



ガスタービンとの歩み

金沢工業大学 佐藤 豪

ガスタービンと私が初めて出会ったのは、昭和19年、中島飛行機において、ジェットエンジンの開発チームに配属された時であった。海軍航空技術廠からの図面を頼りに、新しい技術に参加できる感激を味わいながら徹夜で設計した記憶は、半世紀近く経った今でもなまなましく思い出される。

もともと、ガスタービンについては、学生時代に、内燃機関邦訳文献集（養賢堂）の中で、スイスBBCのものなどの紹介があったのを読んでいたため、ガスタービンとの初の出会いといえ、文献的には、その時になるかもしれない。

中島飛行機においては、約1年の間に我武者羅に3機種の開発を行なった。物資が欠乏していた時代に異常な早さであった。これは、戦局の緊急要請があったためでもあるが、設計者としては、参考文献や設計資料が全くないので、開発した実機の運転実績から設計資料を収集する必要があったためである。

日本が全く独自に技術開発を始めたものは、数少ない。ガスタービンはその中の一つである。このことは、極めて大切なことである。導入技術の場合には、その開発段階での苦労の結果得られた基本的なノウハウを知らないで、後に困難に遭遇する事例が暫々ある。ガスタービンは、このような「根なし草技術」ではない。

さて、終戦後、ガスタービンの研究が、航空と同様に、進駐軍から禁止されたのかどうか明確でなかった。そこで、昭和23年に、私のような目立たない若い研究者が、試しに進駐軍に申告する研究テーマの中に「ガスタービンの研究」と記入してみた。その結果、特におとがめがなかったので、ガスタービンの研究は大丈夫だと分かり、それからこの方面の研究がぼちぼち行なわれるように

なった。

昭和25年春の日本機械学会研究発表講演会において、機関車用ガスタービンの設計について、慶大の学生が発表を行ない、その中に多くの質問事項が含まれていた。いわば、事例を用いた質問講演であり、機械学会としては、異例の講演のため多少の物議は醸したが、多くの聴衆にはアピールしたようである。

これが一つの契機になったのであろうか、この頃から重工業各社が、ガスタービンの開発にのりだした。日立製作所、石川島重工、三菱日本重工横浜、川崎重工神戸、三井造船、三菱造船長崎で、船用や発電用の開発が行なわれた。

慶応義塾大学工学部は三井造船の開発を全面的に応援することになり、私は週三日岡山の玉野で開発に従事した。山下造機部長、小泉設計課長、入江係長という素晴らしい方々の中で、私はノウハウを伝え、プロジェクトの進め方など多くのことを学ぶことができた。

この時、玉野で学生と一緒に進めていた燃焼器の実験に、新入社員が研修で参加を申し出た。その新入社員が石井前会長である。

MITのE. S. Taylor教授を招へいして、東大で講義をしてもらったのも、この頃であった。この時の聴衆の記念写真を見ると、その後、ガスタービン界で活躍した人々の若い頃の顔を総て拝見できる。

ガスタービン研究会が発足し、慶応の三田演説館で発会式を行なったのもこの頃である。その後、この中の文献調査委員会だけがガスタービン文献頒布会として、長い間活躍したのは、周知の通りである。毎月一回、学界と業界の若者が集まって、文献調査の報告会を行ない、頒布会で採用する文献を決めていた。ここでの情報交換は、私にとって貴重な勉強の機会であった。

(平成3年8月22日原稿受付)

このような活動が、後の本学会の設立の伏線になっていたことは、間違いのない所である。

私の家で行なったガスタービン・ゼミは昭和26年から7年間続いて、途中からは日本ジェットのメンバーも多数参加して下さった。ここで一番勉強させてもらったのは、間違いなく、私自身であったと思っている。

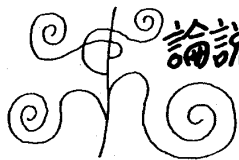
このようにガスタービンと深く関わりながら、常に私が問い続けたのは、「私の目の黒いうちにガスタービンは実用化されるだろうか」ということであった。

昭和19年にジェットエンジンと出会って、ガスタービンの魅力に捕われた私は、いわば殉教者のようなもので、ガスタービンと共に歩いて、悔いはない。しかし、私の教え子を海のものとも山のものとも分からないガスタービンの中へ迷いこましてよいのだろうか、という思いは長い間、私を悩ませた。

戦後だけを考えても、上記の昭和25年ごろからの数年間の第1期興隆期から始まって、大きな山や谷が幾つかあり、現在の興隆期に至っている。この山や谷の長い道程は、ガスタービン技術が大地に根を張るために必要不可欠のものであったとの思いが深い。

ガスタービンの先達の一人として歩いてきて、目の黒いうちにガスタービンのさまざまな活躍を見せていただけたのは、ガスタービン研究者冥利に尽きるものである。これは、偏に会員諸君のご努力によるものと、感謝している。

これからは、ますます「エネルギー問題におけるガスタービンの役割」や「環境問題におけるガスタービンの役割」が最重点課題となるであろう。この意味で、サイクル論への回帰が大切な時期となっている。会員諸君のますますのご活躍を期待して筆を置く。



Pratt & Whitney Canada Inc. M. Stoten
吉 中 司

1. まえがき

この解説は、航空機推進用小型ガスタービンの最近の動向を概括する事を目的としている。それらガスタービン・エンジンの内でも離陸馬力2000shpの小型ターボシャフトとターボプロップ・エンジンに的を絞る事にする。

まず最初に、これらのエンジンの市場の動向を概説し、次に特にターボシャフト・エンジンにおける軍用エンジン（ここで言う軍用エンジンとは、先ず軍用として設計・開発されたエンジンの事）と民間用エンジンに対する技術的要求の違いを見る。そして又、小型エンジンの「小ささ」から来る設計上の大きな技術的挑戦が、要素技術のところで強調されている。最後に、エンジンの将来の方向を、目下北米で論じられている安全性についての動向を加味しながら、演えきし、又、先進材料の必要性を確認する。

2. 市場の動向

(1) ヘリコプタ市場

長年、このクラスの民間ヘリコプタ市場では、1960年代に設計されたものが大きなシェアを占めていた。それらの大多数は、元来軍用に開発されたものであった。新設計の機体とエンジンを持つヘリコプタの開発と市場への導入には、当時の市場の大きさから見てコストが掛かりすぎ、それが民間市場で用いられていたヘリコプタの代替を遅らせていた、と言えよう。しかし、その間でも技術的には、ヘリコプタ空気力学、制御装置、テイル・ロータ、タービン・エンジンそして複合材料の使用等の面で、大巾な進歩を遂げていた。こうした技術進歩の大部分は、その国の軍隊が最良のヘリコプタを保有すべし、という政府の大きな後押しによって達せられており、ヘリコプタを使って営利を挙げると言う、いわゆる民間ビジネ

(平成3年7月19日原稿受付)

ス・ユーザの要求を入れたヘリコプタ、又それを推進するターボシャフト・エンジンの技術研究は殆んど見られない。

しかし、今日では事情が変わって来ており、新しく開発した技術（エンジンを含め）を使ったヘリコプタで民間市場のシェアを獲得出来るという見方を、製造会社は持つ様になった。この変化は、市場が大きくなったのに加え、技術進歩の結果、ユーザにより大きいペイロード、より速い飛行速度、振動の低減、そしてオーバーホール間隔の延長といった利点を提供出来るに至ったからである。それでも、これらの利点がヘリコプタの購入価格を高くする事になると、ユーザにとって営利上好ましくないと言う点は、機体やエンジンの設計に携わる者全てが自覚している。

(2) ターボプロップ機市場

過去、小型ターボプロップの市場はプラット・エンド・ホイットニー・カナダ (P & WC) 社製 550shp の PT6A-6、及びほぼ同級のギャレット社製 TPE331エンジンによって開拓された。今日では大部分のセールスは、1,000~2,000shp 及びそれ以上のエンジン・クラスに移ってしまった。

小型ターボプロップ機は、大方、民間機用として開発され、ビーチ社製キング・エアの様なビジネス用から19~30座席の、地域航空用として下端に位置するものまで含まれている。地域航空機市場は、飛行機の使用頻度が高い上に航空会社が比較的小さい為に、購入価格と運航コストの両面に非常に敏感である。目下のところ、この市場では、相手方のエンジンを上廻る出力のエンジンを導入して市場占拠率を高めようとする北米二社のエンジン会社によって、エンジンの性能レベルが設定されていると言えよう。勿論、両社共、出力上昇に当っては、最少の開発費で出来るだけ大きい見返りが得られる様考慮する事は言うまでもない。

1,000shp以下のターボプロップ・エンジンを装備したターボプロップ機は、以前程の大きな市場を失ったとは言え、練習機及び多用途機として開発されている。

3. 熱サイクル

ここに使われているP & WC社以外のエンジン・データはP & WC社で集められた。それらの内幾つかのエンジンにおいては、燃料消費率(sfc), サイクル圧力比(CPR), タービン入口温度(TIT)等々はエンジン会社自身によって発表されているが、他のエンジンでは、公表された(例えば文献1,2) データを基にP & WC社で各種性能値が推定された。従って、後者の性能値の正確さの欠けている点は否めないが、そうしたデータを図示して全体の動向を捕らえようとするのには十分の精度を持っていると言える。調査されたエンジンは、米、加、英、仏、独国製エンジンのみで、日本及び東欧圏のエンジンの含まれていない点、不備がある。

ここで使われている sfc, CPR, TIT 及び出力

は、特に別記の無い限り、標準大気中、海面上での離陸時の値で、エンジンは未使用エンジンの内で平均性能を持っていると仮定されている。このエンジン運転条件で、例えば一定定格に設計されている為熱力学的には或る出力を出せてもギヤボックスによって制限を受ける様な場合、定格出力値及びその点での sfc, CPR, TIT 等が使われている。

(1) 燃料消費率 (sfc)

図1をみると、時と共に sfc の改善が見られる。この傾向は軍用エンジンに特に顕著である。もっとも軍用エンジンの場合、次世代のエンジンに対し非常に厳しい性能を要求するのを常としている様である。一方民間用ターボシャフト・エンジンとして重要な600~700shp級では、過去10年における sfc の改善は緩慢である。その理由は、後章でも触れられている様に、毎年精々400時間程度しか飛行しない民間用ヘリコプタ・エンジンの設計に際し、少々sfcを犠牲にしても低い購入価格と整備コストに的を絞った方が、ヘリコプタの

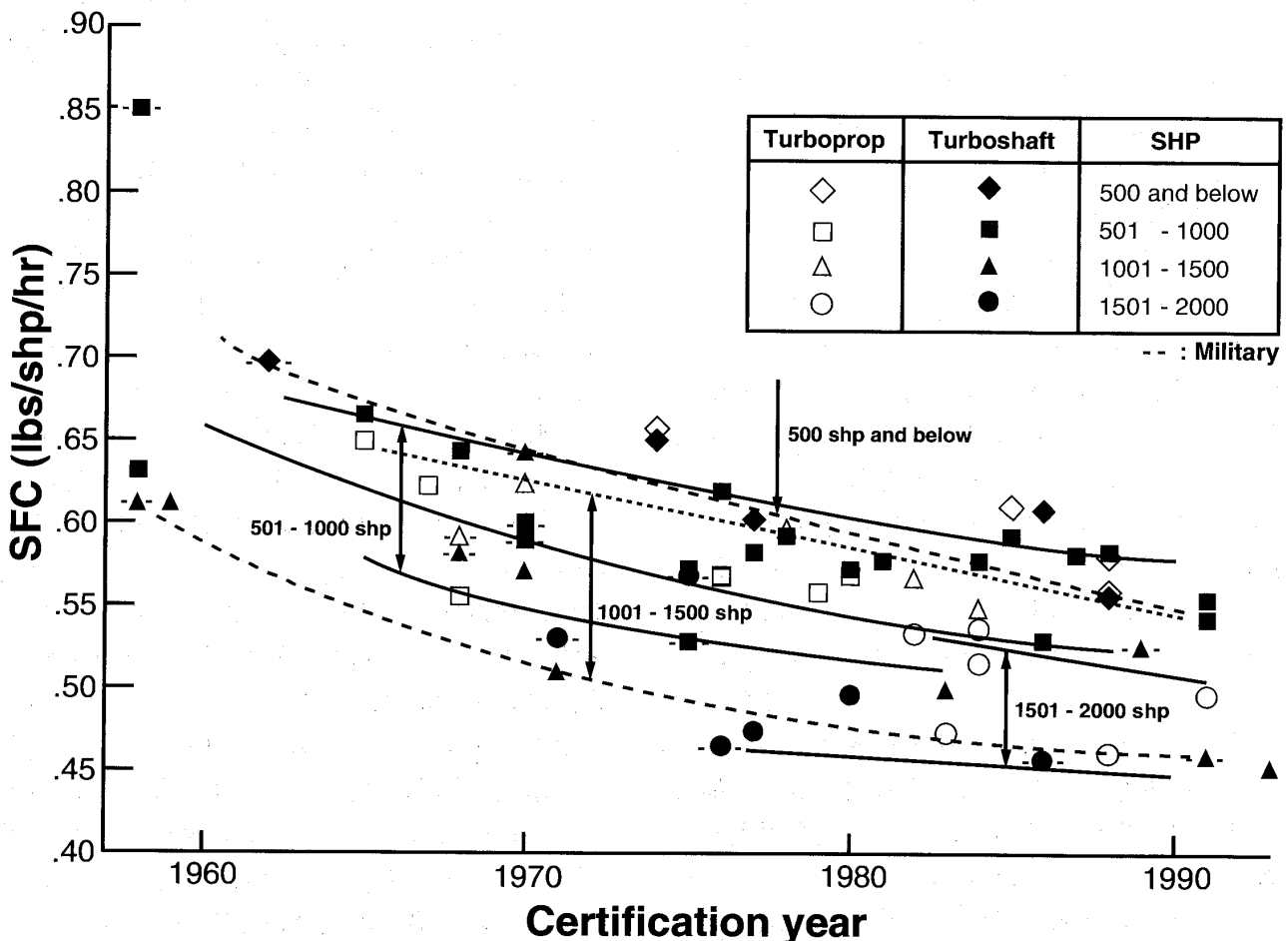


図1 燃料消費率

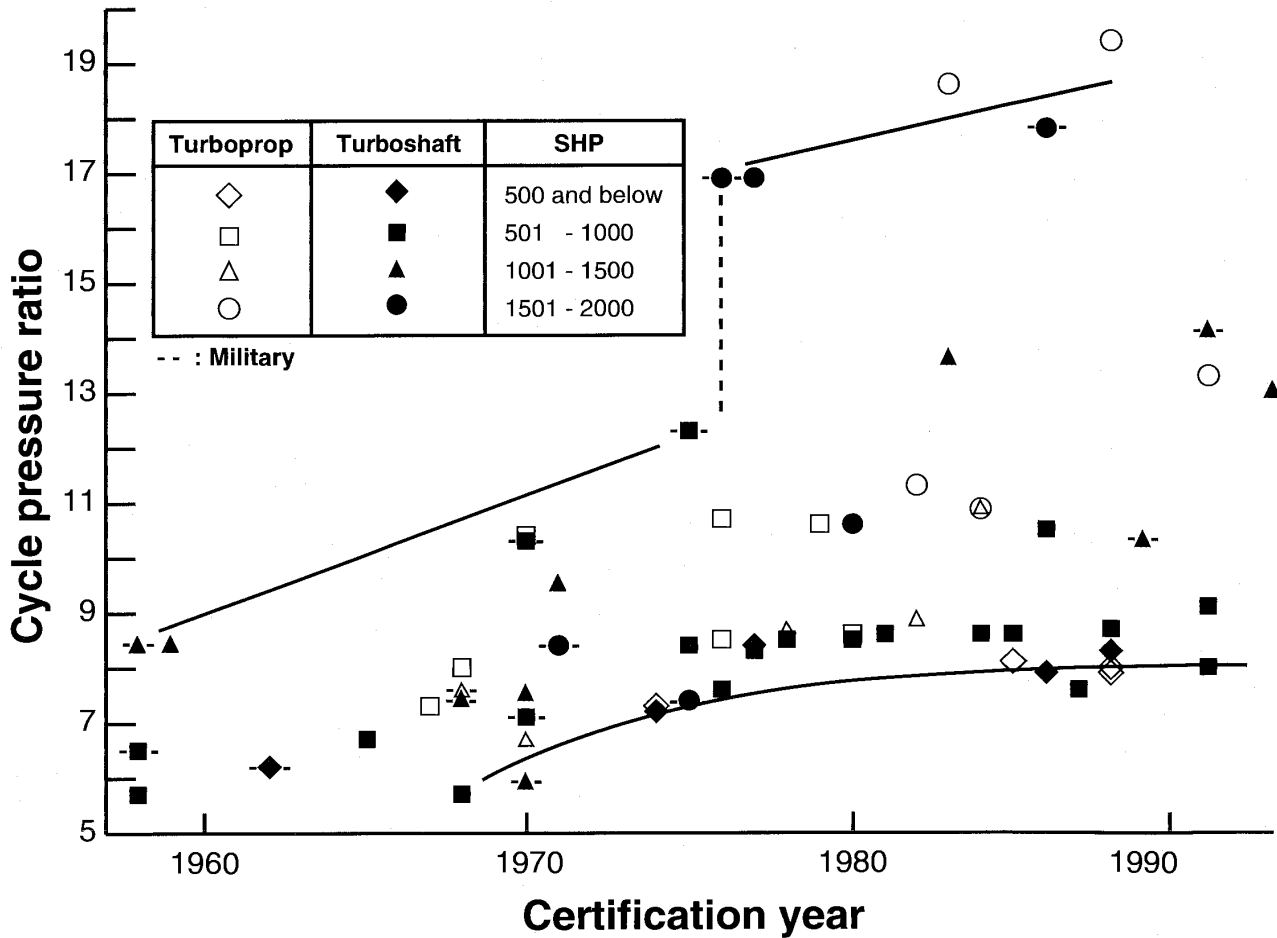


図2 サイクル圧力比

全オーナーシップ・コストを低く出来るとの見方を、エンジン会社が採っているからである。

ビジネス機用ターボプロップ・エンジンに対する sfc の要求は、上記民間用ターボシャフト・エンジンのそれと同じである。しかし、地域エアライン用ターボプロップ機のエンジンとなると、燃料費の全オーナーシップ・コストに対する割合がビジネス機用エンジンに比べて高くなり、それ丈 sfc の低い事が重要になる。図1で、出力の高くなる程 sfc の低くなる傾向は、サイズの違いから来る要素効率の影響の現われを伴っているとは言え、ユーザの要求をも反映している。

(2) サイクル圧力比 (CPR)

図2を見ると、サイクル圧力比について二、三の傾向を読み取れる。まず、CPR は、図1の sfc の傾向を逆さまにした様な傾向を示している。これは、この範囲の CPR では、sfc は何よりもまず CPR に大きく影響される、と言う既知の熱力学上の関係を、大まかに確認している。

次に軍用エンジンの CPR の傾向を見ると、年と共に上昇し続けている事が分かる。1960年代半ばまでは精々10：1以下であった CPR が1970年代半ばすぎに15～17：1と飛躍し、1980年代半ばには18：1に達した。今日の技術水準からして CPR は今世紀末まで、更に上昇し続けると期待される。しかし CPR が20：1を超えると、CPR 上昇による sfc の低下が小さくなり、加えてこのサイズのエンジンでは圧縮機効率が CPR 上昇につれて急速に低下し、又ガスジェネレーター・タービン冷却に伴ない空力性能が低下し部品コストが急激に上がる、等の点を考え合わせると、この辺りに小型エンジン CPR の限界がありそうである。もっとも先進耐熱材料が開発され、タービン冷却が激減又は無用になれば、この限界値が更に幾らか上がる事は可能と思われる。

一方、民間用ターボシャフト・エンジンでは、軍用エンジンを民間用に転用したものを除くと、少なくとも過去5年間、CPR は8～10：1程度に

留まっているのが目立つ。

民間用ターボプロップ・エンジンではCPRが出力の大きさに比例していると言える。しかし、軍用ターボシャフト・エンジンの民間転用型に比べるとCPRは低目である。

この章を終る前に特筆しておきたいのは、1976年に軍用ターボシャフト・エンジンとして認可を受けたGE社製のT-700エンジンについてである。このエンジンは、当時の小型エンジンとしては画期的なCPRの上昇を達成し、後述の様に非常に高いタービン入口温度と合わせて、後継エンジンの設計方針に与えた影響は非常に大きい。

(3) タービン入口温度 (TIT)

前章で見た軍用と民間用ターボシャフト・エンジンの違いはTITについても当てはまる(図3)。その結果、最近の軍用ターボシャフト・エンジンのガスジェネレーター・タービン第1段動翼は、全て冷却翼になっている。一方、民間用ターボシャフト・エンジンでは、低コストとの観点からタービン・ノズルは冷却しても動翼は無冷却と

いう思想で設計されている。タービン冷却に対するこの相違は、軍用エンジンでは低sfcと同時にエンジンの軽量化が厳しく要求されているのに対し、民間用エンジンではコスト低減にプライオリティが置かれているから、と思われる。ターボシャフト・エンジンでは、民間用でもペイロードの関係から軽量化に対するユーザの要求は強い。これに対してエンジン会社は、構造の簡素化と回転部品数の最少化でユーザの要求を満たそうとしている様である。

ターボプロップ・エンジンでは、CPRの傾向と同様、TITの傾向は軍用と民間用ターボシャフト・エンジンの中に位置するが、地域航空に使われるエンジンに限ると、低sfcに対する市場の要求が強くなり、その為にCPRを高める結果として、TITの上昇が見られる。しかし、それでも第1段動翼の冷却必要性の境目は、目下のところ2,000shp程度である。

(4) 重量

エンジンの重量の傾向を見る場合、ターボシャ

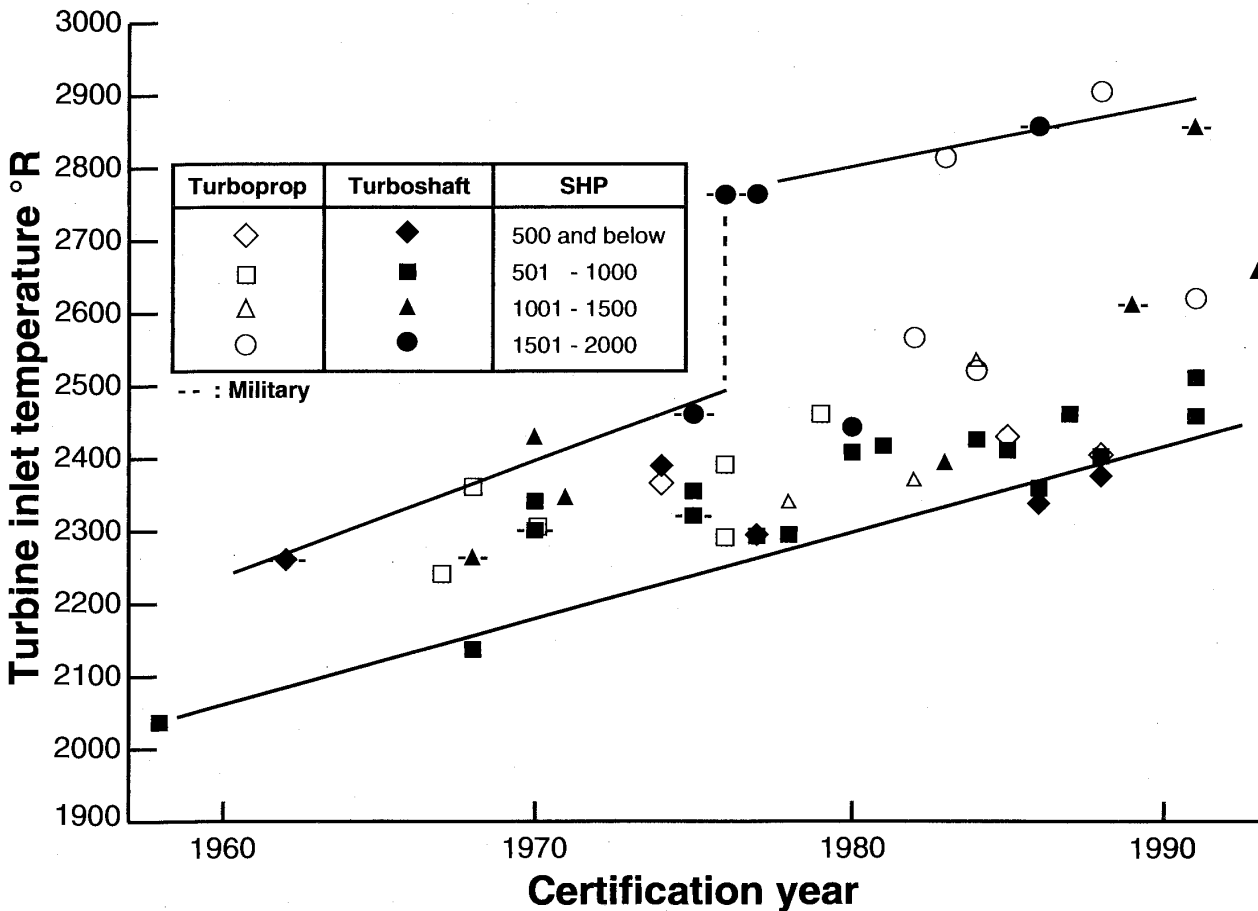


図3 タービン入口温度

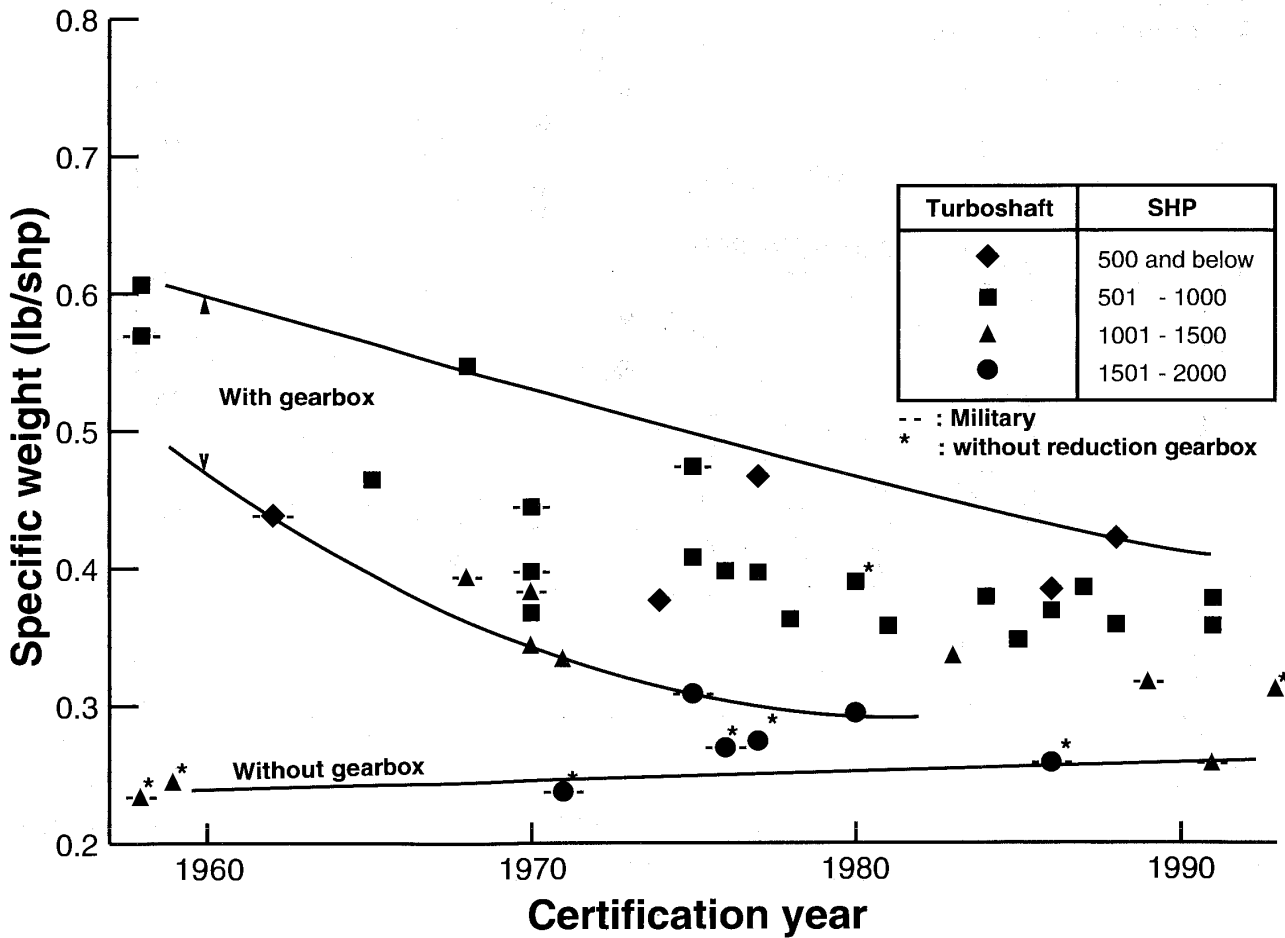


図4 エンジンの比重量

フト・エンジンに関しては少々面倒になる。それは、エンジンによって減速ギヤボックスの重量をエンジン重量に含むものもあれば、含まぬエンジンもあるからである。例えばP&WC社のTwin Pac (trade mark)の諸モデルは全て減速ギヤボックスをエンジン重量に含んでいる。しかも、このギヤボックスがヘリコプタ用の主ギヤボックスの役目も部分的に果たしている。一般には民間用ターボシャフト・エンジンは出力軸回転数6,000 rpmの減速ギヤボックスをエンジン重量に含んでいるのに対し、最近の軍用ターボシャフト・エンジンの公表データでは、ギヤボックスはエンジン重量に含まれていない様である。

ターボシャフト・エンジンの比重量（比出力の逆数）が図4に示されている。これからも分かる様に、軍用エンジンは民間用エンジンに比べ幾らか軽い様だが、過去10年間に比重量の低減化のはっきりした傾向は見られない。事実、調査されたエンジンの中で最も低い比重量をもつのは、何

と20年も前に認可されたエンジンである。比重量丈が何故停滞した傾向を示しているか、P&WC社で詳細な調査はされていないし、又筆者達も、これに関する公表文献に出喰した事が無いので、正確な事は言えない。これが、或いは比強度の高い先進材料の必要性を示しているのかも知れない。

(5) 全般的な技術動向

全般的に見て、軍用として開発された小型エンジンでは、先進技術を積極的に取り入れ、エンジンの低sfcと軽量化が達成されている。それは、軍用エンジンとして一番重要な「ヘリコプタに与えられた軍事ミッションを完遂する事」という要求を満たす為に必要だからだ。その為CPRとTITは上昇の一途を辿り、それに伴うエンジン構造の複雑化と回転要素の寿命に対する或る程度の妥協が必要になっている様に思われる。

他方、民間用エンジンでは、ユーザの全オーナーシップ・コストの低減が飛行の安全性に次いで重要と考えられる。それ故、特にターボシャフト・

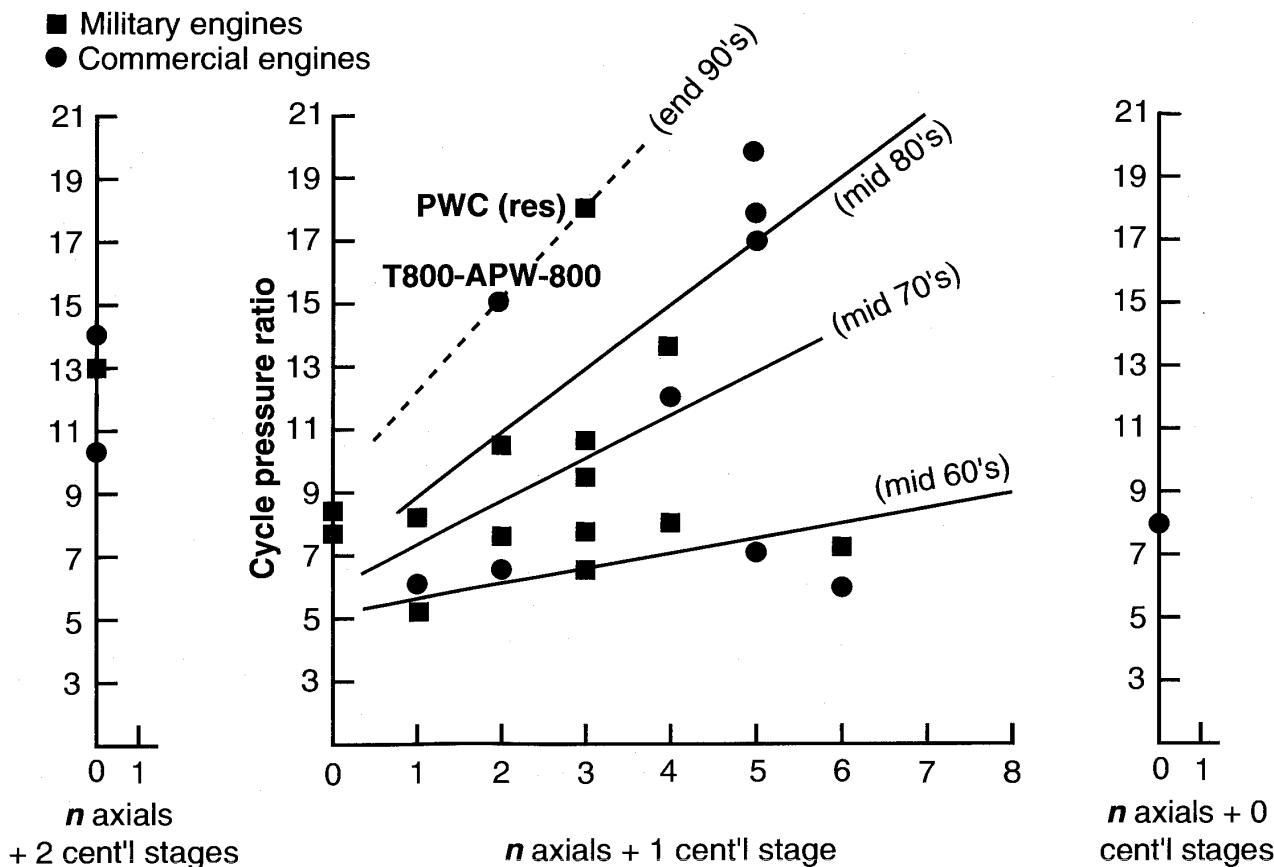


図5 圧縮機の段構成

エンジンでは、たとえ CPR と TIT を少々犠牲にしてもエンジンの部品数が少なく、構造が簡素で、購入価格の面でも整備コストの面でもユーザに有利な設計方針が、取られている。又、ターボプロップ・エンジンでも、ユーザの全オーナーシップ・コストを低減の面から、そのエンジンの使われる市場の要求に沿った設計がされていると言える。

4. 要素技術

(1) 圧縮機

図5はCPRの傾向を圧縮機の段構成の面から見て、示している。これから、前章で見たCPRの上昇傾向は、実は圧縮機の全段数の減少を伴っている事が分かる。多段軸流圧縮機では、今日、第一段で2:1、段平均でも1.8:1程度の圧力比が、高効率と適当なストール・マージンをもって、達成され得る。段数減少化の傾向は、勿論エンジンの軽量化と整備コストの低減化への飽くなき技術探究によるものであり、軍用及び民間用エンジン市場の要求と合致する。従って、この傾向は、軍用エンジン、民間用エンジン、又、ターボシャフト・エンジン、ターボプロップ・エンジンに拘

らず、共通である。

CPRの上昇が圧縮機段数の減少を伴う小型エンジンでは、遠心圧縮機の役目は重要である。その理由は、勿論、遠心圧縮機の低比速度での高効率特性による。又、軸流圧縮機との翼間負荷の機構の違いから、遠心圧縮機は軸流機に較べて高い空力安定性を持つ。これは、特に高迎え角の運転条件において顕著である。多段軸流圧縮機の下流側3~4段の代りに遠心1段を使う事は、エンジン回転部品数を減らす点でもメリットがある。しかし、遠心機が単段で使われる場合、現在の8~10:1の圧力比から、将来どれ程上昇するか疑問である。空力的には、今日でも12~15:1の圧力比を、望ましいレベルの効率をもって得る事は可能である。しかし、翼車の材料強度の限界から来る低周波疲れ(LCF)による寿命の問題が解決されねばならない。現在使用可能の材料では、単段遠心圧縮機でこれ程まで圧力比をあげると、99.9%の信頼度で10,000から30,000のLCF寿命を得る事が出来ないからだ。加えて、翼車の外径が大きく、回転系の慣性モーメントが増加し、フ

リー・出力タービン形式のエンジンでは、急加減速特性が悪くなる。遠心2段によるCPR上限は、多段軸流+単段遠心のそれと同等と考えられる。

数値解析について一言触れておくと、三次元N-S解析で圧縮機段計に十分使用し得るものが開発された暁には、三次元的影響の強い小型エンジン用圧縮機は、大型エンジン用のものに較べて大きな効率の向上に結び付くものと期待されている。しかしながら、レイノルズ数の影響とスケール出来ない寸法精度の問題から抜け出す事は出来ず、大型エンジン用圧縮機に較べると、その効率は、両者の差は縮まっても、低目に留まる。

(2) タービン

段数を減らす努力はタービンにもなされている。圧縮機と違う点は、タービンが高温ガスに晒されながら高速回転せねばならないため、航空機推進用エンジンに使われるタービンとしては、ラジアル・タービンはその空力的メリットにも拘らず、不適と考えられている。鋳造製のラジアル・タービンは、同じガスタービンであるAPUに既に見られるが、これはAPUに対する構造・寿命上の要求が、又運転条件が、推進用エンジンと随分違うからである。

段数減少への努力は、高圧力比・高 $\Delta H/U^2$ のタービン研究及び性能実証を鼓舞する事になっている。例えばP & WC社では、カナダのNational Research Councilと協力して、1976年に圧力比3.8:1, $\Delta H/U^2 = 2.5$ の単段軸流機が、それから11年後には圧力比5.0:1, $\Delta H/U^2 = 2.2$ の超高圧力比単段軸流機が設計された(図6)。両者共、研究実験施設を使って試験され、ほぼ期待通りの性能が得られている(文献(3))。

小型エンジン用のタービンの効率が大型エンジン用のそれに較べて少々劣るのは圧縮機と同じだが、タービン冷却もこの傾向に荷担している。タービン冷却法は、エンジン・サイズによる影響は殆ど受けず、大体ガス温度によって決定される。従って、小型エンジンのノズルや動翼に冷却機構を組み入れると、どうしても大型エンジンのタービンに較べて翼のアスペクト比を更に下げ、後縁の厚みを更に増し、その結果、タービン段効率が更に下がる。

小型エンジンの技術的な難しさは空力・性能の

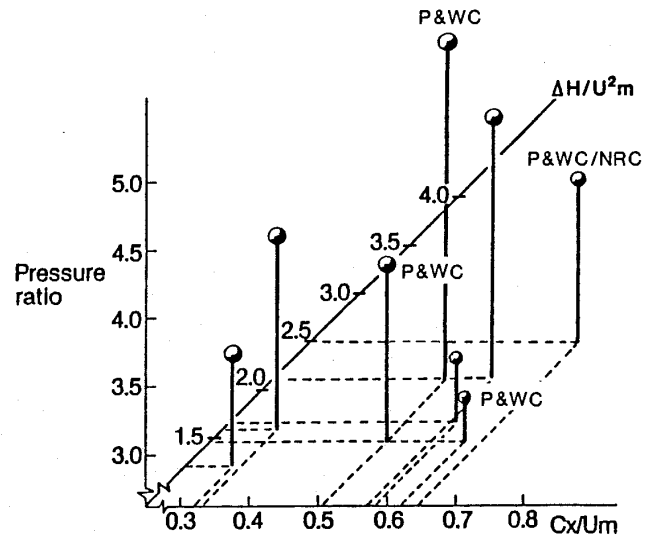


図6 超高圧力比単段軸流タービンの特性

面だけでなく、構造にもあてはまる。その一例としてタービン・ディスクの設計がある。今日、小型エンジンに対する、AN²とかリム周速と言った応力的要求は、大型エンジンと何等違いがない。耐空証明を得る為の安全・耐久性への要求の厳しさにしても同等である。ところがデッド・スペースを無くしエンジンをコンパクトにまとめる努力が逆流型燃焼器の採用となり、タービンのガス通路の半径値が小さくなる。その結果、ディスク・ファー・ツリー間の周方向寸法が小さくなり、動翼の遠心応力に十分耐え、満足なLCF寿命を得る為に、ディスクはぶ厚くなる。又、いわゆる“I”ネックを使って動翼の遠心力分布をファー・ツリーに至るまでに一様化するにも、それに必要な空間的余裕もない。又、それ故に、ディスク・ファー・ツリーのブローチ角が高くなり、それが又、ファー・ツリーでの局所応力分布に歪みを与える原因にもなっている。“I”ネックのスペースが無いと、動翼の振動を減衰させるダンパーを入れる事が出来ず、動翼の振動問題を無くする為に空力性能を更に犠牲にしても翼形状を変えざるを得ない場合も出て来る。

一方、ディスク内径は同芯の出力軸の寸法から最小値の制限を受け、そこでの応力をLCF寿命の要求値から割り出した値に抑える為、どうしても軸方向寸法を増さねばならない。結局、小型エンジンのタービン・ディスクは、大型エンジンに較べて断面アスペクト比の低い、太った形状とな

る。P & WC 社製の離陸出力600shp 級の PW200 ターボシャフト・エンジン (図7) のタービンと IAE 社製の離陸推力25,000lbs 級の V2500ターボファン・エンジン (図8) のタービンを見較べると、その違いは明らかである。

こうした寸法制限と厳しい応力条件の中で設計

される小型エンジンでは、応力・振動解析には3次元解法は不可欠である。事実、3次元FEMのエンジン設計への実用化は、大型エンジンではなく、小型エンジンが先行した。

5. 材料・構造

小型エンジンの材料は、大型エンジンのものと

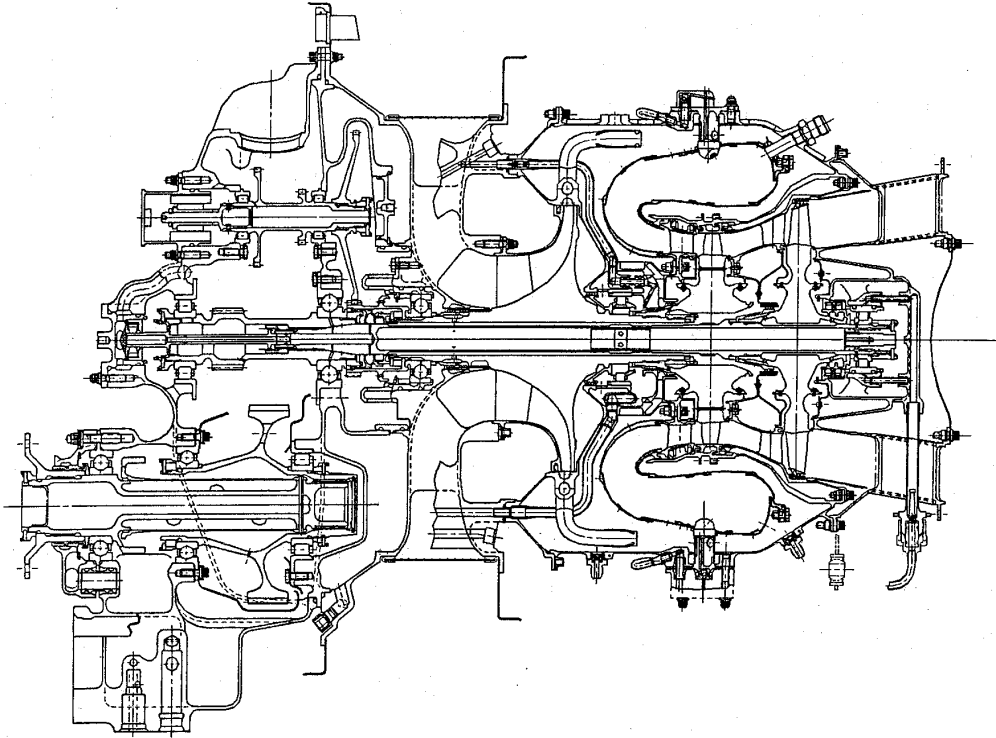


図7 P & WC PW200ターボシャフト・エンジン

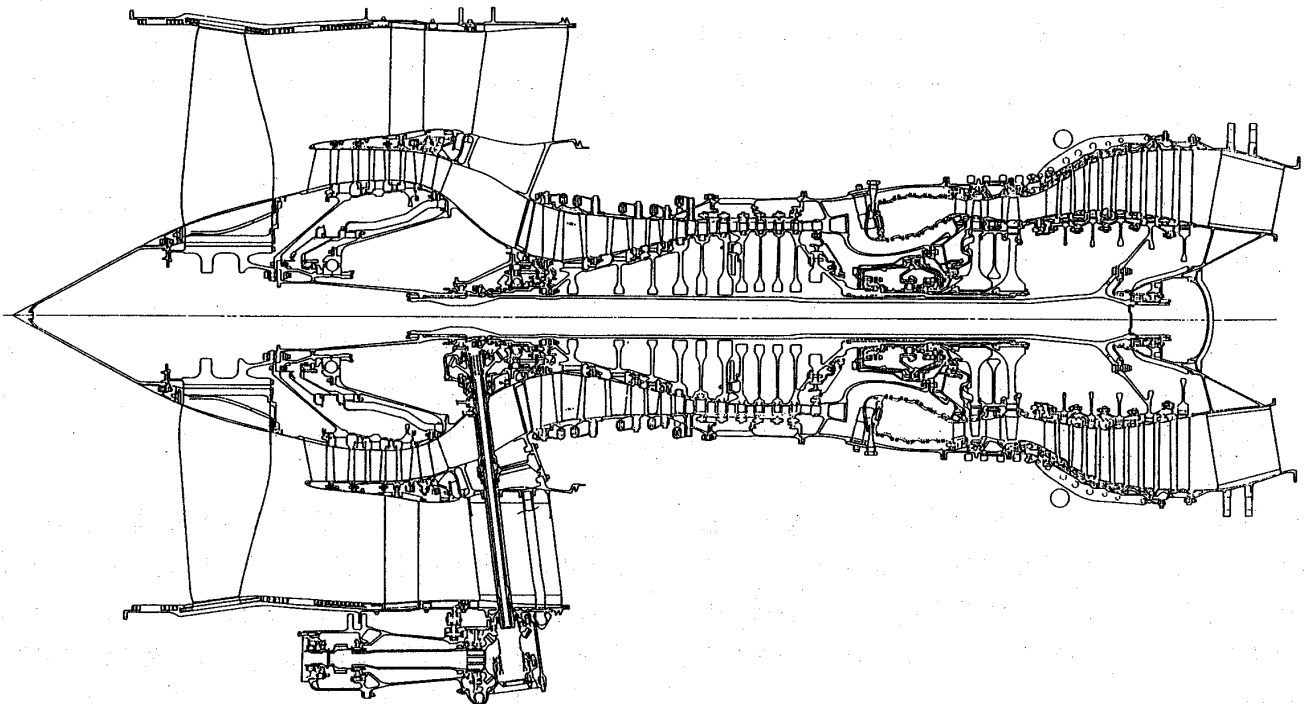


図8 V2500エンジン

大体において同じで、それらは文献(4), (5)等にまとめられている。例えば単結晶のタービン動翼は、今日小型エンジンに、冷却翼としても無冷却翼としても使われている。しかし、コストの低下を意図して一体鋳造タービン・ローターが、幾つかの小型エンジンに、例外的に使われている。これらのエンジンでは、タービン・ローターの破損(文献(6))に対し、シュラウドに装甲鉄板が使われたり、鍛造ディスクにタービン動翼を挿入する様に再設計(文献(7))が為されたものもある。

こうした過去のいきさつから、米国 FAA では、輸送用ヘリコプタ・エンジンに対し、トライ・ハブ・バーストのフル・コンテインメントを要求する事を、目下考慮している(文献(8))。エンジン・メーカーは FAA に対して、この要求を受け入れて設計したエンジンの重量ペナルティは、FAA の予測より遙かに大きく、全てのエンジンにフル・コンテインメントを義務付ける必要は無いと、反論している。FAA が、先進セラミックと複合材料からなるコンテインメント・リングの使用によって、エンジン・コストと重量に対するペナルティが小さくなる、という立場をとっており、こうした新材料は今のところ十分有効でなく、むしろ靱性の高いニッケル合金(例えば INCO625)を使うべきだ、と言うメーカー側と対立している。此の問題がどう解決されるかは、今のところ不明だ。しかし、タービン・ディスクの設計に対する FAA の要求は、現在よりもっと厳しくなるだろうし、機体側もタービン・ディスクのバーストに対し、被害が最少に留まる事を実証せねばならなくなると思われる。これが鋳造製タービン・ローターの使用に終止符を打つか、又、ディスク・コンテインメントが通常的设计要求になるかは、もう少し待たねばならない。

チタニウム合金製ディスクも、1989年7月19日、米国アイオワ州で DC-10 が事故を起こしてからと言うもの、NTSB や FAA 等の政府関係官庁に、目下安全製の観点から吟味されている。この事故では、ファン・ディスクの傷が序々に成長して亀裂となり、結局破損に至った(文献(9))。小型ターボファン・エンジンでも、ディスクの問題が無かった訳ではない(文献(10))。この為、現在使用中の全エンジン内のチタニウム合金製の全ロー

ターに対し、亀裂検査を行う様、要求が出されている。唯、問題は目下世界中で使用中のエンジンに入っているチタニウム合金製ローターは、インペラ、ファン・ディスク、軸流圧縮機ディスク等、総部品数が恐らく10万を越え、しかも、この検査に必要な、渦電流を使った部品傷の検出器を持っている民間整備工場が非常に少ない事である。この問題が解決された後、材料の品質及び設計基準に対し、現在以上に厳しい要求が FAA によって、恐らく為される事と思われる。この場合、破壊力学を使って、検出されなかった傷が次の検査まで破損に結び付く程まで成長しない事を証明する事が義務付けられよう。これは米空軍により開発された ENSIP (文献(11), (12)) の思想に似ている。この設計思想が一旦チタニウム合金に適用されたなら、他の材料からなるローターにも適用されないだろうか。若し適用されるとなると、これは、約30年前に為された LCF 寿命という思想の導入と同等の、根本的な変化をエンジン設計思想に与える事になる。

小型エンジン用として目下期待されている先進材料は、ファイン・セラミックと高性能複合材だ。今のところ実用し得るファイン・セラミックは無い。エンジン・メーカーによっては、セラミックを燃焼筒やタービン・シュラウドに熱遮へい用に溶射しているが、これらは構造部材ではない。セラミックの亀裂成長の問題が、構造部材としての使用を妨げている様だ。複合材料の使用も目下は稀で、使われても入口プレナム・ダクト等の、低応力・低温部品がその対象になっている。エンジン・メーカーは、こうした先進材料に対するデータは幾らか持っている様だが、大巾に使用しようとする傾向は、目下、見当たらない。

6. 結論

離陸定格2,000shp 以下の航空機推進用ターボシャフト及びターボプロップ・エンジンの動向を見た。そこでは、エンジンを工業製品として成功させるには製品の市場の要求を満す事が、先ず必要である事が再確認された。特にターボシャフト・エンジンでは、軍用エンジンの低 sfc と軽量化に対する強い要求は、簡素化と低コストを狙う民間用エンジンと強い対照を示している。

又、小型エンジンの、大型エンジンに見られな

い設計上の難しさが、多岐詳細に至らずながら成る程度浮き彫りされた。

目下 FAA が考慮中であるエンジンの安全性についての二つの問題が、結論次第では非常に大きなエンジン設計思想の変化をもたらすだろうと予期された。

最後に P & WC 社の先進エンジン企画部の K. Philips 氏に、この解説を書くに当たって、大きな助力を得た事を付け加えたい。

参考文献

- (1) J. W. R. Taylor ほか,
Jane's All the World's Aircraft, 1965-1989
- (2) 航空情報 世界航空機年鑑 酣燈社 1990
- (3) S. H. Moustapha, 8th Canadian Symposium on
Advanced Technology, General Aviation Aircraft, 1991
- (4) 大浜, 日本ガスタービン学会誌 第17巻 第66号, 1989
- (5) 川口, 日本ガスタービン学会誌 第9巻 第34号, 1981
- (6) FAA, A. D. 86-19-12, 1986
- (7) FAA, A. D. 87-11-09, 1987
- (8) FAA, N. R. P. M., 89-29, 1989
- (9) FAA, A. D. 89-20-01, 1989
- (10) FAA, A. D. 91-08-13, 1991
- (11) T. T. King ほか, AGARD-CP-393, 1985
- (12) 遠藤, 日本ガスタービン学会誌 第18巻 第71号, 1990

タービンの動静翼の干渉によって生ずる非定常二次流れ

航空宇宙技術研究所 山本 孝正
 三村 富嗣雄
 白井 弘
 早稲田大学 大田 英輔
 松木 正勝

Abstract

Unsteady secondary flows in a turbine second-stage stator caused by an upstream rotor were measured in detail by a slanted hot-wire, the signal of which was synchronized with the rotor rotation. The large amount of data was time-split to produce animated movies of instantaneous three-dimensional flows, from which the mechanism of turbine rotor-stator interaction was analyzed.

1. 緒言

ターボ機械の翼列の三次元流れについてはこれまで多くの研究があるが、その多くは流れを定常流として取扱っており、特に翼間の非定常流れについては詳細な研究は皆無に近い。ターボ機械内の流れは回転翼列と静止翼列どうしの干渉により、元来非定常かつ三次元の流れである。従って、ターボ機械の空力性能を向上させ、振動をおさえ耐久性を増し、また騒音を低減するなどの種々の目的のためには、非定常三次元流れを詳しく調べておく必要がある。

本論文は上流に位置するタービン動翼によって引起こされた非定常流が、下流に位置する静翼列内を通過する際、その流れにいかなる影響を及ぼすかを明らかにする目的で、静翼の上流、内部および下流の流れを実験的に詳しく調べたものである。

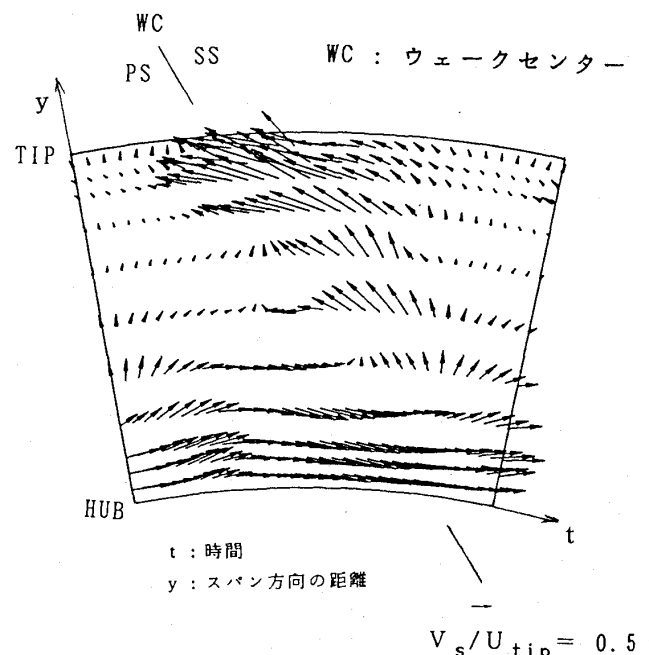
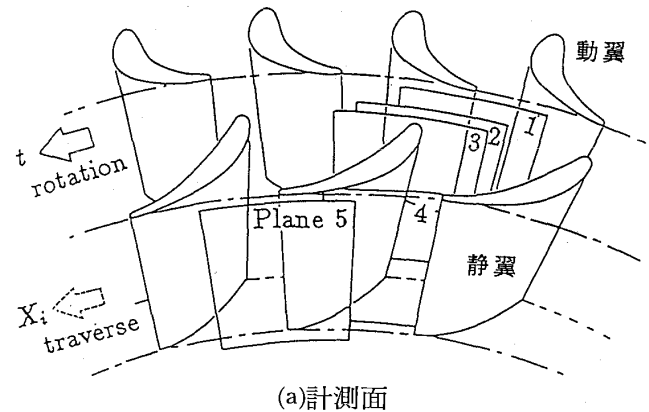
2. 実験方法と解析方法

2.1 実験方法

実験には、単段タービンとして当初設計した低速円環翼列風洞⁽¹⁾を1½段のタービンに改良したものを、すなわち動翼列を静翼列（第一段静翼列）

の充分下流に移動し、その移動した動翼の下流にあらたに第2段静翼列を追加したものをを用いた。なお、非定常流れの下での翼先端隙間流の挙動をも調べるため、この第2段静翼列には翼列流路高さのおよそ2.3%の翼先端隙間を設けた。

図1(a)は動翼列と第2段静翼列の配置、および



(b)計測面3における絶対二次流れの結果例

図1 計測面および計測結果例

(平成2年10月1日原稿受付)

今回測定した5つの計測面のスケッチ図である。動翼列と静翼列の間の3つの計測面 (Plane 1-3) は動翼後縁から動翼の軸方向コード (Cax, r) の7.3%, 29.3%, 34.9%の位置にある。静翼列の後縁近くの翼間に位置する計測面 (Plane 4) は静翼前縁から静翼の軸方向コード (Cax, s) の86.1%の位置, また静翼列下流の計測面 (Plane 5) は静翼後縁より Cax, s の6.8%の位置にある。流れの測定には45度の傾斜型ホットワイアを用いた。上記の各計測面においてホットワイアからの信号を動翼の回転軸に取り付けたエンコーダの分割パルス (動翼1ピッチ間に200パルス) に同期させて高速波形記録機に取込んだ。取込んだ信号波形は高速 A/D 変換し, かつ同時に平滑化する。三次元流の測定には, ホットワイアをその軸回りに多数回回転させる方法⁽²⁾を採用した。ホットワイア位置を流路高さ方向, および静翼に対して周方向に移動させ, 各位置で前述の作業を繰り返す。ホットワイアの経時変化と寿命の点から試験はできるだけ短時間で済ませる必要があるため, これら一連の作業は全自動によって行なった。

2.2 解析方法

得られたデータは検定データから最小二乗法を用いて速度及び2つの流れ角に変換し⁽³⁾, 例えば図1(b)のような結果を得る。ある時刻 (t_n) での瞬間の流れは, 異なる周方向位置 (X_i) での一連の測定結果から同時刻 (t_n) のデータを抽出し, 横軸を時間 t の代りに周方向位置 X_i をとって示すこと (時間分割) によって得られる。この一連の瞬間時刻における図を連続させれば, 非定常な流れの様子を動画として見るができる。本研究では一連のコンピュータのカラー図形を VTR にコマ撮りし動画とした⁽⁴⁾。以下論文では動翼の周期 T (0.00575秒) を8等分した各時刻 (右回りに時間が経過) における三種の流速成分の分布図, および二次流れベクトル図を示す。両翼列の干渉 (配置による干渉) によって生じる流れと, 上流の回転動翼によって生じる非定常流れとを区別するため, 測定で得られた生の速度 V から動翼の通過周期 (T) 内での時間平均成分 \bar{V} を差し引いたものを変動成分 \hat{V} とし, 次式で求めた:

$$\hat{V} = V - \bar{V} \text{ または } V = \hat{V} + \bar{V}$$

ここで,

$$\bar{V} = \int^T V dt / T$$

すなわち, ホットワイアで得られた生の結果 V は, 両翼列の配置による干渉によって形成される時間平均成分 \bar{V} と回転動翼によって生じる時間平均流れからのずれ分 (変動成分) \hat{V} とに分けて, 考察する。

また, 流れの三次元性を示すため二次流れベクトル \bar{V}_s を求めた。すなわち, 平均流方向に直交かつタービン回転軸に垂直な面に局所流れベクトルを投影した成分を二次流れベクトル \bar{V}_s と定義して求めた。本報では平均流方向として, 静翼列1ピッチ間での流れのヨー角を質量流量平均して得た方向を採用した。

3. 実験結果と考察

図2は動翼と静翼間に位置する計測面3での非定常流速 V , その変動成分 \hat{V} , および時間平均速度 \bar{V} の分布を示す。 V には, 上流の動翼で発生した周期的変動流の影響で時々刻々と流れが複雑に変化していることが示されている。すなわち高速と低速の領域がその形を変えながら, 動翼の通過方向と同じ方向である右方から左方に, 計測面内を移動している。途中計測面中央付近で, それらの領域が切断されるような複雑な変化をしているが, これはこの面での流れが上流の動翼列だけでなく下流の静翼列にも影響されるからである: 計測された V の分布で高速と低速の領域が直ちに上流翼の主流とウェークに対応しているわけではない。下流に存在する翼列の影響は時間平均成分 \bar{V} の分布に現れる: 図2の最下段に時間平均成分 \bar{V} の分布を示すが, この分布には計測面中央部に低速域が見られる。この低速域はちょうど下流の静翼の前縁部の位置に当たり, 静翼前縁により流れが減速させられ生じたものと考えられる。一方, 生データ V から時間平均成分 \bar{V} を取り去った図2中段の変動成分 \hat{V} には, 主流とウェークに明確に対応する2つの領域が現れている。ただし2つの領域の形が時間的に多少変化していることからわかるように, 変動成分 \hat{V} にも多少下流の翼列の影響が残ってはいる。このように, 計測で得られた流れの複雑な変化は, 上流の動翼によって生じた周期的な変動流 \hat{V} に, 時間平均成分 \bar{V} で示されたような下流の静翼の影響が重なり合った結果と解釈できる。

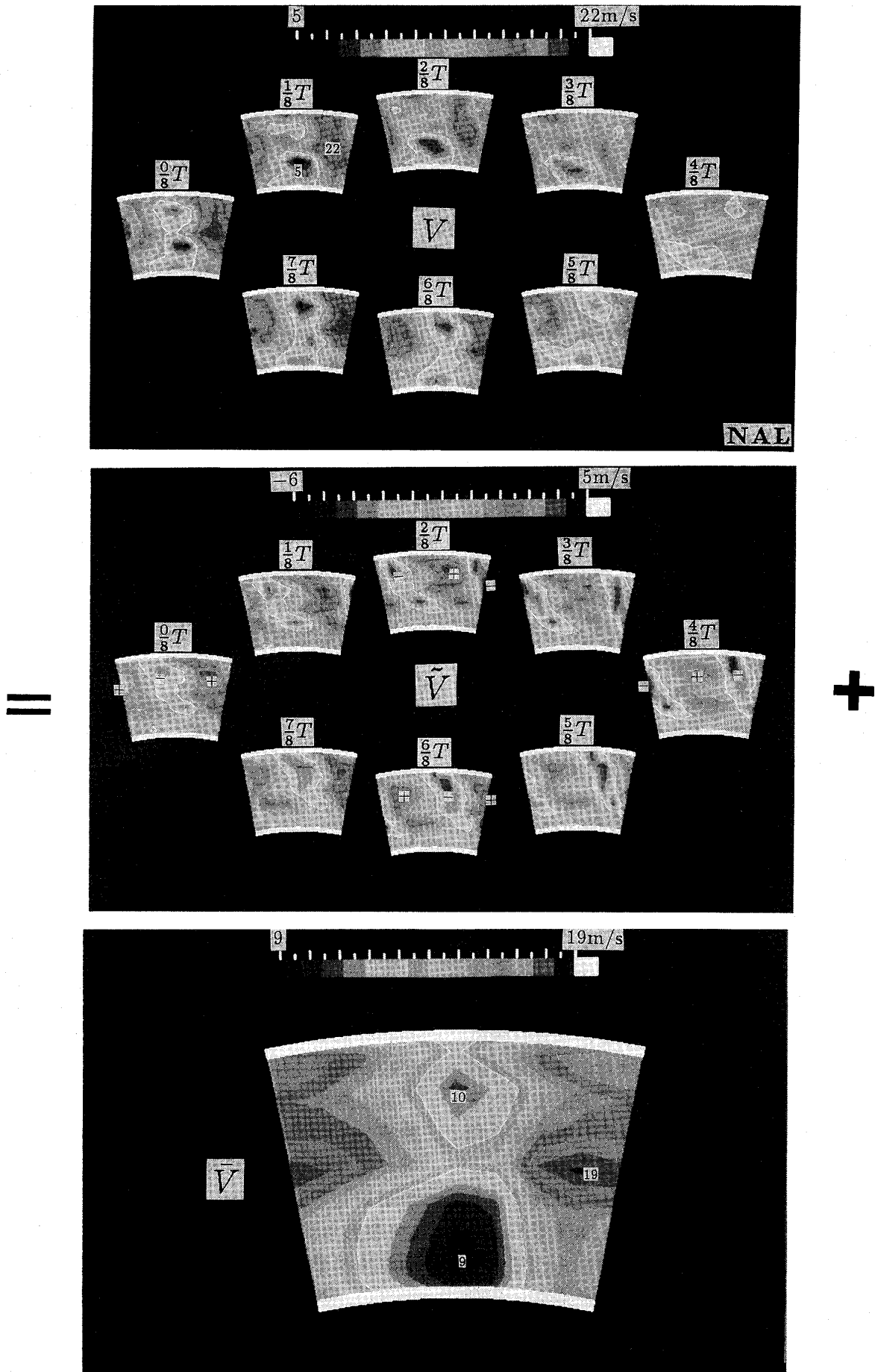


図2 動翼下流/静翼上流 (Plane3) での非定常速度分布

計測面3での流れの三次元性は既に一部、二次流れベクトルを用いて図1(b)に示した。すなわち動翼のHub(翼根部)近傍には、翼の正圧面からその隣の翼の負圧面へ向かう二次流れと、WCで示したウェーク(または翼後縁線)を横切り負圧面から正圧面へ向かう強い二次流れとがある。またWCに沿って、回転翼による遠心力作用によりHubからTip(翼先端部)へ巻上がる流れも見られる。またこれらの結果として、スパン中央付近では反時計回りの二次流れも生じている。

図3は静翼列後縁近くの計測面4での非定常な流れの様子を示す。静翼の後縁近くのこの断面においても依然として上流の動翼の影響が大きく残っており、流速 V の変動が激しいことがわかる。 V 分布の非定常な動きは、流れ模様が左右に振動すなわち脈動しているような動き方をしている。一方、変動成分 \hat{V} には+で示した動翼の主流に当たる高速領域と-で示したウェークに当たる低速領域が、時間と共に交互に翼間流路の正圧面側から負圧面側(すなわち計測面右から左)へ移動する様子が明確に表わされている。両速度領域は計測面右端の正圧面側の中央スパンから現れては、計測面左端の負圧面側へと移動し消えていく。この変動成分 \hat{V} は翼列出口で翼並び方向に平行に置かれた計測面を通過する流れの“切り口の模様”であることを念頭において変動成分を(特に-のウェーク領域に着目して)考察すれば以下の様子がわかる： $t = 2/8T$ において-で示した2つの領域のうち左(負圧面側)のものは右(正圧面側)のものより1周期前のものであり、このうち右側の-領域は上流からこの計測面に到達したウェークの先頭部の切り口であり、大きな速度欠損値を示している。 $3/8T$ ではこの先頭部が計測面を既に通過した後のウェークの胴部に当たる切り口が示されている。この切り口は等高線の色が先頭部より薄く速度欠損が小さくなっており、等高線の形で言えばウェークの胴がくびれていることを示している。続く $4/8 \sim 5/8T$ でウェークの切り口は三次元的には上下2つに分れていること、 $6/8 \sim 0/8T$ で切り口は負圧面側に移動し再び1つになっていることもわかる。さらに時間が経過した $1/8T$ では負圧面の翼先端コーナーに最終通過部であるウェークの根元部が大き

な速度欠損値をもって現れている。 $1/8T$ ではこのほか正圧面翼先端寄りに次のウェークも現れ始めている。以上のことからウェークの全体像としては次の様に予想される：すなわち静翼の前縁でカットされた動翼のウェークの帯は静翼列流路を通過する途中、流路の正圧面と負圧面に沿う速度欠損の大きな2つのウェーク塊に分れ、両者の連結部である胴の部分は速度欠損の小さなウェークとなっている。以上の流動模様がいかんにして生じたかを翼間での二次流れ等との関係で議論するにはさらに詳細な解析が必要である。

高速、低速の変動流れは翼先端隙間の出入口の流れとも干渉し、その結果、図3の生データ V および後出の図4~6で見られるように、負圧面側の翼先端コーナーに存在する翼先端隙間渦の大きさと強さを周期的に変動させる。本計測の結果では動翼出口絶対流出角すなわち静翼入口の絶対流入角の時間的変化は、特に翼中央スパンから翼先端部側にかけて非常に大きく最大およそ70度にも達することが判明した。この流入角の変化すなわち翼間流の轉向角の変化が下流部で生ずる翼先端隙間渦の大きさと強さに影響しているものと考えられる。ただし静翼列の入口での流入角の時間的変化と出口付近での翼先端隙間渦の時間的変化との間には、両者の位置の違いによる時間的な位相のずれがあるものと考えられる。

図4は静翼下流の計測面5での流速分布の時間変動を示す。測定したままの生の速度 V に見られるように、この断面での流れに対しては静翼列の影響が支配的であり、どの図にもほぼ固定された位置に、静翼のウェークと静翼先端で発生した隙間渦が見られる。しかし、上流の動翼の移動(すなわち時間 t)と共にそれらの形は変化しており、上流の動翼の影響がなお大きいことがわかる。変動成分 \hat{V} には、+と-とでそれぞれ示された高速域と低速域が、計測面右から左へ交互に移動するのが表わされている。速度変動は計測面の右半分(すなわち流路の中央から負圧面にかけての負圧面側流路半分)で大きく、正圧面側流路半分では小さい。翼先端近傍での速度変動分は主流流速(約28m/s)の35%にも達している。

図5の左図は計測面5での時間平均流速 \bar{V} の線図と二次流れベクトル \bar{V}_s を示す。この図から静翼

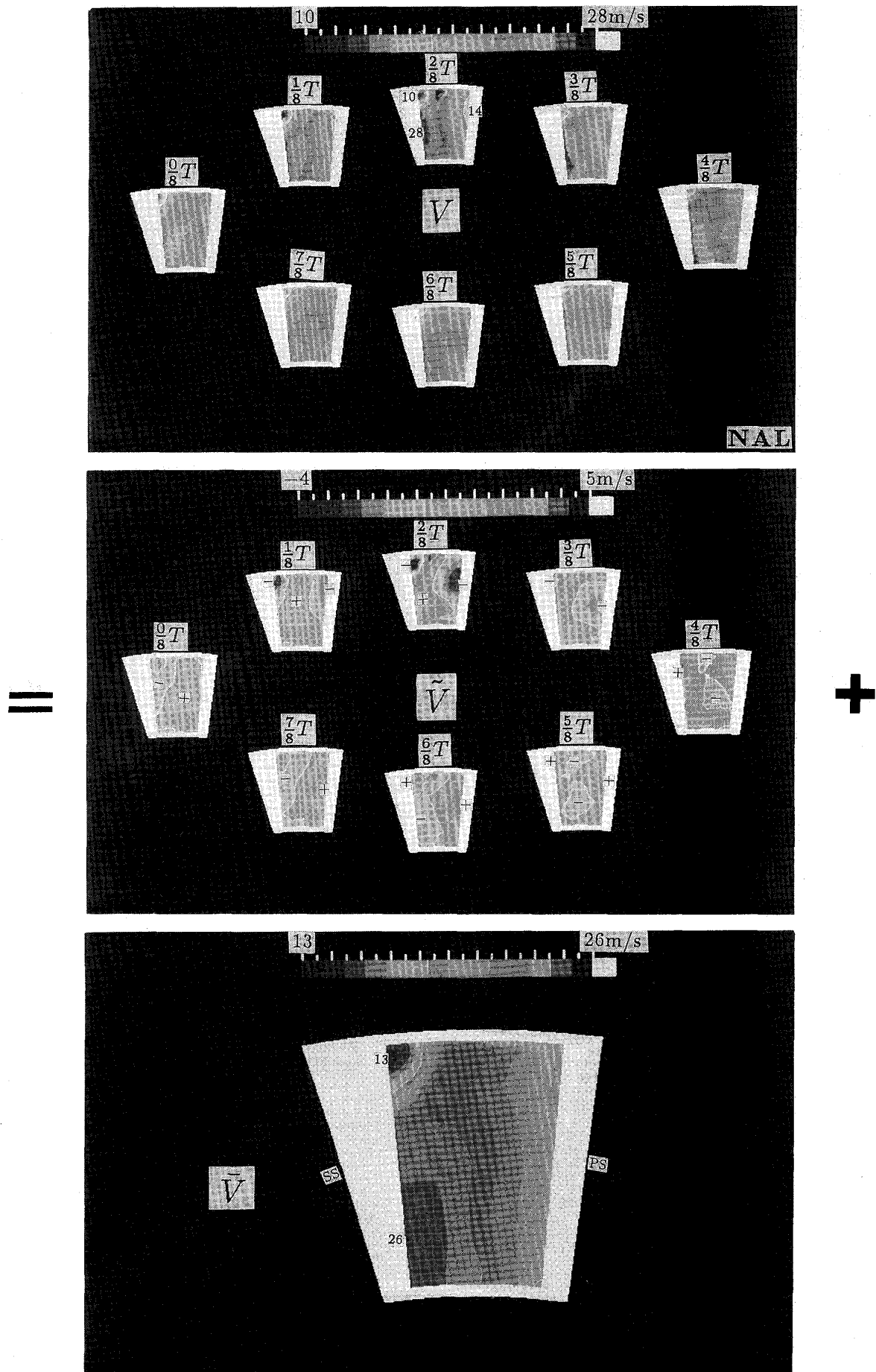


図3 静翼内 (Plane4) での非定常速度分布

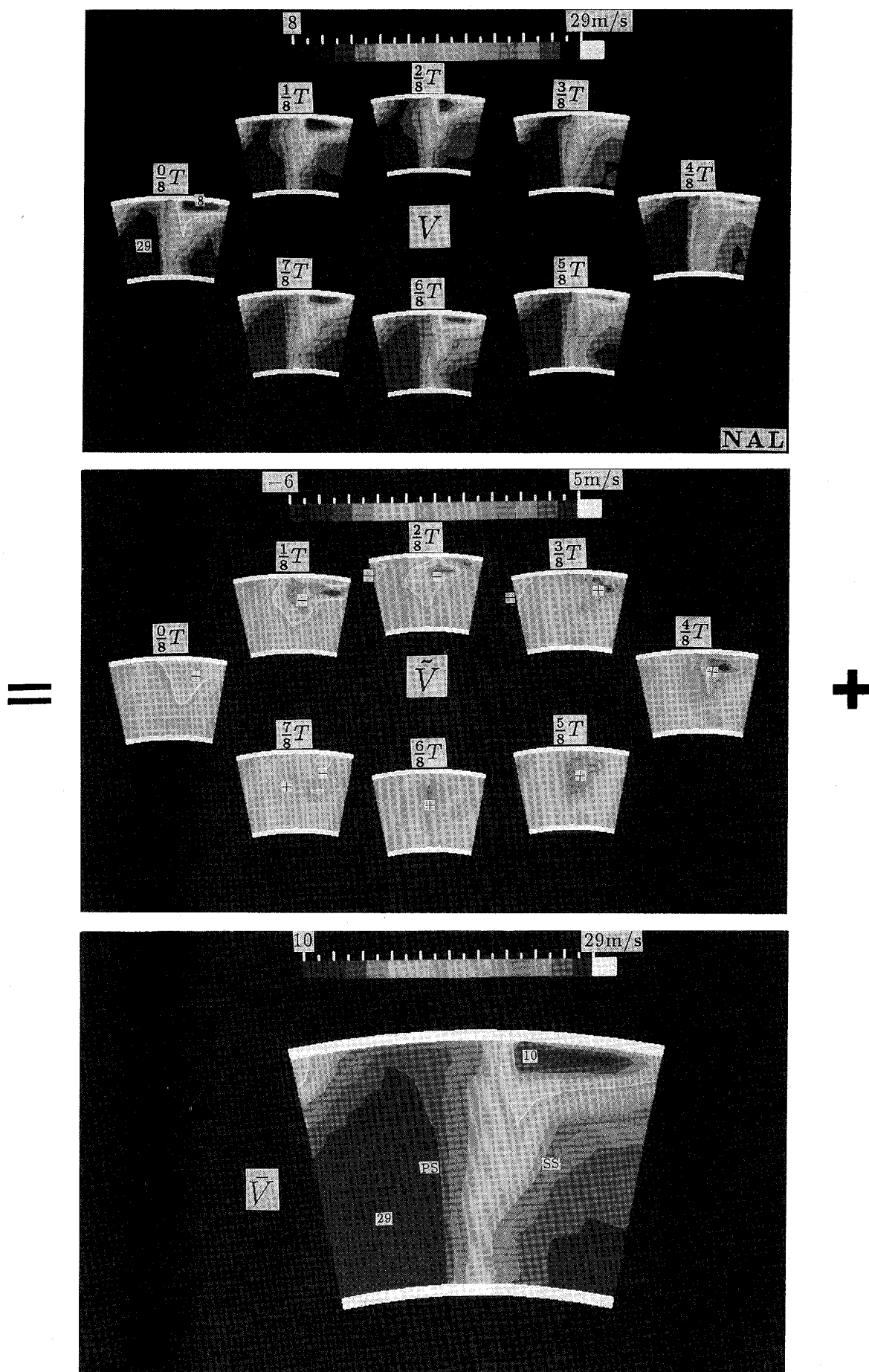


図4 静翼下流 (Plane5) での非定常速度分布

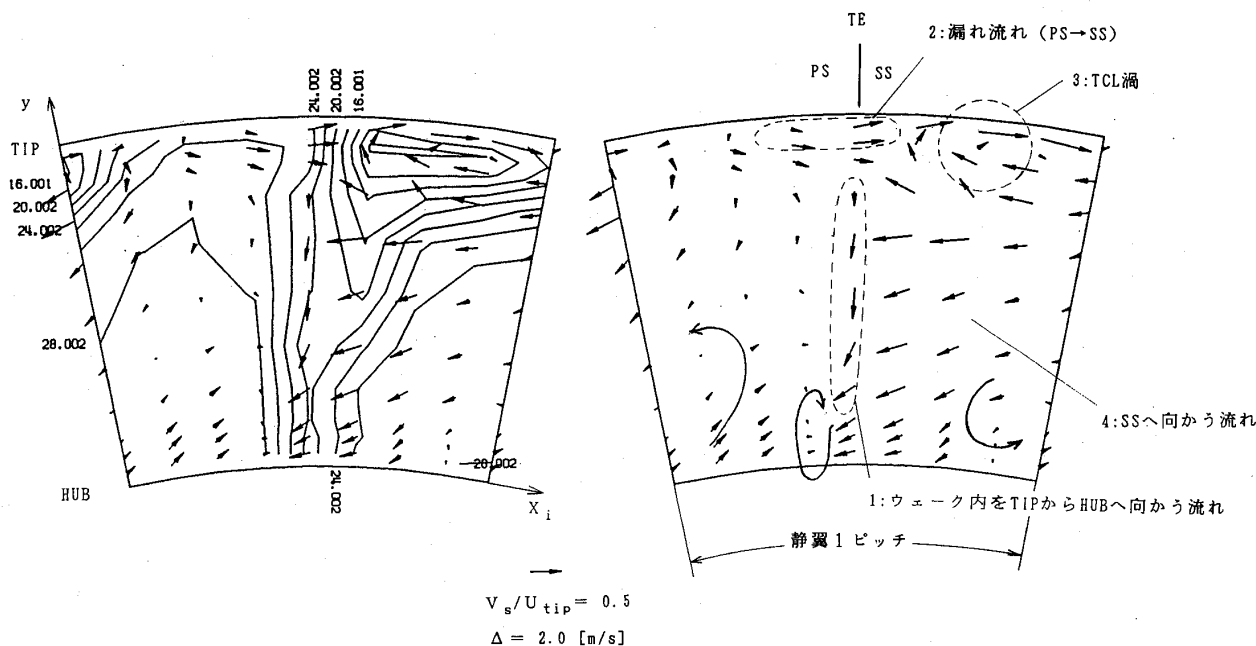


図5 静翼下流 (Plane5) での時間平均速度分布と二次流れ

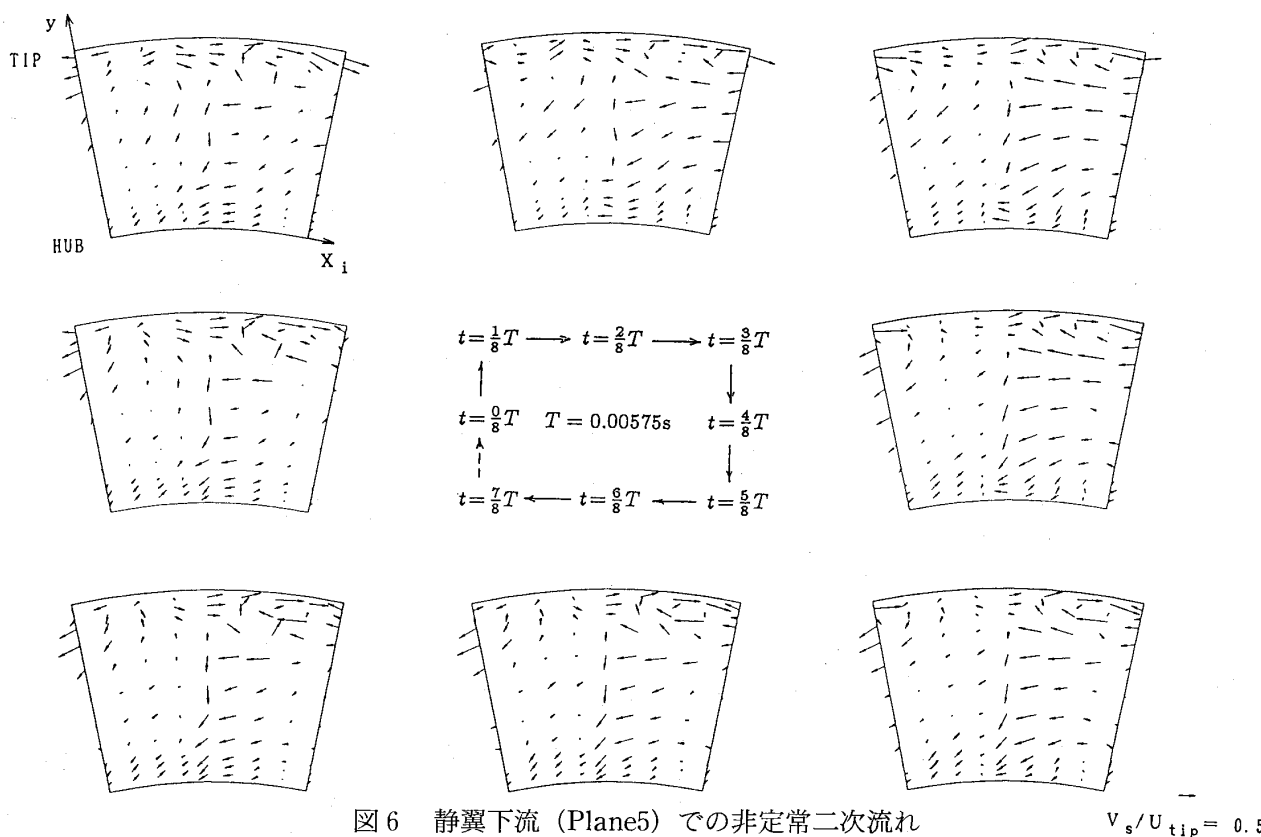


図6 静翼下流 (Plane5) での非定常二次流れ

のウェークや漏れ渦の時間平均形状がわかる。図5の右図は \vec{V}_s により流れの三次元性を説明したものである：翼後縁 (TE) に沿ってウェーク内を Tip から Hub に向かう二次流れ1は、円環翼列における流れの旋回の結果生じた圧力勾配 (Tip側の静圧が Hub 側のそれより高い⁽⁶⁾) に従って、後

縁の剥離域内を Tip から Hub へ移動する低エネルギーの流体を示している。また Tip 側ケーシング近くには、TE を横切って正圧面から負圧面に翼先端隙間から漏れる流れ2があり、TE の負圧面 (SS) 側にはその漏れ流れにより生じた時計回りの漏れ渦3が見られる。また、計測面の右半分

の負圧面側 (SS) には、SS に向かう二次流れ 4 も見られる。

図 6 は静翼下流における二次流れベクトルの時間的变化を示す。動翼 1 周期 (T) 間でのこれら一連の二次流れの図から、上記の時間平均結果で見たウェーク内の流れ 1, 翼先端漏れ 2, 漏れによる渦 3 などが上流の動翼の影響を受けて、動翼の動きと共に周期 T で時々刻々変化する様子が見られる。また、動翼列と静翼列のピッチの違い (ピッチ比 = 4 : 5) により、翼後縁の両側の隣り合う流路では、両流路の流れの間に 1 / 4 T の時間遅れがあることも認められる。

図 7 には上流の動翼列の影響を受けて、下流の静翼列の流出角 (ヨー角のスパン方向分布) も時間と共に変化するを示す。本結果では静翼出口流出角の変化は、先端漏れ渦付近では最大 60 度にも達している。このことは例えば下流の翼列前縁で流れが非定常な剝離を起こす可能性等を示唆しており、こうした非定常性を十分考慮して下流の翼の設計 (例えば翼の前縁形状をきめる等) を行なう必要がある。

4. 結論

回転する翼列を上流に有するタービンの第 2 段静翼列の非定常流れを傾斜型ホットワイヤで詳細に計測し、回転翼列と共に時々刻々と変化する翼列の三次元内部流動の様態を解析した。主な結果は以下のとおり。

- (1) 高速で時間変化するタービン翼列流れの非定常三次元流を促えた。測定結果は時間分割することによって動画として表わし、考察した。
- (2) 上流の回転翼列により、下流に位置する翼列の流れは非常に複雑な非定常性を示す。しかしこの複雑な非定常流れは、回転翼によって起こされた非定常な成分 (変動成分) と両翼列の干渉 (配置) によって生じた定常な成分 (時間平均流れ成分) とに分離することによって、容易に解釈できる。この方法によって上流の翼で発生したウェークの翼間での挙動等、極めて複雑な非定常流の挙動を考察した。
- (3) 上流の回転翼列によって生じた非定常流は、下流の翼列の流れをその翼列入口はもとより翼間、翼列下流のいずれの場所においても大きく変動させる。本静翼列下流での速度変動は主流

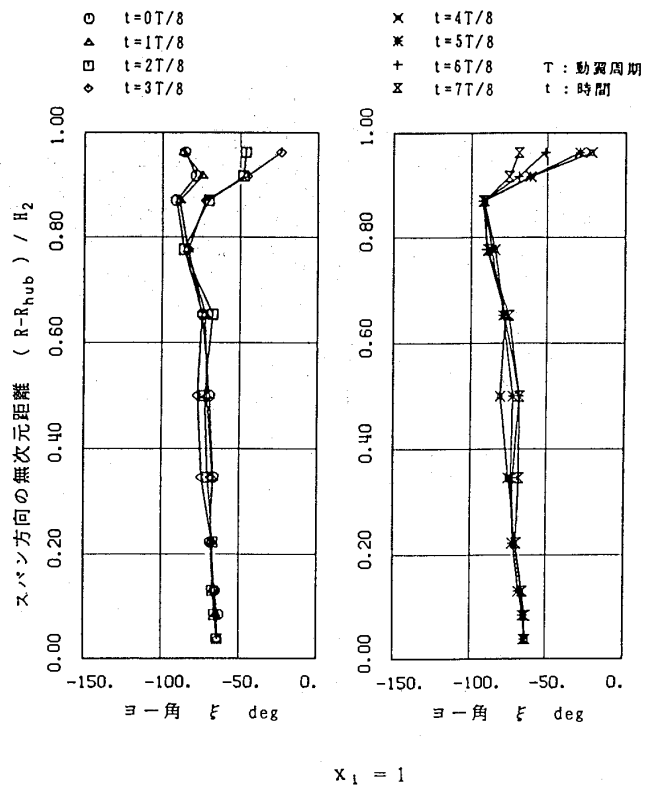


図 7 静翼下流 (Plane5) の一周方向位置での出口流出角度の時間変動

の 35%、流出角変動は 60 度にも達した。流出角のこの大きな時間変動は下流の翼の設計の際には十分考慮すべきことである。

- (4) 周期的に時間変動する二次流れを示した。上流で発生した非定常流は下流の翼列の翼端漏れ渦の強さ、大きさを周期的に変化させるなど、下流の翼列の三次元流れのメカニズムに大きな影響をもつことを定量的に明らかにした。

謝辞

本研究において研修生として実験、解析に多大な協力を戴いた榎本岳夫、山口晃、穴沢周一、井尾成治の各氏 (当時早稲田大学 4 年生) には心から感謝致します。

参考文献

- (1) 山本, 白井, 井上, 航技研資料 NAL TM -501 (1983) .
- (2) 九郎丸, 井上, 檜垣, F. Abd-Elaziz, 生井, 機械学会論文集, B編48巻427号 (1982) .
- (3) 榎本, 山口, 早稲田大学卒業論文 (1989) .
- (4) 穴沢, 井尾, 早稲田大学卒業論文 (1990) .
- (5) Yamamoto, A., and Yanagi, R., ASME Paper No. 85-GT-217 (1985) .

Abstract

There has been strong demand for development of more precise prediction method of turbine blades forced responses. Recent progresses in CFD give us some sight of possible ways to this problem but final goal is still out of reach. In this paper, the author proposes a simple method to estimate aerodynamic excitation caused by rotor-wake interaction in turbine stages. This method utilizes boundary layer analysis with $k-\epsilon$ turbulence model (Lam-Bremhorst model) in order to determine the wake form shed from the stator trailing edge, then the wake decay model is derived, which is incorporated into the author's unsteady flow analysis code.

Applying the method to the turbine rotor-stator interaction problem which was previously studied by Dring et al., effect of rotor-stator axial spacing upon the unsteady aerodynamic characteristics of the rotor is investigated in the cases of various free-stream turbulence intensities upstream of the stator.

1. 緒言

近年のターボ機械は高効率化, 高負荷化が進められている。このため, 圧縮機動翼やタービン動翼は従来以上に高レベル振動の危険性が高まり, 後流励振力やフラッタなどによる翼振動評価技術の改良が重要視されている。

著者は先に後流励振力に関して, 粘性後流減衰モデルを提案し⁽¹⁾, これを圧縮機翼列に応用し翼列間隔効果による非定常流体力低減効果を予測した⁽²⁾。そこでは後流速度分布として, 圧縮翼列問題でよく利用されてきた, 単独翼に対する Silver-

stein の式や円柱後流に関する Reichardt の式を用いた。しかし, 図1にあるようなタービン段に対してはこれらの式をそのまま用いることは適当ではなく, タービン翼に適した後流速度に関する実験式を用いる必要がある。しかし, タービン翼列の後流について公表された研究例は多くはなく, 速度欠損や後流幅の流れ方向への減衰に関してはわずかに後藤⁽³⁾, Hubensteiner⁽⁴⁾の研究を知見するのみであり, 汎用性のある実験式はない。また, Reynolds らの実験⁽⁵⁾から明らかなように, ターボ機械内翼列後流の構造は極めて複雑であり, 広い作動範囲内での後流速度分布等を簡単な実験式で与えることには無理がある。その意味で, Lakshminarayana and Zhang⁽⁶⁾のように, 後流に関する方程式から後流特性を数値的に求める手法は有用と考えられる。しかしこの手法では, 翼下流の三次元速度分布をあらかじめ求めておくなど計算量が大规模になり, 簡便さという点で問題があり, また手数割に予測精度は必ずしも高くはない。

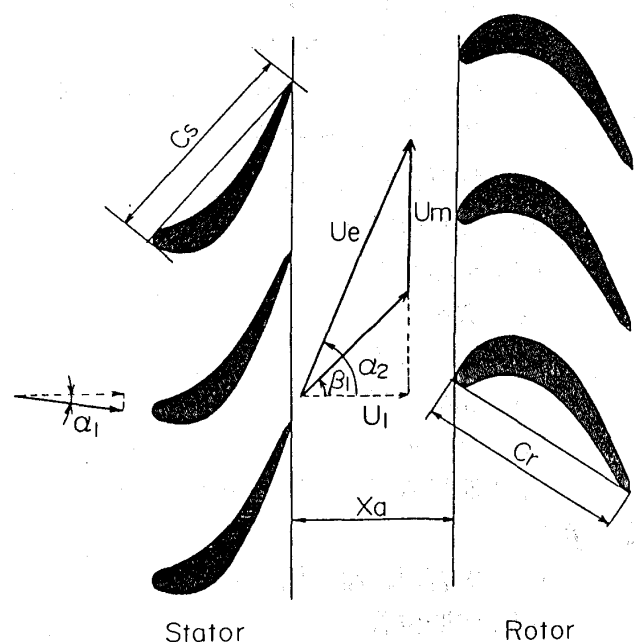


図1 翼列配置

(平成2年10月1日原稿受付)

本論文では、翼後縁での境界層厚みを $k-\epsilon$ 二方程式モデルを用いた境界層解析コードで求め、これと Raj and Lakshiminarayana⁽⁷⁾ などの実験結果を組み合わせ後流速度分布の翼下流方向の変化を予測する。ここでは、従来の研究では困難であった有限後縁半径の場合を扱うことが可能となる。そして、その結果から、先に提示した手法に基づいて⁽¹⁾⁽²⁾後流減衰モデルを得る。数値計算では、求めた減衰モデルを用いて、タービン動翼列に誘起される非定常流体力に対する動静翼翼列間隔の効果および静翼入口での主流乱れの効果を明らかにする。

主な記号

- a: 減衰係数
- B_x : 翼軸コード長
- b: 後流幅
- Cd: 抗力係数
- C_s, C_r : 静, 動翼実コード長
- F_x, F_y : x 方向, y 方向非定常流体力
- H: 形状係数
- k: 乱れエネルギー
- L: 翼表面長さ
- R_{TE} : 翼後縁半径
- Tu: 主流乱れ度
- t_s, t_r : 静, 動翼列ピッチ
- U_1 : 軸速度
- U_m : 動翼回転速度
- U_e : 静翼絶対流出速度 ($=V_2$)
- Wg: 後流速度 1 次成分
- X_s : 静翼後縁からの流れ方向への距離
- α_1, α_2 : 静翼流入, 流出角度
- β_1 : 動翼相対流入角
- δ_{99} : 境界層厚さ
- δ^* : 排除厚さ
- ϵ : 散逸率
- ζ : 損失係数
- θ : 運動量厚さ
- σ : ソリディティ
- ϕ : 流量係数 ($=U_1/U_m$)

添字

- b, f: 翼背面, 腹面側
- ref: 参照位置

2. 後流速度分布

2.1 Raj and Lakshiminarayana の手法

(1) 後流速度欠損

図2のような後流モデルを考える。後流幅が翼ピッチ t_s と比べ十分小さいと仮定する。このとき、翼下流の後流外縁速度 U_e が $U_e \sim 1/X_s^m$ と変化した場合、後流中心での速度欠損 U_c は次式で与えられる⁽⁷⁾。

$$\frac{U_c}{U_e} = \frac{K_1 C_d^{1/2}}{(X_s/C_s + X_{O1}/C_s)^{0.5(1-m)}} \quad (1)$$

ここで、 X_s は静翼後縁から流れ方向への距離、 X_{O1} は仮想原点である。 K_1 および X_{O1} は実験的に決定されるため一般性という面で問題がある。これを克服する方法として、Spence⁽⁸⁾ が得た後流形状係数に関する式を利用して U_c に関する式を導くことが考えられ、現在検討中である。

(2) 後流幅

後流速度分布の代表長さを L とすると、後流外縁速度 $U_e \sim 1/X_s^m$ に対して L は、 $L \sim X_s^{(m+1)/2}$ と変化することが示されている⁽⁷⁾。

Raj らは翼後縁位置での後流幅を b_{TE} 、後流幅に関する仮想原点を X_{O2} として、後流幅 b を次式で与えた。

$$\frac{b - b_{TE}}{C_s C_d^{1/2}} = K_2 (X_s/C_s + X_{O2}/C_s)^{(m+1)/2} \quad (2)$$

さて、後流は翼面に発達した境界層が翼下流に放出されることにより形成されると考えられ、翼後縁での境界層厚みが後流幅となる。このとき、対称翼の場合を除き翼面に発達する境界層の厚みは、翼背面と翼腹面で異なるのが普通であり、後流幅も背面側と腹面側とで分けたほうが都合がよ

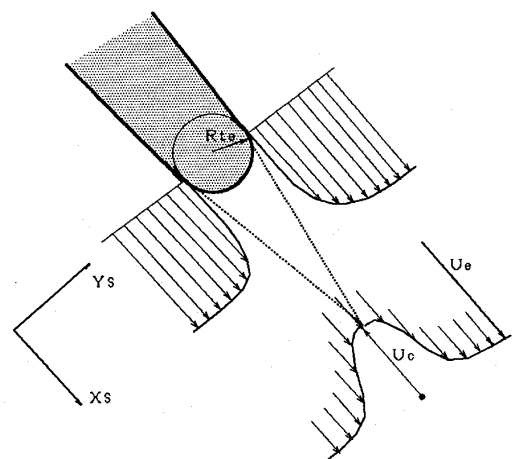


図2 後流モデル

い。後藤の実験ではそれぞれの側での後流幅の発達率は若干異なるが、その差は小さいので、上式がそのまま翼背面、腹面側の後流幅 b_b , b_f に対して成立するものと仮定する。ここで、翼後縁での後流幅 $b_{TE,b}$, $b_{TE,f}$ は

$$\begin{aligned} b_{TE,b} &= \delta_{99,b} + R_{TE} \\ b_{TE,f} &= \delta_{99,f} + R_{TE} \end{aligned} \quad (3)$$

ここで R_{TE} は後縁半径であり、有限厚みの場合の翼後縁下流の剝離域を死水域と仮定している。

(3) 後流速度分布

自己相似則の成立を仮定して、後流速度分布 $U_g(Y_s)$ を Gauss 分布で近似する。

$$\frac{U_g(Y_s)}{U_c} = \exp(-\pi\eta^2) \quad (4)$$

$$\eta = Y_s/b_b \quad \text{for suction side}$$

$$Y_s/b_f \quad \text{for pressure side}$$

ここで、代表長さとして、翼背面側、翼腹面側での後流幅 b_b , b_f を用いる。

2.2 抗力係数

後流の特性は抗力係数 C_d を用いて整理されることが多い。以下には、後流特性量の評価方法も合わせ簡単にまとめる。抗力係数は二次元翼列理論より次式で与えられる⁽⁹⁾。

$$C_d = \frac{\zeta}{\sigma} \frac{\cos^3 \alpha_\infty}{\cos^2 \alpha_2} \quad (5)$$

ここで、 ζ は全圧損失係数である。全圧損失として Profile Loss のみを考えると、翼後縁での速度分布にべき乗則を仮定して、 ζ は次のように評価される⁽⁹⁾。

$$\zeta = \frac{1}{V_3^2} \left[V_2^2 - \frac{S_3}{S_1} \right] + \frac{\lambda}{V_3^2} S_1^2 \quad (6)$$

$$V_3 = \sin^2 \alpha \frac{S_2}{S_1} + \cos^2 \alpha S_1^2 \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \lambda &= I_1 - I_2^2 + \cos^2 \alpha_2 (I_2 - 1), I_1 \\ &= S_3/S_1^3, I_2 = S_2/S_1^2 \end{aligned} \quad (8)$$

$$\left. \begin{aligned} S_1 &= \int_0^1 V \left(\frac{y}{t_s} \right) d \left(\frac{y}{t_s} \right) = V_2 (1 - \theta_c H) \\ S_2 &= \int_0^1 V \left(\frac{y}{t_s} \right)^2 d \left(\frac{y}{t_s} \right) \\ &= V_2^2 (1 - \theta_c (1 + H)) \\ S_3 &= \int_0^1 V \left(\frac{y}{t_s} \right)^3 d \left(\frac{y}{t_s} \right) \\ &= V_2^3 \left(1 - \theta_c 3H \left(\frac{H-1}{3H-1} \right) \right) \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

$$\theta_c = \frac{\theta}{t_s \cos \alpha_2} \quad (10)$$

ここで、 θ は翼後縁での運動量厚さ、 H は形状係数である。以上の関係から全圧損失係数 ζ が計算され、結局式(5)から抗力係数 C_d が計算されることになる。翼後縁での運動量厚さ θ 、形状係数 H は、後述する境界層解析により翼背面、腹面での運動量厚さ (θ_b , θ_f)、排除厚さ (δ_b^* , δ_f^*) をそれぞれ計算し、

$$\theta = \theta_b + \theta_f,$$

$$H = (\delta_b^* + \delta_f^* + 2 R_{TE}) / (\theta_b + \theta_f) \quad (11)$$

とする。

2.3 境界層解析

本研究では、Schmidt, Patankar⁽¹⁰⁾による $k-\varepsilon$ モデル乱流境界層解析法を、翼後縁での境界層特性値の評価に用いた。

$$\begin{aligned} \rho U \frac{\partial k}{\partial x} + \rho \hat{V} \frac{\partial k}{\partial y} &= \frac{\partial}{\partial y} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial y} \right] + \mu_t \left(\frac{\partial U}{\partial y} \right)^2 - \rho \varepsilon \\ \rho U \frac{\partial \varepsilon}{\partial x} + \rho \hat{V} \frac{\partial \varepsilon}{\partial y} &= \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial y} \right] + \frac{\varepsilon}{k} \\ &\quad \left[C_{1f_1} \mu_t \left(\frac{\partial U}{\partial y} \right)^2 - \rho C_{2f_2} \varepsilon \right] \end{aligned} \quad (12)$$

Schmidt らの方法は、Lam-Bremhorst モデルをベースとして、遷移段階での乱流エネルギーの生成項にたいしてその増加率を制限するモデルを導入することにより、急激な遷移を抑制している。これにより、実験結果により近い遷移状況の予測が可能になっている。

実際の計算での条件設定等は、例えば Biswas ら⁽¹¹⁾とほぼ同様であるので、以下には簡単に述べることにする。境界層計算の初期値となる速度分布は、翼前縁部を円柱とみなし、よどみ点からの角度 ϕ_{st} ($=30^\circ$) での境界層速度分布を Pohlhausen の式で与えた。この ϕ_{st} の与え方は任意ではあるが、前縁での流れの様相を想定して選んだ。また、乱流エネルギーおよび散逸率の翼列上流での初期値 k_g , ε_g は、Rued, Witting⁽¹²⁾による乱流格子に関する実験結果を利用した。

ここで、この $k-\varepsilon$ モデル境界層解析を用いることの利点について簡単に述べる。翼に作用する非定常力は上流からの後流に影響されるが、後流

自身は静翼形状のほか、静翼入口での流動条件(インシデンス, 主流乱れ, 非定常性など)にも大きく作用される。これらの効果を含んだ後流特性量に関する実験式を構築することは極めて困難であり, 何らかの方法で後流(境界層)特性を評価することが必要となる。k-εモデルによる乱流解析ではSTAN5⁽¹³⁾などに代表される混合長モデルの場合と異なり, 主流乱れ効果の予測が可能であり, ターボ機械内の複雑な流れ場における後流特性の変化を予測する上で有効だと思われる。

3. 数値計算

3.1 定常流解析

計算に用いたタービン動静翼列は図1に示されている。これは, Dring ら⁽¹⁴⁾の実験で用いられたものであり, 平均径位置での翼配備等の値を表1に示しておく。図3には, 静翼, 動翼それぞれの静圧分布の予測値を実験値とともに示す。ここで, 翼後縁は, 有限な後縁半径による圧力分布の急激な変化をさけるため, 流れ方向にくさび状に延長している。なお, 以下の計算では流量係数 $\phi = U_1 /$

U_m を0.78に固定している。

3.2 境界層解析

境界層解析による静翼背面上の排除厚さ δ^* の分布および摩擦係数 Cf の分布の計算結果を図4,5に示す。ここでは, 主流乱れ度 Tu を1.6%~6.5%まで変化させた場合の結果が示されている。容易に予想されるように, 主流乱れの増加とともに排除厚さが増し, また境界層の遷移点も上流側に移動している。一方, 翼腹面では, 主流乱れに対する境界層特性値の変化は大きくはなかった。図6には, 式(5), (6)から算出された抗力係数および損失係数を示す。図には損失係数の計測値も併記されているが, 予測値よりも大きい。この違いの原因は, 予測値では Profile Loss のみ考慮している一方, 実験では二次流れ損失など三次元的な損失が含まれている点にあると考えられる。

3.3 後流速度分布

図7には式(1)(2)から計算された静翼後流速度分布 ($X_s/C_s = 0.46, Tu = 2.3\%$) と計測結果との比較を示す。ここで簡単のため, 式(1)中で $m = 0$

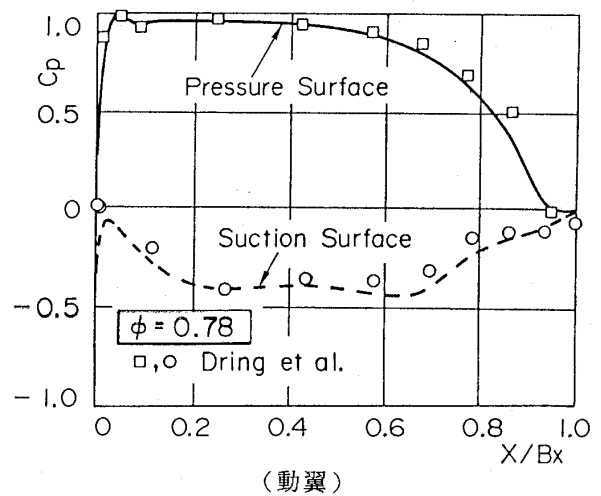
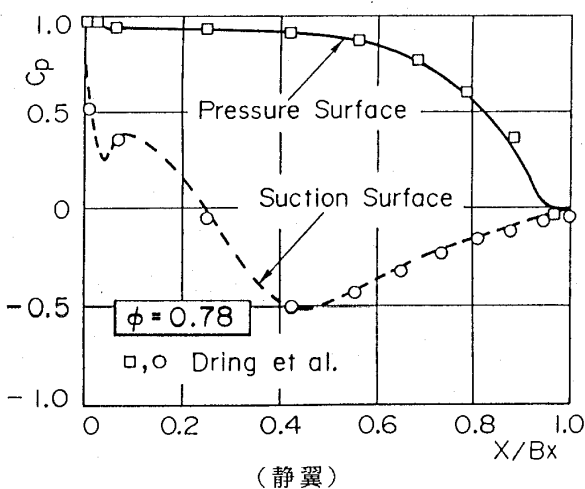


図3 翼面上静圧分布

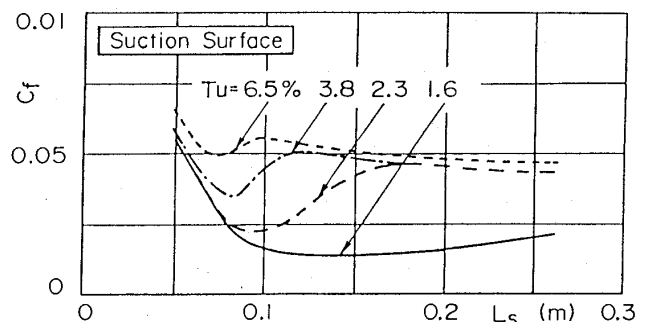
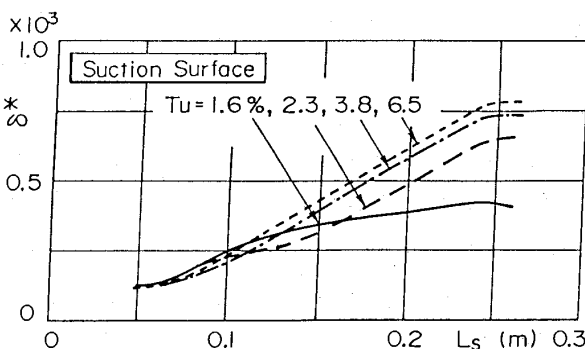


図4 静翼背面上排除厚さ分布

図5 静翼背面上摩擦係数分布

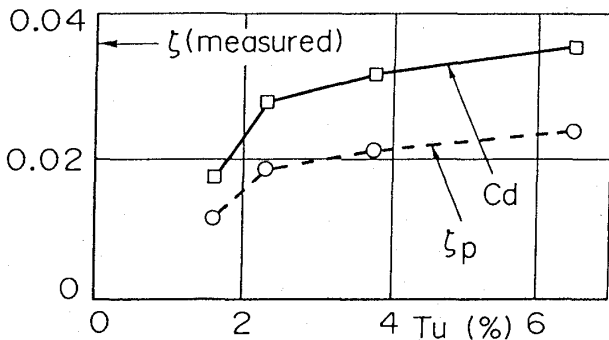


図6 主流乱れと損失係数および抗力係数

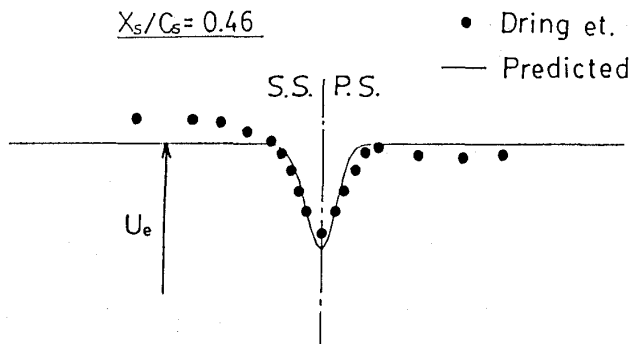


図7 後流速度分布 (予測値と実験値)

とし、また仮想原点 X_{01} は翼後縁から後縁半径の5倍の長さ下流の位置に定め、 $X_{02} = 0$ とした。係数 K_1, K_2 はそれぞれ0.75, 0.24という値を、後藤の実験結果⁽⁹⁾を参考して採用した。

本論文では翼下流での一様流れ場を仮定しているが、実際は流路内速度分布が存在し、そのため、特に翼背面側での食い違いが比較的顕著になっている。しかし、後流形状に関してはよく一致している。図8には $Tu = 2.3\%$ および $Tu = 6.5\%$ で後流速度分布の流れ方向への変化の様相を示す。このようにして計算された速度分布を展開し、流れ方向への各ハーモニック成分の振幅変化から減衰係数を求める (詳細は文献2参照のこと)。

3.4 非定常流解析

本論文での計算では、後流速度分布中の1次ハーモニック成分およびそれに対応する非定常成分にのみ着目する。非定常流体力係数 C_{FX}, C_{FY} は次式で定義される。

$$C_{FX} = \frac{F_x}{\rho U_1 W_{g,ref} Cr} \quad C_{FY} = \frac{F_y}{\rho U_1 W_{g,ref} Cr} \quad (13)$$

ここで $W_{g,ref}$ は、翼列間隔を変化させたとき非定常流体力の直接的な比較をおこなうための参照速度であり、本論文では静翼後縁から流れ方向に

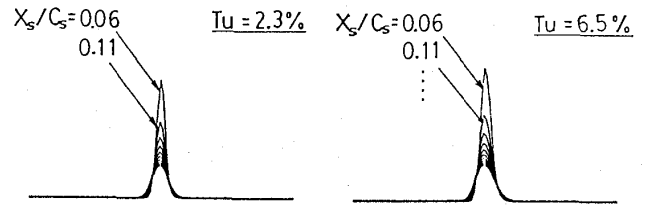


図8 後流速度分布の流れ方向への変化

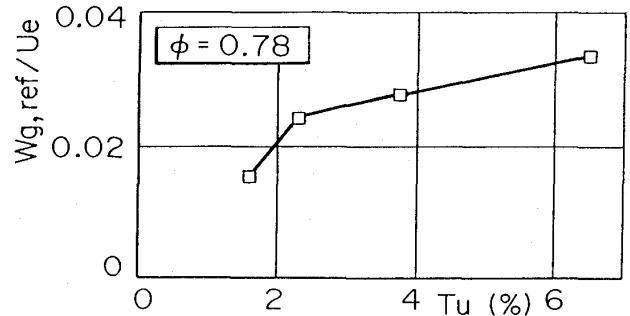


図9 主流乱れによる後流速度振幅の変化

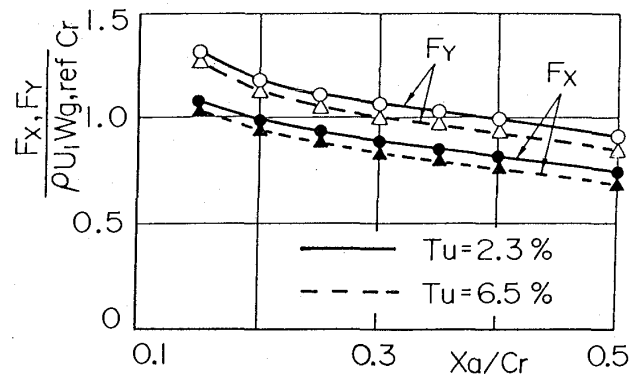


図10 翼列間隔による非定常流体力の変化

$X_s/C_s = 0.3$ 下流の位置で計算された後流速度1次成分の振幅を用いる (図9)*。図10には $Tu = 2.3\%$ および 6.5% の場合のタービン動翼に作用する非定常流体力の翼間距離 X_a による変化を示す。非定常流体力は、翼列間隔の増加とともに緩やかに減少することがわかる。ここで、 $Tu = 2.3\%$ と 6.5% の場合で式(13)中の $W_{g,ref}$ の値が異なる点に留意されたい。 $Tu = 6.5\%$ の場合の流体力係数は、後流の減衰が $Tu = 2.3\%$ の場合よりも大きいため若干低くなっている。しかし、実際に翼に働く流体力の大きさは、 $Tu = 6.5\%$ の場合の $W_{g,ref}$ が $Tu = 2.3\%$ の場合の約1.4倍であるため (図

* 計算上では $W_{g,ref}$ を指定する位置から変動速度の渦度振幅の減衰が始まるものとして扱われる⁽²⁾。

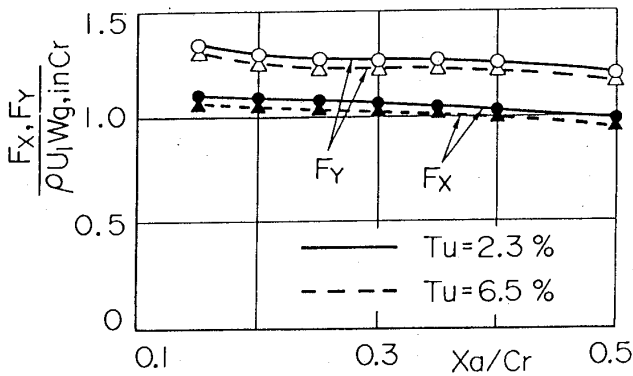


図11 翼列入口速度振幅で無次元化した非定常流体力

9), 式(3)から $Tu = 6.5\%$ の方が, $Tu = 2.3\%$ よりも約30%ほど大きいことになる。図11には, 式(1)などから推定した動翼入口面流路中央での変動速度振幅 $Wg_{,in}$ で無次元化した流体力係数を示す。ここで, $Wg_{,ref}$ は翼列間隔によらない一方, $Wg_{,in}$ が翼間距離の増加とともに減少する点に注意されたい。著者が先に計算を行った圧縮機翼列の場合, この様に表示された流体力係数は翼列間隔によらずほぼ一定となったが⁽²⁾, タービン翼列の場合には一定になっていない。これは, 圧縮機翼列の場合には定常流れ場の非一様性は強くなく, 変動速度が翼前縁に到達するまでに流れ場から受ける変形の程度も小さいため, $Wg_{,in}$ の推定が式(1)でほぼ可能である一方, 今回のタービン翼列の場合には, 流れ場の非一様性と翼前縁半径の大きさが絡み, 変動速度が翼前縁到達までに受ける変形量が相対的に大きくなっていることが原因と思われる。このことは次に示す図12からも明かである。

図12には, タービン翼間流路での後流により誘起された非常渦あり速度ベクトルを, 後流の減衰に対応する等渦度線とともに示す。後流減衰の様相とそれに伴う非定常速度の減衰の状況がこの図から明らかになっている。また, 既報⁽¹⁾で得たような翼間流路内での渦構造も確認される。

4. 結言

本論文での成果を要約すると以下のようなになる。

- (1) タービン段での後流励振力予測のために必要となる後流モデルを, 実験データと $k-\epsilon$ モデルによる乱流境界層解析とを組み合わせる手法により開発した。ただし, より一般性のあるモデルを得るための改良が今後の課題である。

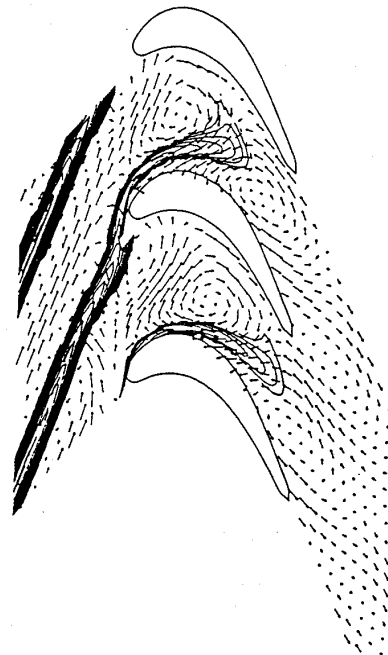


図12 翼間流路内での非定常渦あり速度ベクトル

表1 翼列配置 (平均径位置)

Airfoil	Stator	Rotor
Number	22	28
Axial Chord [m]	0.151	0.161
Pitch/Axial Chord	1.3	0.96
Inlet Flow Angel [deg]	0.0	50.0
Outlet Flow Angle[deg]	67.5	64.5
Re	5.9×10^5	5.5×10^5

- (2) 得られた後流モデルから, 先に提示した手法を用いて後流減衰係数を算出し, タービン動静翼列間隔が後流励振力に与える影響を明らかにした。また, 静翼入口での主流乱れ度の効果についても検討した。

本論文中の図面作成に当たっては, 本学正路良孝技官の助力があったことを記し, 感謝の意を表す。また, 境界層解析コードの作成に当たっては, 本学元学生藤村一彦君の協力を得た。ここに, 感謝の意を表す。

文献

- (1) 船崎, 第18回ガスタービン定期講演会講演論文集, 1990,1

- (2) 船崎, 日本機械学会全国大会(仙台), No. 90-50, Vol. B, 1990, 345
- (3) 後藤, 東北大学工学研究科修士論文 (昭52)
- (4) Hubensteiner, M., Doktor-Dissertation, Universität München, 1986
- (5) Reynolds, B., Lakshminarayana, B. and Ravindranath, A., AIAA J. Vol. 17, 1979, 959
- (6) Lakshminarayana, B. and Zhang, J., AIAA J., Vol. 26, 1988, 661
- (7) Raj, R. and Lakshminarayana, B., J. Fluid Mech., Vol. 61, 1973, 707
- (8) Spence, D. A., Aero. Res. Counc. C. P. No. 125, 1953
- (9) Vavra, M. H. , Aero-Thermodynamics and Flow in Turbomachines, John Wiley & Sons, 1960, 336
- (10) Schmidt, R. C. and Patankar, S. V., NASA-CR-4145, 1988
- (11) Biswas, D., 福山, 荒木, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 17, No. 66, 1989, 11
- (12) Reud, K. and Witting, S., Eng. Gas Turbines and Power, Vol. 107, 1985, 54
- (13) Crawford, M. E. and Kays, W. M., NASA-CR-2742, 1976
- (14) Dring, R. P et al., ASME Paper 82-GT-3, 1982

石川島播磨重工業(株) 米 澤 克 夫
 // 小 幡 正 一
 // 藤 秀 実
 // 後 藤 聡

Abstract

New design concept and combustion test results of a high intensity aero-engine combustor are described. A new combustor named "Jet-Swirl Combustor" has been developed to attain a combustion loading 50% higher than that of conventional combustors.

The concept of the "Jet-Swirl Combustor" is that generates a ring of swirling vortexes to accelerate the mixture of fuel with air, and promote rapid combustion of the mixture, thus to enhance the combustion rate in the primary combustion zone.

A numerical analysis of a three dimensional flow in the combustor was carried out to determine the configuration of a combustor. A prototype combustor has been tested to examine the combustion efficiency under the high combustion loading conditions, and to measure the concentrations of the combustion products in the combustor.

The test results showed the extremely high combustion efficiencies even under the high combustion loading conditions. It is concluded therefore that the improvement of the combustion loading is possible by the combustion enhancement due to the strong jet-swirl motion in the combustor.

1. 諸言

ガスタービン燃焼器の要求性能の一つに燃焼負荷率がある。燃焼負荷率とは単位体積あたりに燃

焼させられる燃料の量を示す値であり、燃焼器の小型化を示す指標である。特に航空用ガスタービンにおいてはエンジンの推重比向上の要求が大きいため、燃焼器に対しては小型化するかわり高負荷化が強く求められている⁽¹⁾。

一方、高負荷化することにより燃焼器が小型化されれば、燃焼器の被冷却面積が減少するので、燃焼器の冷却面から有利であり、燃焼器の高温化のためにも燃焼器の高負荷化が強く求められている。

図1に航空用ガスタービン燃焼器の燃焼負荷率の動向を示す。燃焼負荷率は年々増加しており、このまま行けば西暦2000年代には現状の1.5倍に達するものと予想される。著者らは、このような背景から現状の1.5倍の燃焼負荷率の達成を目標に高負荷燃焼器（その設計思想から噴流旋回型燃焼器と呼ぶ）を設計試作した。

図1から、燃焼負荷率を現状の1.5倍に高めるためには従来行われてきたような燃料噴射弁の改良による燃料と空気の混合促進技術に加えて、何らかの燃焼促進技術を燃焼器の設計に取り込む必要

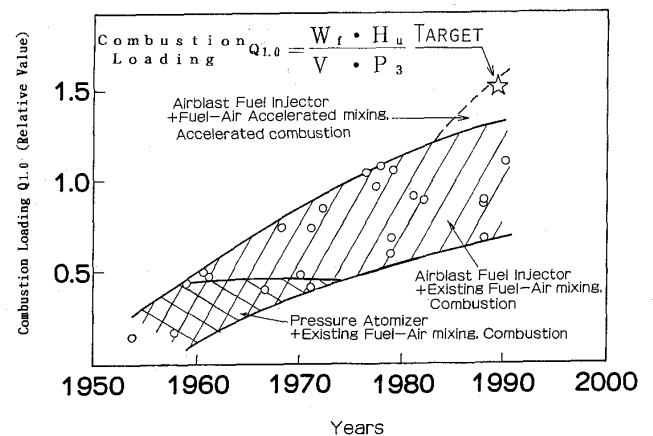


図1 燃焼負荷率動向

(平成3年4月23日原稿受付)

があると考えられる。噴流旋回型燃焼器は、燃焼器ライナ内に螺旋状の旋回流を形成し、その混合促進および燃焼促進効果を利用することにより高負荷燃焼を実現する燃焼器である。

本報では噴流旋回型燃焼器について、その設計概念および燃焼性能試験結果について述べる。

記号

A1: ライナ代表断面積 m^2

C_{pg}: 燃焼ガスの定圧比熱 $kJ/kg \cdot k$

g: 遠心加速度 m/s^2

G: 遠心効果の評価パラメータ m/s^2

H_u: 燃料の低位発熱量 kJ/kg

H_{u_{CO}}: 一酸化炭素の発熱量 kJ/kg

H_{u_{THC}}: 未燃炭化水素の低位発熱量 kJ/kg

L: 空気ダクトの軸方向位置(図6による)
m

P₃: 燃焼器入口圧力 MPa r: 半径 m

Q_{1.0}: 燃焼負荷率(式(14)による)

S_b: 火炎伝播速度 m/s

T₃: 燃焼器入口温度 K

t_c: 反応の特性時間 s

t_m: 混合の特性時間 s

t_r: 滞留時間 s

t_v: 蒸発の特性時間 s

ΔT: 燃焼器での温度上昇 K

u: 接線方向速度 m/s V: 体積 m³

V₁: ライナ体積 m³

W_a: 空気流量 kg/s

W_f: 燃料流量 kg/s

α: 空気ダクトの軸方向角度(図6による)
度(°)

β: 空気ダクトの周方向角度(図6による)
度(°)

ρ: 密度 kg/m³

2. 噴流旋回型燃焼器の基本概念

2.1 燃焼負荷率と燃焼効率の関係

図2は燃焼器内の軸方向位置と燃焼効率の一般的な関係を示したものである。従来型燃焼器においては供給された燃料全体の70から80%が1次燃焼領域で燃焼し、残りの燃料は希釈領域で燃焼し燃焼器出口における燃焼効率は99%以上に達する(図2中の破線)

従来型燃焼器において燃料流量を増加させるか、

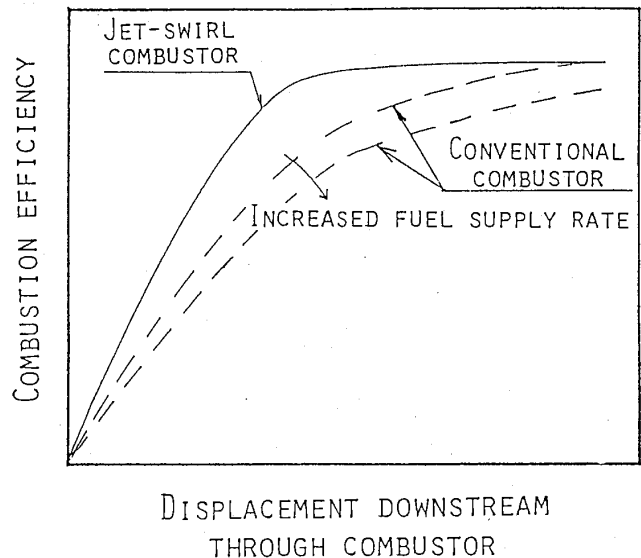


図2 燃焼器軸方向位置と燃焼効率の関係

燃焼器長さを短縮することにより燃焼負荷率を増加させると以下の理由から燃焼効率が低下する。

(1) 燃料流量を増加した場合

空気流量は変化しないので燃料が1次燃焼領域に滞留している時間は変化しない。したがって、1次燃焼領域内で燃焼する燃料の量は変化しない。しかし、1次燃焼領域に供給される燃料流量が増加するので1次燃焼領域の燃焼効率が低下し、燃焼効率の変化が図中の一点鎖線のように変わり全体燃焼効率が低下する。

(2) 燃焼器長さを短縮した場合

燃焼効率と燃焼器軸方向位置の関係は変化せず燃焼器長さのみ短縮されるので、燃焼器の短縮分だけ燃焼効率が低下する。

したがって、燃焼効率を低下させることなく燃焼負荷率を増加させるためには、図2中の実線のように1次燃焼領域の燃焼効率を向上させる必要があると考えられる。

2.2 1次燃焼領域燃焼効率の支配パラメータ

1次燃焼領域の燃焼効率は以下に示す指標と関係があり、この指標の値が小さいほど燃焼効率が高くなる。

$$(t_m + t_v + t_c) / t_r \quad (1)$$

すなわち、燃焼が1次燃焼領域に滞留している時間 t_r を一定とした場合、燃料と空気が混合する時間 t_m 、燃料が蒸発する時間 t_v および燃料が燃焼する時間 t_c を短くすれば良いことになる。

ここで、 t_v は燃料の種類、燃焼器の作動条件によ

り決まる値であるから設計パラメータとはならない。したがって、設計上は1次燃焼領域の燃焼効率を支配するパラメータとして式(2)の指標を考慮すればよい。

$$(t_m + t_c)/t_r \quad (2)$$

すなわち、燃焼効率を低下させることなく燃焼負荷率を向上させるためには、燃料の混合促進と燃焼促進が重要となる。

2.3 燃焼促進と燃焼負荷率の関係

燃焼器内で燃料と空気の混合が完全に行われているとすればガスタービン燃焼器の燃焼効率 η は、Burning Velocity Model により式(3)のように記述できる⁽²⁾。

$$\eta = \rho C_{pg} A_1 S_b \Delta T / W_f H_u \quad (3)$$

一方、燃焼負荷率 $Q_{1.0}$ は定義により、式(4)のように書ける。

$$Q_{1.0} = W_f H_u / P_3 V_1 \quad (4)$$

したがって $Q_{1.0}$ を大きくするために燃料流量 W_f を大きくすると、式(3)からわかるとおり分母が大きくなり燃焼効率が小さくなる。また、 $Q_{1.0}$ を大きくするために燃焼器体積 V_1 を小さくするとライナ代表断面積 A_1 が小さくなり式(3)の分子が小さくなり燃焼効率が低下する。すなわち、燃焼効率を低下させずに燃焼負荷率を高めるためには、式(3)の分子の中で式(4)と関係のないパラメータを

大きくすればよいことがわかる。そのようなパラメータとしては、密度 ρ 、燃焼ガスの低圧比熱 C_{pg} 、火炎伝播速度 S_b 、燃焼器での温度上昇 ΔT が挙げられる。ここで ρ は燃焼器の作動条件で決まり、 C_{pg} は燃料の物性値として決まるパラメータである。

したがって、設計条件として与えられる ΔT に対して設計パラメータとして S_b を大きくすることができれば燃焼効率を低下させずに燃焼負荷率を高められると考えられる。

2.4 噴流旋回型燃焼器の概念

図3に噴流旋回型燃焼器と従来形燃焼器を高負荷燃焼に必要な燃料の燃焼促進および燃料と空気の混合促進の面から比較して示す。

噴流旋回型燃焼器は、燃焼器頭部に軸方向周方向に角度を有する空気ダクトが取り付けられている。空気ダクトから燃料と空気の混合した噴流を高速で噴出させ、燃焼器内に螺旋状の旋回流を形成する事が噴流旋回型燃焼器の特徴である。一方、従来型燃焼器の多くでは、燃焼器頭部にスワラが設けられスワラを通過した空気の旋回により燃焼器内に噴流旋回型燃焼器よりも流速の遅い再循環領域が形成される。

旋回流中で燃焼が行われると火炎伝播速度 S_b が促進されることが知られている⁽³⁾⁽⁴⁾⁽⁵⁾。これは、

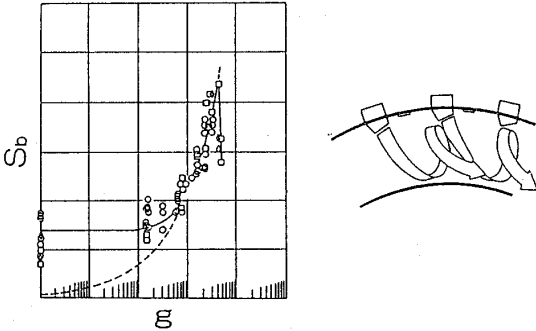
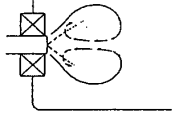
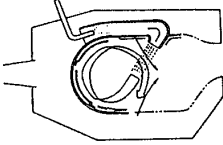
	CONVENTIONAL COMBUSTOR	JET-SWIRL COMBUSTOR
FLAME PROPAGATION RATE ENHANCEMENT		<p>FLAME PROPAGATION RATE IS ENHANCED BY CENTRIFUGAL FORCE.</p> 
MIXING ENHANCEMENT OF FUEL AND AIR	<p>MIXING ENHANCEMENT IS LIMITED IN LOW SPEED RECIRCULATION ZONE.</p> 	<p>MIXING IS ENHANCED BY HIGH SPEED JET.</p> 

図3 噴流旋回型燃焼器の概念

旋回流の遠心効果により、火炎面を通して高温の燃焼ガスが未燃焼ガスに流入拡散しこれが着火源となって火炎帯を拡大するという Vortex Bursting Mechanism⁽³⁾などのモデルによって説明されている。旋回流の燃焼促進効果を支配しているパラメータとしてはそこに発生する遠心力が考えられる、Lewis ら⁽⁴⁾は S_b と遠心加速度 g の関係を実験的に明らかにし、 S_b が g の $1/2$ 乗に比例して増加することを示している。このような遠心力による燃焼促進効果を以下では単に遠心効果と呼ぶこととする。

従来型燃焼器内に形成される再循環流領域は流速が遅いので旋回流による遠心効果は期待できない。これに対し、噴流旋回型燃焼器では、螺旋状の噴流により強い旋回流を発生させることができ大きな遠心効果が期待できる。

また、噴流旋回型燃焼器の螺旋状の高速旋回流は従来型燃焼器の低流速の再循環流に比較して、大きな混合促進効果も有している。

このような空気ダクトから噴出する噴流の混合促進効果に加え、噴流旋回型燃焼器内に形成される螺旋状の旋回流により S_b を積極的に促進することにより、噴流旋回型燃焼器では燃焼効率を低下させる事なく高負荷燃焼を達成できる。

3. 噴流旋回型燃焼器の設計

図4に噴流旋回型燃焼器内の模式図を示す。

噴流旋回型燃焼器は、燃焼器内に螺旋状の旋回流を形成しその混合促進効果、燃焼促進効果により、高負荷燃焼を達成する燃焼器である。したがって、噴流旋回型燃焼器の設計では以下の点が重要となる。

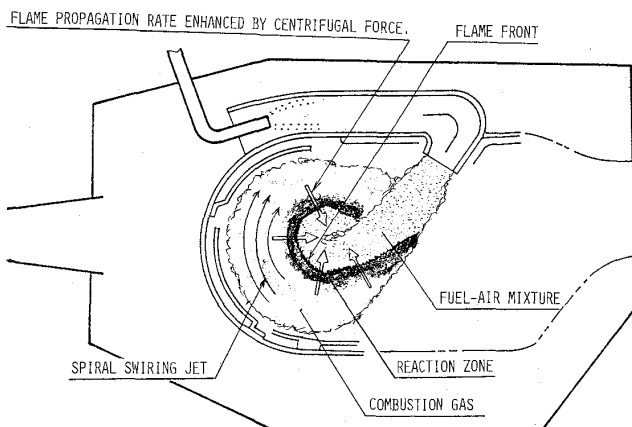


図4 噴流旋回型燃焼器燃焼器内模式図

- (1) 燃焼器内に安定な螺旋状の旋回流が形成される構造とすること。
- (2) 形成された安定な螺旋状の旋回流中に燃料が流入できること。
- (3) 旋回流中に発生している遠心効果を定量的に評価すること。

一般にこのような燃焼器ライナ内のフローパターンの評価には、水流または空気による可視化試験が利用されているが、旋回流中に発生している遠心力を定量的に計測するのは困難である。そこで、本研究では数値解析⁽⁶⁾を燃焼器ライナ内のフローパターンの評価に利用し、旋回流中に発生する遠心力を定量的に評価した。

図5に本研究で実施した噴流旋回型燃焼器の設計手順を示す。噴流旋回型燃焼器内のフローパターンは空気ダクトの形状パラメータ（空気ダクトの位置、角度など）により主に制御される。そこで、まず従来型燃焼器の設計手法に沿って燃焼器の基本寸法を決定した後、図6に示す空気ダクトの軸方向角度 α 、空気ダクトの周方向角度 β 、空気ダクトの軸方向位置 L をパラメータとして、数値解析を実施し、詳細形状を決定した。

図7に数値解析によって得られたフローパター

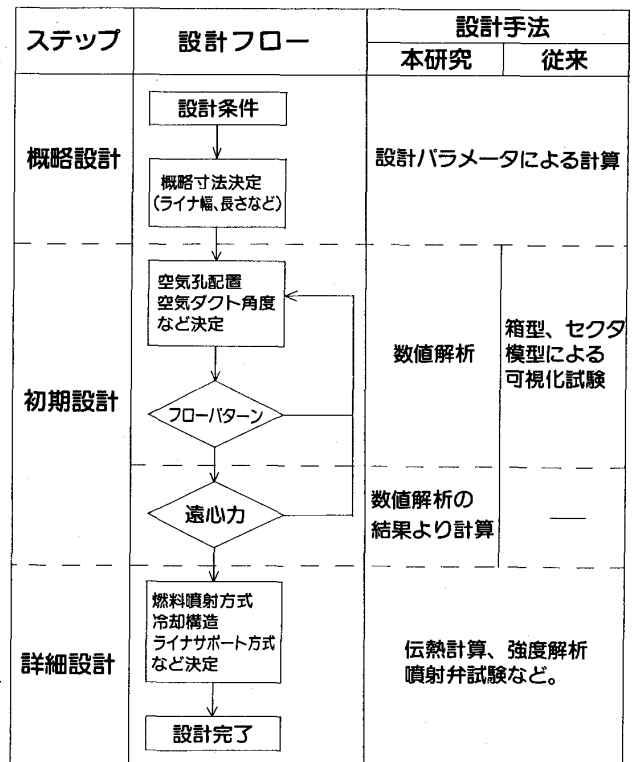


図5 噴流旋回型燃焼器設計手順

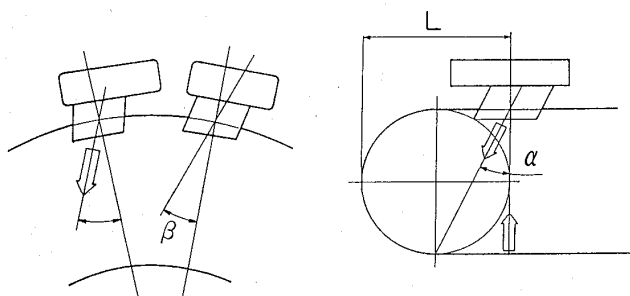


図6 数値解析パラメータ

ンの解析例を示す。図7は、 $L = 75\text{mm}$ 、 $\beta = 20^\circ$ のときの空気ダクト中央断面におけるフローパターンと α の関係を示している。この断面では、すべての α に対して、燃焼器ライナ先端部に安定な旋回流が形成されている。また、 α が増加すると旋回流の大きさが小さくなるとともに、その中心が燃焼器ライナの外径側に移動していることがわかる。

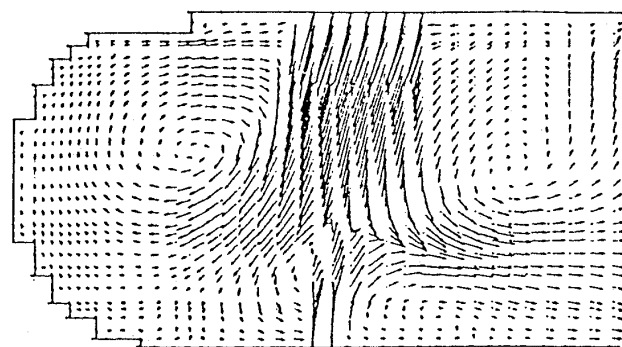
燃料が空気ダクトから噴出する空気流に乗って噴出し、燃料が旋回流中に流入することにより遠心効果が有効になるので、空気ダクトに気流微粒化式燃料噴射弁を組み込んで燃料が空気の噴流とともに燃焼器内に噴出できるような構造とした。燃料噴射弁の詳細構造は微粒化特性、燃料分布などの性能を実験的に調査し最適化した。

図7に示すように、噴流旋回型燃焼器ライナ内に形成される旋回流は、角速度分布を有し、非対称な形状を持った複雑なものであるので、任意の代表点の遠心力を遠心効果の評価パラメータとして採用できないと考えられる。また、遠心力の総和は旋回流領域の大きさが小さくかつ噴流の速度が大きいほど大きな値となるが、燃焼の面からは旋回流領域が小さくかつ高速であるほど不安定となるので、遠心効果の評価パラメータとして遠心力の総和をとることはできない。

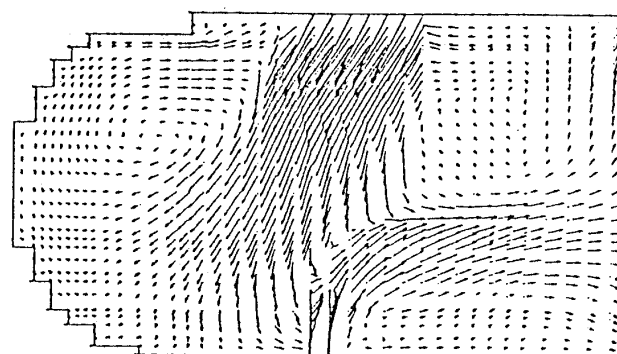
すなわち、遠心効果の評価するためには、遠心力の合計だけでなく遠心力が作用するガスの量を考慮する必要がある。そこで、以下の式で定義されるパラメータGを遠心効果の評価パラメータとすることとした。

$$G = \frac{\int \frac{u^2}{r} \delta dv}{\int \delta dv} \quad (5)$$

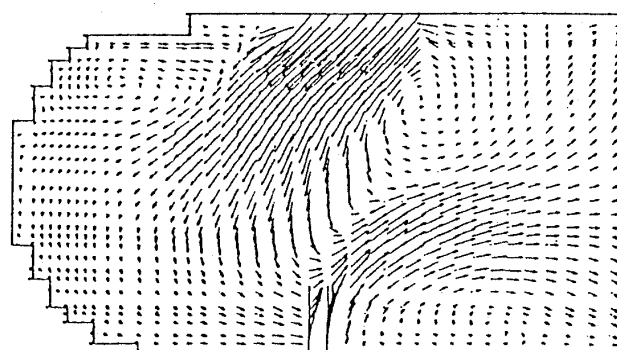
Gの物理的意味は検査体積内に発生する遠心力



$\alpha = 10^\circ$



$\alpha = 25^\circ$



$\alpha = 35^\circ$

図7 フローパターン解析結果($L = 75\text{mm}$ 、 $\beta = 20^\circ$)

を積分した値を検査体積内の総ガス重量で割った値であり、評価する領域に発生する遠心加速度の重量重み付け平均値である。本研究では、検査体積を噴射弁1ピッチ分とし周方向計算メッシュ間は2次元性的であるとしてGの値を算定した。

図8は α は、 β 、Lの変化に対するGの変化を示している。 α が増加するか、あるいは β が減少すると、Gが大きくなることがわかる。図中の破線(Conventional Combustor Level)は図9に示すスワロー付きの気流微粒化式燃料噴射弁を有す

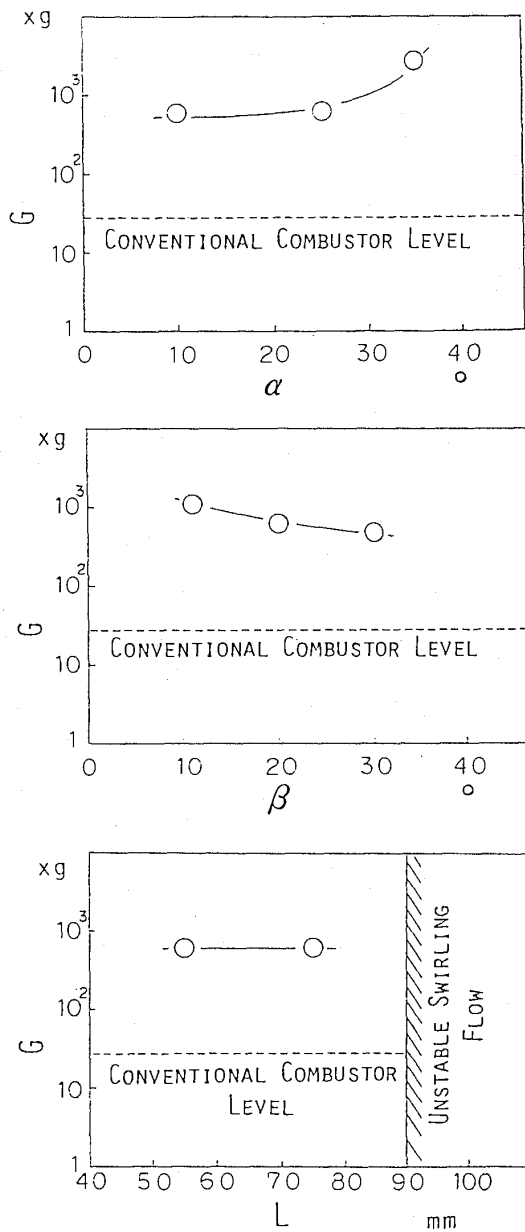


図8 Gの計算結果

る燃焼器のフローパターン解析結果から式(5)を用いて計算したGの値である⁽⁷⁾。αが増加すると図7に示すとおり旋回流領域が小さくなるこのため式(5)においてrの値は小さくなる。しかし、rの減少に伴って旋回流中に流入するガス量も減少するので、旋回流中の流速は変化せず、式(5)においてuの値は変化しない。したがって、式(5)からαが増加するとGの値が大きくなるものと考えられる。

一方、βが減少すると隣り合う噴流同志の干渉がなくなるため、各周方向メッシュ毎のGの値が大きくなり全検査体積内のGが大きくなるものと考えられる。

LはGに対して影響が小さく、今回検討した形状範囲ではL=90mm以上では安定な旋回流が得られなかった。Lが増加するとαが減少する場合と同様に旋回流領域が大きくなる。しかし、αが減少する場合よりも旋回流領域が拡大する度合いが大きいため旋回流領域内の流速が低下し、旋回流領域の拡大、すなわちrの増加と旋回流領域内の流速の低下、すなわちuの減少が相殺される。したがって、Lが変化してもGはほとんど変化しないものと考えられる。

図8から、安定な旋回流が形成されていれば、噴流旋回流型燃焼器では従来型燃焼器より1オーダ大きい遠心力が得られることがわかる。そこで、この噴流旋回流型燃焼器の遠心力により、どの程度Sbの増加が期待できるかを調べるために、図10にSbとGの関係をLewisの結果⁽⁴⁾を基に示した。図10の横軸には、図8に示した各αに対するGを矢

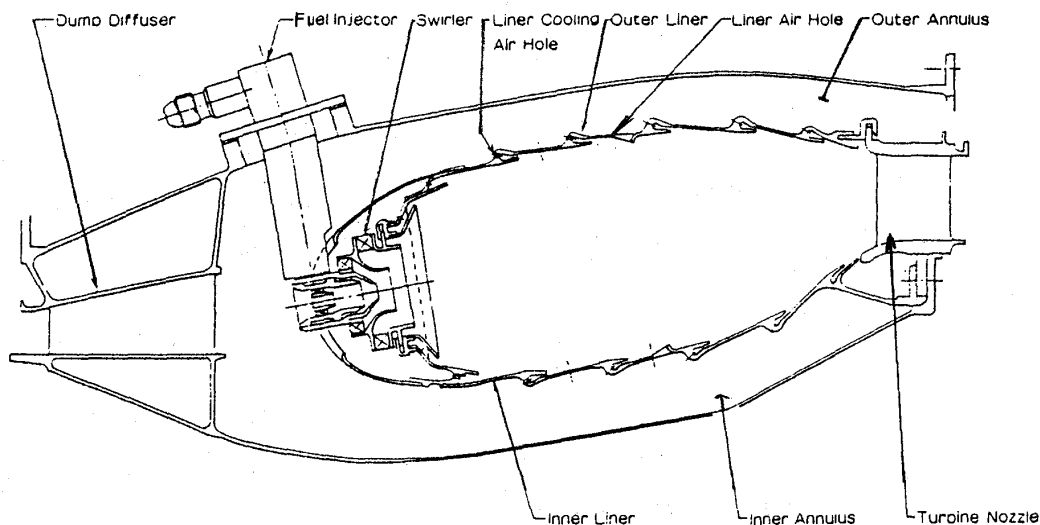


図9 従来型燃焼器の例⁽⁷⁾

印で指し示してあるが、これらのGの値はSbの増加が期待できる範囲にあり、噴流旋回型燃焼器内では遠心効果が期待できることがわかる。

図8から $\alpha = 30^\circ \sim 40^\circ$, $\beta = 10^\circ \sim 20^\circ$, $L = 90$ mm以下とすれば図10から従来型の約2倍のSbの値が得られ、式(3), 式(4)から燃料と空気の混合が完全に行われかつ燃焼器内に図4に示すような燃焼場が形成されれば、燃焼負荷率を規状の2倍程度にできると予想される。

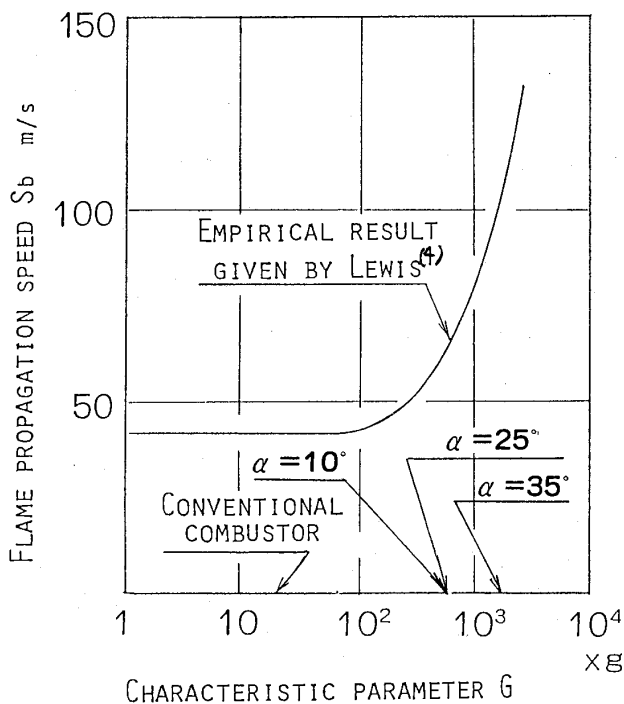


図10 SbとGの関係 (Lewis⁽⁴⁾による)

4. 噴流旋回型燃焼器の試験

3章までに述べた、噴流旋回型燃焼器の設計概念、設計手法を検証するために、噴流旋回型燃焼器を製作し加圧燃焼試験を実施した。ここでは、加圧燃焼試験に関しては、試験装置、供試体、試験条件、試験結果について述べる。

4.1 試験装置

図11に加圧燃焼試験に用いた供試部の断面図を示す。

加圧燃焼試験では、半径方向5点の燃焼ガス採取管を有する燃焼器出口プローブを周方向2箇所に取り付け、計10点の燃焼ガス採取管からの燃焼器の燃焼ガスを同時に採取し、さらにこれらのプローブを周方向5°毎に180°回転させて燃焼器出口全周の燃焼ガス採取した、このようにして採取した燃焼ガス进行分析して全体燃焼効率を算出した。また、半径方向2点の燃焼ガス採取管を有する燃焼器内部燃焼ガス採取プローブを長さを変えて2種類用意し、それぞれのプローブを燃焼器出口より挿入し、燃料噴射弁1ピッチの範囲について周方向および半径方向に5 mmピッチで移動し燃焼器ライナ内部の燃焼ガス分析を実施した。

なお、燃焼ガスの分析項目は、未炭化水素 (THC)、一酸化炭素 (CO)、二酸化炭素 (CO₂)、酸素 (O₂) である。O₂は磁気式分析器により分析し、他の成分の分析器および計測方法はICAO (International Civil Aviation Organiza-

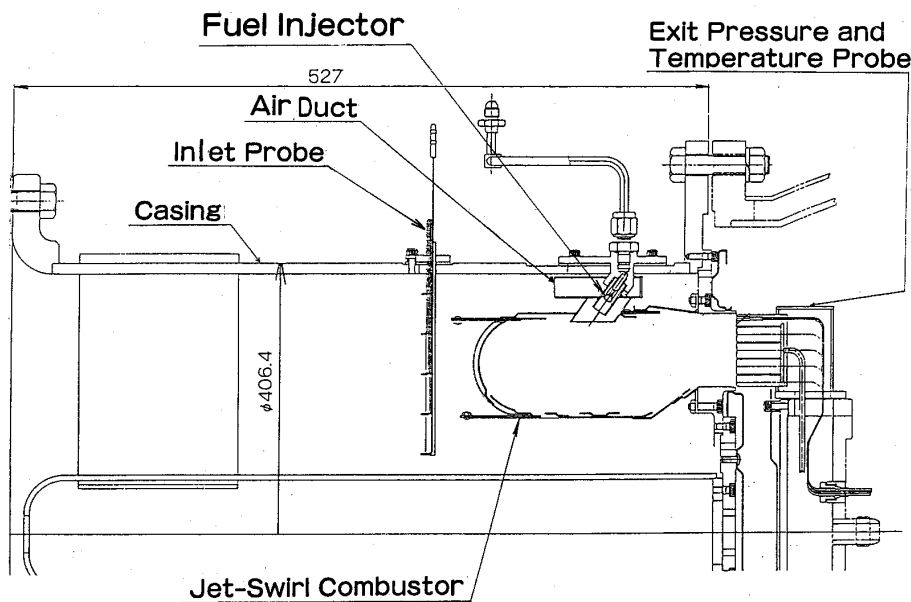


図11 加圧燃焼試験装置

表1 計測項目

ITEM	NUMBER	MEASUREMENT PROCEDURE
Air Flow Rate	1	Orifice
Inlet Pressure	5(Radial Position) X 2(Circumferencial Position)	Pressure Tranceducer
Inlet Temperature	3(Radial Position) X 2(Circumferencial Position)	K Type Thermocouple
Outlet Pressure	5(Radial Position) X 2(Circumferencial Position)	Pressure Tranceducer
Exit Temperature	5(Radial Position) X 2(Circumferencial Position)	R Type Thermocouple
Fuel Flow Rate	1	Turbine Flow Meter

表2 試験条件

Inlet Pressure	MPa	0.5
Inlet Temperature	K	500
Air Flow Rate	Kg/s	5.9

tion)の推奨方法⁽⁹⁾⁽¹⁰⁾⁽¹¹⁾に準拠しており、THCはFID法、CO₂およびCOはNDIR法により分析した。また、燃焼効率 η は、分析結果からTHC及びCOの排出指数⁽⁹⁾⁽¹⁰⁾⁽¹¹⁾ EI_{THC}およびEI_{CO} (g/kg燃料)を求め、式(6)により算出した⁽¹²⁾。

$$\eta = \frac{1 - (H_{uCO} \times EI_{CO} + H_{uTHC} \times EI_{THC})}{H_u \times 10^3} \quad (6)$$

燃焼ガスの分析結果を基にICAOの推奨方法⁽⁹⁾⁽¹⁰⁾⁽¹¹⁾にしたがって求めた空燃比と、燃焼器各部の空気配分と試験時の実際の空気流量および燃料流量から求められる空燃比を比較することにより分析結果の妥当性を評価した。今回の試験範囲においては両者の差は±10%以下であり、ICAOの推奨方法によれば計測結果は妥当と判断されるものであった。この他の主な計測項目を表1に示す。

表2に試験条件を示す。試験時には入口条件を一定として燃料流量を変化させることにより燃焼負荷率を変化させた。試験条件は、圧力比約20の大型エンジン用燃焼器の作動条件における燃焼負荷率をシミュレートできるように試験用空気源の能力を勘案して設定した。

4.2 供試体

図12に供試ライナを示す。図13に供試ライナの写真を示す。

供試ライナは、表2に示した試験条件を設計条件とし、3章に示した設計手法に沿って設計したものである。空気ダクトの位置、角度は、3章で述べた数値解析の結果を基に決定した。噴流旋回型燃焼器においてフローパターンとともに重要な

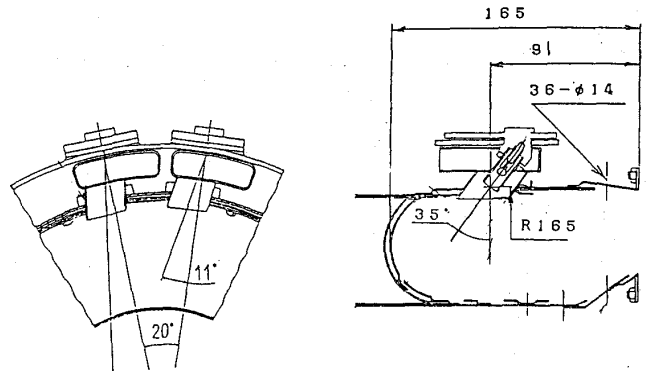


図12 供試ライナ断面図

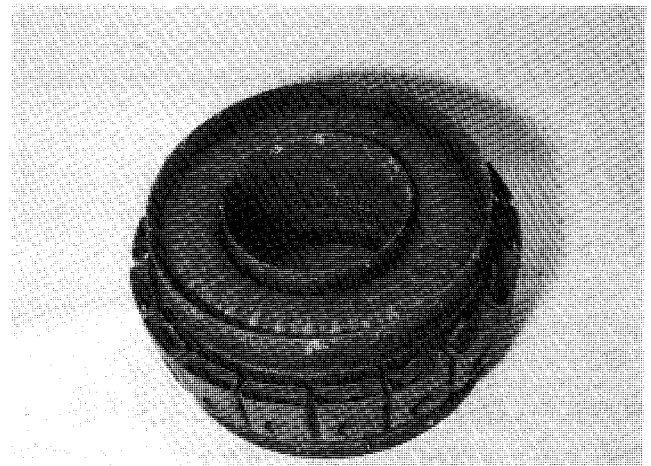
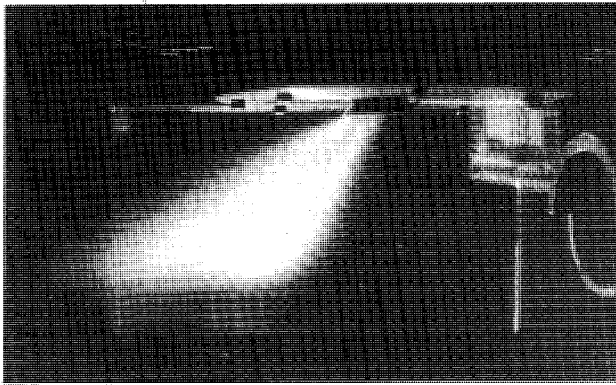


図13 供試ライナの写真

燃料噴射弁は、3章で述べたとおり気流微粒化式燃料噴射弁を空気ダクトに組み込んだ。図14に燃料噴霧の写真を示す。図14(1)は燃焼器軸方向の噴霧形状である。噴霧の中心軸は垂直方向に対して傾いており、その角度は空気ダクトの軸方向傾き角 α に一致している。図14(2)は燃焼器周方向の燃料噴霧形状である。噴霧の中心軸は垂直方向に対して傾いており、その傾き角は空気ダクトの周方向傾き角 β に一致している。以上のことから、空気ダクトから噴出する空気に乗って燃料が噴出し、燃焼器頭部に形成される旋回流領域に燃料が流入していることがわかる。

ライナの冷却は、燃焼負荷率が高くライナ表面



(1) 燃焼器軸方向



(2) 燃焼器周方向

図14 燃料噴霧の写真

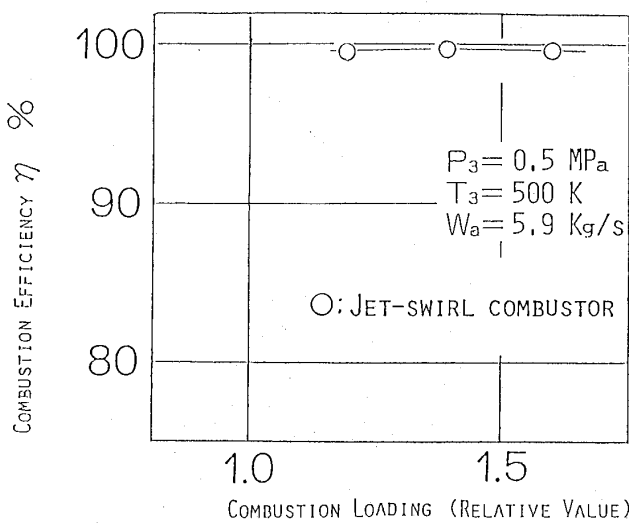


図15 Q1.0とηの関係

積が小さく冷却の点で有利であることを考慮して、単純なフィルム冷却方式を採用した。ただし、空気ダクトから噴出する高温噴流に直接さらされる燃焼器頭部はフィルム冷却とインピンジ冷却を組み合わせた冷却方式を採用した。

4.3 試験結果

試験の結果得られた燃焼負荷率 $Q_{1.0}$ と燃焼効率 η の結果を図15に示す。燃焼負荷率に対して、燃焼効率が変化してないフラットな特性を有している。また、目標燃焼負荷率(横軸の1.5)で、約99.5%に達する高い燃焼効率が得られている。

図16は空気負荷パラメータ Ω と燃焼効率 η の関係を示したものである。 Ω の定義は図16中に示すとおりである。通常の航空用ガスタービン燃焼器の作動範囲にある $\Omega^{(1)}$ において従来型燃焼器より高い燃焼効率を示しており、設計点から部分負荷条件にいたる広い作動範囲で実用的な性能を有

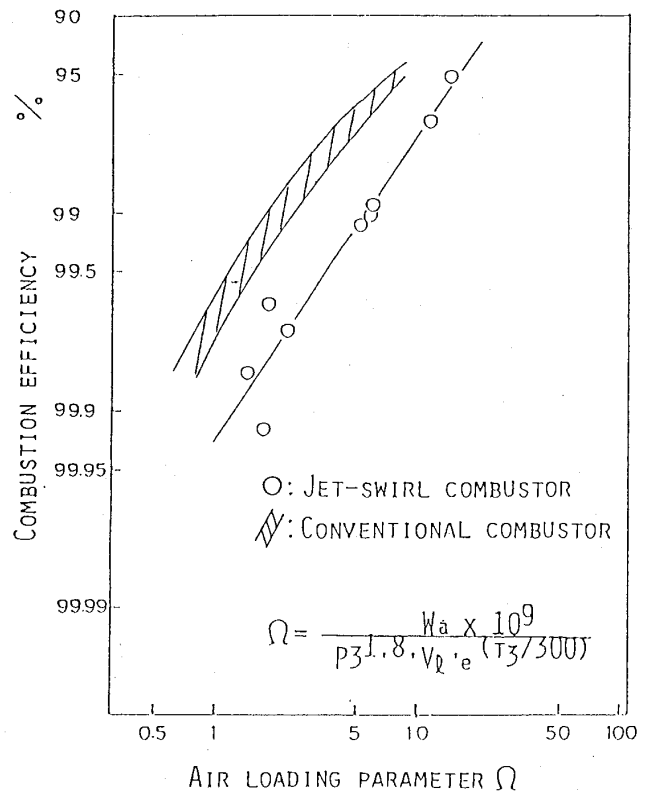


図16 ηとΩの関係

していることがわかる。

図15および図16からわかる噴流旋回型燃焼器の優れた高負荷燃焼特性が、2.2節で述べたように1次燃焼領域の燃焼効率が従来型燃焼器と比較して向上しているためであることを確認するために燃焼器ライナ内のガス分析を実施した。計測位置は、ほぼ1次燃焼領域下流端と考えられる燃焼器先端から95mmと115mm位置とした。

図17に燃焼器ライナ内のTHCの濃度分布を示す。隣合う空気ダクトの間にはTHC濃度の濃い領域が存在している様子がわかる。また、計測位

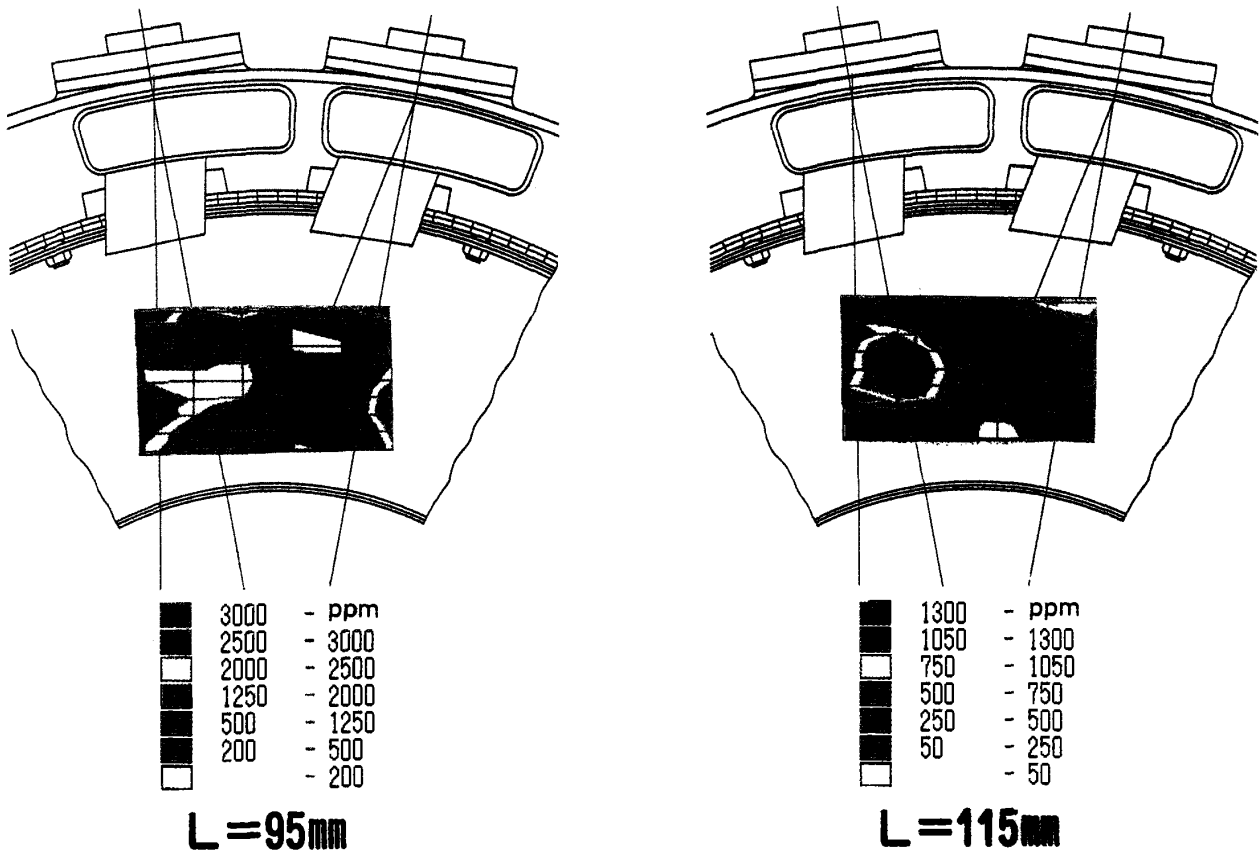


図17 燃焼器ライナ内 THC 濃度分布

置では上流側のL = 95mmの方がL = 115mmよりも THC 濃度が全体的に濃くなっている。この分布傾向はCOについても同様であった。CO₂はそれぞれの断面の分布は THC と同様であるが、L = 115mmの方が全体的に高濃度となった。O₂は THC と逆に、THC の濃度が濃い領域が低濃度で、THC が低濃度の領域が高濃度となった。一般に、THC、CO、CO₂が高濃度で、O₂が低濃度の領域は、燃焼反応が盛んな領域と考えられる。このような領域が1次燃焼領域より下流では隣り合う空気ダクトの間に存在していることから、数値解析で予測されたように、隣り合う噴流同志の干渉がなくうまく螺旋状の旋回流が形成されていると考えられる。また、下流側では希釈空気が入流するとともに噴流の反応も進行するために、下流側の方が THC、CO の濃度が低く CO₂、O₂濃度が高くなっている。

図18は各ガス成分濃度から求めた燃焼効率と燃焼器軸方向位置の関係を示し、図19に燃料負荷⁽⁸⁾(図1の縦軸と同様に現状レベルを1として相対値で示した)と燃焼効率の関係を示す。

図19には従来型燃焼器の1次燃焼領域および燃

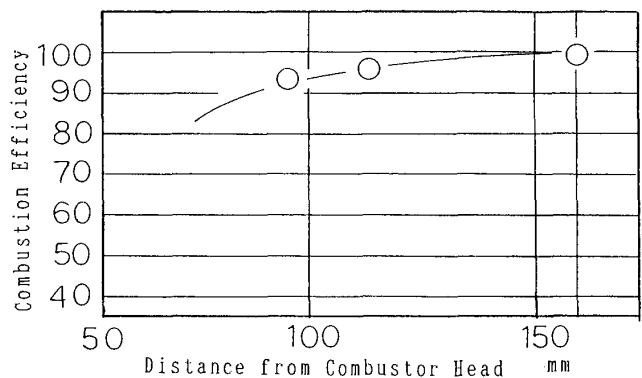
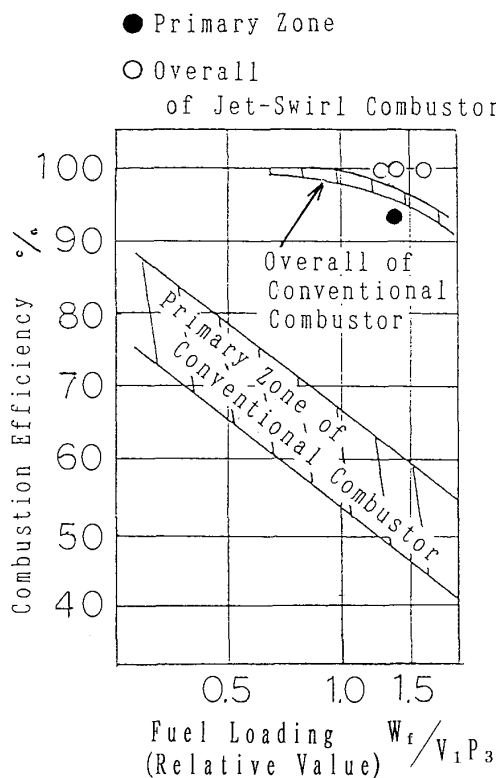


図18 燃焼器軸方向位置と燃焼効率の関係

焼器出口における燃焼効率⁽⁸⁾と、本研究で得られた噴流旋回型燃焼器の1次燃焼領域および燃焼器出口における燃焼効率を比較して示した。

図18から1次燃焼領域下流端で90%以上の燃焼効率となっていることがわかる。また、図19から従来型燃焼器では全体燃焼効率が低下しはじめる燃料負荷において噴流旋回型燃焼器では全体燃焼効率が低下せず、従来型より約5%全体燃焼効率が高くなっている。また、従来型燃焼器では1次燃焼領域出口の燃焼効率が60%以下になる燃料負荷において噴流旋回型の1次燃焼領域出口の燃焼効

図19 燃料負荷率⁽⁸⁾と燃焼効率の関係

率は90%以上となっており従来型燃焼器より30%以上高い燃焼効率となっている。このことから、噴流旋回型燃焼器では2章で述べたとおり螺旋状噴流の混合および燃焼速度の促進効果により1次燃焼領域の燃焼効率が向上して、全体燃焼効率を低下させることなく現状の1.5倍という高い燃焼負荷率を達成できたことがわかる。

5. 結言

旋回流による燃焼促進効果を利用した、ガスタービン用高負荷燃焼器を設計、製作、試験した結果、以下の事が明らかになった。

- (1) 数値解析を用いて、燃焼器内のフローパターンを評価した結果、燃焼器の形状パラメータと燃焼器内のフローパターンの関係が明らかとなった。
- (2) 燃焼器内の旋回流の燃焼促進効果を支配する特性パラメータを提案し、評価した。その結果、噴流旋回型燃焼器では、十分な燃焼促進効果が期待できることが明らかとなった。
- (3) 現状の、1.5倍という高い燃焼負荷率において

も燃焼効率が低下せず、約99%以上の高い燃焼効率を維持できることを確認した。

- (4) ライナ内部ガス分析の結果、噴流旋回型燃焼器では1次燃焼領域の燃焼効率が90%以上で従来燃焼器より30%以上高い燃焼効率であることがわかった。
- (5) 以上の結果から、噴流旋回型燃焼器の概念、設計手法の妥当性を検証することができた。最後に本研究の一部は(株)日本航空宇宙工業会革新航空機技術開発センタの研究補助金によるものである。ここに関係各位に深く感謝の意を表する。

参考文献

- (1) 佐藤, 航空宇宙学会誌34-393, (1986), 519.
- (2) A. H. Lefebvre, Gas Turbine Combustion, (1983), 159, McGRAW-HILL BOOK Co.,
- (3) J. Chomiak, 16th Symposium (International) on combustion, (1972), 1665.
- (4) G. D. Lewis, 14th Symposium (International) on combustion, (1972), 48.
- (5) 石塚, 第26回燃焼シンポジウム前刷集, (1988), 88など.
- (6) Y. Sato, T. Tagashira, H. Toh, T. Watanabe, AIAA-85-1313, (1985).
- (7) Y. Sato, H. Toh, Y. Ando, M. Kawai. Proceedings 18th International Congress on Combustion Engines, (1989), 182.
- (8) J. Odgers, 15th Symposium (International) on combustion, (1974), 1321.
- (9) ICAO, "International Standards and Recommended Practices, Environmental Protection" Volume II, Aircraft Engine Emissions to ICAO Annex 16, Aircraft Engine Emissions, First Edition, June, 1981.
- (10) 佐藤, 日本ガスタービン学会誌, 第16巻64号 (1989), 11.
- (11) 柏木, 日本ガスタービン学会誌, 第18巻72号 (1990), 19.
- (12) R. E. Henderson, W. S. Blozowski, AGARD. AD-769278, The 41th meeting of the AGARD, April, 1973.



東北大学 工学部 機械航空工学科 計算機援用工学講座

東北大学工学部 大宮司 久 明

今回は、いつもとは趣きを異にし、大学の一講座の研究紹介をする。私どもの研究室は、数値流体力学 CFD の研究に専念して来たことに特徴があり、今回それをかわれて執筆依頼されたものと思われる。以下には研究室の紹介とともに、研究に関連しての所感を述べる。

CFD の研究は、大形コンピュータの利用を前提にしているが、今振り返ってみるとつい5年前までは、米国、西欧に比べ著しく劣ったコンピュータ環境にあった。そのような状況下で、たとえば3次元翼列を通るポテンシャル流れの FEM 解析などをしてきた。後流渦面を考慮するなど特色は出したが、CFD 研究の主流はナビエ・ストークス (NS) 方程式の数値スキーム、乱流の数値モデルの開発に移っていたので、つまり落穂拾いをしてきたに過ぎないことになるかも知れない。ほかの日本の大学もだいたい同じ事情にあった。業績が上がらなければ発言力も弱く、CFD に限らずコンピュータのアプリケーションソフトウェアの全分野から、わが国でも米国のすぐれたコンピュータを早急に輸入しこの分野の研究を格段に推進すべしという声はほとんど聞かれなかったように思われる。

その後幸いにも、国産のスーパーコンピュータが完成し、全国主要大学の大型計算機センターに導入されることになり、東北大学にも1986年に SX-1 スーパーコンピュータが設置された。凶らずも世界的にみても良い環境が整い、CFD の研究をしていて良かったと思ったものである。その後短時日のうちに日本の CFD の研究は大いに進展し、完成されたコードを見る限り、国際的にも遜色のないものが多数作られている。

ここで本題に入る前に、ガスタービン学会に関係の深い東北大学の部署について多少説明する。

工学部の機械系学科はこの4月から改組され、機械知能工学科、機械電子工学科、機械航空工学科の3学科27講座に再編された。私の担当する計算機援用工学講座は機械航空工学科の9番めの講座である。ほかに、流体科学研究所、神山新一所長の12部門と附属衝撃波工学研究センターがある。この流体研も一昨年6月高速力学研究所の改組によって生まれた新しい研究所である。

さて本題に入って、計算機援用工学講座には、教授1、講師1、助手2のほか、兼務助教授1、共同研究している助手1、学部学生6、大学院生6、受託研究員若干名がいる。次に研究室の主要設備は、CFD 研究用のものをあげれば、クボタコンピュータ TITAN3000 (ピーク演算速度30 MFLOPS) 1台、ワークステーション1台、パソコン8台が、現在学内ネットワークシステムを介して、大型計算機センター NEC SX-2 (ピーク演算速度1.3 GFLOPS) と流体研の CRAY YMP8 (ピーク演算速度2.0 GFLOPS) に接続され、これらのスーパーコンピュータを利用できる。またアニメーション作製用のビデオ自動こま撮り装置一式と16ミリ自動こま撮り装置一式がある。なおアニメーションは、TITAN3000 で計算しながら直接、またはスーパーコンピュータでの計算結果の10こま程度をファイルに落とし時間補間して作られている。

大学の計算機使用料は、世間一般に比べればただも同然と言われているが、それでも年間500万円を越す使用料の支払いにはかなり問題があった。この度、流体研に YMP8 コンピュータが設置され、最恵国待遇で利用できることにたいへん感謝している。

最後に研究成果について述べる。非圧縮性流れでは、SMAC 法を曲線座標格子に拡張、さらに陰解法に直したスキームを開発し、翼列流れの解析に利用した。空間には3次精度 TVD 上流差分な

(平成3年8月5日原稿受付)

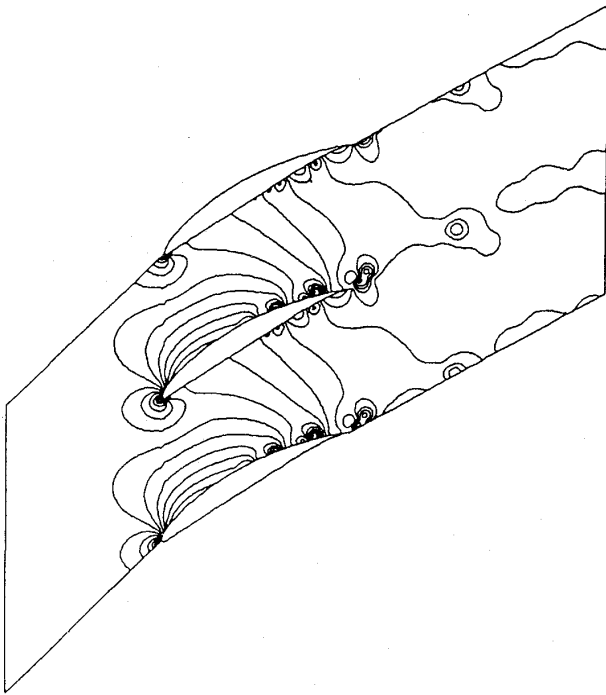


図1 直接シミュレーションで求めた非圧縮性翼列流れの等圧線, $Re = 2.45 \times 10^5$, 165×55 格子点

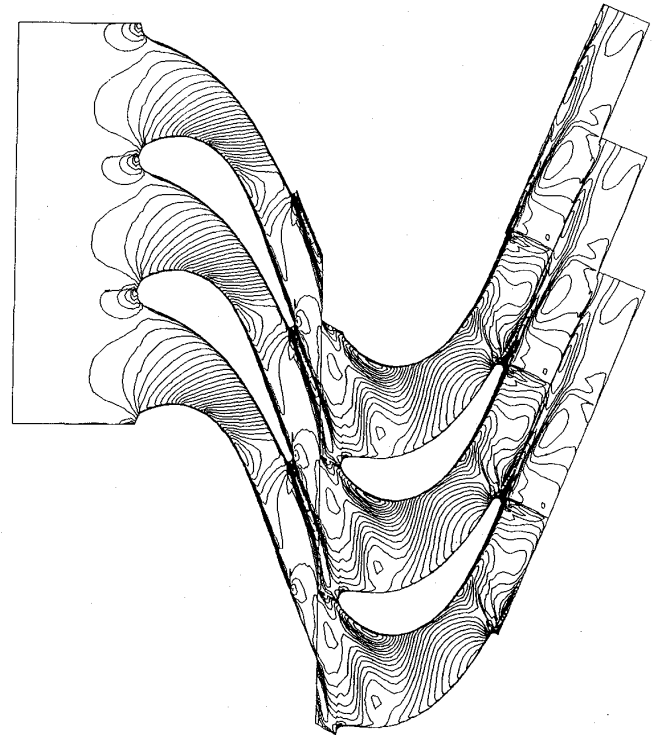
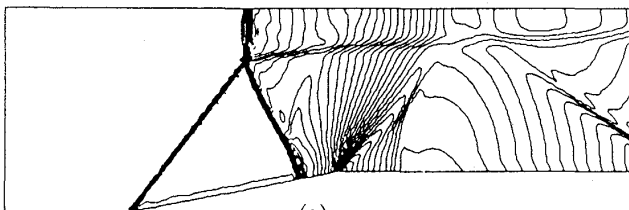
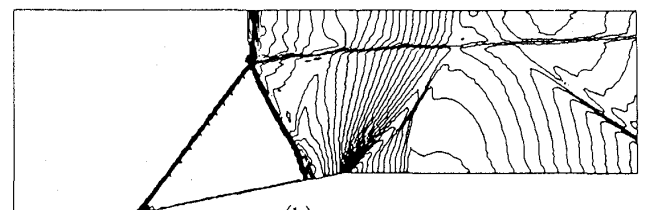


図2 静・動翼列干渉流れの等マッハ数線, $k-\epsilon$ 乱流モデル, 71×41 , 91×41 格子点



(a)



(b)

図3 最近開発した(a)3次 MUSCL TVD スキームと(b)4次コンパクト MUSCL TVD スキームによる不連続の捕獲, 241×81 格子点

どを用いている。乱流の計算には $k-\epsilon$ 乱流モデルを使用, また非定常流れにはクラック・ニコルソン法とニュートン反復法を用い, 各時間ステップごとに収束させる方法をとっている。またこれとは別に, 擬似圧縮性法と対流差分法のスキームも開発した。特に対流差分法は, 曲線座標格子に対して写像空間で対流差分の計算を行い, また TVD の考えにもとづく補間で安定化を図っている。

次に圧縮性流れのコードは, 反変速度の運動量の NS 方程式を基礎方程式に用いる点に特徴がある。このような方程式の使用は境界条件の取扱いを容易にする。陰的時間進行差分スキームが用いられ, これに Δ 形近似因子法, MUSCL アプローチ, 流束分離法, 3次 TVD 単調スキーム, 対

角化などの手法, さらに格子を斜めに横切る衝撃波を鋭く捕獲する方策が組込まれている。乱流の計算には $k-\epsilon$ 乱流モデル, 非定常流れにはクラック・ニコルソン法とニュートン反復法が用いられている。これらのコードは翼列流れ問題などに応用された。いくつかの典型的翼列流れの計算例を図1~3に示す。

研究成果の一部は本誌 17-65 (1989), 4 の論説・解説にカラーで示されている。またこれから出る当学会のガスタービンに関連する数値解析上の諸問題に関する調査研究委員会の報告書, ISCFD-Davis (1991) のプロシーディングス, 数値流体力学シンポジウムの講演論文集をご覧ください。



1991 ASME 国際ガスタービン会議

1. 全 般

(株)日立製作所 和田 正 倫

1991 ASME TURBO EXPO Land, Sea & Air は米国フロリダ州のOrlandoにて、6月3日から6日にわたって開催された。OrlandoはDisney Worldで有名な所であり、空港もそれにふさわしく美しく整備されており、各ゲートからターミナルビルまでの間は、ファンシーな無人運転のモノレールで連絡されていて、子供でなくてもなんとなく、おとぎの国への入口に立っているかのような雰囲気があるというのが、空港での第一印象であった。

会場はOrange County Convention Civic Centerで、旧中心街とデズニーワールドの中間のハイウェイ沿いにあり、ちょうど向かい側にあるホテル以外は、ちょっと隣りへ行くにも数百メートルは歩かねばならぬという、典型的なのびやかなアメリカの郊外に位置している。このConvention Centerは大変規模が大きく、展示会場も広びろとしており、又、セッションも他の建屋に移動するという必要もなく、毎日スコールの来る湿度の高い環境には、大変過し易い場所を提供してくれた。

今年度は、付表の如くセッション数は109(11のPanel, 3つのSpecial Lecture含む)、論文数420と共に昨年を上廻った。ユーザー主体のプログラムは52と全セッション数の約半数を占め、ガスタービンが歴史を重ねると共に、運転実績が増え、ユーザー参加の機会が増加している傾向が如実に表われていると考えられる。特に、航空エンジン、石炭利用、制御、電力・コジェネ、産業用コジェネ、船用、パイプライン等ではユーザー主体のプログラムが過半数を超えている。

一方、熱伝達、構造、ターボ機械では殆どが、一般学術セッションとなっている。

又、昨年と比べてセッション数が増加した部門はセラミックス(昨年1セッションが6セッションに、但し、3セッションは車輻・小型ターボ機械とのJoint)、電力事業用・コジェネ(昨年1パネル3セッションが今回は2パネル5セッション)、構造(昨年5セッションが10セッション)となっている。セラミックスがいよいよ導入期に入り今後年を追って増加する事が予想される。

又、今年プログラムではJoint Programが1パネル、6セッションと多数にわたったのも特長の一つで、“セラミックス”と“車輻・小型ターボ機械”とか“熱伝達”と“ターボ機械”等冷却技術やセラミックなど技術の進歩と共にその関連が多部門にまたがる論文が増加するという傾向の現れと考えられる。又、参考までに論文の国別数(米国、日本、その他)を付表に記入しておいた。日本からの論文はその他の分類に入っているヨーロッパ勢と比べてみてもまだまだ増加の余地を残していると思う。

展示は218社の参加で、同Civic Centerの広大なホールで開催された。日本からはガスタービンメーカー3社が参加した。今年は昨年のようにGEのMS700IFやLMI600或いはWH/三菱の50IFのような大型新機種の発表が無かったが、各社共、低NO_x燃焼器関係の展示が増え、環境対策が世界的な関心事の一つとして、その比重を増して来ている事が判る。又、各社各様のコンバインドプラントの模型の展示も参加者の目を集めていた。又、ガスタービン制御装置の、実演を含む展示が増加したのも今回の展示の特長の一つであったと思う。

各部門については、以下に詳細な報告があるので、ここでは一般的な事を述べるにとどめた。

(平成3年7月10日原稿受付)



写真 会場 (Orange County Convention Civic Center) 外観

付表

部 門	パネル数			セッション数			論 文 数					
	一般	ユーザ- 主体		一般	ユーザ- 主体		印刷 論文	口頭 発表	国別論文数			
									米国	日本	その他	
開 会	1	1										
航空エンジン (内 Joint Lecture)	5 (1) (3)	1 (0) 0	4 (1) (3)	12 (1)	4 (1)	8 (0)	50 (5)	49 (5)	1	31 (2)	3	16 (3)
セラミックス (内 Joint)				6 (3)	4 (2)	2 (1)	31 (17)	29 (16)	2 (1)	25 (11)	3 (3)	3 (3)
グローブドサイクル				1	0	1	4	4	0	3	0	1
石炭利用				4	0	4	18	18	0	15	0	3
燃焼・燃料				6	4	2	34	34	0	21	0	13
制御と診断 (内 Joint)	1 (1)	0 (0)	1 (1)	3	0	3	12	12	0	5	0	7
教 育	2	0	2									
電力事業用・コジェネ	2	0	2	5	0	5	21	21	0	11	2	8
熱伝達 (内 Joint)				10 (2)	10 (2)	0 (0)	41 (10)	41 (10)	0	21 (5)	2	18 (5)
産業用・コジェネ	2	0	2	4	0	4	15	15	0	5	2	8
法令・法規	1	0	1									
製造・材料	2	0	2	5	4	1	16	16	0	8	1	7
舶 用				4	0	4	13	13	0	8	0	5
パイプライン				3	0	3	9	9	0	3	0	6
構 造				10	9	1	45	45	0	31	1	13
ターボ機械 (内 Joint)				21 (3)	21 (3)	0 (0)	109 (15)	109 (15)	0	41 (7)	5	63 (8)
車輛・小型ターボ機械 (内 Joint)				6 (3)	3 (2)	3 (1)	34 (17)	33 (16)	1 (1)	16 (11)	11 (3)	7 (3)
合 計 (内 Joint)	15 (1)	2	13 (1)	94 (6)	55 (5)	39 (1)	420 (32)	417 (31)	3 (1)	226 (18)	27 (3)	167 (11)

Joint セッションに於ける論文は両部門に算入し、且つ () 内に Joint に相当する分を記入した。論文の合計数はその重複を避け実数で記入してある。

2. 航空用ガスタービン

石川島播磨重工業㈱ 八 島 聰

本会議では、軍服を着ていれば登録料は免除される程、軍人を優遇してきているが、今年は湾岸戦争勝利の影響か、従来にも増して米軍人の威勢がよい様に感じられた。Technology in Action (「実戦の技術」とでも訳すべきか) と銘打って開かれた Keynote Session では、米海軍の将軍が、国防総省は航空用ガスタービンを米国が優位を保つ為の最重要技術と位置付けていると述べたり、元軍人のテスト・パイロットがエドワーズ空軍基地に於ける試験飛行の歴史を紹介する中で、この戦闘機は砂漠の嵐作戦では、どの部隊に配備され活躍したとその都度コメントするなど、日本の学会では全く考えられないことであった。軍が最先端技術を引張っている米国ならではであろう。

航空エンジン委員会の企画によるセッションは共催を含めて15あったが、私は動向的な話題を取り上げたセッションを中心に出席した。軍用では推力偏向ノズル、民間用では大型旅客機用エンジンのパネル・セッションがそれぞれ目玉であった。

また、Tom Sawyer 賞受賞者の G. Neumann (元 GE, VSV の採用などで GE を航空エンジンのトップメーカに育てた。) の特別講演があった。太平洋戦争やベトナム戦争での経験談を交えながら、実戦部隊 (ユーザー) や製造現場を知らない技術者になるなという訓話を中心にした内容であった。この特別講演の後、今年亡くなった E. S. Taylor (MIT の Gas Turbine Lab. の創設者) を偲ぶ会が開かれたことも追記しておきたい。以下、筆者が興味をもったセッションの概要を述べる。

1. 推力偏向 (Thrust Vectoring)

機体メーカ 3 名、運用側 (NASA, 米空軍他) 4 名、エンジン・メーカ 2 名の合計 9 名の講演者から成る特別セッションが、丸一日かけて開催された。機体/運用側からは、戦闘機の戦術性向上

の必要性が説明され、マヌーバ状態間をつなぐ過渡状態であるアジリティの向上がこれからの戦闘機には求められ、それにはピッチだけでなくヨー方向の推力偏向が有効であるという趣旨の講演が相次いだ。エンジン側からも、従来のピッチ偏向だけの二次元ノズルは第一世代であり、ピッチ/ヨー偏向ノズルが第二世代であるとして、丸形偏向ノズルの紹介があった。X-31, F-15SMTD, AVEN などの図やビデオによる説明もあり面白かった。また戦闘機の戦術についての解説がいくつかあったが、戦闘機的能力に関する議論が学会の場で堂々となされるのは大変興味深かった。

2. 大型旅客機用エンジン

Douglas, Airbus, Boeing の機体 3 社が、エンジンの必要推力 (サイズ) の決まり方、エンジンに対する要求事項、解決すべき問題点などについて各々考え方を述べたが、3 社間で特に大きな相違がある様には思えなかった。一方、エンジン 3 社の説明は、予想された様に GE は GE90, P & W は PW4000, RR は Trent のブローシャ的説明が多かった。特徴的なこととしては、GE と P & W は、今後ファンのサイズ (バイパス比) はどんどん大きくなるという見通しを述べていたのに対して、RR はバイパス比増加は抵抗増加を招くので限りがあり、非常に軽量の SPF/DB の中空 Ti ファン動翼を適用することで、複合材翼に比べて高い翼端周速を維持でき、ファン径を大きくしないことで LP 系の回転数を高くとれることからタービンの軽量化が可能になるとして他の 2 社との相違点をアピールしていた。一方、P & W は将来的にはギャ駆動ファンによりバイパス比 15, 全体圧力比 40 の ADP (軍用に開発した新コアを使用) までを検討中とし、GE は複合材のファンが非常にうまくいっており、鳥衝撃試験も成功したことを発表していた。

(平成 3 年 7 月 3 日原稿受付)

3. 極超音速機用エンジン

米国、独国、日本の3国4名の講演者からなるセッションに於いて、GEはP&Wと共同で行っている米国の第二世代SSTの研究開発についてその概要を発表したが、ATF用エンジンの技術や、米国が総力をあげて推進中のIHPTETの技術を取り入れるなど、軍用の開発計画と共通性をもたせており、実現性の高いものであることがうかがわれた。P&Wはノイズ制御について、MBBはノズルと機体アフタボディの組合せ状態での流れのCFD解析についてそれぞれ講演。日本は航技研の坂田氏が、日本のSST/HST、宇宙往還機関係の研究開発状況について、図や写真を多用しながらわかりやすく解説された。

4. インレット・ディストーション

Aircraft Engine Operabilityと題するセッションが開かれ、インレット・ディストーション関係の発表が4件あった。その中で、SAEのS-16委員会の活動成果によるものとして、Inlet Planar Wavesと題する講演があったが、エンジン入口の圧力変動をこの様に名付けて、その発生源別、周

波数別に分類し、問題分析・評価ととるべき対策を明らかにするガイドラインを示したもので、従来のインレット・ディストーションより広い範囲を扱うことで、今後の機体/エンジンの高性能化に伴って起こるであろう問題に対応していこうというものである。また、機体/エンジンの複雑でランダムな干渉をモンテカルロ法を用いて解析し、エンジンの飛行千時間あたりのサージの確率を予測する標準的手順に関する発表もあった。

5. その他

エンジン運転試験に関するセッションでは、カナダのNRCがセル・ファクターの求め方や、湿度がエンジン性能に及ぼす影響についての興味深い発表をしていた。日本関係では、IHIの鈴木氏が同上セッションでエキスパート・システムによる不具合診断について、また同じくIHIの池山氏が信頼性/整備性に関するセッションで、F3-30エンジンのTBO延長の為にACIとAMTの活用についてそれぞれ発表した。その他、小型エンジンや性能解析、コントロールといったセッションも開催されていたことを付け加えておきたい。

3. 産業用ガスタービン

三菱重工業(株) 青木泰直

昨年、一昨年のASME国際ガスタービン大会では100MW以上の大型機の新機種開発に関するものが目立ったが、今回は中小容量機(60MW以下)の発表が主体であった。

発電用産業用ガスタービンでは100MW以上の大型機を中心として高温化が急速に進んでいるが、60MW級の新型機についても、今後大型機の技術を取り入れて高温化が進んでいくものと思われる。GT-224はSiemensの最新機であるV64.3(60MW, 5,400rpm, 50Hz/60Hz)の工場テストの結果を述べたものである。最近の新型機の開発では必ず大規模な特殊計測が行われるが、この論文では1990年に行われた工場テストの結果が示され

ている。

10MW以下のクラスでは、三菱重工がMF61(6MW)(GT-349)、ラストンがタイフーン(4MW)(GT-382)、ハリケーン(1.7MW)(GT-350)を発表。これらはいずれもタービン入口温度が1150°C級のもので、コージェネレーションへの適用を目的としたものである。MF-61、タイフーンとも圧力比に対する圧縮機段数が従来機より少ないのが特徴で、前者が圧力比16:1で段数13、後者が圧力比14:1で段数が10である。コンパクト化、低コスト化が目的と思われる。

国際ガスタービン学会が行われたオランダはウェスチングハウス社の本拠地であり、三菱/ウェスチングハウスの共同開発による501Fガスタービンに関する論文が2件発表された(GT

(平成3年7月9日原稿受付)

3. 極超音速機用エンジン

米国、独国、日本の3国4名の講演者からなるセッションに於いて、GEはP&Wと共同で行っている米国の第二世代SSTの研究開発についてその概要を発表したが、ATF用エンジンの技術や、米国が総力をあげて推進中のIHPTETの技術を取り入れるなど、軍用の開発計画と共通性をもたせており、実現性の高いものであることがうかがわれた。P&Wはノイズ制御について、MBBはノズルと機体アフトボディの組合せ状態での流れのCFD解析についてそれぞれ講演。日本は航技研の坂田氏が、日本のSST/HST、宇宙往還機関係の研究開発状況について、図や写真を多用しながらわかりやすく解説された。

4. インレット・ディストーション

Aircraft Engine Operabilityと題するセッションが開かれ、インレット・ディストーション関係の発表が4件あった。その中で、SAEのS-16委員会の活動成果によるものとして、Inlet Planar Wavesと題する講演があったが、エンジン入口の圧力変動をこの様に名付けて、その発生源別、周

波数別に分類し、問題分析・評価ととるべき対策を明らかにするガイドラインを示したもので、従来のインレット・ディストーションより広い範囲を扱うことで、今後の機体/エンジンの高性能化に伴って起こるであろう問題に対応していこうというものである。また、機体/エンジンの複雑でランダムな干渉をモンテカルロ法を用いて解析し、エンジンの飛行千時間あたりのサージの確率を予測する標準的手順に関する発表もあった。

5. その他

エンジン運転試験に関するセッションでは、カナダのNRCがセル・ファクターの求め方や、湿度がエンジン性能に及ぼす影響についての興味深い発表をしていた。日本関係では、IHIの鈴木氏が同上セッションでエキスパート・システムによる不具合診断について、また同じくIHIの池山氏が信頼性/整備性に関するセッションで、F3-30エンジンのTBO延長の為にACIとAMTの活用についてそれぞれ発表した。その他、小型エンジンや性能解析、コントロールといったセッションも開催されていたことを付け加えておきたい。

3. 産業用ガスタービン

三菱重工業(株) 青木泰直

昨年、一昨年のASME国際ガスタービン大会では100MW以上の大型機の新機種開発に関するものが目立ったが、今回は中小容量機(60MW以下)の発表が主体であった。

発電用産業用ガスタービンでは100MW以上の大型機を中心として高温化が急速に進んでいるが、60MW級の新型機についても、今後大型機の技術を取り入れて高温化が進んでいくものと思われる。GT-224はSiemensの最新機であるV64.3(60MW, 5,400rpm, 50Hz/60Hz)の工場テストの結果を述べたものである。最近の新型機の開発では必ず大規模な特殊計測が行われるが、この論文では1990年に行われた工場テストの結果が示され

ている。

10MW以下のクラスでは、三菱重工がMF61(6MW)(GT-349)、ラストンがタイフーン(4MW)(GT-382)、ハリケーン(1.7MW)(GT-350)を発表。これらはいずれもタービン入口温度が1150°C級のもので、コージェネレーションへの適用を目的としたものである。MF-61、タイフーンとも圧力比に対する圧縮機段数が従来機より少ないのが特徴で、前者が圧力比16:1で段数13、後者が圧力比14:1で段数が10である。コンパクト化、低コスト化が目的と思われる。

国際ガスタービン学会が行われたオランダはウェスチングハウス社の本拠地であり、三菱/ウェスチングハウスの共同開発による501Fガスタービンに関する論文が2件発表された(GT

(平成3年7月9日原稿受付)

-226,366)。このうち GT-366は501 Fの開発において RAM 手法 (Reliability Availability and Maintainability) によりガスタービン本体、補機及び制御などガスタービンプラント全体の信頼性向上を推進したことを述べたものである。

RAM 手法は設計の各段階で目標とする RAM ファクターに対し、設計の結果を体系的に繰り返して評価するものである。例えば設計の初期段階では、過去のガスタービンの運転実績をもとに各サブシステム毎に RAM ファクターである EUOF (Equivalent Unplanned Outage Factor), EPOF (Equivalent Planned Outage Factor) を算出し、目標に達しないものについては設計上の改善を行う。設計が完了すると、個々のコンポーネント毎に Fault Trees を作成し、Failure Modes and Effects Analysis (FMEA) を行い、問題が生じると予想される部分に対し設計改善を実施する。

GT-226は501 F ガスタービンの圧縮機設計を述べたものである。

今回、新しい企画として、20MW~60MW のコージェネ/コンバインドサイクル使用における航空転用形ガスタービンとヘヴィデューティ形ガスタービンの優劣を討論するパネルディスカッションが行われた。この趣旨は、航空転用形ではシンプルサイクルで40% (LHV) を越えるものが出現したこと、一方ヘヴィデューティ形も高温化が進みコンバインドサイクルとしての性能が急速に向上してきたことから、従来ステレオタイプな見方を捨てて、両形式の優劣を技術的に論じようというものである。パネリストとして GE, Stewart and Stevenson Service, Rolls Royce, ABB, Westing house, 三菱重工から各1名、司会者として Kellog, Independent Consultant, Brown & Root Power から各1名で、3時間にわたりパネリストの発表、会場からの質問、コメントについての討論が行なわれた。聴衆は200人を越え、関心が高いものであった。内容を幾つか紹介する。

航空転用形は高圧力比により高効率を達成して

いるが、NO_x低減の面ではこれが逆に働き、且つ、アニュラーコンバスタ及び余分なスペースのない燃焼器ケーシングは、NO_x低減のため装置の取り付けが困難なため、当面は蒸気噴射に頼らざるを得ない。一方、ヘヴィデューティ形はNO_x制御において航空転用形に対して優位に立つが、これに加え、コンバインド効率に最も大きなファクターとなっているタービン入口温度の上昇についても、圧力比が低く、冷却空気温度が低いこと、更には外部クーラーの採用などにより、航空転用形に対して可能性が大きい。要素効率では、航空転用形が優れており、Siemens の V64.3 では、協力関係にある航空エンジンメーカーがコンポーネントの設計に参画したとのことであった。両形式を論ずる上で、日米の大きな違いは、米国ではガスタービンのレンタルシステムが確立していることである。これによりヘヴィデューティ形の長所である On-site Maintenance に十分対抗できる。

このようなメーカー側の意見に対し、ユーザーからも多くの意見が出された。そのうちの一つはガスタービン本体及び性能の比較だけでなく、ガスタービンプラントの環境雰囲気に対する両形式の優劣を論ずべきであると言うものであった。

結論としてガスタービン市場は今後とも拡大すると思われるので、航空転用形/ヘヴィデューティ形ともお互いの長所をとり入れることにより、より一層の発展が期待できるというものであった。

GT-297は、東北電力と三菱重工が共同で行っている1500°C級ガスタービンの要素技術開発の概要を報告するもので低NO_x技術、冷却翼、耐熱材料について最新の技術開発が紹介された。

著者は今回で6回連続して参加したことになるが、この間の産業用ガスタービンの進歩は目を見張るものがある。現在のところ、環境問題の深刻化はガスタービンにとってプラスに働いており、世界の産業用ガスタービン市場は拡大していくものと思われる。

4. 小型ガスタービンおよびセラミックス

航空宇宙技術研究所 宮地敏雄

小型ガスタービンについては次の3セッションが開催された。

- ① 最近のセラミックターボチャージャーの開発
- ② 小型ガスタービンの要素設計
- ③ セラミックガスタービン開発プロジェクト

①はこのテーマとしては初めてのオーガナイズドセッションで6件の講演のうち4件が日本から、1件が米国、1件が英国からであった。

日特陶と日産からそれぞれ累積30万台以上の販売実績をもつ窒化珪素製タービンロータの信頼性の確保・向上、材料、低応力化設計、金属軸接合法、耐粒子衝突性改善などについての発表（印刷物無、GT-264）。トヨタから2種類の実用ロータの信頼性向上について（GT-258）、NGKから高温対応セラミックロータについて（GT-270）発表があった。GTEからはKKKおよびVWと共同で開発中のセラミックロータの進捗状況について（無）。Hatfield Politech.からの発表（GT-263）はこのセッションに不似合なベーンレスノズルのタービンスクロール内流動の2次元モデルによる解析であった。

②でも6件中3件が日本であった。セッションの標題にセラミックスの文字は無いが、ラジアルタービン用ベーンレスポリュートの設計に関するもの（英国、GT-370）以外は全てセラミックスがらみであった。すなわち、セラミックガスタービン用低NO_x燃焼器（日産、GT-369）、ヘヴィーデューティーガスタービン翼へのセラミックスの応用（東芝、GT-372）、セラミックス製回転型熱交換器（日本硝子他、GT-371）、100kWヘリカルロータエンジン（米国、無）である。ヘリカルロータエンジンというのはスクリュウ圧縮機とスクリュウタービンでブレイトンサイクルを実現する

ものである。ソ連からのセラミックス部材を用いた高温ガスタービンに関する講演（GT-362）はキャンセルされた。

③では最初に我が国に於けるセラミックガスタービンの研究開発状況について、300kW産業用だけでなく100kW自動車用も含めて筆者が講演（代理、GT-101）した。その後はATTAPに関する講演が3件、GM本社、GM、AllisonおよびGarrettから行なわれた（無、GT-367, 368）。いずれも今までに行なった研究開発の成果だけでなく、うまく行かなかったことも包み隠さず話していた。これらの講演および他のセッションでのATTAP関連の講演を聴いて、AGTプロジェクトは必ずしもうまく行かなかったが、ATTAPに仕切り直してからはAGTの経験を生かして、しっかりと歩き始めたことを感じた。

ダイムラーベンツのセラミックガスタービンに関する発表（印刷物無し）がキャンセルされたのは残念であった。

セラミックスについては次の6セッションが開催された。

- ④ セラミックコーティング
- ⑤ セラミック部材の設計解析と寿命予測
- ⑥ ガスタービン用セラミックス技術
- ⑦ 改良されたセラミックスの製造技術
- ⑧ セラミック部材の非破壊検査
- ⑨ セラミックマトリックス複合材の力学

④ではThermal Barrier Coating (TBC)の現状の展望（P & W, 無）、TBCの寿命予測（P & W他、GT-40）、熱ひずみに強いTBC（Allied-Signal, GT-39）、SiCの腐食防止用セラミックス酸化物コーティング（Solar Turbines他、GT-38）の4件の講演があった。

⑤ではセラミックス製燃焼器の信頼性解析（NASA, GT-155）、ガスタービン用セラミックス部材の耐衝撃設計（Garrett, GT-155）ガスター

（平成3年7月4日原稿受付）

ビン用セラミックスおよびセラミックマトリックス複合材部材の設計と解析 (Allison, GT-156), セラミックス製ガスタービン要素の寿命予測 (Karlsruhe TH, GT-96) の4件があった。ソ連からの高温ガスパスにセラミックスを用いたガスタービンに関する講演 (GT-152) はキャンセルされた。

⑥では発電用ガスタービンに用いるセラミックス部材の開発 (東電他, GT319), 産業用ガスタービンにおけるセラミックスの応用 (最近の DOE の研究, 無), セラミックマトリックス複合材とそのガスタービンへの応用 (Textron Lycoming, GT-338), 窒化珪素の製造法改善と評価 (Norton, GT-317) 窒化珪素の改良された製造法 (GTE Labs., GT-316) の5件があった。ソ連のセラミックス部材を用いた高温燃焼器の開発 (GT-315) はキャンセルされた。

⑦では Garrett 社における ATTAP プログラム用窒化珪素製ロータの開発 (GT-154), ATTAP エンジン用セラミックス部材の製造開発 (Norton/TRW, GT-120), 高強度炭化珪素ロータ (Carborundum, GT-191), インジェクションモールドリングによるガスタービン部材の開発 (靱性を強化した GTE 社 PY6 Si_3N_4 , GT-65), セラミックタービン翼車の製作と試験 (トヨタ, GT-142), 未来産業向基礎技術の研究開発 (ファインセラミックス技術研究組合, 無) の6件があった。

⑧では熱機関用セラミックスの非破壊検査の開発 (Oak Ridge Natl. Lab., GT-291), セラミックエンジン部材開発の道具としての非破壊検査

(Allied-Signal, GT-290), セラミックマトリックス複合材の超音波非破壊検査 (Idaho Natl. Eng. Lab., GT-286), コンピュータトモグラフィによるタービンエンジン部材の非破壊検査 (NASA 他, GT-287) の4件の講演があった。

⑨では CMC に関する基礎的な研究が主題で, CMC の破壊過程の微視的解析 (Tulane Univ., GT-95), 脆性材マトリックス複合材の亀裂の安定解析 (Case Western Univ., GT-94), セラミック繊維織物複合材の引張特性のモデリング (Univ. of Delaware, GT-105), SiC 繊維強化 Si_3N_4 の機械的性質 (Cleveland State Univ. 他, GT-209), セラミックマトリックス複合材の信頼性解析 (State Univ. of New York, GT-211), CMC 部材の構造的信頼性 (Cleveland State Univ. 他, GT-210) の6件があった。

小型ガスタービンおよびセラミックスに関する展示としては, やはり ATTAP 関連のものが目立った。AGT101 の模型等はもはや目新しくもないが, それを取囲む技術開発に関する展示として, 分担各社の製品 (この中には日本製も含まれている), NASA, Oak Ridge National Lab. 等による基礎研究結果を示したパネルがあった。これらを見ても ATTAP プロジェクトが基礎を固め, 着実に歩き始めたことが感じられた。

おわりに, 筆者が出席できなかったセッションについて日産自動車, 佐々木正史氏より資料を提供していただいたこと, 筆者が入手できなかった資料を石川島播磨重工業, 柏木武氏より提供していただいたことに感謝する次第である。

5. ターボ機械の性能と流れ

5.1 軸流関係

石川島播磨重工業(株) 児玉秀和

今年 Turbomachinery 全体のセッションの数が昨年に比べ少なくなっており、軸流関係の論文の数も減っている。昨年まで話題になっていた Radial Mixing と境界層遷移を扱った論文の数が激減しているのが原因のひとつと思われる。一方で翼先端隙間流れ及び2次流れを扱った論文は依然として多く、セッションも盛況であった。またアクティブコントロール関係には今年も多く関心が寄せられていたのが特徴的であった。

もうひとつの話題は第1回目の Scholar Award 獲得者 R. E. Mayle が「ガスタービンエンジンにおける層流-乱流遷移の役割」と題して発表を行なったことで多くの聴衆を集めていた。主流の乱れと間欠度の相関関係、主流の加減速度と遷移レイノルズ数の関係、さらに翼面上で起こる様々な遷移のモードについての見解などは永年積み重ねてきた研究の集大成と言うべきもので大変興味深かった。遷移に関しては数少ない論文発表の中にも、上流翼列の後流を非定常的に受ける翼面境界層の遷移の予測モデルを提案した注目すべき発表 (GT-282) もあった。また遷移に大きな影響を与えている乱れ度を実際の低圧タービンの段間で計測した貴重なデータも紹介されている (GT-283)。

翼先端隙間流れについては、数値解析によってその流れのメカニズムを知ろうとするのが最近の傾向である。高負荷タービン動翼について翼先端隙間の有る場合と無い場合について粘性解析を行ない流れの違いを見ようとしたもの (GT-56) や、高周速ファンの翼先端隙間を変えた粘性解析によって作動限界に対する影響を調べ、隙間流れによる渦と翼間の衝撃波との干渉が作動限界に大きく関係しているとしたもの (GT-83) などが代

表的な例である。一方、実験的な研究では、3種類のタービン翼先端形状によって隙間流れ量や圧力損失の違いを調べ、隙間流れのモデル化を提案したもの (GT-135) や、回転ベルトによってタービン動翼に対する壁の相対的な動きをシミュレートし相対速度が大きければ大きい程隙間流れ量は小さくなるという結果を示したもの (MGT-127)、さらに圧縮機動翼の翼先端隙間を変えて Radial Mixing への影響などを調べたもの (GT-89) などが注目される。

筆者が出たセッションの中で最も熱気に溢れていたのは、ケンブリッジ大学および MIT からそれぞれのアクティブコントロールの実施例について発表があったセッションであろう。MIT のアクティブコントロールはストール直前に現われる入口軸流速度成分の旋回擾乱波を入口案内翼のスタガ角を円周方向に動的に変化させることにより打ち消そうという考え方に基づいており、流量で20%のサージマージン増大を達成している (GT-88)。一方、ケンブリッジ大の研究によれば旋回擾乱波はその後起こる旋回失速とは直接的には関係のない現象であることを示し (GT-86)、円周方向12個所の入口吹き出し流れによって旋回擾乱波と旋回失速をそれぞれ別個に抑制するアクティブコントロールを行ない、流量で4~6%のサージマージン増大を達成している (GT-87)。これらはサージに結びつく旋回失速の発生メカニズムの理解にも関連し大変興味深いものである。

その他 NASA の Rotor67 について行なった粘性解析によれば (GT-69)、負圧面上の境界層が剝離した下流では顕著な上向き流れを翼面近くに生じており、このことを裏付ける翼面オイルフローの試験結果もスライドで紹介された。下流における圧力損失の評価の難しさを示唆するものと言える。

(平成3年7月12日原稿受付)

5.2 遠心関係

法政大学工学部 水木新平

Radial Turbomachinery のセッションは2つであったが、他のセッションにも遠心関係が含まれており、それらについても述べる。総論文数は20編であり、大別するとラジアルタービン3、ポンプ2、数値計算3、設計関係4、ポリユート1、サージと旋回失速関係7であった。国別ではアメリカ7、ドイツ4、イギリスおよび中国3、日本2、オーストラリア1であったが、中国はいずれも発表は無かった。

ラジアルタービン関係ではエクスデューサでの半径位置の相違による出口流れ角の変化の簡易見積り法が提案された(GT-10)。また、空力研究用の高速機の設計にその研究用の適切なスケールパラメータを選んだ低速機で対応出来ることが示された(GT-220)。また、ノズル無しポリユートケーシングの流れの2次元解析が報告された(GT-263)。

ポンプでは、混流で部分負荷の旋回失速開始の条件下で、シュラウド付きと無しの場合のウェークの生成が測定され、Dawesの3次元コードを用いた解析と対比され、安定性の増加を得る改良がなされた(GT-84)。さらに、遠心ポンプで羽根車を偏心させた場合とさせない場合の乱れが2方向LDVで測定され、内部のはくりの相違が報告された(GT-70)。

数値計算ではNASAで小型ガスタービンの研究用に製作された静止系と回転系での流れの測定が可能な大型低速遠心圧縮機の予備実験結果が3次元NS解析結果と対比された(GT-140)。また、2方程式モデルを用いて、境界適合座標系による計算時間を短縮する方法が示された(GT-171)。羽根車からのジェットとウェークがチャン

ネルディフューザに放出される干渉問題も3次元NSコードで解析された(GT-273)。

設計関係では羽根無しディフューザの損失を無次元幅と流れ角で見積る計算法(GT-323)、エキスパートシステムで設計開始時に最小の入力データで圧縮機のおおまかな仕様を決めるプログラム(GT-28)、 W_u によるS1, S2面の逆と直接問題を組合わせて羽根車形状を設計する方法(GT-76)、航空用単段遠心圧縮機の段熱効率を比速度とマッハ数などで予測した例(GT-77)が報告された。

ポリユートについて流量を3種類変化させて旋回する矩形断面内の流れが測定された(GT-7)。

旋回失速については羽根無しディフューザ内での測定を気象学的な渦の観点から説明しようとする研究(GT-99)、LDVによる混流羽根車内の測定結果を設計点と対比した報告(GT-310)、旋回失速セル数の変化から後方わん曲羽根車と羽根付きディフューザ間での共振を示した報告(GT-102, 103)がなされた。また、旋回失速からサージに到る圧縮機系全体での流れの変動を測定し、その結果に集中定数モデルを適用して対比し、部分的には軸流に類似した結果が得られた(GT-85)。羽根無しディフューザにおける有限の騒乱のモデルを仮定して、非線形振動方程式を解き、圧縮機との共鳴時にサージが発生するとの仮説も報告された(GT-82)。

サージングではターボチャージャの下流のチャンバーの容積を2種類選び、Bパラメータを変化させてその開始の原因を非線形シミュレーションで究明する試みがなされた(GT-31)。

(平成3年7月9日原稿受付)

5.3 非定常流れと数値流体力学

九州大学工学部 古川 雅人

1. 非定常流れ

Structures and Dynamics Committee の主催により Unsteady Aerodynamics 及び Flutter and Forced Response セッションが開かれ、16編の論文発表があった。

前者のセッションでは、オイラー計算と積分形の境界層計算を組合わせた振動翼まわりの準三次元非定常流れ解析法を提案し遷音速翼列フラッタの計算例を示したもの (GT-125, 126)、ダクト付き及びダクトなしのプロップファンにおいて迎え角のある場合に生じる流れの非定常性を三次元オイラー計算により解析したもの (GT-190)、翼列フラッタ解析用の NS 計算コード (GT-203)、ダクト付きプロップファン (GT-131) 及びスイープ角を有する遷音速動翼列 (GT-178) に対する非定常揚力面理論、TVD スキームを用いた振動する翼列まわりの遷音速流れのオイラー解析 (GT-198) が発表された。

後者のセッションでは、入口案内羽根後流に対する動翼の空力応答 (GT-129)、空力負荷が翼列フラッタに及ぼす影響 (GT-130)、入口不均一流れに対する翼列の空力応答 (GT-174)、圧縮機翼列の振り安定性 (GT-180)、直線翼列内の失速フラッタ (GT-5)、振動翼まわりの非定常流れの測定 (GT-181)、振動する直線翼列における風洞壁効果 (GT-133)、ダクトなしプロップファンのフラッタを光学的に測定したもの (GT-19)、軸流タービン翼列における後流と主流の伝播 (GT-373) が発表された。

2. 数値流体力学

Turbomachinery Committee 主催による Cascade CFD 及び Three-Dimensional Turbomachinery CFD セッション、さらに軸流関係のセッションにおいて数値流体力学に関する論文発表が24編あった。

NS 解析に関しては、四面体セルからなる非構

造格子を用いた解適合スキーム (GT-124)、圧力補正法に基づいた陰的緩和法を用いて遷音速軸流圧縮機動翼 NASA Rotor67 内の翼端間隙を考慮した三次元遷音速流れを解き衝撃波の三次元構造、衝撃波と境界層の干渉、剥離、後流の発達及びスパン方向 mixing などを詳細に解析したもの (GT-69)、陰的時間進行スキームによる遷音速軸流圧縮機動翼内の翼端間隙なしの三次元流れ解析 (GT-205)、陽的時間進行スキームにより軸流圧縮機動翼の三次元亜音速流れ場における壁面境界層、後流及びスパン方向 mixing などを解析したもの (GT-146)、人工圧縮性法を用いた陰的時間進行スキームにより二次元減速翼列内の非圧縮性流れ (GT-225) 及び軸流圧縮機動翼内の三次元非圧縮性流れ (GT-222) を解析したもの、周方向の質量流量平均操作を施す mixing plane を導入した定常 NS コードによる多段翼列解析スキームを用いてフロントファン、バイパス OGV 及びコア静翼の相互干渉を含んだ三次元流れを解析したもの (GT-148)、average-passage flow model を用いた高速軸流多段圧縮機用流れ解析コードをマルチプロセッサ形スーパーコンピュータで開発したもの (GT-272)、陽的時間進行スキームによる二次元遷音速翼列流れ解析 (GT-313) などが発表された。

非定常 NS 解析に関しては、翼列における非定常流れを解析する場合の境界条件を示したもの (GT-271)、近似因子化を施さない緩和形陰的 TVD スキームにニュートン反復を導入し遷音速翼列の非定常流れを解析したもの (GT-223)、ワークステーションを使って多段軸流圧縮機内の二次元非定常流れ解析を行ったもの (GT-336) があった。

その他に、オイラーコード (GT-18) 及びポテンシャルコードを用いた (GT-80) 亜音速及び遷音速翼列の逆問題解法、超音速圧縮翼列に適用できる準三次元特性曲線法 (GT-81) などがあった。

(平成3年7月17日原稿受付)

6. 伝熱関係

三菱重工業(株) 武石 賢一郎

伝熱関係では、41編の論文が取り上げられた。全論文数411編の1/10である。筆者なりに、これらを7分野に分類し、動向を概説する。

1. 内部流 (静止場)

円形流路にタービュレータを付けた場合の静止及び回転状態の熱伝達率 (以下 α と記す) の数値解析 (GT-8)、サーペンタイン流路の180°曲り部の α の数値解析と液晶を用いた計測値との比較 (GT-2)、矩形ダクトにタービュレータを付けた場合の、管摩擦抵抗係数の測定 (GT-9)、またタービュレータの形状をパラメータ (リブに垂直, 斜め, V型等) とした場合の α の測定 (GT-3) 等が報告された。タービュレータ後ろの剝離流や180°曲り部等の複雑な内部の流動・伝熱の解明に CFD を応用する試みが最近増加しつつある。

2. 内部流 (回転場)

回転する滑らかな円管内部の α 計測結果 (GT-17)、Wリターン流路面の α に及ぼす回転の効果では、タービュレータ付流路は影響をより受け易い事が報告された (GT-265)。回転の冷却流路面 α に与える影響を明らかにする為には、より詳細な内部流れの観察及び α 分布の計測と並行して、CFD による現象の理解が必要であろう。

3. 外部伝熱 (基礎)

大型タービンモデル翼を用いた翼列試験で、液晶を用いた α 計測値と 2-D の解析値の比較 (GT-157)、表面荒さがステップ変化する乱流平板表面上の境界層の詳細な測定結果 (GT-266)、低速大型回転動翼翼列試験装置を用いて、回転時における動翼面上の α 分布を液晶を用いた測定結果 (GT-354)、特定の音場を主流に付加する事による乱流遷移への影響 (GT-355) 等が報告された。液晶の色変化により温度を計測する方法で、温度波長を色度マップ上でとらえ、従来より、より精

度を高く α 分布を計測する実験手法が報告された (GT-122)。従来、液晶は温度場の可視化、あるいは特定の色に着眼した非定常法の測温センサとして用いられて来たが、より精度の高い温度センサとして α 分布を計測する手段に利用する努力が続けられている。

4. 外部伝熱 (3-D, Rotating, Unsteady)

大型動翼模型を用いた 2-D 低速翼列試験で、3次元流れの α に与える影響の詳細が調べられた (GT-35)。動翼の翼間流路を模擬した流路における、端壁面と翼面によって生じる 3次元流れ場の詳細な計測結果が報告された (GT-45)。ノズルウェークが、動翼を通過する時の、翼面上の時間依存 α 分布に関して、実測値と CFD 解析の比較がなされた (GT-267)。ILPC (Isentropic Light Piston Cascade) を用いた動翼の非定常 α の測定と CFD 解析との比較が報告された (GT-268)。3次元流れの翼面および端壁面 α への影響は、 α 分布と流れ場の測定および CFD 解析により詳細構造が明らかになりつつある。一方動翼面上の非定常 α に関しては、衝撃風洞での実験データを基に、CFD 解析で予測する技術の構築が急ピッチに進められている。

5. フィルム冷却

ILPC を用いて、端壁面上の等マッハ線上から、1列穴のフィルム空気の吹き出しをした場合のフィルム効率及び α 分布が調べられた (GT-252) (GT-253)。回転する動翼面上のフィルム冷却率が、空気タービンを用いて、炭酸ガスをトレーサとする濃度測定により計測され、2-D 静止翼列の同計測値と比較された (GT-279)。平板面上のフィルム冷却効率を液晶で計測する手法 (GT-345)、小孔のフィルム冷却で冷却孔の長さの効率への影響 (GT-344)、翼前縁を円柱で模擬した前縁フィルム冷却の実験で、主流乱れのフィルム冷却効率及び膜の形成への影響が、実験的に調べら

(平成3年7月16日原稿受付)

れた(GT-254)。また3-Dのフィルム孔から吹き出しを解析する手法を拡張し、主流孔とフィルム空気の密度比を考慮した解析結果が報告された(GT-255)。主流に対し90°の角度で吹き出した場合の、吹き出し孔近傍の α 分布を測定した基礎的な実験結果が報告された(GT-356)。非定常流あるいは、3次元流れ場に吹き出されたフィルム冷却効率が、実験的に評価されつつある。フィルム冷却は、非常に複雑な現象故、今後も要素的に取扱う手法と、実機への応用を考えた実験手法が並行して進められるであろう。

6. シール及びディスク

ロータとステータ間の半径すきまの α への影響が、ナフタレン昇化法によって調べられた(GT-347)。同じ系からなるディスクキャビティの流れ場の測定(GT-137, 275)、また半径すきまをパラメータに動翼前後における最小パージ空気量が、リムシールの性能として報告された(GT-32)。種々形状のリムシールにつき、シール性能が調べられた(GT-33)。一方、圧縮機ディスクにおける半径方向内向き冷却流れがある場合のディスク面の α の測定が報告された(GT-53)。LPTタービン軸内の冷却空気の流動状態が、CFDで解析され

た(GT-165)。ラビリンスシールよりシール性能が良いとされるブラシシールの流量特性の測定結果(GT-281)、及びブラシシールの解析モデルが報告された(GT-325)。

ガスタービンの効率向上にとって、シール空気の低減が重要課題である。このような背景で、キャビティのパージ最少空気量あるいは、ディスク面の流動・伝熱の研究は今後にも精力的に実施されるものと考えられる。

7. 燃焼器

第1段静翼の実験またはCFD解析の条件を得る目的で、燃焼器出口ガスの乱れスペクトルの計測が実施された(GT-351)。燃焼器壁の冷却に関し、衝突噴流面に突起を付け、横風を防止し α を増加させる実験結果が報告された(GT-353)。また小型燃焼器における壁温度の計測と予測の問題が、調べられた(GT-352)。その他、ターボラムエンジンにおける燃焼器壁をLH₂で冷却した場合の性能が報告された(GT-352)。

燃焼器壁の冷却は、従来Combustion & Fuelに属していた。今後は、放射の問題を含めて伝熱の分野で議論されると考える。

7. 燃焼および燃料関係

石川播磨重工業(株) 藤 秀 実

1. 全 般

Combustion & Fuels Committeeによって6セッションが行われ、論文数は34編であった。発表国別の論文数は米国が22、カナダ4、イギリス、ドイツ、中国2、他2であった。発表機関別にみると、大学22編で大半、企業9編、国立機関3編であった。

発表内容を大別すると、(1)燃料噴霧・微粒化関連7編、(2)低NO_x化関連、火炎安定化関連、数値解析が各々6編、(3)燃料関連4編、(4)燃焼器開発関連3編、その他2編となっている。以下に主な

論文の概要を述べる。

2. 燃料噴霧・微粒化関連

現在の燃料噴射弁の主流である気流微粒化式噴射弁の微粒化、燃料分布を実験的に調べているものがここ数年来続いて発表されている(GT-305, 106, 207)。またそれを解析コード化したものとしてGT-107がある。GT-43では圧力噴射弁とスワローを組込んだカン型燃焼器で燃料粒径と火炎形状の関連を調べている。ジェットエンジン燃焼器の傾向として高温化が挙げられるが、これに関連し、燃料噴射弁中での燃料のコーキングが問題となるが、これに対応して噴射弁をセラミックで作ることや、エアギャップをもつ構造の試作を行

(平成3年7月10日原稿受付)

れた(GT-254)。また3-Dのフィルム孔から吹き出しを解析する手法を拡張し、主流孔とフィルム空気の密度比を考慮した解析結果が報告された(GT-255)。主流に対し90°の角度で吹き出した場合の、吹き出し孔近傍の α 分布を測定した基礎的な実験結果が報告された(GT-356)。非定常流あるいは、3次元流れ場に吹き出されたフィルム冷却効率が、実験的に評価されつつある。フィルム冷却は、非常に複雑な現象故、今後も要素的に取扱う手法と、実機への応用を考えた実験手法が並行して進められるであろう。

6. シール及びディスク

ロータとステータ間の半径すきまの α への影響が、ナフタレン昇化法によって調べられた(GT-347)。同じ系からなるディスクキャビティの流れ場の測定(GT-137, 275)、また半径すきまをパラメータに動翼前後における最小パージ空気量が、リムシールの性能として報告された(GT-32)。種々形状のリムシールにつき、シール性能が調べられた(GT-33)。一方、圧縮機ディスクにおける半径方向内向き冷却流れがある場合のディスク面の α の測定が報告された(GT-53)。LPTタービン軸内の冷却空気の流動状態が、CFDで解析され

た(GT-165)。ラビリンスシールよりシール性能が良いとされるブラシシールの流量特性の測定結果(GT-281)、及びブラシシールの解析モデルが報告された(GT-325)。

ガスタービンの効率向上にとって、シール空気の低減が重要課題である。このような背景で、キャビティのパージ最少空気量あるいは、ディスク面の流動・伝熱の研究は今後にも精力的に実施されるものと考えられる。

7. 燃焼器

第1段静翼の実験またはCFD解析の条件を得る目的で、燃焼器出口ガスの乱れスペクトルの計測が実施された(GT-351)。燃焼器壁の冷却に関し、衝突噴流面に突起を付け、横風を防止し α を増加させる実験結果が報告された(GT-353)。また小型燃焼器における壁温度の計測と予測の問題が、調べられた(GT-352)。その他、ターボラムエンジンにおける燃焼器壁をLH₂で冷却した場合の性能が報告された(GT-352)。

燃焼器壁の冷却は、従来Combustion & Fuelに属していた。今後は、放射の問題を含めて伝熱の分野で議論されると考える。

7. 燃焼および燃料関係

石川播磨重工業(株) 藤 秀 実

1. 全 般

Combustion & Fuels Committeeによって6セッションが行われ、論文数は34編であった。発表国別の論文数は米国が22、カナダ4、イギリス、ドイツ、中国2、他2であった。発表機関別にみると、大学22編で大半、企業9編、国立機関3編であった。

発表内容を大別すると、(1)燃料噴霧・微粒化関連7編、(2)低NO_x化関連、火炎安定化関連、数値解析が各々6編、(3)燃料関連4編、(4)燃焼器開発関連3編、その他2編となっている。以下に主な

論文の概要を述べる。

2. 燃料噴霧・微粒化関連

現在の燃料噴射弁の主流である気流微粒化式噴射弁の微粒化、燃料分布を実験的に調べているものがここ数年来続いて発表されている(GT-305, 106, 207)。またそれを解析コード化したものとしてGT-107がある。GT-43では圧力噴射弁とスワローを組込んだカン型燃焼器で燃料粒径と火炎形状の関連を調べている。ジェットエンジン燃焼器の傾向として高温化が挙げられるが、これに関連し、燃料噴射弁中での燃料のコーキングが問題となるが、これに対応して噴射弁をセラミックで作ることや、エアギャップをもつ構造の試作を行

(平成3年7月10日原稿受付)

ない、排ガス特性や燃料器出口温度への影響を調べている (GT-36)。この他燃料の着火についての解析例 (GT-108) がある。

3. 低 NO_x 化

HSCT (High Speed Civil Transport) 輸送機からの NO_x 低減化のため燃焼器として Rich burn/Quick quench/Lean burn (RQL) 燃焼方式を考えており、NO_x を解析的に求めている (GT-217)。また GT-257 では Jet-Stirred Reactor を用いて Lean Premix 燃焼での低 NO_x 化について研究している。更に GT-113 では次世代流動床燃焼器の低 NO_x 化のための MASB (Multi Annular Swirler Burner) 方式について研究している。またユニークな研究としてラジアルスワローの通路内から燃料を噴射し、低 NO_x 化を測っているもの (GT-363) がある。GT-306 では産業用ガスタービン燃焼器の NO_x 値予測モニタリングシステムについて述べている。

4. 火炎安定化

アフタバーナ等に用いる V ガッタ保炎方式で吹き消え性能に及ぼす Vitiated Air の影響を実験的に調べ、実験式を導いている (GT-234)。V ガッタ下流のフローパターン、圧力計測等を行っている GT-218 と同じ供試体で CARS を用いて温度変動計測を行っている GT-302 がある。また主燃焼器の吹き消えに関し、基礎的な研究を行っているものとして GT-37, 359 がある。更に GT-360 ではアクリル燃焼器を用いて一次燃焼領域のドーム部形状、スワロー形状が燃料—空気の混合度に与える影響について調べている。

5. 数値解析

燃焼器内の燃料噴射弁近傍の過濃領域の化学反応量、温度分布予測のため、従来のアレニウス型化学反応率や渦崩壊モデルと比較して化学平衡モデルと層流フレイムレットモデル法を用いている (GT-364)。また燃料液滴空気の 2 相流の数値解析 (GT-112) や、乱流中の液滴の数値解析例 (GT-111) がある。一方デیفューザ部の解析例とし

て GT-62 がある。更に低発熱量ガスを用いた燃焼器内の化学反応解析にいくつかの市販プログラム (PHOENICS, PGGC, FLUENT, INTERN) を適用して、プログラムの比較を行なっている例 (GT-110) や同じような試み (GT-361) がある。

6. 燃料関連

ガスタービンのコールドスタート時の燃料の蒸発、粒径、吹消え限界等について燃料の性状との関連を調べ (GT-109)、燃料の熱安定性への温度の影響を調べ (GT-97)、また炭化水素液体燃料のトランスファーナンバについて調べたもの (GT-98) などがある。

7. 燃焼器開発他

燃焼器の高温化に対処するためセラミック燃焼器が考えられるが、GT-63 では熱応力を抑えるためのセグメント化とアニュラス部への対流熱伝達効果を高めるためのフィン構造を採用している。GT-304 ではパルス燃焼方式で空気取入口を複数個にした結果について述べている。この他、GT-177 では燃焼器からのスス量をオンタイムで光学的に測定する方法について、GT-235 ではパルスフリー空気ジェットのエントレインメント係数の測定結果について、また GT-307 ではアフタバーナ等の保炎やミキサーとして用いられるロブミキサーの乱流構造を実験的に調べた結果について述べている。

8. あとがき

1991 ASME Turbo EXPO での燃焼および燃料関係の発表論文を簡単に紹介した。ここ数年来大きな傾向の変化はないが、噴射弁に関する基礎的研究が相変わらず着実に進められ産業用ガスタービンの低 NO_x 化は勿論のこと、航空用でも特に成層圏を飛行する SST/HST が研究対象になり、このため低 NO_x 化の研究がまた盛んになりつつある。また燃焼器の高温化に対処するため、セラミック燃焼器の設計法やその特性についての研究が盛んになりつつある。

8. 制御と診断

(株)日立製作所 岩見谷 建 志

今回の Control and Diagnostics Committee の主催で開催されたセッション数は3に加え、Aircraft Engine Committeeとの共催によるガスタービンエンジンのモニタリングに関するパネルセッション1が開かれた。発表された論文数は12編で他の Committee における関連論文を加えると22編となり、内容から大別すると次のようになる。

- (1) 制御関係…………… 3 (10)編
- (2) モニタリング関係…………… 4 (7)編
- (3) エキスパートシステム関係…………… 3 (3)編
- (4) センサ関係…………… 2 (2)編

()内は他の Committee による論文を含めた件数である。発表国としては、やはり米国が多く、約半数を占めた。日本からの発表は残念ながらなかった。以下に概要を報告するが、上記のうち他の Committee 主催のセッションにおける論文は航空関係及び船舶関係であり、他の報告との重複を避けるため、特に筆者が興味を持った論文に限って一部言及することにとどめたい。

1. 制 御

GT-299は種々デジタル制御が発展しているなかで、制御と監視の機能を産業用 PLC と VDU システムを組み合わせて実現している。展示会場においても10社余りが制御装置自体の展示を行っていたが、対比においても大きな新規性はないと思われた。但し、ハード的に部品点数を少なくし、配線本数を減らす一方、マン・マシンインターフェイス面では単純かつ効率のよいシステムを構築することを目指し、全体設備の中でバランスのとれた制御装置を実現している。GT-296はMGRガスタービンの運転制御の自動化について保護系を含めて報告している。

GT-295は戦車駆動用ガスタービンのデジタルコントローラに関するもので、これまでのアナ

(平成3年7月23日原稿受付)

ログ式に代わるものとして紹介している。従来のセンサ類は変更せず、アナログコントローラと互換性を有し、かつ故障診断機能を加えるとともに、アイドル時の燃料消費を抑える等エンジン性能の向上にも寄与していることを報告している。

2. モニタリング

GT-294とGT-201は故障診断に関する一連の研究の中からの報告であり、前者はガスタービンの状態把握及び故障診断のための計測点とパラメータの最適法について論じ、後者は具体的にガスタービンの圧縮機翼の診断について報告している。その他、振動を中心とした故障診断システムの開発とその適用についてはGT-300にて、ガスタービンの開発時のトルクメータについてはGT-189にて報告されている。

3. エキスパートシステム

GT-259は上述のGT-294及びGT-201にて報告された研究と同一グループによるもので、ガスタービンの圧縮機翼のスペクトルパターンによる故障診断について報告している。エキスパートシステムを導入し、異常及びその部位の発見が自動的に出来るようにしていることを特徴としている。

GT-298は振動計測の専門メーカの報告で、エキスパートシステムを用い、回転機のオンライン振動診断について述べている。振動診断の分野におけるエキスパートシステムの適用に関しての考察についても述べており、興味深い報告である。

4. センサ他

GT-182はガスタービンの排気ガス温度の計測用として、メタルシース形のサーモカップルを538°C及び875°Cにて5000時間にわたる試験を実施した結果において報告している。各々のタイプのサーモカップル特性の経時データを提示しており、5000時間経過後538°C、875°Cともタイプルが計測温度変化が最も小さい結果となっている。

GT-64はガスタービンの燃料制御弁に関するもので、広範囲の速度/負荷制御において高精度化を目指して開発したものである。ガスタービンの制御システムにおいて燃料制御弁は極めて重要

な位置付にある。制御装置自体はデジタル化等々改善、改良が加えられているが全体の制御系を構成する一部として、この分野の研究開発も更に、活発に推進されるべきと考える。

9. 材料, 構造および製造技術

石川島播磨重工業(株) 池山正隆

1. 材料及び製造技術

Manufacturing Materials and Metallurgy Committeeとしては、以下の7つのセッションを主催していた。

- (1) オーバーホール, 修理に対する工程及び材料
- (2) ガスタービン材料及びコーティング I
- (3) ガスタービン材料及びコーティング II
- (4) 機械特性
- (5) 先進 ODS 材料
- (6) タービン翼の修理
- (7) ガスタービン使用時に遭遇する材料問題

これらの内(6)及び(7)はパネル討議であった。

尚、上記のセッション以外にも Aircraft Engine Committee 主催で Unique Manufacturing Processes というセッションが開かれていたので、本項ではこれも含めて述べることにする。

発表された論文は、製造技術関係では、修理技術に関するもの9編(口頭発表5件を含む)、加工技術に関するもの5編、CAMに関するもの1編であった。また、材料関係では、ニッケル合金に関するもの4編、新金属材料(ODS, 金属間化合物)に関するもの4編、コーティングに関するもの2編、その他2編であった。

以下、発表論文の概略を記すが、セッションの重複のため全ての発表を聞くことができず、筆者の興味によって内容に偏りがあることをご容赦いただきたい。

加工技術としては、Upset 溶接過程での過渡的変形や接合面の面圧変化を有限要素法を用いて解

析し、欠陥の発生し易い位置を特定したものの(GT-230)、チタン・アルミのフラッシュ・バット溶接の最適条件をマイクロ組織観察によって求めた報告(GT-231)、ウォーター・ジェットに研磨剤を混合してサーマル・バリアー・コーティング付のタービンブレードに浅い角度で精密な冷却空気孔を開ける技術の紹介(GT-232)、チタン合金を流体研磨加工する際、残留応力やマイクロ組織の観点から最適な潤滑剤、砥粒径、円盤回転速度を求めた報告(GT-321)、可変出力二酸化炭素工業用レーザーにより溶接、表面硬化処理、穴明けを行う方法の紹介(GT-233)があった。

修理技術関係では、上記のようにタービンブレードの修理に関するパネル討議が1つ開催されると共に、このセッション以外にも論文が2編(GT-159, 208)発表され、各社ともタービンブレードの修理による延命に努力しているようであった。

新材料関係の発表として、1350°Cまで使用可能なODSの紹介(GT-404, 405, 411)及び金属間化合物の耐高温腐食性をバーナ・リグ試験によって従来のニッケル合金やコバルト合金と比較した研究(GT-21)があり、各社ともかなり詳細な材料データを発表していた。

2. 構造

Structures and Dynamics Committee 主催の構造関係のセッションは、

- (1) ロータの動力学
- (2) フラッタと強制応答 I
- (3) フラッタと強制応答 II
- (4) 振動のアクティブ, パッシブ制御 I
- (5) 振動のアクティブ, パッシブ制御 II

(平成3年7月3日原稿受付)

GT-64はガスタービンの燃料制御弁に関するもので、広範囲の速度/負荷制御において高精度化を目指して開発したものである。ガスタービンの制御システムにおいて燃料制御弁は極めて重要

な位置付にある。制御装置自体はデジタル化等々改善、改良が加えられているが全体の制御系を構成する一部として、この分野の研究開発も更に、活発に推進されるべきと考える。

9. 材料, 構造および製造技術

石川島播磨重工業(株) 池山正隆

1. 材料及び製造技術

Manufacturing Materials and Metallurgy Committeeとしては、以下の7つのセッションを主催していた。

- (1) オーバーホール, 修理に対する工程及び材料
- (2) ガスタービン材料及びコーティング I
- (3) ガスタービン材料及びコーティング II
- (4) 機械特性
- (5) 先進 ODS 材料
- (6) タービン翼の修理
- (7) ガスタービン使用時に遭遇する材料問題

これらの内(6)及び(7)はパネル討議であった。

尚、上記のセッション以外にも Aircraft Engine Committee 主催で Unique Manufacturing Processes というセッションが開かれていたので、本項ではこれも含めて述べることにする。

発表された論文は、製造技術関係では、修理技術に関するもの9編(口頭発表5件を含む)、加工技術に関するもの5編、CAMに関するもの1編であった。また、材料関係では、ニッケル合金に関するもの4編、新金属材料(ODS, 金属間化合物)に関するもの4編、コーティングに関するもの2編、その他2編であった。

以下、発表論文の概略を記すが、セッションの重複のため全ての発表を聞くことができず、筆者の興味によって内容に偏りがあることをご容赦いただきたい。

加工技術としては、Upset 溶接過程での過渡的変形や接合面の面圧変化を有限要素法を用いて解

析し、欠陥の発生し易い位置を特定したものの(GT-230)、チタン・アルミのフラッシュ・バット溶接の最適条件をマイクロ組織観察によって求めた報告(GT-231)、ウォーター・ジェットに研磨剤を混合してサーマル・バリアー・コーティング付のタービンブレードに浅い角度で精密な冷却空気孔を開ける技術の紹介(GT-232)、チタン合金を流体研磨加工する際、残留応力やマイクロ組織の観点から最適な潤滑剤、砥粒径、円盤回転速度を求めた報告(GT-321)、可変出力二酸化炭素工業用レーザーにより溶接、表面硬化処理、穴明けを行う方法の紹介(GT-233)があった。

修理技術関係では、上記のようにタービンブレードの修理に関するパネル討議が1つ開催されると共に、このセッション以外にも論文が2編(GT-159, 208)発表され、各社ともタービンブレードの修理による延命に努力しているようであった。

新材料関係の発表として、1350°Cまで使用可能なODSの紹介(GT-404, 405, 411)及び金属間化合物の耐高温腐食性をバーナ・リグ試験によって従来のニッケル合金やコバルト合金と比較した研究(GT-21)があり、各社ともかなり詳細な材料データを発表していた。

2. 構造

Structures and Dynamics Committee 主催の構造関係のセッションは、

- (1) ロータの動力学
- (2) フラッタと強制応答 I
- (3) フラッタと強制応答 II
- (4) 振動のアクティブ, パッシブ制御 I
- (5) 振動のアクティブ, パッシブ制御 II

(平成3年7月3日原稿受付)

- (6) 要素とシステムの振動
- (7) 耐熱複合材及び金属構造材
- (8) 疲労破壊と寿命解析

であった。

論文を分類すると、翼振動及びフラッタに関するもの12編、ロータ制振に関するもの10編、ベアリング・ロータ系の振動解析に関するもの5編、その他14編となる。

昨年と同様に、翼及びロータ系の振動問題が大半を占め、構造強度に関する発表は8件であった。

ロータ系振動に関するものとしては、ディスクの弾性 (GT-75)、流体潤滑ベアリングの流体力 (GT-118)、スプラインの摩擦 (GT-251)、ガスシール表面粗さ及び洩れ (GT-320)、エンジン全体の剛性 (GT-193) が危険速度、振動モード等に与える影響を実験的、解析的に研究したものがあつた。

ロータ系の制振に関しては、ダンパー関連ではオイル・フィルム (GT-149, 247)、多層スキューズ・フィルム (GT-242)、ポーラス・ダンパー (GT-243, 244)、高温用粉体潤滑ダンパー (GT-248)、気体ダンパー (GT-249)、アクティブ及びパッシブな制御が可能なハイブリッド・スキューズ・フィルム (GT-250) の、実験的研究成果が

発表されていた。また、アクティブ・ダンパーに関しては電気式アクチュエータを用いたもの (GT-245) 及び hidro・アクチュエータを用いたもの (GT-246) が紹介されていた。

翼振動及びフラッタに関するものとしては、ウェーク、ポテンシャル流れの影響 (GT-129, 174, 373)、定常空力荷重の影響 (GT-130)、圧縮機翼列のねじれ安定性 (GT-180)、ストールフラッタ (GT-5)、振動翼上の非定常流 (GT-181)、翼振動計測 (GT-19, 71, 133)、プレーディド・ディスク及びインペラーの振動解析 (GT-50, 51) の発表があつた。

構造解析関連では、コーティングを施した部材に関し、熱応力を考慮して寿命推定するための、基礎設計用パソコンレベルの FEM プログラムの紹介 (GT-141) や、内部冷却構造を有する積層複合材の応力・歪解析のプログラムの紹介 (GT-116) があり、新材料の開発と同時に、製品化にあたり設計段階で必要となるプログラムが開発されていることに感心した。

その他としては、回転円筒の面内振動の解析的研究 (GT-72) 及び低い確率で発生する疲労破壊の予測方法 (GT-151) 等の発表があつた。

10. 展 示

(株)荏原総合研究所 後 藤 彰

発表会場となった Orange County Convention/Civic Center 内の大ホールにおいて、6月3日から4日間にわたり世界の主要ガスタービンメーカーと関連会社の展示が行われた。陽気なコンパニオン嬢の歓迎を受けて展示場に入ると、中央通路の両側に GE 社、WH 社、RR 社、UT/P & W 社などの主要メーカーが軒を並べていた。参加社総数は220社を越え、日本からは三菱重工、日立製作所、IHI の3社がブース展示を行っており、各々4ブースから8ブースの面積を占め熱のこ

(平成3年7月12日原稿受付)

もった宣伝ぶりであつた。ホールのコーナーには BACHMANN 社の高さ 8 m はあろうかというコージェネプラント用の1翼ダイバータが展示されており、頂上からは広さ 9000 m² の展示会場に大小さまざまなブースが所せましとオープンしている全景が見渡せた (写真1)。写真2は最も印象的な展示を行ったブースに送られる展示賞の授与式の一コマで、今年度1位は昨年引き続き回転するロータを模擬したイルミネーションをブースの上に吊るしひととき目立った展示を行った GE 社、第2位は出力約 26 MW の実物のガスタービンを持ち込み展示した UT/P & W であつた。

- (6) 要素とシステムの振動
- (7) 耐熱複合材及び金属構造材
- (8) 疲労破壊と寿命解析

であった。

論文を分類すると、翼振動及びフラッタに関するもの12編、ロータ制振に関するもの10編、ベアリング・ロータ系の振動解析に関するもの5編、その他14編となる。

昨年と同様に、翼及びロータ系の振動問題が大半を占め、構造強度に関する発表は8件であった。

ロータ系振動に関するものとしては、ディスクの弾性 (GT-75)、流体潤滑ベアリングの流体力 (GT-118)、スプラインの摩擦 (GT-251)、ガスシール表面粗さ及び洩れ (GT-320)、エンジン全体の剛性 (GT-193) が危険速度、振動モード等に与える影響を実験的、解析的に研究したものがあつた。

ロータ系の制振に関しては、ダンパー関連ではオイル・フィルム (GT-149, 247)、多層スキューズ・フィルム (GT-242)、ポーラス・ダンパー (GT-243, 244)、高温用粉体潤滑ダンパー (GT-248)、気体ダンパー (GT-249)、アクティブ及びパッシブな制御が可能なハイブリッド・スキューズ・フィルム (GT-250) の、実験的研究成果が

発表されていた。また、アクティブ・ダンパーに関しては電気式アクチュエータを用いたもの (GT-245) 及び hidro・アクチュエータを用いたもの (GT-246) が紹介されていた。

翼振動及びフラッタに関するものとしては、ウェーク、ポテンシャル流れの影響 (GT-129, 174, 373)、定常空力荷重の影響 (GT-130)、圧縮機翼列のねじれ安定性 (GT-180)、ストールフラッタ (GT-5)、振動翼上の非定常流 (GT-181)、翼振動計測 (GT-19, 71, 133)、プレーディド・ディスク及びインペラーの振動解析 (GT-50, 51) の発表があつた。

構造解析関連では、コーティングを施した部材に関し、熱応力を考慮して寿命推定するための、基礎設計用パソコンレベルの FEM プログラムの紹介 (GT-141) や、内部冷却構造を有する積層複合材の応力・歪解析のプログラムの紹介 (GT-116) があり、新材料の開発と同時に、製品化にあたり設計段階で必要となるプログラムが開発されていることに感心した。

その他としては、回転円筒の面内振動の解析的研究 (GT-72) 及び低い確率で発生する疲労破壊の予測方法 (GT-151) 等の発表があつた。

10. 展 示

(株)荏原総合研究所 後 藤 彰

発表会場となった Orange County Convention/Civic Center 内の大ホールにおいて、6月3日から4日間にわたり世界の主要ガスタービンメーカーと関連会社の展示が行われた。陽気なコンパニオン嬢の歓迎を受けて展示場に入ると、中央通路の両側に GE 社、WH 社、RR 社、UT/P & W 社などの主要メーカーが軒を並べていた。参加社総数は220社を越え、日本からは三菱重工、日立製作所、IHI の3社がブース展示を行っており、各々4ブースから8ブースの面積を占め熱のこ

(平成3年7月12日原稿受付)

もった宣伝ぶりであつた。ホールのコーナーには BACHMANN 社の高さ 8 m はあろうかというコージェネプラント用の1翼ダイバータが展示されており、頂上からは広さ 9000 m² の展示会場に大小さまざまなブースが所せましとオープンしている全景が見渡せた (写真1)。写真2は最も印象的な展示を行ったブースに送られる展示賞の授与式の一コマで、今年度1位は昨年引き続き回転するロータを模擬したイルミネーションをブースの上に吊るしひととき目立った展示を行った GE 社、第2位は出力約 26 MW の実物のガスタービンを持ち込み展示した UT/P & W であつた。

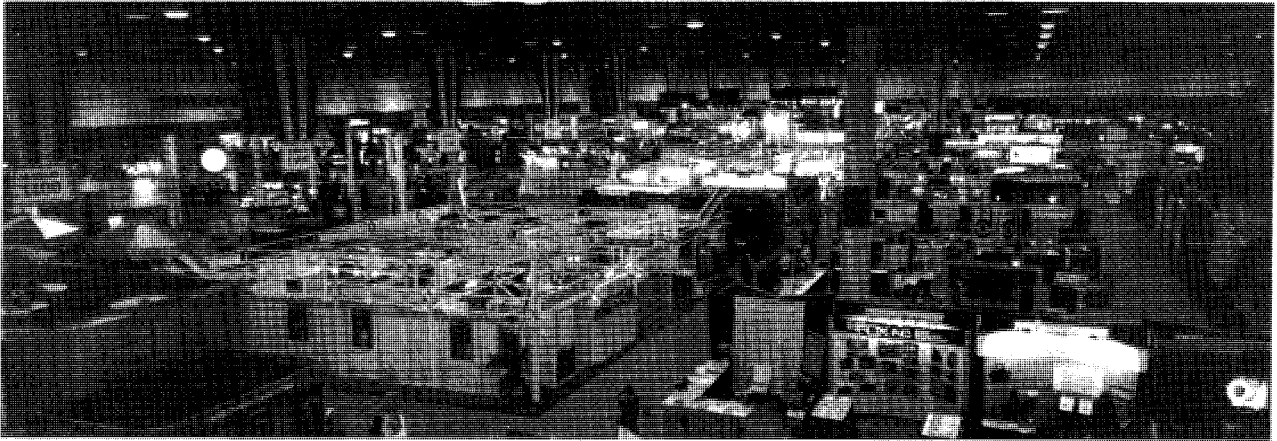


写真1 展示会場全景



写真2 ベスト展示賞の授与

今年の展示の特徴としては、近年の傾向でもある (1) 産業用ガスタービンを用いた高効率のコンバインド発電とコジェネシステムの紹介、(2) 最近特に重要視されてきた地球環境問題に呼応した排気コントロール、低 NO_x 化についての展示、(3) 高効率でコンパクトを売り物とする航空機転用ガスタービンの積極的な展示などを挙げるこ

ができよう。

燃焼器の排気コントロール技術としては水蒸気のインジェクションに加え、2段燃焼などのドライ燃焼による低 NO_x、低メンテ、長寿命化技術の展示が ABB 社、WH 社、日立など多くのメーカーが目立った。また天然ガスとオイルを用いるハイブリッドバーナーノズルが SIEMENS 社や WH により紹介されていた。

航空機転用ガスタービンの動向については、“HEAVY DUTY INDUSTRIAL VS. AERO DERIVATIVE GAS TURBINES” と題するパネルディスカッションが主要メーカーのパネリスト (GE, UT/P & W, 三菱重工, WH, R & R, ABB 他) により3時間に渡り行われ、今回の学会での関心の高さを示していた。いわゆる重構造の産業用ガスタービンを用いた全体効率を高めたコンバインド発電やコジェネに対し、熱システムを簡素化した高効率 Simple サイクルによりイニシャルコストを低く押さえた航空機転用のガス

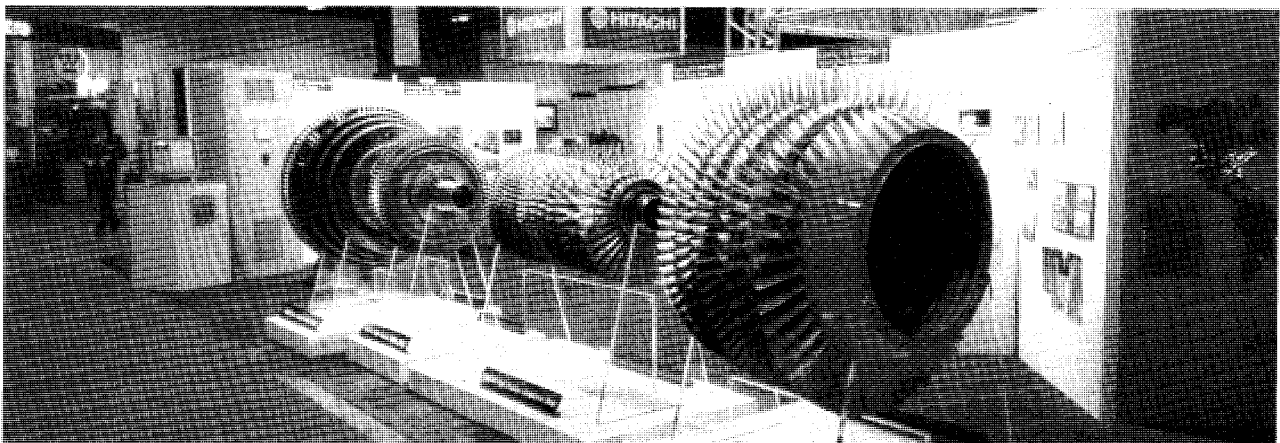


写真3 GE社 LM6000 ガスタービン

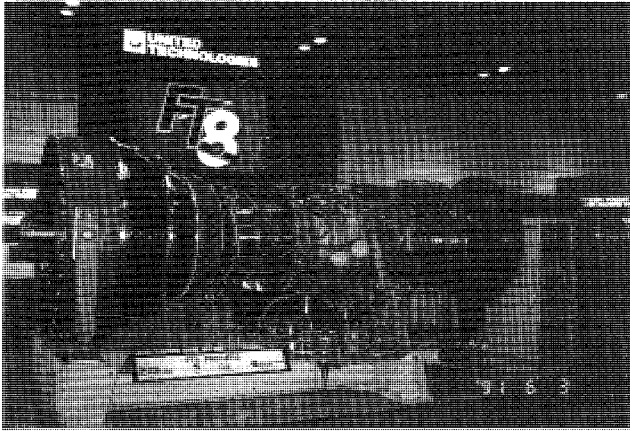
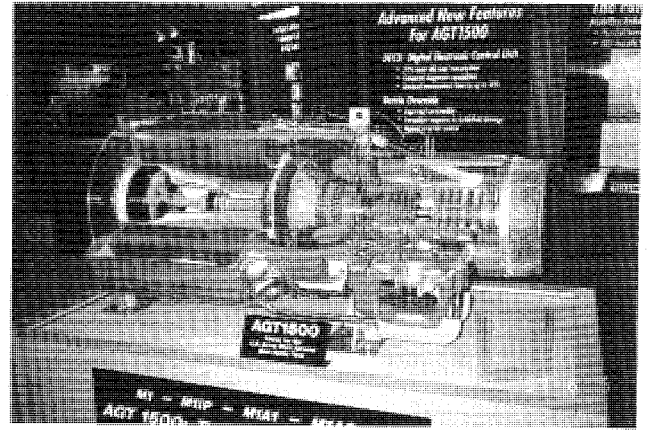


写真4 UT/P&W社 FT8 ガスタービン

タービンがかなり前面に押し出された印象を受けた。GE社は航空機エンジンとして評価の高いCF6-80C2の技術を転用したLM6000を、Forty by Forty (出力40MW以上、熱効率40%以上)と称して積極的な宣伝を展開していた。写真3はこのLM6000のコンプレッサー部分とタービン部分を軸方向に展開して展示されていたものを示す。R&R社もバイパスエンジンの転用であるRB211ガスタービン(熱効率36%)の宣伝に力をいれ、またUT/P&Wも写真4に示すようにJT8DやPW4000などの航空機エンジン技術を転用したFT8ガスタービン(出力26MW、熱効率39.2%)の実物を展示するなど積極的なPRぶりであった。

その他の展示例として写真5に示したものは、軍需を主に扱っているTextron Lycoming社の米国MI戦車用に開発されたAGT1500ガスター

写真5 Textron Lycoming社
AGT1500 ガスタービン

ビンである。

日本メーカーとしては、日立製作所とIHIがパネルと模型などによりコンバインド発電やコジェネシステムを展示しており、また2段燃焼を用いたドライ燃焼を高効率、低NO_x化の技術として紹介していた。三菱重工は初段から最終段にいたるタービンブレードをズラリと展示し、研究設備を紹介したパネル交え、熱空力の研究開発を前面に押し出し積極的なPRを展開し、多くの見学者を集めていた。またUT/P & Wのブースではパートナーである荏原製作所も参加しFT8を中心とした展示説明を行っていた。

その他、例年通り、各種先端の計測機器、センサー類、材料、加工技術、周辺パーツ部品、自動車制御機器、解析ソフトウェアなど広範囲にわたる展示が行われており、大変興味深かった。



『第19回 1991年 CIMAC フローレンス (イタリー) 大会』に参加して

石川島播磨重工業㈱ 青木千明

今年(1991年)の4月22~25日(月~木)にイタリー国フローレンス市でCIMAC大会が開催された。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、今回は第19回になる。筆者はガスタービン部門の論文審査委員、セッション議長及び論文発表とパネル討論のため、この大会に参加した。ここに概要を御紹介したい。

1. CIMAC大会の概要

今回のCIMAC大会は、イタリー中部の都市フィレンツェ(“フローレンス”は英語での呼び名)で開催された。フィレンツェは、ローマとミラノの中間に位置するトスカーナ地方の中心都市で、古代から続くその名前の意味する通りの“花の都”である。特に、15世紀にメディチ家がこの地を支配してイタリーの中心的都市国家となり、近代ヨーロッパ芸術・文化の革新の中心地としてルネッサンス文化の花を咲かせた所である。ゴシック式大寺院ドゥオモを中心に数多くの中世からの優雅で美しい建築物や、貴重で著名な多くの美術品・歴史的遺品を持った幾つもの美術館・博物館があると共に、街全体があたかも美術館の趣を持っており、その歴史と文化の深さに触れて飽く



写真1 美術館を思わせるフィレンツェの街

(平成3年8月7日原稿受付)

ことを知らない町である(写真1)。

大会の会場は、中心の市街地から少し離れた所にある中央駅裏手のコングレス・センターで、広々とした芝生の庭園の中に宮殿を思わせるような大ホール付きの本館や幾つかの会議場と小ホール等を持った会議棟などがあり、この大ホール(開会式とディーゼルエンジン部門の講演会場)及び会議棟の3つの会議場が使用された(写真2)。

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、世界20か国から大会登録者416名及び同伴者140名の合計556名が参加した。日本からは両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52名参加し、また同伴者も7名参加した。

講演会は、ディーゼルエンジン関係が3室で32セッションあり、この中にパネル2及びFISITA2セッションが含まれ、論文数は80編(うち過給機6, FISITA5)であった。ガスタービン関係は1室で7セッションあり、この中にパネル2セッションが含まれ、論文数は29編であった。日本からの論文は、ディーゼルエンジン関係が21編(うち外国との共著1, 過給機2, FISITA1)で26%を占め、ガスタービン関係では12編で41%を占めた。さらに両部門で1名ずつがパネル討論の話題提供を行うなど、日本の貢献が高い大会であった。

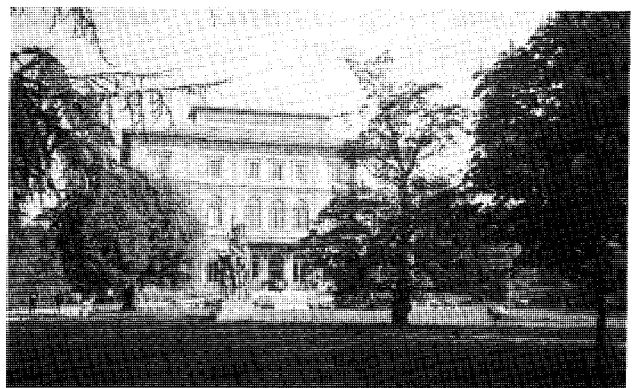


写真2 会場のコングレス・センター本館

講演会以外の行事としては、大会初日の午前中に開会式が行われ、それに続いてトスカナ地方の活気と楽しさがあふれた民族舞踊が紹介された。また初日の夕方には、歓迎レセプションが小ホールで開かれ、2日目の夕方には14世紀に建造された由緒あるサンタ・クロチェ教会でのパイプオルガン演奏会への招待が行われた。最終日には恒例の晩餐会が、郊外にある中世の荘園そのままの Villa Castelleti で開催され、夜8時に始まった宴会は途中で舞踏会や表彰式、大会本部の挨拶なども含めて、明け方2時迄続けられ、国際的な技術者同志の懇親を深めることができた。

2. 論文の動向

ガスタービン関係の講演会のセッションと論文数は、“燃焼”が2セッション・8編（うち1編は発表なし）と最も多く、“ガスタービン・サイクルと性能”6編（うち1編は発表なし），“複合サイクル”5編，“空気力学”4編（うち2編は発表なし）が1セッションずつ行われ、さらに“環境影響に良い将来の発電プラント”が3編（うち1編は発表なし）の論文発表と3名（うち1名は安田、日立）の話題提供に続いてパネル討論が行われ、また“新しいガスタービンの性能に果たす材料の役割”が3編の論文発表に続いてパネル討論が行われた。このほかに、過給機関係では2セッション・6編の論文があった。

合計29編のガスタービン関係論文の国別内訳は、日本12、スイス、英国各3、ドイツ、オーストリア、米国、中国各2、イタリア、スウェーデン、ソ連各1である。なお米国、中国、ソ連は論文提出のみで、この計5編は結局発表を行わなかった。

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、“燃焼”で「天然ガス用低NO_x燃焼器（中村、日本鋼管）」、「触媒式燃焼器の燃焼特性（芳根、東芝）」、「セラミックス燃焼器の開発（岩井、日立）」、「セラミックス燃焼器の開発（前田、東芝）」の4編，“ガスタービン・サイクルと性能”で「ミスト冷却による高温ガスタービン（西脇、西脇研）」、「チェン・サイクル蒸気噴射式ガスタービン・コージェネレーション（佐藤、川崎重工）」、「コージェネレーション用1 MW ガスタービンの開発（西土井、三井造船）」の3編，“複合サイクル”で「最新の複合サイクル発電プ

ラントの運転（安田、日立）」、「低硫黄残渣油燃焼4.8MW 複合サイクル・プラントの運転実績（山田、三井造船）」、「蒸気噴射式航空転用型ガスタービンの改造と運転実績（石塚、石川島播磨）」の3編，“空気力学”で「タービン翼の3次元数値設計と実験検証（佐藤、三菱重工）」の1編，“新しいガスタービンの性能に果たす材料の役割”で「ガスタービン用新材料の将来動向（青木、石川島播磨）」の1編、合計12編が発表された。

過給機関係では「高圧力比高効率過給機の開発（木村、三菱重工）」、「トラック用可変ノズル付過給機の開発（小川、日産デ）」の2編である。

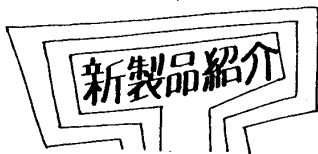
ガスタービン関係の論文を通して眺めてみると、高温化による高効率ガスタービン及び複合サイクルまたはコージェネレーションによる高効率プラント、ならびにそれらを利用した地球環境に適したプラントが大きな関心となっている。従って、これに関連した新しい製品やコンセプトを紹介した論文も多く見受けられる。また、このため要素関係の論文でも、燃焼器の開発・改良、セラミックス材料等の新材料の使用、要素性能の向上などが多く、最近の進歩が著しい数値流体解析・設計についても引き続き取り上げられている。

今大会でのガスタービン部門の最優秀論文は、スイスのJ.J.Keller, T.F.Sattelmayer 他（ABB）による論文「燃焼器用二重コーン式予混合バーナと9型への換装適用」が、理論・実験検証・実機確認と完成度も高く発表も良かったとして受賞した。

3. 結 言

今大会の特記すべきこととして、一つは開催地が4年前から予定していたイタリアのベニスに近いアバノ・テルメから急遽8か月前になってフローレンスに変更されたことであり、もう一つは今年の1月半ばに始まった湾岸戦争武力行使により一時は開催そのものが危ぶまれたことである。しかし、このような困難を伴った大会でありながら、主催国のイタリアはかなりよく整った準備と大会運営を実施し、良い大会であったといつてよい。

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



光学式非接触翼振動計測装置

石川島播磨重工(株) 川 嶋 鋭 裕

1. はじめに

航空用ジェット・エンジンは軽量化が進み、振動や応力を計測することが構造的な安全性確保の上で非常に重要になっています。しかし、エンジン内部の厳しい計測環境下でも使用可能な市販のセンサーや器材は少なく、これらを自主開発することはエンジン開発の上で重要な一つのテーマにさえなっています。

当社では翼の振動を非接触で光学的に計測することを試み、ファン動翼のような低温部領域での計測から1000°Cをこえる高温領域中の高圧タービン動翼の振動計測まで成功、ガスタービン・エンジンの構造信頼性をいっそう改善、向上するための計測システムとして完成させました。以下に概要を紹介します。

2. 開発の背景

エンジン開発段階では、翼の振動をモニターしながら運転することがしばしば行われます。翼の振動は歪みゲージを翼面に貼付して検出し、スリップリングなどで回転体から静止部へと信号を伝達することが通常行われます。このためには流路内にスリップリング・システムを保持するストラットを設ける必要がありますが、実際のエンジンでは必ずしも望ましい場所にストラットが設置されていないこともあります。またタービン動翼の振動計測では適当なサイズの高温用歪みゲージがないため計測そのものができず、スピントスタをつかった室温雰囲気中の計測データから高温条件下での特性を推定するほかありませんでした。このような状況から、流路内に不要な構造物を設けずに実エンジン状態でも翼の振動計測ができるシステムを開発してエンジン設計技術の信頼性を大幅に向上させる計画が立てられました。

3. システムの考え方

こうした要求に答えて開発されたのが光学式非接触翼振動計測装置 (Optical Blade Vibration Measurement System 略称 OPT-V) で写真1に外観を、図1に概念図を示します。その作動原理は次のようになります。翼先端に光を当てその反射光をセンサーで検出します。一方、シャフトの一箇所にマーキングを施して軸回転の基準信号とします。この回転基準信号と翼先端からの反射信号の時間差は、軸一回転ごとに、各翼それぞれ一定の値をとりますが、翼が振動するとこの時間差に変化が生じます。それぞれの変化分を計測して、各翼の振動振幅量を解析しようとするのがこの計測システムの基本的な考え方です。

4. 使用実績

プロトタイプで歪みゲージを貼付した翼の振動を計測し、歪みゲージ出力と比較することで、計測方法およびシステムの性能を確認しました。

その後、実用機は国際共同開発 V2500エンジンの日本担当部位であるファン動翼振動計測に用いられ国際的な注目を浴びました。その他、当社における、各種圧縮機開発時の振動モニターに使用され、共振の検出のみならず、種々の運転条件でストール、フラッタの発生限界を捕らえるなど、

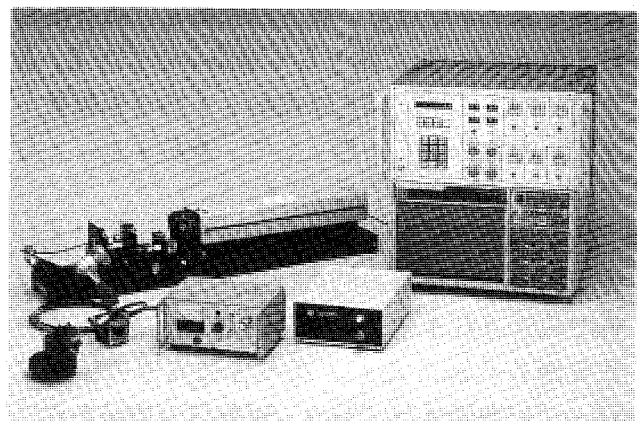


写真1 光学式翼振動計測システム外観

(平成3年7月12日原稿受付)

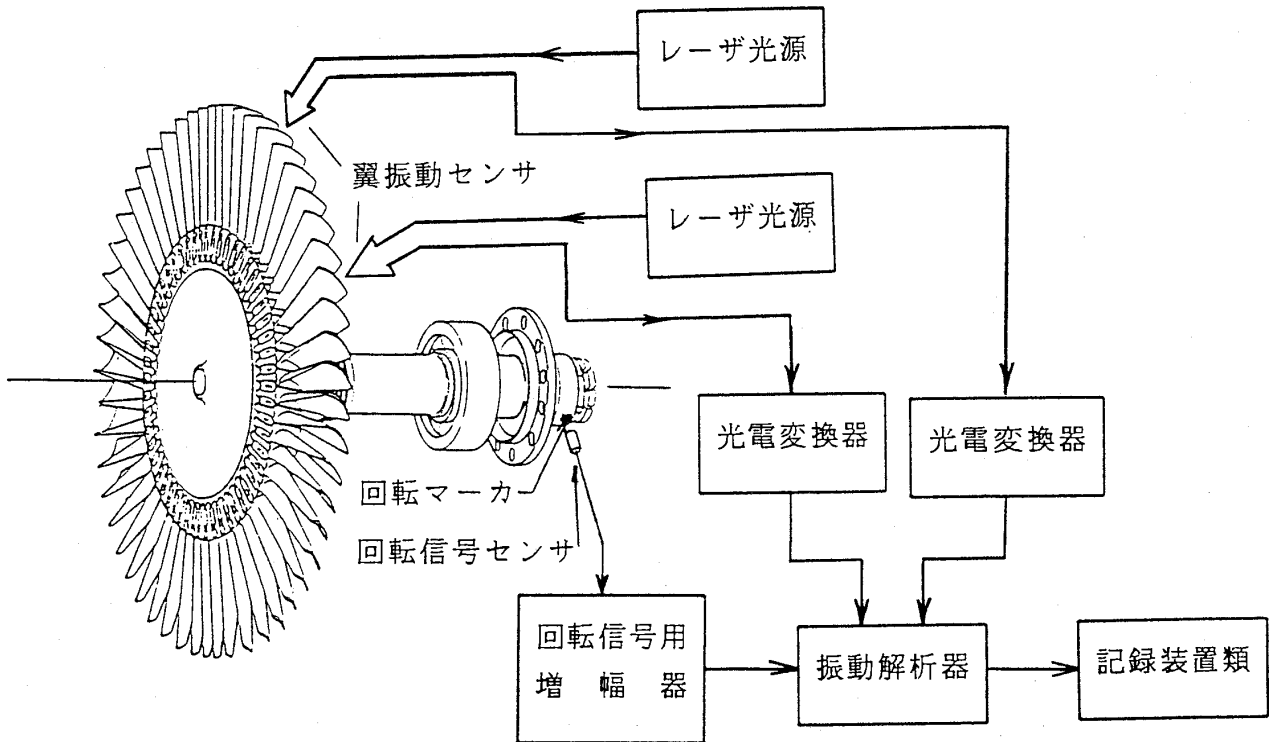


図1 光学式翼振動計測システム・ブロック図

有効性を発揮しています。

最近では、高圧タービン動翼の振動計測を試み成功しています。航空用エンジン内部でタービン動翼挙動を実測したこの例は世界で初めての成果となり、高圧タービン動翼の設計技術に多くの貴重なデータを提供しています。

5. システムの特徴

- (1) ケーシングに1～数個の穴を開けるだけで従来の計測法と比べて計測のための改造工事ははるかに少なくてすみます。
- (2) 全翼の振動モニター、記録が可能です。計測値は基本的には翼先端振幅 a となりますが、計測するプローブの本数および解析プログラムを変更することにより、翼先端振幅 a と固有振動数 f の積である af 値として表示することも、さらに一歩進んで、翼先端振幅 a と固有振動数 f をそれぞれ分離した形として、表示することも可能です。
- (3) 高温環境下にある翼の振動計測が可能です。使用環境温度は基本的には光ファイバーの耐熱性で決定されますが、空冷式や、水冷式、両方式を組み合わせたものなど各種構造の冷却プローブが準備されており、供試体の環境条件に

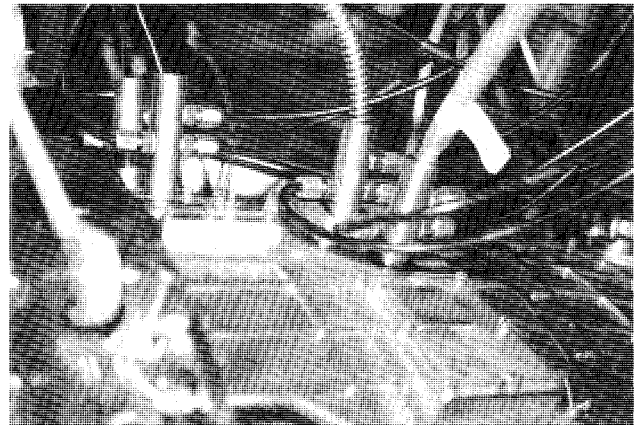
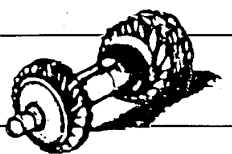


写真2 高温環境下での計測例

合わせて用いることによって、プローブが挿入出来さえすれば実エンジンのどんな条件下でも計測が可能な準備が整っています。写真2はガスタービン・エンジンの高圧タービン動翼振動計測時の形態を示します。ケーシングに装着された手前2本の冷却プローブに光ファイバーが挿入されています。

6. おわりに

本システムは国内ですでに6台が稼働しており、ガスタービン・エンジン開発の有力なツールとして力を発揮しております。



第 1 回見学会報告 防衛庁技術研究本部第 3 研究所

(株)東芝 岡村 隆成

平成 3 年度の第 1 回見学会が防衛庁技術研究本部第 3 研究所で、6 月 6 日午後 3 時に 33 名の参加者を得て開催された。この研究所は立川市の JR 駅からバスで 10 分の市街地にあるが、構内が広く静かな環境にある。8 年前にも当学会の見学会が催されたが、企画委員会で又、是非見学したいという要望が多く出され、研究所のご好意により実現したものである。

まず、太田第 3 研究所長からご挨拶と研究所の位置付けと役割についてのご説明があった。スライドで研究所の紹介を受けた後、2 班に別れて所内の見学をおこなった。この研究所では航空機と誘導武器の機体、原動機および搭載用機器について幅広い研究活動がおこなわれている。見学の主な内容は次の通り。

- ターボプロップエンジン等当研究所で開発された各種エンジンとエンジン運転場
- ファンの回転試験や推力偏向ノズルの試験研究
- 機体の軽量化を計るための複合材の一体成形技術の研究

(平成 3 年 7 月 23 日原稿受付)

- 将来の無人機の研究
 - 非常に珍しい垂直兼用風洞とこの風洞を使った機体のキリモミの研究
 - 大気中の空気を酸化剤として使うダクトロケットエンジンの研究
 - 砂塵や温度・湿度変化、振動や加速度、塩水噴霧等あらゆる環境を再現できる環境試験室
- 以上を約 2.5Hr の長時間に渡って見学をおこなった。その後で第 2 部の菊池部長による再熱ターボファンエンジンの開発状況について、最新の技術成果を取入れた大変興味深い講演があった。講演の後は、所長を始め、見学時に説明された研究者の方々も交えて、予定の時間をオーバーする程、活発な質疑応答がおこなわれた。参加者の方々は今回の見学会に大いに満足されて帰路につかれたことと思う。

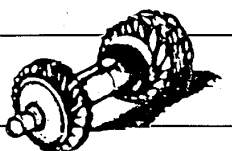
最後に、充実した研究内容と試験施設を見学する機会を与えていただいた第 3 研究所の方々に深くお礼を申し上げます。

(企画委員)

《第 20 回定期講演会開催案内》

日 時：平成 4 年 6 月 18 日(木)、19 日(金)
場 所：未定（東京都内の会議場を使用の予定）

なお、本講演会においては、学術講演会の他に学会創立 20 周年の記念式典および記念行事を行います。講演論文の募集の詳細については、12 月号に掲載します。



第 1 回見学会報告 防衛庁技術研究本部第 3 研究所

(株)東芝 岡村 隆成

平成 3 年度の第 1 回見学会が防衛庁技術研究本部第 3 研究所で、6 月 6 日午後 33 名の参加者を得て開催された。この研究所は立川市の JR 駅からバスで 10 分の市街地にあるが、構内が広く静かな環境にある。8 年前にも当学会の見学会が催されたが、企画委員会で又、是非見学したいという要望が多く出され、研究所のご好意により実現したものである。

まず、太田第 3 研究所長からご挨拶と研究所の位置付けと役割についてのご説明があった。スライドで研究所の紹介を受けた後、2 班に別れて所内の見学をおこなった。この研究所では航空機と誘導武器の機体、原動機および搭載用機器について幅広い研究活動がおこなわれている。見学の主な内容は次の通り。

- ターボプロップエンジン等当研究所で開発された各種エンジンとエンジン運転場
- ファンの回転試験や推力偏向ノズルの試験研究
- 機体の軽量化を計るための複合材の一体成形技術の研究

(平成 3 年 7 月 23 日原稿受付)

- 将来の無人機の研究
 - 非常に珍しい垂直兼用風洞とこの風洞を使った機体のキリモミの研究
 - 大気中の空気を酸化剤として使うダクトロケットエンジンの研究
 - 砂塵や温度・湿度変化、振動や加速度、塩水噴霧等あらゆる環境を再現できる環境試験室
- 以上を約 2.5Hr の長時間に渡って見学をおこなった。その後で第 2 部の菊池部長による再熱ターボファンエンジンの開発状況について、最新の技術成果を取入れた大変興味深い講演があった。講演の後は、所長を始め、見学時に説明された研究者の方々も交えて、予定の時間をオーバーする程、活発な質疑応答がおこなわれた。参加者の方々は今回の見学会に大いに満足されて帰路につかれたことと思う。

最後に、充実した研究内容と試験施設を見学する機会を与えていただいた第 3 研究所の方々に深くお礼を申し上げます。

(企画委員)

《第 20 回定期講演会開催案内》

日 時：平成 4 年 6 月 18 日(木)、19 日(金)
場 所：未定（東京都内の会議場を使用の予定）

なお、本講演会においては、学術講演会の他に学会創立 20 周年の記念式典および記念行事を行います。講演論文の募集の詳細については、12 月号に掲載します。



今期の編集委員長をつとめさせていただくことになりました。前期から引き続いて編集委員会にとどまっていたいただいている9名の理事・編集委員の方々、および今期から新たに加わっていただいた同じく9名の理事・編集委員の方々、いずれも強力なメンバーのご協力を得て、できるかぎり充実した学会誌作りに努めたいと考えております。

歴代の編集委員長とそのメンバーのご尽力のおかげで、現在では学会誌編集業務の進め方もかなりな程度に組織化・体系化されており、学会誌の出来栄は編集委員長の手腕などよりも編集委員会委員の方々の才覚に大きく依存する形となってきております。換言すれば、編集委員会の内部では、委員会構成メンバーの1人1人が積極的に企画・編集・刊行業務に関与することを通じて会誌を作っていくという、いわば参加型システムが確立されてきていると申せましょう。

我々編集委員会の使命は、ガスタービン関係者が本学会をコアとして形成している独特の文化を会員の皆様にお伝えし、より広く新しい文化と活力が形成されていくような情報交換の場を提供することにあると考えられます。そしてそのような学会誌の原稿を執筆していただくのは、結局のところ会員の皆様に他なりません。学会誌作りへの会員の皆様の積極的なご参加により、学会全体としても頑健な参加型システムが確立されていきますよう、ご協力とご支援をお願い致します。

(永野 三郎)

6年ぶりで編集委員会に参加しましたが、初仕事はPratt & Whitney Canada社の吉中司氏に航空用小型ガスタービンエンジンに関する解説記事をお願いすることでした。同氏は航技研を訪問されたことがあり、また、2年ほど前には私が同社を訪問してお世話になった御縁があるので、私から打診の手紙をお送りすることになったわけです。幸い、M. Stoten氏と共著で執筆することを快諾していただきました。それが今月号に掲載された「航空用小型ガスタービンエンジンの動向」です。さすが実用機を幾つも開発された経験者のお書きになる内容は説得力があると思います。

なお通常、校正は著者にもやっていただくことになっておりますが、この場合はそれが時間的に困難でしたので、著者に代って私が校正をやりました。したがって、この解説記事中にミスプリントがありましたら、それは全面的に私の責任であります。

例年9月号はASME国際ガスタービン会議小特集号のようなものになりますが、今年も同様です。同会議に参加された何人かの方に、それぞれ御専門の分野を執筆していただきましたが、これらの記事の執筆依頼は全て水木新平委員にやっていただきました。たった一人の例外を除けば、最適の人選であったと考えております。

(宮地敏雄)

[事務局 だより]

東京は7月下旬の梅雨明け以来、猛暑が20日間程度続き悲鳴をあげていたところガッと急に9月下旬並みの気温に下がり、拍子抜けしているところですが、この学会誌が発行される頃はどうなっているのでしょうか。

会告のご案内にもありますように今秋10月27日より第5回目の国際会議がいよいよ始まります。今回は東京を離れて横浜、しかもオープン早々の今話題の“パシフィコ横浜”が会場です。最近お届けしました3rd circularをご覧いただければ詳細がわかりますが、Technical sessionのみならず展示会の方もブースの申し込みが多くなりましたのでにぎやかになりそうです。当学会も展示場の一角にブースを一ついただき、PRに努めたいと思っておりますので、ご意見、ご要望のある方々はどうぞお気軽にお立ち寄り下さい。今までの学会刊行物のバックナンバーなども置いておくつもりでおります。

さて、9月13日に予定しております地方委員会主催の川崎重工業の見学会は定員50名のところ、4倍近くのお申し込みがあり、抽選で参加者を決めさせていただかざるを得なくなりました。ハズレてしまった方々、本当に申し訳ございませんでした。事務局といたしましてもお申し込みいただいた方は何とか参加出来るように方法を考えていかなければというのが今後の課題です。

それでは10月末に“パシフィコ横浜”でお目にかかりましょう。

[A]

入会者名簿

正会員

長瀬道彦 (東北電力)	宮口賢司 (東北電力)	吾孫子安史 (川崎重工)
中嶋照幸 (日産)	相場勉 (技術経済)	會田昌弘 (日産)
羽石正夫 (ギャレット)	角家義樹 (三菱重工)	須藤俊二 (熊谷組)
石井潔 (石川島播磨)	森国稔 (東北電力)	小林正佳 (川崎重工)
饒雅英 (川崎重工)	尾花充 (川崎重工)	小澤宣明 (東芝)
中条光伸 (東芝)	盛重達也 (三井石化)	竹内哲夫 (東電)
佐貝源一 (東北電力)	柴田正俊 (三菱重工)	山浦継明 (東北電力)
安斉俊一 (日立)	佐藤実 (東北電力)	荒川光夫 (東電)
石原英明 (東電)	中島信寿 (東電)	近藤良雄 (東電)
古田勝博 (東電)	錦織均 (東電)	内野進 (東電)
河村正明 (東電)	平野彰 (東電)	木谷勝 (北大)
佐藤元英 (安田火災)	荒瀬謙一 (三菱重工)	屋敷忠雄 (三菱重工)
西川哲三 (石川島播磨)	大島茂充 (石川島播磨)	山口亨 (石川島播磨)
松前良隆 (石川島播磨)	田中俊光 (石川島播磨)	

学生会員より正会員へ

佐藤暢倫 (日産) 西村智行 (川崎重工)

学生会員

田村穂 (都立科技大)

賛助会員

出光石油化学(株)千葉工場

ゼネラル・エレクトリック・テクニカル・サービス・カンパニー 東電設計(株)

GTSJ 第16期委員

総務委員

秋山算甫 (石川島播磨)	今井鉄 (日立)	大田英輔 (早大)
酒井逸朗 (三菱自工)	酒井俊道 (東理大)	中村修三 (荏原)
真下俊雄 (明大)	森義孝 (三菱重工)	森田光男 (航技研)
山根隆一郎 (東工大)		

企画委員

阿部裕幸 (機械技研)	熱田正房 (日立)	石井潔 (石川島播磨)
岡村隆成 (東芝)	加藤利夫 (新潟鉄工)	小林利充 (荏原)
小森豊明 (三菱重工)	土屋利明 (東電)	益田重明 (慶大)
丸山史朗 (三井造船)	山本孝正 (航技研)	

編集委員

相沢善吾 (東電)	池上寿和 (三菱重工)	伊佐治強彦 (三井造船)
和泉敦彦 (東芝)	柏木武 (石川島播磨)	黒田倫夫 (日立)
佐々木誠 (航技研)	浜地康之 (シンメロ)	水木新平 (法大)
宮地宏 (川崎重工)	森下光 (トヨタ)	渡辺英人 (中部電力)

入会者名簿

正会員

長瀬道彦 (東北電力)	宮口賢司 (東北電力)	吾孫子安史 (川崎重工)
中嶋照幸 (日産)	相場勉 (技術経済)	會田昌弘 (日産)
羽石正夫 (ギャレット)	角家義樹 (三菱重工)	須藤俊二 (熊谷組)
石井潔 (石川島播磨)	森国稔 (東北電力)	小林正佳 (川崎重工)
饒雅英 (川崎重工)	尾花充 (川崎重工)	小澤宣明 (東芝)
中条光伸 (東芝)	盛重達也 (三井石化)	竹内哲夫 (東電)
佐貝源一 (東北電力)	柴田正俊 (三菱重工)	山浦継明 (東北電力)
安斉俊一 (日立)	佐藤実 (東北電力)	荒川光夫 (東電)
石原英明 (東電)	中島信寿 (東電)	近藤良雄 (東電)
古田勝博 (東電)	錦織均 (東電)	内野進 (東電)
河村正明 (東電)	平野彰 (東電)	木谷勝 (北大)
佐藤元英 (安田火災)	荒瀬謙一 (三菱重工)	屋敷忠雄 (三菱重工)
西川哲三 (石川島播磨)	大島茂充 (石川島播磨)	山口亨 (石川島播磨)
松前良隆 (石川島播磨)	田中俊光 (石川島播磨)	

学生会員より正会員へ

佐藤暢倫 (日産) 西村智行 (川崎重工)

学生会員

田村穂 (都立科技大)

賛助会員

出光石油化学(株)千葉工場

ゼネラル・エレクトリック・テクニカル・サービス・カンパニー 東電設計(株)

GTSJ 第16期委員

総務委員

秋山算甫 (石川島播磨)	今井鉄 (日立)	大田英輔 (早大)
酒井逸朗 (三菱自工)	酒井俊道 (東理大)	中村修三 (荏原)
真下俊雄 (明大)	森義孝 (三菱重工)	森田光男 (航技研)
山根隆一郎 (東工大)		

企画委員

阿部裕幸 (機械技研)	熱田正房 (日立)	石井潔 (石川島播磨)
岡村隆成 (東芝)	加藤利夫 (新潟鉄工)	小林利充 (荏原)
小森豊明 (三菱重工)	土屋利明 (東電)	益田重明 (慶大)
丸山史朗 (三井造船)	山本孝正 (航技研)	

編集委員

相沢善吾 (東電)	池上寿和 (三菱重工)	伊佐治強彦 (三井造船)
和泉敦彦 (東芝)	柏木武 (石川島播磨)	黒田倫夫 (日立)
佐々木誠 (航技研)	浜地康之 (シンメテック)	水木新平 (法大)
宮地宏 (川崎重工)	森下光 (トヨタ)	渡辺英人 (中部電力)

生産統計作成委員

本間友博 (東芝)	青木千明 (石川島播磨)	池上寿和 (三菱重工)
白井俊一 (NKK)	清野隆正 (日立)	駒形正敏 (新潟鉄工)
杉浦裕之 (川崎重工)	富岡信 (三菱重工)	村尾麟一 (青学大)
八島聰 (石川島播磨)	吉識晴夫 (東大)	綿貫一男 (石川島播磨)

学術講演会委員

田中英雄 (東海大)	荒木達雄 (東芝)	梶昭次郎 (東大)
川池和彦 (日立)	川口修 (慶大)	酒井俊道 (東理大)
佐々木誠 (航技研)	佐々木正史 (日産)	高橋進 (三菱重工)
谷口博 (北大)	永盛和夫 (石川島播磨)	葉山真治 (東大)
原田英臣 (荏原総研)	山根隆一郎 (東工大)	

Bulletin 編集委員

梶昭次郎 (東大)	池上寿和 (三菱重工)	伊佐治強彦 (三井造船)
柏木武 (石川島播磨)	黒田倫夫 (日立)	小林紘 (航技研)
斉藤浩平 (東芝)	藤川泰雄 (日産)	

地方委員

高原北雄 (名大)	大泉治朗 (デンソー)	大内一紘 (三菱重工)
上野斌 (日立造船)	大塚新太郎 (福井工大)	須鎗護 (神戸製鋼)
高木圭二 (三井造船)	難波昌伸 (九大)	星野昭史 (川崎重工)
水谷幸夫 (大阪大)	村田暹 (豊田工大)	沢田照夫 (岡山理大)

組織検討委員

森下輝夫 (船研)	秋葉雅史 (横浜国大)
梶昭次郎 (東大)	坂田公夫 (航技研)

本会協賛行事

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
日本機械学会関西支部第185回講習会 機器冷却の基礎から最新技術まで (電気・電子機器の冷却設計法を中心に)	平成3年10月7日(月)～8日(火) 建築交流会館	日本機械学会関西支部 TEL06-443-2073
コージェネレーションシンポジウム'91 (第7回)	平成3年11月18日(月)～19日(火) 経団連会館	日本コージェネレーション研究会 TEL03-3433-5044
第5回数値流体力学シンポジウム	平成3年12月19日(木)～21日(土) 中央大学理工学部	東大工学部航空学科 久保田 TEL03-3812-2111内6574

《1991年国際ガスタービン会議横浜大会のお知らせ》

開催場所：《パシフィコ横浜》国際会議場

JR 京浜東北線／東急東横線／市営地下鉄桜木町駅より徒歩10分

開催日程：10月27日(日)～11月1日(金)

第6回の国際ガスタービン会議の開催まで2ヵ月あまりとなり、着々と準備が進んでおります。会場となるパシフィコ横浜は、隣接のホテルとともに既に完成し、海辺にヨットの帆を表現した美しい姿を現わしており、国際会議の開催を待っております。

発表される論文数は世界10か国から130編を数え、参加者は500人程度が予想されております。すでにプログラムが確定し、皆様のお手もとにはこのニュースレターと前後して第3回の国際会議サーキュラーを送られます。

セッションの詳細はサーキュラーをご覧頂いた方が良くかと存じますが、一部の内容をご紹介致します。

特別講演：

- (I) 日本の最新のガスタービンプロジェクト
- (II) アメリカにおける最新のガスタービン
- (III) ヨーロッパのガスタービンの現状
- (IV) ソビエトの航空エンジン技術

オーガナイズドセッション

- (I) 圧縮機における回転ストールとサージ
- (II) 省エネルギーシステムとコジェネレーション
- (III) 発電用ガスタービンのセラミックス
- (IV) 低 NOX 燃焼器
- (V) 21世紀の輸送機用推進エンジン

パネルディスカッション：発電におけるガスタービンの将来の役割（省エネルギーと環境の観点から）

一般講演：燃焼器および排気対策関係 16件、ターボチャージャ関係 6件、冷却・伝熱関係 12件、航空エンジン関係 6件、GT システム関係 6件、振動関係 6件、空力関係 14件、他26件

バンケット：（参加費 1万円）10月30日(水) 夕（中華街「満珍楼」にて）

見学会：（参加費 6千円）11月1日(金) 東芝(株) 京浜事業所、電中研 横須賀研究所

オプション・ツアー：11月2日(土)～4日(金) 九州（新大分火力発電所、阿蘇地熱発電所等）

参加申込方法：第3回サーキュラーに添付の登録用紙をご利用の上、組織委員会事務局に郵送し、参加登録費を振込んで下さい。見学会申込（海外からの参加者優先）、ホテル予約（予約金1万5千円）をご希望の方も添付の用紙にて同時にお申し込み下さい。

参加登録費（事前申込期限9月15日）：期限前 4万4千円 期限後 5万円

詳細問い合わせ先：1991年国際ガスタービン会議横浜大会組織委員会事務局 (株)コンベックス内
〒105 東京都港区麻布台1-9-14 A-C-1ビル
TEL 03 (3589) 3355

《GTSJ ガスタービンセミナー（第20回）のお知らせ》

「地球環境とガスタービン」をテーマに第20回 GTSJ ガスタービンセミナーを下記の通り開催致しますので奮ってご参加下さい。

記

1. 日 時：平成4年1月23(木)～24(金) 9：40～16：50（受付開始9：00）
2. 場 所：川崎産業振興会館 1階ホール
(川崎市幸区堀川町66-20 Tel 044-548-4111)
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 日本船舶機関学会 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 日本金属学会
日本材料学会 日本鉄鋼協会
溶接学会 エネルギー・資源学会
日本セラミックス協会 日本コージェネレーション研究会 (順不同)

5. 仮題並びに講師予定

1月23日(木)

- (1) エネルギーと地球環境問題…………… (エネ経研 小川芳樹氏)
- (2) ガスタービンによるエネルギーの高効率利用システム技術 …… (MHI 村田 勝氏)
- (3) ガスタービン高性能化(高温化)技術…………… (日立 高橋浩二氏)
- (4) ガスタービンの環境対策と最新の燃焼技術…………… (東芝 前田福夫氏)
- (5) 環境問題から見たガスタービンと各種原動機エンジンとの比較
…………… (早稲田大学 斉藤 孟氏)

1月24日(金)

- (6) 自動車用ターボチャージャーと環境対策…………… (日野自動車 大谷哲也氏)
- (7) ガスタービンと石炭利用技術…………… (電中研 佐藤幹夫氏)
- (8) 200T / D IGCC パイロットプラントの概況 …… (IGC組合 黒田広男氏)
- (9) LNG 複合発電の最新技術 …… (中国電力 講師未定)
- (10) チェンサイクルプラントの運転実績 …… (KHI 渡辺昭男氏)

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 25,000円, 1日のみ 18,000円

ただし下記期日までに事前申込及び入金をされた正会員の方は、

2日間 22,000円, 1日のみ 16,000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 35,000円, 1日のみ 25,000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(GT学会の場合は会員番号)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6日(土)までにお送り下さい。

- (3) 事務局：〒160 新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402

(社)日本ガスタービン学会 TEL 03-3365-0095 FAX 03-3365-0387

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、ガスタービン及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、新製品の紹介及び書評などとする。
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枚で刷り上がり約1頁となる。
5. 刷り上がり頁数は1編につき、図表を含めてそれぞれ次のとおりとする。論説4～5頁、解説及び技術論文6～8ページ、見聞記、速報及び寄書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
(株)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、ガスタービン及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り上がり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19巻 第74号

平成3年9月10日

編 集 者 永 野 三 郎

発 行 者 平 山 直 道

(株)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) 3365-0095

FAX (03) 3365-0387

振替 東京7-179578

印刷所 ニッセイエプロ(株)

東京都港区西新橋2の5の10

©1988(株)日本ガスタービン学会

本誌に掲載したすべての記事内容は(株)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。