

航空宇宙技術研究所 遠藤 征紀  
 航空宇宙技術研究所 杉山 七契

## 1. まえがき

超高バイパス比エンジンの定義は明らかではない。かつて1970年代にバイパス比5前後の大型エンジンJT9D, CF6, RB211等が登場した時代以来、それまでのバイパス比1.5のJT3Dエンジン、バイパス比1.1のJT8D-9, Spey512等のエンジンと区別して前者は高バイパス比ターボファンエンジン、後者は低バイパス比ターボファンエンジンと呼ばれるようになった。その意味からすれば、現在の高バイパス比ターボファンエンジンより格段にバイパス比が大きいエンジンということになる。さらに、バイパスエンジンということであるから、ファンとコアエンジンとの位置関係がフロントファンエンジンと同じ形態ということになる。しかし、ここでは熱力学的には同種のものとして扱うことができ、高バイパス比ターボファンエンジンの次代を担うものとして現在活発に研究開発が進められている、ファン又はプロペラの空気流量とコアエンジンの燃焼室を通る空気流量との比が約15以上の種々の形態のエンジンを総称して超高バイパス比エンジンと称することにする。

超高バイパス比エンジンには、現在米国のP & W社、ハミルトン・スタンダード社、アリソン社が共同で開発しているダクト無し減速ギア付きのエンジン(P<sup>3</sup>: Peak Performance Prop-fanエンジン)、GE社が開発しているダクト無し減速ギア無しのエンジン(UDF: Unducted Fan Engine)、英国ロールス・ロイス社が計画しているダクト無し減速ギア付きのエンジン(UBE: Ultra Bypass Ratio Engine)及びダクト付、減速ギア無しのエンジン(Ducted Fan Engine)及びV 2500エンジンを5ヶ国国際共同で開発中のIAE(International Aero Engines)が計画中

(昭和61年11月19日原稿受付)

のダクト付き減速ギア付きのエンジン(Super Fan)等がある。これらのエンジンはいずれも減速ギア又は2重反転タービンの採用により、タービンの空力設計と低速で回転する外径の大きなファン又はプロペラの空力設計とを両立させることによって15~40という極めて大きなバイパス比を得ている。高バイパス比化は低バイパス比エンジンが初めて登場して以来30年間の航空エンジンの一貫した発展の方向であり、今後21世紀に向けて超高バイパス比への努力が続けられるのは必然と言えよう。

ここでは超高バイパス比エンジン(以後UBEと略記する)の世界の開発動向、設計点での簡単なサイクル計算の結果をもとにしたUBEの特徴、

## 文字の意味

- $v_0$  : 飛行速度
- $M_0$  : 飛行マッハ数
- $v$  : ターボジェットエンジンの噴出ガス速度
- $v_1$  : UBEのジェットノズルからの噴出ガス速度
- $v_2$  : UBEのバイパスノズルからの噴出空気速度
- $F_F$  : UBEの推力
- $F_c$  : コアエンジンの推力
- $G$  : コアエンジンの空気流量
- $Q$  : 熱の仕事当量
- $W_f$  : 燃料の発熱量
- $T_5$  : サイクル温度
- $\pi$  : サイクル圧力比
- $\pi_F$  : ファン圧力比
- $\eta$  : UBEの全体効率
- $\eta^c$  : コアエンジンの全体効率
- $\eta_{th}^c$  : コアエンジンの熱効率
- $\eta_p^c$  : コアエンジンの推進効率
- $\eta_p^F$  : UBEの推進効率
- $\tau_{opt}$  : 最大推力比(=  $F_F/F_c$  の最大値)
- $\mu$  : バイパス比
- $g$  : 重力の加速度
- $\sigma$  : 速度比(=  $v_0/v$ )

世界の開発動向や実用化のための技術課題等について概説する。

## 2. UBEの開発状況

超高バイパス比エンジンそれ自体は古くからあった概念であるが、最近の開発競争の直接の契機となったのは米国NASAの統括のもとでハミルトン・スタンダード社が開発したATP(Advanced Turbo Prop)である。ATPについては本誌でも詳しく紹介されているので説明は省略する<sup>(2)</sup>。以下欧米で進められているUBEの開発の概要を述べる。

- (1) P & W社, ハミルトン・スタンダード社, アリソン社

NASAのPTA(Prop-Fan Test Assessment)計画のもとで開発が進められている。現在エンジンシステムとしてまとめたものを、来年春に予定されているガルフストリームIIに搭載しての飛行試験に備えて地上運転試験を行なっている。アリソン社の6,000馬力のターボシャフトエンジン501M78の前方に直径9フィート、ブレード数8のATPを配置した形式となっているが、実用段階ではP<sup>3</sup>エンジンと称し、別の形態も考えているようである。バイパス比は40以上と考えられる。

- (2) GE社

GE社は図1に示す様な構造を有する2重反転タービンを用いたGE36UDF(Unducted Fan)と称するエンジンを開発中で、既にB727に搭載して2度にわたる飛行試験を実施している。F404エンジンのコアエンジンを使用し、地上試験での

### UDF™ Propulsor Design Concept

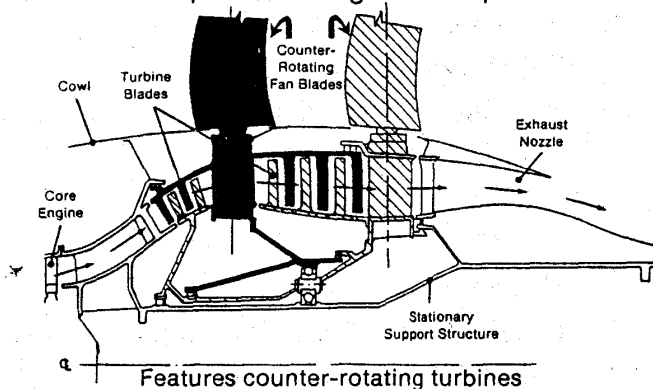
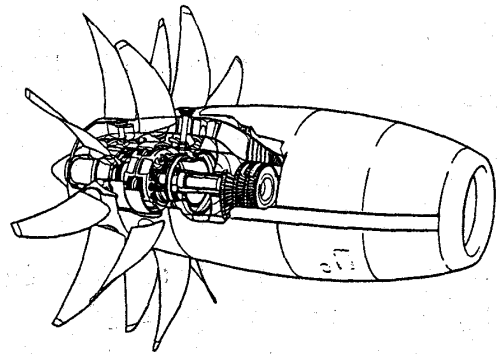


図1 UDFの2重反転タービンの構造 (GE社資料より)

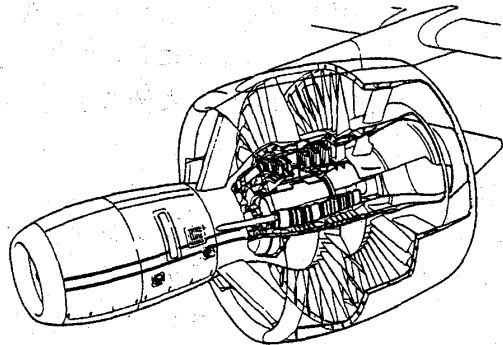
静止推力は25,000ポンド以上、バイパス比35、燃料消費率は0.24lb/hr/lbであったと言われている。現在、量産エンジン用の圧力比40:1のコアエンジンについて仏Sneemaとの共同開発計画が立てられている。

- (3) ロールス・ロイス社

ロールス・ロイス社での開発は米国ほど進んでいない。減速ギヤ等の一部の要素開発は進めているようであるが、エンジンとしてまとめる計画は検討段階のようである。図2(a), (b)は同社が提



(a) 中小型機用(ギヤ付, 2重反転)



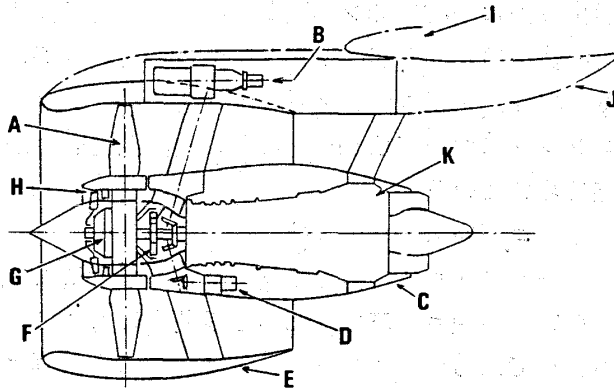
(b) 大型機用(ギヤ無し, ダクト付)

図2 ロールス・ロイス社のUBE

案している推力15,000ポンドクラスのギヤ付ダクト無しエンジンと推力40,000ポンドクラスのギヤ無しダクト付エンジンである。石油価格にもよるが、同社は(a)に示すような中、小型機用の超高バイパス比エンジンは、価格、メンテナンス費用が高いため燃料費節減のメリットがそれ程大きくなく、(b)に示す大型機用のエンジンが有望との見方をしている。

- (4) IAE

IAEは5ヶ国国際共同開発のV2500エンジン



A: 可変ピッチファン B: 機体補機 C: イナーカウル  
D: エンジン補機 E: ファンカウル F: 減速ギヤ  
G: 可変ピッチ機構 H: 反転式ブースト段 I: 主翼  
K: コアエンジン

図3 IAEのUBE(Super Fan)

のコアエンジンを使用した, Super Fan と称する図3に示すようなエンジンの開発を検討しており, 近く本格的開発に移るか否かを決定する予定である。推力 28,000 ポンド~ 32,000 ポンドクラスで, バイパス比は18~21である。ファンを流れるバイパス空気流とコアエンジンに入る空気流とは, ファン動翼の根元付近で分離した流路を流れる。中, 大型機に適した形態と言える。

3. UBEの特徴

図4においてUBEは, コアエンジンとして使用するターボジェットエンジンの噴出ガスエネルギー  $Gv^2/2g$  をファン(又はプロペラ)を駆動する低圧タービンでの仕事とジェットノズルからの噴出ガスエネルギーとに分配して(分配率  $\lambda$ ) 使用することによって, コアエンジンをそのままエンジンとして使用するよりはるかに高い全体効率を得ようとするものである。UBEの全体効率  $\eta$  は次式で表わされる。

$$\eta = \frac{F_F \cdot v_0}{W_f \cdot Q} = \eta_{th}^c \cdot \left( \frac{F_F}{F_c} \cdot \eta_p^c \right) = \eta_{th}^c \cdot \eta_p^F \dots (1)$$

これよりUBEはターボジェットエンジンをコアエンジンとして使用し, 超高バイパス比化することによってターボジェットエンジンの推進効率  $\eta_p^c$  を  $F_F/F_c$  倍に改善し, 全体効率  $\eta$  の向上を図ったものと見ることが出来る。コアエンジンが定められたとすれば ( $\eta_{th}^c, \eta_p^c$  が与えられたとすれば),

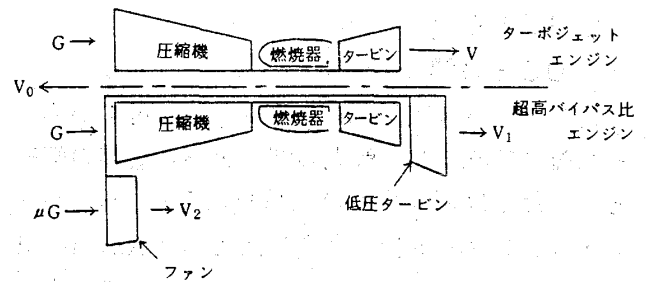


図4 超高バイパス比エンジンの構成

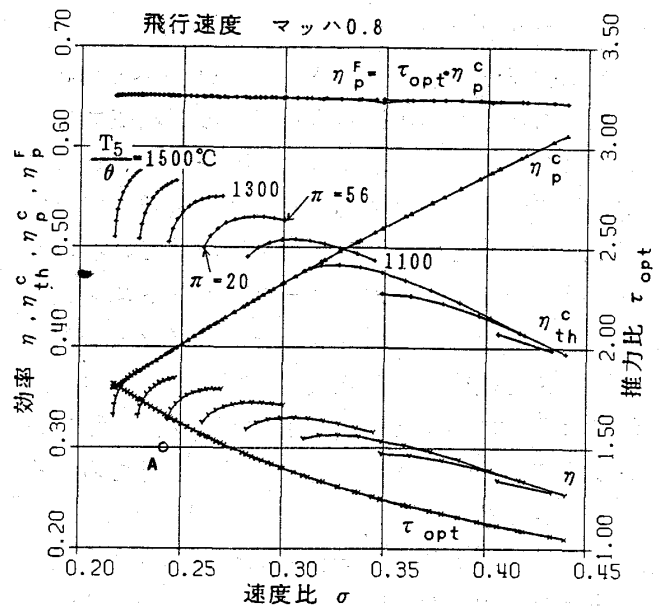


図5 UBEのサイクルと効率

$F_F/F_c$  が最大となるようにバイパス比  $\mu$ , エネルギー分配率  $\lambda$ , ファン圧力比  $\pi_F$  を選ぶことによって全体効率が最大のUBEが得られる。図5は飛行速度をマッハ0.8一定として, コアエンジンのサイクル温度, 圧力比を変えた時の  $\eta_{th}^c, \tau_{opt} = F_F/F_c$  の最大値,  $\eta_p^c, \eta_p^F$  及び  $\eta$  の最大値を示す。計算に必要な要素効率, ナセル抵抗係数等の値は実現可能な代表値とした。横軸は速度比  $\sigma = v_0/v$  であり, 飛行速度一定の場合コアエンジンの噴出ガス速度に反比例する。図からわかるように, コアエンジンの熱効率は修正サイクル温度  $T_5/\theta$  とサイクル圧力比の最適な組み合わせ値(例えば  $T_5/\theta = 1,100 \text{ } ^\circ\text{C}$  と  $\pi = 32$ )が増加するほど向上する。この時  $\sigma$  は減少する。また,  $\eta_p^c$  と  $F_F/F_c$  は  $\sigma$  に

対し反対の増減傾向を示し、両者の積であるUBEの推進効率 $\eta_p^f$ は $\sigma$ に依らずほぼ一定となる。すなわち、減速ギアあるいは2重反転タービンを採用することによってバイパス比、ファン圧力比、エネルギー分配率を最適に選定することが可能な場合には、UBEの推進効率はコアエンジンの $\sigma$ （及びそれに対応するバイパス比の最適値）に依らず一定となる。そしてUBEの全体効率の熱効率 $\eta_{th}^c$ の変化分だけ増減することになる。ただし、(1)式及び図5中の $\eta_{th}^c$ はラム圧の効果をコアエンジンに含めた値である。UBE化による推力の増加率 $\tau_{opt} = F_F/F_c$ は、燃料流量がターボジェットエンジンとUBEとで同じなので、燃料消費率の改善率と等しい。図よりサイクル温度 $T_5/\theta = 1,350$ ℃とした場合には、コアエンジンのサイクル圧力比は56以上となるが、設計の難しさを考慮して40程度が妥当と思われる。UBEの実現のためには、比出力の大きい（ $\sigma$ が小さい）、熱効率の高い新しいコアエンジンが不可欠である。図中AにCF6-50（サイクル圧力比30、サイクル温度1,350℃、30,000フィートにおける燃料消費率0.633kg/hr/kg、ナセル抵抗は推力の6.5%と仮定）の全体効率を示す。サイクル温度1,350℃、コアエンジンのサイクル圧力比40としたUBEの方が約20%優れている。

図6は飛行速度マッハ0.8における最適バイパス比及びファン圧力比を示す。最適バイパス比は上記のコアエンジンを使用したUBEの場合で約

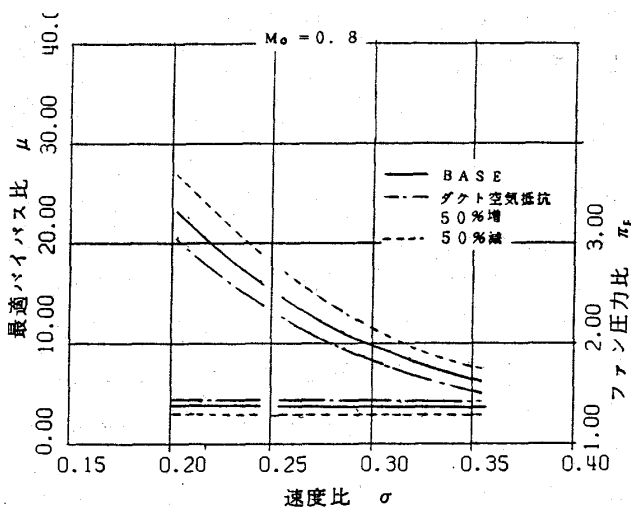


図6 最適バイパス比及びファン圧力比

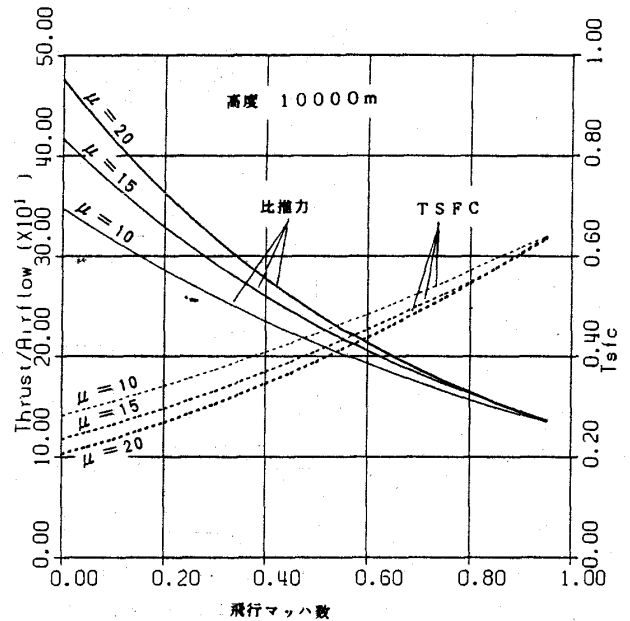


図7 飛行速度と比推力、TSFCとの関係

16であり、この値はダクトの空気抵抗により変化する。ファン圧力比はマッハ数により決まり、 $\sigma$ の値により変わらない。ダクトの空気抵抗により変化する。

図7は飛行マッハ数を変えた時のUBEの燃料消費率(TSFC)と比推力の変化の様子を示す。飛行速度が小さい時の推力の大きさが、飛行速度が大きい時の推力の大きさの約2~3倍あり、UBEの使用法が重要であることを示している。この傾向はバイパス比が大きくなるほど顕著になる。燃料消費率については飛行速度が小さいほど小さい値となる。UBEの特性が飛行速度により大きく変化するこのような特徴は、離陸、上昇、巡航、下降、着陸の各段階に応じてファン（又はプロペラ）のピッチのみならずファンノズル等の可変の必要性を示唆するものである。

図8はUBE要素効率値の1%の変化が全体効率にどの程度影響するかを示すもので、縦軸は全体効率の増加量である。ただし、ナセル抵抗については、25%低減した時の値を示す。バイパスノズル効率の影響が特に大きいことがわかる。

図9は以上の検討をもとに著者等が描いたUBEの概念の例である。

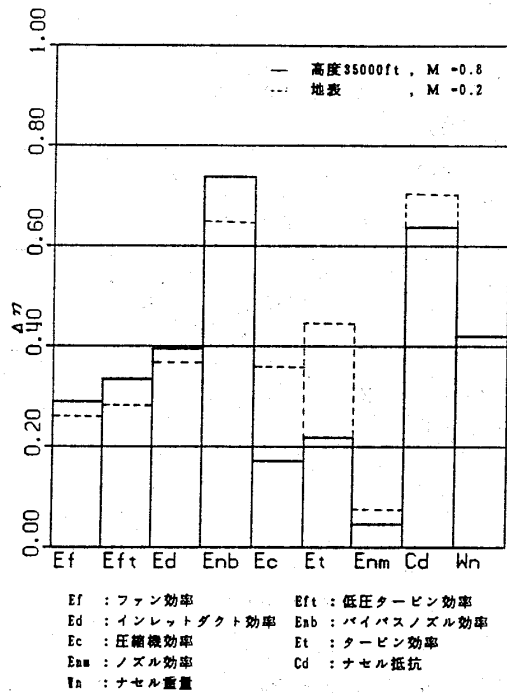


図8 UBE要素効率の全体効率への影響

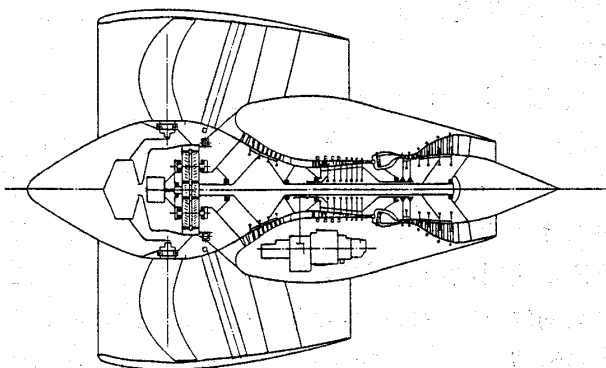


図9 UBEの概念検討例

#### 4. 技術課題

超高バイパス比エンジンにもいろいろの形態があるが、どの形態を選ぶにせよ未経験の技術課題が多い。以下に主なものを挙げる。

##### (1) 高比出力, 高熱効率コアエンジン

サイクル圧力比40前後, サイクル温度 1,350℃前後の高比出力, 高効率コアエンジンを新たに開発する必要がある。そのためには、段当たり圧力比が高く効率の高い圧縮機, 超高温タービン及び燃焼器, 高効率低圧タービン, 可変形状燃焼器等の構成要素の研究開発が必要である。

(2) 可変ピッチ/高アスペクト比ファン(プロペラ)  
広い作動範囲において高効率を維持し、フラッタ, 耐 FOD, 騒音等の問題に対応可能な軽量構造を有するファン(プロペラ)を開発する必要がある。その実現のためには、可変ピッチ機構, 低速ギア等の機械要素及び低空気抵抗, 軽量ダクトを並行して研究開発しなければならない。

##### (3) システム統合技術

超高バイパス比エンジンにおいては大別して3種類のシステム統合技術を必要とする。

##### ◦エンジン運転に必要な統合制御技術

光/電子式エンジン制御装置を中心に、ファン又はプロペラのピッチ, 回転速度, ファンダクト形状, 可変静翼, 圧縮機やタービンの翼端すきま, 燃量流量等をエンジン運転中に常時制御してエンジン全体のマッチングと推力の操作を行なう。

##### ◦エンジンの使用目的にあった全体サイクルと構造の決定

超高バイパス比エンジンは、対象となる機体の要求, Thrust Lapse Rateが非常に大きいこと, エンジンの最大外径が従来エンジンよりかなり大きいこと, 抽気の影響が大であること, 減速ギア及び可変ピッチ機構の有効利用とメンテナンスの簡便化等を総合的に考慮して全体サイクルと構造を決める必要がある。

##### ◦エンジン要素の相互干渉

可変ピッチファン(プロペラ)によって逆推力を発生させる時には、コアエンジンの入口部とを一体化した研究が必要となる。また、ファン入口空気流と機体との干渉も問題となる。

#### 5. おわりに

欧米においては超高バイパス比エンジンの開発は既に進行中であり、1990年代に入りまずダクト無しのUBEつづいてダクト付きのUBEが実用化すると予想されている。しかし、UBEの実現のためにはエンジンだけでなく機体の側にも未経験の多くの技術課題があり、今世紀末から21世紀にかけての航空機の新しい推進機として定着するまでには今後相当の時間を必要とするものと思われる。さらに、より高性能, 低騒音, 低メンテナンス費用等を目指した改良と新型の研究開発が続けられるであろう。

我が国は先に高バイパス比ターボファンエンジ

ンFJR710を民学官一体となって開発し、それが今日V2500エンジンの国際共同開発に結びついた。しかし、技術の進歩は止まることなく急速である。超高バイパス比エンジンの時代においても技術が途絶えることが無く、科学技術立国にふさわしい発展を成し遂げるためには、我が国独自の研究開発を是非とも実行しなければならない。今がその時ではなかろうか。

#### 参考・引用文献

- (1) 鳥崎忠雄ほか2名, 航技研報告, TR-317 (1973-5)
- (2) 藤井昭一, 日本ガスタービン学会誌, Vol.13, No.50 (1985-9)
- (3) AVIATION WEEK & SPACE TECHNOLOGY, July 7, 1986.
- (4) THE ROLLS-ROYCE MAGAZINE, No.30, (1986-9)
- (5) 遠藤征紀, 超高バイパス比エンジンの研究開発, 省エネルギー航空機技術講演会前刷集(昭61-5)



全日本空輸株式会社 武林 桑一郎

### 1. はじめに

日進月歩の新技术を導入し、高性能、低燃費が追求されている最近の航空機用タービン・エンジンにおいても、使用時間の累積に伴う性能劣化は避けられない問題である。この性能劣化をいかにモニターし、又回復させるかは、航空機における運用限界内での推力確保、省燃費の上で重要な課題である。しかし、民間航空会社においては、この性能回復の為に定期的に部品を新品に交換するなどという事は、整備コストの面で許される事ではない。したがって、ここでは民間航空機用タービン・エンジンに関する性能劣化のモニター方法と性能回復の為に一般的手法について述べる事とする。

### 2. 性能劣化の傾向と原因

航空機用タービン・エンジンは一般的に図1に示す様な性能劣化の傾向を示す。

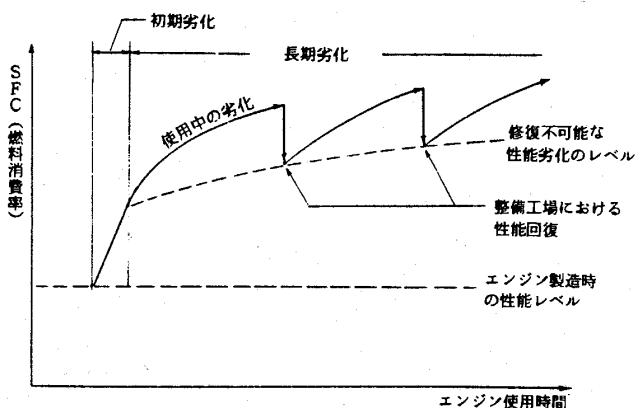


図1 エンジン性能劣化の推移

**2-1 初期劣化** ロータ部分とステータ部分の馴染（接触）によって生じるクリアランス増加による劣化であり、主にタービン・ブレードとケースのシュラウドがエンジン加減速時の両者の

熱膨脹差によって接触、摩耗する事が原因である。この劣化は、新製エンジン使用開始後数十時間以内に発生する。

**2-2 長期劣化** 使用時間の累積により下記の様な種々の要因で性能劣化が徐々に進行する。我々がモニターし、また回復方法を考慮する必要があるのは、この長期劣化である。

- (1) ブレード及びベーンの汚れ、腐蝕、エロージョンによる表面平滑度の低下。特にコンプレッサ部においては、大気中の汚れ、塩分、もれたオイルの付着が、タービン部においては酸化腐蝕等が問題となる。
- (2) ブレード、ベーンのエロージョンによる前縁部形状変化及びコード長の短縮。
- (3) シール・クリアランスの増加。ブレードとシュラウド、ナイフエッジ・シールとハニカム・シールが図2の様にラッピング（接触）とエロージョンによって両者が摩耗し、間隙が大きくなりエア・リークによって効率が低下する。
- (4) 熱によるタービン・ノズル・ガイドベーンの変形及び焼損（図3）による効率の低下。

### 3. 性能劣化の影響とモニタリング

航空機用タービン・エンジンの性能劣化は、直接航空機本来の性能を保障出来なくなるだけでなく、エンジンの不具合に結び付く要素もあり、劣化の傾向を使用中に常時モニターする必要がある。

#### 3-1 性能劣化の影響

- (1) 運用限界への到達

航空機用エンジンにおいては、離陸時最大推力を出す事が要求されている。この為、性能劣化したエンジンは離陸時の回転数や排気ガス温度が運用限界に到達する事となり、これ以上の継続使用が出来なくなる。

- (2) 燃料消費率の悪化

航空機の場合、自から燃料を載んで飛行する。したがってエンジンの性能劣化は、直接搭載燃

(昭和61年11月6日原稿受付)

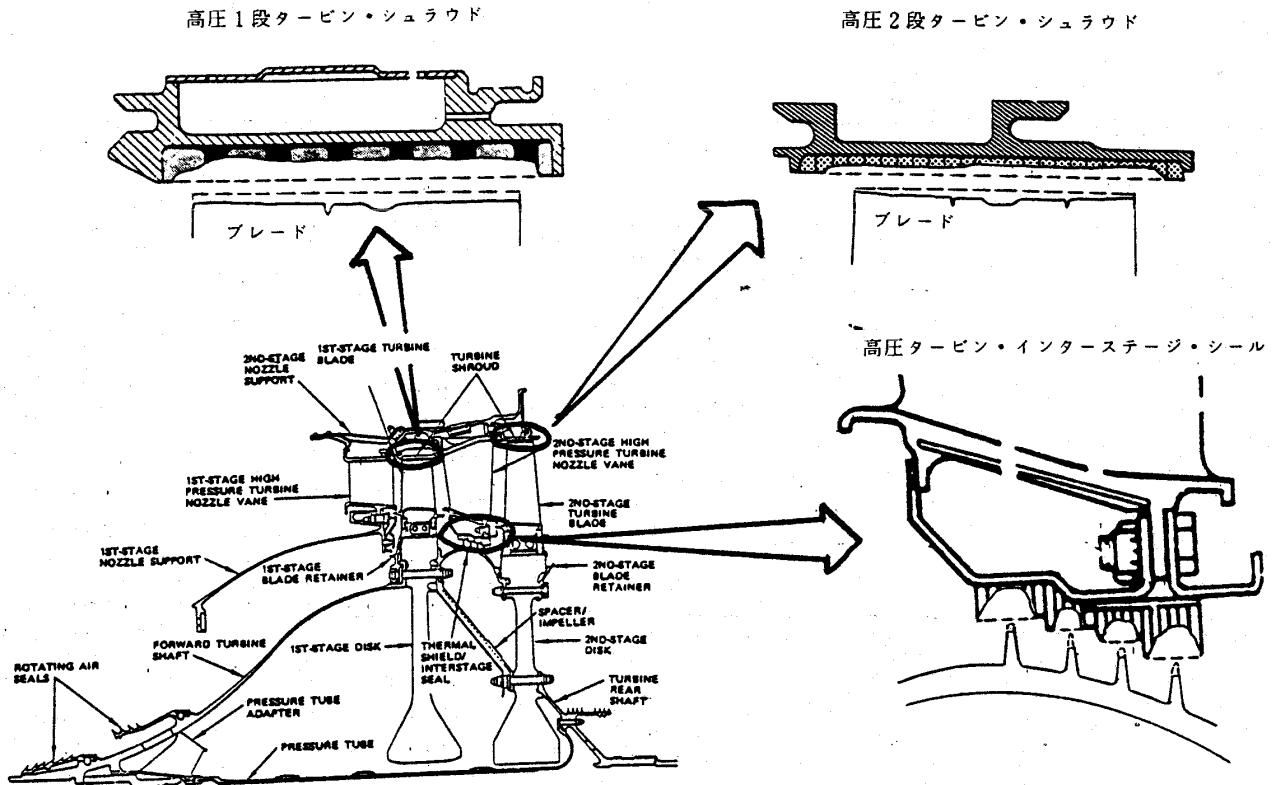


図2 ラッピング（接触）及びエロージョンによる各シールの摩耗  
CF 6-45/50 エンジン高圧タービン・セクションの例

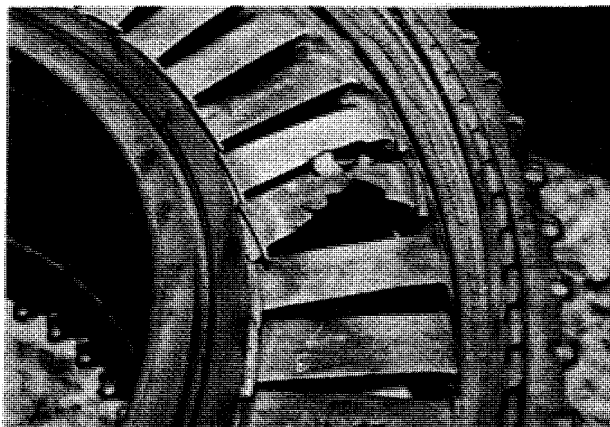


図3 JT8Dエンジンにおけるタービン・ノズル・ガイド・ベーン焼損

料の増加、航続性能低下に結び付き、長距離飛行においては乗客数や搭載貨物重量の制限が必要となる。

(3) 信頼性の低化と整備コストの増大

エンジン内部の劣化の進行は均一でなく、特に熱の影響の大きいタービン・セクションでは焼損が急速に進む事があり、効率低下によるス

トールの発生やタービン・ブレード破損に結び付く事がある。また性能劣化→燃料流量増加→ホット・セクション温度上昇→部品焼損→性能劣化の悪循環となり、各部品の寿命を縮め、エンジンの信頼性を低下させ、ひいては整備コストを増大させる。

3-2 性能劣化のモニター 現在、民間航空機においてはFDM（フライト・データ・モニタリング）においてエンジンの性能劣化をモニターしている。これは巡航時のわりと安定したエンジン・パラメータ（主に回転数、排気ガス温度、燃料流量）を1日1データ使用し、標準状態に換算した後、各エンジンごとに傾向性を見て、性能劣化、エンジン内部不具合の徴候をモニターする方法である。図4にJT8Dエンジンの一般的性能劣化を示すFDMを記載する。この様にモニターされているエンジンが性能劣化の徴候を示す場合には、通例下記の様な処置がとられる。

- (1) エンジン内部故障の有無をボア・スコープ等で確認する。
- (2) コンプレッサ・クリーニング等エンジンが機



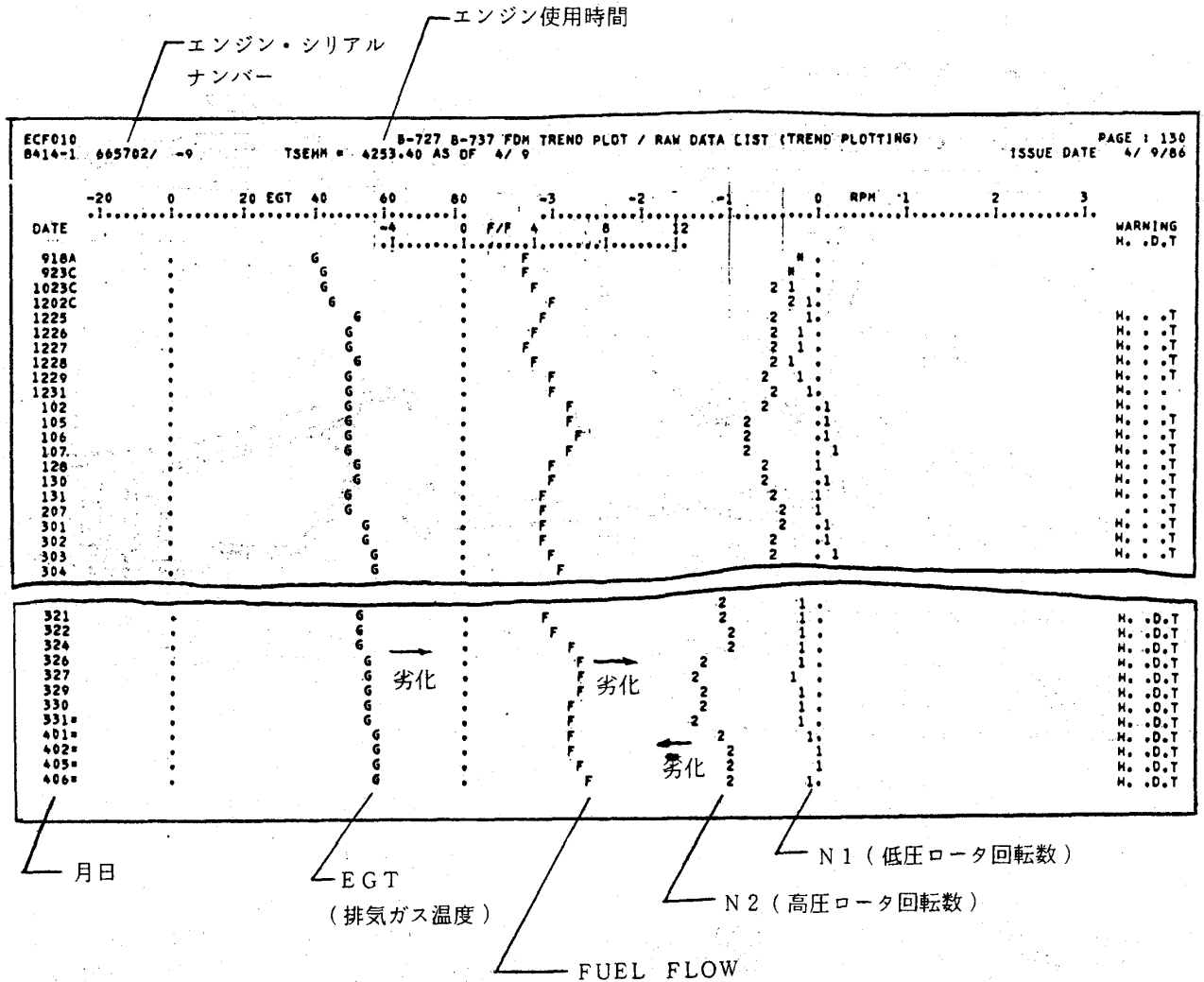


図4 フライト・データ・モニタリング

体に取り付いたまま出来る性能回復の処置を実施する。

- (3) エンジンを取外し、整備工場での性能回復のメンテナンスを実施する。

4. 性能回復

航空機用タービン・エンジンの性能回復の方法は下記3つのカテゴリーに分けられる。

- (1) エンジンが航空機に取り付いた状態での処置。
- (2) 整備工場での修理による性能回復。
- (3) 新たな改善策による性能向上。

4-1 航空機に取り付いた状態での性能回復

最も一般的な処置はコンプレッサ・クリーニングである。この方法は主にコンプレッサのブレード及びベーンに付着した汚れを取り除き、表面の平滑性を維持すると同時に腐蝕を防止する。方法は使用するものによって以下の様に分類される。

- (1) 水洗浄 (ウォーター・ウォッシュ)

水のみによる洗浄である。圧力、水量が調整された水をエンジンをモータリング (スタータのみでエンジンを回す方法) しながら汎用の放水設備を用いて、直接エンジンに注水する方法である。但し、水が浸入してはまずい燃料管制器のセンシング・ラインや発電機の冷却用エア・ダクトは事前に外す必要があり、又凍結の予想される冬期 (外気温 5℃以下) にはメタノール等を水に混ぜる。非常に簡便である為、最も広く利用されており、EGT (排気ガス温度) で 3~9℃, SFC (燃料消費率) で 0.14~0.80% 程度の性能回復が可能である。尚、本方法は 300~800 使用時間ごとに繰返し実施する事により効果が持続される。

(2) 洗剤を用いたのクリーニング

上記水洗に B & B 3100 等の洗剤を混入して行う方法であり、油脂類（オイル等）の汚れ落しに効果がある。反面、洗剤のコスト、洗剤を混合する為の設備、排水処理設備等が追加として必要となるので、航空機においては APU（補助動力用エンジン）等の小型エンジンの

の洗浄や、エンジン整備工場の試運転工程において追加作業として実施される事がある。

(3) コーク・クリーニング

これは洗浄というよりは、むしろ物理的に汚れを取り除く方法であり、ブレード、ベーンに付着したメタル・スプレーの除去、遠心式コンプレッサの汚れ落しに効果的である。方法はエ

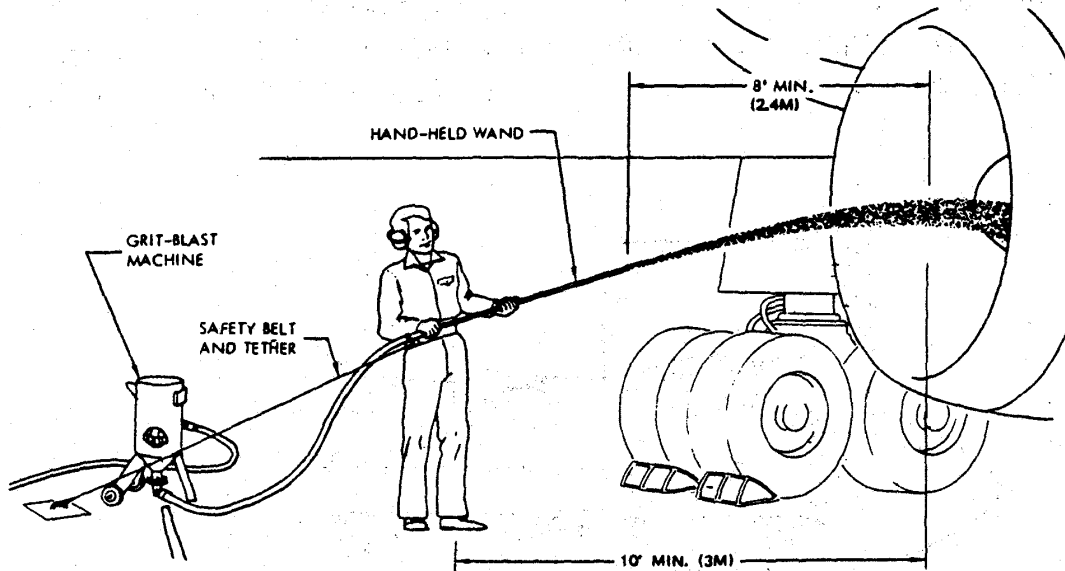


図5 コーク・クリーニング

ンジンをアイドルで運転しながら、エンジンの入口から細かいカーボンの粉を図5の様に投入するものである。

4-2 部品の修復による性能回復 航空機用タービン・エンジンは前述の様に種々の原因により形状が変化し、初期の性能が出なくなってくる。これを回復させるには、部品を新品と交換するか、または修理して元の形状に戻さなければならない。以下に一般的に性能に影響のある部品に対する修復方法を述べる。

(1) ブレード前縁形状修正

ファン及びコンプレッサ・ブレード前縁部の形状を図6の様に修復する事により、オリジナルに近い性能に回復させる。修復の方法は、ヤスリ又は前縁部の形状を持った専用カッターを用いて、元のラジアスに戻す。

(2) ブレード・コード長の修復

ファン及びコンプレッサ・ブレードのコード

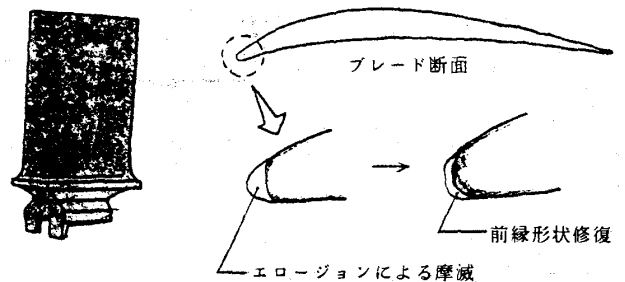


図6 コンプレッサ・ブレード前縁形状修復

長はエロージョン及び前項の前縁部修復の繰返しにより徐々に短くなる。修復には減った前縁部を溶接により肉盛り成形するか、または前縁部を切り取って修理用部品を溶接する方法がある。

(3) ブレード表面平滑度の修復

ブレード表面の平滑度を回復させるにはタンブリング・マシンを用いる。通常ブレードの表

面粗さは60マイクロ・インチ前後であるが、これを20マイクロ・インチ程度まで平滑にすると、性能向上になり、同時に汚れの付着も少なくなる為、性能劣化が小さくなる。

#### (4) ブレード先端部修復

ブレード先端からのエア・リークを最少限にするには、ラビング、エロージョンによって短くなった先端部をオリジナルの長さ、形状に修復する必要がある。一般にコンプレッサ・ブレードは、コニング（冷間加工）または溶接肉盛による修復が、タービン・ブレードにおいて

は肉盛溶接が行なわれる。

- (5) シール・ライニング及びシュラウドの修復  
コンプレッサ部ではライニング材の再コーティング、タービン部ではシュラウド・シールの張り替えを行う。

4-3 新たな改善策による性能向上 これまで述べた方法は全て、性能回復であり、部品を全て新品に変えない限り、オリジナルの性能に戻す事は出来ない。そこでエンジン・メーカーは性能向上を目的として一括した改修をいくつか提示し、航空会社は採算と必要な性能を検討し採否

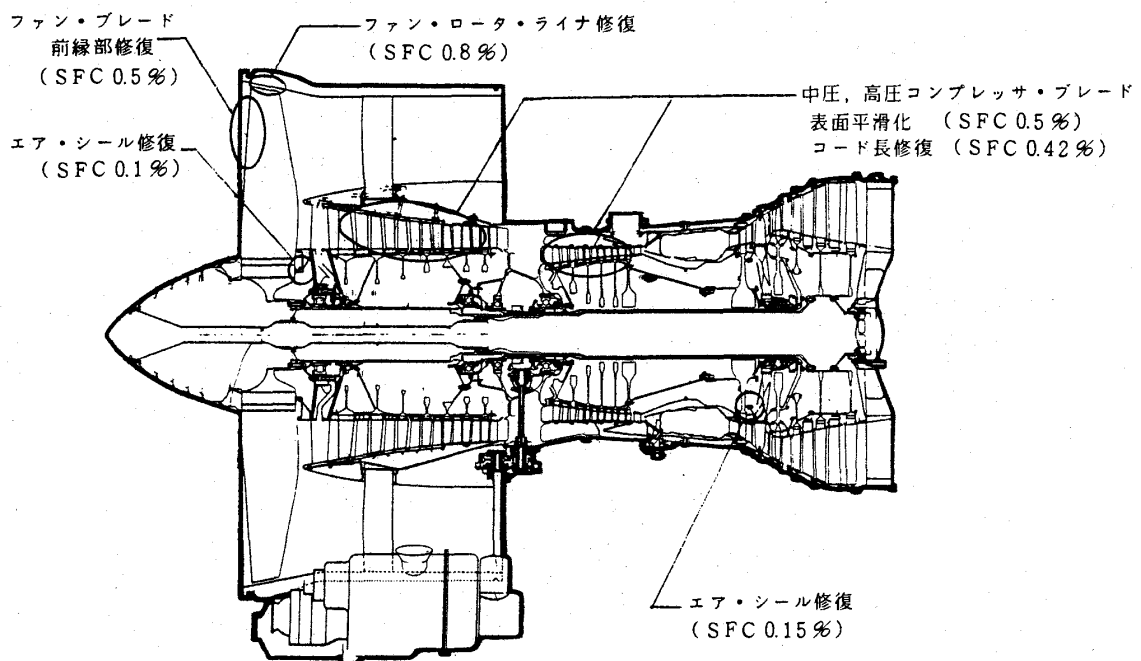


図7 RB 211-22Bエンジンにおける性能回復

を決定する。

#### (1) ブレード及びベーン取付部のシール

通常ブレードやベーンはディスク、スプールまたはケースに金属と金属で接して取り付けられている為、わずかなエア・リークがこの隙間から発生する。このリーク防止策として、両者間にシール材を充填する。

#### (2) ナセル・シール

高バイパス・ターボファン・エンジンでは大部分の推力をファンによって発生している。このファンによって後方に送り出された空気はファン・ダクトを通して外気へ放出される。しかし、一部の空気はスラスト・リバーサ（逆噴射

装置)等の隙間から漏れて推力ロスとなる。このリークを防止する為、ナセル各部の隙間にシール材を充填する。

- (3) 空力特性を変更したブレード、ベーンの導入  
エンジン使用途中より導入するのはコスト・メリットが無い為、通常は該当部品廃却時に順次新品へ交換する。

上記、各方法の採否にあたっては、常に効果の程度、効果の持続時間、実施に必要な部品費、工数、設備等を念頭に置き、総合的に判断する必要がある。図7及び図8に全日空において実施中または計画中の性能回復の実例と効果（SFC：燃料消費率回復）を示す。

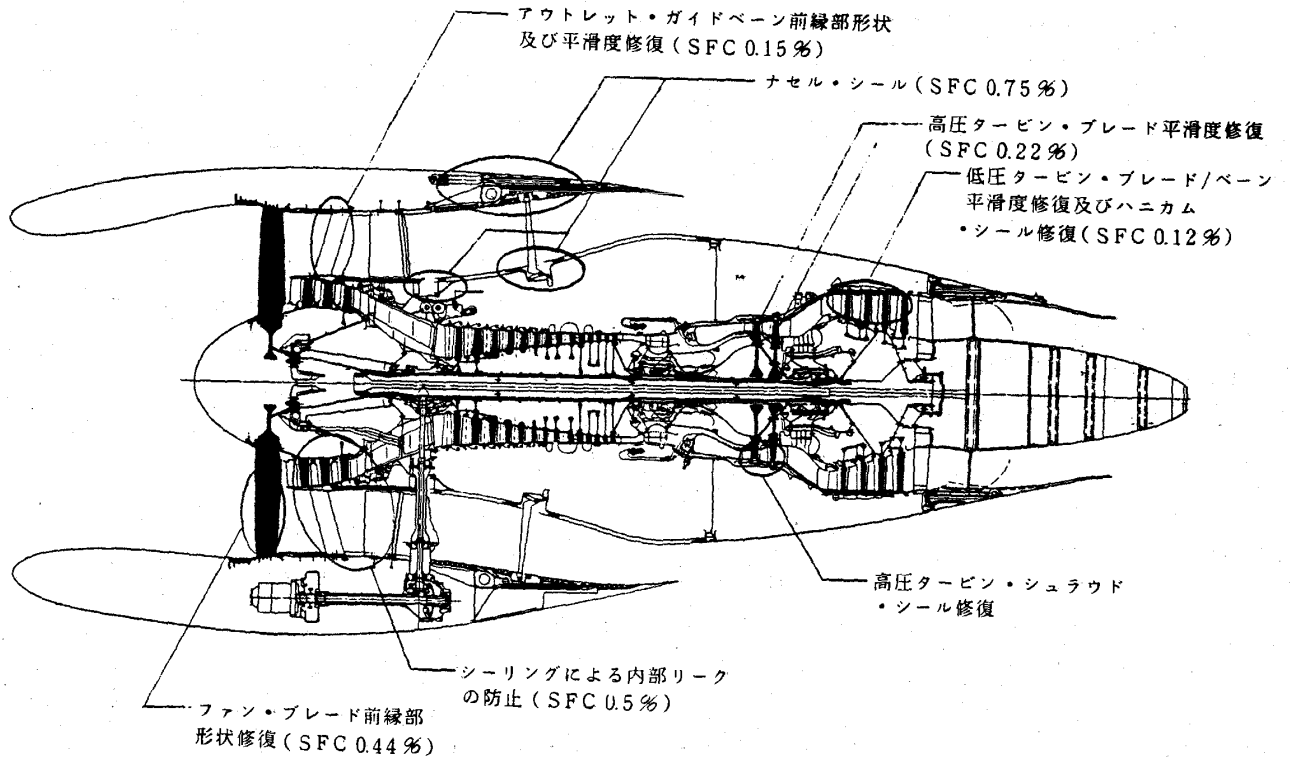


図8 CF 6-45/50 エンジンにおける性能回復

5. おわりに

これまで述べた様に性能劣化がある以上、性能回復の為の整備は繰返し実施しなければならない。そこで最近では、この劣化を極力少なくする様な工夫がなされており、その数例を最新型タービン

・エンジンCF 6-80C2で示す。(図9) この様に航空機用タービン・エンジンにおいても性能の維持向上は信頼性の維持向上とならんで、今後共最重要課題である事には変りはない。

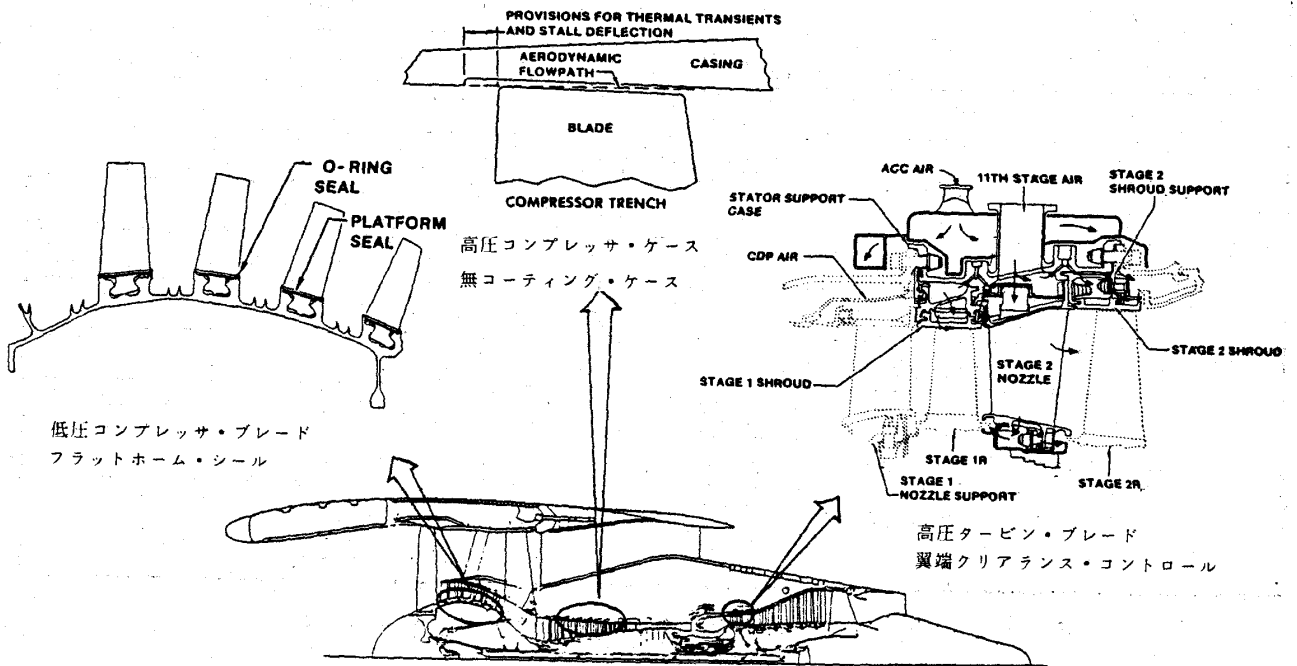


図9 CF 6-80C2 エンジンにおける性能劣化防止技術

1. はじめに

折しも5ヶ国共同開発エンジンとして知られる我国初の民間航空機用産量エンジンV 2500が開発最終段階に来ている。このV 2500には、一次構造部品であるファン出口案内翼(OGV)を始め、いくつかの主要構造部品にFRPが採用されている。

FRP化の主目的は、やはりその高い比強度・比弾性率に由来する部品の軽量化で、航空機体や宇宙構体と同様に、その用途は拡大の方向に向かっている。

また、新素材として注目されるFRM, FRCもエンジン構造材として期待されている。ここでは、構造材FRP, FRM, FRCの開発のレビューと、適用上の問題点についてその概略を記述する。

2. 軽量構造材としての複合材料

— FRPとFRM —

2.1 強化繊維とマトリックス 代表的な強化繊維の特性を表1<sup>1)</sup>に示す。同表にFRP, FRMの用途を示したが、これも構造材としてのことであり、耐摩耗性等の機能用途にはSiCウイスキーや細径のポリマー焼成SiCがFRPにCFとのハイブリッドの形で使用されていることはテニラケットの例で知られる処である。

マトリックスについては実用レベルのFRPでは、まず180℃硬化の4官能エポキシが主に用いられ、耐熱要求の高いエンジンでは、ビスマルイミド型(Kerimide等)やナジック酸末端型(PMR-15, LARC-160等)のポリイミドが<sup>2)</sup>実用もしくは実用相当材といえる。この他不飽和ポリエステルも適用されている。

表1 代表的な複合材料強化繊維の特性

種類	データ材	密度 (g/cm <sup>3</sup> )	引張強度 (kg/mm <sup>2</sup> )	引張弾性率 (kg/mm <sup>2</sup> )	直径 (μm)	伸度 (%)	主用途	
有機繊維	アラミド	K-49	1.44	370	12,600	10	2.5	FRP
無機繊維	GF	E	2.55	350	7,400	10	4.8	FRP
		S	2.49	475	8,600	10	5.5	FRP
	CF HT	T 300	1.75	360	23,500	7	1.5	FRP
	HM	M 40	1.81	280	40,000	7	0.6	FRP, M
	SiC(PC)	ニカロン	2.55	250	18,000	10		FRM
	アルミナ	住化アルミナ	3.2	160	25,000	10		FRM
	BF	AVCO	2.46	350	40,000	140	0.8	FRP, M
	SiC(CVD)	AVCO	3.07	350	40,000	140		FRM
SiC(W)	トーカマックス	3.16	300	40,000	0.1		FRM	
			-1,400	-70,000	-1			

HT: 高強度, HM: 高弾性, PC: ポリマー焼成, BF: ボロン, CVD: 化学蒸着, W: ウイスキー

(昭和61年11月4日原稿受付)

一方、未適用ではあるがFRMは、AlではA6061が中心で、TiではTi-6-4が多く研究されて来たが、最近では冷間加工性の良いβ-Ti合金に移りつつある。

2.2 複合材料の力学的特性について 代表的なFRP, FRMの一方向強化材の繊維方向

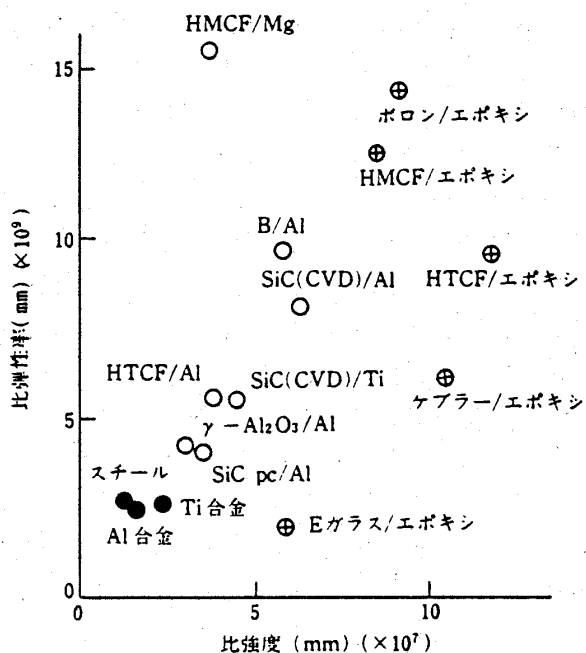


図1 各種材料の比強度, 比弾性率

(0°)引張強度及び引張弾性係数を各材料密度で割った比強度・比弾性率を金属材料との比較に於いて図1に示す。また、表2<sup>1)</sup>に代表的被含材料の引張特性を示すか、長繊維強化複合材料の特徴であり、問題点である異方性を90°特性に見ることが出来る。FRMは弾性率に於いてFRPの10倍以上、強度で2倍程度もしくはそれ以上で、マトリックス合金の種類と熱処理により同表に見られるように比較的高強度のものも有り、かつては90°強度の強さがFRMの利点とされた。但し一般的傾向として、FRMは0°強度を維持しようとした場合には、Alマトリックスでは90°強度が10kgf/mm<sup>2</sup>以下となる。一方CFエポキシでは樹脂系改善によりこれが10kgf/mm<sup>2</sup>に近づいており強度差はほとんど無くなっている。さらに90°の破断伸びの点では、FRPのそれが0.6~0.8%あるのに対し、FRMではSiCFTiが同等であるのを除けば0.1%程度であり、逆にFRMの90°特性に改善の必要があるということを認識すべきであろう。

高温強度に関しては、現状エポキシ系で150℃、ポリイミド系で250℃、新規開発を見込んでも、FRPの耐熱限界は300℃というのが共通見解であり、300℃を越える所はFRMの領域と言える。

表2 代表的複合材料の引張特性

繊維	マトリックス	Vf (%)	密度 (g/cm <sup>3</sup> )	0°強度 (kg/mm <sup>2</sup> )	0°弾性率 (kg/mm <sup>2</sup> )	90°強度 (kg/mm <sup>2</sup> )	90°弾性率 (kg/mm <sup>2</sup> )	データソース
CF T300	EPOXY	60	1.6	180	15,000	5	1,000	東レ
CF M40	EPOXY	65	1.65	150	24,000	4	800	東レ
アラミド K-49	EPOXY	60	1.4	140	7,700	3	560	DUPONT
CF M40	Al-7Si	70	2.1	145	25,000	2		東レ
CF HM	5056 Al	38	2.38	80	17,000	7	4,000	東邦ベスロン
BF	6061 Al	48	2.6	154	24,000	14	16,000	AVCO
BF	2024 Al	48	2.7	158	21,000	22		AVCO
SiCF(CVD)	6061 Al	48	2.84	175	22,000	10	14,000	AVCO
SiCF(PC)	6061 Al	35	2.6	90	11,500	9		日本カーボン
SiCF(W)	6061 Al	30	2.9	53	12,200	50		神戸製鋼
アルミナ	1100 Al	50	2.9	91	15,300	10	11,200	住友化学
アルミナ	Al-5Cu	50	2.9	60	15,300	23	11,200	住友化学
SiCF(CVD)	Ti-6-4	35	3.9	175	21,000	41	16,000	AVCO

FRMの耐熱温度については高温強度の測定方法に統一性がなく、問題は有るが筆者らはAlマトリックスで350℃~400℃程度、Tiマトリックスで550℃程度と考えている。

耐衝撃性についても、多くの研究報告やレビュー<sup>3)4)</sup>が有るが、シャルピー試験、アイゾッド試験に限っても、ノッチの有無、Vfや繊維・マトリックス、積層構造の相異、TP板厚の相異が有り、表示も衝撃強度であったり、衝撃エネルギーであったり、まちまちであるが、大略次のようなガイドラインになろうかと思われる。

複合材料の一方材への繊維方向と垂直な衝撃力については、ノッチの有無によらずCF(炭素繊維)エポキシに対し、アラミドエポキシは2倍程度、GF(ガラス繊維)エポキシは3倍程度<sup>1)2)</sup>、BFA1(ボロン繊維強化アルミ)は数倍から1桁上で、ノッチ付のTi-6-4と同等だがノッチ無Ti-6-4に比べると1桁低い。BFA1については繊維径やマトリックス合金の種類、成形条件、熱処理によって約2倍<sup>5)</sup>~5倍<sup>6)</sup>の衝撃強度差が報告されている。

衝撃強度研究報告例を表3<sup>7)</sup>に示す。FRP、FRM共通にマトリックス及び、繊維の延性に応じて衝撃強度は向上するが、これに反して剪断強度を始めとする力学特性は低下する。これら長短の折中概念、例えばCFとGF、FRPと金属との複合化；ハイブリッド化が重要となる。

ただジェットエンジンにおける衝撃問題は、高

速衝撃である場合が多く、シャルピー試験等とは整合性があまりなく、また衝撃損傷後の力学特性が重要である。例えばTi-6-4は840 m/sの高速体衝撃後も90%の強度を保持するが、BFA1は120 m/sの衝撃で強度保持率が50%に低下する<sup>8)</sup>といわれ、この種の衝撃強度に対する系統的な研究が必要である。

### 3. ジェットエンジンの軽量構造用複合材料

軽量はジェットエンジンの性能指標のひとつであり推力/重量比という形で表される。その為、チタン合金が多量に使用されており、複合材料はこの代替材料として軽量化と低コスト化、及び戦略物質であるチタン使用量の低減を図るものとして当面は位置付けることが出来る。ここでは代表的な低温部ジェットエンジン部品について複合材料化の経緯と動向について述べる。

3.1 ファン、コンプレッサー ジェットエンジンの軽量化を考える時、最も有効な部品はブレードである。軽量化されたブレードは回転によって生ずる遠心力を軽減し、設計上の荷重条件が緩和されるためブレードを支持するディスクを薄く出来る。このブレードとディスクの軽量化はこれらを支持するシャフトの剛性・強度要求を下げ、更に回転部を支持するベアリングサポート構造の軽量化にもつながる。一方、ケーシングは万一本ブレードが切損飛散してもエンジンの外へ飛び出さないよう設計されており、軽量化されたブレードはケーシングとの衝突の際のエネルギーを軽

表3 FRMのシャルピー強度

Materials	KID ksi (in.) <sup>1/2</sup>	Energy Dissipated	
		Notched ft-1 bs	Unnotched ft-1 bs
6061-T6 aluminum	32	10	>150
	26*	-	-
Ti-6Al-4V	123	13	>260
	96*	-	-
30 v/o SiCp-6061 Al (annealed)	18	2	18
50 v/o B-6061 Al (0°) (annealed)	-	20	40
60 v/o FP-Al (0°)	-	0.3	-

P: 粒子分散強化, FP: アルミナFP

\* from damage tolerant design handbook, MCIC-HD-01

減し、ケーシング板厚を減少出来る。

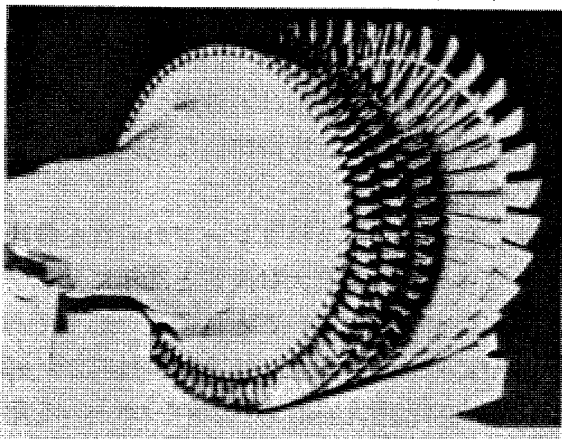
複合材料化によりブレードは25~40%<sup>9)10)</sup>軽量化が見込まれ、上記の一連の重量削減はエンジン全体で15~30%に達する<sup>11)</sup>と言われる。

複合材料ブレードの効果はかくの如きバラ色であり、開発の歴史も長いが真の実用には到っていない。

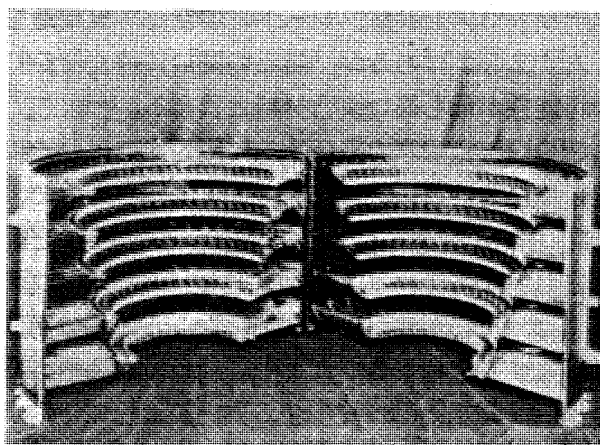
#### a) FRPブレード

1950年代初期からGE社がJ47、RR社がRB108のコンプレッサブレードのGFRPによる試作研究、エンジンテストを行っている。

そして1960年代初期にRR社が、推力重量比16、垂直離着陸機を対象としたエンジンRB162に、GFRP製コンプレッサブレードを搭載<sup>12)</sup>した。RB162は最終的に民間航空機Trident III



RB162 rotor blade assembly with 3 stages polyimide blades (shown black); 1 stage epoxy (intermediate shade); and 2 stages aluminium (white).



RB162 all composite compressor casing/stator assembly.

図2 RB162 FRPコンプレッサブレード、ベーンケーシング

Bのブースターエンジンとして上昇時などの推力補助に実用され、複合材料ブレードを組み込んだ最初にして唯一のエンジンとなっている。図2<sup>12)</sup>に同エンジンのGFRPコンプレッサブレードと同ベーン、ケーシングを示す。

更に1968年RR社は、L1011用エンジンRB211を世に出した。RB211の大型ファンブレードには“HifiI”と称されるPAN系炭素繊維強化FRPが適用されることになっていた。エロージョン対策としてスチールを翼前縁に接着し、当時の樹脂の流れ不良から翼根部のボイド等欠陥を生ずる問題も有ったが、致命的であったのは水や鳥の飛び込みによる耐FOD (Foreign Object Damage) 性、即ち耐衝撃性の弱さであった。このCFRPファンブレードはエンジン開発最終段階でチタン合金ブレードに置き換えられ、これ以後、ファンを主対象とした複合材料ブレードは、耐FOD性、換言するならば鳥との長い戦いに入った。

#### b) FRMブレードの研究

Ti合金より比強度・比弾性率に優れ、FRPより耐衝撃性に富む材料として注目されたのが、FRMであり、材料としてはBFAIが常にその中心であった。当初CFAI等他のFRMが未成熟であったこともあるが、耐衝撃特性が決定的なものである。特に、“BFを直径0.2mmとし、マトリックスを延性に富む1100としたBFAIは、Ti-6-4を凌ぐシャルピー強度(71 ft-lbs)を持つ”との報告<sup>6)</sup>は、FRM FAN BLADEの実現に大きく期待を抱かせたが、BFAIでも耐衝撃性は依然として大きな壁である。

BFAIの耐衝撃性、耐エロージョン性改善の為に、ハイブリッド化が研究された。ひとつはステンレスワイヤメッシュをスキン材としたものだが、その効果は大きくなかった<sup>13)</sup>。もうひとつはTi箔とのハイブリッドであり、有効性が報告されている。ゼラチンを用いた空気銃によるリグテストでのBFAIの高速衝撃試験結果<sup>13)</sup>は概略以下のようなものである。

①局部的ダメージのレベルでは、素材の剪断強度にさほど依存しない。ちなみに、 $\phi 0.14\text{mm BF 2024}$ も $\phi 0.2\text{mm 1100}$ ともに差異は少ない。

②コアが $0^\circ$ 、スキンが $\pm 45^\circ$ の積層材は、 $\pm 22^\circ$



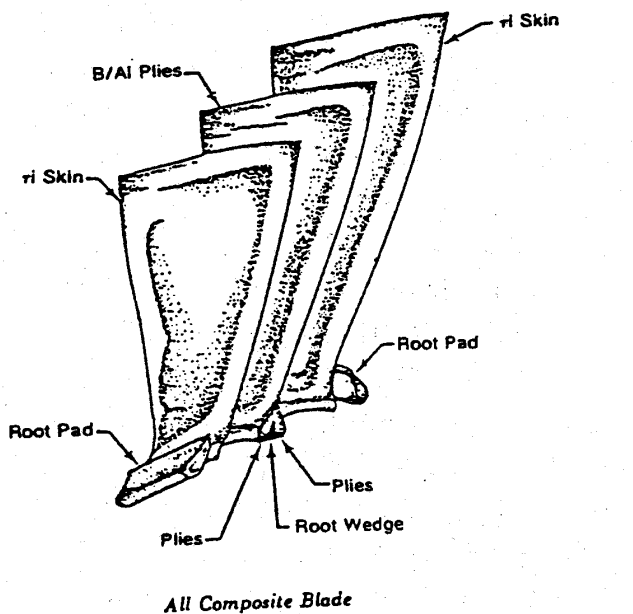
の積層材に比べ破損は小さい。一方単一の 0° 材は局部破損が激しくなる。

③ 0° 材でも表面に Ti をクラッドすることで、破損を克服することが出来る。

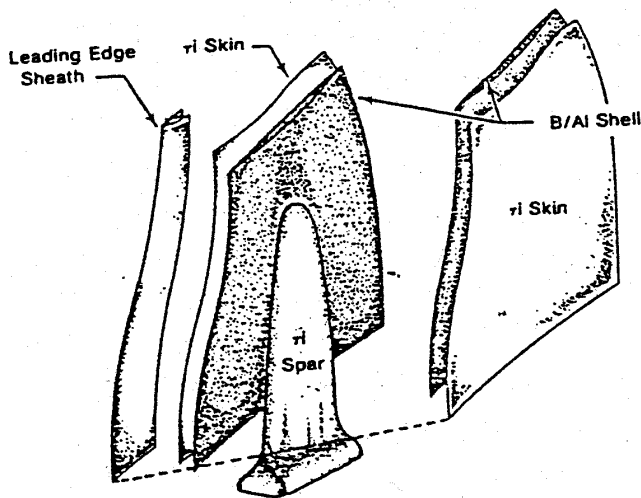
この結果を踏まえ、図 3 の 2 種類の構造をもつ F100 FAN BLADE #1 が試作され、最高 2160 ft/sec のスピントストと 3 oz のむくどりの打込みによる FOD 試験をクリアしたと伝え聞く。

c) FRP ブレードの改良

FRP についても、依然として研究は進められ、そのひとつに CF6 (F103) エンジンを対象とした低コスト耐 FOD ファンブレードの開発<sup>15)</sup>がある。FRP の長所のひとつに低コストがあるが、



All Composite Blade



Spar and Shell Composite Blade

図 3 FRM 翼, スパージェル翼の構造図

このプログラムでは、ファンブレードの製造工数を 58% 低減したという。この構造は、ドライクロスを積層し、ケブラーによりステッチングし、レジンインジェクション成形したものだが、3.8oz のゼラチンによる FOD 試験の結果、層間剥離は無くなったものの、損傷の改善は見られなかったとしている。同報告では、ステンレスのシーエッチを付けポリウレタンフィルムをダンパーとして積層したテストパネルの FOD 試験を行い、エッチ部は変形するが破損を生じなくなったとしている。

また同じく CF6 のファンブレードの研究<sup>16)</sup>では、図 4 に示すような、Ti-BFAI-CFRP からなるスーパーハイブリッドブレードが製作評価されている。チップスピード 1400 ft/sec の FOD 試験の結果、TiCore 型ブレードは比較的良好な結果となっており、3 oz の FOD ではエッチ部の改善を行えば充分耐えられ、1.5 lbs 相当の試験でもブレード先端の破損はあるが、エンジン出力の 75% を 5 分間程度は維持可能な見込みと言う。

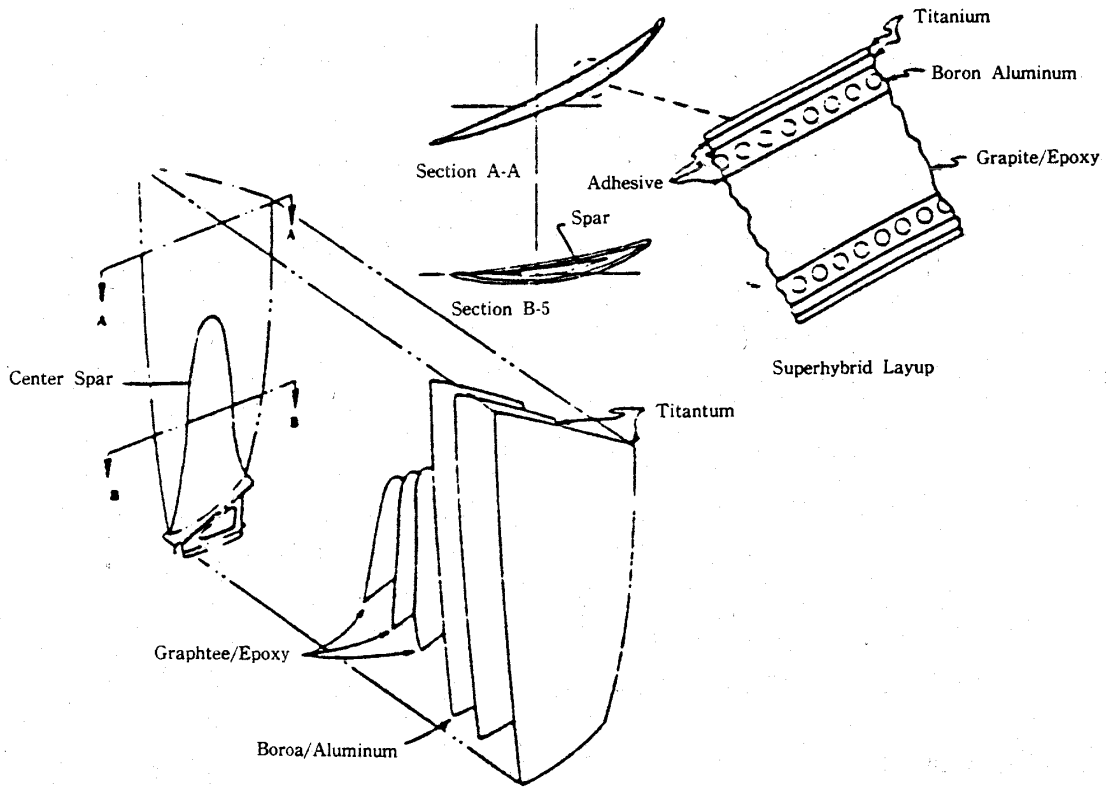
d) 複合材ブレードについて

以上、代表的な複合材ブレードの研究を概説したが、幾多の発想と莫大な投資と 30 年に及ぶ研究も結実には至っていないことは前述の通りである。耐 FOD に対して最も強い複合材料は Ti マトリックス FRM と考えられる。ラバーボールを平板試験片に垂直に衝突させ、貫通する臨界速度の点では Borsic Ti-6-4 FRM は、Ti-6-4 合金を凌駕している<sup>17)</sup>。軽量化という点では、Ti マトリックス FRM ブレードは中空化等翼構造を工夫する必要はあるが、鳥との闘いに終止符を打つ可能性が最も高い複合材料と言える。

FOD、鳥や氷の飛び込みに限定すれば、その被害は前段、特にファンブレード #1 が最大で、コンプレッサーブレードを含め後段になるほど軽減され、アルミマトリックス FRM や FRP ブレードは、その耐熱限界範囲で、むしろ使用の可能性が増すことになる。ただし二律背反があり、翼が小さく軽量効果は減少する為、製造コストがより重要な要素ともなる。

e) ベーン(静翼)

ベーンはブレードに比べ、耐衝撃性要求は小さく、軽量と振動特性の点からむしろ複合材料化に



Candidate TiCore blade design showing internal spar with superhybrid shell

図4 スーパーハイブリッド、ファンブレード

適しているが、ケーシングとの一体化成形を含めた接合とコストにポイントがある。また耐エロージン性が重要で、コーティングや金属シースが施されているが、耐摩耗性繊維とのハイブリッド化も検討することになる。

**3.2 ノーズコーン** 図5にRB 211に使用されているGFRP製ノーズコーンを示す<sup>12)</sup>。V 2500でも同形のGFRP製ノーズコーンが適用されている。この場合は、部品の重量軽減よりは、プラスチックとしてのFRPの持つ難着氷性という機能が買われている。上空では $-55^{\circ}\text{C}$ にも達する寒気の中で、金属製ノーズコーンには氷塊が付着するためアンチアイス機構(コンプレッサーで昇温された空気を流し暖める機構)が不可欠であった。FRP化により、また先端のラバーキャップの振動により薄い氷の状態では剥離し、アンチアイス機構は不要となる。

この結果、構造は簡単になり、軽量化とコンプレッサーによる昇圧空気の余分な消費を無くすこ

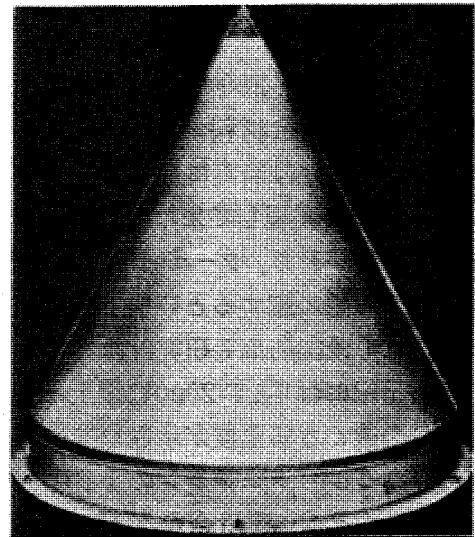


図5 GFRP製ノーズコーン

とで効率にも寄与している。

**3.3 ダクト、ケーシング** ジェットエンジンのダクトもFRP化が進められている部品のひ

とつである。従来Al合金板やTi合金ハニカムが使用されて来た。ファンを通り、コンプレッサーに導入されず、純粹に推力となる空気を導くバイパスダクトは一部のエンジンでは、CFRP化されつつある。バイパスダクトを通過する空気温度が200℃を越えつつあり、F404では、NASAが開発したポリイミド樹脂PMR-15を用いた、CFRPが適用<sup>18)</sup>され始め、軽量化と高価なTi合金ハニカムの代替としてコスト低減の効果をもたらしている。耐熱樹脂マトリックスFRPにとって格好の適用部品といえよう。

ケーシングについては前に示したRB 162のコンプレッサーケーシングはコンプレッサーベーンと一体となったGFRP製であった。現在低段ではTi合金、高段ではNi合金が使用されているが、FRM適用の可能性もある。FRPについてはブレードとのラッピングの問題が、耐熱温度の他にあらう。

**3.4 その他の部品** 以上代表的エンジン部品について述べたが、軽量化、低コスト化の点で多数の部品が複合材料化の対象となる。リブ構造のパネルに不飽和ポリエステルや、ポリイミドをマトリックスとしたチョップドガラス繊維強化のFRP等が適用されている。

CF6では<sup>19)</sup>吸音パネル、スペーサー、シール他285ヶ所、全体重量の4%に適用され、当該部品総重量400 lbsを280 lbsに低減している。

#### 4. 耐熱構造用複合材料

タービンの高温化は着実に進んで来ており、高推力、高効率化を実現して来た。この傾向は留る所を知らずの感が有り、タービン入口温度(TIT)は1700~1800℃に達するという予測が一般的だが、DARPA(米国防高等研究計画局)のATF計画では21世紀にはTIT 2000℃以上という、材料屋には気の遠くなる温度が示されている<sup>20)</sup>。

現在最新のジェットエンジンのTITは、1400℃に達しており、Ni基超合金の耐用限界である1000℃未満に抑えるため、主流の約15%に及ぶ冷却空気を使用しており、より耐熱性の高い材料の適用は冷却空気の削減ひいては効率の向上という点からも重要である。

この高温化・高効率化にも複合材料に期待する処は大きく、以下主な材料とその問題点について

述べる。

**4.1 FRS (Fiber Reinforced Super-alloys)** 超合金をマトリックスとしたFRMをFRSと呼ぶ。強化繊維として、高融点金属やSiCF等が検討されたが、これまでの処、強度特性からW線が主流となっており、これを特にTFRS (T=Tungsten)と別称する。図6<sup>21)</sup>にW合金繊維他のクリープラプチャー強度を示す。最強のNASA開発によるW-Re-HfCあるいはW-HfCは、その格段の特性にも係らず、線引き加工性が悪く未だに量産の目度が立っていない状態で、まことに惜しまれる。現時点ではThO<sub>2</sub>微粒を分散させたW-1.7%ThO<sub>2</sub>が量産されており、ほとんどの研究開発はこれによっている。

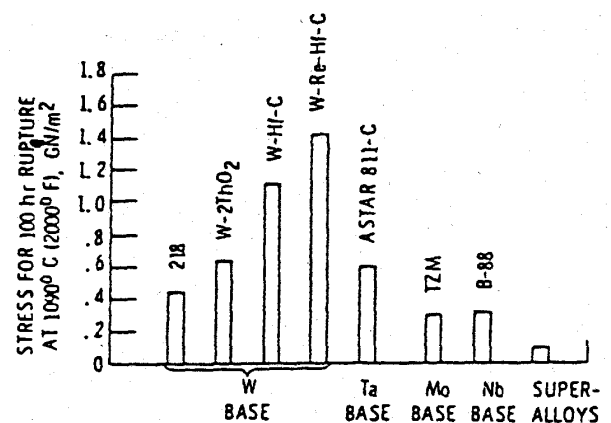


図6 耐熱金属のラプチャー強度(1090℃)

マトリックス材料としては、耐酸化合金FeCrAlYが最右翼と考えられている。Wとの組合せに於いて、Niは急速にW結晶粒界に拡散しその特性を著しく害する(Ni誘起再結晶)ため、適用が困難視されるのに対し、FeCrAlYはいくつかの利点を持つ。低密度(約7.3 g/cm<sup>3</sup>)、高融点(約1500℃)、高熱伝導率、低コスト等がそれであり、耐酸化材FeCrAlYをマトリックスとする為に、一般のNi合金のように耐酸化コーティングを必要としない点は大きな経済的利点とされる<sup>22)</sup>。

TFRSの抱える問題は1) Wとマトリックス間の界面反応による強度特性の劣化、2) Wの熱膨張率(4.5×10<sup>-6</sup>/℃)に対しマトリックスのそれが約3倍程ありこれに由来する熱疲労、3) 繊維方向以外の方位での低強度、4) W-ThO<sub>2</sub>

の密度 18.9 g/cm<sup>3</sup> により FRS の密度が Ni 合金に比べ 50~60% 大きいことである。界面反応については、各種酸化物や炭化物等安定な数  $\mu\text{m}$  以下のコーティング開発が行われて来たが、熱疲労を含めた総合的な評価は必ずしも行われていない。また熱疲労についても、具体的な解決法あるいは使用限界に関する報告はほとんどない。

大きな問題を未だに内在するが、在来超合金に対し 175°C の耐用温度向上ポテンシャルを持つため、HST (極超音速機) 用エアブリージングエンジンやロケットエンジンへの適用が検討されている<sup>23)</sup>。

**4.2 FRC (Fiber Reinforced Ceramics)** セラミックス特に SiC, Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub> は耐熱材料としての期待が大きい。密度も約 3.3 g/cm<sup>3</sup> と Ni 基超合金の半分以下であることも魅力ではある。一方、構造材料としての強度信頼性の欠如もさることながら、何しろ脆性材料であることに最大の問題が有る。靱性・耐衝撃性の改善という難題へのチャレンジが FRC の研究開発という形で行われている。

20年程遡ることが出来る FRC の開発史当初は、Ta 等高融点金属線強化が中心で、Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub> の衝撃強度を約 30 倍向上した<sup>23)</sup> と報告されているが、熱膨張率差と強化材の耐酸化性不足の為、大きな成果は得られていない。

これに代って CF あるいはウイスキー、CVD 及びポリマー焼成の SiC 繊維強化 Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub> やガラス (LAS; Li<sub>2</sub>O · Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> · SiO<sub>2</sub> 他) 等が研究されている。

ガラスマトリックス FRC の破壊靱性値は 55 kgfmm<sup>-3/2</sup><sup>24)</sup> と、相当の改善が認められる。しかし、CVD、ポリマー焼成の SiC は微細多結晶で 1200°C 以上で強度劣化を生ずる。一方、ウイスキーは Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub> の破壊靱性値 (8~15 kgfmm<sup>-3/2</sup>) を 3 倍<sup>25)</sup> に改善し、また高純度単結晶であるので 1600°C 程度迄安定で、より耐熱性に優れた素材であると考えられる。

**4.3 C/C (カーボン/カーボン複合材料)** PAN, レーヨン, ピッチの各系原料繊維を出発点とした CF に、フェノール, エポキシ等の樹脂やピッチ等を含浸炭化したり、CVD 法で CF にマトリックスカーボンを析出させる等で製造され

ている。

一方向材から多次元の織物も有り、また焼成温度により力学的性質が変化する。C/C の特性例を表 4<sup>26)</sup> に示す。その最大の魅力は 2000°C 迄むしろ強度特性は微増し、2500°C 迄にも及ぶ耐熱強度であり、しかも比重が 1.8 程度という超軽量耐熱構造材という点にある。しかし同時に致命的欠点として、靱性・耐衝撃性の欠如に加えるに、500°C 以上で顕著になる急速な酸化がある。ちなみに 900°C での酸化減量は約 100 g/m<sup>2</sup>·min<sup>27)</sup> と報告されており、これは片肉で 1 時間に 1.5 mm 以上が灰になる勘定である。

図 4 各種の一方向性 C/C の応力-歪曲線

記号	(a)	(b)	(c)	(d)
CF の種類	HM-CF	HM-CF	2,500°C 処理の HT-CF	2,500°C 処理の HT-CF
CFRP の炭素化温度 (°C)	1000	2500	1000	2500
曲げ強度 (MPa)	460	660	1030	550

耐酸化コーティングが不可欠であるが、かなりの難物である。コーティングと C/C の熱膨張係数差から、加熱冷却時にマイクロクラックを生じたり、衝撃クラックやエロージョンによる C/C 露呈が有っても致命傷となりかねない。コーティングとしては SiC が一般的に行われるが、C/C を構造材とするには、SiC ではないよりは増しという程度といえよう。Ni と Si 粉末を塗布焼成し Ni-Si と SiC としたり<sup>26)</sup>、あるいは SiC の CVD コーティングを行った C/C に SiO<sub>2</sub> を含浸させ、マイクロクラックを液性を持った SiO<sub>2</sub> が埋めるという概念による研究報告<sup>27)</sup> が有るが、いわば自己補修機能を持つコーティングが必要と考える。

## 5. 耐熱複合材料の適用について

以上概説した FRS, FRC, C/C は、前述の如く種々の、場合によってはわずかにブレードの可能性があると言える程の問題を抱えており、現状エンジンには実用など有るはずもない。しかし、共通の適用対象部品としてはタービン

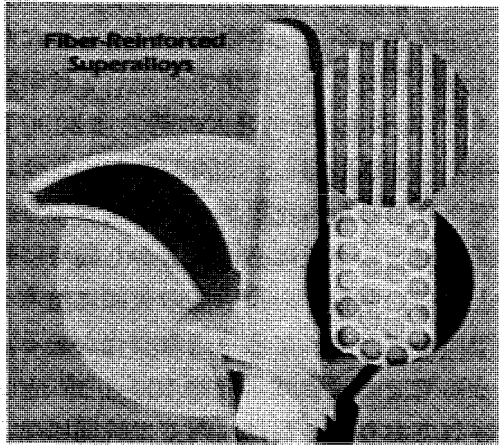


図7 TFRSタービンブレード

レード，ベーンが挙げられる<sup>22)</sup>。(図7参照)  
 この他に，C/Cは超軽量耐熱高弾性材料として，図8<sup>28)</sup>のような超音速エンジンのアフターバーナーノズルについての研究開発が精力的に行われていると言われる。

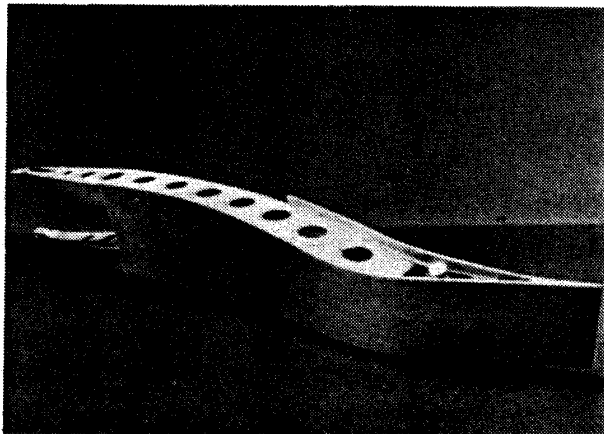
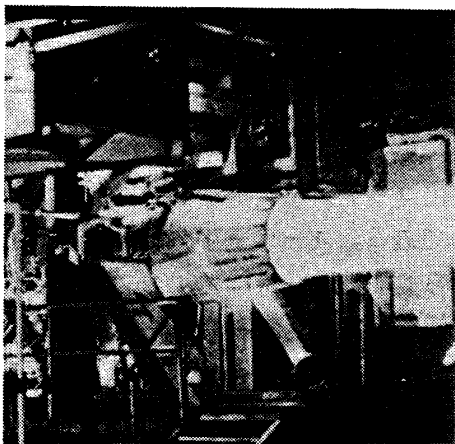


図8 コーティングを施したC/Cノズル

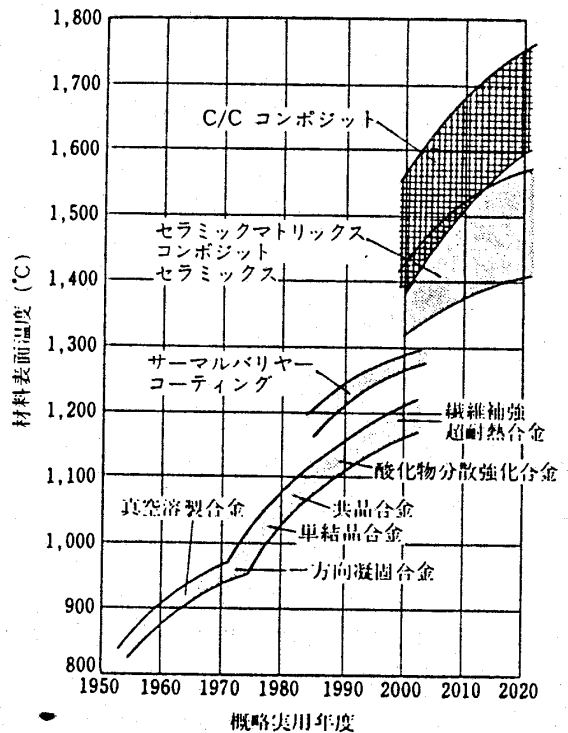


図9 耐熱材料の開発動向

図9<sup>26)</sup>にこれら耐熱複合材料の位置付けを示す。

6. おわりに

航空エンジンの歴史の中で，これからの10年程新素材が求められる時代はないのではなかろうか。その中でもこれら複合材料の占める位置は大きい。材料自体，設計法，成形加工法，そして品質評価法と問題のない処はないが，複合材料のポテンシャルの光もまた大きい。

参考文献

- 1) 各社カタログによる
- 2) 武田信之；日本複合材料学会誌 Vol. 12 No. 2 (1986)，P 8
- 3) W. Renton et al.；"HYBRID AND SELECT METAL MATRIX COMPOSITES" AIAA (1977)，P 44，P 56，P 93
- 4) 植村益次他；"ハイブリッド繊維強化複合材料" CMC (1986) P 115，P 223
- 5) K. Prewo；J. Composite Material, Vol. 6 (1972)，P 442
- 6) R. Signorelli et al.；NASA TM-X-71875 (1976)

- 7) J. Hack et al. ; "Mechanical Behavior of Metal Matrix Composites" AIME (1982), P 181
- 8) J. Carlisle et al. ; ASTM STP 580 (1975)
- 9) T. Serafini ; NASA SP-381 (1975)
- 10) R. Signorelli ; NASA CP-001 PT1 (1977)
- 11) R. Kochendorfer ; Int. Couce. Aeronaut Sci Vol. 10, P 300
- 12) G. Meetham ; "The Development of Gas Turbine Materials" Applied Science Publisher, London (1981)
- 13) R. Stabrylla et al. ; NASA CR-135184 (1977)
- 14) R. Emery ; AFWAL-TR-82-2042 (1982)
- 15) G. Murphy ; AIAA-81-1356 (1981)
- 16) C. Chamis ; ASME 81-GT-24 (1981)
- 17) J. Awerbunch ; J. Composite Materials Vol. 10, (1976) P 231
- 18) T. Sarfini ; NASA CP 2251 (1981), 65
- 19) A. Adamson ; AIAA Aircraft systems and 1 Tech Meeting 76-936 (76), P 1
- 20) Aviation Week & Space Tech. June 23 (1986), P 167
- 21) R. Signorelli ; ICCM-IV (1982) P 37
- 22) C. Barth ; NASA-CR-135203 (1977)
- 23) Metal Progress Aug. (1986), P 27
- 24) "金属基複合材料を知る事典", 日本複合材料学会, アグネ (1985)
- 25) 日本カーボン社カタログ
- 26) 樋端保天 ; 日本複合材料学会誌, Vol. 11, No 5 (1985), P 222
- 27) 近西邦夫他 ; 日本複合材料学会誌, Vol. 11, No 5 (1985), P 216
- 28) A. Watanabe et al. ; 15th ISTS Int. Sympo Symposium on Space Tech. and Science.
- 29) Hitco 社カタログ



防衛庁技術研究本部 神津正男

## 1. まえがき

現在、航空自衛隊の次期中等練習機（XT-4、写真1）は、岐阜基地において、飛行試験が、計画どおり順調に行なわれている。このXT-4に装着されているXF3-30ターボファンエンジン（静止推力1670 kgf）の開発は、昭和50年度に防衛庁技術研究本部が、石川島播磨重工業㈱の協力の下に開始した研究エンジンXF3-1（静止推力1200 kgf）の試作にはじまり、昭和60年度のXF3-30生産のための認定試験（Qualification Test、以後QTと記述）終了をもって完了した。

XT-4は、現在、航空自衛隊のジェットパイロット養成のために使用されているT-33練習機の後継として、又、更には、T-1ジェット練習機の後継として、予定されているものである。T-1練習機に装着されているJ3ターボジェットエンジンは、昭和30年度に、国産エンジンとして

試作が開始され、昭和36年度に開発が完了して、T1に装備され、我国における最初の国産実用ジェットエンジンとなった。

J3の開発終了以降、我国においては、いくつかのジェットエンジンの研究は行なわれたが、開発には至らず、したがって、F3ターボファンエンジンは、J3に次いで、2番目の国産による実用ジェットエンジンとなるわけである。

本文では、F3の研究から開発に至る計画の概要について述べると共に、F3の計画にたずさわった経験を通して感じたことを、まとめた。そのため、F3ターボファンエンジンの技術的内容の詳細にはふれないが、これらについては、すでに各種報告がなされており、又、他学会誌等にも、いくつか紹介されているので、それらを参考にさせていただきたい。〔参考資料、Ⅰ-(1)~(5)、Ⅱ-(1)~(5)、Ⅲ-(1)~(9)〕

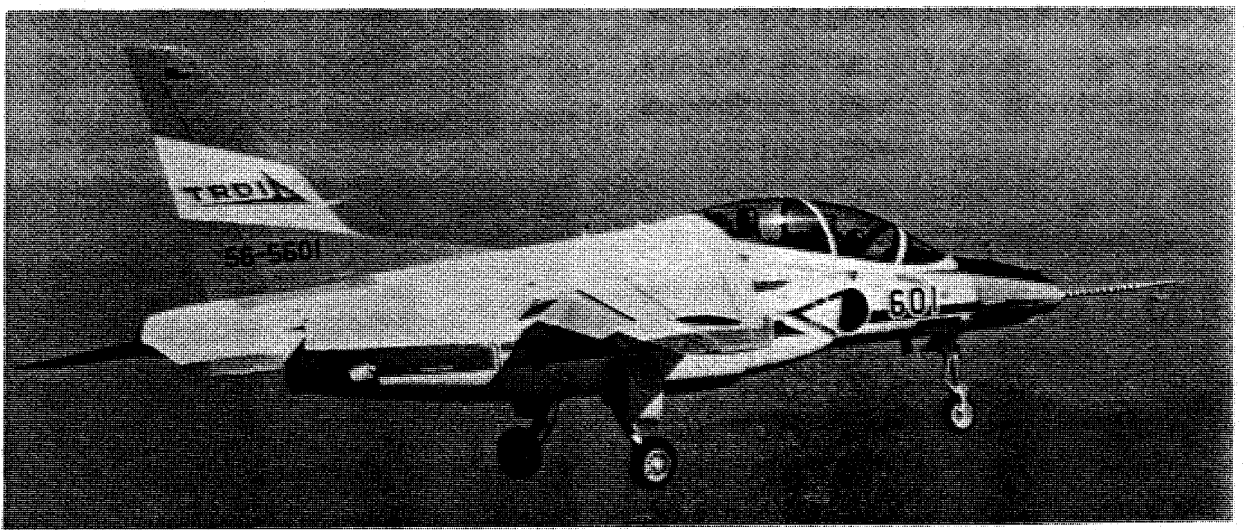


写真1 次期中等練習機XT4

(昭和61年11月4日原稿受付)

## 2. 計画の全貌

2-1 研究着手時の、我国におけるジェットエンジン技術 第2次世界大戦中に、ジェット機は、イギリスとドイツで実用化され、我国でも敗戦の約1週間前(昭和20年8月7日)に、海軍の試作ジェット機「橘花」(ネ20ターボジェットエンジン装着)が、高岡迪海軍少佐(当時)によって試験飛行に成功したことは、よく知られている。

敗戦により、我国の航空機事業は一切禁止されたが、この間に、世界の航空界は、ジェット機の時代へと突入して行った。サンフランシスコ条約の締結によって、我国の航空機事業は、昭和28年に再開されたが、これを契機として、翌29年に、航空自衛隊のジェット中間練習機(T-1)と、その搭載エンジン(J3)の開発が始められた。昭和36年に、T-1用として、J3(静止推力1200 kgf)の開発が終了し、その後、出力向上(1400 kgf~1550 kgf)の試験が続けられ、43年度には、J3に関する一切の試験は終了した。この間に、出力向上型のJ3は、P-2 J対潜哨戒機の補助エンジンとして使用され、又、T-1練習機でも、出力は向上し、総計約250基生産されて、国産による我国最初の実用ジェットエンジンとなった。

その後、防衛庁技術研究本部第3研究所では、無人機用小型ジェットエンジン等、一連の小型エンジンの研究試作を行なうなどして、技術の維持育成を図ってきたが、昭和50年度に至り、「運動性を要求される小型亜音速機用エンジン」の基礎的な技術資料を得ることを目的として、XF3-1ターボファンエンジンの試作を、石川島播磨重工業 ㈱の協力の下に開始した。

この間、科学技術庁航空宇宙技術研究所では、リフトエンジンJR100, 200シリーズの試作、試験が行なわれると共に、通産省の大型プロジェクトとして、FJR710シリーズの研究が実施され、我国におけるジェットエンジン設計技術のポテンシャル向上が図られた。

一方、主として自衛隊が使用する航空機の搭載エンジンの多くを、石川島播磨、川崎、三菱各重工業 ㈱がライセンス国産することによって、製造加工技術は著しい進歩を遂げた。又、各社夫々ジェットエンジンあるいはガスタービンの要素研究

を推進していた。

2-2 計画の概要及び経過 前述のような背景の下に、XF3エンジンは、次の特長、すなわち、

- (1) 軽量小型であること。
- (2) 巡航時の燃料消費が低いこと。
- (3) 信頼性が高いこと。特に、耐ディストーション特性が良好なこと。
- (4) 余裕があること。(グロスポテンシャルが高いこと)

を最終目標とするエンジンの研究として、着手された。

昭和50年度以降の、一連のF3エンジンの計画を大別すると、次の3期に分けることができる。

(図1)

- |                   |        |
|-------------------|--------|
| 1) 第1期(昭和50~53年度) | XF3-1  |
| 2) 第2期(昭和52~55年度) | XF3-20 |
| 3) 第3期(昭和55~62年度) | XF3-30 |

更に、第3期を細分すると、

- (1) 昭和55~58年度 PFRT段階
- (2) 昭和58~60年度 QT段階
- (3) 昭和58~62年度 飛行試験段階

となり、現在、QT段階はすでに完了し、最終の飛行試験段階にある。ここで、PFRT(Preliminary Flight Rating Test)は、試作エンジンによって、航空機の飛行試験を行なうために、エンジンに最低限の信頼性、安全性を確保させるための試験であり、QTは、エンジン生産のための認定試験である。

以下、各期ごとの計画の概要について述べる。

2-2-1 第1期(昭和50~53年度 XF3-1) XF3-1(写真2)は、昭和50/51年度に1基試作され、53年度まで試験した。この試作は、ターボファンエンジンに関する基礎的な技術資料、すなわち、

- (1) 2軸エンジンの空力マッチング特性
- (2) 2軸エンジンの振動特性
- (3) 2軸エンジンの加減速特性
- (4) 2軸エンジンの制御機能

を得ることを目的としたものであり、性能諸元は表1に示すとおりである。XF3-1では、上記4項目の特性の把握に主眼をおいたため、構造重量は二義的に考えた。実施した試験は地上試験で



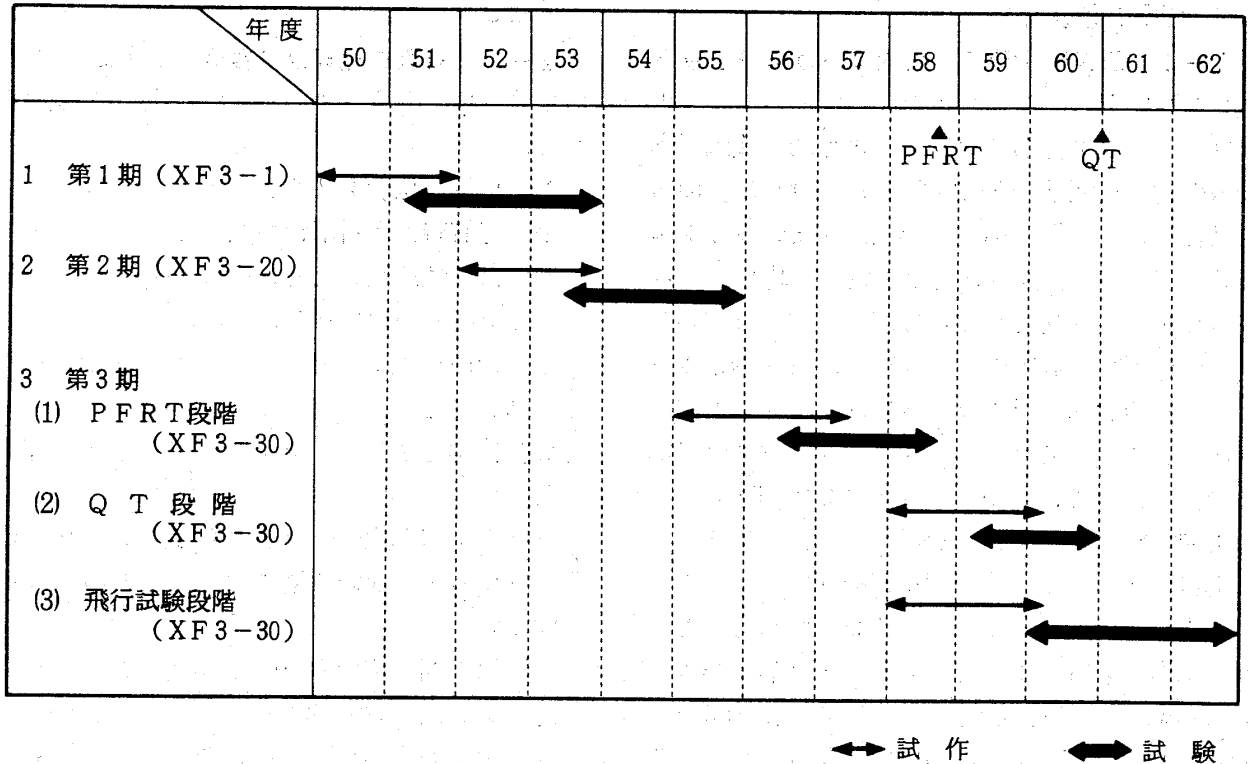


図1 F3ターボファンエンジン全体計画

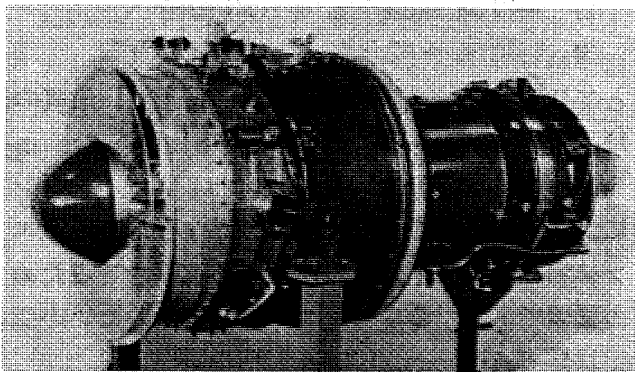


写真2 XF3-1ターボファンエンジン

あり、その主な項目は、

- (1) 性能試験 (空力マッチング, 振動特性)
- (2) 加減速試験
- (3) 耐久試験
- (4) ディストーション試験
- (5) 寒地試験 (過負荷試験, 低温機能試験)
- (6) コントロール機能試験

で、約390時間の運転試験の結果、多くの技術資料を得ることができた。ここで、ディストーション試験とは、航空機が旋回あるいは急激な運動をしたとき、空気取入口内に発生する空気流れの不

均一を模擬するため、エンジンに流入する空気の圧力、速度、温度の分布を半径方向、円周方向に不均一にしたとき、エンジンの特性、性能がどのように変化するか、又、ファンや圧縮機の作動線、サージング余裕がどのように変化するかをしらべる試験のことである。

XF3-1の試験結果を表2に示す。技術的内容の詳細については、参考資料I-(1)~(5)を参照されたい。

2-2-2 第2期 (昭和52~55年度XF3-20) XF3-1の試作、試験の成果を基にして、更に

- (1) 軽量小型化
- (2) 高出力化

を目的とした。XF3-20エンジン (写真3) を、昭和52年度から53年度にかけて設計し、1基試作した。上記目的を果すため、XF3-20では、XF3-1の高圧部 (ガスゼネレータ部) の空熱力特性及び寸度をそのままにして、バイパス比を1.9から0.9に変更した。そのため、ファンは1段から2段にし、ファン圧力比は1.69から2.6に上昇させ、燃焼ガス温度 (タービン入口温度) を940℃から1050℃に上げて、タービン動翼は空冷翼

表 1 X F 3 ターボファンエンジン性能諸元

型 式	X F 3 - 1	X F 3 - 20	X F 3 - 30 (P F R T)			XF3-30(QT)
			1 ~ 3 号	4 ~ 5 号	6 ~ 9 号	1 ~ 5 号
試 作 年 度	50 - 51	52 - 53	55 - 57		56 - 57	58 - 60
最大推力(SL,ST.)	1200 kg f	1600 kg f	1660 kg f		1670 kg f	
燃料消費率(SFC)	0.67	0.72	0.7 kg / h / kg f.		0.68 kg / h / kg f	
バイパス比	1.9	0.9		0.9		
全体圧力比	7	11		11		
重 量	400 kg	340 kg		340 kg		
空気取入口直径	600 mm	560 mm		560 mm		
全 長		1982 mm		1982 mm	2022 mm	
フ ァ ン	型 式 名		C F - 1	C F - 1 W	C F - 1 W 改	
	形 式	軸流1段	軸流2段(スナバーつき)		軸流2段(スナバーなし)	
	空気流量	36 kg/s	34 kg/s		34 kg/s	
	圧 力 比	1.69	2.6		2.6	
	回 転 数	14,700 RPM	15,300 RPM		15,280 RPM	
圧 縮 機	形 式	軸 流 5 段				
	空気流量	12 kg/s	18 kg/s			
	圧 力 費	4.15	4.2			
	回 転 数	19,350 RPM	21,100 RPM			
燃 焼 器	形 式	環 状 噴 霧 型				
	噴 射 弁	デュプレックス12個				
	負 荷 率	$6.58 \times 10^7$	$6.6 \times 10^7$ kcal / m <sup>2</sup> · h · atm			
	出口温度	940 °C	1050 °C			
高 タ ー ビ ン 圧 縮	形 式	軸 流 1 段				
	冷却方式	冷却なし	空 冷			
	回 転 数	19,350 RPM	21,100 RPM			
低 タ ー ビ ン 圧 縮	形 式	軸流1段	軸 流 2 段			
	冷却方式	冷却なし	冷 却 な し			
	回 転 数	14,700 RPM	15,300 RPM		15,280 RPM	
燃料管制装置	XFC3A	X F C 4				
型 式	X F 3 - 1	X F 3 - 20	1 ~ 3 号	4 ~ 5 号	6 ~ 9 号	1 ~ 5 号
			X F 3 - 30 (P F R T)			
試 作 台 数	1	1	9			5
運 転 時 間 (61. 9.30 現在)	h m 389 48	h m 349 37	h m 1977 59			h m 2592 13
試 験 段 階	第 1 期	第 2 期	P F R T			Q T
			第 3 期			

表2 XF3-1 エンジン地上試験結果

項目	計画値	試験結果	到達最大	
推力	kgf	1,200	1,200	1,377 kg (実測)
燃料消費率	kg/h/ kgf	0.67	0.68	
空気流量	kg/s	36	36	
高圧系回転数	RPM	19,350	19,350	
低圧系回転数	RPM	14,700	14,700	

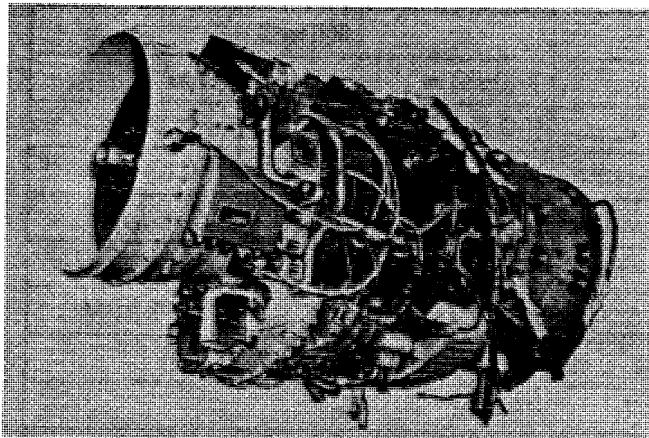


写真3 XF3-20 ターボファンエンジン

にした。その結果、最大静止推力は、1200 kgf から1600 kgfに上った。また、軽量化をはかるため、低圧(LP)系と、高圧(HP)系の回転軸を差動軸受で接続した。このため、LP系とHP系の振動が、互いに直接干渉し合うのが減衰するように、種々の組み合わせ試験の結果、LP系とHP系の2軸を支える5ヶの軸受のうち、#1軸受と#3軸受に、スクイズフィルム・ダンパー軸受を採用した。

エンジンの性能諸元は、表1を参照されたい。XF3-20は、開発の最終目標となったXF3-30のプロトタイプとしての役割を果たしたものであり、昭和53年度末から55年度まで、次の試験を、地上静止状態で実施した。

- (1) 始動試験(空気始動、電気始動)
- (2) 定常性能試験
- (3) 振動特性試験(エンジン振動及びファン/圧縮機翼振動)
- (4) 加減速試験

- (5) 耐久試験
- (6) 潤滑油系統試験
- (7) ディストーション試験
- (8) 寒冷時試験
- (9) 抽気試験
- (10) コントロール及び補機試験

これらの試験の結果、XF3-1より更に詳細な具体的な設計資料を取得でき、次のXF3-30に反映できることになった。主要な試験結果を、表3に示す。XF3-20の総運転時間は、約350時間となった。技術的内容に関しては、参考資料II-(1)~(5)を参照されたい。

表3 XF3-20 エンジン地上試験結果(含重量)

項目	計画値	試験結果	到達最大	
推力	kgf	1,600	1,660	1,818 (実測)
燃料消費率	kg/h/ kgf	0.7	0.72	
高圧系回転数	RPM	21,100	21,100	21,270
低圧系回転数	RPM	15,300	15,300	16,100
重量	kg	340	340	

2-2-3 第3期(昭和55年度以降、XF3-30) XF3-20の成果を基にして、空熱力的に、又構造強度/材料的には、基本的には変更せず、試作したのがXF3-30(写真4)である。細部に関しては、XF3-20と異なる点もあり、又、PFRT段階として試作した9基を大別すると、表1に見られるように、前期型(1~3号、XF3-20とほぼ同じ)と後期型(4~9号)の2種類となり、QT段階の5基の試作エンジンは、PFRT段階の後期型と、細部では変更しているが、

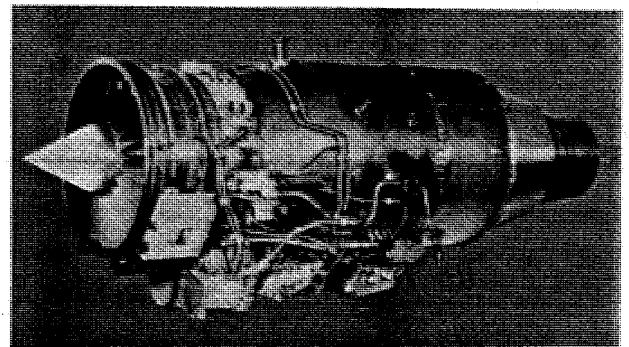


写真4 XF3-30 ターボファンエンジン

基本的には同一である。

これまでのXF 3-1, XF 3-20の試作, 試験がターボファンエンジンの技術的基礎資料を得ることを目的としているのに対して, 第3期のXF 3-30では, 実用化を目途として試作した。第3期を更に細分すると, 前述のように,

- (1) RFRT段階〔昭和55~58年度  
XF 3-30〕
- (2) QT段階〔昭和58~60年度  
XF 3-30 (QT)〕
- (3) 飛行試験段階〔昭和58~62年度  
XF 3-30 (FT)〕

から成り, PFRT段階では, 米軍規格MIL-E-5007Dに準じて, 表4に示す試験を実施した。この段階における運転時間は, 約1978時間であった。

QT段階に至り, 更に5基を試作して, MIL-E-5007Dに準拠しPFRT段階より, 一層範囲の広い項目に対して, 又, PFRTより更にきびしい運転条件で試験を実施した。試験項目を, 表5に示してある。

一方, PFRT段階に入って, 昭和57年度から, C1中型輸送機改造のFTB機 (FLYING TEST BED, 写真5) 及び米国AEDC (ARNOLD ENGINEERING DEVELOPMENT CENTER) におけるATF (ALTITUDE TEST FACILITY, 高空性能試験装置) による飛行状態あるいは, それを模擬した環境下でのエンジンの機能, 性能, 作動の試験が行なわれた。QT段階におけるエンジンの運転時間は, 約2592時間で

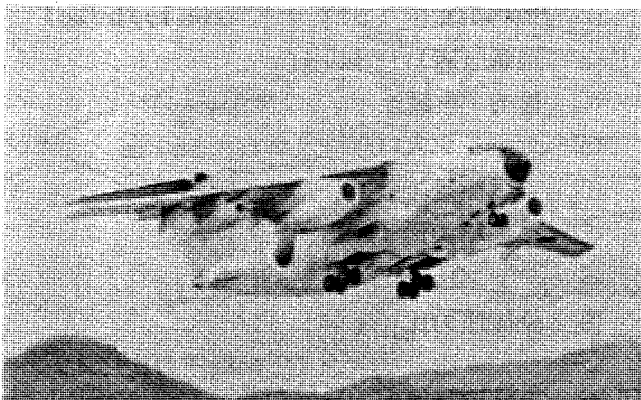


写真5 C-1・FTB機

表4 PFRT段階で実施した試験項目

分類	番号	試験項目
エンジン試験	1	客用抽気 (抽気量)
	2	エンジン放熱及び潤滑油冷却
	3	潤滑油遮断
	4	電力故障
	5	始動トルク
	6	修正係数の実証
	7	耐久
	8	圧縮機抽気分析
	9	高空 (ATF) (FTB)
	10	過回転
	11	過温度
	12	鳥吸込
	13	氷吸込
	14	水吸込
	15	騒音
	16	振動応力
構成部品試験	1	振動特性確認
	2	耐圧
	3	過回転
	4	ディスク破断
	5	静荷重
	6	可変静翼機構耐久
	7	AGB耐久
	8	鳥吸込
	9	異物損傷
	10	低サイクル疲労
	11	コンテインメント
コントローラ & 補機試験	1	防爆
	2	燃料ポンプ耐高度
	3	オイルタンク耐圧
	4	電磁干渉

表5 QT段階で実施した試験項目

分類	番号	試験項目
エンジン試験	1	耐久
	2	高空 (FTB&ATF)
	3	低・高温始動及び加速
	4	低温結氷
	5	鳥吸込
	6	氷吸込
	7	大気中の水吸込
	8	始動トルク
	9	緊急燃料
	10	低サイクル疲労
	11	過温度
	12	振動応力
構成部品試験	1	AGB耐久
	2	エンジン耐圧
	3	低サイクル疲労
	4	コンテインメント
	5	エンジン静荷重
	6	振動応力 (振動及び応力解析)
コントロール & 補機試験	1	電磁干渉
	2	加速時効
	3	高温
	4	室温耐久
	5	低温
	6	燃料ポンプキャビン テーション
	7	湿度
	8	防爆
	9	持続・加速度
	10	衝撃
	11	振動
	12	点火システムの汚れ
	13	オイルタンク 圧力サイクル
	14	オイルクーラ 圧力サイクル

表6 XF3-30 エンジン試験結果

飛行条件				試験結果	
高度 (ft)	機速 (M)	項目	計画値	1~3号	4~9号
0	0	推力 kgf	1,660	1,670	1,710
		燃料消費率 kg/h / kgf	0.7	0.698	0.687
		高圧系回転数 RPM	21,100	21,100	21,100
		低圧系回転数 RPM	15,300	15,300	15,300
25000	0.75	400 kgf 推力の SFC	1.0 kg/h / kgf	0.98 kg/h / kgf	
30000	0.9	最大定格推力	650 kgf	651 kgf	
高度 (ft)	機速 (M)	項目	計画値	試験結果 (ATF)	

あった。主要な試験結果を、表6に示す。

昭和60年7月29日に、次期中等練習機XT-4はXF3-30エンジンを原動機として初飛行して以来、現在(61.9.末)に至るまで、XT-4搭載状態で運転時間は、約1742時間に達している。したがって、昭和50年度試作の研究エンジンXF3-1からの総累計運転時間は、昭和61年9月末までに、約7070時間に達した。

### 3. XF3-30ターボファンエンジンの概要

3-1 性能 地上静止状態の、最大定格における性能は次のとおりである。

- (1) 推力 (F) : 1,670 kgf
- (2) 燃料消費率 (SFC) : 0.68 kg/h/kgf
- (3) 重量 (W) : 340 kg
- (4) 推力/重量比 ( $\frac{F}{W}$ ) : 4.9
- (5) エンジン入口直径 ( $\phi$ ) : 560 mm
- (6) 空気流量 ( $W_{AT}$ ) : 34 kg/s
- (7) バイパス比 ( $\mu$ ) : 0.9
- (8) ファン圧力比 ( $\pi_f$ ) : 2.6
- (9) 全体圧力比 ( $\pi$ ) : 11  
 ・(圧縮機圧力比 : 4.2)
- (10) 燃焼ガス温度 ( $T_4$ ) : 1,050 °C
- (11) 回転数 HP系 ( $N_g$ ) : 21,100 RPM  
 LP系 ( $N_f$ ) : 15,280 RPM

XF 3-30 エンジンのフライト・エンベロープは、図2に示すとおりで、この範囲内で、満足に作動するように設計され、又、ATF で実証されている。

フライト・エンベロープ内において、 $N_g$ 、 $N_f$ 、及び $T_4$ の最大値の相互の関係は、高度、機速によって変化するため、最大定格は、 $N_g$ 、 $N_f$ 、 $T_4$ のいずれか最大に達した状態のところで、定められている。

**3-2 エンジンの構成と構造** エンジンの構成は次のとおりである。断面を図3に示す。

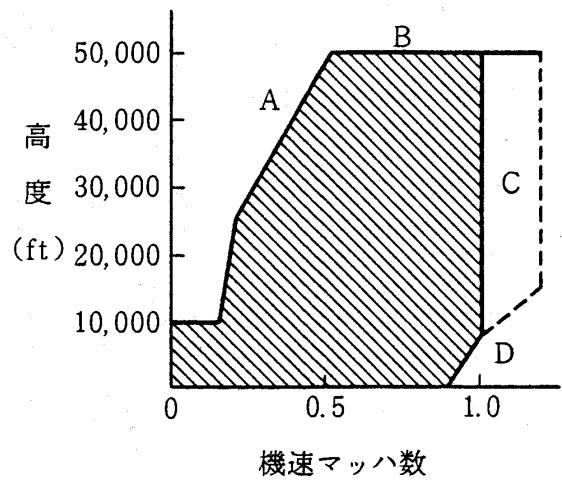
- (1) ファン：軸流2段（遷音速翼列，スナバーなし）
- (2) 圧縮機：軸流5段（入口案内翼及び1段静翼可変）
- (3) 燃焼器：環状噴霧型（噴射ノズル12ヶ）
- (4) 高圧タービン：軸流1段（空冷翼）
- (5) 低圧タービン：軸流2段（シュラウド付）
- (6) 排気ノズル：分離型（コア側とバイパス側は別々に噴出）
- (7) 燃料管制装置：ハイドロメカニカル方式+電子式コントロール）

回転部の支持方法は、XF 3-20 と同様、低圧（LP）系はボール軸受（# 2）1ヶ，ローラー軸受（# 1，# 5）2ヶの合計3ヶで支持され、高圧（HP）系は、低圧系後部の差動軸受（# 4）を介して低圧系の上に乗る、圧縮機前部のボール軸受（# 3）で推力を受ける構造となっている。

すなわち、合計5ヶの軸受から成る2軸構造であり、# 1ローラー軸受と、# 3ボール軸受が、スクイズフィルム・ダンパー軸受である。

XF 3-30 エンジンは、次の5つのモジュールから構成されている。

- (1) ファン・モジュール
- (2) ガスゼネレータ・モジュール
- (3) 低圧タービン・モジュール
- (4) バイパスダクト・モジュール



- A：ファン修正回転数の限界
- B：アイドルの上昇限界
- C：ラム圧による強度限界
- D：ラム圧による強度限界

図2 XF 3-30 フライトエンベロープ

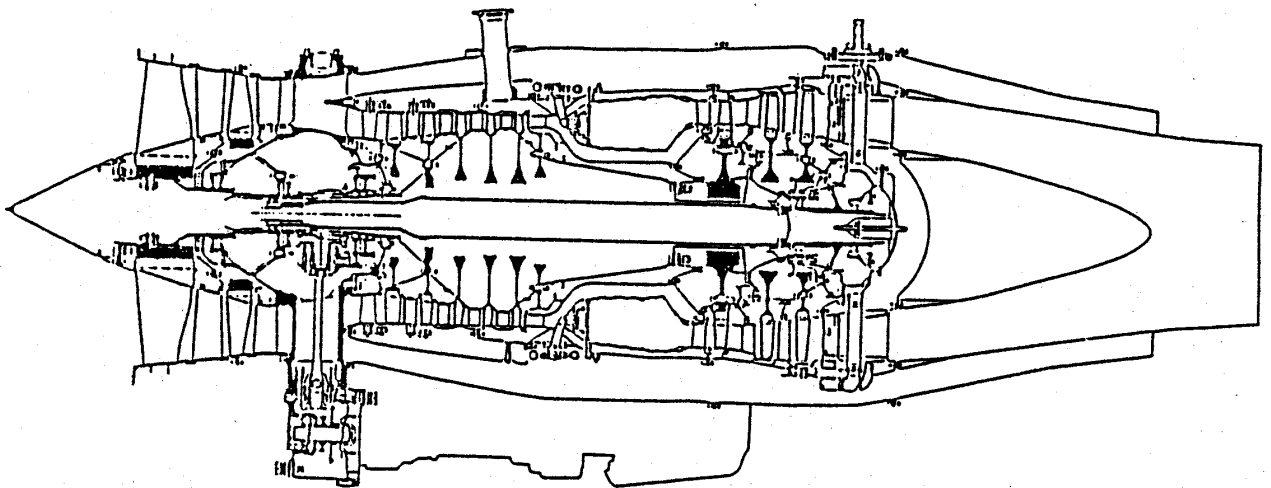


図3 XF 3-30 ターボファンエンジン断面図

## (5) アクセサリー・モジュール

3-3 エンジンの使用材料 XF 3-30 エンジンのファン及び圧縮機の回転部はチタン合金、低温部の静止部品はアルミ合金、高温部にはニッケル合金を使用している。高圧タービン動翼（空冷翼）は、IN 100 の精密鋳造品が使用されている。エンジン全体の材料別の重量配分は次のとおりである。

- (1) チタン合金：23%
- (2) 鋼：28%
- (3) アルミ合金：10%
- (4) ニッケルコバルト合金：39%

なお、XF 3-30 エンジンの技術的内容の詳細については、参考資料Ⅲ-(1)~(9)を参照されたい。

## 4. XF 3 エンジンの開発をふりかえって

現在、XT 4 の飛行試験は、当初の計画どおり、進行しているが、飛行試験に入ってから今日まで、エンジンに関する不具合、問題は非常に少く、特に、その高信頼性と、加速応答の良さは高く評価されている。昭和50年度のXF 3-1 研究エンジンの試作にはじまり、昭和60年度XF 3-30 エンジンの認定試験（QT）終了に至るまでの10余年にわたる一連の研究から開発の間に、設計点の決定と云う重要課題、あるいはいくつかの技術的問題発生と云う困難に直面した。これらを通じて、開発を成就するに至るまでの間に感じたことを、以下にまとめた。

## 4-1 我国の航空エンジン開発が有する課題

第2次世界大戦後、我国における航空機の開発、実用化は、自衛隊機あるいは民間機において、T-1 ジェット中練、T-2 超音速練習機、F-1 支援戦闘機、C-1 中型輸送機、P-2 J 対潜哨戒機、PS-1/US-1 飛行艇、YS-11 旅客機、MU-2、MU 300 等数多くある。それに反して、航空エンジンとして開発、実用化されたものは、さきにも述べたように、T-1 練習機とP-2 J 対潜哨戒機に装備されたJ3 ターボジェットエンジンのみであった。航空機の開発実用化に比べて、エンジンが国産されなかった理由は大きく二つあると考えられる。その一つは「経費が莫大にかゝる」ことである。エンジンは、航空機の心臓部であり、もっとも重要な部分の一つであると言っても、やはり、全体の中の一部あるいはサブ

システムに過ぎない。しかも、我国においては、需要が少ないので、開発が多額経費に見合うかどうかと云うことである。もう一つの理由は、「時間がかゝる」ことである。航空機の開発に着手するとき、エンジンの性能、機能はきまっていなければならない。その上、航空機の開発期間に比べて、エンジンの開発は、更に3~5年多くの歳月を要する。したがって、開発しようとする航空機に、新しく開発するエンジンを搭載するときは、航空機の開発着手時に、エンジンはすでに開発が進行していなければならないが、その時点では、未だ航空機の運用要求がきまらないため、「要求性能の確定していないものを、どうしてつくることができるか」と云うことになる。それでは、要求がきまり、航空機を開発しようとするときに、エンジンの開発を同時に開始すると、エンジンは間に合わない。これが「時間がかゝる」と云うことである。

F3 エンジン計画に着手するときは、XF 3-1 は研究用実験エンジンとして試作が開始され、XT 4 の運用要求は未だ確定していなかったが、エンジン出力、特性等よりは、先ず、2軸のターボファンエンジンの基礎的研究が必要であった。しかし、XF 3-20 を試作するときは、もし、このエンジンを、次期中等練習機に適用することを考慮したら、どの位の出力の、どのような特性のものにすることが、其後の開発を、出来る限り少ない変更で、目的に適ったものにすることが出来るか、例えば、ファンは1段にすべきか、2段にするか等の議論と検討がなされた。

米英仏のように、軍用、民間機用エンジンの需要が多種にわたり、しかも同一機種が多量につくられるところでは、エンジンを試作、開発しても、そのままあるいは多少の変更、修正で、何れかの航空機の要求に合致できる可能性が高いが、我国のように、特定の機種が、少量生産あるいは使用される場所では、どうしても前述の「時間がかゝる」議論になって了う。このことは、今後共、我国の航空エンジンのもつ宿命となる。

この問題を打開できる方法の一つは、エンジンを構成する要素——ファン、圧縮機、燃焼器、タービン、アフターバーナ、燃料管制装置——の研究と、そのマッチング技術を着実に培ってにおいて、

出来るだけ短期間で、エンジン開発に対処できる態勢をと、のえておくことであろう。しかし、このことですら、「経費がかかる」議論を、再びよぶことになる。更に、上述のことも関連して、我国には、エンジンの研究あるいは試験のための設備が、必ずしも十分でなく、特に、高空試験設備(ATF)が存在しないことは、エンジンの研究、開発にとって大きな課題であり、XF3計画では、米国の設備(AEDC)に、又、FJR計画では、英国(NGTE)に依存した。

**4-2 本計画から得た教訓** F3計画が、成功裡に飛行試験を迎えている現在、10年余にわたる、官民共々の苦難と努力のあとをふりかえって、多少共、今後の参考として役立つかも知れないと思ひ、感じたことをまとめた。

本計画を成就させようと言う、官民共々、夫々の立場——行政、管理、技術、運用——で、一体となって意志を貫いたことが、この計画を成功に導いた最大の原因であったことは、論をまたないところであるが、更に、いくつかの要因も考えられた。

**4-2-1 計画立案・作成に当って** 計画(内容とスケジュール)は、技術的に不連続な飛躍を極力さけて、段階を着実にふんで行くように作成することが重要である。本計画では、特に、XF3-1, -20と云う夫々1基ずつの試作ではあったが、この研究が、J3の開発以後、10有余年にわたるエンジン開発の経験のないハンディキャップに対して、のちの開発に与えた寄与は、はかり知れないものがあったと考えられる。

又、F3が、我国で2番目の国産ジェットエンジンとして、昭和61年度から生産がはじまろうとしているが、本計画の中の大きな特徴の一つに、開発段階において、すでに量産時のコストを定め、それに向ってコストコントロール活動(DTC活動)を実施して来たことである。完成したものが、非常に高価であっては、実用に供し得なくなることから、重要である。

**4-2-2 設計に際して** 航空機に要求される性能、仕様に対して、最適なエンジンの性能諸元をきめることは、すべてに優先して重要なことである。XF3-30エンジンでは、特に、エンジンの設計諸元をきめるポイントとなった、XT

-4の海面上昇率の高いこと、高速における巡航での航続距離の長いことに対処するため、巡航時の燃料消費量の少ないことを実現するためのエンジン特性(図4)、特にバイパス比の選定が要であった。現在、実施中の飛行試験の結果からも、エンジンの設計点、特性値の決定は適切であったと考えられるが、このことが、本計画を成功させる大きな要因の一つになった。

又、設計時に、エンジンを構成する各要素(ファン、圧縮機、燃焼器、タービン)の特性が、出来るだけ詳細にわかっていることは不可欠であるため、構成要素の試験を、徹底的に実施しておくこと、特に、構成要素では、過負荷状態(空熱力的及び構造強度的)の試験を出来るだけ広範囲に実施しておくことが、試作後の試験を円滑に遂行するためにも必要である。

試験中に、不具合あるいは問題が発生するのは、インターフェースに多い。インターフェースと云っても、さまざまなものがあり、空気取入口、排気ノズルのような、機体とエンジンのインターフェース、エンジン構成要素間を機械的に結合させている接合フランジのようなインターフェース、あるいは、ファンや圧縮機の空気通路における境

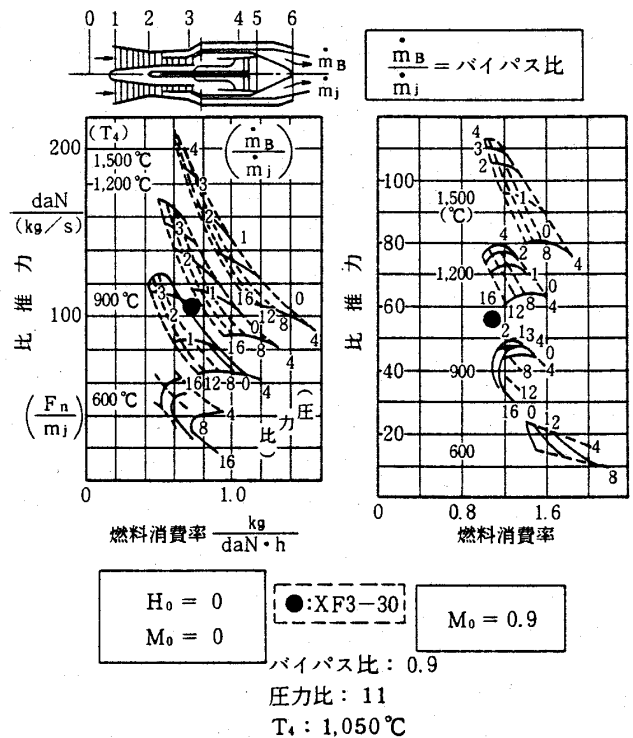


図4 ターボファンエンジンの特性(IV)



界層も、1種のインターフェースと云えるが、その他、各種のインターフェースについての十分な配慮と検討を、設計段階では十分に行なうことが肝要である。

**4-2-3 試験に際して** 試験あるいは全体計画の中で、出来るだけ初期の段階に、問題点を抽出できるようにすること、例えば、そのために、加減速試験、過負荷試験（過回転、過温度）等は、適当と判断される出来るだけ早期に実施することは、問題の抽出に役立つと同時に、「こゝまでは大丈夫あるいは駄目」と云う限界の目安が、具体的につけられるので、あとの試験に対する適確な判断と、自信がつけられることが、非常に多い。

試験中に、不具合や事故が発生したときは、現象あるいは現物、データをくり返し、よく観察することが、解決への確実且つ迅速な、もっとも有効な手段となる。観念的に、頭の中で思考をめぐらすことは、いたずらに時間を浪費するのみならず、問題の解決を誤らしめることが多い。

そのため、現象に対しては、謙虚でなければならない。たとえ、論理的であるように思えても、

「何となくおかしい」感じのすることは、「やっぱりおかしい」ことが多い。したがって、技術的に、あるいは感覚的に納得のいかないときは、そのことに決して妥協してはならない。又、その「おかしさ」を感じることが出来るのは、現場で、現物に接している者にのみ、与えられたものであり、したがって、現場の意見に耳を傾けることが、非常に重要である。

又、エンジンは、可能な限り、時間を多く運転すること。実験の目的（データ取得等）を果たしたから、それで終りと云うのではなく、できるだけ運転時間を増すことは、それだけ問題点の抽出に役立ち、又、エンジンがよくわかるようになる上に、信頼性をますことにもなる。エンジンの成熟度は、運転時間に比例すると云っても、過言ではない。

F3計画の場合、試験中に発生した問題点は、先のJ3開発のときの問題点と、その種類、内容、発生順序、フェーズが非常に類似しており、J3の例が、F3の問題解決、対策に非常に有効であったことから、過去の事例をよくしらべ、参考

にすることが必要である。云い換えれば、研究開発中に生じた問題点と、その解決法は、大小もろさず、記録にとゞめることが、次のステップへの重要な資料になる。

又、「この位の変更は、何の問題も惹起しないであろう」と云う変更が、後に問題となることが、しばしば経験された。当初、試験によって確認、実証されたことを変更する場合には、慎重な対処と検討が肝要である。

**4-2-4 計画に参画する研究者、技術者について** 研究あるいは開発にたずさわる技術者、特に責任ある立場の者は、楽観的でなければならない。研究、開発には、さまざまな修羅場が、1度ならず待ち受けている。それに直面したとき、「何とかやるさ、何とかするさ」と云う気持を持てるかどうかは、その後の処理、計画の推進を大きく左右するものである。これは、天性の資質によることもあろうが、それ以上に、その人が、どのような経験を経て来ているかに因る所が大きい。したがって、技術的内容が非常に高度であったり、又、計画の規模が大きい開発の責任者に要求される資質と経歴は、事業遂行の大きな鍵となる。

責任者の役割が大きいことは、上述のとおりであるが、関係者一同の協調と情熱が、計画推進、成就の大きな要であることも、論をまたない。

以上、述べたことは、何れも当り前のことであり、特筆すべきことではないが、反面、このような平凡なことが、とかく忘れられ勝ちであるようにも感じられた。研究や開発を行なうに当って、留意する事柄は数多くあり、別の体験をされた方は、又、異った意見や感想をお持ちになると思うが、F3の研究、開発を通じて、つよく感じたことを述べた次第である。

## 5. むすび

航空エンジンの開発には、一般に、約10年の歳月と、莫大な経費が必要となる。したがって、航空機の需要の少ない我国では、エンジンを開発する機会は、きわめて稀であり、昭和28年の、我国における航空事業再開以来、今日に至る30有余年の間に、J3エンジンとF3エンジンのたゞ2つが、航空エンジンとして実用に供されるのみであり、将来とも、その機会が飛躍的に増大すること

は予想し難い。

J 3の開発以後、F 3の研究に着手するまでの10余年に、J 3を用いての各種構成要素の研究、アフターバーナの研究、出力向上のための努力あるいはファンエンジンの基礎研究が行なわれる一方で、J 3の圧縮機技術は、科学技術庁航空宇宙研究所のVTOL機用研究リフトエンジンJR 100に適用されたり、PS-1/US-1飛行艇のBL C装置（短距離々着水のためのフラップ吹出し空気源装置）の圧縮機へ発展すると共に、J 3で培われたこれらの技術は、直接あるいは間接に、我国の航空エンジン技術の発展に寄与し、ひいては、FJR 710、F 3エンジンへと進展した。

F 3エンジンの開発の終了した今日、これで培われた技術を踏み台として、更に、将来の我国における航空エンジンを発展させる努力をつづけることが、関係者の責務ではないかと考える。

エンジンの開発は、一面において、時間との競争であり、時を購うには、時に莫大な費用を必要とする。今、こゝにF 3の開発は終りを告げつつあるが、来るべきエンジンの研究開発に対して、「継続は力なり」の言葉どおり、不断の努力を続けなければならないと思う。

フランスの哲学者アランは、「悲観論は気分の問題だし、楽観論は意志の問題だ」と云っているが、いつの時にあっても、つねに、未来に希望と勇気をもって、我国の航空エンジン技術向上のために、努力を傾けたいものである。

#### 〔参考資料〕

##### I XF 3-1

- (1) 神津, 村島, 日本航空宇宙学会誌 第26巻 第292号(1978.12) P.15~23
- (2) KOZU, MURASHIMA, ASME-78-GT-199(1978)
- (3) 神津, 吉橋 防技報 技732(1978)
- (4) 算, 山崎(卓) 防技報 技775(1978)
- (5) 浜谷, 山崎 防技報 技776(1978)

##### II XF 3-20

- (1) 神津 防衛技術 第3巻第5号(1983.5)
- (2) 算, 吉橋 防技報 技808(1980)
- (3) 阿部 防技報 技883(1984)
- (4) 阿部 日本航空宇宙学会誌, 第33巻 第347号(1985.3) P.65~73
- (5) 神津, 茅根, 赤城 防技報 技報889号(1984)

##### III XF 3-30

- (1) 松宮, 神津, 石川, 日本航空宇宙学会誌 第31巻第358号(1983.11) P.20~28
- (2) 松宮, 神津, 赤城 防技報 技報886号(1984)
- (3) 藤本, 浜谷, 松宮 防技報 技報914号(1985)
- (4) 菊池, 相沢 防技報 技報915号(1985)
- (5) 松本 防技報 技報931号(1985)
- (6) 菊池, 相沢 防技報 技報934号(1985)
- (7) 菊池, 相沢 防技報 技報939号(1986)
- (8) 藤本, 北村, 浜谷, 山田 防技報 技報942号(1986)
- (9) 菊池, 永井 防技報 技報959号(1986)

##### IV H.G. Münzberg Flugantriebe. P 364-365 Springer-Verlag 1972

4. タフト法

毛糸や絹糸などを短かく切り、これを風向計として用いる可視化法をタフト (tuft) 法とよぶ。タフト法はかなり古くから用いられており、たとえば、航空機の翼面に毛糸を貼りつけて翼面流れを観察した報告が1920年代に出されている。現在でも航空機や自動車の風洞試験では空気力の測定と同時にタフト法を用いての表面流れの観察がしばしば行われている。タフト法は既出の表1<sup>(24)</sup>のように表面タフト (surface tuft) 法、デプスタフト (depth tuft) 法、タフトグリッド (tuft grid) 法とタフトスティック (tuft stick) 法に分類される。この方法の長所は、普通の風洞や水槽であるいはフィールドテストにおいて特別の設備なしに実施でき、気流にも水流にも容易に適用できること、流体や実験装置、周囲の環境を汚さないこと、広い流速範囲に適用できることなどである。一方、短所は多数のタフトの貼り付けに手間のかかること、表面タフト法の場合、表面の境界層の厚さに対してタフトの太さを無視できない場合が多いこと、あるいはタフトの存在が表面の微妙な流れに影響を与える恐れがあることなどである。特に最近の流れ観察に要求されることの一つに正確さがあげられる。このタフト法で表面流れを観察する場合、タフトとして微細な材料を選ぶべきで、後述するように蛍光ミニタフト法が脚

光を浴びているが、タフトと境界層の干渉についての系統的な研究は未だなされていない。

さて、タフトは取付点において流れの方向を忠実に示すものでなくてはならない。このため要求される主な性質は、タフト材料としてタフトの密度が流体の密度に近いこと、観察し得る範囲でできるだけ小寸法であること、取付け点での剛性が小さく、曲がりやねじれの癖がないことである。表3に気流用タフトの代表例とその特性を示す。この他に気流では絹の単繊維やタンポポの種子を使った例が、また水流用にはナイロン、麻あるいは絹などの紐、竹、木片や樹脂棒などが用いられる。

タフト材料は一般に流体と異なる比重をもつが、このため重力の影響や遠心力の影響を受けることになる。これらの影響について中口の研究がある<sup>(25)</sup>。一様中に置かれたタフトは図9に示すように、風速 $U$ のとき流れ方向と $\theta$ の角度をもって釣合う。タフトを真直の剛体と考えると、 $U \sin \theta$ と $d$ を基準とするレイノルズ数 $R_\theta$ が大きいときには単位長さあたりの抗力 $D$ は $1/2 \rho C_D d (U \sin \theta)^2$ で表わされ、このとき取付点まわりのモーメント $M$ は

$$M = \frac{1}{2} \rho U^2 \frac{d \ell^2}{2} C_D \sin^2 \theta$$

と評価される ( $\rho$ : 流体の密度)。これと図9の

表3 気流用タフト材料とその特性

材料	マーク					
	A	B	C	D	E	F
特性	日本刺繍用絹糸	純毛糸				ナイロン
		極細	中細	並太	極太	ミニタフト
見かけの直径 $d$ [mm]	0.4×0.9	1.2	1.9	3.2	3.2	0.048
単位長さ当り質量 $m$ [g/m]	0.030	0.105	0.300	0.639	0.660	$7.8 \times 10^{-5}$
$m / (d C_D) \times 10^3$ [kg/m <sup>2</sup> ]	2.7~2.2	6.9~6.2	18~16	36~28	38~30	—
$d C_D \times 10^3$ [m]	11.0~13.0	15.2~16.9	16.7~18.8	17.8~22.8	17.3~22.0	—

(昭和61年11月10日原稿受付)

$$M = \frac{1}{2} mgl^2 \cos\theta$$

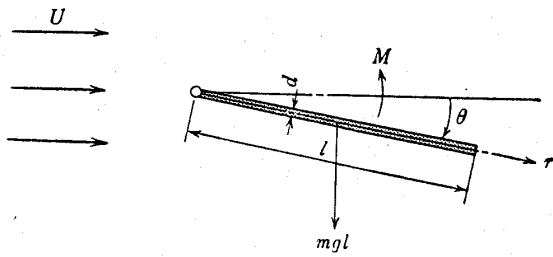


図9 タフトに及ぼす重力の影響のモデル  
 d: タフト有効径, l: タフト長さ,  
 m: 単位長さ当り質量, g: 重力加速度,  
 M: 取付点まわりのモーメント

釣合式を用いると  $\theta$  を小さいとして  $U$  と  $\theta$  の関係は,

$$U\theta = \sqrt{\frac{2g}{\rho}} \sqrt{\frac{m}{dC_D}}$$

となる。この関係を吹流し実験から計測した結果を図10に示す。図は表3のタフトについて2種類の長さ ( $l = 250, 1000 \text{ mm}$ ) で実験したものである。図より、 $U$  と  $\theta$  の関係に対してタフトの長さはほとんど影響しないこと、 $\theta$  のごく小さい範囲を除き、 $U\theta = \text{一定}$  の関係がほぼ保たれること

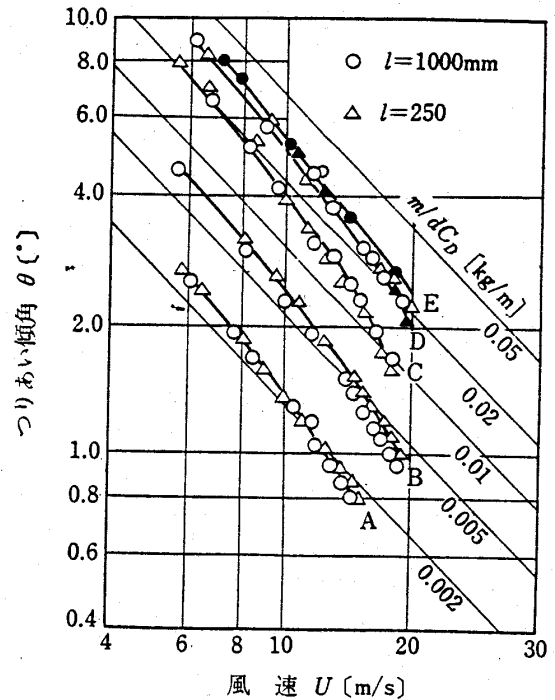
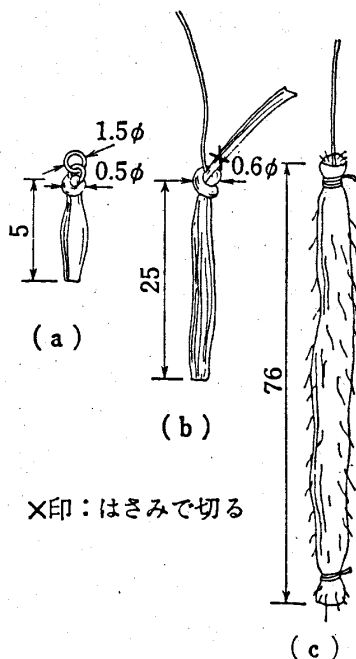


図10 タフトのつりあい角と風速の関係  
 A~Eは表3参照。細い斜線は  $\rho = 1.22 \text{ kg/m}^3$ ,  $g = 9.8 \text{ m/s}^2$  として,

$$U\theta = \sqrt{\frac{2g}{\rho}} \left( \frac{m}{dC_D} \right)$$

より求めたもの

がわかる。この図より表3のタフトについて  $m/dC_D$



×印: はさみで切る

流体	グリッド		タフト	
	素線	ピッチ	材料, 長さ	取付法
空気	0.3φピアノ線	25mm	極細毛糸 l=75mm	図の(c)
空気	ミシン用絹縫糸, 黒	25mm	日本刺繍用絹糸, 白 l=25mm	図の(b)
水	0.3φ黄銅線黒色塗装, 交点ハンダづけ	10mm	0.5φナイロン糸(2本燃り) l=30mm	ネクタイ結び

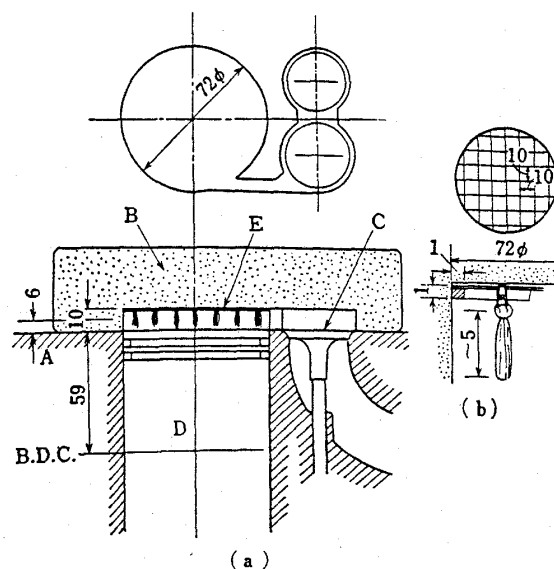
図11 タフトグリッドの構成とタフト取付法の例

の値を求め、更に  $dC_D$  を逆算できる。表3にこれらの値を付記する。重力や遠心力の場でタフトを使用するとき、あらかじめ一様気流中での吹流し実験を行い、図10を作図して  $m/dC_D$  の値をみつけておくと、重力や遠心力の影響をある限度内に抑えるための風速限界、あるいは影響の補正値などを知ることができよう。

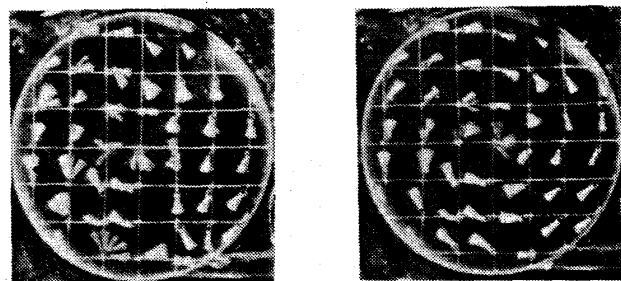
さて、タフト法でよく問題とされるのはタフトの取付方法である。表面タフト法の場合にはタフトは予想される局所風向に風上側をセロテープあるいは希釈した速乾性接着剤で貼り付けられることが多い。タフトグリッド法ではグリッドを構成する縦横の線（あるいはいずれかの線だけでもよい）に、タフトの自由な動きがなるべく妨げられないような方法で取付けられる。取付けの工夫例を図11に示す。(a)は金属リングを介して取付ける方法、(b)は一端を1回結び、取付け側の繊維の大部分をX点で切捨て、残された数本の繊維でグリッドに取付ける方法、(c)は毛糸の一端を細い糸で縛り、その糸で取付ける方法である。いずれにせよ、この取付け方の出来、不出来によって観察結果は大きく影響されることになる。

タフトの動きの観察方法自体は余り特別な工夫は必要とせず、流れ場の性質、照明、フィルム感度によってシャッタ速度に注意する程度である。図12にレシプロエンジンのシリンダ内旋回流をタフトグリッド法で観察した例<sup>(26)</sup>を示す。シリンダはアクリル樹脂製で、10mm間隔のタフトグリッド（0.25mm径のピアノ線）に長さ約5mmの木綿糸を金属リングを介して取付け、シリンダヘッド部の流れを上方から撮影したものである。模型エンジンを750rpmで回転し、クランク角に同期させたストロボライトで照明し、シャッタ速度1/2秒で多重露光した結果である。シャッタ速度は速すぎると流れの不安定域で振れているタフトまで静止した形で撮影されてしまい、変動の様子が正しく理解されない。逆にシャッタ速度が遅すぎると振動するタフトがぼやけてしまい取付点のみがはっきり写るようなことになる。適当なシャッタ速度の選定が肝要である。

次に、タフト法の新しい展開の例として蛍光ミニタフト法を紹介しよう。ミニタフトとはタフトの寸法（特にその太さ）に改善を加えたタフトの



(a) A: シリンダ, B: シリンダヘッド, C: 弁, D: ピストン, E: タフトグリッド



(c) 排気行程終りの上死点 (d) 圧縮行程終りの上死点

図12 レシプロエンジンのシリンダ内旋回流

実験条件：空気，最大速度50 m/s，

$$R_e = 4 \times 10^5 \text{ (直径基準)}$$

撮影条件：ASA200，露光1/2秒，

ストロボ多重露光

ことで、直径10~30 $\mu\text{m}$ のナイロン単繊維が使われることが多い。この細さのため通常の方法でミニタフトの動きを観察することは困難であるが、単繊維を蛍光染料（たとえば、Kaycoll: WS）で染色し、これに紫外線を照射することによって生じる反射可視光線を捉えて動きを観察することができる。この方法を蛍光ミニタフト法とよぶ<sup>(27)</sup>。図13に蛍光ミニタフト法による可視化・撮影方法の一例を示す。光源には大部分の放射線を紫外部にもつ紫外線放電管や水銀ランプが用いられる。紫外線照射によってミニタフトで発光する蛍光は微弱な可視光であるので、鮮明な可視化を行うためには紫外線光源からの可視光線あるいは光源以外の外部からの可視光線を極力遮断しておく必要

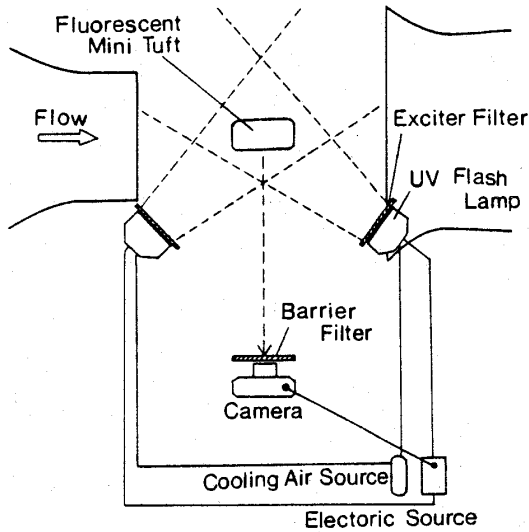
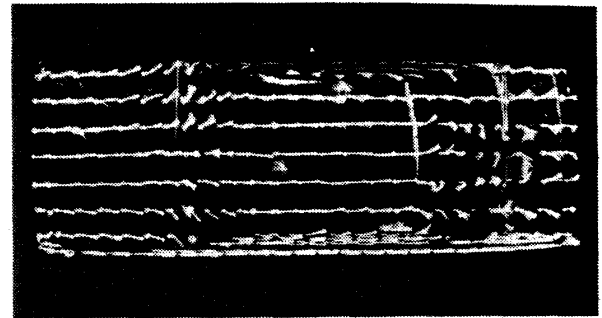


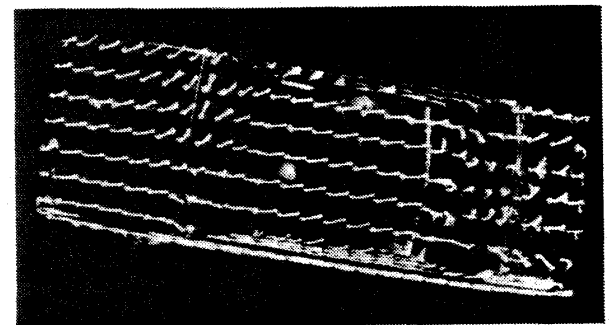
図13 蛍光ミニタフト法の構成

がある。このため、たとえばKodak L18などの遮断フィルター（Exciter Filter）が取付けられる。図13に示すようにミニタフトの動きは35ミリカメラや16ミリ撮影機でいわゆる紫外線写真として撮影・記録される。ミニタフトからの蛍光は微弱であるため、高感度なフィルム（白黒またはカラーフィルム、ASA400～1600）が使用される。これらのフィルムは紫外線にも感光するので、カメラには遮断フィルターとは逆に可視光通過・紫外線遮断フィルター（たとえば、Kodak 2A, 2Bなど）が取付けられる。

蛍光ミニタフト法の適用例として自動車模型の車体まわりの流れの観察例を紹介する<sup>(28)</sup>。図14は表面タフト法の例である。車長206mmの模型乗用車の表面上に10mm×10mmの格子を描き、その格子点上に360本のミニタフト（径：30μm、長さ：約8mm）がシンナーで希釈したビニール系接着剤溶液で取付けられている。タフト取付部の接着剤の厚みはミニタフト径の1/3以下となるように、また、ミニタフトが静電気を帯びないように注意が払われている。図15はタフトグリッド法の例である。全長228mmの二次元乗用車模型まわりに2つのグリッド面を流れと平行に25mmの間隔で構成し、0.2mm径のナイロン糸で鉛直線を形成し、ミニタフト（径：30μm、長さ：15mm）400本を上述の接着剤で接着している。参考のため表4に実験条件、撮影条件を付記しておく。



(a)  $\theta = 0 \text{ deg.}$



(b)  $\theta = 15 \text{ deg.}$

図14 蛍光ミニタフトによる自動車車体表面の流れ観察

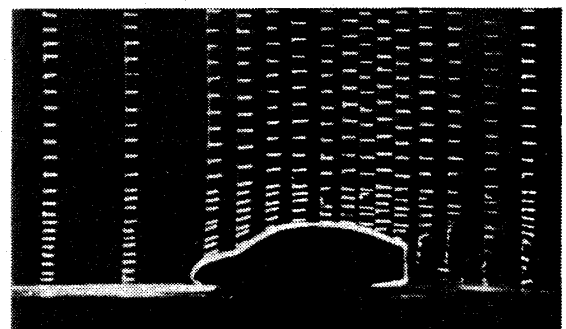
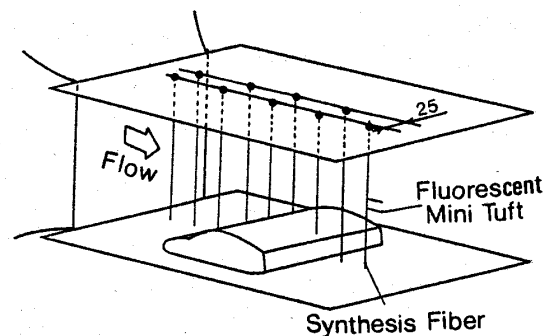


図15 蛍光ミニタフトによるタフトグリッド

表4 ミニタフト実験・撮影例

	表面タフト法	タフトグリッド法
Model	3-D Vehicle	2-D Vehicle
Size	Length:206mm	: 228mm
	Height: 69mm	: 67mm
	Width : 80.5mm	: 400mm
Fluid	Air	
Apparatus	Gottingen type wind tunnel Test section:400mm×400mm×900mm	
Velocity	27.5m/s	25 m/s
Re	$1.83 \times 10^5$	$1.01 \times 10^5$
Mini-tuft	Diameter:0.03mm	: 0.03mm
	Length : ~8mm	: ~15mm
Film	ASA 400	ASA 1600
Camera	35mm Leica size camera	
Conditions	F8, 1/60s	F5.6, 1/30s
Illuminator	UV Flash lamp(2000 joule) Flash time : 5/100s	
Sensitization	× 3	× 1

5. 注入トレーサ法

注入トレーサ法は、流体と同じ動きをするマー

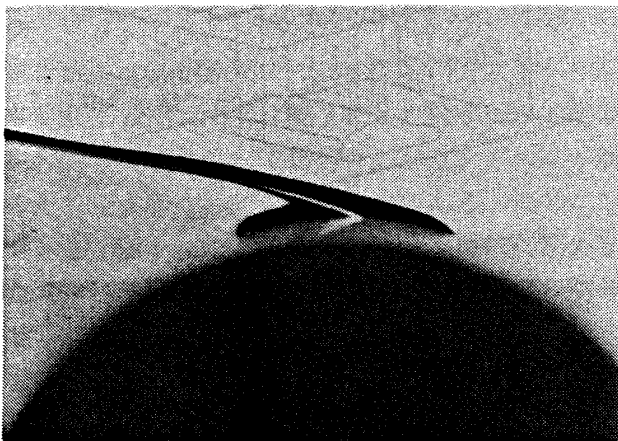
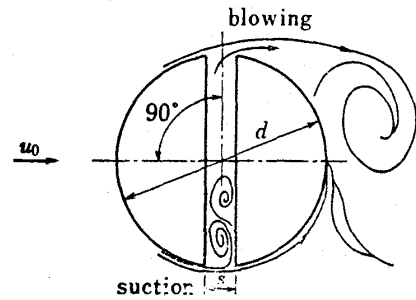


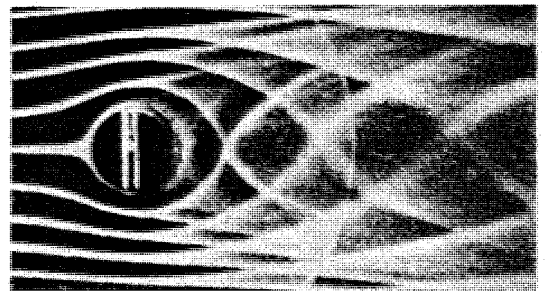
図16 円柱まわりの層流剥離の可視化 (流脈法)

実験条件: 水, 主流速度50mm/s,  
 $Re = 2200$

撮影条件: ASA400 ネガカラー,  
露光 1/60 秒



(a) 瞬間撮影



(b) 長時間露光

図17 スリットをもつ円柱のカルマン渦

実験条件: 空気, 主流速度 6 m/s,  
 $Re = 1.38 \times 10^4$

撮影条件: ASA200, (a)ストロボ使用,  
(b)露光 1 秒

カー物質(トレーサとよぶ)を流れ場に加えてその描く線あるいは模様により流れの状況を観察する方法であり、歴史的にも Reynoldsの層流から乱流への遷移の観察実験<sup>(29)</sup>にみられるように古くから存在した基本的な方法である。注入トレーサ法で流れを可視化する場合、流れの中に煙、染料、ミストなどのトレーサを連続的に注入することによって流脈が、固体粒子や気泡などの個々のトレーサ粒子がたどる道筋から流跡が、流れの中に予め混入された多数のトレーサ粒子の動きを適当な

シャッター速度で撮影しこれらの描く線を結ぶことにより流線が、また、流れを横切る線上から同時刻に発生させたトレーサ粒子を結ぶことによってタイムラインが得られ、それらがどのような性質をもつかについては第1章で述べた。また、注入

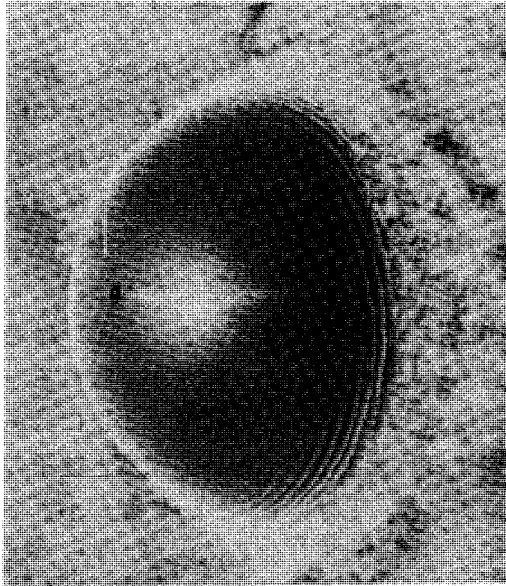


図18 静止流体中で回転する球面上のらせん渦  
 実験条件：空気，回転速度 1500 rpm，  
 球径 250 mm  
 撮影条件：ASA400

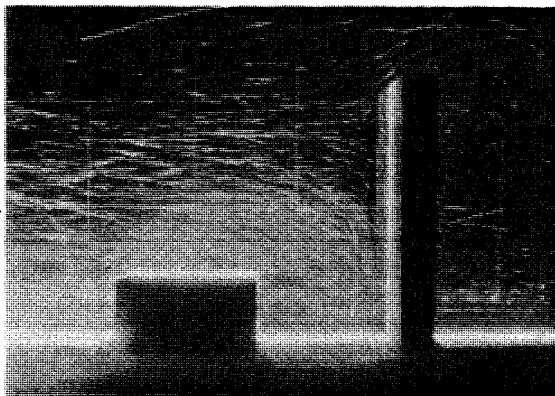


図19 懸濁法による建物まわりの流れの観察  
 実験条件：空気，主流 1.0 m/s，  
 $R_g = 1.4 \times 10^4$   
 (建物高さ基準)  
 撮影条件：ASA1600，露光時間  
 1秒，LLS(アルゴン  
 イオンレーザー4W)

トレーサ法の分類，トレーサの種類についても表1に記載してある<sup>(24)</sup>。ここでは、まず注入トレーサ法による観察例を紹介する。図16は円柱の層流剥離点近傍の流れを流脈法で可視化した例である。原図はカラー写真で、水中に置かれた円柱表面上の剥離点の前方(岐点より75度)からローダミンBの赤色染料を、後方(105度)からウォーターブルーの青色染料を注入し、剥離点を明確に観察する試みの一つである。一方、空気流における流脈の形成は灯油、軽油や流動パラフィンの加熱によって生じるミストがしばしば利用される。図17は煙の流脈によって周期的に変動する大規模渦の流れ場を観察した例である<sup>(30)</sup>。円柱には流れと直交する方向に細いスリットが切っており、カルマン渦列の放出と連動してスリット内の流動が始まる。現象の周期に比較して十分短い露出時間で撮影された写真(a)からはカルマン渦列の生成過程が、長時間露光の写真(b)からは渦列の存在領域や上下対称性などが観察される。油のミストを用いる代わりに化学反応によって生じる煙を用いることもある。たとえば、四塩化チタン( $TiCl_4$ )は融点 $-23^\circ C$ 、沸点 $136.4^\circ C$ の無色の液体であるが、放置すると空気中の水分と加水分解反応を起こし、濃い白煙を発生する。図18は静止空気中で等速回転する球まわりの流れを、球面上に塗布した四塩化チタンの白塩で観察したもので、らせん渦列が発生し、乱流へと遷移していく過程が示されている<sup>(31)</sup>。懸濁法による可視化写真の例として図19に建物模型周辺の気流を炭酸マグネシウムで観察した結果を示しておく<sup>(32)</sup>。光源として、4Wアルゴンレーザーのビームを円筒レンズで薄膜状に発散させたレーザーライトシートを用いて複雑、微妙な剥離現象を細かく観察するのに成功している。

さて、注入トレーサ法で流れを可視化するとき、使用するトレーサの流れへの追随性は可視化の精度を左右する最も重要な因子である。短い露出時間でトレーサ粒子の流跡写真を撮り、露光時間と流跡の長さを知れば、流れ場のトレーサ存在位置での流速を求めることができるが、その精度はどの程度であろうか。この解答を与えることは今の段階ではできていないが、一例を示しておく。図20は一辺が100mmの正方形断面の管路の速度分布



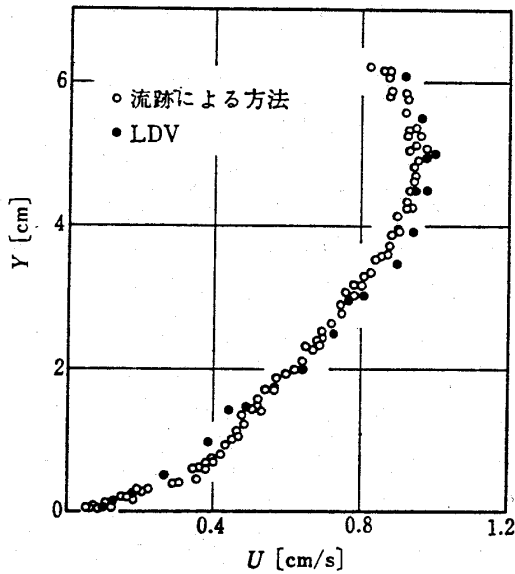


図20 流跡写真からの速度分布  
(正方形断面管路の助走区間)

をナイロン12粉末(粒子径 100 μm)による流跡写真から求めたもので、管路中央部でも数%の測定ばらつきがあり、また、レーザドップラ流速計による測定結果とも若干の差をもっている<sup>(33)</sup>。最近では画像処理技術を適用して流跡写真から速度情報を定量的に求める試みが多く行われつつあるが、その際、注入トレーサ法の精度の把握が当

然必要となってくる。注入トレーサ法の精度、特にトレーサの追随性に影響を与える主な因子としては、浮力・重力、遠心力、ブラウン運動、粒子の加速、熱泳動などがあげられる。ここでは紙面の都合上、粒子の加速の影響、浮力による気泡の上昇速度および粒子の沈降速度について基礎的なデータを与える。

トレーサ粒子の大きさが十分小さく、かつ流れの空間に占めるトレーサの量が十分小さい場合にはトレーサは本来の流れを変えることはないと考えてよいであろう。しかし、このような場合でも一般にはトレーサ粒子の運動と流体運動の間には差があることに注意する必要がある。トレーサ粒子を流れの中に注入するとき、あるいは速度変動のある流れ場をトレーサ粒子が運ばれるとき、粒子速度  $u_p$  が流体速度  $u_f$  に達する迄にはある時間を要する。たとえば、流体の密度と粒子の密度がほぼ等しく、しかも  $u_p$  と  $u_f$  の差が小さく粒子に作用する相対速度による抗力がストークスの式で表わされるとき、初速度 0 の粒子が流体速度の 99% の値に達するまでの時間  $t_0$  とその間の粒子移動距離  $x_0$  は、水流および空気流に対して表 5 のようになる。流体が空気の場合には  $u_p$  は直ちに  $u_f$  に達するが、水流の場合には粒子径が大きいと粒

表 5 粒子の加速時間  $t_0$  と移動距離  $x_0$

流 体	流 体 速 度 $U_f$	粒 子 径 $d$	加 速 時 間 $t_0$	移 動 距 離 $x_0$
水 (温度 20°C)	0.2 m/s	0.1 mm	2.6 ms	0.4 mm
		1 mm	260 ms	40 mm
	1 m/s	0.1 mm	2.6 ms	2 mm
		1 mm	260 ms	200 mm
空 気 (温度 20°C)	0.2 m/s	5 μm	$4.2 \times 10^{-4}$ ms	0.066 μm
		50 μm	0.042 ms	6.6 μm
	1 m/s	5 μm	$4.2 \times 10^{-4}$ ms	0.33 μm
		50 μm	0.042 ms	33 μm

$$t_0 = 0.26 \frac{d^2}{\nu_f}$$

$$x_0 = u_f \left[ t_0 + \frac{d^2}{18\nu_f} \left\{ \exp\left(-\frac{18\nu_f}{d^2} t_0\right) - 1 \right\} \right]$$

$\nu_f$  : 流体の動粘度

表6 空気泡の上昇速度

領域	範囲	気泡形状	気泡上昇経路
(1)	$Re_p < 2$	球形	垂直
(2)	$2 \leq Re_p < 4.02M^{-0.214}$	球形	垂直
(3)	$4.02M^{-0.214} \leq Re_p < 3.10M^{-0.25}$	回転楕円形	らせん状またはジグザグ状
(4)	$Re_p \geq 3.10M^{-0.25}$	マッシュルーム状	ほぼ垂直

領域 (1)  $u_b = \frac{d^2(1-\rho_p/\rho_f)g}{18\nu_f}$

領域 (2)  $u_b = 0.33g^{0.76} \left(\frac{1}{\nu_f}\right)^{0.52} \left(\frac{d}{2}\right)^{1.28}$

領域 (3)  $u_b = 1.35 \left(\frac{2\sigma}{\rho_f d}\right)^{1/2}$

領域 (4)  $u_b = 1.18 \left(\frac{\sigma(\rho_f - \rho_p)g}{\rho_f^3}\right)^{1/4}$

$Re_p = \frac{du_b}{\nu_f}, \quad M = \frac{g\mu_f^4}{\rho_f\sigma^3}$

$g$  : 重力の加速度,  $\rho_p, \rho_f$  : 気泡、流体の密度

$\sigma$  : 表面張力,  $\mu_f$  : 流体の粘度,  $\nu_f$  : 流体の動粘度

子の加速に要する時間が長くなり、そのため粒子が  $u_f$  に達するのに相当の距離を必要とすることがわかる。

流体より軽いトレーサを注入するとトレーサは浮力の影響を受ける。浮力の作用が最も顕著であるのは気泡トレーサの場合であろう。空気泡の浮力による上昇速度  $u_b$  および上昇時の挙動を表6に示す<sup>(34)</sup>。一方、固体粒子、液滴、ミストなどは重力の作用により流体中を比重差によって沈降する。直径  $d$  の球形固体粒子が流体中を沈降するときの速度  $u_s$  は表7のようになる<sup>(35)</sup>。この表より気泡あるいは固体粒子を用いて流速を求める際の誤差の大雑把な見積りを与えることができる。たとえば、直径  $d = 0.05$  mmの空気泡の上昇速度は  $0.1$  cm/sであり、したがってその上昇速度の影響を流速の1%以下にするためには水流速を10cm/s以上にする必要がある。

続いて注入トレーサ法における新しい試みを紹介する。光ルミネセンス粒子あるいは蛍光物質は特定の波長の光を吸収して励起され、高いエネルギー準位に上がり、その準位から下位の準位に移るとき蛍光発光する。この原理を応用した方法が

表7 球形固体粒子の沈降速度

範囲	固体粒子の沈降速度
$10^{-4} < Re_p = \frac{du_s}{\nu_f} < 2,$	$u_s = \frac{1}{18} \left(\frac{\rho_p}{\rho_f} - 1\right) g \frac{d^2}{\nu_f}$
$2 < Re_p < 500,$	$u_s = \left\{ \frac{4}{225} \left(\frac{\rho_p}{\rho_f} - 1\right)^2 g^2 \frac{1}{\nu_f} \right\}^{1/3} d$
$500 < Re_p < 10^5,$	$u_s = \left\{ 3.03 \left(\frac{\rho_p}{\rho_f} - 1\right) g d \right\}^{1/2}$

光ルミネセンス法で、光源としてレーザー光を用いる場合をレーザー誘起蛍光法 (Laser Induced Fluorescence, 略してLIF) とよぶ。蛍光の波長域は励起光の波長より長く、一定の発光時間をもつ。たとえば、波長  $514.5$  nmのアルゴンイオンレーザー光で  $510 \sim 650$  nmの間に多くの吸収線をもつヨウ素を励起すると  $580$  nm付近の蛍光を観測することができる。レーザーをパルスの照射すると励起された部分がタイムラインとなり発光時間と移動距離とから流速分布が得られる。図21にパルスレーザーによる曲り管内の流速分布の可視化例を示す<sup>(36)</sup>。光源は  $N_2$  パルスレーザー (波長  $337.1$  nm, ピークパワー  $1$  MW, パルス間隔  $5$  ms)

で直径 1 mm の孔を通して流れに垂直な方向から照射する。蛍光粒子として硫化亜鉛を用い、水流中に約 0.1 % (重量) を混入させる。残光寿命は約 1 秒で粒子の平均径は約 15 μm である。放物線状

の流速分布が可視されているが、これを基にして得られたある断面での流速分布を図22に示す。図にはLDVでの測定結果が併せて記されている。蛍光の強度はトレーサ分子数密度に比例するが、これはまた、気体の分子数密度に比例することから、蛍光の強度分布を測定すると流れ場の密度分

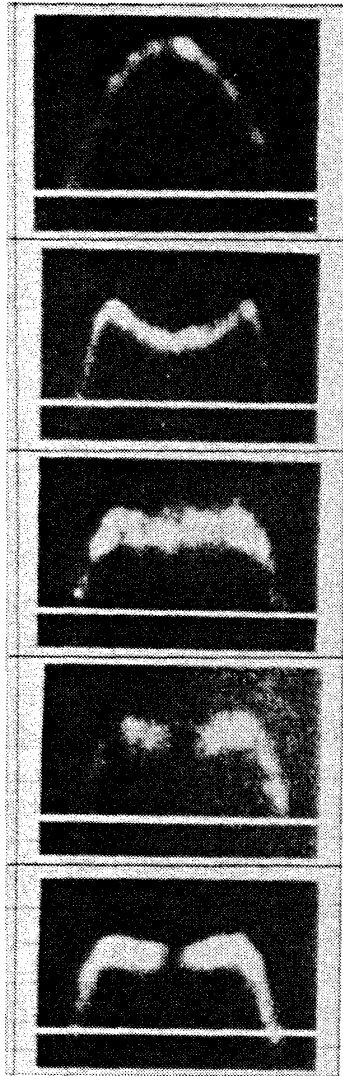


図21 LIFによる速度分布の可視化例

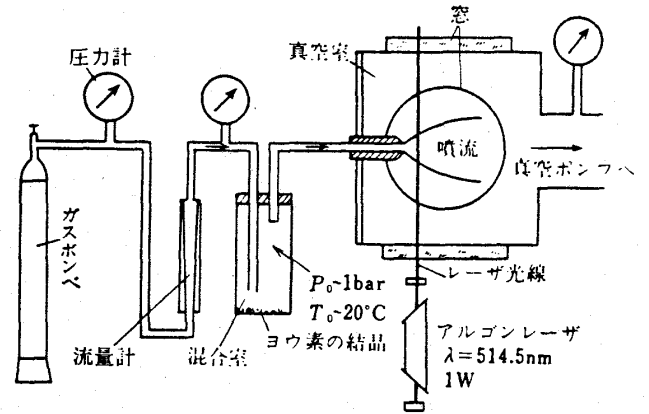
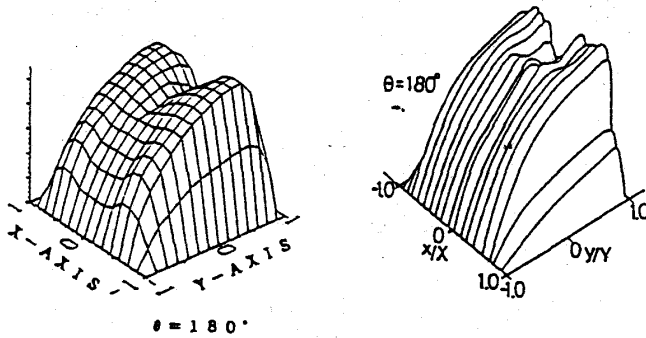
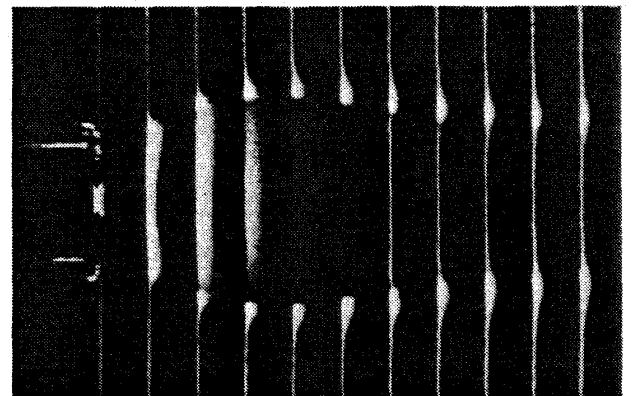


図23 レーザ誘起蛍光法の実験装置例

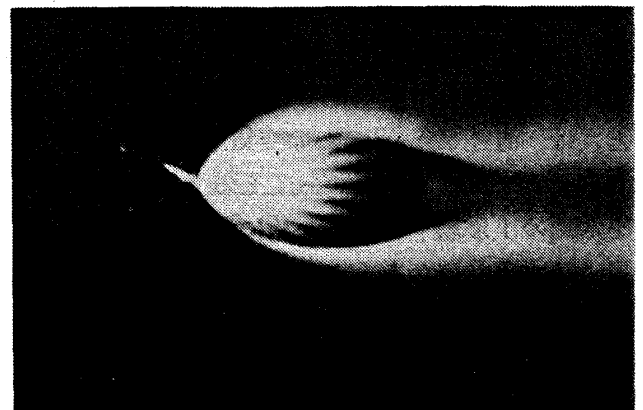


(a) LIF測定結果 (b) LDV測定結果

図22 曲がり管内の速度分布 (LIFとLDV)



(a) 断面分布 (M=10.2)



(b) 全体像 (M=11.4)

図24 極超音速噴流のLIFによる可視化

布を推定することができることになる。最近、希薄気体流の可視化およびその構造観察において、このLIFの適用が試みられ始めている<sup>(37)(38)</sup>。たとえば図23にLIF可視化実験法の概略を示す<sup>(38)</sup>。試料気体(Ar)を気化したヨウ素と混合し、ノズルを通じて膨張室へ噴出し自由噴流を形成する。噴流をアルゴンイオンレーザー(0.8 W)で照射する。図24(a)に自由噴流の密度分布計測例を、(b)に直径0.2 mmに絞ったレーザー光を回転鏡で、噴流の下流から上流に向けて掃引して得られた全体像を示す。

光ルミネセンス法あるいは光による化学反応制御によって生じたトレーサを用いて可視化する光化学反応法は現在のところ極く限られた分野で利用され始めたばかりであるが、発展が期待される技術でもある。(つづく)

#### 文 献

- (24) 小林, 流れの可視化技術(1), ガスタービン学会誌 14-53 (1986), 79.
- (25) 流れの可視化学会編, 新版流れの可視化ハンドブック, (1986), 136, 朝倉書店.
- (26) 浅沼・小保方, 日本自動車研究所研究速報, 2 (1971), 97.
- (27) Crowder, J. P., et al., AIAA paper 80-0458 (1980), 262.
- (28) 佐賀ほか, 流れの可視化, 5-増刊(1985), 175.
- (29) Reynolds, O., Phil. Trans. Roy. Soc. London, 174 (1883), 935.
- (30) 五十嵐, 機械学会論文集43-372 (1977), 2974.
- (31) 小林・小浜, 流れの可視化, 4-増刊(1984), 57.
- (32) 村上・加藤・赤林, 流れの可視化, 5-16 (1985), 口絵.
- (33) 高島・鮎川・根本, 機械学会論文集50-459 (1984), 2560.
- (34) Peedles, F. N. & Garber, H. J., Chem. Eng. Prog. 49-2 (1953), 88.
- (35) 井伊谷鋼一編, 粉体工学ハンドブック, (1965), 255, 朝倉書店.
- (36) 佐藤・大場, 流れの可視化, 6-22 (1986), 377.
- (37) 手島・守谷・森, 日本航空宇宙学会誌, 32-364 (1984), 309.
- (38) 藤本・新美, 流れの可視化, 5-18 (1985), 203.

### 1. まえがき

騒音問題は古くて新しい。一つ一つは解決されて行っているが、常に別の新たな問題が浮上して来ている。また現象としては広く知られていながら、発生機構の物理的な解明が残されている問題も多い。そこで本講義では基礎的なことから、騒音問題は現在どの程度まで把握されているのか、また、どのような解決手法や対策があるのかといった点を概観してみたい。

騒音というのは結局のところ、音源、伝播径路、人間の三者が重要な要素となる。音源を大別すれば、衝撃や機械的振動が原因であるもの、流体が原因であるもの、および両者が連成して原因となるもの、となろう。音の伝わる径路としては音源から直接到達する場合と、構造物等を介して二次的に到達する場合が考えられる。騒音はその音源か伝播径路において何らかの対策が施されない限り、人間の耳に達してしまう。しかし、耳を覆うという方法はあくまで最後の手段と考えるべきであろう。

本講義では、まず騒音の評価・計測・対策法について論じ、次いで音源、特に流体に起因した音源の概説を行なう。さらに、流れによって引き起こされる自立的な騒音についてもふれてみたいと考えている。

### 2. 騒音の評価

**2.1 音の大きさ** 音圧は物理量であり  $2 \times 10^{-5}$  N/m<sup>2</sup> を基準にした圧力振幅 SPL (Sound Pressure Level) で表わされるのに対し、音の大きさは感覚的な量であり、周波数特性を有している。図 2.1 は周波数に対する耳の等感度曲線を示している。1000 Hz のある SPL の音と同じ大きさに聞こえる他の周波数の SPL から等感度曲線が得られる。音の大きさの単位は phon, 数値は 1000 Hz の SPL に一致させている。音が小さく、可

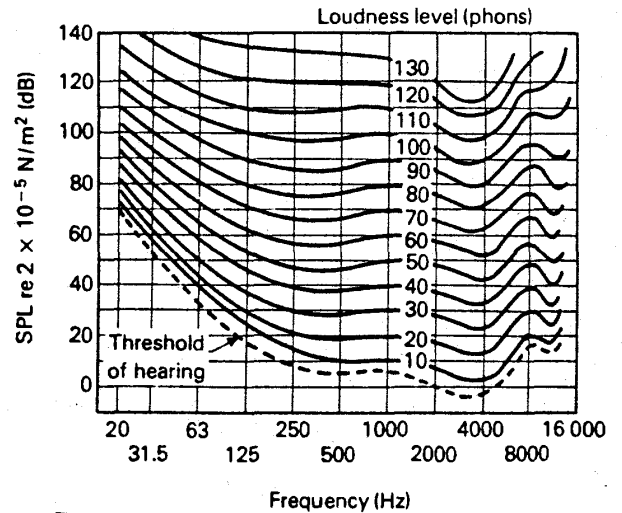


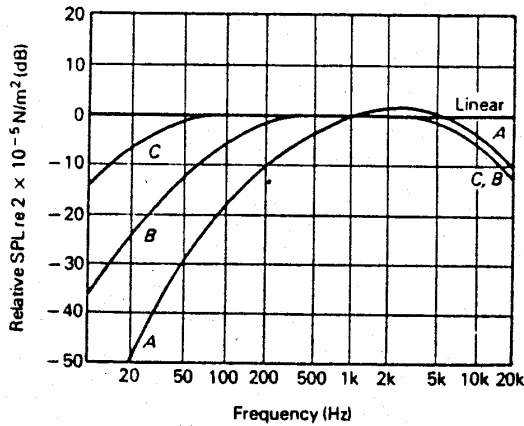
図 2.1 耳の等感度曲線

聴限界近くでは低周波数領域での感度が極端に悪いが、大きくなるにつれてこの傾向は緩和される。一方、外耳道の共鳴により、2~4 kHz に特に感度の良い周波数帯が存在する。

音の大きさは別に、音のうるささという物指しがあり、やはり周波数特性を有している。(単位は noy)。これをもとに算出されるものを PNL (Perceived Noise Level), 知覚騒音レベルと呼ぶ。航空機騒音では PNL に純音補正, 持続時間補正を施した EPNL (Effective PNL) が評価に用いられる。

一般の産業機械の騒音を評価するときは音の大きさが規範として用いられる。図 2.2 に示されるように、騒音の周波数スペクトルに対し、40 phon の感度にほぼ合致するフィルタ特性をもたせた A 特性, 70 phon に合わせた B 特性, 90 phon に合わせた C 特性がある。A 特性は比較的小さな音を対象としているにもかかわらず、聴力障害の限界や騒音の許容限度を決める時のように、大きな音を扱う場合にも最適だという事実は興味深い。このため、騒音の評価に A 特性が用いられることが多い。

(昭和61年11月14日原稿受付)



Octave band center frequency (Hz)	Relative A-weighted response (dB)	Relative C-weighted response (dB)
31.5	-39.5	-3.0
63	-26.0	-1.0
125	-16.0	0
250	-8.5	0
500	-3.0	0
1 000	0	0
2 000	+1.0	0
4 000	+1.0	-1.0
8 000	-1.0	-3.0
16 000	-6.5	-8.5

図 2.2 フィルタ特性

**2.2 周波数分析** 騒音の周波数スペクトルを知るために、必要に応じてオクターブバンド分析、1/3オクターブバンド分析、一定バンド分析等が行われる。オクターブ分析器の場合、各バンドの中心周波数は図2.2の下にあるように選ばれて

いる。また、これは各バンドの上限・下限周波数の幾何平均になっている。図2.3に示すように、同じ騒音データでも分析法によってそのスペクトルは異った形となる。バンド幅が中心周波数に比例する方式の分析では、そこに含まれるエネルギー成分が一定バンド分析の場合に比べて多くなる。このため、高周波数になるほど両方式によるスペクトルの違いは大きくなって来る。次にスペクトルの加算について見ておこう。

いくつかの音源があって、互に無関係 (incoherent) な場合、観測される音圧は

$$P_T = \sqrt{P_1^2 + P_2^2 + \dots + P_n^2} \quad (2.1)$$

と与えられる。例えば、音源が二つある場合、それぞれ単独のときの音圧を  $SPL_1$ ,  $SPL_2$  とすれば両音源による音圧は

$$SPL_T = SPL_1 + 10 \log \left\{ 10^{(SPL_2 - SPL_1)/10} + 1 \right\} \quad (2.2)$$

となり、図2.4の線図を用いて容易に音圧レベルの和が算出される。一般に二つのレベルが等しいと3dB増すことになり、10dB以上の開きがあると増分はせいぜい0.4dB以下である。ある騒音データのオクターブ分析結果が生音圧振幅 SPL で与えられたとき、それにA特性の重みを付けたスペクトルを図2.2から求め、さらに上述の算

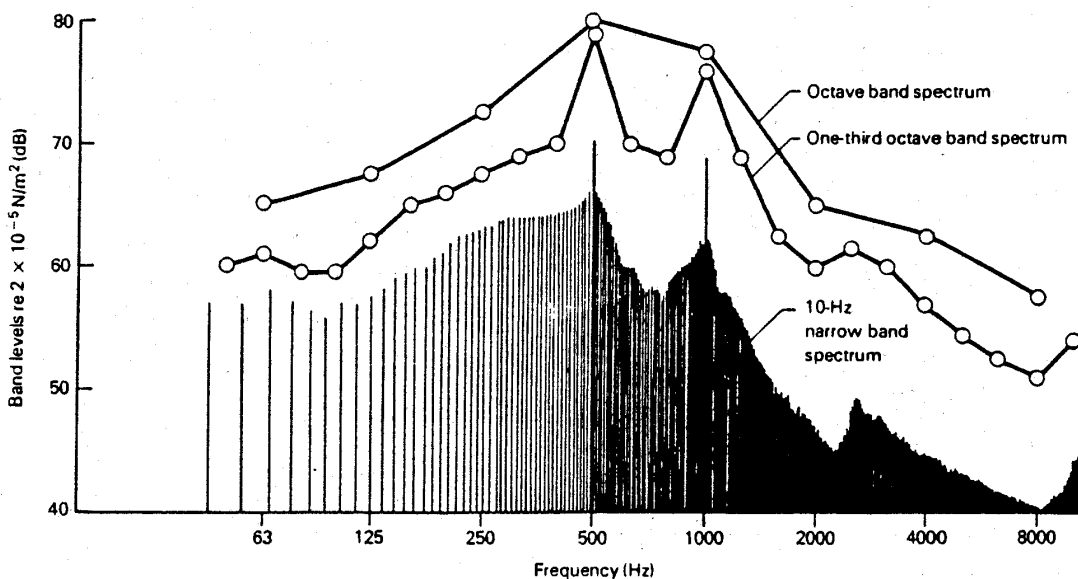


図 2.3 分析法とスペクトル

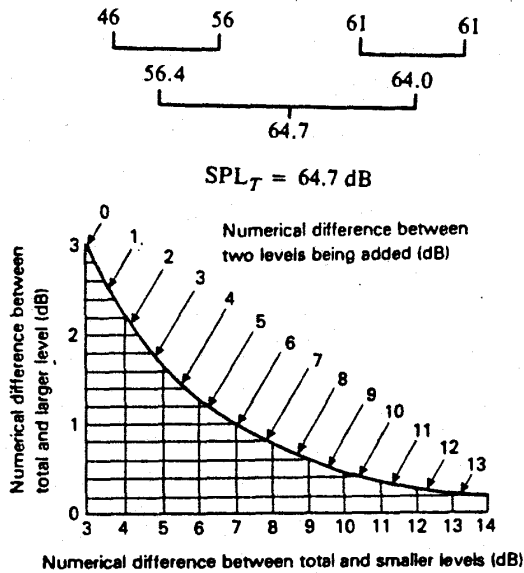


図 2.4 デシベル加算用線図

SPL, dB	Octave band center frequency (Hz)						
	63	125	250	500	1000	2000	4000
A-weighting, dB	-26	-16	-8.5	-3	0	+1	+1
SPL (dB(A))	39	59	68.5	77	83	82	80

69                      84                      84

87

図 2.5 オーバオール dB(A) の算出

式により図 2.5 に示すようにオーバーオールの SPL dB(A) を計算することができる。

**2.3 パワレベル** 音源が自由空間にある場合、音源から十分離れた位置では音圧は音源からの距離  $r$  の 2 乗に反比例して減少する。通常の騒音源の場合半残響場にあることが多く、このような場合は図 2.6 に示すように 2 倍の距離で 6 dB 減少するという法則が必ずしも当てはまらない。完全な残響場では、周囲のあらゆる方向から来る反射波が一様に分布し、音圧分布が一様になって

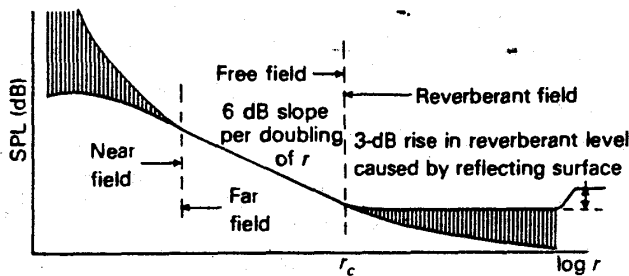
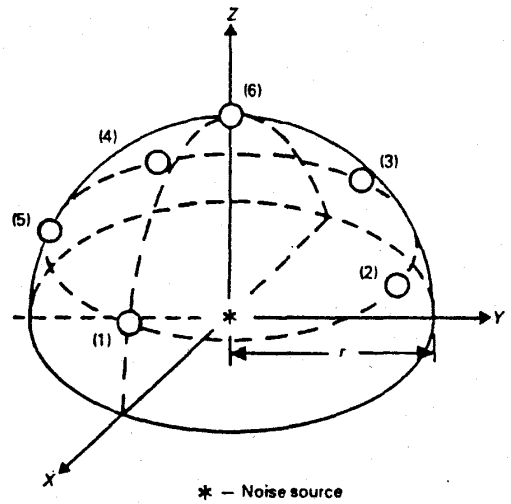


図 2.6 半残響場での距離減衰



Coordinates of unit hemisphere			
Microphone position	X	Y	Z
1	0.89	0	0.45
2	0.28	0.85	0.45
3	-0.72	0.53	0.45
4	-0.72	-0.53	0.45
5	0.28	-0.85	0.45
6	0	0	1

図 2.7 半球面上のパワレベル計測点

おり、このような場は拡散音場とも呼ばれる。

距離減衰の法則に従う位置で音源を囲む球面を作り、球面上で音の強さを面積分すれば音源のパワが求まる。地上の音源を囲む半球上の 6 点からパワを求める場合、6 点の座標は図 2.7 のように選ばれ、<sup>(1)</sup>パワは、

$$\begin{aligned}
 PWL = & 10 \log \frac{1}{6} \sum_{i=1}^6 \left( \frac{P_i}{P_{ref}} \right)^2 \\
 & + 10 \log 2\pi r^2 \quad (2.3)
 \end{aligned}$$

で与えられる。

半残響的な環境でパワレベルを求める方法として二面法がある。音源を囲む相似な二面  $S_1, S_2$  上での平均音圧を求め、それぞれ  $\bar{P}_1^2, \bar{P}_2^2$  とする。残響音の寄与を  $P_R^2$  とすれば音源のパワ  $W$  は二通りに表わされる。

$$\left. \begin{aligned}
 W &= S_1 (\bar{P}_1^2 - P_R^2) \\
 W &= S_2 (\bar{P}_2^2 - P_R^2)
 \end{aligned} \right\} (2.4)$$

これから  $P_R^2$  を除去すれば

$$\left. \begin{aligned}
 PWL &= \overline{SPL}_1 + 10 \log S_1 - C \\
 C &= 10 \log \left[ \frac{E}{1-E} \left( \frac{S_1}{S_2} - 1 \right) \right] \\
 E &= 10^{(\overline{SPL}_1 - \overline{SPL}_2)/10} \\
 \overline{SPL} &= 10 \log \left[ \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n 10^{SPL_i/10} \right]
 \end{aligned} \right\} (2.5)$$

となる。\$S\_2\$ が \$S\_1\$ より広がっていることに応じた分だけ平均音圧レベル \$\overline{SPL}\_2\$ が \$\overline{SPL}\_1\$ より減少していれば良いが、両者の差が相応でない場合は残響成分の寄与があることを意味し、\$S\_1\$ 面上のパワ計測に \$C\$ なる補正を施す必要がある。

音の強さを直接計測するものに2マイクロホン法がある。音の強さは単位面積を通過するエネルギー流れで、音圧と粒子速度の積で表わせるから、近接した2点のマイク出力をもとに、両者の和から音圧を、また両者の差から粒子速度を求めれば良い。波長に比べて十分小さな距離 \$\Delta r\$ 離れた位置での音圧を \$P\_1, P\_2\$ とすれば音の強さは

$$\frac{1}{\rho \Delta r} \frac{P_1(t) + P_2(t)}{2} \int_{-P_2(\tau)}^{P_1(\tau)} d\tau \quad (2.6)$$

で求められる。こうして求めた音の強さは、音源から達する成分と、残響音の成分が含まれている。しかし、ある閉曲面上で音の強さを積分すれば

ば残響音成分は全体として打消し合うから、音源のパワを算出することが可能となる。

**2.4 音源の特定** 多くの機械が作動しているとき、騒音源を特定することは必ずしも容易でない。複数の機械がある場合でも、一つずつ運転して行き、騒音レベルの変化が測れば問題は少ない。しかし一般には一群の機械類が同時に作動に入ることが多い。このような場合、音場における等音圧レベルの地図を描くことが有効である。どの機械の騒音レベルが高く、どちらに放射の指向性を有しているか等を知ることができる。

完全な自由音場でなく残響音が混ったり、気流による風音がマイクに入るような環境では、音源からの放射音を正確に計測することができない。このような外乱を除去する方法として、指向性マイクシステムがある。<sup>(2)</sup> これは複数個のマイクロホンを、直線状等間隔に並べ、各マイク出力に一連の時間遅れを施して加算するというもので、つまりは音波に対するアンテナを構成することにより、特定の方向から伝播して来る音波を捉えるのである。マイク間隔を \$d\$、音速を \$a\$ としたとき、\$dt = d/a\$ ずつずらせて加算すればマイク列方向に進行する波を捉えることができる。

図2.8は大型風洞内でこのシステムを用いて騒音計測を行う状況と、マイク間隔を約30cmとしたとき1000Hzの音に対するシステム出力の指向性を示している。マイクの数が多いほど指向性は鋭

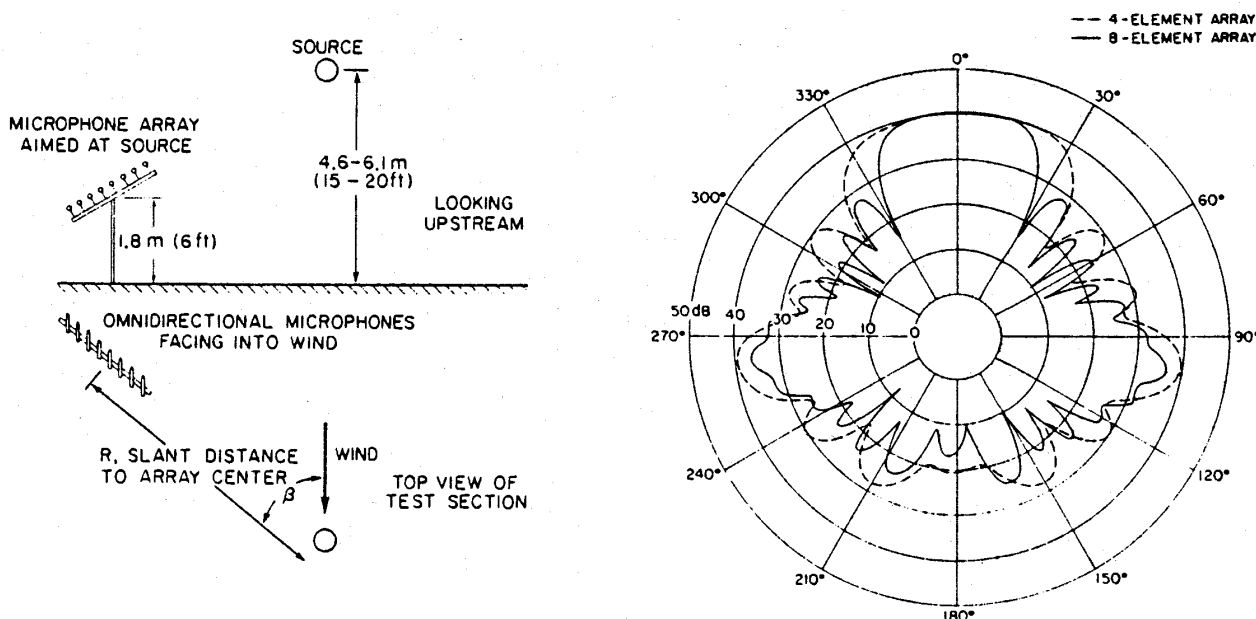


図2.8 指向性マイクロホンシステムと特性



くなり、低周波数の音波を捉えるにはマイク列を長くしなければならぬ。また、指向性に対しては音波の波長 $\lambda$ に対するマイク間隔 $d$ の比が重要であり、 $d/\lambda$ が0.5から1の範囲で比較的指向性が鋭く、しかも脇方向の指向性ローブが低く抑えられている。本報告では8本マイクのシステムにより、気流による風音を9dB、また残響音を11dB除去することに成功している。

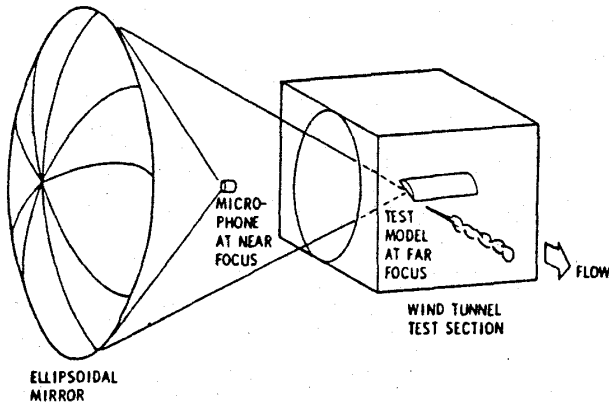


図2.9 音響鏡

音源からの伝播を特定するもう一つの方法は図2.9に示されるように、回転楕円体の音響鏡を用いるものである。<sup>(3)</sup>楕円の近い方の焦点にマイクロホンを置けば、この鏡によりもう一つの焦点から出た音波を集めることができる。この例では、鏡の直径1m、焦点位置は鏡の中心からそれぞれ1mと2mで、5kHz以上の音波に対して音源位置を1cmの精度で特定することができる。

### 3. 騒音および振動制御材料

機械的な振動や流力的原因によって発生した騒音が遮へい物に当たるとき構造的な振動を誘起するように、騒音と振動は密接な関係にある。従って騒音と振動の制御は同時に論ずる必要がある。

図3.1に示すように遮へい物に入射した音波(強さ $I_1$ )の一部は反射され(強さ $I_2$ )、一部は内部で吸収される(強さ $I_3$ )か、あるいは構造物を伝播して逃げ(強さ $I_3'$ )、残りが遮へい物を透過して放射される(強さ $I_4$ )。反射音の減少の割合を表す吸音率 $\alpha = (I_1 - I_2) / I_1$ と、透過の程度を表す透過率 $\tau = I_4 / I_1$ が定義され、目的に応じてそれぞれに対する要求が異ってくる。

制御材料は4つに分類される。騒音に対する吸

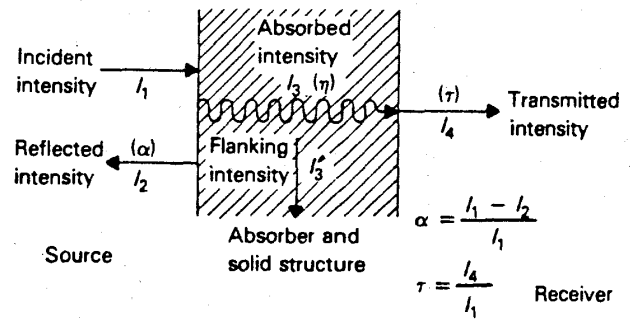


図3.1 入射音響エネルギーの流れ

音材料、遮音材料と、振動に対する減衰材料、振動絶縁材料である。吸音材は軽量で線維質あるいは多孔質のものが多く、遮音材はしなやかに変形し易く高密度な材料である。減衰材はエポキシエポリマやゴムのような粘弾性材料で、間に挿入したり振動面に貼りつけて用いる。振動絶縁には鋼製バネ、ゴム、空気バネ等が用いられる。エネルギー的に見た場合、吸音材や減衰材は騒音・振動のエネルギーを散逸させるのに対し、遮音材や絶縁材は騒音・振動のエネルギーの流れを反射させるものと言える。

**3.1 吸音材料** 吸音の原理は何らかの非可逆過程により音のエネルギーを熱エネルギーに変換することである。具体的には、多孔質材料中での空気の振動による粘性損失、線維質材料の場合線維の振動に基く線維同志の摩擦損失、ヘルムホルツ共鳴器の場合孔を通る空気の粘性やジェット運動量損失等が音響エネルギーの消費につながる。

吸音材は音波の粒子速度の大きい位置に置かれた場合が最も効果的である。垂直入射の場合、壁から1/4波長離れた位置に粒子速度の定在波の腹が来るから、吸音材も壁から離して設置することになる。逆に、吸音材を壁に直接貼付けた場合は、1/4波長が吸音材厚さより小さい音波に対して効果的となる。図3.2は吸音材の周波数特性の吸音材厚さによる変化を示している。一般に吸音材中での音速は空気中におけるものより小さいから波長もつまっており、吸音材の効く周波数が低周波数側に伸びる傾向にある。

ヘルムホルツ共鳴器は図3.3に示されるような狭孔要素と体積要素の組み合わせにより、ある特定の周波数帯の音を選択的に吸音する。狭孔まわりの流れの粘性損失や、大音圧のときにはジェット

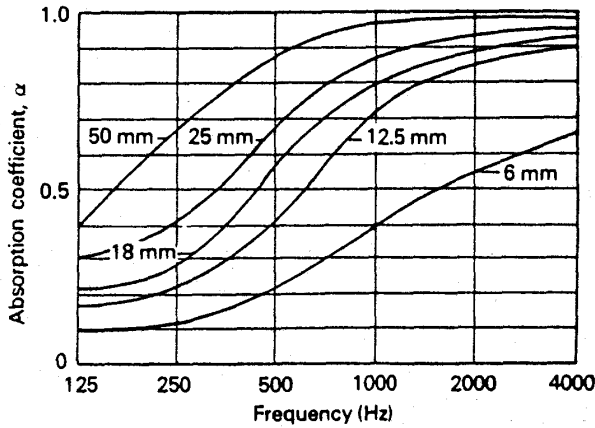


図 3.2 吸音材厚さによる特性の変化

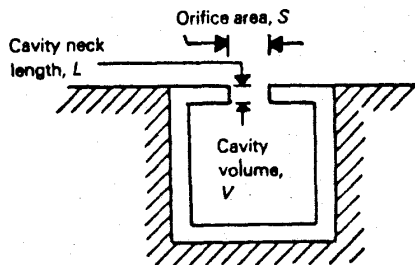


図 3.3 ヘルムホルツ共鳴器

の運動量損失が加わり、さらに表面に沿って流れがある場合には流れとの干渉による損失が加わって音を減衰させる。共鳴周波数は

$$f_{res} = \frac{a}{2\pi} \left[ \frac{S}{(L + 0.8\sqrt{S})V} \right]^{1/2} \quad (3.1)$$

で与えられる。吸音特性の鋭さを和らげ、吸音周波数帯の幅を広げるため、狭孔要素のかわりに多

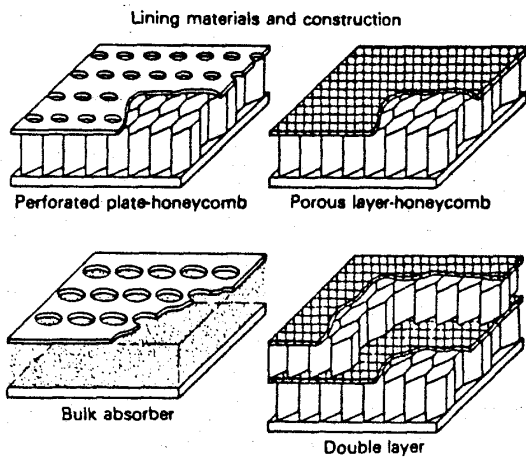


図 3.4 吸音ライニング

孔質材料を用いたり、体積要素に吸音材を詰めることが行われる。図 3.4 はこのようなライニングの構成例を示している。

**3.2 遮音材料** 遮音材料は空間の一方から他方へ音のエネルギーが伝播するのを防ぐことが目的で、音響インピーダンスの不整合を最大限に利用する。勿論材料内部での減衰が大きいことも効果的である。一般に遮音材料は鉛のように高密度でしなやかなものが良く、剛性が要求されるものではない。遮音の性能を表す指標として透過損失が用いられ、これは図 3.1 を参照して

$$TL = 10 \log(1/\tau) \quad (3.2)$$

で定義される。遮へい物の性質と音の周波数の関係により透過損失は大きく変化し、一般に図 3.5

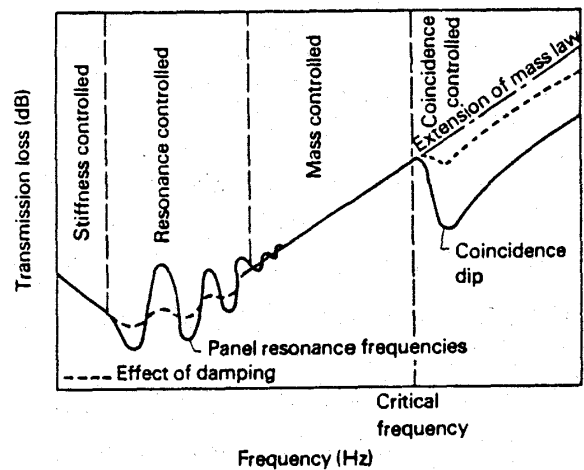


図 3.5 透過損失の周波数特性

のようなになる。各周波数域における特性を詳しく調べてみよう。

(a) 質量則 平らな遮へい板に垂直に音波が入射したときの透過損失は板の単位面積当りの質量  $M$  で決まり、近似的に

$$TL = 20 \log(fM) - 20 \log(\rho a / \pi) \quad (3.3)$$

で与えられる ( $\rho a$  は空気の固有抵抗)。即ち、板の質量あるいは音の周波数が 2 倍になる毎に透過損失は 6 dB 増加するもので、これを遮へいにおける質量則という。一般的には音波は垂直入射するとは限らず、入射角は広く分布している。斜め入射の場合、面に垂直方向の波長が伸びた分音

の周波数が下がったことに相当し透過損失は減少する。ごく壁に沿う入射を除いた準拡散音場の仮定では、透過損失は垂直入射時の透過損失から5 dB下るものと考えて実用上差つかえない。

(b) コインシデンス 遮へい板は通常質量のみならず剛性を有している。均質な薄板の曲げ波の伝播速度  $C_B$  は

$$C_B^4 = \frac{EI\omega^2}{(1-\nu^2)M} \quad (3.4)$$

で与えられるが、( $\nu$ は板材のポアソン比、 $EI$ は板の剛性)入射音波の遮へい板に沿う位相速度が  $C_B$  と一致するとき、音波は反射されずに全て透過されるという現象が生じる。これをコインシデンス効果と呼ぶ。周波数が低く  $C_B$  が小さい間はこの現象は生じない。限界は  $C_B = a$  となるときで、この場合音波が遮へい板に沿って入射する形でコインシデンスが生じる。即ち、コインシデンスの生じる限界の周波数は

$$2\pi f_c = a^2 \sqrt{\frac{(1-\nu^2)M}{EI}} \quad (3.5)$$

で与えられる。これより高い周波数の音波に対しては  $C_B > a$  だから、斜め入射のときにコインシデンスが生じることになる。コインシデンスによる透過損失の落込みは材料によって異なり、減衰の大きい場合には当然鈍くなる。

(c) 共振 図 3.5 の低い周波数における透過損失の落込みは遮へい板の共振によるもので、板の剛性、減衰、寸法等に依存する。板の剛性を上げると基本の共振周波数を上げることができるが、このとき板厚増加のように質量増を伴うものより、ハニカムのように高い剛性対質量比を有するものを用いるのが良い。このように板の剛性を強化すると、図 3.5 の特性で剛性支配域の透過損失は増加し、共振域も高周波数側にずれる。しかし剛性が上ると板の音響放射効率が増すため、質量支配域の透過損失はやや減る傾向にある。

(d) 二重遮へい板 音の遮へいはインピーダンスの不整合性を利用するから、質量則が適用される領域では遮へい板の厚みを2倍にするよりも二重にする方が効果的である。しかし中間の空気層が一体となって共振を起すことがあり、却って透過損失を減じてしまう。この共振周波数は二枚の板の面密度を  $M_1, M_2$  とし、間隔を  $d$  としたと

き、

$$f_{res} = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{M_1+M_2}{M_1M_2} \frac{\rho a^2}{d}} \quad (3.6)$$

で与えられる。このような中間空気層の定在波の効果を減ずるために吸音材を充てんする。板相互間の構造的連成を弱める工夫も必要である。

3.3 振動減衰材料 振動減衰材は適用された構造物において、摩擦や粘性さらにはヒステリシス等の効果を通じて振動エネルギーを熱エネルギーに変えるものである。ヒステリシスは応力の動的な変化に対して、生ずる歪に位相遅れがあることに起因している。減衰材は吸音材と同様に速度振幅の大きいときに効果的であり、共振が起るような場合にしばしば用いられる。

減衰を表わす指標として減衰比  $\zeta$  と損失係数  $\eta$  がある。減衰比は臨界減衰係数  $C_c$  に対する材料の減衰係数  $C$  の比であり、損失係数は系の全振動エネルギー  $W$  に対して、1 サイクルの間に減衰のために散逸されるエネルギー  $D_0$  の割合を表わしており、次の関係にある。

$$\left. \begin{aligned} \zeta &= \frac{C}{C_c} \\ \eta &= \frac{1}{2\pi} \frac{D_0}{W_0} = 2\zeta \end{aligned} \right\} \quad (3.7)$$

減衰材の性能は一般には温度と振動数の関数であるが、温度が変化したとき振動数を等価的に変えた状態で予測できるという、温度-振動数等価原理が見出されている。(4) これは、シリコンゴムやエナメルのような減衰材に対して、図 3.6 に示

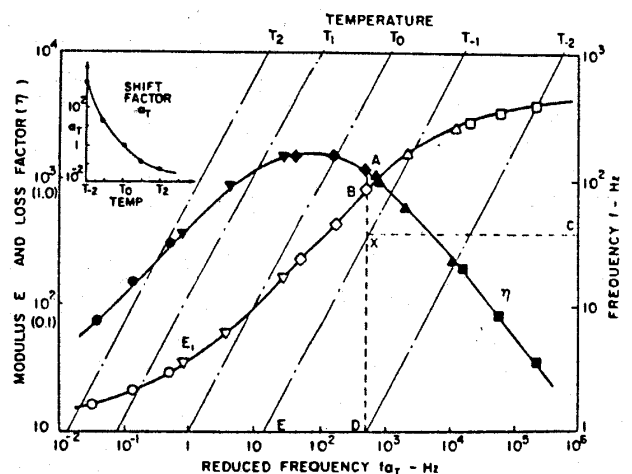


図 3.6 減衰材特性の温度-振動数等価原理

されるように弾性率  $E$  と損失係数  $\eta$  が単一の変数、即ち修正振動数  $f_{cr}$  で整理されるとするものである。図 3.6 で右側縦軸の振動数と斜めの温度一定の線との交点  $x$  から横軸上の修正振動数が決定され、これに対する  $A, B$  がそれぞれこの状態での損失係数と弾性率を与えている。

減衰材は図 3.7 に示されるように振動体表面に接着して用いられる場合と、構造物の間にはさん

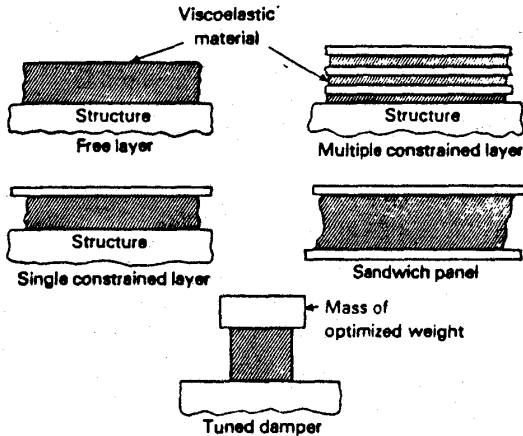


図 3.7 振動減衰材の適用例

で用いられる場合がある。一般に表層減衰材の中で効果的なものは、剛性があるとしても相当厚く装着された場合であり、金属板ではその重量の 15~20% 程度必要とされている。これに対し中間層減衰材は柔軟で薄い層にして用いられるが、この

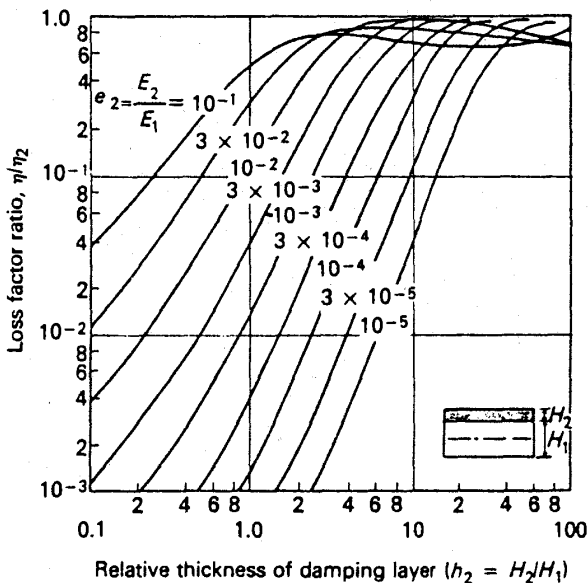


図 3.8 表層減衰材の損失係数

場合は振動に基く剪断運動に対して作用するため、伸縮運動に作用するときよりも効果的と考えられている。図 3.8 は全損失係数に対する表層減衰材の寄与が厚さによって変化する様子を示している。およその傾向として、厚さを倍にすると 5 倍程度減衰が増すことがわかる。

3.4 振動絶縁材料 振動絶縁の主旨はインピーダンスの高い要素の間に低いインピーダンスの材料を挿入して、振動エネルギーの伝播を遮断することにある。図 3.9 は強制振動に基く力や速度

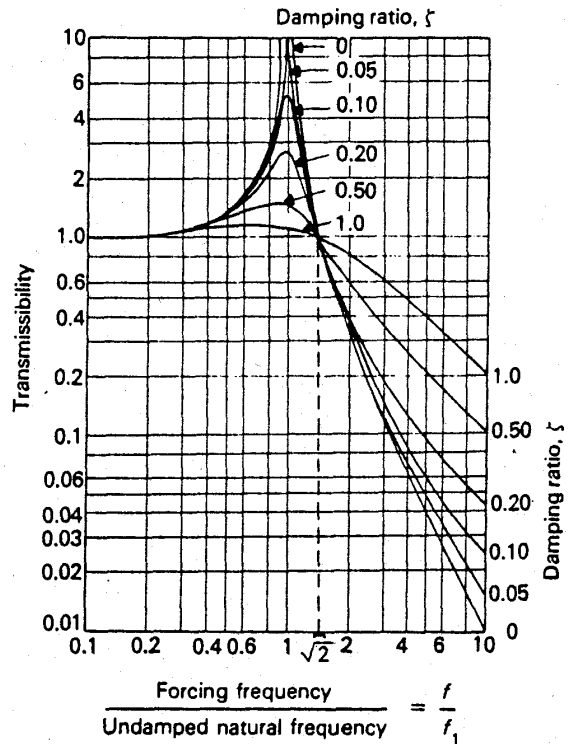


図 3.9 振動系の伝達率

の伝達率を示しているが、系の固有振動数の  $\sqrt{2}$  倍以上の振動に対して伝達率が 1 以下になることがわかる。即ち、振動絶縁材は、系の固有振動数を下げることによって誘起される振動の伝達率を小さく抑えることができれば、完全に弾性的であっても良いわけである。ただし、減衰が過小だと共振時の振幅が増大してしまうし、過大になると図からわかるように絶縁性能が低下してくるから、注意を要する。一般的には、伝達率  $\zeta$  を 0.1 以下に抑えることが振動絶縁の目安となる。

振動絶縁材料としては鋼製バネ、各種ゴム、コルク、フェルト類の他に空気バネが用いられる。

系の固有振動数は据付けたときの静たわみの平方根に反比例するが、材料によって与え得る静たわみに限界があり、鋼製バネで12~50mm程度、ゴム類で12mm程度以下、コルク、フェルト類では6mm程度以下である。一方空気バネは、圧力を大気圧から20気圧程度に変えて広い範囲の振動数に correspond することができる。

図 3.10は振動・騒音源となる送風ファンの振動

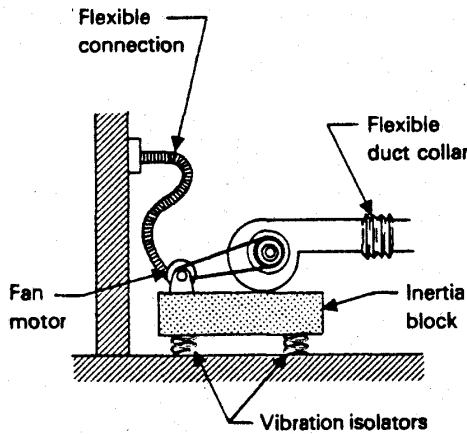


図 3.10 振動絶縁型の据付例

絶縁を施す場合、注意すべき諸点を示している。<sup>(1)</sup> 一般に機械類が床に置かれるとき床自身が振動体となり得る。このような場合、振動絶縁材の静たわみが床の静たわみの3~4倍なければ、振動絶縁体として有効に機能しない。また振動絶縁材に均等に荷重がかかっているとピッチング等別形態の振動を誘起するから、機械類はその重量よりも大きいブロックの上に載せて全体の重心を下げ、荷重を均等にして振動を安定化する必要がある。さらに機械から床への振動絶縁のみならず、ダクトや電源ホース等付属品から伝達される振動をも絶縁する工夫が必要である。

#### 4. 音の伝播

4.1 伝播径路 音が音源から受音者に達するには、種々の径路がある。音源と受音者が同一の空間に位置する場合、音源は直接にあるいは回折や反射によって受音者に到達する。また、直接と言えないまでも、空調設備の騒音のように、音源から通気ダクトを伝播した後受信者の空間に放射されることもある。

音源と受音者が構造物で区切られた空間にある

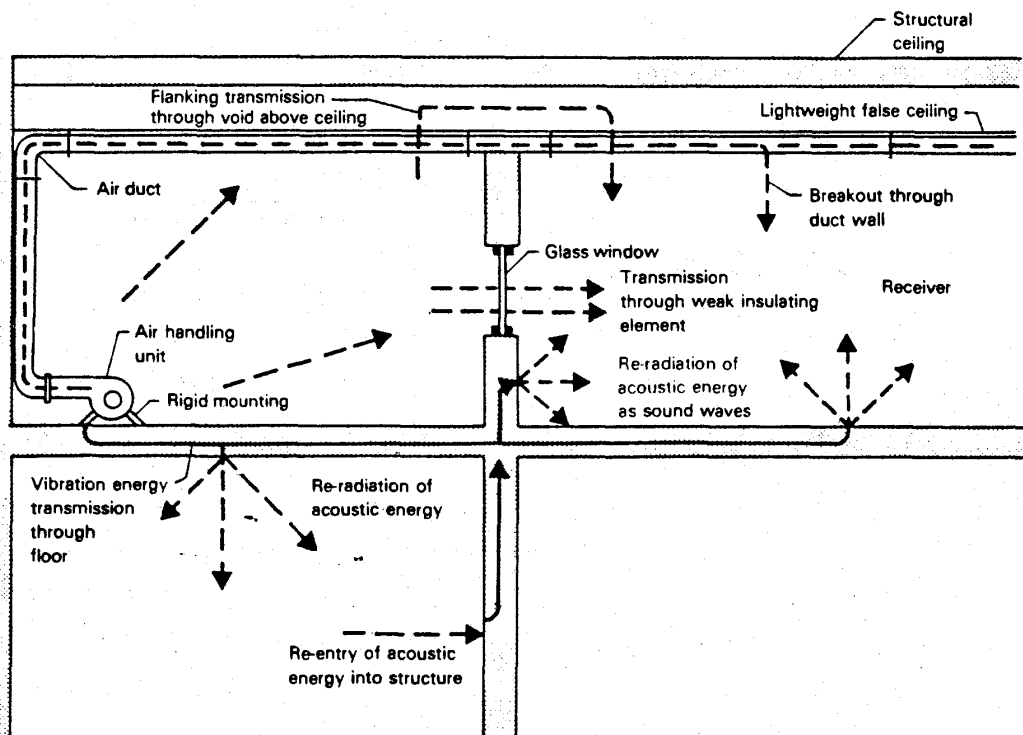


図 4.1 騒音の間接伝播径路

場合、一般には図 4.1 に示されるように伝達経路は極めて複雑である。<sup>(1)</sup> 音源が送風機の場合、騒音としては空間に直接放射され遮音性能の低いガラス窓等を透過して達する成分、仮設天井等つながった空間を伝播して来る成分、気流ダクトの壁から漏洩する成分等が考えられる。さらに重要な径路は、機械の振動が構造物を伝わり音響放射につながるものである。振動エネルギーとしては、機械から直接構造物に伝達される成分以外に、一旦音として空間に放射され再び振動の形で構造物に入る成分があり得る。

一般に騒音源のレベルを 35 dB にも及ぶ程度に減少させようとするときには間接径路による音の伝達を制御する必要がある。また遮へい壁の伝播損失が予測値と 5 dB 以上も食違うときは、別の間接的径路による音の伝播があるものと考えねばならない。

4.2 統計的エネルギー解析法 (SEA)<sup>(5)</sup>

構造振動を伴う騒音伝播の複雑な系の解析手法として、統計的エネルギー解析法 (Statistical Energy Analysis) があり、高速の航空機や宇宙船等の振動騒音問題に適用されている。これは、音響により誘起される構造物の振動や、騒音により外部から誘起される弾性容器内の音場、さらに、連結された弾性構造物を通じての振動エネルギーの流れ等の解析に有効な手法である。

統計的というのは、ある周波数帯  $\Delta\omega$  において、システム要素の固有振動数が一様な確率密度で分布し、各モードは同じようにエネルギーを有している、と仮定する点にあり、さらに簡単化のために各モードの減衰能も等しいと仮定される。したがって、SEA法は低周波数領域での解析には本来適さない。というのは、低周波数域ではモード密度が十分に多くなく、モード間の干渉が生じたり、コヒーレントなモードが重要な働きをすることがあるからである。

SEA法では、まずシステム要素についてパワの流れをモデル化すること、次にモード密度、構造損失係数、連成損失係数等を評価すること、さらにエネルギー分布の平衡状態を計算し対応する変数の統計量を計算すること等の手順が必要である。図 4.2 は 1 枚のパネルを音波が通過する場合のモデルである。各要素のパワの釣合は

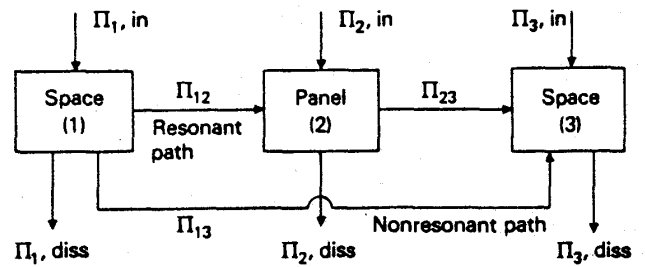


図 4.2 パネル透過における SEA モデル

$$\Pi_{i, in} = \Pi_{i, diss} + \sum_{j=1}^{3'} \Pi_{ij} \quad (i = 1, 2, 3) \quad (4.1)$$

と書ける。ここに  $\Pi_{i, in}$  は  $i$  番要素へのエネルギー入力、 $\Pi_{i, diss}$  は  $i$  番要素におけるエネルギー散逸で要素の平衡状態におけるエネルギーを  $E_{i, tot}$ 、損失係数を  $\eta_i$  とすれば

$$\Pi_{i, diss} = \omega \eta_i E_{i, tot} \quad (4.2)$$

と表わされる。 $\Pi_{ij}$  は  $i$  要素から  $j$  要素へのパワの流れで、

$$\Pi_{ij} = \omega \eta_{ij} E_{i, tot} - \omega \eta_{ji} E_{j, tot} \quad (4.3)$$

で表わされる。ここに  $\eta_{ij}$  は連成損失係数であり、 $\Delta\omega$  のバンド内に含まれる  $i, j$  要素の共振モード数を  $N_i, N_j$  とすれば

$$N_i \eta_{ij} = N_j \eta_{ji} \quad (4.4)$$

の関係にある。これらの関係を用いて式 (4.1)

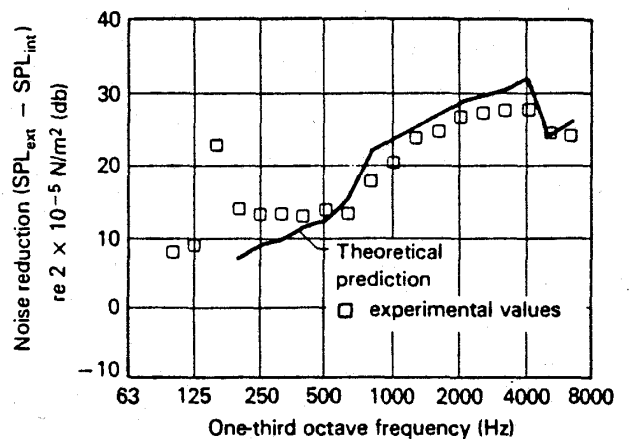


図 4.3 騒音透過における SEA 予測と実験の比較

書き換えると

$$\begin{aligned} \Pi_{i, in}/\omega &= (\eta_i + \sum_j' \eta_{ij}) E_{i, tot} \\ &\quad - \sum_j' \eta_{ji} E_{j, tot} \\ (i = 1, 2, 3) \quad & (4.5) \end{aligned}$$

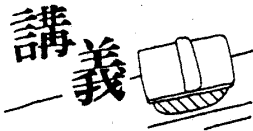
が得られる。これは各要素の平衡エネルギーに関する連立方程式であり、エネルギー入力がわかれば求めることができる。 $E_{i, tot}$  が求まれば  $E_{i, tot}/N_i$  が  $i$  番要素のモード1個分のエネルギーとして求められる。

損失係数を求めるには、相似なものから推定したり、モデル実験等で予測する必要がある。図4.3は宇宙船の外覆を音響的に励振した場合に、内部における音響の減少量に関してSEA法による

予測と実験値とを比較したものである。低周波数領域では統計的な扱いが不適当なため合わないが、高周波数領域では良く一致することがわかる。

#### 文 献

- (1) NASA SP-5108 (1981).
- (2) Soderman, P.T. & Noble, S.C., J. Air., 12-3 (1975), 168.
- (3) Kendall, J.M., AIAA Paper 77-55 (1977).
- (4) Jones, D.I.G., Air. Eng., Jan. (1979), 9.
- (5) Lyon, R.H., Statistical Energy Analysis of Dynamic Systems, MIT Press (1975).



# ガスタービン翼の振動強度設計と評価(1)

石川島播磨重工業株式会社 青野比良夫

## I まえがき

ガスタービンの振動およびその計測については、対象の部品が多岐にわたり(表1)、全てについて詳しく述べることは困難である。本稿では、これらのなかで最も発生頻度が高く、多くの因子が関連している意味で興味深い軸流回転翼(動翼)の振動強度設計とその評価の方法についてとりあげる。

ガスタービン動翼の構造強度設計上の重要な特徴は表2にまとめてある。まず、動翼には、空気力の反力が働くとともに高速回転による遠心力が翼の各断面に働く。また、特にタービン動翼には熱応力が加わる。熱応力は温度差に比例するので、冷却翼に著しい定常の熱応力が働く他に、起動・停止時に非定常の温度分布に起因する非定常・熱応力が働く。

表1. ガスタービンの代表的な振動問題

動翼および静翼の振動
翼とディスクの連成振動
回転軸系の振動
ファンケーシング(ファン動翼励振)の振動
歯車系の振動
補機(燃料コントロールなど)系の振動
ラビリンス・シールの自励振動
燃焼振動
配管系の振動

表2. 動翼の構造強度上の特徴

- |  |
|--|
| <ol style="list-style-type: none"><li>1. 複雑な負荷状態<br/>(空気力学的曲げ, 遠心力および熱応力)</li><li>2. 構造設計への制約<br/>(空気力学的性能および騒音性能)</li><li>3. 重量のカスケード効果<br/>(ディスク・シャフトおよび軸系支持系への影響)</li><li>4. 振動破損の影響<br/>(他の部品の連鎖的破損)</li></ol> |
|--|

翼の形状の決定には、空気力学的性能・騒音特性・構造強度および加工特性を考慮して最適化をする必要がある。反り角(turning)喰違い角(stagger)および振り(twist)などは、主に空力性能から定まる。翼のアスペクト比は、動静翼枚数に係わるので、騒音特性を考慮する必要がある。翼厚は、振動強度・FOD(異物による損傷)強度・加工性および空力特性と最も慎重にトレード・オフする必要があるパラメータである。このように、翼面の形状の決定には、強度以外の多くの制約条件があることを理解すべきである。

動翼の強度設計を安全側にとりすぎると、翼重量が過大になり、この重量が遠心力としてディスクと軸に負荷されるのでディスクと軸の重量が増大する。これらの重量は、また軸受および支持構造に影響を与える。このように動翼の設計は、周辺の部品の設計にカスケード的に影響するので、動翼の構造設計は、慎重且つ細心の注意を払って行われる。

翼が破損した場合、後段の翼が破片によって二次損傷を受ける。最も深刻な例は、ファン動翼のような大きな翼が破損したときケーシングを突き破って外部に飛び出すことである。飛び出した翼が飛行機の本体に衝突し墜落させる恐れさえある。このため航空用エンジンのケーシングは、破損動翼の封じ込め(containment)能力と軽量化要求とのトレード・オフでその板厚が決定される。

ガスタービン翼の振動強度設計とその評価方法に係わる諸活動をまとめたものが図1である。活動は大きく設計・単品試験評価および運転試験評価に分けられる。

まず、設計で空力特性・騒音特性および加工性などの諸制約の中でトレード・オフされた結果、翼の形状が定まると、最終計算として有限要素法(FEM)による詳細振動計算を実行する。結果は、キャンベル線図および応力分布線図の形に整理される。これにより、運転回転数範囲に有害な共振の

(昭和61年10月17日原稿受付)



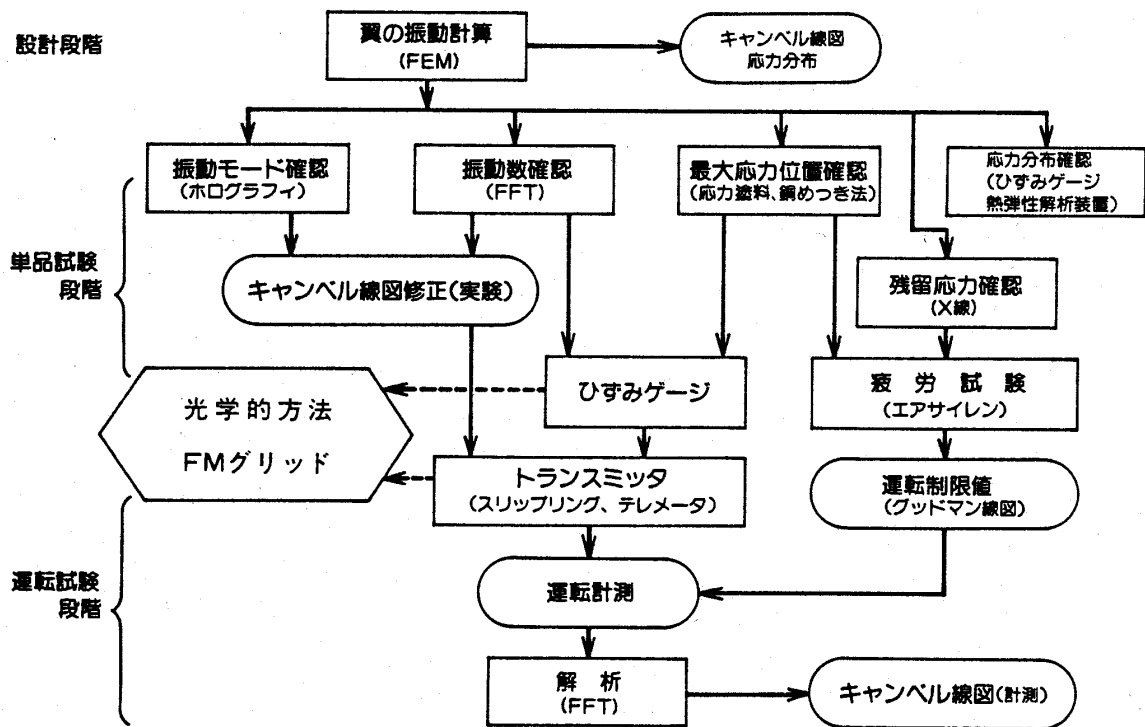


図1. ガスタービン翼の振動強度設計と評価

可能性がないことを確認する。

設計が確定し部品が完成した時点で、製作された部品を使って振動試験を行い設計時に作成したキャンベル線図を修正する。あわせて、翼の疲労試験および残留応力計測を行う。これらの諸試験は、設計解析の妥当性の確認と使用プログラムの精度検討に役立つ。

ガスタービンの組立に並行して翼にひずみゲージを貼付し、運転時に実働振動応力を計測する準備をする。動翼の振動応力計測には、回転部から静止部に伝達するスリップリングまたは、テレメータのようなトランスミッタが必要である。これらの準備は、試作ガスタービンを安全に運転するために必要不可欠のものである。(1)

運転試験において計測されたデータは、最終的にはやはりキャンベル線図の形に整理され、この線図が最も信頼度の高いデータとなる。この線図には、振動応力の絶対値が得られている。航空用ガスタービンでは、高空状態をシミュレートしたエンジン運転を行い振動応力計測をする。また、飛行試験時にファン動翼の振動応力を計測することがある。(2)

本講義では図1に示すように、翼の振動強度設

計の手法とその評価の方法および翼の振動による不具合事例について解説する。

## II 設 計

### 1. 動翼のワイドコード化

動翼のワイドコード化は、最近の顕著な傾向である。図2の左側の翼は、約30年前の航空用ガスタービン動翼でありアスペクト比は約3.4である。右側の翼は最近の設計のもので、その比は約1.2で

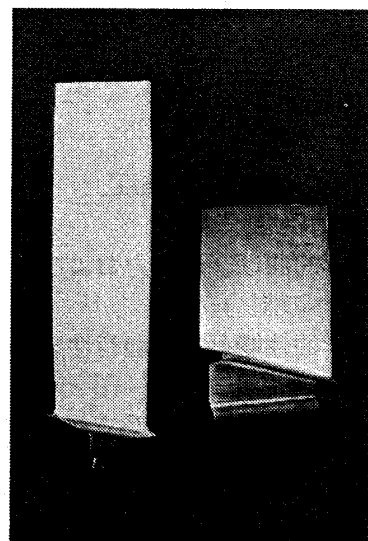


図2. 圧縮機翼のワイドコード化

ある。最近の動翼のワイドコード化は、圧縮機のサージ余裕の確保への努力の結果である。異物(砂、鳥など)を吸い込んで損傷を受けたり前縁を侵食されたりしたときでも、簡単にサージやフラッターに入らないタフな圧縮機が望まれてきたためである。

この著しいワイドコード化の傾向がガスタービンの構造設計に新しい問題を提起した。その主要な問題は、

- (1) アンツイスト応力
  - (2) パネルモード振動
  - (3) ケーシングのコンティメント能力
  - (4) 軸系のロータダイナミックス
- である。

ワイドコード翼の定義として本講では、目安としてアスペクト比で2.0程度以下のものとする。このアスペクト比領域では、シュラウドの必要がないものである。

2. 簡易計算と有限要素法<sup>(3)</sup>

設計に予備設計(Preliminary Study)と詳細設計(Detailed Study)があるように、これらの設計に対応して計算方法も2種あるべきである。予備設計では、基本的な形状パラメータを絞り込むためのもので、比較的広い範囲のパラメトリックス・スタディが要求される。したがって、計算するケースの数が多いので有限要素法を使うのは、現時点では計算時間および費用の点で实际的でない。また、有限要素法では必ずしもパラメータの影響が見通し難い欠点をもつので、材料力学的アプローチが求められる。

詳細設計段階では、既に絞り込まれた数少ないケースでの詳細計算が必要になる。この場合は、有限要素法が適当であり、特に航空用の場合は重量軽減のために徹底して形状を洗練する。

本講では、主に予備設計段階での材料力学的アプローチについて述べる。

3. 定常応力

動翼に働く定常応力は、遠心力、空気曲げ力および熱応力であるが、最も大きいのは遠心力である。

3-1. 翼形状のパラメータ 翼形状は、千差万別のように考えられるかも知れないが、現実の翼形状は上手にパラメータを選んでやれば比較的

少ないパラメータでかなり正確に表示することができる。図3に翼形状パラメータを示す。面積お

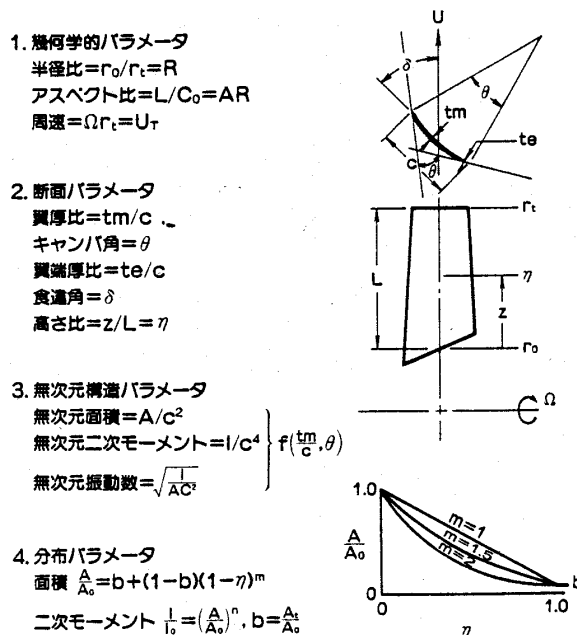


図3. 翼形状パラメータ

よび二次モーメントの径方向の変化を  $b, m, n$  の3個のパラメータで表示する。表3に特殊な分布の梁および典型的な翼のパラメータが示されている。

表3. 分布パラメータ

梁の形式	$b$	$m$	$n$
一様断面梁	1	0	1
線形矩形くさび梁	0	1	3
線形円錐梁	0	2	2
典型的な翼	0.2-0.3	1-2	2-3

遠心応力に対する主要なパラメータである翼先端周速  $U_T$ 、ボス比  $R$ 、面積比  $b$ 、面積変化指数  $m$  を実在の航空用ガスタービン翼について調べたものを表4に示す。

表4. 主要パラメータの範囲(航空用ガスタービン)

要素	翼先端周速 $U_T$ (m/sec)	ボス比 $R = \frac{r_0}{r_t}$	面積比 $b = \frac{A_t}{A_0}$	面積変化指数 $m$
ファン	360-480	0.30-0.50	0.20-0.40	1.5-2.0
圧縮機	360-480	0.50-0.90	0.20-0.60	1.5-2.0
ブースト段圧縮機	240-300	0.80-0.90	0.30-0.60	1.0-1.5
高圧タービン	420-540	0.60-0.90	0.60-0.80	0.8-1.0
低圧タービン	360-420	0.50-0.70	0.20-0.40	1.0-1.5

3-2. 動翼遠心応力(断面平均応力) 図4を  
 考えて動翼に働く遠心力についての均合の式を導  
 く。

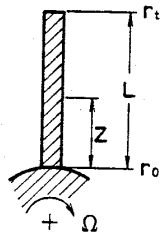


図4. 動翼の遠心応力

$$dF = \left[ \frac{r}{g} \cdot A \cdot dz \right] \left[ \Omega^2 (r_0 + z) \right] \quad (1)$$

通常の翼に対して次式が成立すると仮定する。

$$\frac{A}{A_0} = b + (1-b)(1-\eta)^m \quad (2)$$

(2)式を(1)式に代入して積分して翼根本部の遠心  
 応力の平均値についての次式の解を得る。

$$\sigma_c = \left[ \frac{r}{g} \right] U_T^2 (1-R^2) \left[ C_1 + \beta C_2 \right] \quad (3)$$

ここで、

$$C_1 = \frac{b}{2} + \frac{(1-b)}{(m+1)(m+2)} \quad (4)$$

$$C_2 = b + \frac{(1-b)}{(m+1)} \quad (5)$$

$$\beta = \frac{R}{1-R} \quad (6)$$

当然のことではあるが、(3)~(6)式からつぎのこ  
 とを改めて認識しておく必要がある。

1. 遠心応力は翼先端の風速の2乗に比例する。
2. 遠心応力は材料の比重に比例する。
3. 遠心応力は、R, b, mの関数である。
4. 遠心応力はアスペクト比に無関係である。

なお、(3)式をbおよびmについて微分すること  
 によってそれぞれ次式を得る。

$$\frac{\Delta \sigma_c}{\sigma_c} = \frac{\Delta C_1 / \Delta b + \beta \Delta C_2 / \Delta b}{C_1 + \beta C_2} \frac{\Delta b}{b} \quad (7)$$

$$\left. \begin{aligned} \frac{\Delta C_1}{\Delta b} &= \left\{ \frac{1}{2} - \frac{1}{(m+1)(m+2)} \right\} \\ \frac{\Delta C_2}{\Delta b} &= \left\{ 1 - \frac{1}{m+1} \right\} \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

$$\frac{\Delta \sigma_c}{\sigma_c} = \frac{\Delta C_1 / \Delta m + \beta \Delta C_2 / \Delta m}{C_1 + \beta C_2} \frac{\Delta m}{m} \quad (9)$$

$$\left. \begin{aligned} \frac{\Delta C_1}{\Delta m} &= -(1-b) \frac{2m+3}{(m+1)^2(m+2)^2} \\ \frac{\Delta C_2}{\Delta m} &= -(1-b) \frac{1}{(m+1)^2} \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

代表的な値として、R=0.5(すなわちβ=1) b  
 =1, m=1.5を(7)(9)式に代入すると、b, mの推定  
 誤差が遠心応力の誤差に与える影響の目安を求め  
 ることができる。

$$\frac{\Delta \sigma_c}{\sigma_c} = 1.30 \frac{\Delta b}{b} \quad (11)$$

$$\frac{\Delta \sigma_c}{\sigma_c} = -0.248 \frac{\Delta m}{m} \quad (12)$$

比較のために(3)式で特殊な場合の解を求める。

(i) 一様断面棒、ハブ固定の場合

R=0, b=1, m=1を(3)式に入れて、

$$\sigma_c = \frac{r}{2g} U_T^2 \quad (13)$$

(ii) 線形くさび、ハブ固定の場合

R=0, b=0, m=1

$$\sigma_c = \frac{r}{6g} U_T^2 \quad (14)$$

遠心応力を簡単に計算するために、表5に示す  
 ようにファンと圧縮機・翼とタービン翼に分けて  
 計算図表図5, 図6を作成する。これらの図表か  
 ら遠心応力には、翼先端周速U\_Tおよびボス比Rの  
 影響が大きいことが一目瞭然である。

表5. 計算図表のパラメータ

要 素	ボス比 R=r <sub>0</sub> /r <sub>t</sub>	面積比 b=A <sub>t</sub> /A <sub>0</sub>	面積変化 指 数 m
ファン・圧縮機 ブースト段	0.3<R<0.9	0.3	1.5
タービン	0.6<R<0.9	0.6	1.0

3-3. アンツイスト応力<sup>(4)</sup> 前節では、断面で  
 一様の応力状態を想定して求めたが、実際の翼で  
 は翼厚および翼弦方向にも応力分布が存在する。  
 翼弦方向の応力分布は捩れ角(twist), 反り角(cam-  
 ber)および翼厚などが図7に示すように翼高さ方  
 向に変化することに起因する。特に翼の捩れ(twist)  
 の影響が大きいので、ここではアンツイスト応力  
 に絞って議論する。

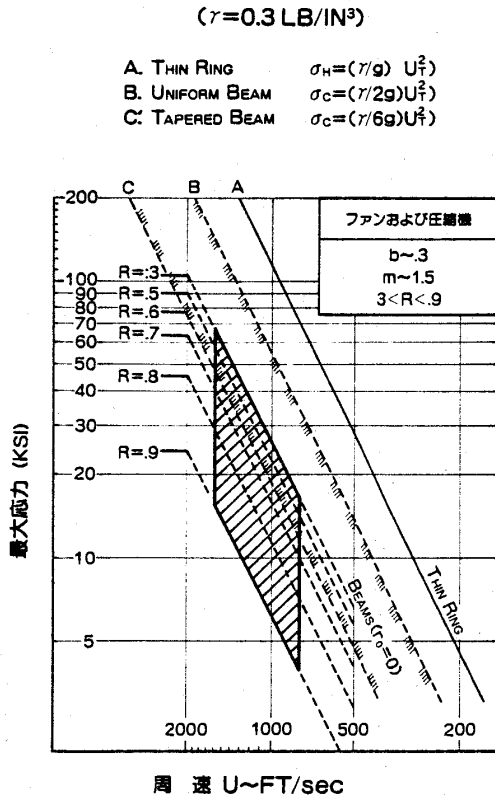


図5. 遠心応力計算図表(ファン, 圧縮機)

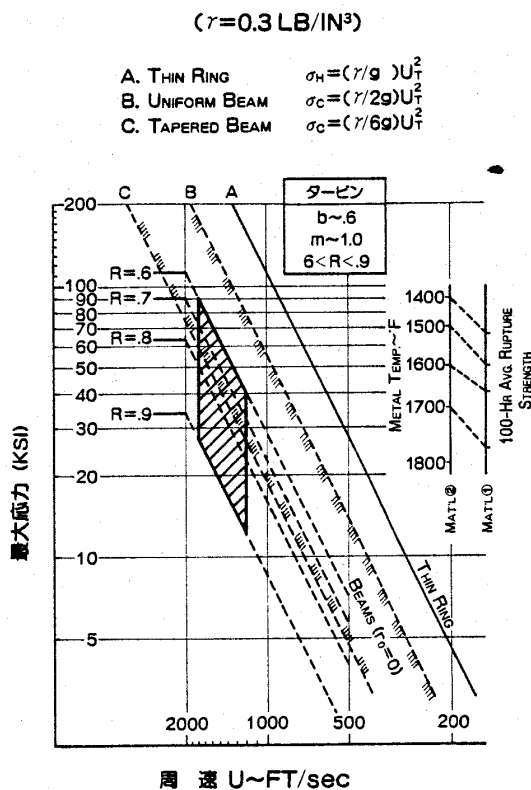


図6. 遠心応力計算図表(タービン)

図7の斜線部分の重量は、遠心力によって翼の振れをもどす方向に働くことは容易に判る。この

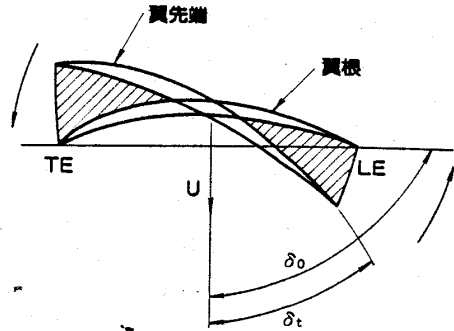


図7. 翼の振れ(twist)

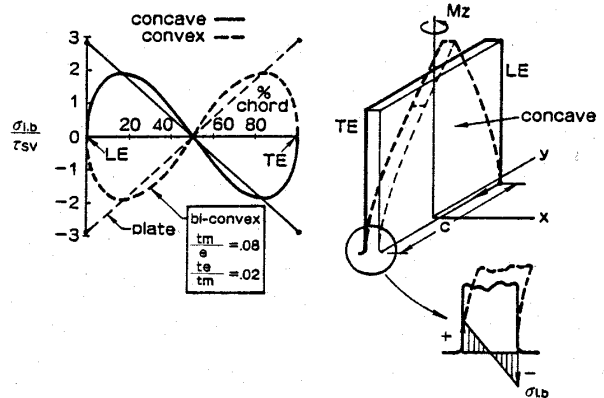


図8. アンツイストによる前後縁に働く曲げ応力

振りもどし(untwist)のモーメントによって翼根元部の前後縁近傍に曲げ応力が働く(図8)。この振りモーメントによる付加的な応力について定性的な考察を加える。

最も単純な図8に示すような片持矩形板の先端に $M_z$ が働く場合を考える。弾性論によれば矩形板の根元に発生する曲げ応力は、図8に示すように翼弦方向に線形になり、前・後縁で最大応力となる。しかし、実際の翼は、前縁・後縁は丸くなって板厚が小さくなっている。この効果を入れると同図に示すように高応力部が前後縁から内部に移る。このことは有限要素法による実翼の計算で確かめられている。したがって翼のアンツイスト応力が引張りで最大になる場所は図9に示すようになる。

なお、曲げ応力は、翼根元から $\eta=0.3/AR$ 離れたところで殆んど零になってしまう。 $AR$ (アスペクト比)=3ならばアンツイスト応力は根元から翼

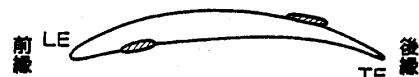


図9. アンツイストによる最大応力部位

高の約10%の範囲に限られるが、 $AR=1$ ならば30%となる。このアンツイスト応力が断面の平均の遠心力に重ね合わされて翼に働く平均応力が増大する効果となって、翼の疲労強度に大きな影響を及ぼす。

結論として、このアンツイスト応力による断面平均の遠心力に対する応力倍率 $M$ は次式で近似的に表わされる。

$$M = \frac{\sigma_{max}}{\sigma_{AV}} = \frac{3.84}{AR} (1-R) + 1 \quad (15)$$

この式によれば倍率は、 $AR$ および $R$ の関数で極めて容易に倍率を得ることができる。

図10(a)に典型的な動翼についての有限要素法による解析結果を示す。最大応力は翼弦80%（後縁近傍）の凸部に発生している。応力倍率は、約2.4である。ここでアンツイスト応力が動翼の1次曲げ振動による疲労破損に及ぼす影響について考えてみる。図10(b)は1次曲げ振動をしている翼の振動応力分布である。これらの2情報（平均応力と繰返し応力）をもとに、グッドマン線図上に翼断面に沿って前縁から後縁まで応力状態をプロットしてみたものが図10(c)である。

図10(c)のプロットにより前縁から約30%翼弦長の凹部（圧力面）が最も疲労破損しやすい位置であることが分かる。もしアンツイスト応力を無視すると前縁から約45%凸部が振動応力最大となり著しく異なった結論に導くことになる。

アンツイスト応力の考慮が重要となる所以である。

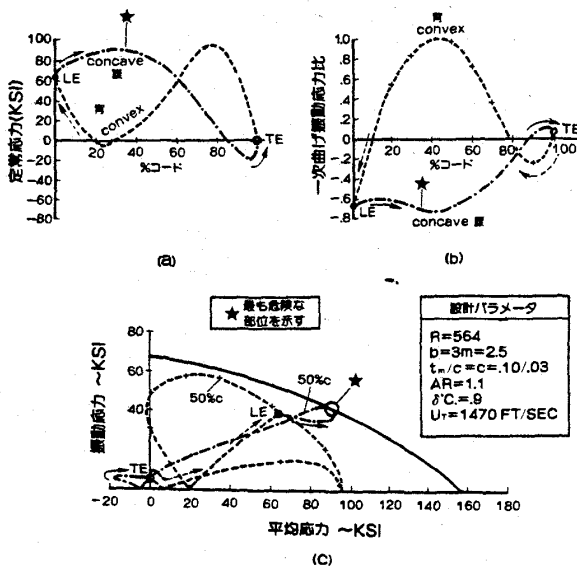


図10. 最も危険な部位の決定法

3-4. まとめ 翼根元部の遠心力に影響あるパラメータを整理すると表6のごとくなる。実際の設計では、これらのパラメータと材料を適切に選ぶことによって適切な高サイクルおよび低サイクルの疲労強度を確保することになる。

表6. 遠心応力に影響するパラメータ

パラメータ	$\Delta\sigma_{CF}^\circ$
翼先端周速 $U_T$	+
ボス比 $R$	-
面積比 $b = A_T/A_0$	+
面積分布 $m$	-
材料密度 $\rho$	+
アスペクト比 $AR$	-
全振れ $\Delta\sigma = f(R)$	+

4. 強制振動 — 共振<sup>(5)</sup>

設計段階で図1に示すように翼の振動計算を行いキャンベル線図と呼ばれる振動干渉線図を作成する(図11)。翼形状が確定した場合には、有限要素法の詳細計算をするが、基本的な形状を決定する過程では簡易計算が多用される。ここでは、パラメトリックなスタディに便利な簡易計算法について述べる。

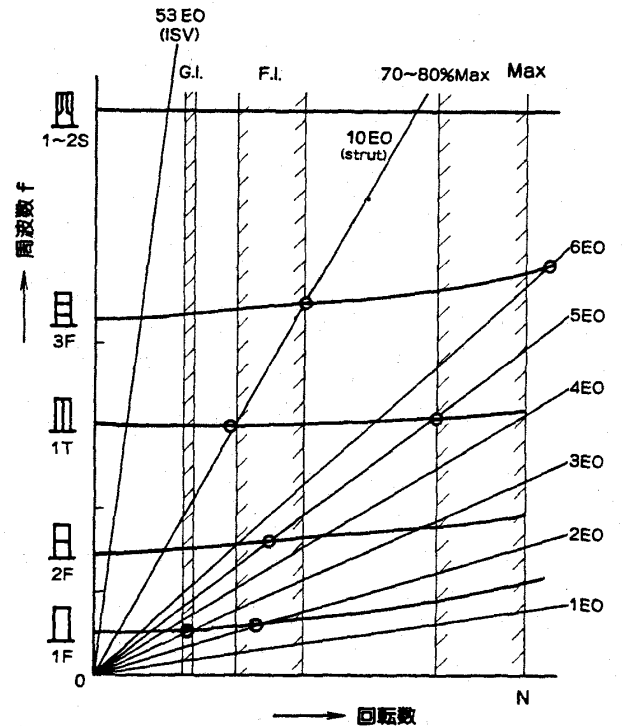


図11. キャンベル線図(1段動翼)

4-1. 曲げ振動 動翼を片持ち梁と考えると運動方程式は次式となる。

$$EI \frac{d^4 Y}{dX^4} = -\rho A W^2 Y \quad (16)$$

固有値問題としての振動数の解は、

$$\omega_b = 2\pi f_b = \frac{a_n}{L^2} \sqrt{\frac{EI_0}{\rho A_0}} \quad (17)$$

ここで、 $a_n$  翼の断面形状およびテーパの関数である。なお、テーパ梁についての分布パラメータ  $m$  および  $n$  を次式のように定義する。

$$\frac{A}{A_0} = B + (1-b)(1-\eta)^m \quad (18)$$

$$\frac{I}{I_0} = \frac{A}{(A_0)^n} \quad (19)$$

$\Psi_b = \frac{a_n}{2\pi}$  とおき(17)式を書き直す。

$$f_b = \Psi_b \cdot \frac{1}{L} \frac{1}{AR} \cdot \sqrt{\frac{I}{A_0 C_0^2}} \cdot \sqrt{\frac{E}{\rho}} \quad (20)$$

(20)式は翼材料で決まる  $\sqrt{\frac{E}{\rho}}$ 、翼根元部の寸法で定まる  $\sqrt{\frac{I_0}{A_0 C_0^2}}$  翼の代表寸法で定まる  $\frac{1}{L \cdot AR}$  および分布パラメータ  $b, m, n$  で定まる  $\Psi_b$  から成り立っている。

表7に一様断面(円断面, 矩形断面), テーパ(矩形および円錐)および翼形状の場合の  $\Psi_b$  値が示されている。

表7. 曲げ振動パラメータ

梁の形式	$b$	$m$	$n$	$\Psi_b$	
一様 円	1	1	1	0.560	
断面 矩形	1	1	1	0.560	
テーパ	矩形	0	1	3	0.847
	円錐	0	2	2	1.388
翼形状	.0-.8	1-2	2-3	0.6-0.9	

翼形状の場合は  $\Psi_b$  は 0.6-0.9 の値をとるが、分布パラメータ  $b, m, n$  の関数となり図12に詳細が示されている。

また、無次元振動数  $\sqrt{\frac{1}{AC^2}}$  は二重円弧翼の場合について翼厚 ( $t_m/C$ ) および反り角 ( $\theta$ ) の関数として図13に示す。

4-2. 振り振動 曲げ振動と同様な方法で振り振動について(20)式と類似の式を得ることができる。

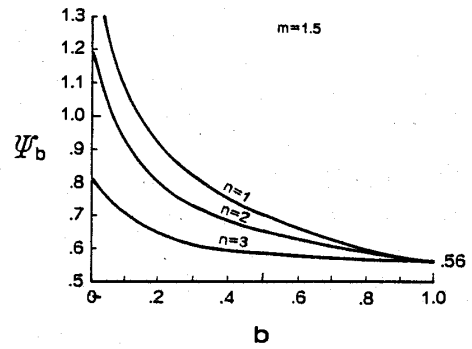


図12.  $\Psi_b$  計算図表

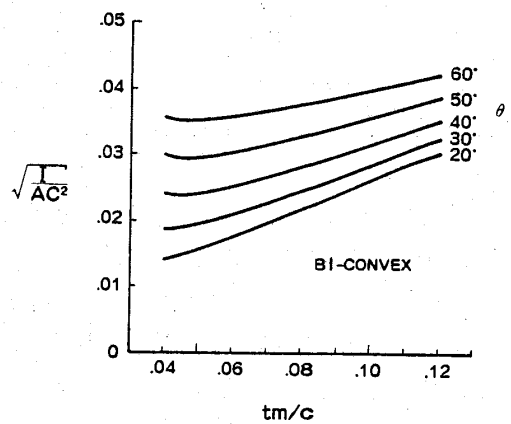


図13.  $\sqrt{\frac{1}{AC^2}}$  計算図表

$$f_t = \Psi_t \cdot \frac{1}{L} \sqrt{\frac{T_s}{I_p}} \cdot \sqrt{\frac{G}{\rho}} \quad (21)$$

4-3. 翼弦方向曲げ振動(ストライプモード)

この曲げ振動を通常の1次曲げ・1次振り振動の連続として把えるために図14が参考になる。

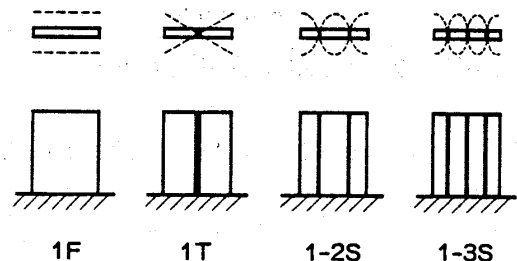


図14. ストライプモード




ストライプモードは、ワイドコード翼の流行とともに他のモードに対して相対的に固有振動数が下ってきて問題になってきたものである。

4-1の曲げ振動と同様の取扱いをして次式を得る。

$$f_s = \sqrt{12} \Psi_s \cdot \frac{AR}{L} \cdot \sqrt{\frac{I}{A_0 C_0^2}} \sqrt{\frac{E}{\rho}} \quad (22)$$

(22)式は基本的には板の free-free モードの解であり、矩形・線形 および放物線各断面の  $\Psi_s$  の値は表8に示す通りである。

表8. ストライプ・モードの振動数パラメータ

断面形状	S(1-2S)	S(1-3S)	S(1-3S)
			S(1-2S)
矩形 	1.028	2.83	2.76
線形楔 	1.204	2.00	1.66
放物線 	1.430	—	—

これらは free-free の結果であるから翼根元部の固定の影響を考える必要がある。

図15は、矩形翼についての固定の影響を示したものでアスペクト比の関数として  $\Psi_s$  が表示されている。表8および図15を組合せて1-2Sおよび1-3Sのストライプモードの固有振動数の概略値が式(22)によって求まる。

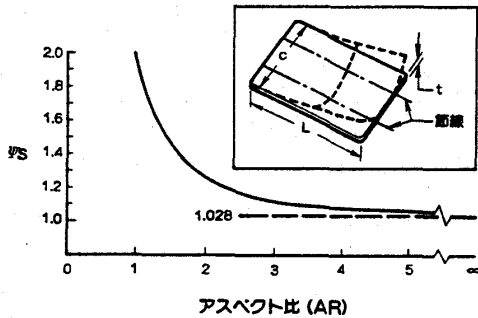


図15. 翼根元部固定の影響(板モード)

4-4. アスペクト比の影響、(20)(21)(22)各式を比較すると、各々のモードに対してアスペクト比の

影響が異なることが判る。すなわち、曲げモードは反比例するのに対してストライプモードは比例するが、振りモードは無関係で3者3様である。この様子を図示すると図16のようになる。最近のワイドコード翼では1-2S, 1-3Sのようなパネルモードが振りモード・曲げモードと連成し問題となる傾向がこの図により判る。

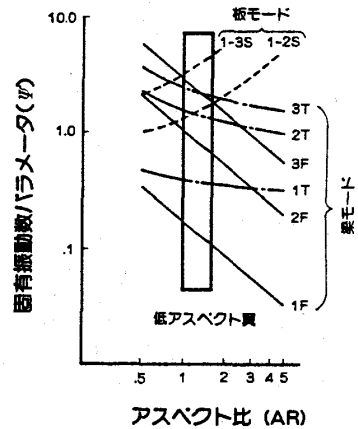


図16. アスペクト比の影響

参考文献

- (1) 青野・近田, 高温ガス中の高速回転動翼の振動応力計測技術とその応用, ターボ機械, 11(9) (1983.9) pp 32-39
- (2) K. Jimboh et al, An Automatic Processing System for Vibration Data Analysis of Gas Turbine Engines, Paper No 55, 1977 Tokyo Joint Gas Turbine Congress.
- (3) V. M. Cardinale, The Aeromechanical Design and Experimental Verification Process, 1979 Lecture Notes.
- (4) C. C. Chamis, M. D. Minich, Structural Response of Fiber Composite Fan Blades, ASME 75-GT-78
- (5) 神保喜一ほか, 回転を考慮したブレードの振動解析, 日本航空宇宙学会航空原動機に関する講演会, 1982



# ガスタービン触媒燃焼器用触媒の 大気圧下における反応特性

航空宇宙技術研究所 林 茂  
航空宇宙技術研究所 山田 秀志

## 1. まえがき

わが国においてもガスタービンの用途が大容量複合発電や熱併給発電など、航空用、あるいは非常発電用以外の分野に拡大されつつある<sup>1)</sup>。これに伴いガスタービンの排気清浄化の要請が今後強まることが予想される。ガスタービンの排気には一酸化炭素、炭化水素、窒素酸化物、ばいじんなどの有害成分が含まれているが、わが国では天然ガスや灯油などのクリーンな燃料が使用される方向にあるので、とくにガスタービンの新しい用途ではメタンを主成分とする天然ガスが使用されるので一酸化炭素、炭化水素、ばいじんの排出はとりあえずは問題にならない。一方、窒素酸化物の排出は高温・高圧下での燃焼であるので、残存酸素濃度の違いを考慮して比較するとボイラーに比べて数倍も多く、しかも、ガスタービンは排ガス量が多く、残存酸素濃度が高いので脱硝コストが高い。また、効率向上をめざしたガスタービンの高温、高圧化は従来の燃焼方法を採用する限り、必然的に窒素酸化物の排出増大につながるため、新しい低 $\text{NO}_x$ 燃焼技術への期待が高まっている<sup>2)</sup>。

ガスタービンにおける燃焼器の役割は高温ガスの発生にあるが、現在ほとんどの燃焼器に用いられている、いわゆる拡散燃焼方式では燃焼器内最高ガス温度は出口ガス温度(タービン入口温度)よりもさらに1000℃ほど高い。混合気の希薄化と予混合化により燃焼器内最高ガス温度を徹底的にも下げて $\text{NO}_x$ の生成を抑制しようというのがいわゆる希薄予混合燃焼であるが<sup>3)</sup>、熱効率、出力を下げずに $\text{NO}_x$ の低減が可能な点でガスタービン燃焼器に最も適した低 $\text{NO}_x$ 燃焼技術といえよう。燃料が液体の場合には予め蒸発過程を必要とするのでまだ実験室規模の研究段階にある

が<sup>4-8)</sup>、ガス燃料の場合には予混合の形成が比較的容易なので、希薄予混合燃焼領域を備えた希釈空気量可変の二段燃焼器が複合発電プラント用ガスタービンに実用され、定格負荷運転時の $\text{NO}_x$ の排出を約1/2に低減するのに成功している<sup>9)</sup>。

上記の希薄予混合燃焼の一種に分類することもできるが、今までの燃焼の概念からすると別の領域として扱ったほうがよい低 $\text{NO}_x$ 燃焼技術に触媒燃焼がある。これは通常の予混合気の希薄側可燃限界よりもさらに希薄な混合気を燃焼(反応)させることができるので、原理的には燃焼器内最高ガス温度をタービン入口温度に一致させることもでき、その結果、希薄予混合燃焼よりもさらに大幅な $\text{NO}_x$ 低減が期待される。

この新しい燃焼法は、燃料/空気混合気を触媒を通して反応させる際に温度が十分高くなる条件では、触媒表面だけでなく、気相において急速な反応(Catathermal Combustion)が起きることをPfefferleらが約15年前に実証したことに始まる<sup>10)</sup>。Engelhard社から供給された触媒燃焼器を用いて、米空軍推進研究所のBrazowskiら<sup>11)</sup>はJP-4燃料/空気混合気を、またNASAルイス研究所のAndersonら<sup>12)</sup>は自動車用ガスタービンへの適用を考えてプロパン/空気混合気を燃焼させ、 $\text{NO}_x$ の生成を極めて低いレベルに抑えると同時に高い燃焼効率を得られることを示した。WH社のDecorsoらはEngelhard社と共同で定置用ガスタービンへの適用を考え、No.2ディーゼル油、低発熱量石炭ガスに対する触媒の燃焼特性に関する研究を行なってきた<sup>13,14)</sup>。石炭ガス化によって製造される中、低発熱量ガスへの触媒の適応性に関し、模擬ガスによる基礎的実験がOsgerbyらにより<sup>15)</sup>、また、実際のガス化装置によって製造されたガスを用いた燃焼実験がDanielによって<sup>16)</sup>報告されている。N分を含む燃料の触

(昭和61年7月14日原稿受付)



媒燃焼における $\text{NO}_x$ の生成<sup>17)</sup>や、触媒床の温度分布に与える予熱燃焼ガス中の未燃成分の影響に、媒燃焼における $\text{NO}_x$ の生成や、触媒床の温度分布に与える予熱燃焼ガス中の未燃成分の影響に関する実験も行なわれている。触媒床を反応開始温度にまで加熱する方式の小型触媒燃焼器の燃焼試験<sup>19,20)</sup>や、大容量発電用ガスタービンの触媒燃焼器の設計研究<sup>21,22)</sup>も報告されている。

米国では上に紹介したように活発な研究開発が進められてきているが、わが国においては、ガスタービン/蒸気タービン複合発電の導入やその開発、あるいは電気熱併給発電への関心の高まりとともに、ガスタービンを対象とした触媒燃焼の基礎的研究が開始された<sup>23-26)</sup>。

ガスタービン用触媒燃焼器の実現には、耐熱性、耐久性に優れた、低温活性の高い触媒の開発が不可欠なことはいふまでもないが、同時に、それらの要求を緩めるためには触媒燃焼をどのように燃焼器に適用すればよいかについての研究を進めることが必要である。例えば、上流側に低温活性の高い触媒を、下流側に耐熱性、耐久性の高い触媒を配置することはそのひとつであるが、適切な組み合わせのためには触媒のなかで反応がどのように進行するかデータが必要である。従来の実験の多くは、混合気を触媒に通し、出口で採取した燃焼ガスを分析し、高い燃焼効率の得られる試験条件を調べることに重点が置かれている。著者らは、まず、パラジウム触媒1種類、および白金/パラジウム触媒2種類について、比較的薄い担体を4あるいは5段重ねた反応部を用いてプロパンおよびメタンの空気混合気を反応させ、各段出口で採取したガス分析を行ない、反応特性を調べた<sup>25)</sup>。つぎにパラジウム触媒を使用したプリバーナ方式燃焼器を試作し、その燃焼排気特性を実験した<sup>26)</sup>。本報ではパラジウム触媒の反応特性に及ぼす混合気温度、当量比、流速、燃料の影響について記述する。

## 2. 実験装置および方法

実験装置の概要を図1に示す。ブローから吐出された空気は、電気ヒータで所定の温度に加熱され混合気形成部に流入する。ガス燃料はボンベから調圧器を経て供給され、燃料噴射器によりこの加熱空気流中に噴射される。燃料と空気の流量

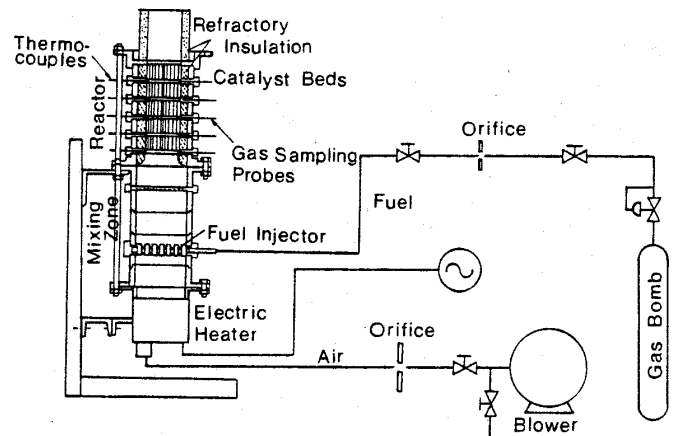


図1 実験装置の概要図

は、それぞれオリフィス流量計で計測される。短い距離でできるだけ均一な混合気を形成するために、この燃料噴射器は混合気形成部断面に37個のベンチュリー部を備え、またその下流には混合促進用のミキサーおよび逆火防止用金網が2枚挿入されている。反応部入口における混合気濃度の半径方向の不均一率は±1%に抑えられている。

反応部は円筒形の触媒を適当な間隔をおいて重ねられる構造で、各段の入口(出口)において熱電対によるガス温度の計測、およびガスサンプリングプローブによる燃焼ガスの採取が行なえるようになっている。

実験に使用した触媒は外径80mm、厚さ25mmのパラジウム系セラミックモノリス触媒であり、触媒担持量は0.5 wt%である。担体のセル形状は正方形、セル数は300セル/平方インチである。反応部はこの触媒担体を、スペーサフランジにより、5mmの間隔をおいて5段重ねたものである。各触媒担体の周囲の環状部にはセラミックファイバーを充填し(図2)、また反応部全体を外部から断

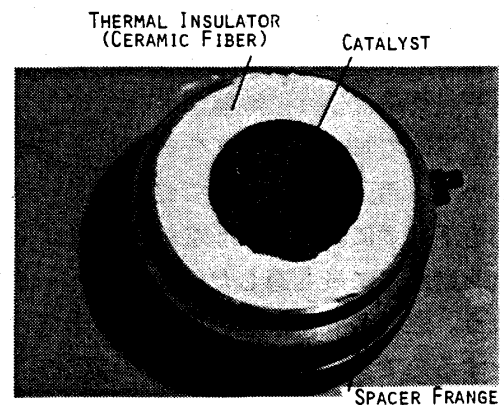


図2 反応部のモノリス触媒

熱材で覆い、外部への熱損失を小さくするようにした。反応部の流路径は、この実験に先行して実施した評価試験<sup>25)</sup>に用いた別の触媒の担体径と一致させるために、スペーサフランジの内径を60mmにしてある。反応部の最終段の下流側には、外部からの空気の拡散の影響を防ぐために耐火レンガ製の円筒(内径60mm×長さ65mm)が接続されている。

実験では燃料としてメタンとプロパンを使用した。メタンは、わが国の大容量ガスタービン複合発電プラントの燃料として用いられている天然ガスの主成分である。プロパンは燃焼性や排気特性などの点で灯油の蒸気にちかいガス燃料である。なお、メタンはプロパンよりも酸化されにくく、その酸化反応に対してはパラジウムのほうが白金よりも活性が高いことが報告されている<sup>27,28)</sup>。

表1は実験を行なった混合気の反応部入口温度  $T_{in}$  と流速  $U_r$  の組み合わせを示す。記号M、およびPは、それぞれ、メタンおよびプロパンでの実験を表わしている。混合気流速は8 m/s が基準であるが、混合気流速による反応への影響を調べるために  $T_{in} = 400^\circ\text{C}$ ,  $500^\circ\text{C}$  においては  $U_r = 6 \text{ m/s}$ , および  $12 \text{ m/s}$  においても実験を行った。当量比は最終段出口ガス温度が  $1100^\circ\text{C}$  を著しくこえない範囲とした。

表-1 実験条件

		入口混合気温度 $T_{in}$ °C						
		350	400	450	500	550	600	650
混合気流速 $U_r$ m/s	6		P		P			
	8	P	P	M&P	M&P	M&P	M&P	M
	12		P		P			

M:メタン; P:プロパン

反応の進行度は、反応部入口および各段出口の断面中心において採取したガスを分析することにより評価した。プロパン/空気混合気の場合のガス分析にはガスタービン燃焼器内部ガス分析装置を用いた。この装置では、プローブにより採取されたガスは純空気により希釈され、 $\text{NO}$ ,  $\text{NO}_x$  は化学発光分析計、 $\text{CO}$ ,  $\text{CO}_2$  は非分散赤外分析計、 $\text{THC}$  は水素炎イオン検出器、 $\text{O}_2$  は磁気モーメント方式酸素計により、それぞれ計測される。メタ

ン/空気混合気の場合には上記の連続サンプリング方式の分析計による測定だけでなく、反応部の途中段における水素を検出することを狙って、ガスクロマトグラフによる分析も行なった。 $\text{H}_2$ ,  $\text{CH}_4$ , および  $\text{CO}_2$  は活性炭のカラムを用いて、 $\text{O}_2$ ,  $\text{CO}$  はモレキュラーシーブ5Aのカラムを用いて分離した。この詳細は文献25に記述した。

3. 実験結果

3-1 ガス組成 図3はメタン/空気混合気の場合について反応部におけるガス組成(濃度  $X_i$ ) の変化の様子を示した例である。燃料濃度 ( $\text{CH}_4$ ) は段数  $N$  とともに直線的に減少し、それに伴って  $\text{CO}_2$  が生成される。 $\text{CO}$  濃度は燃料

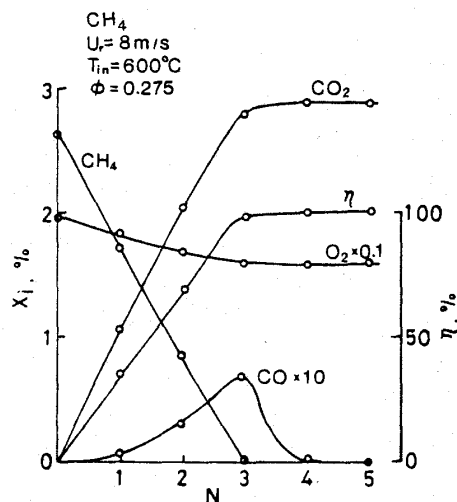


図3 反応部各段におけるガス組成の測定例,  $X_i$ :各成分の濃度%, メタン/空気混合気,  $U_r=8 \text{ m/s}$ ,  $\phi = 0.275$ ,  $T_{in}=600^\circ\text{C}$

がほとんど消費された位置(3段出口)でピークに達し、その後急激に低減し、4段出口ではほぼ零になる。この例では  $\text{CO}$  が途中段で検出されているが、当量比  $\phi$  が 0.2 程度より小さい希薄条件では、メタン/空気混合気、プロパン/空気混合気のいずれの場合も  $\text{CO}$  は検出されなかった。 $\text{CO}$  の最高濃度はメタン/空気混合気の場合 700 ppm, プロパン/空気混合気の場合 1900 ppm であった。

$\text{NO}_x$  については反応部出口において 0.1 ~ 0.3 ppm の値が計測されたが、反応部入口において既に存在する  $\text{NO}_x$  の濃度を考慮すると、反応部で生成される  $\text{NO}_x$  の濃度はこの実験の範囲にお

いて0.1 ppm以下である。この値は同様の入口温度、当量比における拡散火炎燃焼器からの排気中の濃度に比べ2桁以上も低い。0.1 ppmの $\text{NO}_x$ 濃度は燃料1 kgあたり生成される $\text{NO}_x$ のグラム数( $\text{NO}_2$ 換算)で定義される排出指数( $\text{EI}(\text{NO}_x)$ )で表わすと $\phi = 0.24$ のときにはほぼ0.01となるが、Wamplerらは長さ76mmのPt触媒によりプロパン/空気混合気を燃焼させ、 $U_r = 3.71 \text{ m/s}$ 、 $\phi = 0.24$ 、 $T_{in} = 446 \text{ }^\circ\text{C}$ (出口ガス温度1144 $^\circ\text{C}$ )における $\text{EI}(\text{NO}_x)$ として0.042を報告している<sup>29)</sup>。このように触媒燃焼における $\text{NO}_x$ の排出は、N分を含有しない燃料の場合には極めて低く、1100 $^\circ\text{C}$ 程度の温度では無視できるので、この報告では $\text{NO}_x$ の測定結果の図は省略する。

メタン/空気混合気の場合に $\text{H}_2$ の検出を試みたが、ほとんどの条件で測定精度の限界よりも低い濃度であった。

**3-2 燃焼効率** 反応の進行する様子を見るために各段出口での燃焼効率 $\eta$ を、それぞれの段の出口で採取したガスの分析結果から算出した。図4(a)は、メタン/空気混合気の場合、各段の燃焼効率が当量比によってどのように変化するかを示す例である。きわめて希薄な混合気に対しても高い反応性を示しており、活性の高い触媒に特徴的な傾向を示している。燃焼効率は、1段目では当量比の増大に対してほぼ単調に減少するが、2段目では一度減少し、 $\phi = 0.25$ で極小に達したのち急上昇する。同じように3~5段目でも燃焼効率は一度低減したのち上昇する。これらの極小点に対応する当量比は下流段においてはより希薄側に移動するが、これは混合気の温度が前段までの反応によって上昇するためである。

ある段までに消費される燃料の量は、ほぼ $\eta \cdot \phi$ に比例すると考えられるので、このパラメータと $\phi$ との関係として図4(a)を書き換えたのが図4(b)である。この図から、1段目の反応量は、 $\phi \leq 0.17$ の範囲では当量比とともに増大するが、それより燃料濃度が高くなっても、実験した当量比の範囲では増大せずほぼ一定値に留まること、2段目の反応量は $\phi \leq 0.25$ の範囲では1段目反応量と類似の傾向を示すが、それより燃料濃度が高くなると急増し、1段目よりも2段目での反応量が多くなることが分かる。パラメータ $\eta \cdot \phi$ はガ

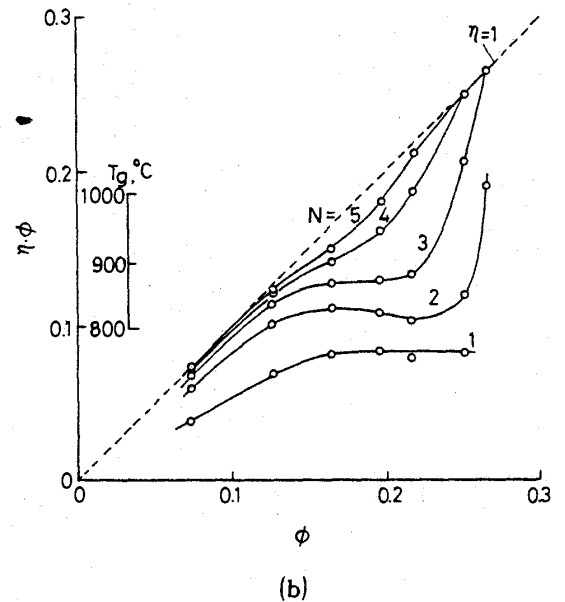
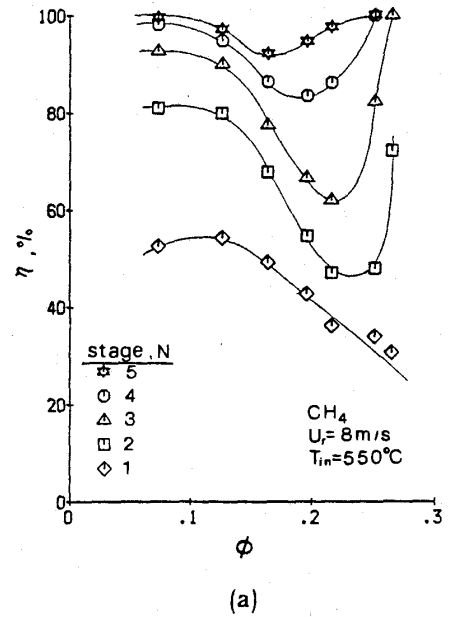
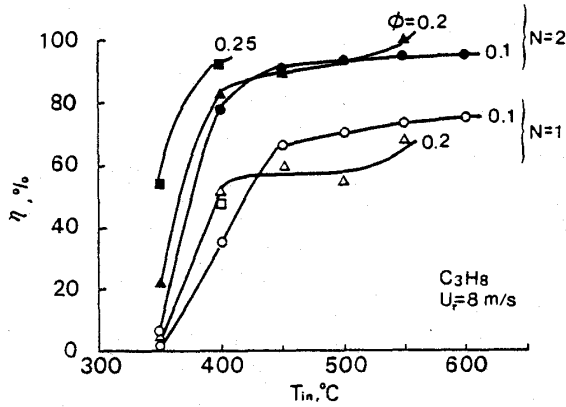


図4 反応部各段の燃焼効率と当量比との関係(a), および消費される燃料と当量比との関係の1例( $T_{in} = 550 \text{ }^\circ\text{C}$ ) (b)

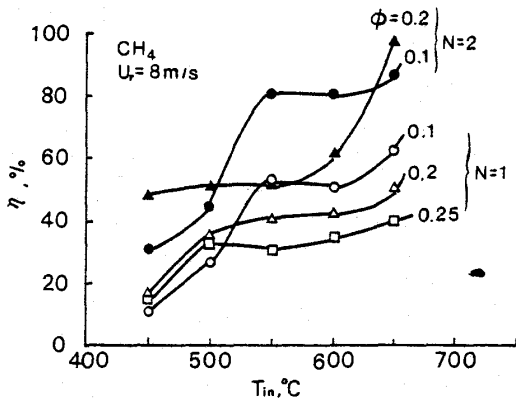
ス温度の上昇を表わすパラメータでもあるので、図に示すようにガス温度 $T_g$ と対応させることができる。2段目の反応量が急激に増大するガス温度は約800 $^\circ\text{C}$ である。

図5(a)はプロパン/空気混合気に対する1段目、2段目の燃焼効率と入口混合気温度との関係を示している。1段目で反応が開始されるのは約350 $^\circ\text{C}$ である。燃焼効率は入口混合気温度とともに上昇するが、 $\phi = 0.1$ の場合には約450 $^\circ\text{C}$ 、 $\phi = 0.2$

の場合には約 400℃をこえると上昇率がきわめて小さくなる。燃焼効率、言い替えれば反応速度が温度に強く依存する領域では触媒表面での不均一反応の速さが律速になり、温度に鈍感な領域では触媒表面への反応物質の輸送の速さが律速になっていると考えられる。



(a)



(b)

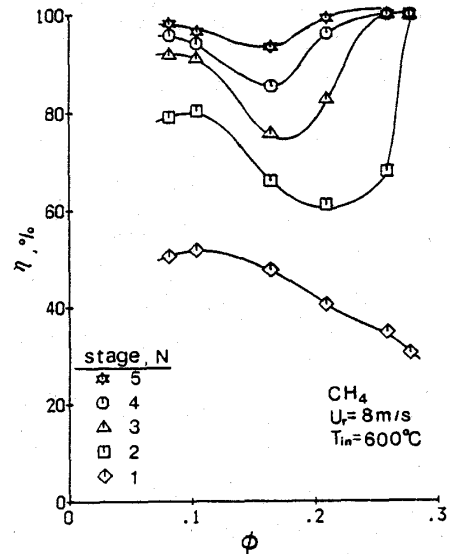
図5 1段目および2段目出口での燃焼効率と入口混合気温度との関係：プロパン/空気混合気(a)，メタン/空気混合気(b)

混合気温度が物質輸送律速の温度範囲をこえると気相での均一反応が開始され、反応速度の温度依存性が再び強い領域にはいる。

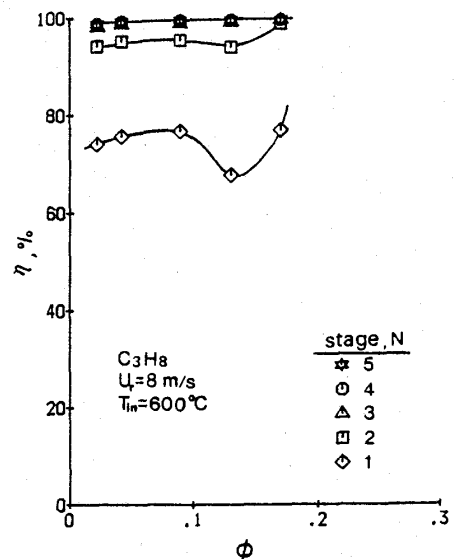
図5(b)はメタン/空気混合気における1段目、2段目の燃焼効率と入口混合気温度との関係を示している。1段目で反応が開始されるのは400～450℃と推定される。入口混合気温度の上昇に伴い、不均一反応律速の領域、物質輸送律速の領域が順に現われている。これらの領域を分ける温度はφ=0.1では約550℃、φ=0.2、0.25では約

500℃である。φ=0.1、0.2では $T_{in} = 650℃$ を境として均一反応が開始される領域にはいる兆候が認められる。2段目では、φ=0.2のとき、 $T_{in} \geq 600℃$ において均一反応が始まる。

図6は入口混合気温度600℃におけるプロパン/空気混合気とメタン/空気混合気との反応性を比較したものである。プロパン/空気混合気の場合には当量比の全範囲にわたって1段目ですでに70%以上の燃焼効率を得られ、2段目では95%程



(a)

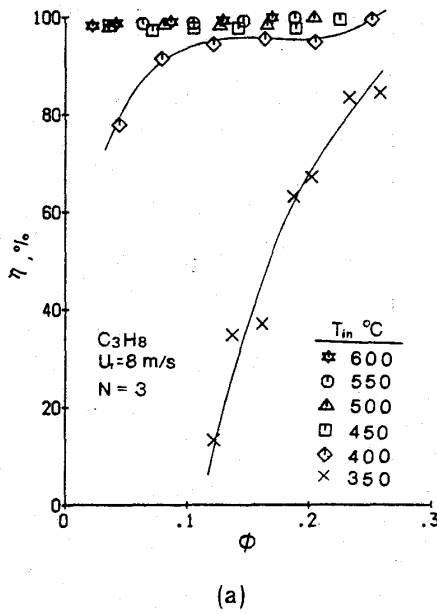


(b)

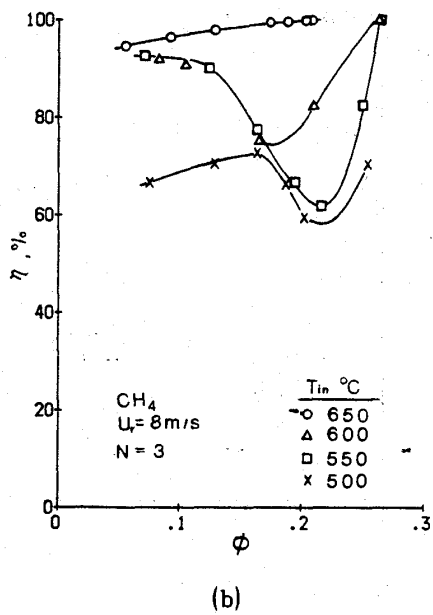
図6 入口混合気温度600℃におけるプロパン/空気混合気(a)とメタン/空気混合気(b)の反応性の比較

度に達し、3段目ではほぼ99%以上の値が得られている。一方、メタン/空気混合気の場合には1段目では当量比の増大とともに50%~30%へと低減し、2段目では60%~80%の範囲に留り、5段目でも  $0.1 \leq \phi \leq 0.2$  の当量比範囲では99%の燃焼効率を達成することができない。

3段目出口での燃焼効率に及ぼす入口温度と当量比の影響を示したのが図7である。図7(a)から明らかなように、プロパン/空気混合気の場合に



(a)

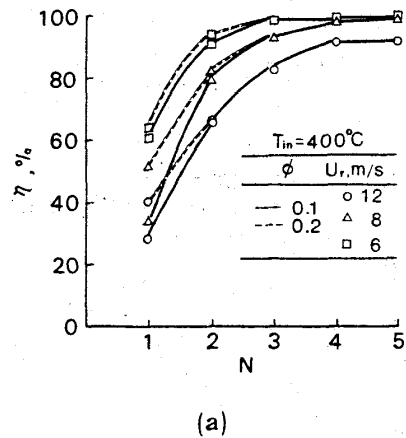


(b)

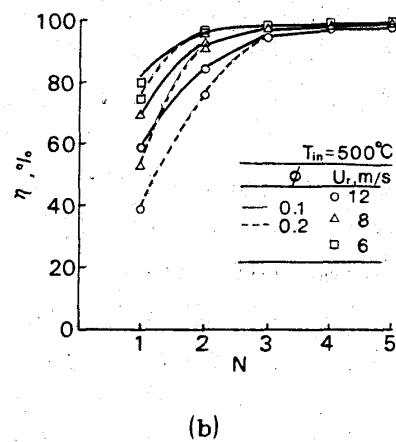
図7 3段目出口での燃焼効率にたいする入口混合気温度と当量比の影響:メタン/空気混合気(a), プロパン/空気混合気(b)

は混合気温度を  $450^\circ\text{C}$ 程度に予熱すれば、ガスタービン燃焼器に要求される当量比の範囲全体にわたって97%以上、 $500^\circ\text{C}$ では98%以上の燃焼効率を維持できる。一方、メタン/空気混合気の場合(図7(b))には  $T_{in} = 550, 600^\circ\text{C}$ では燃焼効率が99%を超えるのは  $\phi \geq 0.26$ で、 $650^\circ\text{C}$ に予熱してはじめて0.15にまで拡大されるが、 $\phi = 0.1$ では97%である。このように、メタン/空気混合気とプロパン/空気混合気とは十分な効率を得るために必要な予熱温度には  $200^\circ\text{C}$ 程度の差がある。

図8(a)および(b)はそれぞれ  $T_{in} = 400^\circ\text{C}$ 、および  $500^\circ\text{C}$ における燃焼効率と段数  $N$ との関係に及ぼす混合気流速の影響を示している。当然予想されるように各段出口の燃焼効率は、混合気流速が  $6 \text{ m/s}$ から  $12 \text{ m/s}$ まで増大するにつれて低減する。しかし、滞留時間に関するパラメータ  $N \cdot L / U_r$  (ここで  $L$ は触媒1段の長さ)を導入し、



(a)



(b)

図8 燃焼効率と触媒段数との関係にたいする入口混合気流速の影響:  $T_{in} = 400^\circ\text{C}$ (a),  $500^\circ\text{C}$ (b)

これにたいして燃焼効率をプロットすると、図9 (a), (b)に示すように  $T_{in} = 400^\circ\text{C}$ ,  $\phi = 0.05$  の場合を除けば、流速によらずほぼ1本の曲線で整理できることから、基本的には、反応の速さは流速によらないことが分かる。なお、著者らの行った別の実験において、外部への熱損失が大きい場合には、混合気流速の大きいほうが反応の進み方が速く、上記のパラメータでは整理できないことが認められた<sup>25)</sup>。

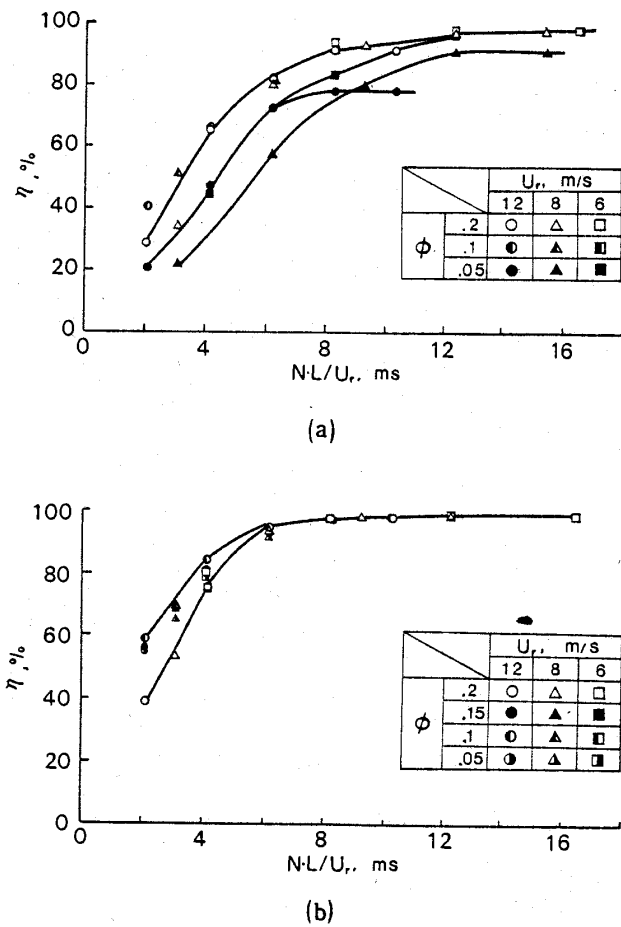


図9 滞留時間を代表するパラメータ  $NL/U_r$  と燃焼効率との関係： $T_{in} = 400^\circ\text{C}$ (a),  $500^\circ\text{C}$ (b)

燃焼負荷の代表的な大きさについては、 $T_{in} = 450^\circ\text{C}$ ,  $\phi = 0.25$  のプロパン / 空気混合気は3段でほぼ完全燃焼するので、この場合を例にとり、触媒要素間の間隙も含めた体積を反応部体積として計算すると、 $3.3 \times 10^2 \text{ J/m}^3\text{-s-Pa}$  ( $2.9 \times 10^7 \text{ kcal/m}^3\text{-hr-atm}$ )となる。Wampler らは  $T_{in} = 360^\circ\text{C}$ ,  $\phi = 0.22$  のプロパン / 空気混合

気をPt触媒で燃焼させ、 $2.6 \times 10^2 \text{ J/m}^3\text{-s-Pa}$ の値を報告している<sup>29)</sup>。本実験では反応部出口ガス温度が約  $1100^\circ\text{C}$ になるように当量比を制限したが、より高い当量比での燃焼負荷は、燃焼がより短い領域で完結することになるので、燃料流量の増加を上回って増大するはずである。現在のガスタービン燃焼器の燃焼負荷は  $5-10 \times 10^2 \text{ J/m}^3\text{-s-Pa}$ の範囲にあるので、上記の事情を考慮しても触媒燃焼器の燃焼負荷は小さいほうであるが、燃焼器の大きさの制約が航空用ガスタービンに比べて緩い定置用ガスタービンへの適用にはおおきな障害にはならないであろう。もちろん、今後の触媒の開発によってはかなりの向上が期待される。

今回の実験のなかで燃料流量変化に対するガス温度の過渡的応答において特異な挙動が経験されたが、熱容量が大きい触媒燃焼器の制御を考える際に重要なことと思われるので記述しておく。それは比較的大きな当量比での定常状態から燃料流量を減少させると、反応部の4~5段目のガス温度が定常状態での値を超えて上昇することである。この現象は、以下のように説明されよう。燃料濃度が減少したために上流段においては触媒表面での反応速度が急激に減少し、混合気温度が定常状態での触媒担体温度よりも低くなるために、混合気は触媒担体から熱を受ける。初めの状態と燃料流量の時間的減少率の大きさによっては、触媒担体から受けた熱量が燃料の減少による発熱量の減少を補って余りある状態が生まれ、その結果、反応部出口までにはほぼ燃焼が完結する条件では下流段のガス温度は燃料流量を減少させているにもかかわらず定常状態での値を超えて上昇することになる。上流段の触媒担体から熱が奪われてしまうと、ガス温度は燃料の減少による発熱量の減少に相当するだけ、あるいはそれ以上に下がる。触媒燃焼に関する数多くの実験研究が報告されているが、著者の知る限り、上記の現象の記述は見当たらない。

3-3 圧力損失 図10は本報に記述した実験に用いた触媒 (Catalyst C) と別の実験<sup>25)</sup>で使用したモノリス触媒 (Catalyst M) (外形60mm, 長さ36mm, 540セル/in<sup>2</sup>) 1段あたりの通風時の圧力損失率 ( $\Delta P/P$ ) と断面平均流速  $U_r$

との関係を示している。圧力損失率は断面平均流速にはほぼ比例し、入口温度による差異は粘性係数の増大に対応していることから、セル流路内の管内摩擦による損失が支配的であることが分かる。 $U_r = 20 \text{ m/s}$ での圧力損失率は約 0.6 %と推定さ

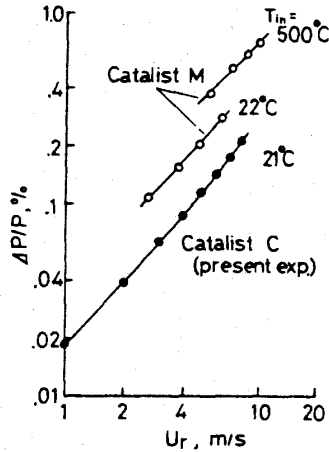


図10 通風時の触媒担体1段あたりの圧力損失

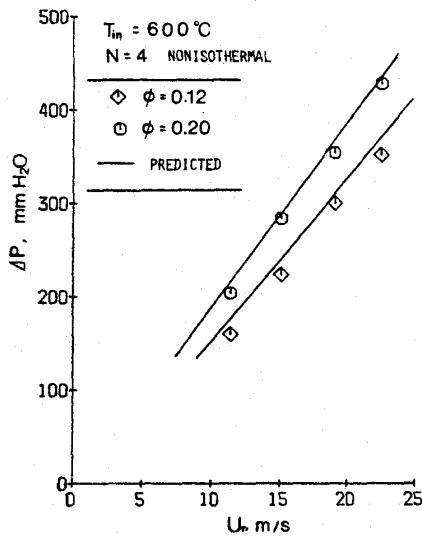


図11 燃焼時の反応部の圧力損失

れる。この触媒を4段積み重ねた燃焼器の圧力損失 $\Delta P$ を図11に示す。 $\phi = 0.2$ の場合には燃焼ガス温度が高く、したがってガス流速粘性ともに増大するので、圧力損失は $\phi = 0.12$ の場合よりも大きい。図の実線は通風時の圧力損失のデータと触媒各段の出口ガス温度の測定結果を基に予測した値であるが、燃焼時の実測値とよくあっている。 $U_r = 20 \text{ m/s}$ での圧力損失率は4%程度になるこ

とが予想されるので、燃焼器を想定すると、圧力損失の点からは3~4段が目標と考えられる。

#### 4. まとめ

触媒燃焼器の研究の第1段階としてモノリス型触媒(300セル/ $\text{in}^2$   $\phi 80 \text{ mm} \times 25 \text{ mm}$ )を5段重ねた反応部にプロパン/空気およびメタン/空気の均一混合気を供給し、各段出口での排ガス濃度を測定し、反応の進行度と混合気入口温度、当量比、滞留時間との関係を調べた。主な結果は次のとおりである。

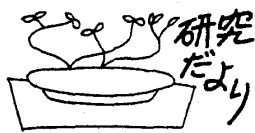
- 1) 反応部出口における $\text{NO}_x$ の濃度は0.1 ppm以下で、 $\phi \leq 0.2$ ではCOは燃焼効率によらず検出限界(1 ppm)以下である。
- 2) 反応部から外部への熱損失が小さい場合には、反応の速さは混合気流速の影響を受けず、したがって燃焼効率は混合気の滞留時間によって整理される。
- 3) メタン/空気混合気とプロパン/空気混合気との間には反応性の点で著しい差がある。3段で $0.1 \leq \phi$ の範囲において98%を超える燃焼効率を得られる入口混合気温度は、それぞれ、 $650^\circ\text{C}$ 、 $500^\circ\text{C}$ である。 $\phi = 0.26$ で完全燃焼(99.8%)できる入口混合気温度は、それぞれ $400^\circ\text{C}$ 、 $550^\circ\text{C}$ である。
- 4) プロパン/空気混合気の場合の燃焼負荷率の代表値は、 $\phi = 0.25$ 、 $T_{in} = 450^\circ\text{C}$ (反応部出口温度 $1100^\circ\text{C}$ )の条件で $3.3 \times 10^2 \text{ J/m}^2 \cdot \text{s} \cdot \text{Pa}$ ( $2.9 \times 10^7 \text{ kcal/m}^2 \cdot \text{hr} \cdot \text{atm}$ )である。本実験での反応部出口温度の制限をはずせば、さらに大きな値がとれる。
- 5) 1段目の反応が触媒表面での不均一反応律速の領域から反応物質の輸送が律速な領域に移る入口混合気温度は、当量比が0.2以上の場合、メタン/空気混合気では約 $500^\circ\text{C}$ 、プロパン/空気混合気では約 $400^\circ\text{C}$ である。気相での均一反応が認められる入口混合気温度は、それぞれ、約 $650^\circ\text{C}$ 、約 $550^\circ\text{C}$ である。メタン/空気混合気の均一反応開始温度は $\phi = 0.25$ で約 $800^\circ\text{C}$ と推定される。

現在、高圧力条件下における触媒単体の反応性に関する実験および各種の触媒燃焼方式の可能性に関する実圧試験の準備をすすめている。

## 参考文献

- 1) 例えば, 日本ガスタービン学会誌13-49(昭60-6), 2
- 2) Stampler, I, Gas Turbine World(1983), 57
- 3) Lefebvre, A. H., Lean/Premixed/Pre-aporized Combustion, NASA CP-2016(1977)
- 4) Mark, C. J. & Papathakos, L. C., NASA TMX-3383(1976)
- 5) Hayashi, S., 他2名, 1983 Tokyo International Gas Turbine Congress, IGTC-32(1983)
- 6) 林, 他3名, 第11回ガスタービン定期講演会講演論文集(1983), 95
- 7) 北原・酒井, 第13回ガスタービン定期講演会講演論文集(1985), 25
- 8) 林, 他4名, 環境保全研究成果集, 昭和60年度版(1986)
- 9) 青山・万代, 第13回ガスタービン定期講演会講演論文集(1985), 121
- 10) Pfefferle, W. C., 他3名, ASME Pap. No 75-WA/Fu-1(1975)
- 11) Blazowski, W. S. and Walsh, D. E., Combust. Sci. and Technol 10(1975), 233
- 12) Anderson, D. N., 他2名, NASA TMX-71747(1975)
- 13) Decorso, S. M., 他3名, ASME Pap. No 76-GT-4(1976)
- 14) Lew, H. G., 他4名, ASME Pap. No 79-GT-140(1979)
- 15) Osgerby, I. T., 他4名, ASME Pap. No 79-GT-66(1979)
- 16) Daniel, L. B., ASME Pap. No 82-JPGC-GT-25(1982)
- 17) Krill, W. C., 他2名, ASME Pap. No 79-GT-188(1979)
- 18) Osgerby, I. T., 他3名, ASME Pap. No 81-GT-141(1981)
- 19) Anderson, S. J., 他3名, ASME Pap. No 81-GT-43(1981)
- 20) Enga, B. E. and Thompson, D. T., Platinum Metals Review, 23(1979), 134
- 21) Touchton, G. L. 他4名, ASME Pap. No 82-JPGC-GT-24(1982)
- 22) Angello, L. C., 他2名, ASME Pap. No 82-GT-58(1982)
- 23) 福沢・小沢, 電力中央研究所報告 282050(昭59)
- 24) 伊東, 他5名, 第13回ガスタービン定期講演会講演論文集(昭60), 115
- 25) 小柴, 昭和57年度航技究技術研修生報告(昭59), または林, 他2名, 航技研報告TR-916(昭61刊行予定)
- 26) 鈴木, 他2名, 昭和58年度航技研技術研修生報告(昭59)
- 27) Anderson, R. B. et al, Ind. Eng. Chem., 53-10(1961), 671
- 28) Hunter, W. G. and R. Mezaki, Ind. Eng. Chem., 56-3(1964)
- 29) Wampler, F. B., 他2名, Comb. Sci. and Technol., 14(1976), 25





## 航空宇宙技術研究所角田支所における ロケットエンジンの研究

航空宇宙技術研究所角田支所 鈴木 昭 夫

### 1. 沿革および概要

科学技術庁航空宇宙技術研究所角田支所は、宮城県角田市のはずれ、仙台市の南方約30kmにあり、わが国におけるロケットエンジン技術研究の中心となっている所で、職員数は約70名である。昭和30(1955)年7月に設立された航空技術研究所が、38年度から航空宇宙技術研究所と名称が変わり、ロケット関係の研究が正式に開始されると同時に、本格的な実験も可能な「ロケット研究センター」とするために当地が選定され、昭和40(1965)年7月に角田支所として発足した。ここは元の第一海軍火薬廠(通称船岡火薬廠)の跡地の一部であるが、同火薬廠は、主に宮城県柴田町船岡地区と角田市にまたがる丘陵地にあり、第2次大戦中は、東洋で最大規模の火薬工場として、終戦時には約1万人が働いていたと言われる。なお、角田支所の敷地面積は93haであるが、その後、昭和53(1978)年10月には、隣接地82haに宇宙開発事業団角田ロケット開発センターが開設されたので、両者を合わせると、宇宙関係施設は、広大な旧火薬廠全跡地の1/3強を占める。

角田支所の建設期であった昭和40年代を中心とする時期は、わが国の宇宙開発の揺らん期で、国の政策にかかわる重要な事柄が目まぐるしく生じた。すなわち、科学技術庁宇宙開発推進本部の発足(昭和39年7月)をはじめ、同本部への密接な協力によるロケット開発への航技研の深い関与、同本部の廃止と宇宙開発事業団の設立(同44年10月)、米国技術の導入を主体とするNロケット開発計画の決定(同45年10月)、および40年代末から50年代にわたる液体酸素・液体水素(以下、液酸液水と略す)ロケットを含むH-Iロケット開発計画の進展等があげられる。角田支所の設備や研究の計画は、当時想定されていた国のロケット

開発に必要な、比較的大型の試作試験等を主対象としていたため、ロケット開発方針の変更は、これらの計画にも大きな影響を与えた。例えば、大型の液体酸素ケロシンエンジン要素の試作研究や、大型固体ロケットを対象とした2次噴射推力方向制御の研究などは、中止を含めて大幅に方向を修正され、それぞれ、液酸液水エンジン要素の研究や、空気吸込エンジンの研究等へと発展して行った。

Nロケットの開発着手と共に、当所の主要な研究は、Nロケットの開発支援およびその性能向上型(後にH-Iロケットとなる)のための先行研究として次第に強く位置づけられて行った。Nロケットの開発支援としては、わが国初の本格的な高空燃焼試験設備(47年度完成)を用いた第2段用LE-3エンジン(推力5トン級、常温推進薬ガス圧送式)の開発のための多くの高空燃焼試験および、第3段固体ロケットのスピン状態における高空燃焼試験、ならびに、これらに関連した基礎的研究等が行われた。H-Iロケットの開発に関しては、国産初の本格的なポンプ式エンジンである第2段用液酸液水エンジンLE-5(推力10.5トン)の開発支援を中心として、開発分担を含む各種の関連研究が行われ、LE-5エンジンおよび上段用固体ロケットの開発に重要な貢献をすると共に、世界的にも評価される多くの優れた研究成果をあげた。

H-Iロケットの初打ち上げは、去る8月13日、2段式で成功裡に行われたが、当所の研究の重点は、数年前から、次期大型ロケットH-IIに移っており、国産初的大型ブースターエンジンLE-7(推力100トン級)および大型衛星用液体アポジェンジンの開発研究、ならびに、これらに関連した基礎的研究等が、現在進められている。また、将来型推進システムの研究として、ロケット・ラム・スクラムジェット複合エンジンの研究等も進

(昭和61年11月25日原稿受付)

められている。

なお角田支所では、開設当初から、航空用ガスタービンエンジンの野外運転試験も本所のスタッフによって随時行われてきたので、これについて簡単に付け加える。

まず、垂直離着陸機関連の研究として、リフトジェットエンジン JR 100 の高度制御試験（41年夏開始）に始まり、同エンジン2台を搭載して、パイロットが操縦する形式のフライングテストベッドの自由飛行（ホバリング）試験（46年夏終了）に至るまでの各種の試験が行われた。その後、推進用ターボファンエンジン FJR 710 に関する試験、特に、これを短距離離着陸実験機「飛鳥」に搭載するために必要な多くの試験が57年末まで行われた。また、一時的ではあるが、RJ 500 や XF 3 の試験も行われた。しかし、最近の周辺環境条件は、この種の試験には厳しい状況となってしまった。

つぎに、ロケットエンジン関係について、現在行われている主要な研究項目をのべる。

## 2. 液体ロケットエンジンの研究

液体ロケットエンジンの研究としては、各要素あるいは専門分野別に見て、燃焼、冷却、燃焼器構造、高空性能等の燃焼器に関する研究、ポンプ、タービン、軸受、シール等のターボポンプに関する研究、および、起動過渡特性シミュレーションや、エンジンシステム全体に関係した問題を扱うエンジンシステムの研究等があり、これまでのH-Iロケット用LE-5開発支援研究等を通じて得られた蓄積の上に、現在は、H-IIロケット第

1段主エンジンLE-7、および、同ロケットで打ち上げる大型技術試験衛星用アポジエンジンの開発支援、ならびに、将来推進系を指向した研究等を進めている。

まず、燃焼器関係では次のようなものがある。すなわち、高圧液酸液水燃焼器の研究として、プリバーナとメインバーナを有する2段燃焼方式高圧燃焼、高熱負荷液体水素冷却、粉末冶金技術による長寿命型燃焼器製作法等の研究、および、将来推進系を対象とした液酸メタン系の燃焼、液化メタンの熱伝達、高密度炭化水素の燃焼の研究や、セラミックスから金属への傾斜機能を有する超耐熱材料の研究等を進めており、高空性能関係の研究としては、高膨張ノズル性能の研究と共に、大型衛星のアポジ推進用常温推進薬（四酸化窒素・ヒドラジン系）エンジンの開発研究等を行っている。

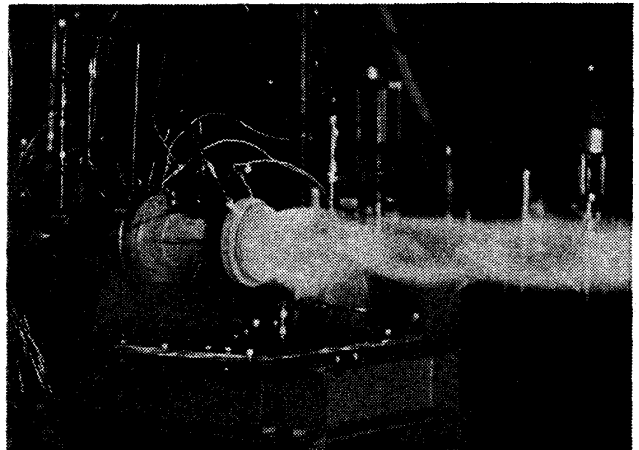


図2 高圧液酸液水燃焼器の耐久性評価試験

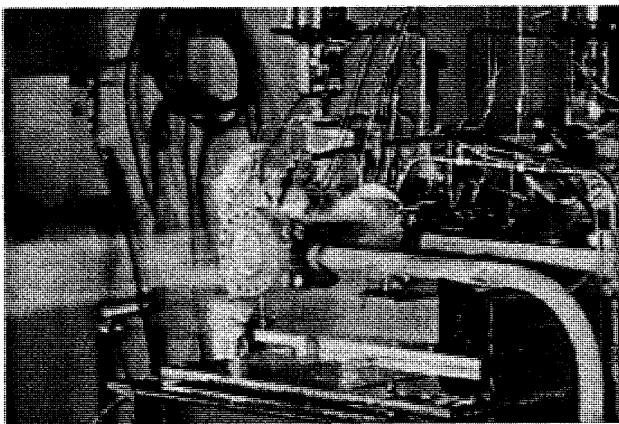


図1 長寿命型高圧液酸液水燃焼器の2段燃焼試験

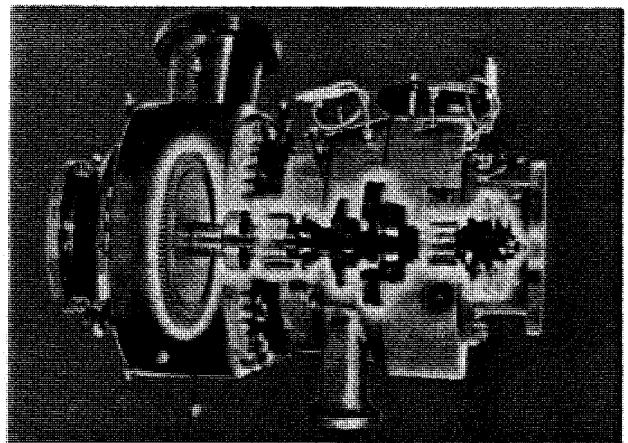


図3 LE-7エンジン用高圧液酸ターボポンプシステム

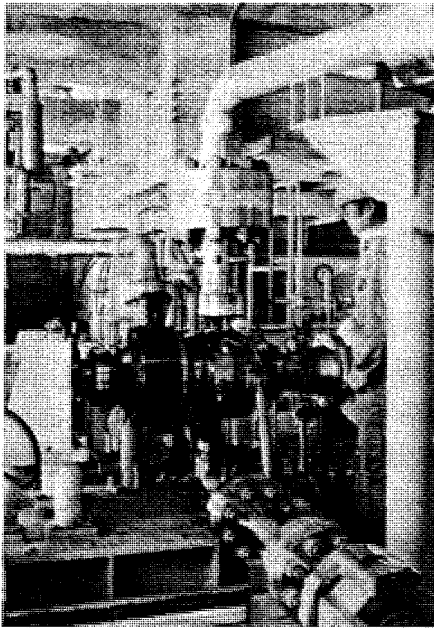


図4 LE-7液酸ターボポンプ  
の作動試験

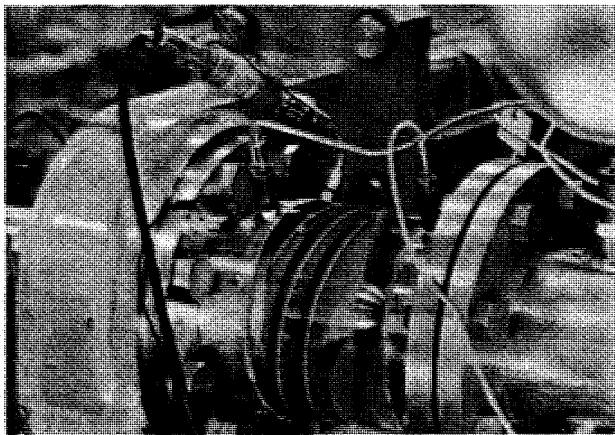


図5 キャビテーショントンネルによる高速  
インデューサの水試験

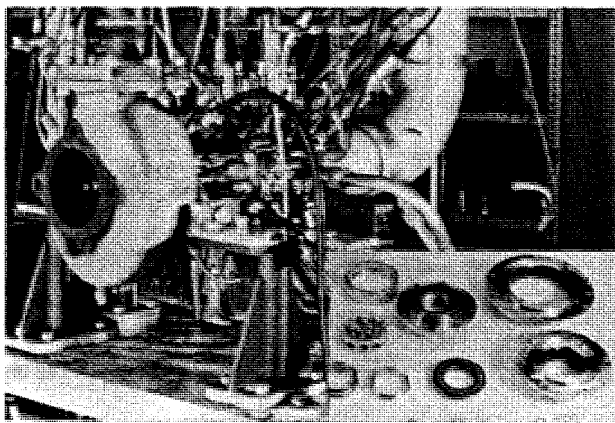


図6 極低温潤滑軸受、シールおよび試験装置

ターボポンプ関係では、LE-7用大型高圧液酸ターボポンプシステムの開発研究を中心とし、これに関連した各要素の研究、すなわち、高速極低温ポンプの流力特性、非定常特性、高速インデューサの吸込特性、液酸、液水用高速極低温潤滑軸受、高温および低温用高速軸シール等の研究および開発等を進めている。

また、エンジンシステムの研究としては、LE-5およびLE-7を主対象とする起動過渡特性シミュレーション計算のためのプログラムの開発および特性解析、ならびに、新規技術要素を有する高性能ロケットエンジンシステムの検討と性能解析、あるいは、ロケットエンジンのデータベースの整備等を進めている。

### 3. 固体ロケットおよび空気吸込エンジンの研究

固体ロケットについては、上段ロケットや衛星のアポジ推進に必要な高性能固体ロケットを主な対象として、スピン安定固体ロケットの燃焼の研究や、後方点火方式高性能固体ロケットの試作試験、燃焼後の残留推力の予測、HMX（高融点爆薬、ニトラミンの一種）を添加した高性能固体プロペラントの燃焼特性の研究、同プロペラントによるH-Iロケット技術試験衛星用アポジモータの初期開発、および、H-IIロケット用大型固体補助ブースタの熱環境予測を目的とした、噴炎の放射熱量の推定等を行った。

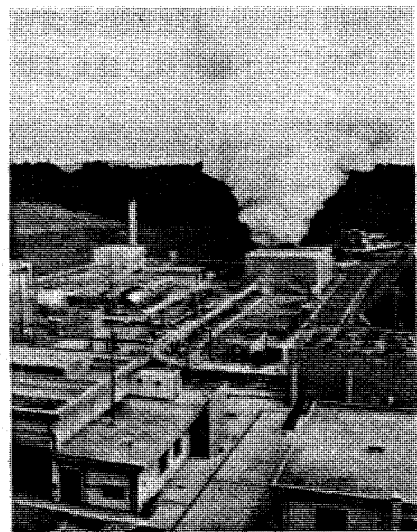


図7 ロケットエンジン高空性能試験設備

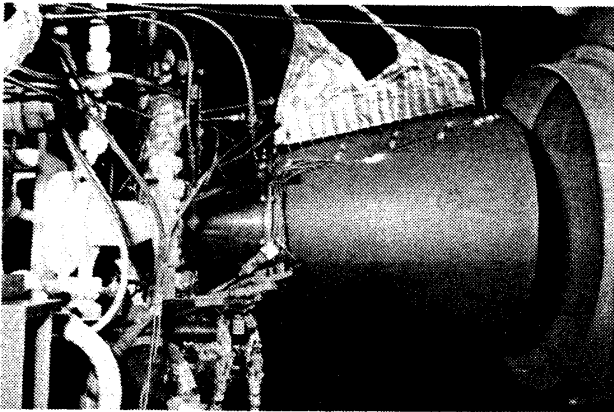


図8 液酸液水高膨張燃焼器

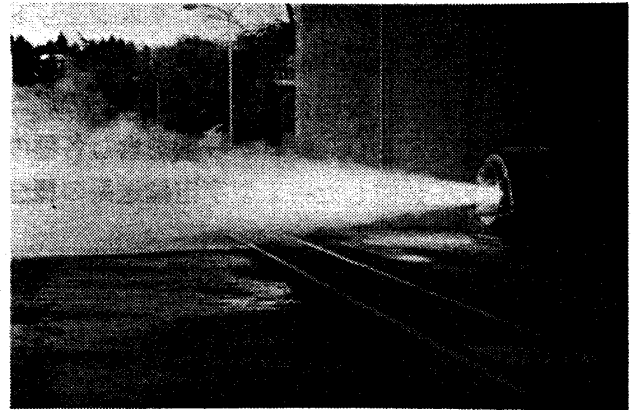


図11 後方点火方式固体ロケットの燃焼試験



図9 大型衛星用常温推進薬液体アポジエンジ

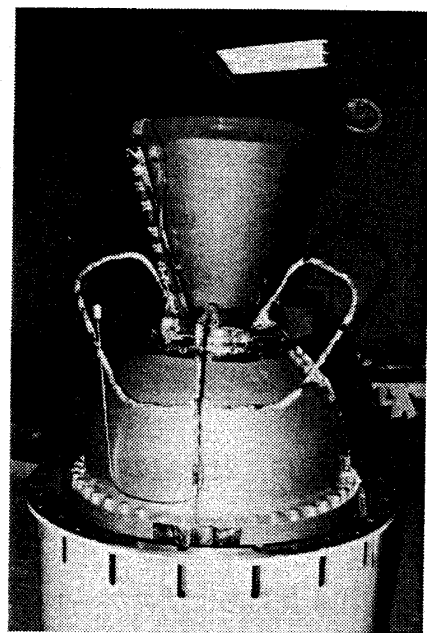


図12 HMX添加プロペラントを用いた高性能固体アポジモータ

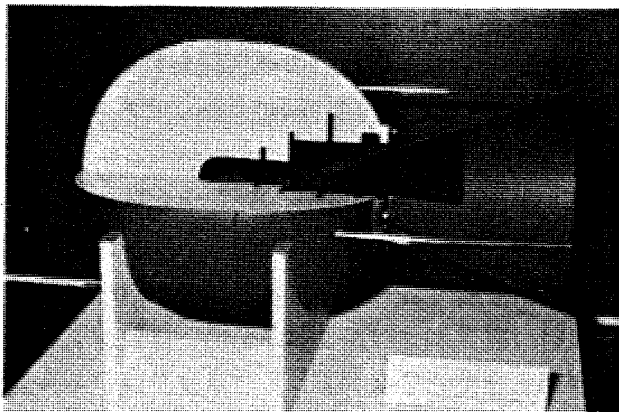


図10 後方点火方式固体ロケット(横型)

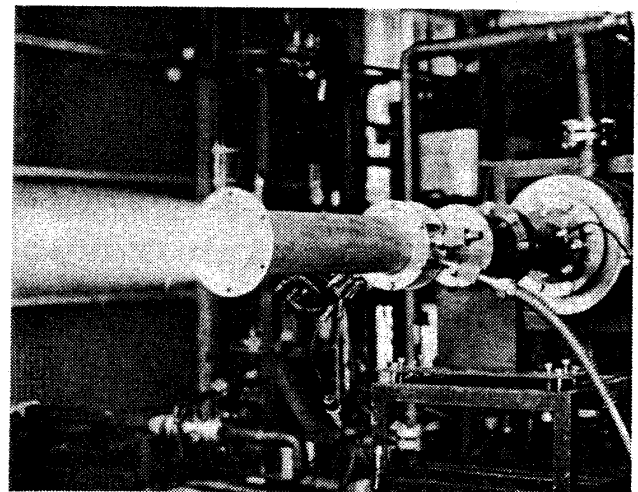


図13 超音速燃焼ラムジェット燃焼試験

また、将来推進系の研究として、ラムジェット、スクラムジェット（超音速燃焼ラムジェット）、およびラムロケット等の空気吸込エンジンの燃焼の研究等を行っており、純ロケットを含む各種の複合エンジンを装備した将来型宇宙輸送系の概念

検討等も進めている。特に、最近脚光をあびつつある極超音速機や完全再使用型宇宙輸送システムを対象にして、水平離着陸式単段宇宙往還機の検討および関連研究にも力を入れている。



図14 21世紀の宇宙輸送システムと目される単段宇宙往還機の検討例

#### 4. あとがき

わが国の実用衛星打ち上げロケットの開発は、技術導入を主体としたN-I, N-II計画の段階を経て、国産技術を大幅に取り入れたH-Iロケットの初打ち上げが行われると共に、全段国産技術による次期大型ロケットH-IIの開発が本格化した段階にある。角田支所は、当初から一貫して、これらの開発計画に密接に協力し、その順調な進展に大きな役割を果たすと共に、わが国では未開拓で遅れていたこの分野で多くのすぐれた研究成果をあげ、開発支援の実績と共に国際的にも高

く評価されるようになっている。

しかし近年は、わが国のロケット技術も次第に成熟化が進む一方で、世界の宇宙輸送技術の発達には、完全再使用型を目指す時代に入りつつあり、航空技術とのより密接な融和が求められるなど、宇宙推進技術の研究開発のあり方も、ひとつの変革の時期にさしかかっている。このような中で、当所は、その伝統や、人材、設備、立地条件のどの面からみても、わが国では貴重な存在であり、この分野の先端基礎技術の研究開発において、今後とも重要な役割を担い続けるものと考えられる。



## 1990年代の姿をそこに見た

— ファンボロ・エアショー1986 —  
のぞきある記

(社) 日本航空宇宙工業会 田中広道

ファンボロ・エアショーは、8月31日から、9月7日まで開催され、日本航空宇宙工業会も展示(会員会社8社が参加)出品した。

『技術屋でない人間の記事もたまには良いだろう。面白いかも…』と奇妙な期待のもと執筆のご依頼を受けた。

そんな次第だから、技術的に正確性を欠き、粗雑な内容になることは、依頼元もあらかじめ予想しておられることと思うので、思いつくまま、筆のままにルポしてみる。

### 1. 盛況だった? 今年のエアショー

「今年のエアショーは、世界の航空宇宙産業にとって、よりによって困難な時期に開催された」とロンドンタイムス9月1日付けのエアショー特集号の冒頭はのべていた。

「(エアショーへの)参加企業は600社。遠くブラジル、中国(初参加)からも参加した。前回530社であったのに比べ盛況だ。その上、会場のスペースの都合で申込んだのに参加できなかったはみだし組が200社もあった。」

主催者である英国航空宇宙工業会の秘書役バツテン氏、展示部長クインホール氏が筆者の問いに答えて「ベストとはいえないが、前回より向上していたし、ベターだった」と総括してくれた。

主催者側の自画自讃の弁は別として、「今年ファンボローはつまらない。」と、日本から出向いた航空評論家、ジャーナリストたちの多くがコメントしていた。

たしかに、今回のエアショーはアメリカ勢が参加していなかった。(厳密に言えば“黒い怪鳥”とよばれるロッキードSR71がひっそりと駐機し



会場を視察する飯田日本航空宇宙工業会会長  
(三菱重工業社長)

ていた。)目玉となるべき新機種の新機種のデモ飛行も次期ヨーロッパ戦闘機の座をめぐって、EFAと Rafale がロールアウトしてまだ日が浅いのに大胆な熱演をし、ビジネスの厳しさを印象づけた程度だったので、評論家諸氏のコメントもあながち的はずれとはいえない。

しかし、ひとたび屋内展示場に目を転ずると様相は一変した。特にエンジンのそれは、静かな中にも一種の殺気すら感じられるほどであった。

筆者は現職につく前に、長らくエンジン業界に身をおいていただけに、この異常ともいえる体験に圧倒され、戦慄と興奮をおぼえざるをえなかった。

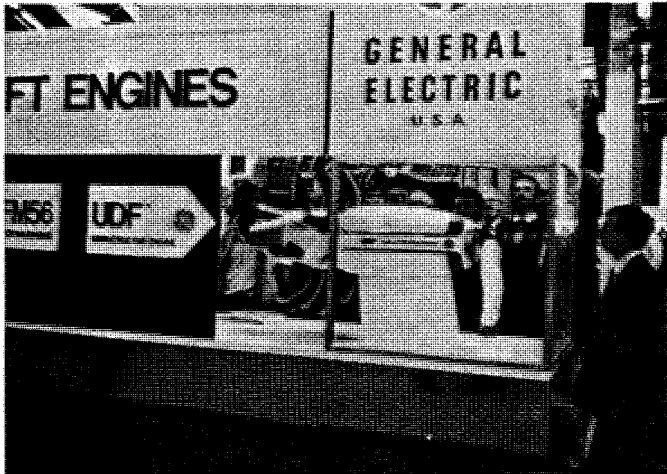
### 2. プロップファンへの雪崩現象

前記のロンドンタイムスの言を借りるならば、「GE, PWA, RRと言う西側諸国最大のエンジンメーカーはUDFに対する彼らの最も新しい考え方を展示していた」(UDFはGEが開発中のアン

(昭和61年11月6日原稿受付)

ダクテッドファンエンジン)

展示に関する限り、GEが先輩格としての余裕をみせていた。ショーの会期前にデモ・フライトに成功したこともあり、記者会見では威勢よくぶちあげていたのに、肝心の展示は、予想に反し、小型エンジンの圧縮機ぐらいのスケールモデルで他社とは対照的であった。



General Electric 社の UDF 展示模型

もっとも、3方向から見れるよう、プラスチックカバーして眼の高さに置かれ、さながら宝石を眺める按配だった。

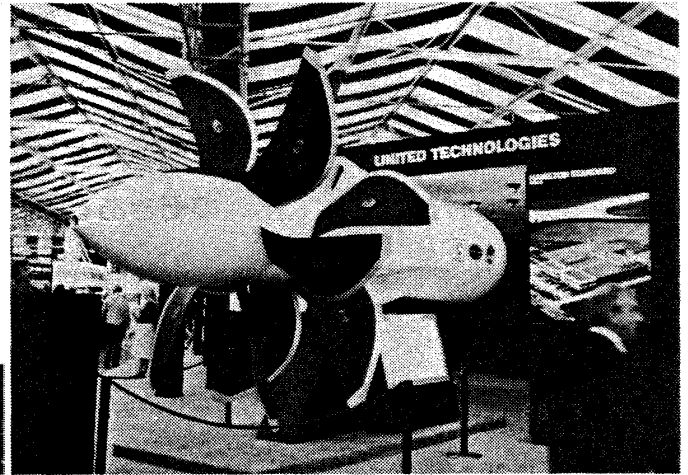
PWAはGEの Duct なしに対抗し、Shroud つきのファンが主流になると主張していたが、来年2月にデモ・フライトを予定しているプロップファンMDデモンストレータのフル・スケール・モックアップを展示していた。

ビデオがテストの場面を放映すると、画面にシンクロナイズしてモックアップのファンが回転する仕掛けになっていた。

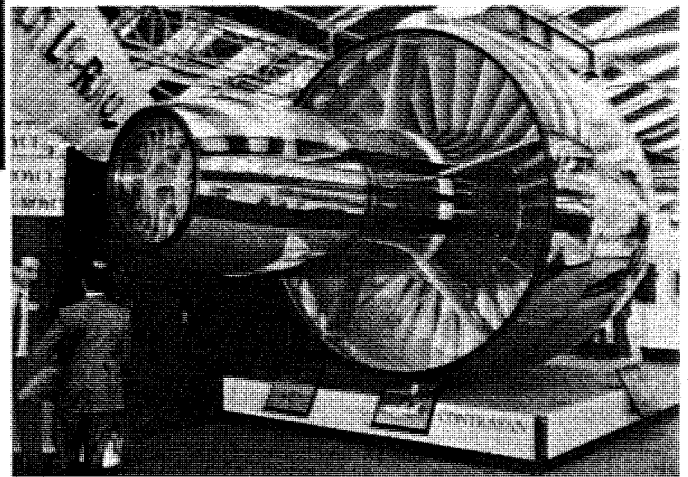
これにたいし、RRは、巨大なコントラファンのモックアップを展示して関係者をアツといわせた。直径140インチ、将来のB 747クラス大型旅客機用のエンジンを想定した、コンセプト実証モックアップである。

GE、PWAの展示が、どちらかといえば簡潔であったのに対し、RRの展示は盛りだくさんで来場者にじっくり考える材料をいろいろ提供してくれたのが大きな特徴といえよう。すなわち、

このコントラファンのほか、5分の1のスケ-



Pratt and Whitney 社が展示した  
プロップファン



Rolls Royce 社の Contra Fan  
スケールモデル

ルモデルのプロップファンとスーパーファン（ファン部分のみを展示）を展示するとともに、多くの説明パネルを用意して、三者の技術比較をするとともに、実現までには技術上のハードルが多くあることをさりげなく暗示するレクチャー調であった。

筆者の独断と偏見で整理すると、スーパーファンはプロップファン（飛行速度0.65～0.85マッハの中距離機用）が製品化されるまでの間の、中継ぎピッチャー的位置づけ、RRはかねて大型エンジンのマーケットが中型（日本人の感覚では我国も参加して5ヶ国共同で開発中のV 2500ターボファンエンジンは大型だが）エンジンよりも市場

規模が大きいと観察していることもあり、コントラファンをひっさげて、大型エンジン市場でのリーダーシップの奪還をねらっているという図式になるが、果してどうだろうか。

プロップファンの台風の目として忘れてはならぬのはアリソンである。

長らくGE、PWAの後塵を拝しているが、親会社GMの経営姿勢の変化を受け、積極経営を展開しつつある。

その現われとみるべきものが、モデル578プロップファンの展示だろう。この総指揮者である同社のVerkamp氏は、筆者のたまたま旧知であるが、このエンジンをベースにして、GE—UDFに対抗してMD—91、B7J7用のプロップファンに育てるのだ。いずれ日本にも売り込みに行くことになるよ…と胸を張っていたのが印象に残る。

このプロジェクトは、PWA、ハミルトンスタンダードとの共同開発なのだが、イニシアチブはアリソンなんだと言外におわせるあたり、アリソンの積極攻勢戦略は軌道に乗りつつあるといえなくもない。

なおプロップファンで付言すると、西独のMTUがCRISPの小型模型を展示していたのが目にとまった。

Counter Rotating Integrated Shrouded Propfanの頭文字をとったものだが、プロップファンを自社開発するというよりも、共同開発にパートナーとして参加するというのがMTUの基本戦略であり、パートナーとして頼りになる仲間だぞとのデモンストレーションと、参加の際の土産代わりの意味がこめられている。

筆者がインタビューし、これに近いコメントをえたので、この観測は間違っていない。

以上見てきたように、ジェットエンジンは、プロップファンという新しい世代の夜明けを迎えつつあり、各社は1990年代でのサバイバル戦争の勝者たらんといっせいに動きはじめたありさまがショーの展示を通じてはっきりしてきた。

とはいうものの、Ducted (Shrouded) — Unducted, Geared — Gearlessとコンセプトが大きく異なり、技術的な優劣の比較のみならず、市場投入のタイミング、開発コスト、国際共同開発のチームづくりなど、エンジン業界の既存体制にも

波及しかねない問題を内包している。各社の今後の対応に目を放せなくなってきた。

### 3. 右手は握手。左手はげんこつ

RRの展示ブースには、RB 211—524 D 4 Dターボファンエンジンのモックアップが展示されていた。

プロップファンには多くのパネルを並べていたのに、こちらは、RB 211—524 Dが推力53,000ポンドであるのに対し、—524 D 4 Dは58,000ポンドクラスであり、10%の燃費の改善が見込まれること。1988年に型式承認取得と軽く、さりげなく説明していた。

GEとRRとの間には、エンジン推力30,000—40,000ポンドクラスについては、RRのRB 211—535 Eがチャンピオンになり、40,000ポンドクラス以上は、GEのCF 6—80 C<sub>2</sub>ターボファンエンジンがチャンピオンになる。それぞれが15%のワークシェアを担当するとともに、チャンピオンに協力するという協定がむすばれていたと聞いている。

となると、この—524 D 4 Dの開発は協定違反になるのではないかと会期中マスコミが論評した。GEが声高にRRを批難するという事態には発展していないが、歯切れは悪い。GEの感情を逆なでしたことだけは間違いのないようである。

RRは、大型民間エンジンの市場に大きな魅力を感じており、この市場にコントラファンを製品化して投入するとの構想？を成り立たせるためには、これまでの商圈を維持し潜在顧客をひきとめておく必要がある。GEとの摩擦も覚悟の上で、—524 D 4 Dで商圈をつないでおこうとの判断が働いたとみるはうがちすぎだろうか。

この問題がかつての江川投手の巨人入団騒動事件のように、GE—RR間の協定の盲点をついた感があるのに対し、RRのRTM 322は、GEの誇るT 700への正面きっての挑戦状を叩きつけたことになる。(どちらも1500 HPクラスの新世代ターボシャフトエンジン)

T 700はGEの小型エンジンとして傑作に入るエンジンである。GEにしてみれば、いまさらというわけか、写真のみの展示だったが、これに対しRRはフランスのターボメカと共同開発したRTM 322を展示した。S—70ヘリコプタに搭載させる6月16日に初飛行にも成功している。



そろそろT 700エンジンの買い替えの時期ですよ。その節はぜひ、わが社のRTM 322をどうぞというわけである。

セールス・ポイントはT 700との完全互換性である。全長、フランジの直径が同一寸法であることはいうまでもなく、機体への取付け位置もそのまま。出力タービン・シャフトの回転数、回転方向、インタフェイスも同じとまさにソックリさん。それでいて、性能はぐんと良くなっていますと宣伝に抜け目はない。

新旧交替は世の常というが、これほど露骨になるとご立派！というほかない。イソップ物語りの「兎と亀」になるかどうかは今後のGEの対応をみるほかないが、それにしても競争とは厳しいものである。

今後新しいエンジンを代替用に売りこむには、これくらいの配慮が必要だということを教えているのかも知れない。ガスタービンの世界にも通用する教訓になるか。

#### 4. いつの間にか後ろから追ってきている

われわれ日本航空宇宙工業会の展示ブースの隣りに、シンガポール航空工業が出品していた。もちろん初参加であるが、新興シンガポールの意気そのまま伝わってくるような「音声」の展示が筆者を含め多くの人の胸に強くアピールした。

展示そのものはシンプルで、機体、エンジンの修理能力のPRに重点をおいたもので、石川島播

磨重工業が受注し製作した大型エンジンテストセルの稼働中の写真もパネル展示されていた。

製造、開発には、まだ距離があるにしても、修理、オーバーホールでは国際的市場競争に乗り出す決意を示したものといえるし、賃銀レベルを考えると、われわれの手強い相手になる日もそう遠いことではなからう。

また中国も、初参加で、エンジンでは、WS-9 (ターボジェット)、WP-13 (ターボファン) がスタービンの写真パネル展示にすぎなかったが中国もいよいよ国際社会へ足を向け始めたかという印象を強く受けた。

#### 5. あとがき

SNECMA, Turbomeca, Alfa-Romeo, Volvoのヨーロッパ勢, Lycoming, Garrett, PWA-Canadaなどの北米勢, Turbo Union, IAEなどのコンソーシアム勢の紹介はスペースがなくなったので別の機会(が与えられるならば)にしたい。

ロンドン市内を散策していたら、例の2階建のバスの横腹にこんなCMがあるのが目に入った。

PAN AM You can't beat the experience;  
太平洋航空路の盟主で、われわれにもなじみの深いPANAMが日本の空から消えていったが、おっとどっこい、PANAMを忘れてもらっては困るぞと叫んでいるように思えた。

(以上)

## 第13期初めての勧告・要望出る

昭和61年11月 日本学術会議広報委員会

日本学術会議は、去る10月22日から24日まで第101回総会（第13期の4回目の総会）を開催しました。

今回の「日本学術会議だより」では、今総会で採択され、政府に勧告した「国立代用臓器開発研究センター（仮称）の設立について」及び要望した「我が国における学術研究の推進について一大学院の充実等を中心として一」を中心として、同総会の議事内容をお知らせします。

また、来年1月に開催を予定している本会議主催の公開講演会等についてお知らせします。

## 総会報告

総会はその初日に、会長からの経過報告、各委員会報告に続き、規則などの改正、勧告・要望の提案がなされ、午後の各部会での審議の上、2日目午前中にこれらの採決が行われた。なお、前日、21日午前中に全員が出席する連合部会が開催され、これらの案件の予備的な説明・質疑が行われた。3日目は午前中、常置委員会、午後は特別委員会が開催された。

総会の冒頭に先に逝去された、第3部会員高宮 晋氏（部長）を追悼した後、新たに任命された野口 祐会員が紹介された。また、チェルノブイリの原子力発電所事故について、原子力工学研究連絡委員会委員長から8回の会合における検討に基づく、この研連の見解「原子力の平和利用と安全性」が委員長の国際原子力機関での事故調査検討状況と共に報告された。

総会で決定された事項は、すべて「日本学術会議月報」11月号に詳しく掲載されるので、主要な項目の説明にとどめる。まず、第1常置委員会が鋭意検討されてきた、会則の改正、規則及び内規等が次のように採択された。会則の改正は、「衛生学研連」から「環境保健学研連」への名称変更である。規則の改正は、昭和63年度の第14期会員推薦手続きの手直しであって、その第1は、学術研究団体（学・協会）の登録に際し、従来の方式に加えて会員名簿などの添付を要請すること、会員推薦の場となる「推薦研連」に登録する学・協会を確保する方策などである。第2は、この登録された学・協会が会員候補者を届け出る際の記載事項を追加して、推薦人の判断資料を充実させることである。最後に推薦研連が熱工学研連から機械工学研連へ、衛生学研連から環境保健学研連へと変更された。

内規の改正は、日本学術会議の活動の周知と学・協会との連絡・協力を維持・強化するために、「連絡学・協会」の名の下に多くの学・協会との緊密な連絡を保ってきたが、今回、これを「広報協力学術団体」と改称し、別項のようにさらに広い範囲の学・協会と連携を図るようにしたものである。

特別委員会のうち、国際協力事業特委は任務を終了したので、それに代わり、人材養成などを含めて総合的・学際的・広域的な地域の研究機関のあり方を検討するために、「地域の研究推進特委」が設置され、直ちに委員を選出して活動を開始した。

本総会では、第7部提案の「国立代用臓器開発研究センター（仮称）の設立について（勧告）」、第4常置提案の「我が国における学術研究の推進について一大学院の充実等を中心として一（要望）」が採択され、直ちに内閣総理大臣始め関係諸機関等に送付した。これらの詳細は別項及び月報所載のとおりである。

第2日目午後、「高度情報社会の展望と課題」について自由討議を行った。

## 国立代用臓器開発研究センター（仮称）の設立について（勧告）

人体のある臓器が障害を受け、従来の治療によっては、もはやその機能の回復が不可能になった場合には、当然、死に至るわけであるが、近代医学は、その臓器の機能を他のもので代替することによって、未だ完全の状態と言えないまでも生命の維持を可能にしている。その一つの手段が人工臓器であり、もう一つが臓器移植である。両者は代替という同じ目標を持ちながら、全く異なった研究アプローチで、それぞれ独立したテーマとして発足し、今日の進歩をみている。例えば腎臓移植と人工臓器との関係では、両者の技術は全く異なっている。しかし、慢性腎不全の治療における両者の相補的効果は極めて高いものである。人工臓器と臓器移植とはあたかも車の両輪のような関係にあるので、医療の場において両者を一体化した医療システムが強く要求されている。

このような関係にある両者を合わせ、代用臓器と呼んでいるが、この研究が今後飛躍的に進めば、臓器疾患に悩む患者の治療に貢献することは間違いない。一方これら研究の我が国の現状をみると、個別的に極めて優れた成果を挙げているものもあるが、全体的にはまだ十分の研究体制が整っているとはいえない。その理由を考えてみると、臓器移植の面では、臓器取得に関連して、我が国の脳死問題を含む死の判定等人の考え方の相違に基づくと思われる問題が大きいことである。人工臓器の面では、基礎材料の研究に始まり、エネルギー、エネルギー変換機構、駆動機構や臓器機能の制御システムの開発などは、各分野の専門家による有機的な組織のもとでの研究が必要であるにもかかわらず、そのような研究体制が我が国にはなかったのである。

医学、薬学、生物学、理学、工学、農学にわたる分野の研究が緊密な協力研究を行い、臓器置換を安全に、有効に行うため生体生理機構を解明しつつ、システムとテクノロジーを確立することが緊急に必要と考えられる。ただ本研究は臓器置換という生命の尊厳に係わる医の倫理問題が関係しているため、本研究センターの運営には、人文社会科学系の方々の参加を求め、また、本研究センター内の活動に係わっては、研究者の倫理的思考の行き過ぎを抑制し、社会の理解を深めるなど医の倫理を検討する組織の設置を計画し、運営機構が一方では開発研究にあたって独創的研究を積極的に推進し、臓器置換という医療がここに飛躍的に進展するよう期待したい。

詳細は日本学術会議月報11月号を参照されたい。

## 我が国における学術研究の推進について

—大学院の充実等を中心として—(要望)

次の代を担う若い人達をどうしたら立派に育成することができるかという問題は、その国の将来を決める上で重要である。日本学術会議においても第13期活動計画の中にこの種の問題の重要性をうたっているが、これからは経済的のみならず学術的にも大きく世界に貢献する立場に置かれているだけに、独創的な若い人達を育成する必要が一段と強まっている。

学術研究推進のための一つの大きな柱として若い研究者の育成、特に大学院の充実等を中心としてまとめる際、むずかしい基本的な問題は、学問分野によって事情が著しく異なるが、今回の「要望」はおおむね各分野に共通する問題であり緊急性の高いものにしてまとめた。その中では学問の急速な進歩に対応し得るよう、長期的展望にたって大学院(必要な人員、設備、建物面積や経常費等)を抜本的に強化充実を図る必要性を強調し、さらに大学院における人材養成について基本的問題を踏まえて、大学が大学院の内容を自主的に検討し、改善すべき点は積極的かつ的確に実現していくことが必要である。

一方研究者の層をもっと厚くし、研究基盤を強化し、特に基礎的科学的分野の充実を図ることが急務である。研究者の交流その他、種々の問題があるが、一つの新しい建設的提言として地域的研究機構の設立がある。研究機器が年々性能が向上すると共にその価格が高くなる情勢下において、効率よく使う仕組みが要求されている今日、日帰りで使える地理的範囲に先端的機器を配置すると共に、その場を、その地域に特徴的なしかも世界的レベルの独創的研究を育成する場とし、研究者の日常的交流、協力を、国内、国外、産官学の広い範囲にわたって図ろうとするものである。その他年々加速度的に盛んになる国際交流についても、特に若い研究者達が日常的に国際的競争の場の中で育成される条件を整えることが重要である。

この要望は大学院の充実という、考えようによっては当然の事柄が、現在あまりにも不十分である現実を前にして、国に対して、また大学自身に対して出されたものである。

詳細は、日本学術会議月報11月号を参照されたい。

### 広報協力学術団体の申込について

本会議では、第101回総会で内規の一部改正が行われ、従来の「連絡学・協会」は、名称を「広報協力学術団体」と改め、資格要件も大幅に緩和されました。「広報協力学術団体」とは本会議活動の周知を図るとともに、各分野の学術研究団体との緊密な連絡・協力関係を維持し、強化するため広報活動に協力してもらうために指定する団体です。詳細は事務局にお問い合わせください。

なお、登録学術研究団体、従来からの連絡学・協会は自動的に指定されたものとみなします。

### 公開講演会開催のお知らせ

本会議は、9月27日「21世紀の学術」をテーマとした公開講演会を開催したが、第2回目の公開講演会を次のように企画しているので、多数の方々のお来場をお願いしたい。

- ☆ テーマ 学問の自由と科学者の責任
- ☆ 日時 昭和62年1月24日(土)13時30分～17時
- ☆ 会場 日本学術会議講堂
- ☆ 演題及び演者

- 科学研究の環境と科学者の責任(大木道則 第4部会員、東京大学理学部教授)
- 学問の自由と教育の自由(大田 堯 第1部会員、東京大学名誉教授)
- 生命科学の進歩と科学者の責任(渡辺 格第4部会員、北里大学衛生学部教授)

## 自由討議—高度情報社会の展望と課題—

この自由討議は今期に設置された、高度情報社会特別委員会のメンバーが、個人の立場で、来るべき高度情報社会の展望と課題についての意見を発表したものである。第3部竹内 啓(可能性と展望)、第5部平山 博(技術的展望と問題点)、第2部正田 彬(人権)、第4部坂井利之(人間)、第1部東 洋(教育)の各会員がそれぞれ付記したサブテーマについて問題を提起した。これに続いて、第7部梅垣洋一郎(医学・医療)、第6部飯田 格(情報と図書館)の各会員からコメントが提出された。

すべての部にまたがる広汎な分野からの発表であるから、その対象・論旨は多様であったが、あえて要約すると以下のようである。

これまでの「人」と「物」の社会に、これらと独立して「情報」が生まれた。情報の処理、通信(伝送)、記憶の超高速、巨大化と認識・識別の高度の発展により、労働形態・教育・医療も含めて社会を大きく変化させることが予想される一面、人権、人間疎外を始めとする影の部分にも十分に配慮する必要があると強調された。

なお、この自由討議は別途刊行される予定である。

### 財団法人日本学術協力財団設立

日本学術会議と密接に連携しつつ、本会議の成果を国民に還元するため出版事業や国際会議の計画策定などを行う財団法人日本学術協力財団(〒106 東京都港区西麻布3-24-20 TEL 03(403)2860)が10月17日、内閣総理大臣所管の公益法人として設立された。

この財団は事業の一つとして、日本学術会議総会時における自由討議等を「日学双書」としてシリーズで発行・販売することにしており、当面、脳死をめぐる諸問題(11月初旬発行)、21世紀の学術(12月中旬発行予定)及び高度情報社会の展望と課題(2月中旬発行予定)が予定されています。

### 学術研究団体調査についてお願い

日本学術会議事務局では、昭和61年7月1日現在で全国の学術研究団体(いわゆる学・協会)の調査を実施しています。

この調査は、全国の学術研究団体の最近の活動状況を把握することを目的としており、主要な項目については、「総覧」として刊行することを計画しております。

当事務局で承知している各学術研究団体には、既に調査依頼を行っておりますが、最近発足した学術研究団体などで調査依頼が未着のところがありましたら、当事務局推薦管理事務室あてに御連絡くださるようお願いいたします。

- ☆ 申込方法: 往復はがき(住所、氏名を明記)
- ☆ 定 員: 300人(先着順)
- ☆ 申込締切日: 昭和62年1月17日(土)
- ☆ 申 込 先: 〒106 東京都港区六本木7-22-34  
日本学術会議事務局庶務課講演会係

多数の学協会の御協力により、「日本学術会議だより」に掲載していただくことができ、ありがとうございます。  
なお、御意見・お問い合わせ等がありましたら下記までお寄せください。

〒106 港区六本木7-22-34  
日本学術会議広報委員会  
(日本学術会議事務局庶務課)  
電話 03(403)6291

# 「第22回 AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference」 June 16~18, 1986

## 論文リスト (ガスタービン関係)

Theme	番号	上段:題目	下段:著者	Theme	番号	上段:題目	下段:著者		
Propulsion System Integration	AIAA-88-1538	Thrust Reverser Development for the Boeing 787	J.Jackson (Boeing Commercial Airplane Co., USA)		AIAA-88-1551	A Report on the Initial Test of the Large Scale Advanced Propfan	C.L.Degross, J.E.Turnberg, H.S.Wainovski (Hamilton Standard, USA)		
	AIAA-88-1537	Simulation of Engine Installation Flowfields Using a Three-Dimensional Euler/Navier-Stokes Algorithm	J.Vedryak, H.J.Smith (Lockheed-Georgia Co., USA)		AIAA-88-1552	Evaluation of Propeller/Nacelle Interactions in the PTA Program	A.S.Aljabri, V.Lyman, R.J.Parker (Lockheed-Georgia Co., USA)		
	AIAA-88-1538	Numerical Navier-Stokes Solutions of High-Speed Propeller Flows	S.J.Yoon, J.A.Schetz (Virginia Polytechnic Institute and State University, USA)	Small Engine Technology Assessments I	AIAA-88-1542	Overview of Small Engine Component Technology (SECT) Studies	M.R.Vanco, V.Wintucky, R.Niedzwiecki (NASA Lewis Research Center, USA)		
	AIAA-88-1539	Dynamic Pressure Loads Associated with Twin Supersonic Plume Resonance	J.M.Seiner, J.C.Manning (NASA Langley Research Center, USA), M.K.Ponton (Kentron International Inc., USA)		AIAA-88-1543	Rotorcraft Propulsion for Year 2000 Plus	T.R.Larkin, D.V.Staton, H.C.Mongia (Allison Gas Turbine Div., USA)		
Advanced Technology in Propulsion I	AIAA-88-1511	Analysis of Coaxial Spray Combustion Flames and Related Numerical Issues	P-Y.Liang (Rockwell International, USA)		AIAA-88-1544	Small Engine Technology Payoffs for Future Computer Aircraft	V.Schneider, H.Kaehler (Avco Lycoming Textron, USA)		
	AIAA-88-1512	H120: A New Heavy Cryogenic Stage for the ARIANE V Launcher	A.Souchier (Societe Europeene de Propulsion, France), J.Borromee (Centre National d'Etudes et de Recherches Aeronautiques, France)		AIAA-88-1545	Advanced Technology Payoffs for Future Computer Aircraft, Rotorcraft, Cruise Missile and APU Propulsion Systems	M.A.Turk, P.Zeiner (Garrett Turbine Engine Co., USA)		
	AIAA-88-1513	Structural Integrity and Durability for Space Shuttle Main Engine and Future Reusable Space Propulsion Systems	S.J.Marsik (NASA Lewis Research Center, USA), H.T.Gavrylovicz (NASA Headquarters, USA)		AIAA-88-1546	Year 2000 Small Engine Technology Payoffs in Cruise Missiles	B.Singh, E.Benstein (Teledyne CAE, USA)		
	AIAA-88-1514	Numerical Analysis of Flow in the Hot Gas Manifold of the Space Shuttle Main Engine	S.P.Owens, T.Mukerjee, A.K.Singhal, A.J.Przekwas (CHAM of North America Inc., USA), D.R.Glynn (CHAM Ltd., UK), M.C.Costes (NASA Marshall Space Flight Center, USA)	Small Engine Technology Assessments II	AIAA-88-1623	Small Turbohaft/Tuboprop Component Technology	R.Hirschhorn, C.Russo (General Electric Co., USA)		
	AIAA-88-1518	Computational and Experimental Study of Turbulent Flows in 180 Degree Bends	C.V.Campbell, Y.S.Chan (NASA Marshall Space Flight Center, USA), V.A.Sandborn (Colorado State University, USA)			AIAA-88-1624	Small Engine Technology Needs for the 21st Century	J.Alcorta (Pratt & Whitney, USA)	
		AIAA-88-1517	SSME Thrust Chamber Modeling with Navier-Stokes Equations	A.J.Przekwas (CHAM of North America Inc., USA), J.Edwards (CHAM Ltd., UK), K.Gross (NASA Marshall Space Flight Center, USA)	Engine Controls & Diagnostics	AIAA-88-1674	Design Approach to Performance	D.Berg, J.Swan, S.Adibhatla (General Electric Co., USA), J.Foxgrover, P.Shaw (Northrop Corp., USA)	
	Prop-Fans/Turboprops I	AIAA-88-1470	Counter Rotation Prop-Fan Optimization	R.E.Owens, W.V.Ferguson (Pratt & Whitney, USA)			AIAA-88-1675	A Fault-Tolerant 1750A Digital Engine Controller	V.Stanton, J.Volp, S.Nelson (Charles Stark Draper Laboratory, USA)
			AIAA-88-1472	Turboprop and Open Rotor Propulsion for the Future	J.H.R.Sadler, G.S.Hodges (Rolls-Royce Ltd., UK)		AIAA-88-1676	Test Evaluation of the HD8C Engine Uprate Algorithm	R.Ray, L.P.Myers, D.R.Spetznagel (NASA Ames/Dryden Flight Research Facility, USA)
			AIAA-88-1473	UHB Technology Flight Validation Program	R.Van'T Riet, B.Leverenz (Douglas Aircraft Co., USA)		AIAA-88-1677	Advances in Aero Engine Dynamics	J.Wynne (Rolls-Royce Ltd., UK)
			AIAA-88-1474	Turbofan and Prop-Fan as Basis for Future Economic Propulsion Concepts	H.Grieb, D.Eckardt (Motoren-und Turbinen-Union, West Germany)		AIAA-88-1678	Knowledge-Based Systems for Rotordynamic Diagnostics	B.Agarwal, J.Tecza (Mechanical Technology Inc., USA), S.Przybylko (AFWAL/POTC, USA)
	AIAA-88-1549	Theoretical and Experimental Analysis of High-Speed Propeller Aerodynamics	J-M.Bousquet (ONERA, USA)	Engine Controls & Diagnostics	AIAA-88-1679	An Overview of U.S.A.F. Engine Diagnostic Systems	S.J.Thorton (USAF ASD/Y2NE, USA)		
Prop-Fans/Turboprops II	AIAA-88-1550	Aerodynamics Performance of a Counter Rotation Prop Fan	H.S.Wainovski, C.M.Vazzy (Hamilton Standard, USA)		Compressor Technology	AIAA-88-1744	Assessment of Multistage Compressor Airfoil Aerodynamics: Part1-Blade-to-Blade Potential Analysis	H.D.Joslyn, R.P.Dring (United Technologies Research Center, USA)	
						AIAA-88-1744	Assessment of Multistage Compressor Airfoil Aerodynamics: Part2-Airfoil Boundary Layer Analysis	H.D.Joslyn, R.P.Dring (United Technologies Research Center, USA)	

- AIAA-86-1745 Improved Compressor Performance Using Recessed Clearance Over the Rotor  
D.C.Wisler, B.F.Beacher (General Electric Co., USA)
- AIAA-86-1746 Tip Leakage Reduction Through Tip Injection in Turbomachines  
M.Poussiere, K.Lazarus, W.P.Weinhold (Duke University, USA)
- AIAA-86-1748 Technology of the Wide Chord Fan  
R.E.Dewson, D.G.Hallivell, J.E.Melville (Rolls-Royce Ltd, UK)
- AIAA-86-1747 The Measurement and Interpretation of Reverse Flow in Multistage Axial Compressors  
R.N.Gomache, E.M.Greitzer (AEDC/DQPT, USA)
- Applied Airbreathing Combustion  
AIAA-86-1396 Effect of Silane Concentration on the Supersonic Combustion of a Silane/Methane Mixture  
G.B.Northam, A.G.McLain (NASA Langley Research Center, USA)
- AIAA-86-1397 Development of High Loading Two-Stage Combustor Characterized by SAF and Pre-mixed Type Fuel Injectors  
Y.Sato, H.Toh, T.Watanabe (IHI, Japan)
- AIAA-86-1398 Experimental Study and Semi-empirical Prediction on the Fuel Capture Rate by V-Gutter Flameholder  
Z.J.Yong, C.J.Shan (Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics, China)
- AIAA-86-1399 Mixing Characteristics of a Ducted, Elliptical Jet with Dump  
K.C.Schadow, K.J.Wilson, D.M.Parr (Naval Weapons Center, USA), E.Gutmark (Tel-Aviv University, Israel)
- AIAA-86-1401 Investigation of a Solid Fuel Combustion Chamber  
P.A.O.G.Korting (Prins Maurits Laboratory, Netherlands), C.V.M.Van der Geld, J.B.Vos, T.Wijchers (Delft University of Technology, Netherlands)
- Theoretical Airbreathing Combustion  
AIAA-86-1607 Turbulence-Combustion Interaction in Practical Combustion Systems  
D.R.Ballal, T.H.Chen (University of Dayton, USA)
- AIAA-86-1608 The Effect of the Entrained Gas on the Vortex Combustion Flow  
G.H.Vatistas, C.Lam, S.Lin, C.K.Kwok (Concordia University, Canada)
- AIAA-86-1609 Interactions Between Acoustics and Vortex Structures in a Central Dump Combustor  
P.Kailasath, J.Gardner, J.Boris, E.Oran (Naval Research Laboratory, USA)
- Theoretical Airbreathing Combustion  
AIAA-86-1610 Treatment of the Near-Wall Region for Diffusing Duct Calculations  
G.J.Sturgess, K.R.McManus, S.A.Syed (United Technologies Corp., USA)
- AIAA-86-1611 Perspectives on Dilution Jet Mixing  
J.D.Holdeman (NASA Lewis Research Center), R.Srinivasan (Garrett Turbine Engine Co., USA)
- Combustor/Augmentor Technology  
AIAA-86-1530 Altitude Ignition/Lean Deceleration Study  
S.K.Vidner, J.R.Taylor (General Electric Co., USA)
- AIAA-86-1531 Improved Combustor Design Methodology  
H.Mongia, N.Rizk (Allison Gas Turbine Div., USA)
- AIAA-86-1532 Evaluation of a Phase Doppler Particle Analyzer for Measuring Dense Sprays from a Gas Turbine Fuel Injector  
G.Kraemer (Avco Lycoming Textron, USA), V.D.Bachalo (Aerometrics Inc., USA)
- AIAA-86-1533 Quartz Lamp Thermocycling Rig for Combustion Liners  
G.D.Pfeifer (Pratt & Whitney, USA)
- AIAA-86-1535 Ignition and Flame Stability of Fuel Jet Through Blockers in Cross Flow  
S.N.B.Murthy, C.F.Warner, J.Chen (Purdue University, USA)
- Propulsion System Modeling, Combustion Processes and Heat Transfer  
AIAA-86-1496 Computer Aided Propulsion System Selection for Small Submersibles  
R.S.Peterson, T.R.Sherman (Naval Coastal Center, USA)
- AIAA-86-1497 Experimental Investigation of Combustion of Magnesium in Steam  
Y.Chozou, J.Ko, A.E.Fuhs (Naval Postgraduate School, USA)
- AIAA-86-1498 Silicon Carbide-Graphite Nozzles for Liquid Rocket Engines  
A.H.Klepping (Royal Ordnance Explosives Ltd., UK)
- Spray Combustion  
AIAA-86-1525 Unsteady Flame Propagation in a Polydisperse Single-Component Fuel Spray  
S.K.Agarwal (University of Illinois, USA)
- AIAA-86-1526 Pollutant Formation in Heterogeneous Sprays of Fuel Drops and Air  
A.H.Lefebvre (Purdue University, USA)
- AIAA-86-1528 The Study on the Interdependence of Spray Characteristics and Evaporation History of Fuel Spray in High Temperature Air Crossflow  
J.Y.Zhu, J.S.Chin (Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics, China)
- AIAA-86-1529 Design and Development of an Air-Blast Type of Fuel Nozzle for an Industrial Gas Turbine Application  
G.Maxwell, D.Pope, R.Schiefer (General Electric Co., USA)
- Spray Development Research  
AIAA-86-1725 Characterization of Simulated Small-Droplet Fuel Sprays  
R.D.Ineobo (NASA Langley Research Center, USA)
- Spray Development Research  
AIAA-86-1726 Characterization of Fuel Sprays Using a High-Resolution Patternator  
J.B.McVey, S.Russell, J.B.Kennedy (United Technologies Research Center, USA)
- AIAA-86-1728 Atomization Performance of Pressure-Swirl Nozzles  
X.F.Wang, A.H.Lefebvre (Purdue University, USA)
- AIAA-86-1729 Application of Multi-Breakage, Coagulation Methods for Drop Size Distributions in Spray Injection Combustion  
N.Nagaraj, C.K.Lombard (PEDA Corp., USA)
- AIAA-86-1730 Spray Research in BIAA  
J.S.Chin (Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics, China)
- Intermittent Combustion Engine Technology  
AIAA-86-1553 High Performance, Stratified Charge Rotary Engines for General Aviation  
R.E.Mount (John Deere Technologies International Inc., USA), W.L.Greiner (Avco Lycoming Williamsport Div., USA)
- AIAA-86-1556 Flow and Fuel-Air Mixing in a Motored Two-Dimensional Wankel Rotary Engine  
T.-P.Shin (University of Florida, USA), H.L.Neuven (NASA Lewis Research Center, USA), J.Stegeman (University of Toledo, USA)
- AIAA-86-1557 Visualization of Flow in a Motored Rotary Combustion Engine Using Holographic Interferometry  
Y.R.Hicks, H.J.Schock (NASA Lewis Research Center, USA), J.E.Craig, H.L.Umstatter, D.Y.Lee (Spectron Development Laboratories Inc., USA)
- AIAA-86-1559 Advanced Rotary Engine Components Utilizing Fiber Reinforced Mg Castings  
D.Goddard, W.Whitman, R.Pumphrey (Material Concepts Inc., USA), C.M.Lee (NASA Lewis Research Center, USA)
- Combustion Modeling and Diagnostic Instrumentation  
AIAA-86-1663 The Gray Areas in Combustion Research  
A.K.Gupta (University of Maryland, USA), D.G.Lilley (Oklahoma State University, USA)
- AIAA-86-1664 Development of a Multi-Region Orthogonal Curvilinear CFD Code for Gas Turbine Combustors  
S.A.Syed, V.D.Siddons (United Technologies Research Center, USA)
- AIAA-86-1665 Mass and Momentum Turbulent Transport Experiments with Swirling Confined Coaxial Jets—Part 2  
R.Roback, B.V.Johnson (United Technologies Research Center, USA)
- AIAA-86-1667 Airblast Nozzle Spray Modeling  
A.Mostafa, H.Mongia, T.Jackson, G.S.Samuelson (Allison Gas Turbine Div., USA)
- Turbine Technology  
AIAA-86-1465 Turbine Stage Heat Transfer: Comparison of Short Duration Measurements with State-of-the-Art Predictions  
V.J.Roe, D.B.Taulbee, K.C.Civinskis, M.G.Dunn (Calspan-UB Research Center, USA)
- AIAA-86-1467 Air Turbine Test Results for Three Turbine Stages with Varying Radial Distribution of Camber  
T.C.Flaherty, A.C.Gominho (General Electric Co., USA)

- AIAA-86-1468 Temperature Profile Attenuation in Axial Flow Turbine  
T. Butler, O. Sharma (Pratt & Whitney, USA), R. Dring, H. Joslyn (United Technologies Research Center, USA)
- Turbine Technology  
AIAA-86-1850 A Comparison of Predicted and Measured Natural Frequencies and Vibratory Stresses of a High Pressure Turbine Blade  
V.H. Lehr, H.J. Denby (Pratt & Whitney, USA)
- Computational Fluid Dynamics I-Navier-Stokes 1  
AIAA-86-1380 An Efficient Implicit Method for Solving Viscous Multi-Stream Nozzle/Afterbody Flow Fields  
K.M. Perry, S.T. Inlay, T.J. Kao (Awtac Engineering Inc., USA)
- AIAA-86-1381 Computation of Two-Dimensional Transonic Cascade Flow Using a New Navier-Stokes Solver  
N. Satofuka, K. Morinishi (Kyoto Institute of Technology, Japan), T. Tamaki, A. Shimizu (IHI, Japan)
- AIAA-86-1384 A Computational Fluid Dynamics Evaluation of Test Cell Recirculation Effects on High Bypass Turbofan Engine Thrust Measurements  
D.H. Huddleston, G.K. Cooper, W.J. Phares (Sverdrup Technology Inc., USA)
- Computational Fluid Dynamics I-Navier-Stokes 2  
AIAA-86-1422 Numerical Analysis of the Three-Dimensional Flow in the Main Injector Assembly of the Space Shuttle Main Engine  
T. Mukerjee, A.J. Przekwas (CHAM of North America Inc., USA), R.S. Holland, N.C. Costes (NASA Langley Research Center, USA)
- AIAA-86-1423 Three-Dimensional Computation of Mixing of Transverse Injector in a Ducted Supersonic Airstream  
K. Uenishi (Vigyan Research Associates Inc., USA), R.C. Rogers (NASA Langley Research Center, USA)
- AIAA-86-1424 Computational Simulation of Liquid Rocket Injector Anomalies  
A.K. Singhal, L.T. Tan, A.J. Przekwas (CHAM of North America Inc., USA), K. Davidian (NASA Lewis Research Center, USA)
- AIAA-86-1425 Thermofluid Analysis of the Space Shuttle Main Engine Fuelside Preburner Using a Multifluid Mixing Model  
A.K. Singhal, C. Prakash (CHAM of North America Inc., USA), C. Safer (NASA Lewis Research Center, USA)
- AIAA-86-1426 Study of Hypersonic Inlet Flow Fields with a 3-D Navier-Stokes Code  
A. Kumar, G.Y. Anderson (NASA Langley Research Center, USA)
- AIAA-86-1427 A Detailed Numerical Model of a Supersonic Reacting Mixing Layer  
J.P. Drummond, T.A. Zang, R.C. Rogers, M.Y. Hussaini (NASA Langley Research Center, USA)
- Computational Fluid Dynamics III-Inviscid Methods  
AIAA-86-1519 Calculation of Annular Nozzle Trisonic Flowfields by the Method of Characteristics  
J.D. Hoffman (Purdue University, USA), B.J. Wang (Shanghai Institute of Mechanical Engineers, China)
- AIAA-86-1520 An Implicit Scheme for High Speed Inlet Analysis  
S. Yoon (NASA Lewis Research Center, USA), A. Jameson (Princeton University, USA)
- AIAA-86-1521 Improved Euler Analysis of Advanced Turbo Prop Propeller Flows  
O. Yamamoto (Sverdrup Technology Inc., USA), L.J. Bober (NASA Lewis Research Center, USA)
- AIAA-86-1523 USAERD Analysis of a Wing/Plum/Mecelle Configuration  
V.K. Lord, S.H. Zyman (Pratt & Whitney, USA)
- AIAA-86-1524 Numerical Study of Laser-Sustained Convective Flow  
S.-H. Jeng, D.R. Keefer (University of Tennessee Space Institute, USA)
- Navier-Stokes-Computational Fluid Dynamics V-'Simple' Algorithms  
AIAA-86-1853 An Evaluation of Techniques Used to Accelerate Segregated Methods for Predicting Viscous Fluid Flows  
J.P. Van Doornaal, B.R. Hutchison (Advanced Scientific Computing Ltd., Canada), A. Turan (Avco Everett Research Laboratory Inc., USA)
- AIAA-86-1854 A Numerical Method for Three-Dimensional Incompressible Flows Using Nonorthogonal Body-Fitted Coordinate Systems  
Y.-S. Chen (NASA Marshall Space Flight Center, USA)
- AIAA-86-1855 The Calculation of Chemically Reacting Turbulent Boundary Layers by Means of Finite Chemical Kinetics  
J.B. Voo (Delft University, Netherlands)
- AIAA-86-1856 Numerical Computations of Turbulent Flows in a Dump Diffuser  
Y. Ando, M. Kawai, Y. Sato, H. Toh (IHI, Japan)
- AIAA-86-1857 Cold and Hot Flow Analysis of a Coaxial Dump Combustor with V-Gutter Flame Holder  
Z.-C. Hong (National Central University, China), C.C. Tao (Chung-Shan Institute of Science, China), D.J. Kan (National Taiwan University, China)
- Computational Fluid Dynamics VI-Navier-Stokes 3  
AIAA-86-1721 Instability of Compressible Free Jets of Arbitrary Cross Section  
A. Tubis (Purdue University, USA), S. Koshigoe (Naval Weapons Center, USA)
- AIAA-86-1724 Turbulence Energy and Diffusion Transport in a Separating and Reattaching Flow  
P. Goel, R.S. Amano (University of Wisconsin, USA)
- AIAA-86-1723 Hybrid Two-Equation Turbulence Model for High Speed Propulsive Jets  
H.S. Pergament, M. Sinha, S.M. Dash (Science Applications International Corp., USA)
- Inlet Technology  
AIAA-86-1458 Computation of Three-Dimensional Subsonic Flow in Curved Diffusers with and without Vortex Generators  
V.G. Kunik (NASA Lewis Research Center, USA)
- AIAA-86-1459 Effects of S-Bends on Diffuser Internal Performance and Turbulence Characteristics  
V.H. Ball, A.F. Campbell (Boeing Military Airplane Co., USA)
- AIAA-86-1460 Subsonic Test Method for Engine/Inlet Evaluations  
D.K. Beale (Sverdrup Technology Inc., USA)
- AIAA-86-1462 S-Duct Inlet/Diffuser for Turbo Prop Offset Gearbox Applications  
P. McDill (Boeing Commercial Airplane Co., USA)
- AIAA-86-1463 Integrated Flowfield Analysis Methodology for Fighter Inlets  
R.R. Cosner (McDonnell Aircraft Co., USA)
- New Developments for Subsonic  
AIAA-86-1626 Proofpan Test Assessment (PTA) Quick Engine Change (QEC) Nacelle  
R.A. Bradlaugh-Dredge (Rohr Industries Inc., USA)
- AIAA-86-1627 A Numerical Analysis Applied to High Angle-of-Attack Inlets  
D.P. Hwang (NASA Lewis Research Center, USA)
- New Developments for Subsonic  
AIAA-86-1628 Correlation of Theory and Experiment for Propfan Inlets  
V. Lyman, J.P. Hancock (Lockheed-Georgia Co., USA)
- AIAA-86-1629 Flight Research on Natural Laminar Flow Nacelles: A Progress Report  
E.C. Hastings, J.A. Schoenster (NASA Langley Research Center, USA), C.J. Obara (PRC Kentron International Inc., USA)
- Exhaust System Technology  
AIAA-86-1613 A Nozzle Design Analysis Technique  
J.J. Brown (Boeing Commercial Airplane, USA)
- AIAA-86-1614 Forced Mixer Lobes in Ejector Designs  
W.M. Press, R.G. Goussy, B.L. Morin (United Technologies Research Center, USA)
- AIAA-86-1615 Initial Performance Evaluation of 2DCD Ejector Exhaust System  
B.M. Romine, D.J. Dusa, D. Brooke, A. Kucher (General Electric Co., USA)
- Advanced Instrumentation & Test Techniques  
AIAA-86-1731 Advanced Turbine Engine Simulation Technique and Applications to Testing  
M.A. Chappell (Sverdrup Technology Inc., USA), E.G. Blewins (AFMIL/POTA, USA)
- AIAA-86-1732 Theoretical and Experimental Investigation of Test Cell Aerodynamics to Testing  
A.I. Karanalis, J.S. Sokhey, T.C. Dunn, D.C. Bellow (General Electric Co., USA)
- AIAA-86-1733 Application of Computational Fluid Dynamics to Test Facility and Experiment Design  
V.J. Phares, G.K. Cooper, T.V. Swofford, R.R. Jones (Sverdrup Technology Inc., USA)
- AIAA-86-1734 Aerodynamic Monitoring of Engine Thrust Measurement on Indoor Sea Level Test Beds  
P.A. Simpson (Rolls-Royce Ltd., UK)

- |   |   |   |   |
|---|---|---|---|
| AIAA-86-1738                                    | Plans and Status of SAE Committee E33E, In-Flight Thrust Determination During Unsteady Operating Conditions<br>E.C.Rooney (Naval Air Systems Command, USA)                  | AIAA-86-1622                              | Axial Flow Fan Stalling Behavior with Circumferential Inlet Sectoring<br>V.F.O'Brien, B.M.Creamer (Virginia Polytechnic Institute and State University, USA)  |
| Instrumentation and Measurement<br>AIAA-86-1647 | Further Development of the Dynamic Gas Temperature Measurement System<br>V.B.Watkins, V.V.Robinson, D.L.Elmore (Pratt & Whitney, USA)                                       | Mechanical Systems Design<br>AIAA-86-1452 | Small Gas Turbine Combustor Experimental Study-Compliant Metal/Ceramic Liner and Performance Evaluation<br>V.A.Acosta, C.T.Norgren (NASA Lewis Research Center, USA)  |
| AIAA-86-1648                                    | Turbine Engine Inlet Viewing System<br>R.A.Belz, C.V.Brasier, T.Devis, P.J.Murphy (Sverdrup Technology inc., USA)   | AIAA-86-1455                              | Wake Induced Unsteady Aerodynamic Interactions in a Multi-Stage Compressor<br>S.Fleeter (Purdue University, USA)  |
| AIAA-86-1650                                    | Comparison of Laser Transit and Laser Doppler Anemometer Measurements in Fundamental Flows<br>C.Dancey, D.Rabe (Virginia Polytechnic Institute and State University, USA)   | AIAA-86-1457                              | Development of a 1,000F, 10,000 Start/Stop Cycle Foil Bearing with Optimum Stiffness and Damping<br>S.H.Chen, G.Arora (Garrett Turbine Engine Co., USA)   |
| Future Flight Systems<br>AIAA-86-1647           | Orbit-on-Demand Vehicle Propelled by ATR/R Engines<br>L.C.Hartung, J.M.Karkow, W.L.Orchey, D.C.Pickett, A.D.Muras (Rensselaer Polytechnic Institute, USA)                   | Propulsion Education<br>AIAA-86-1754      | Propulsion Education at the Air Force Institute of Technology<br>V.C.Elrod, M.E.Franke, E.J.Jumper (AFIT/DNY, Wright-Patterson, USA)  |
| Propulsion Supportability<br>AIAA-86-1668       | RMH 2000--A Look to the Future<br>F.S.Goodell, M.P.Smith (USAF, USA)  | AIAA-86-1755                              | Engine Design--AGGIE Style<br>S.H.Low (Texas A&M University, USA)   |
| Propulsion Supportability<br>AIAA-86-1669       | The T800 Turbine Engine Solicitation--A New Thrust in Streamlining the Acquisition Process<br>P.E.Brown, J.Acurio (U.S.Army Aviation Research and Technology Activity, USA) | AIAA-86-1756                              | Helicopter Rotor and Engine Sizing for Preliminary Performance Estimation<br>P.D.Talbot, J.V.Bowles (NASA Ames Research Center, USA)  |
| AIAA-86-1670                                    | Supportability Strategy for 1995<br>J.Nicholson, J.T.Redemacher (General Electric Co., USA)   | AIAA-86-1757                              | Simplified Performance Estimation of the Mixed Flow, Afterburner, Cooled, Two-Spoiled Turbofan Engine with Bleed and Power Extraction<br>J.D.Mettingly, D.H.Daley (HQ USAF, USA), V.H.Heiser (Aerojet General, USA) |
| AIAA-86-1671                                    | Design for Engine Supportability<br>F.C.Gillette, T.J.Christie, V.H.Quigley, J.H.Shipman (Pratt & Whitney Aircraft, USA)  | Youngs Engineers<br>AIAA-86-1741          | Validation of Aircraft Gas Turbine Engine Steady Status Models<br>R.S.McKamey (Sverdrup Technology Inc., USA)   |
| Engine Operability & Dynamics<br>AIAA-86-1619   | Post-Stall Performance of an Advanced High-Pressure Compressor Component<br>W.G.Steenken, V.H.Hosny (General Electric Co., USA)   |   |   |
| AIAA-86-1621                                    | Transient Engine Performance with Water Ingestion<br>T.Haykin, S.N.B.Murthy (Purdue University, USA)  |   |   |

投 稿

# KALINA COGENERATION SYSTEM FOR IMPROVING GAS TURBINE POWER PLANT THERMAL EFFICIENCY

Stephen D. Lisse, P.E.

CFWP

Kanagawa, Japan

## ABSTRACT

There is an increasing need for higher efficiency gas turbine power plants. Cogeneration of electricity in power plants has gained increased attention but has been mainly centered on using variations of the Rankine Cycle. The supercritical Rankine Cycle approximates an ideal Carnot Cycle but produces an excessively high turbine working pressure. Additionally, a multi-component working fluid Rankine Cycle provides a variable evaporation temperature but will have thermodynamic condensation losses due to a variable condensation temperature. Thus, electric power industry emphasis should be directed to the adoption of the Kalina Cycle which closely approximates an ideal Lorentz Cycle. In a Kalina Cycle system, a two-component working fluid utilizes variable-low-temperature waste heat in a distillation subsystem and substitutes working fluid absorption for condensation following expansion in the turbine.

Accordingly, the Kalina Cycle system power output is approximately 1.4 times greater than the Rankine Cycle system using the same heat source.

## INTRODUCTION

Since many years of research on high temperature metals has indicated that steam temperature is economically unfeasible

above 1000 F (1), recent emphasis has been placed on cogeneration of electricity by means of waste heat recovery within gas turbine power plants. Very elaborate waste heat recovery systems, centered on Rankine Cycle processes, have been proposed.

Additionally, turbomachinery manufacturers have spent enormous amounts of money on improving turbine materials, controls, and auxiliary equipment. These improvements in the Rankine Cycle approximate an ideal Carnot Cycle which has a rectangular shape in temperature versus entropy coordinates.

An entirely new thermodynamic cycle has been proposed (2) as the ideal bottoming cycle for efficient utilization of low-temperature waste heat. Whereas the conventional Rankine Cycle expands steam through a turbine, condenses the vapor, and recycles the water to the steam generator, the Kalina Cycle utilizes a mixture of ammonia (other hydrocarbons and freons may also be used) and water which requires less temperature to boil and allows more heat to be turned into vapor. Another advantage of the Kalina Cycle is less pressure is required for the condenser than in a Rankine Cycle system. Thus, the Kalina Cycle closely approximates an ideal Lorentz Cycle with a triangular shape in its temperature versus entropy diagram and reduced heat rejection. Figure 1. provides a comparison between the Carnot and Lorentz Cycles.



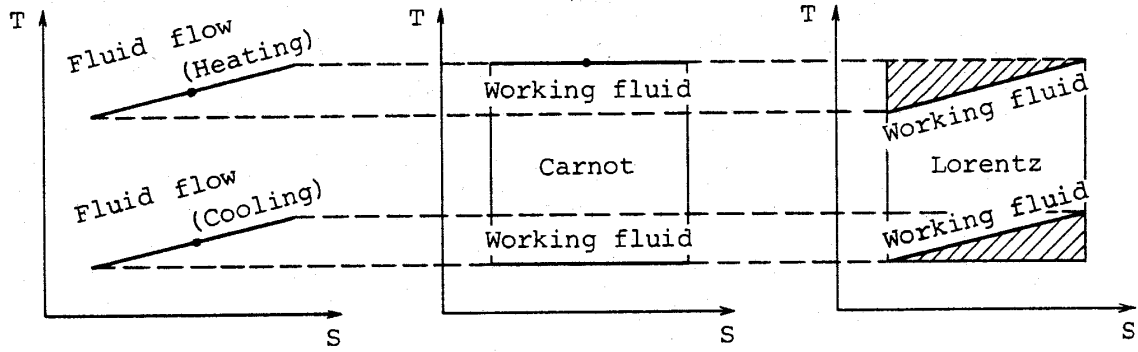


Figure 1. Carnot Cycle and Lorentz Cycle with ideal heat exchange

SYSTEM OPERATION

A low-boiling 50-50 mixture of

ammonia-water is used in the evaporation side of the steam cycle as shown in Figure 2.

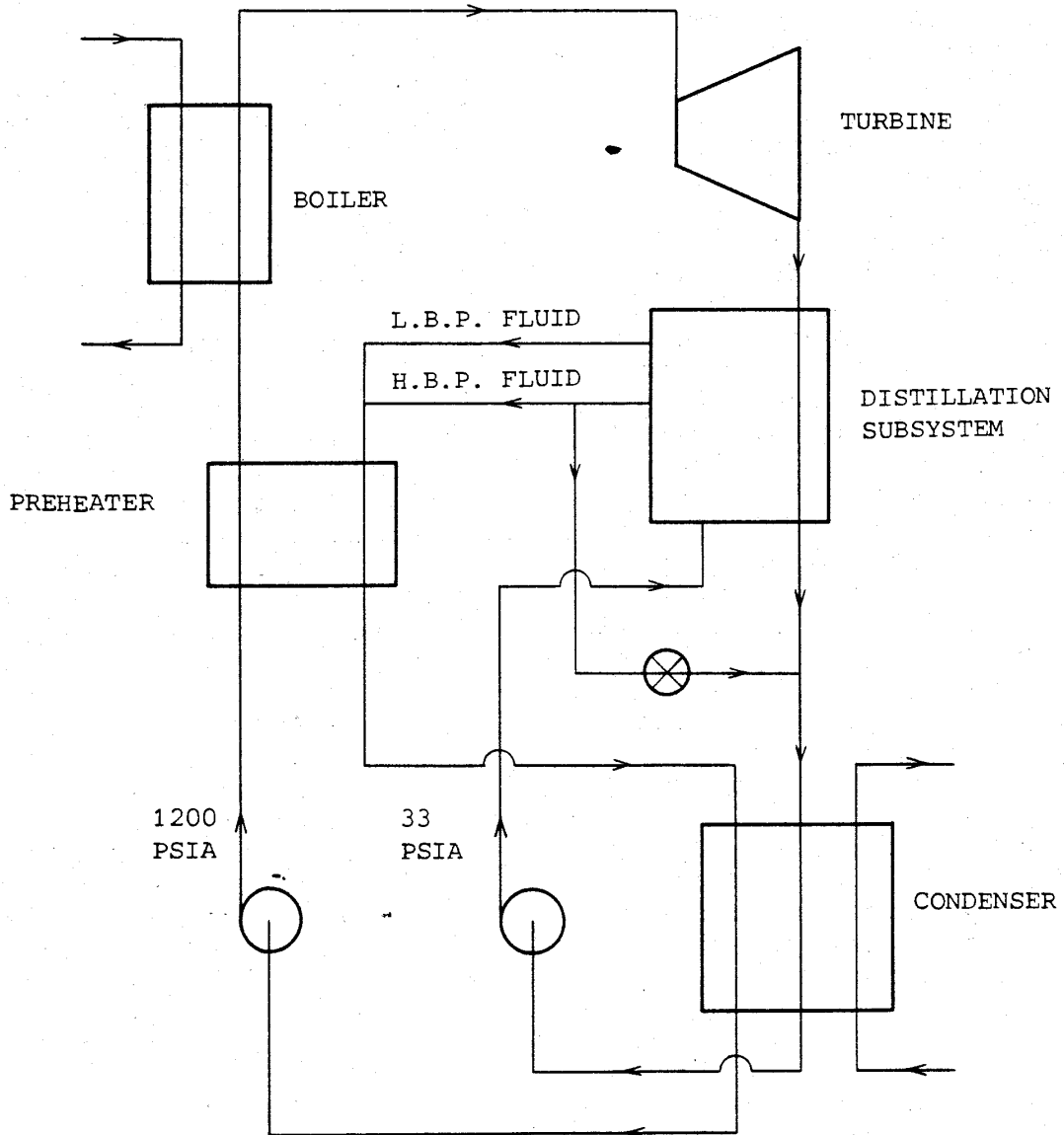


Figure 2. Kalina bottoming cycle

It is pumped to the desired working pressure and completely evaporated by utilizing waste heat which would normally be dissipated to the environment in a conventional Rankine Cycle gas turbine power plant. The produced steam expands through the turbine and cannot condense at the given basin temperature. The fluid is cooled in the distillation subsystem which also provides heat for partial evaporation of the basic ammonia-water fluid.

The basic fluid is pumped into intermediate pressure, distilled, and divided into two streams; a low-boiling fluid and a high-boiling fluid. The low-boiling fluid has a varying range of boiling temperature, and the high-boiling fluid is mostly water. After the distillation process, the low-boiling fluid is mixed with the high-boiling fluid which is completely condensed at low pressure and the given basin temperature.

Thus, the Kalina Cycle has a

significantly increased efficiency because condensation is nearly isothermal and has an approximate triangular shape in temperature versus entropy coordinates.

#### COMPARISON WITH OTHER COGENERATION SYSTEMS

Table 1. Lists some parameters of various bottoming cycles based upon data provided in (3) and (4). As indicated, the electricity/steam flow rate for both the Organic Rankine Cycle and steam turbine are significantly less than that of the Kalina Cycle. This should allow the capital costs of the Kalina Cycle to be eventually reduced to that of steam turbine range. Additionally, the Kalina Cycle compares favorably with the other cogeneration cycles in the other listed system parameters. A proposed 6.5 MWe Kalina power plant is expected to provide additional data to analyze cogeneration potentials of the Kalina Cycle.

Table 1. Comparison of Cogeneration Bottoming Systems

System Characteristic	Steam Turbine	Organic Rankine	Kalina
Electricity/steam flow (kW/1000 lb/hr)	35-50	50-75	140
Capital costs (\$/kW)	550-1200	800-1500	<1200
Gross payback period (yr)	2-3	3-6	3
Unit size (MWe)	0.5-4	0.5-4	6.5
Expected lifetime (yr)	20	20	20
Internal cycle efficiency (%)	65	57	76
Construction lead time (yr)	1-3	1-2	1-2

Lower costs of Kalina Cycle systems are projected because:

a. The evaporator has an increased efficiency because the working fluid commences boiling immediately.

b. Significantly less heat is rejected in the condenser which reduces the size of the condenser as well as the cost of cooling towers.

c. Very small, highly efficient, evaporator-condensers are used to provide distillation which provide significant cost reductions.

#### RESULTS AND CONCLUSION

Table 2. lists the resulting maximum thermal efficiencies of appropriately sized types of gas

turbine power plants. By using optimum steam pressure and temperature, reheat, and bleed preheating of feedwater, a maximum thermal efficiency of 35 percent is feasible for reheat Rankine Cycle gas turbine power plants, and 45 percent is theoretically possible for a combined-cycle power plant. Inlet temperature for both power plants is 1040 F, and exhaust temperatures are 515 F and 365 F, respectively. By contrast, an appropriately sized Kalina Cycle gas turbine power plant can achieve an ideal thermal efficiency of 50 percent from the same heat source with inlet temperature of 990 F and exhaust temperature of 157 F.

Table 2. Maximum Thermal Efficiency of Gas Turbine Power Plants

Plant Type	Thermal Efficiency (%)
Reheat Rankine	35
Combined-Cycle	45
Kalina	50

Figure 3. provides a comparison between the Kalina gas turbine system and other advanced gas turbine engines. As indicated, at output powers greater than 50 percent, the Kalina system specific fuel consumption is less than that of the other engines.

Analysis of actual operating

data from a proposed 6.5 MWe Kalina power plant is required to confirm the thermodynamic calculations and gage the effects of the ammonia-water fluid upon turbine system components. The significantly higher efficiency of the Kalina Cycle warrants further research by the utilities industry.

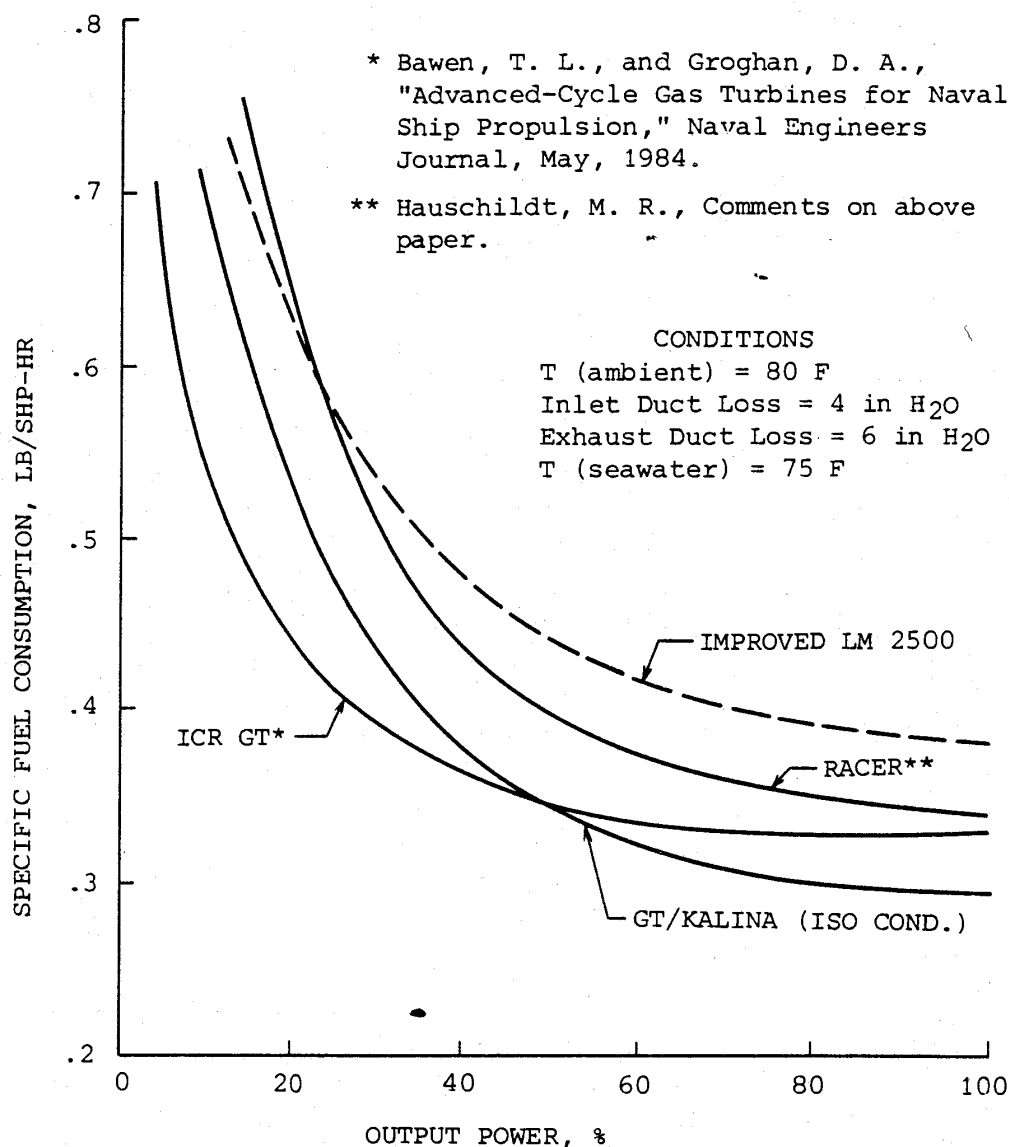
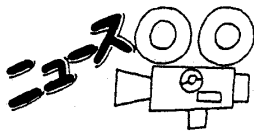


Figure 3. Performance comparison between gas turbine/  
Kalina system and other advanced engines at  
20,000 hp

#### REFERENCES

1. Steam/Its Generation and Use, Babcock & Wilcox, New York, 1978.
2. ASME Paper 83-JPC-GT-3, "Combined Cycle and Waste Heat Recovery Power Systems Based On A Novel Thermodynamic Energy Cycle Utilizing Low-Temperature Heat for Power Generation," Kalina, A.I.
3. Hu, S. David, Cogeneration, Reston Publishing Co., Reston, VA, 1985.
4. Kalina, Alexander I., "Kalina Cycle Power System KSV4," Exergy, Inc., Houston, TX, March 1984.



## 第3回 ガスタービン特別講座を終えて

㈱新潟鉄工所 土屋利明

第3回ガスタービン特別講座が、9月26日(金)、27日(土)の両日、湯の街、湯河原の湯河原生年金会館において開催され、好評のうちに無事終了した。この特別講座は、講師及び他の参加者が一緒に風呂に入り、食事をし、酒を飲みかわしながら自由な、リラックスした雰囲気の中で個人的にも親交の度を深め、今後の技術的交流に役立てていただけるよう、泊り込みで行うというもので、当学会の活動の新しい方向を目指す企画として、一昨年、昨年に続き行われたものである。

この特別講座は、①講師による全体講演、②小グループに分かれてのグループ別討論会、③グループ別討論会の成果を総括する全体討論会とから成り、本年は、「ガスタービンの新しい発展を探る」というテーマのもと、表1に示すように、ガスタービン・メーカーおよびユーザから、それぞれ3名ずつの講師に加えガスタービンと競合する他機関(ガスエンジン、スターリングエンジン、燃料電池)より1名ずつ、合計9名の講師及びガスタービン・メーカー、材料メーカー、ユーザ(ガス会社、電力会社

等)、大学・研究機関等より40名の受講者を迎えて開催された。

初日は、晴天に恵まれ、受付開始予定の数時間前より、講師・受講者が続々と詰めかけ、会場周辺の雰囲気も次第に盛上がってきた。受付、オリエンテーションを経て、午後1時より5時まで、航空宇宙技術研究所の高原北雄氏の総合司会で、全体講演会が行われた。各講演ともに、各講師自身の貴重な体験に基づくもので、予定時間を大幅にオーバーするほど熱が入ったものばかりであった。

全体講演終了後、入浴・休憩に続いて、ヤンマーディーゼルの浜田義次氏の「ガスタービン学会の今後の発展のために乾杯」の音頭により、夕食を囲みながら懇親会が始まった。懇親会の後は、午後8時より、参加者全員が15~17名の3グループ別に分かれてのグループ別討論会に移った。温泉に入った後の浴衣がけ、ビール付の懇親会で、参加者全員が打ちとけた後であり、各グループともに机を寄せ合い、講師を囲んで、リラックスした

表1. 講師, 講演内容

氏名	所属	内容
(1) ガスタービンメーカー 竹矢一雄 竹生健二 浜田義次	高効率ガスタービン 技術研究組合 石川島播磨重工業㈱ ヤンマーディーゼル㈱	大型発電用ガスタービン 航空および航空転用型ガスタービン 小型産業用ガスタービン
(2) ガスタービンユーザ 鴻巣 斌 八嶋 昭一 犬伏才延	東京ガス ㈱ 東京都清掃局 川崎重工業 ㈱	都市ガスによるガスタービンコージェネレーション 夢の島のメタンガスによるガスエンジン発電 船用ガスタービン
(3) ガスタービン以外の分野 高瀬謙次郎 野崎 健 山下 巖	㈱小松製作所 電子技術総合研究所 機械技術研究所	ガスエンジン 燃料電池 スターリングエンジン

(昭和61年10月21日原稿受付)

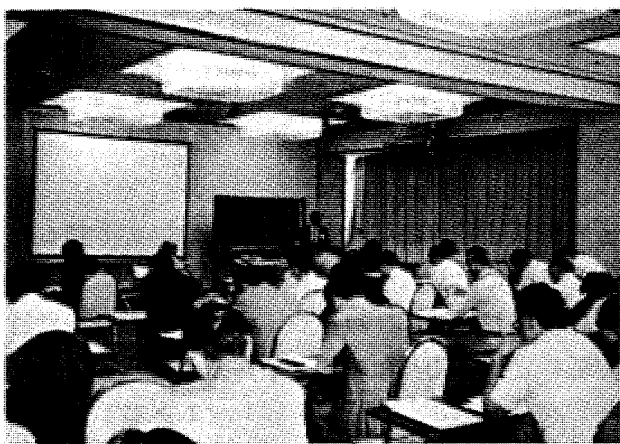


写真1. 全体講演会

和やかな中にも、活発な熱の入った討論が展開され、午後10時30分まで続けられた。



写真2. グループ別討論会

宿泊は、3～4名の合部屋で、各参加者が所属会社の枠を超えて、意見交換、交流、親睦ができるようになっており、各部屋共におおいに話に花が咲いたようであった。特に今回は、ミーティン

グ・ルームと称して、アルコールとつまみ付きの部屋を用意したが、グループ別討論会終了後、講師・受講者が続々と集まり、ウイスキーを片手にさらにリラックスした雰囲気の中、講演の中では聞けなかったような本音の話が出てきたりして、仲々好評であった。

翌朝は、朝食後、9時30分より、総括討論会と銘打ち、前夜のグループ別討論会の報告を中心にガスタービンの現状及び将来性等、ガスタービンの新しい発展を探るべく、前夜にも増して活発に、全体討論会が行われ、昼食後、記念撮影を行った後、解散した。

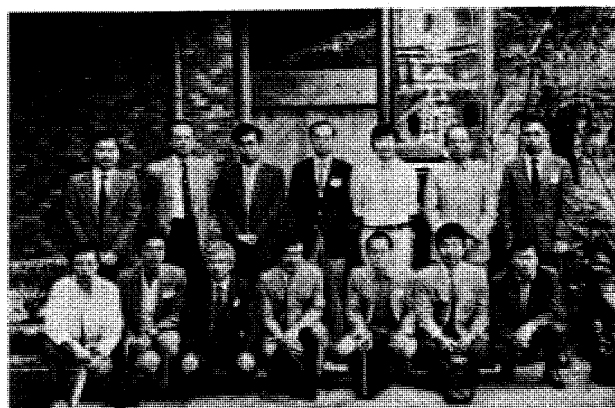
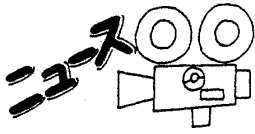


写真3. 記念撮影（Bグループ）

今回は、特別講座3回目ということで、前2回の経験を生かし、円滑な準備・運営がなされたと思いますが、各参加者に御協力いただいたアンケート結果をよく分析し、この企画が、さらに有益なものとなるよう、努力したいと思います。

最後に、今回の企画を担当された委員の方々、事務局の三浦・工藤の両氏、御苦労さまでした。

（企画委員）



## 1986 G T S J シンポジウムを終えて

航空宇宙技術研究所 吉田豊明

「内部流動解析におけるコンピュータの寄与」と題して、昭和61年のシンポジウムが秋晴れの11月21日航技研で開催されました。

航技研では近年航空機空気力学の数値シミュレーションが重要な研究テーマとして鋭意進められ、スーパーコンピュータが昭和62年早々には稼働する予定となっています。内部流動解析を行っているグループも陣容がかなり強化されて、着実に成果が蓄積されつつあります。このような背景から、今回のシンポジウムは、標題のようなテーマで「数値シミュレーション技術の現状と展望」田村敦宏氏（航技研）、「複数物体まわりの粘性流の計算」中橋和博氏（航技研）、「ターボ機械の数値計算」荒木達雄氏（東芝）、「風洞試験による内部流動解析と画像表示」山本孝正氏（航技研）という4つの講演、および計算センターとタービン要素試験設備の見学を企画しました。

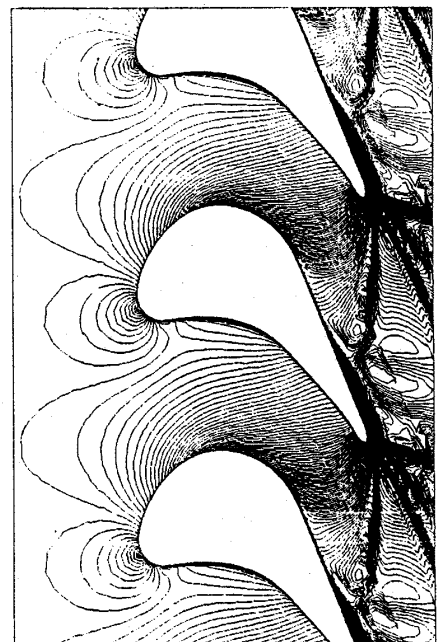
田村氏は題目に沿った講演の中で、先端的なシミュレーション技術においては欧米と比肩しうるか先行するものがあるけれども、設計にとり入れるためのフォローとか画像処理・表示のハード/ソフトなど広い周辺の技術に著しい差があると指摘されました。中橋氏は航技研で行っている解析の代表例として、物体の近傍と残りの領域に対しそれぞれ差分法と有限要素法を適用し格子生成の簡素化と汎用性の向上、計算効率の改善などが得られるFDM-FEM領域分割計算法について、方法の概要説明と実験データとの比較を含む実施例の紹介をされました。荒木氏は実際にタービンの設計・開発をされている立場から、多段の動・静翼列に適用の容易なタイムマーキング法による完全三次元流れ解析について、方法の説明と結果の考察をされました。山本氏はタービンの動・静翼列の内部流動を実験的に詳細に解析した研究の中から、各種渦の挙動、損失と転向角、翼面吹出し、

翼先端すき間流れなどとの関係について、様々な画像表示により解説されました。

討論においては、数値シミュレーションを設計の道具として使うために必須な、計算の容易さとかどんな性状がうまくシミュレートされるかを確認する意味の質疑が多かったように思われました。実験解析と数値シミュレーションとの相補関係について討論のなかったことを企画者として反省しています。

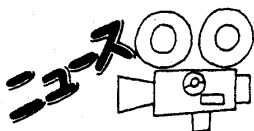
計算センターの見学では、コンピュータシステム構成の説明と近年導入された様々な図形処理システムの紹介がありました。またタービン要素試験設備の見学では、タービン空力回転試験装置、低速円環翼列・直線翼列試験装置、高温風洞タービン冷却性能試験装置、サーモグラフィシステムと画像処理・表示装置などの紹介がありました。

高原企画理事、学会事務局はじめ多くの方々のご尽力を得て、約35人の参加の方々が盛会の中に、有益な討論やなごやかな対話もできました。関係の皆様へ厚く御礼申し上げます。（企画委員）



（昭和61年11月25日原稿受付）

（中橋和博氏提供）



## 三菱重工業高砂製作所見学会を終えて

ヤンマーディゼル㈱ 浜田 義次

61年度第2回見学会と技術懇談会が10月31日山陽電鉄荒井駅から東播磨港へ向う徒歩5分の地、三菱重工業高砂製作所において行われた。同製作所は、もと、新三菱重工神戸造船所の原動機工場であったが、のち、昭和39年三菱三社合併を機に設立を見た。爾来、今日まで同製作所は、蒸気タービン、ガスタービン、送風機・圧縮機、水車、ポンプに代表される回転機械等大形機械を製造してきた。ガスタービンの生産は、累計116台に及ぶ。

今回の見学会は、参加者数47名。前評判よろしく、応募者数が規定の倍を超えたものの、受入れ側の都合により己を得ず参加者を予定の数に制限せざるを得なかった。このため、多数の方が参加の機会を逸したこととなったのが残念であった。

当日は絶好の天気にも恵まれ、快適な見学会となることがすでに予想できた。恒例により、冒頭、地方委員長である妹尾泰利教授（九州大学）と受け入れ側を代表して高砂製作所弘中和夫所長の挨拶があり、引き続き、同製作所工作部北村一三男次長から工場概要と工場見学ルートの説明を受ける。

見学は、鍛造工場、板金工場、組立試験工場ならびにガスタービン要素単体試験室を経路とする約1時間のツアーであった。

鍛造工場では、ガスタービン用超耐熱合金翼や蒸気タービン用チタン翼の全自動式鍛造装置の設置が見受けられ、当日はチタン翼の鍛造装置が稼動していて、見学者の注目を集めた。チタン翼は大きいものでは長さ1,000mmに及ぶ。板金工場では溶接現場を見た。ガスタービンのタービンダイヤフラム静翼など超耐熱合金部品の溶接に利用される電子ビーム溶接装置や燃焼筒など比較的薄物の部品の溶接に利用されるレーザ加工装置、また、ガスタービン圧縮機用静翼などの部品を対象とするTIG溶接装置ならびに車室など大形厚肉鋼板

フレームを溶接する設備が装備してあり、これらはすべてロボット方式のものである。品質の安定化と省人化にたいする強い意欲が伺えた。つぎの組立試験工場では、ガスタービンの回転部の組立現場を経たあと、折りよく、客先立会運転試験を終えたばかりのMF-111形ガスタービン（11,270kW、9,650rpm、TIT 1,250℃）を見る機会を得た。液体・ガスの二元燃料が使用出来、NO<sub>x</sub>低減のための蒸気吹込装置付き。このガスタービンの技術説明は、あとの技術懇談で三菱側からなされる。機側には当エンジンの製造工程とその日程ならびに各工程毎の重点チェック項目を示す管理表が掲示してあり、顧客に品質面で信頼感をもってもらうためのメーカーとしての気配りが印象的であった。要素単体試験室は、ガスタービン駆動軸流圧縮機が設置してあり、これにより圧縮機関連の研究が行われる。また、これは燃焼器やタービン翼の研究のための空気源としても利用されている。燃焼筒は大形容器に収納され、実働時と同一の圧力のもとでテストを行う。さらに、これにより発生する高温ガスを、併置したタービン単体運転装置に供給し、供試タービンの負荷運転試験を行うと云う仕組みになっている。ムーンライト計画の高効率ガスタービンの要素試験はこの装置により実施された。

見学のあと技術懇談会に移る。学会からの懇望に応じ、今回高砂製作所日浦治也技術部次長による「MF-111形小容量・高温ガスタービンの開発について」の講演が実現した。講演の司会を地方委員幹事（筆者）が務めた。テーマのガスタービンは、出力11,270kW。着手以来3年を経て本年開発を完了したものである。

当ガスタービンは、圧縮機軸流15段、タービン軸流3段の一軸式である。タービンの入口ガス温度を1,250℃と設定し、排気回収ボイラと組み合わせたコンバインドサイクル発電またはコ・ゼネレーションシステムに適用したとき、システム効

（昭和61年11月17日原稿受付）



率が最高となるよう圧力比は 12.5 と選ばれた。これによりシステム効率は 44% を得る。この値は、このクラスの容量としては世界最高レベルにある。高い T I T を実現するため、タービン翼と燃焼器に冷却上の工夫が施されている。

初号機については、全負荷に到る各負荷での試運転がなされ、エンジンの性能と強度を検証すべく多項目の測定が行なわれた。とくに注目すべきものとして、赤外線温度計によるタービン動翼における前縁部の温度、歪みゲージによるタービン

動翼の振動振幅などの測定結果が示された。そして、これらがいずれもエンジン耐久性上許容限度内にあることを証するものであると述べ、講演が締めくくられた。このあと若干の質疑応答がなされた。

最後に、委員長より三菱重工業高砂製作所の今回の厚志に対し謝辞が述べられ、会は好評裡に閉じられた。17時に散会した。

以上  
(地方委員幹事)



### § 入会勧誘のおねがい

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

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

(年度は4月から翌年3月まで)

尚、昭和61年4月の総会において細則改正が行なわれ、正会員の入会は正会員1名の入会推薦がある方もしくは当該分野に寄与著しい方であることが必要となりました。

入会申込など詳細は下記事務局へ

〒160 新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402

(社)日本ガスタービン学会事務局 Tel 03-365-0095

率が最高となるよう圧力比は 12.5 と選ばれた。これによりシステム効率は 44% を得る。この値は、このクラスの容量としては世界最高レベルにある。高い T I T を実現するため、タービン翼と燃焼器に冷却上の工夫が施されている。

初号機については、全負荷に到る各負荷での試運転がなされ、エンジンの性能と強度を検証すべく多項目の測定が行なわれた。とくに注目すべきものとして、赤外線温度計によるタービン動翼における前縁部の温度、歪みゲージによるタービン

動翼の振動振幅などの測定結果が示された。そして、これらがいずれもエンジン耐久性上許容限度内にあることを証するものであると述べ、講演が締めくくられた。このあと若干の質疑応答がなされた。

最後に、委員長より三菱重工業高砂製作所の今回の厚志に対し謝辞が述べられ、会は好評裡に閉じられた。17時に散会した。

以上  
(地方委員幹事)



### § 入会勧誘のおねがい

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

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

(年度は4月から翌年3月まで)

尚、昭和61年4月の総会において細則改正が行なわれ、正会員の入会は正会員1名の入会推薦がある方もしくは当該分野に寄与著しい方であることが必要となりました。

入会申込など詳細は下記事務局へ

〒160 新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402

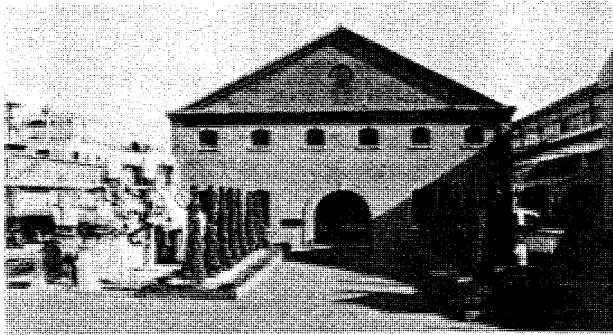
(社)日本ガスタービン学会事務局 Tel 03-365-0095

## 短 信

## 三菱重工業㈱長崎造船所「史料館」

昭和60年10月に三菱重工業㈱長崎造船所（略称長船）の構内に史料館がオープンした。

館は長船飽の浦地区の大型機械工場に隣接した赤レンガ造りの二階建てで、周囲の近代的工場建家とは趣きを異にした落ち着いた色調の美しい建物である。



史料館正面

このいかにも史料館という雰囲気を持たせている建物は、明治31年（1898）に当時のお金で36,735円を費して、鋳物工場併設の木型場として建築され、最近では模型置場になっていた。齢90年この館は昭和20年8月の大空襲の難を逃れ原子爆弾の爆風にも耐えた長船本工場最古の建物であると同時にわが国における洋式工場の記念碑的な存在でもある。

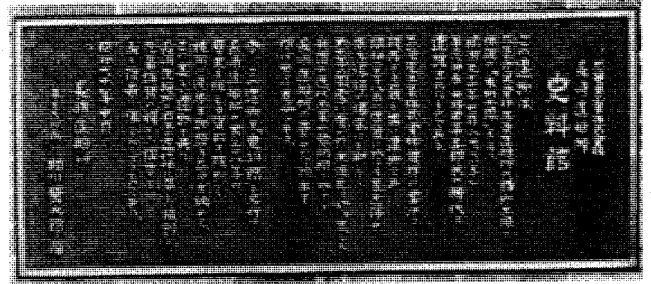
昭和59年秋に所管部よりこの建物の取り壊しを建議したところ、相川所長の目にとまり、所長の発案で史料館として存続させることになった。

史料館として蘇生させるための改修工事や展示に相当の費用が掛るため当時の末永聡一郎社長（故人）に意見具申したところ、末永社長は非常に喜ばれ「費用を惜しまず立派なものにせよ」という御許可を得た。史料館設立の主旨は相川所長直筆の史料館碑文がよくその意を伝えている。

展示には二階建構造の一階平面がそっくり利用されており、約1,100㎡（340坪）の広々とした館内にゆったりと配置されている。

安政4年（1857）幕府直営の長崎鋳鉄所時代

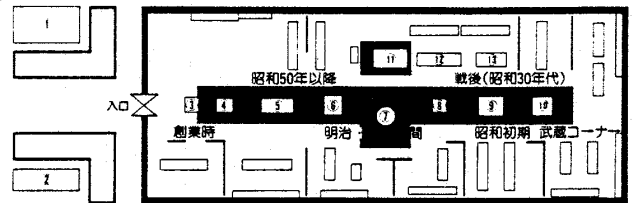
（昭和61年11月25日原稿受付）



史料館碑文



館内部全景



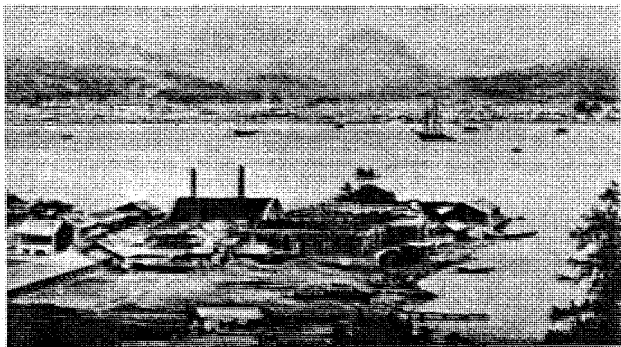
- |                        |                  |                             |
|------------------------|------------------|-----------------------------|
| ① 中国電力小野田発電所<br>3号タービン | ⑤ 三菱長崎造船所1号タービン  | ⑩ 試作オープンサイクルカスタービン          |
| ② 6号機                  | ⑥ 一衝程掃気試験装置      | ⑪ 白濁丸主機                     |
| ③ 泳気機                  | ⑦ 鋼鉄柱            | ⑫ 東京電力鶴見発電所<br>1号タービン溶接ローター |
| ④ 日本最古の工作機械            | ⑧ 排気ターボ過給機       | ⑬ スペイン向けローター破片              |
|                        | ⑨ 6UEV 30 40実験機関 |                             |

館内見取図

から現在に至るまでのおよそ130年におよぶ歴史を伝える資料、昔日を彷彿させる工場写真、長船で使用あるいは製作した各種大型機器類等約500点が10のコーナーに分けて展示されている。とりわけ船舶に関する資料の充実には目を見はるものがあり、さながらわが国の造船、海運の歴史を一堂に集めた博物館となっている。

展示内容については長船発行の「史料館」解説書にゆずり、ここでは各コーナーのタイトルと若干の内容紹介を行なう。

まず入口に展示された三菱の創始者岩崎弥太郎とその一族に関する資料に続いて1 CORNER（安政4年～明治17年）がある。江戸時代末期オランダを通してもたらされる世界情勢に対し、日本にも緊迫感がみなぎり、何とか日本で洋式の船



万延元年（1860）の長崎鋳鉄所

や機関を造ろうという悲願のもとに徳川幕府は当地「飽の浦」に長崎鋳鉄所を着工、文久元年（1861）落成した。ここでは岸壁の護岸工事に用いた泳気鐘や工場建家に用いたハルデスゆかりのれんが等、わが国初の洋式工場完成までの並々ならぬ取組みが感じられる記念品を展示している。

2 CORNER（明治17年～35年）は明治維新で官営の長崎製鉄所となり明治4年には新政府工部省管理の長崎造船局と改称した後、明治17年三菱社の経営となり積極的な経営で本格的な造船所としてその基礎を確立した時代である。明治20年（1887）わが国最初の鋼製ボイラを装備した「夕顔丸」や明治31年（1898）竣工の近代的大型船舶の国産第1号「常陸丸」が目を引く。

3 CORNER（明治35年～明治末）は名実共に東洋一の造船所へ発展した時代で、造船史に残る豪華客船「天洋丸」「地洋丸」「春洋丸」をはじめとした華麗な造船史を見ることができる。

4 CORNER（大正期）は巨艦を主体とした造船史であり、設備増強の歴史である。

5 CORNER（大正末～昭和戦前期）は世界恐慌の荒波を被った時期ではあるが、この時期わが国商船建造高の約50%を長船が占め、三菱船隊と称され世界七つの海を駆け巡った時代の記録が展示されている。

6 CORNER（戦艦「武蔵」）は世界最大・最強の戦艦であり、連合艦隊の旗艦としても活躍し

た「武蔵」建造に係る秘史をおさめている。

7 CORNER（貴賓来所・労務）8 CORNER（記念行事）は長船の華かなページを展示している。

9 CORNER（陸用機械）は明治41年（1908）国産初の蒸気タービン製作、明治44年（1911）国産初のネスドラムボイラの製作に始まり、わが国最初の熱水型地熱発電プラント（昭和42年製作）に至るまでの世界的記録更新のドラマを見せている。

10 CORNER は最近の船舶部門並びに機械部門における記録である。

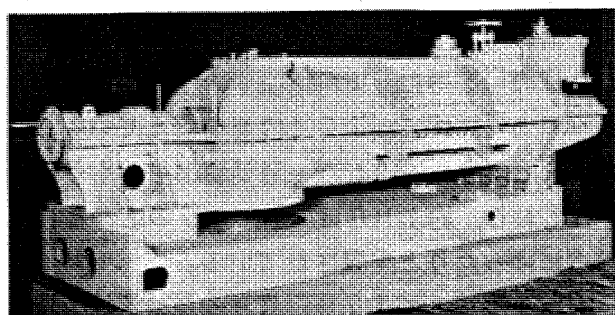
更に「その他展示物」として館の中央部に「実機」が展示されている。このコーナーの主旨説明文の一部をそのままここに引用して、この史料館のもつ、もう一つの意義と、多くの関係者の好意からここまで充実させ得たことに対する長船のお礼の気持を伝えることにする。

「当所が創業以来研究を重ね作り上げた機械の中で、記録的な成果を挙げて責務を全うしたものを、その栄光を記録する意味と今後の研究に役立つことを祈念して史料館の中央に展示している。」  
「これらは、当所に代々大切に保管されて来たものの他、関係先の御厚意によって、史料館開設にあたり当所に譲り渡されたものもある。」

一方日本工業新聞の61年3月15日号は「史料館」を特集し、展示品ベスト10を選んでいる。この中には本誌の読者に関係の深い蒸気タービン及びガスタービンの記録品の4点が含まれている。この4点についての解説文を以下に引用する。

#### ① 初の国産蒸気タービン

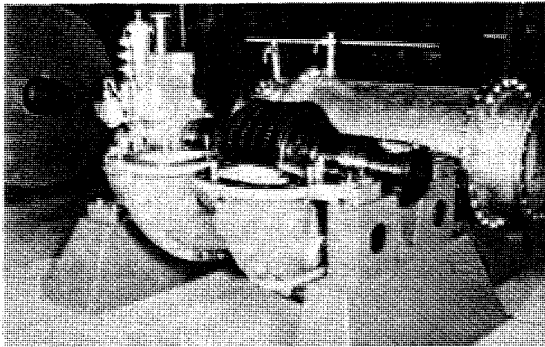
明治41年（1908）、英国パーソンズ社との技術提携により製作された。出力500kw。造船所の中央発電所用として、大正9年（1920）まで使われていた。



わが国最初の国産蒸気タービン

## ② 「北斗丸」用ガスタービン

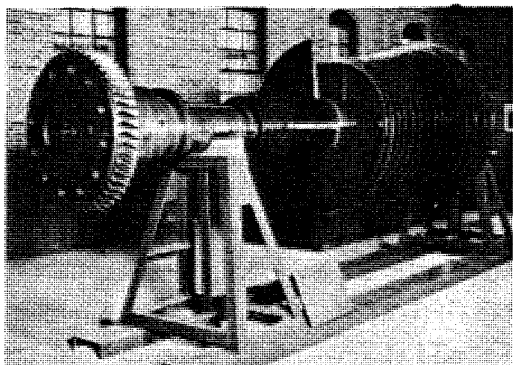
昭和29年（1954）に、わが国で初めての船用ガスタービンとしてつくられた500馬力オープンサイクル・ガスタービン。5年間にわたり実船実験されガスタービン技術の発展に貢献した。



「北斗丸」500馬力オープンサイクルガスタービン（高圧タービン及び燃焼機）

## ③ 東電・鶴見向け溶接ローター

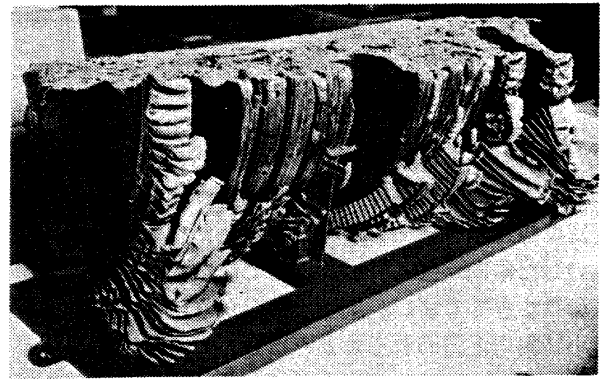
シャフトに耐熱強度にすぐれたディスクを溶接するという画期的手法によってつくられ、東電鶴見火力の1号タービンに使われた。総発停回数3,958回、総運転時間8万2,888時間に耐えた。



東京電力㈱鶴見発電所1号タービン溶接ローター

## ④ スペイン向けローター破片

昭和45年（1970）、スペイン向け大型タービンローターが試運転中に破裂、死傷者が出るという事故が起きた。だがこれを教訓とし、以後日本のロータ材の品質は格段に向上した。スペインからは引続き15台のタービンを受注し、長崎造船所のタービン輸出拡大の端緒となった。



スペイン向ローター破片

史料館は長崎県や市の要請を受けて、地域との連帯をより深めるために、今年6月から一般公開された。生産活動の激しい工場の敷地内にあるため、見学者の安全確保や企業機密の漏洩防止などの必要性から、毎週日曜日の午前10時～午後4時までオープンして来たが11月末で一応休止。明年からは不定期に公開する予定である。

公開には企業側に大きな負担が掛かるが、地域とのつながりの強化にとどまらず、今後とも広く日本の工業にたずさわる者が日本の近代工業の発祥地「飽の浦」においてその130年の歴史を伝える「史料館」を見学できることを希望する。

三菱重工業㈱長崎造船所には「史料館」の他に「水の浦史料センター」がある。現在このセンターに保管されている資料も当館二階に移して鋭意整理を行っている由。

将来、長崎における技術の歴史ライブラリーへと発展することを期待する。

（A・S）

## 引用文献

- (1) 史料館（パンフレット）
- (2) 史料館（解説書）  
共に三菱重工業㈱長崎造船所発行
- (3) 企業城下町の再生に賭ける  
日本工業新聞 昭和61年3月15日号
- (4) 赤レンガの工場を史料館に — 企業内設計組織の転機に  
NIKKEI ARCHITECTURE 1986年5月5日号 談話室
- (5) ザ・長崎  
読売新聞社



今年から編集委員会に参加し、初めての編集担当として本号の企画を担当しましたが、企画と執筆者の選定に当たり、日頃おつきあいいただいている方をお願いした傾向が強く、結果として航空用ガスタービンに偏りすぎてしまい、編集委員長からは航空エンジンの小特集号と言われることとなってしまいました。ガスタービンを作る方面ばかりでなく、ユーザーの立場からの原稿もお願いしようと、全日空側の方にエンジンの性能劣化対策を書いて頂きました。解説記事としては、翼振動強度やエンジン騒音について連載記事として企画しました。また、見聞記として、今年6月に英国のファンボローにて開催された航空ショーにおけるガスタービンエンジンについて、変わったところで航

空宇宙工業会の国際部長である田中さんをお願いして、我々と違った視点での印象を書いていただきました。本号では、会員からの投稿記事として、Lisse氏のカーナサイクルに関する記事が、我国ではあまり紹介されていないサイクルについてのものとして、掲載させて頂きました。その他なんとかバラエティを持たせたいと努力しましたが、初めてのことで一人よがりや不十分のところが多いと思います。会員各位のご感想、ご意見をお寄せいただければ今後の企画に反映させて行きたいと思っております。終わりにご多忙のところ快くご執筆いただきました著者の方々に厚くお礼申し上げます。

(村島 完治)



### 〈 事 務 局 だ よ り 〉

巷の紅葉だよりもアレヨアレヨと思う間に過ぎ去り、今年も気がついたらすでに落葉。アスファルトにヤケに響く足音を聞きながら師走を迎えようとしています。

毎年12月になると一年を振り返りなんていうことになるのですが、今年はまだまだ余裕がなく、頭の中は○×△□+-×÷……。おまけに事務局の隣りの木村屋パン工場が建て直しの大工事で大混乱。解体、抗打ちでこちらの電話の声も聞こえない程の騒音で今はやりの耳せんをしながら仕事をしています。

年内のシンポジウム、秋季講演会、そして年が明けてからのセミナーといろいろと行事を企画しておりますが、世の中の不景気のおおりに受けてか、やはり参加者が少しずつ減って来ています。でも各理事、委員の方々のご尽力によりどうかこうにか成り立っていますのは、ありがたいことと感謝しております。来年は秋に国際会議を控えておりますし、ガスタービン学会本来の行事もありますので、少しでも事態が好転するよう祈らずにはられません。

昭和62年が皆様にとって良い一年でありますように……。

( A )

## 後記

今年から編集委員会に参加し、初めての編集担当として本号の企画を担当しましたが、企画と執筆者の選定に当たり、日頃おつきあいいただいている方をお願いした傾向が強く、結果として航空用ガスタービンに偏りすぎてしまい、編集委員長からは航空エンジンの小特集号と言われることとなってしまいました。ガスタービンを作る方面ばかりでなく、ユーザーの立場からの原稿もお願いしようと、全日空側の方にエンジンの性能劣化対策を書いて頂きました。解説記事としては、翼振動強度やエンジン騒音について連載記事として企画しました。また、見聞記として、今年6月に英国のファンボローにて開催された航空ショーにおけるガスタービンエンジンについて、変わったところで航

空宇宙工業会の国際部長である田中さんをお願いして、我々と違った視点での印象を書いていただきました。本号では、会員からの投稿記事として、Lisse氏のカーナサイクルに関する記事が、我国ではあまり紹介されていないサイクルについてのものとして、掲載させて頂きました。その他なんとかバラエティを持たせたいと努力しましたが、初めてのことで一人よがりや不十分のところが多いと思います。会員各位のご感想、ご意見をお寄せいただいで今後の企画に反映させて行きたいと思ひます。終わりにご多忙のところ快くご執筆いただきました著者の方々に厚くお礼申し上げます。

(村島 完治)

## 〈事務局だより〉

巷の紅葉だよりもアレヨアレヨと思う間に過ぎ去り、今年も気がついたらすでに落葉。アスファルトにヤケに響く足音を聞きながら師走を迎えようとしています。

毎年12月になると一年を振り返りなんていうことになるのですが、今年はまだまだ余裕がなく、頭の中は○×△□+-×÷……。おまけに事務局の隣りの木村屋パン工場が建て直しの大工事で大混乱。解体、抗打ちでこちらの電話の声も聞こえない程の騒音で今はやりの耳せんをしながら仕事をしています。

年内のシンポジウム、秋季講演会、そして年が明けてからのセミナーといろいろと行事を企画しておりますが、世の中の不景気のおおりに受けてか、やはり参加者が少しずつ減って来っています。でも各理事、委員の方々のご尽力によりどうかこうにか成り立っていますのは、ありがたいことと感謝しております。来年は秋に国際会議を控えておりますし、ガスタービン学会本来の行事もありますので、少しでも事態が好転するよう祈らずにはられません。

昭和62年が皆様にとって良い一年でありますように……。

(A)

## 消 息

本会名誉会員・第5期会長 円城寺一氏(元東京芝浦電気(株)取締役・(株)東芝社友)は、秋の叙勲で、長年にわたるガスタービン及び蒸気タービンに関する功績により、勲四等旭日小綬章をお受けになりました。

(M)

## § 入 会 者 名 簿 §

### 正 会 員

井 亀 優 (船研)	Stephen Dennis Lisse (U.S.Navy)	西村正臣 (日立)
中丸光功 (石川島播磨重工)	青野比良夫 (石川島播磨重工)	細谷順一 (神戸製鋼)
福田 誠 (神戸製鋼)	山口恭一 (東芝)	渡辺 修 (東芝)
木村和成 (東芝)	吉岡洋明 (東芝)	佐々木忠雄 (日産)
高橋貞雄 (石川島播磨重工)	仲山浩司 (東亜燃料)	中橋和博 (航技研)
牧田武紀 (東北電力)	斉藤守永 (東北電力)	坂木秀雄 (東北電力)
三宅 裕 (阪大)	齊藤 昭 (ヤマハ発動機)	広安博之 (広島大)
宇佐美裕康 (石川島播磨重工)	犬飼保夫 (川崎重工)	山下雄康 (石川島播磨重工)
宮城幸治 (丸和電機)	蓮見孝久 (丸和電機)	吉川英夫 (千葉工大)

### 学生会員

田中隆夫 (東海大)

### 賛助会員

沖縄電力(株) 京葉瓦斯(株) 大阪ガス(株)



**消 息**

本会名誉会員・第5期会長 円城寺一氏(元東京芝浦電気(株)取締役・(株)東芝社友)は、秋の叙勲で、長年にわたるガスタービン及び蒸気タービンに関する功績により、勲四等旭日小綬章をお受けになりました。

(M)

**§ 入 会 者 名 簿 §**

**正 会 員**

井 亀 優 (船研)	Stephen Dennis Lisse (U.S.Navy)	西村正臣 (日立)
中丸光功 (石川島播磨重工)	青野比良夫 (石川島播磨重工)	細谷順一 (神戸製鋼)
福 田 誠 (神戸製鋼)	山口恭一 (東芝)	渡 辺 修 (東芝)
木村和成 (東芝)	吉岡洋明 (東芝)	佐々木忠雄 (日産)
高橋貞雄 (石川島播磨重工)	仲山浩司 (東亜燃料)	中橋和博 (航技研)
牧田武紀 (東北電力)	齊藤守永 (東北電力)	坂木秀雄 (東北電力)
三宅 裕 (阪大)	齊藤 昭 (ヤマハ発動機)	広安博之 (広島大)
宇佐美裕康 (石川島播磨重工)	犬飼保夫 (川崎重工)	山下雄康 (石川島播磨重工)
宮城幸治 (丸和電機)	蓮見孝久 (丸和電機)	吉川英夫 (千葉工大)

**学生会員**

田中隆夫 (東海大)

**賛助会員**

沖縄電力(株) 京葉瓦斯(株) 大阪ガス(株)

## GTSJガスタービンセミナー（第15回）のお知らせ

「先端技術とガスタービン」をテーマに第15回GTSJガスタービンセミナーを下記の通り開催します。奮ってご参加下さい。

### ◇◇ 記 ◇◇

1. 日 時：昭和62年1月29日(木)・30日(金) 9:55～16:30(受付開始9:00)
2. 会 場：機械振興会館地下2階ホール(港区芝公園3-5-8 Tel. 03-434-8211)
3. 主 催：(社)日本ガスタービン学会
4. 協 賛：自動車技術会 ターボ機械協会 日本ガス協会 日本機械学会 日本航空宇宙学会  
燃料協会 日本航空技術協会 日本内燃機関連合会 日本舶用機関学会
5. セミナーの内容(詳細は10月末送付資料参照)
  - (1) エネルギーの有効利用とガスタービン…………… 東京大学 平田 賢氏
  - (2) ADVANCED TECHNOLOGY AND ITS APPLICATION  
TO AERO ENGINES…………… ROLLS-ROYCE LTD. Mr. P. C. RUFFLES  
Mr. T. BROUGHTON
  - (3) ガスタービン燃焼技術の最近の動向…………… (株)日立製作所 黒田 倫夫氏
  - (4) ガスタービン設計と信頼性…………… 石川島播磨重工業(株) 村島 完治氏
  - (5) 航空機用ガスタービンエンジンの検査の先端技術…………… 全日本空輸(株) 大原 嘉夫氏
  - (6) ガスタービン設計から見た材料、加工技術に対する期待…………… 日本工業大学 松木 正勝氏
  - (7) ガスタービン用耐熱金属材料の開発…………… 東京大学 藤田 利夫氏
  - (8) 発電用大型ガスタービンのセラミックス化…………… (財)電力中央研究所 阿部 俊夫氏
  - (9) ガスタービン用粉末合金…………… 川崎重工業(株) 西山 幸夫氏
  - (10) ガスタービンの先端加工技術…………… 三菱重工業(株) 北村一三男氏

※ 材料の展示も予定しております。

### 6. 参加要領

- (1) 聴講会費(資料含む)
  - 主催及び協賛団体会員  
2日間20,000円, 1日のみ14,000円
  - 学生員5,000円
  - 会員外2日間36,000円, 1日のみ24,000円 ※但し, 当日会場でもGTSJ入会受付けます。  
資料のみ 5,000円(残部ある場合)
- (2) 申し込み方法：所属・氏名・加入会名を明記の上, 聴講会費を郵便振替・現金書留にて下記事務局までお送り下さい。尚, 当日会場でも受付けます。
- (3) 事務局：〒160 新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402  
(社)日本ガスタービン学会 Tel. 03-365-0095  
郵便振替番号 東京7-179578

### 第3回見学会・技術懇談会のおしらせ

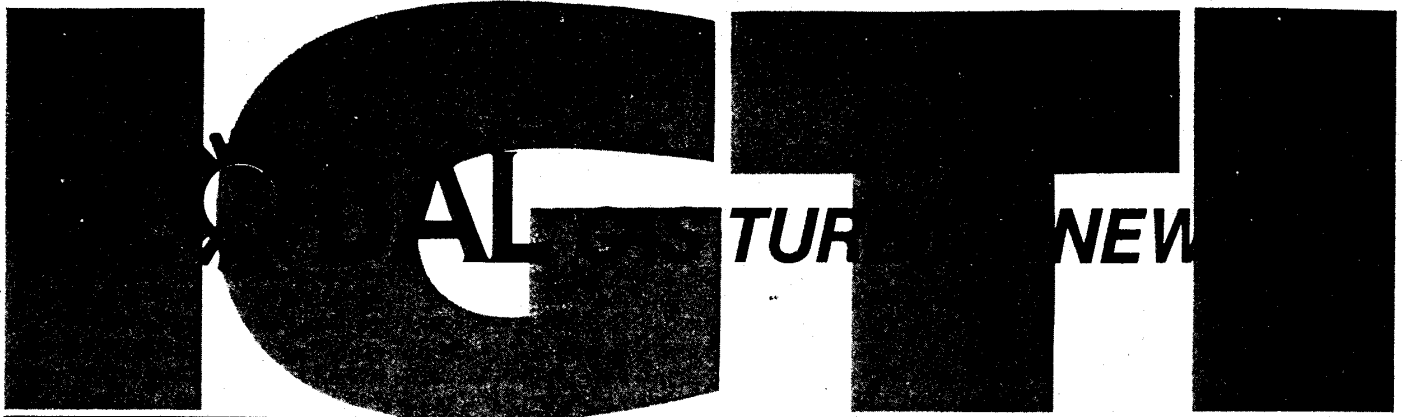
61年度第3回の見学会と技術懇談会を下記の要領で開催致しますので、参加要領をよくお読みの上、奮ってご参加下さい。

#### 記

1. 日 時：昭和62年2月27日(金) 12:30～16:30
2. 見 学 先：東京都ガス有効利用発電施設ほか 中央防波堤埋立地  
Tel 03-529-3255
3. 技術懇親会：「メタンガスによるガスエンジン発電ほか」  
講師 長坂 俊夫氏 (東京都清掃局工場建設部副主幹)  
南雲 巖氏 (東京都特定清掃事業事務所技術課長)
4. スケジュール：12:30 地下鉄東西線木場駅出口集合  
13:00～13:30 施設概要説明  
13:30～15:00 見 学  
15:00～16:00 講演・質疑応答  
16:30頃 木場駅にて解散
5. 交通の便：足の便が悪いのでバスを用意致しました。  
集合場所の詳細につきましては参加決定者に後日ご連絡致します。
6. 参加要領：
  - (1) 定員50名(申込超過の場合は抽選、応募者全員へご連絡致します)
  - (2) 参加ご希望の方は往復ハガキにて「夢の島見学」と書き、所属・連絡先住所(返信用ハガキにも)、氏名・TELを明記の上、下記事務局へお申し込み下さい。記載不備の場合は受けつけかねますので、ご注意下さい。(×切62年1月23日(金)消印有効)
  - (3) 参加費3,000円(バス代含む。当日受付にてお払い込み下さい)  
〒160 新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402  
社日本ガスタービン学会 TEL 03-365-0095

(社)日本ガスタービン学会  
第15回ガスタービン定期講演会講演論文募集  
〔共催 日本ガスタービン学会(幹事学会) 日本機械学会〕

- 開催日** 昭和62年6月5日(金)
- 会場** 機械振興会館(東京・芝公園内)
- 講演論文の内容**
- (1) ガスタービン(すべての用途を含む)及び過給機並びにそれらの応用に関する理論及び技術をあつかったものすべて。ガスタービン本体のみならず、補機・付属品、ガスタービンを含むシステム及びユーザー使用実績等も歓迎します。
  - (2) 最近の研究で未発表のもの。一部既発表のものを含む場合は未発表部分が主体となるものに限ります。
- 講演者** 講演者は、日本ガスタービン学会会員または日本機械学会会員とし、1名1題目を原則とします。
- 申込方法**
- (1) はがき大の用紙に「第15回ガスタービン定期講演会講演申込み」と題記し下記事項を記入し、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)宛申し込んで下さい。
    - a) 講演題目            b) 著者氏名(連名の場合は講演者に○印を着けて下さい)及び勤務先            c) 所属学会及び会員資格            d) 連絡者氏名、住所            e) 100～200字程度の概要
  - (2) 講演申込み書と講演論文原稿に記載の講演題目、講演者及び連名者氏名は一致のこと。いずれも提出後の変更等は受けません。
- 申込締切** 昭和62年2月13日(金) 必着
- 講演論文の原稿**
- (1) 講演論文執筆用の原稿用紙を連絡者にお送りします。講演論文は1292字づつ原稿用紙4ページ以上6ページ以内とします。
  - (2) 原稿提出期限 昭和62年4月17日(金)
  - (3) 講演時間は1題目につき討論時間を含め約30分の予定です。
  - (4) 講演発表の採否は両学会に御一任願います。
- 技術論文等への投稿**
- (1) ガスタービン学会会員の講演発表は、ガスタービン学会誌に技術論文として投稿できます。
  - (2) 機械学会会員(講演者)で日本機械学会の定期刊行物、論文集、Bulletin of the JSMEに投稿希望の方は申込み用紙の写、2部を日本機械学会事業課(〒151 東京都渋谷区代々木2～4～6三信北星ビル内)宛お送り下さい。



OCTOBER 1986

**International Gas Turbine Institute**

The AMERICAN SOCIETY of MECHANICAL ENGINEERS

## IGTI Past & Future Events

### PAST LOCATIONS AND ATTENDANCE

1982	London	5,164
1983	Phoenix	4,306
1984	Amsterdam	5,387
1985	Houston	4,351
1985	Beijing, P.R.C.	25,368
1986	Dusseldorf	4,408

### MAY 31-JUNE 4, 1987 Anaheim, California

32nd International Gas Turbine  
Conference and Exhibit  
Anaheim Convention Center

### SEPTEMBER 2-4, 1987 Montreux, Switzerland

1987 ASME Cogen-Turbo  
International Symposium and  
Exposition  
Convention and Exhibition  
Centre

### JUNE 5-9, 1988 Amsterdam, The Netherlands

33rd International Gas Turbine  
Conference and Exhibit  
International Exhibition and  
Congresscentrum RAI

### JUNE 4-8, 1989 Toronto, Ontario, Canada

34th International Gas Turbine  
Conference and Exhibit  
Metro Toronto Convention  
Centre

## Gas Turbine Division Becomes ASME International Gas Turbine Institute

In the American Society of Mechanical Engineers, technical divisions are a major part of the organizational structure. Division activity provides a major source of contact between ASME and its members and the level of this activity can vary widely among divisions. The ASME's technical division structure has always provided a medium for growth and limited autonomy. The Gas Turbine Division, however, had reached an operational level which was no longer readily compatible with the normal definition of divisional activities and had grown to the point where its current structure would tend to inhibit signifi-

cant future growth. Therefore, on February 25, 1986, the Gas Turbine Division's Executive Committee voted unanimously to recommend, through ASME channels, a change in the Division's name to the ASME International Gas Turbine Institute and a change in the reporting relationship of the Institute within the Council on Engineering.

By action of the ASME Board of Governors on September 11, 1986, the ASME Gas Turbine Division became the ASME International Gas Turbine Institute. Along with the change in name, the ASME Board of Governors changed the name of the GTD Executive

Committee to the Institute's Board of Directors. The Institute will have an Ex-Officio (non-voting) member representative on the ASME Council on Engineering and will no longer report through the Energy Conversion Technical Group Operating Board.

This conversion will allow for continued growth and will permit greater service to the American Society of Mechanical Engineers, its members and the gas turbine industry. To the many volunteers who worked so diligently for this change, the members of the Board of Directors say thank you.

### "Service to Members, Support for Industry"

## Opdyke Highlights Recent Progress



**George  
Opdyke,  
Chairman**

I write this just a few days after the status of your division has been changed. It will now be known as the ASME International Gas Turbine Institute, a change which will be significant for the American Society

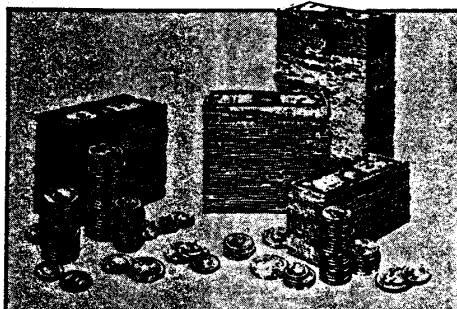
of Mechanical Engineers, for our membership, and for the worldwide gas turbine industry. We intend it to be beneficial to all.

During the past few years, the progress of the gas turbine industry has been mixed. The aircraft turbine business has been increasing at an average of about 5% per year since 1980 with an increasing proportion being military in nature. For example, during the 1981-86 period, the defense share of aircraft engine output increased

from 46% to 55%. Industrial turbine sales have been weak because of the very limited growth of electrical power generation, but with an indication that cogeneration applications may be increasing, particularly in the small power size ranges.

While the aerospace industry (both airframe and engine) is becoming more international in character, the American portion is still large, still dominates

*continued on page 7*



# \$50,000 in scholarships to be awarded

Fifty schools have met the established requirements. Students at these schools will receive a scholarship:

As a part of the ASME International Gas Turbine Institute's commitment to the gas turbine engineering community, it was announced in the November 1985 issue of **GLOBAL GAS TURBINE NEWS** that up to \$50,000 in scholarships would be offered each year to ASME Student Section undergraduates enrolled in universities meeting certain requirements. The response to this initial scholarship program has been outstanding.

The ASME Student Section at each of these schools, with the concurrence of the Section Faculty Advisor and the Mechanical Engineering Department Head, has been asked to select students to receive the scholarships. The scholarships will be awarded by the ASME International Gas Turbine Institute within the next few weeks.

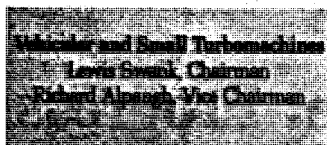
For information on the 1987 scholarship program, contact the ASME International Gas Turbine Institute.

Arizona State University  
 Bradley University  
 Brown University  
 California State University-Chico  
 California State University-Fresno  
 California State University-Fullerton  
 California State University-Northridge  
 Clarkson University  
 Clemson University  
 Colorado State University  
 Florida Institute of Technology  
 Georgia Institute of Technology  
 Iowa State University  
 Louisiana Tech University  
 Kansas State University  
 Memphis State University  
 Michigan State University  
 Michigan Technological University  
 Mississippi State University  
 Ohio Northern University  
 The Ohio State University  
 The Pennsylvania State University  
 Polytechnic Institute of New York  
 Purdue University  
 Stanford University  
 Texas A&M University

Texas A&M University at Galveston  
 The University of Arizona  
 University of Bridgeport  
 The University of British Columbia  
 University of California-Berkeley  
 University of California-Santa Barbara  
 University of Central Florida  
 University of Colorado  
 University of Florida  
 University of Hawaii-Manoa  
 University of Houston  
 The University of Iowa  
 University of Louisville  
 University of Maine  
 University of Minnesota  
 University of Nebraska-Lincoln  
 University of North Dakota  
 University of Portland  
 University of South Carolina  
 University of Texas at Arlington  
 University of Wisconsin-Madison  
 The University of Wyoming  
 Virginia Polytechnic Institute and State University  
 Western New England College

## Highlighting IGTI's Technical Committees

*Editor's Note: This is the first in a series of articles on the ASME International Gas Turbine Institute's technical committees.*



The purpose of the Vehicular and Small Turbomachines Technical Committee is to foster the dissemination of new technical information about gas turbines and small turbomachines used in all types of vehicles, except ships and aircraft. This includes automobiles, trucks, buses, trains, boats, tanks and other special military vehicles. Both the prime movers for these vehicles as well as the turbochargers fall under the Committee's charter.

A wide variety of vehicular turbine activity is taking place

on a worldwide basis. In Japan, Nissan Motor Company, Toyota Motor Corporation, and Mitsubishi Motors Corporation have vehicular turbine programs. In the United States, Allison Gas Turbine Operations and Garrett Turbine Engine Company have programs. In West Germany, Daimler-Benz, and in Sweden, United Turbine/Volvo also have programs. These programs are directed toward passenger cars; however, there are programs directed toward heavier vehicles. Among these are trains powered by Turbomeca's Turmo III turbine. The trains are operational in France, Iran, Egypt and the United States. In the United States, the Abrams M-1 battle tank is powered by Avco-Lycoming's AGT1500.

The Committee fosters the dissemination of technical information by sponsoring paper and panel sessions at ASME's annual International Gas Tur-

bine Conference. At past Gas Turbine Conferences, the Committee has sponsored papers on many of the above vehicular turbine programs as well as a wide variety of papers on other turbomachines such as turbochargers. At the 1987 Gas Turbine Conference in Anaheim, California, the Committee will sponsor two paper sessions and one panel session. Some of the topics to be covered will be heat exchangers, regenerator development, and turbine rotor development.

The Committee's 33 members represent Ford, General Motors, Allison, Williams International, Pratt & Whitney, Stolpher, Corning, Toyota, John Deere, Cummins Engine, United Turbine, Caterpillar, Aerodyne, Noel Penny, Teledyne CAE, Garrett, Nissan, Turbo-Kinetic Design, Daimler-Benz, Woodward Governor and the U.S. government.

The Committee meets twice a year — at the annual International Gas Turbine Conference and again in October at the Contractors Coordination Meeting in Dearborn, Michigan.

If you are interested in participating on the Vehicular and Small Turbomachines Technical Committee or would like additional information, please contact the committee chairman: Lewis R. Swank, c/o Ford Motor Co. Scientific Research Lab E-3172, P.O. Box 2053, Dearborn, MI 48121-2053.

**Coal Utilization Committee**  
 Richard Foster-Pegg, Chairman  
 Rishi Raj, Vice Chairman

The objectives of the Coal Utilization Committee are:

- To serve as a forum for exchange of information on the operation of gas

continued on page 8



## Introducing—

### Howard Julien, Incoming Member of the IGTI Board of Directors

Howard Julien, the incoming member of the Institute's Board of Directors, has been active in the Gas Turbine Division since 1969. A member of the Heat Transfer Committee, he served as the Committee Chairman for 1981-1983, and he was the Program Chairman for the 1985 Houston Gas Turbine Conference. His major interests in gas turbine heat transfer have been in the areas of turbine blade cooling and regenerator design.

Julien participated in the development of the GT225 automotive gas turbine while at General Motors Research (GMR) Laboratories from 1969 to 1977. Some of his contributions to the GT225 development were the definition of

engine control requirements, the detailed evaluation of regenerator performance, and the preliminary evaluation of ceramic components for this engine. His other research interests while at GMR included the experimental evaluation of automobile turbocharger performance under pulse-flow conditions.

In 1977, Julien joined the Advanced Technology Division of Kaiser Engineers, Inc. and, as a principal engineer, he has managed a variety of architect-engineering projects. This includes a national nuclear waste repository design project, and a project where engineering support was provided in the design and construction of the NOVA Laser Fusion Facility located at the Lawrence

Livermore National Laboratory (LLNL). During the recent establishment of a high-average power solid-state laser R&D program at the LLNL, he was the principal investigator in the laser system cooling.

Howard Julien became a member of ASME when he was a student at the Illinois Institute of Technology, where he received B.S. and M.S. degrees. Later he received a PhD from Stanford University. While at Stanford he conducted basic research in transpiration cooling and contributed to the preliminary development of STAN5, the computer code that is now used throughout the industry to evaluate external blade heat transfer.

## CALL FOR REPORTS

The 1987 International Gas Turbine Technology Report is compiled and published annually by the **ASME International Gas Turbine Institute** in Atlanta, Georgia and your organization can be a part of this worldwide Report without any cost or obligation.

Companies, governmental

### Latest revision of ANSI/ASME PTC 22-1985 for gas turbines

We are pleased to report that the latest revision of the PTC (Performance Test Code) 22-1985 "Gas Turbine Power Plants" was issued on August 15, 1986. This represents several years of effort on the part of the PTC-22 Committee. The code is available through ASME Publications, 345 East 47th Street, New York, NY 10017.

organizations, universities and individuals involved in gas turbine technology and manufacturing are invited to submit a report of activities and accomplishments during the past year. The reports are to be of an engineering nature and significant material in the following areas is encouraged: research and development; operating experience summary; new installations of significance; problems encountered and solutions; test results and new designs.

The International Gas Turbine Technology Report is distributed on a complimentary basis world wide; therefore, any material submitted must be unclassified and non-proprietary. Further, when the material is submitted, the ASME International Gas Turbine Institute accepts it with the understanding that it is open for publication with no restrictions. Further, the Institute is not responsible for any of the information contained in the Technology Report.

#### The format of the report submitted should be as follows:

1. The company or organization and the author's name, address, telephone and telex numbers should be listed at the top of the first page.
2. The company name should not be repeated throughout the text but referred to as "the Company."
3. Length should not exceed 600 words.
4. No illustrations, tables, or photographs are permitted.
5. Reports must be received by the **ASME International Gas Turbine Institute** no later than December 15, 1986.

#### For additional information, contact or write:

ASME International Gas Turbine Institute  
4250 Perimeter Park South, #108  
Atlanta, Georgia, 30341 USA  
Telephone: (404) 451-1905  
Telex: 707340 IGTC ATL

## Hurry! Deadline Approaching for '87 Cogen-Turbo

### 1987 ASME Cogen-Turbo International Gas Turbine Symposium and Exposition

will be held from September 2-4, 1987 in the Convention and Exhibition Centre in Montreux, Switzerland. The Symposium will focus on the advanced energy systems, cycles, and components in which the gas turbine and turbomachinery play a key role. Technical sessions will feature cogeneration (open and closed systems), combined cycles and turbomachinery technologies related to the continuing requirement for efficient energy utilization. Systems topics include: planning economics, availability and operating experience. Components are: waste recovery boilers, combustors, fuels, heat exchangers, compressors, turbines and pumps. Environmental and legal topics will also be incorporated in the line up as appropriate.

Technical paper offers and abstracts should be submitted (Green Sheet M&P 1093, 10/84) as soon as possible to the appropriate ASME IGTI technical committee chairman, or the Technical Program Chairman: Professor G.K. Serovy, c/o the ASME International Gas Turbine Institute, 4250 Perimeter Park South, Suite 108, Atlanta, GA 30341, USA (telephone 404-451-1905, telex 707340 IGTC ATL).

Completed manuscripts must be received by the session organizer or technical committee chairman no later than February 15, 1987. First time authors are encouraged to study ASME Manual MS-4 "An ASME Paper," prior to preparation of their manuscript. All papers will be reviewed in accordance with established ASME and Gas Turbine Institute policy and procedures and will be eligible for ASME journal publication if warranted by reviews.

continued from page 1

world markets and historically has led all domestic industries in value of exports. In the United States, aircraft gas turbine manufacturers have two major domestic customers, the military and the airline/airframe industry, and an overwhelming share of this market is held by seven companies whose 1985 sales are estimated to be nearly 13 billion dollars. In addition, there are four major gas turbine companies in Europe. The split between the aircraft/industrial engine market over the period of 1983-92 is estimated to be about 5/1.

Gas turbine technology has followed a predictable path during the last four decades; each manufacturer has been driven by customer demand for more power at less overall cost. Since each increment of efficiency improvement is more difficult to attain, the technical sophistication of gas turbines has increased enormously during this period, with much of the technological improvement funded by the government.

This technological improvement is stimulated by discussions between the engineers in the gas turbine industry, and this information transfer, plus the wide dissemination of related technical information,

helps to support the growth of the industry. A major objective of the ASME Gas Turbine Division since its founding in 1947 has been to enhance gas turbine technology transfer and it is the intent of the ASME International Gas Turbine Institute to perform this function in its broadest sense more effectively than ever. Our annual Gas Turbine Conference has been increasing in size and importance so that it has now become the best place to read or hear important scientific papers covering all aspects of gas turbine technology, both analytical and applied. Our program aimed at improving paper quality is working, with over 40% of the 305 papers presented at the Dusseldorf Conference last June recommended by peer review for publication in Transactions. This is an increase from a norm of 33%. In addition, issues of Transactions, either Turbomachinery or Gas Turbines and Power, will shortly be distributed at no cost to ASME members who have indicated Gas Turbine as their primary preference.

The Exhibit at the Conference is operated by the International Gas Turbine Institute's office in Atlanta with industry advice and cooperation, both from individual manufacturers and from manufacturers' asso-

ciations. A wide variety of gas turbine products and services are seen there by thousands of people, representing both manufacturers and users. The exhibit has grown to such a size that venues are now limited to only major cities. Mini-conferences and exhibits have now been initiated, with one held in Beijing in October 1985 and one planned for Montreux in September, 1987. (See 1987 ASME Cogen-Turbo in this issue.) This sequence of international conferences will continue.

Our services to individual members will also continue to increase. Here the emphasis is on education to help increase technical competence; a service both to the individual and to the gas turbine industry which employs him.

The Home Study Course in Basic Gas Turbine Engine Technology has been ordered by over 700 people so far and the Institute will soon offer two other courses; one on gas turbine design for graduate engineers and one about gas turbine applications. This fall we are awarding \$50,000 in scholarships to ASME student section members enrolled in universities which teach courses related to gas turbines. It is planned to continue this scholarship program on an annual basis.

The Turbomachinery Insti-

tute's Fluid Dynamics of Turbomachinery course was presented again this summer. This superb course, sponsored by the IGTI, is offered periodically in Ames, Iowa. The Institute will now underwrite the short course, "Introduction to Gas Turbines" to ensure that it is presented at every future Gas Turbine Conference, and that this course is also available at other locations throughout the year. Several other short courses related to gas turbines are taught, and we intend to increase the available selections in cooperation with the ASME Professional Development Department.

The ASME International Gas Turbine Institute has a commitment to the gas turbine engineering community, both on an individual and an industrial level and to society at large, to improve the art and utility of gas turbine technology. This commitment is fulfilled by providing service to members and support for industry. This commitment has been recognized and reciprocated by the support given by our members and by the industry they represent. I hope that the new ASME International Gas Turbine Institute will continue to deserve such support.

## Services and projects of—

# ASME International Gas Turbine Institute (IGTI)

- IGTI has contributed over \$21,000 in 1986 for complimentary subscriptions to either ASME gas turbine technology journal for ASME members who have indicated gas turbines as their primary technology.
- IGTI is contributing up to \$50,000 annually in scholarships for ASME Student Section Members.
- WHO'S WHO in the Committees of the ASME IGTI is a directory of all administrative and technical committee members. It is published annually by the IGTI and complimentary copies are available.
- IGTI publishes a Directory of Technical Papers from ASME Gas Turbine Conferences dating back to 1957. The Directories are available for \$10.00 each prepaid from the IGTI. Individual papers may be ordered from the IGTI for \$5.00 each prepaid. (Checks should be in U.S. dollars and payable through a U.S. bank.)
- The annual International Gas Turbine Technology Report is compiled, published and distributed by the IGTI. Complimentary copies are available from the IGTI.
- IGTI sponsors the Fluid Dynamics of Turbomachinery study program.
- IGTI sponsors and distributes a home study course on Basic Gas Turbine Engine Technology. The home study course will be given at no charge to unemployed graduate mechanical

engineers who are members of ASME. The IGTI has contracted for development of two additional home study courses.

- IGTI publishes the quarterly "Global Gas Turbine News." Complimentary subscriptions are available by contacting the IGTI.
- IGTI is the source for information on exhibiting in the International Gas Turbine Conference and Exhibit held in June of each year and the 1987 ASME COGEN-TURBO Symposium and Exposition, Montreux, Switzerland, September 2-4.
- IGTI is a sponsor of the U.S. National Committee of the International Council on Combustion Engines (CIMAC).
- IGTI organized lectures presented in the People's Republic of China in the fall of 1982 and 1984. The IGTI also organized the 1985 Beijing International Gas Turbine Symposium and Exposition in the P.R.C.
- IGTI has contributed \$20,000 to American National Standards Institute for administering the Secretariat of ISO-TC70-SC6 Gas Turbines.
- IGTI has administrative and nominating responsibilities for two ASME awards: the Gas Turbine Award and the R. Tom Sawyer Award.
- IGTI sponsors the John P. Davis Award for outstanding technical papers covering gas turbine applications.



continued from page 2

turbines on coal.

- The solicitation of papers and the organization of sessions on the subject at ASME Conferences.
- To promote support for the objective of the operation of gas turbines on coal.
- To encourage research into the operation of gas turbines on coal and to direct that research into channels likely to be successful.

The Coal Utilization Committee has organized several sessions for past Gas Turbine Conferences and Joint Power

Generation Conferences. It is intended to continue participation in future ASME conferences as appropriate.

For the annual Gas Turbine Conference next year in Anaheim, the Committee will sponsor up to four sessions. One session will be based on the Coal Fueled Gas Turbine Technology Development Program at DOE (up to six papers). Another session will be based on their Advanced Clean Coal Technology Development for Gas Turbine Systems (up to five papers). The other two sessions will be directed toward particle erosion and miscellaneous topics involving coal de-

rived fuels, coal slurries, fluidized beds, etc.

It is of interest that the DOE Energy Technology Center at Morgantown, West Virginia has been sponsoring research and development in the use of coal for several years. During the past two to three years, even more emphasis has been put into the use of coal derived fuels in heat engines and especially gas turbines. Because of these research efforts, private industry is showing that they are serious about the use of coal fuels for gas turbines. This is reflected in the fact that over fifty proposals were received in response to a DOE solicitation

for demonstration projects which will use coal fuels. The requirement to be considered for award was a minimum of 50% cost sharing by the proposers. This involves about \$360M in federal funds and about \$600M in total private funding.

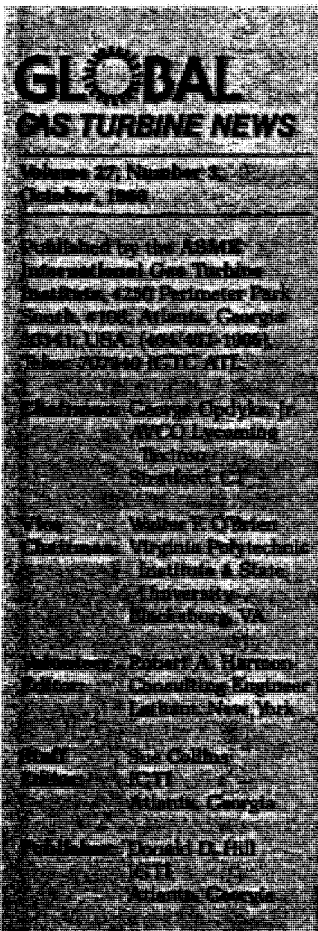
The Coal Utilization Committee meets at least two times a year — at the annual International Gas Turbine Conference and the Joint Power Generation Conference. There are currently 41 members on the Committee. For more information on this Committee, please contact the chairman: Richard W. Foster-Pegg, 806 Columbia Ave., Cape May, NJ 08204.

**ASME International Gas Turbine Institute Board of Directors 1986-1987**

<b>CHAIRMAN</b> GEORGE OPDYKE, JR. AVCO Lycoming Textron 550 South Main St. Stratford, CT 06497 203-385-3433	<b>VICE-CHAIRMAN</b> WALTER F. O'BRIEN Mechanical Engineering Dept. Virginia Polytechnic Institute & State University Blacksburg, VA 24061 703-961-7191	<b>CHAIRMAN OF CONFERENCES</b> FRANKLIN O. CARTA United Technologies Research Center MS 19 East Hartford, CT 06108 203-727-7355	<b>REVIEW CHAIRMAN</b> SIMION C. KUO Pratt & Whitney GPD MS-702-08 P.O. Box 109600 West Palm Beach, FL 33410 305-840-7431	<b>FINANCE COMMITTEE &amp; PAST CHAIRMAN</b> H. CLARE EATOCK Pratt & Whitney Canada Inc. P.O. Box 10 MS 1LD4 Longueuil, Quebec J4K 4X9 Canada 514-847-7574	<b>EX OFFICIO</b> DONALD D. HILL ASME International Gas Turbine Institute 4250 Perimeter Pk. So. #108 Atlanta, GA 30341 404-451-1905
---	---	--	---	--	--

**ASME International Gas Turbine Institute Staff, Atlanta, Georgia**

<b>MANAGING DIRECTOR &amp; CEO</b> DONALD D. HILL	<b>DIRECTOR, EXHIBITS &amp; INFORMATION SERVICES</b> DAVID H. LINDSAY	<b>ADMINISTRATOR</b> SUE COLLINS	<b>EXHIBIT ASSISTANT</b> CLAIRE HOWARD	<b>STAFF ASSISTANTS</b> JUNE STEINBERG ANNA MAZANTI
--	--	-------------------------------------	---	---




**1987 Anaheim Conference Progress Report: Technical Program - David Kercher, Program Chairman**

The technical and panel sessions are beginning to take shape for the 32nd International Gas Turbine Conference and Exhibit at the Anaheim Convention Center, Anaheim, California, May 31 thru June 4, 1987. Throughout the summer over 70 session organizers have solicited approximately 300

technical abstracts. Now the review papers are starting to materialize in preparation for the manuscript mats which are due December 15th. In addition to this outstanding response to the Call for Papers, there are presently 11 panel sessions being organized by the technical committees. A sample of the

abstracts reported recently in the Session Organizer's September progress report would suggest that international interest and participation in the ASME International Gas Turbine Institute's technical program at Anaheim is continually growing.



**International Gas Turbine Institute**  
The AMERICAN SOCIETY of MECHANICAL ENGINEERS  
4250 Perimeter Park South • #108 • Atlanta, Georgia 30341 USA

NON-PROFIT ORGANIZATION  
U.S. POSTAGE  
**PAID**  
ATLANTA, GEORGIA  
PERMIT NO. 2685

ASME GAS TURBINE DIVISION  
のご好意により複写の許可を得ました。

## 学会誌編集規定

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

## 技術論文投稿規定

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

日本ガスタービン学会誌

第14巻 第55号

昭和61年12月10日

編集者 森下輝夫

発行者 佐藤 豪

（社）日本ガスタービン学会

〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13

第3工新ビル

TEL (03) 365-0095

振替 東京7-179578

印刷所 日青工業株式会社

東京都港区西新橋2の5の10

TEL (03) 501-5151