精一ぱいである。3－3節で述べた複雑な三次元流れ場への適用は極めて難しく，このような場合，一般には簡略化モデルが用いられる。

(4)　反応速度定数と熱化学データの不明確さ　　詳細反応モデルの計算に必要な反応速度定数を体系的にまとめたBaulchらのデータ集[21]や，炭化水素燃料の分解反応を中心とするWestbrookらの解説[22]は大いに参考になる。しかし反応速度定数には常にあいまいさがつきまとっており，たとえば，300 KにおけるHO＋$O_3\rightarrow HO_2+O_2$の反応速度定数の実測値には4桁ものばらつきがあると言われる。

5－3. 乱流燃焼モデル　　燃焼反応が多数の素反応から成り，それらが

$$A_1+A_2\rightarrow B_1+B_2 \tag{27}$$

なる形の二分子反応で，順反応速度定数k_fが次式で与えられるとする。

$$k_f=fT^k\,exp\,(-T_a/T) \tag{28}$$

T_a（$=E/R$）は活性化温度と呼ばれる。n_1，n_2をA_1，A_2の濃度$kmol/kg$とすると，順反応の速度R_f（$=-d[A_1]/dt$）は，$\rho=P\bar{M}/RT$であることを考慮して，

$$R_f=k_f\rho^2 n_1 n_2=fT^{k-2}n_1 n_2\left(\frac{\bar{M}P}{R}\right)^2 exp\left(-\frac{T_a}{T}\right) \tag{29}$$

T，T^{k-2}，n_1，n_2を時間平均値と変動成分に分けて，上式の時間平均をとると[23]，

$$\overline{R_f}=R_f(\overline{T},\ \overline{n_1},\ \overline{n_2})\cdot X \tag{30}$$

ただし，

$$R_f(\overline{T},\ \overline{n_1},\ \overline{n_2})=f\,\overline{T^{k-2}}\,\overline{n_1}\,\overline{n_2}\left(\frac{\overline{M}P}{R}\right)\cdot exp\left(-\frac{T_a}{\overline{T}}\right) \tag{31}$$

$$X=1+\frac{\overline{n_1'n_2'}}{\overline{n_1}\,\overline{n_2}}+\left(\frac{P_2+Q_2+P_1Q_1}{\overline{T}^2}\right)\overline{T'^2}+(P_1+Q_1)\left(\frac{\overline{T'n_1'}}{\overline{T}\,\overline{n_1}}+\frac{\overline{T'n_2'}}{\overline{T}\,\overline{n_2}}\right)+P_1\frac{\overline{T'n_1'n_2'}}{\overline{T}\,\overline{n_1}\,\overline{n_2}}+P_2\left(\frac{\overline{T'T'n_1'}}{\overline{T}^2\,\overline{n_1}}+\frac{\overline{T'T'n_2'}}{\overline{T}^2\,\overline{n_2}}\right)+(P_3+Q_3)\frac{\overline{T'^3}}{\overline{T}^3}+\cdots\cdots \tag{32}$$

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

ここで，$\overline{M}$は混合気の平均分子量，P_1, P_2, P_3…やQ_1, Q_2, Q_3…は定数である。

式(30)は反応速度の時間平均値$\overline{R_f}$が，式(29)に$\overline{T}$, $\overline{n_1}$, $\overline{n_2}$を代入して得られる値と修正係数Xの積で与えられることを意味している。燃焼ガス中にs種類の化学種が含まれており，任意の2種類の組合せの間で二分子反応が起こるとすると，たとえ3次の相関項で式を閉じても，$\overline{T'^2}$, $\overline{T'^3}$の項各1項，$\overline{n_i' T'}$と$\overline{n_i' T' T'}$の項各s項，$\overline{n_i' n_j'}$と$\overline{n_i' n_j' T'}$の項各$s(s-1)$項をモデル化しなければならない。このようなことは極めて困難なので，つぎのような乱流燃焼モデルが考えられている。

(1) $X=1$, $\overline{R_f}=R_f(\overline{T}, \overline{n_1}, \overline{n_2})$と仮定して，5－1節の(3)以下の反応動力学モデルを用いる方法。

(2) 反応速度無限大の完全燃焼反応モデルを濃度脈動波形や乱流火炎構造と結びつける方法。

(3) 反応速度無限大の化学平衡モデルを濃度脈動波形や乱流うずの構造と結びつける方法。

(4) 化学反応は分子レベルで生じるのであるから，化学反応速度は大うずから小うずを経て分子運動にまで崩壊してゆく速度に比例するとする〃うず崩壊モデル〃（Eddy break-up model）。

(5) 乱流うずの凝集と分離が反応速度を支配するとする〃凝集・分離モデル〃。

(6) 乱流うずの構造をモデル化し，反応速度もしくは層流燃焼速度との組合せによって実効反応速度を推定する方法。

そのほかにも，種々の乱流燃焼モデルが考案されている。しかし，いずれも完全な乱流燃焼モデルからは距離があり，濃度の変動波形や確率密度関数，経験定数等の調節によって，特定の条件に適合させているにすぎない。上述の各種乱流燃焼モデルの中では，拡散燃焼に対しては(2)の方法，予混合燃焼に対しては(4)のうず崩壊モデルがよく使われたが，初期のころのシミュレーションの精度はそれほどよくなかったようである。しかし最近では，(4)や(6)の方法に対して種々の改良が試みられ（たとえば，文献(24)，(25)），精度の向上が計られているが，その反面複雑すぎて扱いにくい面もある。

6. 乱流サブモデル

乱流サブモデルは，乱流輸送係数を導入する〃こう配モデル〃，乱流輸送係数を用いない〃非こう配モデル〃，その他のモデルに大別される。

6－1. こう配モデル　乱流場における運動量，l化学種，エンタルピの輸送項$\rho\overline{u_i' u_j'}$, $\rho\overline{u_i' m_l'}$, $\rho\overline{u_i' h'}$を，分子輸送現象に対する式(5)～(7)からの類推で，

$$\rho\overline{u_i' u_j'} = -\mu_t\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j}+\frac{\partial u_j}{\partial x_i}-\frac{2}{3}\frac{\partial u_k}{\partial x_k}\delta_{ij}\right) \tag{33}$$

$$\rho\overline{u_i' m_l'} = -\frac{\mu_t}{\sigma_{m,t}}\frac{\partial m_l}{\partial x_i} \tag{34}$$

$$\rho\overline{u_i' h'} = -\frac{\mu_t}{\sigma_{h,t}}\frac{\partial h}{\partial x_i} \tag{35}$$

ただし，μ_t, $\sigma_{m,t}$, $\sigma_{h,t}$は乱流粘性係数，乱流シュミット数，乱流プラントル数と呼ばれ，分子輸送が無視できるときは実効粘性係数μ_{eff}等に等しい。また，u_i, m_l, h等は時間平均値であり，〃－〃は省略されている。このように，ある量の輸送流束がそのこう配に比例すると仮定し，比例定数として乱流輸送係数を導入するので，こう配モデルと呼ばれる。$\sigma_{m,t}$と$\sigma_{h,t}$は経験定数として扱い，1に近い値が選定されるので，μ_tの見積り手続きによって，零方程式モデル，一方程式モデル，二方程式モデルに分けられる。これはμ_tの見積りに用いる偏微分方程式の数による分類で，そのおのおのがいくつかのバリエーションを持っている。ここでは紙数の関係で，代表的な2例についてのみ，簡単に説明する。

(1) 混合距離仮説　零方程式モデルの1バリエーションなので，乱流特性量の対流，拡散，発生を支配する偏微分方程式は全く含まない。いま，主流方向にx軸，直角方向にy軸を持つ二次元放物形流れを考え，μ_tを次式で表現する。

$$\mu_t = \rho l V_t = \rho l^2\left|\frac{\partial u}{\partial y}\right| \tag{36}$$

lは混合距離と呼ばれ，境界層厚みや噴流の半値幅等から経験的に決められる。簡単な割にはよい予想精度を与えるが，適用対象を誤ると不満足な結果をもたらす。

零方程式モデルには，混合距離仮説のほかに，V_tに断面内最大速度差をとるうず拡散モデルや，

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

μ_t を速度差や速度こう配以外のものに関係付ける方法などもある。

(2) 二次方程式モデル　Prandtl-Kolmogorov のモデルによると，

$$\mu_t = C_D \rho l k^{1/2}, \quad \text{ただし } k = \frac{1}{2}(\overline{u'^2_i}) \tag{37}$$

k は乱れエネルギと呼ばれ，式(36)の V_t を $k^{1/2}$ と置いたことに相当する。また，C_D は経験修正係数である。この式には k と乱れのスケール l が含まれているので，二つの支配方程式があれば，μ_t の予測が可能になる。k と l の支配方程式を作る代わりに，k と $k^m l^n$ の支配方程式を作ることが多い。その際，k の消散率 ε が $k^{3/2}/l$ で与えられるので，$m=3/2$，$n=-1$ と置いた〝$k-\varepsilon$ モデル〟が多用されている。

k および ε に対する支配方程式は式(2)から演えき的に導くことができるが，その過程は単純ではない。ここでは導出された最終形を式(13)～(16)にならって示し，式(33)と同様のこう配モデルを適用した形を示しておく。

$$\bar{\rho}\frac{\partial k}{\partial t} + \bar{\rho}\tilde{u}_i\frac{\partial k}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i}\left\{\left(\frac{\mu_t}{\sigma_k}+\mu\right)\frac{\partial k}{\partial x_i}\right\} + \mu_t\left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j}+\frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i}\right)\frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} - \frac{\mu_t}{\bar{\rho}}\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial x_j}\frac{\partial \bar{P}}{\partial x_j} - \bar{\rho}\varepsilon \tag{38}$$

$$\bar{\rho}\frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + \bar{\rho}\tilde{u}_i\frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i}\left\{\left(\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon}+\mu\right)\frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i}\right\} + C_1\frac{\varepsilon}{k}\left\{\mu_t\left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j}+\frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i}\right)\frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} - \frac{\mu_t}{\bar{\rho}}\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial x_j}\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial x_j}\right\} - C_2\bar{\rho}\frac{\varepsilon^2}{k} \tag{39}$$

ただし，$k=\frac{1}{2}\overline{u''_i u''_i}$，$\varepsilon=\nu\overline{\left(\frac{\partial u''_j}{\partial x_i}\right)^2}$，$\nu$ は動粘性係数である。式(38)と(39)の導出の過程で，一般の流れでは微小項として省略される圧力変動のこう配と速度変動の相関 $\left(\overline{u''_i\frac{\partial P'}{\partial x_j}}\right)$ の項がここでも省略されている。今のところ，この項のモデル化については未知といってよく，燃焼流におけるこの項の評価も含めて今後の課題であろう。式中に現れる諸経験定数としては，以下の数値が推奨されている。

$C_D=0.09$，$C_1=1.44$，$C_2=1.92$，
$\sigma_k=1.0$，$\sigma_\varepsilon=1.3$

k および ε に対する支配方程式も他の保存式と同じ形をしており，連立させて数値解析をするのに好都合である。

6－2. 非こう配モデル　乱流輸送係数を導入することなく，式(10)～(12)に含まれる $\overline{u'_i u'_j}$, $\overline{u'_i m'_l}$, $\overline{u'_i h'}$ の支配方程式を式(2)～(4)から直接導くもので，応力方程式モデルとも呼ばれる。また，必然的に支配方程式の数が2以上となるので，多方程式モデルとも呼ばれる。こう配モデルの欠点である速度，濃度，エンタルピこう配が零となる点での拡散流束の消失という問題は避けられるが，支配方程式の数と経験定数が増し，解析がはん雑となると同時に，経験定数の一般性がいまだ十分には吟味されていないという新たな問題が発生する。

6－3. 巨大うずモデル（Large-eddy simulation）　式(1)～(4)を直接解けば，乱流サブモデルは不要となる。電子計算機の性能が向上するにつれて，このような試みがしだいに活発化してきたが，まだ電子計算機の能力が十分でなく，フィルタ関数を導入して，巨大うずについてだけ基礎式をそのままの形で解き，微小うずについては乱流サブモデルを適用するという方法がとられている。ただし，この方法をチャネル内の等温乱流に適用した例では，その計算に複数のスーパーコンピュータを駆使しながら数日を要したといわれる[26]。

6－4. うず点モデル（Random vortex method）　はく離せん断層近傍におけるうずの挙動を数値的にシミュレートする手法で，保存式(9)と(10)を流れ関数とうず度を従属変数とする保存式に変換したうえ，うず度の発生とその拡散をラグランジェ的に追跡するものである。[27] したがって，保炎器によって安定化された火炎の非定常な挙動や，吹飛び，逆火などのシミュレーションに応用が可能である。しかし，化学種やエンタルピの保存式を解くわけではないので，厳密な意味での燃焼モデルを組み入れることは難しく，燃焼による発熱の結果生じる体積膨張を湧出しとしてモデル化するに過ぎない。まだ応用例は少いが，これらの点が改良されれば，非定常な火炎のシミュレーション手法として興味深い。

乱流サブモデルに関しては，Launder-Spaldingの教科書[28]，Kollmann編集の解説書[29]，

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

Morel編集の解説集[30]等が出版されているので，参照されたい。また，文献(15)にも要領のよい解説が掲載されている。ただ，いずれの乱流サブモデルも，火炎による乱れの増幅作用を予想する能力は保証されていない。

7. 放射伝熱サブモデル

燃焼のシミュレーションは，従来，反応性流れのシミュレーションと放射伝熱のシミュレーションに二分され，両者を総合した数学模型は，一部の例外[31]を除いて，あまり多いとはいえない。それは，放射伝熱サブモデルの構成が非常に難しい上に，火炎の放射特性が明確でないためである。放射伝熱サブモデルの全般的な解説は文献(32)等に，火炎の放射特性に関する解説はTien-Leeのレビュー[33]に譲ることにし，ここでは放射伝熱サブモデルの基本的な解説を行う。

放射伝熱の数値解析に使われる手法としては，(1)有限領域法（Zone method），(2)有限領域放射法（Zone method using energy bundles），(3)流束法（Flux method）の3種類がある。以下，それぞれの方法について簡単に説明する。

7－1. 有限領域法　炉内を内部がほぼ一様な状態と見なせるいくつかのガス領域(G_i)と壁表面領域(S_i)に分割し，各領域間の放射熱交換量を計算しながら，熱収支を満足するように炉内温度分布を決定する方法である。図13に示すようなある

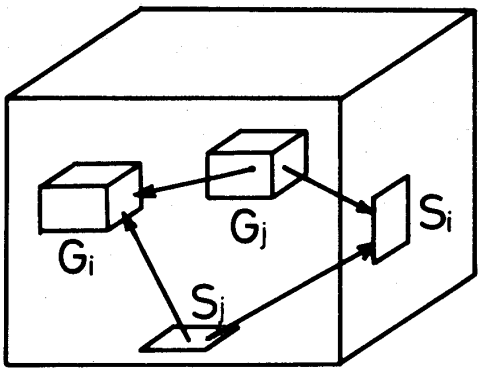


図13. 有限領域法における放射伝熱

ガス領域(G_i)に関する熱収支の式を書くと，つぎのようになる。

$$\sum_j \overline{S_j G_i} + \sum_j \overline{G_j G_i} - Q_{gi} + Q_{vi} + Q_{di} + Q_{ri} = 0 \qquad (40)$$

ただし，$\overline{S_j G_i}$ と $\overline{G_j G_i}$ は G_i が S_j もしくは G_j から受け取る放射熱量，Q_{gi} は G_i から射出される全放射熱量，Q_{vi} は対流による G_i への正味流入熱量（境界を通して運び込まれる熱量と運び出される熱量の差），Q_{di} は伝導または伝達により隣接領域から G_i に与えられる正味伝導熱量，Q_{ri} は化学反応により G_i 内で発生する熱量である。

同様に，ある表面領域(S_i)に関する熱収支はつぎのようになる。

$$\sum_j \overline{S_j S_i} + \sum_j \overline{G_j S_i} - Q_{si} + Q_{di} = 0 \qquad (41)$$

ただし，$\overline{S_j S_i}$ と $\overline{G_j S_i}$ は S_i が S_j もしくは G_j から受け取る放射熱量，Q_{si} は S_i から射出される全放射熱量，Q_{di} は伝導または伝達により隣接領域から S_i に与えられる正味伝導熱量である。

すべてのガス領域ならびに壁表面領域に対する熱収支の式(40)もしくは(41)を連立させて解くためには，各領域間の放射伝熱量 $\overline{S_j G_i}$，$\overline{G_j G_i}$，$\overline{S_j S_i}$，$\overline{G_j S_i}$ を計算する必要がある。Hottel-Cohen[34]によって提案された有限領域法では，これらの量を各領域間の角関係，両領域間光路の吸収特性，両領域の放射・吸収・反射特性を考慮しながら計算するという，極めてはん雑な図式積分，または表読み取りの手順を必要とした。この点を改良し，数値解析に適した計算手法にしたのが，つぎの有限領域放射法である。

7－2. 有限領域放射法　炉内を内部がほぼ一様な状態と見なせるガス領域(G_i)と壁表面領域(S_i)に分ける点では，本質的には有限領域法であるが，各領域から放射される広がりを持たない放射熱線（Energy bundle）が光路上で吸収を受け，表面に当たると一部は吸収，他は反射される過程を追跡する方法である。領域 G_j もしくは S_j から多数の放射熱線を出し，それらが任意領域（G_i もしくは S_i；$j=i$ も含む）で吸収される割合を加算すれば，G_j(S_j)から放射された熱の内，G_i(S_i)に吸収される割合が分かる。したがって，領域 G_j(S_j)の全放射熱量（自己吸収量も含む）が温度の関数として分かれば，式(40)の $\overline{S_j G_i}$，$\overline{G_j G_i}$，式(41)の $\overline{S_j S_i}$，$\overline{G_j S_i}$ が計算され，有限領域法と全く同様にして，各領域の温度が決定できる。最近の数値解析法では，連立代数方程式を解く代わりに，試行錯誤法で温度を決定することが多いよ

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

うである。

放射熱線の放射，吸収，反射を取扱う方法によって，有限領域放射法は(a)モンテカルロ法[35]と(b)放射熱線追跡法[36]に分けられる。(a)は放射熱線が射出方向の確率密度を満足するようにランダムに射出され，射出点から積分吸収率分布を満足するように光路上の1点でランダムかつ集中的に吸収されると仮定して，乱数を用いて数値計算を行うものである。射出点の選定も乱数を用いて行うので，計算精度を上げるためには膨大な数の放射熱線を扱う必要があり，かなりの計算時間を要する（図14）。

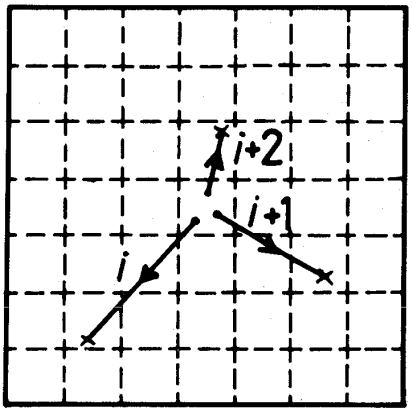


図14. モンテカルロ法における放射熱線射出の概念

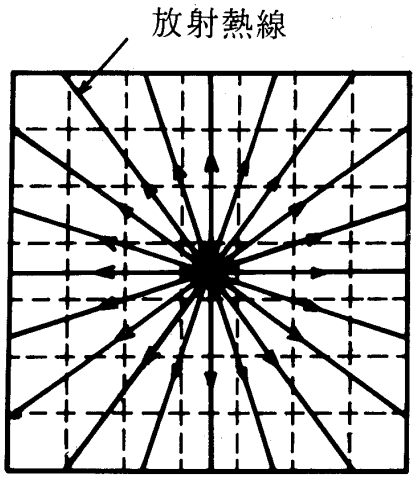


図15. 放射熱線追跡法における放射熱線射出の概念

一方，(b)の放射熱線追跡法は射出点や射出方向の選定を確率密度を考慮した規則的なものにし，光路に沿って各熱線を追跡して，各領域での吸収割合を決定するもので，同じ計算精度を得るのに，モンテカルロ法に比して，はるかに少い放射熱線を扱うだけでよい（図15）。したがって，計算時間は格段に短縮されるが，領域の形態によっては方向性もあり，射出点や射出方向の選定を誤ると，間違った結果を与える可能性もある。

有限領域法にせよ，有限領域放射法にせよ，式(40)と(41)中のQ_{vi}，Q_{di}，Q_{ri}は炉内の流速，温度，濃度，反応率の分布が分かって，はじめて決定できるもので，両式は流れ場が層流か乱流かによって式(1)～(4)もしくは式(13)～(16)を連立させて解かれるべきものである。したがって，放射伝熱サブモデルを含めた数学モデルは複雑で，数値解析も相当はん雑なものになる。

7－3. 流速法[37]　灰色ガス近似を採用し，ガスの微小体積を通過する特定方向の放射強度Iのバランスを考えると，

$$(\hat{n}\cdot\nabla)I=-(K_a+K_s)I+\frac{K_a}{\pi}E+\frac{1}{4\pi}\int K_s' I' d\Omega \qquad (42)$$

ただし，$\hat{n}$は特定方向の単位ベクトル，K_aとK_sはそれぞれ吸収係数および散乱係数，$E(=\sigma T^4)$はガス温度における黒体放射強度，I'は任意方向からの入射強度，K_s'はI'の問題方向への散乱係数，Ωは立体角である。式(42)の右辺第1項は吸収と散乱による強度減少，第2項は微小体積からの放射による強度増加，第3項は他方向からの入射

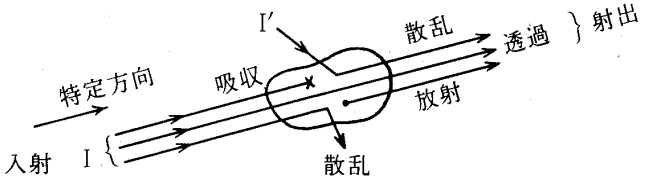


図16. 特定方向の放射エネルギ・バランス

光の特定方向への散乱による強度増加を表している（図16参照）。直交座標軸方向を中心として，問題の点のまわりの全立体角を$2n$等分し，その立体角内で式(42)を積分すると，微積分方程式(42)は$2n$個の微分方程式となり，$n=1, 2, 3$の場合

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

を，それぞれ二流束法，四流束法，六流束法と呼ぶ。

いま，一様散乱を仮定して，軸対称二次元の流れ場に四流束法を適用することを考える。軸の正負方向の放射強度をそれぞれ I_x^+，I_x^-，半径の正負方向のそれらを I_r^+，I_r^- とし，合成流束

$$F_x \equiv (I_x^+ + I_x^-)/2, \quad F_r \equiv (I_r^+ + I_r^-)/2 \qquad (43)$$

を定義すると，F_x と F_r に関するつぎの二つの微分方程式が得られる[31]。

$$\frac{d}{dx}\left(\frac{1}{K_a+K_s}\frac{dF_x}{dx}\right)+K_a(E-F_x) + \frac{K_s}{2}(F_r-F_x)=0 \qquad (44)$$

$$\frac{1}{r}\frac{d}{dr}\left\{\frac{r^2}{r(K_a+K_s)+1}\frac{dF_r}{dr}\right\}+K_a(E-F_r) + \frac{K_s}{2}(F_x-F_r)=0 \qquad (45)$$

これら2式は式(1)～(4)もしくは式(13)～(16)と類似の形をしているので，これらと連立させて，同時に解ける点が便利である。その際，エネルギ保存則である式(4)の Q_h，もしくは式(16)の $\overline{Q_h}$ は次式で与えられる。

$$Q_h\,(=\overline{Q_h}) = 2K_a(F_x+F_r-2E) \qquad (46)$$

流束法は温度や射出率の急変に強く，他の支配方程式と連立させて解ける利点はあるが，ある立体角内の積分値を座標軸方向に割当てているので物理的意味が不明確で，計算精度はそれほど高くない。

文　献

(17) Edelman, R.B. and Harsha, P.T., Prog. Energy Combust. Sci., 4−1 (1978), 1.
(18) Hottel, H.C.・ほか3名, Proc. 10th Symp. (Int.) on Combust., (1965), 111, The Combustion Institute.
(19) Oran, E.S. and Bous, J.P., Prog. Energy Combust. Sci., 7−1 (1981), 1.
(20) 宮内敏雄，文献(2)の11ページ。
(21) Baulch, D.L. ほか2名, Evaluated Kinetic Data for High Temperature Reactions, (1973), Butterworths.
(22) Westbrook, C.K. and Dryer, F.L., Prog. Energy Combust. Sci., 10−1 (1984), 1.
(23) Borghi, R., Adv. Geophys., 18B (1974), 349.
(24) Magnussen, B.F., Particle Carbon Formation During Combustion, Siegla, D.C. and Smith, G.W., (1981), Plenum Press., pp. 321−341.
(25) Champion, M., Combust. Sci. Technol., 24 (1980), 23.
(26) Moin, P. and Kim, J., J. Fluid Mech., 118 (1982), 341.
(27) Hsiao, C.C.・ほか3名, to be published in Proc. 20th Symp. (Int.) on Combust., (1985), The Combustion Institute.
(28) Launder, B.E. and Spalding, D.B., Mathematical Models of Turbulence, (1972), Academic Press.
(29) Kollmann, W. (Ed.), Prediction Methods for Turbulent Flows, (1980), Hemisphere/McGraw-Hill.
(30) Morel, T. (Ed.), Prediction of Turbulent Reacting Flows in Practical Systems, (1981), ASME.
(31) Gosman, A.D. and Lockwood, F.C., Proc. 14th Symp. (Int.) on Combust., (1973), 661, The Combustion Institute.
(32) 黒崎晏夫，文献(2)の71ページ。
(33) Tien, C.L. and Lee, S.C., Prog. Energy Combust. Sci., 8−1 (1982), 41.
(34) Hottel, H.C. and Cohen, E.S., AIChE J., 4−1 (1958), 3.
(35) Howell, J.R., Advances in Heat Transfer, Vol. 5, (1968), Academic Press.
(36) 早坂・ほか4名，第22回日本伝熱シンポジウム講演論文集，(1985)，259.
(37) Siddall, R.G., J. Inst. Fuel, 47 (1974), 101.

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

技術論文

中空ファンブレードの強度に関する研究

航空宇宙技術研究所　池田為治
祖父江靖
藤沢良昭

1. まえがき

高バイパス比ターボファンエンジンでは，エンジンの重量に占めるファン部の重量の割合が大きい。ファンブレード（以降ブレードと称す）の軽量化は関連部材にも波及し，エンジン全体の重量軽減に大きな効果がある。

ブレードの軽量化には，材料と構造との改善がある。チタン合金翼の中空化は他の軽量翼に比べて剛性低下が少なく，強度的にも信頼性のある軽量構造が期待できる。これまでにもニハカムのろう接や波板の拡散接合によるサンドイッチ構造中空翼が開発され，一部実用化傾向がある。[1] しかし，これもサンドイッチ材の破損や接合部の剥離等の強度的弱点が懸念され，また，加工技術や構造強度の評価に多くの課題がある。

筆者らは，チタン合金は拡散接合や超塑性加工が容易であることから，この技術適用で接合強度が優れ，構造強度評価の容易な一体構造の内部補強リブ中空ブレードを製作できると考え，この構造と強度その他に関する一連の研究を行ってきた。なお，この種中空ブレードは，高度な加工技術を伴うため，公表された関連資料が見られない。

これまでの筆者らの研究で次のことがわかった。

(1) 推力5 tonクラスのFJR710ターボファンエンジンについて，この縮小形中実ブレード翼断面の一部を同外形寸法で，30％（中空率）中空にした場合，数値解析では，曲げとねじりの剛性は88.5％と86.1％に低下するだけで，このときの最適構造強度補強リブは2～3本である。[2]

(2) 1～2㎜のチタン合金薄板を，1～2㎜の接合幅で拡散接合したI形及び箱形断面模型では，接合状態が良く，強度的にも一体構造とみなせる。[3]

(3) リブが翼幅（翼根部から翼先端）に平行または45度方向である場合の補強効果は，総合的に平行リブが僅か有利であり，[3]加工等も容易である。

(4) チタン合金薄板の拡散接合で製作した中空一様断面模型（図1の中空翼部）では，良好な接合状態で，一体構造とみなせ，曲げとねじりの剛性も数値解析と良く一致し，静的曲げとねじり荷重及び曲げ疲れ破損等強度的不具合もない。[4]

これらの成果から，FJRエンジンのブレードを中間シュラウド（Shroud）なしの中空構造にする場合の基礎的中空翼模型を設計製作し，これの静強度，疲労及び衝撃等一連の強度特性試験を行った。

ここでは，ブレード中空化の意義を始め，上述の製作模型と強度試験及び，この種中空ブレードの実用化について種々検討した結果を報告する。

（昭和60年2月6日原稿受付）

2. ファンブレード中空化の意義

2.1 ファンの高性能化　現用の高バイパス比ターボファンエンジンのブレードには，振動破損防止に棚状の中間シュラウドを設けているが，これは空力性能の低下[5]と重量増の一因になる。

翼の弦長と厚さを相似断面形で大きくした場合，空力荷重応力σ，曲げとねじりの剛性と寸法比αの間には次の関係があり，ワイドコード化でシュラウドなしでも十分な強度と剛性のある空力性能の高いファンが期待できる。

$$\sigma=\sigma_0/\alpha^2,\ (EI)\fallingdotseq\alpha^4(EI)_0,\ (GJ)\fallingdotseq\alpha^4(GJ)_0$$

2.2 ワイドコート化に伴うファン重量　翼の総重量Wと弦長c，翼枚数N，翼1枚の重量wの間には次の関係があり，cとともにWが増加する。

$$N\propto 1/c,\quad w\propto c^2,\quad \therefore W=Nw\propto c$$

なお，Wの増加は関連部材の重量増も伴う。従って，ブレードの中空化で重量増加のないワイドコードファンが考えられる。例えば，前述の中空率30％の中空翼を，同じ剛性低下の割合で，中実形翼の重さになるようにcとtを寸法比α倍{ $\alpha=$

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

1/(1－中空率）＝1.43 }すると，剛性は次のようになる。
(EI)＝1.43^4×0.885＝3.7倍，
(GJ)＝1.43^4×0.861＝3.6 倍
なおN∝1/cより，Nが70％で，Wが30％軽くなり，シュラウド除去の軽量化もある。

従って，ワイドコード化とブレードの中空化の併用で軽量高性能ファンが可能である。

3. 供試中空翼模型

図1,2に模型の形状寸法を示す。図1の一様翼厚模型は曲げとねじりの静強度及び疲れの特性試験，図2の変断面翼模型は衝撃強度特性試験に供する目的で設計したものである。

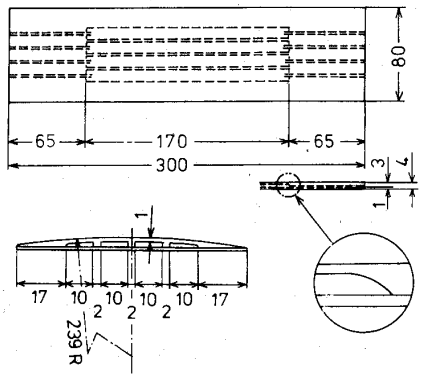


図1　一様翼厚模型

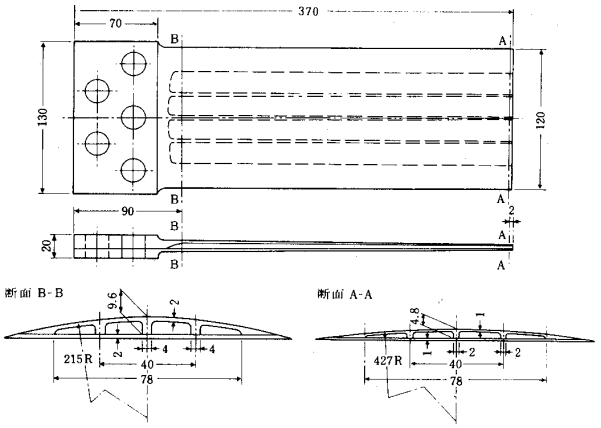


図2　変断面翼模型

3.1　模型材料　両模型とも実機ブレード用の6Al・4V・Ti材であるが，部材毎または製作年次毎に準備したため同一ロット材でない。表1に一様翼厚模型用材料の規格（AMS 4911　）と化学成分，機械的性質を示す。変断面翼模型用は規格がAMS 4928 であるが，先のAMS 4911 と同等の材料である。

表1　一様翼厚模型母材（チタン合金，AMS 4911 ）の成分，機械的性質

	板厚	化学成分 %								機械的性質	
	mm	C	Fe	N_2	Al	V	H_2	O_2	Ti	引張強さ MPa	伸び %
中空翼上面材	3.048	0.02	0.15	0.010	6.0	3.9	－	0.157	残部	1017	13.5
中空翼下面材	2.032	0.025	0.13	0.016	6.2	4.0	0.0067	0.133	残部	1001	11.6
中実翼材	6.350	0.028	0.12	0.008	6.2	4.0	0.0028	0.136	残部	946	11.1

3.2　模型形状　両模型の中空翼部は，上面円弧，下面平面，前後縁対称で，翼幅方向に平行な3本の等間隔リブ等の共通性がある。

3.2.(1)　一様翼厚模型　これは両端中実で，この一端を支持して，中実と中空の継ぎ部における構造と接合及び疲れ特性を検討するものである。

この翼型はFJRエンジンのファン平均径付近の翼型に近いものである。なお模型の中実部に通気孔があり，中空部は接合後密室にならない。

3.2(2)　変断面翼模型　この翼厚分布と翼幅等はFJRエンジンのブレードの平均寸法に近く，翼先端から翼根部まで翼厚，外板厚，リブ幅等が直線

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

的に大きくなるが，弦長のみ一定である。この模型は翼根部支持でブレード衝撃試験を行うため，翼根部が中実ブロックで，固定用ボルト孔がある。

3.3　接合部材　各模型とも２つ部材の拡散接合である。1つは翼上側で，裏面に3本リブがある翼面円弧の一体構造である。他方は表裏とも平面状である。共に接合面は平面である。なお上面部材には２通りあり，図１のようにくし形円弧状に切削したもの，他方は平板状くし形に切削後，円弧状に超塑性加工したものである。従って接合リブは下面板または上面板に垂直になる。なお変断面翼模型の上面部材は前者の加工による。

平面板にリブを接合することは，接合面仕上げと接合加工が容易であり，他方ブレードの曲げ応力でもリブ一体の円弧部材が有利である。

模型の中空と中実の継ぎ部は，図1,2の通りで，中空端は上面部材が円弧，下面は平面である。また変断面翼の中空部は，翼根フィレット部より翼部側である。共に接合と応力的に有利性がある。

接合前の両模型上面部材前後縁部と，変断面翼模型翼根部はブロック状で，中空翼部以外は接合後の追加工である。追加工後の外表面は従来翼と同様の研磨とブラスト加工で仕上げる。

3.4　接合条件　拡散接合は母材の変態点よりやや低い温度の高温加熱と接合面圧を要するため，不活性雰囲気で加工する。一様翼厚模型では真空炉とアルゴンガス炉を用いた。表２に主要な接合条件を示す。この模型の接合成果から，変断面翼模型はアルゴンガス炉接合である。

表２　一様翼厚模型拡散接合条件

	真　空　炉	アルゴンガス炉
接合温度	900℃	920～940℃
保持時間	2時間	2時間
接合加圧力	3.92 MPa	0.98～1.37 MPa
接合雰囲気	真空度 1×10^{-4} torr	高純度アルゴンガス

3.5　接合状況　超音波による接合部の非破壊検査では，リブ接合幅が小さいこともあり，種々懸念はあるが，全模型の詳細な水浸法超音波検査を行い，全く欠陥が検出されないことを確認した。

製作ロット毎に１枚の模型を切断し，金属顕微鏡検査を行った。図３に一様翼厚模型の翼断面とこの中央リブ左隈接合部のミクロ写真を示す。この模型は上面板にリブが垂直である。写真のように，外板の凹凸もなく，期待された形状である。ミクロ写真では，金属組織は接合前と変りなく，拡散状況も良好で同一材の一体構造である。なお写真のように接合部の下板がリブ加圧で僅かにたわみ，リブ縁の丸みも残ることがあり，接合技術向上が望まれる。

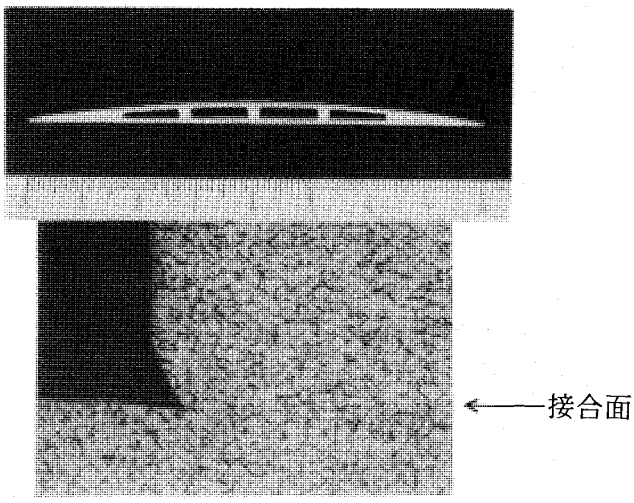


図３　翼断面と接合部（一様翼厚模型）

3.6　仕上り状況　一様翼厚模型の仕上精度を表３に示す。変断面翼模型も同等である，なお翼の剛性は，ほぼ厚さ比$(t/t_0)^3$に比例し，表示の上下限寸法では約±20%の剛性の違いが予想され，これは中空化による剛性低下の割合より大きい。

表３　一様翼厚模型の仕上精度（㎜）

外板厚	1 ± 0.1
翼　厚	4 ± 0.25
弦　長	80 ± 0.25
リブ幅	2 ± 0.25
そ　り	0.5
ねじれ	0.5°

そり，ねじれは300㎜の間

中空率は，一様翼厚模型が28%，変断面翼模型のA断面が36%，B断面が38%である。後者の重

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

量は5本の平均重さが1,234 gr（＋9, －7 gr），同外形の中実翼模型6本が1,517 gr（＋5，－16 gr）で，この差は283 gr（約19％）であった。

両模型とも薄くて細長い中空構造物であり，しかも高温の熱間加工にもかかわらず，ほぼ意図した形状寸法で，加熱炉や翼上面部材の加工の違いも接合や仕上り状態に影響した形跡はなかった。

4. 中空翼の強度特性試験

表4に供試翼模型数と試験項目を示す。重複した番号の模型は2通りの試験を行ったことを示す。

表4　供試翼模型，種類，試験項目

		一様翼厚模型		変断面翼模型		模型 No.
		中実翼	中空翼	中実翼	中空翼	（　）内は中実その他は中空
供試翼枚数		1	14	4	4	
静強度	4点曲げ		2			4, 5
	ねじり		3			3, 5, 6A
疲れ強度	片持1次曲げ	1	8			6, 7, 8, 9, 10A, 11A, 12A, 13A, (1A)
	片持1次ねじり	1	6			6, 7, 8, 10A, 11A, 12A, (1A)
衝撃強度	予備試験		2			2, 10
	本試験			4	4	1, 2, 3, 4, (1, 2, 4, 5)

4.1　曲げ強度試験　試験は一様翼厚模型の4点支持による曲げの剛性試験と強さ試験である。

4.1(1)　曲げ試験方法　試験には容量2 tonのオルゼン形万能試験機（圧縮機構）を用い，図5に併記したように模型を計量台上に支えて圧縮負荷した。各支点には，荷重が一様に分布し，なるべく曲げ変形を拘束しない支持治具[3][4]を用いた。モーメントMは各試験に適した容量の試験機力量計で計測した。たわみは，計量台と模型の支点間中央との間をダイヤルゲージで計測した。応力計測は，ひずみゲージによる。位置はたわみ計測位置と同等である。負荷は手動で一定量づつ階段的に行い，各々の計測は荷重段階毎に各計量器の釣合いを待って行った。剛性試験は模型の最大曲げ応力 σ_1 ≒ 200 MPa までの弾性域内で約10点計測した。計測は，2通りの支点間隔と，翼上面が凹と凸の方向にまがる4通り各2回行った。

4.1（2－1）　曲げ剛性　図4に上面凹と凸の方向に曲げた場合の曲げモーメントMと主応力 σ_1 の関係を示す。σ_R，σ_S は上面と下面である。各2回の計測値は差が僅少であり図にこの平均値を示す。σ_2 を除く計測値の最小自乗法による直線も示す。この直線関係から求めた（EI）e 等を表5に示す。要約すると次のようである。

表5　一様翼厚模型4点曲げ試験

	中空 4					中空 5				
曲げ方向（上面側）	凹曲げ		凸曲げ		平均値	凹曲げ		凸曲げ		平均値
支点 S/L	0.504	0.359	0.515	0.378		0.504	0.421	0.510	0.414	
(EI)e N·m²	23.27	23.04	22.59	22.47	22.84	25.08	24.89	25.05	24.83	24.96
翼厚分布 t mm	(t_1=3.95), t_2=3.90, (t_3=3.95)					(t_1=3.87), t_2=3.92, (t_3=3.92)				
	$(4.00/3.90)^3 \times (EI)e = 24.64$					$(4.00/3.92)^3 \times (EI)e = 26.52$				
破壊試験	上面凹曲げ，S/L = 0.359					（ねじり試験のあと）　上面凸曲げ，S/L = 0.385				
(EI)o N·m²	図示寸法の剛性　25.99									

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

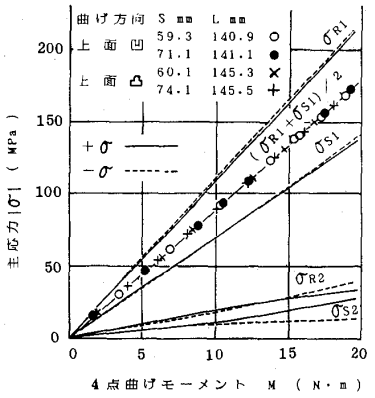


図4　弾性曲げ試験1（一様翼厚中空5）

1. 弦長方向応力の他は直線関係にある。
2. 軸方向応力は非対称断面のため $\sigma_{R1} > \sigma_{S1}$ であるが，σ_1/Mは曲げ方向や支点間によらない。
3. $|\sigma_{R1}|+|\sigma_{S1}|$とMの関係から得た(EI)e は各平均値の約±2%以内であり，また各模型の翼厚補正値（EI）も2～5%以内で（EI）$_0$ に一致する。
4. σ_2/Mは直線的でない場合があり，細いリブ幅に対するひずみ計測の影響も考えられる。

4.1（2－2）　曲げたわみ　　図5に曲げ方向と支点が異なる場合の全たわみδ_0と荷重W_0，δ_0^*とMの関係を示す。δ_0^*は，はりの曲げ条件で同じ支点間隔に補正した場合である。計測値の最小自乗法による直線も示した。δ_0/W_0，δ_0^*/MはW_0やMの増加とともに僅かに小さくなる傾向があり，また曲げ方向によるδ_0は，さきの（EI）eより計算したはりのたわみの約±4%であった。これは模型が上下非対称断面形であることによる。

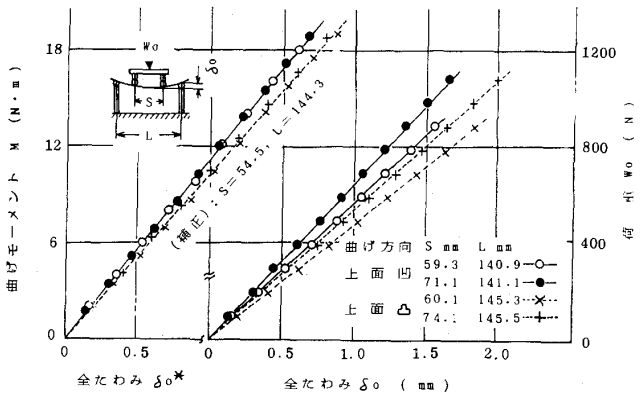


図5　弾性曲げ試験2（一様翼厚中空5）

4.1（2－3）　曲げ強さ　　剛性試験と同様な方法で行った弾性域を超える曲げ特性を図6と図7に示す。模型の曲げ強さは次のことから推定される。

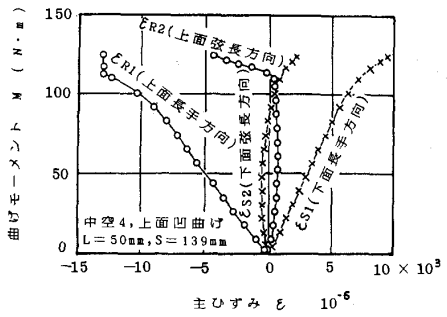


図6　塑性曲げ試験1（一様翼厚中空4）

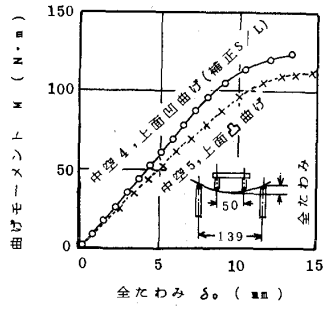


図7　塑性曲げ試験2（一様翼厚模型）

1. 上曲凹げの場合（図6），ひずみε_RはM＝113.70 N・m で不連続になり荷重計とダイヤルゲージの比例関係も変わる。この1段階前（M＝109.8 N・m）の応力は，σ_1＝155MPa である。この不連続ひずみは，リブ周辺の塑性変形を示すと思われる。
2. M～δ_0線図（図7）は，M＞100 N・mでは，δ_0/Mが大きくなり，塑性変形を暗示している。
3. 上面凸曲げの場合（No.5模型），ひずみ計測が不能であったが，δ_0とMの計測から，凹曲げの場合（No.4）と同様であった。
4. 同種チタン合金薄板の拡散接合正方形中空管の曲げ強さは，σ_b＝148 と 149 MPa であった[3]。

以上より，M～ε線図（図6）のε_Rの不連続点は，この模型の曲げ強さと思われ，この単位断面積当たりモーメントは，M/A_0 = 0.68 N・m/mm²である。

なお2枚の供試翼模型の（EI）eは，No.4がNo.

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

5より9％小さいが，図7（M～δ_0）では逆にNo.4のM/δ_0が大きく，曲げ方向の影響が認められる。

4.2　ねじり強度試験　　試験は一様翼厚模型の両端支持によるねじりの剛性と強さ試験である。

4.2(1)　試験方法　　試験機は容量50kgf・mのの左右両用形ねじり材料試験機である。モーメントTは各試験に適した容量の試験機力量計で計測した。

模型支持[4]は模型両端から15㎜の中実部であり，ねじり中心は試験機のねじり中心に一致させた。

ねじれ角は，模型下面（平面）の弦長方向約1mの標点間（117.5㎜）変位を望遠鏡で読み取る[3]（剛性試験）か，試験機のドラムの回転から求めた。応力は3軸のひずみゲージで計測した。

各計測は曲げの場合と同様に階段的手動負荷方法で行い，4枚の模型（内1枚は同等外形寸法の軟鋼平板）で左右方向ねじり各2回宛繰り返した。

4.2（2－1）　ねじり剛性　　図8と9に標点間ねじれ角θgとσ，τ，ε（翼幅方向ひずみ），Tの間係を示す。各2回の計測値は差が僅かであり，図には平均値を示す。ε_R，ε_Sを除く計測値の最小自乗法による直線も示す。この直線関係による，$\tau_R/\theta g$，$\tau_S/\theta g$，$\theta g/T$及びこれから得た$(GJ)_0$等を表6に示す。要約すると次のようである。

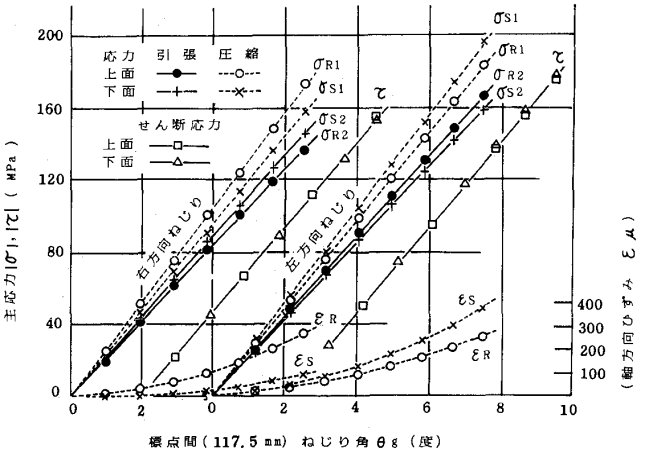


図8　弾性ねじり試験1（一様翼厚中空5）

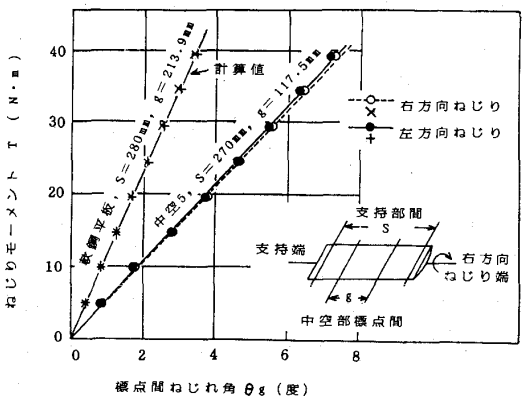


図9　弾性ねじり試験2（平板，一様翼厚中空5）

表6　一様翼厚模型ねじり試験

	中空3			中空5			中空6A		
ねじり方向	右	左	平均値	右	左	平均値	右	左	平均値
$\tau R/\theta g$　（MPa／度）	23.07	23.24	23.15	23.68	23.48	23.58	23.95	23.81	23.88
$\tau S/\theta g$　（MPa／度）	24.29	24.40	24.35	23.29	23.82	23.56	24.88	24.89	24.88
$\bar{\tau}/T$　（MPa／N・m）	4.408	4.248	4.328	4.435	4.388	4.412	4.563	4.364	4.463
$\theta g/T$　（度／N・m）	0.186	0.178	0.182	0.199	0.186	0.188	0.188	0.179	0.183
$(GJ)_e$　（KN・m／rad）	36.2	37.7	36.9	35.6	36.3	36.0	35.9	37.5	36.7
翼厚分布 t㎜	$(t_1=3.93)$，$t_2=3.94$，$(t_3=3.93)$			$(t_1=3.89)$，$t_2=3.92)$，$(t_3=3.92)$			$(t_1=4.03)$，$t_2=4.02$，$(t_3=4.02)$		
$(GJ)_e$　（KN・m／rad）	$(4.00/3.94)^3\times(GJ)_e=38.7$			$(4.00/3.92)^3\times(GJ)_e=38.2$			$(4.00/4.02)^3\times(GJ)_e=36.2$		
破壊試験	左右繰返しねじり			上面凸4点曲げ			左右繰返しねじり		
$(GJ)_0$　（KN・m／rad）	図示による剛性　34.1　（t＝4.00）								
備考　τ・絶対値，$\bar{\tau}=(\tau R+\tau S)/2$，$\theta g$・標点間（117.5㎜）ねじり角									

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

1. 軸方向ひずみ ε_R, ε_S の他は直線関係にある。
2. τ は上下面やねじり方向による特異性がない。
3. T/θg は θg と共に僅か大きくなる傾向にある。
4. ε / θg は θg と共に大きくなり，上下面で差を生じ，模型に曲げたわみ傾向が認められる。
5. $\bar{\tau}$/T は 4.33 から 4.46 MPa/N・m である。なお $\bar{\tau}=(\tau_R+\tau_S)/2$ である。供試模型を補強リブのない上下対称中空長楕円軸（長軸＝弦長，短軸＝翼厚）としたときの τ/T は 4.25～4.44 MPa/N・m であり，模型の値と良く一致する。
6. ねじり剛性（GJ）e は，左右方向ねじりの平均値が 36.6～36.9 N・m/rad で良く一致し，ねじり方向の特異性もない。これらの翼厚補正値(GJ)は，(GJ)o より約10％大きい。これは，計算モデルと模型実験との条件，特に模型の両端中実翼支持が，中空翼部の変形を拘束するためと思われる。なお図9に併記した軟鋼板の T と θg の関係は両方向ねじりとも計算値と一致し，θg の計測精度が良い。

4.2.（2－2） ねじり強さと繰返し塑性ねじり強さ試験は，剛性試験と同様な方法で行ったが，左右交互にモーメント負荷と除荷を繰返し，負荷を僅か（T＝2Kgf・m）づつ増す方法である。図10に T と支持部間のねじれ角 θ_S（回転ドラムの角度）の関係を示す。要約すると次のようである。

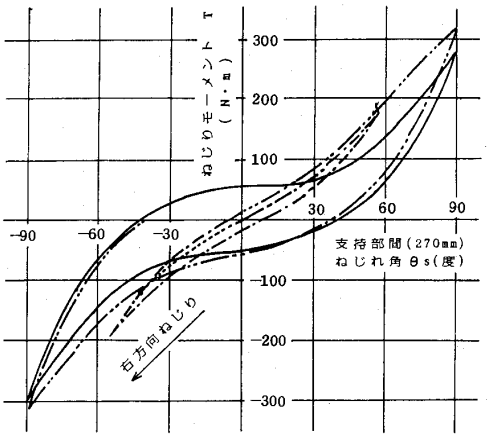


図10　塑性ねじり試験（一様翼厚中空６Ａ）

1. 図の原点から T＝117.6 N・m（・印）までは，左右ねじりとも同径路（破線）である。この限界は τ＝436 MPa，θ_S＝41°（中空部では約 0.16°/mm）である。この τ はほぼ原材料の降伏応力であることから，模型のねじり強さと推定できる。
2. 上述の限界を超えると，順次大きな履歴環を画くようになる。２点鎖線は θ_S＝90° までの最初の履歴線であるが，実線はこの左右ねじりを10回繰り返したあとで，ほぼ同じ経路をとる。
3. 90°の左右ねじり40サイクルと，100° での10サイクルの塑性ねじりでは，２枚の供試模型とも上面凹の曲げたわみが残った。

4.3　疲れ特性試験　一様翼厚模型の片持ち曲げとねじりであり，疲れ破損までの繰返し数 N を 10^5～10^7 範囲とし，５～６通りの応力について各１～２本宛試験した。試験は曲げを先行し，次いで曲げ自由端側を固定し，曲げ疲れ亀裂部を切離した自由端に不釣合錘を取り付けて行った。

4.3(1)　疲れ試験方法　試験は動電加振機を用いた一次曲げと一次ねじり固有振動による。

供試体は締め付け状態で翼上下面が一様に押さえられるアルミ合金治具で固定した。図11にねじり疲れ試験の様子を示したが，曲げの場合は不釣合錘がない。固定部は供試体中実部端より60mmで，中空翼部から５mm離れている。

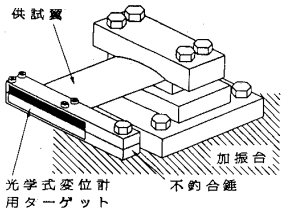


図11　ねじり疲れ試験（一様翼厚模型）

繰返し応力は固定部から20mm離れた中空部中央上面の大きさである。計測はひずみゲージによるが，予想ひずみ±0.3～0.6％の繰返しではゲージが短時間で不能になることが多いため，光学式変位計を併用して供試体自由端の変位を計測し，ひずみ計測不能後も所定の変位で試験を続けた。

繰返し速度は供試体の固定状態によるが，曲げでは 47～52 Hz，ねじりでは 87～98 Hz である。

このねじり疲れ試験では，自由端の不釣合錘による加振であるため，自由端のねじれ中心が翼弦縁より僅か外側で，主応力 $|\sigma_1|$ と $|\sigma_2|$ には20～30％の差がある等両持ねじり条件と異なる曲げとの組合わせで，上面の τ が下面よりやや大きい。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

4.3（2－1）　疲れ特性　　図12に翼上面の片振幅繰返し応力σ_1(曲げ)，τ(ねじり)と破損繰返し数Nの関係を示す。実験値はそれぞれほぼ1本のS・N線に沿っているが，ばらつきはねじりの場合にやや大きい。なお同じ外形寸法の中実翼の実験値は1点であるが中空翼と同等である。

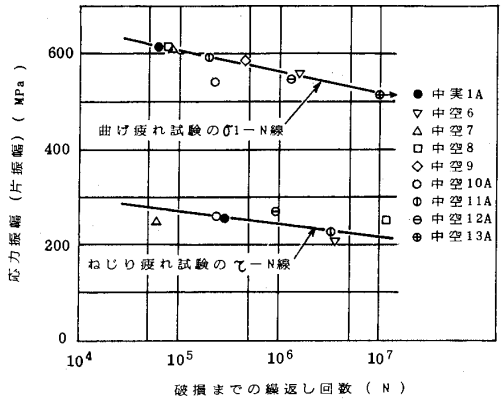
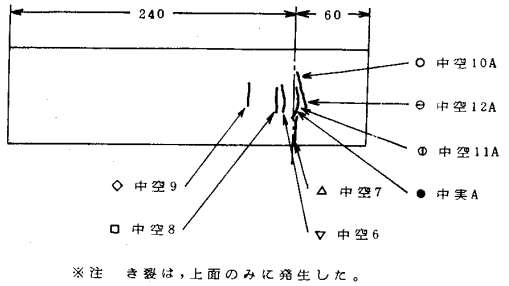


図12　片持ち疲れ試験（一様翼厚模型）

図の曲げ応力はσ_1で示したが，$\sigma_2 \fallingdotseq 0.1\ \sigma_1$ ∴ $\tau \fallingdotseq 0.55\ \sigma_1$になり，両実験値とも$\tau$で評価した場合，ねじれ疲れ時間強度は，曲げのときより低い。

4.3（2－2）　疲れ亀裂　　図13（曲げ）と14（ねじり）に疲れ亀裂の様子を示す。

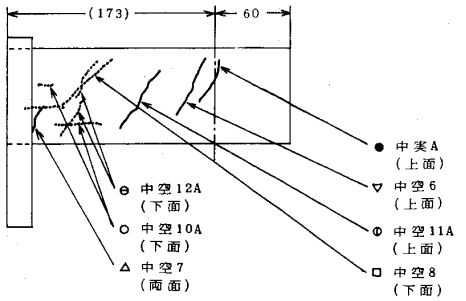


※注　き裂は，上面のみに発生した。

図13　曲げ疲れき裂（一様翼厚模型）

曲げの亀裂は，いずれもσ_1方向に直角な翼上面であり，8枚のうち5枚が固定治具端，1枚が中空と中実の継ぎ部，2枚が中空翼部である。

ねじりの亀裂は2枚が下側面の補強リブに沿っている他，主にσ_1方向に直角（翼弦と約30°）であり，固定側の近くは上面側，錘側の近くは下面側，錘取付端は両面である。どの下面側亀裂も接合部の損傷が考えられるが，超音波及び切断による内部検査でもリブ剥離が認められず，リブを横



※注　翼名の下の上面，下面，両面は，き裂の発生した部位を示す。

図14　ねじり疲れき裂（一様翼厚模型）

切った亀裂でも外板とリブが一体の亀裂であった。

各々の疲れ試験では，懸念される中実と中空の継ぎ部や，疲れ亀裂，特にねじれにおける亀裂の多様性等が疲れ特性に影響しないようである。

4.4　中空翼の衝撃試験　　ブレードの異物衝突による損傷(F・O・D・)は航空エンジンでは重要な課題である。特に中空ブレードは対F.O.D.特性が実用化の障害になる。ここでは，中空ブレードの衝撃損傷を実験的に明らかにするため，異物衝突条件を検討し，併せて基礎的衝撃試験を行った。

4.4(1)　ブレードの異物衝突条件と衝撃試験

異物衝突には種々あるが，エンジンの耐空審査要領[6]に示す項目で，表7に示す最も苛酷な2条件をFJRエンジンのファン半径位置で考察すると図15の通りである。図には鳥を等しい密度の球とし，鳥に対するブレード迎角は空気より大きくしてある（鳥は空気より速度が遅い）。両条件とも鳥は数枚のブレードに衝突する。

表7　航空エンジン異物吸入条件

運航条件	最大巡航時	離陸時
機体速度	最大上昇速度	上昇開始速度
異物吸入	鳥，4ポンド	鳥，1.5ポンド
損傷条件	ブレード破損可 火災，破裂不可	推力保持75％

試験では，一枚の供試模型を翼根部で固定し，翼部に鳥を模擬した投射物をガス砲[7]で投射する方法とした。投射物は重さ300 gr の円柱ゼリー状（65 φ，100 ℓ）ゼラチン塊で，1.5ポンドの鳥の中心部が衝突する場合の翼1枚を想定した。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

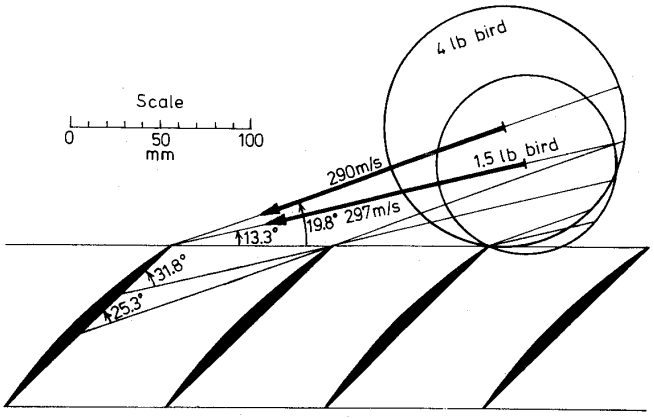


図15　ファンブレード鳥衝突条件

なおファンの回転遠心力を考慮し，ねじり変形が自由で曲げ変形を拘束する背面支持金具ありの試験も行った。

本試験は変断面翼模形を対象にしたが，一様翼厚模型での，遅い投射速度の試験も行い，衝撃損傷に及ぼす翼の迎角と固定端からの距離の影響と，試験法も検討した。

4.4(2)　衝撃損傷　　各衝撃試験条件と損傷状況を表8に，また損傷したものは図16～18の写真に示す。これらの要約は次のようである。

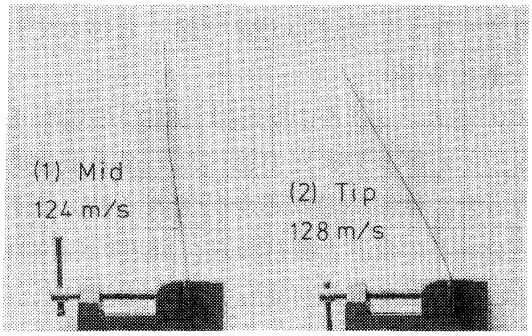


図16　衝撃破損（一様翼厚中空10，2）

1.　一様翼厚模型の迎角 α と損傷　　$\alpha = 10°$ と25°では，主として模型の最小断面2次モーメントの軸に対する投射速度の相違（$\sin 25°/\sin 10° = 2.43$）により，$\alpha = 10°$ のときには損傷しないが，$\alpha = 25°$ では図16に示す損傷を生じた。

2.　一様翼厚模型の衝撃位置Hと損傷　　Hが1：1.48（105：155）であるのに対し，曲げ変形は図16のように，低いときには衝撃部に，高いときには支持端にそれぞれ大きな曲げ変形を生じた。

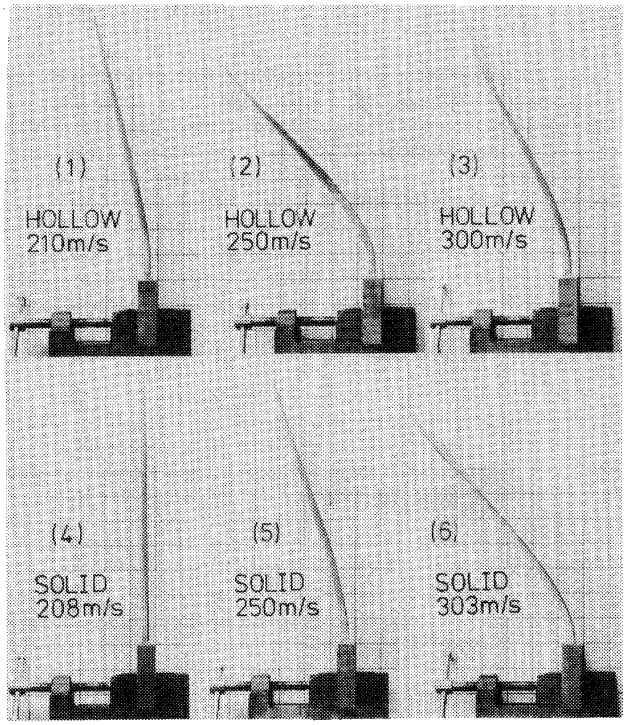


図17　衝撃破損（変断面翼，中空・中実）

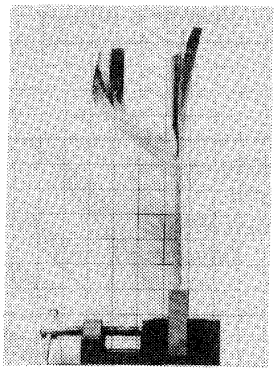


図18　衝撃破損（変断面中空1・有支）

3.　変断面翼模型の投射速度Vと損傷　　中実翼の場合，$V_0 = 208$ m/s で損傷しないが，$V = 1.2\,V_0$，$1.46\,V_0$ と大きくなると共に，図17に示すように順次曲げとねじれ変形が大きくなる。

中空翼の場合，中実翼とやや異なり，V_0 でも曲げ変形を生じ，$V = 1.2\,V_0$ ではさらに大きいが，$V = 1.46\,V_0$ では衝撃部でエネルギーを吸収し中空部の凹みとねじれ変形を伴い，曲げ変形は小さい。

4.　変断面翼模型の曲げ拘束と損傷　　中実翼では $V = 325$ m/s（$= 1.56\,V_0$）でも全く損傷しないのに対し，中空翼では図18に示すように前縁側で補強リブに沿ったせん断破壊を生じた。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

表8　衝撃試験

供試翼	No.	α度	V（m/s）	H（mm）	
一様翼厚中空	2	10	128	105（Mid）	塑性変形なし
（予備試験）	2	10	133	155（Tip）	塑性変形なし
	10	25	124	105（Mid）	図16(1)
	2	25	128	155（Tip）	図16(2)
変断面翼中空	4	25	210	225	図17(1)
	2	25	250	225	図17(2)
	3	25	300	225	図17(3)
変断面翼中実	2	25	208	225	図17(4)
	4	25	250	225	図17(5)
	1	25	303	225	図17(6)
背面支持あり					
変断面翼中空	1	25	322	225	図18
変断面翼中実	5	25	326	225	塑性変形なし

備考　α・迎角，V・投射速度，H・投射位置（支持端より）
投射物・300 gr　ゼラチン塊（体積混合比・水3対工業用ゼラチン粉末1）

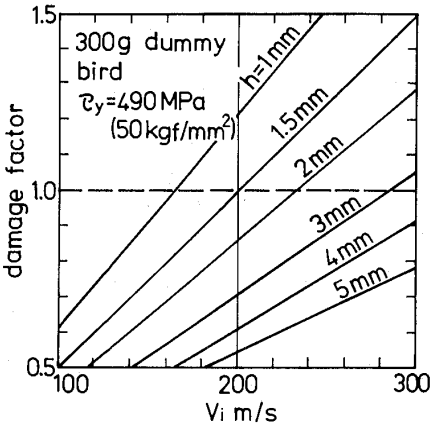


図19　ダメージファクターD

4.4(3)　中空翼の衝撃せん断破壊　　次式[8]のダメージファクタDから平板の打抜が予想できる。$D = 1.41 V \sin\alpha \{ (W/A)/h\tau y \}^{1/2}$，D＝1は打抜限界，Vは投射速度，α・入射角，WとA・投射物重量と投射断面積，h・板厚，τy・せん断降伏応力である。

さきの衝撃条件におけるVi（Vi＝SinV）とDの関係を図19に示す。曲げ拘束ありの場合，h＝1でもD＝0.83である。従って図18のせん断破壊は翼と支持金具の接触部での集中せん断力によるもので，ファンの遠心力場で起こる破壊ではない。

5.　あとがき

ファンブレードを中空化する場合の資料を得るため，まえがきや本文で述べた一連の実験的研究を行った。供試体数が不十分であるが，この種中空ブレードの設計と製作技術，強度的特異性と強度評価その他多くの有益な資料が得られた。特に接合構造中空翼で最も懸念される接合部の剥離，ここからの亀裂発生もなく，また中空と中実の継ぎ部の強度でも良好な評価が得られた。

供試模型は実機ブレードに比べてねじれもなく，やや単純なものである。特にねじれは重要な技術課題である。これには超塑性加工が適用でき，既に一様翼厚模型で1.4°/10 mmのねじれ角が正確に成形でき，接合部の不具合や表面板の皺も生じない等が確認されている。その他実用化に伴う課題は多いが，本研究の成果が我が国の中空ブレード開発のきっかけになることを期待している。

本研究用供試模型は，石川島播磨重工業㈱と三

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

菱重工業㈱に依頼して製作した。また衝撃試験は前者の瑞穂工場研究部の協力による。いずれも我が国では初めての試みであるにも拘わらず，ほぼ期待した成果が得られた。終わりに臨み関係者の御努力に深く感謝の意を表します。

参考文献

(1) 五十嵐，GTS J，12－45（昭59－6）p 12
(2) 小河ほか5名，航技研報告，NAL－TR 533（S，53－3）
(3) 池田ほか3名，航技研資料，NAL－TM 360（S，53－8）
(4) 藤沢ほか3名，航技研報告，NAL－TR 585（S，54－9）
(5) Fujii，S.，ASME，Paper 72－GF 4（1972）
(6) 航空局検査課，耐空性審査要領，鳳文書林
(7) 今井，日本航空宇宙学会誌，31－352（1983－5），p 242
(8) Cernch，L．ほか1名，AIAA Paper 79－1119（1979－6）

協賛シンポジウム

〝ファインセラミックス部品の低コスト生産加工技術国際シンポジウム〟

主　催　精機学会
日　時　**昭和60年12月5日（木），6日（金）**
会　場　光陽社（東京都荒川区東日暮里5－48－5　Tel 03－803－1249）
参加費　会員（賛助会員を含む）23,000円，非会員35,000円
詳細は精機学会（新宿区百人町2－22－17，セラミックスビル内 Tel 03－362－4030）へお問い合わせ下さい。

〝第2回流れの動的計測シンポジウム〟

主　催　流れの診断技術研究会
日　時　**昭和60年12月4日（水），5日（木）**
会　場　建築会館ホール（東京都港区芝5－26－20）
参加費　無　料
詳細は流れの動的計測シンポジウム事務局（大阪府吹田市垂水町3－25－13，松貿機器㈱内，Tel 06－386－8901，7501）へお問い合わせ下さい。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

菱重工業㈱に依頼して製作した。また衝撃試験は前者の瑞穂工場研究部の協力による。いずれも我が国では初めての試みであるにも拘わらず，ほぼ期待した成果が得られた。終わりに臨み関係者の御努力に深く感謝の意を表します。

参考文献

(1) 五十嵐，GTS J，12－45（昭59－6）p 12
(2) 小河ほか5名，航技研報告，NAL－TR 533（S，53－3）
(3) 池田ほか3名，航技研資料，NAL－TM 360（S，53－8）
(4) 藤沢ほか3名，航技研報告，NAL－TR 585（S，54－9）
(5) Fujii，S.，ASME，Paper 72－GF 4（1972）
(6) 航空局検査課，耐空性審査要領，鳳文書林
(7) 今井，日本航空宇宙学会誌，31－352（1983－5），p 242
(8) Cernch，L．ほか1名，AIAA Paper 79－1119（1979－6）

協賛シンポジウム

〝ファインセラミックス部品の低コスト生産加工技術国際シンポジウム〟

主　催　精機学会
日　時　**昭和60年12月5日（木），6日（金）**
会　場　光陽社（東京都荒川区東日暮里5－48－5　Tel 03－803－1249）
参加費　会員（賛助会員を含む）23,000円，非会員35,000円
詳細は精機学会（新宿区百人町2－22－17，セラミックスビル内 Tel 03－362－4030）へお問い合わせ下さい。

〝第2回流れの動的計測シンポジウム〟

主　催　流れの診断技術研究会
日　時　**昭和60年12月4日（水），5日（木）**
会　場　建築会館ホール（東京都港区芝5－26－20）
参加費　無　料
詳細は流れの動的計測シンポジウム事務局（大阪府吹田市垂水町3－25－13，松貿機器㈱内，Tel 06－386－8901，7501）へお問い合わせ下さい。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

菱重工業㈱に依頼して製作した。また衝撃試験は前者の瑞穂工場研究部の協力による。いずれも我が国では初めての試みであるにも拘わらず，ほぼ期待した成果が得られた。終わりに臨み関係者の御努力に深く感謝の意を表します。

参考文献

(1) 五十嵐，GTS J，12－45（昭59－6）p 12
(2) 小河ほか5名，航技研報告，NAL－TR 533（S，53－3）
(3) 池田ほか3名，航技研資料，NAL－TM 360（S，53－8）
(4) 藤沢ほか3名，航技研報告，NAL－TR 585（S，54－9）
(5) Fujii，S.，ASME，Paper 72－GF 4（1972）
(6) 航空局検査課，耐空性審査要領，鳳文書林
(7) 今井，日本航空宇宙学会誌，31－352（1983－5），p 242
(8) Cernch，L．ほか1名，AIAA Paper 79－1119（1979－6）

協賛シンポジウム

〝ファインセラミックス部品の低コスト生産加工技術国際シンポジウム〟

主　催　精機学会
日　時　**昭和60年12月5日（木），6日（金）**
会　場　光陽社（東京都荒川区東日暮里5－48－5　Tel 03－803－1249）
参加費　会員（賛助会員を含む）23,000円，非会員35,000円
詳細は精機学会（新宿区百人町2－22－17，セラミックスビル内 Tel 03－362－4030）へお問い合わせ下さい。

〝第2回流れの動的計測シンポジウム〟

主　催　流れの診断技術研究会
日　時　**昭和60年12月4日（水），5日（木）**
会　場　建築会館ホール（東京都港区芝5－26－20）
参加費　無　料
詳細は流れの動的計測シンポジウム事務局（大阪府吹田市垂水町3－25－13，松貿機器㈱内，Tel 06－386－8901，7501）へお問い合わせ下さい。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

技術論文

セラミック・ラジアルタービンロータの回転強度評価

日産自動車中央研究所　佐々木　正　史
和　泉　隆　夫
阿知波　清　次
伊　藤　高　根

1. 緒　　言

ガスタービン・エンジンは多種燃料性，排気の清浄性，静しゅく性などの優れたポテンシャルを有し，将来の乗用車用原動機として最も有望視され，各国で精力的に開発が進められている。これらの開発プロジェクトの共通点はいずれもホットパーツにセラミック材料を無冷却で適用することであり，この点に多大な努力が向けられている。セラミック材料は静止パーツのひとつである燃焼器ライナなどではかなりの耐久性を発揮する[1),2)]のに対し，高い遠心および熱応力下に置かれるタービンロータではその適用はきわめて困難であり，強度予測にも厳密さが要求される。筆者らのひとりは既報[3)]において窒化ケイ素製小型モデル・タービンロータの強度を3点抗折強度からWeakest Link Theory（WLT）[4)]に基いて推定しようと試み，常圧焼結法（SSN)の場合にはグループ分け操作によってある程度の精度が確保できることを示した。

一方，実際のガスタービン用のコンプレッサタービンとして耐酸化性の面で有利と思われる炭化ケイ素製ラジアルタービンロータの開発を引き続いて実施し，同様の強度推定を試みて来た。しかし既報[3)]において指摘した様に，抗折試験片と複雑形状の実体ロータとでは欠陥の分布を揃えることが困難であって，この時点で既に予測精度を制約する要因が内包されるという問題が残った。

本報ではこの点を考慮して，WLTを適用する際に実体ロータから切り出した試験片の抗折試験を実施し，そのデータに基いて実体ロータの回転強度の予測を試みた。さらに実体ロータのスピンテストを実施し，予測結果から期待される回転強度より低い回転数で破壊してしまうロータについて，その原因推定と改良を重ね，セラミック・ラジアルタービンロータの開発上のポイントについて2,3の知見を得たので報告する。

（昭和60年6月18日原稿受付）

2. 供試ロータおよび実験装置

供試ロータは，破壊靱性値や常温強度では既報のSSNに劣るが耐高温酸化性（1600K～）を考慮して常圧焼結炭化ケイ素（SSC）製とした。翼形状などの違いによるタイプ1ロータおよびタイプ2ロータの2種類を供試し，その各々に軸一体型と軸穴アキの2種類がある。供試ロータの一例（タイプ2ロータ軸一体型）を図1に示す。軸

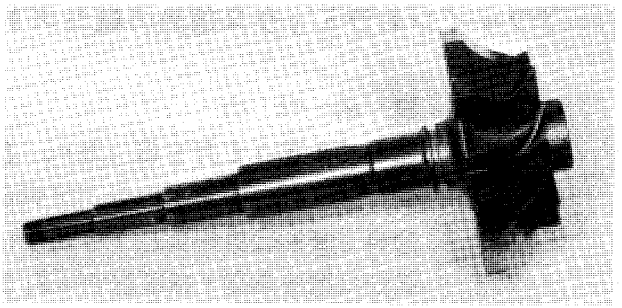


図1　供試ロータ（タイプ2軸一体）

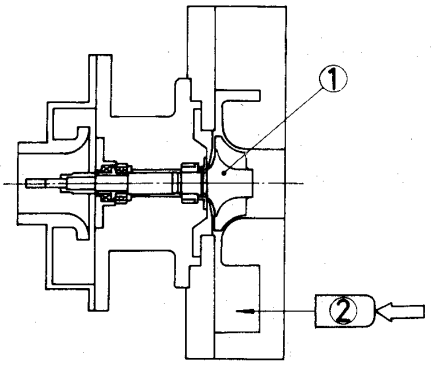


図2　ホットスピンテスタ

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

一体ロータはロータハブ部とシャフトを別体で成形，嵌合の後一体焼成したものである。

回転強度試験を実施するための実験装置（スピンテスタ）は2種類あって，そのひとつは図2に示すホットスピンテスタである。これは供試ロータ①を直接高温燃焼ガスで駆動する装置で，実際の使用条件に近い回転試験ができる。他のスピンテスタは図3に示す真空スピンテスタで，供試ロータ①は外部駆動タービン②によって－755 mmHg以下の真空ピット④内で駆動される。この装置ではバーストリング⑦またはフォトマル⑪によって破壊を感知し，ストロボ⑨を発光させて破壊瞬間写真の撮影が可能になっている。

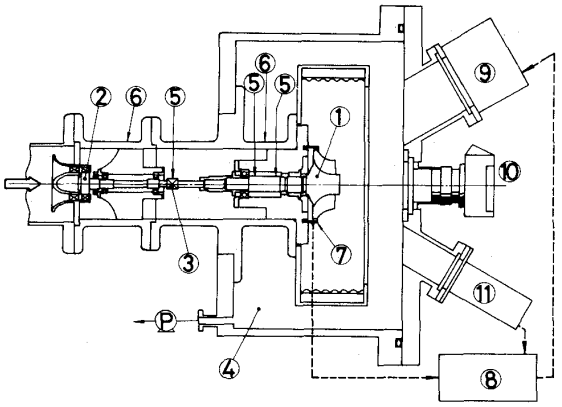


図3　真空スピンテスタ

3. ロータ切り出し試験片の抗折試験

ロータの破壊強度を推定するためのベースとなるデータを得るため，ロータ実体から直接試験片を切り出し抗折試験を実施した。このような手法によれば欠陥分布を実物と同等にできるという利点がある。図4にタイプ1ロータの切り出し試験片の3点抗折試験結果を示す。図4左図に示すように種々の部位，方向から切り出したにもかかわらず，部位，方向による特徴的な強度グループは見られない。しかし金型圧粉成形の同一材料試験片強度（図中右寄り実線）から有効体積を考慮して予測した強度（図中一点鎖線）と比較するとかなり低強度になっている。このことはロータ製造上改良の余地がまだ残っていることを示しているが，その後製造されたタイプ2ロータの場合には図5に示すように圧粉成形試験片からの推定強度

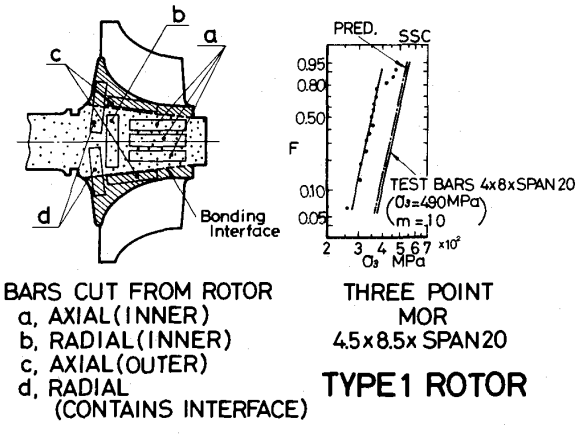


図4　タイプ1ロータからの切り出し試験片強度

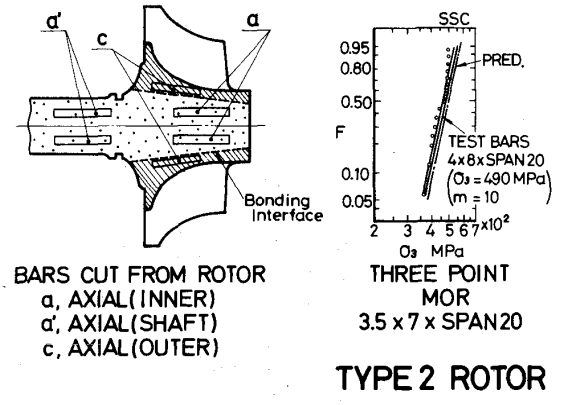


図5　タイプ2ロータからの切り出し試験片強度

にかなり近い値となっており，成形技術の向上が見られたことを示している。

本論文ではこの点については言及せず，以下タイプ1ロータおよびタイプ2ロータの各々に対して，各々の切り出し試験片の抗折試験結果をベースに議論を進めることとする。軸穴アキロータからの切り出し試験は実施していないが，軸穴アキロータについても図4および図5の結果を適用することとする。

4. 回転中のタービンロータの応力解析と推定試験

抗折試験結果から実体ロータ強度をＷＬＴに従って（すなわち有効体積を計算して）予測するためにはタービンロータの応力分布を詳細に推定する必要があり，その精度が予測精度を支配する。軸一体ロータと軸穴アキロータの回転中の遠心応力分布をＦＥＭによって計算した一例（周速ｕ＝524 m/s）を図6(A)および(B)に示す。応力値は全て最大主応力である。(A)の軸一体ロータの一部は

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

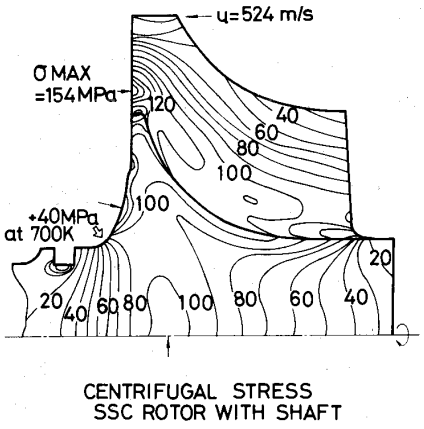


図6(A)　軸一体ロータの遠心応力分布

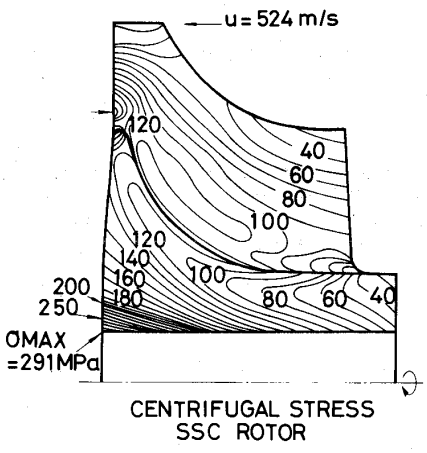


図6(B)　軸穴アキロータの遠心応力分布

約700Kのガスによるホットスピテストに供しており，その場合軸と背板の付根付近（矢印）に40MPa程度の熱応力が付加されるが，最大応力の発生位置（入口翼の根元）や最大応力値には殆ど影響しない。(B)の軸穴アキロータにおいては軸穴周上の背板端面付近に軸一体ロータの2倍近い最大応力が生ずる。

これらの応力分布はＷＬＴに基いて有効体積[5]を計算する際に用いられ，さらに有効体積は試験片強度から実体の強度を推定するのに用いられる。有効体積V_Eは次式で定義される。

$$V_E = \int V \left(\frac{\sigma}{\sigma_{\mathrm{Max}}}\right)^m dV \qquad (1)$$

ここでσ_{Max}は実体（計算された応力分布）中の最大応力，mはワイブル数であって試験片の抗折試験結果から求めた値を用いる。σおよびσ_{Max}としては一般的には3軸引張り応力を考慮する必要がある[5]が，実際上は軸一体ロータのデスクは2軸，軸穴アキロータのディスクは1軸（$\fallingdotseq\sigma_\theta$）またブレードはいずれも1軸（$\sigma_r$）として計算精度上問題ない。ただし熱応力は一般に3軸を考慮する必要がある。

式(1)から明らかなように有効体積V_Eは応力分布に大きく依存し，高い応力が1ケ所に集中している軸穴アキロータの場合には軸一体ロータの½以下のV_Eとなる。

ここでロータ切り出し試験片の抗折強度（平均強度）を$\bar{\sigma}_{3P}$，その有効体積をV_{E3P}とし，式(1)によって応力分布から計算した実体の有効体積をV_Eとすると，実体の平均強度は以下のように表わされる。

$$\bar{\sigma} = \bar{\sigma}_{3P} \left(\frac{V_{E\,3P}}{V_E}\right)^{\frac{1}{m}} \qquad (2)$$

ここでワイブル数mは式(1)と同様切り出し試験片の実験値を用いる。

式(1)および(2)は，材料，欠陥分布が同等でも体積が大きく，またある応力場において応力が高い部分程破壊に関与する欠陥の存在する確率が高いことを意味する。

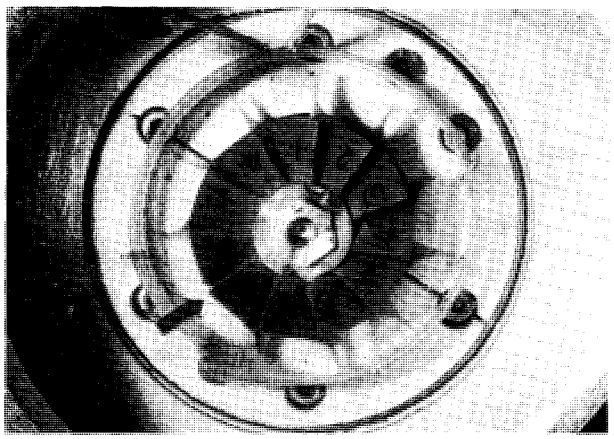
また，以下に述べるスピンテストで破壊最大応力$\sigma_{B\mathrm{Max}}$は，破壊回転数に対応する図6(A)，(B)の各々の最大の最大主応力値をもって定義することとする。

5. 回転強度試験（スピンテスト）結果

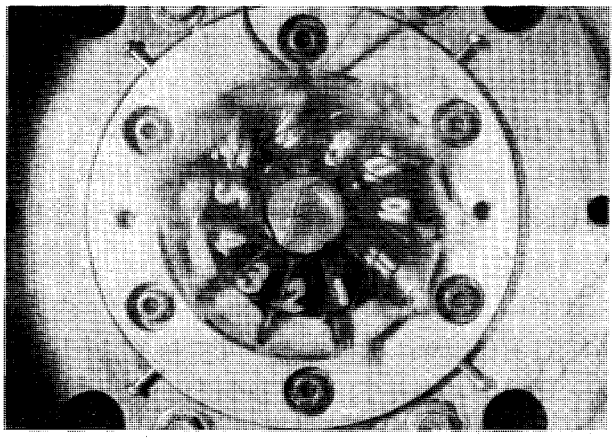
5.1 破壊瞬間写真　真空スピンテスタ（図3）でロータ破壊時の瞬間写真を撮影した例を図7に示す。図7(A)のごとく翼端のみが切損し他の翼やハブには何ら変化が見られない場合には明らかにその翼（入口）の付根に破壊起点があったと判断できる。一方(B)のように破壊初期の段階が全ての翼，ハブに網目状のクラックである場合にはハブあるいは背板表面に破壊起点がありそうだとの目安をもって破壊形態の考察を行なっている。しかし撮影タイミングが遅れて破壊がかなり進行しているような写真では明確な判断が困難なので，より早期のストロボ起動のトリガリングが要求される。

セラミックロータの破壊時には図8に示すよう

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.



(A)　入口翼根元（矢印）からの破壊



(B)　ハブ背板からの破壊

図7　瞬間破壊写真の一例

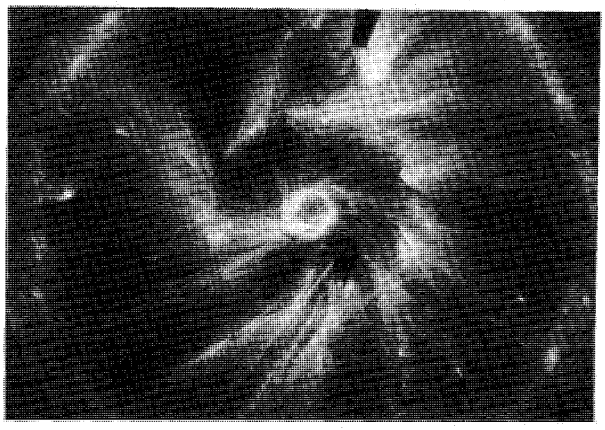


図8　破壊時の発光現像

に強い発光を伴なう。この発光は赤色系であり，摩擦熱などによる赤熱光と考えられるが，バーストリングの破壊タイミングよりも若干早期に始まるので，現在は図3に示したようにフォトマル出力とバーストリング出力のいずれか早い方の信号をトリガとしてストロボを起動する構成とした。

5.2　タイプ1ロータの回転破壊試験　タイプ1ロータの回転破壊試験の経移をワイブルプロットして図9に示す。図中実線の直線は切り出し試

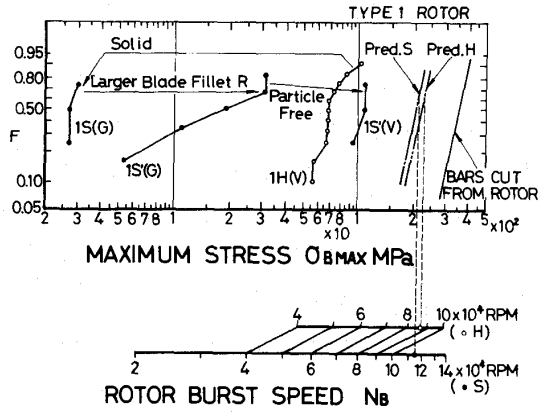


図9　タイプ1ロータの回転強度

験片の抗折強度を示し図6(A)および(B)の応力分布から有効体積を算出して求めた軸一体ロータおよび軸穴アキロータの推定強度を1点鎖線（Pred.S）および2点鎖線（Pred.H）で示す。また，軸一体ロータの実験値（シンボル●）にはS（Solid），軸穴アキロータの実験値（シンボル○）にはH（Hollow）を付し，さらにガス駆動テスト（G），真空スピンテストには（V）を付して実験条件を示す。横軸には軸一体ロータと軸穴アキロータの各々に対する破壊回転数N_BとN_Bに対応する相当最大応力$\sigma_{B_{Max}}$を示した。この破壊応力はFEMによって理想的な設計ディメンションに対して計算された値であって，切出し試験片強度から推定した強度に達しないというのは，主に実際のロータにおいてはFEM計算中に考慮されていない応力（集中）要因が存在することを意味する。

まずタイプ1ロータの素質を調べるために軸穴アキロータの回転試験（1H(V)）を実施したところ推定強度（Pred.H）の半分以下の平均強度しか示さなかった。引き続き軸一体ロー

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

タを常温ガスで駆動した試験（1S（G））を実施してみると異常に低い回転数で破壊してしまった。1H（V）の破壊瞬間写真には図7(A)のように翼端が切損する場合が頻繁に見られるため，入口翼根元に強い応力集中があるものと考え，翼根元のフィレットRを大きくする対策（図5の応力分布は対策後の形状に対する値）を施した。フィレットR対策後の軸一体ロータの試験（1S′（G））の結果，著しい強度向上は認められたものの依然として推定強度Pred．Sからは程遠い回転レベルで破壊した。

ガス駆動による試験では破壊片の回収時に上流にある断熱材粒子や酸化した金属片などが混入しており，こうした異物の衝突が低回転での破壊を招いている可能性がある。そこで低回転のスピンテストに供し破壊前に取り出したロータを観察すると，入口翼端に微細なチッピングが多数認められた。次に翼根元R対策ロータを2万rpm一定に保持し，駆動ガス上流からサンドブラスト用SiC粉を混入して異物衝突による破壊の有無を確認した。その結果平均径120 μmの粒子を嵩体積で150 ㎖程度を混入した場合翼先端の負圧側コーナに微細なチッピングが認められた。平均径600 μmの粒子を約20ケ混入した際には全ての入口翼が根元付近から切損した。

さらに異物の無い真空中で試験（1S′（V））するとガス駆動の場合（1S′（G））よりはるかに高回転まで破壊せず，異物衝突の影響がきわめて大きい事を傍証する結果となった。

5.3　タイプ2ロータの回転破壊試験　タイプ1ロータに引き続いてタイプ2ロータを用いて回転破壊要因の追求を行なった。このロータはタイプ1ロータの翼形状を空力的に改善したもので，前節の経験を反映して翼根元のフィレットRを十分大きくするなどの低応力設計も施してある。タイプ2ロータの回転試験結果を図10に示す。強度予測（図中鎖線）はタイプ2ロータからの切り出し試験片強度（図中実線の直線）をベースに行なっている。

まず軸穴アキロータの真空スピンテスト（2H（V））を実施した。このロータは軸一体ロータの軸部嵌合の影響を同等に評価するため，軸穴アキにもかかわらず軸一体と同様の嵌合焼結部を設けたものである。この場合推定強度Pred．Hの約80％程度の強度を示し，タイプ1ロータに比べるとかなり予測精度が向上した。しかし明瞭なワイブル分布を示さないなど，まだ応力計算中に考慮されていない要因が存在するものと考えられる。

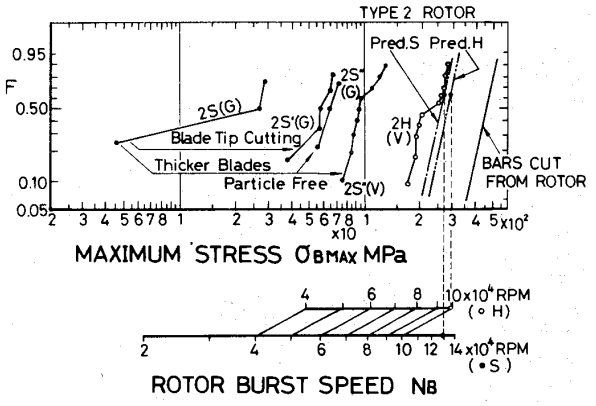


図10　タイプ2ロータの回転強度

一方軸一体ロータのガス駆動試験（2S（G））ではタイプ1（1S′（G））と同様異常に低い回転数で破壊し，ここでも異物衝突の強い影響が認められる。

前節に述べたように異物衝突によるチッピングが入口翼先端部に集中する事実に基き，入口翼先端を半径で8および12㎜切り落として翼先端への異物衝突の影響を軽減したロータの試験（2S″(V)）を実施したところ，破壊回転数の著しい向上が認められた。また翼端カット量の差異は認められないことから異物衝突に強く関与する部位は比較的翼の先端部に集中していることが示唆される。この部位は遠心応力はむしろ軽微であり，翼厚の影響が強いものと考えられる。

ここで翼厚を入口先端0.5㎜から1.0㎜に増し，かつ翼根元応力極大値を変えないように（軸上のハブ中央極大値は増す）翼厚変化を与えた厚肉翼ロータの試験（2S″（G））を実施したところ，翼端をカットした以上の効果が示された。

さらにこの厚肉翼ロータの真空スピンテスト（2S″（V））を試みるとより高回転まで破壊せず，翼の厚肉化の耐異物衝突効果は高いがまだ十分ではないことが示された。また真空中の試験でも推定強度Pred．Sの半分以下の推定強度で破壊が生じており，実際の回転中のロータには応力解析では考慮されていない要因が含まれている

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

ことが示された。

6. 考　察

前節において軸一体ロータは軸穴アキロータよりはるかに低い推定応力で破壊に到ることが判ったが，これは軸一体の場合には軸穴アキロータで顕在化しないような破壊要因が在存することを意味する。実際のロータが厳密な設計形状と異なることに起因する応力計算精度の低下を検討するために，入口翼倒れ効果とバランス修正用研削の効果について考察した。但しこれらの設計形状からの逸脱の程度は，軸一体と軸穴アキのロータの間に有意差を示さない。

6.1　入口翼倒れ効果　本研究で対象としたロータはラジアル翼であるが，金型の精度や成形から焼成に到る過程上厳密にラジアル方向と一致させることはできない。翼のラジアル方向からの倒れは遠心力によって翼根元の曲げ応力を生じ，図11中に示す倒れθが1°につき翼根元付近の極大応力に10％程度の引張り応力を付加することになる。各ロータ翼のうちの最大倒れθと真空スピンテストにおける軸一体ロータ（２S″（V））の破壊回転数N_Bの自剰（∝応力）との関係を図11中シンボル•で示す。右下がりの相関があるとはいえず，この段階では低回転破壊の主な要因とは認められない。

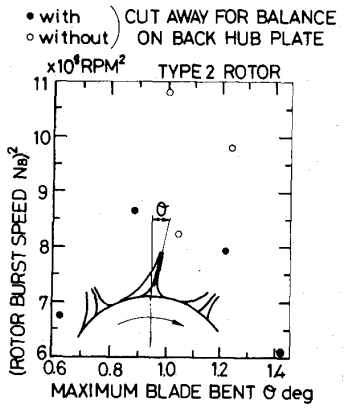
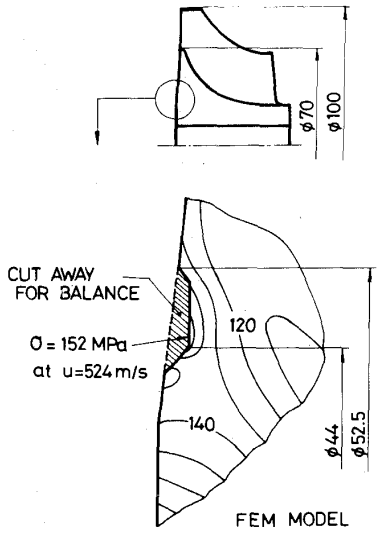


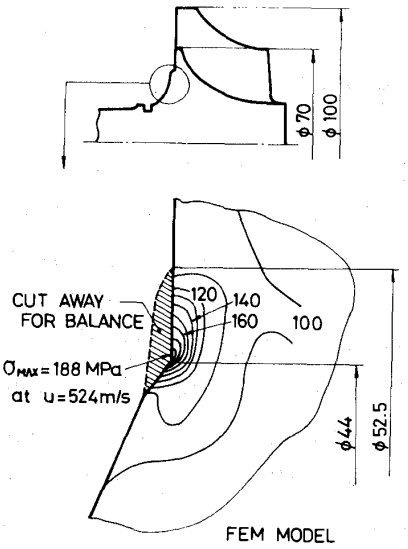
図11　入口翼倒れと破壊回転数の関連

6.2　バランス修正用研削の効果

上述の回転試験（２S″（V））において破壊瞬間写真はいずれハブ（背板）からの破壊を示唆しており，しかも破片の移動距離の差から推定される破壊起点方位と，背板表面のバランス修正のための研削部の方位が近いものも散見される。しかし軸一体ロータと軸穴アキロータとで初期アンバランス量に有意差は認められず，従って修正代にも個体差はあっても軸一体か軸穴アキかによる有意差は無い。そこでバランス修正用研削部の応力場に与える影響をＦＥＭを用いて求め，軸一体ロータと軸穴アキロータとで比較を行なった結果を図12に示す。(A)の軸穴アキロータでは修正研削



(A)　軸穴アキロータ



(B)　軸一体ロータ

図12　背板部のバランス修正用研削の応力場に与える影響（ＦＥＭ）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

部の応力増加は10%以下で，軸穴上に生ずる最大応力が2倍近い値のまま支配している。これに反し(B)の軸一体ロータの場合，元来応力の極大値が存在した付近を削り取るために45%もの強い応力増加を示し，当初最大応力発生位置と考えていた入口翼付根付近の応力値を20%以上超している。実際のロータでは修正代はまちまちなので，軸一体ロータについて修正量の違いに伴なう修正部応力の変化を図13に示す。横軸 r/Rs が小さい程修正の

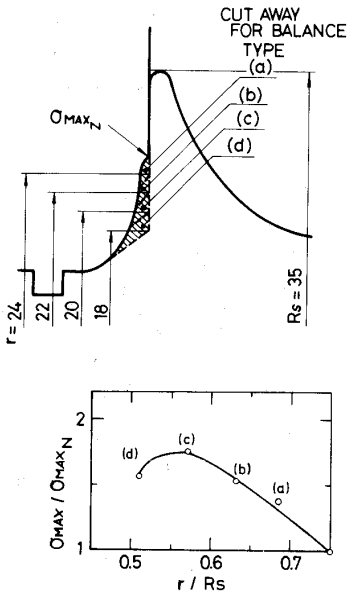


図13　背板部バランス修正量が応力増加率に及ぼす影響（軸一体ロータ）

のための研削量が増す方向になる。このロータ形状の場合，バランス修正を実施しない時の背板段付き部応力 σ_{Max_N} に対する応力の増加率には極大値があって，最大約75%，入口翼根元の極大応力の約40%の応力増加の可能性がある。さらに修正部表面の研削キズの応力集中[6]をも考慮すると，軸一体ロータの場合，背板部のバランス修正研削が低回転破壊の主要因となる可能性が十分あると考えられる。

6.3　背板部の研削が無い場合の回転強度　上節で検討した背板部のバランス修正用研削の効果を確認するために，背板上のバランス修正を廃し，メタルシャフト上で修正を試みた場合の真空スピンテストの結果を図14に示す。図中破線はタイプ2軸一体ロータの真空スピンテスト（2S″（V））で，シンボル△はこのデータを図13のタイプ（C）

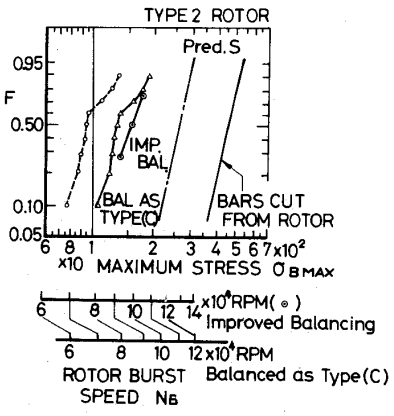


図14　背板部バランス修正を廃したロータ（タイプ2軸一体）の回転強度

のようにバランス修正した場合の最大応力の増加があったものとして再プロットしたものであり，これに伴なって破壊回転数 N_B の値（下段）は高応力側にシフトする。

シンボル◎は背板部のバランス修正が無い場合の回転試験結果を示す。破壊回転数 N_B と応力との対応は図9および10と同様である。研削部を無くすることよって明らかに高回転まで耐えるようになり，かつその改善率はFEMで推定した研削に伴なう応力増加分の効果とほぼ同程度もしくはそれをしのぐ効果となった。

6.4　軸一体ロータと軸穴アキロータの差違

以上の考察を総合すると，軸一体ロータと軸穴アキロータとは，厳密な設計仕様から逸脱範囲を同等にしても，それらに対する感応性に著しい相違が生ずることになる。すなわち軸穴アキロータでは軸穴上の強いフープ応力が破壊を支配し，他の部位に多少ばらつきや誤差があっても感じ方は鈍い。これに対して軸一体ロータでは複数ケ所に散在する応力の極大値が互いに近い値になるように設計して低応力化を図るために，僅かな形状のばらつきなどが，最大応力やその発生部位までを支配することになる。従ってひとつのクリティカルな要因（例えばバランス修正）が解決されると，これまで潜伏していた要因（例えば翼倒れ）が顕在化するというように問題解決の方向も複雑多岐にわたることになる。

当初バランス修正の次に顕在化する低回転破壊の要因は入口翼倒れと考えていたが，背板部の修正を行なわないロータの入口翼倒れ θ と破壊回転

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

数N_Bとの関係を調べてみると図11中シンボル○で示すように相関は認められず，また破壊時の発光タイミングの解析からも入口翼倒れの他に主たる要因が存在することが示唆されており，今後この点を重点的に検討する必要がある。

7. 結　言

炭化ケイ素製ラジアルタービンロータの低回転破壊要因を追跡した結果を報告した。これらをまとめると以下のとおりである。

1. 靱性の低い炭化ケイ素ロータでは上流から飛来する異物の衝突が破壊要因となることがある。
2. 耐異物衝突性を向上する上で翼厚みを増す効果は著しい。
3. 軸穴アキロータの回転強度は切り出し試験片から有効体積によってかなり良く推定できる。
4. 軸一体ロータは異物衝突が無い条件でも推定破壊回転数よりかなり低い回転数で破壊する。その主要因のひとつは背板のバランス修正用研削部の応力集中である。
5. 軸一体ロータの応力場は設計形状からの比較的軽微な逸脱にも敏感に感応し，それが破壊の要因となる可能性がある。

なお，本報における供試ロータの製造および抗折試験は日本特殊陶業㈱によって行なわれたことを付記する。

参考文献

1) 阿知波，山崎，GTSJ第8回定期講演会予稿集，1980
2) Achiwa S.ほか2名，83－TOKYO－IGTC－23，1982
3) 佐々木ほか2名，GTSJ誌9－36，1982
4) Weibull W，J. of Appl. Meck.，Vol. 18，1951
5) Hartstock D. L.，ASME paper. 85－GT－100，1985
6) 伊藤，セラミックス，18，No. 6，1983

共催講演会

第26回航空原動機に関する講演会講演募集

開 催 日　昭和61年2月19日(水)
会　　場　国立教育会館　　Tel　03－580－1251
申込締切　昭和60年10月17日(水)
申 込 先　日本航空宇宙学会
〒105　港区新橋1－18－2航空会館分館
Tel　03－501－0463

詳細は日本航空宇宙学会へお問い合わせください。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

数N_Bとの関係を調べてみると図11中シンボル○で示すように相関は認められず，また破壊時の発光タイミングの解析からも入口翼倒れの他に主たる要因が存在することが示唆されており，今後この点を重点的に検討する必要がある。

7. 結　言

炭化ケイ素製ラジアルタービンロータの低回転破壊要因を追跡した結果を報告した。これらをまとめると以下のとおりである。

1. 靱性の低い炭化ケイ素ロータでは上流から飛来する異物の衝突が破壊要因となることがある。
2. 耐異物衝突性を向上する上で翼厚みを増す効果は著しい。
3. 軸穴アキロータの回転強度は切り出し試験片から有効体積によってかなり良く推定できる。
4. 軸一体ロータは異物衝突が無い条件でも推定破壊回転数よりかなり低い回転数で破壊する。その主要因のひとつは背板のバランス修正用研削部の応力集中である。
5. 軸一体ロータの応力場は設計形状からの比較的軽微な逸脱にも敏感に感応し，それが破壊の要因となる可能性がある。

なお，本報における供試ロータの製造および抗折試験は日本特殊陶業㈱によって行なわれたことを付記する。

参考文献

1) 阿知波，山崎，GTSJ第8回定期講演会予稿集，1980
2) Achiwa S.ほか2名，83－TOKYO－IGTC－23，1982
3) 佐々木ほか2名，GTSJ誌9－36，1982
4) Weibull W，J. of Appl. Meck.，Vol. 18，1951
5) Hartstock D. L.，ASME paper. 85－GT－100，1985
6) 伊藤，セラミックス，18，No. 6，1983

共催講演会

第26回航空原動機に関する講演会講演募集

開 催 日　昭和61年2月19日(水)
会　　場　国立教育会館　　Tel　03－580－1251
申込締切　昭和60年10月17日(水)
申 込 先　日本航空宇宙学会
〒105　港区新橋1－18－2航空会館分館
Tel　03－501－0463

詳細は日本航空宇宙学会へお問い合わせください。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

見聞記

1985 ASME 国際ガスタービン会議 ヒューストン大会

1. ヒューストン大会に参加して

慶応義塾大学名誉教授 **渡 部 一 郎**

昭和60年3月17日～21日米国ヒューストンにおいてASME主催第30回国際ガスタービン会議が開催された。会場は従来どおりAlbert Thomas Convention Centerであった。この会議はセッション数66。各委員会別のセッション題名，論文数等を表1に示す。表1から分るように，昨年に引きつづきcogenerationが依然主要トピックスの一つとなっている。セラミックスも話題の中心であった。旅客機等は近く再びターボプロップ化されるとの見通しもあるが，Advanced Turboprop Propulsionもパネルに組んであった。自動車ガスタービンのセッションも構成されていた。

この国際会議には展示会も含まれており，展示だけを見る登録者も加えると全登録者数は4351名，これは米国内開催の従来の国際ガスタービン会議中では最大[1]であったという。展示会に出品した会社，法人等は筆者の調べでは217社，ガスタービン部門発表では189社およびその他の法人機関となっており，[1]これもガスタービン会議としては米国国内ならびに国外開催を通じての新記録とのこと。ブース数は397，またASME論文は13,374編売れたという。[1]米国外からの登録者は691名（35ケ国）という。[1]

ここ数年来，この国際会議ではバンケは開催されない。これは登録料との関連が主な理由であろう。今回も3月17日(日) Headquarters HotelのHyatt Regency Hotelで開催された歓迎リセプション，3月21日(木) 12:00～1:30pm展示会場で行なわれた展示リセプションだけであった。なお，筆者は出席しなかったけれども，3月17日7:00～10:30pm Hyatt Regency Hotelで開催されたガスタービン部門実行委員会によるAward Dinnerでは1985 R.Tom Sawyer賞がJunker's Jumo 004, Avco Lycoming T53エンジン等の開発による貢献でAnselm Franzに，ほかに1983年ガスタービン論文賞，退任するガスタービン部門各委員会委員長への賞等がそれぞれ授与された。なお，会期中にはWestinghouse Electric社，Stewart & Stevenson社へのプラントツアー，ほかに観光ツアーが4つ組まれていた。なお3月17日(日)には短期学習コースとして(a) 3－D Flows in Turbomachinery Blade Rows, (b) Introduction to the Gas Turbine, (c) Turbomachinery Erosion and Performance Deterioration, (d) Turbine Engine Blade Design, Development and Field Service Experienceといった講習会も開催された。

図1はMr. Gas Turbineとして著名な本会名誉

図1 Mr. Gas Turbine R.Tom Sawyer

会員R.Tom Sawyerであり，筆者がコーヒーを飲んでいる処へサンドイッチをもって来て昼食をはじめた処。80才を超えているのに仲々元気であった。

参考文献

1) the gas turbine division newsletter, April 1985

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

表1　委員会名，セッション題名および論文数

委員会名	セッション番号	セッション題名	論文数
Combustion and Fuels	1	Combustor Research	5
	8	Emissions Technology	2(パネル)
	18	Modeling, Design and Development Procedures	6
	28	Injection Processes-1	6
	39	Alternative Fuel Utilization-1	5
	50	Injection Processes-2	6
	60	Alternative Fuel Utilization-2	6
Electric Utilities	2	Cogeneration in the Real World	パネル
	10	Cogeneration-Combined Cycle	6
	20	Operation	6
	30	Maintenance	パネル
	40	Technical Considerations	5
Turbomachinery	3	Aerodynamics of Turbines-1	5
	4	Fluid Dynamics of Centrifugal Compressors and Fans-1	3
	12	Aerodynamics of Turbines-2	5
	13	Fluid Dynamics of Centrifugal Compressors and Fans-2	5
	14	Aerodynamics of Axial-Flow Compressors	6
	24	Two Dimensional Cascade Flow-1	5
	25	Endwall and Tip Clearance Flows in Turbomachinery-1	4
	34	Three-Dimensional Inviscid Cascade Flow	4
	35	Endwall and Tip Clearance Flows in Turbomachinery-2	4
	36	Special Topics in Turbomachinery	5
	45	Unsteady Flow in Turbomachinery-1	5
	46	Three-Dimensional Viscous Cascade Flow	4
	56	Unsteady Flow in Turbomachinery-2	6
	57	Two Dimensional Cascade Flows-2	4
Aircraft	5	Advanced Turboprop Propulsion	4(パネル)
Ceramics	6	Ceramic Design and Analysis	7
	16	Progress in German Ceramic Applications in Engines	パネル
Coal Utilization	7	Coal Fired Gas Turbines	4
	17	Advances in Turbomachinery Utilizing Coal	4
	27	Coal Fired Combustion	3
	38	Deposition-Erosion-Corrosion	2
	49	Clean-Up Techniques & Instrumentation	3
Control and Diagnostics	9	Current Topics in Controls and Diagnostics-1	3
	19	〃 〃 〃 -2	3
Control and Diagnostics & Pipeline and Applications	29	User Experience with On-Line Condition and Performance Monitoring	パネル

委員会名	セッション番号	セッション題名	論文数
Manufacturing Materials and Metallurgy	11	Coating and Repair Processing	5(パネル)
	22	Materials and Materials Processing for Hot Gas Path Components	3
	32	Corrosion and Corrosion Protection	3
Aircraft Gas Turbine	15	Derivative Engines in Existing Aircraft-1	4
	26	〃 〃 -2	3
Gas Turbine Heat Transfer	21	Film Cooling	5
	31	Airfoil Heat Transfer	5
	41	External Heat Transfer	4
	51	Internal Heat Transfer	3
	62	General Heat Transfer	4
Structures & Dynamics	23	Blade Flutter	4
	33	Rotor Dynamics	5
	44	Component Vibrations	2
	55	Fracture and Fatigue	3
Vehicular and Small Turbomachines	37	Small Gas Turbines and Turbo-Machines	5
	47	Gas Turbines for Passenger Cars	4
	58	The Future Needs of Ceramic Materials in Automotive Gas Turbine Engines	パネル
Pipeline and Applications	42	Compressor Package Reliability and Performance (Operation & Maintenance)	3
	53	Compressor Package Efficiency	3
	65	Applications and Testing	3
Process Industries	43	Cogeneration-1	4
	54	〃 -2	4
	66	Economic Considerations for Marginal Installations of Cogeneration Systems	パネル
Closed Cycles	48	Economics and Applications	2
	59	Toward the Initial Commercialization of CCGT systems	パネル
Marine	52	Marine Systems	3
	64	Marine Experience	2
Education	61	University Cooperative Programs with the Industry and Government Agencies	4
Legislative and Regulatory Affairs	63	Proposed Catalytic Reduced Processes	パネル
		計	241 論文 11 パネル

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

2. 航空用ガスタービンおよび航空転用ガスタービン

石川島播磨重工業㈱ 村島完治

(1) 航空用ガスタービンについては，今回はATP（高速ターボプロップまたはプロップファン）も含めて3セッションと，前回のアムステルダム大会の5セッションから減少している。今回は，「ATP」の開発計画と現状の報告がパネル1セッション，「派生型エンジン」として現用の航空機のエンジンを改良型エンジンに換装してその能力を向上させる諸検討の論文についての2セッションとから構成されていた。

航空転用ガスタービンについてはMarine Application等について数件の論文が発表された。

(2) Advanced Turboprop（ATP）

NASAの資金により進められているATPの研究開発の状況についてのパネル討論が行われ，Hamilton，PWA，Allison，GEの4社が発表した。

- ハミルトン社（Hamilton Standard，HSD）
  Single Rotation Propfan
  Counter Rotation Propfan
- プラットエンドホイットニー社（Pratt & Whittney Aircraft，PWA）
  ATP System ―― HSDと共同研究
  （Core Engine，Gear）
- アリソン社（Allison）
  Gear System
- ジェネラルエレクトリック社（General Electric，GE）
  Gearless Counter Rotation Fan：Unducted Fan（UDF）

図1　米国に於けるATPの研究（パネル）

この内GEを除く3社は一つのグループとなって研究を分担しており，Unducted Fanと云うユニークなシステムの研究を推進しているGEと競争している。

ATPは過去10年来Hamilton社が一重ロータ，牽引型（Single Rotation，Traction Type）として研究を進めて来ており，最近になって効率の点から二重反転型（Counter Rotation）の研究へと進み，更に航空機の客室騒音の見地から推進型（Pusher Type）のプロペラ配置が今後の主流の如く唱えられるようになった。

ATPはターボジェット，低バイパスターボファン，高バイパスターボファンと燃費低減のための

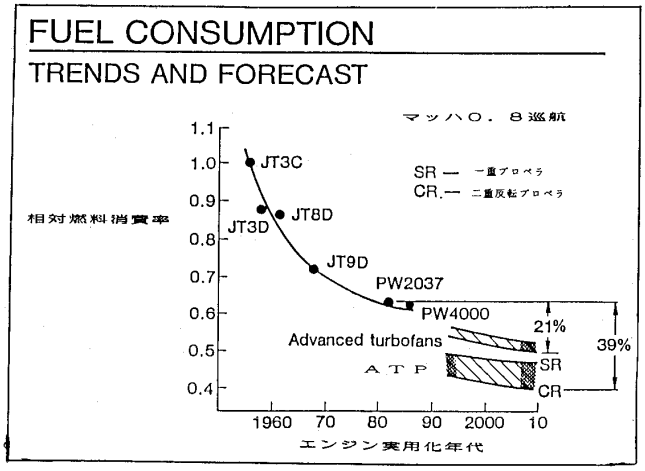


図2　エンジンの燃料消費率の変遷
（パネル，PWA）

エンジン形式の進化の過程で，高亜音速領域までの範囲で燃費低減をはかるため，更にバイパス比を大きくしたものに相当するターボプロップが見直されることとなった。しかし，プロペラは飛行マッハ数が0.6レベルと低いため，プロペラ径を小さくし，プロペラ枚数を8－12枚と増して高速回転させるATPとすることにより0.75－0.85マッハで十分な低燃費が得られるものとして期待されるようになり，更に昨年のファンボロエアショーにてHamilton，GEの二社よりATPの大型モックアップが展示され，一躍その開発計画が注目されることとなった。

現状ではGE社の歯車なしの構成に対し，Hamilton，PWAの二社は比較検討の結果として，減速歯車付を主張している。いずれもNASAの資金のもとそれぞれ1987年頃に飛行試験を行う計画で進められている。現状の問題点は，複合材プロペラの空力弾性と製造法，鳥衝突，可変ピッチ機構，プロペラの飛散防止とともにプロペラ騒音

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

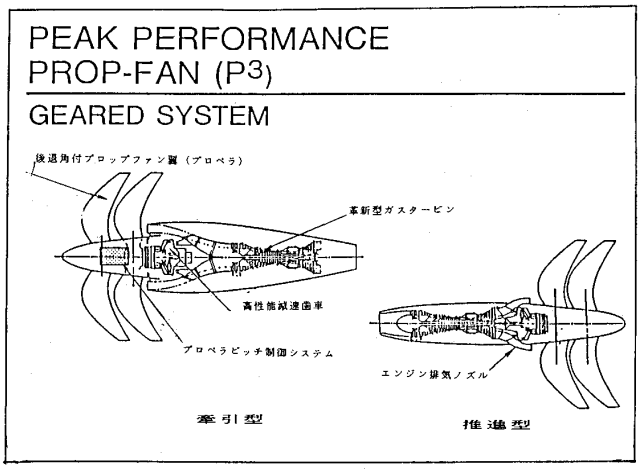


図３　プロペラ配置の２型式（歯車付ＡＴＰ）
（パネル，ＰＷＡ）

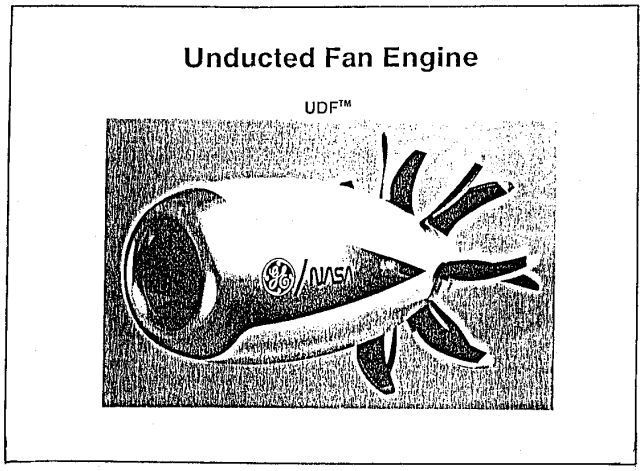


図４　ＧＥ社の Unducted Fan Engine
（パネル，ＧＥ）

である。騒音は機体の客室騒音が問題とされて来たが，二重反転方式を採用すると地上への騒音も対策を要する問題となって来た。開発の進捗状況の発表については，昨年９月ツールーズにて開催されたＩＣＡＳに於ける論文発表から特に目立った進展は報告されていない。

航空機の燃費の低減はその大部分をエンジンの低燃費化によって実現されており，ＡＴＰについても今後の高性能商用航空機の実用化のため大いにその開発計画が注目され，エンジンメーカもその先進性を売り込んで将来の開発製品化競争に優位を占めるため積極的にその計画を説明している。しかしながら技術的に解決すべき問題もいくつか残っており，商用として実用に至る時期については議論のあるところである。

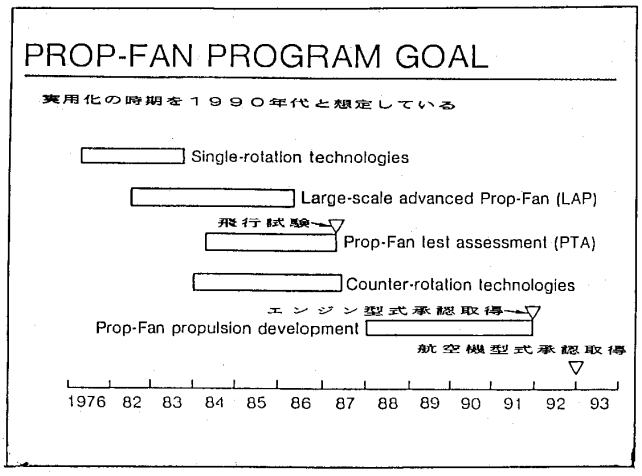


図５　ＡＴＰの開発計画例（パネル，ＰＷＡ）

(3)　航空機への派生型エンジンの換装

航空機はミッション要求の上からその性能，機能の向上が常に求められる。格段に進歩したエンジンに換装することにより，航空機の性能が見違えるようになることから常に新しいエンジンが求められるが，高性能の新しいエンジンの開発には多くの資金を必要とするので，最近は現用エンジンの改良開発や他の航空機に搭載された新エンジンを小改良した派生型エンジン（Derivative Engine）を換装することが多く検討され，それによる性能の向上に関する論文が２セッションにて発表された。

ここでは新規開発エンジンと既開発エンジンの

派生型エンジンによる
現用航空機のエンジン換装計画
（Re－Engine）

F14：TF30 → F110
（F101／B1 の派生型）
F４：J79 → PW1120
（F100 の派生型）
KC135：J57－59W → CFM56
（高バイパスターボファン）
Harrier：Pegasus エンジンの改良型
E２C：T56 エンジンの改良型
F16：J79，F100，F110
各エンジンに対する共通なエンジン装着形状
（エンジンベイ）

図６　派生型エンジンによる航空機の性能向上

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

派生型による航空機の性能，機能の向上と，開発コストおよび開発リスクなどについての比較検討を論じた論文も発表され，派生型エンジンの位置づけがなされている。評価は軍用機についてなされているが，(ア)全体の装備品の運用体系の中でのその航空機の役割と稼動時期，(イ)エンジンを供給するメーカの仕事のバランス，(ウ)運用までのエンジン開発コストの比較，(エ)必要運用時期に対する開発リスク，などを充分に比較すべしとしている。今後派生型のエンジンが多く出現，利用されることとなろう。

論文としては，F14にてTF30からF110へ，F4にてJ79からPW1120へ，KC 135給油機にてJ57からCFM56へのエンジン換装，F16にてJ79，F100，F110に対する共通のエンジンベイ，の他にE2C，Harrierにてそれぞれエンジン改良型，派生型の換装の検討が報告された。但し換装されるエンジンが別のエンジンメーカのものとなっている例が多いことは注目される。

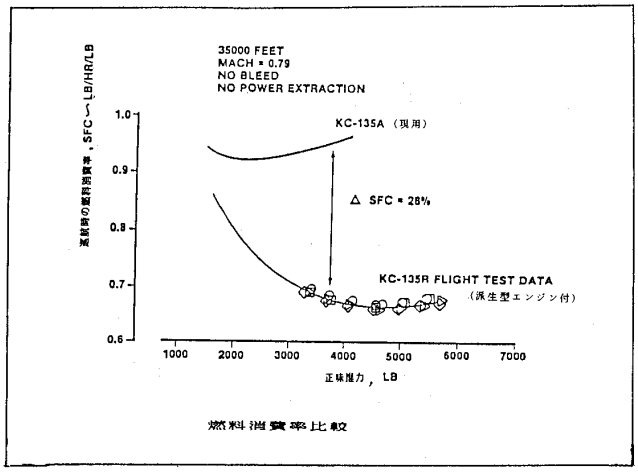


図7　エンジン換装による性能の改善例
（85－GT－211）

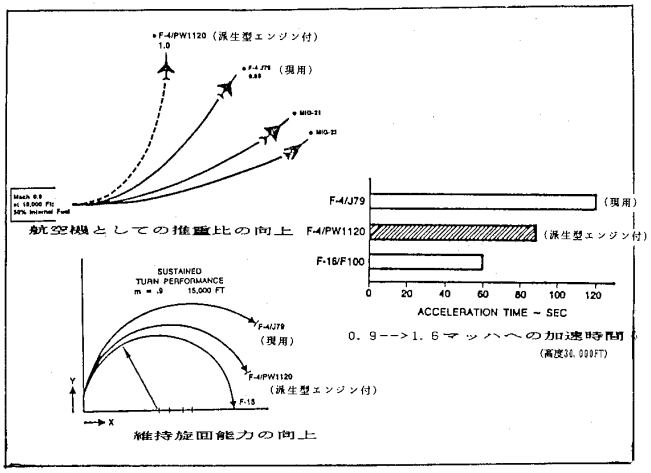


図8　エンジンの換装による性能の変化（戦闘機）
（85－GT－69）

派生型エンジンの事例としてここでは，軍用型のみが発表されたが，商用機についても同様な事例を見ることが出来る。なおE2C航空機へのT56エンジン換装についての論文85－GT－176は発行されず口頭での発表となった。

(4)　航空転用ガスタービン

航空転用ガスタービンについては，今回は特定のセッションはなくMarine SystemsやCogenerationなどのセッションの中で，Spey，LM5000などについてその特徴が紹介されている。論文としては4編が見られた。Speyについてはパワーアップも含めた永年の艦艇用への転用運用実績を説明している。また転用にあたり，熱交換器と組み合せるためにエンジンサイクルを見直し，低圧力比化，簡略化を行う検討結果も報告されている。

3. セラミックス関係

日本工業大学　松 木 正 勝

今回の会議は4日間にわたり66セッションに分かれて行なわれたが，特徴的なのは①ユーザーオリエンテッドセッションが益々増えて来て今回28セッション（ほぼ45％）になっていること，及び②パネルセッションも増えて10セッションになっていることである。特にユーザーオリエンテッドセッション28の内8セッションがパネルであり，国際学会の性格が従来の研究成果の発表から，現在から将来の問題に対する意見の交換に比重が移りつつある様に思われた。

私に依頼されたセラミックス関係は5セッションあり，そのうち2セッションがセラミックスの

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

派生型による航空機の性能，機能の向上と，開発コストおよび開発リスクなどについての比較検討を論じた論文も発表され，派生型エンジンの位置づけがなされている。評価は軍用機についてなされているが，(ア)全体の装備品の運用体系の中でのその航空機の役割と稼動時期，(イ)エンジンを供給するメーカの仕事のバランス，(ウ)運用までのエンジン開発コストの比較，(エ)必要運用時期に対する開発リスク，などを充分に比較すべしとしている。今後派生型のエンジンが多く出現，利用されることとなろう。

論文としては，F14にてTF30からF110へ，F4にてJ79からPW1120へ，KC 135給油機にてJ57からCFM56へのエンジン換装，F16にてJ79，F100，F110に対する共通のエンジンベイ，の他にE2C，Harrierにてそれぞれエンジン改良型，派生型の換装の検討が報告された。但し換装されるエンジンが別のエンジンメーカのものとなっている例が多いことは注目される。

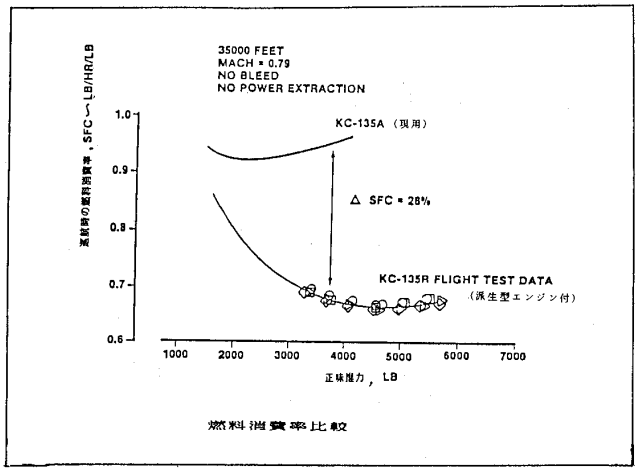


図7　エンジン換装による性能の改善例
（85－GT－211）

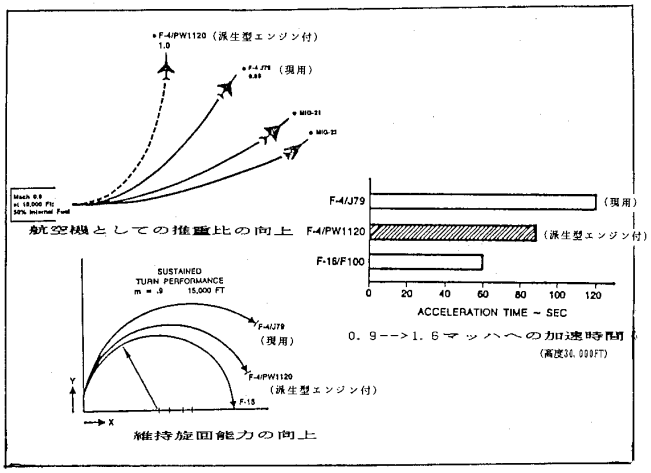


図8　エンジンの換装による性能の変化（戦闘機）
（85－GT－69）

派生型エンジンの事例としてここでは，軍用型のみが発表されたが，商用機についても同様な事例を見ることが出来る。なおE2C航空機へのT56エンジン換装についての論文85－GT－176は発行されず口頭での発表となった。

(4)　航空転用ガスタービン

航空転用ガスタービンについては，今回は特定のセッションはなくMarine SystemsやCogenerationなどのセッションの中で，Spey，LM5000などについてその特徴が紹介されている。論文としては4編が見られた。Speyについてはパワーアップも含めた永年の艦艇用への転用運用実績を説明している。また転用にあたり，熱交換器と組み合せるためにエンジンサイクルを見直し，低圧力比化，簡略化を行う検討結果も報告されている。

3. セラミックス関係

日本工業大学　松 木 正 勝

今回の会議は4日間にわたり66セッションに分かれて行なわれたが，特徴的なのは①ユーザーオリエンテッドセッションが益々増えて来て今回28セッション（ほぼ45％）になっていること，及び②パネルセッションも増えて10セッションになっていることである。特にユーザーオリエンテッドセッション28の内8セッションがパネルであり，国際学会の性格が従来の研究成果の発表から，現在から将来の問題に対する意見の交換に比重が移りつつある様に思われた。

私に依頼されたセラミックス関係は5セッションあり，そのうち2セッションがセラミックスの

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

みを対象としたもので他の3つは自動車用ガスタービンを対象としたもので中にセラミックスを含んでいるものである。前者の内(1)“セッション6：セラミックスの設計と解析”の論文は7偏あり，(2)他の一つは“セッション16：ドイツのセラミックスの現状について”のパネルである。また，自動車用ガスタービン関係の3セッションでは，(3)“セッション39：小型ガスタービンとターボ機械”は5論文であるがその中1偏，また(4)“セッション47：乗用車用ガスタービン”の研究発表は4論文であるがその内2論文がセラミック関係である。(5)他の一つは“セッション58：自動車用ガスタービンにおけるセラミック材料の将来の見通し”に関するパネルであった。

(1)で発表された7論文は試験法4論文（GT－181，GT－151，GT－178，GT－225），設計法3論文（GT－100，GT－183，GT－199）である。

セラミックスは未だに試験方法と試験結果の解釈とその設計への適用については模索が行なわれていることを示している。

(2)は，ドイツにおけるセラミック利用エンジンの進歩について国立研究所，自動車メーカー，セラミック素材メーカー，による研究報告であるが私はこれに参加出来なかった。

(3)自動車用ターボチャージャーに軸流タービンを用いた場合の論文（GT－123）で，軸流にすればラジアルタービンの約50％の慣性能率にでき，これはラジアルタービンをセラミックスとした時と等しく，試験結果によると，加速時間を25～40％改善出来た。これを更にセラミックスにすると37％となり更に改善が期待出来る。

(4)－1“Garrett/Ford AGT101計画の現状（GT－177）”の論文である。AGT101は100PS，SFC0.3ℓb/PSHr，単軸，ラジアルタービン，1段遠心圧縮機（可変入口案内翼付），圧縮機出口温度458K(185℃)，熱交出口温度1333K（1060℃）（at idle），燃焼器出口温度1644K（1371℃），タービン出口温度1383K（1110℃）（at idle），排気温度539K（266℃）。回転熱交換器が高低圧に分かれている以外は高温部は全て軸対称にしてある。1984年までは熱交だけをセラミックスにした1144K（871℃）エンジンで性能，構造の確認をした。1984年2月からはロータ以外をセラミックス化した1422K（1149℃）エンジンの試験を開始した。3台のエンジンで357Hr，565回起動をした。セラミックロータは，冷態で115000rpmを完了し，ホットタービンリグで熱衝撃試験を行なった後にエンジンに入れて97300rpmまで加速した所で破壊した。これは羽根が先ず飛んだ。これは静翼19枚の励振力にエクスデューサーが共振した為である。これらを改良したロータを仕込んだがタービン間隙が大きかった為60000rpmでハングアップし，また翼が破壊した。今後はストレンゲージを付け1644K試験を来年行なう。(4)－2もう一つの論文は“GT－205 AGT100 Allison/General Motorsの現状”で，計画は1979年発足した。出力100PS，SFC 198g/kwHr，圧力比4.5，TIT 1288℃，熱交入口温度1065℃，排気温度最高288℃，アイドル時排気温度は104℃。先ず，金属でエンジンを作り試験を開始した。223Hr運転した。セラミックス熱交とタービン出口ダクトの接触部分に故障を生じたので改良した。ガスジェネ・タービンロータはαSiCのインジェクションモールドの焼結品であるが1100個のロータ作り試験をした。スピンテストした所平均破壊速度は99300rpm（115％設計点）で一個以外は95000rpm～105000rpmであった。82000rpmで破壊した一個は内部に大きな空洞があった。他は表面の欠陥から壊れている。もう一種類のロータはSi_3N_4のHIPしたロータでバーストスピード91040 rpmでSi_3N_4の焼結品の52010rpmに比べ75％回転速度が大きい。セラミックス複合材（ファイバー強化複合材）部品の開発も行なっている。燃焼器はNextel 312ファイバー（3M）強化SiCファイバーである。内部バックプレートはSiCファイバー（Nicalon 102）で強化されたものでマトリックスは，barium magnesium aluminosilicate（BMAS）とlithium aluminosilicate（LAS）である。セラミックロータとセラミック部品を用いたエンジンの試験を来年行なう。

(5)“セッション38：自動車用ガスタービンにおけるセラミック材料の将来の見通し”（副題，

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

セラミック技術の評価と開発の見通し）はパネルセッションでパネリストはAllison(GM), Daimler Benz, United Turbine AB, Ford Motor, Garrett Turbine Co.の5人で，司会者はT. Sebestyen（DRSTA-RGRG），副司会者はJ. G.Lanning（Corning Glass Works）であった。参加者は80人以上で満席であった。司会者から別表の（数字の記入していない）紙が参加者に渡されこの表の説明があった。即ち縦軸に部品名がAからGまであり，横軸に開発の項目が書いてあり，これから参加者の挙手によって多数決で点をつけて行きたい，点の付け方は売ることの出来るエンジンを作るための部品のレベルに比べ現在の到達の割合とする。なおパネリストによって事前に点をつけてあるが，これは参加者による評価が終わった後刻発表する。なお開発項目の定義は次の如くである。

1. Exper. part－Fabrication capability（製作）
   価格や製造法を考えないで希望の寸法や形の部品を作ることが出来るか。
2. Exper. part－Function/Performance（機能・性能）
   一度でも良いから予定の性能を発揮したこと
3. Exper. part－Durability（耐久性）
   自動車に乗せて耐久性のあることを示すこと
4. Exper. part－Reliability（信頼性）
   最良の部品の80％の耐久性を示す部品の割合をもって信頼性とする（製造の再現性の目安）
5. Production part－予想コスト（現在）
   多量生産されたときに予想される価格が，受け入れられる最低価格の4倍である場合は25％とする。

各開発項目は3行に分けて記入してある。左側は分数の形をしているが，これはパネリストの数字中の最高/最低を示す。中央の行はパネリストの平均値を示す。右行は参加者の最多数が手を挙げた値である。第2開発項目までで休憩になり，再開した時にはこの表の様にパネリストのデータが全部発表されており，その後は参加者の意見は聞かれなかった。

a）第1開発項目の製作することについては全ての部品が殆ど製作出来る意見が多い，特別なのはF：Hot Bearingsで0％つまり作れない意見のパネリストも居ることを示している。また，E：タービンロータも60％の人がいる。しかし大部分の人は寸法や形状はほぼ出来ると言う意見である。

b）第2開発項目の機能性能となると大分意見が分れて来る。特にF:Hot BearingsとC:Scrollで悲観的な人が居るが平均値は70％以上である。

c）第3開発項目の耐久性となるとA，B以外は全て最低値0％の人が居る，特にC:Scrollは最高値50％で平均値も23％である，E：Rotorは最高値90％の人も居るが平均値25％であり70％以上はA：熱交のみとなる。

d）第4開発項目の信頼性となるとA以外は全て0％の人が居る，平均値もAが50％を越ているのみで，特にC：Scrollは12％，E:Rotorは18％，G：Housings and Insulationは22％である。

e）第5開発項目の製造コストになると，現在受け入れ可能な価格の4倍の予想価格となる（25％以上）ものは平均値ではA，B，Dであるが全ての部品が最低値は0％となっている。しかしD：Hot Flow Passでは100％の人もおり，B：燃焼器も75％であり静止部については明るい見通しの人も居ることを示している。

以上がセラミック部材の自動車への適用についての現状に対するパネリスト並びに参加者の意見であった。表の下に記してある様にGOの決定をする為には全ての項目が100％でなければならないことは当然であり完成までの道は遠いと思っている人が多い。つまり前記のAGT100，AGT101の現状をも考え合わせると関係技術者は大きな危倶を持ちながらも新しい技術に対して非常な熱意を持って研究開発に従事していることがうかがえる。

これらは少なくとも日常セラミックスの開発に関係している人々の率直な意見であり米国における関係者の考え方が現れている様に思われるのでここに記載した次第である。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

別　表

FORUM: FUTURE NEEDS OF CERAMIC MATERIALS IN AUTOMOTIVE GAS TURBINE ENGINES

CERAMIC TECHNOLOGY ASSESSMENT AND DEVELOPMENT GUIDE
(AS OF THE 30TH GAS TURBINE CONFERENCE)

	PART \ DEVEL ITEM	EXPER. PART FABRICATION CAPABILITY 1			EXPER. PART FUNCTION/ PERFORMANCE 2			EXPER. PART DURABILITY 3			EXPER. PART RELIABILITY 4			PROD. PART PROJECTED COST - NOW 5			NOTES, MATERIALS, PROCESSES 6	
A	HEATEXCHANGER AND SEALS	100/95	99	100	100/75	89	90	100/25	74		90/25	53		50/0	26			A
B	COMBUSTOR	100/95	99	100	100/75	83	90	90/0	36		80/0	27		75/0	33			B
C	SCROLL/ PLENUM	100/90	99	100	100/25	71	70	50/0	23		30/0	12		30/0	10			C
D	HOT FLOW PATH PARTS	100/100	100	100	100/80	89	90	100/0	49		100/0	44		100/0	34			D
E	TURBINE ROTORS	100/60	91	100	100/60	73	80	90/0	25		70/0	18		50/0	14			E
F	HOT BEARINGS	100/0	74	100	100/0	73	100	100/0	58		80/0	48		50/0	23			F
G	HOUSINGS AND INSULATION	100/80	96	100	100/70	89	75	75/20	42		50/0	22		50/0	20			G
		1			2			3			4			5			6	

SCORES REPRESENT THE ESTIMATED FRACTION (%) ACHIEVED TO DATE, AS COMPARED TO A MINIMALLY ACCEPTABLE LEVEL OF COMPONENT DEVELOPMENT NECESSARY FOR A DECISION TO COMMERCIALLY PRODUCE A SELLABLE ENGINE. (ALL PARTS OUGHT TO ACHIEVE AT LEAST 100% FOR A PRUDENT "GO" DECISION).

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

4. 産業用ガスタービン（含むコジェネレーション）

高効率ガスタービン技術研究組合　中田　浩

近年の世界経済の低調に伴う石油開発の低迷を反映して，最近の産業用ガスタービン業界は往年の精彩を失っている。世界市場の大型プロジェクトの激減に加えて，先進諸国の電力需要の伸びの低滞は当分回復が望めない。かつての大出力化，高温化の趨勢は影をひそめ，目下の高効率化は複合コージェネレーションが焦点となっている。従って，今回のヒューストン大会における産業用ガスタービンの主題は，複合コージェネレーションに関する発表が中心であった。

数年前まで米国の電力業界を躍進させた大型複合発電プラントについては，東京電力富津発電所向けの2,000 MWSTAGプラントの発表のみで，ＧＥ社の新鋭機種MS 9001Ｅを使用し，熱効率は47.2％（ LHV ）と報告された。ＧＥ社は日本のプロジェクトのあと，当分は大型複合発電プラントは期待できないと語っていた。

このSTAGプラントに代替して登場したのが大型複合コージェネレーションプラントで，次の2プラントが紹介発表された。

○ヒューストン電力465 MW複合コージェネレーションプラント

供給蒸気量　1,150 × 10^3 LB/HR(145 kg/s)

所在地：Houston, Texas, 完成1986年3月

○三大化学会社・ＧＥ社共同358 MWコージェネレーションプラント

供給蒸気量　1,380 × 10^6 LB/HR

所在地：Bayou, Texas, 完成1985年12月

この両者は化学会社への熱供給が主目的の複合発電プラントで，いずれも化学会社の敷地内や共同所有地に建設されている。またそれぞれＧＥ社の新鋭機種PG 9001 E，MS 7001（E)が使用され，コジェネレーションプラントの総合熱効率は58%に達すると報告している。

かようなコジェネレーションプラントの高効率化には，付帯する熱回収システムが大きく貢献しているのであり，そのメーカHenry Vogt社が大型熱回収システムについての設計技術及びその評価基準を同時に発表したのは注目に値する。

産業用パッケージ型発電プラントでは，ＧＥ社がLM 5000の出力31,820 KWを発表した。これは同社の航空エンジンCF 6－50型を転用したものであるが，IHI社のIM 5000パッケージ型に比べて特に目新しさはない。

中小型ガスタービンのコジェネレーションプラントは，最近の米国で多くのプロセス産業会社に採用されている。これは連邦政府や州政府が環境保全強化のための設備改善促進にコジェネレーションを勧奨し，発生余剰電力を電力会社に買上げる規制を進めているので，企業側の熱管理や使用電力の合理化メリットと相まって，コジェネレーションが急にブーム化しているのである。このた電力会社は発電電力量の圧迫を余儀なくされて，州との紛議をかもしていると聞いた。

Solar 社は小型タービンのコジェネレーションプラントで，地元のCalif.州を始め，各地の小型コジェネレーションプラントに進出している。その一例として，San Joaquin Valley, Calif.の9 MW（ 3 MW × 3 ）コジェネレーションプラントの成果を発表した。このプラントは1982年に稼動を開始し相当な実績を挙げているようで，9 MWの全プラントの経済的効率は金額換算で80％にも達したと報告している。また小型熱回収モジュールには助燃方式を採用し，蒸気発生の効率化及び発生蒸気量の増加を図るための新しい開発も発表している。

Ruston社（ Huston, Texas ）は親会社（ Lincoln, England)の支援を受けて，Texas州コジェネレーションに進出しているが，今回の発表ではCHP（ Combined Heat and Power Plant)についての経済的アセスメントの電算シミュレーションを紹介している。これは早くから広く採用されている欧州のコジェネレーションに対する最近の評価方法についての一端を知り得るものとして注目された。

米国のコジェネレーションシステムは，省エネルギーを目的として発電における低レベルのエネルギー回収を公共発電に適用するに当り，連邦政

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

府の法規制が行われ，同時に環境保全規制が加えられている。従って，70年代に米国各地に設置された大型複合発電プラントについては，特にガスタービンのNOx規制が強化されている。その条令は，使用燃料，排ガス，排水，エネルギー回収等にそれぞれ細分されている。これらの規制に対する論評が今回発表され，規制の改善を提唱しているが，コジェネレーションに伏在する問題を反映したものであろう。

BBC Brown Boveri 社の圧縮空気エネルギー貯蔵プラント221 MWの構想は既に発表されているが，その世界最初のプラントが現在Huntorfで建設を進められている。今回の発表は使用燃料の多様化についての検討内容であり，特にLow BTUガスバーナについての構想等を含めて，燃料多様化の可能性を報告していた。

ガスタービンの使用燃料の多様化については，ニュージーランドが自国の特殊事情から，木材，石炭ガス，ピート，メタノール等を既設発電所に適用した場合の評価を発表している。

またエジプトから灌漑用低水位水力発電に対するガスタービン発電システムとの比較検討が発表された。

ベースロード用高効率60%ガスタービンシステムについての概念計画が発表され，1200°～1370℃，300 atmの超高圧にランキンサイクルの断熱膨張を組合せた構想を提示している。更に酸素利用で60%以上の高効率を達成し得ると報告している。

コジェネレーションについての2つのパネルセッションは，公共電力委員会とプロセス産業委員会の主催によるもので，それぞれ公共電力業界及びプロセス産業界におけるコジェネレーションの現況についての解説及びPRであった。時勢を反映してか，後者の動向がより積極的であると思われた。

最後に今回の発表では，特に新規の開発が見られず，欧州側の強力メーカの不参加で，一般に低調が痛感された。英国GEC/Rolls-RoyceもEXHIBITでは気勢を挙げていたが，このセッションでの論文発表はなかった。

このほかにELECTRIC UTILITY関係としては，Cool Water Plant の運転試験の現状報告が非常に興味あるものであったが，担当セッション外であるので解説は他項に譲る。

最後にELECTRIC UTILITY COMMITTEEにも出席したが，わが国の高効率ガスタービン以外に技術討議はなかった。

（中田　浩記）

5. 燃料及び燃焼関係

石川島播磨重工業㈱ 村島完治

1. 全　般

今回はCombustion & Fuels Committeeによるものがパネル討論1セッションを含む7セッションで36論文，他にCoal Combustionに関するものが1論文（Coal Utilization Committee によるもの）の合計37論文で全論文の16%に相当する。会期中連日セッションがもたれたのは，この燃料及び燃焼関係だけであった。しかしここ数年の傾向であるが，トピックスがなく地味なテーマが多いという印象を受けた。

発表国別では米国22，英国，中国各5，カナダ4，フランス1で中国からの発表が目立った。また，企業による発表が約半分で，そのうちUTC関連7，GE5，Solar 3，Shell 3，WH，Garret各1であった。日本からの発表は無かった。

テーマを大別して1）代替燃料，2）燃料の微粒化，3）エミッション，4）その他について以下概要を述べる。

2. 代替燃料

液体燃料では，石油危機後Broadened Spec.燃料と石油資源以外からの代替燃料を使用した場合の実機燃焼器性能に及ぼす影響がかなり調査され報告されてきたが，今回も3件報告された。P

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

府の法規制が行われ，同時に環境保全規制が加えられている。従って，70年代に米国各地に設置された大型複合発電プラントについては，特にガスタービンのNOx規制が強化されている。その条令は，使用燃料，排ガス，排水，エネルギー回収等にそれぞれ細分されている。これらの規制に対する論評が今回発表され，規制の改善を提唱しているが，コジェネレーションに伏在する問題を反映したものであろう。

BBC Brown Boveri 社の圧縮空気エネルギー貯蔵プラント221 MWの構想は既に発表されているが，その世界最初のプラントが現在Huntorfで建設を進められている。今回の発表は使用燃料の多様化についての検討内容であり，特にLow BTUガスバーナについての構想等を含めて，燃料多様化の可能性を報告していた。

ガスタービンの使用燃料の多様化については，ニュージーランドが自国の特殊事情から，木材，石炭ガス，ピート，メタノール等を既設発電所に適用した場合の評価を発表している。

またエジプトから灌漑用低水位水力発電に対するガスタービン発電システムとの比較検討が発表された。

ベースロード用高効率60%ガスタービンシステムについての概念計画が発表され，1200°～1370℃，300 atmの超高圧にランキンサイクルの断熱膨張を組合せた構想を提示している。更に酸素利用で60%以上の高効率を達成し得ると報告している。

コジェネレーションについての2つのパネルセッションは，公共電力委員会とプロセス産業委員会の主催によるもので，それぞれ公共電力業界及びプロセス産業界におけるコジェネレーションの現況についての解説及びPRであった。時勢を反映してか，後者の動向がより積極的であると思われた。

最後に今回の発表では，特に新規の開発が見られず，欧州側の強力メーカの不参加で，一般に低調が痛感された。英国GEC/Rolls-RoyceもEXHIBITでは気勢を挙げていたが，このセッションでの論文発表はなかった。

このほかにELECTRIC UTILITY関係としては，Cool Water Plant の運転試験の現状報告が非常に興味あるものであったが，担当セッション外であるので解説は他項に譲る。

最後にELECTRIC UTILITY COMMITTEEにも出席したが，わが国の高効率ガスタービン以外に技術討議はなかった。

（中田　浩記）

5. 燃料及び燃焼関係

石川島播磨重工業㈱ 村島完治

1. 全　般

今回はCombustion & Fuels Committeeによるものがパネル討論1セッションを含む7セッションで36論文，他にCoal Combustionに関するものが1論文（Coal Utilization Committee によるもの）の合計37論文で全論文の16%に相当する。会期中連日セッションがもたれたのは，この燃料及び燃焼関係だけであった。しかしここ数年の傾向であるが，トピックスがなく地味なテーマが多いという印象を受けた。

発表国別では米国22，英国，中国各5，カナダ4，フランス1で中国からの発表が目立った。また，企業による発表が約半分で，そのうちUTC関連7，GE5，Solar 3，Shell 3，WH，Garret各1であった。日本からの発表は無かった。

テーマを大別して1）代替燃料，2）燃料の微粒化，3）エミッション，4）その他について以下概要を述べる。

2. 代替燃料

液体燃料では，石油危機後Broadened Spec.燃料と石油資源以外からの代替燃料を使用した場合の実機燃焼器性能に及ぼす影響がかなり調査され報告されてきたが，今回も3件報告された。P

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

&WカナダのPT6A－65ガス発生機を使い，ベース燃料のJPA1から，タールサンドより得られた燃料まで10種類，水素分で10.55～14.25％まで変化させた試験では，スモーク及び希薄吹消え特性がそれぞれ簡単なパラメータで整理されることが示された（85－GT－27）。Shell研究所が燃料屋らしく，供試燃料として石油燃料，そのブレンド油，オイルシェール，オイルサンド，石炭からの液体燃料36種類を使い，RRのTyne 燃焼器による試験結果では，すす及び火炎からの輻射の変化は，多くの燃料に対して水素分，煙点で表せる。しかし多環の芳香族分の多い燃料に対しては水素，煙点，芳香族分でこれらの特性を良く表せない（85－GT－39）。またGarretのT76も類似の試験を行い，燃焼器の寿命は二環の芳香族分で良く表せること，スモークは蒸留点の終点と水素分，希薄側吹消えは20％蒸留点と噴霧粒径，地上及び高空着火性は動粘度，芳香族分，噴霧粒径で表せることを示した（85－GT－48）。

ガス燃料では，低カロリーの石炭ガス化ガス発生装置とGEのMS6000 改造の燃焼器及びタービンノズルを組合せた加圧シミュレータで要素試験を行い，エミッション，効率とも満足する結果であることが報告された（85－GT－160）。またGEのMS6001をベースにした低カロリーガス用フューエル・インジェクタは0.6以上の高いスワール数のものを使って急速な燃料と空気の混合，強い循環流をつくることによる火炎の安定化を狙っており，実寸大，実圧での燃焼試験を行い，エミッション，効率，温度分布，ライナ壁温，圧損とも目標を達したことが報告されている（85－GT－45）。この他にGEの航空転用型LM2500を使用したH_2，CO，CH_4 混合による模擬燃料を使用した結果が発表された（85－GT－179）。この方面の発表は論文数5編のうち4編がGEによるものであった。

3. 燃料の微粒化

この種の報告は実験によるものが殆んどであるが，今回は12編中3編が理論解析に関するもので，いずれも北京航空宇宙研究所のメンバによるものである。即ち，気流噴射弁（ピントル型）のプレフィルムの厚さを理論的に導き出し，フィルム厚さに与える空気流量／燃料流量，リップ径／通路面積などの効果を明らかにした（85－GT－110）。また圧力噴射弁下流の燃料分布，粒径を予測したもの（85－GT－138），分布のついた流れに直角に単孔オリフィスから燃料を吹出した場合の空燃比分布を半理論的に予測したもの（85－GT－32）である。

GEのCF6－50をベースにした燃料希薄な予混合・予蒸発燃焼器（2段燃焼プラス空気流量可変）の主燃焼器に送り込む気流微粒化噴射弁に関し，15 の空気／燃料の予混合管供試体について試験し，空気／燃料の混合の不均一さで15％以下のものを得た結果が報告され，不均一さを表す相関パラメータが示されている（85－GT－137）。この燃焼器の狙いは ultra －low pollutant emissionと性能，耐久性及び燃料に対する柔軟性の改善としているが今後の成果が興味深い。

この他にCoal Water Mixture（CWM）（石炭60％，水40％）の微粒化特性の報告（85－GT－88）や，SOLARのCWM用2段燃焼器によるデモ試験はうまく行き，NOx 値はEPA基準を満足，燃焼効率も98％以上であることが示される（85－GT－206）など，ガスタービン燃料としてCWMも少しづつ検討されるようになってきた。

また高We 数圧力噴射弁に関するもの（85－GT－37），周囲圧力が高くなった時の圧力噴射弁の微粒化に及ぼす影響（85－GT－44），splash plate に燃料を衝突させ更に気粒で微粒化させる噴射弁の微粒化特性（85－GT－229）などが発表された。

4. エミッション

パネル討論が行われたが著者は出席しなかったので話題提供の2論文の紹介をしておく。コジェネレーション用としてSan Diego に設置されたSolar の3台の天然ガス焚きMarsガスタービンを対象とし，当地域の規制値（天然ガス使用の場合，NOx：41 ppm，CO：30 ppm，いずれも15％O_2 換算）をクリアするため，水噴射システムを採用し，大気条件（温度，湿度），水／燃料比を変化させてNOx，CO レベルに与える影響を実験的に調べた詳細データを報告している（85－GT－50）。また，NOx 排出量につ

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

いて，Thermal，Prompt，Fuel NOxと発生源別にそれぞれ予測式を出し実験結界と比較し良い一致が見られることが報告された（85－GT－29）。以上の例に見られるように，これらのテーマ自身は特に目新しいことではないが，実用化技術の確立（前者）あるいは理論の拡張と実用燃焼器レベルでの実証と適用性の確認（後者）で意味があると思われる。

5. その他

共鳴型のパルス燃焼システムを採用した，世界で初めてとしている小型ガスタービンのデモ試験（85－GT－52），ミサイルへの応用を想定した小型，高負荷燃焼器の性能（85－GT－51），JT8Dエンジンサイズのフューエル・インジェクタ及びカン型燃焼器前部空気導入方法を改造した時のLDVによる流れ模様，燃焼試験（85－GT－40），フィルム冷却構造の支配パラメータ，冷却効率，フィルムの流れ模様に関する詳細な解析と実験（85－GT－35，36），液体燃料の圧力，温度，当量比，H/C比を変えた時の断熱火炎温度の予測式（85－GT－31）などが発表された。

6. あとがき

前述したように最近は燃料及び燃焼関係では，これと言ったトピックスが無いせいか地味で会場も40人位入る部屋に約半分位であった。しかし欧米での航空用燃料が劣化した時の燃焼性能の調査や，CWMなどのガスタービンへの応用研究など，石油需給の緩んできた今日ややもすると忘れ勝ちな面の研究を未だ地道に行っていることは注目すべきだろう。また，一方燃料噴射方法，ライナの冷却構造などもより詳細な理論解析や流れの計測が行われるようになってきたことを付記しておく。

6. 伝熱関係

三菱重工業㈱ **武石賢一郎**

伝熱の分野では，5セッションで20編の論文が発表された。論文数としては，第28回が20編，第29回が23編と最近の3～4年ほぼ一定である。聴講者は，常に50～60名程度で顔触れも同じで和やかな雰囲気の内にも，小さなセッション会場の2/3を埋め活発な討論が行なわれた。座長，副座長は，NASA LewisのGaugler博士とGEのKercher氏が交互にされた。発表の時間制限も無く随分と詳細に亘る討論がなされた。

全体的な傾向としては，エンジンによる実負荷試験，高温翼列試験といった論文が今回伝熱では零であった。実験室レベルの伝熱要素を扱ったものが多く，現象面では非定常伝熱が新しい傾向と言えよう。以下，伝熱の各分野に分け概説する。

翼面の熱伝達率に関して，静翼で発生したウェークを横切って回る動翼面上の熱伝達率を，翼列の前に回転格子を置きシュミレートする事によって測定している。ウェークと翼が干渉する事により流入角が減り，この為背側全域に亘って熱伝達率が低下する（128）。同じ装置で，衝撃波およびウェークと熱伝達率の干渉を測定している。これらの影響は，層流境界層中に部分的乱流を生じさせるが，衝撃波と境界層の干渉は概して小さい（112）。以上二編に用いられた試験装置はブローダウン風胴でShort duration法で測定している。大型のタービン翼模型の表面に，カーボン電導紙からなるヒータを貼り，更にその表面にコレスティック液晶を貼った翼を用いて，2次元翼列伝熱試験を実施し熱伝達率分布を求めている。液晶の黄色帯の感温範囲が狭い事を利用することにより，精度の良い等熱伝達率パタンが得られた。またSTAN5コードによる解析値と良く一致した（59）。エンドウォールの熱伝達率を測定し，エンドウォールを5つの領域に分けた上，各領域で，流出レイノズル数，流出マッハ数，入口乱れ強さ，壁およびガスの温度比を関数とした熱伝達率相関式を作成した。著者の目的は，エンドウォールの冷却設計に役立てるもので，実験式的意味を持つ。今後物理的な現象に立ち入って行く予定（19）。既発表の翼面上の熱伝達率の測定値を

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

いて，Thermal，Prompt，Fuel NOxと発生源別にそれぞれ予測式を出し実験結界と比較し良い一致が見られることが報告された（85－GT－29）。以上の例に見られるように，これらのテーマ自身は特に目新しいことではないが，実用化技術の確立（前者）あるいは理論の拡張と実用燃焼器レベルでの実証と適用性の確認（後者）で意味があると思われる。

5. その他

共鳴型のパルス燃焼システムを採用した，世界で初めてとしている小型ガスタービンのデモ試験（85－GT－52），ミサイルへの応用を想定した小型，高負荷燃焼器の性能（85－GT－51），JT8Dエンジンサイズのフューエル・インジェクタ及びカン型燃焼器前部空気導入方法を改造した時のLDVによる流れ模様，燃焼試験（85－GT－40），フィルム冷却構造の支配パラメータ，冷却効率，フィルムの流れ模様に関する詳細な解析と実験（85－GT－35，36），液体燃料の圧力，温度，当量比，H/C比を変えた時の断熱火炎温度の予測式（85－GT－31）などが発表された。

6. あとがき

前述したように最近は燃料及び燃焼関係では，これと言ったトピックスが無いせいか地味で会場も40人位入る部屋に約半分位であった。しかし欧米での航空用燃料が劣化した時の燃焼性能の調査や，CWMなどのガスタービンへの応用研究など，石油需給の緩んできた今日ややもすると忘れ勝ちな面の研究を未だ地道に行っていることは注目すべきだろう。また，一方燃料噴射方法，ライナの冷却構造などもより詳細な理論解析や流れの計測が行われるようになってきたことを付記しておく。

6. 伝熱関係

三菱重工業㈱ **武石賢一郎**

伝熱の分野では，5セッションで20編の論文が発表された。論文数としては，第28回が20編，第29回が23編と最近の3～4年ほぼ一定である。聴講者は，常に50～60名程度で顔触れも同じで和やかな雰囲気の内にも，小さなセッション会場の2/3を埋め活発な討論が行なわれた。座長，副座長は，NASA LewisのGaugler博士とGEのKercher氏が交互にされた。発表の時間制限も無く随分と詳細に亘る討論がなされた。

全体的な傾向としては，エンジンによる実負荷試験，高温翼列試験といった論文が今回伝熱では零であった。実験室レベルの伝熱要素を扱ったものが多く，現象面では非定常伝熱が新しい傾向と言えよう。以下，伝熱の各分野に分け概説する。

翼面の熱伝達率に関して，静翼で発生したウェークを横切って回る動翼面上の熱伝達率を，翼列の前に回転格子を置きシュミレートする事によって測定している。ウェークと翼が干渉する事により流入角が減り，この為背側全域に亘って熱伝達率が低下する（128）。同じ装置で，衝撃波およびウェークと熱伝達率の干渉を測定している。これらの影響は，層流境界層中に部分的乱流を生じさせるが，衝撃波と境界層の干渉は概して小さい（112）。以上二編に用いられた試験装置はブローダウン風胴でShort duration法で測定している。大型のタービン翼模型の表面に，カーボン電導紙からなるヒータを貼り，更にその表面にコレスティック液晶を貼った翼を用いて，2次元翼列伝熱試験を実施し熱伝達率分布を求めている。液晶の黄色帯の感温範囲が狭い事を利用することにより，精度の良い等熱伝達率パタンが得られた。またSTAN5コードによる解析値と良く一致した（59）。エンドウォールの熱伝達率を測定し，エンドウォールを5つの領域に分けた上，各領域で，流出レイノズル数，流出マッハ数，入口乱れ強さ，壁およびガスの温度比を関数とした熱伝達率相関式を作成した。著者の目的は，エンドウォールの冷却設計に役立てるもので，実験式的意味を持つ。今後物理的な現象に立ち入って行く予定（19）。既発表の翼面上の熱伝達率の測定値を

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

ＳＴＡＮ５コードを用いた解析値と比較する所の翼面熱伝達率推定のReview がなされた。遷移点は，主流の圧力勾配と主流乱れに強く依存する。８編の論文中の測定データを引用しているが，聴講者から“私の測定値が引用されていない”等の質問が出たりした（83)。脈動中に置かれた円柱まわりの熱伝達率の測定で，時間平均の熱伝達率は脈動の影響をほとんど受けない。一方二次渦領域とはく離点近傍では，脈動周波数が円柱のnatural shedding frequency に一致する付近で最大３０％増加する（67)。熱流速ゲージを張った円柱モデルと，その円柱の上流に細線からなる格子を置いた状態で，主流乱れの円柱面上の熱伝達率への影響を調べた。円柱面では，格子により生成された渦対が形成され，過対の円柱壁に向う流れの部分で熱伝達率が最大となり，一方壁から離れる流れの部分では，極小値を取ると言った熱伝達率分布を，スモークワイヤによる渦対の可視化と液晶を用いた壁温の同時測定で明らかにしている（84)。NASA Lewis Research Center におけるガスタービンの高温部の研究設備の紹介（82)。平板上の遷移域における境界層構造の研究で，局所熱伝達率分布，壁面摩擦係数，速度・温度分布等の測定結果が報告された（113)。

フィルム冷却に関する研究では，シャワーヘッド構造の高圧タービン翼動のフィルム冷却有無時の熱伝達率を，等温ガントンネル装置で測定した。熱伝達率の測定は，Short duration法を用いている（114)。一方前縁のフィルム冷却効率を測定する目的で，吹き出し角度 20，30，45，90度の４種類の円柱モデルを811°K のガス流れ中で試験した。フィルム冷却効率にはフィルム孔の形状と質量流速比が大きく影響する（120)。フイルム冷却を行なった動翼で，吹き出し空気が翼面熱伝達率分布へ与える影響を測定した。計測は，Isentropic Light Piston Tunnel を用いている。翼背側の吹き出しでは，フイルム冷却により熱伝達率の増加が見られる。フイルム冷却効果は，翼背側で良好であるが，翼腹側では，フイルム空気が境界層中で混合せず，主流中に流入してしまうため効果が少ない（117)。フイルム冷却はShort－duration 法で計測している。フイルム冷却時の熱伝達率をAugmented 混合長 lmax を用いてＳＴＡＮ５/ＳＴＡＮＣＯＯＬ 境界層解析コードで解析した値と比較している。ディスクリートなフイルム冷却孔からの吹き出しの解析にとって非常に簡単な手法で，実用上有効な方法を提示している（111)。全面膜冷却に関しては，混合長モデルを用いた解析（119)，燃焼器壁面冷却への応用を考えたフイルム孔寸法の影響を測定した結果（47）が報告された。

翼内面の冷却側に着眼した内部流れでは，冷却孔の入口部に関係した問題として直管入口部の熱伝達率・流れに関する研究（121)，リタンフロー型の冷却構造のターニング部に関係して，冷却通路のターニング部を模擬した180° 曲り部での熱伝達の研究（122)，およびＵチューブ内の伝熱・流動に関する研究（68）が報告された。

熱伝導問題では，翼外面の熱伝達率を与え，内面の冷却構造については半固定で，冷却通路の形状を最適設計するInverse Designの報告があったが，数学モデルとしては興味あるが，実用上は，製作精度等が入らないので更に改良が必要であろう（118)。

計測法としては，前述した液晶による流れ・熱伝達率の同時可視化等，液晶が多く使用されている。高温状態での熱伝達率を測定する目的で，セラミック基板上にニッケル箔ヒータおよび熱伝対を箔状で形成した高温熱流速ゲージの試作が報告された。高温域（391°K～911°K）で７HRの実験を行なっている（18)。試作した高温熱流速ゲージはセッション会場で回覧された。私も手に取って見てみたが，決して精度の良い仕上がりのものではなかった。しかし高温状態で測ろうとする熱意に敬意を表したい。

以上今回の国際ガスタービン会議での伝熱分野の論文を概括的に紹介した。ガスタービンの高温化に対処して，冷却の最適化をより強力に進める観点から，よりファインな伝熱研究，実機状態の解明を目指した研究がなされているとの印象を受けた。

（番号）はASME論文番号85－GT－番号を意味する。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

7. 小形ガスタービン

㈱豊田中央研究所　北野正夫

高温で高強度を有するセラミック部品の開発に伴って，小形ガスタービンの前途には洋々たる未来が開けつつある。とは言うものの，現在小形ガスタービンで製品となって世に出ているものは，すべて金属製のターボチャージャとか航空機用補機，軍用エンジン，緊急用発電ユニットぐらいのもので，生産高はあまり多くない。そのため，今回の国際ガスタービン会議でも，発表論文の主流となっているのは，航空用，産業用および舶用大形ガスタービンに関するもので，小形ガスタービンに関するものは論文が9編，パネル討論が一つと比較的少なかった。

しかし，今，世界の注目を集めているAGT100およびAGT101エンジンの最近の開発進展状況が発表になったのは，それだけでも小形ガスタービンの開発関係者には意義深いものがあったと感ずる。これらは，良く知られているように，米国エネルギ省（DOE）提唱のAdvanced Gas Turbine Technology Projectに基づいて，1979年秋より開発が始まった乗用車用セラミックガスタービンエンジンで，その目標性能を表1に示す。[1] 共に出力100HPで車載時の燃費42.5MPG（18.1 km/ℓ）を出そうとする野心的計画であるが，成否の鍵は高温高速で回るセラミックタービンロータを比較的低廉な製造法で作り得るか否かにかかっている。開発着手以来5年を経ているので，それぞれかなりの進展が認められる。

AGT100ではカーボランダム社で射出成形後常圧焼結したα-SiC製のロータと，GTE Lab.社で射出成形後高圧焼結したSi_3N_4製のロータを開発している。SiC製ロータのコールドスピンテストの結果は図1に示す通りであり，ほぼ定格回転数を上回っている（平均破壊回転数が定格回転数の115％）。α-SiCは一般に，高温での強度は常温と同じか又はそれ以上の強度を持つと言われているので，これらの結果は明るい見通しが得られたと言って良いのであろう。一方，HIP（Hot Isostatic Pressing）処理したSi_3N_4のコールドスピンテストの結果は，平均破壊回転数が定格回転数の106％で，ロータから切り出した試験片の曲げ強度は平均75kg/㎟であった。Si_3N_4は一般に，1000℃以上では温度が上がるにつれ強度が下がる傾向にあるので，コールドスピンテストに合格したからといって，定格点での運転に合格する保証はない。又，この程度の曲げ強度のものは，日本では常圧焼結で達成しているという話で

表1　AGT計画の目標仕様

	開発メーカ		DDA/Pontiac Div.	Garrett/Ford
エンジン	名称		AGT 100	AGT 101
	軸数/出力(kw)15℃		2軸/73.6	1軸/73.6
	回転数(rpm)		86240(CT)/68000(PT)	100000
	タービン入口温度(℃)		1288	1371
	圧縮率	圧力比	4.5	5.0
		断熱効率	0.828	0.805
		可変要素	入口案内翼	入口案内翼
	タービン	形式	ラジアル(CT)/ラジアル(PT)	ラジアル
		材料	セラミック(CT)/セラミック(PT)	セラミックス
		断熱効率	0.847(CT)/0.867(PT)	0.865
		可変要素	なし（パワートランスファー）	なし
	熱交換器	形式	蓄熱形	蓄熱形
		温度効率	0.945	0.929
		入口温度(℃)	1065	1093
車両	モデル（1985年）		Phenix	Fairmont
	慣性重量（kg）		1362	1362
	駆動軸		前輪	後輪
	変速軸		4速自動（ロックアップ付）	4速自動（可変ステータス付）
	走行燃費(EPAコンバインドサイクル)(km/1)		18.1	18.2

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

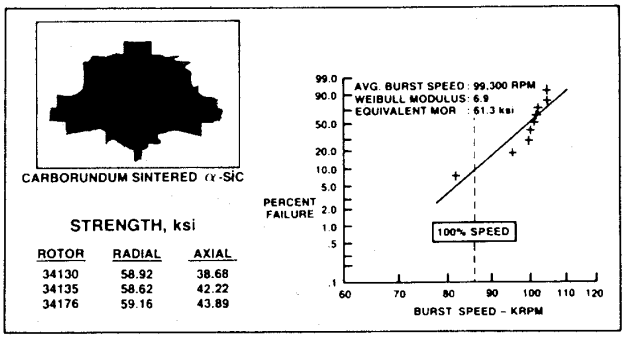


図1　Laboratry characterization of Carborundum injection-molded sintered α-SiC rotors.

である[2]。

AGT101では，ロータのみ金属だがその他の高温部をすべてセラミックで構成したエンジンで1,149℃100時間のテストを成功させる一方，セラミックロータを組込んだエンジンで同温度のテストを今一歩の所までに到達させた。1,371℃を目指したセラミックの開発も進んでおり，静止部分については短時間の運転を達成している。ロータはやはりSiCとSi_3N_4の両方をトライしており，コールドスピンテストで15%オーバの回転数に合格するものが出て来ている。ち密に焼結して密度が高いもの程丈夫のようである（図2参照）。ロ

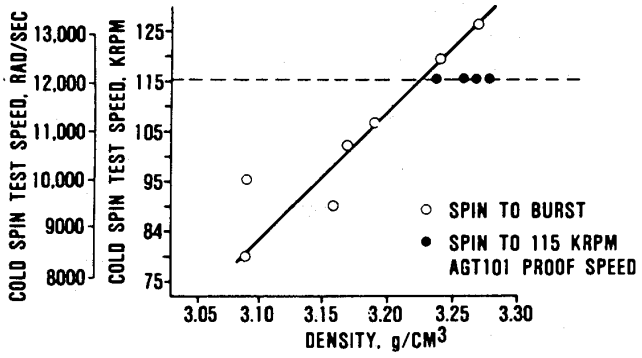


図2　Spin test results as a function of density

ータをエンジンに組込んでテストする時は，ロータ本体の高温強度だけの問題でなく，軸系の振動，ベアリングの耐久性，ケーシングの熱変形等さまざまな問題を抱え込むので，スピンテストに合格したといって，すぐエンジンテストが成功するものではない。さらに，それを製品として世に出すためには，信頼性，耐久性，生産性，市場性等種々の問題があり，開発に要した努力の何倍かの努力と人工を要する。しかし，スピンテストに合格するという事は，技術の壁の第一関門を突破した事で，自動車用ガスタービンの実用化へと大きく近づいた事を意味すると思う。

あと自動車用ガスタービンのセッションでは，United Turbine社のKTTエンジンのその後の開発の成果と，トヨタのGT/Battery Hybrid systemの最近の開発状況が発表になった。共に一風変ったエンジンで，ガスタービンが自動車用に用いられる時いろいろな適用の仕方がある事を示すものである。

小型ガスタービンのセッションでは，ターボチャージャ関係の論文が3編と航空機用補助動力源のもの1編，軍用の発電ユニットのもの1編の計5編の発表があった。これらの中で，可変ノズル付ターボチャージャを装着した過給エンジンを小型発電機に適用した発表が面白かった。交流発電機は負荷が変動しても出力周波数すなわち発電機回転数を一定に保つ事が重要である。一方ターボ過給エンジンは同一出力のNAエンジンと比べ，大きさ，燃料消費率等が有利なので，発電ユニットに組込みたいのだが，いわゆるターボラグがあって通常の形では負荷変動に対する応答性が悪くて使えない悩みがあった。そこで可変ノズル付ターボチャージャを装着して，エンジン負荷の大小に関係なくターボチャージャの回転数すなわちエンジンのブースト圧が一定になるようにコントロールする事で応答性をNAエンジン並に改善したものである。その結果平均22%の燃料節約になったとの事である。自動車用ターボ過給エンジンは，エンジンの低速トルクが小さいのが問題で，それを少しでも良くしようとVG(Variable Geometry)機構付のターボチャージャが最近もてはやされ始めたが，しょせんは根本的な解決ではない感じがする。それに対し発電機に対するこの方式はNAエンジンの適用がなくなるくらいの有利さを持っているように思う。

あと，セッション42とセッション53をまとめることになっていたが，共に小形ガスタービンというより産業用大形ターボ機械の評価，据付，保守，耐久性等に関するものなので割愛させて貰うこと

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

にした。

今回のGT会議発表論文以外の引用文献

1）岡部・林，日本ガスタービン学会誌，12-46（昭59－9），7
2）和田，日本ガスタービン学会誌，11-44（昭59－3），44

8. 材料と製造技術

日本工業大学　松　木　正　勝

この関係は3セッションあり，(1)セッション11“コーティングと補修方法”のパネル，(2)セッション22“高温ガス通路部品用材料と製造技術”で3論文(3)セッション32“コロージョンとその防止”で3論文であった。

(1)セッション11は5人のパネリストに依ってコロージョン対策，コーディングの方法等について討論されたが，私はこれに参加出来なかった。

(2)セッション22の論文は

(a)“GT－3”は固溶体強化された耐熱合金，Hastelloy X，Haynes alloy №188，Haynes alloy №230，Inconel alloy 617，について，部品製作工程を模擬した10％および20％冷間加工を行なった後，1040℃および1120℃で熱処理したときの組織と強度に就て述べている。

(b)“GT－107”はDS CM 274 LCの一方向性凝固材を二段階溶体化処理として，第一段階で均質化を行なう事により溶融開始温度を上げ，第二段階で高い温度の溶体化処理を行なうと，即ち1232℃/2Hr＋1260℃/2Hr/空冷の2段階溶体化処理で粗大（γ'）総て，及び共晶（γ'）の90％が固溶され，1220℃/2時間の標準方式に比べラプチャー強度207－345MPaの応力範囲で23℃の改善が得られた。

(c)“GT－96”ガスタービン部材にセラミックコーティングする場合，セラミックと基板の間に伸び差に依って生ずる応力を緩和する為の材料を挟む事に依って性能を向上させることが出来ることを述べている。この材料は直径0.14㎜のFeCrAl繊維を焼結したものでポーラスな材料である。厚さ1.5㎜のこの材料を挟んで1.5－2.5㎜のジルコニアのコーティングをすると熱遮蔽に非常に効果的である。これは特にタービン翼のチップシールに有効であり，数社で実用化が進められている。

(3)セッション32の論文は

(a)“GT－10”ガスタービン燃焼器用材料の耐酸化性をHastelloy X，Haynes alloy №188，Haynes alloy №230，Inconel alloy №617，Nimonic alloy №86，の5種に就て試験した。バーナーリグテストでは，空燃比50：1で温度1095℃のときalloy №188とalloy №230が良い性能を示した。

低空燃比の場合には，alloy №230が良く，alloy №188の性能は低下する。

(b)“GT－9”GE社で行なったタービン翼動の真空プラズマスプレーコーティングによる腐食防止に就ての論文。CoCrAlYコーティング（PLASMAGUARD GT－29 Co－base－29Cr－6Al－0.3Y）が815℃以上で起きる高温腐食に対して3500時間の耐久性能を示した。

また593℃以上で起きる低温腐食に対してGT－43（Co－base－43Cr－0.1Y）コーティングを開発し1985年に使用を開始する。

(c)“GT－60”ガスタービンに起きる低温ホットコロージョンに関してその原因とコーティング対策を述べたものである。船用ガスタービンが低負荷で，金属材料温度も低い時に，ホットコロージョンクラックが発生した。これは700℃で起こり，これまでに研究された800℃－1000℃のホットコロージョンとは異なっていた。これは燃料中のSからできたSO_3に因ることがわかった。35Crを含むCoベースコーティングが，低温および高温のコロージョンに有効である。

以上が材料，製造関係の概要であるが，耐熱合金およびその耐久性の向上に関する研究の現状を知ることができる。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

にした。

今回のGT会議発表論文以外の引用文献

1）岡部・林，日本ガスタービン学会誌，12-46（昭59－9），7
2）和田，日本ガスタービン学会誌，11-44（昭59－3），44

8. 材料と製造技術

日本工業大学　松　木　正　勝

この関係は3セッションあり，(1)セッション11“コーティングと補修方法”のパネル，(2)セッション22“高温ガス通路部品用材料と製造技術”で3論文(3)セッション32“コロージョンとその防止”で3論文であった。

(1)セッション11は5人のパネリストに依ってコロージョン対策，コーディングの方法等について討論されたが，私はこれに参加出来なかった。

(2)セッション22の論文は

(a)“GT－3”は固溶体強化された耐熱合金，Hastelloy X，Haynes alloy №188，Haynes alloy №230，Inconel alloy 617，について，部品製作工程を模擬した10％および20％冷間加工を行なった後，1040℃および1120℃で熱処理したときの組織と強度に就て述べている。

(b)“GT－107”はDS CM 274 LCの一方向性凝固材を二段階溶体化処理として，第一段階で均質化を行なう事により溶融開始温度を上げ，第二段階で高い温度の溶体化処理を行なうと，即ち1232℃/2Hr＋1260℃/2Hr/空冷の2段階溶体化処理で粗大（γ'）総て，及び共晶（γ'）の90％が固溶され，1220℃/2時間の標準方式に比べラプチャー強度207－345MPaの応力範囲で23℃の改善が得られた。

(c)“GT－96”ガスタービン部材にセラミックコーティングする場合，セラミックと基板の間に伸び差に依って生ずる応力を緩和する為の材料を挟む事に依って性能を向上させることが出来ることを述べている。この材料は直径0.14㎜のFeCrAl繊維を焼結したものでポーラスな材料である。厚さ1.5㎜のこの材料を挟んで1.5－2.5㎜のジルコニアのコーティングをすると熱遮蔽に非常に効果的である。これは特にタービン翼のチップシールに有効であり，数社で実用化が進められている。

(3)セッション32の論文は

(a)“GT－10”ガスタービン燃焼器用材料の耐酸化性をHastelloy X，Haynes alloy №188，Haynes alloy №230，Inconel alloy №617，Nimonic alloy №86，の5種に就て試験した。バーナーリグテストでは，空燃比50：1で温度1095℃のときalloy №188とalloy №230が良い性能を示した。

低空燃比の場合には，alloy №230が良く，alloy №188の性能は低下する。

(b)“GT－9”GE社で行なったタービン翼動の真空プラズマスプレーコーティングによる腐食防止に就ての論文。CoCrAlYコーティング（PLASMAGUARD GT－29 Co－base－29Cr－6Al－0.3Y）が815℃以上で起きる高温腐食に対して3500時間の耐久性能を示した。

また593℃以上で起きる低温腐食に対してGT－43（Co－base－43Cr－0.1Y）コーティングを開発し1985年に使用を開始する。

(c)“GT－60”ガスタービンに起きる低温ホットコロージョンに関してその原因とコーティング対策を述べたものである。船用ガスタービンが低負荷で，金属材料温度も低い時に，ホットコロージョンクラックが発生した。これは700℃で起こり，これまでに研究された800℃－1000℃のホットコロージョンとは異なっていた。これは燃料中のSからできたSO_3に因ることがわかった。35Crを含むCoベースコーティングが，低温および高温のコロージョンに有効である。

以上が材料，製造関係の概要であるが，耐熱合金およびその耐久性の向上に関する研究の現状を知ることができる。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

9. 構造及び振動関係

三菱重工業㈱　梅村　直
神吉　博
佐近淑郎

ここでは，つぎの３つのセッションで発表された論文の概要を紹介する。

(1) Rotor Dynamics　（Session 33）
(2) Component Vibrations（Session 44）
(3) Fracture and Fatigue（Session 55）

1. Rotor Dynamics

Rotor Dynamics のセッションでは表１に示す様に米国から２編，英国から１編，仏から１編および中国から1編の合計5編の論文が発表された。

内容は軸受に関するものが２編，ラビリンスシールに関するものが１編，航空用エンジンの振動解析に関するものが２編である。

軸受に関する論文の一つは，危険速度での振動感度の低減や不安定振動の防止に最近多く使われているスクィーズフィルムダンパの特性に関する解析について述べている。特にダンパの大形化や高速化に伴うダンパ内の流れの乱流化の効果に着目しており，レイノルズ数の上昇と共に減衰定数の増加と付加質量効果の変化が示されている。

もう一つの軸受に関する論文は，能動的に振動特性を改善する機能を持つ制御型磁気軸受に関するもので将来飛躍的な発表が期待される分野である。特に大型の磁気軸受の開発を達成しているところは着目に値する。

ラビリンスシールによるロータ系の不安定化力については，各国で研究が行われており，この分野の米国のリーダがこの論文の著者 Child 教授であり，引用されている手法が日本のこの分野のリーダ岩壷助教授によるものである。理論解析により，ラビリンスシールの不安定化力を求め，文献による実験値と照合している。直通型ラビリンスについてはかなり良く合ったが逆絞り付ラビリンスについてはうまくシミュレートできていない。今後の発展への第１歩の論文と考えられる。

航空用エンジンの振動解析に関する論文のうち１つは，中国から発表されたもので伝達マトリックス法を多重ロータに適用する合理的な解析手法について述べており，単純な計算で複雑な系の振動解析が出来ると説明している。

もう一方の論文は，３次元ＦＥＭ解析をエンジン開発に適用するに際しての様々の問題点とそのメリットを工学的にまとめたものである。最近，種々の機械構造物の開発や設計に３次元ＦＥＭ解析が多用されるようになり，複雑な解析結果をいかに評価し，設計に生かすかが各分野に於て重要な課題となっているので，先例として一読に値する。

表１

CLASSIFICATIONS		No of PAPERS	PAPER NO
Bearing	◦ Squeeze Film Damper	1	85-GT-191
	◦ Magnetic Bearing Damper	2	85-GT-221
Seal	◦ Labyrinth Seal Dynamic Coefficient	1	85-GT-136
Rotor	◦ Jet Engine Roter Vibration Analysis by Transfer Matrix Method	1	85-GT-74
	◦ Jet Engine Dynamics Analysis by 3dimensional FEM Analysis	1	85-GT-230

2. Component Vibrations

このセッションではつぎの２件の発表が行なわれた。これらは，プロップファン翼の開発に関するものと，翼ダンパの特性に関するものである。

85-GT-134　省エネで見直されつつある航空機の推進ファン翼の開発に関連した振動特性の検討事項について紹介している。ロータ上に植込まれた５枚の翼に対して，回転中における遠心力

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

による変位の光学式測定，固有振動数・モード・応力分布のストレインゲージによる測定を行ない，NASTRAN を用いた解析結果との照合を実施している。その結果，遠心力により翼のそりに大きな減少を生じていること，1～2次モードはNASTRAN による解析結果と実験がよく一致していること，翼先端の変位は計算値と実験がよく一致しているが，捩りやそりについては計算結果が必ずしもよい一致を見なかったことが示されている。後退角の大きく，遠心力による変形の大きな翼に対して，実験と解析を照合させた点で興味深い内容である。

85-GT-63　翼の減衰を増すためのダンパ構造の振動応答特性を簡易に推定する方法を示したものである。従来は，振動によって発生する摩擦滑り機構を非線形な振動系として時刻歴解析により求める手法が主であり，厳密さはあるが，技術的な見通しを得るには難点があった。ここで提案された手法は，加振周波数の基本波にのみ着目した制御理論で用いられる記述関数法を適用することにより解析解を与えるものである。これにより，シュラウド反力をパラメータとした振動応答特性の解析，ダンパの最適化の検討が簡単にできるため，この手法の応用範囲も広い。

3. Fracture and Fatigue

このセッションでは3件の発表があった。これらは，熱疲労き裂成長速度の実験的検討，円板中のき裂の応力拡大係数の計算式，及び空冷静翼の熱疲労寿命評価に関するものと，それぞれ特徴あるテーマであった。以下に各論文の概要を記す。

85-GT-12　ニッケル基合金IN-100の熱疲労き裂伝ぱ速度と高温疲労き裂伝ぱ速度の相関を実験的に検討したものである。この研究はF100エンジンの高温部品の評価のために行われたものである。実験は中央切欠試験片を用い，300～1000 °Fで行なわれ，得られたき裂伝ぱ速度と応力拡大係数の関係を Hyperbolic sine 関数で近似している。実験結果には下記の特徴が認められた。

(1) Out-of-Phase 形熱疲労，及び In Phase 形熱疲労のき裂伝ぱ速度は，各々，最低温度，最高温度での高温疲労のき裂伝ぱ速度と一致する。

(2) Out-of-Phase 形熱疲労では，両振応力・片振応力波形とも，同じ $da/dN-\triangle K$ 関係となる。

85-GT-14　内周または外周に半径方向き裂を有する中空円板の応力拡大係数の計算式を与えたものである。対象とする荷重は，外圧，内圧，回転による遠心力，及び外周の1点に作用する集中荷重である。これらの荷重に対し，$Ro/Ri = 2$，$a/(Ro-Ri) = 0.01 \sim 0.80$の範囲の応力拡大係数の計算式を与えている。（ここに，Ro＝外半径，Ri＝内半径，a＝き裂長さ。）

85-GT-17　産業用ガスタービンの空冷一段静翼の熱疲労寿命の評価のための伝熱・構造解析・材料強度面の要素技術，及びフィールドデータによるそれらの総合的検証結果を紹介したものである。寿命評価の手順は，(1)メタル温度解析，(2)熱応力解析，(3)材料試験データ（クリープの効果を伴う熱疲労）の取得，から成る。まず，メタル温度は，フィルム冷却，インピンジメント冷却等の要素試験，及び実翼のメタル温度測定により検証された，2D，3D計算コードによって求められる。次に，熱応力は汎用構造解析コード（MARC）による大規模な3次元弾性解析を行った後，非弾性応力・ひずみ挙動を推定することにより求められる。材料データはひずみ保持を伴う熱疲労試験により得られ，繰返し周期効果を考慮し，実働条件に適するよう外挿される。これらの手順を踏んで，NW701B_2型ガスタービン静翼の寿命が計算され，その結果は，実働機静翼における割れ発生実績とよく対応しており，この手法が実用的価値の大きいことが示された。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

10. ターボ機械の性能と内部流れ

九州大学工学部　井上雅弘

Turbomachinery Commitee（T.C.と略す）を経由して提出された論文は65編で，14のSession で発表された。これは全論文の28%に当たり，外のCommitteeを経由して提出された微粒子を含む動・静翼の流れ，翼列フラッタなどの研究も含めるとターボ機械の性能と内部流れに関する論文は，総数の⅓を超える。前回のアムステルダム大会に比べると，全論文数は22%の減，T.C.経由の論文数は19%の減であり，その主因は米国国内からの論文数の減少というのであるから奇妙な現象である。因みにT.C.経由の論文については前回の32編から19編に激減しており，米国からの参加を増やすには毎年ヨーロッパで開催する方がよいと嘆げく米国の教授もいるほどであった。またPoster Session などの特別な行事もなく，全体的にお祭り気分を離れたクールな会議との印象を受けた。しかし二，三の例外を除いてSession Roomの聴講者は多く，活発な討論が行われた。

ターボ機械の数値解析に関する研究は相変らず盛んで，4つのSessionで発表され，そのほかのSessionのものを含めると20編にも上るが，論文の内容によって聴講者数の増減が著しく一般の批判の目が肥えてきたことがうかがわれた。

20編中，中国科学院からの論文が7編もあり，Chang Wu 氏の指導のもとにS1面及びS2面上の種々の解析が進んでいる。捩れた面における遷音速非粘性流れを流れ関数と人工圧縮性（密度の仮定及び反復修正）の導入により解析する方法は，S1面のみでなく（GT－164），S2面にも適用されてDFVLRのファンロータの実験結果と比較され（GT－2），更に近似因子化法(AF法)を駆使して三次元流れも解かれている（GT－16）。またS1面上の流れについて，N－S方程式の解析も始められた（GT－4）ほか，翼列前方の離脱衝撃波の形状を特性曲線法により求める工夫(GT－7）や，直接法の反復計算による遷音速翼列の設計問題（GT－6），捩れたS1及びS2面に対する格子形成法（GT－87）が研究されている。

非粘性流れの解として注目されたのは，時間進行・有限体積法により三次元のタービン動翼と静翼の干渉を扱った研究で，非定常の境界条件の扱いに工夫が見られた（GT－57）。同じく有限体積法により，三次元の環状ノズルの端壁における全圧こう配を考慮してEuler方程式を解き，二次流れの様子を実験と比較したもの（GT－108）もある。二次元問題では時間進行法による遷音速流れの解析が多く，エントロピ保存の観点から計算精度の向上を試みたもの（GT－5），任意回転流面の中間翼を有する翼列流れの計算（GT－86），陰的ラムダスキームによる特性の方法（GT－163）のほか，非粘性／粘性干渉問題として，翼前縁の離脱衝撃波の上流境界条件への影響（GT－165）や準三次元問題への適用（GT－22）などの報告がある。

N－S方程式の解として，二次元問題では翼前後縁などの特異な格子で生じる計算上の問題を解消するために差分法と有限体積法を併用した離散化を行い修正Beam-Warming法により二次元翼列の流れを解いたもの（GT－56），遷音速翼列のoff-design の流れを有限体積法で解き非粘性／粘性干渉計算と比較したもの（GT－1）がある。三次元問題では，反復計算における圧力場の修正を対流項も考慮して二段階で行う圧力修正法により，先端漏れ流れを含む軸流動翼内の流れ場を解き（IBM 3083で約100時間要す），動翼後方のケーシング壁近くの平均速度分布が実験値とよく一致することを示した研究（GT－116）は圧巻であった。また直線タービン翼列の三次元流れを従来の圧力修正法で解き二次流れの様子を調べたもの（GT－65），直線翼列の遷音速流れをO型の非直交境界適合座標系に変換して時間進行・線形化ブロック陰解法（LBI法）により計算したもの（GT－66）もある。なお，これらのN－S方程式の解法における乱流モデルには，GT－1，－56，－65は混合距離による代数方程式モデル，GT－66及び－116は二方程式（$k-\varepsilon$）モデルを使用している。

遠心圧縮機に関しては，実在気体のポリトロープ

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

解析に対する従来の方法の誤差を検討して精度の高い新しい解析法を提案したもの（GT－13 ）や，シュラウドレス羽根車の漏れ流れの損失機構を要因別にモデル化して漏れによる圧力損失の計算法を提案したもの（GT－196 ）が注目された。なお後者は斜流及び軸流羽根車にも適用できる。また羽根間流路をジェットとウェークの二層に分ける性能予測法（GT－73），種々の損失モデルの結合による性能予測法（GT－97），高応答プローブを使用した羽根車出口流れの測定によるすべり系数の評価（GT－77），子午面形状と出口角は同一で長さ（巻き角）の異なる混流羽根まわりの流れの計算による負荷分布の評価（GT－85），産業用圧縮機の吸込みダクト形状の影響（GT－80 ）などの圧縮機性能に関する検討が行われ，羽根無しディフューザの圧縮性軸対称境界層の速度分布指数則による解析（GT－133），同一形状で流路幅の異なる羽根付ディフューザの圧縮機特性に及ぼす影響（GT－46 ）の研究もある。更に非定常現象に関して，羽根なしのディフューザを持つ遠心圧縮機の３種の失速（低周波のディフューザの旋回失速，高周波の羽根車の旋回失速，ランダムな羽根入口の失速）の識別（GT－195）や，回転数が周期的に変動する遠心ブロワの特性の動的な応答（GT－194）のほか，力学的な立場から，高圧・高流量の遠心圧縮機の羽根車の振動を有限要素法で解析し，振動試験を行って失速や出口の非一様性による励振を実験的に調べた研究（GT－92, －93）もある。

軸流機械に関しては“Edwall and Tip Clearance Flow in Turbomachinery” のテーマで論文募集が行われたこともあり，このテーマに関する実験的研究が多かった。

軸流圧縮機関係では，動翼後方に生じる漏れ渦が先端すきまによって変る様子を詳細にとらえたもの（GT－62），動翼内の先端及び根元付近の相対全圧を計測し，先端では漏れ流れ，根元ではコーナ失速と二次流れの影響が大きいことを確認したもの（GT－174），４段圧縮機の動翼後方の環状境界層の測定結果より境界層厚さの整理法を検討したもの（GT－61），多くの圧縮機の実験結果に基づき環状壁近くにおける流出角の翼列データからのずれを実験式で表示することを試みたもの（GT－189）などがある。そのほか多段圧縮機の流れを周方向に平均化した運動方程式の導出（GT－226），動翼後方の温度計測誤差の検討（GT－233），３軸のGTエンジンにおけるファンと高圧圧縮機との干渉問題（GT－173，－222）などの報告もある。

軸流タービンについても端壁効果に関する実験的研究が多く，環状ノズル内で二次流れが発達する様子を詳細に計測して損失の機構を明らかにしたもの（GT－217），ノズル部のケーシングの輪郭を変えて（半径を絞る）円筒状ケーシングに比べて損失が低減できることを示したもの（GT－71）がある。翼列実験では，損失の約½が下流の二次流れの混合によって生じることを示した研究（GT－64）や高負荷翼列の二次流れを調べた研究（GT－135）かあり，前者は，動翼内の流れをレーザで計測して静翼からの二次渦が動翼で切断されて乱れエネルギとなり損失が増加することを示した研究（GT－193 ）と対比して興味が持たれた。また簡単なモデル試験によって，端壁境界層と翼前縁との干渉により生じる馬てい形渦と三次元はく離の構造を明らかにしたもの（GT－70）や，馬てい形渦及び二次流れによって翼間流路内に新たに生成される渦を調べた研究（GT－20）も注目される。更に，遷音速翼列に対して時間追跡法と後縁衝撃波及び境界層の計算を併用して翼列の損失を求め実験と比較したもの（GT－21）や，翼背面をスパンに沿って凹形にして二次損失を減らす三次元翼の設計（GT－188 ），遷音速タービンの設計と性能解析（GT－15），タービン翼の設計パラメータの検討（GT－219），低比速度タービンの部分流入の検討（GT－220），反転軸流タービンの特性（GT－218 ），環状ディフューザの設計法（GT－126）などを扱った研究もある。

軸流機械の非定常現象に関してはフラッタに関する研究が多く，捩りモードのフラッタの粘性減衰が隣接翼との間で作用する場合とディスクとの間で作用する場合の安定効果をモデル計算で比較したもの（GT－170），蒸気タービンの翼列方向の振動に対する空力特性を特異点法で求めて空力減衰をマトリックス法で計算したもの（GT－139 ），亜音速・遷音速失速フラッタ及び超音速

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

フラッタについて翼単独の空力弾性と翼列効果を実験的に検討したもの（GT－216）がある。またジェットエンジン用のファン翼のフラッタ防止の観点から，超音速翼列のピッチの不ぞろいの影響を線形理論で解析したり（GT－192），二つの翼の幾何的及び力学的性質の違い及びスナバ（中間シュラウド）間の滑りが振動特性に及ぼす影響を有限要素法で解析した研究（GT－115）があった。そのほか翼列後方で丸棒を回転させ伴流の変動による翼の非定常力と損失を評価したり(GT－132)，高亜音速及び遷音速翼列にピッチング振動を与えて振動特性を調べ，それが線形理論と比較的よく一致することを示した（GT－212）実験的研究も興味を引いた。圧縮機の失速特性については，圧力及び流量を時間と部分翼車の扇形角の関数として非線形の偏微分方程式を導き，旋回失速及びサージング失速の特性を解析した研究(GT－171，－172）も注目に値する。更に失速域の小さい旋回失速をアクチュエータ理論と微小擾乱法で解析し（GT－224），単段の翼車による実験と比較した研究（GT－227）や，ガスタービン運転時の移行特性を扱った研究（GT－208，－209）もある。

最後に3月19日夕刻に開催されたT．C．Meeting について触れよう。同委員会には委員以外でも出席できるとのことで，委員の妹尾教授（九大生研）と同席した。委員約50人のほかオブザーバが30人以上出席しており，ChairmanのOkiishi教授の司会で活発な討議が行われた。次々回（1987年）のGT会議で取り上げるべきテーマが出席者の中から続々と出てくるのには驚いた。また一般の意見として，ASME－Transactionの論文が理論解析偏重になって他の価値ある論文が見捨てられる傾向にあり，それを救済する手段を作ることや，発表方法の質が低下（特にpoor English（汗顔！）とunreadable slide）しているので，‘Critique Sheet’や‘Best Presentation Award’などを導入することなどが話題となった。参考までに次々回のテーマとして提案があったものを記しておく。

i）ベクトル演算など超大形計算機用のターボ機機の数値流体力学の解析手法
ii）ターボ機械要素の性能予測と初期設計
iii）多段ターボ機械の段の干渉と中間段のデータを収集するための測定技術
iv）ターボ機械の計器の進歩
v）ターボ機械設計への人工知能の応用
vi）Transient特性とFar Off-Design特性
vii）半径流機械の要素間の干渉
viii）プロペラの技術
ix）構造の効果をとり入れた非定常空気力学
x）ブリードやシールの漏れなど主流路以外の作動気体の流れ

上記の中でどのテーマが採用されるかは不明であるが，今後の研究の動向を探る際に役立つと思う。

11. 展　　示

㈱日立製作所　　寺　西　光　夫

展示会は講演が行なわれたと同じ会場内の1，2階展示場において，ガスタービンメーカ及びその関連メーカ約220社により行なわれた。以下，今回の展示の特徴及び目に止った点を中心に述べることとする。

今回の展示会においても，例年通りガスタービン本体やロータ，大型プラスチックモデル等，会場内に多く持込まれ，各社ともエンジニアを配置してパンフレット，パネル等を用い積極的なPRを行なっていた。特に展示全般に関して目についた点は，コージェネレーション及びコンバインドサイクルに関するPRにガスタービンメーカ各社が重点を置いていることで，最近のアメリカ国内におけるコージェネレーションプラントへの関心の高まりを反映しているものと思われた。コンバインド関係ではWESTINGHOUSE，BBC共に大型プラスチックモデルを会場に持ち込み，その周囲にパネル，ガスタービン部品等配置してプラ

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

フラッタについて翼単独の空力弾性と翼列効果を実験的に検討したもの（GT－216）がある。またジェットエンジン用のファン翼のフラッタ防止の観点から，超音速翼列のピッチの不ぞろいの影響を線形理論で解析したり（GT－192），二つの翼の幾何的及び力学的性質の違い及びスナバ（中間シュラウド）間の滑りが振動特性に及ぼす影響を有限要素法で解析した研究（GT－115）があった。そのほか翼列後方で丸棒を回転させ伴流の変動による翼の非定常力と損失を評価したり(GT－132)，高亜音速及び遷音速翼列にピッチング振動を与えて振動特性を調べ，それが線形理論と比較的よく一致することを示した（GT－212）実験的研究も興味を引いた。圧縮機の失速特性については，圧力及び流量を時間と部分翼車の扇形角の関数として非線形の偏微分方程式を導き，旋回失速及びサージング失速の特性を解析した研究(GT－171，－172）も注目に値する。更に失速域の小さい旋回失速をアクチュエータ理論と微小擾乱法で解析し（GT－224），単段の翼車による実験と比較した研究（GT－227）や，ガスタービン運転時の移行特性を扱った研究（GT－208，－209）もある。

最後に3月19日夕刻に開催されたT．C．Meeting について触れよう。同委員会には委員以外でも出席できるとのことで，委員の妹尾教授（九大生研）と同席した。委員約50人のほかオブザーバが30人以上出席しており，ChairmanのOkiishi教授の司会で活発な討議が行われた。次々回（1987年）のGT会議で取り上げるべきテーマが出席者の中から続々と出てくるのには驚いた。また一般の意見として，ASME－Transactionの論文が理論解析偏重になって他の価値ある論文が見捨てられる傾向にあり，それを救済する手段を作ることや，発表方法の質が低下（特にpoor English（汗顔！）とunreadable slide）しているので，‘Critique Sheet’や‘Best Presentation Award’などを導入することなどが話題となった。参考までに次々回のテーマとして提案があったものを記しておく。

i）ベクトル演算など超大形計算機用のターボ機機の数値流体力学の解析手法
ii）ターボ機械要素の性能予測と初期設計
iii）多段ターボ機械の段の干渉と中間段のデータを収集するための測定技術
iv）ターボ機械の計器の進歩
v）ターボ機械設計への人工知能の応用
vi）Transient特性とFar Off-Design特性
vii）半径流機械の要素間の干渉
viii）プロペラの技術
ix）構造の効果をとり入れた非定常空気力学
x）ブリードやシールの漏れなど主流路以外の作動気体の流れ

上記の中でどのテーマが採用されるかは不明であるが，今後の研究の動向を探る際に役立つと思う。

11. 展　　示

㈱日立製作所　　寺　西　光　夫

展示会は講演が行なわれたと同じ会場内の1，2階展示場において，ガスタービンメーカ及びその関連メーカ約220社により行なわれた。以下，今回の展示の特徴及び目に止った点を中心に述べることとする。

今回の展示会においても，例年通りガスタービン本体やロータ，大型プラスチックモデル等，会場内に多く持込まれ，各社ともエンジニアを配置してパンフレット，パネル等を用い積極的なPRを行なっていた。特に展示全般に関して目についた点は，コージェネレーション及びコンバインドサイクルに関するPRにガスタービンメーカ各社が重点を置いていることで，最近のアメリカ国内におけるコージェネレーションプラントへの関心の高まりを反映しているものと思われた。コンバインド関係ではWESTINGHOUSE，BBC共に大型プラスチックモデルを会場に持ち込み，その周囲にパネル，ガスタービン部品等配置してプラ

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

写真1　展示会場全景

写真3　RUSTON TB5000

ントの性能及びシステムについて詳しく説明していた。また，コージェネレーションに関してもSOLAR，ALLISON，ROLLS ROYCE，JOHN BROWN，また日本からIHI等，いずれのメーカもパネルを使って盛んにPRを行なっていた。

実機の展示に関してはRUSTONがTB5000本体を会場に持込んだのをはじめ，ROLLS ROYCEがAVONとRB211本体を，NUOVO PIGNONEはPGT25パワータービンロータを，GEはF7ロータとLM5000コンプレッサ部を持込み人目

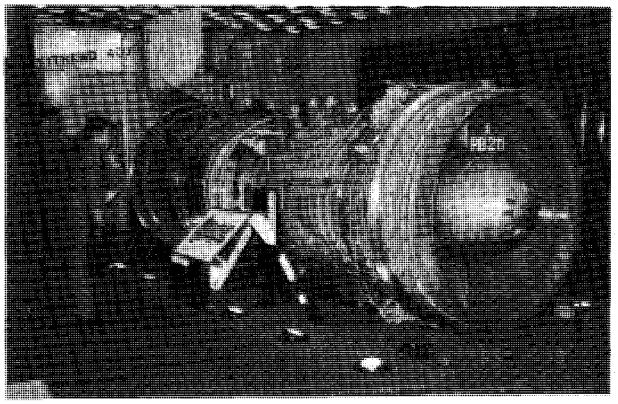


写真4　ROLLS ROYCE RB211

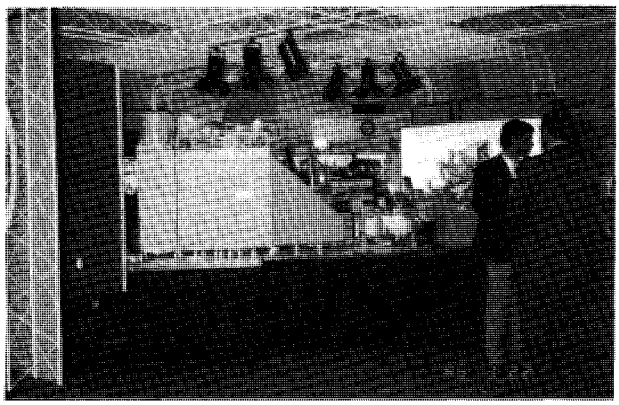


写真2　WESTINGHOUSE 展示

写真5　GE F7ロータ

を引いていた。GEは他にコンピュータによるガスタービン発電プラント制御システムを展示し，また小さなステージをしつらえて人形劇でコージェネレーション等のPRを行なって人気を集めていた。日本からはIHIがIM5000（LM5000＋パワータービン）のプラスチックモデル，翼等の展示を行った。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

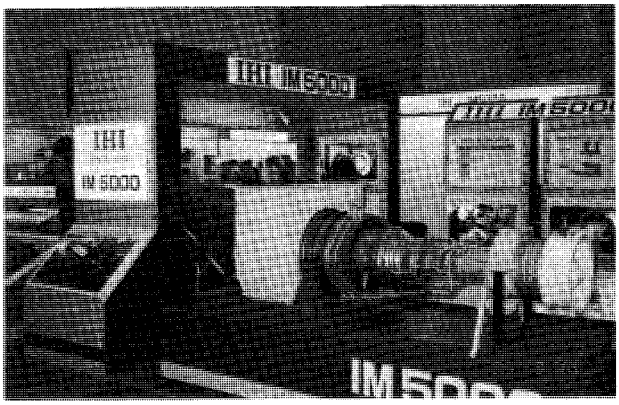


写真6　IHI　IM5000　モデル

自動車用ガスタービンに関してはGARRETTが実機の展示の他，現在NASAより依託され開発中の自動車用高効率ガスタービンAGT101のモデルを展示し注目を集めていた。このガスタービンにはセラミック製の燃焼器及びラジアルタービンが採用され，燃費は従来エンジンから60%向上するとのこと。

ガスタービンメーカの中では唯一SOLARが再生サイクル用熱交換器の実物（昨年の展示と同じ物）を展示していた。積層型の採用により，従来型と比べ非常な小型化を達成，また，定格運転までの起動時間の短縮が可能になったと説明していた。

以上述べてきたガスタービンメーカ以外に，今回の展示会では部品メーカ，燃料処理装置，計測器メーカが多数出展していた。以下，それらの展示内容について触れることとする。

部品メーカ関係では特にタービン翼の精密鋳造メーカが多く出展し，それぞれ複雑な構造の冷却翼を展示して腕を競い合っていた。話を聞くとその多くは軍用機用ジェットエンジンの翼で，この種のメーカの数が多いことに驚かされた。

燃料処理装置関係では，ALFA LAVAL，WESTFALIAの2社が遠心分離機を使った重油処理システムについて盛んにPRを行なっていたほか，PETROLITE社のタービン翼腐食防止を目的とした各種燃料添加剤等見受けられた。

計測器関係についてもセンサー類，データ処理関係，燃料分析関係，ガスタービン検査装置等，多数の展示が行なわれていた。センサー類，データ処理関係では，パイロメータ，動翼先端ギャップ測定器をはじめ，振動モーダル解析システム，各種計測データ処理システムにつき会場で実演が行なわれていた。燃料分析関係ではSPECTRO社，BAIRD社の分析装置，燃料油中金属成分の連続計測置等が見受けられた。また，ガスタービン検査装置関係ではボアスコープについて，日本のオリンパスをはじめ数社が展示，実演を行なっていた。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

資料

「30th International Gas Turbin Conference & Exhibit」
論文リスト

COMBUSTION & FUEL

Conical Grid Plate Flame Stabilizers for Combustor Primary Zones
G. E. ANDREWS and A. F. ALI, University of Leeds, Leeds, U. K.
(ASME Paper No. 85-GT-53)

Cold Flow and Combustion Experiments With a New Burner Air Distribution Concept
B. V. JOHNSON, United Technologies Research Center, East Hartford, CT, S. J. MAROWSKI, and H. M. CRAIG, Pratt & Whitney Aircraft Group, East Hartford, CT
(ASME Paper No. 85-GT-40)

Pulsating Combustion Applied to a Small Gas Turbine
J. A. C. KENTFIELD and P. YERNENI, University of Calgary, Calgary, Alberta, CANADA
(ASME Paper No. 85-GT-52)

Investigation of Swirler/Dilution Jet Flow Split on Primary Zone Flow Patterns in a Water Model Can-Type Combustor
J. J. McGUIRK and P. KOUTMOS, Imperial College of Science and Technology, South Kensington, London, U. K.
(ASME Paper No. 85-GT-180)

A Method to Measure the Fuel Distribution and the Fuel Captures by a V-Gutter Flame Holder in High-Speed Airstream
S. J. GU, M. L. YANG and X. Y. LI, Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics, Beijing, PEOPLE'S REPUBLIC OF CHINA
(ASME Paper No. 85-GT-42)

The Control of NO_x and CO Emissions From 7MW Gas Turbines With Water Injection as Influenced by Ambient Conditions
W. S. Y. HUNG and D. D. AGAN, Solar Turbines Inc., San Diego, CA
(ASME Paper No. 85-GT-50)

A Model for the Prediction of Thermal, Prompt and Fuel NO_x Emissions From Combustion Turbines
J. L. TOOF, Westinghouse Electric Corp., Concordville, PA
(ASME Paper No. 85-GT-29)

New Integration Technique for Chemical Kinetic Rate Equations II—Accuracy Comparison
K. RADHAKRISHNAN, NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH
(ASME Paper No. 85-GT-30)

Flame Temperature Estimation of Conventional and Future Jet Fuels
O. L. GULDER, National Research Council of Canada, Ottawa, Ontario, CANADA
(ASME Paper No. 85-GT-31)

Design of Combustor Cooling Slots for High Film Effectiveness: Part I—Film General Development
G. J. STURGESS, Pratt and Whitney Aircraft, East Hartford, CT
(ASME Paper No. 85-GT-35)

Design of Combustor Cooling Slots for High Film Effectiveness: Part II—Film Initial Region
G. J. STURGESS and G. D. PFEIFER, Pratt and Whitney Aircraft, East Hartford, CT
(ASME Paper No. 85-GT-36)

Gas Turbine Combustor Development Tools for Production Designs
S. N. FINGER and T. L. DUBELL, Pratt and Whitney Aircraft, West Palm Beach, FL
(ASME Paper No. 85-GT-43)

Design and Experimentation of a Combustor for High Combustion Intensity
A. MESTRE and A. CADIOU, ONERA, Chatillon, FRANCE
(ASME Paper No. 48-GT-51)

High Weber Number SMD Correlation For Pressure Atomizers
J. B. KENNEDY, United Technologies Research Center, East Hartford, CT
(ASME Paper No. 85-GT-37)

Dual-Orifice Atomizer Performance Under Varying Air Density Conditions
A. K. JASUJA, Cranfield Institute of Technology, Cranfield, U.K.
(ASME Paper No. 85-GT-44)

Semi-Empirical Analysis of Fuel-Air Ratio Distribution Downstream of a Plain Orifice Injector Under Non-Uniform Cross Flow
J. S. CHIN, Purdue University, West Lafayette, IN, W. M. LI, and M. H. CAO, Beijing Institute of Aerodynamics and Astrodynamics, Beijing, PEOPLE'S REPUBLIC OF CHINA
(ASME Paper No. 85-GT-32)

An Expression of Liquid Film Thickness Inside Prefilming Atomizers
Q. S. ZHAO and X. H. GAN, Beijing Institute of Aeronautics & Astronautics, Beijing, PEOPLE'S REPUBLIC OF CHINA
(ASME Paper No. 85-GT-110)

Experimental Study of the Spray Characteristics of a Research Airblast Atomizer
W. A. ACOSTA, NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH
(ASME Paper No. 85-GT-229)

An Experimental Study of Mixing by an Acoustically Pulsed Axisymmetrical Airjet
P. J. VERMEULEN and W. K. YU, University of Calgary, Calgary, Alberta, CANADA
(ASME Paper No. 85-GT-49)

Development of a Gas Turbine Combustion System For Medium-BTU Fuel
J. F. SAVELLI and G. L. TOUCHTON, General Electric Co., Schenectady, NY
(ASME Paper No. 85-GT-98)

Fuel Extinction Effects Upon Exhaust Smoke and the Weak Extinction Characteristics of the Pratt & Whitney PT6A-65 Engine
P. SAMPATH and M. GRATTON, Pratt and Whitney Canada, Mississauga, Ontario, CANADA, D. KRETSCHMER and J. ODGERS Laval University, Ste Foy, Quebec, CANADA
(ASME Paper No. 85-GT-27)

Development and Application of Industrial Gas Turbine for Medium-Btu Gaseous Fuels
J. G. MEIER, W. S. Y. HUNG, and V. M. SOOD, Solar Turbines Incorporated, San Diego, CA
(ASME Paper No. 85-GT-28)

Combustion Characteristics of the GE LM2500 Combustor with Hydrogen-Carbon Monoxide Based Low-BTU Fuels
P. E. SABLA and G. G. KUTZKO, General Electric Co., Cincinnati, OH
(ASME Paper No. 85-GT-179)

The Effect of Fuel Composition Upon Combustion Performance in a Rolls-Royce Tyne Combustor
T. T. BOWDEN and J. H. PEARSON, Shell Research Ltd., Thornton Research Center, Chester, U.K.
(ASME Paper No. 85-GT-39)

Evaluation of Fuel Preparation Systems for Lean Premixing-Prevaporizing Combustors
W. J. DODDS and E. E. EKSTEDT, General Electric Co., Cincinnati, OH
(ASME Paper No. 85-GT-137)

Spatially Resolved Droplet Size Measurements
T. A. JACKSON and G. S. SAMUELSON, University of California—Irvine, Irvine, CA
(ASME Paper No. 85-GT-38)

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

Atomization of Coal Water Mixtures: Evaluation of Fuel Nozzles and a Cellulose Gum Simulant
T. J. ROSFJORD, United Technologies Research Center, East Hartford, CT
(ASME Paper No. 85-GT-88)

Influence of Downstream Distance on the Spray Characteristics of Pressure-Swirl Atomizers
A. H. LEFEBVRE and D. NICKOLAUS, Purdue University, West Lafayette, IN, and J. S. CHIN, Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics, Beijing, PEOPLE'S REPUBLIC OF CHINA
(ASME Paper No. 85-GT-138)

Effect of Elevated Temperature and Pressure on Sprays From Simplex Swirl Atomizers
L. G. DODGE, Southwest Research Institute, San Antonio, TX and J. A. BIAGLOW, NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH
(ASME Paper No. 85-GT-58)

Investigations on Jet-Filming Airblast Atomizer
Q. S. ZHAO and Y. F. YU, Beijing Institute of Aeronautics & Astronautics, Beijing, PEOPLE'S REPUBLIC OF CHINA
(ASME Paper No. 85-GT-185)

Design and Development Test of a Heavy-Duty Industrial Gas Turbine Combustion System for Low-BTU Gas Fuel
K. W. BEEBE and J. C. BLANTON, General Electric Co., Schenectady, NY
(ASME Paper No. 85-GT-45)

Gas Turbine Combustion of a Minimally-Cleaned, Coal-Derived Low-BTU Gas
J. C. BLANTON and D. P. SMITH, General Electric Co., Schenectady, NY
(ASME Paper No. 85-GT-160)

Effect of Alternative Fuels on the Performance of the Garrett T76 Turboprop
F. G. DAVIS, M. L. GRAHAM, C. D. WHITE, and I. C. BALL, Garrett Turbine Engine Company, Phoenix, AZ
(ASME Paper No. 85-GT-48)

USAF Toxicology Research on Petroleum and Shale Derived Aviation Gas Turbine Fuels
J. A. MARTONE, USAF, Wright-Patterson AFB, OH
(ASME Paper No. 85-GT-34)

The Quantification and Improvement of the Thermal Stability of Aviation Turbine Fuel
J. S. MILLS and D. R. KENDALL, Shell Research Ltd., Thornton Research Center, Chester, U.K.
(ASME Paper No. 85-GT-33)

Investigation of the Sampling Representativeness with Different Probes in a Gas Turbine Combustor
S. S. WU, H. F. WANG and L. LI, Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics, Beijing, PEOPLE'S REPUBLIC OF CHINA
(ASME Paper No. 85-GT-41)

AIRCRAFT

Derivative Engines Versus New Engines: What Determines the Choice?
D. M. DIX and D. A. GISSENDANNER, OUSDR&E/R & AT/MST, Washington, DC
(ASME Paper No. 85-GT-190)

F 14 ReEngining with the F110 Engine
O. T. CASTELLS, General Electric Co., Evandale, OH and J. STRONG, JR., Grumman Aerospace Corp., Calverton, NY
(ASME Paper No. 85-GT-184)

F-4 Functional Modernization
W. D. POULIN, Pratt & Whitney, West Palm Beach, FL
(ASME Paper No. 85-GT-69)

ReEngining the Harrier
J. D. CYRUS, Naval Air Development Center, Warminster, PA and W. VOWLES, Rolls Royce, Ltd., Bristol, U.K.
(ASME Paper No. 85-GT-175)

T56 Derivative Engine in the Improved E-2C
T. P. LAUGHLIN, Allison Gas Turbine Division, General Motors Corp., Indianapolis, IN and J. TOTH, Grumman Aerospace Corporation, Bethpage, NY
(ASME Paper No. 85-GT-176)

The KC-135/CFM 56 ReEngine Program
P. H. PACKER and M. P. GOODMAN, Boeing Military Airplane Co., Wichita, KS
(ASME Paper No. 85-GT-211)

The F-16 Common Engine Bay
C. E. PORCHER, General Dynamics, Fort Worth, TX
(ASME Paper No. 85-GT-231)

CERAMICS

Stress Rupture Test Rig Design for Evaluating Ceramic Material Specimens
R. K. GOVILA, J. A. HERMAN, and N. ARNON, Ford Motor Co., Dearborn, MI
(ASME Paper No. 85-GT-181)

Statistical Analysis of Fracture of Silicon Nitride (RBSN) Using the Short Span Bending Technique
J. LAMON, École Nationale Supérieure des Mines de Paris, Evry, FRANCE
(ASME Paper No. 85-GT-151)

A Simplified Structural Ceramic Design Technique
D. H. HARTSOCK, Ford Motor Co., Dearborn, MI
(ASME Paper No. 85-GT-100)

Assessment of a Failure Probability Prediction Technique for Ceramic Heat Exchanger Components
K. O. SMITH, Solar Turbines International, San Diego, CA, and R. B. POEPPEL, Argonne National Laboratory, Argonne, IL
(ASME Paper No. 85-GT-178)

Advancements in Application of Ceramics to the Gemini Radial-Flow Gas Turbine
J. C. NAPIER, Solar Turbines Inc., San Diego, CA and P. J. ARNOLD, Fort Belvoir Research & Development Center, Fort Belvoir, VA
(ASME Paper No. 85-GT-183)

Ceramic Design Methodology and the AGT 101
G. L. BOYD, W. D. CARRUTHERS, R. J. EVERSHED, and J. R. KIDWELL, Garrett Turbine Engine Co., Phoenix, AZ
(ASME Paper No. 85-GT-199)

Interlaboratory Comparison of Flexural Strength of Structural Ceramics
E. M. LENOE, D. NEAL, and M. VANGEL, Army Materials and Mechanics Research Center, Watertown, MA, M. BOEHMER, DFVLR, Cologne, GERMANY, J. E. SIEBELS, Volkswagen, Wolfsburg, GERMANY
(ASME Paper No. 85-GT-225)

CLOSED CYCLE

Efficient Steam System Incorporates Gas Turbine Principles
C. E. JAHNIG, Ramson, NJ
(ASME Paper No. 85-GT-11)

Closed Cycle With Fluidized Bed Coal Firing Applications in Refineries
O. BELLOFATTO, A. GALLI, C. CASMIRRI, and G. MARZIALI, Snaprogetti SpA, Milan, ITALY
(ASME Paper No. 85-GT-210)

COAL UTILIZATION

Evaluation of Combustion Turbine Systems for the Direct Combustion of Coal
P. A. BERMAN, D. A. HORAZAK, and P. W. PILLSBURY, Westinghouse Electric Corp., Concordville, PA
(ASME Paper No. 85-GT-8)

A Cost-Effective Indirect Coal Fired Gas Turbine Power and Water-From-Air-Cycle
P. R. TRUMPLER, P. R. Trumpler Associates, West Chester, PA
(ASME Paper No. 85-GT-54)

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

Cool Water Coal Gasification—A Progress Report
D. PLUMBLEY, General Electric Co., Schenectady, NY
(ASME Paper No. 85-GT-55)

Indirect Firing of Gas Turbines by Residual Coal-Water Fuel
L. GREEN, Energy Conversion Alternatives, Ltd., Washington, DC
(ASME Paper No. 85-GT-168)

Surface Degradation of Ductile Metal in Elevated Temperature Gas-Particle Streams
A. LEVY and Y. F. MAN, Lawrence Berkeley Laboratory, Berkeley, CA
(ASME Paper No. 85-GT-91)

Influence of Particle Erosion on the Microstructural Changes in Metals and Alloys
J. MOTEFF University of Cincinnati, Cincinnati, OH
(ASME Paper No. 85-GT-201)

Erosion Behavior of High Temperature Corrosion Protection Coatings
F. C. TORIZ and S. K. GUPTA, Rolls Royce Inc., Atlanta, GA, J. WOLVERSON, Rolls Royce Ltd., Derby U.K.
(ASME Paper No. 85-GT-94)

Laser Measurements of Fly Ash Rebound Parameters for Use in Trajectory Calculations
W. TABAKOFF and M. F. MALAK, University of Cincinnati, Cincinnati, OH
(ASME Paper No. 85-GT-161)

Thermal Preconditioning of Coal/Water Mixtures for Gas Turbine Applications
G. ROFFE and G. MILLER, General Applied Science Laboratories, Westbury, NY
(ASME Paper No. 85-GT-198)

The Burning of Coal-Water Slurry Fuels in a Two-Stage Slagging Combustor
R. T. LeCREN and D. J. WHITE, Solar Turbines, Inc., San Diego, CA
(ASME Paper No. 85-GT-206)

Technical Evaluation of Simplified IGCC Components
M. W. HORNER, R. F. ALFF, and J. C. CORMAN, General Electric Company, Gas Turbine Division, Schenectady, NY
(ASME Paper No. 85-GT-207)

Particulate Flows in the Rotor and Stator Elements of Turbomachine
A. F. ABDEL AZIM, Zagazig University, Zagazig, EGYPT, and W. T. ROULEAU, Carnegie-Mellon University, Pittsburgh, PA
(ASME Paper No. 85-GT-215)

Coal-Fueled Turbines: Deposition Research
L. K. CARPENTER, F. W. CROUSE and J. S. HALOW, DOE, Morgantown Energy Technology Center, Morgantown, WV
(ASME Paper No. 85-GT-213)

Removal of Alkali Vapors by a Fixed Granular-Bed Sorber Using Activated Bauxite as a Sorbent
S. H. D. LEE, R. F. HENRY, and K. M. MYLES, Argonne National Laboratory, Argonne, IL
(ASME Paper No. 85-GT-167)

A Real Time Monitor for Entrained Particle Loading
S. D. WOODRUFF and R. J. ANDERSON, U.S. Dept. of Energy, Morgantown, WV
(ASME Paper No. 85-GT-146)

Sampling and Analysis of Alkali in High-Temperature, High Pressure Gasification Streams
C. K. McCURRY and R. R. ROMANOSKY, JR, U.S. Dept. of Energy, Morgantown, WV
(ASME Paper No. 85-GT-202)

CONTROLS & DIAGNOSTICS

A Menu-Driven, Block Oriented Programming Language for Digital Fuel Controls
R. J. ROSAUER, Woodward Governor Co., Fort Collins, CO
(ASME Paper No. 85-GT-105)

Implementation Approaches to Sequencing in Microprocessor-Based Controllers
M. STREETHARAN and F. LANGENBACHER, Solar Turbines Inc., San Diego, CA
(ASME Paper No. 85-GT-104)

Development of a Portable Field Machinery Data Acquisition System
B. DRINKWATER, D. WILSON and C. BRASHEARS, Bently Nevada Corp., Minden, NV
(ASME Paper No. 85-GT-95)

Digital Controls: A Proven Method of Increasing Reliability and Performance on Gas Turbines
G. BOSTICK, James W. Simpson Co., Katy, TX
(ASME Paper No. 85-GT-103)

Gas Turbine Retrofit with Modern Control Systems
J. McMULLEN, General Electric Co., Schenectady, NY
(ASME Paper No. 85-GT-101)

A Feasibility Study of the Application of Artificial Intelligence Techniques for Turbomachinery Diagnostics
C. B. MEHER-HOMJI, Boyce Engineering International, Inc., Houston, TX
(ASME Paper No. 85-GT-102)

EDUCATION

NASA Lewis Research Center/University Graduate Research Program on Engine Structures
C. C. CHAMIS, NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH
(ASME Paper No. 85-GT-159)

Cooperative Education by the University of Cincinnati and G.E.
W. O. ZINN, General Electric Co., Cincinnati, OH
(ASME Paper No. 85-GT-157)

Description of an Industry—University Liaison, Rolls-Royce Scottish Factories—Glasgow University 1968-1984
N. R. L. MACCALLUM, University of Glasgow, Glasgow, SCOTLAND, and F. S. REFORD, Rolls-Royce Limited, East Kilbride, SCOTLAND
(ASME Paper No. 85-GT-158)

A Low-Cost Undergraduate Test Rig for Heat Transfer in Turbine Blade Cooling
A. S. KENKARE, The Hatfield Polytechnic, Hatfield, Herts, UK, and T. M. KILNER, British Aerospace PLC, Warton, Lancs, U.K.
(ASME Paper No. 85-GT-156)

ELECTRIC UTILITIES

A Study of a Turbine-Generator System for Low-Head Hydropower
R. R. MANKBADI, Rutgers University, Piscataway, NJ, and S. MIKHAIL, Cairo University, Cairo, EGYPT
(ASME Paper No. 85-GT-141)

Fuel Flexibility In Compressed Air Energy Storage Plants
B. BASLER and P. ZAUGG, BBC Brown Boveri & Company, Ltd., Baden, Switzerland
(ASME Paper No. 85-GT-186)

Design of a Supplementary-Fired Heat Recovery Module for Industrial Cogeneration Applications
K. O. SMITH, Solar Turbines Inc., San Diego, CA, and C. J. DOBOS, Gas Research Institute, Chicago, IL
(ASME Paper No. 85-GT-144)

TEPCO Futsu 2000 Kw Combined Cycle Power Plant Design Features
L. O. TOMLINSON, General Electric Co., Schenectady, NY and T. KOJIMA, Tokyo Electric Power Co., Tokyo, JAPAN
(ASME Paper No. 85-GT-155)

60% Efficient Gas Turbine System For Base Load Use
C. E. JAHNIG, Consulting Chemical Engineer, Rumson, NJ
(ASME Paper No. 85-GT-145)

Alternative Fuels for Gas Turbines That Only Burn Oil or Gas
R. W. BALL, New Zealand Power, Wellington, NEW ZEALAND
(ASME Paper No. 85-GT-228)

Application of Advanced Technology to In-Service Gas Turbines
R. A. WHITTAKER, General Electric Co., Schenectady, NY
(ASME Paper No. 85-GT-148)

Industrial Silencers for Gas Turbine Power Plants
P. T. WEIRICH and Z. A. CAPEK, IDE Processes Corp., Kew Gardens, NY
(ASME Paper No. 85-GT-142)

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

Corrosion of Materials in a Simulated CAES Exhaust Gas Environment
H. LUKAS, EncoTech, Schenectady, NY
(ASME Paper No. 85-GT-143)

Reliability, Availability, and Maintainability of General Electric LM2500 in Cogeneration Service
J. A. JACKSON, General Electric Co., Schenectady, NY
(ASME Paper No. 85-GT-140)

Refurbishing of Gas Turbine Blades—Technical and Economic Aspects
B. DEBLON and K. H. KEIENBURG, Kraftwerk Union AG, Mulheim/Ruhr, FEDERAL REPUBLIC OF GERMANY
(ASME Paper No. 85-GT-187)

Development of The Centaur Type H Gas Turbine
G. L. PADGETT and W. W. DAVIS, Solar Turbine Inc., San Diego, CA
(ASME Paper No. 85-GT-214)

On Thermodynamics of Gas Turbine Cycles Part I—Second Law Analysis of Combined Cycles
M. A. EL-MASRI, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA
(ASME Paper No. 85-GT-129)

Improvements in Part-Load Efficiency by Reducing Pressure Ratio in Regenerative Gas Turbine Engines
D. G. WILSON and T. KORAKIANITIS, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA
(ASME Paper No. 85-GT-147)

On Thermodynamics of Gas Turbine Cycles Part II—A Model For Expansion in Cooled Turbines
M. A. EL-MASRI, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA
(ASME Paper No. 85-GT-130)

Transient Analysis of Gas Turbine Power Plants Using the Huntorf Compressed Air Storage Plant as an Example
T. SCHOBEIRI and H. HASELBACHER, BBC Brown Boveri & Co. Ltd., Baden, SWITZERLAND
(ASME Paper No. 85-GT-197)

On Thermodynamics of Gas Turbine Cycles Part III—Thermodynamic Potential and Limitations of Cooled Reheat Gas Turbine Combined Cycles
M. A. EL-MASRI, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA
(ASME Paper No. 85-GT-131)

HEAT TRANSFER

Experimental Heat Transfer Investigation Around the Film Cooled Leading Edge of a High Pressure Gas Turbine Rotor Blade
C. CAMCI and T. ARTS, Von Karman institute for Fluid Dynamics, Rhode Saint Genese, BELGIUM
(ASME Paper No. 85-GT-114)

Short Duration Measurements and Numerical Simulation of Heat Transfer Along the Suction Side of Film Cooled Gas Turbine Blade
C. CAMCI and T. ARTS, Von Karman Institute for Fluid Dynamics, Rhode Saint Genese, BELGIUM
(ASME Paper No. 85-GT-111)

Heat Transfer Measurements With Film Cooling On A Turbine Blade Profile In Cascade
D. L. SCHULTZ and F. G. HORTON, Oxford University, Oxford, U.K., A. E. FOREST, Rolls Royce Ltd., Derby, U.K.
(ASME Paper No. 85-GT-117)

Full Coverage Discrete Hole Film Cooling: The Influence Of Hole Size
G. E. ANDREWS, A. A. ASERE, M. L. GUPTA, and M. C. MKPADI, University of Leeds, Leeds, U.K.
(ASME Paper No. 85-GT-47)

Full-Coverage Film-Cooling: A One-Equation Model of Turbulence for the Calculation of the Full-Coverage and Recovery Region Hydrodynamics
S. YAVUZKURT, Pennsylvania State University, State College, PA
(ASME Paper No. 85-GT-119)

Unsteady Aerodynamic and Heat Transfer Processes In A Transonic Turbine Stage
D. A. ASHWORTH, Rolls-Royce Ltd., Derby, U.K., J. E. LaGRAFF, Syracuse University, Syracuse, NY, D. L. SCHULTZ and K. J. GRINDOD, University of Oxford, Oxford, U.K.
(ASME Paper No. 85-GT-128)

Simulation of the Effects of Shock Wave Passing On A Turbine Rotor Blade
D. J. DOORLY and M. L. G. OLDFIELD, University of Oxford, Oxford, U.K.
(ASME Paper No. 85-GT-112)

Heat Transfer Results and Operational Characteristics of the NASA-Lewis Research Center Hot Section Test Facility
H. J. GLADDEN, F. C. YEH, and D. L. FRONEK, NASA-Lewis Research Center, Cleveland, OH
(ASME Paper No. 85-GT-82)

Local Heat Transfer Measurements On a Large Scale Model Blade Airfoil Using a Composite of A Heater Element and Liquid Crystals
S. A. HIPPENSTEELE, L. M. RUSSELL, and F. J. TORRES, NASA-Lewis Research Center, Cleveland, OH
(ASME Paper No. 85-GT-59)

Regionally Averaged Endwall Heat Transfer Correlations for a Linear Vane Cascade
G. N. KUMAR, R. M. JENKINS, and U. SAHU, Tuskegee Institute, Tuskegee, AL
(ASME Paper No. 85-GT-19)

Heat Transfer Distribution Around a Cylinder in Pulsating Crossflow
C. E. ANDRAKA, Sandia National Laboratory, Albuquerque, NM, T. E. MILLER, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, VA
(ASME Paper No. 85-GT-67)

Preliminary Results of a Study of the Relationship Between Free Stream Turbulence and Stagnation Region Heat Transfer
G. J. VAN FOSSEN and R. J. SIMONEAU, NASA-Lewis Research Center, Cleveland, OH
(ASME Paper No. 85-GT-84)

Heat Transfer and Fluid Mechanics Measurements in Transitional Boundary Layer Flow
T. WANG, Clemson University, Clemson, SC, T. W. SIMON, University of Minnesota, Minneapolis, MN and J. BUDDHAVARAPU, TSI Inc., St. Paul, MN
(ASME Paper No. 85-GT-113)

A Review and Analysis of Boundary Layer Transition Data for Turbine Application
R. E. GAUGLER, NASA-Lewis Research Center, Cleveland, OH
(ASME Paper No. 85-GT-83)

Fluid Flow and Heat Transfer Characteristics in the Entrance Regions of Circular Pipes
S. LLOYD, University of Wales, Cardiff, WALES, and A. BROWN, The Royal Military College of Science, Shrivenham Swindon Wiltshire, U.K.
(ASME Paper No. 85-GT-121)

Heat Transfer Around Sharp 180 Degree Turns in Rectangular Ducts
D. E. METZGER and M. K. SAHM, Arizona State University, Tempe, AZ
(ASME Paper No. 85-GT-122)

Local Heat Transfer Behaviour in Turbulent Flow Around 180 Degree Bend of Square Cross Section
R. W. JOHNSON and B. E. LAUNDER, University of Manchester, Institute of Science and Technology, Manchester, U.K.
(ASME Paper No. 85-GT-68)

Inverse Design of Coolant Flow Passage Shapes With Partially Fixed Internal Geometries
S. R. KENNON and G. S. DULIKRAVICH, University of Texas at Austin, Austin, TX
(ASME Paper No. 85-GT-118)

Development of a Design Model for Airfoil Leading Edge Film Cooling
A. R. WADIA and D. A. NEALY, Allison Gas Turbine Div. General Motors Corp., Indianapolis, IN
(ASME Paper No. 85-GT-120)

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

High Temperature Thermocouple and Heat Flux Gage Using a Unique Thin Film—Hardware Hot Junction
C. H. LIEBERT, R. E. HOLANDA, S. A. HIPPENSTEELE, and C. A. ANDRACCHIO, NASA-Lewis Research Center, Cleveland, OH
(ASME Paper No. 85-GT-18)

Discharge Coefficients of Impingement and Film Cooling Holes
T. CHU, Sepakat Setia Perunding, Kuala, Lumpur, MALAYSIA, A. BROWN, The Royal Military College of Science, Shrivenham Swindenwilts, U.K., and S. GARRETT, GEC Gas Turbines Ltd., Whetstone, Leichester, U.K.
(ASME Paper No. 85-GT-81)

MANUFACTURING

MATERIAL & METALLURGY

Fabrication Effects Upon the Structure and Properties of Solid Solution Strengthened High Temperature Alloys
C. H. CADDEN and H. M. TAWANCY, Cabot Corp., Kokomo, IN
(ASME Paper No. 85-GT-3)

Directionally Solidified DS CM 247 LC—Optimized Mechanical Properties Resulting from Extensive γ' Solutioning
G. L. ERICKSON, K. HARRIS and R. E. SCHWER, Cannon-Muskegon Corp., Muskegon, MI
(ASME Paper No. 85-GT-107)

Strain Isolated Ceramic Coatings for Gas Turbine Engines
R. P. TOLOKAN, J. B. BRADY and G. P. JARRABET, Brunswick Corp., DeLand, FL
(ASME Paper No. 85-GT-96)

Oxidation Resistance of Gas Turbine Combustor Materials
M. F. ROTHMAN, Cabot Corp., Kokomo, IN
(ASME Paper No. 85-GT-10)

Vacuum Plasma Spray Turbine Bucket Coating Development
J. H. WOOD, P. W. SCHILKE, and M. F. COLLINS, General Electric Co., Schenectady, NY
(ASME Paper No. 85-GT-9)

Low Temperature Hot Corrosion in Gas Turbines: A Review of Causes and Coatings Therefor
G. W. GOWARD, Turbine Components Corporation, Branford, CT
(ASME Paper No. 85-GT-60)

MARINE

Weight Reduction In A Marine Gas Turbine Inlet
G. A. REINAUER and M. PESZYNSKI, United Technologies Corp., Windsor Locks, CT
(ASME Paper No. 85-GT-75)

Conversion of Decomissioned Aircraft Gas Turbines to High Efficiency Marine Units
D. G. WILSON, P. K. POOLE and L. D. OWENS, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA, J. BAGLIONE, General Electric Co., Lynn, MA
(ASME Paper No. 85-GT-169)

The 18MW Rolls-Royce Spey Marine Gas Turbine
W. J. R. THOMAS, Rolls-Royce Limited, Ansty, Coventry, UK
(ASME Paper No. 85-GT-162)

Operating Experience of the Jeff-(A) in the Arctic
J. J. EDWARDS, RMI Inc., National City, CA
(ASME Paper No. 85-GT-127)

Rolls-Royce Marine Spey—A Shortcut to Longevity
N. J. F. V. HARRY, Ministry of Defense, Foxhill, Bath, U.K.
(ASME Paper No. 85-GT-99)

PIPELINE

Review of Factory Aerodynamic Tests for Verification of Centrifugal Gas Compressor Field Performance Prediction
L. SAPIRO, Solar Turbines Incorporated, San Diego, CA
(ASME Paper No. 85-GT-154)

Extension of Gas Turbine Disc Life by Retrofitting a Supplemental Cooling System
D. LITTLE, J. WILSON and J. LIBURDI, Liburdi Engineering, Ltd., Burlington, Ontario, CANADA
(ASME Paper No. 85-GT-150)

Evaluation of Alternative Power System Designs for Off-Shore Applications
R. YOUNG and W. JOHNSON, Arinc Research Corporation, Annapolis, MD
(ASME Paper No. 85-GT-79)

Commercial Operation of the Racer Combined Cycle System
P. TRUMAN, Solar Turbines Incorporated, San Diego, CA
(ASME Paper No. 85-GT-152)

Energy Efficiency Operation of Gas Turbine Compressor Sets
J. C. BOWMAN, M. P. BOYCE, C. B. MEHER-HOMJI and A. B. FOCKE, Boyce Engineering, Houston, TX
(ASME Paper No. 85-GT-78)

Preliminary Assessment of Compressor Fouling
H. I. SARAVANAMUTTO and A. N. LAKSHMINARASIMHA, Carlton University, Ottawa, Ontario, CANADA
(ASME Paper No. 85-GT-153)

Gas Turbine Intake Filter Systems Related to Offshore Platform Installations
D. LANGFELDS, AAF Ltd., Cramlington, Northumberland, U.K. and M. H. P. KIMM, Mobil North Sea Ltd., Aberdeen, SCOTLAND
(ASME Paper No. 85-GT-109)

Onshore Test Method of Three Unit 60MW Gas Turbine-Generator Power Module
J. HERDLEVEAR and G. H. BLACK, Kvaerner Brug, Oslo, SWEDEN
(ASME Paper No. 85-GT-72)

Vibration Baseline, A Useful Concept for Condition Monitoring of Rotating Equipment
J. GORTER and A. J. KLIJN, N.V. Nederlandse Gasunie, Groningen, THE NETHERLANDS
(ASME Paper No. 85-GT-106)

PROCESS INDUSTRIES

Design Features of the Bayou Cogeneration Plant
D. J. AHNER, R. C. SHELDON, A. PATEL, General Electric Co., Schenectady, NY, and J. M. BOLLINGER, General Electric Co., Atlanta, GA
(ASME Paper No. 85-GT-166)

Design of a 465 MW Combined Cycle Cogeneration Plant
D. W. LEFFLER, Power Systems Engineering, Inc., Houston, TX
(ASME Paper No. 85-GT-90)

Gas Turbine Heat Recovery Systems: Evaluation Criteria for the Unfired Systems
A. PASHA, Henry Vogt Machine Co., Louisville, KY
(ASME Paper No. 86-GT-89)

The Impact of Legislation on Cogeneration System Development
M. M. SCHORR, General Electric Co., Schenectady, NY
(ASME Paper No. 85-PET-5)

The Use of Cogeneration for Enhanced Oil Recovery in California's San Joaquin Valley
C. SOLT and M. C. STOCK, Solar Turbines, Inc., San Diego, CA
(ASME Paper No. 85-GT-24)

The Economic Assessment of Proposed CHP Installations
P. BONHAM, Ruston Gas Turbines, Ltd., Lincoln, U.K.
(ASME Paper No. 85-GT-23)

Design and Development of the GE LM5000 Industrial Package Power Plant
R. L. CASPER, General Electric Co., Evendale, OH and J. C. RUCIGAY, General Electric Co., Schenectady, NY
(ASME Paper No. 85-GT-26)

Gas Turbine Heat Recovery Systems: Considerations in Operating at Fired and Unfired Modes
A. PASHA, Henry Vogt Machine Co., Louisville, KY
(ASME Paper No. 85-GT-25)

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

STRUCTURES AND DYNAMICS

Vibration Characteristics of Mistuned Shrouded Blade Assemblies
N. A. VALERO and O. O. BENDIKSEN, Princeton University, Princeton, NJ
(ASME Paper No. 85-GT-115)

Influence of Friction Dampers on Torsional Blade Flutter
A. SINHA, Pennsylvania State University, University Park, PA, J. H. GRIFFIN, Carnegie-Mellon University, Pittsburgh, PA, and R. E. KIELB, NASA Lewis Research Center, Cleveland OH
(ASME Paper No. 85-GT-170)

Blade Vibration on Centrifugal Compressors—Fundamental Considerations and Initial Measurements
U. HAUPT, K. BAMMERT, and M. RAUTENBERG, University of Hannover, Hannover, GERMANY
(ASME Paper No. 85-GT-92)

Blade Vibration on Centrifugal Compressors—Blade Response to Different Excitation Compressors
U. HAUPT, K. BAMMERT, and M. RAUTENBERG, University of Hannover, Hannover, GERMANY
(ASME Paper No. 85-GT-93)

Effects of Fluid Inertia and Turbulence on the Force Coefficients for Squeeze Film Dampers
J. VANCE and L. SanANDRES, Texas A&M University, College Station, TX
(ASME Paper No. 85-GT-191)

An Iwatsubo-Based Solution for Labyrinth Seals Comparison to Experimental Results
D. W. CHILDS and J. K. SCHARER, Texas A&M University, College Station, TX
(ASME Paper No. 85-GT-136)

Dynamics Analysis of Complex Composite Rotor Systems With Substructure Transfer Matrix Method
Y. LITANG, Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics, Beijing, PEOPLE'S REPUBLIC OF CHINA
(ASME Paper No. 85-GT-74)

Developing Concepts in the Rotordynamic Analysis of Aero Gas Turbines
R. A. BELLAMY, C. P. JONSON and R. GAFFNEY, Rolls Royce, Derby, U.K.
(ASME Paper No. 85-GT-230)

The Active Magnetic Bearing Enables Optimum Control of Machine Vibration
H. HABERMANN and M. BRUNET, Societé de Méchanique Magnétique, Vernon Cedex, FRANCE
(ASME Paper No. 85-GT-221)

Dynamic Characteristics of an Assembly of Prop-Fan Blades
A. V. SRINIVASAN, United Technologies Research Center, E. Hartford, CT, R. E. KIELB and C. H. LAWRENCE, NASA-Lewis Research Center, Cleveland, OH
(ASME Paper No. 85-GT-134)

The Influence of a Variable Normal Load on the Forced Vibration of a Frictionally Damped Structure
C-H MENQ, J. H. GRIFFIN, and J. BIELAK, Carnegie-Mellon University, Pittsburgh, PA
(ASME Paper No. 85-GT-63)

Thermal Mechanical Crack Growth Rate of a High Strength Nickel Base Alloy
D. A. WILSON, Tennessee Technical University, Cookeville, TN and J. R. WARREN, Pratt & Whitney Aircraft, West Palm Beach, FL
(ASME Paper No. 85-GT-12)

Weight Functions of Radial Cracks In Hollow Disks
G. T. SHA and C. T. YANG, Allison Gas Turbine Div., General Motors Corp., Indianapolis, IN
(ASME Paper No. 85-GT-14)

Thermal Fatigue Life Prediction of Air-Cooled Gas Turbine Vanes
T. SATO, K. TAKEISHI, and T. SAKON, Mitsubishi Heavy Industries Ltd., Takasago, JAPAN
(ASME Paper No. 85-GT-17)

TURBOMACHINERY

Flow Measurements in Two Cambered Vane Diffusers with Different Passage Widths
W. STEIN and M. RAUTENBERG, University of Hannover, Hannover, WEST GERMANY
(ASME Paper No. 85-GT-46)

A Three-Dimensional Axisymmetric Calculation Procedure for Turbulent Flows in a Radial Vaneless Diffuser
L. F. SCHUMANN, NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH
(ASME Paper No. 85-GT-133)

Simulation of Subsonic Flow Through a Generic Labyrinth Seal Cavity
D. L. RHODE and S. R. SOBOLIK, Texas A&M University, College Station, TX
(ASME Paper No. 85-GT-76)

Interdependence of Centrifugal Impeller Blade Geometry and Relative Flow Field
H. KRAIN, DFVLR, Cologne, WEST GERMANY
(ASME Paper No. 85-GT-85)

Experimental Determination of Centrifugal Impeller Discharge Flow and Slip Factor
J. T. McGUIRE, KL Worthington Pumps, Penrith, NSW, AUSTRALIA, and J. P. GOSTELOW, The New South Waves Institute of Technology, Broadway, AUSTRALIA
(ASME Paper No. 85-GT-77)

Assessment of Single and Two-Zone Modeling of Centrifugal Compressors: Studies in Component Performance: Part 3
D. JAPIKSE, Concepts ETI, Inc., Norwich, VT
(ASME Paper No. 85-GT-73)

A Study Concerning Performance Characteristics of Centrifugal Compressors
S. MIZUKI, Hosei University, Tokyo, JAPAN and H. IMAI, Fuji Heavy Industry, Tokyo, JAPAN
(ASME Paper No. 85-GT-97)

Centrifugal Process Compressors—Radial Versus Tangential Suction Nozzles
K. LUDTKE, Borsig GMbH, Berlin, FEDERAL REPUBLIC OF GERMANY
(ASME Paper No. 85-GT-80)

Stream Function Solution of Transonic Flow Along S_2 Stream Surface of Axial Turbomachines
X. ZHAO, Institute of Engineering Thermophysics, Academy Sinica, Beijing, PEOPLE'S REPUBLIC OF CHINA
(ASME Paper No. 85-GT-2)

A New Approach to the Calculation of Transonic Flow Through Two-Dimensional Turbomachine Blade Rows
J. D. DENTON and L. XU, Cambridge University, Whittle Laboratory, Cambridge, U.K.
(ASME Paper No. 85-GT-5)

Inverse Design Calculations for Transonic Cascades
Z. WANG, Institute of Engineering Thermophysics, Academy Sinica, Beijing, PEOPLE'S REPUBLIC OF CHINA
(ASME Paper No. 85-GT-6)

A Two-Dimensional Transonic Flow Model for Turbomachines Using an Implicit Lambda Scheme
J. T. BRASZ and J. O. CRUICKSHANK, United Technologies, Carrier Research Div., Syracuse, NY
(ASME Paper No. 85-GT-163)

Computation of the Detached Shock and the Entrance Flow Field in a Supersonic or Transonic Cascade
Y. HUA, Institute of Engineering Thermophysics, Academy Sinica, Beijing, PEOPLE'S REPUBLIC OF CHINA
(ASME Paper No. 85-GT-7)

3D Transonic Potential Flow Calculation in an Axial-Flow Compressor Rotor by an Approximate Factorization Scheme
Z. JIALIN, Inst. of Eng. Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing, PEOPLE'S REPUBLIC OF CHINA
(ASME Paper No. 85-GT-16)

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

Generally Curved Surface Fitting and Calculation of Flow Along Arbitrarily Twisted Stream Surface
W. WENQUAN and Y. HAOYU, Inst. of Eng. Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing, PEOPLE'S REPUBLIC OF CHINA
(ASME Paper No. 85-GT-87)

Transonic Blade to Blade Calculations in an Axial, Radial or Mixed Flow Cascade Equipped With Splitter Blades
F. BERTHEAU, DRET, Paris, France, Y. RIBAUD, and V. MILLOUR, ONERA, Chatillon, FRANCE
(ASME Paper No. 85-GT-86)

Numerical Analysis of Fully Three-Dimensional Periodic Flows Through a Turbine Stage
M. KOYA, Ishikawajima Harima Heavy Industries, Tokyo, JAPAN, and S. KOTAKE, University of Tokyo, Tokyo, JAPAN
(ASME Paper No. 85-GT-57)

Aerodynamic Detuning Analysis of an Unstalled Supersonic Turbofan Cascade
D. HOYNIAK, NASA-Lewis Research Center, Cleveland, OH, and S. FLEETER, Purdue University, W. Lafayette, IN
(ASME Paper No. 85-GT-192)

An Experimental Investigation into Unsteady Blade Forces and Blade Loses in Axial Compressor Blade Cascade
K. FIEDLER, Hochschule des Bundeswehr, Hamburg, WEST GERMANY and F. SUGENG, The University of Sydney, Sydney, AUSTRALIA
(ASME Paper No. 85-GT-132)

Unsteady Flow Calculation in a Vibrating Cascade and Aerodynamic Damping Prediction
D. GARREAU and F. TEPHANY, Electricite de France—Direction Des Etudes et Recherches, Chatou, FRANCE
(ASME Paper No. 85-GT-139)

Unsteady Pressure Measurements on a Biconvex Airfoil in a Transonic Oscillating Cascade
L. M. SHAW, D. R. BOLDMAN and A. E. BUGGELE, NASA-Lewis Research Center, Cleveland, OH, D. H. BUFFUM, Purdue University, W. Lafayette, IN
(ASME Paper No. 85-GT-212)

Fan Blade Flutter—Single Blade Instability or Blade to Blade Coupling
E. SZECHENYI, ONERA, Chatillon, FRANCE
(ASME Paper No. 85-GT-216)

A Distinction Between Different Types of Stall in a Centrifugal Compressor Stage
N. KÄMMER and M. RAUTENBERG, Universität Hannover, Hannover, WEST GERMANY
(ASME Paper No. 85-GT-194)

Dynamic Response of a Centrifugal Blower to Periodic Flow Fluctuations
A. N. ABDEL-HAMID, The American University of Cairo, Cairo, EGYPT
(ASME Paper No. 85-GT-195)

A Theory of Post-Stall Transients in Axial Compression Systems. Part I—Development of Equations
F. K. MOORE, Cornell University, Ithaca, NY, and E. M. GREITZER, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA
(ASME Paper No. 85-GT-171)

A Theory of Post-Stall Transients in Axial Compression Systems. Part II—Application
E. M. GREITZER, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA. and F. K. MOORE, Cornell University, Ithaca, NY
(ASME Paper No. 85-GT-172)

Development of Small Rotating Stall Development in a Single Stage Axial Compressor
K. MATHIOUDAKIS and F. BREUGELMANS, Von Karman Institute for Fluid Dynamics, Rhode-St-Genese, BELGIUM
(ASME Paper No. 85-GT-227)

Prediction of Small Rotating Stall in Axial Compressors Using Actuator Disc Theory
K. MATHIOUDAKIS, Von Karman Institute for Fluid Dynamics, Rhode-St-Genese, BELGIUM
(ASME Paper No. 85-GT-224)

The Design, Performance and Analysis of a High Work Capacity Transonic Turbine
J. D. BRYCE, M. R. LITCHFIELD and N. P. LEVERSUCH, Royal Aircraft Establishment Pyestock, Farnborough, Hampshire, U.K.
(ASME Paper No. 85-GT-15)

A Simple Procedure To Compute Losses In Transonic Turbine Cascades
F. MARTELLI and A. BORETTI, University of Florence, Firenze, ITALY
(ASME Paper No. 85-GT-21)

Secondary Flows and Losses Downstream of a Turbine Cascade
J. MOORE and R. Y. ADHYE, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, VA
(ASME Paper No. 85-GT-64)

Secondary Flow in Cascades of Highly Loaded Turbine Blades
H. MOUSTAPHA and G. PARON, Pratt and Whitney Aircraft of Canada, Ltd., Longueuil, Quebec, CANADA and J. H. T. WADE, McMaster University, Hamilton, CANADA
(ASME Paper No. 85-GT-135)

Experimental Investigation of Spatial Development of Streamwise Vortices in a Turbine Inlet Guide Vane Cascade
T. SONODA, Ishikawajima-Harima Heavy Industry Co. Ltd., Tokyo, JAPAN
(ASME Paper No. 85-GT-20)

Axial Flow Contra-Rotating Turbines
J. F. LOUIS, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA
(ASME Paper No. 85-GT-218)

Production and Development of Secondary Flows and Losses Within a Three-Dimensional Turbine Stator Cascade
A. YAMAMOTO and R. YANAGI, National Aerospace Laboratory, Tokyo, JAPAN
(ASME Paper No. 85-GT-217)

Comparison of Partial Vs. Full Admission For Small Turbines at Low Specific Speeds
G. LOZZA, University of Pavia, Pavia, ITALY and E. MACCHI, Politecnico di Milano, Milano, ITALY
(ASME Paper No. 85-GT-220)

An Eleven Parameter Axial Turbine Airfoil Geometry Model
L. PRITCHARD, Williams International, Walled Lake, MI
(ASME Paper No. 85-GT-219)

Three-Dimensional Design of Turbine Airfoils
J. HOURMOUZIADIS, and N. HUBNER, M. T. U. Motoren und Turbinen-Union, Munchen, GmbH, Munchen, FEDERAL REPUBLIC OF GERMANY
(ASME Paper No. 85-GT-188)

Behavior of Tip Leakage Flow Behind an Axial Compressor Rotor
M. INOUE, M. KUROUMARU, and M. FUKUHARA, Kyushu University, Fukuoka, JAPAN
(ASME Paper No. 85-GT-62)

Annulus Wall Boundary Layer Measurements in a Four Stage Compressor
N. COMPSTY, University of Cambridge, Whittle Laboratory, Cambridge, U.K.
(ASME Paper No. 85-GT-61)

End Wall and Profile Losses in a Low Speed Axial Flow Compressor Rotor
B. LAKSHMINARAYANA, N. SITARAM, and J. ZHANG, Penn State University, University Park, PA
(ASME Paper No. 85-GT-174)

Pressure Loss Due to the Tip-Clearance of Impeller-Blades in Centrifugal and Axial Blowers
Y. SENOO, Research Institute of Industrial Science, Kyushu University, Kasugashi, JAPAN, and M. ISHIDA, Nagasaki University, Nagasaki, JAPAN
(ASME Paper No. 85-GT-196)

A Numerical Modeling of Endwall and Tip-Clearance Flow of an Isolated Compressor Rotor
C. HAH, General Electric CRD, Schenectady, NY
(ASME Paper No. 85-GT-116)

Effects of a Tip Endwall Contouring on the 3-D Flow Field in an Annular Turbine Nozzle Guide Vane—Part I—Experimental Investigation
E. BOLETIS, von Karman Institute for Fluid Dynamics, Rhode-St-Genese, BELGIUM
(ASME Paper No. 85-GT-71)

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

Effects of a Tip Endwall Contouring on the 3-D Flow Field in an Annular Turbine Nozzle Vane Part II—Numerical Investigation
T. ARTS, von Karman Institute for Fluid Dynamics, Rhode-St-Genese, BELGIUM
(ASME Paper No. 85-GT-108)

A Three-Dimensional Turbulent Detached Flow With a Horse-Shoe Vortex in a Turbomachinery
J. ISHII, Toshiba Corp., Yokohama, JAPAN, and S. HONAMI, Science University of Tokyo, Tokyo, JAPAN
(ASME Paper No. 85-GT-70)

A Quasi-Three-Dimensional Calculation System for the Flow Within Transonic Compressor Blade Rows
W. J. CALVERT and R. B. GINDER, Royal Aircraft Establishment, Pyestock, Farnborough, Hants, U.K.
(ASME Paper No. 85-GT-22)

Performance Evaluation of Linear Cascades Using Three-Dimensional Viscous Flow Calculations
J. MOORE and J. G. MOORE, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, VA
(ASME Paper No. 85-GT-65)

Application of a Navier-Stokes Analysis to Flows Through Plane Cascades
O. SCHÄFER, H.-H. FRUHAUF, B. BAUER, and M. GUGGOLZ, Institute for Raumfahrtantriebe, Universitat Stuttgart, Stuttgart, W. GERMANY
(ASME Paper No. 85-GT-56)

Calculations of Two- and Three-Dimensional Transonic Cascade Flow Fields Using the Navier-Stokes Equations
B. C. WEINBERG, R.-J. YANG, H. McDONALD and S. J. SHAMROTH, Scientific Research Associates, Inc., Glastonburg, CT
(ASME Paper No. 85-GT-66)

Computation of Off-Design Flows in a Transonic Compressor Rotor
W. N. DAWES, Whittle Laboratory, Cambridge, U.K.
(ASME Paper No. 85-GT-1)

A Comparison Between Full and Simplified Navier-Stokes Equation Solutions for Rotating Blade Cascade Flow on S_1 Stream Surface of Revolution
C. NAIXING and Z. FENGXIAN, Institute of Engineering Thermophysics, Academia Sinica, Beijing, PEOPLE'S REPUBLIC OF CHINA
(ASME Paper No. 85-GT-4)

Time Split Inflow Boundary Treatment
S. S. TONG, General Electric Co., Schenectady, NY
(ASME Paper No. 85-GT-165)

A Stream Function Relaxation Method for Solving Transonic S_1 Stream Surface with Predetermination of the Density
G. MANCHU, Institute of Engineering Thermophysics, Academia Sinica, Beijing, PEOPLE'S REPUBLIC OF CHINA
(ASME Paper No. 85-GT-164)

Improvement of Pump Performance at Off Design Conditions
J. PAULON and C. FRADIN, ONERA, Chatillon, Cedex, FRANCE, and J. POULAIN, Alsthom-Atlantique, La Courneuve, FRANCE
(ASME Paper No. 85-GT-200)

Modelling the Three-Dimensional Flow Effects on Deviation Angle for Axial Compressor Middle Stages
W. B. ROBERTS, Flow Applications Research, Freemont, CA, G. K. SEROVY, Iowa State University, Ames, IA, and D. M. SANDERCOCK, NASA-Lewis Research Center, Cleveland, OH
(ASME Paper No. 85-GT-189)

Experimental Evaluation of Heavy Fan-High Pressure Compressor Interaction in a Three-Shaft Engine
A. SCHAFFLER, MTU-Munich, Munich, WEST GERMANY, and D. MIATT, Rolls Royce, Bristol Div., Bristol, U.K.
(ASME Paper No. 85-GT-173)

A Model Equation for Simulating Flows in Multi-Stage Turbomachinery
J. J. ADAMCZYK, NASA-Lewis Research Center, Cleveland, OH
(ASME Paper No. 85-GT-226)

An Investigation of the Response of Temperature Sensitive Probes to an Unsteady Flow Field
B. AGNEW, University of Newcastle Upon Tyne, Newcastle Upon Tyne, U.K., R. ELDER, Cranfield Institute of Technology, Cranfield, Derbyshire, U.K., and M. TERREL, Rolls Royce, Darby, U.K.
(ASME Paper No. 85-GT-223)

Experimental Evaluation of Heavy Fan-High Pressure Compressor Interaction in a Three-Shaft Engine: Part II—Analysis of Distortion and Fan Loading
A. SCHAFFLER, MTU-Munich, Munich, WEST GERMANY and D. MIATT, Rolls Royce, Bristol Div., Bristol, U.K.
(ASME Paper No. 85-GT-222)

Evaluation of Polytropic Calculation Methods for Turbomachinery Performance
R. A. HUNTINGTON, Exxon Research & Engineering Co., Florham Park, NJ
(ASME Paper No. 85-GT-13)

Turbulence Production Due to Secondary Vortex Cutting in a Turbine Rotor
A. BINDER, DFVLR, Cologne, WEST GERMANY
(ASME Paper No. 85-GT-193)

An Improved Simple Method for Designing Optimum Annular Diffusers
R. CAI, H. JIANG and Y. ZHU, Institute of Engineering Thermophysics, Beijing, PEOPLE'S REPUBLIC OF CHINA
(ASME Paper No. 85-GT-126)

The Prediction of Surge Margins During Gas-Turbine Transients
N. R. L. MACCALLUM, University of Glasgow, Glasgow, SCOTLAND, P. PILIDIS, Caledonian Airmotive Ltd., Prestwick, SCOTLAND
(ASME Paper No. 85-GT-208)

A General Program for the Prediction of the Transient Performance of Gas Turbines
P. PILIDIS, Caledonian Airmotive Ltd., Prestwick, SCOTLAND, and N. MACCALLUM, University of Glasgow, Glasgow, SCOTLAND
(ASME Paper No. 85-GT-209)

VEHICULAR

Application of a Vehicular Designed, Heavy-Duty Gas Turbine Engine to a Military Generator Set
S. C. LAUX, Allison Gas Turbine Div. General Motors Corp., Indianapolis, IN and R. N. WARE, US Army Belvoir R&D Center, Fort Belvoir, VA
(ASME Paper No. 85-GT-125)

Power Dense Gas Turbine APU's
C. RODGERS, Turbomach Division, Solar Turbines, Inc., San Diego, CA
(ASME Paper No. 85-GT-124)

Axial Flow Automotive Turbocharger
C. J. RAHNKE, Ford Motor Co., Dearborn, MI
(ASME Paper No. 85-GT-123)

The Application of Variable Turbine Geometry Turbocharging to Precision Generator Sets
A. M. ALPERT, Aerodyne Dallas, Dallas, TX
(ASME Paper No. 85-GT-182)

On Turbochargers With Variable Geometry
M. RAUTENBERG and M. MALOBOBIC, Institute for Turbomachinery and Gas Dynamics, Univ. of Hannover, Hannover, WEST GERMANY
(ASME Paper No. 85-GT-149)

An Experimental Study on a Gas Turbine/Battery Hybrid Powered Vehicle
A. WANTANABE and D. FUKUDA, Toyota Motor Corp., Susono, Shizuoka, JAPAN
(ASME Paper No. 85-GT-203)

AGT 101—Advanced Gas Turbine Technology Update
J. R. KIDWELL and D. M. KREINER, Garrett Turbine Engine Co., Phoenix, AZ
(ASME Paper No. 85-GT-177)

Component Development for the KTT MKI Automotive Gas Turbine
G. HOLMQVIST and L. MALMRUP, United Turbine, Malmo, SWEDEN
(ASME Paper No. 85-GT-204)

Status of the AGT 100 Advanced Gas Turbine Program
L. E. GROSECLOSE and R. R. JOHNSON, Allison Gas Turbine Division, General Motors Corp., Indianapolis, IN
(ASME Paper No. 85-GT-205)

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

第13回ガスタービン定期講演会を終えて

東京大学工学部　葉山眞治

日本ガスタービン学会と日本機械学会との共催による第13回ガスタービン定期講演会は，昭和60年6月7日(金) 機械振興会館で開催された。梅雨の中休みで久しぶりによく晴れ上り，初夏の陽光のもと，上着を肩に担いで会場に参集する人々が目についた。参加者は最終的に207名の多きに達した。

午前9時から第1室と第2室で並行して講演発表が開始され，午前と午後とで合計27編の講演発表が行なわれ，熱気に満ちた質疑討論が続き，午後5時に予定通り終了した。発表講演を内容別に大別すると，伝熱関係3編，燃焼・燃焼器関係4編，軸流圧縮機の空力性能関係3編，同じくフラッタおよび翼振動関係3編，計測・制御関係4編，サイクルおよびガスタービンシステム関係3編，セラミックスロータおよびセラミックス関連技術に関するもの7編となっている。時代を反映してか，セラミックス関係のものが多くなっているのが今年の特徴である。

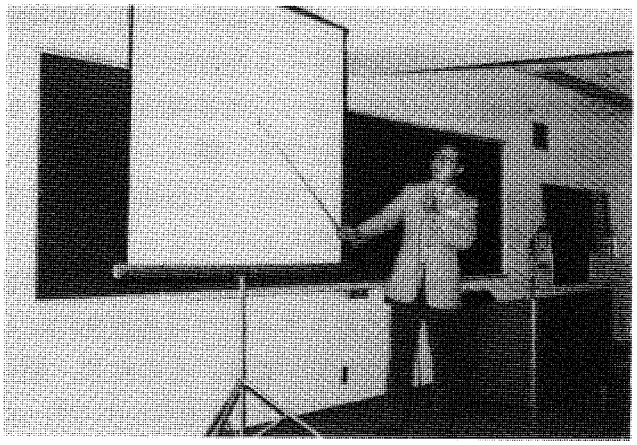
昼食後12時45分から1時間，東京大学工学部柳田博明教授による特別講演「ファインセラミックスについて」が行なわれた。GTマンに関心の高い話題であったので，大入り満員となり，後方の立見席で聴講する人垣が何層にもできていた。

27編の講演発表と1時間の特別講演を朝の9時から午後5時までの限られた時間内に消化するために，各セッション間の休憩時間を5分に，昼休みを45分にそれぞれ切り詰めざるをえず，あわただしい講演会であった。

講演会終了後，同じく機械振興会館の6階にて，恒例の懇親会が催された。約70名の参加者があり，ビールで乾杯し，先程までの講演発表，質疑討論の緊張感から開放され，和やかな歓談のひと時を過した。なお，懇親会の冒頭，佐藤豪副会長（慶応義塾大学教授）の挨拶があり，このとき同教授より，戦時中に同盟国ドイツから岩谷少佐が最後の潜水艦で持ち帰ったBMW003A 型ジェットエンジンの縦断面図の引延し写真（実物）を額に入れて，本学会に寄贈された。この写真は四ツ切程の大きさに引き延してあり，終戦後進駐軍に没収されるのを防ぐために小さく巻いて保管されたものとみえて，しわが多数入っているが，「中島荻窪」という黒印と「軍極秘」という朱印が先ず目に入り，感慨深いものがある。図面をよく見ると，軸流7段の空気圧縮機を軸流1段のタービンが駆動しており，その間に比較的長い燃焼器が配置され，ガスの流れは一方向に流れるようになっているのがよく分る。この写真は学会事務所に置いてあるので，学会事務所にお出の折にぜひ一見して下さい。

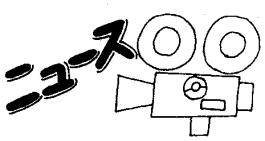
終りに，第13回ガスタービン定期講演会を開催するに当り，ご苦労いただいた事務局の皆様の労に感謝するとともに，定期講演会委員の方々および司会をお願いした方々に感謝の意を表して，本年度の定期講演会の始末記としたい。

（定期講演会委員会委員長）



（講演発表の1こま）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.



見学会を終えて

船舶技術研究所　野村雅宣

昭和60年度の行事の一環として企画された新日鉄君津製作所見学会・技術懇談会は，6月21日（金）の午後，会員37名の参加を得て予定通り行われました。同所は国鉄内房線君津駅近くの臨海埋立地にあります。近いとは言っても310万坪（羽田空港の約2倍）の広大な敷地を使用していますから，駅との往復や見学コースを歩くのは大変な所ですが，幸い会社のご配慮で全てバスを利用させていただき非常に助かりました。厚く感謝申し上げる次第です。

見学会は応接用大ホールにおいて，まず，副会長佐藤豪先生のご挨拶で始まりました。製鉄所の遠山設備部長から歓迎のご挨拶をいただいたのち，映画で会社の概要紹介を受けました。引き続き中越設備部次長より同所の沿革と事業内容，特に君津製作所の省エネルギー活動状況と第4高炉炉頂圧回収発電設備に関する説明を拝聴しました。

君津製鉄所では主原料である鉄鋼石をオーストラリア，ブラジルより，また，石炭をオーストラリア，米国，カナダより輸入しています。鉄鋼石，石灰石，コークスから4基の高炉（現在2基稼動中）と5基の上底吹転炉（3基稼動中）を用いて鋼片を鋳造し，圧延によって各種鋼管，形鋼，鋼矢板，線材を生産しています。購入エネルギーの殆どが石炭エネルギー（98％）で石油は僅か2％，購入電力は微々たるものだということです。

日本のエネルギーの約1％を君津製鉄所が消費するそうで，同所の省エネルギーは各種部門において木目細かに行われています。その結果，昭和53年当時粗鋼1トン当り約590万Kcalであったエネルギー消費量が現在500万Kcalに減少しており，今後5年間で450万Kcalまで減らしたいとのことでした。省エネの主力は高炉炉頂圧回収発電（Top Pressure Recovery Turbine；TRT），コークス乾式消火（Coke Dry Quenching CDQ）発電，燃結鉱クーラ排熱回収発電，熱風炉排熱回収の4種類です。

見学は第4高炉とそのTRT，第2転炉，CDQの順序で行いました。TRTは第2，第3高炉にも装備されています。ブロワーからの送気は高炉内でコークスと反応して高炉ガスを発生（150N㎥/s）しますが，これを集塵器とスクラバーで処理してタービンへ送り発電させるのがTRT発電設備です（表参照）。タービンで膨張した高炉ガスは工場へ熱源として，一部は火力発電用として供給されます。見学した第4高炉は世界最大の粗鋼生産能力（1万トン/日）を持つものですが，この高炉のTRTは原料を高炉に投入する時の炉頂温度と圧力変化により，数MWから定格まで4～5分に1回の割合で出力が脈動する特徴を持っています。

高炉で造られた粗鋼は溶融状態のまゝ鉄道を走るトーピードカーで転炉へ運ばれ，酸素を吹き込んで上質の鋼となりますが，一行の見学した第2転炉はわが国最大級（300トン）の容量を持つとのことです。

次に見学したCDQ設備は石炭から造られた1050℃のコークスを窒素の循環ガスで200℃に消火冷却する設備です。高温となった窒素ガスは廃熱ボイラで高圧蒸気（88kg/㎠，510℃，150トン/時）を発生します。発生した蒸気は37MWの蒸気タービン発電に使用されています。

一行は見学ののち質疑応答に入りましたが，省エネ活動とTRTの性能に関する熱心な討論が行われました。

この見学で気付いたことの1つは，予想外に工場で作業する人，騒音，熱輻射，埃が少なく，また工場周辺に緑が多いことです。これらは製鉄所が受注から出荷まで一貫した有機的生産管理や環境管理システムを採用している結果だと思われます。周辺地域社会の繁栄に対する積極参加にもかなりの気配りが見られました。

最後に，この見学会に当り，君津製鉄所長を始め各関係者の示されたご厚意に対し，厚く御礼を

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

申し上げます。

（企画担当理事）

高炉炉頂圧回収設備概要

タービン		発電機	
メーカー	三井造船㈱	メーカー	㈱東芝
型式	湿式軸流反動タービン（3段）	型式	交流同期発電機
設備容量	19,800 kw	設設容量	19,000KVA
入口ガス圧力	2.05kg/cm²G	力率	90％ （遅れ）
入口ガス温度	55 ℃	電圧	11.000V
出口ガス圧力	0.13kg/cm²G	相	3相
出口ガス温度	24 ℃	周波数	50Hz
回転数	3,000rpm	冷却法	閉鎖風道循環水冷

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

後記

編集委員会はあたかも手配師の集団のようである。西にかくかくの研究・技術成果ありと知れば「解説」の「講義」の「新製品紹介」のと原稿依頼に身をやつし，東に国際会議への出席者ありと聞けば「見聞録」なる報告を強要する。

これら手配師集団は斯界の動向を鋭敏に察知すべくアンテナを広く張りめぐらし，情報収集にこれ勤める。幸い，優秀な編集委員諸氏の情報網の確かさと，これまた優秀な事務局の後押し，そして中んずく優れた執筆陣に支えられて，学会誌は毎号それなりに様をなして巣立って行く。黒子としての手配師集団は，本号が会員各位のお手許に届く頃には，来年３月号の掲載記事に関し，謀議を重ねていることであろう。

本号では，今春の総会で名誉会員になられた八田桂三先生に随筆をお願いした。あの心いたむ日航機事故発生よりかなり前の時点ではあったが，航空機事故調査委員会の長としての激務の中，労をいとわず筆をお執り下さったことに感謝したい。

将来の航空機推進装置として脚光を浴びているATPに関する藤井昭一氏による解説と，前々号からの継続である水谷幸夫・香月正司両氏による燃焼シミュレーションに関する講義は，いずれもガスタービン技術者およびユーザーにとって有意義な教育・教養情報となることを願って企画されたものである。

本号で最も多くの紙数を割くことになったのは，今春のヒューストンにおける国際ガスタービン会議に関する紹介・報告で，これに関しては渡部一郎先生を始め多くの方々に執筆をお願いした。また，ガスタービン技術情報センター運営委員会（髙原北雄委員長）が，このヒューストン会議で発表された全ての論文をテーマ別に整理した論文リストを作成して下さったので，これを資料として掲載させていただいた。

なお，学会の活動状況を会員各位に的確に把握願うことを目的として，今後，各種の企画が催される度にその始末記を会誌にお寄せいただくことになっています。今回は定期講演会と先頃の見学会に関する報告です。今後共ご期待下さい。

（永野　三郎）

事務局だより

綿菓子のような入道雲がモクモクと８月の真青な空に湧き上っていますが，事務局の小さな窓から射しこむ光にどことなく秋の気配が感じられます。

先日，今年度分を含む会費未納者の方へ再請求の葉書を出しましたところ，忘れていた方もいらしてずい分納入していただきました。また当方の手違いで既に納入済の方へも請求書をお送りしてしまったようですが，その中でも特に多かったのが，銀行へ会社名のみで振込まれた方々です。会社名で振込まれますと，もちろん一応会社の方へ問い合わせをいたしますが，分からない場合が多くて“預り金”という形でしか処理できません。その結果，ご本人はお払いになったつもりでもこちらでは“預り金”になってしまっているわけです。銀行振込の場合には，くれぐれも個人名を入れて下さいますようにお願い申し上げます。会社の方で会費は負担するので個人の名は書けないとおっしゃるところもありますが，その場合は，葉書か電話ででもご一報いただければと思います。当方の事務処理が少しでもスムーズに運びますよう是非，ご協力お願い申し上げます。

９月１２，１３日開催の特別講座の準備も滞りなく進み，あとは当日を待つのみという段階です。また１１月４日，５日の鹿児島での講演会もご夫人同伴の方のためにレディスプログラムも用意されるなど着々と準備が進められております。１１月のシンポジウムや来年１月のセミナーなど次々に行事を控え，夏バテなどしているヒマもないようです。

本誌のピンクの会告のページにもいくつかのご案内が掲載されておりますが，今後も出来るだけ行事のご案内は学会誌に掲載する予定でおりますので，どうぞお見逃しなきようご注意下さい。

〔Ａ〕

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

後記

編集委員会はあたかも手配師の集団のようである。西にかくかくの研究・技術成果ありと知れば「解説」の「講義」の「新製品紹介」のと原稿依頼に身をやつし，東に国際会議への出席者ありと聞けば「見聞録」なる報告を強要する。

これら手配師集団は斯界の動向を鋭敏に察知すべくアンテナを広く張りめぐらし，情報収集にこれ勤める。幸い，優秀な編集委員諸氏の情報網の確かさと，これまた優秀な事務局の後押し，そして中んずく優れた執筆陣に支えられて，学会誌は毎号それなりに様をなして巣立って行く。黒子としての手配師集団は，本号が会員各位のお手許に届く頃には，来年３月号の掲載記事に関し，謀議を重ねていることであろう。

本号では，今春の総会で名誉会員になられた八田桂三先生に随筆をお願いした。あの心いたむ日航機事故発生よりかなり前の時点ではあったが，航空機事故調査委員会の長としての激務の中，労をいとわず筆をお執り下さったことに感謝したい。

将来の航空機推進装置として脚光を浴びているATPに関する藤井昭一氏による解説と，前々号からの継続である水谷幸夫・香月正司両氏による燃焼シミュレーションに関する講義は，いずれもガスタービン技術者およびユーザーにとって有意義な教育・教養情報となることを願って企画されたものである。

本号で最も多くの紙数を割くことになったのは，今春のヒューストンにおける国際ガスタービン会議に関する紹介・報告で，これに関しては渡部一郎先生を始め多くの方々に執筆をお願いした。また，ガスタービン技術情報センター運営委員会（髙原北雄委員長）が，このヒューストン会議で発表された全ての論文をテーマ別に整理した論文リストを作成して下さったので，これを資料として掲載させていただいた。

なお，学会の活動状況を会員各位に的確に把握願うことを目的として，今後，各種の企画が催される度にその始末記を会誌にお寄せいただくことになっています。今回は定期講演会と先頃の見学会に関する報告です。今後共ご期待下さい。

（永野　三郎）

事務局だより

綿菓子のような入道雲がモクモクと８月の真青な空に湧き上っていますが，事務局の小さな窓から射しこむ光にどことなく秋の気配が感じられます。

先日，今年度分を含む会費未納者の方へ再請求の葉書を出しましたところ，忘れていた方もいらしてずい分納入していただきました。また当方の手違いで既に納入済の方へも請求書をお送りしてしまったようですが，その中でも特に多かったのが，銀行へ会社名のみで振込まれた方々です。会社名で振込まれますと，もちろん一応会社の方へ問い合わせをいたしますが，分からない場合が多くて“預り金”という形でしか処理できません。その結果，ご本人はお払いになったつもりでもこちらでは“預り金”になってしまっているわけです。銀行振込の場合には，くれぐれも個人名を入れて下さいますようにお願い申し上げます。会社の方で会費は負担するので個人の名は書けないとおっしゃるところもありますが，その場合は，葉書か電話ででもご一報いただければと思います。当方の事務処理が少しでもスムーズに運びますよう是非，ご協力お願い申し上げます。

９月１２，１３日開催の特別講座の準備も滞りなく進み，あとは当日を待つのみという段階です。また１１月４日，５日の鹿児島での講演会もご夫人同伴の方のためにレディスプログラムも用意されるなど着々と準備が進められております。１１月のシンポジウムや来年１月のセミナーなど次々に行事を控え，夏バテなどしているヒマもないようです。

本誌のピンクの会告のページにもいくつかのご案内が掲載されておりますが，今後も出来るだけ行事のご案内は学会誌に掲載する予定でおりますので，どうぞお見逃しなきようご注意下さい。

〔Ａ〕

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

「ガスタービンと新しいセンサ計測器」シンポジウム開催のお知らせ

６０年度シンポジウムを下記の要領にて開催致しますので奮ってご参加下さい。

記

1. 日　時：昭和６０年１１月１５日（金）　PM　1：30～5：00
2. 場　所：航空宇宙技術研究所　原動機６号館会議室
   調布市深大寺東町７－４４－１　Tel 0422-47-5911
3. 講師及び演題
   i）高精度ディジタル圧力計とその応用　原田謹爾氏
   ii）渦電流型変位計を用いたチップクリアランス計測　今池宏氏
   iii）薄膜ひずみゲージの圧縮機動翼への応用　近田哲夫氏

講演終了後，回流水槽における流れの可視化実験と
パソコンによる実験データ処理の実演（航技研　柳　良二氏）

§入会者名簿§

正会員

浜谷　博（防衛庁）　北村昌之（防衛庁）　三宅公誠（防衛庁）　吉富　徹（防衛庁）
櫨元俊夫（東洋ラジエーター）　小野寺満憲（荏原）　平河内信義（三菱重工）
鈴木六郎（東海大）　三島英裕（日立）　村内昭彦（日立）　荒井　修（日立）
寺西光夫（日立）　大熊英夫（東芝）　新関良樹（東芝）　杉山佐太雄（石川島播磨重工）
大浜信一（石川島播磨重工）　松村博允（日立造船）　小島民生（東京電力）
桜井　真（三井造船）　鈴木　剛（三井造船）　小西奎二（都立工科短大）
森下　恵（石川島播磨重工）

学生会員

河野　学（慶大）　章　永男（慶大）

賛助会員

㈱トーカロ

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

「ガスタービンと新しいセンサ計測器」シンポジウム開催のお知らせ

６０年度シンポジウムを下記の要領にて開催致しますので奮ってご参加下さい。

記

1. 日　時：昭和６０年１１月１５日（金）　PM　1：30～5：00
2. 場　所：航空宇宙技術研究所　原動機６号館会議室
   調布市深大寺東町７－４４－１　Tel 0422-47-5911
3. 講師及び演題
   i）高精度ディジタル圧力計とその応用　原田謹爾氏
   ii）渦電流型変位計を用いたチップクリアランス計測　今池宏氏
   iii）薄膜ひずみゲージの圧縮機動翼への応用　近田哲夫氏

講演終了後，回流水槽における流れの可視化実験と
パソコンによる実験データ処理の実演（航技研　柳　良二氏）

§入会者名簿§

正会員

浜谷　博（防衛庁）　北村昌之（防衛庁）　三宅公誠（防衛庁）　吉富　徹（防衛庁）
櫨元俊夫（東洋ラジエーター）　小野寺満憲（荏原）　平河内信義（三菱重工）
鈴木六郎（東海大）　三島英裕（日立）　村内昭彦（日立）　荒井　修（日立）
寺西光夫（日立）　大熊英夫（東芝）　新関良樹（東芝）　杉山佐太雄（石川島播磨重工）
大浜信一（石川島播磨重工）　松村博允（日立造船）　小島民生（東京電力）
桜井　真（三井造船）　鈴木　剛（三井造船）　小西奎二（都立工科短大）
森下　恵（石川島播磨重工）

学生会員

河野　学（慶大）　章　永男（慶大）

賛助会員

㈱トーカロ

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

日本ガスタービン学会秋季大会
鹿児島地区講演会のご案内

共　催　（社）日本ガスタービン学会　（社）日本機械学会
期　日　**昭和60年11月4日（月）～5日（火）**
会　場　鹿児島大学工学部
鹿児島市郡元1－21－40
TEL　0992－54－7141

仮　プ　ロ　グ　ラ　ム
（講演時間20分，討論10分　※印講演者）

第　1　室			第　2　室		
9:00	A－1	遷音速翼列の理論的設計法 ※高梨進，廣瀬直喜，田村敦宏（航技研）	9:00	B－1	ライナ冷却構造の実機燃焼器への適用について ※鈴木和雄，下平一雄，山田秀志（航技研），久山利之（川崎重工）
	A－2	遷音速翼列の理論的設計法による2次元Euler翼列設計法 ※廣瀬直喜，高梨進，田村敦宏（航技研）		B－2	1500℃級ガスタービン用セラミック燃焼器の研究 ※中村敏則，木村武清，門田浩次，森健二，蔦紀夫，西山幸夫（川崎重工）
	A－3	高Reynolds数遷音速翼列に対するNavier Stokes解析法の開発 ※野崎理，廣瀬直喜，河合伸担，田村敦宏（航技研）		B－3	ガスタービン触媒燃焼器の研究（触媒の常圧下での反応特性） ※林茂，山田秀志，小柴優（航技研）
10:30			10:30		
10:40	A－4	任意の固有振動数分布を持つ翼群の不均一翼列フラッタ ※田中英穂（東海大），藤本一郎（東大）	10:40	B－4	ガスタービン燃焼器用スワラの旋回羽根植込角の影響について（第1報：非燃焼実験結果について） ※江波戸智，杉本富男，鈴木恒男（三井造船）
	A－5	円形翼列におけるクリアランス損失の予測手法について ※高村東作，小菅秀顕，伊藤高根（日産）		B－5	ダンプディフェーザの研究（第2報：2次元模型による数値解析と実験による比較） 佐藤幸徳，※藤秀実，中野静嘉，仲田靖，安藤安則，河合理文（石川島播磨重工）
11:40			11:40		
13:00 14:00	≪特別講演≫ 「鹿児島の焼酎」　蟹江松雄（鹿児島大学名誉教授）				
14:10	A－6	脈動流下における排気過給機用タービンの性能に関する研究 ※小西奎二（都立工科短大），平山直道（都立大）	14:10	B－6	タービン内再熱水素燃焼ガスタービンのサイクル論的検討 ※平岡克英，森下輝夫，菅進（船研）
	A－7	空冷ラジアルタービンの空力性能（ノズル冷却空気の影響） ※松尾栄人，富岡信（三菱重工），中沢則雄（三菱自動車）		B－7	ガスタービン空冷翼の寿命推進について ※佐藤友彦，武石賢一郎，佐近淑郎（三菱重工）
15:10			15:10		
15:30	A－8	階段形回転ラビリンスシールのもれ特性 ※三宅圀博（職業訓練大），有賀一郎（慶大），渡部英一（職業訓練大）	15:30	B－8	高温ガスタービン用セラミック部材の耐久性 阿部俊夫，久松暢，石川浩（電中研）， ※大島亮一郎，宮田寛，飯島史郎（日立）
	A－9	半径流移行形斜流ベーンレスディフューザに関する研究 ※新関良樹（東芝），酒井俊道（理科大）		B－9	脆性材料を使った構造物の設計法 ※梶浦豪二，小形勝（小松）
	A－10	圧縮空気貯蔵ピーク発電装置の研究 ※西亮（宮崎大）	16:30		
17:00					

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

◦見学会（登録者に限る）

期　日　　１１月５日(火)

内　容　　午前（８：30～11：30）

本坊酒造Ｋ.Ｋ.→磯公園（同園内集成館で昼食）

午後（13：00～16：00）

京セラＫ.Ｋ.国分工場*→ソニー国分セミコンダクタＫ.Ｋ.

（*同業者はご遠慮いただくことがあります）

レディスコース

期　日　　１１月４日(月)

内　容　　午前（９：00～12：00）

本場大島紬の里→屋久杉の館→城山・滝の茶屋（昼食）

午後（13：30～16：30）

黎明館→南州神社

◦懇親会

講演会終了後，会員各位の親睦をはかり，ご懇談いただくため下記のような懇親会を開催いたすことになりました。雄大な桜島を眼前に気楽におくつろぎいただきたいと存じます。

期　日　　１１月４日(月) 18：00～20：00

会　場　　鹿児島東急ホテル２Ｆ（薩摩）

≪ 参 加 登 録 に つ い て ≫

事前登録締切１０月１８日(金)

・講演会参加登録費　事前登録　6,000円　当日登録　7,000円　夫人登録3,000円

会員外　10,000円

・見学会参加費　5,000円　（入園料，昼食代，空港へのバス代を含む）

レディスコース　未定

見学会参加は事前にお申込下さい。

・懇親会参加費　無料　（登録者に限る）

・事前登録方法

往復はがきに「鹿児島地区講演会参加申し込み」，または「同講演会及び見学会参加申し込み」と明記し，(1)氏名(2)所属学会(3)会員資格(4)勤務先(5)連絡先(6)送金方法と送金予定日を記入して，下記宛てお送り下さい。なお，著者も参加登録をお願いします。

〒160　東京都新宿区西新宿７－５－13　第３工新ビル

(社)日本ガスタービン学会

・送金方法

・現金書留

・郵便振替（東京７－179578，(社)日本ガスタービン学会）

・銀行振込（第一勧業銀行西新宿支店 普 №067－1703707，(社)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。なお，入会申し込み，講演会登録も当日受けつけますが，準備の都合上なるべく期日までにお申し込み下さい。

・宿泊及び航空券について

宿泊先は11/3(日) 11/4(月)鹿児島東急ホテル（一泊8000円位）を11/5(火)妙見温泉（一泊10000円位）を予約してあります。

航空券は11/3(日)13:50羽田発（東亜国内航空375便）　11/5(火)又は11/6(水)17:50鹿児島発（東亜国内航空378便）を割引価格で用意しました。

つきましては，ご希望の方は**9/30(月)**必着で事務局宛お申し込み下さい。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

GTSJ 第10期 委員

◦総務委員

有賀 一郎（慶 大） 鵜飼 義雄（荏 原） 大田 英輔（早 大） 田丸 卓（航技研）
竹生 健二（ＩＨＩ） 中西 健一（三菱重工） 山崎 慎一（日 産） 山根 隆一郎（東 大）

◦企画委員

遠藤 征紀（航技研） 高木 圭二（三井造船） 筒井 康賢（機械技研） 橋爪 保夫（東北電力）
真家 孝（ＩＨＩ） 安田 耕二（日 立） 山崎 道夫（金材研） 山本 一（東 芝）

◦編集委員

石野 寿生（日 立） 井上 誠（小 松） 遠藤 肇（三井造船） 大穂 竹史（川崎重工）
菅 進（船技研） 小島 民生（東京電力） 古閑 昭紀（東 芝） 佐藤 幸徳（ＩＨＩ）
杉山 晃（三菱重工） 杉山 七契（航技研） 益田 重明（慶 大） 三田 敏雄（中部電力）

◦地方委員

沢田 照夫（大阪府大） 表 義則（三井造船） 大塚 新太郎（福井工大） 大内 一紘（三菱重工）
妹尾 泰利（九州大） 永田 有世（神戸製鋼） 松村 博允（日立造船） 浜田 義次（ヤンマー）
星野 昭史（川崎重工） 村田 暹（豊田工大）

◦定期講演委員

葉山 真治（東 大） 表 義則（三井造船） 遠藤 肇（三井造船） 益田 重明（慶 大）
小島 民生（東京電力）

◦組織検討委員

青木 千明（ＩＨＩ） 有賀 一郎（慶 大） 加藤 正敏（日 立） 佐藤 玉太郎（日本鋼管）
田中 英穂（東海大） 高田 浩之（東 大） 高原 北雄（航技研） 野田 廣太郎（明電舎）
平山 直道（都立大） 森下 輝夫（船 研）

◦次期国際会議準備委員

松木 正勝（日工大） 青木 千明（ＩＨＩ） 有賀 一郎（慶 大） 飯島 孝（石川島防音工業）
一井 博夫（東 芝） 久保田 道雄（日 立） 白戸 健（三井造船） 妹尾 泰利（九 州）
田中 英穂（東海大） 高田 浩之（東 大） 谷村 篤秀（川崎重工） 鳥崎 忠雄（航技研）
中西 健一（三菱重工） 平山 直道（都立大） 森下 輝夫（船 研）

◦調査研究委員

稲垣 詠一（東京理科大学） 神津 正男（防衛庁） 須之部 量寛（東京理科大）
鈴木 邦男（機械技研） 辻 高弘（高効率ガスタービン技術研究組合） 長島 昭（慶 大）
葉山 真治（東 大） 林 茂（航技研） 平岡 克英（船 研） 堀 昭史（電力中研）

◦技術情報センター委員

荒木 達雄（東 芝） 菅 進（船 研） 高原 北雄（航技研） 益田 重明（慶 大）
吉田 豊明（航技研） 小野寺 満憲（荏 原）

◦統計作成委員

青木 千明（ＩＨＩ） 石川 庄一（日 立） 臼井 俊一（日本鋼管） 内田 晴記（川崎重工）
渋谷 剛（ＩＨＩ） 三賢 憲治（三菱重工） 村尾 麟一（青学大） 吉識 晴夫（東 大）
青木 庸治（新潟鉄工） 岡崎 洋一郎（三菱重工） 綿貫 一男（ＩＨＩ）

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

IN THIS ISSUE:

- H. Clare Eatock is elevated to Executive Committee Chairman.
- Technical Committees reveal plans for 1986 Dusseldorf Gas Turbine Conference.
- Simion C. Kuo is elected to Incoming Member, Executive Committee.
- Program Chairman reports on Gas Turbine Division's Technical Program at the 1985 Joint Power Generation Conference.

August, 1985

the gas turbine division newsletter

THE AMERICAN SOCIETY OF MECHANICAL ENGINEERS

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

IGTC's FIRST HOME STUDY COURSE GETS GO AHEAD!

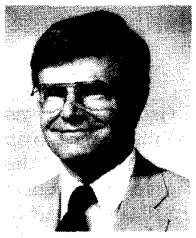
The International Gas Turbine Center's Home Study Course in Basic Gas Turbine Engine Technology has been approved and is undergoing final editorial revisions in preparation for printing. The course is scheduled to be available for distribution this fall.

Designed for the technician and gas turbine industry manager without an engineering background, the course presents a non-mathematical overview of the basic components and operation of the gas turbine engine. The course is also designed to serve as a primer for those engineers who have had no gas turbine courses or related industry experience and for new-comers to Gas Turbine Division. In all, a well-rounded course in the basics of gas turbine engine technology.

Submitted initially in 1983, the Home Study Course underwent intensive review by 50 pilot program participants and by many Gas Turbine Division and ASME committee members. Upon analysis of the reviews, the course was submitted for appropriate revisions and editorial changes. Through the valued assistance of Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, Virginia, and Aerospace Research Corporation, Roanoke, Virginia, the revised version of the course has been prepared and tested.

This Home Study Course, finely tuned to meet the needs of the technicians, managers and engineers noted above, received approval from the Gas Turbine Division Executive Committee, Education Committee and Information Center Committee and from the ASME Professional Development Board. The Home Study Course in Basic Gas Turbine Engine Technology will soon be ready to print and, with you, we are all looking forward to this exciting new service of the International Gas Turbine Center. For more information concerning the content and price of the Home Study Course, refer to the insert in this newsletter.

INTRODUCING CLARE EATOCK, DIVISION CHAIRMAN FOR 1985 - 1986



Clare Eatock, Division Chairman

H. Clare Eatock brings 37 years of gas turbine engineering experience to the chairman's duties. He is currently Assistant Director, Analytical Engineering - Aerodynamics at Pratt & Whitney Canada. He joined P&WC in January 1968 and since January 1971 has been responsible for the aerodynamic research, design and component development of P&WC's PT6, JT15D, PW100 and PW200 families of light/medium gas turbine engines. The research and analysis part of this work is *(Continued on Page 2)*

Countdown

FUTURE EVENTS

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

People's Republic of China
Symposium - September 1-4
Exposition - September 2-7

- Final Count - 150 refereed papers will be printed and available for distribution at the Symposium. Fifty percent are from People's Republic of China authors.
- Final Count - 34 paper sessions and two panel sessions will be featured in the Symposium.
- Over 100 booths (10 ft. x 10 ft.) have already been reserved by 32 companies in the Exposition.

JUNE 8-12, 1986
31st ASME International Gas Turbine Conference and Exhibit

Messe-Kongress-Center
Dusseldorf, Federal Republic of Germany

- Program Chairman reports tremendous response to CALLS FOR PAPERS. Over 90 technical sessions anticipated with well over 300 refereed technical papers.
- The largest exhibition in the history of ASME Gas Turbine Division is expected with over 500 booth units (3m x 3m) occupied.

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

(Continued from Page 1)
broad-based, but it is perhaps best known in the areas of high-work axial/-centrifugal and centrifugal compressors, high-work turbines, low emission combustors and finite element analysis.

Eatock obtained a B.A.Sc. in Aeronautical Engineering from University of Toronto in 1948 prior to joining Orenda Engines, then called the Gas Turbine Engine Division of A.V. Roe, Canada. His early work included internal aerodynamics research and subsonic/supersonic engine installation research for Orenda and Iroquois engines. Later, as Engineering Manager, Technical, he was responsible for aero, stress and performance of Orenda's industrial and vehicular (OT4/AGT600) gas turbine engines.

Eatock has published reports on topics including vehicular engines, combustion, internal aerodynamics, cascades and engine installations. He is a Fellow of the Canadian Aeronautics and Space Institute and past or present member of a number of government and university committees on research, propulsion and/or defense. He is also active in the General Aviation Manufacturers Association where he has been particularly concerned with EPA, FAA and ICAO noise and emission regulations.

Eatock has been active in the ASME Gas Turbine Division since 1969, particularly in the Vehicular technical committee which he chaired in 1975-1977 and as Program Chairman of the 1979 International Gas Turbine Conference in San Diego. He joined the GTD Executive Committee as incoming member in 1981. He feels close to both user-oriented technical committees such as Vehicular and to analytical committees such as Turbomachinery and Combustion.

COMMITTEES PLAN SPECIAL EMPHASIS AT 1986 DUSSELDORF CONFERENCE

Gas Turbine Division's Structures and Dynamics Committee, (Chairman-Professor H.M. Atassi, Department of Aerospace and Mechanical Engineering, University of Notre Dame, Notre Dame, Indiana 46556, 219-239-5430) is focusing on several special subjects at the 1986 International Gas Turbine Conference in Dusseldorf, June 8-12. The topics and contacts are as follows:

- *Forced Response and Flutter* - Papers are solicited for a session dealing with blade row interactions, and the unsteady aerodynamics, structural dynamics, and aeroelasticity of forced response and flutter of axial and radial turbomachine flow components including turboprops. Contact: Prof. Sanford Fleeter, Chaffee Hall, School of Mechanical Engineering, Purdue University, West Lafayette, Indiana 47907, phone: 317-494-1500.
- *Fracture and Fatigue* - Analytical and experimental papers dealing with fracture and fatigue phenomena and life prediction of turbomachine components are solicited. Among the topics of interest are analytical and experimental determination of K-factor parameters, crack initiation and growth characteristics, and life cycle prediction. Contact: Dr. Kemal Arin, General Electric Co., Gas Turbine Division, Building 53, Schenectady, NY 12345, phone: 518-385-9646.
- *Rotor Dynamics* - Among the topics of interest are balancing, critical speed analysis, squeeze film dampers, non-synchronous vibrations, and transient rotor response. Contact: Dr. David Hibner, Pratt & Whitney Aircraft, CPD Engineering - MS 163-09, 400 Main Street, East Hartford, Connecticut 06108, phone: 203-565-2238.
- *Structural Analysis* - Among the topics of interest are thermal stresses, design for minimum stress concentration, 3-D structural deflection analysis, stress analysis of composite structures, stress and deflection analysis of prop fans, and fan blade containment. Contact: Dr. Joseph Palladino, General Electric Co., Aircraft Engine Group, 1000 Western Avenue, IMZ WL372, Lynn, Mass. 01910, phone: 617-594-1345.
- *Component and System Vibration* - The topics of interest include stage vibration and methods for understanding and limiting vibration in monolithic and composite structures (blades, stators and cases) and systems (mistuned bladed disc, fuel, oil and lubrication systems). Contact: Prof. J.H. Griffin, Carnegie Mellon University, Department of Mechanical Engineering, Shenley Park, Pittsburgh, PA 15211, phone: 412-578-3860.

The Manufacturing, Materials and Metallurgy Committee (Chairman Ronald W. Smith, General Electric Company, 1 River Road, Bldg. #11-2, Schenectady, NY 12345, phone: 518-385-3143) is planning panel sessions on:

- Coatings and coating performance experience.
- Hot section component repair (re-manufacture) stressing quality requirements, properties and performance.

At least two paper sessions are planned, one on manufacturing and/or manufacturing processing including conventional or non-conventional machining, surface treatments, coatings and process automation and control. The other paper session is to cover the performance and field experience of materials and/or materials processing (i.e. new coatings, coating processes, alloys and solidification processing).

Review copies of the papers and the signed "Green Sheets" (ASME Form M&P 1903, dated 10/84) must be submitted to committee chairman by September 15, 1985.

ASME Gas Turbine Division to Contribute $8750 to ASME General Fund

The Gas Turbine Division's Executive Committee voted unanimously to authorize the International Gas Turbine Center in Atlanta to issue a check for $8750 to the ASME general fund. The contribution to member services will be for the reduction of the backlog of papers awaiting to be published in the *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power.* The backlogged papers are from several technical divisions, not just Gas Turbine Division.

The contribution will reimburse ASME for publishing 70 extra pages in the July issue of the Journal and most of the papers involved are from technical divisions other than Gas Turbine. However, all are within the ASME Energy Conversion Group.

ASME Gas Turbine Division Contributes $2729 to ASME South Texas Section

The ASME South Texas Section rendered outstanding assistance to Gas Turbine Division during the planning, promotion and staging of the 1985 ASME International Gas Turbine Conference and Exhibit in Houston, March 17-21. In grateful recognition of this fine service, the Gas Turbine Division Executive Committee authorized the International Gas Turbine Center to contribute $2729 to the South Texas Section.

The 1985 Houston Gas Turbine Conference and Exhibit broke the previous domestic registration record for Gas Turbine Division with 4351 persons registering. Included in that total were 843 persons who entered the Exhibit on specially coded passes distributed by the ASME South Texas Section. The Gas Turbine Division's Executive Committee and staff were very pleased with the cooperative attitude exhibited by the leadership of the Section.

ASME Gas Turbine Division Contributes $10,000 to American National Standards Institute

The ASME Gas Turbine Division's Executive Committee voted to authorize the International Gas Turbine Center to pay American National Standards Institute $10,000 for administering the Secretariat of ISO/TC70/SC6 Gas Turbines. Actually, Gas Turbine Division's commitment to ANSI is for $10,000 per year for three years subject to review prior to the commencement of the second and third years.

Gas Turbine Division's contribution enabled ANSI to apply for the ISO/TC70/SC6 Secretariat and the Secretariat was actually assigned to ANSI by ISO/PLACO in September, 1984.

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

SIMION C. KUO, INCOMING MEMBER, GTD EXECUTIVE COMMITTEE

Dr. Simion C. Kuo, Director of Technology and Chief Engineer, CEMCOM Corporation, Lanham, Maryland, has been elected Incoming Member, GTD Executive Committee. At CEMCOM, Kuo is responsible for the technological development of high-strength ceramic and cementitious composite materials for jet engine repair fixtures, autoclave and other tools/molds, friction materials, and high-temperature liners for the aerospace and automobile industries. His involvement with gas turbines started in 1956 as a jet engine quality assurance officer. His gas turbine activities over the past three decades include advanced cycles, alternative fuels, new applications, and teaching.

Simion C. Kuo

Prior to joining CEMCOM in 1983, Kuo was Thermal Engineering Manager and Program Director of Lightweight Marine Propulsion Systems at the United Technologies Research Center. He joined UTRC in 1969, and held positions as Principal Engineer (1973) and Chief of Energy Conversion and Propulsion (1976). Kuo taught thermal sciences and aircraft propulsion at different universities between 1960 and 1969. He was invited to lecture on "Gas Turbine Technology and Applications" at MIT from 1981-82, and served as an advisor for MIT's Sea Grant Project from 1980-83.

Kuo has been involved in a variety of gas turbine R&D programs, both open and closed-cycle gas turbines using fossil, solar, and nuclear heat sources for utility, cogeneration, and space power generation. In the propulsion area, his work has involved gas turbines for underwater, surface ship and cruise missile propulsion applications. His investigations have included such novel systems as two-phase engines, wave engines, counter-rotating engines and hypersonic turboramjet. These interests also led to work on heat transfer enhancement, high-temperature heat exchangers, and ceramic heat barriers. He received a Ph.D. degree from Carnegie-Mellon University in 1966, a MSME (1961) from South Dakota State University, and a BSME (1955) from National Taiwan University.

Kuo, a 23-year member of ASME has been a member of the Closed Cycle, Marine, and Ceramics Committees; he was Chairman of the Closed Cycle Committee from 1980 to 1982. He was Program Chairman of the 1984 Joint Power Generation Conference in Toronto, Canada.

Kuo is a member of AIAA, SAE, ASNE, and was elected to serve on the AIAA Marine Systems and Technologies Committee for 1981-84. During his college years, he was inducted into the Pi Tau Sigma, Tau Beta Pi, and Sigma Xi, national honor societies.

HIGHLIGHTS FROM A YOUNG MAN'S LONG AND CONTINUING CAREER — A BRIEF AUTOBIOGRAPHY OF R. TOM SAWYER

Editor's Note:

Almost everybody knows Tom Sawyer "Mr. Gas Turbine"; he has been around for a long time! But many of us have forgotten, or never knew, the many interesting activities and achievements that have studded his personal and professional careers. This is the first of a series of articles on Tom's life.

EARLY DAYS

Tom was born June 20, 1901 in Schenectady, NY. His father was with General Electric Company at the time. The family moved to Chicago in 1905, to Hackensak, NJ in 1906, and to Jamaica, Long Island in 1907 where Tom attended the first 5½ years of grade school. After 1½ years in Morris Plains, NJ, he finished the last year of grade school and 3½ years at North High School in Columbus, Ohio. He graduated June 1923 from Ohio State University with a B.S. degree in Electrical Engineering. After submitting a thesis on diesel electric locomotives, he was awarded a B. S. in Mechanical Engineering in 1930.

While attending school, Tom held a number of summer jobs starting as a mechanic with Seagrave Company in 1917. Other jobs included: testing engines at Cushman Motor Co., trouble shooter at Portland (Oregon) Power and Light Co., draftsman at Tennessee Power Co. and boiler testing at 59th Street power station in New York City.

PROFESSIONAL SOCIETY ACTIVITIES

Tom is a member of Sigma Xi; Fellow and Life member of IEEE, joined 1923; Life member, Society of Automotive Engineers, joined 1927; Fellow, Life and Honorary member of The American Society of Mechanical Engineers, joined 1930; member, American Nuclear Society, joined 1954; and a Life member of AIAA. He is also a member of the Institution of Mechanical Engineers in England.

Tom has belonged to the National Society of Professional Engineers since 1945, and is registered as a Professional Engineer in New York and in New Jersey.

Tom was on the Board of Directors of the American Rocket Society with Dr. Pendary and Dr. Goddard who organized it before the Soviets launched Sputnik. Some did not believe in large rockets until Sputnik showed they would work. Then the ARS joined the aviation group to form the AIAA (American Institute of Aeronautics and Astronautics).

He helped form the American Nuclear Society in 1954 and remained on the first board of directors helping to write the by-laws. He handled their directory for several years and assisted in forming the Atomic Industrial Forum, working with Charlie Robbins, Executive Secretary.

Tom's first assignment in ASME was on the Diesel Engine Cost Committee. Later, in 1948, he was Chairman of the Executive Committee, Oil and Gas Power Division. In 1944, as incoming member of the Executive Committee, Tom was given the job of forming the Gas Turbine Coordinating Committee which expanded to over 250 members in 1947. Consequently, the Diesel Division asked Tom to get ASME to convert the Coordinating Committee into the Gas Turbine Division. This was done in September 1947. Tom was the first Chairman of the Gas Turbine Division Executive Committee. It was not until 1955 that the decision was made to have a Gas Turbine Conference and Tom was asked to be the Exhibit Director and Treasurer of the GTD. The Exhibit started with 30 booths and some 25 technical papers in Washington, D.C., March 1956. From then on, almost every year the ASME International Gas Turbine Conference and Exhibit has increased in size and stature.

Continued in Next Newsletter

GAS TURBINE DIVISION'S PARTICIPATION IN JPGC '85

Latest information from Stanley A. Mosier, 1985 JPGC Program Chairman, indicates that Gas Turbine Division Technical Committees are participating in five sessions at the Joint Power Generation Conference in Milwaukee, Wisconsin, October 21-24, 1985.

One session, Turbomachinery and Systems, will include papers on compression systems and cogeneration systems, sponsored by the Turbomachinery Committee.

Two sessions will consist of a mini-symposium sponsored by the Coal Utilization Committee and will cover work being sponsored by the Department of Energy's Morgantown Energy Technology Center. Attention will focus on direct coal fueled gas turbines and advanced coal utilization systems for power generation utilities.

A fourth session, sponsored by the GTD Combustion and Fuels Committee and the ASME Fuels Division is entitled Gas Turbine Analysis and Technology and is devoted to a variety of fuels and combustion topics.

The fifth session is a panel session organized by the GTD Electric Utilities Technical Committee. The title is Maintenance for High Availability.

People active and interested in these areas of the gas turbine industry will benefit from attendance; so mark your calendar and make your plans to visit Milwaukee in October.

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

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

WHO'S WHO in the Committees of Gas Turbine Division is a directory of all administrative and technical committee members. It is published by the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER and contains an alphabetical listing with the committee members' names and addresses. The 1985-86 edition will be distributed soon.

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

The ASME Gas Turbine Division's annual International Gas Turbine Technology Report is published and distributed by the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER. Complimentary copies of the 1985 edition are available.

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

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

The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER publishes and distributes without charge the quarterly ASME Gas Turbine Division Newsletter. Persons interested in receiving a complimentary subscription should contact the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER.

The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER is the source for information on exhibiting and participating in the International Gas Turbine Conference and Exhibit to be held in Dusseldorf, Federal Republic of Germany, June 8-12, 1986.

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

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

The ASME Gas Turbine Division organized lectures presented in the People's Republic of China in the fall of 1982 and 1984.

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

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

The ASME Gas Turbine Division will contribute $8750 to the ASME general fund for reduction of the backlog of papers awaiting to be published in the *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. The backlogged papers are from several technical divisions within the ASME Energy Conservation Group.

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

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

FUTURE GAS TURBINE DIVISION EVENTS

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

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

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

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

GAS TURBINE DIVISION
The American Society of Mechanical Engineers

EXECUTIVE COMMITTEE 1985-1986

CHAIRMAN
H. CLARE EATOCK
Pratt & Whitney Canada Inc.
P.O. Box 10 MS 1LD4
Longueuil, Quebec J4K 4X9
Canada
514-647-7574

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

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

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

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

OPERATIONS

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

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

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

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

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

ADMINISTRATOR
SUE COLLINS
404-451-1905

EXHIBIT ASSISTANT
CLAIRE HOWARD
404-451-1905

the gas turbine division newsletter

Volume 26, Number 3, August, 1985

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

Chairman:	**H. Clare Eatock** **Pratt & Whitney Canada** **Longueuil, Quebec, Canada**
Vice Chairman:	**George Opdyke, Jr.** **AVCO Lycoming Div.** **Stratford, CT**
Editor:	**Robert A. Harmon** **Consulting Engineer** **Latham, New York**
Publisher Emeritus:	**R. Tom Sawyer** **Ho-Ho-Kus, New Jersey**
Publisher/ Staff Editor:	**Donald D. Hill** **International Gas Turbine Center** **Atlanta, Georgia**

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

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

ASME GAS TURBINE DIVISION
のご好意により複写の許可を得ました。

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.

学 会 誌 編 集 規 定

1. 原稿は依頼原稿と会員の自由投稿による原稿の２種類とする。依頼原稿とは，会よりあるテーマについて特定の方に執筆を依頼するもので，自由投稿による原稿とは会員から自由に投稿された原稿である。
2. 原稿の内容は，ガスタービンに関連のある論説，解説，論文，速報（研究速報，技術速報），寄書，随筆，ニュース，新製品の紹介および書評などとする。
3. 原稿は都合により修正を依頼する場合がある。
4. 原稿用紙は横書き４４０字詰のものを使用する。
5. 学会誌は刷上り１頁約 1900 字であって，１編について，それぞれ次の通り頁数を制限する。
   論説４～５頁，解説および論文６～８頁，速報および寄書３～４頁，随筆２～３頁，ニュース１頁以内，新製品紹介１頁以内，書評１頁以内
6. 原稿は用済後執筆者に返却する。
7. 依頼原稿には規定の原稿料を支払う。
8. 原稿は下記の事務局宛送付する。
   〒160　東京都新宿区西新宿７−５−13，第３工新ビル
   （Tel．03−365−0095）

自 由 投 稿 規 定

1. 投稿原稿の採否は編集委員会で決定する。
2. 原稿料は支払わない。
3. 投稿は随時とする。たゞし学会誌への掲載は投稿後６～９ケ月の予定。
4. 原稿執筆要領については事務局に問合せること。

技 術 論 文 投 稿 規 定

1. 投稿原稿は次の各項に該当すること。
   1）投稿論文は著者の原著で，ガスタービン技術に関するものであること。
   2）投稿論文は日本文に限る。
   3）投稿論文は本学会以外の刊行物に未投稿で，かつ本学会主催の講演会（本学会との共催講演会を含む）以外で未発表のものに限る。
2. 投稿原稿の規定頁数は原則として８頁以内とする。但し１頁につき１０,０００円の著者負担で４頁以内の増頁をすることができる。
3. 投稿原稿は正１部，副２部を提出すること。
4. 投稿原稿は原稿執筆要領に従うこと。尚，投稿論文の採否は本学会に一任願います。

日 本 ガ ス タ ー ビ ン 学 会 誌
第１３巻　第５０号
昭和６０年　９月１０日
編 集 者　葉 山 眞 治
発 行 者　谷 村 輝 治
(社) 日本ガスタービン学会
〒１６０　東京都新宿区西新宿７－５－１３
第３工新ビル
TEL（０３）３６５−００９５
振替　東京７－１７９５７８
印刷所　日青工業株式会社
東京都港区西新橋２の５の１０
TEL（０３）５０１−５１５１

Download service for the GTSJ member of ID , via 18.97.9.172, 2026/09/06.