

特集号に寄せて

大宮司 久明*¹

DAIGUJI Hisaaki

本格的電子計算機 ENIAC (500FLOPS) がこの世に現れたのは半世紀前の 1946 年のことであるが、コンピュータが CFD (数値流体力学) の計算に便利に利用されるようになったのはそれから四半世紀も後のことである。大型コンピュータは米国で CFD とともに発展してきた。CFD の起源はコンピュータ以前にさかのぼることができる。日本の先駆的研究には、東大理工研の川口光年氏 (1953) による円柱後方の双子渦の解析、ターボ機械では東北大速研の瀬谷清氏 (1957) による 2 次元翼列のポテンシャル流れの解析があるが、これらは Southwell の緩和法を用い手で計算されたものである。

CFD のターボ機械の設計への応用については、古くは翼型周りの 2 次元ポテンシャル流れを計算し、翼型表面の圧力分布を求め、好適な分布 (滑らか、ピーク値が低い、楕円に近い負荷分布、減速 (拡散) 域小、再加速しない、……) になるように、理想的分布と求めた分布の差をもとに翼型の反りと厚みを修正し、翼列の直接問題を繰返し解くことによって、翼列の設計が行われた。筆者も 1961-66 年頃にこのような方法で翼列翼型を計算したが、その一部は速研で翼列実験にかけられ、実機にも使用された。これに対し翼列の設計問題を解いて翼型形状を直接求める方法もあるが、求めた翼型が実用に供しうる厚み分布にならなければ、圧力分布を修正し計算をやり直す必要がある。

大型コンピュータの開発は驚異的に進み、米国では 1976 年にスーパーコンピュータ CRAY-1 (70MFLOPS) が稼働し、わが国でも 1985 年頃までに国産のスーパーコンピュータが出揃い、コンピュータ環境もようやく整った。ターボ機械ではその間に、2 次元から準 3 次元、3 次元へ、ポテンシャル方程式からオイラー、放物型 NS (ナビエ・ストークス)、NS、更に乱流へと進み、流力損失もある程度予測可能となった。

翼列の下流側に発生する渦列や、パターンが微妙に変化する衝撃波は、乱流の取扱いや数値スキームを慎重に選ばなければ正当に計算できない。全体の損失には、動翼先端からの漏れ渦や翼付け根の流れの剥離も重要で、更に前方翼列の後流の影響も無視できない。境界層を考慮して翼列の設計問題を解くことはできるが、いわゆる二次流れの効果は、設計問題では取扱い困難で、直接問

題を繰返し解くことによって考慮できる。

ワープロ並に簡単に扱える CFD のソフトを作ることが望まれる。これはターボ機械に限れば、流れ解析と CG に関してはいつでもできるが、メッシュ分割に関しては問題がある。構造格子を作る際に、ハブ-ティップ間を回転面で分割する第一段階は容易であるが、各回転面上に同じトポロジーを持つ C 形または H 形格子をセルの歪みが大きくならないように作る次の段階は非常に難しくなる場合も多い。このような場合には、キメラ格子法 (直角格子とオーバーラップした翼面近傍等の格子を使用) または非構造格子法 (まだスキームの解像度に問題) を採用するなど、発想の転換も必要であろう。

乱流の実用解析には乱流モデルが必要で、乱流モデルは乱れ量の輸送方程式の数によって 0 方程式、1 方程式、2 方程式、応力方程式などのモデルに分けられる。よく用いられているものには、Baldwin-Lomax (1978)、Johnson-King (1985) などの 0 方程式モデル、Spallart-Allmaras (1992) の 1 方程式モデル、Launder-Spalding (1974) の $k-\epsilon$ モデル、Chien (1982) などの低レイノルズ数型 $k-\epsilon$ モデル、Wilcox (1988) の $k-\omega$ モデルがある。概して後のモデルほど複雑で計算量も多いが、乱れの輸送、ヘリシティ、非等方性などの効果を含み、いろいろの乱流に適用でき普遍性がある。

JK モデル、W モデル、最近開発されたモデルの多くは逆圧力勾配境界層にもある程度適用できる。遷移は実用上重要なファクターで、遷移モデルが組込まれているもの (BL モデル、JK モデル)、遷移点を与えるもの (SA モデル)、すべて乱流とするもの (LS モデル)、上流境界に小さい乱れ量を与えバイパス遷移を待つもの (C モデル) がある。最近のモデルは、標準乱流で乱流量が物理現象に非常に良く合うものになっている。しかしながら既存のモデルの多くは物体の後流、大きい縦渦 (ヘリシティ)、強い異方性の現れるところには適用困難で、圧縮性効果も十分考慮されているとは言えない。

例えば一様流中の円柱や角柱の抗力は、初期の計算では実験に合っていたが、細かい格子と高次スキームを用いた計算では大きくなり、更に 3 次元 DNS (直接数値シミュレーション) で縦渦まで計算すれば合ってくる。初期の計算では 1 次上流差分の大きい数値粘性が縦渦による拡散の代わりに務めていたことになる。渦の巻上げとペアリングによる混合層の発達には、マッハ数がある大きさになると急に抑制される。混合層中に並ぶ渦塊から衝

原稿受付 1998 年 7 月 10 日

* 1 東北大学 (名誉教授)

〒981-0904 宮城県仙台市青葉区旭ヶ丘 1-29-4

撃波が発生すると渦が巻上がりにくくなるのが、DNSによって確認できる。圧縮性乱流モデルには、渦による擾乱の依存域影響域の効果を組込む必要があろう。

翼列の後流中に渦列が現れる場合の損失は、既存の乱流モデルではかなり小さめに算出される。大きい渦までシミュレーションすれば妥当な結果が得られよう。大型コンピュータの処理速度は現在 1 TFLOPS ($T=10^{12}$) を越え、21 世紀初めには数十 TFLOPS の地球シミュレータが稼働する。それでも DNS に全面的に頼ることはできない。LES (large eddy simulation) や比較的簡単な乱流モデルを用い必要に応じ大きい渦までシミュレーションする方法は今後有力なものとなる。

NASA の著名な CFD の専門家は 1985 年の講演で、CFD はすでに成熟したとっておられた。CFD はその後も随分成長しているが、計算法の基本的提案の多くが 1985 年以前になされたことを思えば、あながち的外れな展望とは言えない。計算の精度は細かいメッシュと高次スキームの使用によって改善でき、安定性は TVD 法のような高解像スキームによって十分確保できる。なお衝撃波の捕獲にはメッシュを細かくすることも有効であるが、薄い剪断層や滑り面などの弱い不連続には 4 次以上の高解像スキームが不可欠である。

圧縮性流れはいくつかの波の重ね合わせで、流束分離法は、これらの波ごとにその伝播の向きにしたがって合理的に上流化するものである。この方法の基本的提案は Godunov(1959), van Leer(1974, 79), Engquist-Osher(1980), Steger-Warming(1981)らによってなされた。高解像スキームは、流束分離法とともに Boris-Book(1973) の FCT 法で初めて導入された制限関数を用い強く安定化するもので、Harten(1983) の TVD 法, Harten-Osher(1987) の ENO 法となって結実した。

NS 方程式を効率よく解くためには、普通 Δ 形陰解法を用い時間間隔を大きく取り、各種の因子法やアルゴリズムを適用し計算量を軽減する。Yanenko(1961)の近似因子法に始まる Beam-Warming(1976, 78), Pulliam-Chaussee(1981), Steger-Warming(1981), Jameson-Turkel(1981)らの因子法, Jameson-Yoon(1987)の LU-SGS 法, また Brandt(1977)の多重格子法などが基本的なものとして知られている。なお計算法の開発研究は、基本的提案によって終わるものではなく、曲線座標格子、非構造格子に適用できるように拡張され、さらに高精度高解像のものへと改良されてきている。

筆者は 1959 年に上記の緩和法で計算を始めており、現役の最古参ということもあって、これまでに多くの解説・展望記事を学会誌等にかかせていただいた。本誌にも 1984 年から 85 年に「ターボ機械の流れの数値解析」(その 3 は航技研石垣博氏分担)を連載し、1989 年には「流れの数値解析法」(東北大山本悟氏と共著)を執筆してきた。またひとりで本を書く機会はなかったが、次の

本の編集と部分執筆に携わってきた。

「流れの数値シミュレーション」1988, コロナ社

「数値流体力学」1992, 東京大学出版会

「乱流の数値流体力学」1998, 東京大学出版会

このような執筆活動ができたことは、今はただわが身の光栄と思うのであるが、その時々には 大学の名に恥じないものをとどうにか書いてきた。多くのものを書かれる某先生は、日ごろ項目ごとの詳しい解説、ついでにその短いもの、易しくしたものを書いておき、執筆時には適宜アレンジするだけとのことである。また多くの仕事をされた某先生は新幹線の車中でテープに吹き込んで医局の人に渡せば原稿が出来上がるということで、一度書いた専門書も度々改訂されたとのことである。筆者にはなかなか真似のできないことである。

初めてまたは専門外の解説を依頼されたときには、独断偏見になりはせぬかと思ひ悩み筆も進まなかった。大学では高適な学識を得てはじめてひとを教育できるようにもいわれたが、最近読み始めた仏教の教典には、自らをまだよく度する(覚)ことができなくても他をよく度することができるという文言がある。これには教義が真実で仏の加護があるということもあろう。続いての、他に教えることによってその人が高い境地に誘われるというのは、解説は人のためならずで身をもって体験したところである。多くの若手研究者に解説を依頼し、CFD の高度の専門家になってもらうことも大切である。

計算結果を羅列し現象を説明するものを仮に第 I 類、解法の概要など論文に書かれていることをそのまま紹介するものを第 II 類、既存の研究を系統的に整理し、動機や背景を考え、式の導出の仕方、優劣の比較などを述べたものを第 III 類としよう。第 I 類は CFD の宣伝用、第 II 類は単なる利用者向け、第 III 類は本格的な利用者研究者向けである。解説や講演を頼まれるときに、第 I 類のものを多くし分かり易いものと望まれることも多かったが、私としてはどちらかといえば第 III 類の多い最新の高度のものを提供したいと考えてきた。

上記の「数値流体力学」では圧縮性流れの解法を担当したが、紙面が足りず割愛した部分も多かった。さいわい最近「乱流の数値流体力学」で圧縮性と非圧縮性流れの構造格子法を分担することになり、足りないところを補うことができた。この本には非構造格子法も中橋和博、澤田恵介両氏によって詳しく解説されている。また推奨できる乱流のモデルと計算法が、今までにない完全な形で書かれている。このような CFD の専門書を出版できたことは編者の一人として大へんうれしく思うところである。更に初期のいくつかの解法、最新の構造格子法と非構造格子法のスキームについて、動機や背景、式の導出、プログラムまたはその作り方を省略せずに書いた本を出したいと思っていたが、それが適わぬ夢となってきた今日この頃である。

特集・熱流体の数値計算

数値解析手法

山本 悟^{*1}

YAMAMOTO Satoru

キーワード：CFD, 特性の理論, 流束分離, 高解像差分スキーム, 非定常流れ, 衝撃波, 渦
CFD, Characteristics Theory, Flux Splitting, High-Resolution Finite-Difference
Scheme, Unsteady Flow, Shock Wave, Vortex

1. はじめに

著者らが1989年に圧縮性流れの数値解析法の解説を執筆して以来、ほぼ10年を経て新たにまた解説する機会を得たので、特に1990年代に入ってから提案されているいくつかの数値解法を加えながら、圧縮性流れの数値解析法についてその基本的考え方から具体的な数値スキームまでをあらためて解説する。圧縮性流れのCFDは、1983年にHartenにより提案されたTVDスキーム⁽¹⁾に代表される衝撃波捕獲の画期的な方法により、3次元圧縮性オイラーならびにナビエ・ストークス方程式を解いて多くの高速な流れ問題が解析できるようになった。現在、既存の計算コードを用いた実用問題の解析はもちろんのこと、より複雑な形状周りの流れや3次元非定常流れを本格的に解析するための計算コードが世界規模で開発されている。ガスタービン翼列流れの数値解析は、Denton⁽²⁾やDawesら⁽³⁾を先駆けとして、1990年前半にかけて数多くの3次元翼列を通る粘性流れの計算コードが開発されている^{(4)~(9)}。さらに静・動翼列干渉流れの計算コードにも拡張されている^{(10)~(12)}。ガスタービンは今後、高速化・高負荷化に伴い、その翼列流れも衝撃波や渦を伴ったきわめて複雑な非定常流れになることが予想される。本解説では数値解析法の基礎に加えて、このような複雑な流れを解析するための数値スキームについても紹介し、その有効性を具体的な計算例で示す。なお本解説のより詳細な内容については、文献(13)(14)を参照願いたい。

2. 特性の理論

1次元圧縮性オイラー方程式は2独立変数の非線形双曲型方程式系である。そして特性の理論は、双曲型偏微分方程式系を流跡線と圧力波を表す特性曲線上の独立した波の常微分方程式に分解する。いま、1次元圧縮性オイラー方程式は保存形で次のように定義される。

$$Q_t + F_x = 0 \quad (1)$$

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ e \end{bmatrix}, \quad F = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u^2 + p \\ (e+p)u \end{bmatrix}$$

ただし、 Q は未知変数ベクトル、 F は流束ベクトルであり、 ρ , u , e , p はそれぞれ、密度、速度、単位体積当たりの全内部エネルギーそして静圧を表す。式(1)はヤコビ行列 $A = \partial F / \partial Q$ を用いれば、

$$Q_t + F_x = Q_t + A Q_x = 0 \quad (2)$$

となる。さらにオイラーの同次関係から次式が成り立つ。

$$F_x = A Q_x = (A Q)_x \quad (3)$$

ただし、 $A_x Q = 0 (A_x \neq 0)$

一方、式(1)は非保存形に変換すると次のようになる。

$$\tilde{Q}_t + \tilde{A} \tilde{Q}_x = 0 \quad (4)$$

ただし

$$\tilde{Q} = \begin{bmatrix} \rho \\ u \\ p \end{bmatrix}, \quad \tilde{A} = \begin{bmatrix} u & \rho & 0 \\ 0 & u & 1/\rho \\ 0 & \rho c^2 & u \end{bmatrix} \quad (5)$$

c は音速。式(4)は非保存形への変換行列 $N = \partial \tilde{Q} / \partial Q$ を式(2)の両辺に左側から演算することにより導出することができる。 \tilde{A} は非保存形のヤコビ行列であり、 $\tilde{A} = N A N^{-1}$ の関係が成り立つ。特性の理論は非保存形の式(4)に対して適用され、特性方程式が次式のように得られる。

$$|\tilde{A} - \lambda I| = 0 \quad (6)$$

ここで、この方程式の根 $\lambda_k (k=1,2,3)$ は \tilde{A} の固有値であり、 $\lambda_1 = u$, $\lambda_2 = u+c$, $\lambda_3 = u-c$ が得られる。これら3つの固有値は異なる実数であることから式(4)は全双曲型であるといえる。それぞれの固有値は、解曲面

原稿受付 1998年5月29日

*1 東北大学 大学院 工学研究科

〒980-8579 宮城県仙台市青葉区荒巻字青葉01

上における1パラメータ族の特性曲線(の傾斜) dx/dt に等しく、物理的には波の位相速度(特性速度)を表しており、 λ_1 は流跡線、 λ_2, λ_3 は圧力波(音波)に対応する(図1)。式(6)を構成している行列 $\tilde{A} - \lambda I$ は、3個の行ベクトルまたは列ベクトルからなり、これらすべてに直交するベクトル l^k が存在する。すなわち、

$$l^k (\tilde{A} - \lambda_k I) = 0 \tag{7}$$

このベクトルは、 \tilde{A} の固有値 λ_k に対する左固有ベクトルと呼ばれ、 l^k からなる行列を \tilde{L} 、固有値からなる対角行列を Λ とすれば、 $\tilde{A} = \tilde{L}^{-1} \Lambda \tilde{L}$ が成り立つ。ただし、

$$\Lambda = \begin{bmatrix} u & & \\ & u+c & \\ & & u-c \end{bmatrix}, \tilde{L} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -1/c^2 \\ 0 & 1 & 1/\rho c \\ 0 & 1 & -1/\rho c \end{bmatrix}$$

いま、式(4)の両辺の左側から \tilde{L} を演算し、特性変数 $\delta W = \tilde{L} \delta \tilde{Q}$ を用いて変形すれば次式が得られる。

$$W_t + \Lambda W_x = 0 \tag{8}$$

Λ は特性曲線 dx/dt からなる対角行列であるから、式(8)は結局、各特性曲線上で成り立つ常微分方程式系 $\delta W = 0$ に等しい。各常微分方程式の未知変数は熱力学の法則や等エントロピーの仮定を用いて特性変数を各特性曲線上で積分することにより導出され、最終的に次のような常微分方程式系が得られる。

$$s_t - us_x = 0$$

$$(r^+)_t + (u+c)(r^+)_x = 0 \tag{9}$$

$$(r^-)_t + (u-c)(r^-)_x = 0$$

ここで、 s はエントロピー。また、 $r^\pm = u \pm 2c/(r-1)$ はリーマン変数もしくはリーマン不変量(Riemann Invariant)と呼ばれる。これらを物理的に解釈すれば、流跡線に沿ってエントロピーが一定になり、圧力波に沿ってリーマン変数が一定であるということになる。1次元圧縮性オイラー方程式を解くということは、特性の理論により各特性曲線上で成り立つ独立した3つの常微分方程式を解くことと同じであり、現在一般的に使われている圧縮性流れの衝撃波捕獲法はまさにこの考え方を基本としている。厳密には、ここで紹介したものはあくまで2独立変数の場合の特性の理論であり、多次元問題には厳密には適用できない。通常は、次元を1次元に分解して適用している。また圧縮性ナビエ・ストークス方程式には、非粘性項に対してのみ適用されている。

3. 流束分離 (Flux Splitting)

式(1)は、空間方向に保存形で次のように離散化される。

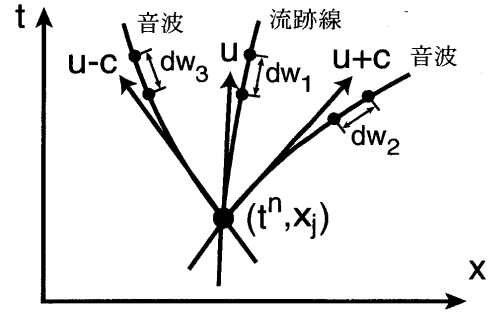


図1 特性曲線(特性速度)と特性変数

$$Q_t = -(F_{j+1/2} - F_{j-1/2})/\Delta x \tag{10}$$

$F_{j\pm 1/2}$ は数値流束であり、特性の理論に基づいた数値解法により計算される。特性の理論を具体的に圧縮性流れの数値解法に適用した例としては、Steger-Warmingの流束ベクトル分離法(Flux Vector Splitting Method)⁶⁵⁾がある。式(3)から $F = AQ$ が成り立つが、この方法はまず流束ベクトル F を固有値の符号にしたがって次のように分離する。

$$F = F^+ + F^-$$

$$F^\pm = A^\pm Q = N^{-1} \tilde{L}^{-1} \Lambda^\pm \tilde{L} N Q \tag{11}$$

A^\pm は固有値の対角行列をその符号によって分離したもので、

$$A^\pm = \begin{bmatrix} \lambda_1^\pm & 0 & 0 \\ 0 & \lambda_2^\pm & 0 \\ 0 & 0 & \lambda_3^\pm \end{bmatrix} \tag{12}$$

ただし、 $\lambda_k^\pm = (\lambda_k \pm |\lambda_k|)/2$ 。式(11)の分離流束 F^\pm は、最終的に次のようなサブベクトルの和として導出される。

$$F^\pm = \frac{\gamma-1}{\gamma} \rho \begin{bmatrix} 1 \\ u \\ u^2/2 \end{bmatrix} \lambda_1^\pm$$

$$+ \frac{\rho}{2\gamma} \begin{bmatrix} 1 \\ u+c \\ H+cu \end{bmatrix} \lambda_2^\pm + \frac{\rho}{2\gamma} \begin{bmatrix} 1 \\ u-c \\ H-cu \end{bmatrix} \lambda_3^\pm \tag{13}$$

ただし、 $H = (e+p)/\rho$ 。この流束ベクトル F^\pm を構成する固有値の符号にしたがって数値流束 $F_{j+1/2}$ は上流化される。たとえば、すべての固有値が正の値、すなわち超音速の場合に1次精度で、

$$F_{j+1/2} = F_j^+ = F_j \tag{14}$$

のように計算され、結局上流の点 j の流束ベクトル F_j が数値流束の値として与えられることになり、すべての方程式に対して完全に上流化される。

Steger-Warmingの流束ベクトル分離法は、特性の理論に最も忠実な方法であるが、マッハ数 $M = -1, 0, 1$

で勾配が不連続になり、これらの点の近傍で上流差分スキームが破綻する。van Leer はこれを克服するために、流束ベクトル F がなめらかに変化する次のような分離流束 F^\pm を提案した¹⁶⁾。

$$F^\pm = \pm \rho M_a \begin{bmatrix} 1 \\ \pm 2c(1 \pm \frac{\gamma-1}{2}M)/\gamma \\ 2c^2(1 \pm \frac{\gamma-1}{2}M)^2/(\gamma^2-1) \end{bmatrix} \quad (15)$$

ただし、 $M_a = c(M \pm 1)^2/4$ 。この van Leer の分離流束は、Steger-Warming の分離流束 F^\pm の式(13)の固有値 λ_k^\pm を次のように置き換えたものに相当する。

$$\begin{aligned} \lambda_1^\pm &= \pm M_a (1 - M_b) \\ \lambda_2^\pm &= \pm M_a \{1 \pm (2 \mp M) + (\gamma - 1)M_b\} \\ \lambda_3^\pm &= \pm M_a \{1 \mp (2 \mp M) + (\gamma - 1)M_b\} \end{aligned} \quad (16)$$

ただし、 $M_b = (M \mp 1)^2/(\gamma + 1)$ 。式(15)は完全上流化することができないため、van Leer の方法はあくまで亜音速領域に適用され、超音速領域は完全上流化できる Steger-Warming の方法が用いられるべきである。また、いずれの方法も粘性流れに適用した場合に境界層内で過度の数値粘性が生じることがすでに指摘されている。これらの方法は本来、特性の理論に基づき双曲型の圧縮性オイラー方程式に対して考えられたものであるから、放物型の特徴を持ったナビエ・ストークス方程式に厳密に適合しないのはやむを得ない。

4. 流束差分法 (Flux Difference Splitting)

Steger-Warming や van Leer の方法が、流束そのものを固有値の符号に応じて分離し上流化したのに対し、流束差分法では、流束の差分が分離され上流化される。Roe が提案した流束差分法¹⁷⁾では固有値の符号に応じて分離されたヤコビ行列により流束差を次のように定義している。

$$\Delta F = A^+ \Delta Q + A^- \Delta Q \quad (17)$$

これを、式(1)の空間方向の離散化に適用すれば1次精度上流差分の形で次のようになる。

$$Q_i = -\{(A^+ \Delta Q)_{j-1/2} + (A^- \Delta Q)_{j+1/2}\} / \Delta x \quad (18)$$

ただし、 $\Delta Q_{j+1/2} = Q_{j+1} - Q_j$ 。特性の理論から、左右に伝播する波を表している $A^\pm \Delta Q$ は次のように変形される。

$$\begin{aligned} A^\pm \Delta Q &= L^{-1} A^\pm L \Delta Q \\ &= L^{-1} A^\pm \Delta W \\ &= \sum_k \lambda_k^\pm \Delta w_k r^k \end{aligned} \quad (19)$$

ここで、 $L = \tilde{L}N$ は保存形の左固有ベクトルの行列。 $\Delta W = (\Delta w_1, \Delta w_2, \Delta w_3)$ は特性変数のベクトル。 r^k は右

固有ベクトルの成分を表す。Roe の方法では、 A^\pm が Q_j と Q_{j+1} のみの関数と定義され、式(17)の保存性ならびに非線形性を満足するために次のような特殊な平均操作 (Roe 平均) を施している。

$$\begin{aligned} \bar{\rho} &= \sqrt{\rho_{j+1}\rho_j} \equiv R_{j+1/2}\rho_j \\ \bar{u} &= \frac{(u\sqrt{\rho})_{j+1} + (u\sqrt{\rho})_j}{\sqrt{\rho_{j+1}} + \sqrt{\rho_j}} = \frac{R_{j+1/2}u_{j+1} + u_j}{R_{j+1/2} + 1} \\ \bar{H} &= \frac{(H\sqrt{\rho})_{j+1} + (H\sqrt{\rho})_j}{\sqrt{\rho_{j+1}} + \sqrt{\rho_j}} = \frac{R_{j+1/2}H_{j+1} + H_j}{R_{j+1/2} + 1} \\ \bar{c}^2 &= (\gamma - 1)(\bar{H} - \bar{u}^2/2) \end{aligned} \quad (20)$$

これらを用いて、固有値ならびに右固有ベクトルは次のように計算される。

$$\begin{aligned} \bar{\lambda}_1 &= \bar{u}, \quad \bar{\lambda}_2 = \bar{u} + \bar{c}, \quad \bar{\lambda}_3 = \bar{u} - \bar{c} \\ \bar{r}^1 &= \begin{bmatrix} 1 \\ \bar{u} \\ \bar{u}^2/2 \end{bmatrix}, \quad \bar{r}^2 = \frac{\bar{\rho}}{2\bar{c}} \begin{bmatrix} 1 \\ \bar{u} + \bar{c} \\ \bar{H} + \bar{c}\bar{u} \end{bmatrix} \\ \bar{r}^3 &= -\frac{\bar{\rho}}{2\bar{c}} \begin{bmatrix} 1 \\ \bar{u} - \bar{c} \\ \bar{H} - \bar{c}\bar{u} \end{bmatrix} \end{aligned}$$

また、特性変数は、

$$\begin{aligned} (\Delta w_1)_{j+1/2} &= \Delta \rho_{j+1/2} - \Delta p_{j+1/2} / \bar{c}^2 \\ (\Delta w_2)_{j+1/2} &= \Delta u_{j+1/2} + \Delta p_{j+1/2} / \bar{p} \bar{c}^2 \\ (\Delta w_3)_{j+1/2} &= \Delta u_{j+1/2} - \Delta p_{j+1/2} / \bar{p} \bar{c}^2 \end{aligned} \quad (21)$$

ただし、 $\Delta(\cdot)_{j+1/2} = (\cdot)_{j+1} - (\cdot)_j$ 。Roe の方法では、最終的に空間方向が次式のように離散化される。

$$\begin{aligned} Q_i &= -\left\{ \sum_k (\bar{\lambda}_k^+ \Delta w_k \bar{r}^k)_{j-1/2} \right. \\ &\quad \left. + \sum_k (\bar{\lambda}_k^- \Delta w_k \bar{r}^k)_{j+1/2} \right\} / \Delta x \end{aligned} \quad (22)$$

5. リーマン問題 (Riemann Problem)

リーマン問題は局所的な1次元衝撃波管問題である。流れ場を局所的なセル $[x_{j-1/2}, x_{j+1/2}]$ に分割し、各セルに初期値 $\tilde{Q}(x_j, t^n)$ を与えた場合の、 $\tilde{Q}(x_j, t^{n+1})$ を求める (図2)。ただし、 \tilde{Q} は一般式で次のように定義される。

$$\tilde{Q} = \frac{1}{\Delta x} \int_{x_{j-1/2}}^{x_{j+1/2}} \tilde{Q}(x) dx \quad (23)$$

セル境界 $x_{j+1/2}$ の左右では、一般に異なる値 \tilde{Q}_L, \tilde{Q}_R になる。 $\Delta \tilde{Q} = \tilde{Q}_R - \tilde{Q}_L$ は解の跳びであり、この境界からエントロピー波と2つの圧力波が発生するとして固有値の符号に応じた上流化が施される。Godunov 法¹⁸⁾は \tilde{Q}_j を区分的定数関数とした。この方法は1次精度ではあ

るが特性の理論に忠実に計算するため厳密リーマン解を得る。PPM (Piecewise Parabolic Method)²⁸⁾は、 \tilde{Q}_j を多項式近似して Godunov 法を高次精度に拡張した方法である。しかしながら、これらの解法は計算アルゴリズムがかなり複雑である。Osher 法²⁹⁾や前述の Roe の流束差分法は、特性の理論を近似的に取り扱うため近似リーマン解法と呼ばれる。この場合に数値流束 $F_{j+1/2}$ は、 \tilde{Q}_L 、 \tilde{Q}_R の関数として計算され、たとえば Roe の近似リーマン解法では、一般的に式 (22) の代わりに対称性を考慮した次式を用いる。

$$\begin{aligned}
 F_{j+1/2} &= \{F(\tilde{Q}_L) + F(\tilde{Q}_R)\}/2 \\
 &+ |A(\tilde{Q}_L, \tilde{Q}_R)|(\tilde{Q}_R - \tilde{Q}_L)/2 \\
 &= \{F(\tilde{Q}_L) + F(\tilde{Q}_R)\}/2 \\
 &+ \sum_k |\tilde{\lambda}_k| \Delta w_k \tilde{r}^k / 2 \quad (24)
 \end{aligned}$$

\tilde{Q} は初期変数ベクトル (ρ, u, p)。また、流束差分法にリーマン解法を適用すると、

$$F_{j+1/2} = F^+(\tilde{Q}_L) + F^-(\tilde{Q}_R) \quad (25)$$

となる。

6. 対流圧力分離法 (Convection Pressure Splitting)

Steger-Warming や van Leer の流束差分法が粘性流れに適用された場合に境界層内で過度の数値粘性が生じることを説明したが、一方、Roe の流束差分法は極超音速流れの離脱衝撃波をうまく計算できない。Liou ら²⁸⁾は、これら欠点を克服するために対流と圧力の項を分離して考える AUSM (advection upstream splitting method) を提案した。まず流束ベクトルを次式のように変形する。

$$F = M\Phi + P = M \begin{bmatrix} pc \\ pcu \\ pcH \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ p \\ 0 \end{bmatrix} \quad (26)$$

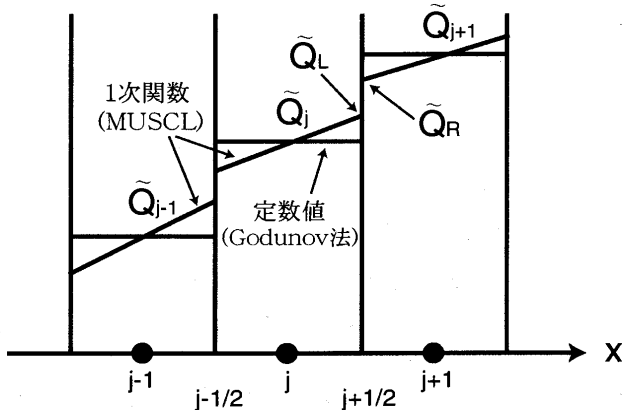


図2 リーマン問題と区分的関数

セル境界の数値流束は、対流項については Roe の数値流束のように対称性を考慮した流束差分法の考え方を、そして圧力項には流束分離の考え方を適用して次式のように定義する。

$$\begin{aligned}
 F_{j+1/2} &= M_{j+1/2}(\Phi_R + \Phi_L)/2 \\
 &- |M_{j+1/2}|(\Phi_R - \Phi_L)/2 + P_{j+1/2} \quad (27)
 \end{aligned}$$

ただし、

$$\begin{aligned}
 M_{j+1/2} &= M_L^+ + M_R^- \\
 M^\pm &= \begin{cases} (M \pm |M|)/2 & (|M| \geq 1) \\ \pm (M \pm 1)^2 / 4 & (|M| < 1) \end{cases} \\
 p_{j+1/2} &= p_L^+ + p_R^- \\
 p^\pm &= \begin{cases} p(M \pm |M|)/2M & (|M| \geq 1) \\ p(M \pm 1)^2 (2 \mp M) / 4 & (|M| < 1) \end{cases}
 \end{aligned}$$

AUSM は式が簡単でかつ頑丈 (robust) なので特に極超音速粘性流れの計算に適している。しかしながら、この方法についても若干の問題点が指摘されており、最近では AUSM+ や AUSM_DV などの改良型が提案されて用いられている。

7. MUSCL 補間

衝撃波を正確に捕獲するためには、数値流束 $F_{j+1/2}$ を高次精度でかつ安定に捕獲する必要がある。MUSCL (monotone upstream-centered schemes for conservation laws)²⁸⁾は、定数値であった Godunov 法の区分的関数を 1 次関数に拡張し、数値流束を構成する初期変数 (ρ, u, p) を高次精度で補間する方法である。式 (24) の \tilde{Q}_L 、 \tilde{Q}_R は、次式により計算される。

$$\begin{aligned}
 \tilde{Q}_L &= \tilde{Q}_j + \frac{1-k}{4} \Delta \tilde{Q}_{j-1/2} + \frac{1+k}{4} \Delta \tilde{Q}_{j+1/2} \\
 \tilde{Q}_R &= \tilde{Q}_{j+1} - \frac{1-k}{4} \Delta \tilde{Q}_{j+3/2} - \frac{1+k}{4} \Delta \tilde{Q}_{j+1/2} \quad (28)
 \end{aligned}$$

ここで、 $k = -1$ で 2 次精度上流差分、 $k = 1/3$ で 3 次精度重み付き上流差分となる。また、AUSM の初期変数も MUSCL により高次補間される。

8. TVD 条件

von Neumann の安定性理論は線形のスカラー方程式の安定条件であるのに対し、Harten の提案した TVD (Total Variation Diminishing) 条件は非線形のスカラー方程式に対する安定性理論のひとつであるといえる⁽¹⁾。TVD 条件を満足する差分スキームのことを TVD スキームという。いま、次の 1 次元スカラー保存則を考える。

$$u_t + f_x = 0 \quad (29)$$

u は未知変数で、 $f = f(t, x, u)$ は非線形の関数である。TV すなわち全変化量は、次のように定義される。

$$TV \equiv \int \left| \frac{\partial u}{\partial x} \right| dx \quad (30)$$

離散量で表せば

$$TV(u) = \sum_{j=-\infty}^{\infty} |u_{j+1} - u_j| \quad (31)$$

これより TVD 条件は次のように定義される。

$$TV(u^{n+1}) \leq TV(u^n) \quad (32)$$

この不等式が成り立つ場合に TV 安定もしくは TVD 条件が満足されたことになる。これは TV 安定のもとでは、初期値問題の計算の過程で最大値の増加、最小値の減少、新たな極値の発生を許さないことを意味する。ただし、TVD 条件は必ずしもエントロピー条件を満足しないため、次のようなエントロピー条件を併用している。

$$a_L > C > a_R \quad (33)$$

ここで、 C は不連続の伝播速度、 a_L 、 a_R は不連続の左側と右側領域の特性に沿って伝播する波の位相速度である。この式は、不連続が圧縮波の中に形成されることを認め、逆に膨張波の中に形成されることを認めないというものである。次に式(29)の空間方向のみを差分近似すれば

$$\begin{aligned} u_i &= \frac{\tilde{f}_{j+1/2} - \tilde{f}_{j-1/2}}{\Delta x} \\ &\equiv \frac{C_{j+1/2}^- \Delta u_{j+1/2} + C_{j-1/2}^+ \Delta u_{j-1/2}}{\Delta x} \end{aligned} \quad (34)$$

ただし、

$$\begin{aligned} C_{j+1/2}^- \Delta u_{j+1/2} &= \tilde{f}_{j+1/2} - f_j \\ C_{j-1/2}^+ \Delta u_{j-1/2} &= f_j - \tilde{f}_{j-1/2} \\ C_{j+1/2}^+ + C_{j+1/2}^- &= \frac{f_{j+1} - f_j}{\Delta u_{j+1/2}} \equiv a_{j+1/2} \end{aligned}$$

式(34)を陽的オイラー前進法で時間積分すれば、

$$u_i^{n+1} = u_i^n - \tau \left(C_{j+1/2}^- \Delta u_{j+1/2} + C_{j-1/2}^+ \Delta u_{j-1/2} \right)^n \quad (35)$$

$\tau = \Delta t / \Delta x$ 。これより、

$$\begin{aligned} TV(u^{n+1}) &= \sum_j |u_{j+1}^{n+1} - u_j^{n+1}| \\ TV(u^n) &= \sum_j |u_{j+1}^n - u_j^n| \end{aligned}$$

を計算して互いに比較すれば結局、

$$\begin{aligned} \tau (C_{j+1/2}^+ - C_{j+1/2}^-) &\leq 1 \\ C_{j+1/2}^- &\leq 0, C_{j+1/2}^+ \geq 0 \end{aligned} \quad (36)$$

を満足すれば、 $TV(u^{n+1}) \leq TV(u^n)$ となり TVD 条件を満足する。条件式(36)の中で最初の条件は、線形安定性理論から導き出される CFL (Courant-Friedrichs-Lewy) 条件に等しく、TVD 条件を満足するとは、CFL 条件を満足し、かつ $C_{j+1/2}^- \leq 0$ 、 $C_{j+1/2}^+ \geq 0$ を満足するということ

である。1次精度上流差分スキームはこの TVD 条件を無条件で満足する TVD スキームである。TVD スキームは、あくまで1次元スカラー保存則に対して厳密なものであるが、実際には多次元のオイラーならびにナビエ・ストークス方程式に対しても用いられており、その有効性は得られた結果から判断するしかない。

9. 制限関数

高精度の差分スキームで TVD 条件を満足するために制限関数 (limiter function) が導入される。2次精度上流差分スキーム、Lax-Wendroff (L-W) スキーム²³ならびに Warming-Beam (W-B) スキーム²⁴などから、TVD 条件を満足するための制限関数の十分条件が求められて、これを満足する Minmod limiter⁽¹⁾、van Leer's limiter²⁵、Roe's Superbee limiter²⁶、Chakravarthy-Osher's (C-O) limiter²⁷などの制限関数が提案されている。たとえば、C-O limiter を式(28)に適用すれば、

$$\begin{aligned} \tilde{Q}_L &= \tilde{Q}_j + \frac{1-k}{4} \Delta \tilde{Q}_{j-1/2}^\alpha + \frac{1+k}{4} \Delta \tilde{Q}_{j+1/2}^\beta \\ \tilde{Q}_R &= \tilde{Q}_{j+1} - \frac{1-k}{4} \Delta \tilde{Q}_{j+3/2}^\beta - \frac{1+k}{4} \Delta \tilde{Q}_{j+1/2}^\alpha \end{aligned} \quad (37)$$

ただし、

$$\begin{aligned} \Delta \tilde{Q}_{j+1/2}^\alpha &= \min\text{mod}(\Delta \tilde{Q}_{j+1/2}, b \Delta \tilde{Q}_{j+3/2}) \\ \Delta \tilde{Q}_{j+1/2}^\beta &= \min\text{mod}(\Delta \tilde{Q}_{j+1/2}, b \Delta \tilde{Q}_{j-1/2}) \end{aligned} \quad (38)$$

$1 < b < (3-k)/(1-k)$ 。また、

$$\begin{aligned} \min\text{mod}(x, y) &= s \cdot \max[0, \min\{|x|, s \cdot y\}] \\ s &= \text{sign}(x) \end{aligned}$$

衝撃波のみならず接触不連続面や渦を精度良く捕獲するため、著者らは式(37)を4次精度コンパクト MUSCL TVD スキームに拡張した²⁸。 $\kappa = 1/3$ とし、式(38)が次の式に置き換えられる。

$$\begin{aligned} \Delta \tilde{Q}_{j+1/2}^\alpha &= \min\text{mod}(\Delta^* \tilde{Q}_{j+1/2}, b \Delta^* \tilde{Q}_{j+3/2}) \\ \Delta \tilde{Q}_{j+1/2}^\beta &= \min\text{mod}(\Delta^* \tilde{Q}_{j+1/2}, b \Delta^* \tilde{Q}_{j-1/2}) \end{aligned} \quad (39)$$

ただし、

$$\Delta^* \tilde{Q}_{j+1/2} = \Delta \tilde{Q}_{j+1/2} - \Delta^3 \tilde{Q}_{j+1/2} / 6 \quad (40)$$

右辺第2項が新たに導出されたコンパクト項で、これに対しても次のように制限関数を適用することにより、解の単調性 (monotonicity) を保つ工夫がなされた。

$$\begin{aligned} \Delta^* \tilde{Q}_{j+1/2} &= \Delta \tilde{Q}_L - 2\Delta \tilde{Q}_M + \Delta \tilde{Q}_R \\ \Delta \tilde{Q}_L &= m \left(\Delta \tilde{Q}_{j-1/2}, b_2 \Delta \tilde{Q}_{j+1/2}, b_2 \Delta \tilde{Q}_{j+3/2} \right) \\ \Delta \tilde{Q}_M &= m \left(\Delta \tilde{Q}_{j+1/2}, b_2 \Delta \tilde{Q}_{j+3/2}, b_2 \Delta \tilde{Q}_{j-1/2} \right) \\ \Delta \tilde{Q}_R &= m \left(\Delta \tilde{Q}_{j+3/2}, b_2 \Delta \tilde{Q}_{j-1/2}, b_2 \Delta \tilde{Q}_{j+1/2} \right) \end{aligned} \quad (41)$$

$$m(x, y, z) = s \cdot \max [0, \min \{|x|, s \cdot y, s \cdot z\}]$$

$$s = \text{sign}(x)$$

さらに安定性を改善した次式も提案されている⁹⁹。

$$\Delta^3 \tilde{Q}_{j+1/2} = \Delta^2 \tilde{Q}_R - \Delta^2 \tilde{Q}_L \quad (42)$$

$$\Delta^2 \tilde{Q}_L = \text{minmod}(\Delta^2 \tilde{Q}_j, b_2 \Delta^2 \tilde{Q}_{j+1})$$

$$\Delta^2 \tilde{Q}_R = \text{minmod}(\Delta^2 \tilde{Q}_{j+1}, b_2 \Delta^2 \tilde{Q}_j)$$

ただし, $1 < b_2 < 4$ 。

10. 近似因子化法

式(1)の空間離散化に加え, 時間微分項を如何に積分するかにより解の収束性や非定常解の精度に影響を与える。陽解法と陰解法のいずれを用いるかは, 計算機環境や流れ問題の複雑さにもよるが, von Neumann の線形安定性解析から得られる CFL 条件の制約を緩和するためには陰解法を用いる必要がある。近似因子化法 (Approximate Factorization Method)⁹⁸ は多次元オイラー方程式を Gauss 消去法や LU 分解法などの直接法を用いて陰的に計算するための方法である。いま次の 2 次元オイラー方程式を考える。

$$Q_t + \partial F_i / \partial Q_t = Q_t + A_i \partial Q_i / \partial x_i = 0 \quad (43)$$

ただし,

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u_1 \\ \rho u_2 \\ e \end{bmatrix}, \quad A_i = \begin{bmatrix} \rho u_i \\ \rho u_i u_i + \delta_{i1} p \\ \rho u_i u_i + \delta_{i2} p \\ (e+p) u_i \end{bmatrix} \quad (i = 1, 2)$$

これに近似因子化法を適用すれば,

$$(I + \theta \Delta t \partial A_1 / \partial x_1) (I + \theta \Delta t \partial A_2 / \partial x_2) \Delta Q^n = -\Delta t \partial F_i^n / \partial x_i \equiv RHS \quad (44)$$

$\theta = 1$ で完全陰解法, $\theta = 1/2$ で Crank-Nicholson 法になる。 x_i 方向のヤコビ行列 A_i は特性の理論により, 非保存形への変換行列 N , 左固有ベクトルの行列 \tilde{L}_i ならびに固有値の対角行列 Λ_i により, $A_i = N^{-1} \tilde{L}_i^{-1} \Lambda_i \tilde{L}_i N$ と変形できることから, 式(44)は各固有値の符号に応じて次式のように対角化・上流化することができる⁹⁹。

$$\begin{aligned} & \{I + \theta \Delta t (\Lambda_1^+ \nabla_1 + \Lambda_1^- \Delta_1)\} \tilde{L}_1 \tilde{L}_2^{-1} \\ & \{I + \theta \Delta t (\Lambda_2^+ \nabla_2 + \Lambda_2^- \Delta_2)\} \tilde{L}_2 N \Delta Q^n \\ & = \tilde{L}_1 N RHS \end{aligned} \quad (45)$$

∇_i と Δ_i はそれぞれ前進, 後退差分演算子である。式(45)は導出された仮定から時間精度は高々 1 次精度であるが, 次式のように Newton 反復ならびに RHS の計算に Crank-Nicholson 法を適用することにより時間最大 2

次精度に拡張できる⁹⁹。

$$\begin{aligned} & \{I + \theta \Delta t (\Lambda_1^+ \nabla_1 + \Lambda_1^- \Delta_1)\}^m (\tilde{L}_1 \tilde{L}_2^{-1})^m \\ & \{I + \theta \Delta t (\Lambda_2^+ \nabla_2 + \Lambda_2^- \Delta_2)\}^m (\tilde{L}_2 N)^m \Delta Q^m \\ & = (\tilde{L}_1 N)^m RHS^m \end{aligned} \quad (46)$$

ただし,

$$\begin{aligned} \Delta Q^m & = Q^{m+1} - Q^m \\ RHS^m & = -(Q^m - Q^n) \\ & \quad - \Delta t (\partial F_i^m / \partial x_i + \partial F_i^n / \partial x_i) / 2 \end{aligned} \quad (47)$$

m はニュートン反復の回数で, $m = 0$ のとき, $Q^m = Q^n$ 。もし $m \rightarrow \infty$ ならば, $\Delta Q^m \rightarrow 0$ すなわち $Q^m \rightarrow Q^{n+1}$ で, 時間最大 2 次精度の解が得られる。

11. LU-SGS 法

LU-SGS (lower-upper symmetric Gauss-Seidel) 法⁹³ は, 式(43)を近似因子化する代わりに, Gauss-Seidel 法に基づく反復法により計算する方法である。まず, 式(43)は次のような 2 段階の方法に変形される。

$$\begin{aligned} D \Delta Q^* & = RHS \\ & \quad + \theta \Delta t \{ (A_1^+)_{i-1,j} + (A_2^+)_{i,j-1} \} \Delta Q^* \\ \Delta Q^n & = \Delta Q^* \\ & \quad - D^{-1} \theta \Delta t \{ (A_1^-)_{i+1,j} + (A_2^-)_{i,j+1} \} \Delta Q^n \end{aligned} \quad (48)$$

ただし, 格子点 (i, j) における固有値の符号により分離されたヤコビ行列 $(A_k^\pm)_{i,j} (k = 1, 2)$ が次式のように近似される。

$$(A_k^\pm)_{i,j} = \{ (A_k)_{i,j} \pm (r_k)_{i,j} I \} / 2 \quad (49)$$

$(A_k^\pm)_{i,j}$ は格子点 (i, j) におけるヤコビ行列で, r_k はそのスペクトル半径を意味する。具体的には,

$$r_k = \kappa \max [\lambda(A_k)] \quad (50)$$

$\kappa \geq 1$ 。 $\lambda(A_k)$ はヤコビ行列の固有値である。したがって, 式(48)の演算子 D は次式のような代数演算子になる。

$$D = I \theta \Delta t \sum_k (r_k)_{i,j} \quad (51)$$

式(48)は本来逆行列を計算しなければならないところを, 式(49)のように近似することで代数計算式に変形され, 格子を斜めに過ぎるライン (Hyper plane) で掃引することでパラレル計算できる。LU-SGS 法はアルゴリズムが比較的簡単な上に, CFL 数をかなり大きくすることができるので, 極超音速流れなどの流れの特性速度が速い問題に対してその有効性が確認されている。

式(48)も Newton 反復と Crank-Nicholson 法により時間精度を改善することができる⁹⁴。

$$\begin{aligned}
 D^m \Delta Q^* &= RHS^m \\
 &+ \theta \Delta t \{ (A_1^+)_{i-1,j}^m + (A_2^+)_{i,j-1}^m \} \Delta Q^{*m} \\
 \Delta Q^m &= \Delta Q^{*m} - (D^{-1})^m \theta \Delta t \{ (A_1^-)_{i+1,j}^m \\
 &+ (A_2^-)_{i,j+1}^m \} \Delta Q^m
 \end{aligned} \quad (52)$$

12. 数値計算例

前述の差分スキームが具体的な翼列流れに対してどの程度有効性があるのかを検証するために、Roeの近似リーマン解法と4次精度コンパクトMUSCL TVDスキームを空間差分に適用し、最大2次精度対角化近似因子化法を時間積分に用いた非定常三次元遷音速ガスタービン翼列粘性流れの計算コードを開発して数値解析したので簡単に紹介する⁹⁾。乱流モデルには低Re型 $k-\varepsilon$ モデルを使用した。計算対象の翼は文献(36)のガスタービン翼列翼形状を基にした線形静翼列である。計算条件として、入口全温290[K]、入口全圧 0.964×10^5 [Pa]、出口等エントロピーマッハ数0.99、レイノルズ数 8.5×10^5 、翼ピッチ0.71、翼アスペクト比0.5とし、入口流入角度は 30° とした。計算格子には修正H型格子を用い、格子点数は ξ η ζ 方向それぞれ $181 \times 61 \times 41$ とした。初期値は一樣流を与え、入口には乱流境界層を仮定して1/7乗則に基づく速度分布を与える。最初の1000反復は、ニュートン反復なしで計算し、その後はニュートン反復を3回行って非定常計算した。時間精度が解に与える影響を示すために、時間方向1次精度と本数値解法の最大2次精度で計算した場合の計算結果を比較する。

図3(a)(b)には前者の場合の50%スパンならびに流路

断面における等マッハ数分布を示す。いずれの図も定常計算をした場合の典型的な分布を示しており、実験で報告されている後流渦はまったく捕獲されていない。ただし、衝撃波は空間方向に本数値解法を用いることで極めてシャープに捕獲されている。

一方、後者の場合には、強い非定常流れが捕獲されている。図3(c)(d)にはそれぞれ図(a)(b)同様の瞬間等マッハ数分布を示す。見てわかる通り、翼後縁から周期的に渦が放出されている様子が示されている。これは本来起こるべき流れ現象であるといえ、特に本計算例では、衝撃波と後流による周期的な空力干渉を伴った非定常流れになっているのがわかる。さらに、図3(d)から等スパン面における非定常性のみならず、流路断面においても非定常性が観察される。これは、周期的な渦を伴った後流が、今度は翼コーナーから発生したコーナー渦と翼側壁付近で空力干渉することによる非定常性であるといえ、50%スパン付近と側壁付近は逆位相の周期的振動を伴った瞬間マッハ数分布となっている。

13. あとがき

ガスタービンの非定常三次元翼列流れの数値解析はすでに現実のものとなっている。しかしながら、今後ガスタービンが高速化・高負荷化されるに伴い、流路内部には衝撃波/境界層、衝撃波/渦そして衝撃波/衝撃波干渉が発生して、流れが極めて複雑な非定常流れになることが予想される。これらを精度良く数値解析するためには、時間・空間ともにより高精度でかつ頑丈な高解像差分スキームが必要であるといえる。

参考文献

- (1) Harten, A., J. Comp. Phys., 49 (1983), p. 357
- (2) Denton, J.D., Trans. ASME, J. Engng. Power, 105-3 (1983), p. 514
- (3) Dawes, W.N., Trans. ASME, J. Engng. Power, 108-1 (1986), p. 114
- (4) Weinberg, B.C., et al., Trans. ASME, J. Engng. for Gas Turbines and Power, 108-1 (1986), p. 93
- (5) Nozaki, O., Nakahashi, K. and Tamura, K., Proc. of 1987 Tokyo Int. Gas Turbine Congress, II (1987), p. 325.
- (6) Subramanian, S.V. and Bozzola, R., AIAA Paper 87-1314, (1987)
- (7) Choi, D. and Knight, C.J., AIAA Paper 88-0363, (1988)
- (8) Matsuo, Y., et al., AIAA Paper 89-2699, (1989)
- (9) Leylek, J.H. and Wisler, D.C., Trans. ASME, J. of Turbomachinery, 113-2 (1991), p. 139
- (10) Rai, M.M., AIAA Paper 87-2058, (1987)
- (11) Dawes, W.N., ASME Paper 90-GT-18, (1990)
- (12) Hah, C., AIAA Paper 92-3211, (1992)
- (13) 大宮司久明, 三宅 裕, 吉澤 徹編, 乱流の数値流体力学(1998), 東京大学出版会

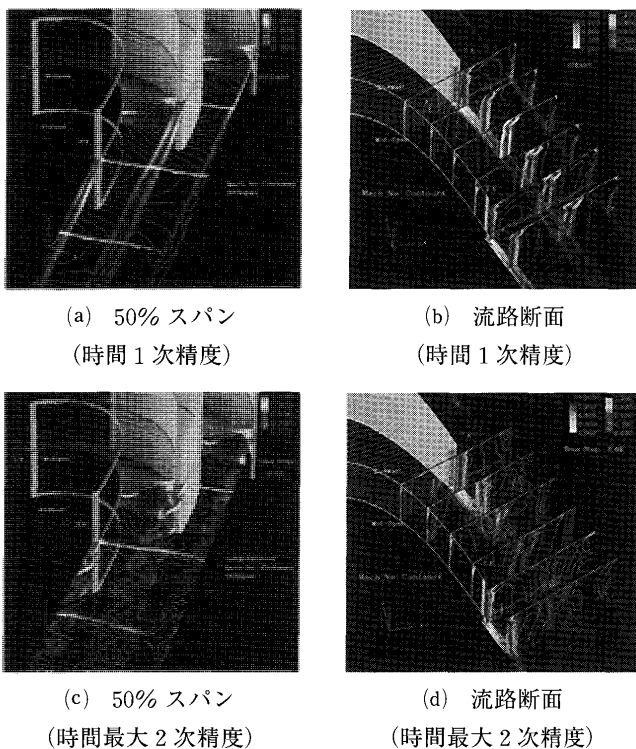


図3 瞬間等マッハ数分布

- (14) Hirsch, C. Numerical Computation of Internal and External Flows, 2 (1991), John Wiley & Son
- (15) Steger, J.L. and Warming, R.F., J. Comp. Phys., 40 (1981), p. 263
- (16) van Leer, B., Lecture Notes in Physics, 170 (1982), p. 507, Springer-Verlag
- (17) Roe, P.L., J. Comp. Phys., 43 (1981), p. 357
- (18) Godunov, S.K., Matematcheskii Sbornik (in Russian), 47 (1959), p. 271
- (19) Woodward, P.R. and Colella, P., J. Comp. Phys., 57 (1984), p. 174
- (20) Osher, S. and Chakraverthy, S.R., J. Comp. Phys., 50 (1983), p. 447
- (21) Liou, M.-S. and Steffen, C.J., J. Comp. Phys., 107 (1993), p. 23
- (22) van Leer, B., J. Comp. Phys., 32 (1979), p. 101
- (23) Lax, P.D. and Wendroff, B., Comm. Pure and Applied Mathematics, 17 (1964), p. 381
- (24) Warming, R.F. and Beam, R. W., AIAA J., 24 (1976), p. 1241
- (25) van Leer, B., J. Comp. Phys., 14 (1974), p. 361
- (26) Roe, P.L., Proc. 1983 AMS-SIAM Summer Seminar on Large Scale Computing in Fluid Mechanics, 22 (1985), p. 163
- (27) Chakraverthy, S. R. and Osher, S., AIAA Paper 83-1943, (1983)
- (28) Yamamoto, S. and Daiguji, H., Computers & Fluids, 22-2/3 (1993), p. 259
- (29) Daiguji, H., Yuan, X., and Yamamoto, S., Int. J. Numer. Meth. Heat & Fluid Flow, 7 (1997), p. 250
- (30) Beam, R.M. and Warming, R. F., AIAA J., 16 (1978), p. 393
- (31) Pulliam, T.H. and Chaussee, D.S., J. Comp. Phys., 39 (1981), p. 347
- (32) Yamamoto, S. and Daiguji, H., AIAA Paper 92-3044, (1992)
- (33) Yoon, S. and Jameson, A., AIAA J., 26 (1988), p. 1025
- (34) Yamamoto, S. and Kano, S., Computers & Fluids, 27-516 (1998), p. 571
- (35) 山本 悟, 白石 隆, 機論B編, 64-624 (1998)
- (36) Kiock, R., et al., Trans. ASME, J. of Engng. for Gas Turbine and Power, 108 (1986), p. 277

特集・熱流体の数値計算

乱流モデル

荒川 忠一*¹

ARAKAWA Chuichi

1. はじめに

「乱流は伝統ある古い学問領域であるとともに、新しい学問領域でもある」との信念のもと、筆者も最近10年この領域の研究の一端を担ってきた。しかし、計算機の大幅な性能向上により、CFDつまり数値流体力学としての算法的な技術が飛躍的に進んだのに対して、その中に組み込まれるべき物理モデルとしての乱流モデルの進歩が必ずしも大きいとは言えないのが現実である。もちろん、大規模な「直接計算」と呼ばれる数値シミュレーションや、レーザなどを駆使した詳細な実験によって、乱流構造などの物理現象の解明は進んだことは言うまでもないことであるが、CFDと組み合わせ「あらゆる」流れ場を正確に計算できる乱流モデルは確立できていない。今回の解説もそのような事情を背景に、モデルの分類としては従来のものを踏襲しつつ、LESなどに関する最新の情報を織り交ぜながら、その問題点を指摘する形で構成してみたい。

2. RANS モデル

通称 RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes equation model) と呼ばれるモデルは、基礎方程式である Navier-Stokes 方程式を、未知数である速度・圧力の時間平均と変動成分にわけて、それらを時間平均することによって得られるレイノルズ応力を利用するものである。この応力は速度変動成分の相関として運動方程式に現れて乱流運動を特徴づけるものであり、それを如何に求めるかによって RANS をさらに分類することになる。

3. 代数モデル

RANS の中で一番簡単な手法が代数モデルである。層流における分子粘性の大きさと同様に、レイノルズ応力の大きさは速度歪み、つまり速度勾配の大きさに比例すると仮定するとともに、その比例係数を渦粘性と定義する。渦粘性の大きさは、乱流構造に関係するものであり、その速度スケールと長さスケールにより決定される。代数モデルは、それらのスケールを代数的に決定するのであり、例えば、長さスケールとして、古典的な混合長理論の知識を利用して、壁面からの距離を与えることになる。

Baldwin-Lomax モデルは、航空機やターボ機械の CFD で良く利用される代数モデルの典型的な例である。基本的には境界層を想定して内層と外層の二つに分け、内層は壁の影響を強く受けていることから、長さスケールとして壁面からの距離、速度スケールとして渦度と長さスケールの積を与える。外層では、内層で定義された速度スケールの最大値とその位置を、それぞれ速度、長さスケールとして利用するか、あるいは速度スケールをその断面内における最大速度と最小速度との差に置き換える。また、層流と乱流の割合を経験的に示す間欠関数や、実験による比例係数などの導入によってモデルは完結する。

代数モデルの特徴は、モデルが簡潔であり、計算負荷も小さく、剥離のない翼周りなどの代表的な計算例で、実験とのよい一致をみることができることである。しかし、剥離を伴った流れなどのように、長さスケールを壁面からの距離と単純に決めることがむずかしい、あるいは、上流の履歴に強い影響を受ける、といった場合には精度が著しく悪くなる欠点を有する。また、三次元内部流れとなったとき、どちらの壁面からの距離をとるべきか。。。といった問題点も生じ易い。

4. $k-\epsilon$ モデル

代数モデルでは渦粘性を決める長さスケールおよび速度スケールを簡潔に代数的に決めたのに対し、二つのスケールを未知数として、それらの輸送方程式などを解くことにしたのが二方程式モデルである。 $k-\epsilon$ モデルは、その代表選手であり、速度の乱れエネルギー k から速度スケールを、散逸率 ϵ と k の組み合わせから長さスケールを算出する。 k と ϵ の輸送方程式は Navier-Stokes 方程式をもとに厳密に導出されるが、直接にそれらを解くことはできず、勾配拡散などといった乱流基礎理論に基づく簡潔化を行うことになる。また、輸送方程式に現れる係数などについては、格子減衰乱流やチャンネル乱流の実験データをもとに決定されている。

$k-\epsilon$ モデルは、現在の CFD で一番良く用いられている乱流モデルであり、これは計算時間と精度のバランスが他の手法に比べて良いことに起因する。例えば、剥離領域の大きさを調べるチャンネルの急拡大流れの予測において、適切な再付着点を予測することができ、代数モデルの欠点を克服している。 $k-\epsilon$ モデルの欠点としては、レイノルズ応力を渦粘性で評価するため、非等方性乱流

原稿受付 1998年6月30日

*1 東京大学 大学院 工学系研究科
〒113-8656 東京都文京区本郷7-3-1

に基づく現象を予測できないことである。例えば、旋回乱流や密度成層などで問題が発生する。

5. 応力輸送方程式モデル

渦粘性の弱点を避けるための一般性の高いモデルとして、レイノルズ応力そのものを求める応力輸送方程式モデル (RSTM, Reynolds Stress Transport Equation Model) が研究されている。レイノルズ応力の輸送方程式も Navier-Stokes 方程式から厳密に求められ、それを解くために若干の仮定を加えてモデル化を進める。3次元の計算においては、6個のレイノルズ応力の輸送方程式と ϵ の輸送方程式、つまり計7個の追加された方程式を解く必要がある。したがって、 $k-\epsilon$ モデルに比べて計算時間を要すること、また実験等で決定しなければならない定数が増えることによる不確定性が残る。

しかし、定常な流れ場であるならば、旋回流れ、回転場の流れ、浮力を伴う流れなどを含めて非等方性乱流などの全ての流れを解析できる潜在的な能力を有しているため、モデルのさらなる発展を期待しているところである。

6. LES

これまでに述べてきた RANS は、時間平均することによって現れるレイノルズ応力を如何に求めるかに解法の本質があった。しかし、時間平均の操作が入るため、カルマン渦などの非定常現象を厳密に模擬することはできない。このような背景のもとに、時間平均を取ることなく、空間のフィルターを導入することによって、乱流の渦構造を可能な限り精密に予測しようというのが LES (Large Eddy Simulation) である。

従来の乱流基礎研究の知見から、乱流エネルギーのカスケード構造の存在が知られている。乱流を構成する渦を大中小の3つに分類し、大きな渦は主流からエネルギーを奪い取り、中規模の渦はそのエネルギーを伝播し、小さな渦でそのエネルギーを散逸させると考えることができる。LES は小さな渦については空間フィルターを利用してモデル化するものの、中規模以上の渦に関してはその運動をシミュレーションすることを目指している。RANS は乱流を構成している全てのスケールの渦運動について時間平均をとり、レイノルズ応力のみをマクロな視点から求めていたが、LES はそれとは性格を大きく異にしているものである。

具体的には、テンソル表示で速度を u_i とするとき、乱流量の空間平均を下記の式のように行う。

$$\bar{u}_i = \int G(x-x') u_i(x') dx'$$

ここに $G(x)$ はフィルタ関数であり、高波数成分つまり小さな渦成分をカットオフする効果をもつ。この操作を Navier-Stokes 方程式に適用すると下記のフィルタ化 N-S 方程式が得られ、基本的には N-S 方程式と同形である。

$$\bar{u}_i + \overline{(u_j \bar{u}_i)}_{,j} = -\frac{1}{\rho} \bar{p}_{,i} + \nu \bar{u}_{i,jj} + \tau_{ij,i}$$

右辺第3項がサブグリッド応力 (SGS 応力) と呼ばれるものであり、RANS のレイノルズ応力と同様にモデル化する必要がある。フィルタリングの操作で得られる格子スケール以上の成分 u_i と、格子以下の成分 u'_i に分離すると SGS 応力は次式で与えられる。

$$\tau_{ij} = -(\overline{u_i u'_j} + \overline{u'_i u_j} + \overline{u'_i u'_j})$$

SGS 応力をモデル化するに際して、その輸送方程式を解くことはせずに、代数近似モデルを採用する。つまり、SGS 応力は分子粘性、あるいは渦粘性との類似から歪み速度 S_{ij} に比例すると考える。

$$\tau_{ij} = -2\nu_e \bar{S}_{ij}$$

比例係数 ν_e は Smagorinsky の提案により下記のように記述される。

$$\nu_e = (C_s \Delta)^2 (2S_{ij} S_{ij})^{1/2}$$

Δ は空間フィルタ幅、つまり格子幅を表わしている。係数 C_s は、計算格子内の SGS 応力成分は統計的に定常一様な性質つまり局所平衡性をもつと考え、その慣性小領域での普遍的なエネルギースペクトル関数を利用することによって決定される。その結果、 $C_s = 0.2$ が理論値として与えられる。しかし、一様等方性乱流では 0.2 が最適値であることが確かめられているものの、乱流混合層、チャンネル乱流ではそれぞれ 0.15 , 0.1 が適切な値とされ、流れ場の種類により係数が異なってくることが問題である。

現在、これらの欠点を解決するために、Smagorinsky モデルの係数 C_s およびフィルタ幅 Δ を陽に用いない、ダイナミックモデルと呼ばれる手法が研究されている。Germano らは、基本となる LES 計算によって得られた SGS 応力と、さらに粗い格子による LES から得られた SGS 応力の差が、格子スケールの速度成分から計算可能であることに着目した。その結果、 $(C_s \Delta)^2$ が歪み速度などの関数として求められることになり、流れ場によって人為的に変化させる必要がなくなった。さらに、低レイノルズ数において層流解に漸近する、つまり遷移予測の可能性も指摘されている。

LES の計算例として紹介されるのが、角柱周りの流れである。これはカルマン渦の発生に見られるような非定常現象であるため、RANS では十分に対応できないことが明らかであること、また、剥離点の予測精度の影響が最小限に抑えられることなどによる。LES の計算結果として、渦の放出周波数の予測を正確に行うことができた。さらに、ロックイン現象と呼ばれる、角柱を流れの直角方向に強制振動させる場合、強制振動数と渦周波数が近い値になると、強制振動のそれに渦周波数が一致してしまう現象を予測することが可能となった。

一方、角柱後方の流れ場を実験と比較した時、概ね良好に予測できるものの、Smagorinsky モデル、ダイナミックモデル、それらの改良モデルと進むにしたがって、実験結果とのより良い一致を得られることが明らかになっている。

また、LES では 3 次元計算を行うことが本質的に要求されている。つまり、乱流の中規模以上の渦構造を明らかにし、乱流による運動量やエネルギー伝達を予測することによって全体の流れ場を確定するシミュレーションであるため、3 次元構造の乱流渦の振る舞いを表現することのできない 2 次元計算では信頼性を著しく損なうことになる。さらに、この角柱の剥離領域内の流れにおいては、Vortex-Stretching と呼ばれる流れ方向の渦の伸び縮みが重要な因子となるために、3 次元計算は必要不可欠である。このような事情を知らずに 2 次元 LES 計算を行ってしまった学生などに対して、「2 次元 LES は真の LES ではなく、格子幅を乱流の長さスケールとした RANS の代数方程式モデルである。。。」との批判がでるのは当然のことと言える。

LES の最大の欠点は、3 次元の中規模な乱流渦に対応した細かな格子配置が必要なために、格子点数が多くなり、計算時間が膨大なものになることである。工学的な問題に対応する時は、現在の計算機の条件などから格子点数は 100 万点、つまり $100 \times 100 \times 100$ が上限となり、かつ大型計算機でも数 10 時間の CPU タイムが必要になる。しかし、工学的に問題となる高レイノルズ数の流れでは、LES が要求している格子点数にはまだ達していないのが現実である。格子点数が適切かどうかの判断は、格子点数を変化させて格子依存性が少ないかどうかということになる。さらに、今後の計算機のさらなる性能向上を期待しながら、LES に関する基礎研究を続ける必要がある。

7. 直接計算

直接計算とは、乱流モデルを一切加えず Navier-Stokes 方程式を解く究極的なシミュレーションを意味する。現在は、乱流構造を数値シミュレーションで知ることを目的として、格子乱流やチャンネル乱流などの基礎的な流れの比較的小さなレイノルズ数の流れを解析しているに過ぎない。直接計算に必要な格子点数は各方向にレイノルズ数の $3/4$ 乗、時間刻みは $1/2$ 乗毎に増えるので、およそレイノルズ数の 3 乗に比例して計算時間などが増大すると考えられる。したがってレイノルズ数が 2 倍になるたびに計算時間は 8 倍、つまり 1 桁弱ずつ増

えることを意味し、工学的な問題でこの手法を採用することは不可能である。乱流の基礎構造を知ることを目地的とするための基礎研究として実行され、それらの結果は貴重なデータとなるため、データベースなどの公共性の高いものとして公開されるのが望ましい。

直接計算は、数値粘性などの人工的な因子を加えることは極力避けなければならないため、スペクトル法を用いることが原則である。この場合、周期境界条件が要求されるなど、解くことのできる流れ場の種類が限られてしまう。一方、高次精度の中心差分を利用して、保存則を満たしながらシミュレーションできる方法が提案されてきていて、その発展が待たれるところである。しかし、Navier-Stokes 方程式の対流項にたとえ 3 次精度であっても風上差分を導入することは、数値粘性を加えたことになり、直接計算ではなくなることに注意を必要とする。

8. まとめ

RANS の代数方程式モデルからスタートして、精度が高くなる順に乱流モデルの解説を加えた。乱流理論としては本稿における説明の順序が後ろになるほど信頼性は高くなるが、実践的に工学的な問題に応用する時は、その環境に応じてモデルを選ぶことを薦める。標準的には $k-\epsilon$ モデルを利用することになるであろうが、設計点領域で剥離の影響が小さいのであれば代数モデルも十分に役に立つ。一方、旋回流・密度成層流などの非等方性の強い流れであるならば、レイノルズ応力輸送方程式を選択するべきであろう。非定常現象をシミュレーションする必要があり、将来への投資を含めて対応するなら、LES を選択することになる。

本年になり、乱流モデルに関する書籍が相次いで発行された。最新の研究を紹介することを軸に、乱流の広い範囲の知識を集大成したもの(1)、乱流初心者向けのバイブルとして欧米において 20 年以上にわたり増刷を続けてきた名著の日本語訳(2)、そして流体機械への応用を意識した「応用数値流体力学」の乱流解説(3)である。本解説と併せてご利用いただきたい。

参考文献

- (1) 大宮司久明ら、「乱流の数値流体力学」東京大学出版会(1998)
- (2) H. Tennekes & J. L. Lumley (藤原仁志, 荒川忠一訳)、「乱流入門」東海大学出版会 (1998)
- (3) V. K. Garg, "Applied Computational Fluid Dynamics" Marcel Dekker, Inc. (1998)

特集・熱流体の数値計算

燃焼の反応モデルと数値解析

林 光一*¹

HAYASHI Koichi

キーワード：反応モデル，数値解析，スキーム，燃焼

Reaction Model, Numerical Analysis, Scheme, Combustion

1. はじめに

燃焼の数値解析は，他の分野のそれと同じように大型コンピュータの普及ならびに革新とともに進んできた。1970年代の後半には，一次元や二次元の燃焼の問題に簡単な一段階または二段階の反応モデルを使った場合や，ゼロ次元で多い場合約2000ステップの詳細反応をもちいた場合の燃焼シミュレーションが行われていた。1980年代そして現在までに，燃焼の計算は空間二次元から三次元に，そして簡単な反応モデルから複雑な反応モデルの取り扱いへと進歩してきている。

本解説では，反応モデルの内容とその取り扱い，燃焼計算の手法について述べることにする。

2. 化学反応モデル

化学反応モデルを使う場合，使用者の責任で用いることが大切で，その考え方が燃焼の数値解析の価値と精度を保証する。使用する側で，なんらかの方法を使って調べる姿勢が必要である。多くの場合，反応モデルの善し悪しは，発熱量と反応誘起時間または着火遅れ時間（発熱を行う時間）が実験値との比較で最低限妥当かどうかである。この二つのファクターを調べる一般的な方法は，バーナーなどによる当量比に対する火炎速度と衝撃波管による反応誘起時間または着火遅れ時間の実験と数値解析による比較である。実験データは各自探してくるとして，数値解析の方は汎用プログラムであるCHEMKIN⁽¹⁾を使うのが便利である。CHEMKINの計算はパソコンを使ってもそれ程の計算時間にはならないし，パラメータを代入するだけでどのような燃料や反応（CHEMKINコードにその燃料や反応のデータが入っていない場合は，自分で入れ足せば良い）に対しても，その火炎速度と反応誘起時間または着火遅れ時間が計算される。ここで，反応誘起時間と着火遅れ時間は本質的に違い，反応誘起時間が素反応（単一の反応）や総括反応（全体の反応）の反応立ち上がりまでの時間を示すのに対して，着火遅れ時間は種々の流体力学的，伝熱的要素が混ざった発熱開始までの時間を示す。衝撃波管を使用する限り両者は同じ

であるが，各種燃焼容器を使用した場合は違うことになる。以下に水素の場合を用いて，火炎速度と反応誘起時間または着火遅れ時間の比較例について説明する。

2.1 火炎速度

火炎速度は種々の変数に依存しているが，輸送係数はその重要な変数の一つである。燃料と酸化剤からなる混合気体の輸送係数（拡散係数，熱伝導係数など）は，温度や圧力の関数でもある。図1に示された火炎速度は水素と空気の混合気体中での火炎速度で，我々が選んだ反応機構は種々の実験とぴったりとは一致していないが，他の反応機構により計算された値と多くの誤差もなく火炎速度を再現していると考えられる。

2.2 反応誘起時間（着火遅れ時間）

反応誘起時間は，反応機構の反応速度に依存しており，反射衝撃波の後方における均一な温度場で，反射衝撃波が生成された時から反応開始までの時間を示す。得られた反応誘起時間は，ふつう温度の逆数に対して対数プロットされ，その直線の傾きからその反応機構の励起エネルギーを得る。この反応誘起時間と温度の関係は直線の場合もあるし，曲線になる場合もある。それぞれ，アレニウスの反応式または修正アレニウスの反応式の形をとる。図2では，このアレニウスプロットが先の火炎速度を示した図1で用いられたものと同じ我々の反応機構で示されており（図中のPresent calculation），Warnatz

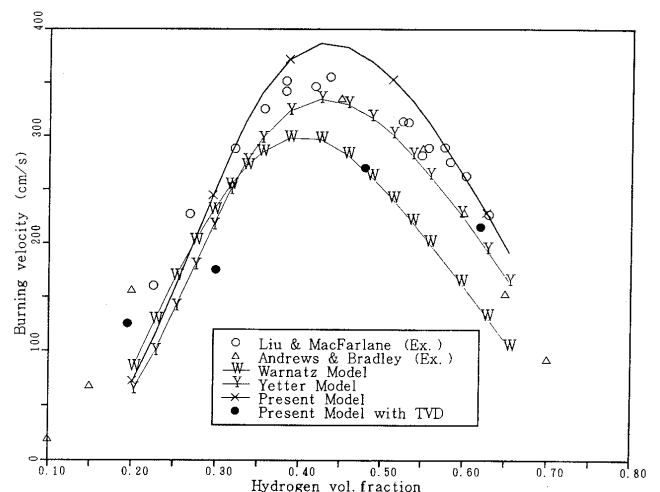


図1 水素-空気予混合気の種々の当量比に対する燃焼速度 S_u

原稿受付 1998年7月6日

* 1 青山学院大学 理工学部 機械工学科

〒157-8572 東京都世田谷区千歳台6-16-1

model⁽²⁾や Yetter model⁽³⁾そして我々の衝撃波管の実験結果などと良い一致をしていることが確認出来る。

このように、最近では火炎速度と反応誘起時間が十分説明できる反応機構であることが、反応機構の最低条件で

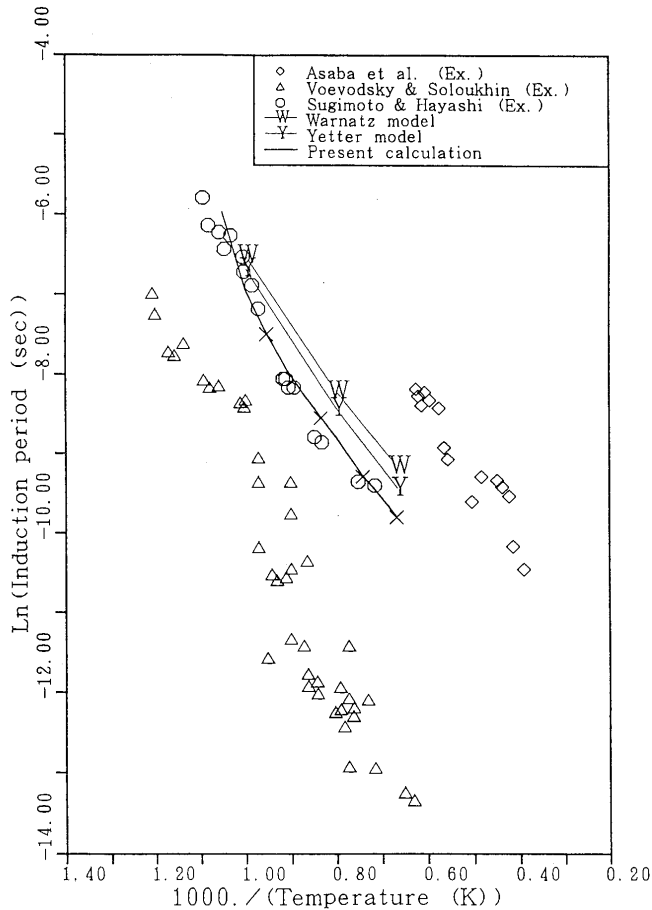


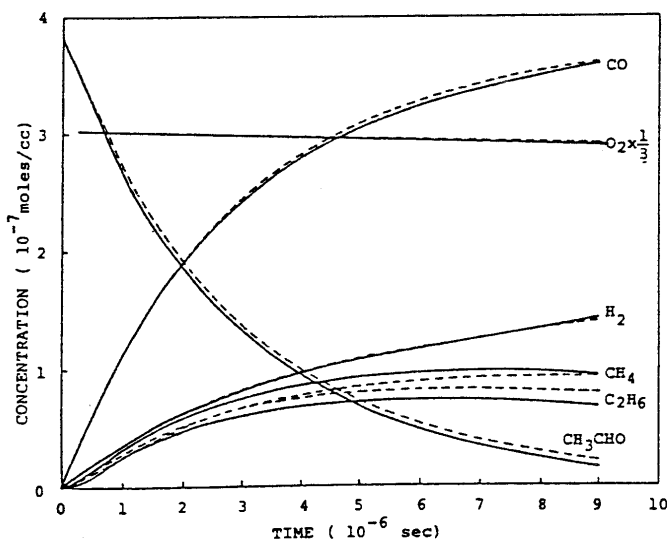
図2 反応誘起時間のアレニウスプロット

あるようだ。特に注意しなければならないのは、素反応を用いた反応機構を扱う場合に、第3体の反応定数に対する影響が大きいので、その取り扱いを無視できないということである。また、反応機構の精度を保証するために感度解析も重要な手段となっている。以下では、最近とくに注目されている短縮反応機構と感度解析について述べてみる。

2.3 短縮反応機構

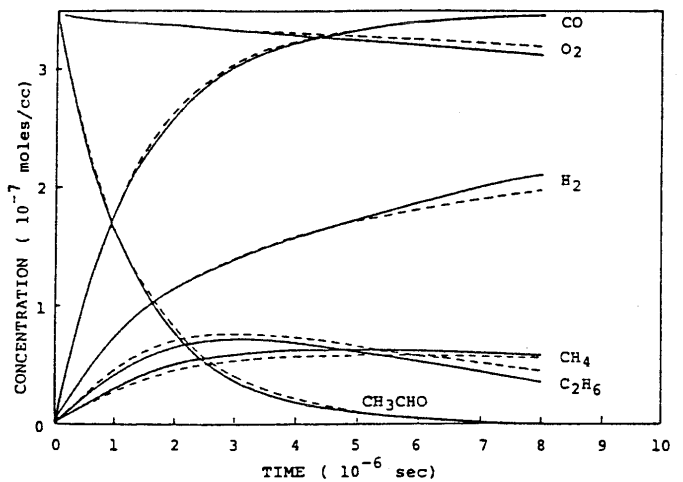
火炎を説明するためには、二つの要素である発熱と反応誘起時間が何らかの方法で与えられなければならない。基本的には、2段階ステップ以上の反応機構であればこの条件を満たすことになる。つまり単一ステップの化学反応の使用はどちらか一方しか保証できず、多くの場合発熱である。この場合、火炎は非常に薄い反応誘起時間のかからない火炎となる。単一ステップを扱っている研究者はこの点を留意しなければならない。

実物サイズの計算をしなければならない場合に、10年程前は単一ステップの化学反応で空間2次元以上の計算が行われていて、この傾向はコンピュータが改良され高速かつ大容量になった現在においても一部を除いて変わらない。このコンピュータの発達で、単一ステップの化学反応の使用は発熱しか保証できないという理由から、数段階ステップの化学反応が使用されるようになってきた。この数段階ステップの化学反応機構を、我々は短縮反応機構と呼んでいる。化学反応機構の開発を行っている研究グループは、20年以上も前からこの短縮反応機構の開発に携わってきた。短縮反応機構は、一つまたはそれ以上の前進反応（素反応または総括反応）といくつかの平衡反応からなっている。ここで、素反応とは、原子、分子が反応して他の原子、分子になる実際に起こる反応で、



(a)

(a) 化学量論混合 ($\phi = 1$) で 96.5% Ar により希釈された混合気体



(b)

(b) 量論比が $\phi = 2.5$ で 98% Ar により希釈された混合気体の場合。計算の条件は、 $T = 1700 \text{ K}$, $P = 5.00 \text{ atm}$

図3 アセトアルデヒド酸化反応における2つの反応機構による濃度計算の比較 (実線は87個の素反応による結果で、破線は19個の素反応による結果)

総括反応とは、同じように原子、分子が反応して他の原子、分子になるが、実際の反応過程ではなく仮想の反応過程をいう。例えば、 $\text{CH}_4 + 2\text{O}_2 \rightarrow \text{CO}_2 + 2\text{H}_2\text{O}$ である。平衡反応とは、素反応または総括反応で前進反応と後退反応の両方が釣り合っている反応を示す。このような短縮反応機構は、後で述べるような感度解析 (Yetter et al.⁽⁴⁾, 林 光一⁽⁵⁾) や Paczko 等⁽⁶⁾ による方法で求められる。感度解析法は、多くの素反応 (ときには何百, 何千) からなる反応機構全体を一度に解析して、感度の小さい反応を取り除くことにより例えば数百から数十ステップの素反応機構に縮小する方法である。また Peters 等による方法は、最近そのプログラム (RedMech⁽⁷⁾) が多くの研究者によって使われ始めているが、単一または数ステップの前進総括反応と数ステップの平衡反応をほぼ自動的にプログラムが計算するようになっている。

2.3.1 感度解析法

感度解析は、1970年代から構造解析やその他の工学的な目的のために研究されてきたが、25年程前からプリンストン大学の Rabitz グループ等⁽⁸⁾ が化学反応に積極的に応用するようになり、グリーン関数を用いて成果をあげている。コンピュータが発達した今は、直接計算する方法もある。図3は、アセトアルデヒドの酸化反応の感度解析を施した短縮反応機構と短縮されていない完全反応機構の化学種の生成、消滅の時間履歴を示し、短縮反応機構がいかに完全反応機構とほとんど誤差なしに反応を説明できるかを示している。

3. 反応を含んだ数値シミュレーション

燃焼の数値解析は、先に述べたコンピュータの発達により空間1次元から2次元、3次元へと大規模計算を行う傾向にあるが、実用面への応用として空間精度 (時間精度も含めて) を保ちながら燃焼計算をするとなると、現状ではまだ何かを譲らなければならない。宮内等⁽⁹⁾ は、最近窒素反応を含んだ水素・空気詳細反応機構による三次元乱流直接シミュレーションを行っているが、その計算領域は 1 cm^3 以下である。計算は、かなりの時間を要している。ただし、彼らの目的は乱流燃焼の詳細構造を調べるということで、10ミクロン程の格子を使用しており、産業界で使えるような実用計算ではない。しかし、詳細計算としては、現在到達できる限界の計算と考える。ここで、燃焼の計算を行う場合に考慮しなければならない項目として、(1)コンピュータの性能 (速さと容量)、(2)計算空間のサイズと格子 (2次元、3次元、軸対称)、(3)反応機構の大きさ (燃料の複雑性)、(4)支配方程式 (Euler 方程式, Navier-Stokes 方程式)、(5)各種モデリング (乱流, 輻射, 多相流体)、そして(6)計算スキームなどである。多くの研究者はすでに周知のことであるので、以下にこれらの項目について簡単に触れることにする。

3.1 コンピュータの性能

最近のパソコンタイプのコンピュータは、 α チップを

使ったもので 1 Gflops 以上の計算速度でメインメモリが 1 Gbytes であるが、ひとりのスーパーコンピュータ並みの大きさではある。大型のコンピュータになると、100 Gflops の速さで 100 Gbytes のメモリのものもあると聞く。例えば、 α チップの 0.8 Gflops で 28 Mbytes のパソコンタイプコンピュータを用いて、内容積が 15 cm 直径で 30 cm の高さの燃焼容器内の水素・空気の混合気体中の火炎伝播の計算を行うとした場合、Navier-Stokes 方程式、9 化学種 19 反応の水素・空気詳細反応機構、100 ミクロンの正方格子による計算では混合気体の当量比にもよるが、約 1 ヶ月程かかる。数多く計算することを考えなければ計算要求には十分である。

3.2 計算空間のサイズと格子

もっとも精度良く数値シミュレーションを行うとすると、3次元の正方格子による計算必要であるが、燃焼の大雑把な圧力や温度分布を知ることが目的ならば、2次元軸対称の計算は計算精度ならびに計算時間の点でかなり有効である。とくに、本計算でないとした場合などは荒い格子を用いて全体の大まかな様子を知ることができ、本格的な計算の計画を設計できる。

ここで述べておきたいのは、正方格子がもっとも精度良く計算できるとして、格子の形が長方形になったり軸対称に見られるように弓形になったりした時に、その伸張した方向については、物理結果が影響を受けることである。最近では、非構造格子を使わないかぎり正方格子の有効性が認識されている。

差分法で3次元軸対称や3次元円筒対称の計算をする場合、軸中心は特異線であり、その取り扱いが難しい。私のところでは、有限体積法を使ってしのいでいる。

3.3 反応機構の大きさ

反応機構を縮小する方法等については前述したが、実用計算では実際の複雑な燃料の燃焼計算をしなければならぬ。化学反応を考慮するだけでも計算時間と容量が大きくなるのであるが、さらに燃料の複雑性で計算の制限が厳しくなる。石油系のオクタンやドデカンなどの高分子は、最近数値解析のためにその短縮機構が開発されてきているが、いくつかの点でまだ完全とはいえない。その一つは、低温反応と高温反応で反応機構が違い、その両者を考慮した反応機構はサイズが必然的に大きくなる。精度の良い反応機構を作るには、低温反応と高温反応でそれぞれ 20 反応前後と 10-15 の化学種が必要でないかと考える。もちろん大きい化学種については、その熱力学データならびに輸送係数は共有したとして話である。

現状では、大型コンピュータを使って計算する場合、40 反応で 15 化学種ならばかなり精度の良い燃焼計算ができる。先に述べた RedMech プログラムを使えば、この反応と化学種の数はさらに削減できるであろう。

3.4 支配方程式

燃焼の計算は、化学反応が入っているということからかならず Navier-Stokes 方程式によらなくてはならない

と考えることはない。もちろん、粘性が重要な問題を解く場合は Navier-Stokes 方程式にしなければならないが、実用計算では Euler 方程式で十分な場合がかなりあり、この点で計算時間と容量をかなり稼げることになる。私のところの計算では、方程式系によるが実在気体効果と輸送係数はかならず考慮している。その他、重力も場合によってかならず考慮している。実在気体効果としては、各化学種の等圧比熱、エンタルピ、エントロピを温度の多項式で表わしたものを用い、輸送係数は、Lennard-Jones ポテンシャルを基にした Chapman と Cowling の提唱した拡散係数、Chapman-Enskog 展開による分子粘性係数、Wassiljewa の熱伝導係数を用いている。

3.5 各種モデリング (乱流, 輻射, 多相流体)

基本的に、乱流モデリングは数種類が燃焼計算に用いられている。もっともよく用いられているのは $k-\epsilon$ モデルで、圧縮性を考慮したものや種々に修正されたモデルがでてくる。これに近いモデルとして RNG モデルがあり、ここ 10 年くらい使われている。また、壁付近の乱流をシミュレートするには良いとされる Baldwin-Lomax モデルもある。私の所では、それほど十分ではないが、小さい格子を用いて半直接的にモデルを用いずに燃焼問題をシミュレートしており、この場合には米国海軍研究所の Boris が言っているように、次節で述べるスキームが妥当なスキームで二次精度を十分に保つならば、計算結果は Large Eddy Simulation の解を含んでいる。ここでは、個々の乱流モデルについて詳しく述べない。

乱流のモデリングに比べて、輻射のモデリングは非常に難しい。黒体輻射だけならまだ良いが、灰色体輻射などを考慮すると、化学反応以上の計算を必要な光の波長領域に渡って行わなければならない。

多相流体になると、気相以外の相の支配方程式を解かなければならず、計算量が倍以上に増加する。ここでは、多相流体の問題を解く方法等は述べないことにする。

3.6 計算スキーム

燃焼問題の数値解析だけにかかわらず、流体力学一般の計算スキームは最近新しいのがあまり出しておらず、空間積分に関しては、風上差分系、TVD 系、Simple 系、フーリエ・スペクトル法、CIP 法などが用いられている。この中でも、CIP 法は最近注目を浴びているが、燃焼、圧縮性流体、混相流体などのシミュレーションに用いられ、とくに相変化のある現象や変化する境界を持つ問題に威力を発揮している。また、時間積分は、Adams-Bashforth 法、Runge-Kutta 法、時間分割法などが用いられている。この中でも、Runge-Kutta 法などは時間精度が容易に上げられ、時間分割法などより精度が高い。私のところでは、伝統的に時間分割法が用いられてきたが、これから Runge-Kutta 法を用いていくことを考えている。

化学反応の Stiffness を扱う場合の陰的方法には二種類ある。完全陰解法 (Full Implicit) 点陰解法 (Point Implicit) で、極超音速流中の反応を扱うように、流体力学

の特性時間と化学反応の特性時間が同じレベルならば完全陰解法を、普通の燃焼問題のように、流体力学の特性時間が化学反応の特性時間より非常に遅いならば、点陰解法を用いれば良い。点陰解法は、支配方程式の化学反応による右辺の生成項にだけ陰解法を施すわけで、非常に使いやすい。

4. 数値シミュレーションの例

ここで、私の研究室で行われた水素噴流拡散火炎の計算を示す。多段階の水素/空気素反応モデルを用いて水素ジェット浮き上がり拡散火炎の数値シミュレーションを行い実験と比較するとともに、その火炎基部での火炎構造などを調べる。

本解析で用いた支配方程式は、二次元非定常圧縮性 Navier-Stokes 方程式と各化学種の質量保存式であり、以下に示すような仮定を設けた。

- 1) 流れ場は二次元である。
- 2) 考慮する化学種は H_2 , O_2 , O , H , OH , HO_2 , H_2O , N_2 の計 9 化学種であり、 N_2 は不活性であるとする。
- 3) 各化学種の定圧比熱は温度の関数であり、各気体は理想気体の状態方程式に従う。
- 4) 外力は重力だけとし、体積粘性、Soret 効果、Dufour 効果、圧力勾配拡散は無視する。

さらに、特定の化学種のみには誤差が集中するのを避けるために全体の質量保存式と各化学種の保存式をあわせて解く。

導出された支配方程式を物理空間から計算空間に座標変換したのち、有限差分法を用いて数値的に解析した。反応による stiffness を避けるために、生成項を陰的に、他の項を陽的に扱う point-implicit 法を採用し、時間 (空間精度を維持するために時間分割法 (Strang-type fractional step method) を採用した。対流項の差分には Harten-Yee non-MUSCL modified-flux type TVD scheme を、粘性項には 2 次精度中心差分を、生成項には Crank-Nicholson type の陰解法を用いた。対流項における数値流束を計算するために必要なセル境界上の物理量は、一般化された Roe 平均により与えた。また、拡散係数、分子粘性係数、熱伝導係数は分子運動論から導かれる近似式を用いて、温度、密度、組成の関数として与えた。

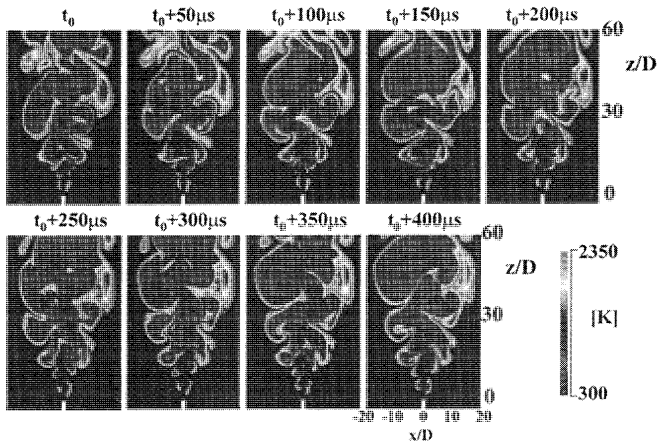
化学反応には 9 化学種 19 段階の前進 (後退反応から構成される素反応モデル) を用い、前進反応速度定数は修正 Arrhenius 式から求め、後退反応速度定数は前進反応速度定数と平衡定数の比から求めた。

計算領域は半径方向 r に約 12 mm、主流方向 z に約 60 mm とり、格子点数が 80×520 の不等間隔格子を用いた。計算条件は Brockhinke 等⁽¹⁰⁾の実験とあわせて、内径 $D=2$ mm のノズルから水素を 690 m/s と 550 m/s の速度で、300 K の大気中に噴出させた。この時の噴流

Reynolds 数は 690 m/s の場合に 13900 である。本解析では、まず水素の速度を下げて火炎を作り、そこから各要求速度まで上げていった。

境界条件は、バーナー壁面では等温、滑りなし、非触媒性、対称軸上では半径方向の速度成分は零とし、その他の物理量はそれらの半径方向の勾配を零とした。その他の境界では圧力を固定し、その他の物理量は境界に垂直方向の勾配を零とした。

図 4 は噴流火炎の温度分布の時間変化を、 $50\mu\text{s}$ 間隔



Temperature distribution < $D=1\text{mm}$, $V_j=550\text{m/s}$ >

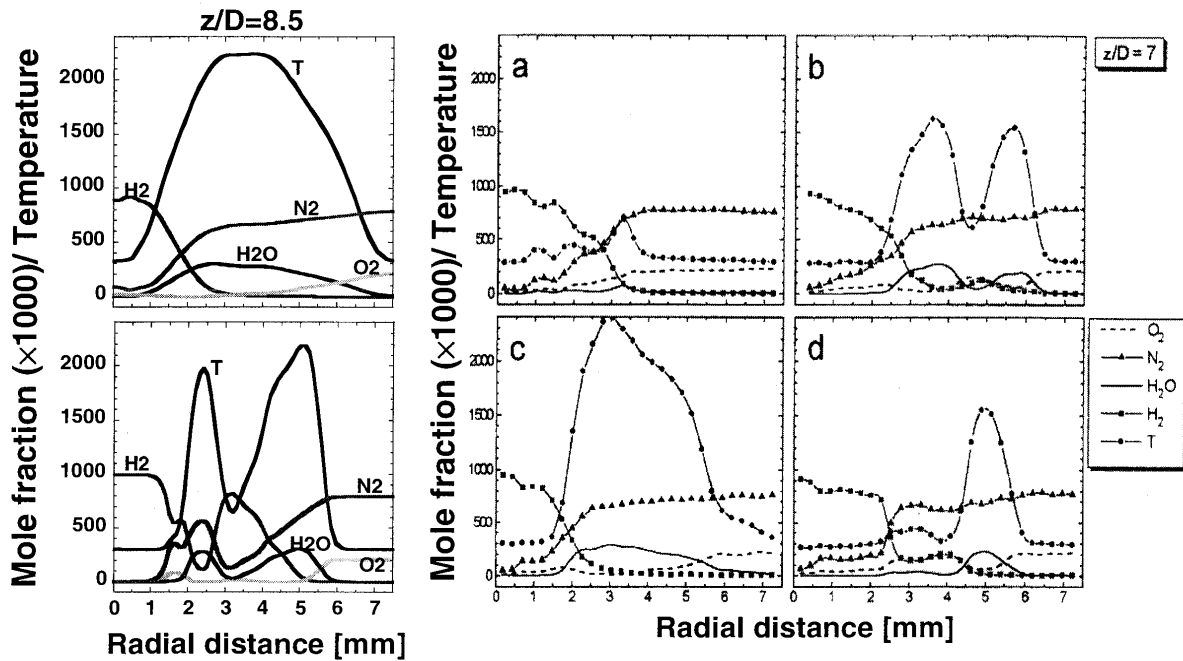
図 4 水素-空気拡散火炎における温度分布 (噴流速度 = 550 m/s, ノズル出口直径 = 1 mm)

で示したものである。火炎の内側では、せん断層における Kelvin-Helmholtz 不安定性によって形成された渦による巻き込みによって、乱れが生じている。また、火炎の外側では、内側の乱れに誘起されて発達した、スケールの大きな変動によって火炎の乱れが生じ、それによって周囲空気が巻き込まれて火炎の伸長が起こり、温度分布をくびれさせている。火炎基部に注目すると、火炎基部では渦の巻き込みにより噴流の中心側から低温の未燃気体が高温領域に入り込んで火炎を外側に湾曲させ、それとともに高温領域の中に低温領域が存在するようになる。このような状態が繰り返し起こっている。このように、火炎基部では混合が非常に活発に行われているのが分かる。

図 5 は、ある異なる瞬間における $z/D=8.5$ での温度および化学種のモル分率の半径方向分布を示したものである。図の左にある二つの縦に並んだ図は、本計算によるもので、右側にある四つの図は、Brockhinke 等⁽¹⁰⁾の実験で得られたものである。計算結果の上段の図は、偶然とは言え実験の図 5-(c)に一致しており、計算結果の下段の図における 'Double Peak' が実験結果の図 5-(b)で確認できる。このような計算でも、実験を化学反応を含めた観点からかなりシミュレートできることが理解できる。

5. おわりに

燃焼の数値シミュレーションは、システムを用意すれば、すなわちプログラムが出来てしまえば結果が出せるが、



Numerical Simulation

Raman/Rayleigh scattering measurement (Brockhinke et al., 1995)

Radial profiles of temperature and mole fraction

< $D=2\text{mm}$, $V_j=690\text{m/s}$ >

図 5 水素-空気拡散火炎における半径方向の温度と主要化学種のモル分率

流体力学だけの問題と違って化学反応機構が致命的になる可能性がある。化学反応機構の使用者は、自分で使用する反応機構に対して責任を持つことが大切である。将来は、大規模計算に使える精度の高い短縮反応機構が開発されて、思い通りの燃焼計算が出来る時代になるであろう。

参考文献

- (1) Kee, R. J., Rupley, F. M., and Miller, J. A., Sandia Report SAND 89-8009 B, (1993)
- (2) Warnatz, J., In Gardiner, W. C., Jr. (Ed.), Combustion Chemistry, Springer, 197, (1984)
- (3) Vajda, S., Rabitz, H., and Yetter, R. A., Combustion and Flame, Vol. 82, (1990), pp. 270-297
- (4) Yetter, R.A., Dryer, F. L., and Rabitz, H. Combustion and Flame, Vol. 59, (1985), pp. 107-133
- (5) 林 光一, 燃焼研究第 75 号, (1987), pp. 44-68
- (6) Paczko, C., Lefeldal, P. M. and Peters, N., Twenty-first Int. Symp. On Combustion, The Combustion Institute, (1986), pp. 739
- (7) Terhoeven, P., (HYPERLINK [http://www. itm. rwth-aachen. de/staff/](http://www.itm.rwth-aachen.de/staff/) [http://www. itm. rwth-aachen. de/staff/terhoeven/RedMech. html](http://www.itm.rwth-aachen.de/staff/terhoeven/RedMech.html))
- (8) Hwang, J. T., Dougherty, E. P., Rabitz, S. and Rabitz, H., J. Chem. Physics, Vol. 69, (1978), pp. 5180-5191
- (9) 宮内 敏雄, 店橋 護, 名田 護, 第 34 回燃焼シンポジウム講演論文集, (平成 8 年), pp. 62-64
- (10) Brockhinke, A., Andresen, P., and Kohse-Hoinghaus, K., Applied Physics B, 61, (1995), 533-545

▶ 入会者名簿 ◀

〔正会員〕

坂井 伸介(東芝)	岡田 健治(いすゞ中央研究所)	佐野 光(川崎重工)	谷口 治(放電精密)
木下 敦男(東芝)	川嶋 鋭裕(I H D)	阪井 直人(川崎重工)	松田 寿(東芝)
河合 直樹(桂原)	島 森 融(日本特殊陶業)	廣門 泰樹(関西電力)	石本 礼二(I H D)
斎藤 満(大林組)	須賀 威夫(東芝)	堀川 和彦(関西電力)	高原 茂(三菱重工)
飯塚 清和(I H D)	寺本 徹夫(川崎重工業)	二木 敏博(関西電力)	若原 剛人(新潟鉄工)
石田 浩一(I H D)	道本 修司(ダイハツ)	西田 浩一郎(関西電力)	〔学生会員〕
石崎 晋(I H D)	田野 英男(ダイハツ)	飯塚 晃一郎(神戸製鋼所)	高 華(神戸商船大)
青柳 和雄(東芝)	森 久(ダイハツ)	小田 拓也(日立造船)	Kiml Roberl (東京農工大)
羽田野 悦一(東芝)	岩崎 英和(川崎重工)	石丸 英嗣(日立造船)	小野 統一郎(日大)
天野 雅行(東芝)	大脇 大輔(I H D)	秋山 陵(日立)	久村 和明(三重大)
大久保 貴司(東芝)	奈良尾 利英(I H D)	堀井 信之(日立)	横山 真志(滋賀県立大)
荒木 晋(東芝)	清水 祐介(A B B)	黒木 英俊(日立)	福田 圭一(京都大)
山口 康夫(東北電力)	本田 達人(I H D)	丸田 洋(新潟鉄工)	陳 鶴全(神戸商船大)
佐竹 英(東北電力)	大佛 達哉(大阪ガス)	柴田 良輔(新潟鉄工)	市 聡顕(神戸大)
柳谷 伸(東北電力)	藤本 幸央(大阪ガス)	張 曉毅(ジャパンガスタービン)	大西 信次(京都大)
末廣 潔道(三菱重工)	石井 達之輔(川崎重工)	坂野 貴洋(中部電力)	森原 章文(呉工業高専)
吉岡 俊彦(日本航空)	金澤 直毅(川崎重工)	高橋 徹(電中研)	岡本 泰雄(都立科技大)
飯田 毅(川崎重工)	前田 誠一郎(川崎重工)	小野 泰右(ヤンマー)	〔学生会員から正会員へ〕
平井 芳明(I H D)	山口 伸介(川崎重工)	木分 友義(三菱マテリアル)	高村 倫太郎(防衛庁)
本木 孝之(I H D)	衣川 正芳(川崎重工)	森岡 宏文(三菱製鋼)	柳井 恭子(新潟鉄工)
堂浦 康司(川崎重工)	寺内 晃司(川崎重工)	尾形 朋子(東芝)	

流体力学だけの問題と違って化学反応機構が致命的になる可能性がある。化学反応機構の使用者は、自分で使用する反応機構に対して責任を持つことが大切である。将来は、大規模計算に使える精度の高い短縮反応機構が開発されて、思い通りの燃焼計算が出来る時代になるであろう。

参考文献

- (1) Kee, R. J., Rupley, F. M., and Miller, J. A., Sandia Report SAND 89-8009 B, (1993)
- (2) Warnatz, J., In Gardiner, W. C., Jr. (Ed.), Combustion Chemistry, Springer, 197, (1984)
- (3) Vajda, S., Rabitz, H., and Yetter, R. A., Combustion and Flame, Vol. 82, (1990), pp. 270-297
- (4) Yetter, R.A., Dryer, F. L., and Rabitz, H. Combustion and Flame, Vol. 59, (1985), pp. 107-133
- (5) 林 光一, 燃焼研究第 75 号, (1987), pp. 44-68
- (6) Paczko, C., Lefeldal, P. M. and Peters, N., Twenty-first Int. Symp. On Combustion, The Combustion Institute, (1986), pp. 739
- (7) Terhoeven, P., (HYPERLINK [http://www. itm. rwth-aachen. de/staff/](http://www.itm.rwth-aachen.de/staff/) <http://www. itm. rwth-aachen. de/staff/terhoeven/RedMech. html>)
- (8) Hwang, J. T., Dougherty, E. P., Rabitz, S. and Rabitz, H., J. Chem. Physics, Vol. 69, (1978), pp. 5180-5191
- (9) 宮内 敏雄, 店橋 護, 名田 護, 第 34 回燃焼シンポジウム講演論文集, (平成 8 年), pp. 62-64
- (10) Brockhinke, A., Andresen, P., and Kohse-Hoinghaus, K., Applied Physics B, 61, (1995), 533-545

▶ 入会者名簿 ◀

〔正会員〕

坂井 伸介(東芝)	岡田 健治(いすゞ中央研究所)	佐野 光(川崎重工)	谷口 治(放電精密)
木下 敦男(東芝)	川嶋 鋭裕(I H D)	阪井 直人(川崎重工)	松田 寿(東芝)
河合 直樹(桂原)	島 森 融(日本特殊陶業)	廣門 泰樹(関西電力)	石本 礼二(I H D)
斎藤 満(大林組)	須賀 威夫(東芝)	堀川 和彦(関西電力)	高原 茂(三菱重工)
飯塚 清和(I H D)	寺本 徹夫(川崎重工)	二木 敏博(関西電力)	若原 剛人(新潟鉄工)
石田 浩一(I H D)	道本 修司(ダイハツ)	西田 浩一郎(関西電力)	〔学生会員〕
石崎 晋(I H D)	田野 英男(ダイハツ)	飯塚 晃一郎(神戸製鋼所)	高 華(神戸商船大)
青柳 和雄(東芝)	森 久(ダイハツ)	小田 拓也(日立造船)	Kiml Roberl (東京農工大)
羽田野 悦一(東芝)	岩崎 英和(川崎重工)	石丸 英嗣(日立造船)	小野 統一郎(日大)
天野 雅行(東芝)	大脇 大輔(I H D)	秋山 陵(日立)	久村 和明(三重大)
大久保 貴司(東芝)	奈良尾 利英(I H D)	堀井 信之(日立)	横山 真志(滋賀県立大)
荒木 晋(東芝)	清水 祐介(A B B)	黒木 英俊(日立)	福田 圭一(京都大)
山口 康夫(東北電力)	本田 達人(I H D)	丸田 洋(新潟鉄工)	陳 鶴全(神戸商船大)
佐竹 英(東北電力)	大佛 達哉(大阪ガス)	柴田 良輔(新潟鉄工)	市 聡顕(神戸大)
柳谷 伸(東北電力)	藤本 幸央(大阪ガス)	張 曉毅(ジャパンガスタービン)	大西 信次(京都大)
末廣 潔道(三菱重工)	石井 達之輔(川崎重工)	坂野 貴洋(中部電力)	森原 章文(呉工業高専)
吉岡 俊彦(日本航空)	金澤 直毅(川崎重工)	高橋 徹(電中研)	岡本 泰雄(都立科技大)
飯田 毅(川崎重工)	前田 誠一郎(川崎重工)	小野 泰右(ヤンマー)	〔学生会員から正会員へ〕
平井 芳明(I H D)	山口 伸介(川崎重工)	木分 友義(三菱マテリアル)	高村 倫太郎(防衛庁)
本木 孝之(I H D)	衣川 正芳(川崎重工)	森岡 宏文(三菱製鋼)	柳井 恭子(新潟鉄工)
堂浦 康司(川崎重工)	寺内 晃司(川崎重工)	尾形 朋子(東芝)	

特集・熱流体の数値計算

格子生成技術

中橋 和博*¹

NAKASHI Kazuhiro

概要

計算機の進歩により数値流体力学手法が様々な流体問題に使われてきている。しかしながら、複雑な三次元形状問題に対する CFD の工学的実用化に際しては格子生成が未だに大きなボトルネックとなっている。ここでは、今日複雑形状問題に対して用いられている格子生成の様々なアプローチを紹介し、さらに今後の研究動向を私見を交えて議論する。

1. はじめに

気象や航空宇宙分野で主体的に始まった数値流体力学 (CFD) は、特に近年の進歩には目を見張るものがあり、更なる高度化と様々な分野への応用とが加速している。既に航空機や宇宙機の開発には不可欠なツールであり、今日では一般の流体機械開発、土木建築、気象、流体物理と、流体問題に関するあらゆる分野の研究手段、工学ツールとなりつつある。

特にこの 10 年の間における数値流体力学の普及は著しい。これは計算アルゴリズムの進歩のお陰であることはもちろんであるが、それ以上に計算機演算性能の増大、メモリー価格の低下に負うところが大きい。10 年前の代表的な計算機に比べ、今日の最速の計算機は 100 倍以上もの演算性能向上があり、使用可能メモリーも大幅に増加している。もちろん並列化技術の進歩に大きく依存しているが、この性能向上はナビエ・ストークス計算を 2 次元から 3 次元に引き上げることを可能にした。

流体運動を支配する偏微分方程式を差分法なり有限要素法で数値計算を行う場合、解析空間を多数の格子点で離散化して偏微分方程式を代数方程式に変換し、その代数方程式を計算機で解くことになる。数値流体力学のアルゴリズム研究では、ナビエ・ストークス方程式あるいはその近似方程式を如何に効率良く解くか、また複雑な力学問題をどのようにモデル化するかという計算法の議論が中心である。しかしながら、先に述べた近年の計算機環境の大きな変化は、この計算アルゴリズム研究の方向にも大きな影響を与えている。計算対象の 2 次元から 3 次元への移行により、格子生成の手間が全体の作業時間短縮の大きなボトルネックになっており、これまで計算効率向上を最優先課題として取り組んできたアルゴリ

ズム研究も、使い勝手を重要視した方向へと転換しつつある。

ここでは、如何に三次元格子生成を簡単にするか、何とか自動的に格子を生成できないかという切実な要求に対する最近の格子生成技術の研究動向について紹介してみたい。

2. 格子の種類

現行の唯一の超音速旅客機コンコルドは、その揚抗比が 7 弱とジャンボジェットなどの半分以下であるため燃費が悪く、運行コストの点で成功したとは言えない。現在、次世代の超音速旅客機の開発が検討されている。その成否を握るのは、空気の抵抗をいかに減らすかということで、最新の CFD 技術を用いての空力設計の研究が進められている (図 1)。このような問題では、壁面摩擦までを極めて正確に算出しなければならない。つまりは壁面に沿っての境界層の解像度が重要であり、そのための実に細かな格子が使われている。

一方、図 2 のような自動車の計算⁽¹⁾では、摩擦抵抗よりも圧力抵抗の算出が重要となり、またエンジンルーム内流れの計算では、熱的な問題が生じないようにラジエータ部やエンジン周りに十分な流れがあるかどうかを調べることを目的としている。このような計算では、壁面での摩擦抵抗、熱伝達の精度までは要求されないため、格子を壁近傍に集めるより、複雑な流路全体を解像するように格子点を配置することが望ましい。

格子は計算精度と計算時間を左右する最も大きな要因であり、計算対象の問題に対してどのような格子、格子密度、格子点配置等を用いるかは重要である。現在、流体計算に用いられる格子は、図 3 に示すように、直交格子、境界適合格子 (boundary-fitted grid または BFC 格

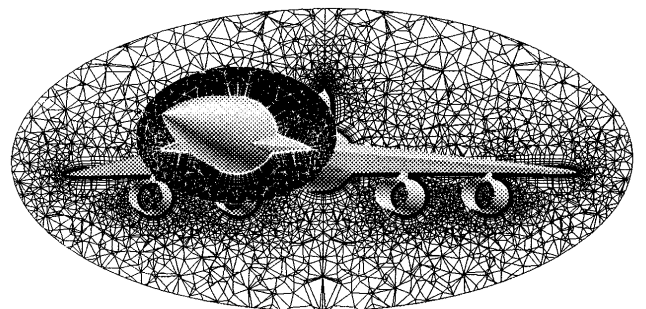


図 1 超音速旅客機計算用の非構造格子

原稿受付 1998 年 6 月 10 日

* 1 東北大学 大学院 工学研究科

〒980-8579 宮城県仙台市青葉区荒巻字青葉 01

子) および非構造格子 (unstructured grid) に大きく分類される。非構造格子は格子点の並びに規則性を要求しないことから名付けられているが、固体力学における有限要素法でも一般的に用いられており、複雑形状物体まわりの流動計算には格子生成の点で有利である。一方、境界適合格子は、非構造格子と対比する意味で構造格子 (structured grid) とも呼ばれ、高い精度と計算効率を必要とする航空機の翼やエンジン翼列、自動車まわりの流体計算等に一般的に用いられている。以下にそれぞれの格子の得失と現状を述べよう。

3. 直交格子

直交格子法は、空間を単に x, y, z 座標方向に切る容易な手法であり、数値流体力学研究の初期の段階から用いられてきた。格子生成では、格子線が物体の表面を横切る点、および各格子点が物体の中か外かを判断するこ

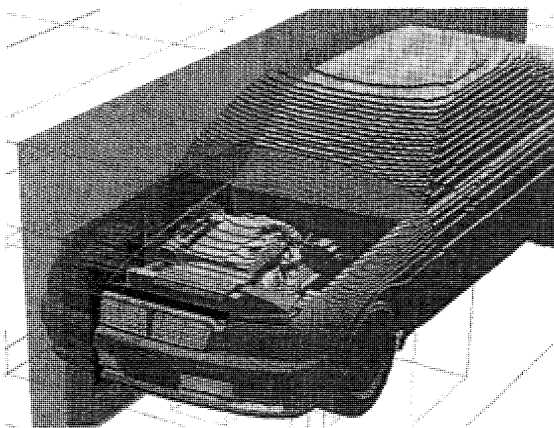


図2 自動車内外流れ計算用の1700万点の直交格子 (日産自動車(株)小野謙二氏のご厚意による⁽¹⁾)

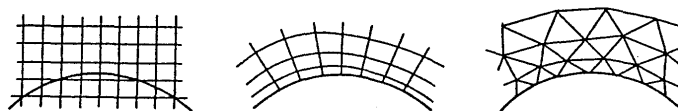
とが基本であるため、いかなる複雑な三次元形状でも容易に対応できる。そのため完全自動生成が可能なアプローチとして、近年あらためて多用されている。ただし、全領域を等間隔の格子で切ると、飛行機周りにように物体からかなり遠方に境界をとるような外部流問題では膨大な格子点を必要とする。このような場合は、場所に応じて細分度合いを変える方法が採られる (図2)。更には、物理量変化の激しいところを細かくする解適合細分化格子 (AMR=Adaptive Mesh Refinement) も直交格子法の大きな利点として多用されている (例えば参考文献⁽²⁾)。

直交格子での難点は、物体境界の取り扱いである。直交格子のままでは、曲がった物体面も階段状の境界として表現されてしまうため、壁近傍の境界層を精度良く捕らえることは難しい。そのような問題には壁境界での境界条件の設定方法を工夫するなり、壁近くに別の格子を使う方法が考えられているが、後者は直交格子の利点 (容易な格子生成) を損なうことにもなり兼ねない。

直交格子は、翼のように壁面摩擦係数までの精度を要求する場合には確かに厳しいが、そこまでの精度を要求しない問題、たとえばガスタービンの燃焼器内や自動車エンジンルーム内 (図2)、建築物内外の流れなどでは強力なアプローチである。また、物体が移動する問題においても、格子は動かさずに物体境界条件の課す点を移動させることで対応でき、今後このような方面の研究も進んでいくものと思われる。

4. 境界適合格子

境界適合格子は、先の直交格子では物体近くの精度が十分でないことから考案されたもので、計算精度が要求される航空機関連の流体計算で多用されている。境界適



	(a) 直交格子	(b) 境界適合格子	(c) 非構造格子
格子生成	容易 (自動生成可)	簡単な形状は容易 複雑形状には重合格子法等	容易 (自動生成可) (プログラミングは困難)
ソルバー	物体境界の取り扱い面倒	Well-developed	Developing (かなりのレベルに達した)
計算時間/格子点	小		やや大 (大幅に改善された)
メモリー/格子点	小		大
必要な格子点数	大	三次元複雑形状では大	小 (問題により?)
高レイノルズ数流れ	境界層の解像不十分 (境界層にプリズム格子等)	良好	境界層の解像不十分 (境界層にプリズム格子等)
利点	自動格子生成, 容易な解適合格子	既開発の様々な技術	自動格子生成, 容易な解適合格子
欠点	物体境界の取り扱い, 多大な格子点数	三次元複雑形状の格子生成にかなりの手間が必要	ハイブリッド格子生成の プログラム開発困難

図3 格子の種類

合格子の生成法も、代数式を組み合わせる方法、等角写像を用いる方法、偏微分方程式の解として格子を生成する方法など、多くの研究者が様々な方法を提案してきた。特に偏微分方程式法は、解法の工夫等により、より有用な手法となりつつある(例えば図4³⁾)。また、グラフィックスワークステーション上で会話处理的に複雑な三次元形状を扱える市販ソフトも普及しつつある。

境界適合格子は2次元問題では最も有用な方法であり、今後も使われて行くであろうが、三次元の複雑形状問題になると単一格子では無理である。このような三次元問題では、複数の格子を組み合わせる流れ場を覆う方法が一般的で、マルチブロック法と重なり格子法が用いられている。

マルチ・ブロック法の基本的な考え方は、三次元物体を直方体ブロックの集まりに置き換え、そのまわりに格子のブロックを積み上げて流れ場全体を覆うものである。流れ場の計算時は、ブロックを融合して単一格子として計算する方法が一般的であるが、最近では、各ブロック毎に流れを解くことで計算機記憶容量の節約、並列計算の一手段としても用いられることが多い。マルチ・ブロック法の欠点としては、物体境界からの細かな格子線が遠方まで達するために格子点の無駄が多くなることが挙げられるが、近年の計算機ハードの進歩を考えると格子形成の容易さというこの手法の魅力は非常に大きく、航空機全機まわり⁴⁾や自動車内外部流⁵⁾等に広く用いられている。

重なり格子法 (Overset grid または Chimera grid) も複雑な流れ場の計算に頻繁に用いられている。この方法では、たとえば二つの物体がある場合、それぞれの物体まわりに独立に格子を形成する。三次元問題では飛行機の翼や胴体といった部分ごとに格子を形成して全体の場を表現する。そして計算時には格子の重なった領域で格子間の情報のやりとりを行いながら計算を進める。格子を独立に形成できるため、双曲型の格子形成法などを用いることにより比較的簡単に複雑な場を離散化できよう。マルチ・ブロック法に比べて重なり格子法を用いる有利な点は、格子同士が時間的に移動することもできることであり、トンネル内に突入する高速列車の非定常流れの

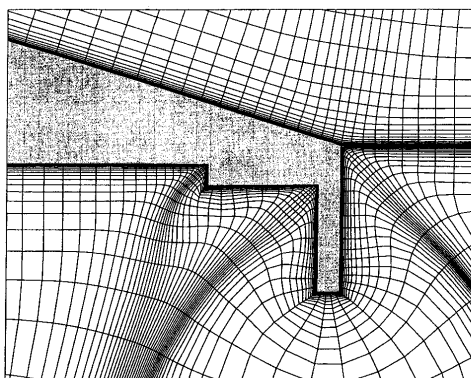


図4 双曲型偏微分方程式による格子生成例³⁾

シミュレーション⁶⁾も行われている。最近では、先の直交格子と物体近くの境界適合構造格子を重ね合わせ、前者の容易な格子生成と AMR、後者の境界層解像能力を併せ持ったアプローチも開発され、ヘリコプター全機まわりの数値計算等が行われている⁷⁾。

境界適合格子は、高レイノルズ数流れを精度良くかつ効率良く解くことのできる方法である。また、計算アルゴリズムも高度に進歩しており、この研究資産は無視できない。複雑な三次元形状問題でかつ壁近傍の精度も要求される問題に対しては、マルチブロック法なり重なり格子法は今後も使われるであろう。特に後者は、物体が相互に移動するような非定常問題では不可欠な技術である。

5. 非構造格子

一般に、格子点の並びに規則性を持たないようなものを非構造格子と呼んでおり、格子セルの形状は、二次元では三角形、三次元では四面体が最も多く用いられる。また、四角形や六面体、あるいは他のセル形状やその混在したものもしばしば用いられる。このような非構造格子は固体力学における有限要素法では当然の如く用いられている。流体問題でも計算機の進歩のお陰で三次元複雑形状が扱えるようになるに従い、有限要素法による解法の研究が進められてきた。一方、航空分野では従来の差分法の拡張としての有限体積法に基づく解法が非構造格子へも適用されてきている。格子は有限要素法と同じであるが、離散化近似法が有限要素法とは異なるため、有限要素法、有限体積法両方を含めて非構造格子法と呼ぶことが多い。

非構造格子法は、任意三次元場に対して完全に自動的に格子生成が可能であることが最も大きな利点であるが、流れの計算においては、計算時間、メモリー、あるいは精度等の多くの問題点を過去には抱えていて、特にナビエ・ストークス計算への適用は遅れていた。しかし、この10年程の間の計算アルゴリズムの進歩は大きい^{8)・9)}。有限体積法を用いることにより、構造格子法で開発されてきた計算手法を適用でき、精度的に大きく改善された。また、計算効率を上げるための研究も進み、非構造格子上での多重格子法¹⁰⁾や LU-SGS¹¹⁾に代表される陰的時間積分法、空間前進解法¹²⁾等が開発されてきている。実際、図5¹³⁾のようなナビエ・ストークス計算も、計算時間に関しては従来の構造格子法に引けを取らないまでに改善されている。

一方、非構造な格子生成では、四面体格子についてはデローニー分割法を基本にしたものと、先端前進法 (Advancing Front Method) とが現在用いられている代表的な方法である。両者とも利点・欠点があり¹⁴⁾、いずれが優れているかは未だに議論されているものの、四面体格子については完全に自動生成が可能となっている^{15)~17)}。そのような信頼性の高い格子生成プログラムの作成には

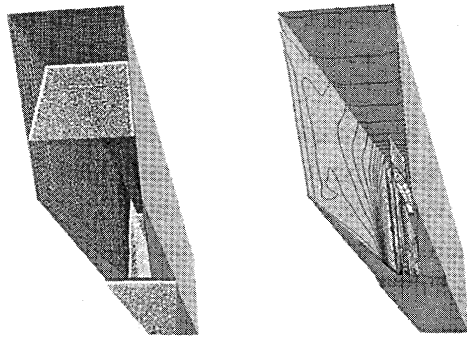


図5 ハイブリッド非構造格子による超音速燃焼エンジン内のナビエ・ストークス計算²³⁾

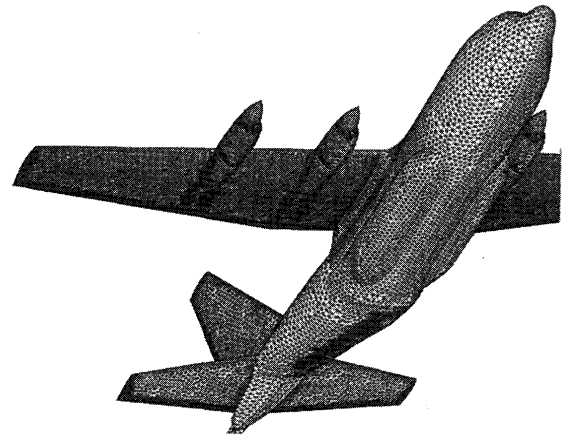


図7 非構造表面格子の生成例

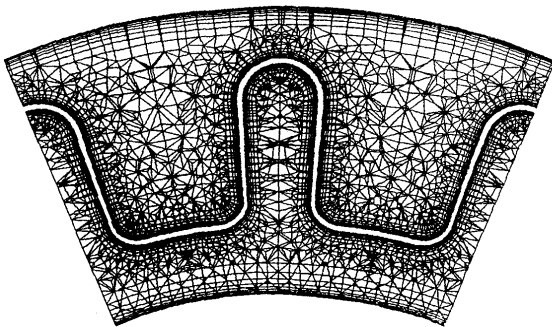


図6 3次元ハイブリッド格子の断面図

かなりの労力を要するが、一旦そのようなプログラムが完成すれば、非構造格子は構造格子に比べ格段に便利であることも確かである。

四面体非構造格子は、オイラー計算については非常に有効であるものの、高レイノルズ数流れのナビエ・ストークス計算で、航空機翼のように精度が要求される問題では境界層の解像が不十分である。このような問題に対処するため、四面体要素をつぶしたような層状の格子を生成する方法や、壁近くに関しては構造格子なりプリズム形状の格子を用いるアプローチが開発されている^(18~21)。図6はハイブリッド格子の断面図で、物体壁近くの境界層領域にはプリズム要素の格子、その外側には四面体の完全な非構造格子を用いている。この種のハイブリッド格子法は、格子の自動生成に更なる研究が必要ではあるが、三次元複雑形状まわりの高レイノルズ数流れを精度良くかつ短時間で解くには必要な技術であろう。

一方、複雑な形状問題を扱っていると、実際に最も時間を費やすのは実は空間格子の生成よりも図7に示すような表面格子であることが多い。一般に用いられている表面格子生成のアプローチは、三次元表面をいくつかの領域(パッチ)に分け、それぞれの三次元曲面を二次元平面に写像、二次元空間で格子を生成して元の三次元表面に戻す方法である。しかし、三次元表面をいくつかのパッチに分ける作業、写像による格子の歪み等の問題があり、手間を要する。現在、三次元CADの出力(IGES

が最も一般的)から自動的に表面格子を張ろうとする研究が行われている(例えば(22),(23))。また、市販の格子生成ソフトもCADとの連携を宣伝文句にしつつある。3次元CAD出力のフォーマット自体にもまだ問題があるようであるが、近い将来、CADデータから完全に自動的な格子生成が可能になるであろう。

6. おわりに

流れの計算は演算量の多さから、これまでは構造格子上で発達してきた。しかし計算機能力の向上と計算アルゴリズムの進歩、2次元から3次元問題に移るに従い、格子生成がボトルネックとなってきている。それを解決する方法として、非構造格子なりハイブリッド格子法が研究され、あるいは直交格子法も再度注目を浴びている。過去に計算固体力学において初期の差分解法から今日の有限要素法へと変わってきたことが、流体計算でもようやく起こりつつあるともいえる。このことは、最近の市販流体計算ソフトの多くも非構造格子を用いていることから伺い知れよう。しかし、特に高レイノルズ数流れで壁面摩擦係数、熱伝達係数までを精度良く計算するには構造格子法も重要である。

今後、CADとの連携によるよりユーザーフレンドリーな格子生成技術が開発・整備されていくであろう。また、流れの状況に応じて格子点の密度を変えて計算精度を向上させる方法、物体が変形あるいは空間を移動する場合の時間的に変化する格子の取扱い方法も研究が進んでいる。格子生成技術の成熟により、数値流体力学は流体運動の解明および工学的解析設計道具としてますます重要になるものと思われる。

参考文献

- (1) Ono, K. et. al., "An Application of Voxel Modeling Approach to Prediction of Engine Cooling Flow", Proc. of JSAE Spring Convention, No. 984, (1998) pp. 165-168
- (2) Aftosmis, M. J., Melton, J. E., and Berger, M. J., "Adaptation and Surface Modelling for Cartesian Mesh Methods", Proc. 12

- th AIAA CFD Conference, (1995), pp.881-891 (AIAA Paper 95-1725-CP)
- (3) 松野謙一, 「楕円/双曲型格子生成法における風上型差分の利用」第11回数値流体力学シンポジウム講演論文集(1997) pp.319-320
- (4) Sawada, K. and Takanashi, S., "A Numerical Investigation on Wing/Nacelle Interferences of USB Configuration", AIAA Paper 87-0455 (1987)
- (5) Himeno, R. et. al., "Numerical Analysis of the Airflow around Automobiles Using Multi-Block Structured Grids", SAE 900319 (1990)
- (6) Fujii, K. and Ogawa, T., "Aerodynamics of high speed trains passing by each other", Proc. 5th Int. Symp. on Computational Fluid Dynamics, Vol.1 (1993), pp.197-204
- (7) Meakin, R. L., "On Adaptive Refinement and Overset Structured Grids", Proc. of 13th AIAA CFD Conference (1997), pp.236-249 (AIAA Paper 97-1858-CP)
- (8) Barth, T. J., "Aspects of Unstructured Grids and Finite-Volume Solvers for the Euler and Navier-Stokes Equations", Special Course on Unstructured Grid Methods for Advection Dominated Flows; AGARD Report 787 (1992), pp.6-1-6-61
- (9) Venkatakrishnan, V., "A Perspective on Unstructured Grid Flow Solvers", AIAA Paper 95-0667 (1995)
- (10) Mavriplis, D. J., and Venkatakrishnan, V., "Agglomeration Multigrid for Two-Dimensional Viscous Flows", Computer & Fluids, Vol.24, No.5, pp.553-570, 1995
- (11) Sharov, D. and Nakahashi, K., "Reordering of Hybrid Unstructured Grids for Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel Computations", AIAA Journal, Vol.36, No.3(1998), pp.484-486
- (12) Nakahashi, K. and Saitoh, E., "Space-Marching Method on Unstructured Grid for Supersonic Flows with Embedded Subsonic Regions", AIAA Journal, Vol. 35, No. 8(1997), pp. 1280-1285
- (13) Kodera, M., Nakahashi, K., Hiraiwa, T., Kanda, T., and Mitani, T., "Scramjet Inlet Flow Computations by Hybrid Grid Method", AIAA-98-0962 (1998)
- (14) 数値流体力学編集委員会編「数値流体力学シリーズ第6巻:格子形成法とコンピュータグラフィックス」東京大学出版会(1995)
- (15) Löhner, R., and Parikh, P., "Three-Dimensional Grid Generation by the Advancing Front Method", Int. J. Numer. Meth. Fluids, Vol.8 (1988), pp.1135-1149
- (16) Weatherill, N. P., and Hassan, O., "Efficient Three-Dimensional Delaunay Triangulation with Automatic Point Creation and Imposed Boundary Constraints", Int. J. for Num. Meth. Engng., Vol.37 (1994), pp.2005-2039
- (17) Sharov, D. and Nakahashi, K., "A Boundary Recovery Algorithm for Delaunay Tetrahedral Meshing", 5th Int. Conf. on Numerical Grid Generation in Computational Field Simulations (1996), pp.229-238
- (18) Nakahashi, K., "Prismatic Grid Methods", Computational Fluid Dynamics Review 1995, Ed. H. Hafez and K. Oshima, John Wiley & Sons, Ltd. (1995), pp.87-105.
- (19) Connell, S. D., and Braaten, M. E., "Semi-Structured Mesh Generation for 3D Navier-Stokes Calculations", Proc. 12th AIAA CFD Conference, (1995), pp.369-380 (AIAA Paper 95-1679-CP)
- (20) Kallinderis, Y., Khawaja, A., and McMorris, H., "Hybrid Prismatic/Tetrahedral Grid Generation for Viscous Flows Around Complex Geometries", AIAA Journal, Vol.34, No.2 (1996), pp.291-298
- (21) Sharov, D. and Nakahashi, K., "Hybrid Prismatic/Tetrahedral Grid Generation for Viscous Flow Applications", AIAA Journal, Vol.36, No.2 (1998), pp.157-162
- (22) Kania L. and Warsi, S., "Curvature Adapted Triangulation of NURBS Surfaces", Proc. of 13th AIAA CFD Conference (1997), pp.790-799 (AIAA Paper 97-1981-CP)
- (23) Sharov, D. and Nakahashi, K., "Curvature Adapted Triangulation of Surface Models via Incremental Insertion Algorithm", 6th International Conf. On Numerical Grid Generation in Computational Field Simulations, (1998), pp.695-704

特集・熱流体の数値計算

計算結果の可視化技術

藤井 孝藏*¹

FUJII Kozo

1. はじめに

シミュレーション結果の可視化技術は過去10年ほどの間に飛躍的な進歩を遂げた。しかし、これは可視化技術そのものが特別急速な進歩を遂げたわけではなく、ひとえに計算機ハードウェアの低価格化とワークステーションやパソコンの普及が引き起こしたものである。計算機によるCFDデータの可視化についてはすでに文献1, 2に、その基礎的な考え方については他学会誌3に記しており、それから大きな変化はない。そこで、本稿では簡単な基礎的事実を記した後、実際にCFDを進める立場から、どのようなハードウェアやソフトウェアが利用可能か、またそれぞれの利点、欠点は何かなどについて記してみたい。限られた知識での記載であるから不十分な点はご容赦いただきたい。本題に入る導入としてまずこれまでの可視化を振り返り、可視化がシミュレーションにおいて持つ意味について考えることにする。

2. 可視化の歴史と意味

可視化という言葉は3次元データなどのカラー表示という観点で考えてみると、その歴史はそう長くはない。実際、筆者自身の経験からしても3次元の数値計算結果の発表にはじめてカラー画像を使ったのはほんの15年ほど前、1984年のことである⁽⁴⁾。その頃のプロットの1つを図1に示す。簡単な3次元の翼を過ぎる遷音速流れである。当時ワークステーションはすでに登場していたが、国内にはまだグラフィックワークステーションという概念は普及しておらず、大型機のカラー画像端末が主な道具であった。その後グラフィックワークステーションが普及してくるが、ハードウェアそのものが高価である上、ソフトウェア作成も容易ではなく、3次元数値計算結果のカラー表示は最近に至るまで国立の研究所や一部の研究者に限って行われてきた。しかし、ハードウェアの低価格化とソフトウェアの普及によって今では誰でも簡単に高度な画像を作ることができる。

実はカラーであるかないかということよりも数値シミュレーションの結果をすばやく画面に表示できるか否かの方が研究においては重要である。例えば等高線や流線などが簡単に描けることによって結果を理解するための時間はかなり短縮でき、そのことがCFDの研究の発

展の一翼を担ってきたといってもよい。カラー画像についても、その必要性は単に美しいだけでなく、多くの情報量を提供してくれることでCFDの研究促進に貢献してきた。

3. 可視化のプロセスと分類

他の文献⁽⁵⁾にも書いてきたように可視化のプロセスは図2に示すように2つに分けて考えることができる。まずシミュレーション結果のデータを加工して画像にするための基礎データを作る部分、そしてそのデータを画像として表示する部分である。最初の部分は、例えば計算で得られたスカラー場から総圧損失を計算したり、速度ベクトル場から簡単なスカラー関数を計算するなどの簡単なプロセスから、速度ベクトルを積分して流線や流脈を計算する多少面倒なプロセスまで流体サイドの計算がまずあげられる。これは流体屋が作ることができる。次にもう少しグラフィックスよりの作業、すなわち等高線を計算してプロットすべき線分の集合を作ったり、等値

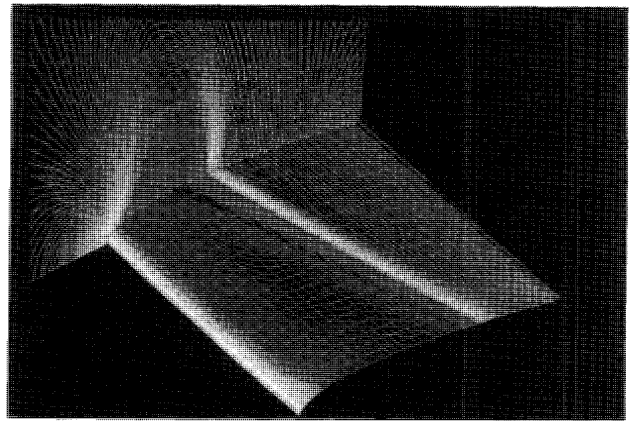


図1 単純翼を過ぎる遷音速流れの可視化
—画像端末を利用した圧力分布線画表示—

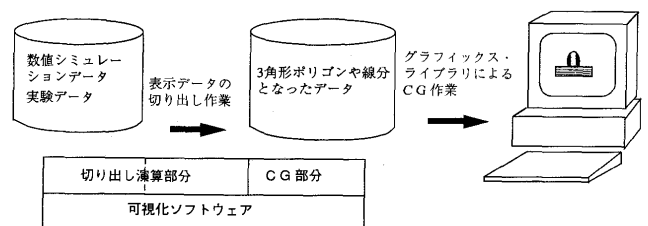


図2 可視化のプロセス

原稿受付 1998年6月1日

*1 宇宙科学研究所 高速流体力学部門

〒229-8510 神奈川県相模原市由野台3-1-1

面を形成する座標群を計算するなどの作業がある。これらが終わって第2のプロセスに渡されるのはプロットすべき線分の集合と塗るべき面の集合である。例えば図3は一見複雑な面塗りをしているように見えるが、実は多数の線分と塗るべき面（この場合は格子で囲まれた面の集合）を指定しているに過ぎない。線を引くか面を塗る—これだけである。とはいえ、実際はそう簡単ではなく複雑なプロセスが待っている。

可視化ソフトウェア作成が大変なのは、第1のプロセスの後半から第2のプロセスに至る部分、つまり画像を作る作業にある。これにはまずグラフィックスライブラリと呼ばれるソフトウェアに精通しなくてはならない。さらに陰に隠れる物体を描かないようにする陰面処理とか光をあてるライティングなどについて知識が必要となる。図4に白い球をグラフィックス表示したものを示す。(a)はそのまま表示したもの(b)はライティング処理したものである。どちらも白い球を描いているが(a)では立体的に見えない。(b)では球の占める領域内の実際の画素(ビットマップ)には白でなく灰色や黒のものがある。つまり白いものを必ずしも白く描かないことで立体感がでてくるのである。このような面倒なことを理解しなければならない。

幸いなことに最近では高度なグラフィックスライブラリや可視化ソフトウェアがたくさん出てきて上記のようなことをユーザーが考えなくてもいいようになってきた。

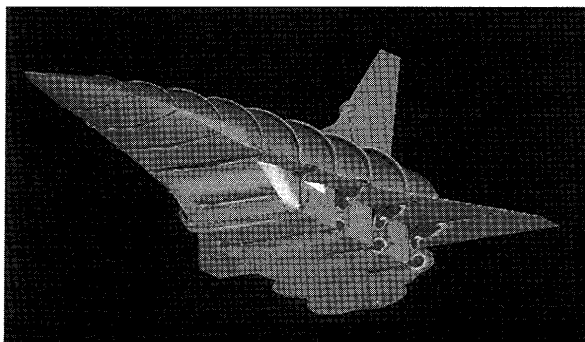
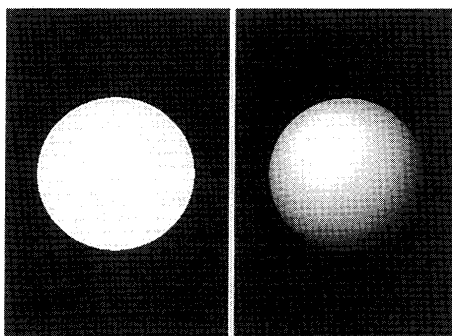


図3 エンジンつきスペースプレーンまわりの超音速流れ—密度分布の表示—



(a) 陰影の無い表示 (b) 陰影を付けた表示

図4 球の可視化表示

では、どのようなハードウェアとソフトウェアがあれば簡単に可視化できるのか以下に考えてみよう。

4. 利用できるハードウェア

これまで可視化は主にワークステーションを利用して行われてきた。しかし、パソコンの性能向上にともなって次第に変化が現れつつある。かつては3次元データの可視化にはワークステーションの中でもグラフィックスワークステーションと呼ばれるものが必要であった。グラフィックスワークステーションはグラフィックス処理専用のハードウェアを持ったワークステーションをいう。この作業を通常のワークステーションでやると、cpuを利用してソフトウェアでレンダリングするので、例えば視点を変化させたりするだけで非現実的な時間がかかるなどの問題がおこる。ところが演算性能が数十MFLOPS程度になってくると、ソフトウェアによるグラフィックス作業が十分可能となってくる。今では低価格のグラフィックスワークステーションは実はソフトウェアで画像の処理をしている。そうなるパソコンと何が違うかということになる。

性能が大差なければパソコンの方が周辺機器やメモリーも安いし、簡単に増強することもできる。実際、例として9GBハードディスクを例にとると、パソコン用は8-10万円弱、ワークステーション用は15万円程度である。メモリーも128MBを例にとるとパソコンは5万円以下、ワークステーションは10万円程度である。もちろん、計算機本体の価格も異なる。パソコンはせいぜい30万から50万円である。ワークステーションは安くても100万円、ソフトウェア等は別売りである。同じ演算性能であればおそらく数倍以上の価格差があるだろう。ソフト、ハードを含めて高価に設定されているワークステーションを利用しなければならない理由は特にない。

5. 利用できるソフトウェア

CFDに関わるほとんどの研究者、技術者は何らかの形で可視化処理を行っていると思われる。使用しているソフトウェアを分類すると、(1)open GL, PHIGS, などのグラフィックスライブラリを使って書いた自作または他作の可視化ツール、(2)解析ツールとしてのシミュレーションソフトに付随している可視化ソフト、(3)可視化専用の市販ソフトウェア、(4)AVS、(5)ネットワークなどでただで手に入るFreeware、などに分けることができる。(2)、(3)、(4)を併用しているユーザーも多いかも知れない。それぞれについて考えてみよう。

(1)は次第に少なくなっているのではないだろうか。世の中の動向としてグラフィックスライブラリーはopen GLにまとまりつつある。例えば、スーパーコンピュータの世界でも今年発表される機種は遅かれ早かれすべてopen GLをサポートするだろう。open GLを除いたグラフィックスライブラリーは次第にサポートされなくなる

だろうから、それらを利用したソフトウェアは次第に使いにくくなるだろう。現実に WindowsNT には open GL が標準ライブラリとしてついている^{註1)}。

仮に open GL と決めたととしても、これを利用して効率的にいろいろな処理を行いやすい形にプログラミングするのは容易ではない。インタラクティブなマウスからのイベント処理、インターフェイスの設計などかなりの専門家でも数カ月から1年はかかる仕事になる。ということ(1)はおすすりではない。ただし他人が作ったソフトウェアを使う手はある。例えば私たちの作った構造格子用の可視化後処理ソフトウェア POST 君⁽⁶⁾などはすでに30以上のサイトに無償で配布している。使用頻度には開きがあり、使っていないところもあるとは思いますが、航空、機械、天文関連を中心に利用されている。UNIX 上 (X-window 上) の open GL を使っているのだから、利用できる機種が SGI (シリコングラフィックス社) のワークステーションなどに限られていたが、最近パソコンのグラフィックスボードの高速化が著しく、UNIX パソコンで十分に使えることがわかってきた。実際に PentiumII 300 MHz 程度のパソコンで Accelerated-X のソフトウェア (約3万円, open GL サポートのものは4.5万円) を利用したところ、体感的には SGI の O2 に劣らない描画性能を示した。Xserver などのソフトを含めて LINUX を利用する環境を整えている方であれば、そのまま利用できる。また、open GL を X-lib で書き下したフリーのソフトウェア Mesa も手に入る。比較したところ性能には大差がなかった。フリーの Xserver ソフトウェアもある。多少性能は落ちるであろうが、これらフリーのソフトウェアを利用すれば全く費用がかからず Post 君を利用することができる。グラフィックスボードを別途購入する必要はほとんどないが、パソコンによっては X-server とのバージョン対応が必要となることもある。しかし、3万円程度のもので十分な性能が出るので、PentiumII クラスのパソコンがあれば、どんなにつぎ込んでも10万円にはならない。まだ、確認が十分でないところもあり個々に対応して汎用性を確認していく予定であるが、原則として利用を希望される方には使っていただきたいと思っているので、興味のある方は10月以降 post_request@flab.eng.isas.ac.jp までメールされたい。もちろん、Post 君に限らず UNIX ワークステーション上で open GL ライブラリを利用して作られた可視化ソフトについては全く同じことが言える。一度試してみられるとよいと思う。なお参考までに、Mesa は <http://www.ssec.wisc.edu/~brianp/Mesa.html> がオフィシャルなページで、国内では例えば <ftp://ftp.momo.it.okayama-u.ac.jp/pub/X/>

註1) ライブラリは O.S. や window システムと連携して利用されるものであるから、UNIX ワークステーション上の open GL で書いたグラフィックスプログラムは NT 上では動かない。

Mesa などにソース一式がある。

(2)は結構多くの利用者がいるだろう。最近では改良が進んで、インタラクティブな操作性も向上しているようである。しかし、機能的には不満が多いとの声も高い。(3)の問題点はまず価格である。それだけで数百万円するし、毎年かかるメンテナンス費用も馬鹿にならない。とはいえこの種のソフトウェアは少しづつ値段は下がってきているので、価格の変動に注意しておく必要がある。では安い可視化ソフトは無いだろうか考えると、やはりパソコン上で動くものになる。例えば(株)ヴァイナスの Fieldview も現在では WindowsNT 版がある。現状では必ずしも Windows 版のユーザーは多くはないが米国では向こう3年間で50%のユーザーが Windows になると予想しているらしい。

一方、あまり高度な面塗り処理は得意でないが、1次元や2次元のプロット、また線画の等高線などのデータ解析に長けたソフトウェアがある。Tecplot (株)エス・イー・エイはその代表で NASA Langley 研究所が使っていることでも知られている。また、S-PLUS (株)数理システム) や DISSPLA (株)エーシーエー) などこの分類に属する。これらのソフトは流体に特化したものでないからデータベースや統計処理などにもよく用いられている。流体の可視化専用ソフトウェアに比べると安価で100万円から数十万円程度である。

(4)の AVS はいうまでもなく(株)ケーゲーティーの製品である。表示すべき内容は処理するプログラムを自分で書くことになるが、線画、面塗り、シェーディングなどの面倒なグラフィックス処理はこのソフトが面倒倒してくる。流体可視化専用ソフトウェアの弱点は高価格と並んで自由度がない点にある。AVS はいわばグラフィックス部分だけを提供する可視化ツールキットといえる。ユーザーはネットワークエディターを利用して自分なりのソフトウェアを作る。国内では既に相当数のユーザーがいて、AVS ユーザー会などを通じて利用者の情報交換も図られている。現在はいくつかのレベルのソフトウェアからなるが、最も中心となるのが AVS/EXPRESS で、これには UNIX 版と Windows 版がある。ソフトウェアのライセンスの形式によって異なるが、価格は UNIX 版でおおよそ100万-150万円、WindowsNT/95 版で50-60万円である。アカデミックディスカウントは15%となっている。可視化専用ソフトウェアに比べると比較的安価な設定になっている。(株)ケーゲーティーによると現在 UNIX 版が70%、Windows 版が30%程度の比率となっている。また、機能を限定したパソコン Windows 用の Micro AVS もある。こちらは10万円程度でちょっとした作業が簡単にメニュー形式でできるようになっている。AVS の利用傾向は最近変化しつつある。カスタム化できるという本来の利点から離れて AVS ベースの出来合い可視化ソフトウェアとして単に利用しているユーザーが増えているようである。この意味では分類(3)

に属するといってもいい。AVSに関しては <http://www.kgt.co.jp/kgt/avs> を参照されたい。

(5)のフリーソフトウェアではUNIXのGNUPLOTがよく知られている。簡単なプロットができるソフトで等高線などを描くためには結構面倒な手間がかかるようだが、可視化ソフトウェアに付随して簡単なデータのプロットなどを行うのに便利である。GNUPLOTについてはVer. 3.5が現時点で最新で <ftp://ftp.kuis.kyoto-u.ac.jp/GNU/mirror/gnuplot-3.5.tar.gz> などから、正式版ではないがVer. 3.6が例えば <ftp://ftp.jaist.ac.jp/pub/.1/FreeBSD/distfiles/gnuplot-beta336.tar.gz> から手に入る。等高線などを描けるフリーのソフトウェアもあるようだが、例えば一般座標に対応したものとか非構造データとか流体解析で普及しているデータ形式を扱えるものは多くないようである。

6. システム構成を考える

昨年6月号の日経CGにAVS(前出)を利用した3次元表示性能評価試験の結果が掲載されている⁽⁶⁾。詳細は記事を読んでいただくとして、その結果によればおおむね200万円以下のシステムでは圧倒的にパソコンの性能が優位に立っているという。実際われわれのポスト君でもこの事実は証明されている。これから可視化のシステム構築を考えられる方にはまずパソコンベースで考えることをおすすめしたい。O.S.はwindows NTであろう。理由はすでに述べてきた通り、open GLがライブラリとして提供されていること、画像処理のボードが多数あること、これを含めて周辺機器が安いことである。またパソコンならば文書処理や簡単なデータ処理にも使っていけるから、狭い部屋に「これは文書のためのワープロ」、これは「可視化のためのワークステーション」といった具合にいろんな計算機とそのディスプレイが並ぶ必要はない。cpuの演算性能はPentiumIIの300-400MHzクラスでも実効50-80MFLOPS程度出る。ワークステーションの演算性能がこれよりずっと優れているということはない。もちろん高度な画像処理を目指す方は別である。一千万円以上のクラスで高速でリアルな画像やアニメーションを作成する必要がある場合はSGI(シリコングラフィックス)を中心としたワークステーションの優位性は、現時点では残っている。日経CGの記事もそのような結果を示唆している。中間の価格帯は何とも言えないが、次第にパソコン優位になっていくであろうことは間違い無い。別の言い方をすると、パソコンと適当なグラフィックスボードの組み合わせによってこのレベルの性能は確保できそうである。UNIXベースを望む場合はパソコンにLINUXを載せるか、ワークステーションを選ぶことになる。ワークステーションに限れば、画像を扱うのが主な目的とすれば間違いなくSGIの機器がおすすめである。この分野を得意としているだけあって、画像ファイルの変換、アニメーション作成、

その他グラフィックスやマルチメディア関連のソフトウェアが多数O.S.にバンドルされていて使い勝手もよい。

7. 簡単になってきたアニメーション作成

流体現象を知る上でアニメーションの果たす役割は大きい。非定常の流体現象をアニメーションで見ると、流れの変化の様子がわかりやすくなるだけでなく、周期的な運動などを明確に捉えることができる。パソコンの性能向上と低価格によって手軽な価格のシステムで、しかも美しいアニメーション作成ができるようになってきた。まず、簡単に作成のプロセスを示してみよう。例えば非定常の翼列まわりの流れをシミュレーションしたとする。静翼と動翼が相対的に移動している。見たい現象が見れる程度の時間間隔(例えば計算100ステップに1回とか200ステップに1回とか)で画像を表示し、それを画像ファイルとして保存する。画面上にある画像をデジタルデータとしてファイルに落とすソフトウェアは多数あるのでパソコン雑誌を参照していただきたい。アニメーションにすることを意識するならば形式は最終的にアニメーション作成を行うハードウェアに依存して選ぶのが賢明であるが、ワークステーションやパソコンで汎用性が高いPICT、BMPやRGB(rleファイル)のファイルなどとしておく。圧縮されたJPEGファイルでも構わない。ワークステーションでもパソコンでも画像処理のできるソフトウェアを利用すれば代表的なデータ形式同士の変更は可能である。このような画像の数は500枚とか600枚とかになる。

さて、これらのファイルをまずワークステーションやパソコンの画面上で見る。それにはAdobe PremierとかMovie Maker(Player)などのソフトウェアが利用できる。ビデオで私たちが見ている画像は1秒間に30回書き換え(リフレッシュ)されている。従って、600枚の画像では20秒のアニメーションにしかならない。そこで各画像を続けて3-4回繰り返して使う。これによって1分くらいのアニメーションとなる。シミュレーション結果から何ステップに1回画像ファイルを作るか、そしてそれを何回繰り返して利用するかは画面上でアニメーション表示をしてみることで経験的に決めることになる。総ての時間ステップの画像をファイルとしてとっておくのは非現実的で効率がよくない。データ圧縮技術が進み、ディスクが低価格となったことを考えるとディスクにとっておく画像の枚数は以前より多くとれるから、比較的細かい時間ステップ間隔で画像を出力し、画像の繰り返し利用回数を2-3回程度に減らすのが現在では適当かも知れない。

計算機上でアニメーションを見てこれでよしと思ったら、次にビデオの作成である。シミュレーション結果を解析するだけならこの段階で終わりであるが、多くの場合、講演発表などのためにビデオを作成する。最終的なビデオはアナログ信号であるから何らかの方法でアニ

メーションのコマからなるデジタルデータをアナログにコンバートしなければならない。以前はスキャンコンバーターなど専用の装置が必要で、しかもかなり高価なものであった。また、画像を高速に表示するグラフィックス能力が低かったため、リアルタイム（つまり画面に表示されているアニメーションと同じものがビデオにそのまま）にビデオアニメーションを作成することができず、使用するビデオ機器もコマ制御ができる特殊で高価なものが必要とされてきた。現在は画像圧縮技術と高速なグラフィックスが利用できるようになったため、リアルタイムな直録画ができる。つまり、コマ制御のできるビデオもそれをコントロールする機器やソフトウェアも不要となってきた。これによって比較的安価にビデオ作成ができる。1番安価な方法は通常のVHSやS-VHSの端子を持ったパソコンやワークステーションを利用することである。MacやWindowsでもマルチメディアに強いパソコンそれにSGIのワークステーションなどにはこういった機種がある。ただ、画像をディスクから読んで書き出すという作業をリアルタイムにやるには高速ディスクと内蔵のビデオボードの性能が要求されるからフルフレーム（640×480の通常のビデオ画像）にする場合は画質がある程度落ちることを覚悟しないとイケない。このような端子を持たない場合やよりきれいな画質を必要とする場合はビデオボードを購入することになる。これまで利用されてきたものはアナログのビデオボードでMotion JPEGを利用してディスクにあるデジタルの画像データをリアルタイムでアナログ信号とし、ビデオに出力する。この場合も圧縮のレベルがあり、基本的に低価格のものは圧縮率が高く、従って画質は劣化する。一方、高価格のものは圧縮率が低いのでより鮮明な画像のアニメーションが得られる。流体のシミュレーション結果は大概学会や研究会などでの発表に利用する程度の目的で使うことが多いから、最終的にVHS、またはせいぜいS-VHSのビデオテープにする場合がほとんどである。この限りにおいては定価ベースで10万から20万円程度のビデオボードで十分と考えられる。

オーディオやビデオの世界で今デジタル化が進行中である。ビデオカメラはデジタルのものが増え、据え置き型でもデジタル、アナログ両方のテープを利用できるビデオが30万円弱で出ている。これを利用するとアニメーションもアナログではなくデジタルのままビデオに録画する方法もとれる。つまりS-VHSとかVHSの端子を持ったビデオボードではなく、デジタルのDV端子を持ったビデオボードを用意し、これにデジタルカメラをつなげばデジタルのまま画像をビデオに取り込める。デジタルカメラにはNTSCやS-VHSなどの端子があるから、これからVHSやS-VHSにダビングすればよい。現在DV企画では圧縮率は1/5となっているから画質は多少落ちる。しかしMacLife⁽⁷⁾などによると「アナログビデオの不得意な黒バックに赤い

文字などを録画しても切れ味のよいにじみのない画像が得られる」そうである。アニメーション作成を多数手がけてきた理研の姫野によると流体シミュレーションでの使い方最終的にVHSに落とすのであれば、以前の高価なシステムに全く見劣りしないとのことである。

代表的なDVビデオボードとしてはFiremax, Firemax-2, MotoDVなどがある。ビデオ編集のためのソフトウェアとしてはAdobe Premiereがよく利用されていて、Firemaxなどではこれも込みで販売されている。従って、Ultra Wide SCSIで接続されたディスクを持っているPentium IIやPower Mac G3などの高性能のパソコンとデジタルカメラを持っていれば、購入しなければならないのはFiremaxのボードだけで10万円もしないでシステムが組める。Ultra Wide SCSIはディスクから高速でデジタルデータを供給する（圧縮を考慮して1秒に30フレームの画像に対応するデータ量、すなわち実行で3.5 MB/秒）ために必要となる。ディスクの足が遅い場合は処理する画像サイズを小さくすることになり、最終的なビデオの画像は少し汚くなる。

おわりに

数値シミュレーション結果の可視化に関してはハードウェアもソフトウェアも急速な進展があり、数年前と大きく異なってきている。ここに書かせていただいた記事も数年を経ないうちに古いものとなるであろう。ワークステーションはともかくパソコンに関しては雑誌の特集などで新しい話題が提供される。これらを見て、その時点で適当なものを選ぶ必要があるだろう。

この記事をもとめるにあたってこの分野に精通している方々から意見や参考資料を提供いただいた。紙面を借りて、(株)ケーゲーティーの宮地英生、(株)ヴァイナスの藤川泰彦、そして理化学研究所の姫野龍太郎の各氏に御礼を申し上げたい。

参考文献

- (1) 中橋, 藤井, 数値流体力学シリーズ, 第6巻「格子形成法とコンピュータグラフィックス」(平成7年4月) 東大出版会
- (2) 藤井, 他, 可視化情報ライブラリ, 第54巻「流れのコンピュータグラフィックス」(平成8年12月) 朝倉書店
- (3) 藤井, サイエントフィックビジュアルイゼーション第1回—第3回, 日本計算工学会誌「計算工学」, Vol. 1, No. 1—Vol. 1, No. 3 (平成8年4月—平成8年9月)
- (4) 大林, 藤井, LU分解による3次元流の数値計算, 第16回流体力学講演会(昭和59年11月)
- (5) 機械学会編, プリ・ポストプロセッシングにおける画像技術, 日本機械学会講習会 No. 900-22 資料 (平成2年5月)
- (6) 日経CG, 初めて分かったPCとUNIXの本当の3次元表示性能, 日経CG (平成9年6月)
- (7) MACLIFE, デジタルビデオ再入門, MACLIFE (平成9年10月)

特集・熱流体の数値計算

コンピュータの最近の進展

河村 洋*1

KAWAMURA Hiroshi

キーワード：コンピュータ，並列計算機，スーパーコンピュータ，パーソナルコンピュータ，ワークステーション

Computer, Parallel computer, Super computer, Personal computer, Workstation

1. はしがき

最近のコンピュータの発達は、我々の身近に感じるところであり、その利用分野も事務処理や数値計算のみならず、通信、バーチャルリアリティあるいはゲームの分野にまで広がっている。それらを詳細に見ると、個々の演算素子の高速化と共に、演算素子の並列化に依る効果が大きい。ここでは、筆者の関与する数値シミュレーションに関係するコンピュータの発達と最近の計算機の動向について概観することしたい。

2. スーパー・パラレルコンピュータ

よく知られているとおり、数値シミュレーションに特化した大型計算機の歴史は、1975年のCRAY-1に始まる。これがいわゆるベクトル計算機の最初である。ベクトル計算機とは複数の演算装置を備え、データのみが異なる同種の計算を並行して実行させることにより、計算の高速化を図るものである。これも一種の並列計算機ではあるが、ベクトル機と呼んでいて、全く独立したCPUを並べ、異なる命令をも実行しうる並列計算機とは区別している。CRAY-1の計算スピードは100 MFLOPS、メモリーはわずか8 MBであった。MFLOPSとはMillion Floating point Operations Per Secondの略で、一秒間に浮動小数点演算を百万回行えることを意味する。したがって100 MFLOPSは一秒間に 10^8 回の浮動小数点演算に相当し、当時としては画期的であった。しかしこれを現在のパソコンの演算速度と比較すると、現在のパソコン用のCPUは300~400 MHzに達しており、1クロックで1~2回の浮動小数点演算を行うので、現在のパソコンはCRAY-1の数倍の演算速度を有する（語長のちがいは不問とする）。しかもメモリーについては現在のパソコンは一般に32~128 MBを備えているからこれも4~10倍以上の進展をしている。

CRAY-1以降の主なスーパーコンピュータの発展を図1に示す。ベクトル・スーパーコンピュータの性能は年と共に向上し、現在は約2~8 GFLOPS前後に達して

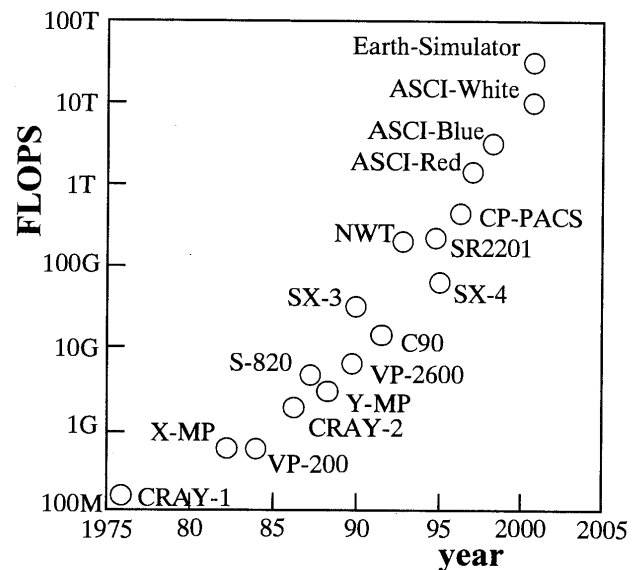


図1 スーパー・パラレルコンピュータの発展

おり、これではほぼ飽和した状態になっている。図1でこれ以上の速度が示されているのは、これらのプロセッサを並列に用いた、並列計算機の発展によるものである。現在スーパーコンピュータを生産している会社は世界中でも4社であり、そのうち1社がアメリカ(Cray)、他の3社が日本の会社(Fujitsu, Hitachi, NEC)である。このような事情が日米間の貿易摩擦の項目としてスーパーコンピュータがあがる理由であると考えられる。もっとも、このような代表的スーパーコンピュータメーカーのCray社でさえ、最近SGI(シリコングラフィックス)社に吸収されたのは、一般ユーザーを対象としない特殊なコンピュータ生産の経営のむづかしさを感じさせられる。

3. 並列計算機

前掲の図1に見るとおり、現在の最高速計算機はすべて並列計算機である。この理由の一つはむしろ演算素子(CPU)単体の演算速度が限界に近づきつつあることにもよるが、もう一つの理由は、CPUが高速になると、そこへ必要なデータを必要なときに供給することが困難になることにもよる。たとえていえば、いかに高速の生

原稿受付 1998年6月15日

*1 東京理科大学 理工学部

〒278-8510 千葉県野田市山崎 2641

産機械を導入しても、そこへ必要な原料が供給されなければ意味がないと同様である。

並列計算機は、CPUのタイプとメモリーの持ち方から次のように分類される。

A. CPUのタイプによる分類

(1) ベクトルCPUによる並列機

前述のベクトルCPUを並列に用いた機種である。それぞれの素子がすでに高速であるため数台～数十台程度の並列がよく用いられる。とくに大型の例としては、我が国の航空宇宙技術研究所の数値風洞(NWT)があり、1.7 GFLOPSのCPUを162個並列に配置している。

(2) スカラーCPUによる並列機

通常のパソコンに搭載されているような演算素子を、(おそらくベクトル型との対比から)スカラー演算素子と呼んでいる。これらは個々の演算速度は遅くとも安価であるから、これを多数並列に配置するのがこのタイプである。単体の速度は数百MHz台で、通常数十～数百個の素子が用いられる。とくに大型の例としては、後にも述べるアメリカのASCIプロジェクトのRedと呼ばれる並列機が、200MHzのPentiumプロセッサを9000個並列化している(後述)。

なお最近、これらの中に擬似ベクトルというタイプがある。これは共有メモリーのもとにスカラーの演算素子を複数個ならべて一つのノードとし、このノードをさらに並列化するものである。下の分類では一応スカラーCPUの分散メモリー型に分類している。

B. メモリーのタイプによる分類

(1) 共有メモリー型

文字どおり、複数の演算素子が一組の大きなメモリーを共有するタイプである。どの演算素子からもメモリーのどこの個所へもアクセスできるのでデータのやりとり(メモリーパッシング)をする必要はない。しかし演算素子数が多くなりメモリーも莫大になると、どのようにして必要なデータにアクセスするかという問題が生ずる。

(2) 分散メモリー型

メモリーもそれぞれの演算素子に分散して持たせる方法である。したがって、自分に所属する部分のデータには簡単にアクセスできるが、他の演算素子に所属する部分のデータが必要になったときには、それを持って来る(メモリーパッシング)必要が生ずる。

なおこれらの二つの中間に仮想共有メモリーという形式がある。これは実際にはメモリーは分散しているものの見かけ上は一つのメモリーとして扱えるようにしようとするものである。プログラム上は一つのメモリーに見えても、実際にはメモリーパッシングが生じているのはいうまでもない。

実際に現在市場に提供されている並列計算機を分類すると、次のようになる。

	共有メモリー型	分散メモリー型
ベクトルCPU	Cray C90, T-90, J-90 NEC SX-4, 5	Fujitsu VPP 300 VPP 500, VPP 700
スカラーCPU	SGI: Origin 2000 HP/Convex: Exemplar Cray T3D, T3E	Hitachi: SR 2201 SR 8000 IBM: SP Intel: Paragon

これらの内どのタイプが良いかは、むろん一概にはいえない。使いやすさの面からは、むろん個々のCPUが高速で、並列度の低い共有メモリー型であるが、価格や規模の面で限界が生ずる。同じ理論性能値(個々のCPUの演算速度×個数)で比較すると一般にスカラーCPUによる並列計算機の方が安価であるが、実際の計算速度はそれぞれのプログラムの性質にも依存するので、価格対性能比は、一概にはいえないこととなる。

4. 代表的な大型並列計算機

前項に述べたとおり、現存及び計画中の大規模計算機はすべてベクトル又はスカラー型の並列計算機となっている。以下にいくつかの代表的な例を示す。

1) スカラー型並列計算機

東京大学共同利用センターでは1024ノードのSR2201が稼働している。各ノードの理論性能は300 MFlopsなので、理論最高演算速度は307 GFLOPSとなり、世界的にも最大級の並列計算機である。共同利用施設であるから大学の研究者なら申請によりだれでも利用できる。利用料金も低く設定されている。

米国ではASCI (Accelerated Strategic Computing Initiative) という大型のプロジェクトが進行中で、以下のような計画になっている。

ASCI プロジェクト			
名称	目標速度	企業/研究所	目標年度
Red	1TFLOPS 以上	Intel/SNL	稼働中
Blue	3 " "	IBM/LLNL SGI/LANL	1998 1998
White	10 " "	IBM/LLNL	2000
Turquoise	30 " "		2002

注 SNL: サンディア国立研究所, LLNL: ローレンスリバモア国立研究所, LANL: ロスアラモス国立研究所

このうちASCI Redと呼ばれるレベルの計算機は、200MHzのPentiumを9000個並べたもので、現在稼働中である。この内半分は非公開で、他の半分は公開の研究に提供されているということである。

これを用いていくつかの課題が進行しているが、その内の一つにスタンフォード大学乱流研究センター(CTR)におけるジェットエンジンのシミュレーション開発がある。これは吸入から排気までのジェットエンジン全体を数値シミュレーションしようとするもので、コンプレッサ部分には乱流モデルを用い、それ以降はLES(ラージ・エディター・シミュレーション)で計算することと

なっている。この2~3年間での完成を目指している。

2) ベクトル並列計算機

この種の並列計算機として世界的にも最大規模の計算機が、航空宇宙技術研究所所有のNWT(数値風洞, Numerical Wind Tunnel)である。これはFujitsu VPPのプロトタイプともいべきもので、1.7 GFlopsの演算要素(PE)を162個並列化し、理論最高速度は273 GFlopsで41 GBの分散型メインメモリーを有する。また東北大学の大型計算機センターも、ほとんど同規模のSX-4(256 GFlops, 32 GB)を有している。

将来計画としては、「地球シミュレータ」計画(科学技術庁)がある。これは、大気、海洋地殻の変動を地球規模で予測するのに供し得る大型計算機を開発しようとするもので、以下のような仕様が計画されている。

「地球シミュレータ」の計画仕様

理論最高演算速度	40TFLOPS
全メインメモリー	10TB
全ノード数	640(分散型)
ノードあたりのプロセッサ数	8(共有型)
供用開始	2001年

予定どおりに完成すれば、その時点で世界最大のコンピュータになるものと思われる。

5. パソコンとワークステーション

大型計算機のみならず、パソコンやワークステーションの高性能化もめざましい。パソコンとワークステーションの差も明確でなくなって来た。これらの正確な定義は知らないが、OSをUNIXとし、数人のユーザーが共同で利用したり、データやネットワークの管理を任せられるものをワークステーション、OSがWindowsでデータの処理や通信の端末として用いられるものをパソコンと呼んでいると思われる。これらに用いられるCPU

の性能を示す端的な指標がクロック周波数である。いくつかの代表的なパソコン用CPUのクロックの高速化を図2に示す。現在、広く用いられているIntel社のPentium IIのクロックは400 MHzにDEC社のAlphaチップでは600 MHzに達している。理論的には1クロックで2回の浮動小数点演算を行うので、これは800 MFlops以上の演算速度に相当し、図1と比較すると、我々は1980年初頭のスーパーコンピュータをデスクトップに所有していることになる。

図3は、DEC社のAlphaチップを搭載した計算機を用いて、クロック周波数の進展と共に同じ課題を演算させてみた結果の比較である。課題は三次元立方体内流れ(40×40×40メッシュ)である。これによれば、実際の演算速度はたしかにクロック周波数にほぼ比例する。また、キャッシュの効果もはっきりと現れている。キャッシュというのは一種の補助記憶メモリーで、演算素子のごく近くにあつて、一時的にデータを蓄え、これを高速で演算素子に供給するものである。演算が速くなるほど必要なデータをメモリーから呼び出して供給するところにボトルネックが生ずるので、大きなキャッシュを備えた方が、総合的な演算速度もたしかに速くなっている。なお、図3中の太い破線は、筆者の研究室でその機種を購入したときの価格の相対値である。性能の向上のみならず、性能/価格比の向上も大きいことがわかる。

最近では、これらのCPUを2~4個有するマルチプロセッサのワークステーションが「サーバー機」等の名前で多数市販されている。また、これらのパソコンやワークステーションをネットワークを介して接続することにより、並列計算機として利用することも可能である。しかし、一般のネットワークに接続すると、他のユーザーの通信も共存するため、通信に要する時間が大きすぎて実用的ではない。実際、筆者がかつて大学内のネットワークを介してワークステーションを接続した並列計算を行わせたところ、卒業論文提出直前と、その後の春休みでは、ネットワークのすいていた後の方が高い並

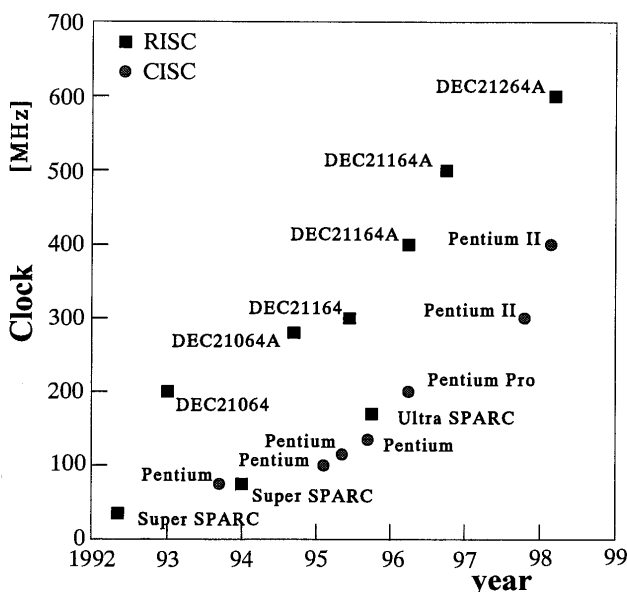


図2 演算素子の高速化

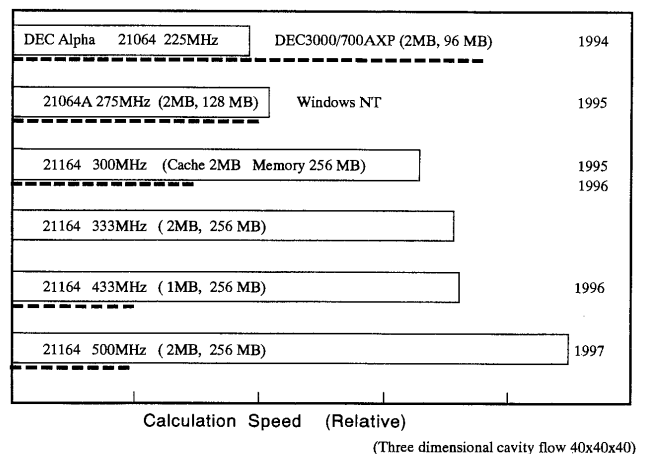


図3 演算素子のクロック数と実際の計算時間の測定例(破線は購入価格の相対値)

列化効率が得られた経験がある。したがって、パソコンやワークステーションをネットワークで接続して並列化するには、外部とは独立したネットワークを形成することが必須である。実際、そのような構成の並列計算機も発売されて始めている。

図4 a, bは、そのようなDEC Alpha 533 MHzを有するワークステーションを8台までイーサネット(100 Mbs)接続した機種と、専用の並列計算機(SP2, 単体ノード66 MHz)を比較した結果である。計算対象は、2次元正方領域を $N \times N$ の格子点に分割し、発熱一定の定

常二次元熱伝導方程式(境界温度=0)を、領域分割法により並列化して解いたものである。解法は、並列数に依存しないよう、RB(レッド・ブラック)SOR法に依った。

図4は、一定ステップ数を計算するに要した計算時間(sec)と並列化効率(=1台のときの計算時間/N台のときの計算時間/N)を示している。Nが小さい場合(N=256)ではイーサネット接続したワークステーション(ALPHA)では接続台数を増すほどかえって計算時間は増大している。これに対し、並列計算機SP2では

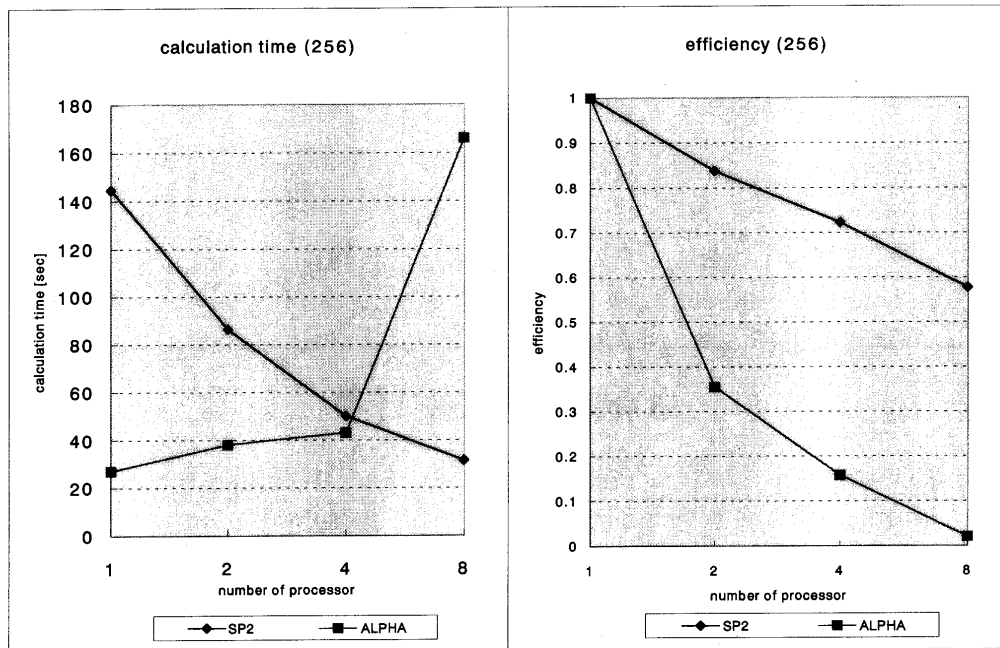


図4(a) イーサネット接続したワークステーション並列環境のベンチマークテスト (N=256)

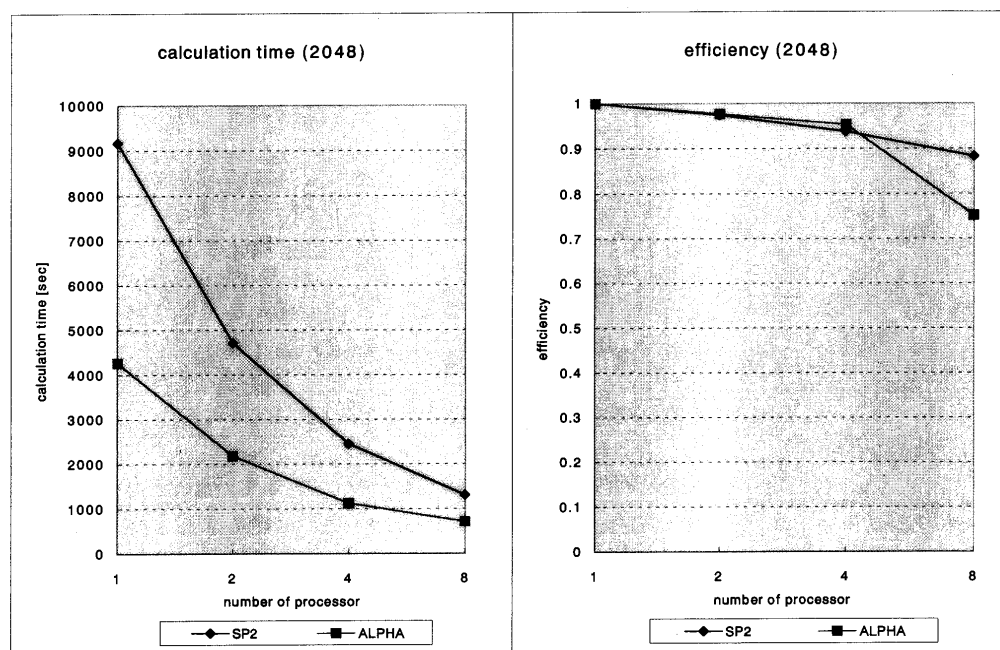


図4(b) イーサネット接続したワークステーション並列環境のベンチマークテスト (N=2048)

並列数を増加すると共にたしかに高速化が見られる。他方問題が大きい場合 (N=2048) では、ワークステーションにおいても並列化による高速化が顕著に見られる。それは、問題の規模が大きくなると、演算に要する時間が通信に要する時間よりも十分に大きくなるためである。並列化効率も、両者ともに十分高い値を保っている。なお、計算に要する時間そのものは、いずれも ALPHAの方が速いが、これはクロック数の差によるものである。このように元来並列計算は大きな問題を解くために行うものであるから、その体系に見合った十分大きな問題を解くときに、その有効性が発揮される。

6. あとがき

以上、現在のコンピュータの状況を、大型機からパソコンまで概観してみた。たしかに我々は、15年前のスーパーコンピュータ以上のものを、自分の研究費で購入し得る程度の価格で、デスクトップに所有している。しかし、研究面や設計面での要求も益々増大し、現在最大のコンピュータをもってしても解けない問題も数多い。今後のコンピュータの一層の進展に期待すると共に、それをいかに使いこなすそれから何を引き出すかは、我々ユーザーの側にかかっていることを、強く感じるものである。

本会協賛・共催行事

会 合 名	開催日、会場	詳細問合せ先
第2回実践集中講義：PIVの要点	H 10/9/22 横浜国立大学教育文化ホール	東京大学原子力工学研究施設 岡村孝司 TEL 029-287-8411 FAX 029-287-8488
船用燃料油品質 —海洋環境、機関信頼性へのインパクト	H 10/10/2 芝マイプラザ エトワール室	日本内燃機関連合会 講演会事務局 TEL 03-3574-7882
第10回液体微粒化講習会	H 10/10/22-23 東京ガス エネルギー技術研究所講堂	日本エネルギー学会 担当 神辺 TEL 03-3834-6456 FAX 03-3834-6458
最先端機器の冷却技術の展開と問題点 (熱工学部門)	H 10/10/27-28 江戸東京博物館会議室	日本機械学会 担当 川崎さおり TEL 03-5360-3506
第18回疲労講座	H 10/11/12 工学院大学 新宿校舎	日本材料学会 “第18回疲労講座” 係 TEL 075-761-5321 FAX 075-761-5325
ウィークエンド セミナー'98	H 10/11/13 建設交流館 グリーンホール	日本機械学会 関西支部
蒸気タービンとその応用	H 10/11/17-18 東京科学技術館	ターボ機械協会講習会受付係 TEL 03-3944-8002 FAX 03-3944-6826
第61回学術講演会	H 10/11/25-26 神戸国際会議場	日本船用機関学会 TEL 03-5396-0461 FAX 03-5396-0462
凝固理論と応用 Ⅲ	H 10/11/26-27 化学会館 7階ホール	日本金属学会 TEL 022-223-3685
第16回回燃焼の基礎に関する講習会	H 10/12/3-4 東京ガスエネルギー研究所 6階講堂	日本エネルギー学会 担当 神辺 TEL 03-3834-6456
第12回数値流体力学シンポジウム	H 10/12/21-23 中央大学理工学部 春日キャンパス	日本流体力学会 TEL 03-3714-0427 FAX 03-3714-0434
第7回微粒化シンポジウム	H 10/12/21-23 群馬大学工学部	慶應大学理工学部 徳岡直静 TEL 045-563-1141 EX 3196 FAX 045-563-5943
第39回航空原動機・宇宙推進講演会	H 11/1/28-29 仙台市戦災復興記念館	日本航空宇宙学会 TEL 03-3501-0463
第15回内燃機関シンポジウム	H 11/7/14-16 ソウル大学	自動車技術会 会員部門 石山・斎藤 TEL 03-3262-8222

並列数を増加すると共にたしかに高速化が見られる。他方問題が大きい場合 (N=2048) では、ワークステーションにおいても並列化による高速化が顕著に見られる。それは、問題の規模が大きくなると、演算に要する時間が通信に要する時間よりも十分に大きくなるためである。並列化効率も、両者ともに十分高い値を保っている。なお、計算に要する時間そのものは、いずれも ALPHAの方が速いが、これはクロック数の差によるものである。このように元来並列計算は大きな問題を解くために行うものであるから、その体系に見合った十分大きな問題を解くときに、その有効性が発揮される。

6. あとがき

以上、現在のコンピュータの状況を、大型機からパソコンまで概観してみた。たしかに我々は、15年前のスーパーコンピュータ以上のものを、自分の研究費で購入し得る程度の価格で、デスクトップに所有している。しかし、研究面や設計面での要求も益々増大し、現在最大のコンピュータをもってしても解けない問題も数多い。今後のコンピュータの一層の進展に期待すると共に、それをいかに使いこなすそれから何を引き出すかは、我々ユーザーの側にかかっていることを、強く感じるものである。

本会協賛・共催行事

会 合 名	開催日、会場	詳細問合せ先
第2回実践集中講義：PIVの要点	H 10/9/22 横浜国立大学教育文化ホール	東京大学原子力工学研究施設 岡村孝司 TEL 029-287-8411 FAX 029-287-8488
船用燃料油品質 —海洋環境、機関信頼性へのインパクト	H 10/10/2 芝マイプラザ エトワール室	日本内燃機関連合会 講演会事務局 TEL 03-3574-7882
第10回液体微粒化講習会	H 10/10/22-23 東京ガス エネルギー技術研究所講堂	日本エネルギー学会 担当 神辺 TEL 03-3834-6456 FAX 03-3834-6458
最先端機器の冷却技術の展開と問題点 (熱工学部門)	H 10/10/27-28 江戸東京博物館会議室	日本機械学会 担当 川崎さおり TEL 03-5360-3506
第18回疲労講座	H 10/11/12 工学院大学 新宿校舎	日本材料学会 “第18回疲労講座” 係 TEL 075-761-5321 FAX 075-761-5325
ウィークエンド セミナー'98	H 10/11/13 建設交流館 グリーンホール	日本機械学会 関西支部
蒸気タービンとその応用	H 10/11/17-18 東京科学技術館	ターボ機械協会講習会受付係 TEL 03-3944-8002 FAX 03-3944-6826
第61回学術講演会	H 10/11/25-26 神戸国際会議場	日本船用機関学会 TEL 03-5396-0461 FAX 03-5396-0462
凝固理論と応用 Ⅲ	H 10/11/26-27 化学会館 7階ホール	日本金属学会 TEL 022-223-3685
第16回回燃焼の基礎に関する講習会	H 10/12/3-4 東京ガスエネルギー研究所 6階講堂	日本エネルギー学会 担当 神辺 TEL 03-3834-6456
第12回数値流体力学シンポジウム	H 10/12/21-23 中央大学理工学部 春日キャンパス	日本流体力学会 TEL 03-3714-0427 FAX 03-3714-0434
第7回微粒化シンポジウム	H 10/12/21-23 群馬大学工学部	慶應大学理工学部 徳岡直静 TEL 045-563-1141 EX 3196 FAX 045-563-5943
第39回航空原動機・宇宙推進講演会	H 11/1/28-29 仙台市戦災復興記念館	日本航空宇宙学会 TEL 03-3501-0463
第15回内燃機関シンポジウム	H 11/7/14-16 ソウル大学	自動車技術会 会員部門 石山・斎藤 TEL 03-3262-8222

特集・熱流体の数値計算

圧縮機

吉田 秀則*¹

YOSHIDA Hidenori

キーワード：3次元粘性流れ解析，遷音速流，先端隙間，空気取入口

1. まえがき

ガスタービンの高性能化の要求は止まるところを知らず、また、ガスタービンの適用対象も拡大の一途をたどっており、これに用いられる軸流及び遠心圧縮機の空力性能向上要求も高まる一方で、従来設計の実績を超える仕様にも対応する必要がある。このような背景のため、圧縮機の空力設計にも数値解析を適用して翼断面の空力特性改善や3次元空力性能評価を取り入れることが多くなってきた。このような状況については本学会誌でも⁽¹⁾紹介されている。圧縮機翼列の場合、粘性の影響が大きく、渦や二次流れ等の流体现象を精度良く解析できることが不可欠である。一方、設計に当たっては多数の繰り返し計算が迅速に行えることが不可欠で、この2つの矛盾する要求には、それぞれの目的に応じたCFDの使い方が必要である。

ここでは筆者らがこれまで主に産業用ガスタービンの圧縮機の空力要素に対して適用した数値解析の事例を紹介する。

2. 軸流圧縮機の解析例

最近の軸流圧縮機は単段当たりの圧力比が上昇し、圧縮機入口では遷音速翼が採用^{(2)~(5)}される。

遷音速翼では当然のことながら、衝撃波と境界層及び

先端隙間渦の干渉があり、高性能化のためにはこれらをよく制御することが必要になる。このような遷音速軸流圧縮機翼の空力解析はすべて乱流解析が適用されているが、多数の解析を繰り返す設計段階では、既存の設計システムに組み込むのに適した設計検討向きの解析コード^{(6),(7)}を適用し、翼形状の最適化を図っている。

図1，図2はこのような設計時の解析適用例である。

一方、設計後の3次元性能評価や性能改善検討に対しては、先端隙間や中間翼、更には空気取り入れ口などの管路を含むターボ機械全般に適用できる自社開発のコード^{(8),(9)}を使用している。この自社開発コードは社内の様々な試験により検証を行い、性能評価に対して実用上十分な解析精度を有することを確認している。

図3~図5は遷音速軸流圧縮機試験機⁽⁵⁾の解析例であるが、翼列入口/出口の流れの分布計測結果と比較して、かなりの精度で解析できていることが分かる。図にこの翼の先端隙間からの流れの様子を示すが、遷音速軸流圧縮機では翼列内の衝撃波と干渉して極めて複雑な流れ場を形成していることが分かる。最近では各所でこの先端隙間流れ渦が遷音速軸流圧縮機の空力特性に及ぼす影響についての研究が盛んに行われているようで、今後の成果が期待される。

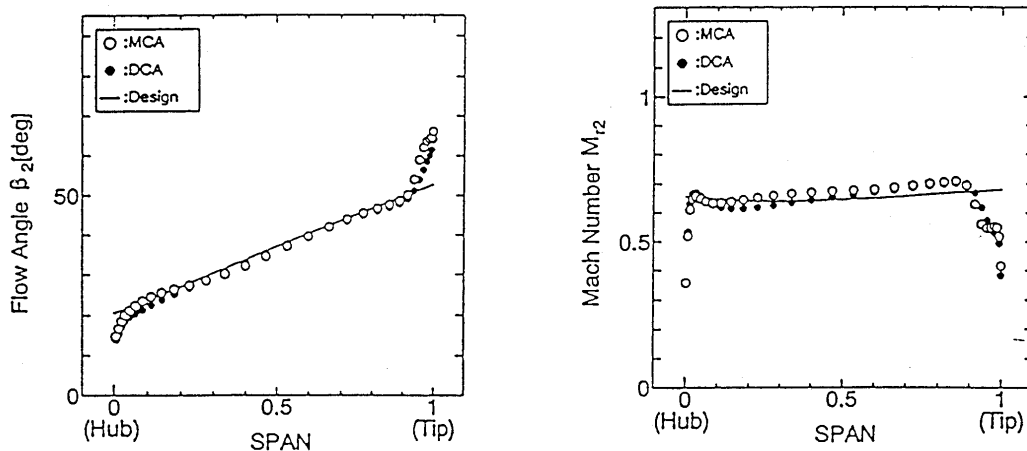


図1 出口流れ分布の翼形状による違い

原稿受付 1998年6月29日

*1 川崎重工(株) 明石技術研究所 流体技術研究部

〒673-8666 兵庫県明石市川崎町1-1

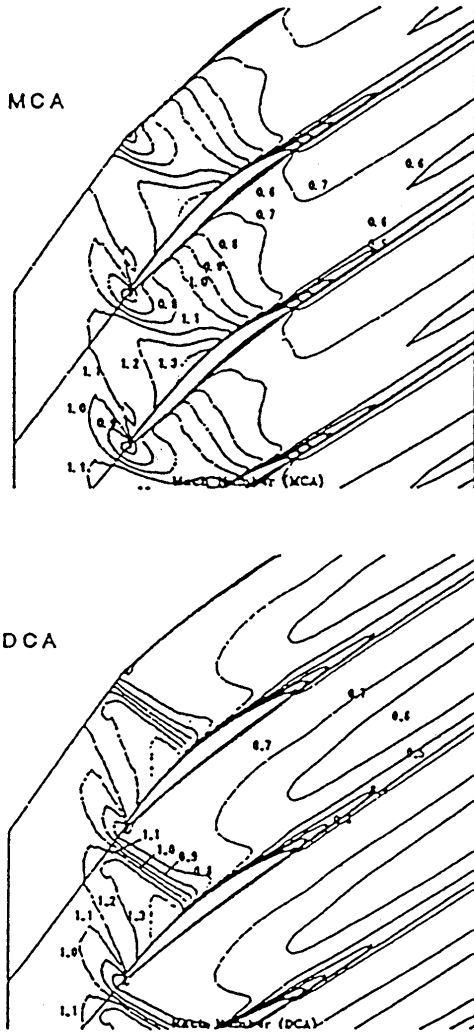


図2 翼間流れ場の翼形状による違い

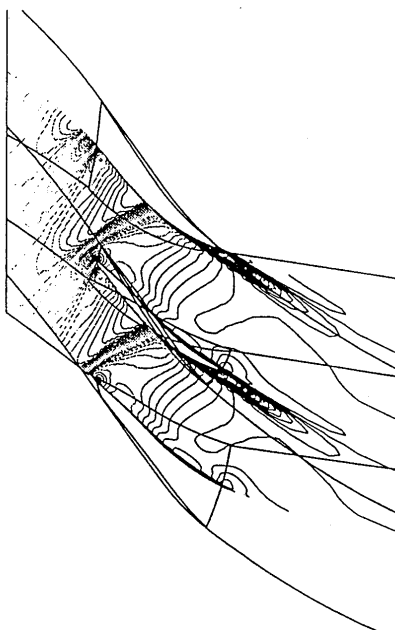


図4 平均径におけるマッハ数分布

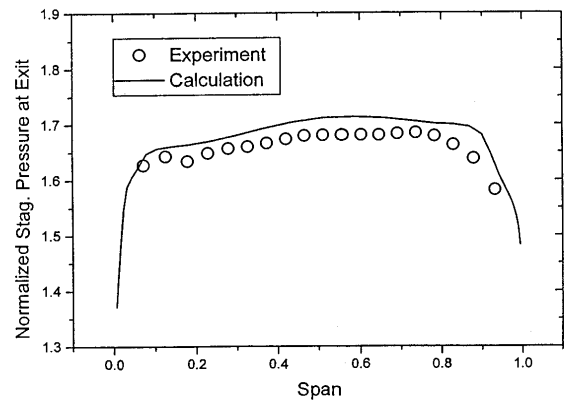
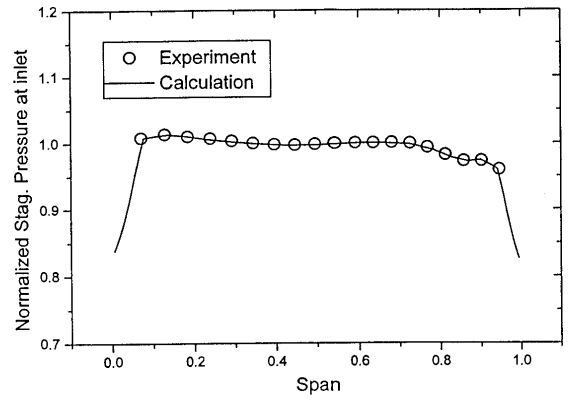


図3 全圧分布：実験と解析の比較

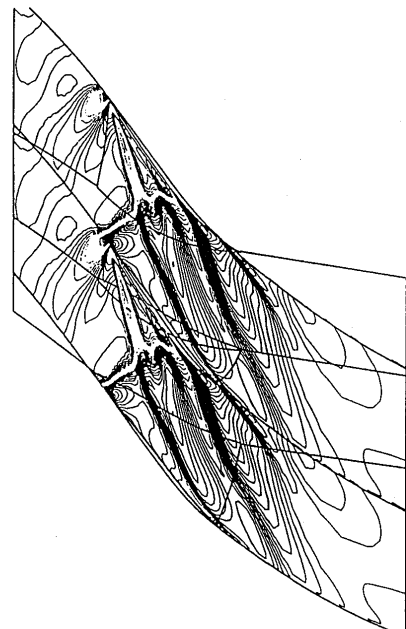


図5 先端隙間内におけるマッハ数分布

3. 遠心圧縮機の解析例

遠心圧縮機は単段当たりの圧力比が大きく、産業用ガスタービンやヘリコプター用エンジンに使用されている。インペラ内の流れは軸流に比べて圧力比がきわめて高いこと、軸流から半径流への大きな流れの転向が有ること、

シュラウド隙間からの漏れ流れ等、極めて複雑な流れ場となっている。このような複雑な流れ場では有るが、シュラウド隙間を考慮した解析^{(10),(11)}を行うと、図6~図8に示すように、圧力比、効率などは試験結果と良く一致することが確認されている。

図8はインペラ内の流れの様子を示しているが、シュラウドが軸流から半径流に転向する当たりの隙間からの漏れ流れが急激に成長し、エントロピを増大させている様子が分かる。遠心インペラでは半径流部での圧力上昇が大きいので、この部分での漏れ流れが増大することを示している。

遠心圧縮機用ディフューザは上流のインペラからの非定常な流れ場の影響が大きく、本来はインペラとの一体解析が必要であるが、計算規模が膨大になるので現実には困難である。ここではディフューザの基本的な空力特性を検討するために、インペラ出口での時間平均の流れ

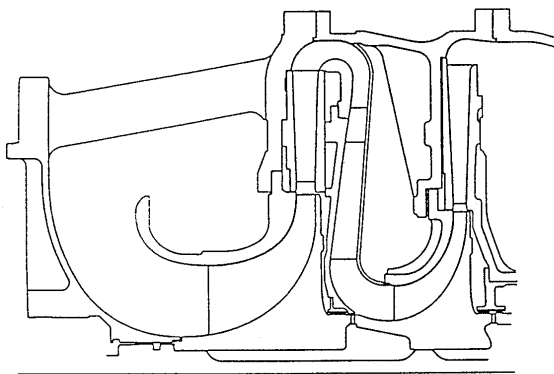


図6 遠心インペラ形状

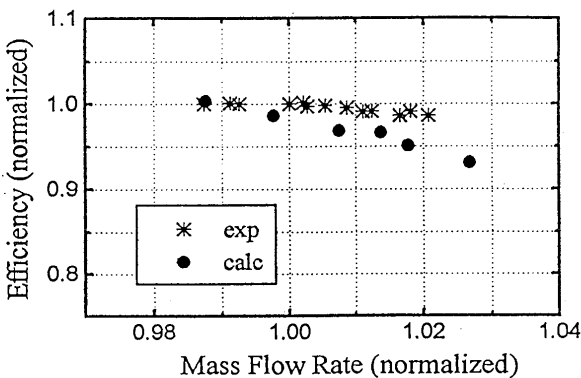
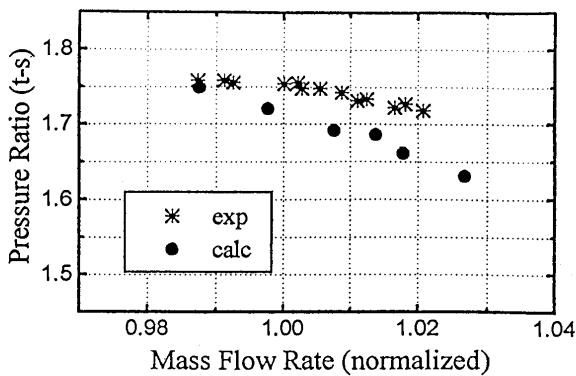


図7 実験と解析の比較：圧力比（上）と効率（下）

分布を参考にしてディフューザ入口の流れ分布を与えて解析した例⁽¹²⁾について紹介する。図9~図11に示すように、このような解析でも静圧回復率や全圧損失係数などの特性量は実験と比較的良く一致することが分かる。

図11はある流量でのディフューザ流路高さ中心断面のマッハ数分布であるが、ディフューザ前縁で流れが大きく剥離して噴流状態になっている様子が分かる。

現在、非定常なインペラ・ディフューザ一体解析が各

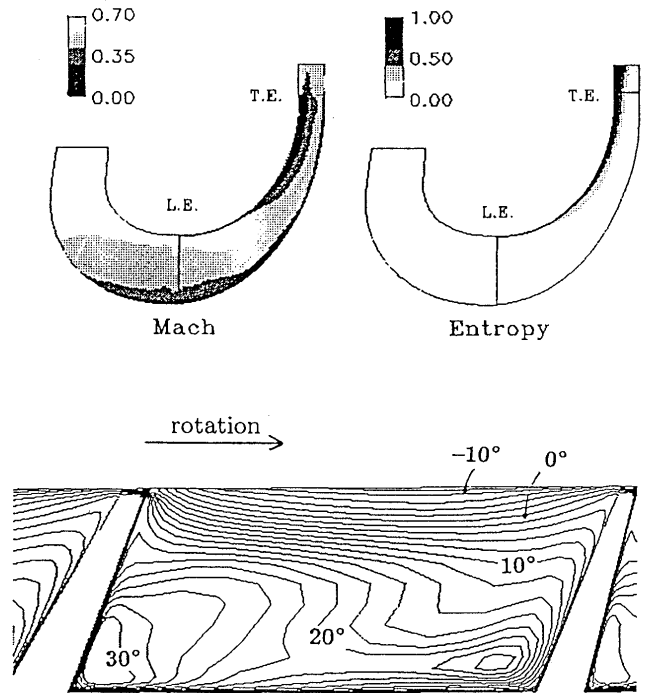


図8 子午面内マッハ数分布（上左）、子午面内エントロピ分布（上右）、インペラ出口での流出角分布（下）

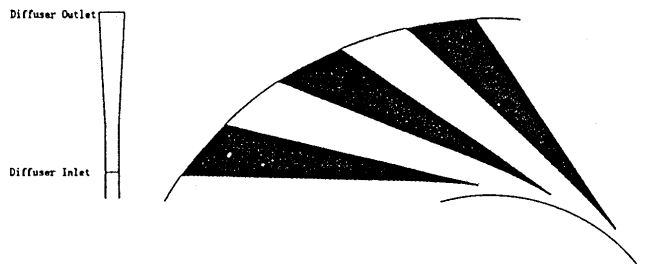


図9 ディフューザ形状

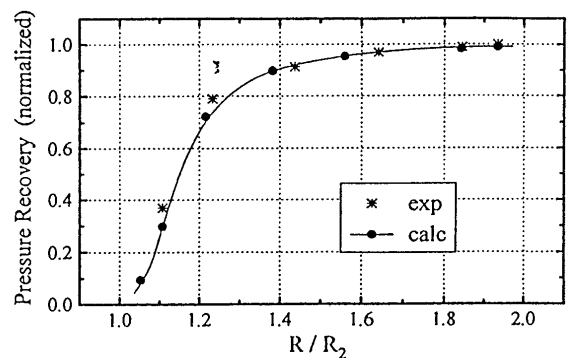


図10 ディフューザ通路中央に沿っての静圧上昇

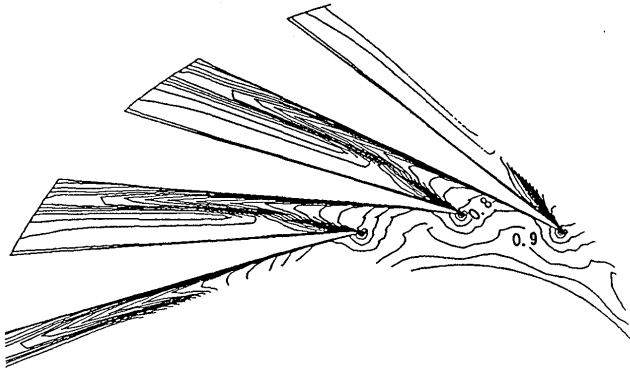


図11 ディフューザ通路中央高さにおけるマッハ数分布

所で試みられており、軸流圧縮機のように段数が多くないので、空力設計への適用という意味では今後非常に期待できる分野であると言えよう。

4. 空気取り入れ口の解析例

空気取り入れ口は圧縮機の上流側に有り、これまで実験主体の経験的な設計法に従って設計されてきた。ガスタービンの適用対象拡大に伴い、様々な流路形状が必要となり、従来形状とかなり異なるものも増えている。更に高性能化の要求は圧縮機のみならず、空気取り入れ口の性能も高いものが要求される。これを従来と同様に実験的に追求してはコスト、開発期間ともに膨大な

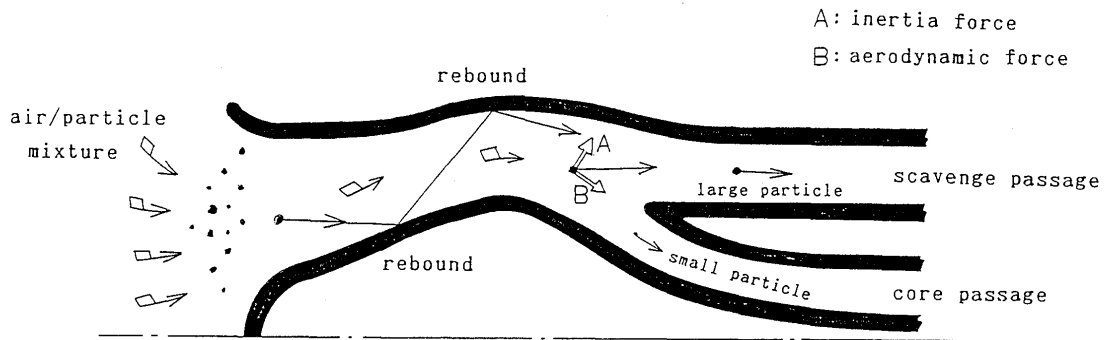


図12 ヘリコプタ用エンジンの空気取入口 (IPS)

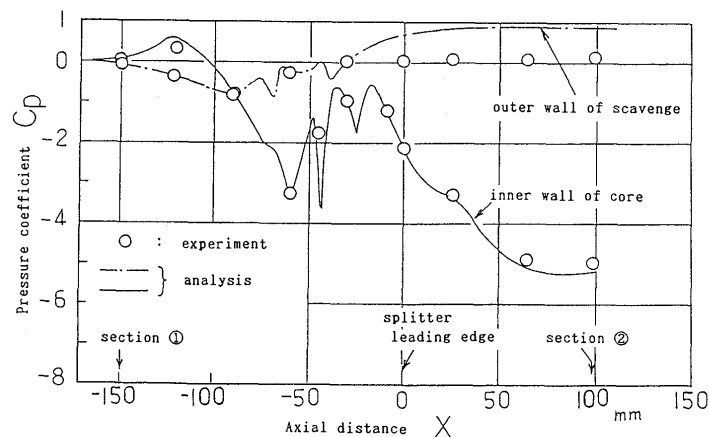
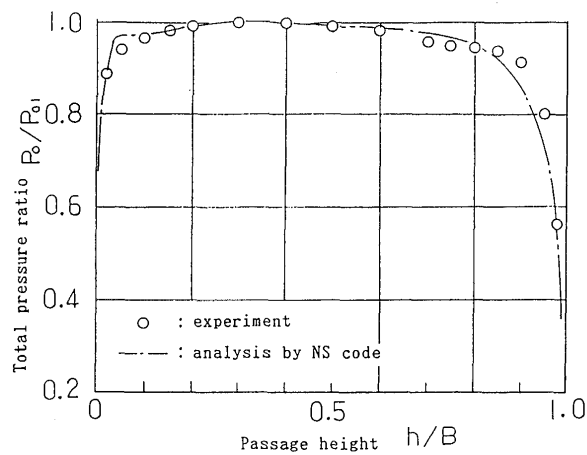


図13 実験と解析の比較：主流路における全圧分布（上），流路壁面静圧分布（下）

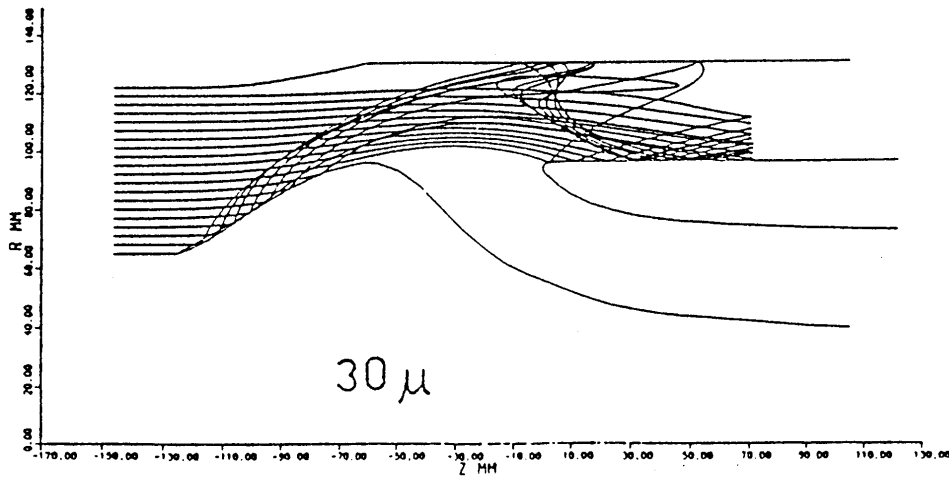


図 14 粒子軌跡計算例

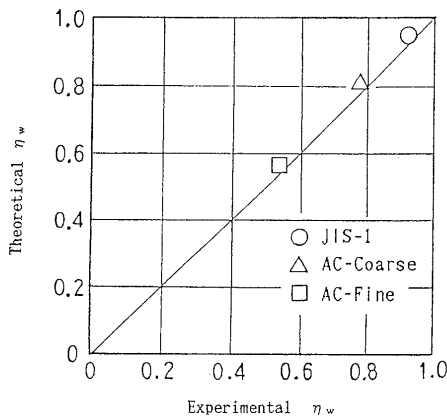


図 15 分離効率予測と実験結果との比較

る。CFDの発展により、空気取り入れ口の空力特性が評価できるようになり、多様な空気取り入れ口の設計が容易になりつつある。

図12~図15はCFDをヘリコプタ用ガスタービンエンジンの空気取り入れ口の流れに適用した例^{(13),(14)}である。地面近くではロータからの気流により砂が巻き上げられ、砂粒がエンジンに吸込まれるのを防ぐために、空気取り入れ口ではエンジンへ導く主流路と砂粒を流路の曲りによる慣性で分離して回収する分岐流路とがある。

図13はエンジン入口断面での全圧分布、流路に沿う静圧分布の実験値との比較であるが、かなり良く一致することが分かる。このような流れ場において、いろいろな粒子径に対して粒子軌跡計算⁽¹⁵⁾を行い、図14に示すような粒子軌跡から、回収側流路にきた粒子の割合を粒子径毎に求め、これを基に空気取り入れ口の粒子分離性能を計算し、実験で求めた分離性能と比較すると、図15に示すように非常に良い相関が得られた。このように、あまり設計資料が無く、且つ、精度の高い予測が要求されるような場合にはCFDが極めて有効である。

5. あとがき

CFDが圧縮機に適用される場面が増えているとはい

え、今のところ、多数の経験に裏打ちされた設計者の技術を凌駕するまでには至っていない。医療に例えるならば、CFDによって得られる内部の詳細な情報はレントゲン写真に相当するが、それがそのまま医師の診断に直結しないのと良く似ているといえよう。これらの情報と空力性能を結び付ける研究が各所で進められていると推察される。3次元の空力性能評価においても、実機内部の動翼・静翼が干渉している状況での性能評価にはまだ相当の解析技術・計算機の進展が不可欠である。

以上、筆者らの限られた経験を中心に圧縮機へのCFDの適用例を紹介したが、拙い本稿が会員各位の参考になれば幸いである。

参考文献

- (1) 青木素直, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 25, No. 97 (1997)
- (2) 池澤一昭他, 川崎重工技報, Vol. 108 (1991)
- (3) Nagai, K., et al, 20th INTERNATIONAL CONGRESS ON COMBUSTION ENGINES (1993)
- (4) Sugimoto, T., et al, ASME Paper 94-GT-66 (1994)
- (5) Nagai, K., et al, ASME Paper 96-GT-59 (1996)
- (6) Dawes, W. N., ASME Paper 85-GT-1 (1985)
- (7) Dawes, W. N., ASME Paper 88-GT-70 (1988)
- (8) 吉田秀則他, 日本機械学会第69期通常総会講演論文集, No. 920-17 (1992)
- (9) 吉田秀則他, 日本機械学会論文集, Vol. 59-561(B) (1993)
- (10) 吉田秀則他, 日本機械学会第72期通常総会講演論文集, No. 95-1 (1996)
- (11) 仮屋大祐他, 川崎重工技報, Vol. 128 (1996)
- (12) 吉田秀則他, 日本機械学会第72期通常総会講演論文集, No. 95-1 (1996)
- (13) 河嶋敬他, 日本航空宇宙学会第31回航空原動機に関する講演会論文集, No. (1991)
- (14) Kawashima, T., et al, FED-Vol. 121, Gas-Solid Flows, ASME (1991)
- (15) Tabakoff, W., et al, Tokyo Joint Gas Turbine Congress 1977

特集・熱流体の数値計算

燃 焼 器

藤 秀実*1
TOH Hidemi

1. はじめに

ガスタービンの高温・高圧化，小型・軽量化や環境適合性，高信頼性の要求が厳しくなり，燃焼器に対して信頼性のある高温化，高負荷化や排ガス低減化が益々求められつつある。

燃焼器の設計は従来主に実験データを基に一つの型を作り，それをベースに改良を重ねていくやり方を取ってきた。ところが燃焼器への要求が厳しくなっている現在，燃焼器への高度な要求に応えるには，例えば排ガス対策を施した多段燃焼器などのように，従来のアニュラ或いはキャニュラ燃焼器とは明らかに異なる形態となっており，ベースとなる燃焼器は存在しない。従ってこのような従来にない燃焼器を短期間に，かつリスクを少なく開発するにはこれまでの実験を主体とした設計手法だけではできない。

ガスタービンの圧縮機，タービンなどの回転体の設計には数値解析が主として用いられており，燃焼器の設計についても数値解析が主体となるかは別として，数値解析を活用する或いはせざるを得ない状況になってきている。

ガスタービン学会誌において以前に燃焼器の数値解析についての現状と問題点の解説⁽¹⁾⁽²⁾や，ガスタービン学会の調査研究委員会にてガスタービンに関連する解析上の問題点について調査されている⁽³⁾。本稿ではその後の状況について述べる。

2. 燃焼器数値解析の分類

ガスタービン燃焼器構造は図1に模式的に示すが，これを解析の立場からみると，圧縮機から出た空気の流速を遅くし，空気をライナ内外に配分するディフューザ部，燃料噴射弁やスワラ，アニュラス部，空気孔や冷却空気孔部の流れ解析が主体となる部分とライナ内での燃焼解析が主体となる部分に分けられる。

燃焼器内の数値解析について公表されている文献を調査し，数値解析に使用されている流れ及び燃焼の物理モデルを分類してみると，表1のようになる。

流れについては以前の解説時と大きくは変わっておらず依然として2方程式 ($k-\epsilon$) モデルがほとんどである。レイノルズ応力モデルや $k-\epsilon$ モデルの改良形を

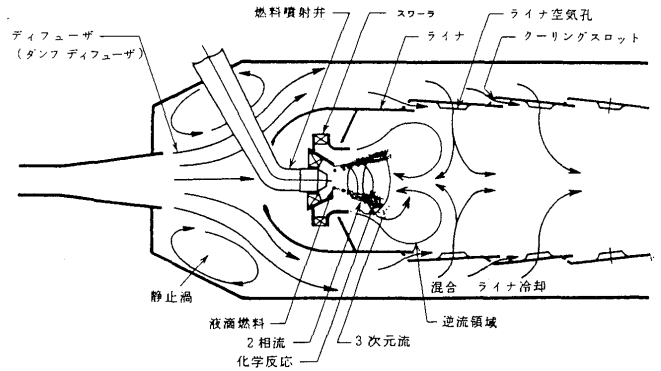


図1 ガスタービン燃焼器構造

使っているものもある。

一方燃焼モデルでは80年代濃度の時間的変動を考慮しない解析が主流であったが，90年代に入り濃度の時間変動を考慮した解析が増加しているのが特徴である。濃度変動を考慮する解法としては濃度の変動の形（確率密度関数）を実験結果を参考として仮定する方法や，そのような仮定を行わず確率密度の輸送方程式を直接解く解析も行われている。

以下にこれらについて流れと燃焼に分けて詳述する。

3. 流れ解析

Ahmedらは，スワラ付きガスタービンカン型燃焼器を用い $k-\epsilon$ 2方程式，レイノルズ応力モデルの検証データをLDVを用いて取得し，また検証計算も行っている⁽⁴⁾。図2には軸方向速度分布について解析モデルの検証結果が示されている。計測結果では軸上から離れた場所で逆流しているが， $k-\epsilon$ モデルではこれが見られず，レイノルズ応力モデルではこれが予測されている。また $k-\epsilon$ モデルでは計測結果と比較し，軸上での逆流領域を大きく予測しているが，レイノルズ応力モデルでは計測結果にほぼ一致している。

ASME（米国機械学会）が主催して現在市販されている解析コードの有効性を調査するフォーラムが1994年に開催された⁽⁵⁾。このフォーラムは2つの解析すべき課題を与え，ソフト会社が自社プログラムで解析し，検証データと比較する試みである。参加会社は5社であった。解析課題の中で，逆流燃焼器に見られるバンド通路形状があり，図3に平均軸流速の検証結果を示す。各社の解析格子数及び乱流モデルを表2に示す。1つの解析結果を除き，ほぼ同じような結果が得られている。同じ k

原稿受付 1998年6月12日

*1 石川島播磨重工業(株) 航空宇宙事業本部
〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229

表1 数値解析に使用されている物理モデル (数字は発表論文数)

		燃 焼 モ デ ル						
		濃 度 変 動 な し			濃 度 変 動 考 慮			
		反 応 速 度 有 限			PDF ^{*1} 仮 定		PDF 輸 送 方 程 式	
		総 括 反 応 アレニウス型, EBU ^{*2}		素 反 応	反 応 速 度		反 応 速 度	
				無 限 大	有 限	無 限 大	有 限	
流 れ モ デ ル	乱 流	2 方 程 式	4		3		2	
		RNG ^{*3}	1					
	代 数 応 力	1						
層 流				1				

- *1 : Probability Density Function, 確率密度関数
- *2 : Eddy Break Up, 渦崩壊モデル
- *3 : Renormalized Group Theory モデル

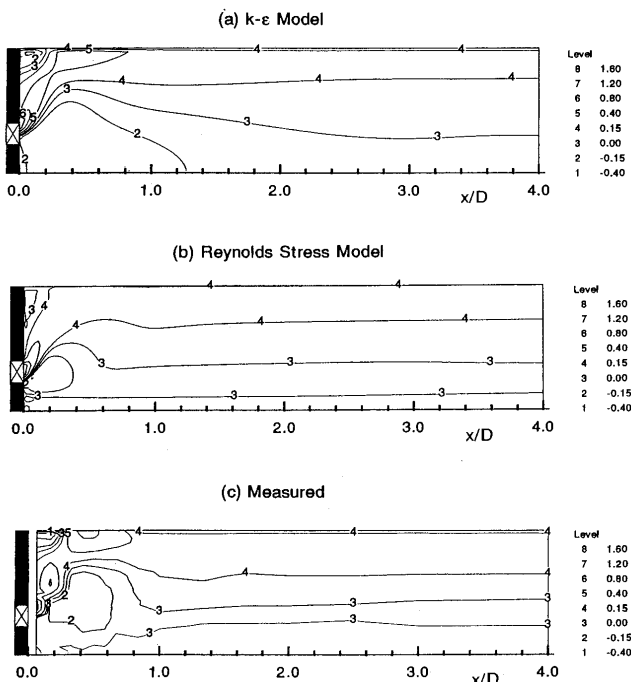


図2 スワール付き燃焼器での速度分布検証 (軸方向速度)

—εモデルでもプログラムで微妙に結果が異なるのは方程式の解法, 格子数の違いによると考えられている。一方平均軸流速度はほぼ同じであっても, 乱流モデルによって詳細な流れの把握程度が異なることが図4に示されている。これはFLUENTプログラムを用い, ベンド中のある断面のフローパターン解析結果である。k-εモデルでは把握できなかった渦が, RNG (Renormalized Group Theory) モデル, RSM (レイノルズ応力モデル) で把握できるようになってきた。

この他ダンプディフューザの圧力損失を解析にて求める試みがある⁽⁶⁾。k-ε乱流モデルを用いた二次元アナラダンプディフューザでの検証結果では, 圧力損失が実験データより小さく予測された (図5参照)。この圧力損失が異なった原因としてk-εモデルが曲率をもつ流れでの乱れの生成と崩壊の予測に不十分なためとし, レ

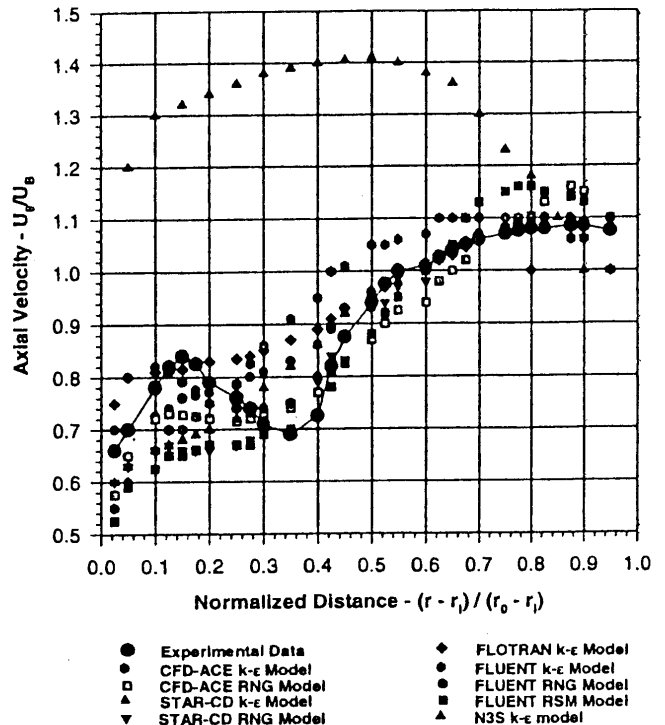


図3 ベンド部通路での速度分布検証

表2 解析格子数及び乱流モデル

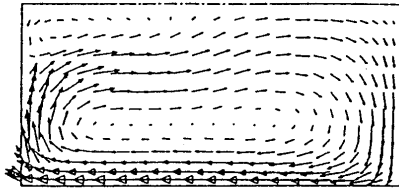
Code	Grid resolution (Axial × Radial × Spanwise)	Turbulence models used
FLUENT	101 × 47 × 27 60 nodes in bend	Standard k-ε model RNG model Reynolds Stress model
FLOTTRAN	10,240 elements 21,450 elements 52,080 elements	Standard k-ε model
N3S	26,681 nodes (final grid used)	Standard k-ε model
STAR-CD	167,000 nodes 250,000 nodes ~500,000 nodes	Standard k-ε model RNG model
CFD-ACE	40 × 40 × 20 18 nodes in bend	Standard k-ε model RNG model

イノルズ応力モデルを推奨している。

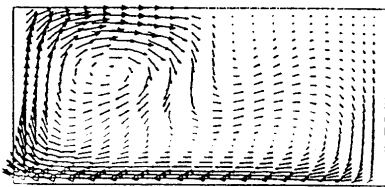
更にライナの希釈空気孔からの噴流の軌跡を $k-\epsilon$ モデルで求める試みも行われている¹⁷⁾。

4. 燃焼解析

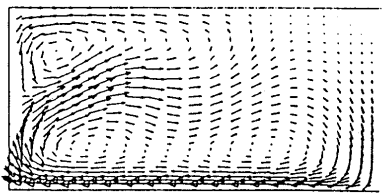
Biswas らは、乱流モデルとして代数応力モデルを使用し、2ステップ反応とし、反応速度はアレニウス型反



Results with Standard $k-\epsilon$ model



Results with RNG model



Results with Reynolds Stress Model

図4 フローパターン解析

応式で表したモデルでの三次元計算を行った⁸⁾。流れの検証を急拡大ディフューザの公表データにて行い、フローパターン、速度分布はほぼ一致することを確認している。また旋回流の予混合火炎（プロパン燃料）中で速度分布、温度分布の検証を行い良い一致を得たとしている。

Black らは、反応速度は無限大で濃度の変動はベータ型確率密度関数で表し、乱流は $k-\epsilon$ モデルを用いて、図6に示す燃焼器の内部速度、温度、排ガス成分分布を解析した⁹⁾。図7に燃焼器内部の温度分布検証結果を示す。解析結果と計測結果は分布及び絶対値共にほぼ一致している。図8には CO 、 CO_2 、 O_2 濃度の検証結果を示す。 CO_2 及び O_2 濃度は解析と計測値がほぼ一致している。 CO の予測値が計測値よりも多いのは CO の酸化反応を考慮していないためとしている。

セクタ模型燃焼器を用い燃焼器内温度の確率分布を

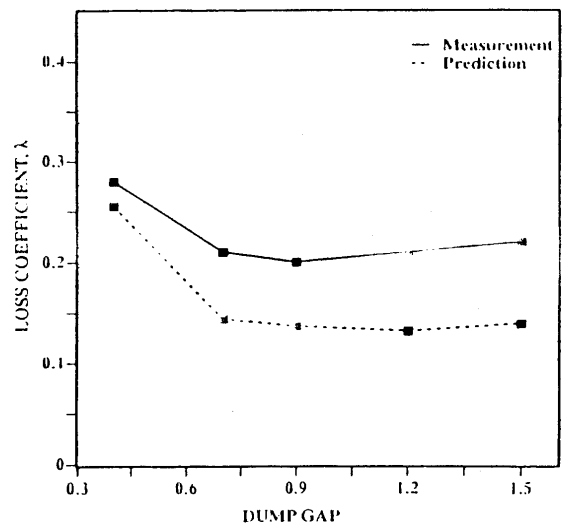


図5 ダンプディフューザ圧力損失検証

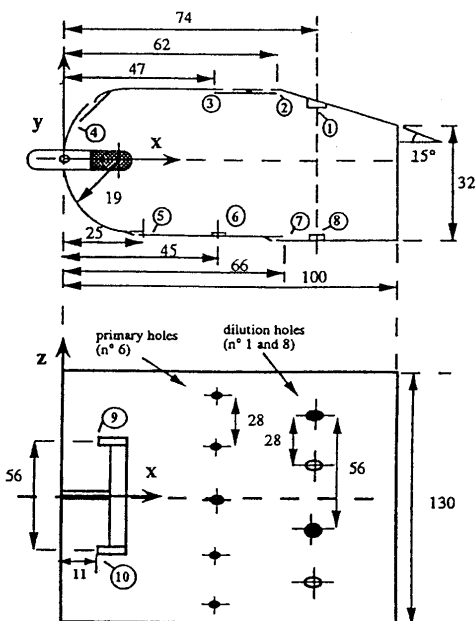
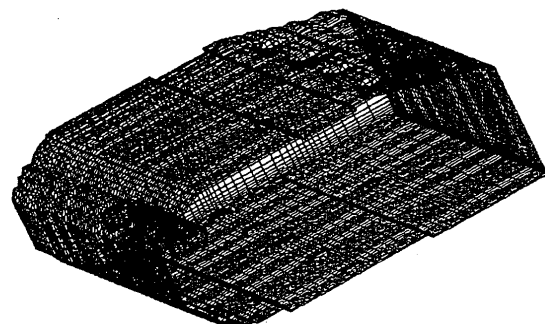


図6 PDF, 反応速度無限大解析検証用燃焼器



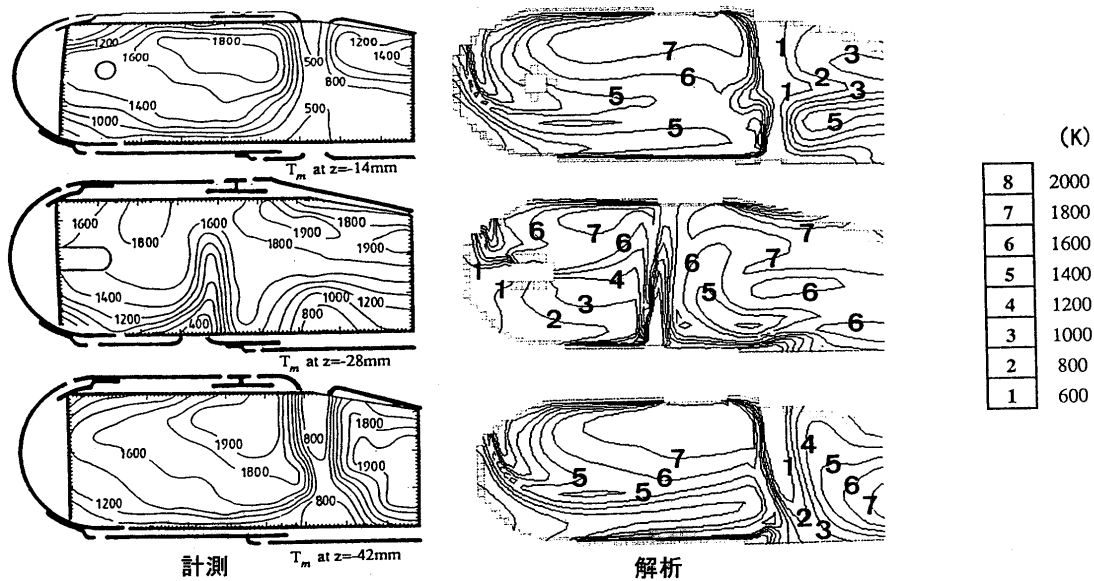


図 7 温度分布検証

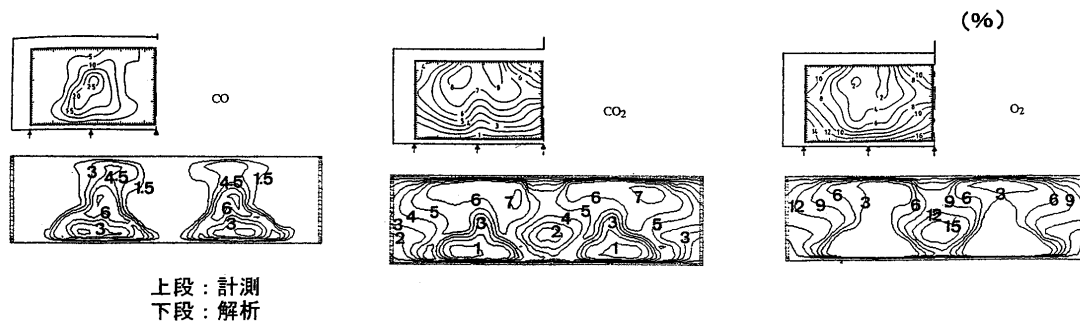


図 8 濃度分布検証

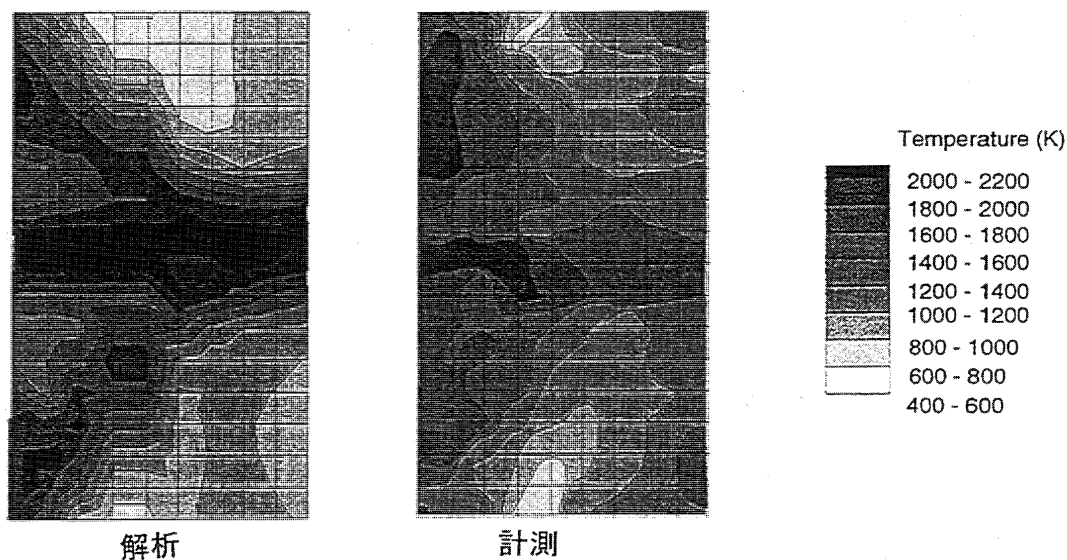


図 9 CARS 計測量との温度分布検証

CARS (Coherent Anti-Stokes Raman Spectroscopy) で計測した結果と確率密度関数を用いて解析した検証例が報告されている¹⁰⁾。図 9 には噴射弁下流の時間平均温度分布を示している。解析値の方が高温部が下流に長く

なっている。図 10 には計測各点での温度の確率密度関数の検証結果を示している。点 A では関数はほぼ一致している。点 B ではあまり合っていない。この原因として解析では輻射を考慮していないためとしている。点

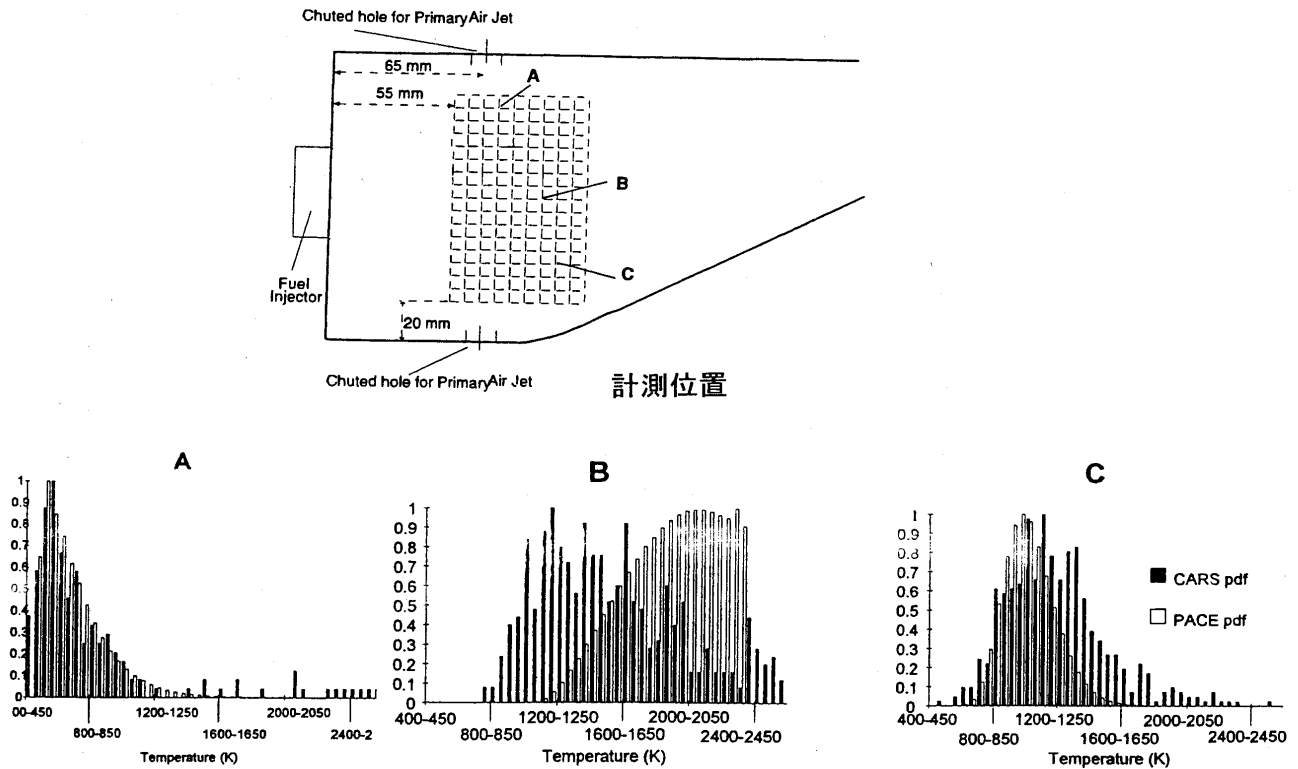


図 10 温度の確立密度関数検証

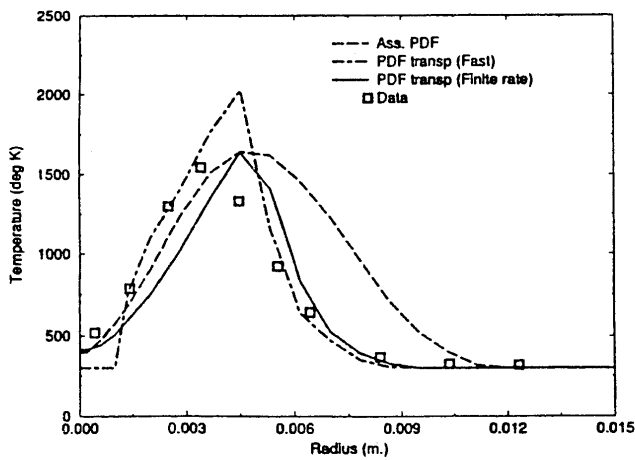


図 11 PDF 解析結果比較

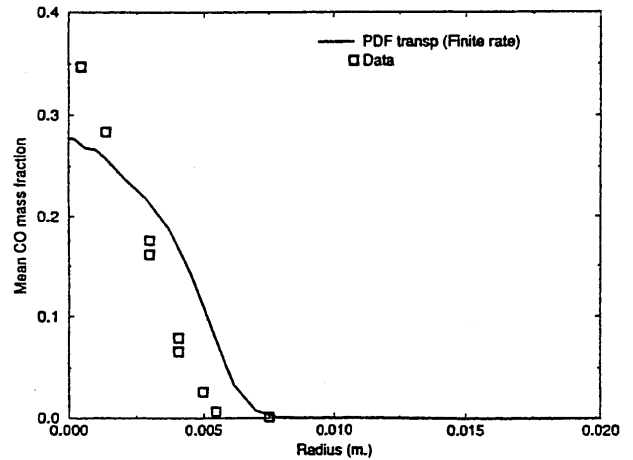


図 12 CO 分布検証

Cでは形状はほぼ一致している。ただ計測値のほうが関数の広がり大きい。これは混合が促進されている計測結果と一致している。

確率密度関数を仮定せず確率密度関数の輸送方程式をモンテカルロ法を用いて解き、反応速度が無限大の場合の解析¹³⁾と、更にそれを有限速度の場合に発展させた解析例がある¹⁴⁾。この解析結果はブラッフボディを用いた燃焼実験結果と検証が行われ、温度分布の例を図 11 に、また CO 分布を図 12 に示す。温度分布は有限反応速度で確率密度関数を輸送方程式から解いた結果がよく一致している。また図 12 から CO 分布についてもほぼ一致していることが分かる。本解析を図 13 に示す実際のガ

スタービン燃焼器の解析に適用した。解析は HP-735 で行われ、有限速度の計算で 85.7 Hr 要したと記載されている。ただこの解析には燃料はガスとして扱っているが、実際の燃料は液体燃料 (Jet-A) であり、検証を行なう場合には注意する必要がある。図 14 には燃焼器出口の温度分布の検証結果を示す。PDF 輸送方程式及び有限反応速度を用いた解析は無限大速度と比較し、最大温度で 250 K 低くなっている。しかし計測値と比較しまだ 200 K ほど高くなっている。この原因について原著者は記していないが、実際の場合には解析では考慮されていない燃料の蒸発過程があることも解析値と計測値の違いの一つかもしれない。

更に同じ解析方法を用い、予混合スワール燃焼器で逆火が起こるか否かの検討を行っている例もある¹³⁾。

この他最初定常解を求め、その結果を使用して非定常計算を行なった例¹⁴⁾もある。また流れは層流ではあるが、メタン素反応の主要な6つを組み入れ振動燃焼を解析した例¹⁵⁾がある。

数値解析で燃焼器内のガス状態量を計算し、これらの値を使用して排ガス量や壁温を実験式から求める方法が行われている^{16)~19)}。このうち文献(19)では噴霧燃焼場でのNO生成を評価するため、PDFを仮定した燃焼モデルでキャン型燃焼器の燃焼解析を行い、その解析結果を用いてNO量を評価している。またその検証も行っている。検証結果として一次領域までは温度、NOとも実験データとほぼ一致している。希釈領域以降の分布に相違があり、燃焼ガス流れの予測精度向上が必要としている。

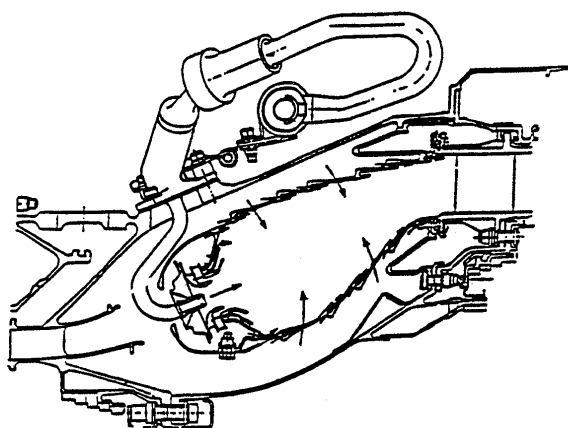


図 13 解析された燃焼器

5. まとめ

燃焼器の数値解析の高度化、及び解析結果の検証も確実に進んでいる。ガスタービン燃焼器の高温化、低公害化のためには温度を正確に把握する必要がある時代の要請からか、特に燃焼モデルの高度化が進み実際の現象に近づいてきており、以前よりは解析により定量的な評価ができるようになってきた。

このような解析の高度化につれて、計算機スピードの高速化、大容量化が必要となっている。実際解析ソフトを設計ツールとして使用するには計算機のスピードと容量からの制限はあるのは事実ではあるが、解析の目的、必要とする精度に応じてモデルを選択する幅が広がり、設計ツールとして活用する機会が増してきている。

今後ガスタービン燃焼器に対する要求は益々増してくる。これに応えるためには数値解析の適用は必須となってくる。計算機自体の計算能力と例えば並列計算など利用法、計算法の改善により計算の処理能力は今後も高まると考えられる。これらによって燃焼器の数値解析が行える環境が整いつつあると考えられ、数値解析に使用されている流れ、燃焼モデルの高度化或いは汎用性を高める様々な研究が今後も一層必要である。

参考文献

- (1) 佐藤幸徳, 藤秀実, 日本ガスタービン学会誌, 13-51(1985.12), p.22
- (2) 佐藤幸徳, 日本ガスタービン学会誌, 16-63(1988.12), p.128
- (3) 日本ガスタービン学会調査研究委員会成果報告書, ガスタービンに関連する数値解析上の諸問題—基礎と実施例—, 1992.3
- (4) Ahmed, S.A., Rose, A., Nejad, A. S., ASME paper 92-GT

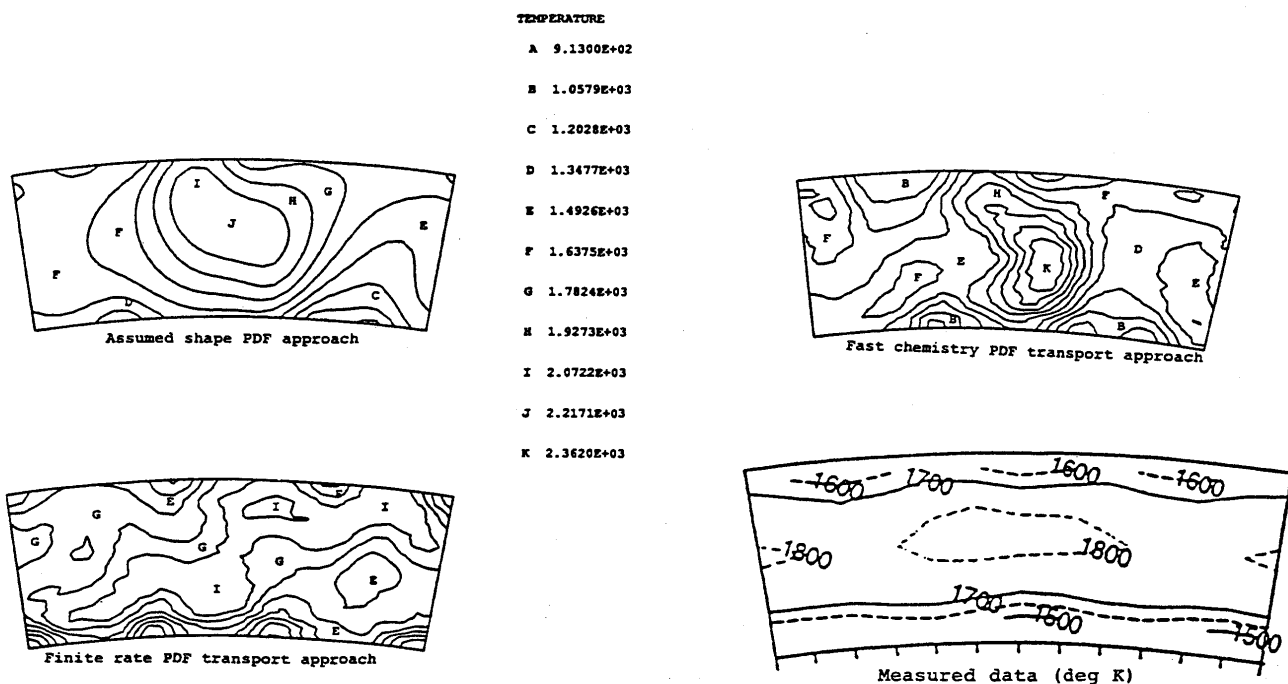


図 14 燃焼器出口温度分布検証例

- 138, (1992)
- (5) Freitas, C.J., Trans. ASME, Vol 117, (1995.6), p 208
- (6) Little, A.R., Manners, A.P., ASME paper 93-GT-184, (1993)
- (7) McQuirk, J.J., Spencer, A., ASME paper 93-GT-185, (1993)
- (8) Biswas, D., et al., ASME paper 97-GT-362, (1997)
- (9) Baron, F., Kanniche, M., Mechitoua, N., ASME paper 94-GT-281, (1994)
- (10) Black, J.D., Brocklehurst, H.T., Priddin, C.H., ASME paper 96-GT-185, (1996)
- (11) Tolpadi, A.K., et al., AIAA paper 95-2443, (1995)
- (12) Tolpadi, A.K., et al., ASME paper 96-GT-205, (1996)
- (13) Hsu, A.T., Anand, M.S., Razdan, M.K., ASME paper 97-GT-334, (1997)
- (14) Smith, C.E., Leonard, A.D., ASME paper 97-GT-305, (1997)
- (15) Bohn, D., Li, Y., Matouschek, G., ASME paper 97-GT-265, (1997)
- (16) Rizk, N.K., Mongia, C., ASME paper 92-GT-128, (1992)
- (17) Rizk, N.K., Mongia, C., ASME paper 92-GT-129, (1992)
- (18) Rizk, N.K., ASME paper 94-GT-316, (1994)
- (19) 古畑朋彦, 他, 日本ガスタービン学会誌, 23-91, (1995.12), p 73

GTSJ 第 23 期委員名簿 (順不同)

総務委員会

熱田正房(日 立)	吉岡英輔(早 大)	湯浅三郎(都立科技大)	斎藤正泰(I H I)
山本 誠(東理大)	岸根 崇(三菱重工)	江田武司(川崎重工)	

企画委員会

阿部裕幸(機械技研)	三嶋英裕(日 立)	杉山勝彦(豊田中研)	玉木秀明(I H I)
中野博文(ヤンマー)	佐々木隆(東 芝)	橋本良作(航技研)	西土井章(三井造船)
古賀 勉(三菱重工)	若原剛人(新潟鉄工)		

編集委員会

安部和男(三井造船)	石井潤治(東 芝)	菅 進(船 研)	北嶋潤一(川崎重工)
佐々木祥二(トヨタ)	長谷川好道(ダイハツ)	小野里久(I H I)	辻田星歩(法政大)
伊藤和行(日 立)	小川泰規(東京電力)	中村良也(I H I)	植草久雄(荏 原)

学術講演会委員会

川口 修(慶 大)	荻田浩司(三菱自動車)	井上 洋(日 立)	井 亀 優(船 研)
前田福夫(東 芝)	児玉秀和(I H I)	野崎 理(航技研)	原田英臣(荏原研)
壹岐典彦(機械技研)	阿部裕幸(機械技研)		

調査研究委員会

手島清美(京都大)	熱田正房(日 立)	杉山七契(航技研)	高原北雄(高原総研)
土屋利明(東 電)	北島秀昭(三井造船)	井口和春(荏 原)	吉田博夫(機械技研)
高橋 毅(電力中研)	吉岡俊彦(日本航空)	荒畑 実(I H I)	安藤裕昭(三菱重工)
岡野幸雄(ダイハツ)	佐藤和憲(川崎重工)	高瀬 等(関西電力)	高橋善栄(新潟鉄工)
田振 晶(大阪ガス)	当房昌幸(東 芝)		

地方委員会

速水 洋(九 大)	三宅 裕(阪 大)	伊藤吉幸(ヤンマー)	木下史郎(神戸製鋼)
佐藤隆郎(川崎重工)	竹野忠夫(名 大)	高木俊幸(三井造船)	辻川吉春(大阪府大)
西 亮(宮崎大)	佃 嘉章(三菱重工)	橋本正孝(神戸商船大)	長谷川好道(ダイハツ)
大庭康二(日立造船)	城 敏彦(大阪ガス)	和田野善明(関西電力)	

Bulletin 編集委員会

渡辺紀徳(東 大)	太田 有(早 大)	服部学明(三井造船)	山田正彦(東 芝)
宮下和也(I H I)	山根 敬(航技研)	藤岡昌則(三菱重工)	宮川 浩(I H I)
森友嘉一(日 立)			

- 138, (1992)
- (5) Freitas, C.J., Trans. ASME, Vol 117, (1995.6), p 208
- (6) Little, A.R., Manners, A.P., ASME paper 93-GT-184, (1993)
- (7) McQuirk, J.J., Spencer, A., ASME paper 93-GT-185, (1993)
- (8) Biswas, D., et al., ASME paper 97-GT-362, (1997)
- (9) Baron, F., Kanniche, M., Mechitoua, N., ASME paper 94-GT-281, (1994)
- (10) Black, J.D., Brocklehurst, H.T., Priddin, C.H., ASME paper 96-GT-185, (1996)
- (11) Tolpadi, A.K., et al., AIAA paper 95-2443, (1995)
- (12) Tolpadi, A.K., et al., ASME paper 96-GT-205, (1996)
- (13) Hsu, A.T., Anand, M.S., Razdan, M.K., ASME paper 97-GT-334, (1997)
- (14) Smith, C.E., Leonard, A.D., ASME paper 97-GT-305, (1997)
- (15) Bohn, D., Li, Y., Matouschek, G., ASME paper 97-GT-265, (1997)
- (16) Rizk, N.K., Mongia, C., ASME paper 92-GT-128, (1992)
- (17) Rizk, N.K., Mongia, C., ASME paper 92-GT-129, (1992)
- (18) Rizk, N.K., ASME paper 94-GT-316, (1994)
- (19) 古畑朋彦, 他, 日本ガスタービン学会誌, 23-91, (1995.12), p 73

GTSJ 第 23 期委員名簿 (順不同)

総務委員会

熱田正房(日 立)	吉岡英輔(早 大)	湯浅三郎(都立科技大)	斎藤正泰(I H I)
山本 誠(東理大)	岸根 崇(三菱重工)	江田武司(川崎重工)	

企画委員会

阿部裕幸(機械技研)	三嶋英裕(日 立)	杉山勝彦(豊田中研)	玉木秀明(I H I)
中野博文(ヤンマー)	佐々木隆(東 芝)	橋本良作(航技研)	西土井章(三井造船)
古賀 勉(三菱重工)	若原剛人(新潟鉄工)		

編集委員会

安部和男(三井造船)	石井潤治(東 芝)	菅 進(船 研)	北嶋潤一(川崎重工)
佐々木祥二(トヨタ)	長谷川好道(ダイハツ)	小野里久(I H I)	辻田星歩(法政大)
伊藤和行(日 立)	小川泰規(東京電力)	中村良也(I H I)	植草久雄(荏 原)

学術講演会委員会

川口 修(慶 大)	荻田浩司(三菱自動車)	井上 洋(日 立)	井 亀 優(船 研)
前田福夫(東 芝)	児玉秀和(I H I)	野崎 理(航技研)	原田英臣(荏原研)
壹岐典彦(機械技研)	阿部裕幸(機械技研)		

調査研究委員会

手島清美(京都大)	熱田正房(日 立)	杉山七契(航技研)	高原北雄(高原総研)
土屋利明(東 電)	北島秀昭(三井造船)	井口和春(荏 原)	吉田博夫(機械技研)
高橋 毅(電力中研)	吉岡俊彦(日本航空)	荒畑 実(I H I)	安藤裕昭(三菱重工)
岡野幸雄(ダイハツ)	佐藤和憲(川崎重工)	高瀬 等(関西電力)	高橋善栄(新潟鉄工)
田振 晶(大阪ガス)	当房昌幸(東 芝)		

地方委員会

速水 洋(九 大)	三宅 裕(阪 大)	伊藤吉幸(ヤンマー)	木下史郎(神戸製鋼)
佐藤隆郎(川崎重工)	竹野忠夫(名 大)	高木俊幸(三井造船)	辻川吉春(大阪府大)
西 亮(宮崎大)	佃 嘉章(三菱重工)	橋本正孝(神戸商船大)	長谷川好道(ダイハツ)
大庭康二(日立造船)	城 敏彦(大阪ガス)	和田野善明(関西電力)	

Bulletin 編集委員会

渡辺紀徳(東 大)	太田 有(早 大)	服部学明(三井造船)	山田正彦(東 芝)
宮下和也(I H I)	山根 敬(航技研)	藤岡昌則(三菱重工)	宮川 浩(I H I)
森友嘉一(日 立)			

特集・熱流体の数値計算

タービン

青木 素直^{*1}, Alexander Wiedermann^{*2}

AOKI Sunao

伊藤 栄作^{*2}

ITO Eisaku

キーワード: 3次元粘性流解析, 多段解析, タービンシールディスク

1. はじめに

ガスタービンの高性能化には、熱サイクルの改善と共に、圧縮機、タービンの効率の向上が必要であり、空力設計技術の開発に、長年、多大の努力が払われてきた。タービン流れは、圧縮機流れと比べ翼面圧力分布に与える粘性の効果が小さい。このため、数値流体計算(CFD)技術は、その黎明期より、タービンの空力設計に積極的に使用されてきた。タービン効率は、大型ガスタービンでは90%を超えており、もはや、効率向上の余地は少ないと思われるがちである。しかし、高温化に伴い、タービン効率がシンプルサイクル及びコンバインドサイクルの効率向上に寄与する割合が増大したこと、及び空力/冷却設計間の高度な最適化が要求されることから、冷却面も考慮した新しい空力設計技術の開発が行われている。更に、翼の冷却・構造設計の信頼性を高めるには、設計境界条件の精度向上が必要であり、CFDコードによるタービン流れ計算が不可欠である。このように、CFDコードは現代のタービン設計で、中心的な役割を果たしている。

以下にタービン設計へのCFD技術適用の現状について述べる。

2. タービン空力設計とCFD技術の現状

タービンの空力設計技術は、図1に示されるように、準3次元設計を経て、3次元設計へと発展、現在、多段3次元流れ計算や非定常3次元流れ計算を用いた新しい空力設計技術が開発されている。

2.1 3次元非粘性流計算と3次元翼設計法

タービン流れは、航空用ガスタービン、産業用ガスタービンを問わず基本的に遷音速であり、亜音速、超音速流れが混在している。このため、タービン流れの計算には遷音速流れの取り扱いが可能なタイムマーチング法が適している。タイムマーチング法は、非定常流体方程式を時間ステップを進めて定常解を得る解法であり、計

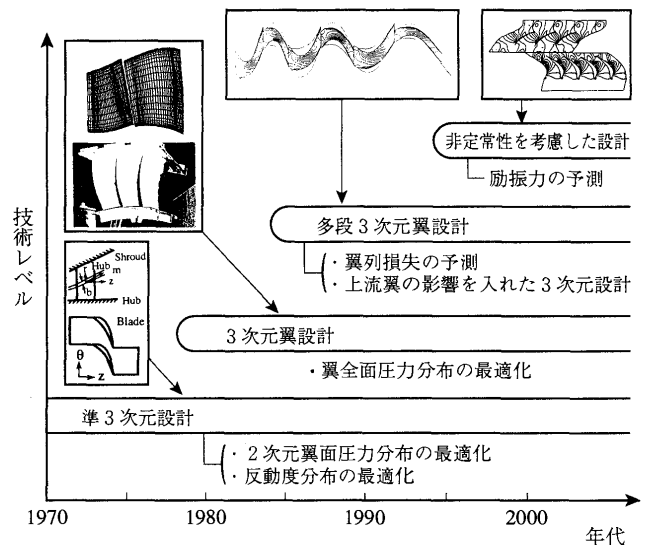


図1 タービン設計技術の進歩

算時間が長いことが欠点である。しかし、コンピュータの高速化に伴い、単翼列に3次元非粘性流計算を適用する場合、計算時間は全く問題となくなってきた。因みに、高速EWSを用いた場合、計算格子点数 約10,000で、計算時間は10分程度である。今日、3次元非粘性流計算コードは、ガスタービンメーカーで広く使用されている。解法には、差分法、有限体積法があるが、最も広く知られているのは、有限体積法を用いたDenton法である⁽¹⁾。

3次元翼設計法は、翼を周方向に傾けたり、湾曲させることにより発生する翼の体積力を利用して、翼全面の圧力分布を最適化する手法である。アイデアは古くからあったが、3次元非粘性流計算により、翼全面の圧力分布が精度良く予測できるようになって、初めてタービン設計に適用された。本3次元翼設計法を適用することにより、タービン効率が約1%向上したことが報告されている⁽²⁾。

2.2 3次元粘性流計算と損失最小化設計

この10年間でCFDコードの計算環境は大きく変化した。従来用いられていた大型汎用計算機は、その計算速度の点で、前述の3次元非粘性流計算がタービン設計で使用できる限界であった。3次元粘性流計算が使用さ

原稿受付 1998年6月17日

*1 三菱重工業(株) 高砂製作所 タービン技術部
〒676-0008 兵庫県高砂市荒井町新浜2-1-1

*2 三菱重工業(株) 高砂研究所

れるようになったのは、スーパーコンピュータが登場してからである。スーパーコンピュータも、5年程前から、より経済性に優れた高速EWSに主役の座を譲っている^{(3),(4)}。

3次元粘性流計算では、乱流モデルとしてBaldwin & Lomax に代表される代数モデルと $k-\epsilon$ モデルに代表される2方程式モデルが一般的に用いられている。両者の優劣に関し、種々比較検討が行われた。図2に2次元翼列流れに関する比較例を示す。この例に示されるように、2次元翼列の翼面マッハ数分布は、両者で大差はない。高速EWSを用いた計算時間は、計算格子点数約8,000で、Baldwin & Lomax モデル約30分、 $k-\epsilon$ モデル約40分である。このため、2次元もしくは準3次元翼列流れ計算には、計算時間が短いBaldwin & Lomax モデルが使用されることが多い。一方、3次元翼列流れ

計算では、2次流れや翼下流での乱流混合を精度よく計算する必要があるが、 $k-\epsilon$ モデルが優れている。図3に筆者らが行った3次元翼列のスパン方向損失分布に関するBaldwin & Lomax モデルと $k-\epsilon$ (低レイノルズ数型 $k-\epsilon$ モデル) モデルの比較を示す。この例に示されているように、 $k-\epsilon$ モデルの方が端壁付近の損失分布や、2次流れを精度良く予測している。 $k-\epsilon$ モデルを用いた場合、計算時間は、高速EWSを用いて、計算格子点数約300,000で、20時間である⁽⁵⁾。

3次元粘性流計算コードの検証が十分に行われ、その精度が保証されると、翼損失の計算値を最小化して、翼型を最適化する設計が可能となる。これにより、翼設計の確実さが飛躍的に向上する。今後、数年でこの段階に達すると思われる。

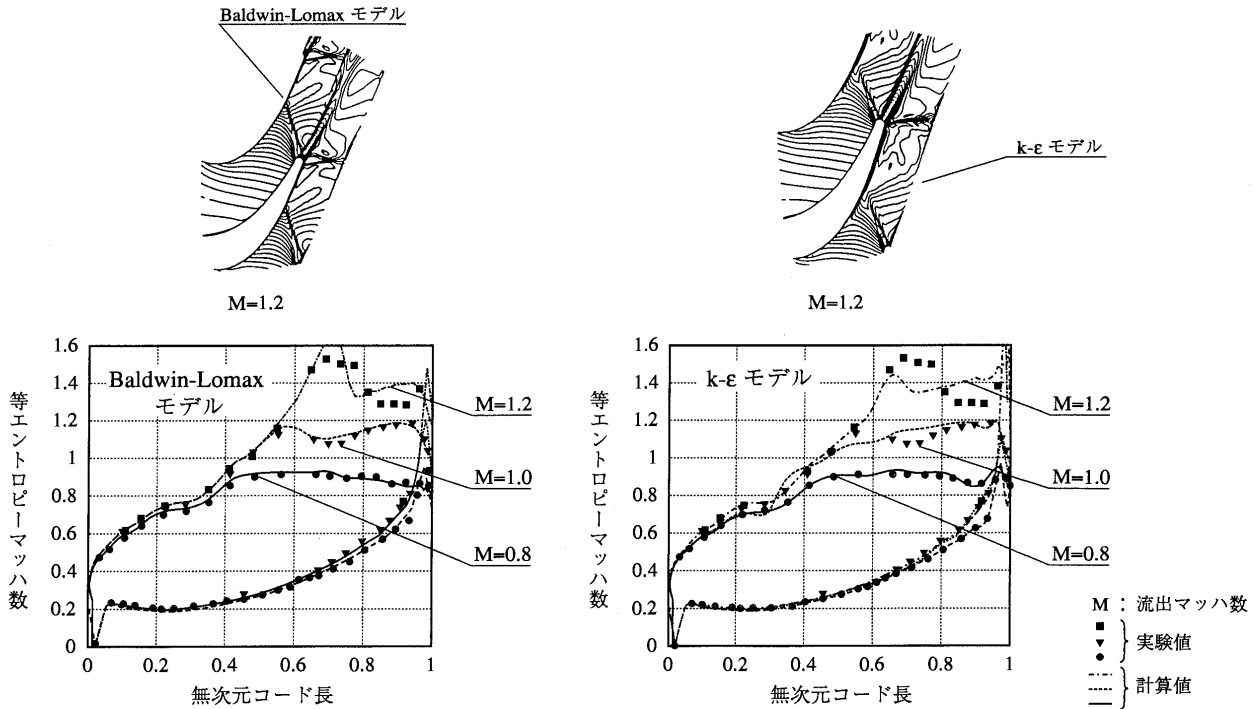


図2 2次元粘性流解析 (Baldwin-Lomax モデルと $k-\epsilon$ モデルの比較)

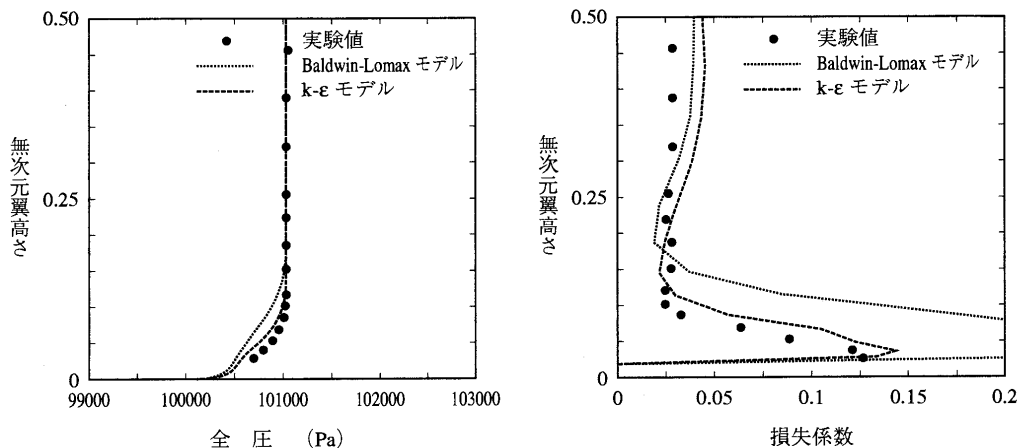


図3 3次元粘性流解析 (Baldwin-Lomax モデルと $k-\epsilon$ モデルの比較)

2.3 多段3次元流れ計算

タービンは多くの場合、多段であり、タービン流れは上下流翼列の影響を受ける。現在のタービン設計では、単翼列もしくは単段の3次元流れ計算が行われているが、より高精度の設計を行うためには、多段3次元流れ計算が必要である。これにより、上流翼列から流出する2次元流れやチップクリアランス流れ及び下流翼による閉塞効果が考慮でき、対象とする翼列に対し、より実際に近い境界条件を与えることが出来る。

実用上問題となるのは、計算時間であるが、非粘性3次元流れ計算式に簡易乱流モデルを加えた手法であれば、設計に使用することが出来る。図4に計算例を示す。計算時間は、高速EWSを用いて、計算格子点80,000で約5時間である。一方、多段3次元粘性流れ計算の場合、現在のEWSの能力では、設計に使用することは出来ない。計算機の更なる高速化が必要である^{(6),(7)}。

ガスタービンでは、多段3次元流れ計算に、冷却空気(含む漏れ空気)の混入を考慮しなければならない。最近の高温ガスタービンでは、タービン入り口流量の20%以上の冷却空気を使用され、翼面フィルム穴、翼後縁吹

き出し穴から冷却空気が、動静翼の軸方向隙間、隣接する翼との周方向隙間などから漏れ空気が主流に混入する。これにより、各翼列の作動状況は大きく変化する。冷却空気の混入は、冷却穴がある位置の計算要素面で、冷却空気の全圧、全温、吹き出し方向、冷却穴面積などを指定することで計算される。そして、吹き出し後の冷却空気の混合損失は、自動的に計算される。図5にフィルム冷却空気の有無による翼表面全温分布の変化を示す。

2.4 非定常翼列流れ(翼列干渉・フラッタ)計算

計算機の高速化に伴い、非定常翼列流れ計算が設計に使用できる段階に近づきつつある。実際のタービン流れは、静翼と回転する動翼の組み合わせであり、本質的に非定常流れである。2.3で述べた多段3次元流れ計算は、動翼流れの計算を相対座標系で、定常流れとして計算するもので、上流翼列のウェークがパルス的に流入する効果、上下流の翼列で生じる周方向静圧分布を翼が横切ることによるポテンシャル干渉等は考慮されていない。また、ガスタービン流れ特有の問題として、翼列上流に燃焼器による周方向、半径方向全温分布がある場合、動翼表面の全温分布は、非定常効果を強く受ける⁽⁸⁾。

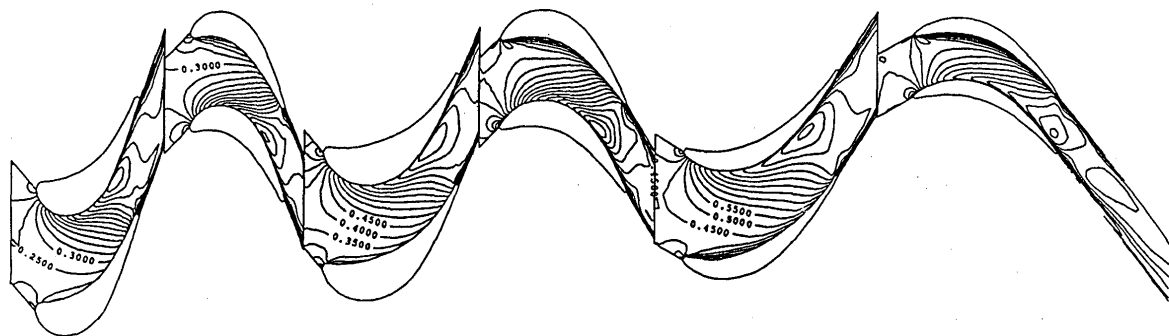


図4 多段タービン3次元流れ解析(マッハ数分布)

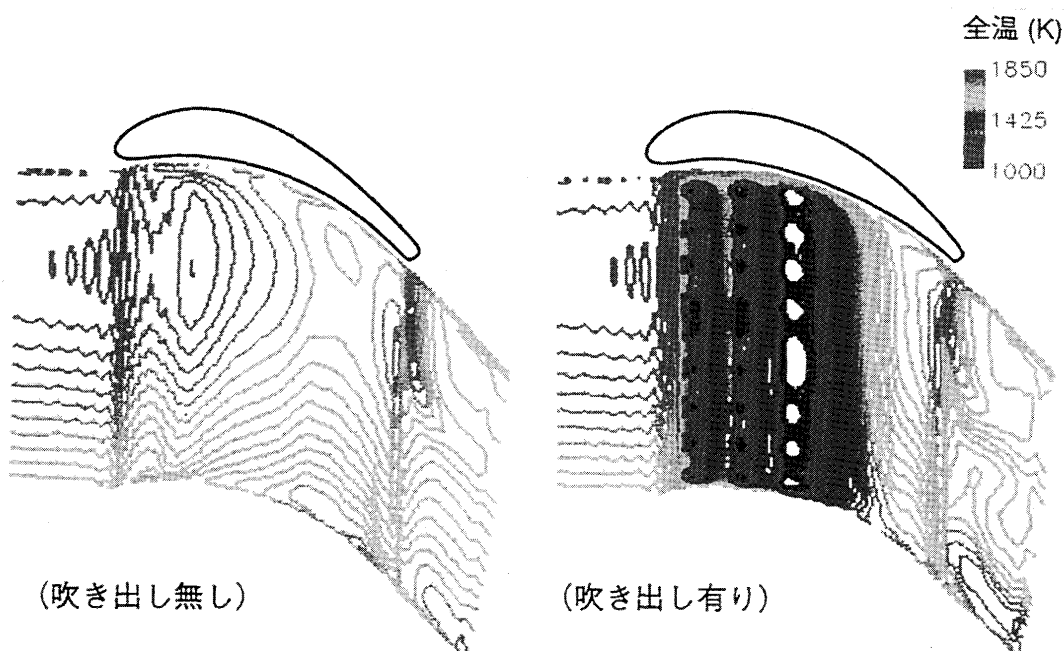


図5 冷却空気を考慮した場合の翼表面全温分布(第1段静翼腹側表面)

非定常翼列流れ計算には、現在のところ、定常流れ計算に使用されている乱流モデルがそのまま使用されている。上流翼列のウエークと下流翼の翼面境界層の干渉の計算に、 $k-\epsilon$ モデルを始めとした乱流モデルを用いることの妥当性は検証されていないが、ウエークによる励振力を概略把握することは可能である。又、上下流翼列とのポテンシャル干渉、翼列上流での全温分布の影響のように、非粘性流体的な現象は良い精度で予測できると思われる。このように、非定常翼列流れ計算は、動翼に働く流体励振力、翼面の全温分布の予測に有効であり、ガスタービンの信頼性向上に貢献すると思われる。

また、ガスタービンの単機出力の増大に伴い、翼長の大きい翼に対するフラッタ予測技術が必要となる。現在は、Whitehead 等による手法がポテンシャルフラッタを予測する実用的な手法として用いられているが、今後、移動格子を用いて翼の振動モードを模擬し、翼に働く空力仕事を求める、より精度の良い手法が使用されると思われる。失速フラッタについては、離散渦法を用いた手法が試みられているが計算精度、時間とも実用のレベルには無い。

2.5 タービンローターディスクキャビティ流れの計算

複雑な流路の形状に適した非構造格子を用いた計算法が開発されたことにより、CFD コードの適用分野は翼列からローターキャビティ流れへと拡大されている。冷却空気、漏れ空気の配分は、現在、簡便な1次元計算で設計されているが、冷却空気の圧力損失の低減、動静翼以外の部品、例えばディスク等、の均一な冷却のためには、ローターディスクキャビティ流れの状態を把握することが必要である。この場合、流路形状が複雑なため、その計算に適した非構造格子が用いられる。非構造格子では、流れの状態変化が大きい個所で、格子を細かくして計算精度を高めることが出来る⁽⁹⁾。

図6にNASAによる計算例を示す。本計算は、ディスク流れと翼列流れを一体で非定常計算したもので、動静翼間の軸方向隙間からの漏れ空気と主流の干渉を取り扱っている⁽¹⁰⁾。

この種の計算が使用出来るようになったのは、非構造計算格子を用いた市販の3次元粘性流計算コードの普及に加え、3次元CADを用いて非構造格子の作成が簡単

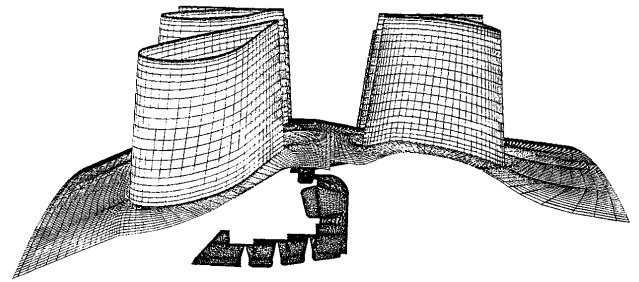


図6 ディスクキャビティと翼列の一体解析 (非定常計算)

に行えるようになったことが大きい。

3. おわりに

ガスタービンの空力設計技術はCFD技術の発達と計算機の高速化に支えられ発展してきた。今日では、3次元非粘性、粘性計算コードが一般的なものとなり、ガスタービンメーカーで広く使用されている。今後、多段3次元流れ計算、非定常3次元流れ計算が導入され、タービン設計の一層の進歩が期待される。更に、今後のガスタービン設計は、性能向上だけでなく、冷却・構造設計の信頼性向上及び製品コストの低減が一層要求されるが、CFD技術はこの面でも重要な役割を担うものと思われる。拙稿が会員諸氏の参考になれば幸いである。

参考文献

- (1) Denton, J.D., ASME Paper 82-GT-239 (1982)
- (2) Aoki, S., et al, ImechE Seminar on CCGT (1990)
- (3) Dawes, W.N., ASME Paper 85-GT-1 (1985)
- (4) Dawes, W.N., ASME Paper 88-GT-70 (1988)
- (5) Wiedermann, Yokohama International Gas Turbine Congress (1995)
- (6) Denton, J.D., ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 114 (1992)
- (7) Dawes, W.N., ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 114 (1992)
- (8) Butler, T.L. and et al, AIAA Paper No. 86-1468, 1986
- (9) Dawes, W.N., ASME Paper 91-GT-124 (1991)
- (10) Hah, C., VKI Lecture Series (1997-01)

特集・熱流体の数値計算

翼冷却

福山 佳孝*¹

FUKUYAMA Yoshitaka

1. まえがき

最近10年間の計算機の進歩は著しくそれに伴い高温ガスタービン（以下GT）翼冷却に関するCFD技術や解析対象も年々高度化してきた。高温GTと冷却に関する全体的な説明と最近のCFD研究の動向を述べる。

2. 高温GTと冷却

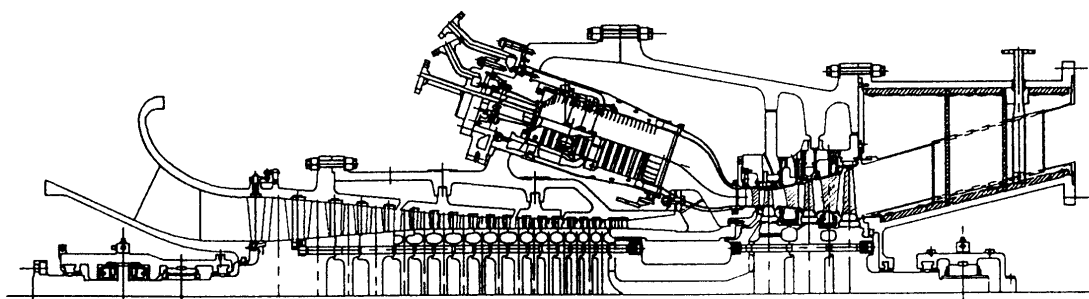
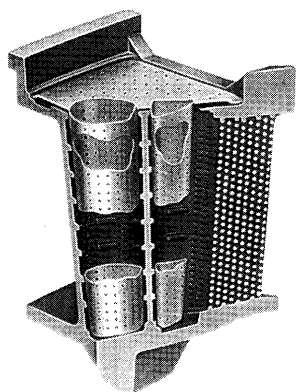
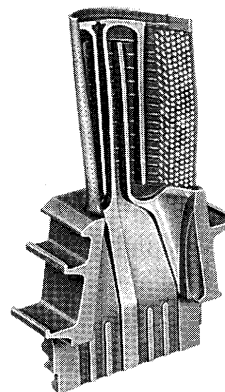
図1に高温GTの一例の断面図⁽¹⁾を示す。GT入口温度を第1段動翼入口温度で表わすと現在は1300℃級GTが利用され、来世紀までには1500℃級GTが実用化される。1300℃級GTまでは高温部の冷却は空気圧縮機から導入される空気で行われてきたが、コンバインドサイクルで利用される大型1500℃級GTでは蒸気冷却も適用される。

これらGTは主に金属材料で製造されるため材料の耐

用温度は高くとも800-900℃である。よって、冷却すべき部分は燃焼器、トランジションピース、翼、ロータと多い。中でも特に高い熱流束と機械的応力に曝され、材料強度や寿命の観点から厳しい部分が第1段静動翼であり冷却研究の中心的対象となってきた。

冷却GT翼は図2、3⁽¹⁾に一例を示すように冷却を目的とした複雑な構造を持つ。一般に、空気冷却静翼ではインサート+インピンジメント冷却及び膜冷却、空気冷却動翼ではリターンフロー対流冷却と伝熱促進体及び膜冷却技術を利用する。蒸気冷却では蒸気を蒸気タービンで再利用する閉ループ冷却の熱効率が高いため膜冷却を使用しない場合が多く、吹き出し冷却が必要な場合には冷却空気を併用するハイブリッド冷却翼もある。

翼冷却に利用する媒体は静翼ではGTケーシング側から供給（回収）され、動翼ではロータ内部を通して供給

図1 GT断面図⁽¹⁾図2 GT第1段静翼構造図⁽¹⁾図3 GT第1段動翼構造図⁽¹⁾

原稿受付 1998年6月11日

* 1 株式会社 電力・産業システム技術開発センター
〒210-0862 神奈川県川崎市川崎区浮島町4-1

(回収)される。ロータを構成するタービンディスクも冷却し、高温ガスがディスク間に流入しないようにシールする必要もあるが、ディスク間流路は動翼への冷却媒体供給(回収)流路でもある。冷却翼にどれだけの冷却媒体が流れるかは翼冷却性能を左右するが、これは翼単体でなく供給流路も含めた全体のバランスで決まる。

膜冷却がある場合には冷却媒体流量とその配分は翼周りの流れ場(圧力場)にも依存する。

主流ガス側に目を転じると、高温ガスは燃焼器で生成され、トランジションピースを通して第1段静翼に流入する。よって、翼の主流側熱的環境は燃焼器の構造、燃焼形態、燃焼器ライナーやトランジションピースの冷却方式に強く依存する。一般に第1段静翼入口では翼高さ方向中央のガス温度が高くこの部分で最も冷却設計が困難となるが、予混合低NO_x燃焼器の採用により温度分布が均一化し、エンドウォール側の冷却も以前より厳しくなってきた。第1段動翼では流入流速が高く、静翼後流が存在するため、ガス全圧、全温や熱伝達率が周期的に強く変動する複雑場となり、翼面熱負荷に影響する。また、上流翼列後縁から衝撃波が発生する場合下流翼面熱伝達に対して局所的にはあるが強い影響を持つ。静翼列ではロータ側とケーシング側に側壁が存在し、翼面背側では2次流れによる境界層剥離と流れの中央への縮流が生じる。動翼列では翼の転向角が大きいため2次流れは静翼に比較して強い。さらに、第1段動翼にはチップシュラウドの無い翼列が適用される事が多く、翼チップとケーシングの間に翼面腹側から背側方向へのリーク流れが発生する。タービンではリーク流れ方向とケーシングの相対運動方向が逆なため、リーク流れは翼背側先端の表面近くで強い縦渦構造を生成する。動翼先端は高速リークと剥離の生じる複雑な流れ場に曝される。これら流れ場の複雑さは翼面上に予測し難い熱負荷分布を形成する原因となる。

GTの高温化とコンバインドサイクルの導入は発電熱効率の大幅な上昇をもたらした。この高温化には翼冷却技術が大きく貢献したが、翼冷却性能は以上述べてきたような多くの因子の複雑な影響を受ける。実機GTの詳細計測は不可能であるためCFDによる予測に多くが期待される。

3. 翼冷却へのCFD適用の歴史

翼冷却へのCFDの適用は2次元境界層解析による翼外面熱伝達率解析から始まり、詳細な境界層解析により乱流やその遷移モデルが評価・検討された^[2]。

翼間流れ解析手法が非粘性解析からNS解析へと進歩し、研究者が利用できる計算機能力が向上すると、熱伝達解析にも2、3次元NS解析が適用されるようになった。現時点では、主に解析格子数の制限からNSによる翼周り熱伝達解析は境界層解析に比べてかなり粗い空間分割の計算に限られるが、熱伝達レベルや分布を知る上

では有効な手段となってきた。解析対象も2次元の定常現象から2次流れ効果を含んだ3次元へ、さらに静動翼干渉による非定常現象へと拡大されてきた。

NS解析の実用化により膜冷却効率や吹き出し噴流の物理現象もCFDの対象となった。単純な2次元吹き出しから円形孔の3次元吹き出しへ、多列干渉、内部冷却流路も含めた解析、翼材料の熱伝導との連成解析、拡散孔に代表される吹き出し形状の効果へとCFDの適用先が拡大してきた。膜冷却CFDでは噴流の横方向拡散や高吹き出し速度比の冷却効率予測が悪いことが長年指摘され続けている。この原因の一つは剥離・再付着を含む複雑流れや非等方拡散に対処できる乱流モデルの欠如と考えられるが未だに解決策は無いようである。

翼内部の冷却流路の流動や熱伝達もCFDの対象である。特に蛇行するリターンフロー流路とその回転場での伝熱流動が研究対象である。このカテゴリーのCFDも単純な回転流路から180°ベント、マルチベント、平行リップ付き流路、傾斜リップ付き流路、膜冷却吹き出しに伴うブリードの影響等へ適用先が拡大されてきた。コリオリ力や熱伝達に起因する浮力の影響とリップによる剥離・再付着が干渉して生じる複雑な流れ場の定量的な解析予測はまだ難しいようである。

4. 最近の研究動向

96年までの翼外面熱伝達と膜冷却に関してはGTSJ報告書^[3)-(6)]があるので以下では97年のASME会議で公表された研究と動向に関して述べる事にする。以下で()の中は使用された乱流モデルを説明する。MLは混合長モデル、 $k\epsilon$ 、 $k\omega$ 、 $q\omega$ はそれぞれ2方程式モデル、RSMはレイノルズ応力モデルを示す。

4.1 翼面熱伝達CFD

Garg, Ameri^[7]は2種類の膜冷却翼周りの熱伝達解析結果を実験と比較した。比較の観点は4種類の乱流モデルで、ML、 $k\epsilon$ 、 $k\omega$ 、 $q\omega$ が適用された。2方程式の予測値はMLに比較して若干良いが同時に40-65%多くの計算時間を必要とする。Garg^[8]も熱伝達解析の実験との比較をMLと $q\omega$ モデルに関して報告した。MLの予測値は $q\omega$ モデルより良いと報告された。解析格子は最大228万点に及ぶ。

Arts, T.ら^[9]は2次元動翼列の空力、熱伝達を研究した。マッハ数、レイノルズ数、主流乱れ、インシデンスを独立に変化して幅広い条件のデータを取得して解析と比較している(ML、 $k\epsilon$)。

Boyle, Giel^[10]は第1段静動翼熱伝達に対する入口ガス温度分布の影響を解析評価した(ML)。静翼入口で半径方向とピッチ方向2種類の温度分布を与え、得られた静翼出口条件を動翼入口条件として別々に定常解析を実施した。この方法の精度は不明であるが3次元非定常干渉解析に比較すれば計算は容易で、動翼表面熱負荷の変化に知見が得られている。

Ameriら²³⁾は動翼先端形状の熱伝達と空力性能に関する解析($k\omega$)を報告した。動翼先端部中央には一般にキャビティが形成される。GE-E3第1段動翼を対象として、キャビティ無し、2%、3%深さの解析が比較された。チップキャビティ内には2つの渦構造が発生し流れを支配する。チップキャビティの空力損失への影響は少ないが流量が若干変化すること等を示した。解析格子数は120万点に及ぶ。(図4参照)。

Haendlerら²⁴⁾はCFDを応用したGT第1段静動翼の空力・熱設計を紹介した($k\varepsilon$)。これは膜冷却を含む3次元NSによる段落定常干渉解析に境界層解析を合わせて翼温度分布を予測したもので計測結果と良い一致を示している。

4.2 膜冷却 CFD

Berhe, Patankar²⁵⁾は入口プレナムを含めた単孔平板吹き出しの解析($k\varepsilon$)を実験と比較した。解析では孔出口の垂直方向速度、結果として、噴流の主流への進入を過大に予測した。噴流の横方向拡散は弱く予測されるがこの傾向は特に吹き出し流量が低い場合に著しい。

Baierら²⁶⁾は流れ方向とラテラル方向にそれぞれ傾斜を持つ吹き出しを対象としたシステムマチックな解析を報告した($k\varepsilon$)。解析目的はデータベース作成と設計用の2次元NS解析に利用できるモデル作成である。

Giebertら²⁷⁾は拡散孔形状を対象として、風洞試験を模擬した解析と実験を比較した。膜冷却孔形状は円形ストレート孔と2種類の拡散孔である。流れ場の様相は良く一致するが、孔出口近くの乱れ分布で解析と実験の相

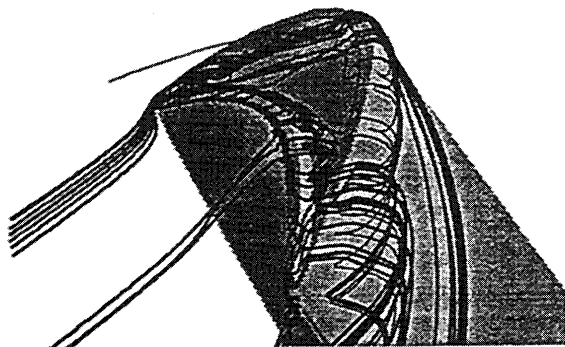


図4 動翼チップ部流線表示²³⁾

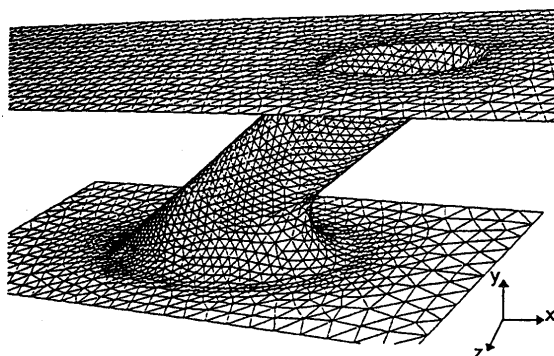


図5 膜冷却孔非構造格子の例²⁵⁾

違が大きい。円形ストレート孔で出口直後下流に発生する高い乱れ領域が解析されないことが噴流の横方向拡散の過少予測につながるとしている。

各種吹き出し形状の効果がClemson大²⁸⁻²⁹⁾により非構造格子で解析比較された。解析形状は円形ストレート孔、4ケースのコンパウンドアングル、4ケースの拡散孔、拡散+コンパウンドアングル2ケースである。この中では横方向拡散形状が高い膜冷却効率を得られること他多くの情報が示された。(図5参照)。

前縁2列シャワーヘッド膜冷却に関しては、Martinら³⁰⁾($k\varepsilon$)、Linら³¹⁾($k\omega$)、Thakurら³²⁾($k\varepsilon$)が同じ実験との比較を行った。これらの解析は全てプレナムを含み、列間の流量配分も解析されている。結果だけを比較すると平均冷却効率は非構造格子に $k\varepsilon$ モデルと非平衡壁関数を利用したMartinの解析が最も良好であった。ただし、非常に複雑な流れ場のためか、全ての解析で詳細な膜冷却効率分布の一致はそれほど良くはない。

4.3 冷却空気供給・回収流路

Hasanら³³⁾は静止場から動翼への冷却空気供給系に関する実験とCFD($k\varepsilon$)を行いシステム効率の評価を報告した。翼冷却に直接関係はしないが、Liu³⁴⁾は回転ディスクとカバープレート間の流れの解析結果を設計パラメータにより評価した。これら供給・回収系も翼冷却媒体流量や温度に影響する問題である。

4.4 翼内部冷却流路

Stephansら³⁵⁾は傾斜リブ付き180°ベント管内の流れと熱伝達解析($k\omega$)を実施し、リブ付き流路ではリブにより発生する2次流れが支配的で、コリオリ力による2次流れの影響が小さい事を報告した。

Bonhoff³⁶⁾らも同種の流路の熱伝達解析(RSM)を実施し、CFDが現象の理解に役立つものの複雑流れの予

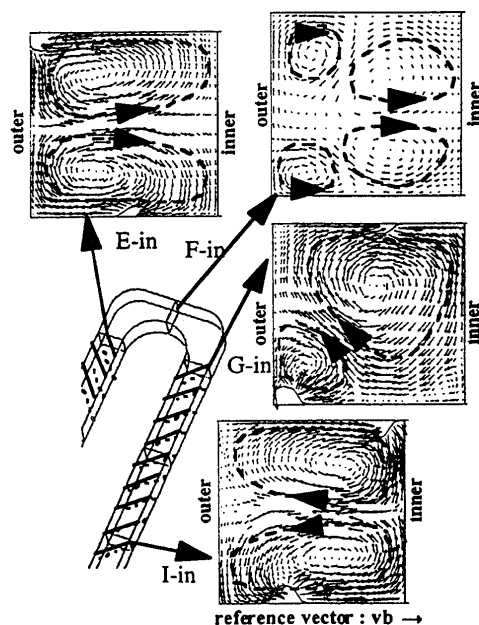


図6 傾斜リブ付きベントダクト内流れ³⁵⁾

測精度は十分でないことを示唆している。(図6参照)。

Rigbyら²⁹⁾は平行リブ付き矩形流路でブリードがある場合の解析を実施し実験と比較した($k\omega$)。解析予測精度は比較的良いとしている。

Hwang, J-Jら²⁸⁾はマルチパス180°正方形ベント内部流に関してコリオリ力、浮力による乱流生成項を考慮した解析を行った($k\varepsilon$)。ベント、コリオリ力、浮力の影響で剥離を含む複雑な流れ場が形成されるため現象の説明はできるが精度は必ずしも十分ではない。

4.5 解析方法など

解析格子として最も一般的に利用されているのはマルチブロック構造格子である。しかし、最近では非構造格子に格子最適化を利用した解析も増加してきた。解析格子数は3次元で設計ベースの10万点程度から数100万点規模まで変化がある。

解析コードには開発コードと共に市販コードも利用されている。圧縮性解析から発展したレンゲクタ、タイムマーキング法と非圧縮解析法のSIMPLE系の圧力・速度解法がほとんどで、所時間刻みやマルチグリッドによる高速化が利用されている。

乱流モデルには標準あるいは低レイノルズ数版の $k-\varepsilon$ モデルと $k-\omega$ モデルの例が多く、熱伝達解析を除けば壁関数処理(非平衡型を含めて)が良く利用されている。レイノルズ応力モデルや乱流熱流束モデルを使用した解析例もあるがまだ非常に少数である。

4.6 まとめ

翼冷却に関連するCFDには非常にHOTな話題が多い。以上のように熱伝達、膜冷却、内部流れが中心であるが、主流ガス環境や冷却媒体供給回収系も含めてCFDとその設計への応用に今後の進展が見込まれる。

5. あとがき

以上翼冷却に関連するCFDについて概説した。翼冷却には非常に多くの複雑な流動現象が関連し、実機翼で生じる現象を詳細に計測することが不可能であるためCFDの活躍の機会も多い。計算機と解析手法の進展により、境界条件の精度を向上する目的で、従来は、分割して扱っていた流れ場を徐々に統合的に扱うようになった。つまり、より大規模で複雑な現象がCFDの対象とされるため、解析結果の評価が困難となりつつあるよう

に思われる。また、複雑乱流場に対応できる工学的な乱流モデルの必要性が高いことが指摘され続けている。

参考文献

- (1) Ishi, J., Sato, I., Fukuyama, Y., Proc. of the 22nd CIMAC, Vol. 2 (1998), p. 479-490
- (2) 福山佳孝, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 17, No. 65, (1989-6), p. 60-65
- (3) 日本ガスタービン学会, 調査研究委員会報告書, (1997-3)
- (4) 川池和彦, 山根敬, 文献(2), 2.2.5項, p. 64-69
- (5) 荒木達雄, 文献(2), 2.3.2項, p. 80-88
- (6) 福山佳孝, 文献(2), 2.3.3項, p. 100-104
- (7) Garg, V.K., Ameri, A.A., ASME 97-GT-24
- (8) Garg, V.K., ASME 97-GT-220
- (9) Arts, T., Duboue, J.-M., Rollin, G. ASME 97-GT-120
- (10) Boyle, R.J., Giel, P.W. ASME 97-GT-133
- (11) Ameri, A.A., Steinthorsson, E., Rigby, D.L. ASME 97-GT-128
- (12) Haendler, M., Raake, D., Scheurlen, M., ASME 97-GT-66
- (13) Berhe, M.K., Patankar, S.V. ASME 97-GT-80
- (14) Baier, R.-D., Broichhausen, K.-D., Fritsch, G., Koschel, W. ASME 97-GT-98
- (15) Giebert, D., Gritsch, M., Schulz, A., Witting, S., ASME 97-GT-163
- (16) Walters, D.K., Leylek, J.H., ASME 97-GT-269
- (17) McGovern, K.T., Leylek, J.H., ASME 97-GT-270
- (18) Hyams, D.G., Leylek, J.H., ASME 97-GT-271
- (19) Brittingham, R.A., Leylek, J.H., ASME 97-GT-272
- (20) Martin, C.A., Thole, K.A., ASME 97-GT-297
- (21) Lin, Y.-L., Stephens, M.A., Shih, T.I.-P., ASME 97-GT-298
- (22) Thakur, S., Wright, J., Shyy, W., ASME 97-GT-381
- (23) Hasan Karabay et al., ASME 97-GT-243
- (24) Liu, X. ASME 97-GT-137
- (25) Stephens, M.A., Shih, T.I.-P., ASME 97-GT-192
- (26) Bonhoff, B., Jennions, I., ASME 97-GT-162
- (27) Rigby, D.L., Steinthorsson, F., Ameri, A.A., ASME 97-GT-431
- (28) Hwang, J.-J., Wang, W.-J., Lai, D.-Y., ASME 97-GT-367

組合せセラミック軸受の高速性能 (第1報)

Performance of Hybrid Ceramic Bearing at High Speed Condition (Part 1)

竹林 博明*¹, 谷本 清*¹
TAKEBAYASHI Hiroaki TANIMOTO Kiyoshi
服部 智哉*¹
HATTORI Tomoya

キーワード：窒化けい素，組合せセラミック軸受，耐焼付性，動力損失，潤滑油量
Silicon Nitride, Hybrid Ceramic Bearing, Seizure Resistance, Power Loss, Amount of Feed Oil

Abstract

In order to study the performance of hybrid ceramic bearings at high rotational speed applications, we compared the performance of hybrid ceramic bearings set HIP Si_3N_4 balls with that of steel ball bearings by using the test rig which drive source is an air turbine.

Test results are following:

1. Hybrid ceramic bearings show higher rotational speed than steel ball bearings at the same pressure of compressed air.
2. Hybrid ceramic bearings show superior accelerating characteristics to steel ball bearings.
3. In particular at high rotational speed condition, energy loss of hybrid ceramic bearings is less than that of steel ball bearings.
4. Hybrid ceramic bearings have excellent anti-seizure characteristic, so the total amount of feed oil can be reduced.
5. As reducing total amount of feed oil, hybrid ceramic bearings show higher rotational speed at constant pressure of compressed air.

1. 緒言

窒化けい素 (Si_3N_4) や炭化けい素 (SiC) に代表されるエンジニアリングセラミックスは、耐熱性、耐食性、耐摩耗性などで非常に優れた性質を有している。従って、これらのセラミックスは、従来の金属材料では考えられなかった過酷な環境下でも使用に耐えられる構造用代替材料として、各方面で活発な研究開発が進められている。

転がり軸受へのセラミックスの応用に関しては、窒化けい素を中心に各方面で進められており^{(1)~(6)}、さまざまな分野で従来の鋼製軸受に代わり実用化が検討されている⁽⁷⁾⁽⁸⁾。例えば、吉川ら⁽⁹⁾は、無人機用ジェットエンジンの軸受に組合せセラミック軸受（玉またはころのみ窒化けい素）を適用し、高温（ $370 \pm 5^\circ\text{C}$ ）、グリース潤滑で、組合せセラミック軸受が鋼製軸受に比べて長寿命であることを明らかにしている。また、伊藤ら⁽¹⁰⁾は、航空機エンジン用補機駆動ギアボックスの19点の軸受をセラミック軸受に置き換え、各種性能試験を実施した結果、

セラミック軸受が航空機エンジンに十分使用可能であることを述べている。

本論文は、窒化けい素セラミックスが軸受鋼に比較して密度が小さく、耐熱性を有していることに着目して、窒化けい素を高速回転する軸受の転動体（玉，ころ）に応用することを検討したものである。

すなわち、ガスタービン用軸受のように、高速回転する軸受の転動体に、軸受鋼の約40%の密度である窒化けい素を用いると、軸受鋼の転動体に比べて転動体に生じる遠心力を軽減できるため、軸受をさらに高速回転させることが可能になる⁽¹¹⁾。また、ガスタービン用軸受は高温で使用されるので、軸受鋼に比べて耐熱性に優れている窒化けい素を使用すると、耐荷重性や耐焼付性が向上する。

ここでは、組合せセラミック軸受の高速性能を明らかにするために、まず組合せセラミック軸受と鋼製軸受の高速回転試験を行い、両者の軸受の動力損失について検討する。次に、高速回転の軸受では、潤滑油の攪拌抵抗が問題となるので、組合せセラミック軸受と鋼製軸受で潤滑油量の到達回転数及び軸受の温度上昇に対する影響について検討する。

原稿受付 1997年9月25日

*1 光洋精工(株) 総合技術研究所

〒582-8588 大阪府柏原市国分東条町24-1

2. 試験方法

2.1 試験装置

図1に試験機の構造を示す。試験機は駆動部と試験部とに分かれており、試験部の試験軸受は駆動部のエアタービンにより接続部を介して回転させられる。試験軸受の回転数はエアタービンに供給する空気圧により変化させ、最大140,000 rpmである。なお、潤滑は、オイルジェットとオイルミストの2つの方法が使用できる。

2.2 試験軸受

試験軸受は、総玉軸受と保持器を用いた軸受の2種類を使用した。

図2と表1に総玉軸受形式の試験軸受の寸法と構成を示す。総玉形式の軸受は、高速性能を比較することを目的としたものである。試験軸受は内外輪が高温用軸受鋼(AISI-M50)で玉が窒化けい素の組合せセラミック軸受と、内外輪、玉ともに高温用軸受鋼である鋼製軸受の2種類である。総玉軸受としたのは、玉材質の違いによる効果をより明確にするためである。試験軸受は7001相当であり、玉径は3/16" (=φ4.7625 mm)で、玉数は13個である。

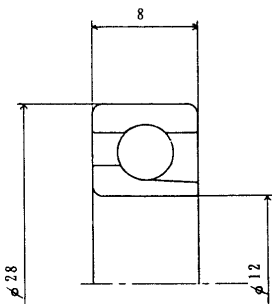


図2 試験軸受の寸法 (総玉形式)

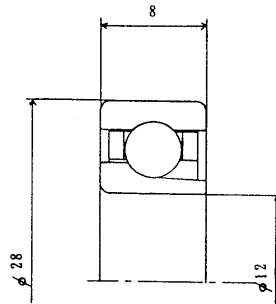


図3 試験軸受の寸法 (保持器付き)

図3及び表2に保持器を用いた軸受の寸法、構成を示す。保持器を使用した軸受は潤滑油量の影響を調べることを目的としたものである。試験軸受は7001相当で、内外輪が高温用軸受鋼(AISI-M50)で、玉に窒化けい

表1 試験軸受の構成 (総玉形式)

試験軸受構成		組合せセラミック軸受	鋼製軸受
軌道輪		高温用軸受鋼 (AISI-M50)	高温用軸受鋼 (AISI-M50)
玉	材質	H I P 窒化けい素	高温用軸受鋼 (AISI-M50)
	寸法 (直径)	3/16" (=4.7625mm)	3/16" (=4.7625mm)
	数	13	13
保持器		なし	なし

表2 試験軸受の構成 (保持器付き)

試験軸受構成		組合せセラミック軸受	鋼製軸受
軌道輪		高温用軸受鋼 (AISI-M50)	高温用軸受鋼 (AISI-M50)
玉	材質	H I P 窒化けい素	高温用軸受鋼 (AISI-M50)
	寸法 (直径)	3/16" (=4.7625mm)	3/16" (=4.7625mm)
	数	10	10
保持器		AMS6414 銀めっき	AMS6414 銀めっき

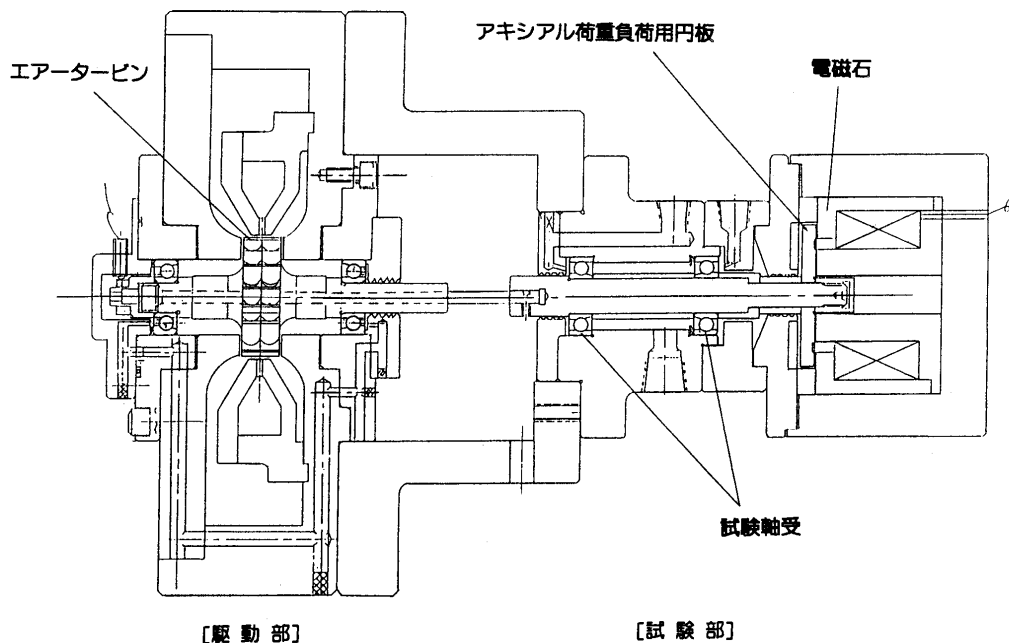


図1 試験機構造

素を用いた組合セラミック軸受と、内外輪、玉ともに高温用軸受鋼 (AISI-M 50) である鋼製軸受である。いずれも玉径は 3/16" (=φ4.7625 mm) で玉数は 10 個、保持器は AMS 6414 に銀メッキを施したものを使用している。

表 3 に、それぞれの軸受の転動体に使用する材質の特性を比較したものを示す。窒化けい素は軸受鋼と比較して密度が小さいことから、回転時に転動体に生じる遠心力が軸受鋼の場合と比較して小さくなるのがわかる。さらに、窒化けい素は軸受鋼と比較して縦弾性係数が大きいため、転動体と軌道との接触楕円面積が軸受鋼の転動体を用いた場合と比較して小さくなる。従って、窒化けい素製の転動体を用いれば転動体と軌道との間で発生するすべりの割合の軽減が期待できる。なお、本研究で用いた窒化けい素には、焼結助剤としてアルミナ (Al₂O₃)、イットリア (Y₂O₃) が添加されている。

3. 試験結果

3.1 高速性能の比較

図 4 は、試験機の駆動部であるエアタービンを駆動させる空気圧を変化させ、組合セラミック軸受と鋼製軸受との到達回転数を比較したものである。玉材質の違いが顕著に現れるように、試験軸受には総玉軸受を用いた。その結果、全ての領域で組合セラミック軸受は鋼製軸受に比べて約 10% 到達回転数が高くなっているこ

とがわかる。

図 5 は、総玉形式の組合セラミック軸受と鋼製軸受を用いて加速応答性の比較を実施したものである。試験機の駆動部であるエアタービンに、電磁バルブの開放により 0.2 MPa の圧縮空気圧を瞬時に供給し、試験軸受の過渡的回転状態、すなわち経過時間と回転数の関係を観察した。また、試験はそれぞれの軸受について 3 回実施した。

これを見ると、組合セラミック軸受は鋼製軸受と比較して短時間で最高回転数に到達すること、また、試験毎のばらつきもほとんどないことがわかる。これに対して鋼製軸受は、最高回転数に至るまでにしばしば回転数

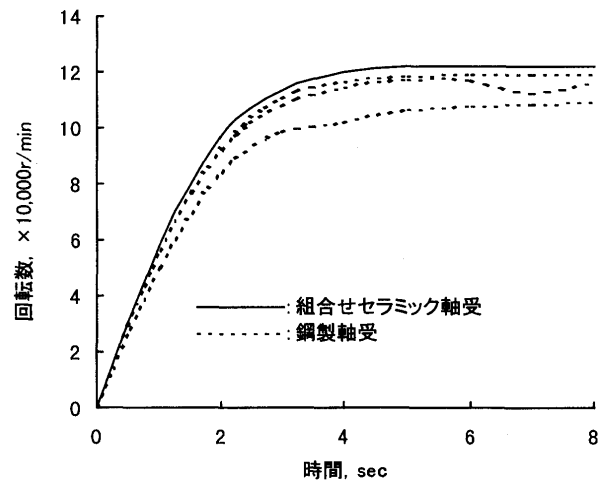


図 5 加速応答性の比較

表 3 窒化けい素と軸受鋼の特性比較

項目	窒化けい素	軸受鋼 (AISI-M50)
密度 (g/cm ³)	3.2	7.8
縦弾性係数 (MPa)	3.2 × 10 ⁶	2.1 × 10 ⁶
ポアソン比	0.26	0.3
ビッカース硬さ (HV)	1400~1700	700~800
線膨張係数 (1/°C)	3.2 × 10 ⁻⁶	12.5 × 10 ⁻⁶

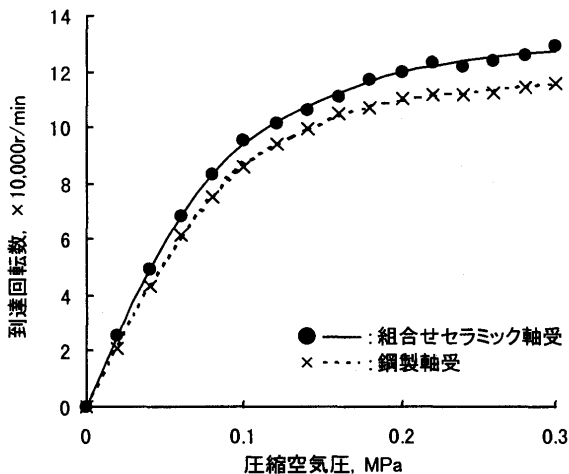
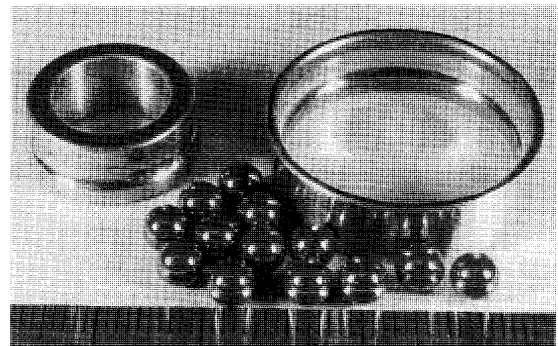
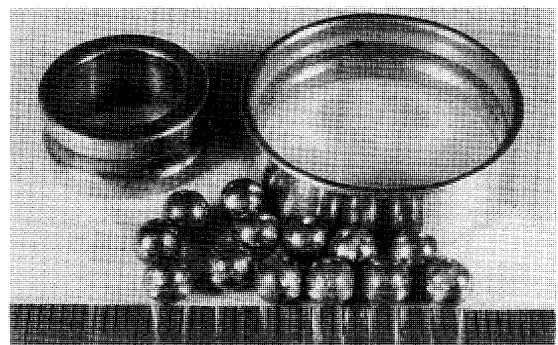


図 4 到達回転数の比較



(a) 組合セラミック軸受 異常なし



(b) 鋼製軸受 焼付

図 6 試験軸受外観写真

が不安定になり、組合せセラミック軸受よりも低い回転数で飽和することがわかる。また、鋼製軸受は、さらに試験を継続すると焼付に至る。試験後の組合せセラミック軸受と鋼製軸受の外観写真を図6に示す。組合せセラミック軸受は全く異常ないのに対して、鋼製軸受は著しい損傷を示している。

図7は、総玉形式のセラミック軸受と鋼製軸受をそれぞれ0.2 MPaの空気圧で定常回転させておき、瞬時に電磁バルブを閉じて空気の供給を断ち、試験軸受が停止するまでの回転状態、すなわち経過時間と回転数との関係を表したものである。なお、試験はそれぞれの軸受について3回おこなった。

これを見ると、組合せセラミック軸受は鋼製軸受と比べて停止するまでの時間が10~15%長くなっており、試験毎のばらつきもほとんどない。これに対して鋼製軸受は試験毎のばらつきも大きく、停止するまでにしばしば回転数が不安定になることがわかる。

図8は、図5をもとにして回転数の上昇のために使われた動力を算出し、組合せセラミック軸受と鋼製軸受で比を取ったものである。なお、回転数の上昇のために使われた動力の計算は以下のようにして行った。

回転系の慣性モーメントを I とし、 I の時間変化は無

視する。なお、慣性モーメントは組合せセラミック軸受と鋼製軸受で同一とする。角速度を ω (s^{-1})、回転数上昇のために使われたトルクを τ ($kg \cdot m$) とすれば、

$$\tau = I \frac{d\omega}{dt} \tag{1}$$

従って、回転数上昇のために使われた動力(仕事率) P (J/s) は、

$$\begin{aligned} P &= \frac{d}{dt} \int I \frac{d\omega}{dt} d\theta \\ &= I \frac{d}{dt} \int \omega \cdot d\omega \\ &= I \omega \frac{d\omega}{dt} \end{aligned} \tag{2}$$

となる。図5で測定したのは回転数 n であるので、これを用いて式(2)を書き直せば、 α を系に固有な定数として、

$$P = \alpha n \frac{dn}{dt} \tag{3}$$

となる。各 n での n の時間微分を組合せセラミック軸受、鋼製軸受それぞれのグラフの傾きから読み取って P を計算し、その比を取ったものが図8である。

この図からわかるように、特に回転数が高いときには、組合せセラミック軸受は鋼製軸受と比較して回転数上昇のために使われた動力が多いことがわかる。言い換えると、組合せセラミック軸受は鋼製軸受よりも動力損失が少ない。このような変化に対する主な要因としては、転動体の材質である窒化けい素と軸受鋼の密度の差及び縦弾性係数の差によるものが考えられる。すなわち、転動体1個に発生する遠心力を F_c とすれば、転動体の公転角速度を ω_{rev} 、転動体の質量を m 、公転のピッチ円径を r_p として、

$$F_c = \frac{m r_p \omega_{rev}^2}{2} \tag{4}$$

となる。すなわち、遠心力は回転数が等しければ質量に比例する。従って、組合せセラミック軸受の転動体に発生する遠心力は鋼製軸受の約40%であることがわかる。また、窒化けい素は縦弾性係数が大きいので、組合せセラミック軸受に鋼製軸受と等しい荷重がかかっているときでも、軌道と転動体との接触楕円の面積は組合せセラミック軸受の方が小さくなる。玉軸受で軌道と転動体との接触が純転がり接触となるのは接触面の一部分に限られ、その他の領域では微小すべりを伴う摩擦となる⁽¹²⁾。従って、転動体と軌道との接触面積の小さい組合せセラミック軸受は、鋼製軸受と比較してすべりによる損失動力が少ないものと考えられる。また、今回の試験で、60,000 rpm以上の高速回転で組合せセラミック軸受と鋼製軸受の差が顕著となったのは、遠心力が速度の2乗に比例することから、今回の試験軸受のサイズでは60,000 rpm前後を境にして、それ以上の回転数では軸受の荷重において遠心力が支配的になるものと推測される。

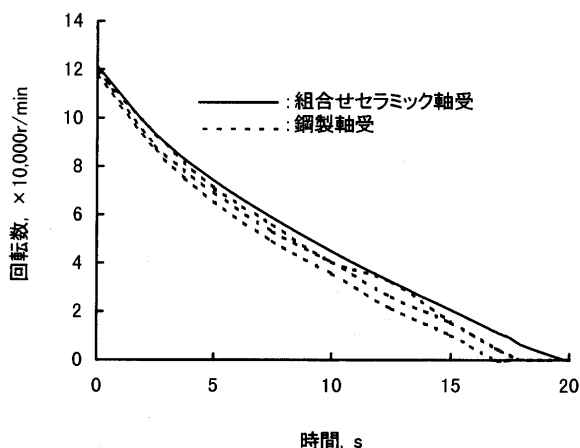


図7 停止までの時間の比較

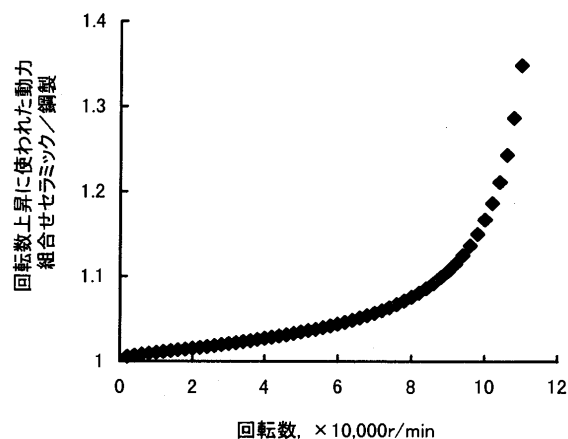


図8 回転数上昇のために使われた動力の比較

3.2 潤滑油量の到達回転数及び軸受の温度上昇に対する影響

図9は保持器を使用した組合せセラミック軸受と鋼製軸受との潤滑油量と到達回転数について調査したものである。エアタービンを駆動させる空気圧を0.1MPa, 0.2MPaの2通り, すなわち2通りの回転数とし, オイルジェット潤滑で油量を50cc/sから徐々に減少させていく試験をおこなった。

保持器を使用した軸受では組合せセラミック軸受, 鋼製軸受ともに同じ駆動エネルギーの時はほぼ同じ回転数を示している。それぞれの空気圧で潤滑油量を減じていくと, 組合せセラミック軸受, 鋼製軸受ともに回転数が高くなっていく。さらに潤滑油量を減少させていくと, 鋼製軸受は空気圧0.1MPaのときは潤滑油量2.0cc/sで回転が不安定となり, 空気圧0.2MPaのときは潤滑油量3.2cc/sで焼付を発生した。

一方, 組合せセラミック軸受は, さらに潤滑油量を減少させても軸受には全く異常なく, 安定した回転が得られた。

図10は, 保持器を使用した組合せセラミック軸受と

鋼製軸受を用いて, 潤滑油量と軸受の温度との関係について調査したものである。エアタービンを駆動させる空気圧は0.1MPaとした。なお, 軸受温度は軸受外輪に熱電対を接触させることにより測定し, 2個の試験軸受の値を平均した。

この図からわかるように, 組合せセラミック軸受, 鋼製軸受ともに潤滑油量を減少させると軸受の温度が上昇している。また, 組合せセラミック軸受と鋼製軸受との比較では, 鋼製軸受の方が温度がかなり高くなっている。このことから, 図9で発生した鋼製軸受の回転不安定や焼付は, この軸受温度の上昇が原因の1つであると推測できる。なおこの温度上昇の原因は, 前節でも述べたように, 鋼製軸受は組合せセラミック軸受よりも転動体と軌道との間のすべりが大きいことに起因するものと考えられる。

図11は, 保持器を使用した組合せセラミック軸受の潤滑方法と加速応答性について調査したものである。潤滑方法はオイルミスト潤滑とオイルジェット潤滑の2通りで, オイルミスト潤滑の潤滑油量は60cc/h, 空気圧は0.4MPaであり, オイルジェット潤滑では潤滑油量を軸受1個当たり0.8cc/sと5cc/sの2通りで試験をおこなった。

試験は, エアタービンへ0.2MPaの圧縮空気を瞬時に供給し, 経過時間と回転数との関係をそれぞれの潤滑条件について観察した。

その結果, オイルミスト潤滑, オイルジェット潤滑・油量0.8cc/s・個, オイルジェット潤滑・油量5cc/s・個の順に回転の立ち上がりが遅くなり, 到達する回転数も低くなった。これは, 潤滑油量が多くなると, 軸受部での油の攪拌抵抗が大きくなるためと考えられる。

また, 図5と図11とを比較すると, 総玉軸受の方が保持器を使用した軸受よりも加速応答性がよく, 到達回転数も高くなっていることがわかる。

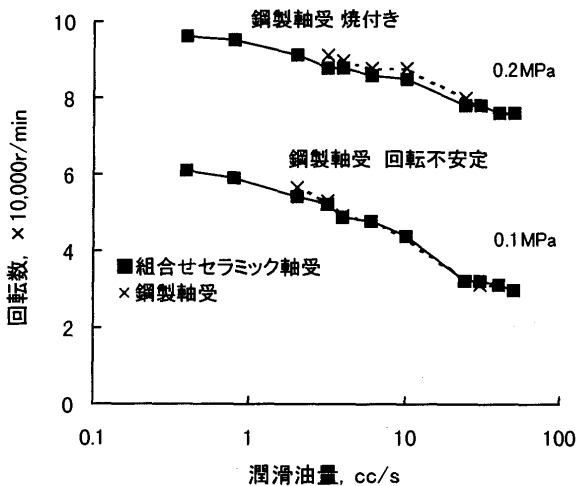


図9 潤滑油量と到達回転数の関係

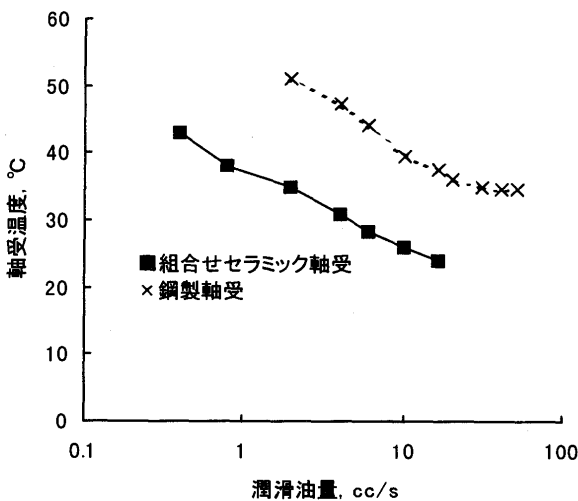


図10 潤滑油量と軸受温度の関係

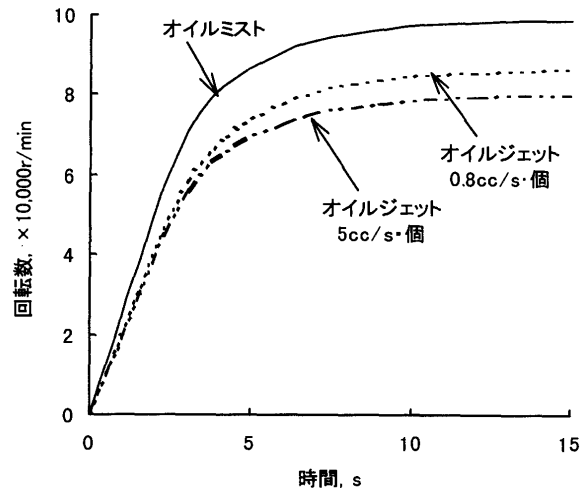


図11 組合せセラミック軸受の潤滑油量と加速応答性

4. 結 言

組合せセラミック軸受の高速回転における特性を明らかにするために、到達回転数、加速応答性、潤滑油量及び潤滑方法の到達回転数及び軸受の温度上昇に対する影響などについて鋼製軸受と比較試験を行った結果、以下のことが明らかになった。

- ①同じ駆動エネルギーであれば、組合せセラミック軸受の方が鋼製軸受より到達回転数が高くなること。
- ②組合せセラミック軸受の方が鋼製軸受よりも加速応答性がよく、停止するまでの時間も長くなること。
- ③組合せセラミック軸受の方が鋼製軸受よりも動力損失が少なく、特に 60,000 rpm 以上の高速回転時にそれが顕著になること。
- ④組合せセラミック軸受は鋼製軸受と比較して大幅に潤滑油量を削減できること。
- ⑤同じ駆動エネルギーで潤滑油量を削減すると、到達回転数が高くなること。

上述のように組合せセラミック軸受は、鋼製軸受と比較して動力損失が少なく、さらに潤滑油量を削減できることが分かった。

そこで、これらを組み合わせて、すなわち組合せセラミック軸受、鋼製軸受それぞれに最適な潤滑油量で動力損失を測定すれば、組合せセラミック軸受は軸受内部での油の攪拌抵抗が減少し、さらに動力損失が少なくなる

ことが推測できる。従って、今後は組合せセラミック軸受、鋼製軸受それぞれに最適な潤滑油量を明らかにし、それぞれの動力損失を測定することが必要である。

謝 辞

本論文をまとめるにあたり、東北大学工学部 加藤康司教授に種々のご指導をいただいた。ここに深く謝意を表する。

参考文献

- (1) D. V. Sundberg : SAE Paper, 740241, (1974)
- (2) J. R. Miner, et al : ASLE Preprint No. 80-AM-3 C-3, (1980)
- (3) 荒牧宏敏他 : 日本潤滑学会第 30 期春季研究発表会予稿集, (1986), p. 269
- (4) R. Weigand : Maschine+Werkzeuge, (1987), p. 40
- (5) M. Pasdari : Tribol Frict Lubr Wear 50 Years, (1987), p. 851
- (6) 竹林博明 : 機械設計, 1991 年 2 月号, (1991), p. 49
- (7) 谷本清他 : トライボロジー会議 93 春予稿集, (1993), p. 275
- (8) 安井啓剛他 : ガスタービン学会誌, 16-63, (1988), p. 56
- (9) 吉川雄二他 : ガスタービン学会誌, 15-59, (1987), p. 56
- (10) 伊藤一人他 : ガスタービン学会誌, 17-68, (1990), p. 114
- (11) Takebayashi H. et al : SAE Technical Paper Series, 901629, (1990-9)
- (12) 綿林英一 : 転がり軸受の選び方, 使い方, 日本規格協会 (1976), p. 198

組合せセラミック軸受の高速性能 (第2報)

Performance of Hybrid Ceramic Bearing at High Speed Condition (Part 2)

竹林 博明*¹, 谷本 清*¹
TAKEBAYASHI Hiroaki TANIMOTO Kiyoshi
服部 智哉*¹
HATTORI Tomoya

キーワード: 組合せセラミック軸受, HIP 窒化けい素, トラクシヨンドライブ, 高速回転, 耐焼付性, 潤滑油量, 動力損失
Hybrid Ceramic Bearing, HIP Silicon Nitride, Traction Drive, High Rotational Speed, Seizure Resistance, Amount of Feed Oil, Power Loss

Abstract

Running torque of bearings, temperature rise of the lubricating oil and power loss of the testing system were compared with hybrid ceramic bearings set HIP-Si₃N₄ balls and AISI-M 50 steel ball bearings under the 2 million dN value ($\phi 20 \times 100,000$ rpm). Over 1.4 dN value, hybrid ceramic bearings showed superior performance than M 50 steel ball bearings. If the proper oil filling condition is chosen, hybrid ceramic bearings reduce bearing power loss to about 55% of AISI-M 50 steel ball bearings at 2 million dN value.

1. 緒言

転がり軸受へのセラミックスの応用に関しては、窒化けい素を中心に各方面で進められており^{(1)~(6)}、さまざまな分野で従来の軸受鋼製軸受に代わり実用化が検討されている⁽⁷⁾⁽⁸⁾。

例えば、窒化けい素は軸受鋼に比べて密度が約40%と小さいため、軸受の転動体(玉, ころ)に窒化けい素を適用すると、軸受の回転時に転動体に生じる遠心力が軽減されるため、特に高速回転時に有利となる⁽⁹⁾。さらに、窒化けい素の優れた耐熱性は、軸受の高温下での使用に適しており、また窒化けい素の結合形態(共有結合)から、高速回転時の油膜切れによる耐焼付性向上も期待できる。

これら窒化けい素の特徴に着目して、吉川ら⁽¹⁰⁾は無入機用ジェットエンジンの軸受に組合せセラミック軸受(玉またはころのみ窒化けい素)を適用し、高温(370±5℃)、グリース潤滑で、組合せセラミック軸受が鋼製軸受に比べて長寿命であることを明らかにしている。また、伊藤ら⁽¹¹⁾は、航空機エンジン用補機駆動ギアボックスの19点の軸受をセラミック軸受に置き換え、過回転試験、過負荷試験及び潤滑油遮断試験などを実施した結果、航空機エンジンにセラミック軸受が十分使用できることを述べている。

本論文も同様に窒化けい素の低密度、耐熱性及び結合

形態に着目して、窒化けい素を高温で高速回転するガスタービン用軸受の転動体に应用することを検討したものである。

第1報では、組合せセラミック軸受の高速回転時の特性を明らかにするために、まず組合せセラミック軸受と鋼製軸受の高速回転試験を行い、組合せセラミック軸受の方が高速回転に適していることを明らかにした。次に、高速回転軸受では潤滑油の攪拌抵抗が問題となるので、組合せセラミック軸受と鋼製軸受で潤滑油量の影響を検討した結果、組合せセラミック軸受は鋼製軸受に比べて大幅に潤滑油量を減少させることが可能であることを述べた。

本報では、高速回転時において、組合せセラミック軸受が鋼製軸受に比べて優れた性能を示すことを、軸受部の動力損失を検討することにより明らかにする。軸受部の動力損失は、軸受の回転トルク、潤滑油の温度上昇及び試験機の消費電力の3つの面から検討する。また、第1報にて組合せセラミック軸受は鋼製軸受に比べて大幅に潤滑油量を削減できることを明らかにしたが、本報ではこのことに着目して組合せセラミック軸受と鋼製軸受の潤滑油量削減による焼付限界を検討し、焼付限界における軸受部の動力損失を明らかにする。

2. 試験方法

2.1 試験機

図1に試験機の外観、図2に試験部の構造を示す。

試験機は、制御が容易なインバーター制御のモーター

原稿受付 1997年9月25日

*1 光洋精工(株) 総合技術研究所

〒582-8588 大阪府柏原市国分東条町24-1

を駆動源としており、モーターの回転を、プーリー比による増速及び増速比が6のトラクションドライブ増速機によって、120,000 rpm にまで容易に増速できる。また、トラクションドライブ増速機と軸受試験部とは、クイルシャフトによって接続されており、試験軸受に異常が発生したときにはクイルシャフトが切断され、トラクションドライブ増速機には損傷が及ぼされないようにしている。また、焼付など試験軸受の異常は振動値、軸受外輪温度、排油温度により検知し、異常が認められた際には試験機が即座に停止するようにしている。

本試験機を使用することによって、軸受部の動力損失を以下の3種類の方法で測定できる。

- ①試験軸受のハウジングは回転自由に取り付けられており、このハウジングに取り付けられたトルク測定棒によりトルクを測定し、このトルクから試験軸受の動力損失を求める。この時、トルクには支持軸受のトルクも含まれる。
- ②軸受への給油温度と排油温度との差から軸受部の発熱量を求め、これを動力損失に換算する。この時、潤滑油からの放熱や熱伝導は無視する。
- ③モーターからトラクションドライブ増速機までの消費電力(試験軸受部を接続せずに測定した電力)と試験軸受部を接続したときの消費電力との差から試験軸受の動力損失を求める。

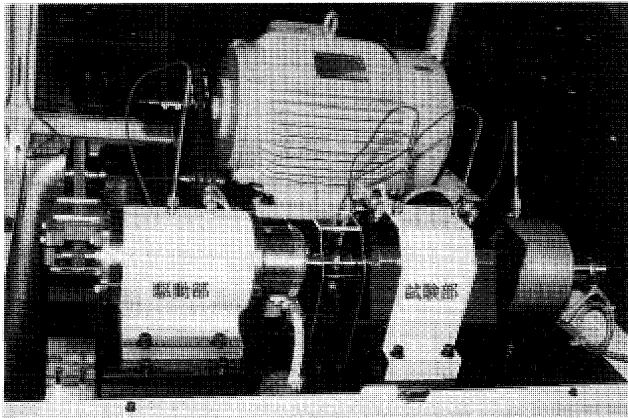


図1 試験機外観

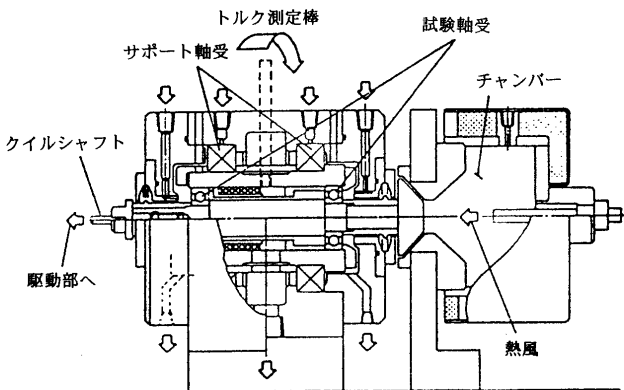


図2 試験部構造

また、本試験機には、試験部の軸端に負荷用円錐板が取り付けられており、圧縮空気によるアキシャル荷重を負荷できるように工夫されている。さらに、円錐板側からヒーターにより軸端加熱することが出来る。ただし、今回の試験ではアキシャル荷重の負荷、ヒーターによる軸端加熱のいずれも実施していない。

試験条件を表1に示す。軸受へのアキシャル荷重はばねによる予圧200 N、回転数は最大100,000 rpm、潤滑油は航空機用ガスタービンによく使用されるASTO#500(エアロシェルタービン油#500)を使用した。また、雰囲気温度は室温である。

2.2 試験軸受

試験軸受の寸法を図3に、構成を表2に示す。試験軸受は内輪2分割の3点接触形で、内外輪が高温用軸受鋼(AISI-M50)で玉が窒化けい素の組合せセラミック軸受と、内外輪、玉ともに高温用軸受鋼(AISI-M50)の鋼製軸受である。試験軸受に使用した玉は、径が1/4”(=φ6.35 mm)で玉数は9個である。なお、組合せセラ

表1 試験条件

項目	条件
アキシャル荷重	200 N
回転数(最大)	100,000 r/min
潤滑油	ASTO#500
雰囲気温度	室温

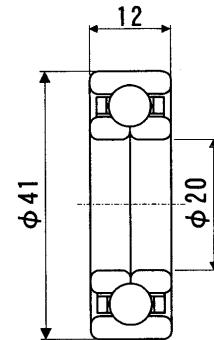


図3 試験軸受の寸法

表2 試験軸受の構成

		組合せセラミック軸受	鋼製軸受
内・外輪		高温用軸受鋼(AISI-M50)	高温用軸受鋼(AISI-M50)
	材質	HIP 窒化けい素	高温用軸受鋼(AISI-M50)
玉	直径	1/4”(6.35mm)	1/4”(6.35mm)
	数	9	9
保持器		ポリアミド樹脂	ポリアミド樹脂

ミック軸受の玉に用いた窒化けい素には、焼結助剤としてアルミナ (Al₂O₃)、イットリア (Y₂O₃) が添加されている。また、いずれも保持器は耐熱樹脂として知られるポリイミド樹脂を使用している。

3. 試験結果と考察

3.1 軸受の回転トルク

図4に組合せセラミック軸受と鋼製軸受との回転トルクを比較したものを示す。鋼製軸受は回転数の増加とともに回転トルクが若干増加しているが、組合せセラミック軸受は40,000 rpm から回転トルクが低下し、80,000 rpm からまた増加している。

低速回転では組合せセラミック軸受の方が大きい回転トルクを示すが、回転数が60,000 rpm を境にしてこれ以上の回転数では組合せセラミック軸受の方が回転トルクが小さくなっている。

3.2 潤滑油の温度上昇

図5は、組合せセラミック軸受と鋼製軸受の潤滑油及び軸受外輪の温度上昇を比較したものである。ここで、潤滑油の温度上昇は、給油温度と排油温度の差によって表示した。

これを見ると、潤滑油の温度上昇、軸受外輪の温度上昇ともに、回転数の増加に伴って上昇していることがわかる。

また、組合せセラミック軸受と鋼製軸受との比較では、潤滑油の温度上昇は40,000 rpm 以上で、軸受外輪の温度上昇は60,000 rpm 以上で組合せセラミック軸受の方が鋼製軸受よりも小さくなっており、高速回転になるにしたがってその差が大きくなっている。

3.3 消費電力の比較

図6は、組合せセラミック軸受と鋼製軸受の消費電力を比較したものである。ここで、1点鎖線は試験部を取

り付けずにトラクションドライブ増速機までを運転したときの消費電力である。また、点線は鋼製軸受を組み込んだ試験部を取り付けて運転したときの消費電力を、実線は組合せセラミック軸受を取り付けて運転したときの消費電力を示している。

これからわかるように、回転数60,000 rpm 以上では組合せセラミック軸受の方が鋼製軸受よりも消費電力が低く、それ以下の回転数ではいずれもほぼ同等の消費電力を示している。また、回転数が80,000 rpm 以上になると消費電力の増加が激しくなっているが、組合せセラミック軸受と鋼製軸受を比較すると組合せセラミック軸受の方が消費電力の増加の傾向がより緩やかであり、回転数が高くなればなるほど鋼製軸受と組合せセラミック軸受との消費電力の差が拡大していくことがわかる。

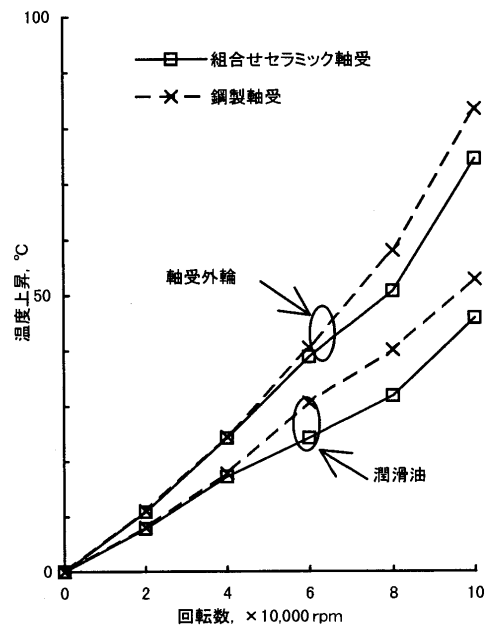


図5 軸受及び潤滑油の温度上昇

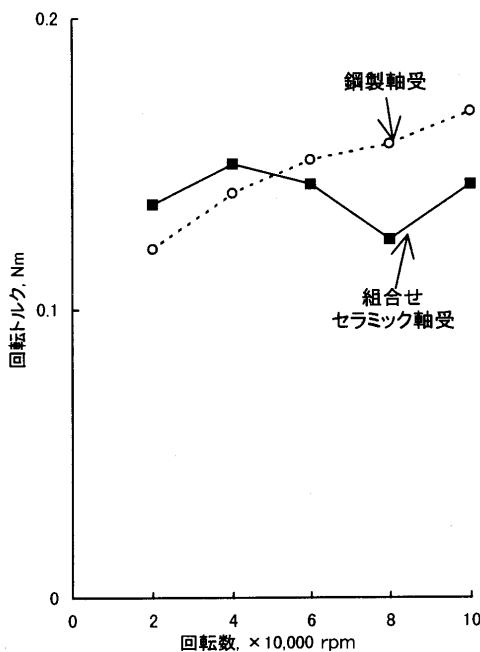


図4 軸受の回転トルク

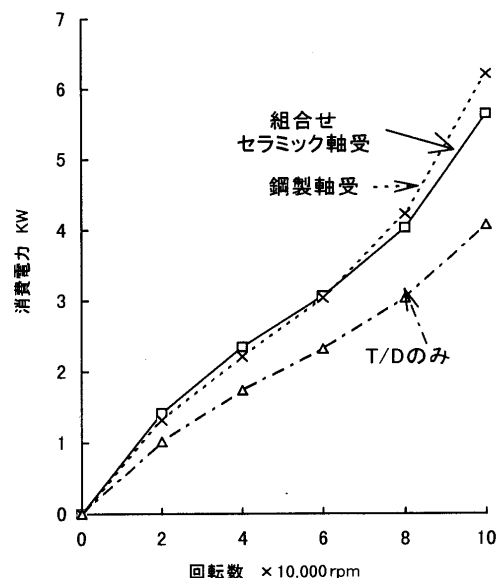


図6 消費電力の比較

3.4 動力損失の比較

図7は、軸受部の回転トルク、潤滑油の温度上昇及び軸受部の消費電力の測定結果から、3通りの動力損失を測定し、比較したものである。動力損失はそれぞれ以下の方法で算出した。

①回転トルクから動力損失を求める方法

測定したトルクを τ [N・m]、回転数を n [rpm]とすると、動力損失 W_r [J/s]は、

$$W_r = \tau \cdot \frac{2\pi n}{60} \quad (1)$$

となる。

②潤滑油の温度上昇から動力損失を求める方法

潤滑油の温度上昇を ΔT [°C]、潤滑油の比熱を C [J/kg・°C]、1秒当りの給油量を a [kg/s]とすれば、動力損失 W_T [J/s]は、

$$W_T = \Delta T \cdot C \cdot a \quad (2)$$

となる。

③消費電力から動力損失を求める方法

これは、試験部を接続したときの消費電力から試験部を接続せずにトラクションドライブ増速機までを運転したときの消費電力を減ずることで求められる。すなわち、試験部を接続したときの消費電力を W_c 、トラクションドライブ増速機までのみを運転したときの消費電力を W_0 とすれば、動力損失 W_L は、

$$W_L = W_c - W_0 \quad (3)$$

となる。

図7からわかるように、3種類の方法で求めた動力損失は組合せセラミック軸受も鋼製軸受もともに近い値を示し、傾向もほぼ一致している。しかし、回転数が80,000 rpm以上になると、3種類いずれの方法から求めた動力

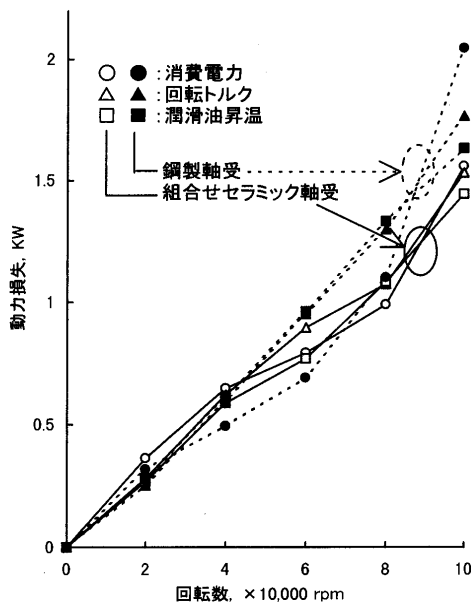


図7 動力損失の比較

損失も組合せセラミック軸受の方が低くなっている。

以上のように3種類のいずれの方法から求めた動力損失も近い値となっていることから、ここで求めた軸受部の動力損失はほぼ正確な値を示していると考えられる。

また、消費電力から求めた動力損失を例にとると、組合せセラミック軸受の動力損失は鋼製軸受に比べて、80,000rpmでは約10%減、100,000rpmでは約30%減となっていることがわかる。従って、高速回転下では組合せセラミック軸受を用いることにより軸受部での動力損失を小さく出来るため、高速回転装置の効率向上が実現できる。

ここまでは潤滑油量を一定の1.0L/minとした場合の動力損失を検討し、高速回転下では組合せセラミック軸受は鋼製軸受と比べて動力損失が小さくなることを明らかにした。一方、第1報での結果から、組合せセラミック軸受は耐焼付性に優れるため、鋼製軸受と比較して大幅に潤滑油量を削減できることが明らかになっている。したがって、組合せセラミック軸受への潤滑油量を削減することで、軸受内部の潤滑油の攪拌抵抗を小さくし、軸受部の動力損失をさらに小さく出来る可能性がある。

そこで、次に潤滑油量を削減したときの動力損失について検討する。

3.5 焼付限界の調査

図8は組合せセラミック軸受と鋼製軸受で潤滑油量を減少させていったときの焼付限界を調査したものである。○印が組合せセラミック軸受、△印が鋼製軸受を示しており、●、▲はそれぞれの焼付を示している。これからわかるように、組合せセラミック軸受の焼付限界は鋼製軸受と比較して、同じ回転数ならばより少ない給油量、同じ給油量ならばより高い回転数となっていることがわかる。これは、鋼製軸受は転動体の密度が大きいため、高

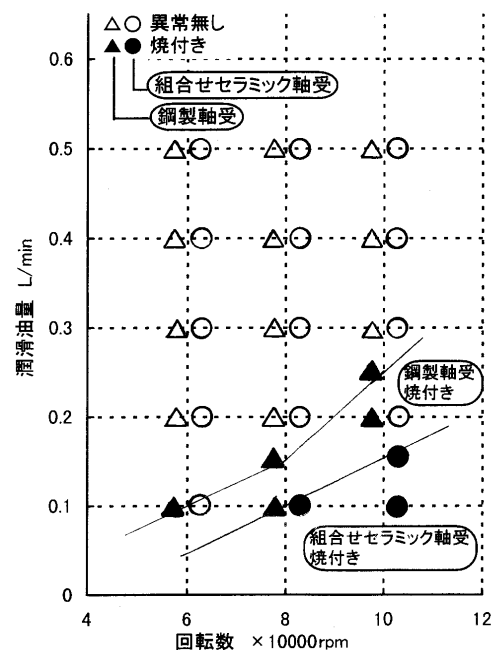


図8 焼付限界の調査

速回転になると転動体に生じる遠心力が大きくなる。この影響により軸受内部の発熱量が大きくなり、潤滑油量を減少させると早期に焼付に至るものと推測できる。

図9に焼付試験後の軸受の外観写真を示す。組合セラミック軸受は、外輪軌道部に若干の摩耗が認められるが、窒化けい素玉には異常は認められない。これに対し、鋼製軸受は内外輪軌道、玉に焼付いた後が認められ、激しく損傷していることがわかる。

3.6 潤滑油量を考慮した軸受の動力損失

表3に、潤滑油量を考慮した場合の軸受の動力損失を示す。80,000 rpmと100,000 rpmの2通りの回転数で、消費電力から求めた組合セラミック軸受と鋼製軸受の動力損失を比較したもので、それぞれの回転数での鋼製軸受の動力損失をそれぞれ1としている。ここでは、それぞれの回転数で焼付を生じる限界の潤滑油量の2倍を最適油量として、この潤滑油量で動力損失を比較してい

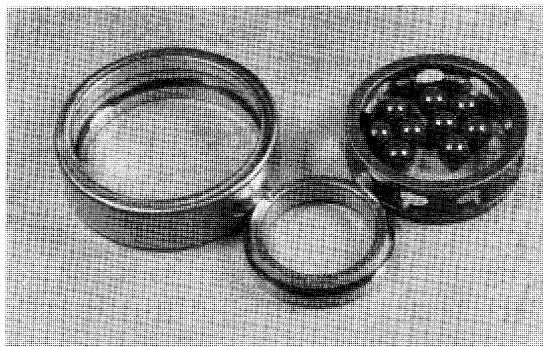
る。例えば、100,000 rpmでは鋼製軸受は0.25 L/minで焼付が発生するので、その2倍の0.5 L/min、組合セラミック軸受は0.15 L/minで焼付が発生するので、その2倍の0.3 L/minにてそれぞれの動力損失を比較した。その結果、表3からわかるように、組合セラミック軸受では鋼製軸受に比べて大幅に潤滑油量を削減できるため、80,000 rpmでは約30%、100,000 rpmでは約55%と、動力損失が削減できる。

一方、組合セラミック軸受、鋼製軸受ともに、潤滑油量が1.0 L/minの場合、組合セラミック軸受は鋼製軸受と比較して80,000 rpmでは約10%、100,000 rpmでは約30%の動力損失削減となっていたことから考えると、組合セラミック軸受を用いて潤滑油量を削減することは、軸受部の動力損失削減に大きく寄与することがわかる。

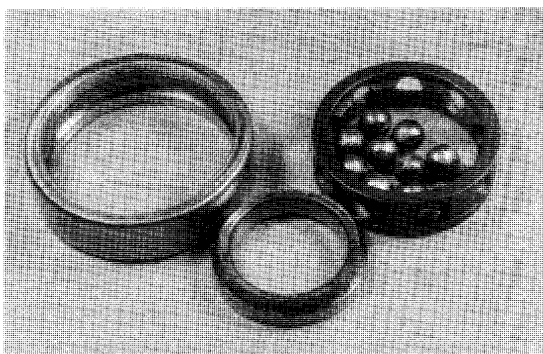
4. 結 言

本報では、組合セラミック軸受の高速性能を明らかにするために、主に軸受部の動力損失について鋼製軸受と比較した。その結果以下のことが明らかになった。

- ①軸受の回転トルク、潤滑油の温度上昇、消費電力の3種類の方法で求めた軸受部の動力損失を比較すると、組合セラミック軸受、鋼製軸受ともにそれぞれの動力損失はほぼ近い値を示し、傾向も一致することから、ここで求めた動力損失はほぼ正確な値を示しているものと考えられる。
- ②また、80,000 rpm以上では3種類の方法から求めた動力損失すべてで組合セラミック軸受は鋼製軸受よりも低い値となる。
- ③同じ回転数では、組合セラミック軸受は鋼製軸受よりも少ない潤滑油量で運転しても焼付を生じにくい。
- ④組合セラミック軸受、鋼製軸受それぞれで最適と考えられる潤滑油量（焼付が発生する潤滑油量の2倍）にて動力損失の比較を行った。その結果、組合セラミック軸受では潤滑油の量を鋼製軸受よりも少なく出来るため、軸受内部での潤滑油の攪拌抵抗が小さくなり、100,000 rpmでは約55%もの動力損失の削減が可能であった。



(a) 組合セラミック軸受 外輪軌道わずかに摩耗



(b) 鋼製軸受 焼付

図9 焼付試験後軸受外観写真

表3 潤滑油量を考慮した動力損失

	焼付き限界油量 (L/min)		動力損失比(鋼製軸受を1とする)			
	80,000rpm	100,000rpm	潤滑油量 : 1.0L/min		潤滑油量 : 焼付き限界油量の2倍	
			80,000rpm	100,000rpm	80,000rpm	100,000rpm
鋼製軸受	0.15	0.25	1	1	1	1
組合セラミック軸受	0.1	0.15	0.9	0.7	0.7	0.45

謝 辞

本論文をまとめるにあたり、東北大学工学部 加藤康
司教授に種々のご指導をいただいた。

ここに深く謝意を表す。

参考文献

- (1) D. V. Sundberg : SAE Paper, 740241, (1974)
- (2) J. R. Miner, et al : ASLE Preprint No. 80-AM-3 C-3, (1980)
- (3) 荒牧宏敏他 : 日本潤滑学会第30期春季研究発表会予稿集,
(1986), p. 269
- (4) R. Weigand : Maschine+Werkzeuge, (1987), p.40
- (5) M. Pasdari : Tribol Frict Lubr Wear 50 Years, (1987), p.851
- (6) 竹林博明 : 機械設計, 1991年2月号, (1991), p. 49
- (7) 谷本清他 : トライボロジー会議93春予稿集, (1993), p. 275
- (8) 安井啓剛他 : ガスタービン学会誌, 16-63, (1988), p. 56
- (9) 吉川雄二他 : ガスタービン学会誌, 15-59, (1987), p. 56
- (10) 伊藤一人他 : ガスタービン学会誌, 17-68, (1990), p. 114
- (11) Takebayashi H. et al : SAE Technical Paper Series, 901629,
(1990-9)
- (12) 綿林英一 : 転がり軸受の選び方, 使い方, 日本規格協会(1976),
p. 198

小型セラミックガスタービンを用いた 自動車用ハイブリッドシステムの研究 (第2報)

Research on Ceramic Gas Turbine/Electric Hybrid System for Automotive Use (Part 2)

伊藤 高根*¹, 呉 英毅*²
 ITOH Takane GO Eiki

キーワード：シリーズ式ハイブリッドエンジン，セラミックガスタービン，都市内路線バス，発電機，バッテリー，駆動モータ，燃費，内部抵抗，充電効率，放電効率
 Series Hybrid Engine, Ceramic Gas Turbine, City Bus, Generator, Battery, Driving Motor, Fuel Economy, Internal Resistance, Charging Efficiency, Discharging Efficiency

Abstract

In order to optimize the series hybrid engine system with a high efficient ceramic gas turbine (CGT) for a city bus, operating points and efficiency of main components of the system (a CGT-engine, a generator, a battery and a driving motor), when the bus was driven on the Japanese 10-15 driving cycle, were calculated and analyzed by using a simulation program. Results predicted that: (1) An efficiency of a driving motor would decrease when it would be operated at low load and low speed conditions. However, their operating points could be improved by introducing multi-stage transmission. The fuel economy would be increased by about 14%, when a 3-speed transmission was introduced. (2) A generator would show rather good efficiency. However, its efficiency would decrease during it would be operated as an assist motor for accelerating or decelerating a CGT-generator rotating system. Fuel economy would not be affected by this low efficiency operating mode because of its very short duration. (3) An internal resistance of a battery would have great effects on charging and discharging efficiency of a battery and also a rate of regenerated energy. If a lead-acid battery would be replaced by an advanced one with an internal resistance of 1/2, fuel economy could be increased by about 18%. (4) A dynamic response of a CGT-generator rotating system would be very much improved by introducing of an assist system which would use a generator as an acceleration-deceleration-assist device. This assist system would make a CGT operate along the optimum static operating line (fuel minimum) even under the 10-15 driving cycle.

1. はじめに

前報^①において、熱効率、排気特性に優れた小型セラミックガスタービンを用いたハイブリッドシステムを取り上げ、都市内路線バスへ適用した場合の走行燃費等を従来のディーゼルエンジン駆動システム、ガスタービン直接駆動システムの場合と比較検討し、シリーズ式ハイブリッドシステムが燃費の面で優れているが、システムの最適化が重要であることを報告した。そこで第2報においては、最もシステム効率の良かったシリーズ式ハイブリッドシステムについて、その主要要素であるエンジ

ン、発電機、モータ、バッテリーが与えられた走行モードで走行した場合、実際にどのように作動しているかを解析し、各要素の利用上の改善の可能性を検討するとともに、システム最適化の方向を検討した。図1にシリーズ式ハイブリッドシステムの構成図を示す。

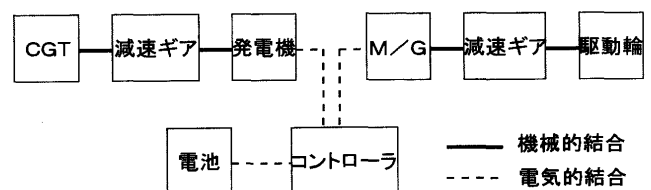


図1 シリーズ式ハイブリッドシステムの構成ブロック図

原稿受付 1997年11月25日

*1 東海大学 工学部
 〒259-1292 神奈川県平塚市北金目1117

*2 東海大学 大学院

2. ベース車両諸元及び解析方法

2.1 ベース車両と主要要素の諸元

実際の路線バス(ディーゼル車)の車両重量を参考にディーゼルエンジンをハイブリッドシステムに載せ変えたとして重量換算を行い基本車の車両重量を新たに見直した。表1に今回の計算に用いたベース車両の主要諸元を示す。

2.2 走行モード

路線バスに対しては統一的に定められた走行モードは存在しないが、前報で述べたように東京都区内のある路線を走行して得られたバス実走行モードと、本来乗用車に定められた10-15モードにおける走行燃費等の計算結果の間には強い相関関係があることが判っているので、各要素の作動状態を調べ最適化するという今回の目的には、要素作動点と時刻毎の走行状態の関係が明確な方が良いため10-15モードを採用した。10-15モードの詳細は省略するが、10モード部分の最高速度は40 km/h、平均速度17.7 km/h、最大加速度0.79 m/s²、最大減速度0.79 m/s²であり、15モード部分のそれは、それぞれ70 km/h、33.9 km/h、0.77 m/s²、0.83 m/s²となっている。

2.3 ベースシステム各要素のモデル化

基本的には前報で述べた方法と同じであるので概要のみにとどめる。

2.3.1 セラミックガスタービン (CGT)

タービン入り口温度をパラメタとし、定格点を基準としたエンジン回転数比に対するエンジン軸出力比及び燃料消費量比を表す静特性性能マップを用いる。前報同様に文献⁽²⁾の設計時のデータを用い、動特性としては発電機を含む回転系の慣性のみを考慮し、エンジン駆動力と発電機負荷によって時々刻々回転数変動するとして、

表1 車両及び駆動系の諸元

項目	単位	ハイブリッドSYS
車両総重量	kg	14459
全面投影面積	m ²	6.125
転がり抵抗係数		0.012
Cd値		0.50
タイヤ有効半径	m	0.5
エンジン形式		CGT
定格出力	kW	113
定格回転数	rpm	10000
モータ形式		PM
定格出力	kW	86.1
最高回転数	rpm	2834
定格回転数	rpm	1063
重量	kg	425
発電機形式		PM
定格出力	kW	50
最高回転数	rpm	10000
定格回転数	rpm	6000
重量	kg	90
電池形式		鉛電池
エネルギー密度	Wh/kg	42
出力密度	W/kg	200
重量	kg	700

回転系に対する運動方程式を立てこれを逐次解いて求めた。図2に出力特性を示す。

2.3.2 発電機及びモータ

永久磁石 (PM) 式の同期機を用いた。発電機もモータも原理的には同一であり、回転数と負荷を与え、その時の作動点の各種損失を計算して作動点効率を求める。全損失は負荷 (電流) に影響されないもの (鉄損、機械損等) と、影響されるもの (銅損等) とにわけて計算し、最後にインバータ損失を加味して求める。即ち、全損失は次式で示すように電機子電流 I に対する2次式で与えられ、それぞれの係数は実験値を考慮して求められる。

$$W_{total} = a_1 I^2 + a_2 I + a_3$$

図3に今回用いた発電機の効率の計算結果を回転数をパラメタとして、負荷率 (= 発電機出力/定格出力) に対して示す。Nm は最高回転数、Nb は定格回転数を示す。

また、モータと駆動軸との間に1速の変速機を用いている。

2.3.3 バッテリ

ユニット電池の定常充電特性及び放電特性の実験値から起電力及び内部抵抗を放電深度 (DOD) の関数とし

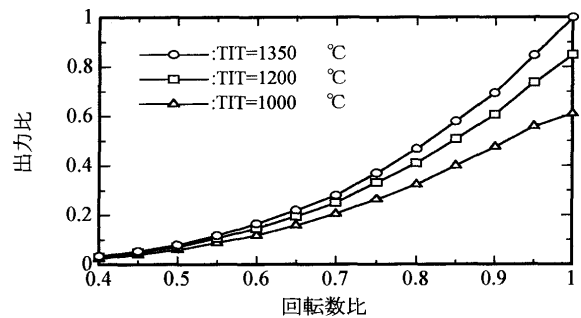


図2 CGTの出力特性

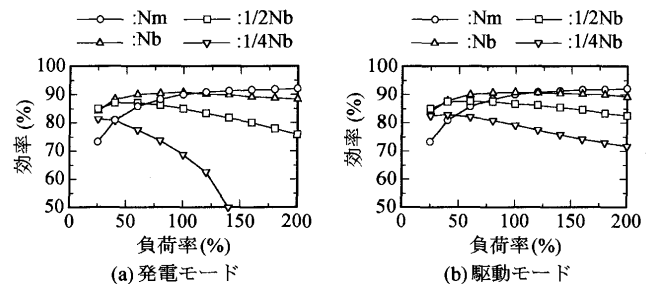


図3 発電機の効率特性

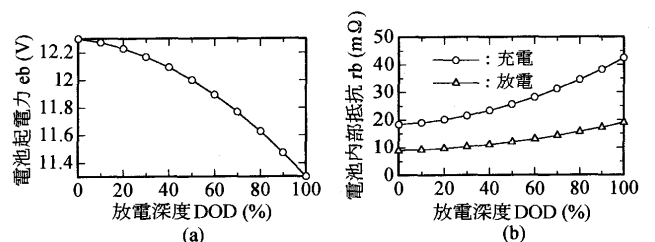


図4 密閉式鉛電池の性能特性

て数式化した。図4にベースシステムで用いた密閉式鉛電池1ユニットの放電時の起電力、内部抵抗を示す。

2.4 システム制御の方法

制御の対象は大きく分けて2つあり、まず1番目はバッテリーの制御である。モード走行の各時点でモータが必要とする電力が決まるが、この必要電力をバッテリーから供給するのか、発電機から供給するのか、また両者から供給するのか、その場合どの程度の比率で供給するのかをその都度決定する必要がある。また、いずれの場合でもバッテリーの容量がフルチャージに近い場合には回生エネルギーがあってもバッテリーに回収できず、折角の機会を逸することになる。要するにバッテリーの残量を見ながら最もシステムとして効率の良い制御法を取る必要がある。今回はモータの必要電力に対してバッテリーからの供給電力を決めるため、間接的に発電機からの供給電力目標値をDODの関数として決定する方法を試み、その関数の影響を調べた。2番目の制御はエンジンの燃料制御である。バッテリー制御により発電機に対する目標発電量が決定され、この電力はガスタービンで発電機を駆動して得られるから、ガスタービンの燃料制御が必要になる。加速時の圧縮機のサージング回避も考慮してエンジン・発電機システムとして最も熱効率の良い作動点で運転するように制御する事が望まれる。前報でも述べた如く、ガスタービンの作動点としてはタービン入り口温度(TIT)をできるだけ高く選んで運転することが望ましい。この場合一般にサージマージンが小さく、ガスタービンは慣性モーメントが大きいため、ゆっくり加速する必要があり、車両として同じ運動性能を得るためには大きめのエンジン容量が必要であると言われている。今回この問題に関連して、大きな加減速を必要とする時のみ、エンジンに直結している発電機の負荷制御を行って加減速を補助する「発電機アシスト」方式を試み、その可能性及びガスタービン運転点への影響を調べた。

2.5 解析方法

まずベース車両システムについて、10-15モードの各1秒毎に必要な駆動力を計算し、これをもとに計算したモータ必要駆動電力(P_{inv})を算出する。この P_{inv} の一部(ゼロの場合を含む)あるいは全部は発電機から供給されるが、残りの必要駆動電力はバッテリーから供給する必要があり、バッテリーからどの程度供給すべきかはその時のバッテリーのDODによって判断すべきである。従って、次にバッテリーを充電するために必要な電力も含め、発電機がその時点で発電すべき出力目標値(P_{ginvs})をDODと P_{inv} の関数として決める。この P_{ginvs} を目標値としてエンジンの燃料制御が行われるが、エンジンは発電機アシスト付きのTIT一定(ほぼ1350℃一定)制御方式に従って運転した。このときの各主要要素の一秒毎の運転点及びトータル燃料流量を計算し、改善の方向を検討した。なお、エンジン回転数はエンジン・発電機系の運動方程式をルンゲ・クッタ法を

用いて解き、また、CGTのアイドル回転数は設計上運転可能な値として定格回転数の35%を選んだ。

3. 結果と考察

以下に、ベースシステム各要素の作動点解析とシステム改善の方向検討について述べる。

3.1 駆動モータ

図5に負荷率(=モータ軸出力/モータ定格出力)を横軸に、各作動点の回転数とその時の効率を示す。負荷率がマイナスの領域は、モーターが発電機として作動し、減速エネルギーが回生されている場合を示す。負荷率がプラスでモータとして作動している場合は、□で示す回転数は(1)から(5)と印した5つのケースに分けられる。(1)は停止状態から車速20, 40, 50 km/hまでの加速の場合を、(2)は20から40 km/hの加速、(3)は40から60 km/hの加速、(4)は50から70 km/hの加速、(5)は停止及び定速走行時の場合で下から車速0, 20, 40, 50, 60及び70 km/hの場合を示している。それぞれのケースに対応するモータ効率は●で示され、それぞれ(a)から(e)のケースに対応する。図から判るように車速40 km/hに対応するモータ回転数約900 rpm以上で作動している場合は負荷率によらずにおおむね90%以上の効率であり特に問題はない。これに対し(1)の作動点に対応する低負荷低回転数域で効率が悪くこの領域の効率改善が必要となる。低負荷の場合、回転数が高いほど効率は良いからモータ直後の減速機変速比の選定で効率の良い作動点に変えられる可能性がある。

同図左側の回生モードの場合はいずれも減速の場合であるが、おおむね3つのケースに分類され、(6)は20及び30 km/hから停止までの減速、(7)は50から40 km/hへの減速、(8)は40から20, 50から40, 70から50, 70から30 km/hへの減速の場合を示している。これらに対応する効率はそれぞれ(f)から(h)に示されている。(7)及び(8)に対応する部分はさておき、(6)に対応する部分の効率が悪い。この場合も減速時に変速比を適当に選ぶことにより良い作動点に移せる可能性がある。

そこで、3速の変速機に変更し、負荷に応じて変速比を選定できるようにした。図5の低負荷低回転数域で効率が悪かった(1), (2), (6), (8)の作動点についての結果を

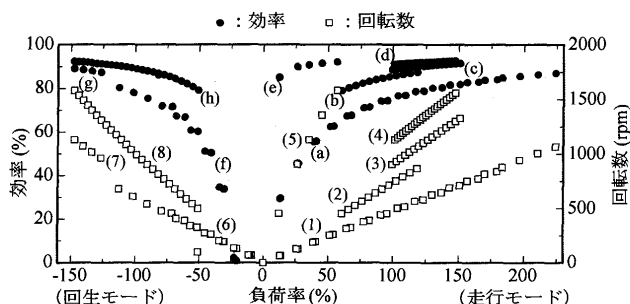


図5 10-15モード走行におけるモータの作動特性 (1段の変速ギヤ)

図6に示す。それぞれの作動点は図6の(1'), (2'), (6'), (8')に、作動点効率は(a), (b), (f), (h)からそれぞれ(a'), (b'), (f), (h')に移り、その結果走行燃費は変更前と比べると、約13.6%向上した。

また、今回用いたモータについては、設計上の最高効率が約90%であるため、モータとしてはかなり効率の良い所を使っていることがわかった。

3.2 発電機

図7に各作動点における負荷率(=発電機出力/発電機定格出力)と回転数及び効率の関係を示す。負荷率がプラスの領域は通常発電機として作動している領域であり、マイナス領域はモータとして作動した領域を示す。発電機としての作動領域において、同一回転数に対して負荷率がある幅で分布しているが、これはエンジン・発電機回転系の回転数制御においてエンジンの燃料制御の他に、発電機の負荷の増減を制御する「発電機アシスト」を導入しているため、分布の幅の右端は減速をアシストするために負荷をきつくした場合に相当し、発電機により減速エネルギーが回収される。左端は加速のアシストのため通常より負荷を軽くした場合に相当する。効率は負荷率が25%以下の領域で悪化しているが、それ以上では特に問題はない。効率が悪い低負荷領域は、主に車両減速時に発生する。この領域では、本来は目標発電電力は0として、エンジン回転数をアイドルに落とし、効率の悪い領域は使用しないようにしているが、エンジンの慣性モーメントが大きいため、短時間ではエンジンの回転数をアイドルまで落とすことができない。そこで、減速を補助するため、「発電機アシスト」機能を

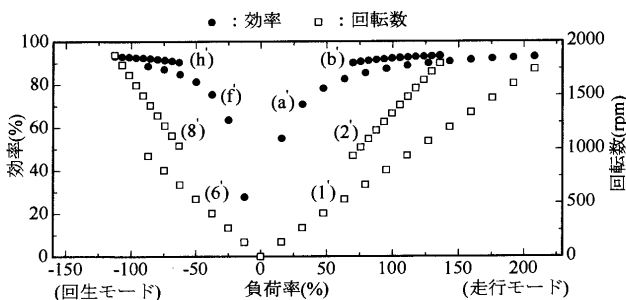


図6 10-15モード走行におけるモータの作動特性 (3段の変速ギヤ)

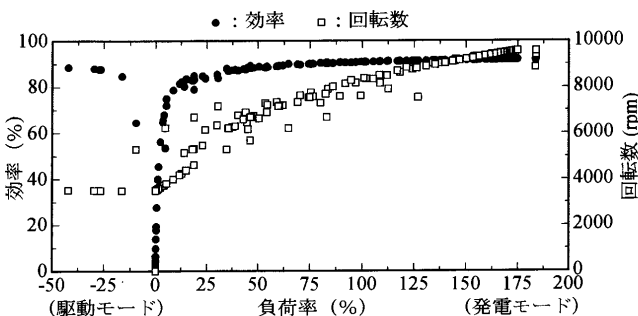


図7 10-15モード走行における発電機の作動特性

働かせて、発電機の負荷を多少余計にかける必要が生じ、その結果、これら低負荷領域で効率の悪い作動点が発生している。

負荷率がマイナスでモータとして作動する領域では、効率は概ね90%弱であるが、負荷率10%辺りの効率は64%と悪い。この点は10モードの内40から20 km/hへ減速し直ぐまた40 km/hへ加速するときの「発電機アシスト」作動時である。発電機アシストの発生は極めて短時間に起こるから、この間の効率を正しく定義する事は困難であり、実際は1秒毎のアウトプットではこの現象は把握できない。発電機/モータいずれの場合であっても発電機アシストとして働く場合効率の悪い作動点が発生するが、時間的には短いからこの間の効率悪化は全体のモード燃費にはほとんど影響無いと判断される。

3.3 バッテリー

バッテリーの放電及び充電時の効率は損失が内部抵抗における発熱量で決まるので、概ね電流で決まる。ここで、バッテリーの起電力、電流及び内部抵抗をそれぞれ E (V), I (A), R (Ω) とすると、バッテリーの放電及び充電の効率は次式で表わされる。

$$\text{放電効率} = (E - R \times I) / E \quad \text{充電効率} = E / (E + R \times I)$$

図8に放電、充電効率を示す。電流がプラスの領域は放電、マイナスの領域は充電を表す。放電効率が80%以下となるのは停止状態から40 km/h, 50 km/hへの加速、また15モードの40 km/h, 60 km/hから、それぞれ60 km/h, 70 km/hへの加速の場合であった。充電の場合は、発電機からの充電、減速エネルギーの再生時にモータが発電機として働き充電する場合、及び両者が同時に起こる場合がある。充電時の効率は80%以上であり、充電電流の最大値は約117 Aとなっているが、これは、本来もっと大きい電流が流れる場合であっても、そのまま全電流をバッテリーに流すと充電時の電圧制限条件(今回は充電時許容電圧をバッテリー定格電圧の125%以下とした)を越えるため一部の電流のみしか流さないようにしているためである。電圧制限によってリジェクトされた電力及びモータによる損失は10-15モード全体で0.734 kWhであり、これは再生可能仕事の30.5%に当り、本来はこの損失も実質的に充電効率に加えて考

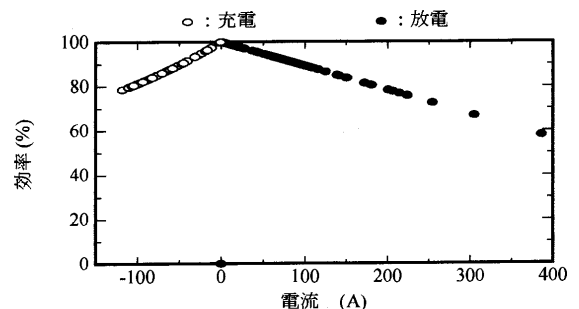


図8 10-15モードにおけるバッテリーの作動特性

慮すべきものである。従って回生時の充電効率、許容電圧の取り方にも大きく影響され、使用するバッテリーの種類によって寿命との関連で決定されるべきものと思われる。前報でも述べたように、回生可能エネルギーをいかに効率よく回収するかは、ハイブリッド機関の走行燃費に大きく影響する。

以上の検討の結果、主要要素の内バッテリーの性能は回生率 (= 実際にバッテリーに回生されたエネルギー/モード走行中の回生可能な全運動エネルギー) にも影響し、ハイブリッドシステムの走行燃費に大きく影響すると思われるため、以下のパラメータについて、その影響を調べた。

3.3.1 バッテリー容量の影響

図9にバッテリー容量の変化に対する走行燃費、電池充放電効率及び回生率の向上率を示す。図に示すようにバッテリー容量を2300 Ahから3000 Ahまで30%増やしたところ、車両重量が増大するにもかかわらず、燃費は17.2%向上することが判った。その理由はバッテリーの容量の増加によって、電池の内部抵抗が減少し、電池の充放電効率と回生率が向上したためである。

そこで、次に内部抵抗のみの影響を調べた。

3.3.2 内部抵抗の影響

図10にベースの値を1とし内部抵抗の値を相対的に減らした場合の燃費、電池充放電効率及び回生率の向上率を示す。図において、内部抵抗を1/10までに減らすと、充放電効率はそれぞれ10%以上向上するとともに充電時にリジェクトされる電力が減少したため、走行燃費が35.5%向上することが判った。

なお、現在開発中のリチウムイオン電池の場合、同容

量の組電池の内部抵抗は密閉式鉛電池の約1/2であり、それを本システムに導入すれば、走行燃費は約18%向上することになる。

また、エネルギー密度についても検討したが、車両重量の増減と同じ効果であり、車両重量の重い路線バスの場合にはエネルギー密度を約2.5倍にした場合でも、燃費の向上率は6.55%であった。

3.3.3 バッテリー制御パラメータの影響

10-15モード走行中のバッテリーのDODの値を調べたところ、基準容量のバッテリーの場合にはほぼ初期設定値の50%に近くほとんど変化しない事が判った。従って、2.5において説明した発電機の出力目標値 (Pginvs) を求める関数のうち実質的に影響するパラメータはco2 (モータからの要求電力に対する発電機出力目標値の比) のみであることが判ったので、この値を70%から90%まで変更してその影響を調べた。図11に走行燃費、発電機効率、発電有効率 (1 - (バッテリーでの損失電力量/発電機発電量)) の向上率を示す。co2を90%まで大きくすると走行燃費が46.6%改善されることがわかった。これは、co2が大きくなると発電負荷が増大し、CGTおよび発電機の作動点が高効率側に移動するとともに、バッテリーからの放電電流が減少するためバッテリーでの損失が減少し、発電有効率が高くなるためである。このことは、さらにエンジン/発電機系を小容量化し負荷率を高める使い方が有利なことを示唆している。

3.4 CGT エンジン

図12に各作動点におけるCGT回転数と軸出力の関係を示す。エンジンの軸出力、効率及び燃料流量と回転

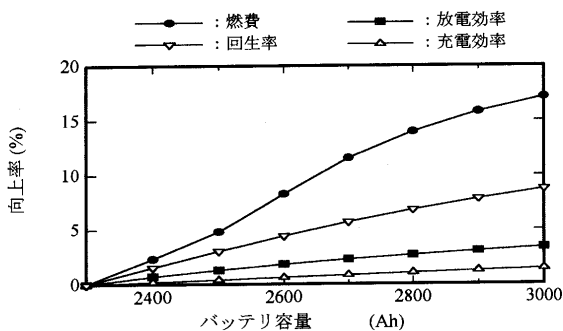


図9 10-15モードにおけるバッテリー容量変化の影響

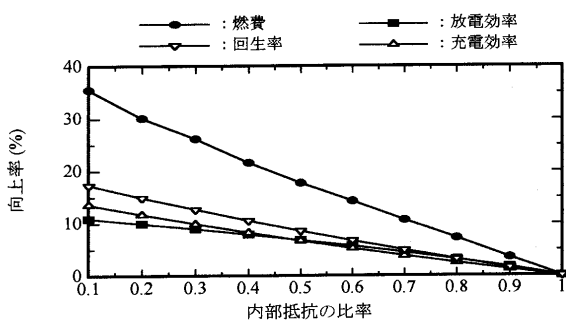


図10 10-15モードにおける内部抵抗変化の影響

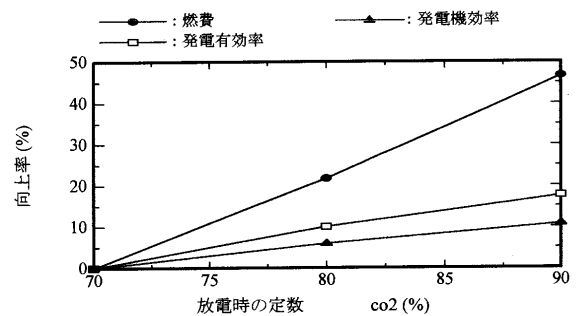


図11 10-15モードにおけるバッテリー制御パラメータの影響

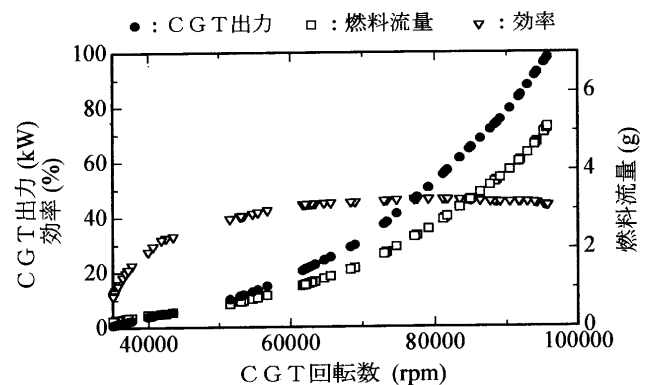


図12 10-15モードにおけるCGTの作動特性

数との関係は10-15モード走行における急加減速においても、前述したエンジンの静特性マップとほぼ同じであることがわかった。すなわち、10-15モード走行時において、アイドル回転数からの加速、40から20 km/hまで減速し直ぐまた40 km/hへの加速及び50から40 km/hまで減速し、定速の40 km/hに移る時など、エンジン回転数が35000から65000 rpmに、または53000から73000 rpmに急加速する必要があるが、「発電機アシスト」制御の導入によって、エンジンはほぼ定常状態と同じくタービン入口温度一定の運転線をたどり加減速可能であることが確認できた。このことにより、ガスタービンだからと言って、レシプロエンジンに比べ、容量の大きなエンジンを搭載する必要は無く、むしろ、発電機アシスト方式を用いることにより、最良燃費点を通るような運転が可能であり、CGTの高効率、良好な排気特性、高速回転のメリットを十分生かせるシステムを実現することは可能である。

4. まとめ

CGTを用いた都市バス用シリーズ式ハイブリッドシステムの最適化を目標に、その主要要素であるエンジン(CGT)、発電機、モータ、バッテリーが10-15モードで走行した場合、実際にどのように作動しているのかを解析した。その結果、次のことがわかった。

- (1) 駆動モータは、停車状態から加速する場合の低負荷低回転の領域(900 rpm以下)では効率が悪く、この領域の使用を避け効率を改善するには変速機の採用が

効果的で、3速程度の変速ギヤを用いることにより、走行燃費は約14%向上する。

- (2) 発電機は、負荷率が30%以上では90%以上の良好な発電効率が得られるが、車両減速時にエンジンの減速を補助するための「発電機アシスト」機能の作動時は、低負荷領域を使用するため効率が悪化する。しかしながらアシスト機能の作動時間はきわめて短時間のため、全体のモード走行燃費にはほとんど影響がないと判断される。
- (3) バッテリーの内部抵抗は充放電効率及び回生効率に大きな影響を及ぼし、内部抵抗の低減は燃費向上に大きな効果がある。内部抵抗を1/2にすれば走行燃費は18%程度改善される。エネルギー密度の改善は車両重量が重いバスではそれほど大きな効果は期待できない。
- (4) シリーズ式では、モータの要求する駆動電力は、バッテリーを介さずにできるだけ発電機から直接供給するシステムが効果的である。
- (5) 慣性モーメントが大きいガスタービンであっても、「発電機アシスト」制御方式を取り入れることにより、ほぼ最良燃費の定常運転線にそった運転が可能であることが確認された。

参考文献

- (1) 伊藤高根, 石谷久, 住江新, 伊藤卓爾, 半田統敏, 蓮池宏, 日本ガスタービン学会誌, 23-92 (1996-3), pp.27-32
- (2) 自動車用セラミックガスタービン技術開発報告書(PEC-91 C 01), 1992, p.214, (財)石油産業活性化センター

モノエタノールアミン水溶液を用いた充てん塔式 CO₂分離装置を持つガスタービンの性能

Performance Analysis of Gas Turbine with Packed Column CO₂ Separator Using Aqueous Monoethanolamine Solution

井亀 優^{*1},
IKAME Masaru

菅 進^{*1}
KAN Susumu

平岡 克英^{*1},
HIRAOKA Katsuhide

熊倉 孝尚^{*1}
KUMAKURA Takanao

キーワード: CO₂回収, 化学吸収, モノエタノールアミン, 充てん塔, ガスタービン, コンバインドサイクル

CO₂ Recovery, Chemical Absorption, Monoethanolamine, Packed Column, Gas Turbine, Combined Cycle

Abstract

With regard to CO₂ recovery from exhaust gas of combustion engines, a systems analysis is performed for gas turbine engine systems with a packed column CO₂ separator using aqueous monoethanolamine solution. A CO₂ mass transfer calculation model verified on the basis of experiments for a packed column CO₂ absorber and stripper is used. Performances of the gas turbine engine systems are evaluated in terms of net output power, CO₂ recovery ratios, and volume of the packed columns for absorber and stripper. Primary results are: high recovery ratio of CO₂ is obtained by utilizing rejected heat; flow rate ratio of gas to liquid of the stripper to that of the absorber has a primary effect on the performance; exhaust gas recycle is effective to reduce volume of the packed columns.

1. まえがき

大気中のCO₂濃度は年々上昇し, これによる地球温暖化が危惧される中で, CO₂の主要な排出源である熱機関の分野においても, 熱効率の大幅な改善と共に, 経済的に見合うCO₂回収技術とその再利用技術への要求が高まっている。

化学工業の分野では, 種々の吸収液を用いた化学吸収式のCO₂分離装置が, ガス精製等の目的で工業的に用いられている。各種吸収液の中で, モノエタノールアミン(MEA)水溶液は, 比較的低濃度のCO₂を吸収することが可能であり, 吸収液からCO₂を放散させる吸収液の再生が, 130℃程度のスチームストリッピングにより容易に実現できるため, 熱機関の排気中のCO₂回収に適していると考えられる。吸収液の再生には, 反応熱としてCO₂1モル当たり約80kJが必要であり, さらにスチームストリッピング用の水蒸気も必要とするため, 多量の熱を必要とする。しかし, 必要な温度は比較的低く, 熱機関の排熱を有効に利用することが可能であり,

熱効率あるいは熱利用率を大幅に低下させることなくCO₂を回収できる可能性がある。

本報告では, MEA水溶液を吸収液とする充てん塔式のCO₂分離装置を取り付けたガスタービンシステムについて, CO₂回収がシステム総出力に与える影響, 及びCO₂回収装置の体積をCO₂移動計算モデルを用いて検討した結果を報告する。

記号

C : 比熱 [kJ/(kg·K)]
 C_{MEA} : MEA濃度 [mol/m³]
 G : 気相空塔モル速度 [mol/(m²·s)]
 L : 液相空塔質量速度 [kg/(m²·s)]
 m : モル流量 [mol/s]
 P_n : システム総出力 [kW]
 p : CO₂分圧 [kPa]
 p_{eq} : CO₂平衡分圧 [kPa]
 p_{tot} : 全圧 [kPa]
 S : 充てん層断面積 [m²]
 t : 温度 [℃]
 y : CO₂モル分率 [-]
 V_{col} : 充てん層総体積 [m³]

原稿受付 1998年2月2日

*1 運輸省 船舶技術研究所

〒181-0004 東京都三鷹市新川6-38-1

α_R : CO₂ 回収率 [-]
 ϕ : ローディング係数 [-]
 ρ : 密度 [kg/m³]

添字

- A: 吸収塔
- B: 塔底
- EX: 排気ガス
- h: 最高値
- L: 液相
- l: 最低値
- S: 再生塔
- T: 塔頂

2. CO₂ 回収ガスタービンシステムの概要と計算方法

2.1 CO₂ 回収ガスタービンシステムの概要

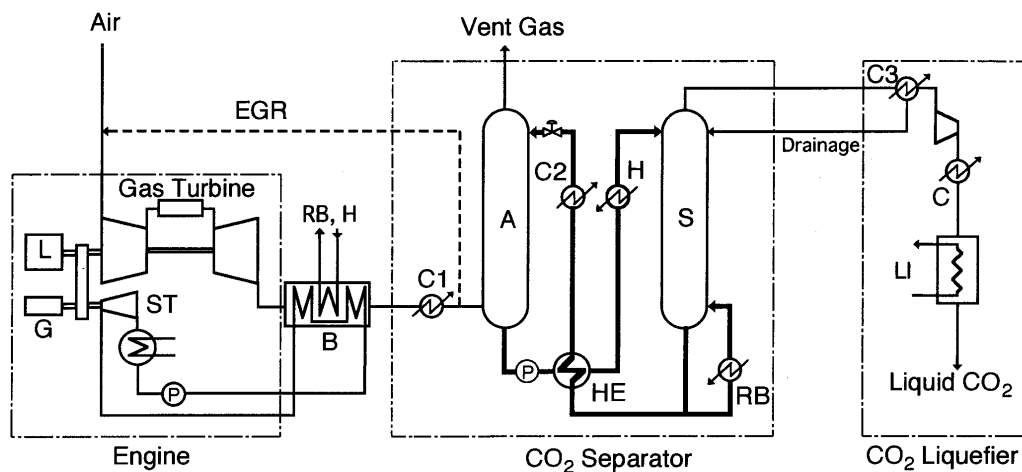
CO₂ 回収装置を取り付けたガスタービンの概要を図1に示す。本システムは、ガスタービンの排熱を有効に利用するため、蒸気タービンとのコンバインドサイクルを構成するものとする。CO₂ 回収装置は、CO₂ 分離装置とCO₂ 液化装置から構成される。CO₂ 分離装置は、吸収塔Aと再生塔Sからなり、それぞれ気体と液体が向流で接触する充てん塔式の装置とする。

蒸気タービンで使用する蒸気とCO₂ 回収装置に必要な蒸気は、排熱回収ボイラBで発生させる。排熱回収ボイラの下流には排気ガス冷却器C1を設置し、排気ガス温度を吸収塔の入口温度まで下げる。ガスタービンは、他の熱機関に比べて空気過剰率が大きいので、単位出力当たりの排気ガス流量が多く、排気ガス中のCO₂ 濃度も3~4% vと低いので、大きな吸収塔を必要とする。

このため、排気ガス流量を減らし、吸収塔入口のCO₂ 濃度を高めることをねらって排気ガス再循環 (EGR) サイクルも検討した。排気ガス再循環の経路を図中に点線で示す。ガスタービンサイクルでは、高温の排気ガスを圧縮機入口に戻すと圧縮動力が大幅に増大するため、EGR は一般的には実現性は無い。しかし、本システムでは排気ガス温度を常温近くまで下げるので、EGR が適用可能になる。

CO₂ 分離装置では、MEA 水溶液が、吸収塔と再生塔の間を循環し、吸収塔で排気ガス中のCO₂ を吸収し、再生塔で水蒸気中にCO₂ を放散する。吸収塔と再生塔の出口の吸収液温度は、それぞれおよそ40~60℃、130~140℃であり、それらの間には100℃近い温度差がある。そこで、熱交換器HEで、吸収塔からの低温の吸収液と再生塔からの高温の吸収液の間で熱交換を行い、さらに吸収塔入口側には吸収液冷却器C2を、再生塔入口側には吸収液加熱器Hを設置する。再生塔の中で吸収液中のCO₂ は水蒸気中に放散され、CO₂ と水蒸気の混合ガスとなって再生塔塔頂から流出し、水蒸気凝縮器C3に入り、ここで水蒸気が除去される。分離されたCO₂ は液化されてタンクに貯められる。リボイラRBは再生塔で必要なスチームストリッピング用の水蒸気を発生する。この水蒸気の一部は塔内で凝縮し、CO₂ 放散の吸熱反応熱に相当する凝縮潜熱を放出する。リボイラと吸収液加熱器に必要な熱は、排熱回収ボイラBが発生する水蒸気の一部により供給する。

CO₂ 液化装置、吸収液循環ポンプ等の補機は電動機で駆動され、その電力は出力軸に直結された発電機Gによって供給される。



- | | |
|--------------------------|--------------------------------|
| A : Absorber | L : Load |
| B : Heat Recovery Boiler | LI : CO ₂ Liquefier |
| C, C1, C2, C3 : Cooler | P : Pump |
| G : Generator | RB : Reboiler |
| H : Heater | S : Stripper |
| HE : Heat Exchanger | ST : Steam Turbine |

図1 CO₂ 回収ガスタービンシステムの概要

2.2 計算方法及び計算条件

2.2.1 CO₂ 回収ガスタービンシステムの計算方法

吸収塔における排気ガスから吸収液への CO₂ の吸収、及び再生塔における吸収液から水蒸気への CO₂ の放散は、それぞれ CO₂ 移動計算モデルをたててプログラム化し、設計条件を与えることにより、所要の充てん層高さが必要熱量を計算できるようにした⁽¹⁾。充てん層内の化学反応を伴う気液間の物質移動については、Onda 等⁽²⁾が吸収について、Weiland 等⁽³⁾が放散について、それぞれ報告している。本研究で用いた充てん層内での CO₂ 移動計算モデルは、これらの報告を参考にして作成したものである。

本 CO₂ 移動計算モデルは、次に示す仮定に基づいて作られている。

- 1) 気液界面に沿う液側とガス側の境膜を通じて、CO₂ が定常的に拡散する。
- 2) 気液界面では、CO₂ の溶解平衡が成立する。
- 3) CO₂ と MEA は、液側境膜内において、吸収時には不可逆非瞬間二次反応により、また再生時には可逆瞬間反応により反応する。
- 4) 気相及び液相は定常的な押し出し流れとする。

充てん層の微小高さに付いて、気相及び液相本体の CO₂ 濃度が与えられると、仮定 1) ~ 4) に基づいて、相間にわたる CO₂ の移動速度の連続性を適用し、繰り返し計算により、CO₂ 移動速度を気液界面の CO₂ 濃度と共に求めることができる。ここで気液界面の CO₂ 濃度は、仮定 2) によりヘンリー則に基づいて関係づけられる。この過程を全塔高にわたって行うことにより、CO₂ の吸収及び放散速度を求めることができる。ここで、計算に必要な気相と液相の物質移動係数及び気液有効界面積は、装置の特性、気液の流動状態及び気液の物性により実験的に与えられる。さらに化学反応を伴う液相物質移動係数は、仮定 3) から与えられる反応係数の解析解と物理的な液相物質移動係数の積として与えられる。

この CO₂ 移動計算モデルの有効性は、実験との比較により検証した。実験は、内径 54 mm、高さ 800 mm の管に称呼寸法 6 mm の磁器製ラシヒリングを詰めた吸収塔と再生塔について行った。検証結果の一例を図 2 に示す。この図は、MEA 水溶液から 1 モルの CO₂ を放散させるのに必要なエネルギーの種々の条件下での実験値と計算値を比較したものである。図に示すように、計算値と実験値は 30% 以内の差で良く一致した。

CO₂ 分離装置の計算に当たっては、パラメータとして、充てん物の形状、材質及び称呼寸法、吸収塔における気相空塔モル速度 G_A と液相空塔質量速度 L_A 、再生塔における気相空塔モル速度 G_S 、液相空塔質量速度 L_S 及び再生温度 t_S 、そして吸収液の MEA 濃度 C_{MEA} とローディング係数の最高値 ϕ_h を考える。ここで、気相空塔モル速度 G 及び液相空塔質量速度 L は、それぞれ充てん層単位断面積当たりのモル流量、質量流量とする。気

相と液相の間の CO₂ と水蒸気の移動により、 G_A 、 L_A 、 G_S 及び L_S は、各塔の入口と出口で変わるので、本報告では入口の値で代表する。吸収塔と再生塔の充てん層断面積をそれぞれ S_A 、 S_S とすれば、排気ガス総流量 = $G_A S_A$ 、吸収液総循環流量 = $L_A S_A = L_S S_S$ 及び再生塔蒸気総流量 = $G_S S_S$ の関係から、 $(G_S / L_S) / (G_A / L_A) = (\text{再生塔蒸気総流量} / \text{排気ガス総流量})$ の関係がある。ローディング係数 ϕ は、吸収液中の CO₂ の MEA に対するモル比を表す。化学量論的に 1 モルの CO₂ と 2 モルの MEA が反応するので、この値が 0.5 になったとき吸収液中の MEA が全て CO₂ と反応したことを表す。ローディング係数は吸収塔出口と再生塔入口で最高値 ϕ_h となる。

次に、CO₂ 移動計算モデルを用いた CO₂ 回収ガスタービンシステムの性能の計算手順を述べる。計算条件として、使用する充てん物の形状、材質及び称呼寸法、吸収液の MEA 濃度とローディング係数の最高値、吸収液と排気ガスの吸収塔入口温度と再生温度を与える。さらに、ガスタービンの出力、熱効率、比出力及び目的とする CO₂ 回収率を与える。ここで、比出力は単位排気ガス総流量当たりの出力とし、CO₂ 回収率 α_R は回収された CO₂ のエンジンが発生する CO₂ に対するモル流量比である。

これらの計算条件の下で、まず処理すべき排気ガスの総流量と CO₂ 濃度を、ガスタービンの出力、熱効率及び比出力から求める。次に、吸収塔と再生塔の気相空塔モル速度と液相空塔質量速度を設定し、充てん層高さを未知数として吸収塔と再生塔の入口、出口における吸収液の状態が所定の CO₂ 回収率に相当する値に一致するまで前述の CO₂ 移動計算モデルを用いて繰り返し計算を行い、所定の CO₂ 回収率を与える充てん層高さを求める。CO₂ 回収に必要な熱量は、排気ガス総流量、吸収塔と再生塔の気相空塔モル速度、液相空塔質量速度及び吸収液加熱器入口温度から求める。蒸気タービンの出力

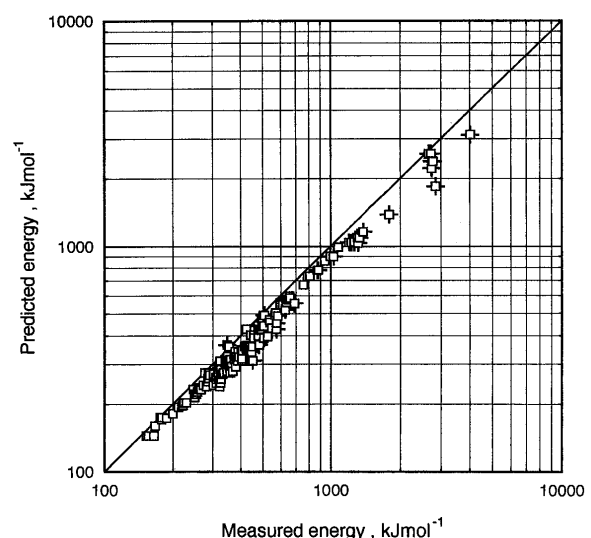


図 2 CO₂ 分離に必要なエネルギーの実験値と計算値の比較

は、ランキンサイクルを基本として、水と蒸気の実用国際状態式⁽⁴⁾を用いて計算する。蒸気タービンのサイクル計算の中で、初圧力、初温度及び蒸気流量は、排熱回収ボイラの温度条件の範囲内で、蒸気タービン出力が最大になるように選んだ。蒸気タービンの水蒸気流量の計算では、CO₂ 回収装置に送る水蒸気を発生するのに必要な排気ガスの温度範囲を除く温度範囲で排気ガスが保有する熱を利用できるものとし、飽和温度、ピンチ条件も考慮して、発生できる最大の水蒸気流量を求める。

最後に分離された CO₂ の流量に基づいて CO₂ 液化装置の消費動力を計算する。

本報告では、ガスタービン出力と蒸気タービン出力の和から補助発電機動力を差し引いたものをシステム総出力 P_n とし、吸収塔と再生塔の充てん層の体積の和を充てん層総体積 V_{col} とし、これらに及ぼす種々のパラメータの影響を調べた。

2.2.2 CO₂ 回収ガスタービンシステムの計算条件

ガスタービン本体は、出力 10,000 kW、熱効率 35%、排気温度 530℃ のものを想定する。比出力は 9.0 kW/(mol/s) とし、この値は排気ガス再循環を行う場合も変わらないとする。本ガスタービンシステムはメタノールを燃料とし、回収した CO₂ はメタノール合成原料として再利用されることを想定している。メタノールは完全燃焼すると仮定する。排気ガス再循環を行わない場合、吸収塔入口の排気ガス総流量は 1,100 mol/s、CO₂ 濃度は 4.1% v となる。

排熱回収ボイラで発生する蒸気は、CO₂ 回収装置に必要な熱を供給すると共に、蒸気タービンを駆動する。ここで検討する蒸気タービンは小出力であり、その効率には出力の大きさと初圧力の影響が大きいので、これらの影響を考慮した式⁽⁵⁾によりタービン効率を求めた。タービン出口蒸気の乾き度は 0.9 と仮定した。CO₂ 回収を行わない場合、発生蒸気はすべて蒸気タービンで使用され、本システムは通常のコンプラインドサイクルとなる。この場合、システム総出力は 14,200 kW、低位発熱量基準の熱効率は約 50% になる。

排気ガスと吸収液の吸収塔入口温度は 40℃ とし、吸収液の再生塔入口温度は再生温度に等しいとし、塔壁を通しての放熱損失は無視する。分離された CO₂ は、

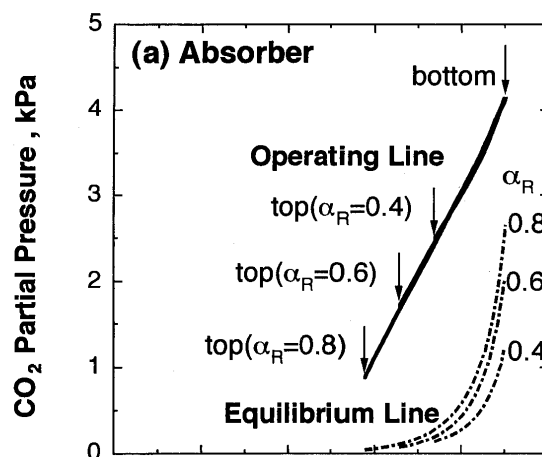
-18℃ での飽和状態（飽和圧力 2.08 MPa）まで加圧・冷却して液化する。これに必要な動力は、CO₂ 圧縮機の効率を 80%、CO₂ 液化装置の成績係数を 3.5 と仮定して計算した。各種熱交換器のピンチポイントまたは高温流体と低温流体の最小温度差は 8℃ とした。ポンプ効率と補機駆動用電動機及び発電機の効率は 90% とした。

CO₂ 分離装置の計算パラメータを表 1 に示す。*付きの数値は本計算の基準条件を表し、本計算では、一つのパラメータ値を変える場合、他のパラメータ値は*付の数値に固定した。本報告では充てん物は磁器製ラシヒリングとする。

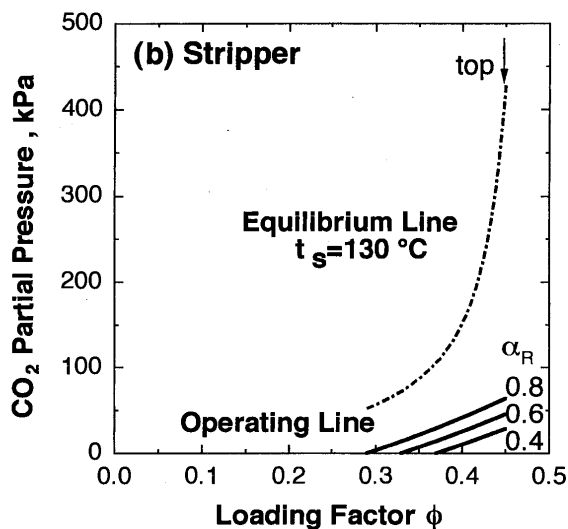
3. 計算結果

3.1 吸収塔と再生塔内の CO₂ 分圧の変化

吸収塔と再生塔について、気相の CO₂ 分圧 p とそれに接する液相のローディング係数 ϕ の関係（操作線と呼ばれる）、及び液相のローディング係数と CO₂ 平衡分圧 p_{eq} の関係（平衡線と呼ばれる）をそれぞれ図 3(a)、図 3(b) に示す。この例は、排気ガス再循環を行わないと



(a) 吸収塔の CO₂ 分圧変化



(b) 再生塔の CO₂ 分圧変化

図 3 吸収塔及び再生塔の CO₂ 分圧変化

表 1 CO₂ 分離装置の計算パラメータ

充てん物 ² 称呼寸法	[mm]	6*	12	25	
吸収液	MEA濃度, C_{MEA}	[molm ⁻³]	1000	3000*	5000
	最高ローディング係数, ϕ_h	[-]	0.35	0.40	0.45*
吸収塔	気相空塔モル速度, G_A	[molm ⁻² s ⁻¹]	30*	40	50
	液相空塔質量速度, L_A	[kgm ⁻² s ⁻¹]	1.0	1.5	2.0*
再生塔	気相空塔モル速度, G_S	[molm ⁻² s ⁻¹]	4	6	10*
	液相空塔質量速度, L_S	[kgm ⁻² s ⁻¹]	4*	8	10
	再生温度, t_s	[°C]	120	130*	140

1. *付きの数値を基準条件とする。

2. 吸収塔も再生塔も充てん物としてラシヒリングを充てんする。

きの、表 1 に * で示す基準条件の場合である。操作線と平衡線の間に分圧差が CO₂ 移動の推進力を表す。

吸収塔では、図 3(a) の操作線に示すように、気相の CO₂ 分圧が吸収により塔底から塔頂に向かって低下し、液相のローディング係数は塔頂から塔底に向かって増加する。CO₂ 平衡分圧はローディング係数が大きい程高くなり、ローディング係数が 0.4 を越えた領域ではその変化は急激である。

一方、再生塔では、図 3(b) の操作線に示すように、気相の CO₂ 分圧は塔底の零から塔頂に向かって増加し、液相のローディング係数は塔頂から塔底に向かって低下する。CO₂ 回収率を高くするに従って、操作線と平衡線は互いに接近してピンチ状態になり、ついには接触して CO₂ 回収率は上限となる。

3.2 CO₂ 分離装置パラメータの影響

排気ガス再循環を行わない場合の計算結果の一例を図 4、図 5 に示す。図 4 は再生塔の気相空塔モル速度 G_s を、図 5 は再生温度 t_s をパラメータにして、CO₂ 回収率 α_R を 20~95% まで変化させた場合のシステム総出力 P_n と充てん層総体積 V_{col} を示す。

CO₂ 回収率 α_R を高くすると、塔内の CO₂ 分圧推進力が低下するため、充てん層総体積 V_{col} は急増するようになり、図 4、図 5 に見られるように CO₂ 回収率には最高値が存在する。本報告では CO₂ 回収率の増分を 0.05 として計算を進めており、吸収塔又は再生塔内で気相の CO₂ 分圧が平衡分圧に等しくなる部分が生じない最大の CO₂ 回収率を便宜的に最高値と見なした。また CO₂ 回収率が 0.2 未満の領域は実用的でないので検討対象から除いた。

図 4 に見られるように、システム総出力 P_n は再生塔

の気相空塔モル速度 G_s によって大きく変化する。再生塔の気相空塔モル速度を小さくすると、システム総出力は増加するが、CO₂ 回収率 α_R の最高値は低くなる。パラメータ G_s を固定した場合、CO₂ 回収率を高くするとシステム総出力は緩やかに減少する。これは CO₂ の液化に要する動力が CO₂ 回収率に比例して増加するためであるが、CO₂ 液化動力はシステム総出力に比較して小さい。

図 5 に見られるように、再生温度 t_s はシステム総出力 P_n と CO₂ 回収率 α_R の最大値に大きな影響を与えていない。充てん層総体積 V_{col} は、再生温度が低い方がやや大きくなるものの、その差は小さい。

再生塔の気相空塔モル速度と同様に、吸収塔の気相空塔モル速度及び吸収塔、再生塔の液相空塔質量速度も、システム総出力と CO₂ 回収率の最高値に大きな影響を及ぼす。一方、再生温度、MEA 濃度、ローディング係数の最高値、充てん物称呼寸法は、システム総出力にはほとんど影響しない。なお、再生温度、MEA 濃度、ローディング係数の最高値を高くすることは、CO₂ 分圧推進力に余裕がない場合には CO₂ 回収率を高くする上で有効である。

3.3 排気ガス再循環の効果

ガスタービンは、他の熱機関に比べて単位出力当たりの排気ガス流量が多く、排気中の CO₂ 濃度が比較的低いため、吸収塔が大きくなり易い。そこで排気ガス再循環を行って排気ガス総流量を減らすと共に、CO₂ 濃度を高めた場合、計算結果がどのように変わるか検討した。ここではガスタービンの効率、比出力及び出口ガス温度は、排気ガス再循環率によって変わらないとした。排気ガス再循環率は、再循環ガスの排気ガス冷却器出口の排

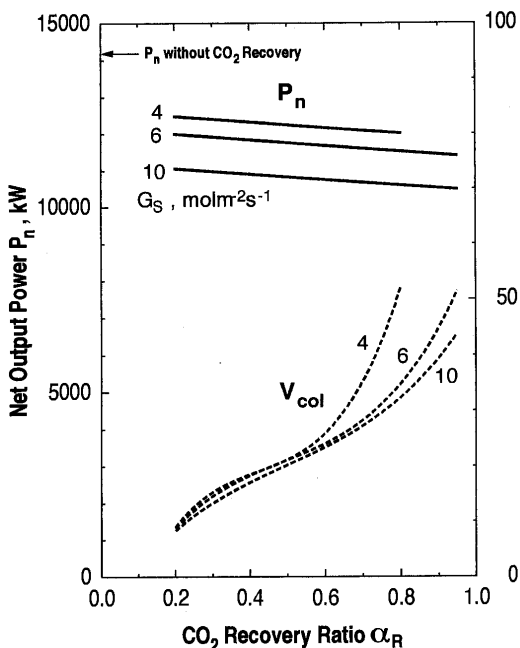


図 4 CO₂ 回収率とシステム総出力、全充てん層体積の関係 再生塔の気相空塔モル速度の影響

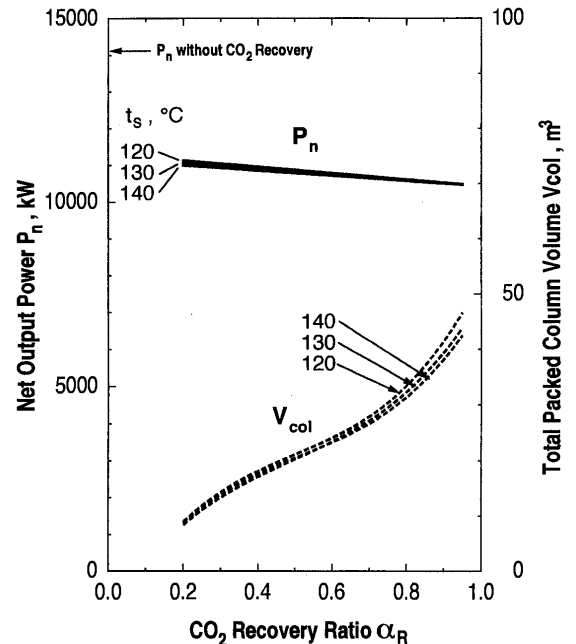


図 5 CO₂ 回収率とシステム総出力、全充てん層体積の関係 再生温度の影響

気ガスに対するモル流量比である。排気ガス再循環率と排気ガス総流量及び CO₂ 濃度の関係を表 2 に示す。

CO₂ 分離装置の条件を表 1 に*で示す基準条件とし、排気ガス再循環率を 20% から 60% まで変えた場合の計算結果を図 6 に示す。システム総出力 P_n は排気ガス再循環率を増すと共に増加するが、CO₂ 回収率 α_R の最高値は低下する。これは、吸収塔と再生塔の気相空塔モル速度、液相空塔質量速度が一定の条件の下では、排気ガス総流量が減少するのに伴い、吸収液総循環流量とスチームストリッピング用の水蒸気総流量が減るため、排気ガス再循環率の増加により、再生塔での CO₂ 分圧推進力がピンチ状態になることによる。40% を越える排気ガス再循環率は、CO₂ 回収率の最高値が低いことから実用的でないと考えられる。充てん層総体積 V_{col} は、CO₂ 回収率の最高値付近を除けば、排気ガス再循環率が高いほど小さくなる。

3.4 運転状態の一例

排気ガス再循環率 40%、CO₂ 回収率 80% の場合のシステムの計算結果を図 7 に示す。この場合、システム総出力は 12,160 kW、正味熱効率は 43% となる。単位シ

表 2 排気ガスの総流量と CO₂ 濃度

排気ガス再循環率	排気ガス総流量	CO ₂ 濃度
	mol/s	%v
0.0	1100	4.1
0.2	925	4.8
0.4	683	6.6
0.6	449	10.

ステム総出力当たりの CO₂ 放出流量は 34 g/(s · MW) で、CO₂ 回収を行わない場合の約三分の一になる。充てん層の大きさは、吸収塔が 22.8 m² × 0.76 m、再生塔が 11.4 m² × 1.02 m であり、いずれの充てん層も高さは低いが断面積は大きい。

4. 計算結果の考察

4.1 操作線と平衡線の接触条件

CO₂ 回収率 α_R の最高値は、主に再生塔の操作線と平

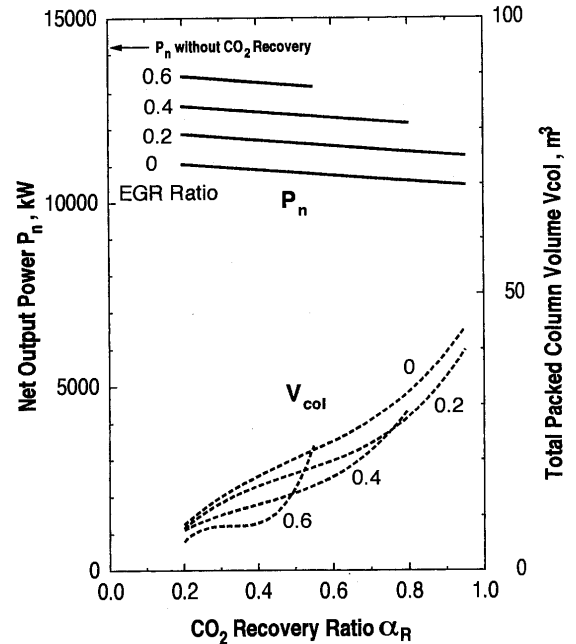


図 6 CO₂ 回収率とシステム総出力、全充てん層体積の関係 排気ガス再循環の影響

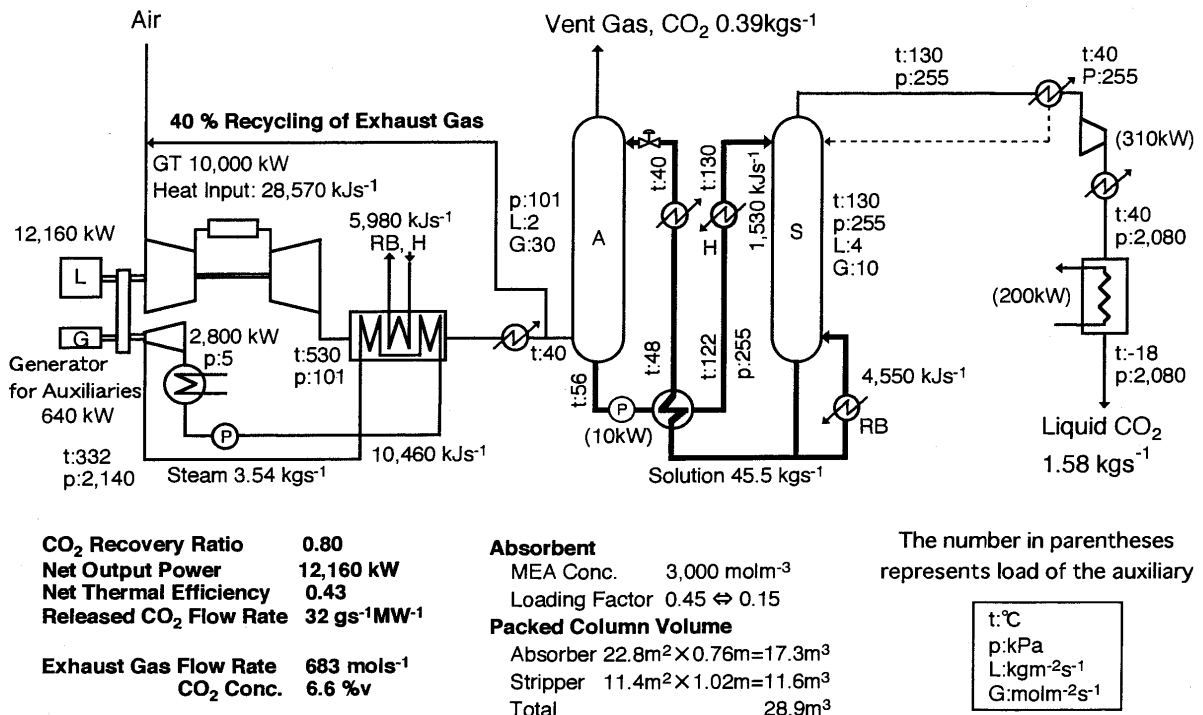


図 7 運転状態の一例

衡線が接触する条件に支配されている。再生塔の操作線を直線と近似すれば、Weiland 等の CO₂ 平衡分圧式⁽³⁾によって操作線と平衡線が接触する時の CO₂ 回収率を近似的に計算できる。

操作線は、横軸をローディング係数 ϕ 、縦軸を CO₂ 分圧 p とする座標において、塔底 (ϕ_B, p_B)、塔頂 (ϕ_T, p_T) の二点を通る直線となり、(1)式で表される。

$$p - p_B = \frac{p_T - p_B}{\phi_T - \phi_B} (\phi - \phi_B) \quad (1)$$

ここで、再生塔塔底の CO₂ 分圧 p_B は零と近似する。

再生塔では、塔頂における吸収液のローディング係数 ϕ_T は、CO₂ の吸収の結果、CO₂ 回収装置内で最も高い値 ϕ_h になり、塔底における吸収液のローディング係数 ϕ_B は、CO₂ の放散の結果、CO₂ 回収装置内で最も低い値 ϕ_l になる。

CO₂ 分離装置内の吸収液のローディング係数の最高値 ϕ_h と最低値 ϕ_l の関係は、吸収塔内の気相と液相間の CO₂ の質量保存条件から(2)式で表される。

$$\alpha_R G_A y_{EX} = \phi_h L_A C_{MEA} \rho_L^{-1} - \phi_l L_A C_{MEA} \rho_L^{-1} \quad (2)$$

(2)式からローディング係数の最低値 ϕ_l は(3)式で表される。

$$\phi_l = \phi_h - \frac{\alpha_R G_A y_{EX}}{L_A C_{MEA} / \rho_L} \quad (3)$$

また、再生塔塔頂の CO₂ 分圧 p_{TS} は次のように求められる。塔頂の気相の CO₂ モル分率 y_{TS} は、1) 放熱損失を無視し、2) $(G_S / L_S) / (G_A / L_A) =$ (再生塔蒸気総流量/排気ガス総流量) であること、3) CO₂-MEA 反応熱は約 80 kJ/mol であり、水の蒸発熱は約 40 kJ/mol であるから、1 モルの CO₂ が放散するとき水蒸気が約 2 モル凝縮する、以上を考慮すると、近似的に(4)式で表される。

$$y_{TS} = \frac{\alpha_R m_{EX} y_{EX}}{\alpha_R m_{EX} y_{EX} + m_{EX} \left(\frac{G_S / L_S}{G_A / L_A} \right) - 2\alpha_R m_{EX} y_{EX}} \quad (4)$$

再生塔の全圧 p_{tot} と塔頂の CO₂ 分圧 p_{TS} の関係を $p_{TS} = y_{TS} p_{tot}$ と近似すれば、再生塔の塔頂の CO₂ 分圧 p_{TS} は、(5)式で表される

$$p_{TS} = \frac{p_{tot}}{1 + \frac{(G_S / L_S)}{\alpha_R y_{EX} (G_A / L_A)} - 1} \quad (5)$$

ここで、再生塔の全圧 p_{tot} は、吸収液の再生実験から水の飽和蒸気圧と吸収液中の水のモル分率の積で近似できる⁽¹⁾。

(3)式、(5)式から、CO₂ 回収率 α_R が大きくなるに従って ϕ_l が小さく、 p_T が大きくなり、操作線が平衡線に近づいてピンチ状態になることが分かる。また、 $G_A y_{EX}$ が大きいほど、 $L_A C_{MEA}$ と $(G_S / L_S) / (G_A / L_A)$ が小さ

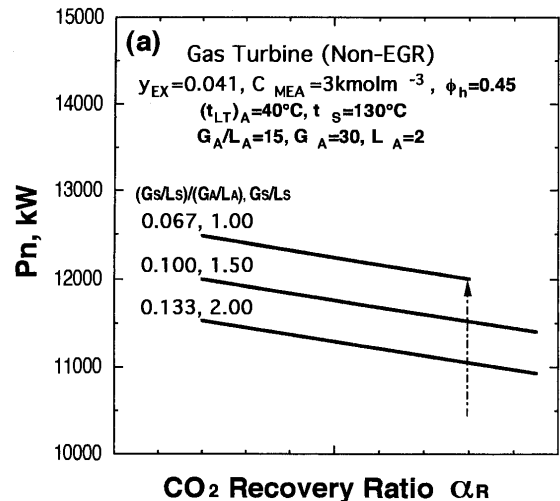
いほど、ピンチ状態に近づき易いことも分かる。

4.2 CO₂ 回収率の最高値とシステム総出力の関係

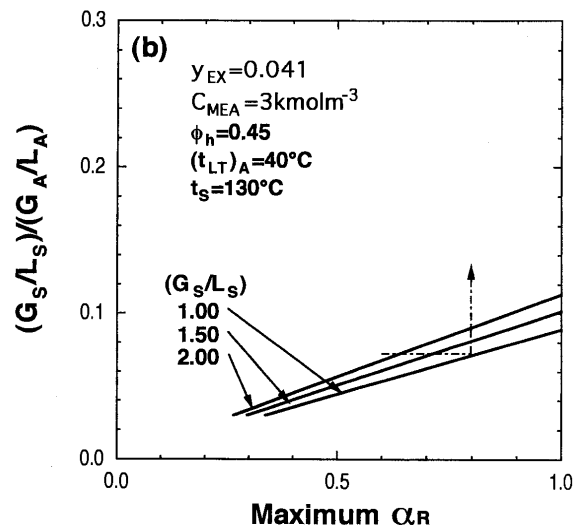
CO₂ 回収率 α_R とシステム総出力 P_n の関係を、比 $(G_S / L_S) / (G_A / L_A)$ をパラメータにして図 8(a)に示す。また、この条件で再生塔の操作線と平衡線が接する時の CO₂ 回収率 α_R と比 $(G_S / L_S) / (G_A / L_A)$ の関係を、4.1 で述べた関係式に基づいて計算した結果を図 8(b)に示す。

図 8(a)、図 8(b)から分かるように、比 $(G_S / L_S) / (G_A / L_A)$ はシステム総出力 P_n と CO₂ 回収率 α_R の最高値を支配する重要な値であり、この比が小さいほどシステム総出力は増すが、CO₂ 回収率の最高値は低くなること分かる。

システム総出力の減少は、主に CO₂ 回収装置が消費する熱量の増加に伴う蒸気タービン出力の減少に起因している。CO₂ 回収装置が消費する熱は、リボイラでの水蒸気発生と吸収液加熱器での吸収液の予熱に使われるが、



(a) CO₂ 回収率とシステム総出力の関係 比 $(G_S / L_S) / (G_A / L_A)$ の影響



(b) CO₂ 回収率の上限値と比 $(G_S / L_S) / (G_A / L_A)$ の関係
図 8 CO₂ 回収率と比 $(G_S / L_S) / (G_A / L_A)$

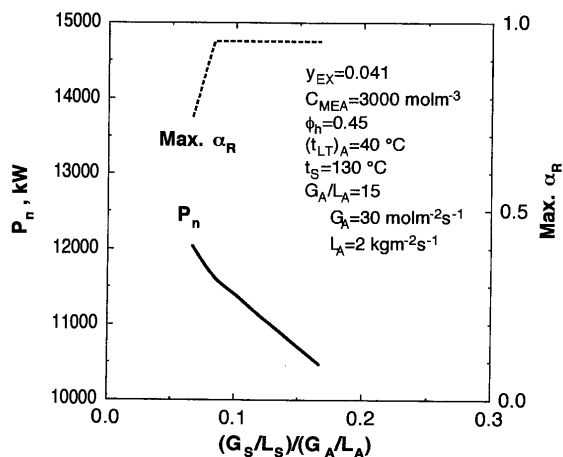


図9 CO₂ 回収率の最高値とシステム総出力の関係

リボイラの消費熱量が吸収液加熱器の消費熱量のおよそ3倍大きく、CO₂ 回収装置が消費する熱の大部分を占める。リボイラの消費熱量は比 $(G_s/L_s) / (G_A/L_A)$ に比例するため、システム総出力は比 $(G_s/L_s) / (G_A/L_A)$ が小さいほど増す。

比 $(G_s/L_s) / (G_A/L_A)$ と CO₂ 回収率 α_R の最高値、及びその時のシステム総出力 P_n との関係を図9に示す。この図からシステム総出力は比 $(G_s/L_s) / (G_A/L_A)$ が小さいほど大きいですが、この比を小さくしすぎると CO₂ 回収率の最高値は低い値に抑えられることが分かる。

5. まとめ

充てん層での CO₂ 移動計算モデルを用い、MEA 水溶

液を用いた CO₂ 回収ガスタービンシステムの性能計算した結果、次のような結論が得られた。

- 1) ガスタービンシステムの排熱を吸収液の再生の熱源に利用することは、CO₂ 回収に伴うシステム総出力の低下を抑制する上で有効である。
- 2) CO₂ 回収に伴うシステム総出力の低下は、比 $(G_s/L_s) / (G_A/L_A)$ が小さいほど少なくてすむ。一方、この比を小さくし過ぎると達成可能な CO₂ 回収率が低くなる。
- 3) 排気ガス再循環は CO₂ 回収による出力低下を小さくし、装置を小さくする上で有効である。表1の基準条件の下で40%の排気ガス再循環を行うことにより、排気ガス中の CO₂ を80%の回収した上で43%の正味の熱効率が見込まれる。

参考文献

- (1) 井亀優, 菅進, 平岡克英, 熊倉孝尚, 船舶技術研究所報告, 33-6, (1996), pp.289-317
- (2) Onda, K., Takeuchi, H., Okumoto, Y., J. Chem. Eng. Japan, 1-1, (1968), pp.62-66
- (3) Weiland, R.H., Rawal, M., Rice, R.G., AIChE J., 28-6, (1982), pp.963-973
- (4) 日本機化学会編, 1981 SI 蒸気表, 第4版, (1981), 日本機化学会
- (5) 井亀優, 森下輝夫, 菅進, 熊倉孝尚, 平岡克英, 日本機化学会論文集, 531 B, (1990), p.354

羽根付きディフューザのスロート面積が遠心圧縮機のサージ点流量に及ぼす影響

Effect of Vaned Diffuser Throat Area on Surge flow rate of Centrifugal Compressor

玉木 秀明*¹,
TAMAKI Hideaki
斎藤 正泰*¹,
SAITO Masayasu

中尾 秀史*¹
NAKAO Hidefumi

キーワード：遠心圧縮機，インペラ，ディフューザ，サージマージン，過給機
Centrifugal Compressor, Impeller, Diffuser, Surge, Turbocharger

Abstract

The centrifugal compressor for the turbocharger with its design pressure ratio of 3.2 was tested with vaned diffusers. Throat area of the vaned diffuser was chosen as the geometric parameter. The smallest throat area which was selected covered 40% of its design flow rate. The analysis of the static pressure ratio in the impeller and the diffusing system-consists of the diffuser and the scroll-showed that there were four possible combinations of characteristics of impeller pressure ratio and that of diffusing system pressure ratio.

In spite of reduction of the diffuser throat area, the compressor stable operating range could not be extended less than Q_b within a certain range of the diffuser throat. Although it was possible to get the negative slope on the stage pressure ratio below Q_b by use of the diffuser whose choke flow rate near Q_b or less than Q_b , the cost of the compressor efficiency was inevitable. The flow rate, Q_b , where the impeller achieved maximum static pressure ratio was the critical flow rate determined surge flow rate of the centrifugal compressor with high efficiency.

1. 緒言

ガスタービンや過給機に使用される遠心圧縮機は高効率，広作動域の両立を求められている。遠心圧縮機のインペラ効率は通常高く断熱効率が90%を越えることもある。インペラの出口マッハ数は高圧力比や大流量の場合遷音速に達するが，この運動エネルギーを効率良く圧力として回復しなければインペラ下流での損失が大きくなる。このため多くの遠心圧縮機では設計点において高い効率が期待できる羽根付きディフューザを採用している。遠心圧縮機の全体性能は選定されるディフューザ形状により大きく変化することが知られており，その最適化が重要である⁽¹⁾⁽²⁾⁽³⁾。

一般に羽根付きディフューザを持つ遠心圧縮機の効率は羽根無しディフューザを持つものより高い。しかし，安定した運転が行える作動域は狭くなる。インペラ形状を変更することなく，この問題を解決するために羽根付きディフューザの最適化，特に遠心圧縮機の性能に強い

影響を及ぼす⁽⁴⁾スロート面積の最適化を行なう対策が取られる。このため羽根付きディフューザのスロート面積の変化に応じて遠心圧縮機のサージ点における流量（以下サージ流量）がどのように変化するかを理解することは遠心圧縮機の開発のために重要である⁽⁵⁾⁽⁶⁾。

筆者ら⁽⁷⁾は圧力比8.5の遠心圧縮機用に開発されたインペラに表1に示されるスロート面積を持つ羽根付きディフューザを組み合わせて試験を行ないサージ流量の変化を調べた。以下に前報で得られた結果を示す。図1(a)に設計回転数における流量と圧力比の関係を，図1(b)にスロート面積に対するサージ流量の変化を示す。図1(b)に破線で示すようにサージ流量はVD74を除いてディフューザスロート面積の変化に比例して変化している。しかし，VD74はそのスロート面積がVD73に対して6%小さいにもかかわらず，サージ流量は1.5%

表1 ディフューザスロート面積

ディフューザ	VD71	VD72	VD73	VD74	VD76	VD80
スロート面積 Ath	1.11	1.06	1.0	0.94	0.83	0.61
AthはVD73のスロート面積で無次元化したスロート面積比を示す						

原稿受付 1998年2月6日

*1 石川島播磨重工業(株) 技術研究所 回転機械開発部
〒135-0061 東京都江東区豊洲3-1-15

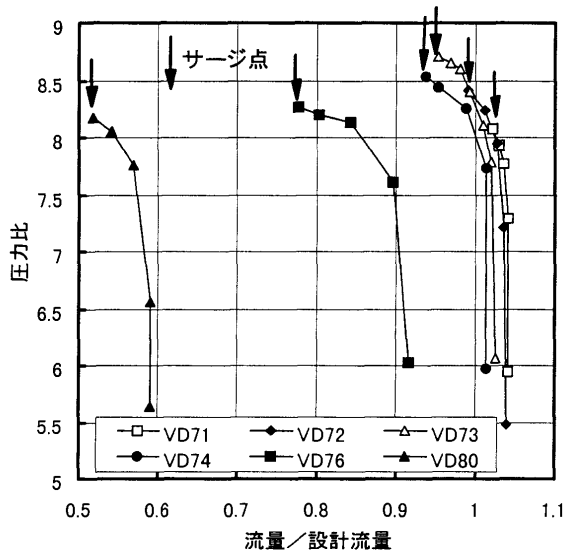


図1(a) 設計流量における流量と圧力比の関係

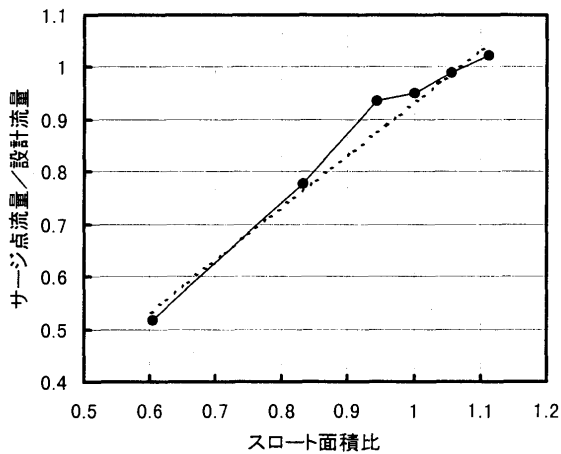


図1(b) スロート面積にたいするサージ点流量

しか減少せずディフューザのスロート面積が減少してもサージ流量の変化が小さいケースがある。

本研究では図1に示されるような現象を詳細に調べるために船用過給機用に開発された供試インペラに異なるスロート面積を有するディフューザを組合わせて試験を行ない、インペラ内での静圧比とインペラ下流の静止流路（本研究ではディフューザとスクロール）での静圧比を分析した。その結果、圧縮機の安定作動域はインペラの圧力比-流量特性（以下圧力比特性）に大きく影響されるためディフューザ単独ではなくインペラの特性を考慮した最適化が重要であることを示した。

記号

- AR 羽根付きディフューザ面積比
- A_{th} VD 73 または VD-3 のスロート面積で無次元化されたスロート面積
- B ディフューザ幅
- bl プロッケージファクタ (= $1 - [\text{流体力学的面積} / \text{幾何学的面積}]$)
- C_p 圧力回復係数または定圧比熱

- C_m 子午面方向速度成分
- C_u 周方向速度成分
- M マッハ数
- M_U 周速マッハ数
- P 全圧
- p 静圧
- Q 体積流量
- Q_p インペラによる静圧が最大値となる無次元流量 ($Q_N = 0.9$)
- Q_N 無次元流量 (= 流量/設計流量)
- Q_{surge} サージ点における無次元流量
- R 半径
- R_g ガス定数
- T 全温
- t 静温
- U_2 インペラ周速
- W 重量流量
- Z_V ディフューザ羽根枚数
- α 流角 (半径方向から計測)
- α_{2v} ディフューザベーン取付け角
- Δh 圧縮機内での全エンタルピ上昇
- κ 比熱比
- π_i インペラ出口静圧とインペラ入口全圧の比
- π_d スクロール出口静圧とインペラ出口静圧の比 (= π_i / π_i)
- π_i スクロール出口静圧とインペラ入口全圧の比

添え字

- 0 インペラ入口 (圧縮機入口)
- 2 インペラ出口 (ディフューザ入口)
- 2m インペラ外径比 1.1 倍の位置
- 3 ディフューザベーン先端位置
- 4 ディフューザベーン出口
- 5 インペラ外径比 1.7 倍の位置
- 6 スクロール出口
- th ディフューザスロート

2. 試験方法

設計圧力比 3.2 の船用過給機用に開発された遠心圧縮機インペラを供試インペラとして用いた。図2に本研究で用いた中間羽根を持つ供試インペラの写真を示す。供試インペラの主要形状は、外径 130.8 mm, バックワード角 -40 度, 出口幅 9.5 mm, 設計回転数における周速マッハ数は 1.40 である。

インペラが羽根付きディフューザと組合わされた場合、インペラとディフューザベーンが干渉しインペラ出口の状態量が組合わされる羽根付きディフューザごとに異なる可能性がある。しかし、インペラとディフューザの干渉を遠心圧縮機の設計の際に見積もることは困難であるため、一般に遠心圧縮機の設計の際にはインペラとディフューザは相互に空力的な影響を受けないことを前提に

設計することが多い。本研究では遠心圧縮機のこのような設計方法に従いインペラと羽根付きディフューザの相互干渉が無い羽根無しディフューザを用いてインペラ単独性能を算出した。

異なるスロット面積を持つ羽根付きディフューザの特性とインペラ特性との関係を明らかにするためにはできるだけ広い範囲でインペラの圧力比特性を得る必要がある。羽根無しディフューザを有する遠心圧縮機の作動域を増大させるためには、羽根無しディフューザ出口にスロットリングを設けることが有効であることが報告されている⁽⁸⁾⁽⁹⁾。そこで本研究では供試インペラの圧力比特性をできるだけ小流量まで計測できるようにするために羽根無しディフューザのシュラウド側の壁をインペラ出口からインペラ外径比 1.7 まで傾斜させその下流にスロットリングを設けたディフューザを用いて試験を行った。図 3 に供試羽根無しディフューザを示す。インペラの出口静圧は、インペラの外径比 1.1 の位置で円周上 8 個所に等分割に設けられた静圧孔により計測した。

図 4 に示される 3 つのタイプのディフューザを供試ディフューザとして使用した。図 4-1 は 2 次元翼列である NACA 65 の翼形を円形翼列へ等角写像したもの、図 4-2 は翼のキャンバラインを円弧とし NACA 65 の翼

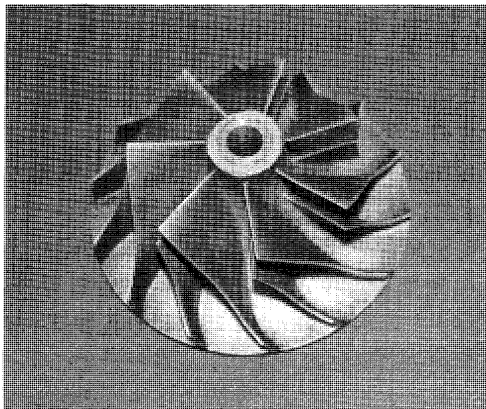


図 2 供試インペラ

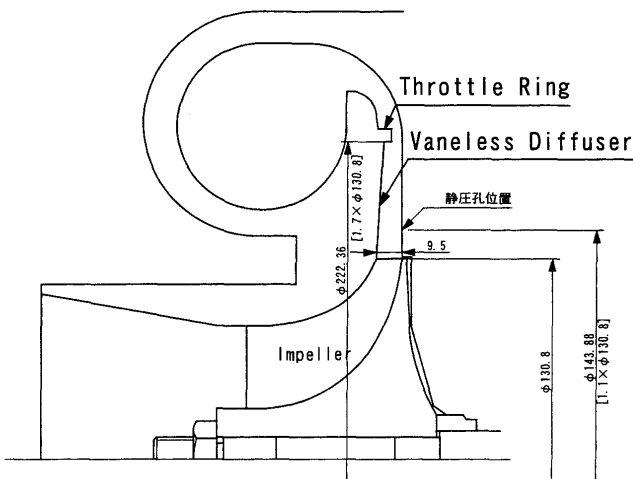


図 3 供試ベーンレスディフューザ

形に用いられている翼厚さ分布を用いて設計した翼形ディフューザ、図 4-3 は、先端が対数螺旋形状をしたチャンネルディフューザである。供試ディフューザの主要形状を表 2 に示す。

遠心圧縮機の性能は、圧縮機入口、スクロール出口での全圧、静圧、全温計測により算出した。流量はスクロール下流の配管上に設けられたオリフィスにより計測した。サージングは圧縮機の出口に設けられた圧力変換器からの圧力変動と音により判定を行った。圧力比、効率の精

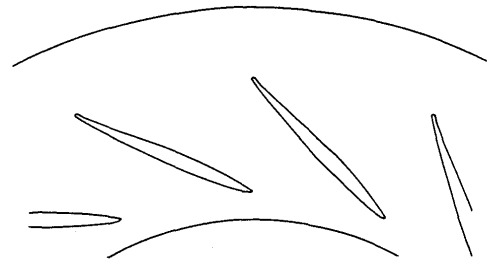


図 4-1 翼形ディフューザ (等角写像)

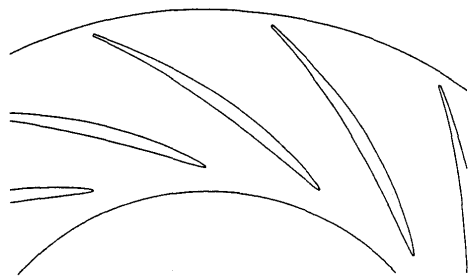


図 4-2 翼形ディフューザ

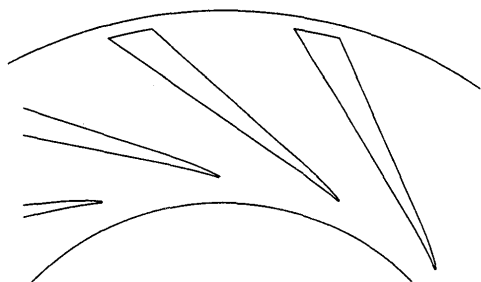


図 4-3 チャンネルディフューザ

図 4 供試ディフューザ形状

表 2 供試ディフューザ形状

TITLE	R3/R2	R4/R2	α_{2v}	Zv	Ath	AR	Remark
VD-1	1.1	1.5	72	14	1.13	1.40	図 4-1
VD-2	1.1	1.7	70	21	1.02	2.31	図 4-1
VD-3	1.1	1.5	66	17	1.00	1.95	図 4-2
VD-4	1.1	1.7	66	15	0.97	1.94	図 4-3
VD-5	1.1	1.7	66	15	0.94	1.94	図 4-3
VD-6	1.1	1.4	66	15	0.94	1.27	図 4-3
VD-7	1.1	1.7	68	15	0.88	2.12	図 4-3
VD-8	1.1	1.4	66	15	0.87	1.26	図 4-3
VD-9	1.1	1.7	68	15	0.83	2.12	図 4-3
VD-10	1.1	1.5	73	15	0.65	1.91	図 4-3
VD-11	1.1	1.5	80	15	0.38	3.04	図 4-3

AthはVD-3のスロット面積で無次元化したスロット面積比を示す

度は±0.5%、流量の計測精度は±0.7%である。

3. 試験結果および考察

3.1 インペラによる静圧比

インペラ外径比 1.1 の位置で円周上 8 個所に等分割に設けられた静圧孔により計測した静圧値から、この位置での流れの状態量を以下の式を用いて算出した⁽¹⁰⁾。

$$C_{u2m} = R_2 / R_{2m} \Delta h / U_2 \quad (1)$$

$$A_{2m} = 2 \cdot \pi \cdot R_{2m} \cdot B_{2m}^* (1 - bl) \quad (2)$$

$$C_{m2m} = (W \cdot Rg \cdot t_{2m}) / A_{2m} \cdot p_{2m} \quad (3)$$

$$t_{2m} = T_{2m} - 0.5 \cdot (C_{m2m}^2 + C_{u2m}^2) / C_p \quad (4)$$

$$M_{2m} = (2 \cdot (t_{2m} / T_{2m} - 1) / (\kappa - 1))^{0.5} \quad (5)$$

(ここで $T_{2m} = T_6$ とした)

$$P_{2m} = p_{2m}^* (1 + 0.5 \cdot (\kappa - 1) M_{2m}^2)^{\kappa / (\kappa - 1)} \quad (6)$$

式(6)で算出した全圧がインペラ出口においても等しいと仮定し、式(1)~(5)の R_{2m} を R_2 に置き換え、下に示す式(7)と連立させインペラ出口の状態量を算出した。

$$p_2 = P_2 / (1 + 0.5 \cdot (\kappa - 1) M_2^2)^{\kappa / (\kappa - 1)} \quad (7)$$

図5に上の式から得られたインペラ出口静圧とインペラ入口全圧の比を示す。一般に流量に対する圧力比特性曲線の傾きが正の値をとる領域ではサージングが起きやすくなることが知られている。供試インペラの場合 Q_p で圧力比が最大となる。圧力比特性曲線の傾きは、 $Q_N < Q_p$ で正の値をとることになり、供試圧縮機が $Q_N < Q_p$ で使用される場合インペラがサージングを引き起こす可能性が高くなる。

3.2 供試ディフューザの作動域の推定

インペラとディフューザの組合せ試験にさきかけて1次元解析手法を用いてディフューザの安定作動域の推定を行なった。インペラ出口の状態はインペラ効率(式(10)参照)と滑り係数を仮定し算出した⁽¹¹⁾。インペラ出口から羽根付きディフューザベーン先端までの羽根無しディ

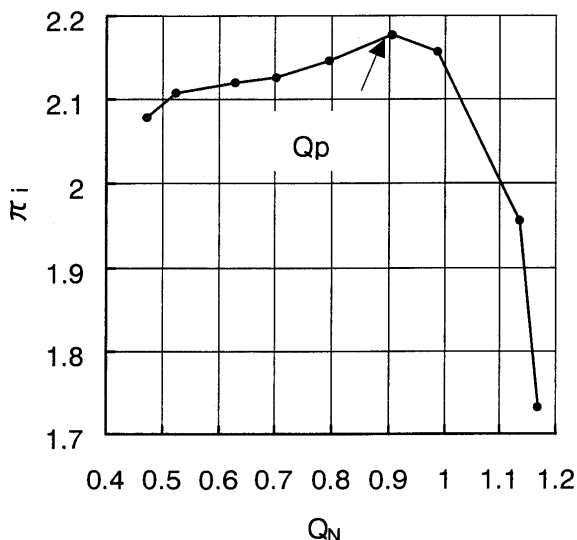


図5 インペラの圧力上昇特性曲線

フューザ部分は Stanitz により導かれた式⁽¹²⁾を積分することで求めた。ディフューザベーン先端からスロートまでの全圧損失は無いものと仮定し流量、全圧、全温よりディフューザスロート部での静圧を算出した。安定作動域を推定するための諸数値は文献から次のように仮定した⁽⁶⁾。すなわち、ディフューザベーン先端からディフューザスロートまでの圧力回復係数が 0.4 となる時、ディフューザ内の流れが不安定になると仮定しディフューザがストールする流量を推定した。この時のディフューザスロート部のブロック係数は 0.15 とした。チョーク流量はディフューザスロート部のブロック係数を 0.02 として算出した。その結果を図6に示す。なお、VD-1 の場合、ディフューザがチョーク状態のなる前にインペラがチョークするためチョーク流量は算出できなかった。図6からスロート面積の減少に伴ないチョーク流量、ディフューザストール流量は小流量側へ移動することが予測される。もしディフューザの作動域が供試圧縮機の作動域を決めるならば、圧縮機のサージ流量もスロート面積の減少に伴ない減少していくことが予想できる。

3.3 静止流路部の圧力比特性とインペラによる圧力比特性の組合せ

静止流路(本研究ではディフューザとスクロール)内の圧力比 π_d を以下の式で定義した。

$$\pi_d = \pi_t / \pi_i$$

ここで π_t はスクロール出口静圧を圧縮機入口全圧で割ったステージの圧力比、 π_i は、3.1で得られたインペラによる圧力比である。図7に π_i 、 π_d と流量の関係を示す。また、図7は、3.1で求めた π_i も含んでいる。

サージ流量付近での π_i 、 π_d 、 π_t の流量に対する勾配とサージ流量 Q_{surge} によりサージ流量付近での π_i と π_d の組合せを分類した。表3に分類の基準を示す。

表3と図7によれば、サージ流量付近でインペラとインペラ下流の静止流路部における圧力比の組合せに4つの形態があることが分かる。図8にこの4つの組合せの

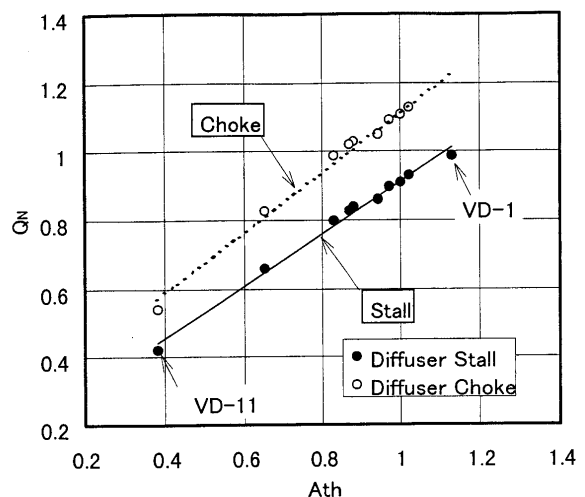


図6 ディフューザの作動域の推定

概念図を示し、以下に各組み合わせの特徴について述べる。
 タイプⅠ： π_i は、チョークからサージにかけて常に負の勾配を持っている。一方、 π_d の勾配はサージ流量付近で正である。タイプⅠの場合、負の勾配をもつインペラの圧力比特性が圧縮機の作動状態を安定化している。一方、静止流路部の圧力比特性がサージングを引き起こす主要原因となっている。

供試ディフューザの内 VD-1, VD-2 がその例である。

図 9 に VD-2, VD-6 の $M_U = 0.8$ における π_i , π_d , π_t と油膜法を用いたディフューザ (ハブ面) の流れの可視化を行った結果を示す。 π_i , π_d , Q_{surge} の関係から VD-2 はタイプⅠに分類できる。また VD-6 は後述するタイプⅡに分類される。

②の流量において VD-2 にはディフューザ負圧面に明確な剥離領域が見られる。一方、VD-6 には剥離領域が観察されない。タイプⅠに分類される圧縮機はスロート面積が大きくインペラ出口からスロートまでの減速率が大きい。このためスロートにおける境界層が厚くなり可視化結果に示されるような剥離が発生しやすくなる。この剥離域が流量の減少とともに拡大しディフューザ内の圧力回復を妨げる。このため π_d の勾配が正となるこ

とが推定できる。

VD-1 は、供試インペラに対してディフューザスロート面積が過大であり図 9 に示されるような剥離がディフューザ内に発生しているため π_d の勾配がチョーク流量付近から正となっていると考えられる。

タイプⅡ：VD-3→VD-4→VD-5→VD-7 の順に VD-3 から VD-7 までディフューザのスロート面積を減少させたが図 6 での予測と異なり Q_{surge} は減少せず、いずれのディフューザに対しても、 $Q_{surge} = 0.89 \sim 0.91$ と Q_p に対して近い流量でサージングを起こしている。タイプⅡの場合インペラの圧力比特性が圧縮機のサージ流量を決めており、ディフューザのスロート面積を減少させることでサージ流量をコントロールできない状況になっている。

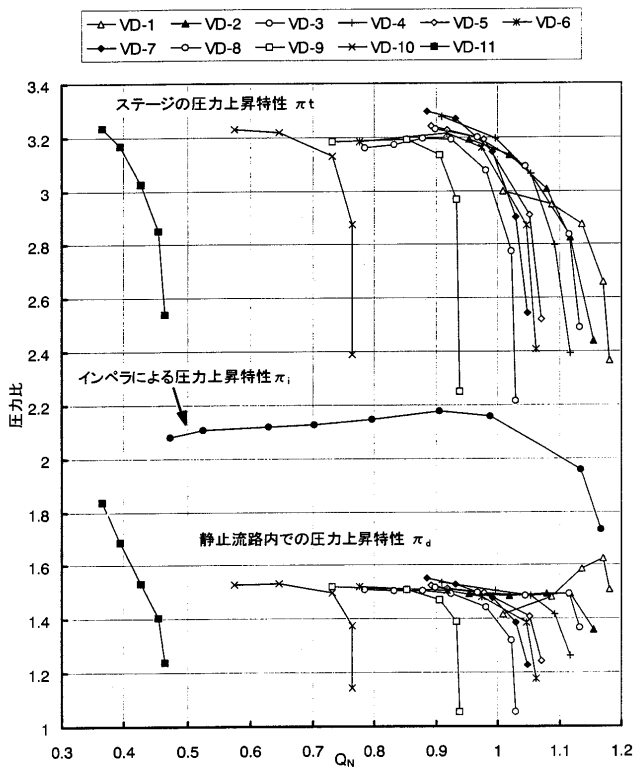


図 7 圧力上昇特性

表 3 分類の基準

タイプ	インペラ	静止流路	圧縮機	サージ流量
I	$d\pi_i/dQ_N < 0$	$d\pi_d/dQ_N > 0$	$d\pi_t/dQ_N < 0$	$Q_{surge} > Q_p$
II	$d\pi_i/dQ_N = 0$	$d\pi_d/dQ_N < 0$	$d\pi_t/dQ_N \leq 0$	$Q_{surge} = Q_p$
III	$d\pi_i/dQ_N > 0$	$d\pi_d/dQ_N \leq 0$	$d\pi_t/dQ_N > 0$	$Q_{surge} < Q_p$
IV	$d\pi_i/dQ_N > 0$	$d\pi_d/dQ_N \leq 0$	$d\pi_t/dQ_N \leq 0$	$Q_{surge} < Q_p$

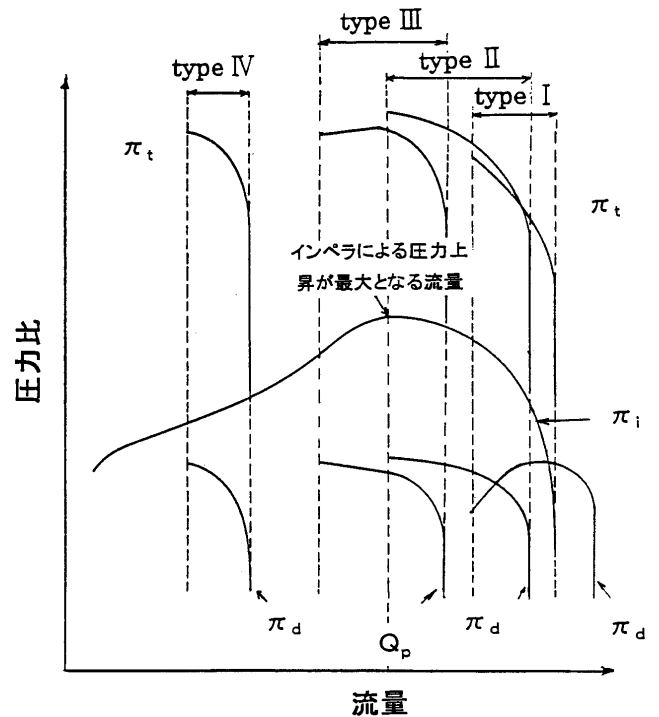


図 8 インペラと静止流路部の圧力上昇特性の組み合わせ (概念図)

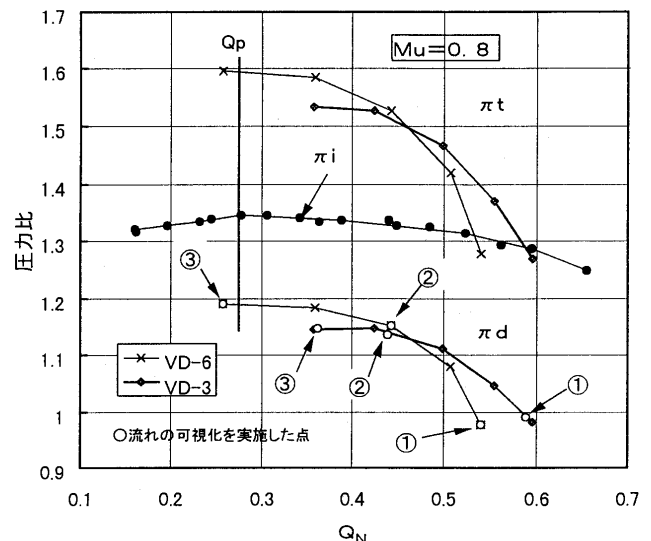


図 9(a) $M_U = 0.8$ における圧力比特性曲線 (VD-3, VD-6)

タイプⅢ：VD-6, VD-8, VD-9の場合、サージ流量付近で π_i は正の勾配をもっており $Q_{surge}=0.73\sim 0.79$ と Q_b よりも小流量となっている。これは3.2で予測された結果に対応している。

VD-6はタイプⅡとして分類したVD-5と同じスロート面積を持っているがVD-6は $Q_{surge}=0.75$, VD-5は $Q_{surge}=0.89$ となっており設計流量に対して14%もサージ流量が異なっている。両者の形状差はディフューザの後縁位置のみである。このためサージ流量の差は、ディフューザの面積比に起因するものと考えられる。

VD-6, VD-8, VD-9を使用した場合の π_i は、正の勾配を持つ領域を有している。このような領域はターボチャージャーや産業用圧縮機などの圧縮機として使用する場合サージング状態に陥る可能性が大きいため通常は使用されない。

π_i の勾配の符号が変わる流量は、 $Q_N=0.85\sim 0.89$ でありタイプⅡのサージ流量と同様にインペラによる圧力比特性が最大値となる流量 Q_b に近い。本試験結果は、圧縮機の作動域中に Q_b が含まれる場合 Q_b 以下の流量で圧縮機全体の圧力比特性曲線の勾配を負に保つことが

困難となる可能性を示している。タイプⅢの場合、サージ流量はディフューザのスロート面積を減少させることでコントロールできるが、使用可能な最小流量はインペラの圧力比特性にコントロールされていると考えられる。

タイプⅣ：VD-10, VD-11の場合、圧縮機の作動域内に Q_b をふくまず Q_b 以下の流量域を作動域としている。 π_i は正の勾配を持っている。一方、 π_a の勾配はサージ流量付近で負である。圧縮機は静止流路部によって安定化されておりディフューザによりサージ流量のコントロールが可能である。

VD-11の場合圧縮機の作動域は設計流量の40%以下となっている。 π_a はチョーク流量付近での大きな負の勾配を持った圧力比特性を示す。この大きな負の圧力勾配が圧縮機を安定化しておりこの勾配が緩やかになるとサージング状態になる。

図10に実験より得られたサージ流量と π_i の符号が正から負に変わる流量を示す。また、図10には実験により得られたインペラのチョーク流量と Q_b が同時に示されている。遠心圧縮機の使用可能な最小流量はタイプⅠ, Ⅱ, Ⅳの場合はサージ流量であり、タイプⅢの場合は π_i の勾

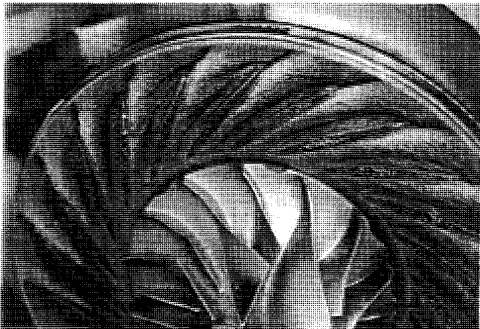
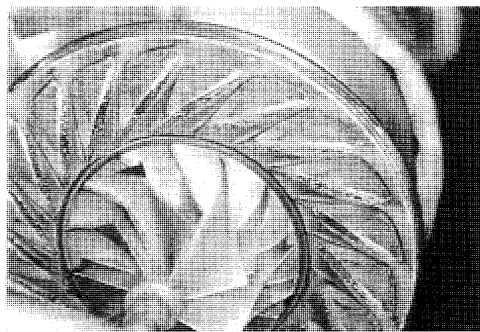


図9(b) 油膜法による流れの可視化(VD-2)
上から図9(a)の①, ②, ③に対応

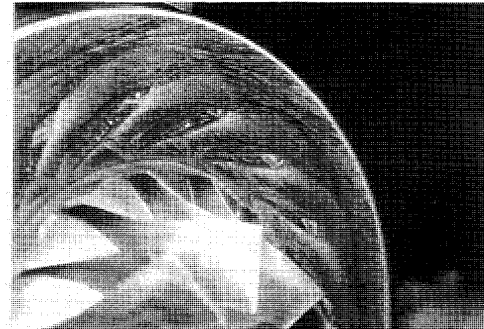


図9(c) 油膜法による流れの可視化(VD-6)
上から図9(a)の①, ②, ③に対応

配の符号が変わる流量である。図 10 にはこれらの流量を結んだものを安定作動流量(小流量側)として示している。

この図から A_{th} を 1.00 から 0.83 に減少させても遠心圧縮機の安定作動域はインペラの圧力比が最大となる流量 Q_b より小流量側へ移動せずほぼ Q_b に一致していることが分かる。

Q_b より小流量側における圧縮機の圧力比特性曲線の勾配はインペラにおける圧力比特性曲線の正の勾配と静止流路内(特にディフューザ内)での圧力回復係数と密接なつながりがあると考えられる。図 11 に VD-3 のディフューザベン入口からインペラ外径比 1.7 の位置までの圧力回復係数 C_{p3-5} 、インペラ出口からスクロール出口までの圧力回復係数 C_{p2-6} を示す。また、羽根付きディフューザ先端(位置 3)とディフューザスロート部(th)で示されるセミベーンレス部分(半開放部 図 11 斜線部)における圧力回復係数 C_{p3-th} とスロート下流部分における圧力回復係数 C_{pth-5} も同時に示している。大流量では、セミベーンレス部分はノズルとして働きディフューザによる圧力回復は、スロート下流部分で行われる。流量の減少とともにセミベーンレス部分の圧力回復係数は増加しスロート下流部分の圧力回復係数は減少する。このように流量の変化に対してセミベーンレス部分とスロート下流部分の圧力回復係数が互いに相反する増減をするためディフューザの圧力回復係数の流量に対する変化率はチョーク流量付近を除いて小さくなる傾向にあり、インペラ出口からスクロール出口にかけての静止流路全体における圧力回復係数も同様の傾向を示す。このような特性を持つ静止流路によって圧縮機全体の圧力比特性曲線の勾配を負にするためには、下の式を満足する必要がある。

$$d\pi_t/dQ = d\pi_i/dQ + d(C_{p2-6}(P_2 - p_2)/P_0)/dQ < 0$$

$$= d\pi_i/dQ + C_{p2-6}d((P_2 - p_2)/P_0)/dQ + (P_2 - p_2)/P_0 dC_{p2-6}/dQ < 0 \quad (8)$$

上の式において、流量の減少とともに、インペラ出口の絶対速度は大きくなるため $d((P_2 - p_2)/P_0)/dQ < 0$ の関係が成立する。また、チョーク流量付近を除けば、インペラ出口からスクロール出口までの圧力回復係数 C_{p2-6} の流量に対する変化率は無視できると仮定すると式(8)は、式(9)のように変形できる。

$$C_{p2-6} > -(d\pi_i/dQ)/(d((P_2 - p_2)/P_0)/dQ) \quad (9)$$

静止流路部の圧力回復係数が式(9)を満足する時、圧縮機を安定運転することができる。図 12 に 3.1 で算出したインペラ出口状態量と式(9)を用いて算出した C_{p2-6} を示す。図 12 には、実験で得られた静止流路部の圧力回復係数も示す。静止流路部の圧力回復係数が図 12 に示す C_{p2-6} 曲線より上の領域値をとる時、圧縮機の安定運転が可能である。本インペラの場合、図 5 に示すように流量 Q_N が 0.7 から 0.9 の間で圧力比特性曲線の正の勾配が大きくなっている。このため図 12 に示すように、圧縮機の作動域中に Q_b が含まれかつ Q_b 以下の流量で圧縮機全体の圧力比特性曲線の勾配を負に保つためには、静止流路部に高い圧力回復係数が必要となる。高い圧力回復係数が望めない場合 $d\pi_t/dQ < 0$ を満たすためには、式(8)により $dC_{p2-6}/dQ < 0$ の条件を満足する必要がある。静止部においてこの条件が十分満足できるのは、ディフューザのチョーク流量付近となる。

3.4 圧縮機性能

図 13 に式(10)、(11)で定義されるインペラ効率と圧縮機効率を示す。

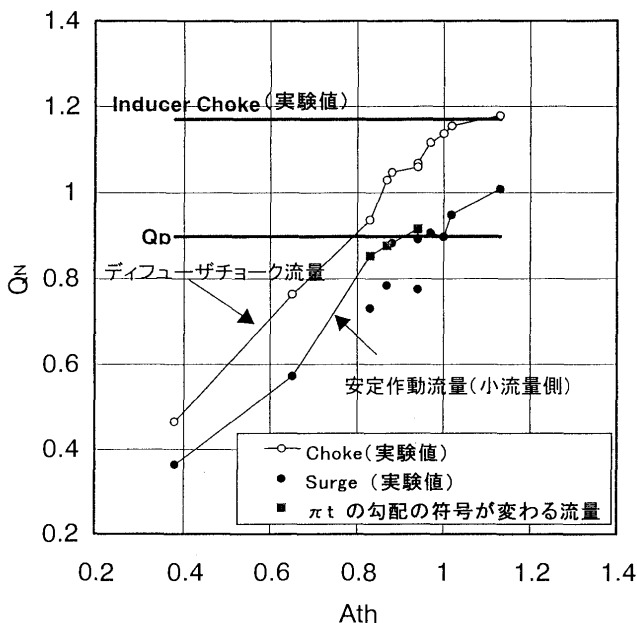


図 10 供試ディフューザのスロート面積と圧縮機の作動域

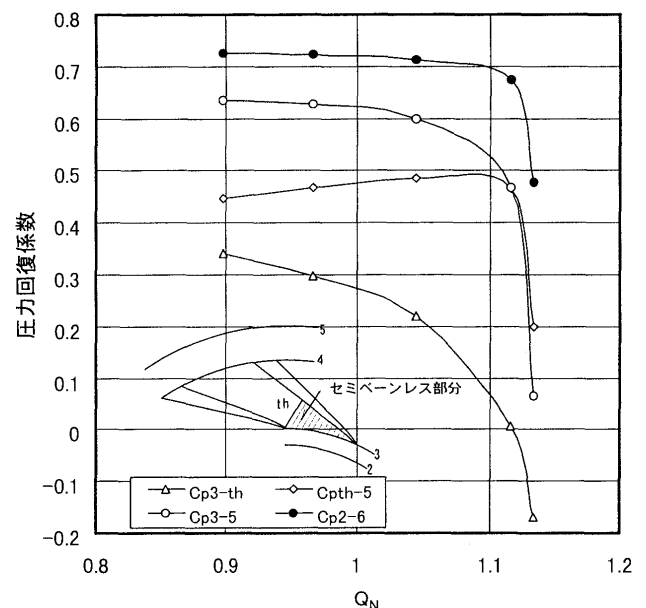


図 11 羽根付きディフューザ・静止流路部における圧力回復係数 (VD-3)

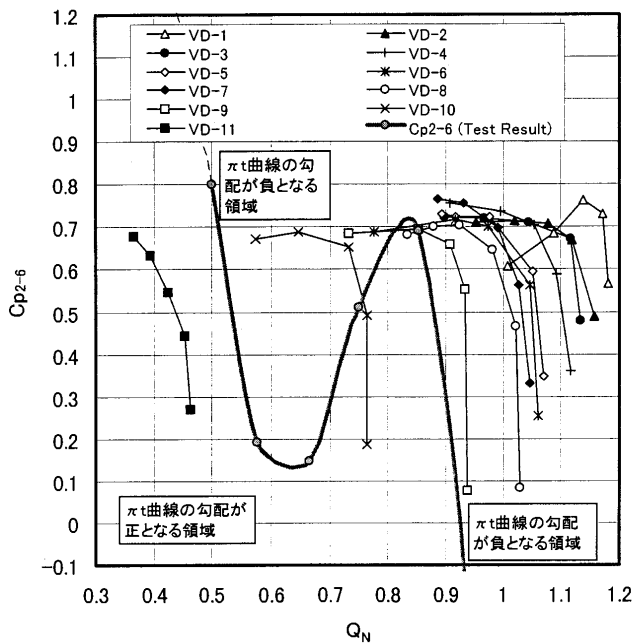


図12 静止流路部における圧力回復係数

$$\text{インペラ効率} = T_0^* \left(\frac{P_{2m}}{P_0} \right)^{(\kappa-1)/\kappa} - 1 / (T_6 - T_0) \quad (10)$$

$$\text{圧縮機効率} = T_0^* \left(\frac{P_6}{P_0} \right)^{(\kappa-1)/\kappa} - 1 / (T_6 - T_0) \quad (11)$$

図13の効率はインペラ効率の最大値で無次元化されている。インペラ効率は $Q_N = 0.98$ で最大値となり $Q_N < 0.98$ では単調減少する。高い圧縮機効率を達成するためには圧縮機の作動域中にインペラ効率が最大となる流量を含んでいる必要がある。供試インペラに対して $Q_N = 0.98$ を作動域に含むことのできるディフューザはタイプI, II, IIIに属し、3.3で述べたように圧縮機としての有効作動領域を Q_b より小流量側に持つことはできない。供試圧縮機ではVD-10やVD-11のようにチョーク流量が Q_b 以下のスロート面積をもつディフューザを用いることで圧縮機を Q_b 以下の流量で安定に作動させることが可能である。特にVD-11を用いると設計流量の約40%の流量で圧縮機を安定に作動させることが可能である。しかし、インペラ効率が低い領域を作動域とするため効率は低下することになる。

4. 結論

1. 11種類の異なる形状を持つ供試ディフューザをインペラと組合わせ試験をした。サージ流量付近においてインペラの圧力比特性とインペラ下流の静止流路部における圧力比特性の組合わせを4種類に分類した。

2. 供試圧縮機の場合、羽根付きディフューザのスロート面積を17%減少させても遠心圧縮機の安定作動域はインペラの圧力比が最大となる流量 Q_b より小流量側へ移動せずほぼ Q_b に留まっていた。これは、インペラの圧力比特性曲線の正の勾配が原因である。

圧縮機の作動域中に Q_b が含まれかつ Q_b 以下の流量で圧縮機全体の圧力比特性曲線の勾配を負に保つために

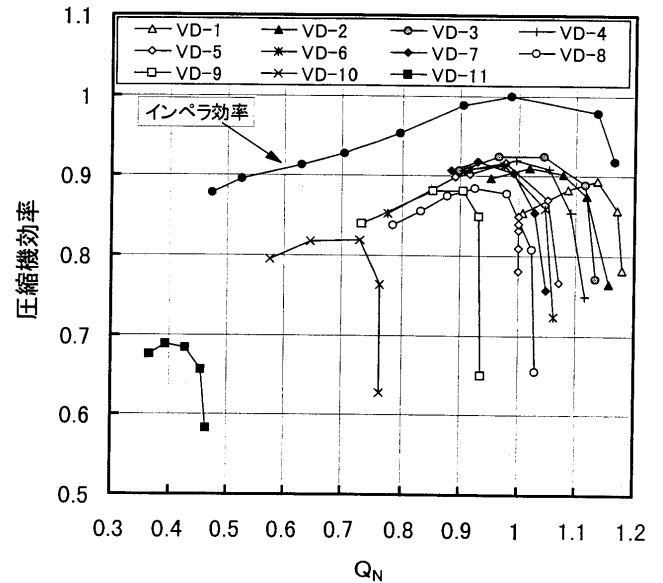


図13 圧縮機効率

は、静止流路部に高い圧力回復係数が必要となる。高い圧力回復係数が望めない場合、ディフューザのチョーク流量が Q_b に近いスロート面積をもつ羽根付きディフューザを組合わせる必要がある。供試圧縮機の場合このようなディフューザはインペラの最高効率点を作動域に持つことができず高い圧縮機効率を達成することができなかった。

3. チョーク流量が Q_b 以下のスロート面積をもつディフューザを用いることで圧縮機を Q_b 以下の流量で安定に作動させることが可能である。本研究では、スロート面積が最小である供試ディフューザを用いると設計流量の約40%の流量で圧縮機を安定に作動させることが可能であった。しかし、インペラ効率が低い領域を作動域とするため圧縮機効率は大幅に低下する。

参考文献

- (1) Rogers C., ASME Paper 82-GT-10, 1982
- (2) 中川幸二, 西田秀夫, 小林博美, 高木武夫, 酒井春樹, 日本機学会論文集 (B編) 57巻533号 (1991-1)
- (3) Hunziker R., Gyarmathy G., ASME Paper 93-GT-284, 1993
- (4) Cumpsty N. A., Compressor Aerodynamics, (1989), p.293, Longman Scientific & Technical
- (5) Klassen H. A., Wood J. R., NASA TM X-3552, 1977
- (6) Yoshinaka T., 1977 Tokyo Joint Gas Turbine Congress, 1977
- (7) Tamaki H., Maruyama T., Saito M., 95-YOKOHAMA-IGTC-21, 1995
- (8) Abdelhaimd A. N., ASME Paper 82-GT-188, 1982
- (9) Whitfield A., Sutton A. J., Leonard H. J., C 433/063 IMechE 1991
- (10) Matsutani J., Aoki S., ASME FED-Vol. 120 Numerical Simulation in Turbomachinery 1991
- (11) Whitfield A., Baines N. C., Design of Radial Turbomachines, (1990) p.363-p.369, Longman Scientific & Technical
- (12) Japikse D., Turbomachinery Diffuser Design Technology, (1984), p.10-2, Concepts ETI, Inc.

1998 年第 43 回 ASME 国際ガスタービン会議

1. 全 般

水木 新平*¹
MIZUKI Shimpei

1998 年 ASME 国際ガスタービン会議 (The 43rd ASME Gas Turbine and Aeroengine Technical Congress, Exposition and Users Symposium) は、6 月 2 日から 5 日までスウェーデンの首都、ストックホルムの Stockholm International Fairs で開催された。会場はストックホルム中央駅より電車で 2 駅目、所要時間 9 分の便利な場所にあり、北欧らしい木々に囲まれた良い環境であった。気温は 10 度以下の日が多くて、寒く、また、物価が高いのには閉口したが、会議は盛況であった。

会議全体はその名の通り、Technical Congress, Exposition と、Users Symposium に大別される。参加国数は 38、Session 数は 149、論文数は 597 編で、Session 参加者は約 2000 名、展示は 181 社であった。

Keynote Session のテーマは“Discover the Power to Compete”で、北海油田の最大のユーザの 1 つである Statoil group の筆頭副社長の Mr. Stig Bergseth, ABB の社長および、ABB の Financial Services の議長でもある Mr. Anders Narvinger および、The Swedish Energy Office の Director General である Mr. Thomas Korsfeldt によるガスタービンのユーザ、製造メーカーおよび政府関係者の 3 つの異なる立場からの将来のエネルギーという観点でのガスタービンに対する意見が述べ

られた。

Award に関しては、Technical Committee の Best Paper Awards に Vehicular & Small Turbomachines Committee から、昨年発表された日本からの“Research and Development of 300 kW Class Ceramic Gas Turbine Project in Japan”(97-GT-87) が選ばれ、また、日本と米国の共著の“Development of a Catalytic Combustor for a Heavy-Duty Utility Gas Turbine”(96-GT-485) が ASME & IGTI Awards & Honors の 1996 John P. Davis Award (Gas Turbine Best Paper Award) を受賞したことは、日本のガスタービン関係者としてうれしいことであった。

Technical Congress は Paper Session が 115 で、論文数は約 550 編、Panel Session は 7 で、両者を交えたものが 1 であった。また、Session の分類に、例えば Heat Transfer と Heat Transfer with Turbomachinery とか、Turbomachinery with Heat Transfer のような 2 つの Technical Committee にまたがる名前があり、調整の難しさを感じさせられた。

分野別の論文数は、Turbomachinery 関係が 140 編を越え、次いで Heat Transfer 関係が約 100 編であった。Combustion & Fuels が約 60 編、Coal, Biomass & Alternative Fuels, Cycle Innovations と Structure & Dynamics はそれぞれ約 30 編で、Manufacturing Materials & Metallurgy と Aircraft Engine が 20 編台で、他はすべて 10 編以下であった。Panel Session は Aircraft Engine 関係が 2、Electric Utilities & Cogeneration と Coal, Biomass & Alternative Fuels と Combustion & Fuels と Control & Diagnostics および Vehicular and Small Turbomachines がそれぞれ 1 で、これらの内容は最新または次世代に関するものに集中しているように思えた。

Users Symposium の Session 数は 34 であったが、中には論文の発表が 47 編含まれていた。また、各 Session にはプログラムに Business Issue および Operations, Maintenance & Repair の表示と、Panel, Paper, Debate および Tutorial の 2 つの表示記号が示されており、Technical Congress のような分野別で Session を組めないで、ユーザに対する工夫された配慮が伺えた。



会場入口

原稿受付 1998 年 7 月 2 日

* 1 法政大学 工学部 機械工学科

〒184-8584 東京都小金井市梶野町 3-7-2

Users Symposium に筆者は参加できなかったが、Ad Hoc と名づけられた Session が 14 あり、Marketing、性能試験の正確さとコスト、ASME の Code & Standard、タービン材料のケーススタディ、磁気軸受、北欧の将来のエネルギー事情、保険とリスクの減少、航空エンジンのオペレータの経験、自動診断、エミッション規制への対応の仕方など幅広い内容に渡っており、特に京都の温暖化防止会議に関係したガスタービンと環境問題は重要な Session に位置づけられていた。

2. 航空用ガスタービン

今年のガスタービン会議のテーマは「DISCOVER THE POWER TO COMPETE」ということで、基調講演も発電用のガスタービンについての話題のみであり、昨年少しは盛り返したかに思われた航空用ガスタービンは、また、勢いが無くなってきてしまっていた。航空エンジン委員会主催のセッションの数で見ても、他の委員会との共催も含めて 11 セッション、52 講演であり、昨年の 12 セッション、53 講演から減少し、更に全体に対する割合でも、セッション数で 6% (昨年 9%)、講演数で 7% (昨年 8%) と減少してしまっていた。セッションの内容としては、概念設計に関するものが 3 つ、安全性に関するものが 2 つ、歴史と開発動向、教育、事業性、試験設備及び試験技術、推力偏向、モニタリングがそれぞれ 1 つずつであった。

また、日本からの発表 37 件のうち航空エンジンに関係するものはインテークからファン入口までの空力特性に関するもの 3 件、ファンのフラッタに関するもの 1 件、制御に関するもの 1 件の計 5 件であった。航空用ガスタービン関連セッションは同時刻に 3 つ並行して開催されるようなことも有り、ここでは筆者が出席したセッションについてのみ報告する。

例年、各賞の受賞者の記念講演やジェットエンジンの歴史を振り返る内容の航空エンジン委員会主催のテーマセッションでは、予定されていた講演はほとんどキャンセルされ、代わりに、昨年他界した GE の Neumann (圧縮機可変静翼の考案者) と今年 3 月に他界した Ohain (ドイツのジェットエンジン考案者) に関する追悼講演が行われ、故人の業績を偲んでいた。また、このセッションの中で唯一予定通りに行われた講演は、将来の大型民間機用ジェットエンジン並びに小型機用ジェットエ

最後に、論文数の国別の内訳を見ると、米国が約 240 編で半分近くを占め、次いで英国が 55 編、ドイツが 53 編で、日本からは 34 編であった。他にスウェーデン、イタリアが約 30 編、スイスが 20 編、フランスは 13 編で、それ以外は 10 編以下であったが、アジアからは台湾の 7 編、韓国の 6 編、インドおよび中国の各 3 編が見られた。ちなみに今年の論文の Journal への推薦率は 29% であった。

池山 正隆*¹
IKEYAMA Masataka

ンジン及びレシプロエンジンに関するもので、10 年後、20 年後の安全性、騒音、排気、コストに関する目標と、目標達成のための性能仕様が示された。

今回の航空エンジン関係のセッションの中で最も興味深かったのは、推力偏向に関するセッションであった。アメリカ、ドイツ、スウェーデンからプロジェクトマネージャクラスの 5 人の講演者が登場するパネル討論であったが、最終日の午後開催されたこともあり、聴衆は約 40 人と今一つ盛り上がらなかった。まず、今までに研究されてきた各種の推力偏向ノズルやパドルを搭載した機体の紹介として、F-16、X-31、Su-34 がコブラ、J ターンといった特殊な高迎角飛行を行っている様子を写したビデオが上映された。また、今後の推力偏向技術の目標としては、推力偏向ノズルをラダーやエレベータの代わりに使用し、無尾翼化することが話題の中心であり、アメリカ、スウェーデン、ドイツが共同で進めている VECTOR (Vectoring Extreme short take off and landing Control and Tailless Operational Research) 計画についての説明がなされた。無尾翼化によって機体の空気抵抗が減り、航続距離が延びるとともに、機体の製造コストが削減される。VECTOR 計画のうち X-31 を無尾翼化する計画については GT-145 に詳細が説明されている。

ジェットエンジンの概念設計及び性能設計に関しては、コンピュータを使用して最適解をいかに速く正確に求めるかということに関する講演が多かった。サイクル計算に関するものとしては、超音速旅客機用の可変サイクルエンジンについて、3 種類のエンジン形態を候補とし、燃料消費率、騒音、サイズを比較して最適な形態を求めていた (GT-080)。また、民間エンジンの概念設計時に、性能のみならず多岐に渡るコスト (開発費、エンジン試験費、運用・整備費、要素試験費、減価償却等) を検討するプログラムの紹介 (GT-182) や、最適サイクルを

原稿受付 1998 年 6 月 23 日

* 1 石川島播磨重工業(株) 航空宇宙事業本部
〒188-8555 東京都田無市向台町 3-5-1

Users Symposium に筆者は参加できなかったが、Ad Hoc と名づけられた Session が 14 あり、Marketing、性能試験の正確さとコスト、ASME の Code & Standard、タービン材料のケーススタディ、磁気軸受、北欧の将来のエネルギー事情、保険とリスクの減少、航空エンジンのオペレータの経験、自動診断、エミッション規制への対応の仕方など幅広い内容に渡っており、特に京都の温暖化防止会議に関係したガスタービンと環境問題は重要な Session に位置づけられていた。

2. 航空用ガスタービン

池山 正隆*¹
IKEYAMA Masataka

今年のガスタービン会議のテーマは「DISCOVER THE POWER TO COMPETE」ということで、基調講演も発電用のガスタービンについての話題のみであり、昨年少しは盛り返したかに思われた航空用ガスタービンは、また、勢いが無くなってきてしまっていた。航空エンジン委員会主催のセッションの数で見ても、他の委員会との共催も含めて 11 セッション、52 講演であり、昨年の 12 セッション、53 講演から減少し、更に全体に対する割合でも、セッション数で 6% (昨年 9%)、講演数で 7% (昨年 8%) と減少してしまっていた。セッションの内容としては、概念設計に関するものが 3 つ、安全性に関するものが 2 つ、歴史と開発動向、教育、事業性、試験設備及び試験技術、推力偏向、モニタリングがそれぞれ 1 つずつであった。

また、日本からの発表 37 件のうち航空エンジンに関係するものはインテークからファン入口までの空力特性に関するもの 3 件、ファンのフラッタに関するもの 1 件、制御に関するもの 1 件の計 5 件であった。航空用ガスタービン関連セッションは同時刻に 3 つ並行して開催されるようなことも有り、ここでは筆者が出席したセッションについてのみ報告する。

例年、各賞の受賞者の記念講演やジェットエンジンの歴史を振り返る内容の航空エンジン委員会主催のテーマセッションでは、予定されていた講演はほとんどキャンセルされ、代わりに、昨年他界した GE の Neumann (圧縮機可変静翼の考案者) と今年の 3 月に他界した Ohain (ドイツのジェットエンジン考案者) に関する追悼講演が行われ、故人の業績を偲んでいた。また、このセッションの中で唯一予定通りに行われた講演は、将来の大型民間機用ジェットエンジン並びに小型機用ジェットエ

最後に、論文数の国別の内訳を見ると、米国が約 240 編で半分近くを占め、次いで英国が 55 編、ドイツが 53 編で、日本からは 34 編であった。他にスウェーデン、イタリアが約 30 編、スイスが 20 編、フランスは 13 編で、それ以外は 10 編以下であったが、アジアからは台湾の 7 編、韓国の 6 編、インドおよび中国の各 3 編が見られた。ちなみに今年の論文の Journal への推薦率は 29% であった。

ンジン及びレシプロエンジンに関するもので、10 年後、20 年後の安全性、騒音、排気、コストに関する目標と、目標達成のための性能仕様が示された。

今回の航空エンジン関係のセッションの中で最も興味深かったのは、推力偏向に関するセッションであった。アメリカ、ドイツ、スウェーデンからプロジェクトマネージャクラスの 5 人の講演者が登場するパネル討論であったが、最終日の午後開催されたこともあり、聴衆は約 40 人と今一つ盛り上がらなかった。まず、今までに研究されてきた各種の推力偏向ノズルやパドルを搭載した機体の紹介として、F-16、X-31、Su-34 がコブラ、J ターンといった特殊な高迎角飛行を行っている様子を写したビデオが上映された。また、今後の推力偏向技術の目標としては、推力偏向ノズルをラダーやエレベータの代わりに使用し、無尾翼化することが話題の中心であり、アメリカ、スウェーデン、ドイツが共同で進めている VECTOR (Vectoring Extreme short take off and landing Control and Tailless Operational Research) 計画についての説明がなされた。無尾翼化によって機体の空気抵抗が減り、航続距離が延びるとともに、機体の製造コストが削減される。VECTOR 計画のうち X-31 を無尾翼化する計画については GT-145 に詳細が説明されている。

ジェットエンジンの概念設計及び性能設計に関しては、コンピュータを使用して最適解をいかに速く正確に求めるかということに関する講演が多かった。サイクル計算に関するものとしては、超音速旅客機用の可変サイクルエンジンについて、3 種類のエンジン形態を候補とし、燃料消費率、騒音、サイズを比較して最適な形態を求めていた (GT-080)。また、民間エンジンの概念設計時に、性能のみならず多岐に渡るコスト (開発費、エンジン試験費、運用・整備費、要素試験費、減価償却等) を検討するプログラムの紹介 (GT-182) や、最適サイクルを

原稿受付 1998 年 6 月 23 日

* 1 石川島播磨重工業(株) 航空宇宙事業本部
〒188-8555 東京都田無市向台町 3-5-1

数値的に求める方法の紹介 (GT-343) があった。ジェットエンジンの過渡状態のシミュレーションに関しては、1 次元のエンジン動的シミュレーションモデルを使い、始動時のエンジン挙動を求め、始動に必要なパワーの削減を図ろうとする計画（空中での再始動性を良くし、安全性を高めようというもの）について、モデリング方法、実際のエンジンとの比較、さらに、各種パラメータを振って最適な燃料スケジュールや圧縮機可変静翼スケジュールも求めたもの (GT-470, 471)、及び、上記の計算で使用する燃焼器の過渡状態（着火、加減速、サージ時）をシミュレートするためのモデルについて解析と試験用燃焼器で得られたデータとの比較 (GT-342) の講演があった。

エンジン関連の試験に関するセッションでは、試験設備の移設・新設に関するプロジェクト的な講演と、計測技術に関する講演とがあった。前者としては、アメリカで試験設備の統合が進められている中、ニュージャージーの海軍研究所にあったジェットエンジン運転試験設備が

テネシーの空軍の研究施設に移設された事例の紹介 (GT-555)、及び、BR 700 のコア部分の高空試験をイギリスだけでなくドイツでも実施可能なように設備を建てる計画の状況の説明 (GT-556) があった。計測技術的内容の発表としては、スウェーデンの ABB 社で建設した、タービンや燃焼器等の高温部品の高空性能及び冷却性能を計測できる設備の紹介 (GT-557) や、タービンフローメータの較正に関し、計測対象流体の粘性に関係無く、一つの直線で整理できる新しい修正係数の紹介 (GT-486) があった。

その他では、近年各種要求があり、コスト高になる一方の軍用エンジンの排気ノズルについて、コストダウンの方法としてスロート面積のみを制御し、出口面積は固定してしまうということをした場合のエンジン性能への影響に関するもの (GT-355)、低圧圧縮機から高圧圧縮機への空気通路の途中に熱交換器を設置し、中間冷却する場合の中間冷却器から高圧圧縮機入口までの収縮流れについての発表 (GT-306) が行われた。

3. 産業用ガスタービン

廣川 一晴*¹

HIROKAWA Kazuharu

本年度のターボエキスポにおける産業用ガスタービンに関連する重要なテーマは、温室効果ガスの規制という地球規模の問題、あるいは NO_x, SO_x 等の規制という環境問題であった。勿論これは、最近京都で行われた国際環境会議を踏まえた動きであり、解決策としてのサイクルの一層の高効率化、排気ガスのクリーン化が要求される厳しい時代の到来とも受け取れる。会議の初日に行われたキーノート・セッションでは、ABB 社の Anders Narvinger 社長の発表があり、将来 CO₂ 排出に対して税金が掛けられるなど、規制の動きが今後強まると予測している。

本会議での産業用ガスタービンに関するセッション数は下記の通りであった（括弧内は論文数）。

- ・発電用およびコージェネ 5 (22) + パネルセッション 2
- ・産業用およびコージェネ 2 (10)
- ・サイクルイノベーション 6 (30)
- ・船用 5 (17)
- ・パイプライン 4 (12)

合計 25 セッション、論文数は 91 で昨年並みであるが内訳に若干の変化が見られ、発電用と銘打ったセッションが減り、サイクルイノベーションが増えている。また、

石炭・バイオマス関係の発表の中には発電用・産業用に属する論文が多く、6 セッション（論文数 35）+ パネルセッション 1 のうち大半を占めている。さらに、上記以外にも、市場動向および予測について・発電産業における ASME Codes および Standards について・保険とリスク低減について・環境問題に関する規制と法律についての計 4 つのパネルセッションが行われた。

前述の環境問題にも絡んで、低 NO_x 燃焼器の開発が最近クローズアップされているが、ABB 社は新型のドライ低 No_x AEV バーナー (GT-519) を搭載した GTX 100 (40 MW 級) を開発中であるとキーノートセッションをはじめ様々なセッションで発表した。低 NO_x 化に関する研究は各メーカー共盛んに発表しており、今後もキーテクノロジーのひとつとして注目を集められると思われる。一方、ここ数年最大のテーマであった大容量高温・高効率ガスタービン (1500℃ 級など) に関して、パネルセッション (WP 07) に加えて、米国 DOE (Department of Energy) が推進する国家プロジェクト ATS (Advanced Turbine System) についての、DOE (GT-141)、Westinghouse 社 (GT-077, 223)、Solar 社 (GT-529) などの発表が行われた。ATS プロジェクトは、2000 年までに低コスト、低公害のガスタービンシステムを開発することを目的とするもので、現在までに参加各メーカー・研究機関・大学等がコンセプトの提案、要素開発および試験を

原稿受付 1998 年 7 月 17 日

* 1 三菱重工(株) 高砂製作所 ガスタービン設計課
〒676-8686 兵庫県高砂市荒井町新浜 2-1-1

数値的に求める方法の紹介 (GT-343) があった。ジェットエンジンの過渡状態のシミュレーションに関しては、1 次元のエンジン動的シミュレーションモデルを使い、始動時のエンジン挙動を求め、始動に必要なパワーの削減を図ろうとする計画（空中での再始動性を良くし、安全性を高めようというもの）について、モデリング方法、実際のエンジンとの比較、さらに、各種パラメータを振って最適な燃料スケジュールや圧縮機可変静翼スケジュールも求めたもの (GT-470, 471)、及び、上記の計算で使用する燃焼器の過渡状態（着火、加減速、サージ時）をシミュレートするためのモデルについて解析と試験用燃焼器で得られたデータとの比較 (GT-342) の講演があった。

エンジン関連の試験に関するセッションでは、試験設備の移設・新設に関するプロジェクト的な講演と、計測技術に関する講演とがあった。前者としては、アメリカで試験設備の統合が進められている中、ニュージャージーの海軍研究所にあったジェットエンジン運転試験設備が

テネシーの空軍の研究施設に移設された事例の紹介 (GT-555)、及び、BR 700 のコア部分の高空試験をイギリスだけでなくドイツでも実施可能なように設備を建てる計画の状況の説明 (GT-556) があった。計測技術的内容の発表としては、スウェーデンの ABB 社で建設した、タービンや燃焼器等の高温部品の高空性能及び冷却性能を計測できる設備の紹介 (GT-557) や、タービンフローメータの較正に関し、計測対象流体の粘性に関係無く、一つの直線で整理できる新しい修正係数の紹介 (GT-486) があった。

その他では、近年各種要求があり、コスト高になる一方の軍用エンジンの排気ノズルについて、コストダウンの方法としてスロート面積のみを制御し、出口面積は固定してしまうということをした場合のエンジン性能への影響に関するもの (GT-355)、低圧圧縮機から高圧圧縮機への空気通路の途中に熱交換器を設置し、中間冷却する場合の中間冷却器から高圧圧縮機入口までの収縮流れについての発表 (GT-306) が行われた。

3. 産業用ガスタービン

廣川 一晴*¹

HIROKAWA Kazuharu

本年度のターボエキスポにおける産業用ガスタービンに関連する重要なテーマは、温室効果ガスの規制という地球規模の問題、あるいは NO_x, SO_x 等の規制という環境問題であった。勿論これは、最近京都で行われた国際環境会議を踏まえた動きであり、解決策としてのサイクルの一層の高効率化、排気ガスのクリーン化が要求される厳しい時代の到来とも受け取れる。会議の初日に行われたキーノート・セッションでは、ABB 社の Anders Narvinger 社長の発表があり、将来 CO₂ 排出に対して税金が掛けられるなど、規制の動きが今後強まると予測している。

本会議での産業用ガスタービンに関するセッション数は下記の通りであった（括弧内は論文数）。

- ・発電用およびコージェネ 5 (22) + パネルセッション 2
- ・産業用およびコージェネ 2 (10)
- ・サイクルイノベーション 6 (30)
- ・船用 5 (17)
- ・パイプライン 4 (12)

合計 25 セッション、論文数は 91 で昨年並みであるが内訳に若干の変化が見られ、発電用と銘打ったセッションが減り、サイクルイノベーションが増えている。また、

石炭・バイオマス関係の発表の中には発電用・産業用に属する論文が多く、6 セッション（論文数 35）+ パネルセッション 1 のうち大半を占めている。さらに、上記以外にも、市場動向および予測について・発電産業における ASME Codes および Standards について・保険とリスク低減について・環境問題に関する規制と法律についての計 4 つのパネルセッションが行われた。

前述の環境問題にも絡んで、低 NO_x 燃焼器の開発が最近クローズアップされているが、ABB 社は新型のドライ低 No_x AEV バーナー (GT-519) を搭載した GTX 100 (40 MW 級) を開発中であるとキーノートセッションをはじめ様々なセッションで発表した。低 NO_x 化に関する研究は各メーカー共盛んに発表しており、今後もキーテクノロジーのひとつとして注目を集められると思われる。一方、ここ数年最大のテーマであった大容量高温・高効率ガスタービン (1500℃ 級など) に関して、パネルセッション (WP 07) に加えて、米国 DOE (Department of Energy) が推進する国家プロジェクト ATS (Advanced Turbine System) についての、DOE (GT-141)、Westinghouse 社 (GT-077, 223)、Solar 社 (GT-529) などの発表が行われた。ATS プロジェクトは、2000 年までに低コスト、低公害のガスタービンシステムを開発することを目的とするもので、現在までに参加各メーカー・研究機関・大学等がコンセプトの提案、要素開発および試験を

原稿受付 1998 年 7 月 17 日

* 1 三菱重工(株) 高砂製作所 ガスタービン設計課
〒676-8686 兵庫県高砂市荒井町新浜 2-1-1

行ってきており、デモンストレーションユニットの製作に入る最終段階まできている。ATSは20 MW以上の事業用と20 MW以下のコジェネ用の2つのクラスからなり、それぞれ主にGE社とWestinghouse社、Allison社とSolar社が参加している。

その他事業用では、ABB社がPFBC用GT 140 Pガスタービンのテスト結果について(GT-121)、同じくABB社がGT 24/26の二段燃焼システムの実機での結果について(GT-220)、GE社が天然ガスに水素を混合させたときの燃焼特性について(GT-359)発表している。

電力・コジェネ関係では、中部電力および三菱重工が液体空気をを用いた吸気冷却システムについて(GT-449)、Houston Light and PowerおよびGE社がMS-7001B/Eガスタービンのアップグレードおよびメンテナンスについて(GT-450)、また、イタリアのBologna大学などから既設の蒸気タービンプラントにガスタービンを追加してリパワーリングするときの経済性の評価について(GT-197)の報告があった。ガスタービン部品のアップグレードやリパワーリングは、比較的容易に高効率化を実現でき、CO₂問題を解決するひとつの手段として有効であり、今後同様の研究が盛んになるのと思われる。

パイプライン・事業用ではRolls-Royce社が航空エンジン転用型のCobella 6761、Solar社がTitan 130に関する発表を行った。どちらも高効率、低NO_xを特色としている。

サイクル関係では、ABB社からは蒸気噴射ガスタービンサイクルに再熱サイクルを組込んだシステムのケーススタディについて(GT-584)、Westinghouse社が米国DOEの支援を受けて取り組んでいる農業用アルファルファ草をガス化した一種のバイオマス・システムのパイロットプラントの試験結果について(GT-335)報告している。また、日本の国家プロジェクトとして推進されているWE-NET(World Energy Network)の水素燃焼タービンシステムについては、日立(GT-345)、三菱重工(GT-394)、Westinghouse社(GT-21)の発表があった。WE-NETは、1993年度より始まった通産省のニューサンシャインプロジェクトの一つである。さらに、石炭をガス化して燃料とするIGCC関連ではかなり実際的な発表があり、実証・商用プラントへとつながる内容となっていると感じた。東芝(GT-331)、GE社(GT-359)、Politecnico di Milano(イタリア、GT-384, 385, 396)の発表があった。

以上紹介してきたように、産業用ガスタービンは、大容量高温・高効率ガスタービン開発による技術革新を軸に、環境保全のための温室効果ガス抑制(すなわち高効率化)技術、低公害のための高度な燃焼技術がメーカーに強く求められるようになってきており、一方で、多種多様な燃料による電源開発、電力事業の規制緩和などの市場の動きが顕著になりつつあると感じられた。

4. 小型ガスタービンおよびセラミックス

小林 寛武*¹

KOBAYASHI Hirotake

「Vehicular and small gas turbine」および「Ceramics」のCommitteeが主催したセッションは合計9、発表論文は33編であり、昨年とほぼ同規模であった。発表論文33編のうち、米国からの発表が14編で例年通り最も多く、次いで日本から7編、ドイツから4編、スウェーデン・フランスの共同研究2編、スウェーデン・フランス・英国の共同研究、ドイツ・米国の共同研究、日本・米国の共同研究、スウェーデン、スロベニア、韓国から各1編であった。

セッションの一覧を以下に示す。

- | | |
|-------|---|
| TA 04 | Life Prediction Methods and Life Limiting Properties of Ceramics I |
| WP 01 | Life Prediction Methods and Life Limiting Properties of Ceramics II |

- | | |
|--------|--|
| WP 18 | Small Gas Turbine Design & Development |
| THA 17 | Fabrication Development for Ceramics Components |
| THP 01 | Stationary Ceramic Gas Turbines |
| FA 02 | Ceramics Composites and Thermal Barrier Coatings for Gas Turbine Engines |
| FP 02 | Standard Test Methods for Ceramics |
| FP 10 | Turbogenerators and Distributed Power Systems |
| UFA 5 | Ceramic Gas Turbine Project Development |

1. エンジン開発関連

日本からは300 kW発電用セラミックガスタービンプロジェクト(CGT 301およびCGT 302)の進捗状況が報告された。タービン入口温度1350℃エンジン試験や

原稿受付 1998年7月15日

*1 川崎重工業(株) 明石工場 汎用ガスタービン事業部
〒673-8666 兵庫県明石市川崎町1-1

行ってきており、デモンストレーションユニットの製作に入る最終段階まできている。ATSは20 MW以上の事業用と20 MW以下のコジェネ用の2つのクラスからなり、それぞれ主にGE社とWestinghouse社、Allison社とSolar社が参加している。

その他事業用では、ABB社がPFBC用GT 140 Pガスタービンのテスト結果について(GT-121)、同じくABB社がGT 24/26の二段燃焼システムの実機での結果について(GT-220)、GE社が天然ガスに水素を混合させたときの燃焼特性について(GT-359)発表している。

電力・コジェネ関係では、中部電力および三菱重工が液体空気をを用いた吸気冷却システムについて(GT-449)、Houston Light and PowerおよびGE社がMS-7001B/Eガスタービンのアップグレードおよびメンテナンスについて(GT-450)、また、イタリアのBologna大学などから既設の蒸気タービンプラントにガスタービンを追加してリパワーリングするときの経済性の評価について(GT-197)の報告があった。ガスタービン部品のアップグレードやリパワーリングは、比較的容易に高効率化を実現でき、CO₂問題を解決するひとつの手段として有効であり、今後同様の研究が盛んになると思われる。

パイプライン・事業用ではRolls-Royce社が航空エンジン転用型のCobella 6761、Solar社がTitan 130に関する発表を行った。どちらも高効率、低NO_xを特色としている。

サイクル関係では、ABB社からは蒸気噴射ガスタービンサイクルに再熱サイクルを組込んだシステムのケーススタディについて(GT-584)、Westinghouse社が米国DOEの支援を受けて取り組んでいる農業用アルファルファ草をガス化した一種のバイオマス・システムのパイロットプラントの試験結果について(GT-335)報告している。また、日本の国家プロジェクトとして推進されているWE-NET(World Energy Network)の水素燃焼タービンシステムについては、日立(GT-345)、三菱重工(GT-394)、Westinghouse社(GT-21)の発表があった。WE-NETは、1993年度より始まった通産省のニューサンシャインプロジェクトの一つである。さらに、石炭をガス化して燃料とするIGCC関連ではかなり実際的な発表があり、実証・商用プラントへとつながる内容となっていると感じた。東芝(GT-331)、GE社(GT-359)、Politecnico di Milano(イタリア、GT-384, 385, 396)の発表があった。

以上紹介してきたように、産業用ガスタービンは、大容量高温・高効率ガスタービン開発による技術革新を軸に、環境保全のための温室効果ガス抑制(すなわち高効率化)技術、低公害のための高度な燃焼技術がメーカーに強く求められるようになってきており、一方で、多種多様な燃料による電源開発、電力事業の規制緩和などの市場の動きが顕著になりつつあると感じられた。

4. 小型ガスタービンおよびセラミックス

小林 寛武*¹

KOBAYASHI Hirotake

「Vehicular and small gas turbine」および「Ceramics」のCommitteeが主催したセッションは合計9、発表論文は33編であり、昨年とほぼ同規模であった。発表論文33編のうち、米国からの発表が14編で例年通り最も多く、次いで日本から7編、ドイツから4編、スウェーデン・フランスの共同研究2編、スウェーデン・フランス・英国の共同研究、ドイツ・米国の共同研究、日本・米国の共同研究、スウェーデン、スロベニア、韓国から各1編であった。

セッションの一覧を以下に示す。

TA 04	Life Prediction Methods and Life Limiting Properties of Ceramics I
WP 01	Life Prediction Methods and Life Limiting Properties of Ceramics II

WP 18	Small Gas Turbine Design & Development
THA 17	Fabrication Development for Ceramics Components
THP 01	Stationary Ceramic Gas Turbines
FA 02	Ceramics Composites and Thermal Barrier Coatings for Gas Turbine Engines
FP 02	Standard Test Methods for Ceramics
FP 10	Turbogenerators and Distributed Power Systems
UFA 5	Ceramic Gas Turbine Project Development

1. エンジン開発関連

日本からは300 kW発電用セラミックガスタービンプロジェクト(CGT 301およびCGT 302)の進捗状況が報告された。タービン入口温度1350℃エンジン試験や

原稿受付 1998年7月15日

*1 川崎重工業(株) 明石工場 汎用ガスタービン事業部
〒673-8666 兵庫県明石市川崎町1-1

1200℃長時間運転等の現状のエンジン試験結果および主要コンポーネントの開発状況についての報告があり、順調に開発が進んでいる様子がうかがわれた。またエンジン開発に関連してタービンブレードのFOD試験結果について報告があった(GT-288, 398, 399, 498, 501)。

AlliedSignal社からハイブリッド自動車用50kWターボ発電機の開発状況が報告された。特徴はタービン、圧縮機、発電機が1軸で空気ベアリングで支えられ、減速機および潤滑系統を廃止していることであるが、その基礎技術はU. S. Army用APU開発で培ったものである(GT-400)。

Vattenfall社、Volvo Aero Turbines社とABB社の共同開発によるコージェネ用マイクロガスタービンシステム(電気出力38kWe/熱出力70kW)の開発状況が報告された。システムは1997年4月にエーテーボリの紙倉庫に完成、2002年までデモプラントとして運転試験を行う予定である。(GT-309)。

2. セラミック適用技術

欧州のAGATA(Advanced Gas Turbine for Automobiles)、米国のCSGT(Ceramic Stationary Gas Turbine)、CTEDP(The Ceramic Turbine Engine Demonstration Project)、HVTE-TS(Hybrid Vehicle Turbine Engine Technology Support)プロジェクトの進捗状況が報告された。

AGATAにおいてはハイブリッド自動車用60kWガスタービン用セラミック部品(触媒燃焼器、タービンロータ、熱交換器)が開発されている。現在、燃焼器についてはフルスケールの燃焼試験が行われている。タービンについてはコールドスピントテストが行われており、1350℃でのホットスピントテストも行われる予定である。熱交換器は1/4スケールモデルによる試験を実施中であり、フルスケールの製造も進行中である(GT-392, 566)。

CSGTにおいてはSolar社が同社製のCentaur 50Sの

1段タービン動・静翼および燃焼器ライナのセラミック化に取り組んでいる。現在までコンポーネントの設計は終了し、要素試験、エンジン試験において性能、耐久性を評価中である。セラミックタービン動翼およびCFCCライナを組み込んだフィールドテストにおいて、948時間でタービン動翼破損のためエンジンが停止したが、既原因究明とその対策が図られており、試験は再開される予定との報告がなされた(GT-181, 528, 529)。

CTEDPにおいてはAlliedSignal社が同社製のAPU用Model 331-200のタービン第1段静・動翼のセラミック化に取り組んでいる。静翼は1524.8時間、動翼は1043.5時間のエンジン試験を終了しており、大きな問題は生じていないとのことである(GT-554)。

HVTE-TSにおいてはAllison Engine社が同社製のAGT-5エンジンを用いてセラミック製タービンロータ、燃焼器、スクロール、熱交換器の開発を行っている。燃焼器、熱交換器の要素試験結果、一部セラミック部品を組み込んだエンジン試験結果が報告された。現在、全てのセラミック部品を組み込んだエンジン試験が始まったところである(GT-451)。

3. セラミック材料技術

セラミック材料技術分野ではセラミック材料の信頼性評価、寿命予測に関するものが多く、セラミック部品の実用化に向けて当然要求される信頼性、耐久性に関わる取り組みが着実に展開されている印象を受けた(GT-465, 479, 480, 489, 527, 569, 595)。

この他、CMC燃焼器の開発状況(GT-30, 104)、サーマルバリアコーティングの疲労メカニズムの研究(GT-336)等の報告があった。

日本のセラミックガスタービン関連の発表に対して、今後の展開について質問が多く寄せられた。世界が日本の今後の動向に注目していることが強く印象に残った。

5. ターボ機械の性能と流れ

5.1 軸流関係

古川 雅人^{*1}

FURUKAWA Masato

圧縮機関係は7セッションあり、論文発表が34件あった。タービン関係では3セッション、15件の発表があった。その他に逆問題に関するセッションが一つあり、4件の発表があった。

原稿受付 1998年7月28日

*1 九州大学 工学部 機械エネルギー工学科

〒812-8581 福岡市東区箱崎6-10-1

翼端流れ・端壁流れ・二次流れのセッションとは別にファンおよび圧縮機の漏れ流れと題するセッションが組まれ、14件にのぼる発表があった。特に本会議では圧縮機静翼列のハブ側で発生する漏れ流れに関する発表が多く見られ、ハブ側シュラウドなし静翼列の翼端漏れ流れが高亜音速圧縮機で解析されたもの(GT-38, 39, 195)、シュラウド付き静翼列については、ハブ側シュラ

1200℃長時間運転等の現状のエンジン試験結果および主要コンポーネントの開発状況についての報告があり、順調に開発が進んでいる様子がうかがわれた。またエンジン開発に関連してタービンブレードのFOD試験結果について報告があった(GT-288, 398, 399, 498, 501)。

AlliedSignal社からハイブリッド自動車用50kWターボ発電機の開発状況が報告された。特徴はタービン、圧縮機、発電機が1軸で空気ベアリングで支えられ、減速機および潤滑系統を廃止していることであるが、その基礎技術はU. S. Army用APU開発で培ったものである(GT-400)。

Vattenfall社、Volvo Aero Turbines社とABB社の共同開発によるコージェネ用マイクロガスタービンシステム(電気出力38kWe/熱出力70kW)の開発状況が報告された。システムは1997年4月にエーテーボリの紙倉庫に完成、2002年までデモプラントとして運転試験を行う予定である。(GT-309)。

2. セラミック適用技術

欧州のAGATA(Advanced Gas Turbine for Automobiles)、米国のCSGT(Ceramic Stationary Gas Turbine)、CTEDP(The Ceramic Turbine Engine Demonstration Project)、HVTE-TS(Hybrid Vehicle Turbine Engine Technology Support)プロジェクトの進捗状況が報告された。

AGATAにおいてはハイブリッド自動車用60kWガスタービン用セラミック部品(触媒燃焼器、タービンロータ、熱交換器)が開発されている。現在、燃焼器についてはフルスケールの燃焼試験が行われている。タービンについてはコールドスピントテストが行われており、1350℃でのホットスピントテストも行われる予定である。熱交換器は1/4スケールモデルによる試験を実施中であり、フルスケールの製造も進行中である(GT-392, 566)。

CSGTにおいてはSolar社が同社製のCentaur 50Sの

1段タービン動・静翼および燃焼器ライナのセラミック化に取り組んでいる。現在までコンポーネントの設計は終了し、要素試験、エンジン試験において性能、耐久性を評価中である。セラミックタービン動翼およびCFCCライナを組み込んだフィールドテストにおいて、948時間でタービン動翼破損のためエンジンが停止したが、既原因究明とその対策が図られており、試験は再開される予定との報告がなされた(GT-181, 528, 529)。

CTEDPにおいてはAlliedSignal社が同社製のAPU用Model 331-200のタービン第1段静・動翼のセラミック化に取り組んでいる。静翼は1524.8時間、動翼は1043.5時間のエンジン試験を終了しており、大きな問題は生じていないとのことである(GT-554)。

HVTE-TSにおいてはAllison Engine社が同社製のAGT-5エンジンを用いてセラミック製タービンロータ、燃焼器、スクロール、熱交換器の開発を行っている。燃焼器、熱交換器の要素試験結果、一部セラミック部品を組み込んだエンジン試験結果が報告された。現在、全てのセラミック部品を組み込んだエンジン試験が始まったところである(GT-451)。

3. セラミック材料技術

セラミック材料技術分野ではセラミック材料の信頼性評価、寿命予測に関するものが多く、セラミック部品の実用化に向けて当然要求される信頼性、耐久性に関わる取り組みが着実に展開されている印象を受けた(GT-465, 479, 480, 489, 527, 569, 595)。

この他、CMC燃焼器の開発状況(GT-30, 104)、サーマルバリアコーティングの疲労メカニズムの研究(GT-336)等の報告があった。

日本のセラミックガスタービン関連の発表に対して、今後の展開について質問が多く寄せられた。世界が日本の今後の動向に注目していることが強く印象に残った。

5. ターボ機械の性能と流れ

5.1 軸流関係

古川 雅人^{*1}

FURUKAWA Masato

圧縮機関係は7セッションあり、論文発表が34件あった。タービン関係では3セッション、15件の発表があった。その他に逆問題に関するセッションが一つあり、4件の発表があった。

原稿受付 1998年7月28日

*1 九州大学 工学部 機械エネルギー工学科

〒812-8581 福岡市東区箱崎6-10-1

翼端流れ・端壁流れ・二次流れのセッションとは別にファンおよび圧縮機の漏れ流れと題するセッションが組まれ、14件にのぼる発表があった。特に本会議では圧縮機静翼列のハブ側で発生する漏れ流れに関する発表が多く見られ、ハブ側シュラウドなし静翼列の翼端漏れ流れが高亜音速圧縮機で解析されたもの(GT-38, 39, 195)、シュラウド付き静翼列については、ハブ側シュラ

ウドのシールキャビティからの漏れ流れ効果が単段遷音速圧縮機 (GT-424) および多段低速圧縮機 (GT-12) で調べられたもの、ハブ側シュラウドと静翼端との間隙からの漏れ流れ効果が多段低速圧縮機で示されたもの (GT-194) があった。一方、動翼列の翼端漏れ流れに関する研究も数多く発表された。動翼端漏れ流れ構造をCFDで詳細に解析することにより漏れ渦に対する retained-lift モデルの解釈を与えたもの (GT-91)、圧縮機の端壁上のブロッケージを定量的に評価するための新たな方法を提案したもの (GT-188)、動翼列における翼端漏れ渦の崩壊が低速圧縮機の性能特性に及ぼす効果を明らかにしたもの (GT-239)、動翼列の漏れ流れ効果を低速の多段圧縮機で調べたもの (GT-591, 592) があった。さらに、遷音速圧縮機の動翼端漏れ流れに対して、衝撃波と漏れ渦の干渉を解析したもの (GT-261)、その干渉により引き起こされるブロッケージ効果が翼弦方向にステップ状に設置された翼端間隙により低減できることを示したもの (GT-90)、流入境界層の影響を調べたもの (GT-130) が発表された。

ファンおよび圧縮機の空気力学的安定性に関するセッションでは、旋回失速初生時のスパイク型擾乱に対して、その発生および発達過程をオイラー方程式により模擬できる計算モデルが提案され (GT-476)、その発生には翼端漏れ渦の翼前縁上流への移動が深く関係していることがCFDにより示され (GT-588)、興味深かった。旋回

失速の事前検知方法として、ケーシング面の圧力データに対してカオスの指標である相関積分を算出するもの (GT-365)、ピッチ方向のフーリエ変換とニューラルネットワークを適用するもの (GT-520) の例が示された。さらに、旋回失速セルの構造および伝播機構を実験とCFDにより調べた研究 (GT-67)、旋回失速セルの三次元流れ場を測定した研究 (GT-594) などがあった。

ファン・圧縮機の設計および解析に関するセッションでは、遷音速圧縮機の動翼列で翼のスweepが衝撃波の構造および二次流れ場に及ぼす効果を示したもの (GT-561)、低速の多段圧縮機静翼列でハブ側シュラウドの有無がもたらす効果の違いおよびシュラウドなしのハブ間隙から形成される漏れ渦の効果を調べたもの (GT-282)、急峻な逆圧力勾配領域あるいはその直ぐ上流で境界層を除去することにより高負荷化を実現する圧縮機翼列の設計法を述べたもの (GT-196) などが発表された。

タービン関係では、動翼端漏れ流れが最終段と排気ディフューザの干渉に及ぼす効果 (GT-94)、長翼を持つ遷音速タービンでのその効果 (GT-96)、三次元翼と端壁形状による翼列二次流れの制御 (GT-72)、端壁形状がノズル案内羽根の性能およびその下流における二次流れの減衰に及ぼす効果 (GT-71, 95)、羽根間隔が遷音速タービン段の流れに及ぼす影響 (GT-481, 482)、翼面せん断応力の測定 (GT-562) に関する発表があった。

5.2 遠心関係

辻田 星歩*1

TSUJITA Hoshio

今回の遠心関係のセッションの内容は、遠心圧縮機、遠心圧縮機要素設計と解析、ラジアルディフューザの空力、および、タービンに関するラジアルターボ機械の空力に分けられていた。セッション数は5つで、発表された論文数は26編であった。

遠心圧縮機のセッションでは、旋回失速の弱い形としてスタンディングストールがストールラインの僅かに外れた位置に存在すること (GT-245)、旋回失速やサージ下の一見不規則に見える圧力変動に含まれる周期性のある変動に着目し、その本質的な特徴の解明を試みたもの (GT-301)、サージ開始流量を測定し、さらに、サージ時の圧力振動周波数を Greitzer の集中定数モデルを用いた結果と比較し、そのモデルの評価を行ったもの (GT-426) が報告された。また、高亜音速圧縮機羽根車の出

口からディフューザ内の非定常流れを LDV (GT-300) と FRAP (Fast-Response Aerodynamic Probe) で測定し、結果を検討し、測定精度を評価したもの (GT-241)、異なったディフューザ形状に対して段のチョークとサージ限界での非定常性の影響を調べたもの (GT-368) が報告された。羽根車上流部分の流れが性能に及ぼす影響について研究を行ったものには、可変入口案内羽根に着目したもの (GT-86) とインデューサ形状に着目したもの (GT-32) が見られた。ドイツとスイスのターボ圧縮機の産業研究プロジェクトでは、大規模なレーザー測定による実験と4種類の計算コードを用いた数値解析の両面から研究が行われ、その一連の研究結果 (GT-24) が報告された。

要素設計と解析では、羽根車の設計に対し、三次元逆解法と三次元粘性解析コードの間の橋渡しに、循環分布をパラメータとする自動最適化アルゴリズムを提案したもの (GT-128)、三次元オイラー逆解法を開発し、それ

原稿受付 1998年7月2日

*1 法政大学 工学部 機械工学科

〒184-8584 東京都小金井市梶野町 3-7-2

ウドのシールキャビティからの流れ効果が多段遷音速圧縮機 (GT-424) および多段低速圧縮機 (GT-12) で調べられたもの、ハブ側シュラウドと静翼端との間隙からの流れ効果が多段低速圧縮機で示されたもの (GT-194) があった。一方、動翼列の翼端流れに関する研究も数多く発表された。動翼端流れ構造をCFDで詳細に解析することにより漏れ渦に対する retained-lift モデルの解釈を与えたもの (GT-91)、圧縮機の端壁上のブロッケージを定量的に評価するための新たな方法を提案したもの (GT-188)、動翼列における翼端漏れ渦の崩壊が低速圧縮機の性能特性に及ぼす効果を明らかにしたもの (GT-239)、動翼列の漏れ流れ効果を低速の多段圧縮機で調べたもの (GT-591, 592) があった。さらに、遷音速圧縮機の動翼端流れに対して、衝撃波と漏れ渦の干渉を解析したもの (GT-261)、その干渉により引き起こされるブロッケージ効果が翼弦方向にステップ状に設置された翼端間隙により低減できることを示したもの (GT-90)、流入境界層の影響を調べたもの (GT-130) が発表された。

ファンおよび圧縮機の空気力学的安定性に関するセッションでは、旋回失速初生時のスパイク型擾乱に対して、その発生および発達過程をオイラー方程式により模擬できる計算モデルが提案され (GT-476)、その発生には翼端漏れ渦の翼前縁上流への移動が深く関係していることがCFDにより示され (GT-588)、興味深かった。旋回

失速の事前検知方法として、ケーシング面の圧力データに対してカオスの指標である相関積分を算出するもの (GT-365)、ピッチ方向のフーリエ変換とニューラルネットワークを適用するもの (GT-520) の例が示された。さらに、旋回失速セルの構造および伝播機構を実験とCFDにより調べた研究 (GT-67)、旋回失速セルの三次元流れ場を測定した研究 (GT-594) などがあった。

ファン・圧縮機の設計および解析に関するセッションでは、遷音速圧縮機の動翼列で翼のスweepが衝撃波の構造および二次流れ場に及ぼす効果を示したもの (GT-561)、低速の多段圧縮機静翼列でハブ側シュラウドの有無がもたらす効果の違いおよびシュラウドなしのハブ間隙から形成される漏れ渦の効果を調べたもの (GT-282)、急峻な逆圧力勾配領域あるいはその直ぐ上流で境界層を除去することにより高負荷化を実現する圧縮機翼列の設計法を述べたもの (GT-196) などが発表された。

タービン関係では、動翼端流れが最終段と排気ディフューザの干渉に及ぼす効果 (GT-94)、長翼を持つ遷音速タービンでのその効果 (GT-96)、三次元翼と端壁形状による翼列二次流れの制御 (GT-72)、端壁形状がノズル案内羽根の性能およびその下流における二次流れの減衰に及ぼす効果 (GT-71, 95)、羽根間隔が遷音速タービン段の流れに及ぼす影響 (GT-481, 482)、翼面せん断応力の測定 (GT-562) に関する発表があった。

5.2 遠心関係

辻田 星歩*1

TSUJITA Hoshio

今回の遠心関係のセッションの内容は、遠心圧縮機、遠心圧縮機要素設計と解析、ラジアルディフューザの空力、および、タービンに関するラジアルターボ機械の空力に分けられていた。セッション数は5つで、発表された論文数は26編であった。

遠心圧縮機のセッションでは、旋回失速の弱い形としてスタンディングストールがストールラインの僅かに外れた位置に存在すること (GT-245)、旋回失速やサージ下の一見不規則に見える圧力変動に含まれる周期性のある変動に着目し、その本質的な特徴の解明を試みたもの (GT-301)、サージ開始流量を測定し、さらに、サージ時の圧力振動周波数を Greitzer の集中定数モデルを用いた結果と比較し、そのモデルの評価を行ったもの (GT-426) が報告された。また、高亜音速圧縮機羽根車の出

口からディフューザ内の非定常流れをLDV (GT-300) とFRAP (Fast-Response Aerodynamic Probe) で測定し、結果を検討し、測定精度を評価したもの (GT-241)、異なったディフューザ形状に対して段のチョークとサージ限界での非定常性の影響を調べたもの (GT-368) が報告された。羽根車上流部分の流れが性能に及ぼす影響について研究を行ったものには、可変入口案内羽根に着目したもの (GT-86) とインデューサ形状に着目したもの (GT-32) が見られた。ドイツとスイスのターボ圧縮機の産業研究プロジェクトでは、大規模なレーザー測定による実験と4種類の計算コードを用いた数値解析の両面から研究が行われ、その一連の研究結果 (GT-24) が報告された。

要素設計と解析では、羽根車の設計に対し、三次元逆解法と三次元粘性解析コードの間の橋渡しに、循環分布をパラメータとする自動最適化アルゴリズムを提案したもの (GT-128)、三次元オイラー逆解法を開発し、それ

原稿受付 1998年7月2日

*1 法政大学 工学部 機械工学科

〒184-8584 東京都小金井市梶野町 3-7-2

を用いて羽根車形状を修正し、修正前と修正後の羽根車の性能の比較を三次元 N-S コードによる解析により行ったもの (GT-127)、また、半羽根を有する羽根車に対する三次元逆解法も提案された (GT-507)。渦巻室内の流れを対象にしたものでは、一次元モデルを用いて予測された損失と圧力上昇を実験結果と比較し、剥離が存在しない場合良く一致することが示された (GT-187)。

ラジアルディフューザに関しては、パイプディフューザについてパイプ数と拡大率および断面形状の異なる 4 種類のものについて詳細な測定を行ったもの (GT-92)、圧縮機の発生する音圧レベル、羽根車先端とディフューザ前縁間の距離およびサージラインの間に存在する問題を、可変パイプディフューザを用いることにより解決を行った研究 (GT-7)、また、二編の論文を通して Quasi

-Vaneless 部、スロート部および出口で流路断面形状の異なるディフューザ (GT-473)、とストレートチャンネルディフューザ (GT-474) に対して、ディフューザ入口での流れの状態が圧力回復と作動範囲に及ぼす影響について調べたものが報告された。

ラジアルタービンについては、ステータとロータの翼列パラメータを変化させ、その影響について調べたもの (GT-494)、翼先端漏れ流れを詳細に測定し、ケーシングとの関係から漏れ流れの特徴づけを行い、さらに、タービン段効率に対する先端間隙の影響を究明したもの (GT-467)、渦巻室内の流れを三次元レイノルズ平均 NS 方程式を用いて解析し、実験値と比較して、不一致の原因を考察し、計算格子の問題点にも触れたもの (GT-496) が報告された。

5.3 非定常流れと数値流体力学

磯村 浩介*1
ISOMURA Kousuke

今回は、非定常流れと数値流体力学の分野ではパネルディスクカッションはなく、新トピックスも無かった。昨年の注目トピックスであった翼の高周波疲労問題及びアクティブサージ制御の研究が下火となり、替わってウェークによる非定常性及びフラッタの研究の発表が盛んであった。

1. ウェークによる非定常性の影響を調べた研究が多かった。
- (1) 数編に亘る論文でウェークの影響を実験的に調べた研究が複数見られた。これは各企業が性能改善の為の非定常データの蓄積に出資している事の現れである。GE の Solomon 及びオーストラリア・タスマニア大の Walker らは実験的にインシデンスおよびクロッキングの非定常遷移に及ぼす影響を報告した (GT-363, 364)。ペンシルベニア州立大の Suryavamshi らはホットフィルムとアスピレーティングプローブによる多段圧縮機内の 3 次元非定常計測により静翼上の熱伝達への影響を調査した (GT-521, 522, 523)。UTRC の Busty らはタービンリグにおける非定常計測により動・静翼間隔の空力性能に及ぼす影響を調査した (GT-481, 482)。
- (2) CFD を使ってウェーク干渉の影響を調査、議論した論文も多く見られた。MIT の Valkov らは 3 次元非定常 CFD により圧縮機静翼の定常性能に及ぼすウェークの非定常性の影響を議論した (GT-312, 313)。

この他にもクロッキングの影響調査 (GT-82)、熱伝達への影響調査 (GT-243) 等が挙げられ、段解析が実用的ツールとなってきた感がある。

2. アクティブサージ制御の論文が減少している。
- (1) これは、GE は当初より消極的であった事に加えて RR 及び P&W がアクティブサージ制御研究を中止した為である。主な論文発表者は米空軍と NASA の資金で研究を続けている MIT、及びドイツの各社であり、これまで欧州での中心であった Cambridge 大からの発表は無かった。
- (2) 論文としてはアクティブサージ制御試験自体の成果を示す論文は無く、新しい制御方法の検討 (GT-234, 308)、ストールインセプションの計測方法 (GT-475) やモデル化法 (GT-365, 476, 520) に関するもの、及び旋回失速の計測 (GT-594) や制御 (GT-264, 265) に関する物であった。
3. フラッタの論文が増えて 3 セッションとなった。
- (1) GE 及び IHI から翼振動モードのフラッタに及ぼす影響を論じた発表がなされ、注目を集めた。GE の Panovsky と EPFL の Nowinski は低圧タービン翼において翼の振動モードが支配的パラメータである事を示し (GT-573)、続いて GE の Panovsky と Kielb は 2 次元翼断面の空力安定性を振り振動軸位置を座標とした 2 次元平面上にコンタとして示し、新しい耐フラッタ翼設計のアプローチを示した (GT-575)。IHI の Isomura は GE と同様の考えを振り軸位置変更の自由度の少ない遷音速ファンに対して適用し、遷音速ファンにおいても翼の振動モードが支配的パラメータである事

原稿受付 1998 年 6 月 30 日

* 1 石川島播磨重工業(株) 航要技部
〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷 229

を用いて羽根車形状を修正し、修正前と修正後の羽根車の性能の比較を三次元 N-S コードによる解析により行ったもの (GT-127)、また、半羽根を有する羽根車に対する三次元逆解法も提案された (GT-507)。渦巻室内の流れを対象にしたものでは、一次元モデルを用いて予測された損失と圧力上昇を実験結果と比較し、剥離が存在しない場合良く一致することが示された (GT-187)。

ラジアルディフューザに関しては、パイプディフューザについてパイプ数と拡大率および断面形状の異なる 4 種類のものについて詳細な測定を行ったもの (GT-92)、圧縮機の発生する音圧レベル、羽根車先端とディフューザ前縁間の距離およびサージラインの間に存在する問題を、可変パイプディフューザを用いることにより解決を行った研究 (GT-7)、また、二編の論文を通して Quasi

-Vaneless 部、スロート部および出口で流路断面形状の異なるディフューザ (GT-473)、とストレートチャンネルディフューザ (GT-474) に対して、ディフューザ入口での流れの状態が圧力回復と作動範囲に及ぼす影響について調べたものが報告された。

ラジアルタービンについては、ステータとロータの翼列パラメータを変化させ、その影響について調べたもの (GT-494)、翼先端漏れ流れを詳細に測定し、ケーシングとの関係から漏れ流れの特徴づけを行い、さらに、タービン段効率に対する先端間隙の影響を究明したもの (GT-467)、渦巻室内の流れを三次元レイノルズ平均 NS 方程式を用いて解析し、実験値と比較して、不一致の原因を考察し、計算格子の問題点にも触れたもの (GT-496) が報告された。

5.3 非定常流れと数値流体力学

磯村 浩介*1
ISOMURA Kousuke

今回は、非定常流れと数値流体力学の分野ではパネルディスクカッションはなく、新トピックスも無かった。昨年の注目トピックスであった翼の高周波疲労問題及びアクティブサージ制御の研究が下火となり、替わってウェークによる非定常性及びフラッタの研究の発表が盛んであった。

1. ウェークによる非定常性の影響を調べた研究が多かった。
- (1) 数編に亘る論文でウェークの影響を実験的に調べた研究が複数見られた。これは各企業が性能改善の為の非定常データの蓄積に出資している事の現れである。GE の Solomon 及びオーストラリア・タスマニア大の Walker らは実験的にインシデンスおよびクロッキングの非定常遷移に及ぼす影響を報告した (GT-363, 364)。ペンシルベニア州立大の Suryavamshi らはホットフィルムとアスピレーティングプローブによる多段圧縮機内の 3 次元非定常計測により静翼上の熱伝達への影響を調査した (GT-521, 522, 523)。UTRC の Busty らはタービンリグにおける非定常計測により動・静翼間隔の空力性能に及ぼす影響を調査した (GT-481, 482)。
- (2) CFD を使ってウェーク干渉の影響を調査、議論した論文も多く見られた。MIT の Valkov らは 3 次元非定常 CFD により圧縮機静翼の定常性能に及ぼすウェークの非定常性の影響を議論した (GT-312, 313)。

この他にもクロッキングの影響調査 (GT-82)、熱伝達への影響調査 (GT-243) 等が挙げられ、段解析が実用的ツールとなってきた感がある。

2. アクティブサージ制御の論文が減少している。
- (1) これは、GE は当初より消極的であった事に加えて RR 及び P&W がアクティブサージ制御研究を中止した為である。主な論文発表者は米空軍と NASA の資金で研究を続けている MIT、及びドイツの各社であり、これまで欧州での中心であった Cambridge 大からの発表は無かった。
- (2) 論文としてはアクティブサージ制御試験自体の成果を示す論文は無く、新しい制御方法の検討 (GT-234, 308)、ストールインセプションの計測方法 (GT-475) やモデル化法 (GT-365, 476, 520) に関するもの、及び旋回失速の計測 (GT-594) や制御 (GT-264, 265) に関する物であった。
3. フラッタの論文が増えて 3 セッションとなった。
- (1) GE 及び IHI から翼振動モードのフラッタに及ぼす影響を論じた発表がなされ、注目を集めた。GE の Panovsky と EPFL の Nowinski は低圧タービン翼において翼の振動モードが支配的パラメータである事を示し (GT-573)、続いて GE の Panovsky と Kielb は 2 次元翼断面の空力安定性を振り振動軸位置を座標とした 2 次元平面上にコンタとして示し、新しい耐フラッタ翼設計のアプローチを示した (GT-575)。IHI の Isomura は GE と同様の考えを振り軸位置変更の自由度の少ない遷音速ファンに対して適用し、遷音速ファンにおいても翼の振動モードが支配的パラメータである事

原稿受付 1998 年 6 月 30 日

* 1 石川島播磨重工業(株) 航要技部
〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷 229

- を示した (GT-570)。
- (2) 台湾の Chiang と Chung は構造振動と連成した 2 次元核関数計算を行い、システムモードフラッタの解析可能性を示した (GT-52)。
- (3) 台湾 Cheng Kung 大の Lu と Chen は翼面より発生させた音波により対フラッタ安定性が増大させられる事を実験的に示した (GT-65)。
4. ウェークによる強制振動 (高周波疲労) に直接関係した発表は殆ど無かった。これは翼の空力励振力計算が既に実用段階に入った為である。
5. その他のトピックス

- (1) カナダ NRC の Carscallen らは世界で初めて実験的に遷音速域での翼後縁からの Vortex Shedding を捕らえることに成功した (GT-477)。計測には 100 kHz レンジの全温計を使用した。計測結果は CFD 結果と良い一致を示した。
- (2) スウェーデン KTH の Fransson らは、過去に作成した 10 種の CFD 検証用非定常翼列データに加えて、第 11 番目の標準データを提示した (GT-490)。これは背側 75% コード位置に衝撃波のある遷音速タービン翼列である。この設計点データと共にバブルの存在するオフデザインデータも報告された。

6. 伝熱関係

木塚 宣明*1

KIZUKA Nobuaki

本会議の伝熱関係のセッションは Heat Transfer Committee 主催 16 件、共催 6 件で総数 112 件 (発表全体の約 1/5) の技術論文に関する発表がプログラムに組込まれた。ジャンル別に分けると、(1) フィルム冷却関係、(2) 外面熱伝達率関係、(3) 内部冷却関係、(4) 内部空気系及びシール関係、(5) 境界層遷移関係、(6) 燃焼器冷却関係となる。このうち、筆者の興味があった内容について報告させて頂く。

(1) のフィルム冷却関係には 7 つのセッションで 37 件の論文に関する発表が生まれ例年同様盛況であった。この分野では従来のような平面上の単純な流れ場ではなく、実際の形状での適用効果やより複雑な細部の流れを議論するものが増えてきた。また、傾向的に見ると CFD による解析が増えている。基礎的な研究としては、フィルム孔長さ/孔径をパラメータとしてフィルム効率の影響を調べたもの (GT-10, 190) やフィルム孔形状が外部熱伝達率に及ぼす影響について検討したもの (GT-28) が発表された。実際の形状での研究では、フィルム孔流量係数について実験したもの (GT-79)、前縁フィルム冷却に関するもの (GT-64, 85, 434) が報告された。また、静翼エンドウォール面上の強い 2 次流れ場において、空力損失低減とフィルム冷却効果の両方を考慮してフィルム孔列の最適配置を提案した発表 (GT-483) があり注目を集めていた。エンドウォール面上を 2 次流れの影響を考慮して 4 つの領域に分割し、主流ガス流線軌跡をもとにフィルム孔列の配置を決定したもので、現状の実機に採用されている配置とはかなり異なることで質問を受けていたが、冷却空気流量の低減やそれに伴う空力損失の低

減に有効である事をアピールしていた。また、数値解析では、前縁フィルム冷却解析 (GT-504)、フィルム冷却による空力損失解析 (GT-497, 536) などがあり、GT-210 では、フィルム孔で発生する渦が主流ガスと冷媒の混合に及ぼす影響について詳細に解析している。

(2) の外部熱伝達率関係には 3 つのセッションで 16 件の論文に関する発表が行われた。主流乱れ度の翼面熱伝達率に及ぼす影響を実験的に調べたもの (GT-107, 236)、翼表面荒さが熱伝達率に与える影響を解析したもの (GT-87)、エンドウォール面熱伝達率に関するもの (GT-66, 173)、ケーシングリセスの効果を考慮した翼 Tip 部熱伝達率解析 (GT-369) の発表があった。GT-89 では、主流流れ場と翼熱伝導とをカップリングさせて解く手法を用いて TBC (thermal barrier coating) 施工翼の解析を行った例があり、熱遮蔽の効果を議論している。

(3) の内部冷却関係には 4 つのセッションで 22 件の論文に関する発表が行われ、サーペントイン冷却流路に関する実験及び解析が大半を占めていた。感温液晶を用いた Transient 計測法によるリブ付きサーペントイン流路内の熱伝達率測定 (GT-515)、冷却流路内のリブ Blockage ratio をパラメータに熱伝達率と圧力損失の影響を調べたもの (GT-176) などが発表され、いずれもより実機に近いリブエッジ部の丸みを考慮した形状での研究であった。また、今回サーペントイン折返し部に関するものが多くレーザードプラー流速計により仕切り壁厚さの影響を調べたもの (GT-189)、PIV 法により流れ場を計測したもの (GT-544)、数値解析により熱伝達率を予測したもの (GT-329) などが発表され、限界冷却設計する上で必要となる細かな現象の理解に役立つ。この他、スタガードピンフィン最適配置について調べたもの (GT-149)、翼後縁部の台形流路内でのピンフィン冷却

原稿受付 1998 年 7 月 22 日

* 1 (株) 日立製作所 電力・電機開発本部

〒312-0034 茨城県ひたちなか市堀口 832-2

- を示した (GT-570)。
- (2) 台湾の Chiang と Chung は構造振動と連成した 2 次元核関数計算を行い、システムモードフラッタの解析可能性を示した (GT-52)。
- (3) 台湾 Cheng Kung 大の Lu と Chen は翼面より発生させた音波により対フラッタ安定性が増大させられる事を実験的に示した (GT-65)。
4. ウェークによる強制振動 (高周波疲労) に直接関係した発表は殆ど無かった。これは翼の空力励振力計算が既に実用段階に入った為である。
5. その他のトピックス

- (1) カナダ NRC の Carscallen らは世界で初めて実験的に遷音速域での翼後縁からの Vortex Shedding を捕らえることに成功した (GT-477)。計測には 100 kHz レンジの全温計を使用した。計測結果は CFD 結果と良い一致を示した。
- (2) スウェーデン KTH の Fransson らは、過去に作成した 10 種の CFD 検証用非定常翼列データに加えて、第 11 番目の標準データを提示した (GT-490)。これは背側 75% コード位置に衝撃波のある遷音速タービン翼列である。この設計点データと共にバブルの存在するオフデザインデータも報告された。

6. 伝熱関係

木塚 宣明*1

KIZUKA Nobuaki

本会議の伝熱関係のセッションは Heat Transfer Committee 主催 16 件、共催 6 件で総数 112 件 (発表全体の約 1/5) の技術論文に関する発表がプログラムに組込まれた。ジャンル別に分けると、(1) フィルム冷却関係、(2) 外面熱伝達率関係、(3) 内部冷却関係、(4) 内部空気系及びシール関係、(5) 境界層遷移関係、(6) 燃焼器冷却関係となる。このうち、筆者の興味があった内容について報告させて頂く。

(1) のフィルム冷却関係には 7 つのセッションで 37 件の論文に関する発表が生まれ例年同様盛況であった。この分野では従来のような平面上の単純な流れ場ではなく、実際の形状での適用効果やより複雑な細部の流れを議論するものが増えてきた。また、傾向的に見ると CFD による解析が増えている。基礎的な研究としては、フィルム孔長さ/孔径をパラメータとしてフィルム効率の影響を調べたもの (GT-10, 190) やフィルム孔形状が外部熱伝達率に及ぼす影響について検討したもの (GT-28) が発表された。実際の形状での研究では、フィルム孔流量係数について実験したもの (GT-79)、前縁フィルム冷却に関するもの (GT-64, 85, 434) が報告された。また、静翼エンドウォール面上の強い 2 次流れ場において、空力損失低減とフィルム冷却効果の両方を考慮してフィルム孔列の最適配置を提案した発表 (GT-483) があり注目を集めていた。エンドウォール面上を 2 次流れの影響を考慮して 4 つの領域に分割し、主流ガス流線軌跡をもとにフィルム孔列の配置を決定したもので、現状の実機に採用されている配置とはかなり異なることで質問を受けていたが、冷却空気流量の低減やそれに伴う空力損失の低

減に有効である事をアピールしていた。また、数値解析では、前縁フィルム冷却解析 (GT-504)、フィルム冷却による空力損失解析 (GT-497, 536) などがあり、GT-210 では、フィルム孔で発生する渦が主流ガスと冷媒の混合に及ぼす影響について詳細に解析している。

(2) の外部熱伝達率関係には 3 つのセッションで 16 件の論文に関する発表が行われた。主流乱れ度の翼面熱伝達率に及ぼす影響を実験的に調べたもの (GT-107, 236)、翼表面荒さが熱伝達率に与える影響を解析したもの (GT-87)、エンドウォール面熱伝達率に関するもの (GT-66, 173)、ケーシングリセスの効果を考慮した翼 Tip 部熱伝達率解析 (GT-369) の発表があった。GT-89 では、主流流れ場と翼熱伝導とをカップリングさせて解く手法を用いて TBC (thermal barrier coating) 施工翼の解析を行った例があり、熱遮蔽の効果を議論している。

(3) の内部冷却関係には 4 つのセッションで 22 件の論文に関する発表が行われ、サーペントイン冷却流路に関する実験及び解析が大半を占めていた。感温液晶を用いた Transient 計測法によるリップ付きサーペントイン流路内の熱伝達率測定 (GT-515)、冷却流路内のリップ Blockage ratio をパラメータに熱伝達率と圧力損失の影響を調べたもの (GT-176) などが発表され、いずれもより実機に近いリップエッジ部の丸みを考慮した形状での研究であった。また、今回サーペントイン折返し部に関するものが多くレーザードプラー流速計により仕切り壁厚さの影響を調べたもの (GT-189)、PIV 法により流れ場を計測したもの (GT-544)、数値解析により熱伝達率を予測したもの (GT-329) などが発表され、限界冷却設計する上で必要となる細かな現象の理解に役立つ。この他、スタガードピンフィン最適配置について調べたもの (GT-149)、翼後縁部の台形流路内でのピンフィン冷却

原稿受付 1998 年 7 月 22 日

* 1 (株) 日立製作所 電力・電機開発本部

〒312-0034 茨城県ひたちなか市堀口 832-2

特性計測 (GT-110) などがあつた。

(4)の内部空気系及びシール関係には3つのセッションで16件の発表があり、主にラビリンスシール、タービンディスク冷却及び内部流れに関するものであつた。

(6)の燃焼器冷却に関してはフィルム冷却に代わって、予混合燃焼に適したリブを用い伝熱促進をはかった対流冷却方式についての発表(GT-539, 540)があつた。既に実用化されている技術ではあるが、低NO_x化と冷却を

両立する意味で、新しい展開が期待できる領域であろう。

またこれらの他に、次世代コンバインドで提案されている蒸気冷却に関するもの(GT-275)、Vaporization冷却に関する検討(GT-177)、さらにサイクル関係のセッションではあるが1700℃級水素燃焼ガスタービンの第1段静翼に対する水冷却の検討(GT-345)が発表され、空気以外の冷媒に関する検討が増える傾向にある。

7. 燃焼および燃料関係

奥戸 淳*¹
OKUTO Atsushi

1. 全般

燃焼および燃料関係ではペーパーセッションが11, パネルセッションが1つの計12であつた。昨年と比べパネルセッションが2つ減つたが論文数では64件と3件増加している。発表国別の内訳は、米国32編、日本とドイツが各6編、イギリス5編、スウェーデンとカナダが各4編、スイス3編、あとはフランス、オランダ、イタリア、韓国が各1編である。機関別では企業42編、大学18編、国立研究機関4編である。

発表のセッションテーマによって分類すると、エミッションに関するものが6編、希薄予混合予蒸発燃焼に関するものが5編、安定性/動特性に関するものが12編、燃焼器設計に関するものが12編、数値モデリングに関するものが12編、液体燃料噴霧に関するものが7編、代替燃料に関するものが6編、その他4編となっている。

2. エミッション

NO_xの測定と換算に関する誤差(GT-75, 235)、噴流混合燃焼器での滞留時間と入口温度のNO_x生成への影響(GT-433)、対向流2重火炎でのNO_x生成に関する実験と解析(GT-73)、2段NO生成総括反応と3段酸化反応によるCOとNOの排出量推定(GT-185)、化石燃料から排出される温室効果ガスの削減手法(GT-74)に関するものがある。

3. 希薄予混合予蒸発燃焼

Kivaコードに乱流燃焼速度モデルを組み込み乱流旋回火炎のモデリング(GT-493)、OHのPLIFとUHCの自発光を同時に取り込み、フィルタと画像処理によって分離したもの(GT-560)、SiemensのLPPバーナの実機適用結果と開発状況(GT-552)、LPPバーナの予混合

部の速度場、液滴サイズと速度分布、燃料蒸気濃度の光学計測(GT-553)、逆火防止装置(GT-596)に関するものがある。

4. 安定性/動特性

安定性/動特性については実験と解析に大別できる。実験ではヘルムホルツ型共鳴器を用いてダンピング(GT-268)するパッシブ型、バイパスラインのオンオフ(GT-267)や燃料付加(GT-258)、入口空気に音波振動を付与(GT-303)などによるアクティブ型の振動抑制例があり、局所空燃比の光学計測(GT-304)や自発光計測(GT-568)による振動現象の分析、ノズルの違い(GT-382)や位置変化(GT-492)の影響の評価がある。

解析では非線形モデル(GT-269)、実験で決定されたパラメータの利用(GT-582)、空力-構造連成解析の適用例(GT-502)、時間遅れモデル(GT-581)がある。

5. 燃焼器設計

ダンブディフェューザ形状の圧損への影響(GT-225)やNO_xとCOのモニタによる空気配分最適化システム(GT-576)の他に、解析ではライナ壁温予測(GT-454)、反応と乱流の相互作用を考慮したモデルによる火炎の周波数応答解析(GT-323)、研究プロジェクトではCGT用低NO_x燃焼器(GT-272)、触媒アシスト燃焼器(GT-381)、HEV-GT用触媒燃焼器(GT-390)、CMC製旋回流燃焼器(GT-357)、1.8mm厚TBCライナ(GT-388)、製品開発ではABBのAEVバーナー(GT-519)、SEVバーナーの渦発生器(GT-487)、GEのLMシリーズ用燃焼器(GT-310)がある。

6. 数値モデリング

液相への拡張(GT-227)や、ふく射の考慮(GT-228)、燃料分散と旋回の影響(GT-440)、RQL(GT-230)、燃料スポーク周り(GT-389)、エアブラストノズル周り(GT-

原稿受付 1998年6月29日

*1 川崎重工業(株) 明石技術研究所

〒673-8666 兵庫県明石市川崎町1-1

特性計測 (GT-110) などがあつた。

(4)の内部空気系及びシール関係には3つのセッションで16件の発表があり、主にラビリンスシール、タービンディスク冷却及び内部流れに関するものであつた。

(6)の燃焼器冷却に関してはフィルム冷却に代わって、予混合燃焼に適したリップを用い伝熱促進をはかった対流冷却方式についての発表(GT-539, 540)があつた。既に実用化されている技術ではあるが、低NO_x化と冷却を

両立する意味で、新しい展開が期待できる領域であろう。

またこれらの他に、次世代コンバインドで提案されている蒸気冷却に関するもの(GT-275)、Vaporization冷却に関する検討(GT-177)、さらにサイクル関係のセッションではあるが1700℃級水素燃焼ガスタービンの第1段静翼に対する水冷却の検討(GT-345)が発表され、空気以外の冷媒に関する検討が増える傾向にある。

7. 燃焼および燃料関係

奥戸 淳*¹
OKUTO Atsushi

1. 全般

燃焼および燃料関係ではペーパーセッションが11, パネルセッションが1つの計12であつた。昨年と比べパネルセッションが2つ減つたが論文数では64件と3件増加している。発表国別の内訳は、米国32編、日本とドイツが各6編、イギリス5編、スウェーデンとカナダが各4編、スイス3編、あとはフランス、オランダ、イタリア、韓国が各1編である。機関別では企業42編、大学18編、国立研究機関4編である。

発表のセッションテーマによって分類すると、エミッションに関するものが6編、希薄予混合予蒸発燃焼に関するものが5編、安定性/動特性に関するものが12編、燃焼器設計に関するものが12編、数値モデリングに関するものが12編、液体燃料噴霧に関するものが7編、代替燃料に関するものが6編、その他4編となっている。

2. エミッション

NO_xの測定と換算に関する誤差(GT-75, 235)、噴流混合燃焼器での滞留時間と入口温度のNO_x生成への影響(GT-433)、対向流2重火炎でのNO_x生成に関する実験と解析(GT-73)、2段NO生成総括反応と3段酸化反応によるCOとNOの排出量推定(GT-185)、化石燃料から排出される温室効果ガスの削減手法(GT-74)に関するものがある。

3. 希薄予混合予蒸発燃焼

Kivaコードに乱流燃焼速度モデルを組み込み乱流旋回火炎のモデリング(GT-493)、OHのPLIFとUHCの自発光を同時に取り込み、フィルタと画像処理によって分離したもの(GT-560)、SiemensのLPPバーナの実機適用結果と開発状況(GT-552)、LPPバーナの予混合

部の速度場、液滴サイズと速度分布、燃料蒸気濃度の光学計測(GT-553)、逆火防止装置(GT-596)に関するものがある。

4. 安定性/動特性

安定性/動特性については実験と解析に大別できる。実験ではヘルムホルツ型共鳴器を用いてダンピング(GT-268)するパッシブ型、バイパスラインのオンオフ(GT-267)や燃料付加(GT-258)、入口空気に音波振動を付与(GT-303)などによるアクティブ型の振動抑制例があり、局所空燃比の光学計測(GT-304)や自発光計測(GT-568)による振動現象の分析、ノズルの違い(GT-382)や位置変化(GT-492)の影響の評価がある。

解析では非線形モデル(GT-269)、実験で決定されたパラメータの利用(GT-582)、空力-構造連成解析の適用例(GT-502)、時間遅れモデル(GT-581)がある。

5. 燃焼器設計

ダンブディフェューザ形状の圧損への影響(GT-225)やNO_xとCOのモニタによる空気配分最適化システム(GT-576)の他に、解析ではライナ壁温予測(GT-454)、反応と乱流の相互作用を考慮したモデルによる火炎の周波数応答解析(GT-323)、研究プロジェクトではCGT用低NO_x燃焼器(GT-272)、触媒アシスト燃焼器(GT-381)、HEV-GT用触媒燃焼器(GT-390)、CMC製旋回流燃焼器(GT-357)、1.8mm厚TBCライナ(GT-388)、製品開発ではABBのAEVバーナー(GT-519)、SEVバーナーの渦発生器(GT-487)、GEのLMシリーズ用燃焼器(GT-310)がある。

6. 数値モデリング

液相への拡張(GT-227)や、ふく射の考慮(GT-228)、燃料分散と旋回の影響(GT-440)、RQL(GT-230)、燃料スポーク周り(GT-389)、エアブラストノズル周り(GT-

原稿受付 1998年6月29日

*1 川崎重工業(株) 明石技術研究所

〒673-8666 兵庫県明石市川崎町1-1

-232), 水噴射によるNO_x低減 (GT-292), 圧縮機出口からタービン入口までの燃焼器全体の解析 (GT-184), GEの新コードACCの紹介 (GT-229)とLMシリーズへの適用 (GT-444), 有限混合速度をもつモデル (GT-218)や部分予混合層流火炎片モデル (GT-217)のDLEへの適用に関するものがある。

7. 液体燃料噴霧

圧力噴射弁については, 有限体積法を用いたCFDによる性能予測と実験の比較 (GT-441), 寸法の大きなノズルを製作して計測を容易にし, パラメータ実験により相関式を求めたもの (GT-537)がある。

気流微粒化に関しては, 燃料ジェットに同軸空気流という単純なノズルによるパラメータ実験 (GT-445), 液膜の温度も考慮したCFD (GT-500)がある。

圧力霧化と気流微粒化の併用タイプでは, 形状変化の影響を観測したもの (GT-360), 燃空比を変化させたもの (GT-442), 燃料・空気それぞれの圧力損失を変化させた実験をCFDで補足したもの (GT-517)がある。

8. 代替燃料

水素燃焼タービン開発での効率上昇と開発コストのトレードオフの検討 (GT-21), 木質廃棄物の焼却熱を利用したレキュベレータで燃焼器を置換したガスタービンシステムの発電コスト検討 (GT-62), LNG, LPG, ナフサ, 重質油を燃料とした発電設備の経済性考察 (GT-122), 天然ガスに10% volの水素を加えた燃料でのフィールドテスト結果 (GT-359), 酸素吹きIGCCからの中カロリーガスを燃料とし低NO_xのために窒素を燃焼器内に直接吹き込むシステムの常圧燃焼試験 (GT-331), 灯油, ナフサ, エタノール, メタノールを燃料とする場合の注意点とこれまでの経験の総説 (GT-231)がある。

9. その他

その他にガス分析から燃焼器出口温度を推定する方法 (GT-180), 準解析手法によるエミッションの予測 (GT-216), メタンなどの350℃までの温度での燃焼限界の調査 (GT-179), 燃料タンク中での可燃混合気発生予測 (GT-178)に関するものがある。

8. 制御と診断

杉山 七契^{*1}

SUGIYAMA Nanahisa

制御と診断のセッションはこの数年, 発表件数が急速に増加している。その理由は定かでないが, マイクロプロセッサとその周辺技術の進歩が, 高度で新しいエンジン制御および診断を可能にしつつあることに関係しているのではないと思われる。発表論文がTransactionに掲載される率は, 全分野平均では30%とされているが, 制御と診断の分野は40%で平均以上となっている。審査基準が分野毎に異なっていようが, この分野の論文は高度で信頼できるものが多い。制御と診断技術に関しては, 5論文発表セッション, 2パネルディスカッション・セッション, 3チュートリアル・セッションがあったが, 以下にその概略を紹介する。

ガスタービン制御システムおよびシミュレーション

特筆すべき目新しい論文はなかった。高度な制御と診断を実現する将来型FADECのためのソフトウェア面の報告として, エンジン故障診断法 (GT-155), システム同定法 (GT-99)の研究, また, ハードウェア面では, 信頼性向上を目指すマイクロプロセッサ構成の検討 (GT-

170)がある。この他, 実験室規模のガスタービンによるモデル予測制御法 (GT-100)の研究, 産業用ガスタービン (GT-171)および再生式ガスタービン (GT-172)のシミュレーション・モデルの研究, 多重正弦波法によるエンジン周波数特性試験 (GT-98)の報告がある。

分散制御

分散制御 (Distributed Control)とは, 電源および信号授受方式が統一化され, 自己診断能力を有するセンサー, アクチュエータ (これらをSmart Deviceと呼ぶ)およびFADECを高速データバスにLANネットワークの様に接続し, 高度な制御を行うものである。制御システムの重量軽減, ケーブル類の減少, ノイズ低減, 設計費の低下, 機器の交換保守管理の簡略化, 等の利点がある。分散制御のシステム構成 (GT-3, GT-45), 電源および高速データバス (GT-16, GT-414), スマート・アクチュエータ (GT-44)に関する報告, また, 分散制御を実現するための高温シリコン集積回路技術 (GT-362)の報告がある。

センサー技術

センサーおよび計測システムの発展のために, 米国の

原稿受付 1998年7月2日

*1 科学技術庁 航空宇宙技術研究所

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

-232), 水噴射によるNO_x低減 (GT-292), 圧縮機出口からタービン入口までの燃焼器全体の解析 (GT-184), GEの新コードACCの紹介 (GT-229)とLMシリーズへの適用 (GT-444), 有限混合速度をもつモデル (GT-218)や部分予混合層流火炎片モデル (GT-217)のDLEへの適用に関するものがある。

7. 液体燃料噴霧

圧力噴射弁については, 有限体積法を用いたCFDによる性能予測と実験の比較 (GT-441), 寸法の大きなノズルを製作して計測を容易にし, パラメータ実験により相関式を求めたもの (GT-537)がある。

気流微粒化に関しては, 燃料ジェットに同軸空気流という単純なノズルによるパラメータ実験 (GT-445), 液膜の温度も考慮したCFD (GT-500)がある。

圧力霧化と気流微粒化の併用タイプでは, 形状変化の影響を観測したもの (GT-360), 燃空比を変化させたもの (GT-442), 燃料・空気それぞれの圧力損失を変化させた実験をCFDで補足したもの (GT-517)がある。

8. 代替燃料

水素燃焼タービン開発での効率上昇と開発コストのトレードオフの検討 (GT-21), 木質廃棄物の焼却熱を利用したレキュベレータで燃焼器を置換したガスタービンシステムの発電コスト検討 (GT-62), LNG, LPG, ナフサ, 重質油を燃料とした発電設備の経済性考察 (GT-122), 天然ガスに10% volの水素を加えた燃料でのフィールドテスト結果 (GT-359), 酸素吹きIGCCからの中カロリーガスを燃料とし低NO_xのために窒素を燃焼器内に直接吹き込むシステムの常圧燃焼試験 (GT-331), 灯油, ナフサ, エタノール, メタノールを燃料とする場合の注意点とこれまでの経験の総説 (GT-231)がある。

9. その他

その他にガス分析から燃焼器出口温度を推定する方法 (GT-180), 準解析手法によるエミッションの予測 (GT-216), メタンなどの350℃までの温度での燃焼限界の調査 (GT-179), 燃料タンク中での可燃混合気発生予測 (GT-178)に関するものがある。

8. 制御と診断

杉山 七契^{*1}

SUGIYAMA Nanahisa

制御と診断のセッションはこの数年, 発表件数が急速に増加している。その理由は定かでないが, マイクロプロセッサとその周辺技術の進歩が, 高度で新しいエンジン制御および診断を可能にしつつあることに関係しているのではないと思われる。発表論文がTransactionに掲載される率は, 全分野平均では30%とされているが, 制御と診断の分野は40%で平均以上となっている。審査基準が分野毎に異なっていようが, この分野の論文は高度で信頼できるものが多い。制御と診断技術に関しては, 5論文発表セッション, 2パネルディスカッション・セッション, 3チュートリアル・セッションがあったが, 以下にその概略を紹介する。

ガスタービン制御システムおよびシミュレーション

特筆すべき目新しい論文はなかった。高度な制御と診断を実現する将来型FADECのためのソフトウェア面の報告として, エンジン故障診断法 (GT-155), システム同定法 (GT-99)の研究, また, ハードウェア面では, 信頼性向上を目指すマイクロプロセッサ構成の検討 (GT-

170)がある。この他, 実験室規模のガスタービンによるモデル予測制御法 (GT-100)の研究, 産業用ガスタービン (GT-171)および再生式ガスタービン (GT-172)のシミュレーション・モデルの研究, 多重正弦波法によるエンジン周波数特性試験 (GT-98)の報告がある。

分散制御

分散制御 (Distributed Control)とは, 電源および信号授受方式が統一化され, 自己診断能力を有するセンサー, アクチュエータ (これらをSmart Deviceと呼ぶ)およびFADECを高速データバスにLANネットワークの様に接続し, 高度な制御を行うものである。制御システムの重量軽減, ケーブル類の減少, ノイズ低減, 設計費の低下, 機器の交換保守管理の簡略化, 等の利点がある。分散制御のシステム構成 (GT-3, GT-45), 電源および高速データバス (GT-16, GT-414), スマート・アクチュエータ (GT-44)に関する報告, また, 分散制御を実現するための高温シリコン集積回路技術 (GT-362)の報告がある。

センサー技術

センサーおよび計測システムの発展のために, 米国の

原稿受付 1998年7月2日

*1 科学技術庁 航空宇宙技術研究所

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

官民協力によるプロパルジョン計測ワーキング・グループ (PIWG) が組織されている。このグループの活動報告 (GT-491) は、技術現状および将来について示唆に富んでおり、今後ともフォローしていく必要がある。新センサー技術として、双レーザ・プローブによる翼端すきま計測 (GT-183)、感圧塗料による高速ファン翼面圧の計測 (GT-499)、薄膜センサーを用い、圧力勾配およびせん断応力の計測による損失の計測 (GT-390)、高温場での熱流速計測 (GT-224) 等がある。

モニタリング

これまでに開発された多種多様のモニタリング技術は必しも成功しているとは言い難いわけであるが、将来のモニタリング・システムが目指す全体像を明解に述べ、展望と指針を与える報告 (GT-156) は一読に値する。人工知能技術をエンジン・コンディションの診断・予知に適用した研究として、EXPERTおよびニューラル・ネットワークを用いたもの (GT-101)、ケースベース (CBR) 法を用いたもの (GT-61)、解析的手法とニューラル・ネットワーク法を比較したもの (GT-76) がある。その他、よく知られている Gas Path Analysis 法にベイズ・ネットワーク (Bayesian Belief Network) 法を附加して診断精度を向上させたもの (GT-168)、CFD のサポートで

翼異常の診断をさせたもの (GT-169)、ダイナミック観測器により異常診断をさせたもの (GT-158) 等がある。

パネルディスカッション

「次世代エンジン計測」に関するパネルディスカッションでは、GE, Rolls Royce 等のエンジンメーカーおよび前述の米国の官民協力によるプロパルジョン計測ワーキング・グループ (PIWG) から、次世代エンジンにおける計測についての展望が述べられた。エンジンの進歩とともに計測への要求は高度なものとなってきているが、計測技術の研究開発に十分のウエイトが置かれていないのが現状であるとの意見が印象的であった。

チュートリアル

「制御・診断技術レビュー」セッションでは、ガスタービン修正パラメータ、シミュレーション、および非定常流れの計測の 3 テーマで解説があった。「ガスタービン燃料制御」セッションでは、産業用ガスタービン制御システムの解説およびコンピュータ・デモがあったが、会社の製品説明会の様でおもしろいものではなかった。チュートリアルは通常、資料はないが、ガスタービン修正パラメータには良い資料 (GT-347) が準備されている。

9. 材料・構造および製造技術

桜井 茂雄*1
SAKURAI Shigeo

全体状況

今回の材料、構造および製造技術の分野では、1500℃ガスタービン開発に関係する発表と現用機の長寿命化に関わる発表が多かった。その内容は、寿命評価技術、コーティング、超合金材料とその補修技術に関するものである。特に今回はコーティングに関する研究発表が多かった。パネルディスカッションは、コーティングの最新技術とストリッピングなど補修技術についての 2 テーマがあった。分野別発表件数はパネルディスカッションも含めて、次の通りである。合金コーティングと TBC 関連 15 件、補修加工関連 8 件、超合金材料関連 5 件、寿命評価関連 4 件。以下に分野別に発表内容を紹介する。

○ 合金コーティングと TBC

コーティングの劣化損傷機構や寿命評価について、多くの発表があった。関連セッションは 2 つあり、聴講者も多く、関心の大きさを示していた。これは高温部品の

使用寿命が、コーティングの劣化によって決まってしまうことが多いためである。とくに最新のアルミナイドコーティングに関するものが多い。TBC に関する研究も多く、その研究の進捗も著しい。

アルミナイド CoCrAlY コーティングについて、熱時効による組織と化学成分の変化および機械的性質がコーティングを組織により 4 層に分けて詳細に調べた研究 (GT-526) や単結晶材、一方向凝固材と普通鋳造材の 3 種の超合金に Pt-Al コーティングした場合の組織安定性に関する研究結果が (GT-401) 発表された。また Pt-Al については CVD と電解法の 2 種の製法の違いによる耐酸化性と不純物の移行に関する研究 (GT-391) も報告された。アルミナイドコーティングは、600℃ 以下で低延性になり、熱疲労は等温疲労とは異なる破壊挙動であることが示された。また耐酸化性と耐熱疲労を最適化する必要があることも (GT-318) 示された。

さらに Pt-Al とアルミナイド MCrAlY コーティングされた 2 種の Ni 基超合金 GTD 111 材について繰返し酸化挙動が、重量変化の測定により調べられた。その結果、

原稿受付 1998 年 7 月 1 日

* 1 (株)日立製作所 機械研究所

〒317-8511 茨城県日立市幸町 3-1-1

官民協力によるプロパルジョン計測ワーキング・グループ (PIWG) が組織されている。このグループの活動報告 (GT-491) は、技術現状および将来について示唆に富んでおり、今後ともフォローしていく必要がある。新センサー技術として、双レーザ・プローブによる翼端すきま計測 (GT-183)、感圧塗料による高速ファン翼面圧の計測 (GT-499)、薄膜センサーを用い、圧力勾配およびせん断応力の計測による損失の計測 (GT-390)、高温場での熱流速計測 (GT-224) 等がある。

モニタリング

これまでに開発された多種多様のモニタリング技術は必しも成功しているとは言い難いわけであるが、将来のモニタリング・システムが目指す全体像を明解に述べ、展望と指針を与える報告 (GT-156) は一読に値する。人工知能技術をエンジン・コンディションの診断・予知に適用した研究として、EXPERTおよびニューラル・ネットワークを用いたもの (GT-101)、ケースベース (CBR) 法を用いたもの (GT-61)、解析的手法とニューラル・ネットワーク法を比較したもの (GT-76) がある。その他、よく知られている Gas Path Analysis 法にベイズ・ネットワーク (Bayesian Belief Network) 法を附加して診断精度を向上させたもの (GT-168)、CFD のサポートで

翼異常の診断をさせたもの (GT-169)、ダイナミック観測器により異常診断をさせたもの (GT-158) 等がある。

パネルディスカッション

「次世代エンジン計測」に関するパネルディスカッションでは、GE, Rolls Royce 等のエンジンメーカーおよび前述の米国の官民協力によるプロパルジョン計測ワーキング・グループ (PIWG) から、次世代エンジンにおける計測についての展望が述べられた。エンジンの進歩とともに計測への要求は高度なものとなってきているが、計測技術の研究開発に十分のウエイトが置かれていないのが現状であるとの意見が印象的であった。

チュートリアル

「制御・診断技術レビュー」セッションでは、ガスタービン修正パラメータ、シミュレーション、および非定常流れの計測の 3 テーマで解説があった。「ガスタービン燃料制御」セッションでは、産業用ガスタービン制御システムの解説およびコンピュータ・デモがあったが、会社の製品説明会の様でおもしろいものではなかった。チュートリアルは通常、資料はないが、ガスタービン修正パラメータには良い資料 (GT-347) が準備されている。

9. 材料・構造および製造技術

桜井 茂雄*1
SAKURAI Shigeo

全体状況

今回の材料、構造および製造技術の分野では、1500℃ガスタービン開発に関係する発表と現用機の長寿命化に関わる発表が多かった。その内容は、寿命評価技術、コーティング、超合金材料とその補修技術に関するものである。特に今回はコーティングに関する研究発表が多かった。パネルディスカッションは、コーティングの最新技術とストリッピングなど補修技術についての 2 テーマがあった。分野別発表件数はパネルディスカッションも含めて、次の通りである。合金コーティングと TBC 関連 15 件、補修加工関連 8 件、超合金材料関連 5 件、寿命評価関連 4 件。以下に分野別に発表内容を紹介する。

○ 合金コーティングと TBC

コーティングの劣化損傷機構や寿命評価について、多くの発表があった。関連セッションは 2 つあり、聴講者も多く、関心の大きさを示していた。これは高温部品の

使用寿命が、コーティングの劣化によって決まってしまうことが多いためである。とくに最新のアルミナイドコーティングに関するものが多い。TBC に関する研究も多く、その研究の進捗も著しい。

アルミナイド CoCrAlY コーティングについて、熱時効による組織と化学成分の変化および機械的性質がコーティングを組織により 4 層に分けて詳細に調べた研究 (GT-526) や単結晶材、一方向凝固材と普通鋳造材の 3 種の超合金に Pt-Al コーティングした場合の組織安定性に関する研究結果が (GT-401) 発表された。また Pt-Al については CVD と電解法の 2 種の製法の違いによる耐酸化性と不純物の移行に関する研究 (GT-391) も報告された。アルミナイドコーティングは、600℃ 以下で低延性になり、熱疲労は等温疲労とは異なる破壊挙動であることが示された。また耐酸化性と耐熱疲労を最適化する必要があることも (GT-318) 示された。

さらに Pt-Al とアルミナイド MCrAlY コーティングされた 2 種の Ni 基超合金 GTD 111 材について繰返し酸化挙動が、重量変化の測定により調べられた。その結果、

原稿受付 1998 年 7 月 1 日

* 1 (株)日立製作所 機械研究所

〒317-8511 茨城県日立市幸町 3-1-1

コーティング組織の β 相とAl量の変化と繰り返し数との関係が求められ、Pt-Alが最もスポーリングに対して強いという結果(GT-468)が得られている。これらの実験結果に基づいて、コーティング表面側と基材側へのAlの拡散に着目した劣化機構を検討し、コーティング寿命評価法(GT-478)を提案している。また同じくGTD 111材のコーティングの界面劣化層については、翼温度分布と基材の反応層幅との関係が調べられた。この結果、従来の γ 相法から予測する方法よりも反応層幅に基づけば高精度に温度推定できることが報告(GT-511)された。このMnCrAlYコーティングの反応層での相互拡散については、 β -NiAl消失を抑制するため界面にNi-32Re, Ni-47Reを挿入した研究(GT-375)も報告された。

MnCrAlYコーティングの機械的性質として応力緩和挙動が調べられ、TBC界面でのボンドコーティングは、高温で残留応力の低下をもたらすことが示唆された(GT-403)。また引張試験により3種のコーティングのDBTT(延性脆性遷移温度)が求められ、NiCoAlYTaコーティングは最も延性の高いことが報告(GT-324)された。

TBCについてはクリープ試験中でのき裂密度をコーティング層3層に区分して調べられ、AE信号出力によりスポーリングの機構が検討された(GT-387)。また燃焼器のライナに1.8mmのTBCを施工する2方法を検討し、これにより長寿命を達成し、低エミッションなど高性能化に寄与した報告(GT-388)があった。

ユーザーズシンポジウムの中ではEB-PVD製のTBCがAPS製法より優れており、次世代ガスタービンの初段動翼に採用されることがSimensの研究者により紹介された。またゾルゲル法によって作成されたコーティングがアルミナイドよりも耐酸化性と耐クラック特性に優れていることが示された。

○ 補修加工関連の発表

補修関連では、シンポジウムでコーティングのストリッピング法に関して報告があった。環境汚染を考慮して、現状の化学的方法からこれに変わる最新プラスト法が提案された。ここでは最適な粉末材質と粒径やCFDを用いた施工法の検討結果が報告された。CFDを用い

てストリッピング過程をシミュレートしている点が興味深い。また現状のコスト比較に環境負荷を考慮していることが参考になる。また冷却孔のコーティングのストリッピングも報告されたが、化学的方法では β 相が残り不完全であることが示された。

HIPと回復熱処理についてはIN 738, GTD 111 EA, およびGTD 111 DS材の各第一段動翼の研究結果が報告(GT-510)され、クリープ強度の回復が認められることが示された。しかし、IN 738材では γ 粒径、形状がGTD 111材と異なり、顕著な改善は見られなかった。動翼の溶接補修について溶接棒の検討が報告(GT-550)され、GTWA(Gas Tungsten Arc Welding)法でHAZき裂が抑制できることが示された。

補修と経済性との検討(GT-559)、デスク補修の事例(GT-547)と翼補修システム(GT-551)が予定されていたが、発表はなかった。

加工法に関連しては、BLISK(Blade disk)用のNi基単結晶CMSX-4とUdimet720の拡散接合法とその強度評価結果が報告(GT-589)され、Ni-PVDにより良好な接合ができることが発表された。さらに翼加工に際しての5軸の干渉問題(GT-549)やデスク材IN 718の切削加工による形状の安定性と残留応力の関係が報告(GT-469)された。

○ 超合金材料と寿命評価関連

Inco社からデスク材用新材料783の長期熱安定性について発表(GT-508)があった。さらにシールハニカム材としてPM 2000(ODS材)の薄膜(90-150 μ m)材特性が調べられた(GT-565)。1500 $^{\circ}$ C GTに関連してIN 738, IN 617, CMSX-4の各Ni基超合金の800から950 $^{\circ}$ Cでの蒸気環境下での酸化特性が調べられた。大気の場合との比較がなされIN 738とCMSX-4は蒸気中の方が酸化損傷が激しい。これらは酸化の機構が異なることによることが示された(GT-587)。

寿命評価についてはGTD 111材について応力緩和法により長期クリープ寿命を予測法(GT-370)と γ のラフティングを画像処理で測定することによりクリープ損傷を評価する方法が発表(GT-488)された。

10. 展 示

展示は会議会場であるStockholm International FairsのHALL Aで行われた。案内書によると出展ブースは

原稿受付 1998年6月26日

*1 三菱重工(株) 高砂研究所

〒676-8686 兵庫県高砂市荒井町新浜2-1-1

萬代 重実*1

MANDAI Shigemi

大小あわせて202社であり、一昨年の270社、昨年の280社から大幅に減少している。そのうち日本からの出展は石川島播磨重工業、本田技研、三菱重工の3社であった。今回の特徴は以下の通りである。(1) 展示はパネル中心であり、実機、モデル、部品の展示が少なく、迫力

コーティング組織の β 相とAl量の変化と繰り返し数との関係が求められ、Pt-Alが最もスポーリングに対して強いという結果(GT-468)が得られている。これらの実験結果に基づいて、コーティング表面側と基材側へのAlの拡散に着目した劣化機構を検討し、コーティング寿命評価法(GT-478)を提案している。また同じくGTD 111材のコーティングの界面劣化層については、翼温度分布と基材の反応層幅との関係が調べられた。この結果、従来の γ 相法から予測する方法よりも反応層幅に基づけば高精度に温度推定できることが報告(GT-511)された。このMCrAlYコーティングの反応層での相互拡散については、 β -NiAl消失を抑制するため界面にNi-32 Re, Ni-47 Reを挿入した研究(GT-375)も報告された。

MCrAlYコーティングの機械的性質として応力緩和挙動が調べられ、TBC界面でのボンドコーティングは、高温で残留応力の低下をもたらすことが示唆された(GT-403)。また引張試験により3種のコーティングのDBTT(延性脆性遷移温度)が求められ、NiCoAlYTaコーティングは最も延性の高いことが報告(GT-324)された。

TBCについてはクリープ試験中でのき裂密度をコーティング層3層に区分して調べられ、AE信号出力によりスポーリングの機構が検討された(GT-387)。また燃焼器のライナに1.8mmのTBCを施工する2方法を検討し、これにより長寿命を達成し、低エミッションなど高性能化に寄与した報告(GT-388)があった。

ユーザーズシンポジウムの中ではEB-PVD製のTBCがAPS製法より優れており、次世代ガスタービンの初段動翼に採用されることがSimensの研究者により紹介された。またゾルゲル法によって作成されたコーティングがアルミナイドよりも耐酸化性と耐クラック特性に優れていることが示された。

○ 補修加工関連の発表

補修関連では、シンポジウムでコーティングのストリッピング法に関して報告があった。環境汚染を考慮して、現状の化学的方法からこれに変わる最新プラスト法が提案された。ここでは最適な粉末材質と粒径やCFDを用いた施工法の検討結果が報告された。CFDを用い

てストリッピング過程をシミュレートしている点が興味深い。また現状のコスト比較に環境負荷を考慮していることが参考になる。また冷却孔のコーティングのストリッピングも報告されたが、化学的方法では β 相が残り不完全であることが示された。

HIPと回復熱処理についてはIN 738, GTD 111 EA, およびGTD 111 DS材の各第一段動翼の研究結果が報告(GT-510)され、クリープ強度の回復が認められることが示された。しかし、IN 738材では γ 粒径、形状がGTD 111材と異なり、顕著な改善は見られなかった。動翼の溶接補修について溶接棒の検討が報告(GT-550)され、GTWA(Gas Tungsten Arc Welding)法でHAZき裂が抑制できることが示された。

補修と経済性との検討(GT-559)、デスク補修の事例(GT-547)と翼補修システム(GT-551)が予定されていたが、発表はなかった。

加工法に関連しては、BLISK(Blade disk)用のNi基単結晶CMSX-4とUdimet720の拡散接合法とその強度評価結果が報告(GT-589)され、Ni-PVDにより良好な接合ができることが発表された。さらに翼加工に際しての5軸の干渉問題(GT-549)やデスク材IN 718の切削加工による形状の安定性と残留応力の関係が報告(GT-469)された。

○ 超合金材料と寿命評価関連

Inco社からデスク材用新材料783の長期熱安定性について発表(GT-508)があった。さらにシールハニカム材としてPM 2000(ODS材)の薄膜(90-150 μ m)材特性が調べられた(GT-565)。1500 $^{\circ}$ C GTに関連してIN 738, IN 617, CMSX-4の各Ni基超合金の800から950 $^{\circ}$ Cでの蒸気環境下での酸化特性が調べられた。大気の場合との比較がなされIN 738とCMSX-4は蒸気中の方が酸化損傷が激しい。これらは酸化の機構が異なることによることが示された(GT-587)。

寿命評価についてはGTD 111材について応力緩和法により長期クリープ寿命を予測法(GT-370)と γ のラフティングを画像処理で測定することによりクリープ損傷を評価する方法が発表(GT-488)された。

10. 展 示

展示は会議会場であるStockholm International FairsのHALL Aで行われた。案内書によると出展ブースは

原稿受付 1998年6月26日

*1 三菱重工(株) 高砂研究所

〒676-8686 兵庫県高砂市荒井町新浜2-1-1

萬代 重実*1

MANDAI Shigemi

大小あわせて202社であり、一昨年の270社、昨年の280社から大幅に減少している。そのうち日本からの出展は石川島播磨重工業、本田技研、三菱重工の3社であった。今回の特徴は以下の通りである。(1) 展示はパネル中心であり、実機、モデル、部品の展示が少なく、迫力

に欠けるものとなっている。また、写真撮影も禁止されていた。(2) 表1に概略の展示分類(カタログベース)を示すがガスタービンメーカが13%と少なくなっている。特に、GE, WH, RR, Siemens, FIAT, 日立, 東芝, 川重など代表的企業の展示がないのはさびしい限りである。

表1 展示企業の分類

メーカ分類		国別分類	
G/T関連機器(フィルタ, ギヤ等)	26%	アメリカ	38%
ガスタービン	13%	イギリス	18%
ガスタービン部品(翼, 燃焼器)	13%	スウェーデン	9%
エンジニアリング, メインテナンス	11%	ドイツ	6%
センサー, 計測機器	10%	オランダ	5%
計算ソフト	10%	フランス	4%
官公庁, 学会など	9%	カナダ	4%
材料	2%	スイス	2%
パッケージなど	2%	日本	2%
コンサルタントなど	2%	その他	12%
合計	202社		

フィルタ, ギヤ, 制御機器などガスタービン関連機器の展示が最も多く, 翼, 燃焼器など部品製造メーカの展示も多くなっている。以下, エンジニアリング, 計測機器, 計算ソフト関係と続いている。(3) 国別ではアメリカが38%, 以下欧州のイギリス, 開催国スウェーデン, ドイツなどとなっており, 欧州各国が50%以上となっている。

展示場で目立ったところを紹介すると, (1) ブースの大きさ, 派手さという点で会場入口正面のABB, EGT, P&W, それに地元VOLVOと, 目立つ広告袋を利用していたNuovo Pignoneなどがあげられる。(2) 実機展示という点でAllied Signal (TFカットモデル), HONDA (HFX 1), SOLARなどが印象に残っている。特に, HONDAは開発から飛行テストまでのビデオを同時に上映し多くの人の足を止めていた。(3) 最新ガスタービンという点では三菱重工の1500℃級501G, ABBのGTX 100に関心が集っていた。(4) また, 部品メーカとして燃料ノズルのParker Hannifin, 精鑄のDeritend Precision Castingsなどが, そして, CFD関係のCD-adapcoが人気を集めていた。

過去の見聞記を見ると, 1994年ごろからガスタービンメーカからの展示が漸次減少し続けている様である。振りかえってみると, 1980年頃からコンバインドサイクル, コージェネレーションが普及し始め, 1990年頃には, (1) 1300℃級Fクラスガスタービンの開発, (2)

航空転用型ジェットエンジンの適用, (3) 低NO_x (DLE) 燃焼器の開発, (4) CFDによる翼の3次元設計, (5) セラミック部品の開発, などガスタービン関係の大きなトピックスが集中していたと考えられる。そして, その後, Fクラスガスタービンなどがコンバインドサイクルの主機として, 幅広く普及してきたものと考えられる。

ここ何年か, 特に本年の展示では, ガスタービンメーカからの展示が減り残念なことである。しかし, ガスタービン関連機器, ガスタービン部品, およびエンジニアリング等々幅広い企業の展示があった。これは, ガスタービンの普及とともに, 関連産業の裾野が広がってきたことによるものと解釈できるのではなかろうか。

最後に, 筆者は産業用ガスタービンの開発に携わっており, 浅学非才であるため片寄った原稿となったことをお詫びする次第である。

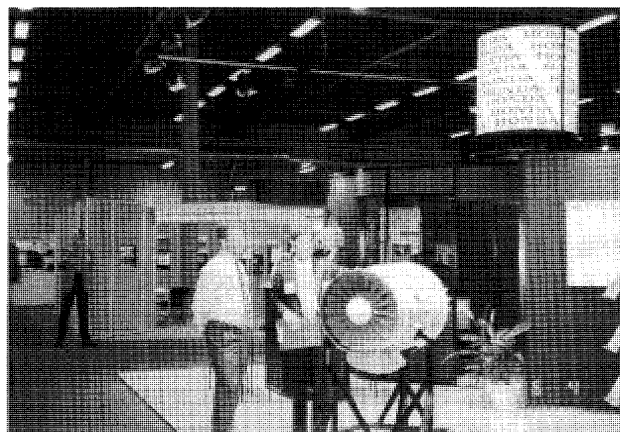


写真1 HONDA ブース



写真2 三菱重工ブース

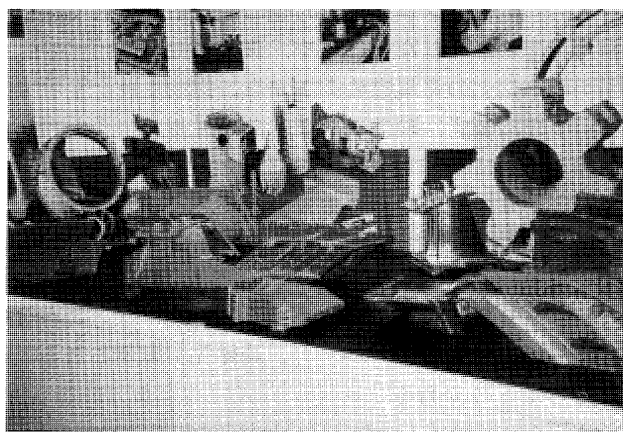


写真3 Deritend Precision Castingsのブース

ネ 0 エンジン

百合草 三佐雄*¹

YURIKUSA Misao

1. 表紙写真

表紙の写真は、1943年12月23日、日本で初の補助ジェットエンジンによる噴流推進飛行を成功させたエンジン「ネ-0」とそれを胴体下に吊した「キ-48II型双発軽爆撃機」の姿である。

補助ジェットエンジンとは、主動力としてではなく、ピストンエンジン機の機体に装着し、必要緊急時だけ作動させ、速度増大を図るものであった。しかしながら、補助エンジンとはいえ、「ネ-0」は、日本で最初に空を飛んだジェットエンジンと言えるであろう。

ジェットエンジンのみによる、日本で初の推進飛行を成功させたのは、よく知られているように、「ネ-20」によるものであり、この飛行の約1年7ヶ月後のことである。

2. 「ネ-0」誕生の経緯

「ネ-0」の「ネ」は戦時の秘匿記号で、「燃焼ロケット」の燃焼のネを意味し、後に、当時の陸海軍統一の記号となっている。当時、日本ではジェットエンジンを「ロケット」と呼んでいた。

日本におけるジェットエンジンの研究が本格化したのは、昭和17年頃であり、海軍、陸軍及び東大航空研究所において、それぞれ、噴流推進エンジン研究専門部門が新設された。海軍が主機エンジンを指向し続けたのに対し、陸軍では、同時に、補助エンジンの開発も狙った。この補助エンジン開発の提案は、当時、川崎航空機工業明石製作所（現川崎重工明石工場）でエンジン設計を担当していた林貞助技師（のち名城大学工学部教授）等によるものであった。これは与えられた早期開発命令に対して、主機エンジン並みの長時間に耐えられる良質な耐熱材料が得られないことや、作動システムの簡略化やエンジンの小型化の実現性の高さから、採用されたものである。また、まず、補助エンジンを完成させ、この知識・経験をもとに本格的な主機エンジンを完成させる方がよい、という現実的な考え方も支持された。

この補助エンジンは、「ネ-0」から「ネ-4」の5型式が並行試作され（ネ-2は結局未着手）、特に「ネ-0」はラムジェット形式で、高空点火性、推進・空力特性等の基礎技術の確認を主目的とし、最優先で試作されることになったものである。

3. 開発の状況

補助エンジンは、主機としてのジェットエンジンと異なり、使用時間が短時間に限定されることと相俟って、単位推力当たりの燃費の低減よりは、一定の発生推力量に対するエンジンのサイズと重量とを最小にすることに主目標を置かれた。図1に5型式を示す。

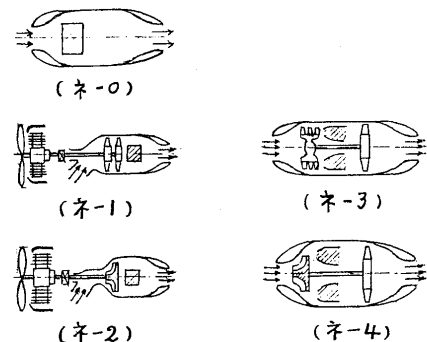


図1 5型式の補助ジェットエンジン

「ネ-0」は、近年、超音速飛行機や飛翔体でコアエンジンと複合的に採用が計画されている、ラムジェットの形態である。「ネ-1」と「ネ-2」は、共に、プロペラ駆動用主機ピストンエンジンで駆動される圧縮機を備えたジェットエンジンの形態（カンピーニ方式と呼ばれる）であり、「ネ-3」と「ネ-4」は、通常のターボジェットの形態を進めることとなった。「ネ-1」と「ネ-3」には軸流圧縮機、「ネ-2」と「ネ-4」には遠心圧縮機が採用された。各エンジンの設計主要諸元と開発経過を表1に示す。

「ネ-0」の燃焼器は図2に示すように、各種形態が、燃焼試験及び風洞での非燃焼空気抵抗試験で性能評価され、図の「F型」が空気抵抗も燃焼性能も良好とされ、採用された。着火は専用の火炎トーチが採用された。図で「吐焰着火器」と示されているものである。また、図には示していないが、噴射される前の燃料を燃焼空気で加熱する「燃料予熱管」が、火炎短縮やタービン入口温度の均一化に有効なることがわかり、以後のエンジンに採用されている。「この燃料予熱管は奇しくも英国のホイットル卿が試みたものと偶然同じ思想のものであった。」（林氏）とのことである。これらの開発手法には現在のものに通じるものがあり、感慨深い。

明石工場での数々の燃焼試験、岐阜工場での風洞試験を経て、明石工場において、エンジン自身の地上運転も

原稿受付 1998年7月2日

*1 川崎重工(株) 常務取締役

〒673-8666 兵庫県明石市川崎町1-1

表1 各エンジンの設計主要諸元と開発経過

名称	種類	構造	性能 高度 2800m	開発経過
ネ 0	●ラムジェット	燃焼器 最大断面内径 600mm φ 2100mL	推 力 60kg 空 気 流 量 8.1kg/s 燃 費 消 費 率 9.8kg/kg/hr	設計製作 1942年12月開始 地上運転 1943年7月 飛行試験 1943年12月23日
ネ 1	●カンピーニ方式 ジェット 主エンジン(レシプロ) でコンプレッサーを 駆動	コンプレッサー軸流2段 燃焼器 外径760mm φ 1050mL	推 力 190kg 空 気 流 量 10.4kg/s 燃 費 消 費 率 3.9kg/kg/hr	1944年7月 開発中止時 部品の機械加工完了 機体改修面製作中
ネ 2	●カンピーニ方式 ジェット 主エンジン(レシプロ) でコンプレッサーを 駆動	コンプレッサー遠心1段 燃焼器	推 力 空 気 流 量 燃 費 消 費 率	未着手
ネ 3	●ターボジェット	コンプレッサー軸流3段 燃焼器 アニュー タービン 軸流1段 外径760mm φ 2321mL、309kgWt	推 力 350kg 空 気 流 量 14.9kg/s 燃 費 消 費 率 2.9kg/kg/hr 回 転 数 8300 rpm	設計製作 1942年12月開始 地上運転 1944年3月上旬 飛行試験 1944年7月予定
ネ 4	●ターボジェット	コンプレッサー遠心1段 燃焼器 アニュー タービン 軸流1段 外径750mm φ 1700mL、270kgWt	推 力 280kg 空 気 流 量 10.4kg/s 燃 費 消 費 率 2.5kg/kg/hr 回 転 数 11000 rpm	設計製作 1942年12月開始 地上運転 1944年5月中旬 飛行試験 1944年8月予定

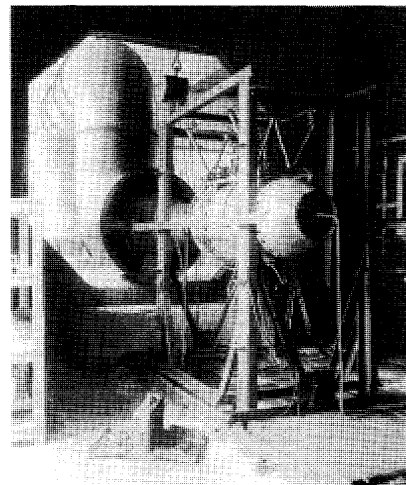
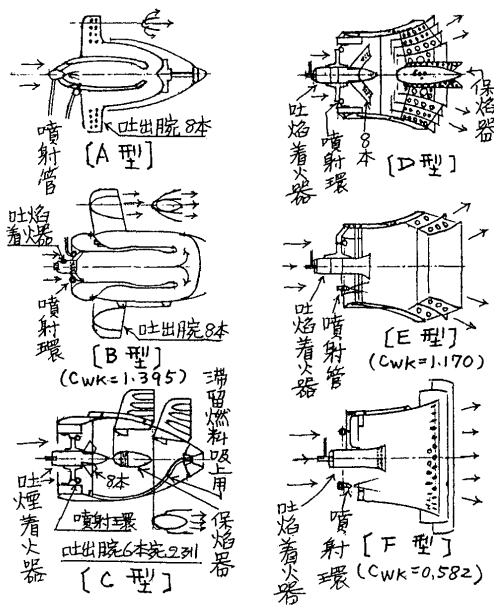


図3 明石工場での「ネ-4」地上運転

実施された。「ネ-4」の地上運転状況を図3に示す。「ネ-3」と「ネ-4」では、圧縮機形式の違いがあり、当時の要素性能から、「ネ-3」の方はのろのろ加速であった一方、「ネ-4」の方は加速性能が良く、実用化に最も期待がかかっていたようである。

4. 運転飛行状況

川崎航空機工業製造の「キ-48Ⅱ型双発軽爆撃機」が母機として選ばれた経緯であるが、当初は、やはり同社製で速度の速い「キ-61」(飛燕)や「キ-45」(屠竜)の戦

闘機が希望されたが、時局柄入手不能となり、入手性から、比較的遅い本機になったようである。結局、この機速に合わせてエンジンの性能計算をやり直したとのことである。

「ネ-0」と「キ-48」の初飛行は、林氏と同じく、川崎航空機工業の技師で、「飛燕」の生みの親の土井武夫氏等も見守る中、岐阜県各務ヶ原飛行場で行われた。1943年12月23日当日、2回目の飛行にて、着火成功、高度約1000m、高巡航機速で燃焼を継続のまま、約10分間の飛行を実施。「点火時、かなりの衝撃と一瞬上向きの機体姿勢の変化を感じた。」とされている。

この「ネ-0」付き飛行機は1944年7月、立川へ飛行、陸軍二航研に引き渡されている。

5. その後

1944年7月、海軍による、ドイツのジェットエンジンに関する資料の入手に伴ない、それまでの海軍及び陸軍の各開発を主機エンジンに統合する方針決定がなされ、補助エンジン開発は中止された。「ネ-0」は飛行数回、「ネ

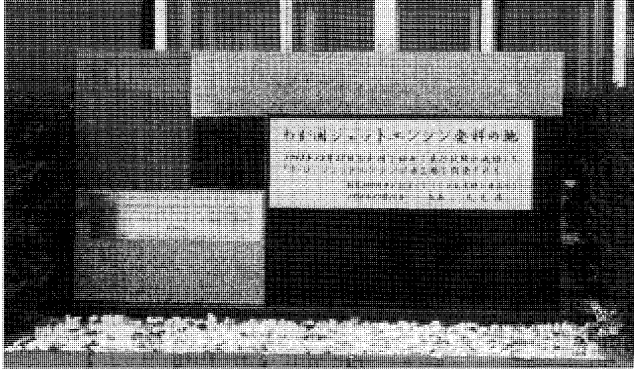


図4 「ネ-0」を称える記念碑

-1」は部品半成、「ネ-2」は製作図未着手、「ネ-3」、「ネ-4」は地上運転継続中の状態であった。

林氏は当時を振り返り、「次第に敗戦に追い込まれて行く最中の、特命を受けた技術者達の苦闘ではあったが、新しく未知なる分野への闘志の日々は技術者冥利に尽きるものであった。」と述懐されている。

現在、明石工場に初飛行の偉業を称える碑(図4)が建てられているが、改めて先人達の努力に深く敬意を表したい。

参考文献

- (1) 林貞助, 日本航空宇宙学会中部支部定例懇話会記事, 第49号, (1976年7月), p.21
- (2) 林貞助, 旧陸軍試作の補助ジェットエンジンの全貌(その1), (その2), GTSJ 4-16 1977 p.22, GTSJ 5-17 1977 p.25
- (3) 碓義朗, 幻の戦闘機, (1986年), p.198, サンケイ出版
- (4) 吉中司, 数式を使わないジェットエンジンの話, (1990年8月), p.59, 酣燈社

市販数値流体力学 (CFD) ソフトウェア一覧

編集委員会

数値流体力学およびコンピュータの発達により、現在では数多くの数値流体力学 (CFD) ソフトが販売され、研究開発や設計作業等に活用されるようになってきました。

編集委員会では、読者が市販ソフトを選定・購入される際の資料となるように、CFD ソフトの一覧表を作成し、ソフトの内容を紹介することといたしました。現在CFD

項目	ALFA-FLOW	ANSYS/FLOTRAN	PHOENICS
(1)解析対象	汎用 (定常/非定常,層流/乱流,圧縮性/非圧縮性,燃焼等)	汎用 (2/3次元,定常/非定常,層流/乱流,熱伝導/輻射,ニュートン/非ニュートン流等)	汎用 (定常/非定常,圧縮性/非圧縮性,層流/乱流,熱伝導/輻射,燃焼,化学反応等)
(2)離散化	有限差分法 (対流項)1次風上,2次中心,QUICK,3次風上 (粘性項)2次中心 (時間項)オイラー法,RRK,AB,半陰解法,SIMPLE法	有限要素法(ガラーキョウ) (対流項)単調流線上流法 (時間項)2次精度陰解法	有限体積法 (空間項)線形スキーム5種類,非線形スキーム12種類 (時間項)陽解法,陰解法
(3)物理モデル	(乱流)標準k-εモデル,LESモデル,低レイノルズ数型k-εモデル (燃焼)噴霧燃焼,微粒子燃焼モデル	(乱流)k-εモデル	(乱流)k-εモデル(標準,RNG,低Re型等6種類),Re応力方程式モデル (燃焼)渦崩壊,アレニウス則,多流体燃焼,素反応モデル等6種類 (放射熱伝達)6 Flux,壁面間,Composite Radiosity,Immersolモデル等5種類
(4)座標系	デカルト,円筒,境界適合(BFC)	デカルト,円筒,回転	デカルト,円筒,境界適合(BFC),回転,移動格子,マルチブロック,格子細分化機能
(5)プリプロセッサ	I-DEAS(I-GES形式)可 専用プリプロセッサ付属	標準でI-GES形式 オプション等多数用意	I-GES,STL,FME形式可 PATRAN,I-DEAS,ICEM/CFD等と互換性あり
(6)ポストプロセッサ	専用ポストプロセッサ付属 AVS-Flow,FlowEyes,Field Viewに接続可	標準で付属 各種グラフィックスおよびアニメーション機能	AVS,TECPLOT,Field Viewに接続可
(7)動作する機種(OS)	(WS)HP,SUN,DEC,IBM,SGI等 (PC)DOS/V(LINUX必要) (SuperC)Fortran,Cコンパイラがあれば可	(WS)IBM,HP,SUN,SGI,Digital UNIX等 (PC)Windows NT,95 (SuperC)CRAY	(WS)HP,DEC,SGI,SUN等 (PC)Windows NT,95, DOS/V (SuperC)富士通,NEC,日立,CRAY (ParallelC)可
(8)価格	(WS, SuperC)サブセット 480万円,フルセット1200万円 (PC)90万円から	別途問い合わせ	59.4万円から 年間レンタル27.3万円から
(9)セールスポイント	・ライブラリ化された解析エンジンによる広範な流体問題への対応 ・BFCによる自由表面計算機能	・高品質(ISO9001認証取得),高精度,高速演算 ・プリポストが一体化 ・構造・熱・磁場との連成解析可 ・独自のマクロ言語によりカスタマイズが簡単 ・完全なバイナリ互換性	・CVD,2相流,Immersolモデル,パーチャル・リアリティ等の機能
(10)連絡先	(株)富士総合研究所 解析技術第2部 小野沢 Tel:03-5281-5270 Fax:03-5281-5331	サイバネットシステム(株) ANSYS営業部 石田 Tel:03-5978-5420 Fax:03-5978-5960	(株)CRC総合研究所 科学システム事業部 中島 Tel:03-5634-5775 Fax:03-5634-7337

ソフトを販売されている9社に掲載依頼を行い、業務の都合等によりご回答いただけなかった3社 (STAR-CD, FLUENT, KIVA) を除く6社から資料を得ることができました。以下に回答結果をまとめた表を示しま

す。紙面の都合でご回答いただいた内容をすべて掲載できず、また回答方法の指定も不十分であったため、必ずしも統一の取れた十分な内容とはなっておりませんが、読者の皆様のCFDソフト導入の一助となれば幸いです。

SCRYU	FLOW 3D	CFX-TASCflow
汎用 (圧縮性/非圧縮性, 化学反応, 伝熱, 冷却, 移動境界等)	汎用 (圧縮性/非圧縮性, コンプレッサー・タービン可)	回転機器, ターボ機械, 汎用 (圧縮性/非圧縮性, 定常/非定常, 化学反応, 伝熱, 亜音速/遷音速/超音速等)
有限体積法 (対流項)1次風上, 3次MUSCL (時間項)陰解法 (解法)SIMPLE, SIMPLEC	有限差分法 (時間項)SOLA法	有限要素法ベースの有限体積法 (対流項)風上スキーム (UDS, MWS, LPS, PAC)
(乱流) k-εモデル(標準, RNG, Kato-Launder) (燃焼) 渦消散モデル, PDFモデル(予定) (放射熱伝達) Flux法	(乱流) 1方程式モデル, k-εモデル(標準, RNG), LESモデル等 (燃焼) 導入予定 (放射熱伝達) 可	(乱流) k-εモデル(標準, 2層, Kato-Launder) (燃焼) 渦消散モデル, フレームレットモデル, エミッションモデル等 (放射熱伝達) 表面間, Gibb輻射モデル (蒸気) 湿り/乾き蒸気, 非平衡実ガスモデル
デカルト, 円筒, 非構造格子, 解適合格子, 不連続格子, 移動格子	デカルト, 円筒	境界適合(BFC), 固定/回転, 多段階解析, マルチグリッド
PROSNER(自社製) I-GES形式可	I-DEAS, STL形式可	CFX-Build, CFX Turbo Grid, ICEM-Power Mesh
Atrac(自社製)	FLIPS-3D(自社製) AVS-Flow, Field View等に接続可	CFX-TASCtool 各種グラフィックス機能 Field Viewへの出力
(WS)UNIX機 (SuperC)可 (ParallelC)可	(WS)HP, SUN, DEC, IBM, SGI等 (PC)Windows NT, 95 (SuperC)CRAY	(WS)DEC, HP, IBM, SGI, SUN等 (PC)Windows NT
840万円から	別途問い合わせ	買い取り 980万円から レンタル 378万円から
・自社開発 ・高精度, 高速演算, 高安定性 ・技術的サポート	・高精度自由表面解法を伴い, 圧縮性/非圧縮性流れを扱える	・ターボ機械のアプリケーションに特化 ・長年の経験と多くのユーザー層を持つ ・連立ソルバーによる高速, 高安定性
(株)ソフトウェアクレイドル 東京営業所営業部 上杉 Tel:03-3440-8577 Fax:03-3440-8576	(株)エス・イー・エイ 営業部 古賀 Tel:03-3847-0711 Fax:03-3847-0616	AEA ハイプロテック(株) 高木 Tel:045-476-3400 Fax:045-476-3055

(東京理科大学 工学部 山本 誠)

第 26 回定期講演会報告

野崎 理

NOZAKI Osamu

1998年5月29日に名古屋国際会議場において第26回ガスタービン定期講演会が開催された。今回の大きな特徴は、東京を離れて名古屋で開催したこととパネルディスカッションを企画した事である。また、スチューデントセッションについては、学生が活発な意見交換を行う意味では有意義ではあるが、分野が違くと参加しにくいいため、一般講演の「翼列」と「燃焼器」のセッションを実質的なスチューデントセッションとして位置づけた。

一般講演の内訳は、潤滑関係と燃焼関係がいずれも6件、性能とタービンがそれぞれ3件、材料、圧縮機、翼列がそれぞれ2件で、合計24件と例年よりも若干少なめとなった。しかし、討論時間を長めの10分としたことにより、いずれのセッションも十分な議論を尽くすことができた。

午後の特別講演では、岐阜大学工学部教授の熊田雅弥氏に「ガスタービン用熱交換器の動向」と題してご講演いただき、自動車用ガスタービンの熱交換器、300kW級ガスタービン用セラミック熱交換器、流動層形セラミック熱交換器、フィン付セラミック管の開発、コージェネレーションシステムへの適用、等について詳しく解説していただいた。

最後のプログラムであるパネルディスカッションでは、パネリストに大阪ガスの一本松氏、東京電力の小林氏、日本航空の田辺氏をお迎えし、「ガスタービンユーザーの立場から」というテーマで討論が行われた。はじめにパネリストの方々から「ユーザーの立場から小型発電用

ガスタービンに期待するもの」、「電気事業におけるガスタービンの役割と今後の展望」、「航空機用ジェットエンジンのユーザーの立場から」と題してそれぞれご講演いただいた後、会場も含めての討論に移った。高効率、高信頼性、長寿命化、環境適合性、整備コスト等について意見が出され、またエンジン製造メーカーとの連携による安全性・信頼性向上の必要性なども論じられ、エンジンの研究開発を行う上で貴重な機会となった。

パネルディスカッション終了後、7階の展望レストラン会場で懇親会が開催された。途中、北海道大沼で開催される予定の秋季講演会や、来年の神戸での国際会議についてスケジュールなどが紹介された。料理は質、量ともに近年まれに見るレベルの高さで、参加者は全員大満足であった。終了時刻は20時であったが、早目に帰らなければならない遠方からの参加者も多く、珍しくまだ残っているご馳走を惜しみつつ、予定より30分早くお開きとなった。

今回の定期講演会は、東京以外の地で開催する初の機会となった。秋には北海道での秋季講演会も予定されているため参加者不足が懸念されたが、なんとか94名(うち学生10名)の出席を得ることができた。大きなトラブルとしては、講演論文集が運送業者の手違いにより講演開始に間に合わず、出席者の皆様に多大なご迷惑をおかけした。その他反省事項は残るものの、パネルディスカッションの評判も上々で、講演会は大成功であったと、企画した側としては自画自賛している。

(航空宇宙技術研究所、学術講演会委員)

第 1 回見学会・技術懇談会報告

阿部 裕幸

ABE Hiroyuki

1998年6月26日(金)、1998年度第1回見学会が開催されました。場所は浜松町から羽田空港に向かうモノレールの駅沿いにある森ヶ崎水処理センターと全日空原動機センター。当日は朝から日差しの強い、梅雨の晴れ間とは思えないほどの陽気でしたが、26名の参加者が昭和島駅に集まりました。そこで職員専用口から敷地に入り、さらに運河を潜る長くて狭いトンネルを抜けたところに最初の見学先である森ヶ崎水処理センター本館がありました。始めに所長の杉本氏より挨拶とガスタービンの利用目的について説明がありました。センターでのガスタービンは汚水や雨水を汲み上げる際の非常用発電として稼働されるため、梅雨や台風などの降雨量の多い時期

には運転回数が多くなるそうです。あいにく見学当日は晴天でしたが、現場では試運転をして頂き、見学の皆さんは満足されたことと思います。電気保安担当係長の染谷氏からは、ガスタービン導入の経緯について説明がありました。選定時には「ディーゼル vs. ガスタービン」となったそうですが、ガスタービンに決まった後、当時の所長から「これからはクリーンなイメージですね。」の言葉が今でも心に残るとのことでした。とかく、このような施設はまわりの住民から迷惑施設とされますが、騒音対策も含めて苦勞されている様子が伺われました。続いて保安全管理係長の天川氏からは汚水の処理方法について、梅田氏からはガスタービンの保全について、関口

第 26 回定期講演会報告

野崎 理

NOZAKI Osamu

1998年5月29日に名古屋国際会議場において第26回ガスタービン定期講演会が開催された。今回の大きな特徴は、東京を離れて名古屋で開催したこととパネルディスカッションを企画した事である。また、スチューデントセッションについては、学生が活発な意見交換を行う意味では有意義ではあるが、分野が違くと参加しにくいいため、一般講演の「翼列」と「燃焼器」のセッションを実質的なスチューデントセッションとして位置づけた。

一般講演の内訳は、潤滑関係と燃焼関係がいずれも6件、性能とタービンがそれぞれ3件、材料、圧縮機、翼列がそれぞれ2件で、合計24件と例年よりも若干少なめとなった。しかし、討論時間を長めの10分としたことにより、いずれのセッションも十分な議論を尽くすことができた。

午後の特別講演では、岐阜大学工学部教授の熊田雅弥氏に「ガスタービン用熱交換器の動向」と題してご講演いただき、自動車用ガスタービンの熱交換器、300kW級ガスタービン用セラミック熱交換器、流動層形セラミック熱交換器、フィン付セラミック管の開発、コージェネレーションシステムへの適用、等について詳しく解説していただいた。

最後のプログラムであるパネルディスカッションでは、パネリストに大阪ガスの一本松氏、東京電力の小林氏、日本航空の田辺氏をお迎えし、「ガスタービンユーザーの立場から」というテーマで討論が行われた。はじめにパネリストの方々から「ユーザーの立場から小型発電用

ガスタービンに期待するもの」、「電気事業におけるガスタービンの役割と今後の展望」、「航空機用ジェットエンジンのユーザーの立場から」と題してそれぞれご講演いただいた後、会場も含めての討論に移った。高効率、高信頼性、長寿命化、環境適合性、整備コスト等について意見が出され、またエンジン製造メーカーとの連携による安全性・信頼性向上の必要性なども論じられ、エンジンの研究開発を行う上で貴重な機会となった。

パネルディスカッション終了後、7階の展望レストラン会場で懇親会が開催された。途中、北海道大沼で開催される予定の秋季講演会や、来年の神戸での国際会議についてスケジュールなどが紹介された。料理は質、量ともに近年まれに見るレベルの高さで、参加者は全員大満足であった。終了時刻は20時であったが、早目に帰らなければならない遠方からの参加者も多く、珍しくまだ残っているご馳走を惜しみつつ、予定より30分早くお開きとなった。

今回の定期講演会は、東京以外の地で開催する初の機会となった。秋には北海道での秋季講演会も予定されているため参加者不足が懸念されたが、なんとか94名(うち学生10名)の出席を得ることができた。大きなトラブルとしては、講演論文集が運送業者の手違いにより講演開始に間に合わず、出席者の皆様に多大なご迷惑をおかけした。その他反省事項は残るものの、パネルディスカッションの評判も上々で、講演会は大成功であったと、企画した側としては自画自賛している。

(航空宇宙技術研究所、学術講演会委員)

第 1 回見学会・技術懇談会報告

阿部 裕幸

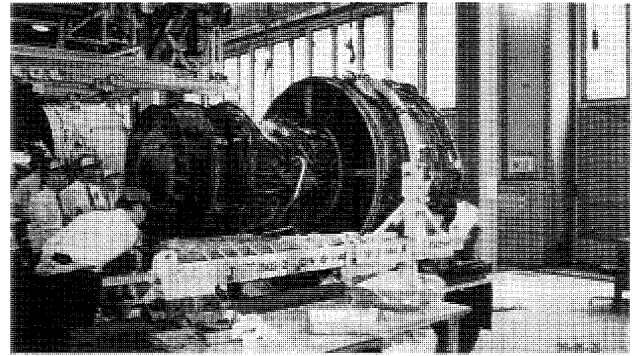
ABE Hiroyuki

1998年6月26日(金)、1998年度第1回見学会が開催されました。場所は浜松町から羽田空港に向かうモノレールの駅沿いにある森ヶ崎水処理センターと全日空原動機センター。当日は朝から日差しの強い、梅雨の晴れ間とは思えないほどの陽気でしたが、26名の参加者が昭和島駅に集まりました。そこで職員専用口から敷地に入り、さらに運河を潜る長くて狭いトンネルを抜けたところに最初の見学先である森ヶ崎水処理センター本館がありました。始めに所長の杉本氏より挨拶とガスタービンの利用目的について説明がありました。センターでのガスタービンは汚水や雨水を汲み上げる際の非常用発電として稼働されるため、梅雨や台風などの降雨量の多い時期

には運転回数が多くなるそうです。あいにく見学当日は晴天でしたが、現場では試運転をして頂き、見学の皆さんは満足されたことと思います。電気保安担当係長の染谷氏からは、ガスタービン導入の経緯について説明がありました。選定時には「ディーゼル vs. ガスタービン」となったそうですが、ガスタービンに決まった後、当時の所長から「これからはクリーンなイメージですね。」の言葉が今でも心に残るとのことでした。とかく、このような施設はまわりの住民から迷惑施設とされますが、騒音対策も含めて苦勞されている様子が伺われました。続いて保安全管理係長の天川氏からは汚水の処理方法について、梅田氏からはガスタービンの保全について、関口

氏からは運転状況について説明がありました。この後、1号機と3号機のカスタービンが設置されている現場で説明と試運転が行われました。

各自昼食後、午後からは整備場駅に再集合し、駅前に建つ全日空原動機センターを訪ねました。展示室に通された後、会議室にて安藤氏よりセンターの位置付けと役割の説明を受け、引き続きビデオによる紹介を観ました。全日空の職員は全体で14,000名、その内240名が当センターに勤務しています。羽田の施設にはメンテナンスセンター、格納庫、機体センター、機装センターそしてエンジン整備を行う原動機センターがあります。当センターでの整備計画は分解、洗浄、検査、修理、組立、試運転から構成され、180名の整備士が日々信頼性と安全性確保のために働いています。安藤氏の説明後、整備士の長岡氏と齊藤氏に案内されて、実際に作業現場を見学させて頂きました。分解・組立現場では、6機ほどの様々なタイプのエンジンがガントリークレーンで釣り下げられていましたが、修理前の汚れた物から修理を施されたピカピカな物まで横一列に並ぶ姿を見て、機械の再生する力と技術力を強く感じました。また検査において



全日空原動機センターにて

は、数万点にもおよぶ部品全てを管理していることに高い信頼性を感じるとともに、日々、空の安全を守っている様子を見ることが出来ました。

最後に、お忙しい中、見学会をお世話頂きました森ヶ崎水処理センターと全日空原動機センターの方々に厚くお礼申し上げます。また、暑期中、朝からご参加頂いた皆様、お疲れさまでした。

(機械技術研究所, 企画委員)

第4回ガスタービン教育シンポジウム報告

橋本 良作

HASHIMOTO Ryosaku

1998年7月16日、17日の2日間にわたり、第4回ガスタービン教育シンポジウムが兵庫県高砂市の三菱重工業(株)高砂製作所で開催された。関西方面での開催は、一昨年(第2回)の川崎重工業(株)(兵庫県明石市)に続いて2回目である。今年も昨年同様、学生のみではなく若手技術者にまで対象者を広げ実施した。参加者の内訳は、学生15名、若手技術者80名の計95名であり、約半数が関西方面からの参加であった。学生は修士と学部4年生がほとんどで、若手技術者はガスタービンの仕事に携わって3年以内の人が主であった。

本シンポジウムは、我が国の技術の将来を担う若者に、ガスタービンについて関心を持ってもらう目的で、実際のガスタービンに直接触れながら講義と製造工場施設等の見学を合わせた企画である。講義と見学は例年のように参加者の理解のしやすさに配慮し、1日目にガスタービン概論の講義と工場施設等の見学、2日目にガスタービン関連の講義とした。また、関西地区以外からの参加者の負担を少なくするために1日目の開始を午後からにし、1泊2日で参加できるように時間設定をした。

1日目は午後1時から、企画委員会の荒木委員長による開会の挨拶に続いて、(1)ガスタービン概論(竹矢一雄氏)の講義が行われた。講義終了後、4班に分かれて、ブレード、ディスク、ケーシング等のガスタービン部品の製作、組立現場とG型ガスタービン(TIT 1,500℃)

の実証設備を見学した。また、当日、午前中より雨が降り見学時の対策を心配したが、ちょうど見学時間になると雨がやみ、傘なしで見学できるようになったのはよかった。しかし午後からの開始としたため、見学の時間がすこし短かったのは少々残念であった。

夜の懇親会は受講者の1/3弱の参加であったが、幾つかの輪が出来、講師、企画委員等を囲んだり、ガスタービンに関する質問及び参加者相互の交流が行われて有意義な一時であった。

2日目の講義は昨年同様ガスタービン関連の4テーマ(午前、午後各2件)(2)ガスタービンと流体工学(青木素直氏)、(3)ガスタービンと伝熱工学(手島清美氏)、(4)ガスタービンと燃焼工学(北嶋潤一氏)、(5)ガスタービンと制御工学(岡田清氏)の講義を行った。なお、制御工学の時間に昨年は材料工学の講義を行った。

配布された資料集に書き込みを行うなど熱心に講義を聴講している姿が多く見られた。

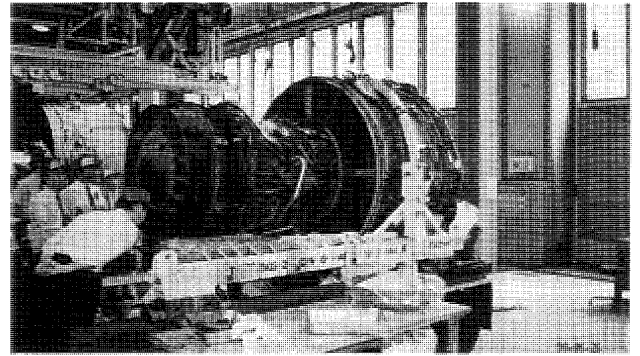
参加者の方々に協力していただいたアンケートの結果を参考に、次回の企画に反映したい。

最後に、講義、資料準備に貴重な時間をさいて頂いた講師の方々、会場の提供、懇親会の手配と工場及びガスタービンの実証設備の見学について十分な対応を頂いた三菱重工業(株)高砂製作所の関係者に深く感謝します。

(航空宇宙技術研究所, 企画委員)

氏からは運転状況について説明がありました。この後、1号機と3号機のカスタマーセンターが設置されている現場で説明と試運転が行われました。

各自昼食後、午後からは整備場駅に再集合し、駅前に建つ全日空原動機センターを訪ねました。展示室に通された後、会議室にて安藤氏よりセンターの位置付けと役割の説明を受け、引き続きビデオによる紹介を観ました。全日空の職員は全体で14,000名、その内240名が当センターに勤務しています。羽田の施設にはメンテナンスセンター、格納庫、機体センター、機装センターそしてエンジン整備を行う原動機センターがあります。当センターでの整備計画は分解、洗浄、検査、修理、組立、試運転から構成され、180名の整備士が日々信頼性と安全性確保のために働いています。安藤氏の説明後、整備士の長岡氏と齊藤氏に案内されて、実際に作業現場を見学させて頂きました。分解・組立現場では、6機ほどの様々なタイプのエンジンがガントリークレーンで釣り下げられていましたが、修理前の汚れた物から修理を施されたピカピカな物まで横一列に並ぶ姿を見て、機械の再生する力と技術力を強く感じました。また検査において



全日空原動機センターにて

は、数万点にもおよぶ部品全てを管理していることに高い信頼性を感じるとともに、日々、空の安全を守っている様子を見ることが出来ました。

最後に、お忙しい中、見学会をお世話頂きました森ヶ崎水処理センターと全日空原動機センターの方々に厚くお礼申し上げます。また、暑期中、朝からご参加頂いた皆様、お疲れさまでした。

(機械技術研究所, 企画委員)

第4回ガスタービン教育シンポジウム報告

橋本 良作

HASHIMOTO Ryosaku

1998年7月16日、17日の2日間にわたり、第4回ガスタービン教育シンポジウムが兵庫県高砂市の三菱重工業(株)高砂製作所で開催された。関西方面での開催は、一昨年(第2回)の川崎重工業(株)(兵庫県明石市)に続いて2回目である。今年も昨年同様、学生のみではなく若手技術者にまで対象者を広げ実施した。参加者の内訳は、学生15名、若手技術者80名の計95名であり、約半数が関西方面からの参加であった。学生は修士と学部4年生がほとんどで、若手技術者はガスタービンの仕事に携わって3年以内の人が主であった。

本シンポジウムは、我が国の技術の将来を担う若者に、ガスタービンについて関心を持ってもらう目的で、実際のガスタービンに直接触れながら講義と製造工場施設等の見学を合わせた企画である。講義と見学は例年のように参加者の理解のしやすさに配慮し、1日目にガスタービン概論の講義と工場施設等の見学、2日目にガスタービン関連の講義とした。また、関西地区以外からの参加者の負担を少なくするために1日目の開始を午後からにし、1泊2日で参加できるように時間設定をした。

1日目は午後1時から、企画委員会の荒木委員長による開会の挨拶に続いて、(1)ガスタービン概論(竹矢一雄氏)の講義が行われた。講義終了後、4班に分かれて、ブレード、ディスク、ケーシング等のガスタービン部品の製作、組立現場とG型ガスタービン(TIT 1,500℃)

の実証設備を見学した。また、当日、午前中より雨が降り見学時の対策を心配したが、ちょうど見学時間になると雨がやみ、傘なしで見学できるようになったのはよかった。しかし午後からの開始としたため、見学の時間がすこし短かったのは少々残念であった。

夜の懇親会は受講者の1/3弱の参加であったが、幾つかの輪が出来、講師、企画委員等を囲んだり、ガスタービンに関する質問及び参加者相互の交流が行われて有意義な一時であった。

2日目の講義は昨年同様ガスタービン関連の4テーマ(午前、午後各2件)(2)ガスタービンと流体工学(青木素直氏)、(3)ガスタービンと伝熱工学(手島清美氏)、(4)ガスタービンと燃焼工学(北嶋潤一氏)、(5)ガスタービンと制御工学(岡田清氏)の講義を行った。なお、制御工学の時間に昨年は材料工学の講義を行った。

配布された資料集に書き込みを行うなど熱心に講義を聴講している姿が多く見られた。

参加者の方々に協力していただいたアンケートの結果を参考に、次回の企画に反映したい。

最後に、講義、資料準備に貴重な時間をさいて頂いた講師の方々、会場の提供、懇親会の手配と工場及びガスタービンの実証設備の見学について十分な対応を頂いた三菱重工業(株)高砂製作所の関係者に深く感謝します。

(航空宇宙技術研究所, 企画委員)

第13回ガスタービン秋季講演会（北海道大沼）・見学会のお知らせ

日本機械学会と共催にて第13回ガスタービン秋季講演会・見学会を開催致します。会員の皆様多数のご参加をお願いいたします。

開催日時：1998年10月8日(木)、9:20~16:50

会 場：大沼国際セミナーハウス

〒041-1354 北海道亀田郡七飯町字大沼町 127-1

TEL: 0138-67-3950, JR 大沼公園駅より徒歩 20 分

一般講演：44 件（燃焼、伝熱、空力、他）

オーガナイズドセッション：「高空性能試験とその設備」

特別講演：「函館「五稜郭」と世界の星形城郭について」

函館市文化・スポーツ振興財団理事長 関口昭平氏

参加登録費：共催学会正会員 9,000 円、

学生会員 4,000 円、会員外 12,000 円

ただし学生は、論文集、懇親会なしで 1,000

円で参加できます。

懇 親 会：10月8日(木)18:30より

フィットネスホテル 330 函館

(〒040-0063 函館市若松町 6-3,

TEL: 0138-23-0330, 函館駅より徒歩3分)

見 学 会：10月9日(金)、9:00~17:00

北海道電力森地熱発電所、他。

定員 45 名程度、先着順、講演会参加登録者に限る。参加費 6,000 円。

事前登録：巻末の申込書に、氏名、勤務先、所属学会、連絡先、見学会参加の有無、送金方法、送金日等を明記の上、9月末日までに FAX または郵便にて学会事務局までお送り下さい。講演者も参加登録をお願いいたします。

講演会場への交通：函館駅西口から大沼国際セミナーハウスまで、バス（往復 2,000 円）を運行します。ご希望の方は、参加申込書にご記入の上、8:00 函館駅西口に集合してください。また、大沼駅（大沼公園駅の 1 つ函館寄り）からも無料送迎バス（9:15 発）が利用できます。

※レディースプログラムは実施いたしません。

※一部のホテルでは特別割引が適用されます。9月7日（厳守）までにホテルに直接予約して下さい。詳細はニュースレター（8月12日発送）に同封の資料をご覧ください。

第13回ガスタービン秋季講演会プログラム

(一般講演：講演時間20分、討論5分。 *印：講演者。 連名者の所属が省略されている場合は後者と同じです。 座長については変更となる場合があります。)

	第1室	第2室	第3室	第4室
9:20	<p>《一般講演》翼列1 座長：原田英臣 (荏原総研)</p> <p>A-1 圧力測定系路の伝達関数取得のための高周波・大振幅圧力変動発生装置の開発 *小野統一 (日大院)、成田聖子 (拓大)、平本政明 (日大)、平野孝典 (拓大)、田中英徳 (東大)、石井進 (日大)、藤本一郎 (拓大)</p> <p>A-2 タービン翼列の空力特性に与える後流干渉効果 *船崎健一 (岩手大)、手塚信明 (川崎重工)、田沼唯士 (東芝)</p> <p>A-3 二重円弧翼列の失速特性に関する数値解析 *西澤敏雄 (航技研)、富田建一、高田浩之 (東海大)</p>	<p>《一般講演》燃焼器1 座長：井亀 優 (船舶技研)</p> <p>B-1 ガスタービン用超短縮火炎燃焼器の研究 (実機搭載型燃焼器の要素試験及びエンジン運転) *山田秀志、牧田光正、林茂 (航技研)、寺垣晶子 (松下インターテクノ)</p> <p>B-2 超小型水素ガスタービン用改良型希薄予混合燃焼器について一保安器形状が燃焼場に及ぼす影響— *皆川和夫、秋月渉 (都立科技大院)、湯浅三郎、後藤登 (都立科技大)</p> <p>B-3 高温触媒燃焼器の低温始動コンセンプト燃焼特性 *吉田祐作 (JARI)、相澤幸雄 (日石)、茅博司 (PEC)</p>	<p>《一般講演》サイクル・性能 座長：荻田浩司 (三菱重工)</p> <p>C-1 再熱ガスタービンサイクルの理論エネルギー変換効率について (一段再熱の最適値と再熱効果について) *永田勝 (大阪産業大)</p> <p>C-2 高効率ガスタービン複合サイクルの研究 *西亮 (宮崎大)</p> <p>C-3 2軸ターボファンエンジンの可変静翼角変化に対する動特性 *杉山七梨、関根静雄、柳良二、榎本俊治 (航技研)</p>	<p>《一般講演》圧縮機・タービン1 座長：阿部裕幸 (機械技研)</p> <p>D-1 ターボチャージャ用遠心圧縮機の性能に及ぼす可変入口案内翼の影響 *石野実、内田博、別所昭信 (豊田中研)</p> <p>D-2 多段軸流圧縮機の三次元数値解析と検証実験 (第2報) *木村和男、若原剛人 (新潟鐵工)、野崎理、菊地一雄、西澤敏雄、齊藤喜夫 (航技研)、田村敦宏 (神戸大)、松木正勝 (日本工大)</p> <p>D-3 ラジアル排気タービンの高温非定常流特性に関する基礎研究 *岡本泰雄 (都立科技大院)、小西奎二 (都立科技大)、吉識晴夫 (東大生研)、田代伸一 (都立科技大)</p>
10:35	<p>《一般講演》翼列2 座長：野崎 理 (航技研)</p> <p>A-4 超音速通過流環状ファン翼列の始動のための一研究 *生沼秀司、小林紘、長井健一郎、石井達哉、武田克己 (航技研)</p> <p>A-5 超音速翼列の翼間流路に生じる衝撃波変動に関する研究 (数値解析および実験結果との比較) *白鳥敏正、松下政裕、桜井忠一 (都立科技大)</p> <p>A-6 直線翼列による抽気実験 (翼列性能及び翼間内の流れ計測その2) *菅原昇、齊藤喜夫、山本一臣 (航技研)</p>	<p>《一般講演》燃焼器2 座長：前田福夫 (東芝)</p> <p>B-4 広作域域低NOx燃焼器の特性 下平一雄、黒沢要治、*鈴木和雄 (航技研)、守家浩二、若林努、中村裕司 (大阪ガス)</p> <p>B-5 ターボ燃焼器用エアープラストタイプ噴霧バーナーの高温・高圧下でのNOx排出特性 *牧田光正、山田秀志、林茂 (航技研)</p> <p>B-6 超音速輸送機用ターボジェットエンジンの低NOx燃焼器の研究 (性能実証用セクタ燃焼器の検討と基礎燃焼試験結果) *木下康裕、小田剛生、北嶋潤一 (川崎重工)</p> <p>B-7 A重油炎低NOx燃焼器の開発 *村山元英 (石川島播磨)、池崎隆司 (AMG)、藤秀実、小林英夫 (石川島播磨)</p>	<p>《一般講演》発電システム 座長：井亀 優 (船舶技研)</p> <p>C-4 IM400 TRI-FLECSの開発～電力、蒸気、圧縮空気の3つを供給可能なガスタービンエンジン・エネレーションシステム～ *磯本馨、宇治茂一、今村龍三 (石川島播磨)</p> <p>C-5 CO₂回収のための水素分離型タービン発電システムの提案 (第一報) *森塚秀人、渡辺和徳、*高橋徹 (電中研)</p> <p>C-6 CO₂回収のための水素分離型タービン発電システムの提案 (第二報) *森塚秀人、渡辺和徳、高橋徹 (電中研)</p> <p>C-7 燃料電池をトッピングとして用いたACC発電システムの検討 *幸田栄一 (電中研)</p>	<p>《一般講演》圧縮機・タービン2 座長：児玉秀和 (石川島播磨)</p> <p>D-4 Rotor37 超音速圧縮機動翼のチップクリアランス流れと衝撃波の干渉 *山本一臣 (航技研)、Frank Eulitz、Dirk Nurnberger、Stefan Schmitt (DLR)</p> <p>D-5 ラジアルタービン内流れの三次元数値解析 (チップクリアランス流れと動翼内二次流れについて) *土屋直木 (東大院)、吉識晴夫 (東大生研)</p> <p>D-6 ターボチャージャ用可変入口案内翼付遠心圧縮機の3次元流れ数値解析 *岩切雄二、内田博 (豊田中研)</p> <p>D-7 半径流型羽根車の内部流動の研究 *吉永拓郎 (法政大院)、山本孝正 (航技研)、水木新平、辻田星歩 (法政大)</p>
12:25				

13:00	<p>《特別講演》</p> <p>函館「五稜郭」と世界の星形城郭について 関口昭平氏 (函館市文化・スポーツ振興財団理事長)</p> <p>座長：川口 修 (慶応大)</p>			
14:00				
14:10	<p>《一般講演》翼列3 座長：山本一臣 (航技研)</p> <p>A-7 三次元動静翼解析による翼間非定常流れの研究 * 平井健二、児玉秀和 (石川島播磨)、野崎理、菊地一雄、西澤敏雄、松尾裕一 (航技研)</p> <p>A-8 低レイノルズ数域における環状タービン翼列特性 (第5報：動翼まわりの流れ) * 松沼孝幸、阿部裕幸、筒井康賢 (航技研)</p> <p>A-9 低レイノルズ数領域における2次元翼の層流剥離限界について * 阿部裕幸、松沼孝幸、筒井康賢 (航技研)</p>	<p>《一般講演》燃焼器3 座長：壹岐典彦 (機械技研)</p> <p>B-8 ガスタービン燃焼器における噴霧速度と粒径計測 * 井戸田芳典、大塚正義、大久保陽一郎、杉山勝彦 (豊田中研)</p> <p>B-9 石炭ガス化中カオリ燃料用ガスタービン燃焼器の開発—第2報、燃焼安定性の強化と大気圧燃焼特性— * 長谷川武治、久松暢、香月靖生、佐藤幹夫 (電中研)、岩井保憲、小野田昭博、宇都宮正治 (東芝)</p> <p>B-10 石炭ガス化中カオリ燃料用ガスタービン燃焼器の燃焼特性 * 林明典、小泉治美、小林成嘉、和田克夫 (日立)、長谷川武治、久松暢、香月靖生、佐藤幹夫 (電中研)</p>	<p>《一般講演》熱伝達 座長：湯浅三郎 (都立科技大)</p> <p>C-8 Heat Transfer and Flow Behavior in a Rectangular Rib-Roughened Passage * R. KIML, 望月貞成、村田章 (東京農工大)</p> <p>C-9 平板膜冷却効率に対する高主流乱れの影響 (円孔と拡散孔の比較) * 池田一隆、松田寿、福山佳孝 (東芝)</p> <p>C-10 感温液晶を用いたタービン翼面の熱伝達率特性試験 * 佐伯祐志、伊藤勝康、松田寿、川岸裕之、岡村隆成 (東芝)</p>	<p>《一般講演》燃焼1 座長：井上 洋 (日立)</p> <p>D-8 ラムジェット保炎器周り燃焼流の数値解析 * 山本武 (航技研)</p> <p>D-9 PLIF を用いたラム保炎器後流の温度・濃度場計測 * 崎山幸紀 (東工大院)、五味光男 (航技研)、井上剛良 (東工大)、鈴木和雄 (航技研)</p> <p>D-10 ダンプディフューザー型燃焼器内の流動機構—急拡大部における傾斜壁の影響— * 山崎英一 (東理大院)、志沢高朗、本阿弥眞治 (東理大)</p>
15:25				
15:35	<p>《オーガナイズドセッション》 高空性能試験とその設備 座長：児玉秀和 (石川島播磨)</p> <p>A-10 超音速エンジン試験施設の概要 佐々木誠、* 柳良二、二村尚夫、田口秀之、関根静雄 (航技研)</p> <p>A-11 HYPR超音速輸送機用エンジンの高空性能試験 * 宮川浩 (石川島播磨)、木村秀雄 (川崎重工)、貴志公博 (三菱重工)、柳良二 (航技研)</p> <p>A-12 超音速輸送機用ラムジェットエンジンのフリージェット試験について * 大嶋孝夫、榎本吉也 (川崎重工)、二村尚夫、柳良二、三谷徹 (航技研)</p>	<p>《一般講演》燃焼2 座長：川口 修 (慶応大)</p> <p>B-11 燃焼振動の低減法に関する研究 (第一報) 土屋利明、清水雅典 (東京電力)、* 山中矢、前田福夫 (東芝)</p> <p>B-12 水蒸気中の水素・酸素燃焼特性に及ぼす水蒸気供給方式および水蒸気・水素供給温度の影響 * 香月靖生 (電中研)</p> <p>B-13 不活性ガス中における水素の燃焼特性 * 岩井保憲、前田福夫、小野田昭博、福田雅文 (東芝)</p>	<p>《一般講演》材料・熱交換器 座長：壹岐典彦 (機械技研)</p> <p>C-11 3D-CMC (SiC/SiC) デイスクの回転強度特性 * 小河昭紀、橋本良作 (航技研)、米内山誠 (航空高専)、周風華 (航技研)</p> <p>C-12 回転蓄熱式熱交換器の高温化技術 * 赤尾好之、萩田浩司 (三菱自動車)</p>	
16:50				

第13回ガスタービン秋季講演会

(1998年10月8, 9日)

参加申込書

(社) 日本ガスタービン学会 行

FAX:03-3365-0387 TEL:03-3365-0095

会社名	
所在地	〒
TEL	
FAX	

参加者名 (所在地、連絡先が所属により異なる場合には、本用紙をコピーして別シートにご記入ください。)

フリガナ 氏名	所属	TEL FAX	所属学協会 (GTSJは会員番号)	バス*	昼食*	見学会	懇親会
				要 不要	要 不要	参加 不参加	出席 欠席
				要 不要	要 不要	参加 不参加	出席 欠席
				要 不要	要 不要	参加 不参加	出席 欠席
				要 不要	要 不要	参加 不参加	出席 欠席
				要 不要	要 不要	参加 不参加	出席 欠席

*10月8日、函館駅から講演会場までの往復バス及び講演会場での昼食です。

【事務局への連絡事項】

払込方法(○印をつけてください) 参加費入金予定日 月 日

- 銀行 (第一勧業銀行西新宿支店 普通預金1703707)
- 郵便振替 (00170-9-179578)
- 現金書留
- 当日受付にて支払

*請求書の発行について

1. 要 宛名() 2. 不要

*領収書の発行について

1. 要 宛名() 2. 不要

(○をつけてください)

バス代: 2,000円 (往復)
昼食代: 1,000円
見学会: 6,000円

1998 年度第 2 回見学会のお知らせ

1998 年度第 2 回見学会を下記の要領で開催を致します。今回はガスタービンへ蒸気を噴射する事によって出力アップを図ったチェンサイクルの発電設備を見学します。奮ってご参加下さい。

1. 日 時 1998 年 11 月 20 日(金) 13:30~16:30
2. 見学先 三菱自動車工業株式会社 乗用車生産本部
京都製作所
京都市右京区太秦巽町 1 番地

3. スケジュール

- 13:00~13:30 現地集合 (京都製作所正門前)
 13:30~16:30 発電設備および工場見学
 16:30 現地解散

4. 参加要領

- 1) 定員 50 名 (定員超過の場合は抽選, 全員にお知らせします)
- 2) 申し込み方法: 下記の申込書にご記入の上, 10 月 15 日(木)までに FAX 又は郵送にて学会事務局へお送り下さい。
- 3) 参加費: 3000 円当日お支払い下さい。

見学会参加申込書

(1998 年 11 月 20 日)

(社)日本ガスタービン学会行
 FAX 03-3365-0387 TEL 03-3365-0095

氏 名			
連絡先			
〒			
TEL		FAX	
E-mail			

ガスタービンシンポジウム開催のお知らせ

今年度のガスタービンシンポジウムを下記の要領で開催いたします。ガスタービンシンポジウムは、その時々
の話題性のあるテーマについて、関係する講師の方々の
講演をきっかけとして、参加者の方々に主体的に議論に
加わっていただくことによって、お互いにより理解を深
められるよう討論形式をとっています。

今年度も前年度と同じく、「21世紀に向けてガスター
ビンに何を期待するか」をテーマとして、サブテーマを
「マイクロガスタービンの技術開発」としました。ガス
タービンの大容量化はとどまるところを知らない感があ
りますが、一方ではエネルギー資源の有効活用や環境保
全等の時代のニーズから、数KWから数百KWクラス
のガスタービンが注目されつつあります。このようなガ
スタービンが実現すれば、その用途は多方面にわたり、
環境負荷の低減に寄与できるとともに、量産効果が期待
できることからその経済効果は極めて大きいものがあ
ります。しかしながら、真の実用化のためには性能、信頼
性、コスト等でブレークスルーすべき技術課題が多く存
在していることも事実であります。

今回は、このクラスのガスタービンの開発等に携わっ
て来られた講師の方々に話題を提供していただき、参加
者の方々からの質疑、ご意見等を通じて大いに議論を盛
り上げたいと考えています。奮って、ご参加下さい。



1. 日 時：1998年12月2日(水) 13:00~16:00
2. 場 所：化学会館（下記の地図を参照下さい）
東京都千代田区神田駿河台1-5
TEL：03-3292-6161
JR, 地下鉄“お茶の水”下車徒歩3分
3. テーマ：「21世紀に向けてガスタービンに何を期
待するか」
サブテーマ；「マイクロガスタービンの技
術開発」
 - (1) 自動車用
財団法人自動車研究所 吉田祐作氏
 - (2) 携帯発電用
日産自動車株式会社 佐々木直人氏
 - (3) コージェネ用
日本コージェネレーションセンター 中川良治氏
 - (4) 海外の動向
アライドシグナル・ジャパン株式会社 高瀬謙次郎氏

4. 参加要領：

- (1) 定員……50名
- (2) 参加費（資料代を含む）

正 会 員	3,000 円
学生会員	1,000 円
会 員 外	5,000 円
- (3) 申込方法

とじ込み添付の申込書に必要事項をご記入の上、
学会事務局宛、1998年11月16日(月)までにお送り下
さい。

ガスタービンシンポジウム

(1998年12月2日)

申込書

(社) 日本ガスタービン学会 行

FAX 03-3365-0387

TEL 03-3365-0095

会社名	
所在地 〒	
TEL	
FAX	

参加者名 (所在地・連絡先が所属により異なる場合には、本用紙をコピーして別シートにご記入下さい。)

フリガナ 氏名	所属	TEL FAX	GTSJの方は会員 No.をご記入下さい

【事務局への連絡事項】

* 払込方法 (○印をつけて下さい)

参加費入金予定日 月 日

1. 銀行 (第一勧業銀行西新宿支店 普通預金1703707)
2. 郵便振替 (00170-9-179578)
3. 現金書留
4. 当日受付にて支払

* 請求書の発行について

1. 要 宛名 ()
2. 不要

* 領収書の発行について

1. 要 宛名 ()
2. 不要

第 27 回ガスタービンセミナー開催のお知らせ

第 27 回ガスタービンセミナーを下記要領にて開催致します。

今回は、「地球環境に優しいガスタービンを目指して」をテーマとしています。これは昨年 12 月に京都で開催された COP 3 で一段と注目されました地球環境保全への対応について取り上げるものです。講演は電気事業用、コージェネレーション用発電設備でのガスタービンに係る技術開発からアプリケーション技術ならびに陸海空にまたがる画期的な未来型ガスタービンシステムの開発について予定しておりますので奮ってご参加ください。

〈詳細につきましては後日お知らせいたします〉

1. 日 時：1999 年 1 月 21 日(木), 1 月 22 日(金)
9:30~16:30
2. 場 所：東京ガス(株)本社 2 階大会議室
3. テーマ：「地球環境に優しいガスタービンを目指して」

4. 参加要領：

- 1) 参加費：◆主催及び協賛団体正会員
(資料代含む) 2 日間 25,000 円
1 日のみ 18,000 円
◆学生会員 2,000 円
◆会員外 2 日間 35,000 円
1 日のみ 25,000 円
- 2) 申込方法：所属、氏名、加盟学協会名 (GT 学会の場合は会員番号) とを後日送付の申込用紙に明記の上、FAX か郵送で事務局まで申し込み、参加費を郵便振替、銀行振込又は現金書留にて事務局まで 1999 年 1 月 8 日(金)までにお送り下さい。

なお、当日会場にても参加費の受付を行います。

訃 報

終身会員 中川 良一君 85 才 1998 年 7 月 30 日逝去

本会に関する記事

GTCJ 第 1, 2, 4 期 評議員

GTSJ 第 1, 2, 3, 4, 6, 7 期評議員

ご遺族

東京都杉並区清水 1-2-6 中川 幸子殿

終身会員 生井 武文君 78 才 1998 年 7 月 31 日逝去

本会に関する記事

GTCJ 第 1, 2, 3, 4 期 評議員

GTSJ 第 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 10, 11, 12, 13, 15 期評議員
第 9 期 監事

ご遺族

福岡市中央区大宮 2-4-14 生井 敏恵殿

謹んで哀悼の意を表します

第 27 回ガスタービンセミナー開催のお知らせ

第 27 回ガスタービンセミナーを下記要領にて開催致します。

今回は、「地球環境に優しいガスタービンを目指して」をテーマとしています。これは昨年 12 月に京都で開催された COP 3 で一段と注目されました地球環境保全への対応について取り上げるものです。講演は電気事業用、コージェネレーション用発電設備でのガスタービンに係る技術開発からアプリケーション技術ならびに陸海空にまたがる画期的な未来型ガスタービンシステムの開発について予定しておりますので奮ってご参加ください。

〈詳細につきましては後日お知らせいたします〉

1. 日 時：1999 年 1 月 21 日(木), 1 月 22 日(金)
9:30~16:30
2. 場 所：東京ガス(株)本社 2 階大会議室
3. テーマ：「地球環境に優しいガスタービンを目指して」

4. 参加要領：

- 1) 参加費：◆主催及び協賛団体正会員
(資料代含む) 2 日間 25,000 円
1 日のみ 18,000 円
◆学生会員 2,000 円
◆会員外 2 日間 35,000 円
1 日のみ 25,000 円
- 2) 申込方法：所属、氏名、加盟学協会名 (GT 学会の場合は会員番号) とを後日送付の申込用紙に明記の上、FAX か郵送で事務局まで申し込み、参加費を郵便振替、銀行振込又は現金書留にて事務局まで 1999 年 1 月 8 日(金)までにお送り下さい。

なお、当日会場にても参加費の受付を行います。

訃 報

終身会員 中川 良一君 85 才 1998 年 7 月 30 日逝去

本会に関する記事

GTCJ 第 1, 2, 4 期 評議員

GTSJ 第 1, 2, 3, 4, 6, 7 期評議員

ご遺族

東京都杉並区清水 1-2-6 中川 幸子殿

終身会員 生井 武文君 78 才 1998 年 7 月 31 日逝去

本会に関する記事

GTCJ 第 1, 2, 3, 4 期 評議員

GTSJ 第 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 10, 11, 12, 13, 15 期評議員
第 9 期 監事

ご遺族

福岡市中央区大宮 2-4-14 生井 敏恵殿

謹んで哀悼の意を表します

編集 後記

9月号は「熱流体の数値計算」として特集を企画してみました。コンピュータ技術の進歩により、CFD(数値流体力学)は世に知られるところとなり、また大型コンピュータは米国でCFDと共に発展してきたとも言われます。大宮司先生の巻頭の随筆によれば、日本での先駆的研究は1950年代末に始まり、世界的に見て計算法の基本的提案の多くは1985年以前になされたようです。計算の精度はコンピュータの進歩と共に飛躍的に向上し、コンピュータ利用技術の高度化と相俟って、今日のCFD隆盛を見るに至ったものと思われま

す。今回執筆をお願いした方々は第一線で熱流体の数値計算を研究または活用されている方々ばかりであり、原稿が予定通り順調に入稿しただけでなく、内容的にも整備されたものであり、というより内容的に査読者が教えられるものも多く、編集は極めて順調に推移しました。

尚、読者の便宜を考え、ソフト会社から市販のCFDソフトウェアに関する情報の提供を受け、一覧表を作成し、内容を紹介しました。これは前年度編集委員を務められた山本先生のご尽力によるもので、厚く御礼申し上げます。

また、6月初めにストックホルムで開催されたASME国際ガスタービン会議の報告を、参加された会員諸氏にお願いし、特急で纏めることができました。ご協力頂いた会員諸氏に感謝申し上げます。セッション参加者約2000名、展示181社と、かなりの盛況だったと報告されていますが、来年我が国で開催される

1999年国際ガスタービン会議神戸大会(IGTC'99 Kobe)の参考にして頂ければ幸いです。

「表紙に寄せて」では、1943年日本で初めて補助ジェットエンジンによる噴流推進飛行を成功させた「ネ-0」エンジンと「キ-48II型」双発軽爆撃機の写真を紹介して頂きました。補助エンジンながら、日本で最初に空を飛んだジェットエンジンの貴重な写真です。

最後に本特集・記事を纏めるに当り、ご多忙中原稿をご執筆頂いた筆者の方々、編集を担当された大田原(前)理事、山本(前)委員、北嶋委員、辻田委員並びに関係された方々に、改めて御礼申し上げます。

(星野和貞)

〈表紙写真〉

ネ-0エンジン

説明：昭和18年12月23日、我が国初の補助ジェットエンジンによる噴流推進飛行を成功させたエンジン「ネ-0」と、それを胴体下に吊した「キ-48II型双発軽爆撃機」である。本エンジンはラムジェットであり、ほぼ同時期に「ネ」シリーズとして「ネ-1~4」と、各形態のジェットエンジンが試作され、運転された。

(提供 川崎重工業株式会社)

だより

✠事務局 ✠

東京の今年の夏は、あのジリジリと照りつける真夏の太陽の陽射しを浴びることが非常に少なく、どんよりと曇り空のしかも無性に湿度の高い日ばかりでした。

これも世紀末の成せる業かとひとり納得しているのですが…。

7月に開催した教育シンポジウムも盛況で皆さん大変熱心に聴講されていました。開催する側としてもやりがいがあったというものです。

10月の函館での秋季講演会も論文申込みが多いので、きっと多くの方に参加していただけるものと期待しています。

11月には見学会、12月にはシンポジウム、1月にはセミナー、と行事も次々と開催予定ですので、どうぞ学会誌の会告欄をお見逃しなきよう。(先日お送りしましたニュースレターの会告欄においてシンポジウムのテーマがセミナーの方に誤って書かれていました。マイクロガスタービンの技術開発はシンポジウムのテーマです。

訂正とお詫び申し上げます。)

前号の「事務局だより」でも書きましたが、銀行の自動引落により一層ご協力いただけるようにすること、そして1人でも多くの会員の方に会費を収めていただくようにすることを目標にいろいろ努力しておりますので、ぜひ皆様のご協力をお願いいたします。 [A]

訂 正

第26巻第101号(平成10年6月)の56ページ、論説・解説「信頼性向上の方法」に以下の誤りがありました。

右の段上から

16行目 82C2→80C2

30行目 IFSD:0→IFSD:1

〃 99.98%→99.96%

に訂正させていただきます。

編集 後記

9月号は「熱流体の数値計算」として特集を企画してみました。コンピュータ技術の進歩により、CFD(数値流体力学)は世に知られるところとなり、また大型コンピュータは米国でCFDと共に発展してきたとも言われます。大宮司先生の巻頭の随筆によれば、日本での先駆的研究は1950年代末に始まり、世界的に見て計算法の基本的提案の多くは1985年以前になされたようです。計算の精度はコンピュータの進歩と共に飛躍的に向上し、コンピュータ利用技術の高度化と相俟って、今日のCFD隆盛を見るに至ったものと思われま

す。今回執筆をお願いした方々は第一線で熱流体の数値計算を研究または活用されている方々ばかりであり、原稿が予定通り順調に入稿しただけでなく、内容的にも整備されたものであり、というより内容的に査読者が教えられるものも多く、編集は極めて順調に推移しました。

尚、読者の便宜を考え、ソフト会社から市販のCFDソフトウェアに関する情報の提供を受け、一覧表を作成し、内容を紹介しました。これは前年度編集委員を務められた山本先生のご尽力によるもので、厚く御礼申し上げます。

また、6月初めにストックホルムで開催されたASME国際ガスタービン会議の報告を、参加された会員諸氏にお願いし、特急で纏めることができました。ご協力頂いた会員諸氏に感謝申し上げます。セッション参加者約2000名、展示181社と、かなりの盛況だったと報告されていますが、来年我が国で開催される

1999年国際ガスタービン会議神戸大会(IGTC'99 Kobe)の参考にして頂ければ幸いです。

「表紙に寄せて」では、1943年日本で初めて補助ジェットエンジンによる噴流推進飛行を成功させた「ネ-0」エンジンと「キ-48II型」双発軽爆撃機の写真を紹介して頂きました。補助エンジンながら、日本で最初に空を飛んだジェットエンジンの貴重な写真です。

最後に本特集・記事を纏めるに当り、ご多忙中原稿をご執筆頂いた筆者の方々、編集を担当された大田原(前)理事、山本(前)委員、北嶋委員、辻田委員並びに関係された方々に、改めて御礼申し上げます。

(星野和貞)

〈表紙写真〉

ネ-0エンジン

説明：昭和18年12月23日、我が国初の補助ジェットエンジンによる噴流推進飛行を成功させたエンジン「ネ-0」と、それを胴体下に吊した「キ-48II型双発軽爆撃機」である。本エンジンはラムジェットであり、ほぼ同時期に「ネ」シリーズとして「ネ-1~4」と、各形態のジェットエンジンが試作され、運転された。

(提供 川崎重工業株式会社)

だより

✠事務局 ✠

東京の今年の夏は、あのジリジリと照りつける真夏の太陽の陽射しを浴びることが非常に少なく、どんよりと曇り空のしかも無性に湿度の高い日ばかりでした。

これも世紀末の成せる業かとひとり納得しているのですが…。

7月に開催した教育シンポジウムも盛況で皆さん大変熱心に聴講されていました。開催する側としてもやりがいがあったというものです。

10月の函館での秋季講演会も論文申込みが多いので、きっと多くの方に参加していただけるものと期待しています。

11月には見学会、12月にはシンポジウム、1月にはセミナー、と行事も次々と開催予定ですので、どうぞ学会誌の会告欄をお見逃しなきよう。(先日お送りしましたニュースレターの会告欄においてシンポジウムのテーマがセミナーの方に誤って書かれていました。マイクロガスタービンの技術開発はシンポジウムのテーマです。

訂正とお詫び申し上げます。)

前号の「事務局だより」でも書きましたが、銀行の自動引落により一層ご協力いただけるようにすること、そして1人でも多くの会員の方に会費を収めていただくようにすることを目標にいろいろ努力しておりますので、ぜひ皆様のご協力をお願いいたします。 [A]

訂 正

第26巻第101号(平成10年6月)の56ページ、論説・解説「信頼性向上の方法」に以下の誤りがありました。

右の段上から

16行目 82C2→80C2

30行目 IFSD:0→IFSD:1

〃 99.98%→99.96%

に訂正させていただきます。

学会誌編集規定

1996.2.8改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
 - B. 依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。
 - C. 学会原稿学会の運営・活動に関する記事(報告、会告等)および学会による調査・研究活動の成果等の報告。

2. 依頼原稿および投稿原稿は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説、講義、技術論文、速報(研究速報、技術速報)、寄書(研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介)、随筆、書評、情報欄記事、その他とする。刷り上がりページ数は原則として、1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説、講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書、随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。

4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。

5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。

6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。

7. 本学会誌に掲載される記事・論文などの著作権は原則として本学会に帰属する。

8. 著作者本人が自ら書いた記事・論文などの全文または一部を、本学会誌に掲載されたことを明記したうえで、転載、翻訳、翻案などの形で利用する場合、本会は原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製する形で全文を他の著作物に利用する場合、文書で本会に許諾を求めなければならない。

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0003 東京都港区西新橋1-17-5
Tel. 03-3508-9061 Fax. 03-3580-9217
ニッセイエプロ(株) 制作部編集室
日本ガスタービン学会誌担当 越司 昭

技術論文投稿規定

1997.1.28改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。

- 1) 主たる著者は本学会会員であること。
- 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービン及び過給機の技術に関連するものであること。
- 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。

2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、著者が外国人会員であって日本語による論文執筆が困難な場合は英語による投稿を認める。

3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。

4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。

5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。

6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。

7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。

8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。

9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌

Vol.26 No.102 1998.9

発行日 1998年9月10日

発行所 社団法人日本ガスタービン学会

編集者 山根隆一郎

発行者 佐藤文夫

〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402

Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387

郵便振替 00170-9-179578

印刷所 ニッセイエプロ(株)

〒105-0003 東京都港区西新橋2-5-10

Tel. 03-3501-5151 Fax. 03-3501-5717

©1998, (社)日本ガスタービン学会

複写をされる方に

本誌に掲載された著作物を複写したい方は、日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の従業員以外は、著作権者から複写権等の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。なお、著作物の転載・翻訳のような複写以外許諾は、直接本会へご連絡下さい。

〒170-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル3F

学協会著作権協議会 (Tel/FAX: 03-3475-5618)