随筆　ガスタービン君，わが身内の

西　脇　仁　一

1.　ガスタービンとの出会い

僕は昭和７年に大学の機械科を卒業して，すぐ，東大航空研究所に入所し，航空機関ピストン・エンジンについての研究をさせて頂いた。その当時，飛行機のエンジンとしてのガスタービンは想像し得たが，残念ながら，ジェットエンジンの構想については全然気付かなかった。昭和９年頃だったか，フランスの航空技術雑誌（L'Aeronautique）にガスタービン式航空エンジンの記事があった。しかし，ジェットエンジンとしてではなく，今で云うプロップ・エンジンの記事だったと思う。

それからしばらくして，ドイツで，パルス・ジェット熱機関や，ターボジェット機関の開発研究をやっているらしいというニュースを聞いたが，あまり身近に感じなく，相変わらずピストン・エンジンを用いた研三機（高速機）の開発のお手伝いとしての冷却システムの研究をしていた。

昭和17年頃だったと思う。恩師，中西不二夫先生がジェット・エンジンの研究論文を発表され，その考え方に大いに感心した。又，引きつづき，パルス・ジェット機関やラム・ジェット機関についての基礎研究が航空研究所発動機部で行なわれる様になり，私も間接的ながら，少しづつ勉強する様になった。

2.　ガスタービン・ブレードの冷却の研究

2.1　液滴の蒸発

昭和24頃から，液滴の蒸発と燃焼の研究を行って来たが，この研究では，途中から木下光孝君の協力参加を得た。すなわち，シリカの細いワイヤの先端に取り付けた液滴の所へ図１に示す様にレールの上に乗せてある高温度のチャンバーを急に移動させ，その時の液滴の回りの空気流を，シュリーレン写真方式で高速度カメラにより記録する。最初は液滴が回りの高温空気で温められ，ついで液滴の一部がガス状となって，液滴の表面から蒸発する。液滴の直径をＤ，時間をτとすると，$d(D^2)/d\tau$は略々一定で，図２の様になる。ついで$\tau=\tau_B$で着火し，

$$-\frac{d(D^2)}{d\tau}=\mathrm{const}$$

だが大きい値となる。ついで，$\tau_V-\tau_B$の間は液滴のまわりは重力の影響で下降気流で覆われ，かなり厚い層流境界層で覆われ，$\tau=\tau_B$になると液滴球のまわりは上昇気流となり，やはり球の下半分には一種の層流境界層を形成している。そして共に，この見掛けの境界層内へ，液滴の球面からの蒸発ガスが半径方向の外向きに流れ，まわりの高温空気や高温ガスからの熱伝導を低下せしめる方向に作用していることが推定される。（測定データをもとにして，

$$\frac{dD^2}{d\tau}$$

を理論的に求めることが出来，実験結果とかなりよくあう）。[1]

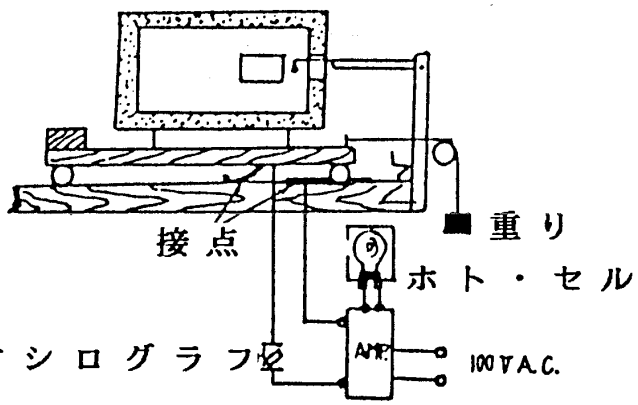


図１

（昭和63年８月10日原稿受付）

(1)　the Proceedings of the Fifth Symposium (International) on Combustion, pp.148, (1954).

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

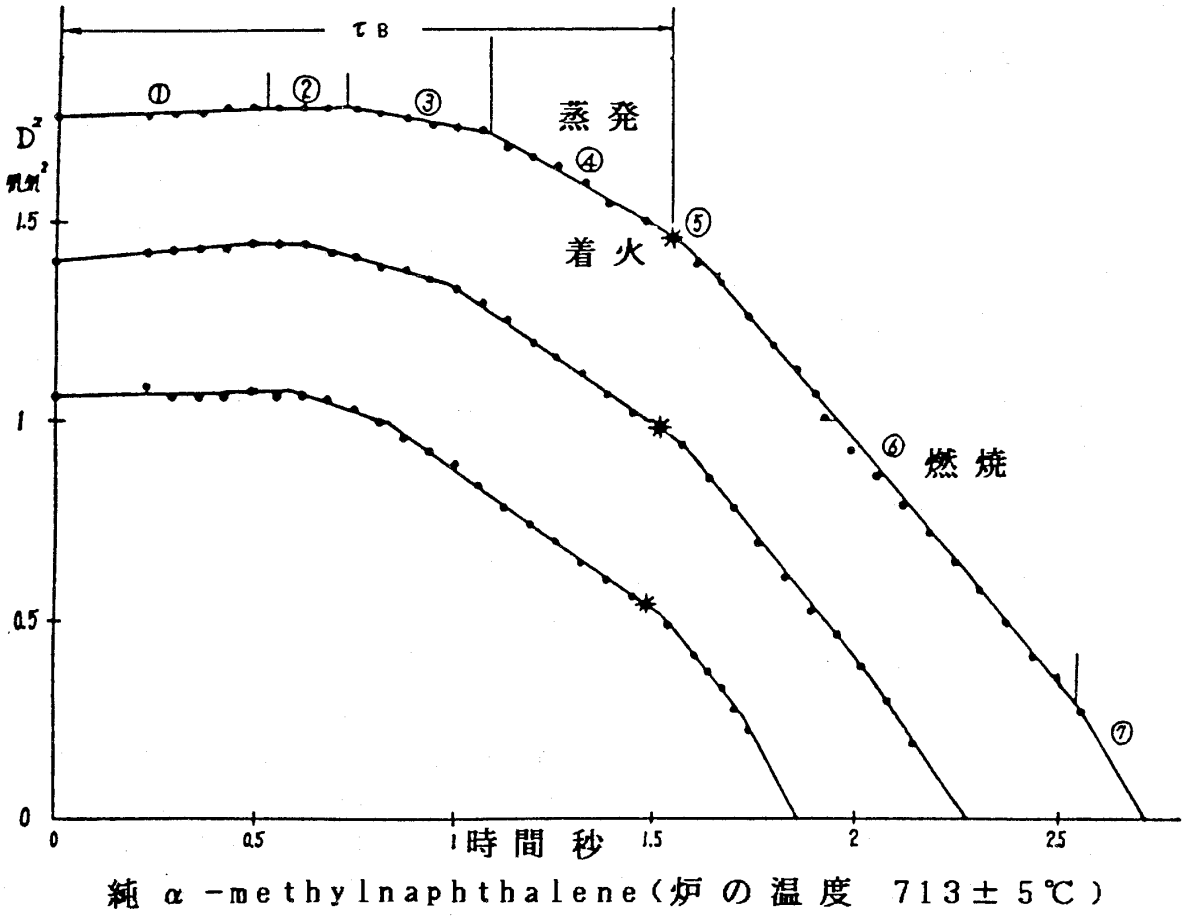
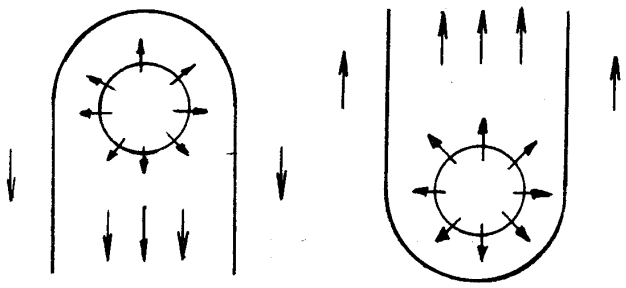


図2



（蒸発のとき）　　（燃焼のとき）

図3

2.2　気流中におかれた吹出しを伴う平板についての伝熱現象

上記の液滴球の蒸発や燃焼の現象の研究をやっているとき，平板の表面から冷却空気を吐出して高温ガスの気流中での熱伝達現象について理論と実験をやろうと考える様になった。

i）層流の場合

層流の場合については，幸に，当時（1955年頃）茨城大学に居られた樋田昭君が研究に参加してくれることになったので，液滴の研究を共にやって来た平田賢君と共にこの研究を行うことになった。すなわち，風洞の大気温気流中に多孔質の平板を設置し，平板の内側から温かい大気を吹き出して，この場合の層流伝熱現象につき，理論的に，実験的に研究を行った。研究の結果は，液滴の場合からも想像し得た様に，平板の内部から吹き出す低い温度の気流は熱の伝達作用を低下せしめる様に作用し，若し平板を高温ガス気流中におくと仮定すると，気流のガス温度に比べ平板の表面温度は著しく低く保ち得ることが分った。

ii）乱流の場合

平板の一部を多孔質にし，そこから主流と温度の異なる空気を乱流境界層中に吹出して，吹出し空気による吹出し部下流での熱遮断効果を研究した。これは今でいうフィルムクーリングの研究であり，1961年国際伝熱会議（北米コロラド州ボールダ市）で報告した。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

ついで，平板の全面を多孔質にして吹出した場合の伝熱現象について，鳥居薫君（現，横浜国大），平田賢君と協力して理論的，実験的に研究を行い，シカゴで開催された1966年の第3回国際伝熱シンポジウムに発表した。

これらの研究はソ連邦，イギリス，北アメリカなどの研究者から実験データの細かい問い合せがあり，当時，各国ともこの種の研究もやっているらしい事が推定された。

2.3　ガスタービン・ブレードについての研究

以上は平板についての研究であったが，一つ，具体的にガスタービンのブレードの冷却についても研究しようということになり，平田賢君の強力な協力を得て，1957年（昭和32年）頃から，円筒やブレードにつき基礎実験を行った。（昭和34年頃報告を発表）

併せて，北斗丸という航海訓練船にある小型ガスタービンについて，運輸省，船舶研究所，三菱重工㈱長崎造船所の御協力を得て，ガスタービンブレードの一部に冷却空気を送り，実機の実験を行った。（1968年頃）ブレードの温度なども熱電対で測ったりして，色々と苦労もしたが，基礎実験から推定した通りの成果を得た。

考えてみると，冷却空気の吹出し熱遮断方式によるガスタービンブレードの壁温低下の研究は，平田賢君，槌田昭君，鳥居薫君はじめ関係各位の強力な協力で行う事が出来た。

3.　ガスタービンの活用

3.1　熱風炉にガスタービンを利用する方式

昭和59年頃だったと思う。日本鋼管の鈴木利勝君に会ったとき，熱風炉について，数値的な事を，差しつかえのない範囲で教えてほしいとお願いした。この話が段々と発展していって，日本鋼管のエネルギー管理室長の小西二郎さんと日立製作所ガスタービン関係の主務者である大島亮一郎さんと私共で，具体的な数字を基にしたガスタービンを利用した熱風炉のシステムについて約1年余りにわたって勉強会をやって来た。凡そ3種のタイプにつきそれぞれ研究して来たが，何れも，現在の使用中の熱風炉にガスタービンを取り付け，熱交換器としては現用の炉を用いるという形式のものである。

図4で説明すると，ガスタービン系のコンプレッサーC_1で大気を11.5P（kg/cm²）まで圧縮し，燃焼器で1100℃のガスを作って第1段のガスタービンへ送り，ここで，熱風炉の使用圧力5.0気圧まで断熱膨張させてガスタービンは出力を出す。ついで，この5気圧，820℃のガスはB_2の燃焼器へ行き，1300℃のガスとなって熱風炉へ導かれる。ここで，熱風炉に充塡してある耐火煉瓦を温めて350℃のガスとなって第2のタービンT_2へ行き，大気圧1.05Pまで膨張し，173℃のガスとなって大気中へ放出される。一方，熱風炉用に在来からあるコンプレッサにより高圧の空気は上記の耐火煉瓦により加熱されて，約1300℃の高

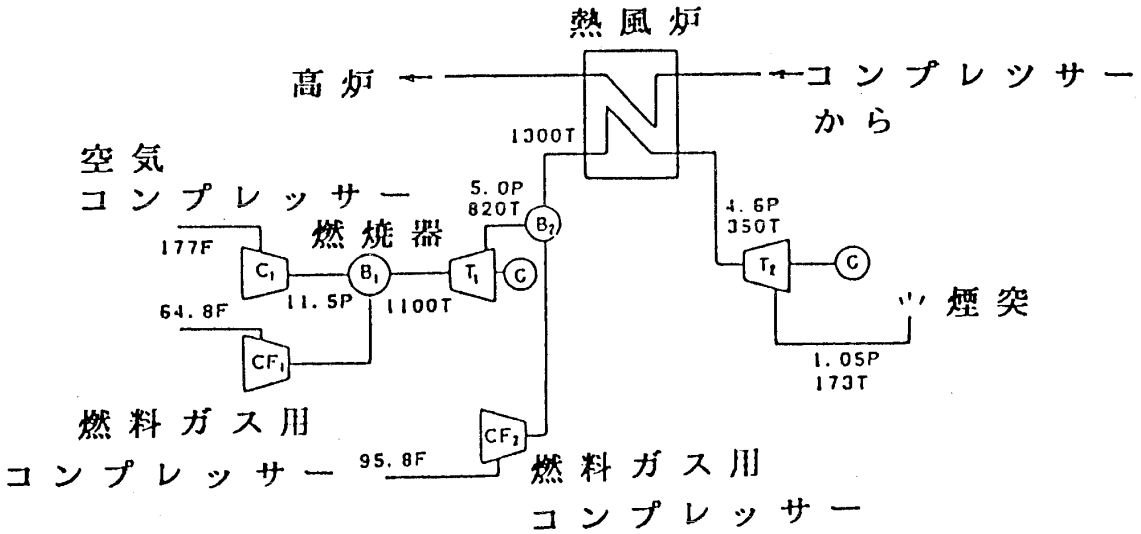


図4

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

温空気となって高炉へ行く。以上の事を見掛け上連続的に行うため，熱風炉だけは2～3基交互に用いる。

この様にして新しい方式にすると，在来の様に熱風炉に用いていた加熱用燃料Q_{HS}が大きく節約される。この燃料分Q_{HS}を，B_1，B_2の燃焼器に用いた燃料Q_Bから差し引いたものを，このシステムの見掛け供給燃料Qとして，ガスタービン系の実効出力（ガスタービン出力からコンプレッサC_1，燃料供給用コンプレッサC_{F1}，C_{F2}の所要入力を差引いたもの）あたりにつき熱効率を求めると，約86％という値になる[(2)]。

3.2　廉い燃料を使えるガスタービン

僕は，熱力学で熱機関を勉強するのが好きなため，ついうっかりしていると，熱効率に拘わり，熱機関の燃料消費率の少ないことの研究に頭が向いてしまう。

しかし考えてみると，なるべく値段の安い燃料の使えるボイラ系やガスタービン系の熱機関の方が，ハイオクタン燃料を必要とするピストン・エンジンより運転コストが安いかも知れぬ。

先年，日立製作所の大島亮一郎さんらとガスタービンの研究を提案した。どうも既に，大島さんの方で研究に着手して居られる様に感じた。僕は素人ながら，何も現在あるコンパクトな燃焼室でなく，耐火煉瓦壁か又はコンプレッサーからの空気による二重壁のボイラー式の燃焼室を考えていた。

3.3　陸上用ガスタービン

どうもこの頃，日本で研究して居られるガスタービンはジェット・エンジンの型を何となく真似して居られる様な気がする。

コンプレッサから出た高圧空気は，想像では350℃ぐらいあるのではなかろうか。これを30℃の冷却水で冷却して，100℃の冷却空気としてガスタービンのブレードへ送れば，随分とブレードの冷却が楽になるのではないかと，素人は考える。

また，GE系などのガスタービンの仕様書を見ると，極めて小さい粉塵でもいけないと指定してある。製鉄所のガス燃料や石炭の直接だきだとかなりの粉塵が出るかも知れぬ。これはこれで，地上用としてなら，粉塵の防止対策として，マルチ・サイクロンや電気集塵式方法の解決策を研究すれば解決しうるかも知れぬと，勝手に想像をしている。

この様にして，値段の安い燃料を使える様にするのも，燃料費用の低減に役立つ様に思う。

4.　水冷式ガスタービン

今，世界中，そして日本中，ガスタービンのブレードは冷却空気でとなっている。私もかつては吐出冷却を提案し，基礎実験や理論研究を共同研究者と一生懸命やって来た。

しかし，地上用なら水冷式又は水（又は液）蒸発式ガスタービンブレードの冷却を考えてみてはどうであろうか。冷却空気を少量しか流せない現在の冷却方式に比べて，水の蒸発式をガスタービンのブレード冷却に採用すると，小さい流路でも多量の冷却熱を奪う流体を流すことが出来る。地上用ガスタービンなら，この方式は研究するに値する冷却方式だと思う。

又，地上用のみならず，航空機用でも可能だと思う。ただし，エンジンのまわりに冷却器を装備することが必要かも知れぬ。

5.　わが身内，ガスタービン君のこれからの成長を期待して

以上の様な次第で，昭和17年頃から，本当に長い間，約46年程ガスタービン君に関心をもち，ブレード冷却の伝熱工学や，熱力学の立場から勉強させて頂いて来た。

今回，全く図らずも，日本ガスタービン学会から名誉員の御推薦を受けた。誠に思いもかけなかった名誉ある称号を頂き，恐縮し，わが身内のガスタービン君と共に喜んでいる。平田賢君，槌田昭君，鳥居薫君をはじめとして，大島亮一郎氏や小西二郎氏らに，長い間，長期にわたり，上記の研究に御協力して頂いた。このよい機会に際して厚く厚く感謝いたします。　（昭和63年7月）

---

(2)　'87年東京国際ガスタービン会議提出論文
(87－Tokyo－IGTC－85)

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

講義

騒　音 (2)

東京大学工学部　梶　　昭次郎

前回は音源が与えられたとき，それに基く騒音をいかに計測し評価するかについて極く基本的な事項を述べ，次いで騒音・振動にいかに対処するかという観点から制御材料と伝播径路についてふれた[1]。実際上問題となる産業騒音として機械振動騒音と同等あるいはそれ以上に重要なものに空力（流力）騒音がある。今回はこれを実際的な立場から乱流騒音と回転翼騒音に分けて論じる。流れそのものや，ターボ機械が騒音源となる場合が多いからである。流れと機械振動とが連成して発生する音や，振動を伴わずとも流れが自励的に発音する現象については次回に譲る。

5. 乱流騒音

5.1　空力音源の基礎と速度の指数乗則　空間の一部に質量の湧き出しや物体力さらに乱れた流れ等が存在するとき，音場を支配する波動方程式は

$$\frac{1}{a^2}\frac{\partial^2 p}{\partial t^2}-\nabla^2 p=\frac{\partial m}{\partial t}-\frac{\partial f_i}{\partial x_i}+\frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial x_i \partial x_j} \qquad (5.1)$$

と書ける。ここにmは単位体積単位時間当りの生成質量，f_iは単位体積当りに作用する物体力，T_{ij}はライトヒルの応力テンソルで

$$T_{ij}\approx\rho v_i v_j \qquad (5.2)$$

で表わされる。（5.1）式の左辺は静止媒体中（aはそこでの音速）における音の伝播を記述する波動方程式であり，右辺は音源項である。尤も音源項と言っても流れの影響については音の発生のみならず，音波の流れによる対流や流れによる散乱まで，静止媒体中での音の伝播と見なせるものの外は全てT_{ij}に押し込められている。質量湧き出しmや物体力f_iに比べ応力T_{ij}による音の発生は像が摑みにくいと思われる。かりに，速い流れと遅い流れとが境を接しているとしよう。この境界付近に乱れがあり，速い流れから遅い流れへ，また逆に遅い流れから速い流れへと境界を越えて飛び込む流体部分が存在すれば，速い流れの流体部分は減速され，遅い流れの流体部分は加速される。この際生じる局所的な圧力の歪が音として伝播する。流体部分としては渦塊のようなものを考えるとより実際に近い。渦は主流で運ばれる限りこれに力は作用しないが，異なる流れに飛込み加速や減速を受けている間は力が作用する。これが音源となる。

上の説明は高速ジェットが周囲の流体と混じる混合領域での音の発生（シャーノイズ）に沿っている。ジェット下流の乱流領域においては乱れ速度による渦塊の加減速に基く音（セルフノイズ）が発生する。

音源が流体的要因によるものとして騒音の速度依存則を見てみよう。代表速度をVとすると，m，f_i，T_{ij}の大きさ自身はそれぞれV，V^2，V^2に比例するであろう。一方，波動方程式（5.1）の特解の性質から，音源から十分離れた観測者に寄与する成分については

$$\frac{\partial}{\partial x_i}\sim-\frac{x_i}{ar}\cdot\frac{\partial}{\partial t} \qquad (5.3)$$

が成り立つ（rは音源からの距離）。即ち指向性因子を別にすれば空間微分は時間微分と同等である。音源の角周波数をω，代表寸法をDとすれば

$$\frac{\partial}{\partial t}\sim\omega\sim\frac{V}{D} \qquad (5.4)$$

であるから，m，f_i，T_{ij}の音源としての遠距離場の音圧に対する効き方は，それ自身の速度依存性を含めてそれぞれV^2，V^3，V^4に比例することになり，音響パワとしてはV^4，V^6，V^8という速度依存性を示す。従ってこれらの音源が共存するような場合，速度の低いうちは質量の湧き出しによる音が，次に物体力による音，さらに高速になる

（昭和63年8月1日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

と乱流による音が支配的になる。乱流騒音にはジェット騒音やバルブ騒音が含まれ，質量の湧き出しと乱流騒音の混ったものに燃焼騒音がある。

5.2　亜音速ジェット騒音　ジェットは周囲流体との乱流混合により，中心部の乱れのない領域はノズル下流4D（D：ノズル径）位で消滅する。この間を混合領域と呼び，ここで生じる小スケールの乱れは騒音の高周波数成分を与える。一方，ずっと下流は自己相似な速度分布を有する十分発達した乱流領域で，ここで生じる大スケールの乱れは低周波数成分音に寄与する。全体としてはジェット速度 V_j に対し

$$f_p = \frac{0.2V_j}{D} \qquad (5.5)$$

にピークを有する広帯域のスペクトルを示す。

騒音発生源として見た場合単位体積の乱流の発する音響パワは，（乱流速度/特性時間）の4乗と相関長さの3乗に比例する。乱流速度は主流速度に比例し，相関長さはノズル出口からの距離に比例する。一方，特性時間は相関長さを主流速度で除した量に比例しよう。ところで，ジェットの混合領域では主流速度はほぼジェット噴出速度に等しいと考えて良いが，十分発達した乱流領域では主流速度はノズル出口からの距離に逆比例して減少している。これらの事情を勘案すると，結局ジェットは混合領域では単位長さ当り一定のパワの騒音を発生するのに対し，十分発達した乱流領域では単位長さ当りの発生騒音パワは x^{-7}（x：ノズル出口からの距離）に比例するように減少する。混合領域から十分発達した乱流領域に至る間を遷移領域と呼ぶが，これが長さにして4Dほどあり，結局，ジェット騒音の大部分は混合領域とこの遷移領域，長さにして8Dほどの間に発生することになる（図5.1）。

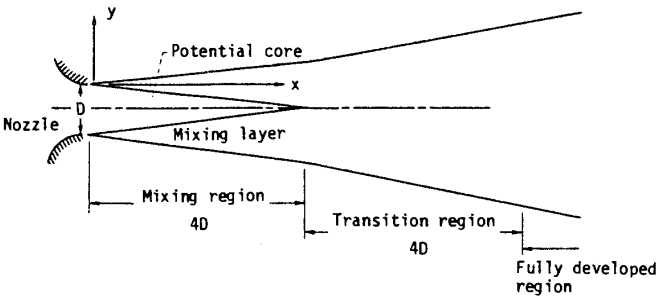


図5.1　亜音速ジェットの構造

全音響出力Wは ρ をジェット気流の密度，aを音速，Sをノズル面積とすると

$$W = K\frac{\rho S V_j^8}{a^5} \qquad (5.6)$$

ここにKは比例定数でノズル形状等に依存するが，およそ 10^{-4}〜10^{-5} の値である。

ジェット騒音は上流側から測った方位角 $\theta \fallingdotseq 150^\circ$ 付近に指向性のピークを有するが，（120°を0 dBとすれば $\theta = 150^\circ$ で＋5 dB，90°から0°で−5 dB〜−10 dB）詳細に見ると各方位角によって周波数スペクトルがかなり違っており，上流側から横方向にかけては高周波数成分が多く，下流側に向うほど低周波数成分が増える。図5.2はジェット気流の温度 T_j による回折効果を加味した無次元周波数パラメータ

$$\left.\begin{aligned} F &= \frac{fD}{V_j}\left(\frac{T_j}{T_o}\right)^{0.4(1+\cos\theta')} \\ \theta' &= \theta\left(\frac{V_j}{a}\right)^{0.1} \end{aligned}\right\} \qquad (5.7)$$

に対する各方位角 θ における1/3オクターブバンドSPLのスペクトル[2]を示している（T_o：周囲温度）。縦軸は $\theta = 90^\circ$ の全周波数SPLで基準化され，音源の対流による指向性因子が補正されている。M_c は渦塊の対流マッハ数で $M_c = 0.6V_j/a$ として良い。

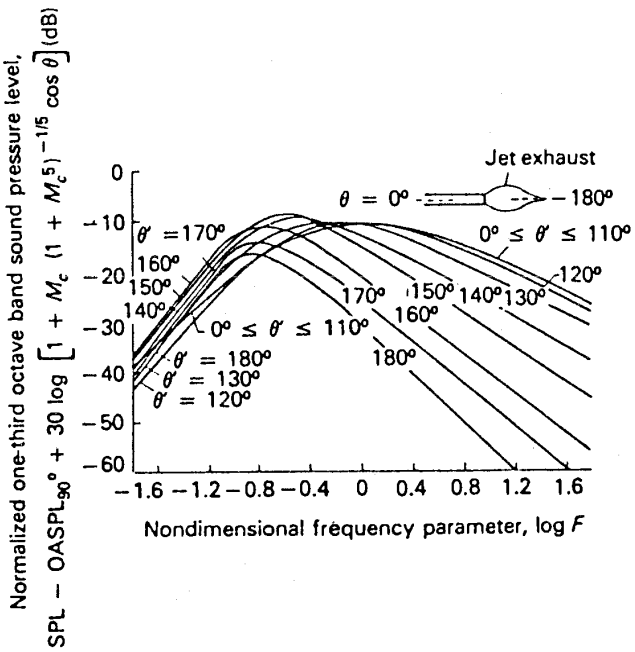


図5.2　ジェット騒音のスペクトル

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09

ジェットが固体境界で遮ぎられると，新たな音源が加わるのは当然であり，騒音レベルは境界の位置，表面の形状，音響的性質に依存する。剛な反射板に当るジェットではおよそ7dB(A)増加するし，表面に溝などが切られているとさらに10dB(A)増えることがある。

5.3　超音速ジェット騒音　超音速ジェットの流れ状態は背圧に応じて過膨張，不足膨張，適正膨張に分けられ，適正膨張の場合を除いて衝撃波パタンを伴なった複雑なものとなる。適正膨張の場合でも（図5.3），ポテンシャルコアの外側には超音速混合領域が存在する点，また出口マッハ数の増加に対してこの超音速混合領域の長さのみならず，ポテンシャルコアの長さまでが増大して行く点は亜音速ジェットと違っている（図5.4）[3]。

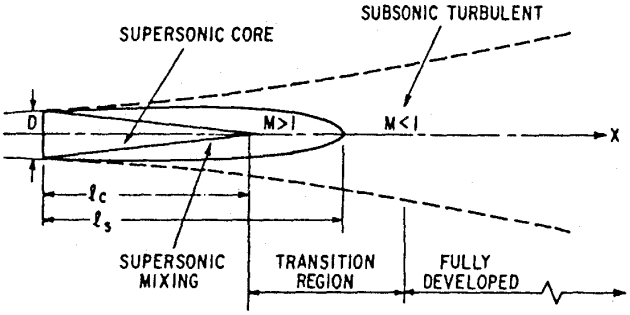


図5.3　超音速ジェットの構造

超音速ジェットの騒音源を特定することは難しいが，一般に音速線のすぐ下流付近が最大の騒音発生領域と考えられている。超音速領域からは擾乱マッハ波の発生が見られるが，この波動による変動は極めて高い周波数をもつため，超音速ジェット騒音として大きく寄与することにはならない。

衝撃波パタンを生じているジェットでは衝撃波と乱れの干渉に基く騒音が発生する。これは乱れが衝撃波を通過する際局所的な衝撃波の変形を誘起することによるもので，乱れはその寿命の続く限り次々と衝撃波パタンを通過するので，広帯域音とはいうものの，ある周波数帯にピークを有する騒音となる（図5.5）[4]。衝撃波が発生している場合，通常指向性は余り認められない。

ジェットスクリーチは，ノズルから下流に伝わる擾乱が成長すること，この擾乱と衝撃波の干渉により音波が発生すること，この音波が亜音速領域を上流に伝播しノズルに端を発する擾乱の成長を助長すること，などの要素によりループの閉じた自励的機構を有する音と考えられている（図5.5）。極めて鋭い離散周波数のスペクトルをもつ音であるが，その発生機構が解明されているとは言い難い。

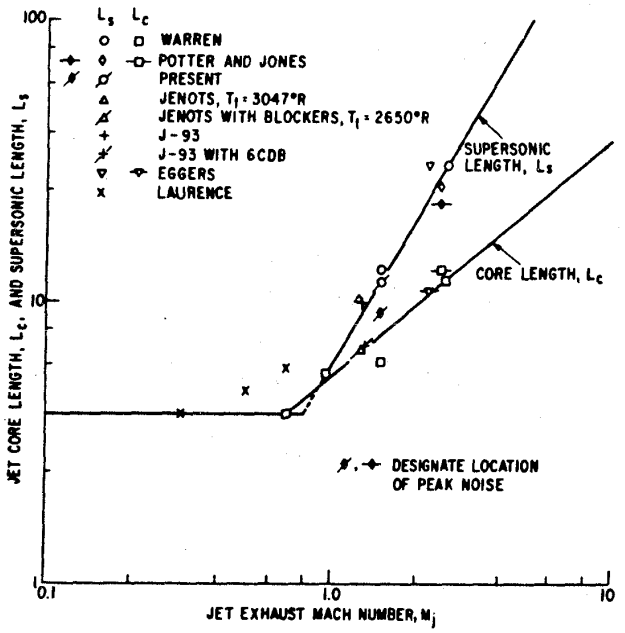


図5.4　超音速長さ及びコア長さのマッハ数に対する変化

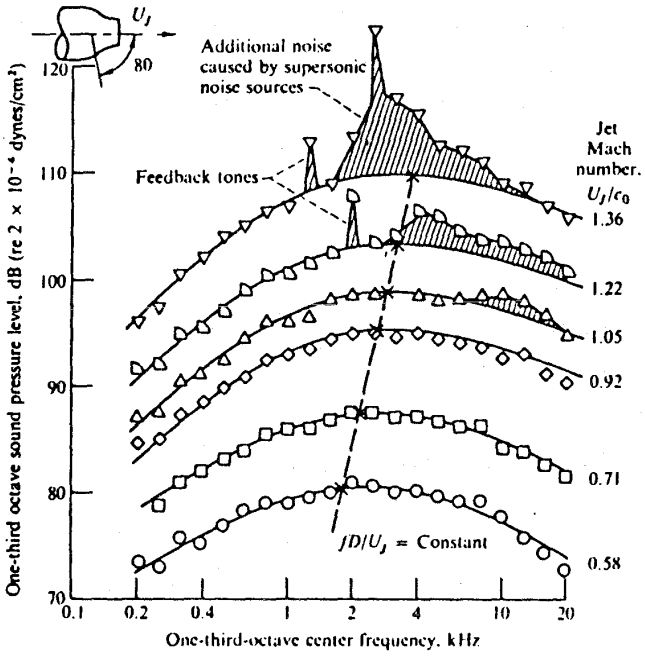


図5.5　超音速ジェット騒音のスペクトル

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

5.4　**超音速同軸ジェット**　同心状二重ジェットでは内外ジェットの速度比により，同じ質量流量，運動量，エネルギを有する円形等価ジェットとは異った騒音特性を示す。特に超音速同軸ジェットにおいて，内側ジェット速度を外側より下げた場合にジェット騒音が低減される，いわゆる逆転速度分布効果が見られる。

同軸ジェットで騒音源となるのは，内側ジェットと外側ジェットの混合域，外側ジェットと周囲空気との混合域，さらに内外の混合ジェットと周囲空気との混合域である。図5.6はスペクトルの一例であるが[5]，内外のジェットにおける衝撃波パタンと乱れの干渉による寄与が大きく，それに剪断混合による成分が付加されたものになっている。内側ジェット速度を外側ジェット速度より下げると，図5.7に示されるようにジェット軸に垂直な面内の最大速度は下流に向って急激に低下し，単一ジェットのやや緩慢な減少傾向と際立った違いを見せている[6]。これは内側ジェットが外側ジェットに対してブレーキをかける結果であり，当然ジェットと周囲空気との強い剪断混合領域が短縮され剪断混合による高周波成分が低下するし，同時に衝撃波パタンの生ずる領域も短くなるため乱流/衝撃波干渉音も減少する（図5.8）[7]。内側ジェットの速度を下げ過ぎると内外ジェットの流量差が開き，外側ジェットに対する減速作用が損われる。

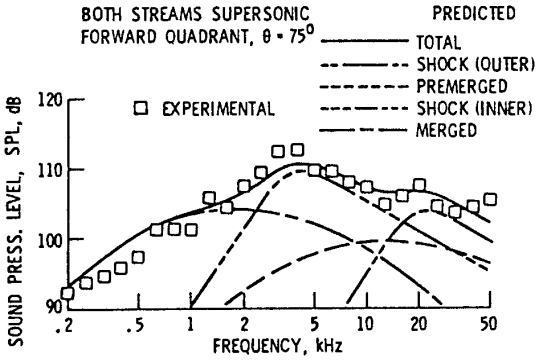


図5.6　超音速同軸ジェット騒音のスペクトル

5.5　**ジェット騒音の低減**[2]　エンジンのみならず工場や各種設備においてジェット騒音が問題になる状況は，空気源の放出系統や蒸気逃がし弁から切削機械の吹飛ばしノズルに至るまで数多く存在する。ジェット騒音を下げるには，(a)ジェット噴出速度を下げる，(b)散逸あるいは吸音装置を用いる，(c)二次空気で遮断する等の方法が考えられる。

(a)速度低減法　空気源の圧力が必要以上に高い場合には圧力を下げれば音圧も低下する。元の圧力を下げないで速度を落すには，放出管の先に拡大管を取付けると良い。元の圧力が臨界圧より高いとき，管の拡大部に生じる死水域が末広ノズルとして働き流れは超音速に加速され，拡大管壁に当って折曲げられるとき強い衝撃波を発生して速度が落ちる。最大21dB程度の減音が達成される。流れが壁に当るためには拡大管はある程度の長さLが必要で元の管径R_1，拡大管径R_2とするとおよそ

$$\frac{L}{R_1} = 11.4\left(\frac{R_2}{R_1} - 1\right) \qquad (5.8)$$

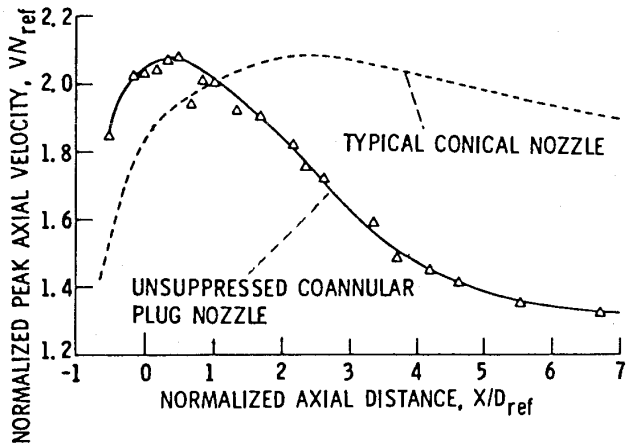


図5.7　ジェット最高速度の軸方向変化，全圧比：内1.5，外2.86，$V_{ref} = 305\,m/s$

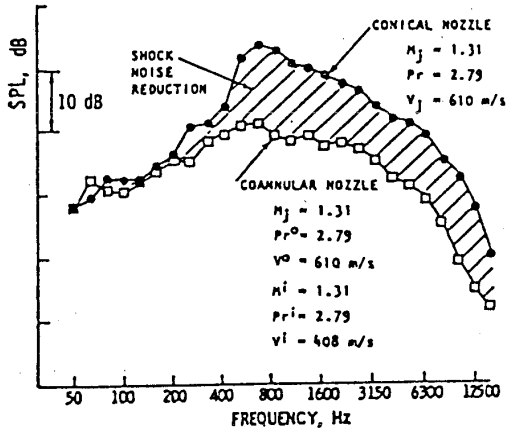


図5.8　同軸ジェットによる騒音スペクトルの変化

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

で与えられる。蒸気逃がし弁のようにジェットの圧力損失が問題にならないことが前提である。また一般に低周波数成分の抑制しか期待できない。

(b)エネルギ散逸法　多孔質材でジェット噴出口をおおうことで，音源からの直接放射を遮蔽し，音がおおいの中で多重反射する間にエネルギを吸収することができる。さらに内部に多孔の蓋や網などを挿入してジェットを細分化し，正味の音響出力を低下させると良い。細分化すれば，音のスペクトルを吸収され易い高周波数成分に移すと同時に，正味の速度を低下させる効果が期待できる。このようなジェットの覆いにより20dB程度の減音は達成できるが，この消音法の欠点はジェットの背圧が上ることと，装着できるジェットの径には自ずと制限があることである。ジェットの機能上吸音覆いを適用できない場合は排気ダクトに導くことになる。

最近見出された方法として超音速ジェットの場合には図5.9に示されるような多孔のプラグノズルが有効である。このノズルでは圧力比3.72程度でも衝撃波が発生せず従って衝撃波/乱れの干渉音も出ない。多孔プラグ内はほぼ大気圧でこれが貯気槽として作用し，急激な圧力変化を伴なう衝撃波パタンの形成を阻止するのである。またプラグノズルの一般的性質として，ジェットの周長対厚み比が増大する結果周囲空気との混合が促進されて騒音が低下する。このような多孔プラグノズルではプラグ長さと開孔率が重要なパラメータであり，短い場合プラグ端でなお超音速流れが残ることになるので，圧力比が大きくなるほどプラグを長くする必要がある。図はプラグノズルによる減音効果をスペクトルの形で示している。

(c)二次空気導入法　エゼクタ効果を利用してジェットの周囲に二次空気を導入することにより，ジェットと周囲空気との間の急峻な剪断を弱め，発生騒音を低減することができる。一般に，外側の速度をジェット速度の約1/2にすると効果的であるが，外内ジェットの面積比が大きくなるほど外内ジェットの速度比は0.5より小さい所で最も効果的となる（図5.10）。二次空気の導入により5～10dB(A)の減音が可能と言える。

5.6　**バルブ騒音**[8][2]　バルブは流量制御あるいは圧力解放に用いられ，形態としても完全に閉じられたものと開かれたものがある。高圧で作動す

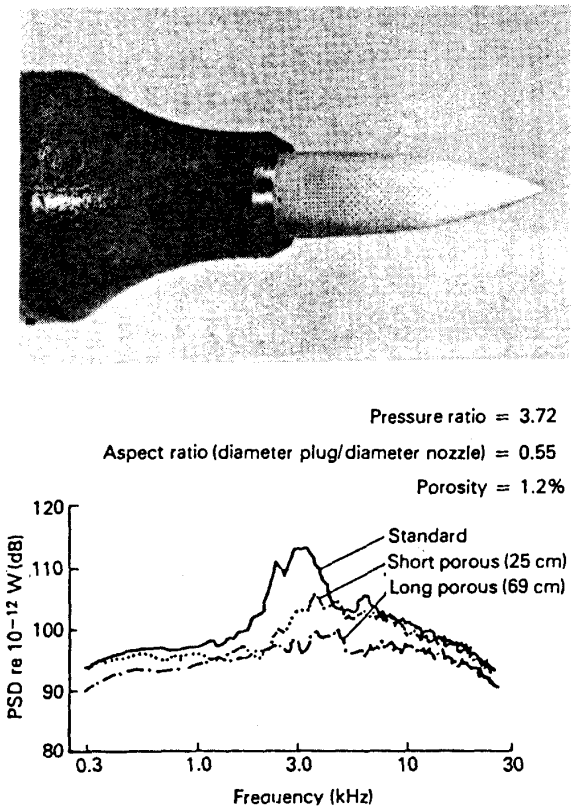


図5.9　多孔プラグノズルと消音効果

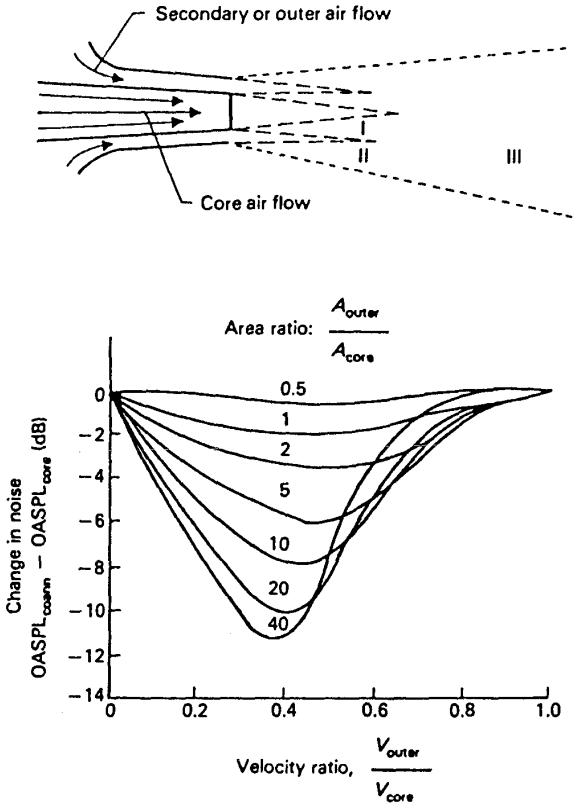


図5.10　二次空気導入による減音効果

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

る場合，弁部の絞られた部分で音速に達し，下流で膨張して超音速流となり衝撃波を発生する。大きな圧力低下に付随して発生する騒音のパワレベルは150dBにも達し得る（図5.11）。

亜臨界圧ではバルブ騒音は圧力低下に伴なう乱れが原因であり，ジェット騒音のようにオリフィス速度のほぼ8乗に比例して増大する。また最も強い騒音発生位置はバルブオリフィスから管径の3倍ほど下流とされている。しかし臨界圧を超え衝撃波が発生する場合には騒音パワに関して傾向的なことが言えない。管内に衝撃波変動や高次音響モード伝播のような強制力が存在するため，管の弾性振動が誘起され，管鳴りによる強い離数周波数のスペクトルが広帯域騒音に付加されることになるからである（図5.12）[8]。

バルブ騒音を低減する方法として，バルブ構造の変更やバルブに直列に消音器を挿入することの他に，管の透過損失を増すことが考えられる。

静かなバルブを実現するには，(a)圧力降下を多段階に分割し，各々は臨界圧力比を超えぬようにすること，(b)流れを長さ/直径比の大きい多数の通路を通すことにより摩擦・粘性損失を増すこと，の二つを組合わせる。この方法により15〜20dBの減音は可能であり，下流にディフューザを設けるとさらに効果的である。また，液体用のバルブでは絞り部でキャビテーションが発生し，騒音のみならず潰食も問題となる。これを防止するには多段減圧を用いるか，篭型オリフィスにより一つの直径上対向する孔を通る流れが衝突することで互いに勢いが殺がれるようにし，少くともキャビテーション流れがバルブプラグや弁座に当るのを回避すると良い。騒音も6dB程度下げることが可能となる。

消音器を挿入する場合，バルブより2〜3管径程度下流に置くのが最も効果的とされる。当然ながら，この間は厚手の管を用い十分に吸音材を巻いて外に音が漏れぬようにする必要がある。

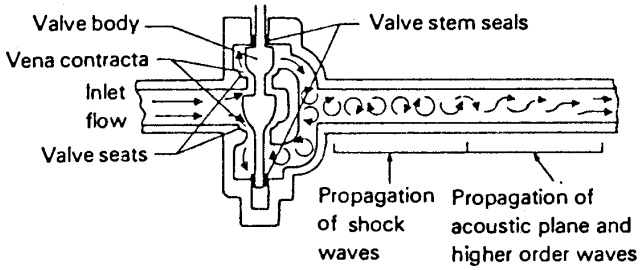


図5.11　バルブ騒音の発生と伝播

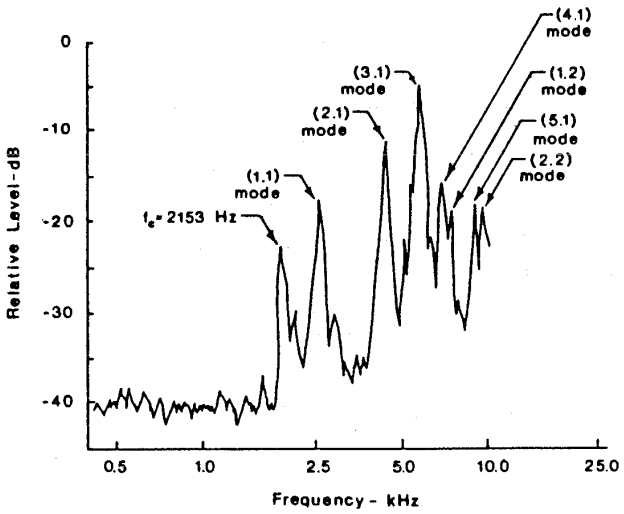


図5.12　バルブ下流管壁の加速度スペクトル

5.7　燃焼騒音[9][2]　燃焼騒音は乱れによる局所的な発熱量の変動により発生する広帯域周波数騒音で，スペクトルはおよそ400〜1000Hzにピークのある山形を呈している（図5.13）。遠距離場の音圧は燃焼によるガスの体積増加率の時間微分に比例し，この増加率は混合気の消費率に比例する。このことから，ピークの周波数は単位質量の燃料が反応する割合（温度上昇）によって決まり，当量比には依存するが大体は一定の値をとる。一方，乱れの構造はピーク周波数ではなく，騒音スペクトルの形に影響を及ぼす[9]。

空気過剰率の大きい缶型燃焼器の場合，騒音のパワレベルPWLは燃料流量をm_f，空気流量をm_aとしたとき

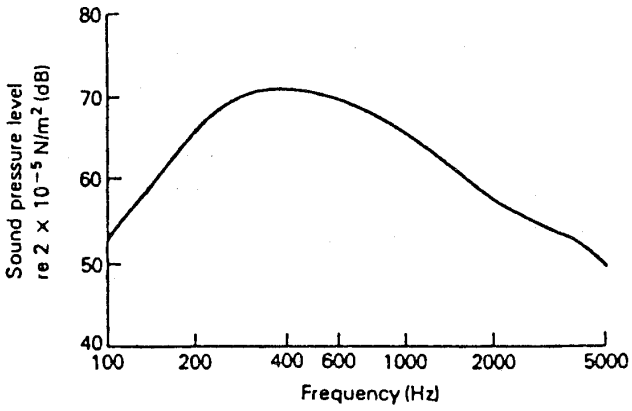


図5.13　燃焼騒音のスペクトル

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

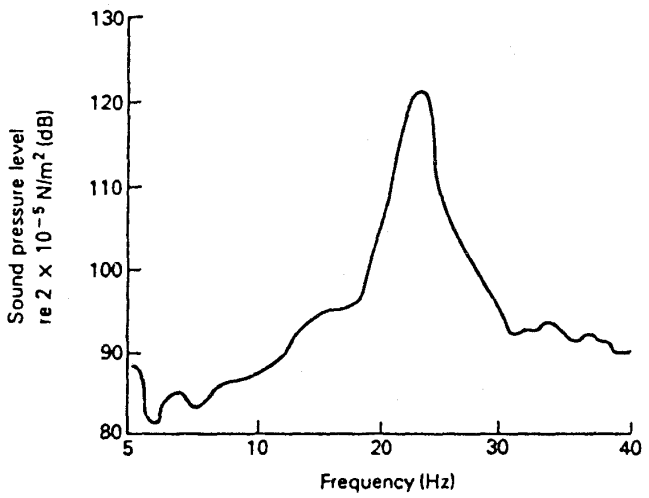


図 5.14　振動燃焼時の騒音スペクトル

$$PWL \propto m_f m_a^2 \qquad (5.9)$$

と表わされる。即ち，騒音レベルは発熱量変動と，乱れ強さの2乗に比例し，それぞれが m_f，m_a^2 に比例するものと考えるのである。したがって，騒音を下げるためには，燃焼性能は維持しつつ，過度な乱れを起こさないようにする必要がある。

条件に依っては振動燃焼が生じることがあり，燃焼器固有の離散周波数で高いレベルの騒音が発生する（図 5.14）。この種の騒音は強い乱れと共に構造物の振動を惹き起し，疲労破壊に至らせることから，確実に抑止する必要がある。抑止には固有周波数に調律された空洞共鳴器等が有効である。

6. 回転翼騒音

ターボ機械類の翼から発生する騒音は，そのスペクトルから離散周波数騒音と広帯域周波数騒音に分けられる。有限の体積をもち，定常な揚力や抗力の作用している翼が亜音速または超音速で回転することから離散周波数騒音が発生する。翼について見れば定常であっても，その翼が観測者に対して周期的な運動を行なうからである。また，回転翼に作用する揚力や抗力が周期的に変化させられたり，回転翼の作る非一様な流れが他の物体に当った場合にも離散周波数騒音が発生する。この場合，干渉と呼ばれる相互作用の概念が重要である。

6.1　二重反転プロペラの干渉音　回転翼の干渉の最も一般的な場合として，翼枚数がそれぞれ B，V の二つのロータが互いに逆方向に N_B，N_V（角速度 $\Omega_B = 2\pi N_B$，$\Omega_V = 2\pi N_V$）で回転している状況を考える。

まず枚数 V のロータ（V ロータと呼ぶ）に乗った観測者（その空間座標を θ_V とする）になりきろう。枚数 B のロータ（B ロータと呼ぶ）は相対角速度 $\Omega = \Omega_B + \Omega_V$ で回転するから，相対的な翼通過周波数は

$$f = \frac{B\Omega}{2\pi},\quad \omega = 2\pi f = B\Omega,\quad \Omega = \Omega_B + \Omega_V \qquad (6.1)$$

であり，時間的変化は高調波欠数を n として $e^{in\omega t}$ で表わされる。次に空間モードについて考える。V ロータの翼1枚（0番翼）と B ロータが干渉した結果生じる圧力場は

$$p^{(0)}(\theta_V, t) = \sum_n \sum_m A_{mn}^{(0)} e^{in\omega t - im\theta v},\quad m：整数 \qquad (6.2)$$

で表わされる。ここに $A_{mn}^{(0)}$ は0番翼との干渉で生じるモードの圧力振幅である。V ロータの V 枚の翼との干渉場は上記の翼1枚との干渉場の重ね合わせで得られるが，各翼の干渉は0番翼の干渉とは空間的・時間的にずれている点を考慮する必要がある。例えば第 q 番翼は空間的に $q\Delta\theta_V$，時間的に $q\Delta t$ だけずれている。ここに

$$\Delta\theta_V = \frac{2\pi}{V},\quad \Delta t = \frac{\Delta\theta_V}{\Omega}$$

従って，V 枚の翼との干渉による圧力場は

$$\begin{aligned} &p(\theta_V, t) \\ &= \sum_n \sum_m A_{mn}^{(0)} \sum_{q=0}^{V-1} e^{in\omega(t - q\Delta t) - im(\theta v - q\Delta\theta v)} \\ &= \sum_n \sum_m A_{mn}^{(0)} e^{in\omega t - im\theta v} \sum_{q=0}^{V-1} e^{-iq\frac{2\pi}{V}(nB - m)} \end{aligned} \qquad (6.3)$$

となる。上式右辺の q に関する和は $(nB - m)/V$ が整数のとき以外は0となる。換言すれば

$$m = nB - \ell V,\quad \ell：整数 \qquad (6.4)$$

で与えられるモードの外は完全に打消されることになり，V ロータに乗った観測者から眺めた干渉

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

の場は

$$p(\theta_V, t) = V \sum_n \sum_m A_{mn}^{(0)} e^{in\omega t - i(nB - \ell V)\theta_V} \tag{6.5}$$

で表わされる。

次に上記の圧力場を静止観測者（その空間座標をθとする）から見ると，

$$\theta_V = \theta + \Omega_V t$$

を代入して

$$p(\theta, t) = V \sum_n \sum_m A_{mn}^{(0)} e^{i(nB\Omega_B + \ell V\Omega_V)t - i(nB - \ell V)\theta} \tag{6.6}$$

が得られる。

通常の動静翼列干渉の場合は$\Omega_V = 0$と考えれば良いから，一つの第n高調周波数成分に対し，複数個のモード（ℓは任意整数ゆえ）が対応する。これに対し，二重反転翼列の場合は，各々の翼列の翼通過周波数及びその高調波成分の外に，それらを加算した周波数成分の音が発生すること，さらに，一つの周波数成分に対し一つの空間モードのみが対応することが特徴的である。各モードの回転角速度は$(nB\Omega_B + \ell V\Omega_V)/(nB - \ell V)$で与えられ，この速度が高くなるほど干渉音の波面がロータ面と平行に近づきモードとして放射効率が高くなる。

図6.1は11枚と9枚翼の逆回転プロペラ（回転数は同じ）の騒音スペクトルである[10]。BPF1，BPF2等の高調波は急激に小さくなって行く。これに対し干渉音の成分は高周波数になってもレベルが下っていない。前者の場合モードの回転数はロータの回転数に等しいが，後者の干渉音の場合，$BPF_1 + BPF_2$ではロータ回転数の10倍，$BPF_1 + 2BPF_2$では4.1倍，$2BPF_1 + BPF_2$および，$BPF_1 + 3BPF_2$では2.4倍となる。干渉音成分のレベルが高いのは，流体力学的な干渉の場の詳細に依存するのは勿論のことであるが，モードの放射効率の良さが関係しているのである。

6.2　ダクト内回転翼騒音　前節では一般化された干渉音を扱ったが，これを整理すると表6.1となる。ダクト内での動静翼干渉音の特徴の一つはダクト遮断現象にある。

平均半径がr_0で与えられるボス比の大きな二重円筒ダクト内での動静翼干渉音場は

$$p = \sum_m A_{mn} e^{i(\omega t - m\theta)} e^{\pm i\sqrt{\left(\frac{\omega r_0}{a}\right)^2 - m^2}\,\frac{x}{r_0}}$$
$$\omega = 2\pi nBN_B \tag{6.7}$$

で与えられる。ダクト軸x方向への音圧の変化は，根号内の正負により波動型から減衰型に移行する。その境界は表6.1を参照して，次のように得られる。

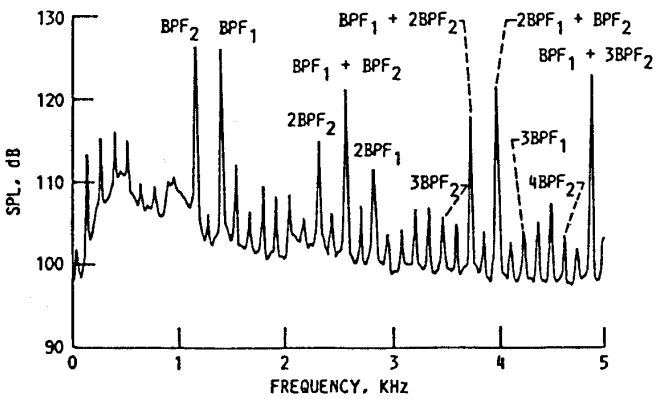


図6.1　二重反転プロペラの騒音スペクトル，翼枚数11枚と9枚，7530rpm

表6.1　回転翼による干渉モード

	発生音周波数	円周方向モードm	モード回転数	備　考
二重反転動翼	$nBN_B + \ell VN_V$	$nB - \ell V$	$\dfrac{nBN_B + \ell VN_V}{nB - \ell V}$	
動静翼干渉	nBN_B	$nB - \ell V$	$\dfrac{nBN_B}{nB - \ell V}$	$N_V = 0$
動翼のみ	nBN_B	nB	N_B	$V = 0$

B：第1動翼枚数，V：第2動翼または静翼枚数，n，ℓ：任意整数

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

$$\left(\frac{\omega r_0}{a}\right)^2 - n^2 = (nBM_B)^2\left(1 - \frac{1}{M_m{}^2}\right) \qquad (6.8)$$

ここにM_Bは動翼の周速マッハ数，M_mはモードの回転マッハ数である。即ちモードの回転周速が音速を超えるか否かにより，モードがダクト軸に沿って伝播するか減衰するかが決まる。これがモードのダクト遮断と呼ばれる現象であるが，表6.1から判るようにモードの数が大きいほど回転速度が低く，ダクト遮断され易い。一方，m＝0の平面波モードは周波数に依らずダクト遮断が起らない。動静翼列の翼枚数が同じときには平面波モードが生じる。逆に，静翼枚数が動翼枚数の2倍強に選ばれていると，動翼周速が亜音速である限り，少くとも翼通過周波数音（n＝1）はダクト遮断される。

高速の多段軸流圧縮機などでは，各段で発生する動静翼列干渉音の外に，それらの和差音が発生する。音波はダクトを伝播する過程で上流または下流の翼列を通過するが，音波が翼列を通過する際，翼列によって散乱される結果，元のモードとは違ったモードが新たに伝播することがある。このモードは通過する翼列の翼枚数をBとすると

$$m_\ell = m + \ell B \qquad \ell：整数 \qquad (6.9)$$

で与えられる[11]。静翼列通過による新たなモードの発生は額面通りで良いが，動翼列通過による新たなモードの発生は周波数の変換を意味する。即ち，fなる周波数の音波が動翼を通過して（6.9）式で与えられる新たなモードが生じたとすると，その周波数は

$$f_\ell = f + \ell BN_B \qquad (6.10)$$

として観測されるのである。図6.2はこのような現象が生じた場合のスペクトルの例である[12]。

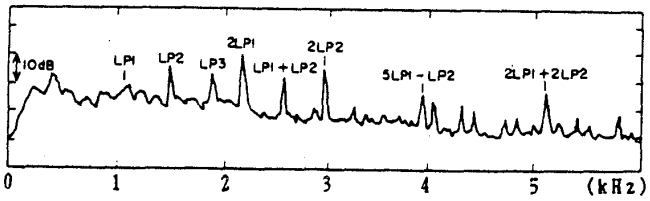


図6.2　多段軸流機械の和差音

動静翼の干渉は両者の距離が極端に近くなければ，上流翼の後流が相対的に回転する下流翼に当る後流干渉が主体となる。この干渉を弱めるには軸間距離をとる必要があり，およその傾向は図6.3で与えられる[2]。

6.3　広帯域周波数騒音　翼による広帯域周波数騒音は，低速のファンやヘリコプタロータ，発電用風車などで問題とされる。その発生原因は，(a)入口乱れと翼の干渉，(b)翼面境界層と後縁干渉，(c)翼端渦放出，(d)鈍い後縁からの渦放出などであり，相対的な関係は図6.4に代表される。

(a)入口乱れと翼の干渉　回転翼への流れが，物体の後流，ダクト境界層あるいは大気乱流等により乱れていると，翼に作用する空気力が変化し，広帯域周波数騒音が発生する。騒音スペクトルは当然乱れのスペクトルに支配されるが，大気

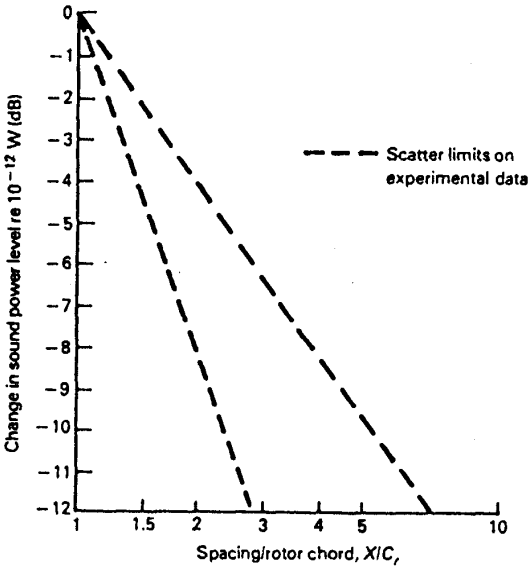


図6.3　軸間距離による動静翼干渉音の低下

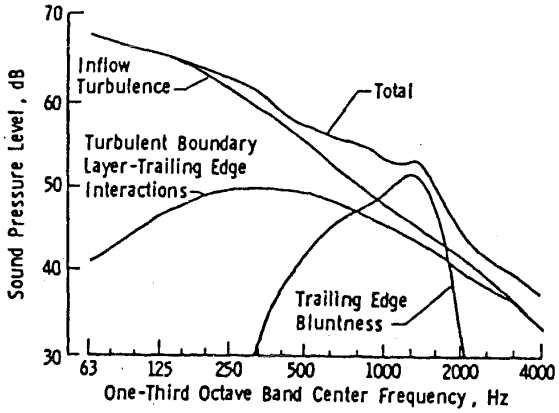


図6.4　回転翼の広帯域周波数騒音

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

乱流の場合図6.5のスペクトルモデルが用いられる[13](K：波数，Λ：乱れのスケールで高さhに対し経験的にΛ＝0.9h)。KarmanのスペクトルはDrydenのに対して高周波数領域でおよそ10dB程高くなっており，実験との相関では大スケールの乱れの場合に良くあてはまる。一方，Drydenのモデルは室内など乱れスケールの小さい場合に良く適合する。図6.6は風車による実験結果との比較を示しており，この場合Karmanのスペクトルモデルによる予測が適合している[13]。

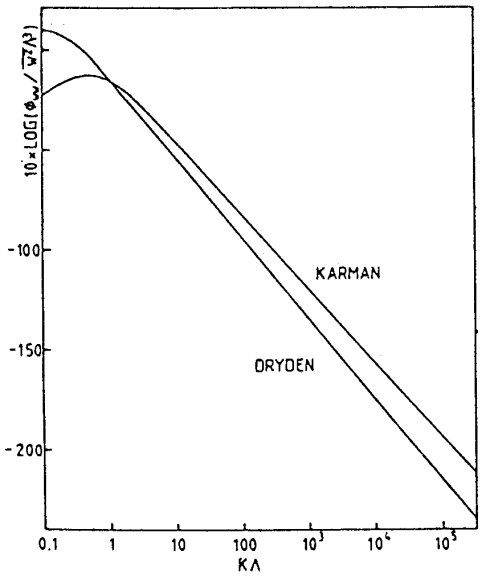


図6.5　大気乱流のスペクトルモデル

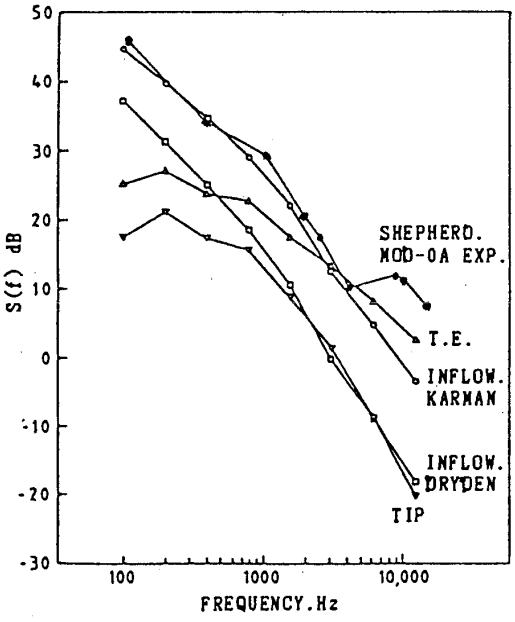


図6.6　風車の広帯域周波数騒音，実験（黒丸）と予測の比較

ここで注意すべき点は，乱れの等方性が必ずしも保たれない状況が多いことである。静止したファンに流れが吸込まれる場合，乱れ自身も軸方向に引き伸ばされる。このような乱れと干渉する回転翼は，翼通過周波数を中心とする狭い帯域の騒音を発生することになる。

(b)翼面境界層と後縁干渉　翼面境界層で発達した乱れが流されて翼後縁を過ぎるとき発生する騒音で，後縁騒音と呼ばれる。この騒音に対して，境界層内で観測される変動圧力の場が主流に運ばれて後縁を過ぎるとした解析モデルもあるが[14]，一般に後縁騒音に関しては，後縁におけるKuttaの条件の適否を含め不明確な要素が強い。

(c)翼端渦放出[13]　翼が局所的に剝離したり，翼端からの渦放出が強くなるとき発生する。翼端で巻き上がる渦は極めて乱れが強く，必然的に渦が位置する翼面上には大きな圧力変動が生じている。このような翼面圧力変動により直接放射される成分に，強い乱れが翼後縁と干渉して発生する成分が加わって翼端渦放出騒音を生む。当然予測されるようにこの騒音レベルは翼の負荷の増大と共に高くなる。

(d)鈍い後縁からの渦放出[14]　強度上の必要性から翼後縁が厚くなっているような場合，厚みに基くストローハル数が0.1〜0.25で周期的な渦放出が行われ，その結果誘起される揚力変動により特定の周波数帯域に騒音のピークを生じるようになる。音圧レベルは流速に対し，5.3〜6乗の指数で増大する。図6.7は後縁厚さによる周波数スペクトルの違いを示している[14]。

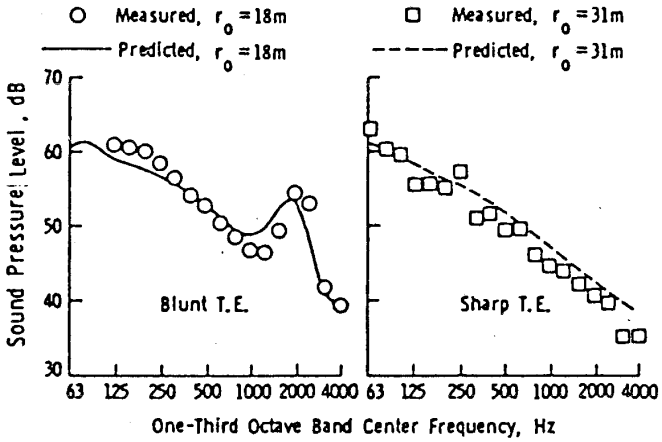


図6.7　翼後縁厚さによる騒音スペクトルの違い

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

文　献

(1) 梶，日本ガスタービン学会誌，14−55 (1986), 46.

(2) NASA SP−5108 (1981).

(3) Nagamatsu, H. T. etal., NASA SP−207 (1969), 17.

(4) Goldstein, M. E., Aeroacoustics, McGraw Hill (1976).

(5) Feiler, C. E. etal., NASA CP−2092 (1979), 85.

(6) Gutierrez, O. A., NASA CP−001 (1976), 471.

(7) Lee, R., NASA CP−001 (1976), 505.

(8) Reethof, G., Noise Con. Eng., 9−2 (1977), 74.

(9) Stenphenson, J. and Hassan, H. A., J. Sound Vib., 53−2 (1977), 283.

(10) Woodward, R. P., AIAA−87−2657 (1987).

(11) 梶・岡崎，日本機械学会論文集，35−273 (1969), 1008.

(12) Cumpsty, N. A., J. Sound Vib., 32−3 (1974), 383.

(13) George, A. R. and Chou, S. T., J. Air, 21−8 (1984), 583.

(14) Grosveld, F. W., J. Propulsion, 1−4 (1985), 292.

共　催

「第29回航空原動機に関する講演会」

日　　時　昭和64年2月21日(火)
講演申込締切　昭和63年10月7日(金)
会　　場　愛知県勤労会館

詳細は，日本航空宇宙学会（Tel 03−501−0463）へお問い合わせ下さい。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

文　献

(1) 梶，日本ガスタービン学会誌，14−55 (1986), 46.

(2) NASA SP−5108 (1981).

(3) Nagamatsu, H. T. etal., NASA SP−207 (1969), 17.

(4) Goldstein, M. E., Aeroacoustics, McGraw Hill (1976).

(5) Feiler, C. E. etal., NASA CP−2092 (1979), 85.

(6) Gutierrez, O. A., NASA CP−001 (1976), 471.

(7) Lee, R., NASA CP−001 (1976), 505.

(8) Reethof, G., Noise Con. Eng., 9−2 (1977), 74.

(9) Stenphenson, J. and Hassan, H. A., J. Sound Vib., 53−2 (1977), 283.

(10) Woodward, R. P., AIAA−87−2657 (1987).

(11) 梶・岡崎，日本機械学会論文集，35−273 (1969), 1008.

(12) Cumpsty, N. A., J. Sound Vib., 32−3 (1974), 383.

(13) George, A. R. and Chou, S. T., J. Air, 21−8 (1984), 583.

(14) Grosveld, F. W., J. Propulsion, 1−4 (1985), 292.

共　催

「第29回航空原動機に関する講演会」

日　　時　昭和64年2月21日(火)
講演申込締切　昭和63年10月7日(金)
会　　場　愛知県勤労会館

詳細は，日本航空宇宙学会（Tel 03−501−0463）へお問い合わせ下さい。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

技術論文

ガスタービン翼背面の膜冷却に関する実験的研究および全面膜冷却への応用の試み

同志社大学工学部　吉　川　進　三
同志社大学大学院　坂　口　勝　次

Coolant was injected from three holes on the center line of a suction surface of a gas turbine blade. The density ratio and mass flow ratio were changed in the ranges of 1～3 and 0.2～0.9 respectively. The film cooling effectiveness on the center line is mainly governed by the momentum ratio, and the optimum ratio is about 0.05～0.10. The empirical formula for the film cooling effectiveness on the center line was decided as the function of the dimensionless streamwise distance from the injection hole and the momentum ratio. The muximum and mean errors of this formula were 55.8% and 8.5% respectively. The normalized dimensionless spanwise distribution of the film cooling effectiveness agreed well with Gaussian error curve. By using the above results and the principle of superposition, one can predict the distribution of full coverage film cooling effectiveness on the suction surface under the optimum condition.

1. 諸　言

高温気流にさらされる物体の冷却法の最も有効な方法の一つである膜冷却は，比較的局所的な冷却方法であるので，物体表面に多数の吹出し孔を設けた，いわゆる全面膜冷却が注目されている。

先にガスタービン翼腹面の全面膜冷却について報告した[1]が，本研究では，ガスタービン翼背面の中心線上に，吹出し角60°の3個の単一吹出し孔を設け，吹出し質量比および密度比を変化させて吹出し，翼面上の膜冷却効率を求めた。さらに，重ね合わせ法を用いて，ガスタービン翼背面の全面膜冷却効率分布の推定を行なった結果を報告する。

2. 実験装置および実験方法

実験は図1に示す開放型常温低速風洞で行われた。測定域①に7枚の翼②を直線に配置した。その中央翼が供試翼である。

測定域断面積は200×900［mm²］である。翼列形状は，翼弦長 L＝168.8［mm］，節弦比 t/L＝0.7，入射角 i＝0°，食違い角 γ＝45°である。供試翼形状および吹出し孔形状を図2に示す。な

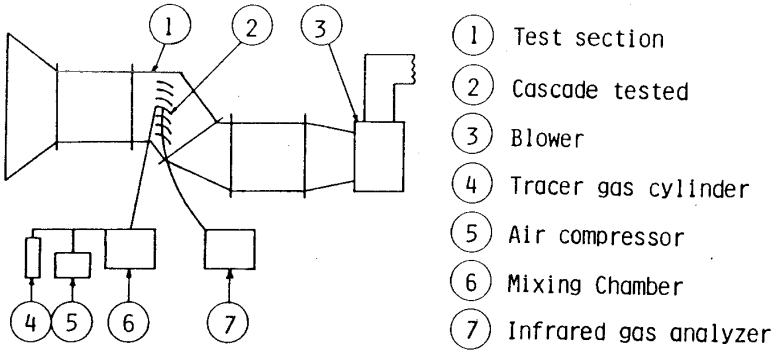


図1　実験装置概略

（昭和63年4月15日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

お，吹出し孔寸法は，2 b × s = 6 × 2 [mm²] であり，吹出し孔はスパン方向幅200[mm] の翼背面の中心線上に単一孔として X = 7，40 および 80 [mm] の位置にあけた。以下，No.1，No.2 および No.3 の孔と呼ぶことにする。ϕ0.5 [mm] の測定孔を翼中心線上 X_i/s = 2.5〜70 に 22 個（No.1 孔），19 個（No.2 孔）および 14 個（No.3 孔）あけた。スパン方向には X_i/s = 5〜65（10 間隔，7 個所）に Z 方向に 1 〜 3 [mm] のピッチで13〜17個あけた。吹出し孔から，フロン12または二酸化炭素を含む空気を吹出し，測定孔からポンプで混合ガスを連続的に採取し，赤外線分析計でその濃度を計測して，熱と物質移動の類推性を利用することにより次式で定義される膜冷却効率 η を求めた。

$$\eta = \frac{T_e - T_{aw}}{T_e - T_s} = \frac{(C_e - C_w)R}{C_w - C_s + (C_e - C_w)R} \quad (1)$$

翼弦長と翼列入口速度によるレイノルズ数を 1.2×10^5 (U_e = 11.1m/s) 一定とした。側壁上の境界層厚さは約 20 [mm] で，本実験が増速翼列であるため，この値は流れ方向にほぼ一定であった。翼面上の静圧分布を図 3 に示す。この結果から各吹出し点 No.1 〜 No.3 における境界層外端速度 U_1 はそれぞれ，U_1/U_e = 2.09, 2.36 および 2.80 と求められた。

吹出し質量比 M_1 ($=\rho_s U_s/\rho_e U_1$) は 0.2 〜0.9，密度比 R ($=\rho_s/\rho_e$) は1.0〜3.0の範囲で変化させ，吹出し角は全て I_a = 60° とした。また，結果の整理には，吹出し質量比 M_1 の他に，吹出し運動量比 I_1 ($=\rho_s U_s^2/\rho_e U_1^2$) および吹出し速度比 V_1 ($=U_s/U_1$) も用いた。これらの間には，$M_1 = RV_1$，$I_1 = M_1 V_1 = RV_1^2$ という関係がある。

3. 実験結果および考察

一例として，No.2の孔から R = 2.0で吹出した場合の，中心線上の膜冷却効率の流れ方向分布を図 4 に示す。図の下の横軸には，吹出し孔中心から翼面上に沿った距離 X_i を吹出し孔流れ方向幅 s（図 2 参照）で無次元化した X_i/s をとり，上の横軸には，前縁基準点から翼面上に沿った距離 X を翼弦長 L で無次元化した X / L をとって示した。参考のため，吹出し運動量比 I_1 も図中に示した。中心線上の膜冷却効率 η_c は吹出し孔から下流に向かって急激に減少しているのがわかる。

吹出し流はスパン方向にも拡散するので，本研究ではスパン方向の膜冷却効率 η の分布を測定し，η/η_c = 0.5 となるスパン方向位置，すなわ

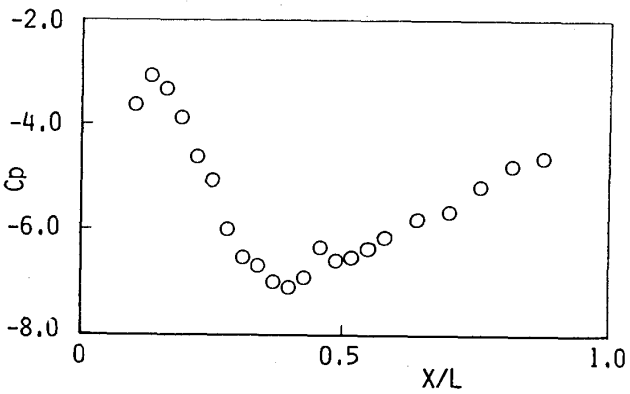


図 3　翼面上の圧力係数分布

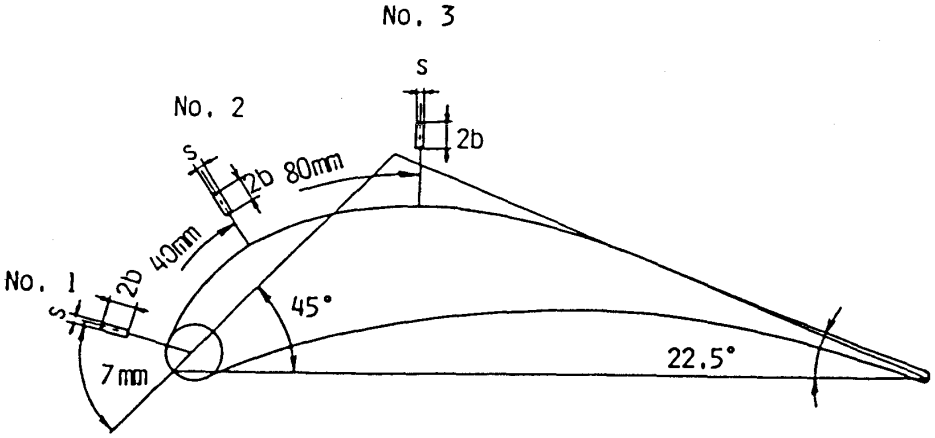


図 2　供試翼形状および吹出し孔位置

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

ち，半値幅 $Z_{1/2}$ を求めた。その一例として，No.2の孔から R＝1.0で吹出した場合の，スパン方向半値幅 $Z_{1/2}$ の分布を図5に示す。ここで，図の縦軸の $Z_{1/2}/b$ は，$Z_{1/2}$ を吹出し孔スパン方向幅の半分 b（図2参照）で無次元化したものである。スパン方向半値幅 $Z_{1/2}$ は流れ方向にほぼ単調に増加し，その増加率は，M_1（I_1）の増加とともに増加することがわかる。

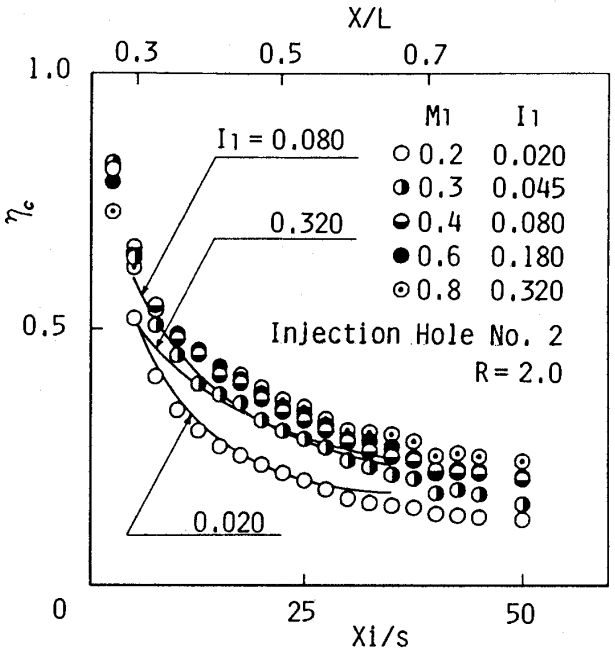


図4　中心線上の膜冷却効率の流れ方向分布

このようにして求めた半値幅 $Z_{1/2}$ で無次元化したスパン方向距離 $Z/Z_{1/2}$ を横軸に，η_c で正規化した膜冷却効率 η/η_c を縦軸にとった実験結果の中から，一例として No.2 の孔から R＝3.0 で吹出した場合の翼スパン方向の膜冷却効率分布を図6に示す。図中に実線で描かれた曲線は，発達した自由噴流の無次元分布とよく一致するといわれる，ガウスの誤差曲線[2]であり，次式で与えられる。

$$\eta/\eta_c = \exp\{-\ln 2\cdot(Z/Z_{1/2})^2\} \qquad (2)$$

図6より，実験点は，ガウスの誤差曲線上によくのっていることがわかる。

膜冷却効率は，吹出し流が境界層を貫通する程度によって影響されるので，吹出し質量比 M_1 よりも吹出し運動量比 I_1 に支配されるといわれている[3],[4]。腹面側において，吹出し位置および密度比に関係なく，中心線上の膜冷却効率は，吹出し運動量比および吹出し孔からの無次元距離のみの関数として表わされることを先に報告した[1]。したがって，本研究の背面側においてもこのことが予想される。種々の密度比で吹出した場合の中心線上の膜冷却効率 η_c と各吹出しパラメータ M_1，V_1，および I_1 の関係の一例を図7に示す。中心線上の膜冷却効率 η_c は，おもに吹出し運動量比 I_1 によって支配されることがわかる。No.1～ No.3 の孔から吹出した場合の，X_i/s

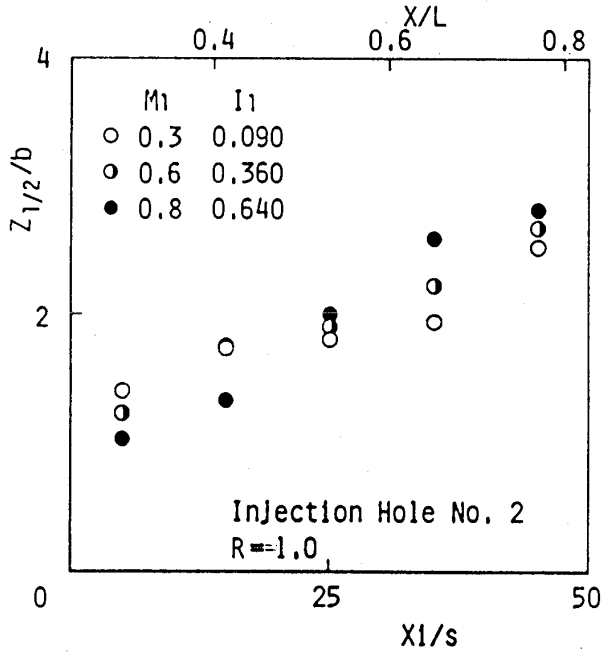


図5　スパン方向半値幅分布

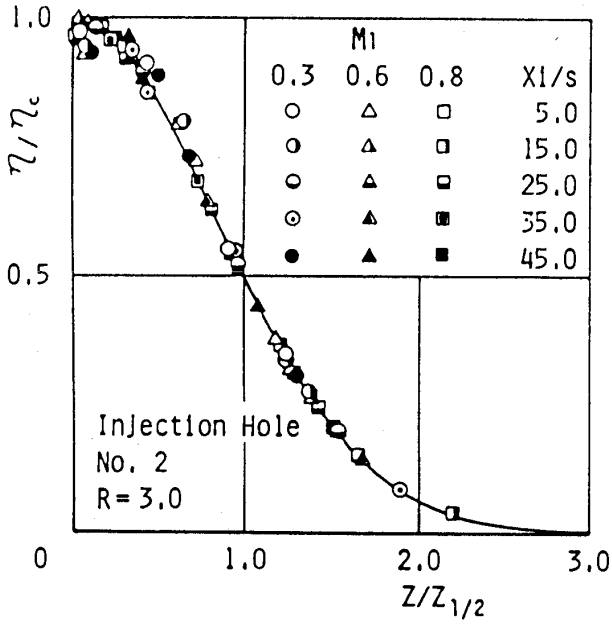


図6　膜冷却効率のスパン方向分布

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

＝5.0における吹出し運動量比I_1と中心線上の膜冷却効率η_cの関係を図8に示す。X_i/sの値が同じならば，吹出し位置および密度比が異なってもほぼ同一の曲線上にのることがわかる。図8の実験点分布は実験式として次式の形が適当であることを示唆している。

$$\eta_c = A I_1/(I_1+B)^c \quad (3)$$

ここで，係数A，BおよびCはX_i/sの関数であり，種々のX_i/sに対して最小自乗法で求めた。その結果を図9に示す。図9のA，BおよびCは$5 < X_i/s < 35$の範囲に対して次のように表わすことができる。

$$A = 1.10/(X_i/s+4.78)^{0.408} \quad (4)$$

$$B = -2.43\times10^{-5}\cdot(X_i/s)^2+9.11\times10^{-4}\cdot X_i/s+8.24\times10^{-3} \quad (5)$$

$$C = -5.52\times10^{-3}\cdot X_i/s+1.223 \quad (6)$$

図中の実線は，式(4)〜(6)を示す。式(3)〜(6)より，吹出し位置および密度比に関係なく，中心線上の膜冷却効率η_cは，吹出し運動量比I_1と吹出し孔からの無次元距離X_i/sのみの関数として表わすことができる。

本研究で行った300の実験結果について，上式の計算結果との比較を図10に示す。両者の一致はほぼ良好であるが，η_c/I_1の小さい領域でその差は大きく，(計算値−測定値)/測定値で誤差を定義すると，最大誤差は136.7％，平均誤差は

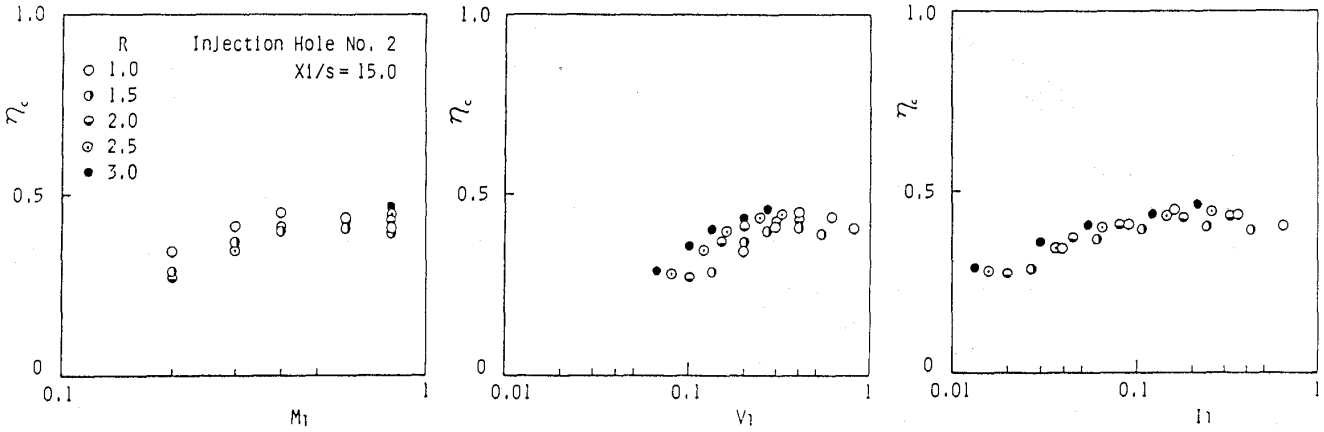


図7 中心線上の膜冷却効率におよぼす吹出し質量比，吹出し速度比および吹出し運動量比の影響

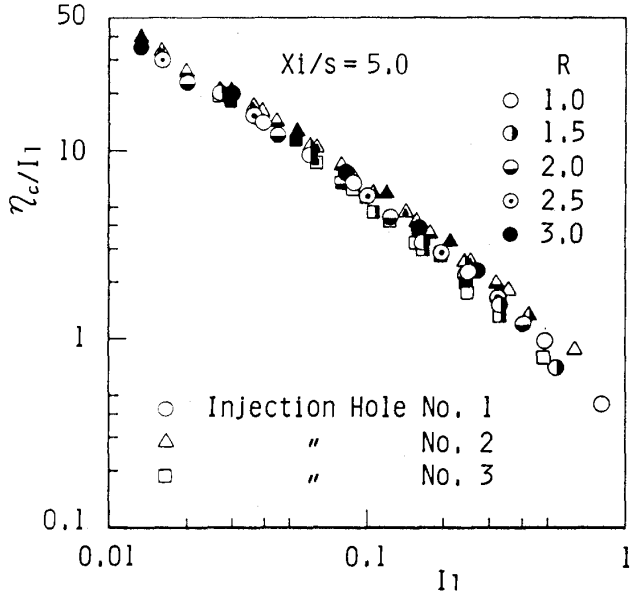


図8 中心線上の膜冷却効率と吹出し運動量比の関係

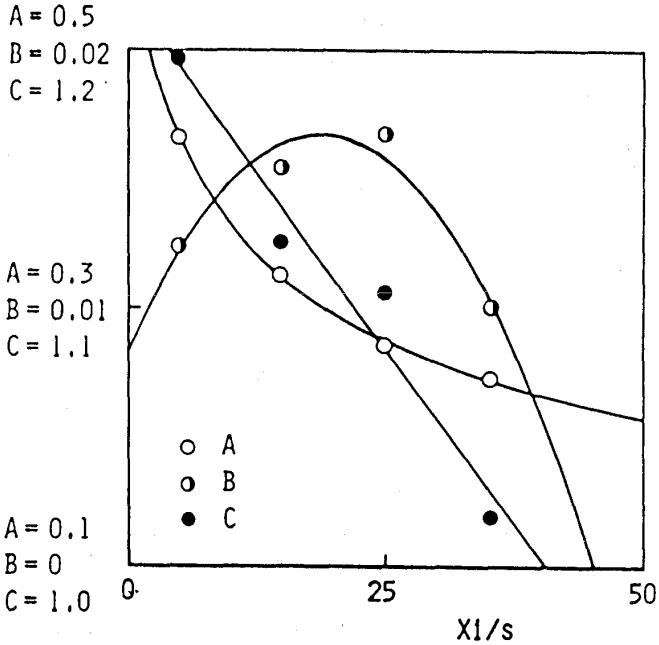


図9 係数A，BおよびCの流れ方向変化

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

11.3％である。

つぎに，式(3)〜(6)を用い，X_i/sとη_cの関係をI_1をパラメータにとった結果を図11に示す。吹出し孔直後では吹出し運動量比I_1が比較的小さい方が，吹出し流が主流によって曲げられて翼表面に沿いやすいために膜冷却効率は良好であるという，これまでに知られた傾向[6]と一致している。参考のために，計算結果を図4にI_1＝0.020，0.080および0.320について実線で示す。I_1＝0.020の計算値と測定値はよく一致しているが，他の場合，特にI_1＝0.320では計算値は測定値より低い。しかし，定性的には一致している。

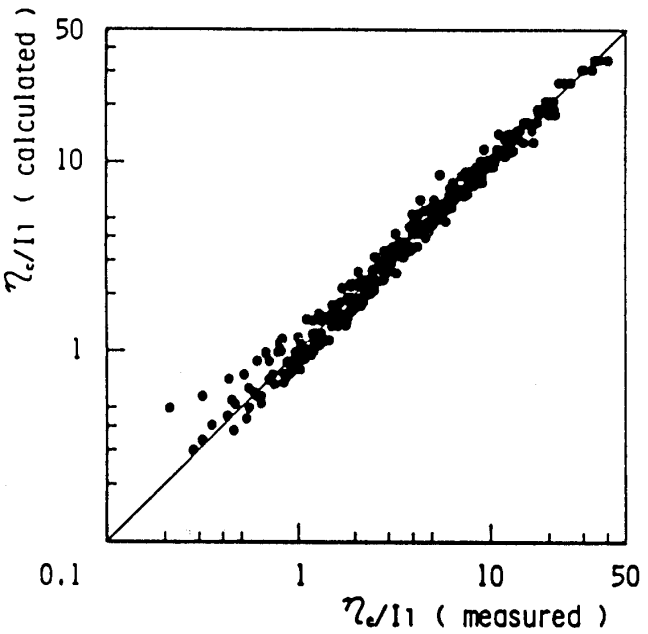


図10　中心線上の膜冷却効率の実験と計算結果の比較

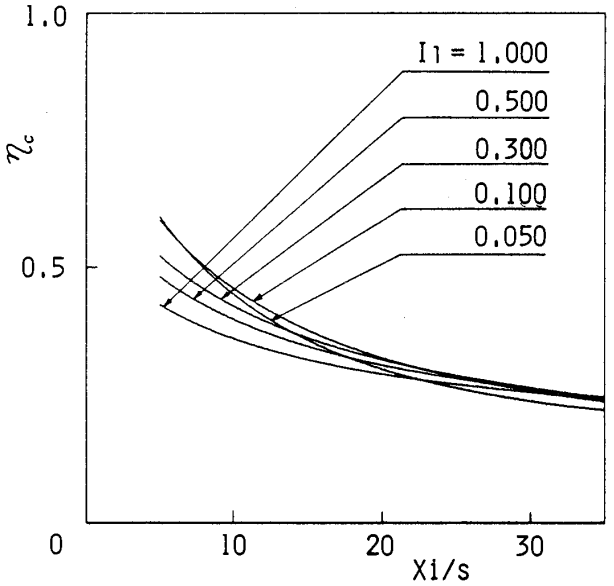


図11　中心線上の膜冷却効率の流れ方向分布（計算）

つぎに，スパン方向に関して，腹面測では，スパン方向半値幅$Z_{1/2}$の下流方向への増加率は，吹出し角が一定であれば吹出し位置が変化してもほぼ一定である[5]ということを考慮に入れ，本研究においても，$Z_{1/2}$の増加率が一定であることを仮定して，η_cの場合と同じようにNo.1〜No.3の孔に関して，スパン方向半値幅$Z_{1/2}$を吹出し運動量比I_1で表わすことを試みる。

No.1〜No.3の孔から吹出した場合の，X_i/s＝5.0における吹出し運動量比I_1と$Z_{1/2}/b$の関係を，図12に示す。図よりX_i/sの値が同じならば，吹出し位置および密度比が異なってもほぼ同一の曲線上にのることがわかる。これらの実験点を表わす実験式として次式を採用する。

$$Z_{1/2}/b = A I_1/(I_1+B)^c \qquad (7)$$

ここで，係数A，BおよびCはX_i/sの関数であり，種々のX_i/sに対して最小自乗法で求めた。その結果を図13に示す。図13のA，BおよびCは$5 < X_i/s < 35$の範囲に対して次のように表わすことができる。

$$A = 4.69\times10^{-2}\cdot X_i/s + 0.826 \qquad (8)$$

$$B = -3.89\times10^{-5}\cdot X_i/s + 2.14\times10^{-3} \qquad (9)$$

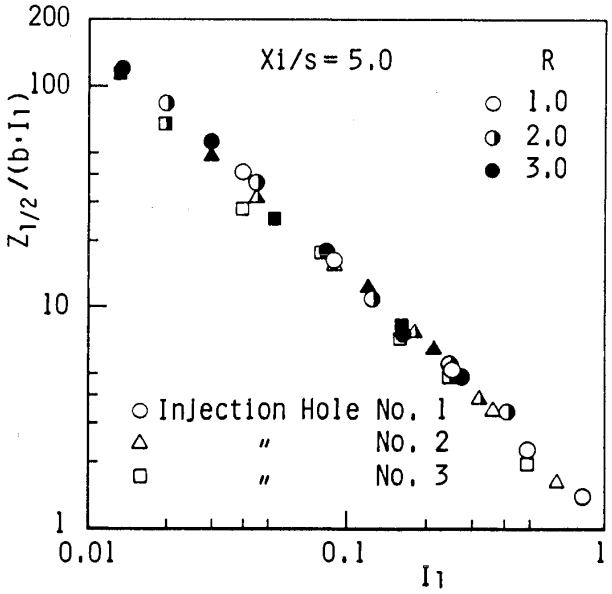


図12　スパン方向半値幅と吹出し運動量比の関係

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

$$C = 1.269/(X_i/s + 0.82)^{0.0703} \quad (10)$$

図中の実線は，式(8)～(10)を示す。式(7)～(10)より，吹出し位置および密度比に関係なく，$Z_{1/2}/b$は，中心線上の膜冷却効率η_cと同様に吹出し運動量比I_1と吹出し孔からの無次元距離X_i/sのみの関数として表わすことができる。

本研究において行った156の実験結果について，上式の計算結果との比較を図14に示す。両者の一致はほぼ良好であるが，$Z_{1/2}/(b \cdot I_1)$の小さい領域でその差は大きく，η_c/I_1と同様に誤差を定義すると，最大誤差は86.2%，平均誤差は11.2%である。

つぎに，式(7)～(10)を用い，X_i/sと$Z_{1/2}$の関係をI_1をパラメータにとって図15に示す。図より，$Z_{1/2}$はX_i/sとともにほぼ直線的に増加するが，その増加率はI_1とともに増大することがわかる。

本実験技術上の制約から，翼表面上のスパン方向濃度分布の測定は，$X/L > 0.65$においては困難であった。したがって，$X/L > 0.65$におけるスパン方向膜冷却効率分布を予測することはできないが，$X/L < 0.65$においては，中心線上の膜冷却効率の値を知れば，翼面上の膜冷却効率を求めることができる。

中心線上の膜冷却効率η_cおよびスパン方向半値幅$Z_{1/2}$が，上に述べたように，吹出し孔からの無次元距離X_i/sと吹出し運動量比I_1のみの関数として求められた。これら実験式とガウスの誤差曲線式を用いて，翼面にあけられた吹出し孔から下流における膜冷却効率分布を予測することができる。

翼全面にわたって一定値以上の膜冷却効率を保つためには，吹出し孔からある程度下流の位置に再び吹出し孔を設けた，いわゆる全面膜冷却を行う必要がある。この観点から，上式を用い，吹出

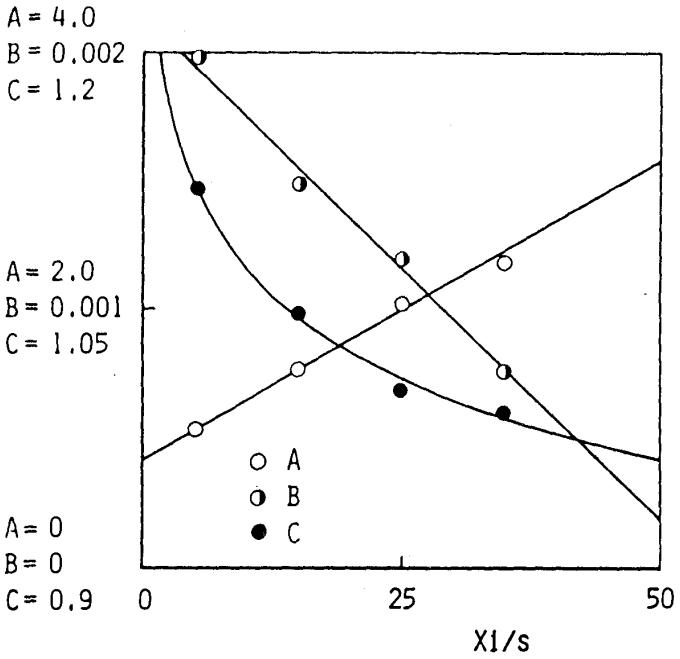


図13 係数A，BおよびCの流れ方向変化

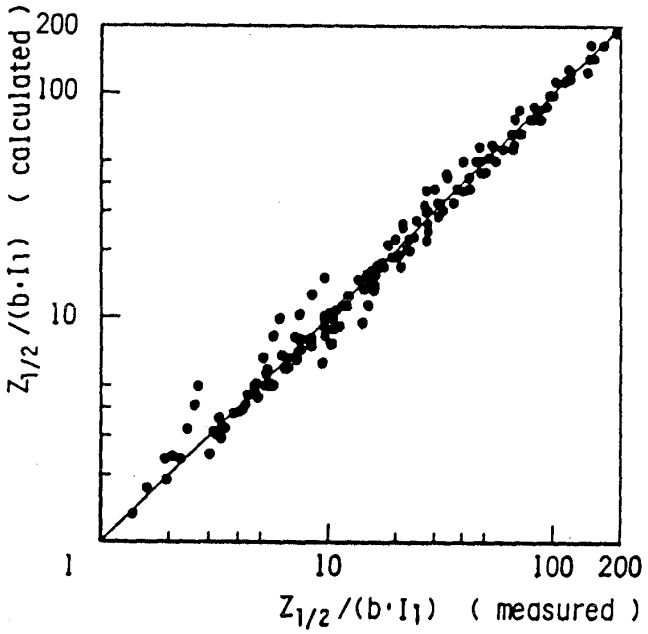


図14 スパン方向半値幅の実験と計算結果の比較

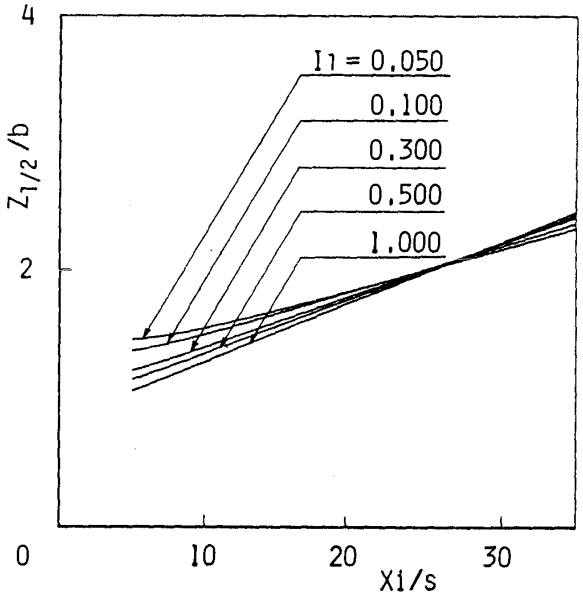


図15 スパン方向半値幅の流れ方向分布（計算）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

し孔から一定距離下流域における平均中心線膜冷却効率$\overline{\eta}_c$を計算した。その結果を，横軸に吹出し運動量比I_1，助変数に領域の下限$(X_i/s)_l$をとり図16に示す。助変数の領域が大きくなると，$\overline{\eta}_c$が最大値をとるI_1の値は大きい方へ移行することがわかるが，図から，吹出し位置および密度比に関係なく，最適吹出し運動量比は0.05〜0.10程度であることがわかる。

これまでに得られた結果を用い，効果的な全面膜冷却方法について考察する。

一例として，平均中心線膜冷却効率$\overline{\eta}_c > 0.5$を得るために，図16より，$X_i/s = 20$ごとに吹出しを行うとすると，$0.055 < I_1 < 0.12$の範囲の吹出しを行えばよいことがわかる。しかし，$I_1 = 0.07$で$\overline{\eta}_c$は最大値をとるので，式(3)〜(6)に$I_1 = 0.07$，$X_i/s = 0$および20を代入すると

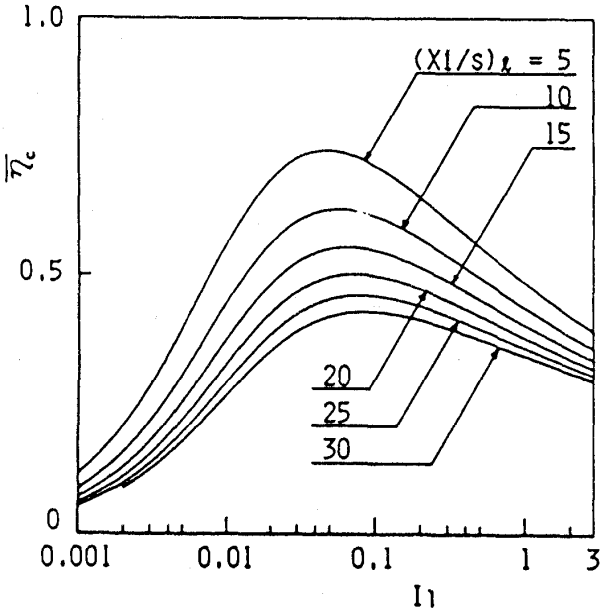


図16 平均中心線膜冷却効率と吹出し運動量比の関係

$\eta_c = 0.92$および0.31を得る。すなわち，$X_i/s = 0$で$\eta_c = 0.92$，$X_i/s = 20$で$\eta_c = 0.31$となり，$0 < X_i/s < 20$の区間の平均値が$\overline{\eta}_c = 0.5$となることがわかる。したがって，この区間においては$\eta_c/I_1 > 4.4$となる。期待する平均中心線膜冷却効率を0.5以上とすれば，η_c/I_1の値もさらに大きくなる。

以上のことを考慮すると，図10において，$\eta_c/I_1 < 1.0$で特に実験結果と計算結果の差が大きかったが，この領域での誤差は実用上重要ではない。$\eta_c/I_1 > 4.4$の範囲に限って計算結果と実験結果を比較すると，その最大誤差は55.8%，平均誤差は8.5%となる。実用上は，これが本研究の実験式の誤差と考えることができる。

翼面全体にわたってある程度以上の膜冷却効率を保つには，翼面上に複数個吹出し孔を設ける全面膜冷却が要求される。Sellers[6]は下流域の膜冷却効率は上流にあるn個の孔からの吹出しによる膜冷却効率の重ね合わせによって求められ，次式のように表わされるとした。

$$\eta = \sum_{i=1}^{n} \eta_i \prod_{j=0}^{i-1} (1 - \eta_j), \quad \eta_0 = 0 \tag{11}$$

その結果は実験結果とよく一致することが知られている[7],[8]。

以上の結果を用い，最適吹出し運動量比として$I_1 = 0.07$のもとで，No.1〜No.3の位置に，$Z/b = 2$のピッチで，千鳥配列にあけられた孔から吹出した場合の等膜冷却効率線分布を式(11)を用いて計算した結果の一例を図17に示す。図の枠外の矢印は吹出し位置を示す。

本研究ではNo.1〜No.3の吹出し孔は別の翼にあけてあるので，図17の結果を実験結果と比較することはできないが，重ね合わせ法が成立するならば，この方法で全面膜冷却効率分布を推定する

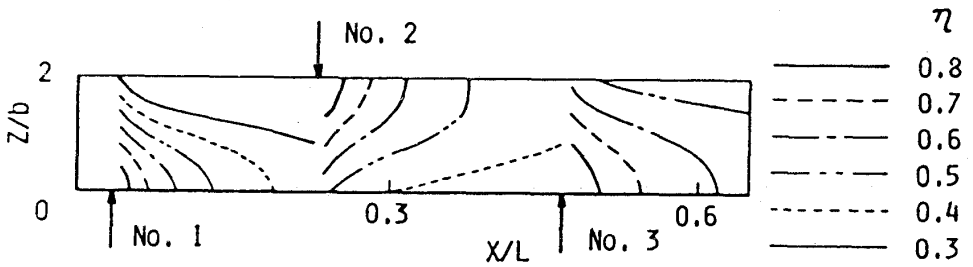


図17 等膜冷却効率線（No.1〜No.3孔吹出し，$I_1 = 0.07$）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

ことはできると思われる。

4. 結 言

ガスタービン翼背面の中心線上の3箇所に吹出し角$I_a=60°$の単一孔をあけ，密度比および吹出し質量比を変化させて吹出し，熱と物質移動の類推性を利用して，翼面上の膜冷却効率を求め，つぎのことを知り得た。

(1) 中心線上の膜冷却効率η_cに最も支配的な吹出しパラメータは，吹出し点における境界層外端速度U_lを用いて定義した吹出し運動量比I_lである。

(2) 膜冷却効率のスパン方向半値幅$Z_{1/2}$は，流れ方向に単調に増加し，その増加率は，吹出し運動量比I_lの増加とともに増加する。

(3) 中心線上の膜冷却効率η_cで正規化したスパン方向の膜冷却効率η/η_cとスパン方向の半値幅$Z_{1/2}$で無次元化したスパン方向距離$Z/Z_{1/2}$の関係はガウスの誤差曲線とよく一致する。

(4) 中心線上の膜冷却効率η_cおよび膜冷却効率のスパン方向半値幅$Z_{1/2}/b$は無次元距離X_i/sと吹出し運動量比I_lのみの関数で近似される。

(5) 本研究で使用した翼列においては，吹出し位置，密度比に関係なく，最適吹出し運動量比は0.05〜0.10程度である。

(6) 重ね合わせ法が成立するならば，以上の結果と重ね合わせ法より，任意の配列の吹出し孔から最適条件で吹出した場合の膜冷却効率分布を推定することができる。

5. 記 号

A，B，C：実験式係数（式(3)および式(7)参照）
C ：濃度
b ：吹出し孔スパン方向幅の半分（図2参照）
C_p：圧力係数
I_l：吹出し運動量比（$=\rho_s U_s^2/\rho_e U_l^2$）
I_a：吹出し角
i ：入射角
L ：翼弦長
M_l：吹出し質量比（$=\rho_s U_s/\rho_e U_l$）
R ：密度比（$=\rho_s/\rho_e$）
s ：吹出し孔流れ方向幅（図2参照）
T ：温度
t ：翼列ピッチ
V_l：吹出し速度比（$=U_s/U_l$）
U ：速度
X ：前縁基準点から翼表面に沿って流れ方向に測った距離
X_i：吹出し孔中心から翼表面に沿って流れ方向に測った距離
Z ：中心線からスパン方向に測った距離（スパン方向距離）
$Z_{1/2}$：中心線から$\eta/\eta_c=0.5$となるスパン方向距離（スパン方向半値幅）
γ ：食違い角
η ：膜冷却効率
$\overline{\eta}$ ：平均膜冷却効率
ρ ：密度

添 字

aw：断面壁 c：中心線上 e：翼列入口
w：表面 s：吹出し流 l：速度境界層外端

6. 参考文献

(1) 吉川・坂口，機講論（関西支部），No.884−2，(昭63−3)，13.

(2) Rotta, J. C., 大路通雄訳，乱流，(1975)，198，岩波書店

(3) Abramovich, G. N., "The Theory of Turbulent Jets", (1963), 541, M. I. T. Press.

(4) 吉川・尾崎，機論，53−490，B（昭和62−2），1832.

(5) Yang, W. -J., "Heat Transfer and Fluid Flow in Rotating Machinery", (1986), 27, Hemisphere.

(6) Sellers, J. P., AIAA J., Vol.1, No.9, (1963−9), 2154.

(7) Muska, J. F., 他2名，Trans. ASME, Ser.-A, Vol.98, No.4, (1976), 30.

(8) Sasaki, M., 他3名，Trans. ASME, J. Eng. Power, Vol.101, No.1, (1979), 101.

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

研究だより

日産自動車㈱中央研究所

日産自動車㈱　佐々木　正　史

1. 概　要

中央研究所は，車両研究所，動力機構研究所，電子研究所，材料研究所の4つの研究所に試作部を加えた構成であり，ガスタービンは動力機構研究所第2研究室，電子研究所第1研究室，材料研究所第1研究室，試作部などが共同で研究開発を行っている。

2. ガスタービン開発の歴史

車両用ガスタービン

ガスタービンの車両用原動機としてのポテンシャルを明らかにするために，出力270 psのYTP 12型2軸再生式ガスタービン（図1）を大型バスに搭載，昭和51年に運輸省認可を取得して各種路上走行実験を実施した。図2の4号車は現在も稼働中である。

周知のようにガスタービンの燃費は部分負荷時に悪化し，再生器（リジェネレータ）を装着しても満足な燃費性能とはなり難い。特に部分負荷運転を主体とする乗用車においては，この部分負荷時の燃料経済性に対するブレイクスルーがないと実用化は覚束ない。そこで，サイクル最高温度を1350℃とした無冷却の出力100 PSセラミックガスタービン（図3）の開発を昭和53年より開始した。その主な課題はセラミック材料の適用であり，特にセラミックタービンロータの開発は，途上セラミック・ターボチャージャという形でのスピンオフは見た（図4）ものの，ガスタービン用としては今もなお完成されていない。

発電機用ガスタービン

上記YTP12型エンジン技術を応用して昭和51年より2軸非再生式のYTG 11（300 PS），YTG

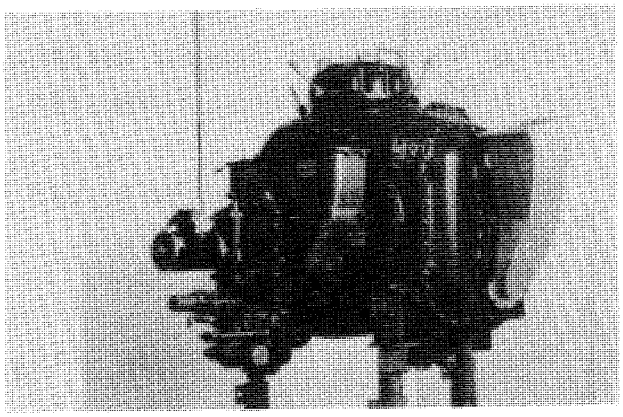


図1　車両用2軸再生式エンジンYTP 12（270 PS）

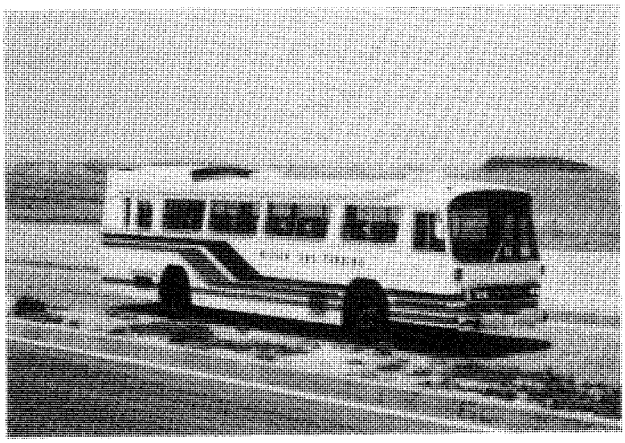


図2　YTP 12搭載のガスタービンバス（4号車）

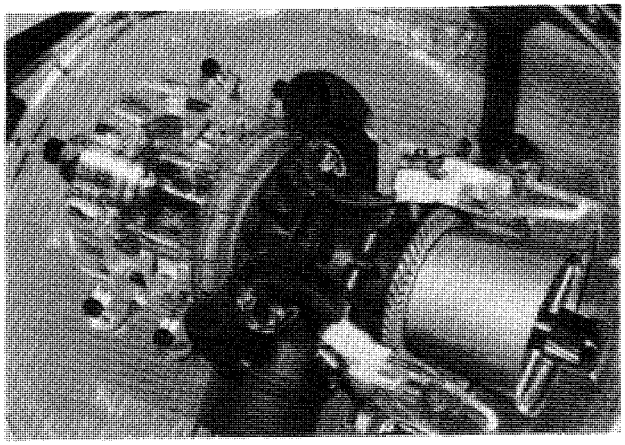


図3　乗用車用セラミックガスタービン（100 PS）

（昭和63年7月20原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

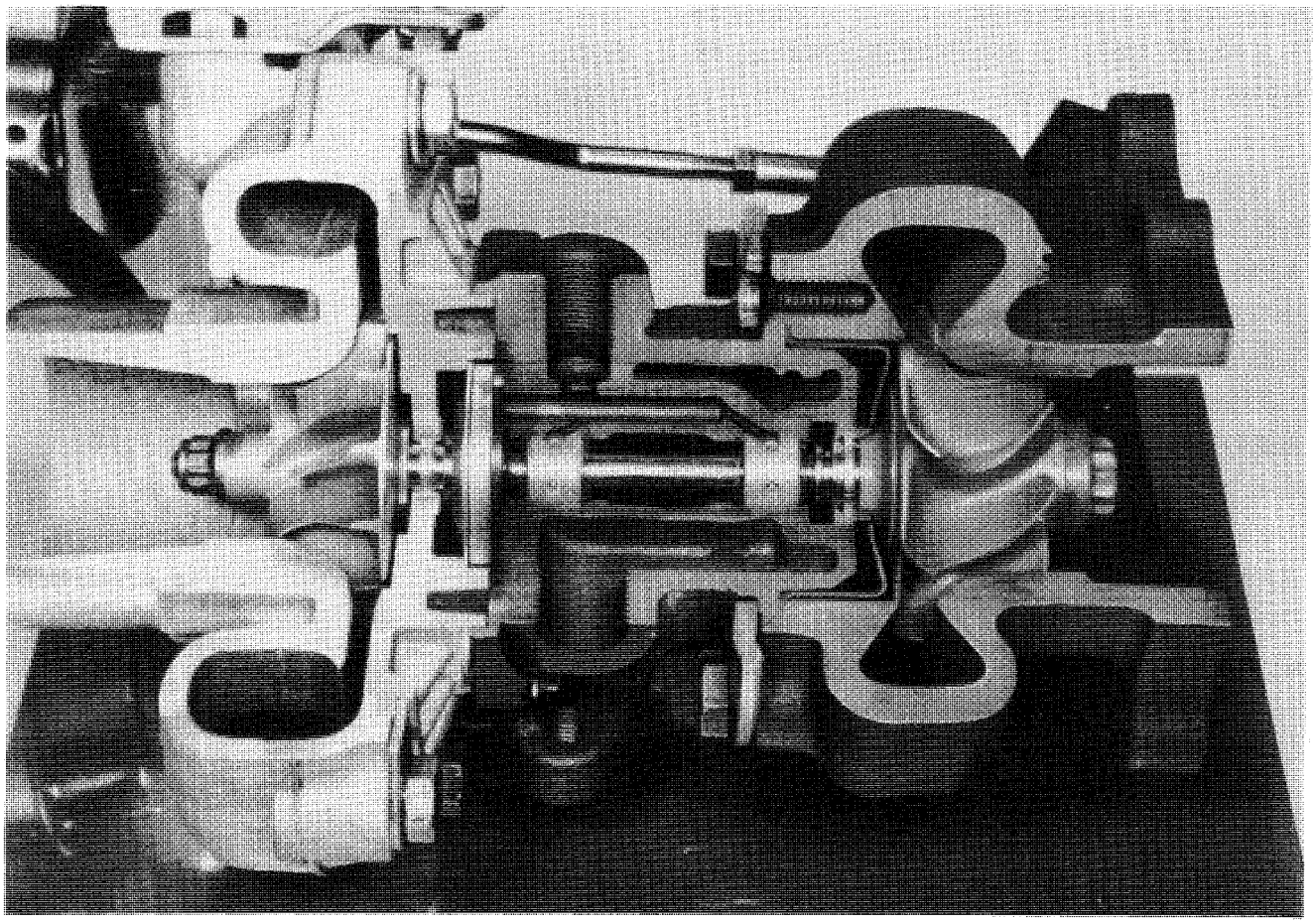


図 4

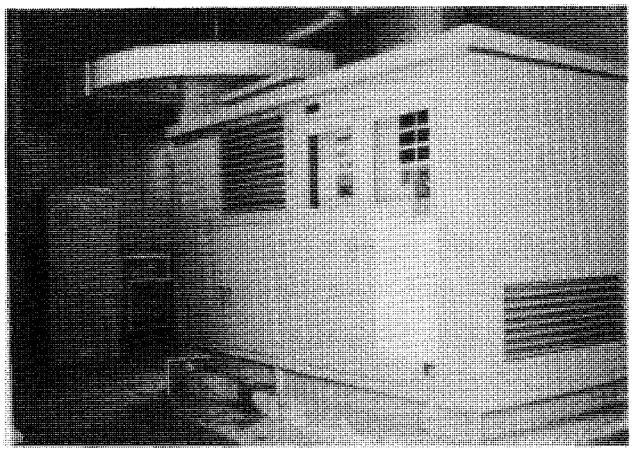


図 5　追浜工場の即時長時間形非常用発電装置（240KW）

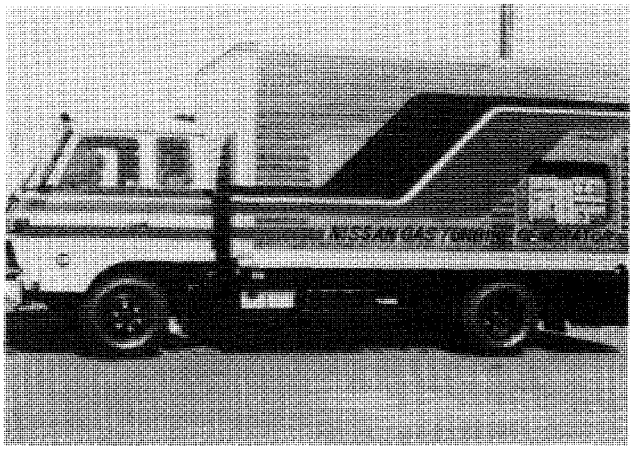


図 6　電源車（180KW）

12（360 PS）エンジンを開発，昭和52年には非常用自家発電装置として，ガスタービンでは我国初の「即時長時間形」形式認定を受けている。これらの発電装置は当社の6事業所に設置され，いずれも現在稼働中である。図5は当社追浜工場に設置されている発電装置である。また図6のような電源車の開発も実施した。

3. 研究概要

当社のガスタービンは常に圧縮機，タービン，燃焼器，熱交換器，軸系などのコンポーネントに対して単体性能実験を実施し，予測性能と対比させると共にエンジン内で実際に所定の性能を発揮しているかどうかをチェックしながら開発を進めている。セラミックガスタービンにおいては以下

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

に述べるような課題が山積しており，一層の開発努力が必要である。これらの諸問題を解決し，機関効率を飛躍的に高めたコアエンジンを実現するために，我が国でも本年度より国のプロジェクトとしてフィージビリティ・スタディが開始された。当社もこのプロジェクトに積極的に参加し，乗用車用原動機として画期的なセラミックガスタービンの実現に力を注いでいく考えである。

主な開発課題と研究内容

圧縮機； 乗用車のように部分負荷中心かつ加減速の頻繁な運転を行っても広い範囲で十分高い効率を維持し，また急加速時にサージに突入することのない途裕のある圧縮機の開発が必要である。具体的には可変入口案内翼（VIGT）付き高効率及びワイドレンジ単段ラジアル圧縮機の開発に取組んでいる。

タービン； 高温化に伴って空気流両が小さくなると相対的にティップクリアランスの影響が重大さを増す。圧縮機同様広い作動域で高い効率を維持しなければならない。特にセラミック化に伴う低応力化，FDO対策，成形性などから要求される形状と空力性能との厳しいトレードオフが必要となる。具体的には，

○ラジアルタービンおよび可変ノズル（VN）付軸流タービンの高効率化

○中間ダクトの損失低減

などに取組んでいる。

燃焼器； モード運転に対する排気ガス規制値を満足するために，過渡を含む広い作動範囲で有害排出物レベルを低く保つ必要がある。これまで多種燃料性調査のため，セラミック2段燃焼器で重油を燃焼させる試みも実施して来たが，今後は予蒸発予混合燃焼を中心に開発を進める。均一希薄予混合気による低NO_Xのポテンシャル評価や蒸発管性能の評価に取組んでいる。

熱交換器； 部分負荷燃費向上のために不可欠なコンポーネントである反面，漏れによるエンジン性能低下の主要因ともなりかねない。現在は回転蓄熱式熱交換器（リジェネレータ）のみを開発している。高温摺動シールからの漏れを低減するため，ハウジングの熱変形を吸収するフォイル結合式のシールを開発すると共に高温摺動材の評価を実施している。また熱交換器コアに流入する空気や燃焼ガスの流れをコントロールして温度効率の向上を図っている。

セラミック適用；材料開発がその主要な役割を担っているが，同時に低応力化など設計面での改善が併行しないと有効な進歩に結びつかない。特にキーとなるのはタービンロータのセラミック化であり，材料および製品の評価技術を開発することから始めざるを得ない。具体的には，

○真空中コールドスピンテスト　ピュアな条件下で応力計算から推定されるバースト回転数や破壊起点と実体との差違を知る。

○ホットスピンテスト　熱応力の影響評価，静疲労破壊挙動の予測値との差違を調べる。

○プルーフテスト　信頼性保証を行う。

○異物衝突テスト　1個の小球を打ち込んで耐FODクライテリアを見出す。

などであり，また非破壊検査法（超音波ホログラフィ，マイクロフォーカスX線など）の実力評価にも力を注いでいる。

静止パーツも同様に，テストピースデータからの破壊推定値と実体との差違を明らかにする手法を開発することから取組んでいる。

4. あとがき

オイルショック，排気規制など，大きな障害が立ち塞がる度にそれを乗り越えて来たレシプロエンジンには特筆すべきものがある。乗用車市場においてこれらのつわものエンジンの一角をガスタービンが占めるようになるには，数多くの並大抵でない困難を突破してゆかなければならない。このような長期的な研究開発においては，ともすると進捗の著しいアンバランスや，詰めの甘さなどが生じがちである。本会の先輩諸氏の御指導を賜わり，一日も早くセラミック・ガスタービン乗用車を広く公道に普及させたいものである。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

見聞記

1988 ASME 国際ガスタービン会議 アムステルダム大会

1. 1988 ASME TURBO EXPO-Land, Sea & Air 第33回 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition June 5－9, 1988 に参加して

日本工業技術振興協会　今　井　兼一郎

この表題を見ただけでも四年前に同じオランダ Amsterdam で開かれた International Gas Turbine Conference and Exhibit と可成り変っているのに気付かれると思う。

主催者が同じ ASME のなかではあるが Gas Turbine Division から一層独立性の強い International Gas Turbine Institute となり今回は昨今 Session 数，論文数も減りがちな Aero Engine の活性化に力を入れている。さらには SST，HST や Space Plane 用推進機関として Air Breathing Engine の成否がその運命を握っている。工業用ガスタービンは欧米各国で Cogeneration の要素として極めて有望となりつつある。このために一時はマーケットから撤退を考え，或いは消極的であった工業用ガスタービンメーカーも復帰を策して展示場の面積を広げている。さらにはこの Congress と別に昨年から Cogeneration の Symposium を同じ主催者が開き，此の秋に昨年と同じスイスの Montreux で開催される。

四年前とは異なり Gas Turbine は艦船用，戦車，軍用輸送車用に定着して，次時代 Gas Turbine の在り方を考えなくてはならないところに来ている。

このような情勢が TURBO EXPO-Land，Sea & Air といわせ，Aeroengine を加え Conference でなく Congress と言わせているのではなかろうか。

筆者は1983年の Phoenix 以来この会議に出席しているが，今年は米国勢の力が目立った様に思われる。すこし具体的にのべる。

（昭和63年7月4日原稿受付）

1988年6月6日（月）ら9日（木）の4日間オランダ Amsterdam 市の国際会議場で338（前回272）論文が80 Session にわかれ発表され，加えて10 Session に及ぶ Panel がもたれた。別に9000 m² の陳列場に260社近く（前回210社余）に及ぶ主として工業用ガスタービン関係会社が装いを凝らしたブースに製品を並べていた。参加者数の正式発表はないが前回の5400人を越えるのではなかろうか。

6月5日の夕方に国際会議場で Early Bird という参加者の顔合せの簡単ながら楽しいパーティがあり，馴染みの連中を囲んで時間の経つのも忘れた。

6月6日は Keynote Session ありオランダ Agency for Aerospace Program の Chairman の General M. G. Geshiere がヨーロッパのガスタービン，航空エンジン工業の現状をのべた後，Federation of Netherland Industry の総裁 Mr. C. J. A. Van Lede がオランダは教育程度は高く，勤勉である，研究投資を勤めて居る，製品の品質もよく1992年のEC経済統一に向けハイテク化を進めていると自信に満ちたスピーチをした。

此のあと米空軍の Aeronautical System Division の Commander W. E. Thurman が「次世紀の航空エンジンの技術的挑戦」中で，1990年にはアフターバーナなしで超音速巡航可能，エンジンの予定取卸は今の半分，Space Plane に M＝25を，Multicycle Engine，Variable Cycle Engine，Variable Nozzle，Short Take Off，将来の戦闘機，爆撃機，ヘリコプターの飛行距離は現在の倍，等などと述べた。当の責任者から直接聞くと

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

極めて強い響を持つ。米空軍のR＆D費用は総予算の3％と答えていた。続いてGE社，B. H. Rowe，P＆W社W. C. Missimerの両副社長，がBarriers and Innovations for Aeroenginesと題し，EUROJETのC. H. Green常務がEuropean Views and ProgramsをBoeing民間機担当副社長P. M. Conditが Airframe RequirementsをKeynote Adressとして述べ，何れも豊富にスライドを用いてさすがと思わせるものがあった。ノートから次に一二を披露する。

Mr. RoweはUDF技術，複合材料，圧縮機・低圧タービンの効率改善，新材料等々の新技術の進歩を期待し生産性・品質向上，材料及び新規事業の為の技術発展が今後の成功を支配するとし，組織変更，顧客第一主義，引渡し価格・Ownershipコスト低減を心掛けるとのべた。

Mr. Messimerは今後の進歩が粉末治金，プラズマコーティング，セラミックス等材料によるところ大であるとしDurability 4000 Cycle＝8年を考えている。推力／重量を現在の2倍，Combined Tool and Engine Design Process, One Tool Manufacturing, M＝25 Space Plane, Lycoming社との協力，など抱負をのべ，Mr. GreenはEuropean Fighter Aircraft用エンジンEJ200とそのデモンストレイターエンジンXG－20を中心に話した。

Mr. Conditは1968年に比して20年間に燃料費・維持費は改善されている。エンジンの信頼性がコスト低減の鍵であり，双発で海上飛行距離が増える鍵であるとエンジンの信頼性を強調した。

此のあと筆者は連日Aircraft Sessionを主として聞いた。Panel『エンジン技術の将来』は米海軍のAir Propulsion CenterのElsasser氏司会で錚々たるエンジンメーカーの技術現役トップの発表で実に楽しく有益であった。これもノートから拾ってみる。

今はP＆Wの副社長でGEから引き抜かれたMr. Koffが高速では圧縮機の出口温度が高くなることに注意すべきであるとして，急冷却粉末Ti合金の有利性，冷却空気量を少なくし，材料の特性の十分な利用が設計の鍵と述べていた。Rolls-RoyceのMr. Ruffleは旅客機は現在の375人5500NMから450人7000NMと大型長距離を要求され，エンジンは大推力，25％のsfc改善が進むであろうとし，超音速戦闘機用エンジンでの推力／重量はRB199の7，EJ200の10から15〜20になろう，Fan2段，Comp. 3段タービンは各1段，材料も具体的なことを述べていた。設計思想も米国流のENSIPに近いものを取り入れているように思われた。GEのMr. Donohueは25年先を見てプロジェクトしている。軍用ではAgility, Survivability, Flexibility, Capabilityを考えてCost of ComplexibilityをOffsetするTechnologyにより進める。民用は信頼性，燃料効率，（騒音等）環境適応性，環太平洋区間時間，等を考えて経済性を確保するよう技術的に纏める。亜音速機では離陸推力に対し，巡航時の推力は10〜20％であるが超音速機では30〜45％にも及ぶことを承知しておくべきである。MTUのDr. Heilmannは例の独特の歯切の良い説明で，Hypersonic機Sengerのエンジンにも言及したのが印象的であった。タービンの冷却空気用に熱交換器を考えているとして写真を示した。SNECMAのM. Doublierは材料の発達に期待する……等などである。

Aircraft関係はPanelを含めて1/3位がWithout Publicationで，講演者が良く準備したスライドで自由に話すので聞いている分には実に楽しく為に成る。7日のMilitary EngineのSessionで先のMr. Koffは将来の軍用エンジンについて極めて示唆に富んだ氏の永年の経験からの話をしてくれ，聴衆に深い感銘を与えた。

Session数（Panelを含む），論文数を参考にしめしておく。TurbomachineryとAircraftで1/3近くをしめしている，Aircraft（11,46），Ceramics（5,19），Closed Cycle（2,7），Coal Utilization（3,14），Combustion & Fuels（6,25），Controls & Diagnostics（4,11），Electlic Uti. & Cogene.（4,6），Heat Tran.（8,36），Indu. Cogene.（4,18），Manuf. Material（3,8），Structure（5,18），Turbomachinery（22,81）等々である。

4日に渡って80余のSessionで300近い論文が読まれPanelはあるし，Exibitは見たいし，時差ボケもあるし，難行苦行。今度も終わってこうしてレポートを書いて居ると2日目の晩にオランダ国立美術館のレンブラント大作『夜警』の前でオラ

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

ンダワインの盃を挙げながらガスタービンの将来を誰彼と話し合っていた大臣のレセプションの質素ながらオランダらしい豪華な風景が浮かんでくる。

各 Session，陳列等の詳細は専門の方々のレポートに依られたい。　1988.6.30

エンジンの将来を説く Koff 氏

2. 航空用ガスタービン

石川島播磨重工業㈱　児 玉 秀 和

Aircraft Committeeの企画によるセッションの数は全部で12あり，そのうち4つのパネルディスカッションが組まれていた。論文のある発表だけでも米国21，英国6，米国/フランスおよび米国/スウェーデンの共著が各1編ずつの合計29編で，昨年に比べ盛況であったことを窺わせている。特に，オープニングのKeynote Sessionにおいて，GE，PWAの両副社長が登場し，「Barriers and Innovations for Aeroengines」と題する講演を行なったことは大変な注目を浴び，近年やや薄れつつあった航空用ガスタービンの復活を印象づけるイベントとなった。以下，筆者の興味のあったセッションに重点を置いて見聞を述べていきたいと思う。

（昭和63年8月13日原稿受付）

1. KEYNOTE SESSION

これはAircraft Committeeの企画ではなかったが，U. S. Air Force, Boeing, GE, PWA, EUROJET Turbo GmbHからのそうそうたる面々が航空用ガスタービンについて基調講演を行なったもので，かなりの好評を得た。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

ンダワインの盃を挙げながらガスタービンの将来を誰彼と話し合っていた大臣のレセプションの質素ながらオランダらしい豪華な風景が浮かんでくる。

各 Session，陳列等の詳細は専門の方々のレポートに依られたい。　1988.6.30

エンジンの将来を説く Koff 氏

2. 航空用ガスタービン

石川島播磨重工業㈱　児 玉 秀 和

Aircraft Committeeの企画によるセッションの数は全部で12あり，そのうち4つのパネルディスカッションが組まれていた。論文のある発表だけでも米国21，英国6，米国/フランスおよび米国/スウェーデンの共著が各1編ずつの合計29編で，昨年に比べ盛況であったことを窺わせている。特に，オープニングのKeynote Sessionにおいて，GE，PWAの両副社長が登場し，「Barriers and Innovations for Aeroengines」と題する講演を行なったことは大変な注目を浴び，近年やや薄れつつあった航空用ガスタービンの復活を印象づけるイベントとなった。以下，筆者の興味のあったセッションに重点を置いて見聞を述べていきたいと思う。

（昭和63年8月13日原稿受付）

1. KEYNOTE SESSION

これはAircraft Committeeの企画ではなかったが，U. S. Air Force, Boeing, GE, PWA, EUROJET Turbo GmbHからのそうそうたる面々が航空用ガスタービンについて基調講演を行なったもので，かなりの好評を得た。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

GEは「予想と現実」と題目を変えて講演し、将来の航空用ガスタービンに必要とされるものは，1)UDF技術の適用，2)複合材料ファンブレード，3)圧縮機性能改善，4)燃焼効率向上，5)高圧タービン用新材料，6)低圧タービンの効率向上，7)インストレーションの新設計技術などであるとし，さらに技術の発展に最も拍車をかけるのは材料の革新にあるとしていた。現実面の障害は開発コストにあり，特に超音速および極超音速用エンジンの開発ということになれば，UDFに掛けた開発コストとは桁違いになることが予想され，エンジンメーカー単独ではとても成り立ち得ない事業であることを説いていた。

PWAは技術の革新をもたらす分野は，1)材料，2)設計技術，3)制御の3つに絞られるとし，例えばPW4000の革新は，1)セラミックエアシールの採用，2)数値解析による圧縮機空力設計，3)FADECの採用によってもたらされたものだと説明していた。将来の航空用ガスタービンに必要とされるものは，低燃費性とマッハ数25への対応力であるとし，低燃費性を実現する要素としては，より洗練された空力設計技術，より高度なタービン冷却技術などをあげていた。結びとしてV2500プロジェクトを引き合いに出しながら，将来のエンジン開発ではコラボレーションによって開発費，市場を分担していくことが不可欠になることを強調していたのが印象的であった。

GE，PWA両社に共通する予見は，技術革新をもたらす要素としての新材料の重要性，および共同開発という開発形態の必然性の2点であると言えよう。

Boeingの講演は短いものであったが，航空用ガスタービンの利用者側からの意見として興味深いものであった。1968年から10年毎の航空用ガスタービンの運航費（燃料費）とエンジン価格を合わせた合計コストを比較し，SFCの改善によって10年毎の運航費は着実に低下しているにもかかわらず，ここ10年間のエンジン価格の急激な上昇によって，1978年から1988年にかけては合計コストの減少がほとんどみられなかったことを示した。SFC改善の手段はエンジン部品の複雑化や製造工程の特殊化を招く場合が多く，とかくエンジン価格の上昇に結びつきがちであるので，SFC改善の手段の選択には常にコストとの均整を考慮しなければならないと言えそうだ。エンジンメーカーに求められることとして，1)エンジンコストの低減，2)信頼性向上－これは整備コストの低下にもつながる－，3)エンジン部品の共通化の3点を指摘していた。

2. エンジン技術の将来

有力エンジンメーカー6社の技術部門の最高責任者と目される面々によりパネルディスカッションが開催された。

PWAは今後の航空用ガスタービンの技術改革の半分は新材料の出現によって成され，後の半分が数値解析の応用等による設計技術の進歩によって成されるであろうことを示し，新材料によることの比重の大きいことを強調した。なおエンジンの全体圧力比が上昇していくに伴い，当然ながら圧縮機出口の温度が上昇してくるので，新材料の適用はタービンにとどまらず，圧縮機に対しても急冷凝固チタン合金等の新材料の適用が必須になってくることを指摘した。

RRは次世代軍用エンジンの推重比は15～20になると想定し，やはり新材料が技術革新を与えるポイントになるとの見解を示した。民間用に関して言えば，超高バイパス比エンジンに重きを置いているようである。

GEは将来の民間用エンジンについて，機体側における軽構造材の採用や層流翼の出現が，エンジンに対する推力の要求をこれまでのものと大きく変えてしまうだろうとの見方を示した。また航空機の改良の可能性のうち6割は推進機の改良によるもので占められており，航空エンジンの技術改革の重要性を改めて強調していた。

3. 輸送機用エンジン開発

このセッションは注目すべき発表があったにもかかわらず，最終日に組まれていたためか聴衆の集まりが悪かったようである。

まずGEよりUDFの開発の現況についての発表があった。UDFは推力2万5千ポンド，全体圧力比42，バイパス比36，SFC 0.488を狙ったもので，最初の試験は1985年の8月に行なわれた。最初の飛行試験は1986年8月からB727－100によって行なわれ，また1987年6月からMD－80によって行なわれたそうだ。B727－100による試験

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

は25回行なわれ，累積飛行時間は41時間になった。この間，3万6千フィートの高度で最高マッハ数0.84に達したということである。エンジン振動は変位では8ミルと通常のターボファンエンジンの2倍程度もあったが，回転数が低いため振動の速度および加速度として相対的に小さいものであった。MD−80による試験での騒音は，従来のエンジンに比べほぼ同等の値を示していたとの説明があった。

CMF InternationalはCFM56の開発を主に営業的な面から紹介し（GT−296），共同開発による成功について言及していた。

RRはRB183のコアを基に新技術の低圧系を採り入れたTAYの開発について述べている（GT−302）。シュラウド無しのワイドコードファンブレードや低圧圧縮機はRB211−535−E4の技術の流用であり，2段から3段に段数が増された低圧タービンもやはりRB211−535の技術に基づいている。燃焼器は独特で，Transplyと呼ばれる多孔のニッケル合金の合板を用いて冷却空気の低減を図っている。

なおこのセッションでは，RRからRB211−524の開発の現況についての紹介もあった（GT−301）。

その他：

変わった発表としてロータリーエンジンを航空用に採用することについて述べたものが2編（GT−271, 311）あった。ロータリーエンジンは同じ出力を生むタービンエンジンに比べ重量の面では劣るが，燃料消費率の点では勝れており，何と言っても構造が簡潔であるため低価格で信頼性が高いという点が最大の長所で，軍用の特殊目的の航空機には最適であろうと述べている。

3. セラミックス関係，材料および製造技術

川崎重工業㈱　巽　哲男

今回の会議でのセラミックス関連の発表は，電子顕微鏡の応用に関するセッションで5編，小型セラミックガスタービンのセッションで3編，および小型ガスタービン用コンポーネントのセッションで1編の発表があった。この他に，パネルセッションとして，「エンジンメーカー又は材料メーカーの立場から見たセラミックコンポーネントの概要」，および「エンジニアリングセラミックスコンポーネント」と題した発表があった。前者のパネルセッションでは，GM Allison社より，AGT100のSiC製コンポーネントについてのテスト実績の報告が，Standard Oil社より，SiC製ローターの改良経過，目標仕様，コスト等についての発表があり，トヨタ中央研究所より，やはりSiC製の軸流パワータービン研究状況の発表があった。後者のパネルセッションでは，GM Allisonより，AGT100での種々の複合材料のテストについて，SEPよりSiC/SiCコンポジットの試作とテストについての報告と，日本，西ドイツおよび米国における複合材料の現状についての紹介があった。複合材料については，各国共，あらゆる可能性を追求中との感があったが，セラミック繊維の選択肢は意外に少ないような印象をうけた。又，SiCの強度の改善や，複合材料によるコンポーネントテストについての紹介があり，興味深かった。

発表論文の抄録を以下に記す。

（昭和63年7月20日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

は25回行なわれ，累積飛行時間は41時間になった。この間，3万6千フィートの高度で最高マッハ数0.84に達したということである。エンジン振動は変位では8ミルと通常のターボファンエンジンの2倍程度もあったが，回転数が低いため振動の速度および加速度として相対的に小さいものであった。MD−80による試験での騒音は，従来のエンジンに比べほぼ同等の値を示していたとの説明があった。

CMF InternationalはCFM56の開発を主に営業的な面から紹介し（GT−296），共同開発による成功について言及していた。

RRはRB183のコアを基に新技術の低圧系を採り入れたTAYの開発について述べている（GT−302）。シュラウド無しのワイドコードファンブレードや低圧圧縮機はRB211−535−E4の技術の流用であり，2段から3段に段数が増された低圧タービンもやはりRB211−535の技術に基づいている。燃焼器は独特で，Transplyと呼ばれる多孔のニッケル合金の合板を用いて冷却空気の低減を図っている。

なおこのセッションでは，RRからRB211−524の開発の現況についての紹介もあった（GT−301）。

その他：

変わった発表としてロータリーエンジンを航空用に採用することについて述べたものが2編（GT−271, 311）あった。ロータリーエンジンは同じ出力を生むタービンエンジンに比べ重量の面では劣るが，燃料消費率の点では勝れており，何と言っても構造が簡潔であるため低価格で信頼性が高いという点が最大の長所で，軍用の特殊目的の航空機には最適であろうと述べている。

3. セラミックス関係，材料および製造技術

川崎重工業㈱　巽　哲男

今回の会議でのセラミックス関連の発表は，電子顕微鏡の応用に関するセッションで5編，小型セラミックガスタービンのセッションで3編，および小型ガスタービン用コンポーネントのセッションで1編の発表があった。この他に，パネルセッションとして，「エンジンメーカー又は材料メーカーの立場から見たセラミックコンポーネントの概要」，および「エンジニアリングセラミックスコンポーネント」と題した発表があった。前者のパネルセッションでは，GM Allison社より，AGT100のSiC製コンポーネントについてのテスト実績の報告が，Standard Oil社より，SiC製ローターの改良経過，目標仕様，コスト等についての発表があり，トヨタ中央研究所より，やはりSiC製の軸流パワータービン研究状況の発表があった。後者のパネルセッションでは，GM Allisonより，AGT100での種々の複合材料のテストについて，SEPよりSiC/SiCコンポジットの試作とテストについての報告と，日本，西ドイツおよび米国における複合材料の現状についての紹介があった。複合材料については，各国共，あらゆる可能性を追求中との感があったが，セラミック繊維の選択肢は意外に少ないような印象をうけた。又，SiCの強度の改善や，複合材料によるコンポーネントテストについての紹介があり，興味深かった。

発表論文の抄録を以下に記す。

（昭和63年7月20日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

1. セラミックスへの電子顕微鏡の応用

88－GT－184；Norton

窒化珪素のミクロ組織をSEM，TEMを使って調べた。SEMはエッチングしたミクロ組織および破面の解析に仕様し，粒子サイズの分布および，粒子のアスペクトレシオと破壊靱性の関係，さらには破壊源の本体と曲げ強さの関係について調べる。TEMは結晶性，および相の分布と組成の解析に使用し，これらの特徴を窒化珪素の製造条件，破壊靱性および，曲げ強さと関係づける。窒化珪素の特性解析への電子顕微鏡の利用技術と，種々の手法を使って得られた結果およびミクロ組織と，機械的特性との相関について述べてある。

88－GT－72；High Temp. Mat. Labo., Oak Ridge Nat. Labo.

2種類の窒化珪素材料について，SEM，TEMを用いてミクロ組織および破面の特性を調べ，これと疲労試験の結果との相関を調べた。一方の材料について，破壊のメカニズムが明らかになり，他方の材料について，製造条件がミクロ組織および機械的特性に及ぼす影響が判った。さらに別鋳テストピースが，実態の機械的特性を予想するのに，いかに当てにならぬかが判った。

2. セラミックスの構造設計および機械的特性

88－GT－208；ユタ大学

多結晶アルミナとセリア部分安定化立方晶ジルコニアセラミックスの破壊靱性値を，円盤状テストピースを径方向に圧縮して，複合応力モード下で評価した。これらの応力モードの設定は，荷重の方向とセンタークラックの方向とがなす角度を変えることによって行なった。次のような事が判った。

1. 多結晶セラミックスは，ソーダ石灰ガラスよりも相当大きい破壊靱性を，モードⅡにおいて示す。
2. この主要因は，粒子の連結と摩滅によるクラックに対する表面抵抗と関連がある。
3. 予亀裂入り多結晶セラミックスを，モードⅡの荷重下におくと，多量の摩滅と摩耗破片を生じ，破面上には粒内破壊の比率が増大する。
4. 予亀裂の無いテストピースの破壊テストでは，モードⅡ荷重時の破壊靱性を非常に低く見積る可能性がある。
5. クラック表面の摩擦が，粒子の大きさや硬さなどの他の機械的特性の影響をうけるため，多結晶セラミックスは，モードⅠからモードⅡにかけての破壊靱性値のエンベロープが一定していない。

88－GT－185；ユタ大学

シェブロンノッチ3点曲げ試験片に対するサブクリティカルクラックの成長の影響を評価するため，数値計算を行なった。その結果，試験中の最大荷重は，すべての変形速度に対して，同じクラック長さの時に生じることが判った。一方，この最大荷重は遷移変形速度より低い変形速度に対しては，変形速度に依存することも判った。破壊靱性が変形速度に依存するという結果を，ソーダ石灰ガラスおよび多結晶アルミナの実験結果と比較した。

88－GT－147；Battele 研究所

信頼性の高いセラミックコンポーネントの設計手法を確立するためには，種々の応力状態における強度を，正確に評価することが必要である。ここでは，表面および内部欠陥の存在する条件での複合モード破壊を伴う実験データについて，ワイブル手法と Multiaxial Elemental Strength Modelとの長所の比較を行なった。剪断力の影響を顕著にするため，Si_3N_4の曲げ試験片を，異なるスパンで試験してデータを探った。データはBarrnett－Freudenthal近似法を基礎とする破壊確率計算法に対して，ポストプロセッサーを開発して整理した。次に，中間距離のスパンで，これらの欠陥から破壊した試験片の強度を，この2つの手法を用いて，異なるスパンの試験データから予測した。実験結果と比較すると，Multiaxial Elemental Strength Modelの方が，ワイブル手法よりも優れていることが判った。又，短いスパンの曲げ試験について検討し，構造設計上重要な示唆をしている。

88－GT－146；P & W Canada

現在使用されている2機種のターボプロップエンジンの，セラミック製静止部品の開発について述べている。一体セラミックタービンシュラウド，メタルとセラミックの複合セラミックシュラウドおよび，オールセラミックノズルベーンの3

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

品目のコンポーネントの設計とテストについて述べている。候補のセラミックス材料として炭化珪素および窒化珪素を選んだ。燃料消費率，比出力および運転コストの改善について，テスト結果と解析とによって検討した。

88－GT－138；NASA Lewis Receach Center

航空ガスタービン用ベアリングとして，アルミナ，炭化珪素，炭化チタン，窒化珪素，結晶質ガラスセラミックスを例に，セラミックスベアリングがエンジンのどの部分に最も適しているかを調べた。

1. 窒化珪素が最も長い寿命を示したが，全窒化珪素製ベアリングの動的基本定格荷重は，全金属製ベアリングの5〜12％しかないようだ。
2. セラミック転動体を使ったベアリングの寿命は，全金属製ベアリングよりも短かいようだ。
3. ベアリングの損失は金属製か，セラミック製かでなく，ベアリングの設計による影響が大きい。
4. セラミック転動体の寿命は温度に逆比例し，1366°Kまでのアルミナの場合，温度の1.8乗に逆比例する。
5. 無潤滑条件では，全窒化珪素製ベアリングも，644°Kで30分で焼付いた。高温では，何らかの潤滑油が必要と思われる。
6. 特別な設計と設置方法を工夫する必要がある。

3. 小型セラミックガスタービンエンジン

88－GT－228；Sandstrand Turbomach

開発中のT－100マルチパーパス小型パワーユニットについて，タービン入口温度を上昇させることによる性能改善について，セラミックスと冷却スーパーアロイの両者の設計について比較した。

性能，容積当りの出力，およびコストなどのポテンシャルについて比較する。金属材料は成熟した技術であり，リスクは少ないが進歩は限定されており，改良は少しずつステップ状に進行するものと考えられる。一方，セラミックスはリスクが大きいが，性能向上とコスト低減に高いポテンシャルを持っている。1990年代の前半には，一部で実用化されるようになると予想する。金属製冷却タービンは，製造コストの低減が必要である。現時点ではどちらが良いかは判断できないので，両方の開発を進める。

88－GT－223；GM Allison

AGT100プロジェクトサマリーとして，計画の生い立ちから，最終到達条件までを総括して述べてある。達成項目として以下の事項が掲げられている。セラミックコンポーネントの利用の可能性を実証した。2200℉まで，および572時間のエンジンテストを実施した。静的設計理論を適用し，5500時間をこえるリグおよびエンジンテストの結果と関連づけた。製造技術が進歩して，ローターやスクロールのような複雑な形状の部品が作れるようになった。自動車用材料として適合するために備えねばならない信頼性，性能，コストが明確になった。低公害性，燃料多様性を実証した。小型タービンエンジンの空力および構造設計の可能性を示した。今後継続するガスタービンや他の熱機関の開発に役立つ，人的能力，設備，材料，製造技術を確立した。

88－GT－243；Garrett

AGT計画は1987年6月をもって終了した。このプログラムにおいて，AGT101ではセラミックコンポーネントを用いて，250時間のエンジンテストを実施し，1204℃までの85時間にわたる全セラミックエンジンテストに成功した。しかし，一方で，今後も更に開発を継続する必要があることも明らかになった。この開発は1987年に始まった5年計画のATTAP計画の骨子となるもので，セラミック材料特性のデータベースをも包含した解析ツールの開発，製造技術の改良，コンポーネント試験法および設計手法の検証方法の改良，エンジンに組込まれた状態の信頼性，耐久性の評価等も開発目標に含まれる。構造用セラミック技術が，自動車エンジン用としてコスト及び寿命で競争力があることを示すためには，これらの努力が必要である。

以上，セラミックス関係の論文の内容を紹介したが，筆者の不勉強と専門外のテーマもあったことから，多くの誤りや見落としがあったのではないかと思う。御容赦いただきたい。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

4. 産業用ガスタービン

三菱重工業㈱高砂研究所　竹矢一雄

1988年第33回ASME TURBO EXPOは，1984年第29回GAS TURBINE，CONFERENCEと全く同じオランダ，アムステルダムのライ国際会議場で開催された。アムステルダムの町並みも，会場までの市内電車も，4年前が昨日のことではとの錯覚に一瞬囚われる思いで，会場内では旧知の人達との再開を喜びあったが，そうした中でも，常連の誰彼がリタイヤしたとの噂を耳にする事が多く，やはり時は流れている。そしてガスタービン業界も日々に変貌を続けている。これは単に技術の問題ではなく，より大きな社会のうねりを感じさせるものがある。展示会場でもこうした動きは端的に示されており，スエーデンのASEAとスイスのBBCが合併してABBとなり，ドイツのKWUはシーメンスの傘の下に入り，米国の名門ウエスチングハウスは次世代機501Fが三菱重工との共同開発であることを明示するなど，21世紀に向って，資本，経営，技術の世界的規模での集約化，統合への波乱に満ちたサバイバルゲームが，すでに始まっているとの感触を受けたのは，私自身が感傷的な世代に入ったせいかもしれない。

主題の産業用ガスタービンに関連するセッションは，主として下記のグループに属する。

(1) Electric Utilities & Cogeneration…4セッション
(2) Industrial & Cogeneration　…4　〃
(3) Pipelines & Aplications　…5　〃
(4) Closed Cycles　…2　〃
(5) Coal Utilization　…3　〃

このセッション数を合計すると18になる。これらの総てに出席することは物理的にも不可能であり，個人的な興味本位にその一部に参加した。従って以下に述べる紹介は，直接セッションに参加したものと，論文からの引用とを含むことを了解されたい。

（昭和63年7月20日原稿受付）

産業用ガスタービンの新製品，新技術に関する発表は，前年のアナハイムに比し，やや低調であった。そうした中で注目された一つに，ウエスチングハウスと三菱重工で共同開発中の501Fの報告がある。これは前年発表されたGE－F7F，BBC－13Eと対比される，150MW，1300℃級の大容量高効率ガスタービンで，コンバインドサイクル効率50％（LHV）を超えるものであり，火力発電も50％台が常識となる日も近いことを示している。丁度10年前に始まった国家プロジェクト，ムーンライト計画で熱効率50％台の夢を掲げて，多くの技術者が白熱の論議を繰返したことを思うと今昔の感が深い。

501FはW501D5を母体にしてるが，これにMW701Dの低NO_X燃焼システム，MF111の高温化技術を発展的に活用した，日米技術の集約によるものであるとの説明であった。

中容量機として世界最大の実績を誇るロングセラーのGE MS5001シリーズの発展の歴史的に解説があり，初期フレームに対し出力は2.4倍，空気流量は1.5倍，TITは142℃の上昇である。技術展開の方法論として，ブレークスルーか，インプルーブメントかは，意見の別れるところであるがいずれにしても長寿命機種の代表ではある。またGEの航空転用型で最近の話題でもある蒸気混入型STIG LM5000の関係では，シンプソン製紙3号機に，初めて発生蒸気を100％混入させる方式が採用され，出力は32.5MWから49.5MWに，熱効率は36％から43％に，NO_Xは225ppmから25ppmにと大幅な性能向上が得られたと報じている。

10MW級ではイタリアのNouvo Pignoneが2軸式のPGT 10を開発した。TITは1070℃とあまり高くないが，要素効率を改善し，熱効率は34％とこのクラスでは非常に高い。また比較的圧力比が高い（14：1）にもかかわらず再生サイクルとし

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

ても使用可能にするため，出力タービンの1段ノズルと，圧縮機の1～5段静翼を可変にし，サージング特性と部分負荷性能の向上を計っており，再生サイクルの場合に10～7MWの間で熱効率は36％一定に保つといったシステム的な配慮が見られる。

新プラントの運転成果報告として，川崎製鉄と三菱重工から，千葉製鉄所に納入された高炉ガスを主燃料とする145MWコンバインドサイクルの発表があり，また三菱重工のブースには同機の断面モデルを展示していた。このシステムはガスタービンと蒸気タービン，高炉ガス圧縮機が，発電機を中央に一軸に配列され，軸系としても目新しいものである。高炉ガスは発熱量が低く，通常の発電プラントでは低熱効率は宿命と見なされていたが，本プラントは45％を記録している。

石炭の直接燃焼によるガスタービンの研究は，話題の石炭ガス化とは別にDOEのMorgantown Energy Technology Centerから各社に基礎研究を委託しているが，Solar，Westinghouse/Avco，GE，GM，UTRCなどで微粉炭の直接燃焼，および石炭一水スラリーによる直接燃焼で，一段燃焼器の後にスラグのインパクトセパレータ，サイクロンセパレータを設け，二段燃焼器を通ってタービンに入るシステムや，CWSによる燃焼試験など，基礎的な研究成果が報告されている。目標は2500℉（1371℃）と非常に高く，もし実用化されれば石炭ガス化方式よりも高効率になることは間違いない，これこそ21世紀に向っての夢の研究課題の一つかもしれない。

サイクル論的な研究報告では，コンバインドサイクルにおけるトッピングのガスタービン性能とボトミングの蒸気タービン性能の最適組合せの研究，水蒸気を作動流体とする水／蒸気複合サイクル，即ち蒸気によるクローズドガスタービンサイクルと蒸気ランキンサイクルの組合せで，50MWの試設計ではHPTのTIT850℃で熱効率は48％と試算されている。またボトミングサイクルの研究では，昨年のASMEアナハイムで発表された，Kalina CycleがDOEのETECに3MWの試験プラントが実現する見通しとなり，1989年には試験開始の予定と報じている。このシステムはNH_3/H_2Oの重量比70/30の混合作動流体によるランキンサイクルで，低温域でのエキセルギーの利用率を高めることを主眼にしている。初号機は3MWと規模は小さいが，566℃の排ガス温度に対し，回収効率は25％である。

クローズドサイクルでは大気圧流動床の石炭焚き加熱器を持った，空気を作動流体とするクローズドサイクルガスタービンと排熱回収蒸気サイクルの組合せで20MW発電と熱供給のコージェネプラントがイタリアで計画中で3年以内には実証の予定と報じている。

次にタービンの高温化に対しTBC（遮熱コーティング）の受持つ役割について，P＆Wでは過去20年間で材料の許容温度は150℉しか向上していないが，わずか0.01インチのZrO_2コーティングによりメタル温度は300℉下げられる，といささか刺激的な発言をしており，TBCの耐久性が容認範囲に入れば，全面的なTBC時代に突入する可能性を示唆している。またTBCの施工技術として従来のPlasma Depositionに対しElectron Beam Physical Vapor Deposition方式が熱サイクル試験で5倍以上の長寿命であると紹介している。

最後に会場の内外で雑談した大型ガスタービン関係者の，責任のない放言の一部を紹介する。

第二次オイルショック以降の世界的な景気の低落と，省エネ対策の推進で電力需要は低迷し，各メーカー共，長い冬の時代が続いたが，このところ久し振りに薄日がさした感じがする。また米国西欧では深刻な社会問題となりつつある原子力発電の影響が，ガスタービン，コンバインドサイクルの市場には逆に作用している。またNIESの急激な経済成長が新しい需要を創成している。しかしこの好景気もそう長続きするとは思わない，さらに烈しいサバイバルゲームが待っているのではないか，と皆さんとても冷静である。

日本のムーンライト計画の結末には皆一様に関心が強く，レヒートガスタービンは何時頃市場に出るのかとの質問を数多く受けたが，こればかりは神のみぞ知るであると回答した。

将来の高温化対策について，セラミックガスタービン少くとも大型に対しては否定的，TBCにはかなり期待，蒸気冷却，コンバインドサイクルには有望，ただし長期的に冷媒蒸気のタービン翼に対する材質的な影響について検証が必要。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

5. 燃焼および燃料関係

石川島播磨重工業㈱　児 玉 秀 和

Combustion & Fuels Committeeのスポンサによる本セッションの数は7，論文有りの発表数は29，論文無しの発表数は4であった。筆者は本セッションにすべて出席した訳では無いが，気の付いた点を論文の中から拾い出して紹介して見る。論文有りの場合で見てみると，発表国別では米国が圧倒的に多く18編，半数以上を占めている。また，分野も一方に片寄ることなく，まんべんなく顔を出している。次に英国，カナダがそれぞれ4編である。オランダは1編発表しているが，これはコジェネガスタービンによるNO_Xの低減目標と規制に関するものであった。これは我国の今年2月から施行されたガスタービンに関する大気汚染防止法を一緒に考えた時，興味あるものである。さて，発表機関別に見てみると大学が15編で半分を占めている。欧米の大学では企業等の支援による共同研究が多いと聞いていたので，論文の後に記述してあるAcknowledgementを調べて見た。15編の内，半数が企業等による支援（資金，計測器具）（国の科学審議会からの予算支援は含まず）であり，産学の共同関係が裏付けられている。内容的には，モデリング，燃焼診断が比率としては高いと思われた。つまり高度な，長期間を要する分野で共同関係が特に強いと思われた。表1に以上述べた事の分析を示しておく。尚，蛇足ではあるが，このような分析表を毎年作成し，分野別論文数，発表の国別分類，発表機関別分類等をして分析し，研究開発のトレンドの一端を推察したらいかがなものであろうか？

前置きが長くなってしまった。これも実を言う

表1　「燃焼および燃料」関係論文の分析

セッション	発表国別分類						発表機関別分類				
	米	英	加	西独	蘭	中	大学	企業	国の研究所	その他	合計
1. 空力問題	2	2	1				4 (2)	1			5 (2)
2. モデリング	3						2 (2)	1			3 (2)
3. 燃料の微粒化と蒸発	4			1			3 (1)	1	1		5 (1)
4. 新燃料	2		1				2 (1)		1		3 (1)
5. 排ガス制御と規制	1	1	1		1		2 (1)	1		1	4 (1)
6. 燃焼診断	4						1 (1)	2		1	4 (1)
7. 新概念燃焼器	2	1	1			1	1	3	1		5
	18	4	4	1	1	1	15 (8)	9	3	2	29 (8)

（　）内は，企業等の支援（共同研究）による内訳数を示す。

（昭和63年8月10日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

と，最近は一時期のような公害対策，エネルギ対策と言った，最重要課題が落ちつき，重点課題を指向した論文が少なくなり，課題が広く分散し，かつ，問題は新しいが課題は古くからある，といったあんばいで，どれを一番に読者に紹介すべきか迷ったせいでもある。また，以上のような背景もあるため，優れた論文が多いにもかかわらず，結局筆者の主観で選択されたトピックスや内容が以下に紹介されることを御容赦願いたい。

1. 新概念燃焼器

Solar 社が開発中の水陸両用舟艇用の Water Piston Propulsor 用燃焼器は，水中下にひたっていたWater Channelが回転し燃焼器後方の位相へ位置した時，燃焼器の高温高圧ガス（1922 K，225 psia）により Channel 中の水が押し出されそれにより推力を得るもので，燃焼器の問題点としては圧力変動下（600 rpm，16 Channels で，160 Hz，±20％）の燃焼の安定性とシールであるとしている。テストセルで燃焼効率 98％ を得ている。Lucas 社が開発中の航空用補助緊急動力装置は，単一エンジンの航空機，フライ・バイ・ワイヤの電源確保の点から要求のあるものである。本装置用の燃焼器としては，燃料として有毒性の少ないこと（以前はヒドラジン），0.5秒以内で全出力が出せることが要求される。Lucas 社はメタノールで燃焼器ライナを冷却し，メタノール燃料とガス酸素を用いた概念の燃焼器を設計（300 KW 級），試験し満足すべき性能を得ている。

2. 排ガス規制

オランダからの発表は，コジェネプラントのガスタービンに対する NO_X 規制に関するものであった。オランダでは1987年末でコジネ容量1650 MW のうち1000 MW がガスタービンによるもの（コンバインドサイクルも含めて）である。NO_X 排出量 53 万トン/年（1987 年）（このうち 4％ がガスタービンが寄与）を 35 万トン（2000 年）に下げるというものでその為のロジックが紹介されている。また，アメリカからの発表では，米海軍，空軍と言えども，地域住民に対して良き隣人たるべきこと，および軍の試験施設が地上の排ガス源と指定され，civil air quality regulationに準拠しなければならない，という理由で両軍の航空機の排ガスに関するデータベースをまず構築中である，ということであった。

3. 燃焼診断

Dayton 大学の Ballal 等から，自分達の経験を通してレーザを使用した燃焼の診断技術に関する重要な問題や限界についての総括があった。即ち LDA（Laser Doppler Anemometer）ではトレーサ発生装置（10^8 Particle/s 以上），燃焼流での bias error（通常 15％ 以上）の補正方法が必要，LRS（Laser Raman/Rayleigh Spectrometry）では輝度，Poisson uncertainty の影響があること，1200 K 以上ではS/N比の向上（結局レーザ出力の増加）が要求されること，LDA-LRS 併用システムでは光学系の軸芯の維持が，高音響/高振動環境下ではむずかしいことが強調された。また LSL（Laser Sheet Lighting System）はトレーサの $TiCl_4$ が燃焼生成物中の水と反応して瞬時に TiO_2 になることを利用すればガスタービン燃焼器内の乱流の流れ模様の可視化に将来性ありとしている。Wright-Patterson AFB の Nejad 等は two-component LDV をダンプコンバスタの流れに適用し，K－ε 乱流モデルの検証を行った結果として，K－ε モデルは壁のある旋回流れ場には不適で，モデルの改良が必要であると指摘した。Dayton の Systems Research Laboratories の Goss 等は Thin-Filament Pyrometry と称する SiC（厚さ 15 μm）のフィラメントを使い黒体輻射の原理に基づいて，InGaAs のデテクタを使って空間分解能200 μm，時間分解能1000 Hzのセンサを研究中でデモの為，煤の出ない H_2-N_2 の拡散炎を使い大きいスケール，低 Re 数での火炎構造をあぶり出している。

4. 排ガス制御

このタイトルとマッチはしていないが，Laval 大学の Odgers 等はガスタービン燃焼器のスモーク数とカーボン（煤）濃度（mg/m³）の相関関係を文献および自らの実験により得ている。この内容は日本のばいじん規制値が濃度規制であるので，簡便上スモーク数で測定し，ばいじん濃度（ガスタービンでは軽質燃料を使用した時近似的にカーボン濃度と考えられる）の目安を得るのに使用できるであろう。リース大学の Hussain 等は，噴流の燃料ガスと空気を急速に混合する燃焼器を設計し，予混合燃焼器に比較して燃焼安定性

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

が良く，極端にNO_X排出量の少ない燃焼器の実験結果を紹介している。

5. モデリング

Textron-Lycoming社では自社のAGT1500燃焼器を対象として，単一液滴，準定常の蒸発速度，アレニウス型反応速度等のモデルおよびFLUENTコードを用いて，着火の確率を予測している。またDayton大学のBallal等はコニカルな形状をした保炎器下流の，燃焼，非燃焼時の流速，乱れ強さ，Reストレス，Skewnessおよびkurtosis分布をLDAを使用して計測している。CFD検証のデータベースとして有用であろう。

6. 新燃料

新しい概念の航空機用燃料がこのセッション名である。Purdue大学のLefebvre等はSST用を念頭において，ケロシン噴霧に水素を添加した場合の燃焼速度の実験式を彼らしく明快な式で示している。燃焼速度は，水素濃度/SMD分増加する。

7. 燃料の微粒化と蒸発

UTRCのエアブラスト噴射弁下流での，LDAを使用した詳細な流速分布計測例，Southwest Research Instituteによる圧力噴射弁を使用した時の粒径，流速分布，粒子の軌跡等の計測（Aerometrics phase-Doppler particle analyzer, Malvern particle analyzer）と予測（FLUENTコード）が比較されている。

6. 伝熱関係

三菱重工業㈱高砂研究所　青木素直

伝熱部門では8つのSessionで34編の論文が発表された。主要な論文の内訳は，

- 熱伝達問題についての設計，解析手法に関するもの……4編
- Short duraction test装置を用いた実験に関するもの……5編
  (Prof. Shultz Memorial Session)
- 非定常熱伝達問題に関するもの……5編
- 翼回りの熱伝達率計測に関するもの……9編
- 翼の内部冷却に関するもの……4編

であった。Sessionの1つはShort duration test装置を用いた熱伝達率の非定常計測で有名な元Oxford大学の故Donald L. Shultz教授の死去をいたんでProf. Donald L. Shultz Memorial Sessionと命名されたものであった。このSessionでは故Shultz教授と親しかったCalspan社のDunn博士がChairmanを勤め，Short duration test装置を用いた研究に関する論文が数編発表された。又，他のSessionでは動翼先端すきま部の熱伝達を扱ったものが数編発表されたことが目についた。以下に主要な論文の概要を示す。

GT−5，125はタービンの熱伝達に与える乱れと動静翼の干渉についての実験的及び理論的研究の結果を述べたものである。Part Ⅰでは，タービン入口の主流乱れが第1段静翼の熱伝達に大きな影響を与えること，その後流の翼については影響が小さいことが述べられている。Part Ⅱでは主流乱れとRe数が遷移位置に影響を与えること，高Re数で主流乱れが大きい場合，翼圧力面では2次元乱流の場合よりも大きな熱伝達となることが述べられている。又，インシデンスが設計インシデンスより少し異なる場合，よどみ点付近で熱伝達の局所変化が生じること，負の大きなインシデンスでは流れが翼圧力面で剝離し，局所熱伝達が増加することが述べられている。GT−9はフィルム冷却翼の冷却孔付近の熱流束についてShort

（昭和63年7月25日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

が良く，極端にNO_X排出量の少ない燃焼器の実験結果を紹介している。

5. モデリング

Textron-Lycoming社では自社のAGT1500燃焼器を対象として，単一液滴，準定常の蒸発速度，アレニウス型反応速度等のモデルおよびFLUENTコードを用いて，着火の確率を予測している。またDayton大学のBallal等はコニカルな形状をした保炎器下流の，燃焼，非燃焼時の流速，乱れ強さ，Reストレス，Skewnessおよびkurtosis分布をLDAを使用して計測している。CFD検証のデータベースとして有用であろう。

6. 新燃料

新しい概念の航空機用燃料がこのセッション名である。Purdue大学のLefebvre等はSST用を念頭において，ケロシン噴霧に水素を添加した場合の燃焼速度の実験式を彼らしく明快な式で示している。燃焼速度は，水素濃度/SMD分増加する。

7. 燃料の微粒化と蒸発

UTRCのエアブラスト噴射弁下流での，LDAを使用した詳細な流速分布計測例，Southwest Research Instituteによる圧力噴射弁を使用した時の粒径，流速分布，粒子の軌跡等の計測（Aerometrics phase-Doppler particle analyzer, Malvern particle analyzer）と予測（FLUENTコード）が比較されている。

6. 伝熱関係

三菱重工業㈱高砂研究所　青木素直

伝熱部門では8つのSessionで34編の論文が発表された。主要な論文の内訳は，

- 熱伝達問題についての設計，解析手法に関するもの……4編
- Short duraction test装置を用いた実験に関するもの……5編
  (Prof. Shultz Memorial Session)
- 非定常熱伝達問題に関するもの……5編
- 翼回りの熱伝達率計測に関するもの……9編
- 翼の内部冷却に関するもの……4編

であった。Sessionの1つはShort duration test装置を用いた熱伝達率の非定常計測で有名な元Oxford大学の故Donald L. Shultz教授の死去をいたんでProf. Donald L. Shultz Memorial Sessionと命名されたものであった。このSessionでは故Shultz教授と親しかったCalspan社のDunn博士がChairmanを勤め，Short duration test装置を用いた研究に関する論文が数編発表された。又，他のSessionでは動翼先端すきま部の熱伝達を扱ったものが数編発表されたことが目についた。以下に主要な論文の概要を示す。

GT−5，125はタービンの熱伝達に与える乱れと動静翼の干渉についての実験的及び理論的研究の結果を述べたものである。Part Ⅰでは，タービン入口の主流乱れが第1段静翼の熱伝達に大きな影響を与えること，その後流の翼については影響が小さいことが述べられている。Part Ⅱでは主流乱れとRe数が遷移位置に影響を与えること，高Re数で主流乱れが大きい場合，翼圧力面では2次元乱流の場合よりも大きな熱伝達となることが述べられている。又，インシデンスが設計インシデンスより少し異なる場合，よどみ点付近で熱伝達の局所変化が生じること，負の大きなインシデンスでは流れが翼圧力面で剝離し，局所熱伝達が増加することが述べられている。GT−9はフィルム冷却翼の冷却孔付近の熱流束についてShort

（昭和63年7月25日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

durationテスト装置を用いた実験を行なうとともに理論的にも研究したものである。フィルム冷却孔内側の熱伝達は，翼弦長に比べてその長さ，径が相対的に小さくても重要であることを述べている。GT－10は環状遷音速ノズルの空力，熱伝達特性をIsentropic Light Piston Tunnel (ILPT) を用いて実験的に研究したものである。翼面，シュラウド面のヌッセルト数分布及び翼回りのマッハ数分布が示されている。GT－11はILPTを用いてタービン段の熱伝達計測，特に回転動翼回りの熱伝達計測を行なうためにOxford大学が開発した計測技術を紹介したものである。GT－16は空気とは異なる冷却媒体を産業用ガスタービンに用いることを提案している。空気，CO_2，ヘリウムなどを用いた伝熱試験を行ない，サーペンタイン冷却流路での対流熱伝達及びフィルム冷却効率についての結果を示している。GT－17はフィルム効率に与える主流の熱的境界層の影響について理論的，実験的に検討したものである。理論値は吹き出し孔下流では実験値と良く一致するものの，吹き出し孔近辺では，一致が悪い。

GT－30は外表面とよどみ点の熱伝達効率分布を乱流モデルを用いて予測し，ギャレット社TFE731－2，Teledyne CAE702のタービン動静翼の翼面熱伝達率実験値と比較したものである。実験値は，実機タービン段を用いたShort duration Testにより得られている。GT－35は回転している冷却流路の対流冷却効率について検討したものである。コリオリ力は平均熱伝達率を増加させること，熱伝達率は圧力面で大きく増加し，吸込面では少し減少することが述べられている。これらの結果は，3次元N－S解析による計算値と比較されている。GT－36は流れ方向の圧力勾配がなく，Görtler渦がある場合の凹面層流境界層の熱伝達場の可視化及び熱伝達率の計測結果を示したものである。可視化には，液晶シートが用いられている。GT－37はフィルム冷却効率計測実験において，吹き出し空気と主流の密度比を模擬するために空気以外のガスを使用することの可否について実験的に検討したものである。空気とCO_2を用いた実験により，密度比を模擬するため空気以外のガスを用いることが可能であることが示されている。GT－42は冷却翼後縁部の冷却に使用されるピンフィン冷却と，後縁吹き出し穴の組み合せについてそれらの形状が熱伝達，圧力損失，及び流量に与える影響について実験的に研究したものである。熱伝達率増加は一般に圧力損失の増加を伴なうこと，吹き出し穴の長さが長い程熱伝達率が高いことを示している。

GT－66は衝突噴流によって冷却されるタービン翼の局所熱伝達に与える音響効果について研究したものである。冷却効果は音響場では少し悪化すること（最大10％まで）を示している。GT－98，99はタービン翼先端部の熱伝達場に与える先端すきまのもれ流れの影響について，実験的に研究したものである。この論文では，もれ流れが翼先端部の翼面熱伝達を増加させること，そしてこれを翼の冷却設計で考慮すべきであることが述べられている。GT－112は1969年から1987年にかけてOxford大学で行なわれたガスタービン研究の概要を述べたもので，ILPTを用いた熱伝達非定常計測のパイオニアDonald Shultz教授の業績をたたえたものである。衝撃波管を用いたフィルム冷却の研究（1969年）から現在のILPTを用いた研究にいたる経緯，計測手法及びILPTを用いた研究の概要が述べられている。GT－114は回転している矩形ダクト内の前後縁面の乱流熱伝達の計測結果を述べたもので局所熱伝達に与える回転の影響が実験式で示されている。

GT－155は，フィルム冷却孔入口付近の熱伝達場を詳細に計測した結果を報告している。GT－161は凹面上のフィルム冷却空気の2次元的挙動について実験的に検討している。3つの異なった吹き出し穴，2つの密度比と広範な吹き出し比に対する実験データが報告されている。GT－170ではフィルム冷却された平板上の乱流境界層内の縦方向渦の熱伝達効果を実験的に検討している。吹き下し側では熱伝達が促進されフィルム冷却効果は最小となり，逆に吹き上げ側では，フィルム効果が増加することを示している。GT－171はフルスケールの遷音速タービン回転動翼の熱伝達計測結果を述べたものである。試験はShort duration装置を用いて行なわれ，流れ場，熱伝達場に関する無次元量は完全にシミュレートされている。回転動翼の中央高さでのデータはOxford大学の2次元翼列データ及び2次元

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

N－S解析値と比較され，良い一致をしていることが述べられている。GT－172は上流の衝撃波が通過することによるタービン回転動翼面上に生じる表面熱伝達率の変動について検討したものである。Oxford大学のILPT翼列風洞を用いて上流で円柱を回転させることにより衝撃波の通過をシミュレーションした実験と理論解を比較している。

GT－173はフルスケールの回転タービン動翼の熱流束計測結果を述べたものである。衝撃波管を用いて，Teledyne 702 HPタービンの回転動翼回りの熱流束を計測している。試験ではノズル翼面からのフィルム空気吹き出しの有無についてもデータがとられている。動翼吸込面上の境界層は静翼後流のため層流と乱流の間で変動すること，圧力面上の境界層は吸込面よりも不安定であることを示している。又，動静翼間の距離を増加することによりこれらの現象が減衰することを述べている。GT－174は，ガスタービン翼のフィルム冷却への応用を目的として交差流れに傾きをもって吹き出された噴流の詳細な挙動を実験的に研究したものである。流速計測にはLDVが用いられている。噴流が吹き出された穴付近には剝離域があり乱れが大きいこと，噴流出口は比較的一様な流速分布であることが示されている。GT－179は冷却されたタービン翼回りの熱伝達に与える主流乱れと後流の効果を調べたものである。上流の翼による後流と交差流れ中の円柱の後流を比較している。GT－180はピンフィン上の局所熱伝達率計測において，非定常法と電気的に加熱したコーティングを用いた方法を比較したものである。両者は，温度境界層の差が殆どない中央よどみ点付近では違いが少ないが，他の領域では違いがある。GT－183は円形壁面噴流によって生じた自由流の乱れが，平板の境界層流れと熱伝達に与える影響を実験的に調べている。主流乱れを，7％～18％変化させた実験により，Stanton数とまさつ係数が乱れ強さとともに増加することを示した。GT－188はタービン翼の先端すきまにおける流れと熱伝達をとり扱ったもので，理想化された2次元先端すきま形状に対し，層流計算を行なってRe数が流れに与える影響を調べている。

GT－246は翼先端に溝があるタービン翼の先端部の熱伝達を実験的に検討したものである。ナフタリン昇華法を用いている。キヤビティ内の局所熱伝達率は，キャビティのアスペクト比，ギャップサイズ，もれ流れのRe数によって強く影響を受ける。GT－270は全面インピンジ冷却の冷却効率を計測し，浸み出しフィルム冷却及びインピンジメント冷却と浸み出し冷却を組合せたものの冷却効率と比較している。GT－290は非定常計測法により，インピンジメント冷却と浸み出し冷却を組合せた壁の冷却効率を測定した結果の報告である。

この他，“Toward Improved Durability in Advanced Aircraft Engine Hot Sections”と題したSessionでNASAが米国のAeroengineメーカ及び研究機関と5年間進めてきたHOSTプロジェクトの総括が行なわれ，その中で，高温計測技術，冷却設計に使用されているデータ及び数値計算モデルのレビューと検証結果が報告されている。

7. 小型ガスタービン

ダイハツディーゼル㈱　長谷川　好　道

小型ガスタービンに関しては，Vehicular & Small Turbomachine Committeeのもとに，パネル討論1セッションを含む4セッションで12論文が発表された。

（昭和63年7月25日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

N－S解析値と比較され，良い一致をしていることが述べられている。GT－172は上流の衝撃波が通過することによるタービン回転動翼面上に生じる表面熱伝達率の変動について検討したものである。Oxford大学のILPT翼列風洞を用いて上流で円柱を回転させることにより衝撃波の通過をシミュレーションした実験と理論解を比較している。

GT－173はフルスケールの回転タービン動翼の熱流束計測結果を述べたものである。衝撃波管を用いて，Teledyne 702 HPタービンの回転動翼回りの熱流束を計測している。試験ではノズル翼面からのフィルム空気吹き出しの有無についてもデータがとられている。動翼吸込面上の境界層は静翼後流のため層流と乱流の間で変動すること，圧力面上の境界層は吸込面よりも不安定であることを示している。又，動静翼間の距離を増加することによりこれらの現象が減衰することを述べている。GT－174は，ガスタービン翼のフィルム冷却への応用を目的として交差流れに傾きをもって吹き出された噴流の詳細な挙動を実験的に研究したものである。流速計測にはLDVが用いられている。噴流が吹き出された穴付近には剝離域があり乱れが大きいこと，噴流出口は比較的一様な流速分布であることが示されている。GT－179は冷却されたタービン翼回りの熱伝達に与える主流乱れと後流の効果を調べたものである。上流の翼による後流と交差流れ中の円柱の後流を比較している。GT－180はピンフィン上の局所熱伝達率計測において，非定常法と電気的に加熱したコーティングを用いた方法を比較したものである。両者は，温度境界層の差が殆どない中央よどみ点付近では違いが少ないが，他の領域では違いがある。GT－183は円形壁面噴流によって生じた自由流の乱れが，平板の境界層流れと熱伝達に与える影響を実験的に調べている。主流乱れを，7％～18％変化させた実験により，Stanton数とまさつ係数が乱れ強さとともに増加することを示した。GT－188はタービン翼の先端すきまにおける流れと熱伝達をとり扱ったもので，理想化された2次元先端すきま形状に対し，層流計算を行なってRe数が流れに与える影響を調べている。

GT－246は翼先端に溝があるタービン翼の先端部の熱伝達を実験的に検討したものである。ナフタリン昇華法を用いている。キヤビティ内の局所熱伝達率は，キャビティのアスペクト比，ギャップサイズ，もれ流れのRe数によって強く影響を受ける。GT－270は全面インピンジ冷却の冷却効率を計測し，浸み出しフィルム冷却及びインピンジメント冷却と浸み出し冷却を組合せたものの冷却効率と比較している。GT－290は非定常計測法により，インピンジメント冷却と浸み出し冷却を組合せた壁の冷却効率を測定した結果の報告である。

この他，“Toward Improved Durability in Advanced Aircraft Engine Hot Sections”と題したSessionでNASAが米国のAeroengineメーカ及び研究機関と5年間進めてきたHOSTプロジェクトの総括が行なわれ，その中で，高温計測技術，冷却設計に使用されているデータ及び数値計算モデルのレビューと検証結果が報告されている。

7. 小型ガスタービン

ダイハツディーゼル㈱　長谷川　好　道

小型ガスタービンに関しては，Vehicular & Small Turbomachine Committeeのもとに，パネル討論1セッションを含む4セッションで12論文が発表された。

（昭和63年7月25日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

1. パネル討論

Ceramics Committeeとの共催セッションで，セラミック部品仕様に対するエンジン製造者および部品供給者の見解ということで，AGT100 Ceramic Components (Alison, Standard oil), Turbine Shroud Ring (Rolls-Royce), Axial Power Turbine (Toyota) について話題が提供された。全体としては，開発経緯と現状についてのもので，提供データに強い不満を表わす発言が出ていた。次段階への中弛みの感がした。一方，日本からのこの分野への資料提供に大いに期待している旨の発言が再三あり，印象に残った。わが国でも，セラミックガスタービン開発の国家プロジェクトが始まったので，新技術の開発へ今以上の貢献が期待できる。

2. 小型セラミックガスタービン

(GT−228) では，ラジアルタービンのTiT上昇に対し，二つの試みがなされている。一つは，構造セラミックスの使用，他は，冷却および複合合金の使用である。複合合金 (Multi-alloy) は，翼先端部は単結晶のRSR合金 (Rapid Solidification Rate Alloy)，ハブ部はIN100の粉末メタル，残りの翼部とハブ部の一部はこれら二合金と強い結合力を示すAF2−1DA粉末メタルからできている。設計手法およびその可能性の評価として，SFC，比出力，比重量，コスト，寿命等について考察されているが，現時点では，上記二方法について明確な判定は得られていない。

(GT−223) はAGT100 Project，(GT−243) はAGT101 Projectについて−米国に於て自動車用ガスタービンの開発を目指して1979年に開始，8年間かけて行なわれた−それぞれの技術開発の総括が報告されており，内容的には，今まで逐次発表された内容をまとめたものとなっている。但し，(GT−243) では，これまでの成果をベースにして，1987年から5ヶ年計画で，更にセラミック技術を追求し最終的にはセラミックスの設計マニュアルを完成させることを目標としたATT-AP (Advanced Turbine Technology Applications Project) の主要ターゲットが明らかにされている。それらは，(1) 米国内供給者による部品製作工程の開発，(2) NDE手法の開発，(3) 設計手法の開発と検証，(4) 耐衝撃材の改良・設計，(5) 高温粒子分離技術，である。

3. 小型タービン用部品

(GT−85) では，車両用ガスタービンの自洗エレメント付高効率フィルタシステムの開発設計について報告されている。本フィルタ使用により，従来のものと比較し，使用時間で10倍増，全圧損失で1/3，組込容積で40％の減を達成している。ABRAMS M1戦車駆動用 Textron Lycoming AGT1500用に開発され，曲線渦式チューブの予洗浄パネルで囲み，エンジン入口に直接取り付けられた自洗回転ドラムバリアフィルタから成り立っており，耐洩水形ハウジングにより深水徒渉能力も備えている。

フルサイズのプロトタイプを製作，試験し，本フィルタシステムの有用性を示している。また，予洗浄エレメントと自洗バリアフィルタの詳細設計に加え，システムの概念設計についても述べている。

(GT−43) では，ガスタービンを使用した主力戦車 (ABRAMS M1) 用動力システムについてレビュー，戦車の附属システムとガスタービンの組合せも含めて，現在および将来の戦車用動力のニーズについて考察している。特にディーゼルエンジンとの比較に於て，ガスタービンのレイアウトの自由度，軽量，出力−トルク特性，低放熱，応答性，耐久性，居住性等の優位性を上げ，SFCに於ても優位に立てるとし，戦車用として，ガスタービンが有力であると述べている。

(GT−38) では，110KW級の車両用ガスタービンに使用する逆流型回転式再生器の熱伝達の過渡特性について数値解析結果を提示している。解法としては，(1) 再生器の出入口で流量は一定 (線形)，(2) 温度によって流量が変化する (非線形) の二方法を比較している。計算結果では，再生器の出口で流体温度の差は8％となっている。もっと厳密に計算すると流体の温度依存の影響は無視しえないことを示している。

(GT−191) では，Daimler-Benzで開発された自動車用ガスタービン試験機の主要静止部品にODS-Superalloy (酸化物分散強化合金) のIncoloy MA956とInconel MA754が使用されているが，これらの材料を選んだ理由，部品製造技術，材料試験結果について報告，材料開発に対し多くの示

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

唆を与えている。MA 956は特に大型薄肉，中空部品に適しており，中空中に1300℃のガスを通すこともできる。MA 754は1150℃までの高応力を受けるソリッド部品に適しており，ナイモニック8A，MAR－M002，200，247よりも固相点が高く，耐酸化性も良い。将来，製作費の低減が達成できればセラミックスに対抗できると報告している。

（GT－282）では，非常に複雑な形状でしかも応力値の高いセラミックラジアルタービンロータの信頼性評価について確率手法を用いて解析している。有限要素法による低応力レベルの設計，信頼性解析としてWeibull分布関数，実ロータの回転疲労テストからクラックの低成長パラメータを求め寿命予測に使用，異物損傷に対するブレード厚さの効果について述べられている。ターボチャージャ用ロータに対しては，900℃程度の温度レベルで強度が高く，クリープおよび酸化による強度低下も考える必要がないので，窒化珪素を使用し既に実用に供されているが，TIT 1350℃程度を目ざすタービンロータに対してはSiC材では強度不足であり，より一層の耐高温強度材を開発する必要があると指摘されている。

4. 小型ターボマシン技術

（GT－1）では，熱効率と出力アップをねらい排熱回収するランキンボトムサイクルタービンに有機流体を使用，その設計概念と性能解析について報告している。有機流体としては，安全性，熱的安定性，熱→動力変換が最高等を考慮して，C_6F_{14}，C_5F_{12}が選ばれている。従来のディーゼルエンジン用過給機のタービン側をこの有機流体タービンに取り替える方法で考えられており，これに伴うシール設計の問題についても考察されている。次の特徴を備えている。(1) 単段タービンで低周速とし信頼性のある運転ができ，長寿命，(2) 低反動度（0.5以下）で3次元流れによる損失に対応，(3) フルアーチアドミッションにより風損を最小，(4) スロートが小さいので壁面損失が大きくならないようノズル数を少，(5) 従来の排ガスタービンと同等の効率。

（GT－8）では，低アスペクト比のタービン翼列の後流二次流れと混合についての試験結果について述べている。偏向角は同一でプロフィルの異なる3種類の翼列について試験を行っている。平均径でのエネルギー損失係数に影響を与える主要パラメータはトレーリングエッジ厚さである。入口境界層厚さを増加すると全二次損失と全エネルギ損失係数が増加する。低アスペクト比によりポテンシャルコアの縮小と側壁効果の増大のためにエネルギ損失率が大きくなる。平均径でのエネルギ損失を与える関係式が後流距離とte/sとの関数で与えられている。流路での平均エネルギ損失係数が後流距離，アスペクト比，出口マッハ数，上流での境界層厚さの関数で与えられている。

（GT－2）小型ガスタービンは，寸法上の制約による効率低下，高速回転の要求，附属機器の小型化が必要等による設計上の困難が色々あるが，30PSクラスのガスタービンについて，設計上の特徴と開発経過，およびこれをベースにした馬力アップ型（30％アップ）の試験結果について報告されている。構成としては，圧力比3.8の1段ラジアルコンプレッサ，単筒缶形燃焼器，1段ラジアルタービン，軸回転数96,000rpmを1段遊星歯車で12,000rpmに更に1段平行軸式で3,600rpmの2種類に減速，電気ガバナ，燃料は灯油，ディーゼル油，JP－4，JP－5を使用，SFC 465gr/ps・hrとなっている。

（GT－102）では，自動車用エンジンに使用される小型ターボチャージャのスクロール面積制御形ラシアルタービンの開発において，次の3種類の可変形タービンとの性能比較がなされている。

(1) セレクターバルブ付のツインスクロール形，(2) 単一の可変フラップ付スクロール形，(3) ノズルスロート面積を制御するマルチベーン形。性能，コスト，耐久性が主要課題である小型ターボチャージャではスクロール面積制御方式が最も適した設計であると提示されている。この方式は，従来のターボチャージャに比べ，ロータ外径で10％，慣性能率で47％の減少となり，実機テストで，その性能の向上が確認されている。今後の開発課題についても言及されている。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

8. 構造及び振動関係

石川島播磨重工業㈱　石井　潔

1. 全般

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

(1) ロータの振動とアクティブ制御
(2) 非定常空気力学と空力弾性（パネル討議）
(3) 構造設計と寿命評価
(4) 要素の振動と全体システム振動
(5) フラッタと強制応答（Ⅰ）
(6) 同上（Ⅱ）

の6つである。この内，(5)及び(6)は，Turbomachinery Committee との共催となっている。全般的な印象としては，今回の構造及び振動関係の各セッションはあまり人気を博しておらず，やや寂しい光景であった。構造・振動関係の論文が全般的に各論に詳しくはいったものが多かったせいもあるかもしれないが，むしろ例年にも増して人気の高かった Aircraft Committee や技術的に話題の多い Ceramics Committee 等に構造技術関係者が流れたものと思われる。

以下，各セッションで発表された論文の概要を報告する。

2. ロータの振動とアクティブ制御

本セッションでは，ロータ不安定及びその制振に関するものが3篇，バランス技術に関して2篇，マグネット軸受について1篇と計6篇の論文が発表された。GT－200では，ロータリーアトマイザにおいて，液体とロータの連成により生ずる不安定振動について理論解析を行ない，実験との比較を行なっている。今の所は多流量の場合に両者はよく合致するが中低流量の場合については一致は悪く，この改善の為にはロータ内の空気流れの影響を解析にとり込む必要があるとしている。GT－253は，翼先端のシュラウドやラビリンスシールからの流体リークに起因するロータ不安定を防止する方法として，軸受支持を非等方的にすることが，特に剛性の小さな軸系において有効であることを示している。GT－73では，翼が破断した際に生ずる衝撃的不釣合による過渡応答を振動センサとこれにリンクしたアクチュエータを用いてアクティブ制御する方法につき論じている。研究はモデルロータについて行なっているが，航空用ガスタービンへの有効性についても，現在更に研究を進めているとのこと。GT－75，163は共にバランス法に関する論文である。前者では弾性ロータのバランス作業時，従来の方法では試加不釣合をつけて影響係数を定めているが，これに替わる効率的な方法として，回転ロータにインパクトを与えてその応答から直接影響係数を定める方法を紹介している。又，後者は不釣合を有するディスクのバランシングの一方法として，ディスクを数100～1000rpm程度で回転させ，その振動応答を計測し，不釣合位相にあわせ金属又はセラミックスの粉末を回転中のディスクに直接溶射し，不釣合をとり去る方法について報告している。GT－168はマグネット軸受の原理，応用例について報告しているが，今回，会議と同時に開催された展示会場においても，数社がこれを出品しており関心を集めていた。今後，益々開発，応用が進んでいくものと思われる。

3. 構造設計及び寿命評価

本セッションでは3篇の論文が発表された。GT－261は筆者が報告したもので，防衛庁新中等練習機XT－4に搭載するF3－30エンジンの構造設計及び開発中に経験した構造上の不具合事例とその改善策についてまとめたものであり，他機の設計の参考となれば幸いである。GT－87は，ロータとステータ間の空気シールとして用いられるインターロックシールとラビリンスシールの2種について，各種性能比較を行なっている。インターロックシールの方がシール効果は高い

（昭和63年7月22日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

が，振動安定性の面からは一長一短あり，各個別のターボマシン毎に評価する必要があると報告している。GT－105では，ガスタービン翼の最適設計手法について述べたものである。翼の固有振動数を拘束条件として，翼厚を変化させ，重量最小となる解を自動的に求めるプログラムをNASTRANと組み合わせて開発したもので，これに定常応力の評価が追加されれば実用的にも有用であろう。尚，同セッションで講演予定であったGT－316は，F－15のAPUエンジンのタービンディスク設計について述べたものであるが，都合により講演中止となった。

4. 要素振動及び全体システム振動

本セッションでは，振動設計及び振動応力等の計測技術に関して計4篇の論文が報告された。

振動設計関係では，GT－123でLM－2500舶用ガスタービンを伝達マトリクス法にて振動解析を行ない実機の振動評価に有効であることを報告していた。又，GT－254では，ロータ軸受システムの設計において，シャフト，軸受部の剛性を変数，固有振動数を拘束条件として重量最小化を図る設計手法について報告された。計測技術関連では，まずGT－149で熱弾性効果（thermoelastic effect）を利用した応力，振動計測技術が紹介された。更にGT－113では産業用ガスタービンにおける計測技術の進歩について総括的に述べている。計測技術の進歩は著しいものがあるが，より手軽に利用できるものを目指し更なる発展を望んでやまない。

5. フラッタと強制応答

本セッションでは，8篇の論文が報告された。GT－56は，3段圧縮機を用いて，翼列干渉について実験的研究を行なっており，又，GT－89，90は，タービン翼の非定常流れ数値解析を行ない，ポテンシャル流れ干渉，ウェーク干渉による非定常力を推定している。GT－287では背圧に変動がある場合のノズルの非圧縮遷音速流れの数値シミュレーションを行なっている。GT－78は超音速軸流ファンのフラッタ解析に有効な空力弾性モデルを提唱している。GT－187は遷音速流中におけるタービン翼，圧縮機翼について，空力不安定現象に対する衝撃波の変動の影響を調べたもの，又，GT－136では，超音速フラッタを起こす領域での圧縮機翼列の非定常流れ解析についての報告がなされた。GT－255も軸流圧縮機のフラッタに関するもので，3次元オイラー解析を用いて非定常空気力の算定を行なっている。

6. あとがき

以上，きわめて雑ぱくではあるが，各セッションの概要を報告した。先に述べたように，今回の構造関係の各セッションは，参加者数という点で評価すれば低調であったことは否めない。現在ガスタービン構造技術者の多くが抱いている関心事として例えば熱の問題，材料の問題がある。こういったテーマは別のCommittee主催となっているが，これらの問題に対しても構造屋の立場からアプローチしたものがもっとでてきてもよいと思われた。ある別のセッションで話題にあがっていたが，これからの技術障壁は単独の専門家では解決しきれなくなってくる。空力，材料，伝熱，構造等の各専門技術者の連携が今以上に必要になってくると思われる。そういう意味から，今後の傾向として恐らくは，複数のCommitteeの共催セッションがもっと増加してゆくのではあるまいか。私見としては期待したい。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

9. ターボ機械の性能と流れ

9.1 軸流関係

九州大学工学部　井上雅弘

ターボ機械の性能と流れに関する研究は相変らず盛んで，23セッションにわたり103編の論文が公表されたが，そのうちの60％近くが軸流機械に関する研究である。

数値解析の研究は，一頃ほどの目新しさはないが実用的な研究が目につく。

二次元翼列の順問題では，陽的時間進行・多重格子法によるNS解析が圧縮機翼列に適用され，入射角の広い範囲にわたって実験値と一致することが示され（GT－96），NS解析が翼列試験の代替となりうることが実証された。また，流れ場の変化の大きい場所で三角要素を増やすJamesonの解適合格子のアルゴリズムにより遷音速翼列のオイラー解析が行われ，衝撃波が鮮明に捕獲された（GT－83）。そのほか今さらとも思われるが，任意回転流面（S1面）上の特異点解法（GT－218），圧縮性ポテンシャル流れ解析と境界層計算の反復（GT－62，160），一般曲線座標系による非圧縮NS解析（GT－225）の研究もある。

二次元翼列の逆問題では，コントロールディフュージョン翼のホドグラフ法による自動設計（GT－139），流れ関数法による回転流面上の遷音速翼列設計（GT－118），Mac-Cormackの陽的時間進行法による超音速タービン動・静翼の設計計算（GT－248），流れ関数法と境界層積分解法の反復による高亜音速タービン翼列の設計（GT－100）の研究がある。

子午面流れ問題では，代数方程式近似による簡易計算法（GT－15），有限要素法によるS2面非粘性流れ計算のタービン長翼への適用（GT－275），衝撃波を含む遷音速ポテンシャル流れの解法（GT－82），ハブ・ケーシング面の速度を規定する逆問題解法（GT－262）がある。

（昭和63年7月25日原稿受付）

三次元翼列問題では，Dawesの圧縮性NS解析が圧縮機翼列の翼端すきまと二次流れの関係や二次損失の予測に適用され実験的検証が行われた（GT－70）ほか，遷音速動翼の設計におけるオイラー解析の有用性が実証され（GT－69，141），非圧縮性NS方程式の部分放物形解法の結果が翼列の二次流れの実験結果と比較されている（GT－80）。

実験的研究は軸流タービンに関するものが多い。二次元タービン翼列では，翼面境界層の遷移やはく離がホットフィルム（GT－151）や赤外線カメラ（GT－33）で調べられている。直線翼列の三次元流れについては，入射角の影響（GT－110），Re数と主流乱れの影響（GT－152），乱れ度と二次損失分布の関係（GT－244），タービン流路内の乱流特性値と乱流モデルの比較（GT－226）などが研究されている。また傾斜翼の採用による二次損失低減とそのメカニズムが静止環状翼列により調べられている（GT－4，19）。

タービン翼列の翼端すきま流れの計測に関する研究も多く，直線翼列において三次元的な流れの構造を解明したもの（GT－235），損失生成のメカニズムを調べたもの（GT－203），先端すきまの速度ベクトルの計測により局所的な漏れ量を解析したもの（GT－29），環状翼列のケーシングを回転させてケーシングとの相対運動の効果を調べたもの（GT－256），漏れ流れに及ぼすレイノルズ数の影響を調べるとともに数値計算と水流モデルを用いて高マッハ数の流れや熱伝達への影響を調査したもの（GT－188）などがある。

このようにタービン翼について多くの要素試験が行われるようになった背景には，ガスタービン翼の冷却や高効率化に関連して流れの詳細な情報が必要となったこと，および数値解析との比較検討資料が必要になったことなどがある。しかし，

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

要素試験では実機で必要な情報が得られない場合がある。例えば，遠心力の影響を受ける動翼面の境界層の遷移点や離泡の予測である。また，乱流特性値の計測に関しては，純粋な乱流変動と巨視的な渦（馬てい形渦や漏れ渦など）のゆらぎとの分離が難かしく，乱流モデルとの対応をどうするかなども気になる点である。聴講者の質問もこれらの点に関するものが多かった。

実機では，単段タービン動翼面にホットフィルムを貼付して上流からのウェークの影響を調べたり（GT－233），5段タービンの静翼直前でホットフィルムをトライバースして，ウェークによって誘起される翼前縁のはく離を調べる（GT－79）など，境界層・ウェーク干渉問題が扱われている。

そのほか，基礎的な研究として，遷音速翼後縁における死水圧（GT－132），鈍頭物体まわりの馬てい形渦（GT－197，291），境界層の遷移（GT－32，298）に関する研究もある。

軸流圧縮機に関する実験的研究には次のものがある。二次元翼列に関しては，入口が超音速で出口が亜音速の翼列性能が調べられ，数値計算のベンチマークデータとなるべく翼列試験資料（流入マッハ数1.4～1.8）が検討された（GT－211，202）ほか，設計流入マッハ数1.61の圧縮機翼において流入マッハ数－入射角特性をはじめ流出角や損失などの諸特性が調べられた（GT－306）。

直線翼列の三次元流れに関しては，Re数が二次流れに及ぼす影響を調べた研究（GT－269），翼列流路内での二次渦の生長過程をX形熱線で調べた研究（GT－137），端壁面上の翼前縁から上流側にボルテックスゼネレータを配して二次損失の低減を図った研究（GT－265）がある。

実機では，動翼先端のすきま流れが詳細な計測により解明された（GT－251）ほか，翼負荷（流量係数）が動翼後方の端壁境界層に及ぼす影響（GT－46），静止環状翼列の三次元流れに及ぼす翼負荷の影響（GT－111），流入速度分布が下流の動・静翼の三次元流れに及ぼす影響（GT－46），静止環状翼列の三次元流れに及ぼす翼負荷の影響（GT－20）に関する実験がある。

また，軸流圧縮機の性能や内部流動の予測に関連して，子午面流線方向の渦度輸送方程式に基づく端壁流れの計算法（GT－260），二次流れと乱流拡散によるハブ・ケーシング間速度分布の混合計算法（GT－68），多数の実験資料の整理による端壁近傍の損失と偏差角分布の一般的関係式の導出（GT－57），先端すきまによる効率低下予測のための経験式の導出（GT－216）などの研究がある。

そのほか，ファンエンジンにおけるストラットの上流側動翼への影響を低減するための静翼テーラリングの理論的研究（GT－54），ブロワの性能向上のためのタンデム翼列形状の研究（GT－124），ポンプ用ヘリカルインデューサにおける逆流とその防止法に関する研究（GT－31）などもある。

なお，ターボ機械の性能劣化の要因について解説が行われ（GT－294），タービン翼列の流れに及ぼす付着物（汚れの堆積）の影響（GT－204），タービン翼のエロージョンに及ぼす二次流れの影響（GT－264），蒸気タービン翼のエロージョンと効率低下の予測（GT－224）などの研究も行われている。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

9.2 遠心関係

法政大学工学部　水木新平

ターボ機械の性能と流れに関係するセッションは11のセクションに分類されており，そのうちで遠心関係は以下の4つであった。

(1) Radial Turbomachinery Aerodynamics −Ⅰ，Ⅱ，Ⅲ
(2) Inviscid Flow Computations −Ⅱ
(3) Viscous Flow Computations −Ⅰ
(4) Endwall & Tip Clearance Flow −Ⅲ

論文数は(1)が17編，(2)が1編，(3)が2編，(4)が1編であるが，これ以外にもとくに軸流関係に遠心と共通するものが多く，全体的な傾向としては軸流に適用されて成果をあげた問題をより複雑な遠心の流れ場を知る基礎として適用し，相互の関連領域が拡張してきていると考えてることもできよう。このような立場から見ると，全論文数の約35％遠心関係と思える。その内訳を大まかに分けると，2次流れをTip Leakagを含めて取扱った3D−NS解析と実験，ディフューザの失速と安定性，性能特性に直接関係するもの，およびその他となる。以下にそれらの内容を簡単に述べる。

先ず，3D−NS解析では軸流と共にTip Leakageを考慮した研究が多く見られ，これらは3次元的な流路内部の流れの解析に粘性の効果を壁面の境界層のみによって含ませて実験結果と対比するとWake部分の大きさが小さく，その位置も負圧面，シュラウド側に近くなりすぎ，実際の2次流れとも一致しなかったことから，漏れを考慮するとWakeおよび2次流れを正しく現わしうると考えて行われたものといえる。このような研究には軸流の実験結果を3ケース，遠心を2ケース対比したDawesの報告（GT−70）も含まれるが，この時，遠心羽根車内の流れにはEckardtの結果を用いている。これと同じく，Whittle LaboratoryのDawesを含むZangench-Kazemiらは低速のラジアルタービンの実験結果に対して同様の解析を適用し（GT−103），良い一致を見たと報告しており，漏れの2次流れおよびWake生成に対する大きな寄与を述べているが，解析は高レイノルズ数で　実験にはRossby数を一致させた低レイノルズ数の結果を用いている。Hahらも漏れを考慮した解析を軸流だけでなく遠心にも適用しているが（GT−39），前刷は会場に無いので本人に直接問い合わせて欲しいとの事である。この他，2次流れと漏れに関してはMooreらのHamrickによる古い実験結果と漏れを考慮した解析を対比した研究（GT−101）があるが，これによってKrainらが既に発表した羽根車内の2次流れのVortexモデルまで討論している。数値解析でTip Clearanceの効果を含ませる部分の細かな境界条件の取扱い方が問題となるはずであるが，その詳細は不明なものが多い。

Tip Clearanceのみの効果を知ろうとシュラウド付きの羽根車にTip Leakageを生じるように隙間をつけ，回転系で時間平均速度と変動圧力を測定し，Tip Clearnceの存在によって翼間圧力勾配が低下するのでWakeが圧力面側に寄ると主張している報告（GT−210）もある。また，Tip Clearnaceを軸方向に変化させて，性能特性を測定し，小さなClearanceの領域では効率などが大幅に変化するが，設計点付近では影響は少いとの報告（GT−190）も見られる。さらに，Clearanceの存在は羽根のTipの負荷を変化させるので全体的な羽根車の性能特性と関連づけられ，比速度，流量および圧力係数をこれに結びつけた報告（GT−92）も見られる。この他，Tip Leakageを主にしたものにFargeらの報告（GT−210）がある。

Tip Leakageを考慮せずに非圧縮で曲線座標系によって3D−NS解析を行い，2次流れを求めてGhost Impellerの実験結果と対比した研究（GT

（昭和63年8月4日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

－217）もあるが，Wakeの位置と大きさの一致は悪いようである。これらの他に$\phi-\omega$法を用いた2次元，層流のNSを解析して水ポンプを主に性能特性まで関係ずけた報告（GT－67）も見られる。また，中国からは例のS_1，S_2面であるが，Katsanisの基礎式で3次元的に独立な座標系をそのまま用いて3次元，非粘性流れ解析をSplitter Bladeを持つ羽根車に適用した報告（GT－93）もある。

ディフューザ関係の発表の中心はその安定性と旋回失速を内部流れおよび性能特性の両面から捕えたものが多いようである。羽根無しディフューザの旋回失速の状態とディフューザ幅および入口と出口の半径比の変化の影響を実験的に調べた研究では，その安定限界を失速セルの変化と結びつけており（GT－153），理論的に羽根無しディフューザに対して非粘性解析を適用してその入口の圧力変動が重要な安定性に対する鍵であり，粘性によるはくりを考えなくても適切な境界条件を与えればその安定性を知り得るとの報告もある（GT－76）。羽根付ディフューザに関してはStraight Channel Vaned Diffuserに対してシュラウド壁面の圧力に圧力変換器を用い，羽根にはストレインゲージを取付けてそれらの変動を測定し，油による流れの可視化も行って，以前に発表されたCambered Vaned Diffuserの結果と対比し，変動と周波数にかなり相関があるがサージの開始については異なるとの報告（GT－22）もある。これと同じ著者を含んだ研究では（GT－120）旋回失速の開始の原因を考察するために各種の遠心および軸流の実験結果を引用し，失速の開始をStable Spiral Vortex Filamentの存在と関係づけており，油によるシュラウドケーシングの可視化などを行った結果を用いてTip Leakageからの漏れの影響を含めて旋回失速開始時の羽根車内部の2次流れを説明しているが，これは軸流のそれに比べてかなり複雑な遠心羽根車内部の流れを軸流と同様に各種のVortexによって説明しようとする努力の端緒とも思える。Tip Leakage関係の研究と併せ考えると2次流れも旋回失速の原因なども含めてより詳細なモデル化につながって行くのかも知れない。

実験的にLDVを用いて遠心ポンプの羽根車とVoluteの流れを測定した報告では，Volute内での設計点における非軸対称流れの存在や低流量域の逆流の存在を示している（GT－95）。Voluteのみを扱った報告では（GT－59）準3次元非粘性解析を主としてターボチャージャ用のSingleおよびTwin Entry Voluteに適用して実験結果と対比し，最適な形状を持つTwin Entry Voluteの設計に言及している。この他に複雑な形状の羽根車裏面の車室に対して$k-\varepsilon$モデルを用いて解析した報告（GT－299），産業用多段圧縮機の性能と形状に関して　異なるガス，レイノルズ数，寸法の効果を調べたもの（GT－34），Simplex法を基礎としたComplex法により，圧縮機の要素を組合わせて全体寸法を決定する際に設計点で最高効率が得られるように性能を支配するパラメータを用いた最適値問題（GT－134）なども見られる。また，少し変ったものではCADを目指してBezier多項式による曲面をPatchする方法により羽根曲面を生成させる報告（GT－60）もある。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

9.3 非定常関係

航空宇宙技術研究所　小 林　　紘

ターボ機械委員会が主催しているセッション31（Flutter & Forced Response）で，「翼振動にともなう衝撃波の位置変動の空力不安定への影響」について論文を発表し，また同委員会の非定常流れ関係へのセッションにも出席する機会を得たので，ターボ機械の非定常流れ（Flutter & Forced Response），（Axial Compressor Unsteady Flow）と（Secondary Air System, Aerodynamics of Internal Air Systems）について発表論文概要を報告する。ターボ機械のフラッタと非定常空力応答並びに非定常流れ及び二次的空気システムに関するセッション及び論文は表1のように整理される。他のセッションにおいても，タービン翼列に関して，動翼列後流と静翼の干渉問題の研究発表が多く含まれており，非定常流れに関してはこれらも参照されたい。発表会は全体的に非常に活発であり，決められた発表時間を殆んど超過した状況のもとに発表と討論が遂行された。また，Flutter & Forced Responseのパネルセッションでは予定時間を1時間半も超過する程の熱心さであった。

1. Flutter & Forced Response

軸流圧縮機，ファンやタービンに関する翼列干渉，フラッタの数値解析，衝撃波の挙動とその作用が報告された。

表1　ターボ機械の非定常流れに関するセッションと発表論文数

Committee	Session（セッション番号）	論文数
Turbo-machinery	Flutter & Forced Response (31 & 55)	8
	Axial Compressor Unstedy Flow (76 &87)	9
	Secondary Air System Aerodynamics of Internal Air Systems (17 & 41)	11

（昭和63年8月2日原稿受付）

（88−GT−56）3段軸流圧縮機を用いて，多段軸流圧縮機の無次元振動数範囲内での翼列干渉の研究を行い，静翼に作用する非定常空気力への粘性後流ガスト，ポテンシャル干渉効果並びに静翼面に発生する圧力分布等を明らかにしている。

（GT−89）（GT−90）上流翼列とのポテンシャル干渉や粘性後流によってタービン翼列に発生する変動空気力の理論解析を二次元，圧縮・非粘性流れモデルにて行い，空気力への動・静翼列のピッチ比，静翼列の流出角の影響等を明らかにしている。（GT−287）背圧の時間的変動にともなう遷音速ノズル内の衝撃波の位置変動を解析し，衝撃波の挙動及び流れの様子を明らかにしている。（GT−78）Laneの翼列理論から計算した非定常空気力を用いて，超音速軸流ファンのフラッタ計算を行い，強い振りモードのフラッタが発生すること等を明らかにしている。（GT−187）翼振動にともなう衝撃波変動によって翼面上に誘起される変動空気力の特性と作用を，圧縮機とタービンの両翼列の広いパラメータ範囲で実験的に明らかにしている。（GT−136）（GT−225）3次元非定常オイラー方程式を数値積分する方法にて，3次元振動翼まわりの流れを解析するコードを開発し，遷音速ファンまわりの流れや圧縮機の超音速翼列フラッタ時に翼に作用する非定常空気力を解析し，3次元効果を明らかにしている。

2. Axial Compressor Unsteady Flow

主に多段軸流圧縮機に関する旋回失速時の流れの計測，サージングや旋回失速の数値解析と実験結果が報告された。

（88−GT−189）高圧多段軸流圧縮機内の過渡的な流れで発生する圧力変動計測のため，2つの計測（高速応答の周波数変調アナログ録音と隣接圧力の実時間デジタル変換）を用いて，旋回失速発生中の圧縮機内の圧力変動を計測して圧力場

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

の詳細な分析を行い，その特性を明らかにしている。(GT－219) ターボジェットエンジンの10段の圧縮機の入口側4段を用いて，実機での旋回失速発生時の圧縮機内の詳細な流れを熱線風速計を用いて計測し，失速セルの挙動や旋回速度を明らかにするとともに，この実機の結果を実験室レベルの低速圧縮機での結果と比較している。(GT－205) 高圧多段軸流圧縮機のサージング近くで発生する流れのミス・マッチングを解明するため，圧縮機の各段が種々の程度のミス・マッチング状態で作動している時に発生する旋回失速と各段での流れの対応を，低速3段軸流圧縮機を用いて調べている。(GT－31) 軸流インデューサーポンプの低流量領域で発生する再循環流れをLDVで計測し，その現象を明らかにするとともに，これによる逆流を抑制するためインデュサー上流に穴あき板を設定した。穴あき板による逆流条件下でのスワールの大きな低減を明示し，最小ポンプ性能損失を与える穴あき板を提示している。(GT－323) 多段軸流圧縮機の旋回失速やサージング発生によって生じる圧縮機内部の温度上昇を4段の軸流圧縮機を用いて研究している。この温度レベルは圧縮機の定常時と比較して著しく高く，サージング中，最も高い温度は初段上流チップ側で生じ，その温度の絶対値は回転速度，流量に依存していることを示している。

(GT－310) 静翼－ストラットの組合せによって上流動翼後縁に誘起される圧力分布をポテンシャル流れモデルにて数値解析を行い，最適な静翼やストラット形状を選定することによって，ストラットによる影響を静翼単独による誘起レベルまで低減出来ることを明らかにしている。(GT－252) Moore-Greitzerモデルを拡張して軸流圧縮機の旋回失速発生を数値解析し，圧縮機応答モードの旋回失速特性形状への依存性を明らかにするとともに，旋回失速特性形状に対するインレット長さと圧縮機の圧力上昇－流量曲線形状の強い影響を見つけている。(GT－231) 分岐理論をモデルの単調波部分に応用することにより，応答モードの終り設定とBパラメータに対する依存度を調べ，加えて，古典サージングとデープサージングとの質的相違を解析している。(GT－220) 圧縮機の不安定現象の1つとして，圧縮機・ダクト・チャンバーによって構成される基本的な圧縮機系システムのサージング現象を非線形モデルにより解析し，サージング周波数等を実験値と比較している。

3. Secondary Air Syetems, Aerodynamics of Internal Air Systems

タービンディスクの冷却空気流れの解析やラビリンスシール内の流れの計測結果等が報告された。(88－GT－49) 有限半径の同軸回転（反転を含む）ディスク間の流体の層流速度分布と温度分布を解析している。速度場はナビィア・ストークス方程式から得て，その速度分布を用いて温度場を計算している。速度分布は実験結果や類似解並びに大きなアスペクト比ディスクモデルの解と比較されている。(GT－47) Lam-Brehorstの$k-\varepsilon$乱流モデルを用いて，同軸反転ディスク間の乱流流れを解析し，接線方向の壁面剪断応力の半径分布がRossby数に依存すること等を明らかにしている。(GT－292) 半径方向流出のある回転空洞タービンディスク内の流れを回転空洞とモデル化し，線形及び非線形の境界層方程式によりディスク上の境界層流れを解いている。(GT－61) 流入再速度がディスクの回転速度と等しい半径流入を有する同軸回転平板ディスク間の流れの圧力分布等を，乱流方程式の積分解法にて求め，実験データとの良い一致を得ている。(GT－127) 有効な半径流出がある場合と無い場合の回転ディスクと静止ディスク間の空洞内の乱流流れを差分法にて解析し，混合距離乱流モデルは回転ディスクシステムの境界層評価に十分なモデルであると報告している。

(GT－45) ラビリンスシール内の流れの様子を知るため，二次元実寸法モデルを用い，ホログラフィ干渉法にて流れ場の密度分布を得ている。(GT－63) 7つのシール空間を有するラビリンスシール内の流れ場を3次元LDVシステムを用いて計測し，シール空間内の流体の平均速度ベクトルやレイノルズ応力テンソル分布と，それらのシール間での変化を調べており，全てのシール間において大きな単独の再循環領域が存在することを明らかにしている。(GT－64) 環状シール内部の流れを3次元LDVシステムを用いて計測し，シール内の平均速度ベクトルと全レイノルズ応力

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

テンソルを明らかにしている。(GT－58) ディスク内空洞の片面に半径方向フィンを有する回転空洞ディスクの半径方向流入の場合の流れを理論と実験による両方の解析を行い，半径方向フィンは空洞内の流れの圧力低下を減少させる作用があると報告している。(GT－276) 静止ケーシングに取付けられたノズルから，タービンディスクの回転方向の予旋回を与えて高圧タービン翼の冷却用空気を吹出した場合，その空気の翼に対する温度の低下効果について実験を行っている。(GT－297) 半径方向流れを附加した回転円板と静止円板間の流れの線形 Ekman 境界層方程式を解き，ディスク間に存在する流体コアの附加半径流による影響を評価している。

§ 入 会 者 名 簿 §

正 会 員

筒井　恒雄（トヨタ）	阿部　裕幸（機械技術研究所）	浜　　篤（新潟鉄工）
高木　健之（新潟鉄工）	山口　一郎（富士通）	吉川　修平（富士電機）
森　　昌彦（三菱重工）	伊藤　栄作（三菱重工）	稲田　　満（三菱重工）
中村　洋一（防衛庁）	金内由紀夫（防衛庁）	貝原　健二（防衛庁）
萩田　敦司（三菱重工）	永井　煥生（防衛大学校）	園山　敏彦（東京電力）
浅見　一永（三菱重工）	宮脇　俊裕（三菱重工）	石渡　正治（日本自動車研究所）
片田　　聡（三菱重工）	山本　　力（日本ガイシ）	猪坂　　弘（島津製作所）
黒坂　　満（ワシントン大学）	遠藤　正男（新潟鉄工）	高橋　直人（三菱重工）

学生会員より正会員へ

仲野　　悟（清水高校）	石塚　敦之（東京ガス）	奥津　良之（山武ハネウェル）

学生会員

佐藤　哲也（東大）	緑川　敏雄（東海大）	須山　達夫（東海大）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

テンソルを明らかにしている。(GT－58) ディスク内空洞の片面に半径方向フィンを有する回転空洞ディスクの半径方向流入の場合の流れを理論と実験による両方の解析を行い，半径方向フィンは空洞内の流れの圧力低下を減少させる作用があると報告している。(GT－276) 静止ケーシングに取付けられたノズルから，タービンディスクの回転方向の予旋回を与えて高圧タービン翼の冷却用空気を吹出した場合，その空気の翼に対する温度の低下効果について実験を行っている。(GT－297) 半径方向流れを附加した回転円板と静止円板間の流れの線形 Ekman 境界層方程式を解き，ディスク間に存在する流体コアの附加半径流による影響を評価している。

§ 入 会 者 名 簿 §

正 会 員

筒井　恒雄（トヨタ）	阿部　裕幸（機械技術研究所）	浜　　篤（新潟鉄工）
高木　健之（新潟鉄工）	山口　一郎（富士通）	吉川　修平（富士電機）
森　　昌彦（三菱重工）	伊藤　栄作（三菱重工）	稲田　　満（三菱重工）
中村　洋一（防衛庁）	金内由紀夫（防衛庁）	貝原　健二（防衛庁）
萩田　敦司（三菱重工）	永井　煥生（防衛大学校）	園山　敏彦（東京電力）
浅見　一永（三菱重工）	宮脇　俊裕（三菱重工）	石渡　正治（日本自動車研究所）
片田　　聡（三菱重工）	山本　　力（日本ガイシ）	猪坂　　弘（島津製作所）
黒坂　　満（ワシントン大学）	遠藤　正男（新潟鉄工）	高橋　直人（三菱重工）

学生会員より正会員へ

仲野　　悟（清水高校）	石塚　敦之（東京ガス）	奥津　良之（山武ハネウェル）

学生会員

佐藤　哲也（東大）	緑川　敏雄（東海大）	須山　達夫（東海大）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

10. 展示

日立製作所㈱　和田克夫

Amsterdam郊外Raiの発表会場に併設された展示場において6月6日から4日間にわたり世界主要ガスタービンメーカ及び関連分野メーカの製品展示が行われた。参加社総数205社であり，日本からは石川島播磨重工と三菱重工の二社の参加があった。展示品は産業用ガスタービンから航空用エンジン，精鋳品や燃料ノズル等の部品類，計測器や制御装置等の機器類等多岐にわたりその印象は個人の興味の対象によって異ると思われる。筆者は産業用ガスタービンの在であるという前提で読んでいただきたい。まず全般の特徴を列挙すると(1)ほとんどの産業用ガスタービンメーカはコンバインド発電の経済性についてパネル説明やモデルの展示を行っており現在の技術動向の中心である。(2)航空機エンジン及びその転用機メーカは実物の展示が多い，高効率かつコンパクトでありコジェネへの売込みが目立つ。(3)欧州のメーカにおいて合併や提携の動きが顕著であり業界の集約化が進みつつある。(4)産業用ガスタービンの技術動向として高温，高効率化機が登場しており，GEのF7F，WH/三菱の501F，ABBのKA8，Siemens/KWUのV64.4と出揃ってきたが今回はあまり派手なPRはなかった。一般に欧州機は米国機に比べ高温化にやや劣るが，遷音速圧縮機を実用化して圧縮比を上げ効率では同等に対抗している，等である。

以下に主要メーカの内容を説明する。

GE社：昨年発表した新鋭機F7F（単機140MW，コンバインド200MW）及びこのスケールアップ機F9F（Alsthom社と共同開発）のパネル説明や燃焼温度＋35℃を可能にするDS精鋳翼（写真1），ガスタービン制御装置の実物展示等業界のリーダとしての自負を掲げた内容であった。

Alsthom社：展示場内最大のスペースをとり，

（昭和63年7月18日原稿受付）

写真1

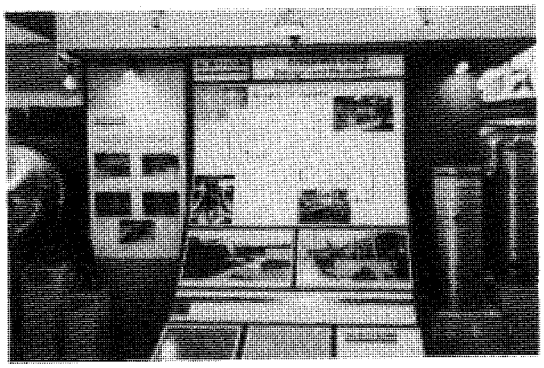


写真2

GE系ガスタービンのコンバインドサイクル全般の機器についてパネル説明やレイアウトモデルを配置している。さらにタービン翼，タービンホイール，燃焼器等実物の展示（写真2）があった。

ABB社：スイスのBBC社とスウェーデンのASEA社が合併した会社である。遷音速圧縮段及びタービン段を有する新鋭機KA8（46.5MW，効率32％）やKA13，Marエンジン等によるコンバインド発電のパネル説明およびモデルの展示（写真3）があった。またPFBC（石炭燃焼炉）と結合したコンバインドは注目に値する。

Siemens-KWU：西ドイツのKWU社がSiemensの傘下に入ったもの。コンバインドサイクルのモデルを数種展示し，また新鋭機V64.4（66MW，効率34.1％）においてUT社の技術を導入した遷音速圧縮機を採用している。ドライ低NOx燃焼

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

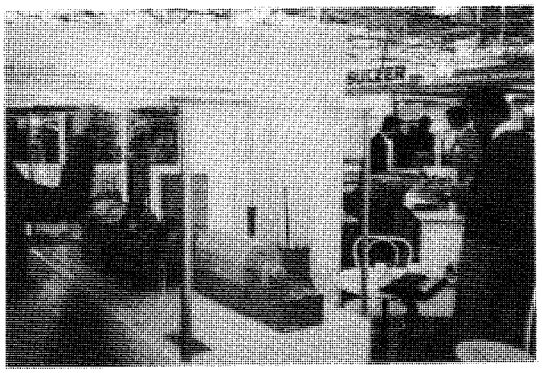


写真 3

写真 5

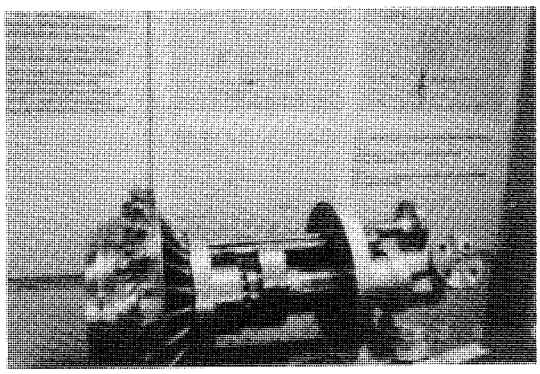


写真 4

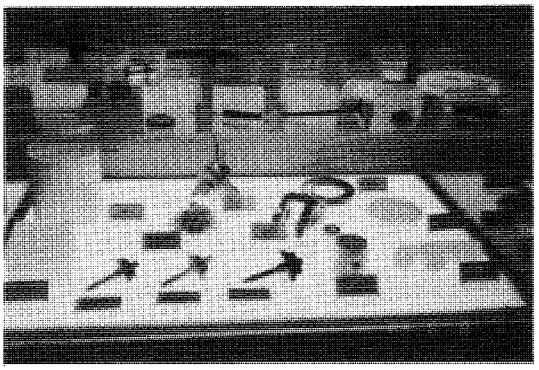


写真 6

器では可動の空気量調整機構を設け燃料切替負荷さ 40％に下げている（写真 4）。

WH 社：ビヤホール的な談話室を中央に広くとりまわりのパネルで新鋭機 501F（145 MW）や CW 251（45MW）の説明を行うという特異なアレンジで人気を集めていた。

三菱重工：WH と共同開発の 501F 及び 701F のパネル説明，MW 701 機のコンバインドモデルや昨年発表した MF－111 機の VTR 紹介等。

石川島播磨重工：航空転用エンジンである IM－5000（34.8MW，効率 35％）を中心としパネル説明及びモデルの展示。

UT/P ＆ W：航空転用の FT8（25MW，効率 39.2％）の実物や戦闘機用エンジン F100－PW－200％）の実物展示（写真 5）及び各種部品開発に技術の高さを見せていた。また Siemens グループの V64，V84 シリーズの販売を始めたことは欧米の協力体制として注目される。

Thomassen 社：GE の航空転用エンジン LM－2500 について実物新品及び長時間使用後のロータを展示し，信頼性の PR を行っていた。

航空機エンジン及びその転用エンジン：上記 UT や Thomassen の他に実物を展示しているものを挙げると RR の RB211 エンジン（今回の展示品としては最大のもの），Textron Lycoming 社の T800－APW800（大型自動車用），Solar 社の Saturn エンジン，Allison 社の 501KB 等。

セラミック関係：DOE によるセラミックガスタービンの開発プロジェクトが昨年 1 段落し，その成果の展示があった。AGT 100（Allison 社）では実物及び部品の展示（写真 6），AGT 101（Garrett 社）では実寸モデルの展示，いずれも問題を残しており引き続き開発計画が示されている。他に RR のセラミック動翼の展示があった。

セラミックコーティングについては燃焼器内面に施工したものは多見されたが，静翼の上下側板への適用や動翼への試行が注目される（RR 社，UT 社，Chromalloy 社）。

以上の主要メーカの他に多くの部品メーカや計測器メーカが機器の展示を行い，カウンターやソファを設け菓子類を置いて人寄せしている。説明員は自社品の PR に積極的であり，ブラリと見ていても引込まれる状況であった。総体的な人出はそれほど多くなく 7 分程度との印象である。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

見聞記

第24回 AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference（ガスタービン関係）

1. 会議全般及び国際パネル討論会

航空宇宙技術研究所 能 瀬 弘 幸

1. まえがき

表記会議は，米国マサチューセッツ州ボストン市のボストンパークプラザホテルに於て，7月11日から13日迄の3日間にわたり開かれた。ここ数年，参加登録者数は1,000人を越しており，前回（サンディェゴ市）は1,200人に達したという。今回も優に1,000人を越した模様で，大変盛況であった。

今年の会議は，"Thrust for the 21st Century"をテーマとして行なわれ，会期中にこのテーマに因んだ国際パネル討論会が開催された。また会議と並行して展示会も同時に開催された。

2. 会議全般

例年の通り会議は，AIAA（The American Institute of Aeronautics and Astronautics），ASME（The American Society of Mechanical Engineers），SAE（The Society of Automotive Engineers）及びASEE（The American Society of Engineering Education）の共催のもとに，ABP（Air Breathing Propulsion），CFD（Computational Fluid Dynamics），GT（Ground Testing），PE（Propulsion Education）及びASP（Aerospace Propulsion）の5分野にわたって103のセッションで576編の論文発表が行なわれた。内訳は表1の通りで，発表論文の85％は米国からのものであり，日本からの発表は11編であった。

全体的にスペース関連の発表が多数を占めたが，ガスタービンエンジン関係としては主にABPの中で，高速機用革新推進システム，小型エンジン技術，HMA（Highly Maneuverable Aircraft）用推進概念，プロップファン，超高バイパスエンジン，新しい航空エンジン開発プログラム，推進システムインテグレーション，エンジン運用，制御及び故障予知，要素（インレット，燃焼，タービン，排気システム等）技術，補機，構造，エンジン用新材料等，多岐にわたるセッションが行なわれたほか，CFDやASPの中の高速推進に関するセッションでも，ガスタービン関連発表があった。

表1 論文発表の内訳

分野	ABP	CFD	PE	GT	ASP	計
セッション数	34	7	1	2	59	103
論文数	166	45	5	11	349	576
米国	143	39	3	8	297	490
英国（イングランド）	7	1	0	0	7	15
フランス	0	0	0	0	12	12
日本	4	1	0	0	6	11
ドイツ	2	0	0	0	7	9
中国	1	0	0	0	6	7
台湾	1	3	0	1	2	7
イスラエル	0	0	1	1	4	6
カナダ	4	0	0	0	1	5

その他：オーストリア4，イタリア，エジプト各3，ユーゴ，オーストラリア，ソ連，インド各1

注）論文数には，口頭発表のみのもの，及び招待セッション講演を含む。ABPには，他にパネルセッション1

3. 国際パネル討論会"Thrust for the 21st Century"

今会議のメインイベントとして上記テーマにつ

（昭和63年8月9日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

いて行なわれたパネル討論会には，西側主要国のエンジン研究機関から筆者を含め5名のパネリストが参加した。

司会を務めたのは，今会議のCo-Chairmanの一人であるFrank E. Pickering氏（Vice President and General Manager, Aircraft Engines Engineering Division, GE Aircraft Engines）で，開会の辞，パネリスト紹介に引き続き，各人17分程度の講演，5分程度の討論の後，会場からの質問を受ける形で会が進行した。パネリストの講演要旨は以下の通りである。

F. W. Armstrong氏（Deputy Director, Royal Aerospace Establishment，英国，注：本年6月に，Royal Aircraft Establishmentから改称）：21世紀に向けて，ジェットエンジンなどのガスタービン機関の優勢はゆるぎないもので，今後は多様化する方向で発展するとの見通しを述べ，遷音速輸送機やヘリコプターが有望であるが，SSTについては技術的にも経済的にも問題があるとの見解を表明したが，これに対しパネリスト及び会場から疑問視する質問が寄せられた。また軍用機用としては，再熱ターボジェット，再熱ターボファンエンジンのタービン入口温度の高温化，遷音速機用可変サイクルエンジン，熱交換器付再生・可変サイクルターボシャフトエンジン（ヘリコプター用）の開発，非金属材料の開発，要素性能の改善等について言及した。

I. G. J. Carpentier氏（President, ONERA，フランス）：遷音速プロペラやCFM56シリーズエンジンの性能向上研究等の紹介の後，極超音速エアブリージングエンジン（ミサイル用ラムジェット）のこれ迄の研究と，1986年から開始されたターボロケット，ラムジェット，ロケットの複合エンジン，及びマッハ6.5を狙ったIVCE（Inverse Variable Cycle Engine）Combined Integrationと称するサイクルの紹介が行なわれた。IVCEは，図1に示すように，高速時のラム圧を利用してタービンを駆動するため，ターボ部分については通常のガスタービンサイクルとは逆に膨張過程から始まる“Inverse Cycle”であると説明された。またマッハ5を目指したHST（Aerospatial社），STAR-Hと称するHERMESに継ぐTSTO（Two Stage to Orbit）計画の紹介があった。

W. Kröll氏（Chairman, Exective Boad, German Aerospace Research Establishment，西ドイツ）：5研究センターと20研究所から成るGAREは，4,000人の職員を擁し，その15％はPropulsionに関する研究活動を行っている。主要なテーマは，プロップファン，航空用ガスタービンエンジン，ヘリコプターエンジン，極超音速エンジン及びロケットエンジンに関する基礎研究である。ロケットエンジンに関しては，15トン級液酸/液水ロケットを開発中であり，西独が進めている航空宇宙機SANGER計画への適用を考えた極超音速エアブリージングエンジンに関しては，材料，超音速燃焼，超音速インテーク，ラムジェット技術，レーザー利用計測法などの要素研究，基礎研究を進めていると紹介した。SANGER計画については，現在5年計画の3年目に当り，残り2年の研究成果によって今後が決まるが，21世紀に向けてのこの様な研究は，高度で大規模であり，国際協力・共同が必要であると結んだ。

筆者：日本に於ける航空宇宙関連の研究機関，ならびに行政システムの概略を紹介した後，スペースプレーン関係の研究基本計画について，ス

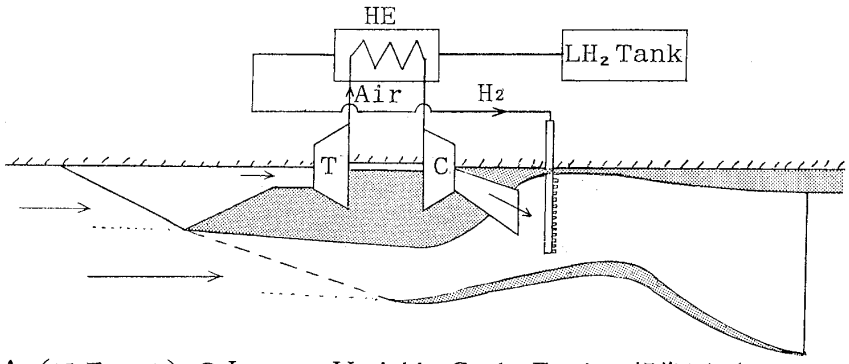


図1 ONERA（フランス）のInverse Variable Cycle Engine想像図（スケッチ，坂田公夫氏）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

ペースプレーン検討会報告を引用紹介した。引き続き，超/極超音速推進システムとして，ターボ系エンジン，ラム/スクラムジェットエンジン，LACE等エンジンのシステム検討の状況，基礎・要素研究の概要，ロケットエンジン関連技術として再使用ロケット，キセノン・イオンエンジン，高亜音速エンジン技術関連としては，FJRエンジンを搭載して進めているSTOL研究での成果，超高バイパスエンジンのためのCFDシミュレーションとダクテッドファン要素試験等，航技研が行っている研究を中心に紹介した。

なお，航技研におけるスペースプレーン検討の例として示したSSTO（Single Stage to Orbit）について，TSTOのSANGER計画を進めている西独のKröll氏から，技術的な比較検討の結果，SSTOを選択したのかという質問がなされたが，一研究例であり，目標形態は検討中と答えた。

G. M. Reck氏（Director, Propulsion, Power & Energy Division, NASA, 米国）：NASAの現在の研究は，米国科学技術政策局の長期的航空技術開発構想（1985年3月）と同局のアクションプラン（1987年2月）に基づいて，Subsonic Goal, Supersonic Goal, Transatmospheric Goalのそれぞれに設定した技術目標と課題に向けて進められていると紹介した。具体的には，Subsonic Goalに関しては，ATP/UDFエンジンを搭載した超省エネ型の高亜音速輸送機，ティルトローター機等，Supersonic Goalに関しては，第2世代SST，軍用超音速STOVL（Short Take Off and Vertical Landing），またTransatmospheric Goalに関しては，NASP及びHSCTが目標となっている。これらの目標を達成するための主要課題であるエンジンについては，ATP/UDF，UBE（Ultra Bypass Engine），VCE（Variable Cycle Engine），極超音速エンジン，スクラムジェットエンジン等について，NASAのLewis，Langley，Amesの各研究所を中心として研究を進めていると紹介した。

結び：会場との討論では特に，国際協力に関して今後，種々の面で積極的に推進すべきではないかという意見が出された。

終りに司会のPickering氏が，初めての試みとして，各国の公的エンジン研究機関からの代表者によるパネルが成功裡に終了したこと，事前に内容の設定を全く行なわなかったにもかかわらず，高速輸送，宇宙輸送の重要性が各国から指摘されるなど，大きな方向で各国が一致していた事は驚きであると共に，その方向に間違いのないことをお互に確認したこと，国際協力が増々重要となることを認識したことを述べて結びとした。

4. あとがき

僅か3日間の会期中に，600件に近い論文発表，パネル，論文賞授与昼食会及び記念講演，展示会，パーティ等，盛り沢山の行事が精力的に行なわれ，充実した会議という印象であった。

本稿をまとめるに当たり，図1のスケッチを含み，航技研坂田公夫氏から資料提供を受けたことを感謝します。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

2. Hypersonic/Supersonic Propulsion 関係

航空宇宙技術研究所　坂田公夫

1. 概要

Hypersonic/Supersonic Propulsion に関する研究報告は，ガスタービンサイクルを基本とするターボ系エンジンのみならず，ラムジェット，あるいは，ロケットエンジンに類するものまで含むことになる。ここでも，技術的に関連するものとして，多少広い範囲の内容を含んで報告する。

極超音速機，あるいは，スペース・プレーン用の高速エアブリージング・エンジンに関する研究成果の報告は，1985年頃から徐々に増え始めていたが，今年の会議では，関連する報告が，576編の論文の内，86編であった。

セッション数も，103セッションのうちHypersonic あるいは High Speed Vehicle と名のつくものが9セッションであり，関連の深いセッションを合せると，25セッションで，全体の約1/4に当る。プロップファンやターボジェットを含む空気吸込エンジン関連のセッションが約70であったので，その1/3以上がHypersonicに関係したものということになる。

その内訳は，表1に示すように，インテークや燃焼器などの要素技術関係の報告が52件と多数を占めているが，筆者の発表も含めて，新しい推進システムとして，エンジンの概念検討などのシステム技術に関する報告も28件と少なくはない。

概して言えば，エンジンシステム研究は，高速ターボ系の性能計算，概念設計，比較研究等が多く，その他として，ロケットエンジンとの複合化や，レーザーエンジン等が研究され，ラム系エンジンのシステム研究は少ない。また，スクラムジェットの研究報告は21件あるが，実験的なものよりも数値シミュレーション（CFD）や理論研究などが多く，CFDについても超/極超音速空力が多く，燃焼過程を含んだ解析は26件中7件で，これからの研究の進展が期待されるところである。

なお，Supersonic に関するものは，上述の Hypersonic/Supersonic 領域の High Speed Civil Transport への適用を目的としたものの他に，従来からの Supersonic Fighter 等への適用を目的としたものがある。後者については今回 Advanced STOVL 及び Highly Maneuverable Aircraft に関するセッションが計4セッション（論文数18）あり，排気システムに関する論文も含め，超音速で飛行出来てかつ低速時の機動性のある航空機の推

表1　Hypersonic 関係の発表論文

研究手法 技術課題	概念／設計	実験	理論解析	数値 シミュレーション	その他	合計
エンジンシステム	24	0	4	0	0	28
要素技術	1	13	12	26	0	52
材料／構造技術	1	0	1	0	0	2
地上試験設備	0	0	0	0	4	4
計	26	13	17	26	4	86

（昭和63年8月10日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

進技術の研究が進められているが，これらについては本章では省略した。

2. エンジンシステム研究に関する発表

システム研究では，スペースプレーンあるいは，単段宇宙往還機を目指したものと，HST や SST の高速航空機を目指したものとに分かれるが，スペース用には，複合エンジンシステムを，高速航空機用には，ラム技術を取込んだターボ系エンジンシステムを取扱っている。

スペース用のエンジンに関しては，ターボ系とラム系を複合化したエンジンシステムについて（一部はロケットエンジンとの複合化を含む），英国が２件（AIAA－88－3069，3073，以下括弧内の数字は AIAA 論文番号を示す），フランスが１件（2823）そして，日本が１件（2947）の計４件であり，国の特徴は出ているものの，いずれも低速時に高出力高比推力のターボ系を用い，高速時に，ラム技術を採用しようとするもので，考え方は類似している。

米国からのこの種の研究発表はなく，極低温燃料の低温源を考慮したエネルギーシステムとして推進システムをとらえた研究が２件（2824，2825）報告されているにとどまっている。これは既にエンジンシステムの研究時期は終了したか，あるいは，秘密の中にあるのかと推測される。特に，今回の会議では，発表が口頭のみで，論文が公表されていないものが目立ち，米国において最近公表の制限が厳しく管理されていることを思わせる。

高速航空機用エンジンは，米国の HSCT（High Speed Civil Transport）プロジェクトに関連して，同名のセッションや，Innovative Propulsion Concepts for High Speed Vehicles などのセッションで，いくつか目につく発表があった。多くはエンジンの概念研究であり，PWA の超音速軸流ファン（2945），高速化のための高温化に対処した予冷却ターボジェット（2946）などが注目される。また，解説的報告として，NASA（2985），ボーイング（2986），ダグラス（2990），PWA（2987），GE（2988）及びイギリス RR（2989）それぞれから１件ずつエンジンシステム及び技術課題と研究の現況に関する発表があった。図１は，NASA の報告（2985）で紹介されたマッハ３～５を目指した高速エンジンにおける技術課題の図解である。

このほか，特殊エンジン例として，レーザー光利用の宇宙往還機用エンジン（2970，2971，2972），デトネーション・エンジン（2969），あるいは反物質推進（2967）などが報告されているのも面白い。

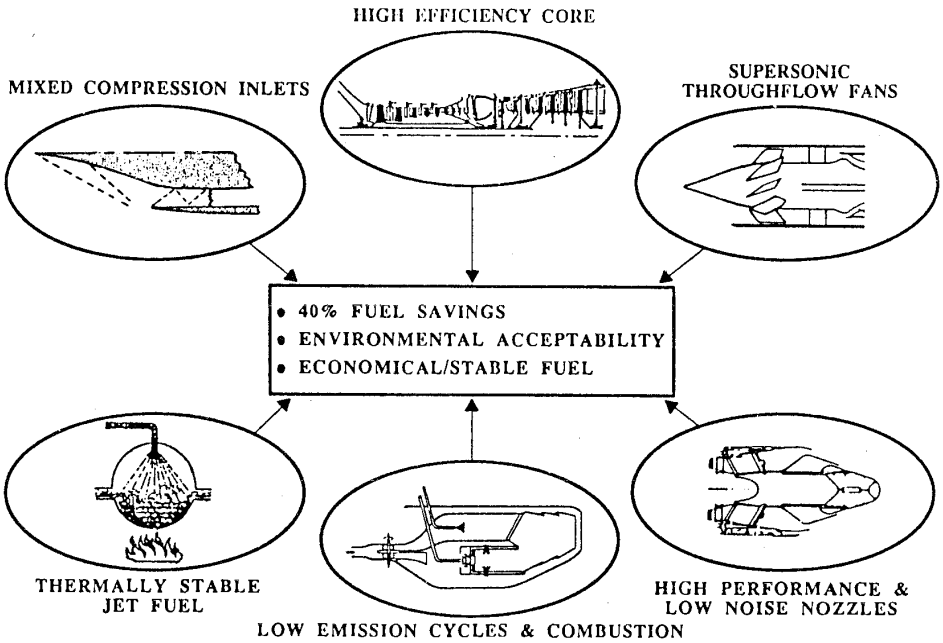


図１　高速エンジンの技術課題

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

3. 要素・材料技術に関する発表

要素技術に関しては52件の発表があり，高速エンジンに関する発表の約2/3の量である。そのうち実験をもととするものが13件で約1/4，残りが理論研究あるいは数値シミュレーション（CFD）となっている（表1）。また，要素研究の多くは，ラム/スクラムジェットのインテーク，燃焼器及びノズルに関するのもであり（32件，その内スクラムジェット20件），そのほかは超音速ファン，基礎的共通的空力問題，境界層モデリング及び計測法に関する研究である。

スクラムジェットに関する研究は，実機条件を地上で模擬することが困難であることもあり，数値シミュレーションや，理論解析が多くなっている。その内容は，インテーク及びノズルに関する超音速空力（2826，2828，2831など），燃焼室内の反応性流れの計算（3259，3260など）等のCFDによる研究，あるいは，フォアボディ（機体前部）の境界層の影響に関する計算（3057）などが注目される。

前述の様に，実験研究はまだ余り多くはないが，新しい，反応を含む高速の流れ場を対象とするため，計測法の研究（2855，2959など），境界層の実験的研究（3054，3055），あるいは，保炎などの燃焼の基礎的実験（2961，3141）などが目立った。

また，材料に関する研究報告はこの会議では少なかったが，発表された2件は，どちらも耐熱を主眼とした，金属/セラミック複合材に関する研究報告であった（3059，3127）。

4. その他の研究報告及び関連する事柄

(1) 試験設備に関する報告

試験設備に関する報告は4件ほどあり，このうち，Aerojet社と，Marquardt社の報告は，米国NASP計画に基づく極超音速エンジン試験設備の整備に関するものである（2964，2965）。特に筆者が，学会からの帰りにSacramentoのAerojet社に寄って見学した，マッハ8の8−footエンジン試験設備は，さすがに立派であり，NASAのラングレーRCとともに今後の研究開発活動に注目すべきものと思われた。

(2) J. Kerrebrock教授の記念講演

“Technical Prospect for Hypersonic Flight”

会議中の12日の昼食会と共に行われた，MITのKerrebrock教授の記念講演は，今後の極超音速の研究動向を探る上で役に立つと思われるので簡単に紹介しておきたい。

極超音速の技術研究のそもそものMotivationは，技術の可能性の追求であり，夢の宇宙往還機としてのSSTOへの挑戦であるとし，技術的には，マッハ数6を第一ステップとして，マッハ数8を次の挑戦とするのが妥当であると述べていた。主要な技術課題は，第一にエンジンであるが，Active cooling，エンジン−機体インテグレーション，熱防御システム，耐熱材料等である。特に，エンジンは，フルスケールの地上試験は困難であるため，極超音速の実験機を開発して，FTBとして運用することが必要である。

NASPは，現在3年目の研究に入っているが，目的は，直接スペースプレーンを開発することではなく，マッハ数へのチャレンジのためのエンジン及び実験機の開発である。実際に開発するスペースプレーンの形態が，SSTOであるかTSTOとなるかは，技術の達成度に応じて決められることである。また，NASPの今後は，大統領選の行方によっては，計画の中断もあり得ると考えており，今は，技術の重要性の認識を広め，着実な研究の推進に努めることが大事と考えている，等と述べていた。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

3. Subsonic Propulsion 関係

石川島播磨重工業㈱　榊　純一

1. V/STOL（垂直/短距離離着陸）機

ティルトロータ機として注目を集めている機体に，Bell/Boeing の V－22（Osprey）がある。ティルトロータ機は，ヘリコプターと固定翼機の両方の特徴を兼ね備えた機体で，V－22 は Allison 社製のターボシャフトエンジン T406－AD－400 を2基搭載している。V－22 は離陸時にはエンジンが垂直に，通常の飛行時は従来通り水平になるが，今回は，機体へのマウント方法とエンジン補機について，Bell Helicopter から報告された。

一方，V/STOL機としては，従来から英国のハリアーが知られている。最近 RR では，従来型の Pegasus エンジンに PCB（Plenum Chamber Burning）という一種のアフタバーナを付けた，Augumented Pegasus を開発中であるが，従来型のエンジンに比べて高温となった排気ガスが，離着陸時のリサーキュレーションで，ファンに吸込まれることが問題となっている。高温ガスの吸込みは，入口温度ディストーションによるファンのサージマージン低下を招くが，RR からは，ハリアーをクレーンで吊り上げて，実機ベースでエンジン性能への影響を確認できる Open Test Cell Facility の紹介と，入口温度ディストーションがファン性能に与える影響についての，実験データが報告された。

また NASA Lewis からは 9′×15′の低速風胴に STOVL（Short Take Off and Vertical Landing）機の模型を入れ，離着陸時の空気流れの様子を可視化できるようにした試験結果が報告された。

PWA からは，1989 年初頭に飛行予定と伝えられる F－15 SMTD 機（STOL/Maneuver Technology Demonstrator）に搭載する，2次元ノズル付 F100－PW－220 の試験風景がビデオで上映され，印象的であった。

2. UHBR（超高バイパス比）エンジン

最近は原油価格が低水準で安定している為，昔ほど SFC の改善が UHBR エンジンの目玉とはならなくなり，エンジン価格，整備性，オーバホール間隔等についても，売り込みの際の重要な要素となることを，エンジン/機体メーカー共に認識しているようである。

RR からは，BPR（Bypass Ratio）14 で，歯車付き単段ファンの RB541－02 と，歯車付き2重反転アフト・ファンの RB529 について紹介があった。特に単段ファンを採用する場合は，耐インレット・ディストーション性とサージ余裕の確保，及び巡航でのファン効率の向上の為，可変ピッチ・ファンと可変ノズルの採用が重要であるとの説明があった。

Boeing からは，BPR10～18 の歯車付き，可変ピッチ，可変ノズルの UHBR エンジン性能についての詳細検討結果の報告と共に，機体メーカーの立場から，ナセル設計についても言及している。ナセル性能（ファン・カウル抵抗等）については，搭載エンジンの BPR に対じた検討を行っており，ナセル内の流れを CFD で解析したカラーグラフィックスの紹介も行われた。

3. エンジン開発及びエンジン・システム関係

ATF（Advanced Tactical Fighter）用エンジンとして開発中の YF119（PW5000）と YF120（GE37）について，その開発状況が PWA と GE の担当者から報告され，いずれも順調に開発が進んでいることをうかがわせた。

日本からは，中等練習機の開発過程における，「インレット・ディストーションに関するエンジン（F3－30）と機体（T－4）の適合性設計」について，エンジンの高空性能試験結果，機体の風胴試験結果も含めて，筆者らが講演した。

（昭和 63 年 8 月 10 日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

一方，システム関係としては，統合エンジン制御として，PWAからDEEC（Digital Electronic Engine Control）及びHIDEC（Highly Integrated Digital Electronic Control）の開発状況が報告された。今回はソ連からも，エンジン/機体の統合制御に関する数学モデルの提示と，その検討結果が紹介されるなど，航空宇宙分野でアメリカを追い上げる，ソ連の実力の一端を垣間見た感じがした。

4. エンジン要素及び騒音関係

石川島播磨重工業㈱　中 村 良 也

1. 圧縮機

PWAより低アスペクト比ファンの設計及び試験の報告があり，圧力比2.2でポリトロピック効率90.5％を達成，実機スケールでは91.5％に達するとしており，現在の水準を抜くものとなっている。更に後退翼化により効率向上を狙うとのこと。設計手法としては特に斬新なものではないが，Euler解析によるshock loss分布をThorough Flow計算に取込んだものを用いており，データベースの蓄積が進んでいることを物語っている。

Sundstrandより小型遠心圧縮機の入口形状と空力性能との関係の話があり，小型化に苦労している様子であった。この他は基礎研究的なもので，オランダNALより動翼後流による静翼の非定常圧力分布計測結果の紹介があり，騒音との関連について論じ，NASAからは振動翼列試験に関する報告があり，影響係数による線型重ね合わせで非定常空気力を整理する方法が亜音速域では有効であることを示していた。

2. 燃焼器

超音速燃焼への関心が高くなってきており，CFDで取扱ったものが多い。しかし検証用のデータはまだ限られており，今後も公開されるものは余り多くは期待できないと思われる。目についた物では，NASA Langleyから水素とHCの混合燃料を用いた超音速燃焼試験（マッハ2）の報告があり，OH基のスペクトル吸収を利用した燃焼性能計測（温度及びOH基濃度）法の開発は新たな非接触計測法として興味を引くものであった。一般に実験報告は少なく，特に燃やしたものは余り見当らなかった。CFD関係は益々多くなっており，乱流のモデル化に関心が高く，一部検証も行なわれつつあるが，特に速い領域ではデータに限界がある。現状では境界層に関するものが中心であるが，拡散現象の捕獲など幅広いモデル化が必要である。化学反応モデルも色々試みられているが，総じてCFDの論文は使ったモデルとその結果のみを示すにとどまるものが多いようである。

3. タービン

非定常CFDの論文が多くなってきているが，その目的とする所はまだ余り明解ではない。

MITのGilesはNASA AmesのRaiと共に最近この分野で目立っているが，今回は動静翼枚数の違う場合について2次元NS計算を行ない，ノズル後流によりHot streamが発生し，ロータ翼面上にHot spotができることを説明していた。

試験関係ではノースイースタン大がGEと連名で乱流促進体による伝熱現象の詳細実験を行なった結果について発表した。PWAからは多段軸流タービンの動静翼干渉に関する報告があり，後流による境界層への影響や馬蹄形渦の動翼による干渉の他，損失など全体計測も行なっており，非定常性と効率との関係に興味を持っているようである。

4. 騒音関係

次世代超音速旅客機としてHSCT（High Speed

（昭和63年8月10日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

一方，システム関係としては，統合エンジン制御として，PWAからDEEC（Digital Electronic Engine Control）及びHIDEC（Highly Integrated Digital Electronic Control）の開発状況が報告された。今回はソ連からも，エンジン/機体の統合制御に関する数学モデルの提示と，その検討結果が紹介されるなど，航空宇宙分野でアメリカを追い上げる，ソ連の実力の一端を垣間見た感じがした。

4. エンジン要素及び騒音関係

石川島播磨重工業㈱　中 村 良 也

1. 圧縮機

PWAより低アスペクト比ファンの設計及び試験の報告があり，圧力比2.2でポリトロピック効率90.5％を達成，実機スケールでは91.5％に達するとしており，現在の水準を抜くものとなっている。更に後退翼化により効率向上を狙うとのこと。設計手法としては特に斬新なものではないが，Euler解析によるshock loss分布をThorough Flow計算に取込んだものを用いており，データベースの蓄積が進んでいることを物語っている。

Sundstrandより小型遠心圧縮機の入口形状と空力性能との関係の話があり，小型化に苦労している様子であった。この他は基礎研究的なもので，オランダNALより動翼後流による静翼の非定常圧力分布計測結果の紹介があり，騒音との関連について論じ，NASAからは振動翼列試験に関する報告があり，影響係数による線型重ね合わせで非定常空気力を整理する方法が亜音速域では有効であることを示していた。

2. 燃焼器

超音速燃焼への関心が高くなってきており，CFDで取扱ったものが多い。しかし検証用のデータはまだ限られており，今後も公開されるものは余り多くは期待できないと思われる。目についた物では，NASA Langleyから水素とHCの混合燃料を用いた超音速燃焼試験（マッハ2）の報告があり，OH基のスペクトル吸収を利用した燃焼性能計測（温度及びOH基濃度）法の開発は新たな非接触計測法として興味を引くものであった。一般に実験報告は少なく，特に燃やしたものは余り見当らなかった。CFD関係は益々多くなっており，乱流のモデル化に関心が高く，一部検証も行なわれつつあるが，特に速い領域ではデータに限界がある。現状では境界層に関するものが中心であるが，拡散現象の捕獲など幅広いモデル化が必要である。化学反応モデルも色々試みられているが，総じてCFDの論文は使ったモデルとその結果のみを示すにとどまるものが多いようである。

3. タービン

非定常CFDの論文が多くなってきているが，その目的とする所はまだ余り明解ではない。

MITのGilesはNASA AmesのRaiと共に最近この分野で目立っているが，今回は動静翼枚数の違う場合について2次元NS計算を行ない，ノズル後流によりHot streamが発生し，ロータ翼面上にHot spotができることを説明していた。

試験関係ではノースイースタン大がGEと連名で乱流促進体による伝熱現象の詳細実験を行なった結果について発表した。PWAからは多段軸流タービンの動静翼干渉に関する報告があり，後流による境界層への影響や馬蹄形渦の動翼による干渉の他，損失など全体計測も行なっており，非定常性と効率との関係に興味を持っているようである。

4. 騒音関係

次世代超音速旅客機としてHSCT（High Speed

（昭和63年8月10日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

Civil Transport）の研究開発の気運が高まっているが，超音速ジェットによる離着陸時の騒音低減が，燃費の低減と共に最大の技術課題となっている。NASA，Boeing，Douglas，PWA，GE，RRのそれぞれからHSCTの調査研究に関する報告があり，現行規制（StageⅢ）を満足することはextremely difficultということで見方が一致している。Coannular Nozzleに加え，Ejector/Chute，Plug Nozzle等の低減デバイスの研究や，エンジンサイズ最適化に必要な騒音予測精度の向上の研究が更に進められる一方，ルールの見直しを求める気配も感じられた。

Propfan関係ではプロジェクトの現状報告に関するセッションと，プロペラ要素研究的なセッションとに分けられていた。HamiltonのLAP（Large scale Advanced Propfan）に関する発表では客室騒音，地上騒音の何れも今後の減少の努力が必要としていたが，GEはUDF試験の結果から客室騒音はMD80以下，地上騒音もstageⅢにミートすると主張していたのが対照的であった。UDFでは前後の翼枚数を変えた事が効いているようである。

協　賛

「'88航空ビジョン講演会」

日　時　　昭和63年11月4日(金)
会　場　　日本学術会議講堂

詳細は，'88航空ビジョン講演会実行委員会（Tel 0422－47－5911内線370）へお問い合わせ下さい。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

Civil Transport）の研究開発の気運が高まっているが，超音速ジェットによる離着陸時の騒音低減が，燃費の低減と共に最大の技術課題となっている。NASA，Boeing，Douglas，PWA，GE，RRのそれぞれからHSCTの調査研究に関する報告があり，現行規制（StageⅢ）を満足することはextremely difficultということで見方が一致している。Coannular Nozzleに加え，Ejector/Chute，Plug Nozzle等の低減デバイスの研究や，エンジンサイズ最適化に必要な騒音予測精度の向上の研究が更に進められる一方，ルールの見直しを求める気配も感じられた。

Propfan関係ではプロジェクトの現状報告に関するセッションと，プロペラ要素研究的なセッションとに分けられていた。HamiltonのLAP（Large scale Advanced Propfan）に関する発表では客室騒音，地上騒音の何れも今後の減少の努力が必要としていたが，GEはUDF試験の結果から客室騒音はMD80以下，地上騒音もstageⅢにミートすると主張していたのが対照的であった。UDFでは前後の翼枚数を変えた事が効いているようである。

協　賛

「'88航空ビジョン講演会」

日　時　　昭和63年11月4日(金)
会　場　　日本学術会議講堂

詳細は，'88航空ビジョン講演会実行委員会（Tel 0422－47－5911内線370）へお問い合わせ下さい。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

資料

ガスタービン燃焼器に関する諸問題とその対策のための事例（その2）

第11期調査研究委員会

はじめに

前号の（その1）において，「ガスタービンの動向」と題して各種のガスタービンとその燃焼器の現状と，それらが今後どのように発展していく情勢にあるかについて述べた。今回は今後望まれているガスタービンに対処できる燃焼器とするためには，将来どのような問題点が解決されなければならないのか，その問題点の解決のために現状においてはどのような対策が採られているかを述べることとする。

燃焼器において現在解決を迫られている点の第一は，有害排出物の低減であろう。特に窒素酸化物については前号でも述べたように，その低減化の社会的な要求は厳しい規制となって現れており，メーカー各社はその対応に追われている。排気の清浄化は，設計点のみならず，部分負荷時においても高い効率を維持しながら実現されなければならないので，高度な技術的な対策が必要である。また，ガスタービンの運転コストの低廉化を図るためにも，また，エネルギー事情の変化に敏速に対処するためにも，燃料の多様化，燃料規格の拡大にも対応できるような燃焼器の開発が望まれている。さらには，高い効率の実現にはサイクルの高温化，高圧化が必要とされ，そのために燃焼筒の冷却構造の高性能化や，セラミック等の耐熱材料の実用化の研究が盛んである。

これらの問題は互いに関連をもっているので，個々に解決されるものではなく，時には単独に考えられる対策が相矛盾する場合すらあるので，互いの影響を考慮しながら同時並行的に対策を立てることとなる。従って本稿においても個々の問題点に対する対策について類似の内容や重複した記述があることをお断りしておきたい。

ガスタービンの燃焼器における諸問題の解決のために試行されている具体例は，国内，国外の企業において数多くある。しかし，ここではその一つ一つを列挙する紙数もないし，それのみが本調査研究委員会の目的でもないので，問題解決に対してどのような理由でどのような対策が採られる傾向にあるのかについて代表的な具体例を挙げながら述べることとし，対策の具体例の大部分は紹介された調査文献で読者諸兄に調査頂くこととしたい。

（川口　修）

（昭和63年8月5日原稿受付）

第11期調査研究委員会
委員長　川口　修（慶応大学）
委　員　石橋　洋二（日立製作所）
熊倉　孝尚（船舶技研）
佐々木正史（日産自動車）
佐藤　幸徳（石川島播磨重工）
田丸　卓（航技研）
堀　守雄（拓殖大学）
森　建二（川崎重工業）

Ⅱ．1．高温・高圧化への対策

Ⅱ．1．1　産業用ガスタービン

ガスタービンサイクルの高温・高圧化は，燃焼ガス温度のみならず，燃焼器壁面を冷却する空気温度も上昇させることになり，燃焼器材料の改良や高性能冷却構造等の対策が行われている。これらの変遷については，本学会のセミナー[1]等を参照されたい。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

ここでは，燃焼器の耐久性能向上対策も含めて，できるだけ具体的な対策実例や研究開発例を示すこととする。

図 1.1 はムーンライト高効率ガスタービン（AGTJ100A）用高圧燃焼器であるが，入口圧力 5.5MPa（56ata）出口ガス温度 1573 K（1300 ℃）に対応するため各種の配慮がなされている[2)]。

燃焼器ライナ回りにはフローガイドが取り付けられ流れを強制的に整流することにより(図1.2)，燃焼や冷却のむらがなくなり，効率の良い冷却性能が得られる。また，フィルム冷却段数や空気孔との干渉の調整例も図1.3，1.4の様に示されてい

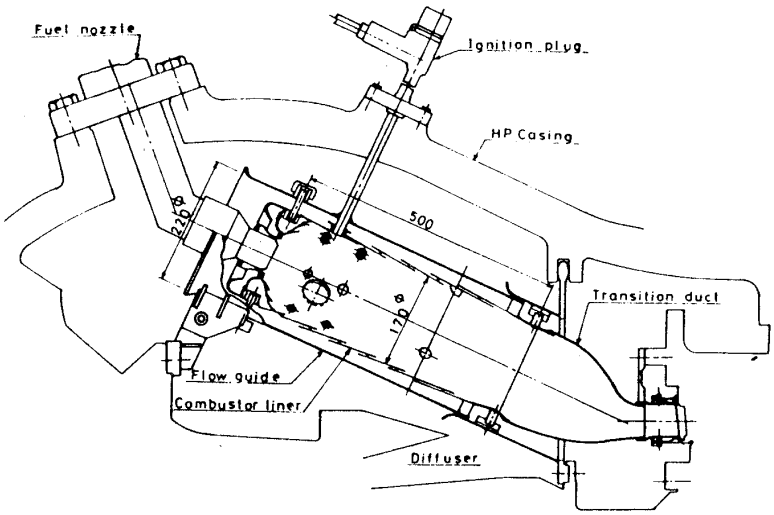
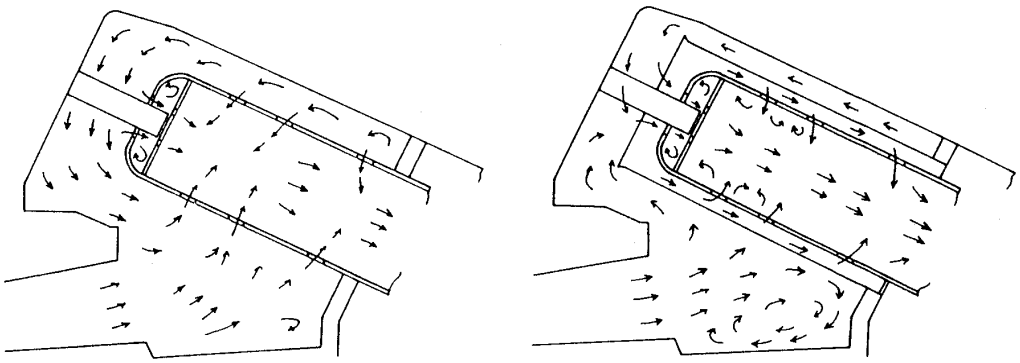


図 1.1　AGTJ100A 高圧燃焼器



(a) without flow guide　　(b) with flow guide

図 1.2　フローガイドの効果

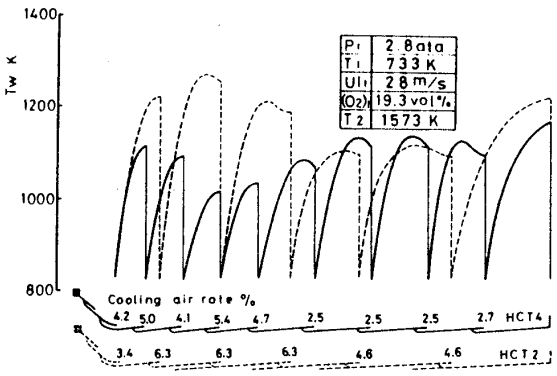


図 1.3　フィルム冷却段数の調整

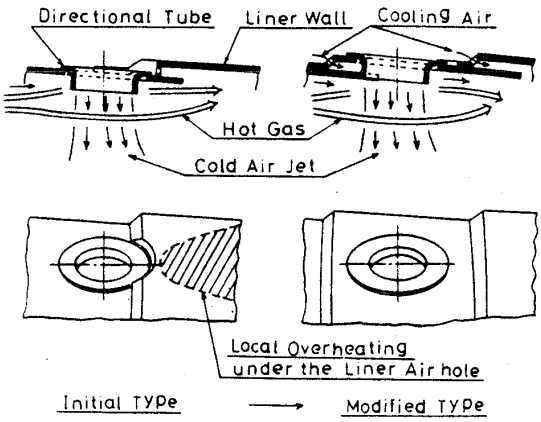


図 1.4　空気孔干渉の調整

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

る。さらに表1.1のようにセラミックコーティング（TBC）を採用することによりライナー壁温の目標を達成する設計となっている。高圧時の壁温挙動については，壁温計算の結果，圧力増加による火炎ふく射の増大と対流冷却の増大が打ち消し合うため0.5～1 MPa以上でも大幅に増加することがないと予測され，別途行われた高圧空気源による燃焼テストでも，5.38 MPaまでの壁温レベルが確かめられた（図1.5）[3]。セラミックコーティングでは熱遮蔽の効果の他に放射率の効果が加わるため，図1.6に示すように一次燃焼領域では約150 Kメタル温度を低下させ得ると見積もられている[4]。図1.7は1400℃級AGTJ100B用高圧燃焼器の複合冷却方式を示すが，図1.8のようにフィルムクーリングに比べて優れた冷却効果が確かめられた[5]。また，この燃焼器では冷却の困難な空気孔チューブにはODS合金（MA956）が適用されている。更にセラミックコーティングの効果についても図1.9のように確かめられた。

図1.10には，1250℃級ガスタービン（MF111）用燃焼器の複合冷却構造を示すが，従来の冷却構造に比べて約半分の冷却空気量で所要のメタル温度が得られると報告されている[6]。図1.11の1260℃級ガスタービン（MS7001F）用燃焼器では，ムーンライトガスタービン燃焼器のようにライナ回りにフロースリーブが設けられ，内面の

表1.1　AGTJ100Aライナ壁温

	HC		RC	
	Liner	Transition duct	Liner	Transition duct
Design goal (K)	978	888	1173	1173
Estimated (K) (without coating)	1053	993	1213	1198
Estimated (K) (with coating)	913 ∿ 983	883 ∿ 913	1163 ∿ 1188	1153 ∿ 1173

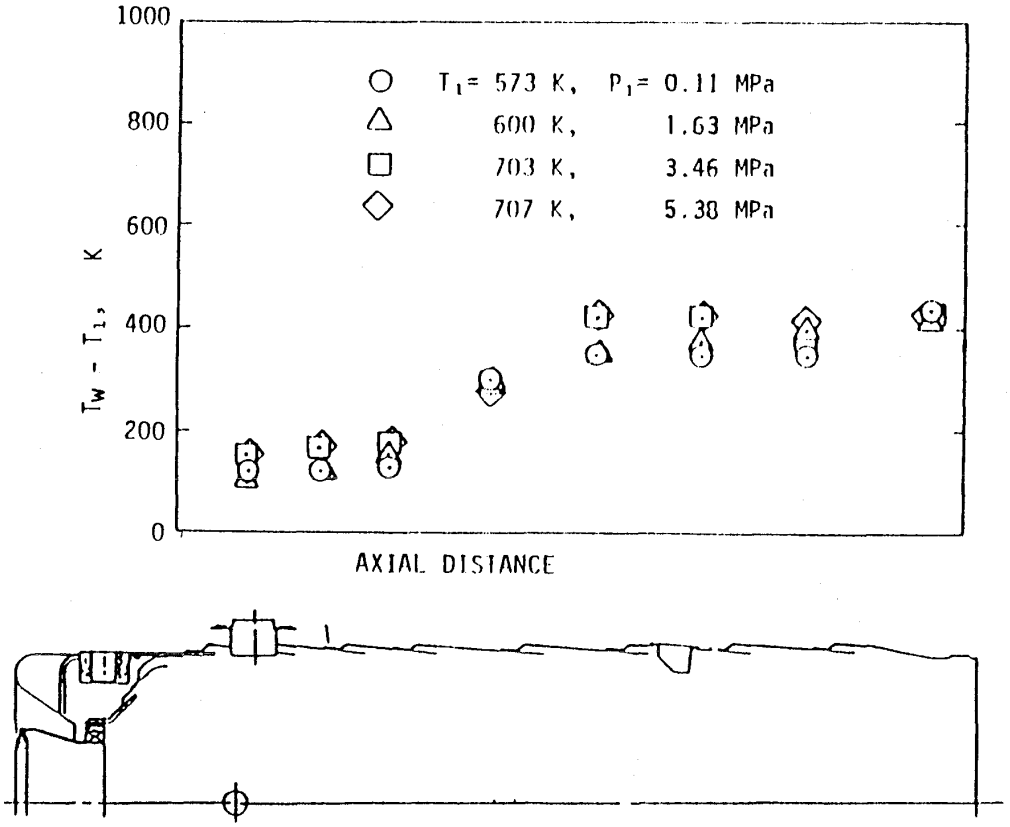


図1.5　高圧時のライナ壁温

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

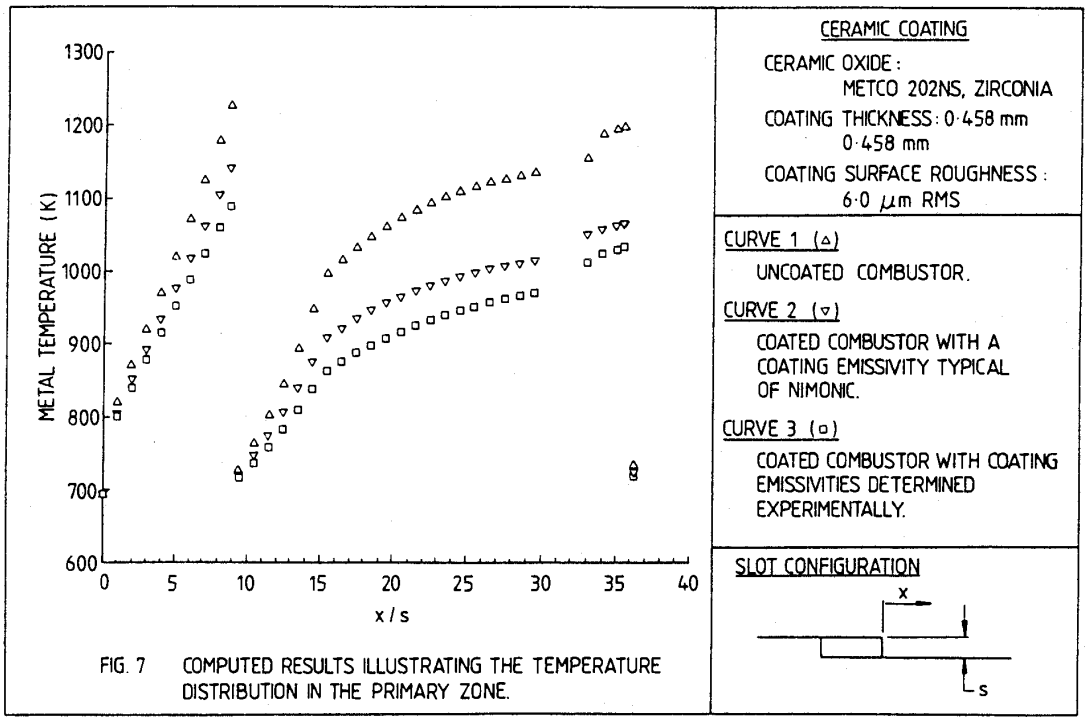


図 1.6　セラミックコーティングの効果の見積り

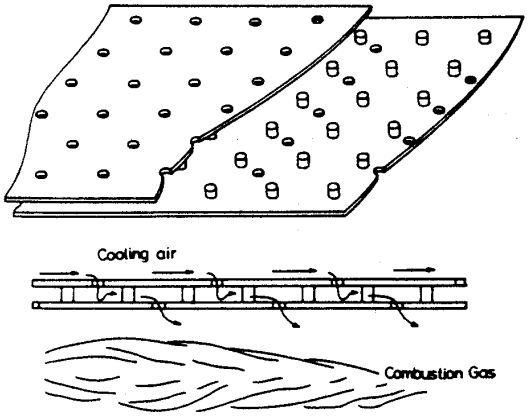


図 1.7　AGTJ100B 複合冷却

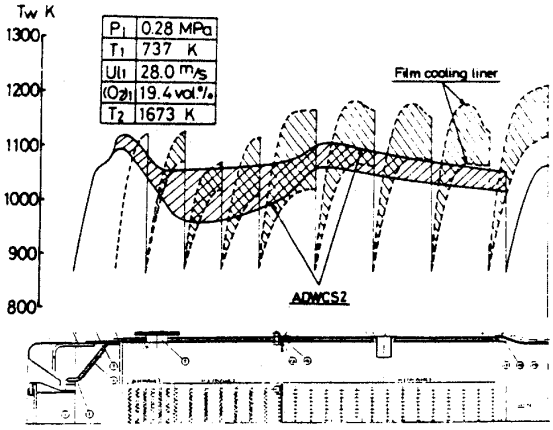


図 1.8　複合冷却（ADWCS）の効果

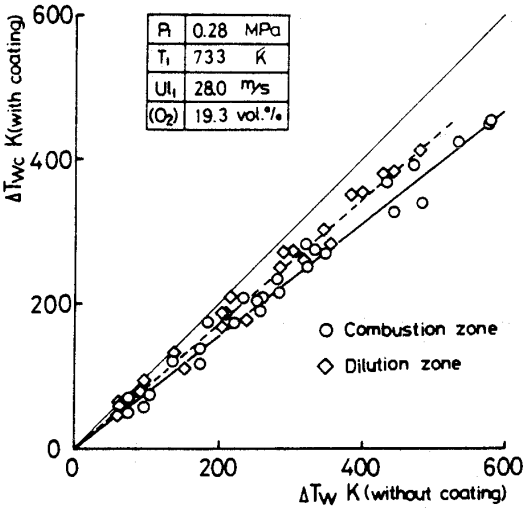


図 1.9　TBC 効果

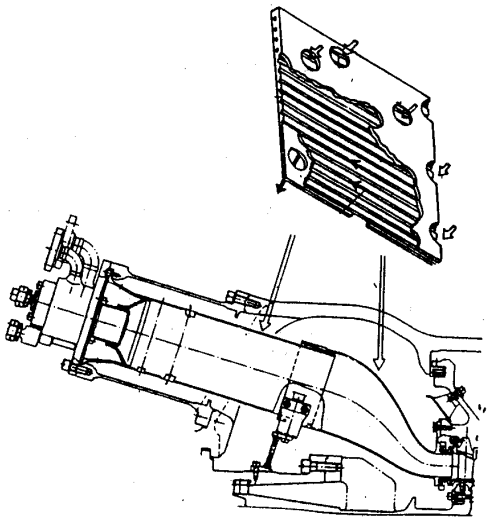


図 1.10　MF111 複合冷却構造

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

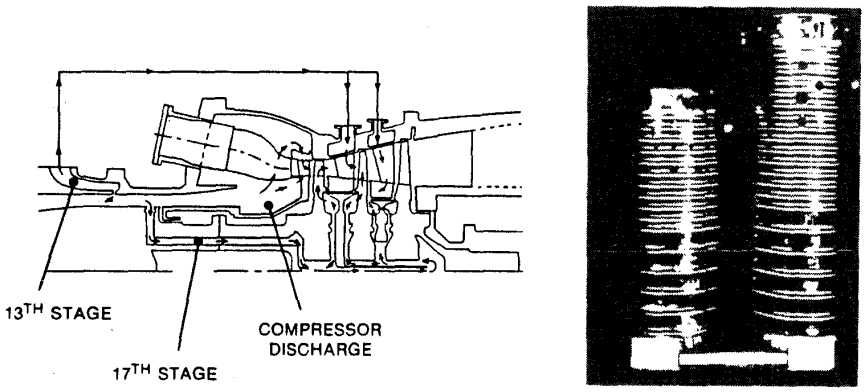


図 1.11　MS7001F 燃焼器（左：新，右：旧）

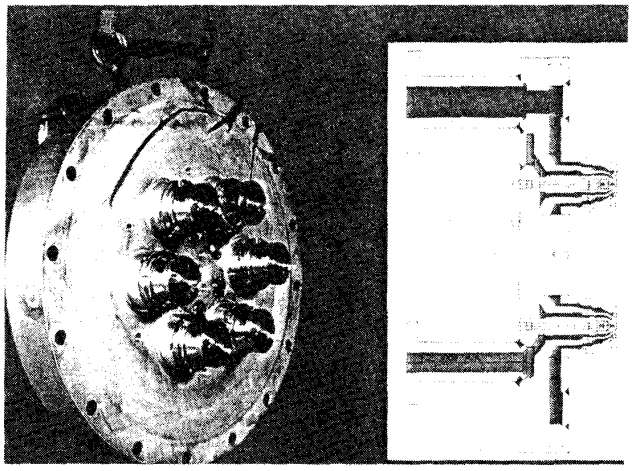


図 1.12　マルチフュエルノズル

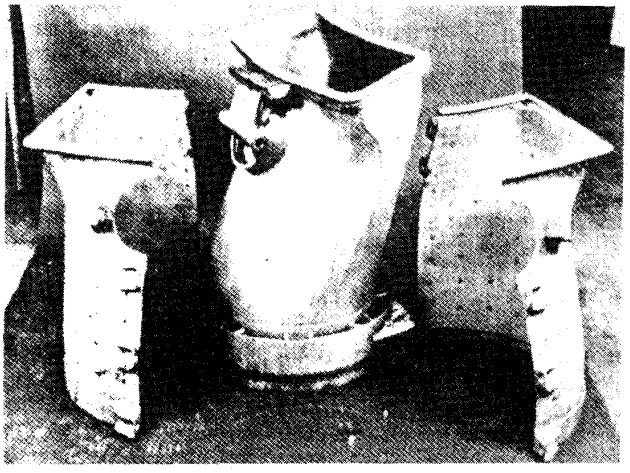


図 1.14　MS7001F 尾筒冷却構造

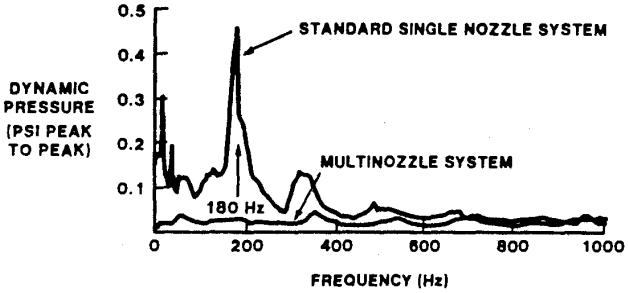


図 1.13　燃焼圧力変動の改良

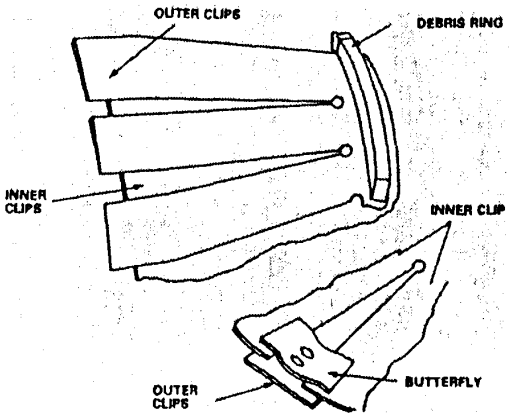


図 1.15　ライナのはめ合いシール部の構造

セラミックコーティングも適用されている[7]。さらにこの燃焼器では燃料ノズルをマルチ化（6本）することにより燃焼筒長さを大幅に短縮して冷却面積の減少と燃焼圧力変動の減少を図っている（図 1.12，1.13）。

この温度レベルでは尾筒の冷却も不可欠であり，図1.14のような二重壁によるインピンジ冷却を採用すると共に冷却空気をライナスリーブに導き希釈空気等との共用化も図っている。

1500℃級用燃焼器としては，セラミックスの適用を目指した研究例も挙げることができる[8]。その他に燃焼器の耐久性・信頼性を向上させるための振動・摩耗対策についても高温高圧化に関連して益々重要になるものと考えられる。図 1.15 は，CW352 ガスタービンライナの尾筒はめ合いシールの改良例であるが[9]，二枚重ねのクリップを

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

'Butterfly' で止め，剛性をあげて振動によるクラック発生を防止している。また，'Debris Ring' を設けクラックが入ってもクリップが飛散しないよう配慮し，材質も Hastelloy X から Inconel X－750に変えた。図1.16は尾筒出口シール構造の改良例であるが，ボルト及びシール端面部のガタを減らし，更に強化フランジで尾筒壁の変形を押さえることによって，シールフランジ取り付けボルト付近の摩耗とクラックの発生を防止している。図1.17はスワーラの改良により低周波の燃焼振動を低減した例であるが，天然ガス圧縮機用 THM1202 ガスタービン燃焼器で，半径流スワーラから軸流スワーラに変えることにより，より安定な火炎を得て燃焼騒音レベルを 15dB 下げることができた[10]。　（森　建二）

〔調査文献〕

1）谷村篤秀；「高温燃焼器」，日本ガスタービンセミナー第12回資料集，PP 6－1－6－10（1984）

2）Mori, K., et al ; "Research and Development on Combustors for Advanced Reheat Gas Turbine", 83－Tokyo－IGTC－21 (1983)

3）田丸　卓；「新設高圧燃焼試験装置と筒形燃焼器の試験結果」，第11回ガスタービン定期講演会講演論文集，PP113－118（1983）

4）Ubhi, G. S and Singh, R. ; "Gas Turbine Combustor Coating Emissivity and Its Consequences", CIMAC '87, T－28 (1987)

5）Mori, K., et al ; "Research on High Temperature Combustor for Advanced Reheat Gas Turbine", ASME 86－GT－281 (1986)

6）Mori, et al ; "12 MW Class MF－111 Gas Turbine for Congeneration Use", CIMAC '87, T－4 (1987)

7）Brandt, D. E. ; "The Design Development of an Advanced Heavy-Duty Gas Turbine",

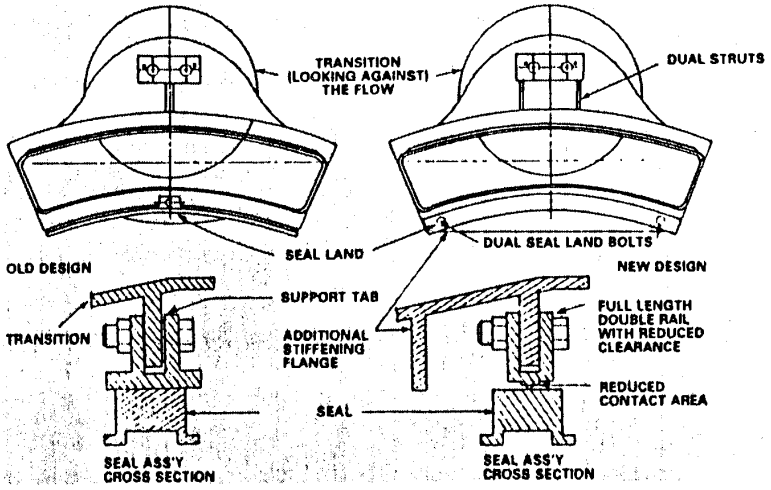


図 1.16　尾筒出口シール部の改良例

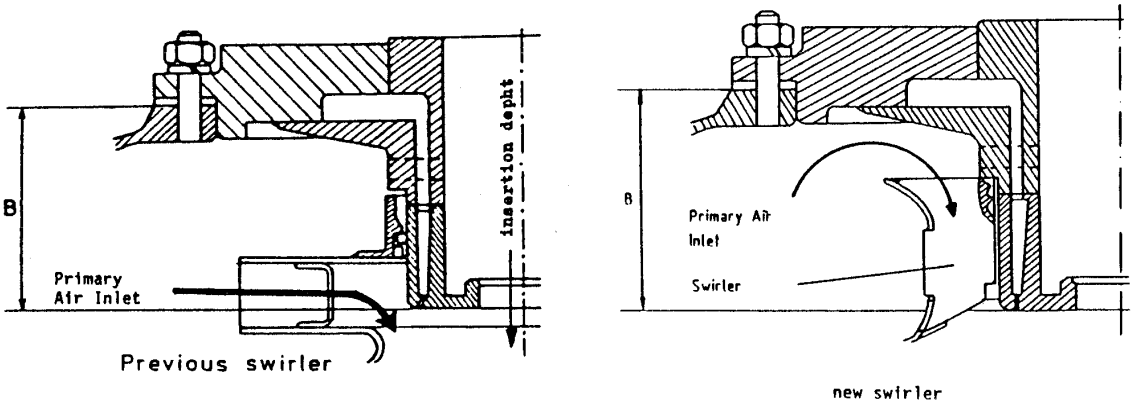


図 1.17　スワーラの改良例

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

ASME 87－GT－14 (1987)
8) 中村敏則　他；「1500℃級ガスタービン用セラミック燃焼器の研究」，日本ガスタービン学会秋季大会鹿児島地区講演会講演論文集，pp 67－72 (1985)
9) Korta, J. ; "Mechanical Reliability Operatial Experience in the Modern High Temperature Industrial Gas Turbine", Turbomachinery Interntional Sep'86, PP21－26 (1986)
10) Sieminski, M. and Schneider, M. ; "Low Frequency Noise Emission from a Natural Gas Compressor Station", ASME 87－GT－61 (1987)

Ⅱ．1．2　航空用ガスタービン

ガスタービンエンジンのサイクル効率の向上，すなわち省燃費を図っていくにつれ，燃焼器は設計点での温度上昇の増大と高圧化の傾向がすすんでいる。これに起因して次の問題が顕著になっている。

(1) 燃料噴霧特性の悪化－圧力噴射弁使用のものでは燃焼器内圧力が上昇すると燃料加圧ポンプなどの補機能力に限界があるので相対的に燃料吐出オリフィス部での差圧が減少する。その結果燃焼器内の空気の運動量にたいして燃料粒子の吐出運動量が十分でなくなり，高圧時燃料噴霧角の萎みと燃料粒子の貫通度不足がおきる。この局所的な燃料過濃領域形成は火炎伸長をきたし出口温度不均一率を劣化させる。また高圧化は単位断面積当たりの質量流量を増大させるため，噴射弁容量を増大させ，これが低負荷出力時に噴射弁容量の過大からくる燃料粒径の増大をもたらし，着火性能劣化と未燃焼成分排出増加の原因となる。

(2) 排煙の増大－燃焼領域の高圧化は上述の燃料過濃領域形成とあいまって遊離炭素を生成し易くする[1]。これを防止するため燃焼領域への空気導入による稀釈化がはかられている[2]。この結果燃焼用空気の配分が増大し燃焼器出口ガス温度調整用の稀釈空気とライナ冷却用空気の節減が必要になってきた。

(3) 燃焼器出口温度の厳密化－タービンノズル等の耐久性は局所最高温度により決定的となるため，タービン入口ガス温度上昇に伴い均等な燃焼器出口ガス温度分布とし，燃焼器出口温度不均一率を低い値とすることが要求されている。タービンスパン方向の温度分布の均等化にとって壁面近傍の冷却空気量の削減は効果的である。(2)で述べた排煙対策から稀釈用，すなわち温度分布調整用に用いる空気割合が少なくなっているため，燃焼器の比較的上流部でのガス温度分布調整が重要となっている。

(4) ライナ耐久性－燃焼器入口空気温度の上昇と燃焼器高負荷化に伴うライナへの伝熱量の増大に加えて，(2)にも記したライナ冷却空気の節減が必要なため，ライナ冷却構造の改良で，より効果的なライナ壁面冷却を行うことが期待される。

これらの問題に現在のエンジンはどのような対処をしているかその事例を以下に述べる。(1)の問題の一部と(2)は後のⅡ．2．2の項目に関連するので合せて参照していただきたい。

まず燃料供給法について見ると，高圧力比エンジンでは従来の圧力噴霧形から気流微粒化形に移行する傾向にある[3]。これは前者が燃料加圧ポンプなどの負担が大きくなり，燃料の微粒化・分散特性上不利な点が多くなるのに対し，後者は高圧力比エンジンの場合，燃料微粒化特性上，著しく有利となるため[4]である。一例として Rolls-Royce 社の RB211 エンジンの場合を図 1.18[5]に示す。これに関連して気流霧化器に関する研究が幾つか見られる。RB211 エンジン燃焼器をベースにして種々の霧化器を試験したもの[6]，同エンジンで用いるものと同様の膜形成型霧化器の特性を調べたもの[7]，また欧州系各種エンジンに古くから用いられて実績のある「蒸発管」特性に関するもの[8]などがある。その他実機例にまでは至っていない要素研究段階での例は多い[9),10]。

後節Ⅱ．2．2で述べる低負荷作動時の未燃焼排出物低減問題にも関連するが，圧力噴霧型のエンジンでは燃料流量が低下したとき，燃料微粒化圧力が過小となるため一部の燃料噴射弁を閉止し，残りの噴射弁の燃料流量と吐出圧を確保する方策もとられている[11]。これは希薄側吹消え限界の拡大，着火性能の向上などに大きく効果があるという。この方策は General Electric 社のエンジン

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

F101やCF6－50などで実施している。

高圧化に伴う排煙増大の問題は後節Ⅱ．2．2で記述する。一方，高圧時の燃焼領域での遊離炭素の発生は火炎ふく射を増大させ，ふく射伝熱が大きくなる[12]ので(4)で述べるライナ耐久性の問題にも帰着する。

燃焼器出口ガス温度分布の厳密化に対しては次の対策がとられている。

①気流微粒化方式霧化器採用による燃料微粒化性能の向上で火炎を短縮化

②一次燃焼領域混合比を量論比に近づけ高負荷化することによる燃焼領域短縮化

③ライナ壁面冷却空気の低減によるタービン翼スパン方向温度分布の均一化

④ライナ後端部の気密化による冷却空気もれこみの防止

最近のエンジン燃焼器ではこれらのうち①や②の対策の結果と思われる燃焼器の短小化の傾向がみられる。公表された図などによるとCF6－80シリーズライナはCF6－50ライナより22％，PW4000のライナは原型のJT9D－7R4Gのものより28％ほど短縮化している。結果的にライナ冷却壁面も減少し③の効果もあがっていると思われる。進歩した冷却構造の採用による冷却用空気の節減は，以下耐久性の説明とともに述べる。

④の対策として，従来の燃焼器の出口側ライナ止め部は既報（その1，p.108）図3.2(a)のように「フィッシュマウス」形（同図の⑦と⑧）となっており，ライナの熱膨張による伸びに対処した構造となっている。高圧化に伴いライナ内外の圧力差が増大したため，この部での気密が重要となり，その改良型同図(b)では後部を固定しライナの伸びは上流側へ許容する形態となっている。この方式はこの例のCF6－60のほかV2500燃焼器でも採用している[13]。この結果，タービンノズル直前での冷却空気の漏れによる出口ガス温度分布の劣化を防いでいる。

ライナ耐久性に関して，燃焼器内の熱的負荷状態を表す燃空比で航空用エンジンの飛行モードの一例をみてみると図1.19のようである[14]。これからわかるように燃焼器作動時間の大半を占める巡航時の燃料負荷は比較的軽く，ライナの使用限界は主として離着陸時の最大負荷をピークとする低サイクル疲労による。

ライナ膜冷却構造は従来，要素実験により性能が検討されてきた。近年の傾向として膜冷却構造を機械加工により，より精緻な構造とする例が多くみられる。膜冷却性能の評価の際，膜冷却効率を示す関係式が各研究者により種々提示されているが，いずれも同様の結果を示す[15]。いづれの式を用いるにしても計算の際に与える条件値の確かさが重要である。最近では計算機による流れのシミュレーションにより膜冷却性能の検討を行った例[16]がある。

ライナ冷却構造をインピンジング冷却とフィル

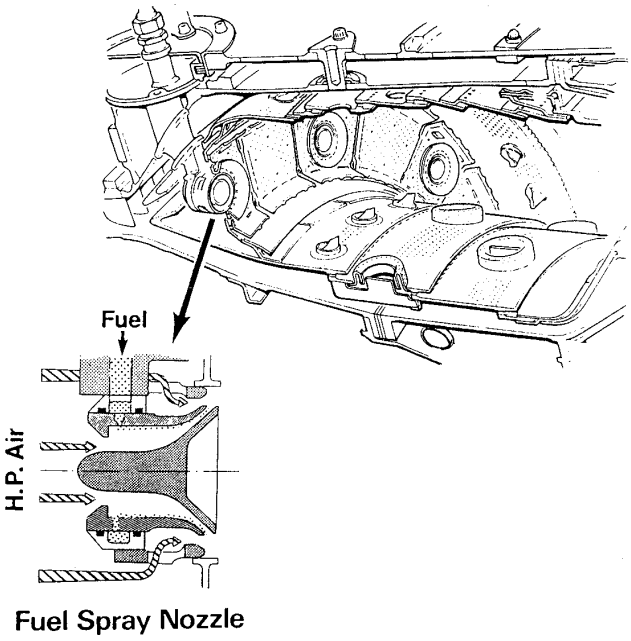


図1.18　RB211の燃料霧化器[5]

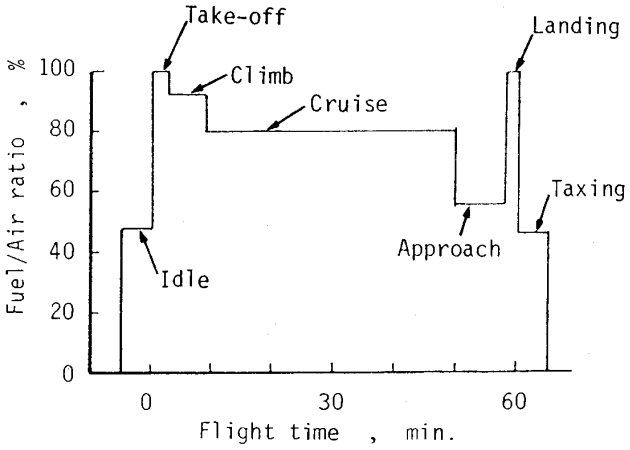


図1.19　代表的飛行パターンでみた燃焼器燃空比（CF6－80）[14]

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

ム冷却とを組み合わせた複合冷却構造として冷却効果を高める方式が実用機にも適用されはじめている。いわゆる積層構造のラミロイはTF41で試験した報告[17]がありトランスプライもSpeyエンジンMk512に適用されている[18,19]。また耐熱性の強い鋳造材料などをセグメント方式で取付けた燃焼器も現れている[20,21]。図1.20に示すものはその一例でFloat-wallと呼ばれる。図1.21に示すV2500エンジン燃焼器ではライナ冷却構造としてハステロイXシェルの燃焼室側内面に鋳造金属B1900小片をボルトで多数取りつけた構造を採用している[13]。この方式は従来の膜冷却のものより所要冷却空気がやや少ない程度で重量で2倍，価格で3倍であるが寿命で5～15倍といわれる[20]。

高温高圧化に伴う温度上昇と高ふく射火炎への耐久性向上が必要であり，そのために種々の冷却構造でセラミックコーティング技術の向上やセラミックライナの採用などについても多くの研究と実例がある[22,23]。

（田丸　卓）

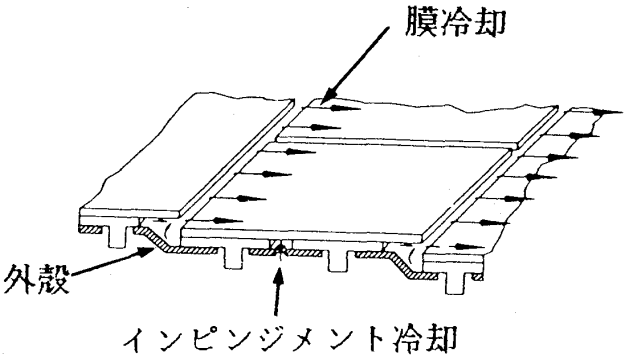


図1.20　Floatwallの概念

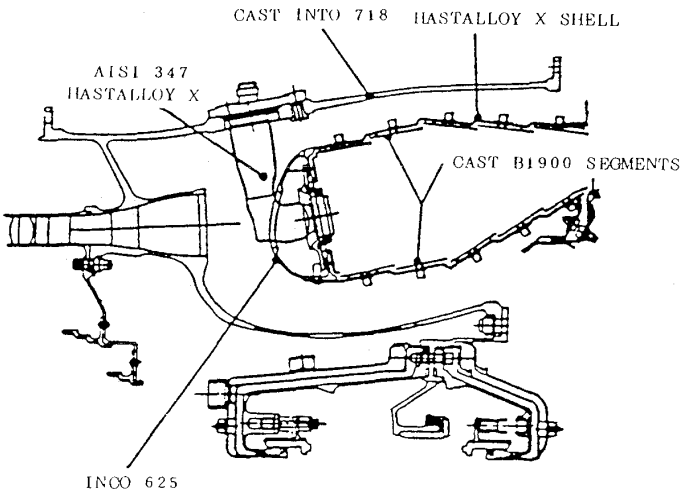


図1.21　V2500エンジンの燃焼器[13]

〔調査文献〕

1）MacFarlane, J. J., Holderness, F. H. & Whitcher, F. S. ; "Soot Formation Rates in Premixed C_5 and C_6 Hydrocarbon Flames at Pressure up to 20 Atmosphers", Comb. Flame, Vol.8, No.3 (1964/9)

2）Bahr, D. W. ; "Technology for the Design of High Temperature Rise Combustors, AIAA－85－1292 (1985/6) 1－9

3）佐藤幸徳；"ジェットエンジン用燃料噴射弁の最近の技術動向"，日本航空宇宙学会誌 34巻，393号（1986/10）519－530

4）田丸　卓，下平一雄；"高負荷なガスタービン燃焼器の設計手法"，第16回ガスタービン定期講演会講演論文集（1988/6）31－38

5）Rolls-Royce社，RB211エンジンカタログより

6）Jones, B. ; "Application of Multiple Swirl Modules in the Design and Development of Gas Turbine Combustor", ASME/SAE/AIAA 79－1196 (1979/6) 1－10

7）Aigner, A. & Wittig, S. ; "Swirl and Counterswirl Effects in Prefilming Airblast Atomizers", ASME87－GT－204 (1987/5)

8）Sotheran, A. ; "The Rolls-Royce Annular Vaporizer Combustor," ASME 83－GT－49 (1983/7) 1－8

9）Martin, C. A. : "Aspects of the Design of Swirlers as used in Fuel Injectors for Gas Turbine Combustors, "ASME 87－GT －139 (1987/5) 1－12

10）Dodds, W. J. & Fear, J. S. ; "Variable Geometry Combustor for Broadened Properties Fuels," AIAA－87－1832 (1987/6) 1－8

11）Bahr, D. W. ; "HC and CO Emission Abatement via Selective Fuel Injection", ASME 82－GT－178 (1982)

12）Marsland, J., Odgers, J. & Winter, J. ; "The Effect of Flame Radiation on Flame Tube Metal Temperatures," Twelfth Symp. (International) on Combustion, Comb. Institute (1968) 1265－1271

13）V2500 Engine Pogram Review，第1回日本

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

打合わせ会資料（昭60−11）
14) Dodds, W. J., Ekstedt, E. E., Bahr, D. W., and Fear, J. S. ; "NASA/General Electric Broad-Specification Fuels Combustion Technology Program : Phase I", Journal of Energy, Vol.7, (1983/11−12)
15) 田丸　卓，他9名；"FJR710/600エンジン用燃焼器"，航技研資料TM−483（1983/2）1−40
16) Mehta, J. M. & Burrus, D. L. ; "A Numerical Method Predict Gas Turbine Combustor Film-Slot Cooling Effectiveness", ISABE 87−7072 (1987) 710−717
17) Essman, D. J., & Tomlison, J.G. ; "TF41/Lamilloy Accelerated Mission Test", AIAA−81−1349
18) Wassell, A. B. & Bhangu, J. K. ; "The Development and Application of Improved Combustor Wall Cooling Techniques", ASME 80−GT−66
19) Bhangu, J. K., Snape, D. M. & Eardley, B. R. : "The Design and Development of a Low Emission Transply Combustor for the Civil Spey Engine", AGARD, No.353 (1987) 23.1−23.18
20) Tanrikut, S. & Marshall, R. L. ; "Improved Combustor Durability-Augmented Approach with Advanced Cooling Techniques", AIAA−81−1354 (1981)
21) Mordoff, K. F. ; "Float Wall Combustor Design May Extend Component Life", Aviation Week & Space Tech., (1984/7) 56-57
22) Claus, R. W., Wear, J. D. & Liebert, C. H. ; "Ceramic Coating Effect on Liner Metal Temperatures of Film-Cooled Annular Combustor", NASA TP−1323 (1979)
23) Norgren, C. T. & Riddlebaugh, S. M. : "Advanced Liner-cooling Techniques for Gas Turbine Combustors", AIAA−85−1290

Ⅱ.1.3　自動車用ガスタービン

回転蓄熱式熱交換器（Regenerator）を使用する限り，摺動シールからの空気漏れ率が一般に圧力の上昇と共に増すために，燃費に関する最適な圧力比が存在する。現在のところその圧力比は5前後[1]で，これから飛躍的に高圧力比化される可能性は小さい。セラミック製の高効率な伝熱式熱交換器（Recuperator）が開発されれば高圧化が進むと思われるが，Regeneratorのセラミックコアに比べて緻密性が要求されるために焼成時の収縮率が高くなり，製造面での見通しは立っていない。

そこで本節では高温化に伴うセラミック化の問題を中心に述べることとする。

単缶形燃焼器ライナは形状が単純で熱応力が発生しにくいが，空気孔周囲が流入空気によって冷却されるために引張りの熱応力が発生する[2]。これに対して明快な回答を示したのがGarrettのAGT101で，燃焼筒から空気孔を一切廃し，更に径違いの部分は分割化して徹底した応力緩和を図っている[3]。図1.22にその構成図を示す。このため燃焼用空気は全量を燃焼器上流端から導入させねばならず，詳細な流れ解析と実験によって最適な導入法を決定した[4]。

材料面では炭化珪素（SiC）系セラミクスを用いた例が圧倒的に多い。反応焼結SiC（RBSC）では焼成後真空炉中において表面の残留Si分を除去処理することによって酸化および残留Siの溶出を著しく軽減した例[5]がある。また繊維強化形の複合材によって強度および靱性を向上させる試みもある。図1.23はAGT100用のSiC/SiC複合材料の例[6]である。乗用車用ではないが同規模のものでC/C（カーボン/カーボン）コンポジット材に耐酸化SiCコーティングを施した例[7]もある。

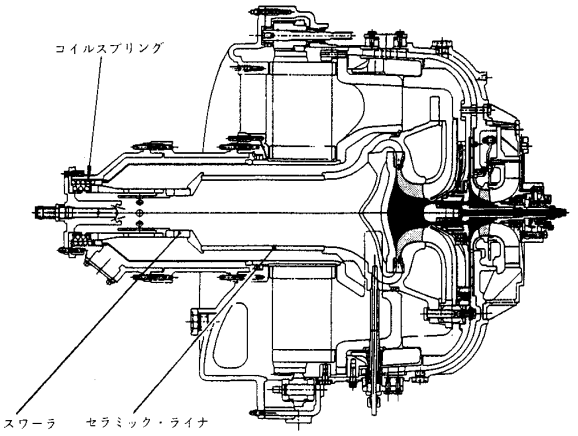


図1.22　AGT101エンジンとセラミック燃焼器[3]

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

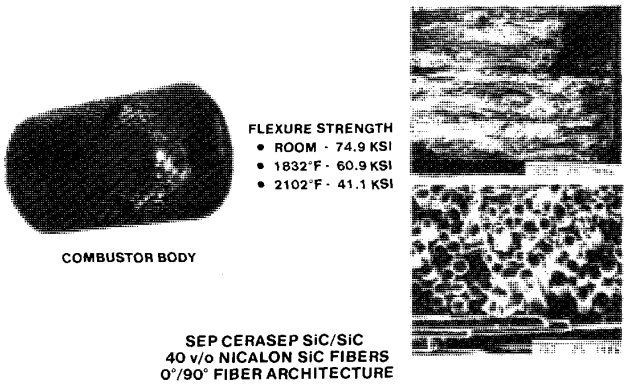


図 1.23　SiC/SiC コンポジット製ライナ[6)]

こうしたセラミック製ライナは弾性的に支持して熱変形に伴うミスアライメントを吸収しないと容易に破損する。弾性支持法としては図1.22のようにセラミック・コイルスプリングで燃焼筒上流部からライナを下流部材に押圧する方式の他に，Ⅱ．3．3節に示した図3.14のように分割した燃料ノズル内にコイルスプリングを挿入し，ライナ項部のバヨネット状フランジを挟み込んで自立式とした例がある。

以上のような諸点に対する配慮を怠らなければ静止部品中最も高温に曝される部品でありながら，セラミック燃焼器ライナの耐久性は現状でもかなり高いと言える。Ⅱ．2．3節に述べるような空気配分を可変にする機構が必要な場合には，その動き対する信頼性を確保することが，今後の最大の課題となろう。　　（佐々木正史）

〔調査文献〕

1）森下，「自動車（車両）用ガスタービンの動向，車両用ガスタービン開発の動向」，GTSJ vol.16, No.61, 1988
2）Achiwa, S., et al ; "Thermal Characteristics of Gas Turbine Combustor in High Temperature Operation", 83−TOKYO−IGTC−23, 1983
3）Preprints 24th Automotive Technology Development Contractors Coordination Meeting, 1986
4）Sanborn, J. W., et al ; "Design of a Low Emission Combustor for an Automotive Gas Turbine", AIAA−83−0338, 1983
5）佐々木ほか，「反応焼結 SiC 製燃焼器ライナの開発と問題点」，GTSJ 第 16 回定期講演会予稿集，1988
6）Helms, H. E., et al ; "AGT100/ATTAP Ceramic Technology Developement", 25th Automotive Technology Development Contractor's Coordination Meeting, 1987
7）Napier, J. C. and Arnold, J. P. ; "Advancements in Application of Ceramics to the Gemini Radial-Flow Gas Turbine", ASME 85−GT−183. 1985

Ⅱ．2．有害排出物の低減対策

Ⅱ．2．1　産業用ガスタービン

1．代表的 NO_X 低減法

産業用ガスタービンにおいては，NO_X の低減が最も重要かつ緊急の課題となっている。NO_X の低減策としては

(1)　湿式法（従来燃焼器への水／蒸気噴射）
(2)　乾式法（燃焼制御による低 NO_X 燃焼器）
(3)　触媒燃焼法（触媒燃焼による超低 NO_X 燃焼器）

の研究開発が行われている。このうち，湿式法は燃焼器そのものの構造変更なしで大幅な低 NO_X 化が達成できるので，従来から広く実用に供されている。乾式法は燃焼制御により NO_X の生成反応を抑制した低 NO_X 燃焼器を用いるものである。これは湿式法における熱効率の低下や付帯設備の増加といった欠点を解消するものであり，現在，開発の中心となっている。触媒燃焼は触媒を用いた超低 NO_X 化を目指したものであり，高温燃焼触媒の開発という難しい課題があるが，将来を目指した研究開発が進められている。本節では，NO_X 低減策に関して実用上の観点から，既に実用化されているもの，ならびに開発が進んでいるものを中心に，それらの代表例について問題点と開発の状況を述べる。

(1)　湿式法

湿式法は燃焼器内へ水または蒸気を噴射し，局所的な火炎高温部の温度を低下させることにより NO_X を低減するものである。湿式法においては熱効率の低下を極力抑えること，水，蒸気の消費量を最小にすること，及び水または蒸気噴射によって燃焼性能が低下しないことがポイントとなる。即ち，NO_X 低減効果の高い噴射方法を実現するこ

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

とが鍵となる。以下に蒸気噴射と水噴射によるNO_X低減特性について説明する。図2.1[1)], 2.2[2)], 2.3[3)]に蒸気噴射の構造を示す。図2.1は蒸気を燃焼器外筒に取付けられた蒸気噴射ノズルから噴射し，燃焼器頭部のライナキャップ及び旋回器を通して一次燃焼領域へ供給するものである。図2.2, 2.3は蒸気と燃料を予混合して供給する例である。蒸気噴射によるNO_X低減特性を図2.4に示す[1)]。R_{NOx}は蒸気噴射時のNO_Xと蒸気噴射しない時のNO_X比である。R_{NOx}はGT−100とBST, LM2500及びKWUの三グループに分けられる。KWUの予混合噴射方式（図2.2）が最もNO_X低減効果が高い結果となっている。GT−100のデータが最も低いが，水噴射よりも高い結果（図

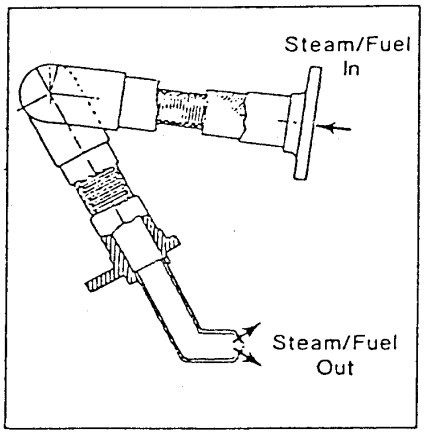


図2.3　燃料/蒸気予混合噴射

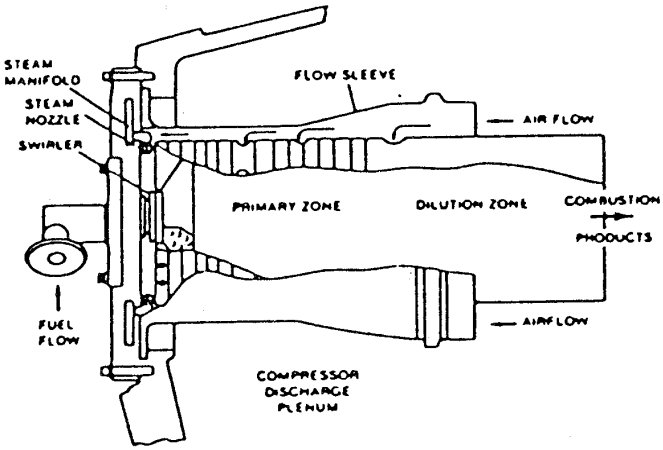


図2.1　ヘッドエンド蒸気噴射

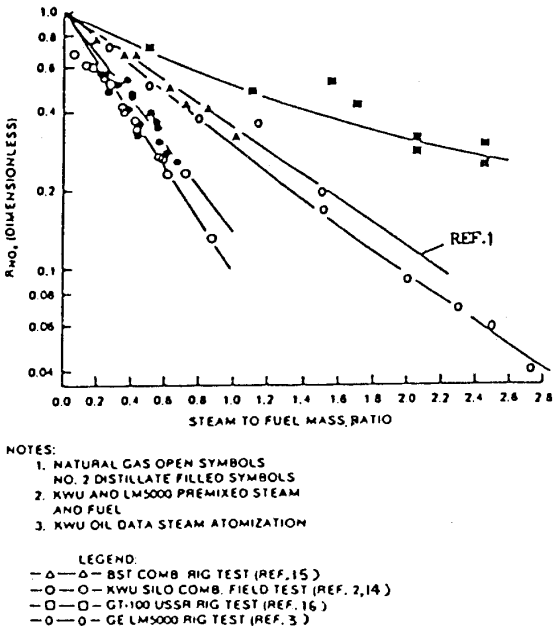


図2.4　蒸気噴射によるNO_X低減効果

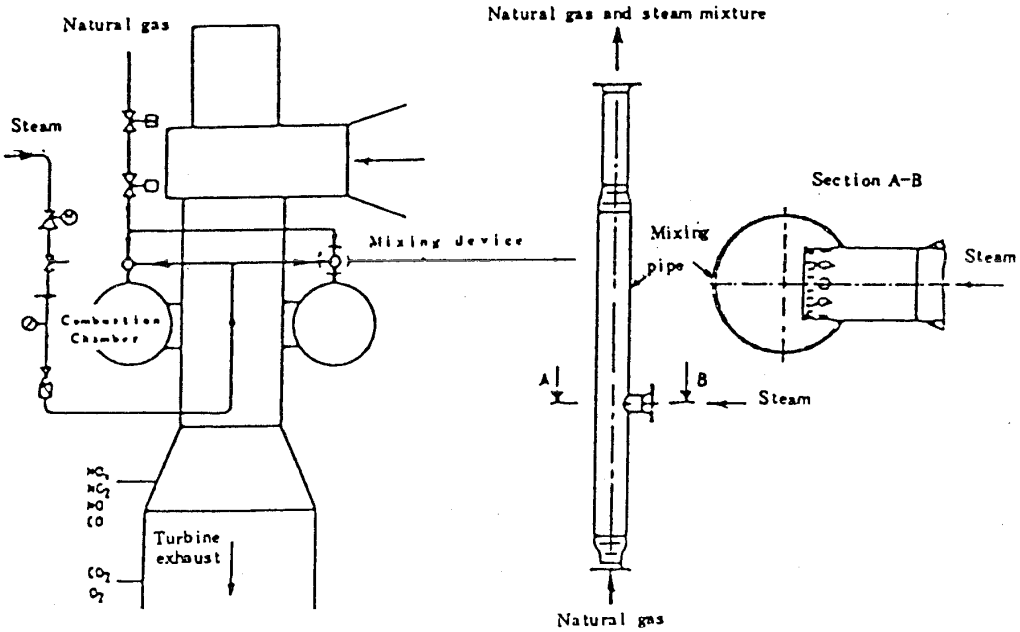


図2.2　燃料/蒸気予混合噴射

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

2.8）となっており，他の例と傾向が異なる。また，同一の噴射法であれば，油，ガスとも低減効果に大差はない。

次に水噴射について述べる。図2.5[1)]，2.6[4)]，2.7[3)]に水噴射方法の代表例を示す。図2.5は燃焼器外筒に水噴射ノズルを取付けたものであり，図2.6，図2.7は燃料ノズルと水噴射ノズルを一体化してもので，特に図2.7は燃料と水を混合して噴射する方式である。図2.8はNO_X低減効果を示す。GT−100のデータは他のものより極端に低い。GTE−150では水噴射位置を変化させ試験を行っており，燃焼空気孔と旋回器を併用して噴射した場合が効果が高い結果となっている。一方，燃料中にN分が含まれる場合には，NO_Xの低減効

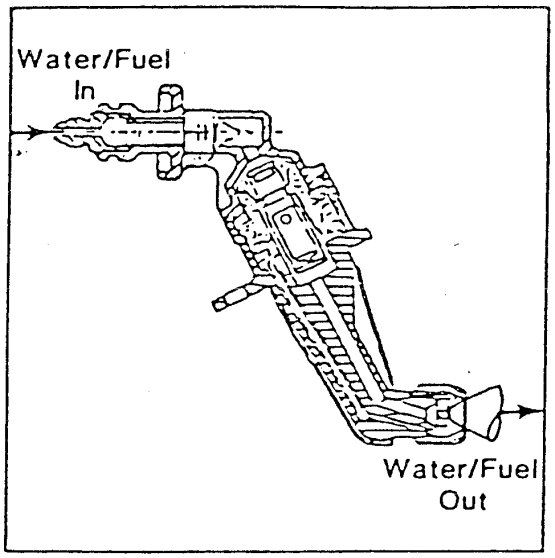


図2.7　燃料/水予混合噴射

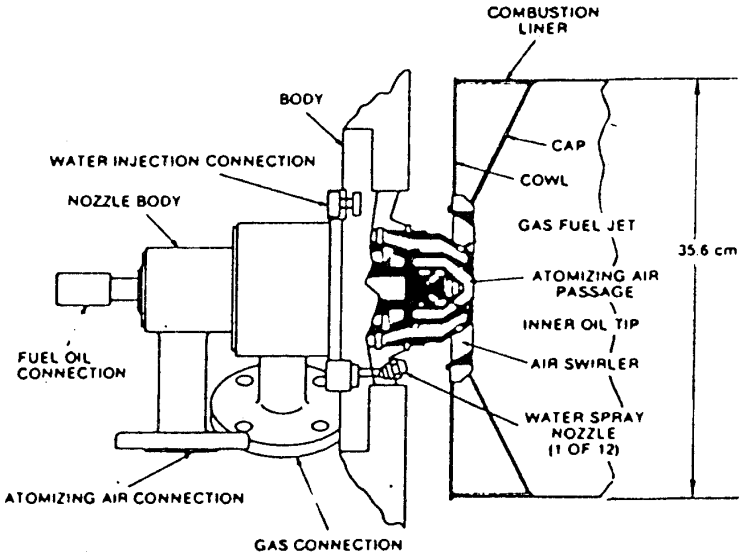


図2.5　ヘッドエンド水噴射

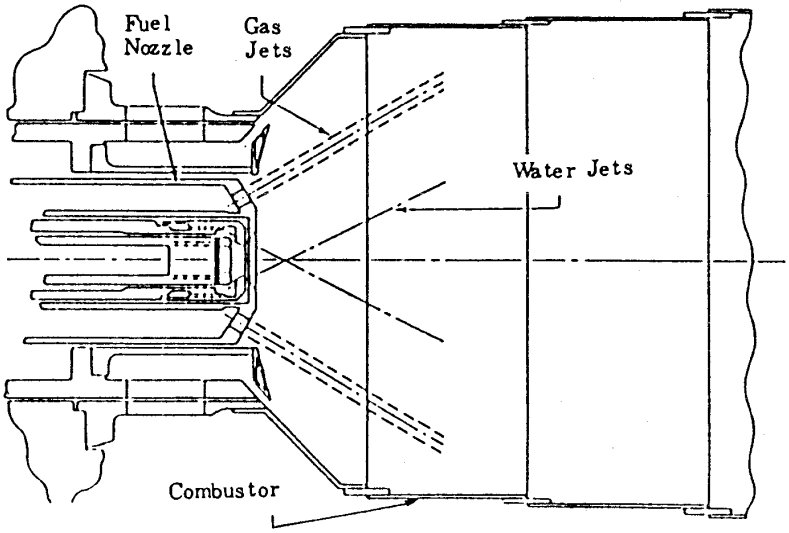


図2.6　燃料ノズルと水噴射ノズルを組合せた例

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

果はN分の含有量で異なってくる。図2.9にN分が異なる4種類の燃料について，水噴射効果を調べた結果を示す[5]。これによると燃料中N分の含有量が高くなるほどNO_X低減効果は小さくなり，N分含有量0.94％のSRC Ⅱでは水噴射によって逆にNO_Xが増加している。このことから湿式法による燃料中N分から生成するNO_X（フューエルNO_X）の低減は期待できないことが判る。

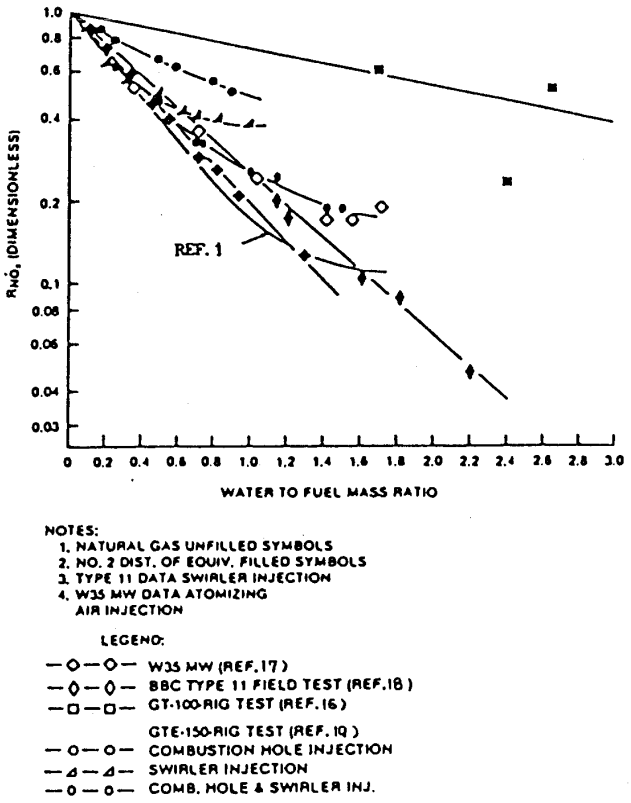


図2.8　水噴射によるNO_X低減効果

湿式法による燃焼性能低下の指標としてCOと燃焼振動圧力がある。図2.10，図2.11にそれぞれCOと燃焼振動の圧力変化を示す[6]。COは燃焼性能の指標として，またCOそのものが有害排出物であるから，これが大きく増加する条件は避ける必要がある。また，燃焼振動の増加は燃焼器ハードの摩耗を増大させるとともに寿命を低下させるので，燃焼振動圧力が一定レベル以下での運転が重要である。水噴射による燃焼振動の増大を抑制し，燃焼器ハードの信頼性の向上と長寿命化を図ったマルチノズル燃焼器の例がある[7]。

(2)　乾式法

現在の所，乾式低NO_X燃焼器に対する開発要求が最も強く，かつ，開発が実用段階に達しているものにガス焚低NO_X燃焼器がある。ガスタービン燃焼器におけるいわゆる高負荷高速燃焼火炎のNO_X低減を図るためには，従来の拡散燃焼に代って予混合燃焼を採用する必要がある。NO_X低減を

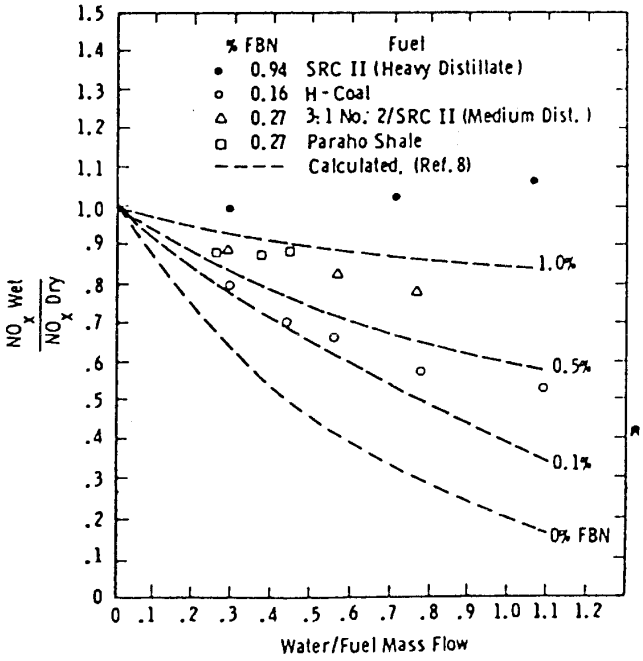


図2.9　水噴射とフューエルNO_Xの関係

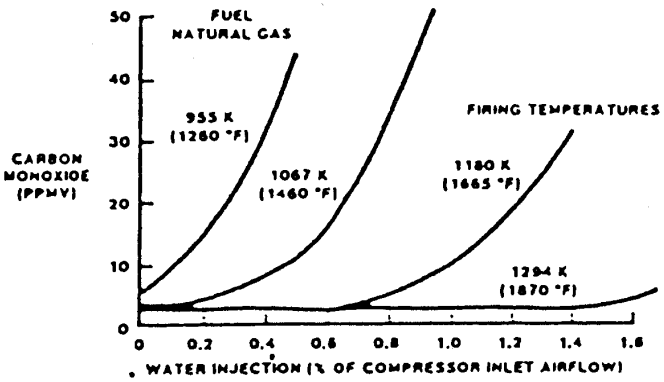


図2.10　水噴射とCOの関係

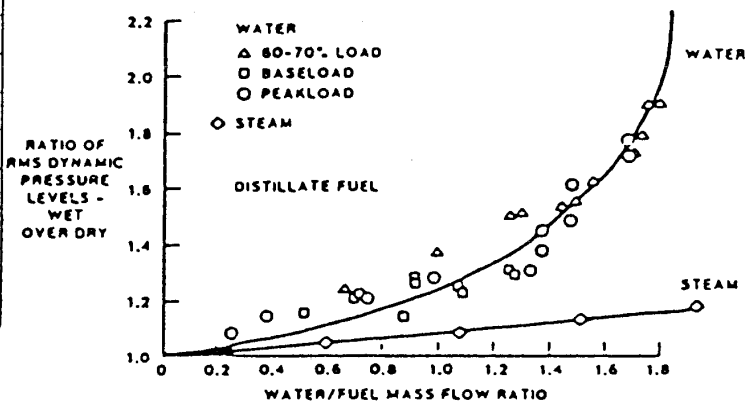


図2.11　水/蒸気噴射と燃焼振動の関係

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

最大限に高めるためには，燃空比が最大となるガスタービン定格条件において，未燃分の増加や火炎の吹消えの制約をカバーしながら最も薄い混合気を安定燃焼させなければならない。このための主要技術課題としては，

(1) 希薄予混合火炎の高安定燃焼化

(2) 部分負荷に対応するための作動燃空比範囲の拡大

(3) 未燃分増加の抑制

がある。このような課題を解決するために種々の燃焼方式が検討されているが，代表的なものについて燃焼方式と負荷制御方法を表 2.1 に示す。いずれも負荷制御に関しては，空気量調節や燃料切換を行っており，従来型に比べると構造のみならず制御も複雑となっている。次に具体例について述べる。図2.12は一段燃焼目をマルチバーナの拡散燃焼，二段燃焼目を予混合燃焼とする低NO_X燃焼気である[8]。予混合燃焼空気は空気調節装置（IFC）で負荷に応じて流量調節される。図 2.13 にNO_X 特性を示す。約 25％ 負荷以上が二段燃焼の領域であり，NO_X レベルは従来の約 40％ まで低減されている。図2.14は同じく二段燃焼器の例であり，燃料の切換操作により燃焼モードを“Primary”→“Lean-Lean”→“Premixed”と変化させることが特徴である。最終的には 1 段目，2 段目燃料とも 2 段目燃焼室において予混合燃焼となる[9]。図 2.15 に燃焼モードに対応する NO_X 特

表 2.1　低 NO_X 燃焼方式及び負荷制御方法

燃焼方式	負荷制御方法
二段燃焼（拡散＋予混合）	空気量調節
	燃焼モードの変更
パイロット炎付予混合燃焼	空気量調節
予混合マルチバーナ	作動バーナの本数切替え

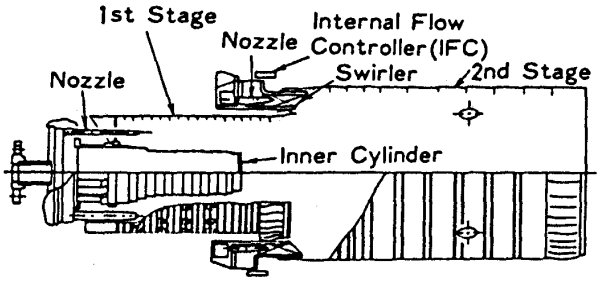


図 2.12　二段燃焼器（Ⅰ）

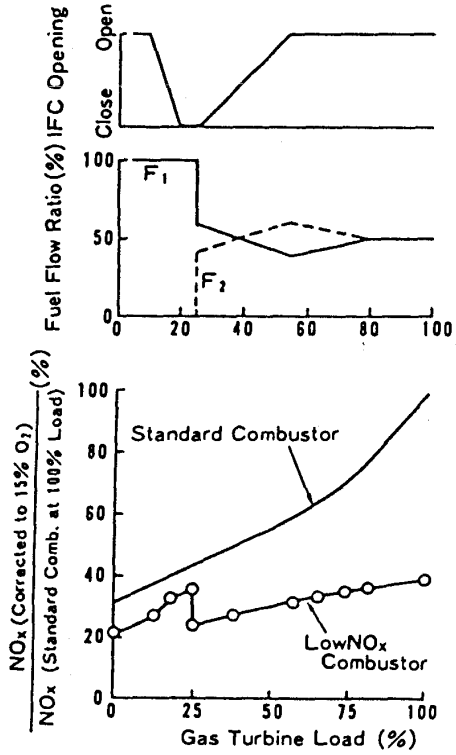


図 2.13　二段燃焼器（Ⅰ）の NO_X 特性

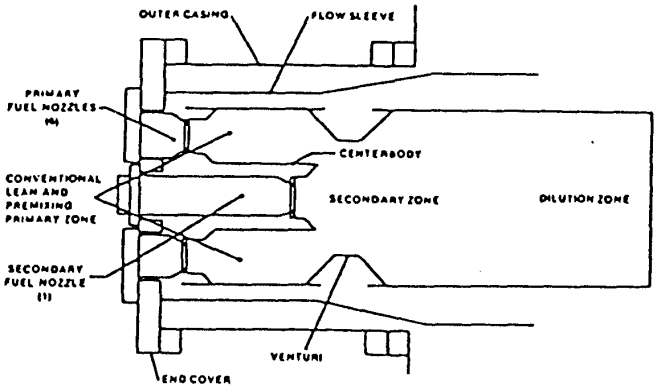


図 2.14　二段燃焼器（Ⅱ）

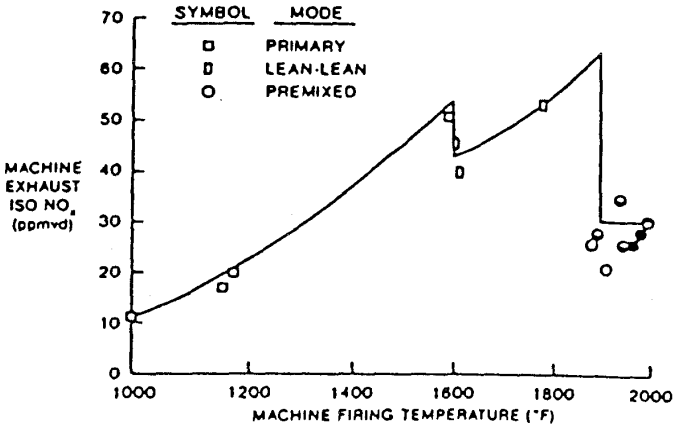


図 2.15　二段燃焼器（Ⅱ）の NO_X 特性

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

性を示す。図2.16はサイロ型燃焼器の例である[10]。パイロット炎付の予混合バーナを備えており，パイロット炎は低負荷運転と高負荷運転時の予混合火炎の保炎を担っている。更に，希釈空気を機械的に調節することにより，予混合燃焼の作動域を拡大している。NO_Xは図2.17に示すように高負荷域で10ppm台と非常に低いレベルが達成できている。図2.18は予混合マルチバーナを採用した例である[10]。負荷調節はバーナ本数の切換えによって行われる。このためNO_Xは図2.19に示すよう

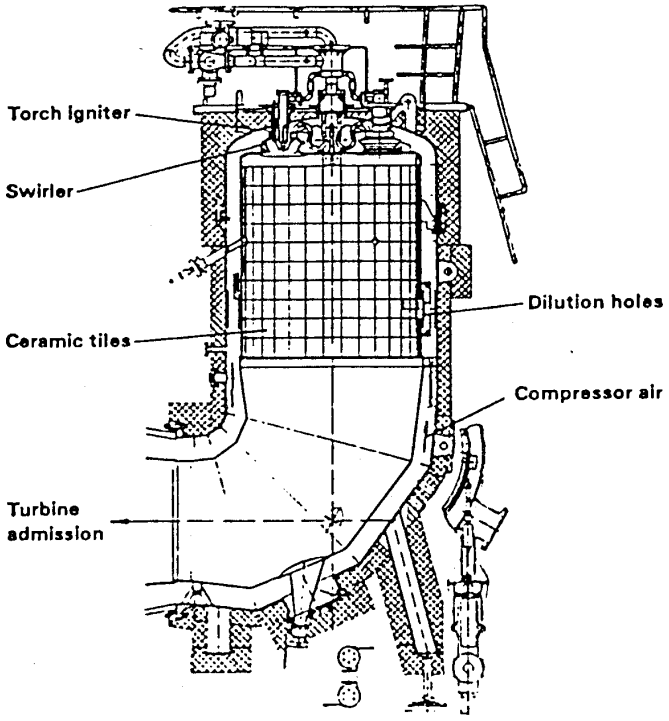


図 2.16　パイロット炎付予混合燃焼器(サイロ型)

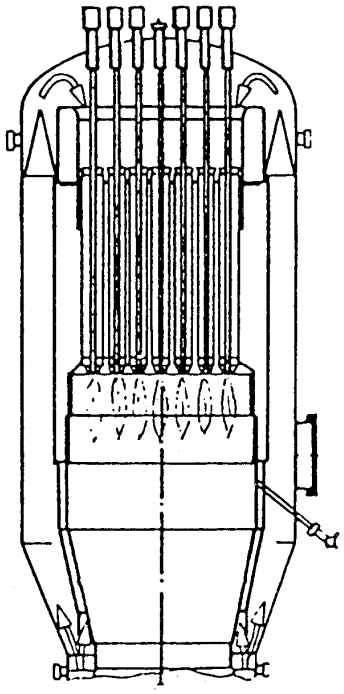


図 2.18　予混合マルチバーナ

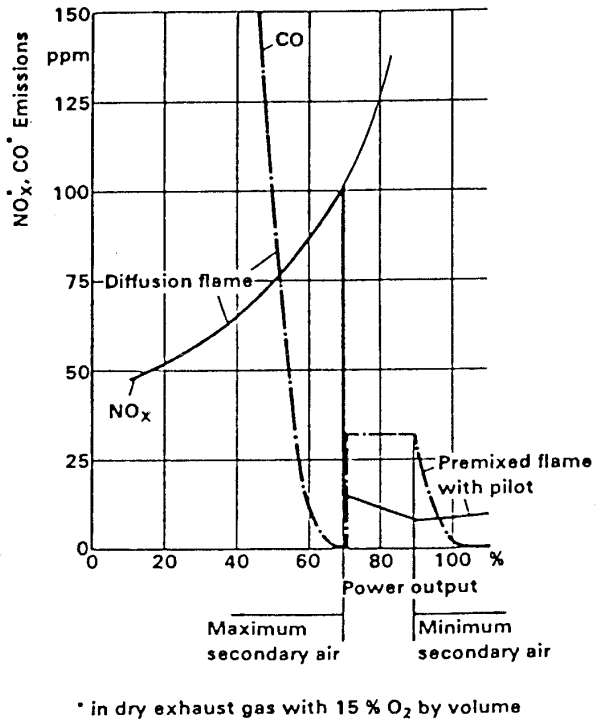


図 2.17　サイロ型のNO_X，CO 特性

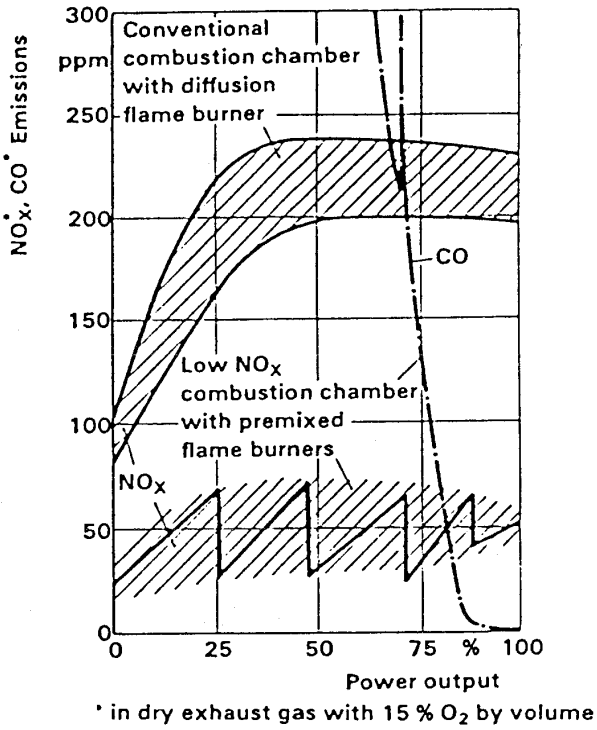


図 2.19　予混合マルチバーナのNO_X，CO 特性

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

に，バーナの切換えに対応してステップ状に変化する濃度特性となる。一方，CO排出特性（図2.17，図2.19）はいずれも低負荷帯で高い値となっており，低NO_X化と未燃分抑制のための燃焼の適性化が必要と推察される。また，高負荷帯においても，定格から条件がわずかにずれるとCOは増加傾向を示しており，適性燃焼範囲が非常に狭い事を物語っている。今後一層の低NO_X化を図るためには，燃焼は完全予混合化の方向にある。これを実現するためには，予混合火炎のより高度な安定燃焼技術の開発と作動範囲を拡大するための一層の工夫が必要である。

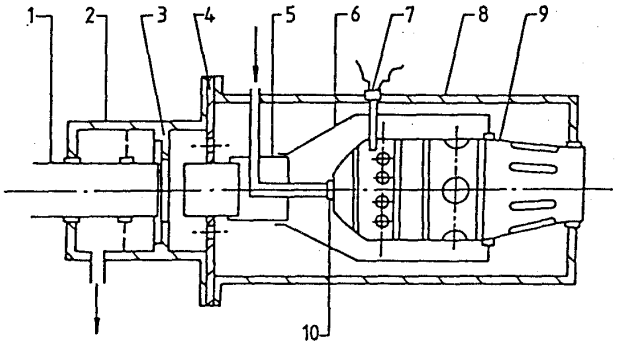
(3)　触媒燃焼器

触媒燃焼器に関しては，触媒開発を含む基礎的研究が引続いて行われているとともに，実用化を目指した実寸燃焼器の試作試験も行われている[11,12]。また，小型ガスタービンに触媒燃焼器を搭載し，燃焼性能や制御特性が検討された例もある[13]。図2.20にその燃焼器を示す。

2．部分負荷時の排気の改善

近年ガスタービンは発電用として熱効率の高いコンバインドプラントが導入されるとともに，コージェネレーションプラントが多用される様になり，負荷要求に柔軟に対応するための部分負荷運転の要求が多くなってきている。このため，部分負荷時の熱効率の向上が重要な課題の一つとなっているとともに[20]，排気特性についても，定格運転時のみならず部分負荷時のNO_X低減と低NO_X燃焼に伴う未燃分増加の抑制が益々必要となる。このためには，前節で述べた空気量制御をより精確に行い，燃焼領域ないしは予混合気の燃空比を適性に保つことが課題となる。燃焼器に可動部を持たない燃空比制御方法として図2.21に示すような空力的制御方法が提案されている[21]。これは空気を一部抽気することによって燃焼器内への空気配分を調節するものである。コールドフローテストによって，7％の抽気により燃焼領域の空気を36％変化できる結果が得られている。

一方，コンバインドプラントにおいては，部分負荷時は圧縮機入口案内羽根を絞り込んで圧縮機吸込み空気量を減じ，燃焼温度を高めた運転により熱効率の改善が図られている。これは低NO_X化にとっても，予混合燃焼への移行が可能となる負



1. inlet tube　2. casing　3. fence　4. capture tube flange
5. transfer tube　6. inner casing　7. ignition plug
8. outer casing　9. liner　10. atomizer

図2.21　空力的燃空比制御器を備えたプロト型燃焼器

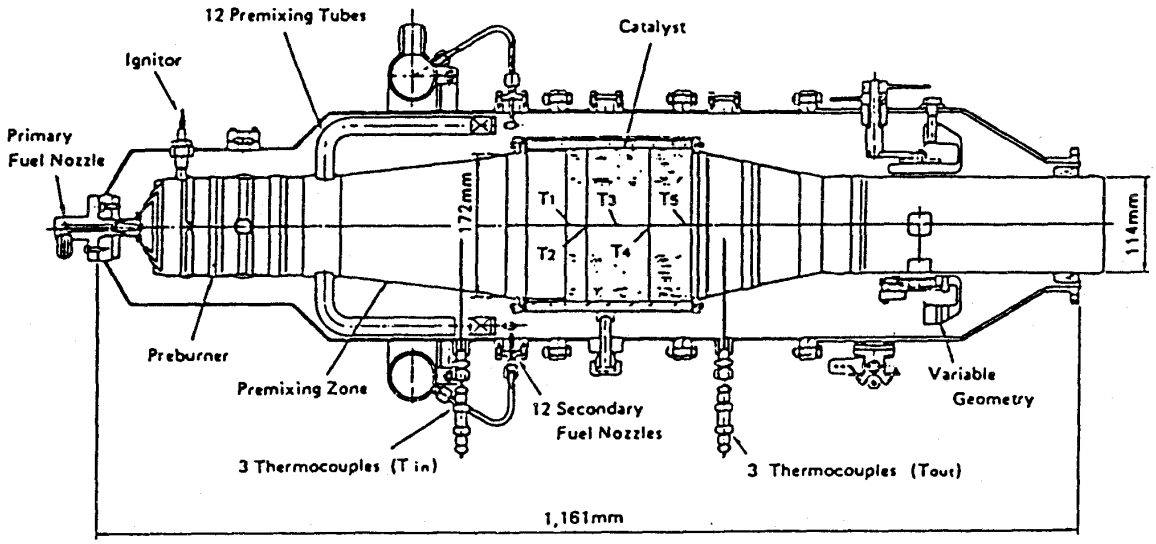


図2.20　触媒燃焼器の例

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

荷帯がより低負荷側へ移ることになるから有利である[22]。この方式は，触媒燃焼器の燃空比制御に対しても検討され，非常に有効であることが指摘されている[23]。　（石橋　洋二）

〔調査文献〕

1）Touchton, G. L. ; "Influence of Gas Turbine Combustor Design and Operating Parameters on Effectiveness of NO_X Suppression by Injected Steam or Water". Trans. ASME, vol.107, July 1985

2）Krockow, W. ; "Burner Development for Larg Industrial Gas Turbine Combustors", 14th International Congress on Combustion Engines, 1981

3）Bahr, D. W. and Lyon, T. F. ; "NO_X Abatement via Water Injection in Aircraft-Derivative Turbine Engines" ASME 84－GT －103 (1984)

4）Antos, R. J. and Emmerling, W. C. ; The Effect of water Injection for Emissions Control on Industrial Gas Turbine Combustors" ASME 84－GT－38 (1984)

5）Mulik, P. R. et al ; "Effect of Water Injection for NO_X Reduction with Synthetic Liquid Fuels Containing High Fuel-Bound Nitrogen in a Gas Turbine Combustor" ASME 81－GT－51 (1981)

6）Hilt, M. B. and Waslo, J. ; "Evolution of NO_X Abatement Techniques Through Combustor Design for Heavy-Duty Gas Turbines", ASME 84－GT－48

7）"High Reliability Gas Turbine Combustion Project" EPRI AP－3885, May 1985

8）Kuroda, M. et al. ; "Development of Dry Two-Stage Low-NO_X Combustor for a Gas Turbine" ASME 87－GT－64

9）Sato, T. and Hilt, M. B. ; "NO_X Abatement Measures for a Combined-Cycle Plant" ASME 87－TOKYO－IGTC－58 (1987)

10）Maghon, H. et al. ; "Development and Application of Highly Efficient Heavy-Duty Gas Turbines in Europe". ASME 87－TOKYO－IGTC －53 (1987)

11）Beebe, K. et al. ; "Design and Test of Catalytic Combustor Fuel-Air Preparation System" 87－TOKYO－IGTC－51 (1987)

12）Angello, L. C. et al ; "Catalytic Burners for Stationary Combustion Turbines－A Preliminary Design Analysis" ASME 82－GT－58 (1982)

13）Hoshino, A. et al. ; "Preliminary Tests of Catalytic Combustion in a Small Gas Turbine" ASME 87－GT－100 (1987)

14）Krockow, W. and Schabbehard, H. ; "Alternate Fuels : Burner Concepts and Emission Characteristics of Silo Combustor". ASME 82－GT－29 (1982)

15）Koch, H., ; "Investigations and Measures for the Reduction of Gas Turbine Emissions" Sulzer Tech. Rev. No.2 (1974)

16）Krugov, V. B. et al. ; "The Results of an Experimental Investigation into Lowering the Emission of Nitrogen Oxides by Spraying Steam or Water into Combustion Zone". Thermal Engineering, vol.26, No.11 (1979)

17）Hung, W. S. Y. ; "Accurate Model of Predicting the Effect of Humidity or Injected Water on NO_X Emissions from Industrial Gas Turbines" ASME 74－WA/GT－6 (1974)

18）Hanson, K. A. and Felix, P. C. ; "Emission Characteristics of a Gas Turbine Combustor for High Nitrogen Content Fuels" Paper No.75－PWR－28, Presented at the ASME－IEEE Joint Power Conference, Portland, Sept. 1975

19）Tumanovskii, A. G. and Tul'skii, V. F. "Influence of Water Injection on the Formation of Nitrogen Oxides at the Outlet of the Combustion Chamber with Series Introductions of Air in the Combustion Zone" Thermal Engineering, vol.29 No.6 (1982)

20）志賀永欣；"ACT 90 開発プロジェクトの概要" 日本ガスタービン学会誌，vol.15, No.60 (1988)

21）Wu Shou Sheng. et al. ; "An Aerodynamic Study of a Vortex Controlled Low Emission

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

Gas Turbine Combustor" ASME 86−GT−265 (1986)
22) Becker, B. et al. ; "Premixing Gas and Air to Reduce NO_X Emission with Existing Proven Gas Turbine Combustion Chambers." ASME 86−GT−157 (1986)
23) Angello, L. C. et al. ; "Catalytic Burners for Stationary Combustion Turbines−A Preliminary Design Analysis" ASME 82−GT−58 (1982)

Ⅱ.2.2. 航空用ガスタービン

1960年代，タービンエンジンによる航空機の離着陸が頻繁になるにつれ，視界を妨げる排煙の低減を要望する声がパイロットを中心に高まってきた。それと都市の光化学スモッグ，窒素酸化物（NO_X）による高層大気オゾン層破壊の可能性などが懸念され[1]，大気汚染排出物にたいする規制が制定されるようになった。

1972年，米国環境保護庁（EPA, Environmental Protection Agency）は，航空機が排出する，煙，炭化水素（HC），一酸化炭素（CO）および窒素酸化物（NO_X）を当時の現状より一桁ないし数分の一に低減することを求めた厳しい規制案を提示した[2]。

翌年，HCとCOの規制値をやや緩和したあと，更に1978年に至ってNO_Xを中心に規制とその実施時期を緩和する案が示された[3]。そして1982年末にはガス排出物の一部の規制撤廃と大幅な緩和を規定した最終案が提示され1984年初頭から実施されることになった[4]。

国際民間航空機構（ICAO, International Civil Aviation Organization）でも1977年指導要領[5]を発行し，1978年と1980年の会議（Committee of Aircraft Engine Emissions）を経て規制値を定めた[6]。

上記の規制の動きに対してエンジンメーカや研究機関の努力と成果は以下のようであった。

排煙低減に関しては一次燃焼領域での燃料過濃と高圧が原因であることが明らか[7]となり，燃料噴射弁近傍への空気噴流導入による燃料過濃領域の解消をはかった[8-10]。気流微粒化ノズルによる気液混合促進と一次燃焼領域全体の希薄化が排煙低減化に極めて有効であった。

一方，NO_Xの低減に関しては世界中の研究機関により活発な研究がなされた。米国のメーカと研究機関はECCP（Experimental Clean Combustor Program）によるE^3エンジンの研究によって低NO_X燃焼器の可能性を調べた[11-14]。その最終報告が公表されている[15]。結果的にはGeneral Electric（GE）社のCF6−50エンジン用復環状燃焼器もPratt & Whitney（PWA）社のJT9D−7エンジン用Vorbix燃焼器も，目標としたすべての排出物をEPA1979年規制内にすることはできず，実用化には困難が予想された。その後航空用エンジンに対するNO_Xの規制がきわめてゆるく（ICAO）あるいは撤廃（EPA）されたのでこの分野の研究と開発はほとんどみられない。しかしこのプログラムによって得られた技術的可能性はその後の燃焼器の設計に多く取り入れられることとなっている。

HCとCOの排出低減に関しても多くの研究がある。JT8D−17の燃焼器を用いてアイドル運転時の燃焼器諸条件がどのように排出に影響するかを調べた例がある[16]。燃料供給に圧力噴射弁を用いたものでは，部分負荷時に燃焼供給圧力が低下し，燃料微粒化特性が劣化するため未燃焼排出物が増大する。それに対する対策としてGE社のCF

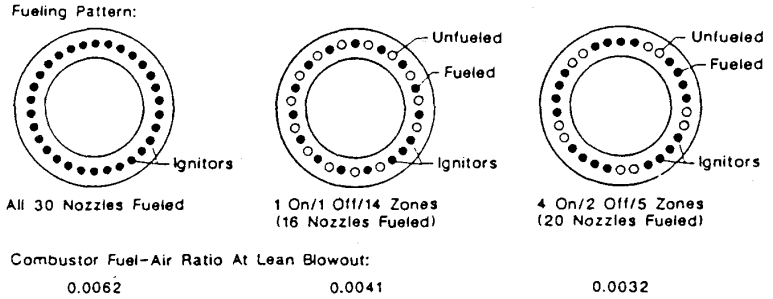


図2.22　CF6−50における低負荷条件での燃料供給対策[20]

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

6−50では図2.22のように30本ある燃料噴射弁のプライマリノズルの数本にアイドル条件で燃料を供給しない方法で1本当たりの燃料噴射弁の燃料流量の低下を防ぎ，早期の吹消え防止と燃料噴霧粒径の増大に起因する未燃焼排出物の抑制を行っている[17]。

航技研が開発したFJR710/600エンジンではアイドル運転をプライマリ噴射弁のみによって行い

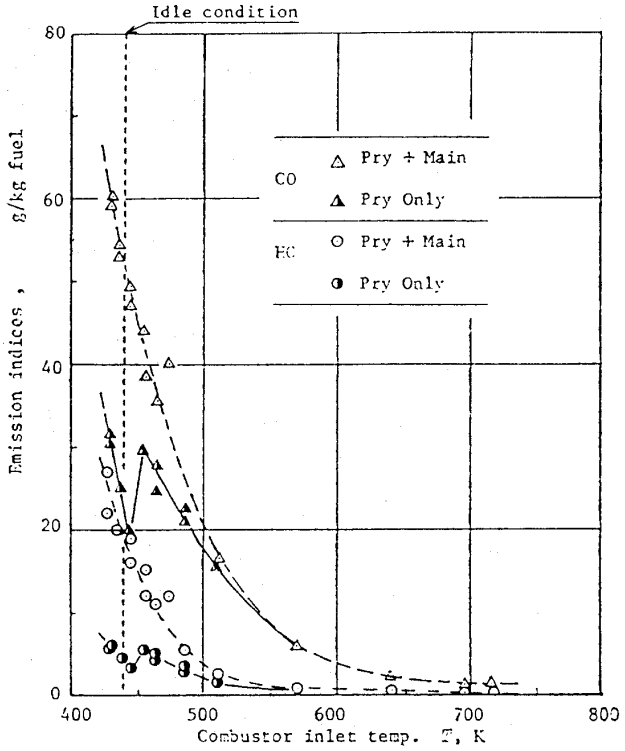


図2.23　アイドル運転時の燃料噴射モードの違いによる排出値の変化（FJR710/600）

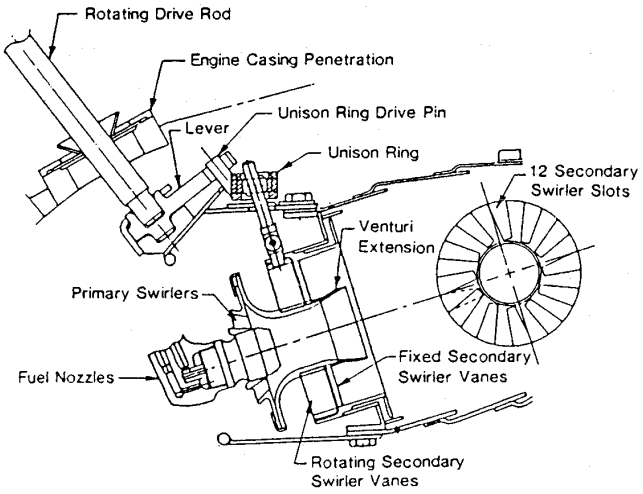


図2.24　可変機構付スワーラ（Ⅱ．3．2の文献[3,17]）

図2.23のようにCOとHCの排出を低減させた[18,19]。

その他最近ではⅡ．3．2で述べる燃料多様化対策ともからめて図2.24のようにスワーラ部に可変機構を採用したものなどで排出低減をねらった研究[20]もすすめられている。　（田丸　卓）

〔調査文献〕

1）“Atmospheric Pollution by Aircraft Engines”, AGARD Conf. Proceedings AGARD−CP−125(1973)

2）Aircraft and Aircraft Engines, Proposed Standards for Control of Air Pollution, EPA, Title 40, Code of Federal Regulations (Part 87), Federal Register, 37 (1972/12) 26488−26503

3）Control of Air Pollution from Aircraft and Aircraft Engines−Proposed Amendments to Standards, EPA, Federal Register, Vol.43, No.58 (1978/3),

4）Control of Air Pollution from Aircraft Engines, Emission Standards and Test Procedures, Fed. Regist., 47, No.251 (1982/12) 58462-58474

5）Control of Aircraft Engine Emissions, ICAO Circular 134−AN/94, 1977

6）Report Doc 9304, Committee on Aircraft Engine Emissions, Second Meeting, International Civil Aviation Organization (1980/5)

7）MacFarlane, J. J., Holderness, F. H. & Whitcher, F. S. ; “Soot Formation Rates in Premixed C_5 and C_6 Hydrocarbon Flames at Pressures up to 20 Atmosphers,” Comb. Flame, Vol.8, No.3 (1964/9)

8）Faitani, J. J. : “Smoke Reduction in Jet Engine Through Burner Design,” SAE 680318

9）Bahr, D. W., et al. : “Development of Low Smoke Emission Combustor for Large Aircraft Turbine Engines,” AIAA 69−493(1969)

10）Mcknight, D. ; “Development of a Compact Gas Turbine Combustor to Give Extended Life and Acceptable Exhaust Emissions,” Trans. ASME, Vol.101 (1979/7)

11）Bahr, D. W. and Gleason, C. C. ; “Experi-

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

mental Clean Combustor Program, Phase I", GE－74AEG380 Final Report, NASA CR－134737 (1975/6)

12) Gleason, C. C., Rogers, D. W. & Bahr, D. W. ; "Experimental Clean Combustor Program, Phase Ⅱ", R76AEG422 Final Report. NASA CR－1349116 (1976/8)

13) Robert, R., Fiorentino, A. & Greene. W, ; "Experimental Clean Combustor Program, Phase Ⅲ", PWA－5493, Final Report NASA CR－135253 (1977)

14) Gleason, C. C. and Bahr, D. W. ; "Experimental Clean Combustor Progrem, Phase Ⅲ", Final Report, NASA CR－135384 (1979)

15) Ciepluch, C. C., Davis, D. Y. & Gray, D. E. ; "Results of NASA's Energy Efficient Engine Program," J. Propulsion, Vol.3, No.6 (1987) 560-568

16) Kauffman, C. W., et al. ; "Ambient Effects on Idling Gas Turbine Emissions", J. Aircraft, Vol.18, No.1 (1981/1) 15－22

17) Bahr, D. W. ; "HC and CO Emission Abatement via Selective Fuel Inection," ASME 82－GT－178 (1982)

18) Tamaru, T., et al. ; "Combustor Development for FJR710/600 Engine", 83－TOKYO－IGTC－20, (1983) 151-157

19) 田丸　卓："燃焼器要素およびエミッション制御技術，" 日本航空宇宙学会誌，32巻，371号 (1984/12) 17-22

20) Bahr, D. W. ; "Technology for the Design of High Temperatature Rise Combustors", J. Propulsion, Vol.3, No.2 (1987/3＋4) 179－186

Ⅱ.2.3　自動車用ガスタービン

前号において詳述した排気関連の問題点，課題をまとめると，図2.25のごとくである。本文では触媒燃焼に関する事例は割愛させていただく。

乗用車用燃料としてはエネルギ密度の観点から液体燃料を避けることはできず，予蒸発予混合技術の開発は必須となる。十分な気化と，予混合比の均一性は触媒燃焼器において殊に厳しく要求さ

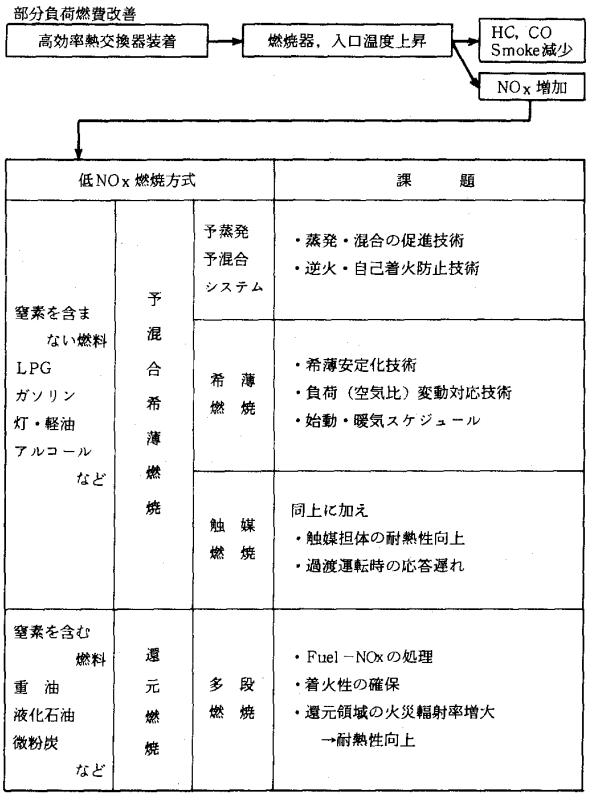
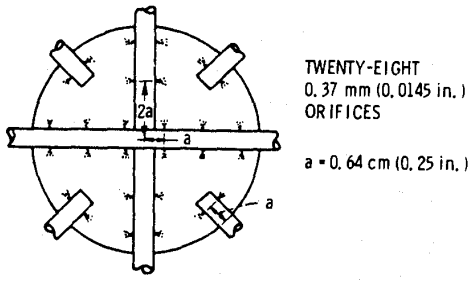


図2.25　自動車用ガスタービンの燃焼器における有害排出物低減の技術課題



Multiple-jet cross-stream injector, twenty-eight 0.37 mm (0.014 in.) holes, 7.6 cm (3.0 in.) inlet.

図2.26　マルチジェット・インジェクタ[1)]

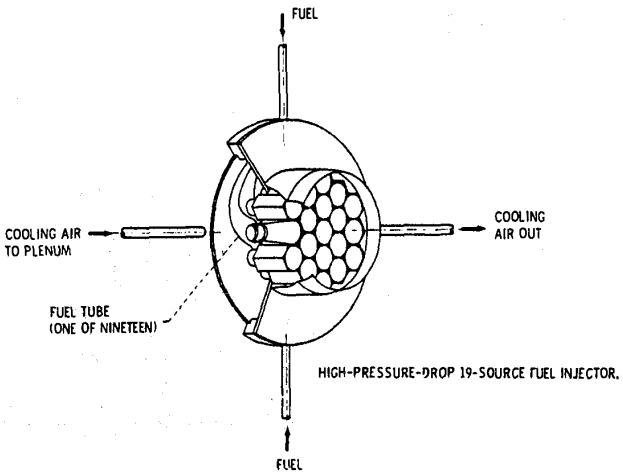


図2.27　マルチベンチュリ・インジェクタ[2)]

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

れるので，この技術は将来的にも重要性を増すと考えられる。最も単純なのは，図2.26[1]や図2.27[2]に示すように蒸発管断面に多数のノズルを配したマルチジェットやマルチベンチュリといわれるものである。これらは旋回がなくても優れた混合比の均一性を示すが，コスト，耐久性，噴孔の詰まりなどの点で実用性に欠ける面がある。現実的なのは1点噴射方式[3)〜5)]であるが，この場合には旋回を主流に付与しないと均一化は困難である。旋回を与えた場合，循環域が蒸発管内に形成されるとその部分は局所的に滞留時間が大きくなり，これが着火遅れ時間τ_Cを超えると自己着火に至るので注意を要する。着火遅れ時間τ_Cに関して一般に用いられる式，すなわち，

$$\tau_C = \frac{A}{P^n} \exp\left(\frac{E}{RT}\right) \qquad (1)$$

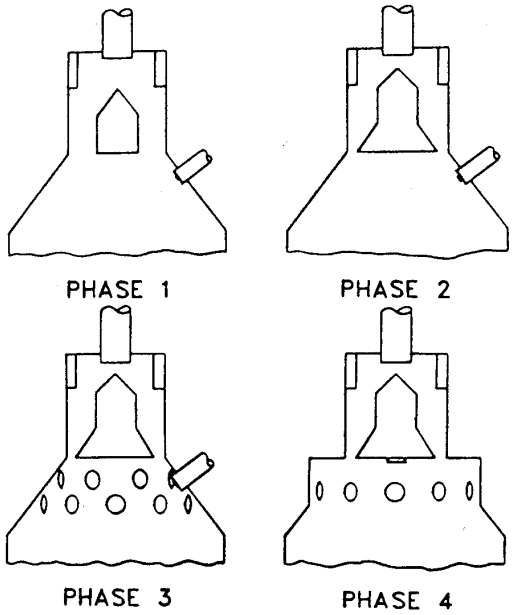
但し，A：定数，n：圧力次数，T：温度，
E：活性化エネルギ，R：一般ガス定数

式(1)のA，n，Eの値はJP−4，ディーゼル油など軽油ベースの幾つかの燃料に対して実験的に求められており[6]，蒸発管の長さや流速に対する設計上の目安が得られる。

旋回はまた噴霧を壁面に付着させる傾向を持ち適用できる旋回の強さには限度がある。図2.28のようにルーバ（スプリッタ）を挿入して主流に強い剪断を付与すると，スワール数が0.2以下のごく弱い旋回でも蒸発および混合が促進されることが報告されている[4]。

蒸発率を計測するには気相−液相の弁別測定が不可欠になるが，上の報告[4]ではNASAの開発したSpilover法[8]という極めてプリミティブかつ労力の要る手法に頼っており，より効率の良い気液弁別測定法の実用化が待たれる。

一方燃焼部は予混合部とは逆に循環域（Recirculation Zone）など滞留時間が十分大きな保炎領域を形成して希薄火炎の安定化を図らなければならない。種々の保炎手段については文献(9)に概説されているので本稿では割愛する。GMのGT 225[10]やBenzのPWT 110[11]ではBluff Bodyの背後に付着循環域を形成させる方式をとっている。GT 225のBluff Body（Center Body）の形状最適化の経緯を図2.29に示す。このような燃焼器では希薄にしていくとあるところで急峻なCO増加が認められ，希薄安定限界が吹消え前に明瞭に定義される[4),9)]。Benzが試みた幾つかの保炎方式[11]を図2.30に示す。



Schematics of prechamber and inlet section of reaction chamber depicting four major design phases in the development of the CBS combustor

図2.29　GT 225のCenter Body構成の変遷[10]

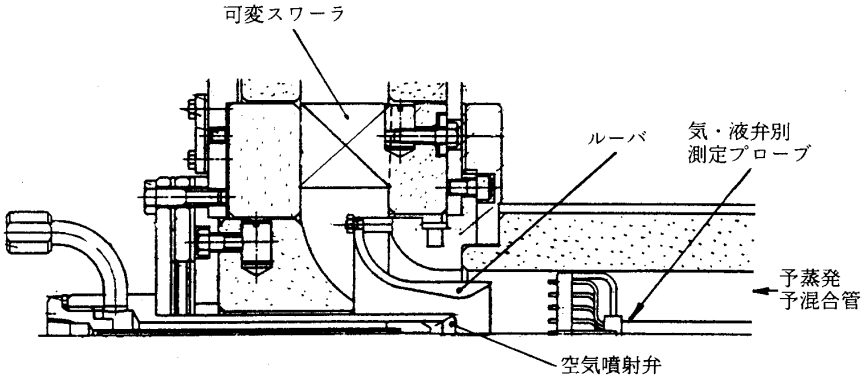
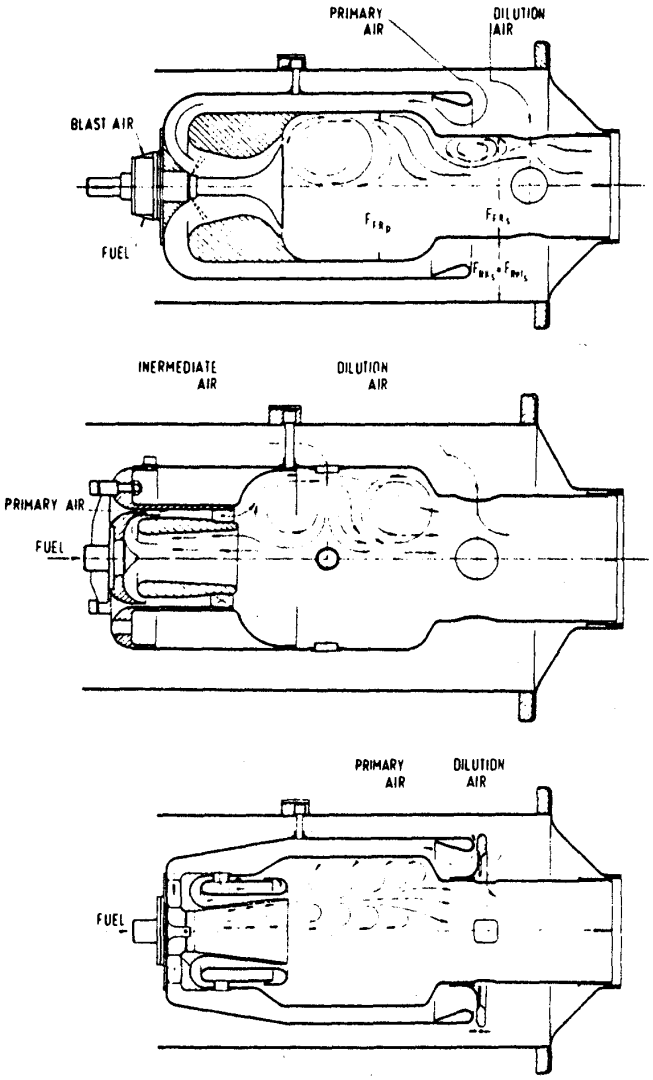


図2.28　予蒸発予混合室構成[7]

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

Garrett の AGT 101[12] では付着循環域でなく旋回によって燃焼室軸線空間上に大規模な循環域を形成する手法をとっている。この場合旋回は半径流スワーラによって与えるのが良いとしている。

乗用車のように負荷変動，すなわち空気比変動が大きい場合には，主燃焼領域を常に十分希薄かつ安定な空気比に維持するために，空気配分を可変にする必要が生ずることがある。上述の GT 225 の可変機構の例を図 2.31 に示す。この例ではさらに Center Body 内に第 2 の噴射ノズルが組み込まれており，始動〜暖気はこの噴射ノズルを用いて拡散炎モードで運転できるように配慮されている。　（佐々木正史）

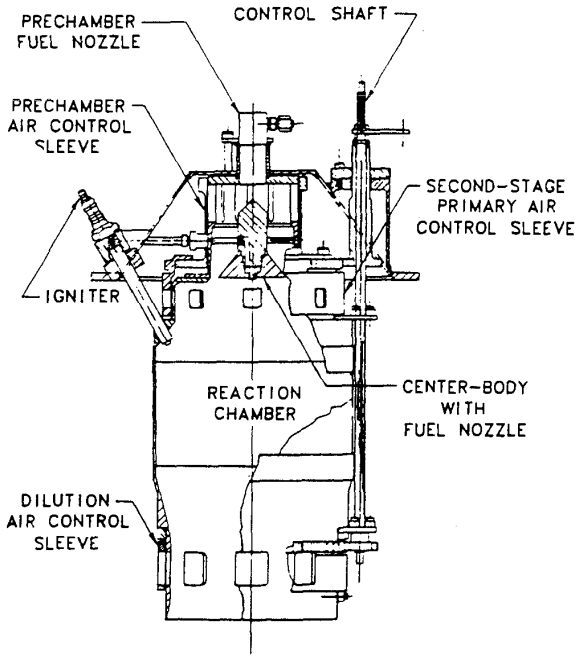


Investigated combustor configurations
(a) With premixing and prevaporization
(b) With recirculation of combustion gases
(c) With film vaporization

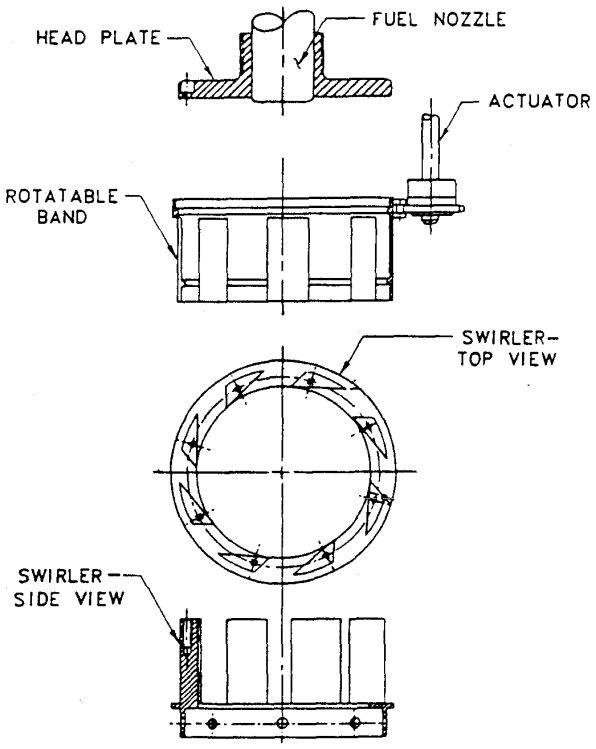
図 2.30　Benz の保炎方式[11]

〔調査文献〕

1）Anderson, D. N., et al ; "Catalytic Combustion for The Automotive Gas Turbine En-



Cross-sectional view of CBS combustor and cover assembly



Prechamber for lean, prevaporizing-premixing combustor

図 2.31　GM − GT 225 の可変機構付燃焼器[10]

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

gine", NASA TM X−73589, 1977
2) Anderson, D. N., "Effects of Fuel Injector Design on Ultra-Lean Combustion Performance", NASA TM−82624, 1981
3) 林「ガスタービン燃焼器の NO_X 低減の研究(1)」NAL TM−470, 1982
4) 佐々木，伊藤「希薄均一予混合気によるガスタービン用燃焼器の排気特性」，第23回燃焼シンポジウム，1985
5) Roffe, G, and Ferri, G. ; "Effect of Premixing Quality on Oxides of Nitrogen in Gas Turbine Combustors", NASA CR−2657, 1976
6) Spadaccini, L. J., et al ; "Autoignition Characteristics of Aircraft-Type Fuels", Central States Section/Combustion Institute, 81−02, 1981
7) Private figuve（日産）
8) Tacina, R ; "Experimental Evaluation of Two Premixing-Prevaporizing Fuel Injection Concepts for a Gas Turbine Catalytic Combustor", NASA TM X−73422, 1976
9) Wade, W. R., et al ; "Low Emissions Combustion for the Regenerative Gas Turbine, Part 1 − Theoretical and Design Considerations", Trans. ASME, J. E. P., Jan., 1974
10) Cornelius, W., et al ; "A Low Emission Combustor for an Automotive Gas Turbine", SAE−820175, 1982
11) Holzapfel, I. and Meyer, F. J. ; "Design and Development of a Low Emission Combustor for a Car Gas Turbine", ASME 78−GT−155, 1978
12) Preprints 24th Auto motive Technology Development Contractors Coordination Meeting, 1986

Ⅱ．3．燃料の多様化・燃料規格の拡大への対応

Ⅱ．3．1　産業用ガスタービン

前号において，産業用ガスタービンの燃料の多様化の方向を示した。本節においては，使用燃料の拡大を図る上での技術的問題点ならびに対策の方向，対策事例について述べる。

1．気体燃料

(1)　高，中カロリー燃料

燃料の発熱量が2000kcal/Nm³程度以上の高，中カロリーガスであれば，燃焼器の設計思想や燃焼器構造にもよるが，燃焼器そのものの変更は必要ないとされている。ただし，ウォッベ指数*がある範囲を超える燃料を用いる時には，燃料供給，制御系統の共用化と燃料のフローパターンや混合特性の大きな変化を避けるために，ガスノズルの有効面積の調整が必要である。基本的には同一燃料差圧で同一熱量の燃料量が供給されるように調整されるが，実際には，燃焼器出口ガス温度パターンや燃焼振動圧力のレベルを確認しながら実験的に決められる場合が多い。また，広いウォッベ指数に対して適用可能な燃料ノズルとして，ノズル入口を二系統とし，それぞれに絞りを設けた例がある[1)]。(図3.1)

(2)　低カロリー燃料

種々のプロセスから副生物として発生する低カロリーガスは種類が非常に多岐にわたるが，高炉ガスを除いて，そのほかの低カロリーガスはほとんどガスタービンに利用されていない[2)]。これは

注）*

$$\text{ウォッベ指数} = \frac{\text{燃料の低位発熱量}}{\sqrt{\text{燃料の空気に対する比重}}}$$

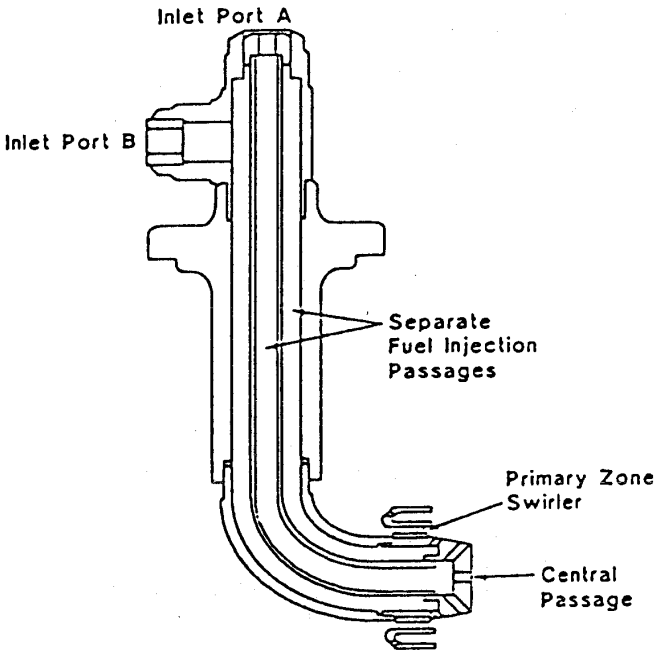


図3.1　ガス燃料ノズル

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

プロセスの特性から安定したガスの供給が得難い事やガスを利用しやすいような供給設備となっていない事などによる。一方，現在開発が進められている石炭ガス化複合発電プラント（空気酸化炉の場合）においては，約1000kcal/Nm³程度の低カロリーガスをガスタービン燃料として用いることになる。このような低カロリーガスの燃焼は従来燃料と比較して以下の差異がある。

(1) 量論比での断熱火炎温度が低い。

(2) 燃焼速度が遅い。

(3) 同一燃焼温度を得るための燃空比が高い。

このため，低カロリーガスのガスタービンへの適用においては，図3.2に示すような燃焼器の開発課題がある[3]。このほか，プラントシステムとしてはガスタービン圧縮機からの抽気や起動用の補助燃料系統が必要となる場合がある。更に，燃料抽にダストやアンモニア等の不純物が含まれる場合には，エロージョン対策やNO_X低減対策が必要となる。

次に，高炉ガス適用の具体例と石炭ガス化低カロリーガス用燃焼器の開発例について説明する。

図3.3はKWU社の高炉ガス焚燃焼器である[4]。1960年から実用の実績がある。高炉ガスの場合には燃焼の安定化と未燃分の抑制を図るために，燃焼器内平均断面流速を小さくし，滞留時間を長くとる必要がある。図3.3の燃焼器は，従来燃料のものに対して若干の空気配分の変更と燃料流量の増加に伴なう燃料ノズルの拡大で十分対応できている。低カロリーガス燃焼にとっては，燃焼器容積が大きい単筒のサイロ型燃焼器が有利といえる。

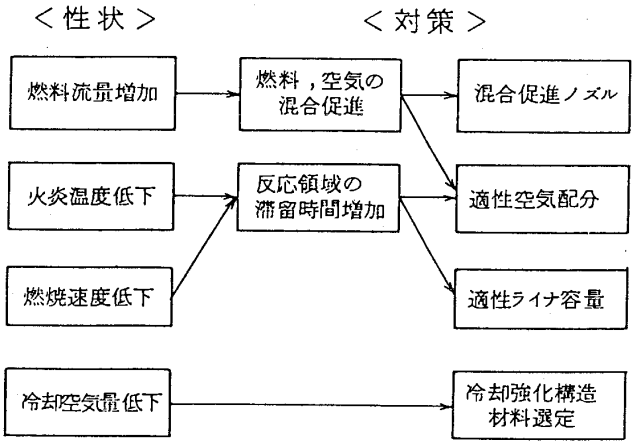


図3.2　低カロリーガス燃焼器の主要開発課題

図3.4は670kcal/Nm³の高炉焚ガスタービンの断面図である[5]。十分な滞留時間と低い断面流速

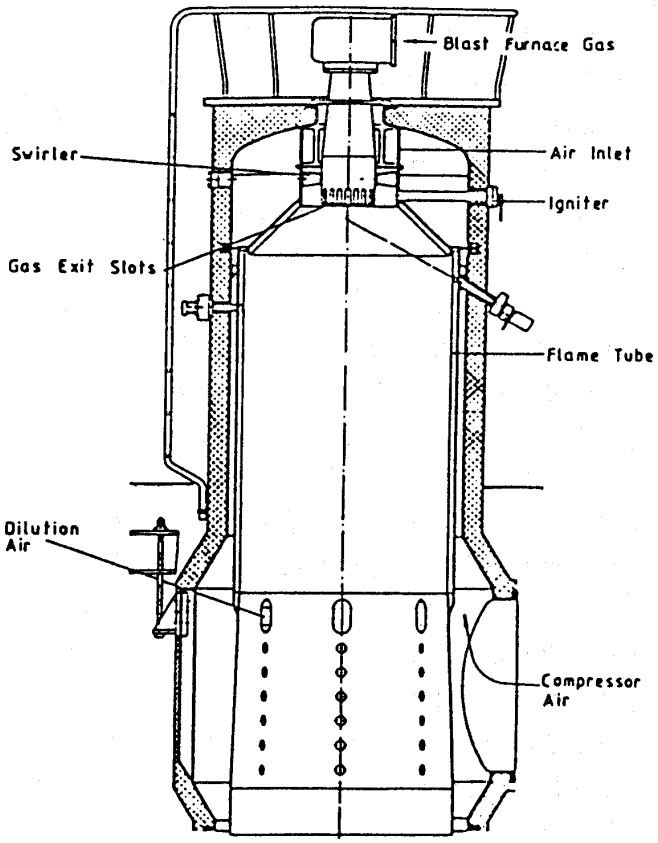


図3.3　高炉ガス燃焼器(Ⅰ)

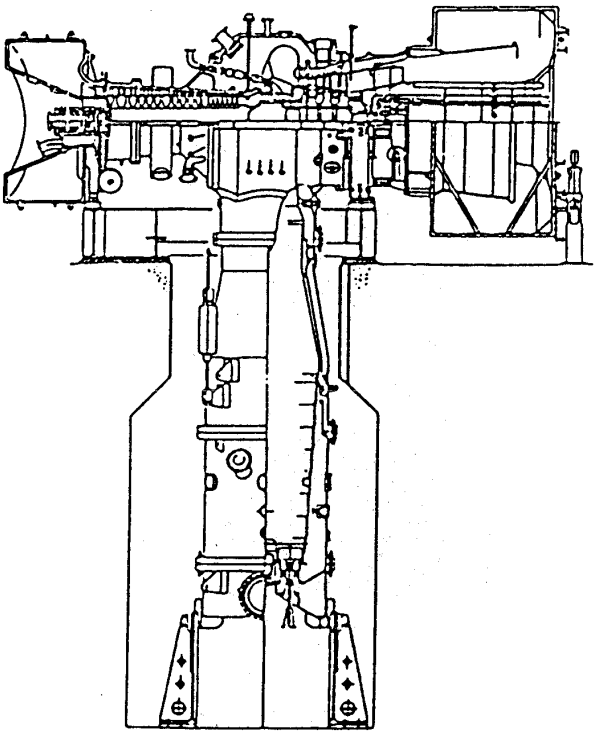


図3.4　高炉ガス燃焼器(Ⅱ)

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

を確保するために単筒型燃焼器が採用されている。燃料ノズルの中心部には，軽油を用いたパイロットノズルがあり，常時全体入熱の1％の燃料を供給し，低カロリーガス火炎を保炎させている。また，燃焼器の壁面は，フィン付の冷却構造とし，壁面冷却空気を極力減らす工夫がされている。また，最近コークス炉ガスで1000 kcal/Nm^{3}に増熱された高炉ガスを燃料とする大容量ガスタービンにマルチキャン型燃焼器が適用された[6]。これには低NO_X燃焼器用として開発された空気バイパス弁が用いられており[7]，部分負荷時の燃焼効率の改善が図られていることが特徴である。これは，更に質の悪い低カロリーガスの適用拡大を可能とする上での一方向を示すものである。

一方，石炭ガス化ガス用燃焼器としては，これまでに燃料と空気の混合促進を図った大容量ガスノズルや燃焼安定化を図るために燃焼器径を拡大したものなどが検討された[8,9]。これらの結果，燃料の発熱量が1000 kcal/Nm^{3}程度あればほぼ従来燃料なみの燃焼性能が得られている。

図3.5は燃料と空気をともに高旋回で噴出させることにより混合の促進を図った燃料ノズルである[10]。燃料ノズルの中心部に油噴射ノズルを有する。燃料ガスと空気の旋回方向を逆向きとし，混合を改善するとともに，燃焼器下流での旋回成分を減衰させ，壁面冷却用フィルムへの悪影響を小さくしている。この燃料ノズルに取付けられる燃焼器ライナは従来のものと同寸法であり，良好な燃焼性能が得られている。また，プラント熱効率を高めるために高温ガスタービン用燃焼器として，図3.6に示すセクトラルコンバスタが開発された[11]。本燃焼器の主な特徴は

(1) 燃焼器ライナを二重壁構造とし，冷却空気と燃焼空気の共用化を図っている。

(2) 燃焼室を上下二段に分けて燃料の多段噴射を行い，作動範囲を拡大していることである。

2．液体燃料

液体燃料は灯・軽油から重油まで幅広い燃料が使用されている。重質油の使用においては，粘度が高いことや残留炭素分，金属不純物などの含有量が大きくなることから対策が必要である。表3.1にガスタービン用燃料という観点からして重要な燃料性状と重質油使用上の問題と対策の現状を示す[12]。燃焼器にとっては，放射熱の増大への対応と煙発生の抑制が重要課題となる。現状の対策は微粒化の改善と冷却強化で対応している。具体的には主に以下の対策が講じられている。

(1) 燃料加熱による油の流動性と微粒化改善

(2) 燃料噴霧空気量の増大による微粒化改善

(3) 燃焼域への流入空気の増大と混合の改善

(4) 壁冷却空気量の増大

(5) 燃焼器内壁への遮熱コーティングの施工

一方，液体燃料については将来の供給の減少と，それに伴う価格高騰に対応するために，低質油や石炭合成燃料のガスタービンへの適用が重要な課題となっている。これらの液体燃料は燃料中N分が高く，かつ，水素含有量が小さい。このため，フューエルNO_X，スモーク等の低減と燃焼性

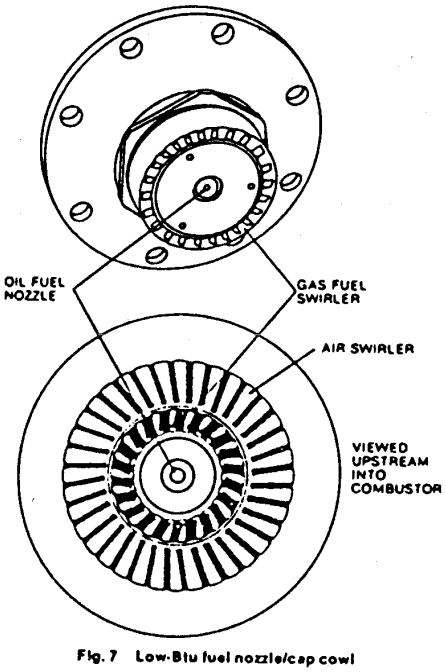


図3.5　石炭ガス化ガス用燃料ノズル

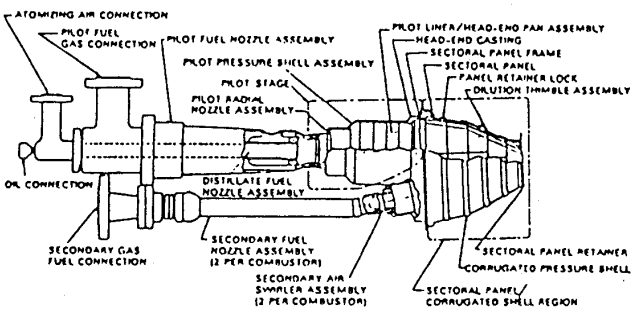


図3.6　セクトラルコンバスタ

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

能が高く，また燃料の自由度の広い燃焼器開発が必要である。このような燃焼器の開発を目指して，米国において“DOE/LeRC Advanced Conversion Technology Project (ACT)”が進められた。本プロジェクトではフューエルNO_X低減のための燃焼方式の評価がなされ，以下の燃焼方式に基づく燃焼器試作試験が行われた。

- 燃料過濃－燃料希薄燃焼方式
- 燃料希薄－燃料希薄燃焼方式
- 触媒燃焼方式

表3.2に供試燃料の性状を示す。図3.7は燃料過濃－燃料希薄二段燃焼器の一例[13]，図3.8は燃焼の促進を図る目的のセラミック燃焼器の例である[14]。図3.9は燃料希薄－燃料希薄二段燃焼器の噴霧パターンを示すもので，右側の円錐型スクリーンを設けることにより混合が促進され，サーマルNO_Xの低減に有効な結果が得られている[13]。これらの一連の研究において，フューエルNO_Xの低減に関しては燃料過濃－燃料過濃二段燃焼が，一方，サーマルNO_Xの低減は燃料希薄－燃料希薄

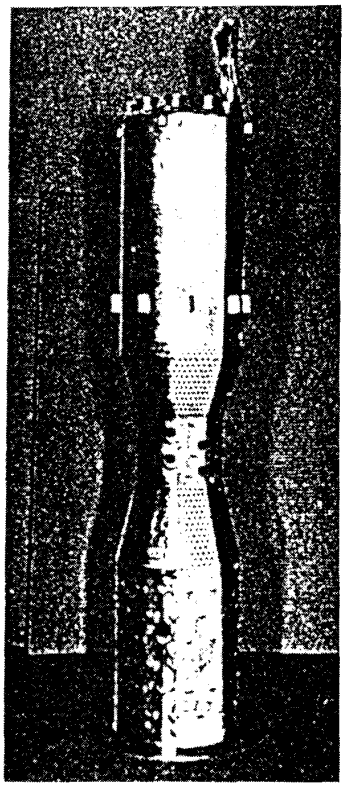


図3.7　マルチノズル二段燃焼器の例 (Rich-Lean)

表3.1　ガスタービン用燃料性状と技術的問題点

項目		単位	軽油	重質油 原油	重質油 重油	重質油使用上の問題点	現状対策例
粘度		cst @37.8℃	2.0～4.0	5.0～20.0	100～1800	低油温時に粘度高となり，燃料噴霧特性劣下	加熱
残留炭素		重量 %	0.002～0.015	0.5～5.0	2～10	燃焼不完全により煙発生	燃料油空気噴霧
ろう分		重量 %	−	広範囲	広範囲	低油温時にろう分析出し，フィルタ，燃料ノズル等の閉そく	加熱
硫黄分		重量 %	0.1～1.2	0.2～3	0.5～5	Na，K，V等と結合して高温腐食の原因となる。	Na，K，V対策にて間接的に対策
水泥分		重量 %	−	0.1～2	0.1～2	ポンプ，燃料分配器等可動部品の腐食損傷の原因となる。	フィルタ，コアレッサ又は遠心分離品設置
金属元素	Na+K	重量ppm	0～0.5	1～50	1～200	高温腐食の原因となる。	脱塩，タービン翼の腐食対策
	V	重量ppm	0～0.1	0.1～50	5～400		Mg，Si添加，タービン翼の腐食対策
	Pb	重量ppm	0～0.5	0～1	0～25		Mg，Si添加，タービン翼の腐食対策

表3.2　供試燃料の性状

	ERBS[a]	SRC-II	Residual
Spec. grav. @ 289/289 K	0.8377	0.9796	0.9440
Hydrogen content, percent	12.95	9.07	11.52
Sulfur content, percent	0.085	0.20	0.49
Net heat of combustion, MJ/kg	42.5	38.1	41.3
Viscosity, m^2/s @ 311 K	1.36×10^{-6}	3.55×10^{-6}	1.345×10^{-3}
Nitrogen content, percent	0.0054	0.87	0.23
Surface tension, N/M	−	−	3.29×10^{-2} @ 339 K
Surface tension, N/M	−	−	3.06×10^{-2} @ 366 K
Pour point, K	244	255	294
Vanadium, ppm by wt	−	−	26

[a] Experimental Referee Broad Specification (ERBS) petroleum distillate fuel

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

二段燃焼が効果的であり，特にフューエルNO_Xの低減に関しては，今後の改良研究により更に低減可能であることが報告されている。

その他の合成燃料として，アルコールの適用の可能性が検討されている。小型ガスタービンにメタノールを用いた実機運転試験の報告がある[15]。ここでは燃料ポンプの容量アップと燃料蒸気の検知器が変更された。NO_Xは油の72％減と低いレベルである。他の研究では，高空気比側で，CO，UHCが増大し，燃料噴射弁の改良が指摘されている[16][17]。更に，アルコールをガスタービンの排熱を利用して水素とCOに分解して有効利用する方法が提案されている[18]。

3．固体燃料

石炭のガスタービンへの適用の可能性が，近年，期待をもって注目されている。米国においては，DOEを中心に複数のガスタービンメーカが参画して研究開発が推進されている[19]。この開発の推進の背景には，これまでの研究により

(1)　タービン翼へのデポジットの堆積特性のデータ蓄積とそれに対応するための技術に一応の目処が得られたこと。

(2)　石炭/水スラリー燃料の高負荷燃焼が可能であること。

(3)　タービン上流で硫黄分の除去技術が確立したことや，高温脱じんの技術的見通しが高まったこと。

などの石炭燃焼技術に係わる基本的課題に対する技術的進展が得られたことによる。図3.10は本プロジェクトで検討される燃焼システムを系統的に示したものである。石炭の適用にあたっては，まだ種々の要素開発が必要であるが，本開発の成功の暁には，引続いて実証試験に移すこと予定されている。図3.11に燃焼システムの一例を示す。

（石橋洋二）

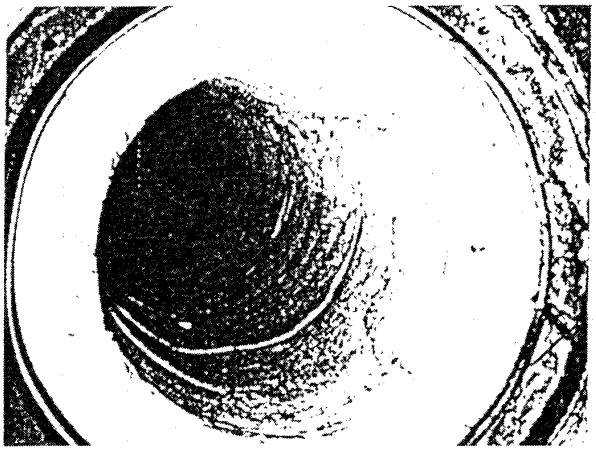


図3.8　セラミック燃焼器

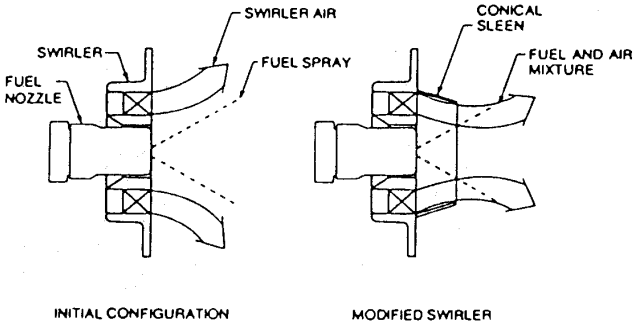


図3.9　燃料ノズルと旋回器

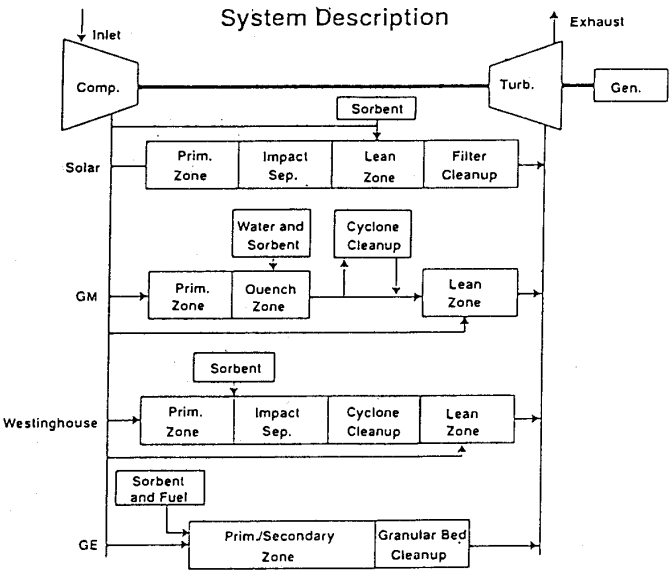


図3.10　石炭焚ガスタービンのシステム

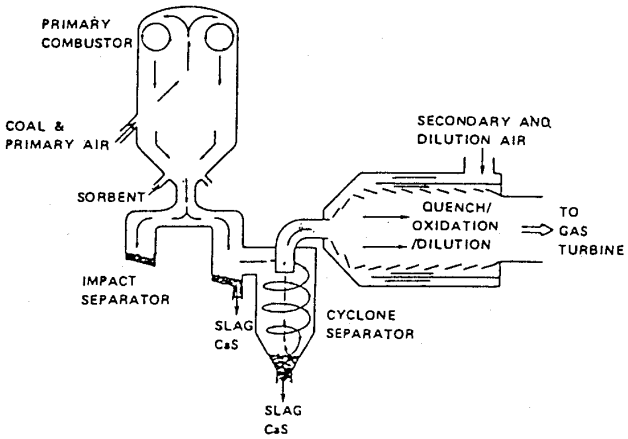


図3.11　Westinghouse/Avcoの燃焼システム

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

〔調査文献〕
1）Sood, V. M. : "Ongoing Development of Gas Turbine Combustion System for Gaseous Fuels with a Wide Range of Wobbe Index Values" ASME 88－GT (1988)
2）高木圭二；"低カロリーガス焚きガスタービン（その1）"日本ガスタービン学会誌，Vol.11, No.42, Sept. 1983
3）黒田倫夫："ガスタービン燃焼技術の最近の動向"第15回ガスタービンセミナー，昭和62年1月
4）Krockow, W. and Schabbehard, H. ; "Alternative Fuels : Burner Concepts and Emission Characteristics of a Silo Combustor" ASME 82－GT－29
5）福江一郎；"低カロリーガス燃焼タービンについて"日本ガスタービン学会誌，Vol.11, No.42, Sept 1983
6）高野英樹ほか；"川崎製鉄㈱千葉製鉄殿向低カロリーガス焚同軸式145MWコンバインドサイクルプラント"日本ガスタービン学会誌，Vol.15 No.60 (1988)
7）Aoyama, K. and Mandai, S : "Development of a Dry Low NO_X Combustor for a 120MW Gas Turbine" ASME 84－GT－44 (1984)
8）Battista, R. A. and Farrell R. A. : "Development of an Industrial Gas Turbine Combustor Burning a Variety of Coal-Derived Low BTU Fuels and Distillate" ASME 79－GT－172 (1979)
9）Pillsburg, P. W. et al. : "Emission Results from Coal Gas Burning in Gas Turbine Combustors." J. Engineering for Power, Jan. 1976
10) Beebe, K. W. et al. ; "Design and Dvelopment Test of a Gas Turbine Combustor for Air-Blown Lurgi Coal Gas Fuel" ASME 85－IGT－128 (1985)
11) Horner, M. W. and Caruvana, A. ; "High-Temperature Turbine Technology Readiness" ASME 82－GT－213 (1982)
12) 西嶋庸正．；"重質油燃焼タービン"日本ガスタービン学会誌，Vol.11, No.43 (1983)
13) Cutrone, M. B. et al. ; "Evaluation of Advanced Combustors for Dry NO_X Suppression with Nitrogen Bearing Fuels in Utility and Industrial Gas Turbines" J. of Engineering for Power, April 1982
14) Lew, H. G. et al. ; "Low NO_X and Fuel Flexible Gas Turbine Combustors" J. of Engineering for Power, April 1982
15) Leslie, M. P. ; "Methanol holds promise for Gas Turbine" Power, Sept. 1980
16) Kajita, S. et al. ; "Combustion of Methanol and Liquefied Butane in a Gas Turbine Combustor" ASME 81－GT－50 (1980)
17) Smith, K. O. ; "Ultra-Low NO_X Combustor Concept for Methanol Firing" ASME 83－GT－29
18) Davies, D. G. et al. ; "Improved Combustion Turbine Efficiency with Reformed Alcohol Fuels" ASME 83－GT－60 (1983)
19) Byam, J. W. JR. and Rekos, N : "U. S. Department of Energy Coal-Fueled Gas Turbine Program : A Status Report" ASME 88－GT－86 (1988)

Ⅱ．3．2　航空用ガスタービン

石油供給情勢の先き行きからいずれは燃料が高騰し，合成石油や，原油利用率の向上のため水素成分の少ない，すなわち蒸溜点の高い燃料（Broadened Specification Fuels 以降，簡単のためBS燃料という）を使う時期が到来すると考えられている。

燃料の種類の変化がおよぼす特定の燃焼器の性能の違いについてはNASAがGE社やPWA社へ委託研究を行った[1-6]。

またGE社は米空軍のプロジェクト研究としてJ79とF101エンジンについてJP－4からJP－8を含む13種の燃料を用いてその影響を調べた[7,8]。同じ頃，CF6－6，CF6－50，F101/CFM56およびJ79/CJ805を用いたBS燃料による試験で，ライナの寿命短縮，地上および高空再着火性能劣化，燃料噴射弁性能劣化，閉塞傾向の増大などを明らかにした[9]。またその後，GE社はCF6－80をベースにした単環状（Single-an-

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

nular)，複環状（Double-annular）および可変形状（Variable-geometry）の3種の燃焼器の研究を行い，BS燃料に対処するため単環状と可変形状の燃焼器で第2期の研究をすすめることになった。

別に，燃料組成がライナ寿命におよぼす評価法についてJ79，TF39などを例にした報告[10]がある。また燃料の種類を変えてその影響を調べた報告がTF41について[11]とJ79－17A，J79－17C（スモークレス），F101，TF41，TF39，J85，TF33，およびF100についてのもの[12]が公表されている。後者の結果によると燃料の化学組成式の違いによって，燃焼効率，希薄側吹消え限界および希薄側消炎限界はごくわずかに異なるのみであるが，燃料の物理的特性が微粒化特性や燃料噴霧蒸発率に大きな影響を与えるとしている。ターボプロップエンジンT56－A－15を用いて，温度40℃での密度が0.83以上の高密度燃料4種をJP－4と対比して調べた試験結果の報告[13]もある。

燃料の種類が排煙濃度におよぼす影響についてT63について調べたもの[14]やPT6A－65エンジンで試験し，排煙指数と吹消え限界を求める関係式を提示してたもの[15, 16]がある。

以上，一般的にはBS燃料の炭素成分の多い化学的性質からは，高負荷時の排煙増大，火炎ふく射による耐久性減少，炭素堆積およびNO_X排出が増加する傾向となる。BS燃料の物理的性質の影響としては低負荷条件で揮発性が少なく粘性が高いことから混合気形成が困難で燃焼効率の低下，着火不良，燃料低減時の早期吹消え，未燃焼排出物増加などが起き易くなる。

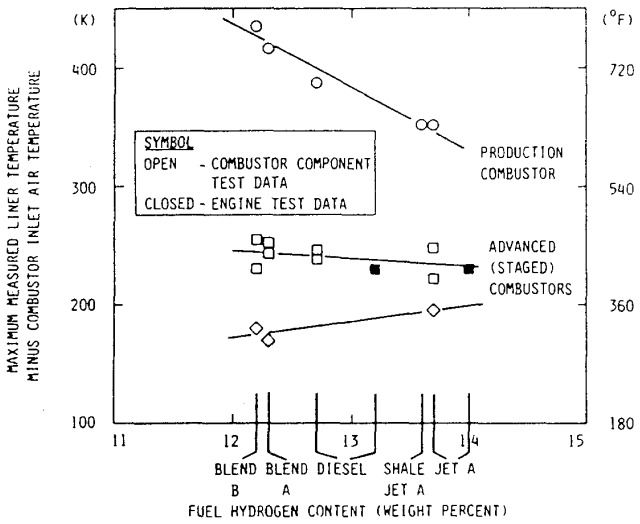


図3.12　CF6－50燃焼器ライナ温度に対する燃料種の影響（離陸条件）[9]

しかし燃焼器の設計如何によって図3.12に示すように燃料の水素含有分が減るものでもライナ壁温を上昇させないことが可能である。セラミックコーティングも表面ふく射率が金属表面より小さいことと，酸化などの保護となることから寿命短縮防止の有力な対策の一つと考えられる。しかし一般にふく射の影響評価の精度が低いため実用上の効果は確認しにくいようである。これら耐久性向上対策と解決事例についてはⅡ．1．2の項に共通なのでそこを参照されたい。

BS燃料を用いたときの燃焼性能向上と有害排出物低減の研究として，解決事例とまでは至っていないが保炎部の可変機構の研究も行われている[17]。

（田丸　卓）

〔調査文献〕

1）Kasper, J. M., Ekstedt, E. E., Dodds, W. J., and Shayeson, M. W. ; "Experimental Evaluation of Combustor Concept for Burning Broad-Property Fuels," MASA CR－159855, (1980)

2）Fear, J. S. ; "NASA Broad-Specification Fuels Combustion Technology Program－Status and Description", ASME 80－GT－65, (1980)

3）Dodds, W. J., Ekstedt, E. E., Bahr, D. W., and Fear, J. S. ; "NASA/General Electric Broad-Specification Fuels Combustion Technology Program : Phase I", Journal of Energy, Vol. 7, (1983/11-12)

4）Dodds, W. J. & Ekstedt, E. E. ; "Broad-Specification Fuels Combustion Technology Program, Phase I Final Report," NASA CR－168179 (1983)

5）Lohmann, R. P. & Jerosko, R. A. ; "Broad-Specification Fuels Combustion Technology Program, Phase I Final Report", NASA CR－168180 (1983)

6）Fear, J. S. ; "The NASA Broad Specification Fuels Combustion Technology Program

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09

−An Assessment of Phase I Test Results," ASME 83−JPGC−GT−16 (1983)
7) Gleason, C. C. and Bahr, D. W. ; "Fuel Property Effects on Life Characteristics of Aircraft Turbine Engine Combustors", ASME 80−GT −55 (1980)
8) Gleason, C. C. and Martone, J. A. ; "Fuel Character Effects on J79 and F101 Engine Combustor Emissions", ASME 80− GT−70 (1980)
9) Bahr, D. W. ; "Impacts of Broadened-Specification Fuels on Aircraft Turbine Engine Combustors," ASME 81−GT−2, (1981)
10) Foltz, H. L. & Kentworthy, M. J. ; "A Procedure for Evaluating Fuel Composition Effects on Combustor Life", ASME 82−GT−296 (1982)
11) Vogel, R. E. & Troth, D. L. : "Fuel Character Effects on the TF41 Engine Combustion System", J. Energy, Vol.7. No.3 (1983/5) 218-225
12) Lefebvre, A. H. ; "Fuel Effects on Gas Turbine Combustion−Ignition, Stability, and Combustion Efficiency", Trans. ASME, J. Engng. Gas Turbine and Power, Vol.107, (1985/1) 24−37
13) Oechsle, V. L., Ross, P. T. & Mongia, H. C. ; "High Density Fuel Effects on Gas Turbine Engines", AIAA−87−1829 (1987/6) 1−7
14) Naegeli, D. W. & Moses, C. A. ; "Effects of Fuel Properties on Soot Formation in Turbine Combustion", SAE 781026 (1978) 1−9
15) Sampath, P., et al. ; "Fuel Property Effects upon Exhaust Smoke and the Weak Extinction Characteristics of Pratt & Whitney PT6A−65 Engine," J. Engng. Gas Turbine & Power, Vol.108 (1986/1) 175-181
16) Kretchmer, D. & Odgers, J. ; "Exhaust Carbon−The Effects of Fuel Composition", 8th Symp. Air Breathing Engines (1987/6) 1−7
17) Dodds, W. J. & Fear, J. S. ; "A Variable Geometry Combustor for Broadened Properties Fuels," AIAA−87−1832 (1987/6) 1−8

Ⅱ.3.3　自動車用ガスタービン

乗用車の場合，エネルギ密度の高いことが燃料に求められる要件のひとつなので，本章では液体燃料に限定することにする。GMのAGT5では微粉炭を図3.13に示すシステムによって乾燥状態で供給した例[1]があるが，安全性の面で実用的とは言い難い。

排気面から燃料を評価すると，Ⅱ.2.3節に述べた希薄燃焼を適用すれば，窒素を含まない燃料は全て使用可能で，主な課題は供給システムにあると言って良い。例えばLPGの場合流量メタリング弁（PWM弁など）でパーコレーションなど気液2相流になると制御が極めて困難にある。アルコールは電解性のため，従来石油系燃料で問題を生じなかった多くの材料を腐触する。また軽油などでは低温時のワクシング（ワックス分の析出によりシャーベット状になる）が問題となる。

一方，燃料中に窒素や硫黄を含んだままの低質油（重油や液化石炭など）では，供給システムもさりながら，排気面で従来のガソリン車規制値を満たすことは極めて困難である。Ⅱ.2.3節に述べたGMのGT225で含窒素燃料（ケロシンにピリジンを添加して窒素量を調整したもの）を燃焼させたところ，希薄燃焼方式の方がFuel-NO_X生成量が高く，むしろ従来の拡散燃焼方式の方が良い結果となったことを報告している[2]。一般に燃料中に窒素を含む場合には希薄の方が燃料中の窒素へのNO_Xへの転換率は高く，このような燃料に対

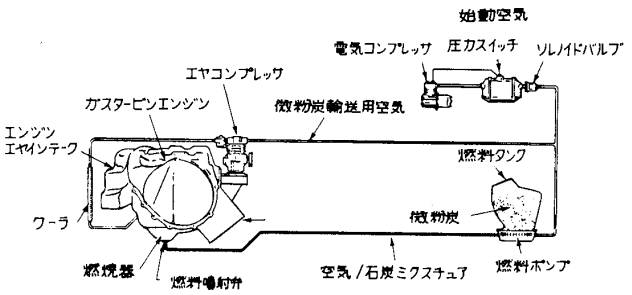


図3.13　微粉炭供給システム[1]

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

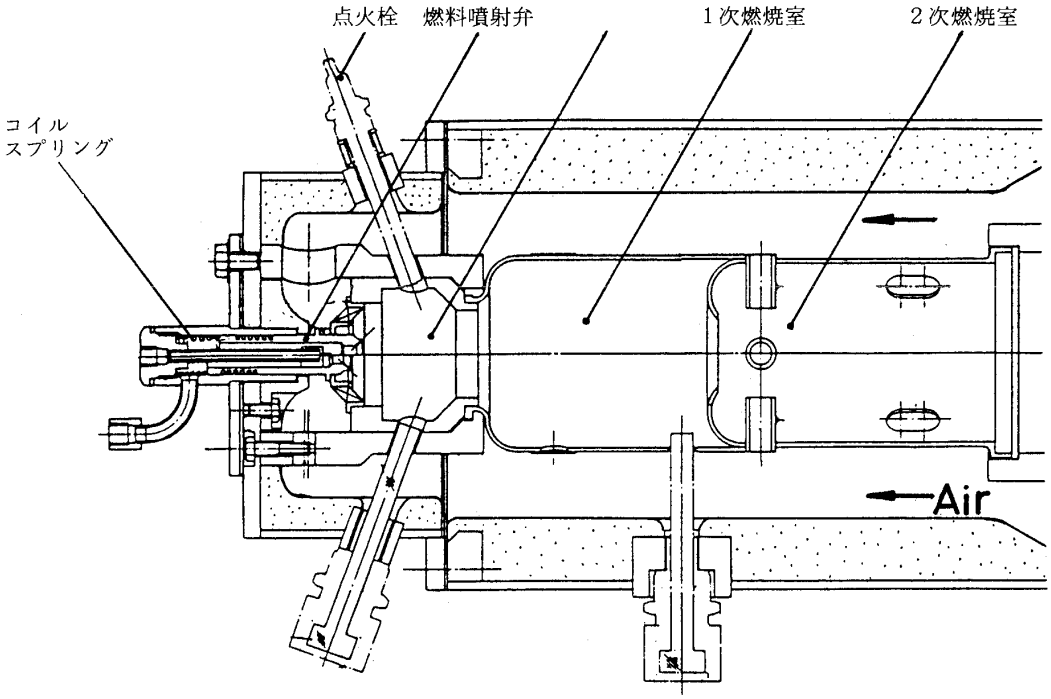


図 3.14　セラミック2段燃焼器[3)]

しては他の低 NO_X 手法が必要である。

含窒素燃料の効果的な低 NO_X 手段として rich-lean 2段燃焼方式がある。1段目の rich 燃焼域は過濃混合比によって燃焼温度を低く抑える，Thermal-NO_X 低減効果より，燃焼中窒素から生成される NO を N_2 に還元する還元燃焼域として捉えるのが妥当である。図3.14は筒型のセラミックライナを直列に重ねて構成した2段燃焼器の例[3)]である。rich 域から2段目の lean 域に至る中間には急速に空気を導入して希薄化する quick quench 域が必要であり，この例では2次燃焼室上流の案内筒付空気孔からの空気噴流を絞られ主流に衝突させて急速希釈を実現している。rich 域における NO の還元反応は高温で促進されると考えられ，水エマルジョンによる温度降下は Fuel-NO の低減に何ら寄与しないことが報告されている[3)]。特異な例として，0.1wt％近傍のごく狭い窒素含有率範囲で燃料窒素の NO_X への転換率が負になる，すなわち窒素を含まない燃料の場合より NO_X 排出量が低くなる条件があることが報告されている[4)]。

I．4．2節に述べたように，高効率熱交換器の装着により燃焼器入口空気温度が高いため，燃料の加熱によって燃料ノズルに応じた適切な粘度を与えれば，重油でも無煙・無臭・軽油と変わらない CO 排出量の燃焼が容易に実現できる。しかし低温始動性，始動時の吐煙，臭気等を考慮すると即時起動のためには始動専用に軽質油を併用するなどの対策が必要となろう。

GM を除くと全般に欧米の研究者らは低質燃料の乗用車への適用に関して冷淡である。石油を産出しない我が国といえども，低質油の乗用車への適用が将来的に如何なるメリットを産むのか，社会的，経済的側面から定量的に検討する必要がある。　　（佐々木正史）

〔調査文献〕

1）Stettler, R. J., et al ; “Initial Evaluation of a Coal Burning Turbine Powered Vehicle System”, ASME 83・GT－183. 1983

2）Huellmantel, L. W. and Matson, J. G. ; “Conversion of Fuel Nitrogen to Oxides of Nitrogen in an Automotive Gas Turbine”, SAE 831676, 1983

3）Sasaki, M. and Itoh, T. ; “A Study on NO_X Emission from Gas Turbine Combustor”, ASME 86－GT－168, 1986

4）Sasaki, M. and Itoh, T. ; “NO_X Reduction Using Fuel Bonded Nitrogen in Two Stage Combustor for Regenerative Automotive Gas Turbine”, ; 87－TOKYO－IGTC－55, 1987

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

資料

「第24回 AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference」July 11～13, 1988

論文リスト（ガスタービン関係）

AIR BREATHING PROPULSION

Advanced Composites and Ceramics for Aircraft Engines

AIAA 88-3059
High Temperature Metal Matrix Composites for Future Aerospace Systems
J. Stephens (NASA Lewis Research Center, USA)

AIAA 88-3060
Propulsion Applications for Advanced High Temperature Composites
S. Mitchell (GE Aircraft Engines, USA)

AIAA 88-3053
Coming Materials Revolution in Gas Turbine Engines
S. Gupta (Rolls Royce, USA)

AIAA 88-3054
Design and Development of Ceramic Components
R. Holtman (Allison Gas Turbine Division, USA)

AIAA 88-3055
High Temperature Characterization of Ceramic Materials
L. Lindberg (Allied-Signal Aerospace Co., USA)

Advanced Instrumentation

AIAA 88-3034
A Multi-color Fiber-Optic Laser Two Focus Velocimeter for 3D Flow Analysis
R. Schodl and W. Forster(Institute for Antriebstechnik, WEST GERMANY)

AIAA 88-3035
Selection of a Laser Anemometer Technique for Propeller Tests in Wind Tunnels
J. Kooi and J. Gooden (National Aerospace Laboratory, THE NETHERLANDS)

AIAA 88-3036
Pyrometry for Turbine Blade Development
E. Suarez and H. Przirembel (Pratt & Whitney, USA)

AIAA 88-3037
Evaluating Purge Air Systems for Optical Sensors on Turbine Engines
T. Hayden and D. Myhre (Rosemount incorporated, USA); D. Pui, T. Kuhen and C. Tsai (University of Minnesota, USA)

AIAA-88-3038
Non-Intrusive Space Shuttle Main Engine Nozzle Exit Diagnostics
J. Shirley and L. Boedeker (United Technologies Research Center, USA)

AIAA 88-8039
Gas Temperature Measurement in Short Duration Turbomachinery Test Facilities
A. Epstein and L. Cattafesta (Gas Turbine Laboratory, USA)

AIAA 88-3040
Development of Porous Plug Radiometers for Use in Advanced Gas Turbine Programs
R. Moffat (Stanford University, USA); W. Atkinson and R. Strange (Pratt & Whitney, USA)

AIAA 88-3143
Demonstration of a Non-Interference Technique for Measuring Turbine Engine Rotor Blade Stresses
H. Jones (Sverdrup Technology Incorporated, USA); R. Chi (United Technologies Research Center, USA)

AIAA 88-3144
Advanced Structual Instrumentation--An Overview
A. Dennis (United Technologies Research Center, USA); W. Strange (Air Force Wright Aeronautical Laboratory, Wright-Patterson AFB, USA)

AIAA 88-3145
Advanced Structural Instrumentation--Test Facility
G. Fulton (United Technologies Research Center, USA)

AIAA 88-3146
Rotating Tests of Advanced High-Temperature Wire and Thin Film Strain Gages
H. Grant, W. Anderson and J. Przybyszewski (Pratt & Whitney, USA)

AIAA 88-3147
Remote High Temperature of Rotating Test Blades Using YVO4 Eu and Y203: Eu Thermographic Phosphors
K. Tobin, S. Allison, G. Copps and M. Gates (Martin Marietta Energy Systems, USA); M. Cyr (Pratt & Whitney, USA)

AIAA 88-3148
Rotational Testing of Heat Flux Sensors in Turbine Blades
R. Strange and W. Atkinson (Pratt & Whitney, USA)

Adv. STOVL Concept Studies

AIAA 88-2808
Comparison Study of Supersonic Propulsion Systems
D. Berg, D. Elliott and J. Simmons (GE Aircraft Engines, USA)

AIAA 88-2809
STOVL Concept Cycle Criteria
J. Wazyniak (Pratt & Whitney, USA)

AIAA 88-2810
Technology Needs for Advanced Supersonic STOVL Propulsion
C. Zola and R. Antl (NASA Lewis Research Center, USA)

ORAL PRESENTATION
A Full Scale STOVL Ground Effects Test Facility
L. Reed (Rolls Royce, ENGLAND)

AIAA 88-2881
Sensitivity of STO Performance to Propulsion System Parameters
P. Gelhausen and D. Woodwell (NASA Ames Research Center, USA)

AIAA 88-2882
A Numerical Study of the Hot Gas Environment Around a STOVL Aircraft in Ground Proximity
T. Van Overbeke and J. Holdeman (NASA Lewis Research Center, USA)

AIAA 28-2883
An Advanced Tactical Transport
J. Jacox (General Motors, USA); R. Apel (Aero Propulsion Laboratory, Wright-Patterson AFB, USA)

AIAA 88-2884
Direct Lift Engine for Advanced V/STOL Transports
B. Tape (Rolls-Royce Incorporated, USA); R. Bull (Aero Propulsion Laboratory, Wright-Patterson AFB, USA)

Advances in Turbine Technology

AIAA 88-3011
Design Code Verification of External Heat Transfer Coefficients

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

F. Soechting (Pratt & Whitney, USA); O. Sharma (Pratt & Whitney, USA); R. Dobrowolski (Naval Air Propulsion Center, USA); M. Meininger (AFWAL, Wright-Patterson AFB, USA)

AIAA 88-3013
Rotor-Stator-Interaction in a Multistage Axial Flow Turbine--Experimental Investigation
O. Sharma, E. Renaud and K. Millsaps, Jr. (Pratt & Whitney, USA)

AIAA 88-3014
Experimental Heat Transfer Coefficients and Friction Factors in Turbulated Cooling Passages of Different Aspect Ratios, Where Turbulators are Staggered
M. Taslim (Northeastern University, USA); S. Springs (GE Aircraft Engines, USA)

AIAA 88-3015
Numerical Investigation of Hot Streaks in Turbines
B. Krouthen and M. Giles (Massachusetts Institute of Technology, USA)

AIAA 88-3090
An Implicit Navier-Stokes Analysis of Turbine Rotor-Stator Interaction
H. Gibeling, R. Buggeln, D. Roscoe and S. Chen (Scientific Research Associates, USA)

AIAA 88-3091
Impact of ETO Propellants on the Aerothermodynamic-Analyses of Propulsion Components
K. Civinskas and R. Boyle (NASA Lewis Research Center, USA)

AIAA 88-3092
Computation of 3-D Viscous Annular Cascade Flows
D. Choi and C. Knight (AVCO Research Laboratory, USA)

AIAA 88-3093
Stator/Rotor Interaction in a Transonic Turbine
M. Giles (Massachusetts Institute of Technology, USA)

Combustor/Augmentor Technology

AIAA 88-3194
Studies of a Turbulent, Premixed, Conical Flame Using CARS, LDA Technique
T. Chen, L. Gross, D. Trump and W. Schmoll (University of Dayton Research Institute, USA)

AIAA 88-3195
Alternate Fuel Effects on APU Combustion Systems
R. Williams (Garrett Auxiliary Power Division, USA)

AIAA 88-3196
Nitrogen Oxide Emission Characteristics of Augmented Turbofan Engines
S. Seto and T. Lyon (GE Aircraft Engines, USA)

AIAA 88-3197
Unique Transient Combustor Test Capability
T. Rosfjord and J. Haley, Jr. (United Technologies Research Center, USA); J. Bonnell (Pratt & Whitney, USA)

AIAA 88-3273
The Aerodynamic Performance of a Modern Vaporizing Combustor Dump Diffuser
A. Wray and S. Stevens (Loughborough University of Technology, ENGLAND)

AIAA 88-3274
Experimental Studies of Combustor Dilution Zone Aerodynamics
J. Carrotte and S. Stevens (Loughborough University of Technology, ENGLAND)

AIAA 88-3275
Cascade Diffuser Performance Evaluation
W. Wagner, T. Madden and B. Schlein (Pratt & Whitney, USA)

Compressor Technology

AIAA 88-2811
Total Velocity Vector Measurement in an Axial-Flow Compressor with a 3-Component Laser Doppler Anemometer
C. Dancey and C. Chesnakas (Virginia Polytechnic Institute and State University, USA)

AIAA 88-2812
Effect of Inlet Geometry on the Performance of Small Centrifugal Compressors
C. Rodgers (Sundstrand Turbomach, USA)

AIAA 88-2813
Analyses of Two and Three Dimensional Turbomachinery Flows on O and C Type Grids Using an Implicit Euler/Navier Stokes Solver
K. Weber and R. Delaney (General Motors Corporation, USA)

AIAA 88-2814
Stator Vane Response Due to the Impingement of the Wake of an Unloaded Rotor
T. Zandbergen (National Aerospace Laboratory, THE NETHERLANDS)

AIAA 88-2815
Investigation of Oscillating Cascade Unsteady Aerodynamics by an Experimental Influence Coefficient Technique
D. Buffum (NASA Lewis Research Center, USA); S. Fleeter (Purdue University, USA)

AIAA 88-2816
Design and Test of a Low Aspect Ratio Fan Stage
T. Creason and S. Baghdadi (Pratt & Whitney, USA)

Engine Controls & Diagnostics

AIAA 88-3173
Full Authority Digital Engine Control System Three Years Experience
D. Mickey (Pratt & Whitney, USA)

AIAA 88-3174
Advanced Propfan Control System
H. Zickwolf and E. Cole (Pratt & Whitney, USA)

AIAA 88-3175
Vehicle Management Systems: The Logical Evolution of Integration
S. Jacobs (McDonnell Aircraft, USA); C. Skira, (AFWAL/POTC, Wright-Patterson AFB, USA)

AIAA 88-3176
Analytical Redundancy Technology for Engine Reliability Improvement, Final Review
J. Swan (GE Aircraft Engines, USA); R. Vizzini (Naval Air Propulsion Center, USA)

AIAA 88-3177
Optic Communication and Sensor Systems
E. Arnett, S. Emo and T. Kinny (Allied Bendix Aerospace Corporation, USA)

AIAA 88-3178
Constrained Nonlinear Optimal Jet Engine Acceleration Control
B. Walker (University of Cincinnati, USA); J. Liang (CARITE, CHINA)

ORAL PRESENTATION
Navy Advanced Fuel Management System, Final Review
C. Weiss (Pratt & Whitney, USA); R. Vizzini (Naval Air Propulsion Center, USA)

Engine Development and Operational Flight Test Experience

ORAL PRESENTATION
F-4 Flight Test with PW1120 Engine
G. Mount (Pratt & Whitney, USA)

AIAA 88-3080
Advanced Turboprop and Propfan Development and Testing
T. Gee and A. Novick (Allison Gas Turbine Division,USA)

AIAA 88-3081
YF-12 Propulsion Flight Test Experience
J. Wilson (Lockheed-California Company, USA)

AIAA 88-3082
Flight Testing of GE Unducted Fan
C. Reid (GE Aircraft Engines, USA)

ORAL PRESENTATION
Development of Increased Performance Engines for F-15/F-16
J. Laugie and D. Stukenborg (ASD/YZ, Wright-Patterson AFB, USA)

Engines for Missiles and RPV's

AIAA 88-3248
The J402-CA-702-A Modern 1000 Lb Thrust RPV Engine
E. Razinsky (Teledyne CAE, USA)

AIAA 88-3249
SCAT--A Small, Low Cost Turbojet for Missiles and RPV's
A. Kirschmann (Teledyne CAE, USA)

AIAA 88-3250
A New Generation of Low Cost Missile Engines
R. Ballantyne and H. Wells (Garrett Engine Division, USA)

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

Engine Operability

AIAA 88-3264
Methodology for Predicting Loss of Engine Stability Margin Due to Planar Waves
W. Steenken (GE Aircraft Engines, USA)

AIAA 88-3265
A Navier-Stokes Study of Rotating Stall in Compressor Cascades
F. Davoudzadeh, N. Liu, S. Shamroth and S. Thoren (Scientific Research Associates Incorporated, USA)

AIAA 88-3266
Enhanced Fighter Engine Operability Using Integrated Full Authority Digital Electoronic Control Systems
C. Simmons and G. Brant (Pratt & Whitney, USA)

AIAA 88-3267
The Verification of Inlet-Engine Distortion Compatibility
S. Yashima and J. Sakaki (Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., JAPAN); T. Abe and M. Akagi (Japan Defence Agency, JAPAN); H. Nishiwaki (Kawasaki Heavy Industries Co., JAPAN)

AIAA 88-3268
The Method of Aircraft Propulsion Interval Control Program Forming
O. Yugov and V. Sosounov (Central Institute of Aviation Motors, USSR)

Engine Supportability

AIAA 88-2795
Blue Two Speaks
R. Ennis (Air Force Coordinating Office for Logistics Research, Wright-Patterson AFB, USA)

AIAA 88-2796
Advanced Technology Engine Supportability: Preliminary Designer's Challenge
J. Ciokajio and J. Hartsel (GE Aircraft Engines, USA)

AIAA 88-2797
The V-22 Osprey--Propulsion System Supportability in a Joint Development Program
L. Barboza and A. Moffatt (Bell Helicopter Textron Incorporated, USA)

AIAA 88-2798
Supportability Assessment of Gas Turbine Engines
D. Klimes and M. Carpenter (Allison Gas Turbine Division of GMC, USA)

ORAL PRESENTATION
Airframe/Power Plant Integration:Evolvement of the V-22 Nacelle from Stage II through Full Scale Development
A. Sitter (Bell Helicopter, USA)

AIAA 88-2800
New Fighter Engine Supportability
T. Christie (Pratt & Whitney, USA)

Exhaust Systems

AIAA 88-2998
A Static Investigation of a Simultaneous Pitch and Yaw Thrust Vectoring 2-D C-D Nozzle
J. Tayor (NASA Langley Research Center, USA)

AIAA 88-2999
Performance Evaluation of a 2-D Convergent-Divergent Ejector Exhaust System
J. Federspiel and A. Kuchar (GE Aircraft Engines, USA)

AIAA 88-3000
Vectoring Single Expansion Ramp Nozzle (VSERN) Static Model Test Program
D. Eames (Rolls-Royce Incorporated, USA); M. Mason (NASA Langley Research Center, USA)

AIAA 88-3001
A Useful Similarlity Principle for Jet Engine Exhaust System Performance
W. Presz, Jr. (Western New England College, USA); E. Greitzer (Massachusetts Institute of Technology, USA)

AIAA 88-3002
Enhanced Mixing of Supersonic Jet Plumes
T. Tillman, W. Patrick and R. Paterson (United Technologies Research Center, USA)

AIAA 88-3003
The Use of Swirl for Flow control in Propulsion Nozzles
K. Knowles (Royal Military College of Science, ENGLAND); P. Carpenter (University of Exeter, ENGLAND)

AIAA 88-3004
Advanced Nozzle Cooling Concepts for Multi-Function Nozzle Durability
S. Paul (Pratt & Whitney, USA); A. Giese (Air Force Wright Aeronautical Laboratories, Wright-Patterson AFB, USA)

Future High Speed Civil Transport Challenges and Opportunities

AIAA 88-2985
The Challenges and Opportunities of Supersonic Transport Propulsion Technology
W. Strack (NASA Lewis Research Center, USA); S. Morris (NASA Langley Research Center, USA)

AIAA 88-2986
Supersonic Propulsion Systems on Community Noise Suppression Concepts
J. Brown and G. Nihart (Boeing Commercial Aircraft Company, USA)

AIAA 88-2987
21st Century High Speed Transport Propulsion
M. Smith, Jr. (Pratt & Whitney, USA)

AIAA 88-2988
Impact of Advanced Technology Forecast on HSCT Propulsion
M. Wagner and R. Hines (GE Aircraft Engines, USA)

AIAA 88-2989
Future SST Noise
K. Bushell (Rolls Royce, USA); M. Smith, B. Lowrie and J. Brooks (Rolls Royce, ENGLAND)

AIAA 88-2990
Initial Propulsion Assessment for High Speed Transport Aircraft
G. Hamilton and F. Mastroly, Jr. (Douglas Aircraft Company, USA)

Gearbox Technology

AIAA 88-2978
Three Dimentional Finite Element Stress Predictions of Spur Gears Compared to Gear Fatigue Rig Measurement
B. Young and M. Ozukul (Pratt & Whitney Aircraft Canada Limited, CANADA)

AIAA 88-2979
Computerized Life & Reliability Modelling for Turboprop Transmissions
M. Savage, K. Radil and E. Elrami (The University of Akron, USA); D. Lewicki and J. Coy (NASA Lewis Research Center, USA)

AIAA 88-2980
Recent Improvement in Manufacturing Aerospace Gearing
R. Bossler, Jr. and D. Grisey (Western Gear Corporation, USA)

AIAA 88-2981
Finite Element Analysis of Ring/Gear Casing Spline Contact
S. Sundararajan (CANADA)

AIAA 88-2982
Application of Quantitative Debris Monitoring to Gear Systems
F. Dipasquale (Aeroquip Corporation, USA)

AIAA 88-2983
Verification of the Planet Gear Sleeve Spinning Analysis
E. Rodriquez, III (Pratt & Whitney Aircraft Canada Ltd., CANADA)

AIAA 88-2984
Advanced in Aircraft Transmission Lubricant Filtration Technology
P. Madhavan (PALL Corporation, USA)

Inlet Technology

AIAA 88-3075
Preliminary Design Study of a Supersonic Thruflow Fan Inlets
P. Barnhart (Sverdrup Technology, USA)

AIAA 88-3076
High Speed Inlet Calculation with Real Gas Effects
W. Coirier (NASA Lewis Research Center, USA)

AIAA 88-3077
3D Hypersonic Inlet Analysis
J. White (Pratt & Whitney, USA)

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09

Innovative Propulsion Concepts for High Speed Vehicles

AIAA 88-2945
Payoffs for Supersonic Through Flow Fan Engines in High Mach Transports and Fighters
G. Champagne (Pratt & Whitney, USA)

AIAA 88-2946
Pre-cooled Turbojet Engine Cycle for High Mach Number Applications
T. Powell (Pratt & Whitney, USA)

AIAA 88-2947
Conceptual Study on Hypersonic Airbreathing Engine for Earth-to-Orbit Vehicles with Turbomachinery Base Technology
K. Sakata, M. Minoda, R. Yanagi and H. Nouse (National Aerospace Laboratory, JAPAN)

AIAA 88-2948
Solid Fuel Gas Generator ATR Testing at Aerojet: Latest Results
M. Fedun and K. Christensen (Aero Jet TechSystems, USA)

Life Cycle Cost

AIAA 88-3244
An Operating and Support Cost Model for Aircraft Engines: SOSCM
T. Meitzler (Air Force Systems Command, Wright-Patterson AFB, USA)

AIAA 88-3245
Development of an Engine FSED Computer Aided Data Base
S. Cote (Naval Air Development Center, USA); M. Duffles (Naval Air Systems Command, USA)

AIAA 88-3246
The Garrett F-109-GA-100: Demonstrated Low Cost of Ownership
A. Strom (Garrett Engine Division, USA)

AIAA 88-3247
FUNDING--A Unifled Approach
T. Warwick (Pratt & Whitney, USA)

Mechanical Systems Technology

AIAA 88-2890
Optimization of Supercritical Rotor System for the T406 Engine
S. Klausman, P. Hylton and R. Trippett (General Motors Corporation, USA)

AIAA 88-2891
Finite Difference Analysis of a Rotor in Hover and Axial Translation
R. Rajagopalan and C. Lim (Iowa State University, USA)

AIAA 88-2892
Numerical and Experimental Evaluation of a New Low-Leakage Labyrinth Seal
D. Rhode, S. Ko and G. Morrison (Texas A&M University, USA)

AIAA 88-2893
Labyrinth Seal Rotordynamic Forces Predicted with a Three-Dimensional Navier-Stokes Computer Code
D. Rhode and S. Hensel (Texas A&M University, USA)

AIAA 88-2894
Lubricated Component Requirements for Year 2000 Cruise Missile Engines
R. Hollars (Garrett Turbine Engine Company, USA)

New Aircraft Engine Development Programs

AIAA 88-3185
From XG-15 Demonstrator to Production Pegasus 11-61 --Improved Power Plant for AV8B
D. Martin and W. Lewis (Rolls-Royce, Plc, ENGLAND)

AIAA 88-3186
F110-GE-129 Engine Development Approach
R. Vonada (ASD/YZY, Wright-Patterson AFB, USA); R. Anderson (GE Aircraft Engines, USA)

AIAA 88-3187
LHTEC Partnership Approach to T800 Engine Development; Review of a Successful Preliminary Flight Rating Program
N. Egbert (Allison Gas Turbine Division, USA); G. Davis (Garrett Engine Division, USA)

ORAL PRESENTATION
XG-40 Advanced Combat Engine Demonstrator - An Overview
A. Jarvis (Rolls-Royce, plc, ENGLAND)

Prop-Fans

AIAA 88-2801
Ideal Optimization of Counter-Rotating Propellers
B. McKay (Douglas Aircraft Company, USA)

AIAA 88-2802
PTA Flight Test Overview
D. Poland and H. Bartel (Lockheed Aeronautical Systems Company, USA); P. Brown (Hamilton Standard, USA)

AIAA 88-2803
A Report of High Speed Wind Tunnel Testing of the Large Scale Advanced Prop-Fan
W. Campbell, P. Bushnell and H. Wainauski (Hamilton Standard, USA)

AIAA 88-2804
Testing of 578DX Geared Prop-Fan Propulsion System
D. Chapman (Allison Gas Turbine Division, GMC, USA); J. Godston (Pratt & Whitney Aircraft, USA); D. Smith (Hamilton Standard, USA)

AIAA 88-2805
UDF Tm/MD-80 Flight Test Program
H. Nichols (GE Aircraft Engines, USA)

AIAA 88-2807
UHB Technology Validation--The Final Step
W. Lewerenz, J. Donelson and R. Durbin (Douglas Aircraft Company, USA)

AIAA 88-3149
Low Speed Wind Tunnel Results of Several NASA/GE Unducted Fan Propeller Configurations
C. Hughes (NASA Lewis Research Ctr., USA); J. Gazzaniga (Sverdrup Technology Incorporated, USA)

AIAA 88-3150
Flow Field Around a Propeller by Navier-Stokes Equation Analysis
M. Kobayakawa and I. Hatano (Kyoto University, JAPAN)

AIAA 88-3151
Predicted Flow Field Around the Advanced Propeller at Take-off
Y. Nakamura (IHI Company, Ltd., JAPAN); S. Saito and H. Kobayashi (National Aerospace Laboratory, JAPAN); Y. Matsuo (The University of Tokyo, JAPAN)

AIAA 88-3152
Euler Analysis Comparison of Swirl Recovery Vane Designs for Use with Advanced Single Rotation Prop-Fans
C. Miller (NASA Lewis Research Center, USA)

AIAA 88-3153
Forced Response of a Mistuned Prop-Fan in Angled Inflow
O. Mehmed (NASA Lewis Research Center, USA)

AIAA 88-3154
Forced Response of Metallic & Composite Prop-Fan Models in Yawed Flow
K. Kaza and O. Mehmed (NASA Lewis Research Center, USA); M. Williams (Purdue University, USA); G. Marayanan (Sverdrup Tec., USA)

AIAA 88-3155
Vibration, Flutter Performance and Forced Response Characteristics of a Large Scale Prop-Fan and its Aeroelastic Model
R. August (Sverdrup Technology Incorporated, USA); K. Rao Kaza (NASA Lewis Research Center, USA)

Propulsion Considerations for Highly Maneuverable Aircraft

AIAA 88-3025
A Vectored Thrust STOVL Concept with Flow Visualization in the NASA Lewis 9'x15' Low Speed Wind Tunnel
A. Johns (NASA Lewis Research Center, USA)

AIAA 88-3026
STOVL Hot Gas Injections Control Technology
J. Flood (McDonnell Douglas Corp., USA)

AIAA 88-3027
F110 Powered STOVL Ejector Test Program-Status
B. Romine, Jr. (GE Aircraft Engines, USA)

AIAA 88-3028
2-D Nozzle for In-Flight Thrust Reversing
C. Chiarelli and S. Naik (ROHR Industries, USA)

AIAA 88-3029
An Experimental Study of Flow in a Circular-Rectangular Transition Duct
J. Miau (National Cheng Kung University, TAIWAN)

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09

AIAA 88-3236
Propulsion Control Specification in Integrated Flight/Propulsion Control Systems
S. Rock (Systems Control Technology, USA)

AIAA 88-3219
The X-31A Aircraft Multi-axis Thrust Vectoring Ground Test
H. Georg (MBB, WEST GERMANY)

AIAA 88-3220
F-15 STOL and Maneuvers Technology Demonstration (Invited Paper)
K. Token (McDonnell Aircraft Company, USA)

AIAA 88-3221
Static Test Results of an Externally Mounted Thrust Vectoring Vane Concept
B. Tamrat and D. Antani (Northrup Corporation, USA)

AIAA 88-3222
Transient Aerodynamic Forces on a Fighter Model during Simulated Approach and Landing with Thrust Reversers
A. Humphreys (Northrup Corporation, USA)

Propulsion System Integration

AIAA 88-3237
Characteristics of an Axisymmetric Confined Jet Thrust Vector Control
P. Lambert and M. Franke (Air Force Institute of Technology, Wright-Patterson AFB, USA)

AIAA 88-3238
F-15 Aircraft Engine Nozzle Outer Flap Dynamic Loads
J. Seiner and J. Manning (NASA Langley Research Center, USA); F. Burcham (NASA Ames-Dryden, USA)

Propulsion System Integration (Young Engineers)

AIAA 88-2949
Propulsion System Integration Using Panel Methods
S. Zysman (Pratt & Whitney, USA)

AIAA 88-2950
2D/3D Turbine Engine Exhaust Nozzle Performance Prediction Code
A. Giese (AFWAL/POTA, Wright-Patterson AFB, USA)

AIAA 88-2951
Level II Nozzle/Afterbody Installed Performance Prediction Calculations
L. Jean-Pierre (Grumman Aerospace Corporation, USA)

AIAA 88-2952
Grid Optimization Using a Finite-Volume Euler Code Applied to Subsonic Diffusers
R. Burick (Lockheed Aeronautical Systems Company, USA)

Reliablity/Maintainability

AIAA 88-3312
Extracting Reliable Information from Engine Performance Monitoring Data
D. Frith (Department of Defence, AUSTRALIA)

AIAA 88-3313
The Pratt & Whitney, Automated Ground Engine Test Stand
P. Beckmann and F. Gass (Pratt & Whitney, USA)

AIAA 88-3314
E-2C/T56-A-427 Engine Monitoring System
J. Jackson (General Motors Corporation, USA)

AIAA 88-3315
Navy Application of a Standard Fatigue and Engine Monitoring System
F. McCargar (Northrop Corporation, USA)

ORAL PRESENTATON
An Expert Look at Engine Condition
J. Pettigrew (Howell Instruments, Inc., USA)

ORAL PRESENTATION
Use of Production Aircraft Maintenance Systems as a Cost Effective Flight Test Tool
R. Lowry (Naval Air Test Center, USA)

AIAA 88-3239
Air Combat Payoffs of Vectoring/Reversing Exhaust Nozzles
P. Herrick (Pratt & Whitney, USA)

ORAL PRESENTATION
Propulsion System Integration for Mach 4 to 6 Vehicles
V. Salemam (Boeing Military Airplanes, USA); M. Andrews (AFWAL/FIMM, Wright-Patterson AFB, USA)

Small Engine Technology Concepts

AIAA 88-2872
The Design of an Air Cooled Metallic High Temperature Radial Turbine
P. Snyder (Allison Gas Turbine Division of GMC, USA); R. Roelke (NASA Lewis Research Center, USA)

ORAL PRESENTATION
Propulsion Alternatives for High Speed Rotocraft
R. Neitzel (GE Aircraft Engines, USA)

Structures/Durability Technology

AIAA 88-3163
Nonlinear Finite Element Analysis to Predict Fan Blade Impact Damage
N. Martin, Jr. (Pratt & Whitney, USA)

AIAA 88-3164
Flow Characterization in Critical Components
R. Tadros and K. Rezai (Pratt & Whitney Canada, CANADA)

AIAA 88-3165
Damage Tolerance Concepts for Advanced Engines
T. Farmer and M. VanWanderham (Pratt & Whitney, USA)

AIAA 88-3166
Analysis and Solution of the Rotor Instability Program in the Advanced Model TP30-111 and Engine
J. Akin, V. Fehr and D. Evans (Pratt & Whitney, USA)

Turbomachinery (Young Engineers)

AIAA 88-3229
Unsteady Aerodynamics of Multi-State Compressors
F. Newman (NASA Lewis Research Center, USA)

AIAA 88-3230
Design of a Wide Flow Range Boost Compressor
M. Wilson (General Motors, USA)

AIAA 88-3231
The Vortex Controlled Diffuser in a Centrifugal Compressor Application
K. MacLeod (Teledyne CAE, USA)

AIAA 88-3232
Secondary Flow and Turbulent Diffusion Studies in Compressors
R. Bower (GE Aircraft Engines, USA)

AIAA 88-3233
Ceramic Combustors
J. Grahmann (Garrett Turbine Engine Company, USA)

AIAA 88-3234
Prediction of Free Stream Turbulence Effects on Boundary Layer Heat Transfer-An Evaluation of the Boundary Layer Code, STAN 5
M. Meininger (Air Force Aero Propulsion Laboratory, Wright-Patterson AFB, USA)

AIAA 88-3235
Design of Compact Radial Inflow Turbine
A. Fredmonski (Pratt & Whitney, USA)

Very High Bypass Ratio Engines for Subsonic Transports

AIAA 88-2953
An Investigation of Very High Bypass Ratio Engines for Subsonic Transports
R. Zimbrick and J. Colehour (Boeing Commercial Airplane Co., USA)

AIAA 88-2954
Towards the Optimum Ducted UHBR Engine
J. Borradaile (Rolls Royce, Plc, ENGLAND)

AIAA 88-2955
UHB Perspective
S. Davison (GE Aircraft Engines, USA)

COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS

Computational Fluid Dynamics -- General

AIAA 88-2903
A Numerical Simulation of the Flow Field and Heat Transfer in a Rectangular Duct with a Turbulater Using a Predictor-Corrector Algorithm
B. Becker (University of Missouri, USA); R. Rivir (AFWAL/POTC, Wright-Patterson AFB, USA)

AIAA 88-2904
Nozzle/Afterbody Flow Field Calculations

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

K. Peery and S. Imlay (Amtec Engineering Incorporated, USA)

AIAA 88-2905
Development of an Adaptive Grid Navier-Stokes Analysis Method for Rocket Base Flows
J. Holcomb (Boeing Aerospace Company, USA)

AIAA 88-2906
Viscous Inlet Flow Simulation with CSCM-3D
J. Bardina and C. Lombard (PEDA Corporation, USA)

AIAA 88-2907
Review of Low Reynolds Number Turbulence Models for Complex Internal Separated Flows
A. Brankovic and S. Stowers (Pratt & Whitney, USA)

AIAA 88-2908
A Colocated Finite-Volume Method for Predicting Viscous Incompressible and Compressible Flows--Results and Applications in 2 and 3-D
P. Galpin, B. Hutchinson, M. Raw, G. Raithby and J. Van Doormaal (Advanced Scientific Computing Ltd., CANADA)

AIAA 88-2909
High Speed Flow Over Rearward Facing Step
Z. Hong and S. Lei (National Central University, TAIWAN); C. Tao, Chug-Shan (Institute of Science and Technology, TAIWAN)

Computational Fluid Dynamics - Hypersonics

AIAA 88-2826
Modeling the Three-Dimensional Flow Through a Scramjet Inlet by a Hybrid PNS/PPNS Code
S. Yaghmaee and D. Roberts (Amtec Engineering, USA)

AIAA 88-2827
Euler/PNS Analysis of 3D Scramjet Nozzle Flowfields
D. Wolf and N. Sinha (Science Applications International Corporation, USA)

AIAA 88-2828
Computation of Hypersonic Ramjet Inlet Flowfields Using an Upwind Parabolized Navier-Stokes Code
R. Gerbesch and R. Agarwal (McDonnell Douglas Research Laboratories, USA)

AIAA 88-2829
Hypersonic Turbulent Wall Boundary Layer Computations
S. Kim and G. Harloff (Sverdrup Technology Incorporated, USA)

AIAA 88-2830
A Three-Dimensional Zonal Navier-Stokes Code for Subsonic Through Hypersonic Propulsion Flowfields
R. Bush (McDonnell Aircraft Company, USA)

AIAA 88-2831
Inviscid Analysis of Dual Mode Scramjet Inlet
Y. Hsia, B. Gross, P. Ortwerth (Rockwell International Corporation, USA)

AIAA 88-3277
Validation of Artificial Dissipation Models for Hypersonic Inlet Flow
S. Yoon (NASA Ames Research Center, USA)

AIAA 88-3278
Applications of a Generalized Implicit Navier-Stokes Code, PARCH, to Supersonic and Hypersonic Propulsive Flowfields
N. Sinha, B. York and S. Dash (Science Applications International Corporation, USA)

AIAA 88-3279
Validation of the Numerical Simulations of the Hypersonic Flow Using Point Blast Theory
S. Eidelman (Science Applications International Incorporated, USA)

AIAA 88-3280
Two-Dimensional Viscous Flow Computations of Hypersonic Scramjet Nozzle Flowfields at Design and Off-Design Conditions
G. Harloff and H. Lai (Sverdrup Technology Incorporated, USA)

AIAA 88-3281
Zonal Modelling of Flows Through Multiple Inlets and Nozzles
J. Rhodes and R. Bush (McDonnell Aircraft Company, USA)

AIAA 88-3282
Numerical Study of Hydrogen-Air Mixing Flowfield in a Typical Combustor Geometry
H. Tinh (USA); K. Isaac (University of Missouri-Rolla, USA); Y. Chen (NASA Marshall Space Flight Center, USA)

Computational Fluid Dynamics - Inlets and Nozzles

AIAA 88-3198
Navier-Stokes Analysis of Attitude Control Nozzles
R. Stwalley, III, J. Hoffman and C. Hall (Purdue University, USA)

AIAA 88-3199
A Block Space-Marching Method for the Navier-Stokes Equation
S. Imlay and D. Roberts (Amtec Engineering Incorporated, USA)

AIAA 88-3200
A CFD Analysis of the 1/20 Scale Space Shuttle Main Engine Nozzle at 3.2 sec--Shutdown Condition
P. Chan, H. Klein and R. Chan (JAYCOR, USA)

AIAA 88-3201
Three-Dimensional, Two-Phase, Transonic, Canted Nozzle Flows
I. Chang (The Aerospace Corporation, USA)

AIAA 88-3202
Computation of Two-Phase Shear-Layer Flow Using an Eulerian-Lagragian Analysis
J. Sabnis, S. Choi, R. Buggeln and H. Gibeling (Scientific Research Associates Incorporated, USA)

AIAA 88-3203
Application of CFD to Gas Turbine Engine Secondary Flow Systems--The Labylinth Seal
G. Sturgess and P. Datta (Pratt & Whitney, USA)

AIAA 88-3204
Theoretical Analysis of Aircraft Forebody Flowfields at Inlet Locations
D. Causon (Manchester Polytechnic, ENGLAND)

Computational Fluid Dynamics-Internal Flows

AIAA 88-3005
Calculation of Internal Flows Using a Single Pass Parabolized Navier-Stokes Analysis
R. Kunz, C. Rhie and R. Malecki (Pratt & Whitney Aircraft, USA)

AIAA 88-3006
SSME 3D Turnaround Duct Flow Analysis: CFD Predictions
A. Brankovic and S. Stowers (Pratt & Whitney, USA); P. McConnaughey (NASA Marshall Space Flight Center, USA)

AIAA 88-3007
Comparison of Space Shuttle Hot Gas Manifold Flow Analysis to Air Flow Data
P. McConnaughey (NASA Marshall Space Flight Center,USA)

AIAA 88-3008
Computational Simulation of Turbulent Flow in Turnaround Ducts
A. Przekwas (CFD Research Corporation, USA)

AIAA 88-3009
A Numerical Study on the Three-Dimensional Vortex Motion in a Side-Inlet Dump Combustor
Z. Hong and T. Ko (National Central University, TAIWAN)

AIAA 88-3010
Computational Study of Flow Field in Side Inlet Ramjet Combustors
T. Liou, Y. Hwang and Y. Hung (National Tsing Hua University, TAIWAN)

Computational Fluid Dynamics-- Turbomachinery

AIAA 88-3094
Navier-Stokes Computations for Flowfield of an Advanced Turboprop
Y. Matsuo and C. Arakawa (The University of Tokyo, JAPAN); S. Saito and H. Kobayashi (National Aerospace Laboratory, JAPAN)

AIAA 88-3095
3D Stator-Rotor Interaction of the SSME
Y. Chen (NASA Marshall Space Flight Center, USA)

AIAA 88-3096
The Multi-Zone Calculation of Turbomachinery Flows: Part 1--Iterative Domain Coupling for Incompressible Navier-Stokes Flow Calculations
M. Williams (Rockwell International, USA)

AIAA 88-3097
The Multi-Zone Calculation of Turbomachinery Flows: Part 2--The Turbulent Two-Specie Flow Through the SSME HPFTP 1st and 2nd Stage Cavities
M. Williams and S. Barson (Rockwell International, USA)

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

AIAA 88-3098
Navier-Stokes Solutions for Rotating 3D Duct Flows
B. Srivastava (Avco Research Laboratory Incorporated, USA)

AIAA 88-3099
An Implicit Factored Solver for Inner Turbulent Flows
F. Martelli (University of Florence, ITALY)

Computational Methods for Scramjet Flowfields

AIAA 88-3257
Inlet Starting Predictions for Sidewall-Compression Scramjet Inlets
C. Trexler (NASA Langley Research Center, USA)

AIAA 88-3258
An Engineegin Model for Analysis of Scramjet Combustor Performance with Finite Rate Chemistry
M. Pulsonetti, K. Early and J. Erdos (General Applied Sciences Laboratory, USA)

AIAA 88-3259
CFD Prediction of the Reacting Flowfield Inside a Subscale Scramjet Combustor
T. Chitsomboon, G. Northam, and G. Diskin (NASA Langley Research Center, USA)

AIAA 88-3260
A Numerical Study of Mixing Enhancement in Supersonic Reacting Flowfields
J. Drummond (NASA Langley Research Center, USA)

AIAA 88-3261
Numerical Analysis of Transient Flow Through a Supersonic Combustor Model
R. Rogers, E. Weidner and J. Drummond (NASA Langley Research Center, USA)

AIAA 88-3262
CFD Analysis of 3-D Effects in Scramjet Exhaust Flowfields
R. Ray, C. Niggemeir and J. Erdos (General Applied Sciences Laboratory, USA)

AIAA 88-3263
Calculated Chemical and Vibrational Nonequilibrium Effects in NASP-Type Nozzels
O. Rizkalla, W. Chinitz and J. Erdos (General Applied Sciences Laboratory, USA)

GROUND TEST

Ground Testing Techniques and Requirements

AIAA 88-3016
The Effect of Spatial Inlet Temperature and Pressure Distortion on Turbofan Engine Stability
C. Mehalic (NASA Lewis Research Center, USA)

AIAA 88-3018
Endurance Ground Testing of the AR318 Turboprop Engine
G. Torella and D. Studi (Italian Air Force Academy, ITALY); G. Liotti and F. Bruno (Alfa Romeo, ITALY)

AIAA 88-3019
Hydrogen Rich Exhaust Gas Handling Studies at AEDC
S. Stephens and J. Jordan (Sverdrup Technology, USA); R. Schultz (UTSI, USA)

AIAA 88-3020
Comparablility Tests in the International Turbine Engine Test Facilities
J. Mitchell (Micro-Craft Incorporated, USA)

AIAA 88-3108
Evaluation of Errors in Solid Rocket Motor Tests
A. Lavy and O. Bialik (ADA, ISRAEL)

AIAA 88-3109
Computer Aided Photographic Engineering
J. Hixson (Rockwell International, USA); T. Reichoff (NASA Marshall Space Flight Center, USA)

Propulsion Ground Test Facilities

AIAA 88-2966
A Modern Facility for Turbine Engine Testing
P. Carter (Sverdrup Technology Incorporated, USA); E. Hsia (Chung Shan Institute of Science and Technology, TAIWAN)

AIAA 88-2962
Small Engine Components Test Facility
V. Verhoff and B. Nowlin (NASA Lewis Research Center, USA)

AIAA 88-2963
Development of High Area Ratio Nozzle Static Thrust Stand
J. Idzorek (Fluidyne Engineering Corporation, USA)

AIAA 88-2964
Marquardt Hypersonic Engine Test Facility Program Status
W. Harkins (Van Nuys, USA)

AIAA 88-2965
Mach 5 and Mach 8 Hypersonic Test Facility
D. Brincka and W. Hooper (Aerojet Tech Systems Company, USA)

PROPULSION EDUCATION

AIAA 88-2973
Modular Computer Codes for Training in Turbine Design
G. Torella and P. di Martino (Italian Air Force Academy, ITALY)

AIAA 88-2974
Launching of Student Rockets at Technion
A. Freiman, A. Sigal and Y. Timnat (Israel Institute of Technology, ISRAEL)

AIAA 88-2975
Lessons Learned--An Integrated Approach to Airbreathing Propulsion Design at the United States Air Force Academy
C. Wood, N. Barlow and J. Harvell (United States Air Force Academy, USA)

AIAA 88-2976
Using Senior Projects to Teach Airbreathing Propulsion Engine Design
C. Newber (California State Polytechnic University, USA)

AIAA 88-2977
Airbreathing Propulsion Education Software for PCs
J. Mattingly (Aero Propulsion Laboratory, USA)

AEROSPACE PROPULSION : selected

Combined Cycle Propulsion

AIAA 88-3068
Optimization of the Bimodayl Rocket-Ram-Scramjet Engine
F. Billig (Johns Hopkins University, USA)

AIAA 88-3069
High Mach Airbreathing Propulsion
B. Ward and F. Hewitt (Rolls-Royce Incorporated, USA)

AIAA 88-3070
Airbreathing Propulsion Concepts for High Speed Tactical Missiles
F. Zarlingo (Naval Weapons Center, USA)

AIAA 88-3071
ATR Propulsion System Design and Vehicle Integration
G. Poth, J. Bossard and K. Christensen (Aerojet TechSystems Company, USA)

AIAA 88-3072
Side Dump Solid Fuel Ramjet Combustor Evaluation
J. Nability and A. Walls (Naval Weapons Center, USA)

AIAA 88-3073
Optimum Combined Cycle Propulsion Systems for Earth-to-Orbit Transportation
G. Derrington (University of Cambridge, ENGLAND)

AIAA 88-3074
Vitiated Air Generators for a M-5 and M-8 Hypersonic Test Facility
R. Keenan, A. Fink and J. Leonard (Aerojet TechSystems Company, USA)

Combustors

AIAA 88-2857
Experimental and Theoretical Studies in the Controlled Mixing Variable Geometry Combustor
A. Gupta, M. Modarres-Razavi and G. Chomiak (University of Maryland, USA); N. Marchionna (Textron Lycoming,USA)

AIAA 88-2858
A Model for Optimizing Emissions and Stability of a Gas-Turbine Combustor
S. Correa (General Electric Company, USA)

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

AIAA 88-2859
A Parametric Investigation of a Model Gas Turbine Combustor
J. Brouwer, C. Cameron and G. Samuelsen (University of California/Irvine, USA)

AIAA 88-2860
Dropwise Ignition Versus External Ignition for Multi-component Fuel Sprays
A. Aggarwal and M. Mawid (University of Illinois, USA)

AIAA 88-2861
Effect of Spin on Mixing and Combustion in a Circular Duct
K. Wilson, K. Schadow, E. Gutmark and R. Smith (Naval Weapons Center, USA)

AIAA 88-2862
The Effect of Soot Radiation on the Combustion of Solid Fuels
S. Lee and J. Tien (Case Western Reserve University, USA)

AIAA 88-2863
On the Prediction of Turbulent Combustion Phenomena
E. Khalil (Cairo University, EGYPT)

Hypersonic Propulsion I--Inlet and Combustor

AIAA 88-2956
Investigation of Cowl Vent Slots for Stability Enhancement in MITS Scramjet Inlets
M. White, J. Stevens, J. Keirsey and D. Van Wie (Johns Hopkins University, USA)

AIAA 88-2957
Turbulence Modelling in Hypersonic Inlets
W. Ng, K. Ajmani and A. Taylor, III (Virginia Polytechnic Institute, USA)

AIAA 88-2958
PNS Calculations for 3-D Hypersonic Corner Flow with Two Turbulence Models
G. Smith and M. Liou (Sverdrup Technology Incorporated, USA); T. Benson (NASA Lewis Research Center, USA)

AIAA 88-2959
Quantitative Characterization of a Nonreacting Supersonic Combustor Flowfield Using Unified Laser-Induced Iodine
J. McDaniel and D. Fletcher (University of Virginia, USA)

AIAA 88-2960
A Preliminary Numerical Study of Wave-Enhanced Combustors
J. Cambier (ANALTOM Inc., USA)

AIAA 88-2961
Experimental Investigation of Wave Enhanced Supersonic Combustors
H. Adelman (NASA Ames Research Center, USA)

Hypersonic Propulsion II--Fundamental Research

AIAA 88-3053A
Simplified Analysis of Slot Injenction in Hypersonic Flow
J. Schetz (Virginia Polytechnic Institute, USA); F. Billig and S. Favin (Johns Hopkins University, USA)

AIAA 88-3054A
Experimental Study of Constant Pressure Supersonic Free Shear Layers
M. Samimy and G. Elliott (Ohio State University, USA)

AIAA 88-3055A
Turbulence Measurements in a High-Speed Shear Flow Using a Dual-Wire Probe
W. Ng, D. Walker, R. Clark, A. Rettew and J. Schetz (Virginia Polytechnic Institute, USA)

AIAA 88-3056
Unique, Clean-Air, Continuous-Flow, High-Stagnation-Temperature Facility for Supersonic Combustion Research
R. Krauss, J. McDaniel, Jr., J. Scott, III, R. Whitehurst, III, C. Segal and G. Mahoney (University of Virginia, USA); J. Childers, IV (USA)

AIAA 88-3057
Some Consequences of Flow Non-Uniformities on the Forebody of a Trans-Atmospheric Vehicle
M. Lewis and D. Hastings (Massachusetts Institute of Technology, USA)

AIAA 88-3058
A Technique for Measuring Mass Flow During Short-Duration Wind Tunnel Tests
D. Sobel and M. Haas, A. Elmquist (United Technologies Research Center, USA)

Hypersonic Propulsion III--Nozzle and Reacting Flows

AIAA 88-3156
Computational Model for Chemically Reacting Hypersonic Boundary Layers
B. York, N. Sinha and S. Dash (Science Applications International Corporation, USA)

AIAA 88-3157
The Effects of Finite Rate Chemical Processes on High Enthalpy Nozzle Performance: A Comparison Between "SPARK" and "SEAGULL"
M. Carpenter (Analytical Services and Materials Incorporated, USA)

AIAA 88-3158
3-D Plume Computations with an Upwind Solver
E. Venkatapathy and W. Feireisen (NASA Ames Research Center, USA)

AIAA 88-3159
Numerical Analysis of Scramjet Flows Using a Global Finite Rate Chemistry Model
C. Rhie (Pratt & Whitney, USA); H. Ebrahimi and S. Stowers (Pratt & Whitney, USA)

AIAA 88-3160
Thick Boundary Layer Assessment for Nozzle Flow in a Rocket Engine
H. Kehtarnavaz and D. Coats (Software & Engineering Associates Incorporated, USA)

AIAA 88-3161
Optimized Supersonic Exhaust Nozzles for Hypersonic Propulsion
G. Nickerson and A. Dang (Software and Engineering Association Incorporated, USA); D. Migdal (Pratt & Whitney, USA)

Sprays/Injectors

AIAA 88-3137
Atmization Study in Jet Propulsion Lab BIAA--A Survey Report
J. Chin and J. Ma (Bejing Institute of Aeronautics and Astronautics, CHINA)

AIAA 88-3138
Particle-Laden Weakly Swirling Free Jets; Measurements and Predictions
D. Bulvan, J. Shuen and G. Faeth (NASA Lewis Research Center, USA)

AIAA 88-3139
Dynamics of Pressure-Jet and Air-Assist Nozzle Sprays: Aerodynamic Effects
C. Presser and H. Semerjian (National Bureau of Standards, USA)

AIAA 88-3140
Nozzle Airflow Influence on Fuel Patternation
T. Rosfjord and W. Eckerle (United Technology Research Center, USA)

AIAA 88-3141
Subsonic and Supersonic Combustion Using Non-Axisymmetric Injectors
E. Gutmark, K. Schadow and K. Wilson (Naval Weapons Center, USA)

AIAA 88-3142
Computer Simulation of Drop Deformation and Drop Breakup
P. Liang, A. Gharakhani and T. Eastes (Rockwell International, USA)

Download service for the GTSJ, member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

資料

日本学術会議だより　No.10

第14期最初の総会開催される

昭和63年8月　日本学術会議広報委員会

日本学術会議の第14期が7月22日から発足し，7月25日～27日の3日間，第14期最初の総会が開催されましたので，その総会等についてお知らせします。

日本学術会議第105回総会報告

7月22日の第14期の発足に伴い，同日付けで内閣総理大臣による日本学術会議会員の発令が行われた（辞令の交付式は，総会日程の関係で7月25日に挙行）。第14期の会員は，選出制度が学術研究団体を基礎とする推薦方式に変わって後，2回目の会員である。この第14期会員による最初の総会である，第105回総会が，7月25，26，27日の3日間，本会議講堂で開催された。

第1日目(25日)。午前中の新会員への辞令交付式に続いて，13時に総会が開会され，直ちに，会長及び両副会長の選挙が行われた。会員による互選の結果，会長には，第13期の会長であった近藤次郎第5部会員が再選された。また，人文科学部門の副会長には，大石泰彦第3部会員が，自然科学部門の副会長には，渡邊格第4部会員がそれぞれ選出された。選挙終了後，近藤会長から，「一生懸命務めるつもりなので，会員の方々の御協力をよろしくお願いしたい。」との就任のあいさつがあり，また，大石，渡邊両副会長からもそれぞれ就任のあいさつがあった。

総会終了後，直ちに，各部会が開催され，各部の役員である部長，副部長，幹事の選出が行われた。(第14期の役員については，別掲を参照)。

第2日目(26日)。10時に総会が開会され，始めに，近藤会長が，第13期の会長という資格で第13期の総括的な活動報告を行った後，3年間を振り返り特に印象の深いものとして，脳死問題に関する討議，ICSU総会招致に関連する科学者の自由交流問題，学術会議の予算等について，その所感を述べた。続いて，会員推薦管理会報告として，久保亮五委員長の代理として事務総長が，第14期会員の推薦を決定するまでの経過報告等を行った。

引き続き，会長から3日目の総会で提案・審議する予定の「第14期活動計画委員会の設置について（申合せ案）」に関する各部での事前討議について並びに各常置委員会の委員定数の決定に基づく各部での委員の選出について，それぞれ各部へ付託がなされた。

総会終了後，直ちに各部会が開催され，前述の申合せ案の討議及び各常置委員会委員の選出等が行われた。

第3日目(27日)。10時に総会が開会され，会長から前述の「第14期活動計画委員会の設置について（申合せ案）」の提案が行われた。この申合せ案は，第14期の活動に関する基本的計画の立案を任務とする臨時の委員会を次の定例総会までの間，設置するということを内容としている。この提案は，その構成等に関する若干の討議の後，原案どおり可決された。

総会終了後，直ちに各部会が開催され，設置が決定された第14期活動計画委員会委員の選出等が行われた。

なお，この第14期活動計画委員会は，総会期間中に第1回の会議を開き，全会員を対象にした第14期の学術会議の活動に関するアンケートの実施を決めるなど，早速その活動を開始した。

第14期日本学術会議会員の辞令交付式等について

第105回総会に先立ち，第14期日本学術会議会員の辞令交付式が7月25日（月）10時35分から，総理大臣官邸ホールで行われた。辞令交付式は，まず，第1部から第7部までの会員の氏名が順次読み上げられた後，会員全員を代表して最年長者である山本正男第1部会員が竹下登内閣総理大臣の代理としての小渕恵三内閣官房長官から，辞令の交付を受けた。その後，小渕長官から，第14期会員に対する期待を込めた内閣総理大臣あいさつの代読があり，続いて，山本正男会員から，会員を代表して国民の期待に沿うよう努力したい旨のあいさつがあって，式は終了した。出席会員は190人であった。なお，第14期日本学術会議会員の発令は，第14期の始期である7月22日付けであるが，総会日程との関係で，総会初日の7月25日に辞令交付式を行ったものである。

26日には，午後の各部会終了後，18時から，小渕内閣官房長官主催による歓迎パーティーが本会議のホールで行われた。小渕長官のあいさつがあり，続いて，脇村日本学士院長の代理としての石井良助学士院会員から祝辞があった。これに対し近藤会長によるユーモアに富んだ答礼のあいさつがあり，沢田敏男日本学術振興会会長の乾杯の音頭でパーティーが進められ，活発かつ友好的な歓談が行われた。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

第14期日本学術会議役員

会　長　　近藤次郎（第5部・経営工学）
副会長（人文科学部門）大石泰彦（第3部・経済政策）
副会長（自然科学部門）渡邊　格（第4部・生物科学）

《各部役員》

第1部　部　長　黒田　俊雄（歴史学）
　　副部長　北川　隆吉（社会学）
　　幹　事　一番ケ瀬康子（社会学）
　　〃　　肥田野　直（心理学）
第2部　部　長　西原　道雄（民事法学）
　　副部長　川田　　侃（政治学）
　　幹　事　經塚作太郎（国際関係法学）
　　〃　　山下　健次（公法学）
第3部　部　長　島袋　嘉昌（経営学）
　　副部長　大石嘉一郎（経済史）
　　幹　事　木村　栄一（商学）
　　〃　　則武　保夫（財政学・金融論）
第4部　部　長　中嶋　貞雄（物理科学）
　　副部長　田中　郁三（化学）
　　幹　事　樋口　敬二（地球物理学）
　　〃　　平本　幸男（生物科学）
第5部　部　長　岡村　総吾（電子工学）
　　副部長　高村　仁一（金属工学）
　　幹　事　市川　惇信（計測・制御工学）
　　〃　　藤本　盛久（建築学）
第6部　部　長　江川　友治（農芸化学）
　　副部長　中川昭一郎（農業総合科学）
　　幹　事　飯田　　格（農学）
　　〃　　水間　　豊（畜産学）
第7部　部　長　小坂　樹徳（内科系科学）
　　副部長　水越　　治（外科系科学）
　　幹　事　伊藤　正男（生理科学）
　　〃　　岡田　　晃（社会医学）

（注）カッコ内は，所属部・専門

「対外報告」について

本会議では，第13期になってから，その意思の表出の形態の一つとして，各部・委員会がその審議結果をとりまとめたものを，総会又は運営審議会の承認を得て，外部に発表する「報告」（通称「対外報告」と言っている。）というものができるようになった。ただし，この対外報告は，日本学術会議全体の意思の表出ではなくて，当該対外報告をとりまとめた部・委員会限りのものである。

第13期には，数多くの対外報告が総会又は運営審議会の承認を得て出されている。ここでは，すでに，この日本学術会議だよりで紹介されているものを除いた対外報告の題目のみを以下に紹介する。

・物理学研究連絡委員会報告―大型ハドロン計画の推進について
・化学研究連絡委員会報告―全国的視野に立つ化学の新しい研究体制について
・第5常置委員会報告―公文書館専門職員養成体制の整備について
・遺伝医学研究連絡委員会報告―「医学教育の改善に関する調査研究協力者会議最終まとめ」についての意見
・第4部報告―上級研究員制度（仮称）の新設について（基礎科学振興・充実のための一方策）
・第5部報告―工学系の大学における産・官・学の研究協力の在り方について
・生命科学と生命工学特別委員会報告―生命科学の研究と教育の推進方策について
・情報学，学術文献情報，学術データ情報研究連絡委員会報告―情報学振興総合機構の構想について（中間報告）
・商学研究連絡委員会報告―大学における商学教育の課題と方向
・電子・通信工学研究連絡委員会報告―通信工学の体系化に向けて

第14期日本学術会議会員の概要について

この度任命された210人の第14期日本学術会議会員の概要を以下に紹介する。（カッコ内は前期）

1　性別　　男子　208人（207人）
　　女子　　2人（　3人）

2　年齢別

50～54歳	5人	55～59歳	39人
60～64歳	85人	65～69歳	67人
70～74歳	13人	75～79歳	1人

最年長　76歳（77歳）
最年少　51歳（48歳）
平均年齢　63.1歳（61.6歳）

3　勤務機関及び職名別

(1)　大学関係

国立大学	73人	(101人)
公立大学	5人	(　6人)
私立大学	88人	(　77人)
その他	1人	(　3人)
計	167人	(187人)

(2)　国公私立試験研究機関・病院等　8人（　9人）

(3)　その他

法人・団体関係	13人	(　3人)
民間会社	7人	(　3人)
無職	15人	(　8人)
計	35人	(　14人)

4　前・元・新別

前会員	109人	(　41人)
元会員	4人	(　6人)
新会員	97人	(163人)

5　地方別（居住地）

北海道	3人	(　5人)
東北	6人	(　6人)
関東	132人	(134人)
中部	15人	(　12人)
近畿	42人	(　40人)
中国・四国	4人	(　6人)
九州・沖縄	8人	(　7人)

（注）詳細については，日本学術会議月報7月号を参照

御意見・お問い合わせ等がありましたら下記までお寄せください。
〒106　港区六本木7―22―34
日本学術会議広報委員会　電話　03（403）6291

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09

報告

日本ガスタービン学会

電中研横須賀研究所見学会報告

運輸省船研　野　村　雅　宣

昭和63年度初の見学会・技術懇談会は5月20日（金）の午後，電力中央研究所（横須賀）において行われましたが，会員32名の参加を得て盛会裏に終了しました。

電中研は狛江，我孫子，横須賀，経済研究所の4研のほか，3センターから成る総合研究所です。その一つ，横須賀研究所は三浦半島相模湾側，葉山の御用邸を経て国道134号を車で南下すること約30分，小田和湾に面した高台にあります。この研究所では3つの研究目標，すなわち，供給コストの低減，新サービスの創出，供給力の質的向上をかかげ，石炭利用技術開発，電力輸送技術の高度化，配電地中化新技術開発を重点項目として取り上げています。当日はこれらのうち，主にエネルギー部が担当している石炭関係の技術開発の現状を見学させてもらいました。

まず，石炭のガス化と浄化ですが，当所では1500℃，20kg/cm^{2}の加圧二段噴流床方式ガス化炉で0.1mm以下の微粉炭を空気かまたは酸素富化空気により燃焼・分解させ，1000℃でガス化しています。生成ガスはチャー（微粉炭の燃え残り，直径数μ）を含みますから，これをサイクロン，ホッパで回収し，再び炉に戻して完全に灰分のみとします。灰分は溶融水砕スラグとして炉下部より取り出されます。この実験炉は100kg/hの石炭処理量で，ガス生成量は500m^3/hとのことでした。生成ガスは300℃～500℃，20kg/cm^{2}の乾式浄化装置でクリーンアップされます。集塵法としては，静電濾過法と多孔性セラミックス円筒による濾過法を，また，脱硫法としては，酸化鉄系ハニカム固定床法と酸化鉄ペレットを砂時計のように落しながら吸収させる移動床法を実験しています。こうして700～1100kcal/m^{3}Nの生成ガスが得られているとのことでした。

次に見学したのは石炭ガス化複合プラントを実現するためのガスタービン関係施設です。この研究所では15万kw級ガスタービンの14ata実圧燃焼器（1/2寸法規模）と実寸大常圧燃焼器試験装置を使用して，安定燃焼範囲の拡大，CO排出特性，NO_X低減，バーナ形状試験等を実施しています。燃料としてはプロパンを水蒸気で改質してCO_2を添加した石炭ガス相当の低カロリーガスを使用しています。

セラミックスを利用する研究としては，タイル内張りの高温燃焼器，20MW級ガスタービン用セラミック静翼の実験が行われています。興味を引いたものの一つに，セラミックス布を内張りした燃焼器があります。セラミック製リベット状のものでライナーに内側から固定してありました。

途中で微粉炭火力発電用燃焼試験炉の実験も見学出来たのは幸いでした。産地の異なる石炭の燃焼試験を行い，NO_X，灰分の排出特性を調べているそうです。

石炭利用の拡大を目標とした研究開発の一環として，ここでは，石炭ガス中の水素を燃料とする溶融炭酸塩型燃料電池の研究も実施しています。すでに1kw級の電池により2000時間の連続運転に成功しています。現在は，10kw級の実証研究に取り組んでいるとのことです。

見学した実験施設の殆どが実機規模の仕様で作られた新しいものばかりなのには感嘆させられました。一行は見学ののち質疑応答に入りましたが，石炭利用とガスタービンに関する熱心な討論が行われました。

最後に，今回の見学会に当り，見学バスの手配，スケジュールの作成等終始お世話いただいたエネルギー部燃焼研究室長　阿部俊夫氏を始め，関係者の方々に厚くお礼申し上げます。

（昭和63年7月21日原稿受付）

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09

後記

今期編集委員長をお引受けすることになりました。編集理事6名，編集委員11名の方々の御協力を得て充実した会誌を作るよう努力したいと思って居りますので，会員の皆さんの御協力をお願い致します。

幸い，前任及び前々任の森下，葉山両編集委員長の御努力で編集委員会の業務の進め方はだいぶ組織化・体系化されて来ており，私自身数年ぶりにこの任に戻ってみて些か途迷いを感じているくらいであります。編集委員会でおおよその相談をして毎号の会誌を特色のあるものとして企画し，それぞれを数名ずつの編集委員グループで担当して仕上げた上，刊行に至るという前期までに確立された会誌作りの方針は立派に成果をあげているように思われますので，今後もこれを踏襲していきたいと考えております。そのほか，技術論文を充実させ講義や研究だより，見聞記などにも面白い企画を進めて行きたいと願っております。皆様の御意見をお聞かせ下さい。（高田浩之）

9月号は例年どうりにASME国際ガスタービン会議の見聞記を載せるわけですが，この会議に出席したため，今月号の担当になってしまいました。セッションの内容の分類とそれら各々に適した執筆者の人選が困難でなかなか会議の内容の全ての分野にわたって日本から最適の方が出席するとはいかないようです。また，到着直後の出席となると時差ボケもあって会場が暗くなり，スライドが始まると眠くなったりして難行苦行でした。早めに着いて時差ボケを取ってなどと云うのはぜい沢な期待でしょうか。帰りの機中で会社の方々が次の日に出す出張報告書を書かれているのを見るとこんな期待どころでは無いと実感しました。

12月号はガスタービン関連機器特集です。今月号にもありますが，技術論文も増えつつあります。ふるって御投稿下さい。（水木新平）

〈事務局だより〉

東京地方は戻り梅雨とかで，シトシト，ジメジメ，ドンヨリと本当にイヤになる位，はっきりしない天候が続いていましたが，8月に入るとさすがに（？）太陽も張り切り出し，今までの遅れをとり戻すかのようにギラギラと照りつけ，やっと真夏の日差しの面目を保ったといったところです。

事務局も8月の中旬に3日程閉めて，スタッフそれぞれが，忙しくなる秋に備えてちょっぴり英気を養いました。

今秋は，昨年国際会議のために一時休んでいた特別講座（湯河原にて一泊二日）と秋季講演会が再開され，その準備も今，着々と進められています。

特別講座は今年で4回目となりますが，講義が終わったあとのお酒をくみかわしながらの深夜の懇談会が毎回好評で，例年，それを期待されて参加なさる方が少なくないようです。

秋季講演会も今年は，四国松山の愛媛大学で開催の予定で地元の方々の応援を得て，受け入れ体制充分。正岡子規を生み，夏目漱石の〝坊ちゃん〟の舞台としてすぐ思い出される松山の街は，加藤嘉明築城の全国でも珍しい木造の松山城をシンボルに，四国の西の玄関口となっています。今回も同伴なさるご婦人方のためのレディスプログラムも用意されておりますし，講演会翌日は，四国電力と大王製紙の工場見学をして，瀬戸大橋のたもとの坂出で解散する予定です。（会告のページをご参照下さい。）皆様の多数のご参加をお待ちしております。

この2つの行事の他にも見学会（三井造船），セミナーと企画が目白押しですので，ピンク色の会告のページをどうぞお見逃しなきようご覧下さい。［A］

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09

シンポジウム開催のご案内

今年度のシンポジウムを下記の要領で開催致したいと思いますので，参加要領をよくお読みの上，事務局までお申し込みください。

1．テーマ：ガスタービン排気の NOx 低減技術

2．日　時：昭和 63 年 11 月 22 日（火）　13 時開会　17 時終了

3．場　所：航空宇宙技術研究所

4．講　演

1）低NOx化燃焼

13:05-13:45　黒田倫夫氏（日立製作所）

2）触 媒 脱 硝

13:45-14:25　小林基伸氏（日本触媒化学）

3－1）蒸気噴射

14:35-14:55　本間友博氏（東芝）

3－2）水 噴 射

14:55-15:15　佐藤幸徳氏（石川島播磨重工業）

4）触 媒 燃 焼

15:15-15:55　林　　茂氏（航空宇宙技術研究所）

見学：航空宇宙技術研所に於ける触媒燃焼実験を見学

5．参加要領

1）定員 50 名（申込超過の場合は抽選，応募者全員にご連絡致します。）

2）参加ご希望の方は，往復ハガキにて「シンポジウム参加希望」と書き，所属・連絡先住所（返信用ハガキにも）・氏名・TEL を明記の上，下記事務局へお申込みください。記載不備の場合は受け付けかねますのでご注意ください。（〆切　63 年 11 月 11 日（金）消印有効）

3）参加費　3000 円（当日お払い込みください）

〒160 新宿区西新宿 7-5-13　第三工新ビル 402
㈳日本ガスタービン学会　　TEL　03-365-0095

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

GTSJガスタービンセミナー（第17回）のお知らせ

「ガスタービンの制御及び運転・保守技術」をテーマに，第17回GTSJガスタービンセミナーを下記の通り開催しますので，ふるってご参加下さい。

☆☆　記　☆☆

1．日　　時：昭和64年1月26日（木），27日（金）　10：00－16：30（受付開始　9：00）
2．会　　場：機械振興会館地下2階ホール（港区芝公園3－5－8　Tel.　03－434－8211）
3．主　　催：㈳日本ガスタービン学会
4．協賛予定：日本機械学会，自動車技術協会，日本航空宇宙学会，火力原子力発電技術協会，日本舶用機関学会，ターボ機械協会，日本ガス協会，燃料協会，日本内燃機関連合会，日本航空技術協会，計測自動制御協会，腐食防食協会，日本非破壊検査協会，日本品質管理学会
5．セミナーの仮題並びに講師予定

昭和64年1月26日（木）

(1)	ガスタービンの運転制御 ……	（東芝	永田一衛氏）
(2)	コンバインドサイクルプラントの運転制御 ……	（日立製作所	阿部倫夫氏）
(3)	コジェネプラントの運転制御 ……	（東京ガス	三浦千太郎氏）
(4)	航空用エンジンの電子制御 ……	（航空宇宙技研	遠藤征紀，杉山七契氏）
		（石川島播磨重工	岸本峯生，宮城裕幸氏）
(5)	ガスタービンの特殊計測 ……	（三菱重工業	青木素直氏）

昭和64年1月27日（金）

(6)	ガスタービンの保守点検 ……	（川崎重工業	広瀬昌敏氏）
(7)	ガスタービンの高温部品の寿命 ……	（三菱重工業	左近淑郎氏）
(8)	コンバインドサイクルプラントの保守点検 ……	（東日本旅客鉄道	藤沢清美氏）
		（日立製作所	国広昌嗣氏）
(9)	航空用エンジンの保守点検 ……	（全日本航空	小杉直史氏）
(10)	燃料性状とガスタービンの保守 ……	（三井造船	平田俊雄氏）

6．参加要領

(1) 参加費（資料代含む）

◆ 主催及び共賛団体正会員
　2日間　20,000円，1日のみ　14,000円

◆ 学生会員　5,000円

◆ 会員外　2日間　36,000円，1日のみ　24,000円

資料のみ　5,000円（残部ある場合）

(2) 申し込み方法：所属・氏名・加入学協会名を明記の上，参加費を郵便振替・現金書留にて，下記事務局まで12月10日迄にお送り下さい。

上記期日までにお送りの正会員の方は，2日間　18,000円，1日のみ　12,000円で，前もって前刷集をお送りします。

なお，当日会場でも受け付けます。

(3) 事務局：〒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　Tel. 03－365－0095
郵便振替番号　東京7－179578

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

特別講演会のお知らせ

下記の要領で特別講演会を企画致しました。是非奮ってご参加下さい。

記

1）日　　時：63年11月18日（金）15：00～17：00

2）場　　所：日本ビル9階㈱日立製作所915中会議室
千代田区大手町2－6－2

3）演　　題：Flew Culuculation in Turbomachinery

4）講　　師：Dr. J. D. Denton (Director of Whittle Laboratory, University of Cambridge)

5）参加要領：a）参 加 費：無料
b）定　　員：50名（超過の場合は抽選，申込者全員にご連絡します）
c）申込方法：往復ハガキにて「特別講演会参加希望」と書き所属・連絡先住所（返信用ハガキにも）氏名・ＴＥＬを明記の上，下記事務局へお申し込み下さい。（〆切：63年10月31日（月）消印有効）

〒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
Tel　03－365－0095
Fax　03－365－0387

第17回定期講演会開催案内

日　時：64年6月2日（金）9：00～17：00

場　所：機械振興会館

講演論文募集は12月号に掲載します。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

特別講演会のお知らせ

下記の要領で特別講演会を企画致しました。是非奮ってご参加下さい。

記

1）日　　時：63年11月18日（金）15：00～17：00

2）場　　所：日本ビル9階㈱日立製作所915中会議室
千代田区大手町2－6－2

3）演　　題：Flew Culuculation in Turbomachinery

4）講　　師：Dr. J. D. Denton (Director of Whittle Laboratory, University of Cambridge)

5）参加要領：a）参 加 費：無料
b）定　　員：50名（超過の場合は抽選，申込者全員にご連絡します）
c）申込方法：往復ハガキにて「特別講演会参加希望」と書き所属・連絡先住所（返信用ハガキにも）氏名・ＴＥＬを明記の上，下記事務局へお申し込み下さい。（〆切：63年10月31日（月）消印有効）

〒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
Tel　03－365－0095
Fax　03－365－0387

第17回定期講演会開催案内

日　時：64年6月2日（金）9：00～17：00

場　所：機械振興会館

講演論文募集は12月号に掲載します。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

第3回ガスタービン秋季講演会・見学会（松山）

共　催　㈳日本ガスタービン学会　㈳日本機械学会
日　時　昭和63年11月3日（木），4日（金）
会　場　愛媛大学工学部
松山市文京町3
TEL (0899) 24-7111
プログラム　（講演時間20分，討論5分）

※印：講演者　発表者の所属が講演者と同じ場合，記載を省略しました。

第1室		第2室	
9:00		9:00	
	A－1　インピンジメント冷却の冷却性改善 ※静谷光雄，川池和彦，笹田哲男（日立製作所）		B－1　140MW級大容量高温ガスタービン501F形の開発 塚越敬三（三菱重工）
	A－2　二次元ガスタービン翼列の熱伝達率（低レイノルズ数k－ε乱流モデルを用いた数値解析） ※デバンスビスワス，福山佳孝，荒木達雄（東芝）		B－2　145MW副生ガス焚きコンバインドサイクルプラント運転実績 ※天野　忍，相馬冬樹，小林侃二，高野英樹（川崎製鉄）
	A－3　角度付き乱流促進体の研究 ※船崎健一（IHI），D. E. Metzger（Arizona州立大学）		B－3　製油所向けガスタービン・コ・ジェネレーションプラントの概要 ※高橋直人，三角康正（三菱重工）
10:15		10:15	
10:25		10:25	
	A－4　多段軸流圧縮機のサージ限界に及ぼす抽気の影響 稲垣詠一（東理大）		B－4　自動車用ガスタービンエンジンの開発－熱交換器特性について－ 佐山純一（トヨタ自動車）
	A－5　ケーシングトリートメントの失速マージン改善機構に関する研究（第2報：翼列出口及び翼間における全圧分布の計測結果と考察） ※柳田光昭（東大院），町田保男，高田浩之（東大）		B－5　エキスパートシステムによるFJR710エンジンの故障診断 関根静雄，森田光男（航技研），※小林英夫，川勝英寿（IHI）
	A－6　翼端部振りが翼列性能に及ぼす効果とその最適化 ※佐藤哲也（東大院），梶昭次郎（東大）		B－6　超小型水素ガスタービンの性能試験 ※湯浅三郎，後藤　登，桜井忠一，白鳥敏正，田代伸一，西山正章（都立科技大），斎藤憲吉（宇宙開発事業団）
11:40		11:40	
13:00 14:00	《特別講演》 「子規と漱石の友情」　和田茂樹氏（松山市立子規記念博物館々長，愛媛大学名誉教授）		
14:10		14:10	
	A－7　多段軸流圧縮機の非定常ギャップ解析および実測 服部敏雄（日立製作所）		B－7　希薄予混合型燃焼器に関する研究 ※川口　修（慶大），河野　学（川崎重工），畦上　修（慶大院）
	A－8　任意形状の振動翼列に働く非定常空気力に関する研究（第2報，三次元非圧縮翼列） ※小林孝雄（東芝），高田浩之（東大）		B－8　タービン後流ガス温度分布におよぼす燃焼器噴射弁の影響 ※田丸　卓，佐々木誠，森田光男（航技研），小林英夫（IHI），酒井規行（川崎重工）
	A－9　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（第3報，脈動波形の影響について） ※小西奎二（都立科技大），吉識晴夫（東大）		B－9　燃焼器の性能に関する多変量解析（第3報，ライナー形状とNO_X生成量の関係分析） ※野村雅宣，川越陽一（船研）
15:25		15:25	
15:40		15:40	
	A－10　遷音速軸流圧縮機のマッハ特性について ※山口信行，小林　信（三菱重工）		B－10　石炭ガス化用ガスタービン燃焼器におけるライナ壁温の予測手法 ※山内浩二，阿部俊夫，佐藤幹夫（電中研）
	A－11　流線法による多段軸流圧縮機の空力設計 ※大山耕一（航技研），松木正勝（日工大），島崎忠雄（日大），菅原　昇（航技研）		B－11　改良発熱鋳型法を用いた結晶制御タービンブレード製造技術の開発 田中照司（川崎重工）
	A－12　タービンスクロール内の二次流れによる逆流現象 古川雅人，原　和雄，※井上雅弘（九大）		B－12　カーボン，ケブラー，ガラス系ハイブリッド複合材平板の衝撃試験 ※橋本良作，小河昭紀，大竹邦彦（航技研），夏村　匡（IHI）
	A－13　平行円錐壁斜流ディフューザ内の流れの可視化 佃　康弘（東理大），杉浦慎治（日電装），※酒井俊道（東理大）		B－13　石炭ガス化実ガスを用いたタービン静翼デポジット試験 穂積重友（石炭技研），藤沢由幸（電源開発），※武石賢一郎，山屋裕行，笠井剛州（三菱重工）
17:25		17:25	

Download service for the GTSJ　member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

◦見学会（登録者に限る）

期　日　11月4日（金）

内　容　8：00 ⟶ 9：45 ～ 11：00 ⟶ 11：50 ～ 12：30 ⟶ 13：00 ～ 14：30 ⟶ 16：30

松山市　伊予西条：四国総合研究所（太陽光発電）　伊予土居：昼食（うどん亭）　伊予三島：大王製紙　坂出：解散

◦レディースコース

期　日　11月3日（木）

内　容　松山市内見学

11月4日（金）

高松市付近見学（予定）

◦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します。ふるってご参加いただきたいと存じます。

期　日　11月3日（木）18：00～20：00

会　場　イヨテツ会館5F「クリスタルホール」

《参加登録について》

事前登録締切10月13日（木）

• 講演会参加登録費　事前登録　7,000円 } 夫人登録3,000円
　当日登録　8,500円 }
　会員外　10,000円

• 見学会参加費（事前にお申し込み下さい）　4,500円（昼食およびバス料金を含む）

• レディースコース参加費　未定

• 懇親会参加費　無料（登録者に限る）

往復はがきに「松山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402号

（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No. 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付けますが，準備の都合上なるべく期日までにお申し込み下さい。

• 宿泊について

宿泊先は11／2（水），11／3（木）松山市内のホテルツルイ（シングル一泊4800円位）を用意しております。先着順にて予約を承わりますので，ご希望の方は10／20（木）までに事務局宛お申し込み下さい。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

◦見学会（登録者に限る）

期　日　11月4日（金）

内　容　8：00 ⟶ 9：45 ～ 11：00 ⟶ 11：50 ～ 12：30 ⟶ 13：00 ～ 14：30 ⟶ 16：30

松山市　伊予西条：四国総合研究所（太陽光発電）　伊予土居：昼食（うどん亭）　伊予三島：大王製紙　坂出：解散

◦レディースコース

期　日　11月3日（木）

内　容　松山市内見学

11月4日（金）

高松市付近見学（予定）

◦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します。ふるってご参加いただきたいと存じます。

期　日　11月3日（木）18：00～20：00

会　場　イヨテツ会館5F「クリスタルホール」

《参加登録について》

事前登録締切10月13日（木）

• 講演会参加登録費　事前登録　7,000円 } 夫人登録3,000円
　当日登録　8,500円 }
　会員外　10,000円

• 見学会参加費（事前にお申し込み下さい）　4,500円（昼食およびバス料金を含む）

• レディースコース参加費　未定

• 懇親会参加費　無料（登録者に限る）

往復はがきに「松山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402号

（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No. 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付けますが，準備の都合上なるべく期日までにお申し込み下さい。

• 宿泊について

宿泊先は11／2（水），11／3（木）松山市内のホテルツルイ（シングル一泊4800円位）を用意しております。先着順にて予約を承わりますので，ご希望の方は10／20（木）までに事務局宛お申し込み下さい。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.

学会誌編集規定

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

〒160　東京都新宿区西新宿7－5－13、第3工新ビル
㈳日本ガスタービン学会事務局

技術論文投稿規定

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

日本ガスタービン学会誌
第16巻　第62号
昭和63年　9月10日
編集者　高田浩之
発行者　松木正勝
（社）日本ガスタービン学会
〒160　東京都新宿区西新宿7－5－13
第3工新ビル402
TEL（03）365-0095
FAX（03）365-0387
振替　東京7－179578
印刷所　日青工業㈱　東京都港区西新橋2の5の10

©1988（社）日本ガスタービン学会
本誌に掲載されたすべての記事内容は
（社）日本ガスタービン学会の許可なく
転載・複写することはできません。

Download service for the GTSJ member of ID , via 3.12.161.87, 2025/05/09.