



ガスタービンの思い出

元・三菱重工 矢野 鎧

私は去る4月28日開催された第14期通常総会において映えある名誉会員に選ばれた。このことは会社にとっても、私にとっても非常に光栄であって、心からお礼を申し上げたい。

私が最初にガスタービンの実験研究に関与したのは、航海訓練所練習船「北斗丸」主機用として開発された500馬力ガスタービンであった。

本ガスタービンの開発に関連して運輸省船舶局から科学技術応用研究補助金の交付を受けたのは昭和27年のことであったから、考えてみると40年近くも前の話である。

これに引き続いて八幡製鉄所洞岡工場に納入した850K. W. 高炉送風用ガスタービンの開発が行われたが、当時流体力学関係を所掌していた私にとって、最も思い出に残るのは乙型駆潜艇「はやぶさ」に搭載されたブースター主機、5,000馬力ガスタービンの開発である。

「はやぶさ」は通常の航海時は燃料消費率の良いディーゼル機関2基、計4,000馬力で運転されているが、全力運転が必要となった時にはこの5,000馬力ガスタービンを起動して一時的に9,000馬力の出力とするようになっていた。

この5,000馬力ガスタービンは昭和32年10月3日、工場運転を開始し、その後徐々に回転数を上昇して行ったが、同年12月10日に至って軸流圧縮機に大きな事故が発生した。

当日は高圧系の回転数約2,600rpm、ガス温度360℃にて16分間暖機運転を行った後、約3,600rpm、430℃に上昇させた。ここで約11分間かけて性能計測を終わった直後、圧縮機下部付近に空気漏れのような音が発生した。約2～3秒後第2回目の音が発生し、直ちにモーターおよび燃料を遮断したが、約1秒後1,000～2,000rpmにて第3回目の音が発生し、急停止した。

(平成元年7月12日原稿受付)

軸流圧縮機を開放してみると、事故の状況は惨憺たるもので、その詳細は次の通りであった。

全体で15段ある動翼は4段、5段が全数飛んで丸坊主となっており、6段の翼は頑強に残って、これに続く7段、8段が殆ど全数飛んでしまっている。これ以外の段では曲がったものはあるが飛んだものは極めて少ない。静翼については4段、6段が半数またはそれ以上飛んでいるが、それ以外の段では飛んだ翼は僅かである。

飛んだ翼の破断面にはいずれも貝殻模様があって疲労による破壊であることには間違いない。このような共振破壊の原因となる励振力としては圧縮機入口の仕切板の影響、圧縮機の途中から空気を抽気するための抽気口の影響、翼の後流の影響などが考えられたが、翼の固有振動数とは余りにもかけ離れていて説明がつかない。われわれは頭をかかえ込んでしまった。

早速平素ご指導を受けている諸先生にお集まり頂いて事故の原因の究明を行った。この時、M. I. T. に留学中の九大妹尾泰利先生がたまたま帰っておられたので、これに出席頂いた。妹尾先生はデータを旅館に持ち帰られて検討された結果、翌日次のように説明された。

- 1) 4段動翼の固有振動数は280Hz、5段は330Hzであるが、これを平均して一応300Hzとする。7段動翼は450Hz、8段は440Hzであるが、これを平均して一応450Hzとする。300Hzと450Hzの翼が同時に飛んでいるのだから、動翼には150Hzの励振力が働いたと考えられる。
- 2) 4段静翼の固有振動数は215Hzであるが、これを一応200Hzとする。6段静翼は300Hzである。200Hzと300Hzの翼が同時に飛んでいるのだから、静翼には100Hzの励振力が働いたと考えられる。
- 3) 動翼に150Hz、静翼に100Hzという異なった励

振力が同時に働くということは、旋回失速を疑ってみる必要がある。今までの運転経過を調べてみると、3,000rpm 付近で種々の試験が行われている。この圧縮機の定格回転数は6,700rpm であるから、3,000rpm 付近では旋回失速を起こす可能性がある。

- 4) 結果的に推定してみると、5 個のストールセルがローター回転数の40%で回転したとすれば、回転数3,000rpm のときに動翼に150Hz、静翼に100Hzの励振力を与えることになる。

われわれも旋回失速がどんなものかは一応知ってはいたが、妹尾先生の明快なご説明によって、われわれの足元でこれによる大事故が発生していたことがわかって愕然としたのであった。

この対策として空気圧縮機を全面的に設計変更することとなったが、旋回失速の発生を予測することはできないから、実機について旋回失速の発生を計測し、これを避けるような運転条件を見出す以外に方法はない。

航空技術研究所の山内正男部長は、昭和34年春には航空技術研究所に圧縮機単独試験装置が完成する予定であるから、これを使って確認したらどうかと提言された。

圧縮機単独試験に先立って、旋回失速に関する計測技術を確立しておく必要があったが、これについては幸い、東大航空研究所において田中英穂先生が研究を進めておられたから、田中先生にご指導を仰いだ。5,000馬力ガスタービン開発のために製作した単段軸流圧縮機試験設備があったから、これを改造して旋回失速の計測予備試験を入念に行った。

新しく製作した空気圧縮機についての単独性能試験は航空技術研究所において昭和34年8月17日から10月9日まで実施されたが、この時は同研究所原動機部の松木正勝さん、鳥崎忠雄さんに非常にお世話になった。この単独試験では次の

計測を行った。

- 1) ストールセルの計測には3, 4, 7, 10, 13の各段に熱線風速計を取り付けた。総数8個で直接型が4個、間接型が4個であった。
- 2) 翼応力の計測のため1, 4, 6, 8の各段動翼に総数10個、3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12, 13個の各段静翼に総数13個のストレインゲージを貼りつけた。

この時の計測は当社の特殊計測要員を総動員した大がかりなもので、試験に立ち会われた先生方がびっくりされた。

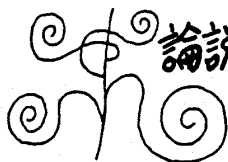
当時運輸技術研究所原動機部長であられた須之部量寛さんには500馬力ガスタービン以来、燃焼器の問題、ガスタービン運転全般について温かいご指導を受けており、軸流圧縮機性能の問題については九大の生井武文先生に常時ご指導を仰いでいた。

この5,000馬力ガスタービンの取りまとめ推進は防衛庁装備局船舶課におられた浜田昇さん、技術研究所第5部におられた鯨井専助さんであったが、絶えず長崎に来られてわれわれを激励された。大小の事故が続いて、いろいろ心配をおかけして申し訳ない次第である。

このような苦難の後であっただけに、昭和36年3月9日に実施された確認運転が所期の性能を発揮して無事終了したときの喜びは大きかった。

当日夜の祝賀会の席で鯨井さんと本ガスタービンの設計主任であった上松順二さんが固く手を握り、感極まって泣いておられたのが今でも印象に残っている。

ガスタービン学会は真にガスタービンを愛する同好の士の集まりで、産官学の会員のベクトルがぴったり合って気持ちがよい。私も若かりし頃にご指導を受けた諸先生にお会い出来るのを楽しみに、よく出席させて頂いたものである。ここに厚くお礼申しあげたい。



論説・解説 最近のガスタービン用材料の動向と進歩

石川島播磨重工業 大 浜 信 一

1. はじめに

産業用、発電用および航空用ガスタービンは、近來その技術的な発展とともに、その需要も急速に増大している。この分野における技術的な進歩は、設計技術の進歩と材料の進歩とが、あたかも車の両輪のごとく、相互に相まって進んできたものといえよう。すなわち、ガスタービンの高温化、高圧化、高速化と、さらに航空エンジンに要求される軽量化の歴史は、材料の進歩発達とともに歩んできたものであり、この傾向は今後も変わることはないと思われる。したがって複合材料も含めて新素材への期待は非常に大きいものがあり、その開発と適用の努力は、世界的な動向としてとらまえることができる。

本稿では適用材料の技術進歩が最も著しい航空エンジンを中心に、ガスタービンへの新素材および複合材料の進歩と今後の動向についてふれてみたい。

2. ガスタービン用材料の全般的動向

ジェットエンジンを搭載した航空機が、世界で最初に飛行に成功したのはドイツで1939年である。その後1941年にイギリスが、続いて1942年にアメリカがジェット飛行を成功させている。我国でも1941年頃からジェットエンジンの研究が進められ、1945年8月7日、国産ジェットエンジン「ネ20」を積んだ双発機「橘花」が高度600メートル、12分間の初飛行に成功した。

その後、各国においてジェットエンジンの実用化が進められ、今日の隆盛を迎えているが、その間のエンジンを構成する材料の重量割合の推移が、将来予測も含めて図1⁽¹⁾に示されている。当初は鉄鋼を主体としていたが、比強度の高いチタン合金と耐用温度の高いニッケル基を主体とした耐熱超合金が徐々に比率を増してきた。今日で

は、図2⁽²⁾にも示されているように、チタン合金が35%、耐熱超合金が50%に達するエンジンもある。

さらに近來、推力・重量比の向上および燃料消費率の低減に代表される航空エンジンの性能向上に関する意欲は、世界的に非常に強いものがある。推力・重量比を向上するためには、図3に示すご

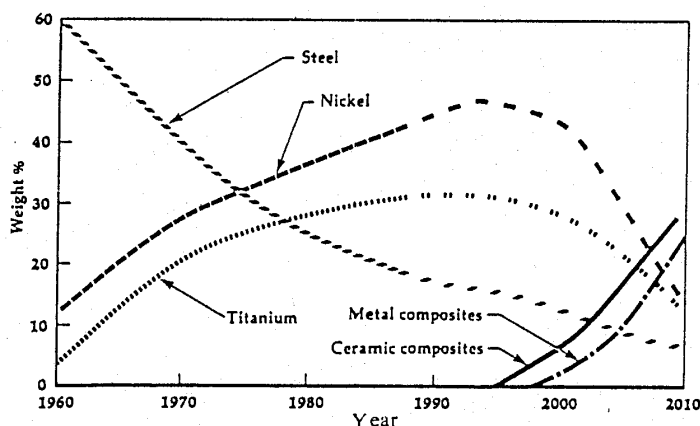


図1 航空エンジン用材料の動向⁽¹⁾

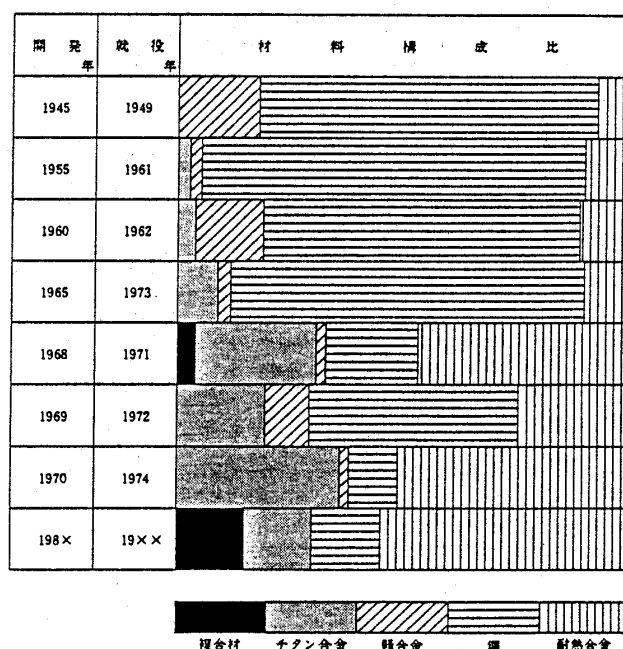


図2 航空エンジン材料の構成比の推移⁽²⁾

(平成元年7月24日原稿受付)

とく、各要素の効率を向上すること、また圧力比の上昇、タービン入口温度の上昇をはからねばならないが、これらの実現化にとって、従来の材料より比強度の高い新素材、および耐熱温度の高い新素材が不可欠である。またエンジンの全体重量の低減のために、低密度の材料あるいは比強度の高い材料が必要である。またこれらの材料を真に必要な形に成形・加工する新加工技術や、一体成形技術が重要な課題である。

このような背景から、図1のように2000年代の航空エンジン用材料として、複合材料に大きな期待が集められている。

図4に、航空エンジンの主要部品について、現在使われている材料と今後適用が計画されている主な新素材、複合材料を示した。陸船用ガスタービンについても性能向上の要求は航空エンジンと同様で、その圧縮機、燃焼器、タービン部分に対する新素材、複合材料のニーズは高く、航空エンジンと同様な傾向をなだると考えられる。

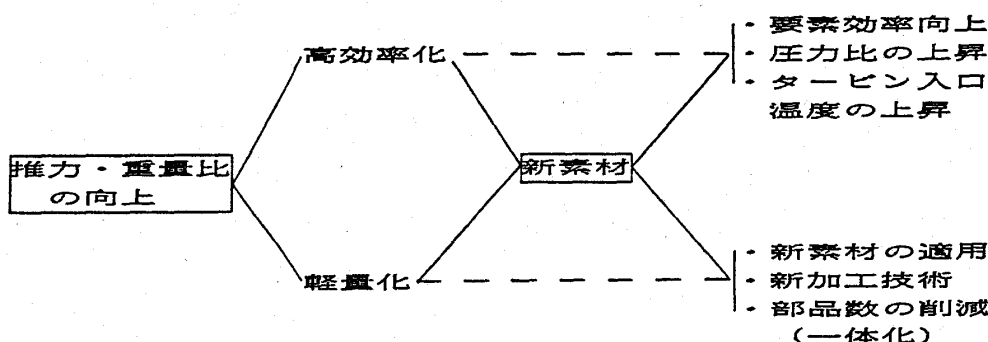


図3 ガスタービン性能向上への新素材の役割

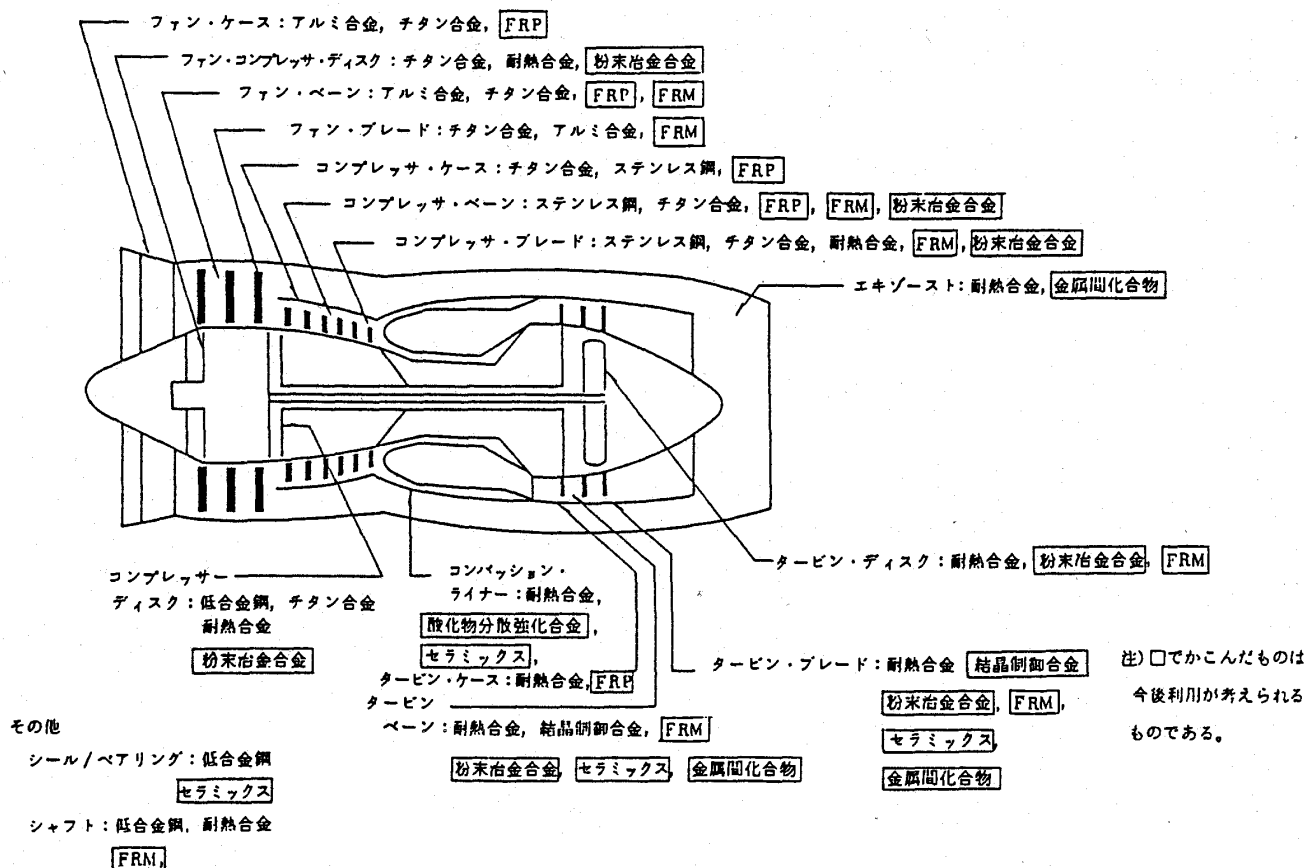


図4 航空用ガスタービンの使用材料予測

3. ガスタービンの要素別材料動向

3.1 ファン・圧縮機用材料

ファンおよび圧縮機の主要な部品に用いられている材料を、代表的な航空エンジンを例にとって表1に示した。

ファンおよび圧縮機の部分では、近來高効率化の要求が高まるにつれ、ファンブレード、圧縮機ブレードおよびそれらを支えるディスクなどの回転部品に対して、それらの高速度化に耐えうる、高比強度材料のチタン合金（図5⁽³⁾参照）が多用されている。またファン・圧縮機のペーン、ケースなどの静止部品にも軽量化をはかるために、チタン合金が用いられている。

しかし、圧縮機の後段で圧力が高まるにつれて温度が上昇し、チタン合金の耐用温度を超えるため、表1のごとく、ニッケル合金を使用せざるを得なくなる。今後とも圧縮比の向上にともなって、この部分の温度上昇は避けられないとみられる中で、このような温度域における軽量、高比強度材料の出現が望まれる。

その可能性の第一は、図6⁽⁴⁾に示すようなチタン合金の耐熱温度の上昇であり、第二は図7⁽⁵⁾に示すようなより高温域で高比強度が期待されるチタンアルミナイドなどの金属間化合物である。

表1 ファン・圧縮機主要部品の使用材料例

部 品	部 品 名	材 料 名
ファン	ディスク	Ti-6Al-2Sn-4Zr-6Mo Ti-6Al-4V
	ブレード	Ti-8Al-1Mo-1V Ti-6Al-4V
圧縮機	ディスク	Ti-6Al-2Sn-4Zr-6Mo Ti-8Al-1Mo-1V Ti-6Al-4V Waspaloy IN100 (PM)
	ブレード	Ti-8Al-1Mo-1V Ti-6Al-2Sn-4Zr-6Mo Ti-6Al-4V Inconel 901 Inconel 718 Inconel X 750
	ペーン	Waspaloy マルテンサイト系ステンレス鋼 (AISI 403)
	ケース	Ti-6Al-4V Inconel 718

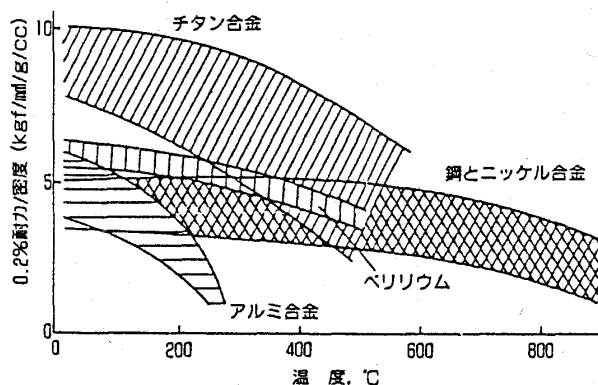


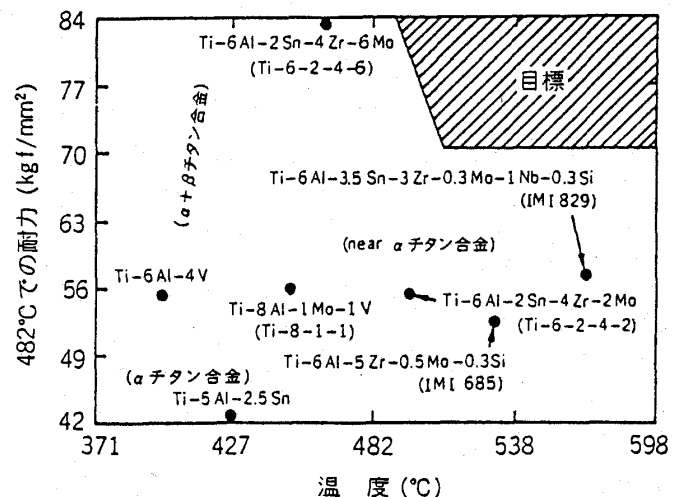
図5 金属の比強度と温度の関係⁽³⁾

また第三は樹脂系および金属系マトリックスの複合材料であるが、これについては4章にて述べてみたい。

3.2 燃焼器用材料

燃焼器のライナ、ケースには、現在 HS 188, Hastelloy X, Mar-M 509, Inconel 718等のコバルト基又はニッケル基の耐熱超合金板が用いられている。

近來のガスタービンの高温化に伴い、燃焼ガス温度はタービン入口で航空用では1,400℃レベル、陸船用エンジンでも1,200℃を超えるものが現われている。したがって上記の材料の耐用温度をはるかに上まわるため、空気膜による冷却および遮熱コーティング (TBC: Thermal Barrier Coating) が必要である。



(応力 28 kgf/mm², 100 h で 0.1% クリープする温度)
図6 各種チタン合金の高温強度とクリープ特性⁽⁴⁾

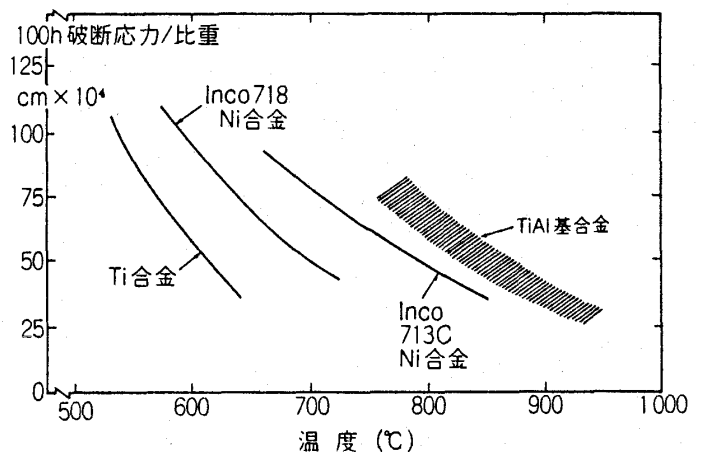


図7 Ti Al 金属間化合物のクリープ・ラプチャー比強度⁽⁵⁾

このTBCは、セラミックス粉末をプラズマ溶射するのが一般的である。もっとも、このセラミックス材料が金属表面に直接コーティングされるのではなく、実際には中間の結合層がセラミックスと金属基材との結合性の強化、基材の耐酸化性の付与、および熱応力の緩和などのために必要である。また、セラミックス粉末としてはこれまで、ジルコニア(ZrO_2) + マグネシア(MgO)が主流であったが、現在はより性能のすぐれたジルコニア(ZrO_2) + イットリア(Y_2O_3)を採用する方向にある。

一方、図8⁽⁶⁾に示すような傾斜機能材料(FGM: Functionally Gradient Material)なるコンセプトが提案され、数年前から研究開発が進められている。これは、表面の高温側にはセラミックスを主体とし、裏面の低温側には金属を主体とし、その間を連続的に成分配合を変化させる複素化技術によって、超耐熱機能と機械的強度を併せ持ち、総体的には熱応力緩和機能を持たせることを意図したものである。この材料の実現化が進めば、将来の高温燃焼器にとって非常に有用な材料となることが予想される。

セラミックス単体またはその複合材料も同様に、燃焼器にとって欠くことのできない材料となろう。既に、産業用ガスタービン燃焼器ライナへのセラミックス採用の試みがみられるところであるし、また国家プロジェクトとして進められている“セラミックガスタービンの開発”のなかでも燃焼器は比較的早期に適用される位置にあると考えられる。

3.3 タービン用材料

タービンの部分は高温の燃焼ガスにさらされるため、現在ここに用いられる主要部品の材料は、

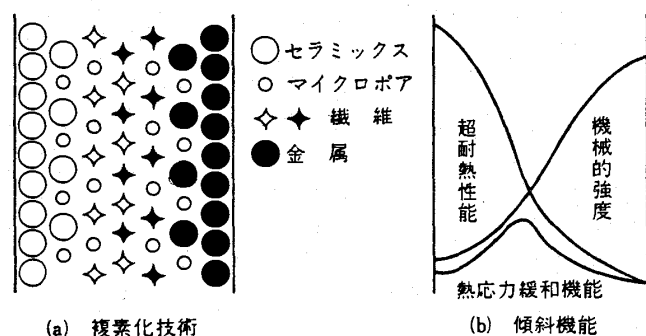


図8 傾斜機能材料のコンセプト⁽⁶⁾

表2のごとくニッケル基およびコバルト基の耐熱超合金が用いられている。

タービン入口温度を上昇することは、ガスタービン全体の性能向上に直接的に寄与するため、この温度は年々上昇する傾向にある。航空エンジンでは図9に示したように、このタービン入口温度は現在では1,400℃レベルに達していて、タービンの静翼および動翼は直接この高温ガスが当たることになる。勿論このような温度に耐える材料は現在のところはないので、今日のタービンの高温化は空気冷却技術によるところが大きい。

しかし効率向上のために冷却空気量を減らすことと、さらにタービン入口温度の高温化に対応して、図10⁽⁷⁾に示すような材料開発が国内外で活発に行われている。この開発は大別して3つの分野に分けられる。その1は、耐熱超合金の耐熱温度を上げる努力であって、図11に示すように、既に航空エンジンでは一方向凝固鑄造による柱状晶翼(DS)を経て、現在単結晶翼(SC)が普及されつつある時代となった。さらに酸化物分散強化合金(ODS)、急速凝固合金(RSR)、高融点系金属間化合物の開発と実用化が待たれるところである。

表2 タービン主要部品の使用材料例

部 品	部 品 名	材 料 名
タービン	ディスク	IN100 (PM) Inconel 718
	ブレード	MAR-M200+Hf (DS) IN100 Inconel 713 C
	ベーン	X-40
	ケース	Inconel 718 Inconel 706
	シール	Inconel 718 Inconel 901 Waspaloy Astoroloy

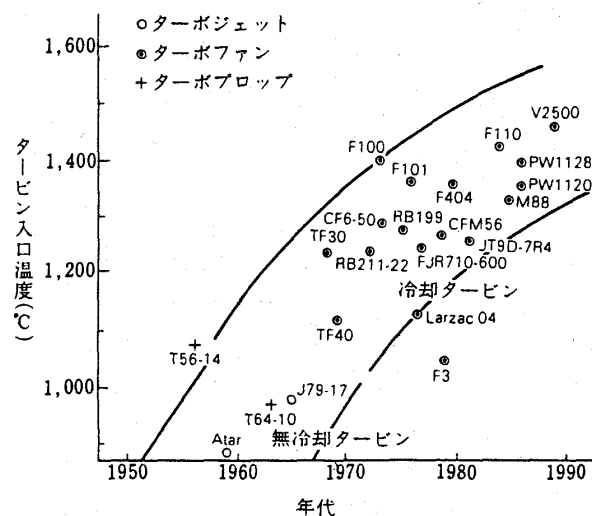
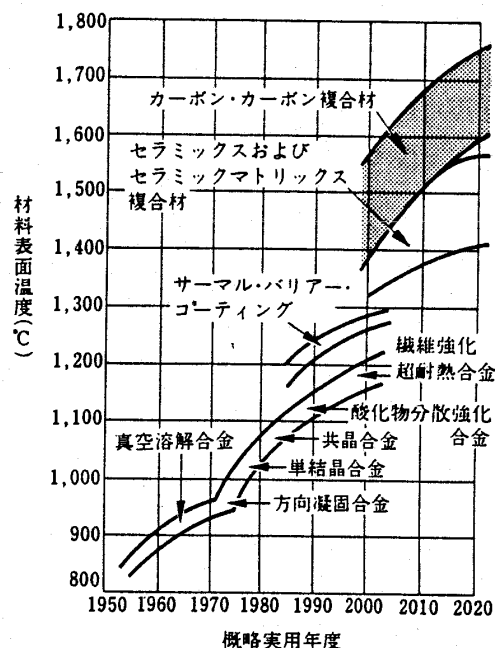


図9 タービン入口温度の傾向

図10 タービン翼用耐熱材料の開発動向⁽⁷⁾

陸船ガスタービンにおいても、国家プロジェクトの高効率ガスタービンの開発で、Mar-M 247 LC 合金による柱状晶翼 (DS) の適用が試みられた。

開発のその2は、タービン動静翼に対して遮熱の役割を果たすサーマルバリアコーティング (TBC) 技術の実用化である。TBCについては、前項で述べたが、金属製のタービン翼に TBC を施すことによって、金属表面の温度を 100～200℃ も大幅に低下することができる。しかしタービン動翼への利用例は、現在のところ未だないものと思われる。タービン動翼には熱膨張収縮以外に回転による伸び縮み加わるために、TBCのはく離が懸念されるからである。一方、タービン静翼に対しては部分的に実施されている例が2～3あり、さらに適用の範囲を広げる計画が進められている。

開発のその3は、それ自身高い耐熱温度を持つセラミックスおよびカーボンとそれらの複合材料の開発である。セラミックスがガスタービン材料として期待されるに至って久しいが、実際に構造材料としてエンジンに使用されている例は未だきわめて少ない。

図12⁽⁸⁾は、1986年に R. W. Davidge が、航空エンジンへのセラミックスの適用の予測を立て直したものである。従来から予測されてきた楽観的な見方を大きく修正し、新たに1986年に0からス

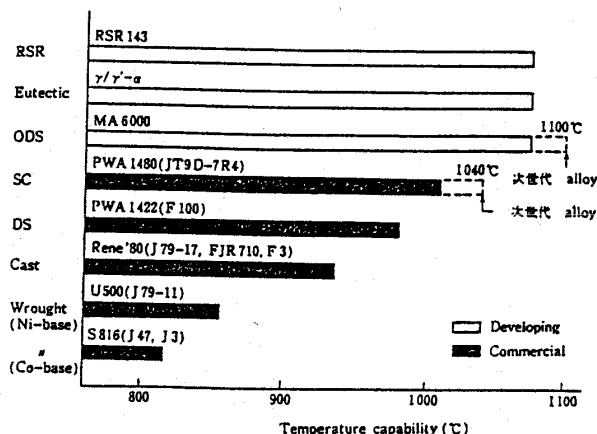
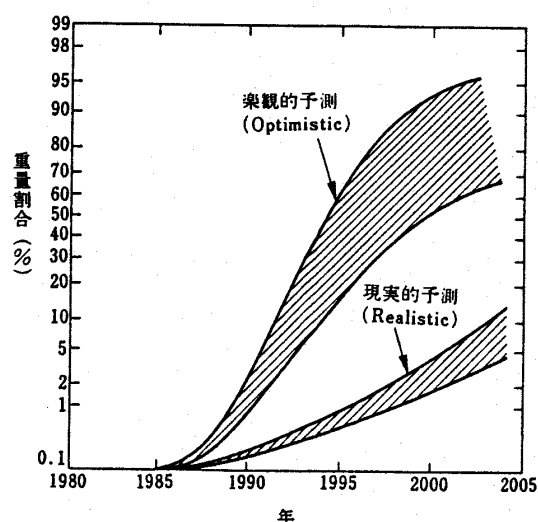


図11 タービン翼用超合金の耐用温度

図12 航空エンジンにおけるセラミックス適用の動向⁽⁸⁾表3 セラミックスと金属との比較⁽⁹⁾

項目	金 属	セラミックス
使用温度範囲 (K)(°C)	≤1,273(1,000)	≤1,673(1,400)
破壊靱性 (MPa·m ^{1/2})	50～200	～5
破断ひずみ (%)	～5	≤0.2
破壊吸収エネルギー (MJ/m ²)	～10	～0.01
熱膨張率 (10 ⁻⁶ K)	15～20	3～5

タートしてはいるものの、現実的な予測ではかなり厳しい見方をしており、2000年代にわずか数%の適用を予測しているにすぎない。これは、セラミックスがまだ構造材料としての性能の面において、特に信頼性の確保で未成熟である点にあるとみられる。表3⁽⁹⁾はセラミックスと金属との、主として靱性に関する特性を比較したものであるが、セラミックスは破壊靱性値が低く、破壊の際

にはほとんど塑性変形することのない脆性材料であることがわかる。

セラミックスの靱性を向上させ、信頼性を上げることが望まれるが、そのひとつの手段として、セラミックスをセラミックスの繊維で強靱化しようとする研究開発が急ピッチで進められている。このセラミックス複合材料 (FRC) は、図13に示すように、荷重がかかって破壊するまでに金属材料の降伏と塑性変形に似た現象を示すことから、破壊靱性が飛躍的に向上し金属材料に近いレベルになることが期待されている。セラミックス構造材料のガスタービン部品への実用化にとって、このセラミックス複合材料の実現が大いに待たれる所である。

以上は主としてタービン翼用材料について述べてきたが、タービンディスクも特に高強度が要求される部品として、図14に示すような開発が行われている。すなわち、現在粉末冶金法によるニッケル合金のクリープ強度および低サイクル疲労強度の向上が進められ、さらに繊維強化等による高強度ディスクの開発が計画されている。

4. 複合材料の航空エンジンへの適用の可能性

複合材料は主として常温から高温にわたる強度

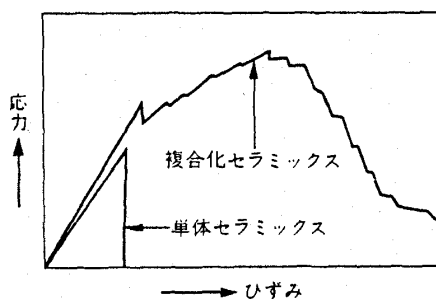


図13 セラミックス単体と複合材の応力—ひずみ線図

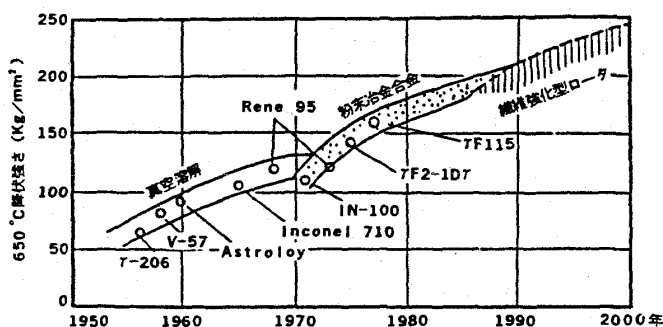


図14 タービンディスク材料の動向

および弾性率が高い繊維と、それらの繊維を結合する役割を果すマトリックスで構成される。航空エンジン用材料としては、エンジンの軽量化のために強度と密度の比である比強度が高いことが要求されるので、高強度の繊維によって低密度のマトリックスを強化した繊維強化複合材料は、航空エンジン用材料として理想的な材料といえよう。

本章では、複合材料次世代技術調査委員会が昭和62年度に、本章の標題について調査研究を行った内容を紹介することにしたい。

4.1 航空エンジン適用対象複合材料

航空エンジンに適用の対象となる複合材料を表4⁽¹⁰⁾に示す。これらの複合材料の内、FRPは既に広く工業材料として実用化されており、航空エンジンでも部分的にせよ適用されている。さらに耐熱FRPの適用および370℃以上を目指した耐熱マトリックス樹脂の開発によって、その利用が拡大されようとしている。

一方、FRM (Fiber Reinforced Metal), FRS (Fiber Reinforced Super-alloy), FRC (Fiber Reinforced Ceramics), C/C (Carbon-Carbon Composite) などの複合材料は、FRP に比べ開発の歴史が浅く、航空エンジンへの応用実績は未だないとみられる。しかし今後これらの先進複合材料の研究開発に拍車がかかることは疑いない。

図15⁽¹⁰⁾に亜音速航空輸送機用エンジンのターボファンエンジン主要部品に、将来適用が予測される複合材料を示した。また、これらの複合材料が実用化される予測時期を図16⁽¹⁰⁾に示した。

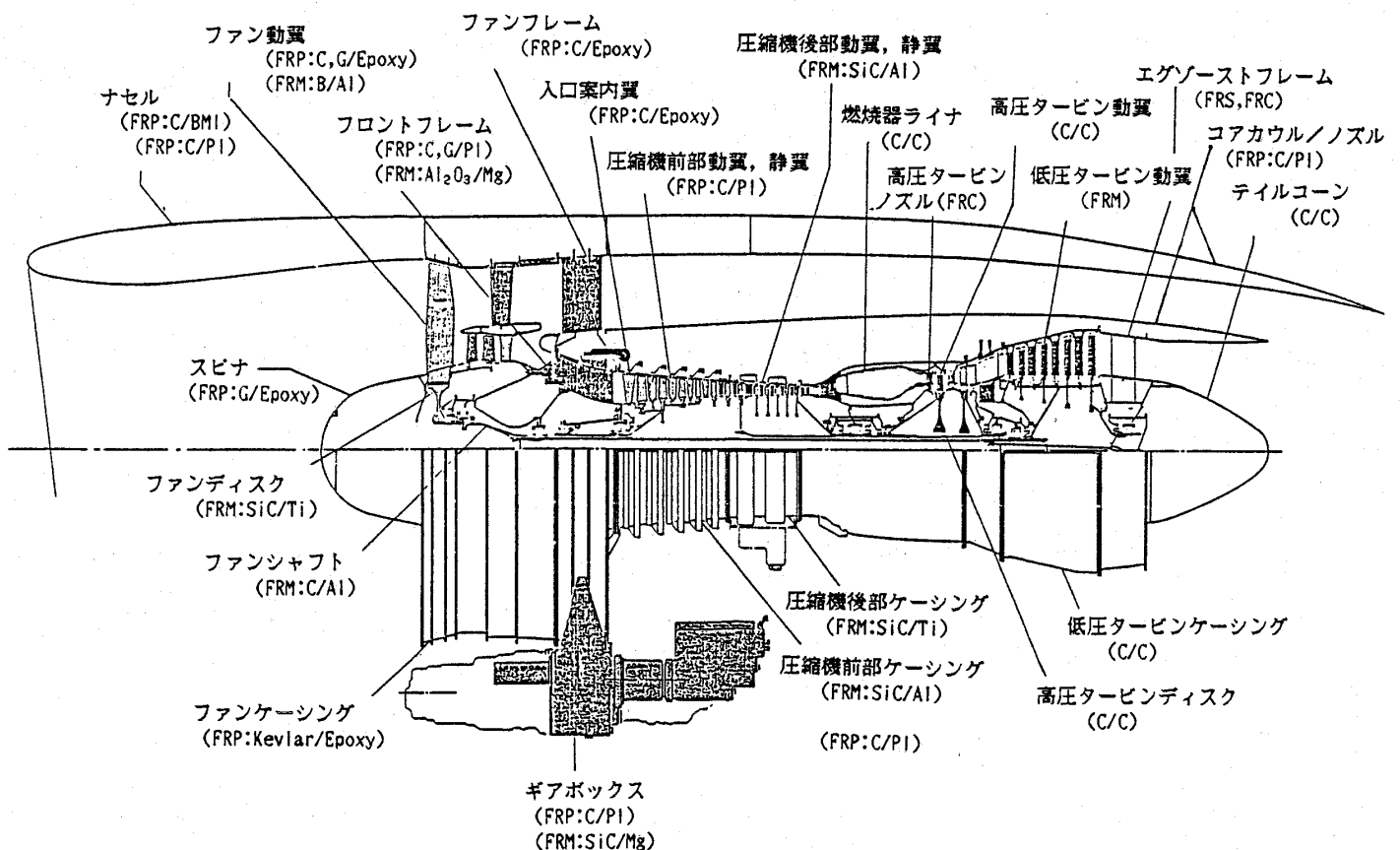
4.2 複合材料適用のメリット

ファン・圧縮機においては、主として軽量化を目的として単に複合材料に置き換えただけでも、ターボファンエンジン全体の約20%の重量軽減が可能となる。またこの部分の動翼に比強度の高い複合材料の適用を考える時、動翼の質量の軽減によって、この遠心力を支えるディスクの強度を下げることができ、ひいては軸系の軽量化が可能となる。加えてファン・圧縮機ケースのコンテインメントに対しても有利となることが、当然予測できる。

さらに、この回転部分への複合材料の適用によって、ファン・圧縮機の回転速度の上昇が可能となり、ファンの効率の向上および圧縮機の圧力

表4 航空エンジン適用対象複合材料⁽¹⁰⁾

分類	名 称	織 維	マトリックス	密度 g/cm ³ (概略値)	適用温度範囲 (上限) °C	特 徴 (比強度は1方向強化材とする)
繊維強化樹脂複合材料	FRP (エポキシ系)	ガラス (G) カーボン (C) ケブラー (K)	エポキシ樹脂	1.5	120	軽量高強度・高剛性 比強度 100 km程度
	耐熱FRP (ポリイミド系)	カーボン (C)	ポリイミド樹脂	1.5	250	上記の高温型
	先進耐熱FRP	カーボン (C)		1.5~1.7	400	上記のさらに高温型
繊維強化金属複合材料	Al系FRM	SiC カーボン (C)	Al合金 耐熱Al合金	2.7	450	比強度 50 km程度
	Ti系FRM	SiC	Ti合金	4	600	比強度 40 km程度
	先進FRM	SiC	耐熱チタン合金 金属間化合物	3.4~4	800	比強度 25km程度
超耐熱複合材料	FRS	高融点金属	MCrAlY 金属間化合物 高融点合金	8~12.5	1200 1400	Ni合金代替として耐用温度の向上
	FRC	SiC C	Si ₃ N ₄ , SiC, ガラス	2.5~3	1500 1800	比強度 40 km程度 セラミックスの高靱性化
	C/C	C	C	1.7~2	2000	超耐熱軽量高強度・高剛性 比強度 40 km以上

図15 ターボファンエンジンに将来適用可能な複合材料⁽¹⁰⁾

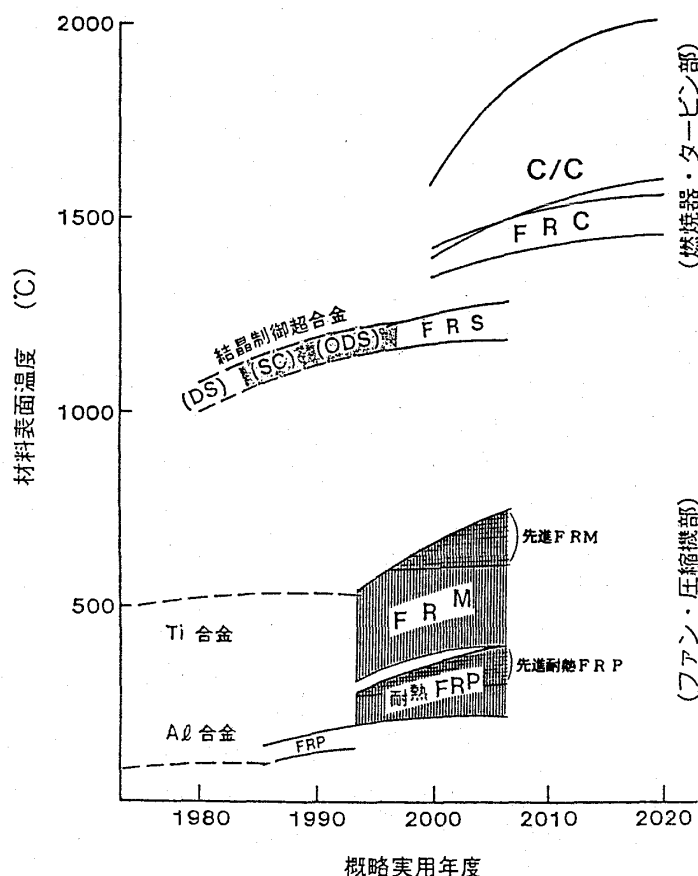


図 16 航空エンジン用複合材料の実用化予測⁽¹⁰⁾

比の向上が可能となる。

一方、現用の金属材料よりはるかに高い耐熱温度を有するFRS, FRC, C/Cを、タービンなどの高温部分に使用することによって、将来タービン入口温度を現状の1,400℃から1,700℃以上に上げることが可能となり、エンジンの性能および効率を飛躍的に向上することができると予想される。同時に、これらの超耐環境性先進複合材料は、将来実現が期待されている超音速輸送機 (SST/H-ST) やスペースプレーンの機体およびエンジン用材料としても有用な材料である。

4.3 複合材料適用に際する技術課題

複合材料の航空エンジンへの適用に当って解決すべき技術課題としては、異方性材料の構造設計技術、エンジン部品への成形・加工技術、複合材料の衝撃特性の向上もしくは複合構造化による耐衝撃性の向上、耐候性・耐エロージョン性の向上、非破壊検査技術、品質保証システム、エンジン実証試験・耐久試験など、非常に広範囲にわたっている。

さらに耐熱樹脂の新規開発による先進耐熱FRPの実現、金属間化合物など新規のマトリックス金属の開発による先進耐熱FRMと、超耐環境性先進複合材料の実現は、将来にわたる非常に大きな開発課題である。

このような複合材料の実用化を進めるに当っては、適用部品の使用環境、応力条件を十分に熟知した上で、それに合せた最適な構造・材料設計 (テラリング) を行わなければならない。したがって、構造設計者と材料技術者との緊密な連携プレイが非常に重要であり、かつ不可欠である。

5. おわりに

以上述べた新素材および複合材料は、ガスタービンの高性能化・軽量化に対して、今後きわめて大切な位置を占めることになると思われる。特に、耐熱性の高い複合材料に対する要求はますます高まってくるものと予想される。これらの研究開発には、材料の基礎研究から始まって応用研究を経て実証試験に至るまで、非常に長い期間を要するものと考えられるが、着実にかつ精力的に進めて行かなければならない。この研究開発の成果による材料の進歩発達が、今後の各用途でのガスタービンの発展に大きく寄与して行くことが期待される。

参考文献

- (1) N. A. Payne et al: IUPAC Chemrawn-5, T 22 (1987)
- (2) 青木: 最新防衛技術大成 R & Dプランニング (1985)
- (3) 日本航空宇宙工業会編: 航空宇宙技術動向 (1979)
- (4) 草道: 鉄と鋼, 72, 6, (1986)
- (5) 山口: 鉄と鋼, 73, 7, (1987)
- (6) 航空宇宙技術研究所編: Functionally Gradient Material, (1987)
- (7) D. W. Petrusek et al: Metal Progress 130, 2, (1986)
- (8) R. W. Davidge: High Temperature Alloys for Gas Turbines and Other Application, (1986)
- (9) 上垣外: 日本金属学会会報, 24, 6, (1985)
- (10) 日本機械工業連合会: 複合材料次世代技術動向調査研究 (F) (1988)



2次元ガスタービン翼列の熱伝達率 (低レイノルズ数 $k-\varepsilon$ 乱流モデル を用いた数値解析)

㈱ 東芝総合研究所 デバシス・ビスワス
" 福 山 佳 隆
" 荒 木 達 雄

ABSTRACTS

Calculations are presented regarding the prediction of transition in boundary layer flows developing under the conditions characteristic of gas turbine blades. They are obtained by modifying a two-dimensional boundary layer program STAN 5 to incorporate a low Reynolds number version of the $k-\varepsilon$ turbulence model for simulating the turbulent transport which allows calculation of laminar and transitional zones. The empirical constants of the original Launder-Jones $k-\varepsilon$, two equation turbulence model are optimized through computer experiments with reference to the experimental flat plate data. Then calculations are carried out for gas turbine blade situation which have been investigated experimentally. Also, the experimentally observed effect of flow Reynolds number on the blade heat transfer coefficient are simulated based on the present model. Comparison of the predicted results with the measured heat transfer data showed a quite good agreement. In the pressure surface where the boundary layer remains in a transitional state over the full blade length, the boundary layer behavior is predicted satisfactorily. Moreover, the influence of free-stream turbulence on the predicted heat transfer coefficient is discussed.

記 号

- C : 比 熱
 I : 静エンタルピ
 I^* : 全エンタルピ
 i' : 変動静エンタルピ
 l_m : 混合長
 Pr : プラントル数
 k : 乱流エネルギー
 ε : 散逸率
 κ : カルマン定数
 δ : 境界層厚さ
 μ : 粘性係数
 ν : 動粘性係数
 ρ : 密 度
 u_τ : 摩擦速度
 Re : 主流レイノルズ数
 Re_x : 前縁からの距離を用いたレイノルズ数
 C_f : 摩擦抵抗係数
 Tu : 主流乱れの強さ
 h_0 : 翼外面熱伝達率
 X : 壁面に沿う流れ方向の座標
 Y : 壁面に垂直方向の座標
 U : 壁面に対して水平方向の速度
 V : 壁面に対して垂直方向の速度
 u' : 壁面に対して水平方向の変動速度
 v' : 壁面に対して垂直方向の変動速度

添 字

- G : 主 流
 w : 壁 面
 t : 乱 流

1. はじめに

高温ガスタービン用冷却翼の設計では翼材料の

(平成元年7月12日原稿受付)

温度と均一に許容温度以下とし、必要となる冷却媒体の量を最少にする必要がある。設計で推定すべき量は多くあるが中でも翼外面熱伝達率を正確に知ることは冷却設計のみならず翼寿命の評価のためにも重要な点である。ところが翼外面熱伝達率は流れが層流か乱流か遷移流れかにより数倍も変化する場合があります境界層の遷移を精度良く取り扱える解析方法が必要とされている。

これまで多くの研究者が乱流モデルを用いて層流から乱流への流れの遷移に関する数値解析を行ってきた。乱流モデルは乱流パラメータの輸送方程式の数によって0方程式、1方程式、2方程式等と分類される。Cebeci-Smith⁽¹⁾, Michel⁽²⁾, Forest⁽³⁾等は、0方程式乱流モデルを用いて遷移流れの計算を行った。彼等の計算では、乱流粘性仮定を使用し、乱流粘性か混合長分布を代数的に与え、遷移流れの数値解析でそれらのパラメータを経験的に決定した。ガスタービンのような複雑な流れを精度良く解析するためには、パラメータ決定のために多くの実験データを必要とする。Grundmann-Nehing⁽⁴⁾, McDonald-Fish⁽⁵⁾等は、1方程式乱流モデルを用いて遷移流れの計算を行った。彼等の数値解析では、遷移を起こす乱れに対する乱流運動エネルギー方程式とそれに必要な混合長分布を代数的に与えたので0方程式モデルと同様の問題点がある。

一方、より高次の乱流モデルは、経験的な関数をあまり必要とせず複雑な流れにも使用できる。従来の研究^(6,7)によれば Launder-Jones⁽⁸⁾と Lam-Bremhorst⁽⁹⁾の2種類の低レイノルズ数版 $k-\varepsilon$ 2方程式乱流モデルがガスタービン翼のような複雑な流れの場合に適用できる可能性があると判断される。

本研究では、上記した2種類の低レイノルズ数版 $k-\varepsilon$ 2方程式乱流モデルのうち Launder-Jonesモデルを2次元境界層解析プログラム (STAN 5)⁽¹⁰⁾に組み込み平板境界層の遷移とガスタービン翼外面熱伝達率分布に関する数値解析を行い、従来の実験結果との比較・検討を行った。

基礎方程式

2次元定常、境界層近似した方程式は次のようになる。

連続の式

$$\frac{\partial(\rho U)}{\partial X} + \frac{\partial(\rho V)}{\partial Y} = 0 \quad (1)$$

運動方程式

$$\rho U \frac{\partial U}{\partial X} + \rho V \frac{\partial U}{\partial Y} = -\frac{dp}{dX} + \frac{\partial}{\partial Y} \left(\mu \frac{\partial U}{\partial Y} - \rho \overline{u'v'} \right) \quad (2)$$

エネルギー方程式

$$\rho U \frac{\partial I^*}{\partial X} + \rho V \frac{\partial I^*}{\partial Y} = \frac{\partial}{\partial Y} \left\{ \left(\frac{\lambda}{C} \frac{\partial I^*}{\partial Y} \right) - \rho \overline{i'v'} + \mu \frac{\partial}{\partial Y} \left(\frac{U^2}{2} \right) \right\} \quad (3)$$

ここで、 I^* は全エンタルピ、 $I^* = \frac{I + U^2}{2}$ は静エンタルピである。

式(1)～式(3)を解くために $\overline{u'v'}$ と $\overline{i'v'}$ を乱流モデルで置き換える必要がある。ここで、 u' と i' は、それぞれ速度と静エンタルピの変動分である。2次のクローザーモデルによって $\overline{u'v'}$ と $\overline{i'v'}$ は次のように書ける。

$$-\overline{u'v'} = \frac{\mu_t}{\rho} \frac{\partial U}{\partial Y} \quad (4)$$

$$-\overline{i'v'} = \frac{\mu_t}{\rho Pr_t} \frac{\partial I^*}{\partial Y} \quad (5)$$

ここで、 Pr_t は、乱流プラントル数で本報告では $Pr_t = 0.9$ と仮定した。また、 μ_t は乱流粘性係数で次章で示すように与えられる。

3. 乱流モデル

本研究では Launder-Jones の低レイノルズ数版 $k-\varepsilon$ 2方程式乱流モデルを用いて乱流熱伝達のシュミレーションを行った。乱流粘性係数 μ_t は乱流の状態に依存し、 k と ε の関数となる。次元解析により μ_t は次のようになる。

$$\mu_t = \frac{C_\mu f_\mu \rho k^2}{\varepsilon} \quad (6)$$

Launder-Jones の乱流モデルでは計算を簡単にするために散逸率 $\tilde{\varepsilon}$ を、 $\tilde{\varepsilon} = \varepsilon + D$ とし、 D は壁面で便利な境界条件 $\varepsilon = 0$ となるように次式のように選ぶ。

$$D = 2\nu \left(\frac{\partial k^{\frac{1}{2}}}{\partial Y} \right)^2$$

C_μ は定数で、 f_μ は分子粘性と壁の影響を表している。壁から十分離れた発達した乱流の場合、

$f_\mu = 1$ となり低レイノルズ数版 k - ε 乱流モデルは、普通の k - ε 乱流モデルと一致する。 k と ε の輸送方程式は、次のようになる。

k 方程式

$$\rho \frac{Dk}{Dt} = \frac{\partial}{\partial Y} \left\{ \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial Y} \right\} + P_k - \rho (\varepsilon + D) \quad (8)$$

ε 方程式

$$\rho \frac{D\varepsilon}{Dt} = \frac{\partial}{\partial Y} \left\{ \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial Y} \right\} + \frac{c_1 f_1 \varepsilon P_k}{k} - \frac{c_2 f_2 \varepsilon^2 \rho}{k} + \frac{2\mu \mu_t}{\rho} \left(\frac{\partial^2 U}{\partial Y^2} \right)^2 \quad (9)$$

$$P_k = \mu_t \left(\frac{\partial U}{\partial Y} \right)^2 \quad (10)$$

P_k は、乱流エネルギーの生成項である。

本解析に使用した上式の定数 c_1 , c_2 , c_μ , σ_k , σ_ε を表 1 に、関数 f_1 , f_2 , f_μ を表 2 に示す。定数のうち c_μ , σ_k , σ_ε には標準の値を使用した。散逸率 ε の値は定数 c_1 , c_2 に非常に敏感であるが、これらは、主流乱れのある場合の平板境界層の遷移解析と実験との比較から表 1 の値を決定した。

4. 初期条件と境界条件

4.1 初期条件

速度分布 全ての計算は、初期速度分布を、ポールハウゼンの速度分布で与え層流から開始した。

表 1 乱流モデルで用いた定数

Model	C_μ	C_1	C_2	σ_k	σ_ε
L-J	0.09	1.55	2.0	1.0	1.3
本計算	0.09	1.48	1.96	1.0	1.3

表 2 乱流モデルで用いた関数

Model	f_1	f_2	f_μ
L-J	1.0	$1 - 0.3 \exp(-\text{Re}_t^2)$	$\exp[-2.5/(1 + \text{Re}_t/50)]$

$$\text{Re}_t = \rho k^2 / (\mu \varepsilon)$$

$$\frac{U}{U_G} = \left\{ 2 \left(\frac{Y}{\delta} \right) - 2 \left(\frac{Y}{\delta} \right)^3 + \left(\frac{Y}{\delta} \right)^4 \right\} + \frac{\Lambda}{6} \frac{y}{\delta} \left(1 - \frac{y}{\delta} \right)^3 \quad (11)$$

$$\Lambda = \frac{\delta^2 \rho_G}{\mu_G} \frac{dU_G}{dX} \quad (12)$$

ここで、 δ は境界層厚さであり、レイノルズ数の関数として求められる。 Λ はポールハウゼンパラメータである。

温度分布 温度分布は速度分布に比例すると仮定して次のように与えた。

$$\frac{T}{T_W} = 1 + \left(\frac{T_G}{T_W} - 1 \right) \frac{U}{U_G} \quad (13)$$

乱流パラメータ 数値解析上の問題点として乱流パラメータ k と ε の初期分布の与え方があげられる。これに対する実験結果はあまり無いので、 k と ε の初期分布は、下記の方法で与えた。

乱流粘性係数は次式のように書ける。

$$\mu_t = \rho c_\mu^{\frac{1}{4}} k^{\frac{1}{2}} l_m \quad (14a)$$

$$\mu_t = \rho l_m^2 \frac{\partial U}{\partial Y} \quad (14b)$$

式 (14a) と式 (14b) から k , 式 (6) と式 (14a) から ε は、

$$k = \left(\frac{\partial U}{\partial Y} \right)^2 \frac{l_m^2}{c_\mu^{\frac{1}{2}}} \quad (15)$$

$$\varepsilon = \frac{f_\mu c_\mu^{\frac{3}{4}} k^{\frac{3}{2}}}{l_m} \quad (16)$$

乱流レイノルズ数 $\text{Re}_t = \frac{\rho k^2}{\mu \varepsilon}$ が大きい場合、

関数 $f_\mu = 1$ となる。

l_m は、混合長で次式で与える。

$$Y \leq 0.09 \frac{\delta}{\kappa} \quad (17a)$$

$$l_m = \kappa Y$$

$$Y > 0.09 \frac{\delta}{\kappa}$$

$$l_m = 0.09 \delta \quad (17b)$$

κ は、カルマン定数で 0.41 とした。以上の式から初期速度分布と主流乱れの影響を併せて次式のような k と ε の初期分布を与えた。 k_G , ε_G は計算開始点の主流の値で次節で説明する。

$$k = \frac{\left(\frac{\partial U}{\partial Y} \right)^2 l_m^2}{c \mu^{\frac{1}{2}}} + \frac{k_G Y}{\delta} \quad (18)$$

$$\varepsilon = \frac{f_\mu c \mu^{\frac{3}{4}} k^{\frac{3}{2}}}{l_m} + \frac{\varepsilon_G Y}{\delta} \quad (19)$$

式 (19) の混合長 l_m は、式 (17a) で与えられる。

そして、 f_μ は、表 1 に示したように乱流レイノルズ数 Re_t の関数となる。この関数は、剪断力に分子粘性の影響を与えるために使用されるものである。

初期乱流特性量分布の与え方により解析結果に大きな変化を生ずる場合がある。影響は特に遷移開始位置と遷移流れと思われる領域の熱伝達率に現れ、発達した乱流域には影響しない。

4.2 境界条件

境界層の遷移に関して実験結果と数値解析を比較する場合には、主流流速分布、壁面温度分布および乱流パラメータの境界条件を精度良く与える必要がある。

主流乱れのある流れの場合、解析開始点の主流の乱流運動エネルギー k_G と散逸率 ε_G は、次のように仮定した⁽⁶⁾。

$$k_G = 1.5 (U_G \cdot Tu)^2 \quad (20)$$

$$\varepsilon_G = \frac{f_\mu c \mu^{\frac{3}{4}} k_G^{\frac{3}{2}}}{l_m} \quad (21)$$

ガスタービン翼前縁附近の流れは複雑で実験結果もあまり無い。しかし、Bearman⁽¹¹⁾ の実験結果によると、翼前縁に近い所では速度が低く、翼列入口状態から大幅な乱流運動エネルギーの散逸は生じない。よって、ガスタービン翼の熱伝達率の計算は殿み点から翼面長の約 5% 離れた点から開始し、ここでは翼列入り口の乱流運動エネルギーが保存されているものとした。

L-J モデルの壁面境界条件は、

$$y = 0 \text{ で } I^* = I_w^* \text{ と}$$

$$U_w = kw = \varepsilon w = 0 \quad (22)$$

とし、主流側境界条件は報告されている実験データから与えた。

$$y = \delta \text{ で } U = U_G \text{ と}$$

$$I^* = I_G^* \quad (23)$$

主流中の乱流パラメータの流れ方向分布は未知であるため次のように単純化した方程式を解く方法を取った。全ての従属変数の境界層厚さ方向の勾配は主流で 0 となるので、主流側境界の k_G と ε_G の変化は、式 (8), (9) から次のように書ける。

$$U_G \frac{d k_G}{d X} = - \varepsilon_G \quad (24)$$

$$U_G \frac{d \varepsilon_G}{d X} = - \frac{c_2 f_2 \varepsilon_G^2}{k_G} \quad (25)$$

本報で使用した乱流モデルでは、主流からの乱れが乱流境界層に移動することによって遷移が起きるので主流の乱れが約 1% 以上あることが必要である。

5. 計算方法

本報の解析では流れ方向の格子分割幅 Δx を次のように設定した。

$$\Delta x < 25 \frac{\mu_w}{\rho_w u_\tau} \quad (26)$$

この条件によって流れ方向の境界層の変化を解析することができる。境界層厚さ方向の格子分割数は、平板の場合 80、ガスタービン翼の計算の場合 99 とした。壁から最初の格子点までの距離は $y^+ = \frac{y u_\tau \rho_w}{\mu_w}$ で無次元化し、 $0.1 < y^+ < 1$ の範囲に入るようにした。

6. 結 果

6.1 圧力勾配の無い平板境界層の数値解析

最初に、L-J の乱流モデルを用いた計算結果を示す。主流乱れの影響で、流れが層流から乱流に遷移する様子を主流乱れ (Tu) が 1.5, 2.5, 5.0% の場合について解析した。図 1 に平板摩擦係数の流れ方向変化の実験と解析の比較を示す。計算開始点のレイノルズ数は 1×10^3 である。同図からわかるように、主流乱れの増加によって遷移点が上流に移動する様子が解析され、実験と計算は良く一致する。図 2, 3 に主流乱れが 2.5% のときの形状係数と運動量厚さレイノルズ数の流れ方向変化を Abu-Ghanam⁽¹²⁾ の実験結果と比較す

る。Schlichting⁽¹³⁾に示される様に形状係数は層流域の2.6から乱流域の1.4に変化する様子が解析された。また、運動量厚さレイノルズ数は約200~300を超えると急激に増加することがわかる。これらは実験結果と良く一致する。

6.2 ガスタービン翼外面熱伝達率分布の数値解析

図4, 5に示したような2種類の翼形状^(14, 15)について翼外面熱伝達率分布の数値解析を行った。

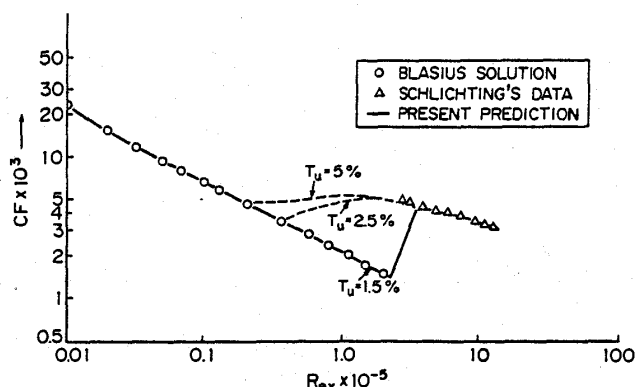


図1 平板上の遷移流れの摩擦係数分布

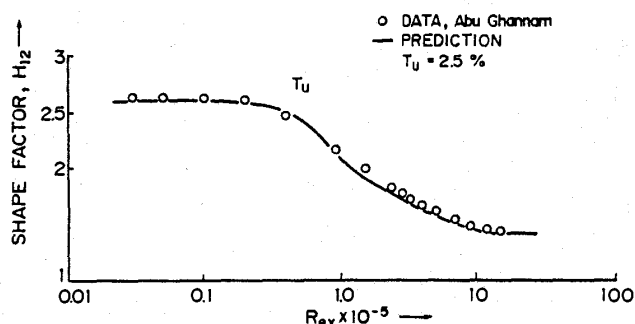


図2 平板上の遷移流れの形状係数分布

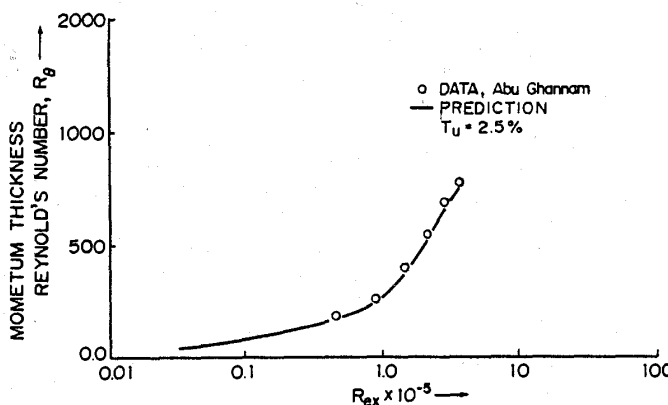


図3 平板上の遷移流れの運動量厚さレイノルズ数分布

境界層の遷移の位置及び状況は主流乱れ度と共に主流レイノルズ数に影響されると考えられるので本論文ではBlade-1で2種類のレイノルズ数 $Re = 4.8 \times 10^5$, 1.3×10^6 と Blade-2でレイノルズ数 $Re = 3.39 \times 10^5$ の場合の計算を行った。計算条件を表3に示す。図6, 7, 8に、翼外面熱伝達率分布の実験結果(白丸)と計算結果(破線)を示す。熱伝達率 h_0 は次式で定義した。 T_0 は壁面の回復温度である。

$$h_0 = -\frac{q_w}{T_0 - T_w} \quad (27)$$

同図からわかるように、激み点に近いところでは h_0 が急激に減少し実験結果と良く一致する。背側の下流では流れの遷移が起るため h_0 が急激に増加する。腹側では翼の中間部分から流れは強く加速される。加速係数は再層流化が生じるとされる限界値より約1桁大きく、乱流への発達が阻害され、流れは圧力勾配と主流の乱れの微妙なバランスを取りながら遷移流れとなっている。しかし、さらに下流では加速係数の減少と共に主流の

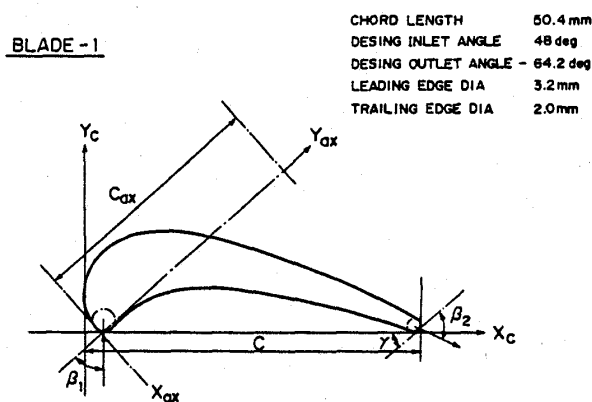


図4 翼形状 (Blade-1)

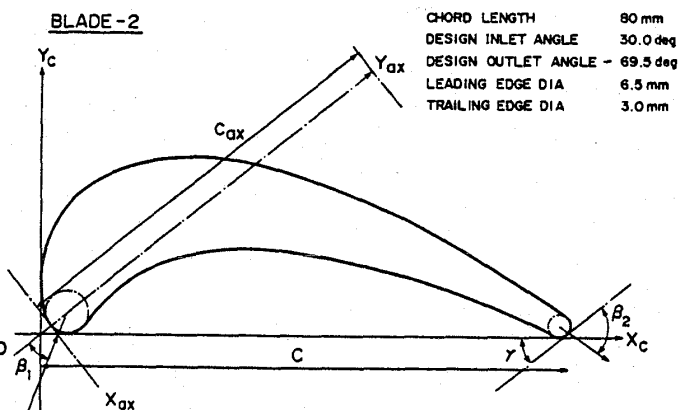


図5 翼形状 (Blade-2)

表3 計算条件

	入口マッハ数 M_1	出口マッハ数 M_2	入口全圧 P^*	入口全温 T^*	翼面温度 T_w	主流乱れ T_u
Blade-1	0.38	0.94	0.19	423	288	4%
	0.33	0.94	0.581	423	288	
Blade-2	0.24	0.62	.1275	419	296	5.2%
Blade-3	0.13	0.80	0.364	873	523	5.5%

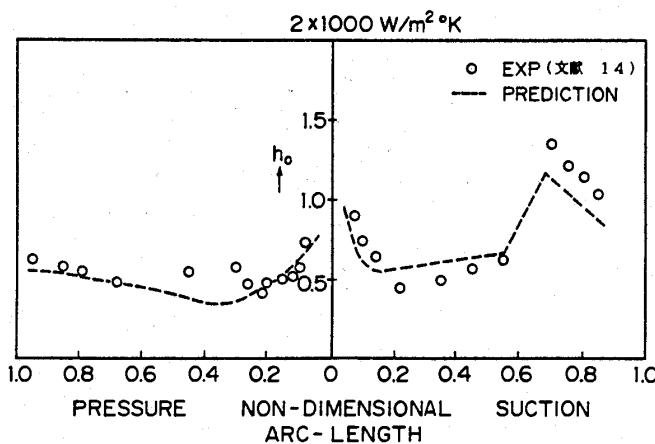
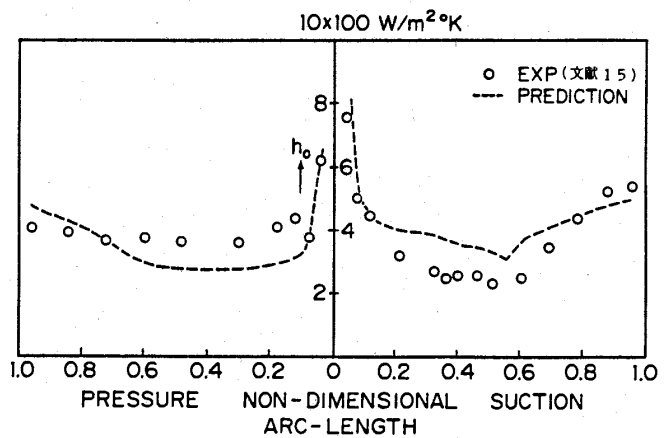
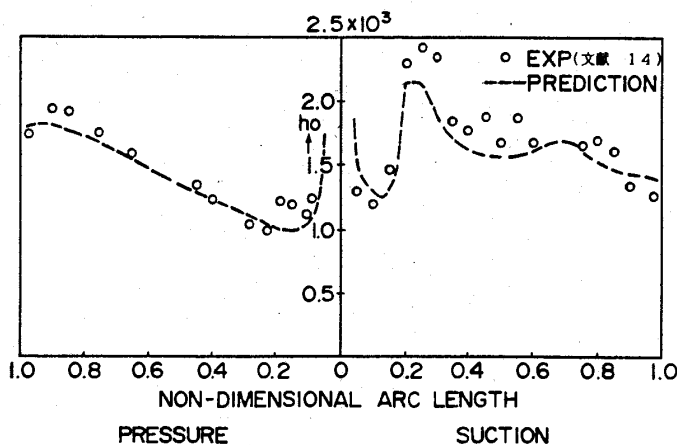
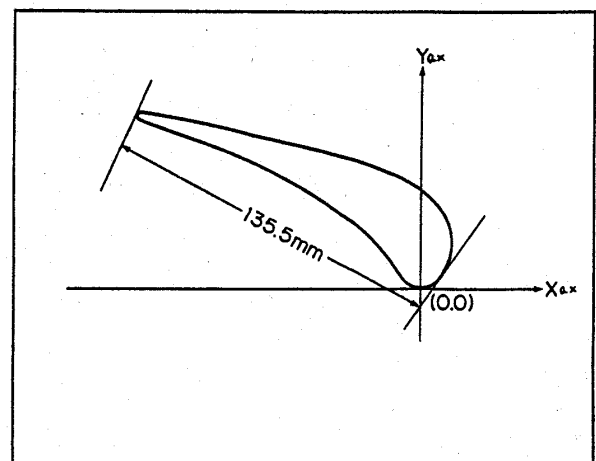
Pressure P ; Mpa, Temperature T ; K図6 翼外面熱伝達率分布
(Blade-1, $Re = 4.8 \times 10^5$)図8 翼外面熱伝達率分布
(Blade-2, $Re = 3.39 \times 10^5$)図7 翼外面熱伝達率分布
(Blade-1, $Re = 1.3 \times 10^6$)

図9 翼形状 (Blade-3)

乱れが層流境界層に移動し乱流が発達するため h_o が増加する。図6, 7, 8からこの $k-\epsilon$ 乱流モデルを用いた計算結果は実験結果を十分説明することができる。とわかった。

次に図9に示した翼について翼外面熱伝達率の

解析を行った。計算条件を表3に流れ方向の主流速度分布を図10に示す。

図11に翼外面熱伝達率分布を示す。同図は、Launder-Jones 乱流モデルを用いた計算結果と Mc Nally⁽¹⁶⁾ のプログラムで計算した結果 (全領域

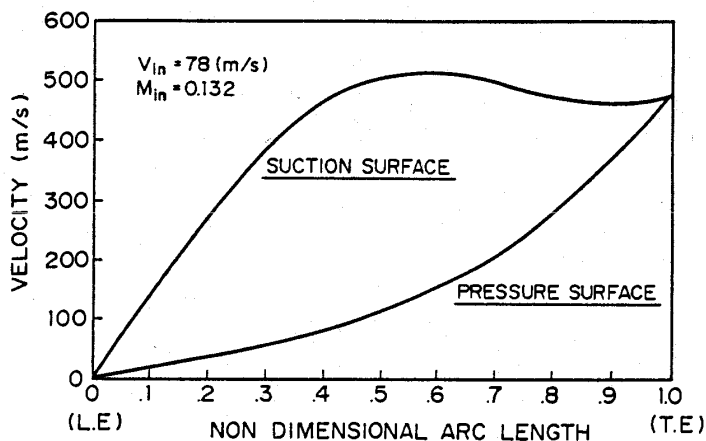


図10 翼周りの主流速度分布 (Blade-3)

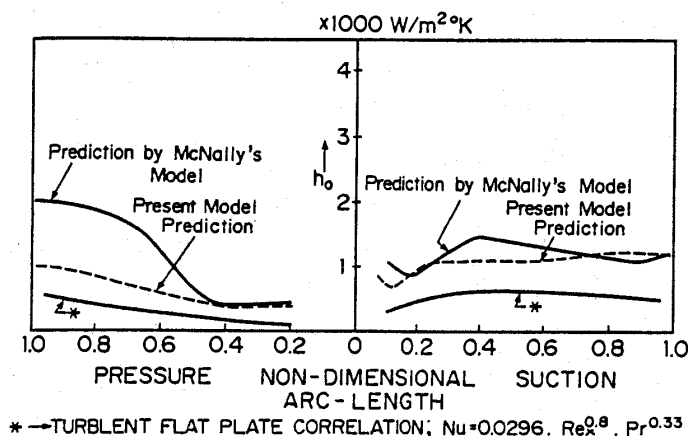
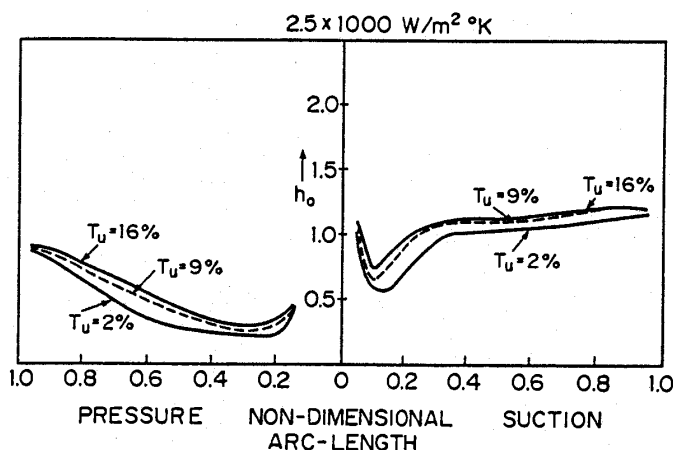


図11 翼外面熱伝達率分布 (Blade-3)

図12 乱れの大きさによる翼外面熱伝達率分布の変化 (Blade-3, $Re = 3.39 \times 10^5$)

で発達した乱流を仮定した) と平板乱流熱伝達の整理式⁽¹⁷⁾を比較する。同図よりわかるように、Mc Nallyのプログラムで計算した熱伝達率は $k-\epsilon$ モデルで計算した熱伝達率より高く、平板乱流熱

伝達の整理式から得られた値は低い。

図12に翼外面熱伝達率分布に対する主流乱れの影響を示す。同図から主流乱れは熱伝達率分布に、重要な影響を与えることがわかる。これはBeyleyとPriddy⁽¹⁸⁾の結果と一致する。特に腹側の流れは発達した乱流にならずほぼ全領域で遷移流れとなるので主流の乱れが熱伝達率分布に重要な影響を与える。背側の下流の様に発達した乱流のところでは熱伝達率に主流乱れの影響はあまり見られない。

7. 結 論

主流乱れに対する乱流運動エネルギー k と散逸率 ϵ の値は定数 c_1, c_2 に非常に敏感であるが、これらの値は、主流乱れのある場合の平板境界層の遷移する位置とその距離及び遷移時の境界層の挙動が実験結果に一致するように選んだ。この c_1, c_2 の値を用いて翼列の流れを解析した。

上述の条件によって遷移流れにたいする代表的なガスタービン翼外面熱伝達率分布の実験結果を数値解析により十分説明することができた。

主流の乱れが約1%以上の場合、この $k-\epsilon$ 乱流モデルでガスタービン翼外面熱伝達率分布を精度良く予測することが可能である。

参考文献

- (1) Cebeci, T., Smith, A. M. O., "Analysis of Turbulent Boundary Layers", New York, Academic Press Inc., 1974.
- (2) Michel, R., "Analytical and Experimental Evaluation of the Heat Transfer Distribution Over the Surfaces of Turbine Vane", NASA CR 168015, May 1983.
- (3) Forest, A. E., "Engineering Predictions of Transitional Boundary Layers", 1977, AGARD CP-224.
- (4) Grundmann, R., Nehring, U., "Contribution to the Mechanism of Boundary Layer Transition", NACA T. N. No. 3489.
- (5) McDonald, H., Fish, R. W., "Practical Calculation of Transitional Boundary Layers", Int. J. Heat Mass Transfer, 1973.
- (6) Wang, J. H., Jen, H. F., "Airfoil Heat Transfer Calculation Using a Low Reynolds Number Version of a Two-Equation Turbulence

- Model", ASME paper No. 84-GT-261.
- (7) Rodi, W., Scheuerer, G., "Calculation of Heat Transfer to Convection-Cooled Gas Turbine Blades", Proc., 1983 Tokyo, Intern. Gas Turbine Congress, 1983.
- (8) Jones, W. P., and Launder, B. E., "The Calculation of Low Reynold's Number Phenomena With a Two Equation Model of Turbulence", International Journal of Heat and Mass Transfer, vol.16, 1973, p1189.
- (9) Lam, C. K. G., and Bremhorst, K. A., "Modified Form of the $k-\epsilon$ Model for Predicting Wall Turbulence", J. Fluids Eng., vol. 103, 1981, pp.450-460.
- (10) Crawford, M. E., and Kays, W. M., "STAN 5 a Program for Numerical Computation of Two Dimensional Internal/External Boundary Layer Flows", NASA CR-2742, 1976
- (11) Bearman, P. W., "Some Measurement of the Distortion of Turbulence Approaching a Two-Dimensional Bluff Body", J. of Fluid Mechanics, Vol. 53, 1972, p.3
- (12) Abu-Ghannam, B. J., "Boundary Layer Transition in Relation to Turbomachinery Blades", J. Mech. Eng. Sci., vol. 22, No.5, pp.213-228.
- (13) Schlichting, H., "Boundary Layer Theory", Seventh English Edition, Mc Grawhill Series in Mechanical Engineering, pp.454.
- (14) Daniels, L. D. and Browne, W. B., "Calculation of Heat Transfer Rates to Gas Turbine Blades", Int. J. Heat Mass Transfer, Vol.24, No.5, pp.871-879, 1981.
- (15) Consigny, H. and Richards, B. E., "Short Duration Measurement of Heat Transfer to a Gas Turbine Rotor Blade", ASME paper, 81-GT-146.
- (16) Mc Nally, W. D., "FORTRAN Program for Calculating Compressible Laminar Turbulent Boundary Layers in Arbitrary Pressure Gradient", NASA TN D-568T, May (1970).
- (17) Camci, C., and Arts, T., "Short Duration Measurements and Numerical Simulation of Heat Transfer Along the Suction Side of a Film-cooled Gas Turbine Blade", ASME, 85-GT-111.
- (18) Bayley, F. J., and Priddy, W. J., "Effects of Free Stream Turbulence Intensity and Frequency on Heat Transfer to Turbine Blading", Trans. ASME, vol. 103, pp60-64, Jan. 1981.

協 賛

第6回セラミック・セミナー

日 時 平成元年10月25日(水)～27日(金)

場 所 相模セミナーハウス

詳細は日本セラミックス協会 (TEL 03-362-5232) へお問い合わせ下さい。

- Model", ASME paper No. 84-GT-261.
- (7) Rodi, W., Scheuerer, G., "Calculation of Heat Transfer to Convection-Cooled Gas Turbine Blades", Proc., 1983 Tokyo, Intern. Gas Turbine Congress, 1983.
- (8) Jones, W. P., and Launder, B. E., "The Calculation of Low Reynold's Number Phenomena With a Two Equation Model of Turbulence", International Journal of Heat and Mass Transfer, vol.16, 1973, p1189.
- (9) Lam, C. K. G., and Bremhorst, K. A., "Modified Form of the $k-\epsilon$ Model for Predicting Wall Turbulence", J. Fluids Eng., vol. 103, 1981, pp.450-460.
- (10) Crawford, M. E., and Kays, W. M., "STAN 5 a Program for Numerical Computation of Two Dimensional Internal/External Boundary Layer Flows", NASA CR-2742, 1976
- (11) Bearman, P. W., "Some Measurement of the Distortion of Turbulence Approaching a Two-Dimensional Bluff Body", J. of Fluid Mechanics, Vol. 53, 1972, p.3
- (12) Abu-Ghannam, B. J., "Boundary Layer Transition in Relation to Turbomachinery Blades", J. Mech. Eng. Sci., vol. 22, No.5, pp.213-228.
- (13) Schlichting, H., "Boundary Layer Theory", Seventh English Edition, Mc Grawhill Series in Mechanical Engineering, pp.454.
- (14) Daniels, L. D. and Browne, W. B., "Calculation of Heat Transfer Rates to Gas Turbine Blades", Int. J. Heat Mass Transfer, Vol.24, No.5, pp.871-879, 1981.
- (15) Consigny, H. and Richards, B. E., "Short Duration Measurement of Heat Transfer to a Gas Turbine Rotor Blade", ASME paper, 81-GT-146.
- (16) Mc Nally, W. D., "FORTRAN Program for Calculating Compressible Laminar Turbulent Boundary Layers in Arbitrary Pressure Gradient", NASA TN D-568T, May (1970).
- (17) Camci, C., and Arts, T., "Short Duration Measurements and Numerical Simulation of Heat Transfer Along the Suction Side of a Film-cooled Gas Turbine Blade", ASME, 85-GT-111.
- (18) Bayley, F. J., and Priddy, W. J., "Effects of Free Stream Turbulence Intensity and Frequency on Heat Transfer to Turbine Blading", Trans. ASME, vol. 103, pp60-64, Jan. 1981.

協賛

第6回セラミック・セミナー

日時 平成元年10月25日(水)～27日(金)

場所 相模セミナーハウス

詳細は日本セラミックス協会 (TEL 03-362-5232) へお問い合わせ下さい。

東京大学大学院 佐藤 哲也
東京大学工学部 梶 昭次郎

Abstract

In the design of turbomachinery cascades, it is required to achieve a higher pressure rise with a minimum total pressure loss. Thus in the case of non-uniform flow, the distribution of aerodynamic loading should be changed appropriately along the blade span. In this investigation the spanwise loading was changed by twisting the blades of constant profile, and the effect of twist on the flow field and the resultant cascade performance were studied. The linear cascade was modeled by the actuator disk in an incompressible, inviscid shear flow. The cascade performance was evaluated by the total pressure loss and the static pressure rise. Twisting blades in the uniform flow showed no merit. But in the shear flow the performance was improved by twisting blades dependent upon the shear strength so as to reduce the loading in the tip region. Considering both design and off-design conditions, it is recommended to give a uniform stall margin along the span.

1. 序

流体機械の損失のうち、翼列を通る流れ場の三次元性によるもの、特に翼列先端部における二次流れの研究は従来より盛んになされているが、このような流れを考慮して翼列を設計するには複雑な三次元計算が必要であり、設計法が確立されているとは言い難い。そこで本研究では、アクチュエータディスクを用いて、翼幅方向に負荷分布を変化させることが、流れ場及び翼列性能にどのように影響を与えるかを調べ、最終的には与えられた

流れに対する最適な負荷分布を予測することを目的とした。従来のアクチュエータディスクを用いた論文⁽¹⁾では、遠心力による圧力勾配や流体の旋回によって生じる速度の影響を考慮するため円環翼列を用いたものもあるが、今回は特に翼幅方向の主流の非一様性に主眼を置き翼負荷や損失の分布が及ぼす影響に注目している為、半径方向の影響は一応切離して直線翼列をモデルにした。また流体は非圧縮、非粘性と仮定し、主流は翼幅方向に速度分布を持つ平行剪断流とする。

2. 理 論

図1に示す直線翼列が平行壁内にあり、翼幅方向に流出角(β_2)を変化させて負荷分布を与えた時に流れ場及び性能がどのように変化するかを解析する。翼列はアクチュエータディスクとし、翼弦長(C)、ピッチ(S)は0、ソリディティ(C/S)=1とする。また主流はその x, y 成分が翼列の無限上流で与えられた速度分布を持つ平行剪断流としている。非圧縮の仮定により主流の軸流速度成分 $U(z)$ は、上下流を通じて変化せず、翼列方向速度成分は翼列上流で $V^-(z)$ 、下流で $V^+(z) = U(z) \tan \beta_2$ となる。計算するに当たって、長さは翼幅長(h)、速度は翼幅中央の軸流速度($U_{z=1/2}$)で無次元化している。

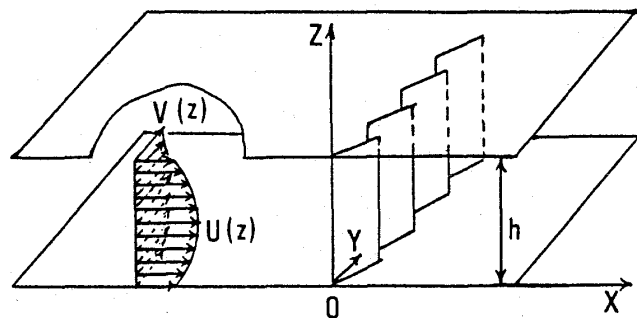


図1 翼列と座標系

(昭和63年9月22日原稿受付)

2.1 翼列上下流の流れ場

翼列によって生じる主流からの微小変動分の速度及び圧力を u, v, w, p とおくと基礎式は次のようになる。但し、定常及びアクチュエータディスクの仮定より $(\partial / \partial t), (\partial / \partial y)$ の項は 0 となり、微小変動成分の積の項は 2 次の微小量として無視した。

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

$$U \frac{\partial u}{\partial x} + w \frac{dU}{dz} = -\frac{1}{\rho_0} \frac{\partial p}{\partial x} \quad (2)$$

$$U \frac{\partial v}{\partial x} + w \frac{dV}{dz} = 0 \quad (3)$$

$$U \frac{\partial w}{\partial x} = -\frac{1}{\rho_0} \frac{\partial p}{\partial z} \quad (4)$$

式 (2), (4) より p を消去して次式が得られる。

$$U \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) = w \frac{d^2 U}{dz^2} \quad (5)$$

$U(z)$ が一般的に与えられた場合は w の固有関数系を数値的に求める必要があるが、

$U(z) = U_0 \cos a(z-b)$, U_0, a, b : 定数で近似される場合、式 (5) は (6) の様になり解析が大いに簡略化される。

$$\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} = -a^2 w \quad (6)$$

式 (6) を解いて、さらに式 (1), (3), (4) に代入すると

$$w^\pm = \sum_{n=1}^{\infty} A_n^\pm \exp(\mp \lambda_n x) \sin \frac{n \pi z}{h} \quad (7)$$

$$u^\pm = \pm \sum_{n=1}^{\infty} \frac{A_n^\pm}{\lambda_n} \exp(\mp \lambda_n x) \cos \frac{n \pi z}{h} + f_1^\pm(z) \quad (8)$$

$$v^\pm = \pm \sum_{n=1}^{\infty} \frac{A_n^\pm}{\lambda_n} \exp(\mp \lambda_n x) \frac{1}{U(z)} \frac{dV^\pm(z)}{dz} \times \sin \frac{n \pi z}{h} + f_2^\pm(z) \quad (9)$$

$$p^\pm = \mp \rho_0 U_0 \sum_{n=1}^{\infty} \frac{A_n^\pm}{\lambda_n} \exp(\mp \lambda_n x) \times \left\{ a \sin a(z-b) \sin \frac{n \pi z}{h} + \frac{n \pi}{h} \cos a(z-b) \cos \frac{n \pi z}{h} \right\} + f_3^\pm(x) \quad (10)$$

が得られる。但し、 $\lambda_n^2 = (n \pi / h)^2 - a^2$ (添字 $-$, $+$ は翼列上下流に対応)

ここで、無限上流ですべての変動が消滅することにより、 $f_1^-(z), f_2^-(z)$ は 0 となる。また、式 (7), (8), (10) を式 (2) に代入すると $df_3^\pm/dx = 0$ となり、 $f_3^\pm = \text{一定}$ となる。翼列下流においては、次の様に表す。

$$f_1^+(z) = \sum_{n=0}^{\infty} B_n^+ \cos \frac{n \pi z}{h},$$

$$f_2^+(z) = \sum_{n=0}^{\infty} C_n^+ \cos \frac{n \pi z}{h}$$

2.2 境界条件⁽²⁾

(1) 軸流方向速度成分の一致

$$U + u^- = U + u^+ \text{ より } u^- = u^+$$

(2) 翼幅方向速度成分の一致 (翼弦長 $c = 0$ により、翼幅方向の力は考慮していない)

$$w^- = w^+$$

(3) 後縁における流出角と速度の関係

$$V^+ + v^+ = (U + u^+) \tan \beta_2 \text{ より}$$

$$v^+ = u^+ \tan \beta_2$$

(4) 翼列における全圧損失

$$\zeta = \frac{P^+ - P^-}{P^- - p^-}$$

$$\text{但し } P^- = p^- + \frac{\rho}{2} (U^2 + 2u^- U)$$

$$+ \frac{\rho}{2} (V^{-2} + 2v^- V^-)$$

$$P^+ = p^+ + \frac{\rho}{2} (U^2 + 2u^+ U)$$

$$+ \frac{\rho}{2} (V^{+2} + 2v^+ V^+)$$

各翼幅位置での局所的な流入角 (β_1) 及び転向角 (θ) に対し、二次元翼列のデータ (NACA 65-810, 図 2)⁽³⁾ を整理したものを用い、中間の点は内挿して上式に与えた。但し最小損失係数を $\zeta = 0.015$, 失速したと思われる時の最大損失係数を $\zeta = 0.15$ と仮定して用いた。

これらの境界条件から未知係数を決定するには、各係数を第 N 項までで打ち切って連立方程式を解くことになる。未知数の数は A_n^- , A_n^+ で $2N$ 個, B_n^+ , C_n^+ で $2N+2$ 個, f_3^+ を合わせて計 $4N+3$ 個である。一方境界条件は、(1) が N 個 (2), (3), (4) は各々が $n=0$ を含む $N+1$ 個の境

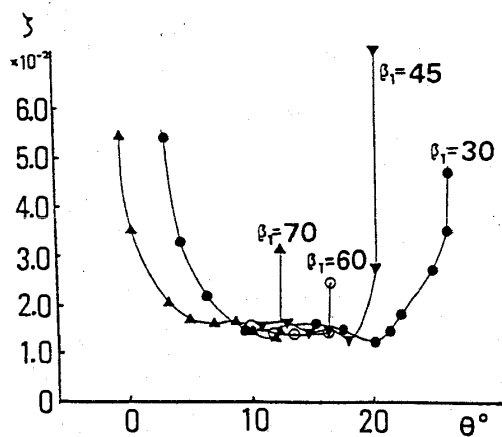


図2 全圧損失データ

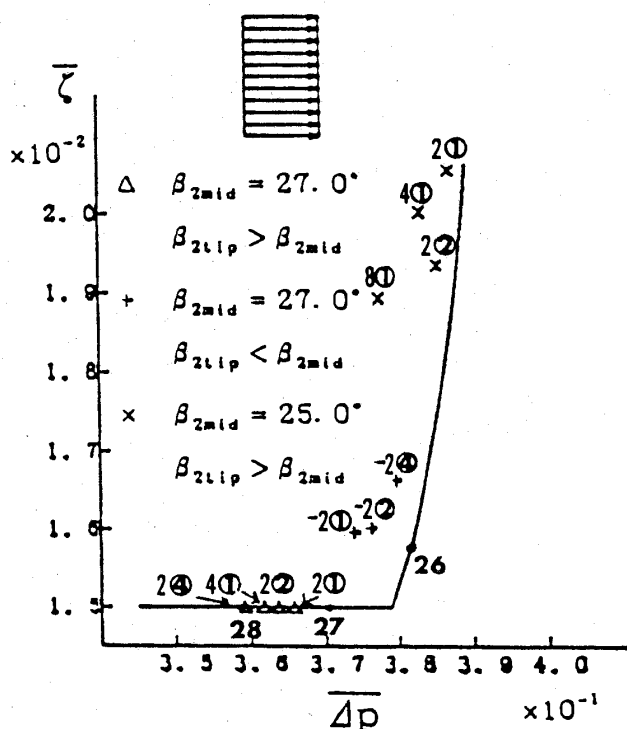
界条件を与えるため、やはり $4N + 3$ 個存在し、連立方程式を解くことができる。今、 $N = 11$ としている。

3. 結果及び考察

翼列性能の指標として、全圧損失係数 ζ と、ベルヌーイの法則を用いて計算した理論静圧上昇 $\Delta p = \rho_0(q_2^2 - q_1^2)/2$ (但し q_1, q_2 は上下流の速度を表す) を選び、その流量平均値 \bar{q} 、 Δp について、 \bar{q} を小さく Δp を大きくするものを良いとした。

3.1 主流に剪断がない場合

図3に $U = V^- = 1$ の場合の $\bar{q} - \Delta p$ を示す。

図3 翼列性能 ($a = 0.0$)

図中の実線は流出角 β_2 が一定の線で、その他の印が翼幅方向に β_2 を変化させた時 (以下振った時と表現) を表している。振り方は、 $n\textcircled{m}$ で表し、 n が tip における振り角、 m が翼幅の $m/11$ の所までを両端から直線的に振っている事を示す。

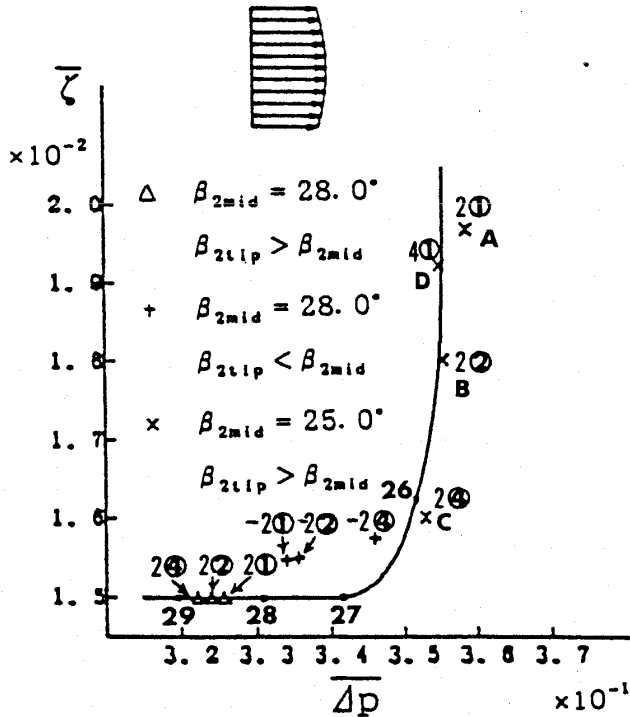
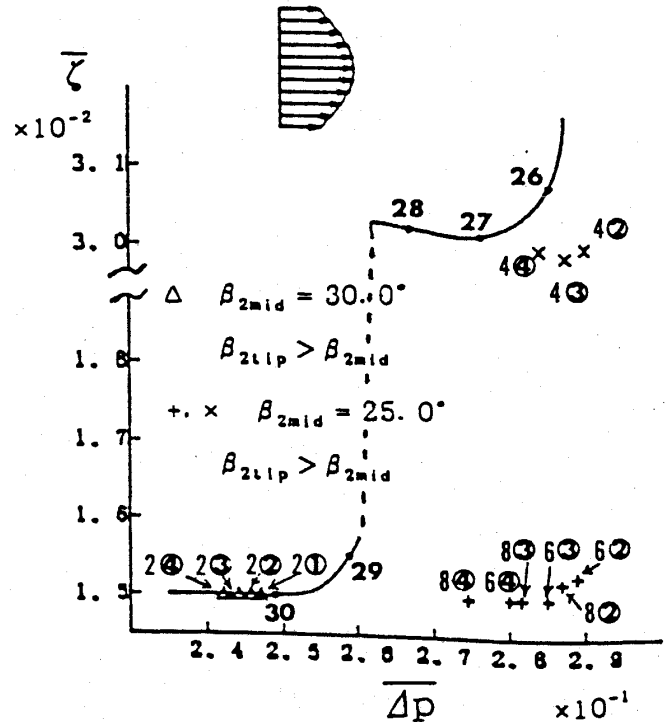
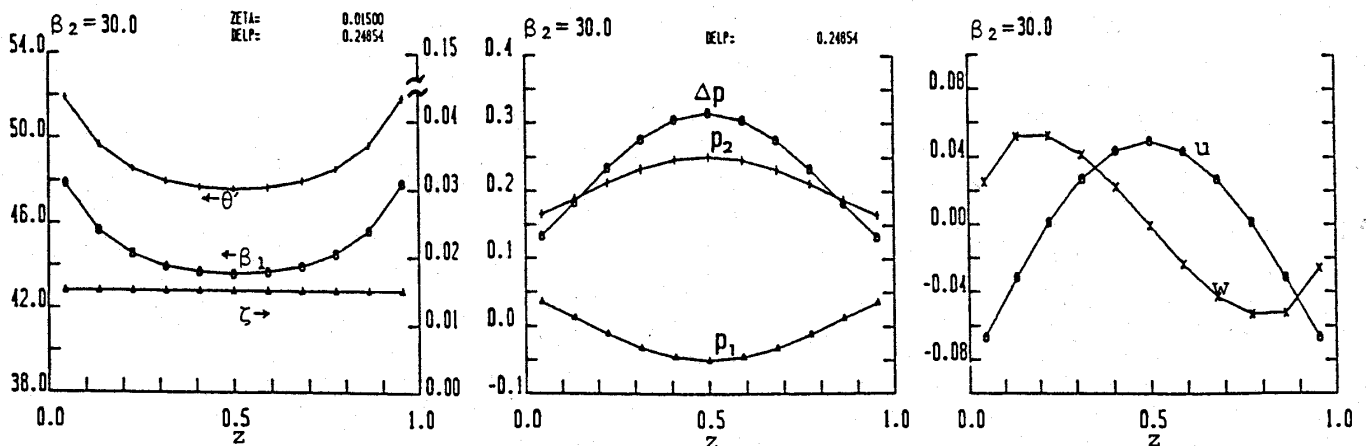
(例えば $2\textcircled{1}$ は、先端部で中央部より 2° 大きく、翼幅の $1/11$ の所まで振っている事を示す。) また全般的に β_2 を大きくすると転向角 θ が小さくなり負荷が減るため、「緩める」と表現し、逆に β_2 を小さくした場合を「きつくする」と書くこととする。

全体的に \bar{q} が小さい時 ($\beta_2 = 27^\circ$)、先端部を緩めても \bar{q} は下がらず、 Δp だけが小さくなるので良くない (図 Δ 印)。また流れが失速を起こしそうな時 ($\beta_2 = 25^\circ$ 、但し対応する点 \bar{q} が大きく図の外にはみ出している) に先端部をきつくすると Δp は多少大きくなるが、先端部で失速を起こしてしまい良くない。この2点については、主流に剪断がある場合にもいえる。 \bar{q} が小さい時に先端部をきつくした場合 (図 \times 印) 及び、失速寸前の時に先端部を緩めた場合 (図 \times 印) は、ともに実線の左側 (Δp が小さい) にあり性能は良くならない。また先端部を振った場合と中央部を振った場合の結果が同じであったことも併せて、主流が一樣である時には、振ることの効果がなく、負荷分布が一定であるのが良いことがわかった。

3.2 主流が剪断流の場合 (但し $V^- = U$ 、翼幅中央で対称な剪断流 ($b = h/2$))

図4に主流の剪断分布が弱い場合を示す。この図の \times 印は先端部で失速している時 ($\beta_2 = 25^\circ$) に先端部を緩めたもので、 A, B, C (2° 緩めた時) は実線部の右側にあり、 Δp をそれ程落とさずに \bar{q} を小さくできる。また翼幅の $1/11$ を振った A よりも $2/11, 4/11$ と内側まで振った B, C の方がより \bar{q} を小さくできる。しかし D (4° 緩めた時) は、 Δp が下がり過ぎてしまい、振り過ぎてあろう。

図5に主流の剪断分布が強い場合を示す。点線部は、先端部で失速を起こしてしまったため \bar{q} が不連続となっている。先端部が失速寸前の時 ($\beta_2 = 26^\circ$) 及び失速している時 ($\beta_2 = 25^\circ$) には、先程と同様先端部を緩めると Δp をあまり

図4 翼列性能 ($a = 1.0$)図5 翼列性能 ($a = 2.0$)図6 翼幅方向の性能及び流れ場 ($a = 2.0$, $\beta_2 = 30.0$ const.)

落とさずに ζ を小さくできる (+印)。この場合少なくとも失速を起こしている部分まで緩めないと失速はおさまらない (×印)。さらに全体が失速を起こしている時 ($\beta_2 = 24^\circ$) には、先端部をいくら振っても失速はおさまらない。 Δp に関しては、負荷が大きい程大きくなるので、中央で失速を起こさないでなるべく負荷の大きい $\beta_2 = 25^\circ$ の時に先端部を緩めたものが $\zeta - \Delta p$ に関しては最も良いと言える。また振り方は、失速領域 (2/11) ぎりぎりを振った B では振った内側で ζ が大きくなってしまいうため、もうすこし内側

(3/11) から振った A の方がよい。

そこで、(a) 全体が失速していない状態 ($\beta_2 = 30^\circ$) (図 6), (b) 先端部で失速している状態 ($\beta_2 = 25^\circ$) (図 7 破線), (c) (b) において先端部を緩めて損失を小さくした状態 (図 7 実線), について比較してみる。

・流入角 β_1 , 転向角 θ ($\theta' = \theta + 34^\circ$ 目盛りをずらす) と全圧損失係数 ζ (図左側)

(a) の場合、全体的に ζ が最小であるが、先端部では β_1 , θ とも大きくなっている。そして (b) では先端部でさらに β_1 , θ が増えて失速を

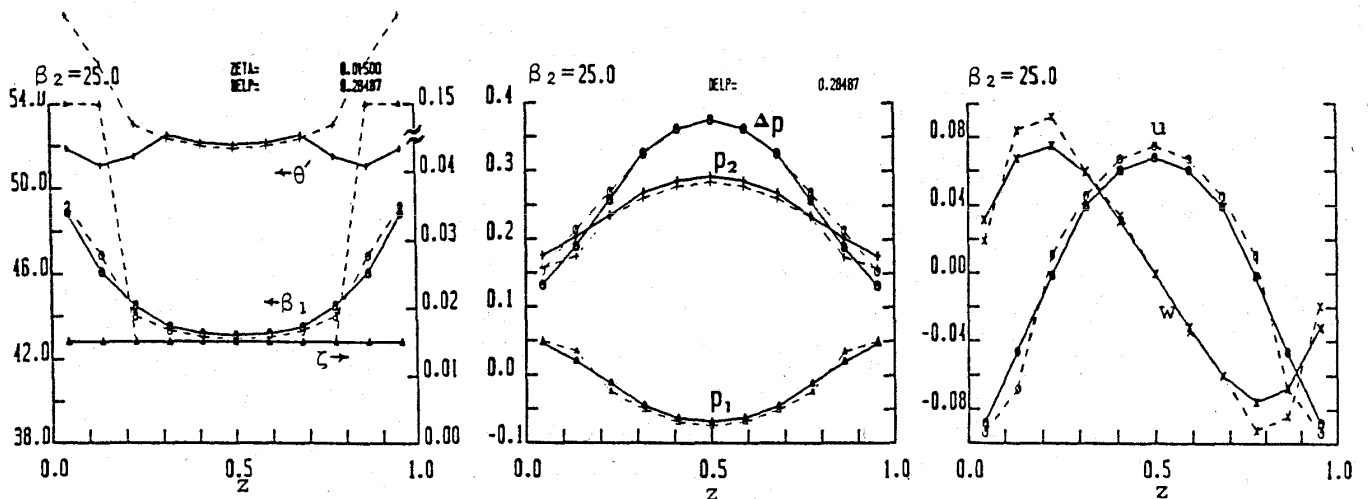


図7 翼幅方向の性能及び流れ場 ($a = 2.0$, $\beta_2(z=1/2) = 25.0$, $\beta_{2tip} = 31.0$, $z_{twist} = 3/11$, 破線: $\beta_2 = 28.0$ const.)

起こし、 ζ も大きくなる。しかし、翼幅中央部では(a)に比べても損失は小さくなっている。(c)では、先端部で β_1 , θ が小さくなり失速がおさまっている。中央部では、振る前よりも β_1 , θ はやや大きくなっているがまだ失速には余裕があるため ζ は大きくならない。

・静圧上昇 (図中央)

いずれの場合も中央部で Δp が大きく、先端部では小さい。(b)は(a)に比べて全体的に Δp が小さいが、特に中央部で顕著である。(c)では、中央部で Δp が(b)と殆ど変わらないため、全体的にもそれほど低下しない。先端部では Δp が小さくなっているが、流量が少ないために影響は小さい。

・速度分布 u , w (図右側)

(a), (b)の場合とも翼幅方向速度 w が中央に向かっており(中央より左で正、右で負)その結果、軸流方向速度変動分 u も中央部で大きくなり(流量が増え)先端部で小さくなる。またその傾向は負荷の大きい(b)の方が強い。(c)では(b)に比べて w を抑える方向に働いている。

以上より、主流に剪断のある場合には、翼に振りがなければ翼幅方向に内側向きの流れが生じるため、中央部で流量が増え流入角及び転向角が小さくなり安定になる。しかし、逆に先端部では流量が減り流入角が大きくなるため、流出角を小さくすると失速を起こしてしまう。この傾向は剪断が強いほど顕著に現れる。また圧

力上昇は、流出角が小さい程全体的に大きくなる。従って、流量の多い中央部で流出角を減らして Δp をかせぎ、先端部で ζ が大きくならないように緩めた翼が理想的であると思われる。また振り方も剪断が弱いときは、中央部と先端部の差があまりないので小さく内側の方まで振り、剪断が強いときは、中央部でかなり余裕があるため、先端部を大きく緩め、余り内側まで振らない方が良い。但し、少なくとも失速している領域までは振らなければ、図8に示されるように失速がおさまらない。

3.3 剪断が非対称の場合 ($b \neq h/2$ の時)

主流の剪断が非対称の場合も対称な時とはほぼ同じことが言える。但し、1つだけ注目すべき事は、翼幅方向の流れが両端から内側を向くのではなく、剪断の大きな方から小さな方へと向いていることである。これによって剪断の小さい方の一端で流入角が減るために緩める必要がなくなる。

3.4 軸流方向にのみ剪断を持つ場合

軸流方向速度成分 U のみ剪断を持ち、翼列方向速度成分 V^- が一定(V^- は、翼幅3/4の位置の U に等しい)の場合の翼列性能を表1に示す。これは、軸流入剪断流中を V^- で走る動翼列を想定している。そこで今後この形を動翼、前の形を静翼と呼ぶことにする。動翼の場合先端部で流入角が大きいため、失速を起こし易くなっている。失速を起こしていない時($\beta_2 = 32.0^\circ$)を図9に示す。静翼の場合と異なり、翼幅方向の流れが内側

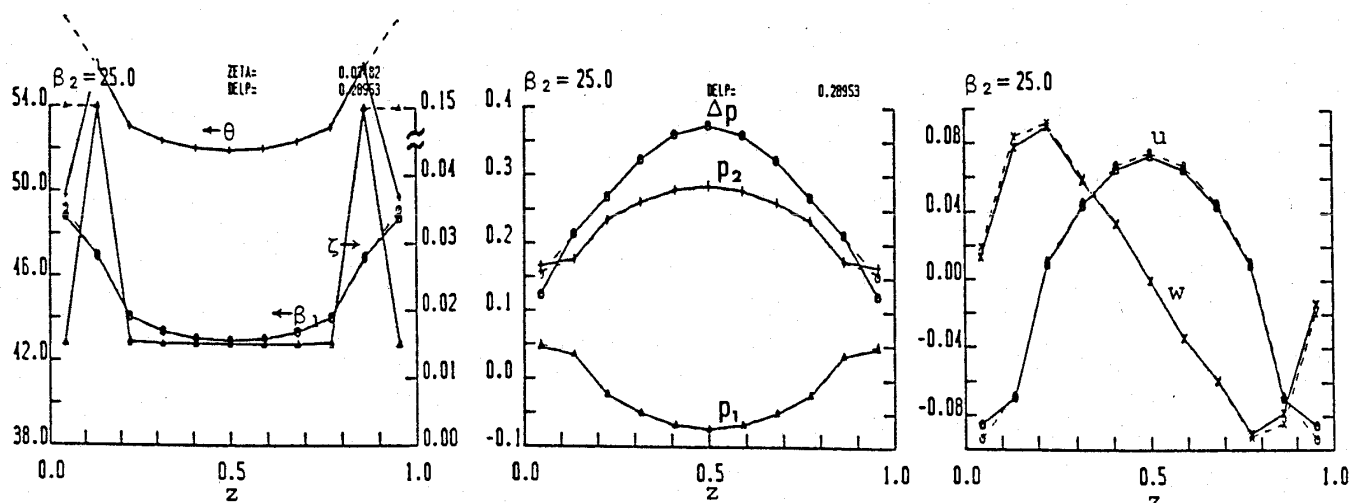


図8 翼幅方向の性能及び流れ場 ($a = 2.0$, $\beta_2(z=1/2) = 25.0$, $\beta_{2tip} = 31.0$, $z_{twist} = 1/11$, 破線: $\beta_2 = 28.0$ const.)

表1 動翼翼列性能

	$\beta_2 z=1/2$	$\beta_2 tip$	z_{twist}	$\bar{\zeta}$	$\bar{\Delta p}$	U_{stall}	Z_{stall}
A	28.0	32.0	1/11	0.1550	0.3086	.99	2/11
B	28.0	32.0	2/11	0.1500	0.3053	.98	1/11
C	28.0	32.0	4/11	0.1500	0.2975	.98	1/11
D	28.0	34.0	1/11	0.1543	0.3059	.99	2/11
E	28.0	34.0	2/11	0.1500	0.3005	.92	1, 3/11
S	24.0	33.0	4/11	0.1500	0.3203	.96	5/11

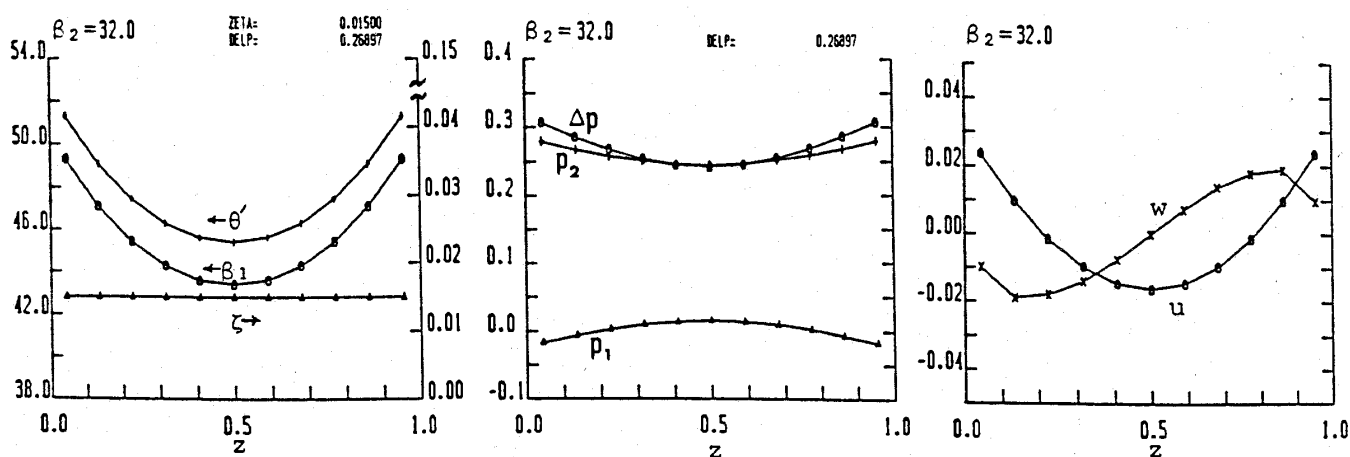
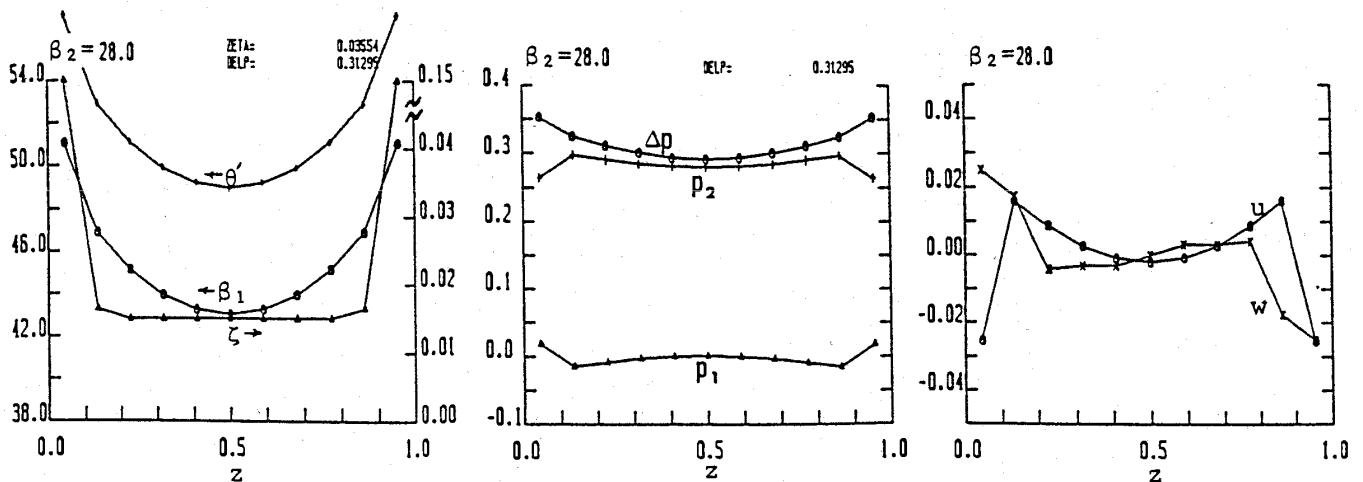
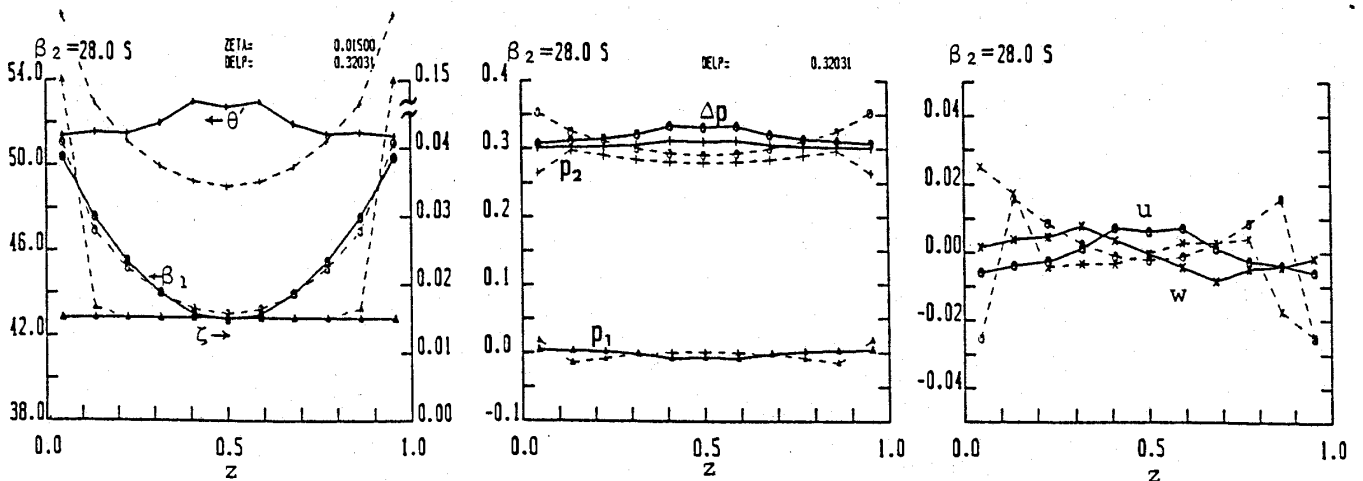


図9 翼幅方向の性能及び流れ場 ($a = 1.5$, $\beta_2 = 32.0$ const.)

から外側に向かっているのは、翼端での圧力上昇が大きく流れ易いためであり、その結果先端部で流量が増し転向角が小さくなる。しかし、先端部で失速を起こした時(図10)には、失速部には流れが向かって行かず流量は減少する。動翼の場合

も中央部の負荷を大きくし、先端部で緩めることが性能の向上につながるが、静翼の場合よりも先端部と中央部での差が大きいため、振り方も大きく中央まで振る必要がある。このようにして作った翼列の性能を図11に示す。翼幅方向速度が中央

図 10 翼幅方向の性能及び流れ場 ($a = 1.5$, $\beta_2 = 28.0$ const.)図 11 翼幅方向の性能及び流れ場 ($a = 1.5$, $\beta_{2(z=1/2)} = 24.0$, $\beta_{2tip} = 33.0$, $z_{twist} = 4/11$, 破線: $\beta_2 = 28.0$ const.)

を向き、静圧上昇が中央部で大きくなるなど静翼の傾向に近づいていることが判る。以上より、振る前は中央部が殆ど力を出し切ることが出来ず、大きく振ることによって初めて、中央部 Δp を稼ぐことが出来るのである。

3.5 設計点外での作動性能

翼列の性能として作動領域の広さということも重要な要素となる。表 1 は、動翼列において軸流速度 U を一律に減少させていった時に、いつ (U_{stall})、どの部分で (z_{stall}) 失速が起こるかを示している。先端部 1/11 だけを振った A、D では、振りの内側部で主流の変化に弱く (2/11 が失速)、 $\zeta - \Delta p$ においては良好とされた B も作動範囲が狭い。また徐々に小さく振った C よりも、

失速し易いところ (2/11) までの大きく振った E でかなり広がっている。また、中央部をかなりきつくし先端部で緩めた S もそれほど弱くはない。図 12, 13 に E と S の失速寸前の性能を示す。両者とも失速しそうな部分での流量の減少はあるとはいえ、速度分布には殆ど変化がみられない。以上より、一部でも無理があるとそこが攪乱に弱く失速し易いため、その様な箇所を作らないこと、即ち負荷分布を調整してなるべく失速余裕が一様になるようにすることが作動領域を広げることがわかった。

4. 結論

限られた形ではあるが、主流速度に剪断がある場合に、翼の負荷分布を変えることによって翼列

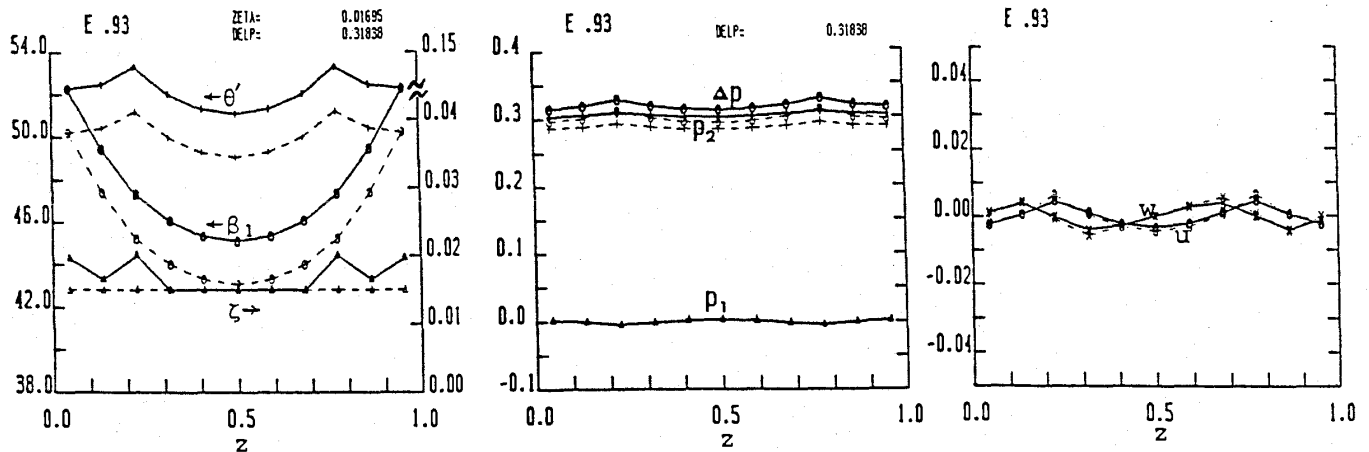


図12 翼幅方向の性能及び流れ場 ($a = 1.5$, $\beta_{2(z=1/2)} = 28.0$, $\beta_{2tip} = 34.0$, $z_{twist} = 2/11$, $U = 0.93$, 破線: $U = 1.0$)

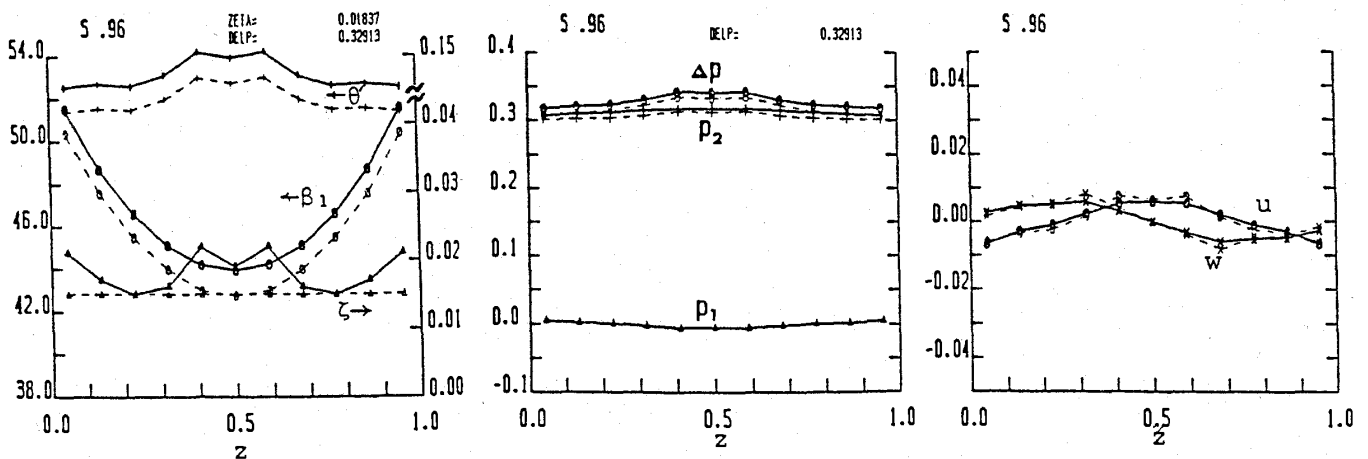


図13 翼幅方向の性能及び流れ場 ($a = 1.5$, $\beta_{2(z=1/2)} = 24.0$, $\beta_{2tip} = 33.0$, $z_{twist} = 4/11$, $U = 0.97$, 破線: $U = 1.0$)

性能及び流れ場がどの様に変化するかをアクチュエータディスク法により調べ、以下の結果を得た。

- (1) 主流に剪断がない場合には、振ることの効果はみられない。
- (2) 剪断流の場合は、先端部の負荷を軽くするように振ると良く、振り方も剪断が弱いときは全体的に少しだけ、強い場合は失速しそうな領域だけを大きく振ると良い。
- (3) 作動領域を広くすることも考慮すると失速するまでの余裕が全翼幅にわたって同じである方が望ましい。
- (4) 性能のよい翼列は、中央部で負荷をかせぎ先端部で損失が大きくなるものではない。そこで、振りの無い場合に先端部に向かって流れる

傾向を持つ動翼型の場合は、振る事で流れを中央部に向け、中央部の流量をさらに増やし負荷をかせぐのが良い。また、振りの無い場合に中央部に向かって流れる傾向を持つ静翼型の場合は、先端部で失速が起きない程度までその流れを抑えるように振ると良い。

参考文献

- (1) STEPHEN L. BRAGG and WILLIAM R. HAWTHORNE, Journal of the aeronautical sciences, Apr. 1950 pp. 243-249
- (2) 梶 他2名 機論, 47-419, B (昭和 56-7), 11
- (3) Herring L. J., 他2名 NACA TN. 3916 (1957)



ターボ・ファン・エンジン飛行性能算出の一方法

防衛庁技術研究本部 神 津 正 男
石川島播磨重工業 八 島 聡

Abstract

The computational technique based on the error-matrix method was applied to the flight performance prediction of F3-30 turbofan engine. The component rig tests were executed for fan, compressor, combustor, turbines and exhaust nozzles in order to obtain the characteristics maps for the computation.

The altitude test results showed very good coincidence with the prediction at low and medium altitudes. At high altitude, some discrepancy due to the Reynolds number effects was found, though the authors made it clear (in the previously published paper) that the introduction of the correction factors improves the accuracy of calculation significantly.

The component characteristics data of F3-30 are also shown.

記 号

A : 面積

A_s : 排気ノズル面積

E_{0i} : 誤差変数の初期値 ($i = 1, 2, \dots$)

E_i : 誤差変数 ($i = 1, 2, \dots$)

ΔI_c : 圧縮機仕事

ΔI_t : タービン仕事

I_f : 燃料低位発熱量

M : マッハ数

M_0 : 機速マッハ数

M_{ij} : 誤差行列の係数

N : 回転数

N_c : 圧縮機回転数

N_t : タービン回転数

P : 全 圧

P_1 : 圧縮機入口全圧

P_2 : 圧縮機出口全圧

P_3 : 燃焼器出口全圧

P_4 : タービン出口全圧

P_{std} : 標準圧力

R : ガス定数

SL : 海面上

SLS : 海面上静止状態

SFC : 燃料消費率

T : 全 温

T_1 : 圧縮機入口全温

T_2 : 圧縮機出口全温

T_3 : 燃焼器出口全温

T_4 : タービン出口全温

T_{std} : 標準気温

V_{pz} : 燃焼器の一次燃焼領域の容積

V_{0j} : 独立変数の初期値 ($j = 1, 2, \dots$)

V_j : 独立変数 ($j = 1, 2, \dots$)

W : 空気又はガス流量

W_1 : 圧縮機入口空気流量

W_2 : 圧縮機出口空気流量

W_3 : 燃焼器出口風量

W_a : 燃焼器内風量

W_f : 燃料流量

C_{pc} : 定圧比熱 (圧縮機)

C_{pt} : 定圧比熱 (タービン)

g : 重力加速度

p_0 : 大気圧

π_c : 圧力比

θ_1 : 温度修正係数 (エンジン入口温度)

$$= \frac{T_1}{T_{std}}$$

θ_3 : 温度修正係数 (燃焼器出口温度)

$$= \frac{T_3}{T_{std}}$$

(平成元年 4 月 4 日原稿受付)

δ_1 : 圧力修正係数 (エンジン入口圧力)

$$= \frac{P_1}{P_{std}}$$

δ_3 : 圧力修正係数 (燃焼器出口圧力)

$$= \frac{P_3}{P_{std}}$$

η_c : 圧縮機断熱効率

η_t : タービン断熱効率

κ : 比熱比

ω_B : 燃焼器圧力損失

1. まえがき

ターボファンエンジンの飛行性能をエンジンの設計時に推定する方法は、すでにいくつかの文献により発表されているが^{1)~4)}、最終的には試験によってこれを補正しているのが現状である。

本文では、米国で開発された誤差行列 (エラーマトリクス) を用いた方法を基本にして、最近我国で開発を終了した F3-30 ターボファンエンジンに対して適用した計算結果と、試験結果について検討を行なったものである。

又、計算制度を向上させるために、F3-30 エンジンの各構成要素——ファン、圧縮機、燃焼器、高/低圧タービン、排気ノズル——について要素試験を行ない、要素特性マップを取得した。

2. 設計点以外の性能の計算手法

設計点以外の性能 (部分負荷性能) の計算手法は、いわゆるマッチング計算手法として古くから研究されているが、基本的な考え方を紹介するために、先ずもっとも簡単な単軸ターボジェットエンジンの場合について、計算手法の概要を述べ、次に多軸のターボファンエンジンの場合について述べることにする。

2.1 単軸ターボジェットの場合

ここでは、基本的な考え方のみ記述することにとどめ、出来るだけ単純化するために、次のように仮定する。

- 1) エンジン入口状態は、海面上静止の標準大気状態とする。すなわち、 $\theta_1 = 1$ 、 $\delta_1 = 1$
- 2) ガスは完全ガスとし、代表比熱 C_{pc} 、 C_{pt} は一定で与えられたものとする。
- 3) 冷却空気系の 2 次空気は考えない。
- 4) 燃焼効率と燃焼器の圧力損失は一定とする。

まず、図 1 に示す単軸ターボジェットエンジン

の設計点において、サイクル計算を行ない、所定の性能が得られるように、圧縮機とタービンの設計点性能が定まる。これにより、圧縮機、タービン、ジェットノズルの大きさが定まる。圧縮機とタービンの特性線図は、最初、設計点を 1 として無次元化して考えればよいが、エンジンの大きさ (推力、空気流量等) が、設計点により定まると、図 2、図 3 のように有次元化され、大きさがきまる。

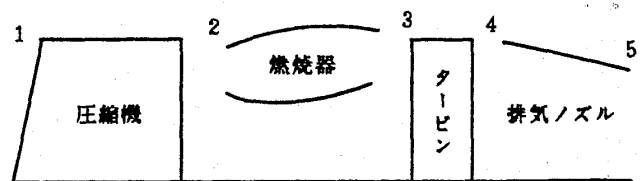


図 1 単軸ターボジェット・エンジン
(数字はステーション番号)

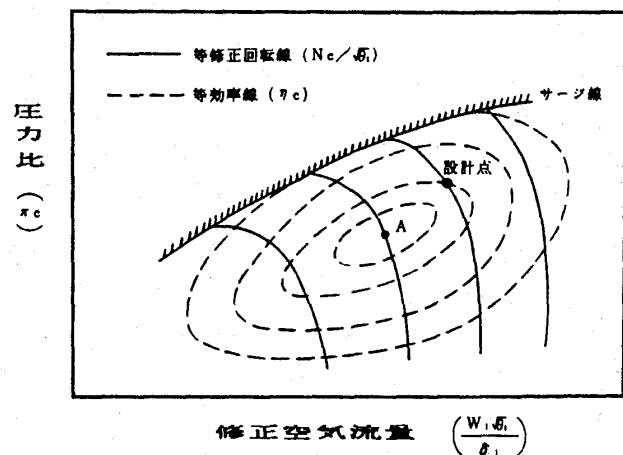


図 2 圧縮機要素マップ

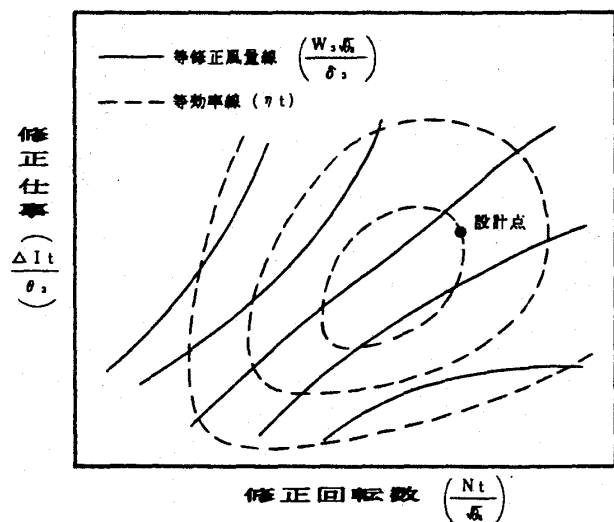


図 3 タービン要素マップ

設計点以外の性能の計算の一例として、ある回転数 (N) のときの性能を求める場合、初期値として、図 2 の圧縮機特性線図上で、等回転数 $N_c / \sqrt{\theta_1}$ ($= N$) 上の π_c (図 2 の点 A) を仮定すると、 η_c , $W_1 \sqrt{\theta_1} / \delta_1$ ($= W_1$) が与えられる。これより圧縮機出口状態量は

$$T_2 = T_1 \left(1 + \frac{\pi_c^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\eta_c} \right) \quad (1)$$

$$W_2 = W_1 \quad (2)$$

$$P_2 = \pi_c \cdot P_1 \quad (3)$$

のように求められ、又圧縮機の仕事は次のようになる。

$$\Delta I_c = \frac{C_{pc} \cdot W_1 \cdot T_1}{\eta_c} \left\{ \pi_c^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right\} \quad (4)$$

燃焼器出口では、

$$T_3 = \frac{C_{pc} \cdot W_2 \cdot T_2 + \eta_B \cdot W_f \cdot I_f}{C_{pt} (W_2 + W_f)} \quad (5)$$

$$W_3 = W_2 + W_f \quad (6)$$

$$P_3 = P_2 (1 - \omega_B) \quad (7)$$

ここで、 W_f は未知数であり、計算上、何らかの初期値 (通常は燃空比 W_f / W_2 が約 0.02 になるように選ぶ) を与えて計算を進める。

タービンと圧縮機のパワーバランスから

$$\Delta I_t = \Delta I_c \quad (8)$$

また回転数のマッチングから

$$N_t = N \quad (9)$$

であり、したがって $\Delta I_t / \theta_3$, $N_t / \sqrt{\theta_3}$ より図 3 のタービン特性線図上で、 $W_3 \sqrt{\theta_3} / \delta_3$ が求まり、 W_3 が計算できる。

$$W_3 = \left(\frac{W_3 \sqrt{\theta_3}}{\delta_3} \right) \cdot \frac{\delta_3}{\sqrt{\theta_3}} \quad (10)$$

(10) 式の W_3 が、(6) 式の W_3 に一致する、即ち流量がバランスするように W_f の値を変えて、式 (5)~(10) を繰返し計算する。その結果、タービン出口状態量が次のように求められる。

$$T_4 = T_3 + \frac{\Delta I_t}{C_{pt}} \cdot W_3 \quad (11)$$

$$P_4 = P_3 \left\{ \frac{1}{\eta_t} \left(\frac{T_4}{T_3} - 1 \right) + 1 \right\}^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (12)$$

次にジェットノズルの面積は固定式とすると、設計点のサイクル計算によって面積 A_5 がきまっているため、

$$\frac{P_0}{P_4} < \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \text{ のとき } W_4 = \frac{A_5 \cdot P_4}{\sqrt{T_4}} \times \sqrt{\frac{2g}{R} \cdot \frac{\kappa}{\kappa-1} \left\{ \left(\frac{P_0}{P_4} \right)^{\frac{2}{\kappa}} - \left(\frac{P_0}{P_4} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa}} \right\}} \quad (13)$$

$$\frac{P_0}{P_4} \geq \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \text{ のとき}$$

$$W_4 = \frac{A_5 \cdot P_4}{\sqrt{T_4}} \sqrt{\frac{2g}{R} \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}} \quad (14)$$

π_c の初期値が正しければ、流量バランスより、 $W_4 = W_3$ が満足される。即ち、 $W_4 = W_3$ になるように π_c を変化させて繰返し計算を行なう。このようにして諸値がきまると、結果として全状態量が定まり、推力が計算される。

以上がもっとも簡単な単純化されたマッチング計算であるが、これでも繰返し計算としては、 π_c の大きなループの内に、 W_f の小ループがあり、2重ループの繰返し計算となる。実際の設計では、任意の飛行条件で、定圧比熱も一定でなく、(温度、燃空比の影響をいれたエンタルピ計算を行なう) 且つ燃焼器の要素特性もマップ状の変化をさせ、タービン冷却空気や、シール加圧空気などの2次空気も考慮にいれて計算を行なうため、単軸ターボジェットエンジンの場合でも計算は簡単ではなく、大型電算機によるのが普通である。

2.2 ターボファンエンジンの場合

最近の航空エンジンは、ターボファンエンジンが主流であり、2軸系、3軸系のものや、ミキサー、アフターバーナと云った要素の加わったものなど、複雑な形態となっているが、基本的には流量、回転数、エネルギー (仕事)、状態量のバランスをとることによって、設計点以外の性能を求めることでは、ターボジェットの場合と変りはない。しかし、エンジンの多軸化、多要素化に伴い、繰返し計算のループ数が非常に多くなることから2.1項に述べた手法 (ネステッド・ループ法) を適用することは、一昔前の大型電算機の数値では現実的でなく、計算時間の短縮に研究の主眼がおかれ、我国では森田、関根¹⁾ はエンジンをファン部、ガス発生器部、タービン部の3つのグ

ループに大別して、それぞれのグループ内でマッチング計算を行なってグループ全体の結合特性を計算して、一旦、表にまとめておき、それらのグループ間でのマッチング計算を行なうことによって、エンジン全体性能を求めると云う手法を発表している。この方法は、計算時間は非常に短縮されるが、 C_p や κ を一定値として扱うために、設計点から離れた点での計算精度が必ずしも高くならないことが起る可能性がある。

一方、米国では空軍 (U. S. A. F.) と航空宇宙局 (NASA) が一連の研究を行っており、SMOTE²⁾、GENENG³⁾、DYNGEN⁴⁾と云うプログラム名で発表されている。これらに共通している手法は、マッチング計算に誤差行列 (エラー・マトリックス) を用いている点であり、いくつもの未知数がある繰返し計算において、誤差行列を0に収束させるように、全未知数を一斉に変化させることによって多重ループを避け、著しく計算時間を短縮している。また、熱力学の状態量も厳密に取扱えることから精度も高い。DYNGENにおいては、定常のみならず、非定常のマッチング計算も短時間で可能としている。

2.1項に述べた短軸ターボジェットエンジンを例として、この方法の概要を述べる。地上静止標準状態である回転数 N のときのマッチング計算を行なう場合、未知数 π_c, W_f の他に、 $W_3\sqrt{\theta_3}/\delta_3$ を独立変数 (V_j) として選ぶ。 $W_3\sqrt{\theta_3}/\delta_3$ は、完全な独立変数ではないが、タービン特性線図上の点を選ぶためにつけ加えられているものである。即ち、

$$V_1 = \pi_c \quad (15)$$

$$V_2 = W_f \quad (16)$$

$$V_3 = W_3\sqrt{\theta_3}/\delta_3 \quad (17)$$

これらの独立変数に推定値を与えると、エンジン各部の状態量はすべて計算されるが、最初は当然誤差が生じることになり、誤差変数 (E_i) として、次のようなものが考えられる。

$$E_1 = \Delta I_c - \Delta I_t \quad (18)$$

$$E_2 = \frac{W_3\sqrt{\theta_3}}{\delta_3} - \left(\frac{W_3\sqrt{\theta_3}}{\delta_3} \right)' \quad (19)$$

$$E_3 = P_4 - P_4' \quad (20)$$

ここで、 $\left(\frac{W_3\sqrt{\theta_3}}{\delta_3} \right)'$ は、 π_c, W_f の2つの

値から、(1)~(7)式を経て計算される値であり、 V_3 で推定した $\frac{W_3\sqrt{\theta_3}}{\delta_3}$ の値とは誤差 E_2 が生じ

る。 P_4 は(12)式によってタービンの出口状態として求まる値であり、 P_4' は W_1, p_0, T_4, A_5 から(13)あるいは(14)式によってジェットノズルの入口状態として求まる値であって、 P_4 との間に誤差 E_3 が生じる。マッチングのとれた状態では、

$$E_i(V_i) = 0 \quad i = 1, 2, 3; j = 1, 2, 3 \quad (21)$$

が成り立つが、この時の V_j を Newton-Raphson 法⁵⁾により、数値的に求める。即ち

$$M_{ij} = \frac{\partial E_i}{\partial V_j} \quad (22)$$

なる正方行列を考え、ある独立変数 V_j が微小変化した場合の影響係数と云う形で、 M_{ij} を数値的に求めることができる。即ち

$$M_{ij} \approx \frac{\Delta E_i}{\Delta V_j} \quad (23)$$

行列 $[M_{ij}]$ が求められると、 V_j の次の推定値としては、

$$[V_j] = [V_{0j}] - [M_{ij}]^{-1} [E_{0i}] \quad (24)$$

とおくことによって、(21)式が成り立つ、または、ある許容値内に収れんするまで繰返し計算を行なう。この方法は、2軸系の場合、 V_j が6変数、3軸系の場合は9変数になるが、基本的には、単軸ターボジェットの場合と同じように解ける。

2軸ターボファンエンジンの場合には、要素特性線図として、ファンと低圧タービンが追加され、独立変数としては、ファンの回転数と圧力比及び低圧タービンの修正ガス量の3変数を追加し、誤差変数として、ファンと低圧タービンの仕事差、低圧タービン修正ガス量の誤差、ファンノズル部の圧力誤差の3変数を追加して、6次の正方行列を求める形にすればよい。

V_j や E_i のパラメータの選び方によって、計算速度や収れんの容易さに差があり、又、各要素特性線図の与え方によっても精度が異ってくるが、一般的にこの手法は、非常に計算時間が早く、かつ Keenan-Kaye のガス表などに基づく厳密なエンタルピ計算を行いうることから、精度も高い。

3. 供試エンジン

飛行状態算出の対象として、防衛庁技術研究本部が、石川島播磨重工業株式会社の協力の下に、

航空自衛隊中等練習機 T-4 用のエンジンとして開発した F3-30 ターボファンエンジンをを用いた。

3.1 F3-30 ターボファンエンジンの概要

F3-30 エンジンは、図 4 に示す 2 軸の低バイパス比ターボファンエンジンであり、その主要な諸元は表 1 に示すとおりである。F3-30 エンジンの詳細については、これまで筆者らによって、いくつかの記事が発表されており、それらを参照されたい。^{6)~9)}

3.2 F3-30 に用いた性能計算手法

F3-30 エンジンの設計点以外の性能の計算手法は、基本的には 2.2 項で述べた誤差行列法を用いた。 V_j や E_i のパラメータの組合せの選び方には特に留意し、2.2 項で例として用いた N_c 一定のモード（圧縮機の回転数 N_c が与えられたときのエンジン性能を求めるモード）だけでなく、ファ

ン回転数、タービン入口温度、排気ガス温度、燃料流量、圧縮機出口圧力、正味推力等をそれぞれ一定とするモードでの計算も可能とするプログラムを開発し、使用した。このように、多くのモードを扱えることにより、エンジンの制御方式（特に制限値制御やレーティング制御）の検討を容易にした。

また、各要素特性マップの扱いも、ファン、圧縮機は、一般に用いられる図 2 の形のものを、要素試験データを基として入力し、タービンについては、一般的な図 5 ではなく、タービンの仕事により直接的に与えられる図 3 の形式のものをインプットした。

これらの特性マップは、いずれも修正空気（ガス）流量に対して整理されているが、流量の式より

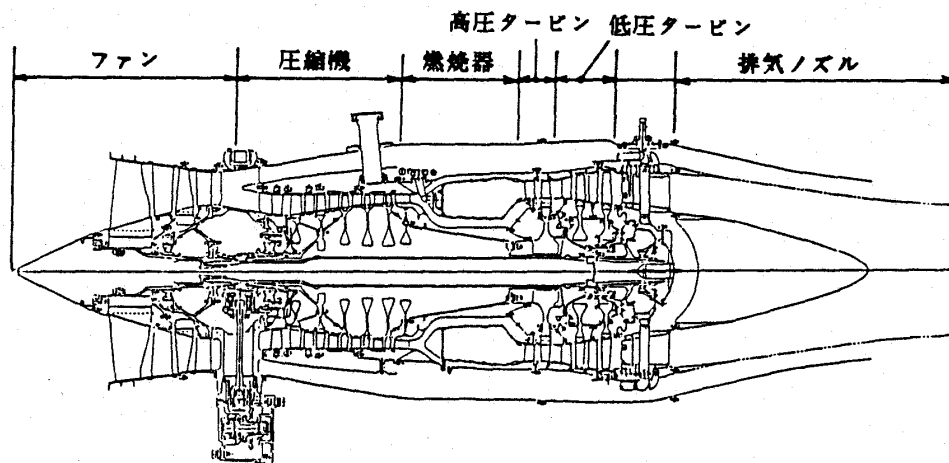
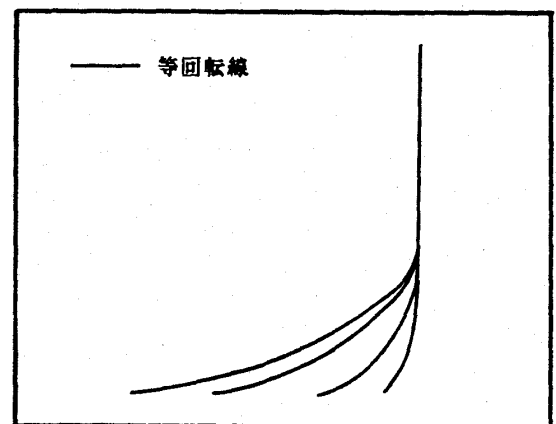


図 4 F3-30 ターボファン・エンジン

表 1 F3-30 ターボファンエンジン諸元

推 力	: 1670 kgf
燃料消費率	: 0.68 kg/h/kgf
重 量	: 340 kg
エンジン入口直径	: 522 mmφ
空 気 流 量	: 34 kg/s
バイパス比	: 0.9
高圧系回転数	: 21100 RPM
低圧系回転数	: 15280 RPM
ファ ン	: 軸流二段、圧力比 2.6
圧 縮 機	: 軸流五段（可変静翼付）、圧力比 4.2
燃 焼 器	: 環状噴霧型（噴射ノズル 12 個）
高圧タービン	: 軸流一段（空冷翼）
低圧タービン	: 軸流二段（シェラウド付）
排 気 ノズル	: 分離型（コア側とバイパス側は別々に噴出）
燃料官制装置	: ハイドロメカニカル方式 + 電子式

膨
張
比



修正流量

図 5 タービン要素マップ

$$\frac{W\sqrt{T}}{P \cdot A} = \sqrt{\frac{\kappa g}{R}} M \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2 \right)^{-\frac{\kappa + 1}{2(\kappa - 1)}} \quad (25)$$

のように表わされることはよく知られており、一方

$$\frac{W\sqrt{\theta}}{\delta} = \frac{W\sqrt{T}}{P \cdot A} \cdot \frac{A \cdot P_{std}}{\sqrt{T_{std}}} \quad (26)$$

であるから、結局、マッハ数に対して整理していることになる。

燃焼器の特性については、文献2)～4)では、燃焼効率を図6の形式で与えているが、F3-30の場合は、より厳密に扱えるよう、空力負荷係数の関数として与えた。各部の圧力損失については、修正ガス量の関係として与え、2次空気のみキシングについても考慮した。

3.3 設計点性能

中等練習機(T-4)用エンジンとして要求される基本特性のうち、海面上昇率と、航続距離の両方を満足させるエンジンの性能、諸元の設定が、もっともきびしいことであった。これらの特性を、海面上昇率は、 $SL/0.5M_0$ の最大推力、又航続距離は巡航時の燃料消費率(SFC)と云うエンジンパラメータにおきかえて、図7に示す存在領域を与え、エンジンサイクルのパラメトリック・スタディを実施した。パラメータとしては、全体空気流量、ファン圧力比、圧縮機圧力比、バイパス比及びタービン入口温度を独立変数とし、その当時の各要素技術の現状レベル、開発期間を考慮した技術レベルの達成見通しを考慮して、エンジンパラメータを選定した。

設計点は、地上試験において性能が容易に確認できると云う理由から、海面上静止状態における離昇時においたが、 $SL/0.5M_0$ と、巡航時の部分負荷計算を行ない、図7の上で存在領域の有無を検討した。このことは、実際には飛行性能によって最適の設計点サイクルを定めたことになる。なおこの部分負荷計算に用いた各要素特性マップは、その当時までに先行して実施されていた要素研究の成果による値を用いた。最終的に選定されたエンジンパラメータは次のとおりである。

全体空気流量	34kg/s
バイパス比	0.9
ファン圧力比	2.6
圧縮機圧力比	4.2
タービン入口温度	1,050℃

これらはいずれも海面上静止状態、離昇時の標準大気状態における値であり、これらのパラメータを用いて計算される推力が1,670kgf、燃料消費率が0.68kg/h・kgf以下になるように、各構成要素の効率が割り付けられた。

エンジンの設計点性能から、各構成要素に対する設計点の要求使用が与えられ、それを満足するように、回転数、通路形状、翼配置などの性能設計が行なわれた。一方、エンジン重量の目標値(340kg以下)、外形寸法の制約などから並行して行なわれた構造に関する基本設計の検討結果も加えて、各要素の段数や、回転数が表1のように定められた。

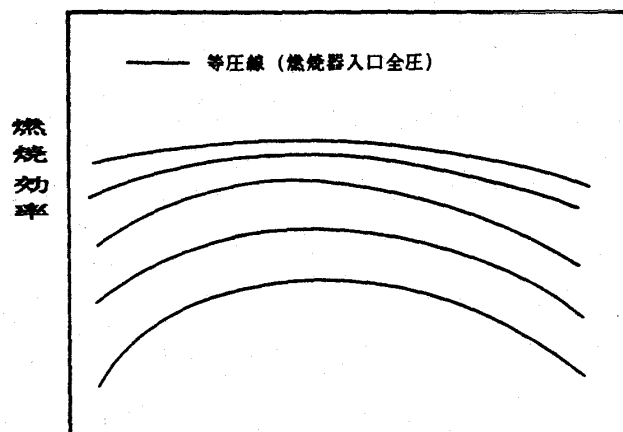


図6 燃焼器要素マップ

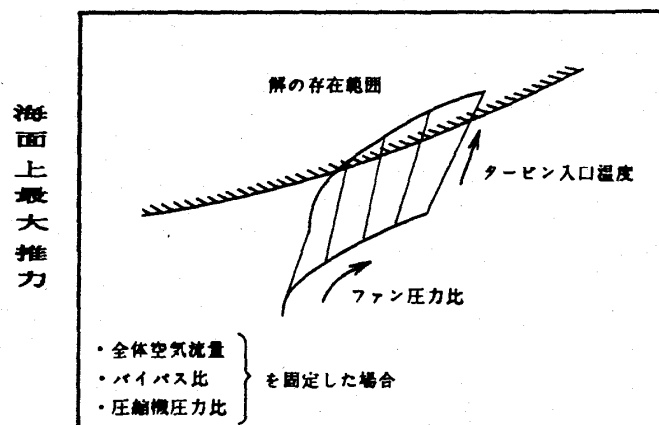


図7 エンジン性能の存在領域

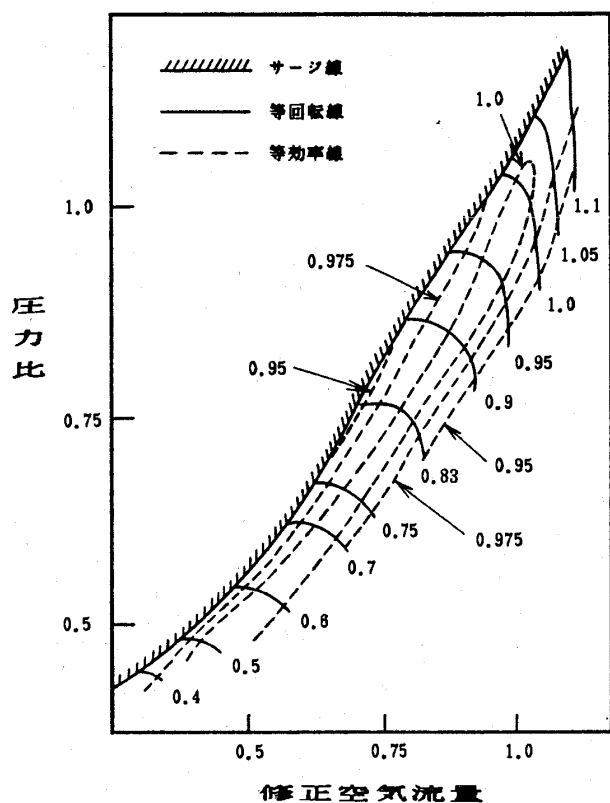


図9 F3-30 ファン要素マップ

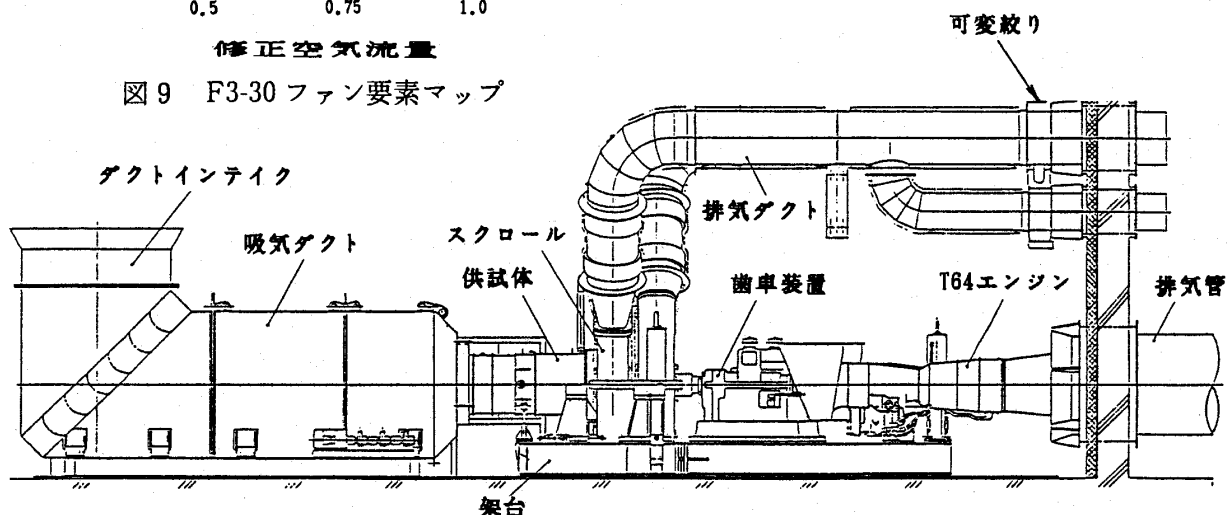


図8 ファン要素試験装置

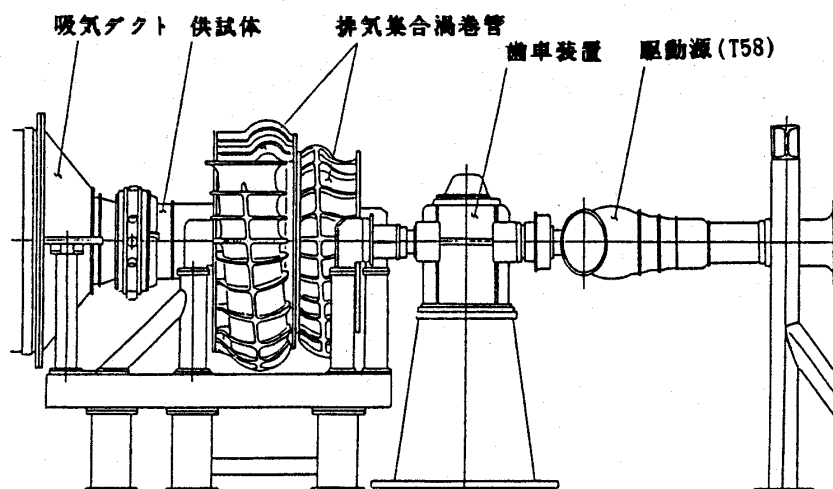


図10 圧縮機要素試験装置

3.4 F3-30 エンジン各構成要素の特性マップ

(1) ファン

ファン試験装置は図8に示すとおりである。

圧力比、空気流量、効率の把握のほかに、各翼列前後のトラバース計測も行ない、翼素データも取得した。試験は数次にわけて行なわれ、翼型の改良も実施したが、最終的には図9に示す特性マップが得られた。ここでは、設計点の特性値を1として無次元化して表示したものである。

(2) 圧縮機

圧縮機試験装置は、図10に示すとおりである。

得られた特性マップは図11に示すとおりであり、ここでも設計点の特性値を1として無次元化して表示した。

(3) 燃焼器

図12に示す試験装置により、試験を実施した。

性能上、もっとも重要である燃焼効率については、図13に示すように、空力負荷係数の関数として整理した。ここに

$$\text{空力負荷係数} = \frac{W_a}{P^{1.8} \times V_{pz} \times e^{\frac{T3}{300}}}$$

である。図13でも、設計点の特性値を1として無次元化して表示してある。

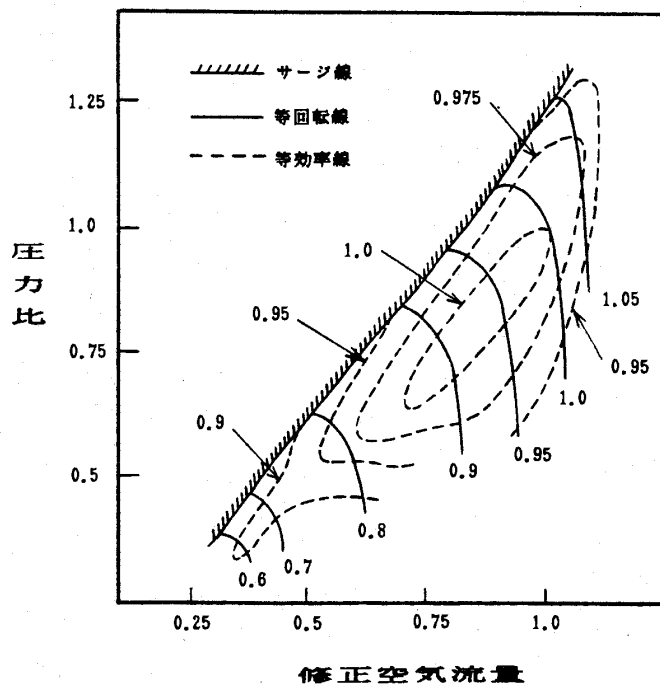


図11 圧縮機要素マップ

(4) タービン

一般にタービンは増速翼列であり、流れが剥離しにくく、またチョークに近いあるいはチョーク状態で使用されることが多いので、要素の部分負荷特性は計算にのりやすい。したがって、単段の高圧タービンはノズルの風洞試験による流量確認の実施のみなとじめ、部分負荷特性は計算値を用いた。その結果は図14に示すとおりである。

2段の低圧タービンについては、図15に示すタービン試験設備を用いて、全体性能及び翼素データの計測を行なった。得られた特性マップは図16に示してある。

(5) 排気ノズル

排気ノズルについては、 $1/5$ スケールの模型を製作し、図17に示す装置を用いて、単相流（ファンノズル、コアノズル単体での流れ）、2相流の状

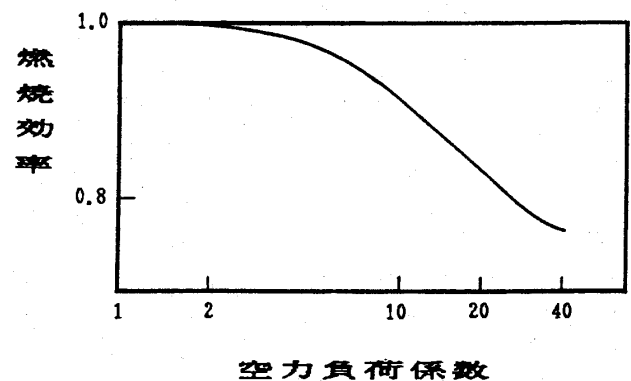


図13 F3-30 燃焼器要素特性

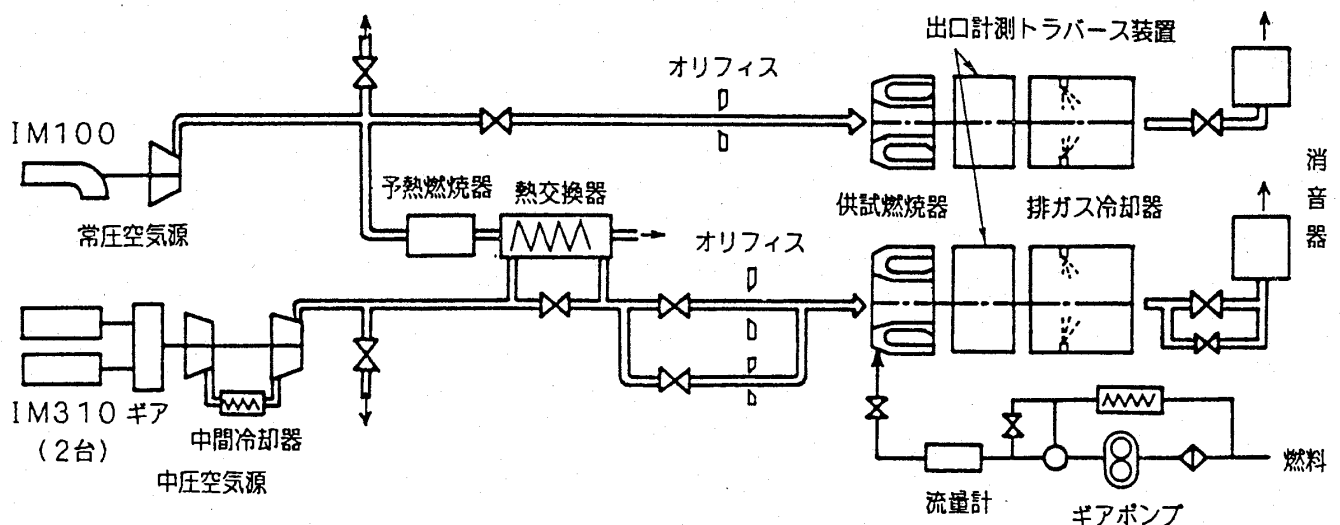


図12 燃焼器試験設備スケジュール

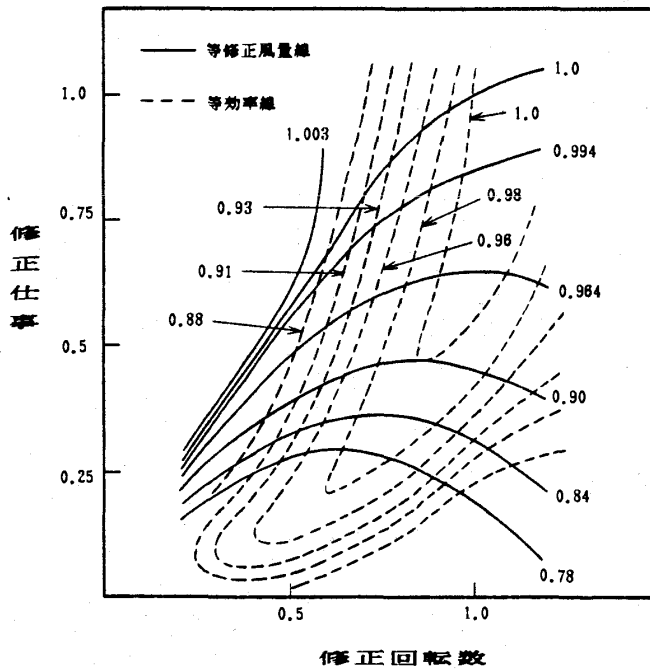


図 14 F3-30 高圧タービン要素マップ

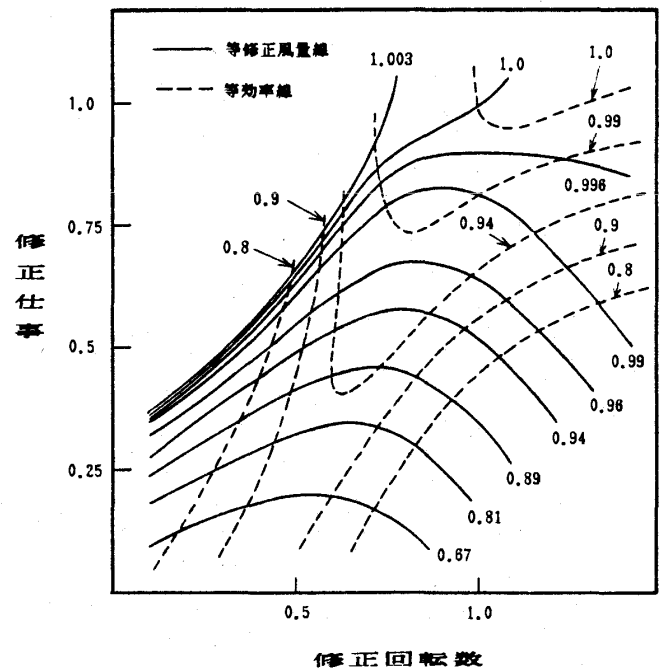


図 16 F3-30 低圧タービン要素マップ

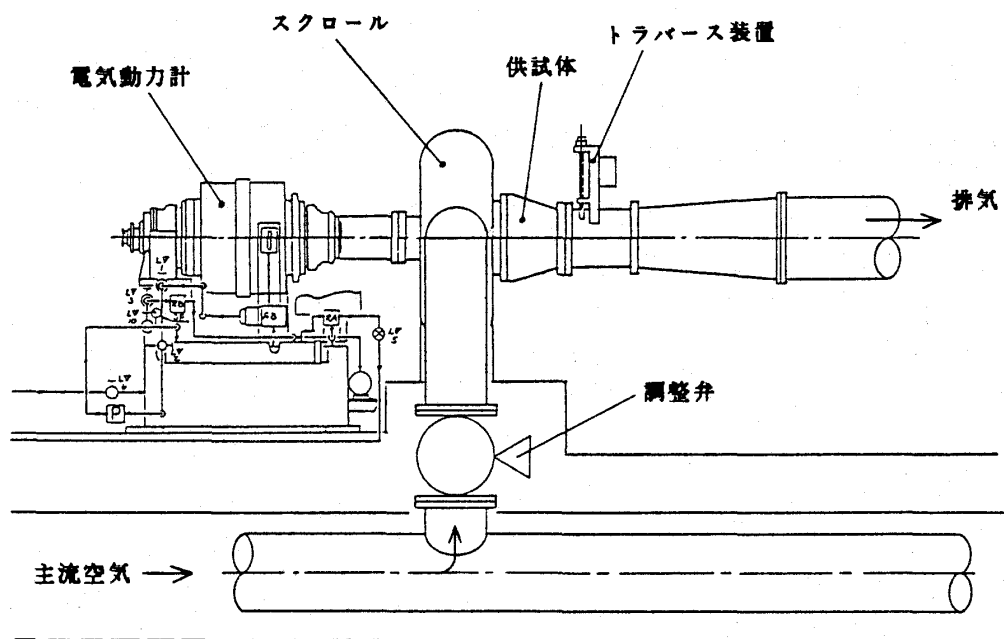


図 15 タービン要素試験装置

態での試験を行ない、細部の壁圧データ等を取得すると共に、流量係数、推力係数を圧力比、スクロールの関数として求めた。

4. 算出したエンジン飛行性能と試験データによる検証

3.4項で実験的に確かめられた各構成要素の特性マップを用いて、3.2項で述べた計算手法に基づく部分負荷計算（マッチング計算）プログラム

により、F3-30 エンジンの飛行性能の計算を実施した。

飛行性能の検証は、高空性能試験装置（ATF）を用いて行なわれた。この装置は、供試エンジンの飛行状態を模擬するために、高度、機速に対応した状態の空気をエンジン入口に与え、同時に、エンジンの背圧は、その高度に対応する大気圧にすることが出来る地上のエンジン試験設備である

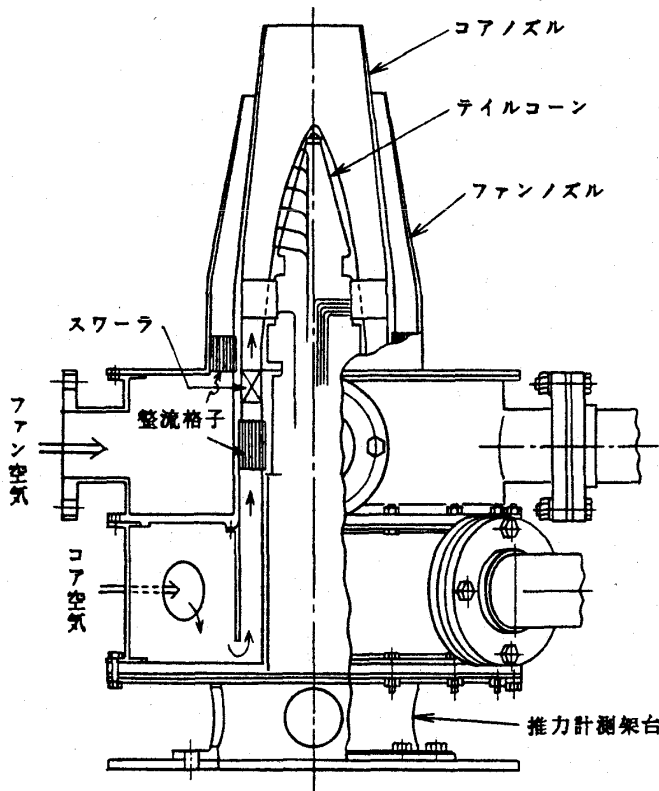


図 17 排気ノズル要素試験装置

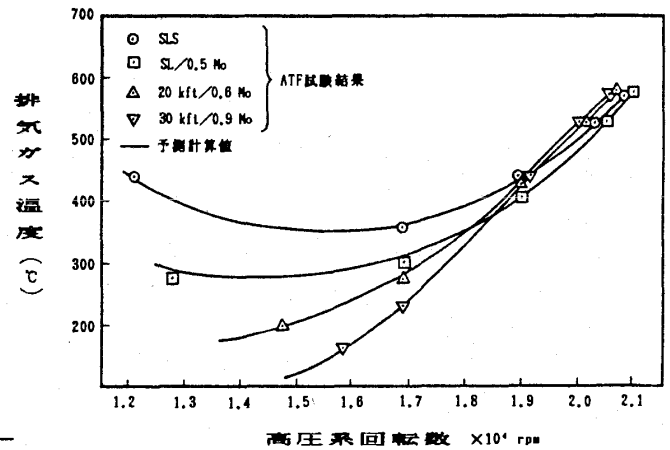


図 19 飛行性能の比較 (中・低空機 (2))

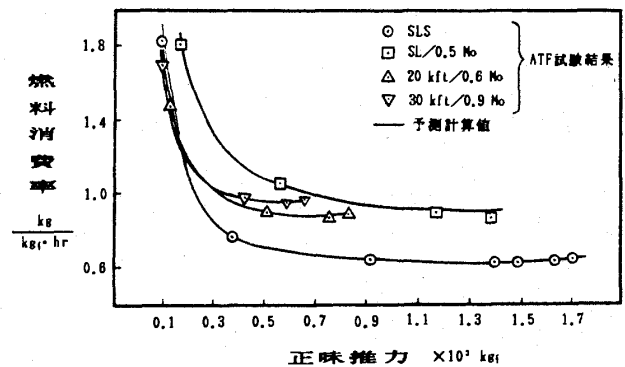


図 20 飛行性能の比較 (中・低空機 (3))

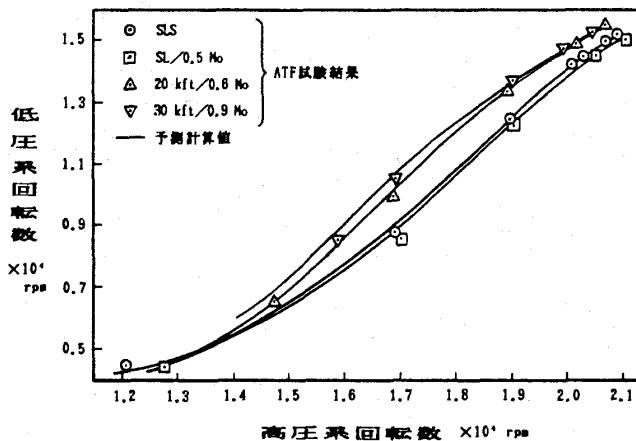


図 18 飛行性能の比較 (中・低空機 (1))

が、我国には存在しないため、米空軍の AEDC (Arnold Engineering Development Center) の ATF を使用した。

エンジンマッチング計算結果と、ATF 実測値の比較を図 18～23 に示す。中・低空域

(30,000 ft 以下、図 18～20) では、両者は極めて良く一致しているが、高空域 (36,000 ft 以上、特に 50,000 ft 附近、図 21～23) では、両者の差はかなり大きなものになっていることがわかる。

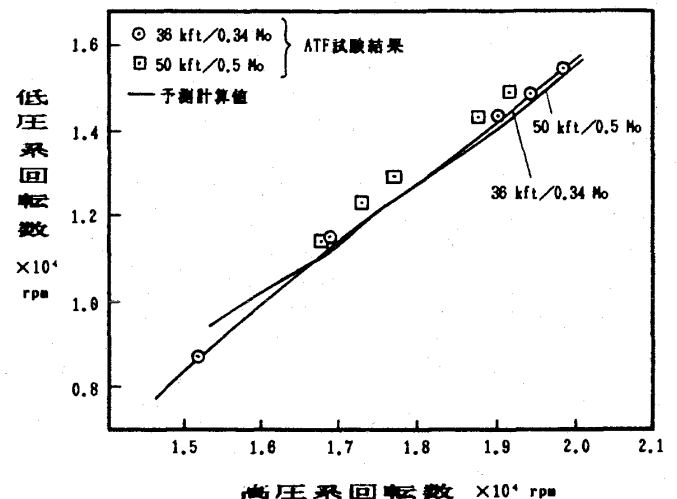


図 21 飛行性能の比較 (高空域 (1))

これは、ファン/圧縮機及びタービンの要素特性マップの整理にあたって、空気及びガスの圧縮性のみを考慮した θ , δ 修正によっていて、粘性の影響 (レイノルズ数) を無視していることに起因しており、高空低速域でレイノルズ数の低下が

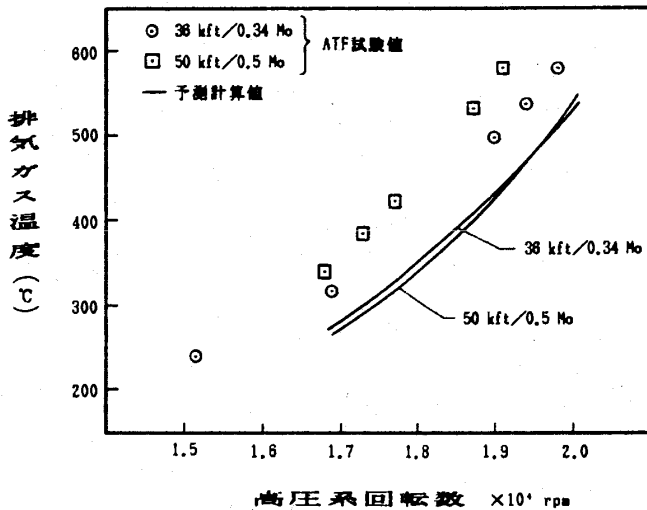


図 22 飛行性能の比較 (高空域 (2))

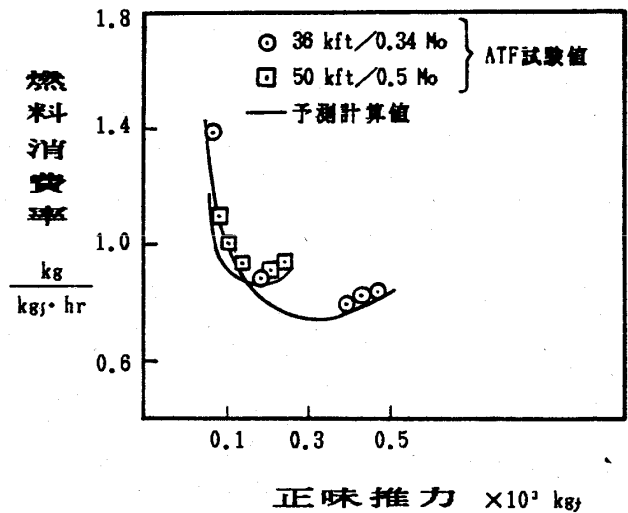


図 23 飛行性能の比較 (高空域 (3))

大きくなると、誤差が拡大してくるためである。レイノルズ数の影響に対する補正方法については、筆者らは先に文献10)で、ファン流量及び効率にそれぞれの補正係数を用いることによって、計算精度が著しく向上することを示した。

また、この計算手法では、ガスの状態量を厳密に取扱っているので、精度の良いシミュレーションツールとして利用できる。例えば、地上のエンジン試験データの整理にあたって、従来の θ_1 修正のみでは、入口温度が標準状態の15℃から変化するにつれて、修正燃料流量に数%の誤差が生ずるが、筆者らは文献11)で、この手法を用いたシミュレーション計算により、入口温度に対する補正係数を与えることにより、誤差を非常に小さくできることを示した。

5. むすび

本論文を含む筆者らの一連の検討^{10),11)}により、ターボファンエンジンの飛行性能を精度よく見積る一助となれば幸いと感ずる次第である。

終りに、本論文の作成に当り、有益な御助言、御指導をたまわった慶応義塾大学工学部 有賀一郎教授に、深甚の謝意を表するものである。

参考文献

- (1) 森田ほか1名 航技術研報告 TR-347 (昭和48)
- (2) Mckinney J. S. AFAPL-TR-67-125 (1967)
- (3) Koenig R. W. ほか1名 NASA TN D-6552 (1972)
- (4) Sellers J. F. ほか1名 NASA TN D-7901 (1975)
- (5) Carnahan B. ほか2名 Applied Numerical Methods John Wiley Sons Inc. (1969)
- (6) 神津ほか2名 日本航空宇宙学会誌 第31巻第385号 pp20~28 (昭58)
- (7) 神津 防衛技術 第3巻第5号 pp2~26 (昭和58)
- (8) 神津 日本ガスタービン学会誌 第14巻第5号 pp24~35 (昭和61)
- (9) Yashima S. ほか2名 ASME 87-GT-25 (1987)
- (10) 神津, 八島 日本ガスタービン学会誌 第16巻第63号 pp78~87 (1988)
- (11) 神津, 八島 日本ガスタービン学会誌 第17巻第65号 pp79~86 (1989)

大 山 耕 一

日本工業大学 松 木 正 勝

日本大学 鳥 崎 忠 雄

航空宇宙技術研究所 菅 原 昇

Abstract

An attempt has been made to develop an aerodynamic design method of multistage axial-flow compressors by streamline curvature computing technique.

In order to improve the applicability, practicability and reliability of the design method, the computing procedure and the cascade informations have been discussed and investigated. As a result of that, an aerodynamic design system with a high speed computing technique has been proposed and applied to several test compressor's designs.

The experimental data of every test compressor have been in agreement with the aerodynamic design values respectively.

1. 諸 言

多段軸流圧縮機の空力設計法に要求される条件は、他の軸流ターボ機械の場合と同様であって、種々の設計条件に対し広く適用できる汎用性、取扱い容易であるとともに高速で計算処理のできる実用性、計画どおりの設計を可能にする信頼性などに優れていることなど特に重要である。

多段軸流圧縮機の空力設計については従来から多くの研究が行われてきたが、設計法の汎用性、実用性、信頼性をさらに向上させることが必要である。

本研究は、このような見地から流線法による空力設計について検討し、設計法の汎用性および実用性の向上を試みたものである。設計プログラムの作成では、汎用性および電子計算機による高速

の計算処理を考慮して解析手法を検討し、亜音速翼列 ($M < 1$) 使用の場合を対象として設計資料を作成した。翼列の選定に用いた設計資料は主として実験による翼列データを整理、数式化したものであり、その過程でデータの簡素化および近似化が行なわれた。このように簡素化、近似化された部分を含む設計プログラムでは、その信頼性を検討することが重要な課題となる。信頼性については、設計プログラムによる空力試験機の設計試作および試験研究、それを応用した実機での性能試験など実施され、10 年余の検討期間を経過した。試験計測の結果はいずれも所期の性能が得られ、ほぼ信頼性の確認ができたと考えられる。本報では、空力設計の主要な部分である流れ場の解析および翼列選定法ならびに設計例などについて報告する。

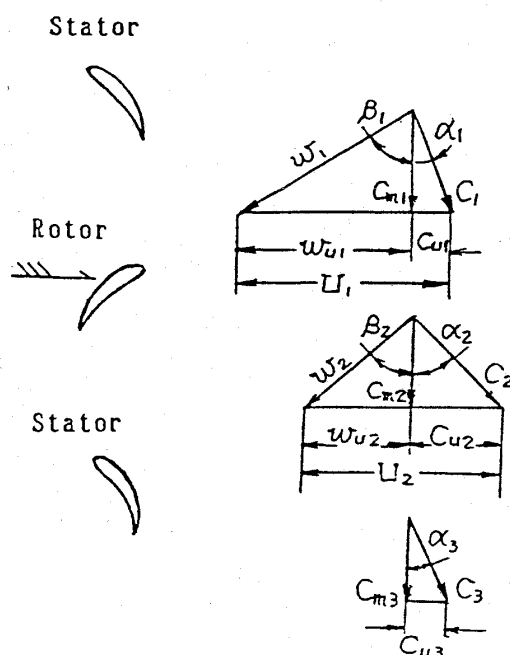


図 1(a) 速度線図

(平成元年 5 月 10 日原稿受付)

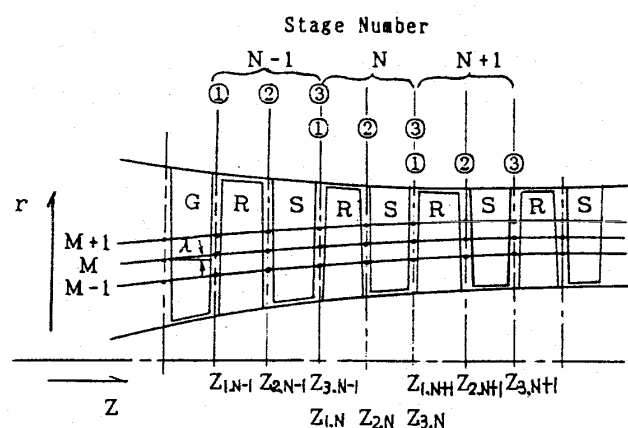


図 1(b) 子午面の流線と計算点

(記 号)

- P : 圧 力
 T : 温 度
 ρ : 密 度
 h : エンタルピー
 S : エントロピー
 N : 回転速度
 U : 動翼の周速度
 M : 流れのマッハ数
 c : 絶対流れ速度
 w : 相対流れ速度
 α : 流れ角度
 β : 相対流れ角度
 λ : 流線が回転軸となす角
 Re : 翼入口レイノルズ数
 r : 半径
 Z : 回転軸方向の距離
 σ : 翼列の弦節比
 ξ : 翼の喰違い角
 θ : 翼のそり角
 t : 翼の最大厚み
 C_B : 翼弦長
 δ : 偏差角
 ε : 転向角
 ζ : 翼列の圧力損失係数
 r_p : 圧力比
 G : 流 量
 η_{ad} : 断熱温度効率
 T_w : 動翼による温度上昇
 (定 数)
 C_p : 流体の定圧比熱

- R : 流体のガス定数
 κ : 流体の比熱比
 (添 字)
 J : 熱の仕事当量
 g : 重力加速度

- 0 : よどみ点
 1 : 動翼入口
 2 : 動翼出口, 静翼入口
 3 : 静翼出口
 $'$: 相対的な値
 r : 半径方向成分
 u : 円周方向成分
 z : 回転軸方向成分
 G : 入口案内翼
 R : 動翼
 S : 静翼
 T : 動翼の tip
 H : 動翼の hub
 m : 子午面流線方向の成分
 id : 理想値
 $*$: 設計点
 s : 静的状態
 d : 動的状態
 N : 段の番号
 M : 流線の番号

2. 空力設計の手順と流れ場の解析

2.1 空力設計の手順

空力設計では, 下記の手順に示すように, まず空力設計に必要な要目を定め, 次にその設計要目の設計性能を満足する流れ場の解析, およびその流れ場を実現する翼列の選定が行なわれる。

基本項目の設定

- (1) 形式, 基本的な形状, 寸法
- (2) 設計性能 (圧力比, 流量, 回転数, 入口状態など)
- (3) 他の要素との関連, 使用条件など

空力設計 (有効流路部分)

- (1) 設計要目の設定 (段数, 流路形状, 各段の仕事配分および流れ状態ならびに翼型の種類, 寸法など)
- (2) 流れ場の解析
翼列の選定

評価, 判定

Blockage Area の見積り

圧縮機の幾何学的流路形状を決定。

圧縮機内部の流れは、一般に行われているように単純にモデル化して、有効なエネルギーをもった流れ即ち主流と、壁面境界層および翼端隙間の影響を受けて有効な流れのできない領域とに分けて考え、前者の領域を有効流路とし後者をBlockage Areaとする。空力設計は主流について行い、得られた有効流路に対してBlockage Areaを見積って加えると、圧縮機の幾何学的流路形状が決定する。

2.2 計算式

圧縮機内部の流れを定常な軸対象流れと仮定し、粘性の流れへの影響、圧縮機表面の熱伝達、下流の翼列が上流に及ぼす影響などを無視すると、軸対称の微小な流路と回転軸を通る子午面との交わりによって形成される流線に沿って外力の作用しない位置では次の関係が成り立つ。

(基礎式)

$$gJ \frac{dh}{dr} = gJT \frac{\partial S}{\partial r} + \frac{c_u}{r} \frac{\partial (rc_u)}{\partial r} + c_z \frac{\partial c_z}{\partial r} - c_z \frac{\partial c_r}{\partial z} \dots\dots\dots (1)$$

$$C_p = C_p(T, P) \dots\dots\dots (2)$$

$$dh = C_p dT_0 \dots\dots\dots (3)$$

$$dS = C_p \frac{dT}{T} - \frac{R}{J} \frac{dP}{P} \dots\dots\dots (4)$$

$$T_0 = T + \frac{c^2}{2gJC_p}, T'_0 = T + \frac{w^2}{2gJC_p} \dots\dots (5)$$

$$c_r = c_m \sin \lambda, c_z = c_m \cos \lambda \dots\dots\dots (6)$$

$$P = g \rho RT \dots\dots\dots (7)$$

$$\frac{P_0}{P} = \left(\frac{T_0}{T} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = \left(1 + \frac{\kappa-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \dots\dots (8)$$

$$2\pi \int_{r_H}^{r_r} \rho c_z r dr = \text{const} \dots\dots\dots (9)$$

式(1)は式(2)～(6)を用いて、 c_m について整理すると¹⁾

$$\frac{\partial c_m^2}{\partial r} + A(r) c_m^2 = B(r) \dots\dots\dots (10-1)$$

r について積分して(積分形),

$$c_m^2 = \exp \left\{ - \int A(r) dr \right\} \times \left[\int B(r) \exp \left\{ \int A(r) dr \right\} dr + K \right] \dots\dots\dots (10-2)$$

K: 積分定数

ここに

$$A(r) = 2 \left[- \frac{\sin \lambda}{c_m} \frac{\partial c_m}{\partial m} + \frac{\cos \lambda}{r_m} + \frac{1}{2} \left(\frac{1}{Q} \frac{\partial Q}{\partial r} \right) \right]$$

$$B(r) = 2 \left[\frac{1}{Q} \frac{\partial (hQ)}{\partial r} - \frac{c_u}{r} \frac{\partial (rc_u)}{\partial r} - \frac{c_u^2}{2} \left(\frac{1}{Q} \frac{\partial Q}{\partial r} \right) \right]$$

$$Q = \exp \left(- \frac{S}{C_p} \right)$$

r_m : 子午面流線の曲率半径

P について整理すると

$$\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial r} = \frac{c_u^2}{r} - c_r \frac{\partial c_r}{\partial r} - c_z \frac{\partial c_r}{\partial z} \dots\dots\dots (10-3)$$

c_m について整理された式(10-1), (10-2), および P について整理された式(10-3)のいずれを用いる場合も、設計条件として各段のエンタルピーおよび円周方向速度の半径方向分布を与え、また翼列によるエネルギー損失を見積って解析することになるが、どの式を用いるかによって設計条件の与え方や計算法に差異が生じてくる。

式(10-1), (10-2)の場合は、式の各項はエンタルピーの半径方向分布 $h(r)$, 円周方向速度の半径方向分布 $c_u(r)$, および翼列によるエネルギー損失をエントロピーの半径方向分布 $S(r)$ によって表示されており、これら $h(r)$, $c_u(r)$, $S(r)$ を指定すると流線に沿った解が得られる。したがって設計条件が $h(r)$, $c_u(r)$, $S(r)$ で与えられる場合には、最も直接的ですっきりした形で解析できることになる。一般には積分形の式(10-2)の方がよく用いられているようである^{2)~3)}。

式(10-3)の場合は、エンタルピーおよび翼列によるエネルギー損失を直接表示する項が含まれていないので、式に対する設計条件の与え方は間接的である。式の各項が設計条件によって求まるには若干の計算が必要になり、直接的な前者の場合に比べて関係式および計算の手順は増加する。しかし設計条件の与え方は、それによって c_u , c_r が定まるような関係式であれば特に制限はないことになり、後に述べる式(35), (50)などに示されるように、自由な選択が可能となる。後述の設計例の如

く、エンタルピ分布の与え方として各段静翼の出口全圧分布を指定し、各流線上の動翼による仕事量および翼列の諸元が自動的に求まる場合などは、その典型的な一例である。

式(10-2)のような積分形の式では、式の中に流路幅全体にわたる積分の項があるので、繰返し計算の範囲は圧縮機ケーシングの内外壁に囲まれた流路全域に及ぶことになる。式(10-3)のような微分形の式の場合は、既知の流線上の流れの状態を用いて次の流線の状態を求められるので、繰返し計算の範囲は各流線に囲まれた狭い範囲に限定できる。したがって計算時間の短縮のためには微分形の式の方が有利と考えられる。

以上のような検討の結果、本研究では計算法の汎用性および計算時間の短縮に重点をおいて、式(10-3)を用いることとした。動翼出口および静翼出口の状態を求める計算式は次のとおりである。

(動翼出口状態の方程式)

式(1)～(10-3) および速度線図より次の関係式を得る。

$$w_{u1} = U_1 - c_{u1} \quad \dots\dots\dots (11)$$

$$w_1^2 = c_{z1}^2 + w_{u1}^2 + c_{r1}^2 \quad \dots\dots\dots (12)$$

$$M_1' = \frac{w_1}{\sqrt{g \kappa_1 R T_1}} \quad \dots\dots\dots (13)$$

$$\tan \beta_1 = \frac{w_{u1}}{c_z \sec \lambda_1} \quad \dots\dots\dots (14)$$

$$T_0' = T_0 + \frac{1}{2gJc_{p1}} (w_1^2 - c_1^2) \quad \dots\dots\dots (15)$$

$$P_0' = P_1 \left(\frac{\kappa}{\kappa - 1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \quad \dots\dots\dots (16)$$

$$U_2 = 2\pi r_2 N \quad \dots\dots\dots (17)$$

$$\frac{1}{\rho_2} \frac{\partial P_2}{\partial r_2} = \frac{c_{u2}^2}{r_2} - c_{r2} \frac{\partial c_{r2}}{\partial r_2} - c_{z2} \frac{\partial c_{r2}}{\partial z_2} \quad \dots\dots\dots (18)$$

$$C_{p2} = C_p(T_2, P_2) \quad \dots\dots\dots (19)$$

$$T_0' = T_0 + \frac{1}{2gJ} \left(\frac{U_2^2}{C_{p2}} - \frac{U_1^2}{C_{p1}} \right) \quad \dots\dots\dots (20)$$

$$P_0' id = P_0' \left(\frac{T_0'}{T_0} \right)^{\frac{\kappa_2}{\kappa_2 - 1}} \quad \dots\dots\dots (21)$$

$$P_0' = P_0' id - \zeta_R (P_0' - P_1) \quad \dots\dots\dots (22)$$

$$T_W = \frac{1}{gJ} \left(\frac{U_2 c_{u2}}{C_{p2}} - \frac{U_1 c_{u1}}{C_{p1}} \right) \quad \dots\dots\dots (23)$$

$$T_0' = T_0 + T_W \quad \dots\dots\dots (24)$$

$$T_2 = T_0' - \frac{1}{2gJc_{p2}} (c_{u2}^2 + c_{r2}^2 + c_{z2}^2) \quad \dots\dots\dots (25)$$

$$P_2 = P_0' \left(\frac{T_2}{T_0'} \right)^{\frac{\kappa_2}{\kappa_2 - 1}} \quad \dots\dots\dots (26)$$

$$\zeta_R = \zeta(M_1', \beta_1, \sigma_R, \beta_2, t_R, C_{BR}, Re_R) \quad \dots\dots\dots (27)$$

$$P_0' = P_2 \left(\frac{T_0'}{T_2} \right)^{\frac{\kappa_2}{\kappa_2 - 1}} \quad \dots\dots\dots (28)$$

$$\rho_2 = \frac{P_2}{gRT_2} \quad \dots\dots\dots (29)$$

$$\tan \lambda_2 = \frac{c_{r2}}{c_{z2}} \quad \dots\dots\dots (30)$$

$$\left. \begin{aligned} \int_{r_2 H}^{r_2 T} \rho_2 c_{z2} r_2 dr_2 &= \int_{r_1 H}^{r_1 T} \rho_1 c_{z1} r_1 dr_1 \\ \rho_2 c_{z2} r_2 \Delta r_2 &= \rho_1 c_{z1} r_1 \Delta r_1 \end{aligned} \right\} \quad \text{微小半径 } \Delta r \text{ の軸対称流管について} \quad (31)$$

$$w_{u2} = U_2 - c_{u2} \quad \dots\dots\dots (32)$$

$$\tan \beta_2 = \frac{w_{u2}}{c_{z2} \sec \lambda_2} \quad \dots\dots\dots (33)$$

$$\beta_2 = \beta(M_1', \beta_1, \sigma_R, \theta_R, \xi_R, t_R, C_{BR}, Re_R) \quad \dots\dots\dots (34)$$

$$\left. \begin{aligned} \text{温度上昇の分布 } T_W &= T_W(r_2) \\ \text{流出角の分布 } \beta_2 &= \beta(r_2) \\ \text{フローパタン } c_{u2} &= c_u(r_2) \end{aligned} \right\} \quad (35)$$

翼型指定 $\theta_R = \theta(r_2)$, $\xi_R = \xi(r_2)$
式(1)～(16)は動翼入口の状態より計算できるから動翼出口の状態に関する式(17)～(33)の17個の式に対して変数は r_2 , c_{p2} , c_{r2} , c_{z2} , c_{u2} , ρ_2 , P_2 , U_2 , T_0' , $P_0' id$, P_0' , P_0 , ζ_R , T_W , T_0 , T_2 , w_{u2} , β_2 , λ_2 の19個である。したがって式(35)のうち適当な関数関係を一つ追加すると r_2 に対して解が得られる。

(静翼出口状態の方程式)

式(1)～(10-3) および速度線図より次の関係式を得る。

$$\tan \alpha_2 = \frac{c_{u2}}{c_{z2} \sec \lambda_2} \quad \dots\dots\dots (36)$$

$$M_2 = \frac{c_2}{\sqrt{g \kappa_2 R T_2}} \quad \dots\dots\dots (37)$$

$$\frac{1}{\rho_3} \frac{\partial P_3}{\partial r_3} = \frac{c_{u3}^2}{r_3} - c_{r3} \frac{\partial c_{r3}}{\partial r_3} - c_{z3} \frac{\partial c_{r3}}{\partial z_3} \quad \dots\dots\dots (38)$$

$$T_{03} = T_{02} \dots\dots\dots (39)$$

$$P_{03} = P_{02} - \zeta_s (P_{02} - P_2) \dots\dots\dots (40)$$

$$C_{p3} = C_p (T_3, P_3) \dots\dots\dots (41)$$

$$T_3 = T_{03} - \frac{1}{2 g_j C_{p3}} (c_{u3}^2 + c_{r3}^2 + c_{z3}^2) \dots\dots (42)$$

$$P_3 = P_{03} \left(\frac{T_3}{T_{03}} \right)^{\frac{\kappa_3}{\kappa_3 - 1}} \dots\dots\dots (43)$$

$$\zeta_s = \zeta (M_2, \alpha_2, \sigma_s, \alpha_3, ts, CBS, Res) \dots\dots (44)$$

$$\rho_3 = \frac{P_3}{g R T_3} \dots\dots\dots (45)$$

$$\tan \lambda_3 = \frac{c_{r3}}{c_{z3}} \dots\dots\dots (46)$$

$$\left. \begin{aligned} \int_{r_3 H}^{r_3 T} \rho_3 c_{z3} r_3 dr_3 &= \int_{r_2 H}^{r_2 T} \rho_2 c_{z2} r_2 dr_2 \\ \rho_3 c_{z3} r_3 \Delta r_3 &= \rho_2 c_{z2} r_2 \Delta r_2 \end{aligned} \right\} \dots\dots (47)$$

微小半径 Δr の軸対称流管について

$$\tan \alpha_3 = \frac{c_{u3}}{c_{z3} \sec \lambda_3} \dots\dots\dots (48)$$

$$\alpha_3 = \alpha (M_2, \alpha_2, \delta_s, \theta_s, \xi_s, ts, CBS, Res) \dots\dots\dots (49)$$

$$\left. \begin{aligned} \text{フローパタン } c_{u3} &= c_u(r_3) \\ \text{流出角の分布 } \alpha_3 &= \alpha(r_3) \\ \text{翼型指定 } \theta_s &= \theta(r_3), \xi_3 = \xi(r_3) \end{aligned} \right\} \dots\dots (50)$$

式(36), (37)は静翼入口状態より求まるから静翼出口の状態に関する式(38)~(48)の11個の式に対して、変数は $r_3, c_{p3}, c_{r3}, c_{z3}, c_{u3}, \rho_3, T_3, T_{03}, P_{03}, \alpha_3, \zeta_s, \lambda_3, P_3$ の13個である。したがって式(50)のうち適当な関数関係を一つ追加すると r_3 に対し解が得られる。翼型指定の場合、流れは翼列に対し必ずしも設計流入角の状態にはならないが、式(34)あるいは式(49)より流出角を算定できるから、流出角分布を与えた場合と同様な取扱いができる。翼型一定振れなし静翼はこの特殊な例である。

2.3 流れ場の解析

与えられた設計の基本項目から圧縮機入口の状態、段数、基準半径における流線(基準流線)の形状、各段の仕事配分、軸流速度、流線の数などを指定できる。まず、この基準流線($M=1$)上の各段の流れの状態を初段から最後尾の段まで式(11)~(50)を用いて計算し、翼列の選定も行なう。次に、流線 M の状態を既知として流線 $M+1$ についても同様の計算を行なう操作を繰返すと各流線の

流れ状態および翼列の選定と共に空力的な流路形状が決定する。流線に沿って式(11)~(50)を解けば解が得られるわけであるが、そのままでは解にくいので次のような方法を用いる。

圧縮機内部の圧力 P は半径方向に連続と考え、 Δr が充分微小なとき $r + \Delta r$ での圧力 $P(r + \Delta r) = P(r) + \Delta P$ を TAYLOR 展開して二次以上の微小項を省略すると式(10-3)より

$$\Delta P = \rho \left(\frac{c_u^2}{r} - c_r \frac{\partial c_r}{\partial r} - c_z \frac{\partial c_r}{\partial z} \right) \Delta r \dots\dots\dots (51)$$

流線 M の状態を既知とすると、流線 $M+1$ では

$$\left. \begin{aligned} P_{M+1} &= P_M + \Delta P_M \\ \Delta P_M &= \rho_m \left(\frac{c_u^2}{r} \Delta r - c_r \frac{\partial c_r}{\partial r} \Delta r \right. \\ &\quad \left. - c_z \frac{\partial c_z}{\partial z} \Delta r \right)_{r=r_M} \\ \left(\frac{\partial c_r}{\partial r} \Delta r \right)_{r=r_m} &\approx \Delta c_{rm} \\ &= c_{z \cdot m+1} \tan \lambda_{M+1} - c_{z \cdot m} \tan \lambda_M \end{aligned} \right\} \dots\dots (52)$$

$\tan \lambda, \frac{\partial c_r}{\partial z}$ は流線 M 上では既知量である。

流線 $M+1$ は $r_{m+1} = r_m + \Delta r_m$ と軸方向の位置 z によって座標が定まるので多項式で近似すると $\tan \lambda_{M+1}$ は既知量として扱える。結局式(52)は $c_{z \cdot m+1}$ の関数である。したがって式(18)(および式(38))を式(52)のように変化させ、仮定した $c_{z \cdot m+1}$ を代入して P_{M+1} を求める。一方式(18)を除いた式(11)~(35)(および式(38)を除いた式(36)~(50))にも仮定した $c_{z \cdot m+1}$ を代入して P_{M+1} が求まる。逐次近似法によって両者の差が許容範囲に納まるまで計算を繰返すと、 $c_{z \cdot m+1}$ と共に流れの状態が求まる。

この方法の特徴は、繰返し計算の範囲を各流線に囲まれた狭い流路に限定して計算を行なうので収斂は速い。また翼列選定の計算も流れ状態の計算に付随して行なうので全部の流線について計算すると空力設計の計算は終了する。最も内径側の流線および外径側の流線に囲まれた領域が圧縮機の空力的な流路を形成することになり、設計条件に適した流路形状が得られる。したがって流れ状態、翼列の選定および設計の判断となる諸係数のすべてを含めて、空力設計の計算時間は非常に短

い。計算時間は式(35)あるいは式(50)で与える条件によって少し差がある。所要時間の最も短いのは翼型指定の場合である。最も長いのは式(35)の温度上昇の分布を与える条件として、各段の静翼出口における全圧分布を半径方向に指定した場合である。流線の数を25本程度にして、1段(動翼および静翼)当りの所要時間(CPUタイム)は電子計算機によって若干の違いはあるが、本研究で使用したHITAC 5020あるいはFACOM 230の場合は4～5秒程度であり、10数段の多段圧縮機の場合も1分程度の計算で終了する。

3. 翼列の選定

本報の翼列選定に関する資料は、二次元翼列実験の資料を基本とし、汎用性および電子計算機の使用に重点をおいてその数式化をはかった。資料の適用範囲はNACA 65系翼型、円弧そり翼型および二重円弧翼型について、亜音速領域($M < 1$)での資料を対象とした。

低速翼列性能の資料としては、最も整備されたNACA 65($C_{l0} \times 10, A_{10}$) 10翼型の実験データ

を基準とし、他の翼型の性能はこれを修正する方法⁵⁾を採用した。翼のそりはいずれもそり角で表示した。NACA 65系翼型の C_{l0} は相当円弧そり角 θ で表し、円弧そり翼型および二重円弧翼型と共通の記号である。 C_{l0} と θ との関係は

$$C_{l0} = \frac{1}{0.1103} \tan \frac{\theta}{4} \text{ で表わされる。}$$

高速翼列性能の資料は、高速翼列試験⁶⁻¹⁰⁾のデータを整理して、マッハ数の翼列性能に及ぼす影響を調べこれを用いて低速翼列の性能データを修正し求めることとした。これらの資料は表1に示す範囲については圧縮機の設計試作(表2)に適用され、計画どおりの性能が得られて、その信頼性と実用性が確認されたものである。数式化された翼列資料は次のとおりである。流れ角の記号は、動翼の場合で代表し、 $\beta_1, \beta_2, \beta_\infty, M'_1$ で表した。静翼の場合は記号変換し、 $\beta_1 \rightarrow \alpha_2, \beta_2 \rightarrow \alpha_3, \beta_\infty \rightarrow \alpha_\infty, M'_1 \rightarrow M_2$ となる。

表1 設計・試作研究で適用した翼列データの範囲

翼型	翼のそり θ or C_{l0}	翼厚比 t/C_B	喰違い角 ϵ	弦節比 σ	流入角 β_1, α_2	流入マッハ数 M'_1, M_2	備考 (設計した圧縮機)
二重円弧翼型	$\theta: 7^\circ \sim 40^\circ$	0.05～0.1	$22^\circ \sim 57^\circ$	1.0～1.5	$40^\circ \sim 60^\circ$	0.6～0.95	12～13段
円弧そり翼型	$\theta: 16^\circ \sim 48^\circ$	0.05～0.1	$15^\circ \sim 52^\circ$	1.0～1.5	$30^\circ \sim 60^\circ$	0.4～0.8	ガスタービン用
NACA 65系翼 ($C_{l0} \times 10, A_{10}$)	$C_{l0}: 0.3 \sim 1.2$	0.05～0.12	$10^\circ \sim 53^\circ$	1.0～1.6	$25^\circ \sim 60^\circ$	0.4～0.85	11段 特殊ガス用 (UF ₆)

(註) 円弧そり翼は円弧状のそり線にNACA 65系翼型の厚さ分布を乗せたもの。

表2 設計・試作研究の多段軸流圧縮機

用途	作動ガス	段数	圧力比	流量 KG/S	翼型	断熱温度効率 (計測値)
I ターボファン エンジン 高圧圧縮機	空気	12～13	12.4～15.6	19～23	二重円弧翼 円弧そり翼	0.83～0.85
II UF ₆ ガス 循環ループ	UF ₆	11	7.8	10.9	NACA 65系翼 ($C_{l0} \times 10, A_{10}$)	0.90～0.92

3.1 翼列の性能

〔低速翼列データ〕

(a) 入射角 i_{ref} ⁵⁾

二次元翼列の reference point (翼列の圧力損失係数が最小の作動点) における入射角は次の式で求められる。

$$\left. \begin{aligned} i_{ref} &= i_0 + n\theta, \\ i_0 &= (K_i)_{sh} \cdot (K_i)_t \cdot (i_0)_{10} \end{aligned} \right\} \quad (53)$$

ここに

i_0 : そり角 $\theta = 0^\circ$ の翼型における入射角
 n : 入射角のスロープファクター (slope factor)

$(K_i)_{sh}$: NACA 65 系翼型を基準とした翼型による修正係数

$(K_i)_t$: $t/C_B = 0.1$ を基準とした翼厚さによる修正係数

$(i_0)_{10}$: NACA 65 (0) 10 の i_{ref}

$(K_i)_{sh}$ は次の値で与えられる。

$$\begin{aligned} (K_i)_{sh} &= 1.0 \cdots \cdots \text{NACA 65 系 } A_{10} \text{ 翼型} \\ &= 1.1 \cdots \cdots \text{円弧そり翼型 (NGTE・C 系統翼)} \\ &= 0.7 \cdots \cdots \text{二重円弧翼型} \end{aligned}$$

 $(K_i)_t$ の近似式

$$\begin{aligned} (K_i)_t &= 338.5417 X^3 - 125.0 X^2 + 19.11458 X \\ X &= t/C_B \end{aligned} \quad \cdots \cdots (54)$$

 $(i_0)_{10}$ の近似式

$$\begin{aligned} (i_0)_{10} &= A_3 B^3 + A_2 B^2 + A_1 B \\ A_3 &= -0.0035818 X^2 + 0.00082013 X \\ &\quad - 0.0019574 \\ A_2 &= 0.039062 X^2 - 0.035712 X + 0.022321 \\ A_1 &= -0.097969 X^2 + 0.93309 X - 0.06393 \\ B &= 0.1 (\beta_1)_{ref}, \\ X &= \sigma \end{aligned} \quad \cdots \cdots (55)$$

 n の近似式

$$\begin{aligned} n &= A_3 B^3 + A_2 B^2 + A_1 B + A_0 \\ A_3 &= 808.1904 X^2 - 2051.733 X + 455.1329 \\ A_2 &= -67.4607 X^2 + 162.185 X - 69.4203 \\ A_1 &= 0.260893 X^2 + 1.93725 X - 4.43364 \\ A_0 &= -0.005592 X^2 + 0.037896 X - 0.064634 \\ B &= 0.001 (\beta_1)_{ref} \\ X &= \sigma \end{aligned} \quad \cdots \cdots (56)$$

(b) 偏差角 δ_{ref} ⁵⁾

二次元翼列の reference point における偏差角は

次式で求める。

$$\left. \begin{aligned} \delta_{ref} &= \delta_0 + m\theta \\ \delta_0 &= (K_\delta)_{sh} \cdot (K_\delta)_t \cdot (\delta_0)_{10} \\ m &= \frac{m_{\sigma=1}}{\delta^\sigma} \end{aligned} \right\} \quad (57)$$

ここに

δ_0 : そり角 $\theta = 0^\circ$ の翼型における
 δ_{ref}

$(K_\delta)_t$: $t/C_B = 0.10$ を基準とした翼厚さによる修正係数

$(K_\delta)_{sh}$: NACA 65 系翼型を基準とした翼型による修正係数

$(\delta_0)_{10}$: NACA 65 (0) 10 翼型の δ_{ref}

m : 偏差角のスロープファクター (slope factor)

$m_{\sigma=1}$: $\sigma = 1$ における m の値

b : $\sigma = 1$ を基準とした σ による修正係数

$(K_\delta)_{sh}$ は次の値を用いる

$$\begin{aligned} (K_\delta)_{sh} &= 1.0 \cdots \cdots \text{NACA 65 系 } A_{10} \text{ 翼型} \\ &= 1.1 \cdots \cdots \text{円弧そり翼型 (NGTE・C 系統翼)} \\ &= 0.7 \cdots \cdots \text{二重円弧翼型} \end{aligned}$$

reference point 近傍の任意の入射角 i に対する偏差角 δ は次式で求める。

$$\begin{aligned} \delta &= \delta_{ref} + (i - i_{ref}) \left(\frac{d\delta}{di} \right)_{ref} \\ \left(\frac{d\delta}{di} \right)_{ref} &: \text{偏差角の変化率} \end{aligned} \quad \cdots \cdots (58)$$

 $(K_\delta)_t$ の近似式

$$\begin{aligned} (K_\delta)_t &= 182.2917 X^3 + 1.56250 X^2 \\ &\quad + 8.020833 X \\ X &= \frac{t}{C_B} \end{aligned} \quad \cdots \cdots (59)$$

 $(\delta_0)_{10}$ の近似式

$$\begin{aligned} (\delta_0)_{10} &= A_3 B^3 + A_2 B^2 + A_1 B \\ A_3 &= 3.52992 X^2 + 2.88449 X - 0.59898 \\ A_2 &= -3.76172 X^2 + 3.3760 X - 0.55433 \\ A_1 &= 0.464688 X^2 + 0.57625 X + 0.49425 \\ B &= 0.01 (\beta_1)_{ref} \\ X &= \sigma \end{aligned} \quad \cdots \cdots (60)$$

 b の近似式

$$b = -1.27930 X^3 + 0.401905 X^2$$

$$-0.253513 X + 0.966143$$

$$X = 0.01 (\beta_1)_{ref} \dots\dots\dots (61)$$

$(m_{\sigma=1})_c$ の近似式

(円弧そり翼型, 二重円弧翼型の場合)

$$(m_{\sigma=1})_c = 0.274543 X^3 - 0.109791 X^2$$

$$+ 0.0756061 X + 0.249221$$

$$X = 0.01 (\beta_1)_{ref} \dots\dots\dots (62)$$

$(m_{\sigma=1})_{65}$ の近似式

(NACA 65 系翼型の場合)

$$(m_{\sigma=1})_{65} = 0.175156 X^3 + 0.164377 X^2$$

$$+ 0.00165502 X + 0.170121$$

$$X = 0.01 (\beta_1)_{ref} \dots\dots\dots (63)$$

$\left(\frac{d\delta}{di}\right)^{ref}$ の近似式

$$\left(\frac{d\delta}{di}\right)^{ref} = A_4 B^4 + A_3 B^3$$

$$+ A_2 B^2 + A_1 B + A_0$$

$$A_4 = -0.012634 X^2 + 0.013099 X + 0.31576$$

$$A_3 = 0.060299 X^2 - 0.099922 X - 1.57552$$

$$A_2 = -0.094593 X^2 + 0.196079 X + 3.03698$$

$$A_1 = 0.049357 X^2 - 0.112229 X - 2.7379$$

$$A_0 = 1.0$$

$$B = \sigma \dots\dots\dots (64)$$

$$X = 0.1 (\beta_1)_{ref}$$

(c) 圧力損失係数 ζ_{ref}

翼列の圧力損失係数は翼列および流路の形状および作動状態, 翼面および流路壁面の粗さ, ならびに翼端隙間の影響などを受ける。これらは空力設計の段階ではまだ確定せず, 圧縮機各部分の製作・組立ての後に明らかになる部分もある。したがって損失係数の正確な見積りは容易でなく, 若干の誤差を生じるのは避けられない。本研究では種々検討の結果, なるべく簡素な方法¹¹⁾を採用し経験的な資料^{9)~10)}に基づいて求めることとした。

翼列の損失係数は, 実験的に求められた二次元翼列の翼型損失, 翼列の二次損失および流路壁面の損失をいずれも抗力係数で表わし, 一括して翼列の抗力係数 C_D とし, これより圧力損失係数を求めた。

reference point における圧力損失係数 ζ_{ref} は次式で求められる。

$$\zeta_{ref} = C_{Dref} \cdot \sigma \frac{\cos^2 \beta_1}{\cos^3 \beta_{\infty}} \dots\dots\dots (65)$$

$$C_{Dref} = C_{DPref} + C_{DS} + C_{DA}$$

ここに

C_{DPref} : 低速二次元翼列の reference point における翼型抗力係数

C_{DS} : 翼列の二次損失に基づく抗力係数

C_{DA} : 環状流路壁面の抗力係数

β_{∞} : ベクトル平均流れ角

C_L : 翼列の揚力係数

H : 翼高さ

$$C_{DPref} = 0.01 + 0.025 \tan \frac{\theta}{4} \dots\dots\dots (66)$$

$$C_{DS} = K_S C_L^2 \dots\dots\dots (67)$$

$$K_S = 0.016 \sim 0.018$$

$$C_{DA} = K_A \frac{C_B}{\sigma H} \dots\dots\dots (68)$$

$$K_A = 0.018 \sim 0.02$$

[流入マッハ数の影響]

流入マッハ数の翼列性能に及ぼす影響は, 翼列実験データ^{9)~10)}を整理・検討して, 次のように補正し求めることとした。

流入マッハ数の影響を考慮した reference point における入射角 $i_{ref \cdot C}$, 偏差角 $\delta_{ref \cdot C}$, 翼列の抗力係数 $C_{Dref \cdot C}$ は次の式で求める。

$$i_{ref \cdot C} = i_{ref} + \Delta i_C$$

$$M'_1 \leq 0.6 \text{ のとき } \Delta i_C = 0$$

$$M'_1 > 0.6 \text{ のとき}$$

$$\Delta i_C = A_i (M'_1 - 0.6)^2$$

$$A_i = 19.0 \dots\dots \text{NACA 65 系翼}$$

$$= 37.0 \dots\dots \text{円弧そり翼, 二重円弧翼}$$

$$\delta_{ref \cdot C} = \delta_{ref} + \Delta \delta_C$$

$$M'_1 \leq 0.7 \text{ のとき } \Delta \delta_C = 0$$

$$M'_1 > 0.7 \text{ のとき}$$

$$\Delta \delta_C = A_D \left(10 \frac{t}{C_B} \right)^2 \left(\frac{\theta}{\sqrt{\sigma}} \right)$$

$$\times (M'_1 - 0.7)^2$$

$$A_D = 1.8 \dots\dots \text{NACA 65 系翼}$$

$$= 2.9 \dots\dots \text{円弧そり翼, 二重円弧翼}$$

$$C_{Dref \cdot C} = K_D \cdot C_{DPref} + C_{DS} + C_{DA}$$

$$M'_1 \leq 0.7 \text{ のとき } K_D = 1$$

$$M'_1 > 0.7 \text{ のとき}$$

(71)

$$K_D = 1 + A_D \left(100 \frac{t}{C_B} \right)^2 (M_1' - 0.7)^3 \quad \dots\dots\dots (74)$$

$A_D = 8.7$ NACA 65 系翼, 円弧そり翼
 $= 5.8$ 二重円弧翼

3.2 圧縮機翼列の選定

圧縮機翼列の設計点としては, 一般に損失係数が最小の作動点すなわちreference pointを選ぶことが多い。しかし圧縮機の設計条件や使用条件に応じて一部の段について設計点を reference point より少しずらして選ぶこともしばしば行なわれている。このように設計点が reference point と少し異なる場合, その入射角の差 Δi^* , 偏差角の差 $\Delta \delta^*$ は,

$$\Delta i^* = i^* - i_{ref-C}$$

近似的に $\left(\frac{d\delta}{di} \right)_{ref-C} \approx \left(\frac{d\delta}{di} \right)_{ref}$ とおくと

$$\Delta \delta^* = \delta^* - \delta_{ref-C} = \Delta i^* \left(\frac{d\delta}{di} \right)_{ref}$$

したがって, 設計点における翼列の入射角 i^* , 偏差角 δ^* , そり角 θ , 喰違い角 ξ は次式で求められる。

$$i^* = i_{ref} + \Delta i_C + \Delta i^* \quad \dots\dots\dots (72)$$

$$\delta^* = \delta_{ref} + \Delta \delta_C + \Delta \delta^* \quad \dots\dots\dots (73)$$

動翼の場合 θ_R, ξ_R は

$$\theta_R = \frac{1}{1 - \frac{m_{\sigma=1}}{\sigma^b} + n} \left\{ \beta_1^* - \beta_2^* + \Delta \delta_C - \Delta i_C - \Delta i^* \left[1 - \left(\frac{d\delta}{di} \right)_{ref} \right] - (K_i)_{sh} \cdot (K_i)_t \cdot (i_0)_{10} + (K_\delta)_{sh} \cdot (K_\delta)_t \cdot (\delta_0)_{10} \right\}$$

$$\xi_R = \beta_1^* - i^* - \frac{\theta_R}{2} \quad \dots\dots\dots (75)$$

静翼の場合, 式の記号を変換する。

$$\beta_1^* \longrightarrow \alpha_2^*, \beta_2^* \longrightarrow \alpha_3^*, \theta_R \longrightarrow \theta_S,$$

$$\xi_R \longrightarrow \xi_S$$

圧縮機の翼列は環状翼列であるので, 設計に際して二次元翼列の資料を適用する場合は, その相違による影響を考慮する必要がある。これまでに単段圧縮機の場合については入射角および偏差角の二次元翼列データを半径位置に応じて修正するなどの方法⁹⁾が若干発表されているが, 多段圧縮機の設計資料として定量的に明確にされるまでには至っていないように思われる。したがって本報で述べる設計・試作研究では, 環状翼列の影響は圧力損失係数以外については特に考慮されことなく, 翼列の諸元は式 (72)~(75) によって求めた。

4. 設計例

本報の空力設計法による設計・試作研究は表 2 に示すように, 作動ガスが空気の場合¹²⁾ および物性が空気より非常に異なる特殊ガスの場合¹³⁾ について実施された。翼型は二重円弧翼型, 円弧そり翼型, NACA 65 系翼型の三種類が表 1 に示す範囲で用いられた。

圧縮機各段の流れ場に対する設計条件は表 3 に示すように, 静翼と動翼はそれぞれ異なった条件が試みられた。静翼の場合, 種々の設計条件について検討され, 静翼出口の流れのパターン, 流出角, あるいは翼型指定など多様な条件を与えて設計された。動翼についても静翼の場合と同様に検

表 3 圧縮機の設計・試作研究で用いた空力設計の条件 (式 (35), (50) に対応するもの)

各段の動翼による仕事量 (式(35)に対応)	各段静翼出口の流れ状態 (式(50)に対応)	
用途 I, II に共通 $P_{03} = \text{Const.}$ $T_w = T_w(r_2)$ 静翼出口の全圧 P_{03} を 半径方向に一定とする 条件で T_w を算定。	$C_u = A r^n + \frac{B}{r}$	用途
	$n = 1 \sim 1.4$	半自由渦型 $n = 1$ II
	A : 定数	剛体型 $B = 0, n \geq 1$ I
	B : 定数	流出角一定 $\alpha_3 = \text{Const.}$ I 振れなし翼型一定 $\xi_S = \text{Const.}$ $\theta_S = \text{Const.}$ I, II
(註) 用途 I ; ターボファンエンジン高圧圧縮機 II ; ウラン濃縮用 UF ₆ ガス循環ループ圧縮機		

討されたが、半径方向エンタルピ分布の最適化が特に重要な課題となった。種々検討の結果、いずれの圧縮機の場合についても、最も簡素でかつ多段圧縮機に適した設計条件の与え方として、静翼出口の全圧を半径位置に関係なく一定とする条件を与え、動翼による仕事量（エンタルピ増加量）が設計プログラム内で自動的に算定される方法を採用した。

設計された圧縮機の試験結果はいずれも所期の性能が得られ、本報の空力設計法の汎用性、実用性および信頼性を確認することができた。ここではガスタービン関連の設計例として、ファンエンジン用高圧圧縮機の場合について報告する。

〔ファンエンジン用高圧圧縮機の設計・試作〕

航空機用ファンエンジンの研究開発の一環として、高圧圧縮機空力試験機の設計試作研究¹⁴⁾が行なわれた。表4に示すように、空力試験機は2機種試作された。初めに12段の圧縮機が設計試作され、その1段入口に動翼・静翼を追加して13段とし、圧力比および流量の増大がはかられた。いずれも所要の性能が得られ所期の目的を達したが、ここでは試作研究の中心となった空力試験機HC-20について述べる。

HC-20は本報の空力設計プログラムによって設

計された最初の空力試験機であり（図2）、また表4に示すその他の試験機の原型となった。さらに試作ファンエンジンFJR 710/20およびSTOL機‘飛鳥’に搭載のファンエンジンFJR 710/600の高圧圧縮機として、いずれもそのままの寸法形状で採用され所期の性能を発揮した。

HC-20の空力設計では、エンジン要素としての要求から指定された圧力比、流量、回転数、外径寸法などの条件のもとに、圧縮機の段数、流路形状、各段の仕事配分、流れ様式および翼型などについて種々の組合せの設計解析を試み図3に示す仕事配分および流れ様式を決定した。静翼出口の流れ様式は流出角一定としたが、さらに翼型の簡素化をはかって設計解析を繰返し、10～12段静翼は振れなし翼型一定とした。動翼については、静翼出口の全圧を半径位置に関係なく一定とする条件を与えて仕事量を決定することとした。翼型

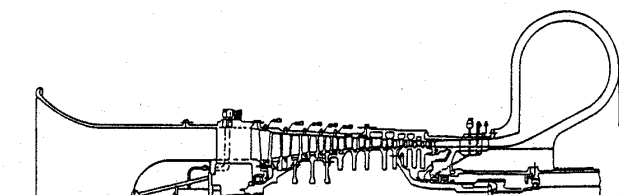
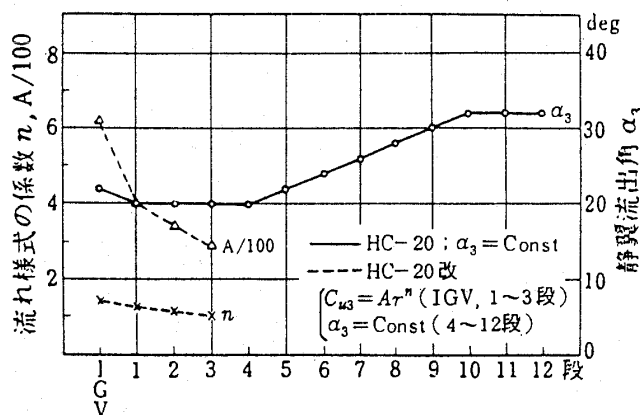


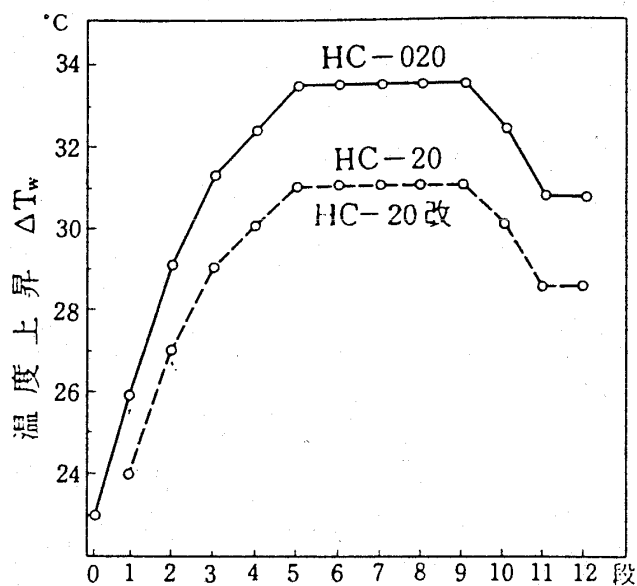
図2 高圧圧縮機空力試験機 HC-20

表4 試験機の設計要目

項目 \ 機種	HC-20	HC-20改	備考 (両機種の比較)
段 数	12	13	0 段 追 加
修正回転速度	13200rpm	13700rpm	3.8% 増
圧 力 比	12.4	15.6	0 段 圧 力 比 1.26
修正空気流量	19.0Kg/s	23.1kg/s	21.5% 増
初段ロータ周速(Tip)	336m/s	362m/s	7.7% 増
流入マッハ数	0.95(HC-20) 0.90(HC-20改)	0.95	入口案内翼出口の 流れ様式を変更
入 口 外 径	500mmφ	516mmφ	3% 増
入 口 ボ ス 比	0.6	0.55	8% 減
可 変 静 翼	入口案内翼 1～4 段	入口案内翼 0～4 段	



(a) 各段静翼出口の流れ様式



(b) 各段の負荷配分 (温度上昇)

図3 空力試験機 HC-20 各段の設計条件

は入口案内翼が NACA 63系, 1~4 段動翼が二重円弧翼, その他の翼列はすべて円弧そりに NACA 65系翼型の厚み分布を乗せたものとした。

圧縮機の幾何学的流路形状は, 空力設計によって得られた有効流路面積に対し, 流路形状, 翼端隙間などの影響を考慮して Blockage Area を見積もって加え決定した。図4に各段における Blockage Area Ratio FBA を示す。

空力試験機 HC-20 は所要動力が大きいので, 試験設備の動力不足を補うために 70% N^* 以上の高速領域では減圧試験が必要となり, 100% N^* では 0.2ata 程度の入口圧力で試験を実施した。このために翼入口のレイノルズ数は著しく低下し, 全般にわたって 1.8×10^5 以下となり, 前段内径側では 0.9×10^5 程度となった。試験結果は図5に示すように圧力比が設計値に達せず, 効率は計画よりも 2% 程度低く, サージングも低い圧力比で発生し作動範囲が狭いことを示した。

この原因はレイノルズ数低下の影響のみであるのか, あるいは空力設計に基因するのか, またその両方の影響であるのかの問題を判断しどのように処理すべきかが緊急の課題となった。計測データを検討の結果は次のようになった。

a) 試験機入口の圧力分布は図6に示すようにほぼ一定であり, インレットディストーションは半径方向および円周方向のいずれにもなかった。

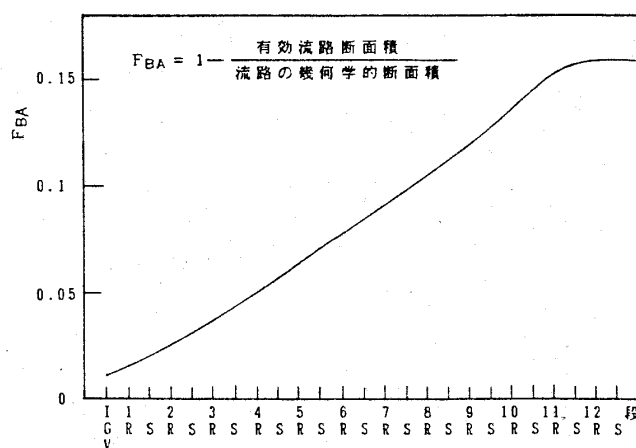


図4 流路の Blockage Area Ratio

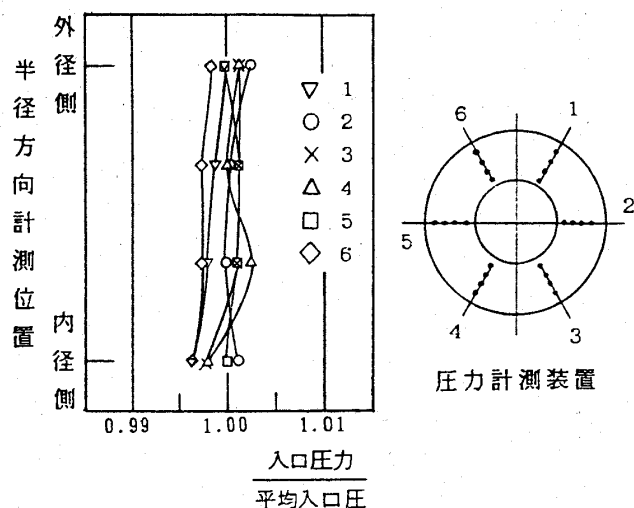


図6 試験機入口の圧力 (設計回転速度)

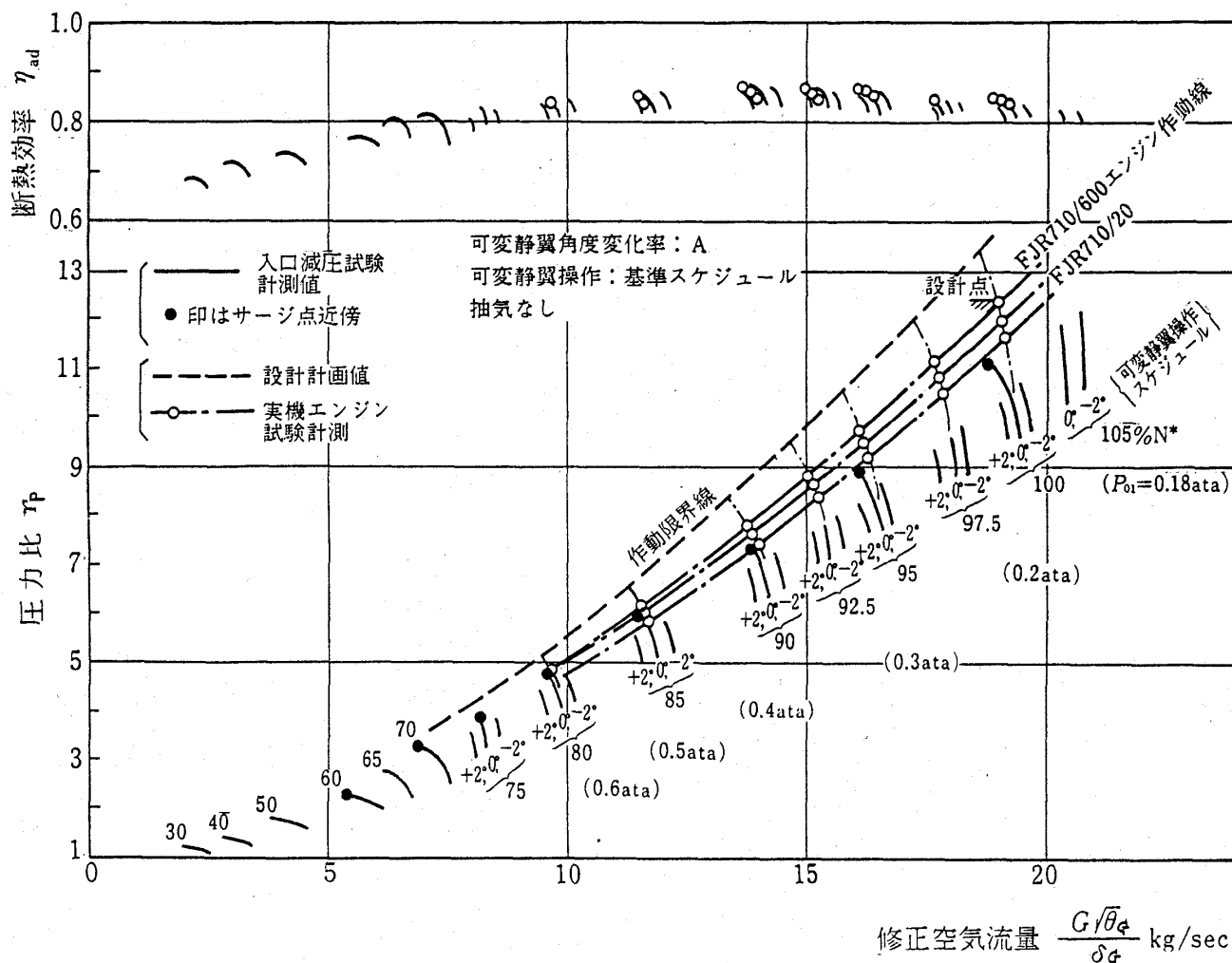
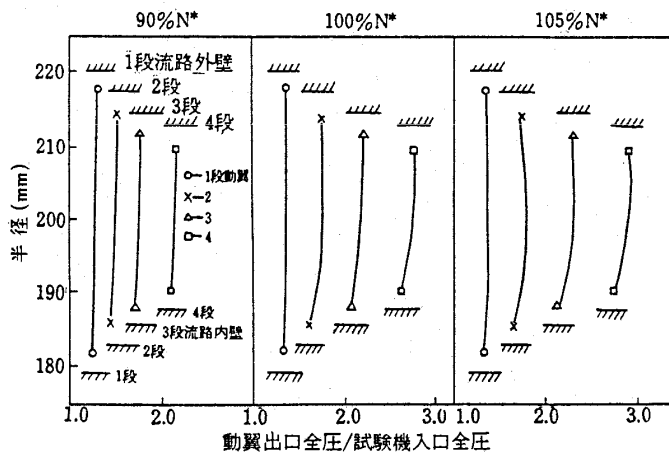


図5 HC-20の全体性能

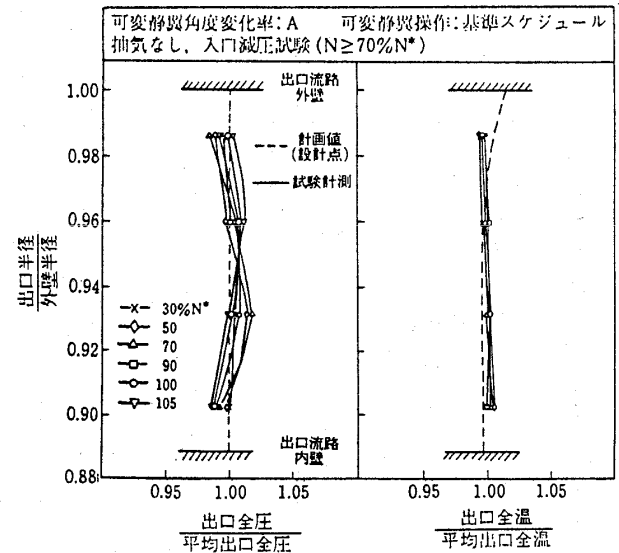
- b) 全圧分布は図7に示すように、半径方向に急激な変化はなくほぼ一様である。これより、各段翼列の圧力損失の見積りおよび動翼による仕事量の半径方向配分は妥当なものと判断した。
- c) 各段の壁圧分布は図8に示すように、減圧試験によるレイノルズ数低下の影響を受けて全般に設計値よりも低く、その差は後段になるほど著しい。しかし各段の静圧上昇は設計計画値と同じ傾向を示しており、各段翼列の空力的なマッチングに関して特に問題となるような箇所は見当らなかった。
- d) サージ発生点は理論の予測どおり性能曲線の勾配によって定まり、圧縮機内部の失速とは直接の関係はないことが確かめられた。
- 以上の検討結果から、空力設計として特に疑問となる点は知見されなかった。これより、正常な入口圧力の状態で運転を実施すれば計画どおりの

性能が得られ設計点性能を満足すると予測され、設計上特に改めるべき点は見出せないとの結論に達した。

その結果、HC-20の設計データは修正されることなく、そのまま試作ファンエンジンFJR 710/20用高圧圧縮機の設計に採用されることとなった。エンジン運転の結果は、図5に示されているように減圧試験におけるサージ発生点よりも高い圧力比で安全に作動し、設計圧力比に接近した作動状態となった。効率については空力試験機の場合に比べて、翼入口レイノルズ数は増大し設計計画値に充分達しており、それによる効率改善が期待された。しかし計測値は設計値より2%程度低く、空力試験機の減圧試験の場合と同程度であり、その原因について検討が行なわれた。高圧圧縮機の吸込み空気は、図9のエンジン概略図に示すように、ファン内径側から湾曲した流路を経



(a) HC-20 試験機動翼出口圧力分布 (1~4 段)



(b) HC-20 試験機出口の全圧, 全温分布

図7 HC-20 試験機の圧力・温度分布

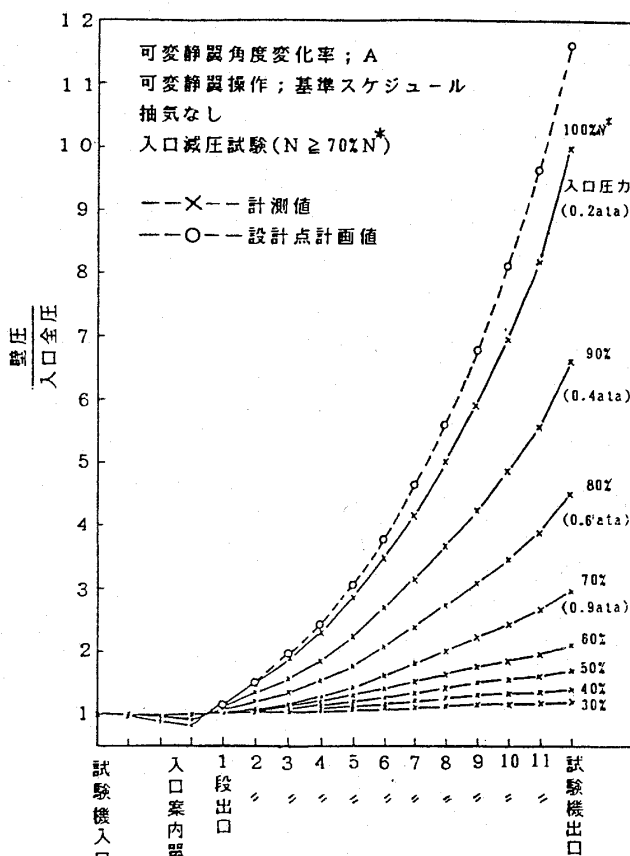


図8 HC-20 試験機各段の外径側流路壁面静圧分布

由して導入された。その流れ状態は良好ではなく、エンジン運転中の流路内圧力分布は図10に示されるように半径方向、円周方向ともかなり不均一であった。さらに、エンジン運転中の高圧圧

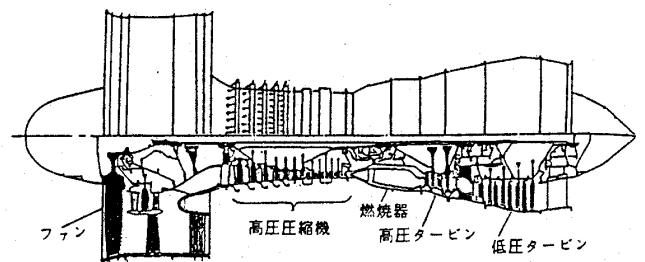


図9 FJR 710/20 ファンエンジン

縮機の性能計算では、圧縮機入口圧力としてこの流路圧力分布が用いられた。すなわち、この湾曲した流路およびその中に配置された6本のストラットの圧力損失は圧縮機の損失に繰入れられて性能解析されたわけである。これらの事情を考慮した結果、正規の条件での性能計測であれば設計どおりの効率が得られるものと判断された。

このような経緯の後にHC-20の設計データは、短距離離着陸 (STOL) 実験機「飛鳥」のファンエンジンFJR 710/600用高圧圧縮機の設計にもそのまま使用された。エンジン作動線は図5に示すようにほぼ圧縮機の設計点を通り、圧縮機が順調に作動していることを示した。このような経過の後に漸く空力設計の妥当であったことが確認された。

5. 結 言

汎用性、実用性に重点をおいて流線法による空力設計法を検討し設計プログラムを作成した。こ

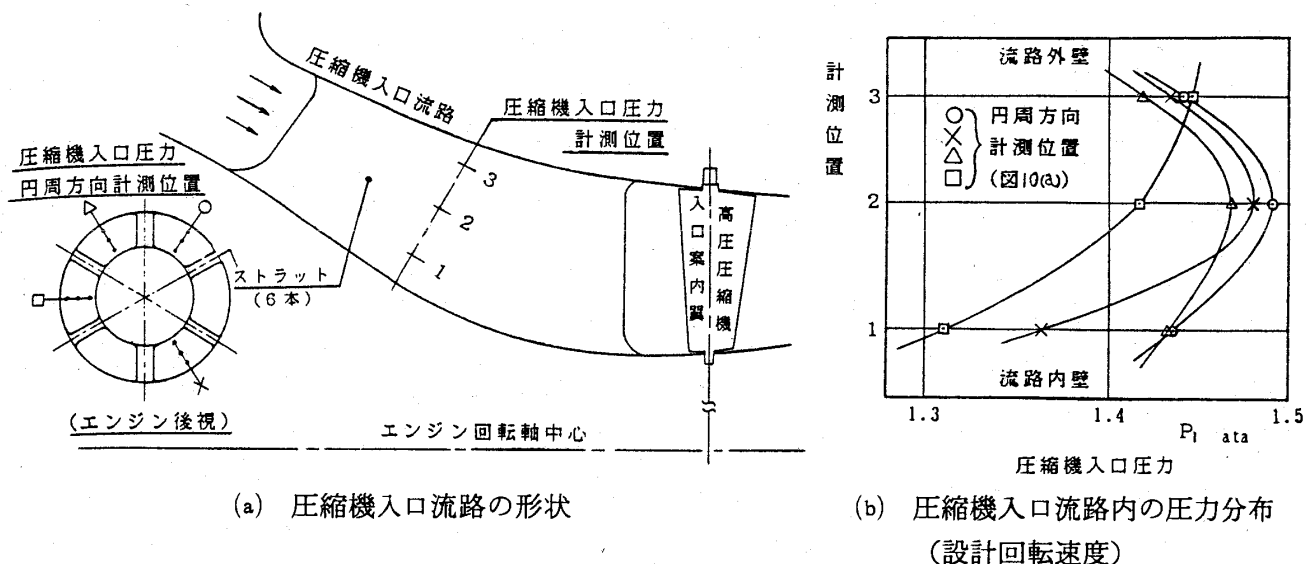


図 10 圧縮機入口流路の形状と圧力分布

の設計プログラムを用いて設計試作研究を行なった結果は次のとおりである。

i) 作動ガスが空気および特殊ガスのいずれの場合も種々の設計条件に対して設計可能であり、汎用性のあることを明らかにした。

II) 設計プログラムは計算速度が早くかつ汎用性、実用性に優れていることを示した。

III) 空力試験機およびそれらを適用した実機エンジンの試験結果は計画どおりの性能を示し、信頼性を確認した。

これによって本報の空力設計法および設計プログラムの汎用性、実用性、信頼性を明らかにすることができた。

参考文献

- (1) Novak, R. A., ASME Paper 66-WA/GT-3 (1966-11)
- (2) 藤井・宇野, 航技研報告 TR-140 (1967-9)
- (3) 鎌田・田代・生井・井上, ターボ機械 9-4 (1981-4) 9
- (4) Herrig, L. J. & Emerry, J. C. & Erwin, J. R., NACA RM L51G31 (1951)
- (5) Lewies Flight Propulsion Lab, NACA RM E56B03, NACA RM E56B03a, NACA RM E56B03b (1956-8)
- (6) Dunavant, J. C., 他 3 名, NACA RM L55I0-8 (1955)
- (7) Emerry, J. C. & Dunavant, J. C., NACA RM L57H05 (1957)
- (8) Dunavant, J. C. & Emerry, J. C., NACA RM L58A02 (1958)
- (9) 近藤・養田・山崎・古川, 航技研報告 TR 152 (1968.3)
- (10) 坂口・近藤・高森・岩下, 航技研報告 TR 300 (1972.10)
- (11) Howell, A. R., Proc Inst Mech Eng, Lond, 153 (1945)
- (12) 航技研 原動機部, 航技研報告 TR-482 (1977-1), TR-741 (1982-10)
- (13) UF₆ 軸流圧縮機共同設計報告書 (非公開)。(1971-9), 機械学会誌 76-657 (1973-8) 77 および第13回原子力総合シンポジウム (1975-2) で紹介。
- (14) 大山・菅原・斎藤, 他 2 名, 航技研資料 TM-363 (1978-8), TM-506 (1983-5), TM-510 (1983-5)



1. まえがき

ガスタービンの調査研究を始めたのは、今から十数年前にさかのぼる。冷却水が不要で、場所を取らず、メンテナンスもし易いなど数々の特長を持つガスタービンの将来性を確信した当社では、昭和 55 年から本格的にガスタービンの開発を開始した。昭和 58 年に 550kW の一軸式ガスタービンを商品化して以来今日に至るまで、非常用発電装置を主体として 310kW から 2,700kW までの 7 機種のカスタービンを商品化し、約 300 台を世に送り出している。その間、

- ・タービン翼のフラッタによる破壊防止の研究
- ・高圧力比コンプレッサの作動域拡大の研究
- ・低カロリーガス燃料使用時の保炎安定化の研究
- ・高 DN 値ころがり軸受のスキッピング防止の研究
- ・タービンノズルなど一体形精密鑄造における凝固に関する研究

などと取組んできた。ここでは、このほかの最近のトピックスを紹介する。

2. 二軸式ガスタービンの開発研究

近年、排水ポンプ場の近くまで住宅化が進み、大形ディーゼル機関による排水では、排ガスや振動騒音などの点で問題を生じるようになって来た。さらに、非常時における信頼性の向上や維持管理の容易さなどが要求されている。これをガスタービンに置き換えれば、諸問題を解決することが出来るばかりでなく、軽量で振動が少ないことによる軀体構造の簡素化、さらには二軸式とすることによりクラッチが不要になるなどのメリットも生じる。この点に着目して開発研究を実施し、図 1 のようなポンプ駆動用の二軸式ガスタービンを昭和 63 年に完成した。基本的には 900kW の一軸式ガスタービンにパワータービンを付加する構造を

採ったが、パワータービン側の仕様の最適化が主な研究課題となった。ロック試験では、定格の 250% のトルクを発生して、その怪力ぶりを示した。また、実際に大形ポンプと組合わせたフィールドテストでは、期待通りの好成績を納めた。

3. セラミックスの適用研究

ガスタービンの高温部材にセラミックスを使用することが可能となれば、Ti T の上昇と冷却空気の節減により熱効率を高め、ガスタービンの最大の欠点を解消することができる。

セラミックスの設計技術を確立することと性能改善の効果を実証することを目的として、AT 360 形ガスタービン (310kW) の高圧段タービンノズルと同タービンブレードをセラミックス化する研究を実施中である。これに伴い、燃焼器ライナとスクロールの内面には、遮熱コーティングを施している。供試品の写真を図 2 に示す。

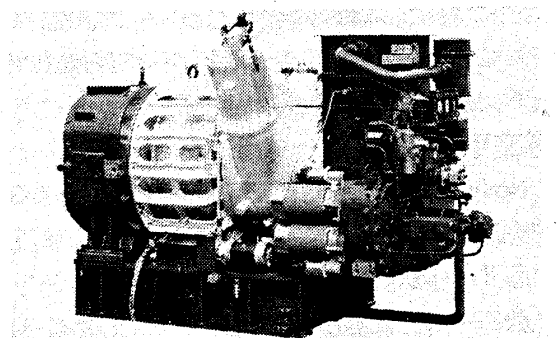


図 1 ポンプ駆動用二軸式ガスタービン

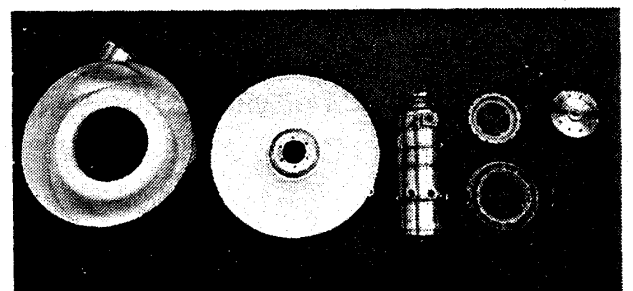


図 2 セラミックス供試体

(平成元年 7 月 20 日原稿受付)

実機運転に先立ち、タービノズルとタービンブレードの熱衝撃試験を実施した。室温と1,200℃の燃焼ガスとの冷熱サイクルをくり返し、問題の生じた部分については、応力解析による原因究明や形状変更による改善を図った。また、コールドスピントテストによる評価を行ない、実機運転に備えたタービンブレードに関しては、ホログラフィによる固有振動数の計測を行い、タービノズル、圧縮機など各コンポーネントとの共振について検討した。

これらの成果をもとにして、現在実機運転中であり、タービノズルをセラミックス化したTi T 1,000℃での運転に成功している。リグテストとの相関をチェックしながら段階的にセラミックス化を進め、最終的にはTi Tを1,100℃まで高めようとしている。

4. セラミックガスタービンの研究開発

新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）から委託を受け「セラミックガスタービンの研究開発」を昭和63年10月から開始した。当研究は通産省・工業技術院のムーンライト計画の一環であり、燃焼器、ガスゼネレータタービンなどの高温部材をセラミックス化することにより、熱効率を42%以上に高めることをねらいとしている。当社が開発するのは、300kWの可搬式発電用再生二軸式ガスタービンであり、ガスゼネレータタービンをラジアルフロー式とし、回転式熱交換

器をエンジンの両側に2個有する構造を採る（図3）。

概念設計を終え、空力解析や応力解析を進めつつ、現在、詳細設計を行っている。図3に起動後45秒におけるセラミックタービンロータの応力分布をしめすが、中心部に最大応力が発生している。これらの結果をもとにして有効体積を考慮した寿命予測も行っている。

平成2年度にはメタルガスタービンを製作し、ベアリング、ギヤトレイン、補機類など周辺部材の機能を確立するとともに空力設計の精度を確認する。その後、静止部材、ガスゼネレータタービン、パワータービンと順次セラミックス化し、最終的には、Ti T 1,350℃を達成する予定である。

目標を達成するためには、いくつかの技術的課題があるが、優先度の高い回転式熱交換器と燃焼器について、リグテストによる基礎的研究を開始するところである。熱交換器に関しては、その熱交換効率を高めるため入口ダクトおよび排気ダクトの形状の最適化、シール部からのガス漏れ量の低減、摺動面の摩耗率低減などを主な研究項目としている。一方の燃焼器に関しては、燃焼器入口温度約900℃において低NO_x燃焼を実現する必要がある。シミュレーション計算と実験を効果的に連携させるとともに、公的研究機関の御指導を受けながら、この困難な課題に対処していくつもりである。

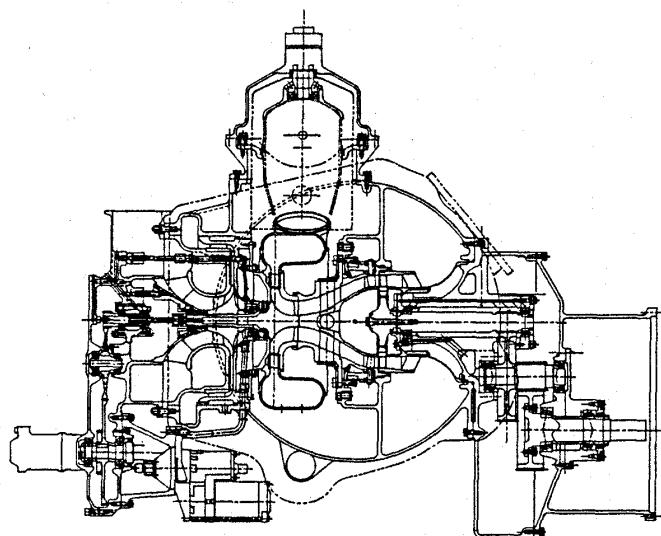


図3 300kW 再生二軸式セラミックガスタービン

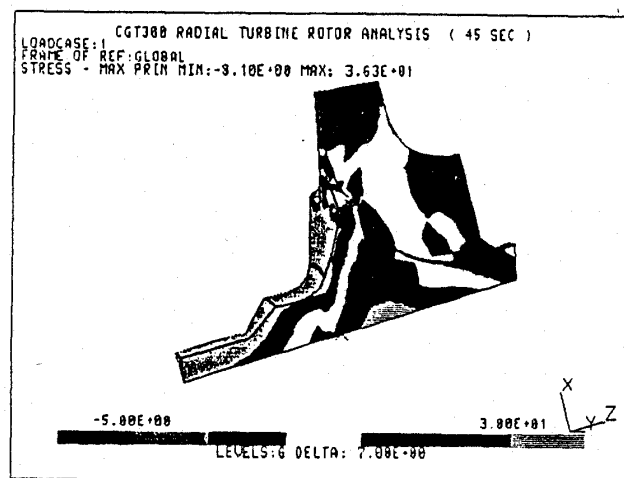


図4 セラミックタービンブレードの応力解析例



1989 ASME TURBO EXPO-LAND, SEA & AIR. The 34 th ASME International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition June 5 - 8 1989 に参加して。

1. 全 般

日本工業大学 松 木 正 勝

ASME の Gas Turbine Division が独立性の強い組織として International Gas Turbine Institute に衣替えしてから会議の運営も変化してきている。まず第一に名前を変え、それまで Gas Turbine Conference and Exhibit であったのを Congress and Exposition とし、更に表題として 1989 ASME TURBO EXPO-LAND, SEA & AIR と陸海空総てのガスタービンを取り扱う TURBO EXPO (ターボ博覧会) と表し、従来の学術講演中心の国際会議から、ターボ博覧会として講演会と展覧会が併立した形が強くなり、且つ航空に力が入れられて計画されている。これは秋に行われる 1989 ASME COGEN-TURBO III が、3rd International Symposium & Exposition on Turbomachinery, Combined-cycle Technologies and Cogeneration であるのと差別化を計ったもので、ガスタービンのあらゆる分野を総て取り扱うことを示し、ガスタービン技術の中心となろうとする意志を示したものと考えられる。

確かに今回の発表論文数は 380 編でこれに 11 のパネルセッションがあり、展示社数は 216 社になっており、非常に大きくなっている。

Congress (講演会) の方を少し詳しく見てみると、セッション数は 94 (パネルセッション 11 を含む) であり、内訳は一般が 44 セッション (内パネル 4 セッション)、ユーザー主体が 50 セッション (内パネル 7 セッション) とガスタービンの使用範囲と使用者数の増加に応じ必要な技術問題を取り上げたセッションが増加している。特に航空関

係では一般 4 セッションに対しユーザー主体 6 セッション、セラミックスでは一般 1 セッションに対しユーザー主体 4 セッション、石炭、制御、発電、コジェネ、材料製造、船、構造強度などはユーザー主体のみであり、燃料、燃焼は 3 セッションずつである。一方ターボ機械はすべて一般学術セッションとなっている。

次に目につくのは Panel セッションが 11 セッションもあることである。パネルセッションではすべて口頭発表と討論であり印刷物は会場で配布するもののみである。つまりセッションは最新情報の交換の場であり参加することにより何処でも得られない情報が得られる場所となっている。

もう一つ特徴的なことはパネル以外のセッションでも印刷物なしの口頭発表のみの論文が 48 編 (13%) あったことで、特に航空関係では総論分 41 編の内 23 編 (56%) が口頭発表のみであった。これは最新の技術情報の流出を制限しようとする最近のアメリカの政策と関係あるものと思われるが、学術の発展に好ましくない傾向である。

当学会として会員に有用な情報を提供するため対策を立てる必要がある。今迄は参加された会員に情報の提供を願い会誌に発表して頂いていたが、これのみでは最新情報が欠落する恐れがある。これからは少なくともパネルセッションには誰か一人は出席して頂ける様調整し報告して頂く。又出来れば一般のセッションでも口頭発表のみの部分についてはなるべく参加して報告して頂く。ともかく 23 室で 4 日間で 94 セッションが開かれるのであるから、相当組織的に対応しないと抜けが出る恐れが多い。

(平成元年 7 月 21 日原稿受付)

各部門については以下に詳細な報告があるので
ここでは今回の会議の一般的なことを述べ将来の
対策を考えた。

猶プログラムにおけるセッション数，論文数を
表に示した。

部 門	パ ネ ル 数	ユーザ主体		セ ッ シ ョ ン 数	ユーザ主体		論 文 数	印 刷 論 文	口 頭 発 表
		一 般	ユーザ主体		一 般	ユーザ主体			
航 空	1	1		6	4	2	28	9	19
"	1		1	4	0	4	13	9	4
セラミックス	2		2	5	1	4	17	14	3
石 炭				2	0	2	9	9	0
燃 焼 , 燃 料	1	1		6	3	3	27	24	3
制 御 , 診 断	1		1	3	0	3	9	9	0
教 育	1	1		2	1	1	4	3	1
発 電 , コ ジ ェ ネ	1		1	6	0	6	22	22	0
熱 伝 達				9	9	0	33	33	0
"				他	と	共	同		
産 業 , コ ジ ェ ネ	1		1	5	0	5	16	15	1
法 制	1	1		1	1	0			
製 造 , 材 料	1		1	7	0	7	30	17	13
船 舶				4	0	4	14	13	1
パ イ プ ラ イ ン				4	0	4	11	10	1
構 造				4	0	4	20	20	0
タ ー ボ 機 械				7	7	0	37	37	0
"				5	5	0	24	23	1
"				3	3	0	13	13	0
"				5	5	0	24	24	0
"				4	4	0	21	21	0
車 輦 , 小 型 タ ー ボ 機 械				2	1	1	8	7	1
小 計	11	4	7	94	44	50	380	332	48

2. 航空用ガスタービン

防衛庁技術研究本部 神 津 正 男

1. 全 般

1989 ASME TURBO EXPO. では、6月5日(月)から8日(木)の4日間に、全部で94セッションあり、そのうち航空機委員会の企画したセッションは、2つのパネル討論を含めて11あった。パネル討論を除く9セッションの発表は47件で、その内訳は米国35、英国5、カナダ2、日本、西独、オランダ、中国、印度が夫々1件であった。又、47件の発表のうち、23件はペーパーなしであり、その大部分は直接間接に軍関係の内容のものであった。これらについては録音及び写真撮影禁止が明文化されていたが、これは従来になかったことである。

2. 航空用セッションの概要

前記11のセッションの内容について、各セッションのテーマと、夫々のセッションで行なわれた講演の件数を次に掲げる。

- (1) パネル：航空用推進装置の歴史（パネラー 5人）
- (2) パネル：ガスタービン・モニタリング技術の経験（パネラー 4人）
- (3) セッション18：リフト用（Powered Lift）エンジン（発表件数 5）
- (4) セッション19：航空用ガスタービンエンジンのための複合材とセラミックス（発表件数 5）
- (5) セッション33：航空エンジン解析（発表件数 5）
- (6) セッション34：推進装置テストにおける進歩（発表件数 6）
- (7) セッション48：高速機用推進装置（発表件数 6）
- (8) セッション60：小型ガスタービンの発展と応用（発表件数 4）

(9) セッション61：高性能エンジンコントロール（発表件数 4）

(10) セッション62：亜音速輸送機用推進装置の将来技術（発表件数 5）

(11) セッション78：軍用機用派生型及び改良型エンジン（発表件数 6）

これらのうち、私の聴講したテーマを中心に内容を簡単に紹介する。

「航空エンジンの歴史」（パネル）では、ガレット社、GE、PWA、ロールスロイス社と云う世界の代表的ジェットエンジンメーカーから、各社の技術的发展の変遷について、スライドを使って行なわれた。最後に航空エンジン歴史家（ピーター氏）から、世界のジェットエンジンの進展に関する講演があった。期待した程の内容ではなかったが、ピーター氏の話の中に、ネ 20* の開発責任者であった種子島時休氏の名前が出たことは嬉しかった。

セッション18では、NASA (Ames)、ロールスロイス社、ゼネラルダイナミックス、マクドネルダグラス（2件）から、夫々エンジン、航空機の立場で、現在実施中あるいは検討中の研究についての発表があった。数年前から活発に議論され始めている STOVL (Short Take Off and Vertical Landing) テクノロジーの一端を知ることのできるセッションであった。

セッション33の冒頭には、石川島播磨重工業 kk の八島聡氏と私が共著の“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”について発表した。発表後、4人からの質問と、PWA のエンジニアからのコメントがあった。この発表には、石川島播磨におられた今井兼一郎氏

* 筆者註：昭和20年8月7日に木更津で初飛行した海軍の試作ジェット機「橘花」の推進装置であった国産のジェットエンジン。

（平成元年7月12日原稿受付）

がお見え下さり、大変嬉しく有難く感じた。

セッション78では、6件すべてペーパーなしの発表であり、私にとってはもっとも興味深いセッションであった。主として、既存航空機に新しく別エンジンを換装すると、航空機の性能がどのように向上するかについて述べられた。

冒頭、USAFのライトパタソンAFBのハニウェル氏から、“派生型エンジンの開発”についての米空軍の基本的な考え方とその結果について、紹介があった。新規開発の場合と、既存エンジンの派生型とを対比させながらの説明であり、開発期間が新規の場合10～15年かかるのに対して、派生型では5～10年であり、試験時間は10,000時間が2,000～5,000時間、又開発費は夫々10～20億ドルと0.1～0.5億ドルになると云うような内容も含めて説明があった。

そのあと、ゼネラルダイナミックス社マーサ氏より、F-16アジャイルファルコンにIPEエンジン(F110とF100)を装着した場合の航空機性能についての発表があった。更に、グラマン社のグリフィン氏のF-14に現在のTF30エンジンをF110-GE-400に換装すると、機体性能がFighter Radiusで10%、Air Defense Timeで15%、Intercept Radius 50%増大するなどについて述べられ、1990年から実用に入ると云う報告があった。

マクドネルダグラス社ハウスレイ氏からは、F-15にF100-PW-229 IPEを搭載した機体について、性能向上、設計変更についてまとめた話があった。PWAのキング氏から、KC-135をV-2500に換装すると、ペイロードで16%増加し、ライフサイクルコストが5億ドル以上節約できると云うこと、又B-52にF117(PW 4000)をつけかえると、現在のTF33で8発が、4発となり、ペイロードの増大、燃料費、保守費の大巾な低減が図れると云う報告があった。このセッション最後の発表は、PWAのマウント氏から、イスラエルがF4ファントムをJ79-17からPW 1120(F100 mod.)に換装したものの飛行試験結果について述べられた。機体性能として、加速時間の37%減

少、旋回率が17～20%向上、航続距離も増大するなどの説明があり、1987年のパリエーションにおける同機のフライトデモのビデオが上映された。

3. 学会で感じたこと

私にとって、ASMEへの参加ははじめての経験であり、我国の学会とは可成り異なった雰囲気の影響を受けた。

先ず第一に、会場内に制服の軍人がいることが目についた。実際には夫程人数も多くないと思うが、我国では考えられないことであり、そのため特に印象よく感じられたのかもしれない。又、軍関係の発表を含むシステムに、聴講者が多く集まる傾向があるように思えた。

一方、“AUTHOR”のリボン——論文の著者又は発表者は、“AUTHOR”と金文字で書かれた白いリボンを胸につける——をつけている女性が目についた。因みに、私達の発表のあとに行なわれた“A Method of Sizing Multi-Cycle Engines for Hypersonic Aircraft”を発表したKolden嬢は、ボーイング社に入ってから未だ3年と云う若い女性であった。

発表のあとの質疑が非常に活発であることも、印象として残った一つである。私達の発表のあとも質問と、それに対するコメントも入れて、5人からの討議、質問のあったことは前述のとおりであるが、少なくとも私が聴講した発表では、ほとんどすべて質疑、討論が活発であり、学会の雰囲気を盛り上げているように感じられた。

航空機委員会の企画した11のセッション全体を通じて感じられたことは、内容が非常に基礎的な例えば材料、流れ、制御のような基礎研究から、エンジンシステム、しかも新しい技術分野のもの(ATR STOVL、スペース用)から派生型/改良型エンジンに至るまでの応用研究的なものに至るまで、又エンジンの歴史、試験に関するテーマも含めて、その内容が非常に多様に且つ多岐に亘っていることであった。

これら11セッションのうち、7セッションが“USER ORIENTED”のセッションであった。

3. 産業用ガスタービン

株式会社日立製作所 石野 壽 生

この度の ASME 大会参加の主目的は Industrial Cogeneration Committee が主催しているセッション 69 (Gas Turbine Operating Experience) において F 5 型ガスタービンの 10 万時間の運転実績と新鋭機種 H25 型によるリプレースについて論文を発表することであった。

また他の Committee 主催のセッション等にも参加したので、産業用ガスタービンについて概要を報告する。なお、筆者にとって興味のあるものを中心に報告することをご容赦いただきたい。

産業用ガスタービンでは 3 Committees 計 13 セッション、47 編の論文の発表が行われた。Electric Utilities & Cogeneration Committee で 5 セッション 22 編、Industrial & Cogeneration Committee で 4 セッション 15 編、Pipelines & Applications Committee で 4 セッション 10 編となっている。

(GT-102) では GE が開発中の MS7001F 型初号機の工場試験について発表している。1 年間かけて昨年 5 月 18 日完了した。試験は 3 期に分かれ、第 1 期は機器単品、第 2 期は工場での負荷試験、第 3 期は発電所での性能試験となっているが、この度は第 2 期までの発表である。工場では MS7001E 型の圧縮機を負荷として試験された。昨年 5 月迄に運転時間 387 時間、起動停止 134 回を行ない、その間の燃料消費量は 160 万ガロンに達した。負荷容量に制限があり、MS7001F 型の圧縮機の入口空気量を絞って行い、タービン入口最高温度 1264℃、最高出力 89,600 KW で試験された。この試験結果定格性能を出力 150 MW、効率 9,880 Btu/KWH とすることが出来た。据付中には GTD111 材一方向凝固翼使用第 1 段動翼および IN-706 材のタービンロータに交換する予定であり、これが今後 MS7001F 型の標準仕様となる。(GT-26) では日立高効率 H25 型ガスタービンの初号機が発表された。出光興産株式会社徳山製油所内に 13 年前設置された 25,000 KWF 5 型ガスタービン

に代わり設置された。F 5 型は昭和 50 年設置されて以来、昨年 9 月迄 13 年間で 10 万時間運転された。その間トリップ事故 5 回、停止率 0.566% と良好な運転がなされた。運転開始当初 A 重油専焼であったが、その後 LPG ガス、重質油も焚けるよう改良されて運転されてきた。13 年間の運転によりタービン翼等の高温部品の取替えも頻発する時期を迎えること、日立において 1260℃ の高効率ガスタービンが開発される見通しが得られたことにより F 5 型ガスタービン本体および制御装置を交換し、発電機等の機器は流用した。その結果少ない投資で約 18% の高効率化を図ることが出来た。11 月予定通り運転開始し、以来本年 4 月迄無事故で 3,406 時間運転された。性能試験結果通常のシンプルサイクルの状態で出力 26,200 KW、効率 33.0% (LHV) の見通しが得られた。(GT-197) では 1985 年から運転に入っている CW251B1-0 型の運転実績について発表されている。約 3 年間で 17 回トリップしたが信頼性は 99.3% と良好な運転がなされている。(GT-142) は CW251B1-0 型の現地性能試験結果についてである。3 台の試験結果により保証値 41,200 KW、11,442 KJ/KWH に対して出力で 3 から 6% 上回ったが、熱消費率は略同じであった。更に CW 251 の新鋭機 B12 型 (GT-119) およびその圧縮機 (GT-141) について発表されている。既存 CW251B8 型ガスタービンでも信頼性が確認されているので、新たに蒸気噴霧を採用して低 NO_x 化を図ればコジェネに十分通用する (GT-167)。(GT-29) では MS7001E 型 4 台の 300 MW コジェネプラントにおいて水噴射により 42 ppmv まで NO_x を低減する運転を行っており、今日まで信頼性 98.9%、利用率 95.4% の運転実績をあげている。(GT-9) では圧縮機駆動 RB 211 型の 10 年間の運転経緯について発表している。(GT-88) ではコンバインドプラントとその補完としてガスタービンを設置している電力会社で各機器の状態を把握して燃料消費量を予測するプログラムについて発表している。(GT-28) では 300 MW コジェネプラントにおい

(平成元年 7 月 24 日原稿受付)

て性能をリアルタイムに分析して有効なデータを
得ている。又 (GT-23) では機器の診断システム
の開発について、(GT-71) ではパイプライン用
圧縮機駆動ガスタービンの振動管理について発表
している。(GT-245) では既設火力にFDFの代わ
りにガスタービンを設置し、効率 (LHV) を40%
から46%に向上させた例が発表されている。(G-
T-174) では15年間使用したガスタービンを購入
して、W/Iにより低NO_x化しピーク負荷用とし
て安く建設することができた。(GT-147) では小
型コージェネの導入の評価、(GT-258) では小型ガ
スタービン使用のコージェネの経済性の評価が行わ
れている。(GT-171) では小型コージェネ0.5~3
MWについて紹介されている。(GT-97) では
STIGは出力増強、効率向上、NO_x低減等利点が
多く、LM 1600の場合について報告されている。

(GT-100) ではガスタービンの排熱回収ボイラ
からの蒸気を利用した背圧タービンで空気圧縮機
を駆動する Turbo-STIG が紹介されている。(G-
T-3) では圧縮機に中間冷却器を付けかつ再生
式にすることにより熱効率が26%改善される。

(GT-8) では20年間12万5千時間使用された
遠心圧縮機駆動用ガスタービンを最新設計のロー
タおよび高温部品に交換し高効率化、寿命延長を
図った。(GT-154) では流量、圧力等使用範囲が
広いレシプロ式ガス圧縮機の大容量機にガスター
ビン駆動を採用したことが紹介されている。(G-
T-225) ではガス供給ラインにおいてメインの高
圧系統から市内へ供給するための受け入れ基地で
従来の制御弁に代わり、エキスパンダによる500
KW発電設備を開発したことが発表されている。
岩塩層を利用した空気貯蔵発電等について (GT-
143, 221), 空気を媒体として太陽熱を利用する
ガスタービンについて (GT-101) で紹介されて
いる。(GT-104) では電力中央研究所のガスター
ビン研究設備を使用して行われた、1300℃150
MWガスタービン用燃焼器における低カロリー石
炭ガスの燃焼試験結果が発表されている。3種類
の実寸大燃焼器で大気圧燃焼、1種類の半分の寸
法の燃焼器を用いて大気圧から14気圧までの高
圧燃焼により、NH₃からNO_xへの転換率、COの
発生について試験している。NH₃を1000ppm含
む1000kcal/Nm³のガスを使用し1300℃の定格条

件の場合通常の燃焼方式より、Rich-leanのLow
NO_x方式の方が良好で、通常の燃焼方式では転換
率が約72%であったのに対して、Low NO_x方式
では約50%であった。又高圧燃焼試験では大気圧
より14気圧まであげていくと、転換率が67%か
ら55%まで下がっていった。石炭ガス化について
は (GT-217) でも100MW級ガスタービン
W501D5で燃焼振動を低減しえたことを発表して
いる。(GT-216) では石炭焚大気圧流動床方式の
空気加熱器により間接的に圧縮機出口の空気を加
熱するとともに、空気タービンの入口に回収した
蒸気を注入するプラントが紹介されている。(G-
T-25) ではFT-8型用油/ガス二重燃料ノズルの
開発で煙色が少なくかつ出口温度分布の良好な結
果が得られた。60MWガス焚コンバインドプラント
の動的なシミュレーションについて (GT-133)
で、その制御について (GT-145) で紹介されてい
る。(GT-93) ではポンピングステーションの
サージ解析を行っている。カーナサイクル
について (GT-149, 218) で、ガスタービンサイ
クルに関する第二法則について (GT-120), クラ
ウウスーランキンサイクルについては (GT-21
5), 蒸気噴霧又は水噴霧に関して (GT-148) で紹
介されている。(GT-109) ではパイプラインに使
用される遠心圧縮機は圧送条件が変わるとそれに
応じて改良されることが紹介されている。(GT-2
22) では天然ガス圧送用圧縮機のガスシールにメ
カニカルシールを採用して、ガスの潤滑油タンク
への漏洩を防ぎ爆発の危険を排除している。(G-
T-91) では負荷運転中の圧縮機洗浄について報
告している。洗浄方式としては更に停止中とクラ
ンク運転中に行うものがあるが、この負荷運転
中とクランク運転中の洗浄とを組み合わせると、
性能低下を少なくして運用効率を高めることがで
きる。ガスタービン補機に関しては熱交換器につ
いて (GT-103) で、また排気系統の流れの制御に
ついて (GT-214) で発表されている。(GT-173)
では高温化かつ大容量化するガスタービンに対す
る排気用エキスパンションジョイント、ダンパ等
について紹介されている。(GT-226) では産業用
ガスタービンに使用されるフレキシブルカップリ
ングとしてダイヤフラム方式とギア方式について
論じている。

4. 小型ガスタービン

トヨタ自動車㈱ 岩井 益 美

小型ガスタービンに関しては、Vehicular & Small Turbomachine Committeeのもとに3つのセッションが開催された。その中の1つは、Ceramic Committeeと、もう1つは Aircraft Committeeとの共催であった。発表数は、2人の oral presentationを含み全体で13、その中9人がセラミックガスタービンに関する発表であった。テーマ別では、出力 50 ~ 100 PS クラスの MPSPU (Multi Purpose Small Power Unit) に関する発表が4、自動車用の AGT-101 が3、AGT-5 が2となっている。これを国別に見ると、米国が8、日本3、カナダが2となっており、この分野では日本も大いに期待されている。

(GT-105)の自動車用セラミックガスタービン AGT-101 エンジン(1軸式, 100 PS)は AGT-Project (1980 ~ 86)に続き、現在は ATTAP (1987 ~ 92)で開発が推進されている。本論文では開発の現状を Garrett Auxiliary Power Div. が紹介している。(GT-170)では AGT-101 エンジンの燃焼器とタービン翼を結ぶ Transition Ductの開発について Carborundum 社が発表している。製法を従来の isopressing/green machining より、injection molding とすることにより、目標の TIT; 1370℃でのエンジン試験ができたと報告している。使用材料は sintered alpha SiC である。(GT-259)は AGT-101 用タービンロータ材の開発に関する Garrett Ceramic Component Div. (GCCD)からの発表である。従来の slip casting (GCCD-CODE-2)から、pressure slip casting (GCCD-GN-10)とすることにより、 Si_3N_4 材の高温強度を大巾に向上できたと報告している。GN-10の特性を以下に示す。

なお、GCCDは AGT-5 (GM)のローター開発も担当しており、今後は両エンジンとも GN-10を

用いたローター開発を推進する。

GMでは AGT Projectにおいて、タービンに Radial/Radial の2軸式を採用した AGT-100(100 PS)の開発を Allison Div. が担当した。

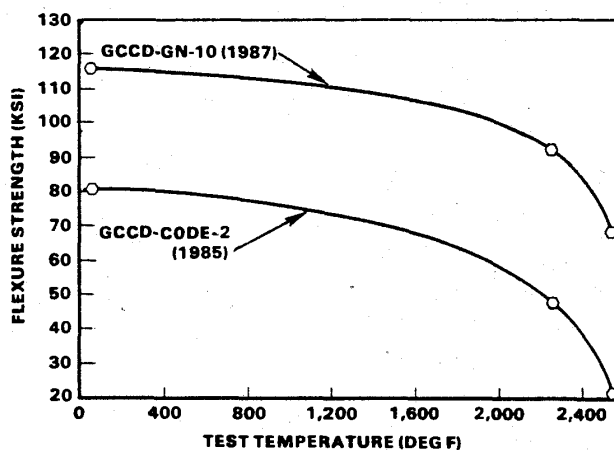
一方、同社の Technical Center (GMTC)では、タービンに Axial/Axial を採用した2軸式エンジン; AGT-5を社内プロジェクトにより開発してきた。'87東京モーターショーに出品された実験車 "Chevy Express" のエンジンも AGT-5 であった。DOE Project が AGT から ATTAP と

GN-10 SILICON NITRIDE

TYPICAL PROPERTIES

- DENSITY 3.31 g/cc
- FLEXURE STRENGTH (4 PT)
 - 72 F 115.8 ksi (798 MPa)
 - 2250 F 94.6 ksi (652 MPa)
 - 2550 F 68.4 ksi (471 MPa)
- WEIBULL MODULUS 10.0
- FRACTURE TOUGHNESS (CHEVRON NOTCH)
 - 72 F 5.51 ksi in 1/2 (6.05 MPa m^{1/2})
- YOUNG'S MODULUS 44.3 Msi (306 GPa)
- SHEAR MODULUS 17.4 Msi (120 GPa)
- STRESS RUPTURE LIFE (4 PT)
 - 2300 F 50 ksi > 230 HR
 - 2500 F 30 ksi > 90 HR
- THERMAL EXPANSION COEFFICIENT
 - 50- 1000C $4.3 \times 10^{-6}/\text{C}$

DEVELOPMENT OF Si_3N_4 MATERIALS



(平成元年7月24日原稿受付)

なった'87年より、GMは従来のAGT-100に代ってこのAGT-5をセラミック化のベースエンジンとして使用することを決定した。理由はGM社内の2つのガスタービン開発チームが協力するために、エンジンを1機種とする必要があったとのことである。

(GT-118)はAGT-5用の軸流タービンローターを中心とするセラミック部品開発の現状に関するAllisonからの発表である。

一方、AGT-5の基本特性及び今後のセラミック化開発の展望については、これ迄開発を手がけてきたGMTCのMr. A. H. Bellがoral presentationの形で発表した。

(GT-114)ではセラミックガスタービンに関する日本の開発について通産省ムーンライト計画推進室の山田技官から発表された。内容は産業用300KW及び自動車用100KWエンジンに対する開発計画が中心であり、未だ技術的に議論されるレベルには至っていない。しかし、将来技術に対し国家プロジェクトの形で挑戦しようとする日本の姿勢は山田技官のユーモア溢れる流暢な英語にも助けられて、好感をもって受けとめられていた。この種の国際会議には各国とも政府機関からの参加者が多いだけに、日本からも政府関係の方に出席して戴けたことの意義は、きわめて大きいことを痛感した。是非今後ともよろしくとお願いする次第である。

(GT-41)はコーディライトを使用したハネカム構造の開発に関する発表である。熱衝撃に強いので触媒燃焼器に応用できる可能性があるとされている。本研究は東芝と東京電力の共同開発によるものであり、発表は東芝から行なわれた。京セラからはセラミックガスタービン開発の主要技術であるメタル-セラミック接合法に関する研究結果が本論文(GT-302)により報告された。

50～100 PSの軽量・低コスト・高性能エンジンを目標とするMPSPU (Multipurpose Small Power Unit) Programは、GarrettとTurbomachを中心に推進されている。両社とも遠心圧縮機とラジアルタービンからなる一軸式の構成を採用している。

(GT-172)ではGarrettが開発中のGTP 50型エンジンについて発表している。GTP 50には50

PSと110 PSのタイプがあるが、いずれも圧力比は5.5、TIT=982℃、N=114,915 (rpm)となっている。50 PS型に対する空気流量は239 (g/sec)、SFCは325 (g/ps・hr)を目標としており、生産コストは\$ 15,500となっている。

(GT-117)のTrubomachが開発中のT-100型エンジンでは50, 75, 100 PSと3段階の出力が考えられている。50 PS型に対するSFCは335 (g/ps・hr)、重量は約27 kgを開発目標としている。圧力比は6.0であり、圧縮機はPratt & Whitney Canada (P & WC) 社が開発を担当している。

(GT-112)はT-100エンジン (Turbomach) の50 PS型向けの圧縮機開発についてのP & WCからの報告である。空気流量は340 (g/sec)、圧力比=6.0に対する回転数は105,600 (rpm)となっている。Garrett (GTP 50) がvaned diffuserであるのに対し、P & WCではpipe diffuserを採用しているのが特徴と言える。

(GT-110)では1976年にAMTRACで採用されたTurbolinerのその後の12年間の実績を分析し、鉄道用としてガスタービンは信頼性が高いことを示している。更に速度を現在の177 (km/hr) から200 (km/hr) 以上にすることにより、より実用性の高い交通機関になり得るとしている。

5. ターボ機械の性能と流れ

5.1 軸流関係

九州大学工学部 難 波 昌 伸

1. 設計法と性能試験

慣用的な設計法による遷音速圧縮機（2段）の設計とその性能試験結果の報告（GT-164），エンドベンド有り及び無しの静翼列の流れをMooreの完全三次元NS方程式（圧力修正法，混合距離乱流モデル）解法によって解くことにより実験値によく一致する転向角及び損失の半径方向分布を得たもの（GT-6），高負荷4段高圧圧縮機の設計と試験報告（GT-24），ターボファン設計法と同様の設計法による二重反転高速プロペラの設計法の提案（GT-38）がある。

2. 失速とサージング

ほとんど全てがMITおよびWhittle Lab.のいわゆるCambridge Connectionによる発表である。単段翼列，下流に同一2段をもった3段翼列，下流に非整合2段をもった3段翼列の試験により，失速点及び失速性能は段単独の特性よりもシステムの特性であること，多段の方が非失速作動範囲が広く，単段の失速流量域でも基本的に軸対称流特性を示すこと（GT-311），端壁ブロケージが失速開始条件の重要な支配的因子であること（GT-63），ケーシングトリートメントの機構の解明のために強制的に前縁側端壁吸い込みと後縁側端壁吹き出しを行い，その失速抑制効果を論じたもの（GT-64），端壁の一部のみにケーシングトリートメントを設けることによって（GT-312），あるいはrecess vane形式のケーシングトリートメントによって（GT-68），効率の大きな低下を伴わない失速マージンの改善の可能性を示唆した実験，設計点と失速点近傍の流れ場の測定により先端隙間（動翼及び静翼）の効果を調べたもの（G-

T-70）がある。

3. ファン及び圧縮機空気力学

後退羽根を用いることにより入口乱れに起因する騒音を著しく低減（7dBA）できることを示した研究（GT-53），翼間衝撃波の自励振動の機構を実験及び数値計算によって立証したもの（GT-58），上流翼列の後流との非定常干渉が翼面境界層の遷移特性を決定的に変えることを示したもの（GT-50, 51），翼弦方向スリットにより翼面境界層剝離を防ぎ高負荷を実現し得ることを示した実験と計算（GT-11），スナッパ，スプリッタ，隣接翼列の存在を取り入れた遷音速ファンのオイラー方程式と境界層方程式の組合せによる三次元流れ解法（GT-325），離脱衝撃波を伴う超音速圧縮機翼列の衝撃波損失の一次元流れモデル計算法（GT-326），遷音速軸流圧縮機の入射角と損失の関係予測法の改善（GT-324），非軸対称 through flow 理論（GT-305）が発表された。

4. 軸流タービン

ベース圧と翼後縁損失との関係が非粘性オイラー方程式による計算によって予測できることが実証され，チョークした翼列ではベース圧と背圧の間に一意的関係が成立することなどが示され（GT-278），またタービン翼列についても既存の実験資料を整理して損失予測法を改善した研究がある（GT-284）。タービン翼列では境界層を取り扱った研究が多く，上流翼列の後流と干渉する翼面境界層の遷移特性の実験とその理論モデル化（GT-289, 290），境界層の状態及び後縁形状と後流渦ストローハル数との関係を求める実験（GT-296），強い凹面上のゲルトラー渦の発達と境界層厚さ及び境界層内速度分布との関係を調べた実験（GT-321）がある。また出口ディストーションに

（平成元年7月19日原稿受付）

起因する動翼列の励振力を計測したもの (GT-237), 高転向角遷音速タービンノズルの性能に及ぼす出口条件の影響 (GT-283), 遷音速タービン翼列の表面マッハ数, 効率分布の計測値及び表面熱伝達の計測値がそれぞれ非粘性時間進行法による数値解及び混合距離法による計算値とよく一致することを示した研究のほかに, 使用状態でタービン翼表面粗さの統計学的評価を行ったものがある (GT-285)。

5. 端壁及び翼端隙間流れ

タービン直線翼列の先端隙間を変えて隙間流れを詳細に計測し, 先端漏れ渦の強さ, 大きさ及びその発達と隙間及び翼循環との関係を量的に調べたもの (GT-55), 同じ様な実験で損失の構成を論じたもの (GT-56), タービン直線翼列の流れの詳細な計測による二次流れ損失の評価 (GT-47), 入口速度分布に強制的に歪を与えて二次流れと翼間渦の成長を計測し, 慣用的な二次流れ理論の有効性を示したもの (GT-65), 翼間渦, 端壁及び二次流れ効果に対するマッハ数の影響が重要であることを示したもの (GT-67), 運動する円柱

列後流と干渉することによりタービン直線翼列の翼間渦が弱められることを示した実験 (GT-79), 動静翼干渉のもとにおける環状圧縮機翼列の端壁剝離域の定常及び非定常流れ場の詳細な測定を行い上流翼列後流が重要な影響因子となることを示すと共に, 非定常翼面圧力特性に関する実験資料を提供したもの (GT-77), 端壁近傍の翼負荷に現れる三次元的緩和を準三次元及び完全三次元非粘性流の数値解によって示したもの (GT-151), 翼端漏れ流れの既存の実験資料を検討して端壁近傍の全圧勾配の半径方向成分と流路形状, 周速, 壁面摩擦係数, 通り抜け流れとを結び付ける解析的表現を与えた研究 (GT-19), 入口境界層厚さ, 縦横比及び出口マッハ数とエネルギー損失及び二次流れ渦の挙動との関係をタービン直線翼列実験により調べたもの (GT-12), 周方向積分した運動方程式を用いて単段軸流遷音速圧縮機の衝撃波干渉を含む二次流れを計算する方法を提案し, その有効性を実験値と比較して示した研究がある (GT-210)。

入 会 者 名 簿

。正 会 員

貞 森 博 己 (大阪ガス) 八 木 洋 一 (日産) 近 藤 真 吾 (日産)
 鈴 木 大 志 (日産) 甫喜山 惇 (三井造船) 伊 藤 一 人 (IHI)
 村 上 哲 (航技研) 伊 東 正 雄 (東芝) 山 岸 章 (千代田化工建設)
 井 坂 信 一 (荏原) 岸 川 忠 彦 (荏原) 小 林 利 充 (荏原)
 松 浦 麻 子 (東芝) 井 上 良 雄 (三井造船) 西 野 秀 樹 (川重)
 永 井 滋 人 (川重) 広 瀬 昌 敏 (川重) 有 本 忠 弘 (川重)
 永 田 博 (川重) 佐 々 正 (IHI) 谷 基 城 (日立)
 密 本 健 一 (川重) 浜 平 澄 雄 (川重) 佐々木 卓爾 (川重)
 伊佐治 強 彦 (三井造船) 梅 本 進 (三井造船) 生 沼 秀 司 (三井造船)
 松 本 和 久 (三井造船) 玉 谷 修 三 (東電)

。学 生 会 員

岩 崎 仁 彦 (防大) 八 木 晃 治 (防大)

。賛 助 会 員

鹿島建設 ㈱

起因する動翼列の励振力を計測したもの (GT-237), 高転向角遷音速タービンノズルの性能に及ぼす出口条件の影響 (GT-283), 遷音速タービン翼列の表面マッハ数, 効率分布の計測値及び表面熱伝達の計測値がそれぞれ非粘性時間進行法による数値解及び混合距離法による計算値とよく一致することを示した研究のほかに, 使用状態でのタービン翼表面粗さの統計学的評価を行ったものがある (GT-285)。

5. 端壁及び翼端隙間流れ

タービン直線翼列の先端隙間を変えて隙間流れを詳細に計測し, 先端漏れ渦の強さ, 大きさ及びその発達と隙間及び翼循環との関係を量的に調べたもの (GT-55), 同じ様な実験で損失の構成を論じたもの (GT-56), タービン直線翼列の流れの詳細な計測による二次流れ損失の評価 (GT-47), 入口速度分布に強制的に歪を与えて二次流れと翼間渦の成長を計測し, 慣用的な二次流れ理論の有効性を示したもの (GT-65), 翼間渦, 端壁及び二次流れ効果に対するマッハ数の影響が重要であることを示したもの (GT-67), 運動する円柱

列後流と干渉することによりタービン直線翼列の翼間渦が弱められることを示した実験 (GT-79), 動静翼干渉のもとにおける環状圧縮機翼列の端壁剝離域の定常及び非定常流れ場の詳細な測定を行い上流翼列後流が重要な影響因子となることを示すと共に, 非定常翼面圧力特性に関する実験資料を提供したもの (GT-77), 端壁近傍の翼負荷に現れる三次元的緩和を準三次元及び完全三次元非粘性流の数値解によって示したもの (GT-151), 翼端漏れ流れの既存の実験資料を検討して端壁近傍の全圧勾配の半径方向成分と流路形状, 周速, 壁面摩擦係数, 通り抜け流れとを結び付ける解析的表現を与えた研究 (GT-19), 入口境界層厚さ, 縦横比及び出口マッハ数とエネルギー損失及び二次流れ渦の挙動との関係をタービン直線翼列実験により調べたもの (GT-12), 周方向積分した運動方程式を用いて単段軸流遷音速圧縮機の衝撃波干渉を含む二次流れを計算する方法を提案し, その有効性を実験値と比較して示した研究がある (GT-210)。

入 会 者 名 簿

。正 会 員

貞 森 博 己 (大阪ガス) 八 木 洋 一 (日産) 近 藤 真 吾 (日産)
 鈴 木 大 志 (日産) 甫喜山 惇 (三井造船) 伊 藤 一 人 (IHI)
 村 上 哲 (航技研) 伊 東 正 雄 (東芝) 山 岸 章 (千代田化工建設)
 井 坂 信 一 (荏原) 岸 川 忠 彦 (荏原) 小 林 利 充 (荏原)
 松 浦 麻 子 (東芝) 井 上 良 雄 (三井造船) 西 野 秀 樹 (川重)
 永 井 滋 人 (川重) 広 瀬 昌 敏 (川重) 有 本 忠 弘 (川重)
 永 田 博 (川重) 佐 々 正 (IHI) 谷 基 城 (日立)
 密 本 健 一 (川重) 浜 平 澄 雄 (川重) 佐々木 卓爾 (川重)
 伊佐治 強 彦 (三井造船) 梅 本 進 (三井造船) 生 沼 秀 司 (三井造船)
 松 本 和 久 (三井造船) 玉 谷 修 三 (東電)

。学 生 会 員

岩 崎 仁 彦 (防大) 八 木 晃 治 (防大)

。賛 助 会 員

鹿島建設 ㈱

5.2 遠心関係

法政大学工学部 水 木 新 平

遠心関係の名がついたセッション数はターボ機械全体 24 の内 5 で、関連する論文を含むと 11 であった。本年のセッションで気がついた点を挙げると Dr. O. E. Balje Memorial Lecture として Unusual Centrifugal Compressors and Pumps が設けられ、ディフューザ関係が Performance and Design of Vaneless and Vaned Diffusers にまとめられた。Centrifugal Impellers に 2 セッションが設けられて、昨年 of End Wall and Tip Clearance Flow はこれとラジアルタービンに含まれた。

ラジアルタービン関係では設計の初段階で現状の効率の値を与えて無次元関係を用いて羽根車の運転状態と形状を関連させ、経験的に求められた損失が最小となるように形状を定める方法が提案された (GT-83)。また、ノズルの Tip Clearance 効果を調べるために羽根枚数の異なる 2 種類のラジアルタービンで間隙を 3 種類変化させて性能を測定し、簡単な主流と漏れを考慮した解析により、この複雑な流れが定量的に把握されることが示された (GT-162)。ノズル内とノズル出口から羽根車入口までの領域を同じラジアルタービンを用いて LDV で測定し、前者 (GT-208) ではスクロールの影響や壁面近傍の流れなどに着目し、パネル法による結果と対比し、後者 (GT-157) では軸対称流の計算を行って、とくに低流量域では流れの方向の非一様性が著しいことが示された。変わった例としては海洋の水面と水面下 1000 m の温度差を利用した小、中型の蒸気タービンの設計に関する 2 段の 2 方向流入のラジアルタービンの研究が報告された (GT-60)。さらに、大気や燃焼ガスに含まれる小さな固体粒子がノズルに壊蝕をおこす問題では Gas Turbine Erosion and Deposition のセッションで粒子の軌跡を解析して、先端部近くの負圧面に生ずる壊蝕が最も少なくなるように

入口流れ角を選ぶ方法も発表された (GT-208)。

一般にあまり用いられていない特殊な遠心圧縮機とポンプに関する発表は Dr. O. E. Balje への弔辞と記念講演に続いて行われた。天然ガス用のポンプに往復動圧縮機の代替として高圧力、低流量域での運転を試みた部分放出形の低比速度の遠心圧縮機の性能はウィンデিজおよび再循環損失が大きく、効率も低い上に熱発生のために不向きのようなのである (GT-1)。また、補助動力装置を小型化する目的で一台の圧縮機で 2 つの異なる圧力比を得るために羽根車出口のシュラウド形状を段付きにして、出口径以下のシュラウド側で低圧空気を引き抜き、下流の出口からタービン用の高圧空気を取り出す試みも見られる (GT-121)。前方わん曲羽根を持つ遠心ファンに半羽根を付け、その周方向位置と長さの性能に対する影響を調べたり (GT-33)、平行側壁を有する 3 種類の多翼ファンの性能と流れを測定し、設計点における羽根車内の逆流の存在を示した研究 (GT-52) も報告された。さらに、単段および多段の天然ガスパイプライン用の遠心圧縮機の運転条件の変更や老化による改修に際して効率も上昇させることを考慮した例など (GT-109) も見られる。ディフューザ形状のみからこのセッションに含まれたものでは直線翼列を等角写像した 2 重円弧翼からなる小節弦比ディフューザを遷音速圧縮機に装着し、低圧力比の場合と同様に羽根なしディフューザに比較しても高効率で広作動範囲が得られたことが報告された (GT-66)。また、自動車用ガスタービンで圧力比 5 : 1 の圧縮機に 3 段の翼列ディフューザを用いて広作動範囲が得られた (GT-61)。さらに、以前になされた 2 つの回転羽根なしディフューザの特性を再検討して高圧力比の天然ガス圧縮機への応用が考えられた (GT-224)。

ディフューザ関係のセッションでは羽根なしディフューザで簡単な運動量積分方程式で損失を

(平成元年 7 月 19 日原稿受付)

求め、流れ角、無次元幅の影響が調べられ (GT-158)、羽根付きディフューザではその前縁形状が性能に及ぼす影響について、3種類の直線と8種類の前縁の負圧面形状が曲線のくさび形チャンネルディフューザをターボチャージャに装着して性能を測定し、圧力面より負圧面が形状の変化に敏感で直線状の方が常に効率が高いことが示された (GT-163)。また、高圧酸素ポンプで2種類の羽根に4種類の翼列ディフューザを用い羽根車と翼列ディフューザの干渉を測定して、キャビテーションとも結びつくような強い圧力変動が認められた (GT-62)。また、CFDのセッションにも翼列ディフューザに Denton 法を応用し、1次元の境界層を考慮した解析が見られる (GT-156)。

渦巻室の流れではこれを拡大直線流路でモデル化し、旋回流を流路に沿って与えて実験を行い、損失なしの仮定で求めた解析に実験より得られた損失を含めると良く一致することが示された (GT-183)。

羽根車の内部流れに関しては高負荷化による後方わん曲羽根の採用により、直線放射状羽根で明らかにされた従来のジェット/ウェークのパターンが変化してきており、さらに羽根出口高さの減少によって翼端の漏れが重要となり、これらの影響を中心とした報告が多い。羽根車先端間隙からの漏れに関してはこれが縮流係数に依存することに着目して翼端の形状を3種類変化させてその効果が調べられた (GT-80)。また、羽根出口高さの減少による羽根先端間隙の相対的な変化が2次流れに及ぼす影響について後方わん曲と直線放射状羽根で対比された (GT-81)。L2Fを用いて2次流れとそれに伴う渦構造を測定し、Dawesによる時間依存型の粘性解析と比較的良好一致が得られ

たことも報告された (GT-159)。これと同じ圧縮機に L2F を用いた結果は改良 $k-\epsilon$ モデルとも対比され、上述の渦構造は羽根先端の漏れの影響を受け、これらの効果に適切なモデルが必要であることが示された。 (GT-181)。また、ターボチャージャ用の小型遠心圧縮機では鏡を用いた LDV により羽根車内部流れが測定され、従来のジェット/ウェークにセル状の流れが観察され、さらに詳細に調べるべきであることが示された (GT-155)。

羽根車曲面の加工に関しては軸流も含めてミリングを用いる時の座標原点からの直線上を変化する2次曲線の包絡面として所定の形状を得る数学的定式化と実際の例が示された (GT-160, 161)。

逆問題では遠心羽根車の平均速度分布を与えて損失が流線に沿って最小となる方法 (GT-32) も示された。さらに、CFDのセッションではラジアルタービンおよび遠心羽根車に3次元性を考慮した非粘性解析が報告された (GT-73, 84, 136)。

効率換算ではモデル試験の寸法効果に対してレイノルズ数と相対粗さの効率に及ぼす影響が発表された (GT-31)。

また、振動関係のセッションに含まれているが、実際の運転状態の羽根つきディフューザを持つ羽根厚さの薄い高速回転の遠心羽根車が部分負荷時に周方向に不均一な圧力分布のために共振し、サージ点流量まで変化させる危険性についての報告も (GT-291) 重要であろう。

これらの他に小型ガスタービンのセッションで発表された 50-100 馬力の多目的動力源用ガスタービンに圧力比 6 : 1 程度の遠心圧縮機とラジアルタービンが使われてディフューザもパイプ型、チャンネル型などが試みられており (GT-112, 117, 172)、実用上も興味深い。

5.3 非定常流れと数値流体力学

航空宇宙技術研究所 小 林 紘

航空宇宙技術研究所 山 本 一 臣

著者らはターボ機械委員会が主催しているセッション 16 (High Speed Turbomachinery Flow Physics) セッション 56 (Forced Response and Flutter) セッション 73 (Axial Flow Compressor and Fan Aerodynamics) で論文発表し、また同委員会の非定常流れ、数値流体力学関係のセッションへも参加する機会を得た。数値流体力学関係については、前回のアムステルダム会議と比較すると、論文数が大きく増加しており、30~40名程度入れる各会場において熱心な発表、討議が行われ、時には満員となり関心の高さが伺えた。数値流体力学の立場からは応用の分野であるため、計算スキーム自体の研究よりも、ターボ機械における実際の現象を重視し、計算時間の短縮化、簡易化により、実用的な面から計算方法を発展させていくという研究の方向も見られた。以下に非定常流れと数値流体力学関係の発表論文を紹介する。

1. 非定常流れ

ファンのフラッターについての3つの発表と、Inlet Distortionに関して、2つの発表、ATPを含めた後退角付ブレードの振動と変位に関して3つの発表が有り、昨年のASMEガスタービン会議と比較して、後退角付回転翼列関係のペーパー数の増加が目立った。

(GT-299) はハニカムやスクリーンによって作られた Inlet Distortion と軸流圧縮機の動翼との干渉によって発生する非定常空気力と応答関数を実験的に研究している。ホットワイヤーによる乱れの測定と小型圧力センサーによる翼面上の非定常圧力の測定により、非定常応答関数とそれに対する動翼の定常空気力(平均迎え角)の影響を調べている。(GT-246) では Inlet Distortion や乱れなどの3次元渦流れと定常空力負荷を有する翼列との干渉問題を解析的に解いており、翼近傍(よどみ点と翼表面)での渦の伸張と転向により大きな流れ方向成分の渦が発生することを明らかにしている。(GT-297) は非失速振りモードの超音速

ファンブレードにおける翼列フラッタの実験的研究を環状振動翼列風洞を用いて行っており、高亜音速から超音速流入までの翼列フラッタの発生領域、翼面上に発生する衝撃波の翼列フラッタへの影響の重要性、無次元振動数や翼間振動位相差の翼列フラッタへの影響などを明らかにしている。

(GT-271) は直線振動翼列風洞を用いた対称円弧翼列のフラッタの高亜音速流入での研究を行っており、迎え角や翼間振動位相差の影響を明らかにしている。(GT-279) は Zonal Moving grid 手法と翼間振動位相差の境界条件として調和形状変化の条件を用い、大幅な計算時間と記憶容量の減少をねらい、Euler 方程式を Time marching 法で解いている。2次元並びに準3次元の翼列フラッタの計算を行ない、他の計算例や実験値との比較を行い手法の有効性を明らかにしている。(GT-280) は ATP ブレードの振動に関しては、他のパラメータを同条件に保持したまま、流速のみを実機の条件の代りに低速の亜音速にすることによって実験の簡単化を図った、sub-velocity スケール実験法を用いて、ATP ブレードの空力弾性特性へのパラメータ(後退角、質量分布など)の影響を調べ、2自由度のカップリングフラッタの発生を明らかにしている。(GT-298) はレーザービームを、回転する ATP ブレードの翼弦にたいして傾けて通過させ、そのビームが翼の前縁と後縁を通過する時間を測定する方法によって、ATP ブレードの遠心力や空気力による変位を測定しており、曲げ変位に比べて、振り変位の測定の難しさを報告している。(GT-306) は後退角をもつ亜音速回転翼列に揚力面理論を適用して、翼列フラッタとガストとの干渉騒音に対する後退角の影響を解析し、後退角の増大はフラッタや音の発生に対して良い効果をもたらすことを明らかにしている。

2. 数値流体力学関係

数値流体力学関係のセッションは4つあり21件の論文が報告された。他のセッションにも数値計算を使った研究が含まれているが、そちらは他の方々に譲り、ここではその4つのセッションの

(平成元年7月27日原稿受付)

論文について紹介する。

Euler 方程式の計算については3件あったが、外部流れに使われた計算技術を応用したもので、特に目立つ物はない。ターボ機械に使用することを前提に計算コードを開発するためには何が問題になるのかといった議論がもう少し有っても良いように思える。(GT-20)はJameson-Yoonの有限体積LU分解陰解法による2次元Euler方程式の計算と、実用的な代数的格子形成法について述べており、タービン翼について計算例を示している。

(GT-22)は2次元Euler方程式をJamesonの有限体積法で解き、2次元の遷音速タービン翼列流れの計算を実験と比較している。(GT-85)はNASA, Ames研究所のARC3Dコード(Pulliamによって開発された外部流計算コード)を3次元圧縮機流れの計算に適用できるように変更した。

非圧縮性あるいは低マッハ数流れの計算の研究としては、圧力のPoisson方程式を解く方法が1件、Chorinの人工圧縮性を用いた計算が3件発表されている。(GT-140)はnon-staggered gridでPoisson方程式を解く方法によって、3次元非圧縮性Euler方程式を計算しており、軸流ファンの実験と比較している。(GT-212)はChorinの人工圧縮性の方法によってDentonのコード(3次元Euler方程式)とDawesのコード(3次元Navier-Stokes方程式)を低マッハ数流れ用に改造し、タービン流れで実験と比較している。収束率を最適化するように人工音速を選択する方法について考察している点が特徴的である。(GT-5)は人工圧縮性の方法によって低マッハ数のディフューザ流れなどについて2次元Navier-Stokes方程式の計算を行ない実験と比較している。K-ε乱流モデルまたは代数乱流モデルを適用した場合について比較している。(GT-45)はJamesonのランゲクッタ法を時間積分に、LeeのDistributed Minimal Residual methodを収束加速に使用して2次元非圧縮性Navier-Stokes方程式を計算している。

非構造格子での計算は1件だけ報告された。

(GT-211)は解適合非構造格子を用いて、2次元Navier-Stokes方程式を2段階陽的Taylor-Galerkin有限要素法で解いている。格子形成で圧力勾配とエントロピに格子を適合させ、衝撃波と

境界層を正確に解こうとしている。遷音速タービン流れで実験との比較をしているが、計算効率の向上が課題のようだ。

この他に圧縮性Navier-Stokes方程式の計算は2件報告されている。(GT-89)はRaiの2次元非定常タービン動-静翼干渉計算コード(ROTOR-1)に伝熱の効果を入れた計算と、従来用いられてきた定常非粘性流コードと境界層コードの組合わせによる計算を行い、United Technologies Research Centerの大型環状タービン試験装置の実験と、翼面静圧とスタント数について比較し、2つの方法の優劣を調べている。どちらも定性的には実験結果とよい一致を示しており、定常データだけで良いときには従来の方法で十分であると結論づけている。(GT-152)はAdamczykの3次元Average-Passage modelを使い、多段タービンの動-静翼干渉流れを計算し、上記UTRCのタービン試験装置による実験と比較している。近似計算であるが、非定常性、圧縮性、粘性の効果を含んでいる計算である。翼面の圧力分布、全圧分布等を比較し、良好な結果を得ており、動-静翼干渉による現象をよく説明している。個人的にはこの研究が今回の数値計算関係のセッションにおける目玉だったと思う。

逆解法に関する研究として、3次元ポテンシャル方程式を用いた逆解法とその検証をラジアルタービンで行った実験(GT-136,137),近似的な3次元解析(Mean Stream Surface Method)を使った遠心圧縮機的设计法(GT-73),が発表された。

さらに、Wuの準3次元計算に関連した研究として、回転の効果を検討したS1面上の境界層方程式の計算(GT-227),S2面上の境界層方程式の計算(GT-15),また、経験的な境界層補正等を含む、3次元ポテンシャル方程式の計算方法(GT-17)が報告されている。

計算方法の研究以外には、逆圧力勾配の遷移長さへの影響を実験で調べ、新しい遷移モデルを提唱している研究(GT-274),数値計算の検証データを提供している実験として、流入マッハ数0.25のControlled Diffusion翼の境界層をLDVで細かく調べた実験(GT-131)と2重円弧翼列の境界層をLDVで計測した実験(GT-72)が報告された。

6. 伝熱関係

三菱重工業株式会社 高砂研究所 青 木 素 直

伝熱関係の論文は32編が発表され、内訳は次の通りであった。

- | | |
|--------------------|-----|
| (a) 回転を伴う熱伝達に関するもの | 4 編 |
| (b) 内部熱伝達に関するもの | 7 編 |
| (c) 外部熱伝達に関するもの | 7 編 |
| (d) フィルム冷却に関するもの | 14編 |

以下に主要な論文の概要を紹介する。まず(a)に属するもののうち、(GT-236)は回転しているディスク面の熱伝達率を実験的に求めたもので、囲まれたキャビティ内のディスク表面熱伝達率は自由空間中のものと比べ大きいことを述べている。

(GT-286)は冷却空気の半径方向への流れがある回転しているキャビティのディスク表面ヌセルト数を Cebeci-Smith の渦粘性モデルを用いた境界層式を解くことにより求めたものである。

(GT-287)では、回転ディスク表面の熱伝達率の計測結果を述べている。ここで用いられた計測法は、液晶をディスク表面にコーティングし、過渡時の色の変化をデータ処理することにより熱伝達率を得るものである。

(b)に属するものとして、(GT-30)は内面にタービュレンスプロモータを持つ矩形流路の流れ及び熱伝達特性をNS式を解くことにより求めている。乱流モデルとして Baldwin-Lomax によるものを用いている。(GT-86)は内表面にリブを有する流路で生じる圧力損失と熱伝達を簡易に得るための理論的方法を論じている。(GT-87)では流路高さに対するピンフィンの長さを変えて圧力損失と熱伝達率を比較している。(GT-98)は3流路の冷却流路内面に設けられたリブの傾きが熱伝達率に与える影響を述べている。(GT-99)ではピンフィンのフィレットが熱伝達率及び圧力損失に与える影響を述べている。(GT-150)は、スパン方向にリブを有する回転流路の熱伝達率を

報告している。回転している場合は、しない場合に比べ熱伝達率が最大45%増加している。(GT-191)は180°転向する2流路及び3流路からなる冷却流路の熱伝達率と圧力損失の計測結果を述べたもので、3流路の熱伝達率は2流路に比べ15%高いことを報告している。(GT-272)は滑らかな表面と外向き流れを有する回転流路の熱伝達率の計測結果を示したものである。

(c)に属するものとして、(GT-2)は周期変動流下にある平板の熱伝達特性を実験的に検討したものである。(GT-43)は遷移の予測と曲率の影響を考慮した境界層計算に関するもので実験値及びSTAN5による計算値との比較が示されている。(GT-57)は翼後流により誘起される遷移を取扱ったもの、(GT-59)は後向きステップ及び交差流中の噴流下流の熱伝達特性について実験値と計算値を比較している。(GT-90)はノズル及び曲り流路の端壁部における熱伝達特性を比較したもので、翼列流れをダクト形状で模擬しうるか否かについて述べている。(GT-107)はスペースシャトルの主エンジンタービン部の熱的条件を模擬するため、開発された過渡熱流束計測装置に関するものである。本タービンの熱流束条件は、航空エンジンの50~100倍に達するとのことである。(GT-135)は衝撃波風洞を用いて単段回転タービンの非定常熱伝達特性を調べたもので、タービンとしてGarrett TFE 731の高圧タービンが用いられている。(GT-169)はタービン動翼の冷却性能について予測値とテスト結果を比較し、設計条件と実際の流れが大きく異なっていることを述べている。(GT-219)はタービンノズル端壁の熱伝達率の計測結果を述べたものである。

(d)に属するもののうち、(GT-7)はフィルム冷却空気孔の熱伝達特性について実験的に検討したものである。(GT-69)は前縁フィルム冷却及びその下流にフィルム冷却を有するノズルの熱伝

(平成元年7月20日原稿受付)

達特性を実験的に調べたもので、フィルム空気により翼への熱伝達が低減される反面、フィルム空気により乱れが増加するため熱伝達が増加することを述べている。(GT-113)はフィルム冷却された燃焼器壁温の計算法を示したものである。(GT-139)はフィルム冷却による熱伝達特性の予測法を述べたもので、 $k-\epsilon$ モデルを用いた2次元境界層方程式に冷却空気吹き出しモデルを組み合わせ、3次元効果を“Entrainment factor”を導入することで考慮している。(GT-175)はフィルム冷却空気と主流の密度比が流れ特性に与える影響をレーザー流速計を用いて調べたもの、(GT-176)はフィルム冷却された平板の熱伝達率に与える密度比の影響を論じたもので、吹き出し角度 35° 、 90° についてその効果を調べている。 35° の場合、同一の質量流速比条件で密度比が熱伝達特性に影響を持ち、 90° の場合はその影響が殆ど無いことを示している。(GT-186)では高圧タービンノズル圧力面のフィルム孔が熱伝達場に与える影響を Short-duration Isentropic Light Piston Compression Tube 装置を用いて計測した結果が報告されている。(GT-187)は低アスペクト比ノズルの3次元流れ場における熱伝達率とフィルム

冷却効率の分布を求めたもので、通路渦が熱伝達率を促進する一方、フィルム冷却効率を低下させることを報告している。(GT-188)はインピンジメント/浸み出し冷却方式における熱伝達特性に関し、インピンジメント穴数と圧力損失の影響を調べたもので、インピンジメント面と浸み出し面間のすきま流れを FLUENT コードで解析している。(GT-189)は乱流境界層にある単孔からの吹き出し空気に与える渦の影響を論じている。(GT-276)はタービン翼の前縁フィルムの冷却効果を、交差流れ中に置いた円筒からの吹き出しにより模擬し、ナフタリン昇華法により計測している。

以上の論文をまとめると、内部冷却の分野では研究が一層細かな問題に向っている様子がうかがえる。一方、外部熱伝達では、ノズル後流との干渉による動翼翼面の非定常熱伝達問題及び端壁面の熱伝達率分布の計測など、より実機に近い問題に関心が向けられている。フィルム冷却については、細かな現象の理解に関するものが多かった。現在、冷却方式はほぼ確立されており、革新的な冷却方式が出現しない限り、研究はより細かな問題に向かうものと思われる。

協賛

セラミックス構造部品の設計技術と品質保証シンポジウム

日時 平成元年10月17日(火)

場所 東京工業大学

詳細は日本材料学会(TEL 075-761-5321)へお問い合わせ下さい。

達特性を実験的に調べたもので、フィルム空気により翼への熱伝達が低減される反面、フィルム空気により乱れが増加するため熱伝達が増加することを述べている。(GT-113)はフィルム冷却された燃焼器壁温の計算法を示したものである。(GT-139)はフィルム冷却による熱伝達特性の予測法を述べたもので、 $k-\epsilon$ モデルを用いた2次元境界層方程式に冷却空気吹き出しモデルを組み合わせ、3次元効果を“Entrainment factor”を導入することで考慮している。(GT-175)はフィルム冷却空気と主流の密度比が流れ特性に与える影響をレーザー流速計を用いて調べたもの、(GT-176)はフィルム冷却された平板の熱伝達率に与える密度比の影響を論じたもので、吹き出し角度 35° 、 90° についてその効果を調べている。 35° の場合、同一の質量流速比条件で密度比が熱伝達特性に影響を持ち、 90° の場合はその影響が殆ど無いことを示している。(GT-186)では高圧タービンノズル圧力面のフィルム孔が熱伝達場に与える影響を Short-duration Isentropic Light Piston Compression Tube 装置を用いて計測した結果が報告されている。(GT-187)は低アスペクト比ノズルの3次元流れ場における熱伝達率とフィルム

冷却効率の分布を求めたもので、通路渦が熱伝達率を促進する一方、フィルム冷却効率を低下させることを報告している。(GT-188)はインピンジメント/浸み出し冷却方式における熱伝達特性に関し、インピンジメント穴数と圧力損失の影響を調べたもので、インピンジメント面と浸み出し面間のすきま流れを FLUENT コードで解析している。(GT-189)は乱流境界層にある単孔からの吹き出し空気に与える渦の影響を論じている。(GT-276)はタービン翼の前縁フィルムの冷却効果を、交差流れ中に置いた円筒からの吹き出しにより模擬し、ナフタリン昇華法により計測している。

以上の論文をまとめると、内部冷却の分野では研究が一層細かな問題に向っている様子がうかがえる。一方、外部熱伝達では、ノズル後流との干渉による動翼翼面の非定常熱伝達問題及び端壁面の熱伝達率分布の計測など、より実機に近い問題に関心が向けられている。フィルム冷却については、細かな現象の理解に関するものが多かった。現在、冷却方式はほぼ確立されており、革新的な冷却方式が出現しない限り、研究はより細かな問題に向かうものと思われる。

協賛

セラミックス構造部品の設計技術と品質保証シンポジウム

日時 平成元年10月17日(火)

場所 東京工業大学

詳細は日本材料学会(TEL 075-761-5321)へお問い合わせ下さい。

7. 燃焼および燃料関係

川崎重工業 北 嶋 潤 一

1. 全 般

今回、Combustion & Fuels Committee 主催によってパネル討論 1 セッションを含む 6 セッションが行われ、論文数は 24 編であった。発表国別の論文数は米国が圧倒的に多く 11、英国 6、カナダ 3、フランス、ポーランド、中国、日本各 1 であった。発表機関別に見ると企業が約半分の 11 編であり、大学が 4 編であった。

発表内容を大別すると、(1)低 NO_x 燃焼に関するもの 6 編、(2)燃料に関するもの 5 編、(3)燃料噴霧・微粒化に関するもの 3 編、(4)空力関係 2 編、(5)石炭関係 2 編、(6)燃焼器開発・性能に関するもの 2 編、その他 4 編となっている。以下に主な論文の概要を述べる。

2. 低 NO_x 燃焼

低 NO_x 燃焼に関する論文は予混合あるいは希薄燃焼に関するもの 4 編、触媒燃焼 1 編、低 NO_x 燃焼器に関するレビュー 1 編である。

Solar から予混合燃焼器の開発について 2 件の発表が行われた。1 件は天然ガス焚きのものであり (GT-266)、軸流スワラ出口の環状通路に燃料を噴射、予混合させるもので、200kW 級ガスタービン実機運転での NO_x は 14ppm (O_2 15% 換算、以下同様) である (但し、圧縮機圧力比 3.7 で燃焼器入口温度も低い)。部分負荷運転に対しても可変機構なしで Fuel Staging のみで対応可能としているが、CO 排出量は過大である。

他の 1 件は液体燃料焚きで (GT-264)、ラジアルスワラ出口の環状通路の内側と外側に燃料をフィルム状に出し微粒化、予混合させるもので、燃焼器リグテストでは CO 50ppm の条件で、 NO_x は 6 気圧時 12ppm、9 気圧時 20ppm が達成されたとしているが、燃料のコークング等実用化への課題は多い。

GE から低 NO_x 燃焼器の開発状況について報告された (GT-255)。天然ガス用に開発した燃焼器には 2 次燃料ノズル外側の環状の 1 次領域と (6 つの 1 次燃料ノズルを持つ)、その下流の 2 次領域の 2 つの燃焼領域があり、負荷に応じて 1 次、Lean-Lean、2 次、予混合の 4 つのモードで運転される。現用ガスタービンの定格負荷条件では予混合モードで NO_x 25ppm が達成可能としている。

英国の Leeds 大学からはラジアルスワラを使う超低 NO_x 燃焼器についての報告があった (GT-322)。ラジアルスワラの羽根間の通路に燃料を噴射することによって超低 NO_x 燃焼が実現でき、入口温度 600K、1 気圧の条件では NO_x はプロパンの場合 3ppm、灯油の場合 6ppm、としている。

触媒燃焼に関する発表は筆者が行ったもので、前回発表以降の触媒燃焼器の改良について報告した (GT-265)。実機運転時の燃焼効率改善のため、④触媒外径の大型化により流速低下、燃焼負荷低減を図った燃焼器と、⑤触媒通路の細密化により触媒表面積増加、燃焼負荷低減を図った燃焼器をそれぞれ開発し、S1A-02 型エンジンで実機テストを実施した。その結果、大口径触媒を用いたシステム④で出力 170kW 時に目標 NO_x 値、5.6ppm を達成したが、触媒の活性低下が著しく短時間で燃焼効率が急激に低下しており、触媒の開発が今後の重要な課題であると報告した。

3. 燃料関係

燃料に関する論文としてはまず燃料組成とすす排出に関するものが 2 編あげられる。

1 編は Purdue 大学のもので広範囲の燃料について燃焼特性を調べた結果、すすの排出量に対しては燃料中の水素分の割合よりも煙点の方が良く対応し、煙点とナフタリン分割合とを組み合わせで作った実験式が最も良く一致したと報告してい

(平成元年 7 月 21 日原稿受付)

る (GT-261)。

他の 1 編は National Research Council of Canada のもので、数多くの炭化水素、炭化水素混合物、航空タービン油およびディーゼル油についてすす発生の系統的な研究を行っている。その結果すすの発生は煙点で示される燃料の分子構造と燃料の H/C 比によって支配されるとしている (GT-288)。

Purdue 大学からは燃料組成と噴霧粒径を変えた場合の NO 生成についても報告されている。 (GT-262)。燃料の微粒化が良いと希薄側で NO が減少する、低圧では NO の最大値は燃料組成によらない、高圧では H/C 比が増加すると NO の最大値が低下する、としている。

カナダの Laval 大学では 100 種類以上の燃料について燃料の性状と汚染物質の関係を調べている (GT-268)。その結果、燃焼効率は噴霧粒径と燃料性状を考慮に入れた予測式と良く一致した。しかし NO_x については常温、常圧付近での試験のため絶対値が低過ぎ、バラツキが大きく予測式の評価はできなかったとしている。

4. 燃料噴霧・微粒化

California 大学 (Irvine) からガスタービン用量産エアブラストノズルについて流れ場と噴霧を詳しく測定し、噴霧の非対称性の原因を調べた結果が報告された (GT-303)。

Aerometrics からは旋回気流中にうず巻噴射弁から噴射された液滴について、2 成分 Phase Doppler Particle Analyzer を使った粒径、速度分布等の詳細測定の結果が報告された (GT-273)。

5. 空力関係

ポーランドの Gdańsk 大学からガスタービン燃焼器での圧力損失の実験研究について報告された (GT-247)。出力 236 kW のヘリコプタ用 2 軸ガスタービンを使って実験した結果、圧力損失は全ての運転範囲にわたって燃料流量によって変化するとしている。

英国の AIT (Aero & Industrial Technology) からは傾斜した案内筒が付いた空気孔の流量係数について、2 次元リグテストの結果が報告された (GT-248)。

6. 石炭関係

DOE から石炭焚きガスタービン燃焼器の開発状況について報告された (GT-252)。燃料は CWS (石炭-水スラリー) であり、GE, Westinghouse, Allison (GM), Solar の 4 社がそれぞれ研究を実施した。その結果、石炭は現実的な大きさの燃焼器で燃焼可能であり、灰やスラグも実用上問題の無いレベルまで除去できるとしている。

Dow Chemical と Westinghouse から石炭ガス化ガス焚き 100 MW 級ガスタービンの運転経験について報告された (GT-257)。天然ガスから石炭ガス化ガスへの転換によって燃焼器壁温が上昇したが燃料ノズル改良で対応でき、技術的な問題は特に無いとしている。

7. 燃焼器開発、その他

AIT からは Teledyne Continental Motors TP-500 型ガスタービン用のファンスプレイノズルを使った逆流アニュラ型燃焼器の特徴と性能についての報告がなされた (GT-250)。

カナダの Calgary 大学からは燃焼器で圧力上昇させる Pulse Pressure Gain 燃焼器に関する報告があった (GT-277)。以前の研究で明らかとなった不具合点を改良した結果、燃焼器での圧力上昇は 4 % に向上したとしている。

8. あとがき

今大会の燃焼および燃料関係の発表論文を簡単に紹介した。全般的な印象として、欧米でも NO_x 低減研究が再び活発化していること、基礎的な研究を継続する欧米の研究者層の厚さなどが感じられた。なお NO_x に関しては Cogeneration 関係のセッションでも蒸気噴射や低発熱量ガス等についての発表が行われたことを付記しておく。

8. 制御と診断

川崎重工業(株) 辻 本 雅 昭

Controls & Diagnostics Committeeのスポンサによるセッションの数は4, そのうち2つのセッションでパネル討論会が組まれた。1つは産業用タービンのオンライン振動モニタリングに関するもので, 他の1つは Aircraft Gas Turbines と Pipelines & Applications の Committee との合同企画の最新のモニタリング技術に関するものであった。

上記スポンサによるセッションで発表された論文は9件で, 本主題の関連分野が多岐にわたることから, 他の Committee のセッションで発表された論文の件数を下記に示す。

- (1) Aircraft Gas Turbines 5
 - (2) Electric Utilities & Cogeneration
..... 2
 - (3) Marine 3
 - (4) Pipelines & Applications 2
- 以上を内容別に分類すると下記ようになる。
- (1) 制御系設計 5
 - (2) 制御システム 2
 - (3) モデリング 2
 - (4) センサ 3
 - (5) モニタリング 4
 - (6) 診断 5

以上述べたように本主題に関連する発表が種々の Committee にて発表されており, セッションの重複があったためすべてに出席することは不可能であったので, 以下に紹介する概要は論文からの引用を含むことを念のためお断りする。

1. 制御系設計

(GT-37) はピーク電力用として使用している GE MS7001 B ガスタービン発電機について, 急激な温度変化を抑えるために点火時間の短縮化, 暖機運転の緩加速化, 昇速レートの減少, 停

止時の減速レートの減少等を運転制御に採用することにより, 起動特性の改善, 燃焼器の点検周期・タービン第1段の静翼と動翼の寿命・停止時間間隔の延長を達成でき, その結果, 年間 \$ 85,000 の経費を節約できたと報告している。なお, 実験に際して, ファイバースコープによる燃焼器内の火災の観察, オプティカルファイバを用いた赤外線放射温度計によるタービン第1段の温度計測, オプティカルパイロメータによるタービン第1段翼表面温度の計測を行なっている。(GT-190) はガスタービン船のプロペラ軸速度制御系について, 現代制御理論の線形2乗最適制御を適用し, 古典制御理論のPI型レギュレータによる場合とをシミュレーションにより性能を比較している。その結果, 定常特性については従来のPI型レギュレータの方が優れているが, 目標値変更や外乱発生時の過渡特性については線形2乗最適レギュレータの方が優れ, 燃費改善にもなると報告している。(GT-301) は制御系に所要のアベイラビリティを得るための冗長化設計法を信頼性工学の手法により求める方法を解説している。

2. 制御システム

(GT-145) は天然ガスを燃料とする60MWのコンバインドサイクルプラントに採用している階層分散制御システムの概要を報告している。(GT-204) はカナダ海軍での船用ガスタービン主機の制御装置と制御システムの発展の歴史について, 英国海軍, 米国海軍の状況も併せて説明している。また, 1989年に装備計画されているCODOG形式の機関構成を持つ4500トンのフリーゲート艦のマイクロコンピュータを利用した最新式分散型デジタル制御監視システムについて, 開発の経緯, 概要を説明している。

3. モデリング

(GT-133) は天然ガスを燃料とした60MWコンバインドサイクルプラントの設計段階に実施し

(平成元年7月20日原稿受付)

たシミュレーション結果とシミュレーションの有効性を報告している。(GT-203)は船用ガスタービン主機により高度な制御系を設計するための前段階として、ガスタービンのリアルタイムシミュレーションモデルが不可欠であるとし、現代制御理論を適用した3次元の状態空間モデルを紹介している。本来、ガスタービンは非線形性を有するため上記モデルは複数の動作領域に分割し、各々の領域にて線形化している。そして、動特性シミュレーション結果と実測データとを比較し、正確にしかも計算時間も短かく、リアルタイムシミュレータとして充分に機能すると報告している。

4. センサ

(GT-44)は種々のタイプの熱電対について、精度、再現性(repeatabilityとreproducibility)、安定度を実験結果にもとづき説明している。また、保護管による影響についても言及している。(GT-49)はGE MS7001 Bガスタービンの燃焼器内での火炎の挙動をファイバースコープとビデオを用いて観察し、デジタル画像処理を行ない、ガスタービンの負荷状況と関連づけて説明している。本報告によると、火炎の温度の最高値は無負荷状態ではバーナノズル表面部に観察され、負荷の増加に伴ない燃焼器出口側へ移動する。また、約60%負荷以上では、火炎はバーナノズル表面から離れて形成されると報告している。その他に、着火遅れと他の燃焼器への火炎伝播状況についても報告している。

5. モニタリング

(GT-10)はマイクロコンピュータを利用した、航空機用ガスタービンの排気コーン部の温度分布(30点)モニタ装置の概要について報告している。また、本装置により高圧タービン部に設けられた少数の温度センサ信号と排気コーン部の温度分布形態から燃焼器出口温度の分布を推定することが可能であるとしている。

その他に、航空機転用型ガスタービンのモニタリングに関するもの(GT-36)等が発表された。

6. 診断

(GT-78)はRUSTON TORNADO産業ガスタービンを対象として、圧縮機ケーシング表面の加速度型振動計のパワースペクトラムから内側の壁面圧力のパワースペクトラムを伝達関数を用い

て推定し、実験データと比較し良好な結果を得ている。また、上記圧力の変動状況は圧縮機の翼の状態を反映するものであることから、ケーシング表面の加速度情報を振動計を用いて計測することにより翼の状態を診断することが可能であると述べている。(GT-96)は戦闘により被弾等の損害を被ったジェットエンジンの損害箇所とその範囲をフィールドにて緊急に調査、診断する手段として可搬型のリアルタイム振動解析システムを利用する方法を応用例とともに紹介している。

その他に、エキスパートシステムに関するもの(GT-35)ターボ機械の種々の振動問題の診断に関するもの(GT-71)等が発表された。

9. 材料および製造技術

日本工業大学 松 木 正 勝

材料および製造技術の部門は、7セッションであるが、全てユーザー主体のセッションとなっており、総論文数は30編であり、内訳は印刷物のある論文17編、口頭発表のみ13編であった。この他にセラミックス部門では、総論文数17編で、印刷論文14編、口頭発表3編であり、また航空部門で印刷論文5編、船舶部門で2編とがあった。材料、加工関係の論文総数は約54編となり、総論文380編の約14%となっていた。

材料関係では、なんといってもセラミックスに関するものが、製造方法、材料特性、触媒、金属との接合、遮熱コーティング、防食コーティング、ファイバー強化セラミックス複合材の基礎研究など量的に最も多かった。航空関係のなかではSiCファイバーとアルミナの耐熱複合材、カーボン・カーボン複合材の耐酸化性向上、航空エンジンにおける複合材などがあった。

遮熱コーティングについては、金属面にボンド材をつけ、その上に ZrO_2 (8%Wt Y_2O_3) を付けた時のボンド材により耐久性が3倍向上するとの報告があり、一方2層のプラズマスプレーコーティング、即ち0.13mmのNiCoCrAlYのプラズマコーティングとその上に0.25mmのイットリア入りのジルコニアをコーティングした場合について剝離機構の研究も行なわれ、また酸化の影響も検討されている。

製造加工関係では、タービン翼の自動溶接、レーザー溶接、圧縮機翼の自動製造などがある。

他に材料関係では、一方向性凝固翼の製造改善、低線膨張係数高張力合金の開発、アブレイダブルシールの解析と実験などもあった。

口頭発表論文については、題目から製造、補修、保守および運転結果などの内容であるが、残念ながら詳細は不明である。

パネルは、分解、補修に関するもので、発表者は航空会社、航空エンジンメーカー、地上用ガスタービンメーカー、加工メーカーなどとなっているが、出席出来なかったのもので、内容はわからない。

以上の様に材料、製造方法共、着実に進みつつあり、またガスタービンの使用が増加するにつれて、保守、補修が重要性を増してきているが、これら実状に関するデーターは口頭発表が増加してきており、個人では、一部分のみにしか接触できない。なるべく、もれなく情報を収集する為には、組織的、計画的に行なうことが必要である。

(平成元年7月24日原稿受付)

10. セラミックス関係

京セラ(株)総合研究所 坂 元 隆 己

今回の会議でセラミック関連の発表は、「セラミック複合材料の力学」に関するセッションで6編、「タービンエンジン用セラミック部品」のセッションで5編、「航空機ガスタービンエンジン用の複合材料とセラミックス」のセッションで5編、「セラミックコーティング」に関するセッションで5編、「小型セラミックガスタービン」のセッションで4編の発表があった。またパネルディスカッションとして、「セラミック部品のプロセス開発」と題して6件、「セラミックエンジン部品の非破壊検査」について7件の発表があった。今回の会議ではセラミック関係の論文発表、パネルディスカッション併せて38件の発表があり、残念ながら全てのセッションにて発表を聞くことはできなかった。そこで筆者が主に発表を聞いたセッションを中心にしてその概要を報告する。

1. タービンエンジン用セラミック部品

(GT-170) ; Carborundum は射出成形による大型静止部品 (AGT-101 エンジンのトランジションダクト) の製造プロセス開発に関する発表である。実験計画法 (Taguch Method) を用いて実験を行なったが、部品の品質へ影響する因子の決定及びその最適値を決定するのに有効な手段であった。また成形体の品質は sprue bushing, gate, part design にも依存していた。ダクト成形体の品質を評価する為、破壊及び非破壊の検査を色々なプロセスステップで行なった。Dual energy Tomography と X-ray fluorescence が密度と成形体の組成を測定する技術として開発中とのことであった。

(GT-259) ; GCCD は ATTAP 用の高温高強度窒化珪素部品の開発及びその製造プロセスについて述べている。AGT 計画で作成した GCCD 製ローター (AGT-101) は、寸法的にも材料特

性的にも満足なものではなかった。それは以下の理由に起因している。

- (1) 材料強度が Y_2O_3 6%, Al_2O_3 2% の組成では充分でなかった。
- (2) 焼結温度が高い為にブレードの変形が生じた。
- (3) 分散不良, コンタミ等に起因する部品内部の強度ばらつきが生じていた。

そこで GCCD では, (1) 新材料 GN-10 の開発, (2) ASEA glass-encapsulation Hip process 採用による焼結温度の低下, (3) Pressure Slip casting による焼結助剤分離の抑制及び分散技術の改良等によって, 上記問題点を解決した。GN-10 の特性としては, 密度 3.31 g/cc , 室温強度 800 MPa , ワイブル係数 (室温) $m=10$, 1400°C での強度 470 MPa , 室温破壊靱性値 $6.05 \text{ MPa}\cdot\text{m}^{1/2}$ であった。

(GT-41) ; Toshiba はハニカムセラミック材料をガスタービンの触媒コンバスターに使用した時の構造的な可能性の研究報告である。コージライトハニカム基板は自動車用排気システムの触媒キャリアーとして広く使われている。しかしながらガスタービンにおいては高温での信頼性を保持しなければならない。そこで, コージライトハニカム ($200 \text{ square cells/in}^2$) の引張りテストを 1000°C , 800°C , 500°C , 室温で行ない, また FEM を用い cell wall 中の応力が解析された。その結果, ハイブリッド触媒コンバスター用の触媒キャリアーとしてコージライトハニカム構造が十分に使える可能性を示している。

(GT-302) ; Kyocera は筆者らによるガスタービンローター用のセラミックと金属の接合技術について述べたものである。ターボチャージャーよりも作動温度の高いガスタービンエンジンでは, セラミックホイールとメタルシャフトの接合部温度もより高温となる。その為, ロウ材及びシャフトの材質を変更し, 700°C の温度に耐えうる接合法を開発している。

(平成元年7月20日原稿受付)

2. 小型セラミックガスタービンエンジン

(GT-105) ; GAPD は GAPD での ATTAP/AGT101 エンジンの現状を報告したもので、ATTAP プログラムの目標、各社材料の特性比較、タービンインパクトダメージテストの結果、シール、コンバスターの構造変更について述べられている。材料特性については、NT-154 (NORTON/TRW Ceramics), GN-10 (GCCD), HEXOLOY SA, ST (Carborundum) の4種について、強度の温度依存性、ストレスラプチャー特性について述べられている。

(GT-114) ; MITI は日本の CGT 開発について述べたもので、CGT プロジェクトの概要、目標等について報告してある。米国及び欧州のセラミックガスタービン開発担当者が多数出席しており、日本の CGT プロジェクトへの関心の高さがうかがわれた。

(GT-118) ; Allison は ATTAP プロジェクトの概要と現状及び今後の見通しについて述べたもので、プログラムの目標やスケジュール及びエンジン概念図等が述べられている。現在の開発状況については、ローター、スクロール等について報告してあった。特にローターの FOD (Foreign Object Damage) 対策については、京セラ製の材料を使用した Low-aspect-ratio の15枚ブレードローターにてテストを行っており、現在 TIT=2200° F, 定格運転にて250時間以上の運転に成功しているとの事であった。またこの実験中、コンバスターで発生したカーボンの FOD を受けたが、ローターの破壊はおこらなかったと報告していた。

3. 複合材料関係

複合材料関係については紙面の都合上詳細に報告できないが、SiC ウィスカー強化 Al_2O_3 及び SiC ファイバー強化カルシウムアルミノシリケートの強度及び高温でのクリープ挙動についての研究 (GT-124) や SiC ファイバーとアルミナ及び金属アルミニウムを添加した複合材料の研究 (GT-316), カーボン・カーボン複合材料の酸化保護システムの研究 (GT-314), 三次元ファイバー編物によるニアネットシェイプ製造技術の研究 (GT-315), 三次元ファイバー複合材料の破壊エネルギーについての研究 (GT-125) 等の発

表があった。各発表とも靱性および強度の向上の為にあらゆる可能性を追求中との感があったが、実際の部品を作る技術として完成できるのはまだまだ遠い事に感じられた。

展示会においては、AGT-101 及び AGT-5 のセラミックスガスタービンエンジンの組立てモデルを展示していた。またターボローター、ピストンピン、ベアリング、ロッカーアームチップ、バルブ、バルブガイド、ポートライナー等のセラミック化したものも展示してあった。

以上がセラミックス関係の論文及び展示の総括的な紹介であるが、全体を通して今後ガスタービンの分野でセラミックスが本格的に使用されていく為には、設計手法の確立、部品評価方法の確立、高温高強度材料の開発等はもちろんであるが、信頼性のある製品を作る技術、つまり製造プロセス技術の確立及び開発がセラミックメーカーにとって非常に重要になってくるものと思われた。

11. 展 示

(株)日立製作所 久保田 道 雄

カナダ トロント市のメトロ トロント コンベンションセンターで6月5日より8日まで 1989 ASME TURBO EXPO が開催された。

今回参加した企業数は216社で1988年の205社、1987年の160社、1986年の120社を上廻った規模となっている。このうち4ブース以上で展示している企業は26社であり、主要メーカーとしてGEが25ブースで最大であり、ABBとDressor-Randが10ブース、又WH, Solar Turbine Inc, Textron Lycomingなどが8ブースを占めていた。

英国メーカーは入口付近に一団となって統一されたマークを表示しており、カナダで開催された今回の展示に力を入れている様子が見えられた。

(写真1)。日本よりの参加はIHI, 川崎重工, 日立製作所, 三菱重工の4社であった。

展示の会場はコンベンションセンターの2階全部を使用しており、天井も高くゆったりとしており、論文発表の行われた1階とは二ヶ所のエスカレーターで気軽に往来が出来、又ホテルとも廊下つづきで接続されており、極めて便利な設備となっていた。以下、主なメーカーの状況を紹介す



写真1 展示会場入口（英国グループが集約）

(平成元年7月24日原稿受付)

る。

GE Power Generation: GEのヘビーデューティーガスタービンを担当するPower System部門と航空転用形を担当するMarine and Industrial Enginesが合同で展示しており、Global Leadershipとのテーマのもとに大形スクリーンにマルチプロジェクターにより約5分間で研究開発、製造、据付、アフターサービスにわたる広範囲な活動を印象的に紹介していた。製品展示としてはLM1600ガスタービン一基を軸方向に分解した状態で展示しており、多数の人が集まっていた。

(写真2)。LM1600は航空転用の新製品で出力14MW、効率37.2%、STIG用(蒸気噴射による出力増加)としても利用出来るもので、コージェネ用としてPRしていた。

ヘビーデューティー形ではコンバインドプラントとして1990年6月に運開するVirginia Power向F7Fガスタービン(150MW, 34.5%, 60HZ)の初号機の製作、据付状況のパネルと、部品として1260℃クラスのF7F, F9F(200MW, 50HZ)をはじめ各モデルのDS製初段動翼(写真3)、1100℃クラスのF7Eの静翼、動翼、燃焼器、および新しいデジタル制御装置が展示されて

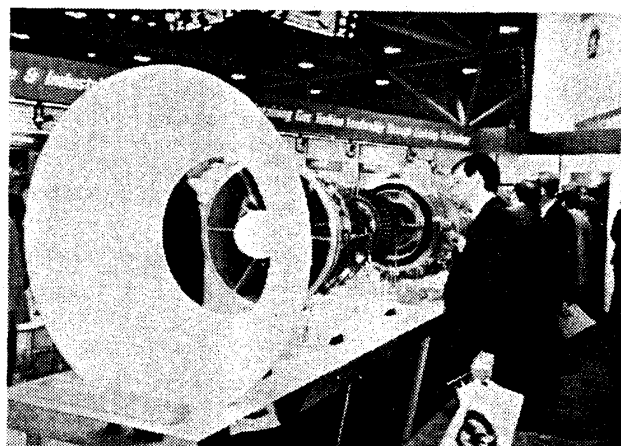


写真2 GE社LM1600ガスタービン

いた。又“40 Years Firsts”として産業用ガスタービンとしてGEが世界で最初に導入した新技術を写真で紹介していた。(写真3)

ABBはGas turbine from 8 MW to 150 MW for power and cogeneration applicationとしてGT 13E (147MW, 34.4%, 50HZ), GT 11N (86MW, 32.3% 60HZ), DT 10 (21MW, 32.1% 50/60HZ) などパネルを中心とし、コンバインドプラントに力を入れた紹介をしていた。

Siemens-KWUも新らしく開発する高温ガスタービンのシリーズとしてV 64.3 (60MW, 33.3%), V 84.3 (142MW, 34.6% 50HZ), V 94.3 (204MW, 34.6% 50HZ)などを紹介していた。この新シリーズは、現モデルより入口温度で70℃の上昇、空気量で20%増加、出力36%増加している。WHは501F (145MW, 34.1%, 60HZ)のパネルと静翼が展示されており、Value Plusとのテーマでコンバインドプラントやコジェネのシステムまとめ体制を強調していた。製作は三菱重工が担当することになっている。ブースではマジックやビール、ポップコーンで人気があり人が多く集まっていた。

GEの航空転用形のパッケージーとして実績の多いStewart & Stevenson Services, Inc (Houston)がLM 5000の実機展示をしており注目されていた(写真4), その他実機を展示していたメーカーとしてはAllison Gas Turbine Div, General Motorのmodel 571-K (7,925SHP, 7,925BTU/SHP・H)やSolar Turbines Inc.の4100

KW Centaur ガスタービンで駆動される gas turbine compressor set や, Pratt & Whitney Canada/UTのAuxiliary Power Unit PW 901A (90KVA)などが注目されていた。RRはRB 211のガスジェネレーターの5分の1の模形の展示を行っていたが、実機はなくあまり積極的でないように見うけられた。

日本メーカーとしては、IHIはIM 5000を中心としたコジェネプラントのモデルを展示し、ビデオで宇宙技術を含めたIHIの活動状況を紹介していた。(写真5) 川重はMIA-13CCのプラントのモデルを展示していた。本機は1375KW, 22.5%であるが、排熱回収により得られたスチームのインジェクションにより2,570KW, 35%となる(写真6)

日立は今回初めての出展であったが、自主開発のH-25ガスタービン, (26.7MW 32.2%), の

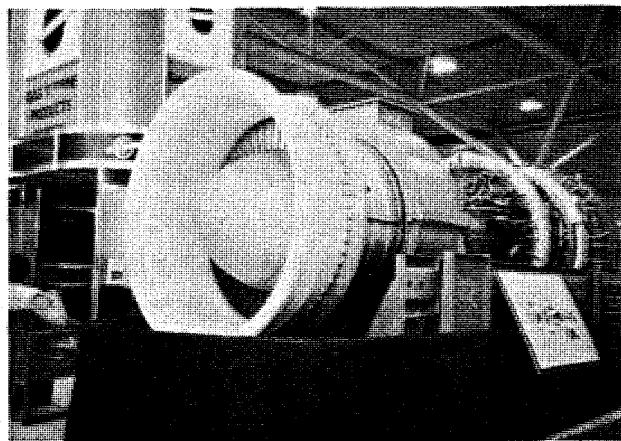


写真4 Stewart & Stevenson LM 5000



写真3 GE社各モデルDS初段動翼



写真5 IHI社IM 5000モデル



写真6 川崎重工 コージェネ模形

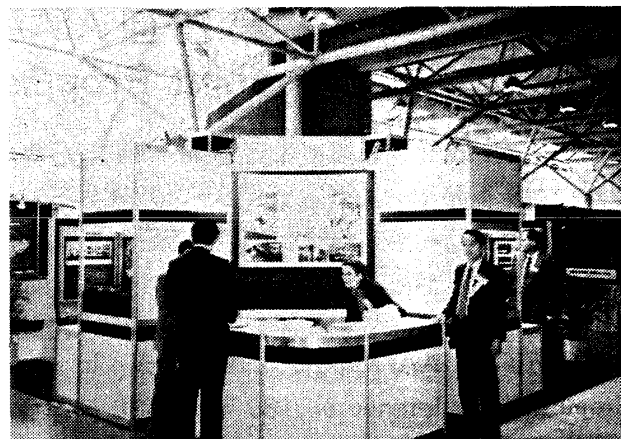


写真7 日立製作所

動、静翼1式と燃焼器など主要部品を展示し、ビデオによりH-25ガスタービンの開発状況を紹介していた。

又、現在建設中の日本国内の700MW級のコンバインドプラントの紹介を行い、関心を集めていた。(写真7)、三菱重工はMF111(14.5MW, 31%)の写真や燃焼器の展示や、パネルにより新開発の501F(145MW, 34%)のローターの写真など幅広い活動を紹介していた。(写真8)

その他、材料、加工、部品、コーティング技術、制御、計測など極めて広範囲のメーカーが最先端技術を紹介しており、具体的に製品を見て専門家の説明を聞くことが出来たためよい勉強になり、大変有意義であった。



写真8 三菱重工

協 賛

第2回アジア熱物性会議

日 時 平成元年9月20日(水)～22日(金)

場 所 北海道大学

詳細は第2回アジア熱物性会議・事務局(TEL 011-716-2111 内線6424)へお問い合わせ下さい。



写真6 川崎重工 コージェネ模形



写真7 日立製作所

動、静翼1式と燃焼器など主要部品を展示し、ビデオによりH-25ガスタービンの開発状況を紹介していた。

又、現在建設中の日本国内の700MW級のコンバインドプラントの紹介を行い、関心を集めていた。(写真7)、三菱重工はMF111(14.5MW, 31%)の写真や燃焼器の展示や、パネルにより新開発の501F(145MW, 34%)のローターの写真など幅広い活動を紹介していた。(写真8)

その他、材料、加工、部品、コーティング技術、制御、計測など極めて広範囲のメーカーが最先端技術を紹介しており、具体的に製品を見て専門家の説明を聞くことが出来たためよい勉強になり、大変有意義であった。



写真8 三菱重工

協 賛

第2回アジア熱物性会議

日 時 平成元年9月20日(水)～22日(金)

場 所 北海道大学

詳細は第2回アジア熱物性会議・事務局(TEL 011-716-2111 内線6424)へお問い合わせ下さい。



第 25 回 AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference に参加して

石川島播磨重工業 株式会社 玉 木 貞 一

第 25 回 AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference が 1989 年 7 月 10 日から 12 日の間、米国カリフォルニア州モントレーにて開かれた。筆者はたまたまこの会議に論文発表のため参加する機会を得たので、ここに会議の概要を紹介する。

この会議は、上記 4 団体共催の航空用、宇宙用推進技術関係では最大の会議の一つであり、今年も 3 日間にわたり、110 のセッションで約 600 編の論文が発表され、主催者側の説明だと約 1,200 人の参加者があったという。(その他、米国民のみ参加が許される限定されたセッションが、会場を別に移して 1 日開かれたという。) 内容としては、航空関係(空気吸込式エンジン)と宇宙関係(ロケットエンジン)の両方があり、従って両者の接点であるスペースプレーン用エンジンなどの高速エンジンについてもよく発表される。また、米国国内学会であるため、形式ばったところがなく、研究成果も完成されたもののみでなく、途中段階で発表されることも多く、その分最新の情報を入手しやすいことも特徴としてあげることができる。

最近論文の発表のほか、展示会も徐々に盛んになってきている。今回は広さが約 30m × 40m の会場に 27 の団体・会社が展示を行った。ガスタービン関係の会社では GE, P & W, Allison などが展示を行い、GE が CF 6, GE 36, F 120, P & W が F 119 や NASP 用エンジンについて、おもにパネルを使って活動状況を紹介していた。従って、展示の目的は商品の売込みより、各社の技術活動の PR といった色彩が強いものであった。

発表された論文の内、ここでは航空関係即ち空気吸込式エンジンを中心にその概要を紹介する。この関係のセッションは全体の約半分に当たる

48 セッションあり、大体 8 セッションが同時進行する形式をとっている。これらのセッションを内容別に分類すると表 1 のようになる。この会議の特色でもある、機体との関連も含めたエンジンシステム関係やロケットエンジンとも共通の問題である燃焼に関連したセッションがターボ系要素関連と比較しても多いのが目につく。

国内学会であるためか、申込みはしたが、論文が発表当日までまとまらなかったとか、発表許可がおりなかったといったような理由でキャンセルすることも少なくないが、それでも 300 編近い論文が発表された。外国からの参加は比較的少なく、全体の 10% 強である。国別に見るとトップは日本で 8 編、以下イギリス 6 編、西独 5 編、中国、カナダがそれぞれ 4 編といったところであった。しかし、エンジンシステム関係は外国からの論文が約 20% を占め、比較的国際的であった。

4 年前の第 21 回会議が同じモントレーで開か

表 1 空気吸込式エンジン関係のセッション数

分 野	内 容	セッション数
エンジン システム関係	・高速エンジン ・ATP, UBF など	10
ターボ系 要素関係	・圧縮機 ・タービン など	7
燃 焼 関 係	・主燃焼器 ・ラム燃焼器 など	10
機 体 関 係	・インテーク ・ノズル	6
数 値 解 析	・高速気流 ・ターボ機械内流れ	7
そ の 他	・コントロール, ギア ・試験, 計測 など	8
合 計	—	48

(平成元年 8 月 8 日原稿受付)

れているが、その時の状況と比較すると、セッション数が39から48へ、論文も約200から約300へと増加している。そのほかに、今回の会議の特徴としては、極超音速流れの実験、解析を含む高速エンジン関連の論文や流体数値解析に関連した論文が多いことがあげられる。以下、これらの論文の内容について概説する。

エンジンシステム関係では、ビジネスジェット、ヘリコプタやミサイル用の小形のエンジン、亜音速機や超音速機用の従来形のターボファンエンジンや ATP (Advanced Turbo Prop) や UHB (Ultra High Bypass) エンジン、超音速輸送機用や宇宙往還機用の高速エンジンについての論文が発表された。ATP エンジンについては、Allison と P & W のエンジンメーカー・グループと Douglas から別々に、プロップファン 578 DX を MD 80 に搭載して飛行試験を行った結果についての発表があった。最近の実際の飛行状態をビデオで紹介しながらの発表でかなりの注目を集めていたが、ATP 機開発の動きが鈍っている現状については残念な感じがした。一方、ダクト付きの ATP ともいえる UHB エンジンについて、将来の大形亜音速機用エンジンと位置付けて検討している P & W と MTU 組の CRISP や、ADP と呼ぶエンジンや、RR の Contra fan と呼ぶエンジンについての発表があった。

高速エンジンについては、スペースプレーン用エンジンの概念検討結果が日本、フランス、米国から発表されたほか、超音速輸送機用エンジンについての概念検討結果が GE から発表された。また、超音速機用エンジンの主要技術課題であるノイズについての検討が NASA や P & W から発表された。

燃焼関係は従来からロケットエンジンとの関係もあり、多くの論文が発表されている。今回は超音速輸送機関係で NO_x 低減の研究が NASA から発表されたり、高速燃焼即ちラム、スクラム燃焼の研究が NASA を始めとして多くの機関から発表されるなど、高速エンジン関係の論文が多かった。スクラムジェットについては燃焼ばかりでなく、インテークやノルズについての発表もなされた。これらの論文の実験や解析は基礎的なものが多く、難しい技術課題の克服のため、地道な研究

が進められていることがうかがえる。日本からも NAL を中心として数編の論文が発表されたが、ソ連からもインテークに関する研究が発表され、情報公開の一端を垣間見る思いであった。

圧縮機やタービンなどのターボ系要素についてはあまり多くの発表はなかったが、中では圧縮機の失速回復やタービン温度計測など、非定常的な取扱いをしている論文が目立った。

最近の学会での発表論文はかなりの割合で数値流体力学 (CFD) を扱った論文が含まれているのが常であるが、この会議でもスクラムジェットエンジン内流れ等の高速気流を中心として、その傾向が顕著に現われていた。CFD と名をつけたセッションが7セッションもあったこともその現れであるが、そのほかのセッションでも数多く見受けられた。対象は極超音速流やその反応流れ、ジェット流、ターボ系要素内部流れなど多岐にわたり、しかも基礎的なものから応用的なものまで広い範囲をカバーしている。応用面の一環として、CFD を実際の設計に応用することに関するパネルセッションが開かれた。GE, P & W, Allison など CF をガスタービン要素の設計に利用している例についての紹介がなされ、会場の参加者との間で CFD コードの設計ツールとしての有効性や今後の CFD の進むべき方向などについて討議がなされた。

そのほか、機体とエンジンとを統合したコントロールシステムについての論文や米国の STOVL (Short Take Off & Vertical Landing) 機に関してエジェクタの論文なども発表された。

以上の紹介は、筆者の出席したセッションを中心としており、や、片寄ったものになったことを御容赦願いたい。なお、この会議は未消化ながらも最新の情報を入手しやすく、その面からも参加に値する会議と考える。



『第18回1989年CIMAC天津大会』に参加して

石川島播磨重工業(株) 青木千明

CIMAC (Conseil International des Machines a Combustion/International Council on Combustion Engines: 国際燃焼機関会議) ではその国際大会を2年毎に開催しており、今年は第18回CIMAC大会が中国(中華人民共和国)の天津で6月5日(月)の週に開催され、筆者はガスタービン部門の論文審査委員及び講演会セッション議長として参加したので、ここに概要を御紹介したい。

1. CIMAC大会の概要

CIMACにはディーゼルエンジン部門(小型高速エンジンのFISITAセッション及び過給機を含む。)とガスタービン部門があり、日本からはこれらの各部門の論文発表及びセッション議長等の大会役員などの各関係者が約50名参加した。また、20以上の世界各国から400名前後が参加した。

発表論文数は、ディーゼルエンジン関係でパネル及びFISITAセッションを除き83編(うち過給機6編)、ガスタービン関係で21編が予定されたが、北京での戒厳令及び6月3日夜半からの動乱の影響で論文発表者が70%程度しか参加せず、実際に発表を行ったものは前者で58編(うち日本からは14編の予定に対し11編発表、このうち過給機では予定通り2編発表)、後者で14編(うち日本からは8編の予定に対し6編発表)であった。

このような状況から、セッション構成は大幅に変更になり当日になって発表されるという変則的なものとなり、しかも大会期間も講演会が4日の予定から3日に短縮され、その後の工場等見学会(1日)とポストコンGRESS・ツアー(4~11日)は中止となった。なお、開会式や歓迎レセプション、そして最終日の晩餐会(期間短縮に合わせ1日繰り上げ)は予定通り行われた。

日本のガスタービン及び過給機の論文を“セッション”別に概括すると、“新設計ガスタービン”

で「2.7MW三連ガスタービン(小川、ヤンマー)」と「3-15MWガスタービン(手島、三井造船)」の2編、“石炭燃料”で「石炭ガス化燃焼器(岩井、日立)」、「燃焼器」で「LPG焚き3.7MWガスタービン(宇治、石川島播磨)」、「燃焼器の数値設計(藤、石川島播磨)」、「ハイブリッド触媒燃焼器(古屋、東芝)」の3編、ディーゼルエンジンの“過給機”で「可変ノズル付ラヂアルタービン式過給機(松尾、三菱重工)」と「混流タービン式船用過給機(綿貫、石川島播磨)」の2編が発表され、またパネルで(宇治、石川島播磨)が発表した。この他に、“圧縮機及びタービン”の「圧縮機の光学的振動診断(梅村、三菱重工)」と“石炭燃料”の「低発熱量ガス燃焼145MW複合サイクル(小森、三菱重工)」の2編は論文のみで、講演者が訪中せず発表は行われなかった。

今大会のガスタービン部門最優秀論文は、西ドイツのMr. H. Maghon (KWU) が受賞した。

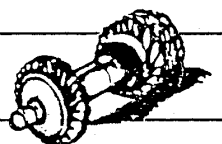
2. 日本人一団での中国脱出

日本人の大会参加者は6月3日から4日早朝にかけて日本を出発したが、丁度3日深夜から北京での動乱が始まり、幸い大きな支障はなく全員が天津に入ることができ、また天津はきわめて平穏で大会も順調に行われた。しかし、各社の北京事務所等からの北京や北京空港には近寄らないようにという指示と日本政府の在中国邦人退避勧告により、天津到着の日から大会進捗には全面的に協力しつつ脱出計画を進めることになった。

日本内燃機関連合会企画のCIMACツアー参加者33名を中心に日本人43名が一団となり、関係者の献身的努力で6月8日に天津空港から中国民航の定期便機体大型化により香港にまとまって脱出できたことは、誠に喜ばしいことであった。

結びに、今回のCIMAC大会への論文提出、講演発表等大会参加、ツアーの計画や脱出で御協力頂いた多くの皆様に深く感謝の意を表します。

(平成元年7月24日原稿受付)



第2回見学会報告

明電舎 太田事業所, 新潟鉄工所 太田工場

航空宇宙技術研究所 山 本 孝 正

7月21日(金), 多数の地方からの参加者を含め総勢50名余りが新宿からのバスに揺られて2時間あまり, 群馬県太田市の明電舎太田事業所に着いたのは11時過ぎであった。そこでさっそく平田取締役工場長から歓迎の挨拶, 笹木回転機械設計担当部長から事業所の概要説明を受けた。同事業所は回転機, 発電機等の製作組立のほか, 制御部門も他事業所から移行, ハードからソフトまで「機電一体化」を目指しているとのことであった。このあと昼食, 続いて工場見学に移る。32,836 KVA, 2 Poleのタービン固定子, 種々の水車発電機用シャフトやケーシング, それらの加工用機械など背丈の2~3倍もある巨大な物から, 自動車用動力計測システムなど比較的小型の物まで, 大から小にいたる数々の品物を見学した。また, 完全自動化された作業現場から巻線のような手作業現場まで広範な作業現場を見学できた。工場見学後の技術懇談会では活発な質疑応答が行われた。

続いて隣の新潟鉄工所太田工場へバス移動, 大河原取締役工場長の挨拶, 合葉太田工場設計課長と加藤 六日町工場技術室室長による同社ガスタービンの概要説明をうけ, 見学に移る。ここでは非常用小型GTのNGT1-1S (560PS), 米国ソーラー社製GT (5,950PS) を用いた常用発電装置を見学, また出力1,000 KWの非常用発電装置CNT-1000Eについては起動から停止まで実際の運転を見学した。技術懇談会では振動防止策等設計開発上の問題について質疑応答があった。最後

に, 田中 学会長から貴重な時間をさいて下さった両社への謝辞と本見学会の締めくくりの挨拶があり, 新宿に6時着をめざして両社工場を後にした。

当日はうすモヤのため北に赤城山, 南に利根川を望む風光明媚な太田市の風景が見られなかったこと, 時間の都合でスケジュール中の同市の名所大光院呑龍様が拝見できなかったことは残念であった。世話役をされた明電舎の野田本学会理事(企画委員長)と事務局の三浦さんには大変ご苦勞であったが, バスで遠路遥々行く見学会も仲々楽しいものであった。

(企画委員)

(平成元年8月8日原稿受付)

訂 正

本誌 17 巻 65 号掲載記事中に印刷ミスがありましたので、訂正をお願いいたします。

特集『数値解析・設計』

4. 燃焼現象の解析 香月正司・水谷幸夫

正 誤 表

頁, 行	誤	正
24, 式 (7)	$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} \bar{u}_i + \rho' u_i) = 0 \quad (7)$	$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} \bar{u}_i + \overline{\rho' u_i}) = 0 \quad (7)$
式 (8)	$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \bar{u}_i + \rho' u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} \bar{u}_i \bar{u}_j + \\ & \bar{\rho} \bar{u}_i u_j + \bar{u}_i \bar{\rho} u_j + \bar{u}_j \bar{\rho} u_i + \rho' u_i u_j) = \\ & - \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} - \frac{\partial \bar{\tau}_{ij}}{\partial x_j} + \bar{\rho} g_i \end{aligned} \quad (8)$	$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \bar{u}_i + \overline{\rho' u_i}) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \bar{u}_i \bar{u}_j + \\ & \bar{\rho} \bar{u}_i u_j + \bar{u}_i \bar{\rho} u_j + \bar{u}_j \bar{\rho} u_i + \overline{\rho' u_i u_j}) = \\ & - \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} - \frac{\partial \bar{\tau}_{ij}}{\partial x_j} + \bar{\rho} g_i \end{aligned} \quad (8)$
25, 式 (12)	$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} \tilde{u}_i) = 0 \quad (12)$	$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} \tilde{u}_i) = 0 \quad (12)$
式 (13)	$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{u}_i) = \\ & - \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} - \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\tau}_{ij} + \bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{u}_i) + \bar{\rho} g_i \end{aligned} \quad (13)$	$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{u}_i) = \\ & - \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} - \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\tau}_{ij} + \overline{\rho \tilde{u}_j \tilde{u}_i}) + \bar{\rho} g_i \end{aligned} \quad (13)$
式 (14)	$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{\phi}) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{\phi}) = \\ & - \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{j}_{\phi j} + \bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{\phi}') + \bar{S}_{\phi} \end{aligned} \quad (14)$	$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{\phi}) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{\phi}) = \\ & - \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{j}_{\phi j} + \overline{\rho \tilde{u}_j \tilde{\phi}'}) + \bar{S}_{\phi} \end{aligned} \quad (14)$
25, 19	量の相関項 $\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j$ (レイノルズ応力), $\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{\phi}'$ (乱	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
25, 式 (15)	$\begin{aligned} & \bar{\rho} \frac{\partial \tilde{u}_i \tilde{u}_j}{\partial t} + \bar{\rho} \tilde{u}_k \frac{\partial \tilde{u}_i \tilde{u}_j}{\partial x_k} = \\ & - \frac{\partial}{\partial x_k} (\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j \tilde{u}_k) \\ & - \left\{ \bar{\rho} \tilde{u}_k \tilde{u}_j \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_k} + \bar{\rho} \tilde{u}_k \tilde{u}_i \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_k} \right\} \\ & - \left\{ \bar{u}_i \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_j} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} \right\} \\ & - \left\{ \bar{u}_i \frac{\partial \bar{P}'}{\partial x_j} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{P}'}{\partial x_i} \right\} - \frac{2}{3} \bar{\rho} \epsilon \delta_{ij} \end{aligned} \quad (15)$	$\begin{aligned} & \bar{\rho} \frac{\partial \tilde{u}_i \tilde{u}_j}{\partial t} + \bar{\rho} \tilde{u}_k \frac{\partial \tilde{u}_i \tilde{u}_j}{\partial x_k} = \\ & - \frac{\partial}{\partial x_k} (\overline{\rho \tilde{u}_i \tilde{u}_j \tilde{u}_k}) \\ & - \left\{ \overline{\rho \tilde{u}_k \tilde{u}_j} \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_k} + \overline{\rho \tilde{u}_k \tilde{u}_i} \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_k} \right\} \\ & - \left\{ \bar{u}_i \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_j} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} \right\} \\ & - \left\{ \bar{u}_i \frac{\partial \bar{P}'}{\partial x_j} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{P}'}{\partial x_i} \right\} - \frac{2}{3} \bar{\rho} \epsilon \delta_{ij} \end{aligned} \quad (15)$
8	となるが, モデル化に必要な $\tilde{u}_i \tilde{u}_j \tilde{u}_k$ に関する火	となるが, モデル化に必要な $\overline{\tilde{u}_i \tilde{u}_j \tilde{u}_k}$ に関する火

頁, 行	誤	正
式 (16)	$\bar{\rho} \widetilde{u_i} \widetilde{u_j} = -\mu_t \left(\frac{\partial \widetilde{u_i}}{\partial x_j} + \frac{\partial \widetilde{u_j}}{\partial x_i} \right) + \frac{2}{3} \delta_{ij} \left(\bar{\rho} k + \mu_t \frac{\partial \widetilde{u_k}}{\partial x_k} \right) \quad (16)$	$\widetilde{\bar{\rho} u_i u_j} = -\mu_t \left(\frac{\partial \widetilde{u_i}}{\partial x_j} + \frac{\partial \widetilde{u_j}}{\partial x_i} \right) + \frac{2}{3} \delta_{ij} \left(\bar{\rho} k + \mu_t \frac{\partial \widetilde{u_k}}{\partial x_k} \right) \quad (16)$
式 (17)	$\bar{\rho} \widetilde{u_j} \widetilde{\phi} = -\Gamma_{\phi,t} \frac{\partial \widetilde{\phi}}{\partial x_j} = -\frac{\mu_t}{\sigma_\phi} \frac{\partial \widetilde{\phi}}{\partial x_j} \quad (17)$	$\widetilde{\bar{\rho} u_j \phi} = -\Gamma_{\phi,t} \frac{\partial \widetilde{\phi}}{\partial x_j} = -\frac{\mu_t}{\sigma_\phi} \frac{\partial \widetilde{\phi}}{\partial x_j} \quad (17)$
式 (18)	$\mu_t = C_D \bar{\rho} k^2 / \varepsilon \quad (18)$	$\mu_t = C_D \widetilde{\bar{\rho} k^2} / \varepsilon \quad (18)$
式 (19)	$k = \frac{1}{2} \widetilde{u_i u_j}, \quad \varepsilon = \nu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right)^2 \quad (19)$	$k = \frac{1}{2} \widetilde{u_i u_j}, \quad \varepsilon = \nu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right)^2 \quad (19)$
式 (20)	$\bar{\rho} \frac{\partial k}{\partial t} + \bar{\rho} \widetilde{u_j} \frac{\partial k}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) - \bar{\rho} \widetilde{u_i u_j} \frac{\partial \widetilde{u_i}}{\partial x_j} - \frac{\mu_t}{\rho^2} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial x_i} \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} - \bar{\rho} \varepsilon \quad (20)$	$\bar{\rho} \frac{\partial k}{\partial t} + \bar{\rho} \widetilde{u_j} \frac{\partial k}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) - \widetilde{\bar{\rho} u_i u_j} \frac{\partial \widetilde{u_i}}{\partial x_j} - \frac{\mu_t}{\rho^2} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial x_i} \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} - \bar{\rho} \varepsilon \quad (20)$
26, 式 (21)	$\bar{\rho} \frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + \bar{\rho} \widetilde{u_j} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) - C_1 \frac{\varepsilon}{k} \left\{ \bar{\rho} \widetilde{u_i u_j} \frac{\partial \widetilde{u_i}}{\partial x_j} + \frac{\mu_t}{\rho^2} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial x_j} \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} \right\} - C_2 \bar{\rho} \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (21)$	$\bar{\rho} \frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + \bar{\rho} \widetilde{u_j} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) - C_1 \frac{\varepsilon}{k} \left\{ \widetilde{\bar{\rho} u_i u_j} \frac{\partial \widetilde{u_i}}{\partial x_j} + \frac{\mu_t}{\rho^2} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial x_j} \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} \right\} - C_2 \bar{\rho} \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (21)$

日本ガスタービン学会誌 Vol. 17, No. 65 (平成元年 6 月号) に下記の誤りがありましたので、お詫びして訂正させていただきます。

正 誤 表

頁	箇所	誤	正
90	右側・上から 8 行目	93.000	93,000
96	表 6. 全出力・出力・1 行目	165,569	165,560
97	表 7. *1 上から 3 行目	Exeluding	Excluding

頁, 行	誤	正
式 (16)	$\bar{\rho} \widetilde{u_i} \widetilde{u_j} = -\mu_t \left(\frac{\partial \widetilde{u_i}}{\partial x_j} + \frac{\partial \widetilde{u_j}}{\partial x_i} \right) + \frac{2}{3} \delta_{ij} \left(\bar{\rho} k + \mu_t \frac{\partial \widetilde{u_k}}{\partial x_k} \right) \quad (16)$	$\widetilde{\bar{\rho} u_i u_j} = -\mu_t \left(\frac{\partial \widetilde{u_i}}{\partial x_j} + \frac{\partial \widetilde{u_j}}{\partial x_i} \right) + \frac{2}{3} \delta_{ij} \left(\bar{\rho} k + \mu_t \frac{\partial \widetilde{u_k}}{\partial x_k} \right) \quad (16)$
式 (17)	$\bar{\rho} \widetilde{u_j} \widetilde{\phi} = -\Gamma_{\phi,t} \frac{\partial \widetilde{\phi}}{\partial x_j} = -\frac{\mu_t}{\sigma_\phi} \frac{\partial \widetilde{\phi}}{\partial x_j} \quad (17)$	$\widetilde{\bar{\rho} u_j \phi} = -\Gamma_{\phi,t} \frac{\partial \widetilde{\phi}}{\partial x_j} = -\frac{\mu_t}{\sigma_\phi} \frac{\partial \widetilde{\phi}}{\partial x_j} \quad (17)$
式 (18)	$\mu_t = C_D \bar{\rho} k^2 / \varepsilon \quad (18)$	$\mu_t = C_D \widetilde{\bar{\rho} k^2} / \varepsilon \quad (18)$
式 (19)	$k = \frac{1}{2} \widetilde{u_i u_j}, \quad \varepsilon = \nu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right)^2 \quad (19)$	$k = \frac{1}{2} \widetilde{u_i u_j}, \quad \varepsilon = \nu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right)^2 \quad (19)$
式 (20)	$\bar{\rho} \frac{\partial k}{\partial t} + \bar{\rho} \widetilde{u_j} \frac{\partial k}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) - \bar{\rho} \widetilde{u_i u_j} \frac{\partial \widetilde{u_i}}{\partial x_j} - \frac{\mu_t}{\rho^2} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial x_i} \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} - \bar{\rho} \varepsilon \quad (20)$	$\bar{\rho} \frac{\partial k}{\partial t} + \bar{\rho} \widetilde{u_j} \frac{\partial k}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) - \widetilde{\bar{\rho} u_i u_j} \frac{\partial \widetilde{u_i}}{\partial x_j} - \frac{\mu_t}{\rho^2} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial x_i} \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} - \bar{\rho} \varepsilon \quad (20)$
26, 式 (21)	$\bar{\rho} \frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + \bar{\rho} \widetilde{u_j} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) - C_1 \frac{\varepsilon}{k} \left\{ \bar{\rho} \widetilde{u_i u_j} \frac{\partial \widetilde{u_i}}{\partial x_j} + \frac{\mu_t}{\rho^2} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial x_j} \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} \right\} - C_2 \bar{\rho} \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (21)$	$\bar{\rho} \frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + \bar{\rho} \widetilde{u_j} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) - C_1 \frac{\varepsilon}{k} \left\{ \widetilde{\bar{\rho} u_i u_j} \frac{\partial \widetilde{u_i}}{\partial x_j} + \frac{\mu_t}{\rho^2} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial x_j} \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} \right\} - C_2 \bar{\rho} \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (21)$

日本ガスタービン学会誌 Vol. 17, No. 65 (平成元年 6 月号) に下記の誤りがありましたので、お詫びして訂正させていただきます。

正 誤 表

頁	箇所	誤	正
90	右側・上から 8 行目	93.000	93,000
96	表 6. 全出力・出力・1 行目	165,569	165,560
97	表 7. *1 上から 3 行目	Exeluding	Excluding



昨年度に引続き編集委員長をお引受けすることになりました。今期編集理事6名、編集委員11名の皆さんの御協力により面白い誌面作りに努力したいと考えております。

会誌前号の新会長の就任挨拶にもありますように、現在のガスタービン学会は事務処理体制などと並んで財政面でも大きな問題を抱えております。従って編集委員会としても、ここ2～3年の例のように随時会誌の頁数をふやした企画を行うということは困難になって来ました。比較的少ない紙数で、より有益なそして興味ある会誌を企画すること——これが我々に与えられた仕事です。

もう一つ昨今の目ざましい変化の一つは技術論文の投稿の激増であり、従前のほぼ2倍のペースに達しております。言うまでもなく、学会誌の最も重要な役割の一つはいい論文を多数掲載することです。これを理想的な形に定着させるために、論文処理の体制などをさらに整備させながら、一層努力していきたいと考えております。皆さんの御協力をお願い致します。(高田浩之)

9月号は例年通り、ガスタービン関係の国際会議の見聞記を中心に構成しました。技術論文の投稿も増加しており、内容も充実してきましたが、頁数も増加するので割り当てを行い、執筆者の方々には頁数制限厳守を御願いました。書き足らなく思われた方が居られるかも知れません。また、ASMEの論文リストも各分野の記事に書かれているので除外しました。

頁数の制限に加え、印刷の関係より原稿の締切期日の完全なる厳守という身に覚えのない人には当りまえのような、覚えのある人にはかなり厳しい制限が課せられ、今月号の7月20日締切は本当にこの日に原稿が学会に必着でなければならないということになりました。

編集委員会としては執筆を御願いしておいて期日を守るようにいづらい立場ですが、執筆は早く引き受けて頂き、締切日には全部原稿が届いているという期待(夢?)を抱いています。

(水木新平)

《事務局だより》

梅雨が思ったより簡単に明けてくれたと思ったら今度は台風の雨。そして大気の状態が不安定なためか何度かのひどい雷雨。今年の東京は水不足の心配はしなくてすみそうです。

日本一億総バカンスで民族の大移動もどうやら終わっていいよ秋。また学会のシーズンに突入です。

企画委員会では既に平成2年1月のセミナーまで準備終了(会告のページをご覧ください)、その先の見学会まで検討中というほどの熱の入れようです。

10月末の金沢での秋季講演会(これも会告のページをどうぞ)は元会長の佐藤 豪 先生が学長をなさっている金沢工大で開催されます。この頃の金沢は、まさに観光シーズンたけなわで大いにぎわい。その上、大人数集まる学会や会合があって宿舎は満員です。当学会では金沢の旅行社

を通じて宿の確保だけは致しましたので、航空券、乗車券につきましては各自お早目に手配なさることをおすすめ致します。

新しい名簿が既に皆様のお手元に届いていることと思います。(名簿発行のための調査用紙に購入希望とチェックなさった方にのみお送り致しました。)会員のデータをもとに作成したのですが、やはりどうしても訂正、追加、変更など出てきて、それを直すのに一苦労しています。せっかく入力したのですから出来るだけ確実なものにしたいと思っておりますし、近いうちにこれをもとに宛名印刷もしたいと考えておりますので、住所・所属変更又は記載不備などございましたらお早目にご連絡下さい。

また、最近電話が多くお話し中のことが度々おると思います。そのような折りはFAX(03-365-0387)のご活用をお願い致します。 [A]

GTSJ 第14期 委員

・総務委員

青木庸治(新潟鉄工) 赤池志郎(神奈川工大) 有賀一郎(慶大)
井坂信一(荏原) 今井鉄(日立) 川口修(慶大)
倉田公雄(IHI) 杉山七契(航技研) 真下俊雄(明大)
藤川泰雄(日産) 山根隆一郎(東工大)

・企画委員

植草久雄(荏原) 岡村隆成(東芝) 加藤利夫(新潟鉄工)
小森豊明(三菱重工) 千葉薫(IHI) 土屋利明(東電)
筒井康賢(機械技研) 益田重明(慶大) 丸山史朗(三井造船)
山本孝正(航技研) 和田正倫(日立)

・編集委員

荒井正志(川重) 井上誠(小松) 石野寿生(日立)
大泉治朗(ヤンマーディーゼル) 大原久宜(中電) 小島民生(東電)
佐々正(IHI) 佐々木誠(航技研) 酒井逸朗(三菱重工)
高橋進(三菱重工) 水木新平(法大)

・地方委員

上野斌(日立造船) 表義則(三井造船) 大泉治朗(ヤンマーディーゼル)
大内一紘(三菱重工) 大塚新太郎(福井工大) 沢田照夫(岡山理大)
高原北雄(名古屋大) 永田有世(神戸製鋼) 難波昌伸(九大)
星野昭史(川重) 水谷幸夫(阪大) 村田暹(豊田工大)

・生産統計作成委員

青木千明(IHI) 青木庸治(新潟鉄工) 池上寿和(三菱重工)
石川庄一(日立) 白井俊一(NKK) 杉浦裕之(川重)
富岡信(三菱重工) 本間友博(東芝) 村尾麟一(青学大)
八島聰(IHI) 吉識晴夫(東大) 綿貫一男(IHI)

・組織検討委員

秋葉雅史(横浜国大) 有賀一郎(慶大) 梶昭次郎(東大)
坂田公夫(航技研) 中西健一(東電工業) 森下輝夫(船研)
山崎慎一(日産)

・秋季講演会委員

有賀一郎(慶大) 川口修(慶大) 佐藤豪(金工大)
佐藤幸徳(IHI) 田丸卓(航技研) 野田廣太郎(明電舎)
萬代重実(三菱重工)

・国際会議準備委員

青木千明(IHI) 秋葉雅史(横浜国大) 有賀一郎(慶大)
伊藤文夫(東電) 石井泰之助(三井造船) 稲垣信夫(東京ガス)
岩井益美(トヨタ) 大田英輔(早大) 大槻幸雄(川重)
大橋秀雄(東大) 奥原巖(東芝) 梶昭次郎(東大)
川口修(慶大) 久保田道雄(日立) 佐々木正史(日産)
酒井俊道(東理大) 白戸健(三井ドイツ) 田中英穂(東海大)
田丸卓(航技研) 高田浩之(東大) 高原北雄(名大)
永田有世(神戸製鋼) 永野三郎(東大) 丹羽高尚(三菱重工)
葉山真治(東大) 平山直道(千葉工大) 松木正勝(日工大)
森下輝夫(船研) 吉識晴夫(東大) 吉田豊明(航技研)

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優れた論文および技術に対し、下記内規にしたがい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. 授賞候補者の資格

授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。

日本ガスタービン学会賞内規

第1条 この内規は(社)日本ガスタービン学会が、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成果を表彰するための規定である。

第2条 表彰の種類

(1) 論文賞

日本ガスタービン学会誌、国際会議 Proceedings に公表したもので独創性があり工学および技術に寄与したものに与える。

(2) 技術賞

ガスタービンおよび過給機に関連した技術で画期的な新製品の開発、製品の品質又は性能の向上、材料加工、制御計測および保守技術の向上に寄与したものに与える。

第3条 学会賞の募集

日本ガスタービン学会賞募集要領を公表し、表彰の前年度の学会誌6月号で

11月末を期限として募集を行なう。

表彰は、1982年より2年毎に行なう。

第4条 学会賞審査委員会

(1) 応募者並びに編集委員会よりの推せんがあった場合理事会は学会賞審査委員会を設置する。

(2) 委員会は、秘密会とする。

第5条 授賞候補者の資格

(社)日本ガスタービン学会の個人会員および賛助会員とする。

第6条 授賞者の決定

委員会で選考し、理事会で決定する。

原則として、論文賞、技術賞それぞれ2年以内とするが、該当者のないこともあり得る。(注 国際会議等で論文数が多いときは、理事会で協議決定する。)

第7条 表彰

表彰は原則として総会で行ない、表彰状および賞牌を授与する。

以上

『国産ガスタービン・過給機資料集』
統計・生産実績・仕様諸元〔1989年版〕発行のお知らせ

(社)日本ガスタービン学会では、国内ガスタービン及び過給機関係各社・各団体機関のご協力を得て毎年日本国内で生産されるガスタービン（陸船用及び航空用）及び過給機の資料を収集し、統計を作成して会誌に掲載してきております。これまで1979年、1984年にこれらの資料を集大成し広く会員の皆様の便に供するため『国産ガスタービン資料集』を発行し、好評を得ました。爾来、5年が経過し、今回は過給機も対象に入れて豊富で有益な生産統計データを再び集大成し、『国産ガスタービン・過給機資料集』〔1989年版〕を発行することに致しました。

この資料は約170頁（A4判）で、内容は次の3部で構成されています。

第1部 統計：毎年国内で生産された陸船用及び航空用ガスタービンの動向並びに出力、台数（全体、地域別、用途別、被駆動機械別、燃料別）などの統計資料を豊富に掲載。特に最近の5年間の分を中心に過去45年間の経過も分かるように図表にし、説明をつけて掲載。過給機については、この5年間の生産動向、台数の統計資料を掲載。

第2部 生産実績：最近5年間に国内で生産された陸船用及び航空用ガスタービンの、納入先、用途、仕様などを表にして掲載。

第3部 仕様諸元：各社で生産されるガスタービン及び過給機の標準仕様諸元を表にして掲載。

ガスタービン及び過給機関係者にとり、製造者・仕様者・研究者等を含め広く御利用戴けるものと確信しており、個人会員並びに賛助会員各位のお申し込みをお願い致します。

記

1. 発行時期：平成元年12月末（予定）
2. 価 格：1冊につき8,000円（予定）（送料は別に申し受けます。）
なお、一括お申し込みの場合、別途割引きを予定しております。
3. 申し込み方法：葉書により下記へお申し込み下さい。
4. 申し込み先：〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402号
(社)日本ガスタービン学会（Tel (03) 365-0095）

行 事 予 定

開催月日	行 事	申込締切	会 告
平成元年			
10 月 6 日 (金)	第 3 回見学会・技術懇談会 「ヤンマーディーゼル (株) のガスタービンについて」 ヤンマーディーゼル (株) 尼崎工場	9 月 14 月	9 月号
10 月 26 日 (木)	秋季講演会・見学会	10 月 6 日	9 月号
27 日 (金)	金沢工業大学		
11 月 7 日 (火)	第 4 回見学会・技術懇談会 「サントリー (株) の TEMS」 サントリー (株) 武蔵野ブルワリー	10 月 17 日	9 月号
12 月 8 日 (金)	ガスタービンシンポジウム 「将来の環境問題とガスタービン用燃料」 機械振興会館 (港区芝公園)	11 月 27 日	9 月号
平成 2 年			
1 月 18 日 (木)	ガスタービンセミナー	12 月 2 日	12 月号
19 日 (金)	「信頼性向上技術とガスタービン」 家の光会館 (飯田橋)		
2 月	評議員選挙		
4 月 27 日 (金)	総会・学会賞授与式・特別講演会 機械振興会館 (港区芝公園)		3 月号
6 月 1 日 金	第 18 会定期講演会 機械振興会館 (港区芝公園)		12 月号

第3回見学会・技術懇談会のお知らせ

平成元年度第3回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、お申し込み下さい。

記

1. 日 時：平成元年 10 月 6 日(金) 13:20～16:15
2. 見 学 先：ヤンマーディーゼル(株) 尼崎工場
尼崎市長洲東通1の1の1 (TEL 06-489-8002, 8005)
3. 技術懇談会：「小型ガスタービンー特に二軸ガスタービンについて」
大泉 治朗氏 (ヤンマーディーゼル(株) 特機開発部 ガスタービン設計部長)
4. スケジュール：13:20 現地集合 (JR 東海道線 尼崎駅より徒歩 5 分)
13:30～14:00 概要説明
14:00～15:00 見 学 (ガスタービン及びディーゼルの組立・運転その他)
15:15～16:00 講 演, 質疑応答
16:15 解 散
5. 参 加 要 領：
 - 1) 定員 45 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「ヤンマーディーゼル見学」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付けかねますのでご注意下さい。(メ切 平成元年 9 月 14 日(木) 消印有効)
 - 3) 参加費 2,500 円 (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 (TEL 03-365-0095)

第4回見学会・技術懇談会のお知らせ

平成元年度第4回見学会と技術懇談会を下記の要領で開催致しますので、奮って御参加下さい。

記

1. 日 時：平成元年11月7日(火) 14:00～17:00
2. 見 学 先：サントリー(株) 武蔵野ブルワリー
東京都府中市矢崎町3-1 (TEL 0423-64-2211)
3. 技術懇談会：「サントリー(株) 武蔵野ブルワリーのTEMSについて」
片山 省三氏(サントリー(株) 武蔵野ブルワリー 工務技士長)
三浦 千太郎氏(東京ガス(株) コージェネシステム開発部 課長)
(註) TEMS (Total Energy Management System) は、小型高効率ガスタービン
コージェネレーションシステムGP-1000と蒸気圧縮システムを組合せ、AIで常
に最適運転をするシステムです。
4. スケジュール：13:50 現地集合(JR 南武線「府中本町」下車徒歩10分又は、京王線
「府中」下車タクシー15分)
14:00～15:00 技術懇談会
15:00～15:25 TEMS 見学
15:25～16:10 ビール製造工程見学
16:10～16:30 質疑応答
16:30～17:00 ビール試飲会(無料)
17:00 現地解散
5. 参 加 要 領：
 - 1) 定員100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「サントリー見学」と書き、氏名・所属・役職・連絡先住所
(返信用ハガキにも)・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
け付けかねますのでご注意下さい。(メ切 平成元年10月17日(火) 消印有効)
 - 3) 参加費 2,500円(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 (TEL 03-365-0095)

シンポジウム開催のご案内

今年度のシンポジウムを下記の要領で開催致します。時宜に適したテーマです。奮って御参加下さい。

記

1. テーマ：「将来の環境問題とガスタービン用燃料」
2. 日 時：平成元年 12 月 8 日 (金) 13 時 30 分開会
3. 場 所：機械振興会館 地下 3 階 第 1 研修室
東京都港区芝公園 3 - 5 - 8 (TEL 03 - 434 - 8211)
4. 題目・講師・内容：
開会挨拶 13 : 30 ~ 13 : 35
1) 新しい法規制の動向とガスタービン 13 : 35 ~ 14 : 20
環境庁 大気保全局 宮崎 正信氏
総量規制地域における最近の大気汚染状況、施設の設置状況、煤煙の排出実態、大気汚染防止法施行例等の改正、今後の法規制の動向等について紹介する。
2) ガスタービンと他の原動機との排気性能比較 14 : 20 ~ 15 : 05
早稲田大学 理工学部 斉藤 孟氏
定置型および自動車用ガスタービンの排気ガスの特徴について述べ、規制に対する対策を概説。他の原動機（内燃機関）の排気と比較し、その有利な点、不利な点をあげ、今後の開発への参考に供する。
休 憩 (15 分)
3) 化学燃料の燃焼と地球規模環境問題 15 : 20 ~ 16 : 05
電力中央研究所 狛江研究所 四方 浩氏
化石燃料の燃焼に伴う温室効果ガス (CO_2 , NO_2) の排出実態とその抑制対策および東アジア規模で見た酸性雨の原因物質 (SO_x , NO_x) の排出と環境影響の実態についてレビューする。
4) 各種燃料における新しい燃焼技術 16 : 05 ~ 16 : 50
三菱重工業 (株) 高砂研究所 萬代 重實氏
ガスタービン燃料は年々多様化しているが、それと同時に低公害対策も進んできている。特に、この数年の間に従来の拡散燃焼から、ガス化燃焼、予混合燃焼、さらには触媒燃焼など新しい燃焼技術が開発されてきている。これらの技術経過について触れる。
5. 参加要領：
1) 定員 100 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「シンポジウム参加希望」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付けかねますのでご注意ください。(メ切 平成元年 11 月 17 日 (金) 消印有効)
3) 参加費 3,000 円（当日お払い込み下さい。）

〒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 (TEL 03 - 365 - 0095)

第4回ガスタービン秋季講演会・見学会（金沢）

共催 ㈱日本ガスタービン学会（幹事学会）、㈱日本機械学会

期日 平成元年10月26日（木）、27日（金）

会場 金沢工業大学

石川県金沢南局区内野々市扇が丘7-1

Tel 0762-48-1100

プログラム

（講演時間20分、討論5分 *印：講演者）

第 1 室		第 2 室	
9:15	A-1 石炭ガス化用ガスタービン燃焼器の開発 (空気制御型燃焼器の基本特性) *中田俊彦, 佐藤幹夫, 二宮 徹 (電中研) 萬代重実, 佐藤亘男 (三菱重工) A-2 ターボファンエンジン用環状燃焼器の初期設計と最終結果に関する考察 *田丸 卓 (航技研) A-3 噴流旋回型環状高負荷燃焼器の研究 (第2報: 高負荷燃焼特性) 佐藤幸徳, 藤 秀美, *米澤克夫, 後藤 聡 (石川島播磨)	9:15	B-1 翼端間げきを有する振動翼列の非定常空力特性 (理論解析・定常負荷がある場合) *渡辺紀徳 (東京農工大), 梶昭次郎 (東大工) B-2 前縁剝離を伴う翼列フラッタに及ぼす非均一効果に関する一実験 *藤本一郎 (拓大工), 田中英穂 (東海大工) 石井 進 (日大工), 平野孝典 (拓大工) B-3 曲げ振動する遷音速環状翼列に作用する非定常空力力の測定 小林 紘, *生沼秀司 (航技研)
10:30		10:30	
10:45	A-4 希薄予混合型ガスタービン燃焼器に関する研究 (続報) *川口 修 (慶大理工), 畦上 修, 広瀬裕二 (慶大院) A-5 ハイブリッド触媒燃焼器の研究 *山中 矢, 古屋富明, 早田輝信, 芳根俊行, 山田正彦 (東芝), 原 之義, 土屋利明 (東電) A-6 ガスタービン燃焼器用触媒の高圧下での反応特性 *林 茂, 山田秀志, 下平一雄, 堀内正司, 斎藤 隆 (航技研)	10:45	B-4 圧縮機特性のサージング挙動への影響に関する一考察 *西原義美 (川崎重工) B-5 過給機駆動用ラジアル排気タービンの非定常流特性に関する研究 (第1報: 時間平均法による性能予測) *小西奎二 (都立科技大), 吉識晴夫 (東大生研) B-6 ジェットエンジン静止流路系内の3次元粘性流れ解析 *藤森俊郎, 河合理文, 安藤安則, 清水 淳 (石川島播磨)
12:00		12:00	
13:00	《特別講演》		
14:00	「加賀・能登の伝承」 藤島 秀隆 (金沢工大教授)		
14:15	A-7 都市ガス——燃焼排気ガス簡易NO _x 低減装置の試験 吉川英夫 (千葉工大), *林 成希, 橘川 功 (千葉工大), 小山正晴, 平山直道 (千葉工大) A-8 三井小形ガスタービンの低NO _x 燃焼器 (第1報) 高木圭二, *杉本富男 (三井造船) A-9 ガスタービン燃焼器出口温度測定プローブの製作 *松浦麻子, 福山佳孝, 荒木達雄 (東芝)	14:15	B-7 回転蓄熱式熱交換器の動特性 *酒井逸朗 (三菱自工), 松久忠彰, 川崎啓治 (日本ガイシ) B-8 全面にインピンジメント冷却を施した尾筒の冷却特性 *林 則行, 塚原 聡, 安斎俊一, 森 嘉一 (日立製作所) B-9 化学蒸着法により合成した炭化珪素の高温部材への応用 *松本和久, 茅根美治, 江崎才四朗, 藤田房雄 (三井造船)
15:30		15:30	
15:45	A-10 1,300℃級高温高効率ガスタービンH-25の開発 漆谷春雄, *笹田哲男, 川池和彦, 福井 寛 (日立製作所) A-11 ガスタービン・高温燃料電池複合サイクル機関の性能解析 *野村雅宜, 川越陽一 (船舶技研)	15:45	B-10 タービンブレードへの傾斜機能材料適用に関する基礎的研究 *瀧 将展, 藤沢良昭, 祖父江靖, 吉田豊明 (航技研) B-11 ファンエンジン地上試験用FADECの試作 柳 良二, 関根静雄, 中山 晋, 佐々木誠, *森田光男 (航技研) B-12 超高速エアブリーディングのシステム概念研究 *坂田公夫, 柳 良二, 養田光弘 (航技研)
16:35		17:00	

・見学会（登録者に限る）

期 日：10月27日（金）

内 容：午前 9：00～11：00 渋谷工業 ㈱（ビン詰め機械／レーザ加工機等）
午後 0：45～ 3：30 ㈱小松製作所 小松工場（プレス機械），栗津工場（小形産機／レーザ加工機）

・レディースコース

期 日：10月26日（木），27日（金）

内 容：金沢市内および近郊の遊覧

・懇親会

講演会終了後，参加会員の親睦をはかり，ご懇談頂くために下記のような懇親会を開催します。お気軽にご出席頂き，おくつろぎ下さい。（参加費無料）

期 日：10月26日（木） 18：00～20：00

会 場：ホテル『センチュリープラザ』（金沢市内）

《参加登録について》

事前登録締切 10月 6日（金）

- | | | |
|-----------|--------------------|---------------------|
| ・講演会参加登録料 | 事前登録 | 8,000 円 |
| | 当日登録 | 9,000 円 |
| | 夫人登録 | 3,000 円 |
| | 会 員 外 | 12,000 円 |
| ・見学会参加費 | | 4,500 円（バス代，昼食代を含む） |
| | レディースコース | 未 定 |
| | （見学会参加は事前にお申込み下さい） | |
| ・懇親会参加費 | | 無 料（ただし登録者に限る） |

・事前登録方法

往復はがきに「金沢地区講演会参加申し込み」，または「同講演会および見学会参加申込」と明記し，(1) 氏名，(2) 所属学会，(3) 会員資格，(4) 勤務先，(5) 連絡先，(6) 送金方法と送金予定日を記入して，下記宛お送り下さい。なお，講演者も参加登録をお願いします。

〒160 東京都新宿区西新宿 7-5-13 第3工新ビル
㈱日本ガスタービン学会

・送金方法

郵便書留

郵便振替（東京 7-179578 ㈱日本ガスタービン学会）

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

・講演論文集配布

当日会場でお渡しします。なお，入会申込，講演会登録も当日受け付けますが，準備の都合上なるべく期日までにお申込下さい。

・宿泊について

宿泊先は下記のホテルのいずれかについては，はがき又はFAXに「日本ガスタービン学会講演会宿泊申込」と標記し，(1) 氏名，(2) 住所・電話番号，(3) 勤務先・電話番号，(4) 希望宿泊先および人数を明記の上 10月6日（金）までに ㈱北日本ツーリストあてにお申し込み下さい。

金沢東急ホテル	(ツイン 1名	10,000 円)
金沢ワシントンホテル	(シングル	7,828 円)
金沢ファーストホテル	(シングル	8,500 円)
金沢第一ホテル	(ツイン 1名	6,150 円,
	シングル	6,660 円)

*料金は多少変更の場合があります。

申込先：㈱北日本ツーリスト (担当：松本 繁)

〒920 金沢市片町2丁目6番1号 TEL0762-63-8585, FAX0762-63-8586

。金沢までの交通機関について

講演会の前後は観光シーズンでもあり、また、多人数が集まる会合がありますので、乗車券、航空券が大変に入手しにくくなっております。今回は学会事務局で入手のお世話ができませんので、なるべくお早めにご手配下さい。

第18回定期講演会開催案内

日時：平成2年6月1日(金) 9:00～17:00

場所：機械振興会館

講演論文募集は12月号に掲載します。

金沢東急ホテル	(ツイン 1名	10,000 円)
金沢ワシントンホテル	(シングル	7,828 円)
金沢ファーストホテル	(シングル	8,500 円)
金沢第一ホテル	(ツイン 1名	6,150 円,
	シングル	6,660 円)

*料金は多少変更の場合があります。

申込先：㈱北日本ツーリスト (担当：松本 繁)

〒920 金沢市片町2丁目6番1号 TEL0762-63-8585, FAX0762-63-8586

。金沢までの交通機関について

講演会の前後は観光シーズンでもあり、また、多人数が集まる会合がありますので、乗車券、航空券が大変に入手しにくくなっております。今回は学会事務局で入手のお世話ができませんので、なるべくお早めにご手配下さい。

第18回定期講演会開催案内

日時：平成2年6月1日(金) 9:00～17:00

場所：機械振興会館

講演論文募集は12月号に掲載します。

GTSJ ガスタービンセミナー（第18回）のお知らせ

『信頼性向上技術とガスタービン』をテーマに、第18回GTSJ ガスタービンセミナーを下記の通り開催しますので、ふるってご参加下さい。

記

1. 日 時：平成2年1月18日(木)、19日(金) 9:35～16:50
2. 会 場：家の光会館 講堂（新宿区市ヶ谷船河原町11 Tel03-260-5028）
3. 主 催：(社)日本ガスタービン学会
4. 協賛(予定)：日本機械学会、自動車技術会、日本航空宇宙学会、火力原子力発電技術協会、日本船用機関学会、ターボ機械協会、日本ガス協会、燃料協会、日本内燃機関連合会、日本航空技術協会、日本非破壊検査協会、日本品質管理学会、腐食防食学会、計測自動制御学会

5. セミナーの仮題および講師予定

1月18日(木)

- (1) 最近の高温ガスタービン開発状況と信頼性技術……………(ジェネラルエレクトリック)
- (2) 航空用ガスタービンにおける構造設計と実証……………(石川島播磨重工業 川嶋 鋭裕氏)
- (3) 高温機器部材強度と寿命評価……………(東芝 木村 和成氏)
- (4) 産業用ガスタービン制御システム構成と信頼性……………(川崎重工業 佐藤 和憲氏)
- (5) 故障診断のエキスパートシステムの構築と活用……………(日立製作所)

1月19日(金)

- (6) 構造点検と信頼性評価の基礎……………(横浜国立大学 板垣 浩氏)
- (7) 振動の診断技術と対策……………(三菱重工業 梅村 直氏)
- (8) 大形ガスタービンプラントの長期運転実績と診断・保守……………(東京電力 初芝 信次氏)
- (9) 非常用ガスタービンの診断技術と保守……………(ヤンマーディゼル 中野 博文氏)
- (10) 航空用ガスタービンの診断技術と保守……………(日本航空 小金 真氏)

6. 参加要領

- (1) 参加費(資料代含む)

◆ 主催および協賛団体正会員

2日間 22,000 円, 1日のみ 16,000 円

ただし下記期日までに事前申込をされた正会員の方は,

2日間 20,000 円, 1日のみ 15,000 円とし, 資料を前もってお送りします。

◆ 学生会員 5,000 円

◆ 会員外 2日間 40,000 円, 1日のみ 30,000 円

◆ 資料のみ 1冊 5,000 円(残部ある場合)

- (2) 申込方法：所属・氏名・加入学協会名を明記の上、参加費を郵便振替または現金書留にて、下記事務局まで12月2日(土)までにお送り下さい。

- (3) 事務局：〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402

(社)日本ガスタービン学会 Tel03-365-0095

郵便振替番号 東京7-179578

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巻 第66号

平成元年 9 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㈱ 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。