



タービンブレード材料開発の歴史

法政大学工学部 塩 入 淳 平

耐熱材料の進歩はガスタービンの進歩に大きく貢献してきた。しかし、逆に言えば、ガスタービンの進歩を押さえてきたのは耐熱材料の開発速度であったとも言える。ガスタービン用耐熱材料のなかでも最も厳しい条件にあるものの一つは、高温段のタービンブレード材料である。以下、ガスタービン、とくに航空用ガスタービン機関の開発が始まってから現在まで、約50年間のブレード用材料の開発の歴史をたどってみよう。

1940年代前半ジェットエンジン開発初期のブレード材は加工硬化で強度を出すタイプのものが多かったが、やがて γ' 相(Ni_3Al , Ni_3Ti)の析出で高温強度を出す熱処理型のNi基合金、いわゆる超合金に変わった。 γ' 相は金属間化合物で高温強度が大きく、この相の量が多くなるにつれて高温強度は上がっていったが、同時に鍛造は困難になり γ' 相の量が50%を越えた辺りでブレードの製法は精密鍛造から精密鑄造に変わった。高周速で回転するタービンブレードに鑄造品を使うことは、以前にCo基のS 816合金の鑄造タービンブレードが使われた例はあったが、勇断であったと言える。このようにしてブレード材料のクリープラプチャー強度は温度にして年々約9°C上昇していったが、1960年代始めに100時間150 MPaのラプチャー温度強度が約1000°Cに達した時点で頭打ちになった。これは、この種の合金の溶融開始温度が1300°C付近であることを考えると止むを得ないと言える。通常の金属材料では、安定に使用できる温度は絶対温度で溶融温度の60%程度であるので、1300°Cの溶融開始温度に対し1000°Cに近い使用可能温度はまさに超合金の名にふさわしいと言えよう。一方、材料の開発と平行してタービンブレードの空冷技術も大きく進歩し、1960年代後半には、大形ファンエンジンが出現した。タービン入口のガス温度は1200°C程度であっ

た。とくに、鑄造ブレードでは中子の使用により複雑な冷却空気通路をもった中空ブレードを作ることが容易になり、空冷技術の進歩に大きく寄与した。

材料の側でも、上に述べたの高温強度の頭打ち状態を打破するため、1960年代の初めから新たな開発が精力的に開始された。開発の方向は、一方向凝固、粉末冶金法等の新しい加工技術の導入と、複合材料化に向けられた。最も大きな成果をあげたのは、よく知られているように一方向凝固による柱状晶さらには単結晶ブレードの開発であった。高温における金属材料の弱点の一つは結晶粒界にある。1960年代初めに開発された、当時最高の高温強度を持つと考えられていたMar-M 200合金も粒界の弱さのため十分に性能を発揮できなかった。柱状晶ブレードではスパン方向の遠心応力に交差する粒界は無いが、スパン方向の粒界に割れが生じるためMar-M 200にHfを2%添加した合金(P&W1422)が用いられた。また、単結晶ブレードでは結晶粒界が全くなく、粒界強化の為の合金成分が不要で、溶融開始温度が高くなり溶態化処理温度が高くとれ、十分な均一化が行なわれるために時効の効果が大きく、高温強度はこの面からも改善された。第一世代の単結晶用合金はP&W 1480合金であった。柱状晶ブレードは1966年にVerSnyderにより、単結晶ブレードは1970年にPieaceyにより特許が取得され、民間用としてはJT-9Dエンジンで相次いで実用化された。

一方、複合材料化の方は大きな開発努力がなされたが、まだ、それほどの成果が上がっていない。繊維強化プラスチックの成功に倣って、超合金をタングステンのような高融点金属線で補強することが試みられたが、高温では補強線とマトリクスとの間の相互拡散による界面の劣化が激しく、種々な対策が講じられたが成功していない。このような機械的な方法による複合材料化の代わりに、

(平成6年2月1日原稿受付)

高温における組織の安定性を狙って相変態により複合材料組織をつくる方法も試みられた。いわゆる in-situ composites である。共晶成分の合金を一方向凝固させると、二つの相の量がほぼ等しいときは層状の複合材組織が、一方が少ないときは少ない方の相が線状に配列した複合材組織が得られる。線状配列の Co-TaC 系, Ni-TaC 系, Ni-NbC 系, 特に Ni 基超合金の中に高温強度の大きい炭化物 TaC あるいは NbC が線状に配列した後の二つは、優れた高温強度を持つ。ただ、十分高温強度がでるような組織を得るためには、一方向凝固にあたり特別な配慮が必要で、大きな温度勾配ときわめて遅い凝固速度が要求され、これが生産性の面から実用化を阻んでいる。また、 γ' 層の量の多い Ni 基超合金も、高温強度は大きいが脆い金属間化合物を延性の大きい Ni 基の固溶体で結合した一種の in-situ composites と見做すことができ、異種の基材を機械的に結合させた複合材料とは違った in-situ composites の特色に注目したい。もう一つの型の複合材料化した超合金として分散強化超合金がある。これは、超合金の中に Y_2O_3 のような酸化物の粒を分散させた合金である。これは通常の粒子強化型複合材料とは違い、微視的な機構で強化が行なわれるもので、酸化物粒子の量は 1~2% 程度でよい。その代わり、粒子は極めて微細で均一に分散し、粒子間の距離は、転位（線状の結晶格子欠陥）が屈曲して通り抜けようとしても転位自身の線張力のため不可能である程小さくなければならない。この合金はタービンプレードのルート部分に要求される中温域の大きな強度はマトリクスの超合金により得られ、翼型部に要求される高温域における 200 MPa 程度の遠心応力は分散強化機構で支えられる。分散強化の機構は Orowan の機構として知られていたが、超合金のなかにこのような微細かつ均一な分散状態を得ることは、溶融した合金の中に酸化物の粉末を添加する等の便宜的な方法ではうまくいかなかった。工業規模での成功は粉末冶金法と粉末の前処理により得られた。いわゆる Mechanical Alloying 法で、粉末の段階でボールミルの中で強い加工を行い、あらかじめ金属粉末の中に酸化物粉末を分散させこれを焼結する方法である。

結晶粒界による高温強度の低下を防止するため焼結後に方向性再結晶処理を行い、引っ張り荷重方向に配列した高いアスペクト比をもった結晶粒組織をつくるが行なわれている。分散強化超合金はブレードへの成形の問題でなお開発努力を要するが、実用段階に一番近い複合材料型合金と考えられている。

上に述べたような開発は、いずれも単なる思い付きではなく、広範な基礎研究のうえに着実に行なわれている。一方向柱状晶ブレード、ついで単結晶ブレードが開発された 1960 年代には金属の凝固の問題に対し基礎的な研究が幅広く行なわれ、Chalmers の“Principles of Solidification” (John Wiley & Sons; 1964), あるいは Flemings の“Solidification Processing” (McGraw Hill; 1974) などの著書も相次いで出版されている。超合金は合金成分の数も量も多く、また、各成分の量の許容範囲も極めて厳しい合金である。このような合金の単結晶化は、純金属の場合と異なり、長範囲のマクロ偏析、固液界面近傍に与える温度勾配と凝固を進める速度できまるミクロ偏析など考慮すべき問題は数多くあり、複雑形状の実用単結晶ブレードの実現までには凝固現象の基礎研究で得られた知見に基づいた地道な開発研究がなされた。

以上に述べたように、タービンプレード材料の材料技術、加工技術はそれぞれ非常に高度なものになっており、これを使いこなすにはその基礎的な理解が必要で、設計技術者と材料技術者は互いに相手の専門領域まで踏み込んで協力することが望ましい。たとえば、単結晶ブレードの設計に当たっては、結晶成長プロセスの基本的な理解が必須であると考えられる。しかし、現実には両者の間の距離はなお遠く、残念ながらわずかに強度データの数字が橋渡しをしているのみといっても過言ではない。ブレード材のみをとっても、超合金のみでなく、セラミックス、金属間化合物、C-C 複合材など新しい素材の開発が盛んに行なわれており、設計技術と材料技術のより緊密な提携はますます重要になってきている。本誌上にも、このような提携の成果が数多く発表される日の来ることを期待したい。



航空用ガスタービン特集号発刊に当って

石川島播磨重工業(株) 伊藤 源 嗣

航空用ガスタービンは、出力範囲の拡大、形式の多様化、性能向上に加え、騒音・排ガス中の有害成分の低減等、対環境適応性に関する社会的要請が年を追って厳しくなっていること等のため、近年でも米・欧・日を中心に活発な研究・開発活動が行われている。

本学会誌では88年6月に航空用・自動車用ガスタービンの特集号が発刊されている。また89年3月には排ガス対策技術、90年3月には計測・制御技術、92年3月には旋回失速・サージング・フラッタ、92年6月には超音速輸送機用推進システム、93年3月には高温ガスタービンの冷却技術、等関連技術の特集号が発刊されている。

今回の特集では近年の航空用ガスタービンに関する技術開発の動向をこれ等特集号との重複をできるだけ避けて紹介することにした。

航空用ガスタービンはその使用目的から出力の割に軽量小型で、かつ燃料消費の少ないことが望まれる。従って熱サイクルとしては比較的単純な形態を選ぶ一方、各構成要素の高効率と高い圧力比、高い最高温度により高い熱効率を実現し、搭載機の機速に合わせた出力形態をとることで高い推進効率を実現しようとする。

最も圧力比の高いエンジンは高亜音速機に使われる高バイパス比ターボファン・エンジンで、大型のものでは圧力比45に達している。最高温度(燃焼器出口温度)は軍用超音速機のエンジンでは1550~1600℃に達している。このような高圧力比、高温を実現し、なおかつ高い効率/低い圧力損失を実現して来た近年の設計・解析技術の進歩をファン・圧縮機、燃焼器、タービンの各構成要素別に紹介する。燃焼器についてはあわせてNO_x等排ガス中の有害成分の低減に関する技術進歩についても紹介する。騒音低減については構成要素技術とは別に紹介することとした。

機速別にエンジン形態をみると超音速機のエン

ジンとしてはバイパス比1以下の低バイパス比ターボファン・エンジンが専ら採用される。軍用機種では搭載機の運動特性改善等のためスラスト重量比が8~10に達し、軽量化と最も高い燃焼器出口温度という航空用ガスタービンの一方の技術の頂点を目指す機種である。

高亜音機用エンジンとしては高バイパス比ターボファン・エンジンが使われるが、推進効率の上からは実用上バイパス比が高い程良い。近年ではバイパス比7~9程度のエンジンが開発されている。更にバイパス比を上げるには軽量化、ファン駆動減速歯車の採用、可変ピッチ・ファンの実現等新たな問題があり、最も高い圧力比とあわせ、超音速機用エンジンとは違う一方の技術の頂点を目指す機種である。

機速の比較的低いターボプロップ機のエンジン、ヘリコプタ用の(ターボシャフト)エンジンは100~6,000馬力程度の出力である。出力を軸馬力の形で取り出すことと、一般に小型であるため小型特有の技術課題のある機種である。

本特集では上述のエンジン形態別に近年の技術進歩について紹介する。

航空用ガスタービンの整備は搭載機上での部品交換、主要モジュール毎の交換、使用状況(劣化の程度等)をモニタリングしながら状況に応じての整備、大規模な部品修理等、ユニークな手法が数多く開発されている。

最近ではエンジンの信頼性の向上に伴い最寄り空港に180分以内に着陸できる経路なら洋上を双発機で飛行してもよいというETOPSを新型機/新型エンジンの就航早々から認めようという動きも出て来ている。

本特集ではユーザーの立場から整備技術、ETOPSの動向についても御紹介頂いた。

いずれも御多忙な専門家の各位に執筆をお願いした所快くお引き受け頂き、充実した内容の特集号を発刊できることになった。改めて感謝の意を表する次第である。

(平成6年1月13日原稿受付)

低バイパス比ターボファンエンジンの開発動向

石川島播磨重工業(株) 八 島 聰

1. まえがき

ターボジェットエンジンは、ガスジェネレータの排気を噴出して推力を得るものであるが、空気流量を m 、排気速度を V_j と表す時、推力は mV_j 、エンジンの発生動力は $1/2 mV_j^2$ で表される。これらの式からわかるように、推力 (mV_j) が同じ場合、 V_j を小さくする方が発生動力は小さく省エネルギーである。ガスジェネレータの排気でファン（低圧圧縮機）を回して、その空気の一部をガスジェネレータを通さず（バイパスして）低速のまま噴出することによって V_j を下げるといふ、いわゆるターボファンエンジンの概念はここから生まれた。燃費を下げるためには、バイパス空気量を大きくするほど有利であるから、経済性を第一とする亜音速旅客機には高バイパス比ターボファンエンジンが用いられる。

一方、飛行機の色度を V_0 とすると、 mV_0 で表される抵抗を受けるため、正味推力は $m(V_j - V_0)$ に減少する。すなわち飛行を続けるには $V_j \geq V_0$ である必要があり、高速飛行時には V_j を大きくせざるを得ない。従って、超音速飛行が要求される場合には、バイパス比は低くならざるを得ず、かつアフタバーナを装着して V_j を更に高める工夫をするのが一般的である。

超音速機は、旅客機としての運用はコンコルド（エンジンはターボジェットのOLYMPUS593）

のみであり、現在の所、軍用機としての運用が圧倒的多数である。また、亜音速機でもエンジンを胴体に内蔵するタイプの練習機や戦闘機では、前面面積の小さい低バイパス比エンジンが用いられる。このため最近では、低バイパス比ターボファンエンジンといえは、バイパス比1以下(0.5前後が多い)の軍用エンジンをさすのが一般的であり、その開発動向も軍用エンジンとしての性能向上面から、推重比や比推力の向上に重点がおかれるとともに、高運動性に対応した要素の開発に注力されている点に特徴がある。代表例として、航空自衛隊の次期支援戦闘機（FSX）用エンジンとして採用が決まっているGE社のF110エンジンの断面図¹⁾を図1に示す。

2. 推重比と推力

図2にアフタバーナ付低バイパス比エンジンの推重比（単位重量当りの推力）の傾向を示す。推重比10以上を目指したデモンストレータの研究は、米国（GE社とP&W社）のJAFE（Joint Advanced Fighter Engine）や英国（RR社）のXG40など80年代からなされてきたが、実用化となるとこの20年近くは推重比7～8の範囲にとどまってきた。現在仏国で開発中の戦闘機RAFALEに搭載して飛行試験中のM88-2エンジン（仏国のSNECMA社）の8.5が最も早く8を突破する実用エンジンになりそうであり、

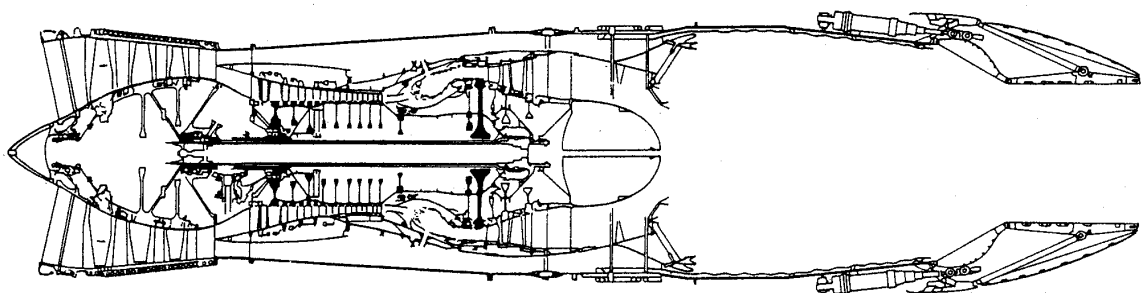
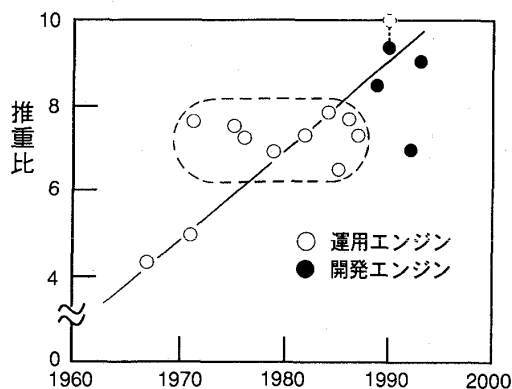
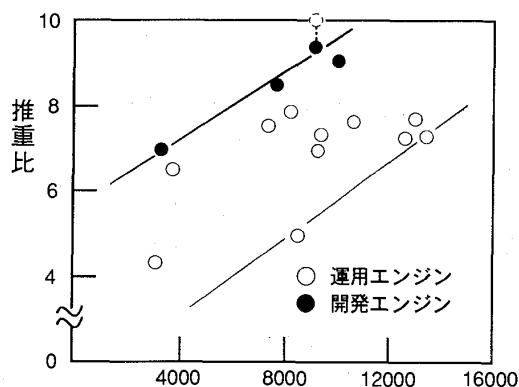


図1 F110エンジン断面図¹⁾

（平成5年12月27日原稿受付）

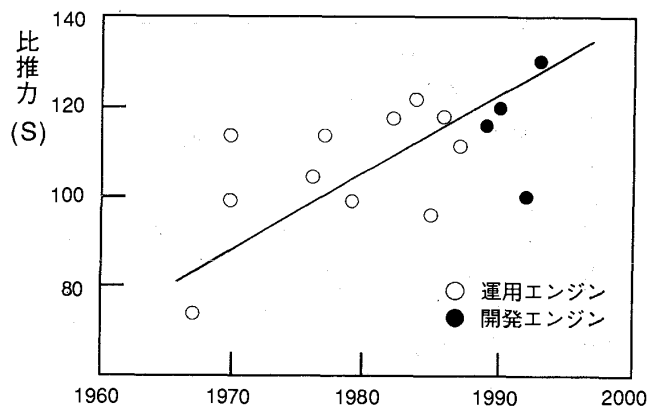


(a) 初号機運転年代

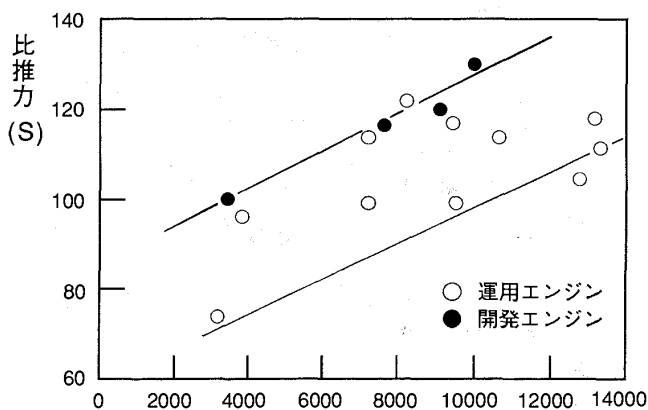


(b) 推力 (kgf)

図2 推重比の動向



(a) 初号機運転年代



(b) 推力 (kgf)

図3 比推力の動向

XG 40 を発展させた英独伊西 4 国共同開発の EJ 200 (Eurofighter 2000 に搭載予定) や JAFE から発展した P&W 社の F 119 (ATF (Advanced Tactical Fighter): F-22 用) が推重比 10 近くを目標に開発中である。

推重比でエンジンの技術レベルを評価する場合、小型エンジン程不利になることに注意する必要がある。図 2 には推力別の傾向も示したが、小推力エンジン程推重比は小さくなる傾向がある。これは小型エンジンは、圧縮機出口翼高さの制約から圧力比を高くできないこと、及び、タービン部に複雑な冷却構造をとり難いのでタービン入口温度が低めになることなどに起因している。推力 5 トン以下では、最近運用にはいったエンジンでも推重比 7 を超えるものはなく、日本で開発中の XF 3-400 の推重比 7 が最高レベルである。

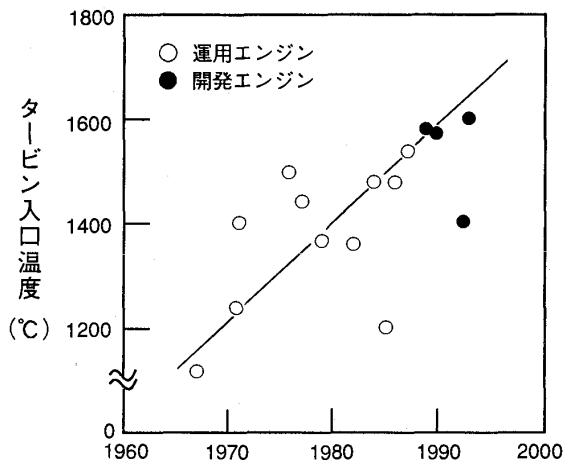
軍用エンジンの推力は機体の規模、用途により異なるが、軽戦闘機/練習機では 3~5 トン級が、双発の支援戦闘機/攻撃機では 7~9 トン級が多く、EJ 200, M 88-2 はこのクラスである。FSX やそ

の原形の F-16 のように単発のものでは 13 トン級のエンジンが使われる。主力の戦術戦闘機 (双発) では、従来 10~13 トン級が多かったが、F 119 は 16 トン級の推力を有している。

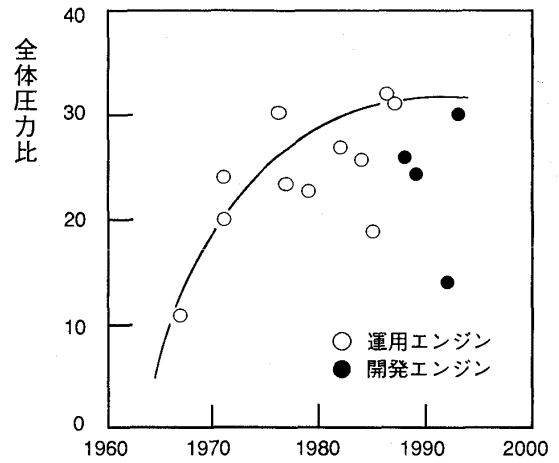
3. 性能パラメータの動向

低バイパス比エンジンは、少ない空気流量で大きな推力を得ることを目的にしているため、比推力 (ここでは単位空気流量当りの推力で定義) が大きい程高性能ということになる。高バイパス比エンジンの比推力は 30 s 前後であるのに対して、低バイパス比エンジンではドライで 60 s 以上、アフタバーナ付で 100 s 以上と際立った違いがある。図 3 にアフタバーナ付エンジンの比推力の年代別及び推力別の傾向を示す。

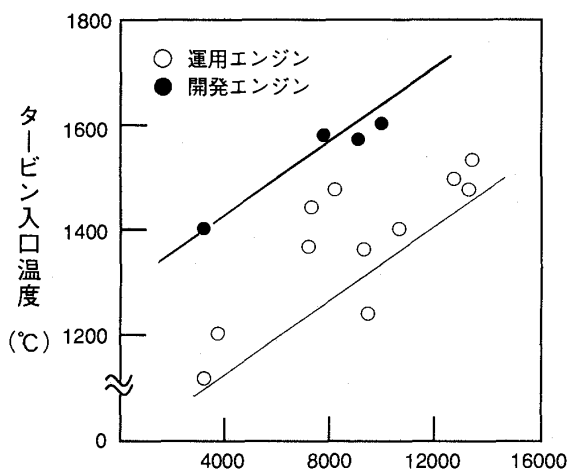
タービン入口温度が高い程比推力は向上するが、その傾向を図 4 に示す。タービン入口温度は、現在運用中のものは 1400~1500°C が主体であり 1600°C 級が実用目前、1800°C 級が要素研究の段階という状況である。ここではタービン入口温度を動翼入口で定義しているため、燃焼器出口では更



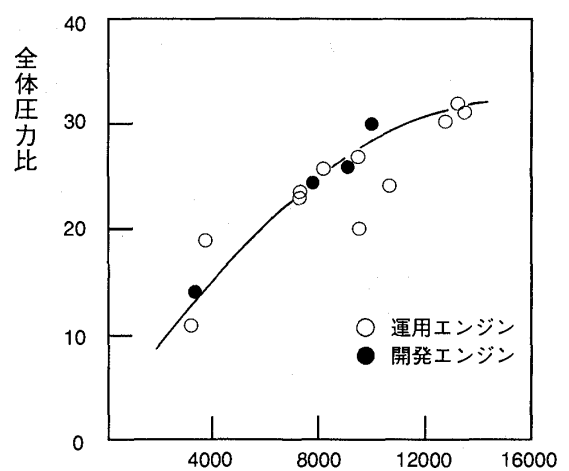
(a) 初号機運転年代



(a) 初号機運転年代



(b) 推力 (kgf)



(b) 推力 (kgf)

図4 タービン入口温度の動向

図5 全体圧力比の動向

に 100°C 以上高いレベルに相当する。

もう一つの代表的サイクルパラメータである全体圧力比の動向を図5に示すが、タービン入口温度のように年代とともに一本調子に上昇する傾向は見られず、最近では25～30の範囲に集中している。全体圧力比は、サイクル熱効率を向上させ燃費を低減させることから、亜音速の高バイパス比エンジンでは更に圧力比を高くする方向での開発が進められているが、低バイパス比エンジンでは超音速飛行によるラム圧効果で、圧縮機出口の圧力と温度が非常に高くなること、及び燃費低減より比推力向上の要求の方が優先度が高いことなどからこのような傾向になっているものと思われる。

図4, 5には推力別の傾向も示したが、小推力エンジンではタービン入口温度も全体圧力比も著しく低いことがわかる。これは前項で述べた理由に

よるものだが、これらの影響で比推力も小型エンジン程低くならざるを得ないのである。

低バイパス比エンジンの比推力向上にはアフタバーナの果たす役割が大きいが、アフタバーナによる推力増加率は図6に示すように年代とともに下がる傾向にあり、最近では1.5前後が一般的である。この理由は、アフタバーナはコアの排気中で燃焼させるため燃空比が高く、ストイキオメトリックに近い状態での燃焼になるため1800°C程度の出口温度が限界になる一方、入口温度つまりコアの出口温度はタービン入口温度の上昇によって年々高くなっていくために、アフタバーナ部で得られる温度上昇が減少する傾向にあるためであり、図6の出口温度と入口温度の差分の変化に示される通りである。最近ではコアエンジンの比推力の著しい向上により、アフタバーナなしでも超

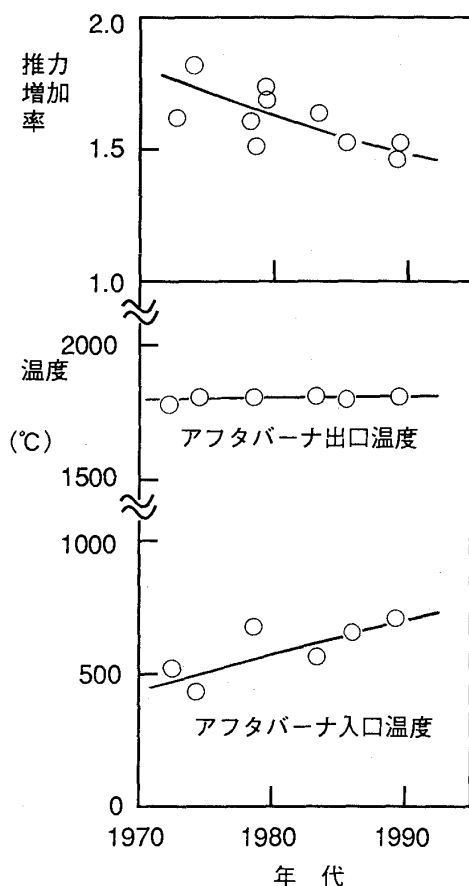


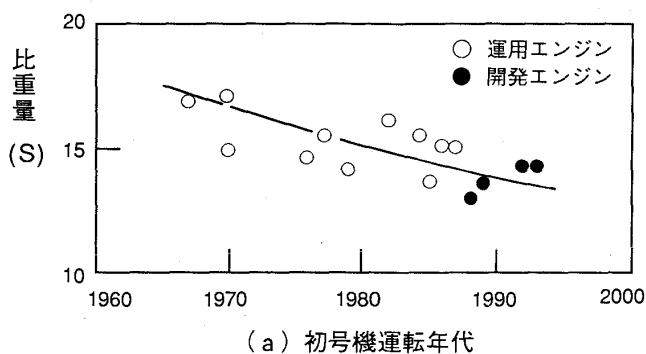
図6 アフタバーナの動向

音速飛行ができるエンジンも可能になってきており、前述のF 119 はアフタバーナは装着しているものの、F-22 に搭載した状態ではアフタバーナの燃焼なしにマッハ 1.5 での巡航が可能である。

4. 軽量化の動向

推重比を上げるためには比推力を上げる他に、分母である重量を下げる技術が重要である。一般的ではないが、比推力に対比して比重量（単位空気流量当りの重量）という概念を定義してアフタバーナ付低バイパス比エンジンにおける傾向を見ると、図7のようになる。年々軽くなり、最先端のものでは13s程度まで下がっていることがわかる。因みに高バイパス比エンジンは、比推力は低いものの比重量を下げることで推重比を高めており、V 2500 の場合を例にとると比推力 32 s に対して比重量は 6.3 s で、推重比 5 以上を達成している。図7にはエンジン推力別の傾向も示すが、比重量にはエンジンの大きさの影響はなく、年代の差だけがあることがわかる。

軽量化の技術には熱/空力面で高負荷化を狙う、



(a) 初号機運転年代

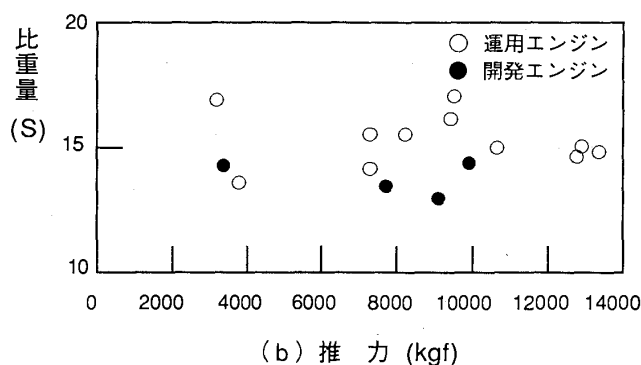


図7 比重量の動向

すなわちファン、圧縮機、タービンでは段当りの負荷（圧力比、温度変化）を上げることで軸流段数を減じ、燃焼器では燃焼負荷率を上げることで小型化を図るなどの技術があり、またより直接的には軽量構造や軽量材料の技術がある。図8に圧縮機の空力負荷係数 ($JgCp\Delta T/U^2$) の動向を、また図9には燃焼負荷率 ($Kcal/hr/m^3/atm$) の動向を示す。CFD の発達などにより、これらの熱空力要素の技術は近年著しく向上しているが、図でもわかるように空力負荷や燃焼負荷という面では若干停滞気味の傾向が見受けられる。

飛躍的な軽量化という点では、やはり材料技術に期待が集まり、特にFRM(繊維強化金属)、FRC(繊維強化セラミクス)、高温FRPなどの複合材やTiAlなどの金属間化合物の実用化が急がれている。ポリイミド系のFRPは既にGE社のF 404やF 110のダクトやフェアリングに使用され、FRCもM 88-2のアフタバーナフラップに採用されるなど徐々に実用化されつつあり、M 88-2では複合材がエンジン全体重量の8%を占めるといふ。

また、材料技術の進歩とあいまって構造解析の技術の向上により、翼とディスクを一体化したブ

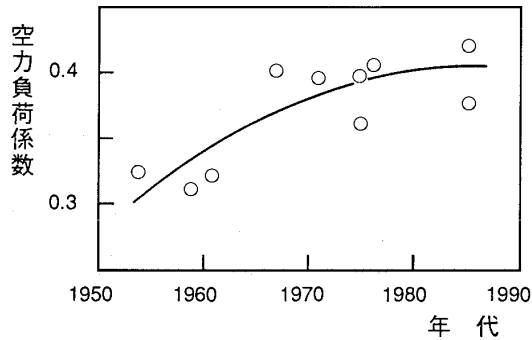


図8 圧縮機空力負荷係数の動向

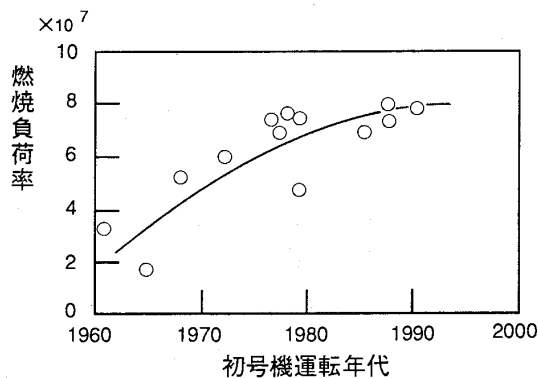


図9 燃燒負荷率の動向

リスクや、更に進んでディスクを無くしたリングロータなどの軽量化構造の実用化研究が行われている。

5. 低バイパス比エンジン固有の要素技術

低バイパス比エンジンは、その用途から広い飛行エンベロップと高運動性が要求される。図10に代表的戦闘機用エンジンと民間用V2500エンジンのエンベロップの違いを示す。また図11に米軍仕様書MIL-E-5007Dによる姿勢制限の要求値を示す。これらの特性を満足するために、ファンと圧縮機には大きなサージ余裕、特にインレットディストーション時の余裕が要求され、燃焼器には耐吹消え特性と広い再始動エンベロップが要求される。

低バイパス比エンジン固有の要素としては、アフタバーナと排気ノズルがあげられる。アフタバーナ付エンジンの技術のポイントは、表1⁽²⁾にまとめるように燃焼部のみでなく、コアエンジン部と制御部も合わせた三構成要素のインテグレーションである。特に良好な燃焼を得るには、アフタバーナの入口状態を作り出すコアエンジン部のサイクル選定が重要であり、例えば、表2に

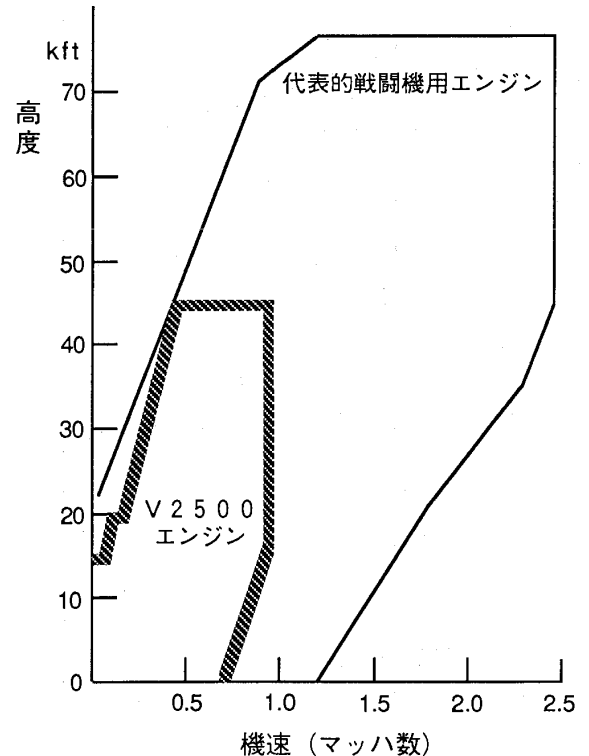


図10 飛行エンベロップ

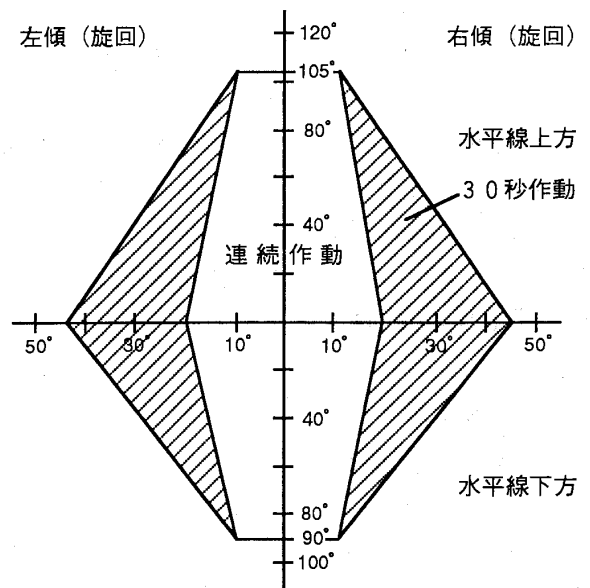


図11 エンジン姿勢制限

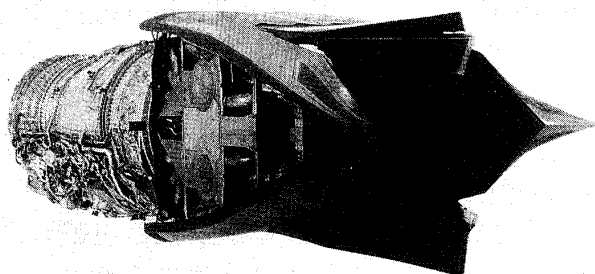
示すようにアフタバーナ無しを前提に設計したF3-30エンジン(T-4中等練習機用)の場合は、入口部の温度、圧力が低い一方、流速は速く、燃焼条件が厳しくなっている。つまりコアの改善なしでは良いアフタバーナを作ることは難しいことがわかる。XF3-400では全体圧力比とタービン入口温度を著しく上昇させることで、アフタ

表1 アフタバーナ付エンジンの技術的留意点

項 目 構成要素	役割または特長	開発時の技術的留意点
コアエンジン部	1. アフタバーナ燃焼に適した入口状態（温度、圧力、流速）を作る 2. 温度、圧力は高いほど、流速は低いほど燃焼には有利	アフタバーナの不連続燃焼による圧力変動にも影響されないタフな空力特性
A B 燃焼部	1. 高温の排気ガスを生成する 2. 後流に他のエンジン要素が無いので、他要素の構造／強度面からくる燃焼ガス温度の制限が無い	1. 良好な着火特性と安定燃焼 2. 高い燃焼効率と低い圧力損失
エンジン制御部	1. アフタバーナ燃料と排気ノズル面積を最適に制御し、所定の性能を得る 2. アフタバーナをタイミング良く着火、消火させ、コアエンジンのサージを防止する	着火、消火時はもちろん、不連続燃焼時にもコアエンジン部に負荷が掛からない制御方式 この場合、制御すべきパラメータが多く、コンピュータによる制御（FADEC）が必要

表2 アフタバーナ入口状態量

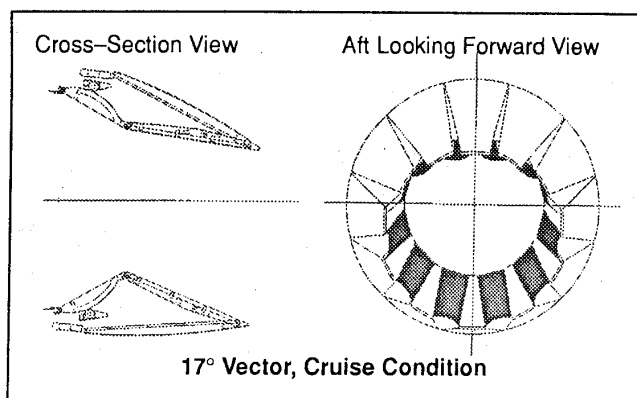
項 目 構成要素	温 度 (°C)	圧 力 (kgf/cm ²)	流 速 (m/s)
F 3-1 H I-30	363	2.24	224
代表的戦闘機エンジン	519	3.02	134

図12 F119 エンジン³⁾

バーナの燃焼条件も改良している。

アフタバーナ付エンジンでは、アフタバーナ使用時にファンや圧縮機の背圧が上昇してサージに入ることを防止するために、アフタバーナの燃焼状態に合わせて排気ノズルのスロート面積を調節する可変機構が必要であり、従来の円形(軸対称)先細ノズルまたは先細末広ノズル(CDノズル)が用いられてきた。最近では機体の運動性を更に向上させるために、米国を中心に推力偏向ノズルの研究開発が進められている。

図12にF119の写真³⁾に示すが、F119は矩形(2次元)断面をもち、ピッチ方向に±20度の偏向が可能ないわゆる2次元ノズルを装着している。最近では、円形のCDノズルの末広フラップ部分を任意の方向に偏向させるノズルが、GE社(AVEN (Axisymmetric Vectoring Exhaust Nozzle))とP&W社(P/Y BBN (Pitch/Yaw Balanced Beam Nozzle))で開発中であり、AVENについてはF110エンジンに装着してF-16戦闘機による飛行試験も開始されている。図13にAVENの作動図⁴⁾を示す。推力偏向そのものは、60年代に開発された英国の垂直離着陸機

図13 AVEN⁴⁾

HARRIER用のPEGASUSエンジンの時代からあるが、これは排気ノズルの手前のダクト部分を90度回転させるもので、排気ノズルのフラップが動くわけではなく、またアフタバーナがないので可変面積機構もない。最近の推力偏向ノズルは、短距離離着陸だけでなく、推力を機体の姿勢制御にも活用して、飛行中に失速状態でも機体の運動性を確保することなどを目的としたものである。

6. 欧米における研究開発の状況

6.1 エンジン開発

冷戦構造の終結にともない、各国とも軍事予算の大幅な削減を実施しているため、エンジン開発のスピードも最近はやや鈍化の傾向がある。現在装備化を前提とした本格開発が進められているのは、欧州では前述の EJ 200 と M 88-2 があり、米国では F 119 と GE 社の F 414 (F-18 E/F 用で F 404 の派生型) がある。報道によれば、数年前の計画に対して相当の遅れや変更を生じているものもあるようである。

6.2 ガスタービン要素と材料の研究

米国では、ガスタービンの性能を飛躍的に向上させるための研究を、IHPTET (Integrated High Performance Turbine Engine Technology) プログラムと銘打って、国防省と NASA の主導の下に主要エンジンメーカーがすべて参加する形で、87 年から開始している。85 年の技術レベルを出発点として研究を三段階に分け、ターボファンとターボジェットに関しては、91 年までを第一段階として推重比を 30%、97 年までを第二段階として 60%、2003 年までを第三段階として 100% 向上させるという計画の下に、三次元粘性 CFD 技術による空力設計や、複合材を中心とする軽量構造材の開発が進められている。IHPTET 計画が発表された頃は、今世紀末までに推重比を 20 にするというような衝撃的な報道もあったが、最近の発表⁽⁶⁾によれば、第一段階については材料関係の遅れで 85% の達成度とのことであり、かつ最終目標も推重比 20 との表現はなく、85 年の技術レベルに対して 2 倍にするというものであった。ややトーンダウンした印象ではあるが、野心的な計画であることに変わりはなく、IHPTET の成果が最近開発中のエンジンに早速取り入れられているようである。

6.3 応用研究

前述の HARRIER の後継機として、超音速飛行も可能な ASTOVL (Advanced Short Take-off & Vertical Landing) 機の研究が 80 年代から米英で行われている。エンジンにとっては、ファン排気の取り出し方と排気の偏向という応用技術が課題であるが、基本的には機体側がエンジン排気をどう活用するかという統合の問題であり、機

体メーカーとエンジンメーカーが共同で研究を進めている。概念研究の段階が終り、NASA などで模型試験が行われている段階である。

その他、バイパス比を可変にすることを狙った VCE (Variable Cycle Engine) が GE 社で研究されてきた。ATF の候補エンジンであった YF 120 にこの技術が採用され、YF-22、YF-23 による飛行試験も経ていることから、実用の一步手前の段階までできているものと考えられる。

7. 旧ソ連における状況

旧ソ連の崩壊により、以前はわからなかった情報も入るようになってきた。公表された論文⁽⁶⁾によれば、主力戦闘機 MiG-29 用の RD-33 エンジン (推力 83 KN) の推重比は約 8、Su-27 用の AL-31 F エンジン (推力 125 KN) の推重比は 8.3 とのことである。これらのエンジンはいずれも 4 段ファン、9 段圧縮機と単段の高圧及び低圧タービンという構成で、タービン入口温度は 1600-1700°K の範囲であるとしている。エンジンに適用されている仕様、特に寿命や信頼性に関する仕様が不明であるため、西側諸国のエンジンとの直接的な優劣比較はできないが、推重比 8.3 のエンジンが既に実用化されているとすれば、かなりの技術レベルにあるといえよう。因みに 2. 項でまとめた推重比の動向には、旧ソ連のエンジンは含んでいない。

また最近の報道によれば、Su-35 プロト機において推力偏向ノズルの研究開発も行っているようである。

8. 国内における状況

日本では第二次世界大戦末期にネー 20 (橘花に搭載) を自主開発中に終戦を迎えてから、しばらくジェットエンジンの生産はなく、50 年代に J 3 (T-1 B 練習機、P-2 J 対潜哨戒機に搭載) の開発に成功した。これらはいずれも無再熱ターボジェットであったが、60 年代にアフタバーナ付ターボジェット J 79-11 (F-104 戦闘機に搭載) を、更に 70 年代に J 79-17 (F-4 戦闘機に搭載) を GE 社から IHI 社がライセンス導入したのが超音速機用エンジンの国内生産の歴史の始まりである。

一方、低バイパス比ターボファンは 80 年から防衛庁第三研究所で開発を開始し、86 年に開発が完

了した前述の F 3-30 (設計・製造は IHI 社) があるが、これは無再熱であり亜音速機用である。アフタバーナ付ターボファンは 70 年代前半に TF 40 (ADOUR; T-2 高等練習機/F-1 支援戦闘機に搭載) を RR 社から、70 年代後半に F 100-100 (F-15 戦闘機に搭載) を P&W 社からライセンス導入し、IHI 社で生産している。

すなわち低バイパス比エンジンは製造技術が設計技術に先行する形で進歩してきたが、F 3-30 の開発を手掛けたのを契機に、設計技術についても力をつけ、最近では要素研究やシステムインテグレーション技術に関しても世界レベルに迫り付いてきている。

現在の研究開発は第三研究所を中心に進められているが、防衛用エンジンの性格上情報には制約があるので、公開された情報⁽⁷⁾⁽⁸⁾ や報道を元に紹介する。第三研究所では F 3-30 の開発完了後、ファン、アフタバーナ、タービン、制御装置 (FADEC) などの要素研究試作を行ってきたが、92 年に戦闘機用エンジンの技術資料の取得を目的として再熱ターボファンエンジン XF 3-400 (図 14) を研究試作した (設計・製造は IHI 社)。推力は 3490 kgf と小型だが、推重比は 7 と高く、このクラスでは世界最高レベルである。また、更に進んで将来エンジンの要素や高空試験設備の試作を進めていることも報道されている。メーカーによる超音速機用エンジンに関する要素やデモンストレータの研究についても報告⁽²⁾ されている。

一方、通産省の大型プロジェクト HYPR (超音速輸送機用推進システムの研究開発) で推進されている研究も、要素技術や材料技術の観点から共

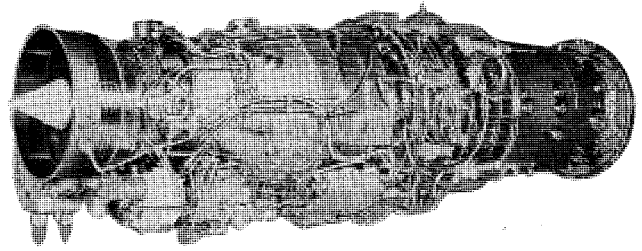


図 14 XF 3-400 エンジン

通する項目もあり、日本全体の技術レベルの底上げに寄与している。93 年に発足した先進材料利用ガスジェネレータ研究所 (AMG) による材料開発も、米国の IHPTET 並のものに発展することが期待される。

欧米に若干停滞の兆しが見える一方、我が国における超音速機用エンジンの研究開発は、装備化の計画こそ具体化していないものの、かつてない活況を呈しており、キャッチアップの好機であるといえよう。

参考文献

- (1) Jane's All the World's Aircraft 1988-1989
- (2) 八島 聡, 石川島播磨技報 1992, 1 月 pp.1-6
- (3) Aviation Week & ST, 29 Apr, 1991 p.24
- (4) S. F. Powell IV ASME 90-GT-149, 1990
- (5) R. J. Hill, 11th ISABE pp. 12-18, 1993
- (6) V. Sosounov et al, 91-YOKOHAMA-IGTC-S4, 1991
- (7) 柏川 徹他, 防衛庁技術研究本部第 13 回研究発表会 (公開) p.8 1992, 4 月
- (8) 八島 聡, 日本航空宇宙学会誌 40 巻 459 号 pp. 229-234, 1992, 4 月

高バイパス比ターボファンエンジンの開発動向

三菱重工業名古屋誘導推進システム製作所 エンジン・機器部 殿 村 兆 史

1. はじめに

民間航空機用ターボファンエンジンは、常に性能向上が求められるため高バイパス比となって来ている。ここでは、現在開発中および将来主力と目される高バイパス比ターボファンエンジンの開発動向について述べてみたい。

まず、これまでのターボファンエンジン開発の全体の流れを要約し、次に性能、重量、信頼性、

対環境性などパワープラントとして要求される特性について動向を調べ、最後にエンジンの各構成要素について技術レベルの推移と現在到達しているレベルをみてみたい。

2. ターボファンエンジン開発の推移

図1に全推力レベルにわたってターボファンエンジン開発の推移を年代順に追ってまとめた。本図では開発中のエンジンとして、ハードの開発

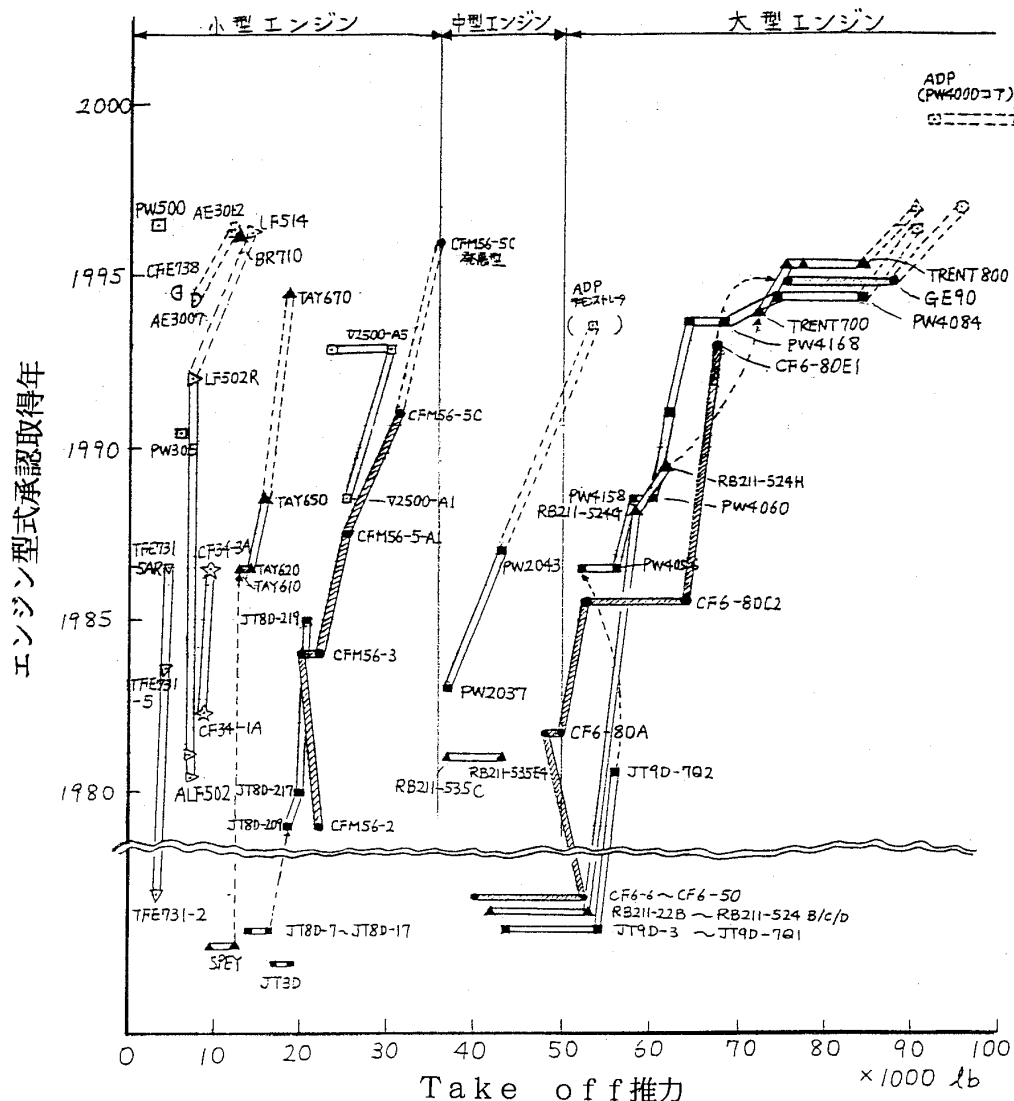


図1 ターボファンエンジンの推移

(平成6年1月17日原稿受付)

まで進んでいるものについて記載している。大型エンジンでは、ボーイングやエアバスの同機種の機体に対してPW、GE、RR三社が三つ巴の形で競合しているのがわかる。

中型エンジンでは、B757用PW2000シリーズとRB211-535シリーズがあるが、機体の増強がないので新規開発はみられない。小型エンジンでは、A320、321用にV2500とCFM56が位置し、B737用にCFM56-3が、MD90用にV2500-D5が位置している。これより小さい推力レンジではTAYとJT8Dが存在し、さらに小さい推力レンジでは、75席クラスのリージョナル機用としてAllison社はT406コアエンジンを利用したAE3007を開発中であり、またこの発展型AE3012を計画している。一方Lycoming社はALF502の発展型LF512を提案している。また100席クラスのリージョナル機用として、RR-BMW社はBR700シリーズを開発中であり、これに対しPW・GE・SNECMA・MTU4社連合は新しいエンジンを計画中である。表1に現在量産されている代表的なエンジンおよび開発中エンジンを示す。

3. 推力増強

ターボファンエンジンは型式承認取得後、機体のストレッチや重量増加に対応するため常に推力増強が要求され、一定の推力範囲をカバーするシリーズ化が必要となる。推力増強のための具体的な手法は次の項目の組合せによって達成されている。

ファン径の増大（ファン空気流量増大）

低圧圧縮機段数の増加（コア流量増大、サイクル圧力比増加）

高圧圧縮機の一部変更（材料変更、回転数上昇）

高圧タービン入口温度の上昇（冷却強化、材料変更、ノズル角の調整）

低圧タービン段数の増加

現在生産中のPW4000シリーズ、CF6シリーズ、RB211シリーズは上記の手法で推力増強を行ってきている。しかし、低圧系の段数増加やファン径増大が進むと低圧系の重量が全体の70%にもなり、重量の点で限界に達する。これが同一コアエンジンを使用したシリーズ化の限界となる。

表1 代表的な高バイパス比ターボファンエンジン

	生産中の代表的エンジン	開発中の代表的エンジン
大型エンジン	PW4000 (B747, B767, A300, A310, MD-11) CF6-80C2 (B747, B767, A300, A310, MD-11) RB211-524 (B747, B767) PW4168 CF6-80E1 TRENT700 } (A330)	GE90 PW4084 TRENT800 ADPデモンストレータ } (B777)
中型エンジン	PW2043 RB211-535E4 } (B757)	
小型エンジン	V2500-A5/D5 (A320, A310, MD90) CFM56-5 (A320, A310) CFM56-3 (B737) TAY650 (F100) ALF502 (Challenger, BAe146) CF34-3A (CL601)	AY670 (DC-9, B727, B737, MD-95, Re-engine) R710 (Gulfstream G5, Global Express) E3007 (EMB-145) FE738 (Falcon 2000) W305 (BAe 1000) W500 (未定)

4. 開発中の大型ターボファンエンジン

最も先進的な技術を盛込んだターボファンエンジンの代表として、現在 B 777 用に開発中の大型ターボファンエンジン三種類について、以下にその特徴を述べてみたい。

(GE 90) 図 2

バイパス比が 9 と最大であり、減速機なしでファンを駆動する形式のターボファンエンジンの限界と言える。ファン径が 123 インチ (3.12 m) と大径であるため、重量軽減が最大の課題であり、カーボン・エポキンの複合材ワイドコードファンブレード 22 枚を採用し、8 ポンドバードを含む鳥打込み試験に成功している。これはスーパーコンピュータの使用により一枚一枚の複合材シートにかかる応力を解析することが可能となったことによる。またナセルはファンケースと一体の薄型ナセルを形成し、重量軽減のため複合材を多用している。また表面からの吸気を含むラミナーフローナセルを目指している。低回転で大トルクのファン駆動シャフトは、従来の材料では強度不足となるため新材料の開発が必要となる。燃焼器及び高圧タービンでは高温に耐えるためサーマルバリアコーティングを施し、80~140°C 金属温度を下げることを実現している。低圧圧縮機は 3 段、低圧タービンは 7 段となっている。高圧圧縮機は NASA E³ の圧縮機をスケールアップし、10 段で圧力比 23 と最高の圧力比を実現している。これはワイドコード翼の採用による高負荷化、CFD 技術の発達および長年の空力設計技術の蓄積により可能となったものであろう。

(PW 4084) 図 3

GE 90 とは対照的に、中抜き加工と拡散接合による中空チタンワイドコードファンブレード 22 枚を採用している。ファン径が 112 インチ (2.84 m) とやはり大径であり、現用 PW 4000 コアを用いたシリーズ化の上限に位置するターボファンエンジンである。推力増強のため低圧圧縮機 6 段、低圧タービン 7 段を有している。このためやはり重量軽減が最大の課題であり、ファンブレードの中空化及びバイパスダクト部の複合材化等に対応している。これまで低圧系の段数を徐々に増やす推力増強のシリーズ化を行ってきており、実用の延長線上にある点で開発し易いことと、コアエンジ

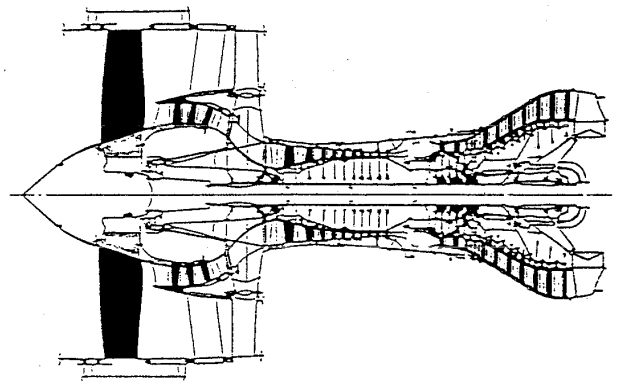


図 2 GE 90

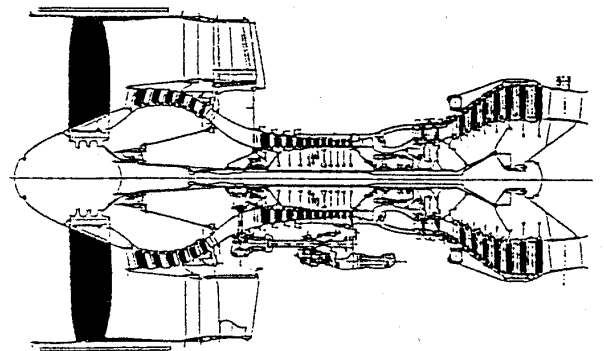


図 3 PW 4084

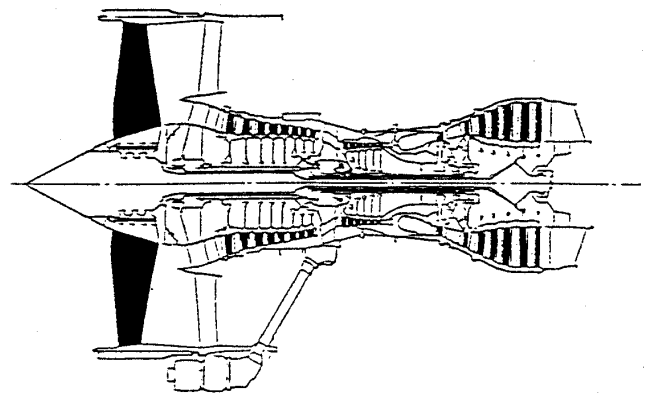


図 4 TRENT 800

ンの成熟度が生かせることが挙げられよう。ナセルはやはり薄型ナセルでラミナーフローナセルを目指している。

(TRENT 800) 図 4

GE 90, PW 4084 が 2 軸ターボファンエンジンであるのに対し、3 軸エンジンのメリットを生かしたのが本エンジンである。2 軸の大径ファンでは先端周速の制限からファン回転数は低く、これと同回転の低圧圧縮機の圧力比は限られるため、高いサイクル圧力比達成のためには高圧圧縮機の圧力比を高める必要が生じ、高圧系に負担がかか

る。一方3軸エンジンでは中圧圧縮機の段数を8段に増し、かつファンとは独立の最適回転数で回転することによって、かなりの圧力比を中圧圧縮機で稼いでいる。このため高圧圧縮機は従来のRB 211 コアを若干改良することで対応でき、コアを大きくしないで出力増強を達成している。ファン径も110インチ(2.79m)と一番小さく、軽量化のためにはやはり拡散接合による中空チタンファンブレード22枚を採用している。ナセルもやはりラミナーフローを目指している。

5. 将来の高バイパス比ターボファンエンジン

図5にバイパス比のレベルによる各種エンジン形式を示す。将来の高バイパス比ターボファンの形式として、上述のGE 90のような形式と、以下に述べる超高バイパス比エンジンとしてのADP(Advanced Ducted Prop)の形式とが考えられる。以下にADPについて述べてみたい。(図6)

ADPのバイパス比は11~15程度と推定され、SFCが10%程度改善されると予想されている。ファン圧力比が比較的低いため(1.2~1.4程度)高空でのファンと高圧圧縮機のフローマッチング

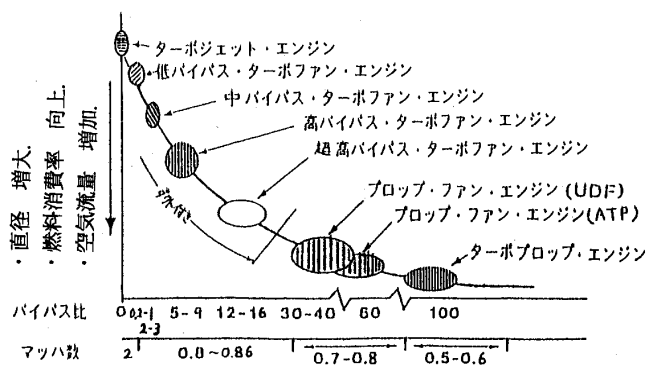


図5 エンジン形式とバイパス

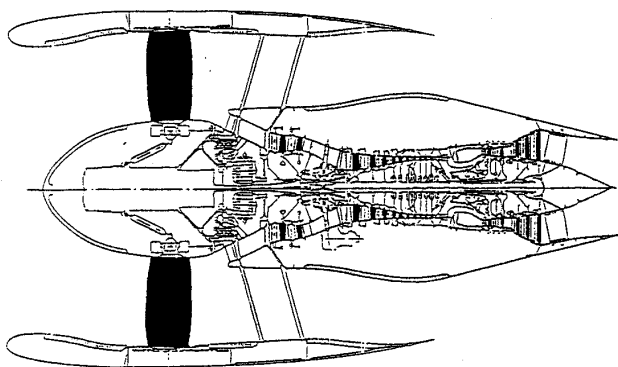


図6 ADP デモンストレータ

のずれを生じ、これを修正するための可変ピッチファンを必要とすることが特徴となっている。また180°ピッチを変更すればスラストリバーサが除去できるため、大径化に伴う重量増を補うことが出来る。最近逆転ピッチ状態でも高圧圧縮機が正常に作動し得る見通しがつきつつある。ファンは複合材もしくは中空チタン製となろう。またもう一つの特徴として、減速比が3程度の大馬力の遊星歯車式減速機を必要とすることが挙げられる。低圧タービンを高速回転できるため段数が節減できるが、これにより減速機追加という重量増を補うことが出来るか否かが重要なポイントとなる。図7に減速機の所要伝達馬力の傾向を示す。いずれにしても軽量大馬力の減速機の実現が成否の鍵となろう。現在PW 2000 コアエンジンを使用した推力5万ポンドクラスのADPデモンストレータエンジン(図6)が試験されており、近々その結果が出るものと期待される。

6. エンジンへの要求事項

エンジン構成要素に対する要求は次章で述べることにして、ここではパワープラントとして要求される各種特性の推移について述べてみたい。

(1) 燃料消費率 (SFC)

あくなき性能向上の要求がバイパス比増大の原動力となっており、図8にバイパス比増大に伴う巡航SFC改善の傾向を示す。同一のバイパス比では年代を追うに従いSFCは低下している。

(2) 推力/重量比 (F/W)

図9にエンジンのシリーズ化を行う過程でF/Wが増大していくのがわかる。エンジンが大型になるほどF/Wの上限は大きくなる傾向がみられ

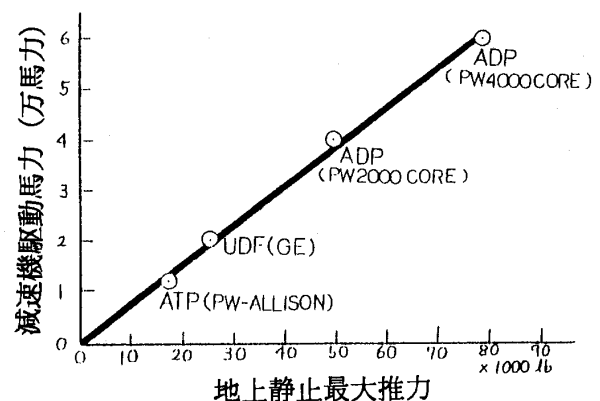


図7 減速機駆動馬力

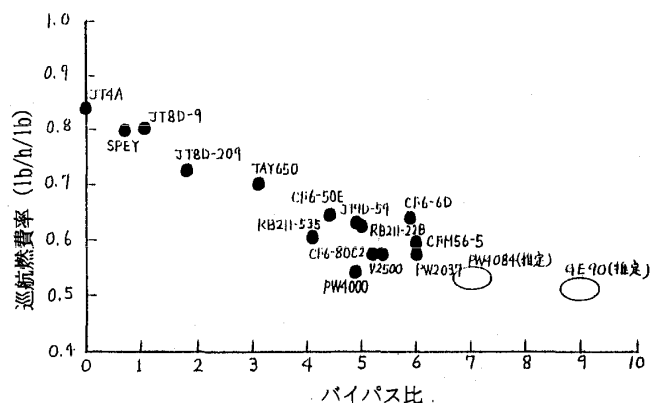


図8 ターボファンエンジンの巡航燃費率

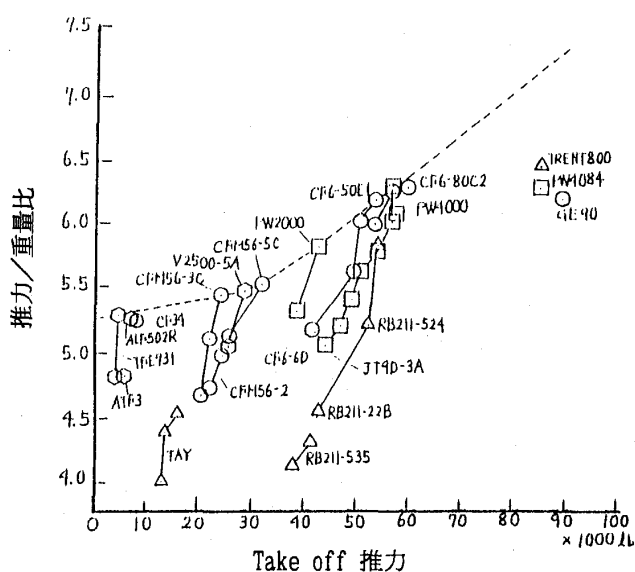


図9 推力/重量比トレンド

る。最新のエンジンではF/Wは6に達しており、現在開発中のエンジンおよびその発展型は、複合材の多用、段数削減の努力により将来さらに改善が進むものと予想される。

(3) サイクル圧力比(π), タービン入口温度(TIT)

バイパス比の増大は必然的に π およびTITの上昇につながる。これは相対的に大流量のファン空気の圧縮を、相対的に小流量のコア空気流量のエネルギーで賄う必要があることによる。図10に示すようにTITは年代を追って上昇の一途を辿っている。 π は最近の大型エンジンは30代であるが、現在開発中のエンジンでは40代に達している。

(4) 信頼性

図11に飛行1000時間当りのShop Visit Rate (SVR)の傾向を示す。一般に新規開発エンジン

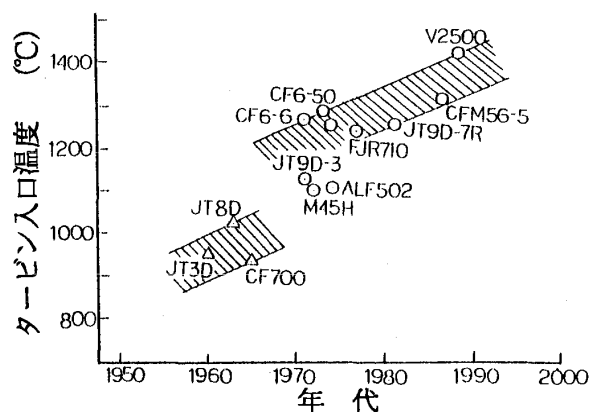


図10 タービン入口温度の推移

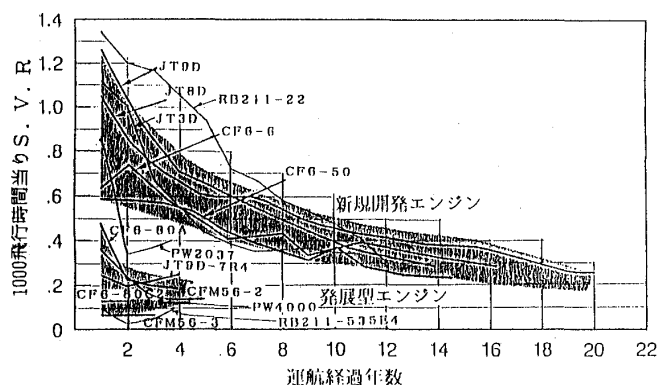


図11 Shop Visit Rateの動向

は初期故障のためSVRは大きく、年を追って低減の傾向を示すが、発展型のエンジンは初期故障は1/3程度であり、信頼性が高い。

(5) ETOPS

近年エアラインの運航コスト低減の要求から、双発機での洋上運航の要求が高まっているが、アメリカ連邦航空局 (FAA) は安全性の点からこれに厳しい制限を加えている。ETOPS (Extended Twin Operations over water) がこれに当る。これは、特定のエアラインで特定の機体と特定のエンジンの組合せに対して、IFSR (In Flight Shut Down Rate) が0.02以下の実績を有するか、またはそれと同等の信頼性を証明できること、およびその他の条件を満たした場合のみ、片発停止状態で最寄の空港まで120分ないしは180分の距離にある洋上領域を飛行することを認めるものである。これらを120分ETOPSおよび180分ETOPSと称する。180分ETOPSの場合は一部の洋上を除き殆ど洋上を双発機で運航可能となる。PW4000やCF6-80C2では既に120分ETOPSを取得している例があるが、4章で述べたB777

用に開発中の三種類のエンジンは、開発期間中に数千サイクルの地上耐久試験を実施し、早期に180分ETOPSを取得することを計画している。

(6) 部品点数

エンジン製造コストの低減や信頼性・整備性の向上の要求に応じて、図12の様に世代を追って部品点数が減少して来ている。これはロータの一体化、段数の削減、フレームの一体鋳造化、フランジ数の削減によって達成されたものであり、今後この努力は続けられるであろう。

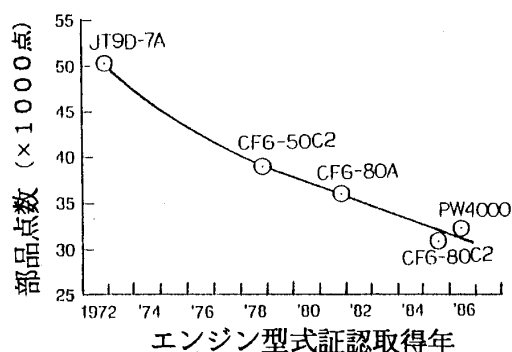


図12 高バイパス比エンジンの部品点数

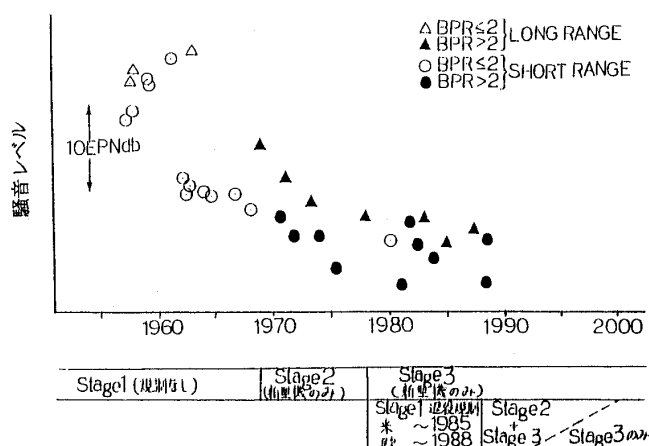


図13 騒音レベルと規制の傾向

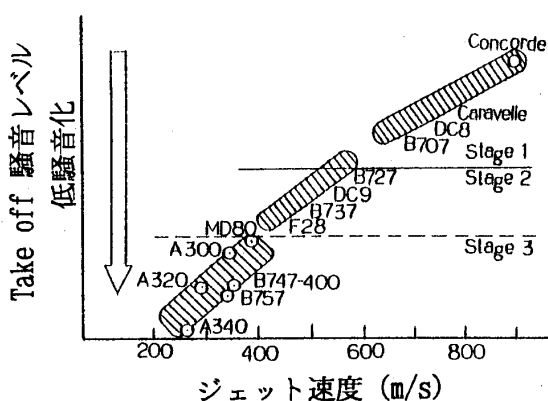


図14 バイパス比と機体騒音低下の傾向

(7) 対環境性

図13に機体の騒音レベルの低下の傾向を年代を追って示している。現在FAR PART 36で規定するStage 1の機体は全てなくなり、Stage 2の機体も21世紀にはなくなる運命にある。図14のように騒音低下にはバイパス比増加によるジェット速度の低減が最も効果大きい。これ以外に吸音材の多用、動・静翼間距離増加(ウェークの減衰)、ファン静翼の軸方向傾斜、動・静翼枚数比の適正な選択等の手法が採用されている。

排気については、近年燃焼器の改良によりCOおよび未燃のHCは大巾な低減が達成されたが、NOxについては低減が思わしくない(図15)。これについては7章の燃焼器の項で述べる。NOx低減は今後の最も重量な課題であり、特にヨーロッパでは酸性雨による森林破壊を防止する観点からこの要求が強い。

7. 要素技術

7.1 低圧系の要素技術

(1) ファン

Take Off 推力とファン系の関係を実用エンジンについて整理すると、バイパス比をパラメータとして図16の関係が得られる。ファン圧力比は一

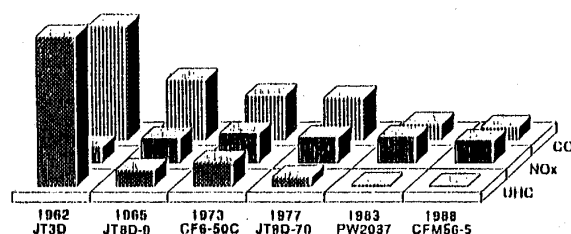


図15 ICAO 排気パラメータの相対的大きさ

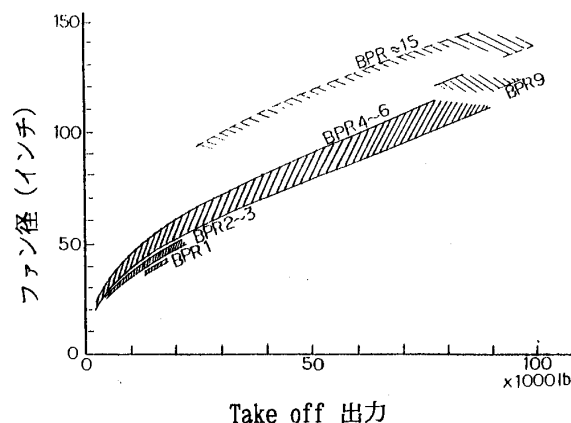


図16 出力とファン系の関係

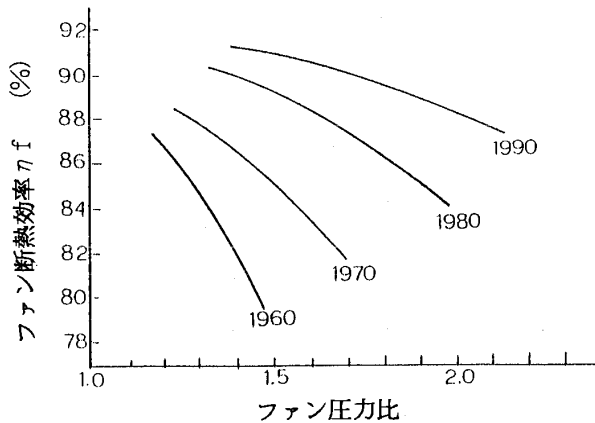


図17 ファン周速と圧力比の関係

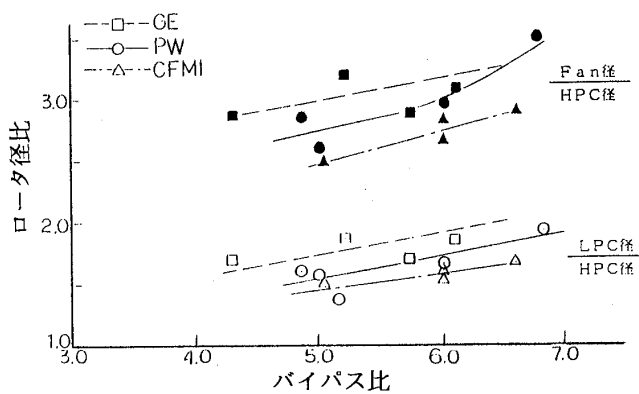


図18 ファン径、低圧圧縮機、高圧圧縮機の外径比

般に周速に比例するが、バイパス比4~6の最新エンジンでは圧力比が1.7~1.8で、周速は1450~1550 ft/s (440~470 m/s) であり、バイパス比が10~15のADPでは、圧力比が1.4以下で、周速は900 ft/s (275 m/s) レベルである。ファン効率は図17のように年代を追って向上している。これはワイドコード化によりスナバーを除去できたこと、および3次元粘性計算が可能となり空力設計の高度化が図れたことによるものと思われる。

(2) 低圧圧縮機

図18に低圧圧縮機のロータ外径とファンロータ外径及び高圧圧縮機のロータ外径との比を示す。低圧圧縮機はファンと同一回転数であるため、周速が高くとれず、一方軽量化から段数が制限されるため空力的に高負荷とならざるを得ない。このため亜音速圧縮機ではありながら比較的効率レベルは低く、空力的に改良の余地が多い要素と思われる。また、図18のようにバイパス比が大きくな

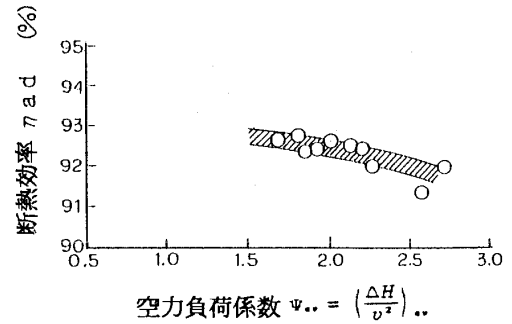


図19 低圧タービンの空力負荷と断熱効率

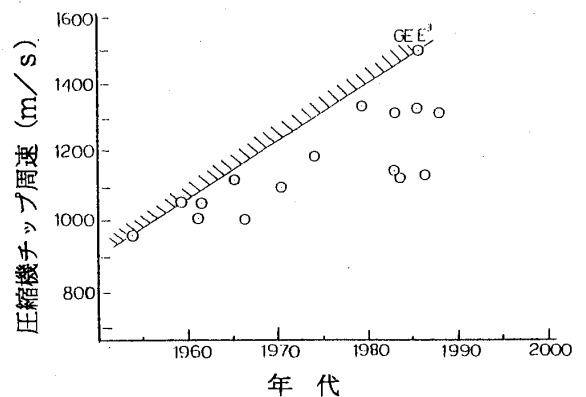


図20 高圧圧縮機周速の推移

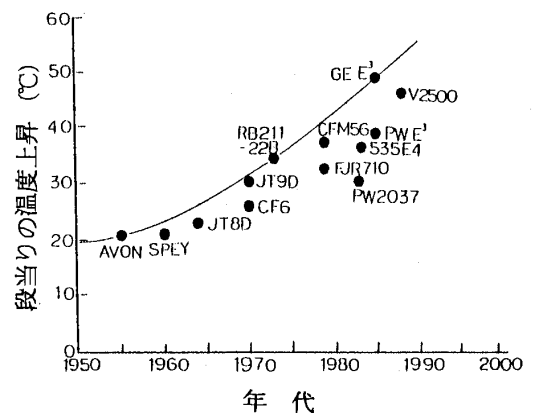


図21 高圧圧縮の段当り温度上昇の推移

るとスワンネック流路の曲がりが大きくなり、低圧圧縮機の空力設計が難しくなる。

(3) 低圧タービン

効率重視の観点から、空力負荷を約2程度に押えているものが多い(図19)。従って、高バイパス比エンジンでは、ファン周速の制限から回転数が押えられるため、低圧タービンの外径を大きくし、かつ段数を増さざるを得なくなる。先に述べたGE 90やPW 4084では低圧タービン段数は7段を必要とするようになっている。

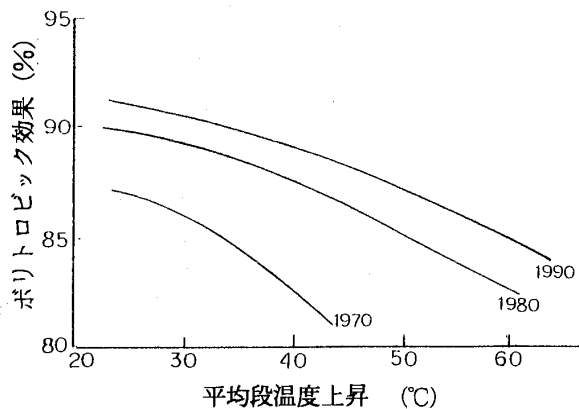


図22 高圧圧縮機効率の推移

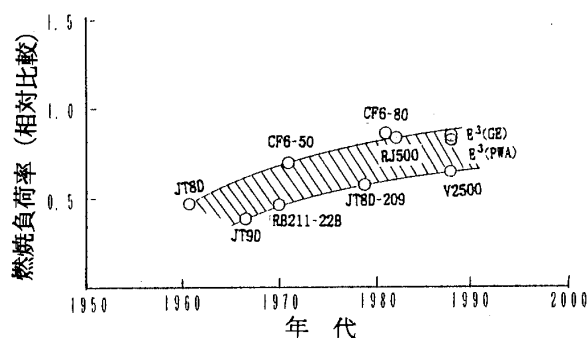


図23 燃焼負荷率の推移

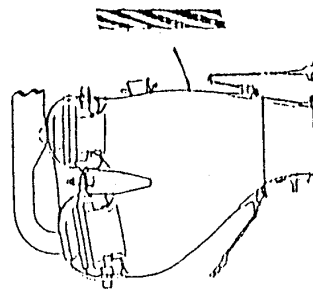


図24 ダブルドームコンバスタ

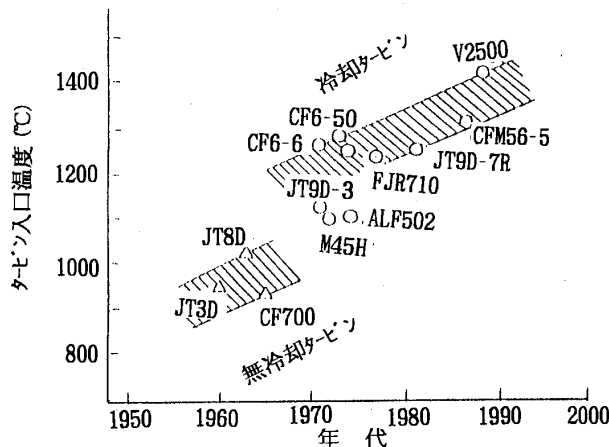


図25 タービン入口温度の推移

7.2 高圧系の要素技術

(1) 高圧圧縮機

図20及び図21に年代とともに高圧圧縮機の周速および段当り平均温度上昇が増大してゆく傾向を示す。最近では周速が最高1500 ft/s (457 m/s)に達したものがあり、ファンの周速とほぼ同レベルにまで上昇している。図22に年代を追ってポリトロープ効率が改善されて来ている様子を示す。これらはすべて計算空気力学の発達と、絶えざる要素開発の積み重ねによるものと思われる。

(2) 燃焼器

燃焼器の長さは年々短くなり、図23のように燃焼負荷率は徐々に増加して来ている。近年NOxの低減が重要な課題となっているが、NOx低減のための最適燃焼条件と、COやHCの低減のための最適燃焼条件が互いに相反するため、両者を同時に満たす燃焼器の開発が研究されている。図24にその一例であるダブルドームコンバスタを示す。この方式は間もなく実用されるところまで

来ている。

(3) 高圧タービン

図25にタービン入口温度の上昇傾向を示す。これに伴ない、タービン翼の冷却技術の向上及び一方向性凝固翼や単結晶翼などの材料の開発がなされ、高温化を支えている。現在タービン入口温度は1400°C以上が実用されている。要素研究では1600°Cレベルが研究されているが、実用は21世紀となろう。低圧タービンに比べ、空力負荷はやや低目の1.5~2.0に選定されるものが多いが、冷却空気の影響及び流路高さに比べて先端隙間の大きさが相対的に大きいいため、断熱効率90%程度が上限となっている。

8. おわりに

以上パワープラントとしての高バイパス比エンジン全体の特性の動向およびエンジン構成要素の技術の推移について概観したが、今後も高バイパス比ターボファンエンジンが民間航空用エンジンの主流であり続けるものと予想される。

ターボシャフト/ターボプロップエンジンの開発動向

川崎重工業(株)航空宇宙事業本部ジェットエンジン事業部 山 本 伸 一

1. はじめに

1940年代後半に出現した航空機用ガスタービンは、性能のみならず寿命、耐久性、信頼性に著しい進歩が見られる。最近の小型エンジンは、初期のものに比べ、重量当りの出力が5倍に、燃費は半分に達している⁽¹⁾。PT 6 Aを例に取っても、1950年代初期の燃費に比べ最近では20数%改善されている。ターボシャフト及びターボプロップエンジンに於いても、性能向上、信頼性向上及びライフサイクルコスト低減は常に進められており、今後も続けられて行く。

本稿では、ターボシャフトエンジン及びターボプロップエンジンの開発動向について紹介する。

2. ターボシャフトエンジン

ターボシャフトエンジンには、ヘリコプター用と補助動力用APUとがあり、前者は軸出力として、後者は発電出力、空気源として利用され、それぞれ出力形態、用途は異なるが、基本的技術は同様の発展を遂げて来ている。ここでは、ヘリコプター用ターボシャフトエンジンの動向について述べる。

2.1 エンジン概要

ヘリコプター用ターボシャフトエンジンを出力で分類すると、概ね次の様になる。

(1) 1000 SHP 以下

Allison社の250シリーズ、Lycoming社のLTS 101シリーズ、Pratt & Whitney Canada社(以下PWC)のPT 6, PW 200シリーズ、Rolls Royce社(以下RR)のGEM 2 A, Turbomeca社のArriel, Astazou, Artouste, TM 319, TM 333等があげられる。このクラスのエンジンの特長として、PW 200シリーズ、TM 319, 250-C 30に見られる様に遠心単段圧縮機の採用、部品点数の削減、標準工具による整備等、軽量・小型・低価格化、整備費の低減を目指している点である。

(2) 1000~2000 SHP

General Electric社(以下GE)のT 58, T 700/CT 7シリーズ、Lycoming社のT 53シリーズ、PWC社のPT 6シリーズ、RR社のGEM 60, Gnome, Turbomeca社のTM 333, Makira, Turmo, LHTEC社のT 800/CT 800, MTU・Turbomeca・RR社のMTR 390, RR・Turbomeca社のRTM 322等がある。

このクラスは、運用機体の種類も多く、高性能且つ初期費用、運用・整備費の低減が要求され、T 800, MTR 390に見られる遠心2段圧縮機、或はT 700, RTM 322に代表される軸流+遠心圧縮機等の採用によって軽量・小型・低価格化と高性能化を実現している。

(3) 2000 SHP 以上

Allison社のT 406, GE社のT 64シリーズ、Lycoming社のT 55シリーズ等があげられるが、このクラスでのターボシャフトエンジンの開発は既存機種が発展型が中心で新規開発は無く、PWC社のPW 100シリーズ、その他T 407/GLC 38等のターボプロップエンジンから将来派生型が誕生すると思われる。このクラスでは、高性能、高信頼性、低ライフサイクルコストが要求される。

2.2 性能諸元、構造形態の動向

(1) 性能

サイクル性能は年々向上しており、比出力を見ると1000~2000 SHPクラスのエンジンでも既に400 SHP/kg/sを越えており、一方、燃料消費率は、現状レベルでも1000 SHP以下のクラスで0.24 kg/SHP/HR, 1000~2000 SHPのクラスで0.20 kg/SHP/HR, 2000 SHP以上のクラスで0.19 kg/SHP/HR程度にまで達している。(図1)

サイクル性能の向上は、圧力比の増大、サイクル温度の上昇、各要素効率の向上によって達成されている。圧縮機・タービンの高圧力比(高負荷)化、高効率化については、数値流体力学(CFD)を設計に適用することにより、3次元流れを定量

(平成6年1月10日原稿受付)

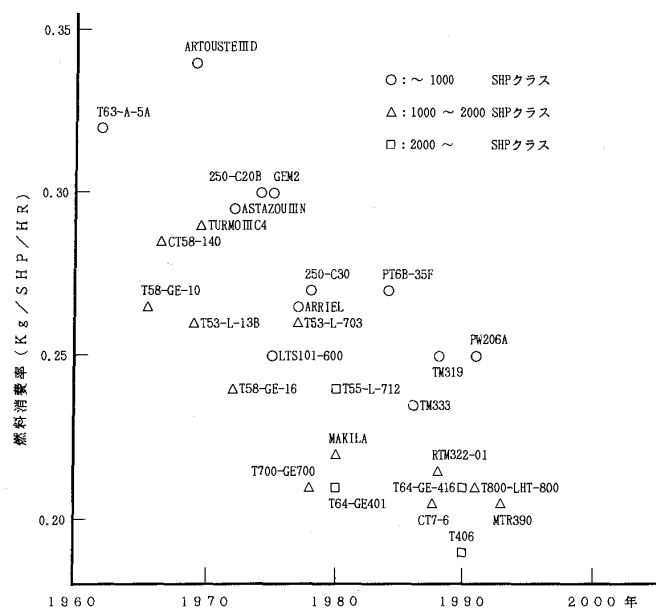


図1 燃料消費率の動向

評価し2次損失を低減させることにより達成されている。また、遠心圧縮機の高性能化が高圧力比化に大きく寄与していることも見逃せない。

圧力比の現状レベルを見ると、1000 SHP 以下のクラスで11程度、1000~2000 SHP クラスで14~18、2000 SHP 以上のクラスでは既存エンジンの発展型のため16~18程度に留まっている。

(図2)

サイクル温度の高温化は、冷却設計技術の進歩と高温強度特性に優れた耐熱材料の適用により実現されて来ているが、小型エンジン分野では、技術・コストの面から後者に負う処が大きいようである。(図3)

(2) 構造

最近のターボシャフトエンジンの開発では、軸流+遠心、遠心単段又は2段の圧縮機に逆流環状型燃焼器を組合せた形態が多く見られる。この形態の利点は、エンジン全長の短縮及び構造の簡素化による軽量・小型化、即ち出力重量比の向上に寄与することである。図4に出力重量比の傾向を示す。これによれば、ターボシャフトエンジンの出力重量比は、21世紀初頭には1980年の2倍になることが示されている⁽²⁾。

中小型エンジンでは、低コスト化の要求が強く、遠心圧縮機、ブリススク及びインテグラホイール等を採用することにより部品点数を削減し製造コスト及びライフサイクルコストの低減を図っている。

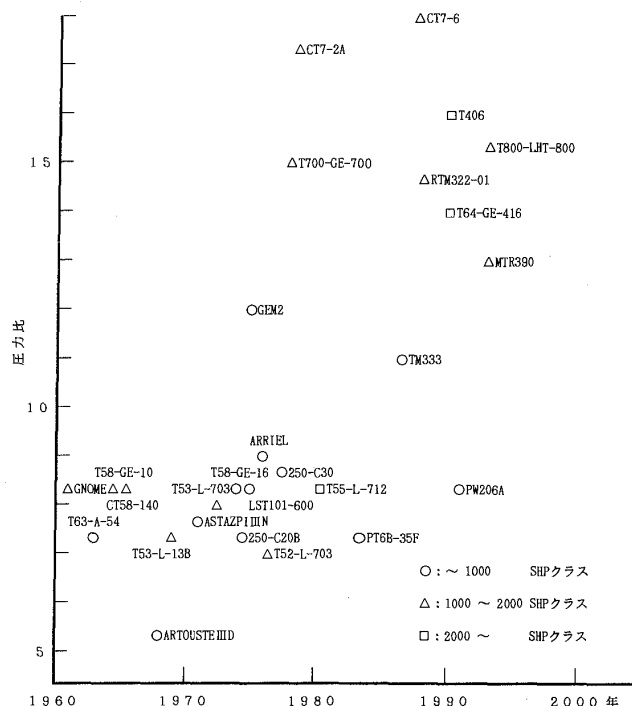


図2 圧力比の動向

2.3 主要要素技術の動向

(1) 圧縮機

数値流体力学 (CFD) の発展に伴い、翼列内の2次流れを考慮した3次元翼列解析技術を設計に適用できるようになり⁽³⁾、翼列内のフローパターンの適正化、境界層の発達を低減することにより高圧力比、高効率圧縮機の開発が可能になった。軸流圧縮機については、ワイドコード化、CDA (Controlled Diffusion Airfoil) の適用により段圧力比・効率が向上し段数の低減が可能になり⁽⁴⁾、ブレードとディスクを一体化したブリススクの適用と相まって大幅に構造の簡素化、部品点数の低減が図られている⁽⁵⁾。

遠心圧縮機は、中小型エンジン分野で独自の発達を遂げて来っており、最近の高性能化は著しく、圧力比で見ると単段で8~9程度、2段で13~15程度まで実用化され、単段で10以上の圧縮機も研究されている。

最近の傾向として、タービン入口温度の高温化に伴って圧力比も高くなって来っており (図2)、圧縮機形態としては、圧力比の高い遠心式を組み入れた形態が主流となっている。800 SHP 以下のクラスでは遠心単段 (250-C30, TM319, PW206)、2000 SHP 以下のクラスでは軸流+遠

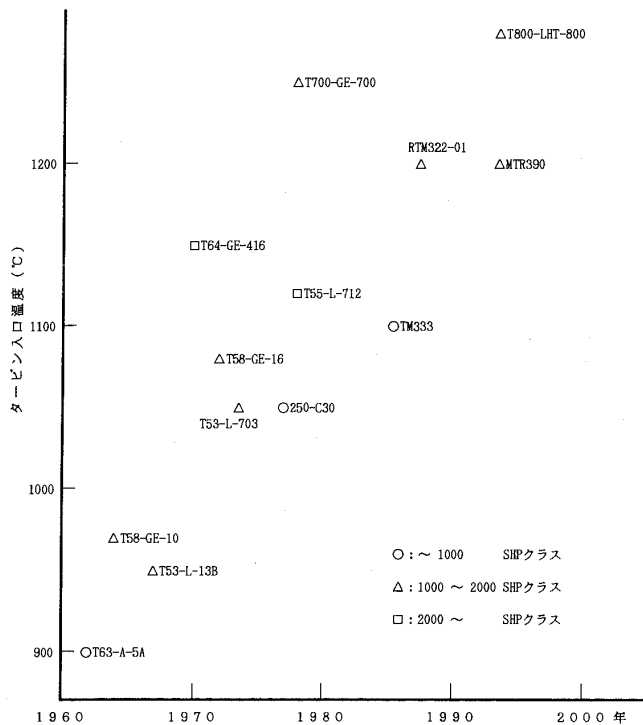


図3 タービン入口温度の動向

心 (T 700, RTM 322, TM 333) 或は遠心 2 段 (T 800, MTR 390, TPE 331, PW 200 シリーズ), 2000 SHP 以上のクラスでは軸流+遠心の構成 (RTM 322, T 55, T 407/GLC 38) が一般的であり, 軸流圧縮機は T 64, T 56 等の発展型に限られ新規開発エンジンでは見られなくなった。

遠心圧縮機の適用は, 高圧力比が得られるだけでなく, 逆流環状型燃焼器との組合せに適しており今後も主流と見られる。

(2) 燃焼器

燃焼器の形態として最も多く見られるのが逆流環状型である。この燃焼器の形態はライナ径が比較的大きくなるため, ライナ表面積が大きく, ライナ冷却用空気を多く必要とし, 燃焼及び希釈用に利用できる空気割合が少なくなる。また, ライナ径が大きいため, 燃料噴射弁ピッチも比較的大きくなる。この様なことから, 着火性, 出口温度分布, スモーク等の問題が発生しやすい。更に, 最近の開発エンジンの温度レベルは, ターボファンエンジンからすると絶対レベルはまだ低いものの, その上昇傾向は著しいものがあり, エンジンの軽量化と相まって, 燃焼器の高負荷化の傾向は顕著である (図 3)

このような傾向は, 上記の問題点に対して, よ

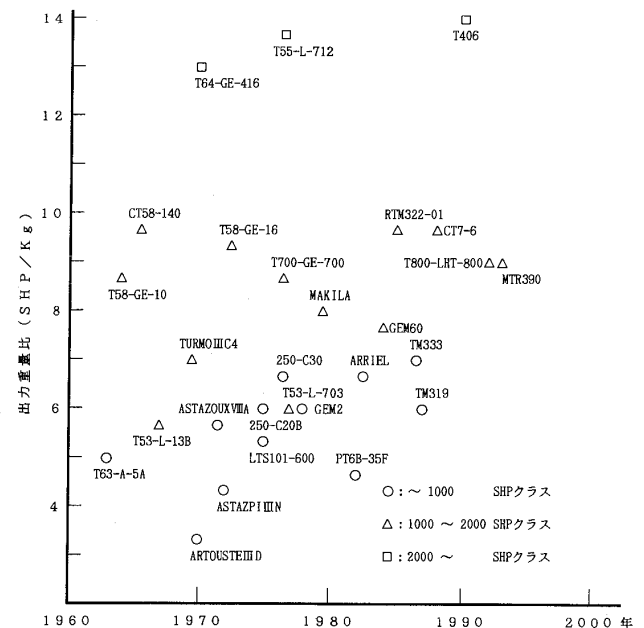


図4 出力重量比の動向

り厳しくなるため, 従来以上にその対策を要する。先ず, 燃料噴射弁については, 広範囲の良好な燃焼性能, 出口温度分布, スモーク性能等の対策から気流微粒化方式が用いられると同時に, 噴射弁本数の低減のため燃焼器側壁から噴霧し, 燃焼器内部に大きな循環域を形成して燃焼させる方式が考えられる。また, 最適な空気配分と流れを形成するため, CFD 技術を利用して, 燃焼器内部, 外部の逆流部も考慮した設計技術の向上が必要である⁽⁶⁾。高温化に伴って高性能の冷却技術も必要となるが, 外形寸法及び燃焼器高さを極力小さくするため, エフュージョン方式のような薄板構造の冷却方式の採用が期待される。更に逆流部を含む複雑な形状であることから, その耐久性向上のための構造設計も考慮される必要がある。

(3) タービン

サイクル性能の向上つまり比出力の増大及び燃料消費率の低減を目指して, タービン入口温度は年々上昇の傾向にある。更に航空用エンジンでは, 小型・軽量化による出力・重量比の向上も変わらぬ命題である。タービン要素としては, 高温化に向けて冷却技術, 材料技術の革新を図る一方で, 高負荷化, 高効率化によって段数の低減を目指している。段数の低減は, 小型・軽量化に寄与するだけでなく, 製造コストの低減および冷却空気の削減による性能向上を可能とし, そのメリットは

非常に大きい。

(ア) 高温化

タービン入口温度の高温化は、冷却設計技術の向上と高温強度特性に優れた耐熱材料の適用により実現されてきた。

冷却技術動向については、全般としては精密鑄造技術及び加工技術の向上に伴い複雑な中空冷却構造の採用が可能となり、冷却効率の向上が図られて来た。しかし、中小型ターボシャフト及びターボプロップエンジンのタービン翼は小型で薄いいため、大型ファンエンジンと比べ複雑な冷却構造を採り難く、大型ファンエンジン程進歩せず、高温化は耐熱材料に負う処が大きい。

材料技術の動向は、基本的には大型エンジンの動向に追従しており、一方向凝固 (DS) 及び単結晶 (SC) による鑄造翼、ディスクへの粉末冶金材の適用、静翼への酸化物分散強化合金 (ODS) 等の適用を図りながら高温化が進められている。

タービン入口温度で見ると、大型エンジンの 1500°C に比べ 200°C 程低いにも拘らず最新の耐熱材料が適用されている。これは、小型エンジン程必然的に回転数が高くなり遠心応力が増大し高温強度が要求されるが、技術・コスト面から大型エンジン程の効率的な冷却構造を採れないため、耐熱材料に負わざるを得ないからである。

(イ) 高負荷化・高効率化

タービンの空力設計では非粘性完全三次元解析が設計ツールとして適用され、更に NS 解析についても実用化されつつあり、従来から適用されてきた準三次元設計手法では十分に評価できなかった半径方向の体積力も精度良く評価できるようになった。これらにより実際の物理現象が定量的に捉えられるようになり、翼面及び内外壁の静圧分布の最適化を図り、性能低下の原因となる二次流れによる損失を極力抑えた高負荷・高効率の空力設計が可能となって来た。

実例としての PT 6, PW 206, TM 319, TM 333 の他現在開発中の MTR 390 では、ガスジェネレータ段 1 段、出力段 1 段となっており、従来多く見られた 2 段+2 段に比べ段数の低減が図られている。

(ウ) 一体成型化

小型エンジンでは低コストが必須課題であり、

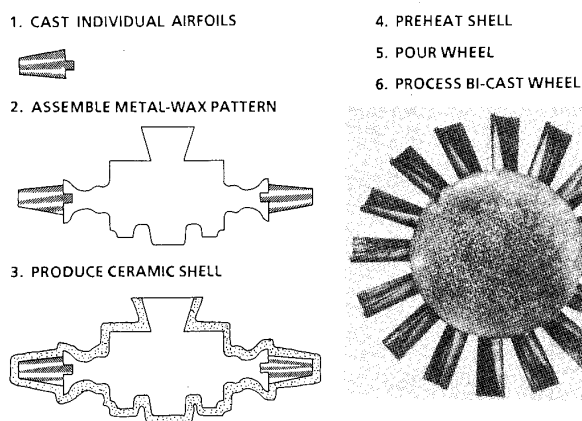


図5 BI-CAST TURBINE WHEEL PRODUCTION

ブレードとディスクの嵌合部の加工が不要となる鑄造による一体成型 (インテグラルホイール) 化が進められている。材料技術の中で、小型エンジンへの応用に適した例として Micro cast-X[®] に代表される結晶粒微細化処理と Bi-Casting がある。

結晶粒微細化処理は、現在ではその結晶粒度が ASTM No.3~5 と普通鍛造品と遜色のないレベルに達している。Bi-Casting は、図 5⁽⁶⁾ に示す様に単翼を鑄造した後ディスクと一体鑄造する手法であり、インテグラルホイール以外にもタービンノズル等にも適用されている。

この 2 つの技術を結合すると、インテグラルホイールでも、単結晶複雑空冷翼+鍛造ディスクと同等の特性を保有することが可能である。

(4) 制御

航空用エンジン制御装置の分野では、厳しい耐環境性・信頼性を要求されることから、一般産業分野に比べ電子化、デジタル化が遅れていたが、近年コンピュータ技術の著しい進歩に伴って小型で信頼性の高い IC とりわけマイクロプロセッサが開発され、航空エンジン分野においても電子化、デジタル化が促進されるようになった。

その変遷は図 6 に示す様に、油圧機械式から、油圧機械式+アナログ電子式スーパーバイザリ、油圧機械式+デジタル電子式スーパーバイザリを経て現在は全デジタル制御装置 FADEC (Full Authority Digital Electronic Engine Control) が主流となっている。この FADEC は、近年エンジンの高性能化に伴い、可変機構の増加とその最適化を目指してより複雑な制御が要求されるように

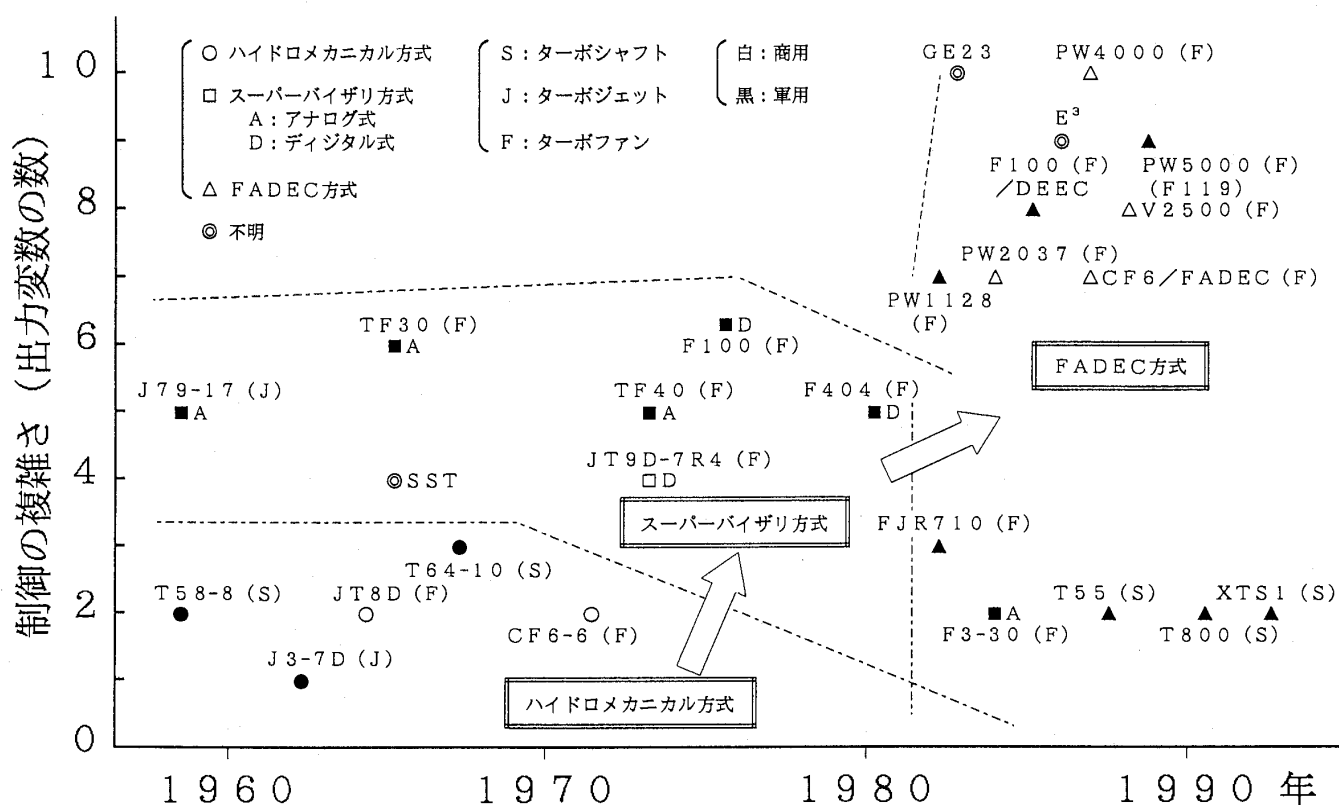


図6 エンジン制御方式の変遷

なり、まず大型ファンエンジンで実用化され、現在は小型ターボシャフト用にも2重系システムが出現するまでに普及してきた。

最近のFADECに見られる機能、性能、制御技術ハードウェア、ソフトウェア技術について述べる。

制御機能: サージ回避機能⁽⁹⁾、吹き消え再着火機能⁽⁸⁾⁽¹⁰⁾等の実用化、機体推進統合制御(トルクバランス機能、オートローテーションリカバリー機能、最適ローター速度制御機能等)、性能追求型制御による機体全体システムとしての最適制御の動きである。これらの先進制御は、ロバスト性や多変数系に対する考慮が払われた新設計法によって試みられている。

信頼性機能: FADEC自身、センサー及びアクチュエータ等の故障診断、故障要素の分離と制御系の再構築を司る冗長管理システムの信頼性の向上を狙って、システムの多重化、モデル解析による故障診断等、ハード・ソフト両面から暴走・機能損失の極小化が図られている。

整備性機能: エンジン運転履歴、コンデションモニタリング、データロギング、故障履歴等の整

備情報を不揮発性メモリーに記憶し、その情報をオンライン及びオフラインで解析することにより、信頼性、整備性の向上が期待される。

ハードウェア: 今後の動向として、耐電磁干渉性、重量軽減に効果のある光応用技術に大きな期待が寄せられている。機体でのフライバイライト化の研究に合わせ、光通信が最も早く適用されると見られるが、光センサー技術の研究等も進められている。

ソフトウェア: 高級言語の使用により開発・維持は効率化して来ているが、高機能・高性能制御要求により、今後益々ソフトウェアの規模が増大し、信頼性が課題となって来るものと思われる。FADECは、コンピュータ技術、電子技術に支えられ、設計の自由度が大きく、高性能化、高機能化し易く、今後付加価値が急速に向上して行くものと思われる。

3. ターボプロップエンジン

ターボプロップエンジンは、ターボシャフトエンジンと共用で開発されたもの、ターボシャフトエンジンからの派生型が多く、前述のターボシャフトエンジンの動向との共通部分が多いので、こ

ここではターボプロップエンジンの代表例について動向を述べる。

3.1 エンジン概要

ターボプロップエンジンをその用途別に分類すると、概ね次の様になる。

(1) 10 席クラスの単, 双発機用エンジン

出力 500~1500 SHP の PWC の PT6A シリーズ, Garrett 社の TPE 331, Allison 社の 250 シリーズ, Turbomeca 社の TM 319, Astazou 等があげられる。

(2) 30~60 席クラスリージョナル機用エンジン

出力 1500~3000 SHP の PWC の PW 100 シリーズ, Garrett 社の TPE 351, GE の CT 7 があげられる。

(3) 軍用の対潜機, 輸送機用の大型エンジン

出力 4000~6000 SHP の Allison 社の T 56, GE の T 64, T 407/GLC 38 等があげられる。

3.2 動 向

3.1 の分類毎に、現存運航中もしくは開発中の代表的なエンジンを取り上げてみる。

(1) 10 席クラスの単, 双発機用エンジン

この分野では PT6A シリーズが圧倒的に多くの機体に搭載されている。例えば PT6A-11~PT6A-67 のバージョンで約 80 機種に採用されている。軸馬力は 500 SHP から 1200 SHP (TP 6 A-67 CF のみ 1650 SHP) と範囲が広く、用途も農業用からリージョナル機用と広い。このクラスのエンジンは特定の機体形態に片寄ることなく、多方面のミッションに応じたエンジンの開発を効率良く進めることが必要な為、実績にも見る如く、開発リスクの少ない PT 6 A エンジンが市場で要求されて行くと思われる。当面、新型式のエンジンの出現は期待出来ず、要素の改良で馬力向上及び燃費低減が進められるであろう。

(2) 30~60 席クラスリージョナル機用エンジン

1978 年、米国に於けるエアライン規制緩和法により、これ迄収容座席 19 席以下と定められていたコピューター機の制約が 60 席以下に緩和され、ターボプロップエンジンも大出力化した。このクラスで現在運航中の代表的エンジンは前述の 3 エンジンであるが、現在、Lycoming 社が次世代の 2 MW

(2680 SHP) ターボシャフト、ターボプロップ用 (チルトロータ機用にも可能) を開発している。このエンジンは主に圧縮機の性能向上 (Swept Shock Rotor, Splitted Axial Rotors 等) により熱効率を現状の 30% から 36% に向上させることにより、燃料消費量の 20% 向上 (0.17 kg/SHP/HR) を目標とし、更に小型化、部品点数削減、高比出力 536 SHP/kg/s 及び出力重量比 13 SHP/kg によりライフサイクルコストの低減の実現を目指している⁽¹¹⁾。

(3) 軍用の大型エンジン

T 56 エンジンは、1954 年に出力 3460 SHP でサービスに入り、米陸軍プロジェクト CIP (Component Improvement Program), 米空軍のプロジェクト EMDP (Engine Model Derivative Program), 米海軍のプログラムを経て現在の FADEC 装備で軸馬力 5900 SHP の T 56-A-427 に至っている⁽¹²⁾。

この間、要素の改良により、圧縮比の増大、タービン入口温度の上昇及び軸回転数の増加を図ってきている。

T 407 (軍用)/GLC 38 (民間用) は Lycoming 社, GE 社, Ruston Gas Turbines 社等の米・英共同開発の 6000 SHP 級のターボシャフト、ターボプロップエンジンである。このエンジンは 1980 年代に開発が始められた MTDE (the Army Modern Technology Demonstrator Engine Program) による GE 27 を基にしており、軸流 5 段 + 遠心 1 段で圧力比 22 の圧縮機, FADEC を採用しており、燃費は従来の同じクラスのエンジンより 8% 良くなっている (30 KFT/0.6 M_N/ISA で 0.15 kg/SHP/HR)。次期対潜哨戒機への搭載を目標としており、1994 年米軍の認定を予定している⁽¹³⁾。

4. 新型機用エンジン

最後に、新型機用エンジンとして Advanced Turbo Propeller (ATP) 機用エンジンとチルトロータ機 (V-22 Osprey) 用エンジンについて述べる。

(1) ATP 機用エンジン

1970 年代初めの石油価格高騰を契機として、プロペラ機の燃料経済性をターボファン搭載機並みの速度で実現するため、プロップファンの研究開

発が始められた。GE 及び Pratt & Whitney 社(以下 P & W) は共にエンジンの開発にとりかかり、1980 年代末、プロップファン技術の検証のための飛行試験を完了した。試験そのものは成功裏に終了したが、いくつかの課題を残した。すなわち騒音改善の見込みが得られなかったこと、プロペラ飛散時の機体の耐衝撃性の問題、大口徑プロペラによる大推力(推力 4 万ポンド以上)エンジンの搭載上の問題等、実用化に諸問題があることがわかった。一方、その後の石油価格の低値安定が続いている情勢もあって、両者のプロップファン研究計画は現在中断している⁽¹⁴⁾。

しかし、これによって ATP の研究意欲が弱まったわけではなく、新たに Advaced Ducted Prop. (ADP) と呼ばれるプログラムが 1987 年、P & W において開始された。このデモンストレータエンジンは A 340-400, B 777, 及び MD-XX 等への搭載を目指したダクト付エンジンで、可変ピッチファン、減速ギアを用い、“スリムライン”ナセルと呼ぶ厚さの薄いファンカウルを採用し、バイパス比 15 の次期ターボファンと予測されている。1992 年デモンストレータエンジンとして PW2000 のコアを使用した ADP の 33 時間の運転を実施し、燃費は現用と比べて 10~12% 優れていると見込むに至っている。さらに昨年、低速風洞で ADP の離着陸時動特性試験を行った。P & W 社は今世紀中の完成を目指して次のステップである生産用エンジン開発を始める予定である⁽¹⁵⁾。

なお、こうした中で GE は ADP の概念のエンジン開発計画は今のところ持っていないようである⁽¹⁶⁾。

一方、ロシアではプロップファンエンジンの開発が継続されている。1991 年、ヤコブレフ機(Yak-42 FTB)に搭載されたプロップファンエンジン D-236 の初飛行試験が実施され、パリエアショーでも飛行展示された。D-236 はギヤ付、2 重反転、トラクタータイプで 11000 SHP のエンジンである。このプログラムは、既にその開発が始められている双発プロップファン搭載予定の Yak-46 旅客機の開発へつなげられている⁽¹⁷⁾。更に、ロシアではアントノフ輸送機 An-70 T 用に開発したターボプロップエンジン D-27 が 1992

年に完成されており、1000 時間以上の地上運転試験を完了している。D-27 は 13400~14000 SHP, D-236 と同様 2 重反転、トラクタータイプである⁽¹⁸⁾。

(2) チルトロータ機用エンジン

1986 年、Allison 社は V-22 Osprey 用エンジンとして、T 406 の開発に着手した。このエンジンは 6000 SHP 級のフロントドライブ、フリータービンエンジンで、軸流圧縮機を採用し、ターボプロップエンジン(GMA 2000)、ターボファンエンジン(GMA 3700)にも適用出来る。チルトロータ機用エンジンとしての特徴は、従来の重力によるスキヤベンジ方法に代って、遠心式の方法を採用しており、エンジンが垂直状態で、始動、運転が可能となっている。Allison 社は昨年米海軍から V-22 用に 12 台のエンジンの契約を獲得した。今後、軍用機用、民間機用として量産が期待されている。

5. おわりに

本文では触れなかったが、米国で 1980 年後半に開始した IHPDET (Integrated High Performance Turbine Engine Technology) 計画では、21 世紀初頭にターボシャフト・ターボプロップエンジンは、燃費-40%, 出力重量比+120%, タービン入口温度+1000°F (+538°C)の達成を目標としており、現在順調に計画は進んでいる様である。ターボシャフト・ターボプロップエンジンの分野でも今後更に高性能化が進むであろう。

参考文献

- (1) Aerospace Engineering/August 1993 P 17
- (2) ROBERT L. VOGT 「Future Trends in Turboshaft Engines up the 500 Horsepower class」 ASME 91-GT-74
- (3) 橋本他 5 名 NS 解析による単段圧縮機翼列流れの検証 第 10 回航空機計算空気力学シンポジウム論文集 SP-19
- (4) 橋本 Controlled Diffusion Airfoil について日本航空宇宙学会誌 366 巻-32 号
- (5) 荒井他 3 名 軸流・遠心結合型式小型圧縮機の開発 日本ガスタービン学会誌 20 巻-80 号
- (6) 荒井他 4 名 ジェットエンジン用燃焼器の設計における数値解析の適用 川崎技報第 116 号
- (7) JOHN K. TIEN AND THOMAS CAULFIELD 「SUPER ALLOYS, SUPERCOMPOSITES AND

SUPERCERAMICS」 ACADEMIC PRESS, INC.

- (8) 「ADVANCED CONTROL SYSTEM ARCHITECTURE FOR T800 ENGINE」 American Helicopter Society
- (9) 「高効率コンプレッサの研究(その2) ストール 予知システムの研究」 航空宇宙工業会・革新航空機技術開発に関する研究調査成果報告書 1986-1988
- (10) 「ADAPTIVE FUEL CONTROL TESTING」 American Helicopter Society
- (11) ASME 93-GT-46
- (12) ASME 84-GT-210
- (13) ASME 92-GT-147
- (14) プラット・アンド・ホイットニー, ニューズライン, No.10 (1992-9)
- (15) Av. Week, Pratt & Whitney Starts New ADP Test Phase, July 26 (1993), 40-41
- (16) Packing More Power Into Turbofans, Interavia Aerospace Review, July(1992), 53-58
- (17) Yakovlev Takes Propfan Lead, FLIGHT International, May 22-28 (1991), 27-28
- (18) Antonov's An-70 T may fly in 1992, FLIGHT International April 22-28, (1992), 8
- (19) ASME 90-GT-245

航空エンジン用ファン圧縮機の最近の技術進歩

航空宇宙技術研究所 齊 藤 喜 夫

1. まえがき

ファン、圧縮機は航空エンジンの主要構成要素として技術的に極めて高度な段階に達している。しかし、ジェットエンジンが実用化されてから約50年経った現在でも改良のための努力が続けられており、1990年代になってからも新技術を取り入れたエンジンが次々に実用化されている。

ところで、技術が進歩したといえるのが、新しい技術が実用技術として確立された時点であるとすれば、先進的な技術を組み込んだエンジンが実用エンジンとなった段階でファン、圧縮機の技術が進歩したと認められることになる。開発に10年以上の年月がかかる航空エンジンのファン、圧縮機の新技术は実用エンジンに採用されるよりもはるか以前の研究段階で人々の目に触れるが、その中には途中で放棄される技術も多く含まれており、十分に信頼性が実証されるまで研究開発が続けられた技術のみが実用化に至る。

1990年代の新しいエンジンは、1970年代から1980年代にかけてのファン、圧縮機の研究成果を取り入れて実用化されているが、中でも、今後の発展が期待される民間機用ターボファン・エンジンの技術を中心に最近のファン、圧縮機の技術進歩について紹介するとともに、現在進められているプロジェクトなどから2000年代のエンジンに取り入れられるとみられる技術を探ってみる。

2. 1990年代のファン圧縮機技術

1990年代に実用化されたエンジンや開発中のエンジンでは、大型エンジンと小型エンジンともに、ファン、圧縮機に新技術が取り入れられている。

2.1 大型エンジンのファン圧縮機技術

大型高亜音速輸送機用の高バイパス比ターボファン・エンジンは、事実上、ゼネラル・エレクトリック (GE) 社、プラット・アンド・ホイット

ニー (P&W) 社とロールス・ロイス (RR) 社のエンジンに限られるが、このクラスのエンジンには各社とも技術の総力を結集しているため、ファン、圧縮機にも高度な技術が取り入れられている。

1970年代に実用化された大型高バイパス比ターボファン・エンジンは、その後の輸送機の大規模化や双発化とともに大推力化し、1990年代に就航する予定のボーイング777型機等の新世代の広胴型輸送機用として開発されてきたエンジンでは推力が80,000 lbを越えるようになった (図1)。

これらのエンジンとしてP&W社ではPW4000シリーズで最大のPW4084エンジンを、RR社ではRB211型エンジンの発展型の Trent 800エンジンを、GE社では全く新しいGE90エンジンを (図2)を開発してきた。これらのエンジ

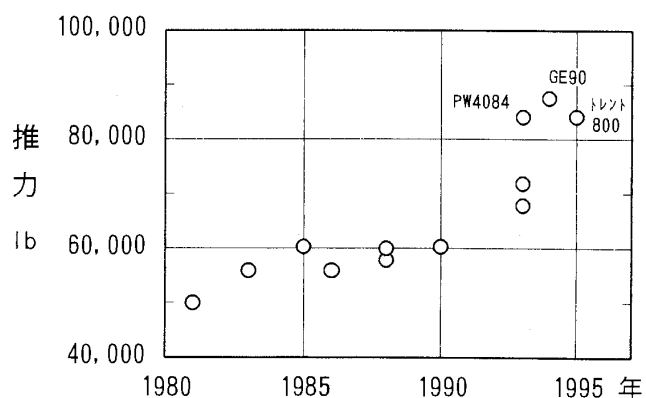


図1 大型エンジンの推力の推移

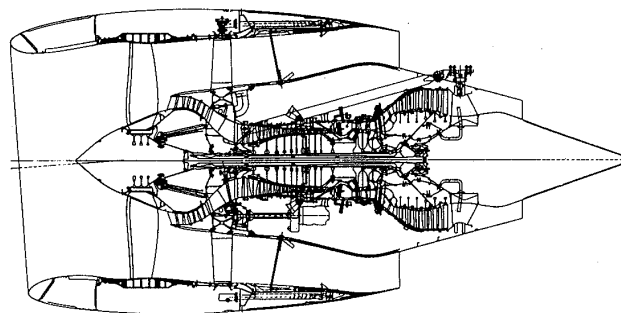


図2 新しい世代のGE90エンジン

(平成6年1月19日原稿受付)

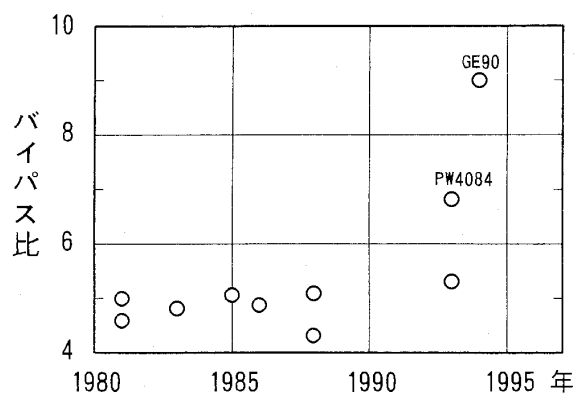


図3 大型エンジンのバイパス比の推移

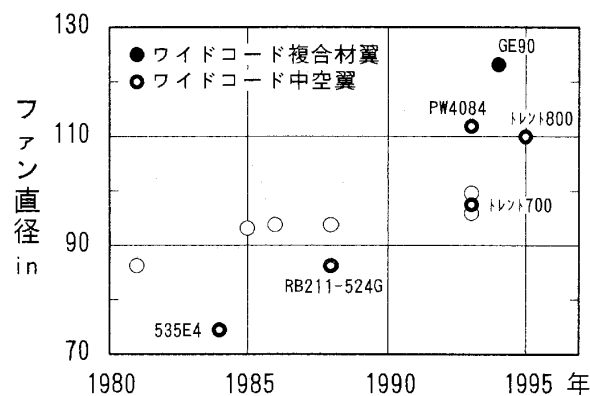


図4 大型エンジンのファン直径の推移

ンは、これまでの高バイパス比エンジンから一歩進んだエンジンとなっている。

図3は大型エンジンのバイパス比の推移を示したものである。これまではほぼ5:1前後であったものが、PW 4084エンジンでは6.8:1、GE 90エンジンでは9:1と大幅に引き上げられている。とくに、GE 90エンジンではファン圧力比もこれまでのファンの1.7程度から1.4程度に下げられており固定形状のファンとノズルをもつ従来型ターボファン・エンジンのほぼ限界を狙ったエンジンとなっている。

これらのエンジンのファン、圧縮機には1970年代から1980年代にかけてNASAにおいて研究開発されたE³エンジンの技術が多く取り入れられている。

ファン技術で注目されるのは、中間シュラウドのない軽量なワイドコード翼を採用することで動翼が大型化されていることである。図4はファン動翼直径の推移を示したものであるが、これらのエンジンでは直径が110 inを越えるファンが採用されている。

これまで、ほとんどのファンには振動を防止するために中間シュラウドを付けた中実のチタン動翼が用いられてきた。ワイドコード翼は翼弦長を大きくすることで振動を防止して中間シュラウドをなくしたもので、ファン効率の向上、サージ余裕の増加、耐FOD (Foreign Object Damage: 異物吸い込みによる破損) 性の向上など利点が多いが、翼断面積が増加するため、大型のファンに用いるには翼の軽量化が必要であった。これらの新しい大型エンジンのファンは中空翼または複合材翼とすることで大幅な軽量化を実現している。

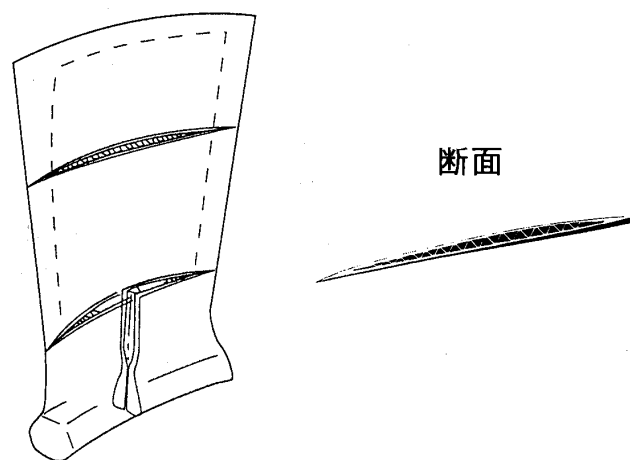


図5 トレント・エンジンのワイドコード中空翼
(THE ROLLS-ROYCE MAGAZINE
June 1993)

中空ワイドコード翼はRR社が1984年に初めて535 E 4エンジンに採用したもので、チタン板でハニカムコアを挟んで拡散接合したファン動翼が、その後、同社の大型エンジンとIAEのV 2500エンジンに用いられてきた。トレント 800エンジンでは、超塑性加工と拡散接合で成型される中空チタン翼(図5)が用いられる。

1980年代には、中空ワイドコード翼を採用したのはRR社のみであったが、1990年代になってP&W社ではPW 4084エンジンに切り欠きをつけたチタン板を拡散接合した後に翼型に成型する中空翼を採用した。

GE社ではGE 90エンジンに複合材のワイドコード翼を採用した。このファン動翼は金属の芯材をもたないグラファイト・エポキシ系複合材で製作されており、耐エロージョン性および耐FOD性を高めるため前縁部をチタン板で補強してある。

このファンの直径は123 in とこれまでのターボファン・エンジンの中で最大となっている。

ワイドコード翼の採用によりファン動翼の枚数は図6に示すように著しく減少している。

GE 90 エンジンではE³ エンジンと同様にファン静翼がストラットを兼ねる構造を採用し軽量化を図っている。

圧縮機の技術で注目されるのは急速に高圧力比が進んだことである。

大型エンジンのサイクル圧力比は熱効率を向上させるために次第に高められ(図7), 1980年代の初期には30:1程度であったのが1990年代では40:1を越えるようになってきた。GE 90 エンジンではサイクル圧力比は45:1以上になっており, 基本的にE³ エンジンの圧縮機をスケールアップした低アスペクト比の動翼をもつ高圧圧縮機(図8)は10段で23:1の圧力比をもつ。この圧縮機は, 全体の圧力比でもまた段当たりの圧力比でも極めて高い水準にある。

圧縮機の高性能化は翼型の改良, 空力設計技術や制御技術の向上などによって達成されている。

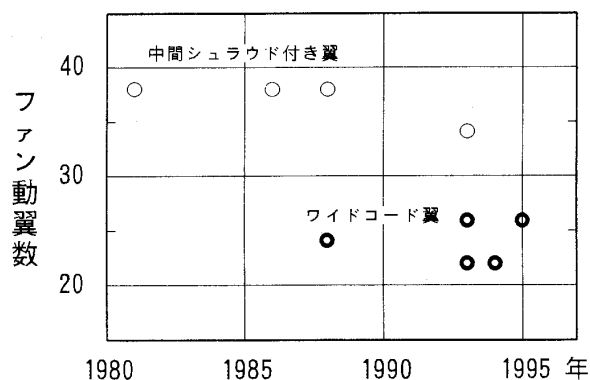


図6 大型エンジンのファン動翼数

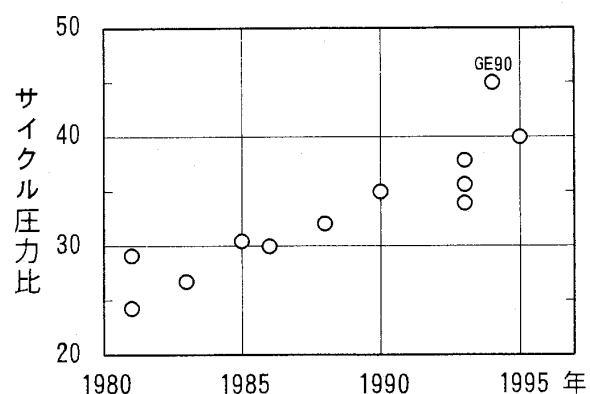


図7 大型エンジンのサイクル圧力比の推移

翼型には, 翼面での境界層の発達を遅らせて圧力損失を少なくするように形状の最適化を図ったコントロールド・ディフュージョン翼型(Controlled Diffusion Airfoil)などが採用されるようになった。翼列の設計には流れの三次元性を考慮した三次元空力設計が取り入れられており, ケーシング面等の境界層内の流れを考慮した翼などが用いられている。

圧縮機の性能と効率の向上のためには, 圧縮機の動翼先端とケーシング面との間隙(チップクリアランス)を最適に保つクリアランス・コントロールも行われている。クリアランス・コントロールにはケーシング, 翼, ディスクの熱膨張率を適当に選んでクリアランスを一定に保つ方式と, 抽気をケーシングまたはローターディスクに吹き付けてクリアランスを積極的に最適な値に保つアクティブ・クリアランス・コントロール方式があるが, PW 4000 シリーズ, GE 90 ではともに高圧圧縮機の後段にアクティブ・クリアランス・コントロールが取り入れられている。

エンジン制御がFADEC (Full Authority Digital Control) 方式になったことで圧縮機も可変静翼, 抽気バルブ等をエンジンの作動状態に応じて最適な状態にして, サージを防止するように制御できる。

2.2 小型エンジンのファン圧縮機技術

推力8,000 lb以下の小型エンジンのファン, 圧縮機にも注目すべき技術進歩がみられる。

このクラスのエンジンでは, 圧縮機およびタービンの翼が小さいため圧力比を高めることが難しく, 最適なサイクル圧力比とバイパス比は大型エンジンに比べて低くなる。しかし, 1990年代の小型エンジンではサイクル圧力比, バイパス比とも

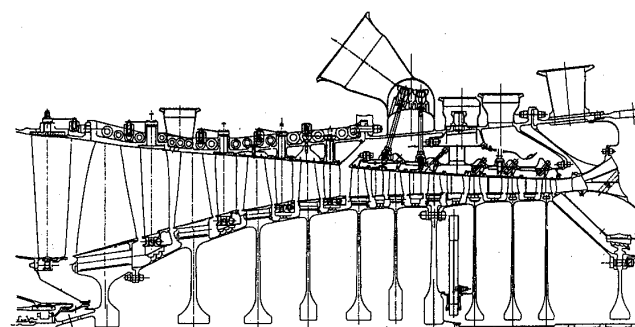


図8 GE 90 エンジンの高圧圧縮機

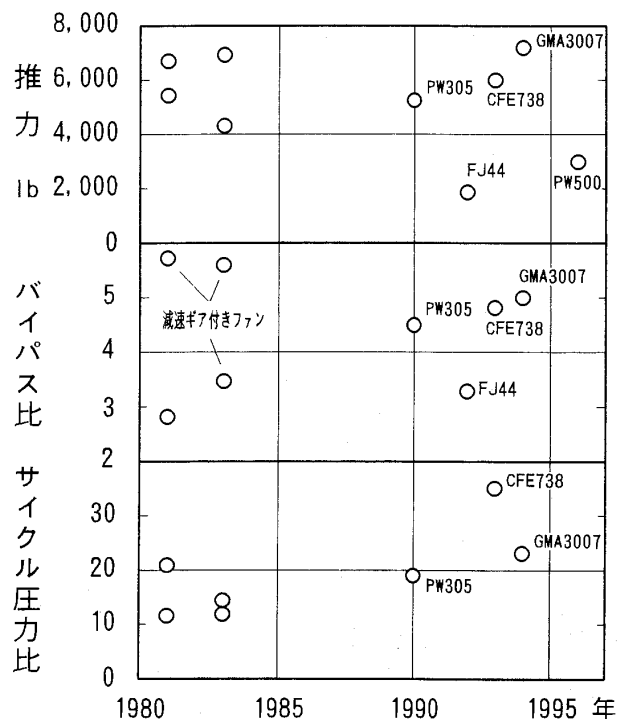


図9 小型エンジンの推移

に1980年代の大型エンジンに近づいてきたことが注目される(図9)。1980年代では、減速ギア付きファンを備えるエンジンを除くと、このクラスのエンジンのバイパス比は3:1程度であったが、1990年代に入ってから実用化されたエンジンでは5:1前後と大型エンジン並になり、サイクル圧力比も次第に上昇する傾向にある。

ファン動翼にはほとんどワイドコード翼が用いられているが、大型エンジンほど重量に厳しい制約がないため中実チタン翼となっている。

圧縮機には推力7,000 lb以上では軸流形式が、6,000 lb級以下では軸流段と遠心段を組み合わせた形式用いられている。中でも注目されるのはCFE社のCFE 738エンジンで、35:1と極めて高いサイクル圧力比をもっている。このエンジンの軸流5段と遠心1段を組み合わせた圧縮機には米陸軍のMTDE (Modern Technology Demonstrator Engine) 計画でGE社が1983年から1987年にかけて開発したGE 27エンジンの圧縮機が使われている。

小型エンジンの技術で注目されるのはファンと圧縮機にブレード一体型ローターが採用されるようになったことである。

ウィリアムズ・インターナショナル社のウイリ

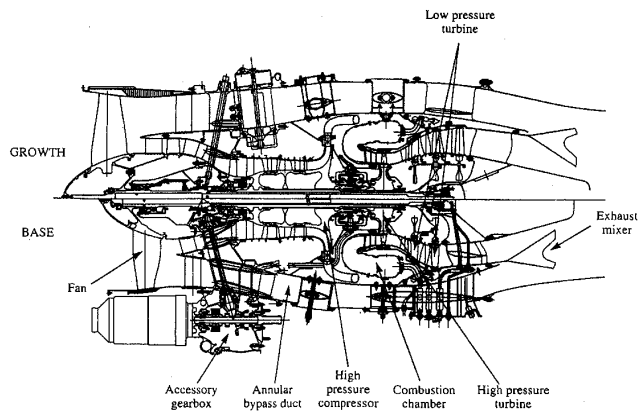


図10 PW 500 エンジン (AVIATION WEEK & SPACE TECHNOLOGY 1, Nov. 1993)

アムズ・ロールス FJ 44 エンジンとプラット・アンド・ホイットニー・カナダ社が開発を進めているPW 500 エンジンには、ファンと圧縮機の軸流段に翼とローターディスクが一体になったブレード一体型ローターが採用されている(図10)。ブレード一体型ローターは部品数が大幅に減り重量が軽減できるとともに、動翼ルート部の応力が小さくなること、耐FOD性の高い翼形状にできること、ルート部からの漏れがなくなり効率が改善されるなど多くの利点をもつ。

3. 2000年代のファン圧縮機技術

将来の航空エンジンのファン、圧縮機がどのようなになるかは、これからの航空機の動向と関係するが、2000年代でも高亜音速機は民間航空機を中心である。次の世代の高亜音速機のエンジンは、現在の高バイパス比ターボファン・エンジンよりファン圧力比を低くし空気流量を多くすることで推進効率を高め、騒音を低くした超高バイパス比エンジンになる。ファンの圧力比とバイパス比の変化を図11, 12に示す。

将来のファン技術で重要なのは超高バイパス比ターボファン・エンジンのファンを実用化することである。そのためには、低圧力比ファンの飛行マッハ数による作動点の移動、大直径ファンの強度と効率の維持、エンジン・ナセルの重量増加などの問題を解決する必要がある。このような問題の解決をするのが減速ギア付き可変ピッチファンの採用である。減速ギア付きとすることでファンの回転数をタービンより低くすることができ、可変ピッチとすることでファンの十分な作動範囲を

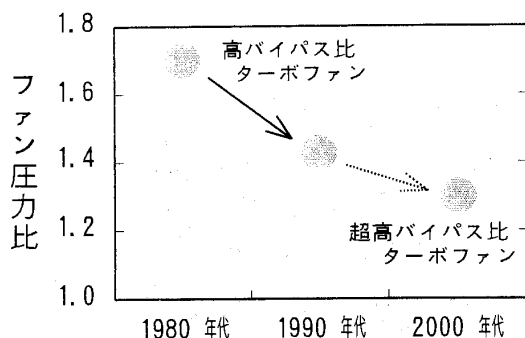


図11 高亜音速機エンジンのファン圧力比の今後の変化

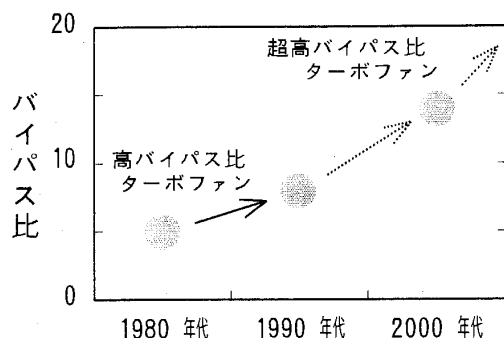


図12 高亜音速機エンジンのバイパス比の今後の変化

確保すると同時にナセル重量の約半分ほどを占めているスラストリバーサーを省略することができる。このような次世代のファンとして注目されるのは、現在、運転試験が進められているP&W社のADP (Advanced Ducted Prop) 実証エンジン(図13)である。1993年より試験が開始されたこのエンジンは、118 inの直径をもつ4:1の減速ギア付き可変ピッチ・ファンとPW 2000シリーズのコアを組み合わせたエンジンで、15:1のバイパス比をもち53,000 lbの推力を発生する。ファンの周速度は従来の水準の1,400 ft/sから950 ft/sに、ファン圧力比は1.3:1以下に下げられている。ファン動翼には18枚の中空チタン翼が用いられている。P&W社ではこのファンの技術を取り入れた、バイパス比11:1から15:1の大型エンジンの検討を行っている。

圧縮機はエンジンの効率を高めるためにますます高圧力比化が進み、段当たりの圧力比を高め段数を削減するために、ファンとは逆に動翼の周速度を上げる方向に向かう。2000年代の圧縮機技術に大きな影響を及ぼすとみられるのが米国の

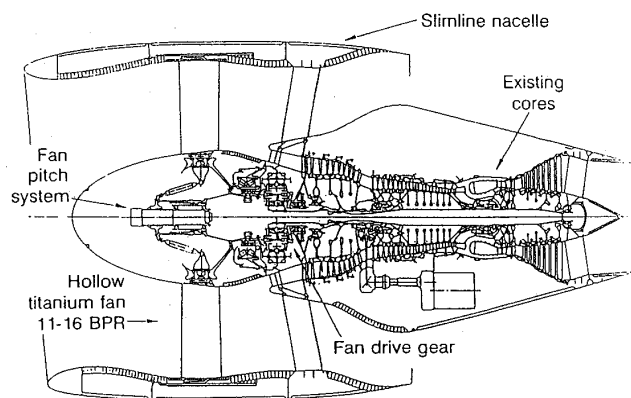


図13 ADP 実証エンジン (プラット・アンド・ホイットニー・ニューズライン 1992年9月)

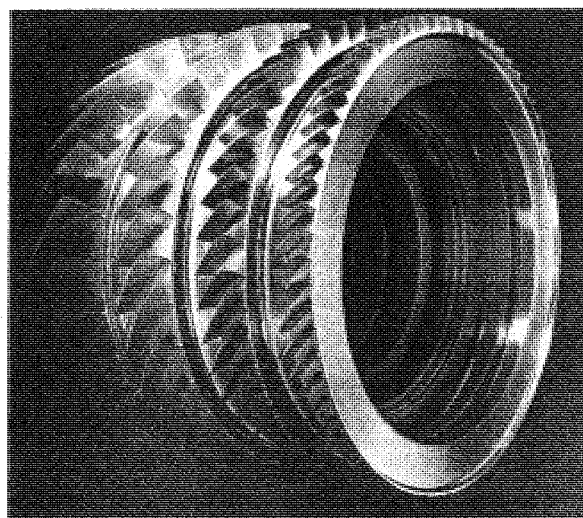


図14 ブレード一体型ローターリングをもつ次世代の圧縮機 (AVIATION WEEK & SPACE TECHNOLOGY 24, Feb. 1992)

IHPTET (Integrated High Performance Turbine Engine Technology initiative) 計画である。この計画は1987年に開始され、2000年頃までに軍用タービンエンジンの能力を1985年の水準の2倍に引き上げることを目標としており、ここで開発された技術は民間用エンジンにも取り入れられる。図14はこれまでの成果の一例で、アリソン社が開発した4段の圧縮機は第3段と第4段が炭化ケイ素とチタンの複合材のブレード一体型ローターリング (Integrally Bladed Ring) となっている。このローターリングの重量はわずか10 lbで、ニッケル合金ディスクの55 lbに比べて著しく軽い。小型エンジンのファン、圧縮機で実用化され始めたブレード一体ローターは、今後、大型エン

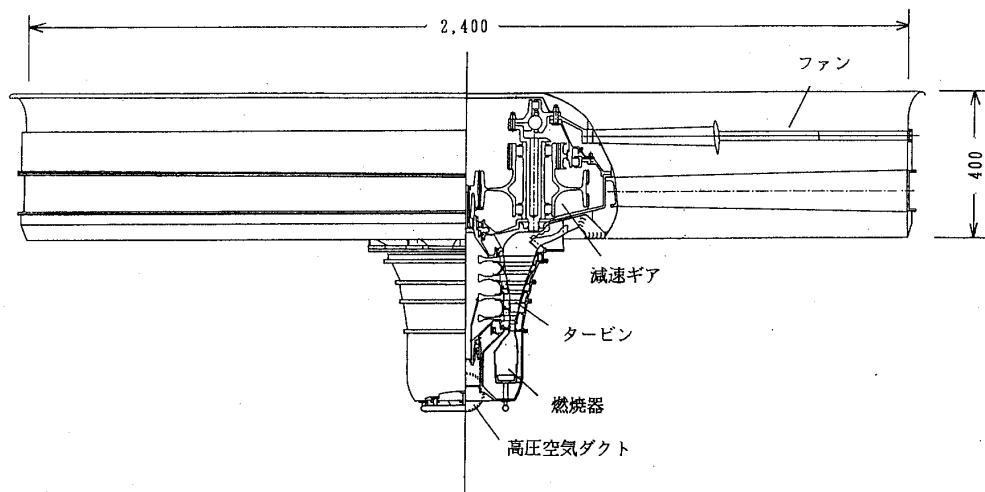


図15 超低騒音リフトファンの概念

ジンの圧縮機にも取り入れられるであろう。また、これからの圧縮機では、負荷を高めるために翼は低アスペクト比化され、マッハ数の高い前段には後退角付きの翼も用いられる。

ファン技術の分野で新たに重要となるのがリフトファンであろう。現在までのところ、具体的な開発は明らかにされていないが、2000年代には民間機、軍用機ともに垂直離着陸機が技術開発の大きな目標になると予想される。これまでのファンでは高速性能、効率と経済性が追及されたが、リフトファンでは低速での性能と低騒音、軽量、耐インレット・ディストーション性が重視されるなど新しい技術が必要になる。図15は航空宇宙技術研究所で検討した超低騒音リフトファンの概念でシュラウド・ブレード一体型複合材ローターを用いる。

4. CFD技術と将来のファン圧縮機

現在のファン、圧縮機の空力設計および流れの解析にはCFD (Computational Fluid Dynamics) 技術が取り入れられるようになってきている。さらに技術が高度化する将来のファン、圧縮機をCFD技術なしで開発することはほとんど不可能であるが、CFD技術は自由度を飛躍的に高めることができるため、CFD技術を活用することでファン、圧縮機の大きな進歩も期待できる。

図16はダクテッドファン設計にCFD技術を応用した例である。CFD技術を応用することで、空力的に分離することが難しい超高バイパス比エンジンのファンの翼列とナセルの空力設計を同時に進めることができる。

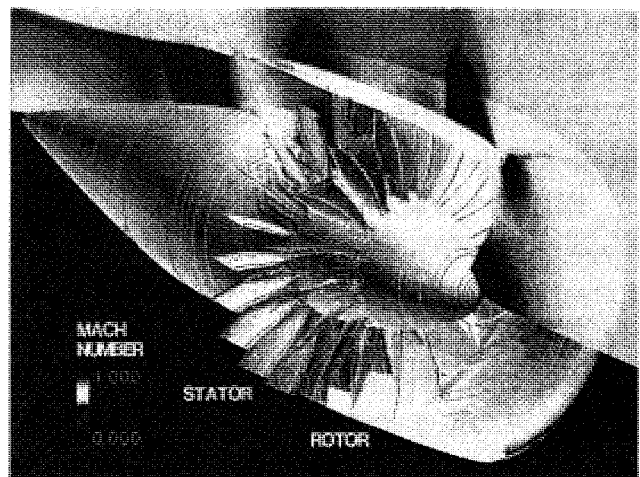


図16 CFD技術による設計計算の例

高圧力比化する多段圧縮機の設計にCFD技術を活かすには計算時間の少ない形態にすることも重要になる。将来の圧縮機は、設計の自由度を活かして、軸流式と遠心式の間中間的な形状にして段当たりの圧力比を上げ、段数を大幅に削減することになる。

5. あとがき

ファン、圧縮機の技術は年々進歩しているが、技術の詳細がわかるようなデータはほとんど公表されていない。とくに、ファン、圧縮機の性能に直接関係する空力設計技術については、全く不明と言うのが正直なところである。明らかなことは、10年以上先を見て取り組んで来た研究開発の成果が技術を大きく進歩させるということで、目先にとらわれない先進的な研究開発の努力をしていて、はじめて将来の技術進歩を期待することができる。

航空エンジン用燃焼器の研究開発動向

石川島播磨重工業(株) 藤 秀 実

1. まえがき

航空用エンジンに対しては、省エネルギーの観点から燃料消費率の改善と環境保全の観点から有害排出物の低減の要求が益々高まっている。また最近では超音速、極超音速機用エンジンの研究開発の機運がある。

航空用エンジンに対するこれらの社会的要求とそれに対応する燃焼器の研究開発の動向については、本学会誌においても解説記事^{(1),(2)}がみられるが、本稿では燃焼器への要求とそれに対応する最近の研究開発の動向について述べる。

2. 燃焼器への要求

エンジンの燃料消費率の改善のためエンジンサイクル効率を高めるため高温・高圧化が図られ、燃焼器に対しては燃焼器入口圧力・温度が上昇する傾向にあり、燃焼器出口温度が高温化する。現用燃焼器出口温度は商用エンジンでも 1500°C に達しようとしており、将来は更に高温化傾向にある。米国において主として軍用エンジンの推力/重量比、燃料消費率 (SFC) を向上させるため、IHPTET⁽³⁾ (Integrated High Performance Turbine Engine Technology) が官民一体となり 1987 年よりスタートした。この計画はエンジンの各要素の技術力向上を狙ったものであり、3 段階に分かれており、フェーズ I は 1991 年まで、II は 1997 年、III は 2003 年までの予定であり、各フェーズに目標が設定されている。ターボファン/ジェットエンジンについてはフェーズ III では 1985 年技術レベルをベースとして推量比 100% 増、燃焼器入口温度 220°C 増、燃焼器出口温度 500°C 増を目標に掲げている。現在はフェーズ I が完了し、フェーズ II が進行中であり順調に進展しているようだ。

超音速機、極超音速機についても対応を求められているが、超音速機などは亜音速機に比較し燃焼器入口温度が上昇し、これに伴い燃焼器出口温

度も高温化する。燃焼器入口および出口温度の上昇傾向については結果として SFC 改善から燃焼器に求められる要求と同じである。このため燃焼器に対してはライナや燃料噴射弁の耐久性向上および燃焼器内温度上昇が大きくなることによりアイドルから離陸までの燃焼器燃空比範囲が広がることへの対応が求められる。

有害排出物は UHC (未燃炭化水素)、CO (一酸化炭素)、NO_x (窒素酸化物)、スモークがある。このうち UHC、CO は通常アイドルやタキシング等の低負荷条件で多量に発生するが、エンジンの高圧化に伴い、低負荷条件でも燃焼しやすくなっていること、気流微粒化式燃料噴射弁の採用等で現在あまり問題視されていない。スモーク、NO_x は離陸時などの高負荷条件で多量に発生するが、スモークについては気流微粒化式燃料噴射弁の採用で減少している。とはいっても特に軍用エンジンで要求される高空再着火性能とスモーク低減や、ライナ耐久性向上と壁際での CO の発生などは相反する性質であり、そのトレードオフをとる必要がある。有害排出物のうち現在最も低減が求められているのは NO_x である。空港周辺では酸性雨の原因として NO_x 排出が問題視され、また高空巡航時では温暖化などに関連するオゾン層への影響が懸念されている。NO_x は燃焼温度が高くなる超音速機用エンジンではより多量に発生し、一層低減化が要求される。米国で進められている将来の超音速機用エンジンからの NO_x 排出量は図 1⁽⁴⁾ に示すように約 1/10 に低減することを目標としている。また日本において、平成元年から通商産業省工業技術院の大型工業技術研究開発制度の一環として行われている「超音速輸送機用推進システムの研究開発」でも NO_x 低減を現状の 1/10 にすることを目標としている⁽⁵⁾。

これらの燃焼器への要求に加え、燃焼器研究開発の効率化が求められている。従来の燃焼器開発は主に試験に頼ってきたが、計算機の計算速度の

(平成 6 年 1 月 24 日原稿受付)

高速化, 計算機容量が大容量化されてきたこと, 燃焼器の高圧・高温化に伴い試験が簡単に行えなくなったこと等のため数値解析利用が盛んになった。

3. 最近の燃焼器研究開発

燃焼器への要求に対応する最近の燃焼器研究開発状況について述べる。

(1) 耐久性向上

燃焼器ライナの耐久性向上のためライナ冷却方向を改良する方向と, ライナ材料の改良の方向に大別できる。ライナ冷却方式についてはこれまでの運用エンジンの主流であったフィルム冷却方式からより高効率の冷却方式が採用されつつある。図2⁽⁶⁾はV 2500 エンジンのフロートウォール冷却方式である。この方式はライナが二重壁であり, 内壁はセグメントに分割されており, ボルトで外壁に固定されている。二重壁の間にはインピンジ冷却空気が流れ, 内壁から外壁への熱伝達を促進している。図3⁽⁷⁾はGE 90 エンジンのマルチホール冷却方式である。これはライナ全面に冷却用小孔を斜めに穿け, ライナ全面をホットガスから防

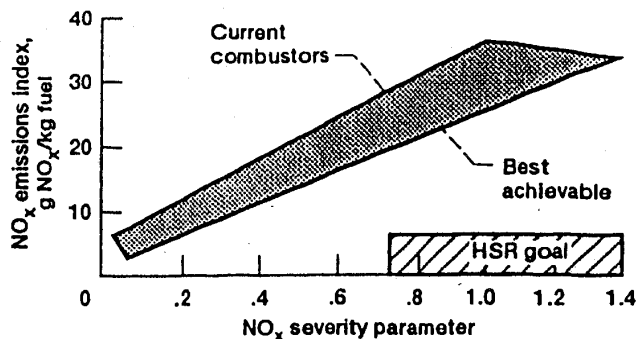


図1 NO_x 目標値⁽⁴⁾

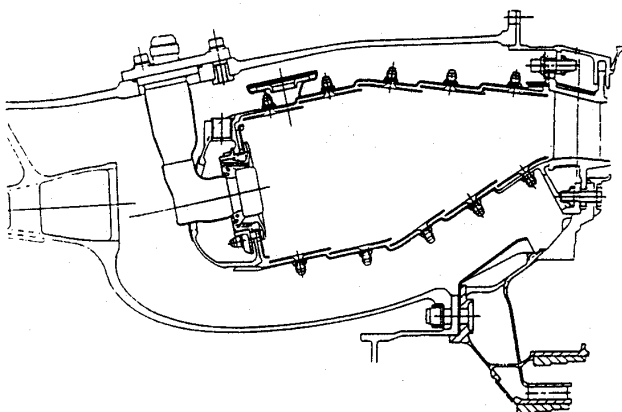


図2 V 2500 燃焼器⁽⁶⁾

御しつつ, 冷却用小孔通路内でライナ壁から熱を奪うエフュージョン効果も狙っている。

一方冷却方式の改良のみでなく, 使用材料の改良も行われている。金属面に遮熱コーティング (Thermal Barrier Coating TBC) は実用段階に入っているが, コーティング層を厚くしたコンプライアントメタルセラミックライナの研究⁽⁸⁾も行われている。図4⁽⁸⁾に模式的に示すが, 主要部分はホット側にセラミック (イットリウム, ジルコニア), 中間層にはセラミックと金属の熱膨張を吸収するためのコンプライアントメタルがある。このコンプライアントメタルセラミックライナを図5⁽⁸⁾に示すような小型逆流燃焼器に組込んだ要素試験結果では従来のフィルム冷却方式の冷却

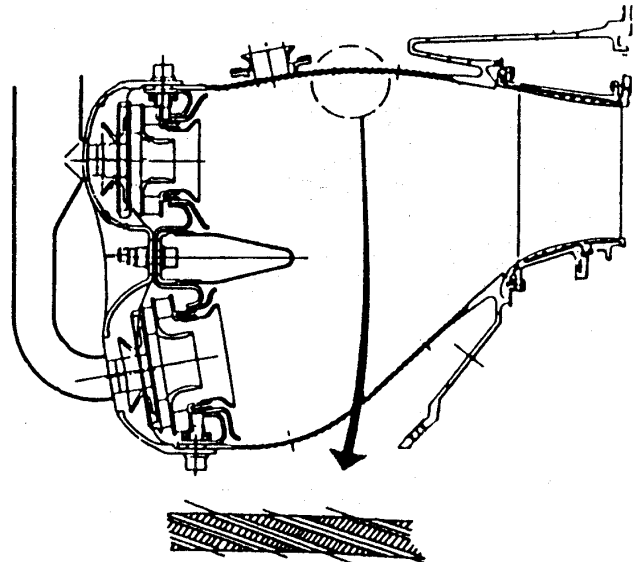


図3 GE 90 燃焼器⁽⁷⁾

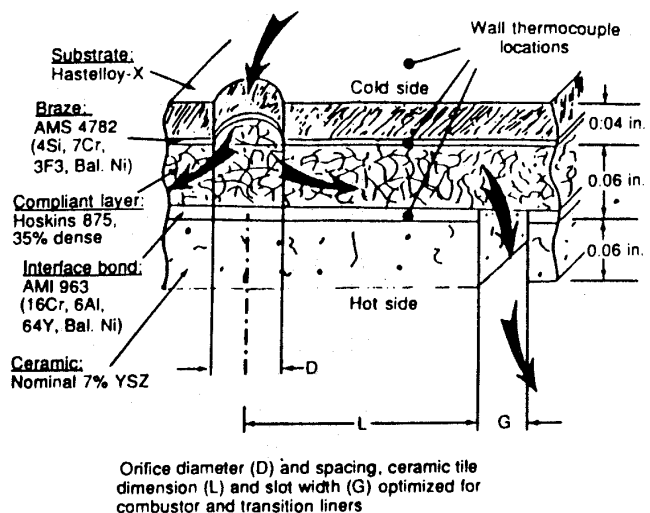


図4 コンプライアントメタルセラミックライナ⁽⁸⁾

空気量の80%以下で従来冷却方式と同様の冷却性能を示したといっている。更に21世紀に向けて開発されている巡航マッハ数2~3用エンジンの燃焼器にはセラミック複合材が採用されようとしている⁽⁹⁾。セラミック複合材に使用可能なマトリックス材、および強化材をそれぞれ表1⁽¹⁰⁾、表2⁽¹⁰⁾に示す。このうち燃焼器への適用研究はSiC

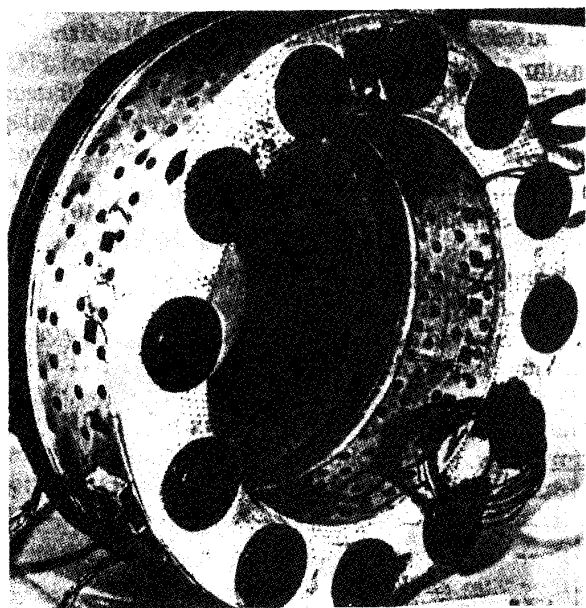
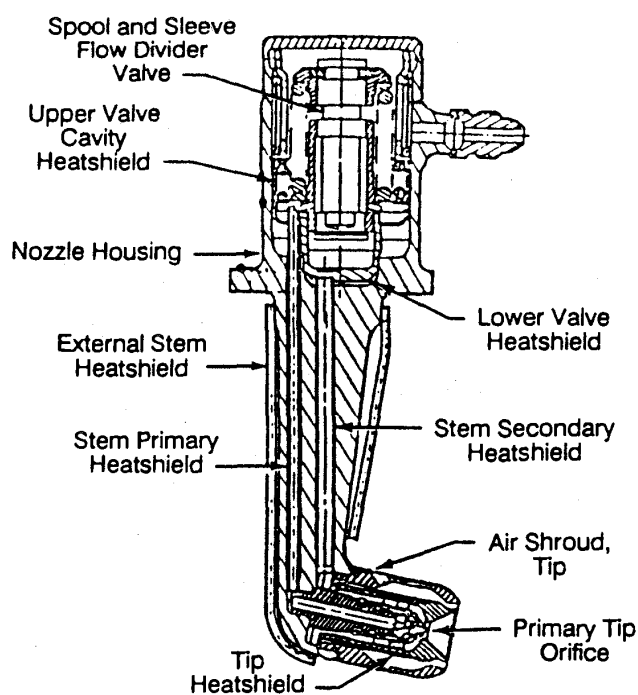


図5 コンプライアントメタルセラミックライナ燃焼器⁽⁸⁾



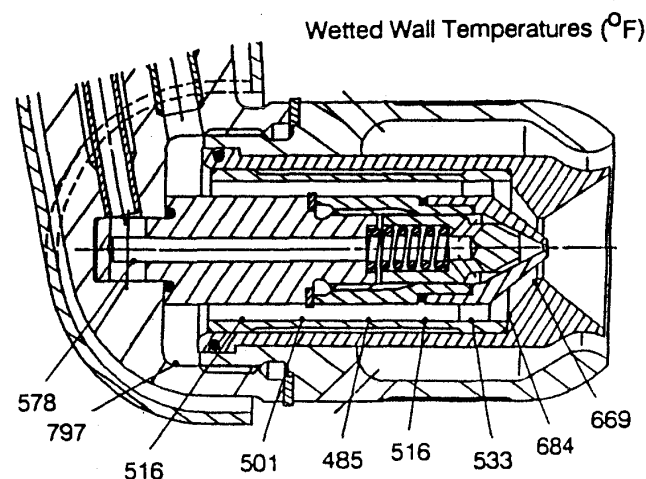
(a) F 404 燃料噴射弁

(炭化珪素)に関するものが多いようだ。

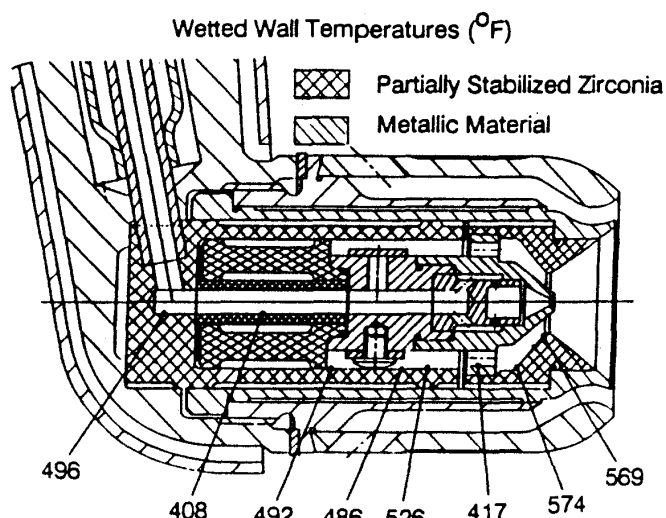
将来燃焼器では燃焼器入口温度の高温化と共に燃料を機体の冷却に使うことも考えられ、このため燃料温度が上昇し燃料噴射弁通路内で燃料コーキングが起こる可能性もある。このため燃料通路形状や噴射弁材料等を色々変えてコーキング防止研究を行っている。F 404 燃料噴射弁をベースとして図6⁽¹¹⁾に示すように燃料通路壁温を低く抑えることができ、これによりコーキング防止になるとしている。

(2) 低 NOx 化

航空用エンジンから排出される NOx の大半はサーマル NOx である。このサーマル NOx は図7⁽¹²⁾に示すように、理論当量比付近で急速に生成される。従来の航空エンジン用燃焼器では一次燃焼領域内に、こうした領域が存在し、NOx の大部



(b) ベース燃料噴射弁の壁温



(c) 改良燃料噴射弁の壁温

図6 燃料噴射弁のコーキング対策⁽¹¹⁾

表1 セラミック基複合材料用
セラミックマトリックス⁽¹⁰⁾

Material	Strength (GPa)	Density (g/cm ³)	Young's Modulus (GPa)
Soda-Lime Glass	100	2.5	6.0
Borosilicate Glass	100	2.3	6.0
Lithium Aluminosilicate*	100-150	2.0	10.0
Silica Glass	48	2.2	7.2
Magnesium Aluminosilicate*	100-170	2.6-2.8	11.9
Mullite	83	—	14.3
ThO ₂	97	9.8-10.0	14.5
ZrO ₂	113-128	5.6-5.75	17-25
MgO	97-130	3.6	21-30
Si ₃ N ₄	410	3.2	30.7
BeO	130-240	3.0	29.5-38
Al ₂ O ₃	250-300	3.9-4.0	36-40
SiC	310	3.2	40-44
ZrC	110-210	6.4-6.9	19.5-48
HfO ₂	69	9.7	56.5
WC	345	15.6-15.8	54-70

表2 セラミック基複合材料用強化繊維⁽¹⁰⁾

Material	Composition	Strength (MPa)	Density (g/cm ³)	Young's Modulus (GPa)
Nicalon (Nippon Carbon)	Si, C, O	~3,200	2.55	~190
Tyranno (Ube)	Si, Ti, C, O	~3,000	2.4	7,200
SCS-6 (Textron)	SiC on C	~3,900	3.0	400
MPDZ (Dow Corning/Celanese)	Si, C, N, O	~1,900	2.3	185
HPZ (Dow Corning/Celanese)	Si, C, N, O	~2,250	2.35	165
MPS (Dow Corning/Celanese)	Si, C, O	~1,350	2.6	185
Nextel 312 (3M)	Al ₂ O ₃ , B ₂ O ₃ , SiO ₂	1,750	2.7	150
Nextel 440 (3M)	Al ₂ O ₃ , B ₂ O ₃ , SiO ₂	2,100	3.05	180
Nextel 480 (3M)	Al ₂ O ₃ , B ₂ O ₃ , SiO ₂	2,275	3.05	225
FP (Dupont)	Al ₂ O ₃	1,400	3.9	385
PRD 166 (Dupont)	Al ₂ O ₃ , ZrO ₂	2,250	4.2	385
Niobium	Nb	~750	8.6	80-120
Copper	Cu	~400	8.9	120
Tantalum	Ta	~1,350	16.6	180
Molybdenum	Mo	~2,200	10.0	320
Tungsten	W	~3,400	19.3	380

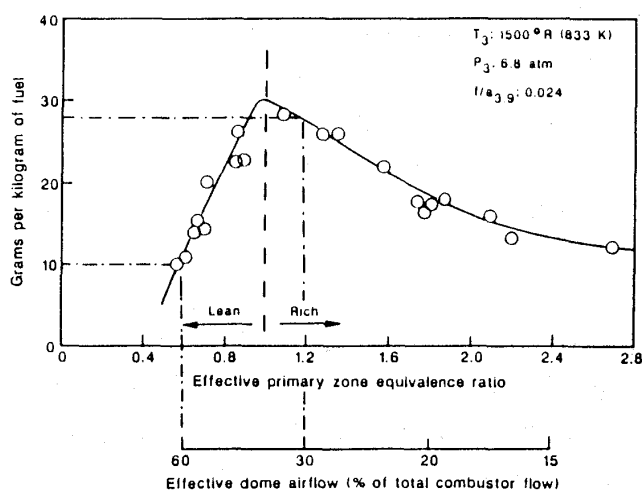


図7 当量比と NOx 生成量の関係⁽¹²⁾

分がここで生成する。NOx の生成を抑えるには理論当量比付近を作らず、即ち高温領域を作らないことが肝要である。また図8⁽¹³⁾に示すように、燃料と空気の混合度を高めることにより NOx 低減化が図られる。

航空エンジン用燃焼器に上記の考えを適用した形態として多段燃焼方式、RBQQLB (Rich Burn Quick Quench Lean Burn)燃焼方式や予混合予蒸発燃焼方式などがある。

多段燃焼方式は E³ (Energy Efficient Engine) 研究開発の中で様々な形態が検討されたが、これらの成果を生かし、GE 90 エンジン(図3参照)で採用されようとしている。これはデュアル・ドーム燃焼器といわれ、半径方向に2つの燃焼領域を有し、外側はパイロット燃焼領域で低負荷時にはこの領域に燃料を供給する。内側はメイン燃焼領域と呼ばれこの領域は高負荷時に使用するが、希薄燃焼により低NOx化を図っている。この燃焼

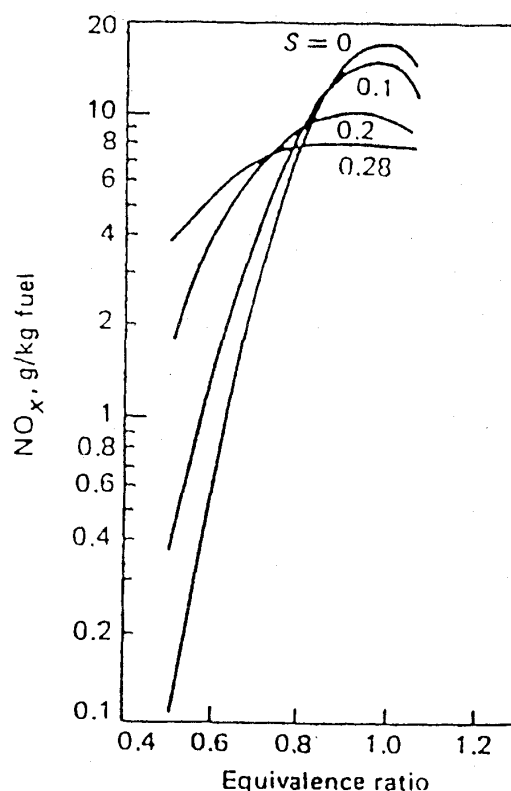


図8 燃料/空気混合度と NOx 生成量の関係⁽¹³⁾

器で NOx は従来型燃焼器より 35%程度低減している⁽⁷⁾。

RBQQLB 燃焼方式を運用エンジンに適用した例として V 2500 (図2参照)がある。エンジン適用のため JT 9 D エンジンを用いてその実現性について検討している。図9⁽⁶⁾にその結果を示す。ここで IBZ (一次燃焼領域) は一列目空気孔まで、SBZ (二次燃焼領域) はそれ以降で二列目空気孔までの領域をいい、その各々の領域の当量比と NOx の低減率の関係を示している。この図が示すことは一次燃焼領域の当量比を1以上の過濃に

し、それを大きくすれば NO_x 低減率が大きくなる。これは一次燃焼領域で過濃燃焼させて低 NO_x 化を図り、かつ酸素不足のため燃料は燃焼しきれず、燃え残り燃料は周囲の高温によりガス化し二次燃焼領域に流入する。この領域ではライナ空気孔からの空気と燃料を含む高温ガスとが混合し、希薄燃焼となって低 NO_x 化を図っている。

以上は実際のエンジンに搭載された低 NO_x 燃

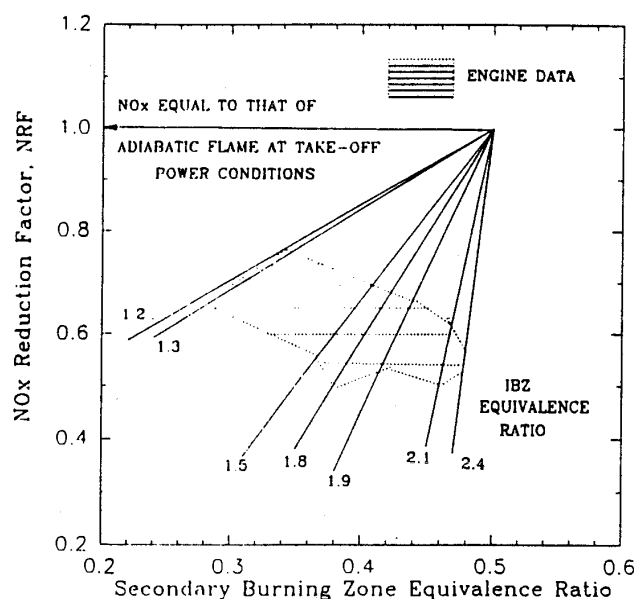


図9 一次、二次燃焼領域当量比の NO_x への影響⁽⁶⁾

焼器であり、従来型燃焼器に対しかなり NO_x の低減が図られているが、より低 NO_x 化を目指した研究開発も盛んに行われている。

図10⁽¹⁴⁾は予混合予蒸発噴射弁と多段燃焼方式を組合わせたものである。この燃焼器の特徴はパイロット燃焼領域とメイン燃焼領域を半径方向に3つ有しており、パイロット燃焼領域が中間に、その上下にメイン燃焼領域を有する。またパイロット燃焼領域はメイン燃焼領域より上流側からはじまっている。メイン燃焼領域に供給される燃料は予混合予蒸発噴射弁内で均一予混合化が図られている。この燃焼器は6気圧までの試験が行われ、 NO_x に関し従来型燃焼器と比較し60~70%低減している⁽¹⁴⁾。予混合予蒸発噴射弁では高温・高圧時の自着火・逆火の問題があり、噴射管内の速度分布制御などが今後の課題である。

RBQQLB 燃焼方式として図11⁽⁴⁾に示す形態も考えられている。基本的考え方はV2500エンジン燃焼器と同じであるが、一次燃焼領域と二次燃焼領域の間の通路を絞り、この絞り通路部にライナ空気孔を設けている。RBQQLB 燃焼方式では一次燃焼領域の過濃燃焼領域から二次燃焼領域の希薄燃焼領域に移る際に必ず存在する最も NO_x 発生量が多い当量比1近辺の燃焼領域をいかに短

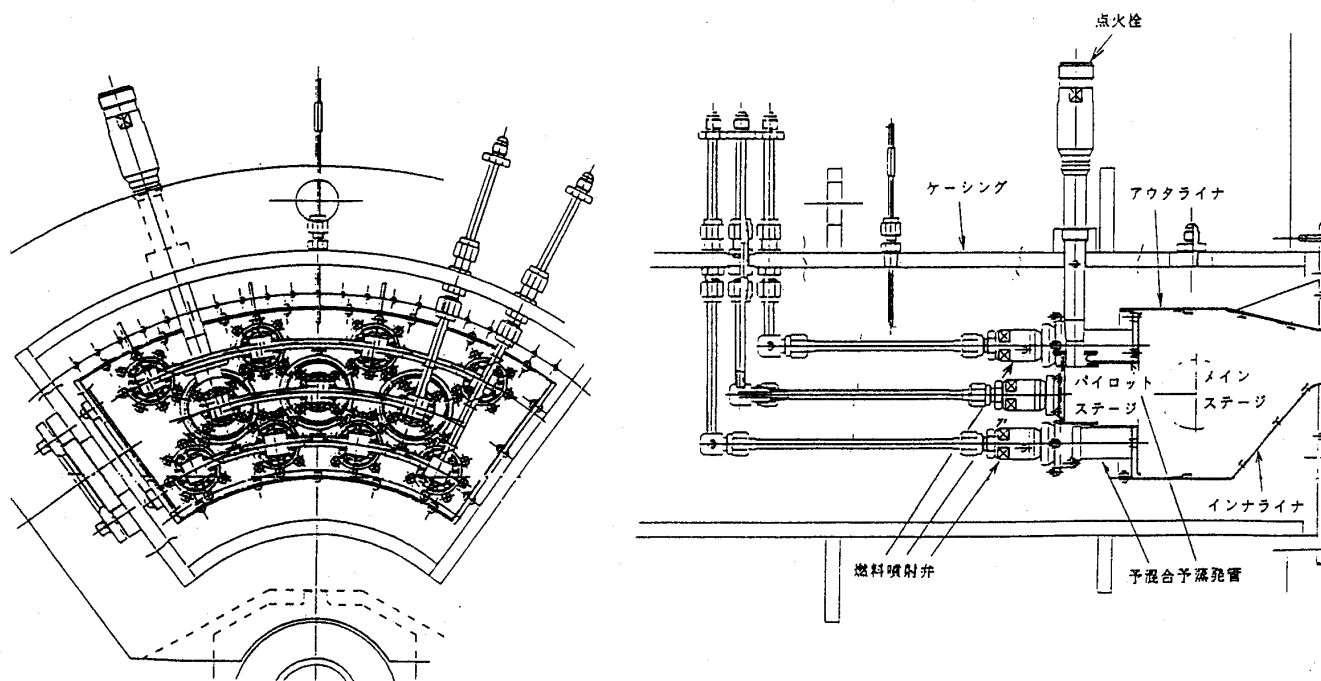
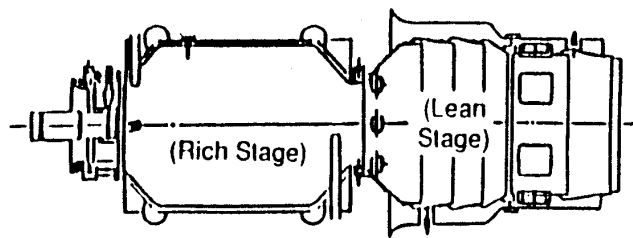


図10 予混合予蒸発噴射弁を有する多段燃焼器⁽¹⁴⁾

図11 RBQQLB 燃焼器⁽⁴⁾

くするかがポイントである。図11の絞り通路部でガス化した燃料を含むホットガスと燃焼用空気の混合を促進し、当量比1近辺の領域をできるだけ狭くしている。このRBQQLBでは一次燃焼領域は過濃燃焼させるため冷却空気を抑える必要があり、無冷却ライナ材が望ましく、複合材ライナなどが候補である。

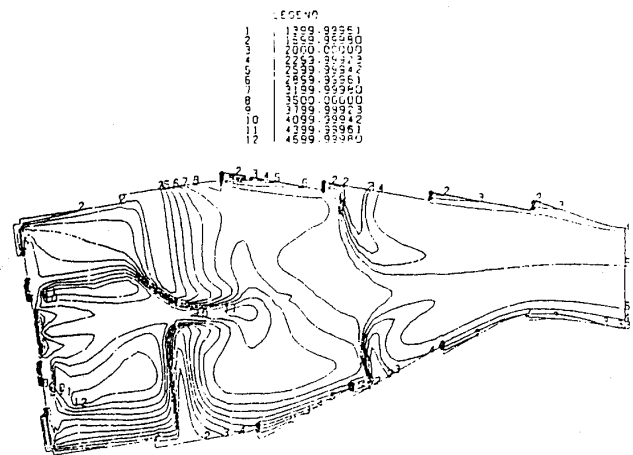
(3) 数値解析

燃焼器の研究開発の効率化のため、色々な燃焼器部位に種々の目的に合わせて数値解析が利用されており、かつ利用範囲が増しつつあるが、最近の利用方法としては燃焼器の研究開発の動向に呼応して排ガス量予測例が多い。図12⁽⁶⁾にはV 2500 燃焼器の温度分布例を示す。V 2500のRBQQLB燃焼方式を効率的に行うため一列空気孔の配列の温度分布への影響を解析的に調べ、高温領域をできるだけ小さくしている。

4. まとめ

航空用エンジンに対する社会的要求とそれに対応した燃焼器への要求と研究開発の動向について述べた。低NO_x燃焼器搭載のエンジンの出現など、燃焼器の研究開発が着実に進んでいることが窺える。今後も燃焼器に対する高温化、低公害化などの要求に対応する研究開発が必要であろう。

最後に本解説ですべての動向をカバーしきれていないが、読者の参考になれば幸いである。

図12 V 2500 燃焼器等温分布解析⁽⁶⁾

参考文献

- (1) 山中, 佐藤, 藤, 日本ガスタービン学会誌, 10-39(昭57-12), p 3
- (2) 田丸, 日本ガスタービン学会誌, 16-61(昭63-6), p 106
- (3) Hill, R. J., Proc of ISABE, 1993, p 12.
- (4) Ziemiansky, J. A., Ball, C. L., ISABE 93-7003, (1993)
- (5) 玉木, 日本ガスタービン学会誌, 20-77(平4-6), p 18
- (6) Sturgess, G. J., McKinney, R., Morford, S., ASME paper 92-GT-108, (1992)
- (7) 見森, 航空技術, No.455, 1993-2, p 3
- (8) Paskin, M., Ross, P., Mongia, H., AIAA-90-2158
- (9) オティス チェン・武田, 日本航空宇宙学会誌, 40-462(平4-7), p 359
- (10) Bhaduri, S. B., Foes, F. H., Jour. Minerals, Metals & Mat. Soc., 43-3, (1991), p 16
- (11) Stickles, R. W., Dodds, W. J., Koblisch, T. R., Sager, J., ASME paper 92-GT-132
- (12) Bahr, D. W., ISABE 91-7022, (1991)
- (13) Lyons, V. J., Paper prepared for 19th AIAA Aerospace Science Meeting, 1981
- (14) 細井, 藤, 中北, ガスタービン秋季講演会(盛岡)講演論文集, (平5-10), p 39

タービンの最近の技術進歩について

航空宇宙技術研究所 山本孝正

1. まえがき

周知のとおり、タービン入口温度の高温化はガスタービンのサイクル性能の向上の最も有効な手段である。このため、タービンの高温化に非常に多くの努力が払われており、タービンの高温化の進歩そのものがガスタービンの進歩といっても過言ではない。したがって、タービン技術といえば、翼冷却技術をはじめとした熱的性能向上技術（以下、高温化技術）であるかのような感は否めない。高温化技術は常にガスタービン技術のネックとなる重要な技術であるから、つい最近、本誌でも小特集「高温ガスタービンの冷却」として取り上げられ⁽¹⁾、翼冷却技術、耐熱材料技術、遮熱コーティング技術など多岐にわたる高温化技術の最新情報が解説されたばかりである。このような時、標記の題目をいただき、はたして著者としては何を最近のタービン技術の進歩としてまとめればよいのか迷ってしまった。ここでは、高温化技術以外の、本誌では余り概説されたことのないと思われるタービンの「空気力学的性能向上技術（以下、空力技術）」に限定し、話を進めたいと思う。

ところで、タービン技術といえば、前述のごとく高温化技術と空力技術に一般に大別される。この内、前者は高温ガスに対する翼の耐久性向上技術であり、それに対し後者は翼型形状をはじめとした空気力学的性能向上のための技術である。高温化技術は必ずしもタービンの空力的な性能向上を意味せず、高温化にともなう冷却空気量の増大の問題など、かえって空力性能の低下をもたらすことが多い。このため、空力技術では翼からの冷却空気の影響、翼からの熱の奪取による主流エネルギーの低下の影響など、高温化のもたらすマイナス面も含めて、総合的に「高性能化」をめざすものでなければならない。ここでいう「高性能化」には高効率化の他に、高負荷化、高仕事（量）化、軽量化なども含んでいる。

（平成6年2月8日原稿受付）

とはいえ、タービン効率が裕に90数%を超えている現在、空力技術は高温化技術にくらべ目立たないのは事実である。しかし、たとえ1%以下の効率向上であっても、それはガスタービンの燃料経費の膨大な削減につながり、販売競争の上でも格段と有利になることから、実際には懸命な努力がなされている。加えて、最近新しく開発中、または開発予定のガスタービン/エンジンにおいては、従来にも増して厳しい仕様が要求されるのが常であり、仕様によっては効率を低下させる要因も数多く、それに対処してタービン効率を上げるのは並大抵のことではない。先の90数%の効率というのは、非冷却、かつそれほど高くない“通常”のタービン段負荷の条件での値であって、翼冷却を行いかつ段負荷を多少とも増すとすると、効率はたちまち80%台におちてしまう。段負荷の増加、すなわちタービン1段あたりの仕事量を増すことにより、多段であれば段数をへらし、同一段であれば小型化し、軽量化するためのいわゆる「高負荷化」の技術は、重量軽減を至上とする航空用ガスタービンでは特に重要なものである。しかし、高負荷化は一方で、空力的効率を低下させる傾向があるから、高負荷化を図りつつ高効率を達成することは至難の技といえる。このように、高負荷化1つをとっても空力性能向上は決して容易ではない。図1にNRC/P&WCでのタービン効率向上への努力の1例を示す⁽²⁾。図にみられるように、30年間で約5%の効率向上、年平均わずか0.2%足らずの効率向上であり、効率向上がいかに大変かがわかる。しかしながら、最近の「空力技術」には、後に記述するように、また、メーカ等でも設計ノウハウとして外部には明らかにされないこともあって、具体的な形の「技術」としては確定が難しいものが多い。こうしたことから、以下の項では、最近の空力的研究の動向から、最近の空力技術であろうと「推察」されるものをいくつか選び、多少の過去の経過と私見をまじえて概説したい。

2. タービンの空力技術

(1) 翼列および段設計技術

翼列の設計において「基本」となる翼列は、高速大型計算機が容易にまた安価に使えるようになった現在でも、1950年代の Ainley-Mathieson の手法⁽³⁾ (A-M法) をベースに Smith チャート⁽⁴⁾ などを用いて求めているのが現状ではなかろうか。その後の設計手法上の進歩には、A-M法で分類された各損失の予測法の改良形として、Dunham-Came⁽⁵⁾ や Craig-Cox⁽⁶⁾ らによって提案されたものがある。それ以降はこうした損失予想法についての顕著な進歩は見当たらない。しかしおそらく、各メーカー内では、損失の種類の細分化、それらに対する改良が必要に応じて随時行われ、メーカ独自の技術的ノウハウとして蓄積されているものと推察される⁽⁷⁾。しかし、損失を精度良く予測することは今でも難しい状態である。その他の特筆すべき設計技術に、コントロールドボルテックス設計法⁽⁸⁾ がある。この方法は、従来のもの（フリーボルテックス設計法等）とは異なり、翼根部で非常に低くなりがちな反動度を増加させ、また翼先端部で高い反動度による翼端隙間もれの増加をおさえることができる、という点で画期的である。なお、数値設計技術は別項で述べる。

(2) 2次流れ制御技術

1977年に Langston⁽⁹⁾ と Marchal⁽¹⁰⁾ が翼列内の3次元流を詳細に計測して以来、その流れに起因するいわゆる2次流れと損失(2次損失)に関する試験研究が盛んになっている。タービン翼列(と

くに転向角の大きな動翼列)では、2次流れによる損失(以下、2次損失)が翼の形状損失にくらべ格段に大きい。しかし、それまでの翼列試験といえは翼の形状損失評価を主目的としたいわゆる2次元翼列試験が多く、2次損失についての試験があまりされなかった。形状損失が小さければ翼列としてはとりあえず合格ということだったのかも知れない。その頃には、2次流れの詳細な情報も少なく、形状損失以外のはっきりしない損失は翼端間隙損失をも含めて、「2次損失」としてひとまとめにして扱っており、上記の Langston らの詳細な計測をきっかけに、2次損失の精度良い予測または2次損失の制御の可能性を求めて、多くの人々が興味を示したものと考えられる。1985年には2次流れに関する研究成果が総括され⁽¹¹⁾、実際の性能向上に役立つものにすべきだとの意見が出された。とはいえ、翼列内の流れは図2に示すごとく複雑極まる流れであるから⁽¹²⁾、得られた内部流動と損失の発生メカニズムの知見をもとに、翼列流路内の3次元渦を押え損失を低減するとなると、決して容易なことではない。得られた知見を技術的手法として具体化するには多くの試行錯誤が必要であり、こうした最近の設計の手法は、前出のコントロールドボルテックス法のような具体化した技術というよりも、設計者個人のノウハウのようなものである。先の図1の例で NPC/P&WC が最近用いた効率向上達成の手法は、「2次流れと半径方向圧力勾配を翼の周方向リーンと翼端壁の傾きで制御して、静翼列の効率を高めた」と説明されている。最近、3次元翼、Bowed 翼、Lean 翼などとよばれているものもこの種の「2次流れを制御した翼」といえる⁽¹³⁾。この種の翼の設計には後述の数値設計技術が欠かせない。図3の三菱の例では「両翼端壁近くでの翼負荷、即ち翼の正圧面と負圧面との圧力差を減じて、2次流れによる低エネルギー流体の翼負圧面上への移動を少なくする方法によって、約2%の効率向上を図った」と報告されている⁽¹⁴⁾。こうした内部流動の詳細なメカニズムの知見を具体的な形で表すには、前述の Dunham-Came や Craig-Cox らが提示したように、損失予測式として表すのも一つの方法である。最近になって、いくつかの新しい2次損失予測式も提案され始めている⁽¹⁵⁾。

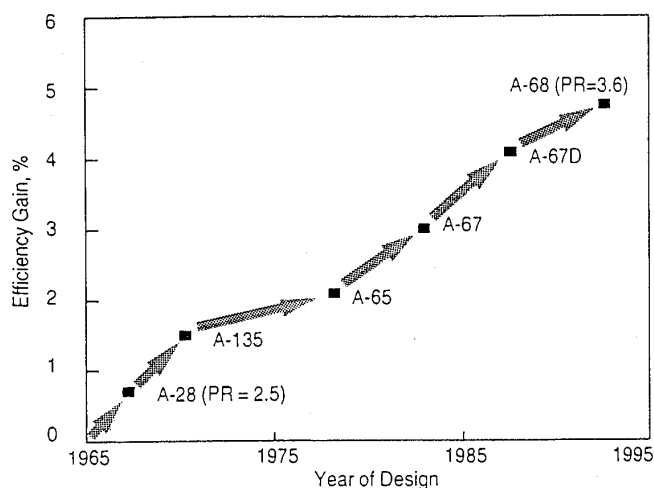


図1 タービン性能向上の変遷例⁽²⁾

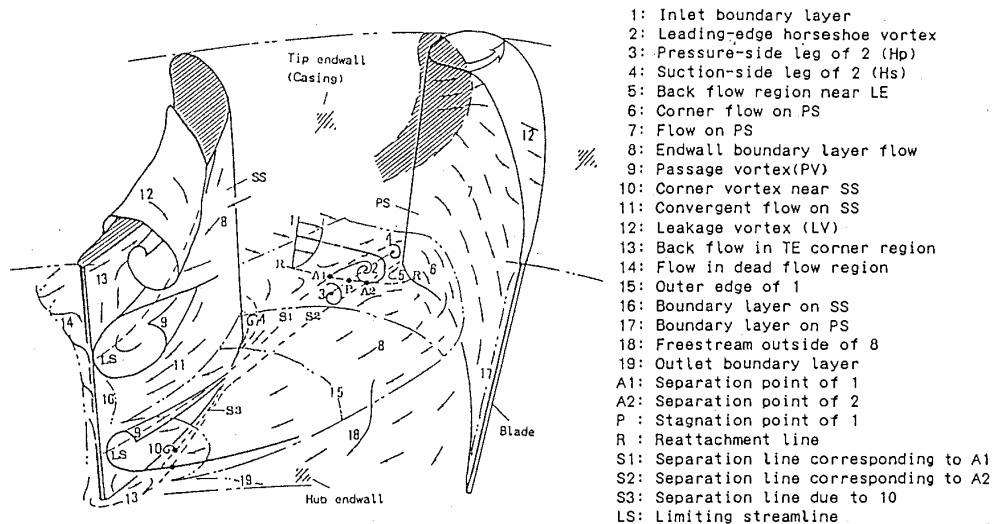
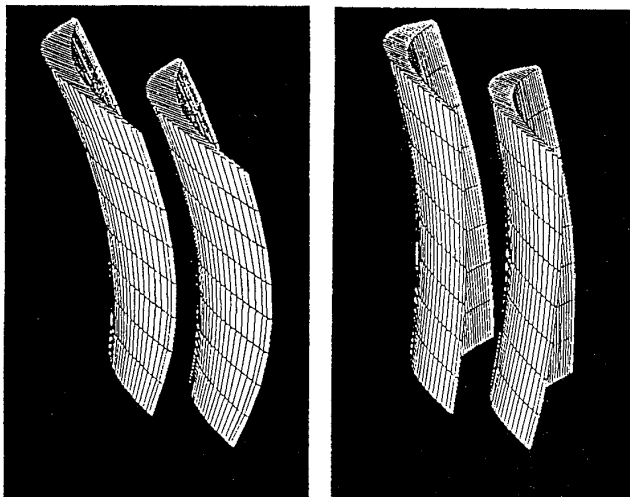


図2 タービン翼列流路内の流れ（翼列両面上の流れが見られるように翼列を実際より開いて描いてある）⁽¹²⁾



(a) Stationary blade (b) Rotating blade

図3 二次流れ制御翼の例⁽¹⁴⁾

また翼型設計や翼冷却設計などの観点から、翼列流路内やタービン段間での乱れについてのメカニズムの解明も進められており^{(16)~(18)}、これらの技術的知見が設計技術に反映される日もそう遠くないと思う。

(3) 翼端隙間損失制御

翼列、特に動翼列、の流路内で発生する2次流れのうち、流路渦と並んで損失発生 of 主要な渦に、翼先端と翼端壁との隙間からのもれ渦がある。この渦による損失（翼端隙間損失）は、通常の翼でも2次損失全体のおよそ30%ほどを占めるほど大きい。図4にこの損失の予測式の発展を年推移で示した⁽¹⁹⁾。この隙間損失によるタービン

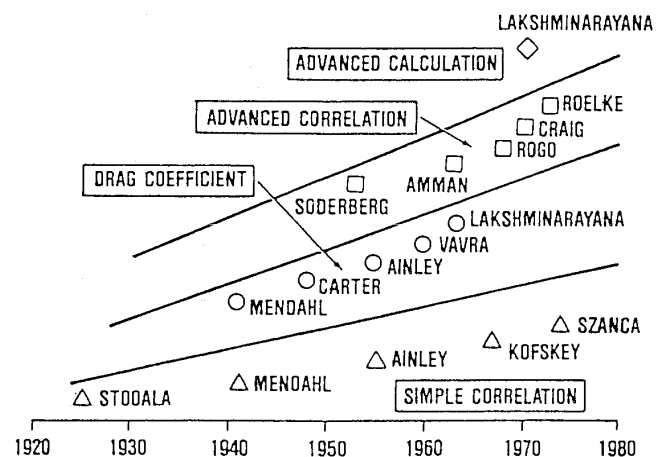


図4 翼先端隙間損失予測法の変遷⁽¹⁹⁾

の段効率の低下分は、図中の予測式全て、隙間比に比例する形で表わせる。その比例の係数が式の提案者によって、およそ1から3までの範囲で異なる⁽²⁰⁾。すなわち、隙間比の1~3倍のタービン効率の低下をもたらす。最近では、翼端隙間内の詳細な流れとそこでの損失の発生メカニズムの研究が盛んであり^{(21)~(23)}、それにもとづき、翼端隙間損失の予測式も提案され始めている^{(24),(25)}。

しかし現時点では、詳細なメカニズムの解明を進めている割には、実用の形としては非常に簡略化した予測式しか提示されていない。したがって、技術者にとっては、これら「実用式」とは別に、自らのメカニズムに関する幅広い知識をいかに実際の設計に生かしていくかが、重要である。すなわち、技術者各人のもつ技術的、創造的知見、またそれをもとにしたイメージ、アイデアなどが、

重要である。こうしたアイデアの例として、もれ流れを減少させるために、翼先端面に溝を掘ったもの、ウイングレットを付けたもの、翼端近くの翼負荷を減らしたものの^{(14),(26)}などが提案されている。また、正圧面側の先端部の一部をとがらせて、翼端ケーシングに向う流れを生じさせることによって、もれ流れを減じ隙間損失を減じさせようとするアイデアもある。これらの中には、空力的には良くても強度の面から実用には都合が悪い場合や、または採用しても大して性能向上にはならないなど、実際には採用できないものも少なくない。また、翼端隙間寸法をできる限り小さくするため、翼端と壁との接触をはじめてから考慮したアブレードブルケーシング、また Groove 付きのケーシングを採用する考えもある⁽²⁷⁾。

また、翼端隙間の寸法は、始動時と停止時には翼/ディスクとケーシングの熱膨張のちがいによって変化する。図5は運転時に生ずる隙間寸法の変化を示す例であるが、この変化をも考慮して設計する必要があることも近年主張されている⁽²⁷⁾。東芝のタービンの例では、図6に示すような構造により、運転中の負荷に応じて自動的に隙間をコントロールしている⁽²⁸⁾。部分負荷運転の多い自動車用等ガスタービンではこの設計の考え方は特に大切であろう。

(4) 冷却空気利用技術

冷却空気（冷却媒体）は翼やケーシング等を冷却後、翼面等から主流へ吹出される。翼列の空力性能に及ぼすこの吹出しの影響についてはあまりはっきりしていない。重要な課題である割にはそれほど研究されていないようである。冷却翼の開発のはじまった1950年代に、吹出しの翼列損失への影響の試験、サイクル論的考察がなされ、また

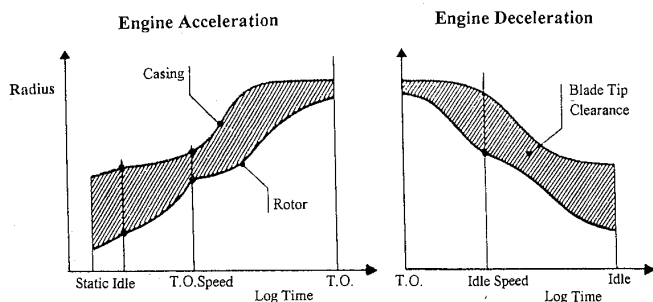


図5 エンジン過渡運転時におけるタービン翼端隙間の変化⁽²⁷⁾

1960 から 1970 年代にかけて NASA では、冷却空気の翼列及びタービン段への影響を調べる一連の研究が行われた^{(29),(30)}。その後統一されたデータもなく、また翼面を流れるフィルム流（の厚さ）等を考慮に入れて翼型そのものの設計をしたという話もあまり聞かない。主としてフィルム冷却などの冷却の観点から吹出し方向や穴の形状、配置を決めているのが現状ではなかろうか。2次流れを制御するため、翼面から主流に吹き出される冷却空気を空力性能向上に積極的に利用しようとする試みも一部ではみられる。そこでは、動翼ケーシングからの吹き出しにより2次流れを制御し⁽³¹⁾、動翼先端面からの吹き出しにより先端もれ損失を減じた⁽²⁷⁾、と報告している。そのほかには余り多くの例はないようであり、高温化技術及び空力技術の両者を勘案したこの技術の開発には、もっと多くの研究が行われるべきと考える。

(5) 数値設計技術

最近の高速大型計算機による3次元解析手法の進歩には目覚ましいものがある。これについては、本誌にも4年前に特集が組まれ解説されている⁽³²⁾。ここではタービンの設計に関するそれ以降の進歩につき概説する。

3次元粘性流計算法をはじめとする数値設計技

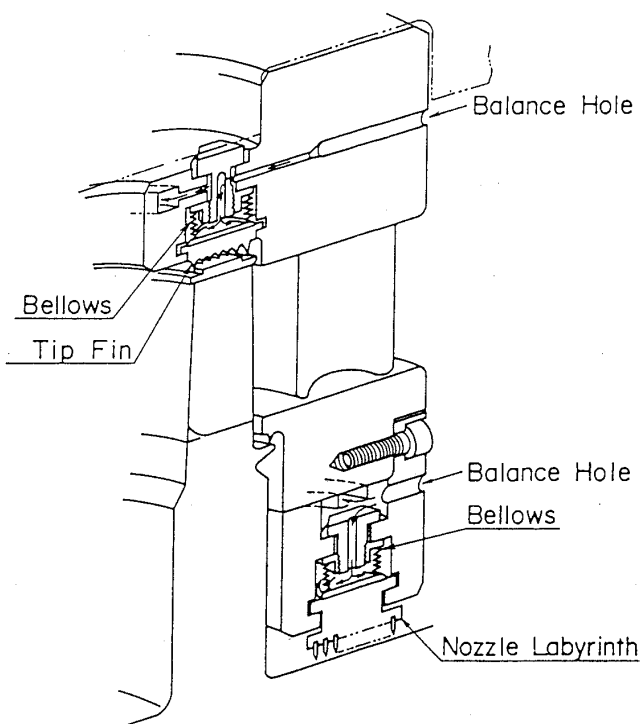


図6 アクティブ翼端隙間制御⁽²⁸⁾

術(以下、単に CFD)の最大の利点は、コントロールボルクス等の手法にも増して、翼の半径方向スタッキング等の翼設計上の自由度が格段に増したことである。しかし、それによって得られた翼列がいかなる性能を示すかは不明であり、より良い翼形状を得るのに、数値計算と試験との対比をくり返しながらか、かなりの試行錯誤が要求される。CFD はまだ発展段階であり、手法としては確立されたものではないが、すでに設計技術として欠くことのできないものとなっている。CFD の可能性、応用性をアピールした数年前とは異なり、最近では試験との検証によって実用設計に耐える CFD の開発へ重点が移っている。すでに非粘性の 3 次元 CFD (オイラーコード)などは、図 7 に示すような多段タービンの設計・解析に頻繁に用いられ、翼のスパン方向のスタッキングや翼と翼あるいは各段間の干渉を見積もるのに使用されている⁽²⁶⁾。一方、粘性 3 次元 CFD は、2 次流れの制御や、翼端隙間損失の制御による翼列の開発に、主として使われている。しかし、粘性コードの利点である損失の精度良い評価に成功しているものは未だ少ないようである。このため、それに必要な精度良い乱流モデル等の研究、開発にも力がそそがれている。

また最近では、3 次元粘性 CFD が複雑な翼冷却通路内の流れ解析へ適用されている⁽³³⁾。吹出し冷却空気と主流との干渉や、損失分布と熱伝達分布を同時に計算する 3 次元粘性コードも開発されている⁽³⁴⁾。こうした例では、非構造格子メッシュが使われており、今後はこのメッシュ作成技術が設

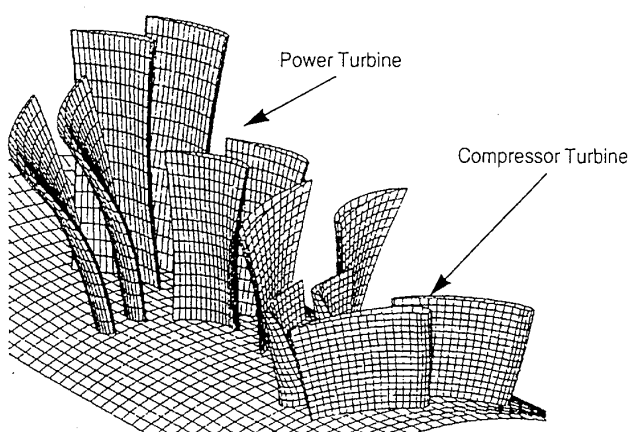


図 7 三次元非粘性コードによる
多段タービンの設計⁽²⁶⁾

計面では特に重要なものになる、と考えられる。

その一方で、実際の設計においては、前述した A-M 手法による翼列設計からはじまり、タービンのガス流路、フレア角、半径方向仕事量などの決定には、依然、準 3 次元スルーフロー設計・解析法(差分、マトリックス、有限要素法などあり)が未だ健在である⁽³⁵⁾⁽³⁶⁾。この準 3 次元設計・解析法は、主として翼端壁の境界層の見積もりに改良を加えながら発展してきたが、実績が多く比較的安心して使えるので、現在も設計の主要な技術の地位を明け渡してはいない。しかしながら、この準 3 次元設計・解析法は流管相互にエネルギーのやりとりができないので、温度、圧力のスパン方向分布の計算が、とくに多段になると、精度よく行えない。こうした中、つい最近、2 次流れ及び乱流拡散の研究成果を取り入れた新しい方法が提案された。これは翼スパン方向の流体ミキシングについての最近の研究結果から、流管相互のエネルギー交換を許容する項を付加する方法である⁽³⁷⁾。同様な試みは以前にも例がないわけではないが、最近の翼間の詳細なメカニズムから、提案された点で興味深い。この方法はまだ 3 次元粘性計算が高価で一般的な設計ツールでない現在、多段タービンの翼列または段間の性能解析・設計解析の精度を上げるものとして注目できる。

(6) 高負荷化・高仕事(量)化、高速化、軽量化技術

高負荷化の利点は、段数または翼枚数を少なくし、またケーシング径を小さくできるので、エンジン重量の軽減、製作コストの低減、および取り扱いの簡素化ができることである。また、急加減速が必要なヘリコプタエンジンなど小型のターボシャフトエンジンでは、ディスクの径を小さくし、慣性を減らすために高負荷化は欠かせない。また、高温化に伴う冷却空気量の増大は最近大いに問題になっており、冷却翼の枚数を減らすことのできる高負荷化は大きな利点がある。同時に高負荷翼列通過後の大きな温度下降は、後続の翼の冷却を容易にし、あるいは不要にすることもできる。ちなみに、600 HP クラスのターボシャフト/ターボプロップエンジンを例にとると、通常の段負荷を 37% 上げて、同じ出力を得るエンジン径に縮小した場合、31% の重量軽減、24% の動翼枚数の減少、

39%の動翼の慣性の減少を達成できるとする試算もある⁽²⁶⁾。

高負荷タービンの研究は1970年代に、とくに重量物である低圧多段タービンに対しNASAで一連の研究が行われた⁽³⁸⁾。我国においてもムーンライト計画の中で、高負荷低圧タービンの研究開発があり、この設計には前述のコントロールドボルト法が採用され、90%強の効率を達成している。但し、これらの高負荷タービンは、従来の低圧段タービンとしては多少高負荷という程度であり、航空用エンジンの高圧段タービンに通常採用される負荷よりもかなり低いものである。最近では、高負荷化の研究/開発の報告は少ないが、前記⁽²⁶⁾のNRC/P&WCほかでは、高負荷タービンの研究開発が続けられている。NRC/P&WCでは、段負荷係数2.47、圧力比3.76、流量係数0.64の単段タービンの開発が行われた。タービン効率は80%強であり、高負荷での高効率達成はなかなか難しいようである。このタービンの静翼の転向角は76°、動翼のそれは120°であり、従来のものにくらべかなり大きいものを採用している。

さらにそれ以上の超高負荷タービン翼については、NASA/P&Wのスペースシャトル用タービン⁽³⁹⁾や、我国で超音速機用推進システム研究開

発の基礎研究の一環として航技研で行われている超高負荷タービンがある。それらの研究では、160°という極限の転向角を有する翼型の研究を進めている。その翼模型の例を図8に示す。このような超高負荷では、強い3次元流の発生で効率が著しく低下すると予想される。複雑な3次元流れを制御して、いかに高効率化を図るかがそこでの重要な課題である。

一方、近年の金属材料の進歩によって材料強度が増した結果、タービン回転数を上げることができるようになった。これを利用してタービン仕事量を回転数でかせぐ、いわゆる高仕事（量）化、高速化技術がある。ある例⁽⁴⁰⁾では、段負荷を通常の値（1.46）におさえることによって効率を低下させず、仕事量を増し、かつ2%ほどの段効率を向上させている。この動翼列の形状を図9に示す。このときの達成効率は90%強であった。

高負荷化、大仕事（量）化にともない、タービン段はいきおい遷音速から超音速となる傾向がある。この遷・超音速タービンにおいては衝撃波による損失や後縁による損失が増大し、急激に翼列または段の効率が低下する。高速時に重要となる後縁損失は典型的な動翼を例にとると、形状損失の3~4倍にも達する。こうした遷・超音速タービンについては従来から研究が続けられてはきたが、損失や流出角のデビエーションの予測法は未だ確立されていない⁽⁴¹⁾。しかし最近、遷・超音速タービンの開発の必要性から、後縁損失の主要原因の後縁端圧（ベース圧）、衝撃波の構造、干渉、衝撃波による損失など、高速流の下での翼列内の詳細なメカニズムについて、研究が盛んになっている⁽⁴²⁾。

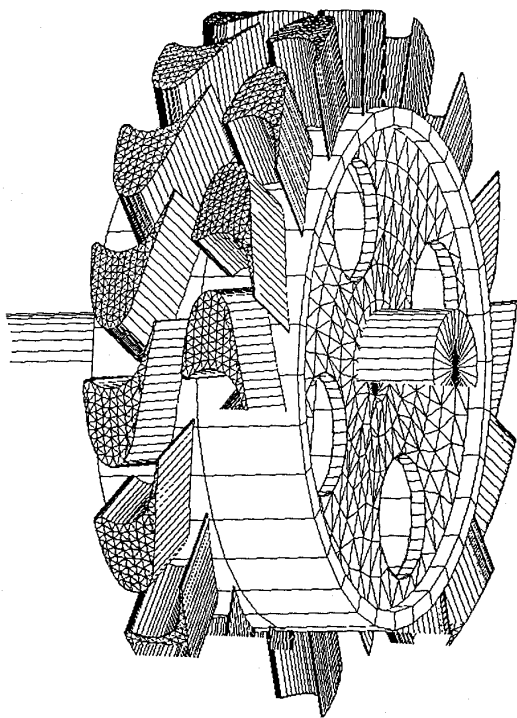


図8 超高負荷タービン試験模型

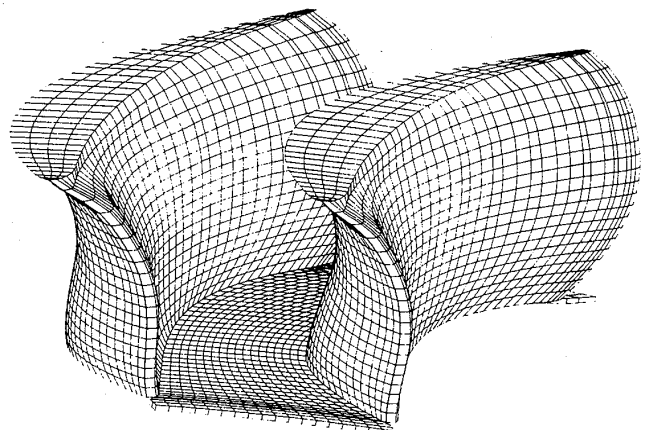


図9 大仕事量タービン翼⁽⁴⁰⁾

3. おわりに

本稿では最近のタービン技術としていくつかの「空力技術」を取りあげ、私見をまじえ述べた。とりあげた最近の「空力技術」の中には、まだ具体性をもたないもの、成熟していないものも多く、与えられた表題のいわゆる「技術」とはいえないものも多いかもしれない。しかし要は、「技術」とは技術者が対象とするもののメカニズム等を深く理解し、その理解した知識を自ら創造力でいかに具現化していくかという技術的手法である、とするならば「最近の空力技術」としてまだまだ多くの「技術」が存在すると思われる。

なお、タービン技術にはその他、ディスク等の材料、構造の技術、振動解析技術、計測技術など多々ある。それらの最近の技術進歩については、別の機会に専門家の解説に期待したい。

参考文献

- (1) 伊藤ほか, 小特集「高温ガスタービンの冷却」, 日本ガスタービン学会誌 20巻80号 (1993-3).
- (2) Badger, M. 他5名, ASME 93-GT-6 (1993).
- (3) Ainley, D. C., Mathieson, G. C. R., ARC R&M 2974 (1951).
- (4) Smith, S. F., J. Royal Aeronautical Society, Vol. 69, pp. 467-471 (1965).
- (5) Dunham, J., Came, P. M., ASME J. Engng. for Power, pp. 252-256 (1970).
- (6) Craig, H. R., Cox, H. J. A., Proc. IMechE Vol. 185 32/71, pp.252-256 (1970).
- (7) 例えば, 植西ほか3名, ターボ機械, 11巻4号, pp. 202-209 (1983).
- (8) Dorman, T. E.ほか2名, ASME J. Engng. for Power, pp. 245-257 (1968).
- (9) Langston, L. S.ほか2名, ASME J. Engng. for Power, Vol. 1, pp 23-28 (1977).
- (10) Marchal, P., Sieverding, C. H., AGARD CP-214, Paper No. 11 (1977).
- (11) Sieverding, C. H., ASME J. Engng. for Gas Turbines and Power, Vol. 107, pp. 248-257 (1985).
- (12) 山本, ターボ機械, 14巻4号, pp. 234-241 (1986).
- (13) 例えば, Hourmouziadis, J., ASME 85-GT-188 (1985).
- (14) Kobayashi, K.ほか3名, Proc. of IMechE 1991-3, pp 25-32 (1991).
- (15) 例えば, Sharma, O. P., Buller, T. L., ASME J. Turbomachinery, Vol. 109, pp. 229-236 (1987).
- (16) Gregory-Smith, D. G., Biesinger, Th., ASME 92-GT-60 (1992).
- (17) Dossena, V.ほか2名, ASME 93-GT-52 (1993).
- (18) Binder, A.ほか2名, ASME J. Turbomachinery, Vol. 111, pp. 153-161 (1989).
- (19) Booth, T. C., VKI Lecture Series 1985-05 (1985).
- (20) 山本ほか5名, 航技研報告 TR-466 (1976).
- (21) Bindon, J. P., ASME J. Turbomachinery, Vol. 111, pp. 257-263 (1987).
- (22) Yamamoto, A., 同上, pp. 264-275 (1987).
- (23) Yaras, M.ほか2名, 同上, pp. 276-283 (1987).
- (24) Yaras, M., Sjolander, S. A., ASME 90-GT-154 (1990).
- (25) 例えば, Heyes, F. J. G., Hodson, H. P., 同上, Vol. 115, pp.376-382 (1993).
- (26) Moustapha, S. H.ほか2名, ASME J. Turbomachinery, Vol. 109, pp. 155-162 (1987).
- (27) Hourmouziadis, J., AGARD-CP-421, Paper No. 11 (1985).
- (28) Hisa, S.,ほか2名, Proc. IMechE 1991-3, pp. 275-280 (1990).
- (29) Whitney, W. J.ほか3名, NASA TND-4387 (1967).
- (30) Michel, G. W., Kost, F. H., ASME 82-GT-63 (1982).
- (31) 白井ほか3名, 航技研資料, TM-587 (1988).
- (32) 荒木ほか, 特集「数値解析・設計」, 日本ガスタービン学会誌 17巻65号 (1990).
- (33) Dawes, W. N., ASME 93-GT-99 (1993).
- (34) Dorney, D. J., Davis, R. L., ASME J. Turbomachinery, Vol. 114, pp. 795-806 (1992).
- (35) 例えば, Katsanis, T., McNally, W. D., NASA TMX-1764 (1969).
- (36) Davis, W. R., Millar, D. A. J., Canadian Aeronautical and Space Institute Transaction, Vol. 5, No. 2, pp. 64-70 (1972).
- (37) Lewis, K. L., ASME 93-GT-290 (1993).
- (38) 例えば, Wolfmeyer, G. W., Thomas, M. W., NASA CR-3262 (1974).
- (39) Griffin, L. W., Huber, F. W., ASME 93-GT-370 (1993).
- (40) Kingcombe, R. C., ほか2名, Proc. IMechE 1991-3, pp. 293-301 (1990).
- (41) Denton, J. D., ASME J. Turbomachinery, Vol. 115, pp. 621-656 (1993).
- (42) 例えば, Doory, D. J., Oldfield, M. L. G., ASME 85-GT-112 (1985).

航空機エンジン騒音低減化の最近の技術進歩について

航空宇宙技術研究所 小林 紘

1. まえがき

航空機の推進機関であるジェットエンジン内部では高速気流が流れており、その流れの中でファン・圧縮機・タービン等のローターが高速で回転していること、並びにエンジン排気口から高速排気ジェットが大気に放出されることなどのため、流れ自身や流れと物体の相互作用から出る空力騒音が主要な航空機エンジン騒音源である。主にエングローシャーや吸・排気消音ダクトを用いて騒音低減が行われている地上用ガスタービンではなく、騒音低減に対して重量、寸法および経済性の面での制約の厳しい航空用ガスタービンの最近の低騒音化技術について述べる。

高バイパス比ターボファンエンジン JT9D, CF 6 等を搭載した、大型ジェット機 DC 10, L-1011, B 747 の航空機騒音レベルは、初期のターボジェットエンジン搭載航空機 B 707 に比して、20 EPNdB も騒音レベルが低減された^{(1)~(3)}。この大きな騒音低減は、高バイパス比化によるジェット排気速度の低減、高バイパス比化に伴って増加したファン騒音の低減、並びにダクト吸音ライニングによる。これらの低騒音化技術に、二重層吸音パネルやファン排気とコア排気の混合ノズル等の技術を加えたターボファンエンジン CF 6-80 A や JT9D-7 R 4 を搭載する航空機 B 747, A 310 やエンジン RB 211-535 C や P&W 2037 を搭載する B 757 等新しい航空機の導入により、更に騒音レベル低下が成されている。航空機の空港周辺の騒音影響領域を示す騒音分布コンターの面積 (Foot Print Area) は、高バイパス比ファンエンジン使用の B 747 ではジェットエンジン初期の B 707 の約 1/30 に低減されて高いレベルの騒音にさらされる領域も狭まって来ている。

また、国際民間航空機構 (ICAO; International Civil Aviation Organization) では、航空機騒音

基準 ICAO Annex 16 Chapter 2 の基準に適合している航空機の 55% が 1994 年に、残り全てが 1999 年の末に規制の厳しい Chapter 3 の適合機に入替わることになっているため、一層の空港周辺の低騒音化が期待される。

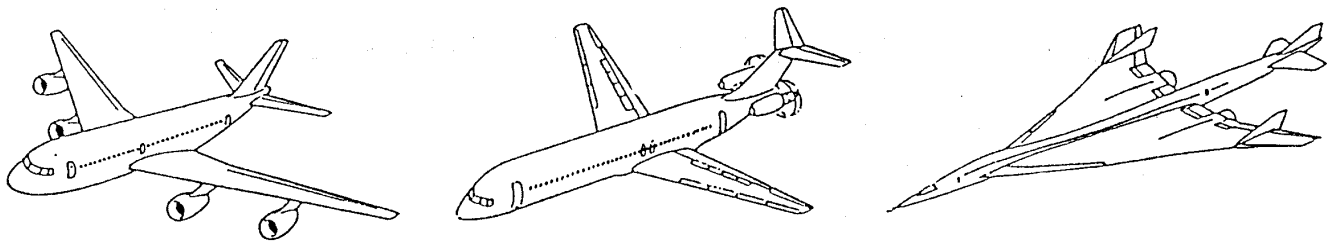
しかしながら、空港周辺住民から航空機騒音の低減が強く要求されており、また航空機の発着機数の増加に伴い空港周辺の騒音レベルが増加する可能性もあるため、Chapter 3 よりも更に厳しい航空機騒音基準 Chapter 4 あるいは、Chapter 3-3 EPNdB の基準設定等が検討され始めている。このため、エンジン性能の低下や重量増加の少なく、効率及び経済性に優れた低騒音化技術の開発、航空機の軽量化及び高揚力化による必要エンジン推力の低減にともなうエンジン騒音の低減、機体騒音の低減、並びに航空機騒音低減運航方式の研究が進められている。

最近、コンコルド超音速旅客機に続く、次世代の超音速旅客機 (図 1 の (C)) の研究開発が欧米始め日本でも進められている。超音速機の騒音問題は、超音速機の主要な環境影響問題の 1 つとなっているため、欧米では長年にわたって騒音低減化の研究が行われてきている。超音速機の推進エンジンとしては、巡航時にマッハ数 2~3 で飛行する必要からジェット排気速度の大きなターボジェットエンジン、或いは低バイパス比ターボファンエンジンが選定される。

このため、高亜音速旅客機で有効な手段であったエンジンの高バイパス比化による (ジェット排気速度の低減による) 騒音低減はできず、低減の困難なジェット騒音 (超音速ジェット騒音) の低減が必要となっている⁽⁶⁾。

また、近年、高バイパス比ターボファンエンジン機より推進効率の高い高速ターボプロップ機 (ATP: ADVANCED TURBO PROP, 図 1 (b)) の研究開発が米国を中心に進められた。

(平成 6 年 2 月 1 日原稿受付)



(a)高亜音速ターボファン旅客機

(b)高速ターボプロップ機

(c)次世代超音速旅客機

図1 航空機の種類

ファンダクトを有しない超高バイパス比ファンとも見られる高速ターボプロップでは、ファンダクトによる音のダクト伝播遮断現象やダクトによる機体側への騒音遮蔽、並びにダクト吸音が利用出来ないため、ターボプロペラの配置される機体近傍はプロペラ騒音の直接音場となり、機内の居住性はターボファンエンジン機より悪い。そこでターボファンエンジン機と同程度の機内騒音並びに振動レベルに低下させることが、高速ターボプロップ機開発の重要課題の一つとなっている。これに関する低騒音化技術については、参考文献⁽⁵⁾を参照されたい。本解説では、高亜音速機用エンジンと超音速機用エンジンの空力騒音低減化技術について述べる。

2. 高亜音速機のエンジン騒音源低減化技術

高亜音速機用エンジンの騒音低減は、主にバイパス比増加によるジェット排気速度の低減、ファン騒音の低減並びにダクト吸音に負うところが大きい。図2は現在の高バイパス比ターボファンエンジンに使用されている低騒音化技術とその適用箇所を示し、一方、表1は、現在まで研究開発された騒音低減化技術を表している。

ファン騒音とタービン騒音の騒音源は、主として動翼と静翼の干渉や、動翼と流れのディストーションとの干渉である。表1に示す①～⑧は、そのような干渉騒音を極力少なくする方法である。①、②は、入口案内羽根(IGV)を取り除くと同時にファンを単独とする方法、③はインレットディストーションの一つであるダクト境界層の除去、④～⑧は、動翼と静翼との干渉を弱くする方法である。④は動、静翼列の軸間距離を大きくすることにより下流静翼と干渉する動翼後流の減衰をねらっている。現在動翼翼弦長の2倍程度の軸間距離がとられている。⑤は、動翼列と下流のストラッ

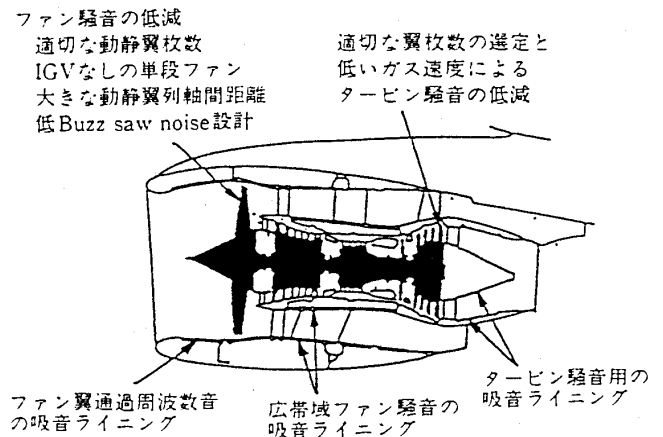


図2 ターボファンエンジンの低騒音化技術

トとのポテンシャル干渉によって発生する干渉騒音の低減をねらう。ファンダクト長さの短縮によるエンジン軽量化も考慮されている。

⑥～⑧は、干渉によって発生する圧力波モードのダクト遮断をねらう方法。⑦は、ファンの翼通過周波数1次成分が遮断されるように、動静翼枚数を選定する。静翼枚数/動翼枚数 >2.0 となっている。⑧は、静翼列ピッチを不等間隔とすることによりダクト遮断モードを発生させる。⑨は、動翼列ピッチを不等間隔として、翼通過周波数音の音響エネルギーを多くの周波数音に分散させる。

⑩～⑫は、翼面上のランダムな圧力変動を制御して白色騒音の低減をはかるものである。

図2に示すようにこれら①～⑫低騒音技術の中で、現在のターボファンエンジンのファン騒音低減に用いられているのは、①、②、④、⑦、である。その他の技術として、⑬衝撃波の発生を遅らせバズソー騒音を低減させる方法や、⑭ナセル入口への音の伝播を阻止する方法、⑮音の放射の指向性を制御する方法などがある。

高バイパス比ファンエンジンの亜音速ジェット騒音を低減する方法として、ミキサースノズル[図7

表1 ジェットエンジン騒音低減技術

騒音の種類	低 減 技 術
ファン騒音	回転騒音と白色騒音 ①単独ファンの採用 ②前置静翼の除去 ③ダクト境界層の除去 ④動静翼列間隔の増大 ⑤Integrated Vane & Strut の採用 ⑥傾斜静翼（円周方向および軸方向） ⑦動静翼枚数比の適切な選択 ⑧不等ピッチ静翼列 ⑨不等ピッチ動翼列 ⑩鋸歯状前縁翼 ⑪長翼弦長静翼 ⑫段付静翼
	バズソー騒音 ⑬Swept Rotor （ファンロータ翼先端に後退角をつけたもの）
	その他の方法 ⑭ソニックスロート ⑮スクープインレット ⑯吸音ライニング
タービン騒音	④動静翼列間隔の増大 ⑦動静翼枚数比の適切な選択 ⑯吸音ライニング
コア騒音	⑯吸音ライニング （ジェットパイプやコーンの内筒を共鳴器とした吸音ライニング）
ジェット騒音	亜音速ジェット ⑰ミキサーノズル （ファン排気とコア排気を混合するノズル）
	超音速ジェット ⑱逆速度ノズル（Inverted Velocity Profile） ⑲ポーラスプラグノズル（Porous Plug Nozzle） ⑳消音器（Mechanical suppressor-chute, tube, daisy lobeの組合せ） ㉑熱的音響遮蔽（Thermal acoustic shield） ㉒エジェクター（外部流導入法） ㉓非円形ノズル（楕円形、三角形、矩形等） ㉔ミキサーエジェクターノズル ㉕タブ、ノッチ

の(f)] が用いられている。これは Internal mixer を用いて、ファンノズル出口の上流でファンとコアからの流れを排気ダクト内部で混合するものである。この Mixer は、排気ガスの温度・速度分布を変え、ノズル出口近くでの混合を促進することによって乱れのレベルとスケールを小さくし、大気減衰の大きな高い周波数音への変換を含めて騒音低減化を行っている。

最近、バイパス比を 10 程度に大きくしてジェット排気速度を低下させ、エンジン騒音の低減とエンジン効率の向上を目指した超高バイパス比ターボファンエンジンの研究・開発が進められている。バイパス比の増加はエンジン重量の増加、特にナセルの重量増大をもたらすため、吸音の困難な低い周波数のファン翼通過周波数音をファンの直径

に比べて短いナセルにて騒音低減しなければならない問題に直面する。これを解決する一つの方法として、他の音源から適切な音を発生させ、ファン騒音を相殺するアクティブ騒音制御技術の研究が進められている。

この技術を入口ダクト側に、一方比較的ダクト長さの取れる排気ファンダクト側には吸音ライニングを用いる複合的な騒音低減技術の検討も行われている。

アクティブ騒音制御には主に 3 つの方法がある。ひとつは音響出力を検知し、それを最小限とする方法（power sensing）、感知センサーとエラーセンサーを使用し、制御パラメーターを係数にて処理して騒音の低減化を計るアダプティブ・フィードフォワード制御の方法（transform method）と、騒音を構成する各音響モードに対して反位相を有する音響モードで構成した音響波面を作り、相殺によって騒音低減を計る方法（waveform synthesis）である。第 2 のアクティブ騒音制御法を用いた例とその結果を図 3 及び 4 に示す⁽⁷⁾。24 個のスピーカを JT15D エンジンのファン上流のダクト円周上に配列し、基準信号はファンケーシングに設定された渦電流センサーからの翼通過周波数を、エラー信号は遠距離騒音場に置かれた特殊なマイクロホンから得ている。この信号とスピーカードライバーからの信号とを制御アルゴリズムに入力し、エラーセンサーからの信号を出来る限り小さくするようにアダプティブ・フィルターの係数を変化させることによって、スピーカからの発生音を制御している。これにより、ファン騒音の中の平面波音響モードの低減を試みている。エラーマイクロホンの置かれたエンジン前方では大きな騒音低減が得られているが、エンジンサイド方向では逆に騒音レベルが増加している。エラーセンサーの設定場所の選定が一つの問題である。

第 3 の方法を用いた結果を図 5 に示す⁽⁸⁾。

この方法では制御の簡単化のために予め、4 枚のファンブレードからの音の周波数、ファン翼通過周波数音との相殺のためにスピーカからの出力音との位相関係および音圧レベルをファン回転数及びファン動翼の回転位置と関係づけておき、ファン騒音を打ち消すための音を 4 個のスピーカから放射させている。この例では、平面波音響モー

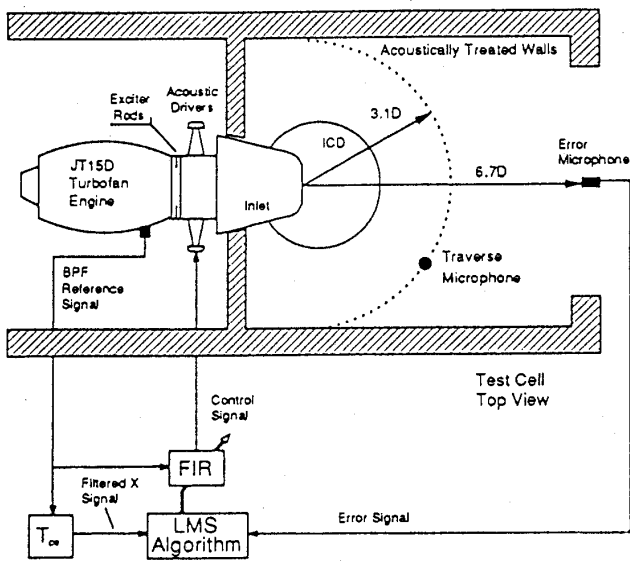


図3 アダプティブ・フィードフォワード騒音制御法によるエンジンファン騒音の低減

ドに対して約16 dBの低減が得られており、遠距離音場全体に渡っての騒音低減もなされている。

(1,0)音響モードに対しても低減が試みられているが、4個のスピーカでは十分でない。この方法では低減すべき騒音の音響モード構成の正確な情報を得ることと、相殺すべき音響モードを発生させる技術開発に問題点がある。これらのアクティブ騒音制御を航空用エンジンに適用する場合、コンパクトで強力な音源発生装置の開発が必要である。

3. ダクト吸音による低騒音化技術⁽³⁾

エンジン低騒音化技術の一つとして、ファンやタービンの騒音がエンジンから放射されるまでの吸入・排気のダクト伝播過程で吸音するダクト吸音技術がある。エンジンダクト吸音に使用される吸音材は高速気流（吸音材表面の流速マッハ数0.2~0.6）、高音圧（120 dB~170 dB）、広い温度範囲（-65°C~370°C）に耐え、狭く複雑な空間で使用される上に軽量であることが要求される。さらに、ほこりや水及び油による汚染、氷の付着、雨や日光にさらされても材料の劣化や吸音性能が低下しない必要がある。またダクトライニングにおいて最大減音量を与える最適インピーダンスが容易に得られ、かつ広範な周波数領域の吸音効果が望まれる。

共鳴/抵抗型吸音材は、繊維材を積層した bulk タイプと、多孔質表面板とハニカムを組み合わせたタイプの二つに分けられる（図6に吸音材とそ

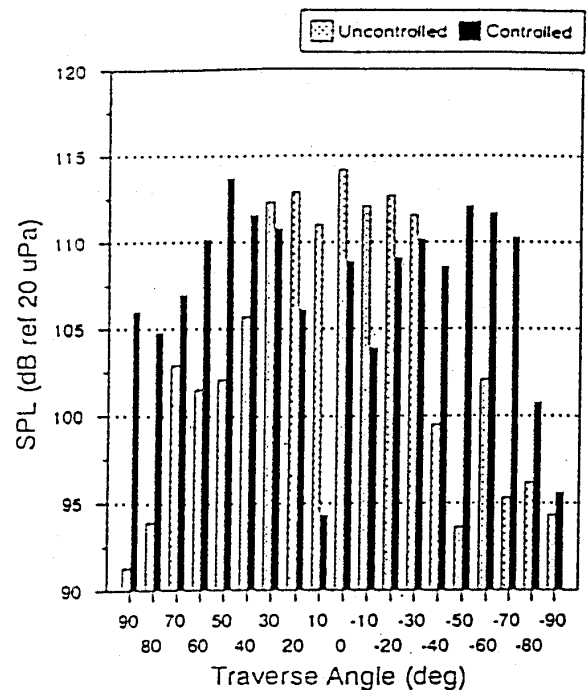


図4 アダプティブ騒音制御によるファン騒音低減効果

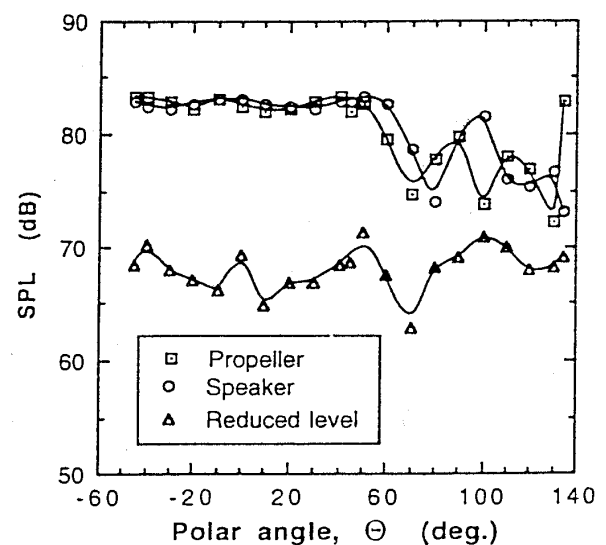


図5 音響モード相殺法によるアクティブ制御のファン騒音低減効果

の吸音特性を示す)。これらの吸音材のうち音響的以外の使用条件から、高バイパス比ターボファンエンジンでは、多孔板（アルミカスチール）とハニカム（アルミ、スチールあるいは合成樹脂を含ませたファイバーグラス）を組み合わせたホルムヘルツ共鳴器の多列タイプが使用されている。エンジンインレットは、多孔板とフレックス・アルミハニカムの二重構造の吸音パネル（図6参照）

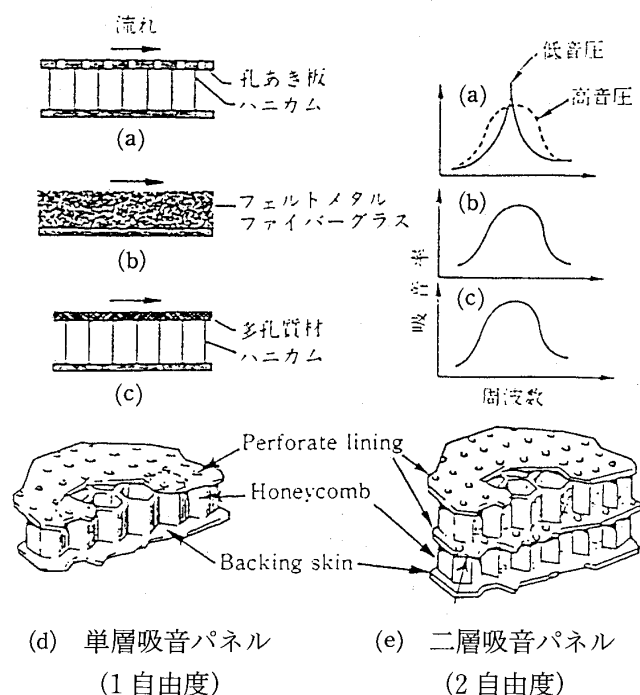


図6 吸音材と吸音特性

が使用されてファン翼通過周波数、バズソー騒音、広帯域騒音の広い周波数騒音の吸音を行っている。吸音効率をあげるため、音響モードに適合した吸音ライニング設計の研究もなされている。JT 15 D エンジンのファンダクトに配列したマイクロホンを用いて、ファンの翼通過周波数音のダクト内で伝播する音響モード構成を解析し、主な音響モードの吸音が最適になるように吸音ライニングを設計した。そして、それを使用した場合と、従来の伝播可能の全ての音響モードが等しく吸音されるように設計された吸音ライニングの場合とのファン騒音低減量を比較し、前者により15%のファン騒音低減増加が得られたことが報告されている⁽⁹⁾。

ファン排気ダクトでは、多孔表面材に穴のあいた板で作られたX型ハニカムの組み合わせ構造の中間に多孔板を入れて、2自由度吸音構造としている。

ハニカムは、合成樹脂をしみ込ませたファイバークラスで軽量化を行い、孔あき板表面にごく細かいメッシュの金網を張り、吸音材の音響インピーダンス非線形性を小さくしている。ステンレス溶接で作られた吸音パネルをコア排気ダクトの内、外ダクト表面に取り付け、タービン騒音の吸音もなされている。

4. 超音速機のエンジン騒音低減化技術

超音速旅客機の推進エンジンの主要な音源は、ジェット騒音であり、その騒音低減対策に力が注がれてきている⁽²⁾。超音速機の支配的音源となるジェット騒音の強さは理論的にはジェット速度の8乗に比例して増加するため、基本的にはジェット排気速度を低くすることが、騒音低減上最も有効である。超音速機のジェット騒音低減法として、ジェット排気速度低減法と機械式ジェット騒音低減法に大別される⁽⁶⁾。ジェット排気速度低減法(図8)は、推進エンジンを可変サイクルにしてバイパス比を変え、ジェット排気速度を離陸時に亜音速ジェット、高速巡航時には超音速ジェットにすることによって騒音低減を行う方法、並びに離陸時にファン排気速度をコア排気速度より高速にすることによってジェット騒音を低減する方法(逆転速度分布ジェット)である。前者には、可変サイクルエンジン、圧縮機から抽気して後方排気に導くタービンバイパスエンジン[図8の(a)]、並びにエジェクターをノズル後方に据え付けて外部流を導く方法、或いは、エンジンサイズを大きくする方法等がある。後者には、バイパスダクト排気速度をコア排気速度より速くしてエンジン排気速度分布を逆転速度分布にする可変流量制御エンジン[図8の(b)]と、ファン排気流れをストラットを通して排気ダクト内側に導き、遅いファン排気流の外側を速いコア排気流で囲むことによって、逆転速度分布とする二重バイパスエンジンがある。

一方、機械式ジェット騒音低減法には図7に示すような方法がある。メカニカル・サプレッサー[図7の(c)]は、デージタイプ、チューブタイプやシュートタイプがある。チューブやシュートは、排気ジェットをブレイクダウンして細かいジェットの集合に置き換えるもので、周囲流との混合を早めるとともに、大気中で減衰し易い高い周波数騒音へとシフトさせる効果をもつ。プラグノズル[図7の(b)]はジェットの中心にプラグを挿入し、薄い円筒状のジェットにすることにより、チューブやシュートと同様に混合を促進し、また発生騒音を高周波側へシフトすることにより騒音を低減することができる。またプラグ表面を多孔形にすることにより、衝撃波を弱め騒音低減を得ている。逆転速度分布ジェット(コアニュラノズ

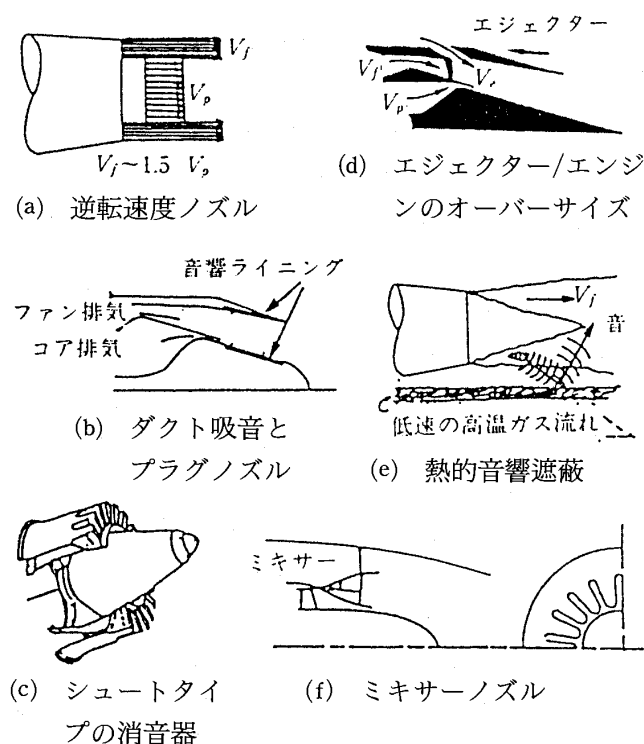


図7 ジェット騒音低減方法の懸念図

ル) [図7の(a)]は通常のコア排気とファン排気の二重ジェットとは逆に中心部に低温低速のジェット、周囲に高温高速のジェットを配することにより混合を促進するメカニズムで騒音を低減する。熱的音響遮蔽 [図7の(e)] はジェットの下側を高温のジェット層で覆い、音速差を利用してジェット内部で発生した音の伝播方向を曲げ地上に達しないようにしようとするものである。エジェクター [図7の(d)] は排気ジェットのエジェクター効果により外部空気をジェットの中に引き込み質量流量を増加させることによって必要なエンジン推力の排気速度を低下させ、ジェット騒音を低下させようとするものであり加えてジェット混合促進による騒音低減効果も含まれる。

これらの方法を使用する際、騒音低減可能量とともにジェット推力損失量が問題となる。離陸時の推力損失量の面から考えると、機械式ジェット騒音低減法として1%推力損失当り4 EPNdBの騒音低減性能を有するものが望まれる。

これらの中で現在、1%の推力損失当り2.2 EPNdBまで達しているものとしては、逆転速度ノズル、ポーラスプラグノズルと吸音ライニングされたエジェクターである。

近年、有効な超音速ジェット低減装置の一つと

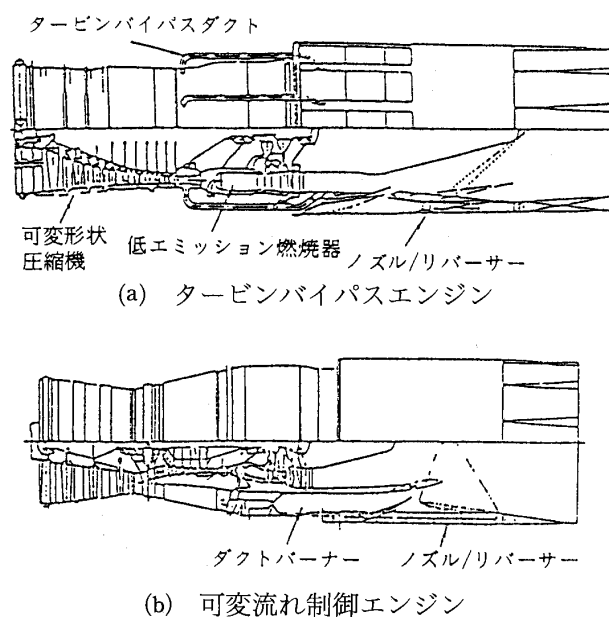


図8 超音速機用エンジンの懸念図

して、ミキサー・エジェクター・ノズルの研究開発が進められている^{(10),(11)}。これは図7(f)と類似したメカニズムで、ロブ形状ノズルにより小さな圧力損失の、大きなスケールの流れ方向に軸を有する渦を作る(図9)。これをエジェクター流れの中に導入することにより、エジェク効果の増大とジェット混合促進がなされ大きな騒音低減が得られる。この場合、通常ノズルとエジェクターの組合せと比べて、1/3の1.5~2.3 ミキサーダクト径で同等のエジェクター効果が達成される。この装置と可変サイクルエンジンとの組合せにより18~20 dBの騒音低減が得られ、ICAO Chapter 3をクリアーするに必要な20 EPNdB低減の内の15 EPNdB低減の見通しが研究段階として得られている。残りはボォルテックス・フラップやアタッチト・フロー・フラップ等の使用で揚抗比を増加して必要エンジン推力低減による騒音低減、並びに騒音低減運航方式の採用によって達成しようとするNASAのHSRPプログラムでは計画されている⁽²⁾。

しかしながら、ミキサー・ノズルによるジェット推力損失は十分小さくは無く、そのための研究も継続されている。

航空宇宙技術研究所では、超音速ジェット騒音低減装置として、エンジン重量増加の極力小さいこと、巡航時に装置を容易にジェット排気流れの中から取り除き格納出来ること、並びにエンジン

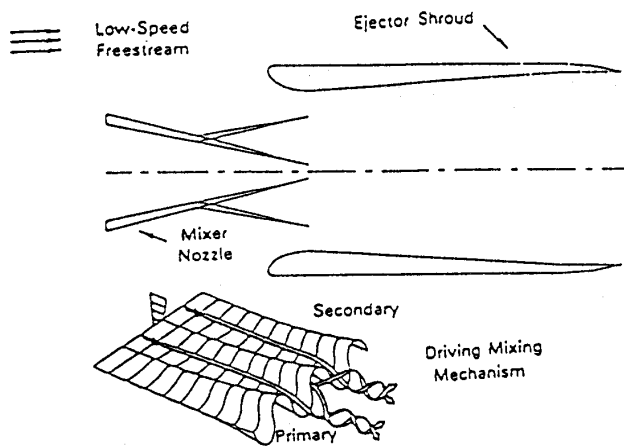


図9 エジェクター・ミキサーノズル

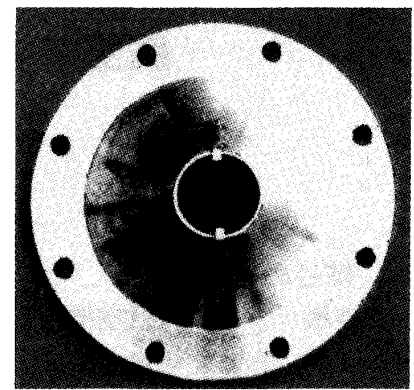


図10 タブ付先細円錐ノズル

推力損失の小さいこと等の観点から、タブ、非円形ノズルおよびエジェクターを主に取り上げ、それらの騒音低減特性およびジェット推力損失両面から研究を進めている。研究結果の一例として、タブを装着したノズルおよびタブによる騒音低減効果を図10と図11に示す。タブはジェットノズル端面で、流れに挿入する小さな挿入物であり、これにより超音速ジェット騒音のスクリーチ音および衝撃波関連騒音が大きく低減され、最近の研究では1%のジェット推力損失で最大10 dBの騒音低減が得られること、即ち、騒音低減量/推力損失=10 dB/%と目標の4 dB/%よりはるかに高い値が達成されてきており、空港騒音低減のみでなく最近問題となって来ている上昇時および飛行時騒音低減にもタブは有効と思われる。タブとエジェクターとの組み合わせによる騒音低減量の増大等の研究も進められている^{(12),(13),(14)}。

5. あとがき

高亜音速機用エンジン騒音低減については、経済性を別にすれば、超高バイパス化、アクティブ騒音制御やより効率の良い吸音ライニング等の開発で一層の騒音低減は可能と思われるが、着陸時の機体騒音の低減は困難と考えられる。

次世代超音速機のエンジン騒音低減は重要な課題の一つであり、経済性を含めた方向から推進する必要がある。航空機の環境適合性の要求が増々強くなっているため、一層のエンジン騒音や機体騒音の低減、エンジンサイクルの選定、必要推力低減のための機体の軽量化と高揚力化、並びに運航方式の改良による騒音低減等を含めた総合的な面からの対策が必要となっていると思われる。

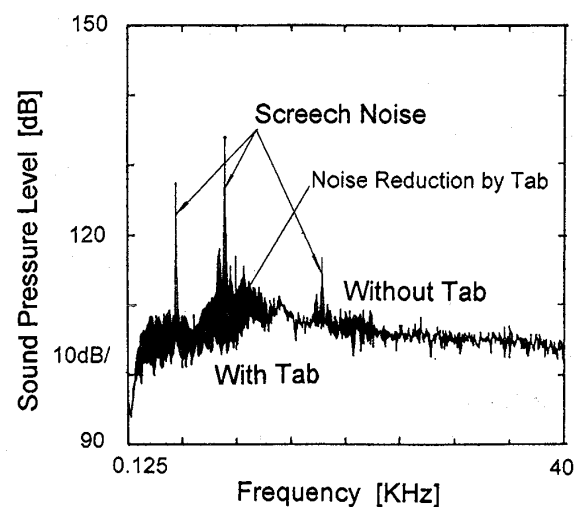


図11 タブの騒音低減効果

参考文献

- (1) 小林, 日本騒音制御工学会誌, 14-5 (1990.10)
- (2) C. M. Darden & E. D. Olson, AIAA-93-2942
- (3) 小林, 日本機械学会第563回「音の振動の制御技術と材料」講習会教材 (1983.7)
- (4) 小林, ターボ機械協会誌, 19-3 (1991.3)
- (5) 小林, 日本機械学会関西支部第177回講習会教材 (1990.10)
- (6) J. M. Seiner & E. A. Krejsa, AIAA-89-2358
- (7) R. H. Thomas, et al, AIAA-93-0597
- (8) D. L. Sutliff & R. T. Nagel, AIAA-93-4356
- (9) P. D. Joppa, AIAA-84-2337
- (10) W. K. Lord, et al, AIAA-90-1909
- (11) T. G. Tillman, AIAA-93-4345
- (12) 小林, 他 日本ガスタービン学会誌 21-83 (1993.12)
- (13) H. Kobayashi, et al, AIAA-93-4348
- (14) H. Kobayashi, et al, 11th International symposium on Air-breathing engines, Tokyo (1993.9)

航空機エンジンの整備技術の動向について

全日本空輸(株) 杉 浦 重 泰

1. はじめに

航空機エンジンは航空機の安全性、定時性を確保する為に極めて重要な装備品であり、エンジンの信頼性を維持向上する為に個々のエンジンの使用状況をきめ細かく管理し、必要な整備を実施している。又、航空機エンジンの整備コストは航空機全体の中で占める割合が最も多い為、経済性をも考慮して常に最も効率的で効果的な整備を行うことが必要である。

航空機エンジンの整備の変遷をふり返ってみると、オンコンディション メンテナンス方式の導入と共に、モニタリング手法や、信頼性管理の技法が、著しく進歩してきた。ここでは、これらの整備技術の進歩について紹介すると共に、今後の動向について考えてみる。

2. 整備方式

従来、航空機エンジンの整備は予め使用時間限界を定め、定期的に機体からエンジンを取卸し、部品交換やオーバーホール等の分解整備を行う整備方式が採られていた。(ハードタイム方式)

これは、故障率が時間と共に増加するという考えから、予防整備として故障が発生する前にオーバーホールを行うという整備方式であるが、実際のエンジンの構成部品の不具合は、使用時間に無関係(Random Failure)であったり、発生率のバラツキが大きく、定期的な分解検査では必ずしも故障を防止することは出来ないことが判ってきた。

1970年代に入り、B-747, DC 10, L-1011等の第二世代のジェット機に装着されているエンジンには、コンプレッサー、タービンの各段、燃焼器に、ボアスコープ用の穴があり、エンジン内部の点検が出来る様に設計されている。

又、各ベアリングサンプのスカベンジラインには、Magnetic Chip Detector (MCD) が装備されており、どこかのベアリングに異常があるかを識別

出来る仕組みになっている。

この様なエンジンの登場により、機体装着状態でエンジン内部の状況をモニターし、不具合がなければ継続使用が可能であり、不具合の兆候が発見された場合、故障に至る前に必要な整備処置を行う「オンコンディション方式」が採用される様になった。

ハードタイム方式では、不具合の有無にかかわらず、時間がくれば強制的に取卸し分解整備を行う必要があるが、オンコンディション方式では、不必要な取卸しをしないという点で経済的である。

3. モニタリング手法

オンコンディション方式の導入により、エンジンの内部状況を把握する為の手法(モニタリング手法)が信頼性を維持していく上で重要な役割を果たすことになった。従来分解しなければ検出出来なかった様な不具合も、モニタリング手法により機体装着状態で検出が可能となってきた。

以下に現在航空機エンジンで日常利用しているモニタリング手法について紹介する。

3.1 ボアスコープ検査

エンジン内部にファイバースコープを挿入し、直接目視検査する方法で、コンプレッサーや燃焼器、タービン等の状況を把握するには最も有効で確実な方法である。現在では、ボアスコープの精度も向上し、タービンプレードの細いクラックも検出が可能である。また、TV システムと組合せて複数の検査員で観察したり、ビデオに記録し前回の検査時の状況と比較しその進行状況を検証することも可能になってきている。

3.2 MCD/FILTER 点検

ベアリングや、ギアなどの潤滑油系統の異常をモニターする為に MCD 点検やフィルター点検を定期的実施している。

最近のエンジンは、各ベアリングサンプ毎に MCD が装備されており、どこかのベアリングサン

(平成 6 年 1 月 10 日原稿受付)

ブに問題があるのかを判別出来る為、不具合発生時の整備処置や、取卸したエンジンの分解範囲の決定にも役立っている。また、検出した金属屑を金属成分分析にかけて、どの構成部品による不具合かを識別することも可能になってきており、不具合の重要性を検討することによりエンジンの取卸時期の判断もよりの確に出来るようになった。

3.3 エンジン パラメータ トレンド

エンジンの性能解析は従来巡航中に乗員が記録したデータをコンピュータにインプットし解析を行っていたが、最近では飛行中のエンジンパラメータが自動的に地上のコンピュータに送信され解析されるようになった為、より速く精度も向上している。エンジンパラメータのトレンドデータの例を図1に示す。トレンドモニタリングで検出出来る不具合の代表的な例を以下に述べる。

(1) エンジン内部損傷

排気ガス温度の急激な上昇はコンプレッサーやタービン部の異常を示す為、この様な変化があった場合はボアスコープ検査を実施している。この結果、動翼等に損傷が発見されることも多く、不具合の進行による過度の二次損傷を防止出来ている。

(2) 性能劣化

一般的にエンジンは使用時間の増加と共に性能が劣化し、排気ガス温度が上昇し、マージンが低下していくが、夏期や地理的要因により外気温度が高い環境下で離陸する場合、排気ガス温度が制限を越えて所要推力を出せないことがある。

この場合には離陸中止等の運航阻害にもなる為、離陸時の排気ガス温度をモニターし、マージンの少ないエンジンは、エンジン内部の水洗や、圧縮

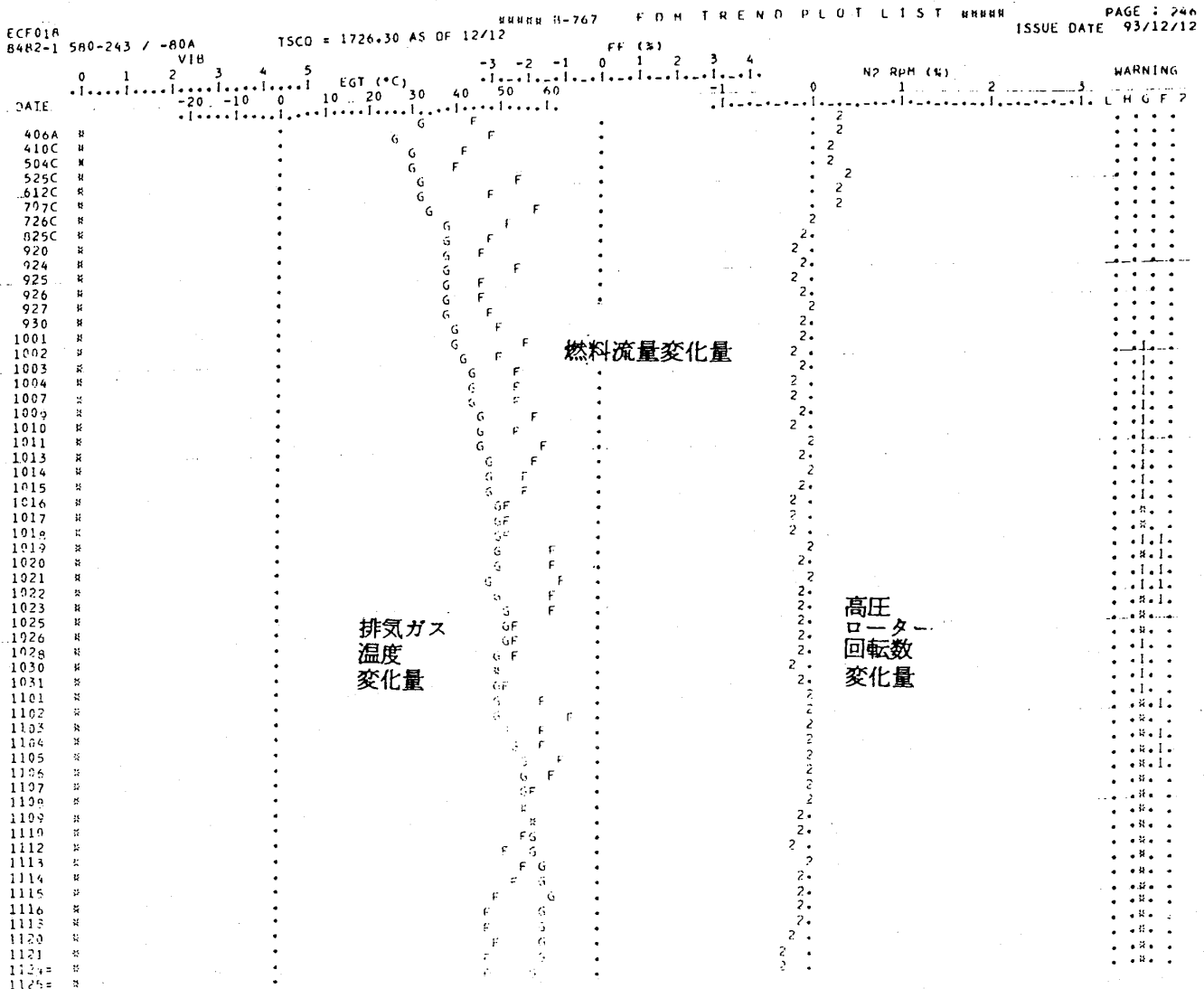


図1 エンジンパラメータトレンドデータ

空気の外部リークの確認、その他計器上の誤差の修正等の整備処置を実施したり、事前にエンジンを取卸すなど予防整備を行っている。

最近の航空機では、数多くのエンジンパラメータがインプットされるようになってきた為、エンジンの各セクション毎の効率が測定出来るようになった。性能劣化が認められた場合は、この Gas Path Analysis データに基づき、エンジン取卸時の性能回復を図ることが可能である。

(3) 潤滑油道の閉塞

潤滑油道がカーボンコーキング等により閉塞し、ベアリングに潤滑油が流れなくなりベアリングが損傷し、過度の二次損傷を起すことがある。潤滑油の圧力計のトレンドモニターにより、油圧の増加をモニターすることにより閉塞状態を知ることが出来、ベアリングの損傷を防ぐことが出来る。この様にエンジンパラメータのトレンドモニタリングは、故障を未然に防止する為の有効な手段として活用されており、今後も更に発展した使い方が出来るものと期待されている。

3.4 DFDR

運航中の各種データは DFDR (Digital Flight Data Recorder) に記録されている。不具合が発生した場合には、その時の状態をデータで再現することが出来る。例えばエンジンの不具合に起因して回転数又は排気ガス温度がある基準値を越えた場合、その値とその経過時間により特別な検査を実施することが義務づけられている。従来は乗員の記憶に頼らねばならず、疑わしい場合には、念の為エンジンを取卸して全ての必要な検査を行っていたが、これらのデータがあれば実際の値と時間が記録されているので、必要な整備処置は明確となる。最近では、定められた基準値を超過する不具合が発生した場合には、その瞬間のパラメータの値と最大値及び基準値を越えていた経過時間も記録され、機上のプリンターに出力されたり、地上へ直接送信されたり出来るようになり、その後の整備処置に利用される。このようなシステムにより適確な整備処置が行われ不必要な整備処置の削除が可能となってきた。

3.5 オイル消費率のモニター

エンジンの潤滑油の単位飛行時間当りの消費量をモニターし、このトレンドからエンジン内部の

シールの劣化や、潤滑系統の不具合(配管のクラックや磨耗によるリーク)の有無を判断している。

3.6 SOAP

潤滑油系統の構成部品の磨耗に起因する不具合は、その部品の金属成分が微細粉となって潤滑油に混入する。そこで、定期的に潤滑油の含有金属成分の種類と量を分光分析によりモニターし、不具合の状況を把握するものである。

SOAP: Spectrometric Oil Analysis Program

3.7 その他

その他不具合モードによりエンジンを機体装着状態で、渦電流探傷検査 (EDDY CURRENT INSPECTION), 超音波探傷検査 (ULTRASONIC INSPECTION), ラジオアイソトープ検査, 蛍光浸透探傷検査 (FPI) 等を用いて検査すべく、特殊な装置を開発している。

この様にモニタリング技術の進歩により、エンジンの不具合状況をより正確に把握出来、不具合を未然に防ぐだけでなく、不必要な取卸しを防止することが出来るようになってきた。

エンジンの信頼性が向上したのは設計品質や製造品質の向上だけでなく、このようなモニタリング技術の向上が大きく寄与していると言っても良いであろう。

4. 整備要目

航空機エンジンの設計品質を維持する為にどのような整備を実施するのか、整備すべき項目、実施時期(頻度)、条件、方法、深度を定めたものが整備要目である。航空機が開発されると、航空機及びエンジンメーカーにより、各システムの信頼性解析で予め発生すると考えられる不具合原因や、不具合モードから重要整備項目が抽出され、メーカー、航空会社、FAA により各システム毎に整備要目が検討される。検討の方法についても B-747 の開発で作成された「MSG-1, Maintenance Evaluation and Program Development」(1968 年 7 月)から改良が加えられ、現在 MSG-3(1980 年 9 月発行, 1988 年 3 月改訂 1) に至っている。

エンジンの整備要目として初期設定されるのは主として、燃焼器やタービン部のボアスコープ点検、ベアリングや潤滑系統に対する MCD, フィルター点検、潤滑油のレベル点検、重要補機に対する定期的試験、その他各部位の外観目視検査であ

る。これらの指定された項目について定期的に点検を行い、不具合がない限りエンジンは機体から取卸されることなく継続使用される。但し、コンプレッサー、タービンのローターディスク/シャフ

トは疲労寿命を有しており、装着状態では疲労による不具合の状況をモニターすることは不可能であり、それが破損した場合には Uncontained Failure となり安全性に影響を及ぼすと考えられ

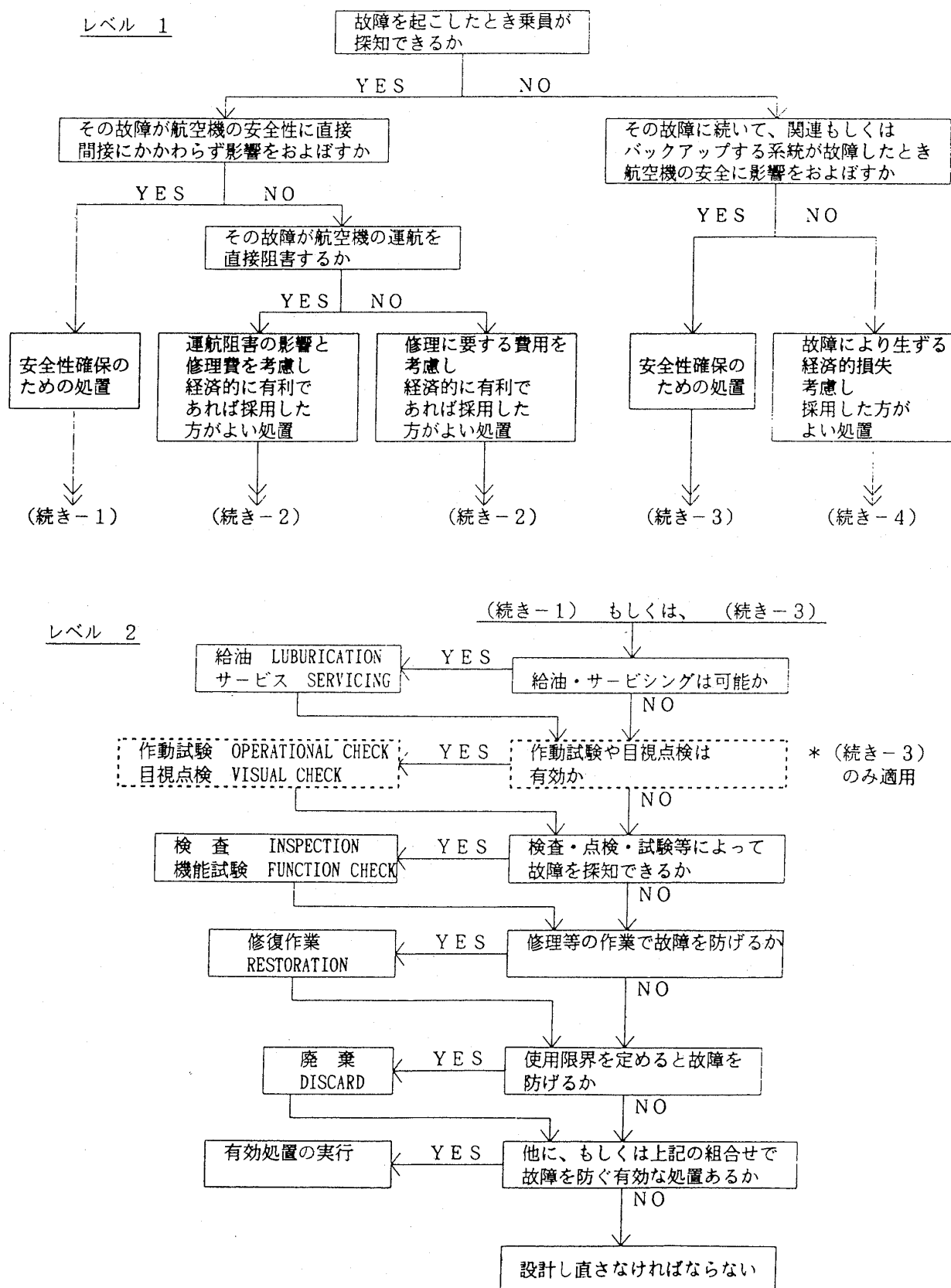


図2 MSG-3による整備要目の分析

る為、使用時間又は使用サイクルに制限を設けて (Life Limited Parts) 廃棄する様に定められている。従って、オンコンディション方式であってもエンジンはこれらの部品の寿命到達前には取卸さなければならない。

MSG-3 のロジックでは予測される不具合モードからその故障が航空機の安全性にどう影響を及ぼすかを検討し、安全性に影響しない場合は、その故障により運航阻害などを含む経済的な損失を評価して、それらを予防する為の整備タスクとして効果的なものを選定することになっている。

(図 2, 3 参照)

この様に故障に対する整備の考え方が整理され体系的に整備要目を設定出来る様になってきた。

5. 信頼性管理方式

航空機エンジンの不具合は必ずしも予測通りに発生する訳ではない。整備要目で定められた部位であっても、より詳細に検査を必要としたり、点検間隔を短縮しなければ故障を未然に防ぐことが困難な場合がある。従って、運航を開始してからは、運航中の状況や地上点検整備の状況をモニターしたり、ショップに於ける分解整備の状況をモニターし、新しく発見された不具合に対する整

備処置、対策について検討している。

一般的に航空会社の信頼性管理体系は図 4 に示す様に信頼性指標としての統計的モニターを加えて総合的に管理されている。

5.1 ライン エンジン モニター機能

(1) 定例、非定例整備のデータ

- ・ボアスコープ検査
- ・MCD/フィルター点検
- ・外観・目視検査 (非破壊検査)
- ・機能試験
- ・その他

(2) コンピュータ アウトプット データ

- ・エンジン パラメータ トレンド
- ・オイル消費率
- ・SOAP
- ・その他

(3) 故障情報

(4) DFDR (Digital Flight Data Recorder)

(5) その他

5.2 ショップ エンジン モニター機能

(1) 分解検査管理

エンジンの分解検査結果から当該エンジンの品質を評価し、必要に応じて技術是正処置をとる。

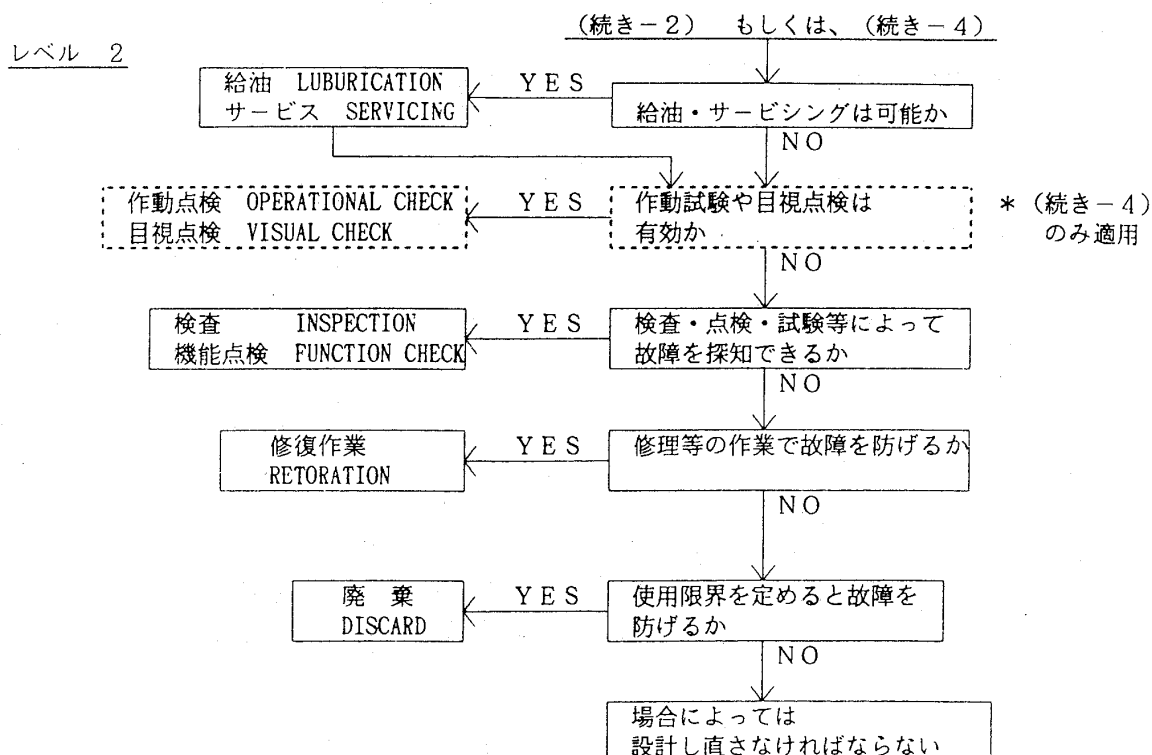


図 3 MSG-3 による整備要目の分析 (続き)

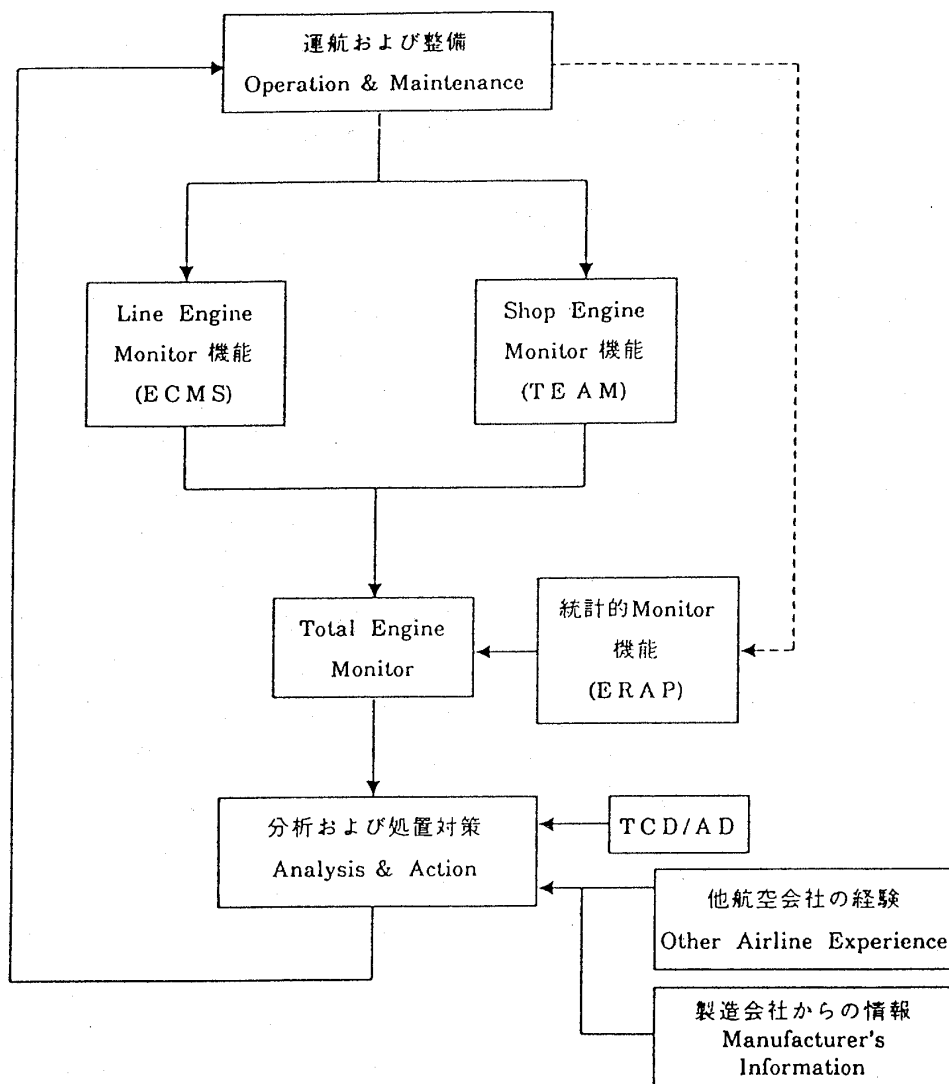


図4 信頼性管理体系

(2) サンプルング検査管理

使用時間の増加に伴ってエンジン等の構成部品の状況及び性能がどのように変化するかを早期に把握し必要な技術処置をとるため、使用時間の長い構成部品をサンプルング対象とし、分解検査を実施する。

・ High Life Parts Sampling

エンジンの構成部品でその寿命が未知のものについては、使用時間の蓄積に伴って発生する不具合の傾向性を確かめ個々の寿命を探究する。

・ High Time Since Shop Visit Sampling

ショップ作業を実施した構成部品について使用時間と耐久性の関係を確かめ、最適なショップ作業内容と整備の時期を探究する。

5.3 統計的モニター機能

(1) エンジン飛行中停止率 (IFSDR)

$$\text{IFSDR} = \frac{\text{飛行中エンジン停止回数}}{\text{エンジン飛行時間}} \times 1000$$

IFSDR: In Flight Shut Down Rate

(2) エンジン故障取卸率 (URR)

$$\text{URR} = \frac{\text{故障取卸し台数}}{\text{エンジン飛行時間}} \times 1000$$

URR: Un-Scheduled Removal Rate

故障取卸台数には、モニタリングにより故障発生のあると判断され、予防的に取卸される台数も含まれる。故障により直ちに使用不能となって取卸す場合と区別して、前者を Planned Removal, 後者を Un-Planned Removal と呼んでいる。

5.4 分析と技術対策

以上の3つの機能により得られた不具合情報、データをもとに、その不具合の重要性（安全性、経済性への影響度）、発生傾向（発生時期、頻度、使用時間/サイクルとの相関性等）、モニタリングの可能性（モニター手法、不具合の進行速度、整備性）などを検討し、検査方法の変更、点検間隔の短縮、使用寿命の設定、改修の促進等の対策を立案し実行する。

この様な信頼性管理のサイクルによって得られた技術情報はエンジンの設計、製造上の問題点を明確にし、又、改修の効果を評価することも出来る為、新しく開発されるエンジンの設計、製造に反映されており、第二世代、第三世代のエンジンの信頼性向上に役立っている。（図5参照）

6. 今後の整備技術

以上述べてきた様に、整備技術はエンジンの設計品質を最大限に生かすために、信頼性を確保しつつ経済的な整備を追求してきたと言える。

最後に最近のエンジンを取りまく環境から整備技術の動向について筆者の考えを述べる。

6.1 信頼性維持向上

エンジンの信頼性は最近著しく向上してきた。

新しく開発されたエンジンは初期故障もなく、導入当初より安定した使用実績を示している。（図

5参照）。こうした背景から最近のエンジンではETOPS (Extended Range with Twin Engines Operations) が認可される様になった。IFSD (In Flight Shut Down) は安全性阻害要因として考えられてはいないが、ETOPS導入によりIFSDR (In Flight Shut Down Rate) は0.02以下に維持しなければならなくなった。（180分ルール）

設計品質の高いエンジンでも運航すれば不具合は必ず発生するものであり、いかに故障を未然に防ぐかが重要である。特に使用時間の蓄積に伴って発生する不具合は発見が遅れると集中的に発生する可能性がある為、航空会社は信頼性管理をより充実して不具合の早期発見と技術対策に努めていくことが益々重要になっていくだろう。

6.2 経済的整備

定格推力よりも低い推力で運航 (Derating Operation) すると、エンジン構成部品へ与える応力は著しく減少する。特に燃焼器や、タービンの寿命は著しく延長される。Life Limited Parts へ与える応力も著しく減少するが、これらの部品は製造会社/FAAにより廃却寿命が一率に規定されており、使用条件によって変更は出来なかった。しかし最近のエンジンでは運航中のエンジンパラメータが全て自動的に記録され、コンピュータにて Derating Level を管理することが可能となっ

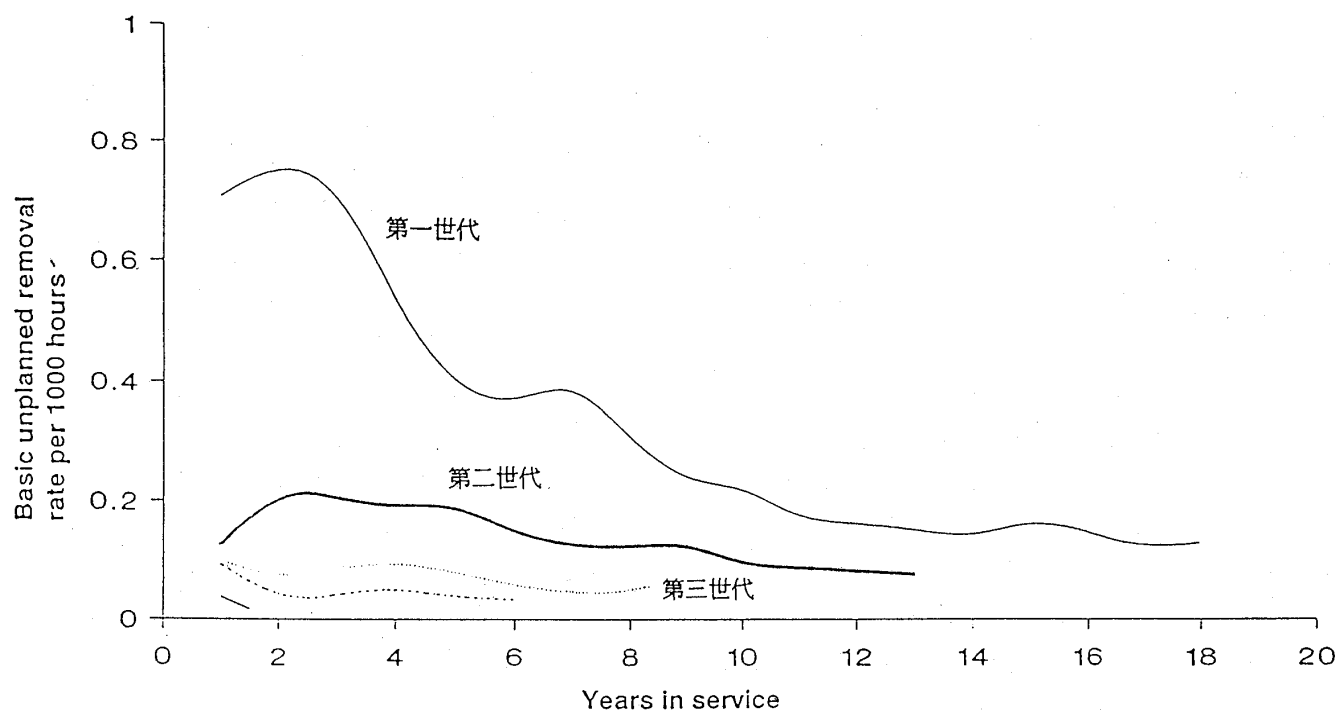


図5 unplanned removal rate

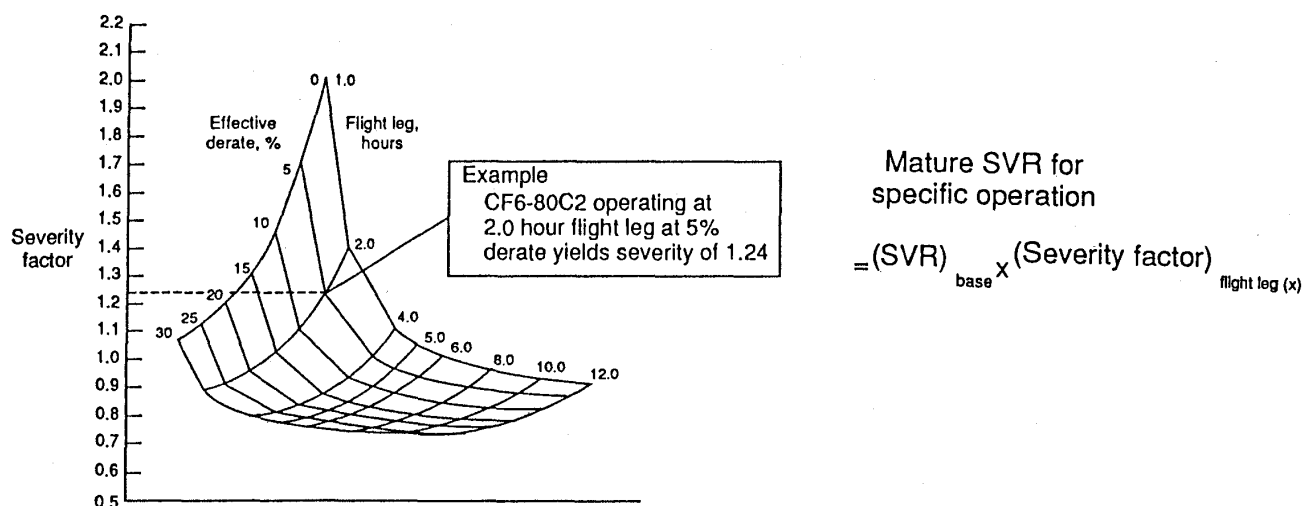


図6 Severity Curve

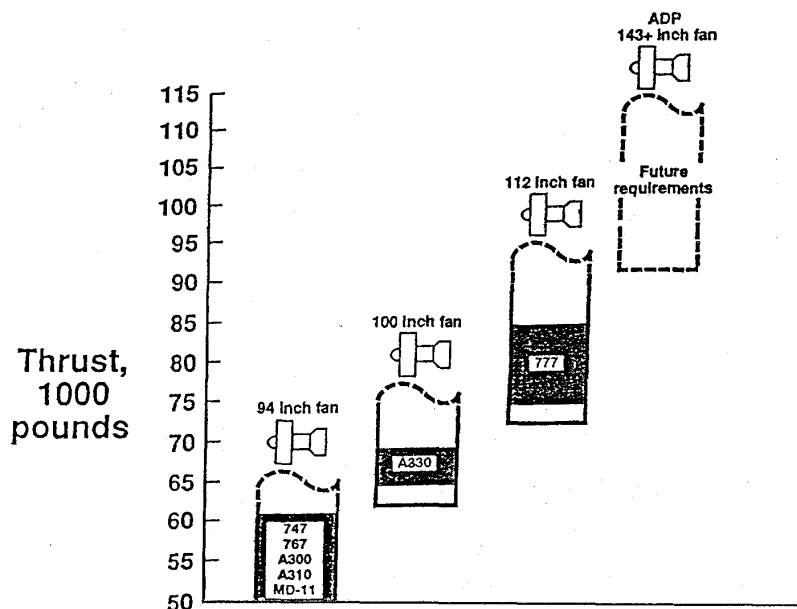


図7 PW4000 THRUST RANGE

た為、FAA はその Level 応じた寿命延長を認める様になってきた。今後 Derating Level と Life Limited Parts のサイクル管理をコンピュータ化し寿命管理を行うことになるだろう。

エンジンは益々大型化し、同型エンジンで各種の定格推力を持つケースが増えてきている。航空会社はエンジンの推力をその時の運航条件によって変えて使う様になってきた。同型エンジンでも色々な使われ方をし、各構成部品のストレスは異なる為、その信頼性や寿命にもバラツキが増えてくる。これらの信頼性管理を行うには Severity Factor (図6 参照) を発展させ、毎飛行毎の推力レベル、飛行時間による Severity を積算し構成部品の

劣化状況を把握することが必要になるだろう。更に発展すればエンジンパラメータにより、各構成部品に与えられた応力を解析し、それに見合った整備要目の適用や寿命管理が出来る様になるかも知れない。こうすることによってエンジン取卸時の部品の廃却予測や修理発生予測の精度もより向上し、補給部品計画や修理生産計画に反映され、経済的な整備が可能となってくるだろう。

参考文献

- (1) 白石 啓 日本航空宇宙学会誌 41-474 (平成5年7月) p.369
- (2) 杉浦 重泰 日本ガスタービンセミナー 第22回資料集 (平成6年1月) p.71

双発機による長距離進出運航の長時間化・早期取得の動向について

日本航空株式会社 技術部 技術企画室 櫻井 一郎

1. はじめに

一般的に、双発機にはエンジンが1発不作動の状態になっても着陸に適した飛行場へ60分(無風時)以内に到達出来る範囲内で運航しなければならない制約が課せられている。この60分の制限を越えた飛行経路を所定の要件を満たして運航する方式を長距離進出運航(ETOPS, Extended-Range Twin-Engine OperationS)と言う。

ETOPS 運航は、わが国の航空会社では一部の国際線でしか実施していないこともあり、一般的には余り馴染みがないが、世界的に見ると大西洋路線やオセアニア路線等を始めとし増加の一途を辿っている。この背景として、双発機の運航コスト競争力が3/4発機材に比べ高いことや航続距離の長い双発機の登場等に加え、その各種システムの信頼性、特にエンジンの信頼性の飛躍的な向上

に基づく ETOPS 運航の許容時間の延長などがある。

又、現在開発中のボーイング社の777や最近型式証明を取得したエアバス社のA330などでは、いずれも開発設計当初より初号機の路線就航時からETOPS 運航が実施できるように計画され各種プログラムが推進されている。

そこで、本稿ではETOPS ルールの長時間化の経緯と現状及びETOPS 承認の早期取得化の動向などについて述べる。

2. ETOPS の長時間化と運航実績

現在迄にETOPS は、120分ルールを経て最大180分ルールにまで拡張されており、実質的に運航制限を受ける路線が殆どなくなる程度にまで双発機の運航可能領域は拡大されている。(図1)

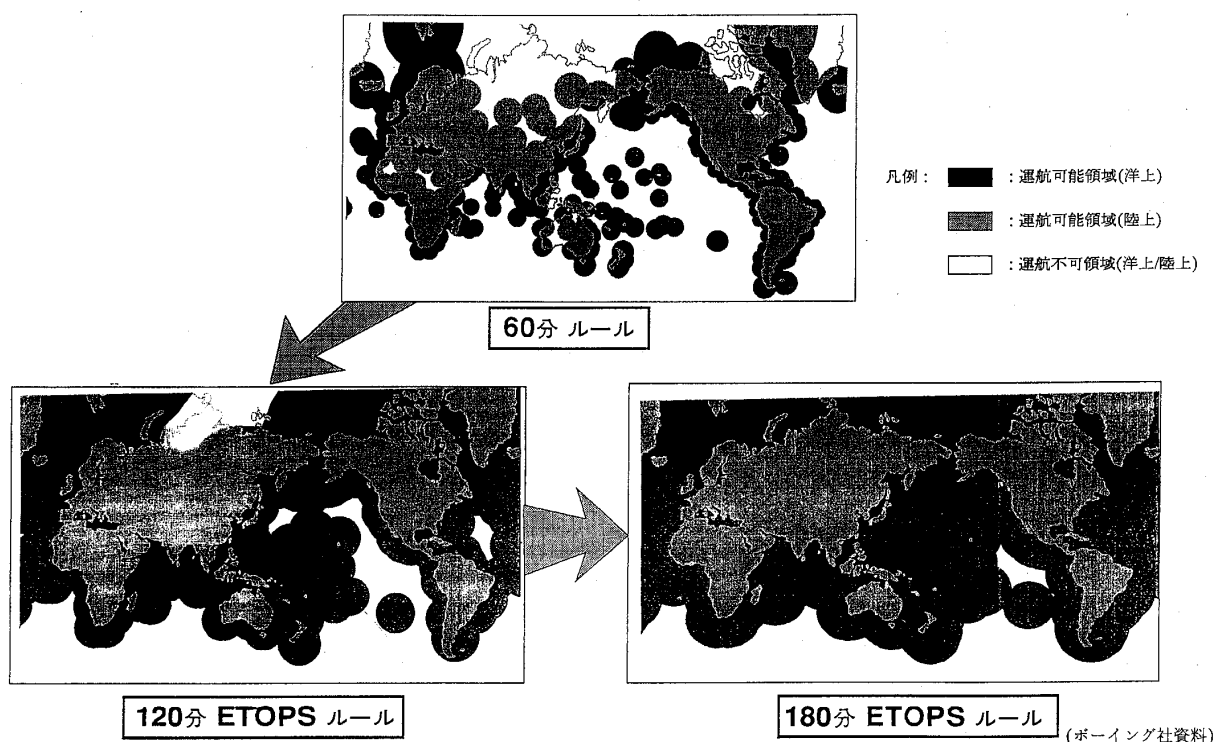


図1 ETOPS による運航許容領域の拡大

(平成6年1月10日原稿受付)

2.1 “60分”ルールから“120分”ルールへ

ピストンエンジンが装着されていた40年以上前からFAA（米国連邦航空局）ルールなどでは双発機は、エンジンが1発停止した状態で着陸可能な空港から60分以上離れた経路で運航することが禁止されていた。このため、ジェットエンジンの登場によりエンジンの信頼性が飛躍的に向上（図2）したにも拘らずその運航路線は主に各大陸上やその沿岸に限られ、大西洋の横断等は依然として3発/4発機で運航しなければならなかった。

しかし、1980年代初頭に入り大西洋路線を始めとした双発機による長距離運航化の気運が一挙に高まり、FAAや各国の航空局等ではジェットエンジンに対して実施された種々の改善策やその信頼性実績の検討に加え航空機やエンジン製造メーカー、操縦士協会、航空会社等とも調整しながら“60分”の制限を延長する条件等につき積極的に検討を開始した。

その結果、FAAは、“120分”のETOPS運航を実施する場合の要件を定めたAC（アドバイザー サーキュラー）AC 120-42を1985年6月に発行した。その要件は、当該機の型式設計上の要件と航空会社の運航上の要件からなっている。

A. 当該機の型式設計上の要件

- (1) 当該機種とエンジンとの組合わせで25万エンジン飛行時間以上の全世界での運航経験があり、かつ最近12か月間での世界平均エンジン飛行中停止率（以下、IFSDR, In Flight Shut Down Rateと略す）が0.05回/1,000エンジン飛行時間（エンジン飛行時間＝飛行

時間×装着エンジン数）以下であること。

- (2) 機体としてETOPSに必要な仕様（冗長性を含む）や信頼性、能力を備えていること。

B. 航空会社の運航上の要件

- (1) 当該機での運航経験を連続12か月以上有すること。
- (2) 当該機のIFSDRが上記A.(1)の値を下回ること。
- (3) ETOPSに必要な機材仕様になっていること。
- (4) ETOPSに必要な運航・整備体制（信頼性管理体系を含む）が完備されていること。

このFAA ACとほぼ同内容のETOPS実施要件がフランス（DGAC, CTC 20）やイギリス（CAA, CAP 513）などでも規定化され、双発機による大西洋路線やアジア/オセアニア路線などの運航が可能となった。この結果、米国航空会社では'85年以降、大西洋路線に双発機を積極的に投入し、'90年にはそれ迄の主力機材だった747の投入機数を抜き去り更に増加の一途を辿っている。

（図3）

一方、日本でもそれらの動きを反映し'89年6月、運輸省航空局により“双発機による長距離進出運航実施承認審査基準”（空航第473号）及び“双発機による長距離進出運航に係わる飛行機及び整備体制の審査基準細則”（空検第597号）として120分のETOPS基準が設定された。

この基準を受けて全日本空輸(株)では、'89年7月から767-300ER（CF6-80C2エンジン）を使用して成田-バンコック路線で120分ETOPS運航を開始し、その後、成田-シンガポール路線にも拡大している。又、日本航空(株)では'91年7月に767-200/-300国際型（JT9D-7R4Dエン

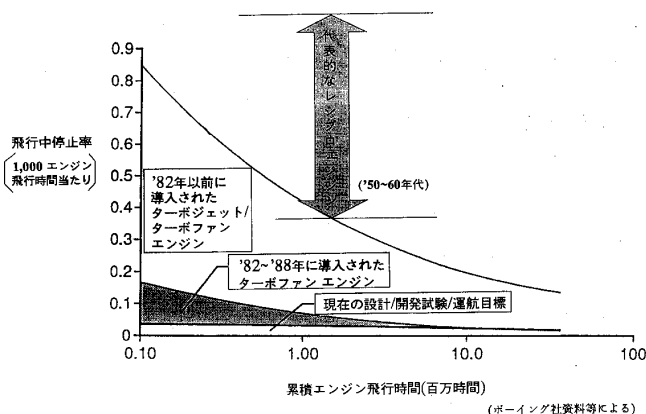


図2 エンジン飛行中停止率の比較

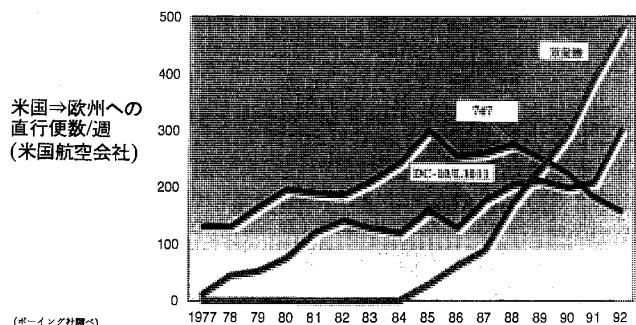


図3 大西洋路線に於ける投入機材の推移

ジン) を使用して名古屋-サイパン (グアム) 路線で 120 分 ETOPS 運航を開始した。

2.2 “120 分”ルールから“180 分”ルールへ

120 分 ETOPS 運航が順調に実施され、その実績が良好なことに加え、経済性の優れた双発機の稼働率を更に向上させたいとの航空会社からの要望に応え FAA は、当初の計画通り ETOPS の許容時間を 180 分へ延長するための追加要件を下記のように定めた上で、先の AC の改訂版 AC 120-42 A を '88 年 12 月に発行した。

A. 当該機の型式設計上の追加要件

- (1) 当該機種とエンジンとの組合せで 120 分での世界的な ETOPS 運航経験が 1 年以上あること。
- (2) 当該機種とエンジンとの組合せで世界平均 IFSDR が 0.02 回/1,000 エンジン飛行時間を達成し維持していること。

B. 航空会社の運航上の追加要件

- (1) 当該機種とエンジンとの組合せで 120 分の ETOPS 運航経験を連続 12 か月以上有す

ること。

同 AC に基づき '89 年 4 月 アメリカン航空は世界に先駆けて 767-200/-300 で 180 分の ETOPS 運航承認を取得した。

又、フランスやイギリス等も同 AC とほぼ同内容で 180 分に拡大すると共に JAA (Joint Aviation Authorities, 欧州共同航空局) も 180 分 ETOPS を AMJ 120-42 (Advisory Material) として規定化するに至っている。

この 180 分化により米国本土-ハワイ間やアジア-ハワイ間の路線等を双発機で運航することが可能となり、ほとんどの路線を双発機で運航することが可能となった。

2.3 ETOPS 承認取得状況

'85 年 5 月 * に JT 9D-7 R 4 エンジンを装着した 767-200/300 の FAA 120 分 ETOPS 運航承認取得を皮切りに欧米各社で現在迄に 757 や 737, A 300, A 310, A 320, MD-80 が各種装着エンジンの組み合わせで ETOPS 運航承認を取得している。(図 4)

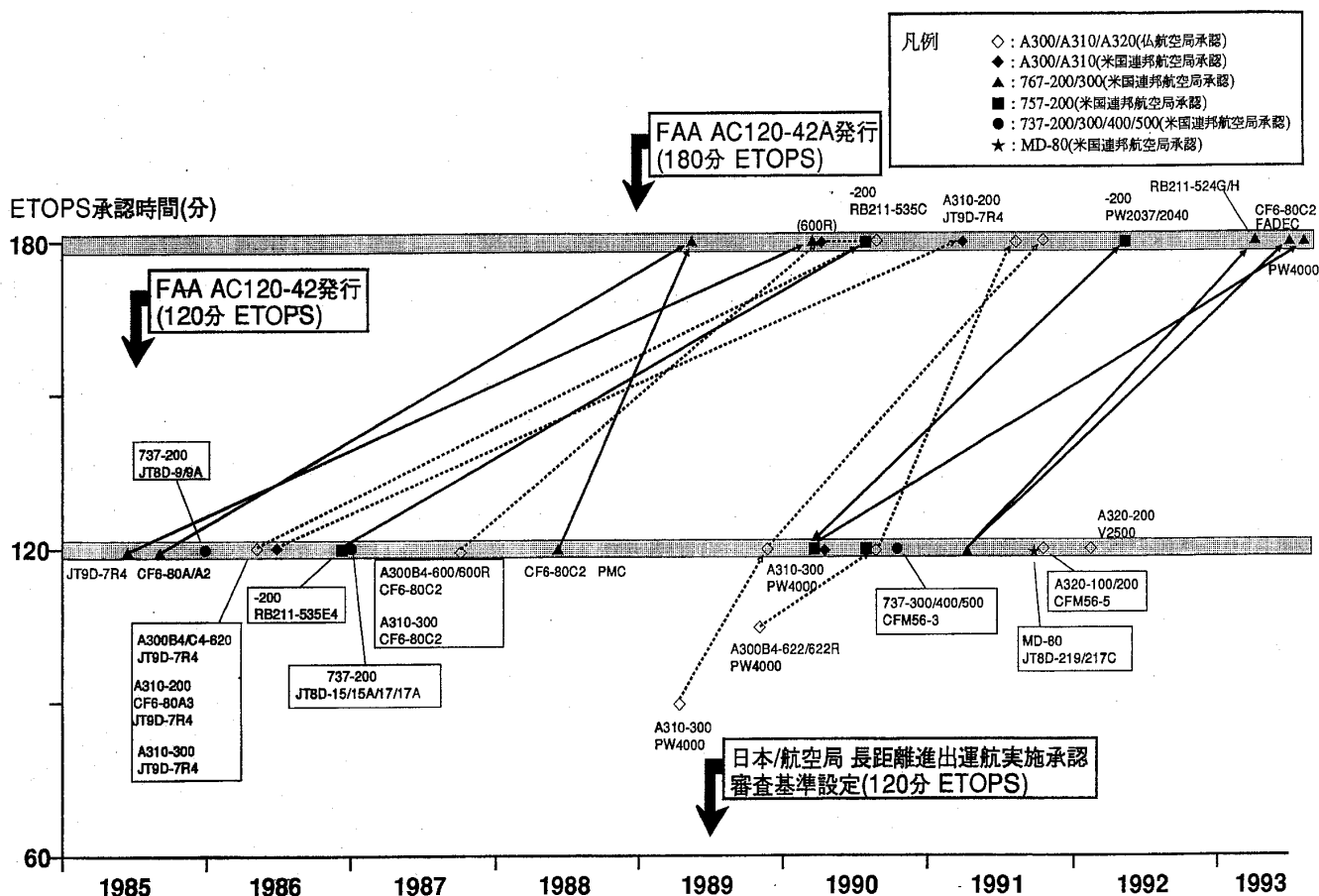


図 4 ETOPS 承認取得状況

*: FAA AC 120-42 の制定案をもとに承認。

又、ETOPS 運航承認を取得している航空会社も年々増加しており、ETOPS の代表的な機材となっている 767 と A 310 では、各々 44 社 (351 機)、21 社 (158 機) に達している。('93 年 6 月現在)

2.4 ETOPS 運航状況

'93 年 9 月迄の全 ETOPS 機材での総 ETOPS 運航回数は、約 55 万回に達しており、その 90% 以上が 767 と A 310 で運航されている (767: 約 40 万回、A 310: 約 11 万回)。ETOPS の運航実績も良好であり、767 と A 310 の実績では、ETOPS 飛行区間で発生した運航障害、即ち、代替空港への着陸や出発空港への引き返しを行った事例は凡そ 1 万回に 1 回程度となっている。(図 5)

エンジンに起因する ETOPS 運航障害は、767 の場合では最近の 1 年間を見ると全障害要因の約 1/4 程度となっており、ETOPS 飛行区間以外の離陸上昇中の事例も含めた飛行中のエンジン停止は、1 万飛行に約 1.4 回の割合となっている。

IFSDR も年々改善されてきており、ETOPS 以外の運航も含めた 767 の最近 1 年間の世界平均 IFSDR は約 0.01 回/1,000 エンジン飛行時間となっており、巡航中に発生したものに限った

IFSDR は約 0.003 回/1,000 エンジン飛行時間にまで低減されている。(IFSDR は、いづれも全エンジン型式の平均値)

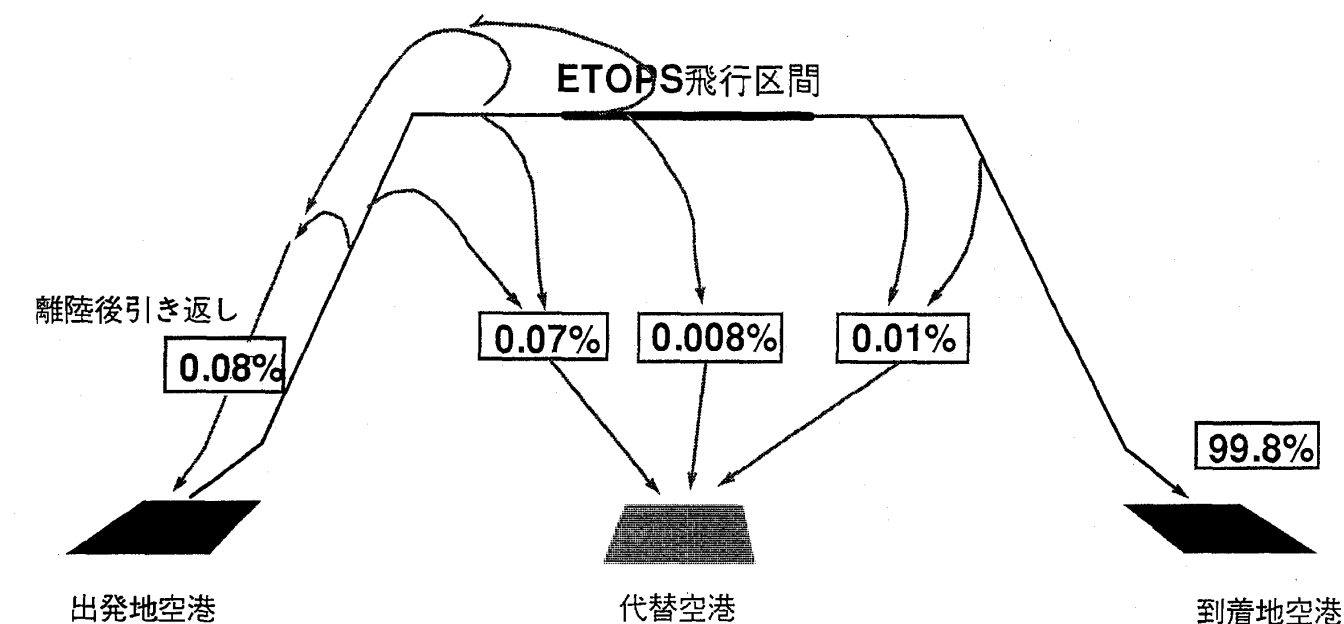
因みに IFSDR 0.01 は、767 がその巡航高度・速度で仮に地球を周回したとすると 1,000 回以上周回して始めて片方のエンジンが停止する程度の信頼性の高さを示している。

3. ETOPS の早期取得の動き

前述したように ETOPS の運航実績は好成績を示しており、特に北大西洋路線では双発機の ETOPS 運航の方が主流となっている。今後、この傾向は ETOPS 運航が可能な他の路線にも拡大されていくものと考えられる。

一方、現在の ETOPS ルールでは、ETOPS 運航の承認を得る条件として機体とエンジンの組み合わせ毎に 25 万エンジン飛行時間の実績と航空会社による 1 年間の運航経験が必要とされているため、新型式の双発機材を購入しても直ぐに ETOPS 路線に就航させることが出来ず、その機材を導入当初から充分に活用することが出来ないことになる。

この問題を解決するため航空機メーカーでは、双発機的设计、開発段階から ETOPS の要求事項を充分に盛り込み、初号機の就航と同時に



総 ETOPS 出発回数: 約 451,600 回
(767: '85 年 5 月 ~ '93 年 6 月、A 310: '85 年 6 月 ~ '92 年 12 月)

(ボーイング社/エアバス社資料による)

図 5 767/A 310 の ETOPS 運航障害

ETOPS 運航が出来るような計画 (Early ETOPS) を立案し推進中である。

以下にボーイング社で開発中の 777 及びエアバス社の A 330 での計画並びに現況につき紹介する。

3.1 ボーイング社 777 の ETOPS 早期取得計画

現用機では、機体の基本仕様とは別に ETOPS 運航を行うために必要な追加機材仕様が定められており、それらの要件に適合した特定の機材のみが ETOPS 運航に供されてきた。例えば、767 で ETOPS 運航を行う場合には、エンジンの信頼性向上項目や各種電子機器類の冷却機能の監視機能の追加、補助動力装置 (APU) の信頼性/始動性向上項目、各種飛行/航法装置への電力を確保する為の油圧モータ発電機の装備、貨物室内火災対策の強化等を実施する必要がある。

一方、'95 年 5 月に初号機の引き渡しが行われている 777 では、航空会社での路線就航の開始と同時に 180 分の ETOPS 運航が出来ることを目標にその開発を進めており、エンジンの飛行中停止要因の排除や離陸後の引き返し、代替空港への着陸を余儀無くさせられるような要因を極力減少させるため、ETOPS の要求事項や現在迄の ETOPS 運航経験から得られた教訓に加え、デジタル技術を駆使した 747-400 での運航経験などが最初から設計要件や開発テスト等に組み込まれている。

エンジン関係では、180 分 ETOPS の条件となっている 1,000 エンジン飛行時間当たりの飛行中停止率 0.02 回以下を導入当初から達成するため、過去 10 年間の飛行中停止事例を詳細に分析し、そこから得られた 170 件近い設計改善を盛り込むと共に 50 件以上の開発試験項目の強化を行っている。又、エンジン本体について 3,000 サイクルの地上耐久テストを行った後、実機での 1,000 サイクル実証飛行テストの中で意図的に振動を高くしたエンジンを装着して行うエンジン振動試験など総計 1,500 実エンジン飛行サイクルの試験が実施されることになっている。

更に、各エンジン共に 84,000 ポンドの最大定格推力で型式承認を取得することになっているが、777 では最初 74,000~77,000 ポンドの推力で使用するようになっておりエンジンや各種装備品にとって余裕のある状態で導入されることになる。

以上の手順を踏むことにより現在の試算では、777 導入当初の IFSDR は、0.012~0.015 程度と予測されており、過去 10 年間に導入されたエンジンの導入当初の IFSDR 0.028~0.089 に比べ大幅に改善されることになる見込みである。

補助動力装置 (APU) についてもエンジンと同様に 3,000 サイクルの地上耐久テストを実施し開発試験の強化を図っている。又、APU 全体が極度に冷えきった飛行中の APU の始動性を確認するため、アラスカの氷原に APU の試験設備を設置し極寒下での始動性試験も実施されている。

エンジンや APU 以外の各種システムや装備品についてはシステム統合模擬試験 (ASIL, Airplane-Level System Integration Laboratory Testing) によりシステムの始動時や電力供給システムの切り替え時、バックアップパワーでの運転、飛行状態の変化などの動的な総合模擬試験を行い充分な検証を実施した上で 1,000 サイクルの実機試験を行うよう計画されている。

1,000 サイクル実機検証飛行試験は、各エンジン型式毎に 1,000 飛行サイクル、1,800 飛行時間実施される計画となっている。

一方、航空会社の運航経験については、飛行試験の後半にその機体の引き渡しを受ける航空会社の整備員によって同社の規定類を使用して実際に 90 飛行サイクルに亘って運航し、その航空会社の受入れ準備体制や ETOPS 運航能力の検証が実施されることになっている。

3.2 エアバス社 A 330 の ETOPS 早期取得計画

'93 年 10 月 21 日に世界で初めて JAA と FAA の型式証明を同時に取得した A 330 では ETOPS の早期取得を図るため開発設計当初から次のような配慮がなされている。

A 300 や A 310 での豊富な ETOPS 運航実績および最新鋭機 A 340 の運航経験を A 330 の設計開発に十分に反映すると共に重要なシステムについては、それらの機体で既に信頼性の高いことが実証されているシステムやハードウェアを極力そのまま取り入れること等により信頼性の向上を図っている。又、装着エンジンは、今回型式承認を取得した CF 6-80 E1 エンジンを始め PW 4168, Trent 700 の採用が計画されており、これらはいずれも既に 3 発/4 発機で使用され、かつ

ETOPS 運航にも供されている型式の派生型を採用している。

約1年に亘って実施した飛行試験の中で ETOPS 飛行中に実際にエンジンの停止・再始動試験を大西洋上で実施すると共にマレーシア航空とエアインター航空により行われたクアラルンプールからヨハネスブルグ間の飛行は90分の ETOPS 運航ルールにより実施された。

これらをもとにエアバス社の計画では、A 330の初号機の路線就航時に90分の ETOPS 承認を取得し、従来の方法では25万エンジン飛行時間の使用実績を必要としていた120分の ETOPS 承認をその1/10の25,000時間で取得、更に50,000時間で180分の ETOPS 承認を取得する予定であり、現在、仏航空局を始め関連機関や航空会社とその実現に向け調整中である。

4. FAA の特別要件 (Special Condition)

'93年5月に777の ETOPS 早期取得計画に対し下記の8項目からなる特別要件案が、FAA より公示されており、近々正式に発行される予定である。

- A. 一般
- B. エンジン アセスメント
- C. ETOPS 型式設計アセスメント
- D. ETOPS 関連解析要件の追加
- E. ETOPS 関連試験の追加
- F. 諸問題追跡システムの構築
- G. 信頼性アセスメントボードの設置
- H. 信頼性に対する実証許容基準

これらの要件の概要は次の通りである。

A. 一般

エンジンおよび各システムを網羅した ETOPS 型式設計アセスメントプランが確立され、FAA により承認されなければならない。

B. エンジン アセスメント

装着エンジンは、ETOPS 運航に対して適切であることが確認され、かつ、エンジン コンディション モニタリング プログラムの実効性が、ETOPS 型式承認を取得する時点で検証されなければならない。又、単発エンジンで代替空港へ飛行する際に必要な最大推力を使用することが出来なくなっている場合は、同プログラムによりこれを感知できなければならない。

C. ETOPS 型式設計アセスメント

(1) 設計要件アセスメント

ETOPS 運航に必要な要件に適合するように設計されていることを各要件毎にどのように証明するかを提示すること。特にエンジンは、飛行中停止の原因となる故障や不具合を防止するように設計されていなければならない。

(2) 適切な経験についてのアセスメント

在来機で経験された設計や製造、運航上の問題に対して装備品等も含め同種の問題が発生しないような対策が講じられていなければならない。

(3) 設計上の特徴

前C(1)項の設計要件を履行する際、下記について特別な配慮を行うこと。

- (a) ETOPS 運航に対する航空機としての能力
- (b) エンジンローターの飛散やクロス フィード能力等を考慮した燃料系統
- (c) 燃料搭載量の指示・警報装置
- (d) 通信システム
- (e) 航法システム
- (f) 単発時の巡航高度能力
- (g) 指示計器やアビオニクス システム等の故障許容設計

(4) 前C(1)/(2)項のアセスメントに関連してエンジンや機体システム等に対して実施する新たに強化した試験を申請者は設定しなければならない。

(5) 前C(1)/(2)項のアセスメントに関連してエンジンや機体システム等に対して実施する新たに強化した解析を申請者は設定しなければならない。

(6) 前C(1)/(2)項のアセスメントに関連してエンジンや機体システム等の完全さ (Integrity) を確実なものにするため新たに強化した製造工程や手順、整備や運航手順を申請者は設定しなければならない。

D. ETOPS 関連解析要件の追加

エンジンおよび機体の性能解析や故障解析は、180分の ETOPS 運航や乗員の負荷をも考慮しなければならない。又、その解析で使用した基準、仮定は、整備方式や整備性なども含み全て書面で残し、正当性の検証がなされなければならない。更に、製造上の問題を極小化するため治具や製造手順の検証を早期に実施するプログラムを設定しなければならない。

E. ETOPS 関連試験の追加

- (1) 実機を模擬するため、関連するシステムのハードウェアやソフトウェアを十分に取り込んだ仕様で開発試験を行うこと。
- (2) ETOPS の型式設計承認に必要な故障解析は、開発試験を開始する前に FAA に提出すること。
- (3) 機体に装着した形態でエンジンの振動試験を実施すること。
- (4) 新たに採用した全ての新技术（製造技術も含む）に対しそれらの適切性を実証する試験を行うこと。
- (5) APU に対して実機での 3,000 運転サイクル相当の試験を実施すること。
- (6) 機体に装着した形態（ナセル等も含む）で実機での 3,000 運転サイクル相当のエンジン試験を実施すること。
- (7) 実機を使用して航空会社での運航を模した検証飛行試験を少なくとも 1,000 飛行サイクル実施すること。この飛行試験中に高・低温環境下での運航などを行うと共に 3,000 サイクル試験に供したエンジンを装着し最低 500 サイクルの飛行試験を実施しなければならない。

F. 諸問題追跡システムの構築

エンジンや機体システムに発生した ETOPS 運航の安全性に影響を与え得る諸問題を迅速、的確に捕捉しその解決策と共に FAA に報告出来る追跡システムが構築されなければならない。このシステムは航空機の開発段階から開始し少なくとも 25 万累計エンジン飛行時間に達するまでの間、有効に機能すると共にエンジンの加速耐久試験プログラムがこのシステムに含まれていなければならない。

G. 信頼性アセスメントボードの設置

180 分 ETOPS 運航の型式設計の適切性を評価するために FAA 内に信頼性アセスメントボードが設置される。具体的には、型式設計及び運航の両面から開発や承認飛行試験の達成状況を定期的に見直し、前 F 項の諸問題追跡システム等により諸問題の発生やその対応状況を確認することになる。

H. 信頼性に対する実証許容基準

航空機の飛行試験プログラムや 1,000 サイクル実機検証飛行試験中にエンジン及び機体システム

で発生した故障（不具合）の内容やその発生頻度が、現在、180 分 ETOPS 承認を受けている航空機の故障と遜色がないことが前提となる。信頼性アセスメントボードでは、諸問題追跡システムから得られたデータ及びシステムの冗長性や故障の重要性、問題解決の手段、技術的判断等の評価に基づいてこの基準要件への適合性を決定することになる。

5. FAA 特別要件に対する動き

5.1 ボーイング社

FAA 特別要件が公示されたのを契機としボーイング社では、JAA 加盟各国を始め日本、カナダ、オーストラリア、ニュージーランド等の航空当局や主要航空会社、代表的な操縦士協会、航空雑誌社等を相次いで訪問し 777 の ETOPS 早期取得計画が FAA の特別要件を満足（図 6）していることを説明、同計画についての理解と賛同を得る一大キャンペーンを展開している。

5.2 米国航空会社操縦士協会（U. S. - ALPA）

ALPA は、ETOPS について常に非常に慎重な立場をとっており、現 AC に規定されているように ETOPS 運航の使用実績を基にその ETOPS の適合能力を検証しながら段階的に進めていく方法を棄てるべきではないとしながらも、FAA 特別要件はある程度の ETOPS 型式証明を導くプログラムとして意味のある試みと評価している。

又、ALPA では、777 の ETOPS 早期取得計画に参加していない航空会社の ETOPS 運航承認の要件が明確になっていないことに懸念を持つと共に開発試験/飛行試験で実際にどのような不具合が発生するか等に興味を示しており、今後同計画に積極的に参加していくことになっている。

6. ETOPS 早期承認に対する JAA の方針

JAA では、初号機の就航時点での ETOPS に関して '93 年 7 月に下記内容の方針声明を発表している。

航空機の型式設計承認については、ある程度の実運航実績を積まない限り 180 分の ETOPS 承認を与えることは出来ず、当局が承認した全ての計画が完遂しその結果が満足のいくものであれば、初号機の導入には 120 分の ETOPS 承認が好ましいとしている。その後、180 分の ETOPS 承認を取得するためには派生技術を使用したエンジンで

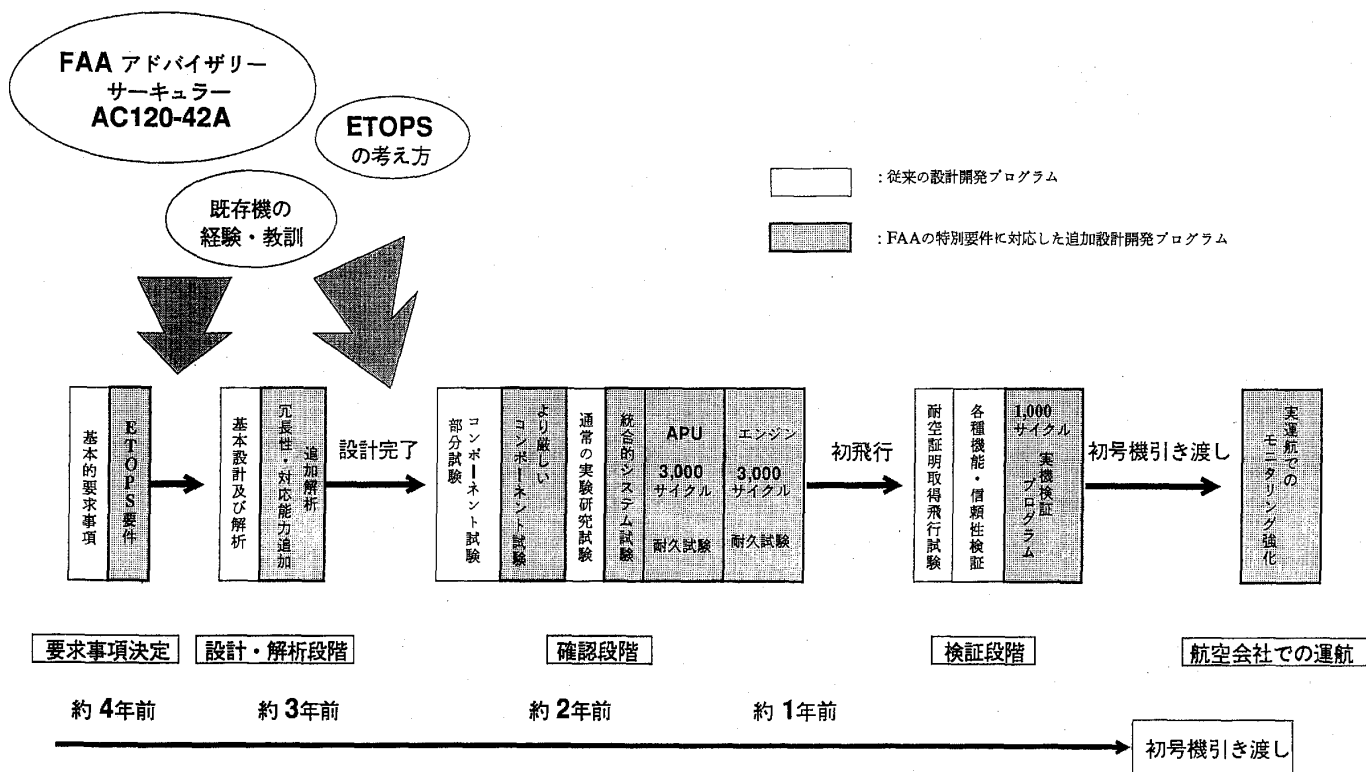


図6 777 に対する FAA の特別要件への対応

は20,000 エンジン時間、又、新技術を駆使したエンジンでは50,000 エンジン時間の累計使用実績を積んだ後に可能となるとしている。

又、航空会社のETOPS運航承認については、航空機に与えられたETOPS承認時間の範囲内で各当事国のJAA当局により決定されることになっている。

7. あとがき

ETOPSの長時間化については、180分ルールにより世界中のほとんどの路線を双発機で運航することが可能となっており、これ以上の長時間化は実質的な面で意味がなくなっている。

一方、ETOPS承認の早期取得については、日本

の主要定期航空会社3社が'95年秋以降に777を導入する予定であり、日本の航空業界にとっても大きな関心事になっている。従って、最終的なFAAの特別要件の内容を始めとしたETOPSの早期取得の動向について今後共、積極的に注視していく必要がある。

参考文献

- (1) Douglas J. Kihm, 第31回 飛行機シンポジウム (平成5-11), 106
- (2) 航空技術, 421 (平成2-4), 28
- (3) ETOPS An Airbus Industrie Perspective, Orient Airlines Association 44th Technical Committee ('93-7)

2次元超音速ジェットスクリーチ

東京大学大学院

Stanford 大大学院

東京大学航空宇宙工学科

須田 広志

Ted A. Manning

梶 昭次郎

1. abstract

Screech is a tone produced at a discrete frequency by an imperfectly expanded supersonic jet. An experimental investigation has been carried out on underexpanded and overexpanded air jets issuing from a convergent-divergent nozzle. In order to treat 2-dimensional flow of supersonic jets, we used a high aspect ratio rectangular nozzle and set side walls made of glass from the nozzle exit to about 300mm downstream. For the visualization of the jet flow and the sound field, a new system named Acoustically Triggered Pulse Laser Schlieren System has been developed. Two oscillation modes of the jet were observed. One is a flapping mode and the other is a symmetrical mode. The mode selection is dependent on the nozzle pressure ratio. It is also recognized that the sound source exists at some distance from the nozzle exit.

2. はじめに

超音速ジェット流から発生する騒音は、いわゆる乱流による騒音の他にスクリーチ音と呼ばれる離散的な周波数をもつ騒音が発生する。スクリーチ音は、一般にノズル出口と音源との間でフィードバック機構が成り立つことがいわれている⁽¹⁾が、具体的な発生メカニズムはまだ明らかになっていない。また、矩形ジェットにおいてジェットが振動していることが流れの可視化によって明らかになっている⁽²⁾。また、円形ジェットでは、振動にいくつかのモードが存在する⁽³⁾。これらをふまえ、スクリーチ音の発生メカニズムを解明するため2次元ジェットによる超音速ジェット流において、流

れ場とスクリーチ音の音場の可視化実験を行った。その結果ジェット流には、2つの振動モードが存在しておりそれぞれのケースで音波の伝播の様子及びジェットの振動の様子を観察することができた。

3. 実験設備

実験に使用した風洞は、ブローダウン方式でタンクに貯めた高圧の空気を矩形断面の超音速ノズルより、無響室に放出する。ノズルは、コンバージェントダイバージェントノズルで、コンバージェント部及びダイバージェント部はともに上下の壁が動くことによりスロート面積、出口面積を任意に設定できる。今回は、スロート高さ6mm、出口高さを9.3mmとし、幅は、72mmで固定である。設計マッハ数は、約1.9である。また、2次元性を強調するためノズル出口から下流に300mm程度側面にガラスの側壁を取り付けてある。以後の可視化映像の視野には、すべて側壁が存在している(図1)。

4. 可視化手法

可視化手法としては、シュリーレン法を基にした。しかし、ジェット流だけでなく時間とともに伝播していく音波をも可視化することを目的とし

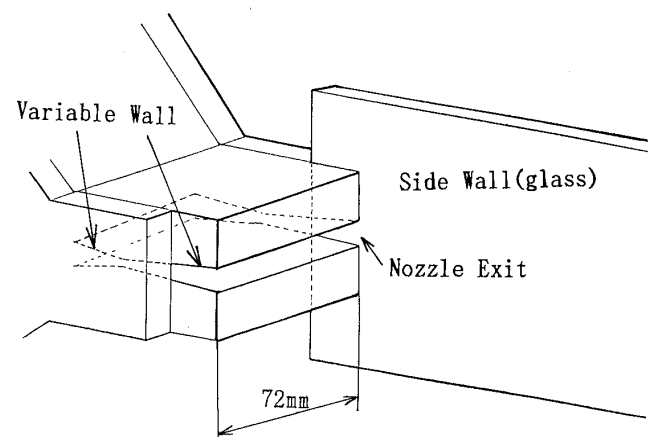


図1 矩形ノズル

(平成5年4月6日原稿受付)

たため、可視化装置を工夫した。図2に構成図を示す。まず最初にジェット流から放出される音波をノズル出口付近にセットした1/2マイクロフォンで測定する。次に、その信号はバンドパスフィルター及び増幅器によりスクリーチ周波数以外のノイズが除去される。バンドパスフィルターはあらかじめスクリーチ周波数付近のみを通過させるようにセットしておく。そしてその信号は、正弦波から矩形波に波形整形され信号遅延器に入力される。信号遅延器では、入力された信号を任意の時間だけ遅らせて出力する。この出力信号をA. O. moduleに入力する。A. O. moduleは、レーザー光路の途中に設置されており信号が入力されたときのみレーザー光を設定された時間だけ通過させ、それ以外の時は、遮断させる。よって音波の信号によりレーザーを通過または、遮断させ音

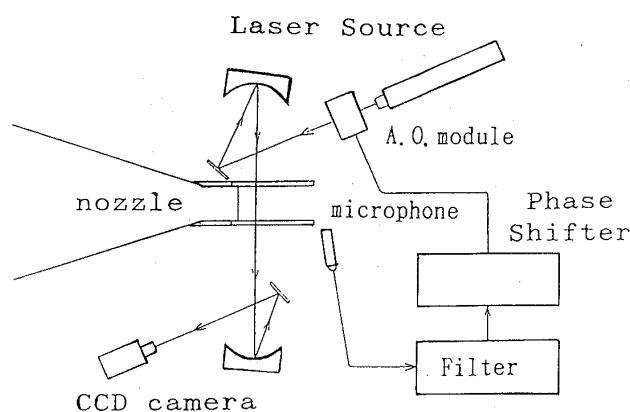


図2 音波同期シュリーレン可視化装置の概念図

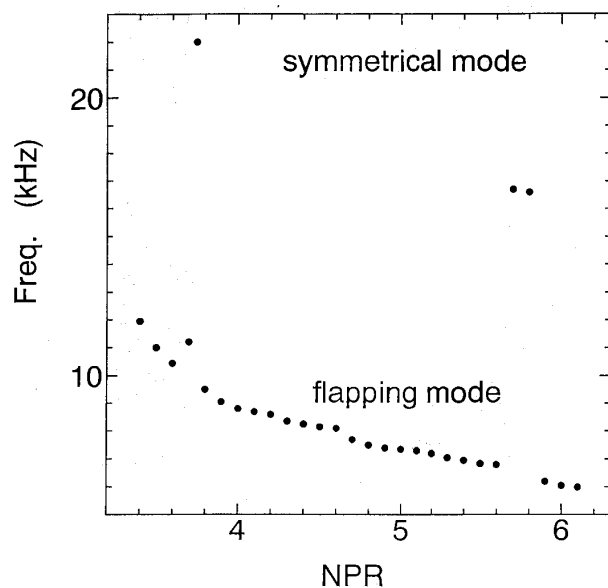


図3 スクリーチ周波数

波のある特定の位相の時のみの映像を可視化させることができる。現象が周期的であれば、映像は見かけ上静止することになる。シュリーレン映像は、白黒 CCD カメラを用いてモニターで観察すると同時に VTR に記録される。解析手法としては、記録された VTR 映像をコンピュータに取り込み各種画像処理をすることにした。以後このシステムを音波同期シュリーレン法 (Acoustically Triggered Pulse Laser Schlieren System) と呼ぶ。

この計測法の利点として、同じ位相の映像を重ね合わせているので一種の平均化をしていることになり映像のノイズ減少になること、本来移動していくはずの音波及びジェットの流れを見かけ上静止することができる等がある。一方欠点として、重ね合わせた映像なので、ある位相において本当に現象が、得られた映像の通りなのか確認にかけることである。そのため(株)ナックの協力で超高速の瞬間写真をとり、VTR 画像と同様の映像が得られることを確認しこの手法の妥当性を確かめた。

5. 実験結果

5.1 スクリーチ周波数

可視化実験に先だってジェット流の全圧と背圧の比である NPR を変化させてスクリーン音の測定を行った。図3に、NPR に対するスクリーチ周波数の変化を、図4に代表的なスクリーチ音のパワースペクトルを示す。図4をみるとスクリーチ音が非常に離散的な、正弦波に近い音になっていることがわかる。また、図3から NPR を増加させる、すなわち全圧を増加させていくとスクリーチ周波数がほぼ連続的に減少していくことがわかる。

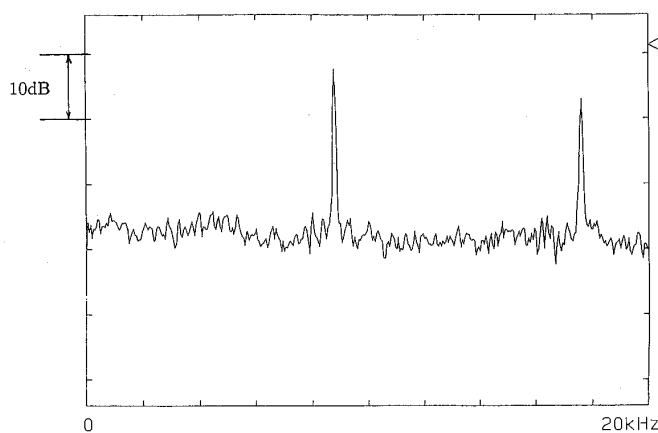


図4 パワースペクトル

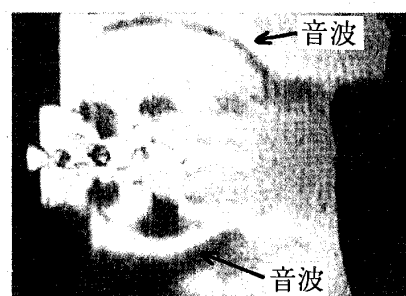
しかし、 $\text{NPR} = 3.75, 5.7, 5.8$ では、スクリーチ周波数が不連続に増加している。これは、後述するジェット振動モードが変化するためスクリーチ周波数のみならず、ジェット流の挙動も劇的に変化することがわかった。この例では、 NPR を約 3.75 にするとジェットが上下に振動する非対称モード (flapping mode) から、ジェット中央面に対して上下が対称な対称モード (symmetrical mode) に変化する。対称モードは NPR が一定ならば安定に振動していて時間がたつと減衰することは無い。 NPR を増加させていくと $\text{NPR} = 3.8$ をわずかに下回るところで対称モードから、非対称モードに戻る。 $\text{NPR} = 5.7$ 付近でも同様に 5.6 から 5.7 の間で対称モードに変化して 5.8 を越えたところでまた非対称モードに戻る。なぜこのような圧力で対称モード、非対称モード間の移行があるのかは、わかっていない。またこの変化は、徐々に変化して行くわけではなく、ある特定の NPR になったら瞬間的に変化する。

次に流れ場及び音場を可視化した。

5.2 非対称モード

図 5 に代表的な非対称モードでの音場を、図 6 にその時のジェット流の振動の様子を、それぞれ音波同期シュリーレン法で可視化したものを示す。各映像の時間 t は、信号遅延器で遅らせた時間を示している。ほぼ一周分であり、映像間の時間間隔は、 $20 \mu\text{s}$ である。また、図 7 に高速度カメラでとらえた瞬間の写真を示す。フレーム間の時間は $10 \mu\text{s}$ である。これにより音波同期シュリーレン法で得られた映像が実際のジェットの挙動を明確に捉えているのがわかる。以後の解析は、音波同期シュリーレン法を用いて得られた映像に対して行った。

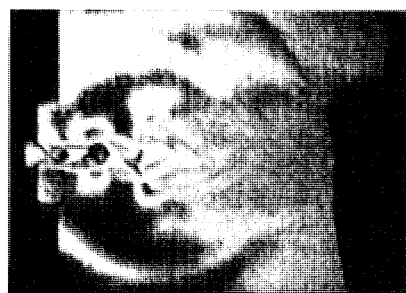
このケースでは、スクリーチ周波数は 8800 Hz であった。図 5 ではスクリーチの音波がジェット流から放射され時間とともに伝播していく様子がよくわかる。時間に対して円弧の中心から波面までの距離の変化を図 8 に示す。横軸は時間 t (具体的には、信号遅延器で遅らせた時間) をスクリーチ音の周期 T で、縦軸は中心から音波の波面までの距離 r を波長 λ でそれぞれ無次元化している。この図から音波は、ほぼ同じ速度で伝播していくこと、上面及び下面に放射される音波の位相は、



(a) $t = 5 \mu\text{s}$



(b) $t = 25 \mu\text{s}$



(c) $t = 45 \mu\text{s}$



(d) $t = 65 \mu\text{s}$



(e) $t = 85 \mu\text{s}$

図 5 スクリーチ音場 (非対称モード)
ノズル出口高さ = 9.3 mm $\text{NPR} = 4.0$

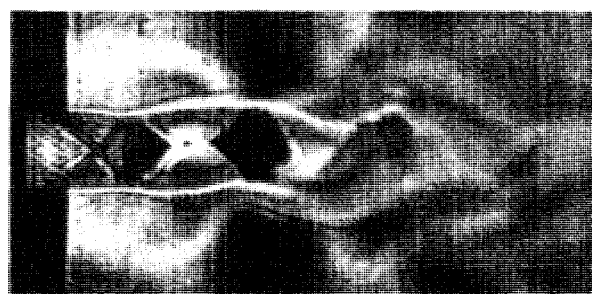
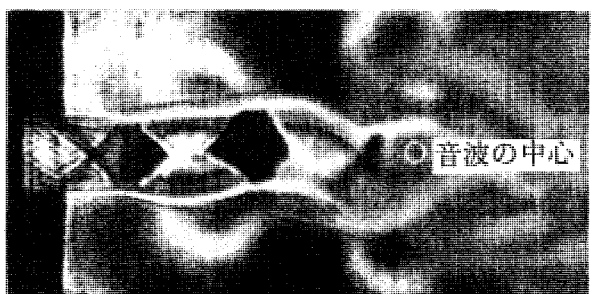
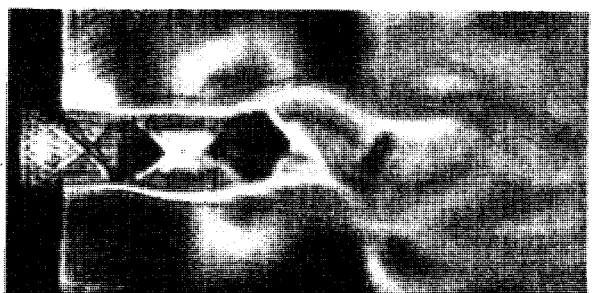
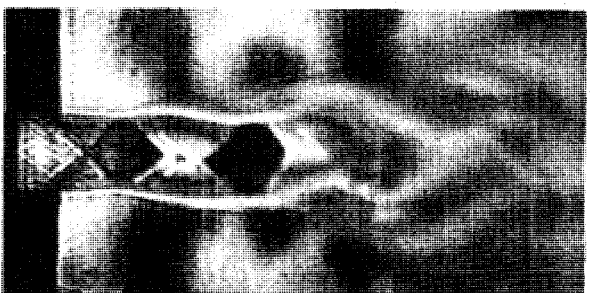
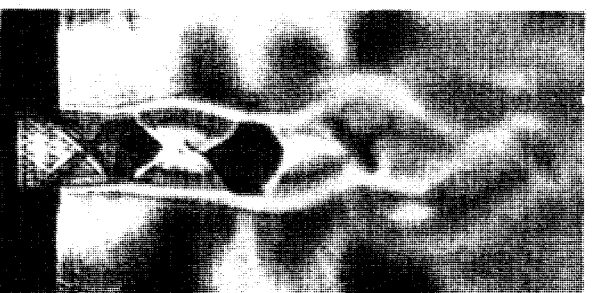
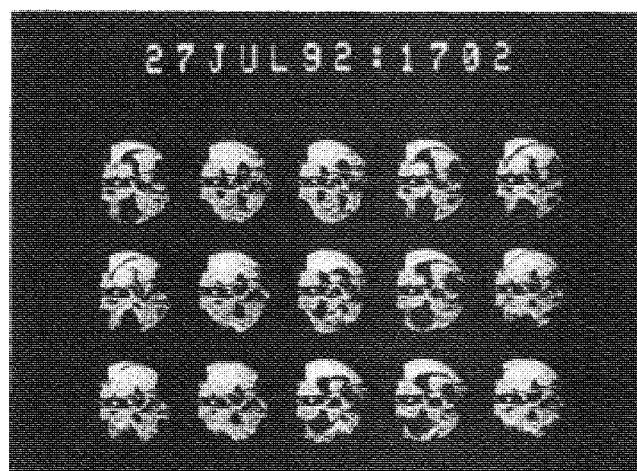
(a) $t = 5 \mu\text{s}$ (b) $t = 25 \mu\text{s}$ (c) $t = 45 \mu\text{s}$ (d) $t = 65 \mu\text{s}$ (e) $t = 85 \mu\text{s}$

図6 ジェット流の様子 (非対称モード)
ノズル出口高さ = 9.3 mm NPR = 4.0



1	6	7	12	13
2	5	8	11	14
3	4	9	10	15

図7 高速度カメラで捉えたジェット流の様子
(非対称モード)

ノズル出口高さ = 9.3 mm NPR = 3.9

半周期ずれていることがわかる。傾きが音速になるが、ほぼ 340 m/s であった。図5の映像から得られた音波の中心を図6に示す。一見して音波の中心がジェット内部に存在しているが、これが、音源の位置を表しているとは必ずしも言えない。その理由は、映像の音波の波面はある程度の厚みをもっており、また波面的一部分しか可視化できないので、円弧の中心を正確に求めることは困難なためである。ただ、一連の多数の映像から得られる円弧の中心の分布は、上下方向には広く分布しているが、流れ方向に対しては、ショックセル長さよりも比較的狭い範囲で分布しており、少なくとも4セル目内に音波の中心が存在していると考えられる。

次にジェット流の振る舞いに注目すると、このケースではノズル出口の静圧が背圧よりも低くなる過膨張ジェットになるので最初に斜め衝撃波によるセルが存在し、次からは膨張圧縮を繰り返すショックセルが形成されている。明かにジェット流は上下に振動しておりその周波数は、スクリーチ周波数と一致している。ジェットの剪断層は下流にいくと大きく振動しており渦を形成している。

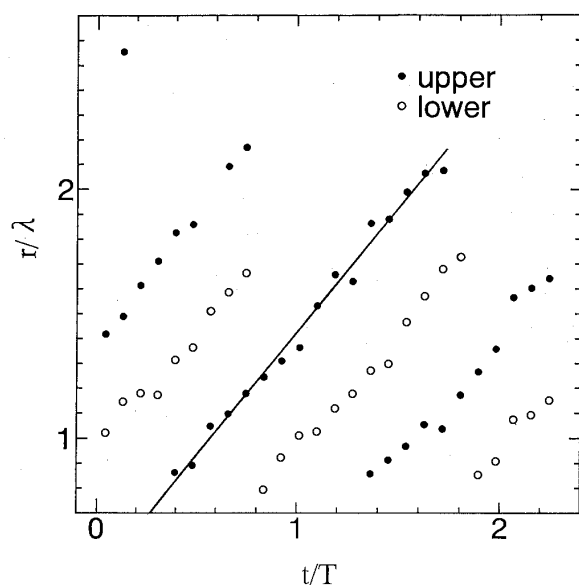


図8 音波の伝播の様子 (非対称モード)
ノズル出口高さ = 9.3 mm NPR = 4.0

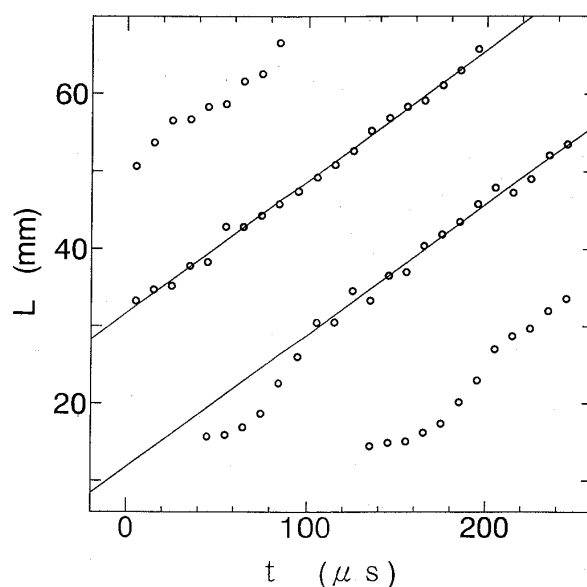


図9 渦の移動の様子 (非対称モード)
ノズル出口高さ = 9.31 mm NPR = 4.0

これらの渦が下流方向に進行する様子を時間に対してプロットしたものが図9である。この図からほぼ同じ速度で下流に流れていくことがわかる。この速度は、ほぼ 170 m/s 程度である。

セルに注目すると、第1, 第2セルは上下に振動していくがセルの形状はそれほど変わらない。それに対して、第3セルでは、形状がかなり変化している。また第4セル以降は、明確なショックセルは見られなくなっている。特に剪断層から渦が剝離するのがほぼ2セル目と3セル目の境目であることがわかる。このことからジェットの振動には、ショックセル構造が深く関与していると思われる。

5.3 対称モード

NPR を 3.75 にするとジェットは対称モードとなる。図10に音場を、図11にジェット流を、それぞれ音波同期シュリーレン法で可視化した映像を示す。音場は、非対称モードの場合とは異なり、平面波に近くなっている。しかし、ノズル出口高さを 7 mm に、NPR = 5.1 とした別のケースでは、対称モードでも円弧状になっている。(図12)。

図12では、音波は、非対称モードの場合と同様円弧状になっている。両者での音波の形状の違いは、図12では、NPR = 5.1 と全圧が高くなっており、ジェットのショックセル長さ等も大きくなっ

ているため、音源から放射される音波が比較的良好に観察できるのに対し、図10では、ショックセル構造が小さく、音源からの音波を個別に識別できずに複数の音波の包絡線として平面波に近い形状が現れていると考えられる。これは、音源がほぼ等間隔でなっていて、同位相で同じ強さの音波を放出しているからであろう。図10で観察される各音波の波面が時間とともに移動していく様子を調べるため、ジェットノズルの中心線から音波の波面までの距離を時間に対してプロットしたものを図13に示す。非対称モードと異なり音波は、上下同位相で放射されている。スクリーチ音は、約 22 kHz であった。図11をみるとショックセルの構造が興味深い。振動は、中心線に対して上下対称であり3セル目から通常のショックセル構造とは異なったものになっている。この場合でも渦が離れていくのは、第2セルと第3セルとの境からである。対称モードでなぜこのようなセルの構造になるかは、まだ明らかになっていない。

5.4 側壁の影響

側壁の有無が発生するモードに関与しているか調べるため、ノズル出口で側壁をカットした通常の矩形ノズルでスクリーチ音の計測を行い、側壁のある状態と比較した。図14を見ても明らかなように側壁が出口下流に存在しない状態では、対称モードは発生せず、すべて非対称モードが実現さ

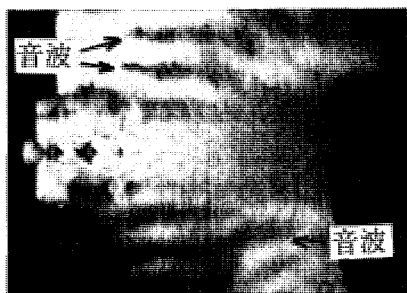
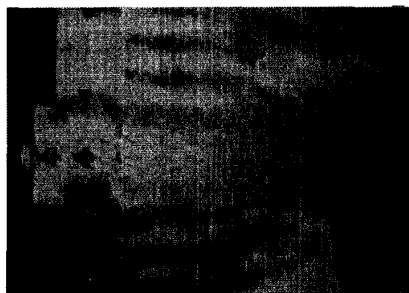
(a) $t = 15 \mu\text{s}$ (b) $t = 25 \mu\text{s}$ (c) $t = 35 \mu\text{s}$ (d) $t = 45 \mu\text{s}$ (e) $t = 55 \mu\text{s}$

図 10 スクリーチ音場 (対称モード)
ノズル出口高さ = 9.3 mm NPR = 3.75

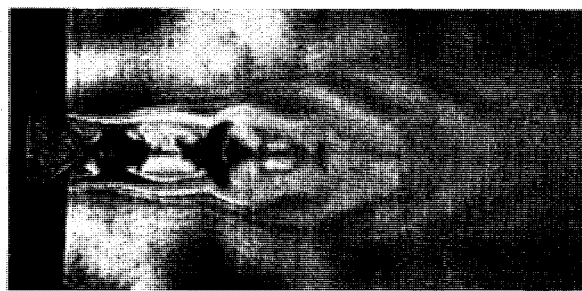
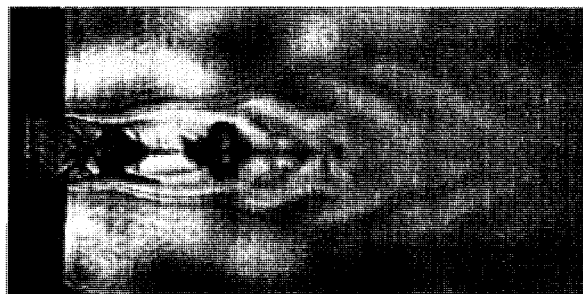
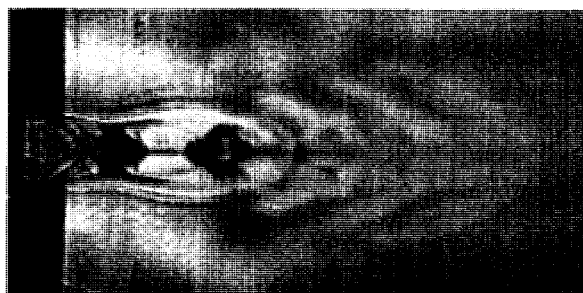
(a) $t = 15 \mu\text{s}$ (b) $t = 25 \mu\text{s}$ (c) $t = 35 \mu\text{s}$ (d) $t = 45 \mu\text{s}$ (e) $t = 55 \mu\text{s}$

図 11 ジェット流の様子 (対称モード)
ノズル出口高さ = 9.3 mm NPR = 3.75

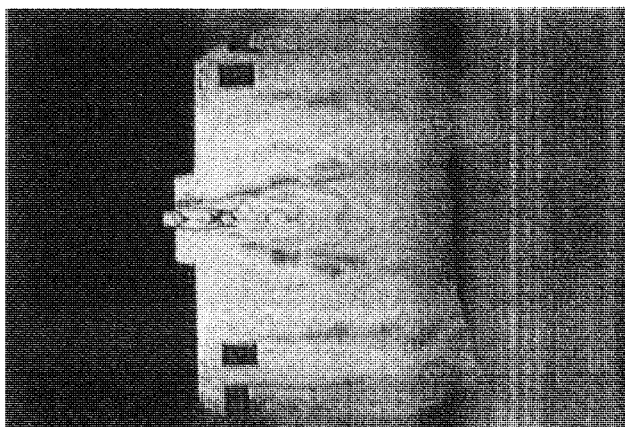


図12 対称モードで円弧状の音波が明確に捉えられた場合

ノズル出口高さ = 7 mm NPR = 5.1

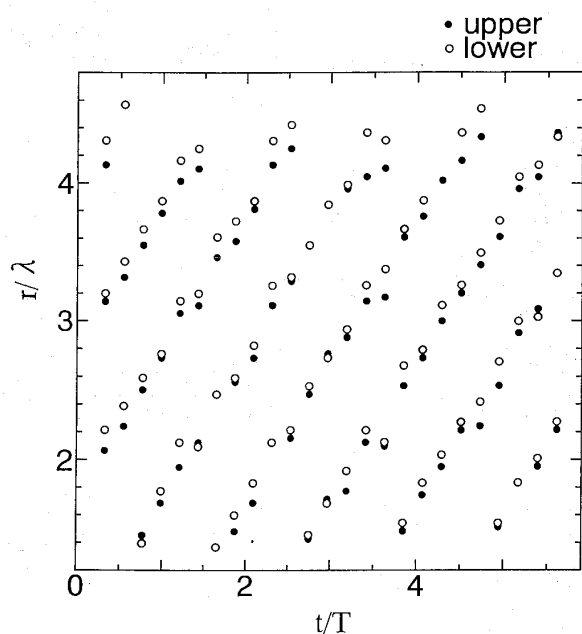


図13 音波の伝播の様子 (対称モード)

ノズル出口高さ = 9.3 mm NPR = 3.75

れる。また、非対称モードに関しては、側壁の有無に関わらずスクリーチ周波数はほとんど一致しており、発生メカニズムには関与していないと思われる。側壁が流れに与える具体的な影響は、明らかになっておらず今後の研究が待たれる。

6. 結論

2次元矩形ノズルから出る超音速ジェット流れ及びその時のスクリーチ音場を音波同期シュリーレン法を用いて可視化した。そして以下のことが判明した。

- ・ジェットの振動に2つのモードが存在する。
- ・あるモードから異なるモードに移行するのは、

Screech Freq. throat 12mm exit 14mm

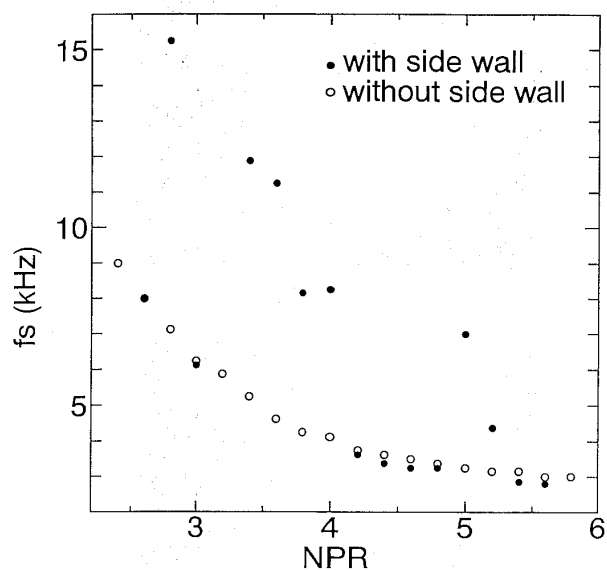


図14 側壁の有無によるスクリーチ音の変化

NPR に困っている。

- ・対称モード非対称モードともに音源は、ノズル出口直後ではなく少し下流に存在する。
- ・非対称モードでは、音波は上下交互に放射されるが、対称モードでは、上下同時に放射される。
- ・剪断層から渦が離れるのは、非対称モード、対称モードともに2セル目と3セル目の境からである。
- ・対称モードは側壁がない状態では、実現しない。

なお、本研究は、第22回(平成3年度)三菱財団自然科学研究助成を受けた。また高速度写真撮影には、(株)ナックのご好意により超音速度カメラ“ULTRANAC”を使用させていただいた。ここに感謝の意を表す。

参考文献

- (1) C. K. W. Tam, J. M. Seiner and J. C. Yu, Proposed Relationship Between Broadband Shock Associated Noise and Screech Tones, Journal of Sound and Vibration, Vol. 110, No. 2, 1986, pp. 309-321
- (2) A. G. Hammitt, The Oscillation and Noise of an Overpressure Sonic Jet, Journal of the Aerospace Science, Vol. 28, No. 9, 1961, pp. 673-680
- (3) A. Powell, Y. Umeda and R. Ishii, The Screech of Round Choked Jets, Revisited, 1990, AIAA-90-3980

ラムジェットエンジン燃焼器用メタン燃料膜冷却ガッタ保炎器の特性

航空宇宙技術研究所 田 丸 卓
下 平 一 雄

1. まえがき

巡航速度マッハ5の超音速輸送機に用いるラムジェットエンジン⁽¹⁾燃焼器研究の一部を報告する。本研究の目標は:

- ・飛行マッハ数3の時、低い圧力損失、安定燃焼および高燃焼効率を達成し、
- ・飛行マッハ数5の時、十分な耐久性と低NO_x排出特性をもつ、

燃焼器構造を決定することである。

これまでWドーム型⁽²⁾燃焼器により圧損低減や高効率で安定な燃焼を可能とする条件を求め、低NO_x化の可能性を検討した。次のRSシリーズ⁽³⁾燃焼器により圧力損失低減化を立証し、飛行マッハ数4~5の条件で安定高効率燃焼を確認し、設計点(巡航条件)でのNO_x排出値を予測した。またG6⁽³⁾燃焼器により保炎器内部の燃料冷却が

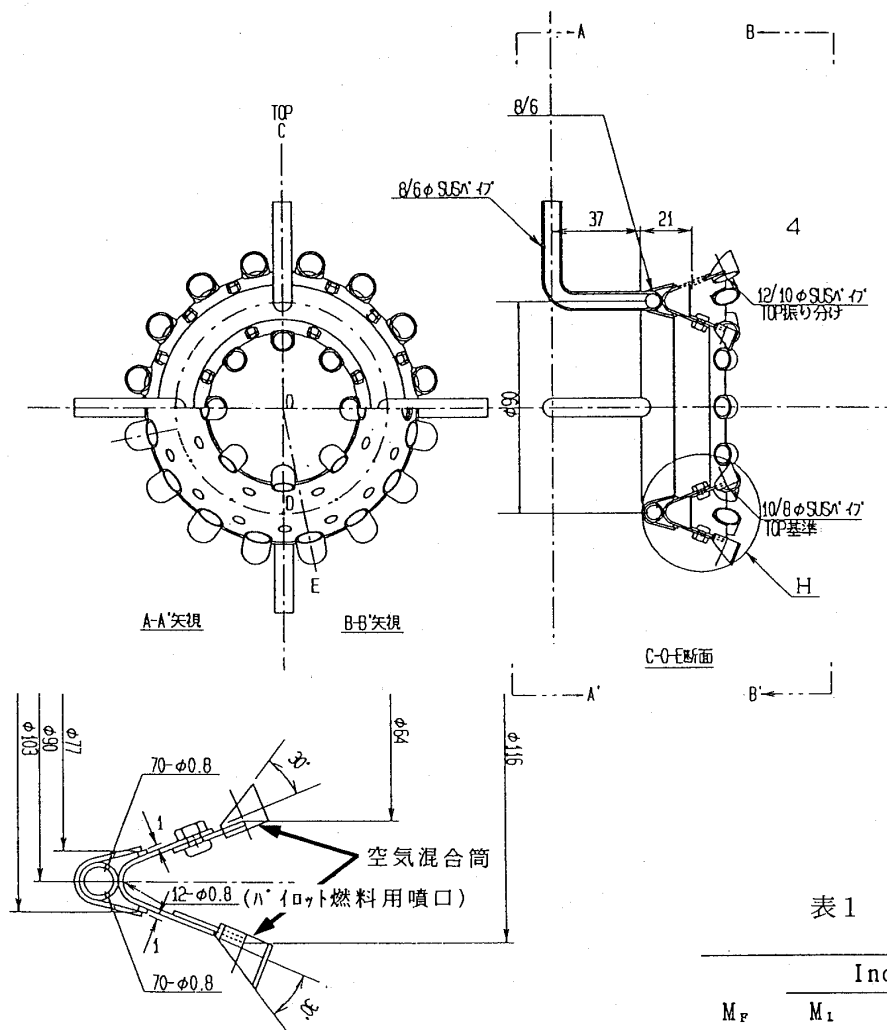


図1 保炎器CG 01の寸法形状

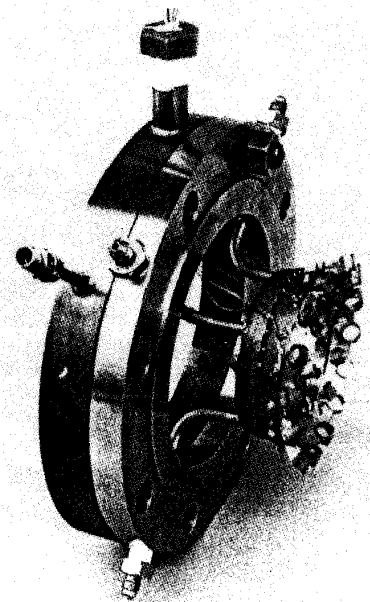


図2 供試保炎器外観

表1 ラム燃焼器の代表的作動条件

M_F	Incoming Air					ϕ
	M_1	U_1	P_1	T_{01}	T_{02}	
		[m/s]	[kPa]	[K]	[K]	
3	0.20	98	144	603	1317	0.30
4	0.10	59	331	895	1688	0.37
5	0.06	41	457	1263	2083	0.43

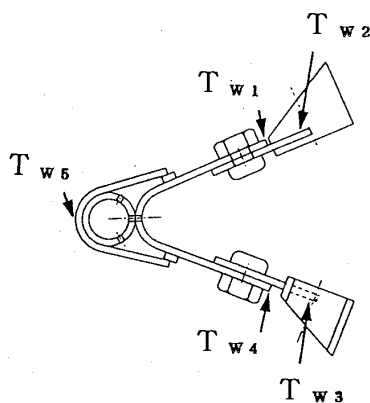
(平成5年7月30日原稿受付)

有効なことと、高温条件での安定保炎を確認した。

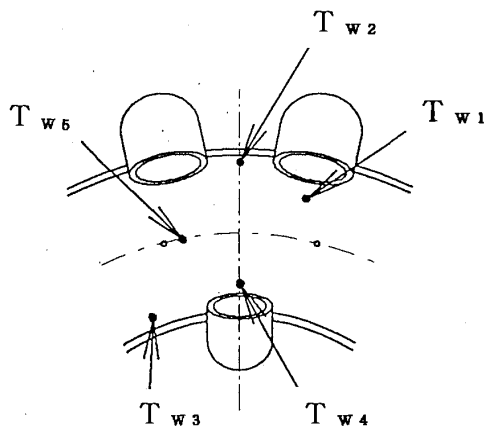
ここでは、 NO_x 排出低減以外の燃焼器に要求される事項をできるだけ満足させた保炎器を設計製作した。すなわち、飛行マッハ数 M_F が3の通風条件で全圧損失率8% (全圧損失係数2.86) 以下を満足し、確実に保炎と安定燃焼を行い、 $M_F = 5$ の条件で耐久性が確保できる保炎器温度レベルにあるものを目指した。この燃焼器模型をCG 01と名付け、ここでは主として保炎器の燃料冷却性能に関する試験結果を報告する。

2. 供給保炎器

飛行マッハ数 M_F が3から5までラムジェットエンジンが作動するときの代表的燃焼器条件を表1に示す。保炎器構造として $M_F = 5$ での高温流入空気温度と火炎からの熱の影響に対処するため燃料による冷却が不可欠と判断し燃料膜冷却を採用した。保炎器構造詳細を図1に、外観を図2に示す。構造上の特徴は、



(a) 保炎器断面で見た熱電対取り付け位置



(b) 下流側から見た熱電対取り付け位置

図3 熱電対取り付け位置

- (1) 燃料供給管と空気混合筒を除いたVガッタ保炎器のブロッケージ比は42%で、V部の開き角は45°。
- (2) Vガッタ保炎器の先端部分に設けたパイプの燃料吐出孔より内、外径側の蔽い板に分けて燃料を供給し、蔽い板端面とVガッタ壁面との1mmの間隔のスロットより燃料流を流出させガッタ表面を膜冷却する。
- (3) Vガッタ保炎領域の燃料過濃混合気形成回避のため、空気混合筒を設け周期空気の導入と燃料混合を図る⁽⁴⁾。空気混合筒の開口投影面積は燃料筒断面の8%である。
- (4) 着火と高風速時の安定燃焼のため、Vガッタ保炎器後流領域内に常時パイロット燃料を供給。パイロット燃料開口面積は全燃料吐出孔開口面積の8.6%。

なお、保炎器の温度を知るために、図3に示す5箇所外径0.5mmの先端接地型Kタイプシース熱電対を取付けた。

3. 実験装置と試験条件

試験装置 燃焼器への空気の供給には720KWの圧縮機と600KWの電気加熱器を用いた。装置系統図を図4に示す。本装置ではテレビモニタにより燃焼器下流側から火炎を観察することができる。加熱器以降の保炎器と燃焼筒(内径155mm, 水冷式)の取付け状況を図5に示す。着火用として保炎器の一部に公称2ジュールの火花点火栓を設置した。保炎器先端から燃焼筒出口、すなわち計測位置までは750mmである。

計測は、出口での固定式全圧計測/ガス採取管⁽⁵⁾による出口全圧計測/平均ガスの採取分析と、出口断面を走査する局所ガス採取分析との2種の計測を行った。用いたガス分析計はMEXA-8120DS(堀場製)で、 O_2 は磁気式、THCは水素炎イオン化検出、 CO 、 CO_2 は非分散赤外、 NO_x は化学発光法を用いて測定している。

試験条件 ラムジェットエンジン燃焼器の作動条件は表1のようであるため、作動線に沿って温度、当量比、風速を段階的に変えた試験を行った。当量比 ϕ は主として0.3、0.4、0.5、供給空気温度 T_{01} は600、750、1200K、風速 U_r は40、60、80、100m/sの範囲で燃焼試験を行った。燃料温度はほぼ288K一定であった。

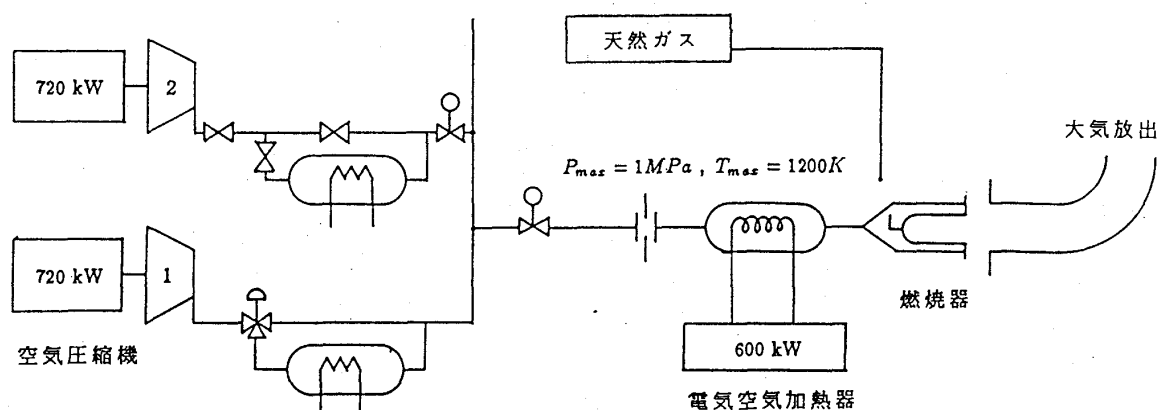


図4 試験装置系統図

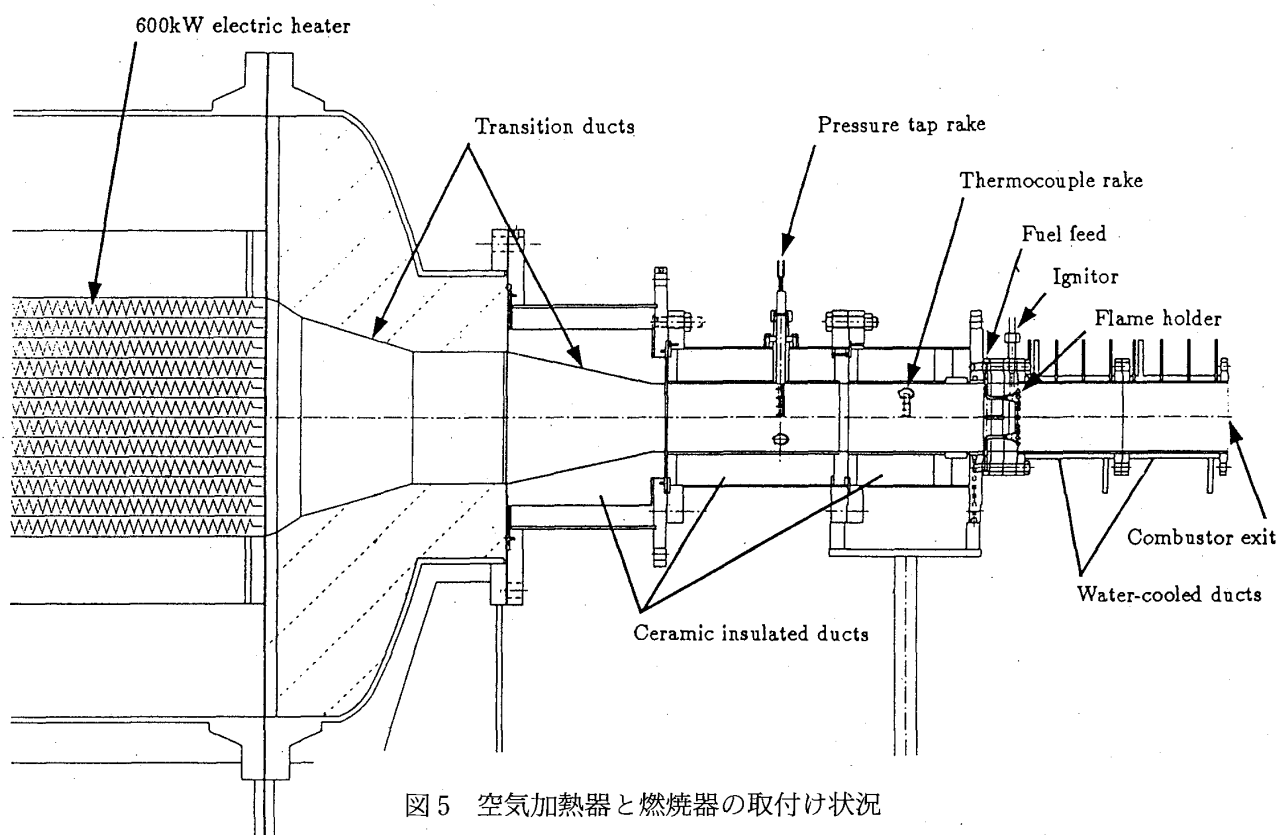


図5 空気加熱器と燃焼器の取付け状況

4. 実験結果

燃焼器の後部から観察した燃焼状況，全圧損失，ガッタに取付けた熱電対による測定などの結果を記す。ガス分析結果など燃焼効率，排出特性の詳細は別に報告する。

燃焼状況 出口大気開放であるが $M_F = 3$ 相当条件である $T_{01} = 600\text{ K}$ ，風速 98 m/s ，当量比 0.3 では，安定な燃焼を示した。 $T_{01} = 600\text{ K}$ で風速が極めて遅い 40 m/s のときは当量比 0.3 以上の条件で音響振動的燃焼不安定が生じ，更に 0.4 以上では局所的な火炎の伸長が観察された。風速が増加するに従い同様の現象が，より当量比の大きい

範囲で生じた。 $M_F = 3 \sim 5$ の作動線に沿った供給条件では安定した燃焼状況を示した。ガス分析結果によると燃焼効率は $T_{01} = 600\text{ K}$ では 84% ， $T_{01} = 750\text{ K}$ 以上ではほとんど 100% であった。

圧力損失 $M_F = 3$ での通風条件に近い， $T_{01} = 608\text{ K}$ ， $U_r = 104\text{ m/s}$ （ただし $P_{01} = 0.13\text{ MPa}$ ）の条件で全圧損失率 $\Delta P/P_1$ は 7.41% となった。ここで ΔP は燃焼器入口，出口全圧差， P_1 は入口全圧である。得られた値は設計要求の「通風時 8% 以下」を満足している。 ΔP を動圧で除した無次元表示，すなわち全圧損失係数に換算した実測値を図6に示す。

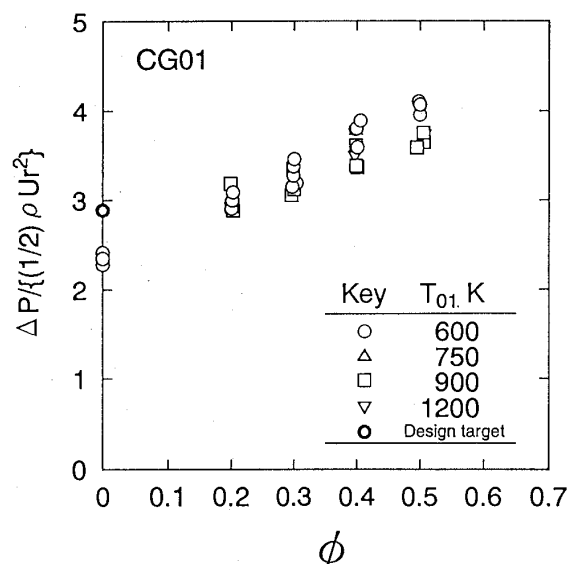


図6 通風時と燃焼時の全圧損失係数

保炎器温度 $T_{01} = 600$ K の時の風速変化に対する保炎器温度, および $Ur = 100$ m/s の時の当量比に対する保炎器温度を, それぞれ図7と8に示す。これらの図によるとガッタの外側で空気混合筒の中間部 T_{w2} が高速, 当量比大の条件で他の点と掛け離れて高温になっている。他の測定部では入口空気温度近傍, またはそれ以下の温度である。 $T_{01} = 600$ K の条件で当量比が0.3の場合は T_{w2} は風速の増加に従って単調増加する傾向を示した。

$M_F = 4$ と5の条件に近いそれぞれ $T_{01} = 900$ K, 風速 60 m/s および $T_{01} = 1200$ K, 風速 40 m/s の時の当量比変化に対する保炎器温度を図9と10に示す。これらの結果によると, 空気混合筒の中間部以外の測定場所ではほとんど入口空気温度近傍, またはそれ以下の温度である。空気混合筒の中間部でも当量比が0.3以上では入口流入空気温度よりも低下する傾向を示している。 $T_{01} = 900$ K では風速を 40~80 m/s に変えても著しい壁温変化は生じていない。

5. 検討・考察

圧力損失 全圧損失要求値は通風条件で8% (全圧損失係数にして2.86) である。図6に示したとおり十分この要求を満足させている。ガッタ本体と空気混合筒との上流側から見たブロックage比を計算すると約50%である。これによって既報⁽⁸⁾でのブロックage比に対する圧力損失見積がほぼ妥当であったことがわかる。

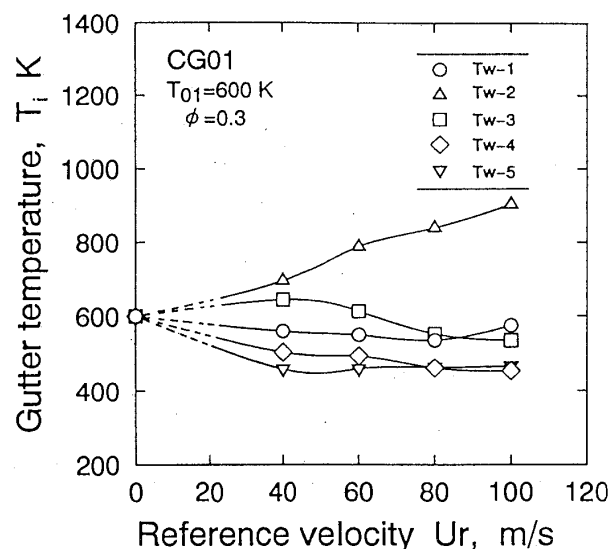


図7 供給空気温度 600 K のときの気流速度に対する保炎器温度

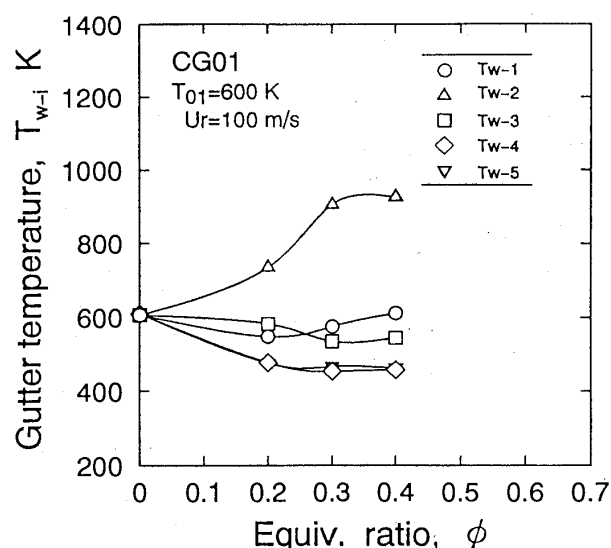


図8 供給空気温度 600 K のときの当量比変化に対する保炎器温度

安定燃焼範囲 大気圧ながら $T_{01} = 600$ K, $Ur = 100$ m/s, $\phi = 0.3$ の条件から $T_{01} = 1200$ K, $Ur = 40$ m/s, $\phi = 0.4$ までの作動線に沿った条件で安定な燃焼状態, 十分低い圧力損失, 1200 K 以下の保炎器温度などを実現できたことは目的とするラムジェットエンジン燃焼器模型として初めての確認である。表1にあるように作動条件中燃焼器内最大圧力は0.46 MPa 程度である。経験上, この圧力上昇は, 保炎性, 燃焼安定性を損う効果とはならないと考えられる。局所的な燃料過濃による火炎の伸長もほとんど生じなかった。

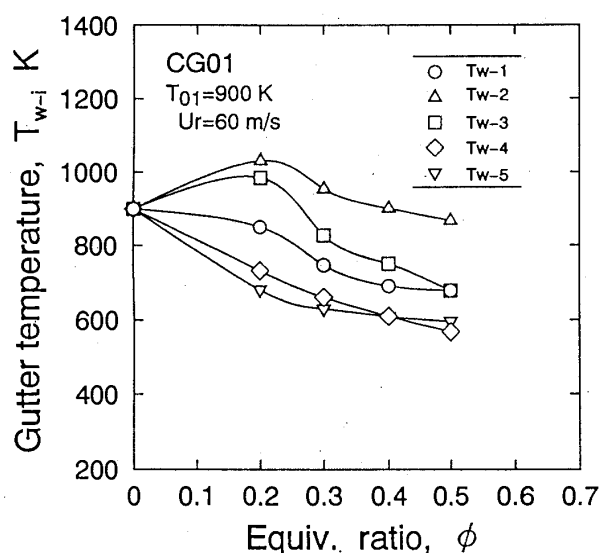


図9 供給空気温度 900 K のときの当量比変化に対する保炎器温度

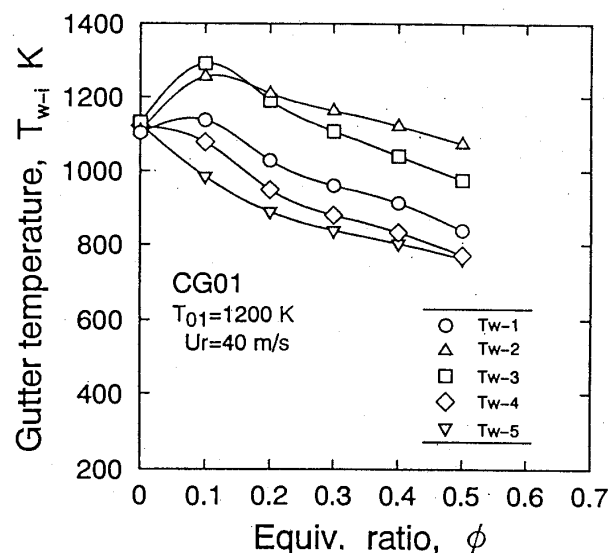


図10 供給空気温度 1200 K のときの当量比変化に対する保炎器温度

保炎器温度 ガッタ温度は外径側で空気混合筒の中間部の T_{w2} が高くなった。一般に外径側壁面が内径側より高温になった理由は図1で示したように燃料を環状ガッタの外径側と内径側とに等量配分しているため、被冷却面積当たりにはしてみると冷却燃料量が内径側で比較的多くなっているためと考えられる。 T_{w2} 以外の温度測定箇所の温度はよどみ点の T_{w5} の温度と傾向的にあまり変わらず、ガッタ直後には火炎が存在していないことを推測させる。

対流熱流束 Lefebvre⁽⁷⁾ による膜冷却熱伝達計算法(計算式は付録参照)により、燃料冷却流とガッタ壁面との対流熱伝達熱流束を求めると、図11と図12のようである。ここには示さないが、 $T_{01}=1200\text{ K}$ 、 $Ur=40\text{ m/s}$ 、 $\phi=0.4$ のときの対流熱流束も $T_{01}=900\text{ K}$ の相当風速条件値とほぼ同一である。これらをみると $T_{01}=600\text{ K}$ で高風速のとき、外径側の熱流束が内径側と比べて極めて大きくなっている。しかし保炎器内の火炎状況は共通であるから外径側の壁面へのみ内径側への数倍の熱流束が作用したとは考えられず、外側冷却膜が剥離していたと考えるのが妥当である。図11では当量比 ϕ の大きい方が低い風速条件で剥離する傾向を示している。その原因には周囲の発熱、圧力上昇などが関係していると思われるが本実験では確かめることができなかった。なお、すべての条件で流入燃料温度 288K (実測値

と同一) に対する計算による計測部での燃料膜温度は約 500 K であった。

膜冷却式を参照すると設計点圧力程度の加圧条件であっても保炎器模型被冷却面積に対して供給燃料は十分な冷却能力を持つことがわかる。実機寸法が n 倍、すなわち被冷却保炎器表面積が n^2 倍である場合でも温度、圧力、風速が同等である限り、冷却燃料は気流に比例した n^2 倍の量が供給されるため十分な燃料冷却が可能と考えられる。

6. まとめ

今回、燃料膜冷却方式ガッタ保炎器を設計製作し、飛行マッハ数 3~5 の全範囲の流入空気温度、流速、当量比の条件で試験した。圧力損失、保炎器温度、安定燃料性などを重視して試験を行い、下記の結果を得た。

- 1) 通風時の圧力損失は要求値以内の 7.4% であった。流入空気温度を 600 K より 1200 K までの作動線に沿って変え、それぞれの風速、当量比条件で安定な燃焼を行うことを確認した。
- 2) 一般に保炎器温度は燃焼状態でも、極めて燃料希薄な条件を除き、流入空気温度よりも低下する。流入空気温度が 1200 K の条件でも、保炎器最高温度は 1120 K 程度であった。これは現在、市販の耐熱合金で設計可能な温度範囲である。
- 3) 供給条件で環状保炎器の外径側の壁温が内径側より高い結果となったが、これは冷却燃料量

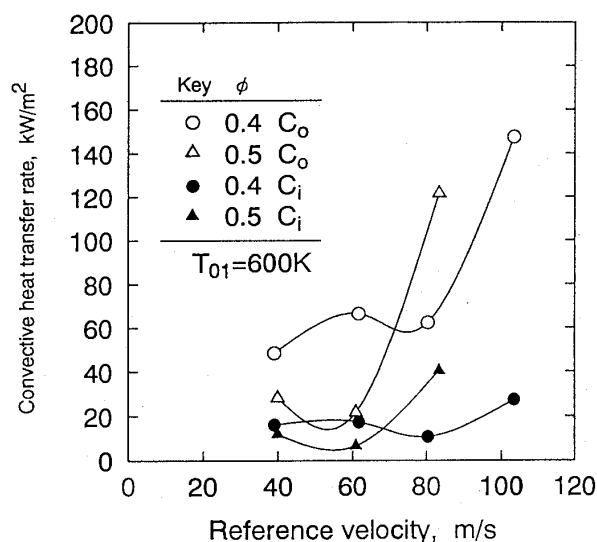


図11 供給空気温度 600 K のときの燃料膜冷却対流熱流束 (Co: 外径側, Ci: 内径側)

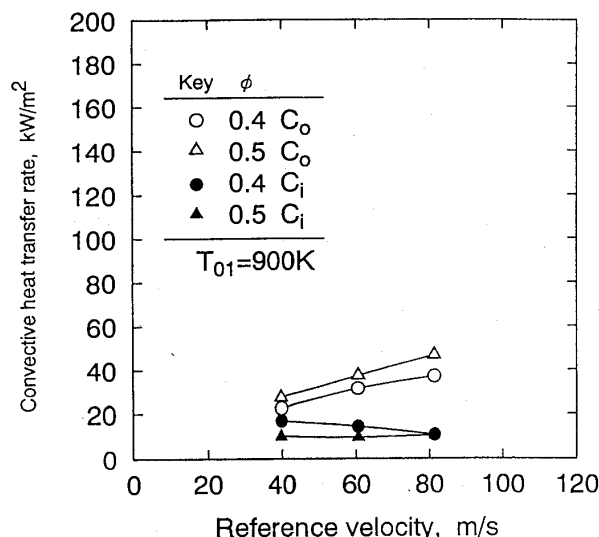


図12 供給空気温度 900 K のときの燃料膜冷却対流熱流束 (Co: 外径側, Ci: 内径側)

に対する被冷却面積の相違によるものである。

4) 一般に膜冷却対流伝熱熱流束は風速に依存性がみられる。今回の試験で $T_{01} = 600$ K の高風速条件では外径側燃料冷却膜が剥離していた可能性がある。

5) 供給空気温度が 900 K あるいは 1200 K で当量比が 0.4~0.5 の場合の対流伝熱熱流束は 20~40 KW/m² 程度であった。

6) 保炎器寸法が大きくなった場合でも温度、風速条件等を同等に保つ限り、燃料による十分な膜冷却が可能である。

以上の実験結果から、燃料膜冷却を適正に応用すればガッタ温度を飛行マッハ数 3~5 の作動条件範囲で現在利用可能な耐熱金属の使用限界温度内に抑えることが出来ることを明らかにできた。

本研究は、通産省工業技術院による産業科学技術研究開発制度による「超音速輸送機用推進システムの研究開発」の一環として行ったものである。

参考文献

- (1) Ichimaru, O., Ishizuka, M. & Murashima, K. : Over-view of the Japanese National Project for Super/Hyper-Sonic Transport Propulsion System, ASME 92-GT-252
- (2) 田丸, 下平, 山田: メタン燃料ライナ型ラム燃料器の燃料問題, 第 20 回ガスタービン定期講演会講演論文集 (1992/6) pp.107-114
- (3) 田丸, 下平: 極超音速輸送機エンジン用メタン燃料ラム燃料器の燃焼と排出の問題, 航空宇宙学会誌, 42 巻, 482 号 (1994/3)

(4) 鈴木・下平: メタンを燃料とする RAM 燃料器の保炎性能, 日本ガスタービン学会秋季講演会講演論文集 (1992)

(5) 田丸, 他 4 名: 水素燃料ラム燃料器模型の NOx 排出特性, 日本ガスタービン学会秋季講演会 (札幌) 講演論文集, (1991) pp.95-101

(6) 田丸, 他 4 名: Problems and Approaches in Designing Flame Holder for a Ram Combustor, Symposium Proceedings : International Symposium on Japan's National Project for a Super/Hypersonic Transport Propulsion System R-3, (1992/10) pp.69-76

(7) Lefebvre, A. H.: Gas Turbine Combustion, Hemisphere, (1983)

付録: 膜冷却熱流束計算概略

本文中の燃料膜冷却対流熱流束 C は以下に示す Lefebvre による式を用いた。すなわち、モーメント比 $m = (pU)_f / (pU)_a$ が $0.5 < m < 1.3$ の場合、次式によって膜冷却効率 η を求める。

$$\eta = 1.10 m^{0.65} (\mu_f / \mu_a)^{0.15} (x/s)^{-0.2} (t/s)^{-0.2} \quad (1)$$

ここで η , x , s , t はそれぞれ粘性係数, 冷却膜適用位置, 膜冷却スリット幅および膜冷却屋根厚みである。添字 f と a はそれぞれ燃料と空気を示す。この値と冷却効率の定義

$$\eta = (T_a - T_{w,ad}) / (T_a - T_f) \quad (2)$$

より位置 x での膜温度 $T_{w,ad}$ が求まる。これと実測ガッタ温度 T_{wi} より対流熱流束は

$$C = 0.069 (k_f / x) Re_x^{0.7} (T_{w,ad} - T_{wi}) \quad (3)$$

として計算できる。ここで $Re_x = \rho x U / \eta$, k_f は燃料の熱伝導率である。

自動車用 100 KW CGT 圧縮機の開発

日本自動車研究所	内 田 博 ⁽¹⁾
〃	別 所 昭 信 ⁽¹⁾
〃	白 木 睦 生 ⁽¹⁾
〃	片 桐 晴 郎 ⁽¹⁾
〃	八 木 洋 一 ⁽²⁾
〃	高 村 東 作 ⁽²⁾

ABSTRACT

In Japan, research and development of a 100kw Automotive Ceramic Gas Turbine (CGT) has been carried out in the Petroleum Energy Center (PEC) with active cooperation of petroleum, automobile, ceramics and other related industries.

We take charge of the research and development of a centrifugal compressor with variable inlet guide vanes for CGT engines. It is demanded that the compressor has a high efficiency and a wide flow range. The compressor performance goals are an adiabatic efficiency of 81% and a surge margin of 8% under maximum power operating condition.

This paper describes the methods for designing an impeller, a diffuser, and variable inlet guide vanes, and presents the results of compressor performance test. The test results show that the surge margin and compressor efficiency at partial load are improved by means of inlet guide vanes.

1. まえがき

(財)石油産業活性化センターは、通産省資源エネルギー庁からの補助事業である「自動車用セラミックガスタービン (CGT) の開発」を進めている。1990 年から 7 年間のプロジェクトであり、本年は中間評価の年に当たっている。エンジン構造を図 1 に示す。エンジンは一軸式であり、主として、可変入口案内翼 (VIGV) 付遠心圧縮機、回転蓄熱

式熱交換器、缶型燃焼器、ラジアルタービンで構成され、熱効率 40%、タービン入口温度 1350°C を開発目標としている。このエンジンの目標を達成するため、圧縮機としては、高効率であると同時に自動車的大幅な負荷変動に対応可能な広い作動範囲を確保する必要がある。本論文は、上記プロジェクトにおける VIGV 付遠心圧縮機的设计・試作および性能評価結果について述べる。

2. 仕様と目標性能

圧縮機の仕様と目標性能を表 1 に示す。セラミックタービンの強度信頼性および空力性能の面から、定格回転数が 11 万 rpm と高く設定されている。したがって、圧縮機としては、インペラ径を小さくせざるを得ず、また、比速度が大きくなるため、インペラ入口チップでの相対流速が超音速となる。このような条件下で、断熱効率 81%、

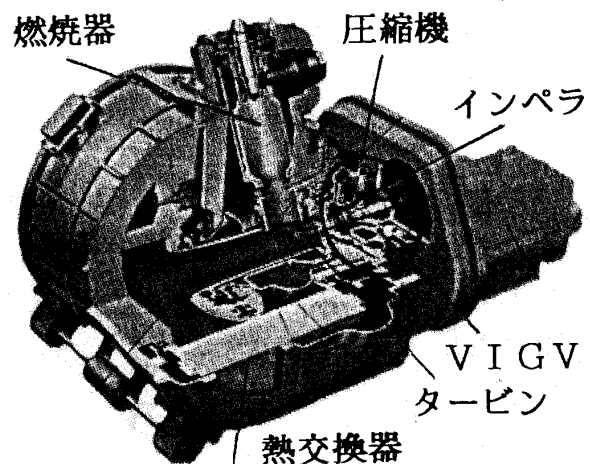


図 1 エンジン構造

サージマージン 8%を達成する必要がある。上記目標を達成するための主な技術課題を以下に示す。

- (1) 強度的に許容できる範囲で、インペラの薄翼化、大バックワード角化を図る。
- (2) Shock(衝撃波)に強い翼形状の設計。
- (3) チップクリアランスの最小化。
- (4) VIGV によるマッハ数の低減。
- (5) VIGV による作動範囲の拡大。

3. 設 計

圧縮機の構造を図 2 に示す。圧縮機は、VIGV(2 方向吸い込み型)、インペラ、ディフューザ、スクロールで構成され、熱交換器が 2 個であるため、スクロールは 2 方向吹出しの構造とした。

3.1 可変入口案内翼 (VIGV)

VIGV には大きく分けて軸流式と半径流式があるが、エンジンのレイアウト上から半径流式とした。VIGV の構造を図 3 に示す。翼弦長および翼高さは、自由渦を仮定して 1 次元流れの検討を行ない、インペラ入口で要求された旋回角 ($-10^{\circ} \sim 60^{\circ}$) が得られるように設定した。入口ダクトは、流れが周方向にできるだけ均一になるように、2 方向吸い込みとした。可変ベーンの駆動方式はリンク式であり、油圧アクチュエータで駆動する。

3.2 インペラ

インペラは、作動範囲の広いバックワードインペラとし、強度的に許容できる範囲でバックワード角を大きくし、薄翼化を図った。また、材質は強度の高いチタン合金 (Ti-6 Al-4 V) である。翼形状は、流れ解析により翼負荷分布を考慮して定めた。1990 年度に 1 次設計・試作したが性能が低かったため、性能改善を図ってきた。しかし、

到達できた性能は、中間目標効率 79%より低かったため、1992 年度に 2 次設計を行なった。以後、1 次設計インペラと 2 次設計インペラを比較して述べる。

2 次設計では、サージ特性改善および効率向上を狙って、インペラ径を 95 mm から 104 mm, バックワード角を 35° から 40° と大きくした (図 4)。また、インペラ入口ハブ側における翼角をたてることにより、ハブ側のスロート径を大きくした (図 5)。翼厚分布については、応力解析および翼振動解析により、強度的に許容する範囲でできるだけ翼薄化した (図 6)。なお、1 次と 2 次で同じ翼厚分布である。

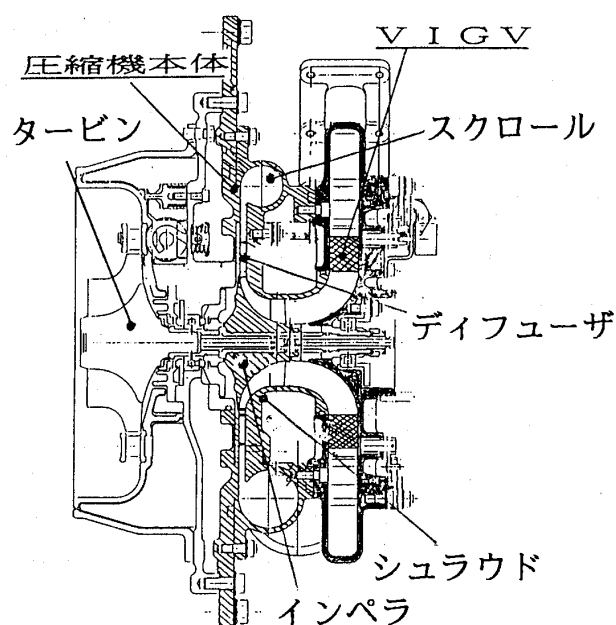


図 2 圧縮機の構造

表 1 圧縮機の仕様と
目標性能 (定格点)

タイプ	VIGV付遠心 1 段
VIGV可変範囲	$-10^{\circ} \sim 60^{\circ}$
空気流量	0.445kg/sec
圧力比	5
回転数	110,000rpm
効 率	81%(79%中間目標)
サージマージン	8%

翼枚数: 19 枚
翼高さ: 21 mm
翼弦長: 25 mm

旋回付与角

-----: -10°
———: 0°
————: 60°

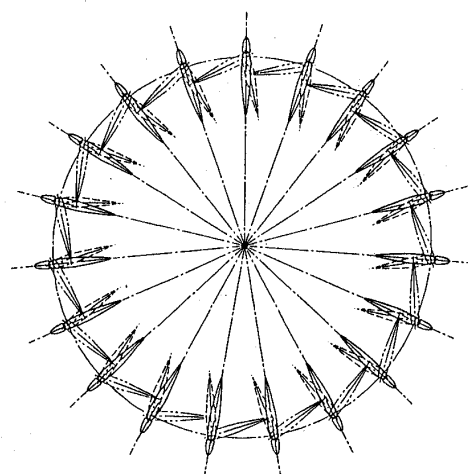


図 3 可変入口案内翼 (VIGV) の構造

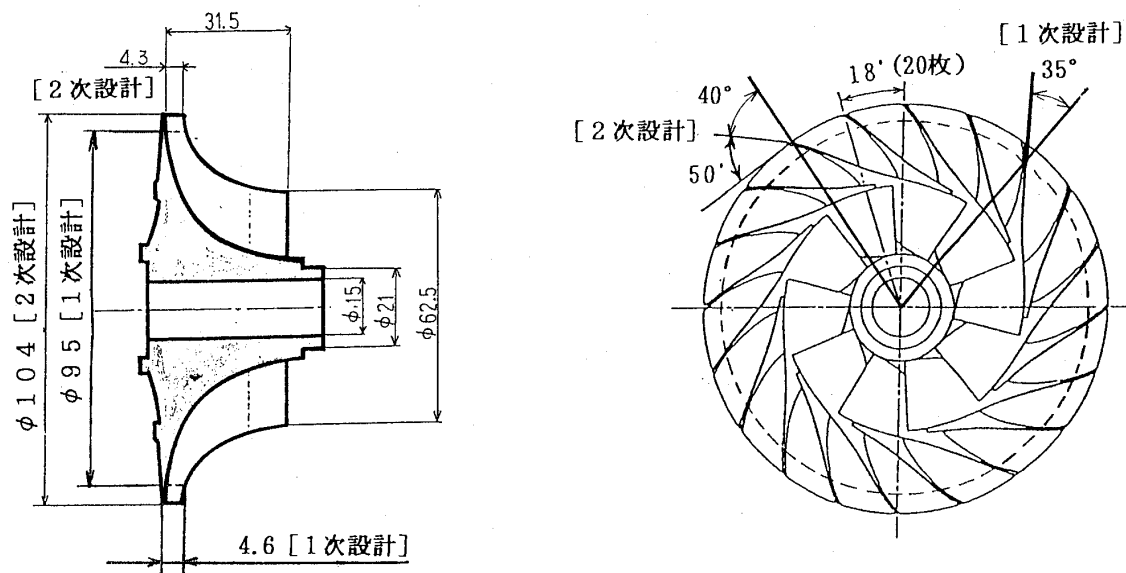


図4 インペラ形状 (1次設計, 2次設計)

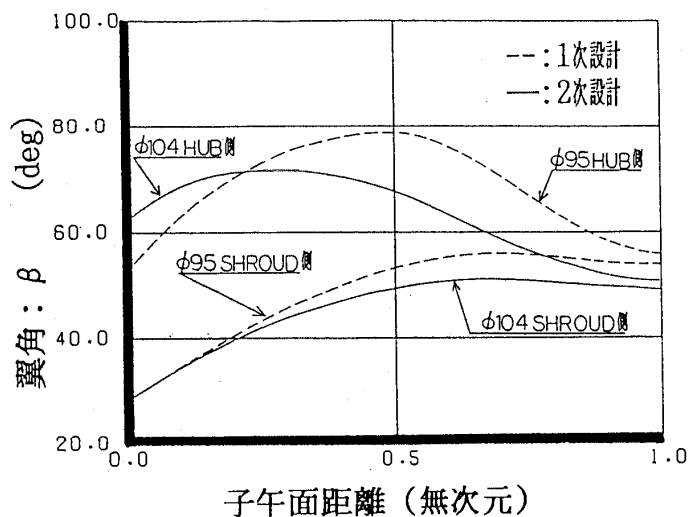


図5 インペラ翼角分布

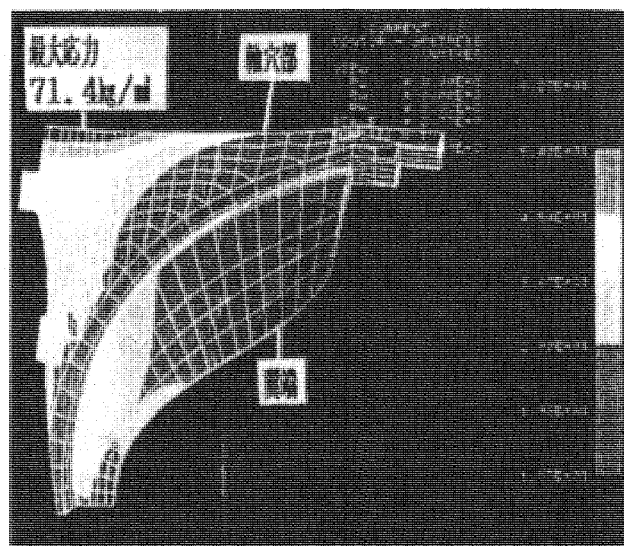


図7 インペラ応力分布

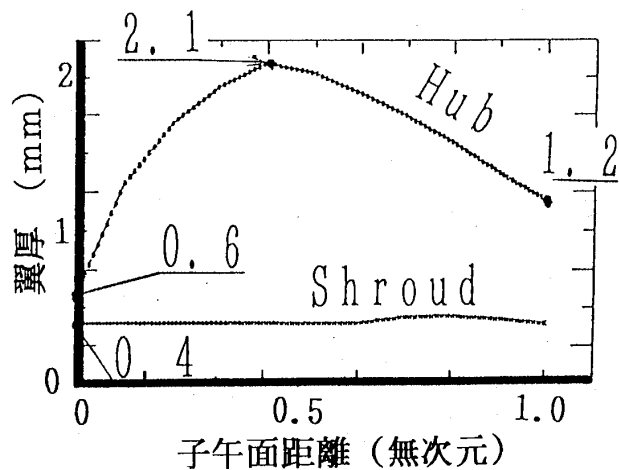


図6 インペラ翼厚分布

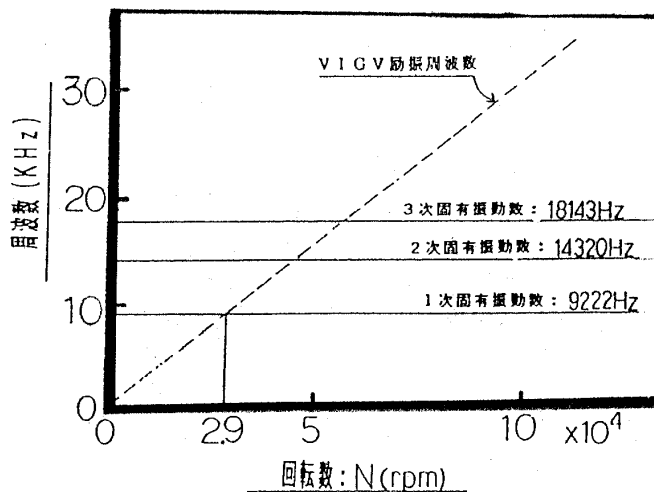


図8 キャンベル線図

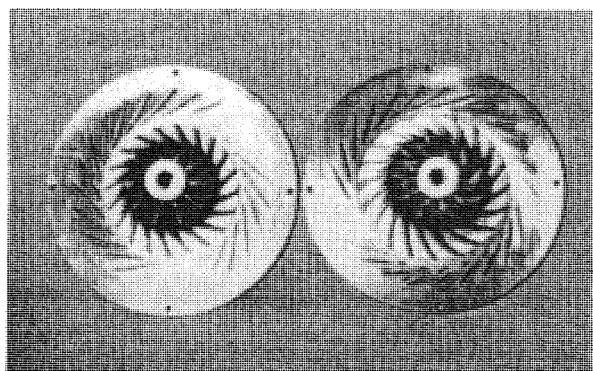
2次設計インペラの応力分布を図7に、キャンベル線図を図8に示す。最大応力は、軸穴部背面付近で 71.4 kg/mm^2 となり、チタン合金の引張り強度 (約 100 kg/mm^2 , 200°C) より十分低い値である。また、VIGV 励振周波数は、回転数が 2.9 万 rpm で翼の1次固有振動数と一致するが、エンジン運転範囲外であり、また、VIGV 出口から入口間の距離が十分長いことから、VIGV の励振によるインペラ破損の可能性は極めて低いと考えられる。

3.3 ディフューザ

ディフューザは、効率を重視し、小型化できることも考慮して、1段の直線翼列ディフューザとした。翼形状は、NACA 65 A 006 をベースとしてできるだけ薄翼化し、最大翼厚 1.1 mm とした。材質は、SUS 304 である。インペラおよびディフューザの諸元を表2に、写真を図9に示す。インペラは5軸 NC を用いて削り出しで製作した。

表2 インペラ及びディフューザの諸元

供試体	1次設計	2次設計
イ 入口径; D_1	62.50	←
ン ハブ径; D_{1h}	27.00	←
エ 出口径; D_2	95.16	104.0
ベ 出口翼高; b_2	4.6	4.30
ラ 入口翼角; β_{1m}	37.4	←
↑ ; β_{1i}	27.5	←
出口翼角; β_2	55	50
翼数; Z_1	20	←
デ 入口径; D_{25}	104.5	114.4
イ 出口径; D_{26}	143.19	144.37
フ 翼高; b_{25}	4.33	3.99
ユ 入口翼角; α_{25}	17.0	16.0
ー 翼数; Z_d	25	←
ザ スロート径; d	4.78	5.05
〃 面積; A_{1h}	5.17	5.05



〔1次設計〕 〔2次設計〕
図9 インペラ及びディフューザの写真

4. 性能評価

4.1 VIGV 単体性能

図10に試験装置を示す。VIGV 下流側に設置された遠心ブロワにより空気を吸い込み、オリフィス流量計で空気流量を計測している。インペラ入口に相当する位置での速度分布、圧力分布および旋回角分布は、3孔ピトー管を用いて計測している。試作した VIGV について試験を行なったが、図11に示すように大旋回角・大流量域で異音が発生するという問題が生じた。この問題は、米国の AGT 101 でも同様の経験をしており、図12に示すように AGT 101 と同様の異音対策タブを設置した結果、異音は発生しなくなった。

異音対策した VIGV について、インペラ入口に相当する位置での旋回角 α_1 を計測した結果を図13に示す。縦軸は、2乗平均半径位置における旋

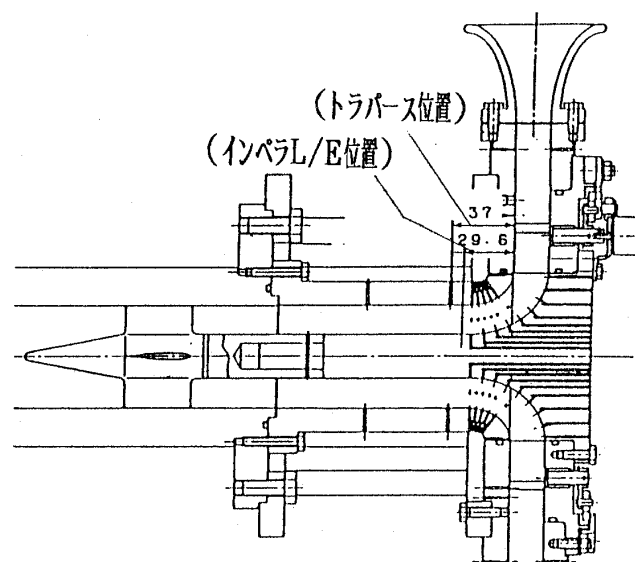


図10 VIGV 単体試験装置

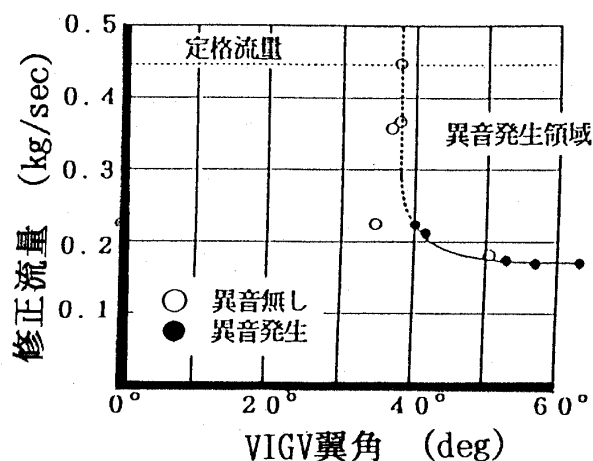


図11 異音発生領域

回角を示す。VIGV 翼角 α_v が 0° の場合、負の旋回角 -5° となり、 $\alpha_v = 60^\circ$ のとき、旋回角が 59° となった。

4.2 圧縮機本体 (VIGV 無し) の性能

圧縮機単体性能試験装置を図 14 に示す。タービン駆動方式であり、タービン入口温度は 600°C 一定である。圧縮機入口ダクトは直管であり、その先端に設置したベルマウスにより空気流量を計測する。ベルマウス流量計入口およびスクロール出口で温度・圧力を、インペラ入口および出口で壁面静圧を計測し、性能を求めている。図 15 に 1 次設計と 2 次設計の圧縮機特性を比較して示す。2 次設計圧縮機の性能は、1 次設計に対して効率が大幅に向上 (定格点で 2.5%) すると同時に、サー

ジ特性も大幅に改善され作動範囲が拡大している。その結果、定格点における断熱効率 η_{ad} は 79.5% となった。ただし、2 次設計インペラでは、径を大きくしたため、10 万 rpm ではほぼ定格圧力比 5 となっている。

図 16 に速度三角形の比較を示す。2 次設計ではバックワード角を大きくし、回転数を下げることにより、インペラ入口および出口の流速 (マッハ数) が下がったため、損失が低減し性能が向上したと考えられる。

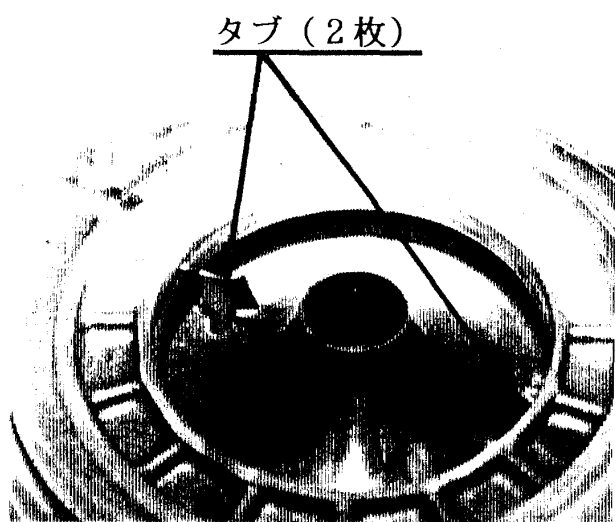


図 12 異音対策タブ

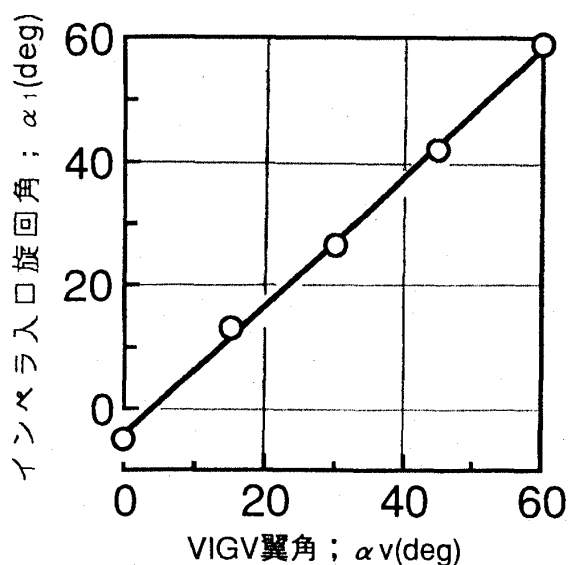


図 13 インペラ入口旋回角

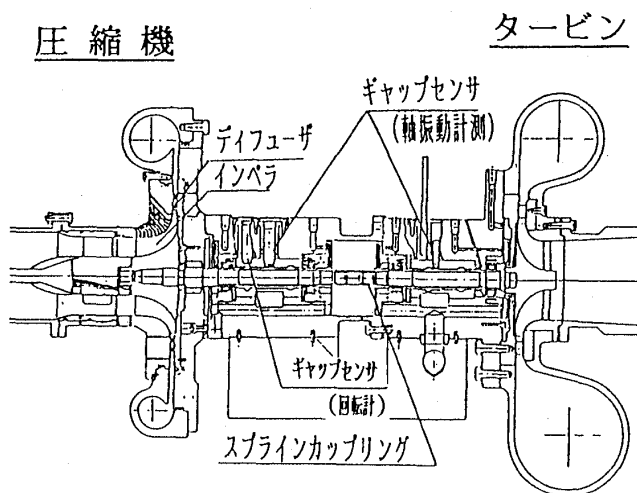


図 14 圧縮機性能試験装置 (VIGV 無し)

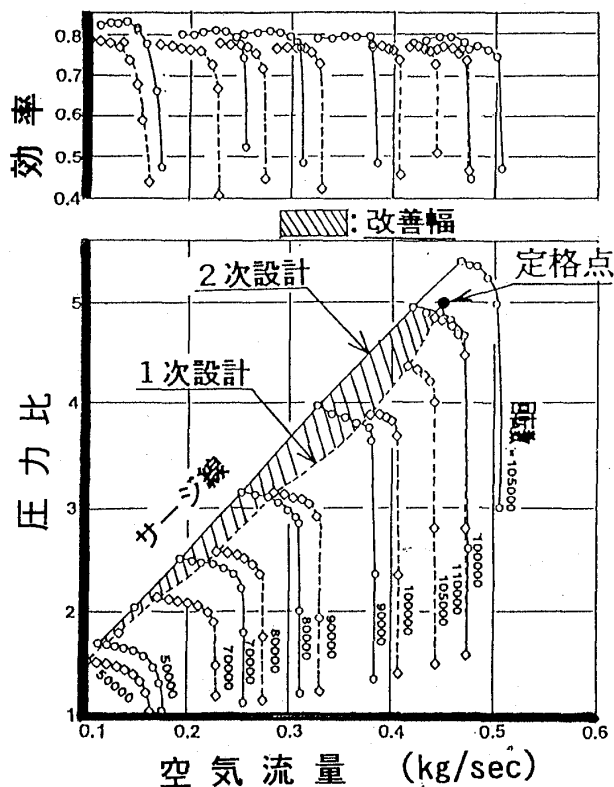


図 15 圧縮機特性 (1 次, 2 次)

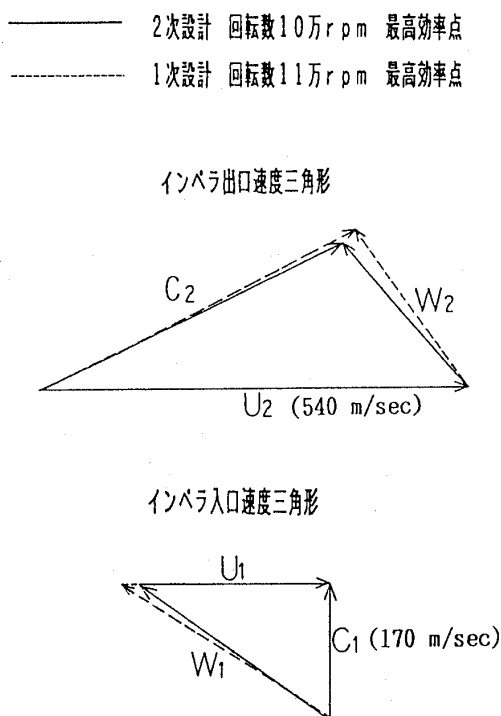


図16 速度三角形の比較

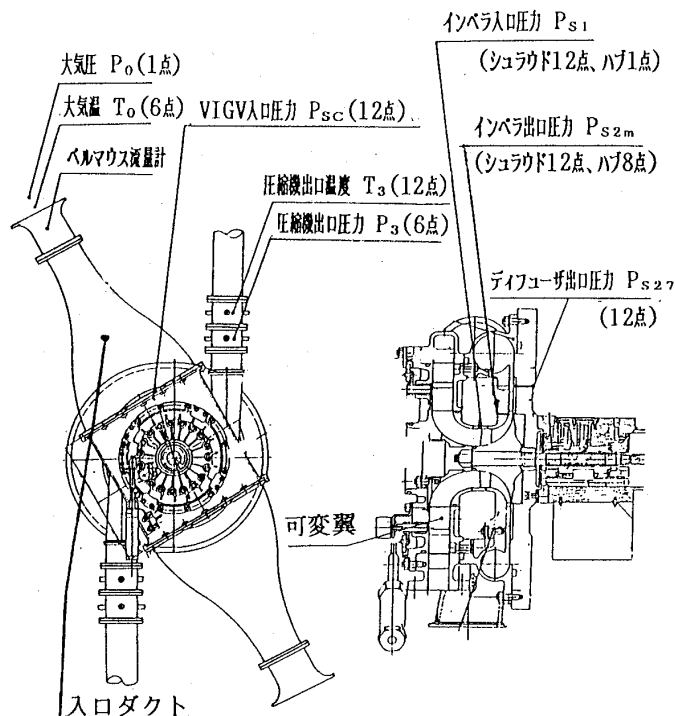


図17 圧縮機性能試験装置 (VIGV 付)

4.3 可変入口案内翼 (VIGV) の効果

VIGV 付圧縮機の試験装置を図17に示す。VIGV 入口、インペラ入口およびインペラ出口で壁面静圧を計測している。

VIGV 翼角 $\alpha_v = 0^\circ, 20^\circ, 40^\circ, 60^\circ$ の4ケースについて性能試験を行ない、VIGV 翼角が圧縮機性能に与える影響を評価・解析した。VIGV 入口を基準とした圧縮機特性の比較を図18に示す。 $\alpha_v = 0^\circ$ から 20° としてインペラ入口流れに予旋回を与えると、圧縮機効率が大幅に向上 (79% → 81.5% at 10 万 rpm) する反面、サージ流量はほぼ同等となった。さらに、 α_v が $40^\circ, 60^\circ$ と大きくなるにしたがって、高回転 (7 万 rpm 以上) 域でのサージ流量が減少している。ただし、低回転 (6 万 rpm 以下) 域でのサージ流量は、VIGV 翼角が変わってもほとんど変化していない。次に、インペラ入口の旋回角 α_1 を角運動量の理論と1次元流れ解析により求める。図19に速度三角形を示す。仕事係数 λ は次式で表される。

$$\lambda = \frac{gJ Cp(T_3 - T_0)}{U_2^2} = \frac{U_2 Cu_2 - U_1 Cu_1}{U_2^2} \quad (1)$$

(g : 重力加速度, J : 仕事当量, Cp : 定圧比熱)

Cu_2/U_2 は流量係数 $\phi_2 (= Cm_2/U_2)$ のみの関数であり、 $Cu_1 = 0$ (VIGV無し) の仕事係数を λ^* と

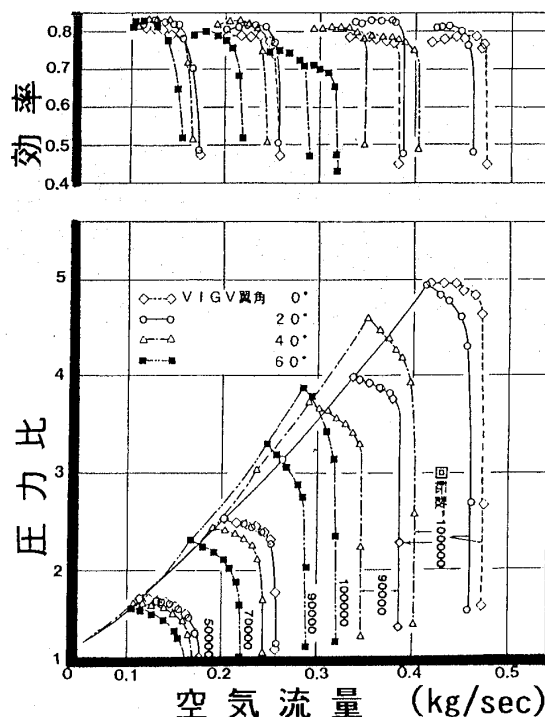


図18 圧縮機特性 (VIGV 翼角の影響)

すると Cu_1 は次式で求められる。

$$Cu_1 = \frac{\lambda^* - \lambda}{D_{1m}/D_2} \quad (2)$$

(D_{1m} : 入口平均径)

仕事係数の比較を図20に示す。

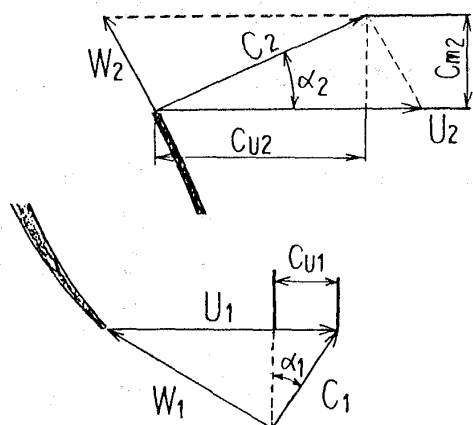


図19 速度三角形

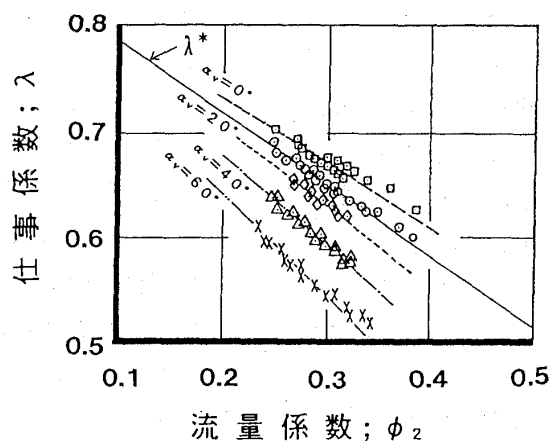


図20 仕事係数

$\alpha_v = 0^\circ$ の仕事係数は VIGV 無しの仕事係数 λ^* より高い値となっており、負の予旋回がついていることがわかる。(2)式を用いて求めたインペラ入口旋回角 α_1 を図21に示す。このようにして求めた α_1 は、VIGV 単体試験の α_1 (図13) よりもかなり小さい旋回角となっている。この旋回角とインペラ入口のシュラウド側とハブ側で計測している壁面静圧を用いて、速度分布を求めた。図22にインペラ入口速度三角形の比較を示す。 $\alpha_v = 0^\circ$ から 20° として効率が向上 (図18) した理由は、相対流速 W (マッハ数) が低下したためと考えられる。また、旋回角が大きくなるとともに、ハブ側に比べチップ側の流速が遅くなり、旋回成分も小さくなっている。VIGV による流量減少の効果を大きくするためには、チップ側での旋回速度を大きくする必要があると考えられる。

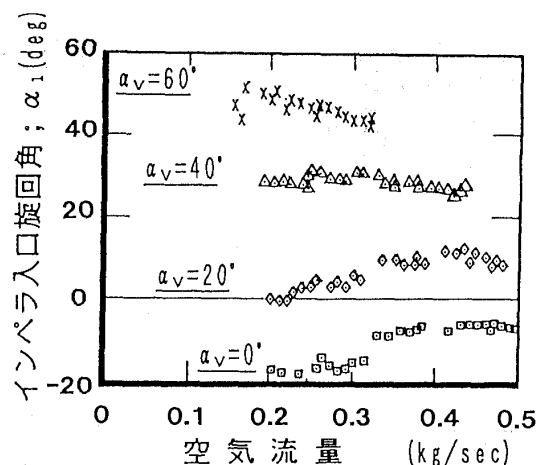


図21 インペラ入口旋回角

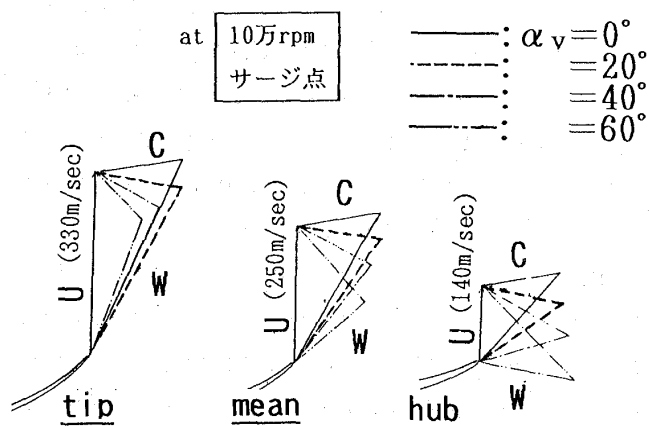


図22 インペラ入口速度三角形

5. まとめ

- (1) インペラ径およびバックワード角を大きくすることにより、効率が大幅に向上するとともに作動範囲も拡大した。その結果、定格点における断熱効率が 79.5%，作動範囲 (1-サージ流量/チョーク流量) が 13% となった。
- (2) 可変案内翼の翼角 α_v をねせることにより、圧縮機効率が向上 ($\alpha_v = 20^\circ$) し、高回転域 (7 万 rpm 以上) でのサージ流量が減少 ($\alpha_v = 40^\circ, 60^\circ$) することがわかった。

参考文献

- (1) T. Itoh, H. Kimura Status of the Automotive Ceramic Gas Turbine Development Program ASME Paper 92-GT-2 1992-6

自動車用セラミックガスタービンの 研究開発 (第2報)

(財)日本自動車研究所 伊 藤 高 根
〃 西 山 園
〃 石 渡 正 治
〃 松 下 通

ABSTRACT

The 7-year program, designated "Research & Development of Automotive CGT", began in June 1990 to demonstrate potentials of ceramic gas turbine for automotive use. This program has been conducted by the Petroleum Energy Center (PEC) under the support of the MITI. Engine demonstration project in this program is being addressed by Japan Automobile Research Institute Inc. (JARI) team.

This paper describes mainly the activities during the third year of the program, including experimental evaluation of main engine components. Emphasis is put on the development of ceramic engine components. Maximum speed of ceramic turbine rotor in hot spin tests was 130,700rpm, which was almost the same level as in cold spin tests.

1. はじめに

1990年6月より通商産業省資源エネルギー庁からの補助事業として「自動車用セラミックガスタービンの開発」プロジェクトが石油、自動車、セラミックス等の関連業界の積極的な協力のもとに(財)石油産業活性化センターで進められている^{(1),(5)}。本プロジェクトのねらいとするところは、エネルギー資源の安定供給、有効利用の観点から、将来の自動車用エンジンとしてのセラミックガスタービンの多種燃料性、熱効率の大幅な向上の可能性、環境清浄化への寄与といった優れたポテンシャルを実験を通じて実証することである。上記プロジェクトに於いて、日本自動車研究所が担当しているセラミックガスタービンエンジンの設

計、試作及び性能評価に関する開発のねらい、エンジン基本設計及び一部の要素開発に関しては既に報告した^{(1)~(6)}。エンジン構造を図1に示す。1軸再生式であり燃焼器及び下流の高温ガスに曝される流路は全てセラミックスで構成されている。タービン入り口ガス温度は1350°C、圧力比は5、定格回転数は110,000 rpmである。図2に全体の開発日程を示す。現在各エンジン要素の単体評価及び組み合わせ評価が進められており、1993年度にはPECの評価委員会により各要素の進捗状況を総合的に判断するための中間評価が計画されている。これらの評価を踏まえ1994年度にはエンジンの性能評価を開始する計画となっている。本論文では1992年度までに実施してきた開発のうち、特にセラミック部品の開発現状を中心に述べる。

2. エンジン各要素の性能開発

圧縮機及び燃焼器の開発状況に付いては別報^{(7)~(10)}で述べられるので省略する。

2.1 タービンの空力性能

セラミックス部品と同一形状の金属製スクロール、ノズル及びロータを製作し低温の空気による空力相似条件で性能評価を実施してきた⁽²⁾。試験の結果最高効率点が大流量側によっており、流量特性も大きいためノズルスロット面積を小さくし、ロータ反動度も修正した。現在最高効率は86%であり、最終目標の87.5%を達成すべくさらに改良設計が行われている。

2.2 熱交換器

熱交換器アセンブリの断面図を図3に示す。エンジンハウジングは金属製であり運転中の熱変形は避けられないからシール面に悪影響が及ばぬように熱変形しにくいセラミック製のシールプラットフォームが設けられている。同一形状で窒化珪素及び炭化珪素製の2種類を試作した。高温

(平成5年8月23日原稿受付)

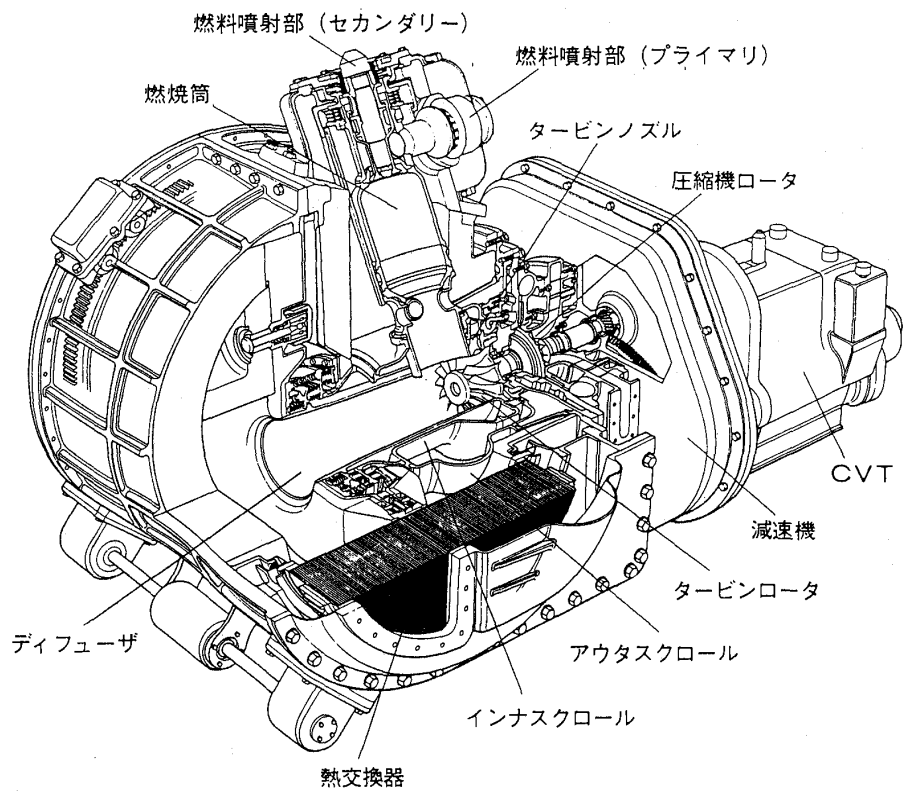


図1 エンジン構造

	H 2 ('90)	H 3 ('91)	H 4 ('92)	H 5 ('93)	H 6 ('94)	H 7 ('95)	H 8 ('96)
全 体 計 画	ENG 基本計画図						
	設計、試作	要 素 開 発 実 験					
				設計、試作	94/10		
					エンジン性能実験		
マイル ストン	▲ 第1次 設計完了	▲ 要素単体 評価開始		▲ エンジン 開発開始	▲ 組合テスト 1350℃ 運転開始	▲ 出力 目標メド	▲ 燃費 目標メド

図2 開発日程

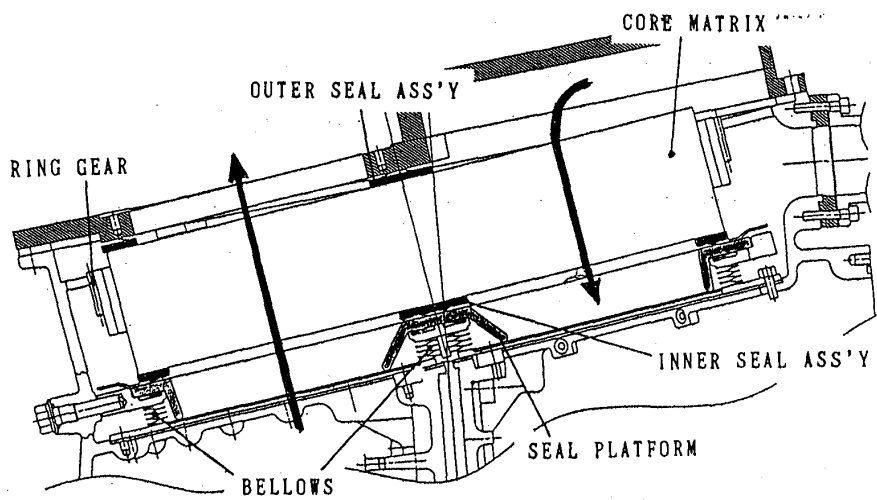


図3 熱交換器部断面図

表1 セラミック部品の材料と成形法

COMPONENTS	SUPPLIER	MATERIAL	PROCESS
Combustor			
PP-Swirller	NTK	EC-152	Injection Molded
PP-Scroll	NTK	EC-152	Injection Molded
VG-Nozzle	NTK	EC-152	Injection Molded
Comb-Liner	Asahi Glass	C-600A	Cold Isopressed
Orifice-Liner	Asahi Glass	C-600H	Cold Isopressed
Dilution-Liner	Kyocera	SN-252	Slip Cast
Holder	NGK	SN-88	Cold Isopressed
Outer-Scroll	Kyocera	SN-252	Slip Cast
Inner-Scroll	Kyocera	SN-252	Slip Cast
Inner-Shroud	NGK	SN-88	Cold Isopressed
Outer-Shroud	NGK	SN-88	Cold Isopressed
Turbine Stator	NGK	SN-88	Injection Molded
Turbine Rotor	Kyocera	SN-252	Slip Cast
	NGK	SN-90	Inj. Molded + CIP
	NTK	EC-152	Inj. Molded + CIP
Turbine Backplate	NTK	EC-152	Cold Isopressed
Outer-Scroll Support	Kyocera	SN-252	Slip Cast
Inner-Scroll Support	NTK	EC-152	Cold Isopressed
Seal Piece	Hitachi K.C.	HXL	Cold Isopressed
Regenerator	Kyocera	SN-220	Slip Cast
Seal Platform	Hitachi K.C.	HXL	Cold Isopressed
Regenerator Core	NGK	MAS	Extrusion

側入り口ガス温度 1000°Cにおける初期評価でセラミックシールプラットフォームに両者ともクラックが発生した。解析の結果熱応力が過大であることがわかり外周部の回り止め用突起部の位置と形状を変更し応力低減をはかった。その後クラックは発生していない。熱交換器の性能試験では洩れ特性、駆動トルクともに目標値を大幅にオーバーしており、現在摺動材の選定、シール構造の改良設計が検討されている。

3. セラミック部品の開発

セラミック部品の材料と成形法を表1に示す。各部品の開発に当たり以下のような点に留意して設計を行った。

- (イ) できるだけ軸対称に近い単純形状とする。
- (ロ) 造りにくい大きい部品は造らない。小型部品に分割する。
- (ハ) セラミック部品間からの空気洩れを最小限に抑える。
- (ニ) 金属部品との共存部品は熱膨張差に細心の注意をはらう。

(ホ) 熱応力、非定常応力、応力集中に注意する。それぞれの部品は10年間、10万km、1万回の冷態起動後の破壊確率が 10^{-5} 以下となることを当面の目標とし、予めFEMによる応力解析を実施した^{(2),(5)}。

3.1 静止部品の強度評価

図4に試作したセラミック静止部品の一部を示す。静止部品の評価は次に示すような手順で実施した。先ず試作された部品から試験片を切り出し4点曲げ試験を行い予め得られている同一材料のテストピース強度と比較し、製造上の問題が無いかが、本来の材料強度がどの程度実現されているかを調べる。次に、単体毎に専用試験装置を用い強度評価が行われる。この試験は2種類あり、先ず全体的にみて製造過程で発生する大きな欠損がないか調べるため油圧をかけて強度を調べる内圧試験と、予めFEMで解析された最大応力発生部位が強度的に十分かを調べるため、その最大応力値の120%相当の機械的応力をかける局部強度試験とがある。これらの単体試験をパスしたものを集

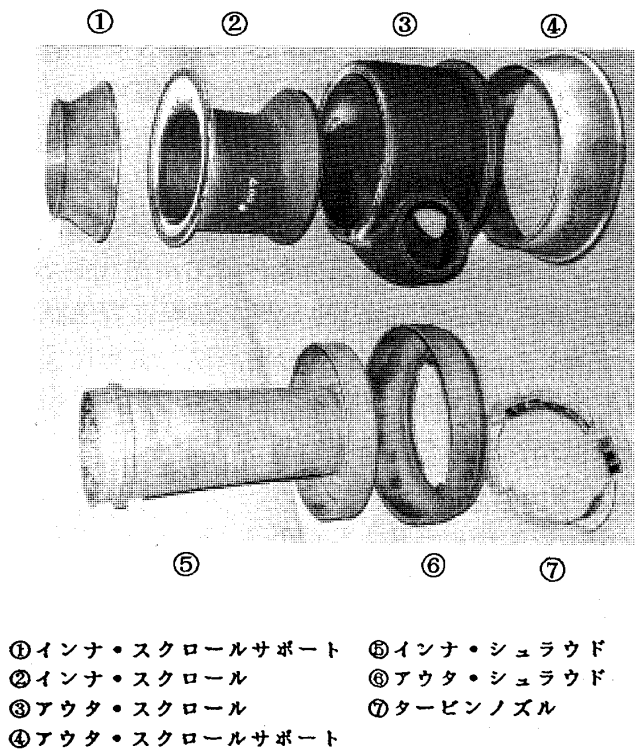


図4 試作セラミック静止部品

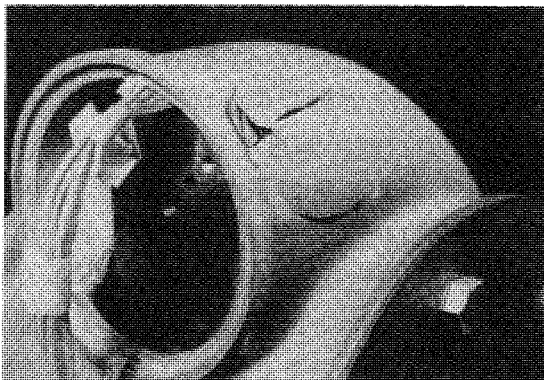


図5 アウタ・スクロールの破壊箇所

めて後述のように組み合わせ、実機相当の高温ガスを流して、アッセンブリとしての機能及び高温下での強度評価を行う。以下に主要部品の評価状況を述べる。

(1) アウタ・スクロール

冷態起動時の応力計算によれば、燃焼器の差込まれる円筒部に 209 MPa の最大応力が発生する事が判っている^{(2),(5)}。この部分にこの応力の 120% の引っ張り応力を発生させる様な局部強度試験を行ったところ、予定荷重の 1/15 程度の荷重で破壊した。破壊箇所は図 5 に示すように予想された場所とは異なり、外側の支持点近傍であった。この

近傍の肉厚が薄く、又寸法精度がでていないために緩衝材が狭み込まれていたにもかかわらず著しく片当たりが生じた為と思われる。破壊の最大応力は 120 MPa 程度と推定される。このままの形状精度では狙い通りの試験は出来ないと判断しこの試験は中断し、代わりに内圧試験による評価の検討を開始した。尚、この円筒部の寸法精度は製造工程の改良を実施し次第に改善されつつある。

(2) インナ・スクロール

FEM 解析ではタービン出口側のフランジ外周部に最大 106 MPa の応力が発生すると予測されているが部品全体の強度レベルを確認するため内圧をかけるスクリーニング試験を行ったところ、予定圧力の約 1/2 の圧力でフランジ付け根の R 部より破壊した。この場所はこの試験で予想される最大応力発生箇所とは異なる。破壊起点部周辺の肉厚は 2/3 程度しかなく製造工程の見直しを行った。改良された部品を用いて再度スクリーニング試験を実施し 100% の応力に耐えることは確認されたが、当初の 120% の強度確認は R 部応力が先に許容値を越えてしまうため、予定どおり確認できたのは一つのみであった。引き続き形状精度と強度向上が必要である。

(3) タービンシュラウド

インナシュラウドは FEM 応力解析の結果、応力が最大となるのは起動から 28 秒後で最大応力はタービンノズルの突起部がはまる溝部で 168 MPa、1 万回起動後の破壊確率は 6.0×10^{-6} であり当面の目標は満足することが推定されている。エンジン内に組み付けられた場合の軸方向荷重に対する強度を評価するため予想荷重の 2 倍の荷重をかけて強度試験を実施し軸荷重に対しては十分の強度であることが確認された。尚、インナシュラウドとアウタシュラウドの間にはタービンノズルが挟み込まれ、位置決め用の溝が形成されているが位置精度が不十分であり加工法の改良を行った。

(4) タービンノズル

タービンノズルは図 4 に示すように製造上の容易さから円周上 6 分割されており、各々のセグメントを射出成形によって造り、これらを組み合わせてノズルとする。ノズルは FEM 解析の結果、応力的には冷態起動時の熱応力が最も厳しいことが

判ったので⁽²⁾、熱衝撃強度を評価するため試験装置を製作した。環状に配置された供試ノズルは180度往復回転され、燃焼器からの高温ガスと反対側からくる冷却空気が3分周期で交互に当たる様になっている。エンジン内の熱衝撃を模擬した条件になるように温度条件、繰り返し周期等を設定し250サイクルのテストを実施した。分解して検査したがクラック等は見られなかった。

(5) その他の静止部品

ロータバックプレート、インナ・スクロールサポート、アウト・スクロールサポートはそれぞれのスクリーニングテストを行ったが、特に問題は認められなかった。

(6) セラミック静止部品高温組み合わせ試験

以上のようなブルーテストをパスした各セラミック静止部品を用い、組み合わせたときの問題点を把握するため図6に示す組み合わせ高温試験を開始した⁽²⁾。アセンブリはエンジンと同様シール支持構造体によりセラミック製シールピースを介してハウジングに弾性的に押しつけられている⁽⁶⁾。この試験では冷態起動5回、タービン部入り口ガス温度1200℃の常圧定常試験を5時間

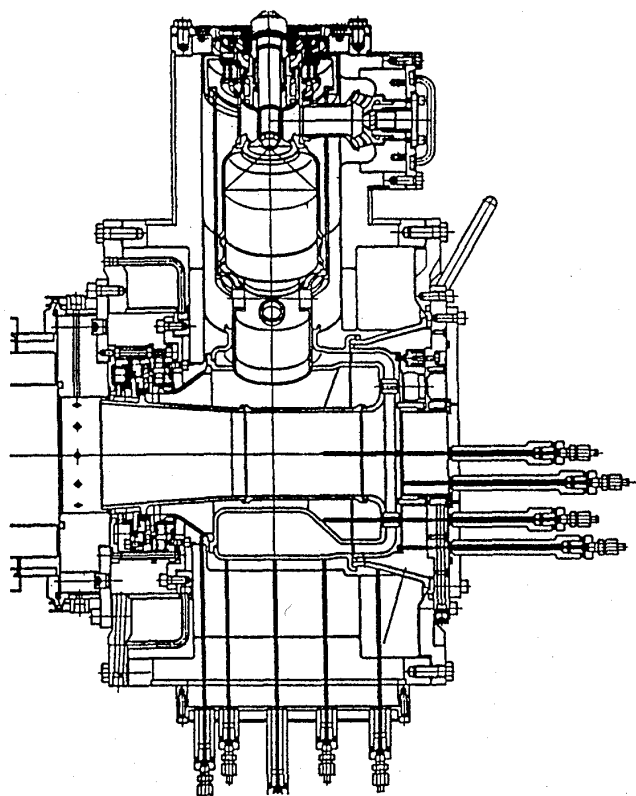


図6 静止部品組み合わせ高温試験装置

実施した。合計5回のテストを通じ高温シール支持構造体の炭化珪素製シールピースが3度破損したが、正規のセラミック静止部品の損傷はなかった。シールピースは応力解析の結果熱応力過大であることが判明し材料を窒化珪素に変更しその後の破損は無くなった。常圧高温試験に引き続き、エンジン内の圧力温度相当条件にて冷態起動200回、1200℃の定常試験100時間の信頼性評価試験を開始した。起動50回目で分解点検し蛍光探傷検査を実施したが特にクラックは無かったので引き続き信頼性試験を継続中である。

3.2 タービンロータ

タービンロータは入り口外径127mm、出口外径92mm、翼枚数14で定格回転数は110,000rpmである。表1に示す様に3種類の窒化珪素材を選定し試作した。評価としてはロータからの切り出し試験片の曲げ強度試験、コールド及びホットスピントスト(1200℃)、ノズルとの組み合わせによる高温タービンテスト等の強度評価を実施してきた^{(4),(6)}。1992年度になり京セラはSN253、日本ガイシはSN91にそれぞれ材料を変更した。以下に各々の評価状況に付いて概要を述べる。

(1) 実体切り出し試験片の曲げ強度試験

先ず各々の材料の強度を確認するためJISテストピースの4点曲げ試験を室温、1000℃、1200℃、及び1400℃で実施した。次に各々のロータの各部から曲げ試験片を切り出し、エンジン内での運転条件に近い1000℃に於ける4点曲げ試験を実施し、JISテストピースの1000℃に於ける強度と比較したところ、中心部強度が5~10%下がっているが特に問題は無いと判断された^{(4),(6)}。

(2) コールドスピントスト

予め納入前に90,000rpmのブルーテストを実施しパスしたものを使用した。平均破壊回転数をホットスピントストの結果と併せて図7中左端の棒グラフに示す。SN252の平均破壊回転数111,000rpmに対してSN253は125,500rpmと向上した。SN90は119,900rpmであったがSN91は137,400rpmと向上した。EC152は特に材料は変えていないが1991年度の平均破壊回転数は135,500rpmであったのに対して1992年度は120,800rpmと低下した。コールドスピントストの結果は材料の室温強度と関係が深いと思わ

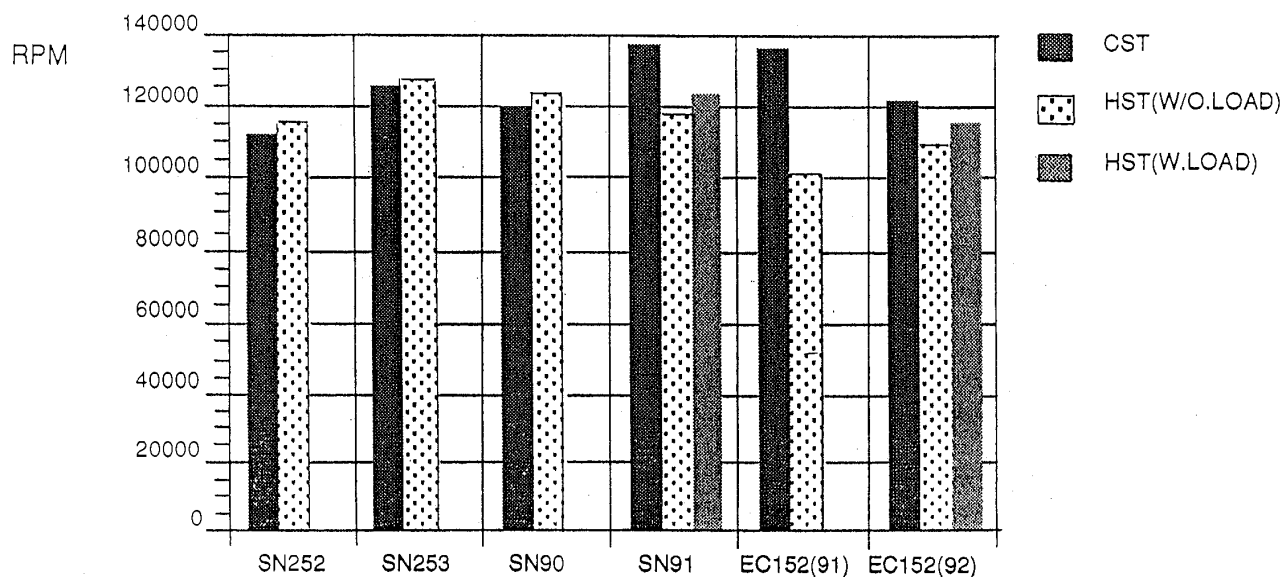


図7 セラミックロータスピントストにおける平均破壊回転数

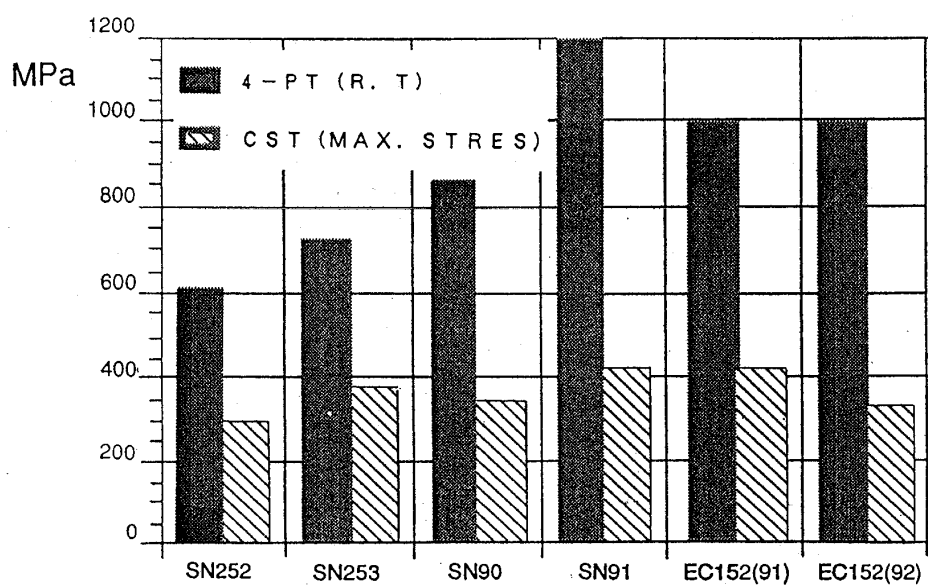


図8 コールドスピン強度と室温曲げ強度の関係

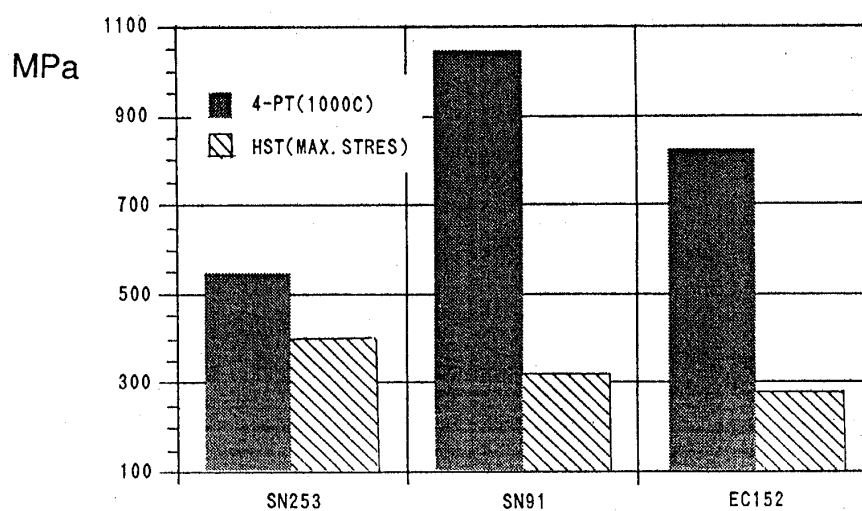


図9 ホットスピン強度と高温曲げ強度の関係

れるため図8に平均破壊回転数から計算される中心部最大引張り応力 (CST) と実体切り出し試験片の室温4点曲げ強度 (4-PT) とを比較して示す。写真分析によれば破壊は必ずしも最大応力部から起こるわけではなく両者は必ずしも比例関係にあるとは言えない。現状では4点曲げ強度からロータの回転強度を類推することはできない。

(3) ホットスピントテスト

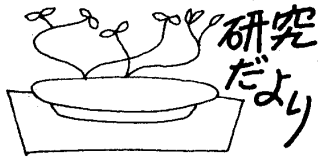
ホットスピントテストでは燃焼器からの高温ガス (1200°C) を直接スクロールに導きタービンロータを破壊するまで回転させた。予め90,000 rpmのプルーフ試験を実施したものを使用した。図7中各々の材料の2番目の棒グラフに示す。SN 252は3個実施し、平均破壊回転数は115,667 rpm、材料の改良されたSN 253は3個実施し127,400 rpmであった。SN 90の場合は1個試験し、破壊回転数は124,700 rpmであった。材料の変更されたSN 91では3個実施し、平均破壊回転数は117,800 rpmであった。EC 152は6個実施し平均で106,900 rpmであった。図9に1000°Cの4点曲げ強度 (4-PT) と平均破壊回転数に相当するロータ中心部の最大引張り応力 (HST) を比較して示す。まだ試験個数が少ないがSN 253が材料強度に比べ破壊時応力が非常に高いことが注目される。コールドスピントテストの結果と同様、材料の4点曲げ強度と回転強度を関連づけるのは困難であった。また、材料により強度の温度依存性が異なる為コールドスピントテスト結果とホットスピンの結果を結び付けることも困難である。また、SN 91とEC 152に付いては負荷を掛けたテストも実施した (3番目の棒グラフ)。平均温度が下がるため破壊強度は無負荷に比べ幾分高いようである。今までの最高破壊回転数はSN 253の130,700 rpmで、これはコールドスピントテスト結果とほぼ同じレベルであり、周速度は869 m/secに相当する。今後は瞬間強度のみならず疲労寿命を検討していく必要があるが、高温組み合わせ試験をパスした静止部品とロータを含む回転体を組み合わせたプレエンジンテストの準備が現在進められている。

4. まとめ

- (1) 1990年度より7年間の計画で、「自動車用セラミックガスタービンの開発」プロジェクトが通産省の補助のもとに、(財)石油産業活性化センターの事業として開始され、主要部品の性能評価試験、改善のための設計検討がなされている。
- (2) 主要セラミック静止部品の単体強度評価試験、静止部品の高温組み合わせ試験が実施され、短時間ではあるが特に大きな問題は出ていない。タービンスクール、タービンシュラウドの様な大型薄肉セラミック部品については形状の寸法精度が不十分であり、引き続き製造工程の改善がなされている。
- (3) セラミックタービンロータのスピントテストが開始され、コールドスピントテストにおける最高破壊回転数は149,000 rpm、1200°Cにけおるホットスピントテストにおける最高破壊回転数は130,700 rpmが得られた。

5. 参考文献

- (1) 伊藤, 他: GTSJ 秋期講演会 (札幌) 講演論文集, 1991, p 135~p 142
- (2) 中沢, 他: GTSJ 秋期講演会 (長崎) 講演論文集, 1992, p 233~p 240
- (3) 佐々木, 他: GTSJ 秋期講演会 (長崎) 講演論文集, 1992, p 7~p 14
- (4) 荻田, 木村: JSME 第70期全国大会講演会論文集 (volB), 1992.10, p 76~p 78
- (5) T. Itoh, H. Kimura: Transactions of the ASME (Journal of Gas Turbines and Power) Vol 116 Jan., 1993
- (6) T. Itoh, H. Kimura: ASME Paper GT-93-40, May, 1993
- (7) 内田, 他: GTSJ 秋期講演会 (盛岡) 講演論文集, 1993, p 93~100
- (8) 大久保, 他: GTSJ 秋期講演会 (盛岡) 講演論文集, 1993, p 101~108
- (9) 野村, 他: GTSJ 秋期講演会 (盛岡) 講演論文集, 1993, p 109~115
- (10) 熊倉, 他: GTSJ 秋期講演会 (盛岡) 講演論文集, 1993, p 117~124



(株)富士電機ガスタービン研究所

富士電機(株) 火力事業部 吉 川 修 平

1. はじめに

近年地球温暖化の進行に歯止めをかけるため熱機関からのCO₂の排出量を減らす方策が考えられている。そのために一番重要な鍵は熱機関の高効率化であり、発電用熱機関の場合には蒸気—ガスコンバインドサイクル発電方式が最も有力な手段と見られている。そのキーコンポーネントであるガスタービンの高効率化をはかるため入口ガス温度の高温化が行われている。

一方環境汚染防止のためにNO_x排出レベルの低減化が重要な課題になっている。これらガスタービンに課せられた二つの課題をはじめ、高温化に伴う各種の問題点の解明を行うため当社川崎工場内にガスタービン研究所を設立し研究用ガスタービン設備を設置して研究を行うこととし建設を進めて来たが、昨年末に完成し(図1)監督官庁の認可を得て試験運転を開始したのでその概要を述べる。

2. ガスタービン研究所の概要

研究所に設置する研究用ガスタービンの機種としては当社と技術提携を結んでいるドイツのシーメンス社のV 64.3型ガスタービン (ISO 基準 63 MW, 5400 rpm)を選定した。V 64.3型ガスタービンはシーメンス社のいわゆるタービン入口温度1300°C級の新世代型ガスタービン3型式の一つである。V 64.3型は他の2型式であるV 84.3型 (ISO 基準 154 MW, 3600 rpm) およびV 94.3型 (ISO 基準 222 MW, 3000 rpm) とは回転速度の逆比で相似設計されており、出力はシリーズ中で最も小さいが流力的あるいは強度振動的にはこれら大型ガスタービンと全く同一の条件になっている。

シーメンス社のガスタービンは大型のサイロ式燃焼器と予混合燃焼方式のバーナにより天然ガスだきの場合には、燃焼器への蒸気あるいは水噴射

なしに低いNO_x排出量を達成している (入口ガス温度1100°C級の場合10 ppm以下。1300°C級の場合25 ppm以下。いずれも15%O₂換算値)。当研究所の場合、燃料として灯油を採用したことにより予混合燃焼方式ではなく全負荷範囲で拡散燃焼モード運転を行うため燃焼器への水噴射を行いNO_x排出量の低減を図るとともに排ガス脱硝装置を設置して最終的にNO_xを10 ppm以下に下げている。図2にV 64.3型ガスタービンの外観写真を、図3に同じくV 64.3型ガスタービンの主要目を示す。

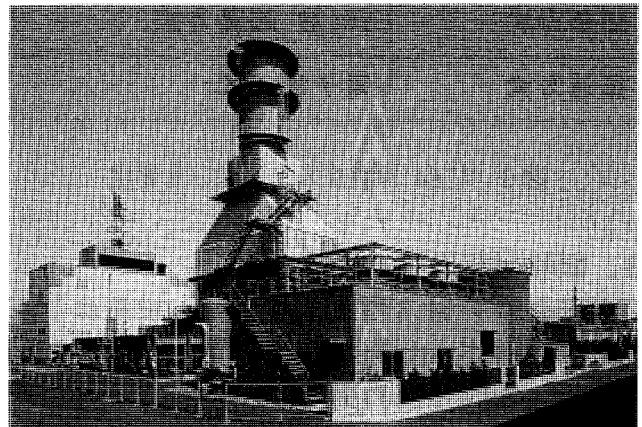


図1 富士電機ガスタービン研究所全景
(左側奥がガスタービン建屋)

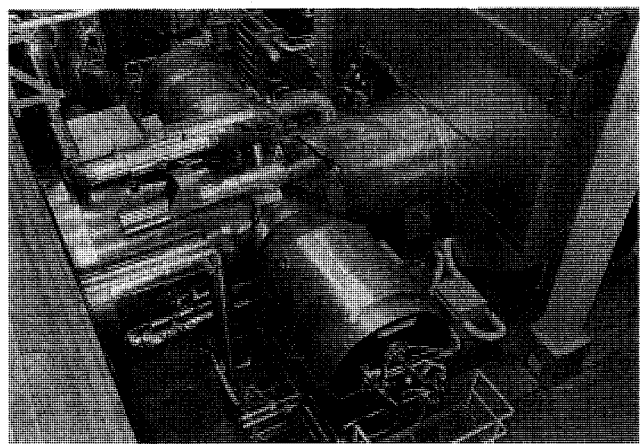


図2 シーメンスV 64.3型ガスタービン

(平成6年2月16日原稿受付)

型 式	シーメンス 社製 V64.3型
構 成	圧縮機：軸流 17段 燃焼器：サイロ型 2基 バーナ 6個 タービン：軸流 4段
出 力	69,000kW（発電端） （ $t_{amb}=10^{\circ}\text{C}$ の時）
回転速度	5,400rpm （発電機とは減速機を介して接続）
圧縮比	15.6
タービン入口ガス温度	1,300 $^{\circ}\text{C}$ （タービン静翼入口）
使用燃料	灯油
NO _x 排出値	<10ppm（脱硝装置出口）
起動方式	サイリスタ 起動方式
調速方式	電子油圧式

図3 V 64.3 型ガスタービン主要目

3. 試験研究項目の概要

本研究用 V 64.3 型ガスタービン設備は DSS 運用（Daily Start and Stop 年間 120～130 回起動）により年間約 1000 時間強の運転を行って、次に述べるような各種の試験研究を実施する計画である。

(1) 入口ガス温度の高温化による高効率化の研究

入口ガス温度を従来の 1100 $^{\circ}\text{C}$ から 1300 $^{\circ}\text{C}$ に上げた場合のガスタービン効率向上の効果を検証するため、入口ガス温度 1300 $^{\circ}\text{C}$ で継続的に運転し従来の 1100 $^{\circ}\text{C}$ 級ガスタービンのデータと比較する。

また入口ガス温度以外のパラメータを一定にした時の入口ガス温度の変化に対する効率の変化を見ることによって設計値との整合性を調査研究していく。ガスタービンの性能に影響する外的パラメータ（気温、気圧、相対湿度等）は各運転毎に変わり、またコンプレッサ翼の汚れ等もガスタービンの性能に直接影響するので、質の高いデータを得るためには長期間にわたって研究を行っていく必要がある。

(2) 水噴射量とガスタービン効率との関係の研究

本ガスタービン研究設備では前述した如く燃料に灯油を使用しているため NO_x の排出量低減のため燃焼器への水噴射を行い更に脱硝装置で排ガスの脱硝処理をしている。水噴射によってガスタービンの出力は増加するが効率は低下する。効率の低下量は水噴射量と直接に関連するのでこの関係を見るため水噴射量を変えた時のガスタービン効率の変化を調査研究する。

(3) 窒素酸化物排出量低減化のための研究

灯油燃焼の場合 NO_x 排出濃度低減手段のうち最も有効なのは燃焼器への水噴射であるがこれは上述の如くガスタービンの熱効率を低下させる原因となる。しかし水噴射のみでは規制値を満たすことが困難なため脱硝装置の併用が避けられない。

水噴射量および脱硝装置触媒量を変化させることによりこれらの相関関係を見出し最も適した組合せを得るための研究を実施する。また起動時の NO_x 低減方法の研究も合わせて行っていく。

(4) 高温化に伴うタービン高温部材の劣化の研究

タービン入口ガス温度を従来の 1100 $^{\circ}\text{C}$ から 1300 $^{\circ}\text{C}$ に高くすることによって特に高温部のタービンコンポーネント（バーナ、ヒートシールド、静翼、動翼等）の高温クリープ疲労による劣化が大きくなるがこの影響を調べるため、1100 $^{\circ}\text{C}$ 級ガスタービンの劣化データとの比較研究を行う。また DSS 運用による頻繁な起動停止に伴って生ずる熱応力が原因となる各部材の低サイクル疲労に対する耐久性についても研究を行っていく。さらに苛酷な運転条件におかれる高温部材に対する保守整備性の問題、予防保全の研究も合わせて実施する。

その他タービンの動、静翼については TBC の耐久性、劣化の状況について定期的に監視を行いデータを集めていく。シーメンス社のガスタービンは前述のごとく大型の燃焼器構造のため週末の休転時等を利用してマンホールから燃焼器内へ簡単に入ることができ、バーナ、タービン翼等の高温部材を直接目視点検できるので上述のような研究を行っていくのに非常に好都合である。

(5) 灯油燃焼用低 NO_x バーナの開発、実証試験

シーメンス社と共同で高性能な予混合式灯油燃焼用低 NO_x バーナを開発し（1100 $^{\circ}\text{C}$ 級の予混合

式灯油バーナは既に開発が完了し実機1号機が運転中である),これが完成した時点で現行の拡散燃焼式バーナと交換して窒素酸化物排出量低減効果の実証研究を行う。

4. おわりに

いわゆる一般のガスタービンユーザーではなくメーカー自身が試験研究用のガスタービンを保有し、これを実運転に供しながら各種の試験研究用データを採取してゆく事の意義は極めて大きい。

集められたデータの持つ意義をメーカーとしての確に判断しこれらを設計,製造,開発,試験等にフィードバック出来るからである。当富士電機ガスタービン研究所でも長期の継続した試験研究運転により信頼性の高いデータの採取を行ない、これらを今後のガスタービン開発に反映させることによって限られた資源の有効利用,環境の保全のために資していきたいと念願している。

入 会 者 名 簿

正 会 員

三 角 滋 (東 芝)	前 泊 淳 一 郎 (東 芝)	永 井 勝 史 (川崎重工)
Hoffmann Jürgen (MAN GHH)		
曾 我 好 充 (I H I)	龍 澤 正 (I H I)	峯 岸 裕 明 (I H I)
山 田 直 樹 (神戸商船大)	加 藤 尚 次 (東 海 大)	清 水 武 彦 (東 海 大)
村 松 正 光 (東電工業)	柴 田 正 明 (三菱石油)	山 本 勝 弘 (早 大)
並 河 哲 二 (豊 平 シンジ)		

式灯油バーナは既に開発が完了し実機1号機が運転中である),これが完成した時点で現行の拡散燃焼式バーナと交換して窒素酸化物排出量低減効果の実証研究を行う。

4. おわりに

いわゆる一般のガスタービンユーザーではなくメーカー自身が試験研究用のガスタービンを保有し、これを実運転に供しながら各種の試験研究用データを採取してゆく事の意義は極めて大きい。

集められたデータの持つ意義をメーカーとしての確に判断しこれらを設計,製造,開発,試験等にフィードバック出来るからである。当富士電機ガスタービン研究所でも長期の継続した試験研究運転により信頼性の高いデータの採取を行ない、これらを今後のガスタービン開発に反映させることによって限られた資源の有効利用,環境の保全のために資していきたいと念願している。

入 会 者 名 簿

正 会 員

三 角 滋 (東 芝)	前 泊 淳 一 郎 (東 芝)	永 井 勝 史 (川崎重工)
Hoffmann Jürgen (MAN GHH)		
曾 我 好 充 (I H I)	龍 澤 正 (I H I)	峯 岸 裕 明 (I H I)
山 田 直 樹 (神戸商船大)	加 藤 尚 次 (東 海 大)	清 水 武 彦 (東 海 大)
村 松 正 光 (東電工業)	柴 田 正 明 (三菱石油)	山 本 勝 弘 (早 大)
並 河 哲 二 (豊 平 シンジ)		



第11回エアブリージングエンジン 国際会議・東京大会

日本工業大学工学部機械工学科 松 木 正 勝
九州大学工学部航空工学科 難 波 昌 伸

1. はじめに

第11回エアブリージングエンジン国際会議東京大会が1993年9月19日から9月24日に涉り開催され参加者は17ヶ国323名(内、海外からの参加者94名)、発表論文数138編、招待講演10編と盛会であった。

この国際会議はISABE (International Symposium on Air Breathing Engine)と云う空気を酸化剤とする航空機用原動機(つまりロケットを除く)に関する最も大きな国際会議であり、ほぼ2年毎に開催され今回は日本で開催されたのでその概要を報告する。

2. ISABE の歴史

今迄に開催されたISABEの開催場所及び論文数は次の通りである。

第1回	1972年	マルセイユ (仏)	48編
第2回	1974年	シェフィールド (英)	46編
第3回	1976年	ミュンヘン (独)	45編
第4回	1979年	オーランド (米)	44編
第5回	1981年	バンガロール (印度)	71編
第6回	1983年	パリ (仏)	86編
第7回	1985年	北京 (中国)	97編
第8回	1987年	シンシナチ (米)	88編
第9回	1989年	アテネ (ギリシア)	138編
第10回	1991年	ノッティングラム (英)	161編
第11回	1993年	東京 (日)	148編

今回は第11回で最初から21年目に当る。論文数も初期の頃の3倍になっており、航空エンジンの国際会議として重要性を増して来ている。

第1回は高バイパス比エンジンを搭載した広胴機が出現した直後であり、その後の航空輸送の躍進と共にISABEも発展して来たと云える。

現在はISOABE (International Society for Air Breathing Engines)と云う国際学会がこの国際会議を行なっている。この学会は会費を支払っている21の会員国によって構成されており、現在は各国を代表する65名よりなる運営委員会により運営されている。

ISABEは会員国の持廻りで開催され、会議の運営はISOABEからの支給金を含めて開催国の責任で行なうことになっている。

各国は国情に応じて、運営を行なっているが、大体は国内委員会を設けて運営しており、費用の捻出は色々ある様であるが、各国は特長を生かした運営を立派に行なっており、ISABEは回を重ねる毎に成長して来ている。

講演会は(1)発表時間が比較的長く討論が活発であること、(2)招待講演が毎日2件合計10件位づつあるため、広い分野にわたり最新の情報が得られることが特長であろう。これは会議の範囲が空気吸込航空エンジンと比較的狭いため有効に作用していると思われる。

ISABEの時にISOABEは3種のAwardsを出している。

(1) ISOABE Award

空気吸込航空エンジンに特に貢献した人を対象とする。今迄は1) Dr. Hans von Ohain 1987, 2) Sir Frank Whittle 1989, 3) Dr. Anselm Franz 1991, 4) Dr. G. Newman 1993

(2) Best Paper Award

当ISABEで最良の論文に与える。1989年より始めた。

(3) International Collaboration Accomplishment Award

空気吸込航空エンジンでの国際協力に貢献した個人をISABEの開催国から選出して表彰する。

(1) M. R. Williams 1991 (2) Dr. O. Nagano 1993
又、ISABEは登録者全員に工場見学、歓迎会、

(平成6年1月10日原稿受付)

開催国と ISOABE 共同のレセプション、シンポジウムバンケットを提供し参加者間の交流を積極的に進めていることも特長である。

3. 第 11 回 ISABE が東京で開催された経緯

東洋においては第 5 回が印度、第 7 回が中国で開催されており日本での開催が要請されていた。然し国内情勢からなかなか受入れがむづかしいため、のびのびになっていたが、日本の発表論文数も増して来たとし、日本の航空エンジン界も V 2500 を初めとして国際化が進んで来たため、日本での開催の気運が醸成されて来た。当初は 1991 年が求められたが、この年は GTSJ の 1991 国際ガスタービン会議横浜大会が開かれるためこの年は英国のノッチングムで開くこととし、次回の 1993 年に日本で開くことが、1990 年の運営委員会で決定した。

4. XI ISABE 東京大会の準備

この運営委員会に先立って日本国内に準備委員会を作り受入準備を進めた。準備委員会は航空エンジン関連の企業、国立研究所及び学校関係者で構成した。松本と難波は ISOABE の日本委員であるため世話役を勤めた。

日本開催の決定後は組織委員会を構成し準備を進めた。経済基盤を安定化するため、賛助金、広告、及び簡易展示の三種類で参加をお願いした。御参加いただいた企業は 58 社となった。関係者の御協力により、はずかしくない形で運営出来ることとなり感謝にたえない。開催場所は日本都市センターとし御協力を得た。

5. 東京大会の運営

企業、研究所、大学の御協力により運営が円滑に行なえたことは感謝にたえない。

講演会場及び人員の用意、最終プログラムの印刷、見学の手配、レセプションおよびバンケットの手配、展示会場の手配、広告パンフレットの印刷など、多くの関係者の協力を得た。

見学先は IHI 瑞穂工場、航技研、日航成田、全日空羽田の四箇所とし専用バスを用いた。

6. 論文選考

本シンポジウムの主催者はあくまでもエアージェンエンジン国際学会 (ISOABE) であるから、各国の国際委員を經由して募集された論文は、国際委員会で選考され、プログラムに編成さ

れる。今回はシンポジウムの 1 年前 (1992 年 9 月) にピサで開催された国際委員会で選考が行われた。選考方法は分野別に論文を分類し、各分野ごと複数の選考委員 (該当分野を専門とする国際委員) がアブストラクトに目を通して、可、保留、否の評価を付ける。通常はこの段階では可とする論文数が予定数に満たないので、第 2 段階として分野別及び国別の数を考慮しながら合議の上で「保留」から拾い上げる。今回は応募総数 205 件の中から最終的に選択された一般講演論文数は 138 件となった。その国別内訳は、日本 43、米国 26、イタリア 10、フランス 9、インド 8、中国 6、ドイツ 5、南アメリカ連邦 5、英国 5、カナダ 4、オーストラリア 3、イスラエル 3、ロシア 3、ベルギー 2、エジプト 2、スウェーデン 2、トルコ 1、である。なお日本以外からの参加者が少ないことを予想して、出来るだけ沢山の論文を日本から出して欲しいという ISOABE 本部からの要請に基づき、日本からの応募数を増やす努力をし、64 件の応募をしていただいた。結果として約 20 件はご協力に報い得ぬことになった。また否に該当する日本の論文は 1 件も無かったことを申し添えたい。

7. 招待講演

招待講演者は上記国際委員会で決められた国別割当数に応じて、事実上各国が決定する。また冒頭講演は主催国から出すという取り決めがある。当初、日本 2、米国 3、EC、英国、フランス、ドイツ、ロシア各 1 の計 10 件が予定されたが、シンポジウムの 1 ヶ月前になって米国の 1 件が取り下げとなり、日本から 1 件追加を要求された。ユーザから見た将来の高速輸送の展望に類するものとの要望に応じて、日本航空の野田親則氏にお願いしたところ、快くお引き受けいただき、Review of HSCT Configuration Studies と題する講演をしていただいた。

そのほかに日本からは、冒頭講演として「日本における航空エンジンの研究開発の回顧」(松本)と、締めくくりの講演として「エアージェンエンジン技術の日本における研究開発の動向」(航技研・能瀬氏)が発表された。

国外からの招待講演は、R. Hill(米空軍)の The Challenge of IHPTET (the Integrated High Performance Turbine Engine Technology Ini-

tiative) (1987年に開始され2003年に到達を目指す軍用ガスタービンエンジンの性能改善計画の背景, 目標, 現状を述べ, 特に国際政治体制の変化に対応し, 民間への技術移行を強調), D. Miles (EC) (出国時の盗難事故のため来日せず論文配布のみ) の European Community Research and Technology Development in Aeronautics (ヨーロッパ共同体における航空技術の共同研究開発の姿勢と現状, 特にエミッションと騒音の低減を重要視している), T. Broughton (英, Rolls-Royce) の Design and Technology for Engine Manufacture (国際競争の中で生き残るために必要なエンジン開発過程の迅速化・効率化について), J. A. Ziemianski (米, NASA Lewis RC) の Civil Engine Technology Challenges for Turn of the Century Commercial Aircraft (米国における亜音速及び超音速民間航空機開発計画の概要, 騒音, エミッション・経済性が最重要問題である), G. Laruelle (仏, Aerospatiale) の Propulsion Integration for High Speed Airbreathing Vehicles (フランスにおける宇宙機打ち上げ用エアブリージング推進システム開発の理念と技術問題: 吸入抵抗を小さくする機体・エンジン一体化など), B. Kappler (独, BMW/Rolls-Royce) の New Affordable Technologies in Modern Engines for Regional and Business Aircraft (信頼性立証の裏付けがある利用可能技術活用に基づく経費効率の高いビジネスジェット BR 700 の開発), Y. A. Sosounov (露, CIAM) の Scramjet and Flight vehicle Study in Russia (ロシアでの SCRAMJET の地上試験と飛行試験の設備と試験結果, 飛行試験ではほぼ 100% の燃焼効率を達成!) があつた。

8. 一般講演

論文募集の時点でエンジン設計・生産技術がテーマトピックとして揚げられていたが, これは多分に日本の生産技術が高い評価を受けているとの国際委員会の判断に基づいている。しかし集まった論文から見ると応募者はこのテーマを全く無視したに等しい。今回の特徴は, 超音速・極超音速推進 (システム, インテーク, ノズル, 燃焼, 混合) に関する論文が多いことである。約 56 編がこの分野に該当するが, このうち 26 編が日本の論

文である。言い替えれば, 日本の論文の半数以上が SST・HST に関わっていることになる。この関係の米国の論文数は 12 であるが, そのうち半数はシステムに関するものであり, また実験的データの提供は殆ど無い。我国からの関係論文の大多数は要素技術に関するものであり, 実験資料も含まれていることと対照的である。米国における HST 関係予算の減少が一因かとも思われる。ヨーロッパからは, フランスの 5 編が目につく一方, 英国からは 1 編もない。

環境問題の観点からみると, エミッションに関する燃焼研究は 4 編, 騒音に関する空力的研究は 1 編に留まっており, その数は必要性を忠実に反映しているとは言い難い。

ターボ機械関係は 30 編あるが, サージ・旋回失速が 7 編という根強い関心を保っている。CFD による 3 次元非定常粘性圧縮性流れの詳細な数値シミュレーションは標準的な研究方法になりつつあるが, それが設計の上に如何に生かされるかが今後の課題であろう。ターボ機械に限らず CFD は全ての分野の共通の道具となっていることも, 論文全体から受ける印象である。

9. トピックス

今回の日本における ISABE 開催は, 関連業界の世界的な不況と異常な円高が重なり, 特に外国人参加数が少なくなることが懸念された。外国参加者にとっては自国のスポンサーから渡航経費の支給を獲得するためには, 単にシンポジウム出席だけではなく, 企業訪問などの有益な付加的業務があることが望ましい。それに関連して, 日米間及び日欧間の国際共同研究を推進することを協議する会合を開くことの要望が, 米国及び EC から提案され, 我々も会場の確保などの対応をしておいた。しかし結果的には, 米国及び EC 側共に, それを目的にする資金援助は得られなかったので, この計画は立ち消えとなりかけた。一方折角準備までしたのであれば何らかの会合を開いてはどうかという Breugelmans 教授 (ベルギー, フォンカルマン流体力学研究所) の提言と, 長島教授 (東大) の積極的な対応により, シンポジウム終了後の 9 月 25 日に東大の山上会館にて, 参加者 21 名 (日本 12, 米国 3, トルコ, ベルギー, イタリア, フランス, スウェーデン, 南アフリカ連邦各 1) の

会合が開かれ、Group for International Focused Research in Airbreathing Propulsion (GIFRAP) と称する組織が結成された。プロジェクト分野を宇宙機ブースターを含む高速飛行用エアブリージング推進に絞ること、テーマに応じて二国間或いは多国間協力形式で研究を進めることなどの大枠のみを決めるに留まり、コーディネータとして、日本から坂田公夫（航技研）、ヨーロッパから Dr. C. Bruno（イタリア、ローマ大学）、米国から Dr. S. N. B. Murthy（パデュー大学）が選ばれた。

この2回目の会合は、AIAA/DGLR 5th IAPHTC の機会を利用して、去る12月2日にミュンヘンで開かれ、（日本からは室蘭工大の新井隆景先生に代理出席していただいた）、具体的なテーマ、日米欧それぞれで中心的役割を果たす機関は何かなどの検討が行われ、更に3回目の会合を本年6月の30th Joint Propulsion Conference（米国）の

機会を利用して開き、実現の努力を続けることとなった。この計画の背景には、日本における SCRAMJET などの研究が活発であるとの印象と、日本抜きでの計画は無意味であるとの認識があることを付け加えておきたい。

10. おわりに

以上第11回エアブリージングエンジン国際会議東京大会の概要について述べた。航空エンジンの国際会議を日本で初めて開催することが出来、我が国の航空エンジンの発展の一助とすることが出来た。海外の航空エンジン関係者との交流も深まり、今後の航空エンジンは国際協力で進められることが多くなる点から考えても重要な会議であったと思われる。この会議の成功のために御協力ご努力いただいた関係者に深く感謝するものである。

本会協賛・共催行事

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
第26回乱流シンポジウム	平成6年7月21日～23日 東大山上会館	(社)日本流体力学会 TEL 03-3714-0427
講演会 「エネルギー変換の先端技術」	平成6年6月9日 川崎市産業振興会館	日本機械学会 TEL 03-3379-6781
シンポジウム 「動力・エネルギー技術の最前線'94」	平成6年12月6日～7日 神戸国際会議場	日本機械学会 TEL 03-3379-6781

会合が開かれ、Group for International Focused Research in Airbreathing Propulsion (GIFRAP) と称する組織が結成された。プロジェクト分野を宇宙機ブースターを含む高速飛行用エアブリージング推進に絞ること、テーマに応じて二国間或いは多国間協力形式で研究を進めることなどの大枠のみを決めるに留まり、コーディネータとして、日本から坂田公夫（航技研）、ヨーロッパから Dr. C. Bruno（イタリア、ローマ大学）、米国から Dr. S. N. B. Murthy（パデュー大学）が選ばれた。

この2回目の会合は、AIAA/DGLR 5th IAPHTC の機会を利用して、去る12月2日にミュンヘンで開かれ、（日本からは室蘭工大の新井隆景先生に代理出席していただいた）、具体的なテーマ、日米欧それぞれで中心的役割を果たす機関は何かなどの検討が行われ、更に3回目の会合を本年6月の30th Joint Propulsion Conference（米国）の

機会を利用して開き、実現の努力を続けることとなった。この計画の背景には、日本における SCRAMJET などの研究が活発であるとの印象と、日本抜きでの計画は無意味であるとの認識があることを付け加えておきたい。

10. おわりに

以上第11回エアブリージングエンジン国際会議東京大会の概要について述べた。航空エンジンの国際会議を日本で初めて開催することが出来、我が国の航空エンジンの発展の一助とすることが出来た。海外の航空エンジン関係者との交流も深まり、今後の航空エンジンは国際協力で進められることが多くなる点から考えても重要な会議であったと思われる。この会議の成功のために御協力ご努力いただいた関係者に深く感謝するものである。

本会協賛・共催行事

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
第26回乱流シンポジウム	平成6年7月21日～23日 東大山上会館	(社)日本流体力学会 TEL 03-3714-0427
講演会 「エネルギー変換の先端技術」	平成6年6月9日 川崎市産業振興会館	日本機械学会 TEL 03-3379-6781
シンポジウム 「動力・エネルギー技術の最前線'94」	平成6年12月6日～7日 神戸国際会議場	日本機械学会 TEL 03-3379-6781



I Mech E 主催 CCGT-3 & Turbomachinery セミナー

石川島播磨重工業(株) 宮 下 和 也

IMEchE (英国機械学会) が主催する CCGT-3 (Third Seminar on Combined Cycle Gas Turbines) & Turbomachinery の Two Part Seminar が 1993 年 10 月 6 日、7 日の両日、ロンドンの IMechE 本部で開催された。CCGT は英国および世界のガスタービン発電の動向、性能、排気、最新サイクル等をテーマに 1990 年 10 月に第 1 回が、1992 年 4 月に第 2 回が開催されたのに続き今回は 3 回目である。一方、Turbomachinery セミナーは高温ガスタービン技術や流体機械などの基礎的な講演を主体として、1987 年に第 1 回、1991 年に第 2 回が開催され、3 回目の今回は CCGT と合同開催となったものである。国際会議とは言え、参加登録が CCGT-3 (初日) と Turbomachinery セミナー (2 日目) が別々に行われたため、各々 113 名、52 名と小規模な会議であった。

筆者は 1990 年 5 月の Turbocharging and Turbocharger の第 4 回国際会議 (同所) に続いて 2 回目の IMechE 会議への参加であったが今回は英国におけるガスタービン発電の特徴および Cambridge, Oxford 両大学を中心とする最新の流体力学技術の動向を知ることができた。その一端をここに紹介する。



IMEchE 本部建物

1. CCGT-3

参加者 113 名中 106 名は英国人であり圧倒的に多かったが、発表は 8 件のうち英国 4、スイス 2、日本 1、イタリア 1 と国際会議に相応しく分布していたと言える。日本からの発表は三菱重工高砂研究所の青木素直氏による最新ガスタービン技術の紹介であり、氏を含め日本人の参加は 3 名であった。発表は 1 件 35 分となっていたが、約 25 分の発表の後に活発な質疑応答があり、度々時間超過となる程であった。それらのうち印象の深かった発表について以下に概要を記す。

(1) 英国電力市場: 英国

電力需要の変動は各国ともその対応に苦慮しているようであるが、英国でのピークは冬季の夕刻に発生するとのことで、夏季の午後に発生する日本と好対象であるのは興味深かった。原子力がベースとなってフル稼働する一方で、石炭火力も国策から一定の比率を含め、石油火力が需要の調整役と果すと共に、北部スコットランドからの買電もある。CCGT は比較的変動が少なく運転されているようであるが、これらのピーク対策は前日 15 時迄の需要予測により購入電力量が決められ一応円滑に運営されているとのことであった。

(2) CCGT の負荷応答性: スイス

ABB-KA13E 2 プラントの過渡特性について紹介、出力比で GT: ST \approx 2: 1 であるが、GT が即応答するのに対して ST に遅れがあるため一定のドループは避けられない。しかし ST の負荷変動を抑えることで周波数変動を最小に保持しているとの説明があった。

(3) CCGT の熱力学サイクル計算: イタリア

現状 CCGT の効率が 55% 以下であるのに対しどこまで上げ得るかをシミュレーション計算したもので、中間冷却再熱再生サイクルで TIT を 1500°C にすれば理論的には 65% まで可能との結果が紹介された。

(平成 6 年 1 月 10 日原稿受付)

(4) 次世代高温 GT 技術: 日本 (青木氏)

三菱重工が東北電力と共同開発中の圧力比 18, TIT 1500°C, 効率 55%以上の CCGT についての発表であったが, とくにタービン冷却構造, 耐熱材等の高温化技術と燃焼器の低 NOx 化技術は参加者の注目を集めていた。

(5) 航転用 GT 技術: 英国

R.R.社の航転用 GT の歴史と最新技術についての発表であり, 陸船用 GT として航空エンジンから数年遅れで転用されて来たこと, 中間冷却など単純なサイクルで高効率を得られること, 出力が 50 MW を越えつつあること等が紹介された。

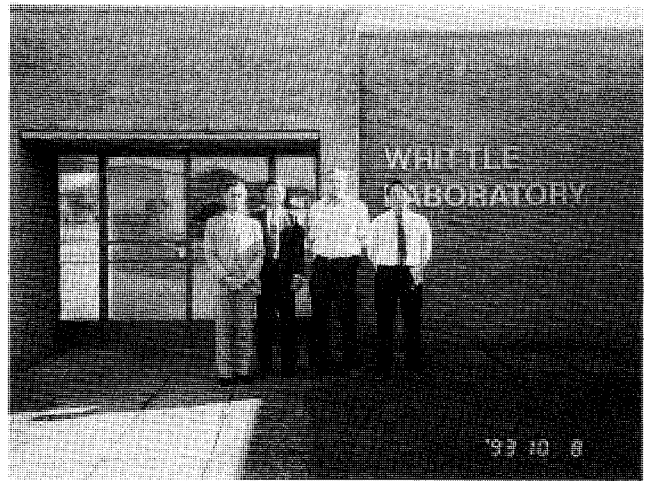
2. Turbomachinery セミナー

第 2 日目はタービン・コンプレッサ翼列の CFD および実験に関する 8 件が発表された。参加者も 1 日目の半数以下と少なく, 一見講習会の様でもあったが前日同様に活発な質疑応答が交された。

英国の発表 6 件のうち 3 件が Cambridge 大学の関係, 1 件が Oxford 大学であり, 基礎分野では大学の研究発表が大半を占めていたのが印象的であった。タイトルと要点だけ紹介すると下記の様なものである。

- (1) 軸流コンプレッサの環状壁面境界層の予想法: 2 次流れや頂部間隙の解析・実験も含む。
- (2) ターボ機械内の非定常流れの最新計算法: タービン, コンプレッサ翼列内の非定常流 CFD
- (3) 軸流タービン翼列相互作用の解析と予想: 回転翼列実験機によるウェーク, 剥離の解明等
- (4) 後縁に冷却空気孔を有する遷音速ノズルの理論および実験的研究: 後縁形状の影響を解明
- (5) コールドトンネルによるタービン翼表面の熱伝達率の計測: 翼全面の熱伝達率の分布を計測
- (6) 冷却ブレードの空気通路の FEM による設計: 冷却効果の大きい最適通路形状を求める。
- (7) 蒸気タービン高中圧域での非定常凝縮
- (8) 低圧蒸気タービン排気室内の三次元流れ

以上 8 件中, 2 件は蒸気タービンに関するものであったが, 6 件は最新ガスタービンの基礎技術



Cambridge 大学 Whittle Laboratory にて
右から青木氏, Dr.Denton, 中村氏, 筆者

として CFD と実験を併用したレベルの高い発表であった。

3. Cambridge 大学 Whittle Laboratory 訪問

2 日間の会議の翌日, 日本から参加の 3 名が偶然にも同じ Cambridge 大学の Dr. Denton (Whittle Laboratory) を訪問する予定であることが判り, 青木氏, 中村昌雄氏 (IHK), 筆者の 3 人で同行した。この世界的に有名な大学の研究所はロンドンの北約 80 Km のケンブリッジ市郊外の牧場に隣接して建てられ, 極めて牧歌的な雰囲気の中で高度な研究が行われていることに先ずは驚いた。

研究所内には英国内外から多数の技術者が留学しており, 大は航空エンジンのファンブレードから小は過給機の試験装置まで多種多様の実験が進められている。前日発表された研究の試験装置もあったが, 殆んど木製の手作り試供品が多く, 費用をかけずに研究する知恵と工夫が随所に見られ感心した次第である。

以上, 今回の見聞記は国際会議としては規模も小さく物足りない点があるかも知れないが, この種の会議が英国で地道に続けられていることに少々畑違いではあるが初参加の筆者にとって大いに勉強になった次第である。



低 NOx 型ガスタービン

(株)東芝 京浜事業所 近 藤 卓 久

1. はじめに

当社は、エネルギー資源の節約および環境保全といった社会的要請に対応するため、複合サイクル発電プラントの主要機器であるガスタービンの要素開発を積極的に推進してきた。

本稿では、当社が開発した低 NOx 燃焼器およびそれを適用したガスタービンについて紹介する。

2. 低 NOx 燃焼器の開発

2.1 背景

当社が納入した MS 7001 E および MS 9001 E ガスタービンは、燃焼器から発生する NOx を低減する手段として蒸気噴射や水噴射に依存していた。しかし、それによって熱効率が悪くなるため、それに代わる乾式の低 NOx 燃焼器の開発が望まれていた。

今回当社が開発目標とした低 NOx 燃焼器は、

- 1) 既存燃焼器との互換性がよく、
- 2) NOx を蒸気や水噴射時と同レベルに抑え、
- 3) 信頼性と運用性の高いシンプルな構造

を重視する製品とした。

2.2 燃焼器試験設備

燃焼器の開発には、複雑な燃焼現象を把握するための燃焼試験が必要である。当社は、大気圧燃焼試験装置と実缶実圧燃焼試験装置を活用するこ

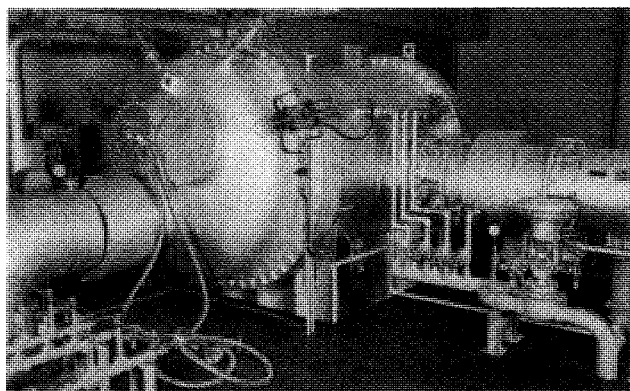


図1 実缶実圧燃焼試験装置

とにより、低 NOx 燃焼器の開発を推進してきた。

大気圧燃焼試験装置は比較的手軽に試験ができることから多くのスクリーニングテストに用い、その結果から燃焼器の基本的な燃焼方式や構造の選定を実施した。

一方、図1に示す実缶実圧燃焼試験装置は、燃料として都市ガスが利用でき、LNG 燃料を使用することの多い複合サイクル発電プラントと同一条件下で実サイズの単缶燃焼試験ができる利点を持っている。また、燃料および燃焼用空気供給システムが自動化されているため、ガスタービンの着火・昇速・負荷変化・負荷遮断等を模擬した動特性燃焼試験ができ、構造の最適化や燃焼特性の最終確認などに有効に活用した。

2.3 低 NOx 燃焼器の構造

図2に当社が開発した 1100°C 級低 NOx 燃焼器の断面図を示す。本燃焼器は2段燃焼方式を採用し、ライナー頭部中央に拡散燃焼用のパイロット燃料ノズルと、ライナー外周に希薄燃焼を目的とした燃料予混合用のダクトを8個均等配置している。2段燃焼時にはパイロット燃料流量が絞られるため、パイロット燃料ノズルは火炎を安定に保持できる軸流スワラーを持つ構造とした。メイン燃料ノズルは、各予混合ダクトに対し2個あり、パイロット燃料ノズルの廻りを取り囲むようにヘッドプレートに配置される。このノズルの先端には、燃料が予混合ダクト内で効率よく拡散する

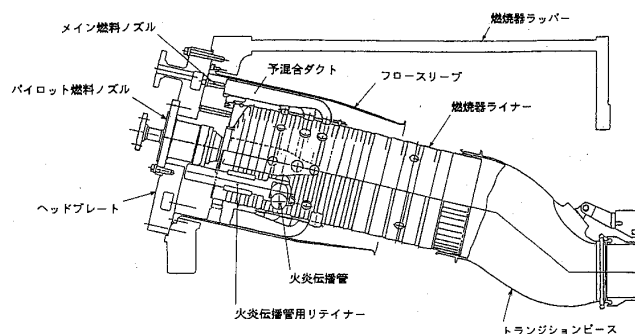


図2 1100°C 級低 NOx 燃焼器の構造

(平成6年1月24日原稿受付)

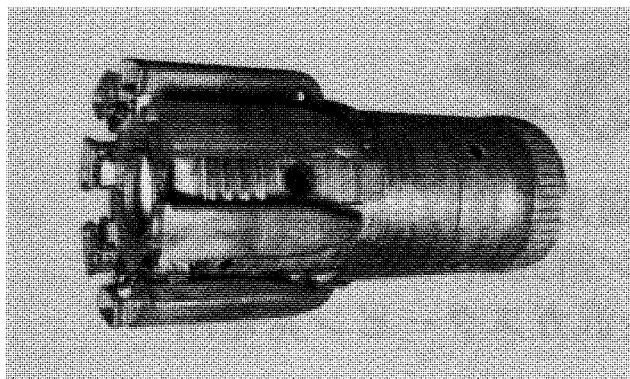


図3 1100°C級低 NOx 燃焼器

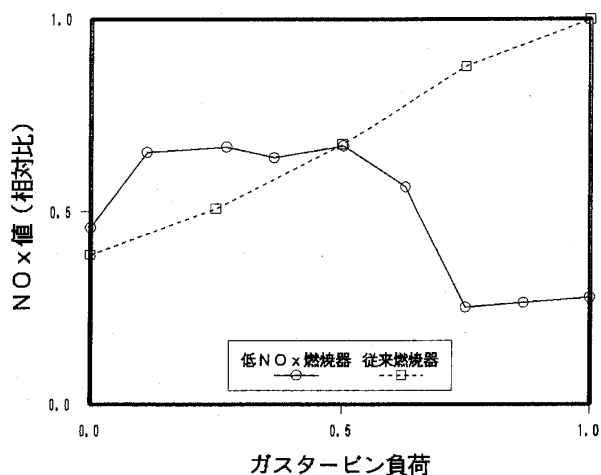


図4 1100°C級燃焼器の NOx 特性

ように噴射孔が開けられている。予混合ダクトは、燃料と空気を均一に混合し、燃焼ゾーンへ噴射できる形状に最適化が施されている。燃焼器ライナーの冷却方式と構造は実績のある従来型燃焼器をベースに開発設計し、従来と同等のライナーメタル温度分布を実現して信頼性の維持と向上を図った。図3に製品化した燃焼器を示す。

この燃焼器は蒸気噴射の併用も可能で、NOx 値をさらに下げた要求にも対応できる。

互換性については、ノズル・ライナー・ヘッドプレート・フロースリーブなど最小限の部品交換だけで済み、改造部も点火器などの取付部のわずかな修正にて対応できるものとなった。

2.4 燃焼特性

実缶実圧燃焼試験では、ガスタービン燃焼器として必要な各種燃焼器特性（排ガス特性・パターンファクター・圧損・吹き消え特性・メタル温度分布・燃焼振動など）を確認した。燃料制御は着火から約 60 % 負荷まで拡散燃焼方式で、75 % 負荷

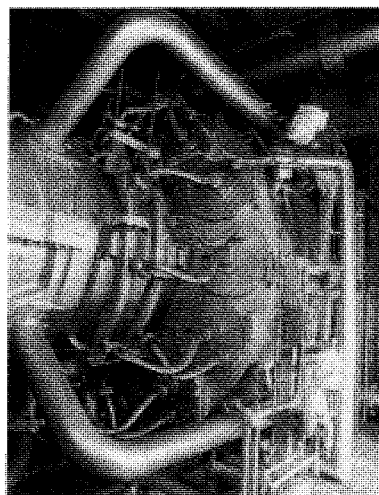


図5 1100°C級低 NOx ガスタービン

以上では予混合燃焼 75%・拡散燃焼 25%の 2 段燃焼モードを基本としている。

図4に試験で得られた NOx 濃度を示すが、従来燃焼器の 1/4 の良好な結果となった。

なお、蒸気噴射の併用をすれば従来の 1/10 まで低減することができる。

多缶燃焼器にした場合の特性を把握するために、試験用ガスタービンに縮小サイズの低 NOx 燃焼器を組込んで着火時の火炎伝播性能・燃焼性能・運転制御性などの総合検証を実施し、実機への適用に問題のないことを確認している。

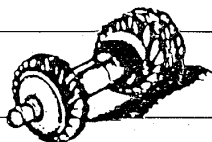
3. MS 9001 E ガスタービンへの適用

開発した燃焼器は、東京電力(株)殿大井火力発電所向 MS 9001 E ガスタービン（図5参照）に採用され、1993 年 3 月より営業運転に入っている。ガスタービンの NOx 濃度は計画通りの結果が得られ、燃料制御装置の微調整の必要もなく初期設定のまま運開に至っている。CO や未燃燃料の濃度もきわめて低く、燃焼振動も従来燃焼器より低いレベルであった。なお、ガスタービンの使用条件はベース負荷より温度条件の厳しいピーク負荷用であるが、燃焼器点検にてその健全性が確認されている。

4. おわりに

当社が開発した低 NOx 燃焼器とそれを適用したガスタービンについて概要を紹介した。

当社は今後とも環境に優しい高効率のガスタービン発電設備の開発に努め、社会に貢献する機器を提供していく所存である。

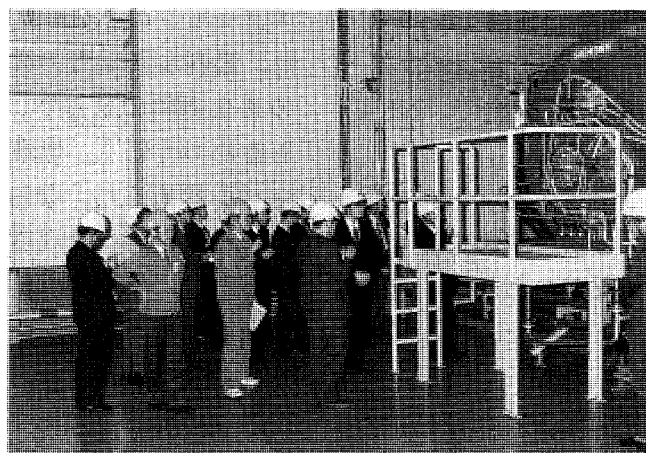


平成5年度第3回見学会報告 (株)富士電機ガスタービン研究所川崎発電所 並びに三菱重工業(株)三菱金沢ガスタービン発電所

(株)東芝 岡村 隆成

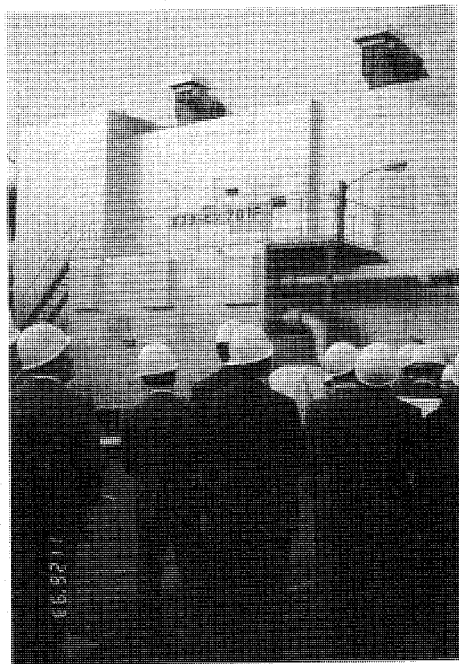
平成5年11月26日(金)、第3回見学会が開催されました。訪問先は、出力69 MWのV 64.3型ガスタービンが設置されている(株)富士電機ガスタービン研究所川崎発電所と三菱重工業(株)横浜製作所内の三菱金沢ガスタービン発電所で、ここでは出力234.2 MW(試験出力149.5 MW)の701 F型ガスタービンが稼働しています。どちらも最新鋭の1300°C級大型ガスタービンです。これらの発電所は東京湾岸にあって、メーカ自身が所内に設置して試験発電を行い、電力は自家消費すると同時に、電力系統にも接続されています。今回の見学会には定員50名をはるかに越える応募がありました。従来は抽選をしていましたが、『会員の希望に応えることが学会サービスの姿勢』との考えから、訪問先に事情をお話ししてご了解を戴き、希望者全員の方に参加して戴いて、総数86名の大盛況となりました。

当日、川崎駅近くに集合して2台のバスに分乗し、まずは富士電機ガスタービン研究所に向いました。開会に先立ち、学会企画委員会の和田委員長から見学会の開催を快く引き受けて戴いた両社のご厚意に感謝の挨拶があり、中田社長からは歓迎のご挨拶を戴いて、引き続き吉川技師長から発電所とガスタービンについてご説明がありました。発電所の中は、運転中にも拘らず騒音が低いこと、そしてこのガスタービンの特徴の一つでもある横方向に配置された燃焼器が目を引きました。欧州系のガスタービンは国内では比較的に見る機会が少なく、見学後には活発な質疑が行われ、まだまだ時間が欲しいところですが、次の見学地に向いました。バスは2階建ての豪華なサロンカーで飲物のサービスもあり、首都高速道路に入って、最近横浜の新名所になっているベイブリッジを渡って南に向い、約1時間のバスツアーを楽しみました。



(株)富士電機ガスタービン研究所川崎発電所

(平成6年2月14日原稿受付)



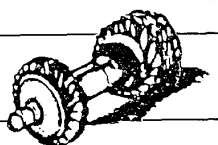
三菱重工業(株)横浜製作所三菱ガスタービン発電所

三菱重工横浜製作所に着いて、早速、荒木ボイラー・タービン主任技術者から横浜製作所と発電所の概要について、そして池上主務からガスタービンと運転状況についてご説明がありました。その後見学に入り、こちらは運転休止中でしたので、パッケージの中に入って直接ガスタービンを見ることができました。見学後には運転実績等について、ここでも活発な質疑応答が交わされました。

今回の見学会はいつになく熱気が感じられました。これは単に参加者が多いと言うだけではなさそうです。夕暮れに海鳥が飛び交う中、バスでJRの駅に向かいました。参加者の方々はさぞ満足されて帰路につかれたことと思います。

最後に、周到な準備と懇切なご対応を戴いた富士電機並びに三菱重工業の方々に心より感謝申し上げます。

(企画委員)



ガスタービンセミナー（第22回）を終えて

東京電力(株)技術研究所 土 屋 利 明

1月20日(木)、21日(金)の2日間にわたり、恒例のガスタービンセミナーが川崎産業振興会館において開催された。今回は「運転信頼性の面からみたガスタービンへの期待と提言」をメインテーマに2日間合計128名の参加者を得て実施された。

今日、ガスタービンは航空用、電力用に加えてコージェネレーション、機械駆動、船用等利用分野の拡大と豊富な運転実績を持つに至り今後も増加の傾向にある。この様な状況にあつて、今回のセミナーは過去の経験を踏まえ、将来に向かって“ユーザ”と“メーカ”が双方の立場で運転信頼性の面から期待と提言を行なうという趣旨で企画されたものであった。

第1日目は大型ガスタービン関連のテーマを中心に2件、そして第2日目は小型ガスタービン関



連及び航空用のテーマを4件と、2日間で合計8件の講演が行なわれた。それぞれ内容の濃い貴重な講演であり、活発な質疑応答が行なわれた。

今年度は、講演件数を例年の10件より2件減らし、その分、昼食時間を30分長くしたり、午後に30分の休憩時間を設ける等時間的に余裕をもたせると共に、資料集も図や表が見やすい様に従来のB5版からA4版にする等運営上工夫してみた。参加者よりのアンケートによれば、今回のセミナーは大概満足していただけた様であったが、寄せられた貴重な御意見、御指摘は今後の企画運営に十分反映させていきたいと思っております。

最後に、貴重な時間をさいて御協力戴いた各講師及び関係者の方々にお礼申し上げます。

(企画担当委員)



平成6年度行事予定

開催予定日	行 事	学会誌会告
4月22日(金)	第19期通常総会・特別講演会 機械振興会館	3月号
6月3日(金)	第22回定期講演会 機械振興会館	3月号
7月15日(金)	第1回見学会・技術懇談会 電力中央研究所横須賀研究所	3月号
9月13日(火)14日(水)	特別講座 鈴鹿サーキット研修場	3月号, 6月号
11月10日(木)11日(金)	秋季講演会: 松江, くにびきメッセ 見学会: 地熱発電所ほか	6月号, 9月号
10月下旬	第2回見学会・技術懇談会 川崎重工業袖ヶ浦発電所, 荏原製作所袖ヶ浦工場	6月号
平成7年		
1月	第23回セミナー	9月号, 12月号
2月	評議員選挙 シンポジウム	12月号

第19期通常総会・特別講演会のお知らせ

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

記

開催日: 平成6年4月22日(金)13:00~15:45

会場: 機械振興会館地下2階ホール

(1) 第19期通常総会

開催時間: 13:00~14:30

- 議 事: 1) 平成5年度事業報告
2) 同決算報告, 監査報告
3) 平成6年度評議員・監事選挙結果報告
4) 同役員選出
5) 同事業計画
6) 同予算
7) 名誉会員選考委員会報告

(2) 特別講演会

開催時間: 14:45~15:45

演題並びに講師: 未定

平成6年度行事予定

開催予定日	行 事	学会誌会告
4月22日(金)	第19期通常総会・特別講演会 機械振興会館	3月号
6月3日(金)	第22回定期講演会 機械振興会館	3月号
7月15日(金)	第1回見学会・技術懇談会 電力中央研究所横須賀研究所	3月号
9月13日(火)14日(水)	特別講座 鈴鹿サーキット研修場	3月号, 6月号
11月10日(木)11日(金)	秋季講演会: 松江, くにびきメッセ 見学会: 地熱発電所ほか	6月号, 9月号
10月下旬	第2回見学会・技術懇談会 川崎重工業袖ヶ浦発電所, 荏原製作所袖ヶ浦工場	6月号
平成7年		
1月	第23回セミナー	9月号, 12月号
2月	評議員選挙 シンポジウム	12月号

第19期通常総会・特別講演会のお知らせ

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

記

開催日: 平成6年4月22日(金)13:00~15:45

会場: 機械振興会館地下2階ホール

(1) 第19期通常総会

開催時間: 13:00~14:30

- 議 事: 1) 平成5年度事業報告
2) 同決算報告, 監査報告
3) 平成6年度評議員・監事選挙結果報告
4) 同役員選出
5) 同事業計画
6) 同予算
7) 名誉会員選考委員会報告

(2) 特別講演会

開催時間: 14:45~15:45

演題並びに講師: 未定

第22回ガスタービン定期講演会

共 催 (社)日本ガスタービン学会 (幹事学会), (社)日本機械学会

期 日 平成6年6月3日(金)

講演会場 機械振興会館 地下3階研修1, 2号室

東京都港区芝公園3-5-8 TEL 03-3434-8211 (代表)

内容については、次頁のプログラムをご参照下さい。

☆懇 親 会

講演会終了後、立食形式の懇親会を開催します。お気軽にご出席ください。

参加費：講演会参加登録者は無料

〈参加登録について〉

☆講演会参加登録費

共催学会正会員 6,000円 (講演論文集代を含む)

ただし、下記事前申込期限までに申込および送金された方に限り、5,000円とします。

学生会員 2,500円

会 員 外 11,000円

☆参加申込方法

はがきに「定期講演会参加申込」と明記し、(1)氏名、(2)所属学会・会員番号、(3)会員資格、(4)勤務先、(5)連絡先、(6)送金額、送金方法および送金予定日を記入し、下記宛てお申込み下さい。

なお、講演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

(社)日本ガスタービン学会

なお、当日も入会申込み、講演会参加登録を受け付けますが、準備の都合上なるべく事前にお申込みください。

☆事前申込期限

平成6年5月20日(金)

☆送金方法

現金書留 (上記事務局宛郵送),

郵便振替 (東京7-179578 (社)日本ガスタービン学会), または

銀行振込 (第一勧業銀行西新宿支店 普通No.067-1703707 (社)日本ガスタービン学会)

☆講演論文集配布

講演論文集は当日会場でお渡しします。論文集のみご希望の方には、講演会終了後に残部がある場合にのみ実費にて頒布します。

第22回ガスタービン定期講演会プログラム

(一般講演 講演時間15分, 討論10分, ※印 講演者, 発表者の所属が省略されている場合は後者と同一です。)

第1室 (研修1号室)		第2室 (研修2号室)	
9:10	<p>《一般講演》システム・強度</p> <p>A-1 SSTクロスコンパウンド・ターボファンの離陸時ジェット排気速度低減の原理 ※根本 勇 (三幸社)</p> <p>A-2 ガスタービンをを用いた水力発電のリパワリング ※西 亮 (宮崎工大)</p> <p>A-3 回転数が指数関数的に増大する回転円板の応力特性 ※菊池秀勝 (防衛庁技術3研)</p>	9:10	<p>《一般講演》空力I</p> <p>B-1 超音速圧縮機翼列の非始動フラッタに関する数値解析 ※渡辺紀徳 (東大工), 土井博史 (防衛庁技術3研), 梶昭次郎 (東大工)</p> <p>B-2 三次元タービン翼列の乱流数値解析 ※大庭芳則 (東大院), 荒川忠一 (東大工)</p> <p>B-3 二次元超音速エジェクタノズルの内部流れの数値解析 ※榎本俊治, 関根静雄, 柳 良二, 佐々木誠 (航技研)</p>
10:25		10:25	
10:35	<p>《一般講演》燃焼・燃焼器</p> <p>A-4 ラムジェットエンジン燃焼器の部分スケール模型の燃焼特性 ※木下康裕, 北嶋潤一, 関 美範 (川崎重工業)</p> <p>A-5 希薄予混合型燃焼器における混合気不均質性の影響 ※畦上 修, 斎藤武雄 (慶大院), 川口 修 (慶大理工)</p> <p>A-6 希薄予混合気の火炎伝播特性 ※大塚雅哉, 稻毛真一, 小林啓信, 伊藤和行 (日立)</p>	10:35	<p>《一般講演》空力II</p> <p>B-4 周期的後流による平板境界層の強制遷移に及ぼす圧力勾配の効果 船崎健一 (岩手大工), ※北澤 貴 (岩手大院), 佐々木啓徳 (岩手大・学)</p> <p>B-5 低レイノルズ数域におけるタービン翼列特性 ※阿部裕幸 (機械技研), 村田耕史 (筑波大院), 筒井康賢 (機械技研)</p> <p>B-6 混流タービンの研究 ※吉野泰文 (日本工大), 渡辺高幸, 松木正勝 (日本工大)</p>
11:50		11:50	
13:00	《特別講演》		
14:00	「船用ガスタービンの最近の動向」 田辺 清 (石川島播磨重工業)		
14:10	<p>《一般講演》伝熱・冷却</p> <p>A-7 超高温タービン翼基礎模型の伝熱特性 吉田豊明, 熊谷隆王, 瀧 将展 (航技研), ※田口英俊, 青木真樹, 松木正勝 (日本工大)</p> <p>A-8 鈍頭形状をしたガスタービン静翼背面のフィルム冷却性能 福山佳孝, ※大友文雄 (東芝 RDC), 佐藤 実, 小林雄一, 松崎裕之 (東北電力)</p>	14:10	<p>《一般講演》設計・制御</p> <p>B-7 放電式翼端隙間測定法の研究 (その3) ※渡辺高幸, 松木正勝 (日本工大)</p> <p>B-8 ガスタービンモデルの同定とαパラメータ制御系設計法 田中泰太郎, ※永留世一 (川崎重工)</p>
15:00		15:00	
15:10	<p>《オーガナイズドセッションI》 「低NO_x燃焼技術」 オーガナイザ: 石橋洋二 (日立)</p> <p>A-9 石炭ガス化用1500°C級ガスタービン燃焼器の開発-第2報 1500°C級燃焼器の試作とその性能評価- ※二宮 徹, 佐藤幹夫, 長谷川武治 (電中研), 中田俊彦 (東北大工)</p> <p>A-10 ガスタービン用ドライ低NO_x燃焼器のNO_x予測 ※岩井保憲, 前田福夫 (東芝)</p> <p>A-11 ガスタービンの低NO_x化のための非予混合希薄燃焼 (第二報 燃焼領域における燃料と空気の混合) ※寺崎 岳 (法政大院), 林 茂 (航技研)</p> <p>A-12 ガスタービン用低NO_x燃焼器の研究開発 (第3報) 梶田真市, ※大賀信一, 緒方正裕, 木村武清, 佐々木亨 (川崎重工業)</p>	15:10	<p>《オーガナイズドセッションII》 「ガスタービン用先端材料」 オーガナイザ: 小林 正 (東芝)</p> <p>B-9 ガスタービン翼用耐熱超合金の疲労・クリープ寿命評価法とそれに基づく冷却翼の寿命評価について ※松田憲昭, 市川国弘, 福田嘉男, 飯島活巳, 鳥谷 初 (日立)</p> <p>B-10 高温小型ガスタービンのタービン翼の運転使用による金属組織変化 ※難波浩一 (三井造船)</p> <p>B-11 長繊維複合セラミックス材の力学的特性・損傷評価について ※岡部永年 (東芝), 小林英男 (東工大), 金澤健二 (金材技研), 市川 宏 (日本カーボン)</p> <p>B-12 焼結接合法による傾斜組成遮熱コーティングの作製と熱衝撃特性 ※結城正弘, 中西保正, 大鍋寿一 (石川島播磨), 川崎亮, 渡辺龍三 (東北大)</p>
16:50		16:50	

平成6年度第1回見学会・技術懇談会のお知らせ

平成6年度第1回見学会・技術懇談会を下記の要領で開催致します。今回は将来の発電システムとして有望視されている石炭ガス化複合発電プラントの燃焼技術やその他広範な研究分野について見学を行いますので、奮ってご参加下さい。

1. 日 時: 平成6年7月15日(金) 13:00～16:15
2. 見 学 先: 財電力中央研究所 横須賀研究所 (神奈川県横須賀市長坂2-6-1 Tel. 0468-56-2121)
見学は下記のガスタービン関連の研究内容他
石炭ガス化燃料用燃焼器, 触媒燃焼器, セラミックGT,
石炭ガス化炉, 燃料電池, ヒートポンプ他
3. スケジュール: 13:00～13:10 集 合
13:10～13:30 概要説明
13:30～15:30 見 学
15:30～16:15 技術懇談会 (含質疑応答)
「石炭ガス化複合発電用 1500℃級ガスタービン燃焼器の開発」
二宮 徹氏 (発電システム部主任研究員)
4. 交 通 の 便: JR 逗子駅よりバスにて所要時間 40 分, タクシーにて 30 分
5. 参 加 要 領:
 - 1) 定員 50 名 (申込超過の場合は抽選, 結果は応募者全員にご連絡致します。)
 - 2) 参加ご希望の方は「電中研見学」と書き氏名, 会員番号, 所属, 連絡先住所, 電話番号を明記の上, 往復ハガキあるいは FAX にて学会事務局へお申し込み下さい。記載漏れのないようにご注意ください。(締切 平成6年6月17日(金))
 - 3) 参加費 3000 円 (当日受付けにてお支払いください。)

死 去 会 員

終身会員 梶山泰男君 73才 平成5年12月6日逝去

ご遺族 鎌倉市材木座1-7-26 梶山千代子殿

本会に関する記事

昭和50年6月入会

第1期, 第2期, 第4期, 第7期, 第8期, 第10期評議員

謹しんで 哀悼の意を表します。

平成6年度 ガスタービン特別講座

最近のガスタービン高温化技術の進歩は著しく、すでに1350℃クラスまで実用化されております。そこで、高温の技術の現状、将来動向及び要素技術につき、斯界の権威の先生方に講演していただきます。

本講座は、今回で第9回目を迎え、ガスタービン高温化技術に造詣の深い方々を講師にお迎えして、最近の話題と将来展望をお話していただくと共に、講師を囲んだ懇談の場を設けることを予定しております。専門の方々によるご討議は勿論のこと、初心者、若手技術者の研修の場としても役立てていただくことを意図しております。

1. 日 時 : 平成6年9月13日(火) 午後1時より
14日(水) 正午まで
2. 場 所 : 鈴鹿サーキット研修センター
3. テーマ : 「ガスタービン高温化技術の現状と将来動向」
4. 講演内容 (予定)
 - (1) 技術の現状と将来動向 (事業用)
 - (2) 期待されるガスタービンプラントシステム (事業用)
 - (3) 高温化要素技術各論
 - ①金属材料
 - ②セラミックス
 - ③ TBC
 - ④冷却技術

5. スケジュール

第1日目	午後	講 演
	夜	グループ別討論会
第2日目	午前	講演, 総括討論会

6. 参加登録費 (予定)

会 員	25,000 円	学生会員	5,000 円
会員外	35,000 円		

(注) 交通費, 宿泊費は別

* 詳細は6月号に掲載致します。

第9回ガスタービン秋季講演会（松江）・見学会のお知らせ

開催日	平成6年11月10日(休), 11日(金)
会場	島根県立産業交流会館（くにびきメッセ）
講演申込締切	平成6年7月20日(休)
原稿締切	平成6年9月19日(月)
募集論文内容	会誌6月号にて詳細をお知らせ致します。
見学会	日立金属(株)安来工場（予定）

会費自動振替制度導入のご案内

日本ガスタービン学会では、かねてから「会費の自動振替制度」の導入を検討して参りましたが、理事会の議を経て平成6年度より本学会の会費納入にこの制度を取り入れることにいたしました。この制度には次のような利点があります。

会員にとって:

1. 会費納入のため郵便局や金融機関へお出かけになる必要がありません。
2. 振込手数料がかかりません（この制度には1件150円の手数料がかかりますが、学会負担といたします）。
3. 通帳などに引き落とし記録が残りますので、既納あるいは未納が容易に確認できます。

事務局にとって:

1. 学会事務のうち最も手間がかかり煩雑な仕事は会費徴収です。この制度の導入は事務の合理化に大いに役立ちます。
2. 迅速・正確な学会費徴収事務ができます。

会費納入に際してこの制度を利用するかあるいは旧来の方法によるかは会員各自の自由ですが、この制度が学会事務にもたらす利点を十分ご理解いただき、是非ご協力下さいますようお願いいたします。



後記

政治改革，景気浮揚対策，国際貿易問題と大きな課題が続きます。会員みなさんも対応に大忙しでしょうか。世の中の動きは学会活動にも影響を及ぼし，学会誌等への広告募集に担当者はご苦勞があるようです。

そんな環境ですが，3月号では充実した特集をお届けします。今回のテーマは「航空用ガスタービン」で，伊藤編集理事が中心となって企画，立案されています。「発刊にあたって」で内容の紹介がありますが，代表的なエンジン形態別の動向，主要要素技術分野についての動向，さらに運用上からの課題と三つの切り口か

らのテーマが選定されています。会員の方々にいずれも興味をもって読んでいただけるものと思います。機体関連の記事もとの声が編集委員会ではありましたが，これは別の機会に実現していただければと考えます。

2期にわたって学会誌編集に参加させていただきましたが，貢献するところ少なく反省するところ大です。ただ，作る人の苦心が多少は理解できたと思いますので，今後は良き読者として，学会誌をサポートしたいと考えております。

(蓑田光弘)

〔事務局だより〕

暖かいはずの東京も2月中旬に25年振りとかの大雪に見舞われ，慣れない雪に大混乱でした。

気候も少々狂っているのか，例年ならば春一番のあとからはじまる花粉情報も今年はいつになく少ないらしく鳴りをひそめています。

年が明けてセミナーも盛会裡に終わると，年度末が控えていて気分が落ちつかなくなり，4月末の総会までのスケジュールを常に頭のすみに入れながら日々の仕事に追われる状態です。

今年はシンポジウムが2月に開催される予定の人数を超える参加者を迎えて盛大でしたし，今年度の行事はどれも当初の予想よりもはるかに実績を上げ，携わった委員の方々のご苦勞も報われることでしょう。

平成6年度も今年度同様いろいろな行事を予定しておりますので，巻末の行事予定をご覧の上，お早目にお申し込み下さい。

又，既にご案内をお送りしておりますが，平成6年度より学会費の銀行自動引落しをさせていただくことになりました。皆様方のお手数はもとより，事務局の事務量も軽減されますので，是非このシステムにご協力下さいますよう重ねてお願い申し上げます。

次回の“事務局だより”を書く時は年度末事務処理が無事終了していることを願いつつ今回はおしまいにします。

[A]

学 会 誌 編 集 規 定

1. 本学会誌の原稿は依頼原稿と会員の自由投稿原稿の2種類とする。依頼原稿とは本学会よりあるテーマについて特定の方に執筆を依頼した原稿、自由投稿原稿とは会員から自由に随時投稿された原稿である。
2. 原稿の内容は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説、解説、技術論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書、随筆、見聞記、ニュース、新製品の紹介及び書評などとする。
3. 原稿は都合により修正を依頼する場合がある。また、用済み後は執筆者に返却する。
4. 原稿用紙は、原則として本会指定の横書440字詰（22×20）を使用する。本原稿用紙4枚で刷り上がり約1頁となる。ワードプロセッサを使用する場合はA4版用紙に横書きで22字×20行とする。
5. 刷り上がり頁数は1編につき、図表を含めてそれぞれ次のとおりとする。論説4～5頁、解説及び技術論文6～8頁、見聞記、速報及び寄書3～4頁、随筆2～3頁、ニュース、新製品紹介、書評等1頁以内。超過する場合は短縮を依頼することがある。技術論文については別に定める技術論文投稿規定による。
6. 依頼原稿には規定の原稿料を支払う。
7. 自由投稿原稿の採否は編集委員会で決定する。
8. 自由投稿原稿には原稿料は支払わない。
9. 本学会誌に掲載される記事・論文などの著作権は原則として本学会に帰属する。
10. 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402
(株)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者の原著で、ガスタービン及び過給機の技術に関連するものであること。
 - 2) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものに限る。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 投稿原稿の規定頁数は原則として図表を含めて刷り上がり8頁以内とする。ただし、1頁につき15,000円の著者負担で4頁以内の増頁をすることができる。
3. 投稿原稿は原稿執筆要領に従って執筆し、正原稿1部、副原稿（コピー）2部を提出する。
4. 投稿原稿の採否は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で決定する。
5. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権は原則として本学会に帰属する。

日本ガスタービン学会誌

第21巻 第84号

平成6年3月10日

編集者 荒木達雄

発行者 高田浩之

(株)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) 3365-0095

FAX (03) 3365-0387

振替 東京7-179578

印刷所 ニッセイエプロ株

東京都港区西新橋2-5-10

©1994(株)日本ガスタービン学会

本誌に掲載したすべての記事内容は(株)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。

複写をされる方に

本誌（書）に掲載された著作物は、政令が指定した図書館で行うコピーサービスや、教育機関で教授者が講義に利用する複写をする場合等、著作権法で認められた例外を除き、著作権者に無断で複写すると違法になります。そこで、本著作物を合法的に複写するには、著作権者から複写に関する権利の委託を受けている次の団体と、複写をする人またはその人が所属する企業・団体等との間で、包括的な許諾契約を結ぶようにして下さい。

学協会著作権協議会内

日本複写権センター支部

〒107 東京都港区赤坂9-6-42-704

TEL 03-3475-4621・5618

FAX 03-3403-1738