



## ガスタービン人生論

慶応義塾大学理工学部 佐藤 豪

戦時中に航空工業の技術者として、ジェットエンジンの開発に、心を躍らせながら従事してから、ガスタービンと深い縁に結ばれて、既に40年近い歳月が流れました。人生の大半をガスタービンと共に生きてきますと、ガスタービンから人生を考えるというようになってきます。

ガスタービンは、機械的構成要素のみで構成された数少ないシステムです。圧縮機、燃焼器、タービンがその構成要素です。これらの構成要素が互に織りなす様々な問題は、さながら二人の人間——夫と妻——の構成要素でできあがっている家庭に生じる様々な問題を写す鏡とさえ思えてくるのです。

そういえば、1本の軸で結び付けられた圧縮機とタービンは、それぞれder Kompressorとdie Turbineで、男性と女性です。この男性と女性を固く結びつける1本の軸が、“固いきずな”なのでしょう。この男性と女性を結びつけるもう一つは燃焼器です。ここでは“愛情の火”が燃えています。この火は、一度点火されると、ガスタービンが停止するまで、連続的に燃え続けます。

夫と妻で構成される家庭が、このガスタービンに非常によく似ているということに、すでにお気づきでしょう。ここで、最も大切なのは、“愛情の火”です。これが消えると、家庭の出力はなくなり、社会における存在意義もなくなります。

この“愛情の火”によって生じるタービン入口温度が高い程、最適圧力比は高くなり、出力やサイクル効率も上昇します。

家庭において、夫と妻の間の“愛情の火”でバランスよくかもし出されるポテンシャルの高さがその家族の社会に対する貢献度となって表われるのも、まさにガスタービンに見られる通りです。

ところで、夫が一生懸命働いても、妻はいつも“火の車”で“きりきり舞い”をしていると感じて

いるようで、タービンに女性冠詞をつけたドイツ人は、ウィットに富んでいるなと思います。

さて、人生いつでも設計点通りで全負荷、定常というわけにはまいりません。部分負荷時などのオフ・デザインの性能や、減加速時などの非定常な特性も考える必要があります。

圧縮機とタービンの特性は全く異なります。特性曲線をよく見ていると、この二つを一つの軸で結び付けることを思いついた先人の無暴さに驚きます。だが、これを結び付けて回すと、そこそこうまく回ります。これは、この両者の特性のフレキシビリティと燃焼器のお蔭です。

このマッチングする範囲は意外に狭いということも、よく心得ておく必要があるでしょう。家庭でも、頑固おやじとコチコチ奥さんでは、マッチングは甚だ悪く、波瀾万丈の人生を乗りこえるのは難しそうです。夫も妻も、先づ相手の特性が自分とは全く異なるのだという認識をもつことが大切です。夫にはサージとってこれ以上のことを要求すると破壊しかねない特性が、そして妻にはチョークとって“流せるだけしか流せない”特性があることを、互に知っておきたいものです。

このサージを逃がれるため、Air Bleedという方法があります。これは“抽気”と呼ばれていますが、直訳すれば“息抜き”です。圧縮機の方、すなわち夫の方にだけ、この“息抜き”が必要だし、許されることです。ただし、この“息抜き”をやると、経済性を損うのは、御想像の通りです。

圧縮機やタービンは、最近は可変静翼や可変ノズルなどが用いられています。システムに柔軟性をもたせるために、構成要素のフレキシブル化が行われています。このように、夫も妻も、その特性曲面を拓げる努力をする必要があります。言葉をかえれば、人間の巾を拓げることに努めなければいけないということでしょう。

“ガスタービン、この人間的なもの”というのが、最近の私の心境です。

(昭和57年7月16日原稿受付)

## 1. 緒言

性能向上を旨とする軸流回転機械は、高速軽量化あるいは翼の長大化に進む傾向にある。これに伴ない従来の解析技術では予測しえない現象が発生する可能性がある。一例として、単独翼としてではなく、円板や羽根車と軸系の連成振動<sup>(6)</sup>と同様に、翼全体と軸系との連成による振動現象があげられる。この分野では、航空機のピストンエンジンを中心に、軸系ねじり振動との連成<sup>(1)</sup>や、エンジンナセルとの連成振動の研究<sup>(2)~(4)</sup>が行なわれている。しかし、いずれも翼枚数に制約<sup>(5)</sup>があったり、連成振動の基本特性に及ぼす翼剛性の影響を系統的に研究されたものではない。

そこで、本報告では平板翼と片持梁軸系の連成曲げ振動に関して、Galerkin法を用いた解析と実験を基に、連成時の固有振動数や不つりあい応答を明らかにする。

### 記号の説明

E I : 曲げ剛性      F : 軸に作用するせん断力

G : 翼剛性の影響係数      P : 翼に作用する分布荷重

$I_{do}, I_{po}$  : 円板の直径と回転軸回りの慣性モーメント

$I_{db}, I_{pb}$  : 翼全体の直径と回転軸回りの慣性モーメント

$k_{xx}, k_{yy}, c_{xx}, c_{yy}$  : 軸受部水平と鉛直方向の剛性と減衰

$l_b, l_s$  : 翼ならびに軸の長さ、

M : 翼、円板、軸質量の総和

$M_x, M_y$  : 軸に作用する偶力      N : 翼枚数  $N \geq 3$

r : 翼取付半径       $T_1, T_2$  : 翼振動の時間関数

$Z, Z_\theta$  : 複素数表示の変位、角変位  $Z = u + ju$ ,

$Z_\theta = \psi + j\phi$

$\bar{Z}$  : 共役複素数  $\bar{Z} = u - ju$ ,

w, W : 翼振動変位とモード

$\alpha, \beta, r$  : 片持梁軸系の剛性係数、 $\omega$  : 回転角振動

数

$\omega_b$  : 静止時翼固有振動数       $\epsilon$  : 不つりあい偏心量  
 $\omega_u, \omega_\theta$  : 静止時軸系のたわみ、たわみ角固有振動数

$\phi_i$  : i 番目翼の取付位置       $\mu$  : 単位長さ当りの翼質量

添字 b は翼、s は軸に関するものを意味する。

## 2. 理論解析

解析モデルは図1に示す片持梁軸系の先端に、N枚の平板翼が組み込まれた系とする。解析上の主な仮定として、1) 軸質量は円板部に等価な集中質量で表わす。2) 各翼は一樣で同方向に等間隔にN枚 ( $N \geq 3$ ) がある。を考えると翼を含めた全体振動方程式は不つりあい加振では次式で表わせる。

$$M \ddot{\mathbf{Z}} + \alpha(\mathbf{Z} - \mathbf{Z}_1) - jr \mathbf{Z}_\theta = M \epsilon \omega^2 e^{j\omega t} \quad (1)$$

$$I_{do} \ddot{\mathbf{Z}}_\theta - j I_{po} \omega \dot{\mathbf{Z}}_\theta + \beta \mathbf{Z}_\theta + jr(\mathbf{Z} - \mathbf{Z}_1) = (M_x + jM_y) \quad (2)$$

$$\frac{(k_{xx} + k_{yy})}{2} \mathbf{Z}_1 + \frac{(c_{xx} + c_{yy})}{2} \dot{\mathbf{Z}}_1 - \alpha(\mathbf{Z} - \mathbf{Z}_1) + jr \mathbf{Z}_\theta + \frac{(k_{xx} - k_{yy})}{2} \bar{\mathbf{Z}}_1 + \frac{(c_{xx} - c_{yy})}{2} \dot{\bar{\mathbf{Z}}}_1 = 0 \quad (3)$$

$$(EI)_b \frac{\partial^4 w_i}{\partial x^4} - \frac{\mu \omega^2}{2} \left\{ \frac{\partial^2 w_i}{\partial x^2} [(r+1)^2 - (r+x)^2] - 2 \frac{\partial w_i}{\partial x} (r+x) \right\} = -\mu \frac{\partial^2 w_i}{\partial t^2} + p(x, t) \quad (4)$$

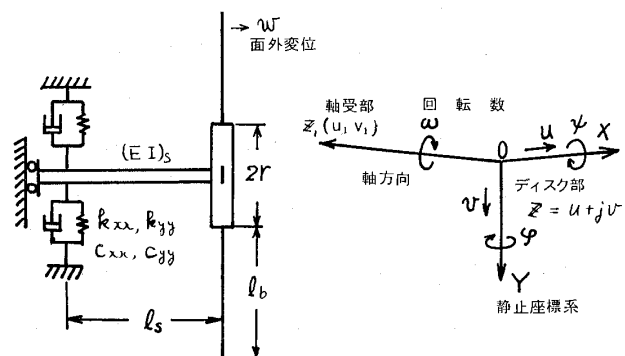


図1 解析モデルと座標系

(昭和57年2月18日原稿受付)

ここで  $\dot{z}$  の  $\cdot$  は時間に関する微分を意味し、 $\alpha, \beta, r$  の剛性係数は、一様断面の片持梁軸系では、

$$\alpha = \frac{12(EI)_s}{l_s^3}, r = \frac{6(EI)_s}{l_s^2}, \quad \beta = \frac{4(EI)_s}{l_s} \quad (5)$$

と求めることができる。軸系振動により  $i$  番目の翼の  $x$  点に作用する荷重  $p$  は、図 2 に示すように回転座標系  $(x_i, y_i, z_i)$  での軸のたわみ角変位  $\varphi_i$  を用いて、次式のように表わすことができる。

$$P(x, t) = \mu(\omega^2 \varphi_i' + \ddot{\varphi}_i')(x+r) \quad (6)$$

上式を静止座標系  $(x, y, z)$  での軸変位で書き直すと、

$$P(x, t) = \mu \left[ (\ddot{\varphi} - 2\dot{\psi}\omega) \cos(\omega t + \phi_i) - (\ddot{\psi} + 2\dot{\varphi}\omega) \sin(\omega t + \phi_i) \right] (x+r) \quad (7)$$

となる。この力は  $(x+r)$  に比例した分布力として翼の面外たわみ方向に作用する。この分布力に対する翼振動の厳密解を求めるのは複雑すぎる。そこで、同分布力が静的に翼に作用した場合の静たわみを基底関数とする Galerkin 法による近似解を採用してみる。翼変位  $w$  を静たわみモード  $W$  と時間変動項  $T_{1,2}$  とに変数分離して次式のように表わす。

$$w_i(x, t) = W(x) \left[ T_1(t) \cos \phi_i + T_2(t) \sin \phi_i \right] \quad (8)$$

$$W(x) = \frac{1}{(EI)_b} \left[ \frac{(x+r)^5}{120} - \frac{(l_b+r)^2 x^3}{12} + \frac{(l_b+r)^2 (2l_b-r) x^2}{12} - \frac{r^4 x}{24} - \frac{r^5}{120} \right] \quad (9)$$

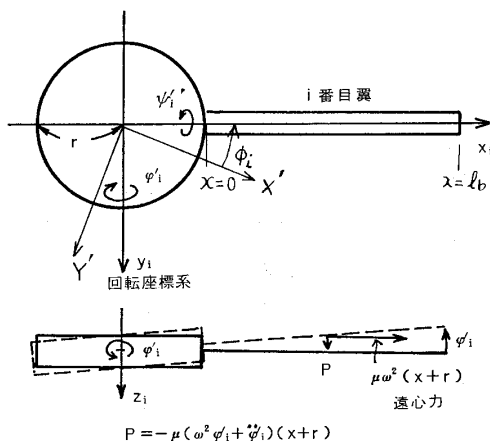


図 2 翼に作用する加振力

翼変位は、翼の片持梁としての境界条件である次式を満たすものである。

$$w_i = \frac{\partial w_i}{\partial x} = 0 \quad (x=0), \quad \frac{\partial^2 w_i}{\partial x^2} = \frac{\partial^3 w_i}{\partial x^3} = 0 \quad (x=l_b) \quad (10)$$

時間関数  $T_1, T_2$  は、Galerkin 法を用いて次のように求めることができる。

$$\int_0^{l_b} \left\{ [(EI)_b \frac{\partial^4 w_i}{\partial x^4} - \frac{\mu \omega^2}{2} \left\{ \frac{\partial^2 w_i}{\partial x^2} [(r+l_b)^2 - (r+x)^2] - 2 \frac{\partial w_i}{\partial x} (r+x) \right\} - P + \mu \frac{\partial^2 w_i}{\partial t^2} \right\} W(x) dx = 0 \quad (11)$$

定常振動の場合には、

$$\varphi = \varphi_0 e^{\lambda t}, \quad \psi = \psi_0 e^{\lambda t} \quad (12)$$

により、 $T_1(t) = T_0(\lambda + j\omega) [H_1(\psi_0, \varphi_0)$

$$+ jH_2(\psi_0, \varphi_0)] e^{(\lambda + j\omega)t} + T_0(\lambda - j\omega) [H_1(\psi_0, \varphi_0) - jH_2(\psi_0, \varphi_0)] e^{(\lambda - j\omega)t} \quad (13)$$

$$- T_2(t) = T_0(\lambda + j\omega) [H_2(\psi_0, \varphi_0)$$

$$- jH_1(\psi_0, \varphi_0)] e^{(\lambda + j\omega)t} + T_0(\lambda - j\omega) [H_2(\psi_0, \varphi_0) + jH_1(\psi_0, \varphi_0)] e^{(\lambda - j\omega)t} \quad (14)$$

$$T_0(z) = c_1 \mu / 2 (c_1 - c_3 \frac{\mu}{(EI)_b} \omega^2 + c_2 \frac{\mu}{(EI)_b} z^2), \quad z = \lambda + j\omega, \lambda - j\omega \quad (15)$$

$$H_1(\psi_0, \varphi_0) = \lambda^2 \varphi_0 - 2\lambda\omega\psi_0$$

$$H_2(\psi_0, \varphi_0) = \lambda^2 \psi_0 + 2\lambda\omega\varphi_0 \quad (16)$$

と書ける。ここで  $c_1, c_2, c_3$  は(11)式の積分方程式で定義される定数である。さらに、翼から軸系に作用するモーメントは各翼取付部の荷重を総和することにより次のように定義することができる。

$$M_i' = (EI)_b \frac{\partial^2 w_i}{\partial x^2} (x=0), \quad F_i' = (EI)_b \frac{\partial^3 w_i}{\partial x^3} (x=0) \quad (\text{翼取付部}) \quad (17)$$

$$M_x = \sum_{i=1}^N (M_i' + rF_i') \sin(\omega t + \phi_i) \quad (18)$$

$$M_y = \sum_{i=1}^N (M_i' + rF_i') \cos(\omega t + \phi_i) \quad (19)$$

以上の関係から、軸系と連成した翼の振動は軸振動変位で表わすことができ、最終的には翼剛性を含んだ軸系の振動方程式だけに帰着することができる。特に、翼系と軸系の連成を表わす式(2)は、

$$I_d \ddot{\mathbf{Z}}_\theta - j I_p \omega \dot{\mathbf{Z}}_\theta + \beta \mathbf{Z}_\theta + \mathbf{G}(\lambda) \mathbf{Z}_\theta + jr(\mathbf{Z} - \mathbf{Z}_1) = 0 \quad (22)$$

$$\mathbf{G}(\lambda) = I_{db} (\lambda^2 - 2j\lambda\omega) \left[ \frac{(\lambda - j\omega)^2}{\omega_b^2} - \frac{c_3}{c_2} \left(\frac{\omega}{\omega_b}\right)^2 \right] / \left[ 1 - \frac{c_3}{c_2} \left(\frac{\omega}{\omega_b}\right)^2 + \left(\frac{\lambda - j\omega}{\omega_b}\right)^2 \right] \quad (23)$$

$$I_d = I_{d0} + I_{db}, I_p = I_{p0} + I_{pb} = 2I_d, \\ (I_{pb} = 2I_{db}, I_{p0} = 2I_{d0}) \quad (24)$$

$$\omega_b^2 = \frac{c_1}{c_2} \frac{(EI)_b}{\mu} : \text{静止時翼固有振動数} \quad (25)$$

先のモーメント  $M_x, M_y$  との間には、

$$-(M_x + jM_y) = I_{db} \ddot{\mathbf{Z}}_\theta - j I_{pb} \omega \dot{\mathbf{Z}}_\theta + \mathbf{G}(\lambda) \mathbf{Z}_\theta \quad (26)$$

$$\begin{vmatrix} 1-p^2 & -j\frac{r}{\alpha} & -1 \\ j\frac{r}{\beta}\kappa_\theta^2 & \kappa_\theta^2 + 2\omega^*P - P^2 + \mathbf{G}^*(P) & -j\frac{r}{\beta}\kappa_\theta^2 \\ -1 & j\frac{r}{\alpha} & 1 + \frac{k}{\alpha} \end{vmatrix} = 0 \quad (27)$$

(等方性支持系)

$$\mathbf{G}^*(P) = -I^*(2P\omega^* - P^2) \left[ \left(\frac{P - \omega^*}{\kappa_b}\right)^2 + \frac{c_3}{c_2} \left(\frac{\omega^*}{\kappa_b}\right)^2 \right] / \left[ 1 - \frac{c_3}{c_2} \left(\frac{\omega^*}{\kappa_b}\right)^2 - \left(\frac{P - \omega^*}{\kappa_b}\right)^2 \right] \quad (28)$$

$$I^* = I_{db}/I_d, \omega_u^2 = \alpha/M, \omega_\theta^2 = \beta/I_d, \kappa_\theta^2 = (\omega_\theta/\omega_u)^2, \kappa_b^2 = (\omega_b/\omega_u)^2, \omega^* = \omega/\omega_u$$

$$P = f/\omega_u, \lambda = jf \text{ (連成時の固有振動数)}$$

と表わせる。以下に実験との比較において固有振動数、不つりあい振動応答特性を記す。

### 3. 連成振動モデル実験と固有振動数

試験装置の概要と翼形状を図3, 4にそれぞれ示す。本ロータは直流モータにより回転数を可変できるようにしてあり、かつ軸系はオーバハング部を他部分より細くして、解析モデルに近くした。振動測定は非接触振動計により軸先端近くの水平と鉛直方向成分の軸振動を中心に計測した。

$$\sum_{i=1}^N \cos^2 \phi_i = \sum_{i=1}^N \sin^2 \phi_i = \frac{N}{2},$$

$$\sum_{i=1}^N \sin \phi_i \cos \phi_i = 0 \quad (N \geq 3) \quad (20)$$

$$\mathbf{Z}_\theta = (\psi_0 + j\varphi_0) e^{\lambda t} \quad (21)$$

などの関係を用いると次式のように書き直せる。

の関係が成立しており、翼が剛体ならば  $\omega_b = \infty$  で  $\mathbf{G}(\lambda) \rightarrow 0$  となり、式(22)は通常の軸系運動方程式になる。従って、 $\mathbf{G}(\lambda)$  が軸系振動に及ぼす翼剛性の影響を表わす関数になる。軸受が無減衰の等方性の場合には特性方程式は無次元化すると、 $(K = k_{xx} = k_{yy})$

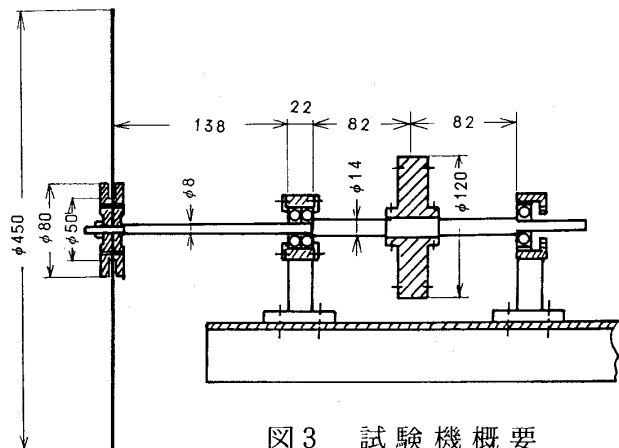


図3 試験機概要

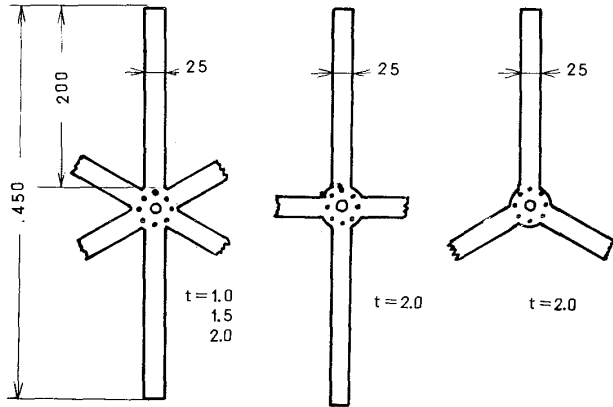


図4 試験翼形状

打撃による自由振動波形から、ボス部を固定した静止時の翼固有振動数と翼を組込んだ軸系の固有振動数を測定した。図5は翼の曲げ1次固有振動数を表わし、片持梁としての計算値と良い一致を示すことがわかる。図6は6枚翼で板厚を変えた場合の軸系の固有振動数測定値を示す。同図には、翼を剛体とした場合と剛性を考慮した場合の固有振動数計算値も示してある。実測の固有振動数は、板厚が1mmの場合二つの値が存在する。これは、翼の固有振動数と軸系固有振動数が近い値を持ったため、連成効果により固有振動数が分離したものと考える。翼剛性を考慮した計算でもその傾向を予測している。剛体翼とした計算では全般的に実測値より高目の値となり、かつ翼板厚が変わっても分離することなく単調な変化を示すに過ぎない。弾性翼による軸系固有振動数低下の現象は、定性的には次のように説明できる。軸系全体のなかで翼重量の占る割合が大きいため、剛体翼軸系の固有振動数は、翼質量と軸剛性ではほぼ決る。これに対して、弾性翼の場合は、 $1 / (\text{等価剛性}) = 1 / (\text{軸剛性}) + 1 / (\text{翼剛性})$  の関係から  $(\text{等価剛性}) < (\text{軸剛性})$  となるため、剛性低下が固有振動数低下の要因となるからである。

ここで、上記固有振動数計算の際、用いた軸受部の剛性は、鉛直方向はほぼ剛であるとし ( $k_{yy} = 10^4 \text{ kgf/mm}$ ) 水平方向成分を  $k_{xx} = 10 \text{ kgf/mm}$  の推定値とした。これは、図7に示すように、危険速度の半分の回転数で発生する二次的危険速度の実測値 (図11参照) と、剛体翼の軸系危険速度の計算値との比較結果から得られたものである。

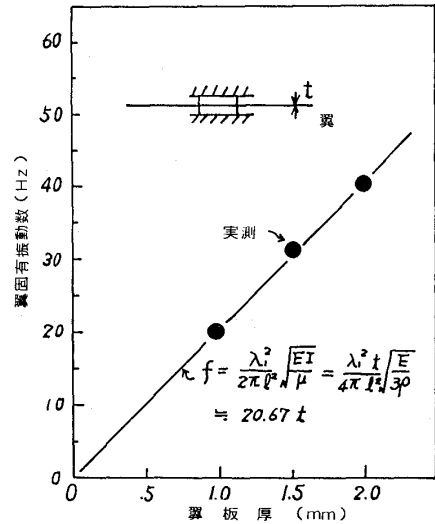


図5 翼の固有振動数 (静止時)

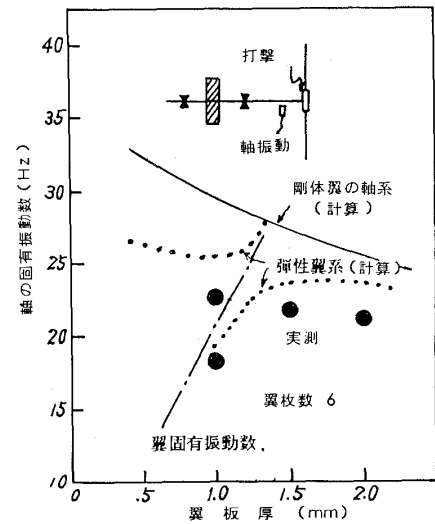


図6 翼の固有振動数 (静止時)

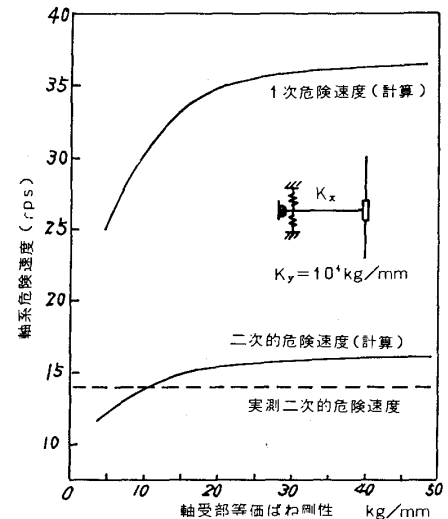


図7 軸受部等価ばねの評価

### 4. 不つりあい振動応答比較

不つりあい振動では静止座標系で定義された複素固有振動数入は、

$$\lambda = j\omega \tag{29}$$

となる。上式を翼振動を表わす  $T_1, T_2$  (式(13), (14)) に代入すると、各式の右辺第一項は回転数の2倍の周波数となり、第二項は時間によらず一定値となる。かつ各式の第一項の係数が、 $\psi \neq j\varphi$  の場合、つまり、軸振動が真円軌跡ではなく楕円軌跡のふれまわり振動を行っている場合に、式(31)の回転数で

$$T_0(2\omega) = \mu/2 \left[ 1 - \frac{C_3}{C_2} \left( \frac{\omega}{\omega_b} \right)^2 - \left( \frac{2\omega}{\omega_b} \right)^2 \right] \rightarrow \infty \tag{30}$$

$$\left( \frac{\omega}{\omega_b} \right)^2 \rightarrow 1 / \left( 4 + \frac{C_3}{C_2} \right) \tag{31}$$

翼の共振が発生することを意味している。言い換えると、不つりあい振動で楕円軌跡のふれまわりにより生じた回転数の2倍周波数の加振力成分が回転時の翼の固有振動数に接近した時(式(31)の条件)翼共振現象が発生することになる。この場合翼共振が発生すると軸系振動も影響を受け、軸系でも共振現象の様相を現わすことになる。(図8~10参照)この現象を非接触振動計により静止座標系で観測すると、回転数成分の振動となる。以上の現象は、円板や羽根車と軸系との連成不つりあい振動の場合と同様なもので<sup>(7)</sup>、軸系振動の力学で言われる後向きふれまわりモードの共振現象の一例である。

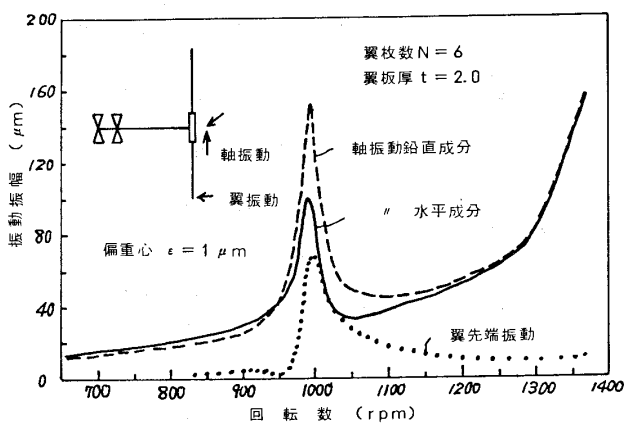


図8 不つりあい振動応答計算

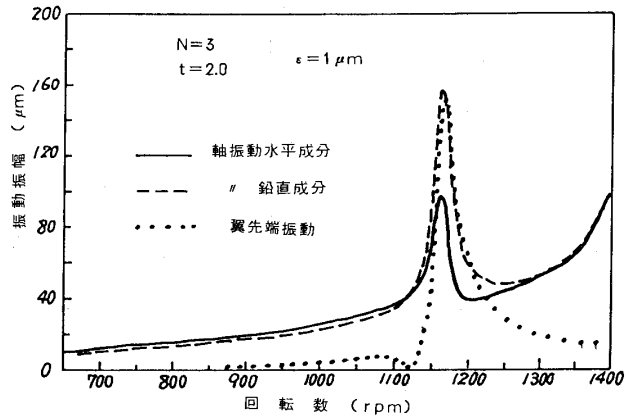


図9 不つりあい振動応答計算

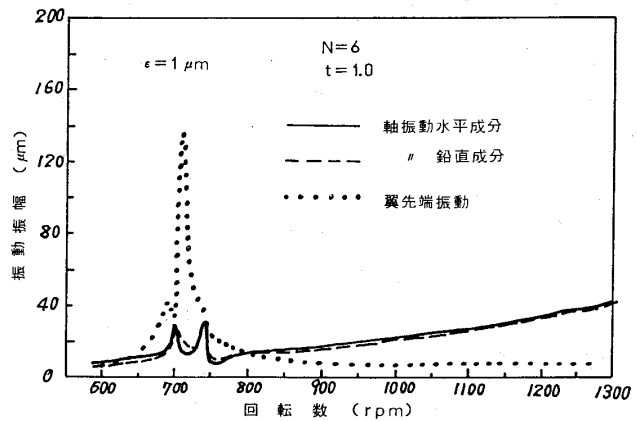


図10 不つりあい振動応答計算

以上の理論的推測を検証するために、実験結果との比較検証を行ってみる。各種の翼を組み変えた一連の回転試験結果を図11~14に示す。いずれの結果でも、静止系での非接触振動計の波形に回転数の2倍周波数成分の振動となる二次的危険速度に対応する共振現象が発生していた。一方、翼と軸系の連成による共振現象は図11に示される翼枚数6枚で板厚2mmの場合が顕著に現われた。翼板厚が1.5と1.0mmの実測結果では、二次的危険速度は発生しても、連成による共振現象は軸振動のみの波形では判明しがたくなった。このような翼板厚の相違による共振応答性への影響は、計算結果でも同様な傾向を示す。(図8~10参照)

この理由は、軸系振動に及ぼす翼剛性の影響を表わす関数  $G^*$  (式(24)) で、翼全体慣性モーメント  $I_{db}$  と全体慣性モーメント  $I_d$  との比  $I^*$  が板厚が小さくなるにつれて、小さくなるためであると説明で

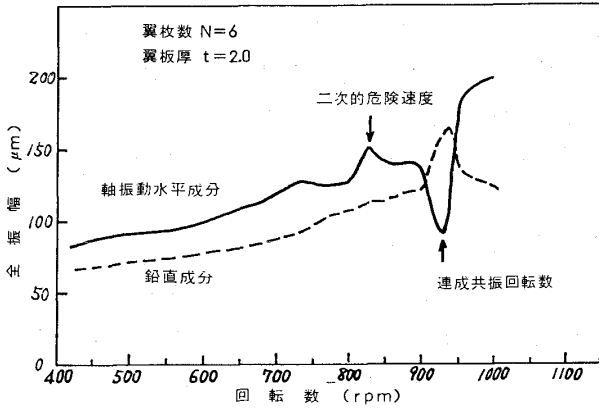


図11 不つりあい軸振動実測

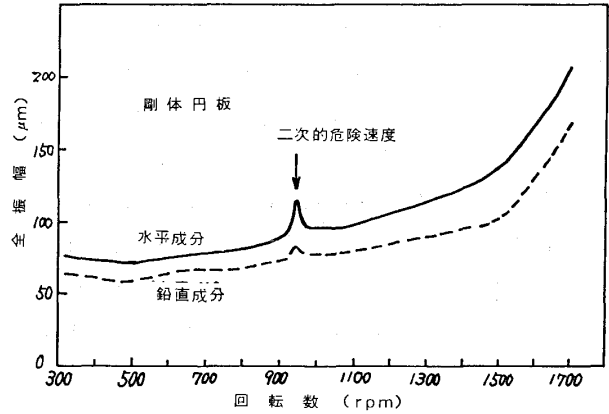


図14 不つりあい軸振動実測 (剛体円板軸系)

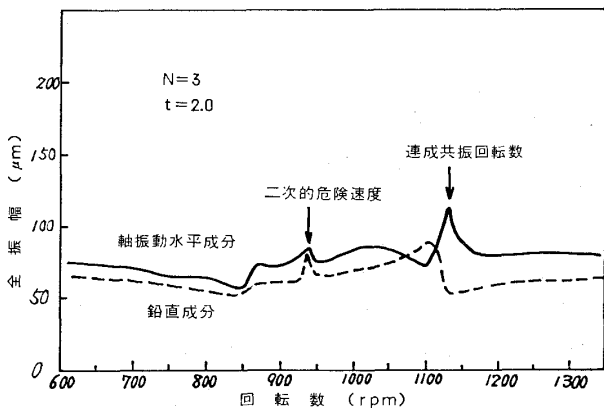


図12 不つりあい軸振動実測

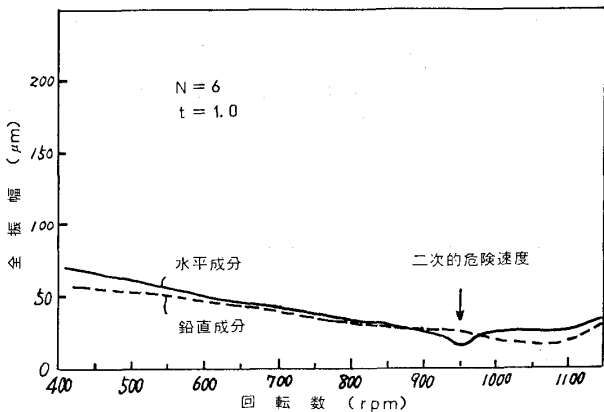


図13 不つりあい振動実測

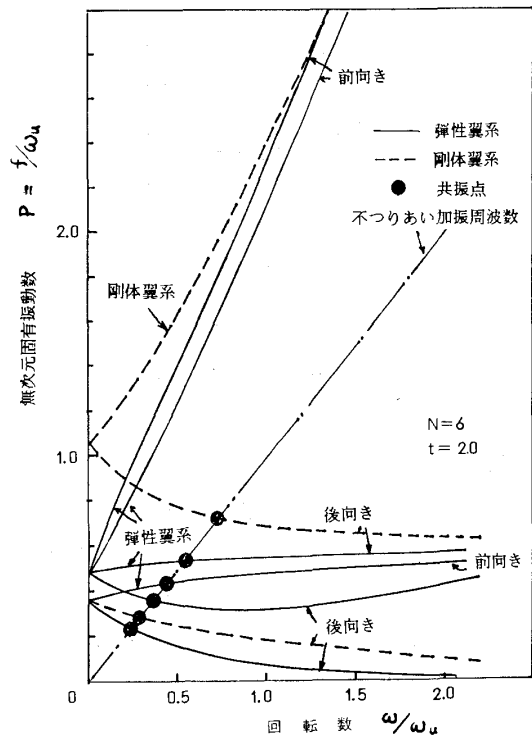


図15 回転時固有振動数と共振点 (静止座標系)

きる。なお、板厚 1.0 mm の翼系と重量を等しくした剛体円板の場合では、図14に示すように二次の危険速度の現象は発生するが、連成による共振現象は発生していないことがわかる。

さらに、連成系の固有振動数が回転数とともにどのように変化し、不つりあい加振力との関係でどこに共振発生の可能性があるかについて検討し

てみた。図15は翼枚数 6 枚、板厚 2 mm の場合に相当するもので、回転数増加に伴ない主として翼のジャイロ効果により前後向きふれまわりモードの固有振動数に分離する様子がわかる。特に、翼共振発生点に関しては、前述のように後向きふれまわりの固有振動数と不つりあいによる回転数加振周波数とが一致した点に対応する。ただし、軸系振動は、軸受など支持系に異方性があることで生ずる楕円軌跡を呈しているものとする。なお、図15中の共振点の中で最低次のものが、実測でも観測された共振現象に対応している。また、前向き

固有振動数と不つりあい加振との一致点での共振は、従来のいわゆる危険速度に対応する。

以上の実測と解析の結果を共振回転数と翼枚数との関係で比較したのが図16である。計算結果には、翼振動特性に遠心力効果を考慮した場合としない場合(式(15)中の  $C_3=0$ )とを併記してある。連成振動解析に Galerkin 法による近似解析でも、実測と比較して十分な精度が得られていると考える。

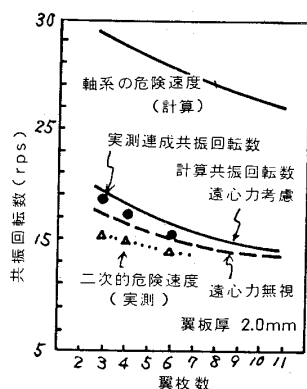


図16 翼枚数の影響

### 5. 結言

片持梁軸系の先端に平板翼が取り付けられた振動系に対し、解析と実験により連成時の振動特性に関して次のようなことが明らかになった。

1) 翼剛性は軸系固有振動数ならびに危険速度を低下させる効果を持つ。

2) 不つりあい力により、連成系での後向きふれまわりモードに対応した固有振動数で翼共振発生の可能性がある。(共振時の振動は回転座標系では回転数の2倍、静止系では同期周波数となる。)

3) 翼・軸系連成の不つりあい共振では、不つりあい共振では、不つりあい偏心量が同一ならば翼枚数や板厚が大きくなる程、慣性効果( $I^*$ )により、応答振幅が大きくなる。

最後に、Cambridge 大学の Whitehead 教授ならびに日立機械研究所の加賀部長、菊地主任研究員の研究への御理解と御支援に対し感謝の意を表します。

### 参考文献

- (1) Biot, M.A., J. Aeronautical Sci., Vol. 7(1940), 376.
- (2) Coleman, R.P. and Feingold, A.M., NACA TR 1351, (1958)
- (3) Hohenemser, K.K. and Yin, S.K., J. Amer. Helicopter Soc. Vol. 17(1972), 3.
- (4) Crandall, S.H. and Dugundji, J., I. Mech. E., Cambridge, C290/80, 1980.
- (5) Dimentberg, F.M., Flexural Vibrations of Rotating Shaft, 1961, Butterworth.
- (6) Hagiwara, N, ほか4名, Trans. ASME, J. Mech. Des. Vol. 102(1980), 162.
- (7) 萩原, ほか3名, 機械学会論文集, 47-423 (昭56-11), 1457.

### § 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	1口	50,000円	入会金	1000円
正会員		3,000円	入会金	500円
学生会員		1,000円	入会金	500円

(年度は4月から翌年3月まで)

入会申込など詳細は下記事務所へ

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



固有振動数と不つりあい加振との一致点での共振は、従来のいわゆる危険速度に対応する。

以上の実測と解析の結果を共振回転数と翼枚数との関係で比較したのが図16である。計算結果には、翼振動特性に遠心力効果を考慮した場合としない場合(式(15)中の  $C_3=0$ )とを併記してある。連成振動解析に Galerkin 法による近似解析でも、実測と比較して十分な精度が得られていると考える。

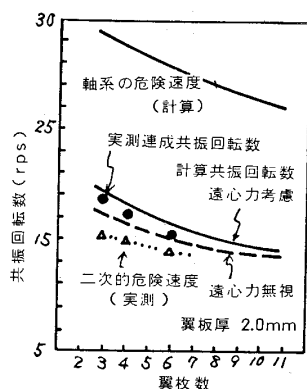


図16 翼枚数の影響

### 5. 結言

片持梁軸系の先端に平板翼が取り付けられた振動系に対し、解析と実験により連成時の振動特性に関して次のようなことが明らかになった。

1) 翼剛性は軸系固有振動数ならびに危険速度を低下させる効果を持つ。

2) 不つりあい力により、連成系での後向きふれまわりモードに対応した固有振動数で翼共振発生可能性がある。(共振時の振動は回転座標系では回転数の2倍、静止系では同期周波数となる。)

3) 翼・軸系連成の不つりあい共振では、不つりあい共振では、不つりあい偏心量が同一ならば翼枚数や板厚が大きくなる程、慣性効果( $I^*$ )により、応答振幅が大きくなる。

最後に、Cambridge大学のWhitehead教授ならびに日立機械研究所の加賀部長、菊地主任研究員の研究への御理解と御支援に対し感謝の意を表します。

### 参考文献

- (1) Biot, M.A., J. Aeronautical Sci., Vol. 7(1940), 376.
- (2) Coleman, R.P. and Feingold, A.M., NACA TR 1351, (1958)
- (3) Hohenemser, K.K. and Yin, SK., J. Amer. Helicopter Soc. Vol. 17(1972), 3.
- (4) Crandall, S.H. and Dugundji, J., I. Mech. E., Cambridge, C290/80, 1980.
- (5) Dimentberg, F.M., Flexural Vibrations of Rotating Shaft, 1961, Butten worth.
- (6) Hagiwara, N, ほか4名, Trans. ASME, J. Mech. Des. Vol. 102(1980), 162.
- (7) 萩原, ほか3名, 機械学会論文集, 47-423 (昭56-11), 1457.

### § 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	1口	50,000円	入会金	1000円
正会員		3,000円	入会金	500円
学生会員		1,000円	入会金	500円

(年度は4月から翌年3月まで)

入会申込など詳細は下記事務所へ

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

航技研原動機部 江口邦久  
 航技研公害グループ 五味光男  
 航技研公害グループ 藤井昭一

1. はじめに

ガスタービン燃焼器には古くからスワラ保炎器が使われて来た。保炎機構や有害物質の生成が、スワラ後方に形成される再循環流領域と密接に結びついていることは知られている。従って、過去に多くの研究報告があり、代表的なものとしてスワラの大きさや形状と空力特性の関係を非燃焼の条件下で調べたもの<sup>1)~3)</sup>、LDV(レーザドプラ流速計)を用いて燃焼状態で計測したもの<sup>4)~6)</sup>が挙げられる。一方、筆者らもレーザを利用した燃焼研究を行っており<sup>7)~8)</sup>、その一環としてスワラ保炎器にみられる旋回流れの燃焼時と非燃焼時の特性を調べた。最初に空力面に主眼をおいた研究を発表した<sup>9)</sup>。次の段階として、本報告では、燃焼現象との関連において旋回流れを論じている。

2. 実験

2-1. 装置 実験装置やLDVに関する計測法は既報<sup>9)</sup>で述べたので、ここでは必要最小限にとどめる。

供試スワラとLDVの配置関係を図1に示す。スワラはOuterとInnerの2つから成る二重スワ

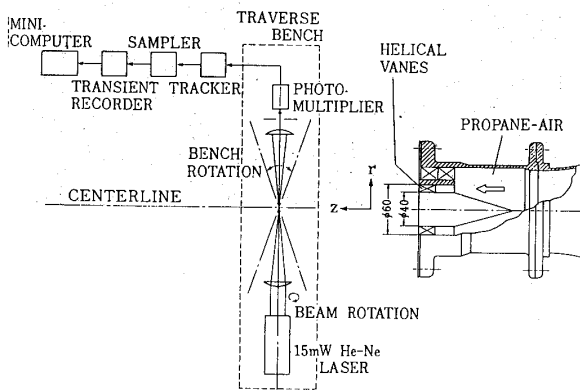


図1. スワラとLDVの実験配置

ワラであり、今回の実験では、Innerのみの単一スワラを用いた。使用スワラは機械加工した16枚のヘリカル羽根より成っており、45度の旋回角を有している。純プロパン燃料と空気の子混合気をプレナムチャンバーよりスワラに送り、大気中において旋回ジェットを形成し、かつ燃焼させた。

LDVは15mW He-Neレーザを光源とし前方散乱デュアルビームモードで使用した。逆流域を測定するため5MHzの周波数シフトを行った。使用したLDVの特長は、一つの散乱粒子からただ一つの信号を抽出する独自の処理系にある<sup>10),11)</sup>。図1のサンプラー(Sampler)が主としてこの働きをする。よって、トラックに接続することにより、元来はアナログ信号であったものをデジタル化し、かつ一粒子あたり一信号の動作は、あたかも周波数カウンタを使用したことに相当する。しかもS/N比の良くない条件でも比較的安定するトラックの長所を残しており、一種の「ハイブリッドカウンタ」と呼べる。本研究の目的の一つは、このハイブリッドカウンタを旋回ジェットのような三次元性の強い流れの場に適用することにあつた。

上記の空力パラメータに加えて、温度及び化学成分濃度の詳細な測定も行った。温度計はPt/Pt-13%Rh熱電対で0.3mm直径の素線にシリカコーティングしたものを使用した。最も高い温度領域を把握するのが主目的であり、相対値にのみ注目したので、本実験では不確定要素が多分にある輻射及び伝導の補正は試みなかった。次に、化学成分については、CO<sub>2</sub>とCOをNDIR法、NOとNO<sub>x</sub>を化学発光法、火炎イオン化検出法で未燃炭化水素成分、ダンベル型電磁モーメント検出法でO<sub>2</sub>をそれぞれ測定した。ガス採取プローブには、スワラに近い領域では外径1.7mmの石英管、その他では、外径8mmの水冷ステンレス管を採用した。ガスは電氣的に140℃に加熱したテフロンチューブ

(昭和57年2月22日原稿受付)

を通して分析計に送られた。

**2-2. 計測方法** レーザチューブ、受光器及び光学レンズ全体を図1に示すトラバース台に配置し、台の中心軸まわりの回転 $r$ 及び $z$ 方向にそれぞれ移動させ、所望の空間上の一点において平均速度( $U, V, W$ )及び乱れ速度の相関( $\overline{u^2}, \overline{v^2}, \overline{w^2}$ ;  $\overline{uv}, \overline{vw}, \overline{wu}$ )を、連立方程式を解いて求めた。

速度、温度及び濃度測定位置の関係を表1に示す。燃焼条件を表2にまとめた。

表1. 軸方向測定断面

Type of Measurement	Axial Distance from Swirler Exit mm
Axial Mean-Flow Only	$z = 20, 40, 60, 80, 100, 120, 140, 160, 180, 200, 220$
Three Dimensional Flow	$z = 30, 60, 90, 150$
Temperature	$z = 10, 20, 40, 60, 80, 100, 120, 140, 160, 180, 200, 220$
Gas Composition	$z = 30, 60, 90, 120, 150, 180$

表2. 燃 焼 条 件

Swirl Number $S^*$	0.844
Jet Velocity $U_0$ m/s	30
$Re_0$	$1.24 \times 10^5$
Fuel	Propane ( $>99.9\% C_3H_8$ )
Initial Equivalence Ratio	0.92

### 3. 実験結果と考察

**3-1. 火炎観察** 予備実験の段階で、スワローからの噴出速度が20m/s以上ならば浮力の影響は無視できることがわかった。また、流れの軸対称性は、予備実験により確認されたので、ここで示されるデータはすべて上半面のものである。燃料—空気の当量比0.67付近が希薄側の吹消え限界で、実験した噴出速度16~53m/sの範囲では、速度にはあまり依存しなかった。そこで実験は噴出速度30m/s一定で行った。写真1~3は火炎形状を示す。可視火炎は旋回羽根のハブ付近に付着しており、その後流ではV形に再循環流域の外側に広がっている。当量比0.75の吹消え近傍では、チューリップ状になり、さらに燃料を増加させると、旋回羽根の枚数に相当した数の明いすじが生じ

た。写真2(当量比0.98)では、火炎の輪郭が直線的に広がっていることがわかる。燃料過濃側になると、火炎域が厚くなると同時に双曲形へと変化した。

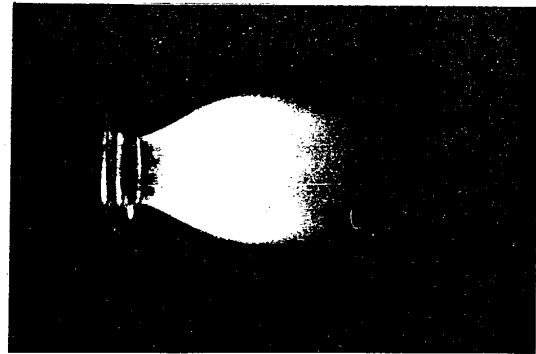


写真1. 旋回ジェット火炎の直接写真( $\phi_0=0.75$ )

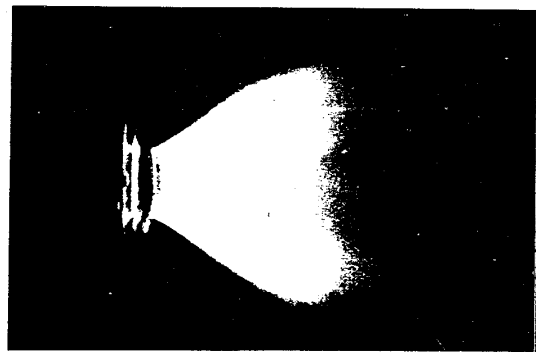


写真2. 旋回ジェット火炎の直接写真( $\phi_0=0.98$ )

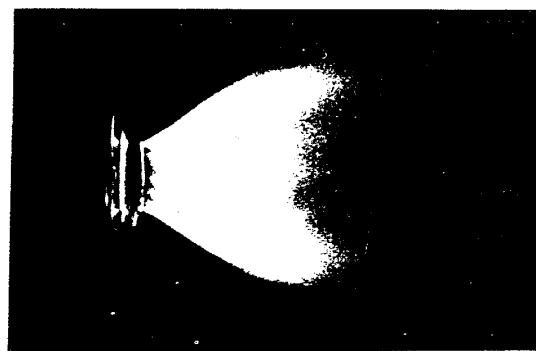
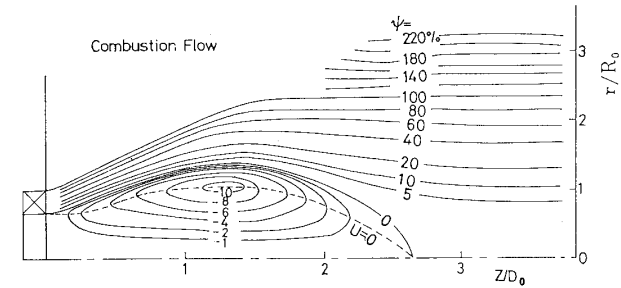
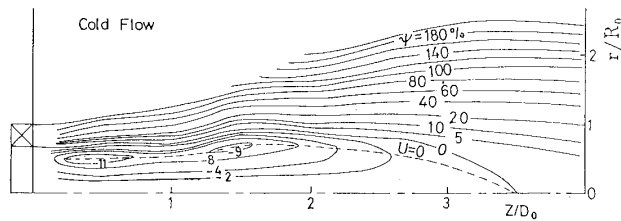


写真3. 旋回ジェット火炎の直接写真( $\phi_0=1.22$ )

**3-2. 平均流** 時間平均した軸流速度 $U$ 及び密度を用いて流線関数 $\phi$ が求められる。図2(a), (b)は燃焼及び非燃焼時の流線を比較したものである。 $\phi$ はスワロー入口での流量を100%として表示した。元来このような流れは非定常性が著しく



(a) 燃焼 ( $\phi_0 = 0.92$ )



(b) 非燃焼

図2. 流線パターン  $\psi/\psi_0 \times 100$

再循環流域を正確に決定することは、実験技法上困難である。中でも後方のよどみ点付近の把握は不可能に近い。それで再循環流域の軸方向の大きさは、中心軸へ沿う平均軸流速分布のカーブを内挿して決めた。このようなデータに基づき、逆流している流量を調べたのが図3である。入口での

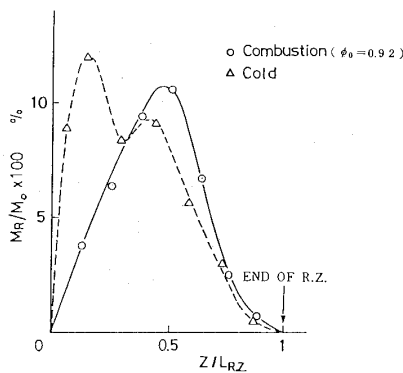


図3. 逆流量割合

流量で無次元化しパーセント表示した。さらに、当量比と再循環流域の大きさとの関係を図4にプロットした。

図2,3を見比べると、非燃焼時では  $z/D_0 = 0.5$  及び  $1.4$  付近を中心とした2つの環状渦とそれに対応する2つの逆流量ピークが観察され、燃焼するとこれが1つになっている。2つの環状渦の出現

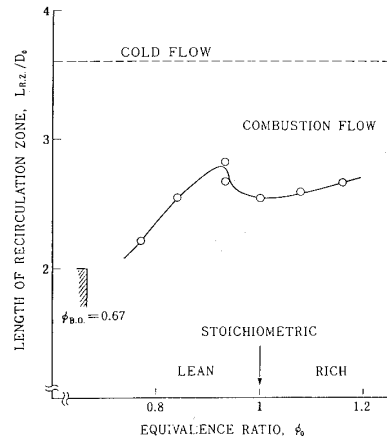


図4. 再循環流領域の長さ

はスワール数と密接に結びついている。すなわちこの現象は非燃焼時における一連の実験でも<sup>9)</sup>、スワール数 = 1.5 及び二重スワラの場合にのみ認められた。理由は後述するが、燃焼するとスワール数としては低下するので、環状渦が1つになったと見られる。

図2~4と同様のデータ整理を、周囲が壁面で閉じ込めたブラフボディ保炎器について行った結果<sup>8)</sup>と比べると、すべてが逆の形になっている。この相違は明らかに、外周へ向かって自由に反応した高温流体が膨張できるか否かによるものである。ここで扱っている大気開放型の火炎では、非燃焼時に比べて、再循環流域の幅は大きくなり、逆流量  $M_R$  の最大点も下流へ移動し、かつ理論混合比付近で再循環流域の長さは最大を呈する。なお、図4に描いた実線は便宜上のものであって、前述したように、再循環流の長さの決定には相当の実験誤差が含まれている。従って、これを勘案して理論混合比付近に長さの最大値があると判断した。さらに、図4に関連して、理論当量比付近は、化学反応により最高温度が得られるので流れの増速に伴って、周囲から誘引される空気量が増した結果、再循環流域を最大にしたと推察できる。これに反して、壁で囲まれた火炎<sup>8)</sup>では、上記のような作用が働かないから、再循環流も最小にすることにより保炎に必要な熱量を調節している。

スワラの設計で常に問題となるスワール数(旋回強度を表わす)についても図5に示した。スワール数は軸方向及び半径方向への運動方程式を、 $r = 0 \rightarrow \infty$ まで積分して、

$$S = G_\theta / R_0 G_z$$

と定義される。ただし、 $G_\theta = \int_0^\infty \rho r^2 U W dr$ ,  $G_z = \int_0^\infty \rho r (U^2 - W^2/2) dr$  とする。粘性項を無視すれば、静圧バランスは  $\partial P / \partial r = -\rho W^2 / r$  によって保たれるわけであるが、この効果は無視して  $G_z$  の代わりに  $G_{zd} = \int_0^\infty \rho r U^2 dr$  を用いたものを  $S_d$  とする。 $S^*$  は純粹に旋回羽根の幾何学的寸法及び形状から決められるスワール数である。ところで、

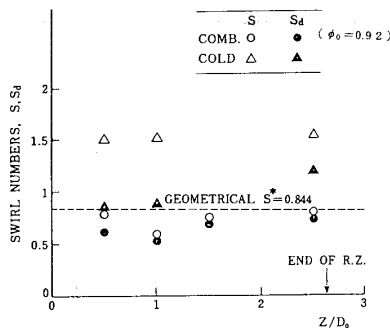
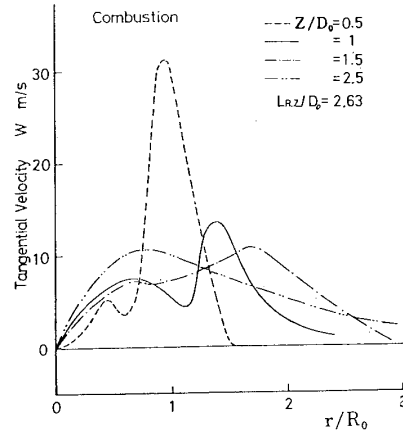
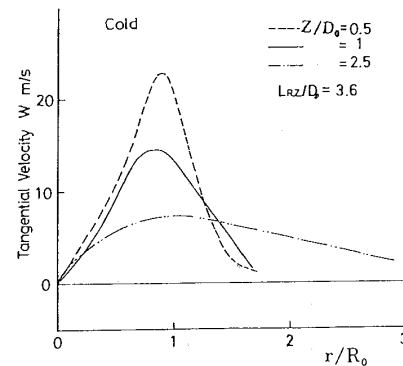


図5. スワール数の軸方向変化

$G_\theta$  や  $G_z$  には、厳密に言えば、レイノルズ応力に起因する粘性項を含ませるべきであるが、 $\overline{uw} / UW$ ,  $\overline{u^2} / U^2$  などは、今回の実験データによるといづれも  $1/20$  以下になるので無視できる。よって、各スワール数の軸方向への変動は粘性項を無視した影響よりも、 $U$  や  $W$  を測定する実験上の誤差を意味するであろう。図5の結果によると、非燃焼時では、 $S$  と  $S_d$  の差は無視できず、各軸方向断面での静止勾配が著しいことがわかる。しかし、燃焼すると、どれもが  $S^*$  に近づいた。すなわち、燃焼により軸方向スラストが極めて大きくなり、遠心力項が無視できる。実験データによると、 $G_\theta$  の値は非燃焼時及び燃焼時ともほぼ同じであるが、 $G_z$  については、燃焼時の値が非燃焼時に比べ  $2.2 \sim 2.5$  倍程度大きくなっている。大気開放型の旋回ジェット火炎は、旋回成分があるにも拘わらず、等圧火炎に近いと考えられる。よって、実験値を必要としない  $S^*$  で代表させても大差のないことが判明した。



(a) 燃焼 ( $\phi_0 = 0.92$ )



(b) 非燃焼

図6. 旋回平均速度分布の比較

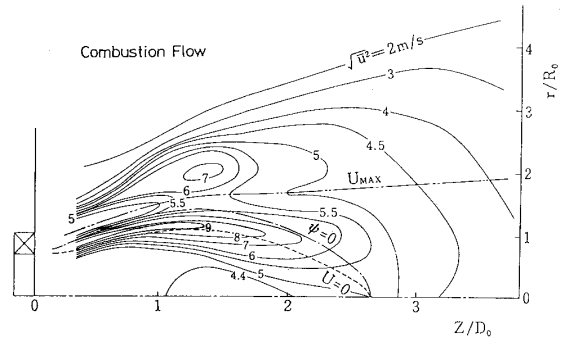
図6に旋回速度成分  $W$  の分布を示した。図6の(a)は燃焼データであるが、非燃焼時に比して、スーラで与えられた剛体うず形式 (Solid-body Rotation) が最も化学反応が著しく進む領域 ( $z/D_0 = 0.5 \sim 1.0$ ) でくずれている。後に示す温度データとつぎ合わせてみると、最高温度域付近でのみ生じた現象である。このような密度変化を伴う流れでは、Rayleighの安定条件から、 $\rho W r$  が半径方向に向かって減少すれば流れは不安定になると言われている。しかし、高温域付近の  $\rho$  の変化を考慮しても、元来、剛体うず形式は安定であり、上記の不安定現象を必ずしも説明できない。顕著なことは、高温域での  $\partial U / \partial r$  が極めて大きくなっている点である。 $(\partial U / \partial r)^2$  は乱流生成の主力項であるから、遠心力項との比で与えられる修正リチャードソン数の立場から調べてみると、粘性力項が遠心力項を大きく上回っていることになる。しかし、修正リチャードソン数は、流れの不安定性の中でも、

遷移もしくはその反対の層流化(Laminarization)のような状態を説明するために多くの場合引用されており、レイノルズ数が十分大きくすでに著しい乱流場にある所への適用には限界があるかもしれない。また、 $W$ と、後述する乱流成分 $\sqrt{w^2}$ は形式的には分離させているが、共に旋回成分を形成し、現象論的には合わせて考えるべきである。すなわち、 $W$ の不安定性は $\overline{w^2}$ のそれに起因するか又はこの逆も成立するであろう。いずれにしても、流れと化学反応の干渉によって生じた一つの新しい発見と思われる。

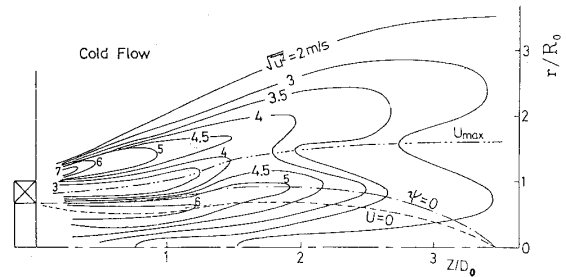
**3-3. 乱流特性** 図7(a), (b)に軸方向の乱流速度 R. M. S.の等高線を描いた。 $U_{max}$ を結ぶ線の両側、すなわち、そこは軸流速度の半径方向勾配( $\partial U/\partial r$ )が大きく、高い乱れを示す領域となっている。 $U_{max}$ 線の外側に見られる乱れの強い領域は旋回ジェットと周囲との間に生じる Shear Layerに相当する。図8(a), (b), (c)は乱れの等方向性を調べるために示した。非燃焼時にはほぼ線で表示できるので、実験点そのものはプロットしなかった。非燃焼は、軸流速度 $U$ の勾配が強くなる $0.6 \leq r/R_0 \leq 1$ の領域を除いておおむね等方向性を有していた。しかし燃焼すると $\overline{u^2}/\overline{v^2}$ は1に近づくものの、 $\overline{w^2}/\overline{u^2}$ 及び $\overline{w^2}/\overline{v^2}$ のように $\overline{w^2}$ の成分を含むものは、データのばらつきが大きくなり、実験点を一つの線で結べない。 $\overline{vw}$ ,  $\overline{wu}$ の速度相関についても同じことが生じた。これらのことは、 $W$ の不安定性が起こった軸断面全域において観察された。なお、図8(b)の $r/R_0 = 1.6$ 付近では、非燃焼時のデータが著しい非等方向性を示しているが、これは図2(b)と見比べればわかるように、その半径位置が噴流の外側に位置しており、周囲の影響を受けて散乱粒子の濃度が不均一になるためLDV特有のバイアス誤差が生じていると思われる。

スワール数の大小が燃焼特性を左右することは古くから実証されている。本研究によって、さらに旋回速度成分が変動値を含めて反応成分の混合、熱移動などの決定的因子であることが推定できる。中でも、 $\overline{w^2}$ のデータが燃焼反応を伴うとランダムに離散してばらついた。このことは、他の成分 $\overline{u^2}$ ,  $\overline{v^2}$ ,  $\overline{uv}$ のデータにばらつきがないので、必ずしも測定精度によることを意味しない。むしろ、本計測法では十分に捕捉できないほど非定常性が強く、

かつ乱流スケールの大きい渦の存在を示唆してお



(a) 燃焼 ( $\phi_0 = 0.92$ )



(b) 非燃焼

図7. 軸流速度のR.M.S.等高線

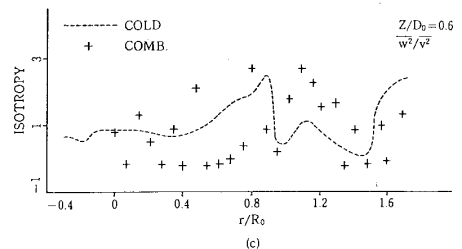
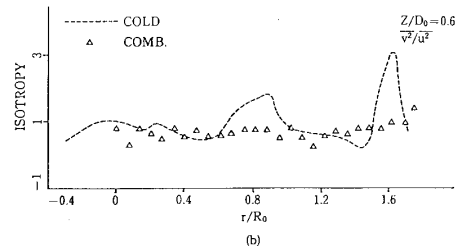
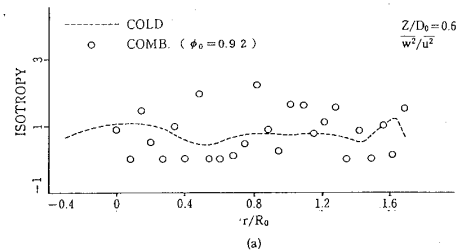


図8. 乱れの等方向 (燃焼時  $\phi_0 = 0.92$ )

り、化学成分、密度、温度などのスカラー量のふるまいも相当に支配されていると考えられる。

速度乱れのヒストグラムから、歪度、尖度などのデータを得たが燃焼、非燃焼時とも大差なくほぼガウス分布に近かった。この点は、閉じ込めた火炎の実験結果<sup>8)</sup>と大いに異なり、自由旋回ジェットは拘束条件がゆるいので、火炎の有無は乱流構造の歪に対してはあまり影響を与えない。

3-4. 温度、NO<sub>x</sub>、NO及びNO<sub>2</sub>の分布

図9、図10(a), (b), (c)に温度、NO<sub>x</sub>などの等高線を示した。図9に見るように、最高温度(>1400℃)はz/D<sub>0</sub>=0.7、局所当量比約0.8の付近にあり、旋回成分Wの不安定性が生じた領域である。図10(c)のNO<sub>2</sub>の値はNO<sub>x</sub>とNOの測定値の差で表示した。このようにすると、NO、NO<sub>2</sub>及びNO<sub>x</sub>の各々のピーク値が生じる場所が互いに異なり、NO、NO<sub>x</sub>のピーク域は共に可視火炎の内側で、かつ再循環流域内に存在した。

比較的温度の高い領域(1200~1300℃)において多くのNO<sub>2</sub>が検出された。よく議論される<sup>12-14)</sup>ように、本実験で得たNO<sub>2</sub>の測定量にも、プローブや測定ラインの通過中にNO+O→NO<sub>2</sub>の反応によって生じたものが多分に寄与していると考えられる。

3-5. 濃度生成 各断面を通過する成分χ<sub>i</sub>について、

$2\pi \int_0^{\infty} \rho \chi_i U r dr$  を求めプロットしたのが図11

である。燃焼効率η<sub>c</sub>はCO及び未燃炭化水素及びUHC(C<sub>3</sub>H<sub>8</sub>として)の残留エンタルピから求めた。ただし計算にはH<sub>2</sub>を除いた。測定成分中の炭素数から求められる全炭化水素の積分量(fuel mass flux)は軸方向に一定にならねばならないが、実

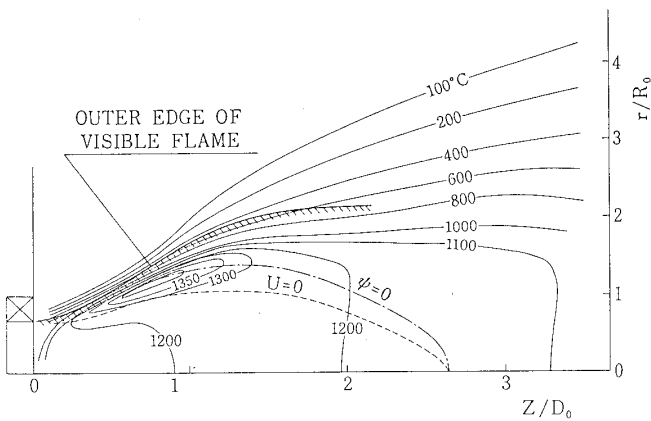
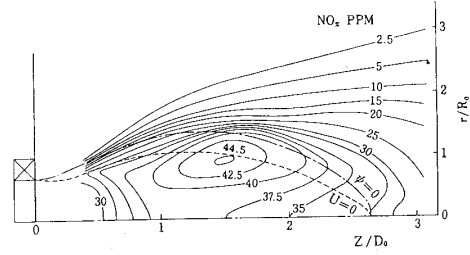
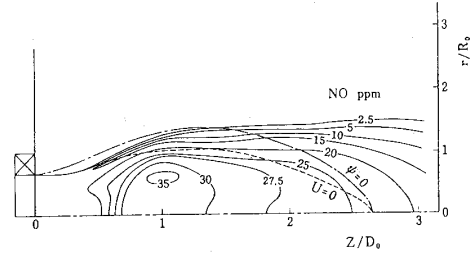


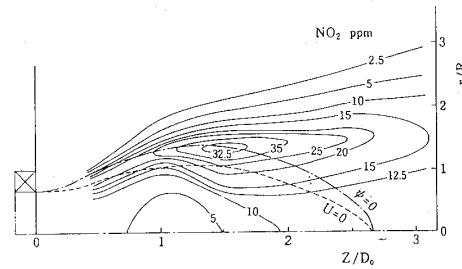
図9. 等温線パターンと可視火炎(φ<sub>0</sub>=0.92)



(a) NO<sub>x</sub>



(b) NO



(c) NO<sub>2</sub>

図10. 窒素酸化物の濃度パターン(φ<sub>0</sub>=0.92)

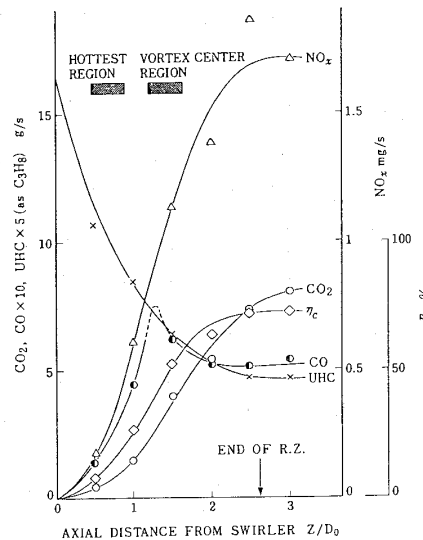


図11. 化学種成分の生成と消費

際には最大25%程度の変動値が、勾配の大きい $z/D_0=0.5, 1$ で生じた。プローブを化学反応の著しい領域に挿入するために生じたバイアス誤差であろう。図中、渦中心領域(vortex center region)とあるのは図3で逆流量 $M_R$ が最高になった付近を指す。 $z/D_0=1$ を中心に化学成分の生成が激しく起こっており、再循環流の終端で反応が凍結している様子がみられる。

#### 4. 結 論

スワール数の比較的大きい旋回ジェット火炎( $\cong 0.8$ )について、LDV, 温度計, 濃度検出器により, 定量的かつ局所的に測定し, 非燃焼時の流れ特性と比較した。その結果, 以下のことが判明した。

- (1) 大気開放型火炎では, 非燃焼時に比べて, 逆流量が最大になる渦中心領域は後流側に移動し, 再循環流域の幅は大きくなる。理論混合比付近に再循環流の長さが最大になるのは, 自由に外周へ向かって高温部が膨張し周囲空気が流入したためである。これらの一連の現象は閉じ込めた火炎と全く逆で, 著しい対照性を呈した。
- (2) 測定値を基に, スワール数を調べたところ, 強いスワール数の存在する燃焼場でも静圧勾配を無視できた。燃焼によって軸方向運動量が著しく増加し, スワールによる遠心力項を無視できるためである。
- (3) 旋回方向の平均速度成分は, 化学反応の最も著しい高温領域に限って不安定になり, 剛体うず形成にならなかった。 $W$ と $w^2$ は, 厳密に分離して考えられるものでない。遷移もしくは層流化を説明するために用いられる修正リチャードソン数が, 今回の場合にも適用できると仮定すれば, 粘性項が遠心力項を上回ったことになる。
- (4) 旋回方向の速度変動値も, 燃焼すると, データ相互にばらつきが目立った。ただし, 平均速度と違って, 最高温度域を含む軸断面全体にわたって観察されていることから, 乱流スケールの大きな渦が存在している可能性がある。この渦は影響半径が大きいので物質や熱の移動に重要な因子になっていることが推定される。
- (5) LDVの信号処理に組み込んだ独自のハイブリッドカウンタは, 三次元流れの著しい場合でも適用できることがわかった。

今回の結果において, 化学成分の濃度や測定は, 反応場へのプローブ挿入のため, 必ずしも精度のよいデータを提出できなかった。そのため, 現在レーザを利用し, 空間上の一点において流れと非接触で測定する研究を進めている<sup>15-17)</sup>。

#### 参考文献

- (1) Kerr, N.M. and Fraser, D., J. Inst. Fuel, 38(1965) 527.
- (2) Mathur, M.L. and Maccallum, N.R.I., J. Inst. Fuel, 40(1967), 214.
- (3) Chigier, N.A. and Gilbert, J.L., J. Inst. Fuel, (1968), 105.
- (4) Chigier, N.A. and Dvorak, K., 15Sym.(Int'l) on Comb., (1975), 573.
- (5) Baker, R.J., ほか3名, 同, 553.
- (6) Gupta, A.K. and Beer, J.M., Comb. Sci. and Tech., 17 (1978), 197.
- (7) Fujii, S., Gomi, M. and Eguchi, K., Trans. ASME, J. F. E., 100-3(1978-9), 323.
- (8) Fujii, S. and Eguchi, K., Trans. ASME, J. F. E., 103-2(1981-6), 328.
- (9) Fujii, S., Eguchi, K. and Gomi, M., AIAA Jour., 19-11(1981-11), 1438.
- (10) 五味, 貴俵, 藤井, 航技研報告 TR-521(1978-1)
- (11) 藤井, 機械の研究, 32-5(1980-5), 607.
- (12) Allen, J.D., Comb. and Flame, 24(1975), 133.
- (13) Cernansky, N.P., Progress in Astro. and Aero-naut., 53(1977), 83.
- (14) Hayhaust, A.N. and Vince, I.M., Progress in Energy and Comb. Sci., 6(1980), 35.
- (15) Fujii, S., ほか2名, Comb. and Flame(1982, 近刊)
- (16) 藤井, 江口, 五味, 1981年航技研公開發表前刷.
- (17) 藤井, 江口, 五味, ほか3名, 18回伝熱シンポ講論集, (1981-6), 106及び109.

#### 記 号

$B$	ハブ比
$D_h, D_o$	スワール内径, 外径
$G_\theta$	角運動量
$G_z$	軸方向運動量
$G_{zd}$	軸方向ダイナミック運動量
$L_{R,z}$	再循環流域長さ
$M_o$	入口流量
$M_R$	逆流量



$r$	半径座標	$z$	軸座標
$R_o$	スワラ半径 = $D_o/2$	$\beta$	旋回角度
$S^*$	幾何学的スワラ数 = $\frac{2}{3} \frac{1-B^3}{1-B^2} \tan \beta$	$\eta_c$	燃焼効率
$S$	= $G_\theta/R_o G_z$	$\rho$	密度
$S_d$	= $G_\theta/R_o G_{zd}$	$\phi_o$	プロパン-空気のスワラ入口での当量比
$T$	温度	$\chi_i$	化学種の濃度
$U, V, W$	軸方向, 半径方向及び旋回方向平均速度	$\psi$	流線関数 = $2\pi \int_0^r \rho U r dr$
$u, v, w$	乱れ速度		
$U_o$	スワラ噴出流速 = $4M_o/\pi\rho(D_o^2-D_k^2)$		
$(u^2)^{1/2}$	軸方向速度変動 R. M. S.		

## 会 告



## 関西支部 第101回講習会 = 燃焼のモデリングと数値解析

聴講申込締切 10月9日・開催 10月14, 15日 (申込先: 本会関西支部)

〔協賛: 燃料協会, 化学工学協会, 自動車技術会, 日本舶用機関学会, 日本ガスタービン学会, 日本工業炉協会, 省エネルギーセンター〕

日 時	昭和57年10月14日(木), 15日(金) 9.30~16.45
会 場	大阪科学技術センター8階中ホール 〔大阪市西区靱本町1-8-4, 電話(06)443-5321(代) ◎「西梅田」または「難波」より地下鉄・四ツ橋線に乗り、「本町」下車, 北へ200m, うつぼ公園角〕
趣 旨	最近のコンピュータの高速, 大容量化には目覚ましいものがあり, 燃焼関連分野でも従来実用上計算不可能であった諸問題にまで解析可能範囲が広がってきました。今後, 数値解析を適用して現象分析を行ったり, 燃焼器の設計指針を得る方法がますます多用されることが予想されます。このような数値解析を有用ならしめるためには数値計算の技術以外に基礎的な現象の把握と適切なモデリングの知識が必要であることは言うまでもありません。そこで, 今回, 燃焼場の数値解析技術を中心に, 流動, 反応, 乱流燃焼, ふく射伝熱等のモデル構成法と計算手法, 燃焼騒音, 振動燃焼ならびに火炎の動的挙動のシミュレーションを主眼にしたテーマで講習会を開催することになりました。燃焼関係の研究者, 技術者の多数の参加を期待します。
聴 講 申 込 締 切 日	10月9日(土)
定 員	120名
聴 講 料	・会員 18000円(大学, 官公庁関係 9000円, 大学院生および学生員 4000円), 会員外 27000円。ただし, いずれも教材1冊分代金を含む。 ・教材のみご希望の方は, 1冊につき会員 3000円, 会員外 4000円を添えてお申込みください。 ・協賛学会会員の方も本会会員と同じにお取り扱いいたします。
申 込 方 法	B6判用紙(会誌半裁)に「関西支部第101回講習会申込み」と題記し, (1)氏名・所属学会名・会員資格, (2)勤務先(部課名も記載)および所在地・電話番号, (3)通信先, (4)送金内訳および送金額を記入のうえ, なるべく現金書留でお申込みください。
申 込 先	日本機械学会関西支部 〒550 大阪市西区靱本町一丁目8番4号 大阪科学技術センタービル内 [電話(06)443-2073 直通 (09)443-5321 内線 369]

$r$	半径座標	$z$	軸座標
$R_o$	スワラ半径 = $D_o/2$	$\beta$	旋回角度
$S^*$	幾何学的スワラ数 = $\frac{2}{3} \frac{1-B^3}{1-B^2} \tan \beta$	$\eta_c$	燃焼効率
$S$	= $G_\theta/R_o G_z$	$\rho$	密度
$S_d$	= $G_\theta/R_o G_{zd}$	$\phi_o$	プロパン-空気のスワラ入口での当量比
$T$	温度	$\chi_i$	化学種の濃度
$U, V, W$	軸方向, 半径方向及び旋回方向平均速度	$\psi$	流線関数 = $2\pi \int_0^r \rho U r dr$
$u, v, w$	乱れ速度		
$U_o$	スワラ噴出流速 = $4M_o/\pi\rho(D_o^2-D_k^2)$		
$(u^2)^{1/2}$	軸方向速度変動 R. M. S.		

## 会 告

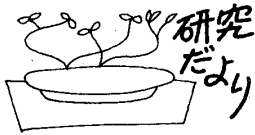


## 関西支部 第101回講習会 = 燃焼のモデリングと数値解析

聴講申込締切 10月9日・開催 10月14, 15日 (申込先: 本会関西支部)

〔協賛: 燃料協会, 化学工学協会, 自動車技術会, 日本舶用機関学会, 日本ガスタービン学会, 日本工業炉協会, 省エネルギーセンター〕

日 時	昭和57年10月14日(木), 15日(金) 9.30~16.45
会 場	大阪科学技術センター8階中ホール 〔大阪市西区靱本町1-8-4, 電話(06)443-5321(代) ◎「西梅田」または「難波」より地下鉄・四ツ橋線に乗車, 「本町」下車, 北へ200m, うつぼ公園角〕
趣 旨	最近のコンピュータの高速, 大容量化には目覚ましいものがあり, 燃焼関連分野でも従来実用上計算不可能であった諸問題にまで解析可能範囲が広がってきました。今後, 数値解析を適用して現象分析を行ったり, 燃焼器の設計指針を得る方法がますます多用されることが予想されます。このような数値解析を有用ならしめるためには数値計算の技術以外に基礎的な現象の把握と適切なモデリングの知識が必要であることは言うまでもありません。そこで, 今回, 燃焼場の数値解析技術を中心に, 流動, 反応, 乱流燃焼, ふく射伝熱等のモデル構成法と計算手法, 燃焼騒音, 振動燃焼ならびに火炎の動的挙動のシミュレーションを主眼にしたテーマで講習会を開催することになりました。燃焼関係の研究者, 技術者の多数の参加を期待します。
聴 講 申 込 締 切 日	10月9日(土)
定 員	120名
聴 講 料	・会員 18000円(大学, 官公庁関係 9000円, 大学院生および学生員 4000円), 会員外 27000円。ただし, いずれも教材1冊分代金を含む。 ・教材のみご希望の方は, 1冊につき会員 3000円, 会員外 4000円を添えてお申込みください。 ・協賛学会会員の方も本会会員と同じにお取り扱いいたします。
申 込 方 法	B6判用紙(会誌半裁)に「関西支部第101回講習会申込み」と題記し, (1)氏名・所属学会名・会員資格, (2)勤務先(部課名も記載)および所在地・電話番号, (3)通信先, (4)送金内訳および送金額を記入のうえ, なるべく現金書留でお申込みください。
申 込 先	日本機械学会関西支部 〒550 大阪市西区靱本町一丁目8番4号 大阪科学技術センタービル内 〔電話(06)443-2073 直通 (09)443-5321 内線 369〕



# 三菱重工・長崎研究所における 排気ターボ過給機の研究状況

三菱重工・長崎研究所 辻村玄隆

## 1. まえがき

三菱重工・長崎研究所における排気ターボ過給機（以下過給機）の研究は、戦後の三菱UEディーゼル機関の開発着手にともなう、純国産大形過給機の開発研究に始まっており、これが当所の本格的ターボ機械研究の起源ともなっている。

今日、三菱重工では数万馬力の大型船用機関向けのMETシリーズ（長崎造船所担当）から、乗用車あるいはオートバイ等の数十馬力のエンジン用TCシリーズ（相模原製作所担当）に至る、超大型から超小型までの過給機を供給出来る、世界でも数少ない総合過給機メーカーとしての体制が確立されている。

当長崎研究所では、これら過給機の高性能化と信頼性向上のため、遠心圧縮機や排気タービンの空力性能をはじめ、材料、強度、振動、潤滑など広範にわたる要素技術の高度化と総合化を目指し以下に述べるような系統的研究開発が進められている。

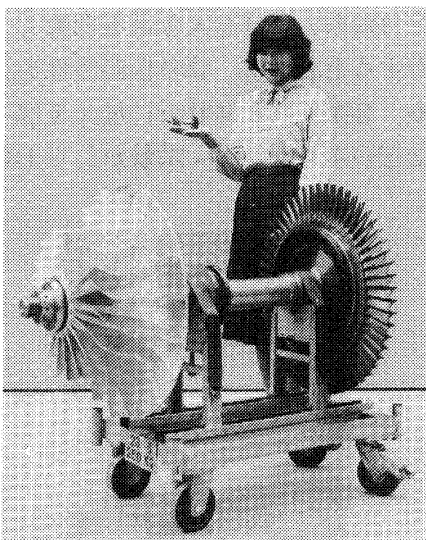


図1. 大形及び超小型過給機のロータ完備品

（昭和57年9月3日原稿受付）

図1は当所の研究成果を折込んだ、大形と超小型の二つの過給機のロータ完備品の写真である。

## 2. 過給機・空力性能向上の研究

今日の過給機はその大小を問わず、エンジンの総合経済性追求手段の主役として、その高効率化の要求がきわめて厳しくなっている。

当所では、この様なすう勢に対処するため、大中小3系統の過給機単独性能試験装置が常設され、各種新形過給機の開発試験に活用されている。

また、遠心圧縮機やタービンの要素試験機による基礎試験用として、各馬力レンジ毎に直流電気動力計が整備されているが、最近これに1200KW/8万RPMの新鋭機が加わり、今後の有効活用が期待されている。

2-1 遠心圧縮機・空力性能の研究 最近の高過給ディーゼル機関では圧力比3.5級の過給用遠心圧縮機が要求され、その羽根車周速は400m/sを超えるに至っている。

この様な高周速の羽根車内部の流れは、遠心力場における高マッハ数の複雑な流れとなるので、その流動状況把握のための流れ解析技術の高度化やレーザ流速計による内部流れ計測（図2）の試みが進められており、これらの成果を折込んだ空

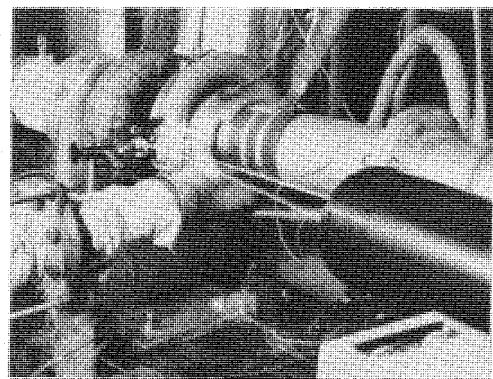


図2. レーザ流速計による遠心圧縮機の内部流計測

力設計と試験機による入念な性能確認が実施されている。

最近の過給用遠心圧縮機は、従来の直線放射状形から、サージマージン拡大と高効率化を狙った後方彎曲形が主体となっており、当所でもこのすう勢にそった高性能機の開発に力が注がれている。

図3は最近当所で開発された、大形過給機用遠心圧縮機の代表性能である。

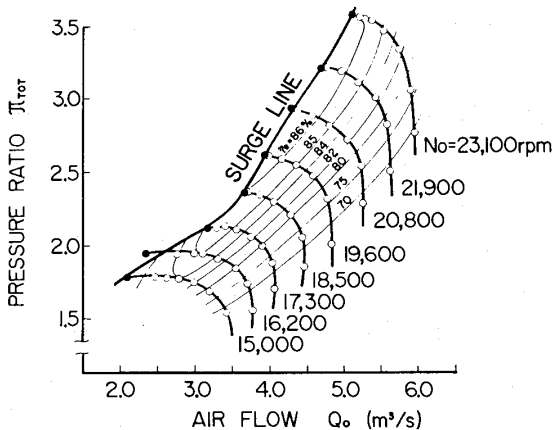


図3. 最近の過給用遠心圧縮機代表性能

**2-2 排気タービン空力性能の研究** 排気タービンについては、軸流形とラジアル形の両形式の研究が行なわれている。

軸流タービンでは、蒸気タービンやガスタービンとの共通要素技術としての、ノズルや動翼の翼列性能に係る実験・解析両面からの系統的研究や、フローパターンの研究などの成果が、排気タービンの性能向上に適用されている。図4はタービン

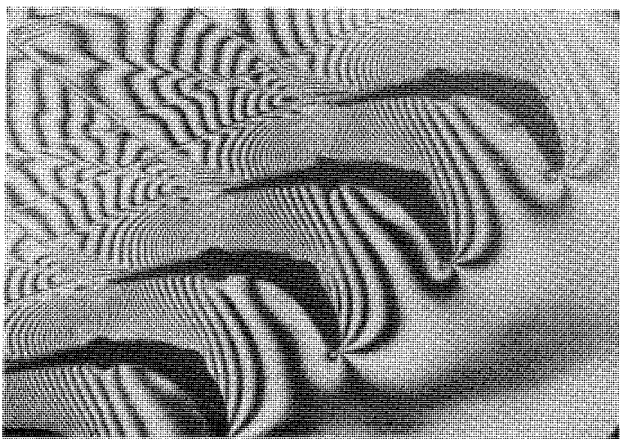


図4. タービン動翼の高速翼列試験結果

動翼の高速翼列試験結果の一例である。

ラジアルタービンについても、遠心圧縮機と同様に内部流れ解析を折込んだ空力設計と試験機による性能試験が実施されており、図5に示すようなその翼車径が240mmから30mm前後までのラジアルタービンが中小形過給機用としてシリーズ化され、更に高効率化や大流量化の努力が続けられている。

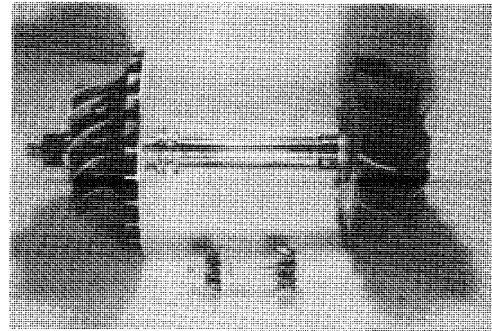


図5. 中小形過給機のロータ完備品

### 3. 過給機・信頼性向上の研究

最近の中大形・高圧力比過給機の翼車類は400~500m/sの高周速で運転され、また乗用車用超小形過給機の排気タービンは900℃以上の高温ガスに曝されることになる。

これらの翼は非常に高い遠心応力と高温に耐えるとともに、流れ場の乱れによる空力励振力に対して十分な強度を確保する必要がある。したがってこの空力励振力の質と大きさを把握し、その軽減に努力するとともに、翼の振動特性を正確に求めるため、3次元FEM解析に加えて図6に示す羽根車などのホログラフィ試験が行なわれている。

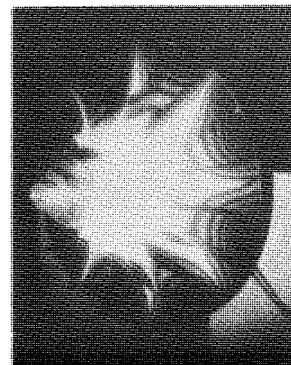


図6. ホログラフィによる羽根車の振動特性試験結果

また新開発の過給機では、実負荷条件での各種の共振状態において、特殊なテレメータ法により振動応力を計測し、その信頼性の確認を行っている。

さらに、高速回転の軸系安定性や軸受潤滑の問題についても基礎的な研究が行なわれている。

図7は多様な軸受形式についての動特性の研究用に設けられた試験機であり、この装置を用いた系統の実験結果は、回転軸系の振動特性解析法に組込まれ、各種過給機の開発支援に威力を発揮している。

また、スラスト軸受についても、静荷重および動荷重下における負荷能力増大と損失軽減の研究が進められており、これら要素技術を総合して、過給機の信頼性向上に努めている。

#### 4. あとがき

最近の大形船用機関の超低燃費化の達成あるいは乗用車エンジンのターボ過給化の急進展という、内燃機関における眼を見張るばかりの2つの技術的発展に対し、当所における過給機の研究が、応分の役割を果たしてきたことは、関係者の誇りとす

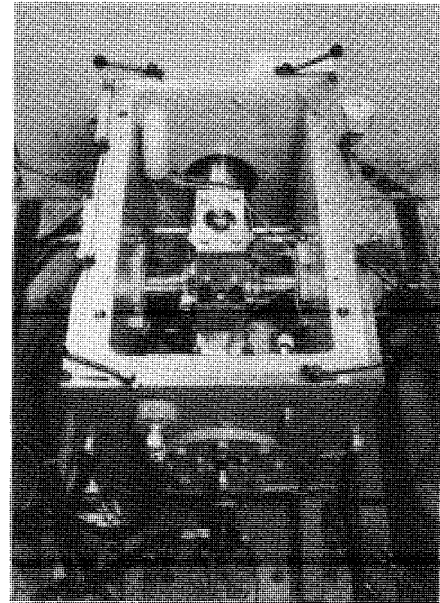


図7. 軸受の動特性試験装置

る所である。

今後とも、先輩が残した純国産技術の育成強化の精神を伝承し、より一層の精進を約束したい。

#### 機械技術研究所第8回研究講演会

日 時 : 昭和57年11月10日 10:30-16:20  
 場 所 : 三会堂ビル 石垣記念ホール  
 東京都港区赤坂1-9-13 TEL 03-582-7451  
 主 催 : 工業技術院機械技術研究所 (財)日本産業技術振興協会  
 協 賛 : (社)日本機械学会 (社)日本ガスタービン学会 (社)機械技術協会  
 (順不同、協賛依頼申請中)  
 参加費 : 無 料  
 申 込 先 : (財)日本産業技術振興協会 TEL 03-591-6271  
 〒105 東京都港区西新橋2-7-4 第20森ビル8F  
 申込方法 : はがき又は電話で参加者の会社名、住所、所属、氏名等をお知らせ下さい。

#### エネルギー技術研究開発における最近の成果 -未来のエネルギー機械の基盤確立を目指して-

エネルギー供給構造の脆弱な我国にとって、新エネルギー省エネルギー技術の研究開発は極めて重要な課題であります。

機械技術研究所は、工業技術院のサンシャイン計画、ムーンライト計画のもとで、機械工学の立場から、将来のエネルギー機械の基盤技術を確立すべく、研究・開発に力を注いでおります。

今回企画した講演会においては、機械技術研究所の研究成果を中心に最近のエネルギー技術に関する動向を展望します。

詳細問合せ先

〒305 茨城県新治郡桜村並木1-2  
 工業技術院機械技術研究所 企画室  
 TEL 0298-54-2521~4

また新開発の過給機では、実負荷条件での各種の共振状態において、特殊なテレメータ法により振動応力を計測し、その信頼性の確認を行っている。

さらに、高速回転の軸系安定性や軸受潤滑の問題についても基礎的な研究が行なわれている。

図7は多様な軸受形式についての動特性の研究用に設けられた試験機であり、この装置を用いた系統の実験結果は、回転軸系の振動特性解析法に組込まれ、各種過給機の開発支援に威力を発揮している。

また、スラスト軸受についても、静荷重および動荷重下における負荷能力増大と損失軽減の研究が進められており、これら要素技術を総合して、過給機の信頼性向上に努めている。

#### 4. あとがき

最近の大形船用機関の超低燃費化の達成あるいは乗用車エンジンのターボ過給化の急進展という、内燃機関における眼を見張るばかりの2つの技術的發展に対し、当所における過給機の研究が、応分の役割を果たしてきたことは、関係者の誇りとす

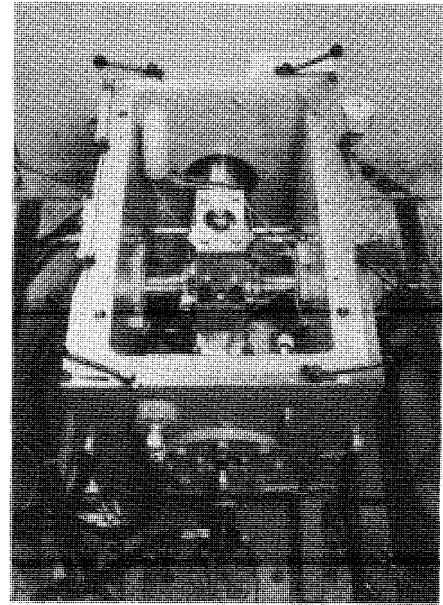


図7. 軸受の動特性試験装置

る所である。

今後とも、先輩が残した純国産技術の育成強化の精神を伝承し、より一層の精進を約束したい。

#### 機械技術研究所第8回研究講演会

日 時 : 昭和57年11月10日 10:30-16:20  
 場 所 : 三会堂ビル 石垣記念ホール  
 東京都港区赤坂1-9-13 TEL 03-582-7451  
 主 催 : 工業技術院機械技術研究所 (財)日本産業技術振興協会  
 協 賛 : (社)日本機械学会 (社)日本ガスタービン学会 (社)機械技術協会  
 (順不同、協賛依頼申請中)  
 参加費 : 無 料  
 申 込 先 : (財)日本産業技術振興協会 TEL 03-591-6271  
 〒105 東京都港区西新橋2-7-4 第20森ビル8F  
 申込方法 : はがき又は電話で参加者の会社名、住所、所属、氏名等をお知らせ下さい。

#### エネルギー技術研究開発における最近の成果 -未来のエネルギー機械の基盤確立を目指して-

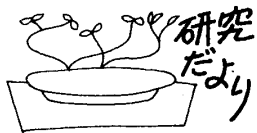
エネルギー供給構造の脆弱な我国にとって、新エネルギー省エネルギー技術の研究開発は極めて重要な課題であります。

機械技術研究所は、工業技術院のサンシャイン計画、ムーンライト計画のもとで、機械工学の立場から、将来のエネルギー機械の基盤技術を確立すべく、研究・開発に力を注いでおります。

今回企画した講演会においては、機械技術研究所の研究成果を中心に最近のエネルギー技術に関する動向を展望します。

詳細問合せ先

〒305 茨城県新治郡桜村並木1-2  
 工業技術院機械技術研究所 企画室  
 TEL 0298-54-2521~4



# 三菱重工・高砂研究所における ガスタービンの要素研究

三菱重工業株式会社技術本部

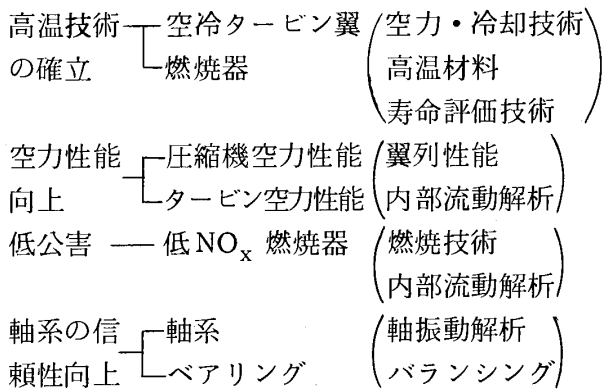
高砂研究所 空力研究室 佐藤 友彦

三菱重工は大容量発電用から航空用に亘り、種々のガスタービンを製作しているが、これらの要素研究を実施し、開発をサポートしているのが高砂研究所である。

当社の研究所は要素研究室制を採っており、基本的には基礎技術・要素技術を専門的に研究しているので、材料・強度・構造・振動・燃焼伝熱・空力等の研究を束ねてガスタービンの研究を構成している。即ち、事業部・事業所が開発する種々のガスタービンに関する研究ニーズに対し、より深く研究を進めることが出来る体制となっている。

一方、より高度化するガスタービン技術に対しては、実機に出来るだけ近い条件下のコンポーネント（燃焼器・空冷翼等）の検証が必要であり、基礎研究と共にこれらの実証試験を併行して実施する必要がある。

さて、ガスタービンの研究は新型エンジンの開発に沿って進められるが、最近では高効率化・高信頼性の要求が強く、高温技術の確立・空力性能向上、低公害、軸系の信頼性向上が主研究テーマとして推進されている。以下に具体的テーマを示す。



これらの中、低NO<sub>x</sub> 燃焼器および空冷翼の研究

開発は最重要テーマであり、前者は拡散方式から予混方式、更に触媒方式へ、後者は対流冷却からフィルム冷却・トランスピレーション冷却に到る中広い研究が進められている。

（ ）内は基礎・要素技術であり、これらを束ねたものをコンポーネント技術と称し、このレベルで纏った形でのみ実機へ寄与することが出来る。このためには基礎試験とコンポーネント試験を組合せて取進める必要がある。具体的進め方の一例として空冷翼の研究について以下に述べる。

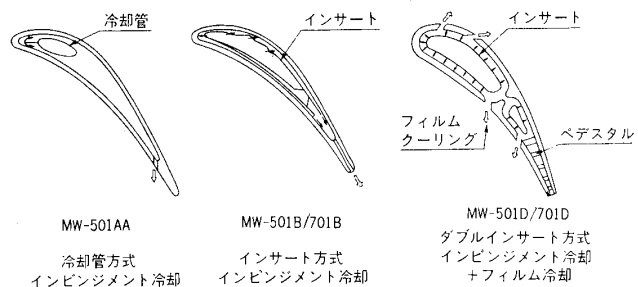


図1 大容量ガスタービン翼の冷却方式

図1に大形ガスタービン用空冷翼の変遷を示す。この様な空冷翼の性能・信頼性を向上させる為に

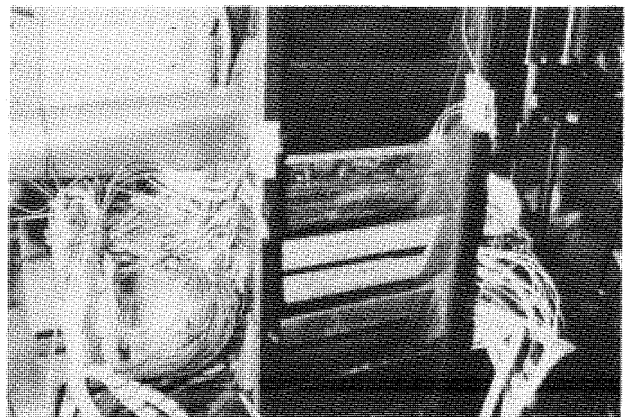


図2 空冷翼の2次元翼列試験

（昭和57年9月17日原稿受付）

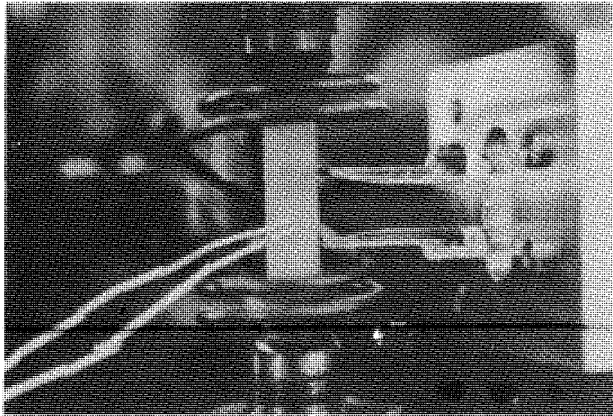


図3 耐熱材料の高温疲労試験

は、空力・冷却性能の研究と熱応力・材料強度の研究を併せて実施し、総合的な技術として組立てなければならない。図2は2次元翼列による空力・冷却性能試験の状況であり、図3は超合金のテストピースによる高温低サイクル試験の状況である。これらのデータは既に確立されている解析システムのインプットとして計画的に組込まれ、最終的にはコンピュータプログラムにビルトインされる。この様にして確立された技術は、最終的に実機条件下のコンポーネント試験により総合的に修正され、より精度の高いものとして確立される。

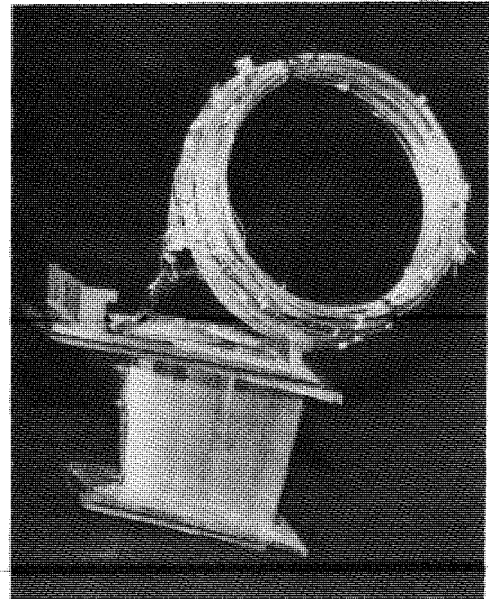


図4 コンポーネント試験用タービン翼 (実寸大モデル)

図4はコンポーネント試験用実寸大モデルで、センサーの埋込み状況が伺える。

次に上記の試験等実機条件下の試験に使用されるガスタービン大形試験設備について紹介する。

この設備はガスタービンの高温・高圧化に伴って、ますます難しくなって来た燃焼器・タービン

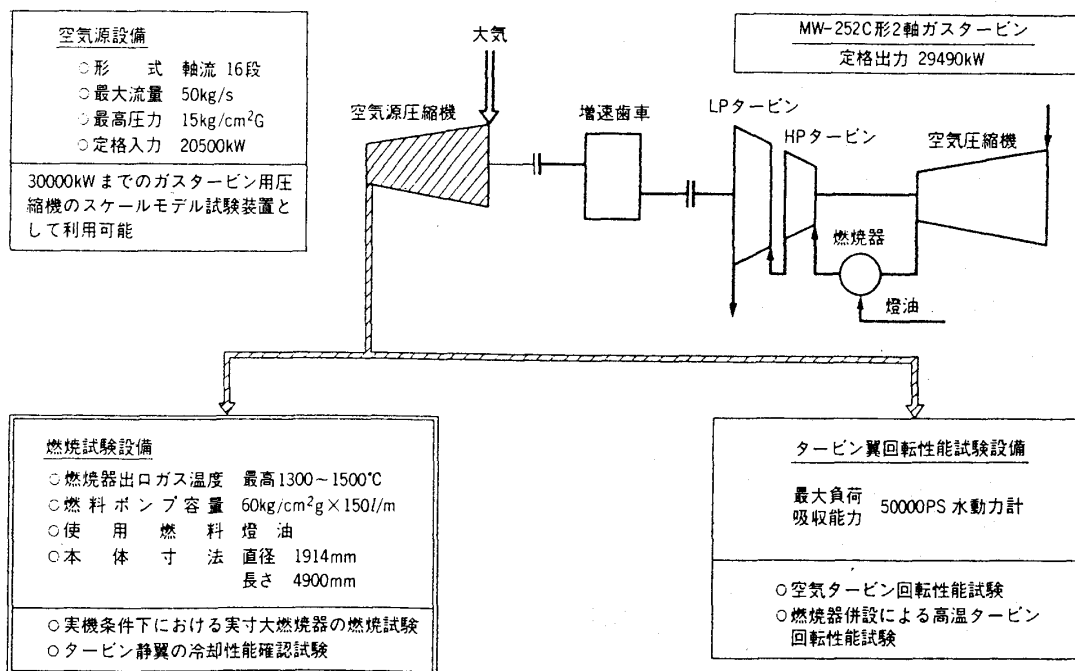


図5 ガスタービン用大形試験設備の構成と主要目



の実証試験のため、昭和55年に建設されたものである。本設備は図5に示す如く、ガスタービン駆動の空気源圧縮機、燃焼試験設備、タービン翼回転性能試験設備から構成されている。駆動源のガスタービンは昭和53年に開発したMW252C形2軸ガスタービンである。試験設備の全貌を図6に示した。以下にこれらの主要目を示す。

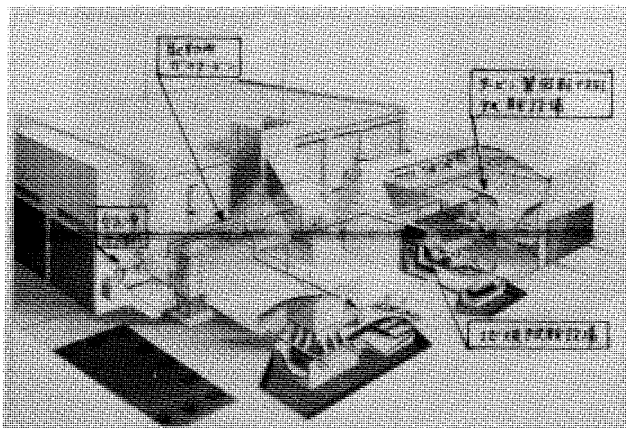


図6 試験設備鳥瞰図

- 空気源圧縮機 (図7)
  - 16段軸流圧縮機
  - 流量 (max) 50 kg/s
  - 圧力 (max) 15 kg/cm<sup>2</sup>G.
- 燃焼試験設備 (図8)
  - 燃焼器出口ガス温度 (max) 1300~1500°C
  - 燃料 油焚及びガス焚
- タービン翼回転性能試験設備
  - 負荷吸収設備 (水動力計) 50,000ps

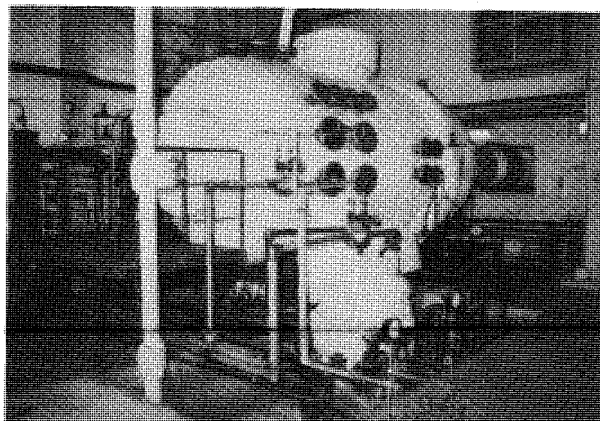


図8 燃焼試験設備

これらの設備は当社の大容量ガスタービンの研究開発に活用され、貴重な成果を出しているが、国家プロジェクトである高効率ガスタービンの開発にも利用される等、巾広く使用されている。

以上、我々が日頃取組んでいるガスタービンの要素研究の推め方について、研究テーマと設備の面から紹介を試みてみた。概要を把んで戴ければ幸いである。

以上

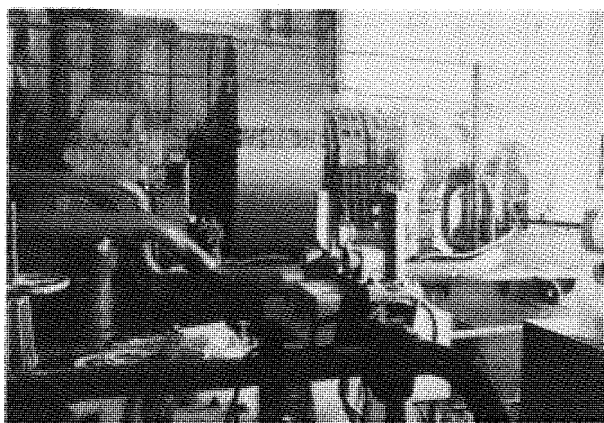
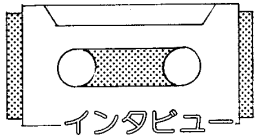


図7 空気源圧縮機



## 民間航空エンジンの国際共同開発について 今井会長へのインタビュー

インタビュアー：

㈱日立製作所 大 島 亮一郎  
三井造船 ㈱ 遠 藤 肇

学会設立十周年記念行事のひとつとして今井会長（伊藤源嗣氏代講）による「日英共同開発民間航空エンジン RJ500の現状」と題する講演が行われたが<sup>1)</sup>、その後これに対して多くの会員から、この種の国際共同開発における問題点、あるいは苦勞話など、もっと立ち入ったところまで聞かせてほしい、という希望が出された。そこで編集委員会ではここに述べるような、今井会長へのインタビューをいたしました。

なお、記録は森下輝夫（船舶技研）と宮地敏雄（航技研）が担当しました。

### 日英共同開発の発端は？

Q. 民間航空用エンジンの開発について国際共同開発を行っていることに對し深い関心をいただいておりますが、ほかにもいくつかエンジンメーカーがある中から、特に英国の Rolls-Royce 社と共同することにした、いきさつはどのようなことだったのでしょうか。

A. 我国での最初の事の起こりは約10年前に開始された工業技術院大型プロジェクトによる FJR710 エンジンの開発で、これは我国の技術水準の向上を目的として航空宇宙技術研究所が中心となり、石川島播磨、川崎、三菱の三重工業㈱が協力して行ったものです。

このときの第一の目標は技術水準の向上ということですから、何をやっても良かったようなものですが、その当時、世界で実用中、あるいは計画中のターボファンエンジンを見わたすと、推力5トンくらい(10000lbクラス)のところ空白がありました。それと、当時考えられていた航空機は、YS-11の後継機なのですが、双発で70~80人乗りの、短距離路線用旅客機のエンジンとして計画さ

れたものです。その当時、このクラスにはバイパス比の大きい、燃費が0.3kg/kgf・hr 台のものはありませんでした。その後の開発の状況については講演(6月号)でもお話ししたとおり非常に順調に進んだのですが、我国にはエンジンの高空性能試験設備がありませんので、英国の National Gas Turbine Establishmentで高空性能試験を行うことになりました。そして昭和52年秋に第1回の試験を行いました。

このときエンジンには何の不具合もなく、試験が進められましたので、英国側はこのエンジンを高く評価するようになったようです。それからしばらくして、Rolls-Royce社(以下RRと記す)から共同開発をほのめかす手紙が来たわけです。

そして、昭和53年はじめにRRの Dr. Hooker が来日されました。

第1回目の会合の席で、英国側からいきなりFJR710というエンジンはかくかく、しかじかの性能で、圧縮機の効率は…で、燃焼器、タービンについては…であると評価される、という説明がはじまったので、びっくりしました。つまり、英国側はNGTEで測定したデータからこのエンジンの全体性能はもちろん、各要素の性能を推算し、評価したわけで、これらの水準は英国と同程度だと見たようです。そして、聞くところによれば、日本ではこのエンジンをベースとしてさらに大きいエンジンを開発する計画があるそうだが、英国にも20000lbクラスエンジンを開発する計画がある。20000lbクラスというのは双発で120人乗りクラスの旅客機用とするもので、1980年代後半から20年以内に大きい需要が予測される。これについて共同でやろうではないか、という話になったわけです。

この話がはじまった当時、日本では航空エンジ

(昭和57年9月1日 原稿受付)

ンの技術水準も上ったし、景気もそう悪くはないし、航空産業の将来に対する布石の意味もある、ということで、この共同事業に対する周囲の空気も良かったと思います。

さて、開発費ですが、そのころ7億ドルといわれ、今では10億ドル以上といわれるわけですが、通産省の御援助も得られることになり、計画が始まったわけです。

表1. RJ 500ターボファン・エンジンの  
国際共同開発

開発目的:	民間旅客機用エンジンの市場参入による販路拡大
開発機種:	推力12 ton 級の高バイパス比ターボファン・エンジン
想定搭載機:	150席級中短距離民間旅客機
開発形態:	英国 Rolls Royce 社と日本 (IHI, KHI, MHI) との国際共同開発
経緯:	1977年末 RR社より共同開発申入れ 1979年12月 共同開発協定調印 1980年4月 共同開発会社 RRJAEL 社発足 1982年2月 RJ500-01D4(推力9 ton) 試運転開始 1982年3月 推力 21000lb 以上を達成

### 共同開発の組織は？

Q. このような共同開発を進めて行くときの、組織はどのような形なのでしょう。また、そこでの技術的内容の意志決定はどのようになされたのでしょうか。

A. 昭和54年12月に collaboration agreement が完成し調印するまで、いろいろありましたが、基本的には金も責任も50%、50%でやるということで、担当部位は日本が低圧系すなわちファンと低圧タービン、英国が高圧系すなわち高圧圧縮機、燃焼器、高圧タービンおよび補機とすることになりました。この担当部位はそれぞれが目標値を与えられるわけですが、この性能、耐久性、信頼性などの目標値を達成するための費用はそれぞれ自分持ちでやって行くのです。

Q. 高圧系を英国、低圧系を日本が担当することになった理由はどのようなことでしょうか。

A. まず、日本側が高圧系を取れるか、と考えて

みますと、高圧圧縮機の技術もFJR710等で向上してはいるんですが、全体の圧力比で25以上の十分 proveされたものはなかったことと、タービンについては冷却翼を十分使い込んではいなかったこと、また、試験装置の容量の点でも、その時点では6000psのものしかなかったことなどの理由で、日本側は低圧系を担当することにしたわけです。

Basic design は Bristol に事務所をおいて、日英双方から多いときには合計70名くらいの技術者が集まって行ったのです。そこでかなりの図面まで作成し、それを持ち帰って、担当部分のそれぞれ2台分の製作にとりかかったわけです。

昭和56年1月ごろまではこんな具合で進んでいたのですが、そのころマーケットがかなり変化してきました、最初の120人乗りがのびるという予想が、150人乗りの方が良さそうだ、ということになってきました。こうなった理由はオイルショックによる燃費率引下げ競争と、米国内の航空輸送の deregulation (規制緩和) なんです。米国内では航空会社のルートの選択は全く自由になり、運賃の協定もなくなったんです。こうなると120人乗りより150人乗りの方が良いことになります。

我々の計画エンジンの燃料消費率(以下ではSFCと記す)はその当時使われていたエンジンより十数%良かったのですが、昭和55年の終りごろになると、全体の圧力比を27~36に上げ、要素効率を改善することによって、我々のエンジンより更に10%くらいSFCを良くしたものが Pratt & Whitney 社(以下P & Wと記す)から発表されたのです。このPW2037というエンジンの基礎になっている技術は7~8年前からNASAがGEとP & W にやらせていたE<sup>3</sup>計画(Energy Efficient Engine)の中で

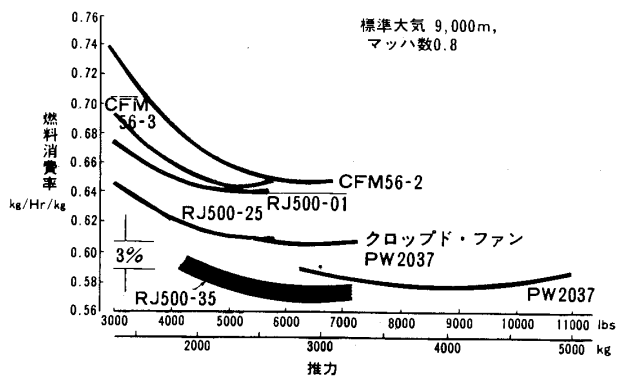


図1. 燃料消費率比較

行った要素研究の成果なのです。

そのうえ、P&WはDelta AirlinesのB757用エンジンについて、「RRより8% SFCを良くします。もし悪かったらその分は払い戻します。」という驚くべき契約を結んだという噂が流れたのです。また、American Airlinesは飛行機を決める前にP&Wとエンジンの契約を結ぶようなことをしたのです。

これより前から、GEはB767用エンジンとして、CF-6-32をHawaiian, Brazilなどの航空会社から受注していたのですが、P&Wがこんな契約を結ぶので、この仕事から降りることになりました。これに対してRRは降りないで、P&Wと同じだけSFCを良くすると宣言し、両社の猛烈な競争が始まったのです。

さて、これらに対する我々のRJ500ですが、このような競争の激しいマーケットで生き残るためには、いかなる戦略でのぞむべきかについて日英合同の会議を開いて協議したものです。その結果、推力25000lbクラスの150人乗り用に移行すること、全圧力比を31くらいに上げ、タービン入口温度と要素効率を上げることによってSFCを10%良くすることを、を基本とするRJ500-35,36の計画ができたのです。ただし、最初の20000lbエンジンRJ500-01の計画は当面そのままつづけることにしました。-01の計画をあえて続けることにした理由は、なるべく早い時点でこういう形の国際協力によってかなりの性能のエンジンが出来ることを実証すれば、その後の開発にスムーズにつなげて行くことができると考えたからです。事実、今年2月から3月にかけて-01の1号機と2号機はそれぞれ英国と日本で運転され、最大推力21300lbと目標の106.5%を達成し、今後の開発の見通しが明るくなりました。

### 製作の分担については？

Q. 開発の時期の製作の分担は日本側が低圧系、英国側が高圧系とのことですが、共同開発が成功して、商用化され、量産化されたとしますと、その時点での製作の分担はどのようにするお考えでしょうか。

A. 今までの考えでは開発時とほとんど同じ分担で進めることになっています。それぞれが製作した部品ないし要素をお互いに送って、両国で組み立て、試験するわけです。先ほど、それぞれの担

当部位の目標を達成するための費用は自分持ちだ、と申しましたが、このような開発費をかけたものを売ることを考えますと、開発費が多くかかったんだから高く売る、というわけには行きません。お客さんが買えるだけの値段、いわゆる market price というものがあります。量産に入ったとして、そのような値段で売って、共通経費、製造費を引き、そのうえに開発費を割掛けして落として行けるか、ということは、金利や為替の変動等を考えると非常にむづかしい問題です。

それから、自分の製造コストが世界中でどのくらいのレベルにあるか、という問題です。これについては我々もかなり調べたんですが、現状ではたしかに安いんです。米国のコストと太刀打ちできると思います。ところが、米国のエンジンのコストは年々割安になっていますから、これに敗けない値段で売って、初期の投資を回収できるか非常にむづかしいところです。回収するには、かなりの数を売らなければならないことになり、回収に15~20年かかることになるんです。<sup>2)</sup>

Q. この計算は何台くらい売れるとした場合を考えたのでしょうか。

A. トータル5000台と考えています。これはスペアパーツも含めた数です。開発費を13億ドルと見積っていますから、エンジン1台が260万ドルとすると、開発費を10%割掛けしなければならないこととなります。年500台のペースで10年間売れたとすると、そのへんで損益分岐点をこえます。

こんな大投資に耐えられるか、といったら世界中の普通の企業は耐えられないと思います。英仏は国営のような形ですし、我国でも国からの助成

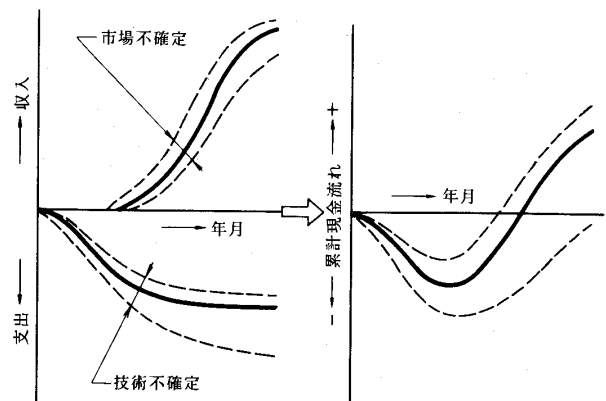


図2. 代表的代金/支出曲線<sup>2)</sup>

金がなかったら、とても困難です。P&Wあたりが民間航空用エンジンをやって行けるのは、いくつかの開発が、適当な期間ずつはなれて進められていて、Aのプロジェクトが収益を上げ始めた時期にBのプロジェクトを開始し、Bが育ってきたころCを始める、という形ができています。

こういう民間航空用エンジン業界に新規に参加することが、いかにむつかしいか、お判りいただけますが、一つのプロジェクトに成功すれば、この新しい分野に参加できる可能性があると言えます。

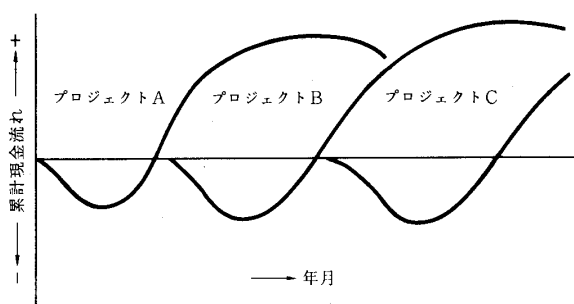


図3. 順次新開発を行う場合の累計現金流れ

といっても、初期の投資の回収に20年近くかかることですから、その間のリスクが大きく、子孫に禍根を残すことになりかねない。このプロジェクトを始めることを私達が決定して本当に良いのか、と考えざるを得ません。そこで、私達の会社では日英共同開発の話し合いが始まったとき、関係ある部長、課長クラスの人達に集まってもらって、この開発をやることについて腹藏のない意見を聞かせてもらいました。

### 開発における種々の問題？

Q. こうなってくると、企業にとって開発とは一体何と考えれば良いのでしょうか。

A. 私は開発とは企業の生死を分けるものだと思います。開発をやらないで済むなら、やらない方が利口でしょうが、やらないでいれば製品は陳腐化し、遂には作るものがなくなって失業ということになるでしょう。だから開発はやらなければならない。しかし、当然のことながら、リスクは最小にしなければなりませんね。そこで現代の開発品というものは advanced で proven の technology の固り、という性格になります。たとえば、方向性凝固あるいは単結晶のタービン翼とか、粉末冶金

のタービンディスクとか、super critical wing を使ったファン、圧縮機などがそれです。

この種の開発品は一度成功すれば、かなり長期間、いろいろな形で商売になります。民間航空機とそのエンジンの場合には改良を加えられながら20年は売れます。

Q. エンジンを中心にお聞きしていましたが、エンジンに対応する機体メーカと組んで開発する、ということはやられていないのでしょうか。

A. それはあるんです。といいますか、この業界ではメーカの数が非常に少なく、大型民間機メーカといえば、米国の Boeing, McDonnell Douglas とヨーロッパの Airbus くらいしかないんですから (Lockheed は民間輸送機はやめた)、エンジンメーカはそれぞれこれらの機体メーカの要求をくみとったものを計画し、売り込んでいるわけです。我々もこの3社に売り込み中でありまして。といってもですね、先ほども話が出ましたように、近ごろは飛行機を実際に飛ばしている人達 (Airlines) がエンジンを選ぶ傾向が強くなっています。そこで、当然エンジンメーカは航空会社と密に接触しています。そこには非常に高度な技術的問題があり、また、航空会社にとってはお客の動向を左右する景気とか、航空規制とか、いろいろな政治、経済的なことをひっくるめて判断しなければならない要素があるわけです。

Q. そういう情勢の中で、この日英共同開発に米国の P&W と独の MTU、伊の Fiat が参入する話が先頃からはじまっている、とお聞きしていますが、それはどういう意味を持つのでしょうか。

A. 150席機用エンジンのための莫大な開発費と、Market の大きさを考えますと、これは国際共同開発しかないというのが世界中の共通の認識だと思います。P&W と独の MTU、伊の Fiat は以前から PW2037 エンジンについて一緒に Team を組んでやっていたのですが、日英共同開発が進んでいるのを見て、この Team が一緒にやろうではないか、と申し込んで来たわけです。こちら側も130席機用から150席機用にエンジンの目標が変わり、SFC改善のために盛り込む技術レベルも大幅に高いものとなり、開発費は益々増える一方であるので、それでは詳細をお話し合いしましょうということで、進めているのが実状です。

皆で協同して、150席機に最適のエンジンを世に出そうというのが狙いです。

### 技術的・戦略的意志決定は？

Q. そのような共同開発の中で、技術的あるいは戦略的な意志決定は、どういうステップをふんで行われているのでしょうか。

A. 日英共同開発についていえば、基本的には、「最終的にはそれしかない」という形で決まるんだと思います。形としては日本側から4名、英国側からも4名の代表を出してやっているんですが、今まで採決が割れたことはありません。そういうといかにもきれいごとですが、そこに至るまでは、両者が互に資料を出し合い、質問し合い、また調査、検討をくり返しているわけです。こういう仕事を進めて行く場合にはお互いの信頼がなかったら絶対だめですね。

Q. そういう場に、さらに米、独、伊が入って来たら、たいへんなことではないのでしょうか。

A. お客の立場からすると、五人で集まってエンジンを作るそうだが、誰が責任をとってくれるのか、という疑問が生じます。当然、single responsibility が guarantee することを要求してきます。

一方、エンジンメーカーとしては、20年間に5000台売って回収する仕事を、最初はせいぜい100～200台の注文を受けた時点で開始することを決心しなければならぬわけです。メーカーは最初のお客さんを launching customer といって、非常に優遇するんですが、もしメーカーが200台くらい作ってから、そのエンジンを放り出したら、それを採用した航空会社もつぶれてしまいます。

ですから、五人がお互いを十分信頼し合って、一つの考えのもとで、力を合わせて best engine を世に出そう、という国際協同の精神を実際に生かすことにつきますと思います。

Engineer には Engineering という共通の言葉がありますから、これを元にお互いに理解し合い、励まし合って行こうということになりたいと思っています。

Q. こういう共同開発に参加してやって行く場合、どういう要素が一番ものを言うと考えられますか。

A. 最も基本的なこととしては、先端的な技術を少しでも多く持っていることだと思います。全般的でなくても、何か特定の技術、例えば tip clea-

rance の測定と制御というようなことについて、これは世界一とか、それしかない、というのは強いですね。

英あるいは米の立場からすると、日本は何をやってくれるのか。今の日本の技術水準が十分高いことは認めるが、我々は航空エンジンの開発に対して1日200万ドルくらい使っている。それに対し日本はどうしているのか、と考えていると思います。

### 我国の技術水準は？

Q. そこで、また技術の話ですが、この開発の中には日本の誇り得る技術として、どんなものが入っているのでしょうか。

A. ファンの設計については世界のトップレベルにあると思います。ファンについては、rig test をいくつかやって、設計、製作したわけです。

それから、生産技術といいますか、生産性、品質安定性等が高いことは認められています。

これからも先端的な技術を持ち続けるには独で行われている密接な産学協同のようなことが必要じゃないか、と思います。

Q. 産学協同のお話が出ましたが、産業界として航空エンジンの開発について、国のレベルでもっと補強されたら良いとお考えではないかと思いますが、

A. 日本には開発というのは非常に金がかかるものだ、という意識がまだ十分定着していないように思います。特に航空エンジンは命を預けるものですから、その耐久性、耐空性を証明するための膨大な試験に巨額の費用がかかります。これについては、今までよりさらに一層の御理解をいただきたいと思っています。

お金以外の面では、最初にお話しした FJR710 エンジンの開発について国立研究所の方々と、非常につっこんだ議論をした上で、協力させていただいたのは本当に良いことだったと思っています。これからも、国立研究所と大学では長期的な見通しに立って、先行的な研究を組織的に進めて行っていただきたいと思っています。

それから、これは学会長的な発言になりますが、ガスタービン学会をはじめとする各種の学会で、産と学が本当の意味で話し合う機会が作れないか、と思います。これは学会長としても、ぜひやりた

いと思っています。

Q. 少し話題が変わりますが、日英共同開発にあたって、各国の設計思想の違いについては、どのようにお感じになりましたか。

A. 根底にある思想には違いがないように思います。それは先ず、お客で試験をしない、ということ。言い換えれば well proven technology の組み合わせでまとめることです。ただし、どの程度ならば well proven かについてはいろいろな見方があると思います。次に、必ず、世界のトップレベルであることです。

各国の特徴的な点としては大体次のようなことがいえると思います。

米は computer を設計に使いこなしている点では何と言っても世界一で、単に CAD (Computer Aided Design) とか CAM (Computer Aided Machining) といったことだけでなく、総合的な意味です。また、加工技術と設計の間の feed back についても米が一番うまくやっているといます。設計に最初から加工技術、信頼性技術の人達も加わってやっています。将来は製造コストを今の $\frac{1}{2}$ にできると米は考えています。これに対して英は非常に分化していて、各専門分野の連携は必ずしも良くないようです。独は非常に組織的にかっちりやるのは御承知の通りです。

では日本は、というと、名人芸的といいますか、達人が居ることです。うまく行っている、といったら言い過ぎでしょうか。

#### 今後の課題、発展性は？

Q. 今度のエンジンにとり入れられる新技術としては、どんなものが挙げられますか。

A. super critical wing を使ったファン、圧縮機単結晶翼を使ったタービン等を-35には採用することになると思います。それから小型化された、FADEC (Full Authority Digital Engine Control) も使われるでしょう。

Q. 米、独、伊が参加してからの具体的な分担はどうなるのでしょうか。

A. 先ず日英米の3者で話し合っ決めて行こうとしているところです。細かい具体的なことについては、まだこれからです。

Q. この12トンクラスのエンジンの構成は基本的にはRJ500-01の経験が十分生かされると考えて良いのでしょうか。

A. その通りです。我々のRJとPW2037の、それぞれの良いところを取って、うまくまとめていきたいと思っています。

Q. 最後に、この事業を将来どう発展させて行くかについてうかがいたいのですが。

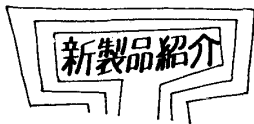
A. このエンジンは民間輸送機用としては、恐らく80年代から90年代にかけて、大げさに言えば今世紀の最後の開発品となるのではないかと考えられています。このエンジンが設計思想などの点で今後20年間の standard engine になると思います。

また、この国際共同開発エンジンに参加することが、今後、日本が世界の民間航空エンジンに大きな貢献をするきっかけになることを望んでやみません。そして、今育っている若い方々の大きな励みとなってほしいと思っています。

インタビュアー一同：本日は長時間にわたって興味深いお話を聞かせていただき、まことに有難うございました。

#### 参考文献

- (1) 今井兼一郎, 日英共同開発民間航空エンジン, RJ500の現状, 日本ガスタービン学会誌10巻, 37号, 1982年6月, p.20~26.
- (2) 浜中全美, 航空機用ガスタービンの開発について, 日本機械学会誌84巻756号, 1981年11月, p.1199~1204.



# カワサキ S3A-01 形ガスタービン

川崎重工株式会社ジェットエンジン事業部 第三技術部 星野 昭 史

## 1. はじめに

近年、産業用ガスタービンの需要は年を追って増加する傾向にあり、従来ディーゼルエンジンの独壇場であった数百馬力以下の小出力分野においても、各種産業機械の動力源として使用される例が増えてきている。

ガスタービンは周知の如く、簡潔で軽量コンパクトな構造を持ち、保守、取り扱いの容易さ、柔軟さは他の熱機関の追随を許さないものがある。これらの特質が多様化する市場の要求に合致して、ガスタービンの用途を確実に拡大している。

川崎重工では260馬力から4000馬力迄の一連のシリーズ化した産業用ガスタービンを独自に開発し、販売しているが、今回これらに加えて新たに120馬力の小出力ガスタービンを開発し、販売を開始した(図1参照)。

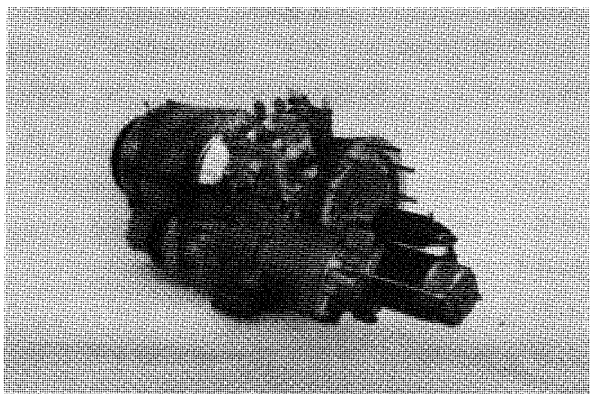


図1 S3A-01形エンジン

本稿ではこの新しく製品系列に加った小形ガスタービンの紹介を行なう。

## 2. 開発方針

発電機、圧縮機、ポンプ等の一般産業機械の駆動源として、広くガスタービンを浸透させる為に、

川崎重工では低価格、高性能を一貫した二大目標とする一連のガスタービンを開発してきた。本エンジンはこれらの製品系列中で最も出力の小さなものとして、上記二大目標を踏襲すると共に、ガスタービンの特長を十分に生かして軽量コンパクトな構造となるよう特に留意して設計している。本エンジンの出力範囲は自動車用を主体に往復動機関が最も強力な分野で、これらの既成エンジンに伍して市場に参入する為には、際立ったセールスポイントが必要である。この為、特に部品の簡素化、軽量化に重点を置いて、系列下の他のエンジンとは若干異なった構造を採っている。

## 3. 主要諸元

本エンジンの主要諸元を表1に示す。ガスター

表1 カワサキS3A-01形エンジン  
主要諸元表

項目	諸元
出力	120PS
燃料消費率	400 gr/PS・Hr
主軸回転数	68,000 RPM
出力軸回転数	6,000 RPM
空気流量	0.8 kg/s
圧力比	6
全備乾燥重量	80 kg
使用燃料	JP4, JP6, 灯油, 軽油
サイクル形式	単純開放1軸式
圧縮機	単段遠心式
燃焼器	逆流環形
タービン	2段軸流式
主減速機	遊星歯車式
燃料制御装置	電気式
始動用電動機	4.5kW/24V.D.C

(昭和57年8月20日 原稿受付)



ピンの形式は最もシンプルな単純開放1軸式とし、機器構成も極力簡素なものとした。その結果、エンジンの全備乾燥重量は、潤滑油タンクも含めて80KGと軽量に抑えることができた。燃料はJP4, JP5, 灯油, 軽油等の各種類を自由を使用することができる。

吸気温度に対する出力、燃費性能の変化を図2に示す。出力は用途として最も多い発電機駆動用

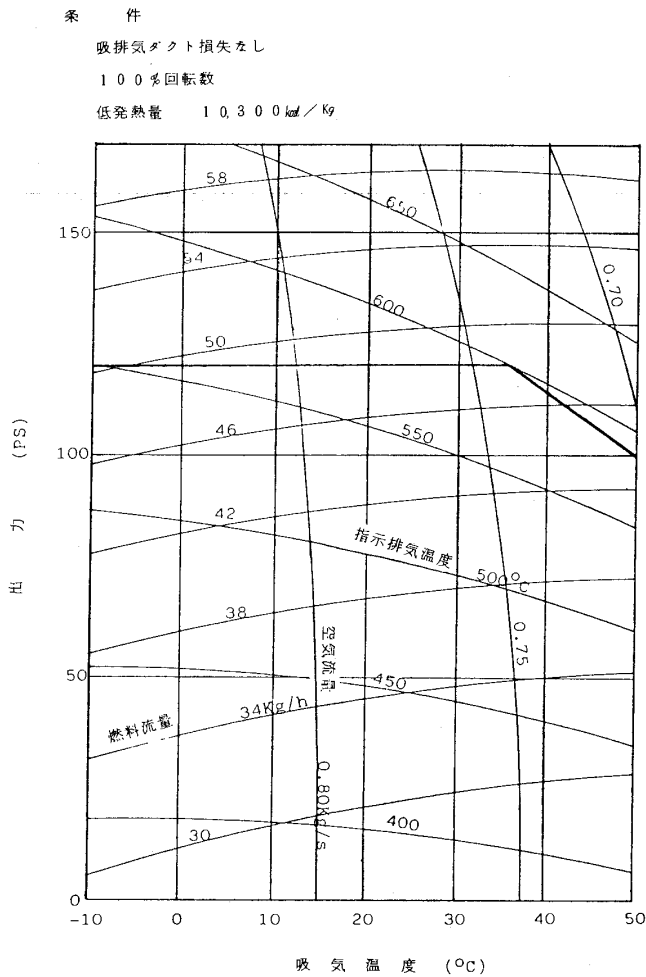


図2 S3A-01 性能曲線

に合わせて、吸気温度35°C迄一定の120馬力を定格としているが標準大気条件下ならば150馬力の出力が得られる。

本エンジンの耐久性は2000時間、1000回起動の使用に耐え得るもので、これを標準のオーバーホール間隔としている。

#### 4. エンジンの特徴

本エンジンの外観図を図3に示す。

出力発生部分の重量は約30KGで、減速機の片面に片持支持状態で取付けられている。減速機の反対側の面には、発電機等の被駆動機を取付ける為のフランジ面があり、出力発生部と同軸線上に出力軸が出ている。

減速機の出力軸側面には、出力軸と並行に始動用電動機が装備されており、その反対側に潤滑油ポンプが取り付けられている。

減速機にはこの他、燃料制御装置、各種フィルター、潤滑油タンク等の運転に必要な全ての補機類が取り付けられており、装置への取付けが容易な構造となっている。

本エンジンは前述の如く、低価格、高性能の二大目標に加えて軽量コンパクト化を主眼として開発した。以下、これらに関連した主要な点を各構成要素について記述するものとする(図4参照)。

##### (1) 出力発生部

圧縮機最も単純な形式である単段遠心式を採用して、重量を軽減すると同時にコスト低減をはかった。この場合、性能の低下を防ぐ為にインペラ周速を高く採り、高圧力比、高効率を維持するように努めた。高周速によって厳しくなるインペラ内部の応力は、ボス部を中実にして低減した。

燃焼器はコンパクトなものとする為、航空用にならって逆流環形としたが、燃料噴射ノズルは最低数の6本として簡素化に留意した。少い本数の場合、周方向の温度分布等に悪影響を及ぼし易いが、本エンジンでは圧縮機出口の旋回を利用して、燃焼器内の混合を良くする独得の方法でこの問題を解決している。

小形ガスタービンで、しばしば多用される単缶形の燃焼器の場合、外殻形状が軸対称とならず、内圧や熱によって外殻の歪を生じ易く、これを防止する為外殻の厚みを増して重量増となり易いが、本エンジンで採用した逆流環形は軸対称な為、薄肉とすることができ、重量軽減に大きく寄与している。

タービン部は主として性能面への配慮から、オーソドックスな二段軸流形とした。

回転体の両端を支持する軸受はいずれもころがり軸受で、圧縮機側は内輪分割形の玉軸受を使用して誰力を受けもたせ、タービン側はコロ軸受を使用している。

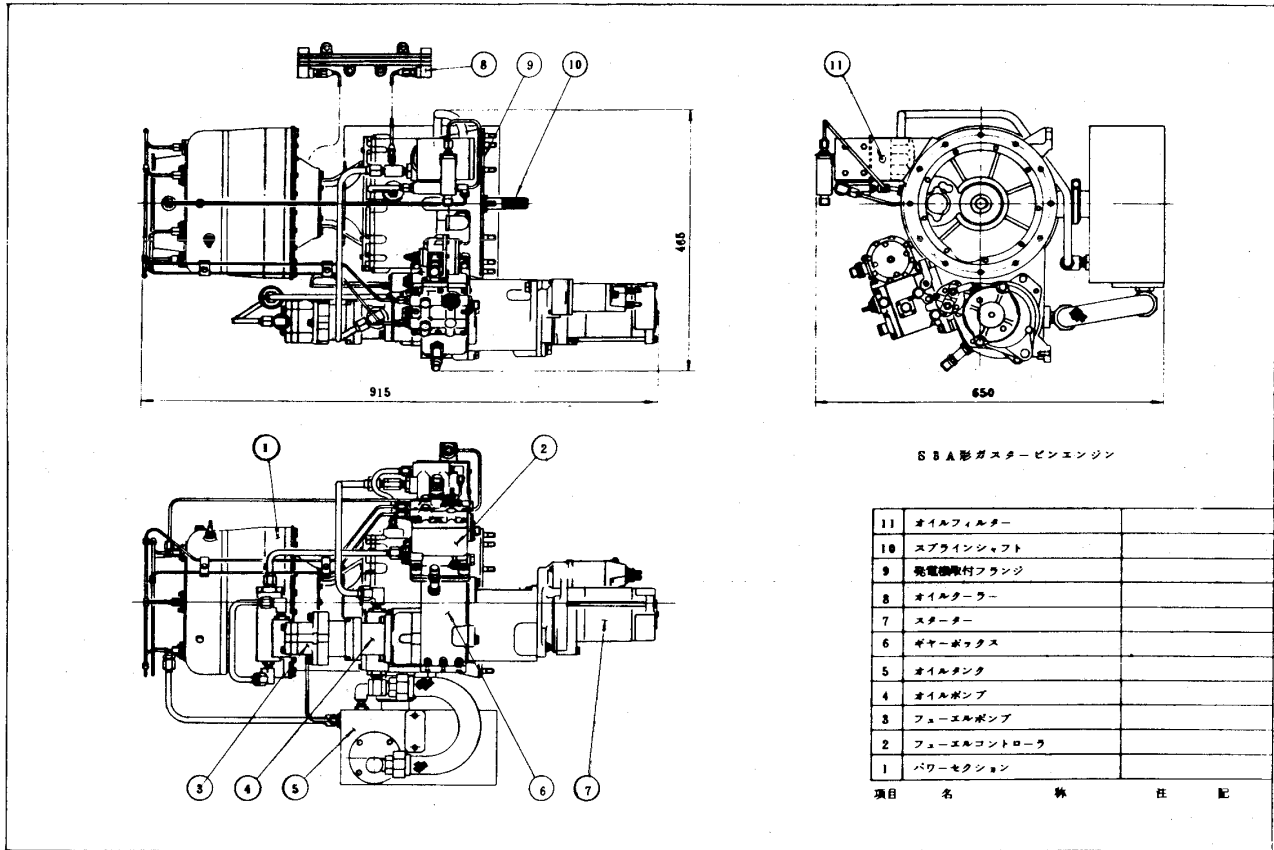


図3 エンジン外観図

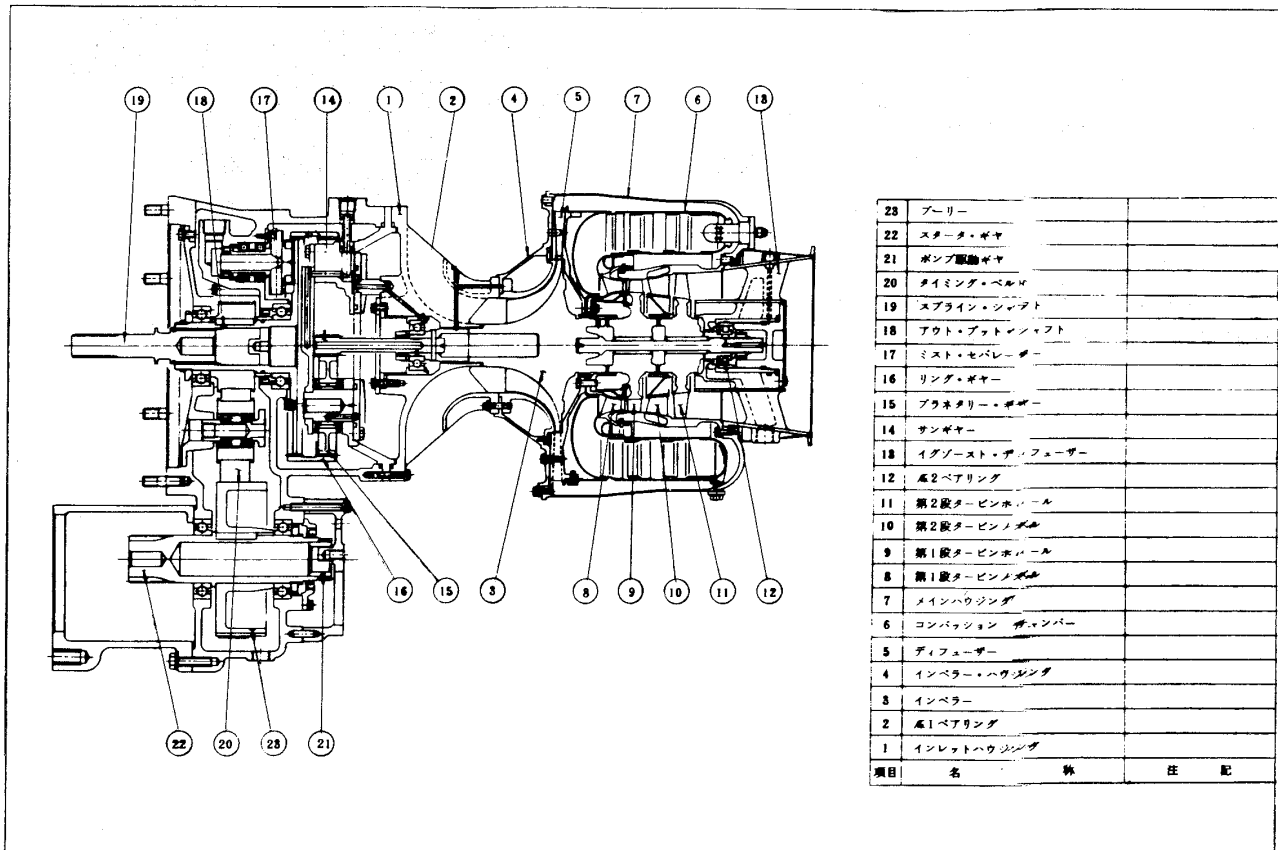


図4 エンジン断面図

## (2) 減速機

主減速機は遊星歯車形式とし、68,000RPMの主軸回転数を6,000RPMの出力軸回転数迄減速している。

小形ガスタービンでは特に減速機の重量が相対的に大きくなり、エンジン全体重量の大半を占めると云った例が多い。この為、本エンジンではケーシング類をアルミ材とする等、部品の軽量化をはかると同時に、補機類の駆動にタイミングベルトを使用して構造を簡素化し、重量を軽減している。補機類は出力軸よりタイミングベルトを介して減速された1本の軸の両端に、始動用電動機及びタンデム形式の潤滑油ポンプ、燃料ポンプが取り付けられており、結局1本の軸で全ての補機類を駆動する簡便な方式としている。

減速機内部の潤滑は遊星歯車部分のみ強制油潤滑とし、他はグリス封入軸受を使用するなどして、ドライな状態で作動するよう設計している。

## (3) 補機系統

補機系統では特に燃料制御装置の新方式を採用して、部品の軽量化とシステムの簡素化をはかった。新たに開発した装置は、直動比例電磁弁形の計量弁を使用し、運転に必要な全ての情報を含んだ電気信号でこれを直接操作して、燃料流量の制御をおこなっている。この場合、油圧は使用しておられず、また機械的なリンク機構も完全に廃止した為、従来の方式に比べ大巾な軽量化、コンパクト化が可能になった。

始動用電動機、各ポンプ類、フィルタ類等の他の補機類については、自動車用等で一般に多く市

販されているものを殆どそのまま流用している。潤滑油タンクは減速機の遊星歯車部下方に取り付けられており、従って潤滑系統は冷却用クーラを除き、全てがエンジンに内蔵される形となって、装置への取付けを容易にしている。

## 5. 結 び

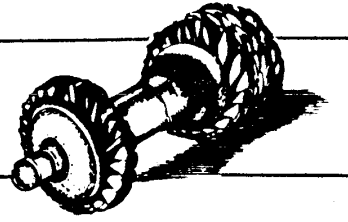
以上、新たに販売を開始した120馬力級小形ガスタービンの概要を紹介した。

このエンジンは川崎重工が開発したガスタービンシリーズの内、最も小さな出力のもので、シリーズの一貫した目標である低価格、高性能を踏襲すると同時に、特にガスタービンの特長を生かした、軽量、コンパクトな構造をセールスポイントとしている。

本エンジンの応用として、発電機、圧縮機、ポンプ等の一般産業機械装置や航空機始動用電源等があるが、その1例として、出力60KWの可搬形400Hz発電装置を図5に示しておく。



図5 60KW可搬形発電装置



(社) 日本ガスタービン学会  
評議員会・総会報告

去る5月7日(金)本学会の評議員会および通常総会が東京、機械振興会館において開催された。

まず第6期第2回評議員会は10時30分より開かれ、評議員の互選により一色尚次氏が議長となり議事が進められた。第6期会長の井口泉氏による開会挨拶に引き続き、最初に出席19名、委任状提出46名で評議員会が成立することが確認されたのち以下の議案につき審議が行われ、いずれも承認された。すなわち、定款変更(事務所所在地変更)、第6期事業報告、第6期収支決算報告の諸案を総会にはかることが認められた。同上の決算案については入江正彦監事より監査報告が述べられた。引き続き11時10分より第7期第1回評議員会が開催され、第7期評議員である一色尚次氏を議長に選出、議事が進められた。まず出席18名、委任状提出者47名で同評議員会が成立することが確認されたのち以下の議案の審議が行われ、いずれも承認された。すなわち第7期役員候補、第7期評議員・役員候補者・監事選挙結果報告、第7期事業計画、第7期予算、名誉会員推薦などの諸案を総会にはかる件が各々承認された。

同日、13時より第7期通常総会が機械振興会館地下2階ホールで開催された。まず前半は第6期に関する諸件の審議が行われた。すなわち、第6期井口泉会長の開会挨拶のあと、同氏を総会議長に選出し議事が進められた。同総会への出席者58名、委任状提出者284名(会員数1,219名の1/5以上)で総会成立が確認されたのち、以下の議案の審議が行われた。すなわち、定款変更(事務所所在地変更)、第6期事業報告、第6期収支決算報告につき、田中総務(主担当)理事および一井総務(財務担当)理事(第6期)より説明があり承認された。収支決算については入江監事より適正であるむね監査報告が行われた。

後半は第7期に関する諸件で審議が行われた。

まず第7期役員選出の件では別掲どおり議決された。なお、第7期評議員・役員候補者・監事選挙結果もあわせ報告された。以上により第7期会長に今井兼一郎氏が選出され、就任の挨拶がのべられた。ここで井口議長に代り今井新会長が議長となり以下の議事が進められた。総会の成立につき再確認が行われ、第7期事業計画、第7期予算に関し田中総務(主担当)理事および榑木総務(財務)理事より説明があり、別掲通り承認された。

次いで小泉磐夫氏および永野治氏を名誉会員とすることが承認され、当日出席された小泉氏に記念品の贈呈が行われ欠席の永野氏には、後日お届けすることとなった。

最後に、須之部副会長より閉会の挨拶が述べられ、第7期通常総会は無事終了した。(総務理事)

第6期(昭和56年度)事業報告

自昭和56年4月1日

至昭和57年3月31日

1. 役員に関する事項

1.1 役員・評議員

1.2 監事・評議員の選出

第6期評議員・監事の選出は定款第15条、第16条、細則第19条、第21条、第22条、第23条、第24条、第25条により選出した。

2. 会務処理に関する各種会合

2.1 理事会

会長・副会長他18名(内総務担当5名、企画担当6名、編集担当7名)、開催9回

会議事項: 第6期総会報告、第6期評議員会報告、第6期諸事業実施にともなう業務、第6期事業報告案、同決算案、第7期総

会議案、第7期評議員会議案、同事業  
計画案、同予算案など。

2.2 評議員会

評議員 70 名、開催 2 回〔内訳：第 6 期第 1 回  
評議員会（出席 15 名、委任状提出者 48 名）  
（ 56.4.24 ）、第 6 期第 2 回評議員会（ 57.5.7 ）〕  
会議事項：第 6 期役員案、第 6 期事業計画案、同  
予算案、第 6 期事業報告案、同決算案、  
などの件を審議、承認。

2.3 総 会

正会員全員、開催 1 回〔内訳：第 6 期通常総会  
（出席 30 名、委任状提出者 343 名（全員数 1,156  
名の 1/5 以上））（ 56.4.24 ）〕  
会議事項：第 6 期役員、評議員選出、第 6 期事業  
計画案、同予算案、第 5 期事業報告、  
同決算などの件の審議、承認。

2.4 部門別理事・委員会

1) 総 務

主担当理事 田 中 英 穂 他 11 名  
開催 8 回

2) 企 画

主担当理事 島 崎 忠 雄 他 12 名  
開催 6 回

3) 編 集

主担当理事 谷 田 好 通 他 17 名  
開催 8 回

3. 調査研究事業

3.1 ガスタービン統計作成委員会

委員長 樗 木 康 夫 他 6 名 開催 1 回  
会議事項：わが国のガスタービン生産に関する  
統計用データの蒐集および集計

3.2 ガスタービン技術情報センター運営委員会  
委員長 須之部 量 寛 他 5 名 開催 1 回  
会議事項：同センター設置に関する準備打合せ  
および文献検索法その他資料蒐集。

3.3 組織検討委員会

委員長 松 木 正 勝 他 6 名 開催 7 回  
会議事項：1) 技術情報センター、地方委員会、  
調査研究委員会の在り方の検討。  
2) 学会賞についての検討。  
3) 事務所移転についての検討。

3.4 地方委員会

委員長 表 義 則 他 8 名 開催 1 回  
会議事項：関西地区における見学会、技術懇談  
会の企画実施、地方行事に関する打  
合せ。

3.5 調査研究委員会

委員長 須之部 量 寛 他 8 名 開催 1 回  
会議事項：ガスタービン用作動流体の物性値に  
関する資料の蒐集ならびにメーカー  
の現状及び意向についての調査。

3.6 国際会議準備委員会

委員長 田 中 英 穂 他 31 名 開催 4 回  
会議事項：次期国際会議開催に関する準備。

3.7 定期講演会委員会

委員長 谷 田 好 通 他 3 名 開催 2 回  
会議事項：定期講演会の計画、準備。

4. 集 会 事 業

特別講演会 2 回、定期講演会 1 回、技術懇談会  
3 回、見学会 3 回、ガスタービンセミナー 1 回、  
シンポジウム 1 回。

回次	名 称	講 師	年月日	場 所
1	第 1 回特別講演会	河田 修（富士電機製造） 他 4 名	56.4.24	機械振興会館
2	第 9 回定期講演会	発表者 28 名	56.6.5	同 上
3	第 1 回技術懇談会	平野 正（三菱金属）	56.6.12	三菱金属 桶川製作所
4	第 1 回見学会		56.6.12	同 上
5	第 2 回特別講演会	Prof. F. BREUGELMANS	56.9.28	機械振興会館
6	第 1 回シンポジウム	遠藤征紀（航技研）他 3 名	56.10.9	航技研
7	第 2 回技術懇談会	伊藤隆儀（小松ハウメット）	56.11.6	小松ハウメット
8	第 2 回見学会		56.11.6	同 上
9	第 10 回セミナー	水谷 弘（電力中央研） 他 8 名	57.1.19, 20	日比谷三井ビル
10	第 3 回技術懇談会	浅野正晴（日本国有鉄道）	57.2.19	日本国有鉄道
11	第 3 回見学会		57.2.19	同 上

5. 出版事業

5.1 会誌

本期発行した会誌は、Vol. 9, No. 33 (1981-6), Vol. 9, No. 34 (1981-9), Vol. 9, No. 35 (1981-12), Vol. 9, No. 36 (1982-3) で本文総ページ291, うち報告, 行事内容, 会告, 後記など29ページである。

	技術論文	講義	論解	資料	随筆	見聞記	研究よ	新製	備新	報	ニ	行	後
	9卷33号												
6	9	28	4	1	9	3	4	9	1	1			
9. 34	8	11	38		1	5	2	3				2	1
9. 35	8	11	38		1	5	2	3				2	1
12	(1)	(1)	(4)		(1)	(1)	(1)	(1)				(7)	(2)
9. 36	8	41			2	2	4	3				5	1
3	(1)	(4)			(1)	(1)	(1)	(2)				(9)	(2)
9. 36	6	10	44		2	9	3	3				8	1
3	(1)	(1)	(4)		(1)	(3)	(1)	(1)				(1)	(2)

5.2 Gas Turbine Newsletter

ASME Gas Turbine Division より発行されている同誌を同部門の了解のもとに4回にわたり複写配布した。

- 1981 - 4 PP. 1 - 4
- 1981 - 8 PP. 1 - 4
- 1981 - 10 PP. 1 - 4
- 1982 - 1 PP. 1 - 4

5.3 日本ガスタービン学会講演会論文集

第9回定期講演会の講演会論文集(168ページ)を発行した。

5.4 ガスタービンセミナー資料集

第10回ガスタービンセミナーのセミナー資料集(89ページ), を発行した。

6. 第3回国際ガスタービン会議開催準備

本学会とは別に1983年国際ガスタービン会議東京大会組織委員会が発足した(56年10月30日)。これに伴い本学会は会議の準備・実施の業務を同委員会に委託した。

7. 学会設立十周年記念事業開催準備

十周年記念行事委員会(委員長 円城寺 一他8名)が発足し, 57年6月3日開催する十周年記念行事の準備が行われた。

8. 事務所移転

東京都新宿区新宿3-17-7 紀伊国屋ビルより東京都新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402へ移転した。(57年2月22日)

9. 会員数の異動状況

摘 要	正会員	学生会員	賛助会員
本期末会員数	1,219	19	81
前期末会員数	1,156	12	68
差引増減	63	7	13

第6期(昭和56年度)収支決算

1. 収支計算書総括表

自 昭和56年4月1日  
至 昭和57年3月31日

1.1 収入の部

勘定科目	合 計	一 般 会 計	国際会議特別会計
1 基本財産運用収入	436,029円	436,029円	0円
2 会費収入	8,535,731	8,335,731	200,000
3 入会金収入	66,500	66,500	0
4 事業収入	4,179,600	4,179,600	0
5 雑収入	745,096	739,965	5,131
6 引当金取崩収入	2,200,000	2,200,000	0
7 繰入金収入	1,200,000	0	1,200,000
8 前期繰越収支差額	2,252,227	1,755,239	496,988
収入合計	19,615,183	17,713,064	1,902,119

1.2 支出の部

勘定科目	合 計	一 般 会 計	国際会議特別会計
1 管理費	8,219,471円	8,219,471円	0円
2 出版事業費	3,878,819	3,878,819	0
3 集会事業費	1,595,574	1,595,574	0
4 調査研究事業費	29,200	29,200	0
5 国際会議調査費	0	0	0
6 貸付金支払額	1,613,930	0	1,613,930
7 権利金	432,000	432,000	0
8 特別会計繰入金	1,200,000	1,200,000	0
支出合計	16,968,994	15,355,064	1,613,930
次期繰越収支差額	2,646,189	2,358,000	288,189

2. 貸借対象表総括表

(昭和57年3月31日現在)

2.1 資産の部

科 目	合 計	一 般 会 計	国際会議特別会計
流動資産合計	2,783,078	2,494,889	288,189
有形固定資産合計	138,530	138,530	0
その他の固定資産合計	9,635,196	8,021,266	1,613,930
固定資産合計	9,773,726	8,159,796	1,613,930
資産合計	12,556,804	10,654,685	1,902,119

2.2 負債の部

科 目	合 計	一 般 会 計	国際会議特別会計
流動負債合計	136,889	136,889	0
固定負債合計	1,500,000	1,500,000	0
負債合計	1,636,889	1,636,889	0

2.3 正味財産の部

科 目	合 計	一 般 会 計	国際会議特別会計
基 金	6,014,266	6,014,266	0
剰余金合計	4,905,649	3,003,530	1,902,119
正味財産合計	10,919,915	9,017,796	1,902,119
負債及び正味財産合計	12,556,804	10,654,685	1,902,119

3. 一般会計の部

3.1 収支計算の部

自 昭和56年4月1日  
至 昭和57年3月31日

1) 収入の部

Table with columns: 大科目, 中科目, 小科目, 予算額, 決算額, 差異, 備考. Rows include 基本財産運用収入, 事業収入, 出版事業収入, 入会収入, 会員収入, 雑収入, 引当金取崩収入, 前期繰越収支差額, and 収入合計.

2) 支出の部

Table with columns: 大科目, 中科目, 小科目, 予算額, 決算額, 差異, 備考. Rows include 管理費, 福利厚生費, 会議費, 雑費, 旅費・交通費, 什器・備品費, 印刷費, 通信運搬費, 賃借料, 雑費, 出版事業費, and 支出合計.

Table with columns: 大科目, 中科目, 小科目, 予算額, 決算額, 差異, 備考. Rows include 集會事業費, 調査研究事業費, 権利金支払額, 貸付金, 雑入金, 予備費, 支出合計, and 次期繰越収支差額.

3.2 正味財産増減計算の部

1) 増加の部

Table with columns: 大科目, 中科目, 決算額, 備考. Rows include 資産増加額, 前期繰越増減差額, and 増加額合計.

2) 減少の部

Table with columns: 大科目, 中科目, 決算額, 備考. Rows include 資産減少額, 基本金増加額, 減少額合計, 次期繰越増減差額, and 剰余金合計.

3.3 貸借対照表

(昭和57年3月31日現在)

(資産の部)		
I 流動資産		
1. 現金預金		
流動資産合計	2,494,889円	
II 固定資産		
1. 有形固定資産		
1. 什器備品	138,530	
有形固定資産合計	138,530	
2. その他の固定資産		
1. 基金加入権	75,000	
2. 退職給付権立預金	1,500,000	
3. 定期預金(注1)	6,014,266	
4. 権利金	432,000	
その他の固定資産合計	8,021,266	
固定資産合計	8,159,796	
資産合計	10,654,685	
(負債の部)		
I 流動負債		
1. 謝礼金	117,000円	
2. 雇用保険料	1,988円	
流動負債合計	136,889	
II 固定負債		
1. 退職給付引当金	1,500,000	
固定負債合計	1,500,000	
負債合計	1,636,889	
(正味財産の部)		
I 基金	6,014,266円	
II 剰余金		
次期繰越収支差額	2,358,000	
次期繰越増減差額	645,530	
剰余金合計	3,003,530	
正味財産合計	9,017,796	
負債及び正味財産合計	10,654,685	

注1: 基金たる資産

4. 国際会議特別会計の部

4.1 収支計算の部

自 昭和56年4月1日  
至 昭和57年3月31日

1) 収入の部

大科目	中科目	小科目	予算額	決算額	差異	備考
合費収入	合費収入	特別費助合費収入	0円	200,000円	△200,000円	
			0	200,000	△200,000	
			0	200,000	△200,000	
借入金収入	借入金収入		2,200,000	0	2,200,000	借入中止
			2,200,000	0	2,200,000	
			2,200,000	0	2,200,000	
繰入金収入	繰入金収入		0	1,200,000	△1,200,000	借入中止に伴う処置
			0	1,200,000	△1,200,000	
			0	1,200,000	△1,200,000	
雑収入	受取利息		0	5,131	△5,131	
			0	5,131	△5,131	
			0	5,131	△5,131	
前期繰越収支差額	前期繰越収支差額		496,988	496,988	0	
			496,988	496,988	0	
			496,988	496,988	0	
収入合計			2,696,988	1,902,119	794,869	

2) 支出の部

大科目	中科目	小科目	予算額	決算額	差異	備考
管理費	給料手当	給与	1,440,000円	0円	1,440,000円	貸付金に振替
			700,000	0	700,000	
			700,000	0	700,000	
	会議費		316,400	0	316,400	
			236,400	0	236,400	
			80,000	0	80,000	
	通信運搬費		33,600	0	33,600	
			13,600	0	13,600	
			20,000	0	20,000	
	印刷費		50,000	0	50,000	
			50,000	0	50,000	
	賃借料		240,000	0	240,000	
			240,000	0	240,000	
	雑費		100,000	0	100,000	
			100,000	0	100,000	
国際会議調査費	アンケート費		150,000	0	150,000	
			150,000	0	150,000	
			100,000	0	100,000	
			50,000	0	50,000	

大科目	中科目	小科目	予算額	決算額	差異	備考
貸付金印	給料手当貸付金	給与貸付金	0円	1,613,930円	△1,613,930円	臨時雇賃金分
			0	743,528	△743,528	
			0	743,528	△743,528	
	会議費貸付金		0	374,937	△374,937	
			0	174,005	△174,005	
			0	84,112	△84,112	
			0	116,820	△116,820	
	通信運搬費貸付金		0	136,430	△136,430	
			0	38,430	△38,430	
			0	83,000	△83,000	
			0	15,000	△15,000	
	賃借料貸付金		0	240,000	△240,000	学生会務準備費の一部
			0	240,000	△240,000	
	雑費貸付金		0	31,095	△31,095	
			0	31,095	△31,095	
	国際会議調査費貸付金		0	87,940	△87,940	
			0	87,940	△87,940	
予備費	予備費		500,000	0	500,000	
			500,000	0	500,000	
			500,000	0	500,000	
支出合計			2,090,000	1,613,930	776,070	
次期繰越収支差額			606,988	288,189	318,799	

(注) 1983年国際ガスタービン会議東京大会組織委員会への貸付金

4.2 正味財産増減計算の部

1) 増加の部

大科目	中科目	決算額	備考
資産増加額		1,613,930円	
	貸付金増加額	0	
	貸付金	1,613,930	1983年国際ガスタービン会議東京大会組織委員会への貸付金
前期繰越増減差額		0	
	前期繰越増減差額	0	
増加額合計		1,613,930	*

2) 減少の部

大科目	中科目	決算額	備考
資産減少額		0円	
	備品償却額	0	
減少額合計		0	
次期繰越増減差額		1,613,930	
剰余金合計		1,902,119	

4.3 貸借対照表

(昭和57年3月31日現在)

(資産の部)		
I 流動資産		
1. 現金預金		288,189円
流動資産合計		288,189
II 固定資産		
1. 有形固定資産		0
有形固定資産合計		0
2. その他の固定資産		
貸付金印		1,613,930
その他の固定資産合計		1,613,930
固定資産合計		1,613,930
資産合計		1,902,119
(負債の部)		
I 流動負債		0円
流動負債合計		0
II 固定負債		0
固定負債合計		0
負債合計		0
(正味財産の部)		
I 基金		0円
II 剰余金		
次期繰越収支差額		288,189
次期繰越増減差額		1,613,930
剰余金合計		1,902,119
正味財産合計		1,902,119
負債及び正味財産合計		1,902,119

注: 国際会議組織委員会への貸付金(1983年借付金の予定)



5. 財産目録

(昭和57年3月31日現在)

(資産の部)	
1. 銀行預金	
定期預金	三井銀行新宿支店(注1) 6,014,266 円
	第一勧業銀行新宿支店(注2) 1,500,000
普通預金	富士銀行新宿支店(注3) 2,452,889
	第一勧業銀行新宿支店(注4) 286,188
	臨和銀行新宿西口支店(注4) 1,001
	三菱信託銀行新宿西口支店(注4) 1,000
2. 振替預金	東京地方貯金局 42,000
3. 電話加入権	電話1基 75,000
4. 什器備品	留守番電話他下記資料の通り 138,530
5. 権利金(注5)	432,000
6. 貸付金(注6)	1,613,930
	計 12,556,804
(負債の部)	
1. 前受会費	117,000 円
2. 雇用保険料	19,889
3. 退職給与引当金	1,500,000
	計 1,636,889
差引正味財産	10,919,915

(注1) 基金たる資産 (注5) 第3工新ビル4F402号室敷金  
 (注2) 退職給与引当金たる資産 (注6) 1983年国際ガスタービン会議  
 (注3) 一般会計運用財産たる資産 東京大会組織委員会への貸付金  
 (注4) 特別会計資産

(資料)  
 什器備品



留守番電話	75,000 円
金庫	8,200
キャビネット	8,000
蛍光灯	7,990
カードケース	6,600
レターケース	3,840
書類箱	3,400
本立	10,500
ミニデスク	15,000
計	138,530

6. 預り金

(昭和57年3月31日現在)

科 目	金 額	預り金の種類
前受会費	117,000円	57年度会費
雇用保険料	19,889	56年度雇用保険料預り
合 計	136,889	

監査の結果、ここに報告された決算報告書は、適正に表示していることを認める。

監事 入江正彦   
 佐藤 謙 

第7期(昭和56年度)役員および評議員

(敬称略, 五十音順)

理 事

- 会 長 今井兼一郎  
 副会長 須之部量寛  
 総 務 田中英穂(主担当), 一井博夫, 樗木康夫(財務), 山崎慎一, 松尾芳郎  
 企 画 松木正勝(主担当), 飯島孝, 大橋秀雄, 谷村輝治, 三輪光砂, 矢野巍  
 編 集 森下輝夫(主担当), 表義則, 小竹進, 佐藤晃, 豊倉富太郎, 平山直道, 藤江邦男  
 監 事 大塚新太郎, 岡崎卓郎  
 評議員 青木千明, 秋葉雅史, 浅沼強, 有賀一郎, 安藤常世, 井口泉, 伊藤英覚, 伊藤源嗣, 飯田庸太郎, 生井武文, 石谷清幹, 一色尚次, 井上宗一, 浦田星, 円城寺一, 小笠原光信, 近江敏明, 大槻幸雄, 大橋智, 岡村健二, 笥 陽, 梶山泰男, 甲藤好郎, 河田修, 菅 進, 木下啓次郎, 窪田雅男, 神津正男, 近藤博, 佐藤豪, 佐藤玉太郎, 沢田照夫, 塩入淳平, 白戸健, 鈴木邦男, 妹尾泰利, 田島清瀬, 高瀬謙次郎, 高田浩之, 高原北雄, 竹矢一雄, 谷口博, 谷田好通, 辻高弘, 辻 茂, 島崎忠雄, 中川良一, 灘波昌伸, 西尾健二, 西山哲夫, 葉山真治, 八田桂三, 浜中全美, 平田賢, 古浜庄一, 堀昭史, 三輪国男, 水町長生, 宮内諄二, 宮地敏雄, 村井等, 村尾麟一, 村田暹, 森康夫, 山内正男, 山田正, 吉開勝義, 吉識晴夫。

第7期(昭和57年度)事業計画

自 昭和57年4月1日  
 至 昭和58年3月31日

1. 概 要

昭和57年度は、前年度に引き続き、研究発表会、学術講演会、技術懇談会、見学会、シンポジウム、セミナーなどを開催すると共に学会誌の定期的刊行並びに上記諸事業に関連した資料を刊行する。

また同年度中のわが国におけるガスタービンの

生産統計作成を行うと共にガスタービンに関する資料を蒐集、保管し、会員の利用に供することを計画する。

さらに、調査研究委員会において、ガスタービンに関する特定課題につき調査、研究を行う。

特に本年度は本学会設立十周年に当るので諸記念事業を実施する。また、1983年10月23日から28日まで東京で開催予定の第3回国際ガスタービン会議の幹事学会として準備活動に従事する。

2. 調査・研究事業

(1) 昭和57年度におけるわが国のガスタービン生産に関する資料を蒐集、集計し統計を作成する。

同事業には、ガスタービン統計作成委員会があたる。その結果は学会誌に掲載発表する。

(2) 調査研究委員会において、ガスタービンに関する特定課題につき調査・研究を行う。すなわち、前期に終了した「ガスタービン作動流体の特性に関する研究」の成果を一そう発展させ資料の系統化を行うためあらたに委員会を設置する。

3. 出版事業

(1) 定期刊行物

学会誌：年4回刊行する。(うち1回は十周年記念特集号とする)

News letter：米国機械学会ガスタービン部門発行のNews letterを配布する。

(2) 不定期刊行物

講演会論文集：定期講演会における講演会論文集を刊行する。

セミナー資料集：ガスタービンセミナーにおける資料集を刊行する。

4. 附帯事業

(予定回数)(予定開催年月)

- (1) 定期講演会の開催 1回 57年6月
- (2) 特別講演会の開催 2回 57年5月、9月
- (3) 技術懇談会の開催 3回 57年6月、9月、11月
- (4) 見学会の開催 3回 57年6月、9月、11月
- (5) ガスタービン・シンポジウム 1回 57年10月

(6) ガスタービンセミナー 1回 58年1月

5. 学会設立十周年記念事業

記念式典、学会賞授与、記念講演、パネル討論会等を57年6月3日に行う。

6. 1983年国際ガスタービン会議東京大会開催準備

昭和58年10月23日から28日まで、東京で開催予定の第3回国際ガスタービン会議の幹事学会として準備活動に従事する。

7. 委員会活動

以下の委員会を設け、各事業の実施にあたる。

- (1) 総務委員会(常置)
- (2) 編集委員会(常置)
- (3) 企画委員会(常置)
- (4) ガスタービン統計作成委員会(常置)
- (5) 定期講演会委員会(常置)
- (6) ガスタービン技術情報センター運営委員会(常置)
- (7) 地方委員会(常置)
- (8) 組織検討委員会(臨時)
- (9) 調査研究委員会(臨時)
- (10) 十周年記念行事委員会(臨時)

第7期(昭和57年度)予算書

自 昭和57年4月1日

至 昭和58年3月31日

1. 予算書総括表

1.1 収入の部

勘定科目	合計	一般会計	特別会計
基金運用収入	420,000円	420,000円	0円
会費収入	8,774,000	8,774,000	0
入会金収入	40,000	40,000	0
事業収入	8,100,000	8,100,000	0
雑収入	350,000	320,000	30,000
借入金収入	500,000	0	500,000
貸入金収入	500,000	500,000	0
特別賛助金収入	13,000,000	0	13,000,000
前期繰越収支差額	2,646,189	2,358,000	288,189
収入合計	34,330,189	20,512,000	13,818,189

1.2 支出の部

勘定科目	合計	一般会計	特別会計
経理費	10,859,000円	10,859,000円	0円
出版事業費	4,814,000	4,814,000	0
集会事業費	2,912,000	2,912,000	0
調査研究事業費	205,000	205,000	0
負担金	12,090,000	0	12,090,000
繰入金支出	500,000	0	500,000
予備費	100,000	100,000	0
次期繰越収支差額	2,850,189	1,622,000	1,228,189
支出合計	34,330,189	20,512,000	13,818,189

2. 一般会計

2.1 収入の部

( 簿務中の\*印は  
十年繰上事業分 )  
( 自 昭和57年4月1日 至 昭和58年3月31日 )

Table with columns: 大科目, 中科目, 小科目, 予算額, 前年度予算額, 増減, 備考. Rows include categories like 基本財産, 事業収入, 入会金収入, 会費収入, 雑収入, 引当金取崩収入, 戻入金, 前期繰越収支差額.

2.2 支出の部

Table with columns: 大科目, 中科目, 小科目, 予算額, 前年度予算額, 増減, 備考. Rows include categories like 給料手当, 退職給付, 福利厚生費, 会議費, 旅費・交通費, 什器・備品費, 消耗品費, 印刷費, 通信運搬費, 賃借料, 雑費, 負担金.

Table with columns: 大科目, 中科目, 小科目, 予算額, 前年度予算額, 増減, 備考. Rows include categories like 出版事業費, 集会事業費, 調査研究費, 賃借料, 貸付金, 予備費, 次期繰越収支差額.

3. 特別会計

3.1 収入の部

大科目	勘定科目	中科目	小科目	予算額	前年度	増減	備考
会費収入	会費収入			13,000,000円	0円	13,000,000円	
			特別賛助会費収入	13,000,000	0	13,000,000	
借入金収入	借入金収入			0	2,200,000	△2,200,000	
			借入金収入	0	2,200,000	△2,200,000	
返所金収入	返所金収入			500,000	0	500,000	
			返所金収入	500,000	0	500,000	
雑収入	受取利息			30,000	0	30,000	
			普通預金利息	30,000	0	30,000	
前期繰越収支差額				288,189	496,988	△208,799	
前期繰越収支差額				288,189	496,988	△208,799	
収入合計				13,818,189	2,696,988	11,121,201	

3.2 支出の部

大科目	勘定科目	中科目	小科目	予算額	前年度	増減	備考
管理費	給料手当			0円	1,440,000円	△1,440,000円	
			給 与	0	700,000	△700,000	
			給 与	0	700,000	△700,000	
	会議費			0	316,400	△316,400	
			準備委員会費	0	236,400	△236,400	
			組織委員会費	0	80,000	△80,000	
	通信運搬費			0	33,600	△33,600	
			準備委員会費	0	13,600	△13,600	
			組織委員会費	0	20,000	△20,000	
	印刷費			0	50,000	△50,000	
			印刷費	0	50,000	△50,000	
	賃借料			0	240,000	△240,000	
			事務所経費用	0	240,000	△240,000	
	雑費			0	100,000	△100,000	
			雑 費	0	100,000	△100,000	
国際会議調査費	アンケート費			0	150,000	△150,000	
			アンケート資料製作費	0	100,000	△100,000	
			アンケート資料送達費	0	50,000	△50,000	
予備費	予備費			0	500,000	△500,000	
			予備費	0	500,000	△500,000	
			予備費	0	500,000	△500,000	
負担金	負担金			12,090,000	0	12,090,000	
			負担金	12,090,000	0	12,090,000	
			負担金	12,090,000	0	12,090,000	
繰入金支出	繰入金支出			500,000	0	500,000	
			一般会計繰入金	500,000	0	500,000	
次期繰越収支差額				1,228,189	606,988	621,201	
次期繰越収支差額				1,228,189	606,988	621,201	
次期繰越収支差額				1,228,189	606,988	621,201	
支出合計				13,818,189	2,696,988	11,121,201	

第7期（昭和57年度）監事・評議員・役員候補者選挙結果

先に行われた標記選挙結果は下記の通りである。

。監 事

（五十音順，敬称略）

番号	氏名	勤務先	番号	氏名	勤務先	番号	氏名	勤務先
1	大塚新太郎	名古屋大学	31	菅 進	船舶技術研究所	65	平山直道	東京都立大学
2	岡崎卓郎	日本大学	32	木下啓次郎	日産自動車	66	藤江邦男	日立製作所
。評議員・役員候補者								
1	青木千明	石川島播磨重工業	33	窪田雅男	機械振興協会	67	古浜庄一	武蔵工業大学
2	秋葉雅史	東京芝浦電気	34	小竹進	東京大学	68	堀 昭史	電力中央研究所
3	浅沼 強	東 海 大 学	35	神津正男	防衛庁技術研究本部	69	松尾芳郎	日本航空
4	有賀 一郎	慶応義塾大学	36	近藤 博	航空宇宙技術研究所	70	松木正勝	航空宇宙技術研究所
5	安藤常世	慶応義塾大学	37	佐藤 豪	慶応義塾大学	71	三輪国男	大分工業大学
6	井口 泉	福井工業大学	38	佐藤玉太郎	日本鋼管	72	三輪光砂	日立造船
7	伊藤英寛	東北大学	39	沢田照夫	大阪府立大学	73	水町長生	千葉工業大学
8	伊藤源嗣	石川島播磨重工業	40	塩入淳平	東京大学	74	宮内諄二	三菱自動車工業
9	飯島 孝	石川島播磨重工業	41	白戸 健	三井造船	75	宮地敏雄	航空宇宙技術研究所
10	飯田庸太郎	三菱重工業	42	須之部量寛	東京理科大学	76	村井 等	青 北 大 学
11	生井武文	九州大学	43	鈴木邦男	機械技術研究所	77	村尾 麟一	青山学院大学
12	石谷清幹	大阪大学	44	妹尾泰利	九州大学	78	村田 暹	大阪大学
13	一井博夫	東京芝浦電気	45	田島清潮	早稲田大学	79	森 康夫	東京工業大学
14	一色尚次	東京工業大学	46	田中英穂	東京大学	80	森下輝夫	船舶技術研究所
15	井上宗一	日本内燃機連合会	47	高瀬謙次郎	小松製作所	81	矢野 巍	三菱重工業
16	今井兼一郎	石川島播磨重工業	48	高田浩之	東京大学	82	山内正男	宇宙開発事業団
17	浦田 郎	日立製作所	49	高原北雄	航空宇宙技術研究所	83	山田 正	ヤママディーゼル
18	円城寺 一	東京芝浦電気	50	竹矢一雄	三菱重工業	84	吉開勝義	高効率ガスタービン技術研究組合
19	小笠原光信	関西大学	51	谷口 博	北海道大学	85	吉織晴夫	東京大学
20	近江敬明	小松ハウメット	52	谷田好通	東京大学	次点		
21	樽木康夫	日立製作所	53	辻 高弘	高効率ガスタービン技術研究組合	1	荒木 巍	石川島播磨重工業
22	大槻幸雄	川崎重工業	54	辻 茂	東京工業大学	2	鈴木昭次	荏原製作所
23	大橋智雄	三井造船	55	豊倉富太郎	横浜国立大学	3	大東俊一	摂南大学
24	大橋秀雄	東京大学	56	鳥崎忠雄	航空宇宙技術研究所	投票総数 560票		
25	岡村健二	三菱重工業	57	中川良一	日産自動車	評議員 554 監事 536		
26	表 義則	三井造船	58	瀧波昌伸	九州大学	有効数 6 無効数 14		
27	寛 隲	防衛庁技術研究本部	59	西山健二	航空宇宙技術研究所	白 票 0 10		
28	梶山泰男	原子力工学試験センター	60	西田哲夫	東北大学			
29	甲藤好郎	東京大学	61	葉山真治	東京大学			
30	河田 修	富士電機製造	62	八田桂三	航空事故調査委員会			
			63	浜中全美	石川島播磨重工業			
			64	平田 賢	東京大学			



編集理事 森 下 輝 夫

例年6月号は前期の編集委員会が責任を負うことになっていきますから、本号は実質的に今期編集の第1号であります。そこで今期の会誌編集方針を御報告しておきます。

ここ数年の方針になっている(1)多数の手による会誌すなわち誌面に多くの方が登場することと多くの人の手によって記事を集めること、(2)特集号の発行、(3)技術論文の充実ということを踏襲します。この方針にもとずき今期とくに心掛けようとしていることに、ガスタービンの利用範囲の拡大とそのためにユーザを重視することがあります。この具体化としてユーザを中心とした座談会をひらきそれを中心とした特集を予定しています。これ以外にも高温技術特集などを予定しています。

技術論文は当面、投稿後半年以内の掲載を心掛けます。

ところで、財政上の制約から会誌頁数は平均60頁におさえなければなりません。少い頁数で充実した内容の会誌製作を心掛けるつもりですが、会誌の良し悪しは会員の皆さんの御判断できまります。会員の御意見をいただくための具体策として会誌モニタ制の導入を試みたいと思っております。会員の皆さんの積極的な御意見をいただきたいと思ひます。因みに、今月号の日英共同開発R J 500エンジンについての記事は、記念講演を聞かれた会員からの希望にもとずいて、割合打ち明けたお話を編集委員がお聞きし会誌としては初めてのインタビュー形式でまとめたものであります。

### 事務局 だ よ り

残暑だけで終わってしまったような短い夏も過ぎ、今年もあと4ヶ月となりました。

芸術の秋、読書の秋、学問の秋……(食欲の秋)で当学会もいろいろと行事を企画しておりますので、会告のページはくれぐれもお見逃しなきようお願いいたします。

事務局には、毎日たくさんの郵便物と共に、いろいろな方から電話がかかります。その中でよく「正会員の名義変更を」という方があるのですが、正会員というのはあくまで個人の資格で、その方自身が理事会の承認を得てガスタービン学会の会員になられたのです。ですから名義変更ということはあり得ないわけで、もし職務の都合で他の方になさりたい場合は、その方に新しく入会していただくことになってしまいます。どうぞ、その点をご了解いただきたいと思います。名義変更で思い出しましたが、住所変更など連絡先が変わった時は、すみやかにご連絡下さい。転居先不明などで郵便物が戻って来て処理に困っております。

早いもので来年の国際会議まで、ほぼあと一年。下準備のため事務局もなんとなくだんだんそのムードになりはじめました。当学会が幹事学会となっていますので、世界中いろいろな国から、多くの方々に参加していただきG T S Jの名を世界にとどろかせたい(?)と思ひます。論文の集まり工合も予想以上に良いようですし、是非皆様、お誘い合わせの上、ご参加下さい。

[ A ]



編集理事 森下輝夫

例年6月号は前期の編集委員会が責任を負うことになっていきますから、本号は実質的に今期編集の第1号であります。そこで今期の会誌編集方針を御報告しておきます。

ここ数年の方針になっている(1)多数の手による会誌すなわち誌面に多くの方が登場することと多くの人の手によって記事を集めること、(2)特集号の発行、(3)技術論文の充実ということを踏襲します。この方針にもとずき今期とくに心掛けようとしていることに、ガスタービンの利用範囲の拡大とそのためユーザーを重視することがあります。この具体化としてユーザーを中心とした座談会をひらきそれを中心とした特集を予定しています。これ以外にも高温技術特集などを予定しています。

技術論文は当面、投稿後半年以内の掲載を心掛けます。

ところで、財政上の制約から会誌頁数は平均60頁におさえなければなりません。少い頁数で充実した内容の会誌製作を心掛けるつもりですが、会誌の良し悪しは会員の皆さんの御判断できまります。会員の御意見をいただくための具体策として会誌モニタ制の導入を試みたいと思っております。会員の皆さんの積極的な御意見をいただきたいと思ひます。因みに、今月号の日英共同開発R J 500エンジンについての記事は、記念講演を聞かれた会員からの希望にもとずいて、割合打ち明けたお話を編集委員がお聞きし会誌としては初めてのインタビュー形式でまとめたものであります。

### 事務局だより

残暑だけで終わってしまったような短い夏も過ぎ、今年もあと4ヶ月となりました。

芸術の秋、読書の秋、学問の秋……(食欲の秋)で当学会もいろいろと行事を企画しておりますので、会告のページはくれぐれもお見逃しなきようお願いいたします。

事務局には、毎日たくさんの郵便物と共に、いろいろな方から電話がかかります。その中でよく「正会員の名義変更を」という方がありますが、正会員というのはあくまで個人の資格で、その方自身が理事会の承認を得てガスタービン学会の会員になられたのです。ですから名義変更ということはあり得ないわけで、もし職務の都合で他の方になさりたい場合は、その方に新しく入会していただくことになってしまいます。どうぞ、その点をご了解いただきたいと思います。名義変更で思い出しましたが、住所変更など連絡先が変わった時は、すみやかにご連絡下さい。転居先不明などで郵便物が戻って来て処理に困っております。

早いもので来年の国際会議まで、ほぼあと一年。下準備のため事務局もなんとなくだんだんそのムードになりはじめました。当学会が幹事学会となっていますので、世界中いろいろな国から、多くの方々に参加していただきGTSJの名を世界にとどろかせたい(?)と思ひます。論文の集まり工合も予想以上に良いようですし、是非皆様、お誘い合わせの上、ご参加下さい。

[ A ]

## シンポジウムのお知らせ

57年度シンポジウムを下記の通り開催致しますので奮ってご参加下さい。

### 記

- 1) 題 目 : ガスタービンの制御とシミュレーション講演およびデモンストレーション
- 2) 日 時 : 昭和57年11月19日(金) 13:30~16:50
- 3) 会 場 : 航空宇宙技術研究所 原動機部 6号館  
調布市深大寺町1880 TEL.0422-47-5911
- 4) プログラム及び講師  
委員長挨拶 13:30~13:35  
i) リアルタイムシミュレーション 13:35~14:15  
講師 杉山七契氏(航技研)  
ii) リヒートガスタービンの制御 14:15~14:55  
講師 松本吉弘氏 桑田龍一氏(東芝電技研)  
(休憩) 14:55~15:10  
iii) FJRファンジェットエンジンへのアプリケーション 15:10~15:50  
講師 岸本峯生氏(石川島播磨重工業株)  
iv) デモンストレーションおよび質疑応答 15:50~16:50
- 5) 参加要領(メ切 11月12日)  
i) 聴講会費 : 3,000円 当日、受付にてお払い込み下さい。  
ii) 申し込み方法  
ハガキに所属、氏名、連絡先を明記の上、11月12日迄に事務局宛申し込んで下さい。

## § 第10回ガスタービンセミナー開催案内 §

1. 日 時 : 昭和58年1月20日(木), 21日(金)
2. 場 所 : 日比谷三井ビル8階ホール(千代田区有楽町1-1-2)
3. 演題及び講師(予定):
  - 1) 軸流圧縮機技術の現状と将来 高田浩之氏(東大)
  - 2) 冷却タービン技術の現状と将来 高原北雄氏(航技研)
  - 3) 大型ガスタービン技術の現状と将来 福江一郎氏(三菱重工)
  - 4) 低カロリーガス燃焼技術の現状と将来 高木圭二氏(三井造船)
  - 5) 小型ガスタービン技術の現状と将来 星野昭文氏(川崎重工)
  - 6) ターボチャージャ技術の最近の動向 大桑武雄氏(IHI)
  - 7) 制御技術の現状と将来 安井元氏(東芝)
  - 8) 最近の航空用材料と加工における問題点 西良正氏(IHI)

☆ 1月20日 1)~4) 1月21日 5)~8)

## § 第11回ガスタービン定期講演会開催案内 §

第11回ガスタービン定期講演会を下記のとおり開催いたします。  
なお、講演論文募集要項等詳細は12月号に掲載いたします。多数の会員諸氏の御投稿をお待ちしております。

開催日 : 昭和58年6月3日(金)  
場 所 : 機械振興会館(東京・芝)

## シンポジウムのお知らせ

57年度シンポジウムを下記の通り開催致しますので奮ってご参加下さい。

### 記

- 1) 題 目 : ガスタービンの制御とシミュレーション講演およびデモンストレーション
- 2) 日 時 : 昭和57年11月19日(金) 13:30~16:50
- 3) 会 場 : 航空宇宙技術研究所 原動機部 6号館  
調布市深大寺町1880 TEL.0422-47-5911
- 4) プログラム及び講師  
委員長挨拶 13:30~13:35  
i) リアルタイムシミュレーション 13:35~14:15  
講師 杉山七契氏(航技研)  
ii) リヒートガスタービンの制御 14:15~14:55  
講師 松本吉弘氏 桑田龍一氏(東芝電技研)  
(休憩) 14:55~15:10  
iii) FJRファンジェットエンジンへのアプリケーション 15:10~15:50  
講師 岸本峯生氏(石川島播磨重工業株)  
iv) デモンストレーションおよび質疑応答 15:50~16:50
- 5) 参加要領(メ切 11月12日)  
i) 聴講会費 : 3,000円 当日、受付にてお払い込み下さい。  
ii) 申し込み方法  
ハガキに所属、氏名、連絡先を明記の上、11月12日迄に事務局宛申し込んで下さい。

## § 第10回ガスタービンセミナー開催案内 §

1. 日 時 : 昭和58年1月20日(木), 21日(金)
2. 場 所 : 日比谷三井ビル8階ホール(千代田区有楽町1-1-2)
3. 演題及び講師(予定):
  - 1) 軸流圧縮機技術の現状と将来 高田浩之氏(東大)
  - 2) 冷却タービン技術の現状と将来 高原北雄氏(航技研)
  - 3) 大型ガスタービン技術の現状と将来 福江一郎氏(三菱重工)
  - 4) 低カロリーガス燃焼技術の現状と将来 高木圭二氏(三井造船)
  - 5) 小型ガスタービン技術の現状と将来 星野昭文氏(川崎重工)
  - 6) ターボチャージャ技術の最近の動向 大桑武雄氏(IHI)
  - 7) 制御技術の現状と将来 安井元氏(東芝)
  - 8) 最近の航空用材料と加工における問題点 西良正氏(IHI)

☆ 1月20日 1)~4) 1月21日 5)~8)

## § 第11回ガスタービン定期講演会開催案内 §

第11回ガスタービン定期講演会を下記のとおり開催いたします。  
なお、講演論文募集要項等詳細は12月号に掲載いたします。多数の会員諸氏の御投稿をお待ちしております。

開催日 : 昭和58年6月3日(金)  
場 所 : 機械振興会館(東京・芝)



## シンポジウムのお知らせ

57年度シンポジウムを下記の通り開催致しますので奮ってご参加下さい。

### 記

- 1) 題 目 : ガスタービンの制御とシミュレーション講演およびデモンストレーション
- 2) 日 時 : 昭和57年11月19日(金) 13:30~16:50
- 3) 会 場 : 航空宇宙技術研究所 原動機部 6号館  
調布市深大寺町1880 TEL.0422-47-5911
- 4) プログラム及び講師  
委員長挨拶 13:30~13:35  
i) リアルタイムシミュレーション 13:35~14:15  
講師 杉山七契氏(航技研)  
ii) リヒートガスタービンの制御 14:15~14:55  
講師 松本吉弘氏 桑田龍一氏(東芝電技研)  
(休憩) 14:55~15:10  
iii) FJRファンジェットエンジンへのアプリケーション 15:10~15:50  
講師 岸本峯生氏(石川島播磨重工業株)  
iv) デモンストレーションおよび質疑応答 15:50~16:50
- 5) 参加要領(メ切 11月12日)  
i) 聴講会費 : 3,000円 当日、受付にてお払い込み下さい。  
ii) 申し込み方法  
ハガキに所属、氏名、連絡先を明記の上、11月12日迄に事務局宛申し込んで下さい。

## § 第10回ガスタービンセミナー開催案内 §

1. 日 時 : 昭和58年1月20日(木), 21日(金)
2. 場 所 : 日比谷三井ビル8階ホール(千代田区有楽町1-1-2)
3. 演題及び講師(予定):
  - 1) 軸流圧縮機技術の現状と将来 高田浩之氏(東大)
  - 2) 冷却タービン技術の現状と将来 高原北雄氏(航技研)
  - 3) 大型ガスタービン技術の現状と将来 福江一郎氏(三菱重工)
  - 4) 低カロリーガス燃焼技術の現状と将来 高木圭二氏(三井造船)
  - 5) 小型ガスタービン技術の現状と将来 星野昭文氏(川崎重工)
  - 6) ターボチャージャ技術の最近の動向 大桑武雄氏(IHI)
  - 7) 制御技術の現状と将来 安井元氏(東芝)
  - 8) 最近の航空用材料と加工における問題点 西良正氏(IHI)

☆ 1月20日 1)~4) 1月21日 5)~8)

## § 第11回ガスタービン定期講演会開催案内 §

第11回ガスタービン定期講演会を下記のとおり開催いたします。  
なお、講演論文募集要項等詳細は12月号に掲載いたします。多数の会員諸氏の御投稿をお待ちしております。

開催日 : 昭和58年6月3日(金)  
場 所 : 機械振興会館(東京・芝)

# 1983年国際ガスタービン会議東京大会 1983 Tokyo International Gas Turbine Congress

主催：日本ガスタービン学会(幹事学会)，  
日本機械学会，ASME，IMechE，VDI

## 論文募集のお知らせ

明年秋東京におきまして、標記国際ガスタービン会議を開催することになりました。過去二度にわたり、わが国で開催された国際ガスタービン会議はいずれも多大の成果を収めました。

現在、エネルギー対策上からもガスタービン、ターボ過給機への関心は世界的にますます高まっており、当該分野の関係者がわが国に集り、最新の研究および技術開発の成果を発表し、対議することは誠に時宜をえているものと思われまます。

現在、同組織委員会では、下記の要領で論文を募集しておりますので会員の皆様にお知らせいたします。

### 記

開催日：1983年10月23日(日)～28日(金)

会場：東京池袋，サンシャインシティプリンスホテル

論文内容：ガスタービン及びターボ過給機に関する基礎から応用までを含めた学術ならびに技術論文，  
例えば，

Aerodynamics in Turbomachinery  
Fuel, Combustion and Heat Transfer  
Strength, Vibration and Dynamics  
Materials and Manufacturing Technology  
Control and Instrumentation  
Components and Auxiliaries  
Performance and Reliability  
Development and Operational Experience  
Environmental Problems  
New Applications of Gas Turbines

などに関する論文全般を対象としますが、とくに下記関係の論文を歓迎します。

Utilization of Alternative Fuels  
High Temperature Turbine Technology  
Combined Cycle Power Generation  
Turbochargers for Automotive Use

なお、論文は未発表のものを原則としますが、一部既発表のものを含んでも総合的にまとめたものは差し支えありません。

募集要旨：(1) 本会(GTSJ)会員が本会を經由して提出、発表された論文は、正規の手続きをへて本会学会誌に和文論文として投稿できます。

なお、日本機械学会(JSME)、米国機械学会(ASME)、西独工学会(VDI)經由の論文の発表後の取扱いについては各々の学会の規定に従いますが、詳細は当該学会にお問合せ下さい。また、その他については末尾の組織委員会にお問合せ下さい。

(2) 採否：論文発表の採否は本大会組織委員会(委員長：水町長生君)にご一任願います。

(3) 講演時間：一論文につき、討論を含めて30分の予定です。

(4) 論文は英文とし、口頭発表および討論の際には日・英両国語の何れをも使用できます(日・英同時通訳を予定)。

(5) 本論文に先立ち、論文概要(和文で図表を含め4,000字程度)を提出していただき、この審査により第一段階の採否を行わせていただきます。

(6) 講演申込者は講演者とし、1人1題目に限ります。

申込方法：論文発表の申込みは下記のGTSJ, JSME, ASME, VDIの4ルートの何れを通じても行なうことができます。

なお、その他については、組織委員会にお問合せ下さい。

GTSJ, JSME各経由で論文投稿を希望される方は、下記期日までに所定用紙(申出により組織委員会にて配布)により各々に講演申込みをして下さい。

(1) GTSJ 経由

申込先：下記組織委員会

申込資格：とくに制限はありません。

(2) JSME 経由

申込先：日本機械学会

〒151 東京都渋谷区代々木2-4-9 三信北星ビル内

TEL.(03)379-6781

申込資格：JSME会員

なお、ASME, VDI経由についての詳細は各々下記にお問合せ下さい。

ASME：

Mr. Roy Kamo

Executive Director, Advanced Engines & Systems,

Cummins Engine Company, Inc.,

Columbus, IN 47201, U.S.A.

VDI：

Dr.-Ing. F. Morell

Verein Deutscher Ingenieure

VDI-Gesellschaft Energietechnik

Postfach 1139

D-4000 Dusseldorf 1

Bundesrepublik Deutschland

申込締切日：昭和57年9月30日(木)\* (GTSJ, JSME経由とも)

論文投稿：(1) 論文概要\*

提出締切日：昭和57年11月30日(火)

採否通知予定：昭和58年1月下旬

提出先：下記組織委員会

\* 組織委員会で作成した論文概要執筆要領に従い、所定の原稿用紙を用いて下さい。

(2) 本論文\*\* (論文概要審査にて採用内定した後、提出していただきます。)

提出締切日：昭和58年3月31日

採否通知予定：昭和58年5月下旬

\*\* 所定の原稿用紙を用い、本論文執筆要領に従って作成して下さい。

提出先：1983年国際ガスタービン会議東京大会組織委員会

〒105 東京都港区虎の門4-1-21 葺手第2ビル内

(株)サンセイ・インターナショナル気付

TEL.(03)433-1560

その他、本件に関する不明な点については上記委員会宛お問合せ下さい。

\* 学会会誌の発行が遅れましたので、上記締切日に間合わない場合は至急組織委員会にご連絡下さい。

## 学 会 誌 編 集 規 定

1. 原稿は依頼原稿と会員の自由投稿による原稿の2種類とする。依頼原稿とは、会よりあるテーマについて特定の方に執筆を依頼するもので、自由投稿による原稿とは会員から自由に投稿された原稿である。
2. 原稿の内容は、ガスタービンに関連のある論説、解説、論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書、随筆、ニュース、新製品の紹介および書評などとする。
3. 原稿は都合により修正を依頼する場合がある。
4. 原稿用紙は横書き440字詰のものを使用する。
5. 学会誌は刷上り1頁約1900字であって、1編について、それぞれ次の通り頁数を制限する。  
論説4～5頁、解説および論文6～8頁、速報および寄書3～4頁、随筆2～3頁、ニュース1頁以内、新製品紹介1頁以内、書評1頁以内
6. 原稿は用済後執筆者に返却する。
7. 依頼原稿には規定の原稿料を支払う。
8. 原稿は下記の事務局宛送付する。  
〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13,  
第3工新ビル  
(Tel. 03-365-0095)

## 自 由 投 稿 規 定

1. 投稿原稿の採否は編集委員会で決定する。
2. 原稿料は支払わない。
3. 投稿は随時とする。ただし学会誌への掲載は投稿後6～9ヶ月の予定。
4. 原稿執筆要領については事務局に問合せること。

## 技 術 論 文 投 稿 規 定

1. 投稿原稿は次の各項に該当すること。
  - 1) 投稿論文は著者の原著で、ガスタービン技術に関するものであること。
  - 2) 投稿論文は日本語に限る。
  - 3) 投稿論文は本学会以外の刊行物に未投稿で、かつ本学会主催の講演会（本学会との共催講演会を含む）以外で未発表のものに限る。
2. 投稿原稿の規定頁数は原則として8頁以内とする。但し1頁につき10,000円の著者負担で4頁以内の増頁をすることができる。
3. 投稿原稿は正1部、副2部を提出すること。
4. 投稿原稿は原稿執筆要領に従うこと。尚、投稿論文の採否は本学会に一任願います。

日 本 ガ ス タ ー ビ ン 学 会 誌

第 10 卷 第 38 号

昭和 57 年 9 月 10 日

編 集 者 森 下 輝 夫

発 行 者 今 井 兼 一 郎

(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

# the gas turbine division newsletter



August, 1982

## K.A. Teumer: Reflections of the Outgoing Chairman



This past year (Gas Turbine Division Fiscal Year ends June 30) can be termed as another success for the Gas Turbine Division. Technically and financially we showed good strength and considerable growth. According to plan, we discontinued sponsoring sessions at the ASME Winter Annual Meeting because there was not a sufficient number of sessions available to the Division to attract a good gas turbine audience and to satisfy the Division's requirements. Instead, Gas Turbine Division's participation has been increased for the Joint Power Generation Conference. The Division has been allotted 10 sessions for the next annual J.P.G.C., October 17-21, 1982 in Denver, Colorado. This will be very worthwhile for gas turbine engineers.

The highlight of the year, and the event to which the attention of the Technical Committees, the Executive Committee and the staff of the International Gas Turbine Center in Atlanta is constantly focused, is the annual Interna-

tional Gas Turbine Conference and Exhibit. As previously reported, this event in London last April broke records in all of the categories: technical papers, attendance and exhibit sales income. Your Executive Committee is aware that the biggest single factor in the success of the Conference is the work of the Technical Committees under the guidance of their chairmen and the session organizers. They encourage and implement the technical paper contributions.

The publicity program for the Conference by the Director of Operations from the Atlanta office was most extensive and productive in creating the large attendance of over 5,000 persons this year.

During the past year, the Basic Gas Turbine Home Study Course progressed to near completion. Sponsored and underwritten by the Gas Turbine Division and developed by Arizona State University, it is in final preparation stages and due for initial release this fall from the International Gas Turbine Center in Atlanta.

My gratitude goes to the Executive Committee for their continual good cooperation throughout the year. It made our various business meetings productive and rewarding as we dealt with a heavy load of Division business. I am sure that group will continue in this manner on into the future.

## Profile:

### N.R. Dibelius, Chairman 1982 - 83



Norman R. Dibelius has held a variety of engineering and management positions over the past 29 years in General Electric's Gas Turbine Division and the Corporate Research and Development Center, Schenectady,

N.Y. With the exception of a few years spent in medical engineering research, most of that time was devoted to the design and development of hot gas path parts for gas turbines. His experience includes: the residual fuel burning gas turbine locomotives used on the Union Pacific Railroad; aircraft gas turbine combustion systems; and today's advanced gas turbine concepts for future applications. Dibelius has been awarded over a dozen U.S. patents and is the author of over 25 technical papers. He has also received other honors and awards, one of which was for the development of an artificial lung machine eventually used clinically for open heart surgery.

... continued next page

## PLAN NOW TO PARTICIPATE

- 17 Technical Committees planning approximately 80 Technical Sessions. "Worldwide participation, coupled with increased emphasis on the highest level of technical papers and presentations, assures this Conference will continue to be the single leading forum for gas turbine technology." Thomas C. Heard, General Electric Co., Schenectady, N.Y., Program Chairman.
- With seven months to go, available exhibition space is already over 87% reserved. Although movement of exhibitors in and out will continue until the show opens, a complete sellout is anticipated.

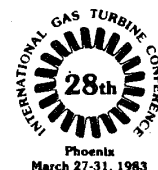
**28th INTERNATIONAL  
GAS TURBINE CONFERENCE  
AND EXHIBIT**  
Civic Plaza  
Phoenix, Arizona  
March 27-31, 1983



**GAS TURBINE DIVISION**  
The American Society of Mechanical Engineers



International Gas Turbine Center  
4250 Perimeter Park South, #108  
Atlanta, Georgia 30341 USA  
Telephone: (404) 451-1905



continued from Page 1 . . .

Dibelius is a past Chairman of the Combustion and Fuels Technical Committee and has served on the ASME Gas Turbine Division's Executive Committee since 1978. He is also a delegate to the American National Standards Institute (ANSI) and a United States delegate to the Congress International des Machines Combustion (CIMAC).

## Thru The Years . . .



**Tom Sawyer**  
Publisher Emeritus

It is remarkable how many changes are being made today in the automobile piston engine. Over 30 years ago many people thought the gas turbine auto

would be in mass production by today, but now the auto industry does not expect this to happen until after the year 2000.

The current emphasis is on development of ceramic parts for the turbine so that temperature in the turbine can be much higher. This should make turbine efficiency competitive with the diesel engine.

Why not consider another approach also? One eight cylinder Cadillac I was riding in only operated on four cylinders unless the driver pushed the accelerator down to require more horsepower. Possibly we should do the same thing with the gas turbine. Use a twin turbine and run the car on only one turbine when cruising along at light load. When more power is needed the driver just steps harder on the accelerator to get power from both turbines. This system not only gives better efficiency; but, if one turbine should fail to operate, the other turbine can keep the vehicle moving. Practically all airplanes built today have at least two turbines.

Back in 1954 the Army purchased a small 30 ton locomotive. I used the drawings of that 30 ton diesel locomotive and changed them to show how to eliminate the diesel and replace it with two Boeing 150 HP gas turbines. We used mechanical drive for the twin turbines similar to that used by the diesel. I picked two turbines then, so that if one stopped operating, the other could still move the locomotive and bring it in for maintenance.

I feel this country is doing a fine job of concentrating on advanced gas turbines using ceramic parts. However, there are

others outside of this country who are also doing a good job - perhaps better. Work on gas turbines continues in Japan at automobile companies, turbine manufacturers and several ceramic companies. Some of the ceramic companies are also supplying test parts for U.S. turbine programs. Also, a company in Sweden announced successful operation of a ceramic turbine on the road in an automobile.

## A.L. Steinlen, Program Chairman: 1982 Joint Power Generation Conference

The 1982 Joint Power Generation Conference (JPGC) will be held October 17 - 21, 1982 at the Denver Hilton Hotel, Denver, Colorado. This marks the first year of full participation by the ASME Gas Turbine Division reflecting its shift in emphasis from the ASME Winter Annual Meeting. In the past, only the GTD Electric Utilities Committee participated.

Four of the Gas Turbine Division's Committees are to participate this year in 10 sessions covering the following topics:

- **Electric Utility Committee (3 sessions, 13 papers)** covering: Turbine Tolerance to Low Grade Fuel in Electric Utility Operation; New System Configurations for Electric Power Plants; and Gas Turbines and Combined Cycles.
- **Turbomachinery Committee (joint with Turbines and Related Auxiliary Committee of the ASME Power Division) (1 session, 5 papers)** covering: Power Plant Thermal Performance.
- **Coal Utilization Committee (3 sessions, 13 papers)** covering: Coal Base Fuels Deposition and Corrosion; and Gas Turbine R & D (two sessions).
- **Combustion and Fuels Committee (3 sessions)** covering: Advanced Cogeneration Technology; Catalytic Combustion; and Control of Engine Emissions.

## National Seminar On Closed Cycle Gas Turbines

The United States Department of Energy is sponsoring a one day National Seminar on Closed Cycle Gas Turbines

(CCGT) in Los Angeles on October 19, 1982. The purpose of the Seminar is to acquaint interested people and organizations with the CCGT System, its benefits and current technological status. It will provide a forum for informal discussion of the key advantages and potential applications for closed cycle gas turbine systems.

For more information, contact Carey Kinney at the U.S. Department of Energy (301/353-5463) or David E. Wright, Power Conversion Systems, Rocketdyne Division, Rockwell International, 6633 Canoga Avenue, Canoga Park, California 91304 (213/884-2434).

## GTD Closed Cycles Committee: LATE CALL FOR PAPERS

The Gas Turbine Division's Closed Cycles Committee is planning a technical session for the ASME International Gas Turbine Conference in Phoenix, Arizona, March 27 - 31, 1983: Closed Cycle Turbomachinery Control and Components.

Papers are solicited in all areas of control and components of closed cycle turbomachinery. Technical problems, performance evaluation, and operation experiences of closed cycle turbomachinery operating under varying loading and ambient conditions are appropriate topics as are control simulation and response behavior of the associated components. Papers on novel developments of turbomachinery components and experiences relevant to closed cycle applications are welcome, in particular experimental investigations.

Please contact as soon as possible: Prof. W. Hilary Lee, Department of Mechanical Engineering, Stevens Institute of Technology, Hoboken, N.J. 07030, (210/420-5582).

## Order Information: GTD Lapel Buttons and Records

To order an ASME Gas Turbine Division turbine wheel (¾-inch diameter) lapel button, send name, address and type of ASME membership along with \$25.00 check (no charge to committee chairmen, vice-chairmen and exhibitors) to R. Tom Sawyer, Box 188, Ho-Ho-Kus, NJ, 07423. Copies of the 45 RPM record "Onward and Upward with Gas Turbines" are also available for \$3.00 each.

## New Gas Turbine Books

Sawyer's Turbomachinery Maintenance Handbook. Ed. by John W. Sawyer, Fellow ASME, and Kurt Hallberg, 1980, Turbomachinery International, 22 South Smith St., Norwalk, Conn. 06855. 976 pp. in 3 bound vols. Vol. I, Gas Turbines/Turbocompressors, ISBN 0-937506-01-x, \$42.50, Vol. II, Steam Turbines/Power Recovery Turbines, 0-937506-001-1, \$42.50; Vol. III, Support Services and Equipment, 0-937506-02-8, \$42.50.

This three-volume handbook deals with the maintenance of gas turbines, turbocompressors, steam turbines, power recovery turbines, clutches, and reduction gears. The volumes, written by 49 authors representing companies in seven countries, present practices, techniques, records, case histories, problems, and solutions from both operators and manufacturers.

*Editor's Note: Readers are asked to send details of other new gas turbine books to International Gas Turbine Center, Atlanta.*

## A.A. Mikolajczak Elected To ASME Fellow Grade

A.A. (Alek) Mikolajczak, Vice-Chairman of ASME Gas Turbine Division's Executive Committee, was recently elected to ASME Fellow grade.

Mikolajczak, Director of Technical Planning, United Technologies Corp., Hartford, Conn., has supervised research in the areas of fluid dynamics and aeroelasticity of fans, compressors, and turbines, and in acoustics. He holds patents for seal construction and supersonic fan noise control.

Mikolajczak received his B.S., M.S., and Ph.D. (1964) from Cambridge Univ., England. He briefly taught at MIT, and joined the Pratt & Whitney Aircraft Div. of United Technologies in 1966. His initial assignment was the development of advanced fan and compressor technology. He then became involved in aeroelasticity and acoustics research. Mikolajczak has held senior staff positions in technical planning since 1977.

In the Gas Turbine Division, Mikolajczak has been Chairman of the Turbomachinery Committee. He was also

Chairman of Conferences on the Executive Committee, and Technical Program Chairman for the 1978 Conference.

## Introducing: Dr. Serge Gratch, President - ASME

Serge Gratch, Director of the Chemical Science Laboratory of the Ford Motor Company, Dearborn, Mich., took office as president of The American Society of Mechanical Engineers on June 16, 1982. He will serve a one-year term.

With Ford Motor Company since 1961 in various capacities, he helped to organize the Company's alternative fuels program. Before joining Ford he was a research scientist for Rohm & Haas Co. and an associate professor of mechanical engineering at Northwestern University.

Gratch received his bachelor's degree in chemical engineering, and his master's and doctorate in mechanical engineering from the University of Pennsylvania in 1943, 1945 and 1950 respectively. A resident of Birmingham, Mich., he is a registered professional engineer in Michigan.

## Exhibit Advisory Committee Meets in Atlanta

As part of the ASME Gas Turbine Division's continuing efforts to improve the International Gas Turbine Conference and Exhibit, an Exhibit Advisory Committee consisting of representatives of exhibiting companies was formed several years ago. The Committee serves in an advisory capacity to the Gas Turbine Division's Executive Committee.

Committee representatives recently met in Atlanta to discuss topics of importance to exhibitors and Gas Turbine Division. Members attending included the following: Susan Brauer, Solar Turbines Incorporated; S. J. Cognetti, General Electric Co.; Mark Harnden, Cooper Rolls, Inc.; C.J. Lang, John Brown Engineering Limited; Paul Lenk, Ace Industries, Incorporated; Dale Moyer, The Garrett Corporation; and Candido Veiga, Westinghouse Electric Corporation.

## The International Gas Turbine Center in Atlanta Has Moved

Because of expanded services and operations, it has become necessary to enlarge and relocate the offices of the ASME, Gas Turbine Division's International Gas Turbine Center in Atlanta. Effective immediately, here are the new address and telephone number.

International Gas Turbine Center  
Gas Turbine Division, ASME  
4250 Perimeter Park South, #108  
Atlanta, Georgia 30341 USA  
Telephone: (404) 451-1905

## Amsterdam Selected as Site for 1984 ASME International Gas Turbine Conference and Exhibit

Although negotiation of the final contract is still in progress, Gas Turbine Division's Executive Committee has selected Amsterdam as the site of the 29th ASME International Gas Turbine Conference and Exhibit. The Conference and Exhibit will be held at the International Exhibition and Congress Centre RAI, June 4 - 7, 1984.

## 1983 CIMAC International Congress on Combustion Engines

The 1983 CIMAC Congress will be held in Paris at the Palais de Congress, June 13 - 17, 1983.

The inaugural session will take place on the morning of Monday, June 13, and will feature a lecture given by Mr. Balaceanu, General Director of the French Petroleum Institute.

Application forms may be requested from: PMV - CIMAC 83, B.P. 246, 92205 NEUILLY SUR SEINE (FRANCE), Telex: PM 610430F.

### FUTURE ASME GAS TURBINE DIVISION CONFERENCES and EXHIBITS

1983 MARCH 27-31  
Civic Plaza  
Phoenix, Arizona

1984 JUNE 3-7  
International Exhibition and  
Congress Centre RAI  
Amsterdam, Netherlands

1985 MARCH 17-21  
Albert Thomas Convention  
Center  
Houston, Texas

# CALL FOR REPORTS

## 1983 GAS TURBINE TECHNOLOGY REPORT

The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER will soon be editing the ASME Gas Turbine Division's Annual Gas Turbine Technology Report. Companies and organizations involved in gas turbine technology are invited to submit a report on 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 Annual Technology Report is widely distributed; therefore, any material submitted must be unclassified and non-proprietary. Further, when the material is submitted, the ASME Gas Turbine Division accepts it with the understanding that it is open for publication with no restrictions.

The format of the report submitted should be as follows:

- (1) List at the top of the first page the company or organization and the author's name and address. The company name should not be used throughout the text but referred to as "the company".
- (2) Length must not exceed 600 words.
- (3) No illustrations, tables or photographs are permitted.

The information must be received in the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER by no later than November 12, 1982 in order to be included in the Annual Report.

For further information or assistance, please contact the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER in Atlanta, Georgia.



**GAS TURBINE DIVISION**  
The American Society of Mechanical Engineers

<b>IGTC</b>	<b>International Gas Turbine Center</b> 4250 Perimeter Park South, #108 Atlanta, Georgia 30341 USA Telephone: (404) 451-1905
-------------	---



**GAS TURBINE DIVISION**  
The American Society of Mechanical Engineers

EXECUTIVE COMMITTEE 1982-83

**CHAIRMAN**  
NORMAN R. DIBELTUS  
General Electric Co.  
1 River Road, Bldg. 53-322  
Schenectady, N.Y. 12345  
518-385-9674

**VICE-CHAIRMAN**  
A. A. MIKOLAJCZAK  
United Technologies Corp.  
1 Financial Plaza  
Hartford, CT 06101  
203-728-7634

**CHAIRMAN OF CONFERENCES**  
GEORGE K. SEROVY  
Mechanical Engineering Bldg.  
Iowa State University  
Ames, IA 50011  
515-294-2023/1423

**REVIEW CHAIRMAN**  
H. CLARE EATOCK  
Pain & Whitney Aircraft  
P.O. Box 10  
Longueuil, Quebec J4K 4X9  
Canada  
514-677-9411

**FINANCE COMMITTEE & PAST CHAIRMAN**  
KENNETH A. TEUMER  
Woodward Governor Company  
1000 E. Drake Road  
Fort Collins, Colorado 80525  
303-482-5811

**DIRECTOR, OPERATIONS**  
DONALD D. HILL  
International Gas Turbine Center  
4250 Perimeter Park South, #108  
Atlanta, GA 30341  
404-451-1905

**MANAGER, EXHIBIT AND INFORMATION SERVICES**  
DAVID H. LINDSAY  
International Gas Turbine Center  
4250 Perimeter Park South, #108  
Atlanta, GA 30341  
404-451-1905

**OPERATIONS**  
**TREASURER**  
R. TOM SAWYER  
P.O. Box 188  
Ho-Ho-Kus, N.J. 07423  
201-444-3719

**ASSISTANT TREASURER**  
THOMAS E. STOTT  
Stal-Laval, Inc.  
325 Executive Blvd.  
Elmsford, N.Y. 10523  
914-592-4710

**NEWSLETTER EDITOR**  
ROBERT A. HARMON  
25 Schalen Drive  
Latham, N.Y. 12110  
518-785-8651

**ADMINISTRATIVE ASSISTANT**  
SUE COLLINS  
404-451-1905

**STAFF ASSISTANT**  
DONNA HUNERWADEL  
404-451-1905

**the** gas turbine division  
**newsletter**

**Volume 23, Number 3, August, 1982**  
Published by the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER, Gas Turbine Division, A.S.M.E., 4250 Perimeter Park South, #108, Atlanta, Georgia 30341, USA, (404/451-1905); Donald D. Hill, Director of Operations; David H. Lindsay, Manager, Exhibit and Information Services; Sue Collins, Administrative Assistant; Donna Hunerwadel, Staff Assistant.

**Chairman:** Norman R. Dibeltus  
General Electric Co.  
Schenectady, New York

**Vice Chairman:** A.A. Mikolajczak  
United Technologies Corp.  
Hartford, Connecticut

**Editor:** Robert A. Harmon  
Consulting Engineer  
Latham, New York

**Publisher Emeritus:** R. Tom Sawyer  
Ho-Ho-Kus, New Jersey

**Publisher:** Donald D. Hill  
International Gas Turbine Center  
Atlanta, Georgia

**INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER**  
**Gas Turbine Division**  
**The American Society of Mechanical Engineers**  
**4250 Perimeter Park South, #108**  
**Atlanta, Georgia 30341 USA**

Address Correction Requested

ASME GAS TURBINE DIVISION

のご好意により複写の許可を得ました。