



## ガスタービンの発展と共に

日本大学 鳥 崎 忠 雄

学会から執筆の以来を受け、改めて自己の過去を振り返ってみた。私の飛行機との関わりは小学校6年の時、ゴム動力模型飛行機大会で団体優勝し本物の木製プロペラを学校にもたらした事から始まる。中学生の時、現川崎重工明石工場でドイツのダイムラーベンツ水冷12気筒DB 600を見る機会があり、また、半年繰り上げ卒業となった高等学校最後の数ヶ月は勤労働員で川崎航空各務ヶ原工場で働き、岐阜飛行場にDB 600を搭載するキ-61(3式戦、飛燕)がエンジン待ちの状態で見ることができた事を思い出した。1944年10月航空学科原動機専修に入学したが、半年後の翌年4月以後当時の東大航空研究所で、図面書きを手伝い、初めてジェットエンジンの全組立断面図を作成する機会を得た。しかし終戦直前に疎開の話がありその準備をしているうちに終戦となり、私の机にあった図面は全部焼却され、手元に一枚も無く今でも残念に思っている。大学卒業後2年間特別研究生として過ごした後、ディーゼルエンジンを製作していた日平産業(現日平トヤマ)、ヤンマーディーゼル(株)に就職し、1956年3月に航空技術研究所に入所した。その原動機部でジェットエンジンの研究試験設備の建設を終えた1960年頃には翼列試験、圧縮機、タービンの回転空力試験、燃焼試験、強度軸受試験など独自の要素研究が活発に行われていた。これらの要素研究を統合する試作研究として静止推力1,500 kgのJR 100 リフトエンジン(推重比 10)の開発を1963年に開始した。このリフトエンジンは耐久性、信頼性確立のため200回の起動停止(延運転時間33時間)、50時間の耐久運転等を終え、当時新型航空機部で研究を進めていた垂直離着陸実験機(Flying Test Bed 全備重量 約2,000 kg)に2台搭載され、1970年12月に初飛行した。リフトエンジンによる垂直離着陸機(VTOL: Vertical Take Off and

Landing)の騒音問題に対応する名目で1968年ファンの研究を開始し、また推力増大のためタービン入口温度向上に対処する冷却タービンの基礎研究も特別研究として進行していた。またジェットエンジン騒音低減の研究も横型に改造したJR 100により1971年に開始された。

この年に通産省工業技術院の大型工業技術開発制度(大型プロジェクト)による航空機用ファンエンジンの研究開発が、頻繁な離着陸に耐え、航行時の経済性が高く、騒音が低く排気による大気汚染の少ない、高性能な推力10~15トン級のファンエンジンを開発することを目標として発足した。このため第1期計画として地上静止推力5,000 kgの中間目標を達成するFJR 710 ファンエンジンの試作研究が開始された。この推力5,000 kgと決めた理由は当時の我が国の生産能力、要素単独試験能力を考慮し、ファン単独試験機は70%程度のスケールダウンとなるが、高圧圧縮機、燃焼器、高、低圧タービンは実機サイズで単独性能試験を行い得る大きさであった。また第1期は鋳鍛造全て国内で行う事とし、2軸ファンエンジンに関する基礎的な空力特性、加減速特性、構造振動特性等の技術資料を得る事を主眼としたデモンストレーション的性格で推重比も4程度であった。1976年以後の第2期で軽量化と共に性能向上を目差し、材料面でもファンディスク、タービンディスクの鍛造材、燃焼器フレームの大型精密鋳造品は米国に発注して軽量化を図り、タービン入口温度の向上で推力を増加して推重比5を確保することが出来た。

この第2期試作エンジンFJR 710/600を航技研のUSB(Upper Surface Blowing)方式の短距離離着陸実験機(STOL: Short Take Off and Landing)“飛鳥”に4台搭載することが決定した1978年以後、我が国で初めて運輸省の耐空性審査要領第VII部発動機の規定に準拠した各種試験を行うことになり、耐久試験、オーバーホール間隔を

(平成6年7月22日原稿受付)

決めるための低周波疲労試験、回転部の繰返し回転疲労試験、水、ひょう、鳥の吸込、地上着氷、横風試験など日本では初めての耐環境性試験など、航空機に搭載するために必要な試験をすべて行った。また、英国 NGTE (National Gas Turbine Establishment) での 3 回にわたる高空性能、高空着氷試験は順調に進展したが、C-1 改 FTB 機の右主翼外舷に装着して行った空中試験での低重力試験で起こした潤滑油が滑油タンクに戻らなくなるいわゆるオイルマイグレーション (Oil Migration) の対策は初飛行の 1 年前であり、“飛鳥”が 1985 年 10 月に初飛行に成功した時の感激は未だに忘れない。

研究開発を始めて 15 年、エンジン総運転時間は 5,000 時間に達していたが、初飛行後も“飛鳥”のエンジン運用条件を模擬した耐久運転が行われ、高圧圧縮機出口ディフューザ内筒のクラック対策、燃料制御装置の耐久性の改善など、エンジンの信頼性の向上に努め、1989 年 3 月まで約 100 回の飛行試験を無事に終えることが出来た。日本で初の純国産 4 発ジェット STOL 実験機“飛鳥”は来年には各務ヶ原市の航空宇宙博物館に全装備の状態で保存展示されると聞いて、心からうれしく思っています。

重構造のガスタービンは 1978 年から工技院の省エネルギー技術開発制度 (ムーンライト計画) により複合サイクル発電システムの中核となる高効率ガスタービンの研究開発が開始された。この研究開発にはガスタービン製作会社、電力中央研究所、電力会社等の民間関連会社の研究組合が主体となり、さらに航技研、金材研、機械技研、名工試、大工試、九工試の国立研究機関もその特質を生かした各種の基礎研究を行い、日本の総力を挙げて進められ、試作 100 MW のリヒートガスタービンの実証試験、1,400°C ガスタービンの実用性の確認など、高圧高温高性能ガスタービンの基礎を築き、我が国のガスタービンの設計、生産の技術向上に画期的な成果を収め、1987 年 3 月終了した。

この間、練習機用の F 3-30 ターボファンエンジンの開発も行われ、また日英共同開発の RJ 500 (推力 9 t クラス) の試作、さらに 5 ヶ国共同開発による推力 12 t クラスの民間航空機用ファンエンジン V 2500 の開発が行われた。

現在国のプロジェクトとしてはセラミックガスタービンの研究開発が 1988 年から 8 年計画で発足し、産業科学技術研究開発制度により超音速輸送機用推進システムの研究開発が 1989 年から 10 年計画で進められている。

この研究開発は 21 世紀前半に予測される極超音速輸送機の推進システムとして低速から飛行マッハ数 5 までの広範囲な速度域において、高い信頼性、優れた燃費を達成し、低騒音の離着陸が可能で、超音速時でも低 NO<sub>x</sub> で飛行出来るラムジェットを組込んだ低バイパスファンエンジンである。

このためエンジン各要素の単独試験、超音速インレット、可変ノズル、ラムジェット等の基礎試験が行われている。現在飛行マッハ数 3 まで使用する推力 3 t クラスのモデルファンエンジンの試作研究、飛行マッハ数 2.5~5 の範囲で使用するラムジェットの基礎研究が我が国の航空エンジン製作各社に国立研究機関が協力し、さらに、米国 (GE, UTC)、英国 (R.R.)、フランス (SNECMA) が参加し、国際的な研究開発として進められている。

もとより極超音速輸送機の開発には多大のリスクがあり、実用化はほど遠いとは思いますが、各国の研究機関と協調し、未来の夢に向けてその実現への基盤技術を蓄積するこの研究開発の大成を心から祈念している。我が国のガスタービンはこの 30 年間国の研究開発を基盤として進展して来ましたが、ガスタービン技術の発展のため、特に若い研究者、技術者に得がたい機会を与える大型の研究開発が今後も跡切れること無く、また新しい分野に挑戦してガスタービン技術のより一層の発展を期待するものであります。



# 水素利用国際クリーンエネルギーシステム技術 (WE-NET) について

通商産業省工業技術院 片 山 正一郎

## 1. はじめに

通商産業省工業技術院においては、ニューサンシャイン計画の一環として「WE-NET」プロジェクト（水素利用国際クリーンエネルギーシステム技術: World Energy Network）を長期にわたる国際大型共同研究として開始したところである。本稿においては、その概要を紹介する。

本論に入る前に、水素について若干言及したい。水素は燃焼によって水しか排出しない究極のクリーンなエネルギーです、という表現をあちこちで見かけるが、残念ながらこれは真実ではない。周知の通り地球上で水素は多くの場合、水、炭化水素の形で存在し、何らかのエネルギーを与えて初めて水素の形になる。従って水素にはその製造過程のエネルギーのクリーンさの程度により、クリーンな水素とクリーンではない水素があることになる。身近に水素が水素単体の形で豊富に存在していれば水素は無条件にクリーンなエネルギーとなったであろうに。水素について議論する場合常にこの点に留意すべきことは言うまでもない。

## 2. ニューサンシャイン計画について

近年の地球環境問題の顕在化に伴い、従来から指摘されてきた「エネルギー・資源」に加え、「環境」が、一国のみならず人類全体の長期的な存続のため重大な要因となってきている。また、エネルギー・環境の制約を克服しつつ持続的な発展を維持するためには、技術開発によるブレークスルーが不可欠である。特に、エネルギー・環境問題は表裏一体であるところから、新エネルギー・省エネルギー・地球環境に関する技術開発を有機的に連携させて、エネルギー・環境技術開発の総合的推進を計ることが重要である。

このため、通商産業省工業技術院においては、サンシャイン計画（新エネルギー技術研究開発: 1974年創設）、ムーンライト計画（省エネルギー技

術研究開発: 1978年創設）及び国立研究所における技術開発を中心とする地球環境技術開発制度（1989年創設）を一体化し、「地球再生計画」の一翼を担い、また、「地球温暖化防止行動計画」に係る革新的な技術開発を具体化した「ニューサンシャイン計画」（エネルギー・環境領域総合技術開発推進計画）を策定し、計画的かつ総合的に、持続的成長とエネルギー・環境問題の同時解決を目指した革新的技術開発を開始したところである。

ニューサンシャイン計画においては、

- イ）革新的エネルギー・環境技術開発プロジェクトの国際開放下での傾斜的加速的推進
  - ロ）国際大型共同研究プログラムの推進
  - ハ）適正技術共同研究促進プログラムの推進
- の3つを柱とし、具体的には、

- ① 広域エネルギー利用ネットワークシステム技術（エコ・エネルギー都市システム）
- ② 水素利用国際クリーンエネルギーシステム技術（WE-NET）
- ③ 経済・環境両立型燃焼システム技術（希薄燃焼脱硝触媒技術）
- ④ 経済・環境調和型石炭転換コンプレックス技術

等の新規プロジェクトを総合的に推進することとしている。

## 3. 国際的水素エネルギー利用システム構築の意義

地球温暖化を始めとする地球環境問題の顕在化により、世界的な規模でのよりクリーンなエネルギーの導入が期待されている。このためには、資源の賦存量の豊かな石炭エネルギー等を高効率、低環境負荷で利用するための技術の開発・導入を図るとともに、将来的には、化石燃料への依存を低減しつつ、世界に広くかつ豊富に賦存する再生可能エネルギー等クリーンなエネルギーの地球規模での導入を図ることが重要である。

しかしながら、再生可能エネルギーは、化石燃

（平成6年7月1日原稿受付）

74 78 89

92 1993

2000 2020

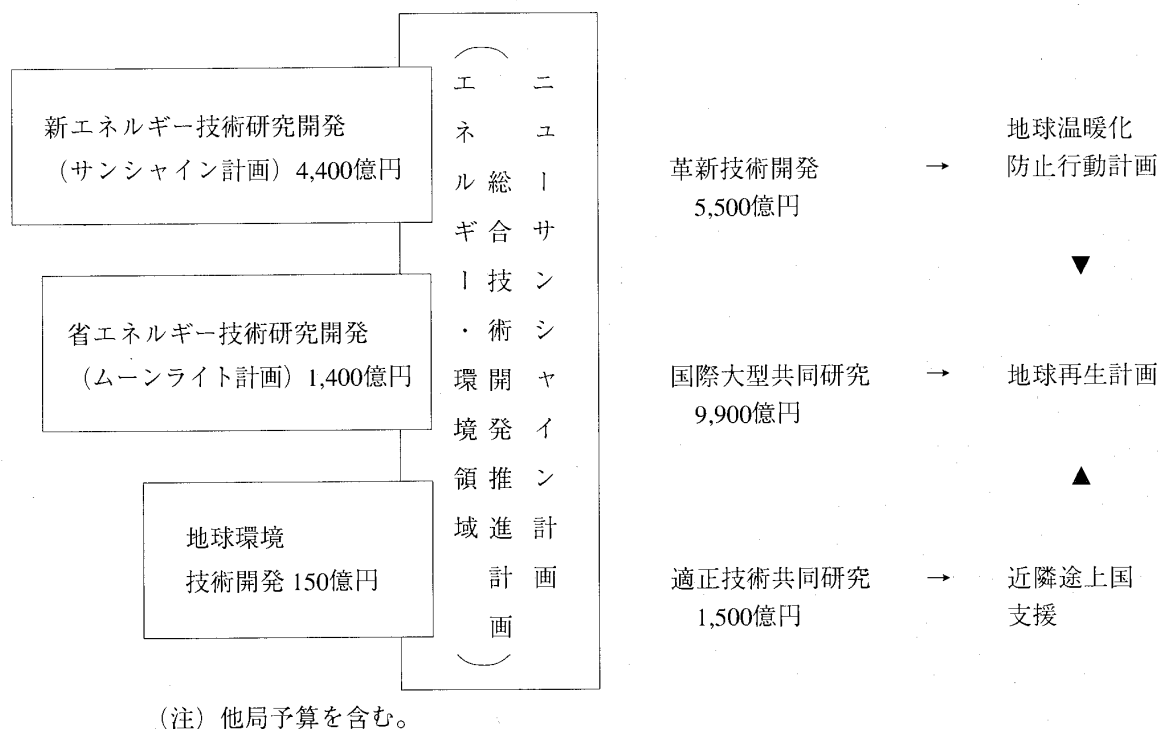


図1 「ニューサンシャイン計画」の体系

料と異なり、そのままでは長距離輸送、貯蔵ができないこと等から、その利用は、限定的にならざるを得なかった。

本来ローカルな再生可能エネルギーを地球規模で効率的に利用するためには、世界各地の様々な種類・形態の再生可能エネルギー源からのエネルギーを生産段階以降、流通、消費段階まで世界規模で一貫して取り扱える2次エネルギー体系の確立が必要である。この2次エネルギー体系において、最もクリーンかつ環境にやさしい水素エネルギーがその媒体としての役割を果たすことが大きく期待されている。

水素エネルギーは、再生可能エネルギーを輸送・貯蔵可能な形態にすることにより、化石燃料と同様の国際市場による取り引きを可能とし、国際エネルギー供給の多様化・安定化に資するとともに、クリーンなエネルギーの国際的・大規模な導入を促進するものと考えられる。

水素は国内電力の水電解により製造するのは、エネルギー用燃料としては経済的に困難となる可能性があるが、海外諸国に賦存する安価な再生可能エネルギーを利用して製造する場合には、所要

の技術が開発されれば、十分に経済性を有し得る。

また、未利用の水力等再生可能エネルギーを多く賦存する国にとっては、水素は、化石燃料に代わる輸出エネルギーとして、当該国の産業振興にも貢献し得るものと考えられる。

#### 4. 水素利用国際クリーンエネルギーシステム技術 (WE-NET) の概要

水素利用国際クリーンエネルギーシステム技術 (WE-NET) は、発展途上国等に未利用の形で豊富に存在する水力、太陽光等のクリーンな再生可能エネルギーを水素などの輸送可能な形に転換し、世界の需要地に輸送し利用するネットワークの構築をねらいとして、国際協力により、中核的な要素技術の開発及びシステム設計等を総合的に推進しようとするプロジェクトである。ニューサンシャイン計画における国際大型共同研究プログラムの中核をなすものである。

#### 5. WE-NET のスケジュール等

本プロジェクトの研究開発期間は1993年度から2020年まで、研究開発費は約3000億円の長期間・大規模なものとなる予定である。

このため、研究開発を推進するに当たっては、

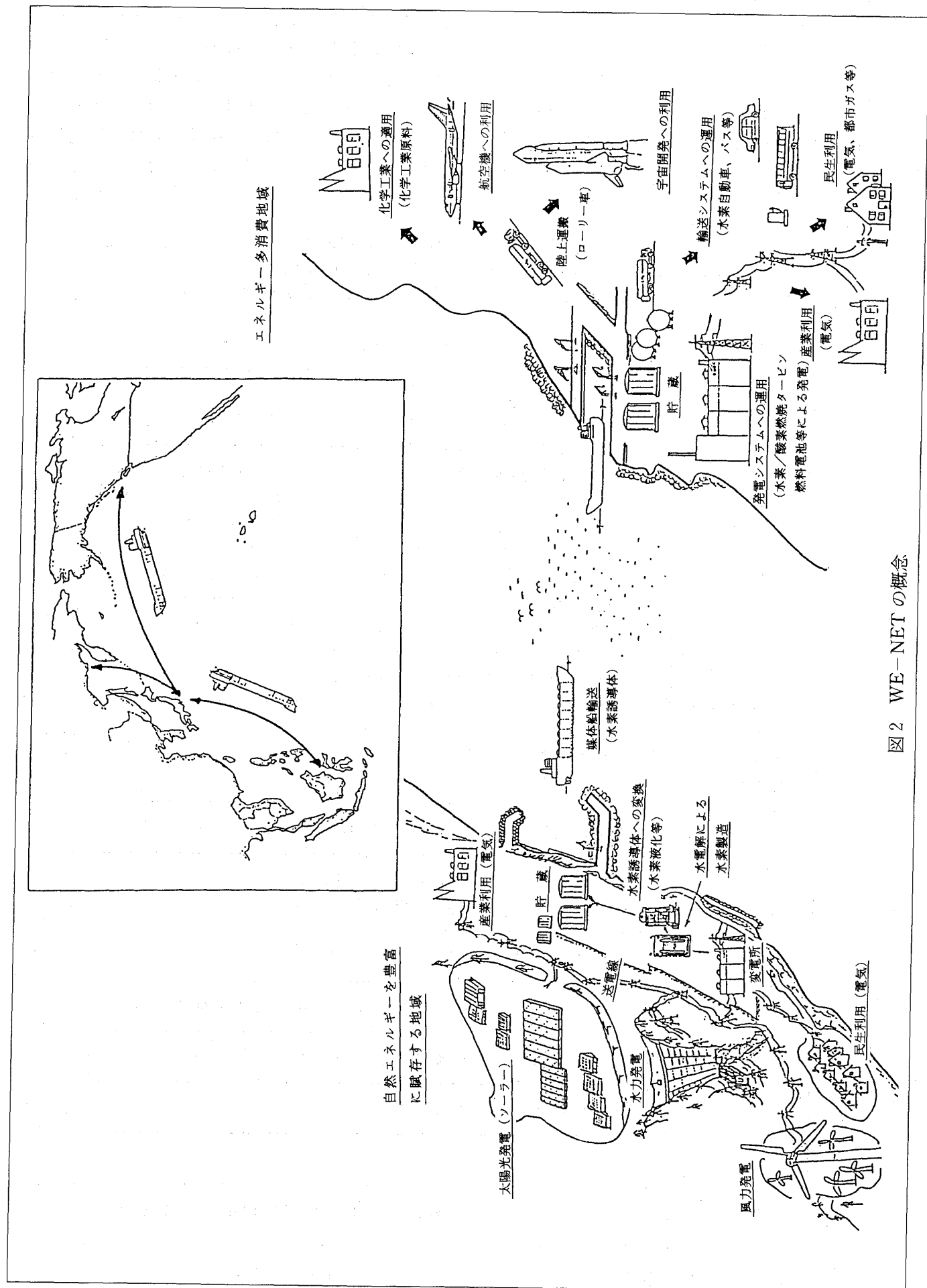


図2 WE-NETの概念

全期間を3段階に分けいわゆるローリングレビュー・アンド・デベロップメント方式によりフレキシブルなアプローチが重要となる。第1段階では、全体システム、水素製造技術、水素輸送・貯蔵技術、水素利用技術等に係る基礎的な研究及び要素技術の研究開発を行い、全体システムの最

適化設計に必要な基盤を確立するとともに、システム構築の鍵となる中核技術の開発を図る。第2段階では、全体システムの最適化設計、必要な小規模プラントの設計、建設、運転及び評価等を行い、国際的な総合システム構築に必要な技術基盤を確立する。また、実現可能な部分については順

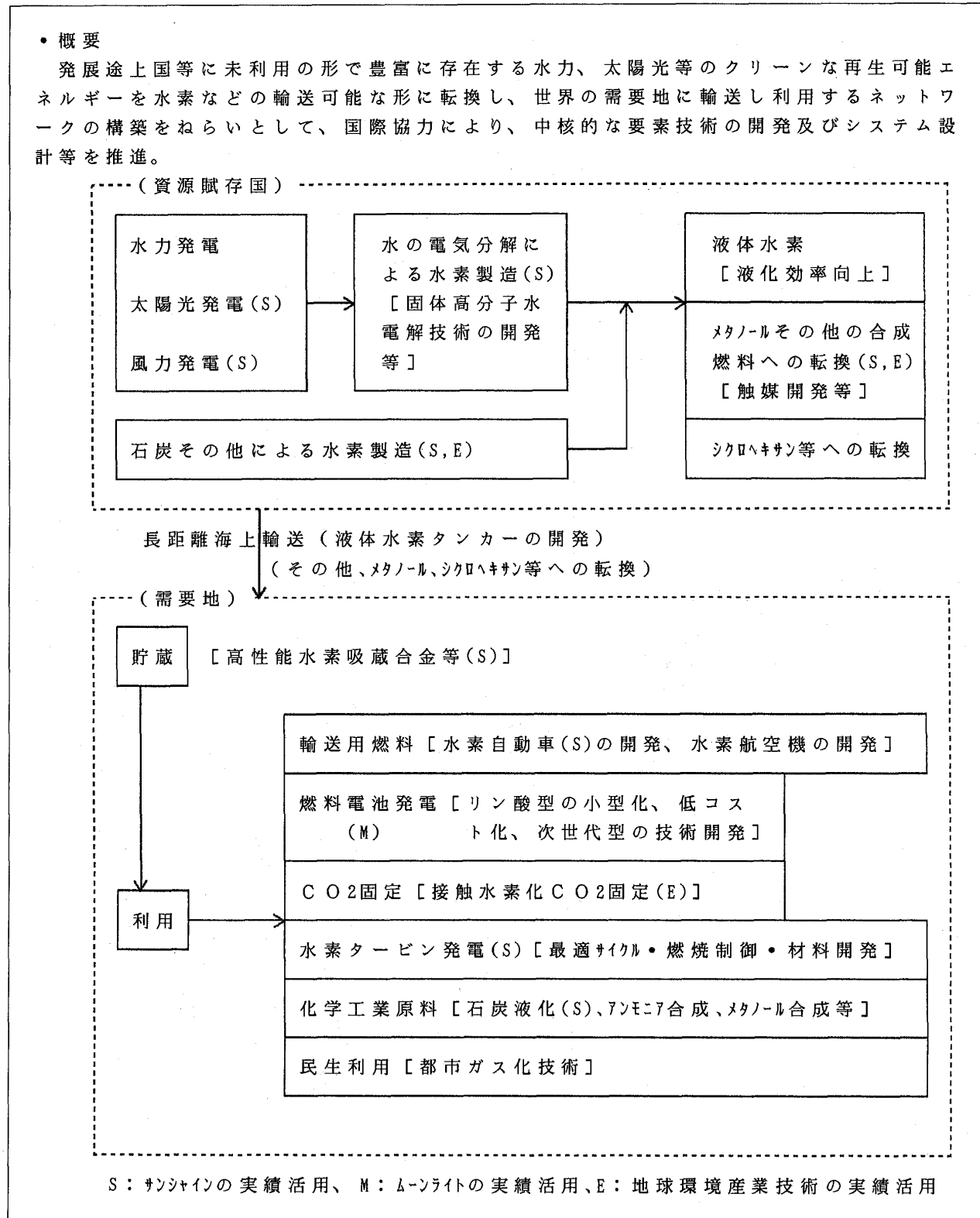


図3 水素利用国際クリーンエネルギーシステム技術(WE-NET)のスキーム

次実践展開につながる技術を確立する。第3段階では国際的な総合システムを構築し、大規模実践システム構築の基盤を得る。また、これらと並行して、革新的先導的研究開発を推進し、各段階の研究開発に反映・補完していくことも重要な課題となる。

## 6. WE-NETに係る技術開発課題

WE-NETを実現させるためには、様々な技術的ブレークスルーが必要とされている。その主なものは次の通り。ただし、これらについては、今後さらに検討が加えられることとなる。

水素製造技術の革新: 固体高分子型水電解技術等革新的な水素製造技術に関し、高効率化、大規模化、長寿命化等を図る必要がある。固体高分子型水電解技術の場合、高電流密度化、電解槽構成材料開発、膜・電極接合体製造技術開発、積層化技術開発等多くの課題がある。

水素大量輸送技術の革新: 輸送媒体として液体水素を考える場合、水素液化動力原単位の低減、液体水素輸送船の熱応力緩和タンク設計技術、蒸発水素有効利用技術、材料技術等が課題となる。また、輸送媒体としてその他の化学媒体を考える場合、水素化・脱水素化触媒開発等高効率転換技術等が課題となる。

水素分散貯蔵・輸送技術の革新: 水素吸蔵合金に関し、吸蔵能力、吸収・放出温度特性、耐久性等の向上を図る必要がある。

水素発電技術の革新: 水素燃焼タービンに関し、サイクルの最適化、水素燃焼制御、材料技術等について革新を図る必要がある。

全体システムの構築・最適化: 水素製造、水素輸送・貯蔵、水素利用にわたる全体システムについて、水素製造のための再生可能エネルギーの賦存量、二酸化炭素排出削減効果等地球環境保全効果、エネルギー効率、経済性、技術的可能性等を踏まえて、全体システムの構築・最適化を図る必要がある。

## 7. 水素燃焼タービンについて

WE-NETにおいては、発電用水素燃焼タービンの研究開発も水素利用技術の一環として重要な位置づけを占めている。

水素を動力発生用に用いることについては、液酸液水ロケット等実績は限られ、さらにタービン

として用いることについては、液酸液水ロケットのターボポンプ（ターボポンプとしての特殊な形態ではあるが）の例がわずかにある程度である。発電用水素燃焼タービンはまさに新たな挑戦である。

発電用水素燃焼タービンについては、様々なケーススタディ、基礎的な研究等が行われているが、①水素—空気燃焼とする方式、②水素—酸素燃焼とする方式等が考えられている。

水素—空気燃焼ガスタービンの場合、水素の燃焼特性から燃焼器をコンパクト化できる優位性はあるが、NO<sub>x</sub>対策が必要等本来の意味でのクリーンな高効率なタービンとはいえない面がある。

一方、水素—酸素燃焼タービンは、生成物が水であることによりクローズドサイクルを形成できること、水蒸気を作動媒体としてガスタービンサイクルとランキンサイクルを直結した複合システムが形成でき、高効率化できること等様々なメリットが期待される。ガスタービンサイクルとランキンサイクルを組合せたクローズドの複合サイクルについては、作動媒体を水蒸気とした場合、作動媒体と生成気体が同一であるというまさに水素を燃料としたことによる極めて稀な条件が生まれ、この特性を生かしきった様々な高効率化の試みの途が開けてくる。

水素燃焼タービンについては、期待は大きいものの、様々な技術課題があり、基礎的な面を含め総合的な取組みが必要となっている。

例えば、①理論的には、各種サイクルの複合システムがいくつか考えられるが、効率とシステムの複雑さとの兼ね合い及び材料の開発見通しを考慮して最適システムを選定するためのシステム・スタディ、②水素—酸素燃焼制御技術の開発、③タービン翼等主要構成機器の開発、④超耐熱合金、金属間化合物、炭素/炭素複合材料、セラミック系等の高温材料の評価及び開発、⑤主要補機類の開発等が重要な課題となろう。

これらを含め、幅広い取組みにより、将来のクリーンエネルギーネットワークの構築に向け着実な前進が期待される。

## 8. WE-NETの国際展開

国際的なクリーンエネルギーネットワークを構築していくためには、様々なレベルで多層的な国

際展開を図っていくことが重要である。すなわち、第1に、我が国のナショナルプロジェクトであるWE-NETを国際開放下で推進すること。第2に、日米加等関係国とのバイ/トライラテラルの協力を推進すること。第3に、G7レベルでのマルチ協力を推進すること。第4に、IEA, ISO等によるマルチ協力を推進すること。第5に、長期的には、開発途上国をも加えたグローバル協力を推進すること。

これらについて、すでに、国際的なWE-NET検討フォーラムの開催、関係国との協議、東京サミットにおけるエネルギー・環境技術に関する議論、IEA水素執行委員会におけるWE-NETをも踏まえた戦略再構築等着実な進展が図られているところである。

特に、IEA水素執行委員会においては、水素をエネルギー・環境問題を解決するためのキーテクノロジーとしてとらえ、再生可能エネルギー等クリーンなエネルギーから水素を製造し、輸送・貯蔵し、広範な分野で利用するシステムを構築しようとする新たな戦略プランを定めたところである。このため、従来の協力テーマを全て終了させ、新たに、水素製造、水素輸送・貯蔵、全体システムの3つの分野で協力を開始すべく、目下活発な議論が行われているところである。

## 9. WE-NETのエネルギーバランスの検討

WE-NETについて検討を進めるに当たっては、WE-NETが再生可能エネルギーをわざわざ水素等に変換し、長距離を輸送し、再びエネルギーに変換して利用するものであるところから、エネルギーバランス的に成り立つか、すなわち、十分なエネルギーを輸送できるかが、重要なポイントとなる。

とりあえずの試算では、水電解の効率を90%、水素液化動力を1 KWh/Nm<sup>3</sup>H<sub>2</sub>、荷役ロスを2%と仮定すれば、エネルギー輸送効率は70%、すなわち生産地における電気エネルギーの70%が液体水素の形で需要地まで輸送し得ることになる。さらに、これに生産地における発電設備、水電解設備、液化設備、タンカー、貯蔵設備等の建設・運転に必要なエネルギーを考慮に入れても（この過半はタンカーの運転に必要なエネルギー）、エネルギー輸送効率は67%と見積もられる。また、輸

送してきた水素を、例えば水素燃焼タービン等効率の高い方式で利用すれば、現地発電エネルギーに対する需要地での発電後のエネルギーの割合、すなわちエネルギー発電効率も40%（設備等の建設・運転に必要なエネルギーを考慮にいれても38%）と見積もられる。

この結果については評価が分かれるところではあるが、極めてクリーンなエネルギーシステムであることを考慮にいれば、有望な、かつ、実現可能なシステムといえると考えられる。

これらについては、WE-NETプロジェクトの全体システムの検討の一環として引続き議論されることが期待されている。

## 10. WE-NETの実施

WE-NETは、様々な技術分野にまたがり、かつ国際的なプロジェクトであるところから、開放された透明なスキームの下、内外の産学官の叡知を糾合して、計画作りの段階から所要の検討を進めることが重要である。このような目的のため、通商産業省工業技術院においては、通産省公報への案内掲載、在京外国大使館への案内送付等により、一昨年12月以来数次にわたりWE-NET検討フォーラムを開催した。このフォーラムには、多くの国内外の企業・団体、外国大使館関係者、専門家等が参加し活発な議論が進められた。

これらの過程を経てWE-NETの基本計画がとりまとめられ、これを踏まえ、WE-NETの実施を担当することとなった新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)より、昨年8月、内外の企業、研究機関等を対象に、WE-NETへの参加につき国際的な公募が行われた。これは、通産省公報のみならず、サイエンス誌、ネイチャー誌を通じても周知されたところである。

これらを通じ、有力な国内外の企業・団体の参加を得て本プロジェクトがまさに開始されたところである。

本プロジェクトが、優れた成果をあげ、来るべき世紀のエネルギー・環境問題の解決に大きく貢献することを期待するものである。

## 参考文献

片山正一郎: 水素利用国際クリーンエネルギーシステム技術(WE-NET)について、水素エネルギーシステム, 17(3), 2-7 (1993)



## 1. まえがき

ニューサンシャイン計画の一環として1993年にスタートした「水素利用国際クリーンエネルギーシステム技術の研究開発 (WE-NET)」では、再生可能エネルギーから産み出される水素をキャリアとする国際的なエネルギーネットワークの構築に必要な技術を確認することが目的とされている。これには水素の製造から輸送、貯蔵、利用に至る様々な研究開発課題が含まれているが、中でも水素・酸素燃焼タービンによる水素エネルギーの電力変換がWE-NETの中核となる技術として位置付けられ、多方面から注目を集めている。そこで、本稿では、フィージビリティスタディの段階までに得られた知見を中心に、水素・酸素燃焼タービンの背景、意義、新サイクルの可能性、開発課題などについて述べることにする。

## 2. 水素利用技術の要件

1973年の第1次オイルショック以来、水素エネルギーは未来エネルギーとして嘱望され、製造から利用にわたり様々な研究開発が行われてきた。また、化石燃料消費によるCO<sub>2</sub>の排出を主因とする地球温暖化問題がクローズアップされたのに伴い、炭素を含まない究極のクリーンエネルギー源として、水素には改めて大きな期待が寄せられている。しかし、石油精製やアンモニア合成等の従来からの用途、ロケット等の特殊用途、水素電池における機能的利用等を別にすると、残念ながら水素の利用は具体化しておらず、その見通しも暗いのが最近までの状況であった。この理由として貯蔵、輸送、保安等のインフラ整備に関する問題点も考えられるが、最大の原因は“エネルギーとしての水素の供給”が実現されなかったことにあって過言でないと思われる。

これに対し、WE-NETでは、図1のように、自然条件に恵まれた供給サイドで水力や太陽光等

の再生可能エネルギーから電力を得て、水電解により水素を製造し、これをキャリアとするクリーンエネルギーの輸送サイクルを実現することが計画されている。これにより、再生可能エネルギーを起源（石炭等を組み合わせるシステムも検討されている）とする水素が大量に供給され、水素エネルギーの導入が実現するものと期待される。

しかし、水素は2次エネルギーであることの宿命から、図1のような製造～輸送～供給の過程に多くの1次エネルギーと資源が必要とされるため、クリーンではあるものの、発熱量当りで見ると化石燃料に比べかなり高価なものになることは避けられない。したがって、水素の利用を考える場合には、可能な限り高い熱効率（より厳密にはエクセルギー効率）で利用できるとともに、環境保全面における水素の特徴を最大限に発揮しうる用途を設定し、これに適した利用技術を開発する必要があると思われる。また、後述のような水素の供給形態と適合したものであることも要求される。

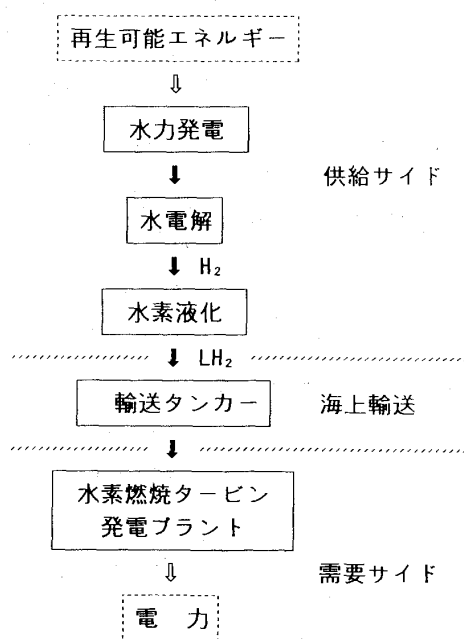


図1 輸送サイクルの構成例（液体水素輸送）

水素は可燃範囲が広く、材料の水素脆化等も問題になることから、適正な安全管理が確実にできる用途であることも忘れてならない。さらに、1000 MW オード相当の水素の供給が計画されていることを考えると、容量的にもこれに対応できるものである必要がある。

### 3. 水素の利用分野

これまで、その発熱量を利用するエネルギー分野での水素の大量導入の手段として、表1に示すような用途が開発あるいは検討されてきた。接触水素化などにより水素をCO<sub>2</sub>の再資源化に利用しようという提案もあるが、エネルギーの利用効率、CO<sub>2</sub>排出の低減効果から見ると、水素あるいはその化合物を直接燃料として利用する方が明らかに有利であると考えられる。

表1の中で、一般の注目を最も集めてきたのはいわゆる水素自動車である。しかし、この場合、水素は単なる代替燃料として使用されるに過ぎず、例えば熱効率やNO<sub>x</sub>排出で見ると在来燃料を使用する場合と大差なく、水素が燃料であることの特徴を真に活かせる用途であるとは言いがたい。また、水素の積載形態に液体水素を採用する場合には気化損失、金属水素化物を採用する場合には重量等に問題を抱えている上、いずれの場合も、普及を図ろうとすると大規模なインフラ整備が不可欠とされる。

これに対して、電力変換は最も高品位なエネル

ギーへ変換する高価値の利用方法であり、電力需要は将来的に増加して行く傾向にある。また、発電分野では、後述のように酸化剤に純酸素を使用する水素・酸素燃焼を採用できる可能性があり、この場合、水素のクリーンさを極限まで発揮できる。さらに、水素・酸素燃焼の特徴を活かした新しい発電サイクルにより、従来に比べ格段に熱効率を向上できる可能性もある。容量的にも十分で、安全管理やインフラ整備における問題も水素自動車等の場合に比べると極めて少なくすむものと予想される。

発電分野での水素利用は、大まかにはLNG火力発電に相当する大型発電プラントと燃料電池による分散型発電プラントに分けられよう。燃料電池は熱効率の点で高いポテンシャルを持っており、コジェネレーションシステムを構成すれば、さらに効率的なものになる。しかし、容量的には制約があると考えられ、水素、場合によっては酸素の輸送ラインの整備も問題になる。また、燃料電池は化石燃料あるいはメタノール用として既に精力的な研究開発が進行中である。

以上のような理由から、現在、水素・酸素燃焼とタービン系から構成される水素・酸素燃焼タービンにより、水素エネルギーを超高効率で電力へ変換する大型発電プラントが利用技術における主たる開発ターゲットになっている。

### 4. 輸送・貯蔵形態

エネルギー輸送ネットワークにおいて、輸送や貯蔵の形態に何を選定するかは、その効率、コスト、実現性を支配するだけでなく、利用技術とも密接に関係する。金属水素化物もその候補として考えられるが、1万kmのオードの輸送距離と数十万トン級のタンカー相当の輸送量になることなどから、表2のように、含水素化学物質および液体水素を用いる輸送サイクルが有力な候補に上がっている<sup>(1)</sup>。経済性、エネルギー収支、CO<sub>2</sub>排出原単位の試算によれば、コスト的には化学物質による輸送サイクルが有利との結果が得られている。

しかし、実現性の点では、プロセスが比較的単純で、ロケット燃料としてかなりの実績があり、技術的にLNGと類似している液体水素サイクルが有力視されている。また、後述のように、液体水素は水素・酸素燃焼タービンにとって望ましい

表1 エネルギー分野での水素の用途

分 野	用 途	使 用 法
一般燃料	都市ガス	産業用 民生用
動 力	自 動 車	オットー ディーゼル
	航 空 機	ジェットエンジン
	タービン	ランキン ブレイトン
発 電	燃料電池	リン酸型 固体電解質
	タービン	ランキン ブレイトン

表2 エネルギー輸送サイクルの候補

サイクル	プロセス (A: 供給側, B: 需要側)
液体水素	A: $H_2 \Rightarrow LH_2$ (液化) B: $LH_2 \Rightarrow H_2$ (気化)
メタノール/CO	A: $2C + O_2 \Rightarrow 2CO$ (石炭ガス化) $2CO + 4H_2 \Rightarrow 2CH_3OH$ (B: $CH_3OH + H_2O \Rightarrow 3H_2 + CO_2$ )
メタノール/CO <sub>2</sub>	A: $3H_2 + CO_2 \Rightarrow CH_3OH + H_2O$ B: $CH_3OH + H_2O \Rightarrow 3H_2 + CO_2$ (CO <sub>2</sub> : 回収, 液化)
メタノール / 脂肪酸メチル	A: $2H_2 + HCOOCH_3 \Rightarrow 2CH_3OH$ B: $2CH_3OH \Rightarrow 2H_2 + HCOOCH_3$
アンモニア	A: $3H_2 + N_2 \Rightarrow 2NH_3$ B: $2NH_3 \Rightarrow 3H_2 + N_2$
シクロヘキサン / ベンゼン	A: $3H_2 + C_6H_6 \Rightarrow C_6H_{12}$ B: $C_6H_{12} \Rightarrow 3H_2 + C_6H_6$

供給形態でもある。

なお、水素を 13.8 K の 3 重点まで冷却し、約 50% が固体化したスラッシュ水素も、流動性を保ちながら密度を 15% 程度高められる輸送形態として関心を集めている。

## 5. 液体水素サイクルの効率

エネルギー輸送サイクルの効率は、次の 2 つの面から評価する必要があると思われる。

第 1 は、輸送に伴いどの程度の化石燃料が消費されるかである。この割合が大きいと、再生可能エネルギーを輸送することの意義が薄れてしまう。そこで、第 1 の評価因子として、需要サイドで得られる電力量（一次エネルギー換算）と全体システムの建設や運用に使われる化石燃料のエネルギー量との比によって定義されるエネルギー比  $R_T$ （化石燃料エネルギー 1 単位を消費して抽出される利用可能な再生可能エネルギーの量に相当）が考えられる。

第 2 は、再生可能エネルギーをいかに小さな損失で輸送できるかである。この損失が大きいと、供給サイドでの設備規模に比べて小さなエネルギーしか利用できず、コストの上昇などを招くことになる。そこで、第 2 の評価因子として、需要サイドでの発生電力量と供給サイドでの水力発電による供給電力量の比によって定義される電力輸送効率  $R_E$  が考えられる。

輸送用燃料の種類および輸送距離が液体水素サ

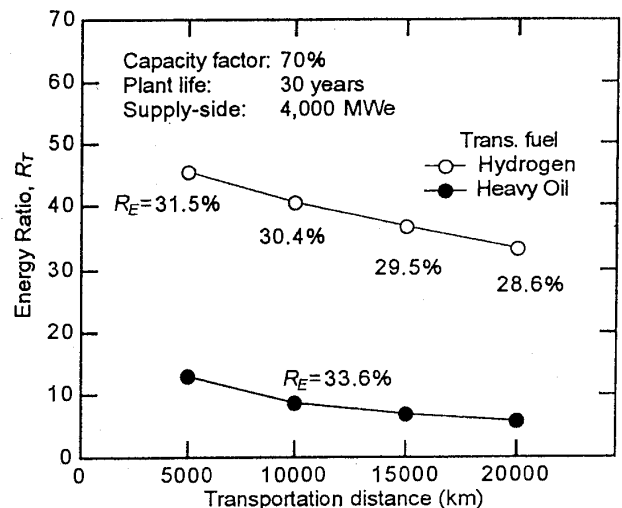


図2 液体水素輸送サイクルのエネルギー比  $R_T$  と電力輸送効率  $R_E$

イクルのエネルギー比  $R_T$  および電力輸送効率  $R_E$  に与える影響を試算した例を図 2 に示す<sup>(1)</sup>。ただし、この試算は多くの前提に基づいており、例えば需要サイドでの発電プラントの送電端効率は 48% と仮定されている。海上輸送用のエネルギーがかなり大きな割合を占めるため、重油を輸送用燃料に使用する場合には、その定義から明らかなように、エネルギー比は低く、しかも輸送距離の増加とともに低下する。電力輸送効率は輸送距離によらず 33.6% と比較的高い一定値に保たれる。これに対し、液体水素（ボイルオフガスを含む）を輸送用燃料に使用すると、電力輸送効率は 28.6~31.5% とやや低下するものの、エネルギー比は大幅に高められることが分かる。したがって、図 2 によれば、液体水素サイクルでは、輸送船に水素燃焼の動力システムを採用することが不可欠であると思われる。

## 6. 液体水素冷熱の利用

輸送形態が液体水素の場合、水力等の再生可能エネルギーを起源とするため上記のエネルギー比には直接影響しないものの、液化のためにかなり大きな電力が消費される。逆に言えば、約 20 K と低温の液体水素はエクセルギー的に有効な冷熱を多量に保有していることになる。したがって、その利用に当っては、冷熱の有効利用を考えることが不可欠であると考えられる。

液体水素と LNG の特性を比較した表 3 に見られるように、液体水素が保有する冷熱エクセル

表3 液体水素とLNGの特性比較

液化ガス種類	液体水素 para-H <sub>2</sub>	LNG インドネシア産	単位
総発熱量	142.4	54.4	MJ/kg
沸点	20.28	113	K
冷熱量	4.45	0.92	MJ/kg
冷熱エクセルギー (対総発熱量比)	12.6 (8.9)	0.91 (1.7)	MJ/kg %

ギー（実際の液化では、この数倍程度の電力が必要になる）は総発熱量の約9%にもなり、これはLNGの場合の約5倍に相当する。冷熱の利用方法には、熱機関を用いるいわゆる冷熱発電も考えられるが、一般に冷熱温度に近い低温の発生を必要とするプロセスや高圧ガスの発生（液体状態で昇圧後、気化）に使う方がはるかに有効なことが知られている。すなわち、液体水素が供給される水素・酸素燃焼タービン発電プラントでは、空気の高圧の深冷分離による酸素製造や、燃焼器へ供給する高圧の水素ガスおよび酸素ガスの発生のために利用するのが有効である。

1モルの水素およびその完全燃焼に必要な0.5モルの酸素が、大気圧の液体状態で保有する冷熱エクセルギー $E_B$ 、常温で5MPaのガス状態を持つ圧力エクセルギー $E_P$ および空気からの酸素分離に要するエクセルギー $E_S$ を表4に示した。これらから分かるように、液体水素は、必要量の酸素の分離と燃焼用の高圧ガスの発生に十分な冷熱エクセルギーを保有していることになり、理論的にはこのための外部動力は不要である。もちろん、実際には種々の損失が存在するため、このように理想的なプロセスを実現することは不可能であるが、冷熱を利用しない場合に比べて、所要動力を大幅に低減できる可能性がある。

このような冷熱利用が可能なることも、液体水素を酸素・水素燃焼タービンと組み合わせることの大きなメリットであり、効率的な冷熱利用プロセスの開発が重要な課題の一つであると思われる。なお、液体水素自動車等では、上記のようなプロセスを組み込むことは困難であり、液体水素の特

表4 水素・酸素系のエクセルギー（単位: kJ）

エクセルギー	冷熱 $E_B$	分離 $E_S$	圧力 $E_P$
水素 1 モル	25.4	---	9.7 (5MPa)
酸素 1/2モル	10.2	3.1	4.8 (5MPa)

徴のうち本質的には貯蔵性だけしか活かされない。冷熱を吸入空気や器壁等の冷却に用いることは可能であるが、エクセルギー的に見ると、これは極めて低価値の利用法である。

## 7. 水素の燃焼特性

表5に水素の燃焼特性をメタンと比較して示す。水素には、炭化水素系燃料に比べ、可燃濃度範囲が広い、燃焼速度が大きい、最小着火エネルギーが小さい、消炎距離が短い等の特性があり、点火し易い、燃え易い、狭い隙間でも火が通り易い等の特徴を生む理由になっている。これらの特徴は、ガスタービン等の連続燃焼器では燃焼制御が容易になるなど利点になる場合が多いが、内燃機関に適用する場合には、逆火などの問題を生じ、その対策が課題になる。

高温燃焼が水素の特徴としてよく挙げられるが、それは純酸素燃焼の場合であり、炭化水素系燃料でも同様である。実際には空気燃焼の場合の窒素に相当する第3の流体で希釈して燃焼させ、必要な燃焼ガス温度に制御して使われる。水素・酸素燃焼タービンを想定し、酸素との割合が量論比に保たれた状態において、アルゴンおよび水蒸気（ガス状態）による希釈が断熱火炎温度に与える影響を計算した例を図3に示した。横軸の水素モル比が0.67の場合が純酸素燃焼に相当する。希釈率を変えることにより広範囲に温度を調整できることが分かるが、希釈率が高く水素モル比が小さい場合には、着火や安定燃焼の維持が問題になると予想される。アルゴンで希釈した場合に、低圧力で温度が下がっているのは、燃焼生成物の水蒸気分圧が低く、その解離が進むためである。

表5に示したように、水素における総発熱量と低発熱量の差すなわち燃焼後の水蒸気が保有する凝縮潜熱は極めて大きく、低発熱量の約18%にも上る。したがって、水素の有効利用のためには、

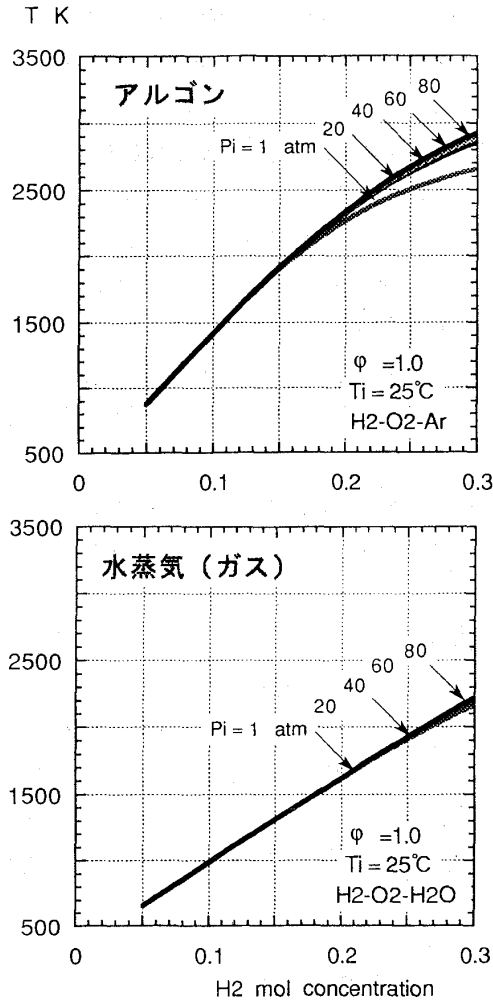


図3 断熱火炎温度に対する希釈と圧力の影響

この水蒸気潜熱分を利用できる用途やサイクルを考えることも重要になる。

一方、後述のようにクローズドのサイクルを採用する場合には、水素と酸素が完全燃焼し非凝縮性ガスが残留しないようにする必要がある。これは、水蒸気で希釈してランキンサイクルを採用する場合に特に重要になる。アルゴンで希釈した水素・酸素燃焼において完全燃焼制御を行った実験例を図4に示す<sup>(2)</sup>。この例では残留酸素濃度は数%以内に制御されている。制御方法の開発はもちろんであるが、残留ガス濃度の許容限界を見出すことも重要な課題であると考えられる。

8. 水素・酸素燃焼タービンサイクル

8.1 液体水素・純酸素燃焼の組合わせ

これまでに述べたように、エネルギー分野での水素の有力な用途として大型発電プラントが考えられる。化石燃料との混焼や水素・空気燃焼によ

表5 水素、メタンの燃焼特性 (大気圧, 室温)

燃 料	水 素		メタン	単位
	酸 化 剤	酸 素	空 気	
可燃範囲		4~94	4~75	5~15 vol %
最低自発火温度		—	958	913 K
最大燃焼速度 (当量比 $\phi$ )		1,430 (1.0)	291 (1.8)	37 (1.1) cm/s
最小点火エネルギー		0.007	0.02	0.33 mJ
断熱火炎温度 ( $\phi = 1$ )		3,077	2,388	2,232 K
消炎距離 ( $\phi = 1$ )		0.02	0.06	0.25 cm
低発熱量 LHV		120	120	50.0 MJ/kg
総発熱量 HHV		142	142	55.5 MJ/kg

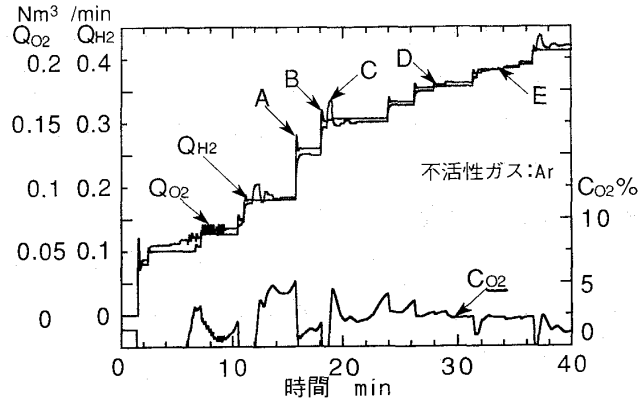


図4 水素・酸素燃焼における残留酸素濃度 CO<sub>2</sub> の制御例

る利用は現在の技術の延長線上で可能と予想されるが、NO<sub>x</sub>の問題が付随し、その割合が増大する水蒸気潜熱分の有効利用も難しい。これに対し、水素・酸素燃焼では、水だけが排出される極限的にクリーンな発電プラントを実現できるほか、水蒸気潜熱の有効利用も組み入れた新しいサイクルを導入することにより、格段の高効率化を図れる可能性がある。特に、水素が液体水素として供給される場合には、既に述べたように、冷熱を液体酸素の製造、高圧の水素ガス、酸素ガスの発生に利用することができ、プラントの総合効率の向上を図る上で極めて有利になる。

水素・酸素燃焼タービンサイクルにおいて、実質的に主作動流体となる希釈流体には、非凝縮性ガスと水蒸気が考えられる。前者はもちろん、後

者でも膨大な量になる水の供給を考慮すると、必然的に希釈ガスを循環させるクローズドのサイクルにならざるをえない。もちろん、供給した水素および酸素から生じた分に相当する水あるいは水蒸気はサイクル外に排出する必要がある。

## 8.2 非凝縮性ガス循環サイクル

非凝縮性ガスを希釈（循環）流体とするサイクルは、次の2通りに分けられよう。

(G 1) ブレイトンサイクル

(G 2) 複合サイクル

非凝縮性ガス側のサイクルはいずれにおいてもブレイトンサイクルになるが、圧縮動力の低減と水蒸気の凝縮・分離のため圧縮前に希釈流体を十分に冷却する必要がある。ただし、水素や酸素が多少残留してもサイクル上は大きな影響がないものと思われる。希釈ガスとしては、アルゴン、ヘリウム、 $\text{CO}_2$  が考えられる。この種類によってサイクル特性やタービン等の設計が大幅に変わる可能性があるが、アルゴンの場合には空気の場合の設計がほぼ適用できると言われている。

## 8.3 水蒸気循環サイクル

一方、水蒸気を希釈流体とするサイクルは、基本的には次の5通りに分類できるとと思われる。

(V 1) ブレイトンサイクル

(V 2) ランキンサイクル

(V 3) 複合サイクル

(V 4) 水蒸気注入サイクル

(V 5) 融合サイクル

ブレイトンサイクルは水蒸気を気相状態のまま循環させるサイクル、ランキンサイクルは水蒸気の凝縮過程を含むサイクルである。複合サイクルは、ブレイトンサイクルをトッピングにするもので、非凝縮性ガスの(G 2)と同様である。

水蒸気注入サイクルは、ブレイトンサイクルにおいて水蒸気のある割合を熱交換器で凝縮させ、その一部を排出する一方、残りをポンプで昇圧後、熱交換器で気化し燃焼器部に注入するもので、チェンサイクルに当る。ポンプ出口圧力を高め、高圧タービンで膨張させ付加的な動力を得ることも考えられる。非凝縮性ガス循環サイクルの場合にも水蒸気注入を併用できよう。

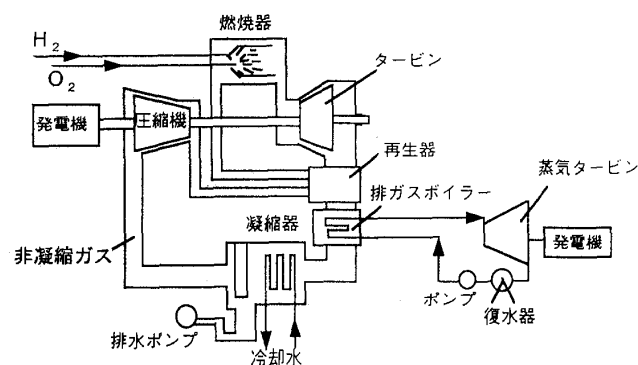
融合サイクルとは、複合サイクルがブレイトンサイクルとランキンサイクルを熱交換器を介して

間接的に結合したものであるのに対し、これらを一体的に組み合わせ、作動流体が水蒸気であることの特徴を活かすサイクルの仮称である。この代表的なものが後述のGrazサイクルである。

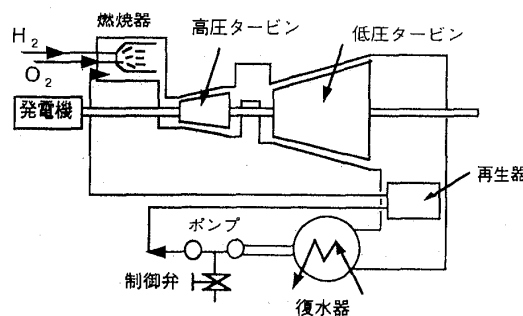
## 8.4 サイクル構成と熱効率の試算例

上記の(G 2)に相当する非凝縮性ガス循環サイクルおよび(V 2)に相当する水蒸気直接膨張サイクルの構成を図5に示す。また、これらと(V 3)に相当する水蒸気循環サイクルについて、タービン入口温度1500, 1700, 2000°C、冷却流量比0, 15, 25%における熱効率（総発熱量基準）の試算例を表6に示す<sup>(3)</sup>。

水蒸気直接膨張サイクルが高い熱効率を示しているが、冷却が採用できない等の理由により技術的に最も難しく、一方、アルゴンを用いる非凝縮性ガス循環サイクルは、タービン以外の構成要素に流入する作動流体の温度が低くなるため、技術的には最も実現性が高いと言われている。しかし、通常のLNG複合サイクル等に対し効率面で優位性を発揮するためには、いずれにおいても、タービン入口温度の格段の上昇と冷却流量の低減が必



非凝縮性ガス循環サイクル



水蒸気直接膨張サイクル

図5 水素・酸素燃焼タービンサイクルの構成例<sup>(3)</sup>

要とされることが分かる。なお、水蒸気注入サイクルは、複合サイクルと同程度の熱効率を持つようである。

### 8.5 融合サイクル (Graz サイクル)

オーストリアの Graz 工大のグループ<sup>(4)</sup>により考案され、Graz サイクルと呼ばれる融合サイクルの構成と T-S 線図をそれぞれ図 6、図 7 に示し

表 6 3 種類のサイクルの熱効率の試算例

タービン 入口温度	冷 却 流量比	水 蒸 気 直接膨張	水 蒸 気 循 環	不 活 性 ガス循環
1500°C	無冷却	53 %	51.4 %	50.9 %
	15 %	※	49.1 %	48.4 %
	25 %	※	47.3 %	46.0 %
1700°C	無冷却	56 %	53.9 %	53.5 %
	15 %	※	51.7 %	51.5 %
	25 %	※	50.0 %	49.9 %
2000°C	無冷却	60 %	55.3 %	55.9 %
	15 %	※	53.0 %	54.4 %
	25 %	※	51.6 %	53.2 %

※ 冷却用過熱蒸気が不足のため計算不能

た。高温タービンの入口温度 1200°C、入口圧力 5 MPa において、57.5%という高い熱効率が得られている。このサイクル計算にはほぼ妥当な要素効率等が採用されているようである。

Graz サイクルでは、圧縮機 C、燃焼器 B および高温タービン HT からなるブレイトンサイクルと低温タービン LP を中心とするランキンサイクルが再生熱交換器 HX を介し一体的に結合されている。すなわち、高温タービン下流の再生熱交換器の途中から、蒸気の一部（全量の約 40%）が分流され、低温タービンで凝縮域まで再膨張した後、復水器 CD で凝縮する。ここで生成した水の一部（全量の約 14%）は排出されるが、残りはポンプ FP で昇圧後、再生熱交換器で気化、昇温され、高压タービン HP（入口圧力: 14 MPa）でも動力を発生する。ブレイトンサイクル部、低温タービン、高压タービンの出力は 0.67 : 0.26 : 0.07 になっている。

サイクルが成立するためには、高温タービン入口温度および 3 種類のタービンの圧力比に対し、再生熱交換器での分流割合と熱量・温度バランスを適切に設定することがポイントになる。構成がやや複雑で分流割合等の可変範囲も狭いため、起動や制御に問題が生じる恐れもあるが、作動流体が著しく過熱された凝縮性の水蒸気であることを巧みに活かしたサイクルであると思われる。圧力比が一定の条件の下で、熱効率のタービン入口温度依存性を水蒸気直接膨張サイクルと比較した例

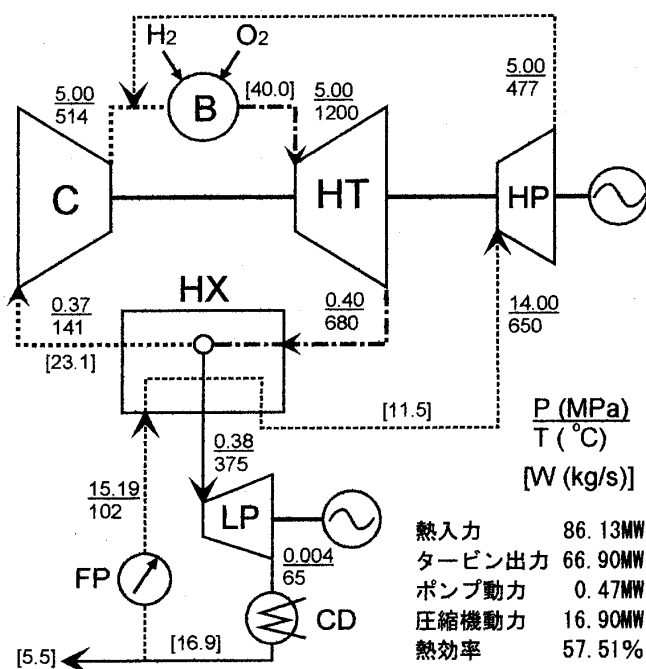


図 6 Graz サイクルの基本構成

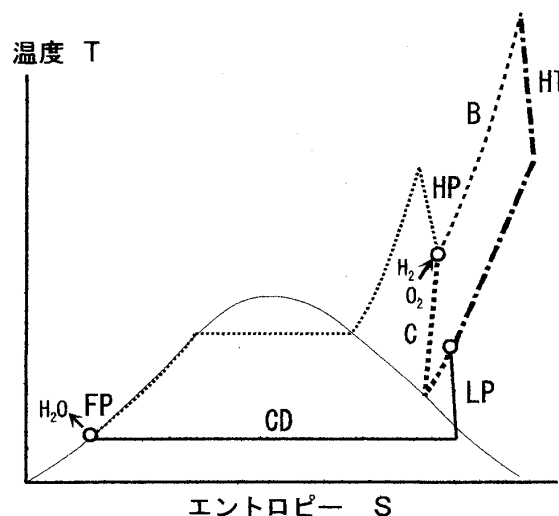


図 7 Graz サイクルの T-S 線図

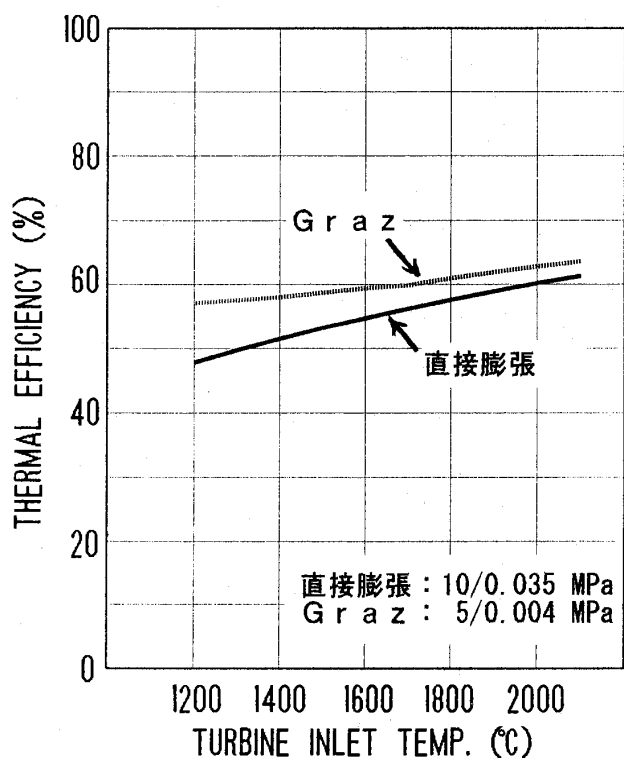


図8 Graz サイクルと水蒸気直接膨張サイクルにおける熱効率の温度依存性

を図8に示す。図に見られるように、Graz サイクルでは、温度依存性が小さく、1200°C程度でも高い熱効率を得られるのが特徴的である。

### 8.6 研究開発課題

以上、いくつかの水素・酸素燃焼タービンサイクルを紹介したが、これらに再熱器やタービン等を付加したバリエーションも考えられ、また、全く異なった構成のサイクルが出現する可能性もある。しかし、もし熱効率60%をターゲットにするならば、いずれにしても2000°C近いタービン入口温度が必要になるものと予想され、現在の材料技術で対応できるレベルをはるかに超えている。この場合、単に強度上の問題だけでなく、水蒸気やラジカル（活性化学種）との反応の影響が高まる恐れもある。その中で、Graz サイクルに見られるように、水素・酸素燃焼であることの特徴を活かせば、タービン入口温度が1200°C程度であっても、かなり高い熱効率を実現できる可能性があり、今後は、この方向でサイクルの探求、要素技術や材料技術についての検討が行われるものと思われる。

表7 水素・酸素燃焼タービンの開発課題

システム	サイクル選定 目標設定	技術的実現性、優位性 熱効率、経済性 水素供給形態との適合
要素	燃 焼 器	完全燃焼、負荷変動
	タービン	空力・強度設計、評価
	熱交換器	伝熱、構造、寸法
基盤技術	材 料	耐熱・耐食性 (高温水蒸気・水素) コーティング、成形
関連技術	システムの運転・制御、安全性 酸素製造(液体水素の冷熱利用)	

る。水素・酸素燃焼タービンは多くの開発課題を抱えていると思われるが、主な項目を表7に要約して示した。

### 9. あとがき

水素・酸素燃焼タービンサイクルは、極めて高価値の燃料形態である液体水素の活用に適し、クリーンで高効率の発電サイクルとなりうるものと予想される。究極的には総発熱量基準で熱効率60%を狙うことになろうが、その場合、2000°C近いタービン入口温度が必要になる可能性がある。そのため、30年後の実用化を目指すWE-NETでも、最適サイクルの探求を中心に、要素技術、材料技術等について本格的な研究開発が始まっており、今後の進展が期待される。

本稿作成にご協力を賜りました機械技術研究所の濱純、赤井誠の両氏に御礼申し上げます。

### 参考文献

- (1) 赤井・野村・山下, 日本機械学会論文集, B 59-565(1993-9), 2681
- (2) Hama, J., JSME-ASME Int. Conf. on Power Engineering, (1993-9), 475
- (3) 小川・上松・森, 日本機械学会 第3回動力・エネルギーシンポジウム講演論文集, (1992-11), 125
- (4) Jericha, H. et al., ASME COGEN-TURBO IGTI-Vol.6, (1991), 435



## 北米での産学協力による工学教育

プラット・エンド・ホイットニー カナダ社 吉 中 司

### 1. はじめに

最近、カナダのケベック州における航空宇宙産業と大学との協力による教育活動と、ユナイテッド・テクノロジーズ・コーポレーションの社内技術者の再教育に、たずさわる機会を得た。これら工業教育の状況は、本学会会員の方々にあるいは役立つかと思い、ここにその概要を紹介する。

### 2. ケベック州内での航空宇宙工学修士コース

カナダの航空宇宙産業は、その生産高において世界で第6位(1994年の推定生産高は、92億米ドル)、それもモントリオール市を中心とするケベック州内に、その大多数が集中している。こうした背景から、ここでの産学協力は深い。しかも、航空宇宙産業は、カナダの将来にとって必須の産業でもあり、ケベック州政府の文部省(カナダでは、州同志や大学間での連携はあるものの、教育の詳細や予算は州政府の管轄である)の肝いりで、CAMAQ (Centre d'adaptation de La main-d'œuvre au Quebec) という政府-大学-航空宇宙関係企業によるグループが、1980年代初めに発足し、三者の協力を促進している位だ。

「産学協力による航空宇宙工学修士」というアイデアは、ボンバルディエ・カナダ社の社長レモン・ロワイエ氏のビジョンから来たもので、1989年10月以来、CAMAQがその実現の為に責任組織になり、翌年3月には、モントリオール市内の大学3校、カナダ連邦政府の宇宙公団、モントリオール周辺の航空宇宙関係企業11社による、修士課程設定への協力体制が整うに至った。その後、1992年10月、更に州内大学2校が加わり、表1に示す会員構成となった。この修士課程には、下記の2点で、他の工学修士課程と違っている。その一つは、企業の望む教課を大学院で教える、と言った一方通行ではなく、企業内の技術者達による、実際に社内で起きた技術問題を基にするケース・

表1 航空宇宙工学修士実現へのパートナーズ

大学 (アイウエオ順)
エコール・ポリテクニク (モントリオール市)
コンコルディア大 (モントリオール市)
シャープブルック大 (シャープブルック市)
マクギル大 (モントリオール市)
ラバール大 (ケベック市)
研究機関及び民間企業 (アイウエオ順)
アライドシグナル・エアロスペース・カナダ社
エリコン・エアロスペース社
エルー社
カナダ宇宙公団
シー・エイ・イー・エレクトロニクス社
スパー・エアロスペース社
パラマックス・システムズ・カナダ社
プラット・エンド・ホイットニー・カナダ社
ベル・ヘリコプター・テキストロン社
ボンバルディエ・カナダ社
マルコニー・カナダ社
ロールス・ロイス (カナダ) 社

スタディの講義(1学期間続く)と、大学院生の企業内での4ヶ月に亘る実務研修を通した、企業の大学院教育への積極的参加だ。他の一つは、各参加大学院の課程が共通講座になっていて、学生はどの参加大学院で授業を取っても良い、という点である。

この修士課程は、機械系と電気/電子系とに分かれており、ケース・スタディは、両系共、年に一度。講義で使われる言語は、マクギル大とコンコルディア大(共にモントリオール市内)では英語、エコール・ポリテクニク(モントリオール市)、ラバール大(ケベック市)とシャープブルック大(シャープブルック市)では仏語、となっている。

CAMAQは、その内部にCIMGAS (Comité industrie-université sur la maîtrise en génie aéronautique et spatial)、と称する小委員会を設

(平成6年7月12日原稿受付)

表2 航空宇宙工学修士のパイロット・プロジェクト  
(1993年 11月現在)

学 年	登録学生数	企業での実務研修生数	卒業生数
1990-1991	36	27	24
1991-1992	43	28	22
1992-1993	47	28	—
1993-1994	39	23	—

け(私はこの小委員会に、PWC 社代表として参加している)、州政府文部省のこの修士課程に対する認可促進を計っている。又、CIMGAS は、航空宇宙工学修士のパイロット・プロジェクト遂行を決定し、1990 年以来参加 5 大学院で学生の受け入れを始めた(表 2)。一方認可申請を受けた州政府文部省は、その諮問機関である州内大学学長間による学長会を通して、カナダ各地からの高等教育エキスパートからなる審議会を構成した。この審議会は 1994 年初頭、認可を文部大臣に推薦しているので、正式認可は間近いと思われる。目下のところパイロット・プロジェクトの卒業生 46 名は、機械工学修士、又は電気/電子工学修士号を与えられているが、認可の暁には、航空宇宙工学修士号を受ける事になっている。

### 3. ユナイテッド・テクノロジーズ社 (UTH) の社内技術者再教育

UTC は、プラットフォーム・エンド・ホイットニー 3 事

業部、シコルスキー・エアクラフト、ハミルトン・スタンダード、UT ケミカル・システムズ等による軍需/航空宇宙産業と、キャリアー、オーチス・エレベーターで代表される民需産業からなる総合会社で、他社の製品との違いは「技術の差による」と言うのが、企業戦略政策になっている。これで企業目標に達するには、社内技術者層の連続的な技術教育が必要だ。併し、充実した社員教育施設の建設には多額の費用が掛かる丈でなく、技術陣が世界中に散らばっており、教育施設の運営は大変である。又、社内教育と言っても、世界的な技術論争に勝たねばならないのだから、その教育水準も世界的に見て遜色のないものでなければならない。

こうした難しい条件を満す教育方法はいくつの様なものか、を検討する為に、UTC 内各社の技術系副社長からなる技術評議会に、技術教育及び研修 (TET) に関する諮問委員会が設けられた。この委員会は、その後 2 年間、様々な教育法を検討した結果、ユニークな方法を見つける事になった。この方法のユニーク性は幾つかある。その第一は、Interactive Visual Distance Learning で、電話回線を使って画像と音声を受送信する、テレ・コンフェランス技術の使用だ。これによって、遠く離れたところでも、講師をテレビ・モニターで見れる丈ではなく、講師も受講生を見る事も出来るし、両者間の対話も出来る。しかも、このコミュ

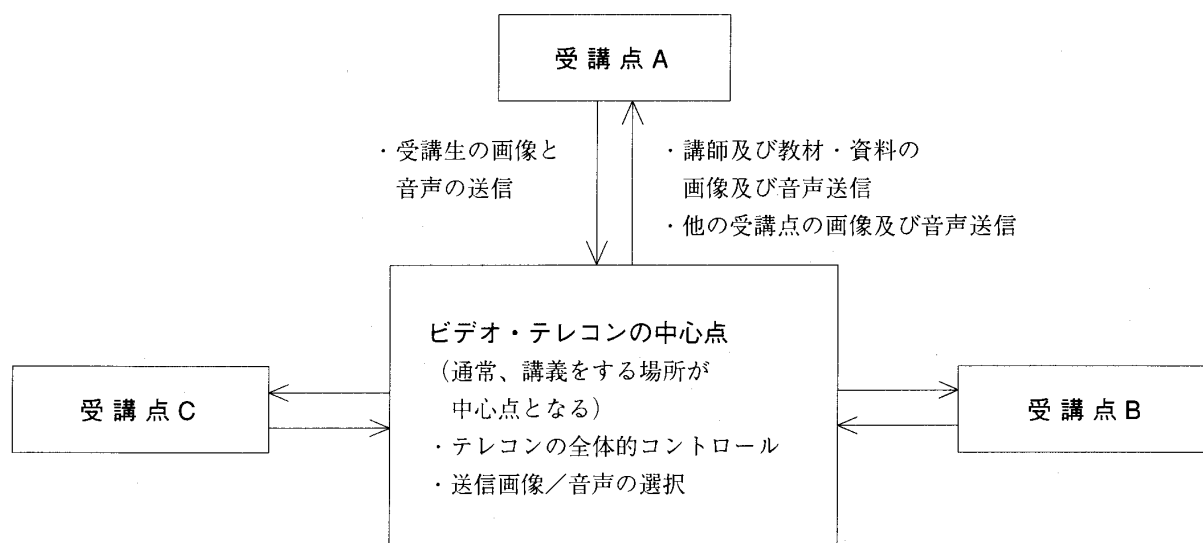


図1 インタラクティブ・ビデオ・テレ・コンフェランスの概略図

ニケーションは、2点間だけではなく、数点間で為される(図1)。これによって、社員は、一日の従業を終えた後、このビデオ・テレコン装置のある会議室へ行く事で、夕方の授業を受ける事が出来る。幸いUTC傘下10社に計70台のビデオ・テレコン装置がある。第二のユニーク性は、この「教育回路」の中に、レンセラー・ポリテクニク(ニューヨーク州トロイ市)のハートフォード分校(HGCと呼ばれ、大学院課程のみの教育施設)を加えている事だ。実は、HGCは、トロイ市の本校、コネチカット州グロートン市の分校との間で、このビデオ・テレコン技術による遠距離教育をしており、非常に充実した設備とサポート・スタッフを持っている。UTCとHGCの提携で、UTCのTETコース受講生はHGCの修士課程に登録し、TETコースを通して最終的に工学修士号を取る事が出来る。又、HGCの学生も、UTCのTETコースを受講し、HGCのコースとしての単位を取る事も出来る。第三のユニーク性は、学内にビデオ・テレコン装置がある限り、その大学院教授に1時間の講演から1学期にわたる講義をして貰

う事が出来、UTC社員から見れば、世界のオーソリティの講義を出張する事なく聴く事が出来る。

このユニークな教育法の答申を得たUTC技術評議会は、早速1991年の秋、その有効性を確認する為のパイロット・プロジェクトを承認した。このプロジェクトでは、ボストン大とハミルトン・スタンダード社がビデオ・テレコンでつながら、1学期間、22名のハミルトン・スタンダード社の社員が、ボストン大からの講義を受講し、モニターした。このパイロット・プロジェクトが成功裡に終わったため、UTCは、HGC内にTETプロジェクト・オフィスを設置し、1992年以降、HGCスタッフと協力し合いながら、本格的なオペレーションを始めた。図2にオペレーション組織を、又、表3にTETプロジェクトの実績を示す。表4は、TETプロジェクトに参加している大学の一覧である。私自身、TETプロジェクトの一つ、遠心ターボ機械IIで、遠心圧縮機の空力設計と性能特性を受け持ったが、黒板がなく、テレビカメラとテレビモニターに囲まれた雰囲気、最初の1~2回、少なからず戸惑った。

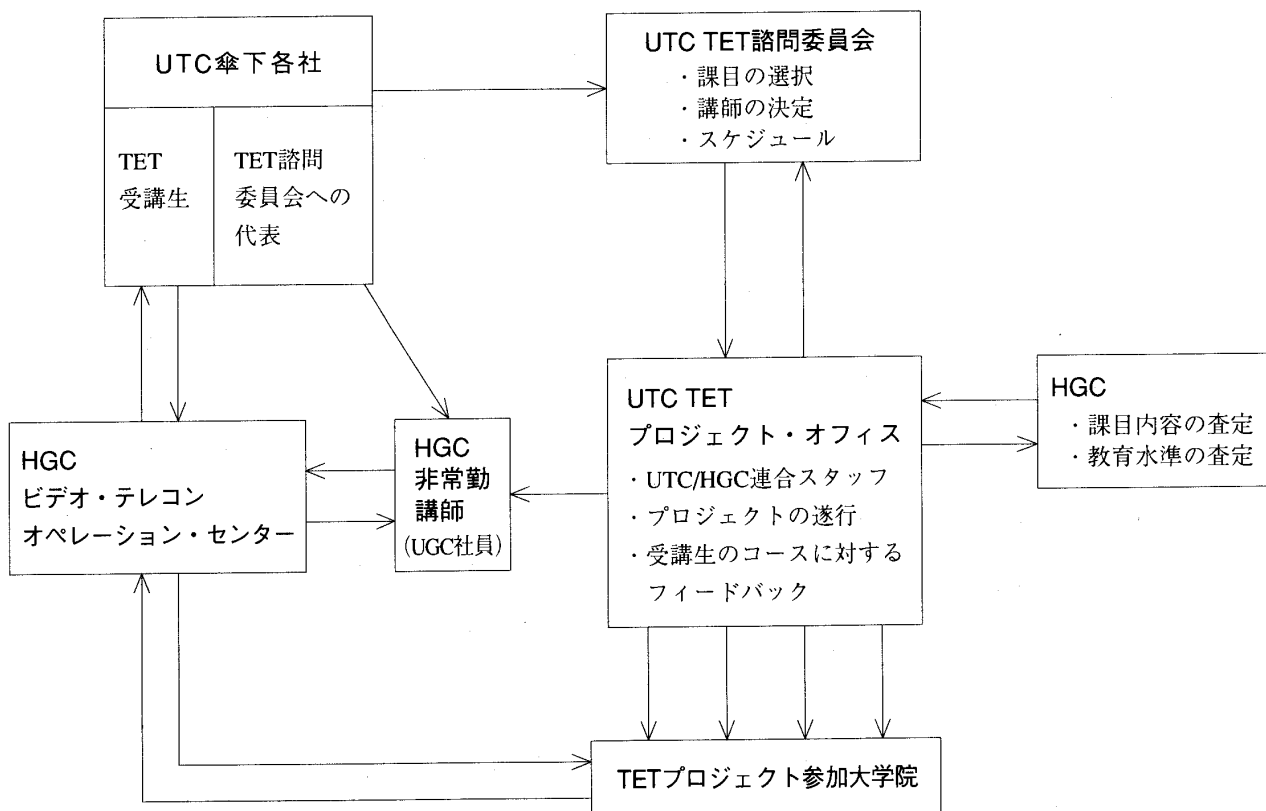


図2 UTC TET オペレーション組織

表3 UTC TET プロジェクトの実績

(1993年12月末まで)

暦年	受講生数	課目数	累計受講時間 $= \sum_{i=1}^n (\text{講義時間})_i \times (\text{受講生数})_i$
1992	2,433	76	23,268
1993	2,780	123	35,419

表4 UTC TET プロジェクトへの参加大学

(アイウエオ順)

大 学 名	課 目
ウースター・ポリテクニック	プロジェクト・マネジメント
コネチカット州立大	材料学
コロンビア大	生産工学・オペレーション・リサーチ
ジョージア・テック	制御工学
スタンフォード大	機械工学一般, 複合材料
HGC	コンピューター・サイエンス
ペン・ステート大	音響学, 構造学
ボストン大	製造工学
マリランド大	システム工学

## 4. おわりに

以上、北米での産学協力による工学教育を、私の関与した2例についてまとめてみた。将来、技術競争が更に高度になり、又、世界的になるにつれ、効率の高い工学教育に対する要求が、益々高くなって行くと思われるが、上記の2例は、こうした要求に対する答の一つ、と言えるかも知れない。

## 参考文献

- (1) S. Tremblay, Le partenariat du programme de maîtrise en génie aérospatial, 1993
- (2) D. R. Brodeur & B. Cocomo, UTC-University Collaboration in the Design of Worksite Engineering Education, 1994
- (3) United Technologies News, Dec., 1993
- (4) The Hartford Courant, May 26, 1992

## 本会協賛・共催行事

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
セミナー 局所領域における キャラクターゼーションII	平成6年9月21~22日 日本私学振興財団	日本金属学会 TEL 022-223-3685
講習会 M & P '94	平成6年10月4~5日 東京大学	日本機械学会 TEL 03-3379-6781
講習会 レーザ計測の最前線 —脚光を浴びる第二世代 LDVの活用	平成6年10月13日 東大山上会館	日本機械学会(流体工学部門) TEL 03-3379-6781
第18回触媒燃焼に関するシ ンポジウム	平成6年10月28日 日本化学会化学会館	触媒燃焼研究会 TEL 092-573-9611 内 310
講習会 加工材の美的感覚と評価	平成6年11月8日 財大谷美術館	日本機械学会 TEL 03-3379-6781
創立10周年記念コージェネ レーションシンポジウム	平成6年11月29~30日 経団連会館	日本コージェネレーション研 究会 TEL 03-3433-5044
第12回燃焼の基礎に関する 講習会	平成6年12月1~2日 東ガスエネルギー技術研究所	日本エネルギー学会 TEL 03-3834-6456
第8回数値流体力学シンポジ ウム	平成6年12月20~22日 中央大学	数値流体力学学会 TEL 052-789-3395
第3回シンポジウム微粒子化 のマクロとミクロ	平成6年12月21~22日 慶応大学	日本液体微粒化学会 TEL 0824-24-7562
セミナー 材料創出の熱力学	平成7年1月23~24日 総評会館	日本金属学会 TEL 022-223-3685
第35回航空原動機・宇宙推進 講演会	平成7年1月26~27日 神戸商工会議所会館	日本航空宇宙学会 TEL 03-3501-0463

表3 UTC TET プロジェクトの実績

(1993年12月末まで)

暦年	受講生数	課目数	累計受講時間 $= \sum_{i=1}^n (\text{講義時間})_i \times (\text{受講生数})_i$
1992	2,433	76	23,268
1993	2,780	123	35,419

表4 UTC TET プロジェクトへの参加大学

(アイウエオ順)

大 学 名	課 目
ウースター・ポリテクニック	プロジェクト・マネジメント
コネチカット州立大	材料学
コロンビア大	生産工学・オペレーション・リサーチ
ジョージア・テック	制御工学
スタンフォード大	機械工学一般, 複合材料
HGC	コンピューター・サイエンス
ペン・ステート大	音響学, 構造学
ボストン大	製造工学
マリランド大	システム工学

## 4. おわりに

以上、北米での産学協力による工学教育を、私の関与した2例についてまとめてみた。将来、技術競争が更に高度になり、又、世界的になるにつれ、効率の高い工学教育に対する要求が、益々高くなって行くと思われるが、上記の2例は、こうした要求に対する答の一つ、と言えるかも知れない。

## 参考文献

- (1) S. Tremblay, Le partenariat du programme de maîtrise en génie aérospatial, 1993
- (2) D. R. Brodeur & B. Cocomo, UTC-University Collaboration in the Design of Worksite Engineering Education, 1994
- (3) United Technologies News, Dec., 1993
- (4) The Hartford Courant, May 26, 1992

## 本会協賛・共催行事

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
セミナー 局所領域における キャラクターゼーションII	平成6年9月21~22日 日本私学振興財団	日本金属学会 TEL 022-223-3685
講習会 M & P '94	平成6年10月4~5日 東京大学	日本機械学会 TEL 03-3379-6781
講習会 レーザ計測の最前線 —脚光を浴びる第二世代 LDVの活用	平成6年10月13日 東大山上会館	日本機械学会(流体工学部門) TEL 03-3379-6781
第18回触媒燃焼に関するシ ンポジウム	平成6年10月28日 日本化学会化学会館	触媒燃焼研究会 TEL 092-573-9611 内 310
講習会 加工材の美的感覚と評価	平成6年11月8日 財大谷美術館	日本機械学会 TEL 03-3379-6781
創立10周年記念コージェネ レーションシンポジウム	平成6年11月29~30日 経団連会館	日本コージェネレーション研 究会 TEL 03-3433-5044
第12回燃焼の基礎に関する 講習会	平成6年12月1~2日 東ガスエネルギー技術研究所	日本エネルギー学会 TEL 03-3834-6456
第8回数値流体力学シンポジ ウム	平成6年12月20~22日 中央大学	数値流体力学学会 TEL 052-789-3395
第3回シンポジウム微粒子化 のマクロとミクロ	平成6年12月21~22日 慶応大学	日本液体微粒化学会 TEL 0824-24-7562
セミナー 材料創出の熱力学	平成7年1月23~24日 総評会館	日本金属学会 TEL 022-223-3685
第35回航空原動機・宇宙推進 講演会	平成7年1月26~27日 神戸商工会議所会館	日本航空宇宙学会 TEL 03-3501-0463



# 斜流ディフューザに関する研究 (ガイドフェンス装着の影響)

㈱東芝 重電技術研究所 新 関 良 樹  
東京理科大学 工学部 (院) 佐久間 仁 志  
東京理科大学 工学部 酒 井 俊 道

## ABSTRACT

An experimental study of conical annular mixed-flow diffusers with/without guide fences has been carried out.

To control the skewed flow and reverse flow which prevent pressure recovery in the vaneless diffuser, low-height (20, 40% of depth) guide fences are attached on the hub wall along the entire flow passage.

In the diffusers with guide fences, the skewed flow locally gets over the fences and forms high loss regions at the concave side of the guide fence tips. In spite of this phenomenon, the reverse flow is completely eliminated and the effectiveness is considerably improved. The incidence angle for the low height guide fences has satisfactorily small influence on the diffuser performance in the range of  $\pm 4$  degrees, and comparable insensibility to the vaneless diffuser is obtained.

## 1. 緒 言

遠心型や斜流型の圧縮機・ブロワに用いられるベーンレスディフューザの壁面近傍の低エネルギー領域では、半径方向の逆圧力勾配と釣り合うために、流れ角度が小さくなってねじれ境界層が発達するが、さらに、斜流ディフューザでは、流れの旋回による遠心力の流路幅方向成分の影響を受けるために、ハブ側でのねじれ境界層の発達が顕著となり、逆流を生じて十分な静圧回復が得られない傾向がある。この点を改善して斜流ディフューザの性能を向上するためには、入口部の拡散率を小さくする方法や、半径流形に移行させることによって、流線の子午断面の曲率によるハブ方向の遠心力と、旋回による遠心力のシュラウド方向成

(平成6年7月12日原稿受付)

分を相殺させる方法が提案されている<sup>(1)(2)</sup>などが、背の低いガイドフェンスを装着することによっても、ディフューザ壁面上のねじれ境界層の発達を抑制し、斜流や遠心のディフューザにおける静圧回復率を改善できる<sup>(3)(4)(5)</sup>など。しかしながら、この場合の内部流れについて十分には解明されているとは言えない。本研究では、斜流機械のディフューザとしては最も単純な形状である円錐環状ディフューザについて、ハブ壁面にガイドフェンスを装着した場合の内部流れを実験的に明らかにしたので報告する。

## 2. 記 号

C : 速度

Cps : 圧力回復係数

$$= (P_s - \overline{P_{si}}) / (\overline{P_{ti}} - \overline{P_{si}})$$

Cpt : 全圧係数

$$= (P_t - \overline{P_{si}}) / (\overline{P_{ti}} - \overline{P_{si}})$$

h : フェンス高さ (流路幅に対する比)

H : 流路幅

i : インシデンス (ガイドフェンス取り付け角と流入角の差)

Ps : 静圧力

Pt : 全圧力

r : 回転軸からの半径

R : 流路中央における半径比例  $r/r_0$

$\overline{\quad}$  : 流路幅方向の流量平均値

$\overline{\quad}$  : 1 ピッチ間の流量平均値

y : ハブ面からの流路幅方向の距離

$\eta$  : ディフューザ有効度

$$= \overline{C_{ps}} / C_{psth} \text{ (フェンス無しの場合)}$$

$$= \overline{C_{ps}} / C_{psth} \text{ (フェンスを装着した場合)}$$

$\theta$  : 線方向から測った流れ角度

## 添 字

o : ディフューザ入口

i : 入口基準位置 ( $R = 1.05$ )

th : 理論値

m : 子午線方向成分

### 3. 実験装置・実験方法

図1に実験装置を示す。入口流路中央における半径  $r_0 = 100$  mm, 流路幅  $H = 25.6$  mm, 頂角  $120^\circ$  の2枚の円錐壁で形成された平行壁ディフューザを用い, ハブ側に  $30^\circ$  の等角らせん形状, 厚さ1 mm のガイドフェンスを入口から半径比  $R = 2.0$  まで装着した。ガイドフェンスは全周12枚であり, この場合フェンス間に対する等価2次元ディフューザの広がり角は  $15^\circ$  程度となる。本研究では流路幅に対するガイドフェンス高さを  $h = 0$  (ガイドフェンス無し),  $h = 0.2, 0.4$  に選んだ。ディフューザ出口には絞りとしてスクリーンを数枚重ねて装着してある。

モデル流れとしては羽根車後流の影響を避けるため, ブロワによる押し込み流れを用い, 回転ス

クリーンによって旋回成分を与えて, 流れ角度が入口流路幅方向に一定となる流れを作成した。また, 流入角  $\theta_i = 30^\circ$  (インシデンス  $0^\circ$ ) を中心に正負のインシデンスを与えて, 性能および内部流れの変化を調べた。このときの入口直径  $2r_0$  を代表長さ, 平均流入速度を代表速度とする  $Re$  数は  $1.8 \times 10^5$  程度である。

計測には外径  $\phi 0.7$  のステンレス管によって製作された3孔コブラ型ピトー管を用い, これを, シュラウド側壁面上に半径方向に16点設けられた計測孔より挿入して, 流路幅方向にトラバースした。フェンスを装着した場合に対しては, フェンス上およびフェンス間に12本の計測ラインを設定し, シュラウド側計測孔がこのラインと一致するようにシュラウド側ディフューザ壁の周方向位置を調整して, フェンス1ピッチ間の計測を行った。図2にフェンス形状とこれらの計測ライ

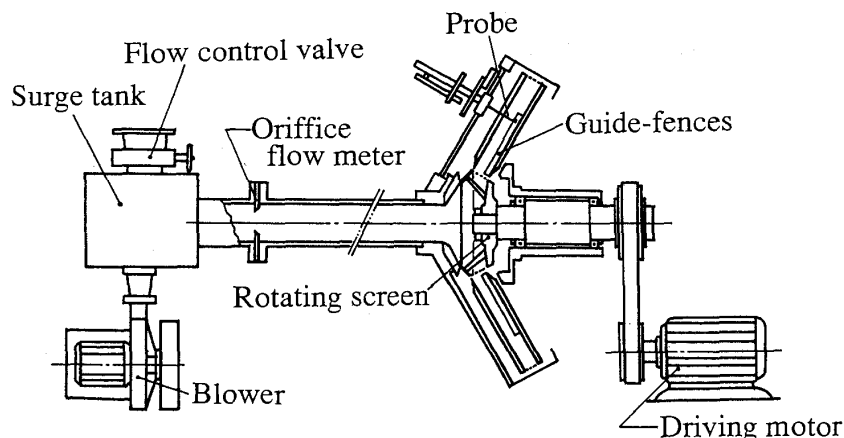


図1 実験装置

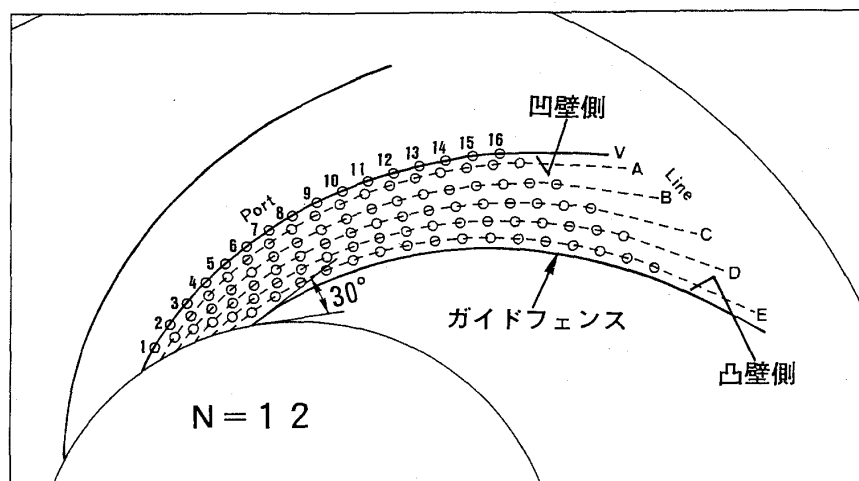


図2 ガイドフェンスと計測位置

ンの関係を示す（同図では繁雑になることを避けるために6本の計測ラインのみを記入してある）が、これら全ての点についてトラバース計測を行うことは多大な計測時間を要するため、目的に応じて適当な計測点を選択した。一方、フェンス無しの場合に対しては、 $120^\circ$ おきに設けられた壁面静圧孔の計測値によって流れの軸対称性を確認したうえで、周方向の計測を省略した。なお、プローブの最大投影面積は入口環状面積の0.3%程度となる。

## 4. 実験結果

### 4.1 ディフューザ有効度と流入角度

図3は半径比 $R=1.8$ におけるディフューザ有効度 $\eta$ と流入角度 $\theta_i$ との関係を、ガイドフェンスを装着しない場合と高さ $h=0.2$ のガイドフェンスを装着した場合について比較したものである。ガイドフェンスを装着することによって $\eta$ は $\theta_i=30^\circ$ 、すなわち、ガイドフェンスに対するインシデンス $i=0^\circ$ では約19%向上した。ガイドフェンス無しの場合には、流入角度が大きくなるほどハブ側逆流領域が小さくなって静圧回復率は高くなり、 $\eta$ も大きくなるが、 $h=0.2$ のガイドフェンスを装着した場合には、 $\eta$ は $i=0^\circ$ 近傍に最大値を持ち、これよりも大きい流入角度に対しても $\eta$ は低下する。ただし、インシデンスによる $\eta$ の変化幅は $i$ が $\pm 4^\circ$ 程度の範囲では13%程度

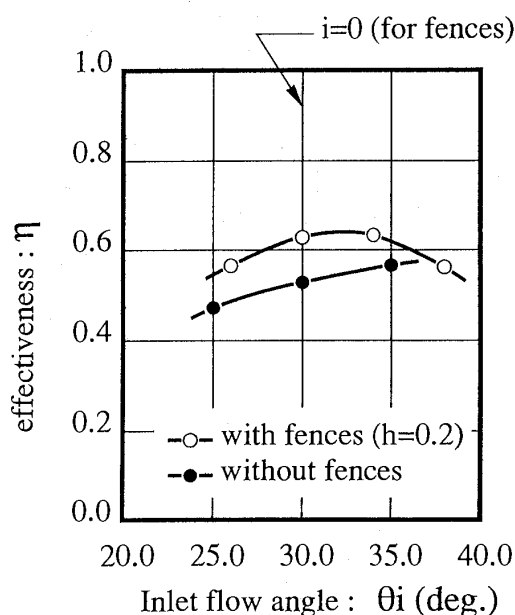


図3 ディフューザ有効度の比較 ( $R=1.8$ )

であって、ガイドフェンス無しの場合の同じ流入角の範囲における $\eta$ の変化幅と同程度であり、インシデンスの変化に比較的鈍感であるというベーンレスディフューザの特徴は、この程度の高さのガイドフェンスを装着した場合には失われない。

### 4.2 ガイドフェンス無しの場合

図4にガイドフェンス無しのディフューザに対して、 $\theta_i=30^\circ$ の流れを与えた場合の $y/H=0.05, 0.12, 0.27, 0.58$ における速度ベクトルを示す。先に述べたように、この場合には周方向の計測は実施していないが、ディフューザ内の流れの様子を理解しやすくするために、同じベクトルを周方向等間隔で表示し、さらに破線で $30^\circ$ の等角らせんを記入してある。ガイドフェンスが無い場合には、ハブ側では子午線方向速度が徐々に小さくなり、ついには流れは内向きとなって逆流域を形成するが、シュラウド側にいくにしたがって流れ角度、流速とも増大して3次元的に捩じれた速度分布となり、 $y/H=0.58$ では流れ角度はむしろ下流にいくほど増大している。

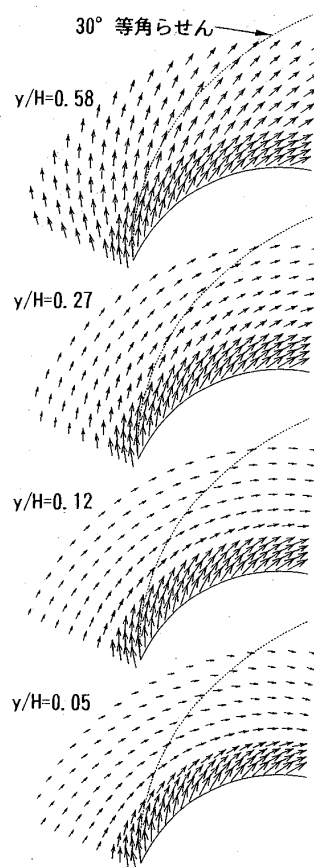


図4 速度ベクトル  
(ガイドフェンス無し,  $\theta_i=30^\circ$ )



図5はピトー管を用いて計測した速度勾配と、I型および傾斜型のプローブを用いた熱線流速計によって、Bissonnette & Meller<sup>(6)</sup>の方法により計測したレイノルズ応力から得た剪断応力 $\tau$ の分布である。なお、壁面近傍での熱線流速計による計測は困難であり、さらに逆圧力勾配がある流れでは対数則が成り立つ領域が狭いことから、計測された速度分布から直接壁面剪断応力 $\tau_w$ を求めることは難しい。このため、内層で壁法則が成り立つと仮定し、壁面曲率を考慮した混合距離モデルを用いて求めた内層の速度分布と、計測値の間の誤差が最小となるように摩擦速度 $U_\tau$ を定めることから壁面剪断応力を求めた。

得られた剪断応力 $\tau$ は、入口流路中央の値 $\tau_{ref}$ で無次元化して示してあり、ハブ、シュラウド間を等流量で分割した線によって各半径比の値を結んでいる。また、このうち破線は逆流位置を示している。

剪断応力のレベルは、主流と循環流との境界付近で最大値をとり、この部分での損失が大きいと考えられる。一方、壁面剪断応力 $\tau_w$ は、低エネルギー流体が停滞するハブ側では小さくなり、逆にシュラウド側で高くなっている。

図6は子午断面内の圧力回復係数、全圧係数の分布を示すが、圧力回復係数は小さな値にとどまっている。これは、図7(b)に示すように、ハブ側入口近傍から生じている逆流のために流れがシュラウド側に偏り、有効流路断面積が減少して十分な減速が行われていないことに起因している。この逆流域は、図7に示すように流入角が小さくなるほど大きくなるため、ガイドフェンスを装着しない場合の性能は、図3に示したように流入

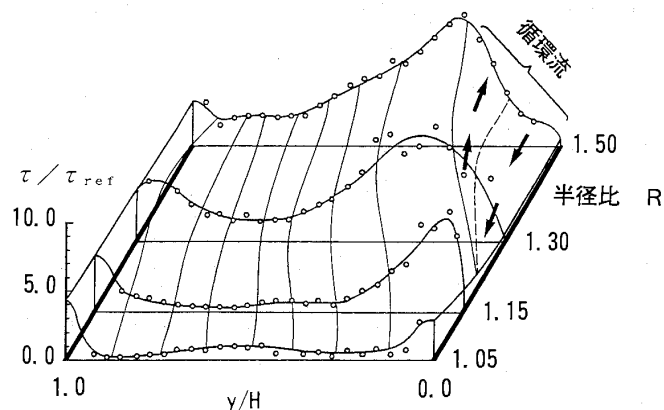
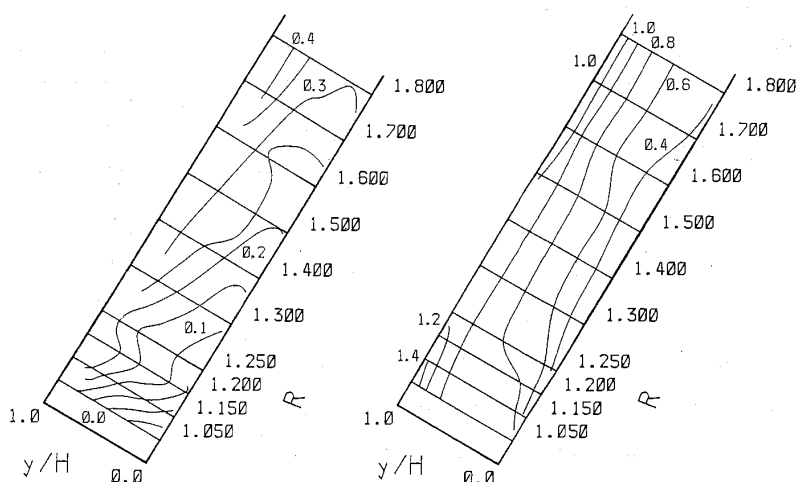


図5 剪断応力分布

(ガイドフェンス無し,  $\theta_i = 30^\circ$ )

(a) 圧力回復係数

(b) 全圧係数

図6 圧力回復係数および全圧係数分布

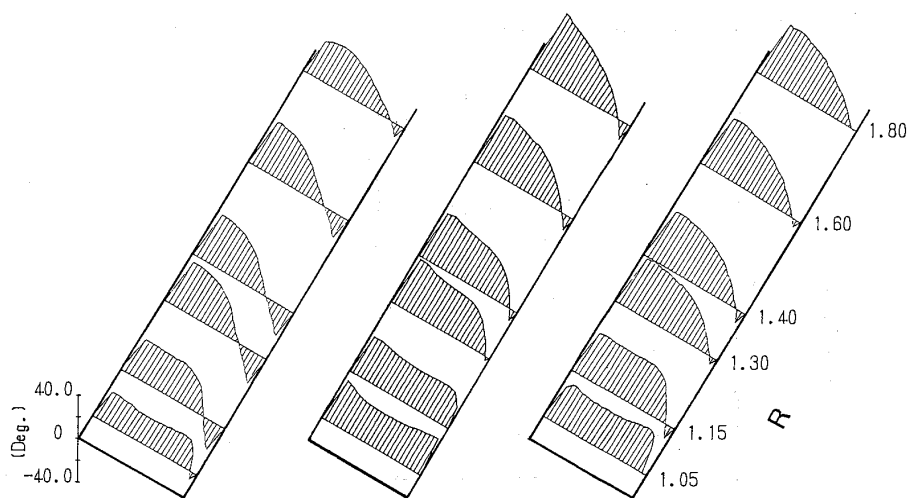
(ガイドフェンス無し,  $\theta_i = 30^\circ$ )(a)  $\theta_i = 25^\circ$ (b)  $\theta_i = 30^\circ$ (c)  $\theta_i = 35^\circ$ 

図7 入口流入角度による内部流れの変化

(ガイドフェンス無しの場合の流れ角度)

角が小さいほど悪くなる。

### 4.3 ガイドフェンスを装着した場合

図8～11に  $h=0.2$  のガイドフェンスを装着したディフューザに  $\theta_i=30^\circ$  ( $i=0^\circ$ ) の場合の流れを与えた場合の計測結果を示す。

図8は流路中央のラインCに沿う断面の圧力回復係数  $C_{ps}$  の分布であるが、等静圧線は半径に対してほぼ一定となっていて、図6のガイドフェンスが無い場合に比べて理想的な静圧回復が得られている。

図9は半径比  $R$  が一定 ( $R=1.05, 1.30, 1.80$ ) の断面における全圧係数  $C_{pt}$  の分布を示している。この場合にはシュラウド側でやや高い全圧をもって流入しているが、半径比  $R=1.05$  をみると、この位置では周方向の変化はまだほとんど見られず、ガイドフェンスの影響は少ない。一方、半径比  $R=1.30$  ではガイドフェンス先端凹壁側に明らかな低エネルギー領域が存在している。この低エネルギー領域は  $R=1.80$  では不明瞭となり、低エネルギー領域はほぼハブ側壁面およびガイドフェンス壁面に沿って分布している。また、各半径比とも、図6に示したガイドフェンス無しの場合と比較して、ハブ側の全圧がシュラウド側に対して極端に低くならないことがわかる。

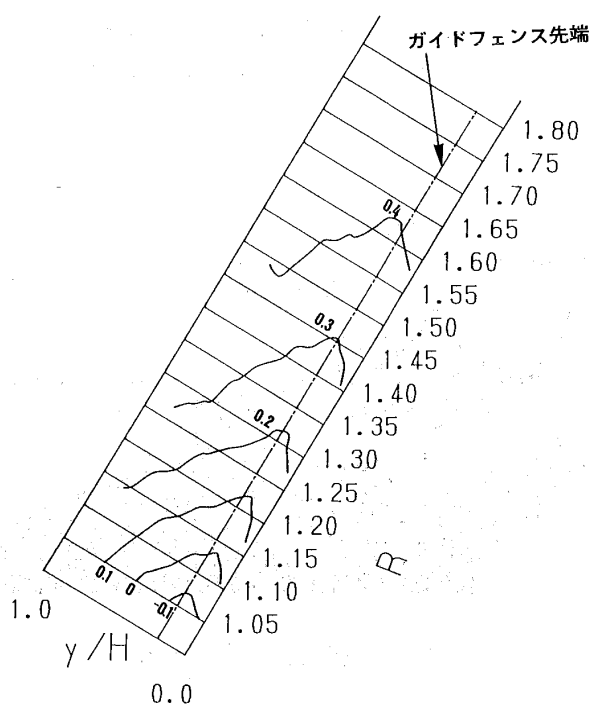
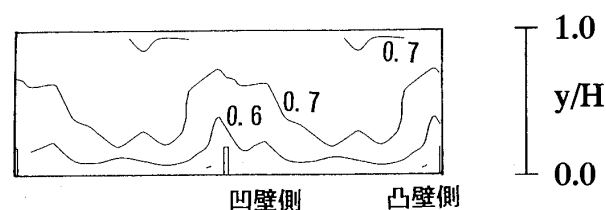


図8 圧力回復係数分布 (ガイドフェンス付き,  $h=0.2$ ,  $\theta_i=30^\circ$ , line-C)

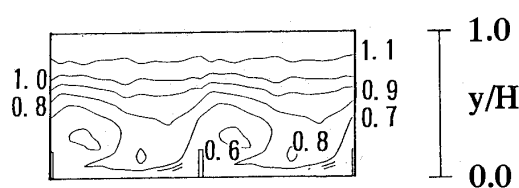
図10はハブ面からの距離  $y/H$  が一定の面における流速ベクトルを示す。図4のガイドフェンス無しの場合と比較して、ガイドフェンスの装着によって流れのねじれが抑制されていることが明らかであるが、ガイドフェンス先端から2mmの断面 ( $y/H=0.27$ ) では半径比  $R=1.3$  付近で凸壁側から凹壁側へガイドフェンスをよぎる流れが見られる。

図11は、半径比に対する全圧降下および圧力回復を、ガイドフェンスを装着した場合とガイドフェンス無しの場合について示し、図12は同様の図をガイドフェンスを装着した場合のラインA, C, Eに沿う断面について示している。ただし、図11はガイドフェンス無しの場合の逆流域の影響を考慮するため面積平均値を用いた比較であり、図12では各ラインごとにそれぞれの入口基準位置における流路幅方向の平均値で無次元化した結果を示している。

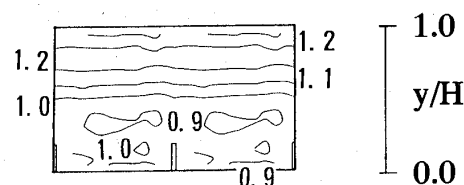
ガイドフェンス無しの場合には、半径比  $R=1.15$  から下流では逆流域が発生して有効流路断



(c) 半径比  $R=1.80$



(b) 半径比  $R=1.30$



(a) 半径比  $R=1.05$

図9 全圧係数分布 (ガイドフェンス付き,  $h=0.2$ ,  $\theta_i=30^\circ$ )

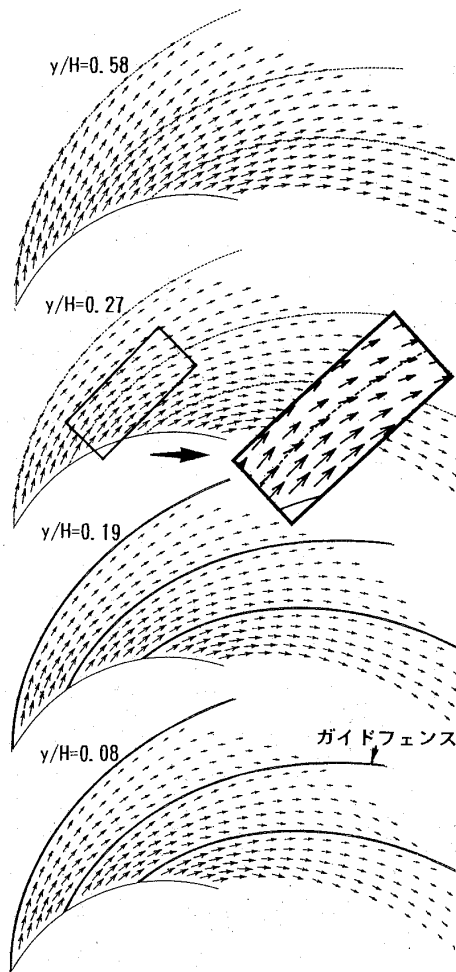


図10 速度ベクトル (ガイドフェンス付き,  
 $h = 0.2$ ,  $\theta_i = 30^\circ$ )

面積が減少するために静圧の回復はわずかであったが、ガイドフェンスを装着することによってこの点が改善されている。図12をみると、ガイドフェンスを装着した場合には半径比  $R = 1.3$  では静圧回復係数  $C_{ps}$ 、全圧係数  $C_{pt}$  ともに凹壁側のラインAで他のラインに比べて低い値を示しているが、半径比1.8ではラインAと凸壁側のラインEの差は小さくなり、流路中央のラインCに比べて低い値となっている。

これらの計測結果に加え、スモークワイヤ法<sup>(7)</sup>、およびドライアイスによって発生させたミストをトレーサとしてレーザライトシートを用いて観察した結果から、次のような挙動を推定した(図13参照)。

ねじれ境界層の成長によって、ハブ側での流れ角度は徐々に小さくなってガイドフェンス凸壁側

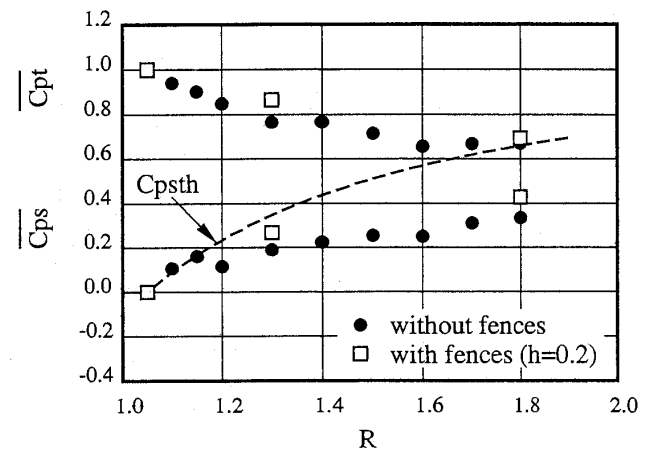


図11 圧力回復係数と全圧係数の変化  
(ガイドフェンスの有無による相違)

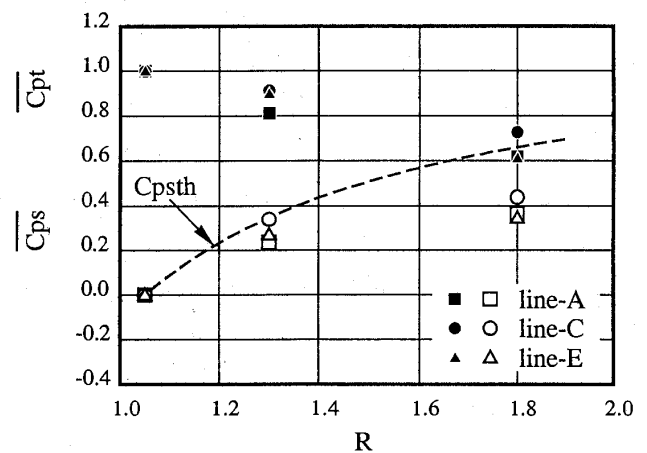


図12 圧力回復係数と全圧係数の変化  
(ガイドフェンスを装着した場合)

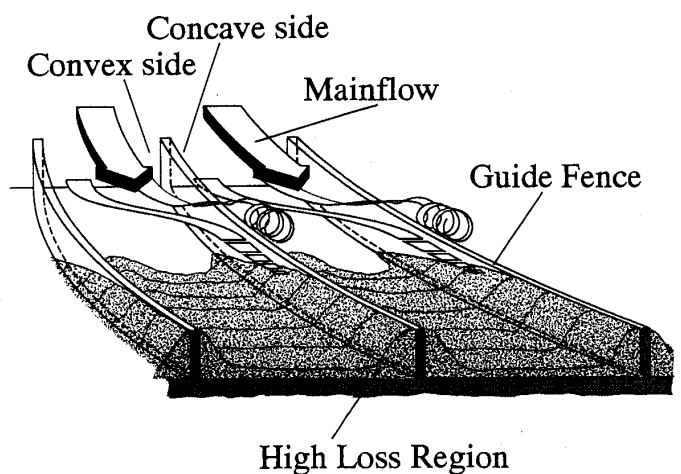


図13 ガイドフェンスを装着した場合の  
流れの模式図

に向かうが、ガイドフェンスが存在するためにガイドフェンスに沿ってハブからシュラウドに向かって方向を変え、 $R=1.3$  近傍ではガイドフェンス先端に達し、ついにはこれを乗り越える。図8および図9に示したようにガイドフェンス先端付近の凹壁側には主流との混合による低エネルギー領域が形成され、静圧レベルも低い。

さらに半径比が大きくなると、ガイドフェンス端に到達するハブ近傍の流れは流線長さが長くなるために壁面摩擦損失が大きくなる。このため、凹壁側の流れに抗してガイドフェンスを乗り越えることができず、ガイドフェンスに沿った流れとなる。したがって、ガイドフェンスを乗り越える流れが観測されるのは、ハブ側でねじれ境界層がある程度発達し、しかも、ガイドフェンスを乗り越えるだけの十分なエネルギーレベルが維持される

範囲に限定される。

流れがガイドフェンスを乗り越える部分より下流域では、凹壁側の低エネルギー領域は拡散し、流れ方向の全圧降下は緩やかとなる。また、凸壁側ではガイドフェンスを乗り越えられない低エネルギー流体が停滞する。

#### 4.4 ガイドフェンス高さおよび流入角度の影響

図3で説明したように流入角度  $\theta_i$  が小さくなるとねじれ境界層の発達は著しくなり、ガイドフェンス無しの場合には逆流領域の占める割合が大きくなって性能が悪化する。一方、ガイドフェンス付きの場合においては最適流入角条件から外れると損失が増加して性能が悪化するが、さらに、先に説明したように、流れがガイドフェンスを乗り越えることが性能に大きな影響を与える。

図14はガイドフェンス高さ  $h=0.2$  と  $0.4$  の

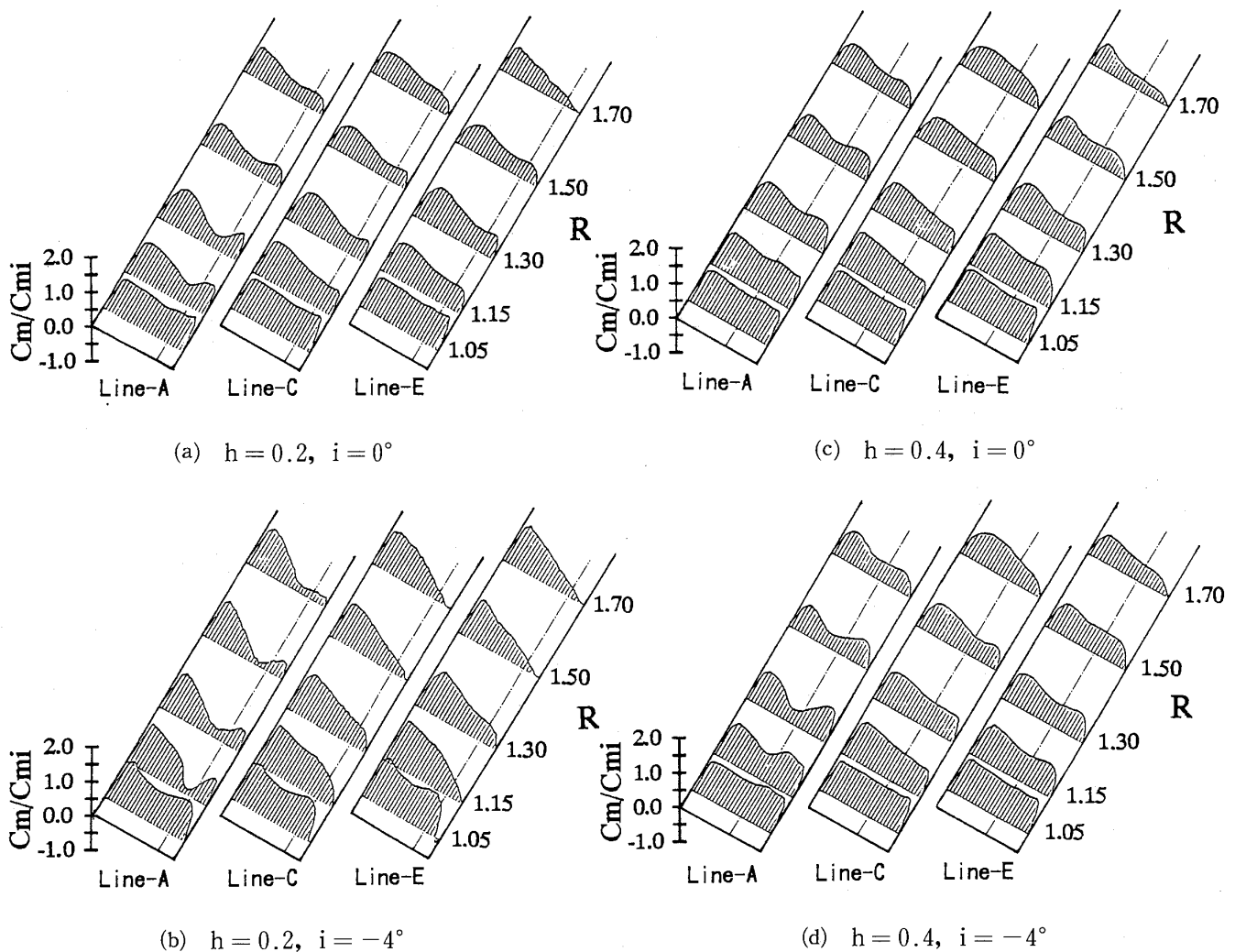


図14 インシデンスおよびガイドフェンス高さによる内部流れの相違（子午線方向速度分布）

場合のインシデンスと子午線速度分布の関係を示したものである。 $i = -4^\circ$ のときを見ると、 $h = 0.2$ ではガイドフェンスよりシュラウド側でも流路幅方向の子午線速度勾配は大きく、ねじれ境界層の発達に対してガイドフェンスの高さが十分でないために性能が悪くなっていることがわかるが、ガイドフェンス高さを $h = 0.4$ とすると著しく改善される。また、 $i = 0^\circ$ の場合にも $h = 0.4$ とした場合には半径比1.3付近のガイドフェンス先端における流れのねじれは小さくなり、十分なガイドフェンス高さを与えることによってこれを乗り越える流れがほとんど無くなることがわかる。

しかしながら、文献<sup>(5)</sup>でも指摘されているようにガイドフェンス高さをむやみに高くすれば、プロファイル損失が増加するとともにインシデンスに対して敏感になるため、実用上の最適値が存在する。

## 5. 結 言

頂角 $120^\circ$ の平行円錐壁斜流ディフューザのハブ側壁面に流路幅に対する高さが $h = 0.2$ 、 $h = 0.4$ で $30^\circ$ の等角らせん形状のガイドフェンスを装着した場合の内部流れを計測した結果、次の結論を得た。

- (1) 背の低いガイドフェンスを装着した場合にもガイドフェンスを装着しない場合、すなわちベーンレスディフューザの場合と同様にハブ側壁面近傍では流れ角度が小さくなるが、ガイドフェンスの存在により逆流には至らず、ガイドフェンスに衝突した後に半径比1.2~1.3程度でこれを凸壁側から凹壁側へ乗り越え、凹壁側ガイドフェンス先端近傍に低エネルギー領域を形成する。しかし、この現象は局所的である。
- (2) 背の低いガイドフェンスを装着すると上で述べたような現象が発生するものの、逆流の発生は抑制されて、全体として圧力回復性能は向上する。 $h = 0.2$ のガイドフェンスを装着した場合には、インシデンスが $0^\circ$ のときに、ディフューザ有効度

がベーンレスディフューザに対して約19%向上した。

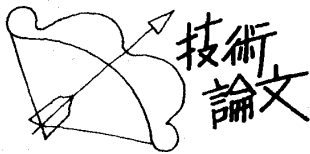
- (3) インシデンス $\pm 4^\circ$ 程度の範囲では、静圧回復率の変化幅はガイドフェンス無しの場合と変わらず、流入角度に鈍感というベーンレスディフューザの特性は維持される。ただし、斜流ベーンレスディフューザの場合には、流入角の増加とともに静圧回復率は向上するが、ガイドフェンスを装着した場合には最適流入角が存在し、流入角がこれを越えると性能は悪化する。
- (4) 流入角が小さくなることによって、入口でのねじれ境界層の発達が著しい場合にはガイドフェンス高さが低いと十分な効果を得ることができず、静圧回復率、全圧損失とともに悪化する。本実験では、 $h = 0.2$ よりも $h = 0.4$ とした方が好結果が得られた。

## 6. 謝 辞

本研究に協力いただいた吉原潤君に感謝する。また、本研究は文部省科学研究費（一般研究04650165）の補助をうけたことを記し、感謝の意を表する。

## 参考文献

- (1) Brawn, W. B., Bradshaw, G. R., NACA TN-1426, (1947)
- (2) RC-60 斜流ターボ機械の準3次元設計と性能予測調査研究分科会研究成果報告書, pp.156-181, (1984)
- (3) Sakai, T., et. al., Trans. ASME, J. Eng. Power, 101-2, (1979), 281.
- (4) 伊吹, ターボ機械, Vol. 7, No. 4, (1979)
- (5) 吉永, 学位論文, (1986)
- (6) Bissonnette, L. R., Meller, G. L., Trans. ASME, J. of Fluid Mechanics, vol. 63, Part 2, (1974), 369.
- (7) 杉浦, 酒井, ガスタービン学会, 松山地区講演会論文集, (1988)



# 非定常遷音速翼列流れの高解像差分スキーム

東北大学工学部機械航空工学科 袁 新  
東北大学工学部機械航空工学科 山 本 悟  
東北大学工学部機械航空工学科 大宮司 久 明

## ABSTRACT

Higher-resolution finite difference schemes are proposed for simulating unsteady transonic cascade flows associated with shock/vortex interactions. The distinctive features of the present schemes are to use the 4th-order space-accurate compact MUSCL TVD scheme and the second-order time-accurate scheme proposed by the authors. The 4th-order scheme is composed of the ordinary 3rd-order MUSCL TVD algorithm and an additional very simple algorithm as a compact term. Therefore, we can easily construct a higher-order accurate code from the existing numerical code based on the MUSCL TVD scheme. In this paper, the 4th-order scheme is applied to the approximate Riemann solver proposed by Roe as well as the flux vector splitting scheme already employed by us. Finally, a well known test problem for the transonic turbine cascade flow is calculated and the reliability of the present schemes is discussed.

## 1. まえがき

翼列流れ、特にタービン翼列やコンプレッサー翼列を通る圧縮性流れの数値解析は、現在すでに3次元ナビエ・ストークス方程式を解くことにより実行されるのがもはや主流である<sup>(1)(2)</sup>。これにより、実験では得るのが極めて困難であった三次元形状翼列翼周りの詳細な流れ場も計算されるようになり、ガスタービンや航空機エンジンなどのターボ機械の効率向上への確実な貢献が期待される。

一方、依然から存在するほとんどの数値計算スキームを工夫しながら数値解析しても、解明困難と思われる現象もいくつかあり、衝撃波を伴った非定常翼列流れがその代表的なものである。すなわち、全体的な性能、たとえば全圧損失だけをある程度評価できても解決されない問題点が残っており、中でも流れの非定常的な干渉による翼の振動などがその典型であろう。この場合、前置翼列翼から流入する非定常後流や衝撃波と境界層が干渉して発生する渦性の非定常流れが、少なからず翼に悪影響を与えていることが予想され、これらを詳細に解明しなければ上記問題点の解決は難しいと思われる。もちろん実験による解明は困難極まりないが、不幸にしてこれらを精度良く解明できるような数値計算スキームの提案も皆無と言わざるを得ない。

著者らの研究目的は、まさにそのような流れをシミュレートできる高解像差分スキームを開発することにある。著者らは、すでに各種の遷音速・超音速タービンや圧縮機を通る翼列流れを計算しており、その一部は非定常タービン翼列流れやタービン静・動翼列干渉流れに拡張された<sup>(3)(4)</sup>。このうち定常流れを仮定した場合の計算例では、超音速圧縮機翼列流れなどのきわめて複雑な流れを除いて、概ね妥当な結果が得られることがわかった。しかしながら、流れが本質的に非定常であるような場合を時間方向2次精度の時間積分スキームと従来の高々空間方向2次精度の空間差分スキームで計算しても、満足のいく結果が得られるとは限らないようである。たとえば衝撃波が非定常的に移動することで衝撃波自体がぼけてしまったり、後流が不自然にうねったりするような結果が得られたりする。この原因は比較的簡単であり、空間・時間方向の精度がまだ不足していることに他ならない。当然のことながら、より高次精度の

(平成5年8月10日原稿受付)

数値計算スキームもいくつか提案されている。たとえば、従来の TVD スキームの欠点を改良し空間方向 4 次精度以上で計算することも可能な ENO スキーム<sup>(6)</sup>がその一つだ。しかしながら概して言えることは、いずれもより高次精度を得るためにより複雑な計算アルゴリズムを導入せねばならず、既存の計算コードからの拡張が極めて困難である。

著者らは、上記問題点を解決するために計算アルゴリズムが簡単でかつ既存の計算コードへの拡張が容易な空間方向最大 5 次精度の差分スキームを提案した<sup>(6)</sup>。さらに時間方向最大 2 次精度の時間積分スキームと組み合わせることにより、非定常流れの計算に拡張されている。これを用いて計算した結果からは、いくつかの興味ある結果が得られているが、以下は特に顕著な例である。

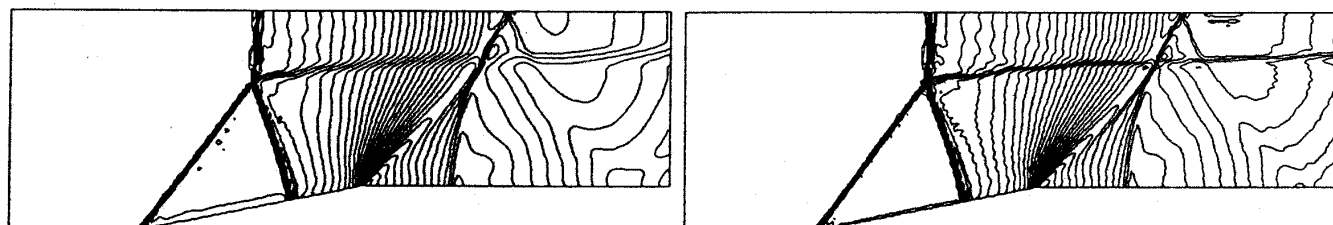
1) 接触不連続面の捕獲能力が飛躍的に改善された<sup>(6)</sup> (図 1 (a)(b))。これは二次元非定常オイラー方程式を計算した場合に得られた結果で、マッハシステムから発生したすべり線が衝撃波同様の精度で捕獲できるようになった。接触不連続面は衝撃波とは違い線形場のみに支配される比較的弱い不連続である。結果的に空間方向の精度を上げること

により鋭く捕獲できるようになったわけで、従来の空間方向 3 次精度以下の差分スキームでは精度が不十分であることが示された。

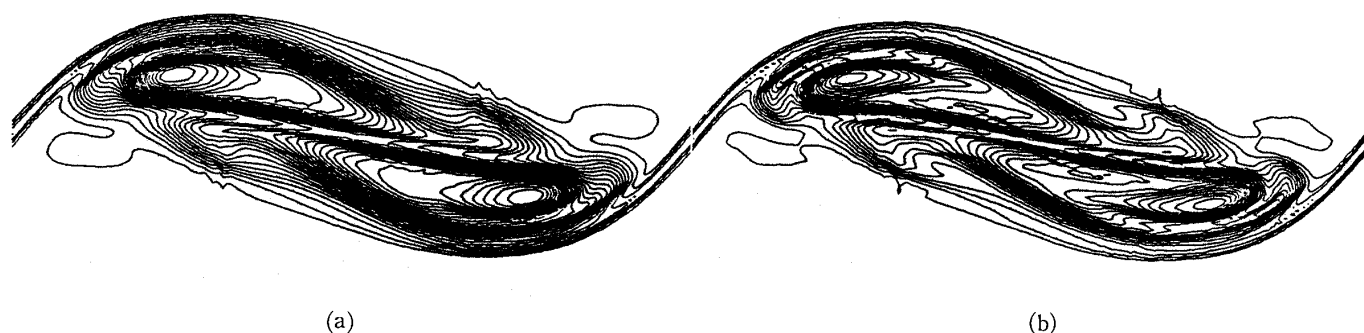
2) 渦の解像度が向上した<sup>(7)</sup> (図 2 (a)(b))。超音速混合層を計算し時間依存した単一渦の挙動を数値シミュレーションして得られた結果であり、これも空間方向の精度を上げたことによる改善に他ならない。この事実はたとえば乱流シミュレーションにおける最近の高次精度化の傾向からも裏付けされており、渦を捕獲するためにはより高次精度の計算スキームが必要であることが認識されている。

3) 遷音速タービン翼列 (Guide Vane) 流れの計算で翼表面から発生する高周波渦が捕獲された<sup>(8)</sup> (図 3 (a)(b), および図 4 (a)(b))。実験結果がないのでこの渦の存在の有無に議論が残るが、非常に細かい計算格子を用いると類似の渦が発生することが知られている。すなわち、計算格子を細かくする代わりに空間方向の精度を上げることで同様の渦が捕獲できることがこの場合の計算結果から示唆される。

現在本高解像差分スキームを既存の翼列流れの計算コードに再構築している段階で、各種の翼列



(a) (b)  
図 1 瞬間マッハ数分布, [(a)空間 3 次精度, (b)空間 4 次精度]



(a) (b)  
図 2 等渦度分布, [(a)空間 3 次精度, (b)空間 4 次精度]

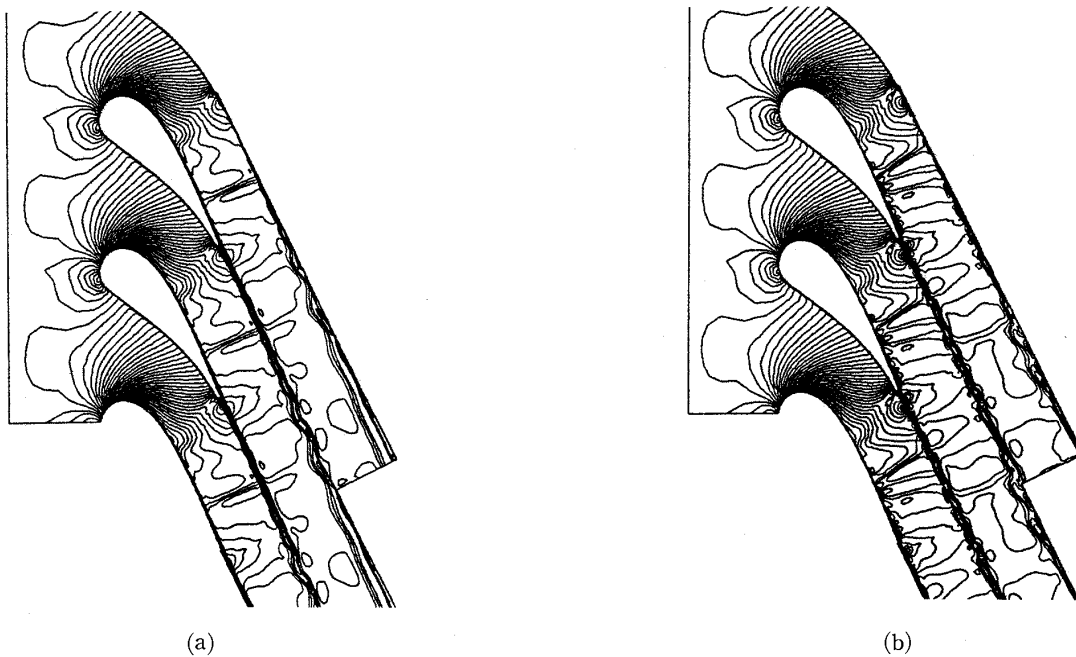


図3 瞬間等マッハ数分布, [(a)空間3次精度, (b)空間4次精度]

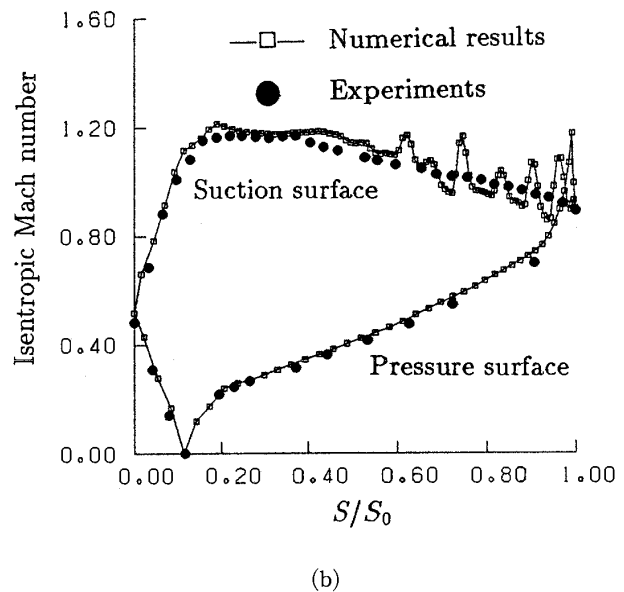
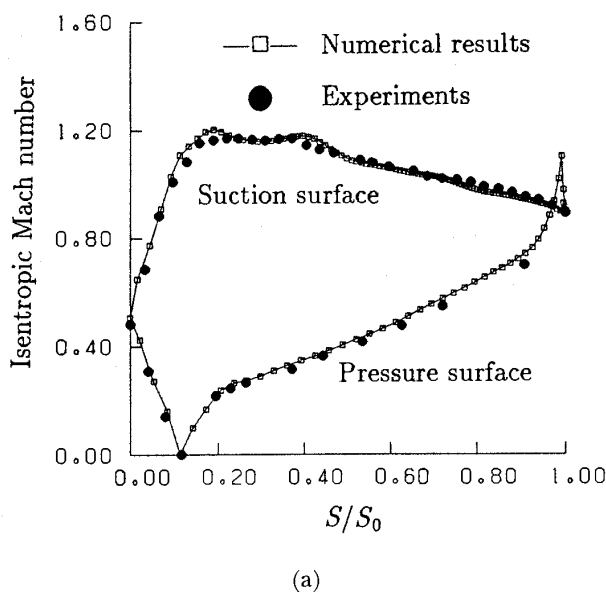


図4 翼表面等エントロピーマッハ数分布, [(a)空間3次精度, (b)空間4次精度]

流れを再計算しているところである。一方、この、差分スキーム自体の改良も行っており、本論文では新たに改良された点を中心に簡単に報告し、計算結果を比較検討することでその有効性を示す。

## 2. 衝撃波/渦捕獲アルゴリズム

著者らが提案している高解像差分スキームを簡単に説明すると以下ようになる。

1) 空間方向最大5次精度を有した MUSCL TVD スキームを用いる。これの特別な場合が4次精度コンパクト MUSCL TVD スキームとなり

従来の流束分離法 (Flux Vector Splitting Method) を基にした3次精度 MUSCL TVD スキーム<sup>(4)</sup>にさらにコンパクト化された高次の付加項を加えることで簡単に構築することができる。  
2) 時間方向はニュートン反復とクランク・ニコルソン法を組み合わせた最大2次精度の時間積分を行う。

一方、今回行った改良点は以下ようになる。

1) 流束分離法に代えて、流束差分分離法 (Flux Difference Splitting Method) を導入する。具体



的には、Roe タイプの流束差分法を用いた。

2) 1) の導入に伴い、従来は未知変数に対して、行われていた MUSCL アプローチによる外挿を、初期変数に対しても行った。

以下には、式を用いて具体的に説明する。

### 2.1 3 次精度 MUSCL TVD スキーム

まず、流束分離法を基にした 3 次精度 MUSCL TVD スキームは以下のように説明される。ただし、簡単のため 1 次元非線形双曲型保存則を用いて式を展開する。すなわち、

$$\partial q / \partial t + \partial f(a, q) / \partial x = 0 \quad (1)$$

ここで  $f(a, q)$  は、未知変数  $q$  と特性速度  $a = \partial f / \partial q$  の関数である。これを、空間方向に保存形で準離散化した式は次のようになる。

$$\partial q / \partial t + (\hat{f}_{l+1/2} - \hat{f}_{l-1/2}) / \Delta x = 0 \quad (2)$$

流束分離法は、関数  $\hat{f}$  を特性速度が正のみからなる関数  $f^+$  と負のみからなる関数  $f^-$  に分離する方法である。これに MUSCL アプローチを適用すれば最終的に離散化された  $\hat{f}_{l+1/2}$  は次のように表される。

$$\hat{f}_{l+1/2} = f^+(q_{l+1/2}^L) + f^-(q_{l+1/2}^R) \quad (3)$$

3 次精度 MUSCL TVD スキームでは、変数  $q^L$ ,  $q^R$  は次式を用いて補間される。

$$q_{l+1/2}^L = q_l + \frac{1}{6}(\Delta \bar{q}_{l-1/2} + 2\Delta \bar{q}_{l+1/2}) \quad (4)$$

$$q_{l+1/2}^R = q_{l+1} - \frac{1}{6}(2\Delta \bar{q}_{l+1/2} + \Delta \bar{q}_{l+3/2}) \quad (5)$$

ただし、

$$\Delta \bar{q}_{l-1/2} = \bar{m}(\Delta q_{l-1/2}, b_1 \Delta q_{l+1/2}) \quad (6)$$

$$\Delta \bar{q}_{l+1/2} = \bar{m}(\Delta q_{l+1/2}, b_1 \Delta q_{l-1/2}) \quad (7)$$

$$\Delta \bar{q}_{l+1/2} = \bar{m}(\Delta q_{l+1/2}, b_1 \Delta q_{l+3/2}) \quad (8)$$

$$\Delta \bar{q}_{l+3/2} = \bar{m}(\Delta q_{l+3/2}, b_1 \Delta q_{l+1/2}) \quad (9)$$

$$1 < b_1 \leq 4, < 4$$

$\bar{m}$  は minmod 関数などの流束制限関数を用いる。

### 2.2 4 次精度コンパクト MUSCL TVD スキーム

式(6)–(9)に相当する式は

$$\Delta \bar{q}_{l-1/2} = \bar{m}(\Delta^* q_{l-1/2}, b_1 \Delta^* q_{l+1/2}) \quad (10)$$

$$\Delta \bar{q}_{l+1/2} = \bar{m}(\Delta^* q_{l+1/2}, b_1 \Delta^* q_{l-1/2}) \quad (11)$$

$$\Delta \bar{q}_{l+1/2} = \bar{m}(\Delta^* q_{l+1/2}, b_1 \Delta^* q_{l+3/2}) \quad (12)$$

$$\Delta \bar{q}_{l+3/2} = \bar{m}(\Delta^* q_{l+3/2}, b_1 \Delta^* q_{l+1/2}) \quad (13)$$

ここまでの式に関しては、3 次精度の場合と基本的に同じである。本スキームの特徴は、式(10)–(13)の  $\Delta^* q$  が、二つの項から構成されていることである。

$$\Delta^* q_{j+1/2} = \Delta q_{j+1/2} - \frac{1}{6} \Delta^3 \bar{q}_{j+1/2} \quad (14)$$

ただし

$$\Delta^3 \bar{q}_{j+1/2} = \Delta \bar{q}_{j+3/2} - 2\Delta \bar{q}_{j+1/2} + \Delta \bar{q}_{j-1/2} \quad (15)$$

式(14)の第二項が前述の付加項を意味し、ここにさらに以下のような制限関数が適用される。

$$\Delta \bar{q}_{j-1/2} = \bar{m}(\Delta q_{j-1/2}, b_2 \Delta q_{j+1/2}, b_2 \Delta q_{j+3/2}) \quad (16)$$

$$\Delta \bar{q}_{j+1/2} = \bar{m}(\Delta q_{j+1/2}, b_2 \Delta q_{j+3/2}, b_2 \Delta q_{j-1/2}) \quad (17)$$

$$\Delta \bar{q}_{j+3/2} = \bar{m}(\Delta q_{j+3/2}, b_2 \Delta q_{j-1/2}, b_2 \Delta q_{j+1/2}) \quad (18)$$

$$1 < b_1 \leq 4, b_2 \cong 2$$

このスキームの最大の特徴は、その計算アルゴリズムの単純さである。すなわち、式(14)の第二項のみが新たに導入される部分であり、プログラムステップ数にしても十数行に満たない。モジュール化されたこの計算部分を既存のサブルーチンに組み込むだけで簡単に本スキームに拡張することができる。この第二項では、高周波数成分に対してさらに流束制限が行われ、結果的に衝撃波の位置では従来同様一次精度に帰着されるので TVD 条件は満足されているといえる。

### 2.3 流束差分法への適用

ゴドノフ法から派生してきた MUSCL アプローチは現在、Steger-Warming や van Leer で代表される流束分離法と同様に Roe が提案した近似リーマン解法にも適用されている。それらは、流束自身ではなく流束差を特性速度に従って分離することから流束差分法と呼ばれる。本論文では、Roe タイプの流束差分法を基にした 4 次精度 MUSCL TVD スキームを開発した。なお、この分野の詳細な解説は文献(10)が詳しい。

2.1 と同様スカラー方程式を用いて説明すれば、関数  $\hat{f}$  は次式で表される。

$$\hat{f}_{l+1/2} = \frac{1}{2} \{ f(q_{l+1/2}^L) + f(q_{l+1/2}^R) - |a(q_{l+1/2}^L, q_{l+1/2}^R)| (q_{l+1/2}^R - q_{l+1/2}^L) \} \quad (19)$$

上記の式は実際には方程式系に適用され、特性

の理論に基づいて計算される。

空間方向の差分スキーム以外で考慮した点は、前述のように、時間方向にはNewton反復とCrank-Nicholson法に基づく2次精度時間積分スキームを用いる。また乱流を考慮する上で、従来より採用している二方程式 $k-\epsilon$ モデルを今回も用いた。非定常計算アルゴリズムならびに高精度差分スキームとの整合性で議論が残るが、今回捕獲されるであろう非定常流れが乱流の渦スケールよりも十分大きいという前提で用いることとする。すなわち、きわめて小さな渦のみ時間平均されることを意味する。

### 3. 数値計算例

標準的な翼列流れ問題として多く計算されている文献(1)の2次元タービン翼列流れを計算した。図5に計算格子を示す。格子点数は $181 \times 61$ で格子の直交性が改善されている。差分スキームとして、以下の4種類の場合を使用した。

CASE A: 流束分離型で従属変数( $\rho, \rho u, \rho v, e$ )をMUSCL補間。

CASE B: 流束分離型で初期変数( $\rho, u, v, p$ )をMUSCL補間。

CASE C: 流束差分型で従属変数( $\rho, \rho u, \rho v, e$ )をMUSCL補間。

CASE D: 流束差分型で初期変数( $\rho, u, v, p$ )をMUSCL補間。

図6(a)–(d)と図7(a)–(d)はそれぞれCASE A,

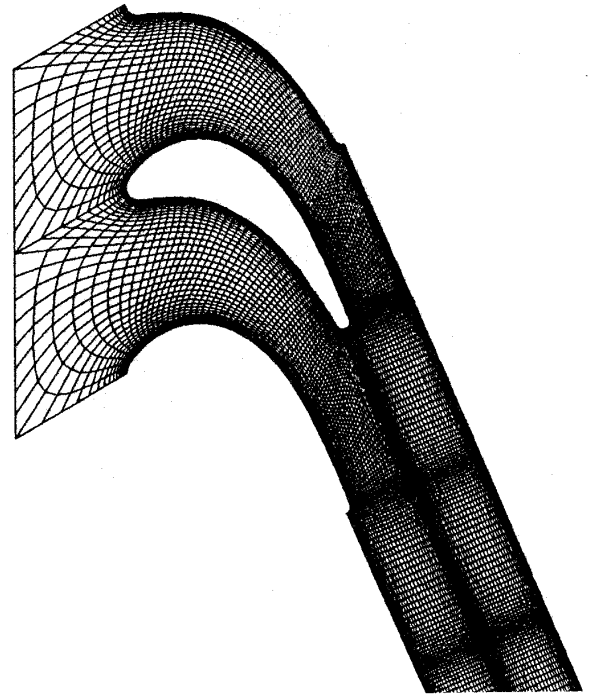
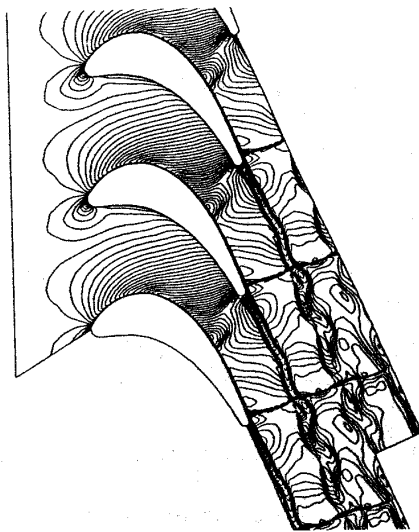
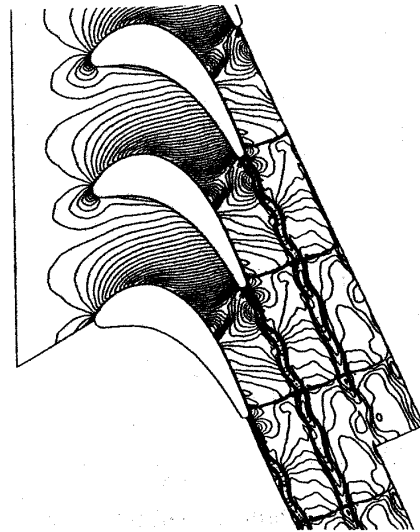


図5 計算格子

B, C, Dにより計算されたある無次元同時間での瞬間マッハ数分布ならびに翼表面瞬間等エントロピーマッハ数分布である。図6から、いずれも衝撃波はかなり鮮明に捕獲されている様子がわかる。また、翼後縁から発生した後流が次第に周期的渦性流れに変化する傾向も捕獲されている。差分スキームによる解の違いに関しては、衝撃波・渦の捕獲能力に着目すればCASE Dが最も劇的にこ



(a) CASE A



(b) CASE B

図6 瞬間等マッハ数分布

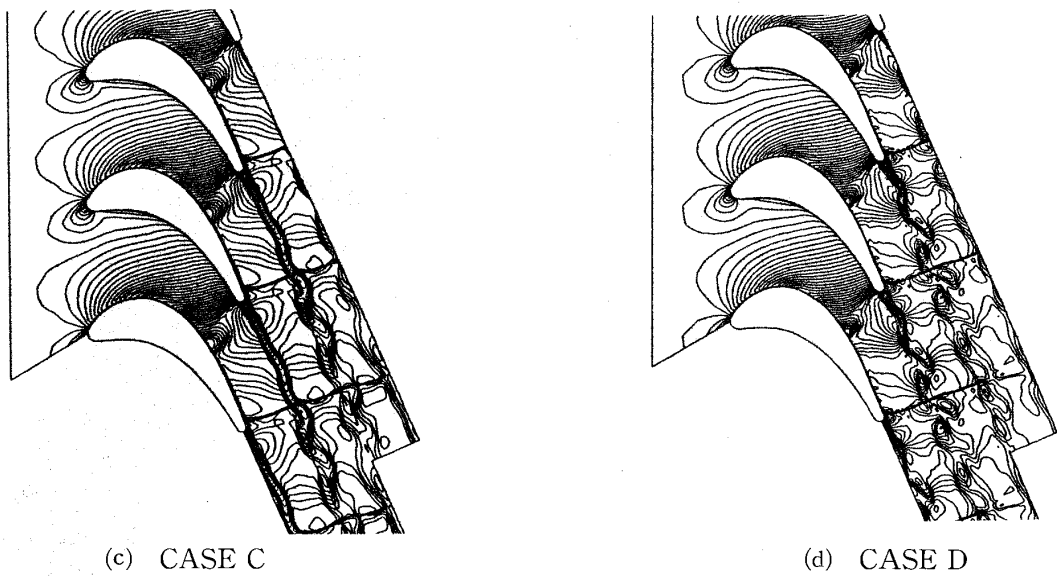


図6 瞬間等マッハ数分布

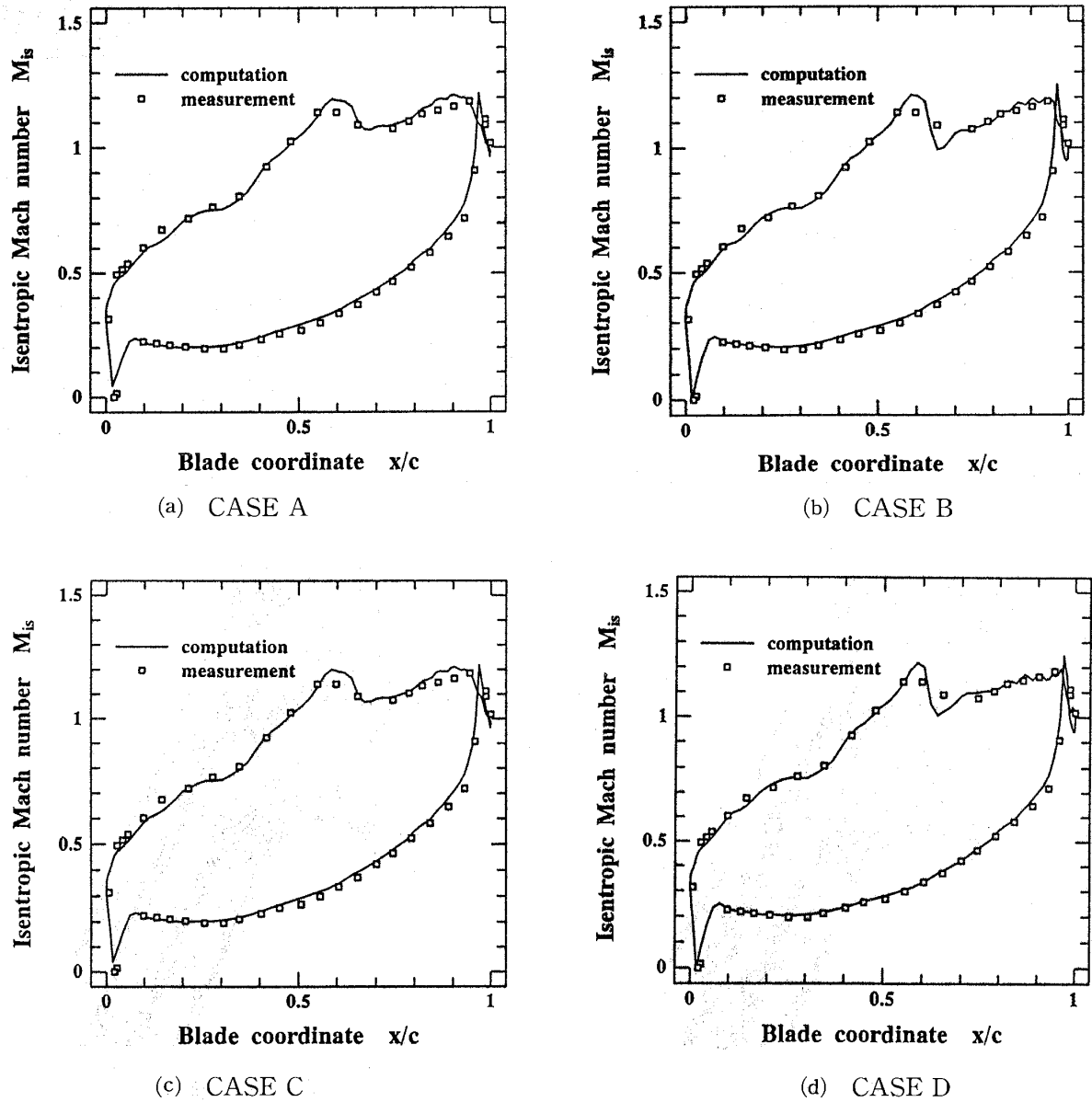


図7 翼表面瞬間等エントロピーマッハ数分布

れらを捕獲しており、他の3つのタイプはほぼ同程度であるといえる。また、図7の実験結果との比較では、いずれのCASEも実験値を良く再現している。唯一の若干の違いは翼負圧面後方の衝撃波近傍であるが、実験値が時間平均されているのに対し、計算結果が瞬間値であることから厳密には比較できず、実験値の信頼性も含めて今後検討する必要はある。ただし、図6の瞬間等マッハ数分布から判断して、衝撃波がより鋭くなった分だけ、図7の分布にも衝撃波近傍で差異が生じていることだけは言える。むしろ、翼後流も含めて総合的に比較するならば、CASE Dの流束差分法で初期変数( $\rho$ ,  $u$ ,  $v$ ,  $p$ )をMUSCL補間している場合が最も今回の翼列流れ問題を再現していると言える。

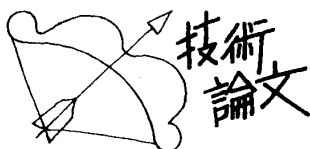
#### 4. おわりに

著者らが開発した高解像差分スキームの概略と新たに改良した点を簡単に報告した。いずれも、非定常翼列流れ計算を初め、実用的な流れの計算に簡単に応用できることが期待できる。今回新たにRoeタイプの差分スキームへの拡張も可能になったことにより、著者らの計算コードのみならず、既存のほとんどの圧縮性流れの計算コードに本差分スキームが組み込めることになった。今後より具体的な非定常翼列流れの計算を行い、本数値計算スキームの有効性をさらに検証する予定で

ある。なお、本論文を三次元に拡張した場合の計算例も文献(12)に報告している。

#### 参考文献

- (1) I.K. Jennions and M. G. Turner, Trans. ASME, J. Turbomachinery, 115 (1993), 261-272.
- (2) W. N. Dawes, Trans. ASME, J. Turbomachinery, 115 (1993), 283-295.
- (3) S. Yamamoto and H. Daiguji, Computers & Fluids, 19-3/4 (1991), 15-32.
- (4) S. Yamamoto, T. Ono and H. Daiguji, Proc. of 1991 Yokohama Int. Gas Turbine Cong., (1991), 67-74.
- (5) A. Harten, J. Comp. Phys., 83 (1989), 148-184.
- (6) S. Yamamoto and H. Daiguji, Computers & Fluids, 22-2/3 (1993), 259-270.
- (7) H. Daiguji, S. Yamamoto and K. Ishizaka, Lecture Notes in Physics, 414 (1992), 315-319.
- (8) S. Yamamoto and H. Daiguji, AIAA Paper No. 92-3044, (1992).
- (9) P. L. Roe, J. Comp. Phys., 43 (1981), 357-372.
- (10) C. Hirsch, Numerical Computation of Internal and External Flows, Vol. II, (1988), published by John Wiley & Sons, New York.
- (11) R. Kiock et al, Trans. ASME, J. Engng. Gas Turbine and Power, 108 (1986) 277-285.
- (12) X. Yuan, S. Yamamoto and H. Daiguji, Proc. of 5th Int. Symp. on Compu. Fluid Dynamics-Sendai, 3 (1993), 421-426.



## 動翼振動の非接触計測法

航空宇宙技術研究所 熱流体力学部 遠藤 征紀

//

原動機部 松田 幸雄

日本工業大学工学部

松木 正勝

### ABSTRACT

A powerful noncontact measuring system of fan blade vibrations called FVMS has been developed and successfully applied in the research and development projects of fans, turbofan engines and industrial gas turbines. FVMS consists of optical blade-tip detectors, signal processing/counting unit, control/calculation display unit. Softwares are devised to insure valid measured data and high handling qualities of the system. Vibration wave forms and amplitudes of all the blades can be displayed on a sub-real time basis in the on-line monitoring mode. Off-line-treatment mode is also available for later analysis and review. Detailed description of FVMS concept, performance and hardware/software fabrication are presented, as well as some test results which show a satisfactory agreement with strain gage outputs.

### 1. まえがき

タービンや圧縮機の動翼振動の計測には、従来歪ゲージが使用されてきたが、この方法には歪ゲージを回転中の動翼の表面に直接貼付することによって生ずるいくつかの難点がある。そのため、これを解決する新しい非接触計測法の出現が待たれていたが、近年光ファイバーを使用した非接触計測法が提案され、その実用化への試みがなされている。

その1つとして、文献(1)には1個または2個の動翼先端検出器をファン等の周囲ケーシング上に取り付けて回転中の動翼の先端が通過する時間を計測し、その変動幅をもとに動翼先端の振動振幅

や振動数を得る方法が述べられている。この方法は実用化されており、比較的簡便に全ての動翼の振幅を計測できるため目的によっては有用であるが、動翼の振動波形が得られない等の難点がある<sup>(3)(7)</sup>。

今回、筆者等は、これ等の難点の無い新しい非接触式計測法を開発した。この方法は、ターボファンエンジンのファン動翼振動の計測を本来の目的として開発したものであるが、多段軸流圧縮機動翼の振動計測にも適用して有用性を確認した。ここでは、その計測原理、試作したファン動翼振動計測装置(以後FVMS: Fan Blade Vibration Measuring Systemと呼ぶ)、計測結果の例等について述べる。

なお、筆者等とは全く別個に米国NASAが類似な計測法を、文献(2)に発表しているが、基本的な概念の提示と一部回路の試作にとどまっている。

### 2. 計測原理

#### 2.1 計測装置の構成と計測原理

製作したFVMSを例として、本計測法の計測原理を説明する<sup>(3)</sup>。図1に示すように、動翼の周囲ケーシング上に光ファイバー製の反射型動翼先端検出器 $S_1 \cdots S_m$ (以後、これ等を「Sセンサ」と総称する)を円周方向に取り付ける。Sセンサは動翼先端が検出器の下を通過したことを光を用いて検知しパルス信号を発生する。Sセンサとは別に、回転軸上またはディスク上に設けたマーク(以後「基準マーク」と呼ぶ)が検出器の下を通過したことを検知しパルス信号を発生するセンサ(以後「Pセンサ」と呼ぶ)を設ける。各Sセンサ及びPセンサの出力信号を光ファイバーによって信号処理・計時装置(以後SCU: Signal processing and Counting Unitと呼ぶ)に送り光電変換した後、Sセンサ及びPセンサの出力パルス信号が発生した時間を内蔵する時計カウンタによっ

(平成5年12月9日原稿受付)

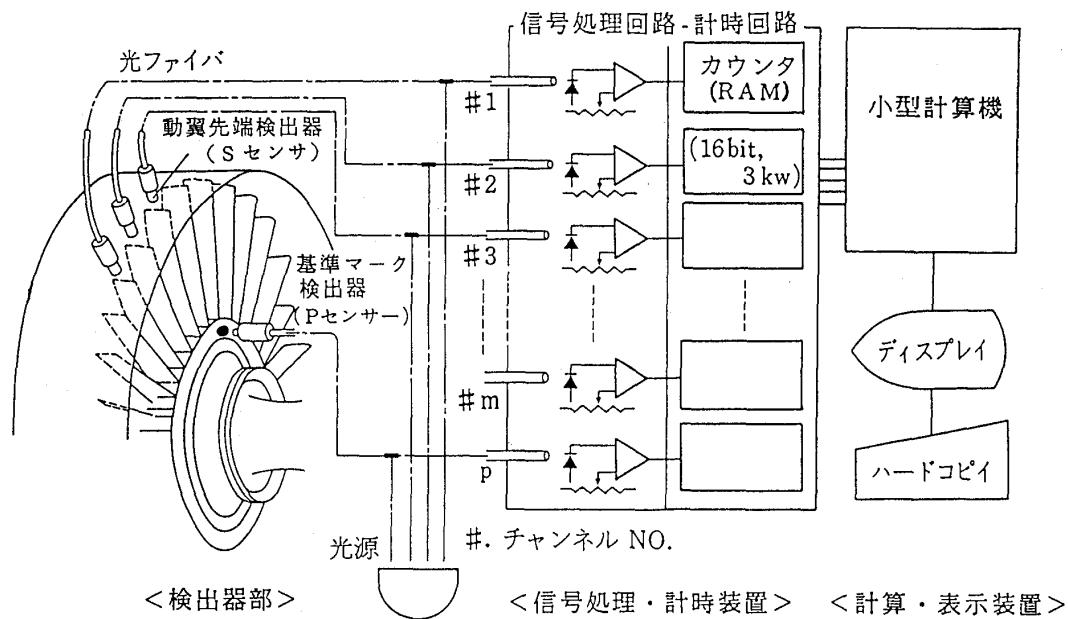


図1 FVMSの全体構成

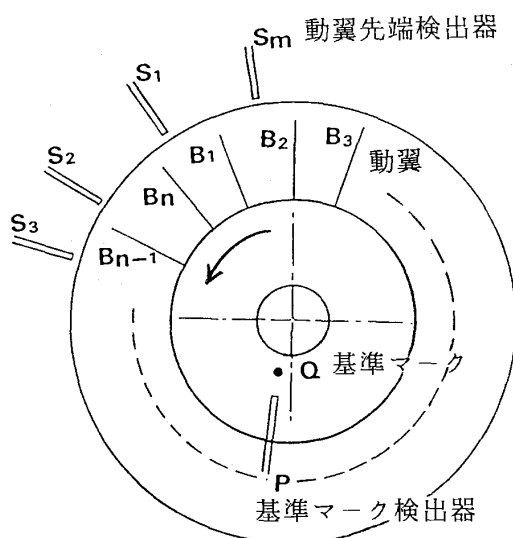
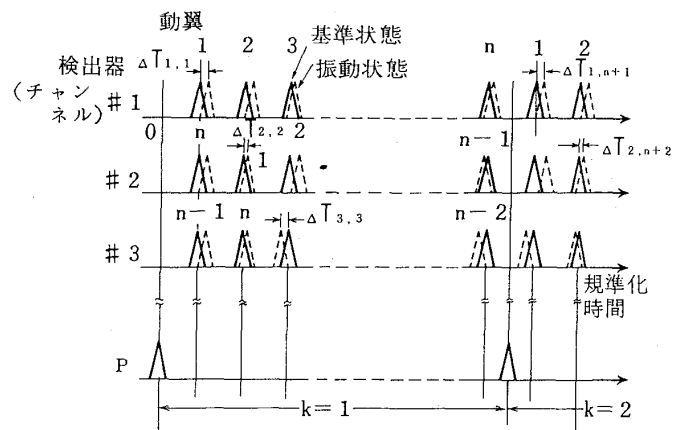


図2 動翼及び検出器の配置と名称

て各チャンネル毎に計時し、結果をデータ記録メモリに格納する。データ記憶メモリに格納されたデータは計算・表示装置（以後CDU: Control, Calculation and Display Unitと呼ぶ）に読み込み、動翼の振動波形を算出し、結果をディスプレイ上に表示する。

次に、図2、図3をもとに計測原理を説明する。図2はPセンサが基準マークを検出した時点における、 $n$ 枚の動翼  $B_1, B_2, \dots, B_n$  と  $m$  個のSセンサ  $S_1, S_2, \dots, S_m$  との位置関係を示す。図3はSCUのチャンネル#1, #2,  $\dots$ , #



(a) 動翼の振動と検出器出力信号の振れ

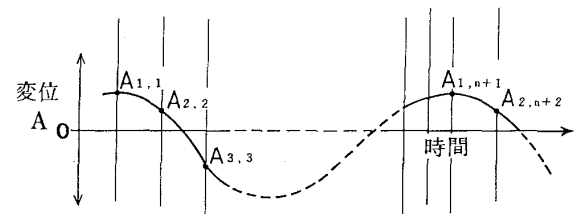
(b) 動翼  $B_1$  の振動波形

図3 測定原理

$m$  に送られた  $S_1, S_2, \dots, S_m$  センサの出力パルス信号列及びチャンネルPに送られたPセンサの出力パルス信号列を示す。同図にはまた、これ等のパルス信号列から抽出して得た動翼  $B_1$  の振動波形に示す。横軸はローター1回転に要する時間により規準化した無次元の時間である。 $k$  は計測時間内におけるローターの回転回数である。

出力パルス信号列のうち実線は動翼が振動していないとした仮想的状態または振幅が無視できる程度に小さい状態（以後「基準状態」と呼ぶ）におけるSセンサの出力パルス信号列であり、それぞれのパルスに付された番号は図2中に示した各動翼の番号に対応している。この対応関係はSセンサ、Pセンサの取り付け位置及び基準マークの位置が決ると自動的に決定する。破線は動翼が振動している状態でのSセンサの出力パルス信号列である。実線と破線との時間差 $\tau$ は振動により動翼先端が変位したことによって生じたものである。

ローターが1回転する間の任意の動翼Biの振動波形は次の手順で求めることができる。

- ① 基準状態において、ローターの1回転毎にPセンサ出力パルス信号が発生した時点から各動翼に対応したSセンサ出力パルス信号が発生するまでの時間Tを、SCUの各チャンネル毎に計測する。計測は複数のローター回転回数にわたり行ない、その平均値をローター1回転に要する時間（P信号から求める）で規準化したものを基準マトリクス $[\overline{T\alpha}, \beta]$ として求め、CDUに格納する。ここでサフィックス $\alpha=1, 2, \dots, m$ はS $\alpha$ センサまたはSCUの $\alpha$ のチャンネルを意味する。また $\beta=1, 2, \dots, n$ はn枚の動翼を検知したS $\alpha$ センサの出力パルス信号列のうち、 $\beta$ 番目の動翼による信号を意味する。
- ② 次に動翼の振動を計測しようとする状態において、ローターがK回転する間①と同様の計測を行ないデータマトリクス $[T\alpha, \beta]$ を得る。ただし、 $\alpha=1, 2, \dots, m, \beta=1, 2, \dots, n \cdot K$ である。
- ③ 動翼先端の円周方向変位マトリクス $[A\alpha, \beta]$ を(1)式により求める。ただし、Lは各動翼先端の被検出点を結ぶローター外周長である。また、 $[T\alpha, \beta]$ は $[T\alpha, \beta]$ を $\beta=1, 2, \dots, n$ に関してK回繰り返して作ったもので、 $\alpha=1, 2, \dots, m, \beta=1, 2, \dots, n, n+1, \dots, n+n, \dots, (K-1) \cdot n+1, \dots, n \cdot K$ である。

$$[A\alpha, \beta] = [T\alpha, \beta - \overline{T\alpha}, \beta] \cdot L \dots \dots \dots (1)$$

- ④ 次に、 $[A\alpha, \beta]$ の各 $\alpha$ 行から $\beta$ 番目の要素 $A\alpha, \beta$ を動翼Biのものとして抽出する。ただし、 $\beta$

は(2), (2)'式より求める。また、マトリクス $[1\alpha], \alpha=1, \dots, m$ はP信号が発生した後、S $\alpha$ センサにより最初に検出される動翼の番号から成り、Sセンサ、Pセンサ、基準マークの位置より求められる（図2）。

$1\alpha \leq i$ を満たす $\alpha$ 行については、

$$\beta = (i - 1\alpha + 1) + n \cdot (k - 1) \dots \dots \dots (2) \\ k = 1, \dots, K$$

$1\alpha > i$ を満たす $\alpha$ 行については、

$$\beta = (n - 1\alpha + i + 1) + n \cdot (k - 1) \dots \dots \dots (2)' \\ k = 1, \dots, K$$

- ⑤ 動翼Biに対応した要素 $A\alpha, \beta$ が発生した実時間 $T\alpha, \beta^*$ を(3)式により求め、 $A\alpha, \beta$ を $T\alpha, \beta^*$ の順にならべて、動翼Biの振動波形を求める。

$$T\alpha, \beta^* = P_k + T\alpha, \beta(P_{k+1} - P_k) \dots \dots \dots (3)$$

ただし、 $P_k$ はローターがk回転目を開始する時間（k番目のP信号が発生した時間）である。

- ⑥ ④, ⑤の過程を $i=1, \dots, n$ について繰り返して全ての動翼Biの振動波形を求めることができる。

以上の説明ではローターの1回転中に回転速度が変動しないものとしたが、文献(3)において、Pセンサ及び基準マークを2個以上に増やすことによってローターの1回転中に回転速度が変動する場合にもここで述べた方法と同様な考え方によって対処できることを述べた。

さらに、ケーシング上のSセンサーを円周方向に2列配置することにより動翼のねじり振動を計測することができるが、これについては文献(4)で述べた。

## 2.2 計測誤差及び計測範囲の検討

本計測法により動翼の振動を計測する場合の計測誤差及び計測可能な振動モードや振動数の限界等について検討する。

- (1) 動翼の振動モード及び最大応力の確定について

本計測法で計測されるのは動翼先端の円周方向振動波形であるため、動翼の振動モード及び最大応力を求めるためには、有限要素法等による数値計算やレーザーホログラフィーを使用した動翼加

振試験法の補助的手段を必要とする。すなわち、本計測法により計測した振動波形から読取った振動数とこれ等の補助的手段で求めた各振動モードの振動数とを比較することによって、実際に発生している振動モードを先づ定め、次に計測した動翼先端振動振幅に対応する最大応力を補助的手段により求めて確定する。

## (2) 計測誤差

本計測法の計測誤差としては、動翼先端検出器の検出誤差によるものと、動翼振動以外の原因による動翼先端変位を検出することによるものがある。

### (イ) 動翼先端検出器の検出誤差による計測誤差

動翼先端検出器の検出誤差は、動翼先端面の同一部分が検出器に対して相対的に同位置に来た時点での信号出力値が、振動のない時に毎回転同じ大きさの時に誤差 0 となる。信号出力値の変化即ち検出誤差の発生原因は 3 種類に大別できる。

その 1 つは検出器表面あるいは動翼先端面の汚れ等によって図 4 に示すように検出器の出力が低下するものである。計時回路への入力信号として検出器出力信号を矩形波に整形するためのトリガ電圧  $V_t$  を一定とすると、出力値が図の最大値から減少した時に矩形波が発生する時刻の変動幅は  $\Delta t$  となる。この図より、出力信号の大きさの変動を原因とする計測誤差の理論最大値は  $S$  センサの外径と同程度である。しかしながら、一般に検出器出力の低下は徐々に進行するものであり、一回の計測時間内に生ずる計測誤差はほとんど問題にならない。計測時間が長くなる場合には、検出

器出力が低下した時点で基準マトリクス  $[T\alpha, \beta]$  を更新することによって誤差の増大を防ぐことができる。

検出器の検出誤差発生第 2 の原因は、動翼の振動に伴い動翼先端が傾くことである。この場合の検出誤差は計測すべき振動が原因で発生しているため、一般には分離することが困難である。しかし、検出器の出力値が  $V_t$  と比較して十分に大きく、かつ、振動による動翼先端の傾きが通常のように高々  $2^\circ$  程度であればこの原因による計測誤差は補正なしでも  $d/20$  以下であることが確かめられている。

### (ロ) 動翼先端が動翼振動以外の原因で円周方向に変位することによる計測誤差

本計測法においては、ローターとケーシングとの軸方向熱膨張差、ローターに働くスラスト等によるローター全体の軸方向移動、基準マークがディスク上ではなく回転軸上にある場合のローターの軸振動（振り、曲げ）等が発生すると、これらが原因となって生ずる見かけの動翼先端円周方向変位が振動による真の変位に重なって計測されてしまうため、定量的な計測が困難になる。しかし、一般に見かけの変位による振動波形の振動数は数値計算等で予め求めた動翼の固有振動数と大きく異なることが多いこと、多段圧縮機の 2 つ以上の段の動翼振動を同時に計測すると各段の動翼に見かけの円周方向変位に起因する同じ周波数の振動波形が含まれること等から、動翼の振動による真の円周方向変位と見かけの円周方向変位とを判別し、ある程度分離することは可能である。

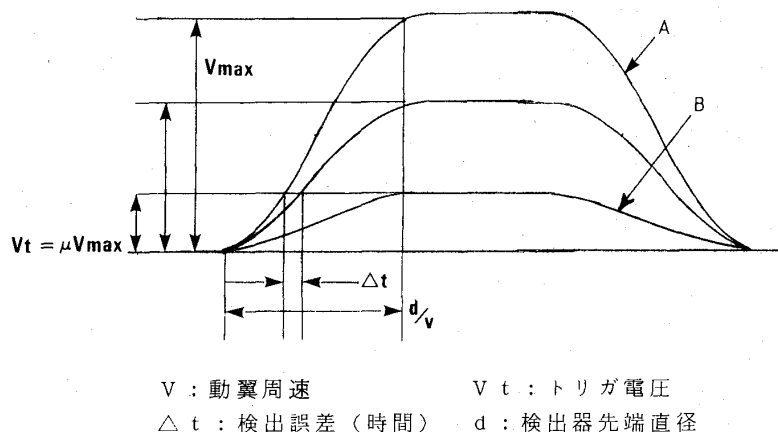


図 4 検出器出力低下と計測誤差



特に、上に挙げた諸原因のうち、前2者は一般に計測時間より相当に長い時間をかけて発生するため、分離は比較的容易位になる。

### (3) 分解能

分解能はSCU内のカウンタのクロックパルスの周波数で決る。動翼先端の半径を  $R$  (mm)、ローターの回転速度を  $N$  (rpm)、クロックパルスの周波数を  $H_c$  (Hz)、動翼の翼高を  $h$  (mm)、動翼の振動数を  $f_b$  (Hz) とすると、振幅の分解能  $\Delta A$  (mm) は次式で求められる。

$$\Delta A = ((2\pi R \cdot N/60) + (2\pi f_b \cdot h)) / H_c \cdots \cdots (4)$$

### (4) 計測可能な動翼最大振動数

振動波形の再現のために振動の1周期につき最低  $n_s$  回 (サンプリング定理により  $n_s \geq 2$ ) の振幅計測が必要とすると、計測可能な動翼の最大振動数  $[f_b]$  は、(5)式で与えられる。ただし、 $\theta_s$  (deg) は中心角で表わした検出器の取り付け間隔である。

$$[f_b] = 6N / (n_s \cdot \theta_s) \cdots \cdots (5)$$

## 3. ファン動翼振動計測装置 (FVMS) の試作

以上の計測原理に基づき、ターボファンエンジン FJR 710 のファン動翼の振動を計測することを直接の目的としてファン動翼振動計測装置 (FVMS) を試作した<sup>(5)(6)</sup>。FVMS は既に図1に示したように検出器部、SCU 及び CDU から構成される。

## 3.1 検出器部

### (1) 検出器の構成及び構造

動翼先端及び基準マークの通過を検知する検出器としては、電磁ピックアップと反射光検出器とが考えられるが、電磁ピックアップは価格、大きさ、応答性の面で問題があるため、FVMS に適した特性を有する光ファイバー製の反射光検出器を新しく開発して使用した<sup>(6)</sup>。

図5にFVMS用に製作した54本のSセンサの全体構成を示す。各Sセンサは光ファイバーの素線を束ねて製作し、検出端、光ファイバーケーブル、光源端より成る。検出端は、光源から伝送された光を投射する光ファイバー素線と動翼先端面からの反射光を集光する光ファイバー素線とを、可能な限り均一に混合し金属製の細管内に納める構造とした。投射、集光用の光ファイバー素線は検出端の近くで分離し、各々を束ねた後、光源部及び光電変換素子に導いた。光源端では、27本のSセンサの光ファイバー素線をできるだけ均一に混合し、金属製のケース内に収納した。その端面から同一のキセノンランプの光を注入することによって、27本のセンサ出力の均一化と価格の低減を図った。キセノンランプの光のエネルギー密度が高いため、ケース内に冷却用の伝熱板を埋め込み、さらに、ファンにより強制冷却した。検出器の耐高温性は、検出端の金属製細管内の光ファイバー素線を固着している接着剤の耐高温性で決る。無機系の接着剤を使用することにより、周囲空気

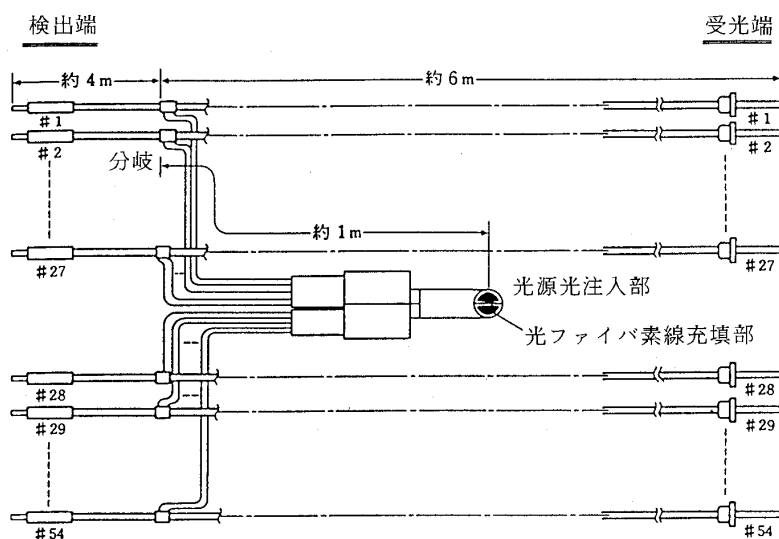


図5 FVMS用センサの全体構成

温度 400°C の耐高温性を得た。光ファイバー素線は、後で述べるセンサ特性と取り扱いの容易さ、価格等の観点から太さ 40  $\mu$  の光学ガラス系を用いた。

## (2) 動翼先端検出器特性

P センサ及び S センサに要求される基本特性としては、周波数応答性と距離対出力電圧特性がある。光式検出器の周波数応答性を決定する光電変換素子には(6)式で得られる  $f_0$  以上の周波数応答性求められるが、周波数応答 5 MHz の光電変換素子が市販されており、特に問題はない。ただし、 $d$  は S センサの検出端直径または動翼先端幅のいずれか小さい方の値である。

$$f_0 = \frac{1}{d/(2\pi R \cdot N/60)} = \frac{\pi R N}{30d} \dots\dots\dots(6)$$

既に述べたように、検出器と動翼先端との距離と検出器出力電圧（光電変換素子の出力電圧）との関係である距離対出力電圧特性は、計測誤差を小さくするためにできる限り高める必要がある。

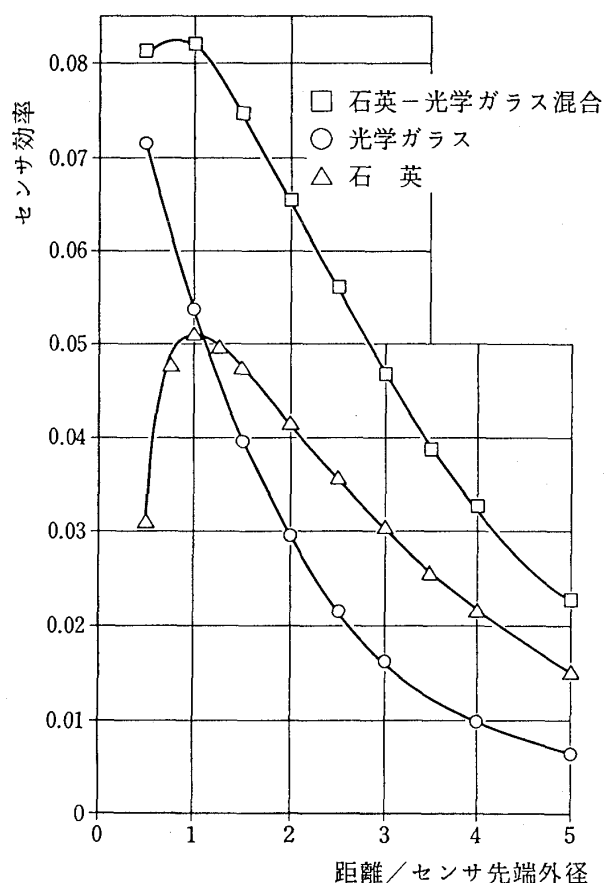


図6 光ファイバー素線の選定による  
検出器特性の改善

そのため、距離対出力電圧特性に対する光ファイバー素線の材質と配置、検出端外径、動翼先端面の影響等について試験を行った結果以下のことが判明した。

- 検出端の出力特性は、投射用光ファイバー素線と集光用光ファイバー素線とを均一に混合したものが最も優れている。
- 投射用に光の広がり角が小さな石英ガラス系光ファイバー素線を使用し、集光用に広がり角の大きな光学ガラス系光ファイバー素線を使用することによって、光学ガラス系光ファイバー素線のみを使用した場合と比較して 20% から 30% の特性改善が得られる (図 6)。図中のセンサ効率は回収した反射光量と放射光量との比である。
- 動翼先端幅が検出器先端の光ファイバー部外径の 2 倍以下になると距離対出力電圧特性が急速に低下する。
- 動翼先端面の研磨の程度や塗装する色によって出力特性が大きく変化する。

## 3.2 SCU

図 7 に SCU の外観を、また、図 8 にブロック図を示す。SCU は、P センサ及び各 S センサに接続した 25 チャンネルの信号処理ユニットと制御ユニットから構成される。

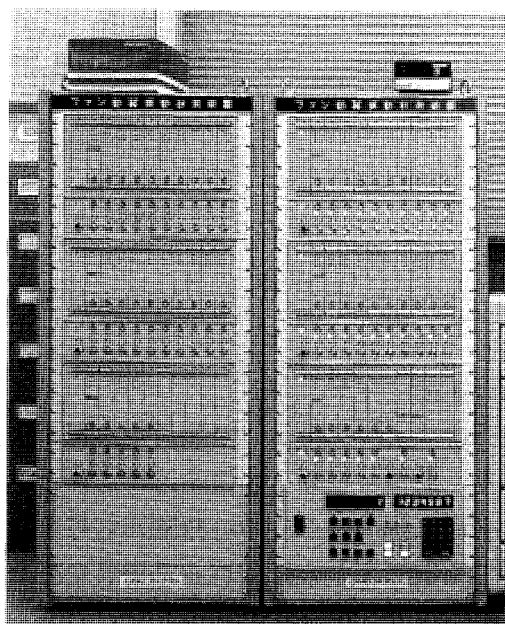


図7 SCU 及び CDU (制御部のみ) 外観

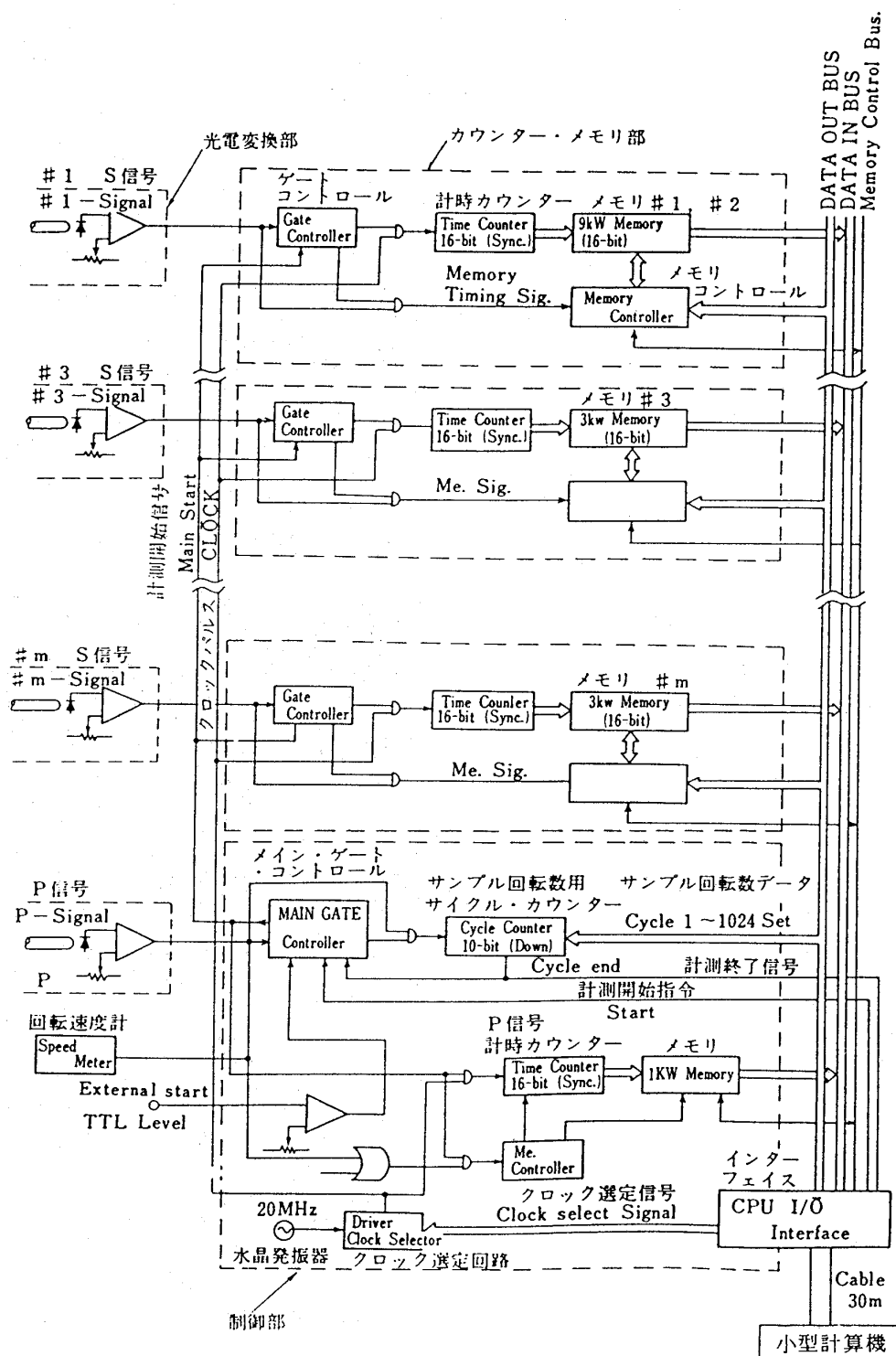


図8 SCUの全体構成

## (1) 信号処理ユニット

各信号処理ユニットは光電変換回路、計時カウンタ、データ記憶メモリより構成されている。計時カウンタは制御部からの計測開始信号を受けると、同じく制御部から送られるクロックパルスの計数を開始する。そして、S信号を受けた時点での計数結果を次々と、データ記憶メモリに格納する。

Sセンサ系統のデータ記憶メモリはCDUからの操作によって外部からの読み書きができる。

## (2) 制御ユニット

制御ユニットはマイクロコンピュータを中心に構成され、CDUとの操作信号及び計測データの交換、クロックパルスの発生、計測開始/終了信号の発生、計測回転回数の設定と制御、信号処理ユニッ

トの制御及び動作チェック等の機能を果す。各信号処理ユニットへの計測開始信号は、CDU から計測開始信号を受けた後に最初の P 信号が入力された時点で発せられる。P 信号の計数によりローターが指定された計測回転回数だけ回転したと判定されると、マイクロコンピュータは各信号処理ユニットのデータ記憶メモリからデータを読み込み、CDU に伝送する。クロックパルスは 20 MHz の水晶発振器の出力を分周して 10 MHz, 5 MHz, 1 MHz, 0.5 MHz, 0.2 MHz, 0.1 MHz としたものである。

### 3.3 CDU

CDU は計算機本体、フロッピーディスク、CRT ディスプレイ付きキーボード、ハードコピー、等の機器より構成されている。本装置の操作は CRT ディスプレイ付きキーボードによって対話形式で進められる。

### 3.4 ソフトウェアの構成及び操作

本装置のソフトウェアは、計測定数管理、データ読み込み/修正、オンライン計測、オフライン計測等の機能を有している<sup>(6)</sup>。プログラムは本装置

が動翼振動の監視用としても使用できるように、データ処理の高速化に重点を置いて開発した。例えば、動翼枚数 16, S センサ数 25, 計測回転回数 5 とした場合、4 秒毎に全動翼の波形を表示できる。

## 4. 動翼振動の計測例と計測結果の検討

試作した FVMS を使用したファンジェットエンジンのファン動翼の振動を計測し、その有効性、実用性を確認した。また、FVMS の検出器を改良して産業用ガスタービンの圧縮機動翼振動の計測・監視に使用し、その利用範囲を拡大した。

### 4.1 ターボファンエンジンのファン動翼振動の計測法

ターボファンジェットエンジンのファン動翼はアスペクト比が大きいため動翼先端の振幅が比較的大きいうえに、固有振動数が小さく、本計測法の適用が容易である。図 9 にファンの外観を示す。動翼の高さは 340 mm で先端から 125 mm の位置に過大な振動を防止するためのスナバがある。翼全体の 1 次曲げ共振周波数は 80 Hz, スナバより上部の 1 次曲げ固有振動数は 300 Hz である。図 10 はケーシング上の S センサの取り付け位置を示す。8 枚の動翼に歪ゲージを貼付し、本計測装置の計測結果の検証に供した。図中 No.10~No.

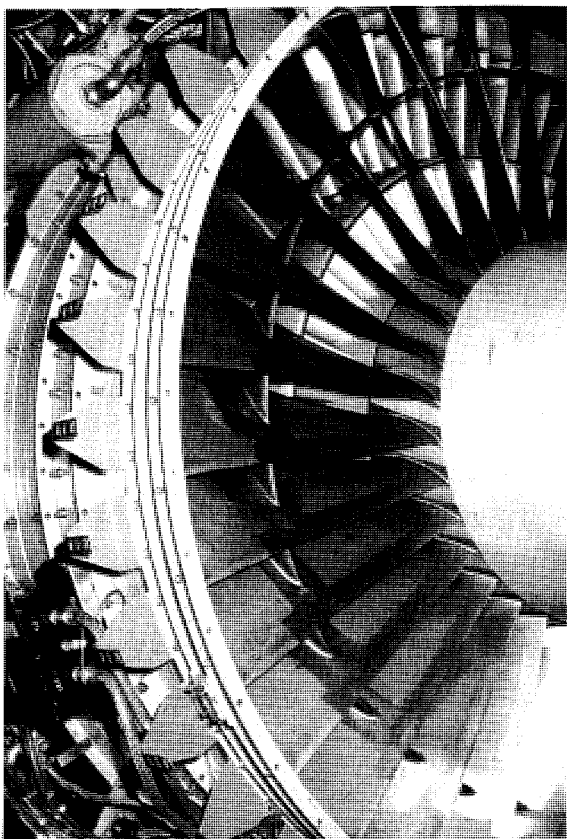
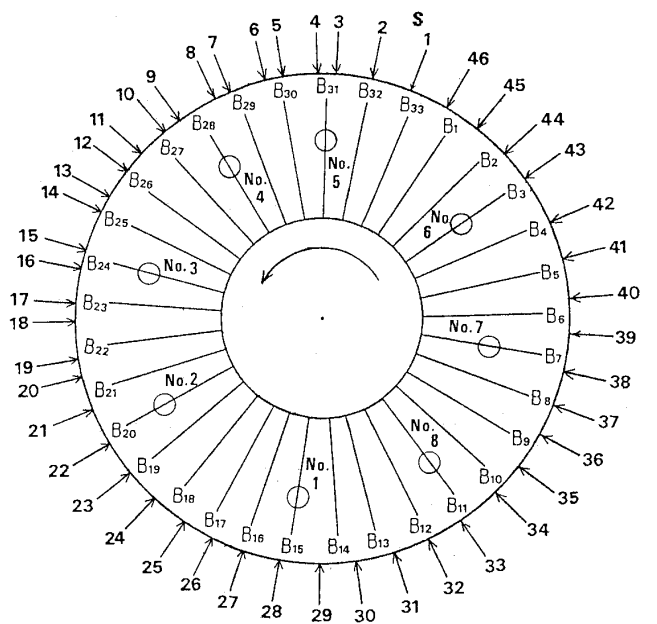


図 9 計測対象エンジンのファン動翼



B : 動翼      S : S センサー      ○印 : 歪ゲージ

図 10 ファン動翼振動計測のためのセンサーの配置

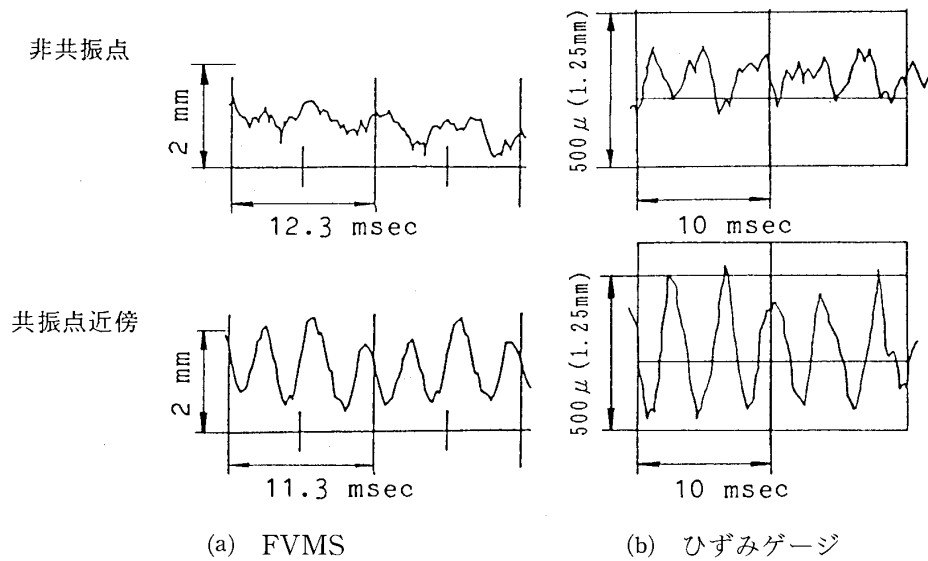


図11 FVMSとひずみゲージによる計測データの比較（振動波形）

23の14本のSセンサについては、これらのセンサと対を成す14本のセンサを軸方向に一定の距離を置いて取り付けた。これは、翼先端面の異なった2点における円周方向の変位の計測値から振り振動を計算により求めるためである。図11はファン動翼振動計測データの例で、図中の(a)はファン動翼が共振に近い状態での振動波形であり、(b)は、共振から離れた状態での振動波形である。(a)、(b)

いずれの場合も、FVMSにより得た振動波形と歪ゲージにより得た振動波形が定性的にも定量的にも良く一致していることがわかる。なお、振幅としてはFVMSにより測定した動翼先端の変位を、較正試験で得たデータに基づいて、振動応力値に換算した値で示した。次に、図12はファンエンジンの吸込空気流に乱れが存在する時と乱れが存在しない時のファン動翼の振動振幅を示す。吸込空気流の乱れによってファン動翼の振動振幅が増す様子が良く捕らえられている。この場合には、FVMSの計算値と歪ゲージによる計測値とは良く一致している。図13は、図10に示したSセンサのうち14本のみを使用することにより、計測回転回数Kを25回に増して計測したものである。この例のように、ローター1回転当りの動翼振動回数が少ない場合は、Sセンサの数を減らし、そのぶん計測回転回数を増して、その間の振動の変化の様子を知ることにも可能である。図14は振り振動の計測例である。図より、動翼の1次振り固有振動数に近い760 Hzの振動数において、約0.7 degの振幅で振動していることがわかる。

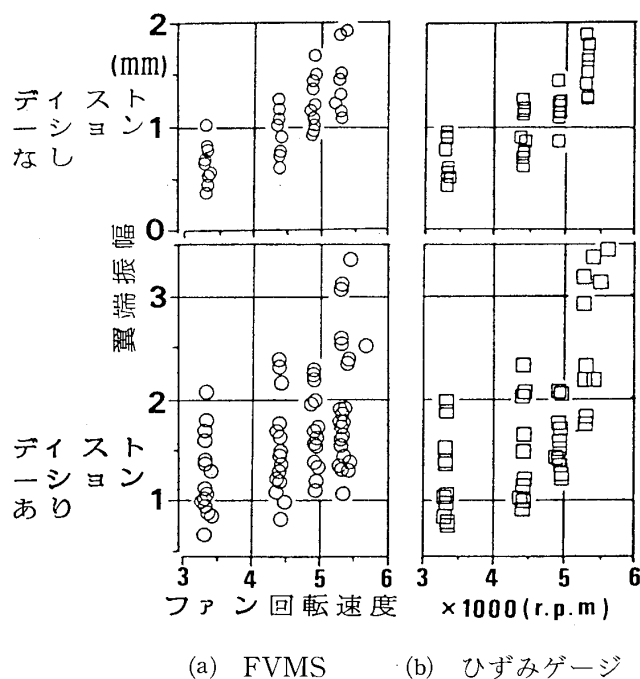
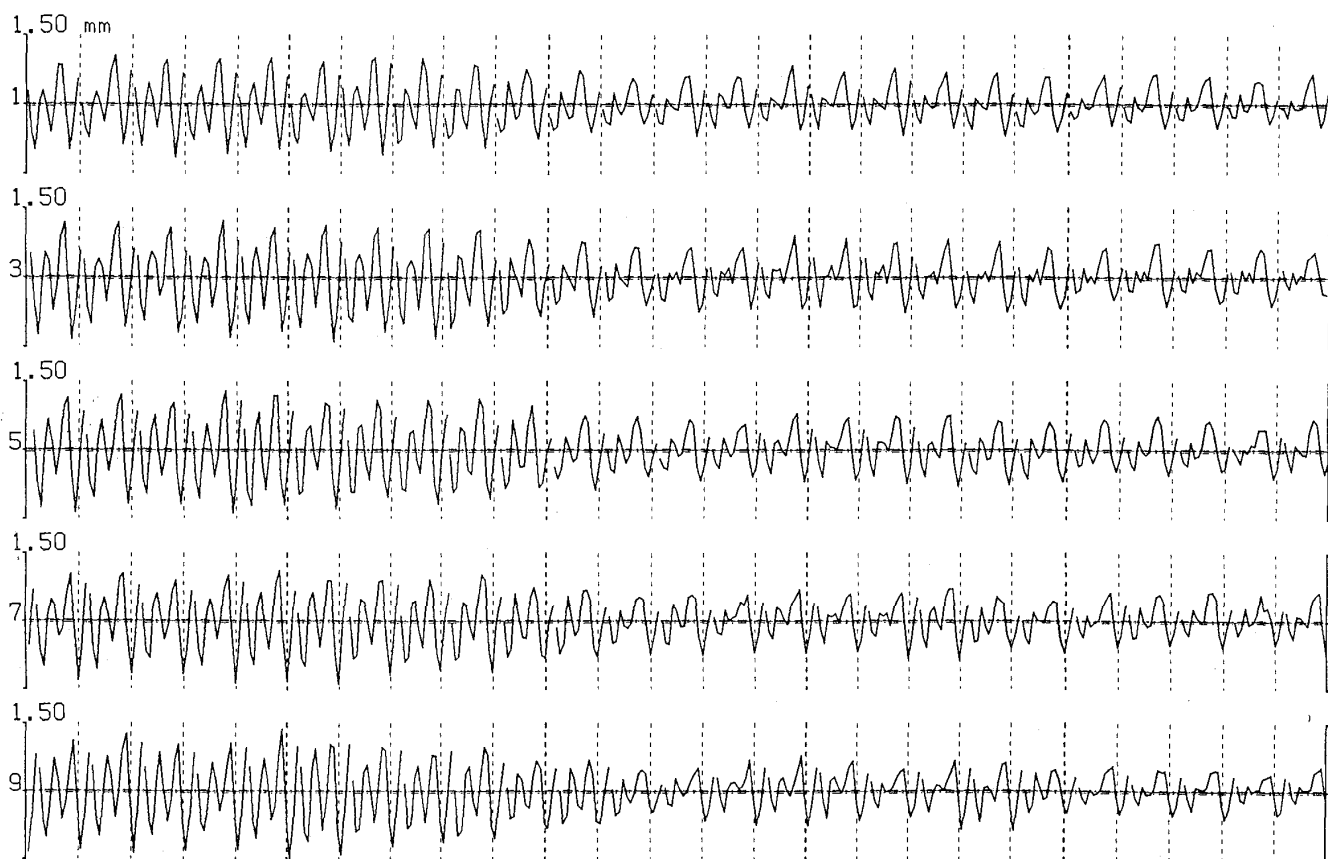


図12 FVMSとひずみゲージによる計測データの比較（振動振幅）

#### 4.2 発電用ガスタービンの圧縮機動翼振動の計測例

圧縮機動翼、特に小型ガスタービンの圧縮機動翼の振動計測は、(イ)動翼の形状や振動振幅が小さ



計測回転回数K : 2 5    S センサー数 : 1 4    動翼枚数 : 3 3    回転速度 : 5 3 2 1 rpm

図 13 計測回転回数(K)の増加による振動波形変化の計測

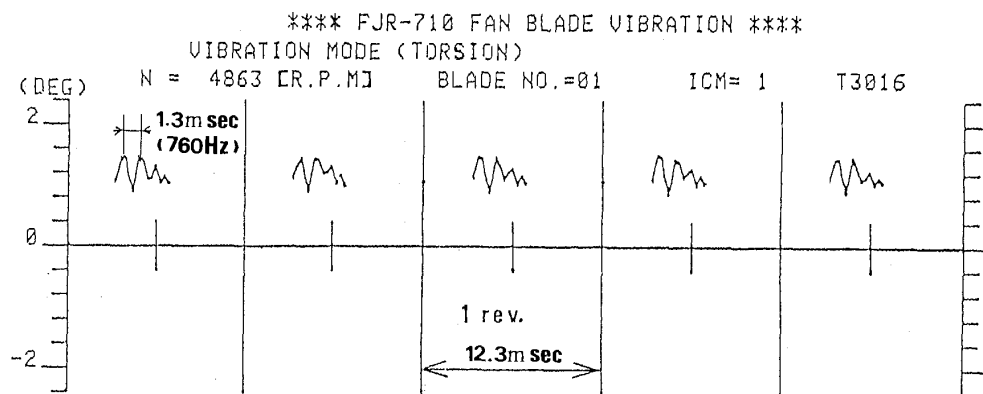


図 14 ターボファンエンジンのファン動翼振り振動計測例

く、回転速度のわりには固有振動数が比較的大である、(ロ)可変静翼機構や2重ケーシングのために検出器の取り付けが容易でない、等の理由によって本計測法の適用が困難になる。しかし、中、大型のガスタービンの場合には、データ処理や検出器及びその取り付け法に工夫を施せばFVMSの使用が可能である。ここでは、12 MW 及び 100

MW 発電用ガスタービンの多段軸流圧縮機動翼の振動計測例を示す。

12 MW ガスタービンは圧力比 6.8 の 11 段軸流圧縮機を有する。圧縮機ケーシングは 2 重構造となっている。出荷時の動翼振動の有無を確認する目的で 4 段動翼の振動計測を行った。動翼の一次曲げ固有振動数は約 500 Hz、空気温度は約 650

Kである。Sセンサの光ファイバケーブル部は、2重ケーシング内部において高温の抽気空気に晒されるため、ステンレス製の保護管で覆った。図15に計測結果の例を示す。

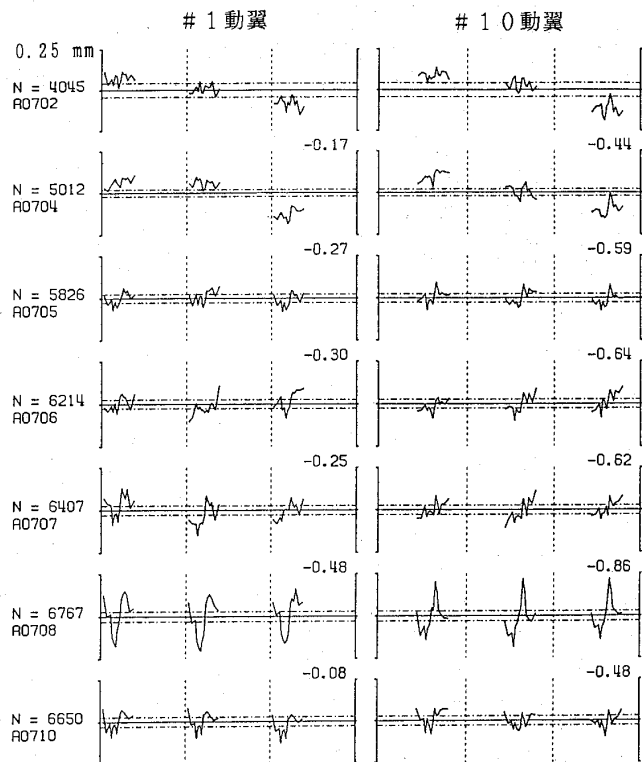


図15 12 MW 産業用ガスタービン高圧圧縮機の動翼振動計測例

100 MW 発電用ガスタービンは2軸再熱式の大型ガスタービンであり、高圧圧縮機は16段軸流圧縮機を採用している。FVMSをガスタービン試運転時の監視装置として使用する目的で、高圧圧縮機1, 6, 11, 12段の動翼振動を計測した。この場合も、2重ケーシングで複雑な内部構造となっている上に、11段, 12段では空気温度が670 K以上、空気圧力5 MPaに達するために、Sセンサの耐高温性及び取付け法に特別の工夫を必要とした。即ち、検出端の加工には無機系の接着剤を使用し、光ファイバケーブルは鈍し銅パイプで被覆した。また、Sセンサを図16に示すように圧縮機ケーシングに斜の孔をあけて通したりケーシング壁に固定する等の工夫を施して取付けた。図17に計測結果の例を示す。なお、本試験は連続30日間にわたり行われ、センサ出力値は徐々に減少したが最後まで計測は可能であった。

## 5. 結 論

ケーシング上に複数の光ファイバ製動翼先端検出器を取り付けてファンや圧縮機の動翼振動を非接触で計測する方法を考案し、その計測原理に基づいてファンジェットエンジンのファン動翼振動の非接触計測を目的としたファン動翼振動計測装

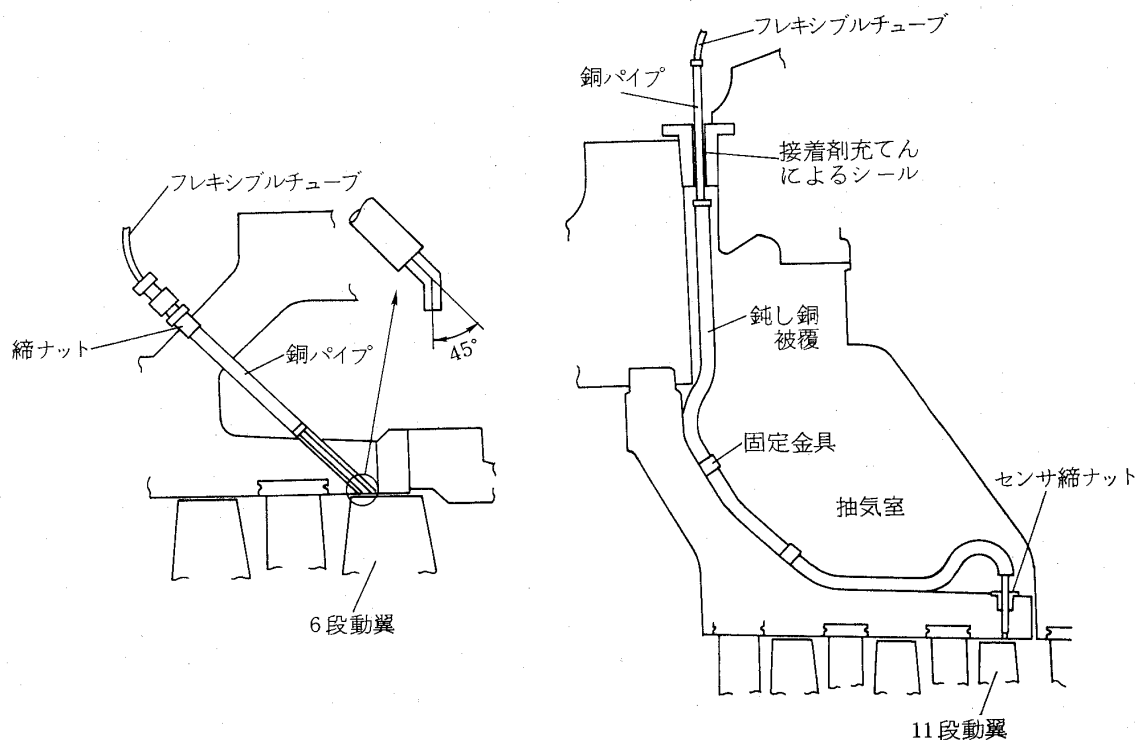


図16 高圧圧縮機6段及び11段動翼振動計測用検出器の取付法

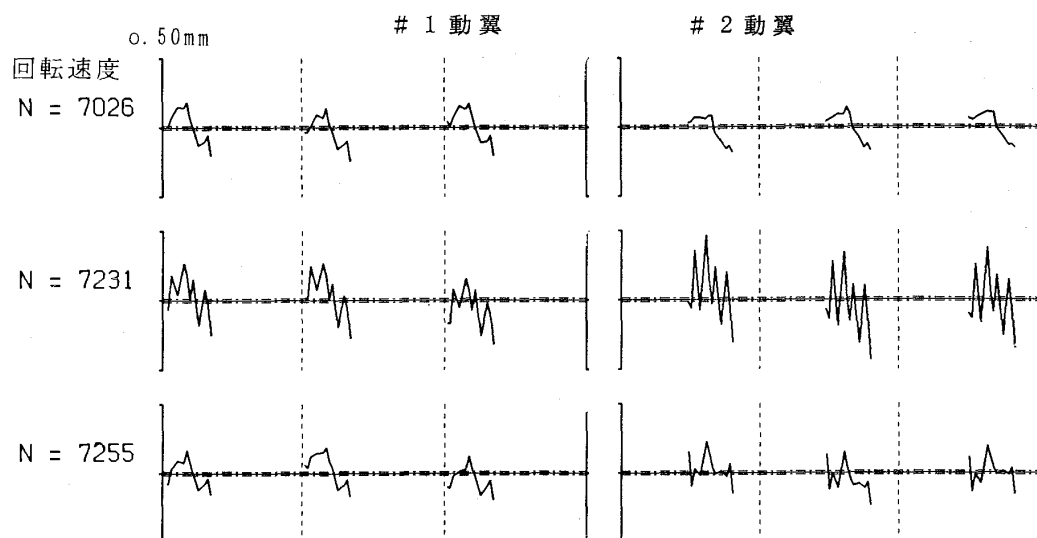


図 17 100 MW ガスタービン高圧圧縮器 6 段動翼振動の計測例

置 (FVMS) を試作試験した。さらに、FVMS を発電用ガスタービンの圧縮機動翼の振動計測に適用した。その結果、本計測法に関し次のことが実証された。

- (1) ターボファンエンジンのファン動翼について、全ての動翼の振動を非接触で、0.2~0.5 mm 以上の精度で、同時に、準リアルタイムで計測することができた。
- (2) 従来計測が困難であった実機ガスタービンの多段軸流圧縮機について、計測対象段の全ての動翼の振動を運転中に準リアルタイムで非接触計測することができた。

末尾ながら FVMS による計測実験に協力して下さった航空宇宙技術研究所各位に謝意を表す。また、本研究の一部は通産省工業技術院のムーンライト計画の下で行われたことを付記する。

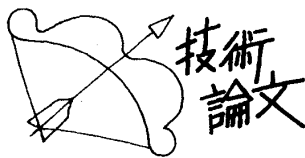
## 参考文献

- (1) Zablotzky I. Ye., Korostelev Yu. A., and Sviblov L.

B., "Contactless Measuring of vibrations in the Rotor Blades of Turbines", AD-780365 (1974)

- (2) Frarey J. L., Petersen N. J. and Hess D. A., "Turbojet Blade Vibration Data Acquisition Design and Feasibility Testing", NASA CR-159505 (1978)
- (3) 遠藤征紀, 松田幸雄, 松本正勝, 「回転翼振動の非接触計測法の研究(I)」, 第 23 回自動制御連合講演会前刷, (1980) 455-456
- (4) Endoh M., Matsuda Y. and Matsuki M., "Non-contact Measurement of Rotating Blade Vibrations", Proceedings of the 1983 Tokyo International Gas Turbine Congress, 83-TOKYO-IGTC-123 (1983)
- (5) 遠藤, 松田, 松木他, 「ファン動翼振動計測装置の試作」, 航技研資料, TM-471, (1982)
- (6) 遠藤, 松田, 松木, 「回転翼振動の非接触計測法の研究(IV), ソフトウェア及び計測例」, 航空宇宙学会第 22 回航空原動機に関する講演会前刷, (1982)
- (7) Jinboh K., Aono H., et al., "Optical Blade Vibration Measurements of Axial-Flow Compressor" SESA 1983 Spring Meeting (1983)





# 非接触翼振動計測システムによる 圧縮機動翼の振動計測

日立製作所 機械研究所 佐藤 一男  
〃 〃 高住 正和  
〃 〃 柏原 康成  
〃 日立工場 鳥谷 初

## ABSTRACT

A measurement system for noncontact monitoring of rotating blade vibration based on optical probes is presented with particular attention to measuring continuously and automatically according to the change of rotating speed in up or down of the running speed of the bladed rotor. The measurement software OP-CAMP has been developed for this purpose. The results of measurement are displayed, for example, as the Campbell's diagram selected from six kinds of display menu in the on-line monitoring mode and off-line display mode. Experimental tests have been performed on blades of a single stage compressor for gas turbines whose maximum rotating speed is 17000 rpm and reasonable results of the measurement have been obtained.

## 1. 緒言

最近ガスタービン等の動翼の振動計測に、光学式の非接触計測法が用いられるようになった<sup>(1)-(4)</sup>。これはその技術的進歩に加え、実働下における振動計測が可能という特長を有するためと思われる。翼振動計測の主な目的は、(1)固有振動数の共振回避の確認(2)定格回転数時あるいは非定常振動時の振動応力の評価にある。このうち(1)については速度-振動周波数のいわゆるキャンベル線図による評価が最も有効であり、このためには振動を回転速度の変化に対して連続的に計測する事が必要である。しかし、従来の非接触振動計測では上記(2)の目的のため、ある特定の速度毎の計測が主なようである。そこで、回転数の変化に対

する連続的な計測に重点を置き、キャンベル線図によるオンライン計測も可能な、光学式非接触翼振動計測システムの構成を試みた。以下、本システムの概略と本システムをガスタービンの遷音速圧縮機動翼の振動計測に適用した結果について報告する。

## 2. 計測原理

本法は複数のプローブ（センサ）のデータから振動波形を得る多プローブ方式を用いている。<sup>(1)</sup> その計測原理は図1のようにになっている。ケーシング上にある間隔で配置された振動計測用プローブの端面を翼が通過するとき、プローブから発せられた光が翼が反射することにより、各プローブは一回転につき翼の枚数  $n$  個の翼パルスが発生する。基準回転用プローブの回転パルスを基準と

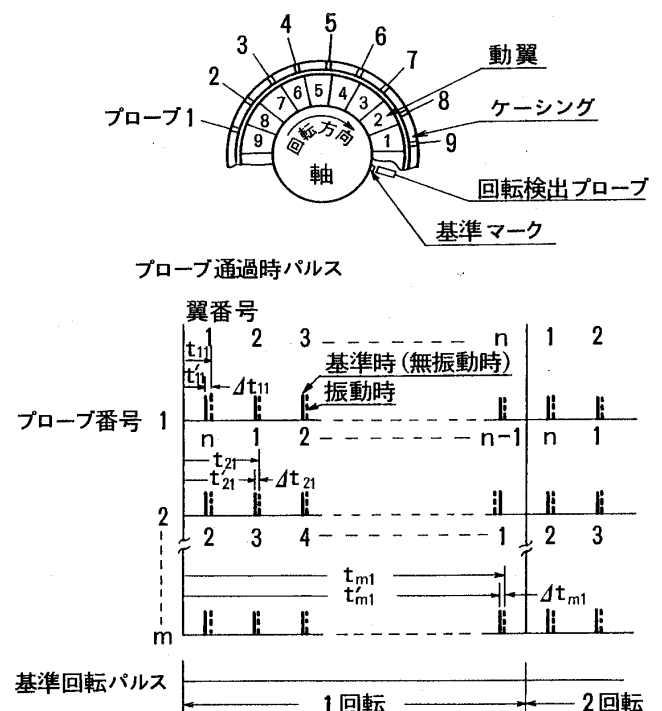


図1 計測原理

(平成5年8月9日原稿受付)

して、プローブ毎に各翼パルスまでの時間を基準時及び振動時について計測すると、わずかな時間差  $\Delta t$  を生ずる。この時間差は翼先端の振動により生じたものでありこれに翼先端の周速を乗じたものが翼先端の周方向振動変位となる。計測回転数を  $R$ 、基準回転数を  $R_0$ 、翼先端直径を  $D_B$  とした場合の振動変位をプローブ  $i$ 、翼  $j$  の要素について示すと次のようになる。

$$\begin{aligned}\delta_{i,j} &= v_0 \Delta t_{i,j} \\ &= \frac{\pi D_B R}{60} (t_{i,j} - r t'_{i,j}) \dots \dots \dots (1)\end{aligned}$$

ここで、 $\Delta t_{i,j} = t_{i,j} - r t'_{i,j}$   $r = R_0/R$   $\dots \dots (2)$   
各プローブ毎に得られた  $\delta_{i,j}$  を同じ翼毎に整理して時系列的に揃えると、振動波形が得られる。

### 3. システムの概要

#### 3.1 ハードシステムの構成

図2に本計測システムのハード構成を示す。光学式検出部は全体が光ファイバケーブルで構成され、分岐を経てプローブ検出端へ光源からの光を供給する投光側とその反射光を光電変換部へ送る受光側とに分かれている。

時間計測装置はプローブで検出した反射光を受けて、翼がプローブを通過するときの翼パルスを生成する光電変換部とその翼パルスを時間データとして記憶する計数記憶部からなる。計数記憶部の時間データは内蔵する計測クロックのパルス数

のカウンタ値、すなわちある指定されたクロック周期のパルス数の、計測開始時点から各翼パルス発生時点までのカウンタ値として与えられる。このカウンタ値にクロックの周期を乗じたものがその経過時間を表す。表1にプローブ及び時間計測装置の主仕様を示す。時間計測装置のデータはデータ処理装置に転送され、振動波形として振動データに変換、処理されCRT上に表示される。なおDTSはトラッキングレシオシンセサイザーであるが、この場合デジタル回転計の役目をし、回転パルスより得た回転数信号をCPUに送る。

システム構成上の主な特徴は、時間計測装置のスタート、ストップをCPUのプログラムにより制御してデータの採取を自動化し、キャンベル線図に必要な回転速度変化に対する連続的な計測を可能にしたこと、保守の便宜上、光源をプローブ毎独立なものとしたこと等である。

#### 3.2 計測ソフトウェア

本計測法では前述の通り時間データからソフト的に振動データを作るので、その機能は特に重要である。図2の振動解析装置をCPUとしてこのための計測用プログラムOPCAMPを開発した。図3にその機能を示すメインメニューのCRT画面を示す。各機能は独自に実行でき、計測手順にしたがって実行すればよい。例えばオンライン計測時は1～4までを順に、オフライン表示時は2と

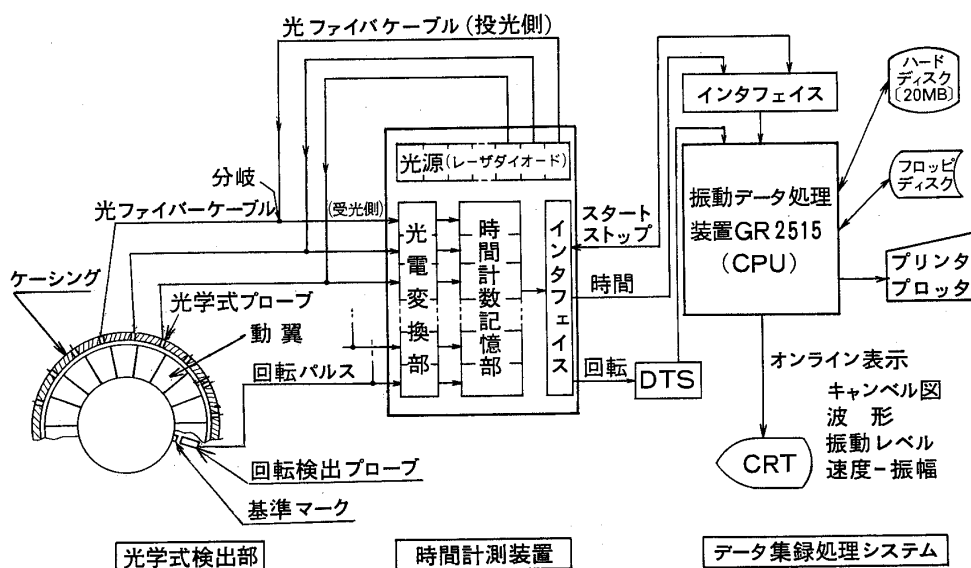


図2 光学式非接触翼振動計測システムの構成

表1 時間計測装置及びプローブの主仕様

部	NO	項 目	仕 様
計 数 記 憶 部	1	計測チャンネル数	30 (振動プローブ用) 1 (回転プローブ用)
	2	計測カウンタ分解能	16 ビット
	3	計測クロック周期 (周波数)	0.1 $\mu$ s $\sim$ 10 $\mu$ s ステップ切替 (10 MHz $\sim$ 100 kHz)
	4	基準信号発振器	20 MHz XTAL 発振器
	5	データ記憶方法	RAM (振動プローブ用) RAM (回転プローブ用)
	6	スタート, ストップ	リモートコントロール (プログラム)
プ ロ ー ブ	7	プローブタイプ	ランダムファイバー反射型
	8	プローブケーブル形状	光学ガラスファイバー
	9	プローブ端有効径	$\phi$ 2 mm (ファイバーバンドル径)
	10	プローブ光源	レーザーダイオード (各プローブ毎)

## 非接触翼振動解析 OPCAMP V1.3

## メインメニュー

1. タイムカウンタセットアップ
2. モニタセットアップ
3. 基準データ収集
4. オンライン処理
5. オフライン処理
6. 診断
7. 終了

処理選択 改行, 数字

図3 メインメニュー画面

## 非接触翼振動解析 OPCAMP V1.3

## (MONITOR &amp; DISPLAY MENU)

- 0 : Exit
- 1 : Campbell Diagram
- 2 : Wave Form
- 3 : Vibration Level
- 4 : Vibration vs Speed
- 5 : Time History
- 6 : List

Select Menu No. =

図4 モニターメニュー画面

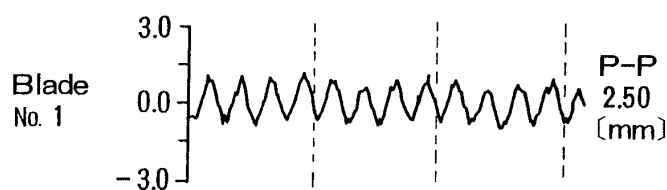
5を順に実行する。ここで1のタイムカウンタセットアップは、プローブ、クロックおよび回転数に関する計測条件をセットするもの、2のモニターセットアップはCRT画面の種類をセットするものである。2を実行すると更に図4の画面が表われ、6種のうちから表示画面を選定できる。オフライン時はディスクに記憶された生データを用い、オンライン表示の再現、あるいは表示パラメータの変更により、より詳細な表示も可能である。

6の診断機能は基準データ及びオンラインデータ収集後、そのデータに異常があった場合、生デー

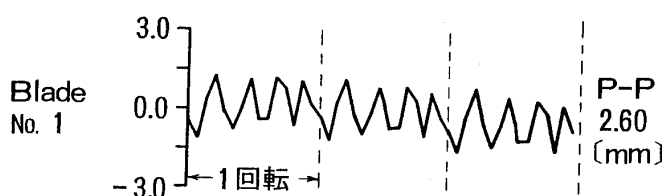
タ等のチェックを容易に行うためのものである。図3、図4の画面は対話形式になっており、必要な機能の番号を選択入力すれば、以後は画面に従って処理すればよい。

計測ソフトウェアの特徴は、上記したように使い勝手が良いこと、オンライン機能向上のためできるだけ処理と表示の高速化を図ったことであるが、この他キャンベル線図による計測を可能にするため、後述の振動波形のずれを補正する機能と部分振動波形の周波数分析機能とを有することが新しい特徴である。

N=910 rpm



(b) ストレンゲージ法



(a) 光学式測定法

図5 振動波形の比較

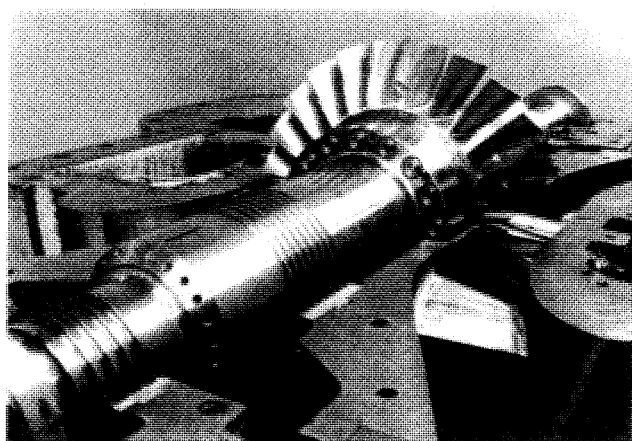


図6 供試単段圧縮機の外観

これらのソフトウェア全体については簡単なモデル翼回転装置を用い、機能と精度についての検証試験を実施した。このモデル翼回転試験装置は、外径 300 mm の 15 枚の翼で構成されている。ケーシング全周上に 15 個の光学式プローブを等間隔に設置し、翼を空気加振しながらその先端の振動を計測した。一方、数枚の翼の根元の振動応力をストレインゲージ法で同時に計測し、両者の比較検討を行った。図5にその振動波形の比較を示す。その他、キャンベル線図等についても両者はよい一致を示した。

#### 4. 圧縮機動翼の振動計測試験

##### 4.1 試験装置及び試験方法

図6及び表2に供試単段圧縮機の外観及び主仕様

表2 供試単段圧縮機の主仕様

No	項目	値
1	段数	1
2	回転数 (rpm)	17000
3	流量 (kg/s)	16.1
4	圧力比	1.30
5	動翼枚数	24

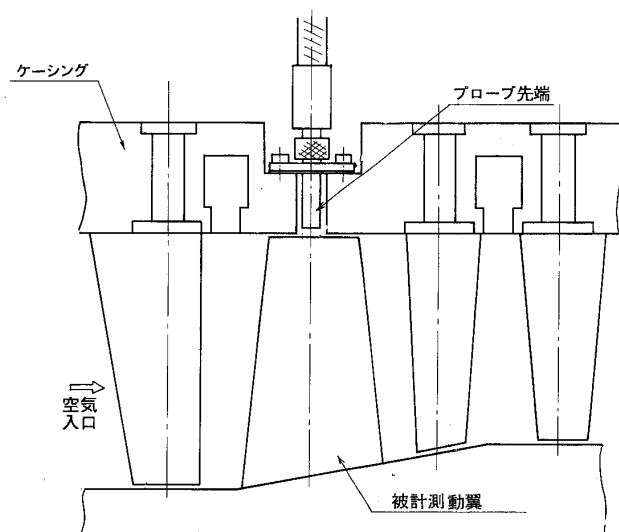


図7 プローブの設置状況

様を示す。最高速度は 17000 rpm でその時の動翼先端の周速は超音速である。計測用の光学式プローブは上側ケーシングの翼先端中央部に 12 個設置した。図7に計測用プローブの配置を示す。各プローブは周波数分析の都合上 10°ピッチの等間隔とし、翼とプローブの間隔は約 3 mm とした。基準回転パルス用のプローブは反駆動モータ側の軸端に設置した。6500~17000 rpm の速度上昇中の振動を 20~40 rpm 毎に計測した。

##### 4.2 試験結果

###### 4.2.1 振動振幅及び振動波形

図8に翼13~翼15の速度-振幅曲線を示す。振動振幅は振動波形のピーク対ピーク値 (P-P) である。各翼共途中に明瞭な振幅ピークとなる速度があるが、これは翼の一次固有振動数に関する回転次数比7次~4次の共振回転数である。振幅は共振回転数が上がるにつれ大きくなっている。

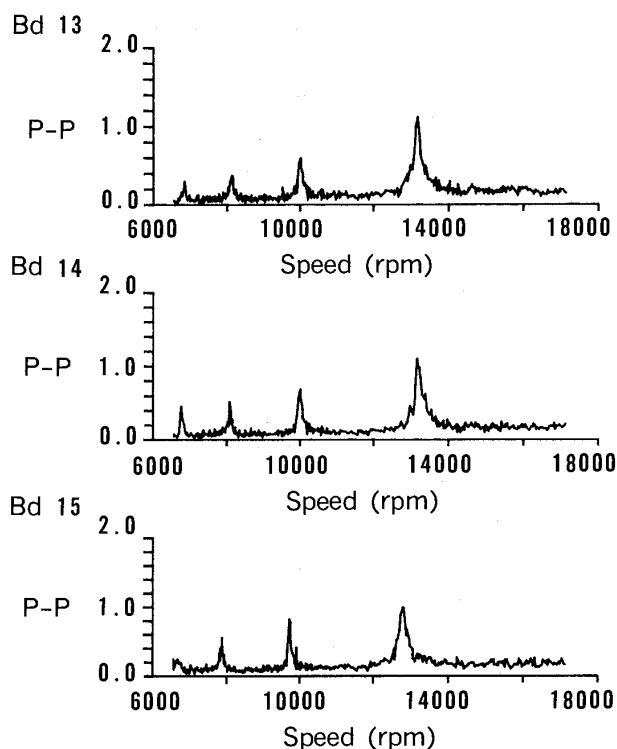


図8 速度-振幅曲線

注意深く見ると共振回転数は各翼で全く同じではなく、このことは後述のように各翼の固有振動数が必ずしも同一でないことを示している。

図9は翼10の各共振速度における3サイクル分の振動波形を示す。プローブ配置が全周でないため、1回転の波形はその分布角に応じた部分波形である。共振時の波形は比較的明瞭な正弦波状であり、この周期より読み取った振動数は後述のキャンベル線図から得られた振動数と一致している。これらの結果から本計測法の基本である振動波形の計測は正しく行われているといえる。

#### 4.2.2 キャンベル線図

図10は翼13のキャンベル線図を示す。ただし、縦軸及び横軸の値は定格回転周波数(250 rps)で無次元化してある。周波数分析は一回転を一周期としその高調波成分を離散的フーリエ変換(DFT)で求めた。ただし、図9のような部分波形の場合は一回転分のデータがなくそのままではDFTができない。そこでデータの無い部分は波形がある部分と同じデータ間隔で値が0とした一回転分の全体波形を仮定し、これについてDFTを行った後周波数を補正するようにした。すなわち振動波形を回転周期としたことにより全体波形周

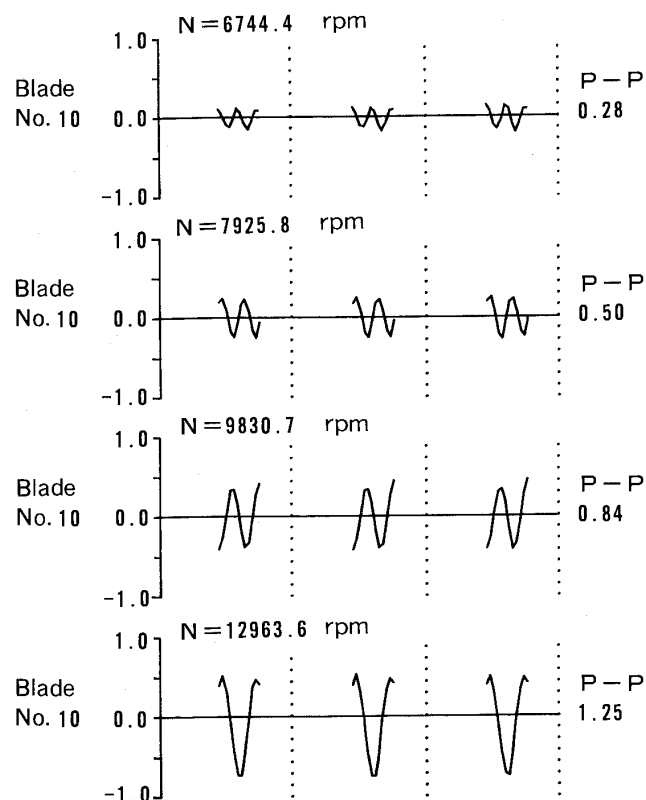


図9 共振速度の振動波形

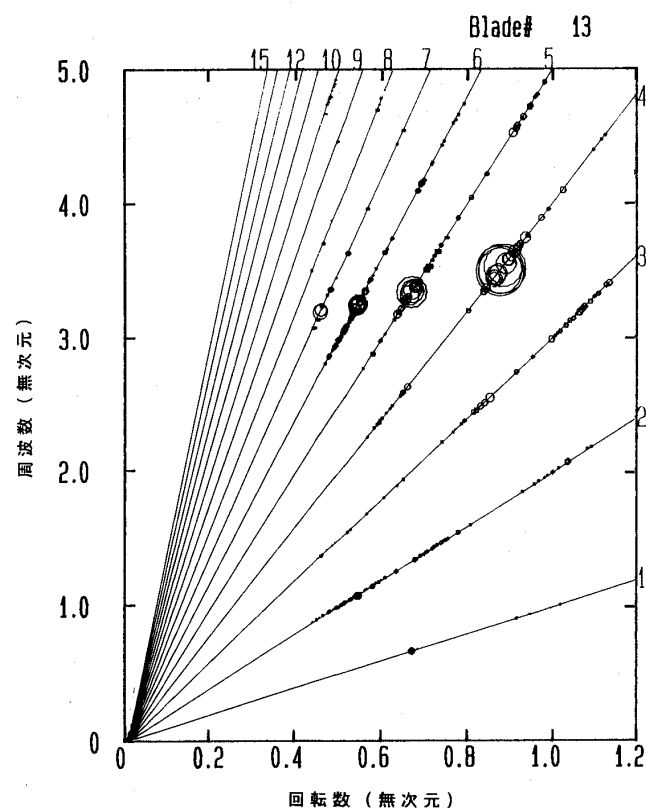


図10 キャンベル線図

期に対する部分波形周期分だけ周波数が低くなるので、得られた周波数をその分補正するようにした。なお、前述のように DFT のためには計測用プロブの設置は等間隔であることが望ましい。この場合 DFT による分析最大高調波次数  $H_{\max}$  とプロブピッチ角度から定まるケーシング全周上のプロブ数  $P_n$  との間には、サンプリングの定理により次式の関係が成り立つ。

$$H_{\max} < P_n/2 \quad \dots\dots\dots(3)$$

すなわちエリアジングの発生しない分析最大高調波次数は、プロブ数の半分以上である。

図 10 で円の大きさが振幅の大きさを表わすが、振幅の大きな円の中心を結んだ線が翼の一次固有振動数を表している。固有振動数は回転数の上昇と共に上昇しているが、これは回転の遠心力の影響によるものである。定格回転数 15000 rpm (250 rps) での固有振動数は回転次数比 3 次と 4 次の間で、共振は回避されていることが分かる。

#### 4.2.3 全翼の振動

図 10 のようなキャンベル線図より全 24 枚の翼の固有振動数を求めることが出来る。この全翼の固有振動数の平均値に対する最大値及び最小値の

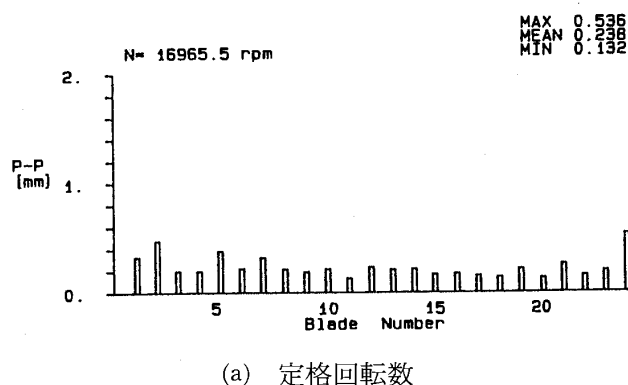
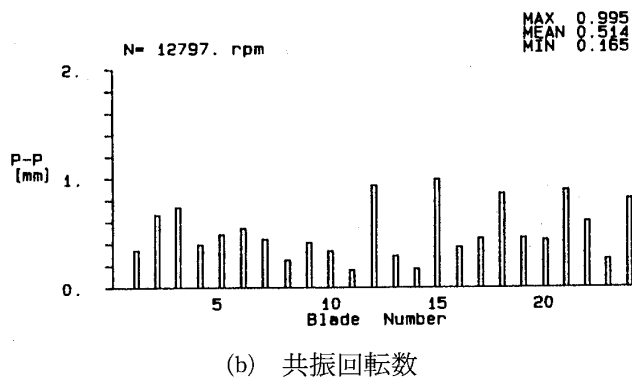


図 11 全翼の振動レベル

ばらつき範囲は±2%程度である。これは翼自身の固有振動数のばらつきの範囲内であり、回転中の翼の固定条件の変化によるばらつきはないと言える。図 11 は定格回転数と翼 15 の回転次数比 4 次の共振回転数における全翼の振動レベルを示す。特に共振回転数では各翼の振動レベルの変化が大きく、固有振動数が各翼ごとに異なっていることがよく分かる。定格回転数では振幅レベルは低く、翼間のばらつきも比較的小さい。このように全翼の振動を一見できることが、光学式非接触計測法の特長となっている。

#### 4.2.4 ひずみゲージによる測定結果との比較

比較のため本計測時とは別に数枚の翼の根元の振動応力をひずみゲージで測定した。この結果得られたキャンベル線図と、固有振動数は本計測法と一致した。また本計測法で得られた振動振幅から一次固有振動モード成分の翼根元の振動応力を求めると、たとえば回転次数比 7 次の共振点の振動応力は数 MPa であり、ひずみゲージの測定結果とほぼ一致した。

#### 4.2.5 振動波形の補正

本計測法による振動波形について図 12 に示すように、時間の経過と共に右上がり、または右下がりの波形のずれを生じ、正しい振動波形が得られない場合があった。波形ずれ発生時の振動値  $X_B$  は正常値  $X_N$  に比べ大きな値となる。この現象は回転数の変化率の大きいときに生じていること

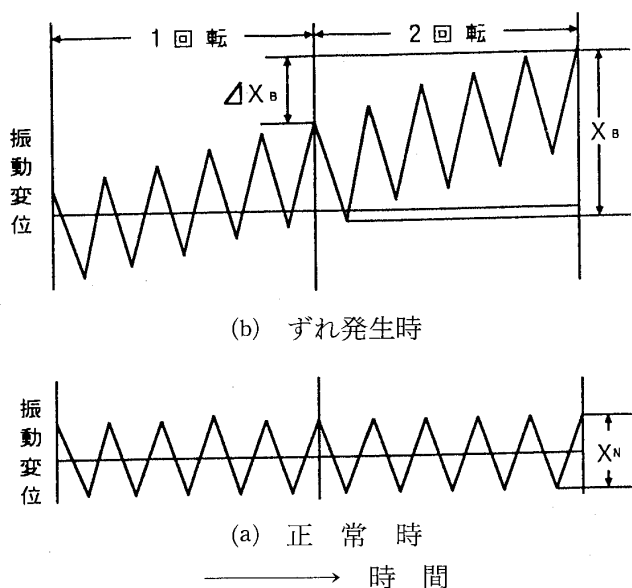


図 12 振動波形のずれ

から、検討の結果振動波形計算時の回転数にわずかな変化が生じたためであることが分かった。

この回転数の変化は次のような原因によると思われる。

- (1) データの取り込み指示時と実際のデータ取り込みまでの時間のずれ
- (2) データ取り込み中の回転数の変動による時間のずれ

実際の例から見ると振動波形のずれの生ずる回転数の変化は、たかだか0.2%程度であり、ハード的にこれを修正することは必ずしも容易ではない。そこで回転数を僅かに変化させながら振動波形の計算を繰り返えし、図12の $\Delta X_B$ が0となる回転

数の振動波形を正しい振動波形とすることにした。図13にモデル回転翼の場合について振動波形の補正前後の比較例を示す。補正後の回転数は補正前の回転数よりも、約1 rpm 低くなっている。この結果、例えば図8の場合についてはピーク振幅間の振幅の変動が無くなり、共振点のピークが明瞭に表われるようになった。

## 5. 結 言

回転数の変化に対する連続的な計測を主眼として、多プローブ式の光学式非接触振動計測システムを構成した。これを用いてガスタービンの遷音速単段圧縮機の翼の振動計測を実施した結果、次のことが分かった。

- (1) 6500 rpm～17000 rpm までのオンライン計測の結果、妥当なキンベル線図、速度-振幅曲線、及び振動波形を得ることができた。
- (2) 回転速度の変化率が大きい場合には計測回転数の僅かなずれにより、振動波形のずれを生ずることがある。連続的な計測ではこの補正の可否を考慮する必要がある。
- (3) キンベル線図に必要な振動波形の周波数分析はDFTにより行うことができる。ただし一回転分の振動波形が得られない部分波形の場合は、得られた周波数の補正などの工夫が必要である。

終りに、本報告に関し、航技研の松田幸雄氏から有益なるご意見を賜ったことを記し、深く感謝の意を表します。

## 参考文献

- (1) M. Endoh, Y. Matsuda, M. Matsuki: Cong. Paper 83-TOKYO-IGTC-123 (1983)
- (2) 松田, 遠藤, 杉山, 越沼: 航技研報告 TR-1033 (1989-3)
- (3) S. Umemura, C. Yasuda, H. Hiura, Y. Matsuda, M. Endoh, M. Matuki: CIMAC Paper T 14 (5~8 Jun 1989 CHINA)
- (4) 角家, 間瀬, 金子, 梅村, 小川, M. C. Johnson: 機論集 (C編) NO. 91-1698, 58, 55 (1992-11)

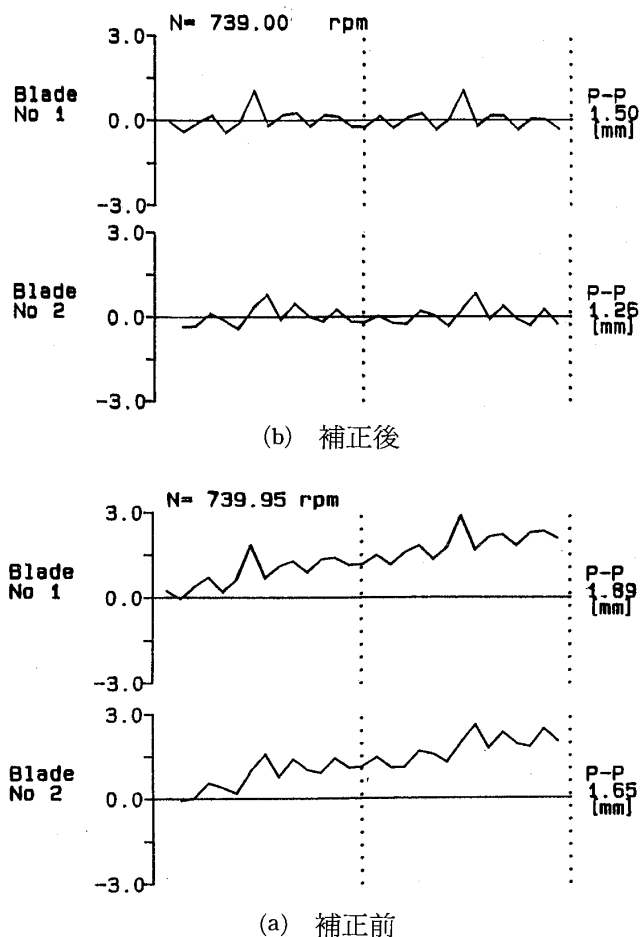
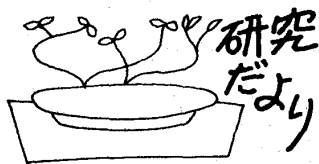


図13 振動波形のずれの補正例



## (財)日本自動車研究所の自動車用セラミックガスタービンの開発

(財)日本自動車研究所 石 渡 正 治

### 1. はじめに

自動車は社会と調和しつつ発展してゆくためには、安全、環境、エネルギーに関連する多くの課題を解決して行くことが必要であり、当研究所は、これらの解決に向けて幅広い活動を積極的に進めている。

CGT 開発室は自動車用セラミックガスタービンの研究開発プロジェクトがスタートするに当たり、開発体制の確立、開発計画の事前検討等開発に万全を期すよう準備作業を進めるため 1988 年に設置された。

### 2. CGT 開発室の概要

自動車用ガスタービンの開発はトヨタ、日産、三菱など自動車メーカーにより 1960 年代から進められてきた。しかし、従来の小型メタルガスタービンは熱効率が低く燃料経済性に欠けることから、無冷却でも高温強度に優れたセラミック材を用いたガスタービンの開発へと移行した。現在当研究所が実施している「自動車用 100 kW 級セラミッ

クガスタービン」の開発事業は、(財)石油活性化センタが通産省の補助事業として実施しているもので、当研究所はトヨタ、日産、三菱の各自動車メーカーと豊田中研の協力を得てエンジン要素とエンジンシステムの研究開発を行っている。本事業は 1990 年に始まり 96 年までの 7 年間で予定されている。以下に本プロジェクトの開発の現状について簡単に紹介したい。

### 3. 自動車用 100 kW セラミックガスタービン開発の現状

開発対象エンジンとして 1 軸式ラジアルガスタービンを選定した。自動車用動力源として作動範囲が広く負荷変動に敏速に応答でき、排気が清浄でかつ安定した燃焼が確保できるよう各要素部品について配慮した。

最終達成目標—最大出力: 100 kW

熱 効 率: 40%以上

排出ガス: ガソリン乗用車の規制値以下

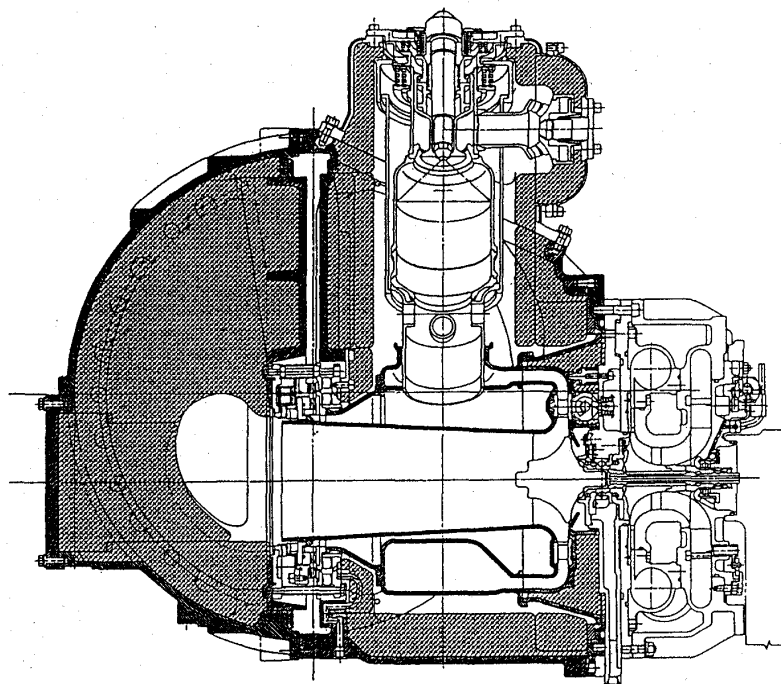


図 1 エンジン断面図

(平成 6 年 6 月 22 日原稿受付)



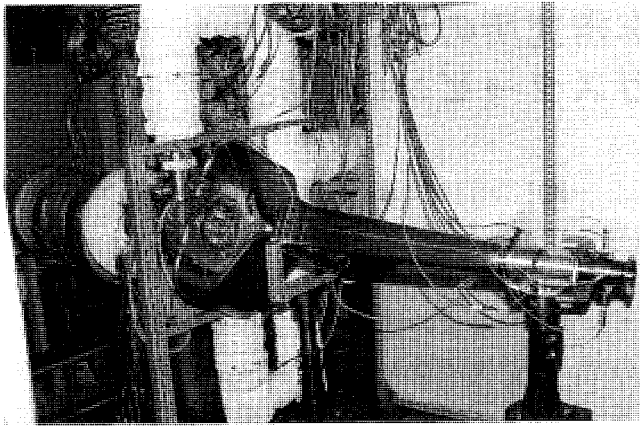


図2 圧縮機単体試験装置

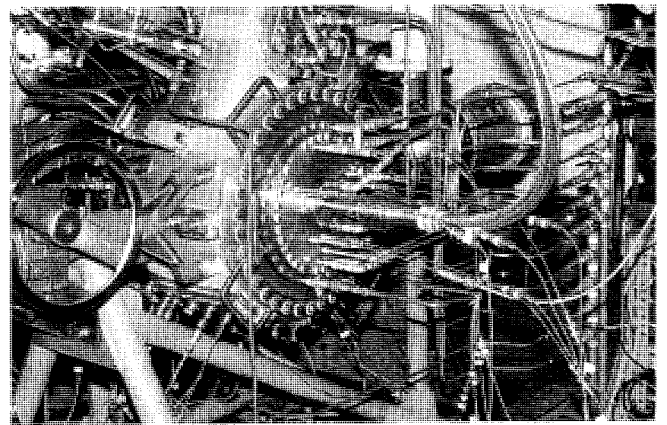


図3 セラミック静止部品組合せ試験装置

開発前半の4年間では、圧縮機、タービン、燃焼器、熱交換器、高速回転軸系及び減速機、制御システムの開発、エンジンハウジング及び流路、断熱構造等の開発を行うとともにエンジン性能予測を行った。

セラミック静止部品については単体試験のほか組立状態での高温ガス負荷試験を実施、タービンロータについてはコールドスピントスト、ホットスピントスト等を実施した。

また、全てのセラミック部品とセラミックタービンロータをハウジング内に組み込んだ状態での圧縮機・タービン組合せ試験を実施した。以下に各要素部品の開発状況を示す。

#### (1) 圧縮機

自動車用としてエンジンの負荷変動に対応でき作動範囲が広くかつ高効率であることが望まれる。そこでインペラのバックワード角を大きくし作動範囲の拡大を図った。ディフューザは単段の翼列とし、入口に半径流式の可変入口案内翼を設けた。圧縮機単体での性能試験では、断熱効率79%、圧力比4.96が得られた。

#### (2) タービン

タービンロータは高温強度に耐えるようセラミック材を用い、高温高回転に耐え、かつ空力特性を改善してタービンの高効率化を図った。

開発に当たっては、セラミックロータと同形状のメタルロータを試作し、取付角度、スロート面積、ロータ出口面積と出口角度、ハブ形状等を変更改良して断熱効率86%を達成した。セラミックロータについては、コールドスピントスト、ホットスピントストのほか、ロータからの切り出し試

験片を用いた4点曲げ強度試験等を実施した。また、タービンノズルと組合わせた高温タービン試験も実施した。

セラミックロータについては高温時(1350℃)の回転強度の向上を図っている。

セラミック静止部品については応力解析、単体強度試験、熱衝撃試験を実施、さらに部品を組立てた状態で高温ガス曝露試験を実施した。

#### (3) 燃焼器

路上走行のあらゆる負荷条件下で排気が清浄で、燃料の多様化に対応でき安定した燃焼特性を有する燃焼器が望まれる。特に低NO<sub>x</sub>燃焼を実現するよう燃焼方式として予蒸発予混合燃焼と拡散燃焼を組合せた燃焼方式を採用した。

定常燃焼試験でのNO<sub>x</sub>排出量は1g/kg-Fuelであり、実車での排出ガス試験を想定したNO<sub>x</sub>値は大略0.05~0.09g/km程度であった。

なお、定常燃焼試験結果から安定燃焼範囲を広げるよう開発継続中である。

#### (4) 熱交換器

回転蓄熱式は熱交換部のコアマトリックスの伝熱面積が大きく伝熱特性に優れ高い温度効率が得られる。しかし、本方式はシール部からの空気洩れ防止、コア表面摺動部マトリックスのチッピング防止が課題となる。対策としてシール及びダイアフラム部の構造、摺動部の材質、下地材の材質、加工処理等の異なった数種のシールについて組合せ試験を実施した。空気洩れ、駆動トルク、及び温度効率ともほぼ開発目標を達成できる見通しが得られた。

#### (5) 高速軸系及び減速機

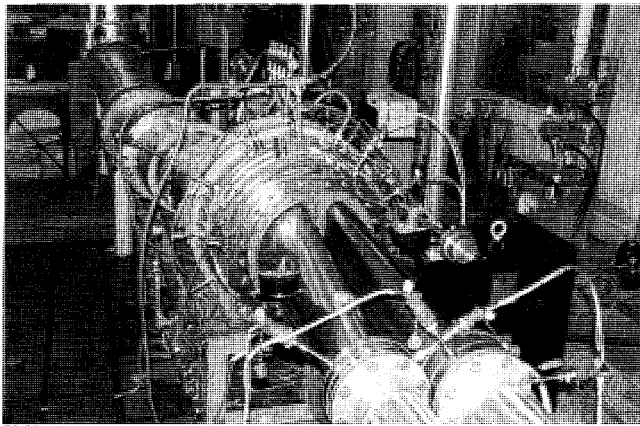


図4 熱交換器試験装置

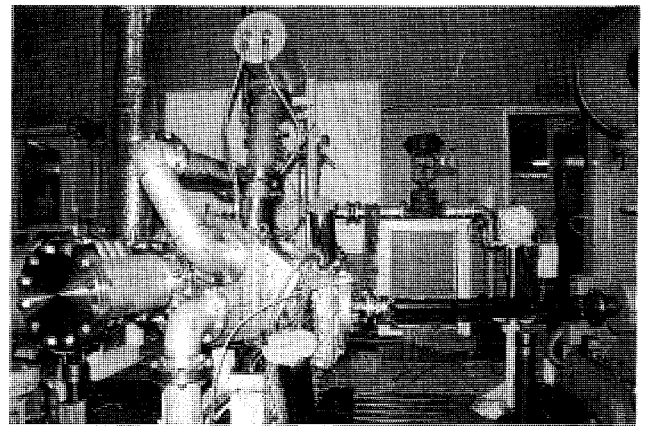


図5 タービン圧縮器組合せ試験装置

タービンと圧縮機間の軸受にボールベアリング、圧縮機入口側にはローラベアリングを配置、ベアリング周りにはオイルフィルムダンパを形成させて振動を吸収する構造とした。

タービンによる駆動試験では最高回転11万rpmまでの範囲で安定した滑らかな回転特性が得られた。

#### (6) 要素部品組合せ試験

全てのセラミック部品を組み込んだタービン・圧縮機組合せ試験を行って要素部品の作動状況を確認した。タービン入口温度700~1200°C。タービン回転数4~9万rpmで延べ約30時間の運転を無事達成したが一部セラミック静止部品に不都合が見られたので改良を行った。

また、熱交換器を組み込んだ初期総合組合せ試験としてタービン入口温度約900°C、タービン回転数6万rpmで延べ約10時間の運転を行ったが

特に問題の発生は認められなかった。

#### 4. 今後の予定

要素部品の開発は平成6年度で大略の目処をつけ、年度後半からエンジンの台上試験を計画している。

#### 5. おわりに

現在当研究所CGT開発室が実施している自動車用セラミックガスタービンの開発の一端を紹介した。

要素部品の開発段階では、それぞれ開発目標を達成できる見通しを得ることができた。

最後に本事業にご協力いただいている材料部品メーカー及び関係者の方々に御礼申し上げるとともに本事業の最終目標達成のため日頃ご指導下さる先生方及びPEC関係者の方々に深く感謝申上げる次第である。



## 1994 第 39 回 ASME 国際ガスタービン会議

### 1. 全 般

三菱重工業㈱ 青 木 素 直

'94 ASME TURBO EXPO は6月13日から16日にかけて、オランダ ハーグ市の Netherlands Congress Centre (写真参照) で開催された。開催期間中は晴天であったが、気温は低く(15度程度)肌寒かった。今回の主テーマは“Maintaining the Edge for the User”でガスタービンのユーザーがメーカーに何を期待し、メーカーはどう答えるのかというものであった。Key Note Speech ではオランダから2名、スウェーデンから1名のユーザー(いずれも Vice President クラス)がそれぞれの最近のアクティビティを述べ、メーカーからは地元ヨーロッパを代表して ABB 社の Mr. Kehlhofer が世界市場の動向について述べた。彼は世界市場が'70代の石油危機、'80代の環境問題を経て、'90代はグローバルな市場で且つ規制緩和の時代であること、それに加えて、アジアに大き

な電力需要があること、国際的な IPP (Independent Power Producer) の出現、低 $\text{NO}_x$ 、低 $\text{SO}_x$ 化への一層の要求、そして天然ガスを燃料とすることが特徴的と解説し、その中でメーカーがどのように Risk Management を行うかについて意見を述べた。結論として、今後の市場競争はリスクの大きなものとなり、且つ環境問題が一層厳しくなることから、メーカーがガスタービンの供給だけでなく、電源開発プロジェクトの推進、ファイナンスまで行い、ユーザーとリスクを分担することが好ましいと主張した。

展示会は昨今のガスタービンを反映して活況があった。主要メーカーの展示内容を紹介すると、GE 社は航空用ガスタービン技術の産業用ガスタービンへの転用を強調、ABB 社は現在開発中のレヒートガスタービン GT 24/26 の模型を



Netherlands Congress Centre 正面玄関

(平成6年7月11日原稿受付)

展示し宣伝していた。本ガスタービンの評価は人によって大きく分かれていた。三菱重工/Westinghouse 社/FIAT 社は展示会で最大のスペースを占め 3 社の協調関係を示すと共に、14 日の午後、次世代ガスタービン 501 G のプレス発表を行った。本ガスタービンは現在の産業用ガスタービンで最も進んだものであり、大きな関心と呼んだ。GE 社も同様な発表をするのではないかとの噂が流れたが、これはデマであった。現在、世界市場はいわゆる F シリーズで競合しているが、近い将来、これらの新しいガスタービンの時代になると思われる。尚、今回 Siemens 社は何故かブースをだしていなかった。代りに、Ansaldo 社（イタリア）が Siemens 社のガスタービンモデルを展示していた。航空エンジンメーカーの一つである Rolls-Royce 社は Westinghouse 社と共同開発しているアメリカ海軍向けの Intercooled Recuperated ガスタービン WR 21 を宣伝していた。

論文は全部で約 500 件で 17 セッションに分かれて発表された。それに加えて、10 のパネルディスカッションが行われた。論文を大別すると下記の如く分類される。

・航空用ガスタービン	23 件
（プリントの無い発表多し）	
・マリン用ガスタービン	15 件
・パイプライン用ガスタービン	18 件
・産業用/コージェネ	56 件
・燃料/燃焼	46 件
・自動車用ガスタービン	29 件
・石炭利用	21 件
・クローズドサイクル	8 件
・制御/診断	10 件

・熱伝達	50 件
・空力	111 件
・振動	34 件
・材料/製造技術	25 件
・破壊	6 件
・セラミックス	10 件

学術分野では、例年と同じく空力関係の論文が多く、燃焼、熱伝達がこれに続いている。論文発表は前述したように、17 のセッションで平行して行われるため、すべてを聞くことはできない。そこで、筆者が参加したものの中で興味深いものを一つ紹介する。

それは、セッション# 25 Combustion Turbine Development である。ここでは、現在、米国の国家プロジェクトとして、推進されている ATS (Advanced Turbine System) プロジェクトの進捗状況が報告された。本プロジェクトは我国の国家プロジェクトとして実施された通産省工技院ムーンライト計画“高効率ガスタービンの開発”の米国版である。2000 年に熱効率 60% (LHV) 以上、 $\text{Nox} < 10 \text{ ppm}$  のデモンストレーション機の運転を目指す野心的なものである。現在は、スタートしたばかりのためか、定性的なサイクルスタディの発表のみであった。今後の進捗が期待される。また、本セッションでは東北電力と三菱重工が共同研究として推進している“1500°C 級ガスタービンのキーテクノロジー開発”に関する論文が発表され、活発なディスカッションが行われた。本論文は上記テーマに関する第 4 回目のものであり、我国のガスタービン開発能力の高さを世界に示すものとして気を吐いている。

## 2. 航空用ガスタービン

石川島播磨重工業(株) 八 島 聡

### 1. 今年の特徴

ここ数年の航空エンジン業界の不振を反映して、

(平成 6 年 6 月 30 日原稿受付)

航空エンジン委員会主催のセッションは、1991 年の 15 セッション（講演数 70）をピークに毎年減り続け、今年はとうとう 7 セッション（講演数 34）にまで減少してしまった。TURBO EXPO そのも

展示し宣伝していた。本ガスタービンの評価は人によって大きく分かれていた。三菱重工/Westinghouse 社/FIAT 社は展示会で最大のスペースを占め 3 社の協調関係を示すと共に、14 日の午後、次世代ガスタービン 501 G のプレス発表を行った。本ガスタービンは現在の産業用ガスタービンで最も進んだものであり、大きな関心と呼んだ。GE 社も同様な発表をするのではないかとの噂が流れたが、これはデマであった。現在、世界市場はいわゆる F シリーズで競合しているが、近い将来、これらの新しいガスタービンの時代になると思われる。尚、今回 Siemens 社は何故かブースをだしていなかった。代りに、Ansaldo 社（イタリア）が Siemens 社のガスタービンモデルを展示していた。航空エンジンメーカーの一つである Rolls-Royce 社は Westinghouse 社と共同開発しているアメリカ海軍向けの Intercooled Recuperated ガスタービン WR 21 を宣伝していた。

論文は全部で約 500 件で 17 セッションに分かれて発表された。それに加えて、10 のパネルディスカッションが行われた。論文を大別すると下記の如く分類される。

・航空用ガスタービン	23 件
（プリントの無い発表多し）	
・マリン用ガスタービン	15 件
・パイプライン用ガスタービン	18 件
・産業用/コージェネ	56 件
・燃料/燃焼	46 件
・自動車用ガスタービン	29 件
・石炭利用	21 件
・クローズドサイクル	8 件
・制御/診断	10 件

・熱伝達	50 件
・空力	111 件
・振動	34 件
・材料/製造技術	25 件
・破壊	6 件
・セラミックス	10 件

学術分野では、例年と同じく空力関係の論文が多く、燃焼、熱伝達がこれに続いている。論文発表は前述したように、17 のセッションで平行して行われるため、すべてを聞くことはできない。そこで、筆者が参加したものの中で興味深いものを一つ紹介する。

それは、セッション# 25 Combustion Turbine Development である。ここでは、現在、米国の国家プロジェクトとして、推進されている ATS (Advanced Turbine System) プロジェクトの進捗状況が報告された。本プロジェクトは我国の国家プロジェクトとして実施された通産省工技院ムーンライト計画“高効率ガスタービンの開発”の米国版である。2000 年に熱効率 60% (LHV) 以上、 $\text{Nox} < 10 \text{ ppm}$  のデモンストレーション機の運転を目指す野心的なものである。現在は、スタートしたばかりのためか、定性的なサイクルスタディの発表のみであった。今後の進捗が期待される。また、本セッションでは東北電力と三菱重工が共同研究として推進している“1500°C 級ガスタービンのキーテクノロジー開発”に関する論文が発表され、活発なディスカッションが行われた。本論文は上記テーマに関する第 4 回目のものであり、我国のガスタービン開発能力の高さを世界に示すものとして気を吐いている。

## 2. 航空用ガスタービン

石川島播磨重工業(株) 八 島 聡

### 1. 今年の特徴

ここ数年の航空エンジン業界の不振を反映して、

(平成 6 年 6 月 30 日原稿受付)

航空エンジン委員会主催のセッションは、1991 年の 15 セッション(講演数 70)をピークに毎年減り続け、今年はとうとう 7 セッション(講演数 34)にまで減少してしまった。TURBO EXPO そのも

のは史上最高の講演数であっただけに、一層航空エンジンの元気のなさが目立ち、残念であった。リストラや予算カットで姿を見せない常連も多かったが、一方で、会場だけは例年のように広い部屋を割り当てていたの、航空エンジンのセッションはガラガラで、講演者には気の毒であった。

## 2. テーマ・セッション

例年航空エンジンの功労者を招いて開かれるテーマ・セッションも、千名近く収容できると思われる大ホールに、数十名の聴講者という状態で開催され、IGTI 最高の荣誉とされる Tom Sawyer 賞の昨年の受賞者である AGARD の Wennerstrom 氏と、今年の受賞者である GE の Rowe 氏の特別講演があった。

Rowe 氏の講演は、航空会社の不況、続く軍事支出の急激な落ち込みで、エンジン業界の 40% が失業するという状況の中で、GE が進めている生産性の向上策について述べた後、今後の戦略として国内及び国際的な共同開発の重視をあげ、開発中の GE 90 (仏 SNECMA、日本の IHI などとの共同開発) の例を説明していた。

Wennerstrom 氏は圧縮機の大家として知られているが、現在は NATO AGARD の Director をしており、講演は AGARD の役割と技術移転についてであった。印象に残ったのは、ロシア、東欧の航空宇宙技術を高く評価していたことである。特に圧縮機については、十分米国に対抗できるとのこと。東欧やロシアを市場として見るだけでなく、共同開発先としても見るべきであると強調していた。

本セッションでは、他にオランダ KLM 航空の Den Hartog 氏による KLM の生き残り戦略の講演もあり、エンジン価格の低減をユーザー側から強く要望していた。

技術セッションについては、筆者が出席し興味をもったものの中から、以下に概要を述べる。

## 3. 推力偏向

まず、X-31 (機体の尾部に取り付けた 3 枚のベーンでエンジン排気を偏向させる方式) の報告が独の DASA よりあった。面白いのは、尾翼を外して、推力偏向による制御で代用した飛行試験を計画し、将来の方向として尾翼のない戦闘機の形態を示唆していた点である。また F-18 や F-14

との模擬空中戦では平均 8.6 対 1 で X-31 が勝ったとして、推力偏向の優位性をアピールし、ビデオでその模様を上映していた。

次に NF 16-D VISTA と GE の AVEN の組合せによる MATV プログラムの試験結果について、機体、エンジン、及びパイロットの立場から 3 名が講演した。迎え角は定常で 85°、過渡は無制限 (±180°) にとれ、アフタバーナの吹消えやストールもなく、良好な機動性が確認されたとして、飛行試験のビデオが上映された。機体の動きは CG で映像化し、画面の右上にパイロットの HUD の画像をはめ込んだもので、パイロットの肉声も入っており、臨場感があった。コブラ (迎え角 110°)、360°ロール、J ターンなどの運動が次々と上映され、エンジンが相当過酷な条件で使用されているのがわかった。

続く P&W は、F-15 SMTD に P/YBBN を搭載して双発の推力偏向試験を行なうプログラム (ACTIVE) について説明した。単発の VISTA/GE に比べて遅れているが、来年 2 月に初飛行の予定とのこと。

最後にスペインの SENER が、現在丸形多軸偏向ノズルを開発中であることを発表した。EJ 200 の CD ノズル (無偏向) の開発を担当したのをきっかけに、推力偏向ノズルの研究に 5 年前から着手したとのこと。ビデオで CG 画像によるノズルを上映したが、GE や P&W のものとよく似たものであった。

## 4. エンジン試験

RR がダービーに建設した新しい地上テストセルについての紹介があった。リバース推力状態での運転・計測ができることと、人家が近いにもかかわらず 24 時間運転できる防音設計に特徴がある。試験設備関係では、他に、英独仏蘭の共同出資による ETW (欧州遷音速風洞設備) の紹介と AEDC の ATF における氷結試験についての発表があった。また、計測システムに関しては、SNECMA が開発した 200 ch のデジタル・ダイナミック・データ記録装置、AEDC のダイナミック・データのリアルタイム・モニターの発表が最先端のレベルをうかがわせるものであった。

## 5. その他

MTU が試作した独国の極超音速機 SÄNGER

用の2次元ノズル(SERN)の実証モデルについての発表が、ビデオ上映もあって、会場の注目を集めていた。初回試験で、燃焼温度 2400 K (水素燃料)、圧力 4.4 bar で 300 秒の燃焼に成功したとしている。膨張ノズル部分は耐酸化被膜付のカーボン/カーボンによる無冷却構造とのことであった。

航空エンジンの設計と解析のセッションでは、構想設計段階でのパラメトリック・スタディの膨大な計算を EWS レベルの電算機で処理する手法や、多次元のパラメータの組合せの中で、最適解を迅速に求める手法の紹介が各 1 件あり、開発すべき要素のプライオリティをつけるのに、その要素の設計の不確かさを定量化して、FOM をモンテカルロシミュレーションで求める手法を論じた

ものが 1 件あった。

小型エンジンの分野では、GE による磁気軸受けの発表が注目された。まだリグ試験の段階だが、無潤滑で DN 値が 350 万程度まで上がるものの他に、磁気コイルの電流を加減することで、軸受けの支持剛性や減衰をコントロールできるなどのメリットがある。IHPTET の一環として開発中のことであったが、まだ課題も多そうであった。

なお、航空エンジン委員会主催のセッションでは、上述の様に講演数が少かったが、他委員会主催のセッション(ターボ機械、燃焼、材料など)で、航空エンジンの要素に関する講演もいくつかあったことを付記しておきたい。

### 3. 産業用ガスタービン

本大会中、ウエスチングハウス(三菱重工、FIAT)は、出力 230 MW、タービン入口温度 1500°C 級の 501 G ガスタービンの開発をプレス発表した。これに対して GE は、ヘビーデューティでは MS 7001 EC の開発を、航空転用型では LM 2500+(プラス)の開発をブースにて発表していた。MS 7001 EC は、MS 7001 E に MS 7001 F で開発したテクノロジー(材料および翼冷却技術)を導入したもので出力が 10% 向上するものである。また LM 2500+ は、LM 2500 の圧縮機前方段を 1 段追加し 29 MW まで出力を増加させたものである。一方 ABB は、燃焼器を 2 段もつ GT 24、GT 26 のモデルをブースにて展示しアピールしていた。

今回の産業用のガスタービンに関するセッションは、発電用のセッション 6 回、コジェネのセッション 4 回、船用のセッション 4 回、パイプライン用のセッション 5 回と合計 19 セッション開催され、論文数は合計 78 編あった。

このようにハーグ大会は、産業用ガスタービン

三菱重工業(株)高砂製作所 赤城 弘一

について活気のある大会であった。以下、主なセッションの概略を述べる。

#### 1. 発電用ガスタービン

アメリカでエネルギー省(DOE)がスポンサーとなり、アドバンスドタービンシステム(ATS)プログラムが進められている。これは、西暦 2000 年までにコンバインドサイクル 60% 以上、しかも各種燃料にフレキシブルに対応できるガスタービンを開発しようというものである。この関係の発表が、ウエスチングハウス、アリソン、ABB おのおのからあった。また最新型ガスタービンの話題としては、GE より MS 9001 FA 2 台による 660 MW コンバインドサイクルのプロジェクトの紹介、日立製作所から中部電力川越の MS 7001 FA の紹介、そしてウエスチングハウスから 501 FA ガスタービンの紹介がされていた。航空転用型としては、ロールスロイスからトレントエコノパックスの発表があったが、昨年の発表とおなじく 1996 年から初号機の試験を開始するということであった。一方、東北電力と三菱重工より 1500°C 級ガスタービンの空冷翼技術の検証を目的とした HTDU(高温デモンストレーションユニット)試

(平成 6 年 7 月 20 日原稿受付)

用の2次元ノズル(SERN)の実証モデルについての発表が、ビデオ上映もあって、会場の注目を集めていた。初回試験で、燃焼温度2400 K(水素燃料)、圧力4.4 barで300秒の燃焼に成功したとしている。膨張ノズル部分は耐酸化被膜付のカーボン/カーボンによる無冷却構造とのことであった。

航空エンジンの設計と解析のセッションでは、構想設計段階でのパラメトリック・スタディの膨大な計算をEWSレベルの電算機で処理する手法や、多次元のパラメータの組合せの中で、最適解を迅速に求める手法の紹介が各1件あり、開発すべき要素のプライオリティをつけるのに、その要素の設計の不確かさを定量化して、FOMをモンテカルロシミュレーションで求める手法を論じた

ものが1件あった。

小型エンジンの分野では、GEによる磁気軸受けの発表が注目された。まだリグ試験の段階だが、無潤滑でDN値が350万程度まで上がるものの他に、磁気コイルの電流を加減することで、軸受けの支持剛性や減衰をコントロールできるなどのメリットがある。IHPTETの一環として開発中のことであったが、まだ課題也多そうであった。

なお、航空エンジン委員会主催のセッションでは、上述の様に講演数が少かったが、他委員会主催のセッション(ターボ機械、燃焼、材料など)で、航空エンジンの要素に関する講演もいくつかあったことを付記しておきたい。

### 3. 産業用ガスタービン

三菱重工業(株)高砂製作所 赤城 弘一

本大会中、ウエスチングハウス(三菱重工、FIAT)は、出力230 MW、タービン入口温度1500°C級の501 Gガスタービンの開発をプレス発表した。これに対してGEは、ヘビーデューティではMS 7001 ECの開発を、航空転用型ではLM 2500+(プラス)の開発をブースにて発表していた。MS 7001 ECは、MS 7001 EにMS 7001 Fで開発したテクノロジー(材料および翼冷却技術)を導入したもので出力が10%向上するものである。またLM 2500+は、LM 2500の圧縮機前方段を1段追加し29 MWまで出力を増加させたものである。一方ABBは、燃焼器を2段もつGT 24、GT 26のモデルをブースにて展示しアピールしていた。

今回の産業用のガスタービンに関するセッションは、発電用のセッション6回、コージェネのセッション4回、船用のセッション4回、パイプライン用のセッション5回と合計19セッション開催され、論文数は合計78編あった。

このようにハーグ大会は、産業用ガスタービン

について活気のある大会であった。以下、主なセッションの概略を述べる。

#### 1. 発電用ガスタービン

アメリカでエネルギー省(DOE)がスポンサーとなり、アドバンスドタービンシステム(ATS)プログラムが進められている。これは、西暦2000年までにコンバインドサイクル60%以上、しかも各種燃料にフレキシブルに対応できるガスタービンを開発しようというものである。この関係の発表が、ウエスチングハウス、アリソン、ABBのおのからあった。また最新型ガスタービンの話題としては、GEよりMS 9001 FA 2台による660 MWコンバインドサイクルのプロジェクトの紹介、日立製作所から中部電力川越のMS 7001 FAの紹介、そしてウエスチングハウスから501 FAガスタービンの紹介がされていた。航空転用型としては、ロールスロイスからトレントエコノパックの発表があったが、昨年の発表とおなじく1996年から初号機の試験を開始するということであった。一方、東北電力と三菱重工より1500°C級ガスタービンの空冷翼技術の検証を目的としたHTDU(高温デモンストレーションユニット)試

(平成6年7月20日原稿受付)



験の紹介があった。この他にもプラントの試験結果紹介、サイクル計算等多数の発表があったが、ここでは、割愛させていただく。

## 2. コージェネ用ガスタービン

発電用の発表数と比べ半分程度の発表数であった。川崎重工から M7A-01 ガスタービンの紹介、ABB より GT8, GT8C のアップレイト、ソーラタービンより A70-MW の紹介等があった。

## 3. 船用ガスタービン

三菱重工からテクノスーパーライナー（高速物流船）用の主機として開発した MFT8 ガスター

ビンの紹介があった。設計から要素の検証試験、工場試験までを述べたものである。出力 25 MW 級で効率 38% の性能は、GE の LM2500 ガスタービンを上回っている。

## 4. パイプライン用ガスタービン

MAN-GHH から FT8-55 の紹介があった。これは、P&W のガスジェネレーターに MAN が開発したパワータービンをつけたもので出力 26 MW (5500 rpm) である。発表では、単体効率 39% と運用範囲での振動特性の良さをアピールしていた。また MAN のブースにはパワータービンの実物が展示されていた。

# 4. 小型ガスタービンおよびセラミックス

東海大学 伊藤 高根

「Ceramics」及び「Vehicular & Small Turbomachinery」Committee が主催したセッションは合計 8 つ、発表論文数は 37 件であった。セッションの名称はこの分野の研究の現状の方向を示すものであるから表 1 に載せておく。実際に聞く事が出来たのはその一部であるが、以下に感じたところを述べる。

発表件数 37 件のうち、米国からの発表が 20 件、日本から 12 件、残り 5 件は英国 2、ドイツ、スウェーデン、ウクライナが各 1 で、ヨーロッパで開催されたにもかかわらずヨーロッパ各国からの発表が少ない点が印象的であった。

#017 に付いてはここ数年定常的に設けられているセッションで、米国の ATTAP プログラム及びわが国の 100 kW, 300 kWCGT プロジェクトの現状に付いての発表がなされたが、EC プロジェクトとして昨年再開された AGATA プロジェクトの報告が今回なされた。わが国の CGT プロジェクトは両者とも中間評価を受けた後でもあり比較的順調に進展している様子が報告された。米国の ATTAP プログラムの内容は一昨年当たりから変質してきており、アライド・シグナル社のグループは自動車用ガスタービンへのセラミックス適用から、自社で開発している APU エンジン

表 1 小型ガスタービン及びセラミックス分野のセッション名

#017	Ceramic Gas Turbine Project Development
#019	Stationary Ceramic Turbine Development
#034	Ceramic Bearings for Turbomachinery
#036	NDE & Fracture of Advanced Ceramics
#051	Vehicular Gas Turbine Heat Exchangers
#068	Design Analysis/Life Prediction of Ceramic Components
#085	Fabrication Development for Improved Ceramic Components
#101	Supporting Technologies & Applications for Small Gas Turbine

(平成 6 年 7 月 5 日原稿受付)

験の紹介があった。この他にもプラントの試験結果紹介、サイクル計算等多数の発表があったが、ここでは、割愛させていただく。

## 2. コージェネ用ガスタービン

発電用の発表数と比べ半分程度の発表数であった。川崎重工から M7A-01 ガスタービンの紹介、ABB より GT8, GT8C のアップレイト、ソーラタービンより A70-MW の紹介等があった。

## 3. 船用ガスタービン

三菱重工からテクノスーパーライナー（高速物流船）用の主機として開発した MFT8 ガスター

ビンの紹介があった。設計から要素の検証試験、工場試験までを述べたものである。出力 25 MW 級で効率 38% の性能は、GE の LM2500 ガスタービンを上回っている。

## 4. パイプライン用ガスタービン

MAN-GHH から FT8-55 の紹介があった。これは、P&W のガスジェネレーターに MAN が開発したパワータービンをつけたもので出力 26 MW (5500 rpm) である。発表では、単体効率 39% と運用範囲での振動特性の良さをアピールしていた。また MAN のブースにはパワータービンの実物が展示されていた。

# 4. 小型ガスタービンおよびセラミックス

東海大学 伊藤 高根

「Ceramics」及び「Vehicular & Small Turbomachinery」Committee が主催したセッションは合計 8 つ、発表論文数は 37 件であった。セッションの名称はこの分野の研究の現状の方向を示すものであるから表 1 に載せておく。実際に聞く事が出来たのはその一部であるが、以下に感じたところを述べる。

発表件数 37 件のうち、米国からの発表が 20 件、日本から 12 件、残り 5 件は英国 2、ドイツ、スウェーデン、ウクライナが各 1 で、ヨーロッパで開催されたにもかかわらずヨーロッパ各国からの発表が少ない点が印象的であった。

#017 に付いてはここ数年定常的に設けられているセッションで、米国の ATTAP プログラム及びわが国の 100 kW, 300 kWCGT プロジェクトの現状に付いての発表がなされたが、EC プロジェクトとして昨年再開された AGATA プロジェクトの報告が今回なされた。わが国の CGT プロジェクトは両者とも中間評価を受けた後でもあり比較的順調に進展している様子が報告された。米国の ATTAP プログラムの内容は一昨年当たりから変質してきており、アライド・シグナル社のグループは自動車用ガスタービンへのセラミックス適用から、自社で開発している APU エンジン

表 1 小型ガスタービン及びセラミックス分野のセッション名

#017	Ceramic Gas Turbine Project Development
#019	Stationary Ceramic Turbine Development
#034	Ceramic Bearings for Turbomachinery
#036	NDE & Fracture of Advanced Ceramics
#051	Vehicular Gas Turbine Heat Exchangers
#068	Design Analysis/Life Prediction of Ceramic Components
#085	Fabrication Development for Improved Ceramic Components
#101	Supporting Technologies & Applications for Small Gas Turbine

(平成 6 年 7 月 5 日原稿受付)

のタービンノズル及びタービンブレードへの適用にのりかえ、その実用化をめざしている。その評価状況が報告されたが、ノズルはかなり良い結果がでているがブレードはダブテール部で苦勞しているようである。一方、GMのグループは従来はGMテクニカルセンタとアリソン事業部が共同で開発してきたが、今年からテクニカルセンタはATTAPから手を引き、DOEのプロジェクトとして新たに発足したハイブリッド乗用車開発プロジェクト用のガスタービン/発電機システムの開発に専念し、ATTAPは別会社となったアリソン社がそのまま引継ぎ、ハイブリッド用エンジンの技術開発をサポートするための開発という位置づけになった模様である。発表では従来のATTAPの開発状況が報告され、セラミックス部品以外にも燃焼器、熱交換器、断熱材等の開発が続けられている。AGATA計画は、新たに乗用車用60kWハイブリッドエンジン用部品開発のプロジェクトとして1993年に再開され、セラミックロータ、触媒燃焼器、伝熱式熱交換器の三要素をフランス及びスウェーデンの会社が参加して開発するとの計画が報告された。要するに自動車用セラミックガスタービンの研究開発の動向は小型ガスタービンで超高速発電機を直結駆動するハイブリッドエンジン用のいわゆるターボジェネレータの開発に向かった事になる。なお、これに関連した技術としては#101セッションにおいてもターボジェネレータを目的とした新しいコンセプト、小型ガスタービンエンジンの実験結果等が報告されている。

車両用ガスタービンにとって重要なコンポーネントである熱交換器に付いては今回初めてセッション(#051)が設けられたが、発表件数は僅かに4件でそれも2件は同一人物の純解析的な論文

で、現実の問題を抱えていると思われるリジェネレータシステムのハードに関する報告は無く、ただ材料メーカからコアの材料開発の概論があった程度であった。内容を秘密にしておきたい為か、それとも良い結果がでていないためか判らぬが、この状況ではリジェネレータは良い技術に育って行かないのではないかと懸念される。

セラミックス関連ではまだ利用技術が確立した訳ではないので、依然としてそれらの向上に関する研究は続けられているが、発表件数そのものはかなり減少しているように見受けられた。評価の対象は長時間の使用にも耐えるかと言う現実的な課題が中心となりつつある。米国では最近セラミックスの技術を実用につなげる事を真剣に考えており、特に長時間の使用の評価をエンジン内で具体的に進める計画がDOEのプロジェクトとして進行している。その一つが前述のATTAPプロジェクトのAPUエンジンでのノズル、ロータの評価であり、もう一つが定置用コージェネレーション用のエンジン(Solar社のCentaur 50)を用いた燃焼器、ノズル、ロータの評価である。後者に付いては#019で第1年目のセラミック部品設計の状況が報告された。セラミックスの導入でTITは1010°Cから1121°Cに上げる事が目標とされており、同じ#019で報告された日本からの論文が1300°Cをめざして1984年から開発をしてきたが1300°Cでは余り意味がないので中断し、より高い温度をめざし計画を練り直していると報告したのに対して対象的な取り組みと思えた。米国のセラミックス評価の一つの区切りが1998年であり、それまでにガスタービン部品としての実用性を実機の環境で評価し、一部の部品でもよいから本格的な実用化をめざそうとの意気込みが感じられた。

## 5. ターボ機械の性能と流れ

### 5.1 軸流関係

航空宇宙技術研究所 山本孝正

軸流圧縮機、ファンの空力に関する3セッションで15件、軸流タービンの空力に関する4セッションで19件、又、翼端隙間/翼端壁流の4セッションでの21件と、オズボーンレイノルズ記念セッションでの2件の発表を、軸流関係とみて紹介する。

圧縮機及びファン関係では、翼端隙間流に関するものが昨年より増え、その中には、低速の研究用大型多段圧縮機を用いての隙間流の詳細な測定 (GT-431)、遷音速圧縮機動翼の隙間流について、計算と実験との比較 (GT-363, 365) 及び隙間流と下流の静翼との干渉の計算 (GT-156)、直線翼列の隙間流の計算 (GT-364)、隙間が軸方向に変化している場合の高速圧縮機の段性能への影響の実験 (GT-479)、水流模型を用いて高レイノルズ数の下での動翼の隙間流の可視化等の研究 (GT-453, 454)、などがある。多段圧縮機内の詳細な研究も各所でスタート、3段及び17段の新試験装置の紹介とその初期計測結果の報告 (GT-455, 462) もあった。設計法に関し、近年の翼型に対応した損失及び偏差角の予測法 (GT-335, 336)、エンドウォール近傍の流れを渦度分布でモデル化し、スルーフロー解析の精度向上を図ったもの (GT-75) がある。ローティンギングストール発生等への翼列剝離流の影響 (GT-480)、圧縮機性能への反動度の影響 (GT-456)、遷音速圧縮機性能への翼列面積比の影響 (GT-286) 及び翼面粗さ/翼厚さの影響 (GT-339)、などの研究もあった。計測法に関しては、直線翼列の翼端壁近傍の3次元流れのファイバ式LDVによる計測 (GT-352)、圧縮機内の全温、全圧の改良型アスピレイティングプローブによる計測 (GT-222) の報告がある。ファンに関しては、低ハブ/チップ比ファンの2次流れを熱線により調べたもの (GT-377)、2重反転ファン

のケーシング境界層をケーシングトリートメントにより制御し性能向上を図ったもの (GT-478)、高比流量ファンの空力設計とNS解析 (GT-477) プロップファン内の衝撃波のL2Fによる計測と数値解析 (GT-221)、単段遷音速ファンの非定常流れのダイナミックヨーメータによる計測と解析 (GT-223, 224)、がある。

タービン関係でも翼端隙間/翼端壁流が特別テーマであったこともあり、翼端隙間流に関する研究が目立つ。即ち、隙間の寸法及び形状が1.5段タービンの段性能と下流の静翼に及ぼす影響 (GT-481, 145)、直線翼列内外の3次元流れ場への隙間流の影響 (GT-359)、隙間流と入口境界層や2次流れとの干渉 (GT-250)、翼端隙間の単純モデル実験による研究 (GT-74)、翼列干渉による非定常な隙間流/翼端壁流の測定 (GT-461, 143)、翼端隙間をもつ直線翼列について、 $k-\epsilon$  乱流モデルによる数値計算と実験との比較 (GT-361)、回転翼列内の流れと損失分布の詳細な計測 (GT-248)、直線翼列の翼端渦内のレイノルズ応力とエネルギー散逸のメカニズムの研究 (GT-267) など、数多い。翼列流路などで発生する2次流れによる損失のメカニズムを乱流エネルギー式の各項から説明したもの (GT-225) や、単独の対称翼を用いて翼と翼端壁とのコーナー部で生ずる2次流れを調べた実験 (GT-459) もみられる。タービン空力性能に及ぼす後縁吹出しの影響を2次元遷音速案内翼で実験的、解析的に調べたもの (GT-288, 248)、円環翼列で調べたもの (GT-209)、直線高負荷翼列の負圧面からの吹出し流と主流との混合を調べたもの (GT-235) もある。軸流タービン内のラジアルミキシングを表わす簡単なモデル式の提示 (GT-137) は準2次元スルーフロー設計に有用である。直線翼列の2次流れに及ぼすインシデンスの影響 (GT-381)、ボウド翼列特性に及ぼすスパン方向圧力分布の影響 (GT-409)、翼列のピッチの不揃いが翼

(平成6年7月8日原稿受付)

列性能に及ぼす影響 (GT-382) についての各研究や、2 次流れをエンドウォールに立てたフェンスにより制御する研究 (GT-376) もあった。設計法に関しては、渦度分布による翼型設計法 (GT-368)、超音速タービンの直接及び逆解法による設計法 (GT-320)、CFD を直線翼列試験装置の入口ベルマウス部の流れの解析に適用し、供試翼列入口での翼並び方向の流れの周期性の向上に役立てたもの (GT-237) がある。空力セッションで発表された CFD に関してはこの他、直線翼列の 3 次元流の計算 (GT-136)、2 段タービンの

翼列干渉の計算 (GT-88)、また非定常 3 次元翼列干渉の下でのホットストリークの解析 (GT-76) もある。タービンのスルーフロー解析における、動エネルギー等の空間的な変動項の重要性を説いたもの (GT-330) も面白い。そのほか、断熱軽量ピストンを用いた遷音速タービン試験装置用の流速計として、DGV (ドップラークローバル流速計) の開発 (GT-146) や、強い 3 次元性をもつウェーク流の測定に PIV を利用した報告 (GT-349) もあった。

## 5.2 遠心関係

荏原総合研究所 許斐 真

遠心関係では、29 件の論文の発表があり、大別すると、遠心圧縮機、ブロワ関係が 20 件、遠心、斜流ポンプ関係が 4 件、ラジアルタービン関係が 5 件であった。

遠心圧縮機、及びブロワの羽根車内部流れに関して、羽根車内部の流れをレーザー流速計 (LDV) を用いた詳細な測定と、3 次元粘性解析の結果によって検討したもの (GT-213)、羽根車の翼板にリーン角を持たせると、羽根車性能が向上することを 3 次元粘性解析で示したもの (GT-149)、羽根車の内部流れの 3 次元オイラー方程式に無反射境界を用いた解析 (GT-147) や、羽根車とインデューサのピッチ方向の相対位置と、羽根車内部流れの関係を 2 焦点レーザ流速計による測定から検討したもの (GT-13) などがあった。

羽根なしディフューザの内部流れに関しては、4 段遠心ブロワの初段と 4 段目の流れを熱線風速計を用いて測定したもの (GT-41)、羽根車の 2 次流れの強さと翼板の後流との混合過程の関係を示したもの (GT-42) や、ディフューザ入口部の面積を羽根車出口面積に対して急拡大させた場合に生じ得る問題点を示した 3 次元粘性解析 (GT-90) があった。また、ディフューザ案内羽

根について、羽根車出口流れと案内羽根との干渉をモデル機を用いて実験的に示したもの (GT-5) や、案内羽根部で発生する損失の主な原因は、非定常な干渉よりも幅方向の歪んだ流れが流入する影響が大きいことを示した解析 (GT-105)、案内羽根を逆解法によって設計し、流入分布が一樣、非一樣とした場合を 3 次元粘性解析によって比較したもの (GT-144) や、案内羽根喉部におけるチョーク流量を 1 次元の損失モデルを用いて求め、実験結果と比較したもの (GT-157) などがある。

旋回失速関係では、羽根なしディフューザの旋回失速を、羽根車部シュラウドケーシング壁面上の静圧変動波形から検討し、圧力変動の周波数、振幅の変化から数種類の旋回失速の前兆現象を示した例 (GT-159)、旋回失速の発生過程を内部流れの詳細な計測から検討し、非軸対称な流れ分布となる旋回失速は、これよりも大流量側で発生するシュラウド側での逆流領域が変動することによって発生することを示したもの (GT-161) などがあった。

サージング関係では、羽根車入口からディフューザ出口までのシュラウドケーシング壁面上の静圧変動などから、サージング発生時の流れを調べたもの (GT-154) や、旋回失速、サージン

(平成 6 年 7 月 1 日原稿受付)

列性能に及ぼす影響 (GT-382) についての各研究や, 2 次流れをエンドウォールに立てたフェンスにより制御する研究 (GT-376) もあった。設計法に関しては, 渦度分布による翼型設計法 (GT-368), 超音速タービンの直接及び逆解法による設計法 (GT-320), CFD を直線翼列試験装置の入口ベルマウス部の流れの解析に適用し, 供試翼列入口での翼並び方向の流れの周期性の向上に役立てたもの (GT-237) がある。空力セッションで発表された CFD に関してはこの他, 直線翼列の 3 次元流の計算 (GT-136), 2 段タービンの

翼列干渉の計算 (GT-88), また非定常 3 次元翼列干渉の下でのホットストリークの解析 (GT-76) もある。タービンのスルーフロー解析における, 動エネルギー等の空間的な変動項の重要性を説いたもの (GT-330) も面白い。そのほか, 断熱軽量ピストンを用いた遷音速タービン試験装置用の流速計として, DGV (ドップラークローバル流速計) の開発 (GT-146) や, 強い 3 次元性をもつウェーク流の測定に PIV を利用した報告 (GT-349) もあった。

## 5.2 遠心関係

荏原総合研究所 許斐 真

遠心関係では, 29 件の論文の発表があり, 大別すると, 遠心圧縮機, ブロワ関係が 20 件, 遠心, 斜流ポンプ関係が 4 件, ラジアルタービン関係が 5 件であった。

遠心圧縮機, 及びブロワの羽根車内部流れに関して, 羽根車内部の流れをレーザー流速計 (LDV) を用いた詳細な測定と, 3 次元粘性解析の結果によって検討したもの (GT-213), 羽根車の翼板にリーン角を持たせると, 羽根車性能が向上することを 3 次元粘性解析で示したもの (GT-149), 羽根車の内部流れの 3 次元オイラー方程式に無反射境界を用いた解析 (GT-147) や, 羽根車とインデューサのピッチ方向の相対位置と, 羽根車内部流れの関係を 2 焦点レーザ流速計による測定から検討したもの (GT-13) などがあった。

羽根なしディフューザの内部流れに関しては, 4 段遠心ブロワの初段と 4 段目の流れを熱線風速計を用いて測定したもの (GT-41), 羽根車の 2 次流れの強さと翼板の後流との混合過程の関係を示したもの (GT-42) や, ディフューザ入口部の面積を羽根車出口面積に対して急拡大させた場合に生じ得る問題点を示した 3 次元粘性解析 (GT-90) があった。また, ディフューザ案内羽

根について, 羽根車出口流れと案内羽根との干渉をモデル機を用いて実験的に示したもの (GT-5) や, 案内羽根部で発生する損失の主な原因は, 非定常な干渉よりも幅方向の歪んだ流れが流入する影響が大きいことを示した解析 (GT-105), 案内羽根を逆解法によって設計し, 流入分布が一樣, 非一樣とした場合を 3 次元粘性解析によって比較したもの (GT-144) や, 案内羽根喉部におけるチョーク流量を 1 次元の損失モデルを用いて求め, 実験結果と比較したもの (GT-157) などがある。

旋回失速関係では, 羽根なしディフューザの旋回失速を, 羽根車部シュラウドケーシング壁面上の静圧変動波形から検討し, 圧力変動の周波数, 振幅の変化から数種類の旋回失速の前兆現象を示した例 (GT-159), 旋回失速の発生過程を内部流れの詳細な計測から検討し, 非軸対称な流れ分布となる旋回失速は, これよりも大流量側で発生するシュラウド側での逆流領域が変動することによって発生することを示したもの (GT-161) などがあった。

サージング関係では, 羽根車入口からディフューザ出口までのシュラウドケーシング壁面上の静圧変動などから, サージング発生時の流れを調べたもの (GT-154) や, 旋回失速, サージン

(平成 6 年 7 月 1 日原稿受付)

グに伴う圧力変動に関するアクティブ、パッシブ制御を理論的に調べ、数種類の配管系に対して実験的に検証したもの(GT-133)、ポンプシステムを1次元のモデルとしてサージングの発生点、周波数を理論的に求め、実験と比較したもの(GT-150)が挙げられる。

斜流ポンプ関係では、羽根車の翼面静圧、及びディフューザ案内羽根間流れの詳細な測定と、羽根車単体、羽根車とディフューザ案内羽根の組合わせで3次元粘性解析を行った場合を比較し、解析コードの検証を行ったもの(GT-44)や、順解法で設計した従来型の斜流ポンプ羽根車と、3次

元逆解法で設計した5種類の羽根車の内部流れを3次元粘性解析(GT-45)、及び油膜法による可視化実験、羽根車出口流れの周期平均速度分布によって実験的に比較し(GT-46)、3次元逆解法を用いれば羽根車負圧面付近の2次流れを抑制できることを示したものがあった。

ラジアルタービンでは、タービン出口の詳細な流れをLDVで測定したもの(GT-101)、逆解法を用いた中間羽根付きタービン羽根車の設計例(GT-36)、数値解析を用いて入口案内羽根の形状を検討したもの(GT-61)が挙げられる。

### 5.3 非定常流れと数値流体力学

早稲田大学理工学部 大田 英輔

非定常流れ研究とN-S数値解析は密接不可分なものになりつつあり、機械全体規模の流れを把える方向にある印象を受けた。Turbomachineryの30セッションから、関連研究を紹介する。

“翼列後流”が下流の翼間で誘起する非定常流れに関しては、境界条件の違いによる比較がなされ(GT-152)、各種性格の乱れへの応答(GT-151)や、動翼性能と後流の整流化の過程(GT-219)が解析されている。後流を受ける境界層については、実験研究(GT-429/430)と共に、非定常2次元、Euler/境界層解析により、乱流遷移の間欠性や境界層構造が示された(GT-140/141)。

“翼端隙間”を持つ翼列流れの非定常3次元解析も多数報告されていた。動翼の隙間流れと馬蹄渦のシュミレーションが示され(GT-364)、衝撃波との干渉流れがレーザー流速計による詳細な流れ場とよく一致していた(GT-365)。

さらに大規模な非定常系として、滑り境界を介する不等ピッチ“動/静翼列流れ”が解析され、圧縮機静翼列の性能低下や非定常損失の評価に利用された(GT-156)。3静翼/4動翼のタービンに

ついて、定常解析では得られない流路渦と2次流れの干渉による損失機構が述べられていた(GT-143)。遠心羽根と羽根付きディフューザとの3次元干渉が解析され、損失に対する定常・非定常構造の影響が評価された(GT-105)。

“フラッタ・非定常空力”では、振動翼列に関する3次元、Eulerコードの検証(GT-294)、空力弾性の能動制御に応用する周波数域CFD(GT-291)、有限要素法構造解析とEulerコードの連成による翼車の3次元、強制振動応答(GT-293)など、非粘性CFDの利用が中心である。失速フラッタCFDでは、精密な乱流遷移はくり泡のモデリングが要求されている(GT-206)。翼列干渉の実験データから渦ガストとポテンシャルガストを分離する新方法も提案された(GT-328)。

“失速とサージ”では、2次元、N-S解析によるアクティブ・セルの構造やその伝播速度(GT-257)、旋回失速の離散渦法解析(GT-258)が報告された。他にN-S解析を計画する話が聞こえるものの、乱れの発達に関する非線形性の評価(Moore/Greitzerモデル、GT-338)や、旋回スクリーンによる失速余裕改善(Hynes/Greitzerモデル、GT-220)など、数学モデルの利用が定

(平成6年8月4日原稿受付)

グに伴う圧力変動に関するアクティブ、パッシブ制御を理論的に調べ、数種類の配管系に対して実験的に検証したもの(GT-133)、ポンプシステムを1次元のモデルとしてサージングの発生点、周波数を理論的に求め、実験と比較したもの(GT-150)が挙げられる。

斜流ポンプ関係では、羽根車の翼面静圧、及びディフューザ案内羽根間流れの詳細な測定と、羽根車単体、羽根車とディフューザ案内羽根の組合わせで3次元粘性解析を行った場合を比較し、解析コードの検証を行ったもの(GT-44)や、順解法で設計した従来型の斜流ポンプ羽根車と、3次

元逆解法で設計した5種類の羽根車の内部流れを3次元粘性解析(GT-45)、及び油膜法による可視化実験、羽根車出口流れの周期平均速度分布によって実験的に比較し(GT-46)、3次元逆解法を用いれば羽根車負圧面付近の2次流れを抑制できることを示したものがあった。

ラジアルタービンでは、タービン出口の詳細な流れをLDVで測定したもの(GT-101)、逆解法を用いた中間羽根付きタービン羽根車の設計例(GT-36)、数値解析を用いて入口案内羽根の形状を検討したもの(GT-61)が挙げられる。

### 5.3 非定常流れと数値流体力学

早稲田大学理工学部 大 田 英 輔

非定常流れ研究とN-S数値解析は密接不可分なものになりつつあり、機械全体規模の流れを把握する方向にある印象を受けた。Turbomachineryの30セッションから、関連研究を紹介する。

“翼列後流”が下流の翼間で誘起する非定常流れに関しては、境界条件の違いによる比較がなされ(GT-152)、各種性格の乱れへの応答(GT-151)や、動翼性能と後流の整流化の過程(GT-219)が解析されている。後流を受ける境界層については、実験研究(GT-429/430)と共に、非定常2次元、Euler/境界層解析により、乱流遷移の間欠性や境界層構造が示された(GT-140/141)。

“翼端隙間”を持つ翼列流れの非定常3次元解析も多数報告されていた。動翼の隙間流れと馬蹄渦のシュミレーションが示され(GT-364)、衝撃波との干渉流れがレーザー流速計による詳細な流れ場とよく一致していた(GT-365)。

さらに大規模な非定常系として、滑り境界を介する不等ピッチ“動/静翼列流れ”が解析され、圧縮機静翼列の性能低下や非定常損失の評価に利用された(GT-156)。3静翼/4動翼のタービンに

ついて、定常解析では得られない流路渦と2次流れの干渉による損失機構が述べられていた(GT-143)。遠心羽根と羽根付きディフューザとの3次元干渉が解析され、損失に対する定常・非定常構造の影響が評価された(GT-105)。

“フラッタ・非定常空力”では、振動翼列に関する3次元、Eulerコードの検証(GT-294)、空力弾性の能動制御に応用する周波数域CFD(GT-291)、有限要素法構造解析とEulerコードの連成による翼車の3次元、強制振動応答(GT-293)など、非粘性CFDの利用が中心である。失速フラッタCFDでは、精密な乱流遷移はくり泡のモデリングが要求されている(GT-206)。翼列干渉の実験データから渦ガストとポテンシャルガストを分離する新方法も提案された(GT-328)。

“失速とサージ”では、2次元、N-S解析によるアクティブ・セルの構造やその伝播速度(GT-257)、旋回失速の離散渦法解析(GT-258)が報告された。他にN-S解析を計画する話が聞こえるものの、乱れの発達に関する非線形性の評価(Moore/Greitzerモデル、GT-338)や、旋回スクリーンによる失速余裕改善(Hynes/Greitzerモデル、GT-220)など、数学モデルの利用が定

(平成6年8月4日原稿受付)



着している。GT-220 では、4 種の 3 段圧縮機について、Whittle Lab., MIT および GE が共同で詳細な研究を実施し、注目されていた。空力/機械的に帰還される局所的失速制御弁の開発と評価 (GT-292)、多段機の失速に対して最適なセンサーとアクチュエーターの配置を決定する制御理論 (GT-200) など、興味ある話題があった。また、詳細な全断面計測により、失速セル構造が対流と非定常の成分に分けて分析されていた (GT-210)。

遠心機の旋回失速については、失速予兆の挙動 (GT-159)、ディフューザ逆流の挙動 (GT-161) など現象把握が続けられている。また、サージ期間の圧力やトルクの変動が検討され (GT-154)、分岐管によるサージ制御 (GT-133) も報告された。

ターボ機械“CFD コードの評価”に関して 2 つ

のセッションが開催された。以下は今成邦之会員 [石川島播磨重工業㈱] の出席報告による。

その目的は、翼形状と入口流れ条件の情報のみを参加者に与えて 3 次元、翼間流れ解析を実行させ、会場にて、性能諸量について実験値、他計算者の結果との比較を行い、現状の CFD の実力と問題点を明らかにする事にある。NASA-Lewis, Cambridge, Sultzer を中心に 11 の参加があり、それぞれの計算結果の品質が厳しく検討された。

計算対象にファン動翼 NASA-Rotor 37 (相対流入マッハ数は 1.48) が選ばれて、動翼下流での圧力比、効率、絶対流れ角分布と衝撃波パターンの精密な計測結果が CFD との比較に使用された。11 の計算のうち、空力設計が要求する精度でこれら計測値の全てを満たしたものはなく、依然発展途上にあるとの印象であった。

## 6. 伝熱関係

東京理科大学 本阿弥 眞 治

筆者は、第 33 回会議以来、隔年毎にこの会議に参加している。この間の変遷を混えて報告する。今回は、過去最高の 51 編の論文が発表され、そのうち 27 編 (53%) がジャーナルに掲載予定である。ターボ機械とのジョイントセッションを含めると、パラレルセッションが 3 回開催され、どちらに出席するか戸惑うほどであった。

今回、内部冷却と翼外部冷却の問題、膜冷却そして動翼後流による非定常熱伝達と乱れの問題が主に取り上げられた。トピックスとして特別目新しいものはないが、過去の会議と比較すると、質的な変化が認められた。

計算格子 (GT-123) や遷移に及ぼす熱的境界条件の重要性 (GT-22) などシミュレーションの工夫は相変わらず活発であるが、やや退潮気味である。それに対し、実験、特に、計測技術の向上やより詳しく乱流特性を調べる気運が認められた。

2 種の液晶 (場合により 3 種) を用いて、液晶の経時変化より壁面断熱温度と熱伝達率を求める計測技術が確立し、実際の翼面やインピンジメント冷却面等の熱伝達率が求められた (GT-1, 172, 181, 290)。非定常計測法は、翼などの曲面の反射特性の影響は受けにくい、高温ガスの切り替え等、装置の設計に工夫を要する。液晶ばかりでなく、赤外線温度計による計測も精力的に行われている (GT-311, 312)。Bogard や Nirman 等は、液晶が盛んに使われているが、赤外線温度計でも良い結果が得られると気炎をあげていた。また、ナフタリンの昇華を利用してシャーウッド数を求め、熱伝達率に換算する計測法もタービン翼等の複雑な形状に対して適用されている (GT-165, 171)。

半円柱前縁を有する平板翼の熱伝達に及ぼす動翼後流に起因する非定常性の影響に関する実験結果が報告された (GT-25)。非定常性に対する関心は乱流特性を含めた詳しい検討に移るものと思

(平成 6 年 7 月 4 日原稿受付)

着している。GT-220 では、4 種の 3 段圧縮機について、Whittle Lab., MIT および GE が共同で詳細な研究を実施し、注目されていた。空力/機械的に帰還される局所的失速制御弁の開発と評価 (GT-292)、多段機の失速に対して最適なセンサーとアクチュエーターの配置を決定する制御理論 (GT-200) など、興味ある話題があった。また、詳細な全断面計測により、失速セル構造が対流と非定常の成分に分けて分析されていた (GT-210)。

遠心機の旋回失速については、失速予兆の挙動 (GT-159)、ディフューザ逆流の挙動 (GT-161) など現象把握が続けられている。また、サージ期間の圧力やトルクの変動が検討され (GT-154)、分岐管によるサージ制御 (GT-133) も報告された。

ターボ機械“CFD コードの評価”に関して 2 つ

のセッションが開催された。以下は今成邦之会員 [石川島播磨重工業㈱] の出席報告による。

その目的は、翼形状と入口流れ条件の情報のみを参加者に与えて 3 次元、翼間流れ解析を実行させ、会場にて、性能諸量について実験値、他計算者の結果との比較を行い、現状の CFD の実力と問題点を明らかにする事にある。NASA-Lewis, Cambridge, Sultzer を中心に 11 の参加があり、それぞれの計算結果の品質が厳しく検討された。

計算対象にファン動翼 NASA-Rotor 37 (相対流入マッハ数は 1.48) が選ばれて、動翼下流での圧力比、効率、絶対流れ角分布と衝撃波パターンの精密な計測結果が CFD との比較に使用された。11 の計算のうち、空力設計が要求する精度でこれら計測値の全てを満たしたものはなく、依然発展途上にあるとの印象であった。

## 6. 伝熱関係

東京理科大学 本阿弥 眞 治

筆者は、第 33 回会議以来、隔年毎にこの会議に参加している。この間の変遷を混えて報告する。今回は、過去最高の 51 編の論文が発表され、そのうち 27 編 (53%) がジャーナルに掲載予定である。ターボ機械とのジョイントセッションを含めると、パラレルセッションが 3 回開催され、どちらに出席するか戸惑うほどであった。

今回、内部冷却と翼外部冷却の問題、膜冷却そして動翼後流による非定常熱伝達と乱れの問題が主に取り上げられた。トピックスとして特別目新しいものはないが、過去の会議と比較すると、質的な変化が認められた。

計算格子 (GT-123) や遷移に及ぼす熱的境界条件の重要性 (GT-22) などシミュレーションの工夫は相変わらず活発であるが、やや退潮気味である。それに対し、実験、特に、計測技術の向上やより詳しく乱流特性を調べる気運が認められた。

2 種の液晶 (場合により 3 種) を用いて、液晶の経時変化より壁面断熱温度と熱伝達率を求める計測技術が確立し、実際の翼面やインピンジメント冷却面等の熱伝達率が求められた (GT-1, 172, 181, 290)。非定常計測法は、翼などの曲面の反射特性の影響は受けにくい、高温ガスの切り替え等、装置の設計に工夫を要する。液晶ばかりでなく、赤外線温度計による計測も精力的に行われている (GT-311, 312)。Bogard や Nirman 等は、液晶が盛んに使われているが、赤外線温度計でも良い結果が得られると気炎をあげていた。また、ナフタリンの昇華を利用してシャーウッド数を求め、熱伝達率に換算する計測法もタービン翼等の複雑な形状に対して適用されている (GT-165, 171)。

半円柱前縁を有する平板翼の熱伝達に及ぼす動翼後流に起因する非定常性の影響に関する実験結果が報告された (GT-25)。非定常性に対する関心は乱流特性を含めた詳しい検討に移るものと思

(平成 6 年 7 月 4 日原稿受付)

われる。

内部冷却に関し、リブの研究も活発であり、熱伝達率に及ぼすリブのピッチの影響 (GT-162) やリブの配置 (GT-163) が調べられ、さらに、リブ間に膜冷却用吹き出し孔を設置した場合の影響が検討された (GT-232)。

膜冷却に関する研究は地道に続けられ、3.68% から 18.79% まで 4 通りの主流乱れを与えた場合の平板上の冷却効率におよぼす影響が実験的に調べられ (GT-51)、タービン翼前縁の冷却効率に及ぼす冷却流体の密度比の影響を 13 本レークでガスサンプリングにより明らかにされ (GT-2)、タービン側壁の膜冷却が実験的に検討された (GT-67)。また、冷却孔近傍の熱伝達率が液晶の経時変化法により求められている (GT-1)。さらに、燃焼器ライナーの冷却を想定したスロット吹き出しによる熱伝達の実験 (GT-182)、流量係数や損失係数に及ぼす吹き出し孔の形状の影響 (GT-180) が前々回に引き続き報告された。

次に、乱流特性が熱伝達に及ぼす影響を調べるため、周波数応答に優れた抵抗温度計と定温度型熱線流速計とを組み合わせた 2 線ワイヤプローブを用いた実験結果が報告され、平板境界層の遷移におよぼす圧力勾配の影響を纏める際、6 種類の圧力勾配パラメーターのうちどれが最適か議論され (GT-24)、主流乱れに流線曲率が負荷された場合の影響が検討され (GT-37)、平板前縁の形状や壁近傍の負の乱流熱流束の計測結果について盛んな討議が行われた。但し、抵抗温度計に直径 1 ミクロン程度の細線を使用し、周波数応答に注意を払っているが、位相遅れや周波数補償に関する特別な対策は講じていない。

さらに、前々回乱れの積分長さスケールに触れた論文 (92-GT-244) が発表されたが、今回は、円柱ならびに翼のよどみ点の熱伝達率を有効乱れレベルにより記述した相関が提案され、実験データとの対応が良いことが示された (GT-174)。この有効乱れレベルは、主流乱れの強さ、ならびに長さスケールの関数で与えられ、今後、熱伝達率のデータには、主流の乱流特性、即ち、乱れの強さ、長さスケール、そしてスペクトル分布を提供するよう筆者から要望が出された。参加者より積分スケールは、単線熱線流速計で計測可

能であるが、マイクロスケール (散逸長さ) になると、2 線熱線が必要となり、計測上の困難さに対して苦言が示された。ガスタービンのような実機に近い伝熱の研究分野にも高度の計測技術を要するマルチワイヤの時代が到来したことに深い感慨を持った。

会議 3 日目、日本にも知己の多いアリゾナ大学の D. E. Metzger 教授が昨年夏、癌で死去されたことを悼み、M. Dunn 博士が記念セッションを計画、運営した。この Metzger 記念セッションでは、未亡人と子供達が招待され、最初に、彼と親しい研究者を代表して、Mayle 教授により“A Review of Technical Contribution by Darryl E. Metzger”と題する追悼講演 (Without Publication) がなされた。そして、最後に教え子達を代表して、アリゾナ大学の Kim 助教授により彼の研究が詳しく紹介され (GT-167)、日頃、教授から“Be Humble”と教えられていたことも付言された。出席者は、熱伝達現象の本質を捉えた実験を通して、実際のガスタービンに応用した彼の研究業績ばかりでなく、その温かい人柄に深く感銘を覚えつつ、午前と午後の 2 つのセッションが締めくくられた。1986 年 ASME WAM の K-14 委員会終了後、Metzger, Mayle そして Simon 教授と 4 人で夕食を共にし、食後のデザートに山盛りのストロベリーパフェを目を細めて楽しんでいた在りし日の Metzger 教授の面影を偲びつつ、冥福を祈った次第である。

この伝熱セッションに出席する度に思うことがある。発表論文の謝辞を見れば判るように、欧米の大学では、ガスタービンの伝熱関係の研究が活発で、教授クラスばかりでなく、ポスドククラスの参加が多いので、セッションに活気があることである。さらに、研究の興味が奈辺にあるのか、そして、研究上の問題点に関して、教授や若い研究者を通して、質疑応答や休憩時間の際に、直接、確認できるので、大変勉強になることである。

今回の伝熱セッションでは岩手大学の船崎先生の他は日本からの発表はなく、併せて、セッションへの日本人の出席者も数名と少なく、淋しい限りであった。年々、日本でも国際会議や学会の開催が増加し、情報ルートの多様化と相俟って、か

なりの情報が入手できるようになった。日本では、ガスタービン研究のテーマの方向性に関する話し合いや実験技術、ならびに計算手法の突っ込んだ

議論をする機会が、多いのか、少ないのか判然としないまま、ハーグに別れを告げた。

## 7. 燃焼および燃料関係

川崎重工業(株)明石研究所 木下 康 裕

### 1. 全 般

4日間の会期中、Combustion & Fuels Committeeの主催したSession数は7、そのほかPipelines & Applications CommitteeおよびAircraft Engine CommitteeとのJoint Sessionが各1の合計9のSessionが開催され、発表された論文数は例年に比べ大幅に増加し51件であった。

発表国別では例年通り米国が圧倒的に多く28編、続いてドイツの8編、日本の4編、イギリス、オランダ、台湾が各2編、他5編で、また機関別にみると、企業の28編、大学の21編、国立研究機関が2編であった。

発表内容をテーマによって大別すると、(1)低公害化に関するものが20編、(2)燃焼のモデリングに関するものが8編、(3)燃料噴霧の蒸発、燃焼に関するものが4編、(4)混合、希釈に関するものが4編、(5)燃料に関するものが4編、(6)燃焼安定性、保炎に関するものが3編、(7)燃料ノズルに関するものが3編、(8)ディフューザに関するものが3編、(9)火炎輻射、ラム燃焼に関するものが各1編となっている。以下に主要な論文の概要を述べる。

### 2. 低公害化

発表件数、セッションの参加者数、質疑応答すべてにわたって圧倒していたのが低公害化関連の発表であり、関心の強さが窺えた。

内容については、燃焼器開発に関して航空転用ガスタービン用予混合燃焼器(GT-234, 253, 439)、大型産業用ガスタービン用予混合希薄燃焼器の天然ガス焚き(GT-252)、MBtuガス焚き(GT-394)また石炭ガス化燃料を用いたRich-Lean燃焼器(GT-218)の他、小型ガスタービン

用予混合燃焼器(GT-284, 405)がある。また、触媒燃焼に関しても発表が増えており、実験室規模の燃焼器を用いてNO<sub>x</sub>排出特性を調べたもの(GT-211, 260)や実機のサブスケール燃焼器を用いたもの(GT-254)がある。一方、Rich-Quick Quench-Lean燃焼器に関してはCFDによる解析的研究(GT-259)がある。

この他、フィールドテストの計測データをまとめたもの(GT-255)、予混合燃焼器に関してNO<sub>x</sub>排出の実験データを標準大気条件での値に換算する式を求めたもの(GT-402, 261)の他、航空用ガスタービンエンジンに関してミッション中のエミッション排出量を解析的に調べたもの(GT-300及び口頭発表)など、内容は多岐に渡っている。

### 3. モデル化

燃焼反応、燃焼器内部の流れのモデル化や計算結果に関する発表も増えており、予混合希薄燃焼でのNO<sub>x</sub>の生成率を簡易に予測するモデルについて述べたもの(GT-432)、渦消散理論を用いて乱流火炎の燃料希薄による吹消えや火炎の安定、浮上がり进行评估したもの(GT-433)、逆流アニュラ型燃焼器の開発にCFDを適用したもの(GT-468)、燃焼器内部のガス流速や火炎温度をCFDにより計算し実験から求めたライナ冷却効率と併せて3次元の燃焼器壁温分布を算出したもの(GT-316)の他、スクラム燃焼器内部の反応(GT-251)や変わったところでは並列計算機の燃焼器内部の流れ解析への適用について検討したもの(GT-404)がある。また、モデル化として区分されない低公害化燃焼器の研究や噴霧燃焼の研究においてもCFDを一つのツールとして用いているものが非常に多くなっていることも燃焼研

(平成6年7月13日原稿受付)

なりの情報が入手できるようになった。日本では、ガスタービン研究のテーマの方向性に関する話し合いや実験技術、ならびに計算手法の突っ込んだ

議論をする機会が、多いのか、少ないのか判然としないまま、ハーグに別れを告げた。

## 7. 燃焼および燃料関係

川崎重工業(株)明石研究所 木下 康 裕

### 1. 全 般

4日間の会期中、Combustion & Fuels Committeeの主催したSession数は7、そのほかPipelines & Applications CommitteeおよびAircraft Engine CommitteeとのJoint Sessionが各1の合計9のSessionが開催され、発表された論文数は例年に比べ大幅に増加し51件であった。

発表国別では例年通り米国が圧倒的に多く28編、続いてドイツの8編、日本の4編、イギリス、オランダ、台湾が各2編、他5編で、また機関別にみると、企業の28編、大学の21編、国立研究機関が2編であった。

発表内容をテーマによって大別すると、(1)低公害化に関するものが20編、(2)燃焼のモデリングに関するものが8編、(3)燃料噴霧の蒸発、燃焼に関するものが4編、(4)混合、希釈に関するものが4編、(5)燃料に関するものが4編、(6)燃焼安定性、保炎に関するものが3編、(7)燃料ノズルに関するものが3編、(8)ディフューザに関するものが3編、(9)火炎輻射、ラム燃焼に関するものが各1編となっている。以下に主要な論文の概要を述べる。

### 2. 低公害化

発表件数、セッションの参加者数、質疑応答すべてにわたって圧倒していたのが低公害化関連の発表であり、関心の強さが窺えた。

内容については、燃焼器開発に関して航空転用ガスタービン用予混合燃焼器 (GT-234, 253, 439)、大型産業用ガスタービン用予混合希薄燃焼器の天然ガス焚き (GT-252)、MBtu ガス焚き (GT-394) また石炭ガス化燃料を用いた Rich-Lean 燃焼器 (GT-218) の他、小型ガスタービン

用予混合燃焼器 (GT-284, 405) がある。また、触媒燃焼に関しても発表が増えており、実験室規模の燃焼器を用いて NO<sub>x</sub> 排出特性を調べたもの (GT-211, 260) や実機のサブスケール燃焼器を用いたもの (GT-254) がある。一方、Rich-Quick Quench-Lean 燃焼器に関しては CFD による解析的研究 (GT-259) がある。

この他、フィールドテストの計測データをまとめたもの (GT-255)、予混合燃焼器に関して NO<sub>x</sub> 排出の実験データを標準大気条件での値に換算する式を求めたもの (GT-402, 261) の他、航空用ガスタービンエンジンに関してミッション中のエミッション排出量を解析的に調べたもの (GT-300 及び口頭発表) など、内容は多岐に渡っている。

### 3. モデル化

燃焼反応、燃焼器内部の流れのモデル化や計算結果に関する発表も増えており、予混合希薄燃焼での NO<sub>x</sub> の生成率を簡易に予測するモデルについて述べたもの (GT-432)、渦消散理論を用いて乱流火炎の燃料希薄による吹消えや火炎の安定、浮上がり进行评估したもの (GT-433)、逆流アニュラ型燃焼器の開発に CFD を適用したもの (GT-468)、燃焼器内部のガス流速や火炎温度を CFD により計算し実験から求めたライナ冷却効率と併せて3次元の燃焼器壁温分布を算出したもの (GT-316) の他、スクラム燃焼器内部の反応 (GT-251) や変わったところでは並列計算機の燃焼器内部の流れ解析への適用について検討したもの (GT-404) がある。また、モデル化として区分されない低公害化燃焼器の研究や噴霧燃焼の研究においても CFD を一つのツールとして用いているものが非常に多くなっていることも燃焼研

(平成6年7月13日原稿受付)

究の流れと実感した。

#### 4. 燃料の微粒化、蒸発と噴霧燃焼

燃料噴射弁に関しては、沸騰微粒化燃料ノズルについて微粒化特性 (GT-495)、エアブラスト燃料ノズルが作る燃焼器ドーム内の液滴と空気の流れ (GT-263)、低  $\text{NO}_x$  燃焼器用に開発した接線流入混合型ノズルの基礎燃焼特性 (GT-283) を調べたものがあり、噴霧の蒸発、燃焼に関しては、気液二相流中の噴霧の蒸発解析 (GT-215)、多成分燃料噴霧の蒸発モデル (GT-440) や自動車用セラミックガスタービンの予混合燃料ノズルの蒸発と  $\text{NO}_x$  の排出 (GT-401) を調べたものがある。

#### 5. 燃焼安定性、混合、希釈

燃焼安定性に関しては、燃料希薄吹消えに関してスワールの影響を調べたもの (GT-216)、模型燃焼器を対象に火炎観察、レーザを利用した光学計測 (LDV, LIF, CARS) を駆使して火炎の吹消えや挙動を調べたもの (GT-496, 389) があり、混合及び希釈に関しては、サイドダンプ燃焼器の矩形ノズルから噴出する燃料の混合と燃焼性能の解析 (GT-469)、ダンプ燃焼器内の流れと固体燃料の着火特性 (GT-413) および希釈空気を流れ

に対し有角に噴射することで燃焼器出口の温度分布を改善したもの (GT-406) などがある。

#### 6. 燃料関連、他

燃料の熱安定性に関してメタン、天然ガスについて調べたもの (GT-390)、航空燃料について浮力による影響を調べたもの (GT-262)、またその試験装置の開発について述べたもの (GT-217, 346) がある。ダンプディフューザに関してプリディフューザ内部の流れの可視化 (GT-212)、圧縮機と組合わせた場合のディフューザの性能 (GT-292)、ディフューザ内部の振動 (GT-233) を調べたものがある。その他、メタン燃料を用いたラム燃焼器の燃焼性能 (GT-369) についての発表がある。

#### 7. あとがき

燃焼及び燃料関係の発表論文を簡単に紹介したが、時勢を反映してか今回は産業用ガスタービン用燃焼器に関する発表が圧倒的に多く、航空エンジン関係は元気がなかった。内容としては、低公害化関連の研究が活発で、CFD による燃焼解析も一つのツールとして使われ始めているのが印象的であった。

## 8. 制御と診断

(株)日立製作所 石田 武司

#### 1. 全般

制御と診断関係では、性能診断 (7 編)、次期制御と診断 (5 編)、センサ技術 (6 編)、航空機エンジン制御 (5 編) 四つのセッションがあり、一部発表が中止となったものも含め合計 23 編の報告があった。うち米、英で 12 編となり過半数をしめている。残念ながら本関係については、日本からの報告はなかった。

#### 2. 制御関係

本体モデルに関する報告が数編発表されたにとどまった。1 つは、GE 社 MS 7000 型ガスタービン

本体モデルの動特性を検証する方法についての発表があった。この検証の方法論は、モデルの最適なパラメータを求めるために最小二乗法を用いることを基本としている。燃料と入口案内翼開度の 2 種類の入力を別々に変化させた時の動特性について検証し、モデルのパラメータを設定している。これにより、制御装置の設計に有効な本体モデルを得ることができたと報告されている (GT-117)。また、高速多軸コンプレッサにおいて、圧縮空気流量を 2 次元の数式に表現した本体モデルとすることで、サージ領域におけるコンプレッサの動特性モデルの改善を図っている (GT-200)。さらに航空機エンジンについては、低推力

(平成 6 年 7 月 25 日原稿受付)

究の流れと実感した。

#### 4. 燃料の微粒化、蒸発と噴霧燃焼

燃料噴射弁に関しては、沸騰微粒化燃料ノズルについて微粒化特性 (GT-495)、エアブラスト燃料ノズルが作る燃焼器ドーム内の液滴と空気の流れ (GT-263)、低 NO<sub>x</sub> 燃焼器用に開発した接線流入混合型ノズルの基礎燃焼特性 (GT-283) を調べたものがあり、噴霧の蒸発、燃焼に関しては、気液二相流中の噴霧の蒸発解析 (GT-215)、多成分燃料噴霧の蒸発モデル (GT-440) や自動車用セラミックガスタービンの予混合燃料ノズルの蒸発と NO<sub>x</sub> の排出 (GT-401) を調べたものがある。

#### 5. 燃焼安定性、混合、希釈

燃焼安定性に関しては、燃料希薄吹消えに関してスワールの影響を調べたもの (GT-216)、模型燃焼器を対象に火炎観察、レーザを利用した光学計測 (LDV, LIF, CARS) を駆使して火炎の吹消えや挙動を調べたもの (GT-496, 389) があり、混合及び希釈に関しては、サイドダンプ燃焼器の矩形ノズルから噴出する燃料の混合と燃焼性能の解析 (GT-469)、ダンプ燃焼器内の流れと固体燃料の着火特性 (GT-413) および希釈空気を流れ

に対し有角に噴射することで燃焼器出口の温度分布を改善したもの (GT-406) などがある。

#### 6. 燃料関連、他

燃料の熱安定性に関してメタン、天然ガスについて調べたもの (GT-390)、航空燃料について浮力による影響を調べたもの (GT-262)、またその試験装置の開発について述べたもの (GT-217, 346) がある。ダンプディフューザに関してプリディフューザ内部の流れの可視化 (GT-212)、圧縮機と組合わせた場合のディフューザの性能 (GT-292)、ディフューザ内部の振動 (GT-233) を調べたものがある。その他、メタン燃料を用いたラム燃焼器の燃焼性能 (GT-369) についての発表がある。

#### 7. あとがき

燃焼及び燃料関係の発表論文を簡単に紹介したが、時勢を反映してか今回は産業用ガスタービン用燃焼器に関する発表が圧倒的に多く、航空エンジン関係は元気がなかった。内容としては、低公害化関連の研究が活発で、CFD による燃焼解析も一つのツールとして使われ始めているのが印象的であった。

## 8. 制御と診断

(株)日立製作所 石田 武司

#### 1. 全般

制御と診断関係では、性能診断 (7 編)、次期制御と診断 (5 編)、センサ技術 (6 編)、航空機エンジン制御 (5 編) 四つのセッションがあり、一部発表が中止となったものも含め合計 23 編の報告があった。うち米、英で 12 編となり過半数をしめている。残念ながら本関係については、日本からの報告はなかった。

#### 2. 制御関係

本体モデルに関する報告が数編発表されたにとどまった。1 つは、GE 社 MS 7000 型ガスタービン

本体モデルの動特性を検証する方法についての発表があった。この検証の方法論は、モデルの最適なパラメータを求めるために最小二乗法を用いることを基本としている。燃料と入口案内翼開度の 2 種類の入力を別々に変化させた時の動特性について検証し、モデルのパラメータを設定している。これにより、制御装置の設計に有効な本体モデルを得ることができたと報告されている (GT-117)。また、高速多軸コンプレッサにおいて、圧縮空気流量を 2 次元の数式に表現した本体モデルとすることで、サージ領域におけるコンプレッサの動特性モデルの改善を図っている (GT-200)。さらに航空機エンジンについては、低推力

(平成 6 年 7 月 25 日原稿受付)

ターボファン市場に安価なエンジン制御システムを提供するために、シンプルな機械式バックアップ制御を備えた FADEC システムについての構成、主な特徴、開発過程について述べられている (GT-130)。

### 3. 診断関係

今回のセッションの中で、性能診断に関する発表が最も多かった。ガスタービンコンプレッサの性能に係わるロータブレードの異常を検出するため、ブレード廻りの空気流れ場を計算する手法が紹介された。この計算結果により、本手法が実用化に近づいたと報告された (GT-289)。また、気体熱力学を適用したガスタービンプロセスモデルと実機テストデータより、本体モデルを解析し、改良した結果、タービン寿命を延ばすことが可能としている (GT-317)。さらにエンジン性能診断に用いるセンサの誤差を補償する方法として、カルマンフィルタとその導関数を用いてセンサの誤差の評価アルゴリズムを確立し、かつこれを利用することで測定誤差を相殺できたとしている (GT-58)。

また、ガスタービンのブレードの先端クリアランスについての測定方法と評価について報告されている。すなわち、ブレード先端部のクリアランスを通して漏れるガスの流れを測定し、解析した結果、正確なタービン性能診断が可能とした (GT-319)。

その他、コンプレッサのサージ特性モデルを導き、正確なコンプレッサ性能予測マップを作成する方法 (GT-372)、ロータの異常診断についての

シミュレーション方法 (GT-414)、燃焼器の劣化を検出できるガスタービン排気温度偏差モニタリングシステム (GT-189)、産業用コンプレッサの性能計画点をシミュレーションで求める方法 (GT-470) 等が報告された。

### 4. センサ関係

オックスフォード大学及び ETH Swiss Federal Institute of Technology より、タービンブレード部のガスの流れを計測するための速応型エアロダイナミックプローブの開発についての発表があり、その実験結果より、実用に十分耐えうる事ができると報告されている (GT-23, 26, 27)。その他、測定範囲の広い温度測定用光ファイバの実験結果 (GT-34)、ターボマシンにおける空気流量測定用プローブの開発 (GT-116) が報告された。

### 5. その他

今回は、全体的に制御関係の発表が少なくなり、診断関係の発表が多くなっていた。これは、主機側から、制御装置の付加機能として、診断機能の追加が要求されているためと考える。

また、制御装置の展示は、各社、実際の制御装置を持ち込み、CRT ディスプレイを使用したデモンストレーションを実施しているブースが多かった。昨年同様、GE 社は、ガスタービン制御装置である Speedtronic Mark V、TRI-SEN 社は、MODULUS 1 を出展し、いずれも最新のデジタル技術を PR していた。Westinghouse 社は、今回、制御関係の出展はなく残念であった。

## 9. 材料、構造および製造技術

航空宇宙技術研究所 瀧 将 展

### 1. 材料および製造技術

今回、Manufacturing Materials and Metallurgy Committee 主催のセッションは、下記の 5 テーマについて行われた (末尾括弧内は発表件数、

P はパネルセッション)。

- |                     |     |
|---------------------|-----|
| (1) コーティング技術        | [3] |
| (2) 部材製造技術          | [6] |
| (3) 産業用ガスタービン向け先進材料 | [P] |
| (4) 材料開発と補修技術       | [5] |
| (5) 接合技術—溶接およびろう付け  | [P] |

(平成 6 年 8 月 4 日原稿受付)



ターボファン市場に安価なエンジン制御システムを提供するために、シンプルな機械式バックアップ制御を備えた FADEC システムについての構成、主な特徴、開発過程について述べられている (GT-130)。

### 3. 診断関係

今回のセッションの中で、性能診断に関する発表が最も多かった。ガスタービンコンプレッサの性能に係わるロータブレードの異常を検出するため、ブレード廻りの空気流れ場を計算する手法が紹介された。この計算結果により、本手法が実用化に近づいたと報告された (GT-289)。また、気体熱力学を適用したガスタービンプロセスモデルと実機テストデータより、本体モデルを解析し、改良した結果、タービン寿命を延ばすことが可能としている (GT-317)。さらにエンジン性能診断に用いるセンサの誤差を補償する方法として、カルマンフィルタとその導関数を用いてセンサの誤差の評価アルゴリズムを確立し、かつこれを利用することで測定誤差を相殺できたとしている (GT-58)。

また、ガスタービンのブレードの先端クリアランスについての測定方法と評価について報告されている。すなわち、ブレード先端部のクリアランスを通して漏れるガスの流れを測定し、解析した結果、正確なタービン性能診断が可能とした (GT-319)。

その他、コンプレッサのサージ特性モデルを導き、正確なコンプレッサ性能予測マップを作成する方法 (GT-372)、ロータの異常診断についての

シミュレーション方法 (GT-414)、燃焼器の劣化を検出できるガスタービン排気温度偏差モニタリングシステム (GT-189)、産業用コンプレッサの性能計画点をシミュレーションで求める方法 (GT-470) 等が報告された。

### 4. センサ関係

オックスフォード大学及び ETH Swiss Federal Institute of Technology より、タービンブレード部のガスの流れを計測するための速応型エアロダイナミックプローブの開発についての発表があり、その実験結果より、実用に十分耐えうるができることと報告されている (GT-23, 26, 27)。その他、測定範囲の広い温度測定用光ファイバの実験結果 (GT-34)、ターボマシンにおける空気流量測定用プローブの開発 (GT-116) が報告された。

### 5. その他

今回は、全体的に制御関係の発表が少なくなり、診断関係の発表が多くなっていた。これは、主機側から、制御装置の付加機能として、診断機能の追加が要求されているためと考える。

また、制御装置の展示は、各社、実際の制御装置を持ち込み、CRT ディスプレイを使用したデモンストレーションを実施しているブースが多かった。昨年同様、GE 社は、ガスタービン制御装置である Speedtronic Mark V、TRI-SEN 社は、MODULUS 1 を出展し、いずれも最新のデジタル技術を PR していた。Westinghouse 社は、今回、制御関係の出展はなく残念であった。

## 9. 材料、構造および製造技術

航空宇宙技術研究所 瀧 将 展

### 1. 材料および製造技術

今回、Manufacturing Materials and Metallurgy Committee 主催のセッションは、下記の 5 テーマについて行われた (末尾括弧内は発表件数、

P はパネルセッション)。

- |                     |     |
|---------------------|-----|
| (1) コーティング技術        | [3] |
| (2) 部材製造技術          | [6] |
| (3) 産業用ガスタービン向け先進材料 | [P] |
| (4) 材料開発と補修技術       | [5] |
| (5) 接合技術—溶接およびろう付け  | [P] |

(平成 6 年 8 月 4 日原稿受付)

パネルセッションを除く3つのセッションでの発表件数は14件であり、前回(1993年, 米国オハイオ州シンシナティ)の18件に対して若干の減少となった。テーマ間で内容が重複するので昨年の例にならって内容ごとに大別すると、図のようになる。構造用セラミックスを始めとする新素材関連が他のセッションに流れているため一概には言えないが、やはり現在および近い将来の適用を目指した補修/コーティング技術が堅実に発表件数を維持している。また、製造加工技術関連の発表が増えており、素材の開発と同様、部材への適用技術が重視されはじめている現れと言えよう。

以下、印象に残った発表ごとの概略を示す。

プラズマスプレー法の改善(母材への結合力強化法)ならびに各種ガスタービン部材への適用例が多く示されている(GT-242, 302)。またアブレダブルコーティングへの適用例(GT-449)などが報告されている。特に高圧水を利用したコーティング材の除去方法についてのKLMの発表(ペーパーなし)は興味深い。多サイクル運用される航空機用エンジンでは、エンジン取り下ろし、検査、再利用は必然的であり、今後の当方面での技術開発は注目されよう。

また、製造技術では、コンプレッサブレードの鍛造プロセスの改善(GT-428)や各種加工法が多く示された。タービンブレードへの電解加工によるクーリングホールの加工(GT-305)ではFEMを用いて加工条件を最適化し、加工精度の改善を試みている。これに対し溶接を含むレーザーを用いた加工の一般事例も示されている(GT-448)。一方、機械加工に関しても精力的な発表があった。特に、ニッケルベースのコーティングが施されたブレードに対する加工法が(GT-399)に、またコンプレッサインペラなどの3次元複雑形状のエンジン部材に対する機械加工法が(GT-426)で示されている。

部材の修復時にレーザー光で部材形状を計測しリアルタイムで加工工具をガイドする技術の紹介(GT-006)があり、従来の治具に比べ精度および能率の向上が見込めるとのことであった。

その他、溶接によるコンプレッサブレードの修復技術の改善(GT-050)、鋼材製タービンディスクの適用事例(GT-199)について発表があった。また、現在から近い将来に向けての先進型ガスタービンに向けて適用される高機能、高強度材について報告(GT-475)があった。

パネルセッション「産業用ガスタービン向け先進材料」では、複合材やセラミックスを始めとした近未来の材料開発・適用技術について、「溶接技術」においては、特に修復向け各種溶接法について、それぞれ数多くの事例をもとに議論がなされていた。

## 2. 構 造

Structures and Dynamics Committee主催としては、以下の11セッションについて行われた。(括弧内: 発表件数, TMはTurbomachinery, C&DはControls & Diagnostics, の各セッションとの共催)

- (1) 非定常空力問題 [4, TM]
- (2) ロータ動力学: アクティブコントロール [4]
- (3) ロータ動力学: モデル化 [6]
- (4) ロータ動力学: 非線形効果のモデル化 [5]
- (5) ロータ動力学: 系の同定問題 [6]
- (6) ロータ動力学: 工学的事例 [5]

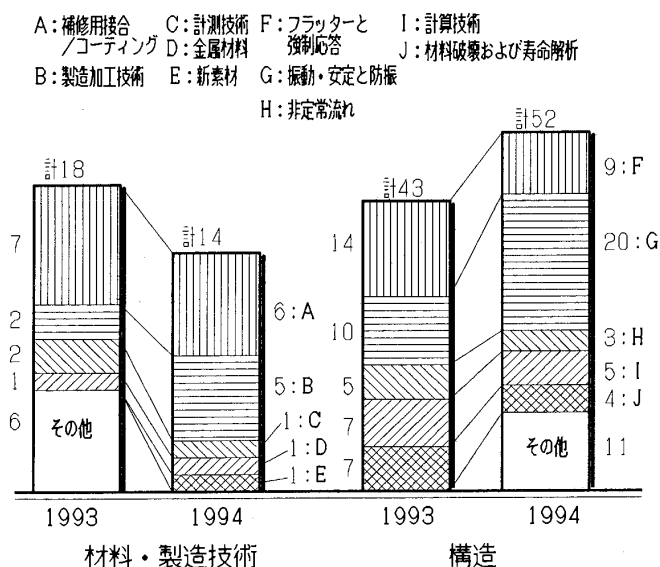


図 材料・製造技術, 構造分野の発表数

- (7) フラッターと強制応答 I [4, TM]
- (8) フラッターと強制応答 II [4, TM]
- (9) アクティブおよびパッシブな振動制御 [5, C&D]
- (10) 機器およびシステムの振動 [6]
- (11) 疲労と破壊 [3]

発表論文数は52件であり、前回の43件に比べ増えている。大別は前掲の図の通りである。

振動や防振に関する論文が多く、機関の小型高出力化に伴う当該分野の問題点が現われている。

フラッターおよび応答に関しては他セッションと重複するが、構造関連のものとしてはディスクとブレードの同時数値解析 (GT-107, 293) や空力弾性的なファンブレードのねじりの解析 (GT-273) が発表されていた。

振動・安定に関しては、ベアリングのアクティ

ブ制御に関するもの (GT-092, 110) や興味をひくところでは、磁気ベアリングの適用例 (GT-038) があった。また、メタルベアリングやローラーベアリングの振動安定性の解析 (GT-100, GT-102) は実際の解析例として有用であろう。

計算技術としては、チモシェンコ・レーリー・サンプナンの解析をもとに FEM に適用した解析 (GT-077) が報告されていた。

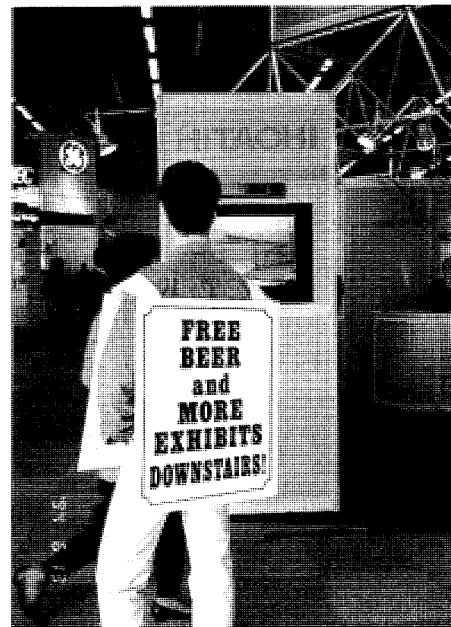
また破壊・寿命予測に関しては、非定常運用時のタービンブレードの疲労寿命解析 (GT-108) やコンプレッサブレードの損傷許容解析 (GT-379) について解説があった。

総じて、本年は、相当にバラエティに富んだ内容となっており、中でもより実際の運用および適用技術に関して重点が置かれていたように思う。

## 10. 展 示

日立製作所 和田 正 倫

本展示会の会場となったのは、オランダのハーグにある“NETHERELAND CONGRESS CENTRE”の“STATEN HALL”と“JAN STEEN HALL”である (JAN STEEN HALL は離れているため写真のようなサンドイッチマンが出動)。展示に参加したのはガスタービンメーカーや関連部品メーカー等合計 256 社とほぼ例年並であったが、産業用、航空機用共に端境期に当たったためか、めばしい新機種の展示は殆どなく、又、前回のシンシナチでの展示のような大型ジェットエンジン実物の展示も見当たらず、ガスタービンメーカーの展示ではやや低調であるという印象を得た。それに引き替え、部品メーカーや関連付属設備のメーカーの展示及びセールス活動は従来に増して大変活発で、これは、冷戦終了に伴う航空機エンジン需要減の影響かと推測される。以下に大きなブースで出展した展示を代表として紹介する。



今回の最大のブースでの展示を行ったのは Westinghouse/Fiat Avio/三菱重工のグループで 299 m<sup>2</sup> を使用。Westinghouse は WR-21 型船用

(平成 6 年 7 月 29 日原稿受付)

- (7) フラッターと強制応答 I [4, TM]
- (8) フラッターと強制応答 II [4, TM]
- (9) アクティブおよびパッシブな振動制御 [5, C&D]
- (10) 機器およびシステムの振動 [6]
- (11) 疲労と破壊 [3]

発表論文数は52件であり、前回の43件に比べ増えている。大別は前掲の図の通りである。

振動や防振に関する論文が多く、機関の小型高出力化に伴う当該分野の問題点が現われている。

フラッターおよび応答に関しては他セッションと重複するが、構造関連のものとしてはディスクとブレードの同時数値解析 (GT-107, 293) や空力弾性的なファンブレードのねじりの解析 (GT-273) が発表されていた。

振動・安定に関しては、ベアリングのアクティ

ブ制御に関するもの (GT-092, 110) や興味をひくところでは、磁気ベアリングの適用例 (GT-038) があった。また、メタルベアリングやローラーベアリングの振動安定性の解析 (GT-100, GT-102) は実際の解析例として有用であろう。

計算技術としては、チモシェンコ・レーリー・サンプナンの解析をもとに FEM に適用した解析 (GT-077) が報告されていた。

また破壊・寿命予測に関しては、非定常運用時のタービンブレードの疲労寿命解析 (GT-108) やコンプレッサブレードの損傷許容解析 (GT-379) について解説があった。

総じて、本年は、相当にバラエティに富んだ内容となっており、中でもより実際の運用および適用技術に関して重点が置かれていたように思う。

## 10. 展 示

日立製作所 和田 正 倫

本展示会の会場となったのは、オランダのハーグにある“NETHERELAND CONGRESS CENTRE”の“STATEN HALL”と“JAN STEEN HALL”である (JAN STEEN HALL は離れているため写真のようなサンドイッチマンが出動)。展示に参加したのはガスタービンメーカーや関連部品メーカー等合計 256 社とほぼ例年並であったが、産業用、航空機用共に端境期に当たったためか、めばしい新機種の展示は殆どなく、又、前回のシンシナチでの展示のような大型ジェットエンジン実物の展示も見当たらず、ガスタービンメーカーの展示ではやや低調であるという印象を得た。それに引き替え、部品メーカーや関連付属設備のメーカーの展示及びセールス活動は従来に増して大変活発で、これは、冷戦終了に伴う航空機エンジン需要減の影響かと推測される。以下に大きなブースで出展した展示を代表として紹介する。



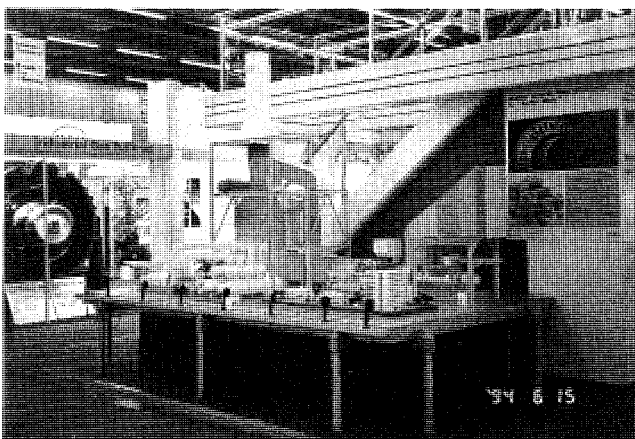
今回の最大のブースでの展示を行ったのは Westinghouse/Fiat Avio/三菱重工のグループで 299 m<sup>2</sup> を使用。Westinghouse は WR-21 型船用

(平成 6 年 7 月 29 日原稿受付)

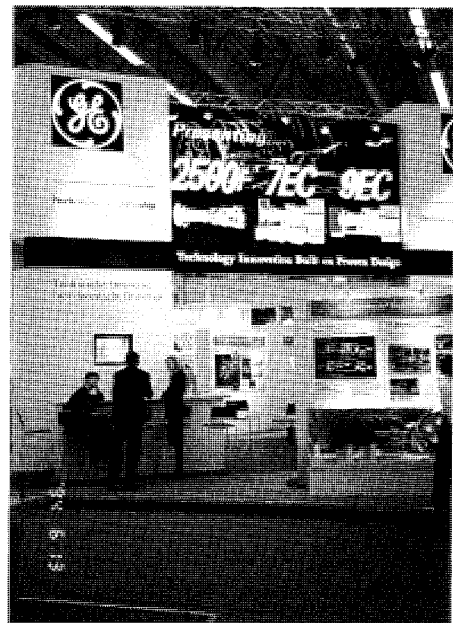
ガスタービンの模型と燃料電池のセルを展示、又、Fiat Avio は布製の衝立で囲んだエリアに、ノズル、燃焼器 1 缶、タービンディスク 1 枚をシンプルに配置。美術館に於ける抽象的な彫刻の展示を思わせる。このグループの展示の中心は三菱重工で、低 NO<sub>x</sub> 燃焼器 1 缶分、701 F 型ガスタービンの模型、501 F 型ガスタービンの 1 段から 4 段のブレード (1, 2 段は DS) 等を展示。また、現用の“F シリーズ”よりも更に燃焼温度を上げ燃焼器に蒸気冷却を適用する“G シリーズ” (60 Hz で単機容量 210 MW) のパネル展示も行われ観客を集めていた。(本 ASME 会期中にこの“G シリーズ”の新聞発表も行われた。)



ABB は 197 m<sup>2</sup> を使用、13 E 2 型ガスタービン 2 台 (出力 324 MW) と蒸気タービン 1 台 (出力 108 MW) から成るコンバインドサイクルの模型を展示。説明用には英語とドイツ語を選択できるイヤホン数組が置かれていた。又、最近発表した 2 段燃焼型ガスタービン GT-26 の模型、及び、EV-Burner と呼ばれている GT-10 型ガスタービン用低 NO<sub>x</sub> 燃焼器の実物及びホログラムによる展示が行われていた。



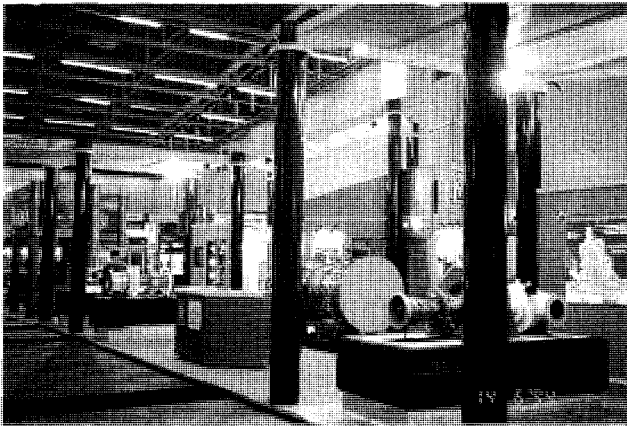
GE ブースは 182 m<sup>2</sup>。LM 2500+, 7 EC, 9 EC という 3 機種が大きな照光パネルを用いて紹介されていた。(本会期中に新聞発表もされた。) 又、MS 9001 F 型 226 MW ガスタービンの模型や PSR (Primary Surface Recuperator) を装備した LM 2500 R 型船用ガスタービンの模型、それに東京電力向け 109 F 型コンバインドプラントの模型が展示されていた。低 NO<sub>x</sub> 技術関連では 7 FA 級ガスタービン用低 NO<sub>x</sub> 燃焼器と LM 6000 型航空機エンジン転用型ガスタービン用低 NO<sub>x</sub> 燃焼器のカットモデルが出展されていた。ガスタービン制御パネル (Speedtronic Mark-V) が展示されており希望者はシミュレーション操作出来る形で置かれていた。



次に大きなブースを構えたのは開催国オランダを代表するトマッセン社であったが、LM 6000 等に関するパネルによる展示が中心であった。

ロールスロイスは 135 m<sup>2</sup> のブースに、RB-211 型 27 MW ガスタービンの実物及び各種ガスタービン (TRENT, WR 21, Cobbera 6000, Spey) の模型を展示。又、RB-211 型ガスタービン用低 NO<sub>x</sub> 燃焼器 (DLE; Dry Low Emission) の展示も人目を引いた。GEC-Alsthom と EGT は 126 m<sup>2</sup> のブースに約 50 枚に及ぶ多数のパネルを中心とした展示を行い、実物としては、9 F 型ガスタービン用の 1~3 段動翼が展示されていた。又、制御装置にも力を入れていた。

毎回常連出展社の 1 画をなしていた Siemens/



KWU が今回はブースを持たなかったが、技術供与を受けている Ansaldo が Siemens 型ガスタービンの模型を展示、電力関係全般を PR していた。



ミック翼の展示を行い、パソコンによる翼の凝固シミュレーション実演と相俟って、かなり大勢の人々の訪問を得ていた。



日本からの出展は、前述の三菱重工の他に IHI と日立、それに、川崎重工であった。川崎重工はヨーロッパに於けるパッケージ MWM のブースで出展、M1A-01 型ガスタービンの実物カットモデルを展示していた。IHI はパネルによる展示を行っていた。日立は大型コンバインドプラントや自社開発ガスタービン H-25 を中心としたパネル展示の他、一方向凝固翼や単結晶翼、セラ

国単位での出展は英国、ドイツ、それに開催国オランダで、特に英国とドイツは多種多様な部品メーカーが小型ブース乍ら多数出展し、ガスタービン関連産業の裾野の広さが印象づけられた。コンプレッサのロータを Brazing によって形成する等の特殊技術を持ったメーカーも出展しており、そういうメーカーの小さなブースを訪れてユニークな技術や製品を見て回る時、夜店を見て回るのに似た楽しさを味わう事が出来た。

又、このような国単位の出展を行うには政府或いは工業会といった強力な取りまとめ組織がなければならず、我々にとっての今後の課題であると考え。今回の展示は世界の経済状況のせいか参加者は若干減少したのではないかと推測されるが、ユーザの参加をいかに増加させて行けるかという全体の問題と共に、毎年行われる展示に於いて新鮮味を失わずに、観客を動員できるかが今後の課題であろう。





## RHF 4 B 型ターボチャージャ

石川島播磨重工業(株) 峰 田 知 己

### 1. まえがき

このたび弊社製 RHF 4 B 型ターボチャージャ (以下ターボ) が, RV 車ブームの火付け役として大変な人気の富士重工業(株)殿製新型レガシィに搭載されたので紹介する。

### 2. 特 徴

ターボ付エンジンの課題の1つとして, 低速レスポンス (加速応答性) の向上があげられる。具体的な方法としては,

- ① ターボ回転体の慣性モーメントの低減  
(タービンインペラのセラミック化)
  - ② ターボ軸受の低メカロス化  
(ボールベアリング化)
  - ③ ターボの可変容量化
  - ④ シーケンシャルターボ
- などが開発されている。

RHF 4 B 型ターボは低速レスポンスの向上と高出力を両立させるため, 世界初のボールベアリングシーケンシャルターボとして量産化された。

### 3. 構 造

RHF 4 B 型ターボの外観を図1に, 断面構造を図2に示す。軸受は2個のアンギュラコンタクトボールベアリングを使用し, ボールベアリングはオイルフィルムダンパで保持される。ダンパの外側にはうすい油膜が形成され, 回転体の振動を減衰する機能を持たせている。ボールベアリングの採用によって, メカロスの低減と回転安定性の向上が可能となった。

次にシーケンシャルターボのシステム図を図3に示す。富士重工業(株)殿製 EJ 20 型水平対向エンジンに2個のターボを搭載するためには左右のバンクに1個ずつターボを配置する必要がある。このため, シングルターボとツインターボの切り換えを行う排気制御バルブとセカンダリターボをアッセンブリ化してコンパクトにまとめ, 搭載性を向上させた。排気制御バルブは後流開き形としセカンダリターボの応答性を高めている。

シーケンシャルターボシステムにおいて, プラ

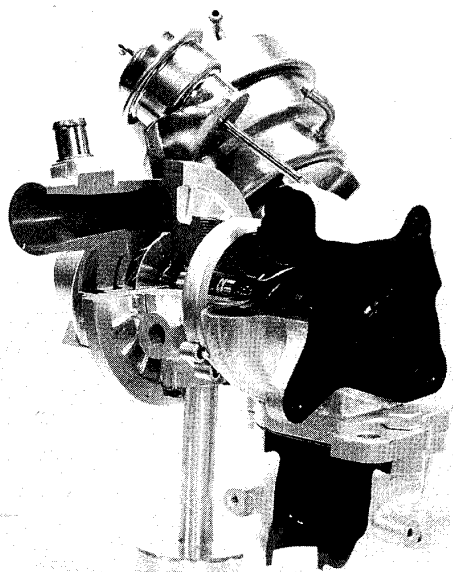


図1 RHF 4 B 型ターボチャージャ外観

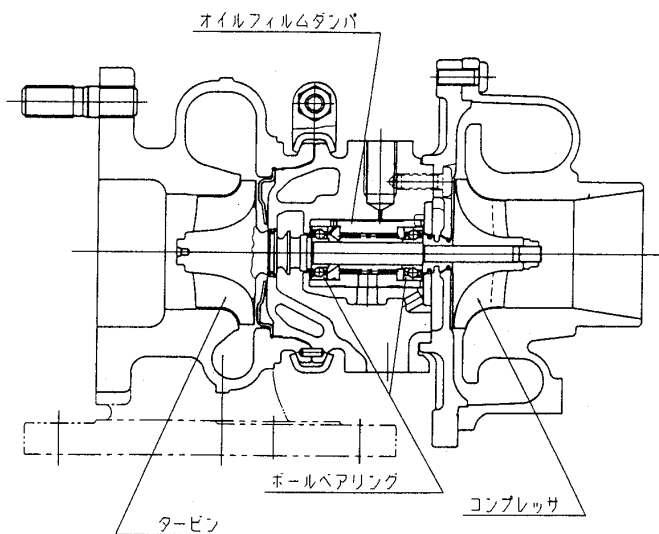
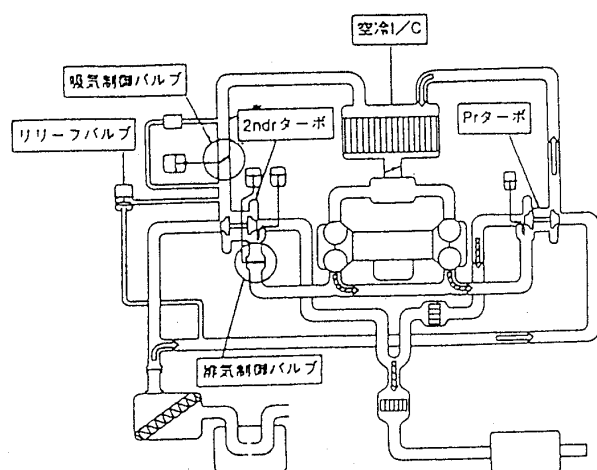


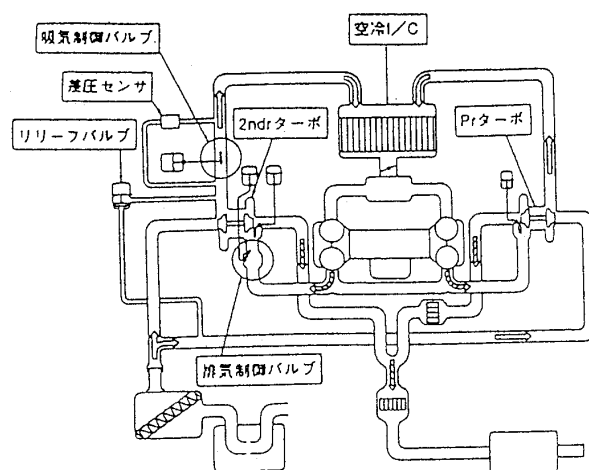
図2 RHF 4 B 型ターボチャージャ断面構造

(平成 6 年 6 月 30 日原稿受付)





シングルターボ時



ツインターボ時

図3 シーケンシャルターボ システム

イマリターボは立上がり早く常時高回転で使用されるため回転安定性や給油遅れが問題となるが、ボールベアリングはフルフロート形滑り軸受より回転安定性が高く、無給油性能も向上しているため、信頼性が向上した。またセカンダリターボは低速域での停止時(無回転時)におけるオイルシール性能が問題となるが、これに対してもボールベアリングは給油量が少なくすむため、信頼性が確保された。

#### 4. 性能

図4にシーケンシャルターボ化およびボールベアリング化による加速性能向上の計算例を、ブースト圧力と立上がり時間の関係で示す。まずシーケンシャルターボ化することにより、従来のフルフロート軸受を使用したシングルターボと比較すると、設定過給圧力までの立上がり時間は約50%に短縮した。さらにターボをボールベアリング化すると約42%に短縮した。これにより低速レスポンスの大幅向上とシングルターボからツインターボへの切換え時の段付き現象が低減し、全域で良好な加速応答性が達成できた。

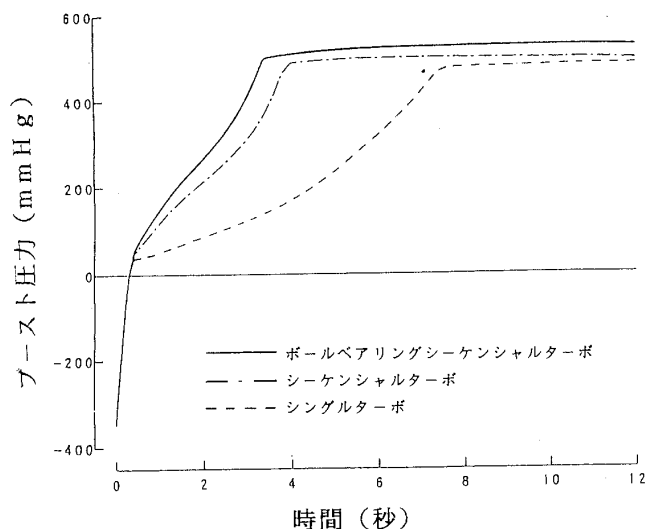


図4 加速性能比較

#### 5. あとがき

低速レスポンスを向上させるため、RHF 4 B 型ターボはボールベアリングシーケンシャルターボとして量産化された。今後さらなる改善・改良を目指し開発を行っていく。

#### 参考文献

- (1) 宮下, 日本ガスタービン学会誌, 14-54, (1986-9), 50





## 2200 K レベルガス温度測定用 イリジウム多点温度計

航空宇宙技術研究所 田 丸 卓  
航空宇宙技術研究所 下 平 一 雄  
航空宇宙技術研究所 黒 沢 要 治

### 1. 高温ガス温度測定への要求

ガスタービンに対するサイクル効率向上の要求からタービン入口ガス温度レベルは上昇の一途を辿っている。その平均温度が 2000 K に達するガスタービンやジェットエンジンの研究・開発も行われており<sup>1)</sup>、その際の温度分布を考えると 2200 K (1900°C) レベルの温度測定が必要である。実験室的にはレーザーを利用した光学温度測定法が研究されているが、実用ガスタービン研究開発モデルでは一般に光学窓を設けにくく、多くの光学温度測定は値の信頼性判定に高度の専門的知識を要すること、装置が非常に高価であることなどの欠点がある。

そこでイリジウム熱電対を実用ガスタービン温度計として設計製作し、試験を行った。イリジウム熱電対は以前より高温用熱電対として知られている<sup>2)</sup>が、その感温部、あるいは素線の支持材料に適当な耐熱材料がなく、冷却をほどこすと測定値の信頼性を損なうおそれがあった。ここではイリジウム自体を無冷却で支持体として用いた。従来イリジウムは加工性に難があるため 1 対の単点計測に用いられた例がみられるが多点計測が必要なガスタービンの燃焼器出口ガス温度計測などでの実用例は報告されていない。そこで高精度な計測を可能とする形状への製作を試み、要求レベルの高温ガス風速場で機械的に支障なく用いられるかなどについて試験を行った。

### 2. 供試温度計

供試イリジウム熱電対 IR 40 は一方の素線がイリジウム (Iridium, 元素記号 Ir) 60% とロジウム 40% の合金で、他方が 100% イリジウムの熱電対である。イリジウムは硬く加工性が悪いため、従来温度計としての支持構造などの製作が困難で

あったが、最近の加工技術の発達により要求に応じられる形状の製作が可能となった。

ガスタービンの燃焼器出口ガス温度計測では分布形を得るための多点計測が要求される。その条件では空力的誤差は少ないが、ふく射と伝導の影響が大きい<sup>3)</sup>。そこで以前の研究<sup>4)</sup>に従い高温ガス曝露部総てがイリジウムから成る図 1 に示す形状の 3 重のふく射覆いを持つ 7 点式楕形温度計を製作した。3 重のふく射覆いではふく射損失が 1/4 にまで減少する<sup>4)</sup>ことが知られている。なおイリジウム金属の表面ふく射率は比較的小さく、2  $\mu\text{m}$  以上の波長で 0.2 以下<sup>5)</sup>である。熱電対は素線径 0.5 mm で感温部付近はベリリア碍子で固定している。

### 3. 試験方法と結果

供試温度計を試験した 2200 K レベルの高温ガスの発生は次のよう行った。電熱式空気加熱器により供給空気を 1000 K に加熱し、さらに水素を燃料とする内径 155 mm の燃焼器で昇温した。供試部の内径も同径である。燃焼器直前の風速は一定 80 m/s とした。この結果ガス温度が 2200 K のとき、熱電対素線径を基準長さとした供試部レイノルズ (Re) 数は 1240 で、ふく射と熱伝導損失の共存する場としては対流熱伝達が十分大きい<sup>6)</sup>ことを示している。試験中の供試温度計を図 2 に示す。

温度計設置同位置でガス分析を行った結果、水素燃焼器の燃焼効率ほぼ 100% であった。同条件で測定した供試温度計感温部 7 点の各温度は同条件で測定した局所当量比の分布と密接な関係を示した。局所当量比の値に対して温度の実測値をとってみると図 3 のようになる。破線は断熱火炎温度から燃焼器の壁面を冷却している空気の影響を補正したものである。この結果、供試温度計は十分ガス温度に近い温度を実測できたものと考え

(平成 6 年 6 月 8 日原稿受付)

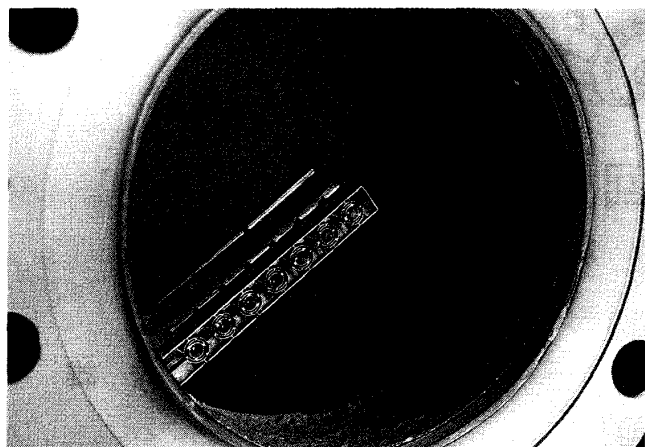


図1 製作したイリジウム多点温度計

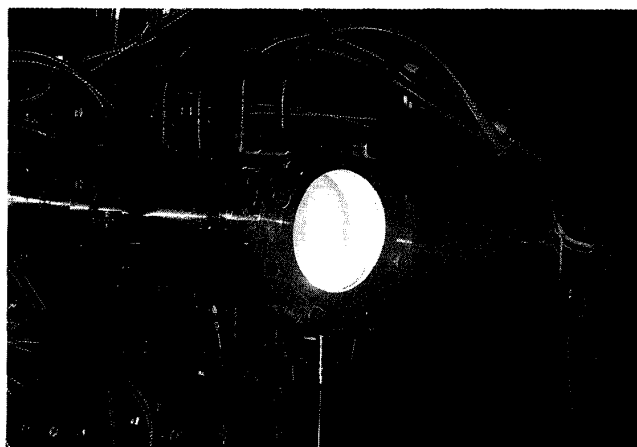


図2 高温ガスで試験中の供試温度計

る。参照用として JIS-R 型白金温度計、素線径 0.5 mm を併置した。供試温度計とその R 熱電対は比較的低い温度範囲ではよい一致を示していたが、R 熱電対は 1800 K 附近の温度で焼損した。

#### 4. 結 論

最近の高温化しているガスタービン開発に実用的なイリジウム多点温度計を製作し、十分使えることを 2200 K までの高温ガス中で確認した。1600 K 附近の酸化雰囲気中で酸化イリジウムの蒸気圧が高くなるとの報告<sup>7)</sup>もあるので長期の使用にあたっては起電力の変化と機械的な強度の維持に更に検討を要するが、研究開発段階の高温ガス温度計としては十分使えると結論できる。

なお、本試験は通産省産業科学技術研究開発制度による「超音速輸送機用推進システムの研究開発」の一環として行ったものである。今回の供試熱電対設計製作に際し、フルヤ金属(株)の協力に謝意を表す。

#### 参考文献

- (1) 村島完治: 日本航空宇宙学会誌, 42 巻 481 号 (1994/2) 67-77
- (2) Caldwell, F. R. ; Temperature, Its Measurement and Control in Science and Industry, III, Part2, Reinhold, 1962, 81-134
- (3) 田丸 卓: セラミックガスタービン技術開発研究会第 3 回講演会資料集 (I) (1993/10) 1-27
- (4) Moffat, R. J.; Temperature, Its Measurement and Control in Science and Industry, Vol. III, Part2,

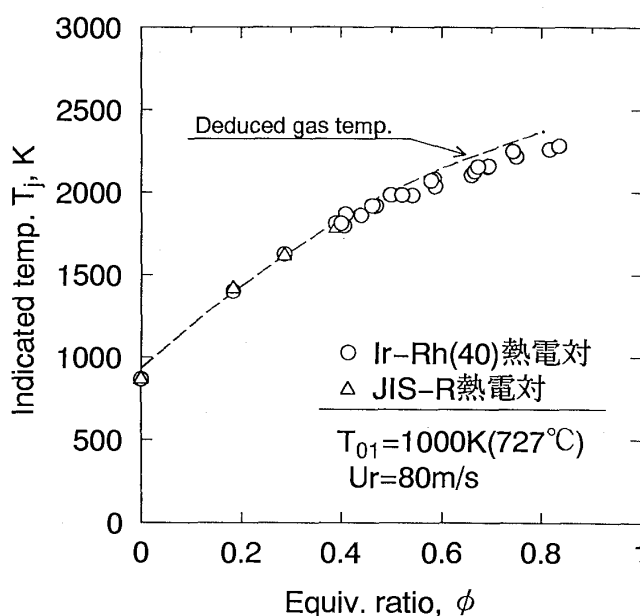
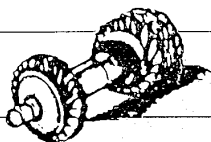


図3 局所当量比に対する測定値

Reinhold, N.Y., 1962, 553-571

- (5) Bramson, M. a. : Infrared Radiation, A Handbook for Applications (Translated from Russian by Rodman, R.B.) Plenum Press, 1968, p. 552
- (6) 田丸, 下平, 久山: 日本ガスタービン学会誌, 15 巻 57 号 (1987/6) 81-89
- (7) Crookes, W. : Pro. Roy. Soc., (A) V. 86 (1912) 461  
または同文献引用の岡田, 後藤: 白金と工業的利用, 産業図書(株)版



## 平成 6 年度第 1 回見学会報告 (財)電力中央研究所 横須賀研究所

(株)東芝 野 本 秀 雄

平成 6 年 7 月 15 日(金)、第 1 回見学会が開催されました。訪問先は(財)電力中央研究所の横須賀研究所で、JR 逗子駅からバスで 40 分程国道 138 号を走った位置にあります。途中の風景は日本を代表するマリーンスポーツのメッカでその風光明媚さにしばし仕事を忘れ、梅雨の明けた真夏の空を楽しむ事ができました。

今回の見学会の参加者は 50 名弱で、多くの方の参加を得る事ができました。見学会に先立ち学会企画委員会の和田委員長から本見学会の開催を快く引き受けて頂いた同研究所に対して感謝の挨拶があり、引き続き、同研究所の宮岡所長から歓迎のお言葉と電力中央研究所の全体説明を頂きました。

その後、横須賀研究所の概要をビデオ等を使い説明頂いた後、設備の見学にうつりました。見学設備は石炭ガス化実験設備、石炭燃焼実験設備、



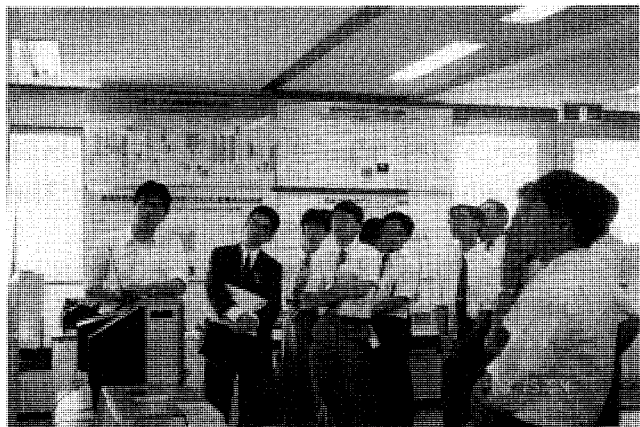
(財)電力中央研究所 横須賀研究所 質疑応答風景

石炭ガス用低 NO<sub>x</sub> 燃焼器、セラミックスガスタービン、低 NO<sub>x</sub> 触媒燃焼器、燃料電池実験設備などの非常に多岐にわたる内容で、いずれも最新の研究設備であり、現場の説明者の方に見学者からそれぞれ専門の立場から多くの質問が寄せられました。

さらに、現場見学の終了後、石炭ガス化複合発電用 1500℃級燃焼器について話題提供を頂き、高温化に向けた燃焼器内の燃焼状態の制御方法、冷却方法などの最新技術についてのご説明も頂き大変有意義な見学会になりました。

最後になりましたが、宮岡所長を初めとして、当日の猛暑にもかかわらず、現場で懇切丁寧なご対応を頂いた横須賀研究所の皆様深く感謝申し上げます。

(企画委員)



(財)電力中央研究所 横須賀研究所 現場説明風景

(平成 6 年 8 月 2 日原稿受付)



## 後記

本年度も昨年度に引続き編集委員を務めさせていただくことになりました。昨年度から準備を進めてきた編集事務の外部委託を、今年度から実施することになり、編集に関わることは全て学会事務局を通さず、ニッセイエプロ社が直接会員の方々に接触することになります。学会誌を執筆される方、技術論文を投稿される方々には、不慣れな点からいろいろご迷惑をおかけすることがあるかと思いますが、皆様のご助言、ご協力を宜しくお願いします。事務の合理化をさらに進めることによって、現在の年4回の学会誌発行を増やすことも夢ではないとの感触を得ています。

学会誌には毎号技術論文を掲載していますが、講演会で発表された論文以外に直接投稿された論文も審査対象にしております。学会誌に掲載された論文は Bulletin に概要が掲載され、海外に広く紹介され、学会の国際化に役だっています。ガスタービンのメーカー、大学、研究機関以外にユーザーの方々の投稿もお待ちしております。

(荒木達雄)

今期より編集理事の大役を仰せつかり、早速9月号を担当致しましたが、実際には本号の企画は前期の編集委員会が決定し、記事の依頼も手配済みの状況で、全くお役に立てませんでした。本号を担当された東電の相沢氏、東芝の和泉氏、日立の川池氏、法政大の水木先生らのご活躍の賜物であったことを付記しておきます。

今期より編集事務を担当されたニッセイエプロ(株)も迅速かつ確実に業務を遂行され、当初の不安が杞憂に過ぎなかったと判ったことも今月号の見えざる成果だったと言えます。

今後学会誌原稿をフロッピーディスクでも受け付けることになりますが、単なる作業の合理化だけでなく、学会誌製作費用の削減にもなり、その分学会誌をより充実させることにつながることをご理解頂き、是非会員の皆様のご協力を賜りたいと存じます。

(佐々木正史)

## 〔事務局だより〕

今年の夏は昨年とうってかわっての猛暑。東京地方も8月初めには最高気温39℃を越えるという激しさでまるでドライヤーの熱い空気をかけられているようでした。

そんな中、事務局は3日間夏休みをいただきましたが、ニュースレターの発行やら秋の行事の準備などでまたいつもと同じように動いています。

今年の夏は特に今年度分の会費の未納の方が多かったので、その督促に時間を費やしました。従来、企業の窓口の方がまとめてくださっていた会費徴収を、個人個人でお支払いいただくようになったのですが、その手間のわずらわしさもあってか、なかなか納めていただけません。その点、銀行自動引落しの手続を一度なさって下さいますと振込手数料はもとより、ご自身の手間の軽減にもなりますので、是非銀行自動引落しをご利用下さい。今月号の巻末にも振込依頼書をとじ込んでありますので、是非是非ご利用になってスムーズにお支払いいただけるようお願い致します。

この学会誌が皆様のお手元に届きます頃には秋風が立って涼しくなることを祈りつつ灼熱のコンクリートジャングルの隅で、日々奮闘しつづけております。

[A]

## 入 会 者 名 簿

### 正 会 員

刑 部 真 弘 (東京商船大)	佐々木 盛 男 (東北電力)	加 藤 博 (東北電力)
出 川 通 (三井造船)	佐 藤 公 一 (丸和電機)	市 川 浩 之 (日 産)
前 川 裕 彦 (日 産)	飯 尾 雅 俊 (日 産)	江 崎 才四郎 (三井造船)
阿 部 幸 彦 (東京電力)	松 浦 奉 孝 (東京電力)	黒 川 肇 (新潟鉄工)
綾 野 真 也 (東 芝)	吉 野 伸 (東京電力)	伊 藤 正 也 (日本特殊業)
松 尾 康 史 (日本特殊業)	高 田 正 良 (神戸製鉄)	渡 瀬 武 彦 (I H I)
森 雅 晶 (東京ガス)	小 林 正 (日立造船)	江 田 武 司 (川崎重工)
明 翫 市 郎 (富士電機)	武 田 淳一郎 (富士電機)	田 中 泰太郎 (川崎重工)
瀬 川 俊 明 (日本飛行機)	中 北 智 文 (先進材料利用ガス コージェネレータ研究所)	
中 橋 昌 子 (東 芝)	田 中 良 造 (川崎重工)	

### 学生会員から正会員へ

前 野 恵 二 (防 衛 庁)	千 葉 丈 久 (宇宙開発 事業団)
-----------------	-----------------------

### 学生会員

間 野 恭 二 (東 海 大)	根 本 天 生 (東 海 大)	安 里 光 晴 (東 海 大)
謝 花 賢 (東 海 大)	山 西 大 (水産大学)	澤 村 寿 明 (早 大)

### 賛助会員

東京ガス袖ヶ浦工場

### 会費自動振替についてのお願い

以前よりお願い致しております「会費の自動振替制度」につき再度お願い申し上げます。

今年度は4月25日に銀行引落しをさせていただきましたが、より多くの方にこの制度をご利用いただく為に今年中（本年度分の会費未納入者を対象に12/26引落し予定）にもう一度実施することになりました。

つきましては未だ手続をされていない方は過日お送りしました振込依頼書又は巻末の会誌のとり込み用紙にご記入の上、10月末日迄に事務局宛お送り下さい。

以上、よろしくご協力の程、お願い申し上げます。

## 入 会 者 名 簿

### 正 会 員

刑 部 真 弘 (東京商船大)	佐々木 盛 男 (東北電力)	加 藤 博 (東北電力)
出 川 通 (三井造船)	佐 藤 公 一 (丸和電機)	市 川 浩 之 (日 産)
前 川 裕 彦 (日 産)	飯 尾 雅 俊 (日 産)	江 崎 才四郎 (三井造船)
阿 部 幸 彦 (東京電力)	松 浦 奉 孝 (東京電力)	黒 川 肇 (新潟鉄工)
綾 野 真 也 (東 芝)	吉 野 伸 (東京電力)	伊 藤 正 也 (日本特殊業)
松 尾 康 史 (日本特殊業)	高 田 正 良 (神戸製鉄)	渡 瀬 武 彦 (I H I)
森 雅 晶 (東京ガス)	小 林 正 (日立造船)	江 田 武 司 (川崎重工)
明 翫 市 郎 (富士電機)	武 田 淳一郎 (富士電機)	田 中 泰太郎 (川崎重工)
瀬 川 俊 明 (日本飛行機)	中 北 智 文 (先進材料利用ガス コージェネレータ研究所)	
中 橋 昌 子 (東 芝)	田 中 良 造 (川崎重工)	

### 学生会員から正会員へ

前 野 恵 二 (防 衛 庁)      千 葉 丈 久 (宇宙開発  
事業団)

### 学生会員

間 野 恭 二 (東 海 大)      根 本 天 生 (東 海 大)      安 里 光 晴 (東 海 大)  
謝 花 賢 (東 海 大)      山 西 大 (水産大学)      澤 村 寿 明 (早 大)

### 賛助会員

東京ガス袖ヶ浦工場

### 会費自動振替についてのお願い

以前よりお願い致しております「会費の自動振替制度」につき再度お願い申し上げます。

今年度は4月25日に銀行引落しをさせていただきましたが、より多くの方にこの制度をご利用いただく為に今年中（本年度分の会費未納入者を対象に12/26引落し予定）にもう一度実施することになりました。

つきましては未だ手続をされていない方は過日お送りしました振込依頼書又は巻末の会誌のとり込み用紙にご記入の上、10月末日迄に事務局宛お送り下さい。

以上、よろしくご協力の程、お願い申し上げます。

## 第9回ガスタービン秋季講演会・見学会（松江）のお知らせ

**主 催** (社)日本ガスタービン学会（幹事学会）、(社)日本機械学会

**開 催 日** 平成6年11月10日(木)、11日(金)

**講演会** 日時: 11月10日(木) 9:00~17:00

会場: 島根県立産業交流会館「くにびきメッセ」(松江市西川津町 3669, TEL 0852-24-1111)

内容については次頁のプログラムをご参照下さい。

**懇 親 会** 講演会終了後、懇親会を開催します。お気軽にご出席下さい。

参加費: 講演会参加登録者、レディース登録者は無料

**見 学 会** 講演会参加登録者に限ります。見学先の規定により、同業の方の工場見学は制限がありますので、予め学会事務局までお問い合わせ下さい。

日 時: 11月11日(金) 8:20 松江東急イン前集合、17:20 出雲空港、18:00 JR 松江駅  
解散(予定)

見学先: 日立金属(株)安来工場、和鋼博物館および出雲大社

参加費: 6,000 円(入館料、昼食代を含む)

定 員: 50 名

申し込み締切: 平成6年10月13日(木)

**そ の 他** レディースプログラム(参加費実費)を別途用意します。

### 《参加登録について》

**講演会参加登録費(講演論文集代を含む)およびレディース登録費**

主催学会員 9,000 円、学生会員 4,000 円、 会員外 12,000 円

レディース 3,000 円(講演論文集を含まず)

### 参加申込方法

往復はがきに「秋季講演会参加申込」と明記し、(1)氏名、(2)所属学会・会員番号、(3)会員資格、(4)勤務先、(5)連絡先、(6)見学会参加希望の有無、(7)送金額、送金方法および送金予定日、(8)レディースプログラム参加希望の有無を記入し、下記宛にお送り下さい。講演者も参加登録をお願い致します。

〒160 東京都新宿区西新宿 7-5-13 第3工新ビル402 (社) 日本ガスタービン学会

準備の都合上なるべく10月13日(木)までにお申し込み下さい。参加費、登録費は下記の送金方法により、10月末日までにご送金下さい。なお、当日の参加登録も受け付けます。

### 送金方法

現金書留

郵便振替(東京 7-179578 (社)日本ガスタービン学会)

銀行振込(第一勧業銀行西新宿支店 普通 No.067-1703707 (社)日本ガスタービン学会)

なお、会社名にて銀行振込の場合は、送金日及び送金内訳を電話又はFAXにて御一報下さい。

### 講演論文集

講演論文集は講演会当日会場でお渡し致します。論文集のみ御希望の方には、講演会終了後に残部を実費(送料共、4,000 円/冊)にて頒布致します。

### 宿泊等について

宿泊の予約を希望される方は、「ガスタービン秋季講演会に参加する」旨を告げて、下記旅行社に直接お申し込みください。また、出雲空港への割引便も予定しておりますので、詳細をお問い合わせ下さい。

東急観光 日本橋支店 (担当) 西並 徹、大沢 留美子、松本 寛

〒103 東京都中央区日本橋室町 3-4-4 (JPビルB1F)

TEL 03-3242-1071 FAX 03-3242-1075

# 第9回ガスタービン秋季講演会（松江）プログラム

（一般講演 講演時間15分 討論10分、\*印 講演者、連名者の所属が省略されている場合は後者と同じです。）

第 1 室		第 2 室	第 3 室
9:00	<p>《一般講演》材料・強度</p> <p>A-1 カーボン／カーボン複合材の回転強度試験 （第3報）回転強度に及ぼす強化繊維等の影響 *小沼昭紀、橋本良作（航技研）、米内山誠 （都立航空工専）</p> <p>A-2 燃焼ガス中におけるC/Cコンポジットの劣化特性 *小林敏幸、伏谷一成、新井紀男（名大）、加藤吉成（TYK）</p> <p>A-3 高温耐食コーティング部材の強度特性 *斉藤正弘、伊藤義康、高橋雅士、宮崎松生（東芝）</p> <p>A-4 ガスタービンランジションピンの劣化・損傷予測法の検討 *吉岡洋明、斉藤大蔵、藤山一成、岡部永年（東芝）</p>	<p>9:00</p> <p>《一般講演》燃焼 I</p> <p>B-1 低NOx予混合燃焼器によるエンジン搭載試験 *林 茂、山田秀志、下平一雄（航技研）</p> <p>B-2 ガスタービン用低NOx燃焼器 *中北智文、斉藤 司、細井 潤、藤 秀実（AMG）</p> <p>B-3 石炭ガス化用1500℃級ガスタービン燃焼器の開発 （第3報）-1500℃級燃焼器の低NOx燃焼技術- *二宮 徹、長谷川武治、佐藤幹夫（電中研）</p> <p>B-4 高温でのNOx排出特性について （流入空気組成の影響） *鈴木和雄、黒沢要治、下平一雄（航技研）</p>	<p>9:00</p> <p>《一般講演》空力 I</p> <p>C-1 翼面境界層吸込みによる減速翼列の高負荷化の試み *白鳥敏正、桜井忠一（都立科技大）</p> <p>C-2 翼列性能に及ぼす抽気の影響 （第2報）低速直線翼列実験（その2） *菅原 昇、斎藤喜夫（航技研）</p> <p>C-3 入口案内翼後流に発生する不安定流れ 吉識晴夫、*高間信行、西村勝彦（東大生研） 筒井康賢（機械技研）、住吉圭司（東大院）</p>
10:40		<p>10:40</p> <p>《一般講演》燃焼 II</p> <p>B-5 メタン燃料ラム燃焼器の研究 柏木 武、*徳永幸二、山本政彦（石川島播磨）</p> <p>B-6 高負荷ラム燃焼器の研究 *柏木 武、永原元一郎（石川島播磨）、棚次巨弘、佐藤哲也（I S A S）</p> <p>B-7 水素燃料噴流保炎型ラム燃焼器の高温燃焼特性 *下平一雄、田丸 卓、黒沢要治（航技研）、木下泰裕、北島潤一（川崎重工）</p>	<p>10:15</p> <p>《一般講演》空力 II</p> <p>C-4 衝撃波の翼列振動時の挙動とその作用の研究 （第1報、振りモード時の衝撃波変位の可視化と誘起される変動空気の測定） *生沼秀司（航技研）、磯山 裕（武蔵工大院） 小林 紘（航技研）</p> <p>C-5 遷音速翼列に生じる衝撃波の振動特性 *平野孝典、藤本一郎（拓大工）、田中英穂（東海大工）、石井 進（日大生産工）</p> <p>C-6 直線タービン翼列内の損失生成メカニズムについての数値解析と実験との比較 *富永純一（早大院）、山本孝正（航技研）、大田英輔（早大理工）</p> <p>C-7 低レイノルズ数域におけるタービン翼列特性 阿部裕幸、*筒井康賢、村田耕史（機械技研）、佐藤公一（丸和電機）</p>
10:50	<p>《オーガナイズドセッション I》 「セラミックガスタービン（自動車用）」</p> <p>A-5 自動車用セラミックガスタービンの研究開発 （第3報） *西山 圓、岩井益美、中沢則雄、佐々木正史 片桐晴郎（日本自動車研）</p> <p>A-6 自動車用100kWCGTのタービン部品の開発（静止部品） *和泉隆夫、宗清正幸、中沢則雄、稲葉志津雄 佐々木祥二、赤井 亘、近藤真吾（日本自動車研）</p> <p>A-7 破壊瞬間写真によるCGTローターの破壊起点の推定 *吉川孝哉、堀田信行、伊藤正也（日本特殊陶業）</p>	<p>10:50</p>	<p>12:05</p>
12:05		<p>12:05</p>	<p>12:05</p>



(続き)

(特別講演) 「島根の方言」 藤岡 大拙 (島根女子短大教授)			
13:10 14:10			
14:20	<p>《オーガナイズドセッションI(続)》 「セラミックガスタービン(発電用)」</p> <p>A-8 300kW級ガスタービン用セラミック熱交換器の開発 *芳村幸宏、大堀邦夫、伊藤勝規、堀 政義 (石川島播磨)</p> <p>A-9 コージェネレーション用300kW級再生式2軸セラミックガスタービン, CGT302 射延 功、*巽 哲男、竹原勇志 (川崎重工)</p> <p>A-10 300kW級ガスタービンへのセラミック部材の適用技術 (CGT303, 再生式2軸) 荒川貞雄、*伊藤吉幸、大橋一生 (ヤンマー)</p>	<p>《一般講演》燃焼Ⅲ</p> <p>B-8 超小型水素ガスタービン用予混合実機燃焼器の試作 *繁田政治、西田幸一、皆川和夫 (都立科技大 院)、湯浅三郎 (都立科技大)</p> <p>B-9 タービン内再熱水素燃焼ガスタービンの研究 (第3報) *平岡克英、菅 進、熊倉孝尚、井亀 優、春海一佳、城田英之、森下輝夫 (船舶技研)</p>	14:20
15:35		<p>《オーガナイズドセッションII》 「CFDによる空力設計」</p>	15:10 15:20
15:45	<p>《オーガナイズドセッションI(続)》 「セラミックガスタービン(発電用)」</p> <p>A-11 発電用300kWCGTのセラミックタービン動翼の翼形状精度ならびに回転強度評価結果 *幸村由彦、牧野圭祐、島森 融、松尾康史 (日本特殊陶業)</p> <p>A-12 CGT用予混合低NOx燃焼器の研究開発 奥戸 淳、*木村武清、北島潤一 (川崎重工)</p> <p>A-13 航技研におけるセラミックガスタービンの研究 *能瀬弘幸 (航技研)</p>	<p>《一般講演》伝熱Ⅰ</p> <p>C-8 タービン翼のフィルム冷却孔形状に関する研究 *山脇栄道、真家 孝 (石川島播磨)</p> <p>C-9 <math>\kappa-\epsilon</math>モデルによるガスタービン静翼膜冷却の数値解析 *福山佳孝、大友文雄 (東芝)、佐藤 実、小林雄一、松崎裕之 (東北電力)</p> <p>C-10 軸方向に翼端隙間の変化するタービンシュラウド面上の熱伝達特性 *小幡正一 (石川島播磨)、熊田雅弥 (岐大工 伊地知伸彰 (石川島播磨)、宇野 聡 (岐大工 院)</p>	14:20 15:35
17:00		<p>B-10 CFDによるタービン空力設計 *伊藤栄作、青木素直 (三菱重工)</p> <p>B-11 CFDによる遠心圧縮機空力設計 *須賀信也、橋本啓介、東部泰昌、藤井龍雄 (川崎重工)</p> <p>B-12 CFDによる軸流型ターボ機械の空力設計 *鹿野芳雄、池口 隆、加藤泰弘、西岡卓宏 (日立)</p> <p>B-13 CFDによる軸流圧縮機空力設計 *児玉秀和、今成邦之、山脇るり子、大北洋治 平井健二 (石川島播磨)</p>	15:45 17:00
		<p>《一般講演》伝熱Ⅱ・騒音</p> <p>C-11 180°シャープターンをもつ長方形流路内の熱(物質)伝達 *廣田真史、藤田秀臣 (名大工)、田中 篤 (名大院)、滝 真人 (中部電力)</p> <p>C-12 ガスタービン用プレートフィン熱交換器の非定常加熱特性に関する研究 (その1) *堀 政義、大矢弘史、永盛和夫 (石川島播磨)</p> <p>C-13 超音速ジェット騒音に及ぼす非円形断面ノズル形状の影響 *沢村寿明 (早大院)、小林 紘 (航技研)、大田英輔 (早大)、生沼秀司 (航技研)</p>	15:45 17:00

## 平成6年度 第2回見学会のお知らせ

平成6年度 第2回見学会を下記の要領で開催致しますので、奮って御参加下さい。

1. 日 時: 平成6年11月25日(金) 12:45~17:30
2. 見 学 先: ① 東京電力(株) 富津火力発電所 TEPCO新エネルギーパーク  
② (株)荏原製作所 袖ヶ浦発電所 (担当 袖ヶ浦工場ガスタービン部)
3. スケジュール:  
12:45.....集合 (JR 君津駅前) 

東京 君津
バスがお待ちしています。 快 速 10:41 12:09
特急さざなみ11号 11:30 12:36

  
13:10~15:10.....東京電力(株)富津火力発電所  
コンバインドガスタービン見学, エネルギーパーク見学  
15:10~16:00.....移動 (チャーターバス)  
16:10~17:10.....(株)荏原製作所 袖ヶ浦工場, FT8ガスタービン見学  
17:10~17:30.....移動 (チャーターバス)  
17:30.....解散 (JR 姉ヶ崎駅前) 

姉ヶ崎 東京
快 速 17:46 18:52

[ ] 内は接続列車のご案内です。

### 4. 参加要領:

- (1) 定員 50 名 (申込み超過の場合は抽選, 応募者全員に御連絡します。)
- (2) 参加御希望の方は, 往復はがき又はファックスにて「東電・荏原見学」と書き, 氏名, 所属, 連絡先住所 (返信はがきにも), 電話・ファックス番号を明記の上, 10月30日(月)(消印有効)までに, 事務局へお申し込み下さい。  
尚, 記載不備の場合は受付兼ねますので御注意下さい。
- (3) 参加費 5,000 円 (バス代を含む, 当日受付にてお支払い願います。)

## 第23回ガスタービンセミナー開催のお知らせ

今回は, 「環境保全」の面から, ガスタービン, 周辺機器, 及びガスタービンシステムに関する技術の「現状」と「将来」について講演を予定しておりますので, 奮ってご参加下さい。

1. 日 時: 平成7年1月19日(木), 20日(金)
2. 場 所: 川崎産業振興会館 (川崎市幸区堀川町66-20 Tel: 044-548-4111)
3. テー マ: 環境保全に向けてのガスタービン技術の現状と将来
4. 内容 (予定):  
・低 NO<sub>x</sub> 燃焼技術 ・排ガス処理技術 ・高効率化技術 (圧縮機及びタービン空力性能, 高温化に伴う冷却技術, 耐熱技術, 耐熱材料開発) ・高効率熱利用システム ・騒音対策 ・石炭利用技術
5. 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  
学生会員 5,000 円, 会員外 2日間 35,000 円, 1日のみ 25,000 円
  - (2) 申込み方法  
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, 参加費を郵送振替または現金書留にて, 下記事務局宛 12月16日(金)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 (株)日本ガスタービン学会  
Tel 03-3365-0095, Fax 03-3365-0387, 郵便振替番号 00170-9-179578

## 平成6年度 第2回見学会のお知らせ

平成6年度 第2回見学会を下記の要領で開催致しますので、奮って御参加下さい。

1. 日 時: 平成6年11月25日(金) 12:45~17:30
2. 見 学 先: ① 東京電力(株) 富津火力発電所 TEPCO新エネルギーパーク  
② (株)荏原製作所 袖ヶ浦発電所 (担当 袖ヶ浦工場ガスタービン部)
3. スケジュール:  
12:45.....集合 (JR 君津駅前) 

東京 君津
バスがお待ちしています。 快 速 10:41 12:09
特急さざなみ11号 11:30 12:36

  
13:10~15:10.....東京電力(株)富津火力発電所  
コンバインドガスタービン見学, エネルギーパーク見学  
15:10~16:00.....移動 (チャーターバス)  
16:10~17:10.....(株)荏原製作所 袖ヶ浦工場, FT8ガスタービン見学  
17:10~17:30.....移動 (チャーターバス)  
17:30.....解散 (JR 姉ヶ崎駅前) 

姉ヶ崎 東京
快 速 17:46 18:52

[ ] 内は接続列車のご案内です。

### 4. 参加要領:

- (1) 定員 50 名 (申込み超過の場合は抽選, 応募者全員に御連絡します。)
- (2) 参加御希望の方は, 往復はがき又はファックスにて「東電・荏原見学」と書き, 氏名, 所属, 連絡先住所 (返信はがきにも), 電話・ファックス番号を明記の上, 10月30日(月)(消印有効)までに, 事務局へお申し込み下さい。  
尚, 記載不備の場合は受付兼ねますので御注意下さい。
- (3) 参加費 5,000 円 (バス代を含む, 当日受付にてお支払い願います。)

## 第23回ガスタービンセミナー開催のお知らせ

今回は, 「環境保全」の面から, ガスタービン, 周辺機器, 及びガスタービンシステムに関する技術の「現状」と「将来」について講演を予定しておりますので, 奮ってご参加下さい。

1. 日 時: 平成7年1月19日(木), 20日(金)
2. 場 所: 川崎産業振興会館 (川崎市幸区堀川町 66-20 Tel: 044-548-4111)
3. テー マ: 環境保全に向けてのガスタービン技術の現状と将来
4. 内容 (予定):  
・低 NO<sub>x</sub> 燃焼技術 ・排ガス処理技術 ・高効率化技術 (圧縮機及びタービン空力性能, 高温化に伴う冷却技術, 耐熱技術, 耐熱材料開発) ・高効率熱利用システム ・騒音対策 ・石炭利用技術
5. 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  
学生会員 5,000 円, 会員外 2日間 35,000 円, 1日のみ 25,000 円
  - (2) 申込み方法  
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, 参加費を郵送振替または現金書留にて, 下記事務局宛 12月16日(金)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 (株)日本ガスタービン学会  
Tel 03-3365-0095, Fax 03-3365-0387, 郵便振替番号 00170-9-179578

## GTSJ 第 19 期委員名簿

### 総務委員

赤池 志郎 (神奈川工大)	有賀 一郎 (慶 大)	乾 泰二 (日 立)	大田英輔 (早 大)
斎藤正泰 (I H I)	飯島 久 (荏 原)	真下俊雄 (明 大)	遠藤征紀 (航技研)
藤川泰雄 (日 産)			

### 企画委員

阿部裕幸 (機械研)	熱田正房 (日 立)	黒川 肇 (新潟鉄工)	岸川忠彦 (荏 原)
佐藤幹夫 (電中研)	杉村章二郎 (三井造船)	永盛和夫 (I H I)	野本秀雄 (東 芝)
橋本良作 (航技研)	益田重明 (慶 大)	宮川建男 (東ガス)	中野博文 (ヤンマー)

### 編集委員

相沢善吾 (東 電)	和泉敦彦 (東 芝)	岩本敏昭 (川 重)	川池和彦 (日 立)
菅 進 (船 研)	古賀 勉 (三菱重工)	出川 通 (三井造船)	杉山七契 (航技研)
中沢則雄 (三菱自工)	水木新平 (法政大)	宮下和也 (I H I)	室田光春 (ヤンマー)
渡辺紀徳 (東 大)			

### 生産統計作成委員

射延 功 (川 重)	本間友博 (東 芝)	高間信行 (東 大)	臼井俊一 (N K K)
江田武司 (川 重)	清野隆正 (日 立)	塚原章友 (三菱重工)	長妻 宏 (東 芝)
西原昭義 (ヤンマー)	榊 純一 (I H I)	秋田 隆 (I H I)	駒形正敏 (新潟鉄工)
菱川 明 (三菱重工)			

### 地方委員

大庭康二 (日立造船)	大泉治朗 (ヤンマー)	佃 嘉章 (三菱重工)	高木俊幸 (三井造船)
木下史郎 (神戸製鋼)	辻川吉春 (大阪府大)	難波昌伸 (九州大)	西 亮 (宮崎大)
橋本正孝 (神戸商船大)	長谷川好道 (ダイハツ)	星野昭史 (川 重)	水谷幸夫 (阪 大)

### 学術講演会委員

内山芳忠 (機械研)	加藤泰弘 (日 立)	菅 進 (船 研)	児玉秀和 (I H I)
小林 正 (東 芝)	小森豊明 (三菱重工)	鈴木和雄 (航技研)	樋口新一郎 (トヨタ)
丸田芳幸 (荏原総研)	山根隆一郎 (東工大)	和田正倫 (日 立)	

### Bulletin 編集委員

田丸 卓 (航技研)	田頭 剛 (航技研)	石井潤治 (東 芝)	磯部信一 (三井造船)
中嶋照幸 (日 産)	瀧花清作 (日 立)	古賀 勉 (三菱重工)	田中保幸 (I H I)
藤井龍雄 (川 重)	土屋利明 (東 電)		

### 調査研究委員

荒木達雄 (武蔵工大)	船崎健一 (岩手大)	濱辺謙二 (川 重)	平岡克英 (船 研)
本阿弥眞治 (東理大)	川池和彦 (日 立)	小林哲也 (日 航)	工藤一彦 (北 大)
望月貞成 (東農大)	小幡正一 (I H I)	岡村隆成 (東 芝)	佐藤幹夫 (電 中)
高原北雄 (高原総研)	武石賢一郎 (三菱重工)	田辺 清 (日本航空機協会)	山脇栄道 (I H I)
吉田豊明 (航技研)			

## 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。ワードプロセッサを使用する場合はA4版用紙に横書きで22字×20行とする。
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頁、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. 本学会誌に掲載される記事・論文などの著作権は原則として本学会に帰属する。
10. 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402  
(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者の原著で、ガスタービン及び過給機の技術に関連するものであること。
  - 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。
5. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権は原則として本学会に帰属する。

日本ガスタービン学会誌

第22巻 第86号

平成6年9月10日

編集者 荒木達雄

発行者 濱田邦雄

(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 ニッセイエブプロ(株)

東京都港区西新橋2-5-10

©1994(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。

## 複写をされる方に

本誌（書）に掲載された著作物は、政令が指定した図書館で行うコピーサービスや、教育機関で教授者が講義に利用する複写をする場合等、著作権法で認められた例外を除き、著作権者に無断で複写すると違法になります。そこで、本著作物を合法的に複写するには、著作権者から複写に関する権利の委託を受けている次の団体と、複写をする人またはその人が所属する企業・団体等との間で、包括的な許諾契約を結ぶようにして下さい。

学協会著作権協議会内

日本複写権センター支部



〒107 東京都港区北青山3-3-7

第一青山ビル3F

TEL 03-3401-2382

FAX 03-3401-2386