

(社) 日本ガスタービン学会 名誉会員の紹介

(社) 日本ガスタービン学会ではガスタービン及び関連技術に関し功績顕著な方、又は本学会に対し功労のあった方のうちから理事会の推薦により総会において承認された方が名誉会員になることになっております。

去る平成元年4月28日第14期通常総会において次の方が本学会の名誉会員に
なられましたのでご紹介致します。



矢野 巍君 (大正7年4月3日生)

昭和17年9月 九州帝国大学理学部卒業

昭和17年9月 三菱重工業(株)入社

昭和55年6月 常務取締役, 技術本部長

昭和58年6月 退任, 顧問就任

昭和61年 藍綬褒章受章

本会関係略歴

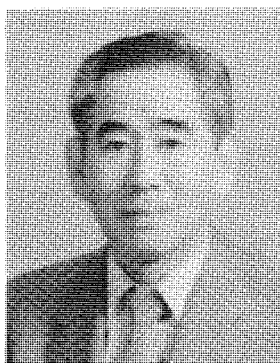
(1) 昭和55年10月入会

(2) 理事 (GTSJ 6, 7期)

評議員 (GTSJ 8, 9, 11, 12, 13期)

監事 (GTSJ 10期)

現住所 横浜市栄区庄戸3丁目8番17号



第14期会長就任挨拶

東海大学 田中英穂

このたび、会員の皆様のご推挙により日本ガスタービン学会第14期会長に選出されましたことは、誠に身に余る光栄でありますとともに、責任の重大さを痛感致しております。幸いにして副会長ならびに理事として、経験豊かな有能な方々をお願いすることが出来ましたので、前会長の方針を引継ぎ、学会の発展のため微力を盡して行き度いと考えております。

わが国のガスタービンをめぐる諸環境は、永年に亘るガスタービン関係者の撓まぬ努力が実を結び、ガスタービン工業としての基盤を整え、今後の発展が期待できる段階に到達して来たように思われます。ガスタービンの先導的役割を担う航空用ガスタービンの分野では、航空宇宙技術研究所で研究開発された「FJR-710/600 エンジン」を搭載したSTOR実験機「飛鳥」の飛行実験も、初期の目的を見事に達成し、今後のUSB方式によるSTOL機設計製作のためのデータベースを確立し、今年3月成功裸に完了致しました。そしてわが国で独自開発した上記「FJR-710 エンジン」の開発技術を基盤として参加した、日米英独伊協同開発による「V-2500 エンジン」も順調に開発が進み、昨年6月にエンジンの型式承認を得、本年3月には佛航空局(DGAC)より「V-2500 エンジン」搭載エアバスA-320機の型式承認を得、本年4月より実際に客先での運航が開始されようとしています。

一方産業用ガスタービンの分野においても、ライセンス生産から自主技術による開発へと進み、材料開発および加工技術の発展ならびにタービン翼冷却技術の進歩に伴う高温化により、ガスター

ビン自体の効率向上ならびに排熱利用と合わせ、大型機としては100万kW級のガスタービン/蒸気タービン複合サイクルの発電設備として広く普及し始めており、また中・小型機の分野でも、非常用のほかに、電・熱供給のコージェネレーション・システムとして定着して参りました。

また、ターボチャージャの分野では、自動車用エンジンへの普及が一段と進んでおり、ガスタービンに先駆けてセラミックターボチャージャの実用化も始まっております。

そして、高温化による効率向上の更なる飛躍を目指して、セラミックガスタービンの研究開発も、自動車用ガスタービン、小型ガスタービン、ならびに大型ガスタービンの各分野において、官民を含め活発に進められております。

ガスタービンは改めて申し上げるまでもなく、流体力学、熱工学、反応工学、材料工学、制御工学などの基礎工学を基盤とした総合工学の産物で、今後はいやでもわが国独自の創造的な学術ならびに技術開発に頼って発展して行かなければならない状況にあります。したがって、今後のわが国のガスタービン工業の発展に対し、基礎学術の向上とそれに伴う新しい技術情報の提供、会員相互の情報交換ならびに親睦増進の場として、学会の担う可き役割は益々重要になって来ております。幸いにして日本ガスタービン学会は、ガスタービンに無類の愛着を持つ歴代会長、役員諸氏ならびに会員諸氏の努力により、発足以来17年着実に発展を重ね、事業活動も非常に活発に行われ、この間国際会議の開催も4回を数えて国際交流の実績も挙げて来ており、再来年度には第5回の国際会議開催が日程に上り、その準備も着々と進められております。

(平成元年5月10日原稿受付)

このように日本ガスタービン学会の現状は、事業面では非常に活発な活動が行われておりご同慶の限りではございますが、活動の活発化に伴い、そのための活動資金ならびにこれらの活動を支える事務処理体制の改善など、学会運営の面で大きな問題を抱えております。

今期は、これまで積重ねて来た学会活動の内容を充実して会員諸氏の期待に応えると共に、学会

の運営体制の改善方法を確立し、21世紀へ向けて次の飛躍のための基礎固めを行い度いと思っておりますので、今後とも絶大なご支援ご鞭撻を賜わりますようお願い申し上げます。

終わりに、松本会長をはじめ、第13期の役員の皆様ならびに事務局の皆様の献身的なご努力に対し心から感謝申し上げ、会長就任の挨拶と致します。

[会員の皆様へのお願い]

平素は日本ガスタービン学会の活動をご支援頂き感謝致しております。

お陰を持ちまして当学会も発足以来着実に発展致し諸行事も活発に行われておりますこととはご同慶の至りでございます。

ところで、学会活動が活発になるにつれ従来にも増して学会運営の合理化を計って行かなければなりません。つきましては学会諸行事のご案内は年4回の会誌会告の他適宜郵便にてお送りして参りましたが、郵送費を節約するため、今後は各種行事の大略の年間スケジュールを早期に定め、タイムリーに会誌会告でお知らせして行くように致し度いと思っております。会員の皆様には多少ご迷惑をおかけすることになるかとは思いますが、事情ご覧察の上、会誌会告欄をお見逃しないようお願い致します。なお各種行事の企画具体化の段階で時期的に会誌会告に間に合わない場合は従来通り適宜郵便にておしらせ致します。

このように日本ガスタービン学会の現状は、事業面では非常に活発な活動が行われておりご同慶の限りではございますが、活動の活発化に伴い、そのための活動資金ならびにこれらの活動を支える事務処理体制の改善など、学会運営の面で大きな問題を抱えております。

今期は、これまで積重ねて来た学会活動の内容を充実して会員諸氏の期待に応えると共に、学会

の運営体制の改善方法を確立し、21世紀へ向けて次の飛躍のための基礎固めを行い度いと思っておりますので、今後とも絶大なご支援ご鞭撻を賜わりますようお願い申し上げます。

終わりに、松本会長をはじめ、第13期の役員の皆様ならびに事務局の皆様の献身的なご努力に対し心から感謝申し上げ、会長就任の挨拶と致します。

[会員の皆様へのお願い]

平素は日本ガスタービン学会の活動をご支援頂き感謝致しております。

お陰を持ちまして当学会も発足以来着実に発展致し諸行事も活発に行われておりますこととはご同慶の至りでございます。

ところで、学会活動が活発になるにつれ従来にも増して学会運営の合理化を計って行かなければなりません。つきましては学会諸行事のご案内は年4回の会誌会告の他適宜郵便にてお送りして参りましたが、郵送費を節約するため、今後は各種行事の大略の年間スケジュールを早期に定め、タイムリーに会誌会告でお知らせして行くように致し度いと思っております。会員の皆様には多少ご迷惑をおかけすることになるかとは思いますが、事情ご覧察の上、会誌会告欄をお見逃しないようお願い致します。なお各種行事の企画具体化の段階で時期的に会誌会告に間に合わない場合は従来通り適宜郵便にておしらせ致します。

1. 発刊にあたって

(株) 東芝総合研究所 荒木 達雄

ガスタービンの設計では基本設計，翼の空気力学的設計，強度設計，振動解析等の膨大な計算が必要であり，計算機を用いた解析は不可欠なものとなっています。有限要素法による熱伝導，応力解析や振動解析，差分法による非粘性流れ解析等，設計段階で偏微分法定式を解くことも行われるようになりました。しかしガスタービン内部の乱流や熱伝達の計算はまだ実用化が始まりつつある段階です。計算機と数値流体力学のスキームの発達によって，NS (Navier-Stokes) 方程式を直接解いたり，乱流モデルや化学反応モデルを用いて NS 方程式を解いてガスタービン内部の流れや燃焼現象，熱伝達を求めることが可能になり，急速に設計や開発に用いられるようになりつつあります。未だ実用出来る範囲は限られていますが実験にとって変わったり，新しい設計が出来たり，新しい現象を見出して，トラブルの原因の解明に役立ったりしています。例えば二次元翼列試験は膨大な労力と時間を必要とし，特に圧縮機の翼列では風洞壁の壁面境界層の発達や衝撃波の境界での反射を防ぎ，流れの二次元性を実現するためには多大の工夫が必要であり，精度良い実験結果を求めるのは大変でした。しかし数値解析によってこれ等の問題は解決され，二次元の問題なので技術的にも可能で，これによって新しい翼形を設計することが容易になります。三次元の翼の形状も二次流れの効果を入れて設計し効率を高めることも行われています。トラブルの対策としてはタービンの一段のノズルのシュラウドが異状に高温になる問題が生じたときノズル入口のガスの温度分布を考慮して N-S 方程式を解き，高温ガスがシュラウドに達していることが解り原因が明らかになったという例があります。

このように設計と開発に有力な手段となること

(平成元年 4 月 24 日原稿受付)

が期待されますが，問題は計算に時間がかかること，格子点の数に制限があることから高いレイノルズ数の流れが計算できないことです。しかし日本は優れた半導体技術により 1 CPU のスーパーコンピュータでは世界の地位を占めるようになっており，大規模の計算をするのに最も恵まれた環境にあります。さらに次世代機の開発が進められており，容量とスピードの飛躍的な増加や多重 CPU の並列計算機の開発が進んでおり，日本はさらに優位な立場に立つことが予測されます。

このような背景から本学会編集委員会としては数値解析，設計と題して流体，熱，燃焼についての解析設計の特集号を企画し関係者の多大の御協力のもとに，ここに発刊の運びとなりました。

最初に数値シミュレーションの基礎的な問題として非線形な流れの式を解く手法と計算結果を理解するのに重要な画像処理と流れの計算の実用性で最終的に問題となる計算機の能力について述べて頂きました。実際のガスタービンで生じている現象をモデル実験で再現しにくい翼列の流体振動やガスタービンの中で最も理論的な取扱が難しい燃焼現象については近い将来発展が期待されるので現状と将来について述べて頂きました。既に実用化がはじまりつつある軸流圧縮機とタービン翼列の効率と熱伝達については応用例を述べて頂きました。燃焼の応用に関しては昭和 63 年の 12 月号に燃焼器の流れと数値シミュレーションの記事が記載されていますので今回は割愛しました。

この特集号の企画に当たり，第 13 期編集委員会に設けた本特集号担当小委員会（高田浩之編集委員長（東京大学），梶昭次郎理事（東京大学），大山耕一理事（航技研），新井正志（川崎重工），佐藤幸徳（石川島播磨）各委員及び筆者の方々の御協力があったことを御報告するとともに，貴重な原稿をお寄せ頂いた執筆者の皆様はじめ関係者の多大の御協力に厚くお礼申し上げます。

2. 数値シミュレーション技術

2.1 流れの数値解析法

東北大学工学部機械工学科 大宮司 久 明
東北大学工学部機械工学科 山 本 悟

1. はじめに

最近の圧縮性流れのスキームについて、その基本的考えに力点を置いて解説する⁽¹⁾⁻⁽³⁾。その記述はやや専門的になるので、一般の読者は6章からお読みいただいてもと思う。非定常オイラー方程式は双曲形、非定常ナビエ・ストークス (N-S) 方程式は一応放物形ではあるが散逸項の付加された双曲形方程式と見ることができる。双曲形方程式は特性の理論によりいくつかの波の方程式に分解される。このことは、この非定常流れが波の重畳によって構成されていることに対応する。最近のスキームは、各波の位相速度の正負に応じて上流化すること、衝撃波などの不連続を鋭く捕えるため、流れからのフィードバックにより演算子を切替えることに特徴がある。以下2章には特性の理論、3章と4章には1次元双曲形方程式系に対してスキームの説明、5章にはその一般曲線座標系オイラーまたはN-S方程式への拡張、6章には翼列流れのカラーグラフとその簡単な説明を述べる。

2. 特性の理論

圧縮性流れの問題の非線形双曲形方程式系

$$u_t + F(u)_x + c = 0 \quad (1)$$

を考える。uはk成分の未知変数ベクトル、Fは流束ベクトルで、普通uの1次同次式で、Auのように書ける。A≡∂F/∂uはk×k成分のヤコビ行列。式(1)は次のように線形化される。

$$u_t + Au_x + g = 0 \quad (2)$$

双曲形の場合には、特性方程式

$$|A - \lambda I| = 0 \quad (3)$$

がk個の実固有値(重根含む) λ_i を持ち、

$$l_i (A - \lambda_i I) = 0 \quad (i = 1, 2, \dots, k) \quad (4)$$

で定義されるk個の1次独立な固有ベクトルが存在する。式(4)はまとめて書けば、

$$LA - \Lambda L = 0 \quad (A = R\Lambda L) \quad (4a)$$

Λ は λ_i の対角行列、Lは l_i からなる行列、 $R = L^{-1}$ 。式(2)に l_i をかけ(4)を用いれば、

$$l_i du/dt + l_i g = 0 \quad (i = 1, 2, \dots, k) \quad (5)$$

ただし $d/dt \equiv \partial/\partial t + \lambda_i \partial/\partial x$ は特性曲線

$$dx - \lambda_i dt = 0 \quad (6)$$

に沿う内微分で、式(5)はこの特性上を位相速度 λ_i で伝播する波の式である。式(5)はまとめて書けば

$$(I \partial/\partial t + \Lambda \partial/\partial x) Lu = -Lg \quad (5a)$$

この操作は対角化と言われる⁽⁴⁾。

要するに、k個の双曲形偏微分方程式の系(1)は、特性の理論によりk個の常微分方程式の系(5a)に置換えられる。非定常オイラー方程式では、 $\lambda_{1,2,3} = u - c, u, u + c$ 、特性は二つの音波と流跡線になる(図1(a))。式(5)からこれらの特性を横切って(位相空間の特性に沿って)一定になるRiemann不変量の式が導かれる。

3. 流束分離法 (flux vector splitting)

⁽⁵⁾⁻⁽⁸⁾

衝撃波の捕獲には保存形スキームが不可欠で、式(1)のそれは一般に次のようになる($c=0$)。

$$u_0^{n+1} = u_0^n - \lambda (\hat{F}_{1/2} - \hat{F}_{-1/2}) \quad (7)$$

ただし $\lambda = \Delta t / \Delta x$ 、 \hat{F} は数値流束関数。

流束分離法は、各特性に沿って伝播する波ごとに上流化を正しく行おうとするもので、Steger-Warming⁽⁵⁾によって始められた。まず流束Fを固有値の符号によって分離する。

$$F = F^+ + F^- \quad (8)$$

ただし $F^\pm = A^\pm u$ 、 $A^\pm = R\Lambda^\pm L$ 、 Λ^\pm は正または

(平成元年5月9日原稿受付)

負の固有値 $\lambda_i^\pm = (\lambda_i \pm |\lambda_i|) / 2$ の対角行列。そして F^+ に後退差分, F^- には前進差分を適用し上流化する。この方法は広く用いられたが, F^\pm がマッハ数 $M=0, \pm 1$ で不連続性を持ち, ここに小さい振動が起きる。この難点は, F をなめらかに変化する F^\pm に分離することによって克服された⁽⁶⁾。

上流差分の式はたとえば

$$\hat{F}_{1/2} = F_0^+ + \phi_0 (F_0^+ - F_1^\pm) / 2 \quad (9)$$

ϕ は制限関数 (limiter) で, 2 次上流差分 ($\phi=1$) から流れの急激に変化するところで安定な 1 次上流差分 ($\phi=0$) に切替えるものである。

MUSCL (Monotone Upstream-centered Scheme for Conservation Laws)⁽⁸⁾ は, 中心差分の式に, 上流側の値から外挿された $u_{1/2}$ の値を用い, 上流化を実現する方法である。

$$\left. \begin{aligned} \hat{F}_{1/2} &= F^+(u_{1/2}) + F^-(u_{1/2}) \\ u_{1/2}^- &= u_0 + \phi_0 du_0^- / 2 \\ du_0^- &= u_0 - u_{-1} \\ u_{1/2}^+ &= u_1 - \phi_1 du_1^+ / 2 \\ du_0^+ &= u_1 - u_0 \end{aligned} \right\} (10)$$

さらに一般化すれば,

$$\left. \begin{aligned} u_{1/2}^- &= u_0 + \{(1-\kappa)\bar{d}u_0^- + (1+\kappa)\bar{d}u_0^+\} / 4 \\ u_{1/2}^+ &= u_1 - \{(1-\kappa)\bar{d}u_1^+ + (1+\kappa)\bar{d}u_1^-\} / 4 \\ \bar{d}u^\pm &= \text{minmod}(du^\pm, b du^\mp) \end{aligned} \right\} (11)$$

$1 < b < (3-\kappa)/(1-\kappa)$ 。minmod (minimum-modulus) 制限関数の定義は

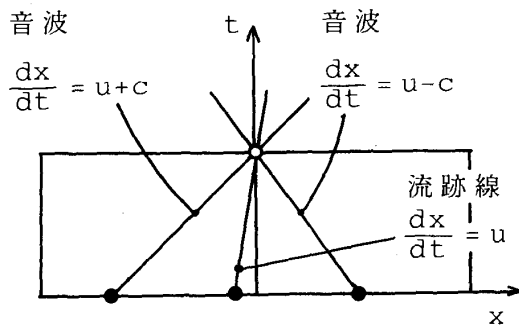
$$\text{minmod}(x, y) = \text{sign}(x) \max[0, \min\{|x|, y \text{ sign}(x)\}] \quad (12)$$

x と y が同符号のときは絶対値の大きさの小さい方を, 異符号のときは 0 をとる (図 2)。式 (11) は $\kappa=-1$ のとき 2 次精度の式 (10), $=1/3$ のとき 3 次精度, また $=1$ のとき 2 次中心差分になる。

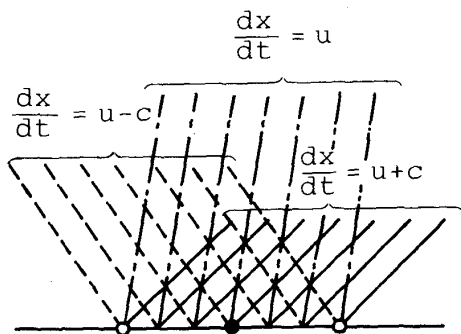
MUSCL を用いれば衝撃波を鋭く捕獲できる⁽⁷⁾。

4. 流束差分法 (flux-difference splitting)⁽⁹⁾⁻⁽¹⁹⁾

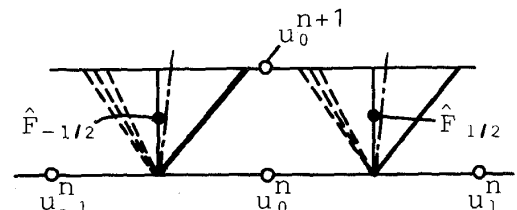
特性は流れ場に一面に分布しているが (図 1 (b)), これを便宜的に境界点に集中させる (図 1 (c))。Godunov 法 (1959)⁽⁹⁾ では, 初期値 $u(x, t^n)$ を区分的定数値関数で与え, 境界点で Riemann 問題 (衝撃波管の流れ) を解いて $\hat{F}_{1/2}$ を求め, 式 (7) より $u(x, t^{n+1})$ を区分的定数値関数として求



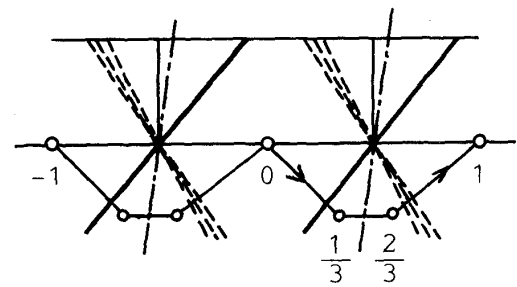
(a) 特性曲線法



(b) 特性の分布



(c) Godunov 法



(d) Osher 法

図 1 1次元オイラー方程式の特性と解法

め、これを繰返して式(1)の初期値問題が解かれる。この方法は安定であるが1次精度で、Riemann解を求めるのも簡単ではない。Godunov法から

$$\hat{F}_{1/2} = F(u_0) + A_{1/2}^-(u_1 - u_0) \quad (13a)$$

$$= F(u_1) - A_{1/2}^+(u_1 - u_0) \quad (13b)$$

あるいは保存性を持たせるため平均を取れば

$$\hat{F}_{1/2} = \{F(u_0) + F(u_1) - |A|_{1/2}(u_1 - u_0)\} / 2 \quad (13c)$$

Osher法(1981)⁽¹⁰⁾では数値流束関数は

$$\hat{F}_{1/2} = \frac{1}{2} \left\{ F(u_0) + F(u_1) - \int_0^1 |A(u)| du \right\} \quad (14)$$

のように置かれる。また積分路は位相空間内に図1(d)のように取られ、点1/3と2/3のuの値は部分積分路に沿ってRiemann不変量が一定になることから容易に決定でき、これから積分値も求まる。たとえば

$$\int_0^{1/3} A^+(u) du = F^+(u_{1/3}) - F^+(u_0)$$

Osher法も1次精度で、区間に分布する波に対してその上流側の流束を取るという意味で上流法である。Chakravarthy-Osher法(1985)⁽¹¹⁾⁽¹²⁾はこれに修正項を加え精度を改善したものである。

$$\begin{aligned} \hat{F}_{1/2} = & (\hat{F}_{1/2})_{\text{Osher}} \\ & - \{(1 + \kappa) \tilde{d}F_{1/2}^- + (1 - \kappa) \tilde{d}F_{3/2}^-\} / 4 \quad (15) \\ & + \{(1 + \kappa) \tilde{d}F_{1/2}^+ + (1 - \kappa) \tilde{d}F_{1/2}^+\} / 4 \end{aligned}$$

$$\tilde{d}F_\alpha = \text{minmod}(dF_\alpha, b dF_{\alpha+1})$$

$$\tilde{d}F_\alpha = \text{minmod}(dF_\alpha, b dF_{\alpha-1})$$

dFは式(14)の $\int_0^1 A du$ に相当するものである。式(15)は $\kappa = -1$ のとき2次精度上流差分、 $= 1/3$ のとき

3次精度、 $= 1$ のとき2次中心差分になる。

ここで、最近話題になっているTVD(total variation diminishing)法について簡単に触れる。

スカラー方程式

$$u_t + f(u)_x = 0 \quad (16)$$

の初期値問題を考える。その差分近似式は

$$\begin{aligned} u_0^{n+1} + \lambda \theta (f_{1/2}^{n+1} - f_{-1/2}^{n+1}) \\ = u_0^n - \lambda (1 - \theta) (f_{1/2}^n - f_{-1/2}^n) \end{aligned} \quad (17)$$

$0 < \theta < 1$, のように書ける。またその解 u^n は、

$$\text{TV}(u^n) = \sum_{j=-\infty}^{\infty} |u_{j+1}^n - u_j^n| \quad (18)$$

で定義される総変化量が時間とともに増加しないならば、新たに極値の発生する余地はなく、TVD安定である。Harten(1981)⁽¹³⁾はTVDの考えを導入し、式(17)がTVDであるための十分条件、さらに2次TVDスキームの構成に有用な条件を与えている。現在使われているTVDスキームは、式(11)のような勾配制限関数または式(15)のような流束制限関数によってTVD化されている。なおTVDの議論は式(2)や(16)に対して成立するもので、式(1)や多次元のスキームは類推で作られており、TVDスキームでも強い衝撃波や格子を斜めに横切る衝撃波では振動の出ることがある。

Roe(1984)⁽¹⁴⁾のTVD Lax-Wendroff法では

$$\hat{F}_{1/2} = \{F_0 + F_1 - R_{1/2} \Omega_{1/2} L_{1/2} (u_1 - u_0)\} / 2 \quad (19)$$

Ω は対角行列でその*i*成分は

$$\omega_i = \lambda |\lambda_i|^2 Q_i + |\lambda_i| (1 - Q_i) \quad (20)$$

また $Q_{1/2} = Q(r_{1/2}^-, r_{1/2}^+)$ は制限関数で各種ある。勾配比 $r_{1/2}^- = (u_0 - u_{-1}) / (u_1 - u_0) \rightarrow 1, r_{1/2}^+ = (u_2 - u_1) / (u_1 - u_0)$

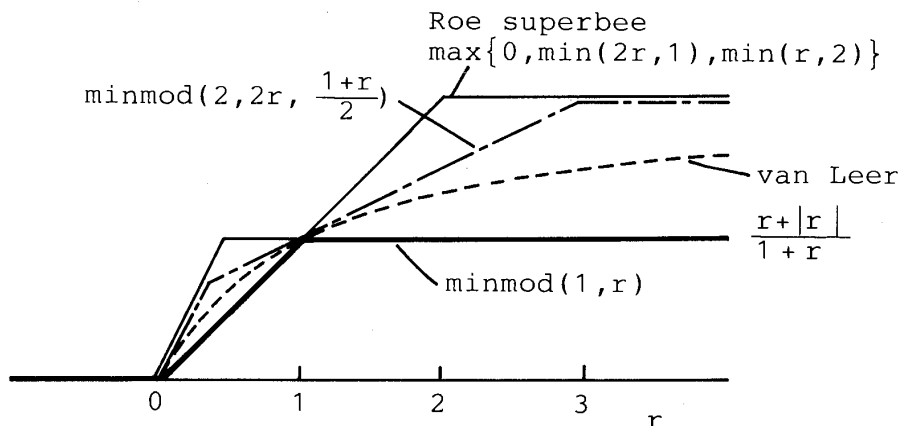


図2 制限関数 Q(1,r)

→r の場合の Q の値を図 2 に示す。Q=0 のとき人工散逸は最大となり式(19)は 1 次上流差分に、= 1 のとき散逸零で L-W 法になる。Yee (1987) (15)(16) は

$$\omega_i = |\lambda_i| (1 - Q_i) \quad (21)$$

と置いて対称性を持たせ、陰解法にもなるように改良している。なお Q は音波には minmod か van Leer, 流跡線には superbeee のように使い分けるのが良いとも言われている⁽¹⁵⁾。

5. オイラーと N-S 方程式の解法

一般曲線座標系の N-S 方程式はベクトル形で

$$u_t + F_\xi + G_\eta + H_\delta + D + P = 0 \quad (22)$$

のように書ける。D は拡散項, P は外力項。この式は Δ 形差分方程式に書換えれば⁽²⁰⁾

$$\{I + \Delta t \theta (\delta_\xi A + \delta_\eta B + \delta_\zeta C)\}^n \Delta u^n = -\Delta t (\delta_\xi F + \delta_\eta G + \delta_\zeta H + D + P)^n \equiv \text{RHS}^n \quad (23)$$

ただし $\Delta u^n = u^{n+1} - u^n$, δ_ξ, \dots は差分演算子。定常解を求める場合には、右辺は正確に計算しなければならないが、左辺は適当で良く、拡散項を部分的に考慮し、 δ_ξ, \dots に 1 次上流差分を取ることが許される。

式(23)は多くの場合、近似因子法⁽²⁰⁾を適用し 1 次元問題に分解して解かれる。さらに式(5a)の対角化を行えば、5×5 ブロック三重対角行列が 5 個のスカラ-三重対角行列になる。あるいは LU 因子法により上下の三角行列に分解して解くこともできる。他方式(23)は直接 LU 因子法を適用して解くこともできる⁽²¹⁾⁽²²⁾。

$$\{I + \Delta t \theta (\delta_\xi^+ A + \dots)\} \cdot \{I + \Delta t \theta (\delta_\xi^- A + \dots)\} \Delta u^n = \text{RHS} \quad (24)$$

このとき係数行列は次元によらず上下のブロック三重対角行列になり陽的に掃引できる。さらに最近はこれに多重格子法を組み合わせ計算時間を一層短縮する試みもなされている⁽²¹⁾⁽²²⁾。定常解ではさらに Δt を大きく取るため、局所時間ステップの導入や右辺の因子に人工散逸の付加が行われている。

非定常解は、Adams-Bashforth 法のような陽解法を用いるか、陰解法で各時間ステップごとに反復計算することによって求めることができる。

$$\begin{aligned} & \{I + \Delta t \theta (\delta_\xi A + \delta_\eta B + \delta_\zeta C)\}^n \Delta u^{(m)} \\ & = -(u^{(m)} - u^n) + (\text{RHS}^n + \text{RHS}^{(m)})/2 \quad (25) \\ & \Delta u^{(m)} = u^{(m+1)} - u^{(m)} \end{aligned}$$

3, 4 章のスキームは、すべて一般曲線座標系のオイラーまたは N-S 方程式に拡張できる。最近のスキームは 1 次元では衝撃波を 2 格子間隔内に捕獲できるものも多い。しかし多次元では特に衝撃波が格子を斜めに横切るときには厚くなり、さらに格子の直交性の悪いところではひどくぼけてしまう。なお F には変換のヤコビアンや測度が入るが、その扱いは、たとえば式(9)では

$$\begin{aligned} \bar{F}_{1/2}^+ &= (1 + \phi_0) R_0 (J \Lambda^+)^{1/2} L_0 (u/J)_0 \\ & + \phi_0 R_{-1} (J \Lambda^+)^{1/2} L_{-1} (u/J)_{-1} \end{aligned}$$

$J = \partial(x, y, z) / \partial(\xi, \eta, \zeta)$, のようにするのが適当と思われる⁽²³⁾。

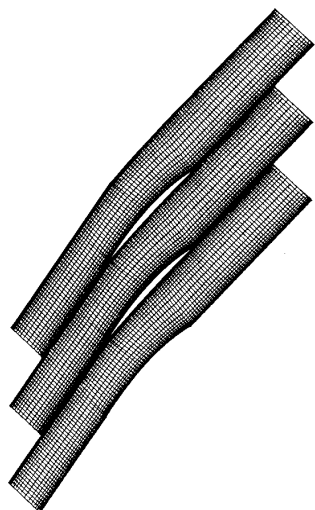
6. 計算例

筆者らの研究室の最近の結果を示す。図 3 は遷音速圧縮機翼列の定常 2 次元流れのマッハ数分布を示したものである。同じ条件でも、オイラーと N-S ではひどく異なるものになる。これは境界層の剝離によって垂直衝撃波が大きく前方へ移動するため、もちろんいつもこのような大きな相違が出るわけではない。

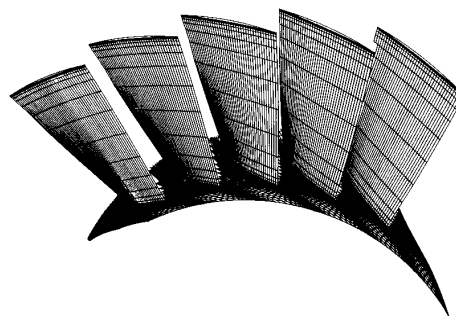
次に、遷音速軸流圧縮機動翼列の定常 3 次元流れの計算結果を示す。動翼先端とケーシングの間に 1.5% スパンの間隙がある。図 4 (b) は負圧面、図 (c) は圧力面の圧力分布、図 (d) は負圧面のオイルフロー (限界流線) を示す。また図 (e) は翼基部の負圧面側前縁付近からの流跡線で、これらが翼後縁の剝離域内を上昇する様子が見取れる。図 (f) と (g) は動翼先端隙間からの流跡線を異なる方向から見たもので、負圧面の 70% 弦長付近から漏れ渦が形成される様子が明瞭に捕えられている。図 (h) と (i) はそれぞれ上流側の 90% スパンの線と放射状の線のタイムラインと流線からなるネットを示したもので、これらのネットが漏れ渦に巻きつく様子が見取れる。

最後にタービンの静・動翼列干渉流れの、2 次元 N-S 方程式を解いて求めた絶対マッハ数分布を図 5 に示す。これは静翼と動翼の翼枚数の異なる場合のものである。

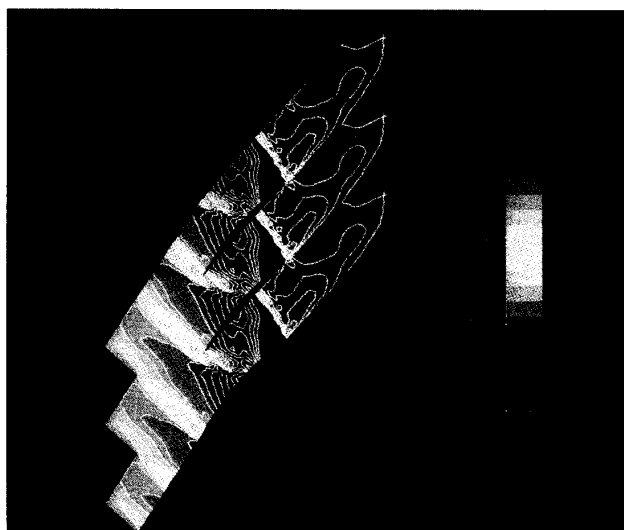
以上の計算はすべて筆者らのところで開発した陰的時間進行差分法とグラフィックスのプログラムを用い、東北大学大型計算機センターの SX-2 コンピュータとグラフィック装置を利用して得たものである。これらの計算には、反変速度



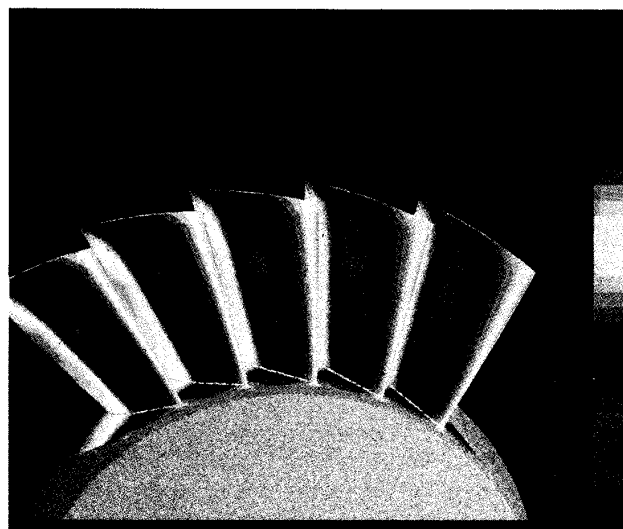
(a) 計算格子 131 × 31



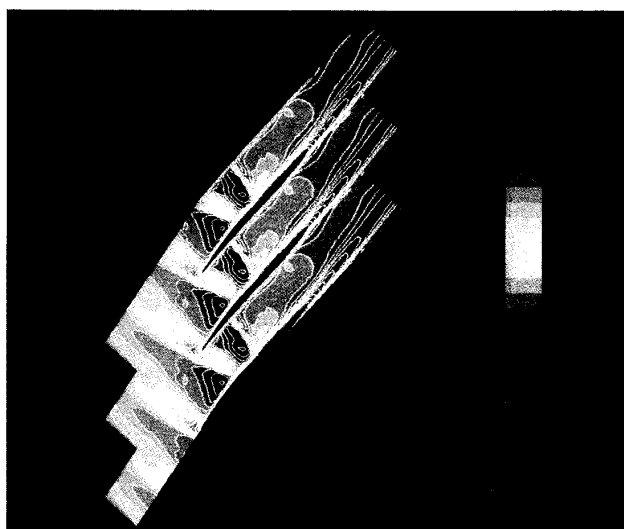
(a) 計算格子 85 × 25 × 25



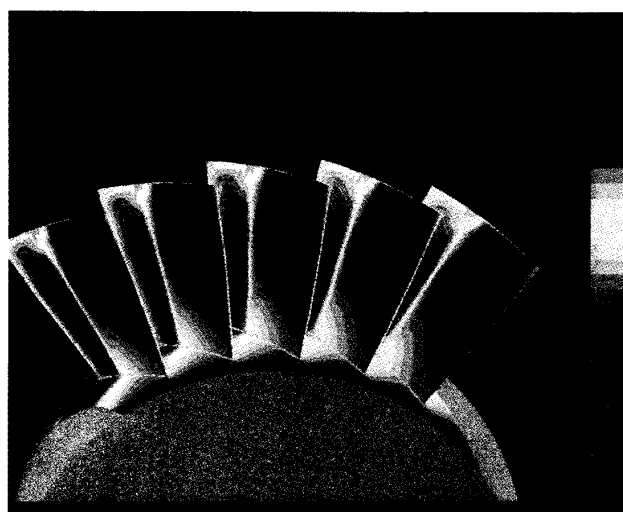
(b) マッハ数分布 (オイラー)



(b) 負圧面圧力分布



(c) マッハ数分布 (N-S) レイノルズ数 1.6×10^6



(c) 圧力面圧力分布

図3 遷音速圧縮機翼列流れ

図4 遷音速軸流圧縮機の動翼列流れ
レイノルズ数 1.0×10^6 , 圧力比 1.5,
相対流入マッハ数 0.911~1.291

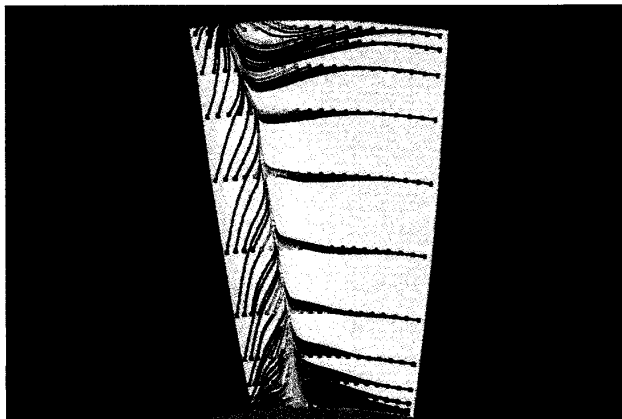
成分の運動方程式, Chakravarthy-Osher TVD スキームに若干の修正を加えたもの, Δ 形近似因子法が用いられている。

7. おわりに

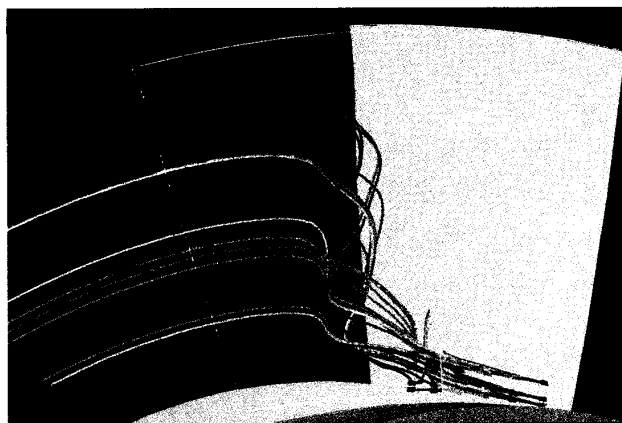
翼列流れの計算には, MacCormack 法や Denton の有限体積法が用いられてきたが, ここ数年来外部流れで使われ始めた TVD 差分法 (有限体積法) は物理現象に則した合理的なもので, 人工散逸が少なく鋭く不連続を捕え得る強力な手法で, 設計開発の現場への普及が待たれる。コンピュータが巨大化したとは言え, これから 3 次元計算さらに非定常計算をするには計算点の十分な確保はむづかしく, スキームの良否が結果に大きな影響を及ぼすことになる。乱流モデルとともにスキームは依然重要な問題である。

参考文献

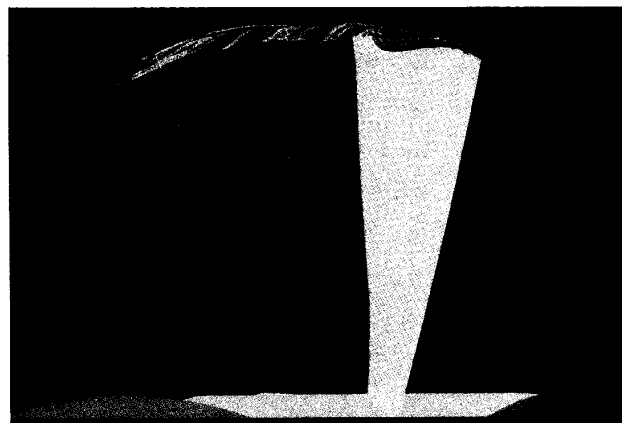
- (1) 大宮司・石垣, 日本ガスタービン学会誌, 12 (1984), 15-22; 31-40; 13 (1985), 20-26; 57-64.
- (2) 大林・桑原, ながれ, 5 (1986), 130-146; 199-209.
- (3) 藤井, 日本航空宇宙学会誌, 27 (1989), 82-90.
- (4) Pulliam, T. H. and Chaussee, O. S., J. Comput. Phys., 39 (1981), 347-363.
- (5) Steger, J. L. and Warming, R. F., J. Comput. Phys., 40 (1981), 263-293.
- (6) Anderson, W. K., Thomas, J. L. and van Leer, B., AIAA J., 24 (1986), 1453-1460.
- (7) Van Leer, B., Lecture Notes in Physics, Vol. 170 (1982), 507-512.
- (8) Van Leer, B., J. Comput. Phys., 32 (1979), 101-136.
- (9) Holt, M., "Numerical Methods in Fluid Dynamics", 2nd ed., (1984), 28-66, Springer-Verlag.
- (10) Osher, S. and Chakravarthy, S. R., J. Comput. Phys., 50 (1983), 447-481.
- (11) Chakravarthy, S. R. and Osher, S., AIAA Paper 85-0363, (1985).
- (12) Chakravarthy, S. R. and Szema, K.-Y., J. Aircraft, 24 (1987), 73-83.
- (13) Harten, A., SIAM J. Num. Anal., 21 (1984), 1-23.
- (14) Roe, P. L., ICASE Rept. 84-53, (1984).
- (15) Yee, H. C., J. Comput. Phys., 68 (1987), 151-179.
- (16) Yee, H. C. and Shinn, J. L., AIAA J., 27 (1989), 299-307.
- (17) Roe, P. L., J. Comput. Phys., 43 (1981), 357-372.
- (18) Van Leer, B., ほかに 3 名, AIAA Paper 87-1104, (1987).
- (19) Harten, A., Engquist, B., Osher, S. and Chakravarthy, S. R., J. Comput. Phys., 71 (1987), 231-303.
- (20) Beam, R. M. and Warming, R. F., AIAA J., 16 (1978), 393-402.
- (21) Anderson, K. A., Thomas, J. L. and Whitfield, D. L., AIAA J., 26 (1988), 649-657.
- (22) Yokota, J. W. and Caughey, D. A., AIAA J., 26 (1988), 1061-1069.
- (23) Yamamoto, S., Daiguji, H. and Ishigaki, H., "Computational Fluid Dynamics", (de Vahl Davis, G. and Fletcher, C., ed.), (1988), 773-784, North-Holland.



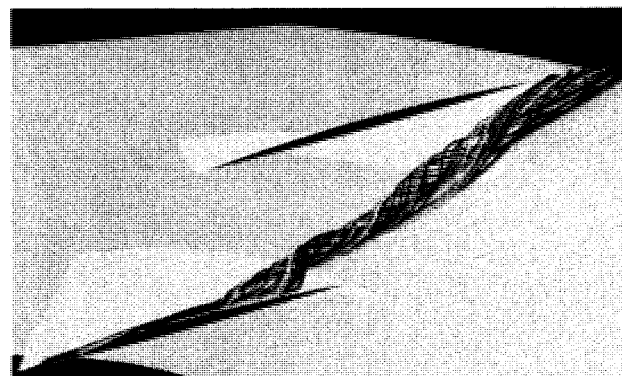
(d) 負圧面限界流線



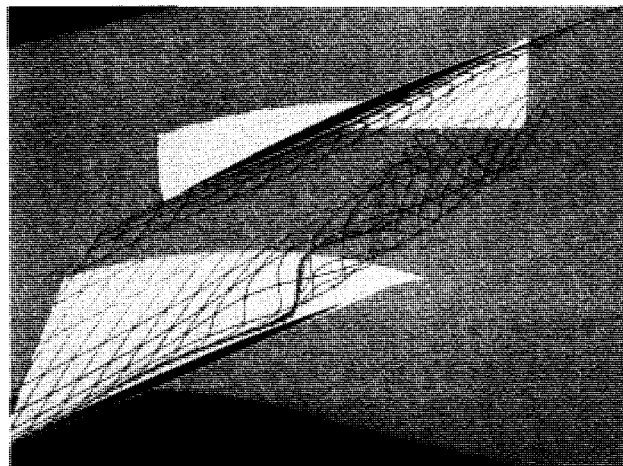
(e) 負圧面流跡線



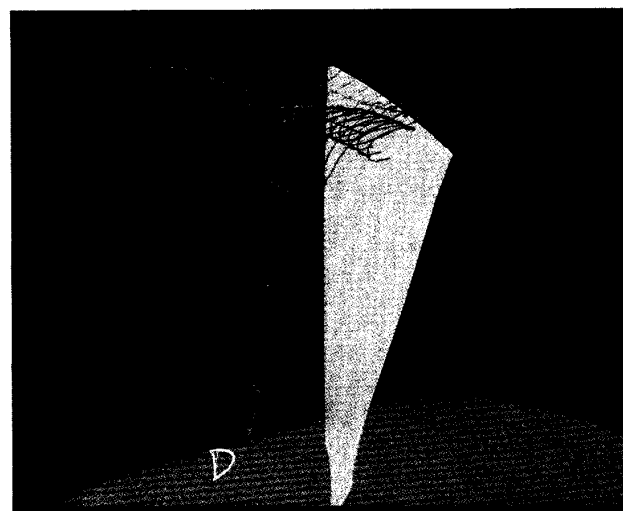
(f) 動翼先端隙間からの流跡線



(g) 同上流跡線を別の方向から見たもの



(h) タイムラインと流跡線のネット



(i) タイムラインと流跡線のネット

図4 遷音速軸流圧縮機の動翼列流れ——続き



図5 タービン静・動翼列干渉流れの絶対マッハ数分布, レイノルズ数 8×10^5

2.2 コンピュータによる流れの可視化

航空宇宙技術研究所 吉田豊明
 // 野崎理

1. はじめに

近年のコンピュータグラフィックスの目覚ましい発達により、流れの数値的可視化 (Computer Aided Flow Visualization) が盛んに行われている。これには大別して実験結果に用いるものと数値解析結果に適用するものの2通りある⁽¹⁾。前者は風洞などにおいて計測された圧力や温度、速度等のデータ、あるいは可視化実験により得られた画像データをコンピュータにより数値的に処理して、鮮明な画像で表示するものである⁽²⁾。後者は、流れ場を求める段階から可視化まで、すなわち本来風洞で行なう過程の全てをコンピュータにより行なうものであり⁽³⁾、「数値風洞」なる言葉も使われている。両者は誕生の経緯こそ違うものの、本来の目的は複雑な現象を画像処理により認識しやすくするという点で共通している。

実験の流れの可視化と CAFV の特質を比較すると、実験は流れ場の物理量が未知で、得られた写真などのパターンから流れの様子、時には物理量そのものを推察するのに対し、CAFV は、得られた物理量から現象を直感的に認識することが目的であり、さらに画像処理により、特徴のある現象を抽出できる点が大きな利点である。

ここでは特に軸流ファン、圧縮機、タービンなどの三次元流れを数値的に可視化した例を紹介し、問題点や今後の展望について述べる。

2. 物理量の表示

二次元流れではスカラー量の分布は等高線やカラーにより、またベクトル量はそのまま矢印などで忠実に表現でき、通常はそれだけで明確に現象を把握できる。三次元流れも、適当な断面に対し同様な表示が可能である。図1にフィルム冷却流へのCAFV適用例を示す。図1(a)は実験・計測の配置図であり、図1(b)は測定面内における平均流速と乱れ強さを、吹き出し流量の3ケースについて表わす。また図2にタービン翼列の翼間流れの

画像表示例を示す。図2(a)は測定対象の説明図であり、図2(b)は測定断面における全圧損失の分布を示す。このようなカラー表示により、前者においてはフィルム冷却流と主流の混合の度合いが、後者では翼間流れにおける全圧損失の発達の状況が、それぞれの広がりや強さの定量的な値で明確に理解できる⁽⁴⁾。これらの図はあくまで二次元表示の延長であるため、立体的に流れを再構築することは難しい。

これは図3の方法ではほぼ解決される。この図は数値解析⁽⁵⁾により求めた高バイパスファンのスパン方向三断面における密度分布である。半透明の断面上でカラー等高線を描くことにより、三次元的な位置関係とスカラー量の高低ともに表現でき、見たい断面の分布が手前の断面に遮られることもない。しかし、これも断面が3つ程度であるから見やすいのであって、より複雑な場合にも対応できる表現方法を考えなければならない。

3. 実験の模擬

三次元粘性流の数値解析とともに現われたのが、流線、限界流線などに代表される、実験の可視化法をまねた手法である。実験ではトレーサを流れの中に入れて、翼表面に油膜を塗ったりするわけだが、シミュレーションでは、流れ場の速度ベクトルを単純にたどっていくことによって、連続した曲線を描くことができる。ここに多少のアルゴリズムが必要ではあるが、トレーサの種類によってパターンが違うといった不確定な要素もなく比較的単純に得られる。図4に限界流線、図5に流線の例を示す。これらは先に紹介した高バイパスファンのハブ背面付近の図である。図4は翼や壁の表面に描かれたものであるため、三次元的なイメージがつかみやすい。図5のように空間に浮いている物は三次元ディスプレイや、アニメーションにより回転させたり、立体視表示などによらないと理解しにくい。

三次元流れを直感的に理解しやすい限界流線による可視化手法を、ファンの三次元的な設計に応

(平成元年4月21日原稿受付)

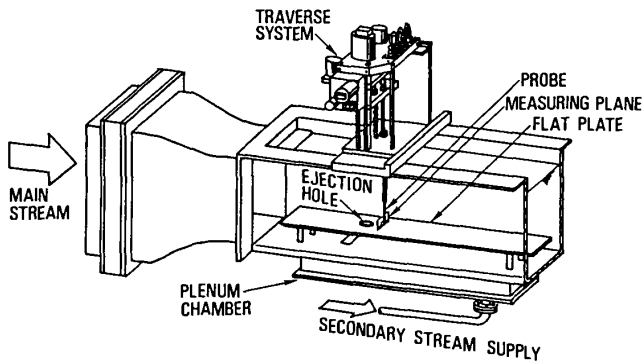


図1 (a) フィルム冷却の流れ場
(回流水槽実験・計測配置図)

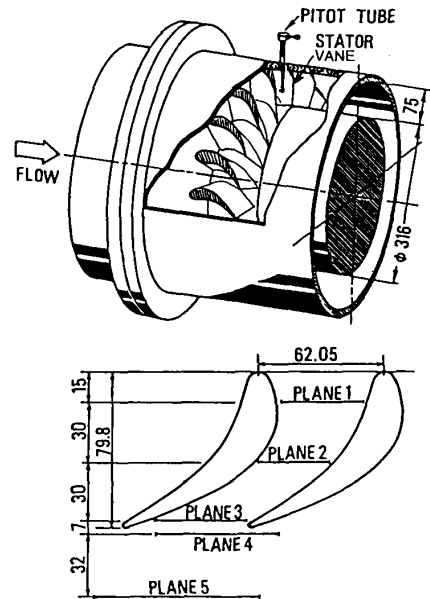


図2 (a) タービン翼列の翼間流れ
(円環翼列実験・計測配置図)

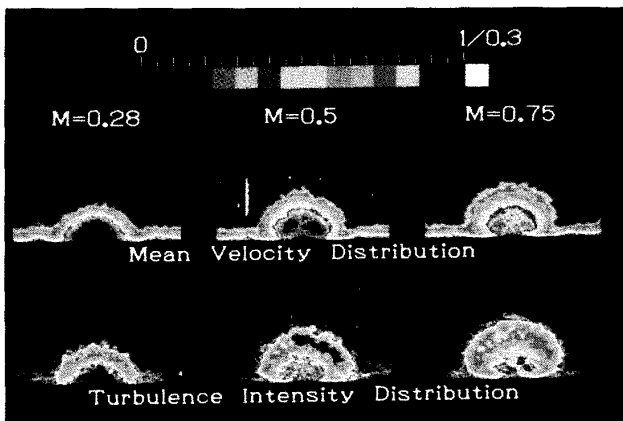


図1 (b) フィルム冷却の流れ場 (画像表示結果)

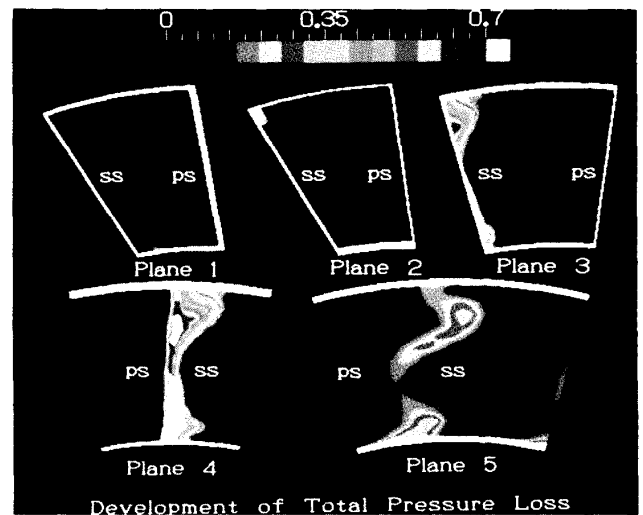


図2 (b) タービン翼列の翼間流れ (画像表示結果)



図3 高バイパスファンの密度分布

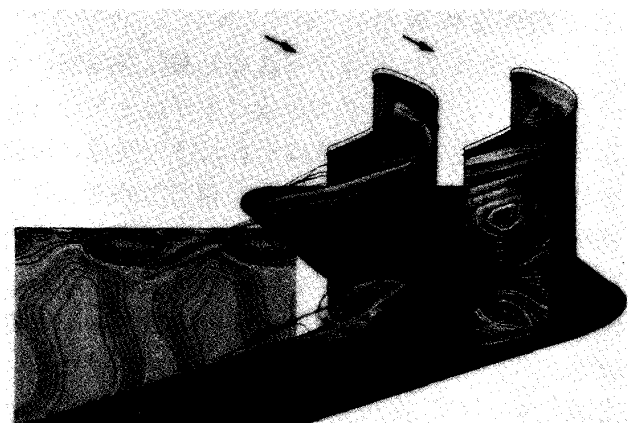


図7 ティップクリアランスのあるタービン翼列
の流れ (流線, 限界流線, 全圧分布)

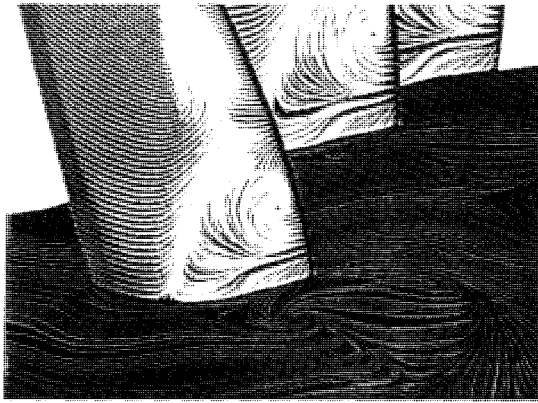


図4 高バイパスファンの限界流線

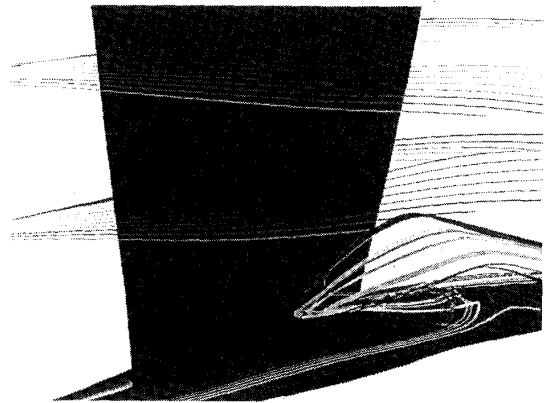
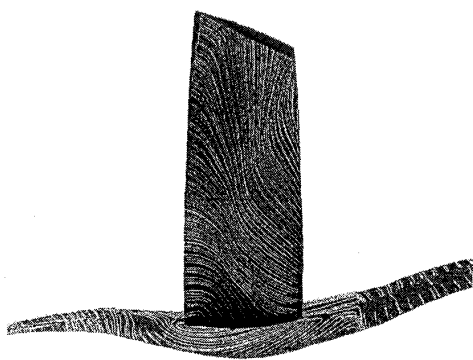
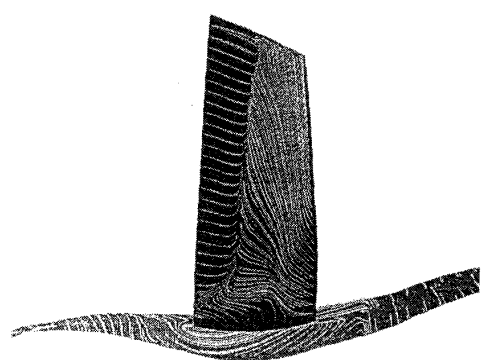


図5 高バイパスファンの流線



(a) 初期モデル



(b) 最終モデル

図6 ファンの設計

用した例⁹⁾を紹介する。図6に設計前後の流れの様子を示す。(a)の二重円弧翼型による初期モデルでは前縁剝離により翼背面側はほとんど逆流しているが、その剝離を抑えるようにブレード形状のわずかな修正と、三次元流れ解析を繰り返し、最終的に得られたのが(b)のモデルである。設計の評価は剝離の様子だけで決められるものではないが、このような可視化技術も今後大きな役割を担っていくであろう。

4. 現象の抽出

以上は流れ場のデータを忠実に可視化したものである。立体視表示装置などを用いて、これらの図を描けば、いっそう立体的に見えるであろう。しかし、複雑な流れ場の中に、例えば数多くのトレーサをおいて動かしてみると、確かに迫力はあるが、ただトレーサが複雑に踊り回るのが立体的に見えるだけで、肝心の現象がとらえられないこともある。せっかく最新の装置とアルリズムを使っても、そこから現象を見つけられなければ、CAFV本来の役割を十分に果たしているとはい

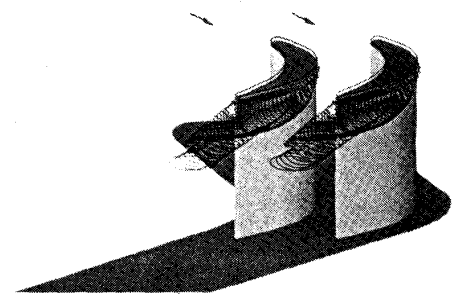


図8 ティップクリアランスのあるタービン翼列の流れ(損失の大きい部分)

えない。むしろ現象を見つけるために人為的な操作を加えられるところがCAFVの特長であるから大いに利用すべきである。

図7はティップクリアランスをもつ直線タービン翼列の流れ¹⁰⁾を、下流側から見たものである。翼面、翼端面の限界流線、翼端漏れ渦のある付近と翼背面側後方の流線、下流の全圧分布を描いたもので、現象的に特徴のある位置にトレーサを置くことにより、剝離と下流の損失の様子が比較的良くとらえられている。さらに、図8は同じデー

タから全圧がある値以下の（損失の大きい）部分を取り出して表示したもので、まだ不十分ではあるが、損失がどのように成長しているかがある程度理解できる。現象のとらえかたには種々あると思うが、それぞれに応じて処理の方法も工夫すべきである。

5. アニメーション

最近の流れの可視化で良く使われるようになった技術にアニメーションがある。最新型の優れた画像処理が可能なワークステーションを使えば、コマ撮りなどしなくても直接ディスプレイで動画が得られ、またVTRも普及しており、時と場所を選ばず手軽にアニメーションを「楽しめる」ようになった。

アニメーションを使うと三次元現象を様々な方向から眺められること、トレーサを使えば流れの様子がリアルに観察できるなどの点が便利で、さらに、非定常現象の可視化にはなくてはならない存在である。

ここではアニメーションの実物を紹介できないが、定常現象についてはかなりの例がある。一般的には先に紹介した、単純な可視化法による画像を徐々に回転させたり、迎え角が徐々に増加する時の圧力分布の変化とか、時間とともにトレーサが移動するといったものが主流である。情報量が格段に増えるわけであるから、はるかに静止画よりもわかりやすくなる。

非定常の場合は複数の時間におけるデータを使って表現しなければならない。場合によっては二次元でも三次元定常流以上に大がかりになるほどデータ量が膨大で、現在手に入るハードウェアでは能力的に限界があり、アニメーションの例はあまり多くない。二次元では各瞬間の等圧力線や速度ベクトルを連続的に表示し、三次元の場合は、翼などの固体壁面上で圧力や温度に応じて色を時間的に変化させるといったところが現状である。

アニメーションとスチル写真を比べると、スチルは1枚に全てが凝縮されていて、いつでも見返すことができるのに対し、アニメーションは冗長になりがちで、二度繰り返してみることは稀である。ゆえに、アニメーションは一度で明確に現象を理解できるようなものが望ましい。さらに何度

も繰り返して見たくなるほど効果的なアニメーションであれば最良であろう。

CAFVにおけるアニメーションはまだ始まったばかりの発展途上の分野であり、流体力学以外の分野の技法も参考にしながら工夫を重ねれば、想像もつかないような効果的な映像が作られるようになるであろう。今後の発展が期待される。

6. おわりに

以上、きわめて限られた範囲ではあるが、CAFVの既存の手法を紹介した。

現在の特に数値解析による可視化は、流線やトレーサなどに色をつけ、時には動かして見せるものが主流であるが、これらは基本的には実験で確立された技術の模倣である。これからは、現象を特徴づけるパラメータの選択、強調、単純化などにより、たとえ流れ場全体を忠実に表わしていかなくとも、現象を明解にとらえられる表現方法を考えていくべきではないだろうか。

三次元流れの可視化技術を支えるハードウェアはまだまだ不十分ではあるものの、年々飛躍的に向上し続けており、我々工学研究者にとっても存分に腕をふるう環境が整いつつある。既成の手法にとらわれずにソフトウェアを充実させ、実験とは違う独特の発想に基づいた表現方法を開発することが必要であろう。

なお、ここで紹介した三次元粘性流解析結果の画像表示には大興電子通信(株)の桜井氏に多大な協力を頂いた。ここに記して心より謝意を表す。

参考文献

- (1) 流れの可視化学会編, 新版流れの可視化ハンドブック, (1986), 第10章, 朝倉書店
- (2) 吉田, 実験結果の表示例, 日本機械学会第604回講習会教材(1985), 83
- (3) 日本機械学会編, 熱と流れのコンピュータナリシス, (昭61), 第9章, コロナ社
- (4) 柳・進藤, 流れの可視化, 5-18 (1985-7), 289
- (5) Nozaki, ほか2名, 東京国際ガスタービン会議論文集, 87-TOKYO-IGTC-43 (1987)
- (6) 野崎, ほか3名, 航技研特別資料, SP-9 (1988), 249
- (7) 野崎, ほか3名, 航技研特別資料, SP-10 (1989), 掲載予定

2.3 スーパーコンピュータの現状と将来

航空宇宙技術研究所 福田 正大
 " 田村 敦宏

1. はじめに

スーパーコンピュータを利用した数値シミュレーション技術は解析、実験と並ぶ第三の研究手法として定着しつつあり、計算空気力学、計算化学、計算力学等の従来の科学分野にそれぞれ対応した計算物理学の分野を構成するまでになっている。数値シミュレーションの二大要素は云うまでもなくシミュレーションソフトウェアとこれを実行させるための計算機である。この数年来発展してきた数値シミュレーションは所謂スーパーコンピュータでの実行を前提としているが、スーパーコンピュータの定義は必ずしも明確ではなく、例えば富士通のVP、日本電気のSX、日立のS820というふうに羅列的、感覚的に理解されている。スーパーコンピュータの国内調達問題に関する日米協議において100MFLOPS以上の処理能力を持つ計算機という議論もあったが、スーパーコンピュータは定量的定義に馴染まないと考えられ、むしろNumber cranchingをその時代の汎用計算機に比して超高速処理し、かつ適用範囲がある程度の汎用性を有する計算機という仕分けであろう。

2. スーパーコンピュータの発展の概要

Number cranchingを超高速に処理して科学技術計算を行おうとする試みは、1960年代に遡ることができる。このような試みは科学技術計算がもつ、大量のデータに同一の処理を施す、という特性に着目するものであった。IBMのStretch、360-91、CDCの6600、7600、STAR-100、TIのASC、イリノイ大学のILLIAC VIと様々な計算機計画が70年代前半までに実施され、実用化された。我が国においては、航空宇宙技術研究所が70年代前半に富士通を指導して国産初のスーパーコンピュータFACOM 230-75APを開発、1977

年に導入、運用を開始した。このスーパーコンピュータは、単精度加算が22MFLOPS、単精度乗算が11MFLOPS、最大主記憶量が1MWであったが、その有効性を確認するには充分であり、航技研は引き続き次世代のスーパーコンピュータ開発を計算機メーカーに働きかけてきた。70年代後半のCRAY 1の登場と商業的成功により、すでに次世代スーパーコンピュータの開発に取り組んでいた国内メーカーの意欲を一層かきたて、80年代前半以降CDCのCyber 205等急速に普及していった。80年代後半にはピーク性能は低いがコストパフォーマンスに優れたミニスーパーコンピュータ、画像処理特有の演算も高速処理するように設計されたグラフィックスーパーコンピュータと呼ばれるものも普及してきた。

3. 現用スーパーコンピュータの方式の概要

さてこれまでスーパーコンピュータ発展の姿のあらましを述べてきたが、Number cranchingを超高速処理する手法として現在普及しているスーパーコンピュータが採用しているパイプライン方式について簡単にふれる。パイプライン方式は同一演算を異なるデータに施すとき、その演算を幾つかのステップに分解して次々に部分処理するようにしたものである。このため立ち上がり時間経過後には1パイプラインピッチ毎に1つの演算結果が得られる。従ってデータが無限にあり、データ供給能力が演算速度に見合っ十分あるという前提では、パイプラインピッチをpnsecとしたときそのピーク性能は1000/p MFLOPSとなる。ちなみに75APでは乗算時のパイプラインピッチが90nsecだったため11MFLOPSであった。演算パイプライン方式はスーパーコンピュータだけではなく、命令のリオーダーリングと併用して汎用計算機の演算装置にも採用され高速化に役立てられて

(平成元年4月25日原稿受付)

いる。

前述した単純パイプラインでは高々 $1000/p$ MFLOPS である。その高速化を図る手段として並列化があり、これには3つの段階が考えられる。その1つは演算パイプラインの中を幾つか、例えば富士通 VP200 では2つ、VP400 では4つに分割する方法である。国産メーカーはこの方法を採用しているが、CRAY は採用していない。演算パイプラインを一つの○で表すことにすれば、CRAY のパイプラインは単純な一つの○で、VP400 は一つの○の中に4つの○がある2重構造(多重パイプライン)として表現できる(図1)。この方法はピーク性能を2ないし4倍にすることができるが、元のベクトル長を N としたとき実効ベクトル長が $N/2$ ないし $N/4$ と短くなり、短ベクトル(小さい N) 時に性能を落とす原因となる。2つめの並列化は複数のパイプライン演算器を同時に実行させて処理速度を上げる、演算器間での並列

処理である。例えば加算と乗算のパイプラインがそれぞれ1つずつ同時に実行可能であるとすれば、加算と乗算が半分ずつ順序よく現れるという前提でピーク性能は2倍になる。一つの計算機を□で表し、同時実行可能な演算パイプラインの数だけその中に○を書くことにすると、並列動作可能な演算パイプラインを持たない計算機は1つの□の中に1つの○、並列動作可能な演算パイプラインを2つ持つ計算機は1つの□の中に、2つの○を書くことによって表現できる。この方法は現在普及しているスーパーコンピュータ全てで採用されている。最後の3つめの並列化は、このような演算パイプラインをそれぞれが持っている計算機を複数台同時に実行させることであり、並列計算機への道である。この方式のスーパーコンピュータとしては CRAY, ETA (CDC), ミニスーパーコンピュータのコンベックス, フローティングポイント, アライアントなど米国勢が優位にある。一方我が国では日本電気が4月に発表したSX-3で実現し、富士通、日立も近いうちに同種のものを発表するとみられる。(CDC はスーパーコンピュータ事業から撤退した。)

これら3つの並列化手法は適宜組み合わせることが可能で以上をまとめると表1のようになる。

4. スーパーコンピューティングの現状¹⁾と将来のスーパーコンピュータに対する要求性能

現在の最高速のスーパーコンピュータを使った場合の数値シミュレーションに要する計算時間の例として、50万点程度の粗い計算格子によるクリーンな航空機全機形状廻りの比較的穏やかな遷音速流れ場の解析で数時間を必要とする。翼列の粘性流解析も周期境界条件を使った1ピッチ分の計算にほぼ同じ程度の時間をまたスラムジェット

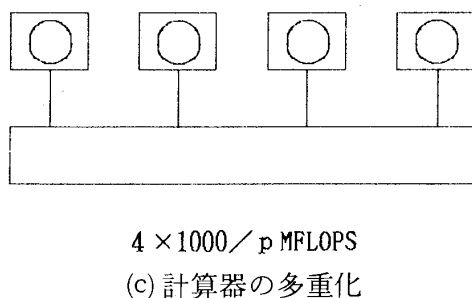
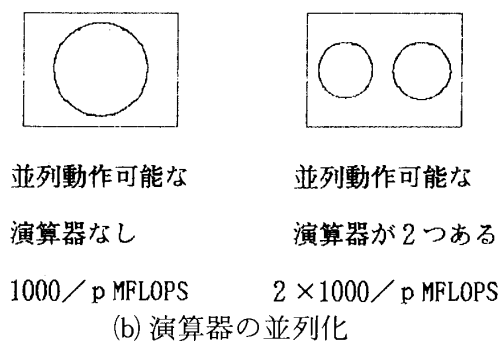
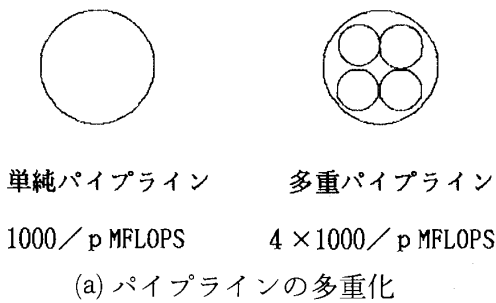


図1 パイプライン計算器の並列化手法

表1 パイプライン計算器の分類

	パイプラインの多重化	計算機の多重化	例
多重パイプライン 単一計算機方式	○	×	V P、S 820 S X - 2
多重計算機方式	×	○	C R A Y
多重パイプライン 多重計算機方式	○	○	E T A S X - 3

エンジンの3次元燃焼解析では数十時間を必要としている。

現在数時間程度で可能となっている3次元粘性流解析でも設計現場からの要求である30分で1ケースの計算結果に応えるには10倍程度速いスーパーコンピュータが必要とされる。さらにフラップやエルロン等がついた完全全機のような複雑な形状を対象としたり、解離/再結合などの実在気体効果を考慮する計算、燃焼のような化学反応を含む流れ場の計算、インレットディストーションに対応する解析のために周期境界条件が使えず全周計算する場合(翼列の羽根枚数が倍率になる)、全周計算を考慮した翼列の段解析のための計算、乱流現象の研究のためより細かい格子を使う計算等計算空気力学だけを考えてみても当面100GFLOPS以上、いずれ1000GFLOPS以上という処理能力を持つスーパーコンピュータを必要とする研究課題、技術課題が山積している。

5. 将来のスーパーコンピュータの姿

前述のような処理能力を有する将来のスーパーコンピュータはどのような方式で実現されるのだろうか。単一計算機の処理速度は素子技術の飛躍的進歩がない限り当面10GFLOPSあるいはせいぜいその数倍程度である。4月に発表された日本電気のSX-3の1台のピーク性能が5.5GFLOPSであることをみれば、飽和に達しつつあるといえる。従ってそれ以上の性能要求に対してはどのような並列方式が採用されるかは別として今後のスーパーコンピュータはいずれにしろ多重化、並列化の方向にある。多重と並列の区別も必ずしも明確でなく、比較的台数の少ないものを多重、多いものを並列と呼んでいるようである。

数台ないし十数台で構成された多重計算機では100GFLOPS, 1000GFLOPSに到達することは不可能であり、1台の計算機の処理速度がGFLOPS級である計算機が数十台ないし百台以上結合された並列計算機を実現しなければならない。

並列計算機方式は計算機研究者にとって格好の研究テーマ^{2), 3)}で大学、研究所、企業で古くから研究されており、それに関する論文も相当数にのぼる。また米国ではNCUBE, バタフライ等の、我が国でもMipax等の並列計算機が市販されている。しかるに我が国では大規模計算を必要として

る所でパイプライン方式のスーパーコンピュータが大いに普及、実用化されているのに比べ、並列計算機はあまり普及していない。それには技術上の困難さとそれに関連した開発目標設定の難しさがある。

実用的な並列計算機が計算機メーカーの手で開発に着手されるには後者の課題が大きな位置を占める。パイプライン方式のスーパーコンピュータの処理速度向上は急激で、計算機の開発期間は5年では長すぎせいぜい4年、できれば3年である。一方並列計算機は現用スーパーコンピュータに比べて相対的に使い勝手が悪い。そのため並列計算機に設定した目標処理能力が、パイプライン方式の単一もしくは多重計算機に追い越されるようでは、開発に着手し難い。

並列計算機の技術的課題はどこにあるのだろうか。1つは並列計算機を構成する要素計算機(プロセッサエレメント, PE)間の接続とPEとメモリ間の接続をどのように構成するかというネットワークの問題である。並列計算機では数多くの独立した計算機が同期を取りながら一つの仕事を全体として進め、必要に応じて相互にデータ交換を行う。このため効率的なネットワーク設計をしなければ、データ移動がネックとなって計算能力が十分発揮できなくなる。このネットワーク構成に影響を与えるのは計算構造、データ構造であるため、実用的並列計算機の開発に当たっては数値シミュレーション対象の範疇を想定する必要がある。現在市販されているパイプライン型のスーパーコンピュータは一応どの範疇の数値シミュレーションにも適用できるが、有限要素法やモンテカルロ法のような粒子シミュレーションでは計算空気学におけるほどにはその性能が発揮されていない。並列計算機では計算構造、データ構造がマッチしていないときにはこのギャップは更に大きくなるであろう。

2つめの技術的課題は効果的な並列処理記述言語と自動並列化コンパイラおよび並列化プログラム作成を支援してくれる支援ツールの充実にある。実用的パイプライン計算機にあってもその出現の時には特別な計算機という印象が強く持たれたが、自動ベクトル化コンパイラ的发展により使い勝手が格段によくなり広く普及した。並列計算機

もそれがハードウェアとして実用的なものが実現されれば使い勝手の良さにつながる並列処理記述言語と自動並列化コンパイラの進歩が大いに進み、利用が普及していくであろう。これには経験によるノウハウの積み重ねが必要であるが、その分野においては残念ながら米国に比べて我が国はやや遅れをとっている。

6. ターボ機械設計はどう変わるか

次世代のスーパーコンピュータとして期待されているのは100GLOPSを越す並列計算機としたわけだが、それではこのような計算機資源—処理速度とメモリー—の大幅な進歩はターボ機械の設計に何をもたらすであろうか。

1 GFLOPS 当たりの計算機費用をみると VP 400, SX-2 世代の数十億円から VP 2000, SX-3 世代の数億円へと1世代経過後で $\frac{1}{10}$ に低下している。100GFLOPS以上を目指す並列方式のスーパーコンピュータではGFLOPS当たりの費用も数千万円が期待できるかもしれない。またその開発過程でGFLOPS級のチップが開発され、これを使ったワークステーション (WS) が実現されれば、現在使用されている最高速クラスのデスクトップスーパーコンピュータが数千万円のオーダーで実現可能となる。そうなければGFLOPS級の処理能力をもつWSが設計者1人1人に行き渡することも夢ではない。また例えば100台構成の並列計算機を設置した場合、超高速処理を必要とする計算に50台を割当、残りの50台は50人で1台ずつ使うとも考えられる。当然最高速を必要とするような問題のときには100台を使うことが可能である。

GFLOPSの処理能力があればどれだけのことが出来るかは本特集の別項を参照して頂ければよいが、例えば現在のスーパーコンピュータで数分で処理されている2次元粘性流解析のような問題であれば設計者の手で同様に数分で行える。また数時間を要している3次元粘性流解析も、ソフトウェアの改良とWSの中で2多重、4多重を行えば数十分のオーダーで行えることになる。

それではこれだけのハードウェア資源を有効に使うだけのソフトウェアがあるのだろうか。数値シミュレーションの分野で超高速計算機を必要とする課題が山積していることはすでに述べたが、

ターボ機械等の設計に数値シミュレーションを利用する立場からすれば、計算機のハードウェアもソフトウェアも共に道具に過ぎない。この道具の特徴、特性、性能をよく理解し見極めてそれに相応しい利用方法を確立すれば、強力な開発支援ツールとなるのは確実である。そして現在では道具の見極めと使い方さえ間違えなければ役に立つソフトウェアは十分にあるといつてよい。“ソフトウェアは成長する”ということをよく理解して、利用可能なソフトウェア群をどのように体系づけて、総合的な設計システムにするかという構想が必要である。そこでは数値シミュレーションを前提としたターボ機械の設計手法の将来像を描くことと、現在の設計手法をどのようにしてそこへ導くかという見通しも必要になる。

7. おわりに

計算機の処理速度を上げる端的な方法は素子技術の向上である。日本電気のSX-2で6 nsec, SX-3で2.9nsecというパイプラインピッチであることを考えれば、画期的な素子技術上の飛躍がない限り高々10倍であろうが、素子技術の動向については詳述しなかった。

また現在のスーパーコンピュータでは主記憶容量の大きさに対して処理速度が遅すぎ速度向上が優先課題である。このため数値シミュレーション研究、これを設計等へ実利用する立場からは、画期的アーテクチャに基づいた超高速並列計算機の早期実現が望まれる。

参考文献

- (1) NASA CP 2454, Supercomputing in Aerospace
- (2) 情報処理学会誌, VOL, 28,1987, No.1
- (3) bit, VOL, 21,1989, No.4
- (4) 福田, 吉田, “航空宇宙技術研究所におけるスーパーコンピュータ利用”, 京都大学大型計算機センター, 第3回ベクトル計算機応用シンポジウム論文集, 昭和62年3月
- (5) 三好, 田村, “航技研数値シミュレータとそのガスタービン研究開発への応用”, GTSJ 14-56 (1987)
- (6) 三好, 田村, “スペースプレーンと数値シミュレーション技術”, 第26回飛行機シンポジウム講演集, 昭和63年10月

3. 非定常翼列

九州大学工学部 難波昌伸

1. まえがき

流れの数値解析法と言う用語は通常流れ場の物理量を離散化して数値的に決定する領域型数値解析法を意味する。変動流中にある翼列,あるいは振動する翼列の問題においては,羽根に働く非定常空気力の決定が直接の目的となるので,従来より非定常空気力分布あるいは羽根面束縛渦分布を未知関数として積分方程式型に定式化する境界型解析法が用いられてきた。この場合でも積分方程式は離散化して数値的に解くことになるが,単位長さ空気力あるいは単位長さ渦が誘導する速度場の陽的表現を必要とするのでいわゆる解析的解法と称せられる。一般に陽的表現は強い仮定のもとにおいてのみ求められうるので,解析的解法の適用範囲は自ずから制限される。しかし非定常翼列問題では解析的解法が現在でも重要な役割を果たしていることには変わりはないので,本稿では領域形数値解析法に限らず解析的解法も含めて概観する。

非定常翼列問題のモデル化は,次のような仮定の組合せによって分類される。(1) 定常じょう乱なしまたはあり,(2) 2次元または3次元,(3) 非圧縮性または圧縮性,(4) 非粘性または粘性,(5) 非失速または失速。圧縮性はさらに亜音速,遷音速または超音速に分かれる。

さて1976年よりほぼ4年毎に非定常翼列に関する国際シンポジウムが開かれているが,そこで発表された理論的研究に関する論文を上記の(1)から(3)までの項目の組合せで分類して末尾に文献リストとして掲げる。また以下に於て各項目の分野で用いられている理論的解法を説明する。なおこれらのシンポジウムに発表されている論文は非定常翼列に関する論文の一部に過ぎないことは勿論であるが,この分野の趨勢を見るサンプルとして大筋に於て間違いはないと思われるので,不

公平は承知の上で他の文献は説明上必要な場合に限って引用するにとどめる。国内論文を含めての網羅的論文リストとしては,例えば,「翼列における非定常問題に関する調査研究分科会成果報告書,昭和63年2月,日本機械学会」があるので,それを参照されたい。

2. 定常じょう乱なし・2次元・非圧縮性

速度ポテンシャルあるいは加速度ポテンシャルの厳密解が確立されており,動静翼列干渉⁽¹⁾,不均一翼列⁽²⁾などの解析手段として使用されている。

3. 定常じょう乱なし・2次元・圧縮性

亜音速⁽³⁾・超音速共に速度・加速度ポテンシャルの線形理論解が確立されており,フラッタ解析⁽⁴⁾⁽⁵⁾に使用されている。ただし積分方程式の核関数は一般に無限級数で表されるが,超音速翼列では周波数が高いほど収束が悪く,その数値計算には十分な注意が必要と思われる。事実数種のコードによる計算結果を比較すると⁽⁶⁾よい一致が得られていない。

4. 定常じょう乱なし・3次元・非圧縮性

直線翼列⁽⁶⁾・環状翼列⁽⁷⁾共に渦による誘導速度の陽的表現が得られる。従って特異点法や境界形数値解析法⁽⁸⁾の一種である渦格子法が適用可能であり翼端間隙効果の解析⁽⁹⁾が行われている。

5. 定常じょう乱なし・3次元・圧縮性

これも解析的解法の適用可能分野であり,環状翼列における解も与えられている⁽¹⁰⁾⁽¹¹⁾⁽¹²⁾。ただし核関数はベッセル・フーリエ二重級数で表現され,その特異部の抽出および数値計算には高度の技巧を要する⁽⁶¹⁾。

6. 定常負荷あり・2次元・非圧縮性

翼列を取り除いた流れが一樣流であれば,翼列によるじょう乱が大きくても,速度ポテンシャルはラプラス方程式に支配されるので,翼を渦および湧き出しで表し,自由渦を渦点分布で表す特異

(平成元年5月1日原稿受付)

点法⁽¹³⁾⁽¹⁴⁾⁽¹⁶⁾⁽¹⁷⁾⁽¹⁸⁾あるいは渦点法⁽²⁰⁾による計算が可能である。またヘルムホルツ形剝離流モデルを仮定した失速翼フラッタの解析⁽¹⁵⁾も同種の解法に属する。なお渦の誘導速度の陽的表現は簡明であるが、自由渦の移動は数値的に計算する必要がある。

7. 定常じょう乱あり・2次元・圧縮性

速度ポテンシャルであっても定常じょう乱成分を支配する方程式は非線形であり、また非定常じょう乱を小さいと仮定して線形化しても、非定常じょう乱を支配する方程式は変数係数形微分方程式となり、いずれも一般に解析解は得られない。したがって正攻法的理論解法としては領域形数値解法しか有り得ない。1976年のシンポジウムではこの分野の研究発表は極めて小数であったが、回を逐う毎に等差級数的に増大し、1987年では圧倒的多数を占めるに到っており、目下のところ最重要の攻略目標となっていることは、文献リストからも明白である。

この問題の取扱方法は、まず非線形方程式に支配される有限定常じょう乱と変数係数線形方程式に支配される微小非定常じょう乱に分解して解く方法と、分離せずに非線形非定常方程式を解く方法に分けられる。前者の先駆的研究としてWhiteheadの有限要素法⁽²⁶⁾⁽⁴¹⁾⁽⁵¹⁾、Verdonらの有限体積法⁽⁴⁷⁾を挙げねばならない。いずれもポテンシャル流を仮定し、非定常成分は調和時間変動の複素振幅によって定式化している。前者はshock-smearing法、後者はshock-fitting法を用いているので、衝撃波の変位による翼面非定常圧力が前者では連続分布圧力の極大値となって現れるが、後者では衝撃波の平均位置における集中力として分離して評価する必要がある。非定常翼面境界条件を線形化すると定常速度の微分項が現れ、そのまま数値計算すると翼前縁近傍での数値誤差が大きくなるが、Whiteheadは翼に固定した座標に変換することと同等な取扱を意味する修正ポテンシャルを導入し、Verdonは前縁近傍に密な局所メッシュをとって特異摂動法的取扱により解決している。

同様に速度ポテンシャルを定常成分と非定常成分に分離し、超音波翼列において特性曲線法によって数値解を求める方法⁽³¹⁾⁽³⁷⁾も発表されている。

近年ではオイラー方程式を時間進行法で解く直接的解法の非定常翼列への応用⁽²⁸⁾⁽²⁹⁾⁽³⁴⁾⁽³⁸⁾⁽³⁹⁾⁽⁴³⁾⁽⁴⁴⁾⁽⁴⁶⁾⁽⁴⁸⁾⁽⁴⁹⁾⁽⁵⁰⁾⁽⁵²⁾が活発に行われている。この解法ではポテンシャル流を仮定しないので強い衝撃波を正しく取り扱うことができる。この解法はさらに定常成分と非定常成分に分解する方法と分解しない方法に分けられる。

前者では、まず定常解を時間進行法で解き、次に微小でかつ調和時間変動を仮定した非定常じょう乱の複素振幅を時間進行法で解くことになる。したがって非定常方程式は線形化されるので、翼面境界条件は時間平均位置に適用され、固定メッシュを用いることが出来る。後者では非定常オイラー方程式を時間進行法で解くわけであるから、翼の運動に応じて時間的に変位するメッシュを用いなければならない。なお計算領域の上流および下流境界の非反射条件についてBurtonら⁽⁴¹⁾の研究がある。

これらのような領域型数値解法によらずに、この分野の問題を解析的に取り扱う近似解法として、準アクチュエーターディスク理論⁽³³⁾と二重線形理論⁽³⁰⁾⁽⁵⁵⁾がある。前者はピッチおよび翼間位相差が小さいことを仮定するが、大転向角にも適用でき、また失速による全圧損失をも考慮できる。一方二重線形理論は定常じょう乱が小さく、非定常じょう乱はさらにそれより小さいことを仮定するので、定常負荷の大きな翼列には適用できないが、有限要素法との比較によればかなり広いパラメータ範囲に適用可能と判定される⁽⁵⁵⁾。この理論によれば翼型などの設計パラメータと空力不安定限界との関係を簡明に示すことが出来る。

8. 定常じょう乱あり・3次元

まだ論文が極めて少ないことは、ほとんど未開拓の分野であることを意味する。したがって準アクチュエーターディスク理論⁽⁵³⁾⁽⁵⁶⁾や二重線形理論⁽⁵⁵⁾が先行して活躍できる分野でもある。領域型数値解法としては3次元オイラー方程式の時間進行法による解を示した論文1篇⁽⁵⁹⁾がある。

9. あとがき

今後はポテンシャル流を仮定しないで、オイラー方程式を解く数値解法により、失速を伴う2次元非定常翼列の研究、さらに3次元への拡張と進んで行くことが予想される。その次に待ち受け

ているのは、粘性を考慮したN-S方程式である。

参考文献

定常じょう乱なし・2次元・非圧縮性

- (1) D. N. Gorelov, et al., Paris 1976, 13.
 (2) H. Tanaka & I. Fujimoto, Cambridge 1987, 547.

定常じょう乱なし・2次元・圧縮性

- (3) V. Carstens, Paris 1976, 25.
 (4) R. A. J. Ford, Lausanne 1980, 297.
 (5) D. G. Halliwell, Lausanne 1980, 309.
 (6) O. O. Bendiksen, Cambridge 1984, 129.

定常じょう乱なし・3次元・非圧縮性

- (7) V. P. Ryabchenko, Lausanne 1980, 349.
 (8) J. M. Graham & I. Kullar, Lausanne 1980, 371.
 (9) T. Watanabe & S. Kaji, Aachen 1987, 405.

定常じょう乱なし・3次元・圧縮性

- (10) P. Salaun, Paris 1976, 35.
 (11) M. Namba, Paris 1976, 39.
 (12) M. Namba & T. Abe, Cambridge 1984, 205.

定常じょう乱あり・2次元・非圧縮性

- (13) H. Attasi & M. E. Goldstein, Paris 1976, 47.
 (14) G. S. Samoilovich, Paris 1976, 75.
 (15) H. Tanaka, et al., Paris 1976, 81.
 (16) V. E. Saren & V. A. Yudin, Lausanne 1980, 17.
 (17) V. Carstens, Lausanne 1980, 65.
 (18) T. J. Akai & H. Atassi, Lausanne 1980, 187.
 (19) V. Carstens, Cambridge 1984, 277.

(20) J. M. R. Graham & J. Baski, Cambridge 1984, 301.

(21) Sularso, Aachen 1987, 473.

(22) T. Cebeci, et al., Aachen 1987, 721.

定常じょう乱あり・2次元・圧縮性

- (23) M. Kurosaka & I. H. Edelfelt, Paris 1976, 57.
 (24) M. F. Platzer, et al., Paris 1976, 65.
 (25) J. E. Caruthers, Lausanne 1980, 31.
 (26) D. S. Whitehead & R. J. Grant, Lausanne 1980, 85.

(27) V. B. Kurzin & V. P. Ryabchenko, Lausanne 1980, 203.

(28) M. Randolfi, Lausanne 1980, 211.

(29) Y. Kadoya, et al., Lausanne 1980, 251.

(30) M. Namba & R. Minami, Lausanne 1980, 323.

(31) K. Vogeler, Lausanne 1980, 333.

(32) D. Mortchelewicz & J. J. Angelini, Cambridge 1984, 1.

(33) Y. Tanida, et al., Cambridge 1984, 29.

(34) H. Holtmann, et al., Cambridge 1984, 73.

(35) A. M. Cargill, Cambridge 1984, 83.

(36) D. Nixon, Cambridge 1984, 163.

(37) K. Vogeler, Cambridge 1984, 171.

(38) P. E. Berry, Cambridge 1984, 191.

(39) H. Joubert, Cambridge 1984, 231.

(40) S. P. Surampudi & J. J. Adamczyk, Cambridge 1984, 255.

(41) H. A. Barton, et al., Cambridge 1984, 307.

(42) T. Chmielniak, et al., Aachen 1987, 1.

(43) K. C. Hall & E. F. Crawley, Aachen 1987, 15.

(44) A. Fourmaux & A. Le Meur, Aachen 1987, 87.

(45) J. Mylonas, Aachen 1987, 125.

(46) E. Acton & A. M. Cargill, Aachen 1987, 211.

(47) J. M. Verdon, Aachen 1987, 313.

(48) A. Bölcs, et al., Aachen 1987, 335.

(49) S. Servaty, et al., Aachen 1987, 357.

(50) L. He & S. Zhou, Aachen 1987, 387.

(51) D. S. Whitehead, Aachen 1987, 437.

(52) M. Th. Sideris, Aachen 1987, 689.

定常じょう乱あり・3次元・非圧縮性

(53) S. Kaji, et al., Lausanne 1980, 357.

(54) H. Atassi, Lausanne 1980, 383.

(55) M. Namba, et al., Cambridge 1984, 217.

定常じょう乱あり・3次元・圧縮性

(56) T. Watanabe & S. Kaji, Cambridge 1984, 261.

(57) H. M. Atassi & J. R. Scott, Aachen 1987, 39.

(58) M. Namba & K. Toshimitsu, Aachen 1987,

453.

(59) H. Joubert, et al., Aachen 1987,499.

略記した文献名の正式名称は以下の通りである。

Paris 1976 : Symposium IUTAM Sur L' Aeroelasticite Dans Les Turbomachines, Paris, 1976, Revue Francaise de Méchanique, 1976 Numero Special.

Lausanne 1980 : Aeroelasticity in Turbomachines, Proceedings of the Second International Symposium Held in Lausanne, 1980, Communication De L' Institut De Thermique Appliquée, De L' École Polytechnique Fédérale De Lausanne, 1981.

Cambridge 1984 : Unsteady Aerodynamics of Turbomachines and Propellers, Cambridge England, 1984, Symposium Proceedings, Published by Cambridge University. Engineering Department.

Aachen 1987 : Unsteady Aerodynamics and Aeroelasticity of Turbomachines and Propellers, Proceedings of the Fourth International Symposium Held In Aachen, September 1987, Institut für Strahlantriebe und Turboarbeitsmaschinen, Rheinisch-Westfälische Technische Hochschule Aachen.

その他の文献

(60) A. Bölcs & T. H. Fransson, Aeroelasticity in Turbomachines, Comparison of Theoretical and Experimental Cascade Results, Communication du Laboratoire de Thermique Appliquée et de Turbomachines, De L' Ecole Polytechnique Federale de Lausanne, Nr. 13, 1986.

(61) 難波・石川, 機械学会論文集, 48-430, B (昭57), 988, 48-434, B (昭57), 1833.

協 賛

第10回日本熱物性シンポジウム

日 時 平成元年9月20日(水)~22日(金)

会 場 北海道大学学術交流会館

詳細は, 第10回日本熱物性シンポジウム実行委員会

(TEL 011-716-2111, 内線 6424) へお問い合わせ下さい。

453.

(59) H. Joubert, et al., Aachen 1987,499.

略記した文献名の正式名称は以下の通りである。

Paris 1976 : Symposium IUTAM Sur L' Aeroelasticite Dans Les Turbomachines, Paris, 1976, Revue Francaise de Mécanique, 1976 Numero Special.

Lausanne 1980 : Aeroelasticity in Turbomachines, Proceedings of the Second International Symposium Held in Lausanne, 1980, Communication De L' Institut De Thermique Appliquée, De L' École Polytechnique Fédérale De Lausanne, 1981.

Cambridge 1984 : Unsteady Aerodynamics of Turbomachines and Propellers, Cambridge England, 1984, Symposium Proceedings, Published by Cambridge University. Engineering Department.

Aachen 1987 : Unsteady Aerodynamics and Aeroelasticity of Turbomachines and Propellers, Proceedings of the Fourth International Symposium Held In Aachen, September 1987, Institut für Strahlantriebe und Turboarbeitsmaschinen, Rheinisch-Westfälische Technische Hochschule Aachen.

その他の文献

(60) A. Bölcs & T. H. Fransson, Aeroelasticity in Turbomachines, Comparison of Theoretical and Experimental Cascade Results, Communication du Laboratoire de Thermique Appliquée et de Turbomachines, De L' Ecole Polytechnique Federale de Lausanne, Nr. 13, 1986.

(61) 難波・石川, 機械学会論文集, 48-430, B (昭57), 988, 48-434, B (昭57), 1833.

協 賛

第10回日本熱物性シンポジウム

日 時 平成元年9月20日(水)~22日(金)

会 場 北海道大学学術交流会館

詳細は, 第10回日本熱物性シンポジウム実行委員会

(TEL 011-716-2111, 内線 6424) へお問い合わせ下さい。

4. 燃焼現象の解析

大阪大学工学部機械工学教室 香 月 正 司
" 水 谷 幸 夫

1. まえがき

燃焼現象は本質的に複雑な物理的・化学的過程を含むため、その数学的取り扱いは容易ではない。また一口に、燃焼現象の解析と言っても、燃焼過程に関与する多数の素反応を、単純な系（たとえば一次元流れ）の中で詳細に取り扱う反応動力学や、一片の火炎中の微視的な輸送現象を数理解析的に求める漸近解析のような理学的な解析から、工業的な燃焼装置の性能を評価するような数値シミュレーションまで広範囲にわたっている。ここではガスタービン燃焼器内での燃焼を念頭において、特に反応を伴う乱流のシミュレーションに的を絞って話を進めることにする。

コンピュータの発達とともに、燃焼器内部さらには火炎内部における現象をも、数値的に解析しようとする動きが盛んになってきた。このような数値シミュレーションが可能になれば、短時間の間に多数の運転条件や設計パラメータを変化させた結果を得ることができ、数多い試作品による実験と比較して、極めて経済的に開発や設計を進めることができる。

しかし、燃焼器内の燃焼過程の数値シミュレーションに関しても、いまだ未解決の問題が残されており、従来の設計者の経験や実験に取って代わるほどのレベルに達するには、まだ少し時間がかかると思われる。その原因は燃焼過程が複雑な化学反応を伴うことと、大きな発熱による密度変化を伴う場での乱流輸送過程を含むという点にあり、これら化学的・物理的現象の的確なモデリングの難しさと、それに伴う数値計算の困難さが大きな障害となっている。

以前、本誌の講義⁽¹⁾で触れたように、ガスタービン燃焼器のシミュレーションには、二相流、放

射伝熱、汚染物質生成機構なども関係する場合があります。総合的なシミュレーションにはこれらに対するサブモデルが組み込まなければならないが、それは他の機会に譲るとして、ここでは密度変化を伴う乱流モデルと、乱流中での燃焼反応速度のモデリングについて述べることにする。

2. 支配方程式と数値解析法

燃焼流のシミュレーションの基本となるのは、燃焼器内の流速成分 u_i ($i=1, 2, 3$)、温度 T 、各化学種 m_l ($l=1, 2, \dots$) などの分布を知ることである。したがって、まずこれらの従属変数の支配方程式を表す必要がある。燃焼流にあっても、ごく一般の流れと同様、支配方程式は、質量、運動量、エネルギー、化学種などに関する保存方程式である。

質量保存式

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (1)$$

運動量保存式

$$\frac{\partial (\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_j u_i)}{\partial x_j} = - \frac{\partial P}{\partial x_i} - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \rho g_i \quad (2)$$

エネルギー保存式

$$\frac{\partial (\rho h)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_j h)}{\partial x_j} = - \frac{\partial}{\partial x_j} (q_j + \sum_{l=1}^N j_{lj} h_l) + Q_r \quad (3)$$

化学種保存式

$$\frac{\partial (\rho m_l)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_j m_l)}{\partial x_j} = - \frac{\partial}{\partial x_j} (j_{lj}) + R_l \quad (4)$$

ただし、 P は圧力、 ρ は密度、 g_i は i 方向重力加速度、 τ_{ij} は i 方向運動量の j 方向流束、 q_j は熱伝

(平成元年4月24日原稿受付)

導による j 方向熱流束, Q_r は放射による単位体積当りの受熱量のほか圧力仕事および粘性力による発熱を含む。また j_l は化学種 l の j 方向拡散流束, R_l は化学種 l の生成率である。また式 (2) - (4) 中に現れる τ_{ij} , q_j , j_l は次式で表わされる。

$$\tau_{ij} = -\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right), \quad (5)$$

$$j_l = -\Gamma_l \frac{\partial m_l}{\partial x_j}, \quad q_j = -\lambda \frac{\partial T}{\partial x_j}$$

ただし, μ は粘性係数, δ_{ij} はクロネッカのデルタ, Γ_l は l の多成分系における輸送係数, λ は熱伝導率, T は温度である。このほかに, 補助方程式として完全ガスに対する状態方程式, エンタルピと温度の関係式などが必要となる。

上記の保存方程式群は, 時々刻々変化する諸変数の分布を表しており, 時間スケールおよび空間スケールをどんどん小さくして解を求めれば, 膨大な量の情報が得られるはずである。スーパーコンピュータの発達とともに, 最近の数値流体力学ではこのような解を得ようとする努力がなされており, 非燃焼流については, Large Eddy Simulation (LES) や直接計算によって, 実験では得られないような乱流の特性までもがシミュレーションによって明らかにされるようになった。

しかし, 燃焼反応を伴う流れについては, まだ計算機能力と計算手法が十分でなく, 層流二次元混合層における発熱と流れの不安定挙動が, ようやく計算されているに過ぎない⁽²⁾。この計算においてさえも, 110×67 の格子点と, 2,500 の時間ステップが用いられているから, 複雑な形状の実用燃焼装置における三次元乱流中での燃焼のシミュレーションでは, これよりはるかに多い空間および時間解像度を必要とする。また, LES は格子スケール以下の微細渦の普遍性に基礎を置いているが, 燃焼反応に関しては, そのような普遍性の成立には疑問がある。したがって, 実用ガスタービン燃焼器への LES の適用は, いまのところ望めそうもない。

乱流場のある一点における速度変動を表すのに確率密度関数 (PDF) を用いると $P(\mathbf{v}; \mathbf{x}, t)$ と書くことができる。ただし, \mathbf{v} は速度ベクトル, \mathbf{x} は位置ベクトル, t は時間である。同様に, 組成・エンタルピ空間を f と表すと, 濃度・エンタルピ変

動の PDF は $P(f; \mathbf{x}, t)$ と書ける。このような PDF を従属変数とする輸送方程式^(3,4)を解くことができれば, 燃焼を伴う乱流中での速度・濃度・温度に関する統計量が得られることになる。PDF の輸送方程式に関する近似モデルや解法に関する報告が数多く見られるが^(4,7), まだ非常に単純な系において検討されたものしかなく, 燃焼器内の流れに適用するにはさらに発展させる必要がある。したがって, ここしばらくの間は, 時間平均化を施した支配方程式を対象とせざるをえない。

3. 時間平均方程式と乱流モデル

3.1 密度荷重平均

保存方程式 (1) - (4) に時間平均操作を施す際, 瞬時量を時間平均値とそれからのずれとして表現することが多い, 全エンタルピ h や化学種質量分率 m_l を一般スカラー量 ϕ で代表させて

$$u_i = \overline{u_i} + u_i', \quad \phi = \overline{\phi} + \phi' \quad (6)$$

$$\rho = \overline{\rho} + \rho'$$

などと表した上で時間平均を取ると,

$$\frac{\partial \overline{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\overline{\rho u_i} + \overline{\rho' u_i'}) = 0 \quad (7)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\overline{\rho u_i} + \overline{\rho' u_i'}) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\overline{\rho u_i u_j} + \overline{\rho' u_i' u_j'} + \overline{u_i \rho' u_j'} + \overline{u_j \rho' u_i'}) =$$

$$-\frac{\partial \overline{P}}{\partial x_i} - \frac{\partial \overline{\tau_{ij}}}{\partial x_j} + \overline{\rho g_i} \quad (8)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\overline{\rho \phi} + \overline{\rho' \phi'}) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\overline{\rho u_j \phi} + \overline{\rho' u_j' \phi'} + \overline{u_j \rho' \phi'} + \overline{\phi \rho' u_j'})$$

$$+ \overline{\rho' u_j' \phi'} = -\frac{\partial}{\partial x_j} (\overline{j \phi_j}) + \overline{S \phi} \quad (9)$$

となる。これらの式中には変動量の相関項, 特に密度変動の関係する相関項が多く現れている。これらの量は未知であるため, 既知量を用いた近似的な表現, すなわちモデル化する必要がある。しかし, 密度変動の関係する項の定量的なモデル化がやっかいなことから, 保存方程式中の項の数が増えてしまうこともあって, 上式を用いた数値解析はあまり行われない。

そこで, Favre⁽⁸⁾によって, 提唱された密度荷重平均を用いて保存方程式を表すことにする。密度

荷重平均値を \sim 、それからの変動量を $\tilde{}$ で表わすと、その定義から

$$\overline{u_i} = \overline{\rho u_i / \rho}, \quad u_i = \overline{u_i} + \tilde{u}_i, \quad \overline{\rho \tilde{u}_i} = 0 \quad (10)$$

$$\overline{\phi} = \overline{\rho \phi / \rho}, \quad \phi = \overline{\phi} + \tilde{\phi}, \quad \overline{\rho \tilde{\phi}} = 0 \quad (11)$$

となる。圧力および密度に対しては密度荷重は適用されないので、支配方程式⁹⁾は

$$\frac{\partial \overline{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\overline{\rho \tilde{u}_i}) = 0 \quad (12)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\overline{\rho \tilde{u}_i}) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\overline{\rho \tilde{u}_j \tilde{u}_i}) = \\ - \frac{\partial \overline{P}}{\partial x_i} - \frac{\partial}{\partial x_j} (\overline{\tau_{ij} + \rho \tilde{u}_j \tilde{u}_i}) + \overline{\rho g_i} \end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\overline{\rho \tilde{\phi}}) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\overline{\rho \tilde{u}_j \tilde{\phi}}) = \\ - \frac{\partial}{\partial x_j} (\overline{j_{\phi j} + \rho \tilde{u}_j \tilde{\phi}}) + \overline{S_{\phi}} \end{aligned} \quad (14)$$

となり、 \sim と $\tilde{}$ の差異を除けば、等密度乱流に対する支配方程式¹⁰⁾と見かけ上同じ形になる、したがって、これまで等密度流に対して用いられてきた数値計算法は、ほとんどそのまま利用できることになる。

3.2 乱流モデル

密度荷重平均を用いても、式(13)、(14)中には変動量の相関項 $\overline{\rho \tilde{u}_i \tilde{u}_j}$ (レイノルズ応力)、 $\overline{\rho \tilde{u}_i \tilde{\phi}}$ (乱流拡散流束)が残っている。一般にこれらの値は未知である。これら変動の二次相関項を未知数とする保存方程式を考えると、そこには解こうとする相関項よりもさらに高次の相関項が現れるため際限がない。したがって、実際に計算を行うためにはどこかで打ち切り、近似や経験則を導入して閉じる必要がある。これが乱流のモデル化であり、燃焼流のように温度場や濃度場も対象となる場合には、それらのスカラー量の乱流拡散流束に関しても同様のモデル化が必要である。

等温流におけるこれらレイノルズ応力、乱流拡散流束を定める方法として、種々のモデル化が提案されてきたが、二次相関項を未知数とする保存方程式をすべて解く、いわゆる二次閉止 (応力・フラックスモデル) が最も進んだレベルの乱流モデルとして用いられている。しかし燃焼流に対しては、LDVによる火炎中の乱れの測定が可能になったものの、高次の相関量についてはまだデータの蓄積が少ないのが現状である。したがって、

高レイノルズ数の流れに対し、レイノルズ応力を未知数とする保存方程式を書けば、

$$\begin{aligned} - \frac{\partial \overline{\rho \tilde{u}_i \tilde{u}_j}}{\partial t} + \overline{\rho u_k} \frac{\partial \overline{\rho \tilde{u}_i \tilde{u}_j}}{\partial x_k} = \\ - \frac{\partial}{\partial x_k} (\overline{\rho \tilde{u}_i \tilde{u}_j \tilde{u}_k}) \\ - \left\{ \overline{\rho \tilde{u}_k \tilde{u}_j} \frac{\partial \overline{\rho \tilde{u}_i}}{\partial x_k} + \overline{\rho \tilde{u}_k \tilde{u}_i} \frac{\partial \overline{\rho \tilde{u}_j}}{\partial x_k} \right\} \\ - \left\{ \overline{\rho \tilde{u}_i} \frac{\partial \overline{P}}{\partial x_j} + \overline{\rho \tilde{u}_j} \frac{\partial \overline{P}}{\partial x_i} \right\} \\ - \left\{ \overline{\rho \tilde{u}_i} \frac{\partial \overline{P'}}{\partial x_j} + \overline{\rho \tilde{u}_j} \frac{\partial \overline{P'}}{\partial x_i} \right\} - \frac{2}{3} \overline{\rho} \varepsilon \delta_{ij} \end{aligned} \quad (15)$$

となるが、モデル化に必要な $\overline{\rho \tilde{u}_i \tilde{u}_j \tilde{u}_k}$ に関する火炎中の測定例はないと言ってよく、等温流に対する二次閉止がそのまま燃焼流に適用できるかどうかは検討の余地も残っている。

数値計算の複雑さの程度と種々の燃焼流への適応性を考えると、現段階で燃焼器のシミュレーションに最も適しているのは、渦粘性の概念を用いた $k-\varepsilon$ 2方程式モデルであろう。渦粘性の概念に従えば、乱流による輸送は、輸送される量の時間平均値の空間こう配に比例すると考えるので、式(13)、(14)中のレイノルズ応力、乱流拡散流束はつぎのように表される。

$$\begin{aligned} \overline{\rho \tilde{u}_i \tilde{u}_j} = - \mu_t \left(\frac{\partial \overline{\rho \tilde{u}_i}}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{\rho \tilde{u}_j}}{\partial x_i} \right) \\ + \frac{2}{3} \delta_{ij} \left(\overline{\rho k} + \mu_t \frac{\partial \overline{\rho u_k}}{\partial x_k} \right) \end{aligned} \quad (16)$$

$$\overline{\rho \tilde{u}_j \tilde{\phi}} = - \Gamma_{\phi,t} \frac{\partial \overline{\rho \tilde{\phi}}}{\partial x_j} = - \frac{\mu_t}{\sigma_{\phi}} \frac{\partial \overline{\rho \tilde{\phi}}}{\partial x_j} \quad (17)$$

また、渦粘性係数は

$$\mu_t = C_D \rho k^2 / \varepsilon \quad (18)$$

ここで、 k および ε は

$$k = \frac{1}{2} \overline{\rho \tilde{u}_i \tilde{u}_i}, \quad \varepsilon = \overline{\rho \nu \left(\frac{\partial \overline{\rho \tilde{u}_i}}{\partial x_j} \right)^2} \quad (19)$$

で表わされる乱流エネルギーおよびその消散率である。

局所の k および ε の値は、それぞれの保存方程式

$$\begin{aligned} \overline{\rho} \frac{\partial k}{\partial t} + \overline{\rho u_j} \frac{\partial k}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) \\ - \overline{\rho \tilde{u}_i \tilde{u}_j} \frac{\partial \overline{\rho \tilde{u}_i}}{\partial x_j} - \frac{\mu_t}{\overline{\rho}^2} \frac{\partial \overline{\rho}}{\partial x_i} \frac{\partial \overline{P}}{\partial x_i} - \overline{\rho} \varepsilon \end{aligned} \quad (20)$$

$$\begin{aligned}
 & \bar{\rho} \frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + \bar{\rho} \tilde{u}_j \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) \\
 & - C_1 \frac{\varepsilon}{k} \left\{ \bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\mu_t}{\rho^2} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial x_j} \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} \right\} \\
 & - C_2 \bar{\rho} \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (21)
 \end{aligned}$$

の解として与えられる。式(20)は式(15)から導かれるが、式(15)の右辺第Ⅲ項は式(20)の右辺第Ⅲ項、すなわち平均密度こう配と平均圧力こう配に関係するとしてモデル化されている。式(15)の右辺第Ⅳ項である圧力変動のこう配と速度変動の相関項は式(20)では省略されている。また、モデルに必要な経験定数は、等温流に対する推奨値

$$\begin{aligned}
 C_D = 0.09, \quad C_1 = 1.44, \quad C_2 = 1.92, \\
 \sigma_k = 1.0, \quad \sigma_\varepsilon = 1.3, \quad \sigma_\phi = 0.7 \quad (22)
 \end{aligned}$$

がそのまま用いられることが多い。

近年の燃焼機器のシミュレーションには、 $k-\varepsilon$ モデルが最も多く用いられている。その結果、様々な条件で考察や検証がなされ、乱流モデルとしては最も成功したモデルであろう。しかし、このモデル特有の欠点もいくつか明らかになっている。

著者らの円筒炉に対するシミュレーション結果によると、 $k-\varepsilon$ モデルによる予測は、しばしば燃焼器上流部の噴口付近で精度が落ちる傾向を示す。これは偽拡散など数値計算上の問題も含まれてはいるが、特に噴流が一様乱れへ遷移する過程が、等方性乱れに基づく $k-\varepsilon$ モデルでは十分に表されないことにあると考える。

さらに、火炎中での粘性の増大は、乱れの消滅に対してかなりの影響を持つといわれ⁽¹¹⁾、燃焼のシミュレーションにおいては、火炎の局所的な層流化(乱れの抑制)を乱流モデルに反映させる必要があるといわれる^(12,13)。また一方、特に予混合火炎においては、渦単位としての混合気塊が、火炎領域においてランダムに燃焼する状況を考えれば、渦単位の燃焼による体積膨張が、圧力変動を介して乱れを生成することも考えられるので、燃焼流に対する乱流モデルは検討の必要がある。

また $k-\varepsilon$ モデルの欠点は、旋回流においてかなり明瞭に現れる。これは、旋回流に特有な大きな負の生成項を持つレイノルズ応力が存在するが

⁽¹⁴⁾、 $k-\varepsilon$ モデルではその傾向を予測することができないためである。これをリチャードソン数の導入により補正した試みもあるが⁽¹⁵⁾、旋回流を一般的に取り扱うには十分ではないように思われる。

先に触れた応力モデルは、非等方性乱れをはじめ、旋回流における特徴的な乱れ生成機構などをよく予測できることが示されている⁽¹⁴⁾、燃焼流の解析にも適用が試みられているので⁽¹⁶⁾、今後、旋回流が大きな役割を果たすガスタービン燃焼器の解析にも、適用を試みるべきであろう。

4. 燃焼反応モデル

燃焼反応のモデリングにおいて問題となるのは、反応動力学のモデリングと乱流燃焼のモデリングである。もし系を構成するすべての化学種について、それぞれの保存方程式(4)を十分な時間・空間分解能をもって解くことができれば、すべて解決するはずである。しかし、一般的な炭化水素燃料の燃焼過程に現れる化学種の数は極めて多いため、解くべき方程式の数がやたら増してしまうことと、反応動力学の解析に必要な時間・空間スケールの問題⁽¹⁾が重なって、この方法は現存の計算機の能力を越えてしまう。したがって、取り上げる化学種の数を減らすためには、反応動力学のモデリングが、また時間・空間スケールの問題の解決のためには、時間平均方程式と時間平均乱流燃焼率のモデリングが必要となる。

4.1 反応動力学モデル

反応過程のモデリングに際して、シミュレーションの目的が燃焼の中間生成物を知ることにあるのでなければ、単純に燃料と酸素が反応して燃焼生成物を生じる一段反応として取り扱うことも可能になる。この種のモデルには

- (1) 反応速度無限大の完全燃焼反応モデル
- (2) 反応速度無限大の化学平衡モデル
- (3) 一段不可逆総括反応モデル

があり⁽¹⁾、ガスタービン燃焼器のシミュレーションに多く用いられてきたが、燃焼過程で多量に現れるCOやH₂を予測することができない。

(4) 総括熱分解反応とC-H-O系反応⁽¹⁾によって炭化水素が熱分解されたのち、C-H-O系の素反応群により、酸化反応が進むとすれば、COやH₂が予測できる。このC-H-O系反応をさらにモデル化したJonesらのモデル⁽¹⁷⁾は、予混合火

炎に対しても、拡散火炎に対しても有効で、燃焼器のシミュレーションへの応用が期待できる。

4.2 乱流燃焼モデル

上に述べた理由から、化学種の保存式として時間平均方程式(14)を用いざるを得ないが、式(14)の右辺には反応率の時間平均値が現れる。すなわち、温度、濃度が変動する乱流中での反応率の変動を、いかに適切にモデル化して時間平均反応率を表現するかが重要な問題となる。言い替えると、温度と化学種濃度に関して極度に強い非線形性を持つ反応速度と、乱流の微細構造を考慮したモデルに基づいて、時間平均反応率を定式化しなければならない。

新しい乱流燃焼モデルとして、乱流の長さスケールが層流拡散火炎の反応領域厚さよりはるかに大きい場合には、乱流拡散火炎は薄い層流拡散火炎のアンサンブル集合であると考えた層流火炎片モデル^(18,19)が注目されている。このモデルでは、混合分率とその変動の2乗平均に関する保存方程式と、変動の確率密度分布および局所伸張率を組み合わせ、時間平均反応率を表している⁽²⁰⁾。詳細反応モデルと結合すれば、各種化学種の濃度が混合分率の関数として与えられるので、複雑な乱流火炎へ反応動力学を結び付ける一方法としても有望である。ただ、必要な数値計算が非常に煩雑であるため、実機への適用にはかなりの努力を必要とすると思われる。

著者らも、小スケール強乱流に支配される予混合火炎に対する乱流燃焼モデル⁽²¹⁾を提案している。3種の乱れのスケールを用いて火炎構造をモデル化し、層流燃焼速度と渦の寿命時間の大小関係から時間平均反応率を算出するものであるが、このモデルでも確率密度分布形が必要である。実際の乱流のスペクトルを、計算可能な量でモデル化することや、確率密度分布の導入によって時間平均反応率を表しているが、その普遍性の検討が重要である。

その他文献(1)に挙げたいくつかの乱流燃焼モデルがあるが、容易にシミュレーションに組み入れることができるものは精度的に問題があり、新しいモデルは複雑すぎて実用上扱いにくい面がある。

5. むすび

燃焼現象の解析に必要な乱流モデルと燃焼のモデルの最近の傾向は、一段高いレベルへの発展を模索する研究が見られる。反面、燃焼器の実用的なシミュレーションに限定すると、あまり大きな動きはないように感じられるが、従来の成果が広く浸透していることも事実である。近い将来また大きな発展があることを期待する。

参考文献

- (1) 水谷・香月, ガスタービン学会誌, 12-48 (1985), 27; 同, 13-50 (1985), 10; 同, 13-51 (1985), 28.
- (2) 加茂田・ほか2名, 第25回燃焼シンポジウム前刷集, (1987), 1.
- (3) Pope, S. B., *Combust. Flame*, 27 (1976), 299.
- (4) Pope, S. B., *Combust. Sci. Technol.*, 25 (1981), 159.
- (5) Janika, J. & Kollmann, W., *Combust. Flame*, 44 (1982), 319.
- (6) Anand, M. S. & Pope, S. B., *Combust. Flame* 67 (1987), 127.
- (7) Sirignano, W. A., *Combust. Sci. Technol.*, 51 (1987), 307.
- (8) Favre, A., *Soc. Indust. Mech.*, (1969), 231.
- (9) Jones, W. P., *Prediction Methods for Turbulent Flows* (Ed. Kollmann, W.), 1980 Hemisphere Pub., pp. 379-421.
- (10) Lockwood, F. C. et al., *Combust. Flame*, 23 (1974), 283.
- (11) Bray, K. N. C., *AGARD Conf. Proc. No. 164, Paper II-2*, (1975).
- (12) 高城・古藤, 日本機械学会論文集, 48-436 B (1982), 2609.
- (13) 小沼・ほか3名, 日本機械学会論文集, 53-495 B (1987), 3423.
- (14) Hirai, S. et al., *Int. J. Heat Mass Trans.* (1989), 121.
- (15) 岡本・高城, 日本機械学会論文集, 53-495 B (1987), 3338; 同, 54-508 B (1988), 3533.
- (16) Janika, J., 21st Symp. (Int.) on Combust., (1986), The Combustion Institute, 1409.

- (17) Jones, W. P. and Lindstedt, R. P.,
Combust. Flame, 73 (1988), 233.
- (18) Williams, F. A., Turbulent Mixing in Non-
reactive and Reactive Flows, Murthy, S. N.
B. (Ed.), 1975, p. 189, Prenum.
- (19) Peters, N., Prog. Energy Combust. Sci., 10
(1984), 319.
- (20) Liew, S. K. et al., Combust. Flame, 56
(1984), 199.
- (21) 香月・水谷, 日本機械学会論文集, 54-506
B (1988), 2011.

入 会 者 名 簿

◦ 正 会 員

深 井 雅 之 (日立) 山 本 一 臣 (航技研) 庄 司 一 夫 (東北電力)
 上 里 元 久 (大同メタル) 松 谷 修 (神戸製鋼) 時 田 正 徳 (丸善石油化学)
 田 口 梧 郎 (三井造船) 大 谷 信 一 郎 (陸上自衛隊) 木 村 隆 夫 (石川島播磨)
 五十嵐 修 (トヨタ) 金 子 安 雄 (石油産業活性化センター)
 S. Lisse (The Nielsen-Wurster Group) 堀 孝 信 (アイシン精機)
 永 山 猛 彦 (三菱重工) 阿佐美 春 夫 (神戸製鋼) 田 上 直 人 (丸善石油化学)
 古 賀 勉 (三菱重工) 六 山 亮 昌 (三菱重工) 大 原 久 宜 (中部電力)
 齊 藤 憲 吉 (宇宙開発事業団) 吉 田 和 弘 (新日鉄) 松ヶ谷 潔 (東京電力)
 浅 尾 淑 人 (三菱電機) 古 田 治 男 (新潟鉄工) 中 神 靖 雄 (三菱重工)
 小 森 豊 明 (三菱重工) 須 永 雅 裕 (三菱重工) 佐 藤 裕 市 (東北電力)
 中 根 一 朗 (神奈川工科大)

◦ 学生会員より正会員へ

池 田 裕 二 (神戸大)

◦ 学生会員

北 山 和 弘 (東海大) 工 藤 孝 雄 (東海大) 佐 藤 暢 倫 (東海大)

◦ 賛助会員

(株) いすゞセラミックス研究所
 (株) 放電精密加工研究所

- (17) Jones, W. P. and Lindstedt, R. P.,
Combust. Flame, 73 (1988), 233.
- (18) Williams, F. A., Turbulent Mixing in Non-
reactive and Reactive Flows, Murthy, S. N.
B. (Ed.), 1975, p. 189, Prenum.
- (19) Peters, N., Prog. Energy Combust. Sci., 10
(1984), 319.
- (20) Liew, S. K. et al., Combust. Flame, 56
(1984), 199.
- (21) 香月・水谷, 日本機械学会論文集, 54-506
B (1988), 2011.

入 会 者 名 簿

◦ 正 会 員

深 井 雅 之 (日立) 山 本 一 臣 (航技研) 庄 司 一 夫 (東北電力)
 上 里 元 久 (大同メタル) 松 谷 修 (神戸製鋼) 時 田 正 徳 (丸善石油化学)
 田 口 梧 郎 (三井造船) 大 谷 信 一 郎 (陸上自衛隊) 木 村 隆 夫 (石川島播磨)
 五十嵐 修 (トヨタ) 金 子 安 雄 (石油産業活性化センター)
 S. Lisse (The Nielsen-Wurster Group) 堀 孝 信 (アイシン精機)
 永 山 猛 彦 (三菱重工) 阿佐美 春 夫 (神戸製鋼) 田 上 直 人 (丸善石油化学)
 古 賀 勉 (三菱重工) 六 山 亮 昌 (三菱重工) 大 原 久 宜 (中部電力)
 齊 藤 憲 吉 (宇宙開発事業団) 吉 田 和 弘 (新日鉄) 松ヶ谷 潔 (東京電力)
 浅 尾 淑 人 (三菱電機) 古 田 治 男 (新潟鉄工) 中 神 靖 雄 (三菱重工)
 小 森 豊 明 (三菱重工) 須 永 雅 裕 (三菱重工) 佐 藤 裕 市 (東北電力)
 中 根 一 朗 (神奈川工科大)

◦ 学生会員より正会員へ

池 田 裕 二 (神戸大)

◦ 学生会員

北 山 和 弘 (東海大) 工 藤 孝 雄 (東海大) 佐 藤 暢 倫 (東海大)

◦ 賛助会員

(株) いすゞセラミックス研究所
 (株) 放電精密加工研究所

5. 数値シミュレーションの応用

5.1 三次元数値シミュレーションを利用したファンの空力設計

航空宇宙技術研究所 山本 一 臣
" 齊藤 喜 夫

1. はじめに

ファンや圧縮機の空力設計が、実験データに頼らず、電子計算機による三次元流れの数値シミュレーションのみによって行えるならば、形状についての制約から開放され、流れを三次元的に最適化したファンや圧縮機の設計が可能になる。そのため、この数年間、ファンや圧縮機の空力設計に携わる者は流れの数値計算法とスーパーコンピュータの進歩に注目してきた。現在、それらは不十分ながらも数値シミュレーションを実用技術とすることが可能な水準に達した。以下に紹介するのは、実験データを一切用いず、数値シミュレーションのみによってファンの空力設計を行った最新の実例である。

設計の対象としたのは、次世代高亜音速輸送機のエンジンとして各国で研究開発が進められている超高バイパス比ターボファン・エンジンの研究のために試作したファンである。このファンは、可変ピッチ動翼とするためにソリディティは小さくなり、ナセル抵抗を減らすために軸流マッハ数はできるだけ高くし、また、構造強度の制約から動翼の周速度は低くしなければならない、などの理由により、従来ファンよりも遥かに高負荷の遷音速翼列を採用することが必要であり、その空力設計には後退角の採用など極めて高度な技術が要求される。このファンを従来の設計法で設計しようとしても、既存の翼列データはほとんど役に立たず、また、多大な労力を費やして新たな二次元翼列実験を行ったとしても満足いく設計ができるとは考えられない。数値シミュレーションが唯一の現実的な設計手段となる一例である。

2. 設計の考え方、手法

設計は表1のような条件で、流量および圧力比をできるだけ大きくすることを目標として行った。ケーシング、ハブは図1のような既設の装置に合わせており、動翼のみを設計した。このファンの設計では、三次元流れの数値シミュレーションが実際のファン設計に応用できること、その問題点を明らかにすることを目的とするため、二次元翼列設計はまったく行わず、予想される轉向角、相対マッハ数を考慮して適当な初期形状を作り、数値シミュレーションの結果を参考にしながら修正を繰返し、最適化していくという方法をとった。

表1. 設計条件

形式	軸流1段	
流路形状	外径一定、動翼部は内径一定	
修正回転速度	12, 732	r p m
最大周速	300	m / s
入口外径	0.450	m
ボス比	0.5	
翼枚数	動翼 16、静翼 40	
	※動翼、静翼ともに可変ピッチを想定	

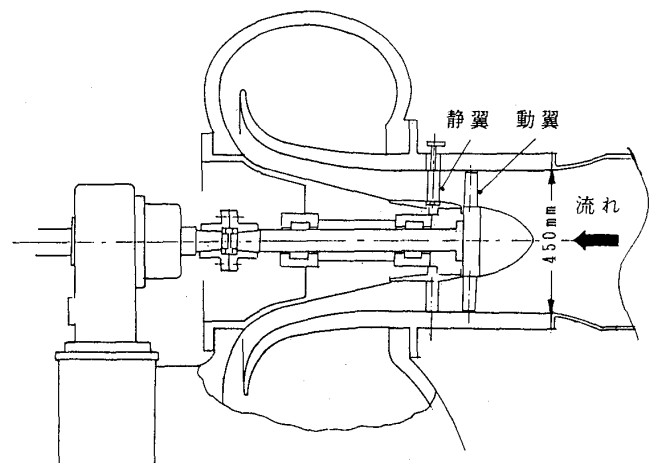


図1. ファン試験装置

(平成元年4月25日原稿受付)

最適化するときの基本方針は、(1) 流れが遅くなるので、翼に後退角を付けて衝撃波の発生を防ぐ、(2) 三次元性の強い形状になると翼の構造強度が問題になるため、ハブ側の翼断面をできるだけ厚くして強度を高める、(3) 作動範囲を広げるため、翼前縁の丸みをできるだけ大きくする、(4) 可変ピッチとするため、ハブ側断面の回転中心とチップ側断面の回転中心を近づけチップクリアランスが小さくなるようにする、の4点である。

数値計算には三次元 Navier-Stokes 方程式を差分法で計算するコード⁽¹⁾⁽²⁾を利用した。乱流モデルには Baldwin-Lomax の代数モデルを使用している。計算格子は図2のようなC型格子を代数的方法で作成した。壁面近傍では格子間隔を非常に小さくし、壁面にできるだけ垂直になるようにしている。ただし、チップクリアランスは計算に入れていない。

新しい試みであり、形状の作成や修正のための特別な道具を用意できなかったため、翼形状の修正には、ディスプレイ装置に翼の二次元的な断面や三次元的な形状を表示し、計算結果を参考にしながら座標の変更を手作業で行うという方法をとった。翼形状はスパン方向に9つ程度の半径一定の断面を考え、翼の断面型、翼弦長、ねじり角、後退角（あるいは前進角）などのスパン方向変化を与えて構成したが、必要に応じてこのような形状のパラメーターを増やしながら修正を繰り返した。

計算結果の表示には、大型計算機に接続されている二次元および三次元グラフィックディスプレ

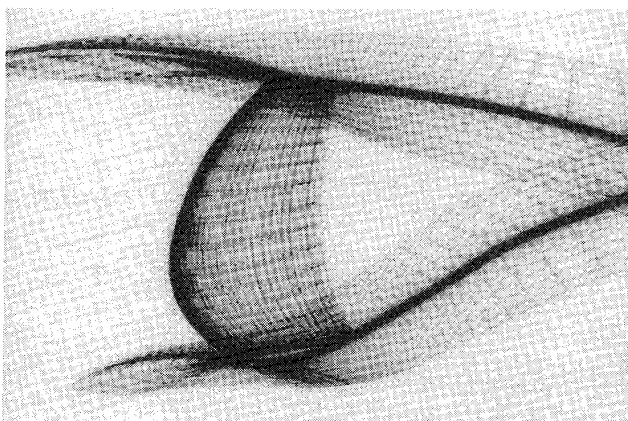


図2. 計算格子

イを使用し、図3のような、いくつかの半径一定で切った断面におけるマッハ数分布、圧力分布、速度ベクトルなどの図により、翼断面の負荷分布やはく離の様子を調べて翼断面形状の修正の参考にした。また、図4に示すように、翼面、ハブ面での限界流線（オイルフロー）や翼の周りの流線を表示することによって、三次元流れのパターン

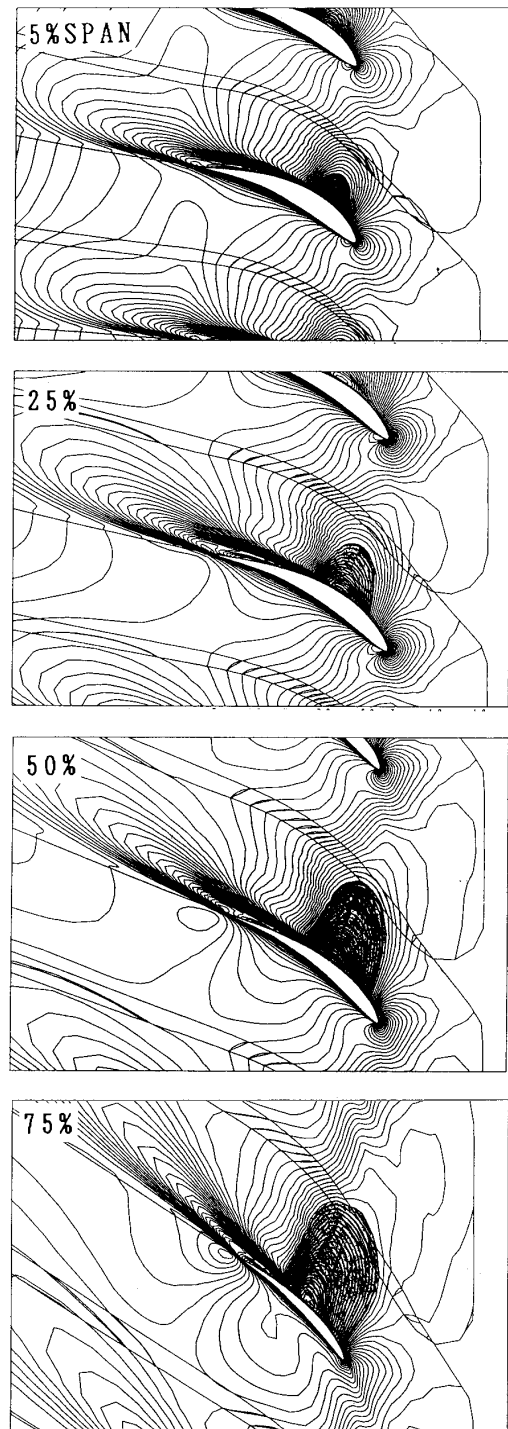


図3. 半径一定断面での相対マッハ数分布
(影を付けている部分は超音速の領域)

を調べ、さらに翼間断面での圧力損失分布なども表示して、翼全体の形状修正の参考とした。

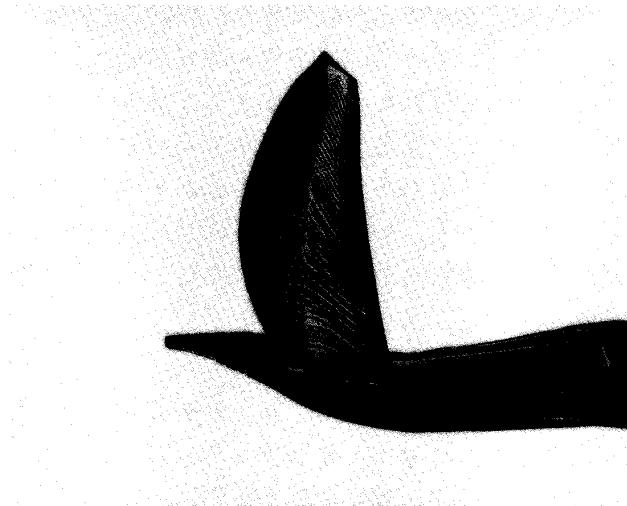
3. 設計の結果

図5の翼は、翼断面を11回、翼全体を大きく2回変更して形状を決定したものである。計算では全圧比1.24, 流量22.5 kg/sとなっている。図6は翼の断面型をチップ側から見た図である。二次元翼列に基礎を置く従来の設計法によって設計されたファンブレードに比べ、三次元的に形状の変化が大きくなっている。図3のように、ハブからチップまで相対流れはすべて遷音速になっているが、後退角（ハブの近くでは前進角）がついているので衝撃波はチップ付近だけで生じている。また、スパン方向にかなり反った形になっているのはハ

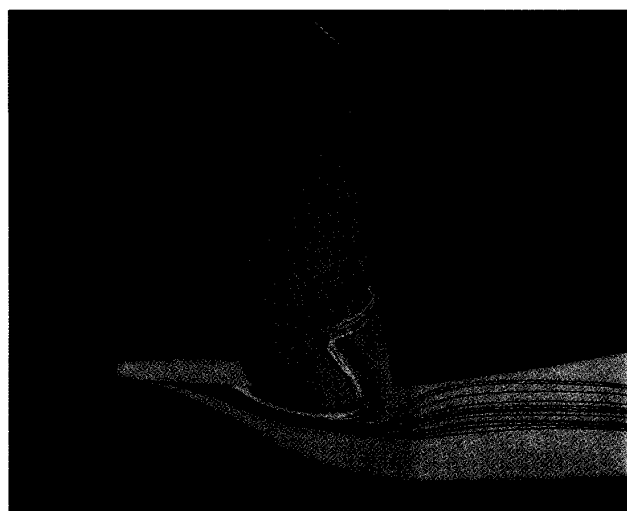
ブ側負圧面ではく離を抑えるためである。設計条件とした図1の流路形状では、動翼での静圧上昇が大きく、それに加えて、ハブ側翼断面を厚くしたことやソリディティが小さいことにより、50%翼弦からはく離を生じてしまっている。作業時間の制約のため、まだ改良する余地を残したまま設計を終了することになった。

4. 数値シミュレーションを利用した設計の今後の課題

今回の設計は、三次元流れの数値シミュレーションの特徴を生かして、実際の設計への応用を試みた例であり、最適設計と言う意味ではまだ不十分なものであったが、三次元流れのシミュレーションを利用するときの問題点や課題などを明確



(1) 限界流線 (オイルフロー)



(2) 流線

図4.

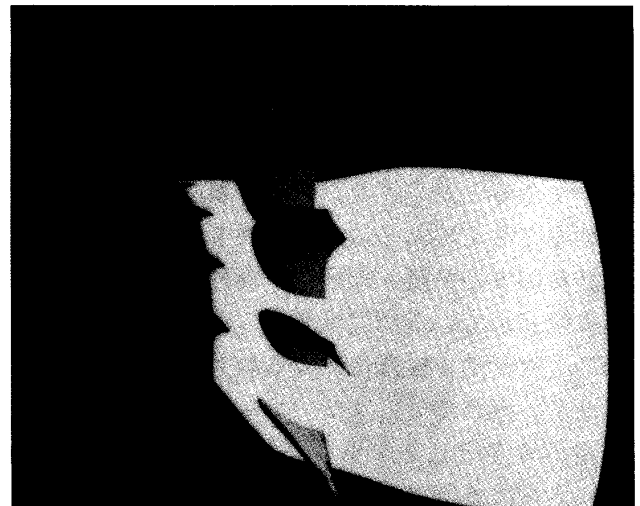


図5. ファンの三次元形状
(5枚の翼を表示してある)

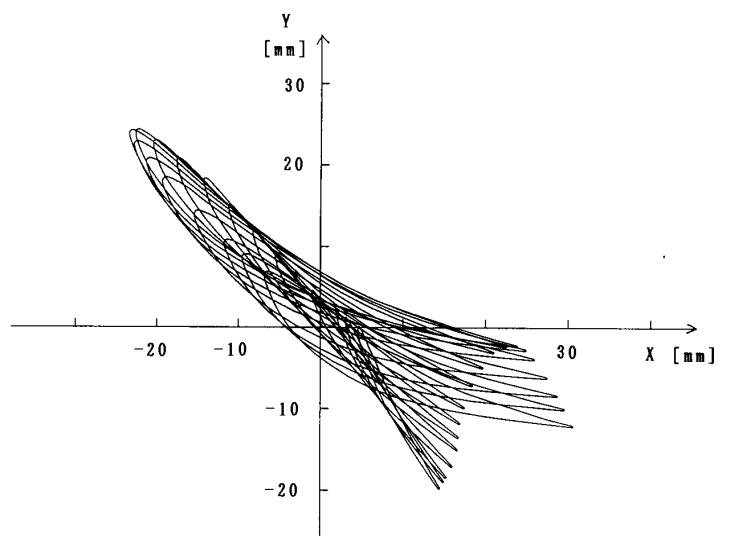


図6. チップ側から見た翼の二次元断面の変化

にすることができた。

流れの計算方法 この設計で用いた計算コードは、他の差分法による計算と同様に、計算格子の歪みがひどくなると計算誤差が増え、設計の道具として信頼できなくなるという欠点を持っているが、今回のファンの設計では、翼の三次元性が大きくなるに従い、格子の形成に無理を生じるようになってしまった。図6の翼断面の変化を見れば、計算領域の上流境界を同じ位置にとりながら、この翼の周りに直交性の良い単一の計算格子を作ることは困難であることが理解できる。有限差分法では、このような格子形成の問題のために、せつかくの三次元設計の自由度を制限してしまふ場合がある。このとき、有限差分法では、単一の格子で表現することを諦め、計算領域の分割によって幾つかの差分格子で形状を表現すること⁽⁹⁾が必要になる。また、原理的に計算速度、必要なメモリの点で差分法に劣るが、どのような三次元形状も表現できる、三角形要素のような非構造格子が使えるという点で、有限要素法や有限体積法の利用を考えておくことも必要であろう。⁽¹⁰⁾

計算領域の分割・接続 翼列流れの計算で普通に使われている周期境界や、上記のような翼形状の三次元性、複雑化による計算領域の分割だけでなく、流れのシミュレーションの空力設計への応用が本格化し、ファンカウル、スピナー、静翼、さらに外部流れまで含めて計算するようになれば（高バイパス比ファンのようにせいぜい1段しか無ければ、現在のスーパーコンピュータのレベルで原理的には可能である。）、物体境界が複雑になり、動翼は他の部分に対して回転しているため、流れ場はさらにいくつかの領域に分割されなければならない。

いずれにしても、領域の分割を行い各領域の計算を接続する場合、計算の接続には注意すべきである。単純な解の接続では、そこでの保存すべき物理量（質量、運動量、エネルギー）の保存性が悪くなり、たとえば、接続境界で無視できないほど全圧損失に誤差を生じてしまうこともある。保存性の点からは、上記の例のような中心差分を用いた方法よりも、コントロール・ボリュームについてフラックスの出入りを考えるように定式化した方法の方が使いやすいであろう。

格子形成の自動化 三次元流れの数値シミュレーションを空力設計に利用する場合、形状に大きな自由度ができるので、形状の最適化の仕方は設計思想によって異なってくると考えられる。ただ、いずれにしても設計を行う場合、多くの繰返しによって最適な形状を探していくことになるので、計算精度ばかりでなく、数値計算の速度や計算格子の作りやすさが重要な問題になってくる。数値計算の速度は計算機の進歩によって速くなるとしても、計算格子の形成法はできるだけ自動化し、手間が掛からない方法が必要になる。

三次元形状の認識 図5のファンは構造設計を経て製作され、現在、性能試験の開始を待っている。実際に製作した模型に手で触れてみると分かるが、ここに挙げたファンの図では認識できない曲面の変化を知ることができる。所詮、二次元平面のディスプレイ上では、三次元的に描いた絵でも実際の三次元形状を十分表現することはできず、色々な角度から見ることによってその形を想像するしかない。もちろん三次元の流れ場についても同じ事が言える。如何にして三次元形状を認識するかという事も三次元最適設計を行うための重要な課題である。

5. おわりに

今まで数値シミュレーションの研究のために使われていた計算コードを利用して、超高バイパス比ファンの三次元設計を試みた例について述べてきたが、今後、さらに計算コードの改良や三次元形状の作成、修正法の改良を続けていくに従い、まだ多くのアイデアあるいは問題点が生まれてくると考えられる。しかし、三次元数値シミュレーションによる革新的なエンジン設計の可能性を現実のものとするには、このような道具の進歩ばかりでなく、既成概念にとらわれない発想が必要であり、これは設計者の思考の柔軟さにかかっている。

参考文献

- (1) Nakahashi. K., 他 3 名, AIAA paper 87-13-15 (1987)
- (2) 野崎・中橋・田村, 航空宇宙技術研究所特別資料 SP-8 (昭62-11), 147
- (3) Rai. M. M., AIAA paper 85-1519 (1985)
- (4) Nakahashi. k. & Obayashi. S., AIAA paper 87-0604 (1987)

5.2 圧縮機の設計

石川島播磨重工業(株) 永野 進

1. まえがき

ターボ機械用圧縮機の高負荷化および高効率化は設計技術、材料技術等の進歩に支えられ、たゆまず進められてきた。特に航空エンジン用軸流圧縮機ではより高い推力重量比実現の要求から段当り温度上昇の増加傾向が著しい。このため翼列の空力負荷、翼回転速度共に増大し翼列への流入速度が速まる傾向にあり、多段圧縮機の前段部には遷音速段が採用されることが多くなっている。また、エンジンの信頼性向上および作動範囲拡大の観点からワイドコード翼が採用される傾向にあり、翼列内二次流れの影響がより顕著に現われるようになってきている。さらに、効率向上の要求からアクティブ・クリアランス・コントロールの採用にみられるように翼端すき間流れの制御の必要性が強まっている。このような設計現場の状況に対し、数値解析技術の急速な進歩と電算機能力の向上により種々の設計・解析手段が提供されつつある。本稿では数値解析ソフトウェアの使用者の立場から主として航空エンジン用軸流圧縮機空力設計に用いられる数値解析技術についてその動向を紹介する。

2. 子午面計算

子午面計算においては従来からの手法である流線解析法が多用されており、有限体積法、有限要素法などが試みられてはいるがほぼ単段あるいは単独翼列に限られ、多段圧縮機への適用例は殆んどない。ただし、流線解析法における半径方向ミキシングの考慮については研究が盛ん⁽¹⁾⁽²⁾⁽³⁾⁽⁴⁾であり、乱流拡散の寄与と二次流れの寄与のいずれが大きいかの議論が展開されている。これまでは主として実験観察に基づく議論がなされてきたが、後で述べる三次元 Navier-Stokes 解析 (N-S 解析) の精度が向上すれば、その結果が子午面計算の精

度向上に反映されることが考えられる。

3. 翼形計算

翼列の高速化に伴ない高亜音速領域では従来の翼形である NACA 65 系あるいは二重円弧翼からより自由度が高く最適化の可能な拡散制御翼 (C-DA) に切替りつつある。CDA の翼形計算は、当初、単独翼から発展したホドグラフ法による逆解法⁽⁵⁾が多く試みられていたが、ソリディティの範囲が限定される、翼厚が負となるような非現実的な形状が算出される場合がある等の不具合の為使われなくなり、代って、適当な初期形状から出発して遷音速完全ポテンシャル解析コードを用いて翼面圧力分布を計算し、目標圧力分布に一致するまで形状修正を繰返す、いわゆる直接解析法が用いられるようになってきた⁽⁶⁾。しかしこの方法でも翼列条件によっては多数の繰返しを要することもあるため、逆解法により一回の計算で所期の翼形を得るべく改善された逆解法を開発する努力も引続き行われている。このような例として Sanz⁽⁷⁾ は遷音速ホドグラフ法⁽⁵⁾をベースとして、翼列を決める上での主要パラメータである、ソリディティ、後縁厚さ、転向角等 6 個の変数により目的関数を定義し、ホドグラフ解析における複数の可変パラメータを独立変数としてニュートン反復法により先の 6 個の変数が予め与えた入力値に一致するよう可変パラメータを決定する方法によって、所期の圧力分布と必要な翼列条件を満たす翼形を得ている。また、Singh⁽⁸⁾ は Denton の Euler コード⁽⁹⁾を用い、厚さゼロで円弧キャンバを持つ翼形から出発し、翼面境界位置を可変として目標圧力分布に一致するまで自動的に境界位置を修正して Euler 解析を繰返す方法を提唱している。この方法は Euler 解析を用いているため衝撃波を伴う超/遷音速翼列でも適用可能な点が特長といえる。図 1 にこの方法により生成した遷音速翼形例を示す。

(昭和 63 年 9 月 20 日原稿受付)

逆解法と直接解法の優劣の判断は現時点では難しく、使用可能なコード、従来の設計手法との連続性、対象とする翼列の設計要求等によりケースバイケースの選択が必要である。

4. 二次元翼列解析

電算機能力の向上と数値解析手法の改良により二次元翼列解析は設計プロセスに組込まれること

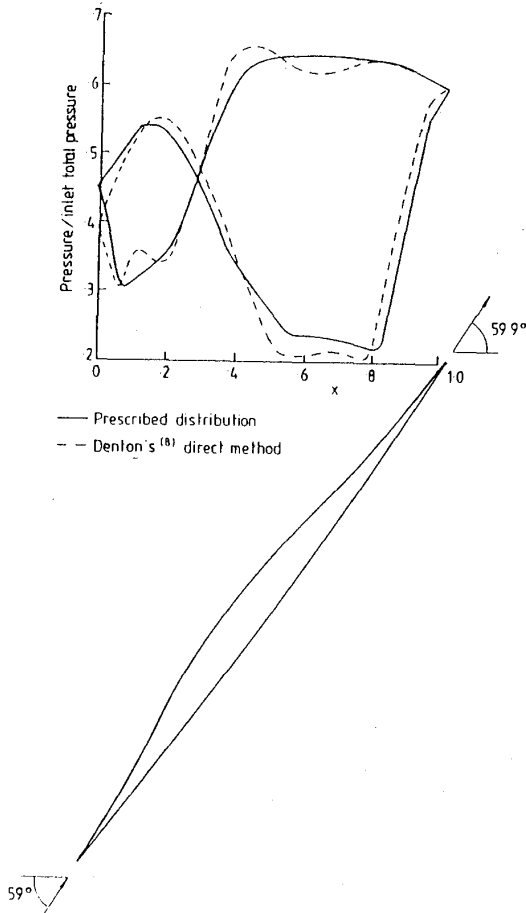
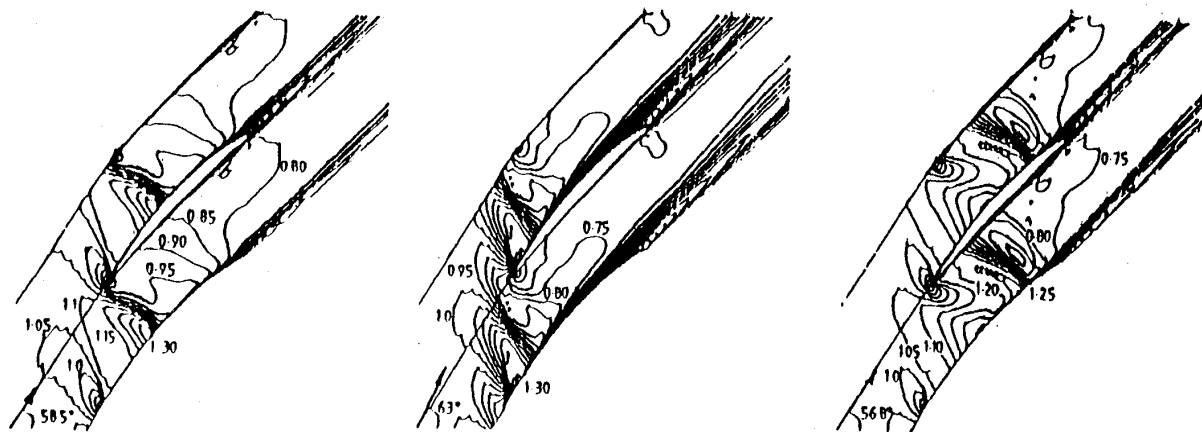


図1 逆解法による遷音速圧縮機翼形⁸⁾

が多くなってきたが、その使用目的により完全ポテンシャル解析、Euler 解析および N-S 解析が使い分けされている。完全ポテンシャル解析¹⁰⁾⁽¹¹⁾は従属変数が1個のため計算時間が短かく、また衝撃波の捕獲も可能で遷音速領域でも適用できるが、ポテンシャル流の制約上流入マッハ数が1以下である必要があり、超音速流入部を伴う遷音速圧縮機動翼外径部の解析には適さない。さらに、入口側は渦なし流れの仮定があるため、動静翼同時解析の場合のように静翼入口流れが渦あり流れとなる時は厳密には使用できない。しかし、完全ポテンシャル解析は前述の制約範囲内であれば Euler 解析とほぼ同等の精度を得ることが可能で、境界層計算と組合せて有力な設計ツールとなり得る。一方、Euler 解析は Denton コード⁸⁾に代表されるように現在、超/遷音速翼列設計プロセスの中心的役割を果たしており、境界層計算と組み合わせ合わせた解析の実験データとの比較も多く、適切なメッシュと境界条件の下ではよい一致が見られる。ただし、非粘性解析であるため全圧損失を正しく計算することは期待できない。また、N-S 解析に関する研究も盛んに行われるようになってきたが、圧縮性 N-S 解析では衝撃波捕獲が可能な Time-Marching 法により陰的解法¹²⁾⁽¹³⁾あるいは陽的解法¹⁴⁾⁽¹⁵⁾が用いられる。陰的解法は解が安定で時間ステップを大きくとることができ計算時間短縮がしやすいがマトリックスを解く必要があるためプログラムが複雑になる傾向がある。一方、陽的解法ではその多くが安定性の制約から時間ステップを大きくとれず、収束に到るステップ数が



Case A, design incidence(0 deg) Case B, positive incidence(+4.5deg) Case C, negative incidence(-1.7deg)

図2 二次元 N-S 解析による入射角を変えた場合の等マッハ数線¹²⁾

多くなるが、並行処理のスーパーコンピュータでは陰的解法に比べ大巾に計算効率を上げることが可能であり、今後大きく発展することも考えられる。陰的解法の例では Daws¹²⁾の方法がその計算時間の速さで注目される。計算例として図2に遷音速翼列の3種の入射角の場合の等マッハ数線図を、図3には翼面マッハ数分布の実験値および Euler 解析プラス境界層計算との比較を、また、表1にはそれぞれの翼列パラメータを示す。全般的に妥当な結果と言えるが表1の中で全圧損失係数 (ω) が実験値とかなり異なっていることが目につく。これは乱流モデルの精度に起因すること

が考えられ、今後、N-S解析により全圧損失の予測を行なってよく上で重要な課題を示している。この計算例の場合、汎用メインフレームコンピュータで0.5~1時間のCPU時間を要するため、繰返しを要する翼列設計に供用するにはスーパーコンピュータが手軽に使える環境が必要で、そうでない場合には主として設計確認のためのシミュレータとして位置づけられる。圧縮性を考慮する必要のない低速翼列の場合には Space-Marching¹⁶⁾法に代表される部分放物形近似解析により、圧縮性N-S解析に比べ数十分の一の大巾な計算時間の短縮が可能である。

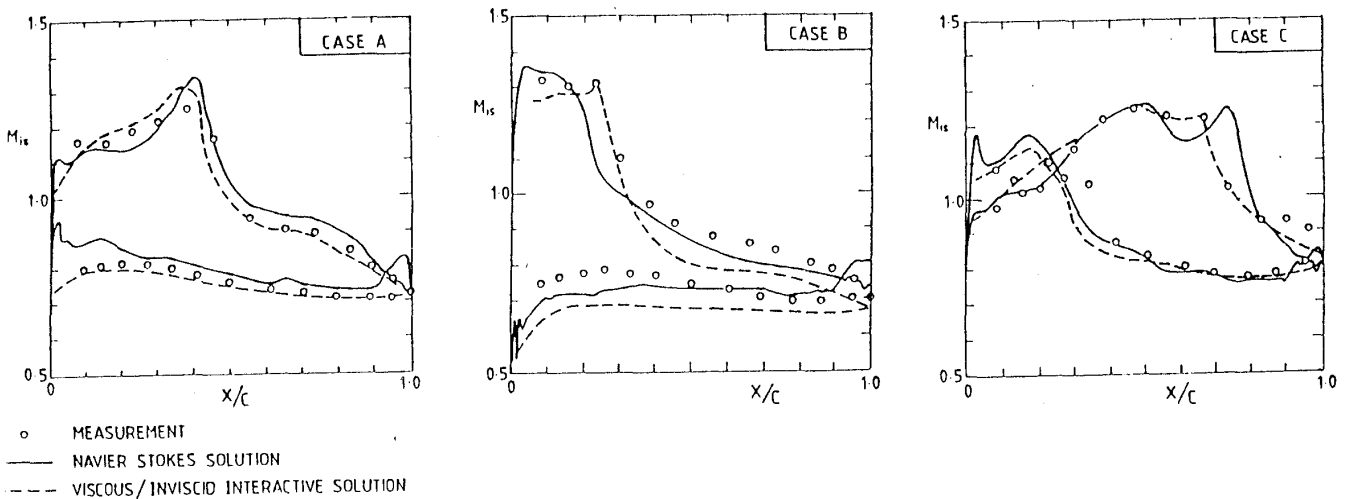


図3 二次元 N-S 解析による翼面マッハ数分布¹²⁾

表1 二次元 N-S 解析による翼列全体性能¹²⁾

Case A			
	Measurement	Naiver-Stokes solution	Viscous-inviscid interactive solution
α_1	58.5 deg	58.5 deg	58.6 deg
M_1	1.08	1.05	1.08
p_2/p_1	1.45	1.40	1.48
ω	8.3%	3.1%	5.2%
α_2	45.4 deg	46.7 deg	45.8 deg
Case B			
α_1	63 deg	63 deg	62.2 deg
M_1	1.0	0.99	1.01
p_2/p_1	1.36	1.35	1.42
ω	14%	6.9%	8.7%
α_2	45.5 deg	48.5 deg	45.2 deg
Case C			
α_1	56.8 deg	56.8 deg	57 deg
M_1	1.02	0.98	1.02
p_2/p_1	1.34	1.28	1.33
ω	9.1%	6.7%	6.9%
α_2	47.3 deg	48.1 deg	48.6 deg

5. 三次元翼列解析

三次元翼列解析は準三次元解析 (S1-S2解析), 三次元 Euler 解析および三次元 N-S 解析に大きく分けられ, それぞれ精力的に研究が進められている。準三次元解析は子午面解析と二次元翼列解析を組合わせて三次元流れ場を求めようとするもので 1950 年代に Wu⁽¹⁷⁾ が提唱した方法であるが, S1 面 (Blade-to-Blade) の解法としては前項で挙げた二次元翼列解析のいずれかの方法が, また, S2 面の解法としては流線解析法が多く用いられる⁽¹⁸⁾⁽¹⁹⁾。この解析は設計精度を上げる目的で設計プロセスの中で繰返し行われる性格のものであり計算時間の比較的短かいコードの組合せが用いられることが多い。次に三次元 Euler 解析は数多くの手法が試みられており⁽¹⁹⁾⁽²⁰⁾⁽²¹⁾ 実験との比較も多い。これらの結果から特に衝撃波を含む流れ場の場合, 境界層による排除効果を正しく考慮することが極めて重要であることが知られているが, Denton⁽²²⁾ はこの対策として非粘性流体方程式に粘性効果を近似的に表わす Body Force 項を追加し, この項を実験値に基づく経験値として設計時に入力できる形にした実用性を重視したコードを提唱している。計算時間は Body Force 項の追加によっても殆ど変わることなく, メインフレームコンピュータで 0.5~1 時間, スーパーコンピュータで 6~10 分としている。三次元 Euler 解析を実際に使いこなす上で興味ある試みといえる。最後

に三次元 N-S 解析に関しては最近数年間で Warfield⁽²³⁾, Pouagare ら⁽²⁴⁾, Hah⁽²⁵⁾⁽²⁶⁾⁽²⁷⁾, Daws⁽²⁸⁾⁽²⁹⁾ をはじめとして集中的に研究がなされており, めざましい進展がみられる。ここでは手法の解説は省き, 代表的な解析結果を紹介する。図 4~図 7 に Daws⁽²⁸⁾⁽²⁹⁾ の解析による動翼内翼端すき間流

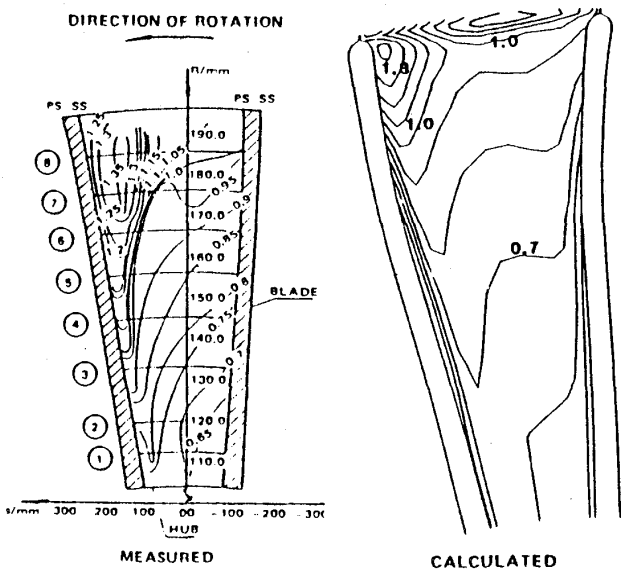


図 4 三次元 N-S 解析 (Daws) による翼間マッハ数分布²⁸⁾

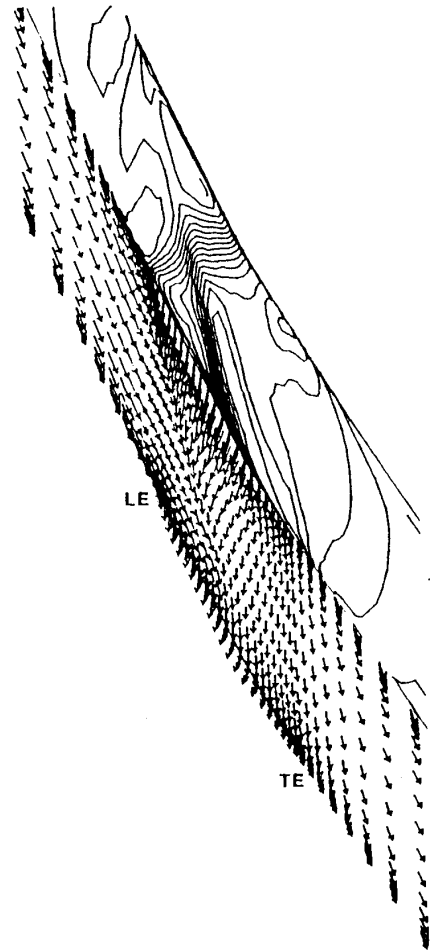


図 5 三次元 N-S 解析 (Daws) による翼端すき間流れ²⁸⁾

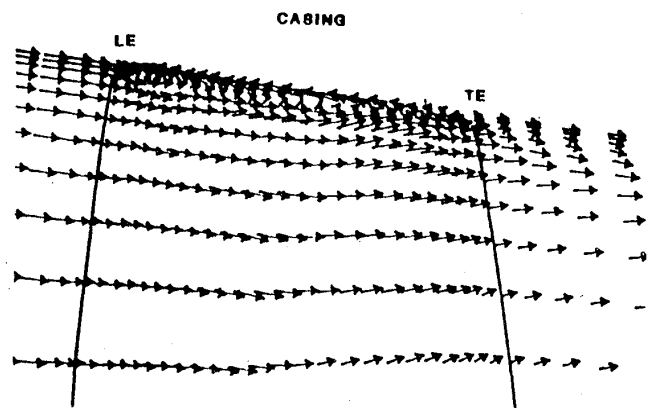


図 6 三次元 N-S 解析 (Daws) による翼端部流れ²⁸⁾

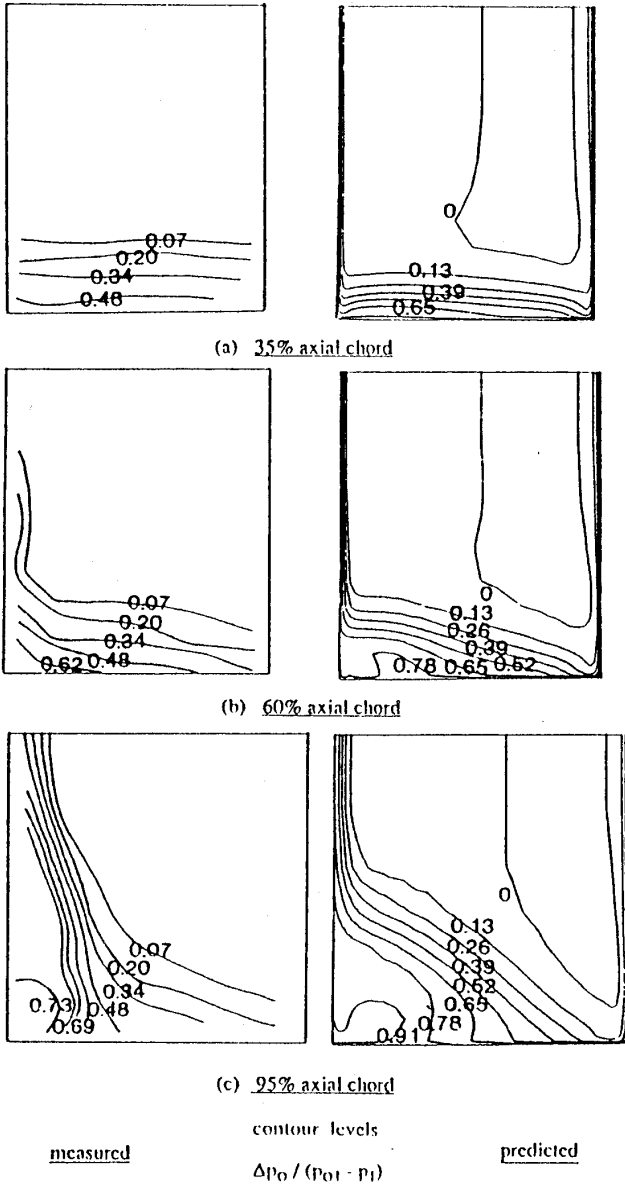


図7 三次元 N-S 解析 (Daws) による全圧損失分布²⁹⁾

れおよび全圧損失分布の実験値との比較を、また、図8および図9に Hah⁽²⁷⁾ の解析による翼間流れの状況の実験値との比較をそれぞれ示す。図7に示されるように二次元 N-S 解析と同様、全圧損失が実験値との差が比較的大きく今後の改良の余地を示しているがこの点を除けば流れのシミュレーション・ツールとしてほぼ実用段階に達したと言える。今後の一層の発展が期待される。

6. むすび

多重並行処理スーパーコンピュータ、ミニスーパーコンピュータ、高速 EWS 等高速大容量電算機が急速に普及しつつあり、一段と身近なものに

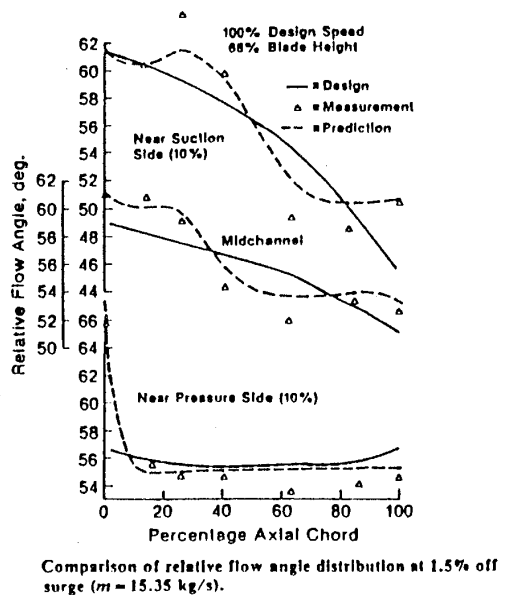
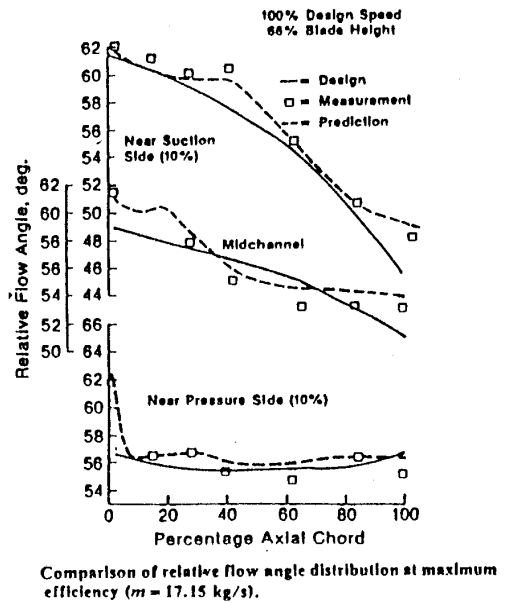
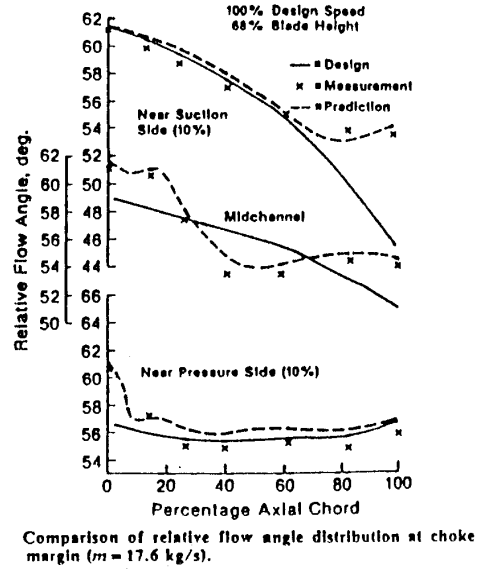


図8 三次元 N-S 解析 (Hah) による相対流れ角分布²⁷⁾

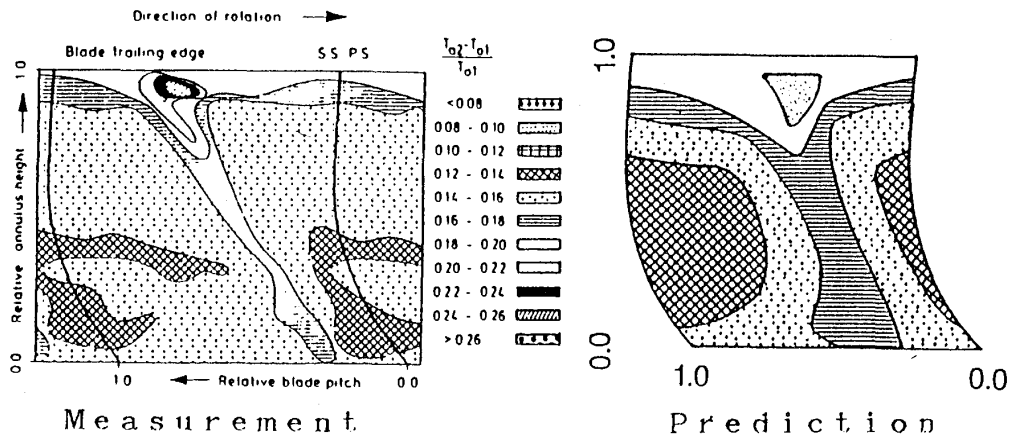


図9 三次元N-S解析(Hah)による全温上昇分布²⁷⁾

なってきた。計算コードの効率向上，乱流モデルの改良，三次元計算I/O処理の改善等により圧縮機翼列の解析がより簡便で精度の高いものとなることを念願する。

参考文献

- (1) Wisler, D. C., ほか 2 名, ASME, J. of Turbomachinery, 109 (1987-10), 455
- (2) Adkins, G. G., ほか 1 名, ASME, J. of Eng'g for Power, 104 (1982), 97
- (3) Gallimore, S. J., ほか 1 名, ASME, J. of Turbomachinery, 108 (1986), 2
- (4) Gallimore, S. J., ASME, J. of Turbomachinery, 108 (1986), 10
- (5) Bauer, F., ほか 2 名, Supercritical Wing Sections III (1977), Springer-Verlag
- (6) Hobbs, D. E., ほか 1 名, ASME, J. of Eng'g for Power, 106 (1984-4), 271
- (7) Sanz, S. M., ASME Paper 88-GT-139 (1988-6)
- (8) Singh, U.K., ASME Paper 86-GT-167 (1986-6)
- (9) Denton, J. D., ASME Paper 82-GT-239 (1982-3)
- (10) Casper, J. R., ほか 2 名, AIAA J. 18-1 (1980-1)
- (11) Weber, A., ほか 3 名, ASME Paper 87-GT-256 (1987-5)
- (12) Steger, J. L., ほか 2 名, AIAA Paper No. 80-1427, (1980-7)
- (13) Daws, W. N., ASME Paper 85-GT-1 (1985-3)
- (14) Davis, R. L., ほか 2 名, AIAA J. of Propulsion, 3-5 (1987-9), 406
- (15) Davis, R. L., ほか 2 名, ASME Paper 88-GT-96 (1988-6)
- (16) Pouagare, M., ほか 2 名, AIAA J. of Propulsion, 2-3 (1986-5), 266
- (17) Wu, C. H., NACA TN 2604 (1952)
- (18) Calvert, W. J., ほか 1 名, ASME Paper 85-GT-22 (1985-3)
- (19) Miller, D. P., ほか 1 名, ASME Paper 88-GT-69 (1988-6)
- (20) Meauze, G., 3D Computation Techniques Applied to Internal Flows in Propulsion Systems, AGARD-LS-140, (1985)
- (21) Subramanian, S. V., ほか 2 名, ASME Paper 86-GT-26 (1986-6)
- (22) Denton, J. D., ASME Paper 86-GT-144 (1986-6)
- (23) Warfield, M. J., ほか 1 名, ASME Paper 87-GT-232 (1987-5)
- (24) Pouagare, M., ほか 1 名, ASME Paper 86-GT-84 (1986-6)
- (25) Hah, C., ASME Paper 84-GT-34 (1984-3)
- (26) Hah, C., ASME Paper 85-GT-116 (1985-3)
- (27) Hah, C., AIAA J. of Propulsion, 3-5 (1987-9), 415
- (28) Daws, W. N., ASME Paper 86-GT-16 (1986-6)
- (29) Daws, W. N., ASME Paper 88-GT-70 (1988-6)

5.3 軸流タービンの3次元乱流解析

日立製作所機械研究所第5部 鹿野芳雄

第1部 池川昌弘

1. はじめに

ガスタービンや蒸気タービンに代表される軸流タービンは、事業用発電プラントや航空機等に広く用いられ、産業の基幹製品として重要な役割を果たしているが、これらの機器に対する高性能化の要求は年々強まっている。

軸流タービンの性能向上を図るためには、タービン内部の流動状態を詳細に把握し、内部流動に起因する各種の損失を低減する必要がある。そのためのツールとして、従来から翼間流れの数値解析技術が注目されている。数値解析では各種の仮定を導入しているため、実際の流動状態をそのまま実現することは困難であるが、使い方によっては、内部流動を知るための有効なツールであることが、これまでの経験によって裏付けされている。

本稿では、軸流タービン翼間流れの数値解析の研究経過を簡単に述べるとともに、筆者らの行った3次元定常翼間乱流解析と2次元非定常翼間乱流解析の概要を紹介したい。

2. 軸流タービンの流れ解析

近年の数値解析技術の急激な進展と、コンピュータ技術の著しい進歩によって、タービン内部流れの解析対象も多様化し、予測精度も向上した。このため、タービンの翼間内部流動を知るためのツールとして数値解析の重要性は年々高まってきた。

当初は、コンピュータ能力の制約から、非粘性流れを仮定した3次元流れ解析^{(1)~(8)}の研究が進められ、タービンの翼間流れを3次元的に捕らえることが可能となった。その後、スーパーコンピュータと呼ばれるような超高速、大容量メモリのコンピュータの出現により、乱流を考慮した3次元翼間乱流解析の研究^{(9)~(15)}が強力に推進され、

より詳細な流れ場の情報が得られるようになった。これらの中には、Pouagare⁽¹¹⁾、Dawes⁽¹⁴⁾らのように、翼端すきまのある解析も提案され、より実流状態に近い流動状態の把握が可能となってきた。

上記の解析手法はいずれも静翼あるいは動翼の単独翼間流れを対象とした3次元解析である。一方、軸流タービン内部構造を考えると、静翼と動翼は軸方向に近接して配置されるために、互いの翼間流れが干渉する流れとなり、単独翼間流れ解析では、静翼流出部あるいは動翼流入部の境界条件を決定することが困難となる。このため、静翼と動翼の3次元翼間流れを、干渉の影響を考慮して同時に計算する段落流れ解析手法が必要となり、静翼流出部と動翼流入部で周方向に平均化操作を行い、定常干渉流れとして計算する非粘性流れ解析^{(16)~(19)}、及び乱流解析⁽²⁰⁾が提案された。これらの定常干渉を仮定した段落流れ解析は、後述する非定常干渉流れ解析に比べて計算時間が短く、メモリ容量も少なくてすむという利点があり、しかも、タービンの反動度や動翼への流入角など、タービン設計で重要となる段落特性を計算することができる。

しかし、実際のタービン段落流れでは、動翼の回転に伴い、干渉の状態は時間とともに変化する非定常干渉流れとなる。従って、より実流状態に近い解析を行うには、非定常干渉流れ解析が必要となる。このような計算例としては、Erdsら⁽²¹⁾の2次元非粘性流れ解析、小屋、小竹⁽²²⁾の3次元非粘性流れ解析、また、Rai⁽²³⁾、山本、大宮司⁽²⁴⁾や著者ら⁽²⁵⁾の2次元乱流解析などがある。なお、3次元非定常乱流解析は、著者らの知る限りでは、静翼と動翼の翼枚数が等しいと仮定したRai⁽²⁶⁾の報告だけであり、今後の研究が期待される。

上述した軸流タービンの乱流解析のように、工学的に乱流解析を行う場合、ほとんどが乱流モデ

(平成1年4月217日原稿受付)

ルにより乱流の影響を考慮している。乱流モデルとしては、比較的計算時間の短い代数モデルや2方程式モデルがほとんどであり、代数モデルとしては Baldwin-Lomax⁽²⁷⁾ モデル、2方程式モデルとしては Launder らの提唱した $k - \epsilon$ モデル^{(28)~(30)} が多く使われている。また、Hah⁽⁹⁾ のように代数応力方程式モデルを使用した計算例もある。

以上、3次元翼間乱流解析の状況について簡単に述べたが、翼間流れ解析については解説^{(31)~(35)} もあり、合わせて参照していただきたい。

3. 3次元翼間乱流解析

ここでは、静翼と動翼の3次元翼間流れを、定常干渉流れの仮定を導入して同時に乱流解析を行う著者らの解析手法⁽²⁰⁾ と、その結果を紹介する。

3.1 支配方程式

図1に示すような3次元のタービン段落を考え、静翼解析領域では静止座標系、動翼解析領域では角速度 Ω (回転軸は y 軸) で回転する相対座標系に選ぶ。流れの支配方程式を微小体積 V に関して積分すれば、次式となる。

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \vec{U} dV = - \iint_S (n_x \cdot \vec{F} + n_y \cdot \vec{G} + n_z \cdot \vec{H}) dS + \iiint_V \vec{I} dV \quad (1)$$

$$\vec{U}^T = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E, \rho q, \rho \epsilon]$$

$$\vec{F} = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho uu + \sigma_{xx} \\ \rho vu - \tau_{yx} \\ \rho wu - \tau_{zx} \\ u(\rho E + \sigma_{xx}) - v\tau_{yx} - w\tau_{zx} + Q_x \\ \rho qu + A_x \\ \rho \epsilon u + B_x \end{bmatrix}$$

$$\vec{G} = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv - \tau_{xy} \\ \rho vv + \sigma_{yy} \\ \rho vw - \tau_{zy} \\ v(\rho E + \sigma_{yy}) - u\tau_{xy} - w\tau_{zy} + Q_y \\ \rho qv + A_y \\ \rho \epsilon v + B_y \end{bmatrix}$$

$$\vec{H} = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho uw - \tau_{xz} \\ \rho vw - \tau_{yz} \\ \rho ww + \sigma_{zz} \\ w(\rho E + \sigma_{zz}) - u\tau_{xz} - v\tau_{yz} + Q_z \\ \rho qw + A_z \\ \rho \epsilon w + B_z \end{bmatrix}$$

(2)

$$\vec{I}^T = [0, \rho f_x, 0, \rho f_z, \rho (uf_x + wf_z), I_q, I_\epsilon]$$

式(1)において、 n_x, n_y, n_z は面 S に立てた外向き法線 n の x, y, z 方向の方向余弦であり、 t は時間である。また、式(2)の ρ は密度、 u, v, w は各々 x, y, z 方向の速度成分、 E は全エネルギー、 q と ϵ は乱流エネルギーと乱流エネルギー散逸率であり、 σ, τ は法線応力せん断応力、 Q は熱流束、 A 及び B は乱流エネルギーと乱流エネルギー散逸率に関する流束項を意味する。ベクトル \vec{I} はソース項を表し、 f は遠心力とコリオリ力の和、 I_q, I_ϵ は乱流エネルギーの生成項などによって記述される値である。一方、下添字 x, y, z は各々 x, y, z 方向に関することを表している。なお、各項の詳細については、参考文献(10)を参照していただきたい。

本解析手法では、式(1)、(2)に示すように、乱流エネルギー及び乱流エネルギー散逸率に関する輸送方程式を解く2方程式乱流モデルを採用しており、乱流の影響は次式によって計算される乱流粘性係数 μ_t として計算に導入される。

$$\mu_t = C_\mu \rho q^2 / \epsilon \quad (3)$$

ここで、 C_μ はモデル定数である。

以上に示した支配方程式のほかに、補足関係式として完全気体の状態方程式を用いている。また、分子粘性係数の計算には、Sutherlandの式⁽³⁶⁾を採用している。

3.2 境界条件

図1に示した解析領域は、各種の境界面に囲まれており、それらの境界面で境界条件が設定されるが、ここでは、乱流解析で必要となる乱流エネルギーと乱流エネルギー散逸率の固体壁の境界条件と、定常干渉流れとして計算するための接続面の境界条件について説明する。

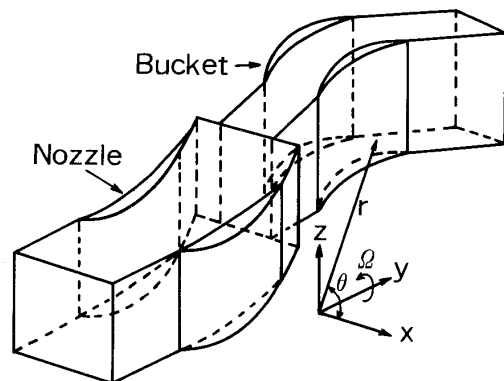


図1 解析領域と座標系

固体壁境界：乱流エネルギーと乱流エネルギー散逸率に関しては、壁法則に基づいた wall-function method⁽²⁹⁾を導入する。すなわち、図2に示すような固体壁に接する計算要素を考える。図2で、点Pは要素重心、 U は点Pにおける速度、 l_p は壁からの距離を表す。 U が壁法則に従っているとすれば、滑らかな壁に対しては次式が成り立つ。

$$U = \frac{u_\tau}{\kappa} \left(\log \frac{u_\tau l_p}{\nu} + C \right) \quad (4)$$

ここで、 κ 、 C は定数、 ν は動粘性係数、 u_τ は摩擦速度である。式(4)から計算された u_τ から、点Pにおける乱流エネルギーと乱流エネルギー散逸率を次式で求め、境界条件として使用する。

$$q \approx u_\tau^2 / 0.3, \quad \varepsilon = u_\tau^3 / \kappa l_p \quad (5)$$

接続境界：静翼と動翼の翼間流れを定常干渉流れとして扱うために、各解析領域を図3に示すように軸方向に1要素だけ重ね合わせて配置する。半径方向計算要素番号KNの静翼流出境界面では、動翼解析領域の同一半径位置での周方向平均静圧を次式により求め、その値を境界条件とする。

$$p_{KN} = \left[\frac{\sum_{j=1}^{JB} (p \rho v S)_j}{\sum_{j=1}^{JB} (\rho v S)_j} \right]_{KN} \quad (6)$$

ここで、JBは動翼解析領域の周方向分割数、 $\rho v S$ は質量流量である。一方、動翼流入境界面で

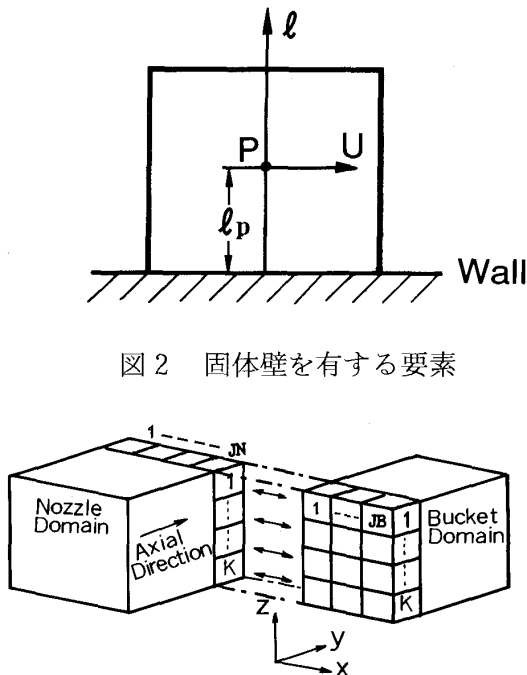


図2 固体壁を有する要素

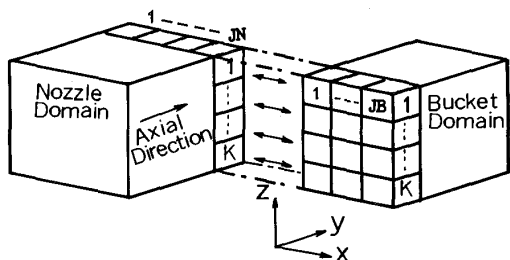


図3 接続境界の要素

は、式(5)と同様な方法で静翼解析領域から相対全圧、全温及び流入角を求め、それらの値を境界条件とする。乱流エネルギーと乱流エネルギー散逸率についても同様である。

3.3 離散化解析手法

支配方程式(1)は、コントロールボリューム法に基づき離散化される。式(1)の積分を行うために、図1に示した解析領域を図4に示すような任意形状の六面体要素に分割する。主流の支配方程式と乱流エネルギー、乱流エネルギー散逸率の輸送方程式に対する空間の離散化手法は、対流項の扱いが異なるが、ここでは、主流の支配方程式の離散化例を x 方向の運動量方程式により説明する。式(1)の右辺を RHS とすれば、要素 K に対する面積積分、体積積分は図4の記号を用いて次式によって書き表すことができる。

$$\text{RHS} = - \sum_{i=1}^6 [(n_x \tilde{u} + n_y \tilde{v} + n_z \tilde{w})(\tilde{\rho} u) + n_x \tilde{\sigma}_{xx} - n_y \tilde{\tau}_{xy} - n_z \tilde{\tau}_{xz}]_i \Delta S_i + (\rho f_x)_k \Delta V_K \quad (7)$$

ここで、 ΔS_i は S_i 面の面積、 ΔV_K は要素 K の体積である。また、 \sim のついた値は、隣り合う要素との平均値を意味する。式(7)の右辺第1項が対流項であり、主流の支配方程式では、式(7)に示すような中心差分に準じた方法で離散化され、計算の安定化手法は導入されていない。主流の支配方程式に対する計算の安定化は、後述する時間積分法で考慮する。

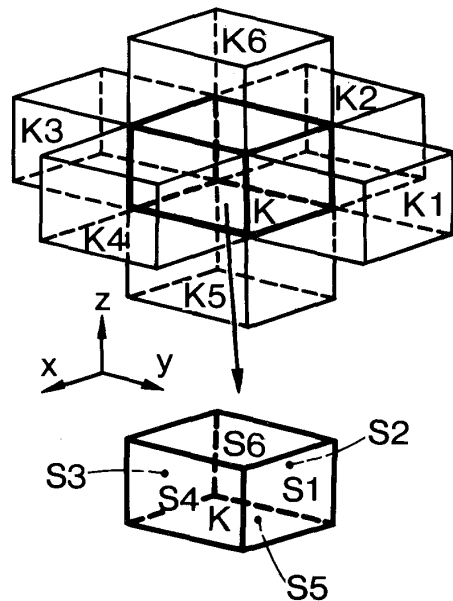


図4 六面体要素とその記号

一方、乱流エネルギーと乱流エネルギー散逸率の輸送方程式の離散化は式(7)と同様に行われるが、主流の支配方程式の離散化と異なるのは、式(7)の右辺第1項の対流項に対して風上差分に準じた離散化手法⁽¹⁰⁾を適用し、空間の離散化を行う際に計算の安定化を図っていることである。

式(7)に示す離散化手法では、任意形状の六面体要素に対し、物理量の微分値を計算する必要がある。ここでは、写像空間で直交性を有する body-fit 型曲線座標系⁽³⁷⁾ (ξ, η, ζ)を導入し、次式によって物理空間の微分値を計算している。

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial}{\partial x} \\ \frac{\partial}{\partial y} \\ \frac{\partial}{\partial z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \xi}{\partial x} & \frac{\partial \eta}{\partial x} & \frac{\partial \zeta}{\partial x} \\ \frac{\partial \xi}{\partial y} & \frac{\partial \eta}{\partial y} & \frac{\partial \zeta}{\partial y} \\ \frac{\partial \xi}{\partial z} & \frac{\partial \eta}{\partial z} & \frac{\partial \zeta}{\partial z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{\partial}{\partial \xi} \\ \frac{\partial}{\partial \eta} \\ \frac{\partial}{\partial \zeta} \end{bmatrix} \quad (8)$$

次に、時間積分法について述べる。前述したように、主流の支配方程式の安定化を図るために、ここでは、damping surface technique⁽³⁸⁾を用いて時間積分を行う。いま、未知量を Φ 、時間刻み幅を δt とし、時刻 $m \cdot \delta t$ から $(m+1) \cdot \delta t$ へ時間を進める方法は、図4の記号を用いて次式によって行われる。

$$\Phi_K^{m+1} = \frac{\delta t}{\Delta V_K} (\text{RHS}) + \frac{\sum_{i=1}^6 \Phi_{K_i}^m}{6} - D_K \quad (9)$$

$$D_K = \alpha \left(\sum_{i=1}^6 \Phi_{K_i}^m - 6\Phi_K^m \right) / 6 \quad (10)$$

ここで、RHSは式(1)の右辺の値、 D_K は時間ステップ J 回毎(通常 $J=20 \sim 30$)に新たに計算される値である。式(10)の α は人工粘性の導入割合を決めるパラメータであり、一般には、 $\alpha=0.95 \sim 1.0$ の値が採用されている。

なお、乱流エネルギーと乱流エネルギー散逸率の輸送方程式の時間積分法は、通常の前進差分法に準じた方法により行っている。

3.4 計算結果の例

計算対象としたタービン段落の子午面形状を図5に示す。流れは、全領域で亜音速流れ、計算要素数は約37000である。図6は、翼スパン中央部〔以下、PCD (Pitch Circle Diameter) と呼ぶ〕断面の等速度線分布であり、静翼解析領域は絶対速

度、動翼解析領域では相対速度で作画している。図6において、静翼と動翼の背側近傍から流出部にかけて等速度線が密集しているのは、境界層と後流(wake)の影響である。

一般に、図5、図6に示す動翼のように、アスペクト比が小さく轉向角の大きい翼間流れでは、粘性に起因する代表的な3次元流動現象として、二次流れ渦の発生が知られている。この二次流れ渦の様子を示したのが、図7の速度ベクトル図である。図中の X は翼前縁からの軸方向距離、 X_c は軸方向の翼幅を意味する。動翼翼間の二次流れ渦は上下壁近傍に二つ認められ、 $X/X_c=0.4$ の上流側でもすでに発生していることがわかる。これら二次流れ渦は、下流にいくにしたがって、その強さを増し、動翼後縁を過ぎた $X/X_c=1.11$ では、隣接する動翼からの二次流れ渦と合流し、翼背側では複雑な流動となる。また、図6に示す主流の最大速度が約140m/sであるのに対し、図7の二

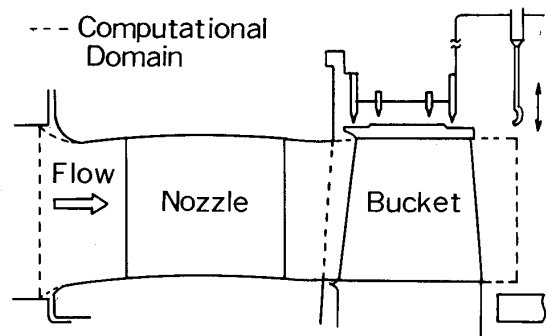


図5 子午面形状と解析領域

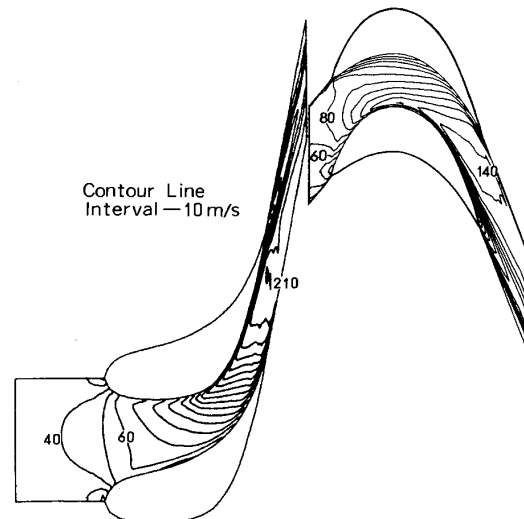


図6 PCD断面の等速度線

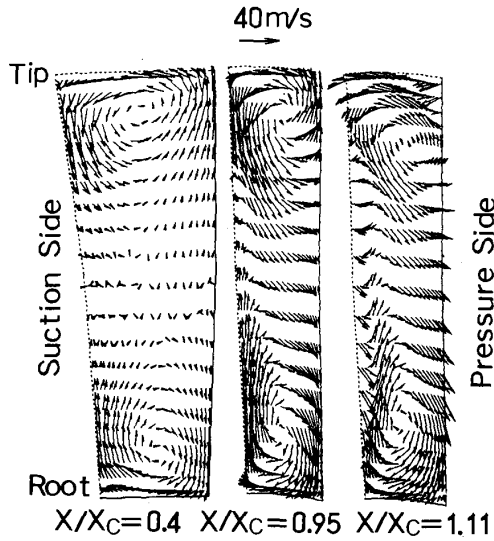


図7 動翼翼間流れ方向断面内の流れ

次流れ速度成分は約40 m/sとなり、強い二次流れであることがわかる。これは、前置静翼の上下壁に発達した境界層の影響で、動翼流入部の全圧に半径方向の分布が生じるためと考えられる。

図8は動翼翼間流れの半径方向断面速度ベクトル図である。図8において、PCD断面での流れは動翼への迎え角も小さく、比較的良好な流れとなる。しかし、根元及び先端近傍では、動翼に対して大きな背打ち流入となり、前縁の淀み点位置が前縁から離れた後流側に移動する。更に、先端近傍では、翼腹側に流れのはく離が認められる。これは、前述した静翼の上下壁に発達した流速の遅い境界層の影響であり、速度三角形の関係から図8に示すような背打ち流入となる。

以上、翼間の3次元流動を定性的に示してきたが、以下に、実験値との比較例を示す。

図9に、静翼と動翼の流出部における軸流速度分布を示す。縦軸は動翼翼長で無次元化した翼スパン方向位置、横軸記号の下添字 N, B は各々静翼と動翼の流出部を意味する。また、図中の値は、周方向に流量平均した値であり、非粘性流解から得られた結果も同時に示す。静翼流出部軸流速度は、翼先端部と根元部を除いて、非粘性流解と乱流解はほぼ実験値と一致する。しかし、動翼流出部軸流速度に関しては、非粘性流解と乱流解の分布は異なり、乱流解の分布が実験値と一致する傾向となる。

図10はタービンの全効率分布図であり、全効率

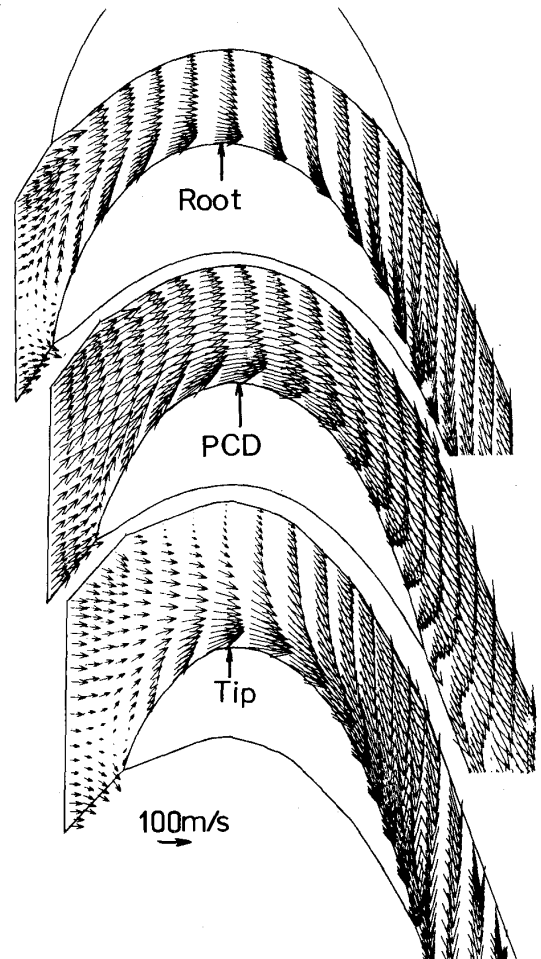


図8 動翼翼間半径方向断面内の流れ

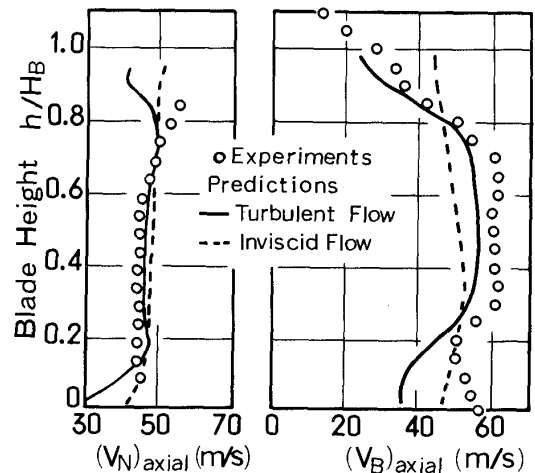


図9 流出部の軸流速度分布

η は図10の記号を用いて、次式で定義される。

$$\eta = \Delta H / \Delta H_T \tag{11}$$

なお、図10の全効率 η の値は、実験値のPCD位置の値で無次元化している。非粘性流解の分布は、実験値に比べて大きく、しかも半径方向には

ば一様な分布となる。非粘性流解の効率は数値粘性に起因するだけであるから当然といえる。一方、乱流解の分布は実験値に近づき、分布形状も半径方向に変化する。しかし、PCD近傍の効率は実験値と比較的良好に一致するものの、先端や根元近傍での一致は十分とはいえない。これは、図7に示した二次流れ渦の中心位置の予測精度が、まだ十分でないためと考えられる。すなわち、計算で低効率となる h/H_B が0.7と0.2近傍が二次流れ渦の中心と考えられるが、この位置が実験値とやや異なっており、今後、検討を進めなければならない点であろう。なお、図10の半径方向の全効率分布を流量平均した値は、乱流解の場合、実験値との差は約0.6%であり、良好な一致を示した。

以上、定常干渉流れを仮定した3次元タービン段落内の乱流解析例を示してきたが、静翼と動翼の翼間流れを同時に計算する最大の利点は、各翼間流れ解析に必要な境界条件が自動的に定まることであろう。その結果、単独翼間流れ解析よりも段落流れの特徴を反映した計算が可能となり、より実流状態に近い結果を得ることができる。

4. 2次元非定常翼間乱流解析

ここでは、著者ら⁽²⁵⁾の2次元非定常翼間乱流解析の計算例を示し、その特徴などを紹介したい。

図11は静翼後縁から弱い衝撃波が発生する場合の翼間圧力変動を示す図で、圧力は段落流入部全圧で無次元化されている。また、図中の τ_n は静翼ピッチを動翼が横切るに要する時間である。静翼後縁部で等圧力線の密集している部分が衝撃

波であるが、この衝撃波の流入により、動翼翼間の圧力が時間とともに大きく変動する様子が明確に捕らえられている。

図12には動翼に働く流体力変動の一周期を非粘性流解と比較して示す。乱流解と非粘性流解はともに衝撃波の影響により流体力が大きく変動するが、両者の変動には時間的な位相のずれがある。これは、粘性の影響の有無によって、静翼と動翼の軸方向間隙の圧力値が変り、衝撃波の強さと方向が両者で異なるためと考えられる。

以上、簡単に非定常干渉流れ解析の例を示したが、定常干渉流れの仮定では得られない各種の興味ある情報が得られ、これらの情報を蓄積すれば、実際のタービン設計にも役立つものと考えられる。

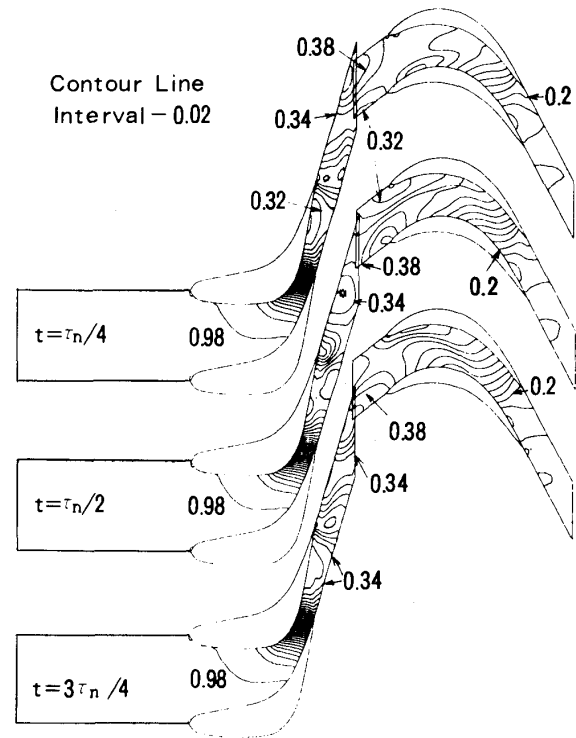


図11 等圧力線分布の時間変動

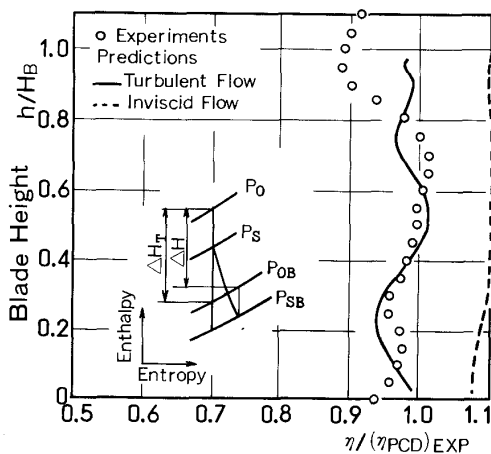


図10 全効率分布

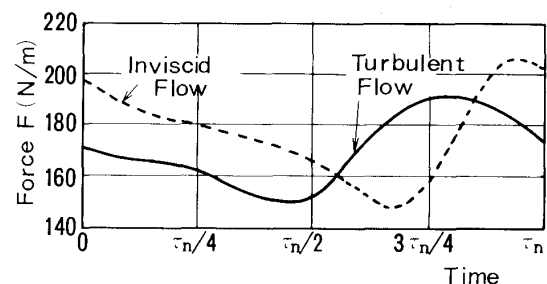


図12 動翼に働く流体力の時間変動

5. おわりに

軸流タービンの3次元乱流解析例として、静翼と動翼の3次元翼間流れを、定常干渉流れを仮定し同時に計算する段落流れ解析の手法と計算結果を示し、更に、2次元の非定常干渉流れ解析の結果についても触れた。その結果、通常の単独翼間流れ解析では得ることの困難な各種の段落流れに関する情報が入手できるようになってきた。しかし、本稿に示したような乱流解析を手軽に行うためには、より一層のコンピュータ技術の進展、及び数値解析技術の高度化が必要となる。このような技術課題は残されているが、それらを解決しつつ、今後も、より実流状態に近い数値解析を行うべく研究は進められるであろうし、その結果から得られる知見に対しての期待も大きい。

参考文献

- (1) Sarathy, K. P., ASME Paper No. 81-GT-121, (1981)
- (2) Van Hove, W., Trans. ASME, J. of Eng. for Gas Turbine and Power, Vol. 106, (1984-4), 430
- (3) 小屋, 小竹, NAL SP-3, 第2回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, (1984), 91
- (4) Art, T., ASME Paper No. 85-GT-108, (1985)
- (5) Huber, F. W., Rowey, R. J. and Ni, R. R., AIAA Paper No. 85-1216, (1985)
- (6) 永山, 増沢, 今泉, 第18回ターボ機械講演会講演論文集, ターボ機械, (昭61), 13
- (8) 権, 山本, 伊藤, 大宮司, ターボ機械, 16-2, (1988), 24
- (9) Hah, C., ASME Paper No. 83-GT-40, (1983)
- (10) 鹿野, 池川, 中野, 機論, 51-462, B, (昭60), 461
- (11) Pouagare, M., Delaney, R. A., ASME Paper No. 86-GT-84, (1986)
- (12) Hah, C., ASME Paper No. 87-GT-84, (1987)
- (13) Yamamoto, S., Daiguji, H., and Ito, K., Proc. of the 1987 TOKYO Intl 'Gas Turbine Congress, (1987-10), 54
- (14) Daves, W. N., ASME Paper No. 88-GT-70, (1988)
- (15) 蓑田, ほか7名, 第16回ガスタービン定期講演会講演論文集, (1988), 87
- (16) Arts, T., ASME Paper No. 84-GT-76, (1984)
- (17) Denton, J. D., von Karman Institute for Fluid Dynamics, Lecture Series 1983-06 (1983-5)
- (18) 荒木, 鈴木, 小林, NAL SP-3, 第2回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, (1984), 101
- (19) Singh, U. K., Trans. ASME, J. of Eng. for Power, Vol. 104, (1982-4), 510
- (20) 鹿野, 池川, 中野, 佐藤, 機論, 53-496, B, (昭62), 3622
- (21) Erdos, J. I., Alzner, E., AIAA J., 15-11 (1977-11), 1559
- (22) 小屋, 小竹, 機論, 51-472, B, (昭60), 4239
- (23) Rai, M. M., AIAA Paper No. 85-1519, (1985)
- (24) 山本, 大宮司, 第2回数値流体力学シンポジウム講演論文集, (1988), 93
- (25) 鹿野, 池川, 中野, 機械学会第66期通常総会にて論文講演, (平成1-4), 論文No. 88-1425 B
- (26) Rai, M. M., AIAA Paper No. 87-2058, (1987)
- (27) Baldwin, B. S., Lomax, H., AIAA Paper No. 78-257, (1978)
- (28) Jones, W. P., Launder, B. E., Int. J. Heat Mass Transfer, Vol. 115, (1972), 301
- (29) Launder, B. E., Spalding, D. B., Comput. Method Appl. Mech. Eng., 3, (1974), 269
- (30) Chien, K. Y., AIAA J., 20-1, (1982-1), 33
- (31) 植西, 池川, 機械学会誌, 87-785, (昭59), 374
- (32) 三階, 鹿野, ターボ機械, 12-11, (1984), 61
- (33) 益田, ターボ機械, 13-1, (1985), 9
- (34) Hirayama, N., JSME Int. J., 30-269, (1987), 1699
- (35) 井上, 機論, 54-497, B, (昭63), 3
- (36) 例えば生井, 井上, 粘性流体の力学, (昭53), 5, 理工学社
- (37) Thompson, J. F., Thames, F. C. and Mustin, C. F., J. Comput. Phys., 24, (1977), 274
- (38) Couston, M., McDonald, P. W., and Smoldren, J. J., VKI Tech. Note, 109, (1975), 4

5.4 軸流タービンの3次元設計

三菱重工業(株) 高砂研究所 佐藤友彦
" 青木素直

1. まえがき

軸流タービンの3次元設計は、3次元翼間流れ解析法⁽¹⁾の実用化によって可能となった最新のタービン空力設計技術である。従来、タービン設計は、いわゆる準3次元設計法により行われてきた。この設計法では、図1に示すWuのモデル⁽²⁾に基づいて、タービン内の3次元流れを子午面流れ(S_{2,m}面)と翼間流れ(S₁面)に分け、それぞれの流れを別々に解析して、タービン流路(端壁)形状と翼型を設計する手法である。この設計法は有効なもので、タービン効率は大型のものでは90%を越えた高いレベルに達している。

タービン効率を更に向上させるためには、タービン翼間の3次元流れを精度良く解析することが不可欠である。即ち、準3次元設計法では十分考慮されていなかった種々の事象(例えば、体積力の半径方向成分など)が翼面及び端壁面の静圧分布に与える影響を精度良く解析し、翼及び端壁形状の最適化を図ることが必要である。

3次元設計は、翼間の3次元流れを解析して得られる体積力の半径方向成分を積極的に利用し

て、翼及び端壁の静圧分布を改善し損失低減を図るものである。具体的には翼に周方向の傾き、湾曲及び軸方向への傾きを与えて静圧分布を最適化することが行われる。

本稿では軸流タービンの3次元設計の概要とその適用例について述べる。

2. 準3次元設計法と3次元設計法

軸流タービン空力設計技術は、流れ解析法の進歩とともに発展したと言っても過言ではない。現在、一般的に行われている準3次元設計法は、1960年代後半に流線曲率法⁽³⁾、差分法⁽⁴⁾などによる子午面流れ解析、翼間流れ解析が可能となったことにより実用化されたものである。代表的設計技術として、子午面流れ設計ではDorman⁽⁵⁾によるコントロールドボルテックス設計、翼形設計では、Katsanis⁽⁶⁾に代表される翼間流れ解析コードを用いたディフュージョンコントロール翼設計をあげることが出来る。

準3次元設計は図2に示す手順で行われる。まず、子午面流れ軸対称ダクト流れとして取扱い、半径方向の運動方程式(1)を解くことにより各翼列の半径方向速度三角形を設計する。

$$\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial r} = \frac{V_{\theta}^2}{r} - \frac{V_m^2}{R_c} \cos \phi - V_m \frac{\partial V_m}{\partial m} \sin \phi - F_r \quad (1)$$

$$F_r = -\frac{1}{\rho r} \frac{\partial P}{\partial \theta} \tan \varepsilon \quad (2)$$

ここで、P : 静圧

ρ : 密度

V_{θ} : 接線方向速度成分

V_m : 子午面速度成分

ϕ : 流線が軸線となす角度

R_c : 流線の曲率

F_r : 体積力の半径方向成分

ε : 周方向への翼の傾き角

(1)式において半径方向の静圧勾配に最も大きな

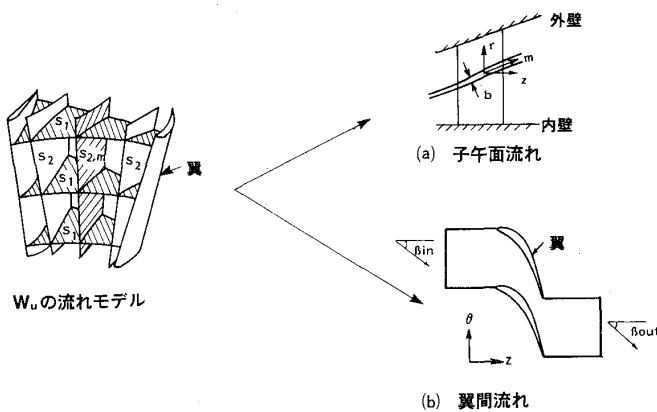


図1 Wuの流れモデルと設計上の取扱い

(平成元年5月1日原稿受付)

影響を持つものは第1項である。軸対称ダクト流れとしての解析では、第4項の F_r を0とし、接線方向速度成分 V_θ の半径方向分布を調整して、半径方向静圧分布、言い換えると翼高さ方向の反動度分布を設計する。この段階における設計パラメータは静翼出口で V_θ の半径方向分布、動翼出口では仕事の半径分布及び動静翼出口での損失分布である。この作業によって得られた翼列前後の流れ状態を基に代表流面上で翼形(断面)を設計する。そして、翼列出入口での流管幅の変化、流線の半径変位を考慮して翼間流れを解き、翼回りの速度分布を得る。そして、翼面減速率が所定の値以下になるまで翼形を修正する。この段階における設計パラメータは基本的に翼厚分布とキャンバ分布である。次に、このようにして設計した翼断面を半径方向に積み重ねて(スタッキング)3次元の翼とする。最後に、設計された翼が半径線となす角度を求め(2)により体積力の半径方向成分を得る。そして、それを(1)に入れることにより体積力が半径方向静圧分布に与える影響を評価する。この手法は長年ターボ機械の設計に使用されてきたが、翼間流れ面が回転流面上にあるという大前提に基づいており、体積力の効果を精度良く評価することは不可能である。

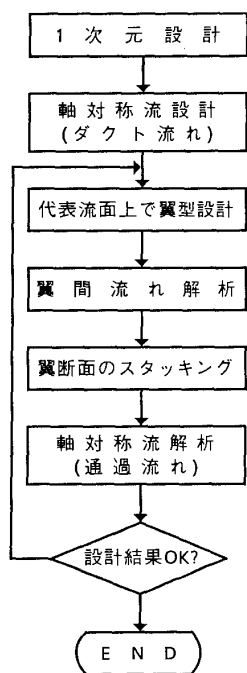


図2 軸流タービン準3次元設計法のフローチャート

3次元設計では3次元流れ解析コードを用いてこの体積力を評価するとともに、翼のスタッキングに工夫をこらして、即ち、翼の周方向への傾き、弯曲等により体積力を意図的に発生させて、翼間の静圧分布を改善し、反動度及び空力負荷分布の最適化を行う。この時、端壁の収縮又は拡がりによって生じる端壁の曲率や流路面積の変化が静圧分布に与える影響も精度良く評価できるため翼間全体の静圧分布の最適化を行うことができる。更に計算によって2次流れによる流出角の変化が評価できるため、これを翼設計に反映するとともに流出角変化が下流の翼に与える影響を最小とすることも行われる。このように3次元設計では準3次元設計法で使用される設計パラメータに加え、翼のスタッキング、端壁形状が新しい設計パラメータとして用いられる。3次元設計翼の一例を図3に示す。

3. 3次元翼間流れ解析コードと対話形設計システム

3次元設計には3次元流れ解析コードが不可欠である。現在、実用されている3次元流れ解析コードとしてポテンシャル流れ解析コード、オイラーコード、N-Sコードをあげることができる。このうち、N-Sコードは損失を予測する可能性を持ったもので究極的な設計ツールと言えるが、計算コストが膨大なものとなる。このため翼設計の

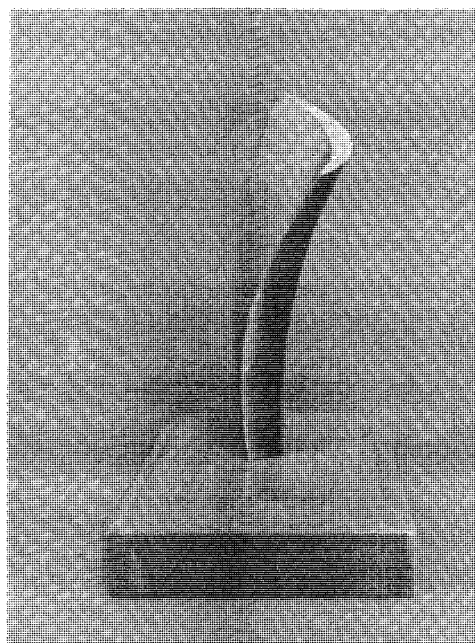


図3 3次元設計翼

繰返しにより最適化を図る実設計では使用が限定される。幸いタービン流れは強い2次流れを伴なうものの圧縮機流れと異なり、翼間の静圧分布に与える粘性の影響が比較的小さいためオイラーコードを用いることで実用上十分と思われる。図4にオイラーコードによる計算値と実験値の比較を示す。

現在の軸流タービン設計は対話形設計システムを用いて行われる。3次元設計を行うためには準3次元設計法をベースとした対話形設計システムに3次元流れ解析コードを組込むことと翼のスタッキングを任意に行うことのできるサブプログラムを追加することが必要である。著者らが3次元設計に使用している対話形設計システムTDSYS®のフローチャートを図5に示す。本システムでは、プログラムAXFLOWで軸対称流設計が行われる。次にPROFILで代表流面上の翼形(断面)が設計され、BLFLOWで翼間流れ解析、BLAYERで翼面境界層計算が行われる。設計された代表流面上の翼型はBSTACKでスタッキングされ3次元翼となる。次にANFLOWで3次元翼間流れが解析され前述した体積力の半径成分の影響を考慮した翼面静圧分布が計算される。計算結果が所定の設計基準をみたさない場合、BSTACKに戻りスタッキングを変更する。そして、再度ANFLOWにより静圧分布が解析される。3次元設計の部分は効率的に設計作業が行えるようにシステムが工夫されており、設計者は準

3次元設計を行う場合と同程度の容易さで3次元設計を行うことが出来る。ANFLOWによる計算例を図6に示す。

4. 3次元設計の適用

軸流タービンの3次元設計では、翼に周方向の傾き、又は湾曲を与えて翼面静圧分布の最適化を

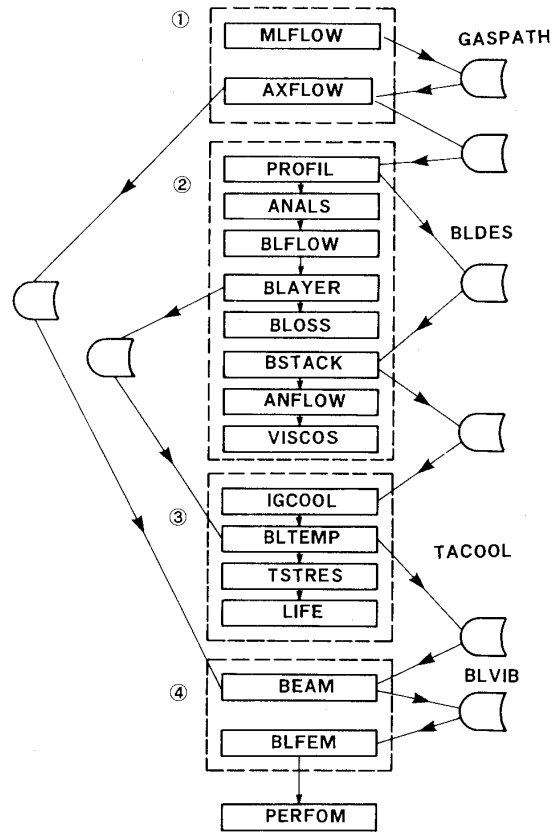


図5 TDSYS フローチャート

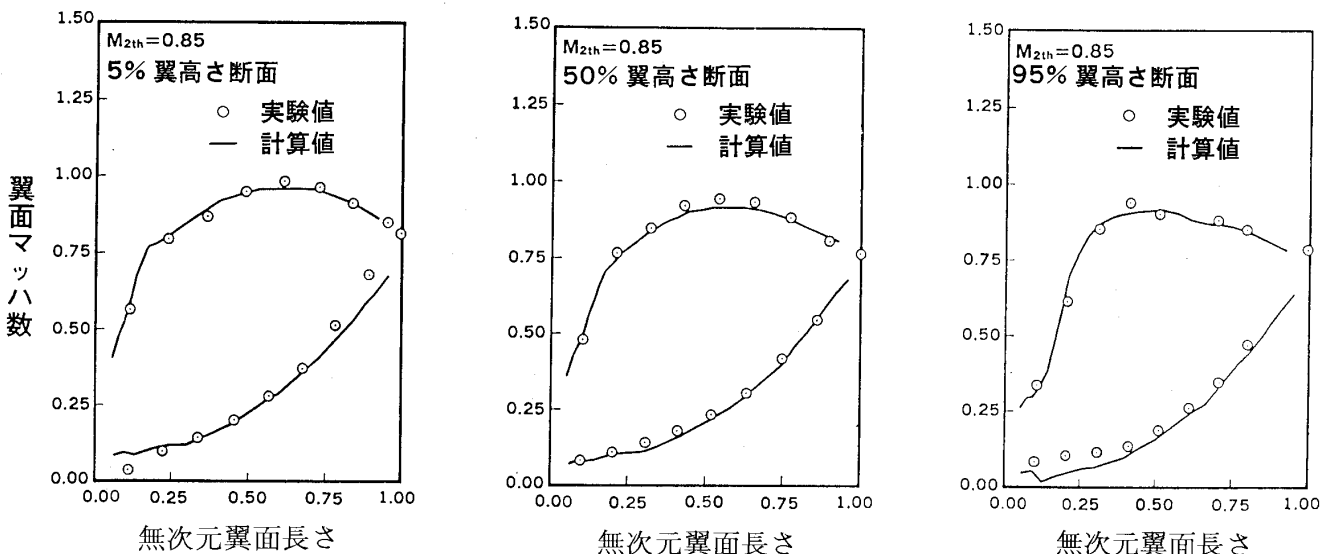


図4 静翼々面静圧分布に関するオイラーコード計算値と実験値の比較

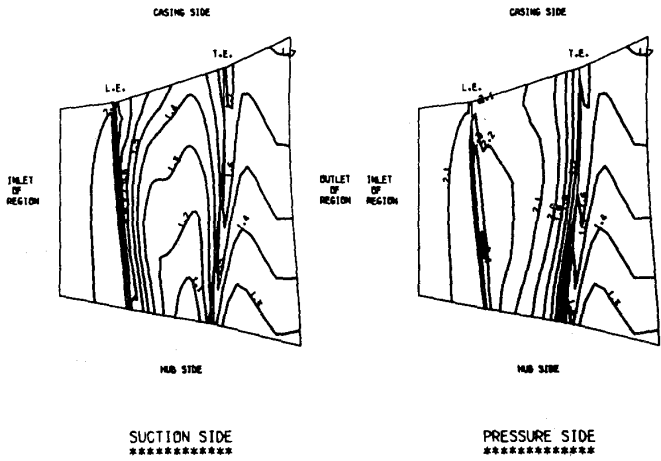


図6 ANFLOWによる翼面静圧分布計算例

行う。翼を周方向に傾けることは端壁近傍の静圧場に大きな影響を与える。図7に翼の傾きと翼面静圧分布の関係を示す⁹⁾。図に示されるように負の傾き角度を与えた場合（この場合、翼は内壁側で圧力面側に傾いている）、内壁側で翼面圧力分布は改善される。即ち、吸込面の加速が増加するとともに、翼前半部の空力負荷が低減し、翼後半部の減速が緩和される。逆に、外壁側では流れは悪化する。一方、正の傾きを与えたものでは負の傾きを与えたものと逆の傾向が得られる。したがって、内外壁の流れを改善するためには、内壁側で負の傾き、外壁側で正の傾きを持つ、いわゆ

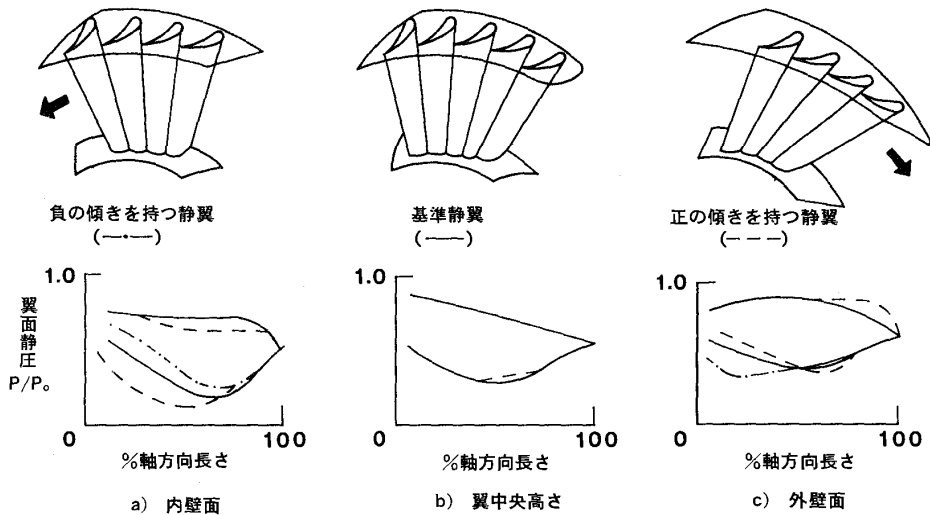


図7 翼の接線方向傾きと翼面静圧分布の関係⁹⁾

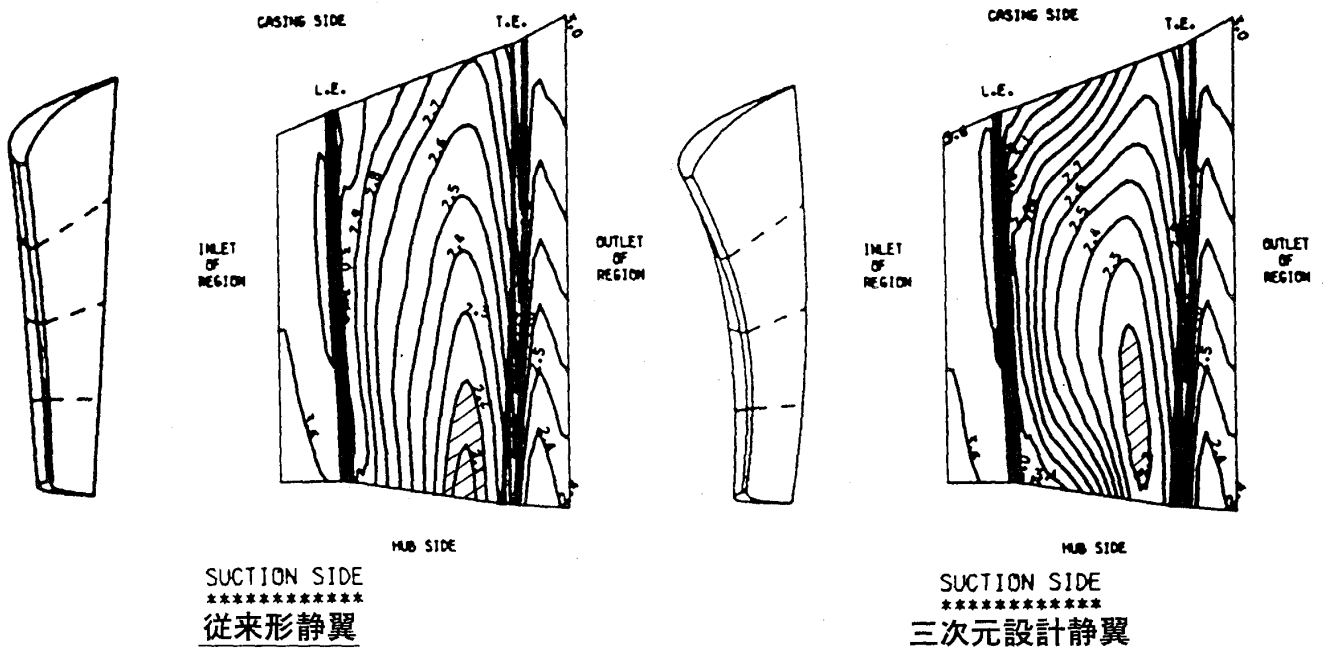


図8 従来形静翼と3次元設計静翼の翼面静圧分布の比較（吸込面）

る弯曲翼が最良と考えられる。図8に従来形静翼と弯曲静翼の吹込側翼面静圧分布を示す。弯曲静翼では従来形静翼と比べ内壁面上の最小静圧が上昇するとともに最小圧力力点が翼の中央部に移動している。(斜線部)この効果により内壁上の翼間の圧力勾配が緩和され、2次流れが弱められる。次に図9に静翼出口の半径方向静圧分布を示す。図に示されるように弯曲静翼では従来翼と比べ内壁側で静圧が上昇する。これは、下流にある動翼の根元部反動を向上させるため段効率の向上につながる。又、翼を弯曲させることは通常、内外壁部の流出角を減少させ、空力負荷を低減する(図10)。これにより2次流れが弱められ、下流の翼への悪影響が軽減される。3次元設計された静翼と従来形静翼を用いた単段タービンの効率比較例を図11に示す⁽¹⁰⁾。内外壁近傍で効率改善がなされ

ている。

3次元流れ解析コードが適用できる設計技術の一つは Endwall Contouring である。Endwall Contouring は子午面の端壁形状を流れ方向に収縮させ、端壁部の損失低減を図るもので、ボス比が大きい初段静翼にしばしば適用されている。Endwall Contouring の概念はかなり以前からあったものであるが、3次元流れ解析により精度良い設計が可能となった。Endwall Contouring を採用する場合に問題となるのは Contouring した端壁部の翼面減速率が大きくなり易いことである。図12に3次元流れ解析コードにより最適化した例を示す。

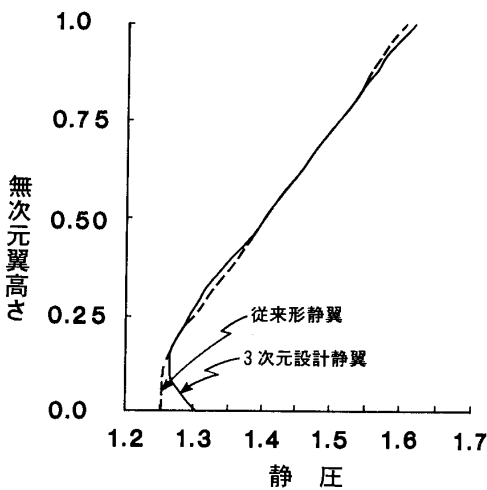


図9 静翼出口半径方向静圧分布の比較

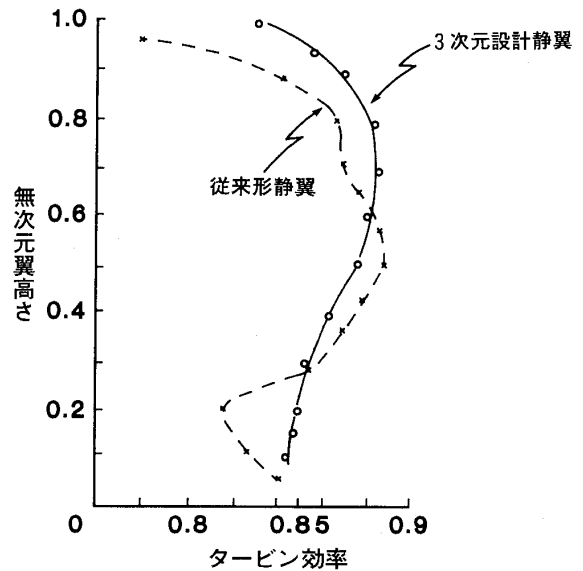


図11 3次元設計翼と従来形静翼によるタービン局所効率の比較⁽¹⁰⁾

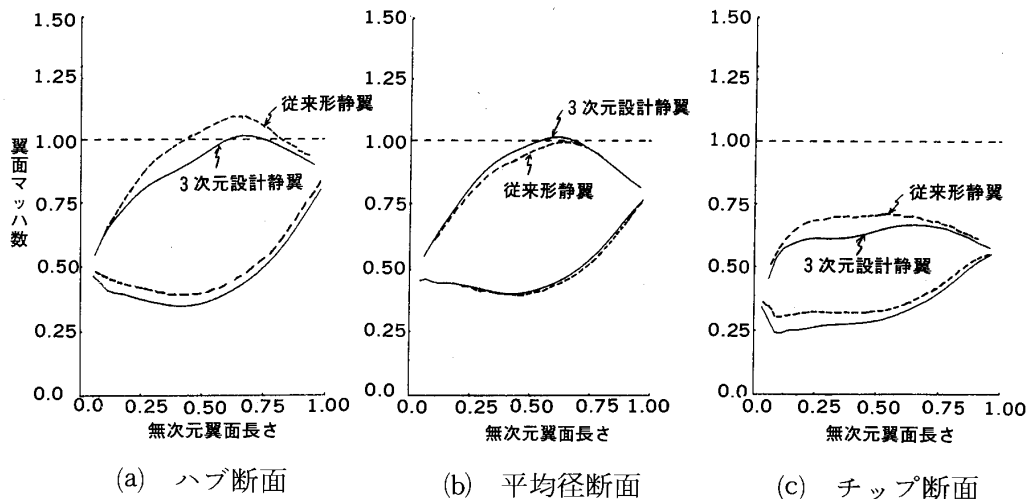


図10 3次元設計静翼と従来形静翼の翼面マッハ数分布の比較

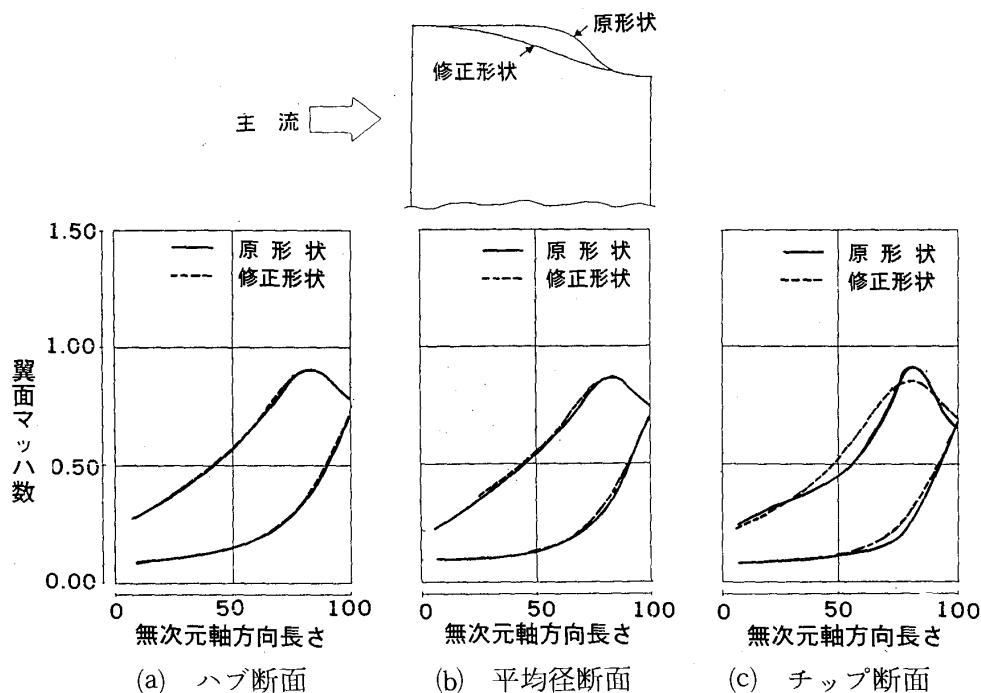


図12 Endwall Contouringの最適化

5. あとがき

軸流タービンの3次元設計は数値シミュレーション技術の成果の一つであり、今後、急速に普及していくものと思われる。3次元設計の効果を定量的に予測するには3次元乱流解析コードが必要となるが、現状では実用レベルに達していない。数値シミュレーション技術の一層の進歩が望まれる。最後に本稿が軸流タービン設計者の参考になれば幸いである。

参考文献

- (1) Denton, J.D. "A Time Marching Method for Two and Three Dimensional Blade to Blade Flow", A.R.C. R.&M., 3775(1975)
- (2) Wu, C.H., "A General Theory of Three Dimensional Flow in Subsonic and Supersonic Turbomachine of Axial, Radial and Mixed Flow Type", NACA TN 2604(1952)
- (3) Novak, R.A., "Streamline Curvature Computing Procedure for Fluid Flow Problems", Trans. A.S.M.E., Journal of Engineering for Power, Series A, vol.89(1967)
- (4) Marsh, H., "A Digital Computer Program for the Through-Flow Fluid Mechanics in an Arbitrary Turbomachine, Using a Matrix Method", ARC R.&M., No.3509(1968)
- (5) Dorman, T.E. and et al, "The Application of Controlled-Vortex Aerodynamics to Advanced Axial Flow Turbines", ASME 68-GT-4(1968)
- (6) Katsanis, T., "Fortran Program for Calculating Transonic Velocities on a Blade-to-Blade Surface of a Turbomachine", NASA TN-D-5427(1969)
- (7) Sato, T., and et al., "Three Dimensional Inviscid and Viscous Flow Field Analysis of Low Solidity Annular Turbine Nozzle", Proceedings of the 1987 Tokyo International Gas Turbine Congress, 87-Tokyo-IGTC-4-2(1987)
- (8) Sato, T., Aoki, S., and Mori, H., "A Gas Turbine Interactive Design System — TDSYS — for Advanced Gas Turbine", ASME Paper 85-JPGC-GT-11(1985)
- (9) Huber, F. W., and Rawey, R. J., "Application of 3-D Flow Computations of Gas Turbine Aerodynamic Design", AIAA Paper 85-1216(1985)
- (10) Jing, S., and et al, "An Investigation of a Highly Loaded Transonic Turbine Stage with Compound Leaned Vanes", Trans. A.S.M.E., Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol.108(1986)

5.5 逆解法による二次元タービン翼列設計

川崎重工業(株) ジェット(専) 橋本啓介

1. まえがき

ジェットエンジンや産業用ガスタービンなどのターボ機械の軸流段部の段重量や製造費を実質的に低減するためには、空力的損失増大をもたらさず、より少ない翼枚数で、高負荷化を達成できる二次元翼列の研究開発が以前として最も重要な空力的課題の一つと言える。

なぜならば、翼列の流体力学的設計では、全体性能面での仕様や、エンジンの構造上の制約を考へて、まず流体通路を決定する。その子午断面の特定な流線上で、翼列の出口、入口に相当する位置で指定された速度三角形を空力的に満たす多くの翼列群の中から、より高負荷であることに加え、より高効率な翼列形状を二次元的に決定する。そして、最後にこれらの翼形を流線各に翼高さ方向に積み重ねて、三次元形状を得ているからである。

翼の付根側や先端側の粘性による著しい三次元流の取り扱いにしても、実験値にもとづく法則から、偏向角を推定し、翼形状を補正するなどして、設計計算へ取り入れているので、翼列形状の設計が二次元的であることに変わりはない。

一方、最近のC.F.Dの進展により、翼列内部流の三次元解析計算も、精度良く可能となりつつあるので、これを実際の設計へ取り入れることを考える場合でも、基準となる初期翼列形状を決定していなければならず、二次元設計方法は必要不可欠である。

このような観点から、二次元翼列の設計方法について限定して述べるが、最適化設計を行うためには、最初に翼面速度分布を仮定し、分布形状をどの程度考えると、翼形がどの程度変化し、性能にどの程度の影響を与えるかを定量的に評価できる方法が望ましい。

しかしながら、逆解法の設計方法を最適設計の中に、組み入れない場合では、従来のように、翼形を何らかの幾向学的な方法で決定し、翼形の幾向学的なパラメータを、どの程度変えると、翼面速度分布がどの程度変化し、性能にどの程度の影響を与えるかという手順にならざるを得ない。この従来の方法では、設計仕様の速度三角形に対して、翼形の幾向学的なパラメータを新たに選定することから設計計算に着手するので、多くの繰り返し計算を要する上に、十分な最適化が達成でき難い。

それで、ここでは逆解法を主要な手順とする、二次元翼列の最適設計につき軸流タービン翼列設計を例にとり、説明してみたい。

2. 逆解法について

従来から、逆解法が研究されてきている理由として、次のような点が挙げられる。

- 最初に翼面速度分布を仮定し、この分布形状をどの程度変えると、翼形がどの程度変化するかを基準となる初期翼列形状が無い場合でも計算できる方法が、設計上、便利である。
- 任意の設計仕様に対して、仮に、種々の翼列試験結果の集積などにもとづき、初期翼列形状が選定でき、流体力学的に望ましい翼面速度分布が仮定できても、それを実現できる翼列形状を、内部流の直接解法の解析法と、何らかの幾何学的な形状設計法を交互に使用して、人為的に繰り返し計算しつつ求めるのは、多くの時間を要し、最適化が達成でき難い。

従って、逆解法は、これらの点を克服するために、望ましい翼表面の速度分布を指定すれば、基準となる初期翼列形状を必要とせず翼形状が求められる方法や、基準となる初期翼列形状や目標とする翼面速度分布が既知である場合に、自動的に翼形状を修正しつつ、目標の速度分布形状に到達できる方法に、大雑把に言って分けられる。

(平成元年4月28日原稿受付)

前者には、小弦節比の遷音速流翼列をホドグラフ法で設計している例¹⁾や、等エントロピ流の仮定が成立つ遷音速流タービン翼列を流路解法の逆解法で設計している例²⁾などがある。

後者には、遠心羽根車の準三次元特異点解法や³⁾二次元遷音速完全ポテンシャル流のAFI解法⁴⁾などの直接解法に対応した逆解法例がある。この後者の逆解法では、基準となる初期翼形状が既知でなければならない制約はあるものの、既存の精度の高い直接解法を利用できる利点があることを附記しておく。

3. 流路解法の逆解法

先に挙げた各種の逆解法の設計法のうち、著者が流路解法の逆解法について、かって取り組んだ都合上から、この方法について説明してみたい。

3.1 基礎方程式

二次元の流れ場を考え淀み点音速 a_0 と各点の流速 W の比 W/a_0 を無次元流速 q とする。 ρ は全密度 ρ_0 と流れ場内の各点の密度 ρ_s との比、 $\rho = \rho_s/\rho_0$ の無次元密度とする。

流体要素で連続の条件を考えると

$$\frac{\partial}{\partial S}(\log_e(\rho q \delta_n)) = \quad (1)$$

$$\frac{\partial \log_e \rho}{\partial S} + \frac{\partial \log_e q}{\partial S} + \frac{1}{\delta_n} \frac{\partial (\delta_n)}{\partial S} = 0$$

次に非回転の場合の式を考えれば

$$\frac{\partial (\log_e q)}{\partial n} + \frac{1}{\delta S} \frac{\partial (\delta S)}{\partial n} = 0 \quad (2)$$

次に(1)式(2)式から次の式が得られる。

$$\left(\frac{\partial^2 \log_e \rho}{\partial^2 \phi} + \frac{\partial^2 \log_e q}{\partial^2 \phi} \right) - \frac{\partial \log_e \rho}{\partial \phi} \cdot \left(\frac{\partial \log_e \rho}{\partial \phi} + \frac{\partial \log_e q}{\partial \phi} \right) + \rho^2 \cdot \frac{\partial \log_e q}{\partial \phi} \cdot \left(\frac{\partial \log_e \rho}{\partial \phi} + \rho^2 \cdot \frac{\partial \log_e q}{\partial \phi^2} \right) = 0 \quad (3)$$

(3)式は $\phi - \phi$ 平面内での速度分布を示す2階非線型、偏微分方程式となる。

3.2 線型化のための仮想ガスの仮定

(3)式は、 $\rho \neq \text{const}$ の非圧縮性の場合、非線型2階偏微分方程式となるので、線型化を行う。

一次元の等エントロピ断熱流れを仮定し、 $\kappa = -1$ の仮想ガスを考えると

$$\rho = (1+q^2)^{-1/2} \quad (4)$$

上流側を記号 u 、下流側を記号 d 、流路巾を \bar{S} で示すと、連続の式は

$$\rho_u \cdot q_u \cdot \bar{S}_u \cdot \cos \beta_u = \rho_d \cdot q_d \cdot \bar{S}_d \cdot \cos \beta_d \quad (5)$$

(4)式の密度と速度の関係は、そのままでは、(5)式を満足しないので、次の変換を行う。

$$\rho^* = \gamma_1 \rho \quad (6)$$

$$q^* = \gamma_2 q \quad (7)$$

ここで ρ^* は、仮想ガスの密度、 q^* は速度とする。それで上流境界上と、下流界上で(4)式と(5)式を満足するように、 γ_1 、 γ_2 の値を決定する。

以上の γ_1 、 γ_2 を用いた(6)、(7)式の ρ^* 、 q^* を仮定することで、実在ガスの連続の式(5)式を上流側、下流側の境界上で満足でき、しかも(3)式を線型化できる仮想ガスを得ることができる。

次に仮想ガス状態での、流れ函数 ψ^* 、速度ポテンシャル ϕ^* を新たに定義すれば、実在ガスと同様な方法により、線型な次のLaplace方程式を得ることができる。

$$\frac{\partial^2 \log_e U}{\partial \phi^{*2}} + \frac{\partial^2 \log_e U}{\partial \psi^{*2}} = 0 \quad (8)$$

但し、 U は $U = q^*/(1 + \sqrt{1 + q^{*2}})$

3.3 $\psi^* - \phi^*$ 平面から $X - Y$ 物理平面への座標変換

次に $\psi^* - \phi^*$ 平面から $x - y$ 物理平面への座標変換を行う。

$\psi^* = \text{const.}$ の場合、

$$\frac{\partial X}{\partial \phi^*} = \frac{dX}{d\phi^*} = \left(\frac{dX}{dS} \cdot \frac{dS}{d\phi} \right) \psi^* = \text{const} =$$

$$\left(\cos \theta \cdot \frac{1}{q^*} \right) \psi^* = \text{const}$$

なので、

$$X = \int \psi^* \frac{\cos \theta}{q^*} d\phi^* \quad (9)$$

ここで ψ^* は $\psi^* = \text{const.}$ であることを示す。

$$y = \int \psi^* \frac{\sin \theta}{q^*} d\phi^* \quad (10)$$

$\psi^* = \text{const.}$ の場合や、流れ角 θ も同様な方法より、変換できる。

3.4 翼列設計への応用

仮想ガスの場合について $x - y$ 物理面と、 $\psi^* - \phi^*$ 面との対応がついたので、次に流路解法の逆解法翼列設計法について述べる。翼列を想定し

た場合、X-Y物理面と $\phi^* - \psi^*$ 面の関係は、一ピッチ分の流体通路に関して図1に示しているようになる。この時、流れ函数 ψ^* は、翼負圧面上で $\psi^*=0$ 、圧力面上で $\psi^*=\frac{\pi}{2}$ としている。この流線上（翼表面）の速度分布を指定して、一流路分の通路形状が求めれば、周期条件が成立するとして、一流路分だけ移動すると、各流線に囲まれる領域は求める翼列の翼形部となる。従って、この一流路分の形状を求めるため、まず最初に流れの転向角 $\Delta\theta_c = \theta_d - \theta_u$ と、翼面速度分布の関係について考える。

文献⁵⁾に示すように Green の定理を用いれば転向角 $\Delta\theta_c = \theta_d - \theta_u$ は、次式で示すことができる。

$$\begin{aligned} \Delta\theta_c &= \theta_d - \theta_u \\ &= -\frac{2}{\pi} \cdot \int_{-\infty}^{\infty} \phi^* \left[\left(\frac{\partial \log_e U}{\partial \phi^*} \right)_{\phi^*=\frac{\pi}{2}} \right. \\ &\quad \left. - \left(\frac{\partial \log_e U}{\partial \phi^*} \right)_{\phi^*=0} \right] d\phi^* \quad (1) \end{aligned}$$

(1)式の $\phi^* = \frac{\pi}{2}$ 、 $\phi^* = 0$ の流線は、図1に示しているように、流路壁となる翼表面上の流線である。これらの流線上で、一様流の上流値や下流値が変化し始める ϕ^* の値は、 $\phi^* = \frac{\pi}{2}$ 、 $\phi^* = 0$ の流線上で、図に示しているように、各々

$$\Delta\phi_{LE}^* = \frac{\pi}{2} \cdot \frac{1}{\rho_u^*} \cdot \tan \theta_u \quad (12)$$

$$\Delta\phi_{TE}^* = \frac{\pi}{2} \cdot \frac{1}{\rho_d^*} \cdot \tan \theta_d \quad (13)$$

の位相差がある。この位相差 $\Delta\phi^* = 0$ の時は、流路が曲がらず、軸対象な形状となる。(1)式は、(12)式、(13)式を用いて、次式に変換できる。

$$\begin{aligned} \Delta\theta_c &= 2 \cdot \frac{1}{\rho_u^*} \cdot \tan \theta_u \cdot \log_e U_u + \frac{2}{\pi} \cdot \\ &\quad \left(\int_{\phi_{LE}^*, \psi^*=\frac{\pi}{2}}^{\phi_{TE}^*, \psi^*=\frac{\pi}{2}} (\log_e U)_{\psi^*=\frac{\pi}{2}} d\phi^* \right. \\ &\quad \left. - \int_{\phi_{LE}^*, \psi^*=0}^{\phi_{TE}^*, \psi^*=0} (\log_e U)_{\psi^*=0} d\phi^* \right) \\ &\quad + 2 \cdot \frac{1}{\rho_d^*} \cdot \tan \theta_d \cdot \log_e U_d \quad (14) \end{aligned}$$

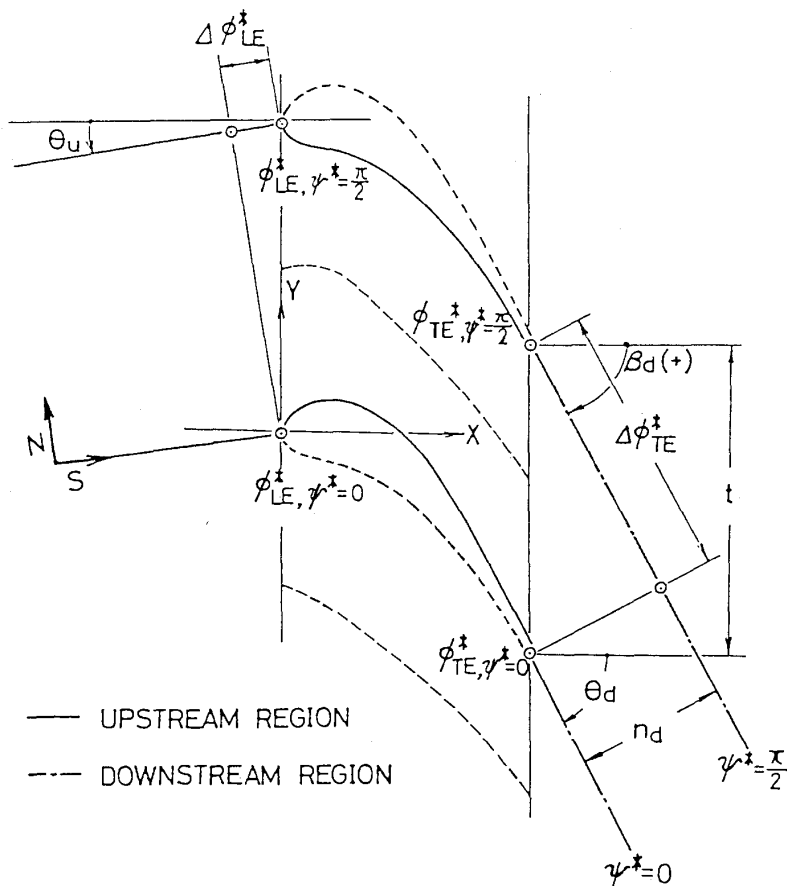


図1 x-y物理面と $\phi^* - \psi^*$ 面の関係

(14)式から判断できるように、設計仕様としての速度三角形と $\phi^* = \frac{\pi}{2}$, $\phi^* = 0$ の流線上で任意の速度分布を独立に指定すると矛盾が生じてくる。このままでは、初期に指定した翼面速度分布を設計仕様を満足するまで逐次修正しつつ繰り返して計算する必要がある、逆解法としての有効性を大きく損うので⁶⁾、この点を改良することを考える。

図1中に示している翼形の回りに、循環 Γ を考えれば、次式が新たに誘導できる。

$$\begin{aligned} \Gamma &= \oint \frac{\pi}{2} \cdot \frac{q(s)^*}{\rho_d^* q_d^* n_d} dS = \\ &= \int_{S_{LE}, \phi^* = \frac{\pi}{2}}^{S_{TE}, \phi^* = \frac{\pi}{2}} \frac{\pi}{2} \cdot \frac{q(s)^*}{\rho_d^* q_d^* n_d} ds \\ &+ \int_{S_{TE}, \phi^* = 0}^{S_{LE}, \phi^* = 0} \frac{\pi}{2} \cdot \frac{q(s)^*}{\rho_d^* q_d^* n_d} dS \\ &= \left(\phi_{TE, \phi = \frac{\pi}{2}}^* - \phi_{LE, \phi = \frac{\pi}{2}}^* \right) \\ &+ \left(\phi_{LE, \phi = 0}^* - \phi_{TE, \phi = 0}^* \right) \\ &= \frac{\pi}{2} \cdot \frac{t}{\rho_d^* q_d^* n_d} \cdot (q_d^* \sin \beta_d - q_u^* \sin \beta_u) \end{aligned} \quad (15)$$

そして、無次元表面座標 S_x/S_0 に沿う翼面速度分布 q (マッハ数分布でもよい) を翼部の表面に沿う各流線について、 $\phi^* = \frac{\pi}{2}$ (翼の負圧面) では、 $(S_x/S_0, s)$ の函数 $q(S_x/S_0, s)$, $\phi^* = 0$ (翼の圧力面) では $(S_x/S_0, p)$ の函数 $q(S_x/S_0, p)$ として表現できるので、設計仕様として、翼列ピッチ t , 流れ角 θ_u, θ_d , 下流の理論マッハ数 M_{dth} , 無次元座標に沿う翼面速度分布を指定すれば、翼表裏面長 S_0, s, S_0, p が(14)(15)式より矛盾無く求まる²⁾。この未知量が求まれば、翼表面に沿う流線上の速度分布 q が S の函数 $q=q(S)$ と示されるので(6), (7)式より $q^*=q^*(S)$ が求まる。それで、 $U=q^*/(1+\sqrt{1+q^{*2}})$ なので、 $\log_e U$ も S の函数となり、 $\log_e U=f(S)$ となる。速度ポテンシャル ϕ^* は $\phi^*=q^*(S) ds = \phi^*(S)$ なので、 $\log_e U$ を ϕ^* の函数、 $\log_e U=f(\phi^*)$ で示すことができる。

この操作で、 $\phi^* - \phi^*$ 平面の速度分布を示す(8)式を解くための境界条件の $\log_e U$ の分布が全て決定できるので、例えば緩和法を用いて容易に解くことができる。

故に、計算格子点上の任意点 (ϕ_a^*, ϕ_a^*) で $\log_e U=f(\phi_a^*, \phi_a^*)$ が求まるので、 $q^*=f(\phi_a^*, \phi_a^*)$ が求まり、ついで(4)式より $\rho^*=(\phi_a^*, \phi_a^*)$ が計算できる。

次に(9)式, (10)式等により、 $x-y$ 物理面の流れ角 θ や、座標点が求まり、最終的に流路形状(翼列形状)を求めることができる。

4. 流路解法の逆解法を用いた二次元タービン翼列の最適設計

4.1 最適設計方法

流路解法の逆解法では、設計仕様の速度三角形の他に、翼表裏面の翼面速度分布の指定が必要であるから、初期の分布形状をどのように指定するかが問題となる。

それで文献⁷⁾⁸⁾に示されている、低損失で高負荷化を達成可能な Super Critical 翼や、Controlled Diffusion 軸流コンプレッサー翼、さらに各種翼形の高速度翼列試験結果を反映して次のように、取り決めることにする。

- (1) 翼背面側では、前縁から最高マッハ数点まで、層流はく離やはく離泡を避けるために、急激であるが、連続的な一様加速流とする。
- (2) 最高マッハ数点は、翼の無次元座標 $S_{x, M}/S_{s, 0}$ ($S_{x, M}$ は翼前縁から最高マッハ数点までの表面長, $S_{s, 0}$ は翼背面の全長) で $S_{x, M}/S_{s, 0} \approx 20\%$ の地点とし、1.3以下の値とする。これで、広い入射角範囲で強い衝撃波の発生を抑制できる。
- (3) 最高マッハ数点から後縁までは、滑らかな連続的な減速流とする。前縁部に最高マッハ数点があるので、後縁部にある場合と比較して、小さな速度勾配に抑えることができる。
- (4) 腹面側では、タービン翼列の場合、増速翼列なので、上記の文献の速度分布を一定とする方針とは異なり、高負荷化を実現するために、最低マッハ数点を $S_{x, M}/S_{s, 0} \approx 20\%$ の地点に指定し、前縁から急激速、急加速を示すような分布形状とする。

任意の設計仕様に対して、このような特徴を示す速度分布を指定し、流路解法の逆解法を用いれば、翼列形状が求まる。

しかし、初回計算では、製造可能な実際的な翼形状になるとは限らないので、速度分布を微調整

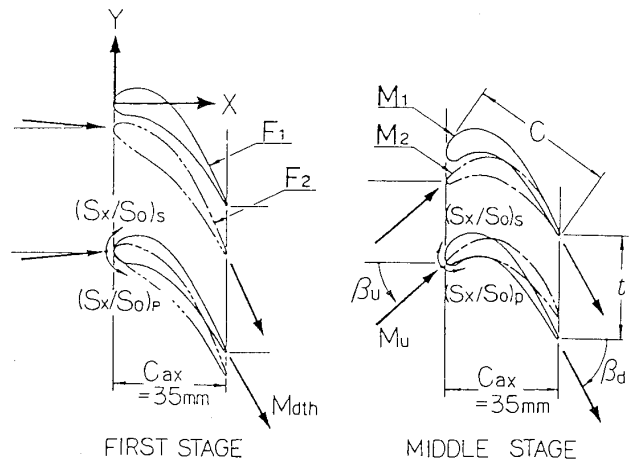
しながら、繰り返し計算が必要となる。この時、最適設計を行うためには、翼列性能の評価を遂行しつつ計算しなければならないので、図2に示しているような、逆解法と境界層解析法²⁾を組み合わせた手順を作成する。この方法によれば、設計者は、得られた翼が実際的な形状であるか否かを、判定しつつ、設計仕様を満足する高効率、高負荷な翼列設計を容易に行える。

4.2 計算結果

設計仕様は図3に示している。図中、AFT-LOADEDと記してあるのは、低圧タービン段などで、通常よく使用される標準的な翼形を意味している。 β_u は翼列の入射角、 β_d は流出角、 $\Delta\beta$ は翼列の転向角、 M_{th} は翼列の出口理論マッハ数を示す。最適設計法により求めた翼列形状を図3中の F_1, M_1 翼列として示している。今後この翼

列をFORE-LOADED翼列と呼称する。流路解法の逆解法では、内部流の値も同時に求まるが、この場合の等速度線図を図4に示す。4.1項の基準翼面速度分布にもとづくFORE-LOADED翼は、前縁部が鈍頭な特徴のある形状をしている。

t/C_{ax} は翼列ピッチ t と軸方向弦長 C_{ax} との比を示す。



	F_1	F_2	M_1	M_2
Z	7	7	8	10
t/C_{ax}	1.250	1.059	0.904	0.696
t/C	0.933	0.708	0.719	0.633
β_u	5°	-5°	41°	41°
β_d	60°	65°	62°	60°
$\Delta\beta$	65°	60°	103°	101°
M_{th}	0.70	0.70	0.70	0.70
$t_{e_{mm}}$	0.65	0.65	0.6	0.6

F_1, M_1 ; FORE-LOADED
 F_2, M_2 ; AFT-LOADED

図3 翼列形状と諸元

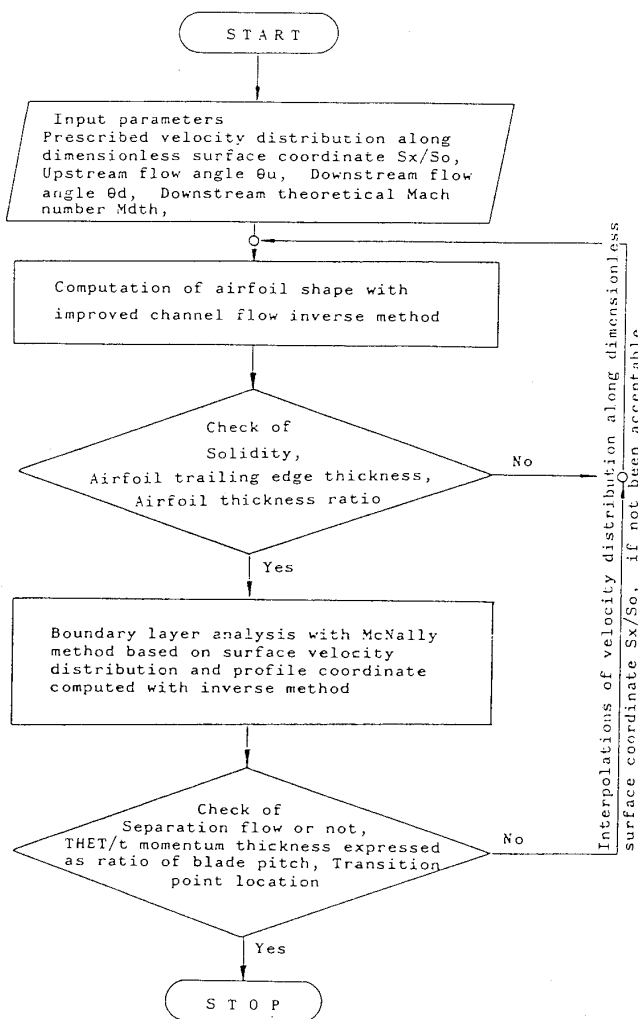


図2 二次元直線翼列の最適設計法のフローチャート

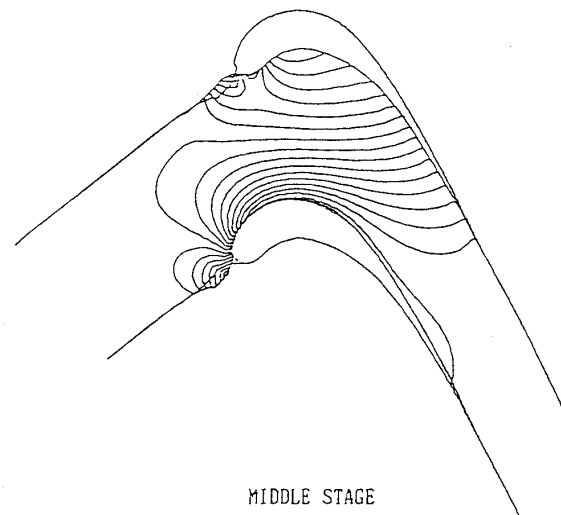


図4 FORE-LOADED翼列の等速度線図

teは翼後縁厚さを示す。節弦比t/cの値は、等価な空力設計条件のもとでは、翼単独の負荷水準を比較できるが、F₁翼列の方が、F₂翼列に比較して、約32% M₁翼列の方がM₂翼列に比較し約14%大きくなっており、設計上、高負荷化が実現できている。翼列ピッチtと軸方向弦長Caxの比、t/Caxは、F₁翼列の方がF₂翼列に比較して約18%大きく、M₁翼列の方が、M₂翼列に比較し約30%大きい。このことは、段の軸方向長Caxを同一の長さに設定すれば、段あたりの翼枚数が低減化できる割合をそのままに示している。図5にFORE-LOADED翼列の最終的な設計上の指定速度分布とAFT-LOADED翼列の翼面速度分布の理論計算値を示す。FORE-LOADED翼列は、4.1

項に説明した分布形状の特徴を良く備えており、翼表裏面上のマッハ数分布を示す実線で囲まれた面積が、設計仕様が等価なAFT-LOADED翼列のそれと比較して大きく、高負荷なことを示している。

この時の翼表面の境界層の計算結果を図6に示す。縦軸座標は、境界層運動量厚さTHETと翼列ピッチtとの比である。全圧損失係数ωの大小は、翼列後流での混合損失を考慮しなければ、THET/tの値により決まるので、この値をもって、翼列損失の大小を評価する。

背面側のTHET/tの値は、FORE-LOADED翼列の方が初段、中間段の両方の場合で、AFT-LOADED翼列より小さい。これは、遷移点が、より後縁近くに存在し層流状態が長く維持されていることによる。翼表裏面の境界層運動量厚さの和は背面側のTHET_sの値が支配的なので、初段については、FORE-LOADED翼列の方が小さく低損失であることが推定される。中間段のFORE-LOADED翼では、前縁近くの腹面上で、はく離流が計算上生じているが、用いた境界層計算法は、乱流はく離が発生した後の流れを計算できないためである。

実際の流れでは、境界層の再附着が予想され、運動量厚さの増大は比較的小さく抑えられると考えて、最適設計計算はこの点で終了している。

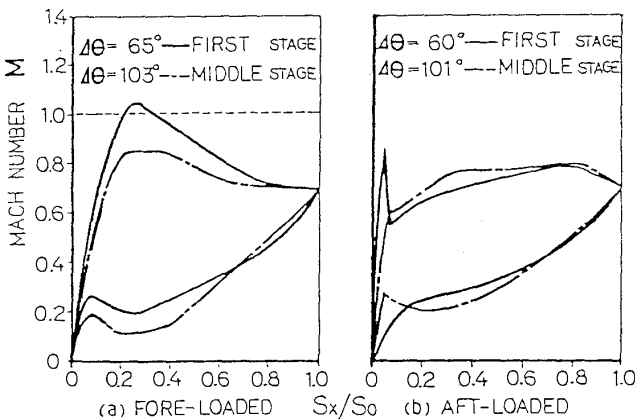


図5 翼面速度分布形状の指定

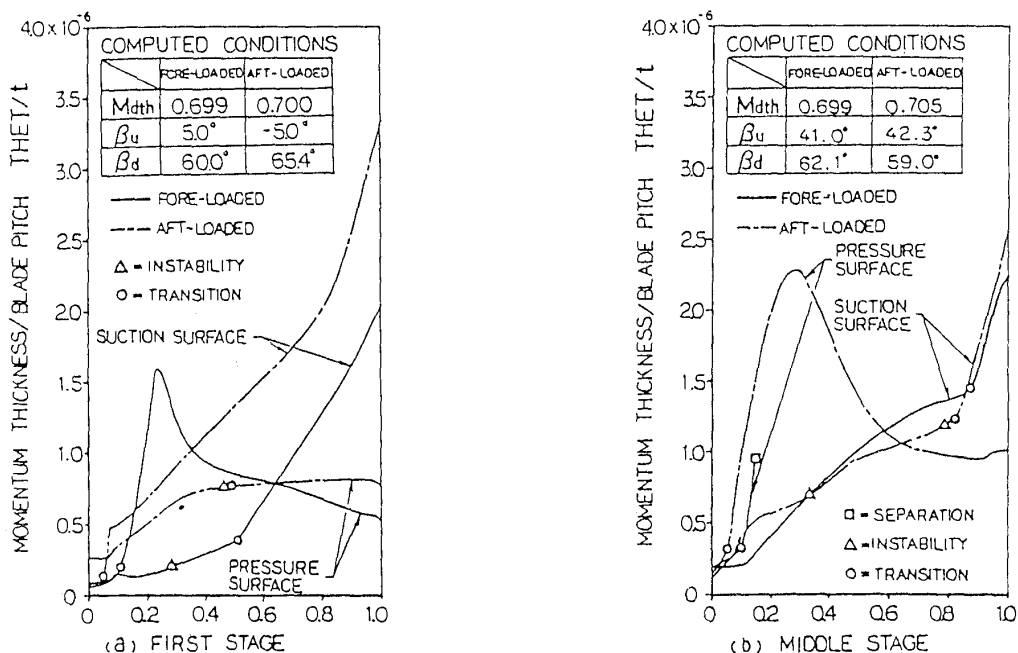


図6 翼面境界層の運動量厚さの解析結果

5. 実験結果

高速二次元風洞により各試作翼列の特性を取得し、設計方法の検証、性能比較を行った。図7は、設計仕様の入射角時のM_{dth}の変化に対応した翼列エネルギー損失係数 $\xi = 1 - (Wd/Wdth)^2$ 、Wdは出口流速、Wdthは出口理論流速、の特性を示している。FORE-LOADED翼列では、高負荷であるにもかかわらずAFT-LOADED翼列の値と同一の水準にあり、損失増大をもたらさず高負荷化が達成されたことを示している。

一方、衝撃波損失や衝撃波と境界層の干渉により損失が急増し始める翼列の出口マッハ数M_{dcr}値は、FORE-LOADED翼列の方がより高速域側へ移動しており、設計仕様のM_{dth}の値は、M_{dth}=0.7であるが、FORE-LOADED翼列がM_{dth}>0.7の場合も良好な翼列性能を持つことを示している。図8に、M_{dth}の変化に対するF₁翼列の翼面速度分布の変化を示しているが、M_{dth}≈0.87程度まで、4.1項で示している基準翼面速度分布と同様な分布形状が維持できている。

翼列入射角の変化に対応したエネルギー損失係数 ξ の特性を、設計仕様のM_{dth}値の場合につき、図9に示している。FORE-LOADED翼列は、高負荷であるにもかかわらず、低損失な入射角の作動範囲が狭くならず、中間段のM₁翼列の場合、M₂翼列に比較して、より広範囲の良好な入射角特性を示している。

翼面速度分布の実験値と理論値の設計点での比較を図10に記している。○印記号は、供試翼表面

に設けられた静圧孔で計測された静圧値をもとに計算した値である。図中の破線は、逆解法で最終的に指定した速度分布を示しており、実線は逆解法により得た翼面座標をもとに、直接解法¹⁰により、計算した速度分布を示している。各理論と実験値は、M₁翼の腹面側の前縁付近を除けば、最高マッハ数領域や後縁付近に少々相違があるものの、概して良好な一致を示している。M₁翼腹面での速度分布の理論値と実験値の大きな相違は、はく離流の発生に起因すると考えられる。しかし、4.1項で予測したようにはく離の発生地点から、すぐ後流側の地点で、境界層の再附着を示し、不一致の部分は、前縁付近に限られている。最高マッハ数領域や後縁付近での、わずかに不一致の原因は、仮想ガスを仮定したため、音速点付近の

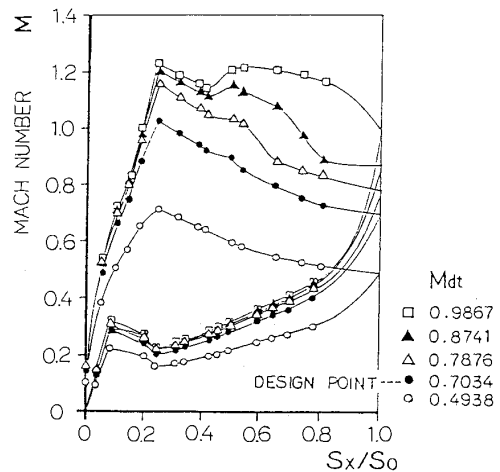


図8 F₁翼形の翼面速度分布形状の変化

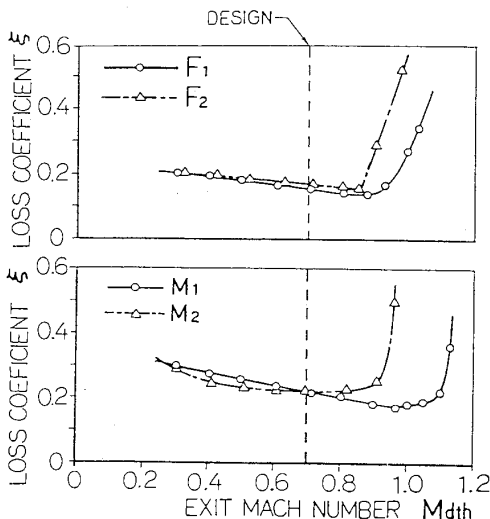


図7 出口理論マッハ数に対する翼列損失特性

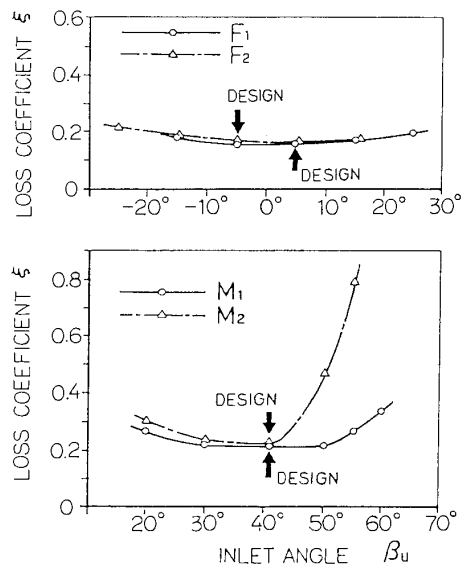


図9 入射角の変化に対する翼列損失特性

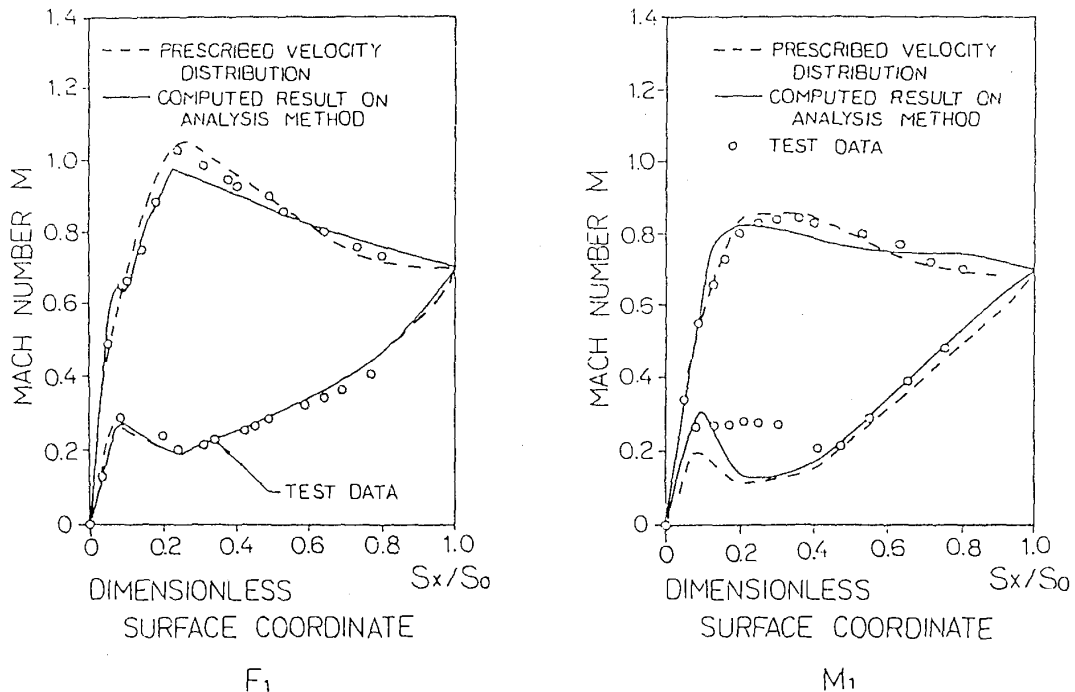


図10 翼面速度分布の実験値と理論値の比較

高速流領域で実在ガスの状態量と比較して、誤差が拡大することや、翼面回りの境界層排除厚さ効果を考慮していない点が考えられる。

しかしながら、高亜音速流の軸流ガスタービン翼列の設計法としては、十分な精度と言える。

6. あとがき

翼列を翼形としてでなく、翼列を構成する流路として考え、どのような流路が最も望ましいのかといった観点から逆解法の設計法に取り組み、それを核とした最適設計法の一事例を紹介した。設計上の何らかの参考になれば幸甚である。

逆解法は、それをを用いる目的に応じて、分類上

- 翼表裏面の速度分布（圧力分布）をまず指定し、文字通り逆に、後から翼列幾何形状を得る方法

- 既知の初期翼列形状を、既存の直接解法で評価しつつ目標とする翼表裏面の速度分布を実現できるようになるまで修正する過程を自動化した方法

に大別できる。前者は、基準初期翼列形状を必要としないが、強い衝撃波や大きな粘性の効果を厳密には取り扱えず、後者は逆に、十分な精度を持つ直接解法が転用できるから優利であるが、基準初期翼列形状を要するという具合に、設計手上、一長一短である。従って、両逆解法は共存し

つつ発展し実用に供されるであろう。

参考文献

- (1) Bauer, F., Garabedian, P. & Korn, P., Lecture Notes in Economics and Mathematical Systems, Vol. 150, (1979)
- (2) 橋本・木村, 日本機械学会論文集, 54-46, (昭60-4), 1216
- (3) 村田・三宅ほか, 日本機械学会論文集, 48-429, (昭57-5), 844
- (4) 高梨・田村ほか, 第4回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, NAL SP-7 (昭61-12), 77
- (5) Stantitz, J. D., NACA Report No. -1115, (1953)
- (6) Schmidt, E., Trans. ASME, J. Eng. Power 102, (1980), 68
- (7) Korn, D. G., Courant Institute of Mathematical Sciences. ERDA Research and Development Report Coo-3077-72, (1975)
- (8) Hobbs, D. E., ASME Paper 83-GT-211, (1983)
- (9) McNally, W. D., NASA Tech. Note. D-5681, (1970-5)
- (10) Katsanis, T., NASA Tech. Note. D-5427, (1969)

5.6 翼表面の熱伝達率解析

(株) 東芝総合研究所 福山 佳孝

1. はじめに

高温ガスタービン用冷却翼の設計では、翼温度の正確な予測が寿命評価のために非常に重要であり、翼の温度解析の境界条件を与える翼表面の熱伝達率を正確に推定する事が重要である。

翼回りの流れは三次元性と非定常性の強い複雑乱流である。乱流の計算方法には、①積分法、②RANS (レイノルズ平均 NS 方程式)、③LES、④NS 直接解法等があるが、設計目的ではRANSに乱流モデルを使用し平均的な流れと熱伝達を求める方法が一般的であろう。

乱流モデルはまた、①0 方程式モデル (混合長理論)、②1 方程式モデル、③2 方程式モデル、④代数応力モデル、⑤レイノルズ応力モデル等に分類できるが、設計目的では、①～③の比較的低次のモデル化が適しているものと考えられる。高次の乱流モデルが必ずしもより良好な解析結果につながる事及び高次の乱流モデルはより大きな計算コストにつながるためである。

乱流熱伝達モデルには、乱流プラントル数を仮定する温度場 0 方程式モデルが使用される。

RANS/乱流モデルを使用しても翼回りの三次元流れを正確に解く事は現状では非常に困難な仕事である。さらに、翼本体及びエンドウォールの表面熱伝達率分布を求めるためには壁面に沿った薄い境界層を壁面まで正確に解析する必要があり解析的に非常に多くのメッシュを必要とする。よって、翼列間の流れ場と熱伝達率分布を三次元 NS 方程式を解いて同時に求めるのは実用上不可能と思われる。現状では翼回りの流れ場を二次元・三次元の非粘性解析コードで解析し、得られた速度分布を二次元境界層解析コードの主流側境界条件として与え、熱伝達率分布を得る方法が一般的である。計算機の急激な発達により、二次元問

題に限れば翼列間の NS 方程式を解き流れ場と翼表面の熱伝達率を同時に解析する方法も実用に近づいている。

翼表面の熱伝達解析の研究は二次元乱流境界層解析を中心に発展してきた。研究で議論されるのは圧縮性流体解析のように数値解法自体の問題ではなく、使用する乱流モデルの問題が中心であった。研究の目的は数値解法や解析ソフトの開発ではなく、乱流モデルを使用した結果として得られる熱伝達率が実験データを説明でき、予測ツールとして使用できるかという点で有る。よって、Patankar-Spalding⁽¹⁾の方法を用いた GENMIX 或いは STAN 5⁽²⁾をベースコードとした乱流モデルの応用研究が大部分を占める。

翼面熱伝達に関連した影響因子には次のようなものがある。①主流乱れ、②圧力勾配、③境界層遷移・逆遷移 (再層流化)、④低レイノルズ数効果、⑤流線曲率、⑥吹き出し (膜冷却)、⑦回転。これら多数の因子の影響を説明する乱流モデルが必要であるから、モデルの応用と言う観点から比較的高度な対象と言えるであろう。

2. 従来の研究例

まず二次元境界層解析で異なった乱流モデルを使用したものから説明する。

0 方程式モデルでは境界層の遷移を始め前記した因子の影響は実験整理式で与える必要があるため、0 方程式モデルに関する研究は実験式の導出と選定の研究であった。

Gaugler⁽³⁾は、STAN 5を翼前縁部分と境界層遷移の取扱いに付いて改造し実験との比較検討を行った。翼前縁部は円柱で模擬し、円柱回りの層流の速度分布を前縁から 30° 程度の位置で初期値として与える方法を推奨した。タービン翼のように強い正/負の圧力勾配と主流乱れの有る系の遷移を予測するために遷移開始点には Seyb の式⁽⁴⁾と Dunham の式⁽⁵⁾、遷移幅に付いては Dhawan,

(平成元年 4 月 24 日原稿受付)

Narasimha の式⁽⁶⁾と Chen, Thyson の式⁽⁷⁾を適用比較し、遷移点は良好に予測されるが遷移幅と遷移領域の熱伝達率の変化には十分な予測が成されないことを指摘した。Gaugler⁽⁸⁾はさらに遷移域の熱伝達率変化の挙動を解析するために Abu-Ghannam と Shaw⁽⁹⁾の間欠係数を導入し、遷移開始条件と遷移幅の検討を行った。結果として主流乱れと圧力勾配の複合した強く複雑な影響が有ることを示した。

Park, Simon⁽¹⁰⁾は遷移開始点、遷移幅、遷移領域のサブモデルの比較検討を行った。結果として Abu-Ghannam Shaw⁽⁹⁾の遷移開始条件と Dhawan, Narasimha⁽⁶⁾の遷移幅、遷移モデルが、検討されたサブモデルの中で、主流乱れ1%以上の実験結果と最も良く一致した。また翼面背側(凸面)の曲率の影響は、Adams, Johnston⁽¹¹⁾の方法で混合長を変化させる方法が良好な結果を与えた。更に乱流モデルには曲率の影響を考慮すべきであるが、主流乱れの高い場合(2%以上)には遷移モデルへの影響は考えなくて良いことを示唆した。

Camci, Arts⁽¹²⁾は翼面背側に関して、膜冷却の有無と凸面曲率の熱伝達への影響を解析と実験の比較で検討した。凸面曲率の評価には Adams, Johnstonの方法を適用し、熱伝達に対して曲率の影響が大きいことを示した。更に、前縁近くに膜冷却孔を持つ翼では冷却孔が存在するだけでも乱流遷移を引き起こすことを指摘した。

近年の高温ガスタービン用冷却翼はほとんど前縁にシャワーヘッドを有する膜冷却翼であり、熱伝達に対する膜冷却孔、冷却媒体の吹き出しの影響に関する研究は実験解析を問わず重要である。

0方程式乱流モデルでは、乱流の特性量である長さスケールを実験結果を基に与えるため実験結果のある範囲では精度の良い予測が可能で、適用限界はあるが解析費用が少くないのも利点である。

さて、1980年代に入ると、乱流の輸送方程式モデルについても圧力勾配や低Re数効果を考慮できるモデルが報告され、翼表面熱伝達率の解析に於いてもこれらのより高次のモデルを使用した報告が増加した。乱流モデル間の比較研究が1980年代前半に幾つか報告された。

Daniels, Browne⁽¹³⁾はガスタービン翼の熱伝達を

対象とし、0, 1, 2方程式モデル⁽¹⁴⁾を含む五つの乱流解析プログラムを使用して熱伝達率の解析と実験の比較を行った。結果は、全体として層流域と翼面背側の発達した乱流域の一致は比較的良いが、遷移域と翼面腹側の予測精度が悪い。更に、乱流モデルどうしを比較しても高次のモデル化による精度の向上は特別認められないとした。

Hyltonら⁽¹⁵⁾は0方程式モデルと Jones-Lauder⁽¹⁶⁾の $k-\epsilon$ モデルを実験と比較した。実験と解析の比較では解析に必要な初期条件・境界条件を精度良く与える事が重要である。特に、乱流輸送方程式モデルでは乱流特性量の初期条件と境界条件の設定が重要である。Hyltonらはこの点を指摘しつつも0方程式モデルの解析値が2方程式モデルよりも優れていることを報告した。

以上の様な報告があるが2方程式乱流モデルの使用例は増加している。これは低次のモデル化に於いて使用される実験整理式に一般性が無い事、2方程式モデルが一部の非平衡流れに適用され複雑乱流の予測の可能性が指摘された事、さらには計算機の高速度化が2方程式モデルの解析を容易にできる環境とした為である。

1方程式モデルの翼外面熱伝達率解析への適用例は少ない。詳細は省くが適用例には、例えば、Mc Donald と Fish⁽¹⁷⁾, Soら⁽¹⁸⁾の研究, Rodi, Scheuerer⁽¹⁹⁾の比較検討等がある。

2方程式乱流モデルは多くのモデルとモデル係数が提唱されており、解析にどの乱流モデルを使用するかを選択がまず重要である。

Patel, Rodi, Scheuerer⁽²⁰⁾は低Re数域用二方程式乱流モデルのレビューを行い、ある程度複雑乱流への適用が可能なモデルとして Launder-Sharma⁽²¹⁾, Chien⁽²²⁾, Lam-Bremhorst⁽²³⁾の $k-\epsilon$ モデルと、Wilcox-Rubesin の $k-\omega$ モデル⁽¹⁴⁾を選定した。

Consigny と Richards⁽²⁴⁾は動翼の熱伝達試験と Jones-Lauder の $k-\epsilon$ モデルによる解析とを比較した。解析はある位置で変数の初期分布を与えて開始し、乱流特性量の主流側境界条件は流れ方向一次元の輸送方程式を解いて得た。彼等の実験は主流乱れの影響を示したもので、実験で指摘される層流域の熱伝達に対する主流乱れの影響は解析では表現されず、背側に典型的な乱流遷移と乱

れの増加による遷移域の前縁方向への移動等は定性的に予測されるが、解析では遷移域が急俊すぎる。腹側に関しては凹面の影響がモデル化されていないが、解析と実験の一致は比較的良い。

Rodi, Scheuerer⁽²⁵⁾はLam-Bremhorst⁽²³⁾の $k-\epsilon$ モデルをGENMIXに適用してDaniels, Brown-e⁽¹³⁾の実験結果と比較した。解析は腹側の強い加速下の実験結果を比較的良く説明し、背側の発達した乱流域も比較的良く予測するもののこの場合も遷移域の一致が悪い。

Wangら⁽²⁶⁾は、STAN 5に、Jones-Launderの $k-\epsilon$ モデルを組み込み、Hyltonら⁽¹⁵⁾のC3XとTurner⁽²⁷⁾の実験値と比較した。Hyltonは解析と実験の不一致が乱流特性量の初期分布と境界条件の与え方にある可能性を指摘した。Wangらも同様の考えを示し、翼前縁部の計算開始条件に対しtwo-zoneモデルを提唱した。これは、翼前縁部では境界層外縁の k, ϵ の値は前縁に接近してくる流れの値としてある範囲で一定とし、主流速度がある臨界値に達したところから流れ方向一次元の輸送方程式を解く方法である。この方法は前縁部分の取扱いが解析上簡単であるが、臨界速度は実験値との比較から得なければならず一般的でない。結果は腹側の解析と実験の一致が一般的に良く、背側の遷移域の一致が悪いと報告された。

Taulbeeら⁽²⁸⁾は翼前縁領域の取り扱いに、前縁に衝突する流線上でレイノルズ応力モデルを使用した解析を行い、境界層解析の乱流特性量の初期分布を与える方法を提示した。解析ではChienのモデル⁽²²⁾を使用した。二種類の実機翼の実験結果と比較し、比較的良い一致を示したとされる。

全般的に見て、モデル自身の改良、初期、境界条件の見直し等によって翼表面の熱伝達率分布の予測精度はわずかつづではあるが向上しているようである。しかしまだ数多くの問題点を残しているのも事実である。問題点には次のようなものが考えられる。

翼回りの境界層に対する前記した多数の因子の影響全てがモデルに取り入れられている現状ではない。翼の前縁部分の流れ構造と乱流特性量の境界層内分布、これらへの乱れの影響等は不明の点が多い。乱流特性量の主流側境界条件は主流方向一次元の輸送方程式を解き求める方法が一般的で

あるが実際には主流での乱れの生成と境界層への影響がある。普通の $k-\epsilon$ モデルでは非等方性の影響が考慮されない。二次元解析であるため翼高さ方向の流れの影響、剥離再付着、ゲルトラー渦の影響が表現しにくい、冷却媒体の吹き出し部近くは三次元性の強い流れであり、流れ構造と乱流特性量への影響のモデル化が困難。これら問題点には二次元モデルに不可避な点もあるがモデルの改良等で対処できる点も多いと思われる。

例えば、低Re数域用 $k-\epsilon$ モデルは減速流の解析精度が悪いことが指摘されている⁽²⁹⁾。Rodi, Scheuerer⁽¹⁹⁾は解析精度の低下は ϵ の壁近傍の挙動に原因があるとして、標準 $k-\epsilon$ モデル、Norris-Reynoldsの1方程式モデル⁽³⁰⁾、Lam-Bremhorstモデル⁽²³⁾そして、乱流諸量の生成項に非回転変形の影響を加えたHanjalic-Launderモデル⁽²⁹⁾と比較した。減速流の実験結果との比較からHanjalic-LaunderモデルとNorris-Reynoldsモデルが壁面摩擦係数の変化を良好に推定することが示された。より良いモデルを使用することで解析精度の向上を計る余地は充分有るだろう。また、乱流モデルは限られた条件では比較的高い精度を持つからこれらを領域に別けて使用するZonal Modelingの適用も考えられるだろう。

二次元境界層解析の主流側境界条件の与え方に問題があるならば、翼列間のNS方程式を解き流れ場と熱伝達率を同時に求める方法がより有効と考えられる。この場合薄い境界層だけではなく主流の乱流構造も同時に解析するため境界層解析と同程度の現象の分解能を実現するには非常に多くの計算メッシュが必要となる。また、放物型の方程式を解き、一次元の変数格納領域を持つだけであつた境界層解析とは異なり、NS解析では二次元・三次元の膨大な記憶容量と繰り返し計算を必要とし、ハードの制限が厳しくなる。

三次元のNS方程式を解いて翼面及びエンドウォールの表面熱伝達率を求めた研究は著者の知る限り無いが、最近の計算機の大容量高速化により二次元NS解析は可能な段階に達した。

熱伝達率を求める二次元NS解析の試みがBirch⁽³¹⁾により成された。解析モデルはO-C型を複合した総数7,200メッシュのモデルでメッシュ数は多くはない。解析ではCebeci-Smithの0方程式

モデルと Hassid-Poreh の 1 方程式モデル⁽³²⁾が比較された。0 方程式モデルでは、遷移等を与える整理式の使用に際して境界層厚さの定義が曖昧となる問題点があるが結果は比較的良い。1 方程式モデルでは翼の背側前縁近傍の解析結果が特に悪く、全体としても一致が悪いとしている。

Guenette ら⁽³³⁾は O-C-H 型を複合した 5,100 セルのメッシュで二次元 NS 解析を行い、熱伝達率を実験と比較した。Cebeci-Smith モデルを使用し、遷移点は前縁から 1% の位置に固定した。翼回りの圧力分布は実験と比較的良好一致したが、前縁と翼面背側後縁の熱伝達率は一致が悪い。

主流の流れを同時に解くために境界層内の空間分解能は境界層解析に比較してかなり低くなっている。よって、熱伝達率分布の結果の比較が十分な一致を見なくとも不思議ではないと思われる。

三次元の境界層解析等も行われた例があるがここでは省略する。

3. 翼表面伝達の解析例

著者らはこれまでにムーンライト計画の高温ガスタービンの第一段動翼の設計等を行ってきた。

翼表面熱伝達解析コードには Mc Nally の積分型境界層解析コードに遷移に関する改良を加えたもの、STAN 5 をベースとして 2 方程式乱流モデルを導入したものを使用し、特に $k-\epsilon$ モデルに関して解析と実験の比較を行っている⁽³⁴⁾。乱流モデルには Patel ら⁽²⁰⁾のレビューを参考に、Jones-Launder, Lam-Bremhorst の $k-\epsilon$ モデルを選定した。

著者らの解析においても翼前縁部の取扱いが明らかに解析結果に影響した。特に、乱流特性量の初期分布の与え方によっては前縁近傍で解の安定性を失う場合があり、Wang ら⁽²⁵⁾の two zone の取扱いを採用した。ガスタービン翼の前縁部分の取扱いは、前縁部分の熱伝達率分布を知る事も重要ではあるが、後流の境界層解析の初期条件を与える意味でより重要性が高い。特に翼の前縁に近い場所で境界層遷移が生じる場合に遷移の予測に対する初期条件の影響が大きい。

ビスワスら⁽³⁴⁾に示したように STAN 5 をベースとして二方程式乱流モデルを使用する方法で平板乱流境界層の遷移に対する主流乱れの影響が良く解析される。現在使用しているモデルで複雑乱流

どの程度対応できるかは不明ではあるが生成項等の変更・追加は容易であるから今後の改良のベースになるものと考えている。

熱伝達率解析結果の例を示す。図 1 は Consigny, Richards⁽²⁴⁾の Re 数 7.23×10^5 、主流乱れ、0.8, 3.0, 3.8, 5.2% の四種類に対して行われた実験値と改造版 Mc Nally コードの解析値を比較する前縁部分は円柱熱伝達整理式で得た。遷移開始点は Seyb の関数形、遷移幅は Debruge により改良された Dhawan, Narasimha のモデルを定数項を実験値との比較から変更して使用した。Mc Nally のコードでは遷移流れは解析できない。そこで遷移領域の熱伝達率は乱流と層流の熱伝達率の加重平均で得られるものと仮定した。物理的には正しくないがある種の間欠係数的なイメージで次の二つの量を定義した。①遷移域において Re 数の増分に比例して 0~1 の値を取る量、②加速係数に比例し加速係数が $0 \sim 3 \times 10^{-6}$ の間で 1~0 と変化する量。上記二つの量の積で乱流の割合を定義した。②の量により形の上で再層流化を模擬する。加速係数は局所の値でなく解析点から上流に指数関数的に影響が減少するとして積分平均した値を使用した。図に示す通り、背側の遷移点の乱れ度による移動や遷移域の熱伝達率の変化の一致は極めて良い。解析の流れ方向の計算点数は 45 点である。古典的な積分型のコードを使用し、実験整理式と簡単な間欠係数的考えでこのような結果を得られる場合もあることを紹介しておく。

図 2, 3 は乱流モデルを使用した解析結果を示す。乱流モデルは Jones-Launder モデル、前縁に

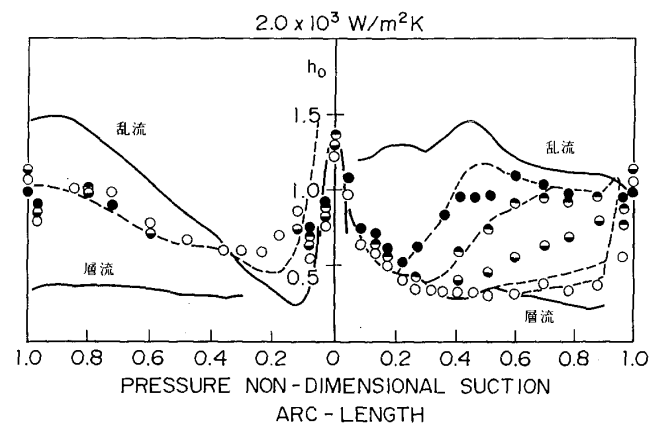
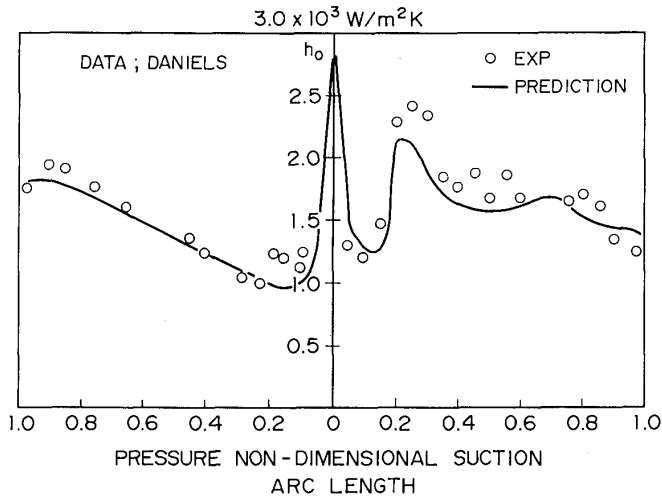
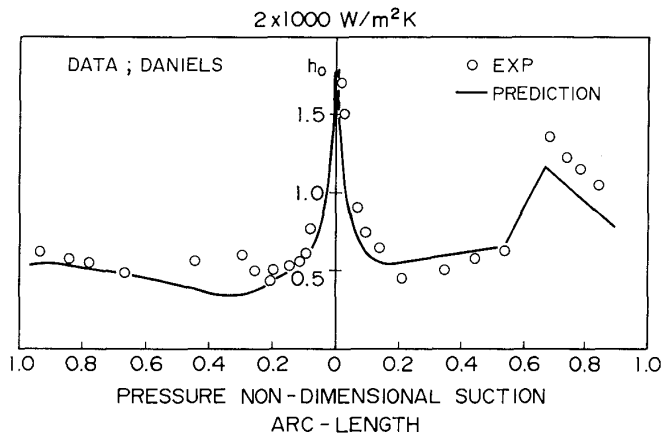


図 1 翼外面熱伝達率分布
(改造版 Mc Nally コード)

図2 翼外面熱伝達率分布 ($Re = 1.3 \times 10^6$)図3 翼外面熱伝達率分布 ($Re = 4.8 \times 10^5$)

Wang の two-zone 法を使用した。実験データは Daniels, Browne⁽¹³⁾ の Re 数 4.8×10^5 と 1.3×10^6 の 2 ケースで主流乱れ 4.0% の場合である。解析では計算開始点で境界層厚さ方向 99 メッシュ、流れ方向には 10,000 ~ 15,000 点のマーチングを行い、壁に隣接する接点までの距離は y^+ で 1 以下に保った。解析と実験の一致は非常に良い。計算コストはコードがベクトル化されているため図 1 に示した積分法の数倍に過ぎない。本解析コードでは乱れ度が比較的高い場合には実験結果と比較的良く一致した結果が得られる。乱れ度が 1% 以下の場合には遷移位置の解析に境界条件などが微妙に影響を与えるためか比較が困難であった。

ところで、翼表面熱伝達率解析の問題点の一つに膜冷却翼の熱伝達率評価がある。解析コードの妥当性に対流冷却翼の試験結果との比較で評価しただけでは膜冷却を使用した実翼の熱伝達率分布をどの程度予測できるのかは不明である。

著者らは水冷却翼⁽³⁵⁾や実翼の冷却構造を持った空気冷却翼⁽³⁶⁾、の高温試験を行い有限要素法や境界要素法⁽³⁷⁾を使用した熱伝達率分布解析を行っているが、水冷却翼の試験結果からは翼表面熱伝達率分布に関する情報がある程度得られるが、膜冷却を適用した実翼構造の空気冷却翼では膜冷却の影響を分離することが困難で、冷却性能の実証にはなるが、モデルの評価にはつながりにくい。モデルの構築のためには熱伝達率だけでなく乱流特性量を含めてモデルの評価ができる精度の良い実験データが必要である。

4. おわりに

翼表面の熱伝達率解析について概説し、著者らの行った解析例を紹介した。計算機の高速度・大容量化により、設計目的では二次元境界層解析が、研究目的では翼列間の二次元 NS 解析が現実のものとなってきた。より高精度のモデルの提案と、乱流の計測技術の進歩でモデルの検証が成されれば熱伝達解析もその精度が高くなるであろう。

参考文献

- (1) Patankar, S. V. and Spalding, D. B., Heat and Mass Transfer in Boundary Layers, (1979), Intertext, London.
- (2) Crawford, M. E. and Kays, W. M., NASA CR-2742 (1976)
- (3) Gaugler, R. E., ASME 81-GT-89.
- (4) Seyb, N. J., AGARD CP-164 (1972).
- (5) Dunham, J., AGARD AG-164 (1972), 55-71.
- (6) Dhawan, S. and Narasimha, R., J. Fluid. Mech., Vol. 3 (1958), 418-.
- (7) Chen, K. K. and Thyson, N. A. AIAAJ., Vol. 9 No. 5 (1971), 821-825.
- (8) Gaugler, R. E., ASME 85-GT-83.
- (9) Abu-Ghannam, B. J. and Shaw, R., J. of Mech. Engng. Sci., Vol. 22, No. 5 (1980), 213-228.
- (10) Park, W. C. and Simon, T., Proc. 2nd. ASME/JSME Joint Conf. (1987), 349-359.
- (11) Adams, E. W. and Johnston, J. P., ASME 83-GT-80.

- (12) Camci, C. and Arts, T., ASME J. of Engng. for Gas Turbine and Power, Vol. 107 (1985), 991-997.
- (13) Daniels, L. D. and Browne, A., Int. J. Heat Mass Trans., Vol. 24, No. 5 (1981), 871-879.
- (14) Wilcox, D. C. and Rubesin, W. M. NASA--TP 1517 (1980).
- (15) Hylton, L. D. 他四名, NASA CR-168015 (1983, May).
- (16) Jones, W. P. and Launder, B. E., Int. J. Heat Mass Trans., Vol. 16 (1973), 1119-1130.
- (17) Mc Donald, H. and Fish, R. W., Int. J. Heat Mass Trans., Vol. 16 (1973), 1729-1744.
- (18) So, R. M. C. 他三名, ASME 82-GT-93.
- (19) Rodi, W. and Scheuerer, G., ASME J. of Fluid Engng., Vol. 108 (1986), 174-179.
- (20) Patel, V. C., Rodi, W. and Scheuerer, G., AIAA J., Vol. 23, No. 9 (1984), 1308-1319.
- (21) Launder, B. E. and Sharma, B. I., Letters in Heat and Mass Transfer, Vol. 1 (1974) 131-138.
- (22) Chien, K. Y. AIAA J. Vol. 20 (1982), 33-38.
- (23) Lam, C. K. G. and Bremhorst, K., ASME J. of Fluids Engng., Vol. 103 (1981), 456-460.
- (24) Consigny, H. and Richards, B. E., ASME J. of Engng. for Gas Turbine and Power. Vol. 104 (1982), 542-551.
- (25) Rodi, W. and Scheuerer, G., ASME J. of Engng. for Gas Turbine and Power. Vol. 107 (1985), 620-627.
- (26) Wang, J. H. 他2名, ASME J. of Engng. for Gas Turbine and Power. Vol. 107 (1985), 60-67.
- (27) Turner, A. B. J., of Mech. Engng. Sci., Vol. 13. No. 1 (1971), 1-12.
- (28) Taulbee, D. B. and Tran, L., ASME J. of Turbomachinery, Vol. 111 (1989), 28-35.
- (29) Hanjalic, K. and Launder, B. E., ASME J. of Fluids Engng., Vol. 102 (1980), 34-40.
- (30) Norris, L. H. and Reynolds, W. C., Rept. No. FM-10. Stanford Univ., Dept. Mech. Engng. (1975).
- (31) Birch, N. T., ASME 87-GT-22.
- (32) Hassid, S. and Poreh, M., ASME J. of Fluid Engng., Vol. 97 (1975), 234-241.
- (33) Guenette, G. R. 他三名, ASME J. of Turbomachinery, Vol. 111 (1989), 1-7.
- (34) Biswas, D., 福山, 荒木, ガスタービン学会松山地区講演会, (1988-11), A-2, 9-16.
- (35) Fukuyama, Y. and Araki, T., 1st. World Conf. on Experimental Heat Transfer, Yugoslavia (1988-9), 1019-1026.
- (36) Araki, T. 他四名, ASME/JSME, 87-TOKYO-IGTC-63.
- (37) Nakata, Y. and Araki, T. ASME 84-WA/H-T-69,

Summary

Detailed study on heat transfer and pressure loss within rib-roughened cooling passages was made, which purpose was to investigate the effects of rib angles set to the flow direction (90° , 60° , 45° and 30°). A unique technique using coating material with relatively low melting point was applied that could make it possible to measure the heat transfer over the whole region concerned easily.

Some noticeable results are obtained that can be summarized as follows;

- (1) In the case of rib angle 60° , overall heat transfer considerably increases compared with that of rib angle 90° with some more expense of pressure loss. On the other hand, the case of rib angle 30° gives almost the same level of averaged heat transfer as in the case of 90° with less pressure loss.
- (2) Comparison between two patterns of Nusselt number distribution and oil flow on the rib-roughened wall shows that high Nusselt number appears at the region where the reattachment of the separate flow happens to be very close to the rib. On the contrary, low Nusselt number region corresponds to the region where the flow separation covers almost entire area between two roughness ribs.
- (3) The empirical correlation by Han et al. (1985) has turned out to predict friction coefficients in the passage fairly well.

1. 緒言

タービン入口温度 (TIT) の上昇に伴い、高温部要素を限られた冷却空気量で適正に冷却することが従来以上に必要になっている。特にタービン動翼は 10^5 G 以上という苛酷な遠心力を受け、翼断面温度が 20°C 程度上昇だけでクリープ破断寿命が半減する場合も少なくない。このため精度の高い冷却設計が必要とされ、内部冷却に関する広範な研究が強く求められている。

一般にタービン動翼の冷却流路内面には、伝熱促進のための突起列 (乱流促進体) が設置されているが、最近 Han ら [1][2] は、乱流促進体の伝熱促進性能の向上をめざし、流れ方向に角度を有する突起列の研究を進めている。Han らの研究により突起列の角度の有効性が確認されているが、その実用化に際しては、平均熱伝達率の増加と圧力損失の増加との trade off、熱伝達率分布の三次元性 (熱伝達率の偏り) などについて、形状パラメータの効果とあわせ幅広い研究がさらに必要である。

このような観点から本論文では、タービン動翼の冷却流路に用いられる突起列 (乱流促進体) を取上げ、特にその流れ方向となす角度が流路の各面での熱伝達率や圧力損失に与える効果について、簡単な正方形流路 (熱伝達率計測用) および serpentine 型モデル翼 (圧力損失計測、流れの可視化用) を対象とした実験成果をもとに報告する。

2. 熱伝達率計測

2.1 実験装置および計測法

実験装置および熱伝達率の計測法の基本部分は Metzger と Larson の実験 [3] と同様であるので、以下にはその概略を述べる。

(1) 実験装置

図 1 に実験装置の配備を示す。供試ダクトは板厚 9.5mm の四枚の Plexiglas からなり、全長 73mm 、一辺 (D) 76.2mm の正方形断面形状を有す

(昭和 63 年 9 月 20 日原稿受付)

* 前 石川島播磨重工業 株

る。このダクトは分解でき、突起配列の異なる場合の実験が容易に行なえる。ダクトの対向する二面には、一辺(e)が3.175mm(正方形断面形状)バルサ材製の突起が接着されている。突起のピッチは(p)は23.8mm($p/e=7.5$)である。また、突起とダクト内部流れとのなす角度(α)は、 90° 、 60° 、 30° の三種である。本実験装置では、対向面上の突起列の空間位置関係(ねじれの状態)の効果を調べるため、図2のダクト展開図に示される二種の突起配置での計測が可能である。これにより、ダクト内に発生する二次流れの違いが熱伝達率分布にどのように影響するかを明らかにすることができる。

(2) 二次流れ

ここでダクト内に発生する二次流れについて簡単に述べる。矩形ダクトの内部流れはきわめて複雑であるが、境界層内に集中する渦度(渦糸)に着目してこれを考察する。この渦糸はダクトコーナ付近での遅い流れのため図3(a)のように曲り、この渦糸の変形によって流れ方向の渦度成分b、cが発生する。このほか、たとえばレイノルズ応力による渦度の生成などもよく知られている(Prandtlの第二種の二次流れ)。なお、藤田ら[5]の対向二面に突起列を有する正方形流路内流れの詳細計測($\alpha=90^\circ$)によれば、突起側の渦度成分bが消滅することが知られている。さて、 $\alpha < 90^\circ$

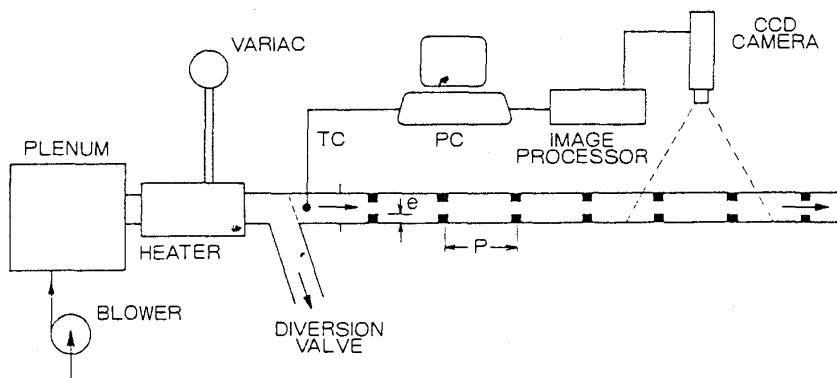


図1 実験装置

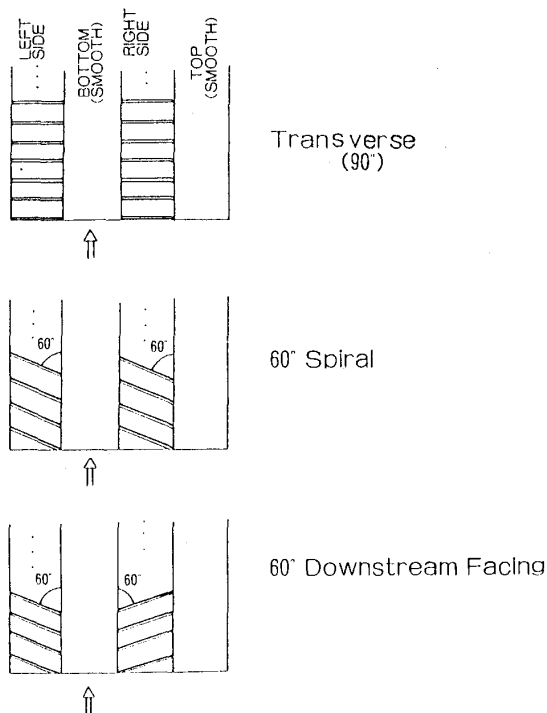


図2 ダクト展開図および二次渦

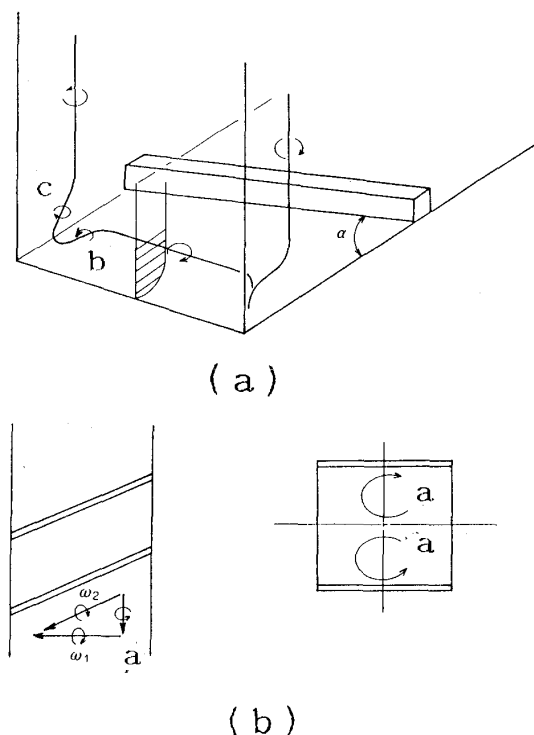


図3 二次流れ概念図

の場合、突起近傍の壁面上の等圧線分布に対応して、壁近くの流れは突起を含む平面に垂直に通過するように振舞うため[6]、流路中央部の渦糸が突起の長手方向に伸び、この変形が流れ方向の渦度成分 a を発生させる (図 3 (b))。対向二面の突起列がねじれの関係にあるとき、各面上に発生する渦 a の回転方向が同じになり、結局一つの渦に合体する一方、突起列が平行の関係にある場合、各面上の渦 a の回転方向が異なるため、一对の渦がダクト内に発生すると予想される。(なお、これについては今後計測する予定である)。

(3) 計測法

熱伝達率の計測法について簡単に述べる。計測面に融点 43°C のコーティング材 (Tempil industries 製) を薄く (約 $50\ \mu\text{m}$) スプレーする。図 1 に示すように、ヒータで供給空気をコーティング材の融点より高い温度にまで加熱し、その温度が安定した時点でバルブの切替えによって加熱空気を供試ダクトに送り込む。そして、その瞬間から表面のコーティングが溶ける (透明になる) 状態を CCD カメラで観察し、その情報を画像処理することにより、表面の非定常温度分布が得られる。

瞬間的に送込んだ“高温”空気に対する壁面の変化は、理想的な場合、半無限固体表面のインディシャル (indicial) 応答となる。しかし実際にはある点でのガス温度はステップ関数的には変化

せず、一定温度に達するまで若干の遅れが生ずる。これを図 4 のような階段状の変化で近似すると、表面温度 t (τ) は次式で与えられる (τ : 時間)。

$$t(\tau) - t_1 = \sum U(\tau - \tau_i) \Delta t_p, \quad t_1: \text{初期温度} \quad (1)$$

ここで、

$$U(\tau - \tau_i) = 1 - \exp\left[-\frac{hm^2\alpha(\tau - \tau_i)}{km^2}\right] \operatorname{erfc}\left[\frac{hm\sqrt{\alpha(\tau - \tau_i)}}{k}\right] \quad (2)$$

式 (1)(2) に対し、表面温度 t (τ) およびガス温度の変化 Δt_p の計測値を代入したのち、これを h_m について解くことにより熱伝達率が求まる。なお、本実験では簡単のため、 Δt_p をモデル翼入口の温度をもとに算出する。

ここで、式 (1)(2) の誘導に際し、表面のコーティングの存在が考慮されていないことに注意する必要がある。即ち、コーティングの融解に伴う熱エネルギーの吸収および表面温度変化の位相遅れが無視されている[4]。この影響も含めた上述の計測法により得られる熱伝達率の誤差については、Metzger, Larson [3] の評価では $\pm 10\%$ となっている。一方、一次元熱伝導の仮定の妥当性については、Vedula ら [7] が FEM を用いた解析結果との比較により確認している。

2.2 計測結果

図 5 ~ 図 7 は $Re = 3.5 \times 10^4$ の場合の突起面上 ($\alpha = 90^\circ, 60^\circ, 30^\circ$) 及び滑面上の局所ヌセ

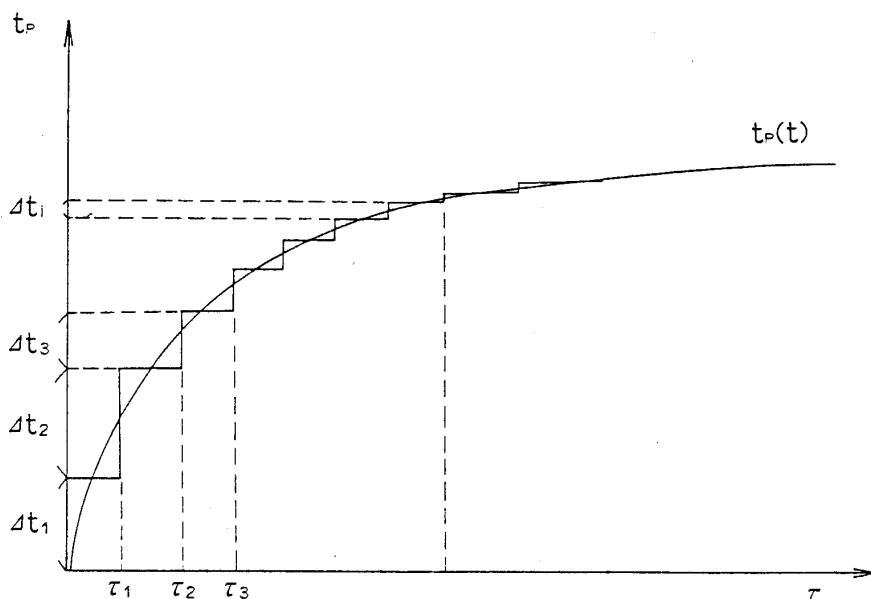


図 4 温度変化と近似法

ルト数分布をカラー表示したものである。(空気が左側から流入する)。なお突起列の配置はねじれの位置関係にある。また、ヌセルト数、レイノルズ数とも代表長さは等価直径(D)である。

$\alpha = 90^\circ$ の場合、よく知られているように流路センタ上、突起間のほぼ中央にヌセルト数のピークが発生している。また、コーナ部を除き突起に沿ってほぼ均一 ($Nu = 200 \sim 250$) なヌセルト数分布が得られている。一方滑面上では、入口効果による比較的高いヌセルト数分布が見られるほか、コーナ部近傍、突起の上部にヌセルト数のピークが発生している。

$\alpha = 60^\circ$ の場合、下流方向左側(図6では上の部分)には、高いヌセルト数 ($Nu \sim 400 : H$) の部分が発生し、一方それと反対側(図6では下の

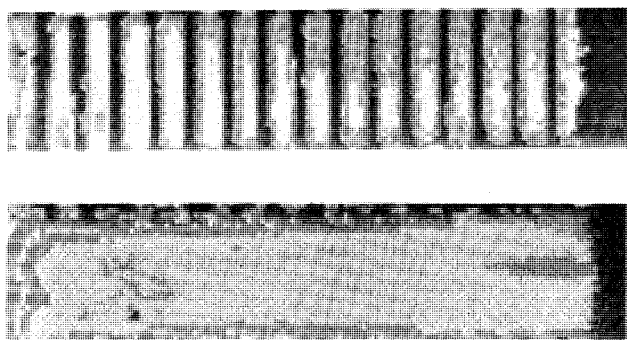


図5 局所ヌセルト数分布 ($\alpha = 90^\circ$ / 上:突起面, 下:滑面)

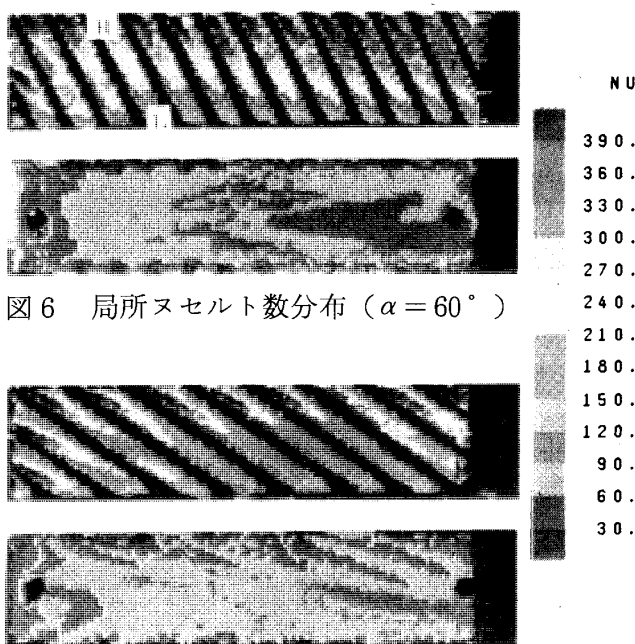


図6 局所ヌセルト数分布 ($\alpha = 60^\circ$)

図7 局所ヌセルト数分布 ($\alpha = 30^\circ$)

部分)には、低いヌセルト数 ($Nu = 150 \sim 200 : L$) の部分が見られる。このようなヌセルト数の分布と、後述の油膜法による流れの可視化で確認された突起下流の三次元的な剥離域とは相関関係があると考えられる。また、滑面上のヌセルト数については $\alpha = 90^\circ$ と比べ大きな違いは見られない。

$\alpha = 30^\circ$ の場合、ヌセルト数分布の傾向は $\alpha = 60^\circ$ の場合とほぼ同じであるが、高ヌセルト数領域がコーナ部近傍に限定され、 $Nu \sim 200$ の比較的低いヌセルト数の領域が流路中央部に広がっている。

図8~図10は、上のヌセルト数分布からスパン(流路幅)方向の平均値を求め、それを表示したものである。なお、ここには予備実験として行われた smooth duct 内の平均ヌセルト数分布および発達管内乱流熱伝達の式(Dittus-Boelterの式)による予測値(図中FD)が伴記されている。 $\alpha = 90^\circ$ の場合、突起面上では典型的な剥離/再付着による周期的ヌセルト数分布が得られている。一方滑面上での平均ヌセルト数は流れ方向に比較的一様だが、smooth duct の値よりも入口部を除き高くなっている。

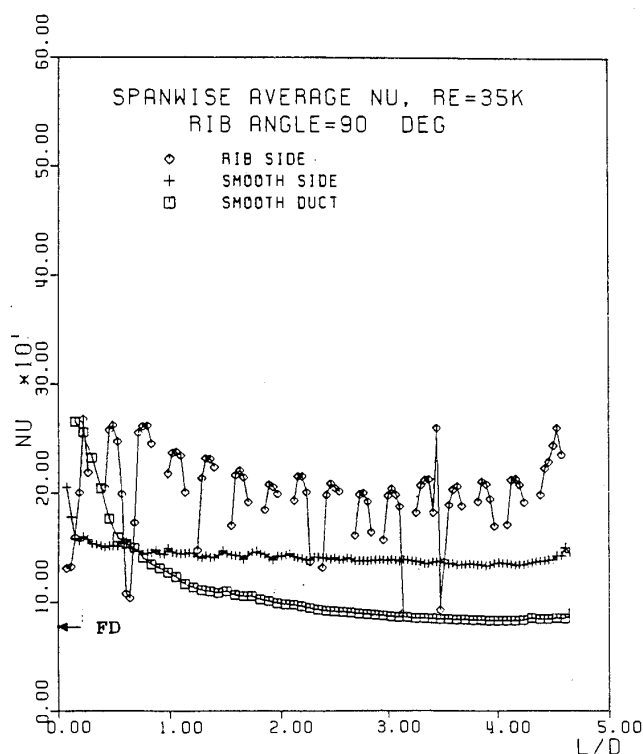


図8 平均ヌセルト数 ($\alpha = 90^\circ$)

$\alpha = 60^\circ$ の場合、 $\alpha = 90^\circ$ の結果と異なり突起面上平均ヌセルト数が流れ方向に上昇傾向を示しており、全般的に高目の熱伝達が得られている。なお、流れ方向へのヌセルト数の変動が $\alpha = 90^\circ$ の場合よりも小さいが、これはデータの平均操作の段階で突起の存在の効果が小さくなるためと考えられる。 $\alpha = 30^\circ$ の場合も $\alpha = 60^\circ$ とほぼ

類似の傾向にあるが、ヌセルト数の上昇傾向が見られず、また流れ方向の変動も比較的顕著である。

図11には摩擦損失係数 f の計測結果を示す。レイノルズ数の依存性は見られずほぼ一定である。なお図中の式(5)は、後述する Han らの実験式 [1] である。

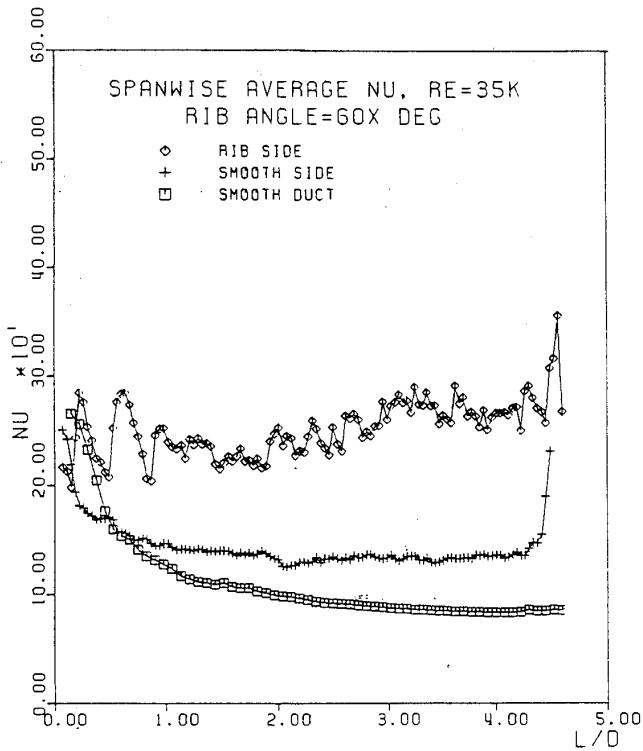


図9 平均ヌセルト数 ($\alpha = 60^\circ$)

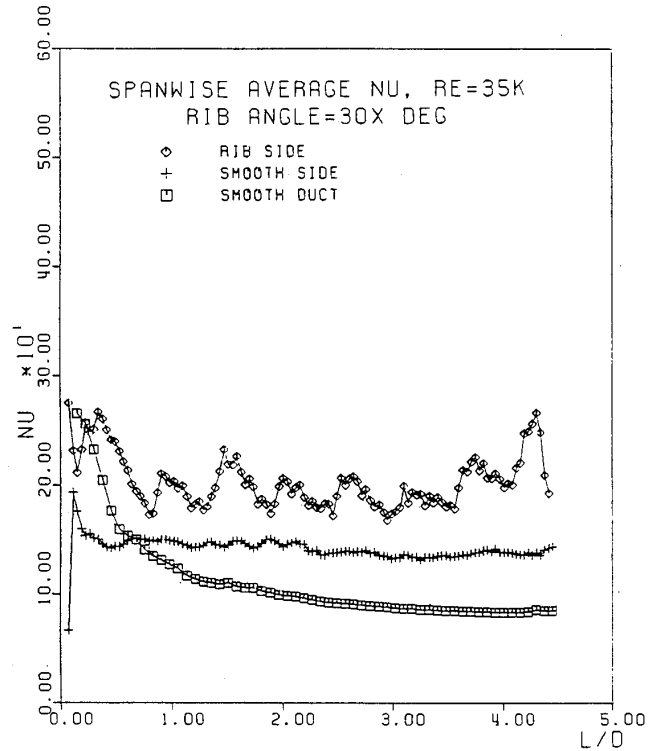


図10 平均ヌセルト数 ($\alpha = 30^\circ$)

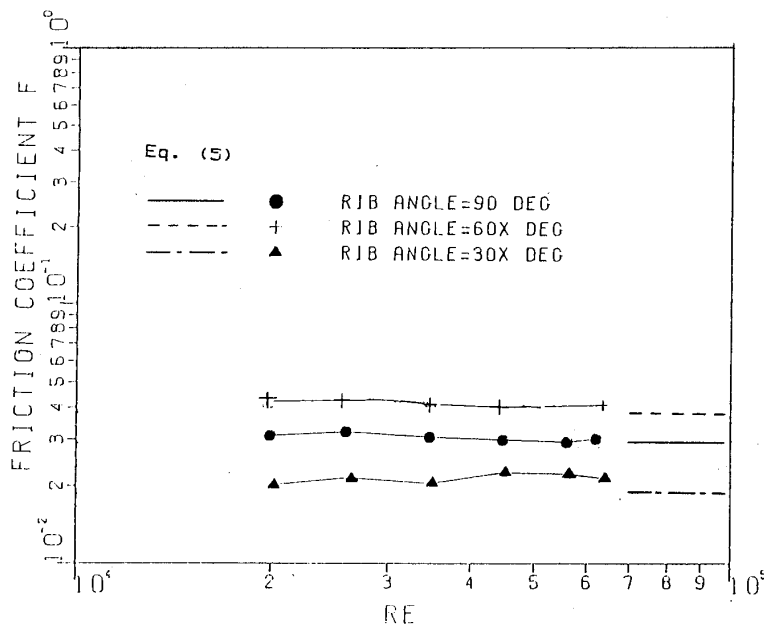


図11 摩擦損失係数

3. 冷却翼モデル

3.1 実験装置

図12に案内羽根を装着した状態の亚克力製のモデル翼を示す。作動流体には水を用いた。実験系は貯水槽を介した回流式になっており、モデル翼への流量は十分に上流に位置するバルブで調整され、計水槽で重量法により流量が計測される。

モデル翼は三つの流路から成るSerpentine構造になっている。なお、その流路高さは一定(27mm)であるが、実機翼の構造を模擬するため流路幅は流れ方向に変化している。また流路の対向

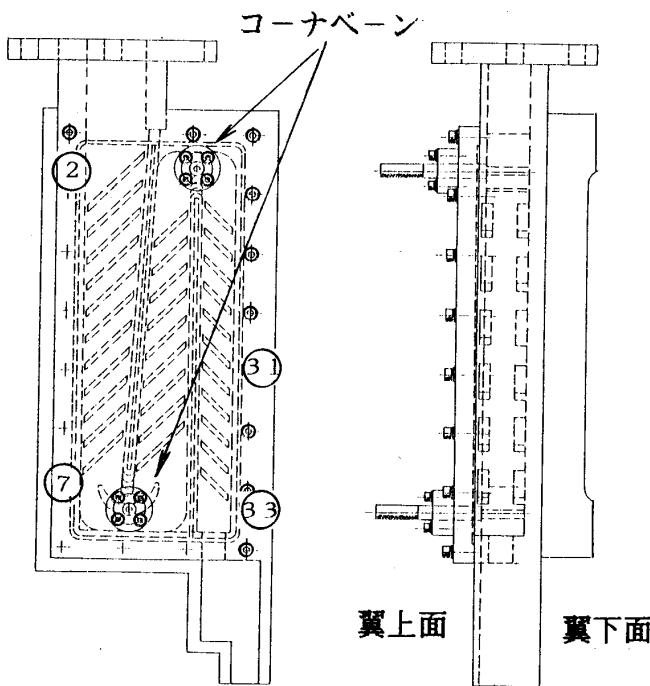


図12 モデル翼 (亚克力製)

表1 (T/P……Turbulence Promotor)

翼下面	翼上面	コーナ曲率	仕切板舌部長さ	案内羽根
T/P 有り ……A	T/P 有り ……A (対向配置)	R=25 ……A	ベース値 ……A	有り ……A
T/P 無し ……B	T/P 有り ……B (千鳥配置)	曲率無し ……B	(A<) C	無し ……B
—	T/P 無し ……C	—	(C<) D	—
			(D<) E	

面には、流れ方向に45°の角度を有する乱流促進体(突起高さ5mm, 突起間隔37.5mm, 断面形状は正方形)が配置されている。

モデル翼は、乱流促進体を含め実機翼で想定される様々な組み合わせ(Configuration)についての計測が実施できるように設計されている。表1にこのモデル翼で可能な組み合わせを示す。

3.2 実験条件

静圧計測用の水マノメータ長さの関係上、モデル翼に流せる水流量に限界があり、実験で得られた最大レイノルズ数(流路入口等価直径基準)は 1.2×10^4 程度である。このため計測された圧力損失係数に若干レイノルズ数依存性が見られるが、全体としてはその影響は小さいと考えられる。なお計測結果の表示の際に、モデル翼内の構造の組み合わせを表1の順番に対応させて表している(例えばA-B-A-A-B)。

3.3 実験結果

(1) 流れの可視化

モデル翼の突起面に油膜(流動パラフィン+酸化チタン)を塗付し流れの可視化を行った。図13にはその結果の一例を示す。上述のヌセルト数分布の計測結果と比較すると、高ヌセルト数が得られた領域に対応する部分(H)では、突起下流に発生する剥離域が突起の極く近傍に限定されているが、逆に低ヌセルト数領域(L)では剥離域が下流の突起近くにまで及んでいることがわかる。

(2) 圧力損失

乱流促進体による圧力損失係数 λ は、損失分布



図13 流れの可視化(油膜法)

の直線部の勾配 (b) から図式的に求めた。即ち

$$\lambda = \frac{b}{\rho V_m^2 / (2Dh)}, \quad V_m: \text{平均流速}, \quad Dh: \text{水力等価直径}$$

表 2 に、対向配置 (in-line) と千鳥配置 (staggered) の場合の圧力損失係数を示す。実験では千鳥配置での圧力損失係数が対向配置の場合よりも小さくなっている。Taslim, Spring [8][9]の一連の研究 (ただし $\alpha = 90^\circ$) でも同様の結果が得られている。

一般に、乱流促進体による圧力損失の増加の機構が、壁近傍の速度勾配の増加と突起自身の形状抵抗の増加によると考えられる。乱流促進体がタービン翼の内部冷却に利用される場合、突起高さや流路高さとの比が概して大きく、従って突起の形状抵抗が全体圧力損失中に占める割合が相対的に高い。この場合、突起を含む面の有効断面積 (突起の投影面積を引いたもの) が圧力損失係数に大きく関与すると予想され、これにより千鳥配置での圧力損失が小さいという結果が得られたものと考えられる。なお Taslim, Spring の実験では、対向配置よりも千鳥配置が高い平均熱伝達率を与える結果となっている。このことから、突起列の千鳥配置が伝熱促進の立場から優れた構造であると判断されるが、今後この特性を実機へ応用するためには、流れの詳細な計測を含めた幅広い研究が必要である。

Hanら [1] は、角度付き乱流促進体のもつ正方形流路についての実験結果より、乱流境界層速度分布の対数則にもとづき次の圧力損失 (管摩擦係数 f) に関する実験式を得ている。

表 2

組合わせ	[2-7]	[31-33]
A-A-A-A-B	0.4543	0.3815
A-B-A-A-B	0.3651	0.3681
予測値	0.3324	0.4094

$$\frac{R(e^+)}{[(P/e)/10]^{0.35}(0.003e^+)^n} = 15.6 - 31.6(\alpha/90) + 21.1(\alpha/90)^2 \quad (5)$$

$$R(e^+) = [2/f]^{1/2} + 2.51n[2e/Dh] + 2.5$$

$$e^+ = (e/Dh)Re[f/2]^{1/2}$$

式 (5) による予測値 (対向配置) を図 11 および表 2 に併記する。図 11 では推定値が若干小さいがほぼ実験値と一致している。また、[2-7]での予測値も実験値を下回っているが、これには流路のアスペクト比の効果が式 (5) に考慮されないことやピッチ比の影響などが関係していると考えられる。

4. 結論

本研究で得られた結果をまとめると次のようになる。

- (1) 乱流促進体に角度を付けることにより熱伝達分布の三次元性が強まり、局所的にかなり高い値を示す。また、この局所性には突起後方の流れの剝離形態が関係していることが、油膜法による流れの可視化により確認された。
- (2) 伝熱促進効果は $\alpha = 60^\circ$ の場合が最も大きい。摩擦損失係数も同様に増加する。またこの場合、ダクトスパン方向の平均ヌセルト数が下流方向に増加する傾向が見られた。
- (3) 本実験で用いたパラメータの範囲内で、Han の実験式は実験値に比較的近い結果を与える。

参考文献

- (1) Han, J. c. ., et al, ASME J. Eng. Gas Turbine and Power, Vol. 107, pp628-635, 1985
- (2) Chandra, P. R. et al. ASME Paper 87-GT-94, 1987
- (3) Metzger, D. E., ASME J. Heat Transfer, Vol. 108, pp48-54, Feb., 1986.
- (4) Saabas, H. J., et al, ASME Paper 87-GT-212, 1987.
- (5) 藤田ほか 3 名, 日本機械学会論文集 B 編, Vol. 52-482, pp3491-3497, 昭 61.
- (6) 土方, 横井, 日本機械学会論文集 B 編, Vol. 53-488, pp1176-1181, 昭 62.
- (7) Vedula, R. P. et al. to be presented, ASME winter Annual Meeting, 1988
- (8) Taslim, M. e., Spring, S. D., AIAA Paper AIAA-87-2009, 1987
- (9) Taslim, M. e., Spring, S. D., AIAA Paper AIAA-88-3014, 1988



145MW 副生ガス焼きコンバインド サイクルプラントの運転実績

川崎製鉄(株) 天野 忍
" 相馬 冬樹

ABSTRACT

A large scale by-product gas firing gas turbine combined cycle plant was installed in Chiba Works, Kawasaki Steel Corporation, and was coming into operation in December 1987. Test operation shows that the plant thermal efficiency achieved over 46% (at LHV) and NO_x emission level kept under 20 ppm (at O₂ 5%). In commercial operation, the rate of operation keeps more than 90%, and the cleaning of blades and condenser tubes keeps the plant thermal efficiency at almost same level as the test operation. The inspection of combustors and gas turbine blades in May 1988 does not indicate any problem on their shapes and cooling methods.

1. 概要

製鉄所における副生ガスは不活性成分を多く含み、NO_xの発生の少ないクリーンなエネルギーである。しかし一方では、カロリーが低いので電力転換効率が相対的に低く、また、燃焼安定性・着火性が劣る欠点がある。この燃焼性確保の為従来の副生ガス焼きコンバインドサイクルプラントの多くはタービン入口ガス温度が低く、効率的にも通常の蒸気サイクルと変わらないものであった。そこで川崎製鉄(株)と三菱重工業(株)は大容量でしかも高効率の副生ガス焼きコンバインドサイクルプラントを実現する為、次のような新しい技術を導入した^{1), 2)}。

- (i) 副生ガス焼きのガスタービンとして、初めてガスタービン入口ガス温度 1,150℃級を達成した。

- (ii) ガスタービン、発電機、蒸気タービン、ガス圧縮機を一軸に配列したコンパクトな配置とし、また機械損失を最小限に抑えた。
- (iii) 空気バイパス弁を設けたマルチチャン型燃焼器を開発し、副生ガスの安定燃焼とともに低NO_x化を実現した。
- (iv) エネルギーセンターからの遠隔運転を実施し、発電所を無人化した。

図1はガスタービンコンバインドサイクルプラントの系統図を示す。転炉ガスを上流にて加えた高炉ガスは混合器にてコークス炉ガスを混合して約1000Kcal/Nm³ (Dry) に調整され、ガス圧縮機で昇圧された空気とともに燃焼器で燃焼されガスタービンへ導かれる。

カスタービンにより排出されたガスは、排熱回収ボイラにて熱回収された後、煙突より大気へ排出される。

2. 試運転結果

図2にプラント熱効率を示す。プラント熱効率は、145MW時で46% (送電端低位発熱量基準) 以上を達成した。これは通常のボイラー・タービン発電プラントと比較すると、相対値で10%程度高い値である。さらにNO_x濃度についても希薄拡散型低NO_x燃焼器を採用したため、脱硝装置なしで、20PPM (O₂ 5%換算) 以下を確認した。図3に環境試験結果を示す。また、起動から100%負荷までの所要時間は100分以下 (ホット状態での起動) であり、これは通常のボイラータービン発電プラントの約1/3の値である。

3. 運転状況

図4は、運転開始後の稼働状況と平均負荷を表わしたものである。計画停止は、高炉の休風に合わせて実施しており約月1回の頻度である。稼働率は、運転を開始した昭和62年12月と中間点検

(昭和63年9月26日原稿受付)

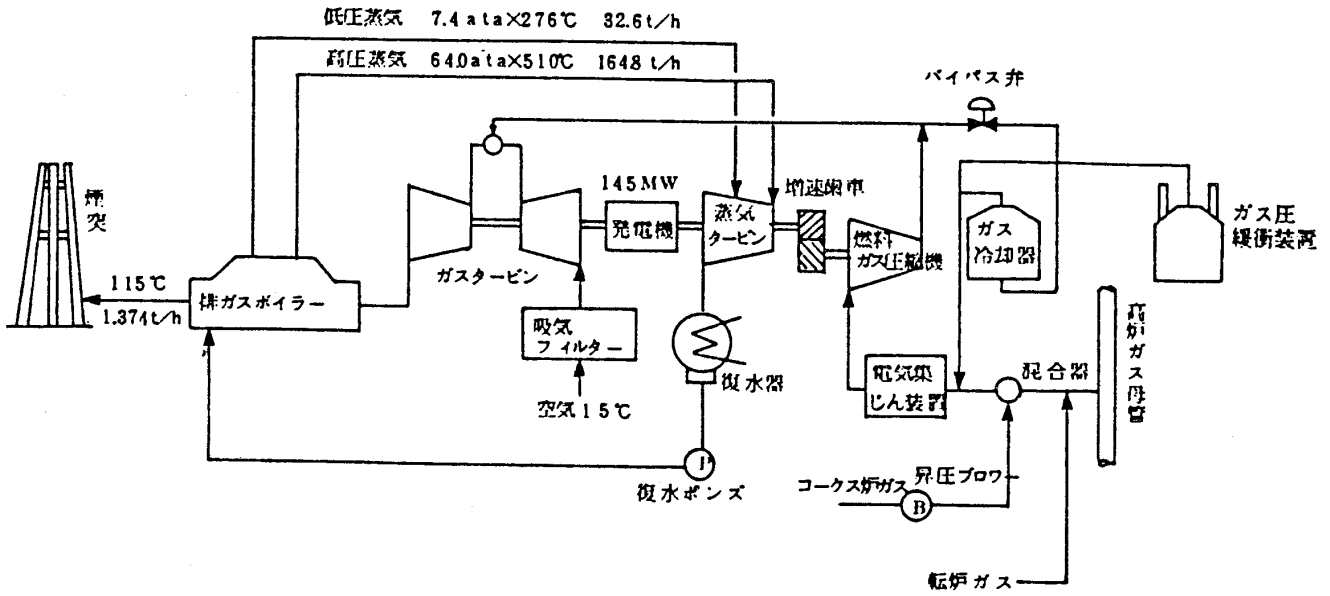


図1 ガスタービンコンバインドサイクル系統図

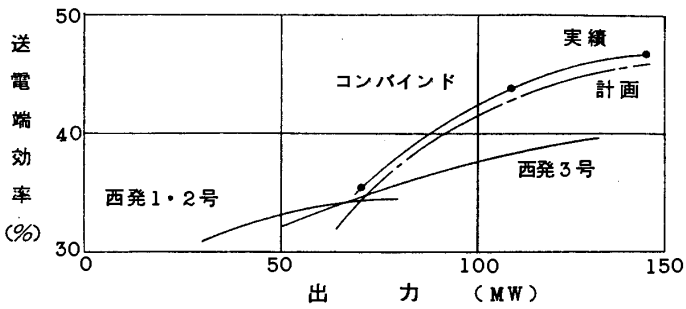


図2 出力とプラント熱効率

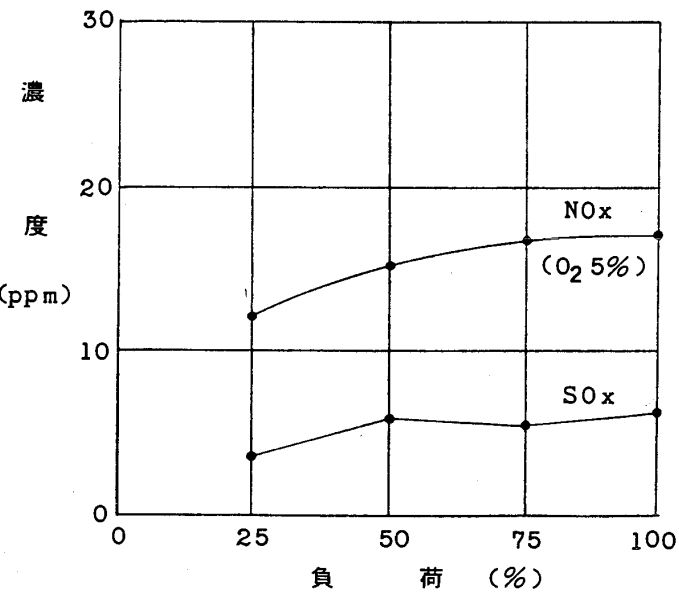


図3 環境データ

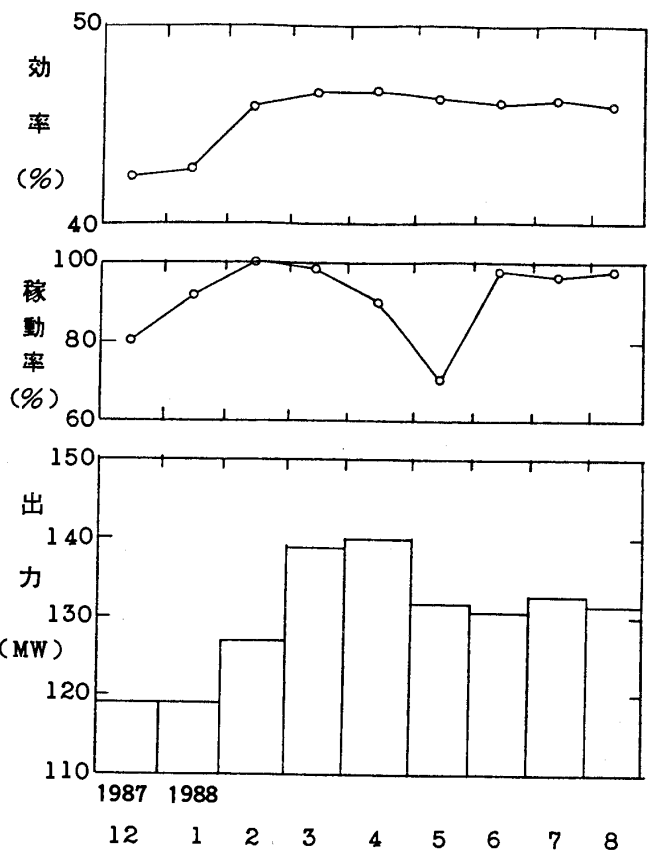


図4 稼働率と平均負荷

を実施した昭和63年5月を除き90%を確保している。ガス需給の関係から、初期は高出力を確保できなかったが、コンバインドサイクルプラントへのガス積極投入により、現在は130MW～140MWの出力を維持している。5月以降は排ガスボイラより高圧蒸気を抽気し工場送気を行っているため、発電出力としては低目となっているが、ガスタービンとしては全負荷運転を継続している。

運転開始後、冬期の気温の低い時期に高炉ガスにコークス炉ガスを混合する機能がうまく働かない不適合が経験された。調査の結果コークス炉ガス中のナフタリンが気温の低下に伴って凝固し、コークス炉ガス混合ノズルを閉塞させたものであることがわかった。

混合性を損なわない範囲で混合器ノズル数を減らし、ノズル径を大きくすることにより解決することができた。

また、運転開始後約6ヶ月経過した時点で製鉄所副生ガスを1,150℃級の高温ガスタービンに適用したのがはじめてのことであることから、高温部品の点検のため中間点検を実施した。

表1に点検項目と結果を示すが、燃焼器、タービン静動翼のいずれにも異常は認められなかった。タービン第1段静翼の前縁部にはダストの付着堆積が観察されたが冷却空気孔等につまりの影響は認められなかった。

4. 出力変化要因と出力維持対策

ガスタービンの出力は、通常圧縮機吸込空気の圧力・温度の条件により変化するが、それに加え

て低カロリーガス焼きガスタービンでは燃料ガス流量が、圧縮機吸込空気量と比較して約30%と相対的に大きい割合をしめ燃料条件（温度、組成、発熱量等）の変化による出力に対する影響も大きい。

この燃料組成及び発熱量は製鉄所内のガスバランスにより変動するが計画燃料ガスカロリを1,000Kcal/Nm³ (Dry) とし、900～1,100Kcal/Nm³での運用を可能とするように計画した。またガス温度はBガス母管の配管が長いいため気温+5℃程度となり気温に依存して変化する。

これらの条件を勘案した上で年間通じて計画出力145MWがほぼ確保できフレキシブルな運用が可能ないようにガスタービン空気圧縮機及び燃料ガス圧縮機の容量選定を図5に示す様に行い各々IGV（入口案内翼）、VV（可変静翼）の動作により吸込流量を可変できるものとした。また蒸気需要の変動に対応できるように排ガスボイラの高圧蒸気を抽気し、工場送気が可能なように配慮した。

これらにより、製鉄所の運用形態に応じた運転が可能となり順調に稼働を続けている。

一方圧縮機は運転の継続とともに、その翼の汚れにより性能が劣化してくることが知られている。

本プラントにおいてもガスタービンが製鉄所の雰囲気の中で運用されること、および主燃料となる高炉ガスにはダストが含まれていることから、圧縮機翼汚れによる影響を受けて性能が劣化することが懸念された。この対策として空気圧縮機には湿式の洗浄装置、燃料ガス圧縮機には乾式の洗

表1 点検結果

項目	点検内容	結果
燃焼器	目視点検・溶接部PT検査およびサーモペイントによるメタル温度確認。	異常なし
排気ダクト	目視点検	異常なし
タービン 動・静翼	ボアスコープによる目視点検	1段静翼に一部付着物が見られたが他異常なし

浄装置を設置した。

また、復水器汚れによる蒸気タービンの出力低下対策としては逆洗ボール洗浄装置を設置し、長期間の運転継続化の性能損失を最小にしたいとめる計画とした。

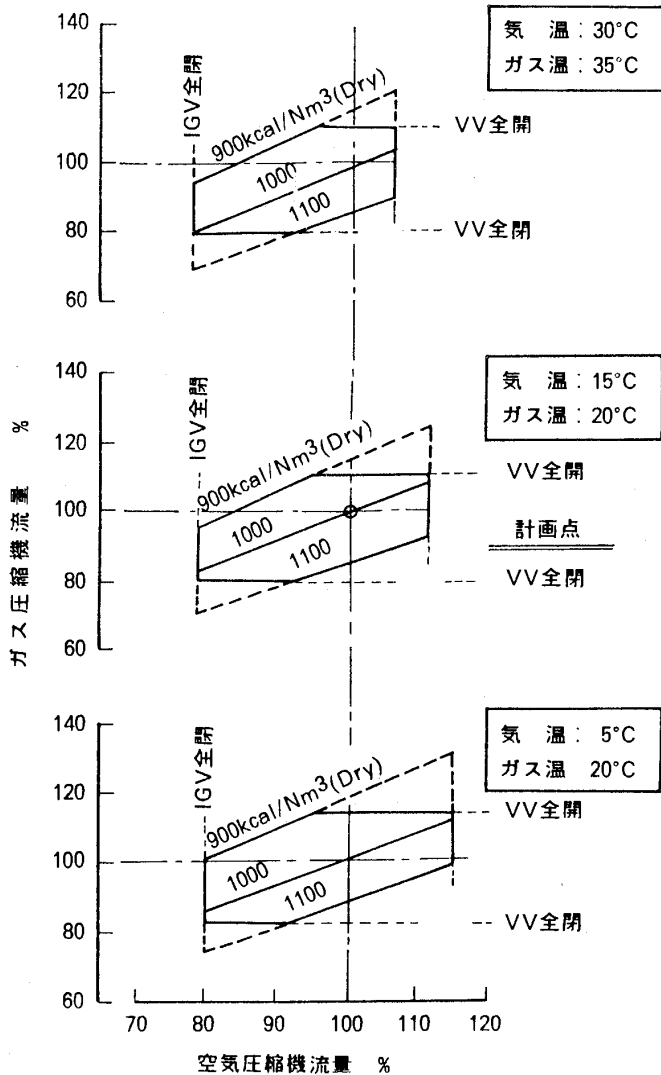


図5 空気圧縮機とガス圧縮機の容量選定

出力劣化要因と影響

出力劣化要因が及ぼす影響について定量的に評価してみた。今ガスタービン入口側の圧力、温度を P_1, T_1 、出側を P_2, T_2 とすると、断熱膨張した場合の出側温度 T_{th} は比熱比を γ (C_p/C_v) として、

$$T_{th} = T_1 \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\gamma-1/\gamma}$$

で表現できる。今、タービンの効率を η とすればタービン出側の温度は T_1, T_{th} を用いて以下のように表される。

$$T_2 = T_1 - \eta \times (T_1 - T_{th})$$

タービン入側、出側のエンタルピー H_1, H_2 は

$$H_1 = \int_{T_0}^{T_1} C_p dT, H_2 = \int_{T_0}^{T_2} C_p dT$$

となる。ただし、 T_0 は基準温度とする。ガス流量を m としてタービン出力 L をもとめれば次式のようになる。

$$L = m \times (H_1 - H_2)$$

圧縮機についても同様の計算できるので、通過流量及び圧力比がわかれば、ガスタービン空気圧縮機とガス圧縮機を合わせた出力変化と効率の関係および燃料発熱量・流量と出力の関係を示ることができる。³⁾

図6, 7はそれぞれガス圧縮機及び空気圧縮機の効率変化が出力におよぼす影響を表わしたものである空気圧縮機の動力はガス圧縮機の約2.5倍に相当するため効率低下による出力低下も同様に約2.5倍となる。一方図8は、大気温度とプラン

表2 出力変化要因と変化量

(△はマイナス)

変化要因	変化率	プラント 出力変化量 (kW)	定格出力に対する割合
ガス圧縮機効率	△1%	△400	△0.3%
空気圧縮機効率	△1%	△1,100	△0.8%
空気圧縮機流量	△1%	△1,500	△1.0%
大気温度	+5℃	△2,500	△1.7%
燃料ガスカロリー	△50kcal/Nm ³	+2,000	+1.4%

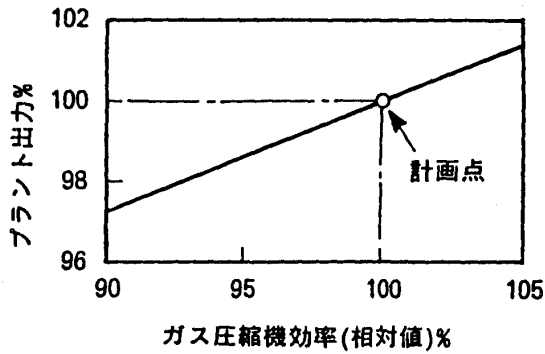


図6 ガス圧縮機効率と出力

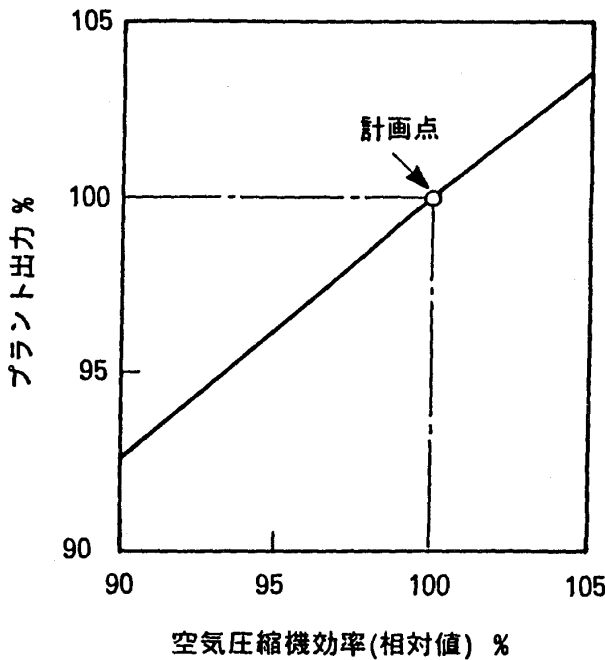


図7 空気圧縮機効率と出力

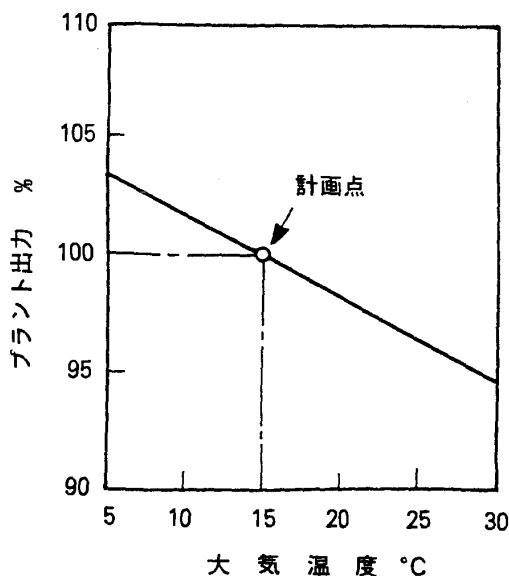


図8 大気温度と出力

ト出力の関係を示したものである。空気圧縮機の吸込量は実体積で一定であるから、大気温度の上昇とともに標準状態に換算した流量は減少してくる。この為ガスタービン入口ガス温度が一定となるよう制御を行うと大気温度上昇に伴って燃焼可能ガス量が減少し、プラント出力も減少してくる。これに対し燃料ガスカロリーを低下させるとガス圧縮機に余裕があれば、同じ空気量でも燃料ガス量を増加させることができ出力を増加できる。これは空気圧縮機が汚れ、流量が減少した場合も同様である。図9は燃料ガスカロリーとプラント出力の関係を示したものである。表2は出力変動要因と出力変化をまとめたものである。これよりわかるように空気圧縮機の汚れによる出力低下量が大きい為、翼洗浄による効率維持と吸込空気量の確保が重大である。また燃料ガスカロリーの低下は出力向上の有効な手段なため特に夏期のようにガスタービンに余裕がない場合には燃焼特性を損なわない範囲で利用できる。

翼洗浄効果

翼の汚れは、上述のように出力低下に大きく影響するため翼洗浄を定期的実施し効率及び風量を回復させる必要がある。本プラントでは、ガス圧縮機には乾式洗浄装置、空気圧縮機には湿式洗浄装置を取り付けている。図10に圧縮機の効率の相対変化と洗浄の効果を示す。矢印が洗浄を実施日を示しており一回の洗浄で、ガス圧縮機、空気圧縮機とも約1.0～1.5%の回復が見られる。

尚、ガス圧縮機は高炉ガス中に含まれるダスト付着による効率低下が大きくしかも汚れてくると洗浄後の効率回復が十分でないため、2週間に1度程度の洗浄は必要と思われる。

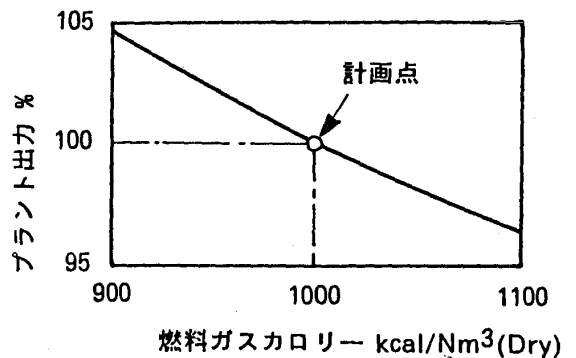


図9 カロリーと出力

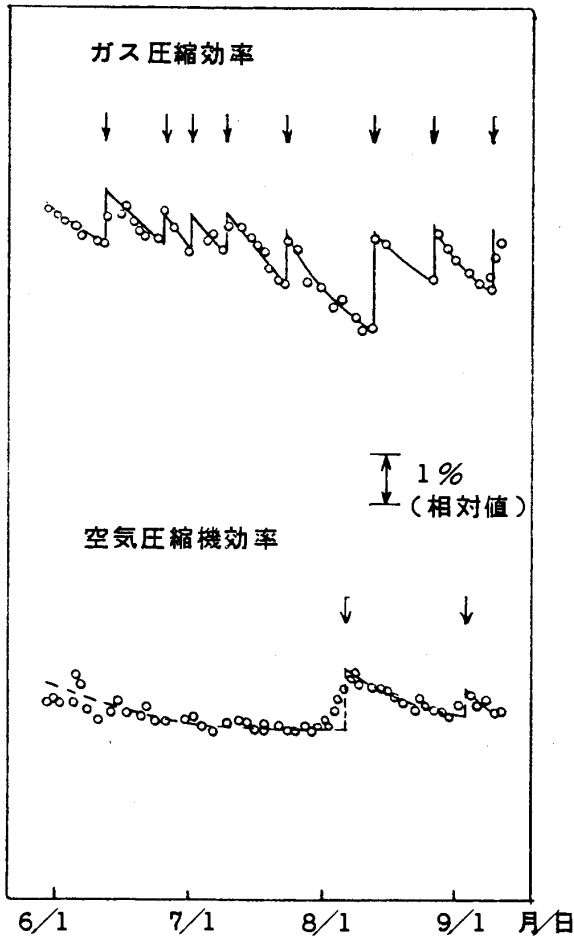


図10 翼洗浄効果

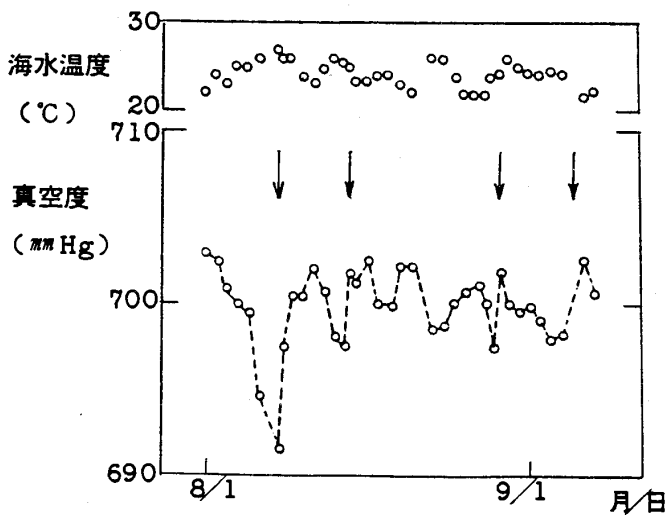


図11 逆洗ボール洗浄効果

復水器洗浄効果

復水器の汚れも蒸気タービンの出力低下に結びつき、プラント出力低下にもつながる。この為本プラントでも逆洗及びボール洗浄を実施してお

り、図11はその効果を表したものである。これによると1回の逆洗とボール洗浄で約5 mmHgの真空上昇が見られる。1 mmHgの真空上昇は約100kWに相当するため、夏期は週1回の頻度で洗浄を実施している。

5. 結言

川崎製鉄千葉製鉄所では、大容量・高効率の副生ガス焚きガスタービンコンバインドサイクルプラントを建設し、現在順調に稼働している。試運転結果と運転状況をまとめると以下ようになる。

- (1) プラント送電端熱効率は46% (低位発熱量基準) 以上を達成し副生ガス焚きプラントとしては画期的な効率を実現した。
- (2) 運転開始6ヶ月後中間点検を実施したが、高温部品に異常は見られなかった。
- (3) 圧縮機の翼洗浄は空気圧縮機、ガス圧縮機とも1回の洗浄で約1%効率が向上し、これはプラント出力のそれぞれ約0.8%及び約0.3%に相当し、性能の経時変化を最小にするためには洗浄を効果的に実施することが重要であることがわかった。
- (4) 燃料ガスカロリーを低下させると50 Kcal/Nm³で約1.4%の出力向上が可能であり、ガスタービンが高気温で余力の少ない夏期に有効な出力向上手段である。
- (5) 復水器ボール洗浄及び逆洗は1回あたり約5 mmHgの真空上昇が認められる。

以上の知見のもとに、翼洗浄、復水器洗浄を適宜実施し、試運転時と同様の高効率を維持している。今後さらに運転実績を蓄積し、更に効率的な運転を実施してゆきたい。

参考文献

- (1) 森ほか：川崎製鉄(株)千葉製鉄所納入低カロリーガス焚き145MWコンバインドプラントの設計と運転実績 三菱重工技報, 25 (1988) - 7
- (2) 高野ほか：川崎製鉄(株)千葉製鉄所殿向低カロリーガス焚き同軸式145MWコンバインドサイクルプラント, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 15, No. 60 (1988)
- (3) ガスタービン作動流体の熱力学的性質を表わす計算式とその用法, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 13, No. 52 (1986)



エンジン入口温度の変化が、ターボファンエンジンの修正性能に及ぼす影響について

防衛庁技術研究本部 神 津 正 男
石川島播磨重工業(株) 八 島 聡

Abstract

When the jet engine is tested in some atmospheric condition (inlet temperature and pressure), test data are corrected to the Sea level Standard atmosphere, using factors known as θ_1 and δ_1 , but these θ_1 and δ_1 corrections are not enough for the performance evaluation with high accuracy. Therefore, the effect of the engine inlet temperature change on the performance of a turbofan engine was investigated theoretically. This affects significantly the fuel flow and also thrust and exhaust gas temperature. Then, the correction factors for the small low bypass ratio turbofan engine F3-30 were calculated and compared with the test data. Very good coincidence was shown between the calculation and the test data.

(記号)

F_N : 正味推力
 I : エンタルピー
 I_i : i 番目のステーションにおけるエンタルピー
 I_2 : 圧縮機入口エンタルピー
 I_3 : 圧縮機出口エンタルピー
 I_4 : 燃焼器出口エンタルピー
 I_5 : 高圧タービン出口エンタルピー
 I_f : 燃料低位発熱量
 M_0 : 機速マッハ数
 N : 回転数
 N_g : 高圧系回転数
 P : 全圧
 P_1 : エンジン入口全圧

P_0 : 静止大気圧
 ΔP_{intake} : 空気取入口全圧損失
 $\text{SFC} = W_f/F_N$: 燃料消費率
 T : 全温
 T_1 : エンジン入口全温
 T_5 : 高圧タービン出口全温 (排気温度)
 t_0 : 静止大気温度
 V_0 : 機速
 V_{jc} : 高圧系 (コア側) 排気速度
 V_{jf} : 低圧系 (ファン側) 排気速度
 W_a : 空気流量
 W_{ac} : 圧縮機空気流量
 W_{af} : ファン空気流量
 W_f : 燃料流量
 C_P : 定圧比熱
 g : 重力加速度
 R : ガス定数
 κ : 比熱比
 η_B : 燃焼効率
 θ_1 : 温度修正係数
 δ_1 : 圧力修正係数
 μ_{EGT} : 排気温度補正係数
 μ_{FN} : 推力補正係数
 μ_{SFC} : SFC 補正係数
 μ_{Wf} : 燃料流量補正係数

1. まえがき

標準状態 (15°C, 1気圧) 以外の大気中でターボファンエンジンを運転, 試験したときの標準状態への性能修正は, 従来, エンジンに流入し, エンジン内を通過する空気あるいはガスの圧縮性のみを考慮した相似則に基くマッハ数の修正によって行なわれてきている。そのため, エンジンの各種計測値 (回転数, 推力, 燃料消費量, 温度, 圧力, 空気流量等) には, 気温と気圧の修正係数

(昭和63年11月7日原稿受付)

θ_1, δ_1 を用いて性能の標準状態からのズレの大きくない範囲では実用上十分な精度を有しており広く用いられている。しかし、高度が高くなって大気温度の変化が大きくなる場所では、この修正のみでは精度が十分でなく、修正値が一致しないことは経験的に知られている。これは、 θ_1, δ_1 の修正のみでは高度の影響については空気の粘性（レイノルズ数）の影響を省略していることに起因して誤差が生じ、又、大気温度の影響については θ_1 修正の概念が空気あるいはガスの比熱、比熱比及びガス定数を一定とした相似則の導入に基づいていることによって、誤差が生ずるためである。エンジンの飛行時の性能に対する精度が1～2%と云うオーダーで対応するためには、上述の因子の影響を無視することはできず、著者らは、先に“レイノルズ数が、ターボファンエンジンの性能に及ぼす影響について”は考察し、発表した¹⁾。

一方、エンジン入口温度の修正(θ_1)によってエンジン性能を評価することに関して、精度の高い理論的考察を行なった論文は公表されたものはなく、エンジンメーカーが、従来の基本的 θ_1 修正に対して、更にエンジン入口温度の補正係数をきめて性能修正を行なっている例があるに過ぎない。

本論文では、エンジン入口温度の変化が、エンジン性能に及ぼす影響について理論的に考察し、さきに開発を終了したターボファンエンジン(F3-30)に対して適用することによって定量的に補正係数を求め、実験値と比較して、その妥当性を評価したものである。

2. エンジン性能の θ_1, δ_1 による修正法

従来から、ターボファンエンジンを含むガスタービンエンジンの性能修正は、基本的には次の方法で行なわれている。

エンジンを標準状態(15℃, 1気圧)以外の状態で運転、試験したとき、その性能を標準状態に修正するため、次の基本形が用いられている。大気温度 t_0 (k), 大気圧 P_0 (kg/cm²)の状態下で、機速マッハ数 M_0 で飛行したとき、次に定義する修正係数 θ_1, δ_1 によって、計測値を修正することにより標準状態への換算が行なわれている。

$$\theta_1 = \frac{T_1}{288} \quad (1)$$

$$\delta_1 = \frac{P_1}{1,033} \quad (2)$$

ここで

$$P_1 = t_0 \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_0^2 \right) \quad (3)$$

$$P_1 = P_0 \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} - \Delta \text{Pintake} \quad (4)$$

である。エンジンの性能、状態をあらわす諸量の計測値から修正値への換算は次式となる。

$$\text{回転数 } N_{\text{修正}} = N_{\text{計測}} / \sqrt{\theta_1} \quad (5)$$

$$\text{推力 } F_N_{\text{修正}} = F_N_{\text{計測}} / \delta_1 \quad (6)$$

$$\text{燃料流量 } W_f_{\text{修正}} = W_f_{\text{計測}} / \delta_1 \sqrt{\theta_1} \quad (7)$$

$$\text{燃焼消費率 } \text{SFC}_{\text{修正}} = \text{SFC}_{\text{計測}} / \sqrt{\theta_1} \quad (8)$$

$$\text{空気流量 } W_a_{\text{修正}} = W_a_{\text{計測}} \sqrt{\theta_1} / \delta_1 \quad (9)$$

$$\text{温度 } T_{\text{修正}} = T_{\text{計測}} / \theta_1 \quad (10)$$

$$\text{圧力 } P_{\text{修正}} = P_{\text{計測}} / \delta_1 \quad (11)$$

$$\text{エンタルピー } I_{\text{修正}} = I_{\text{計測}} / \theta_1 \quad (12)$$

上述の修正法は、バッキンガムの π 定理として知られる次元解析法²⁾、あるいは流体の物理的相似則における圧縮性のみを考慮したマッハ数の修正の概念³⁾から導入されたものであり、その前提には大きな仮定として次の2項目が用いられている。

- (1) エンジン内の気体の流れはレイノルズ数に関係しない。(粘性の影響を受けない。)
- (2) 気体通路の対応する部分におけるガス定数、比熱比は等しい。例えば圧縮機の入口にあけるガス定数等は、その温度が変化しても変わらない。燃焼器部、タービン部の各点においても同じである。

従って、相似則を厳密に展開する場合、上記仮定に対する補正が必要となる。

レイノルズ数に関しては、前述の様に著者らによってその補正係数が定量的に求められており、高々度においてはエンジン性能に数%の影響を及ぼすことが示された。2番目の仮定に関して、入口温度が変化した時(即ち、気体通路の各点における温度が変化した時)に得られる性能を θ_1, δ_1 修正することによって得られる性能に対して

も補正係数を求めることが必要である。

3. θ_1, δ_1 修正値と、標準状態における性能との差について

任意のエンジン入口の状態(大気温度, 大気圧)で試験したとき, その計測値を前述の θ_1, δ_1 で標準状態に修正した値(修正値)と, もし, エンジンを標準状態の大気中で運転したとすると, その計測値との間にどのような誤差があるかについて, エンジン性能の代表的パラメータである燃料流量, 排気温度, 推力について考察する。用いている記号の添字は, 図1に示すターボファンエンジンのステーション番号に対応する。

3.1 燃料流量

任意の大気状態でエンジンを運転したときの燃料流量は, エネルギーの関係から次式で与えられる。

$$W_f = \frac{W_{ac}(I_4 - I_3)}{\eta_B I_f - I_4} \quad (13)$$

(13)式の両辺を θ_1, δ_1 で数学的に変形すると修正燃料流量は,

$$\frac{W_f}{\delta_1 \sqrt{\theta_1}} = \frac{W_{ac} \sqrt{\theta_1}}{\delta_1} \cdot \frac{1}{\theta_1} \cdot \frac{I_4 - I_3}{\eta_B I_f - I_4} \quad (14)$$

一方, 標準状態における値を*で表わすと

$$W_f^* = \frac{W_{ac}^*(I_4^* - I_3^*)}{\eta_B^* I_f^* - I_4^*} \quad (15)$$

θ_1, δ_1 による基本修正の考えによれば

$$W_{ac}^* = \frac{W_{ac} \sqrt{\theta_1}}{\delta_1}, \quad I^* = \frac{I}{\theta_1}$$

$$\eta_B, I_f = \text{const}$$

であるから, θ_1, δ_1 修正値と標準状態における性能との差は(14)(15)式より

$$\begin{aligned} & \frac{W_f}{\delta_1 \sqrt{\theta_1}} - W_f^* \\ &= \frac{W_{ac}^*(I_4^* - I_3^*)}{(\eta_B^* I_f^* - I_4^* \cdot \theta_1)(\eta_B^* I_f^* - I_4^*)} \cdot I_4^*(\theta_1 - 1) \end{aligned} \quad (16)$$

となる。即ち $W_f / \delta_1 \sqrt{\theta_1} = W_f^*$ となるのは $\theta_1 = 1$ ($T_1 = 288^\circ\text{K}$) のときのみであり, $W_f / \delta_1 \sqrt{\theta_1}$ は W_f^* とは一致しないことが(16)式より明らかである。ちなみに, $\theta_1 > 1$ 即ち T_1 が 15°C 以上のときは $W_f / \delta_1 \sqrt{\theta_1} > W_f^*$ であり, $\theta_1 < 1$ のときは $W_f / \delta_1 \sqrt{\theta_1} < W_f^*$ である。

3.2 排気温度(高圧タービン出口温度)

圧縮機と圧縮機駆動(高圧)タービンの仕事のつりあいから

$$(W_{ac} + W_f)(I_4 - I_5) = W_{ac}(I_3 - I_2) \quad (17)$$

$$\therefore I_5 = I_4 - \frac{W_{ac}}{W_{ac} + W_f}(I_3 - I_2) \quad (18)$$

(18)式の両辺を θ_1, δ_1 で数学的に変形すると,

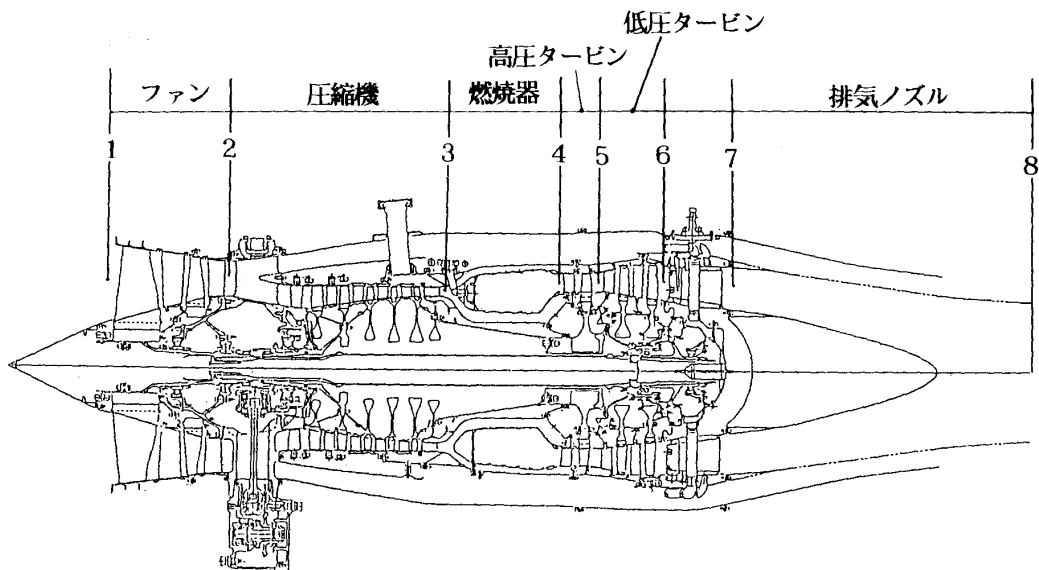


図1 F3-30 エンジンとステーション番号

$$\frac{I_5}{\theta_1} = \frac{I_4}{\theta_1} - \frac{W_{ac} \sqrt{\theta_1} / \delta_1}{\frac{W_{ac} \sqrt{\theta_1}}{\delta_1} + \frac{W_f}{\delta_1 \sqrt{\theta_1}} \cdot \theta_1} \left(\frac{I_3}{\theta_1} - \frac{I_2}{\theta_1} \right) \quad (19)$$

一方、標準状態における値を*で表わすと、

$$I_5^* = I_4^* - \frac{W_{ac}^*}{W_{ac}^* + W_f^*} (I_3^* - I_2^*) \quad (20)$$

θ_1, δ_1 による基本修正の考えによれば、

$$I_i^* = \frac{I_i}{\theta_1}, \quad W_{ac}^* = \frac{W_{ac} \sqrt{\theta_1}}{\delta_1}$$

$$W_f^* = \frac{W_f}{\delta_1 \sqrt{\theta_1}}$$

であるから、 θ_1, δ_1 修正値と標準状態における性能との差は、(19), (20) 式より

$$\begin{aligned} & \frac{I_5}{\theta_1} - I_5^* \\ &= (I_3^* - I_2^*) \frac{W_{ac}^* W_f^*}{(W_{ac}^* + W_f^*)(W_{ac}^* + W_f^* \cdot \theta_1)} (\theta_1 - 1) \end{aligned} \quad (21)$$

となり、 $T_5/\theta = T_5^*$ となるのは $\theta_1 = 1$ 即ち、 $T_1 = 15^\circ\text{C}$ のときのみであり、 T_5/θ は、それ以外の大気の状態のときには、標準状態の T_5^* とは一致しない。

上述の検討はエンタルピーに関して行なったが、 $dI = C_p \cdot dT$ であるから、これは T_5 についても同様のことが云える。即ち、 T_5/θ_1 は T_5^* には、 $\theta_1 = 1$ のとき以外は一致しないことになる。

3.3 推力

任意の大気状態において、前進速度 V_0 で飛行しているターボファンエンジンの発生する正味推力は、

$$\begin{aligned} F_N \\ &= \frac{1}{g} \left\{ (W_{ac} + W_f) V_{jc} - W_{ac} \cdot V_0 \right\} + \frac{W_{af}}{g} (V_{jf} - V_0) \end{aligned} \quad (22)$$

(22) 式の両辺を θ_1, δ_1 で数学的に変形すると、

$$\frac{F_N}{\delta_1} = \frac{1}{g} \left\{ \left(\frac{W_{ac} \sqrt{\theta_1}}{\delta_1} + \frac{W_f}{\delta_1 \sqrt{\theta_1}} \cdot \theta_1 \right) \frac{V_{jc}}{\sqrt{\theta_1}} - \frac{W_{ac} \sqrt{\theta_1}}{\delta_1} \right.$$

$$\left. \cdot \frac{V_0}{\sqrt{\theta_1}} \right\} + \frac{1}{g} \cdot \frac{W_{af} \sqrt{\theta_1}}{\delta_1} \left(\frac{V_{jf}}{\sqrt{\theta_1}} - \frac{V_0}{\sqrt{\theta_1}} \right) \quad (23)$$

一方、

$$\begin{aligned} \frac{W_{ac} \sqrt{\theta_1}}{\delta_1} &= W_{ac}^*, \quad \frac{W_f}{\delta_1 \sqrt{\theta_1}} = W_f^* \\ \frac{W_{af} \sqrt{\theta_1}}{\delta_1} &= W_{af}^*, \quad \frac{V_{jc}}{\sqrt{\theta_1}} = V_{jc}^*, \quad \frac{V_{jf}}{\sqrt{\theta_1}} = V_{jf}^* \end{aligned}$$

であるから、 θ_1, δ_1 修正値と標準状態における差は、(22) 式の各値に*を付したものと(23)式の差となり、

$$\frac{F_N}{\delta_1} - F_N^* = \frac{W_f^* \cdot V_{jc}^*}{g} (\theta_1 - 1) \quad (24)$$

となる。したがって、 $F_N/\delta_1 = F_N^*$ となるのは、 $\theta_1 = 1$ のときのみであり、それ以外では F_N/δ_1 と F_N^* は一致しない。また、 V_{jc} には、 T_5 の影響も含まれているため、前述のように、 $T_5/\theta_1 \neq T_5^*$ であるから $V_{jc}/\sqrt{\theta_1} \neq V_{jc}^*$ であり、(24) 式の誤差は無視できない。

4. F3-30 ターボファンエンジンへの適用

以上、述べてきたように、エンジン性能を修正する際、エンジンを特定するならば、性能の基本修正における θ_1, δ_1 修正値と、標準状態での性能値との誤差の補正係数はきめることが出来る。

昭和63年3月末に、すべての飛行試験を完了した航空自衛隊中等練習機 T-4 に搭載の F3-30 ターボファンエンジンの開発において、エンジンのマッチング計算及び試験結果により、上記の誤差を定量的に把握し、以下に定義する燃料流量、排気温度、燃料消費率及び推力の補正係数を求めた。

$$\mu_{W_f} = \frac{W_f^*}{W_f / \delta_1 \sqrt{\theta_1}}$$

$$\mu_{EGT} = \frac{EGT^*}{EGT / \theta_1}$$

$$\mu_{SFC} = \frac{SFC^*}{SFC / \sqrt{\theta_1}}$$

$$\mu_{F_N} = \frac{F_N^*}{F_N / \delta_1}$$

* は標準状態における値を表わす。

4.1 供試エンジン

(F3-30 ターボファンエンジン)

F3-30 ターボファンエンジンは、航空自衛隊の中等練習機 (T-4) 用の 2 軸、定バイパス比ターボファンエンジンであり (図 1), 地上静止状態の最大定格における性能諸元は次のとおりである。

- (1) 推 力 : 1670kgf
- (2) 燃料消費率 : 0.68kg/h/kgf
- (3) 重 量 : 340kg
- (4) 推 力/重量比 : 4.9
- (5) エンジン入口直径 (ファン入口直径) : 522mm φ
- (6) 空気流量 : 34kg/s
- (7) バイパス比 : 0.9
- (8) ファン圧力比 : 2.6
- (9) 全体圧力比 : 11 (圧縮機圧力比 : 4.2)
- (10) 燃焼ガス温度 : 1050°C
- (11) 回転数 HP 系 : 21,100RPM
LP 系 : 15,280RPM

エンジンの構成は次のとおりである。

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

4.2 補正係数の F3-30 エンジンへの適用

3 章で、主要性能値の θ_1 , δ_1 修正の外に、エンジン入口温度による補正が必要であることを導いた。

ここでは、F3-30 ターボファンエンジンに導入する補正係数を定量的にきめるために、エンジンの性能及び状態量はマッチング計算によって算出した。即ち、ファン、圧縮機、燃焼器及び高圧/低圧タービンの要素別特性線図を要素試験あるいは設計計算により求め、図 2~4 に示す形でプログラムに組み込んだ。マッチング計算の方法については、本文では述べないが、各要素間の流

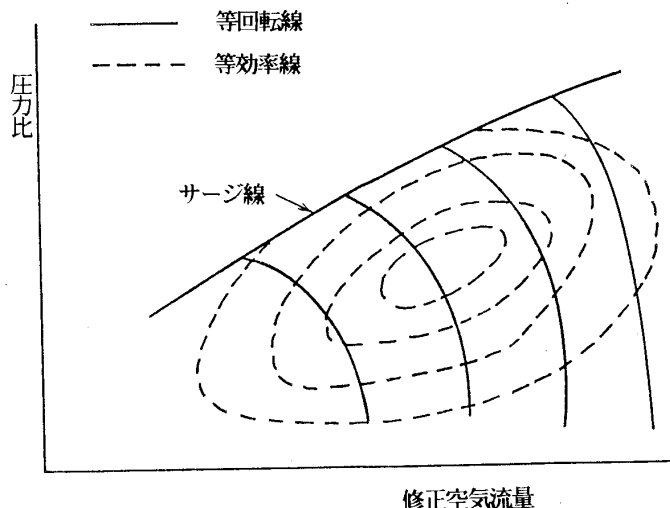


図 2 ファン及び圧縮機の特性マップの例

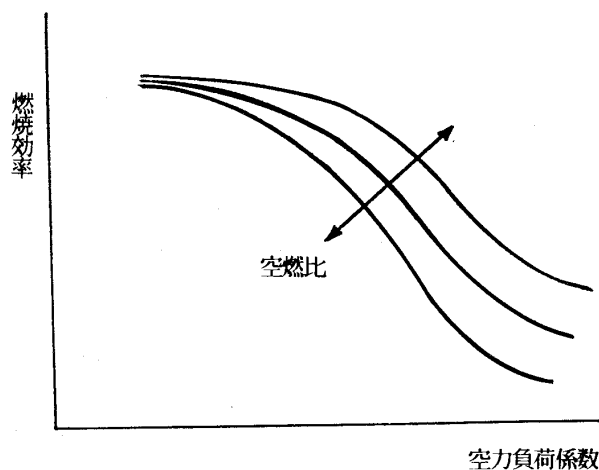


図 3 燃焼器の特性マップの例

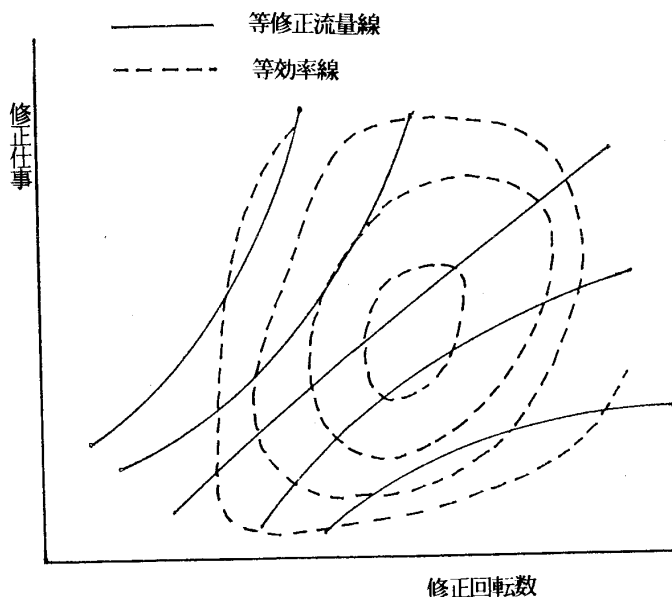


図 4 タービンの特性マップの例

量, 仕事及び回転数がバランスするように, 繰返し計算を行ない⁴⁾, 又, 気体の状態量は Keenan-Kaye のガステーブルを用いた。

上記のマッチング計算により, エンジン入口温度を変化させたときのエンジン性能を求め, それらに θ_1, δ_1 修正を施すことによって得られた修正値を, 標準状態の性能値と比較することによって補正係数を求めた。燃料流量, 排気温度, 推力に対する補正係数を, 図5~7に示した。排気温度と推力については, 夏(大気温度30℃以上)と冬(大気温度-5℃程度)での相違は0.5%程度と小さいが, 燃料流量については3.5%もの相違があり, エンジン性能(特に燃料消費量)に1%以下の精度を要求される今日では無視できない。

5. 検討

エンジン入口温度 (T_1) に対して, もっとも補正量の大きい燃料流量について, T_1 が8℃のときと, 20℃のときの試験結果から, θ_1, δ_1 の基本修正を行なった修正燃料流量を図8左側に示した。これは, F3-30 の開発途上の数多くの地上運転試験の中で, 偶々一日のうちに著しい温度変化があり, 同一のエンジンで T_1 以外は同条件のデータが得られたものである。これからも明らかなように, エンジン入口温度が異なったときの修正値

は, 同一修正回転数に対して一致しない。前章で述べた図5に示す補正係数を用いて図8左側の曲線を補正し結果, 図8右側に示すように, 良い一致を見ることができた。修正推力, 修正排気温度に対しては, 修正燃料消費量に比し, 12℃程度の温度差では, 図6, 7に示すように補正係数も小さく, データ上有意差は見られないので, ここでは省略する。

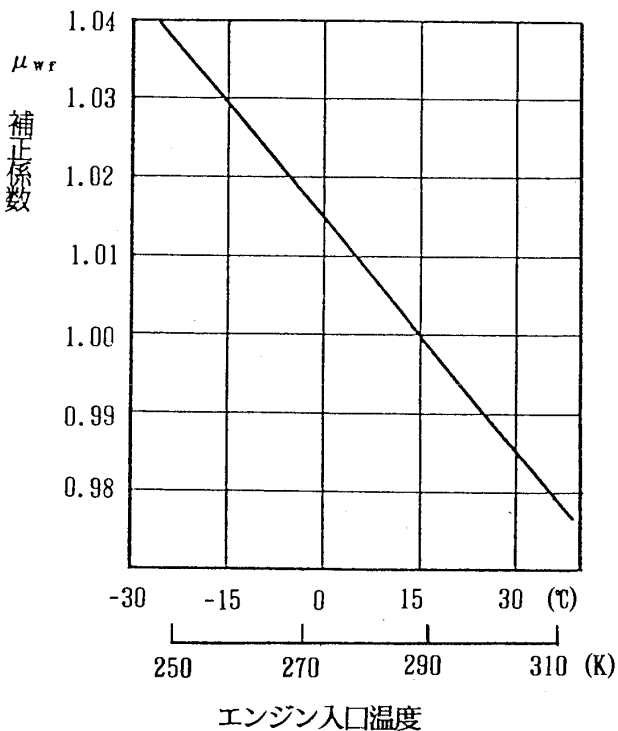


図5 修正燃料流量に対する入口温度補正係数

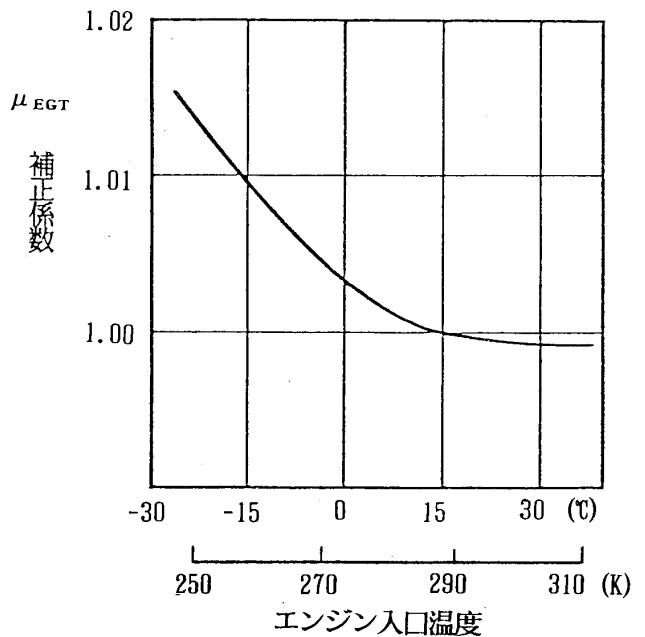


図6 修正排気温度に対する入口温度補正係数

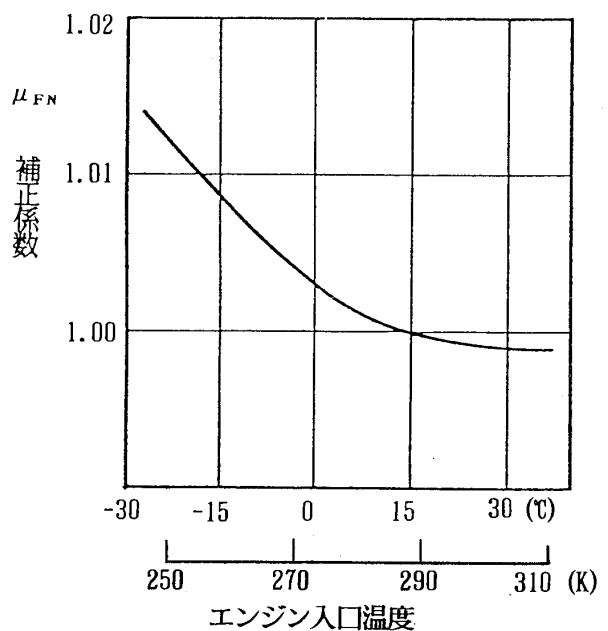


図7 修正推力に対する入口温度補正係数

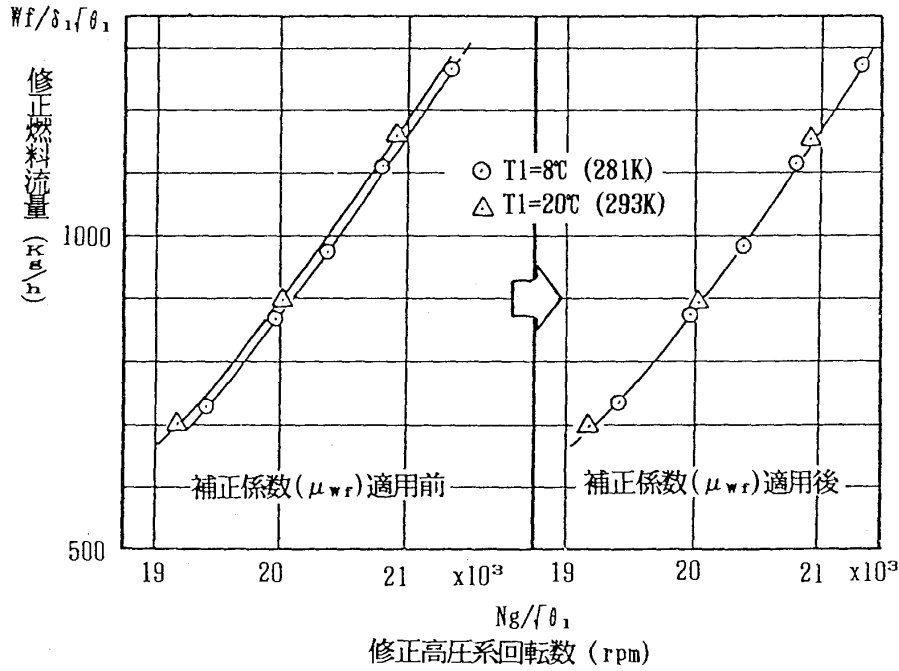


図8 修正燃料流量に対する入口温度補正結果

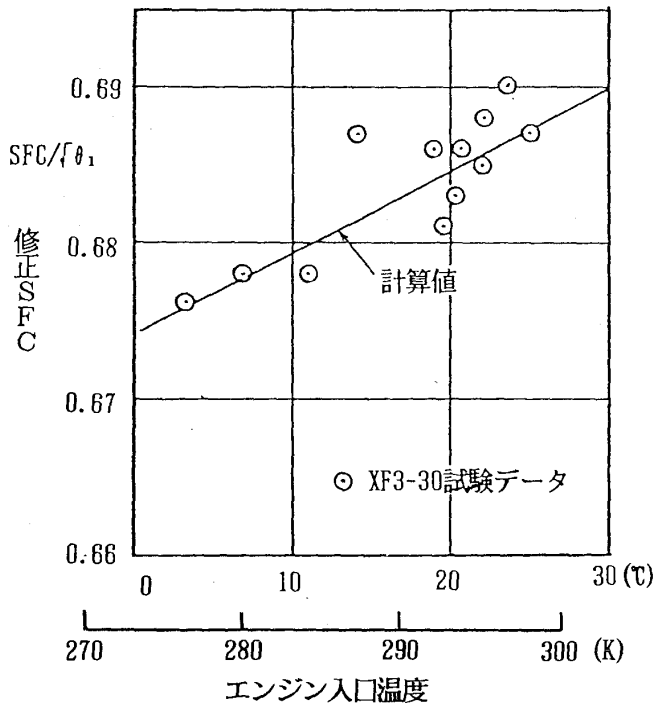


図9 修正 SFC に対する入口温度補正結果

更に図9には、前記マッチング計算の結果（計算値）と、エンジン試験の結果の θ_1 、 δ_1 の基本修正を行なった燃料消費率（SFC）の修正値とを対比して示した。試験データは F3-30 エンジンの PFRT（飛行前定格試験）に供試した6台のエンジンのデータをプロットしたものであり、エン

ジン間のバラツキ及びエンジンのオーバーホール回数によるバラツキを含むデータである。これからも明らかなように、エンジン入口温度が低い程、修正 SFC は小さいことがわかる。計算値による曲線も挿入したが、試験値と同じ傾向を示している。

一方、 θ_1 、 δ_1 の基本修正を行なった修正 SFC に対して、エンジン入口温度が 3°C ~ 25°C まで変化している間の修正値は、入口温度補正前では、図10 の上部に見られるように、平均値 0.684 kg/kgf、標準偏差 4.3×10^{-3} であったものが、補正係数による補正後には、平均値は 0.682 kg/h/kgf と大きく変化はしていないが、標準偏差は 2.2×10^{-3} と補正前の約 1/2 になった。図10 のデータも6台の供試エンジンの個体差によるバラツキも含むものである。

以上、F3-30 エンジンと云う特定のターボファンエンジンに対して、燃料消費量あるいは燃料消費率（SFC）の補正の妥当性を述べて来たが、他機種エンジンの補正係数と、F3-30 エンジンの補正係数と対比させたのが、図11である。図11中のエンジン A、B は何れも現用の低バイパス比ターボファンエンジンであるが、これからも明らかなように、エンジンの設計諸元の異なる2種類のエンジン A、B のエンジン入口温度に対する

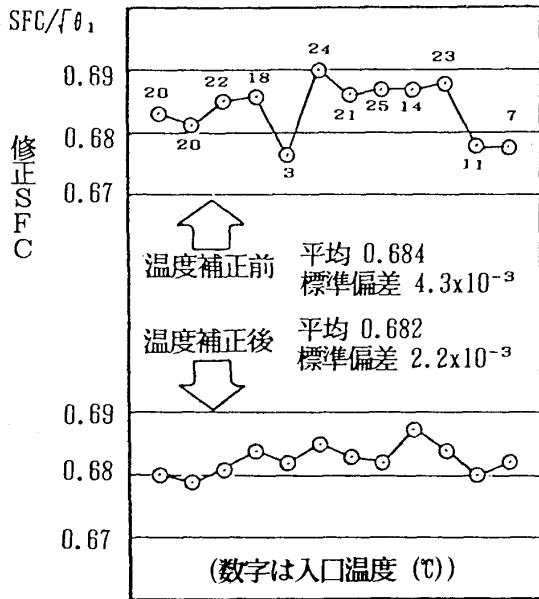


図 10 修正 SFC に対する温度補正によるバラツキの減少

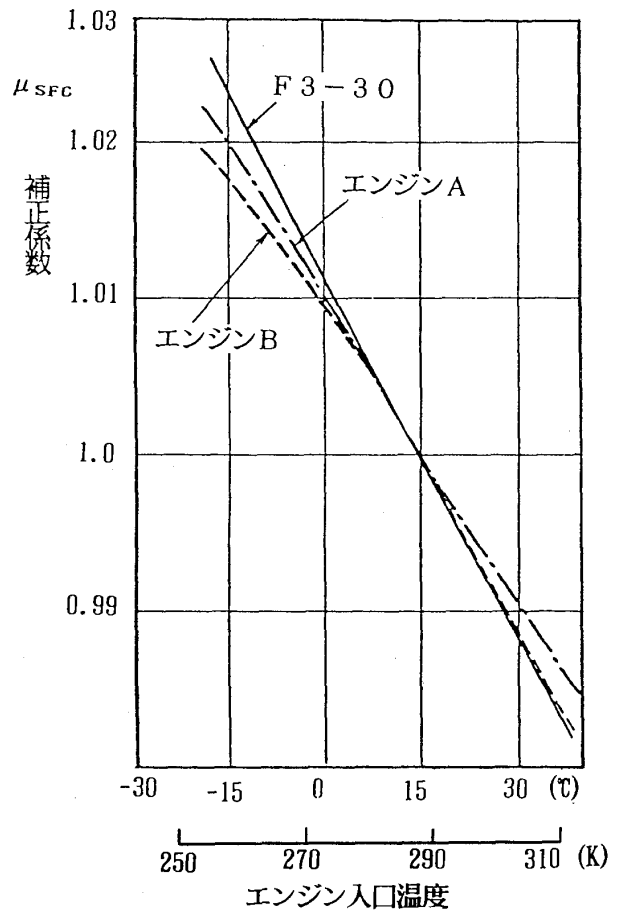


図 11 修正 SFC に対する温度補正係数の他機種との比較

補正係数とも類似性あるいは良い一致を示しており、F3-30 に適用した補正係数が妥当であると考えられる。

6. 結論

以上の結果から、エンジン入口温度に対する修正燃料流量、修正排気温度、修正推力への補正に関する概念が明確化され、又、試験結果の補正と計算値の対比から、その妥当性が実証された。この結果を F3-30 エンジンに適用することにより、試験結果を標準状態に修正する際、従来のも θ_1 、 δ_1 に対する単純な修正よりも精度の良い補正が行なえるようになり、夏、冬において標準大気温 (15°C) よりも低い場合、あるいは高い場合のエンジンの修正性能、特に燃料消費率のバラツキを

小さくすることが可能となった。

最後に、本研究のデータ整理にあたり、多大の協力を頂いた石川島播磨重工業 (株) の榊純一氏に感謝の意を表す。

参考文献

- (1) 神津・八島 日本ガスタービン学会誌 vol. 16 No. 63 (1988)
- (2) 渡部一郎 次元解析 (昭34) pp228~229 技報堂全書
- (3) ステーチキン/濱島 ジェットエンジン理論 pp271~283
- (4) Smith, C. W. Aircraft Gas Turbines (John Wiley & Some) (1956) pp333~337



カワサキ M1A-13 型ガスタービン

川崎重工業株式会社 射延 功

1. まえがき

コージェネレーションシステムの市場拡大に伴い、総合熱効率が高いガスタービン発電設備の設置数も急速に増加しつつあるが、その中において発電効率を少しでも高くとの声が市場で高まっている。

ここで紹介する M1A-13 型ガスタービンは、川崎重工業株式が 10 数年にわたって、自社開発の小型陸船用ガスタービンの製造販売で培ってきた技術力をもとに完成させた、このクラスでは世界的にもトップクラスの高効率ガスタービンである。

基本構成は在来機の M1A-03 型と同様とし、高効率化のため

- ・ コンプレッサ、タービンのコンポーネント効率の向上

に最重点を置き、同時に

- ・ タービン入口温度の若干の上昇
- ・ タービン冷却方法の改良

により、熱効率を約 20% 上昇させたものである。

なお減速機、補機、制御系統等は、在来機と共用できる構造としている。このため、既設の設備でガスタービンのみ置換えて発電効率を向上させることも可能である。

2. 開発経緯

1986 年 7 月基本設計を開始

1987 年 10 月試作初号機が完成

水動力計負荷による運転試験を開始し、10 カ月にわたって性能及び耐久性向上のための改良試験及び耐久性確認試験を行い、

1988 年 8 月開発試験を終了した。

その後、量産初号機は同年 11 月に完成し、ガスタービンコージェネレーション設備として、1989 年 3 月初より稼働開始している。本ガスタービンの部品製造については、すでに本格的な量産体制

(平成元年 4 月 24 日原稿受付)

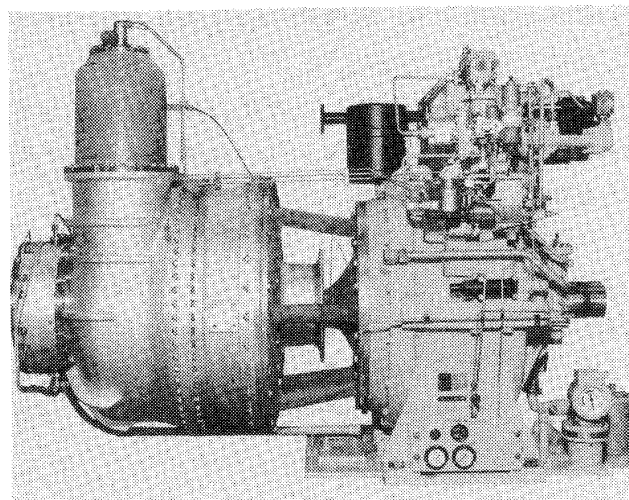


写真 1 M1A-13 ガスタービン外観

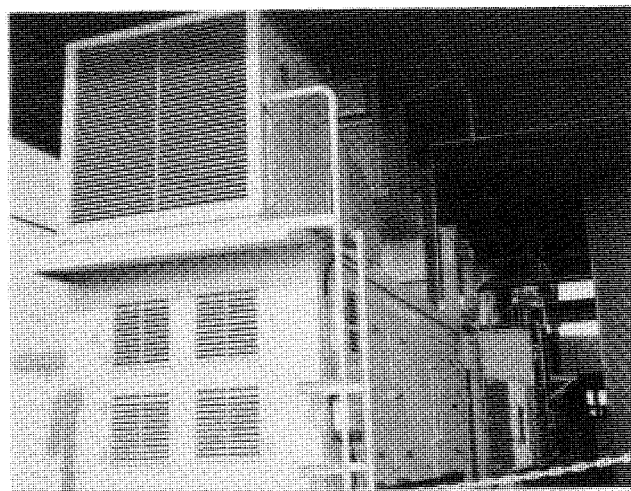


写真 2 稼働中のコージェネ設備

に入っており、発電設備として既設 3 台、既受注は 10 台を越えている。(4 月末時点)

3. 性能・諸元

在来機 M1A-03 型の減速機を共用できる範囲内で、出力は最大 1580kW とした。コンプレッサ、燃焼器、タービンの構成は M1A-03 型と同じであるが、要素効率を高めた結果、燃料消費率は定格出力時、灯油換算で 236 gr/ps hr (在来機は 281) が得られた。また部分負荷特性も大幅に改善さ

れ、1クラス下のM1A-01型(1200kW級)に比べても低燃費になっている。

また比出力も286PS/kg/sと、在来機(219)より高レベルのものとなっている。このため空気流量は18%少なくなったが、全体の大きさはむしろやや大き目とした。これは内部通路に余裕をもたせて性能向上に寄与させることと、回転数を同一とすることにより、軸受及び減速機を共用できるようにしたためである。

コンプレッサの効率を上げるために圧力比は在来型通りに抑え、タービン入口温度も高温部の耐久性を損なわない範囲で若干の上昇にとどめた。

一方ばい煙排出濃度については、ばいじん、COは著しく低く、NO_xについても水噴射により30ppm(O₂=16%、ガス燃料)以下が可能であるが、トータルシステムとしてのコスト低減のため、低NO_x燃焼器への改良が今後の課題として残されている。

M1A-13型ガスタービン主要目表

機種名	M1A-13 (新機種)	M1A-03 (在来機)
形式	開放単純サイクル軸式	
コンプレッサ	遠心式2段	
燃焼器	単筒缶形	
タービン	軸流式3段	
使用可能燃料	ガス(都市ガス、天然ガス) 液体(灯油、軽油、A重油)	
ガスタービン重量(kg)	1190	990
定格出力(kW)	1590	1480
熱効率(%)	26.3	22.1
排ガス温度(℃)	555	545
排ガス流量(ton/hr)	26.9	32.6
圧力比	8.7	8.8
回転数(rpm)	タービン軸 出力軸	22000 1800又は1500

(注) 性能はISO標準大気条件、都市ガス燃料の場合を示す。

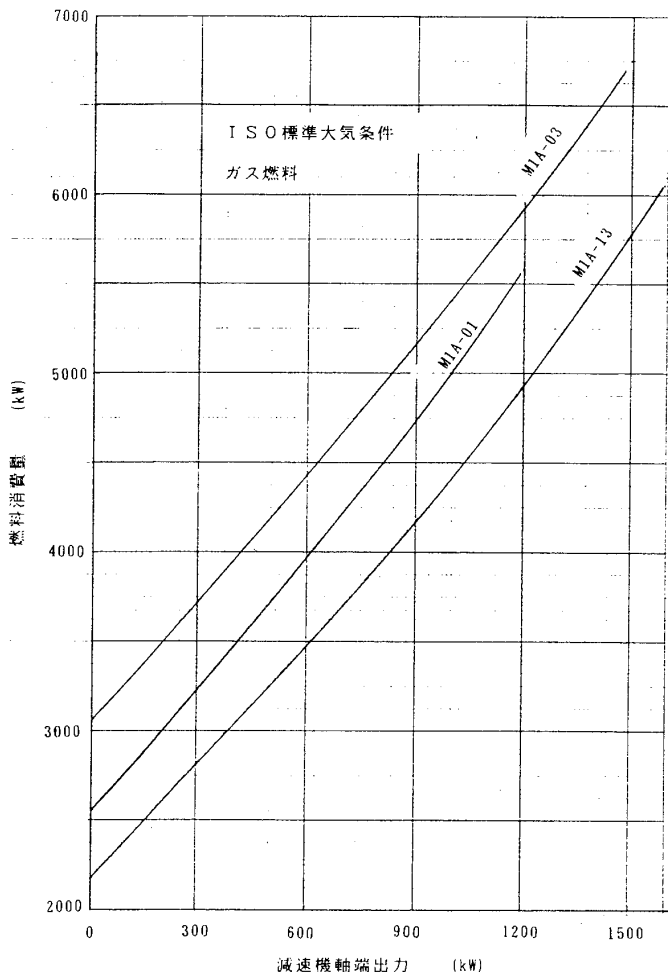


図1 燃料消費量比較

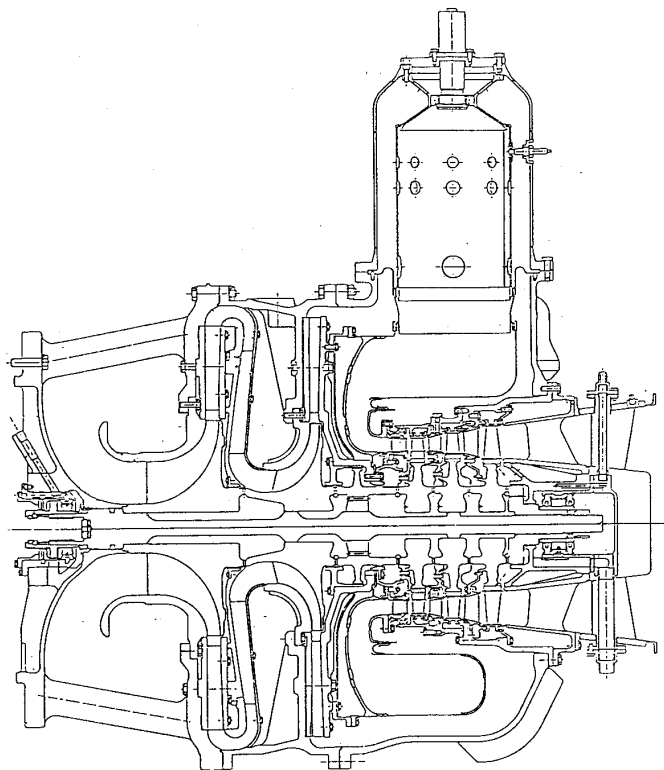


図2 M1A-13型断面図

4. 構造

コンプレッサは、インペラに比強度の高いチタン材を採用することにより、外径を大きくして効率増大を計った。ディフューザも圧力回復を効果的にするために外径を大きくしたため、ケーシングの外径はM1A-03型よりやや大き目となった。

タービン部は、冷却空気量を少なくすることに主眼を置いた。このため1段ノズルベーンの冷却にインサート方式を採用、1段ブレードの前縁冷却にタービュランスプロモータを取り入れたほか、ディスク冷却を効果的にするためにシールディスクを取り付けた。

またチップクリアランスを小さくするために、一部にアブレイシブコーティング及びアブレダブルシュラウドを採用している。翼及びディスクの材質はM1A-03型と同じものを使っている。

燃焼器は、将来の高温化に備える目的から、積層構造を採用した。ただし現状の温度レベルでは性能過剰のため、いずれ構造のよりシンプルな燃焼器に変更する予定でいる。なお板の材質は、Hastelloy-X, HA 188などを使用しており、在来機と変わっていない。

燃料噴射ノズルは、デュアルフューエル（液体及びガス燃料）、水噴射可能型を標準装備とし、蒸気噴射も可能にしている。

軸受はM1A-03型と同じもので両端支持とし、スラストは前部軸受で受けている。転がり軸受（ボール、ローラー）又は滑り軸受（ティルティングパッドジャーナル及びスラスト）のいずれも装着可能な構造としている。

減速機入力軸とのつなぎも、シャフトにインナーラインを加工しており、在来機の減速機にそのまま取り付く構造である。

5. むすび

M1A-13型を原形として、

- ツインタイプのM1T-13型（3000kW）
- チェンサイクル化したM1A-13cc（2500kW）
- 定格出力を下げたM1A-11型（1200kW）などの派生型機種も開発完了し、販売を開始している。

さらにコージェネ市場のニーズに応えるため、よりいっそうの高効率化、低公害化、コスト低減、稼働率向上のための点検整備の簡素化など、引続いて改良努力を継続中である。

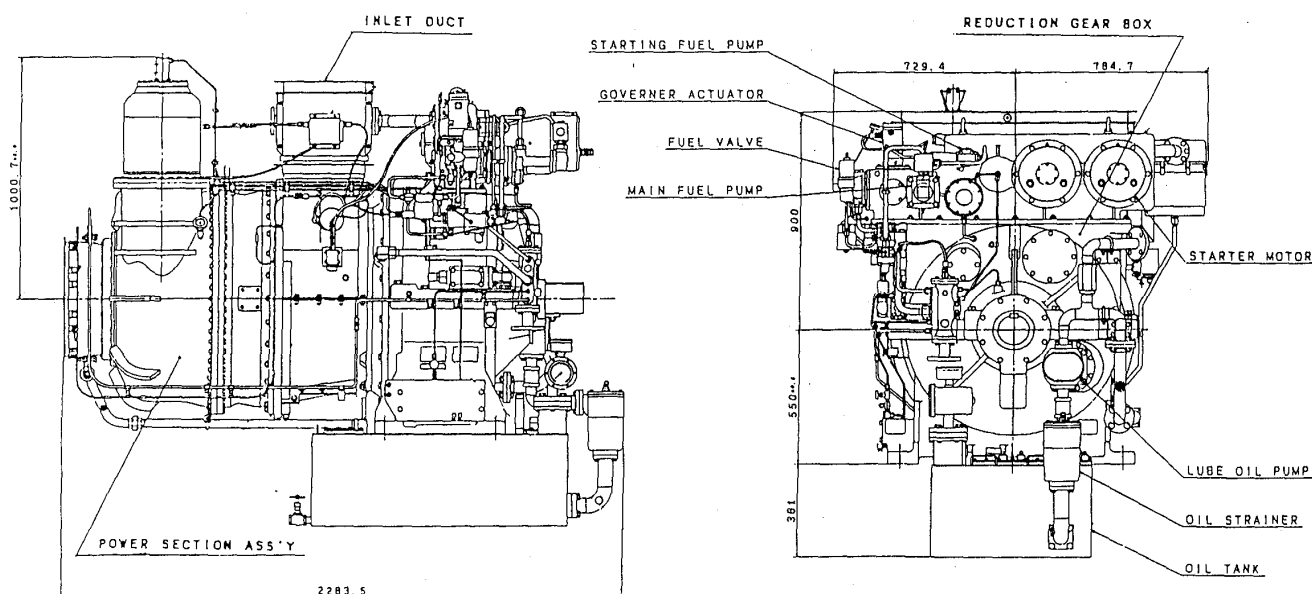


図3 M1A-13型外観図

1988年ガスタービン及び過給機生産統計

統計作成委員会¹⁾

1. 生産統計の概要

1. 統計作成委員会の活動について

(1) 1988年のわが国のガスタービン及び過給機を生産統計に関して、統計資料の蒐集および集計を行い、統計を作成して会誌の本号に掲載した。なおこの統計は、英文 Bulletin にも掲載する予定である。

(2) また、今年度はこのような例年の活動の他に、1984年から1988年までの5か年間のわが国のガスタービン及び過給機を生産統計並びに仕様諸元を集大成した「国産ガスタービン資料集(1989年版)」(仮称)を作成発行する予定であり、関係者の御協力をお願いしたい。

(3) 過給機を生産統計も5年目になり、軌道に乗ってきているが、さらに統計内容の充実を図って行きたく、各社の御協力を期待したい。

2. 1988年ガスタービン生産統計

(1) 陸船用ガスタービンでは、前年に比べ、総台数で10%増加したのに対し、全出力は2.09倍と大幅に増加した。このうち、大型(30,000PS以上)が台数は変わらずに出力が2.52倍と顕著な増加を示し、中型(1,000PS以上30,000PS未満)も台数、出力共にそれぞれ38%、69%と増加が目立ち、小型(1,000PS未満)は台数で3%減少したが出力では13%増加した。

(2) 小型はほぼ横這いの状況で、国内向け非常用発電用が殆どであることは変わっていない。小型のベースロード発電用が5台含まれている。

(3) 中型は、艦艇用が台数、出力共に各33%増加したが、発電用の増加が著しく、特にベース

ロード発電用は台数で2倍、出力で3倍を越す伸びを示していることが注目される。これは熱併給発電設備(コージェネレーション)の普及によるものである。

(4) 大型はいずれも発電用で、国内向けは事業用、自家用が各2台ずつあり、輸出は8台含まれており、輸出分の出力増加が特に著しい。平均単機出力は約93,000kWで、前年の2.5倍である。

(5) 国内向けは台数、出力共にそれぞれ15%、50%増加したが、輸出向けは台数で35%減少し出力では3.1倍と大幅に増加した。

(6) 国内向けは、大型が中国電力向け複合サイクル発電用2台を含め4台が中国地方に集中して約1/3を占めたが、その他では関東地方が比率が高い。一方、輸出向けは大型がインド、ホンコンに計6台納入されたためアジアが出力で90%を占め、大洋州、アフリカ向けの納入は無かった。

(7) 燃料の種類では、出力でガス燃料が55%、液体燃料が45%であり、大型ではガス燃料の比率

- | | |
|---------|-----------------|
| (1) 委員長 | 青木 千明 (石川島播磨重工) |
| 委員 | 本間 友博 (東芝) |
| | 村尾 麟一 (青山学院大) |
| | 吉識 晴夫 (東大生研) |
| | 池上 寿和 (三菱重工) |
| | 石川 庄一 (日立製作) |
| | 臼井 俊一 (日本鋼管) |
| | 杉浦 裕之 (川崎重工) |
| | 八島 聰 (石川島播磨重工) |
| | 青木 庸治 (新潟鉄工) |
| | 御子神 隆 (三菱重工) |
| | 綿貫 一男 (石川島播磨重工) |

(平成元年5月10日原稿受付)

が73%と高く、小型では液体燃料の比率が96%と高い。また、プロパンやブタンの使用が見られ始めた。

(8) 航空用ガスタービンでは、ターボジェット/ターボファンエンジンは前年から台数で96%増加したのに対しスラストでは17%減少した。これは大型のF 100-100ターボファンエンジン(F-15戦闘機用)の台数が減少し、新しい国産小型ターボファンエンジンF 3-30(T-4国産中等練習機用)の台数が増加したことと、国産ターゲットドロン用TJM 3ターボジェットエンジンが納入されたことによるものである。

(9) ターボシャフト/ターボプロップエンジンは、前年から台数で38%、出力で43%増加した。これはT 56ターボプロップエンジン(P-3C対潜哨戒機用)、T 55ターボシャフトエンジン(CH-

47輸送ヘリコプタ用)の台数増加によるものである。

(10) 5か国共同開発V 2500ターボファンエンジンのファン部(日本担当部分)10台分(最初からの累計35台)が、日本航空機エンジン協会から出荷された。(これはエンジン組立でないため生産統計には加えていない。)

3. 1988年過給機生産統計

(1) 型式数は前年より8%増加したが、翼車外径100mm以下の型式の増加が多い。

(2) 翼車外径100mmを越す過給機の台数は、ほぼ横這いである。

(3) 翼車外径100mm以下の過給機の台数については、その概要に関して各社の御協力を頂き、推定数は1,700,000台になるものとみられ、台数ではこの区分のものが大多数を占める。

II. 統 計

1. 最近5年間のガスタービン生産推移

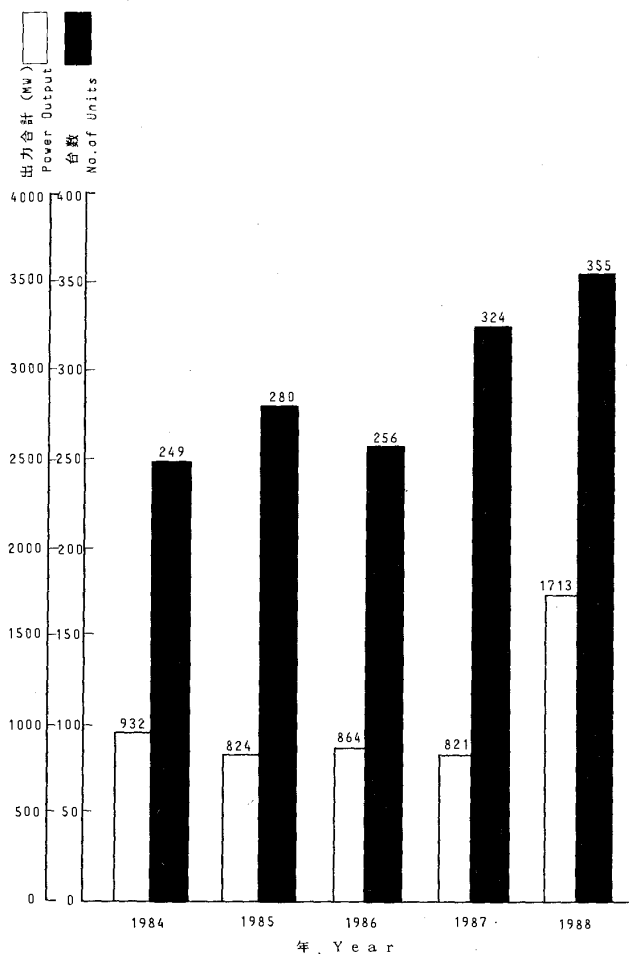


図1 陸船用ガスタービン

〔備 考〕

- (1) 暦年(1~12月)に納入されたガスタービンまたは過給機を対象とした。
- (2) 出力及びスラストの基準状態は、入口空気条件を圧力1.013bar(760mmHg)、温度15℃とした。
- (3) 出力は、陸船用ガスタービンでは常用出力で、ターボジェット/ターボファンエンジンでは海面上静止最大スラストで、ターボシャフト/ターボプロップエンジンでは海面上静止常用出力で集計した。
- (4) メートル馬力(PS)、英馬力(HP)とキロワット(kW)との間の換算は下記によった。

$$1 \text{ PS} = 0.7355 \text{ kW}$$

$$1 \text{ HP} = 0.7457 \text{ kW}$$

$$= 1.0139 \text{ PS}$$
- (5) 図1~3の1984~1987年の統計については、最新のデータにより一部修正されたものがある。
- (6) 各統計表の間で、四捨五入により最少桁が異なっているものもある。

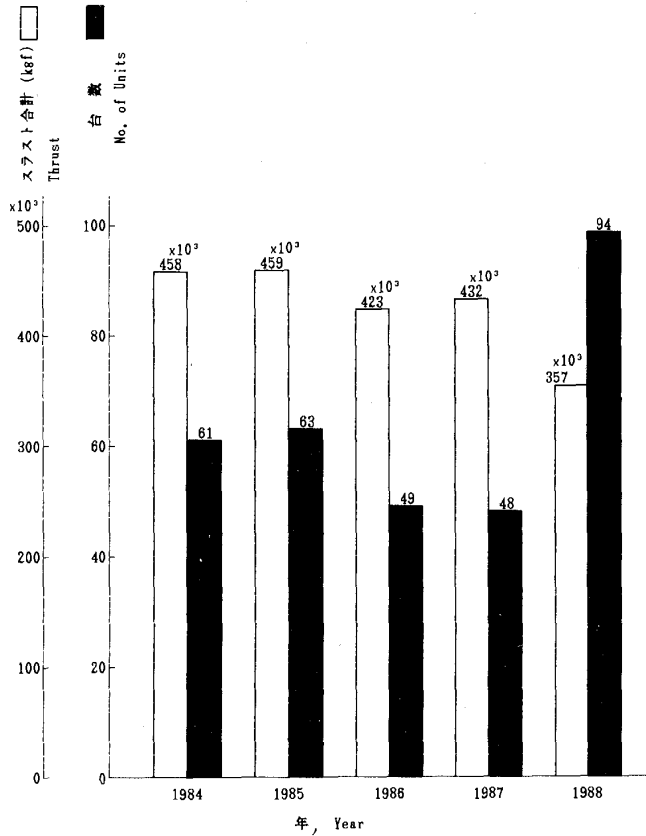


図2 ターボジェット/ターボファンエンジン

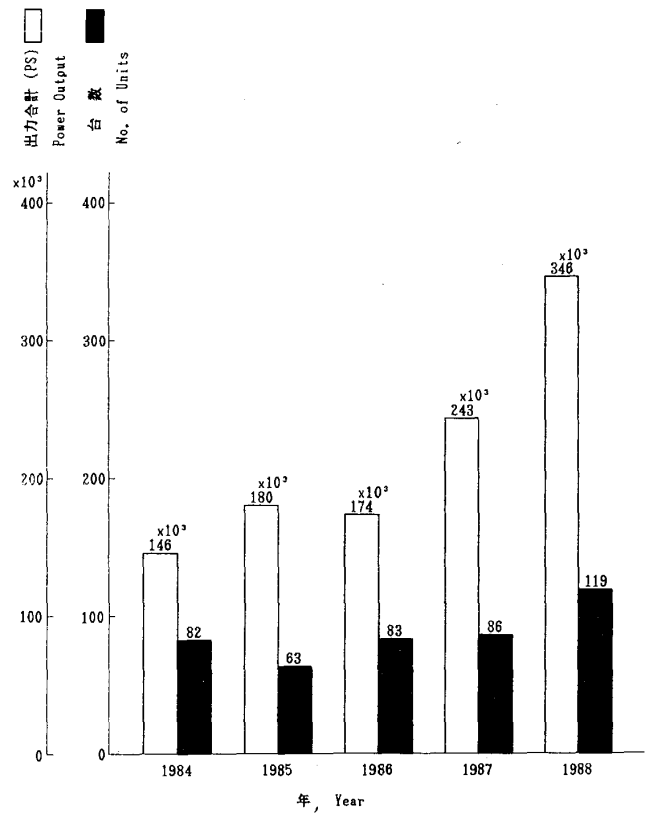


図3 ターボシャフト/ターボプロップエンジン

2. 陸船用ガスタービン

表1 1988年用途別生産台数及び出力 (kW)

区分 (Size)		小型, Small Unit 0~999 PS		中型, Medium Unit 1,000~29,999 PS		大型, Large Unit 30,000 PS~		全出力 Total	
用途 Application	コード Code	台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)
ベースロード発電用 Generator Drive for Base Load	BL	5	2,568	29	129,863	11	1,083,920	45	1,216,351
ピークロード発電用 Generator Drive for Peak Load	PL	0	0	2	4,732	1	34,510	3	39,242
非常用発電用 Generator Drive for Emergency	EM	203	81,127	87	172,201	0	0	290	253,328
艦艇用 Military Marine	MM	0	0	16	204,057	0	0	16	204,057
教育用 Education	ED	1	191	0	0	0	0	1	191
合計 Total		209	83,886	134	510,853	12	1,118,430	355	1,713,169

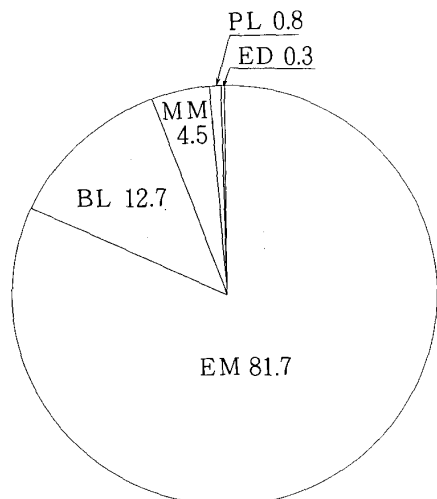


図4 1988年用途別台数割合 (%)

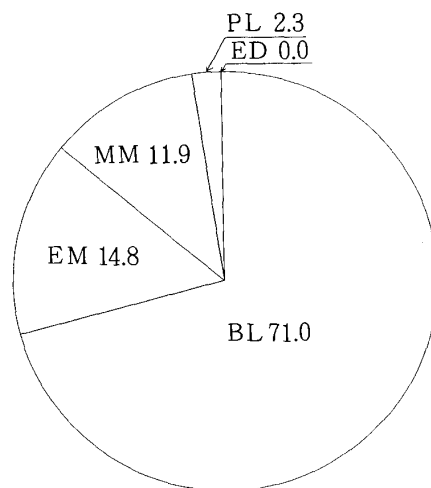


図5 1988年用途別出力割合 (%)

表2 1988年燃料別生産台数及び出力 (kW)

区分(Size)		小型, Small Unit 0~999PS		中型, Medium Unit 1,000~29,999PS		大型, Large Unit 30,000PS~		全出力 Total		
燃料種類 Kind of Fuel	コード Code	台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)	
Gas eous Fuel	天然ガス Natural Gas	GNG	4	2,118	8	40,180	5	594,980	17	637,278
	液化天然ガス Liquified Natural Gas	LNG	0	0	0	0	2	165,560	2	165,560
	都市ガス Town Gas	GTW	1	519	9	10,333	0	0	10	10,852
	プラントオフガス Plant Off Gas	GOG	1	430	2	29,400	0	0	3	29,830
	プロセスガス Process Gas	GRF	0	0	2	33,250	0	0	2	33,250
	高炉ガス Blast Furnace Gas	GBF	0	0	0	0	1	33,420	1	33,420
	液化石油ガス Liquified Petroleum Gas	LPG	0	0	1	3,807	1	24,100	2	27,907
	小計 Sub Total		6	3,067	22	116,970	9	818,060	37	938,097
Liq uid Fuel	灯油 Kerosene	T	46	15,636	16	48,105	0	0	62	63,741
	軽油 Gas Oil	K	19	6,328	25	216,564	2	265,860	46	488,752
	重油1種 Heavy Oil No. 1	H1	138	58,856	71	129,216	0	0	209	188,072
	原油 Crude Oil	CR	0	0	0	0	1	34,510	1	34,510
小計 Sub Total		203	80,820	112	393,885	3	300,370	318	775,075	
ガス/液体燃料 Gaseous and/or Liquid Fuel			0	0	0	0	0	0	0	0
固体燃料 Solid Fuel			0	0	0	0	0	0	0	0
合計 Total			209	83,887	134	510,855	12	1,118,430	355	1,713,172

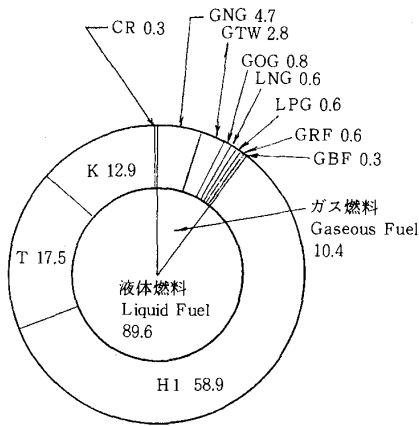


図6 1988年燃料別台数割合(%)

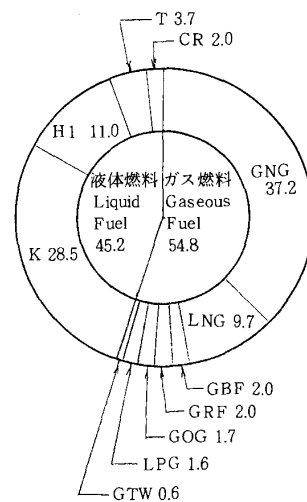


図7 1988年燃料別出力割合(%)

表3 1988年地域別納入台数及び出力(kW)

区分 Size		小型, Small Unit 0~999PS		中型, Medium Unit 1,000~29,999PS		大型, Large Unit 30,000PS~		全出力 Total	
		台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)
国内向け Domestic Use	北海道 Hokkaido	4	1,177	3	5,149	0	0	7	6,326
	東北 Tohoku	29	10,562	7	9,244	0	0	36	19,806
	関東 Kantoh	68	28,752	35	113,836	0	0	103	142,588
	中部 Chuubu	37	15,122	15	24,695	0	0	52	39,817
	近畿 Kinki	20	8,359	22	42,304	0	0	42	50,663
	中国 Chuugoku	11	3,744	5	36,896	4	223,080	20	263,720
	四国 Shikoku	11	4,038	3	10,055	0	0	14	14,093
	九州 Kyuushuu	20	7,876	11	17,037	0	0	31	24,913
	沖縄 Okinawa	3	739	4	7,061	0	0	7	7,800
	船用主機 Marine Propulsion	0	0	16	204,057	0	0	16	204,057
船用補機 Marine Auxiliaries	0	0	3	3,751	0	0	3	3,751	
小計 Sub Total		203	80,369	124	474,085	4	223,080	331	777,534
輸出向け For Export	北米 North America	2	758	1	1,180	1	50,900	4	52,838
	中南米 South and Central America	0	0	1	1,280	0	0	1	1,280
	アジア Asia	2	1,400	5	28,760	6	809,940	13	840,100
	大洋州 Oceania	0	0	0	0	0	0	0	0
	欧州 Europe	2	1,360	3	5,550	0	0	5	6,910
	ソ連 USSR	0	0	0	0	0	0	0	0
	中東 Middle East	0	0	0	0	1	34,510	1	34,510
	アフリカ Africa	0	0	0	0	0	0	0	0
小計 Sub Total		6	3,518	10	36,770	8	895,350	24	935,638
合計 Total		209	83,887	134	510,855	12	118,430	355	1,713,172

表4 1988年被駆動機械別生産台数及び出力 (kW)

区分 Size		小型, Small Unit 0~999PS		中型, Medium Unit 1,000~29,999PS		大型, Large Unit 30,000PS~		全出力 Total	
被駆動機械 Driven Machinery	コード Code	台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)
発電機 Electric Generator	G	209	83,886	118	306,796	12	1,118,430	339	1,509,112
軸出力 Shaft Power	SP	0	0	16	204,057	0	0	16	204,057
合計 Total		209	83,886	134	510,853	12	1,118,430	355	1,713,169

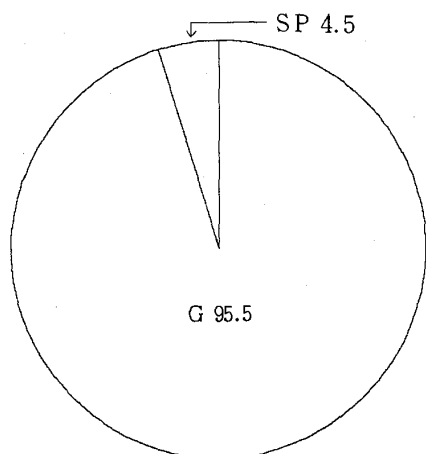


図8 1988年被駆動機械別台数割合 (%)

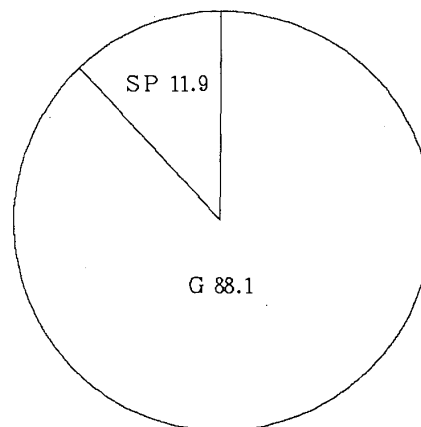


図9 1988年被駆動機械別出力割合 (%)

表5 1988年出力区分別生産台数及び出力 (kW)

出力区分 (PS) Unit Output		台数 Units	出力 Output(kW)
小型, Small Unit 0~999PS	0~ 199	0	0
	200~ 499	97	23,029
	500~ 999	112	60,857
	小計 Sub Total	209	83,886
中型, Medium Unit 1,000~29,999PS	1,000~ 5,999	109	190,266
	6,000~ 13,999	1	6,230
	14,000~ 21,999	21	259,857
	22,000~ 29,999	3	54,500
	小計 Sub Total	134	510,853
大型, Large Unit 30,000PS~	30,000~ 59,999	3	92,030
	60,000~	9	1,026,400
	小計 Sub Total	12	1,118,430
合計 Total		355	1,713,169

表 6 1988年発電用ガスタービン用途別生産台数及び出力(kW)

区分(Size)		小型, Small Unit 0 ~ 999 PS		中型, Medium Unit 1,000 ~ 29,999 PS		大型, Large Unit 30,000 PS ~		全出力 Total		
用途 Application	コード Code	台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)	台数 Units	出力 Output(kW)	
国内 事業用	ベースロード発電用	BL	0	0	0	2	165,560	2	165,569	
	ピークロード発電用	PL	0	0	1	925	0	1	925	
	非常用発電用	EM	0	0	0	0	0	0	0	
Domestic/ Public Use 小計 Sub Total			0	0	1	925	2	165,560	3	166,485
国内 自家用	ベースロード発電用	BL	2	929	24	100,853	2	57,520	28	159,302
	ピークロード発電用	PL	0	0	1	3,807	0	0	1	3,807
	非常用発電用	EM	201	79,727	82	164,441	0	0	283	244,168
Domestic/ Private Use 小計 Sub Total			203	80,656	107	269,101	2	57,520	312	407,277
国内合計 Domestic Use/Total			203	80,656	108	270,026	4	223,080	315	573,762
輸出 事業用	ベースロード発電用	BL	0	0	0	0	6	809,940	6	809,940
	ピークロード発電用	PL	0	0	0	0	1	34,510	1	34,510
	非常用発電用	EM	0	0	0	0	0	0	0	0
For Export/ Public Use 小計 Sub Total			0	0	0	0	7	844,450	7	844,450
輸出 自家用	ベースロード発電用	BL	3	1,639	5	29,010	1	50,900	9	81,549
	ピークロード発電用	PL	0	0	0	0	0	0	0	0
	非常用発電用	EM	2	1,400	5	7,760	0	0	7	9,160
For Export/ Private Use 小計 Sub Total			5	3,039	10	36,770	1	50,900	16	90,709
輸出合計 For Export/Total			5	3,039	10	36,770	8	895,350	23	935,159
事業 用	ベースロード発電用	BL	0	0	0	0	8	975,500	8	975,500
	ピークロード発電用	PL	0	0	1	925	1	34,510	2	35,435
	非常用発電用	EM	0	0	0	0	0	0	0	0
Public Use 合計 Total			0	0	1	925	9	1,010,010	10	1,010,935
自 家用	ベースロード発電用	BL	5	2,568	29	129,863	3	108,420	37	240,851
	ピークロード発電用	PL	0	0	1	3,807	0	0	1	3,807
	非常用発電用	EM	203	81,127	87	172,201	0	0	290	253,328
Private Use 合計 Total			208	83,695	117	305,871	3	108,420	328	497,986
総計 Grand Total			208	83,695	118	306,796	12	1,118,430	338	1,508,921

Note : Code Explanation BL : For Base Load PL : For Peak Load EM : For Emergency

3. 航空用ガスタービン

表7 1988ターボジェット/ターボファンエンジン生産台数及びスラスト(kgf)

生産台数 No. of Units	94*1	スラスト合計*2 Thrust(kgf)	356,560*1
----------------------	------	-------------------------	-----------

表8 1988年ターボシャフト/ターボプロップエンジン生産台数及び出力(PS)

区分(Size)	0~999 PS		1,000 PS~		全出力 Total	
	台数 Units	出力*3 Output(PS)	台数 Units	出力*3 Output(PS)	台数 Units	出力*3 Output(PS)
固定翼機用 Fixed Wing Aircraft	0	0	59	261,075	59	261,075
ヘリコプタ用 Helicopter	0	0	37	83,918	37	83,918
補助機関駆動 Aux. Drive Units	23	1,333	0	0	23	1,333
合計 Total	23	1,333	96	344,993	119	346,326

*1 V 2500ファン部(10台)は含まない。
Excluding 10 Units of V 2500 Fan Modules
*2 海面上静止最大スラスト
Maximum Thrust at Sea Level Static Condition

*3 海面上静止常用出力
Normal Output at Sea Level Static Condition

4. 過給機

表9 1988年過給機生産台数及び型式数

区分 Size		台数 No. of Units	型式数 No. of Models
圧縮機翼車外径(mm) Outside Diameter of Compressor Impeller	0~100	(推定数 Estimation 1,700,000)	61
	~200	概数 Approx. 8,100	24
	~300	1,094	18
	~400	553	17
	~500	94	10
	~600	104	14
	~700	141	11
	~800	0	2
~900	54	9	
~1,000	0	2	
合計 Total	概数 Approx. 10,140*5	168*4	
資料提供社数 No. of Companies Which supplied Data		13	

*4 型式はいずれも排気タービン式である。
Every model is an exhaust turbine type supercharger.
*5 圧縮機翼車外径100mmを越す分を示す。
This shows total number of superchargers over 100 mm in impeller diameter.

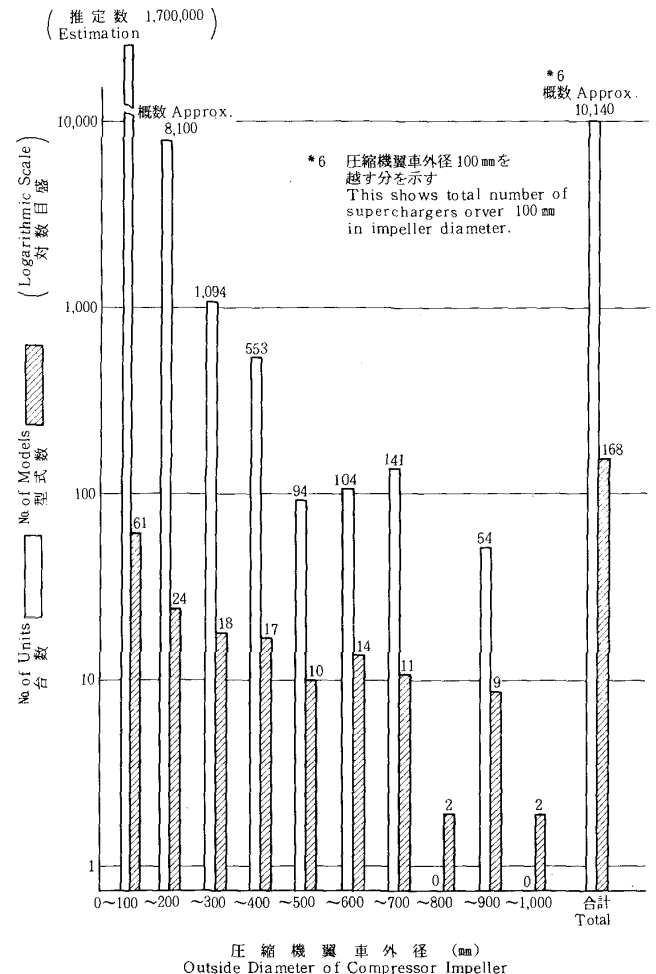


図10 1988年過給機生産台数及び型式数

日本学術会議だより No.13

第14期初めての勧告採択される

平成元年 5月 日本学術会議広報委員会

日本学術会議は、去る4月19日から21日まで第107回総会（第14期3回目の総会）を開催し、第14期初めての勧告を採択しましたが、今回の日本学術会議だよりでは、同総会の議事内容等についてお知らせいたします。

日本学術会議第107回総会報告

第107回総会の主な議事概要は次のとおりであった。

第1日（4月19日）の午前。まず、会長からの前回総会以後の経過報告及び各部・委員会の報告が行われた。次いで、今回総会に提案されている6案件について、それぞれ提案説明がなされた後、質疑応答が行われた。続いて、これらの6案件のうち、「人間の科学特別委員会」を設置する案件については、直ちに採決が行われ、設置が決定された。この件は、前回総会（昨年10月）において第14期活動計画並びにそれに基づく第14期の特別委員会の設置が決定された際に、その付帯申合せとして、この「人間の科学」については、その具体的な進め方に関し、予め検討、整理を行った後に、当特別委員会を設置させることとされたため、前回総会後に、検討会が設置され、問題点の整理が行われてきたものである。

第1日の午後。各部会が開催され、午前中に提案説明された総会提案案件の審議及び設置が決定された「人間の科学特別委員会」の委員の選出等が行われた。

第2日（4月20日）の午前。前日提案された案件の審議・採決が順次行われた。

まず、第6部世話担当の2研究連絡委員会の名称変更（土壌肥科学研連→土壌・肥料・植物栄養学研連、海水理工学研連→海水科学研連）に伴う、会則及び関係規則の一部改正が採択された。

次いで、「副会長世話担当研究連絡委員会の運営について（申合せ）の一部改正」が採択された。これは、副会長世話担当研究連絡委員会の在り方についての抜本的な検討とは別に、当面の措置として、副会長世話担当研究連絡委員会のより円滑な運営及び担当副会長の世話機能の充実を図るために、必要な措置を講じたものである。

続いて、「アジア社会科学研究協議会連盟（AASSREC）への加入について」が採択された。これは、平成元年度予算において、当該団体への分担金の支出が認められたことに伴い、当該団体への本会議の加入を総会として議決したものである。

さらに、第4常置委員会の提案による「大学等における学術研究の推進について—研究設備等の高度化に関する緊急提言（勧告）」が採択された。この勧告は、第14期になって採択された初めての勧告である。なお、この勧告は、同日午後直ちに内閣総理大臣に提出され、関係機関等に送付された（この勧告の詳細は、別掲参照）。

第2日の午後。「人間の科学」について、自由討議が行われた（この自由討議の詳細は、別掲参照）。

第3日（4月21日）午前には、今回設置された前述の人間の科学特別委員会の1回目の委員会をはじめとして、各特別委員会が、午後には、各常置委員会が、それぞれ開催された。

大学等における学術研究の推進について—研究設備等の高度化に関する緊急提言—（勧告）〔要旨〕

大学等を中心とする学術研究の財政基盤の現状は、甚だ憂慮すべき事態におかれており、この事態を見過ごしては悔いを後世に残すことになる。したがって、長期的観点に立って、特に基礎研究を育成し、人類の知的共有財産である科学・技術の発展に積極的に貢献することは、経済大国と呼ばれるようになった我が国の当然の責務であり、今こそ、この責務を果たすべき時である。

日本学術会議では、昭和62年4月に「大学等における学術予算の増額について」の要望書を政府に提出した。大学等における学術研究予算を一般の予算要求基準の別枠とすることが肝要である。

特に、早急な対策を検討する必要がある諸点の中で、今回、緊急に次の措置を取るよう勧告する。

我が国の研究経費において、国費の負担割合を引き上げつつ、基礎研究を重視してこれを推進する観点から、国立学校特別会計予算、私大助成及び公立大学補助の各予算について格段の増額を図る必要があり、その際、特に研究設備の整備充実を図るべきである。

そのためには、国立大学の研究設備費や公立大学、私立大学等への研究設備費補助金を飛躍的に増額する措置を取ること、一大学では措置しにくい大型設備については、全国的規模の共同利用設備や昭和62年4月の「地域型研究機関（仮称）の設立について」の本会議勧告においても指摘している共同利用機器センターを、重点的に早急に整備していくことが必要である。人文・社会科学系についても、昭和63年4月の「大学等における学術諸分野の研究情報活動の推進について（要望）」のとおり、コンピュータや原資料、文献、図書コレクションとその利用のための機器やネットワークなどの整備が極めて重要である。

なお、我が国の基礎研究を限られた人的・物的資源のなかで、より一層有効に推進していくためには、大学等と各省庁の研究機関の基礎研究に関する研究設備の相互利用とそれを通しての研究者の相互交流を推奨する方策を採るべきである。その際、国の手続きを一段と簡素化、迅速化するなど制度の改善を図る必要がある。

総会中の自由討議—人間の科学—

今回総会の第2日目の午後には、1時から3時間にわたって「総会中の自由討議」が行われた。これは、会員のための一種の勉強会で、総会行事の一環として、従来から行われてきたものである。今回は、第14期活動計画の中で、第14期の具体的審議課題の一つとして掲げられている「人間の科学」という課題を取り上げて行われた。

自由討議は、福場博保第6部会員の司会のもとに、まず、近藤次郎会長から、「世界人口が50億を超え、来世紀には100億を突破する。人類の繁栄が人類の破滅を招くおそれがある。今総会での人間の科学特別委員会の設置は、新聞・テレビでも報道されたので、早速一般市民や研究者からも好意的な反響があった。人間のため科学のあり方を考えることは学術会議にふさわしい命題であると考え。」との閉会の辞があり、続いて、下記の4人の会員による意見発表が行われ、さらにこれらの意見発表に対する質疑応答等がなされ、最後に、中山和久第2部会員の閉会の辞があり、終了した。なお、この討議の内容は、後日、日学双書として出版される予定である。

4会員による意見発表の要旨は、以下のとおりであった。

1. 人間と「人間の科学」

肥田野 直 (第1部会員・心理学)

「人間の科学」を検討する際に考慮すべき二つの点について提言したい。第一は人間が何を意味するかという点である。これは、個人(個人)、人間集団(社会)、人類の三つのレベルが考えられる。個人は身心の統一体であり、心は知性と感性、あるいは知情意の三つの側面をもち、自我(自己)を中心とするミクロコスモスとして把握することができよう。時間の面からは、個人は成長発達、社会は歴史、人類は進化の観点から把握することができよう。第二は人間と「人間の科学」との関係である。これは、研究対象としての人間、研究主体としての人間、及び研究目的としての人間すなわち人間のための科学という三つの立場が考えられるであろう。

2. 「人間の科学」への接近

島袋 嘉昌 (第3部会員・経営学)

「人間の科学」は、諸科学の特性を認識すると同時に相互の誤解をときほぐし、人文・社会科学と自然科学をベースとした総体としての科学を醸成し、生命と生活を総合して考える科学をねらいとしている。いわゆる生命尊厳を抽象化して考えるだけに留めないでその内容をより具体的に解明することである。

さらに、次のような事項を検討していくべきである。

伝統的科学概念、「人間の科学」の必要性、総合科学としての「人間の科学」、科学哲学の再吟味。

3. 生体と文明とのディスクリパンシー

埴原 和郎 (第4部会員・人類学)

生物の体は本来保守的であり、したがって急激な進化は起こりにくい。これに対して文明の発展はポジティブ・フィードバック的作用により、2次関数曲線を描いて急速に発展する。とくに最近の科学・技術の発展に伴って環境は急激な変化をとげたが、生物の進化がそれに伴って進んでいるとは言い難い。ここに文明と生体との間に大きなディスクリパンシーが生ずる理由がある。

人体について言えば、われわれの体は1万年以上前の旧

石器時代の環境に適応している。しかし現実の環境は旧石器時代とは著しく異なり、人体の適応の限度を超えている。これは文明の発展が必ずしも望ましい方向に進んではいないという一例であろう。

4. 「人間の科学」の背後にあるもの

井口 潔 (第7部会員・外科系科学)

科学を真に人類の福祉に役立てようとするときに必要なことの中には、科学を行う心と科学を活用する心とは区別しておかなければならないということではなからうか。ではそのときの判断の基準はどこに求めたらよいか。私は「人間存在の理法」とも言うべき概念に據り処をおきたいと思う。

30億年の生命の歴史の中で精神をもつ生物として人間が出現し、この人間は、ほんの300年位前から科学の道を歩みはじめたばかりである。しかし宇宙の秩序の本質は、ある面は知性によって把握され、ある面は感性によって生得的に人間の脳に刻みこまれているはずと私は考える。我々は「人間存在の理法」を沈思して、それとの調和の下に人類の繁栄の道を探求して行かねばならぬと思う。

平成元年度における学術研究集会等開催予定

本会議では、毎年、本会議の登録学術研究団体及び広報協力学術団体に依頼して、これらの各団体の翌年度における学術研究集会等の開催予定について調査を行い、その結果を、「学術研究集会等開催予定一覧」としてとりまとめている。平成元年度分については、昨年11月に調査を実施したが、調査を依頼した学術研究団体数は956団体で、回答のあった団体数は、876団体であった。

このたび、その結果がとりまとめられたが、それによると、回答のあった団体からもたらされた開催予定の学術研究集会等の数は、延べ約3,300に達している。その分野ごとの内訳は次のようになっている。

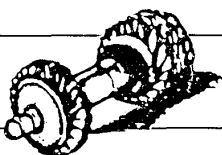
部 別	学術研究集会等数
第1部 (文学, 哲学, 教育学・心理学・社会学, 史学)	701
第2部 (法律学, 政治学)	111
第3部 (経済学, 商学・経営学)	269
第4部 (理学)	463
第5部 (工学)	708
第6部 (農学)	326
第7部 (医学, 歯学, 薬学)	714
計	3,292

注：学術研究団体の関係する部が複数の場合には、当該集会等と関係する部にそれぞれ計上したので、延べ数である。

御意見・お問い合わせ等がありましたら、下記までお寄せください。

〒106 東京都港区六本木7-22-34

日本学術会議広報委員会 電話 03(403)6291



日本エアシステム・東京国際空港見学会を終えて

東京電力 俵 土 屋 利 明

昭和63年度第3回目の見学会・技術懇談会が、3月8日(木)、日本エアシステム及び東京国際空港にて開催された。対象は、エアバスA-300とそのエンジンGE製CF6-50の整備状況及び、東京国際空港(羽田)の管制タワー・レーダ施設・空港沖合展開の見学であった。

当日は、冷たい雨が降る中、競争率5倍の難関をパスした強運の持ち主達20名が続々と、集合場所である日本エアシステム玄関に集まってきた。予定通り、午後1時30分より、まず今回の見学会を企画したガスタービン学会・企画委員会の秋葉委員長による開催の挨拶があり、引き続き日本エアシステムの樋口整備課長より会社概要、整備の方法や実際に経験した種々の苦労話等、ユーモアをこめた説明がなされた。

現在、同社では、エアバスA-300を始めとして、マクドネル・ダグラス社製DC-9、DC-10、MD-81、MD-87等合計75機を保有している。今回の見学会の対象であるA-300は、欧州5ヶ国(仏、西独、英、スペイン、オランダ)の協同組織であるエアバス・インダストリーで開発された、短・中距離用の高性能機である。同機は、1974年にエールフランスが初めて商業運航を開始(日本に初めてお目見えしたのは1981年)して以来、今日まで一度も人身事故を起こしたことが無く、最も安全な飛行機と云われている。

航空機は、通常1回のフライト毎の飛行間整備、夜間整備など日常の整備の他、機種毎に決められた飛行時間に合せてA~Dの4つの段階で徹底した点検を実施すること。今回見学したA-300は、レベルC(3,000hr)の重点検であった。点検中の同機の中も入る事が許され、真近に見学できたが、非常にコンパクトにまとまっており、無駄の無い設計という印象を受けた。機体の整備状況見学に引き続いて、エンジン整備工場の見学を行なった。この工場では、アクセサリの取り外しや取り付けを行なうのみで、5,000hr毎の

総点検は、IHIに持ち込んで実施されるとのこと。

次に、日本エアシステムからバスで、東京国際空港(羽田)へ移動した。この頃には、雨も上がり午前中とはうって変わって晴天となった。空港次長からの概要説明の後、レーダ室及び管制塔の内部を見学した。レーダ室では真っ暗な部屋の中で、レーダ画面に映し出される多数の機影と、コンピュータ処理により、便名・高度・速度がレーダ画面上に刻々と表示される。緊張感が直に伝わってくるのを実感した。管制塔では、2分間に1回という過密スケジュールの中で、次から次にやってくる飛行機に的確に指示を出し、安全に離着陸を導く様子を、具さに見学することができた。

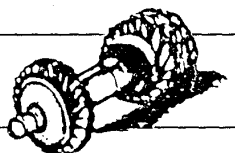
次に、バスで空港沖合展開の見学を行なった。

(i) 輸送力の確保、(ii) 航空機騒音問題の解消及び(iii) 廃棄物処理の有効利用の3利点をかかげて現在、運輸省が進めている“羽田空港沖合展開事業”は、昭和59年1月より工事に着手された。平成6年に完成の暁には、空港面積が現在の3倍近くに拡大され、離着陸処理能力も約1.5倍となり、首都圏における国内航空の拠点としての機能を、21世紀に向けて確保できる様になる。超軟弱地盤に挑む造成工事は急ピッチで進んでいる様であった。

ガスタービン学会の見学会は、通常50名で実施しているが、今回は、東京国際空港の管制タワー及びレーダ施設を実際に見学されて載くということで、空港側からの要請で已むを得ず定員20名での実施となった。しかし、見学会参加申込み数は、何と定員の5倍の105名であった。厳選なる抽選により参加者を決定した訳であるが、不運にも抽選にもれた方々には、この誌面をかりてお詫びを申し上げる次第です。これに懲りずに、今後も見学会や他の催物等に応募頂く様、お願い致します。

最後に、今回の見学会に御協力下さった関係者の方々に対し、企画側より心から御礼申し上げます。(企画担当委員)

(平成元年5月10日原稿受付)



第1回見学会報告石川島播磨重工業瑞穂工場

機械技術研究所 筒井 康賢

ここ数年の懸案であった石川島播磨重工業（IHI）瑞穂工場の見学会が、36名の参加のもとに平成元年度第1回見学会として、5月12日に開催された。

まず氏家工場長の工場概要説明から見学会は始まった。瑞穂工場は昭和36年にF104用J-79エンジンの運転場として開設され、昭和45年に組立運転工場となり、昭和48年にロケット工場が建設されて、現在、工場部門約1,000人、営業や研究部門等の本部部門約400人が勤務しているとのことである。

概要説明に続いて、3班に分かれて工場見学を行なった。今回の見学では、班毎に色の異なるFMラジオが渡され、騒音の中でも十分に説明が聴き取れるよう特に配慮がなされていた。工場内フロアでは、B747SR、B767とA300用のGE製CF6、L1011用ロールロイス製RB211等の部品や組立作業を見学し、M3テストセルと制御コンソール、同テストセルでアフターバーナ試験中に収録したビデオを見ることが出来た。テストセルでエンジンを上から吊るしているのは、作業者の足場が確保でき近付き易いためとのことだった。見学の最後は、V2500のファン要素実験棟に移り、 $\frac{1}{2}$ モデルを出力約20,000PSのIM2000で駆動する実験装置等を見学した。

引き続き技術懇談会に移り、村島技術開発事業部長の「最近の航空用ガスタービン」と題した講演で、タービン入口温度の上昇、それに伴う圧力比の上昇、バイパス比の増大と燃料消費率の向上など最近の垂直音速ジェットエンジンの現状、IHI

で開発された光学的翼振動計測システム、厚さ5 μ の薄膜歪ゲージ等が紹介された。翼振動計測システムは、回転している羽根のストレスを全数計測できることから米国UTC社に持込み、V2500の開発に用いられたとのことである。講演後、参加者から、ATPは実現するか、セラミックスの応用はどう考えているか等の質問があり、ATPは実現すると思うが、地面とのクリアランスと騒音が問題であり大きいエンジンは無理で、せいぜい2台しかエンジンを搭載出来ないことから大形機は難しい、またセラミックスについてはCGTプロジェクトを注目しているが、航空用では信頼性が重視されるので自動車に使用されるのを十分に見て行きたい、しかしジェットエンジンでは使用温度が高いため、繊維強化セラミックスが必要になるのではないかと答えられ、懇談会を終了した。

終わりに、今回の見学会の機会を与えて下さった村島事業部長を始めとするIHI航空宇宙事業本部の方々に厚くお礼を申し上げます。

（企画委員）

（平成元年5月22日原稿受付）



(社) 日本ガスタービン学会
評議員会・総会報告

総務理事

去る4月28日(金)、本学会の評議員会および通常総会が東京、機械振興会館において開催された。

まず、第13期第2回評議員回は10時30分より開かれ、評議員の互選により、飯島 孝君が議長となり、議事が進められた。第13期 松木 正勝会長による開会の挨拶があり、引き続き、同評議員会への出席者9名、委任状提出者52名で同会が成立することが宣言されたのち、以下の議案につき審議が行われ、若干の質疑応答があったが、いずれも承認された。すなわち、第13期事業報告、第13期収支決算報告の各案を総会にはかることが認められた。同上の決算案については塩入 淳平幹事より報告された。次いで、名誉会員推薦案を総会にはかることなどが承認された。

第14期第1回評議員会が11時20分より同会場で開催され、上記評議員会に引き続き、第14期評議員となった飯島 孝君を議長に選任、議事が進められた。まず、出席者10名、委任状提出者50名で評議員会が成立することが宣言された後、以下の議案の審議が行われ、いずれも承認された。すなわち、第14期役員、第14期事業計画、第14期予算などの諸案を総会にはかることになった。

同日、13時より第14期通常総会が機械振興会館地下2階ホールで開催された。すなわち、第13期 松木会長の開会挨拶の後、同君を総会議長に選出し、議事が進められた。同総会への出席者31名(後半、34名)、委任状提出者581名(会員数1,455名の $\frac{1}{2}$ 以上)で同総会成立が宣言された後、以下の議案の審議が行われた。すなわち、第13期事業報告、第13期収支決算報告につき、有賀 一郎 総務(主担当)理事および久保田 道雄 総務(財務担当)理事(第13期)より説明があり、いずれも承認された。収支決算については塩入、谷村両監事による監査結果として適正であるむね、両監事欠席のため、代って松木 議長より報告された。次いで、名誉会員推薦につき、松木 会長より、矢野 颯君を推薦するとの説明があり、承認された。

後半は第14期に関する諸件の審議が行われた。まず、第14役員選出の件では別掲どおり議決された。なお、第14期評議員・監事選挙結果もあわせて報告された。

以上により第14期会長に田中 英穂君が選出されたので、松木 前会長、田中 新会長から退任、就任の挨拶がそれぞれ述べられた。ここで、議長の交替が行われ、田中 議長のもとで以下の議事が進められた。総会の成立につき、再確認が行われ、第14期事業計画、第14期予算に関し、大田 英輔 総務理事および久保田 道雄(財務担当)理事(いずれも第14期)より説明があり、別掲どおり承認された。

最後に議事録署名者の件がはかれ、総会を終了した。

総会に続いて、名誉会員推薦状授与式が行われた。

上記、矢野 颯君に対し、第13期松木 副会長より推薦状と記念品が贈呈され、これに応じて同氏より挨拶が述べられた。

1. 役員に関する事項

1.1 役員・評議員

1.2 監事・評議員の選出

第13期監事・評議員の選出は定款第15条、第16条、細則第19条、第21条、第22条、第23条、第24条、第25条により選出した。

2. 会務処理に関する各種会合

2.1 理事会

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

会議事項：第13期総会報告、第13期評議員会報告、第13期諸事業実施にともなう業務、第13期事業報告案、同決算案、第14期総会議案、第14期評議員会議案、同事業計画案、同予算案など。

2.2 評議員会

評議員66名、開催2回〔内訳：第13期第1回評議員会(出席14名、委任状提出者43名)(63.4.28)、第13期第2回評議員会(元.4.28)〕

会議事項：第13期役員案、第13期事業計画案、同予算案、第13期事業報告案、同決算案などの件の審議、承認。

2.3 総会

正会員全員、開催1回〔内訳：第13期通常総会(出席46名、委任状提出者442名(会員数1,402名の $\frac{1}{5}$ 以上))(63.4.28)〕

会議事項：第13期役員、評議員選出、第13期事業計画、同予算、第12期事業報告、同決算などの件の審議、承認。

2.4 部門別理事・委員会

1) 総務

主担当理事 有賀 一郎 他13名 開催8回

2) 企画

主担当理事 秋葉 雅史 他14名 開催7回

3) 編集

主担当理事 高田 浩之 他17名 開催8回

2.5 選挙管理委員会

委員長 武田 勝 他7名 開催2回

3. 調査研究事業

3.1 ガスタービン統計作成委員会

委員長 青木 千明 他11名 開催2回

会議事項：わが国ガスタービン及び過給機生産に関する統計資料の蒐集および集計、その結果を学会誌及びBulletinに掲載。

3.2 ガスタービン技術情報センター運営委員会

委員長 益田 重明 他3名 開催2回

会議事項：同センター運営およびその整理その他資料蒐集。

3.3 組織検討委員会

委員長 田中 英穂 他10名 開催3回

会議事項：前期審議事項の整理及び今後の方針の検討。学会活動の現状分析・問題点整理及び対応策の検討。Bulletinの編集及び発行のための小委員会を設置。

3.4 地方委員会

委員長 難波 昌伸 他10名 開催1回

会議事項：地方における見学会、技術懇談会の企画、地方行事に関する打合せ。

3.5 定期講演会委員会

委員長 高田 浩之 他17名 開催2回

会議事項：第16回定期講演会の企画。

3.6 秋季講演会委員会

委員長 田中英穂 他8名 開催3回

会議事項：第3回秋期講演会の企画。

3.7 次期国際会議検討委員会

委員長 平山直道 他23名 開催3回

会議事項：次期国際ガスタービン会議開催に関する諸事項の検討。

4. 集會事業

特別講演会3回，定期講演会1回，技術懇談会3回，見学会4回，ガスタービンセミナー1回，シンポジウム1回，秋季講演会1回，特別講座1回。

名 称	講 師	年 月 日	場 所
1 特別講演会	窪田 雅男 (機械振興協会)	63. 4. 28	機械振興会館
2 特別講演会	R. M. Howe (The University of Michigan) 杉山 七製 (航技研)	63. 5. 17	航空宇宙技術研究所
3 第1回見学会		63. 5. 20	電力中央研究所横須賀研究所
4 第1回技術懇談会	阿部 俊夫 (電力中央研究所)	"	同上
5 第16回定期講演会	発表者18名	63. 6. 3	機械振興会館
6 第2回見学会		63. 9. 9	下水道局砂町水処理センター
7 第2回技術懇談会	山中 武 (東京都下水道局)	"	同上
8 第4回特別講座	田森 行雄 (公害資源研究所) 他7名	63. 9. 30 ~10. 1	湯河原厚生年金会館
9 第3回見学会		63. 10. 7	三井造船玉野事業所
10 第3回技術懇談会	杉村 章二郎 (三井造船)	"	同上
11 秋季講演会	発表者26名	63. 11. 3	愛媛大学
12 特別講演会	J. D. Denton	63. 11. 18	日本ビル
13 シンポジウム	黒田 倫夫 (日立) 他4名	63. 11. 22	航空宇宙技術研究所
14 第17回セミナー	永田 一衛 (東芝) 他9名	平成元. 1. 26 ~27	機械振興会館
15 第4回見学会		平成元. 3. 8	日本エアシステム 東京国際空港

5. 出版事業

5.1 会 誌

本期発行した会誌は、16巻61号(1988-6)、16巻62号(1988-9)、16巻63号(1988-12)、16巻64号(1989-3)で、内容は下表のとおりである。(数字は頁数、括弧内は編数)

	技 術 論 文	講 義	論 説	解 説	資 料	随 筆	見 聞 記	研 究 所 報	新 製 品 新 設 計	備 考 告	報 告	ニ ュ ー ス	行 事 案 内 告	後 記	そ の 他
16巻61号	7.5 (1)	81 (8)	42 (4)	1.5 (1)	3 (1)	7 (1)	2 (1)	2 (1)	1 (1)	2 (2)	1 (6)	9			
16巻62号	8 (1)	10.5 (1)	42 (3)	4 (1)	35 (16)	3 (1)	1 (1)	5 (4)	1 (2)	2 (4)	2.5 (4)				
16巻63号	17 (2)	75 (15)	40 (2)	2 (1)	9 (3)	3 (1)	7.5 (4)	4 (4)	1 (2)	1.5 (2)					
16巻64号	25 (3)	72.5 (13)	6 (2)	2 (1)	2.5 (1)	3 (1)	1 (1)	3 (3)	1 (2)	4 (7)					

5.2 ASME Global Gas Turbine News.

ASME International Gas Turbine Instituteより発行されている同誌を同部門の了解のもとに複写配布した。

5.3 ガスタービン講演論文集

第16回定期講演会の講演論文集(132頁)及び第3回秋季講演会の講演論文集(190頁)を発行した。

5.4 ガスタービンセミナー資料集

第17回ガスタービンセミナーのセミナー資料集(82頁)を発行した。

5.5 会員名簿

1989年版会員名簿を発行した。

5.6 Bulletin of GTSJ

海外関連機関に国内ガスタービン及び過給機の情報、並びに本学会と会員の活動状況を紹介する目的で「Bulletin of GTSJ1988」(B5版93頁)を発行した。

6. 会員数の移動状況

摘要	正会員	学生会員	賛助会員
本期末会員数	1,438	21	120
前期末会員数	1,398	18	121
差引増減	40	3	Δ1

第13期(昭和63年度)収支決算

1. 収支計算書総括表

自 昭和63年4月 1日
至 平成元年3月31日

科 目	合 計	一 般 会 計	特 別 会 計
(収入の部)	円	円	円
基本財産運用収入	284,322	284,322	
入会金収入	51,000	51,000	
会費収入	14,483,500	14,483,500	
事業収入	6,507,100	6,507,100	
雑収入	2,045,825	1,423,902	621,923
繰入金収入	2,000,000	2,000,000	
当期収入合計	25,371,747	24,749,824	621,923
前期繰越収支差額	19,962,000	6,427,346	13,534,654
収入合計	45,333,747	31,177,170	14,156,577
(支出の部)	円	円	円
出版事業費	7,911,647	7,911,647	
集會事業費	3,405,117	3,405,117	
調査研究事業費	60,951	60,951	
表彰事業費	108,400	108,400	
管理費	16,248,489	16,011,279	237,210
予備費	63,276		63,276
繰入金支出	2,000,000		2,000,000
特定預金支出	4,400,000	2,400,000	2,000,000
当期支出合計	34,197,880	29,897,394	4,300,486
当期収支差額	Δ3,678,563	Δ5,147,570	Δ3,678,563
次期繰越収支差額	11,135,867	1,279,776	9,856,091

2. 正味財産増減計算書総括表

(昭和63年4月1日から平成元年3月31日)

科 目	合 計	一 般 会 計	特 別 会 計
(増加の部)	円	円	円
資産増加額	4,400,000	2,400,000	2,000,000
増加額合計	4,400,000	2,400,000	2,000,000
(減少の部)			
資産減少額	8,826,133	5,147,570	3,678,563
負債増加額	400,000	400,000	
減少額合計	9,226,133	5,547,570	3,678,563
当期正味財産減少額	4,826,133	3,147,570	1,678,563
前期繰越正味財産	36,528,266	17,993,612	18,534,654
期末正味財産合計額	31,702,133	14,846,042	16,856,091

3. 貸借対照表総括表

(平成元年3月31日現在)

科 目	合 計	一 般 会 計	特 別 会 計
資産の部	円	円	円
流動資産	11,967,637	2,111,546	9,856,091
固定資産			
基本財産	6,014,266	6,014,266	
その他の固定資産	19,952,000	12,952,000	7,000,000
固定資産合計	25,966,266	18,966,266	7,000,000
資産合計	37,933,903	21,077,812	16,856,091
負債の部			
流動負債	831,770	831,770	
固定負債	5,400,000	5,400,000	
負債合計	6,231,770	6,231,770	
正味財産の部			
正味財産	31,702,133	14,846,042	16,856,091
負債及び正味財産合計	37,933,903	21,077,812	16,856,091

4. 一般会計の部

4.1 収支計算書

(昭和63年4月1日から平成元年3月31日)

Table with 5 columns: 科目, 予算額, 決算額, 差異, 備考. It details income and expenses for the general account, including items like '基本財産運用収入' and '職員給与引当金支出'.

Summary table with 5 columns: 科目, 予算額, 決算額, 差異, 備考. It provides a high-level overview of the budget and actual results for the general account.

4.2 正味財産増減計算書

(昭和63年4月1日から平成元年3月31日)

Table with 3 columns: 科目, 金額. It shows the changes in net assets, categorized into '増加の部' (Increase) and '減少の部' (Decrease), including '資産増加額' and '負債増加額'.

4.3 貸借対照表

(平成元年3月31日現在)

Table with 3 columns: 科目, 金額. It is a balance sheet showing assets (流動資産, 固定資産) and liabilities (流動負債, 固定負債) as of March 31, Heisei 1.

4.4 会計方針

1.
 - (1) 引当金の計上基準について
退職給与引当金……期末退職給与の要支給額に相当する金額を計上している。
 - (2) 資金の範囲について
資金の範囲には、現金預金、前受会費、預り金を含めることにしている。
なお、前期末及び当期末残高は、2.に記載するとおりである。
2. 次期繰越収支差額の内容は次の通りである。

科 目	前期末残高	当期末残高
現金・預金	6,624,920円	2,111,546円
合 計	6,624,920	2,111,546
前受会費及び預り金	197,574	831,770
合 計	197,574	831,770
次期繰越収支差額	6,427,346円	1,279,776円

3. 前受会費及び預り金は下記の通りである。

科 目	金 額	預り金の種別
前 受 会 費	790,400円	元年度会費、その他
雇 用 保 険 料	41,370円	63年度雇用保険料
合 計	831,770円	

5. 国際会議特別会計の部

5.1 収支計算書

(昭和63年4月1日から平成元年3月31日)

科 目	子 算 額	決 算 額	差 異	備 考
(収入の部)	円	円	円	
雑 収 入	360,000	621,923	△261,923	
普通預金受取利息	(10,000)	(5,048)	(4,952)	
定期預金受取利息	(250,000)	(295,187)	(445,187)	
雑 収 入	(100,000)	(321,688)	(△221,688)	
当期収入合計(A)	360,000	621,923	△261,923	
前期繰越収支差額	13,534,654	13,534,654	0	
収入合計(B)	13,894,654	14,156,577	△261,923	
(支出の部)				
管 理 費	600,000	237,210	362,790	
会 議 費	(200,000)	(160,450)	(39,550)	
印 刷 費	(100,000)	(0)	(100,000)	
通 信 費	(100,000)	(6,720)	(93,280)	
雑 費	(200,000)	(70,040)	(129,960)	
予 備 費	200,000	63,276	136,724	
予 備 費	(200,000)	(63,276)	(136,724)	
繰 入 金 支 出	2,000,000	2,000,000	0	
(繰入金支出)				
表彰事業基金支出	(2,000,000)	(2,000,000)	(0)	
小 計	2,000,000	2,000,000	0	
特 定 預 金 支 出	2,000,000	2,000,000	0	
国際交流基金積立預金支出	(2,000,000)	(2,000,000)	(0)	
当期支出合計(C)	4,800,000	4,300,486	499,514	
当期収支差額(A)-(C)	△4,440,000	△3,678,563	△761,437	
次期繰越収支差額(B)-(C)	9,094,654	9,856,091	△761,437	

5.2 正味財産増減計算書

(昭和63年4月1日から平成元年3月31日)

科 目	金 額		
	円	円	円
(増加の部)			
資産増加額			
国際交流基金積立金増加額	2,000,000	2,000,000	
増加額合計			2,000,000
(減少の部)			
資産減少額			
当期収支差額	3,678,563		
減少額合計			3,678,563
当期正味財産減少額			1,678,563
前期繰越正味財産額			18,534,654
期末正味財産合計額			16,856,091

5.3 貸借対照表

(平成元年3月31日現在)

科 目	金 額		
	円	円	円
資産の部			
流動資産			
現金・預金	9,856,091		
流動資産合計		9,856,091	
固定資産			
その他の固定資産			
国際交流基金積立預金 三井貸付信託	7,000,000		
その他の固定資産合計	7,000,000		
固定資産合計		7,000,000	
資産合計			16,856,091
負債の部			
流動負債			
正味財産の部			
正 味 財 産			16,856,091
(うち当期正味財産増加額)			(1,678,563)
負債及び正味財産合計			16,856,091

6. 財 産 目 録

(平成元年3月31日現在)

(資産の部)

1. 銀行預金

貸付信託	三井信託銀行新宿西口支店(注1)	20,000,000円
定期預金	三井信託銀行新宿西口支店(注2)	14,266円
普通預金	三井信託銀行新宿西口支店(注3)	0円
	第一勧業銀行西新宿支店(注3)	1,000,635円
	第一勧業銀行西新宿支店(注4)	24,587円

2. 中期国債ファンド

野村証券(注3)	6,221,661円
野村証券(注4)	9,831,504円

3. 振替貯金

(注3)	289,250円
------	----------

4. 権利金

(注5)	552,000円
------	----------

計 37,933,903円

(負債の部)

1. 預り金

	831,770円
--	----------

2. 退職給与引当金

	5,400,000円
--	------------



計 6,231,770円

差引正味財産

31,702,133円

- (注1) 基本財産たる資産(600万)
国際交流基金たる資産(700万円)
表彰事業基金たる資産(700万円)
- (注2) 基本財産たる資産
- (注3) 一般会計運用財産たる資産
退職給与引当金たる資産(540万円)
- (注4) 特別会計資産
- (注5) 第3工新ビル4F402号室敷金

監査の結果、ここに報告された決算報告書は、適正に表示していることを認める。

監 事 塩 入 淳 平 
 谷 村 輝 治 

第 14 期（平成元年度）役員および評議員（敬称略，五十音順）

理 事

- 会 長 田中 英穂
- 副会長 石井泰之助
- 総 務 酒井 俊道（主担当）、稲垣 信夫、大田 英輔、久保田 道雄（財務担当）、丹羽 高尚
- 企 画 野田廣太郎（主担当）、伊藤 文夫、井上 雅弘、阪口 哲也、野村 雅宣、吉識 晴夫
- 編 集 高田 浩之（主担当）、青木 千明、荒木 達雄、伊藤 高根、梶 昭次郎、白戸 健、能瀬 弘幸
- 監 事 稲葉 興作、佐野 恵保
- 評議員 稲葉 雅史、荒木 巍、有賀 一郎、安藤 宣雄、伊藤 源嗣、飯島 孝、飯田庸太郎、池田 隆、石沢 和彦、石野 寿生、一井 博夫、一色 尚次、犬伏 才延、今井 鉄、遠藤 肇、大島亮一郎、大槻 幸雄、大橋 秀雄、大山 耕一、奥原 巖、表 義則、加藤正敏、倉田 公雄、黒田 倫夫、神津 正男、佐藤 豪、佐藤 友彦、斎藤 浩平、塩入 淳平、妹尾 泰利、田口 隆男、高木 圭二、高橋 貞雄、高原 北雄、谷田 好通、谷村 篤秀、谷村 輝治、辻村 玄隆、手島 清美、鳥崎 忠雄、中台 宏太、仲田 哲朗、葉山 真治、浜中 全美、浜野 義光、田浦 治也、平田 賢、平山 直道、藤江 邦男、星野 昭史、本間 友博、松尾 芳郎、松木 正勝、松末 勝利、三輪 光砂、水谷 幸夫、養田 光弘、宮地 敏雄、村島 完治、村田 暹、森 建二、森下 輝夫、山崎 慎一、吉本健一郎、和田 正倫

第 14 期（平成元年度）事業計画書

自 平成元年 4 月 1 日
 至 平成 2 年 3 月 31 日

1. 概 要

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

また、わが国におけるガスタービン及び過給機の生産統計の作成、並びにガスタービン及び過給機に関する特定課題の調査、研究を行う。さらに今年度は学会賞の授与を行う。

上記の他に次の国際ガスタービン会議を開催するための検討を進める。

2. 調査・研究事業

- (1) 平成元年度におけるわが国のガスタービン及び過給機の生産に関する統計資料を蒐集、集計し、その結果を学会誌に掲載発表する。さらに過去 5 年間に蒐集・集計した資料をまとめ、資料集を発行する。
- (2) 調査・研究に関しては、ガスタービンに関連する数値解析上の諸問題について検討を行う。

3. 出版事業

- (1) 定期刊行物
 学 会 誌 : 年 4 回刊行する。
- (2) 不定期刊行物
 講演論文集 : 講演会における講演論文集を刊行する
 セミナー資料集 : ガスタービンセミナーにおける資料集を刊行する。
 GTSJ ニュースレター : 会員間の情報交換を目的に、ニュースレターを発行する。
 Bulletin of GTSJ : 学会の活動状況を海外に紹介するための Bulletin を刊行する。

4. 集会事業

以下の集会を行う。

	(予定回数)	(予定開催年月日)
(1) 定期講演会	1 回	平成元年 6 月
(2) 特別講演会	1 回	" 4 月
(3) 技術懇談会	4 回	" 5 月, 7 月, 9 月, 11 月
(4) 見 学 会	4 回	" 5 月, 7 月, 9 月, 11 月
(5) ガスタービンシンポジウム	1 回	" 12 月
(6) 特別講座	1 回	" 9 月
(7) 秋季講演会	1 回	" 11 月
(8) ガスタービンセミナー	1 回	平成 2 年 1 月

5. 国際ガスタービン会議開催準備

次期国際ガスタービン会議開催について委員会を設け、準備を進める。

6. 委員会活動

以下の委員会を設け、各事業の実施にあたる。

(1) 総務委員会（常置）	(7) 地方委員会（常置）
(2) 編集委員会（常置）	(8) 組織検討委員会（臨時）
(3) 企画委員会（常置）	(9) 調査研究委員会（臨時）
(4) ガスタービン統計作成委員会（常置）	(10) 学会賞審査委員会（臨時）
(5) 定期講演会委員会（常置）	(11) 秋季講演会委員会（臨時）
(6) ガスタービン技術情報センター運営委員会（常置）	(12) 次期国際ガスタービン会議準備委員会（臨時）

第 14 期（平成元年度）予算書

1. 予算書総括表

自 平成元年 4 月 1 日
 至 平成 2 年 3 月 31 日

1.1 収入の部

勘 定 科 目	合 計	一 般 会 計	国際会議特別会計
基本財産運用収入	280,000円	280,000円	0円
入 会 金 取 入	40,000	40,000	0
会 費 取 入	14,240,000	14,240,000	0
事 業 取 入	12,280,000	11,680,000	600,000
雑 収 入	945,000	420,000	525,000
当期収入合計	27,785,000	26,660,000	1,125,000
前期繰越収支差額	11,135,867	1,279,776	9,856,091
収 入 合 計	38,920,867	27,939,776	10,981,091

1.2 支出の部

勘 定 科 目	合 計	一 般 会 計	国際会議特別会計
管 理 費	17,355,000円	15,055,000円	2,300,000円
出 版 事 業 費	8,110,000	7,050,000	1,060,000
集 会 事 業 費	3,790,000	3,790,000	0
調 査 研 究 事 業 費	262,000	262,000	0
表 彰 事 業 費	316,000	316,000	0
予 備 費	100,000	100,000	0
特 定 預 金 支 出	400,000	400,000	0
当期支出合計	30,333,000	26,973,000	3,360,000
当期収支差額	△2,548,000	△313,000	△2,235,000
次期繰越収支差額	8,587,867	966,776	7,621,091

2. 一般会計

(平成元年4月1日から平成2年3月31日)

Table with 5 columns: 科目 (Category), 予算額 (Budget), 前年度予算額 (Previous Year Budget), 増減 (Increase/Decrease), 備考 (Remarks). It details various financial activities including income from assets, membership fees, and administrative expenses.

Table with 5 columns: 科目 (Category), 予算額 (Budget), 前年度予算額 (Previous Year Budget), 増減 (Increase/Decrease), 備考 (Remarks). It details specific financial items like postage, printing, and telephone expenses.

3. 特別会計

(平成元年4月1日から平成2年3月31日)

Table with 5 columns: 科目 (Category), 予算額 (Budget), 前年度予算額 (Previous Year Budget), 増減 (Increase/Decrease), 備考 (Remarks). It details special account activities such as publishing, printing, and administrative costs for specific projects.

第 14 期（平成元年度）監事・評議員選挙結果

先に行われた標記選挙結果は下記の通りである。

・監 事		番号	氏 名	勤 務 先	番号	氏 名	勤 務 先
番号	氏 名	28	表 義 則	三 井 造 船	62	藤 山 真 治	東 京 大 学
1	桶 葉 興 作	29	加 藤 正 敏	日 立 製 作 所	63	浜 中 全 美	石 川 島 播 磨 重 工 業
2	佐 野 忠 保	30	梶 昭 次 郎	東 京 大 学	64	浜 野 義 光	石 川 島 播 磨 重 工 業
・評議員・役員候補者		31	久 保 田 道 雄	日 立 製 作 所	65	日 浦 治 也	三 菱 重 工 業
		32	倉 田 公 雄	石 川 島 播 磨 重 工 業	66	平 田 賢 東	京 大 学
		33	黒 田 倫 夫	日 立 製 作 所	67	平 山 直 道	新 興 工 業 大 学
		34	神 津 正 男	防 衛 庁 技 術 研 究 本 部	68	藤 江 邦 男	明 和 工 業
番号	氏 名	35	佐 藤 友 彦	金 沢 工 業 大 学	69	星 野 昭 史	川 崎 重 工 業
1	青 木 千 明	36	佐 藤 浩 平	東 芝	70	本 間 友 博	東 芝
2	秋 葉 雅 史	37	齊 藤 浩 平	東 芝	71	松 尾 芳 郎	日 本 航 空
3	荒 木 達 雄	38	阪 口 哲 也	川 崎 重 工 業	72	松 木 正 勝	日 本 工 業 大 学
4	荒 木 達 雄	39	酒 井 俊 道	東 京 理 科 大 学	73	松 末 勝 利	航 空 宇 宙 技 術 研 究 所
5	有 賀 一 郎	40	塩 入 淳 平	法 政 大 学	74	三 輪 光 砂	日 立 造 船
6	安 藤 宣 雄	41	白 戸 健 三	三 井 造 船	75	水 谷 幸 夫	大 阪 大 学
7	井 上 雅 弘	42	妹 尾 泰 利	三 浦 工 業	76	廣 田 光 弘	航 空 宇 宙 技 術 研 究 所
8	伊 藤 高 根	43	田 口 隆 男	東 芝	77	宮 地 敏 雄	航 空 宇 宙 技 術 研 究 所
9	伊 藤 文 夫	44	田 中 英 穂	東 海 大 学	78	村 島 完 治	石 川 島 播 磨 重 工 業
10	伊 藤 源 嗣	45	高 木 圭 三	三 井 造 船	79	村 田 運 豊	田 工 業 大 学
11	飯 島 孝 三	46	高 田 浩 之	東 京 大 学	80	森 建 二	川 崎 重 工 業
12	飯 田 庸 太 郎	47	高 橋 貞 雄	石 川 島 播 磨 重 工 業	81	森 下 輝 夫	船 舶 技 術 研 究 所
13	池 田 隆 東	48	高 原 北 雄	名 古 屋 大 学	82	山 崎 慎 一	日 産 自 動 車
14	石 井 泰 之 助	49	谷 田 好 通	東 京 大 学	83	吉 謙 晴 夫	東 京 自 動 車
15	石 沢 和 彦	50	谷 村 秀 治	川 崎 重 工 業	84	吉 本 健 郎	石 川 島 播 磨 重 工 業
16	石 野 寿 生	51	谷 村 輝 治	川 崎 重 工 業	85	和 田 正 倫	日 立 製 作 所
17	一 井 博 夫	52	辻 村 玄 隆	三 菱 重 工 業	次点者		
18	一 色 尚 次	53	手 島 清 美	三 井 造 船	1	安 藤 常 世	慶 応 義 塾 大 学
19	桶 垣 信 夫	54	鳥 崎 忠 雄	日 本 大 学	2	浜 田 義 次	ヤマハ・ディーゼル
20	犬 伏 才 延	55	中 台 宏 太	東 芝	3	彦 坂 隆 一	い ず ー 自 動 車
21	今 井 鉄 三	56	仲 田 哲 郎	石 川 島 播 磨 重 工 業	投票総数 673 票		
22	遠 藤 肇	57	難 波 昌 伸	九 州 大 学	評議員 653		
23	大 島 亮 一 郎	58	丹 羽 高 尚	三 菱 重 工 業	監 事 668		
24	大 槻 幸 雄	59	能 瀬 弘 幸	航 空 宇 宙 技 術 研 究 所	無効票 2		
25	大 橋 秀 雄	60	野 田 廣 太 郎	明 電	白 票 3		
26	大 山 耕 二	61	野 村 雅 宣	船 舶 技 術 研 究 所			
27	奥 原 巖						

なお、上記表中、第 14 理事就任者は評議員から除く。

協 賛

動力・エネルギー技術シンポジウム

日 時 平成元年 11 月 9 日 (木)～10 日 (金)

会 場 川崎市産業振興会館

詳細は、日本機械学会 (TEL 03-379-6781) へお問い合わせ下さい。

第14期(平成元年度)監事・評議員選挙結果

先に行われた標記選挙結果は下記の通りである。

・監事		番号	氏名	勤務先	番号	氏名	勤務先
番号	氏名	28	表義則	三井造船	62	藤山真治	東京大学
1	桶葉興作	29	加藤正敏	日立製作所	63	浜中全美	石川島播磨重工業
2	佐野恵保	30	梶昭次郎	東京大学	64	浜野義光	石川島播磨重工業
・評議員・役員候補者		31	久保田道雄	日立製作所	65	日浦治也	三菱重工業
		32	倉田公雄	石川島播磨重工業	66	平田賢三	東京大学
		33	黒田倫夫	日立製作所	67	平山直道	千葉工業大学
		34	神津正男	防衛庁技術研究所	68	藤江邦男	新明和工業
		35	佐藤義金	沢工業大学	69	星野昭史	川崎重工業
		36	佐藤友彦	三菱重工業	70	本間友博	東芝
		37	齊藤浩平	東芝	71	松尾芳郎	日本航空
		38	阪口哲也	川崎重工業	72	松木正勝	日本工業大学
		39	酒井俊道	東京理科大学	73	松末勝利	航空宇宙技術研究所
		40	塩入淳平	法政大学	74	三輪光砂	日立造船
		41	白戸健三	三井造船	75	水谷幸夫	大阪大学
		42	妹尾泰利	三浦工業	76	廣田光弘	航空宇宙技術研究所
		43	田口隆男	東芝	77	宮地敏雄	航空宇宙技術研究所
		44	田中英穂	東海大学	78	村島完治	石川島播磨重工業
		45	高木圭三	三井造船	79	村田運農	豊田工業大学
		46	高田浩之	東京大学	80	森建二	川崎重工業
		47	高橋貞雄	石川島播磨重工業	81	森下輝夫	船舶技術研究所
		48	高原北雄	名古屋大学	82	山崎慎一	日産自動車
		49	谷田好通	京大	83	吉謙晴夫	東産大
		50	谷村秀治	川崎重工業	84	吉本健一郎	石川島播磨重工業
		51	谷村輝治	川崎重工業	85	和田正倫	日立製作所
		52	辻村玄隆	三菱重工業	次点者		
		53	手島清美	三井造船	1	安藤常世	慶応義塾大学
		54	鳥崎忠雄	日本大学	2	坂田義次	ヤマハディーゼル
		55	中台宏太	東芝	3	彦坂隆	いすゞ自動車
		56	仲田哲郎	石川島播磨重工業	投票総数 673票		
		57	難波昌伸	九州大学	評議員 653		
		58	丹羽高尚	三菱重工業	監事 668		
		59	能瀬弘幸	航空宇宙技術研究所	有効票 2		
		60	野田廣太郎	明電舎	無効票 6		
		61	野村雅宣	船舶技術研究所	白票 3		
					14		

なお、上記表中、第14理事就任者は評議員から除く。

協 賛

動力・エネルギー技術シンポジウム

日 時 平成元年11月9日(木)～10日(金)

会 場 川崎市産業振興会館

詳細は、日本機械学会 (TEL 03-379-6781) へお問い合わせ下さい。



今月号は「数値解析・設計」特集記事，技術論文3件，生産統計に多くのページを割いた編集となりました。最近では学会活動が盛んで掲載する記事が多いため編集委員会としてはページ数の割りに苦勞するといううれしい悲鳴を上げております。

今回の特集号は従来の特集号と異なって会員の皆様にはやや難解なテーマを取り上げましたが，内容はスーパーコンピュータを利用したガスタービンの翼，燃焼器の流れ，熱，燃焼についてのシミュレーションとそれを応用した設計で今後発展が期待されているものです。会員の方々には現状を知っていただくことが重要と考え，出来るだけ多くの方々に執筆していただきました。類似のテーマで書いていただいたものがありますが，流れの数値解析手法は多様であり，各々長所を持っていることを理解していただくためあえて執筆を

お願いしたものです。シミュレーション結果を理解するにはディスプレイが重要であり，三次元的な現象をディスプレイするにはカラー表示が不可欠ですので今月号はカラーページをもうけました。数値解析は専門的ですが，カラーディスプレイはガスタービン学会の会員の皆様に興味を持っていただけるものと思います。

今回の特集号ををもとにしてガスタービンの数値解析が一層発展し，設計に広く用いられるとともに日本の技術が国外の学会から評価され，本学会の国際化に寄与できることを期待いたします。

紙面の都合上執筆の方々には書きたいことも十分に書けない点もあり内容について苦勞されたことと思います。御多忙中にもかかわらず御執筆くださいました著者の方々に厚く御礼申し上げます。
(荒木 達雄)

〈事務局だより〉

* 会費・参加費のお支払いについて

年会費及び行事参加費のお支払いについて最近銀行振込を利用なさる方が増えてきました。

ところが下の写真のように個人会費などが会社名で振込まれてしまうため，どなたの何のお金を調べなければなりません。

当学会取引銀行 → 相手先振込銀行 → 振込先会社 → 経理担当者 → 振込人とさかのぼっていくわけですが件数が多いため，大変な作業になります。どうぞお振り込みの際は個人名で，もしどうしても個人名を入れられない時はハガキか電話でご一報下さいませでしょうか。

* 行事参加のお申し込みについて

前述にもございますように会告欄に行事案内を掲載致しておりますが，お見逃しの方が多く，申込期限を過ぎてから電話でという方が少なくありません。どうぞ参加申込要領をよくお読みの上，要領にそってお申し込みいただきますようお願い致します。

さまざまなお願ひですが，学会活動が活発になるにつれ，事務量も増大し事務局員も3名と手薄なため，毎日テンヤワンヤです。

少しでも学会活動が円滑に行われるため，そしてますますの発展のため，どうぞ会員の皆様のご協力をお願い申し上げます。

[A]

1--5--2 065	1/27	20200	4,500	****1,142,716
1--5--2 065	1/27	1000	4,000	****1,146,716
1--5--2 065	2/27	20200	8,000	****1,154,716
1--5--8 065	2/27	20200	8,000	****1,162,716
1--5--8 035	1,240	0017	****1,161,476	
1--5--8 065	1/27	1000	9,000	****1,170,476
1--5--8 065	1/27	1000	4,500	****1,174,976
1--5--8 065	1/27	1000	4,500	****1,179,476
1--5--8 065	1/27	1000	4,500	****1,183,976
1--5--8 065	1/27	1000	4,500	****1,188,476
1--5--8 065	1/27	120,000	120,000	****1,308,476
1--5--8 065	1/27	13,500	13,500	****1,321,976
1--5--8 065	1/27	18,000	18,000	****1,339,976
1--5--9 065	1/27	60,000	60,000	****1,399,976

ガスタービン秋季講演会についてのご案内
共催 日本ガスタービン学会（幹事学会） 日本機械学会

講演会論文募集

- 開催日 平成元年 10月 26日 (木)
- 会場 金沢工業大学（金沢）
- 講演論文の内容 (1) ガスタービン（すべての用途を含む）及び過給機並びにそれらの応用に関連する理論及び技術をあつかったものすべて。ガスタービンの本体のみならず補機・付属品・ガスタービンを含むシステム及びユーザー使用実績等も歓迎します。
(2) 最近の研究で未発表のもの。一部既発表のものを含む場合は未発表部分が主体となるものに限ります。
- 講演者 講演者は、日本ガスタービン学会会員または日本機械学会会員とし、1名1題目を原則とします。
- 申込方法 (1) はがき大の用紙に「ガスタービン秋季講演会講演申込み」と題記し下記事項を記入し、日本ガスタービン学会（〒160 東京都新宿区西新宿7～5～13 第3工新ビル402）宛申し込んで下さい。
a) 講演題目 b) 著者氏名（連名の場合は講演者に*印を付けて下さい）及び勤務先 c) 所属学会及び会員資格 d) 連絡者氏名、住所 e) 100～200字程度の概要
(2) 講演申込み書と講演論文原稿に記載の講演題目、講演者及び連名者氏名は一致のこと。いずれも提出後の変更等は受けません。
- 申込締切 平成元年 8月 1日 (火)
- 講演論文の原稿 (1) 講演論文執筆用の原稿用紙を連絡者にお送りします。講演論文は1,292字づつ原稿用紙2ページ以上8ページ以内とします。
(2) 原稿提出期限 平成元年 9月 20日 (火)
(3) 講演発表の採否は両学会に御一任願います。
- 技術論文等への投稿 (1) ガスタービン学会会員の講演発表は、ガスタービン学会誌に技術論文として投稿できます。
(2) 機械学会会員（講演者）で日本機械学会の定期刊行物（論文集）に投稿希望の方は申込み用紙の写、2部を日本機械学会事業課（〒151 東京都渋谷区代々木2～4～6 三信北星ビル内）宛お送り下さい。

見学会および参加申込など

見学会 日時：平成元年 10月 27日 (金)

場所：見学先検討中

（見学参加費，その他詳細は会誌9月号参照）

懇親会 日時：平成元年 10月 26日 (木) 夕方

参加費：無料（参加登録者に限る）

講演会 8,000円（事前）（上記見学会参加費は含みません）

参加予備申込 準備の都合上なるべく平成元年 8月 31日 (木) 迄にお願い致します。

なお、宿泊の手配については当学会で一括取扱う予定ですが、詳細は会誌9月号でご案内申し上げます。

第2回見学会・技術懇談会のお知らせ

平成元年度第2回目の見学会と技術懇談会を下記の要領で開催致しますので、参加要領をよくお読みの上、奮ってご参加下さい。

☆☆ 記 ☆☆

1. 日 時：平成元年7月21日（金） 8:50～18:30
2. 見 学 先：(株)明電舎 太田事業所（群馬県太田市西新町127 TEL0276-32-1111）及び
(株)新潟鉄工所 内燃機事業部 太田工場（太田市西新町125-1, TEL0276-31-8111）
3. 技術懇談会：「ガスタービン用の発電機について」
笹木 憲司氏（株）明電舎 太田工場 発電機・設計課
「新潟鉄工のガスタービンについて」
加藤 利夫氏（株）新潟鉄工所 六日町工場 技術室
合葉 哲也氏（株）新潟鉄工所 太田工場 設計室
4. スケジュール： 8:50 新宿西口 八十二銀行（富士銀行隣り）集合
11:20～11:50 明電舎着後概要説明
11:50～12:30 昼食
12:30～13:30 明電舎見学
13:30～14:00 新潟鉄工所へ
14:00～16:00 新潟鉄工所見学
18:30 新宿西口着
5. 交通の便：すべてバス移動
6. 参加要領：
 - 1) 定員50名（申込超過の場合は抽選，応募者全員にご連絡致します）
 - 2) 参加ご希望の方は往復ハガキにて「明電舎・新潟鉄工所見学」と書き，所属・連絡先住所（返信用ハガキにも）・氏名・TELを明記の上下記事務局へお申し込み下さい。記載不備の場合は受けつけかねますのでご注意ください。（〆切 平成元年6月30日（金）消印有効）
 - 3) 参加費6,000円（バス代，昼食代含む）。当日受付にてお払い込み下さい

〒160 新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402
(株)日本ガスタービン学会 TEL03-365-0095

日本ガスタービン学会賞候補募集のお知らせ

応募締切
平成元年 11 月 30 日

日本ガスタービン学会では秀れた論文および技術に対し、別掲内規にしたがい2年毎に学会賞の贈呈を行っております。つきましては今年度下記要領にしたがい第5回目の学会賞候補論文および技術の募集を行うことになりましたのでお知らせ致します。

応募要領

1. 日本ガスタービン学会賞

本会はガスタービンおよび過給機に関する工学および技術の発展を奨励することを目的として優れた論文ならびに技術に対して日本ガスタービン学会賞を贈り、表彰を行なう。

2. 対象となる論文及び技術

(1) 論文

日本ガスタービン学会誌、国際会議 proceedings に過去4年間（昭和60年11月以降平成元年10月迄）に公表した論文

(2) 技術

ガスタービン及び過給機に関連し、同上期間に完成した新技術

3. 受賞候補者の資格

受賞候補者は本会会員（正会員、賛助会員）とする。

4. 表彰の方法

審査の上、表彰状および賞牌を授与する。

5. 表彰の時期

表彰は平成2年4月予定の日本ガスタービン学会総会において行う。

ガスタービン特別講座（第5回）
”ガスタービンとセラミック材料”
——セラミックス応用技術入門—— 開催のお知らせ

第5回の特別講座を下記の要領で開催することになりましたので、お知らせします。

セラミック材料をガスタービンへ適用する努力が内外で進められています。我国でも、昨年よりコージェネレーション用および可搬式発電用の300kWセラミックガスタービンと自動車用100kWセラミックガスタービンの2つのプロジェクトが始まりました。このような機会に、ガスタービンへのセラミックスの応用について、じっくりと考えてみたいという意図で本講座を企画しました。

今回の主な内容は、

- ① ガスタービンとセラミックスに深く関わってられる講師の方々による講演
 - ② 3グループに分かれてのグループ別討論会
 - ③ グループ別討論会の成果を総括する全体討論会
- を予定しています。

この講座は、講演者を中心に他の参加者の方々とも個人的に親交を深めていただき、今後の技術活動に役立てていただけるものと期待しております。

§ 記 §

1. 日 時 平成元年9月7日(木) 12時より
9月8日(金) 13時まで
2. 場 所 日本勤労福祉センター三河ハイツ
〒444-01 愛知県額田郡幸田町大字萩字遠峰10
3. 講 師 次頁の講演内容およびグループを参照

4. 参加申し込み

参加希望者は、往復ハガキに連絡先住所、氏名、所属、参加希望グループをご記入の上、8月18日(金)までに日本ガスタービン学会あてにお申し込みください。参加者は約50名で計画していますが、希望者多数の場合は抽選で決めさせていただき抽選の結果は応募者全員にお知らせ致します。また、参加決定者には後日詳しいスケジュールをお送り致します。

*参加登録料金(払込み方法については後日連絡致します)

会 員 25,000 円

会員外 30,000 円

(注) 上記参加登録料金には交通費、宿泊料は含まれていません。

宿泊料は3食付8,000円程度の予定。

講演内容とグループ

講 師	所 属	内 容
米 屋 勝 利	横浜国大	セラミックスの特徴と展望
阪 口 修 司	名古屋工業技術試験所	セラミックスの試験法及び非破壊検査法
古 賀 和 憲	京セラ(株)	構造用材料としてのセラミックス
工 藤 唯 輔	第一メテコ(株)	セラミックスの溶射
松 久 忠 彰	日本ガイシ(株)	蓄熱材料としてのセラミックス
宮 田 寛	(株)日立製作所	セラミックスの信頼性設計
山 岸 喜一郎	工業技術院	セラミックガスタービンプロジェクトの概要
伊 藤 高 根	日産自動車(株)	欧米のセラミックガスタービンの現状

グループ	講 師		
A	米 屋 勝 利	古 賀 和 憲	宮 田 寛
B	阪 口 修 司	工 藤 唯 輔	山 岸 喜一郎
C	松 久 忠 彰	伊 藤 高 根	

〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル4階402

(社)日本ガスタービン学会

TEL. 03-365-0095 FAX. 03-365-0387

第3回見学会開催予定のご案内

場 所 ヤンマーディゼル(株) 尼崎工場

日 時 9月末か10月の予定

詳細は後日改めてご案内いたします。

講演内容とグループ

講 師	所 属	内 容
米 屋 勝 利	横浜国大	セラミックスの特徴と展望
阪 口 修 司	名古屋工業技術試験所	セラミックスの試験法及び非破壊検査法
古 賀 和 憲	京セラ(株)	構造用材料としてのセラミックス
工 藤 唯 輔	第一メテコ(株)	セラミックスの溶射
松 久 忠 彰	日本ガイシ(株)	蓄熱材料としてのセラミックス
宮 田 寛	(株)日立製作所	セラミックスの信頼性設計
山 岸 喜一郎	工業技術院	セラミックガスタービンプロジェクトの概要
伊 藤 高 根	日産自動車(株)	欧米のセラミックガスタービンの現状

グループ	講 師		
A	米 屋 勝 利	古 賀 和 憲	宮 田 寛
B	阪 口 修 司	工 藤 唯 輔	山 岸 喜一郎
C	松 久 忠 彰	伊 藤 高 根	

〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル4階402

(社)日本ガスタービン学会

TEL. 03-365-0095 FAX. 03-365-0387

第3回見学会開催予定のご案内

場 所 ヤンマーディゼル(株) 尼崎工場

日 時 9月末か10月の予定

詳細は後日改めてご案内いたします。

学 会 誌 編 集 規 定

1. 本学会誌の原稿は依頼原稿と会員の自由投稿原稿の2種類とする。依頼原稿とは本学会よりあるテーマについて特定の方に執筆を依頼した原稿、自由投稿原稿とは会員から自由に随時投稿された原稿である。
2. 原稿の内容は、ガスタービンおよび過給機に関連のある論説、解説、技術論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書、随筆、見聞記、ニュース、新製品の紹介および書評などとする。
3. 原稿は都合により修正を依頼する場合がある。また、用済み後は執筆者に返却する。
4. 原稿用紙は、原則として本会指定の横書440字詰（22×20）を使用する。本原稿用紙4枚で刷上り約1頁となる。
5. 刷上がり頁数は1編につき、図表を含めてそれぞれ次の通りとする。論説4～5頁、解説および技術論文6～8頁、見聞記、速報および寄書3～4頁、随筆2～3頁、ニュース、新製品紹介、書評等1頁以内。超過する場合は短縮を依頼することがある。技術論文については別に定める技術論文投稿規定による。
6. 依頼原稿には規定の原稿料を支払う。
7. 自由投稿原稿の採否は編集委員会で決定する。
8. 自由投稿原稿には原稿料は支払わない。
9. 原稿は下記宛に送付する。
〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13、
第3工新ビル
(社)日本ガスタービン学会事務局

技 術 論 文 投 稿 規 定

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
 - 1) 投稿原稿は邦文で書かれた著書の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
 - 2) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものに限る。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 投稿原稿の規定頁数は原則として図表を含めて刷上がり8頁以内とする。ただし、1頁につき15,000円の著者負担で4頁以内の増頁をすることができる。
3. 投稿原稿は原稿執筆要領に従って執筆し、正原稿1部、副原稿（コピー）2部を提出する。
4. 投稿原稿の採否は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で決定する。

日 本 ガ ス タ ー ビ ン 学 会 誌

第 17 卷 第 65 号

平成元年 6 月 10 日

編 集 者 高 田 浩 之

発 行 者 田 中 英 穂

(社) 日本ガスタービン学会

〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13

第3工新ビル402

TEL (03) 365-0095

FAX (03) 365-0387

振替 東京7-179578

印刷所 日青工業株式会社 東京都港区西新橋2の5の10

©1988 (社) 日本ガスタービン学会
本誌に掲載されたすべての記事内容は
(社)日本ガスタービン学会の許可なく
転載・複写することはできません。