

コンバインドサイクル発電における蒸気タービン

秋葉 雅史^{*1}
AKIBA Masashi

卒業設計に 30,000 kW の蒸気タービンを選んだのを機縁に石川島芝浦タービン（現株東芝）に入社し、以来 33 年間動力プラントの原動機であるタービンの開発、設計、製造に従事した。役職定年と言うことで横浜国大に移り、やはりタービンの研究とそれを通じての技術の伝承を心がけた教育を行ってきた。一昨年から早稲田大学の理工学総合研究センタで新しいトリナリーサイクルの研究計画の一員として活動し、水—アンモニアタービンの設計を手がけたりしている。その傍ら ISO, IEC の蒸気タービンの国内対策委員長やそれらに関連する火力発電の民間技術標準作成の手助けなど、執念と言えば聞こえはよいが、依然としてタービン技術に関わっている日々である。

昭和 29 年の入社時は、朝鮮戦争も終わり、本格的な経済成長の始まりで、電力需要の伸びも著しく、水主火従の電源構成から火主水従への変化が開始した時期である。最初の出張が今は廃止された九州電力築上発電所 55,000 kW 蒸気タービンの試運転計測員であったことも思い出の一つである。その頃工場では、鉄道技術研究所向け通称「1 号ガスタービン」が試運転中で、ある朝、燃焼器の保温材が全て脱落し、外筒のボルトが外れて内部の噴射弁が露出しているのには驚いた記憶がある。現在このガスタービンは株東芝 京浜事業所の西分工場に展示されており懐かしかった次第である。当時のガスタービンは石油精製プラントや炭田ガスの利用といった使われ方のみをされていた。

ご承知の通り、我が国のエネルギーは石油、天然ガス、原子力、石炭に頼っているが、いずれも海外に依存しており、資源の有効利用、環境保全の面からも高効率運用は当然の要求である。火力発電の主体である蒸気タービンを原動機とする発電は再熱・再生サイクルの採用、超々臨界圧プラントの導入、ユニットの大容量化（原子力用として再熱・再生サイクルを採用した最大 135 万 kW）などにより、プラント熱効率は 1975 年頃の 30%⁽¹⁾ 前後から 1995 年頃の 41% 前後まで向上した。しかし、1960 年に米国 Eddystone 1 号機蒸気条件 345 atg 649℃/566℃/538℃ の運転実績から入口条件 246 atg/566℃ が実用的、経済的に最適なものとして最近まで考

えられていた。

蒸気タービンの分野では設計、製造、据付など幅広く経験したが、特に Free Vortex の 3 次元翼を初めて実用化、大形一体低圧ロータや、現在コンバインドサイクルに使用されている高低圧一体ロータの開発、余寿命評価技術の確立、各種最終段長翼の開発などが印象に残っている。ガスタービンについても管理、経営という面に関わったが、イラン・ジャパン石油化学向けの BBC 形 13 D を 4 台設計製造（イラン革命で現地で完成しなかった）、高効率ガスタービン組合の最終段動翼で不良品の発生、赤平ガスタービンの 16 万時間運転の最終立ち合いなどがある。しかし、何と言っても富津 1 号系列、四日市 4 号系列の製造協力契約を GE 社と行い、その第 1 号機を都市ガスで工場試運転を実施したことは強烈な経験であった。全体的に見るとやや蒸気タービンへの関与の度合いが多いと言える。

さて、今何故ガスタービンと蒸気タービンを組み合わせたコンバインドサイクル発電かという話は衆知である。我が国で 1985 年頃より運転されている 1100℃ 級（ガスタービン入口ガス温度）ガスタービンによるコンバインドサイクル発電の熱効率は約 43%⁽¹⁾、1995 年頃より運転されている 1300℃ 級を使用した場合には約 49% であり、従来の LNG 炊きの蒸気タービン単独発電より約 20% の燃料節約が可能となった。この熱効率を上昇させるためには、当然ガスタービンの入口ガス温度を上げることが重要となる。各社で現在 1500℃ へ向けて懸命に努力されているが、ここで問題となるのが、予混合方式で低 NOx 燃焼を達成するため、燃焼用空気が増加することである。従って、各部のメタル温度を 800℃ 近辺に保持するための冷却空気の確保が困難となってくる。そのため熱伝達率が空気より約 1.5 倍良い冷却蒸気を蒸気サイクル側より供給して該当個所の冷却を行い、再び蒸気サイクル側へ戻すことが実用化されつつある。三菱重工株の 501 G 形では燃焼器⁽²⁾で、GE—東芝の H 形では 1, 2 段動静翼⁽³⁾に採用されている。NOx 低減のために燃焼器に直接蒸気を吹き込むことは昔から実施されている。この蒸気は排熱回収ボイラから供給され、燃焼器に直接吹き込む以外は蒸気タービンに戻される。これらの蒸気圧力は蒸気タービン入口についている制御弁により制御されているが、通常運転になるとこれらの制御弁は圧力損失を軽減するために全開となり、蒸気タービンのノズ

原稿受付 1999 年 1 月 12 日

* 1 早稲田大学 理工学総合研究センター

〒169-8555 東京都新宿区大久保 3-4-1

ルの流量特性により保持される。蒸気タービンでの流量変化による設計点よりの初圧と終圧の関係は Stodola の有名な蒸気錐の式 (Kegel der Dampfgewichte) に従って変化する。この式の成立条件には該当の段落群のどこにも音速が発生しないことである。音速が発生した場合には、終圧に関係なく初圧と流量の関係は、段落の前で一義的に定まる。複圧や三重圧サイクルの場合、途中から蒸気が流入する混圧タービンであり、この関係を良く認識しないとガスタービンの冷却蒸気や蒸気タービンの制御に異常が発生することがある。また、冷却蒸気の温度制御は減温器で行われるが、蒸気自身の熱伝達率の変化は小さいものの、もし水滴の流入や発生があると極端に変化するので要注意である。

ガスタービンからの排気エネルギーをなるべく多く吸収して熱効率を上げる目的で、蒸気タービンサイクルは単圧式から複圧、三重圧式へ進み、最終段の湿り度軽減の意味から再熱も採用されている。その結果、単圧式と比べて三重圧再熱式は相対値として 4% の効率向上となっている。そして排熱回収ボイラの腐食対応から、一般の蒸気タービンプラントで採用されている給水加熱器による再生サイクルは採用されていない。このことは蒸気タービンの構造を難しくしている。真空まで膨張するため、蒸気の比容積は入口状態と比べて 130 倍にも達し、加えて混入により重量流量も増してくる。超臨界圧プラントや原子力プラントでは、ボイラ給水ポンプや原子炉給水ポンプを抽気蒸気による蒸気タービンで駆動もするので、入口蒸気量と排気蒸気量の比は 0.60 近辺であるが、コンバインドサイクルでは約 1.2 と増加している。混入蒸気と主流との温度差対策、高温クリープ強度と低温靱性に優れた高低圧一体ロータの採用、単流排気の排気損失増加防止のための先端周速 700 m/s を越える長翼の採用など高度な技術を要求されている。

これらの点や、排熱回収ボイラを含んだ蒸気タービン側とガスタービンとの時定数の相違はコンバインドサイクル発電の制約条件となっていることも見逃せない点である。1 軸形の場合はまた、燃料バージや昇速中に蒸気タービンの長翼の風損による温度上昇を防止するための冷却蒸気を送入する必要がある。蒸気タービンロータに熱応力が過大にならないように、冷間起動時は蒸気温度を低くするためにガスタービン排ガス温度を下げるべく圧縮機入口案内翼の開度を開ける。また、熱間起動の場合には蒸気によりロータが冷やされないように排ガス温度を上昇させなければならない。いずれにしても金属温度と蒸気温度との差を規定値以内に抑える制御を必要とし、起動時間の延長や起動損失の増大を惹起する。また、

大気温度の低下はガスタービンの出力が増加するので歓迎すべきことであるが、同時に復水器冷却水温度も低下し、蒸気タービン排気真空度が上昇し、最終段翼の湿り度が増加する。水滴による翼先端部の侵蝕が問題となる場合には、冷却水量の調節が要求される。いずれにしろ、コンバインドサイクル用の蒸気タービンは出力は小さいが盛り込まれている技術は最新かつ高度なものである。

地球上の資源埋蔵量と原子力発電への不安感から石炭利用の重要性が増してきており、IGCC や PFBC はその現れである。従来形式のボイラ蒸気タービンの効率向上の停滞は材料とサイクル選定の問題であったと意見は集約されている。そこで我が国も 650°C への取り組みが開始され、 593°C の石炭火力が本年 3 月に完成する。ボイラ高温部の構造は材料により対策が採り易く、イリジウム含有の 9 クロム—タンゲステン鋼管などが有望視されている。蒸気タービンではガスタービンの構造と材料を参考にすれば $700\sim 800^\circ\text{C}$ まで可能と考えられている。そこでヨーロッパではデンマークを中心に THERMIE 計画として 1998 年に活動を開始し、2012 年には 375 bar $700^\circ\text{C}/725^\circ\text{C}/725^\circ\text{C}$ 400 MW を完成すべく活動している。このプラント効率は 55% で、改良された PFBC の 50%、IGCC の 53% を上回ると予想されている。原子力発電に否定的立場をとる社民党政権となったドイツでは、この計画では遅いと判断して脱退し、1999 年より 4 年間で 700°C の超臨界圧石炭火力を建設する MARCKO-DE 2 計画をスタートさせた。

自動車などの移動動力源には石油、LNG はコンバインドサイクル発電、石炭は超臨界圧高温蒸気タービン発電という住み分けが進みそうな気配である。

本会会員の方々にコンバインドサイクル発電に使われる蒸気タービンの気持ちを伝えるべく書き始めたのですが、随筆とも解説とも言えない中途半端な文章になったことをご了承ください。終わりに資料を提供していただいた東京電力、東北電力、(株)東芝の関係者の方々にお礼を申し上げます。

参考文献

- (1) 火原協会講座、複合発電、(1998-6)、p. 6、火力原子力発電技術協会
- (2) 塚越敬三他、日本ガスタービン学会誌、25-100、(1998-3)、p. 4
- (3) 大久保貴司、平成 10 年度火力原子力発電大会要旨集、p. 60
- (4) R. Blum, International Conference on Advanced Steam Plant, I Mech E, 1997-5

超耐熱材料開発の動向 一方向凝固酸化物共晶複合材 (MGC) について

和久 芳春^{*1}
WAKU Yoshiharu

1. はじめに

日本で最初に路面電車が走ったのは1895(明治28)年京都市だそうである⁽¹⁾。1943年当時には都電が網の目のように走っていたようであるが、数年前にはほとんど見られなくなった。ところが、最近になり、にわかに路面電車が元気を取り戻してきた。これは昨今の省エネ、大気汚染、慢性渋滞、騒音公害の緩和、さらには高齢化社会までがチンチン電車の後押しをしているからである⁽¹⁾。路面電車は1人を同じ距離運ぶときに出す汚染物質が、自動車に比べて窒素酸化物で3分の1、二酸化炭素で9分の1と少ない。また、建設費が安く、工事に伴う二酸化炭素の排出量も少ない⁽¹⁾。まさに社会環境を味方につけた路面電車の復権である。

一方、米国ではエネルギー省が中心となり、民間企業GE, WH等が参加した総額700M\$ (出資比率、国：民間=4:3)の巨大なプロジェクトATS (Advanced Turbine System Program) が走っている。開発期間は1992年~2000年である。プロジェクトの狙いは革新タービンシステムの開発であり、その主な目標は①排気ガスの削減(従来機種よりも10%削減)、②発電効率60%以上(従来機種よりも15%改善)、③発電コスト10%低減、④燃料の多様性等である。このプロジェクトはまさに現在の地球環境、エネルギー問題あるいは将来社会におけるこの分野の技術的リード、将来のビジネス戦略を勘案した米国の巨大プロジェクトであると筆者は理解している。

地球環境問題や省エネルギー問題は上述のことからも分かるように大衆の生活様式から国家の産業戦略まで多岐にわたり影響を及ぼしている。1997年の地球温暖化防止京都会議では、二酸化炭素の排出を主原因とする地球温暖化問題は人類が解決しなければならない国際的最重要課題として、その対策が議論された。1998年の地球温暖化防止ブエノスアイレス会議でも引き続き国際的対応策が検討された。このような環境下で産業界を含めたあらゆる分野でエネルギー消費効率の向上が叫ばれている。例えば、発電システムや自動車、船舶、航空機エンジン等に幅広く利用されているガスタービン動力システムのエネルギー変換効率の飛躍的な向上も重要な対応

策の一つである。ガスタービンの燃焼効率向上のための最大の技術的課題の一つは運転温度の高温化である。しかし、現在使われているNi基超耐熱合金の融点が1350~1400℃であることを考えると、今後この材料の耐熱性の向上はあまり期待できない。これに対して、近年開発された一方向凝固酸化物共晶複合材料(MGC: Melt Growth Composite)材料は従来の材料にない画期的な高温特性を有しており、これを積極的に利用した革新的発電システムの開発等がエネルギー変換効率の飛躍的な向上を可能にし、エネルギー問題や地球環境問題の一つの有効な解決策になりうると、その実用化が期待されている。ここでは、MGC材料の製造プロセスと一、二の具体的な組成系についてその特徴を紹介する。

2. MGC 製造プロセス

MGC製造プロセス(MGC材料を製造するプロセス)と従来のセラミック粉末焼結プロセスとの比較を図1に示す。セラミック粉末焼結プロセスではA粉末とB粉末を混合し、これにバインダー、焼結助剤等を混ぜ、射出成形機で成形し、脱脂・焼結後最終機械加工し製品とする。これに対してMGC製造プロセスはA粉末とB粉末の混合粉を溶解し、高周波で加熱してあるMoるつばに casting する。このMoるつばを一定速度で下降させることにより一方向凝固を行う。凝固時に共晶反応を利用して結晶成長を精密に制御し、網目構造を有する単結晶同士が三次元的に連続して微細に絡み合った組織構造を持つ共晶セラミックスを製造する。以上のように、MGC製造プロセスは、従来の粉末焼結プロセスと全く異なるが、基本的製造原理はスーパーアロイ単結晶の製造方法と似ている。MGC製造プロセスは凝固の“神秘性”をうまく利用して材料組織の精密制御が可能なセラミックスの新しい製造方法である。

3. Al₂O₃/YAG系MGC材料

3.1 組織

図2にAl₂O₃/YAG系MGC材料の一方向凝固方向と直角な面および同一組成の焼結複合材料の代表的な組織のSEM像を示す。X線回折の結果、このMGC材料は〈743〉方位のYAG(Y₃Al₅O₁₂)単結晶と〈110〉方位のAl₂O₃単結晶(サファイヤ)から構成されている。その組織はマクロ的にはコロニーやポアの全くない均一な材

原稿受付 1999年1月5日

*1 ㈱超高温材料研究所

〒755-0001 山口県宇部市大字沖宇部 573-3

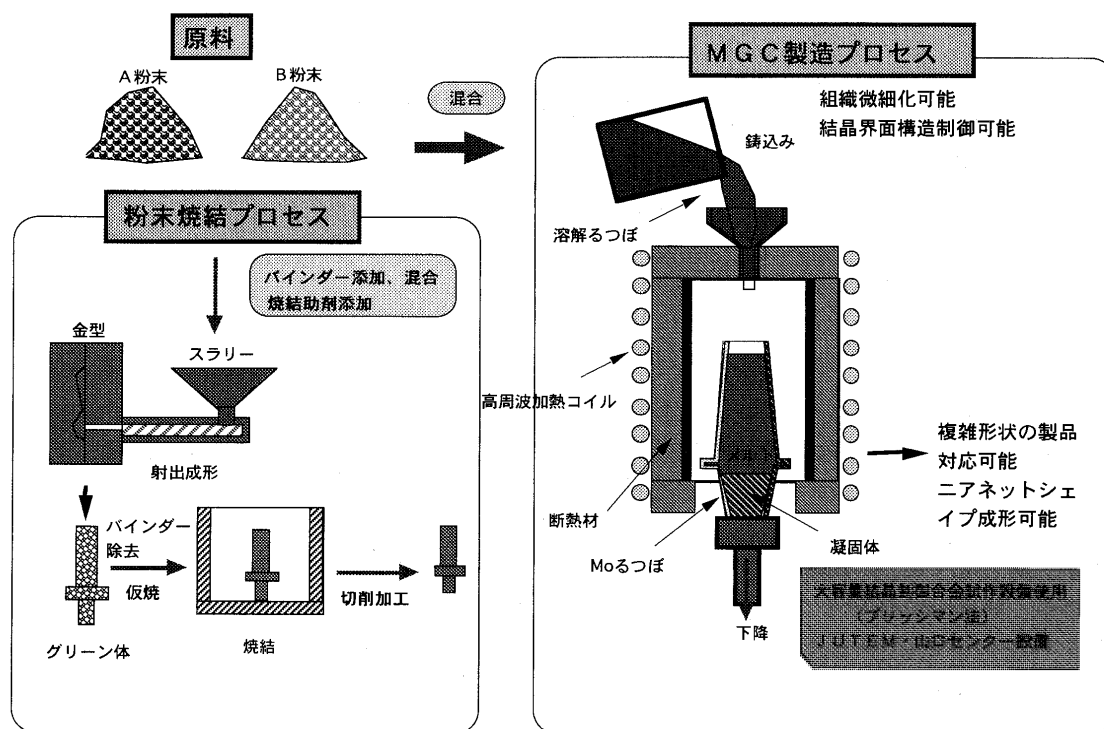
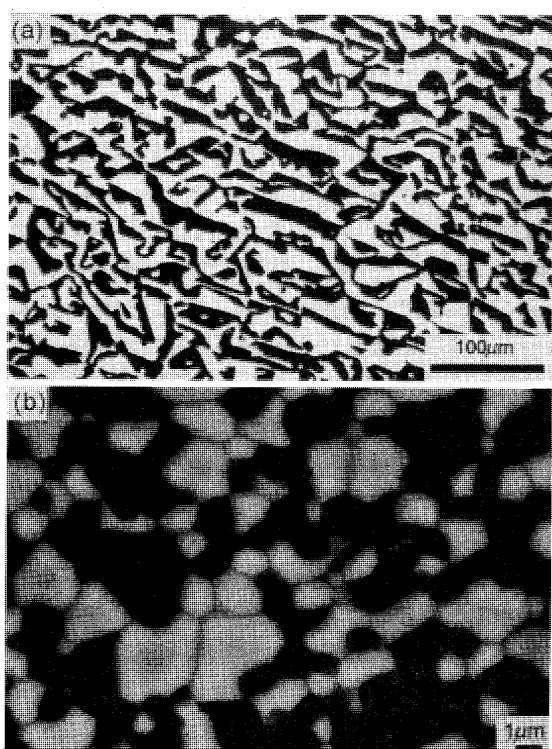


図1 MGC 製造プロセスとセラミック粉末焼結プロセスの比較

図2 $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{YAG}$ 系 MGC 材料および焼結複合材料の断面組織
(a) $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{YAG}$ 系 MGC 材料 (b) 焼結複合材料

料であるが、ミクロ的には不規則な分布を持つ Al_2O_3 単結晶と YAG 単結晶から構成されている⁽²⁾⁽³⁾。その形状はあたかも象形文字の様相を呈している⁽²⁾⁽³⁾。EPMA 分析の結果から写真中の白い組織は YAG 単結晶であり、黒い組織は Al_2O_3 単結晶である⁽²⁾⁽³⁾。一方、焼結複合材料は Al_2O_3 相と YAG 相からなる多結晶体であり、 Al_2O_3

相間、YAG 相間および Al_2O_3 相/YAG 相間には結晶粒界が存在し、その組織は MGC 材料に比べ微細である⁽²⁾⁽³⁾。

3.2 曲げ強度の温度依存性

$\text{Al}_2\text{O}_3/\text{YAG}$ 系 MGC 材料の室温から 2073 K までの曲げ強度の温度依存性を、同一組成の焼結複合材料のそれと比較して図 3 に示す。MGC 材料は融点 (約 2100 K) 直下の 2073 K まで室温強度を維持し、その値は 350~400 MPa である。一方、焼結複合材料は室温では同等かそれ以上の曲げ強度を有しているが、1073 K 以上では大きな強度低下を示す。焼結複合材料は室温および 1673 K で粒界破壊を示し、高温では顕著な粒成長が見られる。これに対して $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{YAG}$ 系 MGC 材料は 1973 K の高温まで粒成長はなく、破壊は粒内で起こっている。さらに試験温度が高くなり 2073 K になると、 Al_2O_3 相と YAG 相の界面破壊と粒内破壊の混合破壊が観察されるようになるが粒成長は見られない⁽³⁾。

一般に界面や結晶粒界に融点の低いアモルファス相が存在すると高温強度は低下する⁽⁴⁾⁽⁵⁾。焼結複合材料では Al_2O_3 相と YAG 相の結晶粒界にアモルファス相が存在し、その他、粒界三重点、 Al_2O_3 相間および YAG 相間の結晶粒界にアモルファス相の存在が確認されている。これに対して、 $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{YAG}$ 系 MGC 材料では Al_2O_3 相と YAG 相の界面にはアモルファス相が存在せず、整合性の良い界面が形成されている⁽³⁾。

$\text{Al}_2\text{O}_3/\text{YAG}$ 系 MGC 材料が上述のような、融点直下の 2073 K まで強度の温度依存性を示さないのは、単結晶同士が三次元的に連続して絡み合った新規な組織構造と整合性の良い界面が形成されているため、結晶粒界すべりや結晶粒の回転が起こりにくいためと推測される。

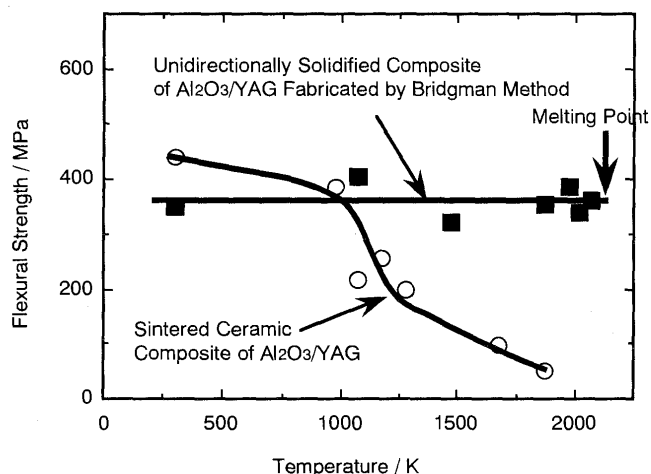


図3 Al₂O₃/YAG系MGC材料の曲げ強度の温度依存性

3.3 クリープ特性

図4はAl₂O₃/YAG系MGC材料と焼結複合材料の試験温度1773 K, 1873 Kおよび1973 Kで行った圧縮クリープ応力と歪み速度の関係を示す。同一組成でありながらクリープ特性はMGC材料と焼結複合材料では著しく異なる。同じクリープ応力200 MPa, 試験温度1873 Kにおける歪み速度は焼結複合材料で約 9×10^{-4} /sに対してAl₂O₃/YAG系MGC材料では約1/900倍の 1×10^{-6} /sである⁽⁶⁾。すなわち焼結複合材料に比べAl₂O₃/YAG系MGC材料の方が約900倍クリープ特性が優れていることを示している。

図5は圧縮クリープ変形後のTEM観察の結果を示す。MGC材料のAl₂O₃単結晶とYAG単結晶には転位組織が見られるが、焼結複合材料には転位は全く認められない。これより、両材料のクリープ変形機構は大きく異なることが予想される⁽⁶⁾。

一般に定常クリープ速度 $\dot{\epsilon}$ は次式で記述される。

$$\dot{\epsilon} = A \sigma^n \exp(-Q/RT) \dots \dots \dots (1)$$

ここで A , n は無次元係数で, σ は負荷応力, Q はクリープのための活性化エネルギー, T は絶対温度, R

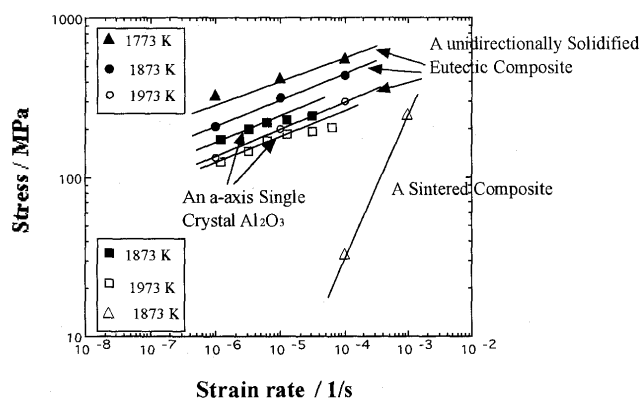


図4 Al₂O₃/YAG系MGC材料と焼結複合材料の圧縮クリープ特性の比較

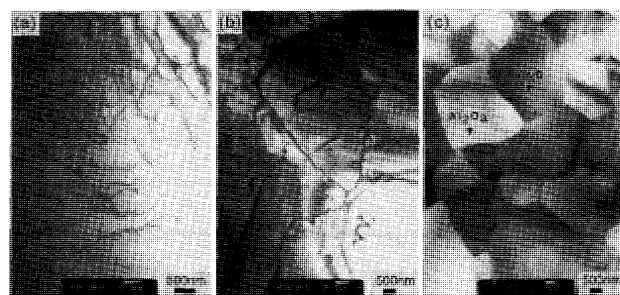


図5 Al₂O₃/YAG系MGC材料と焼結複合材料を1873 K, 歪み速度 10^{-5} /sで圧縮クリープ変形した後の転位組織 (a) MGC材料のAl₂O₃相 (b) MGC材料のYAG相 (c) 焼結複合材料

はガス定数である⁽⁷⁾。応力指数 n は焼結複合材料では約1~2であり, Al₂O₃/YAG系MGC材料では5~6である。 n 値から分かるようにクリープ変形機構は, 焼結複合材料ではNabarro-HerringあるいはCoble creep modelに従い, 一方向凝固共晶複合材料では転位クリープに従っていると推測できる⁽⁷⁾。また, クリープのための活性化エネルギーは $Q=700$ kJ/molであり, この値はAl₂O₃単結晶(圧縮軸:[110])およびYAG単結晶(圧縮軸:[110])⁽⁸⁾⁽⁹⁾⁽¹⁰⁾の高温クリープの活性化エネルギーとさほど差が無い。Al₂O₃における酸素の拡散の活性化エネルギーは約665 kJ/molであり⁽¹⁰⁾, ほぼクリープの活性化エネルギーに近いが, Al³⁺の拡散の活性化エネルギーの約476 kJ/molより大きい⁽¹¹⁾。一方, YAG相の酸素拡散の活性化エネルギーは約310 kJ/molであり⁽¹²⁾⁽¹³⁾, YAG単結晶の変形の活性化エネルギーよりかなり小さい。しかしながら, 試験温度1773~1973 K, ひずみ速度 10^{-4} ~ 10^{-6} /sで圧縮変形した試料のAl₂O₃相およびYAG相には常に転位が観察されることから, MGC材料の高温変形機構は転位クリープモデルにしたがっているものと考えられる。

3.4 耐酸化性

Al₂O₃/YAG系MGC材料を大気中1973 Kに一定時間保持したときの重量変化を測定し耐酸化性を評価した。比較のため同一条件でSiC, Si₃N₄の先進セラミックスの耐酸化テストも行った。その結果を図6に示す。Si₃N₄は10時間の保持で大気中では, $\text{Si}_3\text{N}_4 + 3\text{O}_2 \rightarrow 3\text{SiO}_2 + 2\text{N}_2$ の反応が進み, その形状が崩れる不安定性を示す。また, SiCも50時間保持後では, $2\text{SiC} + 3\text{O}_2 \rightarrow 2\text{SiO}_2 + 2\text{CO}$ の反応が進行し, 形状が崩れてしまい不安定である。これに対して, Al₂O₃/YAG系MGC材料は1000時間後でも重量変化は全くなく優れた耐酸化性を示す⁽⁶⁾。また, Al₂O₃/YAG系MGC材料を大気中1973 Kで1000時間まで熱処理した後の室温および1973 Kにおける曲げ強度でも変化がなく極めて安定な材料である。これに対して, SiCおよびSi₃N₄は大気中1973 Kで僅か15分の熱処理で著しい強度低下が起こる⁽⁶⁾。

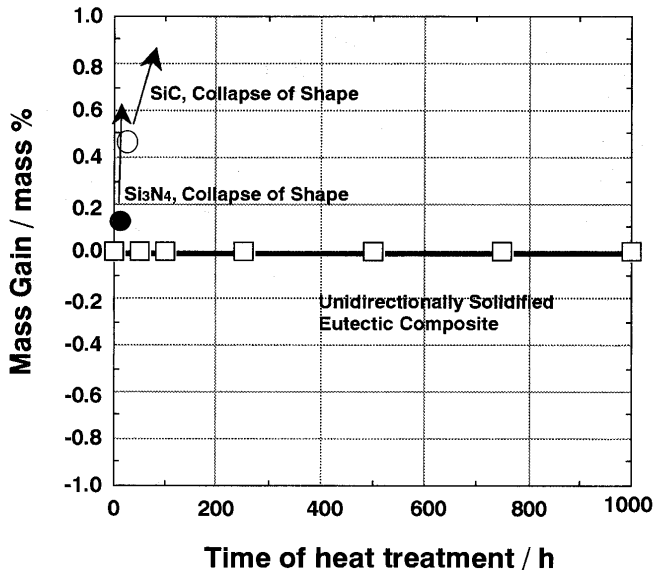


図6 $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{YAG}$ 系MGC材料と先進セラミックス (Si_3N_4 , SiC) の大気中 973 K における耐酸化性の比較

3.5 組織の熱的安定性

$\text{Al}_2\text{O}_3/\text{YAG}$ 系MGC材料を大気中 1973 K で 500 時間, 750 時間, 1000 時間熱処理した後の組織の変化を図 7 に示す。1000 時間の熱処理でも組織の粗大化は観察されず, $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{YAG}$ 系MGC材料は大気中 1973 K で長時間極めて安定な材料であることが分かる⁽³⁾。これは構成相の単結晶 Al_2O_3 と単結晶 YAG および両相の界面がこの温度で熱力学的に安定であるためと考えられる。

4. $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{GAIO}_3$ 系MGC材料

$\text{Al}_2\text{O}_3/\text{GAIO}_3$ 系MGC材料の凝固方向と直角な面および同一組成の焼結複合材料のホットプレスと平行な面における X 線回折パターンから構成相はいずれも材料においても Al_2O_3 相と GAIO_3 相 (以下 GAP 相と記す)。

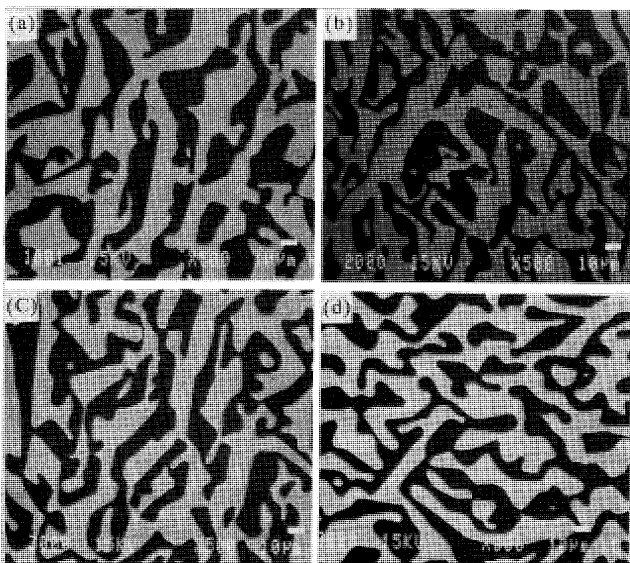


図7 $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{YAG}$ 系MGC材料の大気中 1973 K における保持時間と組織の熱安定性
(a) as-received (b) 500 h (c) 750 h (d) 1000 h

GAP: Gadolinium-Aluminium-Perovskite)である。MGC材料にはポーアやコロニーが全く見られず, 均一な組織となっている。X 線回折の結果, MGC 材料では凝固方向と直角な面を 7° 傾けた面からのみ Al_2O_3 相の (214) 面の回折ピークと GAP 相の (111) 面の回折ピークのみが観察され, 本複合材料は $\langle 214 \rangle$ 方位単結晶 Al_2O_3 とペロブスカイト構造の $\langle 111 \rangle$ 方位単結晶 GAP から構成されている。一方, 焼結複合材料ではいろいろな面からの回折ピークが見られ, 結晶方位がランダムな結晶粒からなる多結晶材料である。なお, 組織の大きさはいずれの製造法でもほぼ同じである⁽¹⁴⁾。

$\text{Al}_2\text{O}_3/\text{GAIO}_3$ 系MGC材料を黒鉛粉末中で 1923 K で 2 時間保持し, Al_2O_3 相だけを除去した GAP 相の三次元的形状の SEM 写真を図 8 に示す。単結晶 GAP 相の三次元的形状は表面近傍で観察されるポーラス構造を三次元的に拡張したものとなっており, 単結晶 GAP 相が三次元的に連続した網目構造をしており特徴的なポーラス構造となっている。これより, $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{GAP}$ 系MGC材料は単結晶 Al_2O_3 と単結晶 GAP の網目構造が三次元的に連続してお互いに絡み合っている新しい組織構造となっていることが分かる⁽¹⁴⁾。

$\text{Al}_2\text{O}_3/\text{GAP}$ 系MGC材料と焼結複合材料の 1873 K における曲げ試験の代表的な応力-変位曲線を図 9 に示す⁽¹⁴⁾。図から分かるように, $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{GAP}$ 系MGC材料は高い応力で降伏現象を示し, その曲げ降伏応力は約 700 MPa である⁽¹⁴⁾。セラミックスにおいても高温で結晶粒の回転, 粒界すべりあるいは粒界の液相等が関与した超塑性現象が観察されているが⁽¹⁵⁾, その変形応力は $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{GAP}$ 系MGC材料の約 $1/10$ 以下である。さらに, この $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{GAP}$ 系MGC材料は曲げ試験後でも破断せず, 極めて延性的な材料である。これに対して同一組成の焼結複合材料は低い応力で塑性変形し, 破壊まで費やされるエネルギーもかなり小さい。

図 10 には焼結複合材料と MGC 材料の Al_2O_3 相と GAP 相の界面付近の高分解能透過電子顕微鏡による格子像を示す。焼結セラミック複合材料では界面にアモル

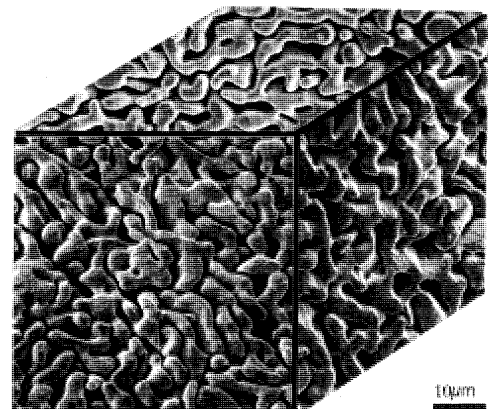


図8 $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{GAP}$ 系MGC材料における単結晶 GAP の三次元ネットワーク構造

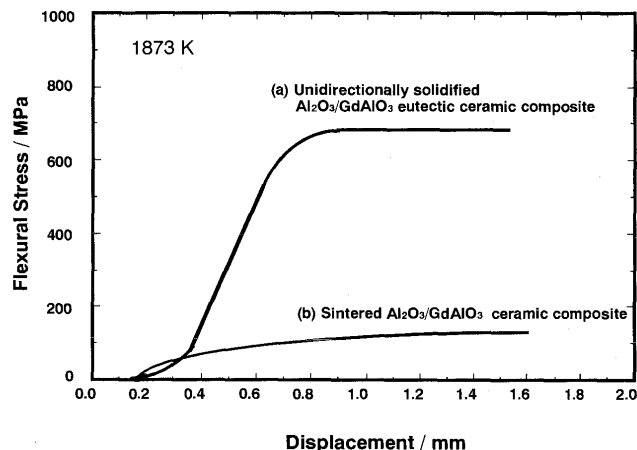


図9 1873 Kにおける $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{GAP}$ 系MGC材料および焼結複合材料の応力-変位曲線

(a) $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{GAP}$ 系MGC材料 (b) 焼結複合材料

ファス相が存在している。その他、焼結複合材料では粒界三重重点、 Al_2O_3 相間の結晶粒界およびGAP相間の結晶粒界にアモルファス相の存在が確認されている。これに対してMGC材料では Al_2O_3 相とGAP相の界面にはアモルファス相が存在せず、整合性の良い界面が形成されている⁽¹⁴⁾。

1873 Kの曲げ試験で塑性変形した試験片の引張応力サイドの転位組織の透過電子顕微鏡写真を図11に示す。いずれの構成相において転位組織が観察され、塑性変形が転位の運動により生じていることが分かる。このことは、MGC材料に見られる塑性変形が、高温で結晶粒の回転、粒界すべりあるいは粒界の液相等が関与したセラミックの超塑性現象⁽¹⁵⁾で見られる塑性変形とは異なることを示している。

$\text{Al}_2\text{O}_3/\text{GAP}$ 系MGC材料が上述のように高い曲げ降伏応力と大きな塑性変形能を示す理由は、単結晶同士が三次元的に連続して複雑に、しかも微細に絡みあった組織構造とアモルファス相が存在しない整合性の良い強い結合の界面が形成されているため、結晶粒界すべりや結

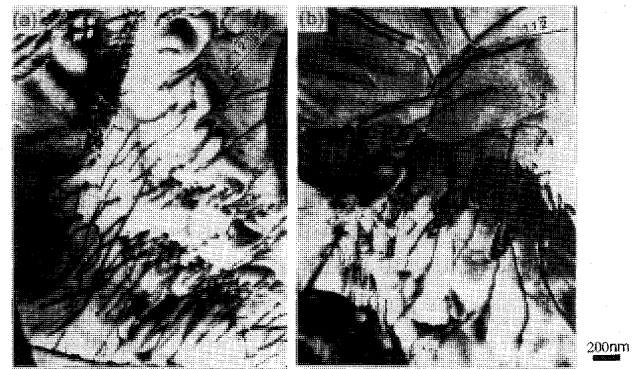


図11 $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{GAP}$ 系MGC材料の1873 Kにおける曲げ試験片の引張応力サイドの転位組織

晶粒の回転が起こりにくく、各構成相の転位の運動により塑性変形が生じ高い降伏応力が得られたものと考えられる。 $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{YAG}$ 系MGC材料でも、前述のような優れた高温特性が得られた理由もほぼ同じと考えている。したがって、 $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{YAG}$ 系MGC材料でも組織をもっと微細にすれば、高温で高い降伏応力を示しながら大きな塑性変形能を示すことが期待できる。すなわち、凝固過程の結晶成長の精密制御により、単結晶同士が微細に絡み合った結晶粒界のない組織構造にすることがMGC材料の新しい強硬化方法と考えている。

5. まとめ

1992年 U. S. Air Forceが将来先進ガスジェネレーターを開発するために、酸化雰囲気中で1650℃以上にもつ材料の可能性を調査した報告書がある⁽¹⁶⁾。それによれば酸化性雰囲気中で1650℃以上の温度で使える可能性のある構造材料は存在しなかったが、今まで述べてきことから分かるようにMGC材料は、この領域で使える可能性を持つ唯一の材料である。MGC材料は我が国独自の材料であり、金属材料とセラミック材料の長所を兼ね備えた新しいタイプの複合材料である。このMGC材料の優れた高温特性を積極的に利用した革新的発電システム開発の可能性を調査するため、平成10年度から通産省のニューサンシャイン計画の中で先導研究がスタートしている。MGC材料の研究は、未だ緒に着いたばかりであるが、大きく飛躍する可能性を持つ革新材料と考えている。将来、ダイヤモンドになるのか、唯の石ころになるのかは、優れた高温特性を利用する立場からの目的を持った基礎的な研究と応用的な研究とがうまく融合され、産・官・学連携のもとにいかに関係が進められていくにかかっている。

1995年の7月17日号のTIME誌に将来の重要技術が紹介されている⁽¹⁷⁾。水素燃料自動車、高温超伝導、遺伝子工学、生命科学、音声で動作するコンピューター、ナノ技術、仮想現実、新材料等であり、いずれの技術も社会の高度化、地球環境問題等を通しての我々社会に対する波及効果は図りきれないものがある。これらの技術の

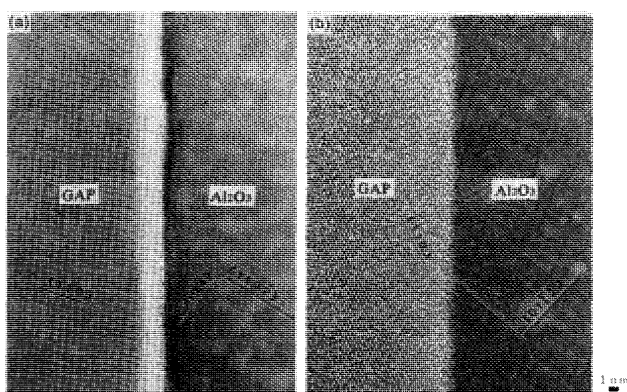


図10 $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{GAP}$ 系焼結複合材料の結晶粒界および $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{GAP}$ 系MGC材料の界面のHRTEM像

(a) $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{YAG}$ 系焼結複合材料

(b) $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{GAP}$ 系MGC材料

中から地球環境問題等解決のための特効薬が見出されることを期待している。

参考文献

- (1) 石 弘之：朝日新聞の科学ニュース誌「SAIaS」, 5/15 (1998) 3
- (2) Y. Waku, N. Nakagawa, H. Ohtsubo and Y. Kohtoku : "Excellent high-temperature properties of YAG matrix composites reinforced with Sapphire phases", Fourth International Symposium on Processing and Fabrication of Advanced Materials Sponsored by TMS/ASM, 30 October-02 November 1995, p 323-339, Cleveland, Ohio, USA
- (3) Y. Waku, N. Nakagawa, T. Wakamoto, H. Ohtsubo, K. Shimizu and Y. Kohtoku : "High-Temperature Strength and Thermal Stability of a Unidirectionally Solidified Al_2O_3 /YAG Eutectic Composite", Journal of Materials Science, 33 (1998) 1217-1225
- (4) D. R. Clarke : "High-Resolution Techniques and Application to Nonoxide Ceramics", J. Am. Ceram. Soc., 62 (1979) 236-246
- (5) J. Echigoya, S. Hayashi, K. Sasaki and H. Suto : "Microstructure of Directionally Solidified MgO-ZrO_2 Eutectic", J. Japan Inst. Metals, 48 (1984) 430-434
- (6) Y. Waku, N. Nakagawa, T. Wakamoto, H. Ohtsubo, K. Shimizu and Y. Kohtoku : "The Creep and Thermal Stability Characteristics of a Unidirectionally Solidified Al_2O_3 /YAG Eutectic Composite", Journal of Materials Science, 33 (1998) 4943-4951
- (7) W. R. Cannom and T. G. Lagdon : "Review: Creep of Ceramics," J. Mater. Sci., 18 (1983) 1-50
- (8) D. M. Kitchick and R. E. Tressler : "Deformation Behavior of Sapphire Via the Prismatic Slip System", J. Am. Ceram. Soc., 63 (1980) 429-434
- (9) S. Karato, Z. Wang and K. Fujino : "High-temperature creep of yttrium-aluminum garnet single crystals", J. Materials Sci., 29 (1994) 6458-6462
- (10) G. S. Corman : "Creep of yttrium aluminum garnet, single crystals", J. Materials Sci. Letters, 12 (1993) 379-382
- (11) A. E. Paladino and W. D. Kingery : "Aluminum Ion Diffusion Aluminum Oxide", J. Chem. Phys., 37 (1962) 957-962
- (12) J. D. French, J. Zhao, M. P. Harmer, H. M. Chan and G. A. Miller : "Creep of Duplex Microstructures", J. Am. Ceram. Soc., 77 (1994) 2857-2865
- (13) H. Haneda, Y. Miyazawa and S. Shirasaki : "Oxygen Diffusion in Single Crystal Yttrium Aluminum Garnet", Journal of Crystal Growth 68 (1984) 581-588
- (14) Y. Waku, N. Nakagawa, T. Wakamoto, H. Ohtsubo, K. Shimizu & Y. Kohtoku : "A ductile eutectic ceramic composite with high strength at 1873 K", Nature, 389, No. 6646, 4 September (1997) 49-52
- (15) F. Wakai, Y. Kodama, S. Sakaguchi, N. Murayama, K. Izeki & K. Niihara : "A superplastic covalent crystal composite", Nature 344 (1990) 421-23
- (16) E. L. Courtright, H. C. Graham, A. P. Katz and R. J. Kerans : "Ultrahigh Temperature Assessment Study-Ceramic Matrix Composites", Materials Directorate Wright Laboratory Air Force Materiel Command, 1992
- (17) International TIME, July 17 (1995) 38

航空エンジン技術の産業用ガスタービンへの 適用状況とその課題

竹内 崇雄^{*1}

TAKEUCHI Takao

1. まえがき

航空機エンジンはその用途から、高い信頼性の確保、小形軽量化及び高効率化と相反する目的を追及して発展を続けてきている。航空機エンジンが本来持つこれらの特徴を生かしつつ、産業用ガスタービンに転用した航空機エンジン転用形（航転形）ガスタービンが広く市場に受け入れられてきている。出力規模は2～3 MW 未満の小形機種、10 MW 前後の中形機種、及び20～50 MW 程度の大形機種までが実用化されている。

ここでは、航転形ガスタービンの特徴、適用・利用分野、及びその技術と課題について述べる。

2. 航転形ガスタービンの概略構造

母体となる航空機エンジンにより、航転化にあたっての改造内容に差異があり、構造は若干の違いがある。

ターボジェットエンジンは10～20 MW 程度の出力で、戦闘機や超音速旅客機などに使用されている。ターボファンエンジンは大形の輸送機や民間旅客機に使用されており、適用される航空機の大きさから、航転形ガスタービンの出力は40～50 MW 程度までが現在に於ける限界である。

1) 中大形航転形ガスタービン

ターボジェットエンジンとターボファンエンジンからの転用にあたっては、ジェットの運動エネルギーを回転エ

ネルギーとして取り出すためにエンジン本体の改造が必要である。ジェットエンジンをガス発生機として用い、その後方にガス発生機からの高温高压ガスを動力に変換する出力タービンを設けるのが一般的な方法である。出力タービンはガス発生機と機械的に結合されていないため、いわゆる2軸式ガスタービンの範疇に入る。ターボファンエンジンの前方に配置されているファンは、ガスタービンに転用化する段階でファンを取り外したり、通常の圧縮機翼に置き換える改造が行われている。

25 MW クラスのターボファンエンジンを転用した例について図1に構造図を示す⁽¹⁾。

2) 小形航転形ガスタービン

小形機種の航転形ガスタービンは小形航空機のターボプロップエンジンやヘリコプタ用のターボシャフトエンジンを母体としている。これら母体のエンジンは既にプロペラとロータ軸を回転させる出力軸を備えている。ターボプロップやターボシャフトエンジンは高速20,000～30,000 min⁻¹の出力タービン回転数をエンジンに内蔵したギアユニットにてプロペラやロータ軸の回転数まで減速している。航転化にあたっては、出力軸回転数を発電機やポンプ、圧縮機などの被駆動機の用途に合わせる必要がある。内蔵ギアを用途に応じて変更することは難しいので、内蔵ギアを取り外して、代わりに工業用減速機を外部に設けることで多様な要求に対応してい

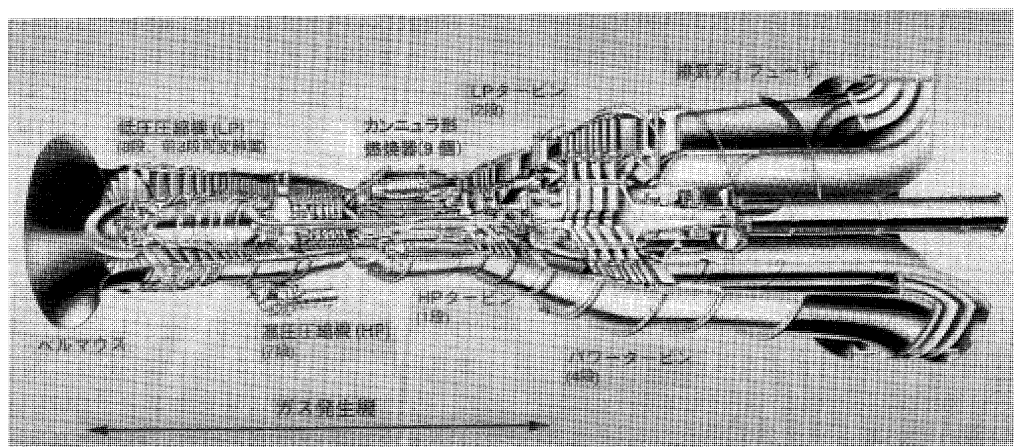


図1 航転形ガスタービン構造図 (FT 8 ガスタービン)

原稿受付 1999 年 1 月 21 日

* 1 (株)荏原製作所 気体機械事業部 設計開発部
〒144-8510 東京都大田区羽田旭町 11-1

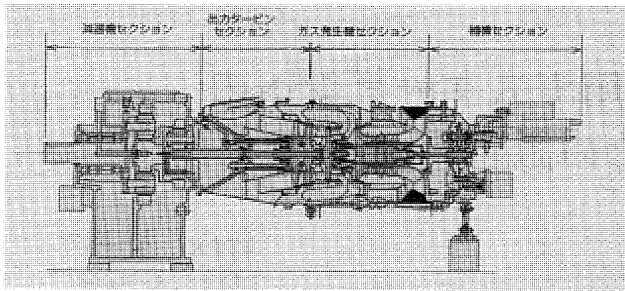


図2 航転形ガスタービン構造図 (ST 6 ガスタービン)

る。

航転化された 600~700 kW クラスのガスタービンの構造例を図 2 に示す。

3. 航転形ガスタービンの特徴

航転形ガスタービンの代表的な特徴を簡単に以下に述べる。

1) 小形軽量

航転形ガスタービンは同クラスの重構造形ガスタービンと比べて極めて軽量である。また小形であるため設置スペースが小さく、輸送と据付および保守点検において有利である。

2) 高効率

エンジンの燃料消費率が航空機の飛行距離、経済性を決定する要素となっていることから、航空機エンジンは常に高効率化が要求されてきた。航転形ガスタービンはこの恩恵を受けて高効率である。

3) 急速始動特性、繰り返し始動特性

航空機の離陸時の急速な負荷増加や頻繁な離着陸の必要性から、航空機エンジンは強度を十分確保しつつ軽量化を図る最適な薄肉構造を実現し、始動停止時、負荷急変時に発生する熱応力を非常に小さく抑えている。

従って、航転形ガスタービンは急速始動停止が可能であり、始動後定格出力に達するまでの所要時間が短時間である。また、繰り返し始動停止についても実質ほとんど制限がない。このように運転柔軟性に富む優れた特徴を有するため、連続運転に加え、DSS (Daily Start & Stop) 運用に最適である。

4) 二軸構成

航転形ガスタービンは 2 軸式で出力タービンがガス発生機と分離していることから、大きな慣性モーメントや始動時に負荷が掛かる被駆動機の用途に適している。

また、広い出力軸速度範囲の運転が可能であると共に広範囲の負荷にて高い効率を保つことができる。

更に、小容量の始動機にてガスタービンを始動することができる特徴を有している。

5) モジュール構造

主要構成部分は基本的に各々独立した縦割り構造が採用されている。各モジュールは完全な互換性があり、保守点検時に万一欠陥が発見された場合でも、スペアモ

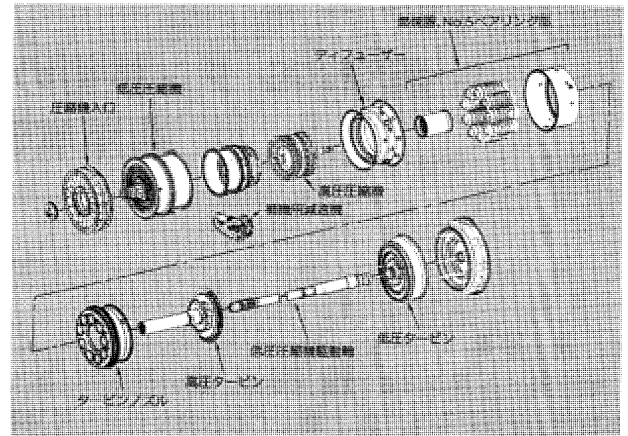


図3 モジュール構造 (FT 8)

ジュールと交換することでガスタービンの休止時間を著しく短縮することができる。図 3 にモジュール構造例を示す。

4. 航転形ガスタービンの利用・適用技術

航転形ガスタービンは、前述した特長が認められ、発電・コジェネ設備、圧縮機やポンプなどの機械駆動用の一般産業用途に広く活躍している。

船用ガスタービン分野では、小形、軽量で大出力であることから艦艇用や、ホーバークラフト、水中翼船などに採用されている。また、航空機の補機ユニットとして重要な APU (Auxiliary Power Unit) に用いられている。

新しい利用事例としては、商用船の高速化の要請が強まるなかで、最近では超高速貨物船「テクノスーパーライナー」に適用されている。

また、陸の輸送機関では夢の超特急として話題を集めているリニアモーターカーに搭載される非常発電設備に航転形ガスタービンが採用されている^{(2),(3)}。

以下に産業用を中心に利用・適用事例を述べる。

4.1 発電用

航転形ガスタービンは、軽量・コンパクトであり設置スペースが小さく、設置場所の自由度が広いことや、始動が容易・柔軟であることなどの特長と、その出力範囲からピークカット用あるいは自家発電用などに適している。

1) 大形機種用

国内での航転形ガスタービン導入例はかなりの数に上っているが、20 MW クラス以上の発電用途では 10 数台とまだ少ない。運用用途としては、非常用、ピークカット用、コンバインド用等がある。最近導入が盛んになってきている独立電気事業者 (IPP) に於いて、ピークカット対応や利用率の低い発電設備では毎日の始動停止 (DSS) が必要で、急速始動と始動頻度に対する制約の少ない航転形ガスタービンは最適である。

ピークカット運用例を表 1 と図 4 に示す。本プラントは航転形ガスタービンの試験研究を主目的として 1992

表1 航転形ガスタービンの使用例

発電所名	袖ヶ浦工場第2発電所
所在地	千葉県袖ヶ浦市荏原製作所
ガスタービン機名	FT8
プラント形式	単純開放サイクル
GT定格出力* (kW)	27000
運用モード	DSS(Daily Start & Stop)
年間運転時間	約1000時間
熱消費率* (kJ/kWh)	9606
熱効率* (%)	37.5
燃料	灯油、都市ガス13A
騒音規制値 (dBA)	85 (機側1m)、60 (境界線)
排ガスNO _x 規制値	≤ 40 ppmVD
NO _x 低減方法	水噴射
運転期日	1992年7月
累積運転時間 (98/12現在)	約7300時間
*: 4℃、ガス燃料時	

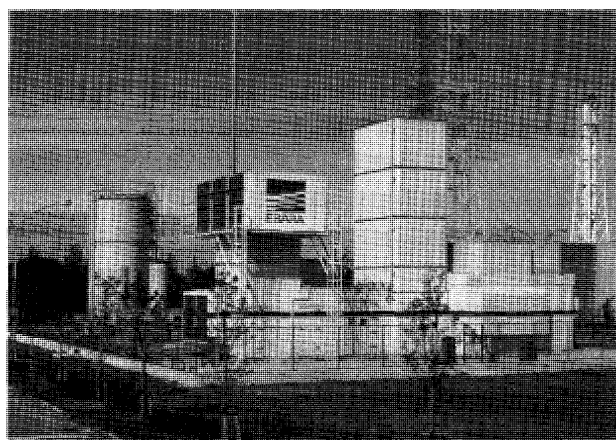


図4 航転形ガスタービン (FT8) の発電設備

年7月に運転、以後順調に稼動中で、発電電力は全量を電力会社へ送電している。

また、FT8ガスタービン2台のツインパックを用いた出力約70 MWの複合発電プラント2基が現在関東地区にて建設中で、1999年6月に運転予定である。本プラントは1996年度の電力会社IPP案件で成約されたもので、航転形ガスタービンを用いた国内初の複合発電プラントである。

2) 小中形機種用

小形の発電設備でも、高い熱効率を生かした液体燃料による航転形ガスタービンのコジェネユニットが稼動し、連続運転およびDSS運転で問題を生じることもなく好評を得ている。

最近、都市ガスを燃料とするコンパクトな700 kWクラスのガスタービンのコジェネユニットが開発され市場に投入された。従来、都市ガスを燃料とするこのクラスのものがなく、ビルや工場などの小規模な自家発電への展開が期待されている。

図5は実証試験中のガス燃料コジェネレーション設備の全景である。

3) 発電用途の注意事項

発電用途に航転形ガスタービンは優れた特長を有しているが、発電機の負荷遮断時に於ける出力軸の一時的な

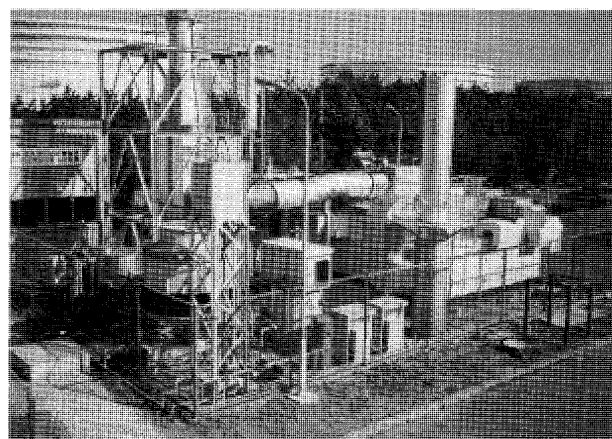


図5 都市ガス燃料コジェネ設備

速度上昇の問題を留意しておく必要がある。航転形ガスタービンは2軸式であるために、出力軸の慣性モーメントが小さく、また1軸式であれば負荷遮断時に回転速度上昇を抑える働きをする圧縮機と縁が切れている。このため2軸式では負荷遮断時の出力軸回転速度の一時的な過速度の度合いが大きくなる。発電機を含めた出力軸側の慣性モーメントではガスタービン運転制御装置の速度制御能力を超えて、過速度を規定値以下に抑えることが出来ない場合には、ガスタービン出力軸側にフライホイールを付加して、出力軸側の慣性モーメントを増大する方策がある。しかし、“発電用火力設備の技術基準の解釈”において、平成9年に航転形ガスタービンの場合の過速度の規定が1.11倍未満から1.16倍未満に改正された。このことから、前述のフライホイールを設置することなく、過速度の規定をほとんどの場合で満たしている。

4.2 機械駆動用

4.2.1 機械駆動用としての特徴

圧縮機、ポンプの流体機械では回転数の増加と共に負荷が増えるために、いわゆる有負荷始動となる。1軸式ガスタービンでは、アイドル速度（自立速度）以上に達しないと出力が取り出せないために、クラッチや流体継手が必要となる。

一方、2軸式ガスタービンは出力軸と独立してガス発生機をアイドル速度まで立ち上げることができ、また出力軸の低速駆動トルクが大きいことから、被駆動機の慣性トルクや負荷の制約を受けることなく始動することができる。

また、圧縮機やポンプなどの流体機械では、流量を調整するために回転数制御が一般に行われ、広い範囲の回転数制御が要求される。2軸式ガスタービンの場合は、ガス発生機と出力タービンの回転数を別々に制御することが可能であることから回転速度制御範囲が広い。この様に、航転形ガスタービンは機械駆動用の原動機としても適している。

4.2.2 機械駆動用の利用・適用事例

1) 圧縮機駆動用

圧縮機駆動用ガスタービンの使用例としては、天然ガス移送のパイプラインにおけるブースタステーションのガス圧縮機、および天然ガスを採取する井戸元のガス圧縮機の駆動用が上げられる。日本国内では極めて少ないが、シベリアやカナダなどでは大規模なパイプラインがあり多数使用されている。その他、LNGやLPG製造プラント、アンモニアプラントなどのガス処理、各種工業用の圧縮機の駆動用に用いられている。

2) ポンプ駆動用

ポンプ駆動用では、近年排水ポンプ機場にてガスタービンの採用が急増している。排水ポンプは降雨時の排水用であり、年間運転時間は約50～200時間程度である。停電対応やランニングコストなど経済性の面から、これまでディーゼルエンジンが採用されてきた。

ディーゼルエンジン使用の場合には、ポンプ場の不具合の多くがディーゼルエンジンの冷却水配管系統に起因していることや、騒音、振動の影響が大きいなどの問題がある。近年、ポンプ駆動設備全体の信頼性向上の要求だけでなく、ポンプ場周辺への環境対応がクローズアップされてきた。ガスタービンは冷却水が不要で、低振動・低騒音、排気ガスがクリーンであることから、次第に利用されるようになってきた。

1980年なかばからまず1軸式ガスタービンが採用され、1990年代に入ると2軸式ガスタービンが採用されるようになった。2軸式ガスタービンが普及してきたのは、回転数制御による排水量の調整、有負荷始動、全速あるいは低速待機運転が可能であるなどの優れた点を有していることが寄与している。

航転形ガスタービンは上記に加え、小形・軽量で据付けやメンテナンスも容易であり、更に停止時の冷却運転や停止後のターニングなども不要で操作・取り扱い易い

ガスタービンである。

ポンプ機場に設置された航転形ガスタービンパッケージの例を図6に示す。

3) 今後の排水ポンプ駆動用ガスタービン

排水ポンプの駆動機として、ディーゼルエンジンよりガスタービンの優位性が認められてきたが、さらにポンプ機場建設費用低減の要求にこたえるべく、ポンプ機場のコンパクト化の検討が進められてきた。

具体策として、立軸ポンプを立軸電動機で駆動するように、立軸ガスタービンが考案・開発された。従来のガスタービンは出力軸が横形であるのに対して、立軸ガスタービンは出力軸を立形にしたものであり、立形とL形の二種類がある。

立形ガスタービンはガス発生機を含めたガスタービン全体を立軸ポンプの真上に立置きするものである。また、L形ガスタービンはガス発生機は従来の横形のままで、出力タービン部のみを立置きするものであり、ガス発生機からの高温高压のガスを垂直方向に曲げて、立軸の出力タービンにて動力を取り出す方式である。

ほとんどの揚排水ポンプは立軸の軸流あるいは斜流ポ

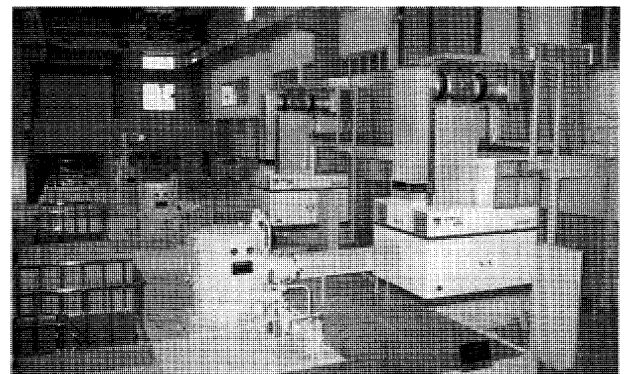
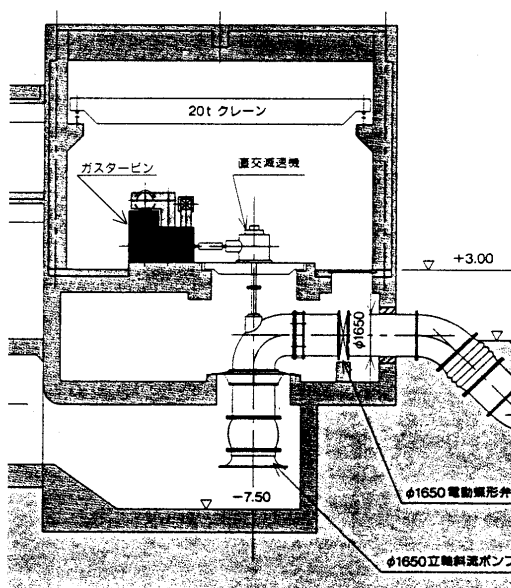
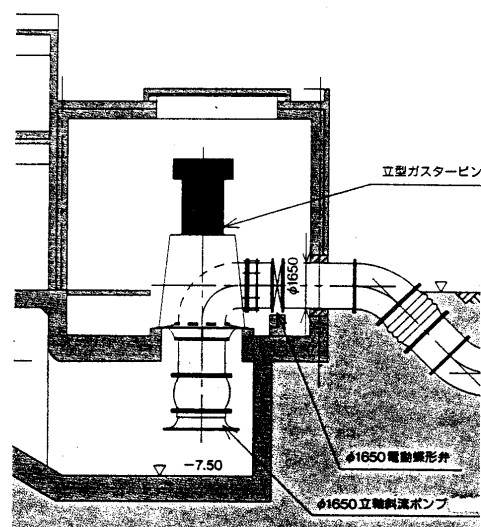


図6 排水ポンプ機場に設置のガスタービンパッケージ



(横形ガスタービンの場合)



(立形ガスタービンの場合)

図7 ポンプ機場の配置図

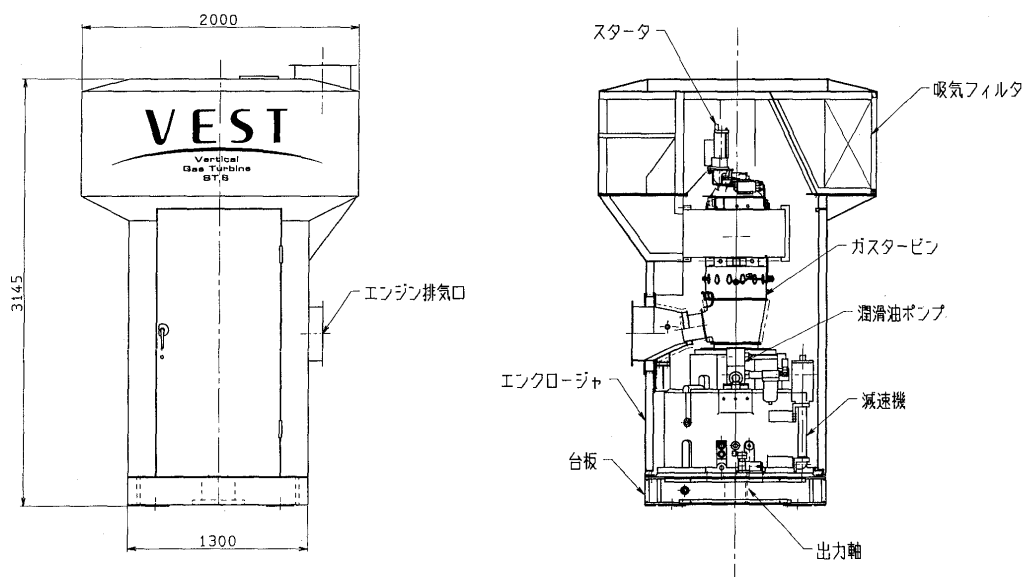


図8 立形ガスタービン（シングルパック）の構造図

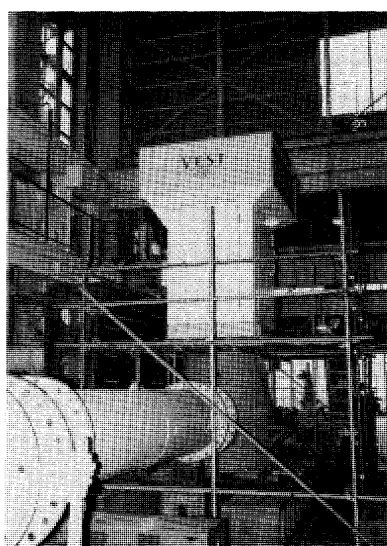


図9 ポンプカップル試験

ンプであり、従来の横形ガスタービンではガスタービンパッケージとポンプとの間に直交減速機を設けている。立軸ガスタービンは、直交減速機を配置することなくポンプと直結することができる。このため駆動機動力伝達系統を簡素化し設備全体の信頼性が向上すると共に、ポンプ機場のスペースと建設費用を大幅に削減できる。

図7は横形と立形ガスタービンの違いによるポンプ機場のスペース削減効果を示している。

ガスタービンメーカー各社が立軸ガスタービンの開発に取り組み、現在では立形は500 PS級～2800 PS級、L形では15,000 PS級と23,000 PS級が開発されている。

4) 立形ガスタービン

弊社では横形ガスタービンの製作経験を生かし今回立形ガスタービンを開発した⁽⁴⁾。

機器構成としてエンジン1台で構成したシングルパッ

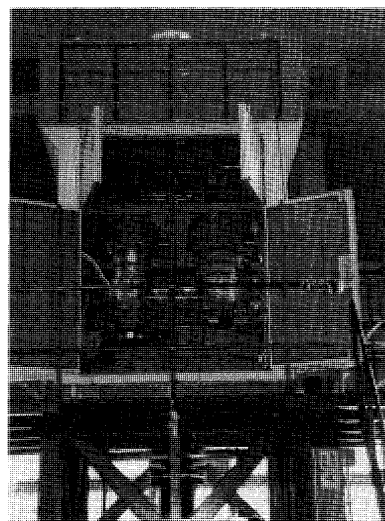


図10 立形ガスタービン（ツインパック）の外観

クとエンジン2台を用いたツインパックがある。

図8にシングルパックの立形ガスタービンパッケージの構成図を、図9にポンプとのカップル試験中の模様を示す。また、ツインパックの外観を図10に示す。

ガスタービンの立形化に際しては、排水ポンプ機場にて実績のある従来機（ST6 ガスタービン）を利用した。

回転軸が鉛直になることから潤滑油が軸受室から漏れやすくなるため、潤滑・シールシステムの改造が最も重要な課題であった。軸受室の軸封部を改造すると共に、潤滑システムを強制排油を付加した方式にした。また、立形配置に適応したエンジンサポート方式と高速の出力タービン軸の回転を低速のポンプ回転数まで減速する立形減速機の検討・検証を行った。ガスタービンパッケージを製作したのち、ポンプ機場での運転を模擬した一連の実証試験と耐久運転を実施して信頼性を確認した。

現在約300 PS～1840 PSまで対応が可能であり、ST

18 ガスタービンを使用した立形ガスタービンの開発も行っており約 2100 PS まで対応可能となる。

弊社は立形ガスタービンを 4 台受注し、2 台納入し、残り 2 台は現在製作中である。

5. 今後の展望と課題

航空機用エンジンで使用されるジェット燃料は成分からみて重質ガソリンから灯油に相当し、燃焼ガスに付着や腐食を起こす有害物を含んでいない。重留出油を用いる場合は残留炭素分が多いことに起因する燃焼条件の違いで、燃焼器中に炭素生成物が生成しやすくなり、時には燃料ノズルや燃焼器内面に付着して、燃料噴霧状況、燃焼状況が悪化してタービンの局所加熱などの問題を招くことがある。そのため燃焼器の改良・改造や、運転状況に注意して保守点検を頻繁に行うなどの配慮が必要である。ガス燃料については、天然ガス、都市ガスが主体であるが、各種工業プロセスの副生ガスがあり、低カロリー、高カロリーガスなど各種のガスを使用するには、燃焼器の適合性に注意をはらう必要である。

今後航転形ガスタービンの用途を広げる面で、適合燃料の多様性を増す技術向上が重要である。

また近年、地球温暖化、酸性雨被害などといった環境問題への対応の重要性が増してきている。航転形ガスタービンも NO_x、CO₂ 等の排出濃度・排出量の低減が要求されている。そのため、有害排出物の低減を図る燃焼器システムの研究開発の努力が続けられ順次実用化され

てきているが、今後は現在以上に環境への適合性が求められ、一層の燃焼技術の向上・革新が不可欠である。

6. あとがき

航転形ガスタービンは、航空機用にて培われた小形、軽量、高性能、および高信頼性の優位性が認められ、艦艇用や非常用などのみでなく、連続運転を要求される発電・コジェネ用や圧縮機駆動用など産業用の種々の分野に市場を拡大してきている。

産業用に利用するにあたっては、各々の用途に特有な要求に応える新技術開発が不可欠である。ポンプ機場のコスト削減のニーズに応え、機場の大幅なコンパクト化を図ることができる立形ガスタービンはその成功例と言える。

エネルギー問題および環境保全への対応など、今後ますます多様化する要求に応える技術向上・革新がなされ、航転形ガスタービンの一層の発展を期待している。

参考文献

- (1) 小林利充, 配管技術 '97 増刊号, p. 119
- (2) 山本貴光, 中村修三, 日本ガスタービン学会誌 Vol. 22, No. 85, (1994. 6), p. 43
- (3) 星野宏則, 廣田敏男, 山本貴光, 山本克也, 日本ガスタービン学会誌 Vol. 27, No. 1, (1999. 1), p. 5
- (4) 中台久雄, 鈴木進一, 日本ガスタービン学会誌 Vol. 25, No. 100, (1998. 3), p. 13

ラジアル形過給機のタービン技術の向上

榊田 勝^{*1}

SAKAKIDA Masaru

キーワード：ターボチャージャ、過給機、ラジアルタービン、斜流タービン、加速応答性、可変容量、VGS、VNT

1. 緒言

過給機はエンジンの出力向上に加えて特にディーゼルエンジンにおいては、燃料消費量の低減とエンジンの排気ガス規制に対応するための一つの技術となってきている。平成9年度の統計⁽¹⁾によると、国内での圧縮機直径100 mm以下の過給機の生産台数は約220万台となっており、世界中ではこの2倍以上の台数が生産されているものと思われる。この大きさの過給機は大部分が自動車用であり、全世界におけるマーケットはヨーロッパにおける小形ディーゼルエンジンの増加、RV (Recreational Vehicle) 市場向け、東南アジア市場におけるエンジンの過給化、そして日本市場における軽自動車の新安全規格採用にともなう過給エンジンの増加等を主要因として拡大基調にある。

過給機は小形、高速を特徴としており、技術的には、熱、流体、軸受・軸系等の機械要素、構造・強度、材料、製造に至るまで既存技術とその時々最新の技術が融合化された高度な機械であるといえよう。しかしながら、船用、自動車用を問わず信頼性、耐久性、性能、そしてコストについてのユーザの要求は厳しく、また、量産機種としての技術的な課題も種々存在する。

昭和29年に小形ディーゼルエンジン用として開発された国内初のラジアルタービンを用いたラジアル形過給機から数えれば約40数年、過給機はエンジンの高性能化を目的として鋭意、研究開発が継続して続けられてきた。

本稿では種々の過給機の中でも最も生産量の多い排気タービン式過給機のラジアルタービンに限定してその研究開発の動向を概観してみる。

2. ラジアル形過給機およびラジアルタービンの開発の歴史

現在行われている研究開発をより良く理解するために、過去どのような技術開発がラジアル形過給機、そしてラジアルタービンについて行われてきたかを図1に示す。

同図中にトラック用ディーゼルエンジンの燃料消費量の低減と、排気ガス規制の推移の概略を示した。

昭和29年に開発されたラジアルタービンを用いた過給機をラジアル形過給機の元年とすれば、その後約10年間は種々の改良が加えられラジアル形過給機の基礎が形成された時代である。この当時のラジアルタービンは直径100 mm程度のものであり用途も小形船用、産業用、自動車用等として生産され、昭和35年には自動車用エンジンにも搭載された。当時の圧力比は最大で約2程度であった。昭和40年代になりトラック用エンジンの出力増加競争の影響を受け、エンジンの比出力向上のため過給機は高圧力比が要求されるようになり、圧縮機、タービン共々高圧力比化の研究が盛んに行われるようになった。

ラジアルタービンの製造方法に関しても耐熱超合金のロストワックス精密鑄造の技術が確立し、高周速化が行われるようになった。昭和50年代、自動車用エンジンの過給化に伴い、エンジンの回転域、負荷変動域に対応して高い性能をもつ過給機が要求されるようになり、広作動域化の研究が進められることとなった。エンジンの過給化も排気量の大きいものから小さいものまでが対象となり、過給機も各種のサイズのものが製造されるようになった。ラジアルタービンも自動車用として直径50 mmクラスから90 mmクラスまで、小形船用としては150 mmクラスまでの開発が進んだ。この当時の研究は特に自動車用、船用共、小形化、大流量化（タービンの直径あたりの流量を大きくすること）にむけられた時代であり、ラジアルタービンの高比速度化の研究が盛んになされた。

さらにこの時代は小形過給機について各種の研究開発が一斉に始められ、適用エンジンの拡大に伴い過給機の機種拡大、レース用エンジンへの適用、セラミック材料のタービンへの適用、また、玉軸受等の要素開発、そして、ガソリンエンジンの乗用車への適用、そしてエンジンとの適合性を高めるためのウエストゲートバルブの採用、さらに積極的に適合性を高めるための可変容量形過給機の開発、また、ソフトの面では過給エンジンのシミュレーション技術等多方面にわたって種々の研究開発が行われ、現在の過給機に適用されている技術の基礎が出来上がった。また、この時代、過給機は軽自動車用エンジンにも搭載されることとなり、そのラジアルタービンは直径約35 mmクラスとなり小形化する上での種々

原稿受付 1999年1月21日

*1 石川島播磨重工業(株) 汎用機械事業部

〒135-8733 東京都江東区豊洲3-2-16

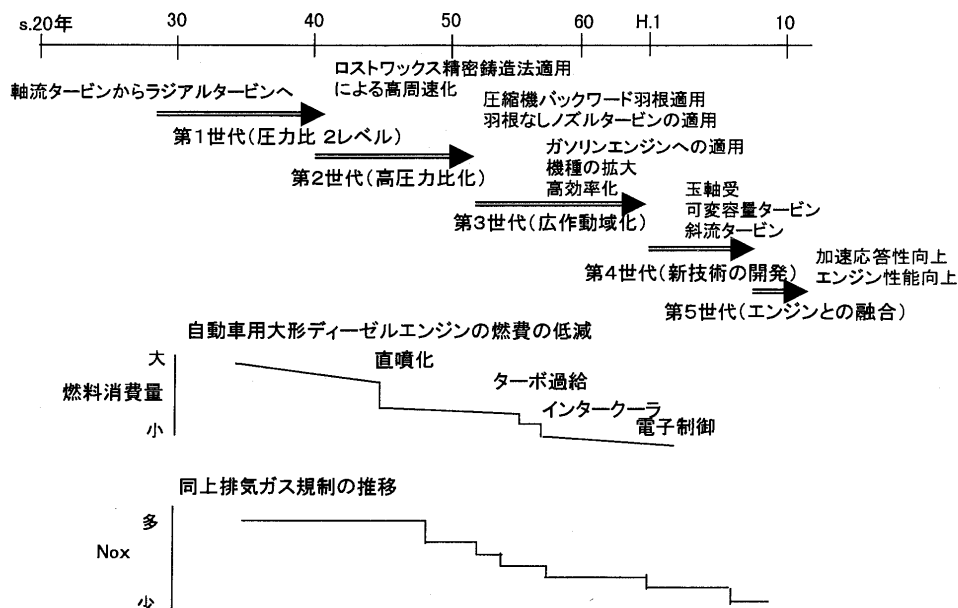


図1 ラジアル形過給機の開発の歴史

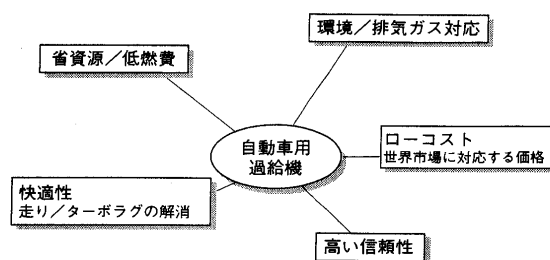
の課題解決の研究が盛んに行われた。一方船用過給機についてもラジアルタービンの種々のメリットが見直され、従来は軸流タービンが使われていた領域までラジアルタービンの適用が拡大された。もちろん圧縮機についての流体要素の研究も積極的にすすめられたことは言うまでもない。

その後昭和60年代からは環境問題が大きくクローズアップされることとなり、特にディーゼルエンジンの排気ガス規制の強化、また、小形ディーゼルエンジンの増加を背景として流体要素の効率向上、信頼性、耐久性の強化が行われた。特に圧縮機、タービンの流体要素については3次元の流れ解析技術が急速に進歩し、それを適用した研究が進んだ。

そして、現在はエンジンのさらなる高性能化のためにエンジンとの融合化が急速に進み、これらの技術開発を背景として現在もエンジンの高性能化に寄与するため、さらなる過給機の高性能化の研究開発が続けられている。

3. ラジアル形過給機用ラジアルタービンの最近の研究動向

近年環境問題がクローズアップされ、CO₂排出量の削減、エンジンの排気ガス規制の強化等エンジンを取り巻く環境が変化してきている。さらに過給エンジンの適用範囲の拡大を背景として自動車ユーザの多様化、自動車のハイレベル化等から従来以上のターボラグの減少、加速応答性の向上、エンジンの作動域の全域にわたっての排気ガスのクリーン化、また、燃料消費量の低減、騒音低減、また、コストの低減等、従来以上の厳しい条件が過給機に課せられるようになり、このような情勢を背景としてさらなる研究開発が進められている。図2に自動車用過給機に要求されている課題を示す⁽²⁾。

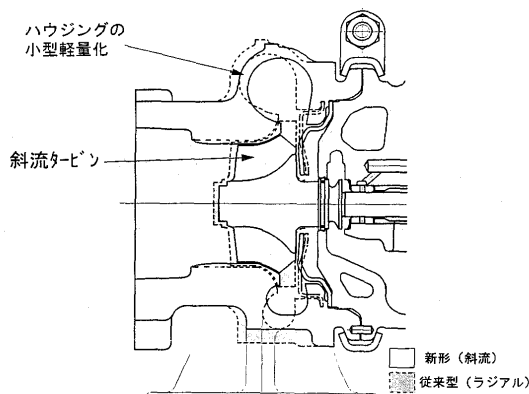
図2 自動車用過給機に要求される課題⁽²⁾

最近、過給機技術の動向に関して本誌の特集⁽³⁾、そしてターボ機械誌の特集⁽⁴⁾が行われ過給機の個々の要素にわたってその技術が紹介されているので、ここではごく最近発表された論文を主体として近年の研究開発の動向を述べてみたい。

3.1 過給機の加速応答性の向上

排気タービン式過給機はエンジンからの排気ガス量が少ない時タービンが発生する仕事量が少なく、従って圧縮機の駆動動力を大きくとれず過給が十分に行われぬ。

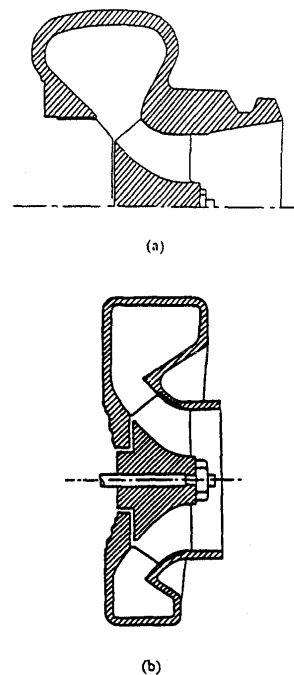
自動車の場合は特にエンジン回転数が低いとき、すなわち自動車の発進時に過給機の回転数が上がりず過給圧が立ち上がらない、いわゆるターボラグ(加速応答遅れ)が生じてしまう。これを解決するために過給エンジンシステムとして小流量形のタービンにウエストゲートバルブを装着し、エンジンからの排気ガス量が少ない時はガスの全量がタービンに流れ、そしてエンジンが高速になりガス量が大きくなった時には一部のガスをタービンをバイパスさせることによりタービンが過回転しないように制御し、過給圧が上がり過ぎないようにする方式がとられる。この場合、エンジンの高速域では排気ガスのエネルギーを一部バイパスするため、例えば燃料消費率の悪化等を招く。特に近年は過給機の立ち上がりを早くす

図3 自動車用過給機に適用された小形斜流タービン⁽⁷⁾

るため従来以上に小流量タービンを適合する傾向が強まってきた。しかしながら過給機の加速応答性は回転部の機械損失や慣性モーメントに大きく影響を受けることが分かり、前者については従来の滑り軸受に代えて玉軸受の採用、また、軸受損失低減形軸受の開発⁽⁵⁾が行われてきた。一方、後者については抜本的な解決を図るため回転部の慣性モーメント低減の研究が行われるようになってきた。

このためには圧縮機羽根車を軽量化⁽⁶⁾することも行われたが、回転部の大部分の慣性モーメントを占めるタービンについての研究開発も行われた。従来のラジアルタービンの羽根厚を薄くし軽量化を図ること等の他に、タービン直径を小さくするための一方策として斜流タービンの研究⁽⁷⁾もなされた(図3)。過給機用タービンへの斜流タービンの適用は小形船用過給機においては早くから実用化され、一部は大形自動車用としての適用も行われていた。しかしながらこれらは、タービンの大流量化、すなわちタービンの直径あたりの流量を大きくするための方策として採用された事例であり、比速度も大きい値となっている。一方ウエストゲートバルブを用いる小流量形自動車用過給機への適用はタービンの小外径化の意味が強く、船用に適用されたケースとは目的が異なるものであり比速度、速度比共小さい値をとることが特徴である。この斜流タービンについては静止部から羽根車に至る斜め流路部分の流体の挙動が明確になっていないこともあり、羽根車入口、出口部における流れの詳細な計測が行われている⁽⁸⁾⁽⁹⁾。

さらに同時に羽根車の設計法に関して、羽根入口部分の最適設計方法が探索され、また、羽根車に流入するガスの流れを規定するスクロールについても斜流形に適した形状についての研究が進められている⁽⁸⁾(図4)。過給機のタービン羽根は強度上の問題から、ラジアル要素翼となっており、これに起因する設計上の制約があるが、斜流形は同じ制約のもとでもガスの流入角に自由度があり、エンジンの排気ガスの脈動流の下で高い効率をもつことができる可能性を有するとの観点からも研究が行われている⁽¹⁰⁾。

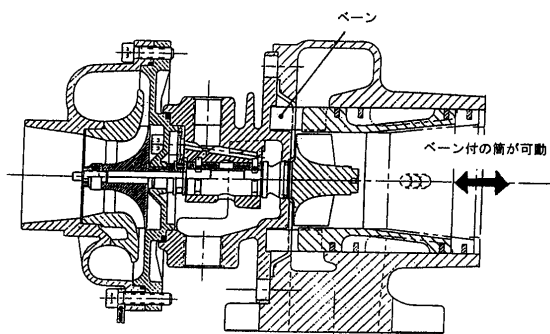
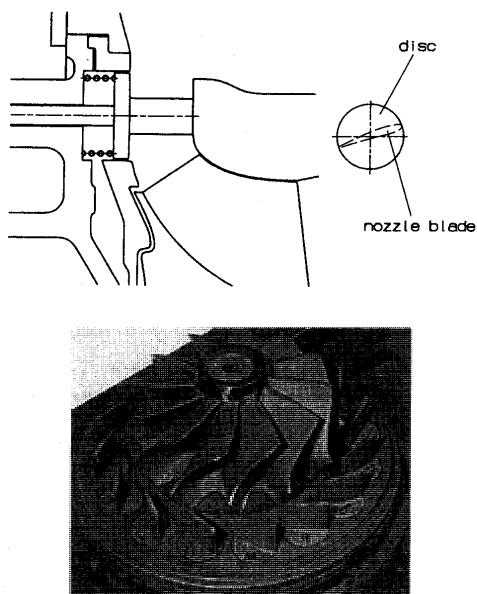
図4 斜流タービンのスクロールの研究例⁽⁸⁾

3.2 可変容量式過給機タービンの開発

容積型のエンジンと速度型のターボ機械である過給機の適合性を増すため、過給機のタービンを流量可変とすることが行われてきた。大形トラック用としては早い時期から実用化されてきたが、小形ディーゼルエンジンの増加とともに流量可変形タービンを組込んだ可変容量形過給機の小形化が急速に進んでいる。可変容量形過給機についてはVGS (Variable Geometry System), VNT (Variable Nozzle Turbine), また、単にVG (Variable Geometry) ターボチャージャ等各種の呼び方がされているが、本稿では可変容量形と称することとする。現在実用化されているものの大部分はタービンのノズル羽根の開度を変えるものであるが、可変容量方式には従来種々の機構のものが考案されており、例えばノズル羽根の側壁を可動としノズル羽根流路高さを変化させるものも発表されている⁽¹¹⁾(図5)。可変容量形過給機は一般的に何等かの可動機構を有し、静止部と可動部の間にできるクリアランスが性能に大きな影響をもつため、全ての可変容量形過給機の空力性能向上のための課題はこのクリアランス対策といっても過言ではなからう。

ノズル羽根開度可変形の場合、ノズル羽根は羽根車との適合を考慮して設計されることは言うまでもないが、ノズル羽根とケーシング間にできるクリアランスが特に低流量域で重要な影響をもつため、このクリアランスを小さくするための工夫がなされている。

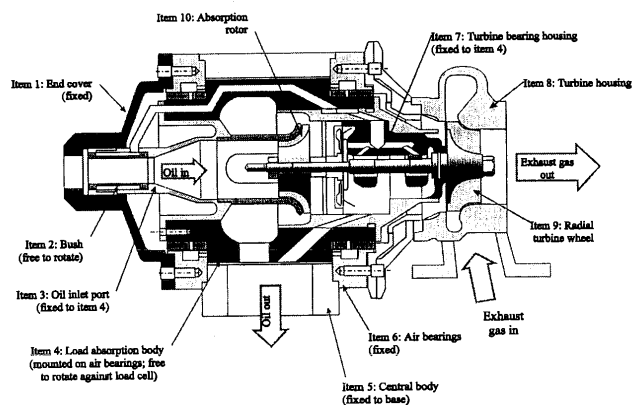
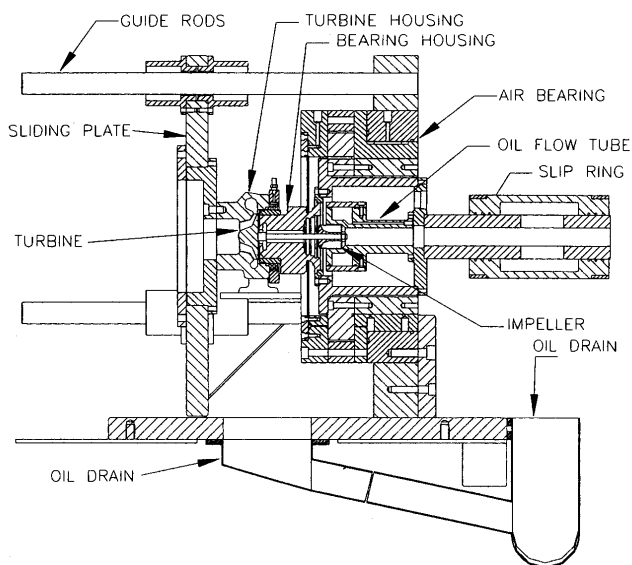
また、例えば発電用ガスタービンが一定回転で運転されるのと異なり、自動車用エンジンに使われる過給機のタービンは低回転数域から高速回転数域まで広い領域で使われるため、ノズル羽根とタービン羽根車との共振の問題も避けて通れない問題である。このような背景の下

図5 VNTOP 過給機⁽¹¹⁾ (ノズル羽根側壁移動形)図6 斜流タービンと可変ノズル羽根の組合せ⁽¹⁴⁾

で、ノズル羽根とケーシング間のクリアランスの影響、さらに、ノズル開度を変えた時のノズル流路内の流れの解析例が発表されており⁽¹²⁾、今後さらに研究が進むものと思われる。

可変容量形過給機を用いた時のエンジン性能の向上については種々発表されているが、小排気量エンジンへの適用では1.8リットルの小形ディーゼルエンジンの性能向上の例が発表されている⁽¹³⁾。

タービン羽根車へ流入するガスの流れは直接ノズル羽根で決められるが、スクロールとノズル羽根を適合させることも重要である。羽根なしノズル形タービンと同様にスクロールの設計にも注意が払われる。可変ノズル形過給機は広い流量域にわたって高い効率を求められるが、ノズル羽根の可動域とタービン羽根車によって流量域が決まってしまうため、エンジンから要求される流量域に適切に合った設計をすることが重要であることは言うまでもない。また、可変ノズル形タービンについてはスクロール、ノズル、羽根車の各々が互いに影響をもつため、空力性能と構造強度上の問題を合わせてこれらの要素を連成させて解析する手法を構築することが必要となろう。

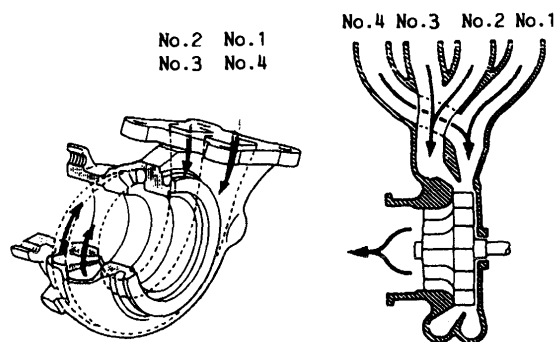
図7 タービン動力計⁽¹⁷⁾図8 タービン動力計⁽¹⁸⁾

なお、船用過給機の事例では斜流タービンに可変ノズルを組合せたタービンが開発されている⁽¹⁴⁾ (図6)。

以上、タービンについてのみ論じてきたが、過給機としては当然圧縮機の広い流量域が必要であり性能向上も必須である。可変容量形過給機はコスト、信頼性、そして耐久性の枠の中で、最大の高性能化が求められており、世の中にある機械の中でも最も難しい機械の一つではなかろうか。可変容量形過給機のさらなる性能向上のため空力技術、熱・構造技術、振動技術、材料技術等設計技術者が知恵を出すことがまだまだ必要であろう。

3.3 脈動流れ下のタービン性能

過給機用タービンを論ずる時、避けて通れないのがエンジンの排気ガス脈動のタービンへの影響である。現在自動車用エンジンに使われている排気タービン式過給機は殆ど全てが動圧過給方式であり、タービン入口における圧力、温度は瞬時、瞬時異なった状態である。この研究の一つの方向は定常流におけるタービン性能が脈動流れ下においてどのような特性を示すかを解明することであり、他方では、エンジンとのマッチングの計算方法等一連の研究が鋭意進められている⁽¹⁵⁾⁽¹⁶⁾⁽¹⁷⁾。

図9 動圧利用過給方式の例⁽¹⁹⁾

脈動流れを扱う時は概してタービンの圧力比の大きな変化に対応したタービン流量特性、効率特性が必要となりタービンの性能計測方法の研究も同時に進められている⁽¹⁷⁾⁽¹⁸⁾ (図7, 図8)。しかしながらこの脈動流れ下でのタービンの特性に関する研究はこれだけ論じても本紙面では言い尽くせないため、本稿ではこれ以上述べないこととする。

3.4 排気タービンシステムとしての研究

自動車用エンジンに使われる排気タービン式過給機は3.3項で述べたように動圧過給が大部分であり、タービンの動圧利用の研究と共にマニホールドの改良によって動圧利用を促進するための研究も積極的に行われている⁽¹⁹⁾⁽²⁰⁾ (図9)。この研究も広い意味では排気タービンの性能向上を目的としており、今後も過給システムの最適化の観点から継続して進められると考えられる。

3.5 その他

従来回転する羽根車の内部の流れの計測は圧縮機に関するものが先に行われてきた観がするが、近年、先に述べた斜流タービンの事例も含めてラジアルタービンの内部流れのCFD解析の検証のためレーザ流速計を用いた計測が行われるようになってきた⁽²¹⁾。また、1次元解析方法の検証⁽²²⁾、エンジンとの適合性改良によるエンジン性能の向上⁽²³⁾等が発表されている。さらに、エンジンの排熱を利用して小形軸流蒸気タービンで圧縮機駆動源にすること等も提案されており⁽²⁴⁾、従来から種々の開発が行われてきたタービンのアシスト機構についても研究がされるものと思われる。これらは過給機用タービンとして基礎的な分野の研究であり、エンジンとの適合性を向上するために今後も地道に進められるものと思われる。

4. 結び

ラジアル形過給機の開発の動向について最近発表された論文をもとに展望してみた。現在自動車用過給機の開発はエンジンのさらなる性能向上のため、新しい世代の開発に突入し始めた観がする。本稿では特に触れなかったが超小形のタービンを組込んだ軽自動車用過給機の実用化等、まだまだ開発の余地がありそうである。

本稿ではタービンのみを取り上げたが勿論圧縮機、軸受、構造、材料、製造方法等あらゆる関連技術が同時に

改良、開発されねばならないのは言うまでもない。過給機用タービンの高性能化は要素単体としての空力性能向上の加えてエンジンシステム全体を考えて取り扱う必要があり、今後課題解決に向けて種々の観点から研究が進むものと思われる。特に近年は技術の向上とともに例えば空力性能と騒音の問題、可変容量形タービンでの空力性能と強度の問題等、二つ以上の技術要素にまたがる課題が多くなり、研究開発に携わる技術者は従来以上に広範な技術を要求されるようになってきたものと思われる。

また、当面の研究開発課題が解決された時は、例えばVG過給機のさらなるレスポンス改良のための新しい技術開発等、過去の過給機技術の進歩を振り返れば、まだまだエンジンの性能向上のために過給機がなすべきことが出現してくるものと考えられる。過給機の研究開発に携わってきた一人としてエンジンと過給機のさらなる発展を願うものである。

参考文献

- (1) ガスタービン統計作成委員会, 日本ガスタービン学会誌, 26-101, (1998-6), p. 130
- (2) 小池尚昭, ターボ機械, 25-1 (1997-1), p. 57
- (3) 特集ターボチャージャ, 日本ガスタービン学会誌, 24-96(1997-3), p. 3-47
- (4) 特集最近のターボチャージャと技術動向, ターボ機械, 25-11 (1997-11), p. 8-53
- (5) 近藤暢宏, 日本ガスタービン学会誌, 24-96, (1997-3), p. 29
- (6) 小川止, 半田浩一, ターボ機械, 25-11, (1997, 11), p. 47
- (7) 榊田勝, 松岡英明, 小池尚昭, 峯岸裕明, 松下博美, 日本ガスタービン学会誌, 25-97, (1997-6), p. 76
- (8) Arcoumanis, C., Martinez-Rotas, R. F., Nouri, J. M., Su, C. C., International Journal of Rotating Machinery, 3-4 (1997), p. 277
- (9) Arcoumanis, C., Martinez-Rotas, R. F., Su, C. C., Kitson, S. T., Sharp, N. K., ImechE, C 554/028/98, (1998-11), p. 157
- (10) Baines, N. C., ASME, 95-GT-210, (1995-6)
- (11) 鈴木年雄, 日本ガスタービン学会誌, 24-96, (1997-3), p. 25
- (12) Matsumoto, K., Jinnai, Y., Suzuki, H., ImechE, C 554/005/98, (1998-11), p. 329
- (13) Hawley, J. G., Wallace, F. J., Cox, A., Pease, A. C., Bird, G. L., Horrocks, R. W., ImechE, C 554/014/98, (1998-11), p. 347
- (14) Baets, J., Bernard, O., Gamp, T., Zehnder, M., ImechE, C 554/017/98, (1998-11), p. 315
- (15) 小西奎二, 田代伸一, 吉識晴夫, 日本機械学会論文集(B編), 60-569, (1994-1), p. 176
- (16) 吉識晴夫, 顧茸蓄, 日本ガスタービン学会誌, 25-99, (1997-12), p. 76
- (17) Winterbone, D. E., Pearson, R. J., ImechE, C 554/031/98, (1998-11), p. 193
- (18) McDonnell, G. T., Artt, D. W., Spence, S. W. T., ImechE, C 554/025/98, (1998-11), p. 145
- (19) 佐々木祥二, 奥山彰晃, 日本ガスタービン学会誌, 24-96, (1997, 3), p. 16
- (20) Bassett, M. D., ImechE, C 554/022/98, (1998-11), p. 209
- (21) Benisek, E. F., ImechE, C 554/027/98, (1998-11), p. 57
- (22) Baines, N. C., ImechE, C 554/006/98, (1998-11), p. 45
- (23) Bhinder, F. S., ImechE, C 554/029/98, (1998-11), 171
- (24) Beyer, B., Hasemann, H., Rautenberg, M., ImechE, C 554/021/98, (1998-11), p. 183

次世代形船用ガスタービン(スーパーマリンガスタービン)の研究開発計画

田中 道雄^{*1}
TANAKA Michio

杉本 隆雄^{*1}
SUGIMOTO Takao

キーワード: 船用ガスタービン, 低 NO_x 燃焼器, 再生サイクル, 熱交換器, 圧縮機, タービン

1. はじめに

1997年4月わが国のガスタービンメーカー5社(川崎重工, 石川島播磨重工, ダイハツディーゼル, 新潟鉄工, ヤンマーディーゼル)が共同して, 環境低負荷形で高効率な次世代形船用ガスタービン(スーパーマリンガスタービン: 以下 SMGT)を研究開発する技術研究組合を発足させた。本組合は運輸省, 造船業基盤整備事業協会, 日本財団の支援を得て発足と同時にその研究開発活動を開始した。本稿はその開発しようとする船用ガスタービンと研究開発計画について紹介する。

2. 研究開発の背景

地球規模の環境問題に関連し, 船舶による大気汚染防止に関しても世界的に強い関心が集まっている。1997年国際海事機関(IMO)において船舶からの大気汚染防止に関するMARPOL条約の新附属書が採択され, 2000年以降のNO_x排出量規制が具体的日程となり, その後もより厳しい規制がなされると予想されている。

周知の様にガスタービンは, その燃焼形態からNO_x排出量をディーゼルエンジンに比べて格段に低く出来, ガスタービンが船用エンジンとして広く普及すれば抜本的な船舶排気ガスのクリーン化(低NO_x化)が期待出来る。

また, 船舶の近代化・海上輸送の高度化が要請される中で, 特に内航船舶については高速化, 船内環境の改善, 船内労働の軽減が求められている。小型・軽量, 低振動・低騒音, メンテナンスが容易というガスタービンの有する特質が船用エンジンとしてこれらの要請に十分に応え得る可能性もある。

しかし, 現在のガスタービンは燃費等の経済的理由から, 船用エンジンとしては一部の用途に限られているのが実情である。

本プロジェクトは, このような状況を打破して船用ガスタービンの用途を広く拡大するために, 低NO_xで, 高速ディーゼルエンジンと同等の熱効率を有する次世代型船用ガスタービンを開発することを目的としている。

3. 研究開発目標

本プロジェクトは, 次の3点を目標とする主として内航船舶の主機を想定した2500kW級のガスタービンを開発する。

- 1) NO_x 排出量が1 g/kWh 以下
- 2) 熱効率が38~40%
- 3) 燃料はA重油が使用可能

NO_x はディーゼルエンジンの約1/10, 熱効率は高速ディーゼルエンジンとほぼ同等である。

これらの目標値は同出力クラスの産業用ガスタービンと比較しても, NO_x 排出量では現状値(液体燃料焚)の1/3, 熱効率では10ポイントもの向上を目指すものである。

また, 燃料は船用としての入手性を考慮してA重油を使用可能とする。

4. 研究開発予定

1997年4月技術研究組合の発足と同時に研究開発活動を開始した。研究開発予定期間は6ヵ年で, その間のスケジュールを図1に示す。

初年度の1997年度にガスタービン全体の基本設計を完了し, 同時に上記の全体目標を要素レベルの目標に展開した。第2年度の1998年度からは各種試験を含む要素研究に移っている。この要素研究成果を取入れつつ詳細設計を進め, 2001年度半ばにSMGT実験機を製作し, 最終年度2002年度にかけ陸上試験でその性能評価をする予定である。

5. SMGTの基本仕様

先に述べたSMGTの全体目標達成のため, 構成要素が達成すべき設計点性能(目標仕様)を表1に示す。また, 各部の形式を表2に示す。図2にSMGTの概念図, 図3に出力発生部の断面構想図を示す。

高い熱効率実現のためにSMGTでは排熱回収をする再生サイクルを採用することにした。再生サイクルの検討結果を図4に示す。再生サイクルで熱効率=38~40%を達成するには, タービン入口温度(TIT)=1200℃, 圧力比(π)=8となる。

再生器は小形で高効率のためプレートフィン形とした。

原稿受付 1999年1月8日

*1 スーパーマリンガスタービン技術研究組合

〒105-0003 東京都港区西新橋1-5-14 (信栄堂ビル6F)

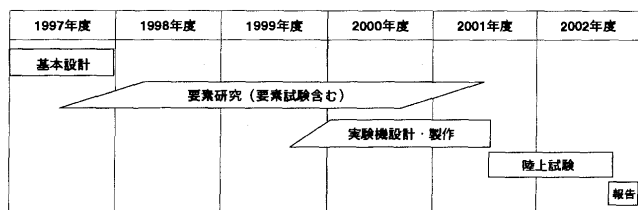


図1 研究開発スケジュール

表1 SMGT 目標設計点性能仕様

項目	単位	緒 元	
		F 形	V 形
出力	kW	2,590	2,530
熱効率	%	39.1	38.4
空気流量	kg/s	9.5	
圧縮機	回転数	rpm 21,000	
	全段圧力比	8.0	
	全段効率	84.0	83.7
熱交換器	空気側圧損率	4.0	
	ガス側圧損率	4.0	
	熱交換温度効率	83.0	
燃焼器	燃焼効率	99.0	
	燃焼器圧損率	4.0	
G	回転数	rpm 21,000	
G	タービン入口温度	°C 1,200	
T	タービン断熱効率	87.5	
P	回転数	rpm 13,000	
T	タービン断熱効率	90.2	89.2
	排気デューザ圧損率	4.0	
	GGT 軸機械効率	98.0	
	PT 軸機械効率	99.0	
NOx 値	g/kWh	1.0 以下 (約 200ppm (O ₂ =0%) 以下相当)	

注1) 性能は ISO2314 条件 (吸排気ダクトなし, 吸気温度 15°C, 吸気圧力 1.0332kg/cm², 相対湿度 60%) での値である。

注2) GGT: ガスジェネレータータービン PT: パワータービン

表2 各部の形式

部 位	形 式 ・ 仕 様	
	F 型	V 型
パワージェクション	形 式	再生開放 2 軸式
	寸 法	≒ L 2.2m × W 1.0m × H 1.0m
	重 量	約 1,800kg
	圧縮機	軸流段 4 段 遠心段 1 段
	燃焼器	4 缶式
	GGT	軸流 2 段
	PT	軸流 2 段 軸流 3 段
熱交換器	形 式	プレートフィン型
	寸 法	≒ L 1.4m × W 1.2m × H 1.2m
	重 量	約 2,500kg

低 NO_x 燃焼方式は予蒸発予混合希薄燃焼方式とし、燃焼器形式は低 NO_x 化構造に対し形状・寸法の設計自由度があり、整備性の良い缶型燃焼器とした。

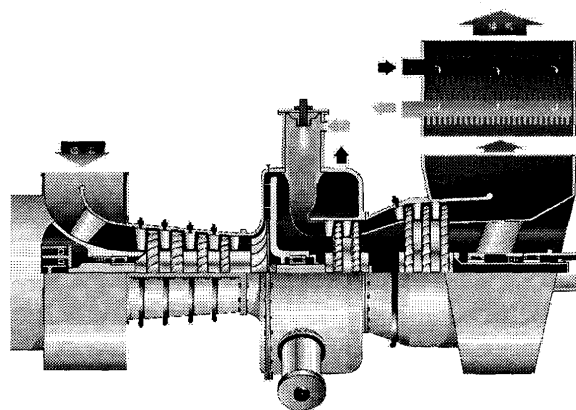


図2 SMGT の概念図

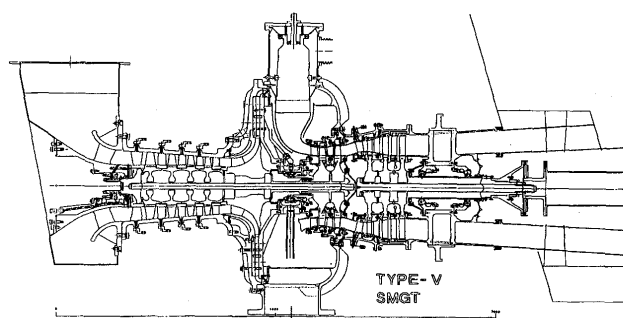


図3 SMGT 断面構想図 (V 型)

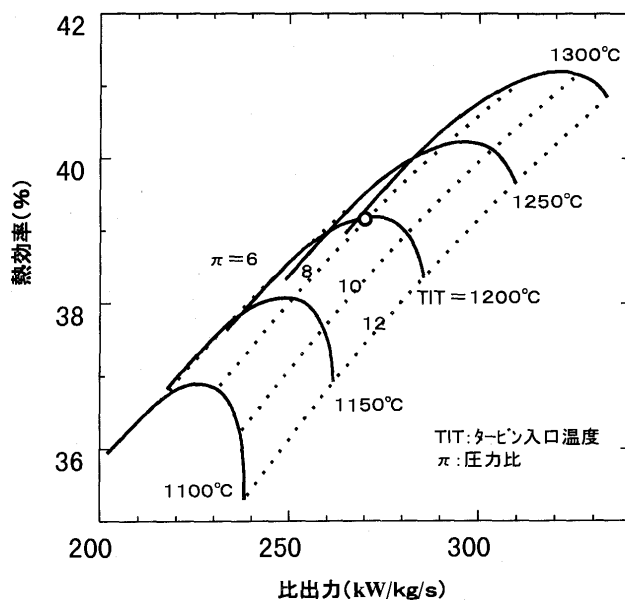


図4 SMGT 再生サイクル検討結果

圧縮機は高効率を狙って軸流 4 段 + 遠心 1 段、ガスジェネレータータービン (以下 GGT)、パワータービン (以下 PT) はいずれも軸流である。

SMGT は定格負荷での性能を重視する用途を想定した F 型と部分負荷での性能も重視する V 型の 2 種類を開発する。V 型は PT の 1 段静翼と圧縮機の軸流 4 段の

静翼を可変としたものである。ただし、V型、F型の軸流圧縮機、PTとも構造上は必要あれば互換出来る形にしている。

全体構造は機関室からの搬出入の容易さ、整備性の良さを考慮してモジュール分割出来るものとする。

また、基本仕様決定に当っては船舶機関規則、NK鋼船規則、IMO高速船コード等に従った。

SMGTの開発目標は極めて高いものである。従って、各々の要素技術も当然現在の水準を超えるものを要求されることになる。

また、SMGTは全体として産業用ガスタービンの設計・製作技術をベースとして研究開発を進めている。

6. 要素開発課題と要素研究

6.1 要素の研究開発課題

本研究開発では様々の要素研究を行うが、大別すると①環境負荷低減(低NO_x燃焼器)の技術開発 ②燃費改善(熱効率向上)の技術開発 ③船舶搭載に対応する技術開発の3つに区分出来る。

以下各々について述べる。

6.2 環境負荷低減技術(低NO_x燃焼器)

低NO_x燃焼方式には水や蒸気を注入する湿式もあるが、多量の清水を必要とするため船用としては不向きであり、乾式の低NO_x燃焼方式(DLN)が適している。

燃焼器形式は低NO_x化の構造に対して形状・寸法の設計自由度が大きく、整備性も良いため産業用ガスタービンでも広く用いられている缶型を採用することにした。ただ、単缶ではタービン入口のガス温度分布が大きくなる可能性があり、高温化には向かないので温度分布を小さく出来る4缶式とした。

図5にSMGT燃焼器の断面構想図を示す。液体燃料に対応するため予蒸発と予混合を行った後希薄燃焼させる方式とし、低NO_x運転可能な出力範囲を拡大するため追焚き燃焼を併用する。3つの燃料系統があり、着火・立ち上げ用のパイロットバーナー、予混合希薄燃焼用メインバーナーおよび追焚きバーナーで運転条件に応じて

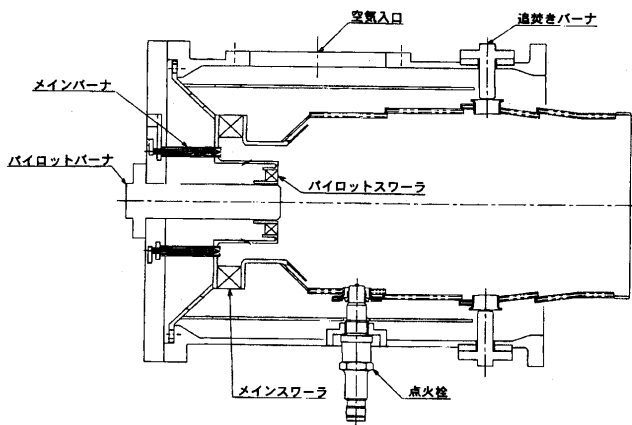


図5 燃焼器の構想図

切り替え低NO_x運転範囲を広くする。

DLNは天然ガス焚きで実用例はあるが、液体燃料焚きは未だ開発途上である。本研究開発でもCFDによる熱流体シミュレーションや各種解析の他、バーナー部燃焼試験、噴霧試験さらに燃焼器全体(単缶)の燃焼試験等の各種試験を重ねつつ開発を進める。

6.3 燃費改善技術

SMGTの熱効率目標38~40%は従来の同出力クラスのカスタービンに比較して約10ポイントの飛躍的向上が必要である。この効率向上のため前述した排熱回収の再生熱交換器採用に加え、TIT高温化、圧縮機、タービンの効率向上の研究開発を行う。

また、部分負荷の効率改善として可変静翼型軸流圧縮機と可変静翼形パワータービンを持つV形の研究開発をする。

6.3.1 再生熱交換器

再生熱交換器は熱効率向上の鍵であり、高い温度効率であることは当然として船舶搭載用として小形であることも要求される。

表3は船用として可能性のある各種形式の熱交換器を比較検討した例である。シェル&チューブ形は機器容積が大き過ぎる。回転蓄熱形はシール性の問題から低圧力比のものにしか用いられない。プレートフィン形とプライマリーサーフェス形とは後者が少し小形になるが強度、耐久性と大型化の際の製作性を勘案してSMGTではプレートフィン形を採用した。

プレートフィン形で温度効率とエレメント容積を検討した一例を図6に示す。これによると目標の温度効率83%を得るには約2m³のエレメント容積が必要となるが、今後予定している詳細な性能解析・熱交換器単体の性能試験の結果を取入れて決定していく。

また、過渡時の局所熱応力等に対する構造健全性対策、製作性についても研究を進め構造を決めて行く予定である。図7に熱交換器の現時点の計画図を示す。

また、実機では熱交換器の上流となるパワータービンの排気ディフューザ部で排気ガス流の偏流が生じると熱交換器内で排気ガス側の不均一流速分布となり温度効率を低下させる。高効率化には看過できない問題であり、流れ模型試験を含む研究を行い、偏流が小さくなる様に排気ディフューザを含む熱交換器入口部の最適形状を求めていく。

6.3.2 圧縮機

SMGTクラスの空気流量と圧力比の圧縮機としては遠心形が実績も多く構造も簡単であるが、圧縮機全体の断熱効率84%という高い目標を実現するために、SMGTでは低圧段に軸流形を高圧段に遠心形を採用することとした。

軸流段の流路形状は遠心段との接続のため入口から出口に向かい内・外径共小さくして行く必要がある。このため後段側での周速度が下がり負担出来る空力負荷が小

表 3 熱交換器の形式比較

	(a)プレートフィン形	(b)プライマリ形	(c)シェル&チューブ形	(d)回転蓄熱形
熱伝達	◎	○	△	◎
熱通過率	1 (○)	0.75 (△)	0.5 (×)	1.25 (◎)
伝熱面積密度	○	○	△	◎
容積比	1 (○)	0.7 (○)	12 (×)	0.3 (◎)
シール性	◎	○	◎	×
強度	◎	○	◎	○
耐久性	◎	○	◎	○
大形化	○	△	○	△
選定	◎			

注) 熱通過率, 容積比はプレートフィン形を1とした比

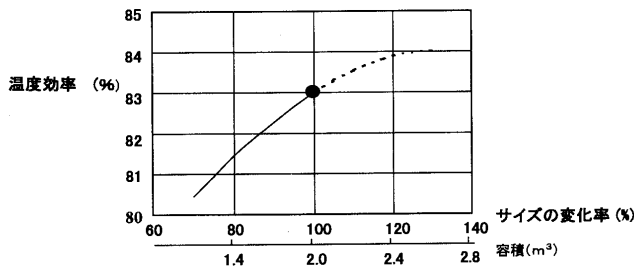
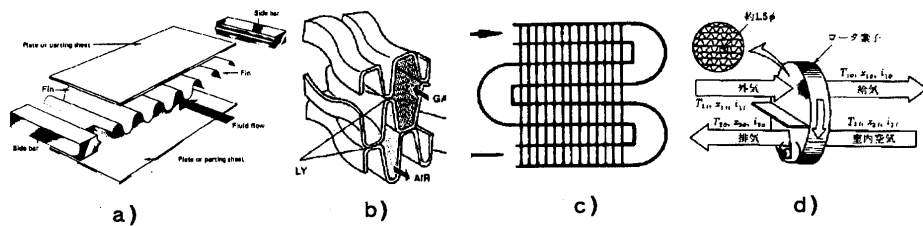


図 6 プレートフィン形熱交換器の温度効率と寸法例

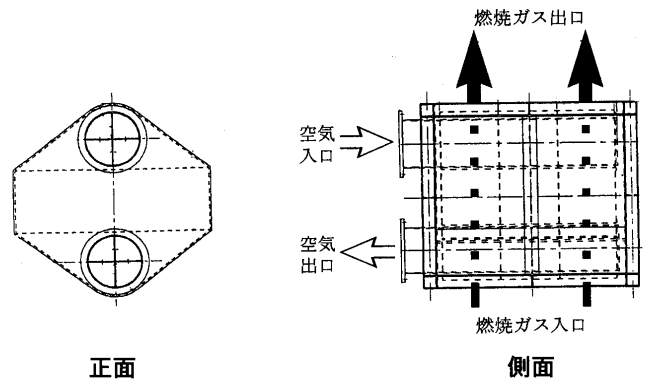


図 7 熱交換器の構想図

さくなるので、高い断熱効率を得るため軸流段を4段構成とした。さらに初段の最高相対流入マッハ数を音速以下に押さえマッハ数増加に伴う翼損失を少なくする様にしている。

また、遠心段と軸流段の間は損失の小さい短い直線流路で接続する。これにより遠心インペラーへの相対流入マッハ数が高くなり損失増加が起こらない様に、軸流段出口で旋回を残し、遠心段入口で予旋回を与えた。これによりインペラー入口シュラウド側での相対流入マッハ数は約0.7と比較的低く押さえられている。

遠心段はインペラーが出口周速515 m/s、羽根出口の後退角度55°、ディフューザはチャンネル型で計画している。

先述した様に、軸流段は可変静翼のV形と固定静翼のF形を研究開発するが、V形は4段とも静翼可変である。

圧縮機の研究開発に際しては、CFD、性能・強度・振動のシミュレーション手法を駆使するのは当然だが、性能試験も不可欠である。本研究開発では、軸流段・遠心段の単体性能試験で各々の性能把握の後、両者を組合

せた全段性能試験を行う計画である。

また、軸流初段を対象に流れ・性能の詳細計測をする回転翼列試験、圧縮機入口ケーシング模形で軸流段入口速度分布の一樣性確保と損失最小化のケーシング最適形状を求める試験等も実施する。

6.3.3 ガスジェネレータ・タービン (GGT)

GGTは平均径で周速400 m/sとし、動翼とディスクに実用耐熱合金材料が使用出来る遠心応力レベルにした。この場合、単段にすると必要な仕事を得るのに遷音速タービンとなり効率低下の恐れがある。これを避けて2段構成で亜音速タービンとし、空力的に高効率となる様にしている。

一方、1, 2段共に冷却翼が必要となり冷却空気増加による損失増の恐れがあるので、可能な限り少ない冷却空気量で効率良く冷却出来る高性能冷却翼が必要である。また、タービン入口温度1200℃はこのクラスの従来ガスタービンのレベルを超えており、この点からもより高性能冷却翼の開発が必要である。

要素研究ではフィルム冷却を含む高性能冷却翼開発のため、実機に近い条件で翼冷却性能が計測・評価出来る冷却性能試験、翼内部の最適冷却構造を研究するために翼内部の拡大モデルを用いて内部の流れや熱伝達率を計測する試験等を実施する予定である。

6.3.4 パワータービン (PT)

PTは静翼を固定形にしたF形PTと入口静翼を可変形にしたV形PTの2種類を開発する。

F形PTは通常の2段構成で定格点での効率を重視した設計をする。各段の平均径周速は320 m/sである。

V形PTは、先述の様に部分負荷での熱効率を改善しようとするもので1段目静翼を可変型にしたものである。

2軸再生サイクルのガスタービンでは、PTの容量(修正ガス流量)と熱交換器入口ガス温度を負荷レベルに合わせて最適変化させることにより部分負荷での熱効率を向上させることが出来る。このPTの容量調整は1段目静翼の取付角度を変化(スロート面積を変化)させて行うことが出来る。

図8はV形とF形の部分負荷熱効率の計算例(オフデザイン特性値は推定値)である。V型は熱交換器入口温度を一定制御した場合の計算であるが、部分負荷熱効率はかなり改善されることが判る。

ただ、可変静翼翼端隙間から漏れ損失が生じるので、この損失を精度良く把握することが重要である。このため可変静翼のモデル試験(可変段試験)により損失等可変静翼の空力特性を詳細計測する計画である。

V形PTは負荷に応じて静翼の取付角度を変化させる

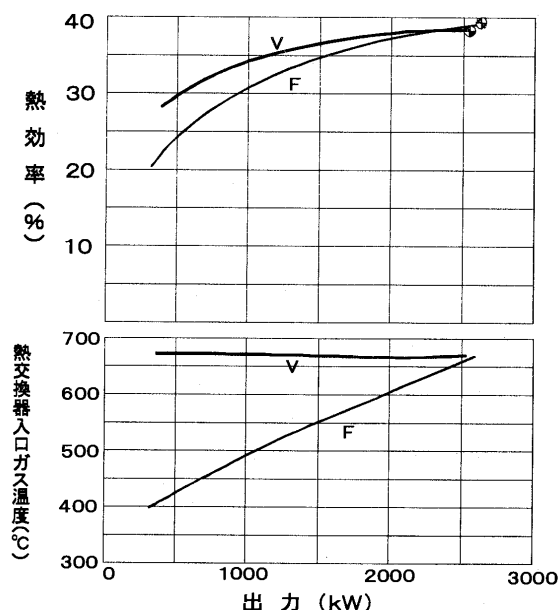


図8 部分負荷性能計算例

と可変段の空力負荷が大きくなり、タービン効率を低下させる恐れもある。これを回避するため定格点では可変段負荷を予め小さく設定し、広範囲の運転状態で負荷が過大にならない様に計画している。その結果としてV形PTは、F形PTが2段構成であるのに対し、3段構成となっている。

6.4 船舶対応技術

6.4.1 材料の耐食性評価

SMGTの圧縮機動翼はチタン合金、静翼は17-4PH系の析出硬化形ステンレス鋼を使用する予定である。いずれも塩水付着環境で耐食性に優れた材料であるが、デミスターの故障などの非常時でも耐孔食性を有する材料であることを調査するため塩水噴霧による加速試験で評価する予定である。

また、タービン翼等の高温部材は、海塩粒子として取込まれたNaClと燃料中の硫黄分燃焼によって生じた

Na_2SO_4 が付着して腐食する可能性がある。各種の耐熱合金および防食コーティングについてガスタービン燃焼を模擬した高温ガス中にて防食試験を行う予定である。

6.4.2 再生2軸式ガスタービンの制御

船用の再生2軸式ガスタービンでは急激な負荷変動時の過渡応答特性は重要な問題である。このためガスタービンと推進器系を含めたシミュレーション・モデルを作成し、回転数、燃料流量、ガス温度等の過渡応答特性の検討を行う予定である。特に、熱交換器は熱容量が大きく過渡応答特性に大きな影響を与えるのでシミュレーション・モデルと実機試験の両面から検討する。これらをもとにSMGTの制御装置を製作する。

船舶搭載対応の関連研究として上記2項の他、船体の姿勢、動揺、衝撃がガスタービン各部に与える影響の解析検討、乗組員の船内労働負担の軽減を図る運転支援・故障診断システムの研究等も行う。

7. おわりに

SMGTの研究開発は、現時点では要素試験の一部が始まったばかりで、まとまった成果の出る段階ではないが、今後機会を捉えて研究開発の成果についても報告して行きたいと考えている。

関係各位、読者の皆様に本プロジェクトに対しご理解とご支援をお願いする次第です。

参考文献

- (1) 杉本隆雄, 第27回GTSJガスタービンセミナー資料, (1999-1)

— ガスタービン概論 (2) —

竹矢 一雄^{*1}

TAKEYA Kazuo

5. 複合サイクルの概念

本講義では複合サイクルを広義に解釈しガスタービンを主要構成機器の一部として取り入れた複合的エネルギープラントまたはシステムの総称と定義する。有効出力としては動力（電力）のみに限定せず、熱エネルギーも含まれる。

ガスタービン（GT）、廃熱回収ボイラ（HRSG）、蒸気タービン（ST）を直列に配備した発電方式はその代表例であるが、混同を避ける意味で本講義ではコンバインドサイクル（CC）と呼ぶことにする。

また動力（主として電力）と熱エネルギー（蒸気、または高温熱水）を同時に供給する、いわゆる電・熱併給システムはコージェネレーション（CG または CHP）と呼ぶ。

その他特殊な例として圧縮空気貯蔵発電（CAES）、石炭ガス化発電（IGCC、PFBC）等も複合サイクルに含めて取り扱う。

6. コンバインドサイクル

6.1 シンプルコンバインドサイクルの現状

電力業界に於けるコンバインドサイクルの本格採用は化石燃料の主体が石油（重油）から天然ガス（LNG）に転換し始めた時期とも重なり、また一次導入機種のパフォーマンスが期待通りであったことと、その後のガスタービン本体の高性能化とも相俟って、石炭を除く火力発電の分野では独占的地歩を固めるに至った。

国内での最初に導入された本格的設備はそれぞれ1系列約100万kWの東北電力東新潟火力発電所3号系列（図10）および東京電力富津火力発電所1、2号系列で、この2者ではGT-HRSGとSTの組み合わせ形が異なり、前者は多軸形、後者は一軸形（図11参照）と呼ばれている。多軸形は大容量STを採用するので熱効率を重視した比較的ベースロードに近い運用に適しており、一軸形は個別STのため負荷変動に対する追従性を重視した運用に適している。両者はいずれも第一世代に属するが、その後ガスタービン本体は急速に改良され、第二世代を経て1999年度には第三世代が運用を開始する予定である。図11の下部には東京電力富津火力発電所における一軸形の運用例を示す。1系列は7ユニットで構成され、

部分負荷に対し順次ユニットを運転停止するので常に高い発電効率を維持できる。ただし従来の火力発電が1基のところ、7ユニットも必要でいかにも機器の数が多く、保守点検の面では不利である。そこで第二・第三世代への進化は高性能化と共に大容量化が計られ、第三世代では同程度のプラント出力が3ユニットで実現可能になった。図12は代表的な第三世代コンバインドサイクルに採用されるガスタービン本体であり、回転部の両端を軸受支持するシンプルな構造は第一世代以来の伝統を踏襲するものである。

6.2 コンバインドサイクルのリパワリング

コンバインドサイクルもすでに第三世代に入った。第一世代からのプラント効率は相対値で実に18%も向上している。そこで第一世代機の陳腐化が予想されるが耐用年数から見て償却時期にはほど遠い。その再生を計る意味での提案がリパワリングである。

蒸気タービンにおいては、高圧化の努力が連綿と続けられ、亜臨界圧から超臨界圧、そして超々臨界圧と豊富な高圧化への挑戦の技術が蓄積されている。この技術を活用し、既存の20MW級中容量ガスタービンをベースにして、圧縮機入口圧力・タービン出口圧力がそれぞれ15気圧（最高圧力150気圧）の高圧ガスタービンを開発する。外形寸法は中容量ガスタービンとさほど変わら



図10 東北電力東新潟火力発電所 1090 MW コンバインドサイクルプラント

原稿受付 1998年12月18日

*1 元 徳島大学

〒655-0038 兵庫県神戸市垂水区星陵台7-6-12

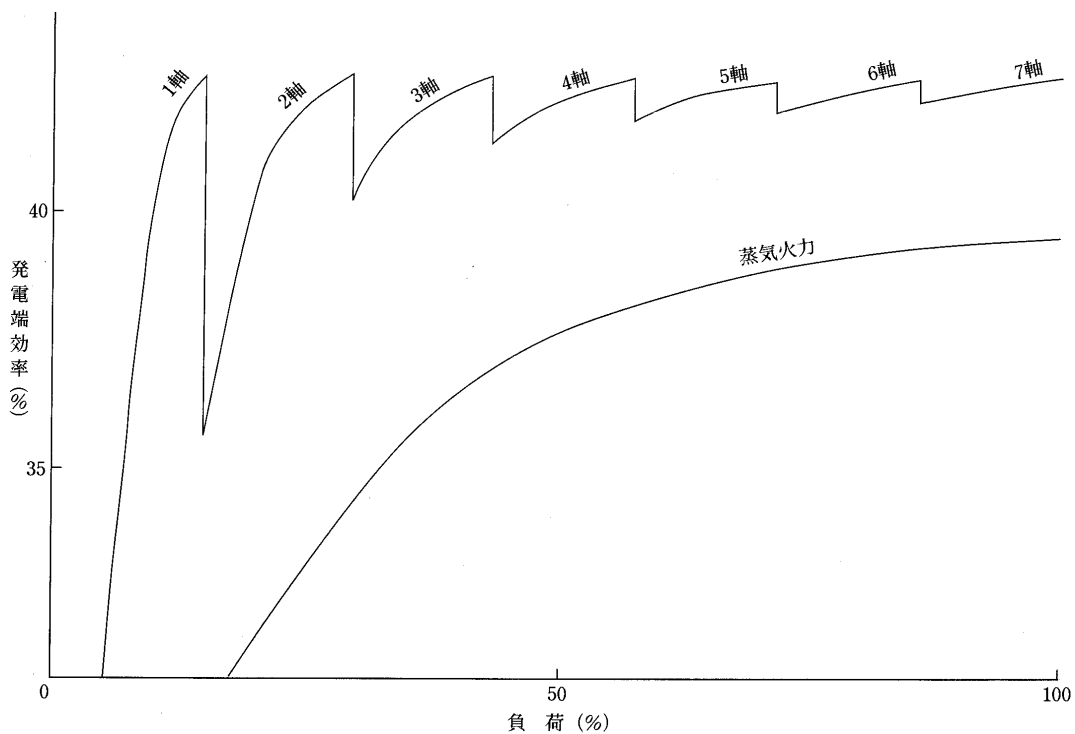
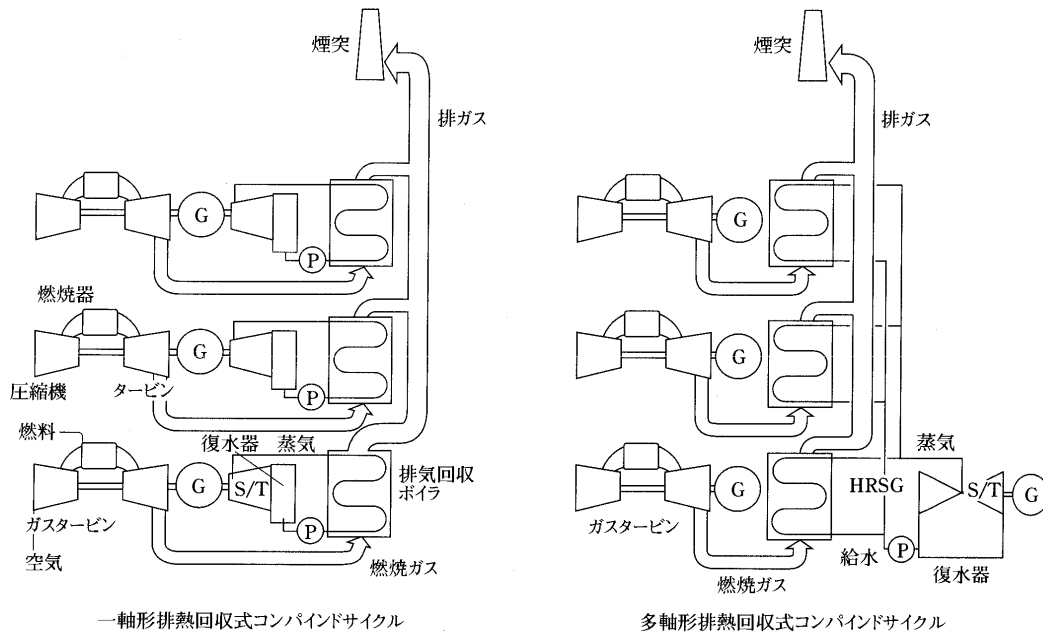


図 11 コンバインドサイクルの形式と運用例

ないが、出力は 300 MW となる。この高圧系を既存のコンバインドサイクルと結合する。図 13 はその組み合わせの一例で、既設部分の改裝はごく一部で済む。総合熱効率の絶対値は既存機の性能にも因るが、プラントの総出力が 2 倍以上になり、排気量は変わらないので効率改善は明白である。また出力当たりの NOX 排出量も半減する。

6.3 レヒートガスタービンコンバインドサイクル

レヒートガスタービンは前号の 2.4 再熱サイクルで

若干ふれたように、シンプルサイクルと比較して単体の熱効率は大きくないが、比出力が大きく廃熱温度が高い。その点がコンバインドサイクルに採用する場合の最大の利点である。コンバインドサイクルの熱効率を極めて概念的に総括してみると

$$\begin{aligned} \text{熱効率} &= (\text{出力}) / (\text{投入熱量}) \\ &= 1 - (\text{排出熱量}) / (\text{投入熱量}) \end{aligned}$$

排出熱量は ST の復水器と HRSG の排気、投入熱量は燃焼器および再燃焼器の燃料である。単位空気流量当たり

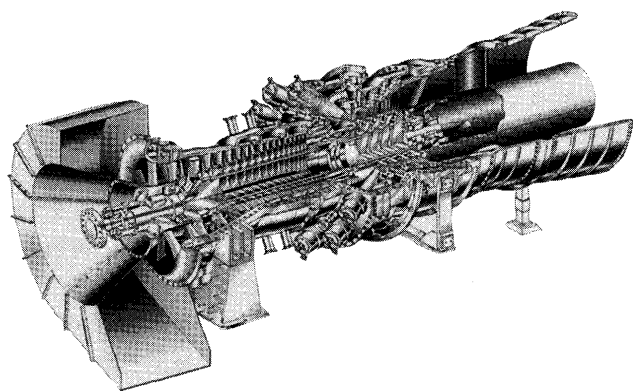
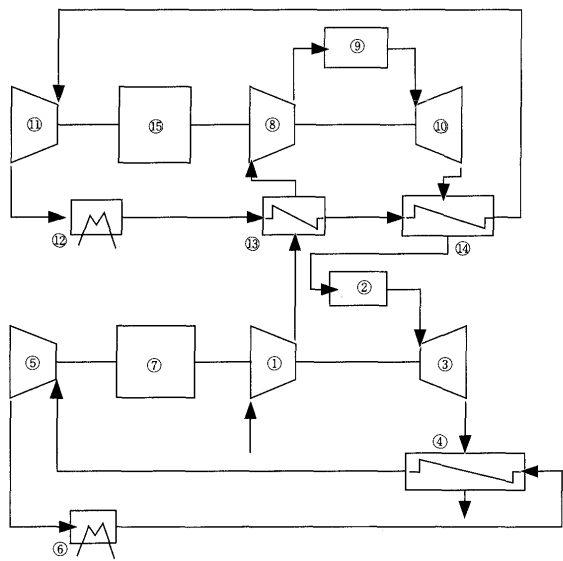


図 12 501 G ガスタービン断面

	TIT	熱効率(HHV)
第一世代 D/E 形	1150℃	44%
第二世代 F 形	1300℃	47%
第三世代 G/H 形	1500℃	52%



- ① 低圧圧縮機(既設) ② 低圧燃焼器(既設) ③ 低圧タービン(既設)
④ 低圧HRSG(既設) ⑤ 蒸気タービン(既設) ⑥ 復水器(既設)
⑦ 発電機(既設) ⑧ 高圧圧縮機 ⑨ 高圧燃焼器 ⑩ 高圧タービン
⑪ 蒸気タービン ⑫ 復水器 ⑬ 給水加熱器 ⑭ 蒸発器・加熱器
⑮ 発電機

図 13 コンバインドサイクルのリパワリング系統線図

で考えると、HRSG の排気温度はシステムに関わりなく 100℃ 前後までは回収されるので排出熱量は一定であるから、投入熱量が多いほど熱効率は上昇する。これは高温化の効果と考えても良いが、高温化には当然各種技術的制約があり、許容最高温度以内でより多くの燃料投入を可能にする方式としてレヒートガスタービンの存在意義が再認識されつつある。図 14 は 1980 年代に国家プロジェクト（ムーンライト計画）で国内の主要ガスタービンメーカーおよび材料メーカーにより共同開発された 1300℃ 級のレヒートガスタービン AGTJ-100 A である。

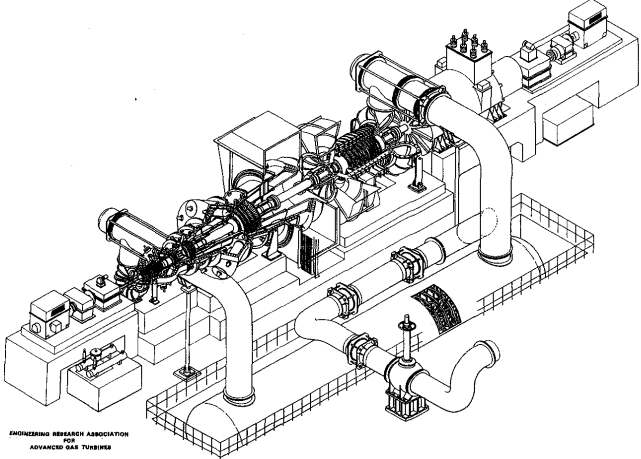


図 14 AGTJ-100 A レヒートガスタービン

本機の圧力比 55 は世界記録を保持しているが、このような高圧力比は特に起動時や低負荷での圧縮機のサージングおよび旋回失速に対する配慮が必要で、低圧圧縮機は全段静翼が連続可変角度制御されている。この方式の成果は運転特性の安定化に止まらず、部分負荷運転は TIT を一定に保持したままで空気流量を制御するため、従来のシンプルコンバインドサイクルと比較して部分負荷効率の向上が著しい（図 15）。

7. 水蒸気混入サイクル

コンバインドサイクルは上流の GT と下流の HRSG, ST で構成され、出力は大略 GT=1.0 に対し ST=0.5 である。したがって熱効率は相対値で 50% 向上するが、他方コスト面では GT=1.0 に対し HRSG+ST=2.5 とかなり高価である。CC 出力単価は (1+2.5)/(1+0.5) = 2.33 となり、50% の相対効率上昇が 2.3 倍の価格上昇に対し常に経済的合理性を保持するとは限らない。運用形態や燃料コストによっては低価格のメリットが、より強く期待される場合もある。そこで出現した水蒸気混入サイクルは、一般にコージェネレーションとして広く

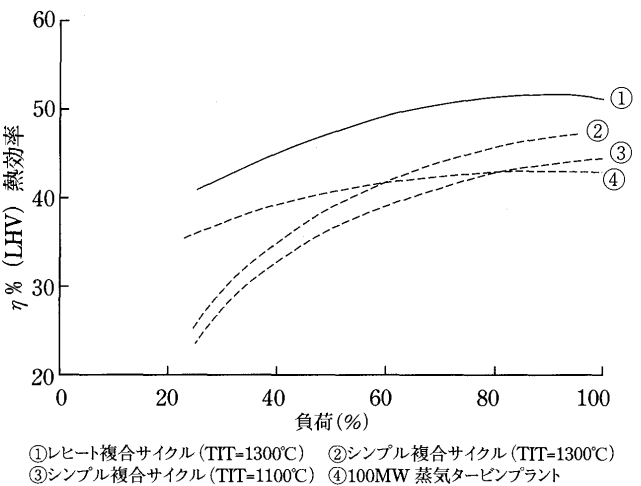


図 15 コンバインドサイクル部分負荷特性

普及している GT+HRSG の組み合わせで発生した水蒸気を燃焼器に注入し、出力の増加と熱効率の改善を計るものである。具体的に空気流量の 1% の水蒸気混入に対する出力増加を試算すると、主流空気で有効出力 1 を得るのにタービン出力 2.5 が必要であるが、水蒸気は高压で供給されるのでそのまま有効出力となり、さらに水蒸気の比熱は空気の約 2 倍である。したがって出力増加は 5% となる。ただし CC では出力の増加がそのまま効率の増加に置き換えられるのに対し、水蒸気混入では水蒸気をガスタービン入口温度まで加熱するための燃料が余分に必要で、効率の改善割合は採用する GT の特性 (圧力比, TIT) によって異なる。

7.1 STIG サイクル

HRSG での発生蒸気を主として燃焼器に注入する方式は STIG (Steam Injection GT) サイクルと呼ばれる。STIG サイクルでは理論上は発生蒸気を全量注入すると 80~100% の出力増加が可能であるが、標準 GT にそのまま適用すると圧縮機とタービンのミスマッチによるサージングの危険性やタービン動静翼の強度不足などの問題が発生する。また、注入される水蒸気は最終的に大気に放出されるので、純水消費量を考慮した経済性の評価が必要である。

図 16 は GT, CC, STIG の熱効率比較を示す。低圧力比では STIG は GT と CC の中間レベルにあるが、高圧力比では CC と比べ遜色はなく価格競争の面から優位性を主張できる場合もある。

7.2 HAT サイクル

コンバインドサイクル, STIG サイクルの GT 廃熱はすべて HRSG によって水蒸気にエネルギー変換されている。システムの効率改善は損失の削減と同義語であるから、損失の所在を明確にする必要がある。上記水蒸気は CC の場合は ST 出口の復水器, また STIG では HRSG 出口の排気塔で、最大の潜熱損失が発生している。潜熱

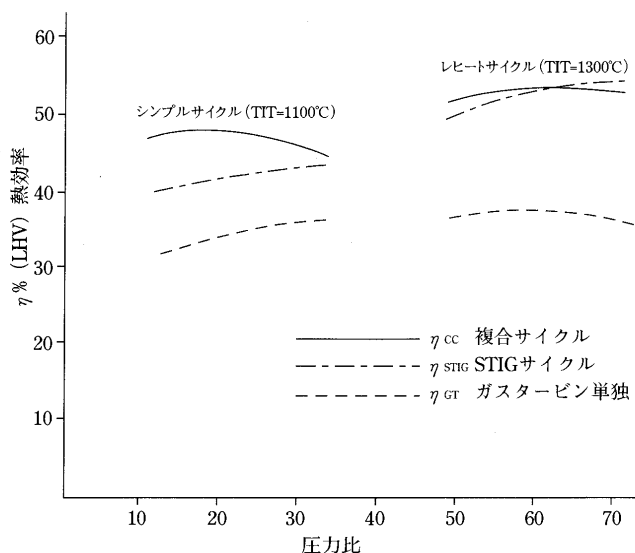


図 16 コンバインドサイクル/STIG サイクル熱効率比較

損失の発生を削減するためには顕熱による熱交換の比率を増加させることが重要であり、再生器と HRSG を複合させることで、煙突からの排出ガス温度約 100°C を維持しつつ、発生蒸気量を低減する STIG の改良形が図 17 の HAT (Humid Air Turbine) サイクルである。HAT サイクルも基本的に STIG サイクルと同様な特性を示し、圧力比を高くすることが望ましく、中間冷却, 再熱方式が最適で、中間冷却器は給水予熱器を兼ねている。HAT サイクルは将来的には大規模発電設備への適用が考えられるが、その場合の懸念は補給水の大量消費と飽和水蒸気による煙突からの白煙に対する環境問題であり、対策として排気出口部に解放形復水器を設け給水を回収するのも一案である。

8. セミクローズドサイクル

オープンサイクルとクローズドサイクルの中間的な存在であるセミクローズドサイクルの概念は、古く 1950 年代初めには既に発表されている。当時のガスタービンは 10 MW 以下で、大容量回転機械の製造技術も確立されていなかった。大出力化した火力発電との対抗上、安直な方法としてクローズドサイクル化すれば、例えば圧縮機入口を 5 気圧に選べば応力設計及び空力特性に若干の配慮は要するものの、基本構造を維持して約 5 倍の出力が期待できる。欠点としては直接加熱の燃焼器に代り、間接加熱の熱交換器を用いるため必然的に高温化が制約される。この欠点を解決する方法としてセミクローズドサイクルが提案された。補助の高圧圧縮機で化学当量比を若干上回る高圧空気を燃焼器に供給し、燃焼火炎で循環流体を加熱、タービンで膨張仕事の後、余剰ガスは分離しさらに低圧タービンを経て系外に放出される。循環流体は、初期起動時は圧縮空気が充填されるが、時間と共に組成は変化し平衡状態では窒素, 二酸化炭素, 飽和水蒸気の混合ガスとなる。アイデア的な発想ではある

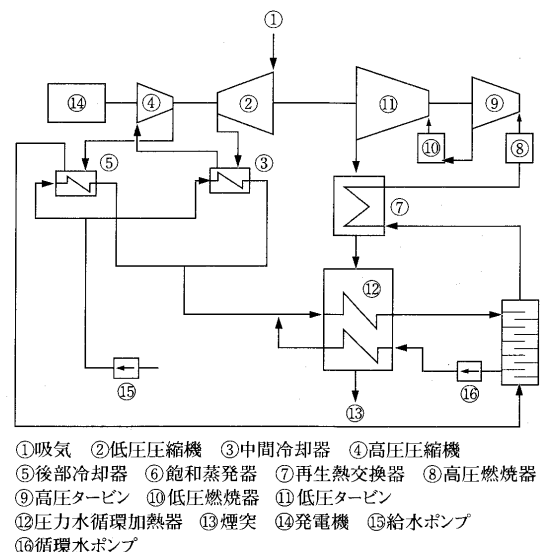


図 17 HAT サイクル系統線図

が、ついに実現はされていない。

8.1 炭酸ガス回収タービンサイクル

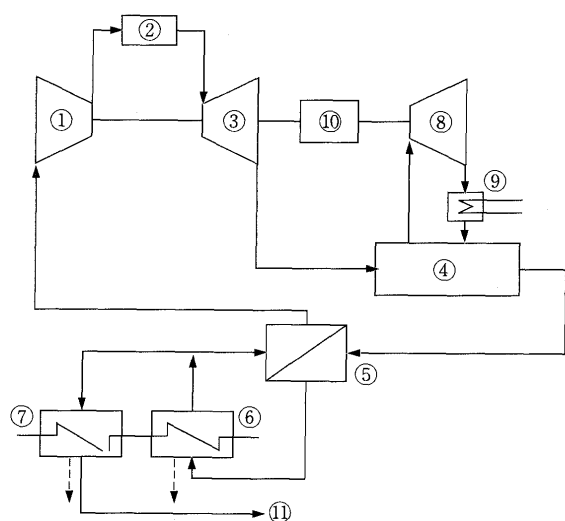
地球規模の環境保全に対する世論の高揚、特に地球温暖化の元凶と目される炭酸ガスの国別排出量規制は国際問題化しつつあるが、化石燃料をエネルギー源として利用する限り炭酸ガスの発生は避け難く、大気への放散を防止するには回収技術の確立が必要である。

図 18 の炭酸ガス回収タービンサイクルはそうした目的に対する提案である。セミクローズドサイクルガスタービンを用いたコンバインドサイクルであり、循環流体は二酸化炭素と水蒸気の混合ガスで、両者の比率は自由に選択される。酸化剤として純酸素を使用するので酸素製造設備およびその動力費が追加負担となるが、システムの熱効率はガスタービンの基本条件 (TIT, 要素効率) が同じでも、循環流体の物性値の違いでオープンサイクル (空気) より 3~5 ポイント高く、上記のハンディキャップはある程度相殺される。このシステムでは圧縮機入口温度を制御することで、二酸化炭素と水蒸気の混合比が一義的に決定される。この性質を部分負荷制御に利用すると一種のマスフローコントロールとなり高効率が維持できる。

8.2 水素燃焼タービンサイクル

21 世紀に向かって再生可能エネルギーに対する関心と期待が高まっている。国家プロジェクト WE-NET 計画では二次エネルギーとして水素を設定し、製造・輸送・貯蔵・利用に関する各種研究開発が継続中であり、特に利用技術では水素燃焼タービン方式による大規模発電での画期的な高熱効率化に期待が寄せられている。

大規模な水力発電あるいは太陽光発電の潜在余力に富む開発途上国での水素製造を前提に、液体水素の形で輸送貯蔵を想定しているの、液体水素の冷熱を利用す



①圧縮機 ②燃焼器 ③タービン ④HRSG ⑤熱交換器
⑥ガス冷却器 ⑦二次冷却器 ⑧蒸気タービン ⑨復水器
⑩発電機 ⑪回収CO₂

図 18 炭酸ガス回収タービンサイクル系統線図

ると燃焼に必要な化学当量の酸素製造が可能であり、水素・酸素燃焼方式のセミクローズドサイクルガスタービンの採用は最適の選択である。フィージビリティスタディーの初期段階では前項と同じコンバインドサイクル方式で、循環流体としては不活性ガスのアルゴンと水蒸気を比較検討したが、両者の性能に格別の優位差はなかった。さらに検討を進める中で水蒸気を媒体とするならば GT-ST のカスケード方式に囚われる必要もないので、両者の内部流れを部分的に共用し効率最適化を計ることとした。図 19 は概念的な系統線図で、圧力配列は、次の 3 系統からなる。

高压系；トッピング蒸気タービン

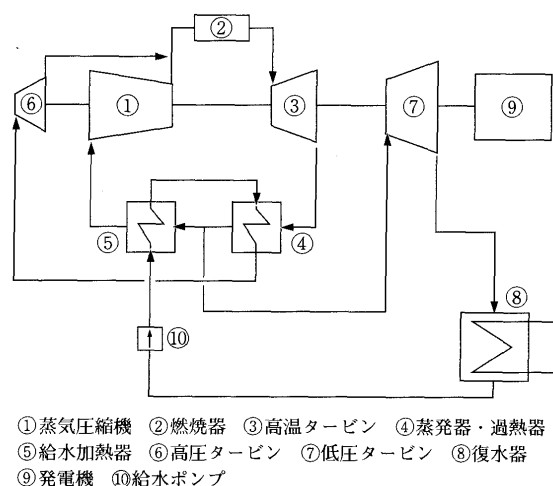
中压系；高温ガスタービン

低压系；復水蒸気タービン

このシステムではエネルギー損失は復水蒸気タービンの下流にある復水器で発生する凝縮潜熱のみである。そこでさらなる効率改善策の第一は、復水蒸気タービンの流量を相対的に縮小する、換言すればガスタービン部分の循環流量を拡大することである。第二は熱交換部分でのエキセルギー効率の改善で、7.2 HAT サイクルの概念を適用し再生器と HRSG を並列配置することである。図 20 が上記改善策を取り入れた計画案であり、高温タービン入口で TIT=1700℃ を予定しているが、熱効率は HHV 60% 以上 (LHV 70%) と従来の熱機関の常識を大きく塗り替える野心的な計画である。今後本案に基づき研究開発が進められる予定である。

9. CAES システム

電力事業にとって電力の安定供給は至上命題であり、昼夜間の需給のアンバランスを補完するため、昨今ではもっぱら大容量の揚水発電設備が採用されている。揚水発電では総ての変換損失を合算すると、平均値で夜間電力 1 に対し昼間電力は 0.7 が回収される。これに代わる次代の電力貯蔵技術の一つとして話題を呼んでいるのが CAES (Compressed Air Energy Storage) システムで



①蒸気圧縮機 ②燃焼器 ③高温タービン ④蒸発器・過熱器
⑤給水加熱器 ⑥高压タービン ⑦低压タービン ⑧復水器
⑨発電機 ⑩給水ポンプ

図 19 スチームコンプレックスサイクル系統線図

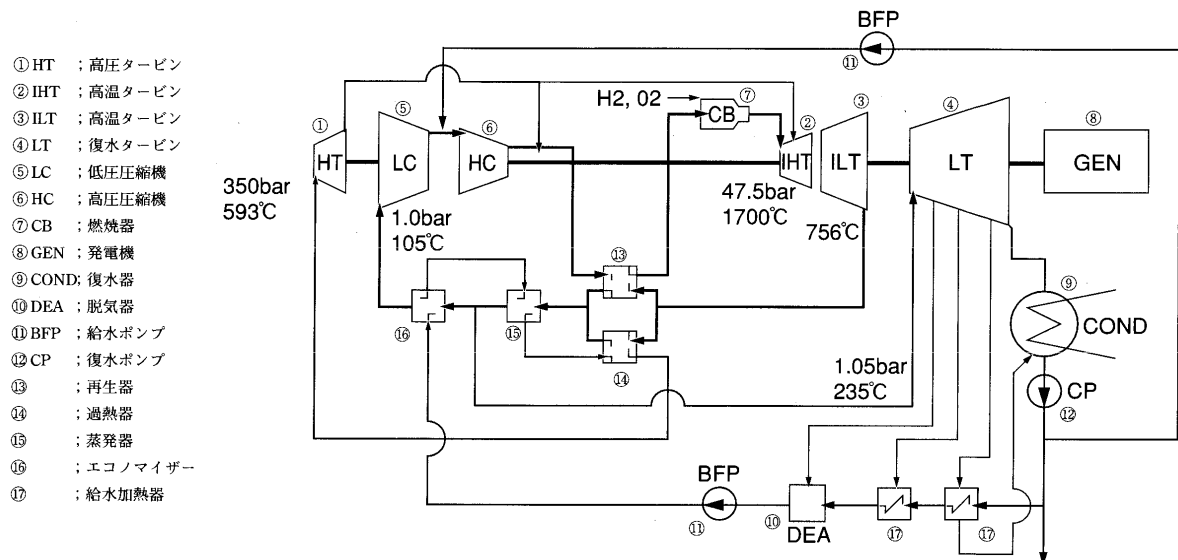


図 20 水素燃焼タービントッピング再生サイクル NEDO-WE-NET (1997)

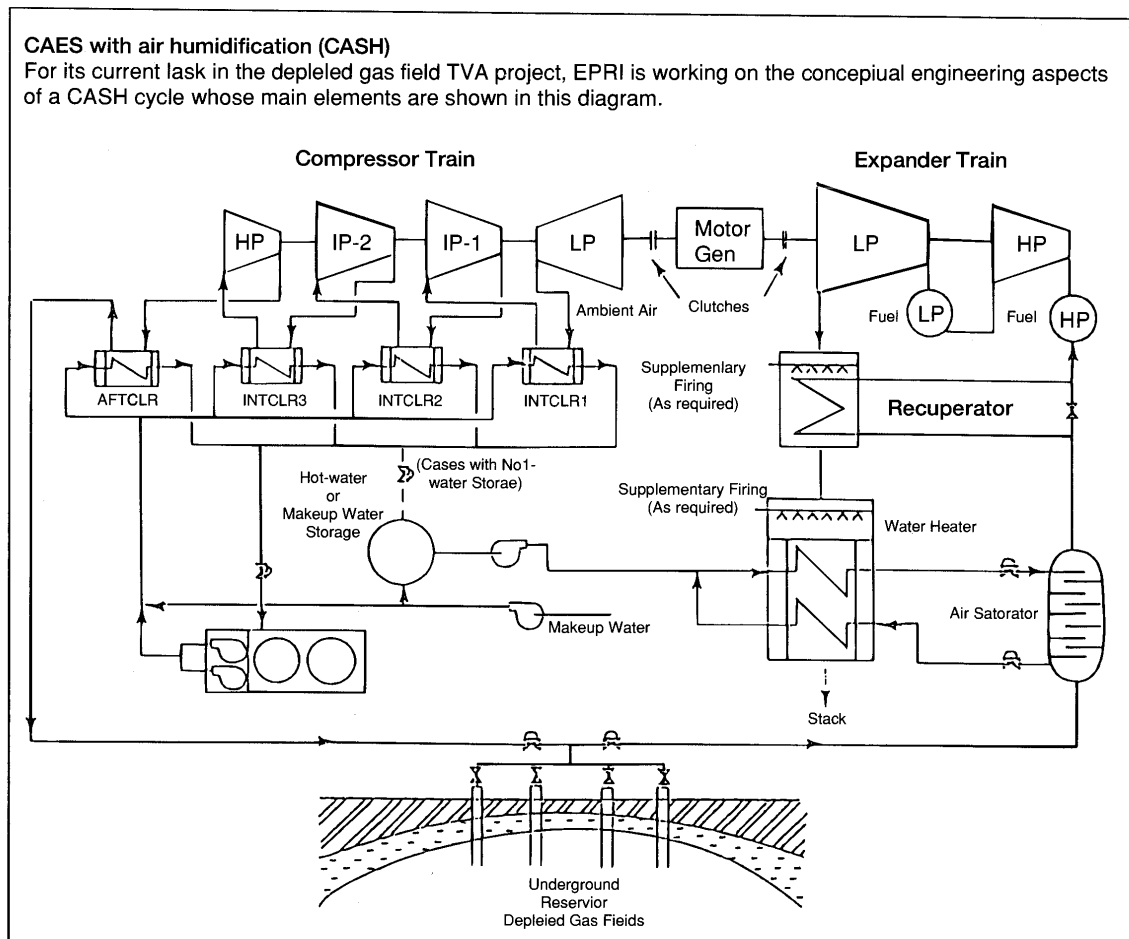


図 21 HAT 方式熱水貯蔵形 CAES システム

ある。

CAES システムではエネルギー入力に夜間電力と燃料であり、エネルギー出力は昼間電力である。したがって単純に電力貯蔵或いは電力変換装置と定義づけることはできない。その機能を既存のシステムに置き換えると、揚水発電とピーク用ガスタービン（コンバインドサイクル）発電を合体させたものに相当する。作動原理はガスタービンの圧縮機と燃焼器・タービンを分離し、前者は夜間電力で作動させ高圧空気を貯蔵し、この高圧空気でピーク時に燃焼器・タービンを運転して電力を供給する。仮に標準ガスタービン（有効出力 1）をそのまま CAES 化したとすると、見掛けの昼間出力 2.5 が得られる。他方夜間電力 1.5 を消費するがこの電力を揚水発電で運用すれば $1.5 \times 0.7 = 1.05$ の昼間電力となる。したがって CAES ガスタービンの燃料に依存する正味出力は $2.5 - 1.05 = 1.45$ となる。短絡的な仮説であるが燃料消費量

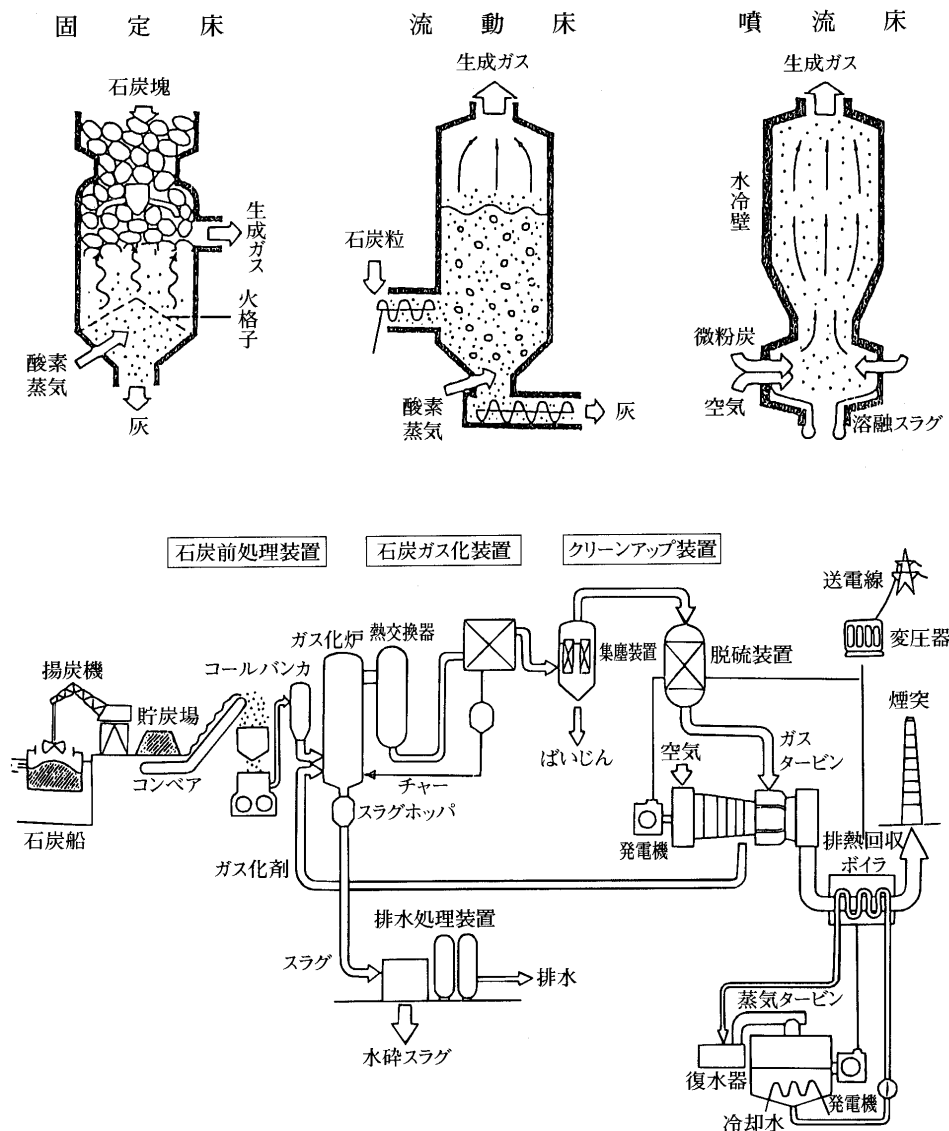
が標準ガスタービンと同じであれば、熱効率は相対値で 45% も向上することになる。このことが CAES システムの存在価値を証明する基本概念である。実際問題として高圧空気を吐出温度（高温）で貯蔵するのは不可能であり実際には常温付近まで冷却するが、その結果は当然内部エネルギーの損失となり効率低下に繋がる。そこで CAES では圧力エネルギーと温度エネルギーを分離し貯蔵するのが望ましい。保存する温度エネルギーは必然的にエキセルギー価値の高い高温高圧の熱水が有望であり、HAT サイクルに準じた方式となる。

図 21 は EPRI（米国電力研究所）の HAT 類似方式の試算例である。

10. 石炭利用サイクル

10.1 石炭ガス化コンバインドサイクル

IGCC（Integrated Coal Gasification CC）のガスター



石炭ガス化複合発電プラント構成例

図 22 石炭ガス化炉と IGCC のシステム構成

タでクリンアップしたのちタービンで仕事をし、さらに HRSG を経て放出される。

ガスタービンの立場でこのシステムを観察すると、圧縮機を出た空気は、燃焼器の代りに PFBC に入り燃焼ガスとなってタービンに戻る訳で、通常のオープンサイクルと変わらない。次に熱効率について考察すると、最終排気の残存酸素量および温度は通常火力のボイラと変わらないので、単位燃料当たりの蒸気発生量、すなわち ST 出力が少ないほど潜熱損失は少なく効率は高くなる。PFBC サイクルは GT 部分での出力よりも ST 部分での出力割合が大きいので宿命的に CC の熱効率を越えることは不可能であるが、通常の石炭火力よりは高い効率が期待できる。また、PFBC は炉内で脱硫ができるのも公

害対策上の魅力である。図 23 は PFBC サイクルの構成と実績である。

11. おわりに

2 回に亘ってガスタービンの基本とその応用例の概略を述べた。戦後復興期以来幾多の苦難の歴史を乗り越えてきたガスタービンの今日の隆盛には関係者の一人として感動を覚える。

さて本稿の記述内容をふり返って見ると電力事業向けを中心とした産業用大容量機種に偏重した嫌いは否めない。世界的市場規模の動向を勘案した結果と言うのはたてまえ、本音は筆者が長年従事してきた専門分野のため、寛宥願いたい。

自動車用 100 kW CGT 向け窒化珪素製タービンロータの開発

Development of Silicon Nitride Turbine Rotor for 100 kW Automotive Ceramic Gas Turbine

島森 融^{*1}

SHIMAMORI Toru

牧野 圭祐^{*1}

MAKINO Keisuke

和泉 隆夫^{*2}

IZUMI Takao

水野 賢一^{*1}

MIZUNO Ken-ichi

吉川 孝哉^{*1}

YOSHIKAWA Takaya

キーワード：セラミックガスタービン，CGT，窒化珪素，ロータ，強度，靱性，破壊回転数
Ceramic Gas Turbine, CGT, Silicon Nitride, Rotor, Strength,
Fracture Toughness, Burst Speed

Abstract

The ceramic radial turbine rotor has been developed in order to attain the goals of the 100 kW automotive ceramic gas turbine (CGT) engine. Since the flexural strength and fracture toughness of the materials were recognized to affect the room temperature burst speed of disk shaped samples, we have investigated to improve the both properties. Consequently, we have developed EC-157 silicon nitride material. Using the photographic technique at the moment of the burst, we overcame the problem of the fabrication process. The EC-157 rotors have made clear the high burst speed at both room temperature and high temperature, and the performance allows them to be used at a rate of 100,000 rpm and a TIT of 1350°C.

1. まえがき

高効率，低公害性，多種燃料適用性の面で優れた特性を持つ「自動車用 100 kW セラミックガスタービン (CGT)」の開発が 1990 年より 7 年間にわたり通産省資源エネルギー庁のプロジェクトとして，石油，自動車，セラミック等の関連産業の協力のもとに（財）石油産業活性化センタ（PEC）を中心に行われた。エンジンシステムの研究開発は日本自動車研究所（JARI）が担当し，100 kW CGT エンジンの設計，運転，性能評価が行われた^{(1),(2)}。

CGT エンジン部品の中でも窒化珪素製タービンロータは高温ガスに晒されるとともに高い遠心応力がかかるため強度，信頼性が要求される最も重要な部品の一つである⁽³⁾。

一次設計ロータは定格回転数が 11 万 rpm であったが，応力レベルを低減させるため二次設計ロータの定格回転数は 10 万 rpm に変更された⁽⁴⁾。我々は一次設計ロータ

を 2 種類の材料 EC-152 及び EC-155 で製作したが，十分に高い破壊回転数を得ることができなかった。二次設計に関してはタービン入口温度（TIT）1350°C において定格回転数 10 万 rpm で十分使用可能な高い破壊回転数を有するロータの開発が必要となった。

本論文では二次設計用新規材料の開発，ロータの製造方法の改良及びこれらを用いて製作した二次設計ロータの評価結果について報告する。

2. 一次設計ロータ

図 1 に一次設計ロータの写真を示す。このロータの窒化珪素セラミックスの形状は図 2 に示すように入口外径 127 mm，翼枚数 14 であり，表 1 に特性を示す当社の EC-152 及び EC-155 の 2 種類の窒化珪素材料で製作した。EC-152 は 100 kW CGT エンジンの静止部品に用いられているガス圧焼結材料であり，EC-155 は HIP (Hot Isostatic Pressing) を用いることにより，室温から高温に至る強度を EC-152 よりも向上させた材料である。室温強度のワイブル係数は EC-152 の 20 に対し，EC-155 は 22 と若干高くなっている。

原稿受付 1998 年 9 月 9 日

* 1 日本特殊陶業(株) 総合研究所
〒485-8510 愛知県小牧市大字岩崎 2808

* 2 日産自動車(株) 総合研究所

CGT ロータは図3に示すような嵌合法により製作される。射出成形法で成形した翼部を脱バインダした後、CIP (Cold Isostatic Pressing) 成形したハブとCIPにより嵌合する。この嵌合体は焼結後、研磨加工及び検査が行われ、完成品となる。

表1に示すようにEC-155はEC-152に比べて室温曲げ強度が高いにも拘わらず、EC-155製ロータの平均室温破壊回転数は126,700 rpmであり、EC-152製ロータの132,300 rpmに比べて低くなっている。このことからロータの破壊回転数は材料の曲げ強度のみに依存するのではないことが分かった。

また一次設計ロータの破壊回転数は材料の曲げ強度以外の要因にも影響された。即ち、図4に示す室温破壊回転試験での破壊瞬間写真から破壊起点を調査すると、図5に示すように応力解析による高応力部とは異なるロータの背面近傍が起点となって破壊したものが認められた⁽⁵⁾。この原因の一つとして、射出成形体は有機成形バインダを約50 vol%含むため肉厚部の脱バインダが難し

く、この脱バインダ工程で生じた欠陥が焼結体中に残留したものと推定された。

一次設計ロータの評価結果から、高破壊回転数のロータを得るためには、新材料開発の指針となる材料の曲げ強度以外の影響要因を明確にすることと、製造工程の適正化が必要であることが分かった。

3. 二次設計ロータの開発

図6に二次設計ロータの写真を示す。このロータの窒化珪素セラミックスの形状は図7に示すように入口外径127 mm、翼枚数12である。二次設計ロータの定格回転数は、応力レベルの低減を目的として一次設計の定格回転数11万 rpm に対して1万 rpm 引き下げられ、10万 rpm となっている。本研究ではより高い破壊回転強度を有するロータを開発することを目的とし、新規材料の開発及び製造方法の改良を行った。

3.1 新規材料の開発

一次設計ロータの評価結果から、ロータの破壊回転数

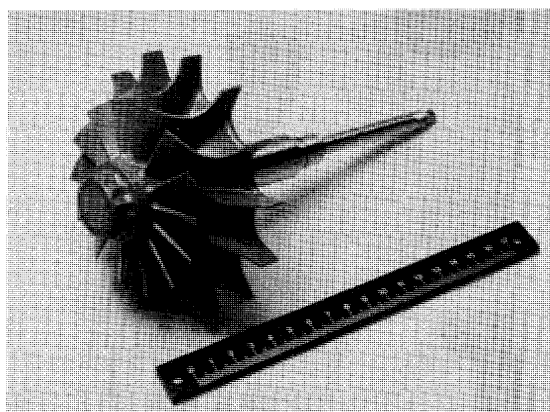


図1 一次設計 100 kW CGT ロータ

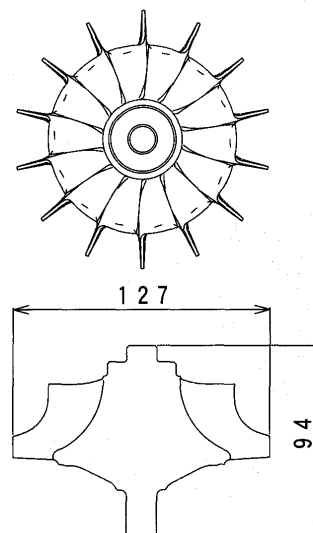


図2 一次設計 CGT ロータのセラミック部形状

表1 窒化珪素材料EC-152・EC-155の機械的特性とCGTロータの破壊回転数

	単位	測定条件	EC-152	EC-155
密度	kg/m ³	rt	3 2 6 0	3 3 7 0
4点曲げ強度*1	MPa	rt	1 0 2 0	1 0 9 0
		1000℃	8 3 0	9 9 0
		1100℃	8 1 0	9 4 0
		1200℃	7 6 0	8 8 0
破壊靱性*2	MPa ^{1/2}	rt	6. 0	5. 6
ヤング率*3	GPa	rt	3 1 8	3 1 7
ビッカース硬度*4	—	rt	1 5 0 0	1 7 0 0
CGTロータの平均破壊回転数	rpm	rt	132, 300	126, 700

* 1 : JIS R 1601, JIS R 1604

* 2 : JIS R 1607 (予き裂導入破壊試験法, SEPB法)

* 3 : JIS R 1602 (超音波パルス法) * 4 : JIS R 1610

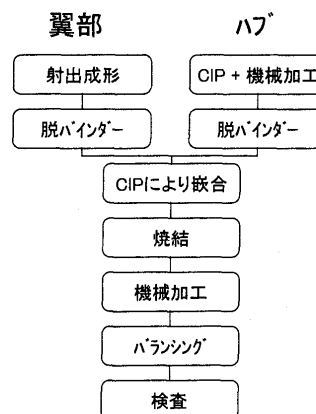


図3 CGT ロータの製造プロセス

は材料の曲げ強度のみに依存するわけではないことがわかった。そこで曲げ強度以外に何が影響するのかを調査するために表2に示す曲げ強度、靱性の異なる種々の窒化珪素材料を用いて、図8に示す外径110 mmの円盤状の焼結体を製作し、室温破壊回転数の評価を行った。なお表2における室温4点曲げ強度のワイブル係数は18

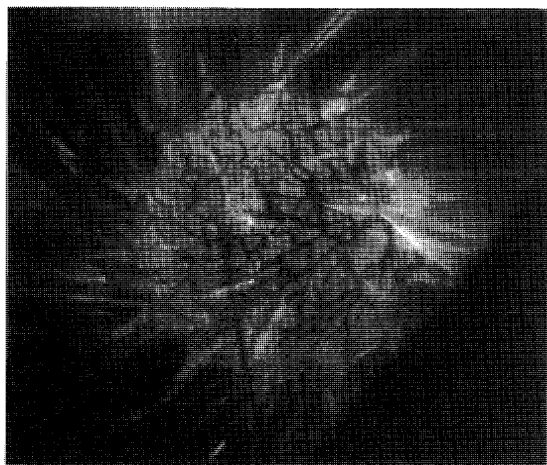


図4 EC-155製ロータの破壊瞬間写真

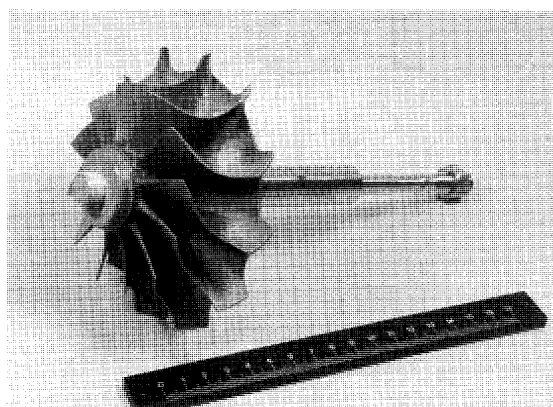


図6 二次設計 100 kW CGT ロータ

表2 窒化珪素材料の特性と円盤形状試料の破壊回転数

材料	曲げ強度* ¹ (MPa)	破壊靱性* ² (MPa ^{1/2})	円盤形状試料 密度 (kg/m ³)	破壊回転数 (rpm)
A	1100	6.4	3370	168,000
B	1020	5.0	3230	146,500
C	1000	5.7	3230	160,500
D	900	6.4	3250	152,000
E	880	5.4	3230	137,600
F	870	8.0	3290	163,900
G	770	4.8	3210	129,500

*1: 室温4点曲げ強度, JIS R 1601 *2: JIS R 1607 (SEP法)

~22であり、ばらつきという点で材料間の差異はあまり認められなかった。靱性はJIS R 1607に準拠し、予き裂導入破壊試験法 (SEP法) で求めた。円盤形状を選択した理由は、射出成形では多量のバインダが含まれているので、その影響を排除するためにはバインダ添加量が5%程度であるCIP成形を採用するのが最適であるが、CIP成形ではロータのような複雑形状が成形できないため、単純形状で回転評価ができる形状としてこの形状を選定した。

またCGTロータの翼部の応力は低く破壊回転数に対する影響は少ないため、この翼部を除くとロータの外径は90 mmとなる。しかし90 mmの円盤試料では、評価に用いるコールドスピントスタの許容値である20万rpmでも破壊しない恐れがあったため、破壊回転数を下げる目的で、円盤試料の外径を110 mmとした。

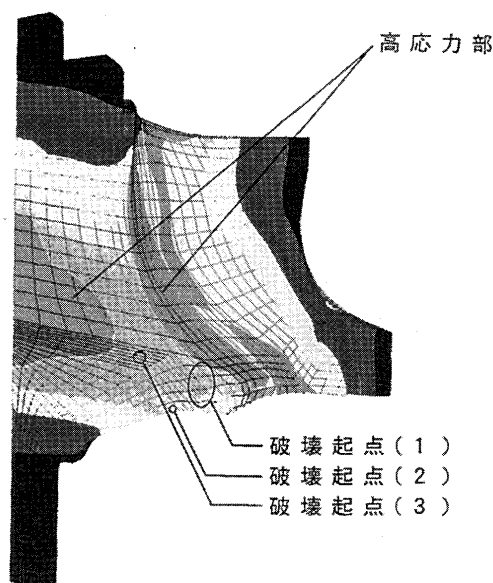


図5 一次設計ロータの最大遠心主応力分布と破壊起点

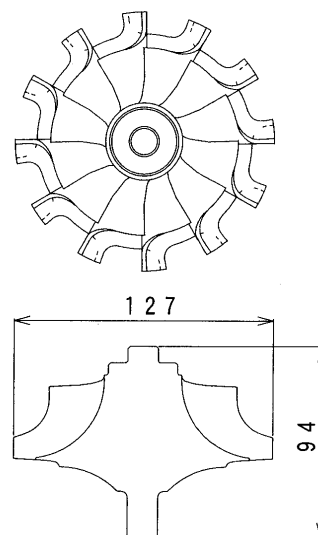


図7 二次設計 CGT ロータのセラミック部形状

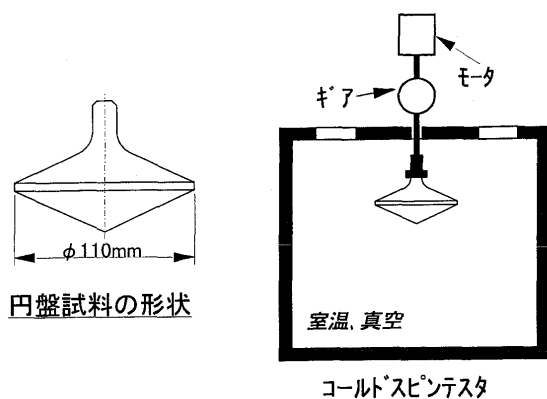


図8 円盤形状試料とコールドスピンの概要図

表3 窒化珪素材料 EC-157 と EC-155 の機械的特性

	単位	測定条件	EC-157	EC-155
密度	kg/m ³	rt	3 4 5 0	3 3 7 0
4点曲げ強度* ¹	MPa	rt	1 0 0 0	1 0 9 0
		1000℃	8 9 0	9 9 0
		1100℃	8 3 0	9 4 0
		1200℃	7 3 0	8 8 0
破壊靱性* ²	MPa ^{1/2}	rt	6.6	5.6
ヤング率* ³	GPa	rt	3 2 4	3 1 7
ビッカース硬度* ⁴	—	rt	1 6 9 0	1 7 0 0

* 1: JIS R 1601, JIS R 1604

* 2: JIS R 1607 (SEPB法)

* 3: JIS R 1602 (超音波パルス法)

* 4: JIS R 1610

円盤試料は、CIPによる成形体を加工後、焼結し、さらに研磨加工を行って製作した。図8に示すコールドスピンの試験機を用いて、円盤試料の破壊回転数を測定した。試料数は各材料それぞれ2または3個である。

円盤試料の平均破壊回転数を表2に示す。また、図9に材料の曲げ強度及び靱性値と破壊回転数の関係を示す。遠心応力と破壊回転数の2乗が比例することから、材料の曲げ強度が高い方が破壊回転数が高くなるのは当然と考えられたが、材料の破壊靱性値についても破壊回転数との相関が認められた。この理由として、大型形状の焼結体中には欠陥が必ず存在するが、材料の靱性値が高いほど寸法の小さな欠陥の影響を受けにくくなり、材料本来の破断強度に近い応力で破壊するために焼結体の破壊回転数が高いと推察された。このように、大型部品の破壊回転数を向上させるためには破壊靱性値も高い方が望ましいことがわかった。

上記結果を基に、新規材料の開発に着手した。高い破断強度と破壊靱性値を両立させるために、高強度のEC-155を改良して靱性値を向上させる検討を行った。焼結助剤の種類を変えると高温特性が顕著に変化するため焼結助剤は同一のものを使用した。異なる粒子径の窒化珪素原料粉末を用い、焼結助剤添加量および焼成温度を

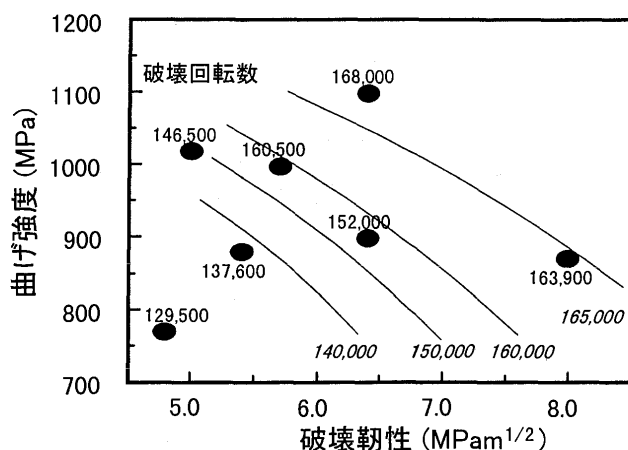


図9 窒化珪素材料の曲げ強度、破壊靱性と円盤形状試料の破壊回転数の関係

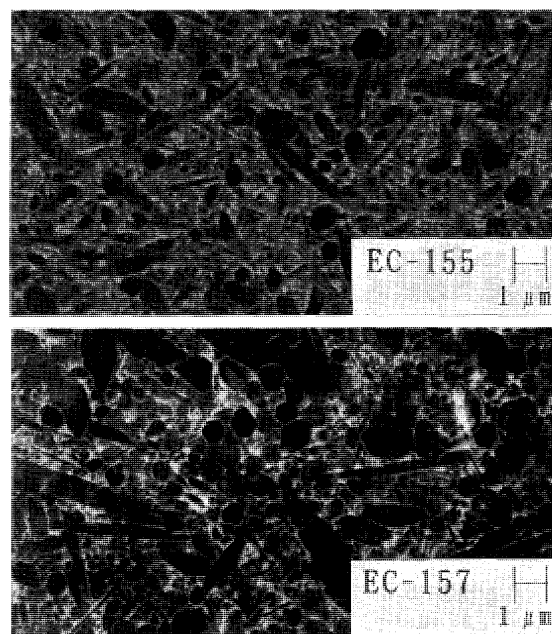


図10 EC-155とEC-157の微構造

変えた試験を行った。これらの検討により、EC-155に対して4点曲げ強度はやや低下したが靱性値の高いEC-157を開発することができた。EC-157は表3の特性表に見られる通り、曲げ強度と靱性のバランスが考慮された材料である。また、図10に示すEC-155とEC-157の焼結体組織から、EC-157はEC-155に比べて窒化珪素粒子が成長していることが認められ、これが靱性値が向上した原因であると推測された。EC-157はEC-155と同一の焼結助剤を使用しているため、粒界組成は似ており、耐食性に大きな差異は認められなかった。またEC-157の室温強度のワイブル係数は23であり、EC-155と同等であった。

材料の靱性値の向上が破壊回転数にどのように影響するかを確認する目的で、EC-157とEC-155の円盤形状試料を作製し、破壊回転数の評価を行った。円盤試料の外径はロータの翼部を除いた寸法である90mmとし

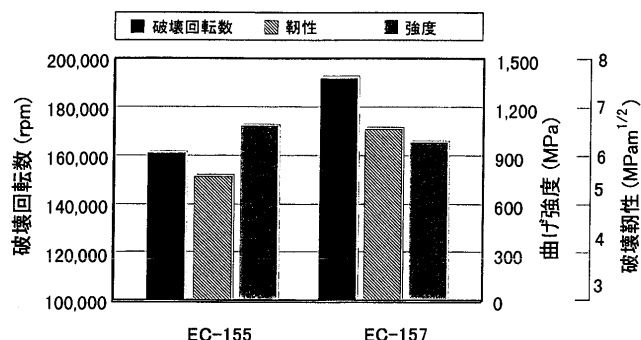


図 11 EC-155・EC-157 製円盤形状試料の強度，破壊靱性，および破壊回転数

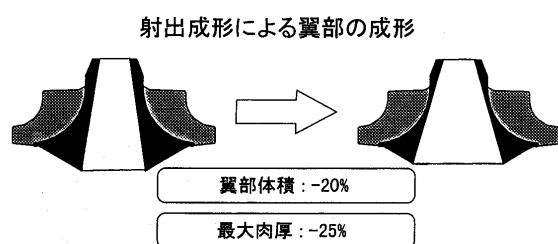


図 12 二次設計ロータにおける翼部形状の変更

た。図 11 に材料の曲げ強度と破壊靱性値及び円盤試料の破壊回転数を示す。靱性値が高い EC-157 製円盤試料の破壊回転数は 192,500 rpm となり，EC-155 に対して EC-157 は破壊回転強度が大きく向上したことが明らかとなった。

3.2 製造方法の改良

一次設計ロータの室温破壊回転試験での破壊起点の調査結果から，ロータの破壊は射出成形体の脱バインダ工程中に生じた欠陥が原因となっている可能性が高いため，脱バインダ性の向上を目的として製造方法の改良を行った。

脱バインダ性を向上させるためには射出成形体のポリウムを低減することが最も効果があると考えられたため，翼部の形状を図 12 に示すように改良した。この改良により射出成形体である翼部の体積は 20% 低減され，最大肉厚は 25% 低減された。この結果，脱バインダ工程でのクラック発生が抑制され，それに伴い図 13 に示すように破壊起点は応力解析の高応力部とほぼ一致するようになった。

3.3 二次設計ロータの評価

上記工程で製作した EC-157 製ロータの室温破壊回転数は図 14 に示すように平均 148,000 rpm であり，EC-155 製一次設計ロータの室温平均破壊回転数 126,700 rpm に比べて高い値となった。以上述べたように，一次設計と二次設計では形状は異なるものの，材料の変更と脱バインダ性の向上により，ロータの破壊回転強度を大きく向上させることができた。

EC-157 製二次設計ロータの PEC による TIT 1350℃ のホットスピントテストでは，表 4 に示すように平均破壊

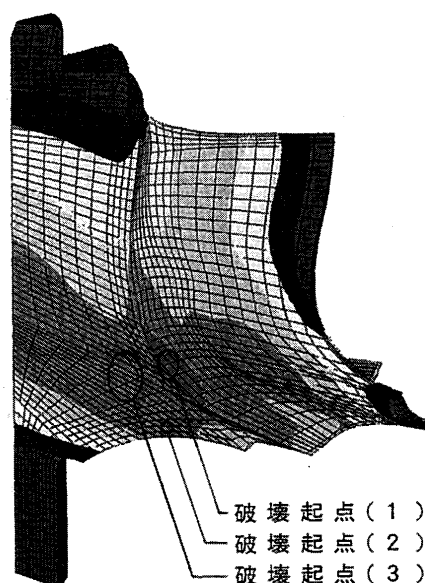


図 13 二次設計ロータの最大遠心主応力分布と破壊起点

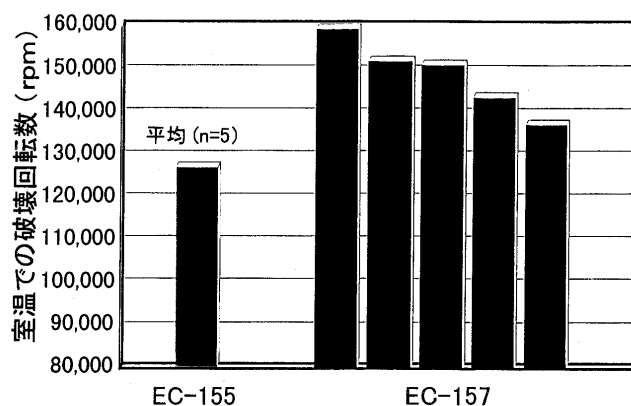


図 14 EC-157 製二次設計ロータの室温破壊回転数

表 4 EC-157 製二次設計ロータの評価結果

	試験条件	試験結果
ホットスピントテスト	TIT: 1350℃	平均破壊回転数 124,200 rpm (n=5)
ブルーフトテスト	TIT: 1350℃ 回転数: 12万rpm 保持時間: 2分	全数OK (n=3)

回転数は 124,200 rpm (試料数 5) であった。またエンジン供試を目的としたブルーフト試験では TIT 1350℃, 12 万 rpm, 保持時間 3 分の条件で 3 個のロータすべてがクリアした。これらの結果から，EC-157 製二次設計ロータは TIT 1350℃，定格回転数 10 万 rpm での使用に耐えると考えられるが，耐久性を実証するためには疲労や耐食性などの長期間にわたるデータを蓄積する必要がある。

4. 結言

- (1) セラミックロータの破壊回転数に影響する因子は材料の曲げ強度（引張強度）と破壊靱性値であることが確認された。セラミックロータの設計には通常、直接的に材料の破壊靱性値が使用されることはないが、本試験によりセラミックスの場合には靱性も考慮する必要のあることが示された。
- (2) 上記の知見を基に、二次設計ロータ用窒化珪素材料として高温高強度材料 EC-155 の破壊靱性値を向上させた EC-157 を開発した。また、射出成形体である翼部のボリュームを低減することにより脱バインダ性を向上させることができた。
- (3) EC-157 窒化珪素材料を使用し、射出成形体のボリュームを低減させる嵌合法を用いた二次設計ロータは、室温及び高温において高い破壊回転数を

有し、TIT 1350℃、定格回転数 10 万 rpm での使用に耐えると推察された。

参考文献

- (1) Nakazawa, N. et al., "Status of the Automotive Ceramic Gas Turbine Development Program -Seven Years' Progress-", ASME Paper 97-GT-383
- (2) Nakazawa, N. et al., "Development in the Full Assembly Test Rig of the 100 kW Automotive Ceramic Gas Turbine", ASME Paper 97-GT-210
- (3) Nakazawa, N. et al., "Radial Turbine Development for the 100 kW Automotive Ceramic Gas Turbine", ASME Paper 96-GT-366
- (4) 中沢則雄, 他, 「自動車用 100 kWCGT のタービンロータの開発」日本ガスタービン学会誌, Vol. 24, No. 93, 1996 年 6 月 p. 84
- (5) Yoshikawa T. et al., "Estimation of the Fracture Origin of Ceramic Gas Turbine Rotors", ASME Paper 95-GT-250

遷音速翼列間流路に生じる衝撃波変動に関する研究 (翼間流れ場の計測)

Experimental Study of Shock Wave Fluctuation in Transonic Cascade Flows

松下 政裕*¹

MATSUSHITA Masahiro

白鳥 敏正*²

SHIRATORI Toshimasa

桜井 忠一*²

SAKURAI Chuichi

Abstract

An experimental study has been carried out to investigate the behavior of passage shock waves in two-dimensional transonic cascade flows. The experiments are performed for a staggered case with 30 degrees. The time dependent streamwise shock wave positions and the wake fluctuation are measured by a specially designed measuring system with a line scan camera. The results show that the shock oscillation and the wake fluctuation are classified according to fundamental frequency.

1. まえがき

遷音速域, 超音速域で作動するファン, 圧縮機翼列における衝撃波を伴う空力弾性問題を考える上で, 発生する衝撃波自身の挙動を明らかにしておく事は大変重要である。振動する翼列に関する研究^{(1),(2),(3),(4)}においては翼列の非定常空力特性に衝撃波の挙動が重要な役割を果たしている事が示されている。しかし, 翼振動が存在しない場合でも, 衝撃波・境界層干渉および, それに伴う境界層はく離の発生, 渦放出などを原因として衝撃波振動は発生する。衝撃波自励振動の研究はいくつかなされておき, 例えば, 外部流では, Tijdeman⁽⁵⁾が先駆的に単独翼の衝撃波自励振動の研究を行い, それらを Mabey⁽⁶⁾が総括的にまとめ, 衝撃波自励振動のメカニズムに対して考察を行っている。また, 内部流では, Bogar⁽⁷⁾による遷音速デフューザー内の垂直衝撃波自励振動の実験研究, Yamamoto, Tanida⁽⁸⁾による矩形流路内遷音速流中の単独翼における衝撃波自励振動の研究, Araki, Okamoto, Ohtomo⁽⁹⁾によるタービン翼列における衝撃波自励振動の研究等が行われている。しかし, 実際のファン, 圧縮機翼列を考えると, 食い違い角がついた翼間流路に衝撃波が発生するということが, 重要な要素の一つとしてあげられるが, そのような衝撃波の自励振動の基礎的な研究は十分には行われていない。この様な流れの衝撃波振動は各流路間で互いに強く結びつき, その挙動は複雑であると考えられる。さらに, 翼間流路の衝撃波

記号

a : 音速
 c : 翼弦長
 C_p : 圧力係数
 M_∞ : 流入マッハ数
 P_b : 翼列後方静圧(背圧比)
 P_∞ : 流入静圧
 Re : レイノルズ数
 S_t : ストローク数
 X : 流れ方向無次元位置
 ζ : 食い違い角

の自励的な振動の発生は遷音速翼列における衝撃波フラッタ発生 of の大きな誘因の一つとなりえる事から考えても, 十分な研究が必要である。

そこで, 本研究では, 翼列における衝撃波発生形態の一つとして, 特に翼間に衝撃波が発生している場合に注目し, 直線翼列の一部と考えられるような食い違い角のついた近似的な2次元翼列における翼間衝撃波の振動現象を実験的に調べ, その変動メカニズムについて考察を行う事を目的とした。さらに, 数値解析を行ううえで有用なデータの提供をすることも目的としている。

2. 実験装置

まず, 図1に実験装置概略を示す。実験に使用した風洞は, 測定部寸法, 断面高さ 121 mm, 幅 100 mm, 測定部長 400 mm を有するブローダウン式風洞である。測定部の流れ状態の設定は流入側全圧(集合胴全圧)と測定部後方チョークノズルスロート面積の調整によって行われた。また, 後方チョークノズルスロートにより,

原稿受付 1998年6月29日

*1 都立科学技術大学 大学院

*2 都立科学技術大学 工学部

〒191-0065 東京都日野市旭ガ丘 6-6

風洞後方の拡散筒からの乱れの測定部への伝播は抑止されている。試験翼列は翼厚 10%, 翼弦長 75 mm, 翼幅 100 mm の対称円弧翼 3 枚で構成されていて, 各翼は食い違い角 $\zeta = 30^\circ$, 入射角 0° , 46 mm ピッチ (ピッチ・コード比 = 0.61) で一方の側壁から片持ち支持されている。ここで 3 枚翼で構成された翼列は隣接流路における流れの干渉を含む現象を考慮できる最低のものと考えているが, 直線翼列としての十分な流れの周期性を得るためにはより多くの翼と下流側上下壁の調整を必要とする事, また, 上下壁による鏡像関係は直線翼列条件を満たしていない事を付記しておく。このため, 主に中央の翼に注目していく。

実験条件は翼間で流れがチョークし, 翼間に衝撃波が存在する範囲とし, 流入マッハ数 $M_\infty = 0.58$, $P_b = 0.65 \sim 0.80$ で行われた。ここで P_b は翼列後方静圧を翼列前方全圧で無次元化したものである (図 1 参照, 以下背圧比という)。なお翼弦長を代表長としたレイノルズ数は $Re \approx 1.1 \times 10^6$ であり, 衝撃波前方の境界層は層流であるとみられる。

まず, 本実験における翼間流れ場全体の様子を明確にしておくために, シュリーレン可視化による観察及び各翼間流路の中央部 (図 1 参照) における側壁静圧測定を行った。次に, 衝撃波変動を調べるため, 翼間衝撃波の流路方向位置変化及び剥離境界層の変動の計測を, 高速ラインスキャンカメラ (DALSA 製 CL-C9-512 M: 512 素子), ラインビデオ信号収集・処理コンピュータで構成された計測システムを使用して行った。図 2 に計測システムの概略を示す。このシステムは光学的空間分解能 0.094 mm で, 振動数 2 kHz 程度, 移動速度約 50 m/s までの流路方向の衝撃波位置を計測可能である¹⁰⁾。

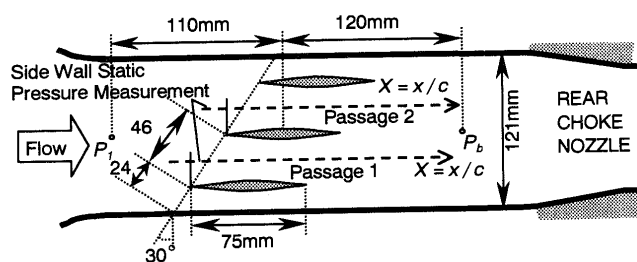


図 1 実験装置概略

3. 実験結果

3.1 翼間流れ場全体の様子および実験状態の評価

はじめに, 瞬間シュリーレン写真の一例を図 3 に示す。図に示されるように, 翼間に発生する衝撃波の位置, 形状は, 背圧比の違いにより異なったものとなっているが, まず, 衝撃波が翼間に存在する場合 (図 3 a), 衝撃波はほぼ垂直衝撃波になっている。つぎに, 衝撃波が比較の後方に位置し, 衝撃剥離が発生する場合 (図 3 b), 衝撃波の足は入衝撃波になり, さらに, 衝撃波が後縁より後方に位置する場合 (図 3 c), 衝撃波は後縁に付着する。なお, ビデオ画像の観察から, いずれの場合も衝撃波発生位置は安定しておらず, 衝撃波振動現象が確認された。

図 4 は, 流路中央での衝撃波の翼弦方向位置を背圧比に対して整理した結果を示したもので, 瞬間シュリーレン写真から読み取った位置, ラインスキャンカメラで計測した時間平均的な衝撃波位置と変動範囲 (後述) を共に示してある。衝撃波は背圧比の減少と共に後方へ移動するが, 同一背圧比での衝撃波の位置は両流路で若干違うことが分かる。このとき Passage 1 の平均衝撃波位置は, Passage 2 の平均衝撃波位置より, 約 $0.07 x/c$ ほど後方 (下流側) に位置している。また, 平均衝撃波位置が, 片方の翼の後縁 ($X = 1.0$) になるのは Passage 1 で $P_b = 0.71$, Passage 2 で $P_b = 0.69$ である。

次に, 各流路の中央部における側壁静圧分布を圧力係

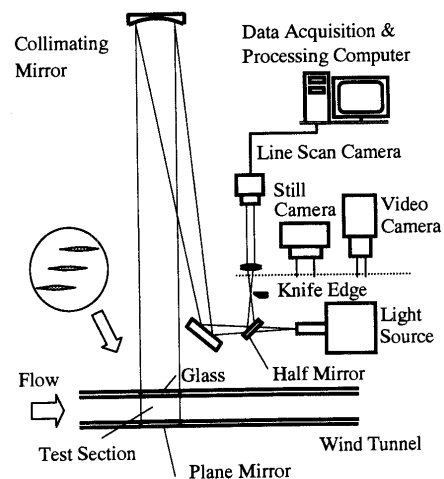


図 2 計測システム概略

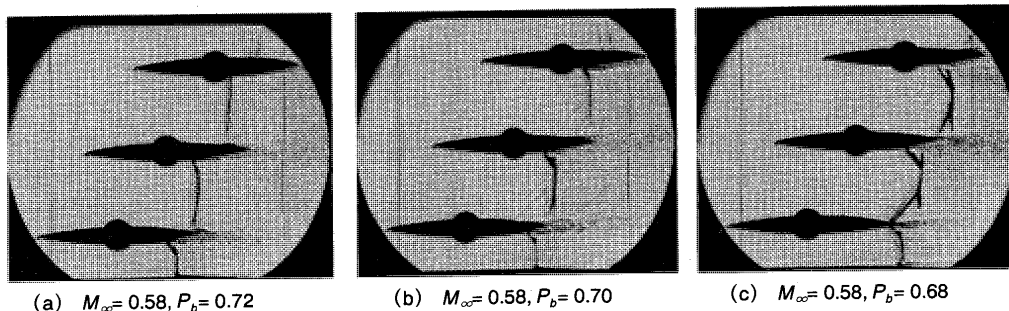


図 3 瞬間シュリーレン写真

数 $C_p = 2/\kappa M_\infty (P/P_\infty - 1)$ [κ は比熱比, M_∞ は流入マッハ数, P_∞ は流入静圧] の形で図5に示す。先ほどの各流路での衝撃波位置の違いと同様に、同一背圧比での静圧分布は両流路で若干異なっており、流れ場全体が亜音速の状態 ($P_b = 0.80$) においても違いが現れていることがわかる。

以上のように、衝撃波発生位置と側壁静圧分布のどちらの結果においても、今回の実験では、直線翼列における流れ場の一部としてみると、翼間周期性はやや不十分であると判断される。これは、測定部上下壁により、流線、転向角が制限され、各流路の流れ場にも影響が及んでいるためであり、定常流れや時間平均的な流れの流線、転向角を考慮した上下壁に変えることで、個々の条件下での改善はいくらか行えるものと考えている。しかしながら、各流路における衝撃波境界層干渉や、隣り合う流路での衝撃波変動の相互の関係などを中心に取り扱うことで、翼間流路に発生する衝撃波自励振動現象のメカニズムについて定性的な考察は十分に行えるものである。

3.2 衝撃波の振動現象

翼面上で発生する衝撃波変動に影響を与える要素はいくつか考えられるが、特に、単独翼上に発生する衝撃波（図6a）においては、衝撃波変動による圧力擾乱が境界層内を伝わり後縁付近に達し、そこから主流中を衝撃波に圧力擾乱がさかのぼり、再び衝撃波変動を引き起こすというサイクルが、変動周期を支配するとされている⁽⁶⁾。そのときの1周期にかかる時間は、Lee⁽¹⁾の用いた式を

もとに、さらに、圧力擾乱が戻る位置を考慮し、

$$T = \int_x^{1+\alpha} 1/a_p dx - \int_{1+\alpha}^x 1/a_u dx \quad (1)$$

[x : 衝撃波位置, a_p : 擾乱が下流に向かう速度, a_u : 擾乱が上流に向かう速度, α : 擾乱の戻る位置を示す係数 $\alpha = 0$ で後縁]

で表される。この式によると、衝撃波と翼後縁の距離が圧力擾乱のサイクルの周期に大きく影響していることがわかる。そのため、対称翼であれば、基本的に翼の上下において時間平均的な衝撃波位置は同じであり、衝撃波変動も翼の上下で逆位相となるが周波数的には同じである⁽⁸⁾。

次に、翼列の場合について考えてみる。同様のメカニズムにより翼間における衝撃波変動が起きるとすると、各流路の圧力擾乱のサイクルは上下両方の翼において起きると考えられる。そのとき、まず、食い違い角がない場合⁽⁹⁾は、両方の翼に対する衝撃波と後縁の距離は同じであり、図6bのように圧力擾乱のサイクルの周期も等しくなる。そのため、衝撃波変動は比較的振幅が大きく、周期性のあるものとなり、その周波数は衝撃波の平均位置により決まり、後方に行くに従い高くなる。一方、食い違い角がある場合は、衝撃波と後縁の距離が上下の翼で異なるため、図6cのように圧力擾乱のサイクルの周期も異なっていると推測される。そのため、衝撃波変動は複雑なものとなり、単一の周波数の変動ではなく、い

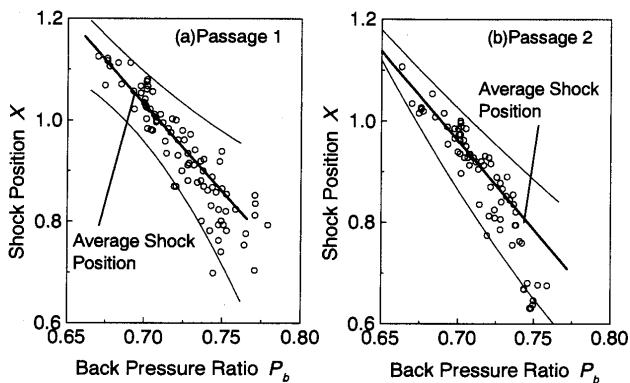


図4 背圧比に対する衝撃波発生位置

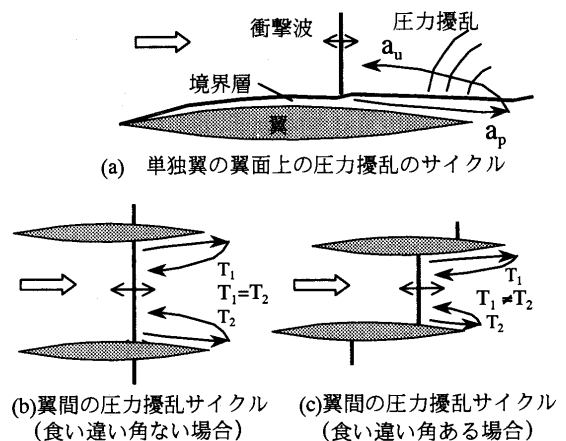


図6 圧力擾乱のサイクル

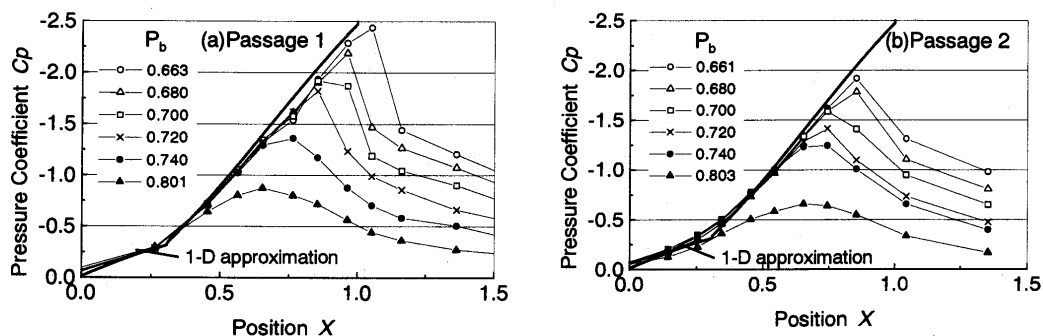


図5 壁面静圧分布

くつかの周波数の合成波的な変動になることや、互いに弱め合い衝撃波変動自体が弱くなること等が考えられる。また、それぞれの翼で生じる圧力擾乱のサイクルの周期は衝撃波後方の剥離境界層の変動をとらえることで明確にできると考えられる。そこで、衝撃波自体の変動と、後縁における剥離境界層変動の二つの変動計測を行った。

まず、衝撃波自体の変動を示す。図7はラインスキャンカメラで計測した衝撃波の時間変動の一例を示したものである。これをみると、本計測システムは明確に衝撃波変動を捉えることが出来ていることがわかる。この様な画像から衝撃波位置抽出、及び周波数解析を行い、顕著なピークを支配周波数と定義し一画像から多くとも二つまでの支配周波数の抽出を行った。そのときの平均衝撃波位置に対する支配周波数の関係を図8に示す。ここで、縦軸の周波数は、ストローハル数 $St = fl/U_\infty$ [代表長さ l として翼弦長 (75 mm)] の形で無次元化して

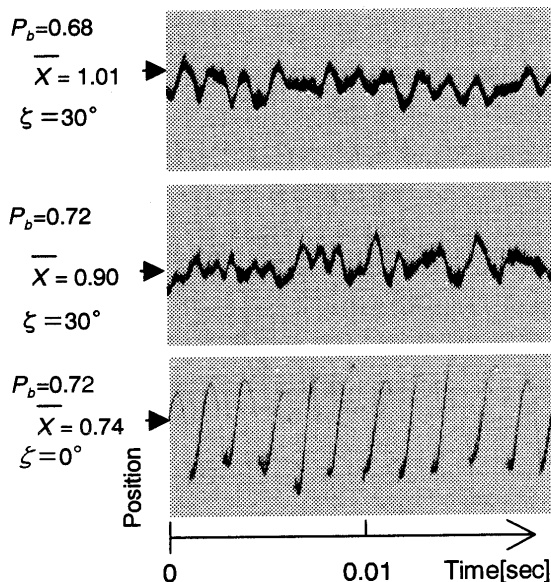


図7 衝撃波変動波計 (Passage 1)

いる。また食い違い角のない場合の結果¹⁰⁾、及び、単純化した流れ場（準1次元、垂直衝撃波、衝撃波後方の流れは一定）に対し式(1)を使用し、衝撃波と後縁の距離が $0.3x/c$ 異なる場合の周波数の違いの予測結果も示した。まず、食い違い角がない場合と比較してみると、平均衝撃波位置に対する支配周波数が全体的に低くなっていることがわかる。これは、座標系の原点を各流路の下翼の前縁にとったことによるもので、原点を翼間中央の流路入り口に変えることで同じような周波数の変化として扱うこともできる。また、どちらの流路においても、衝撃波変動は、両翼の後縁以前で起きている場合 ($\bar{X} < 1.0$) と、片方の翼の後縁以降に達する場合 ($\bar{X} > 1.0$) の大きく2つに分けられることが分かる。まず、 $\bar{X} < 1.0$ のとき、衝撃波は安定した周期振動にならず、支配周波数にもばらつきがみられる。これは先ほど述べたように、衝撃波変動を支配するサイクルが少なくとも二つの周期を持つためと考えることができる。一方、 $\bar{X} > 1.0$ のとき、衝撃波変動の支配周波数はその発生位置によりほぼ決まっている。これは、衝撃波が各流路の下翼の後縁に付着し、もう一方の翼における圧力擾乱のサイクルの影響だけが出るためであると考えられる。なお、 $St < 0.2$ のところに、衝撃波発生位置とはほぼ無関係に分布している低周波成分がみられるが、その要因は不明である。

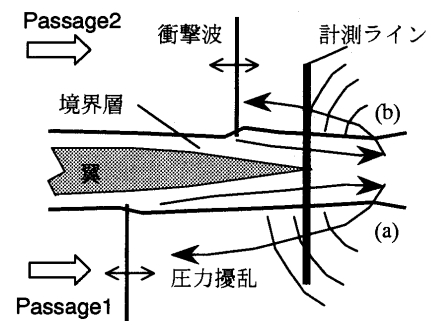


図9 後縁の剥離境界層の変動計測

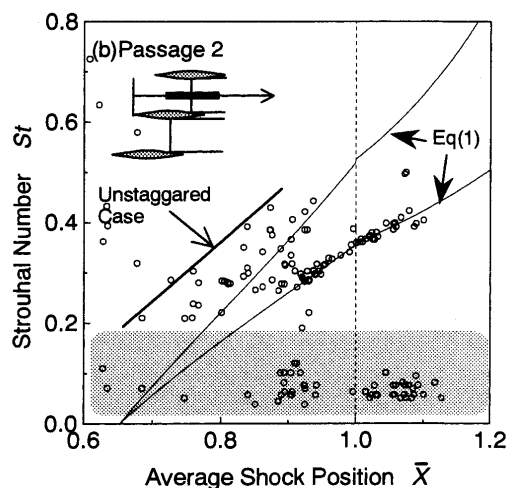
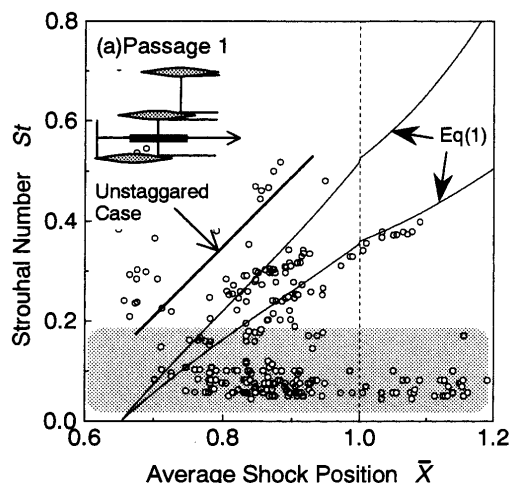


図8 時間平均的な衝撃波位置に対する支配周波数の関係

風洞の運転特性や、翼および取り付け部の固有振動数などに起因する成分であると考えているが、食い違い角が無い場合における比較的周期的な衝撃波自励振動の結果をもとに、今回の衝撃波自励振動に対する考察からはこの成分は省いている。

次に、後縁における剥離境界層の変動について示す。図9は、中央の翼の後縁における剥離境界層の時間変動の計測の概略を示したもので、図10はその画像の一例を示したものである。図10をみると、どの場合も剥離境界層は翼の上下で異なる変動をしていることが確認できる。これらの画像から、同様に剥離境界層のエッジ抽出、及び周波数解析を行った。図11は背圧比に対する剥離境界層の変動の支配周波数の関係を示したものである。図中に、それぞれの流路で平均衝撃波位置が片方の翼の後縁以降になる背圧比、(Passage 1 で $P_b = 0.71$,

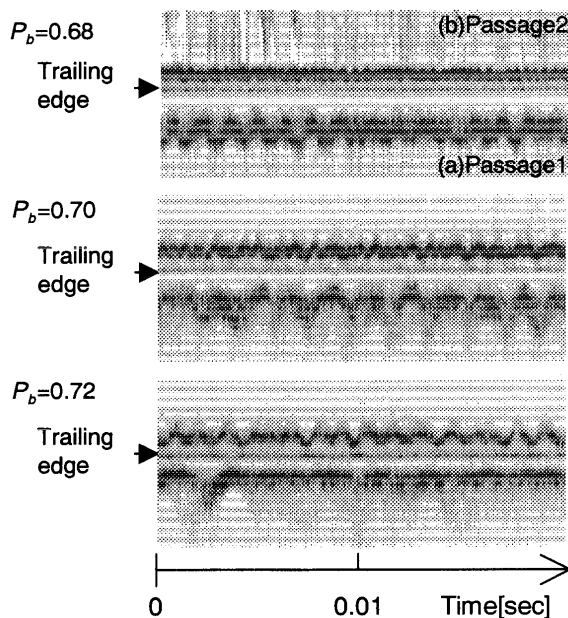


図10 後縁の剥離境界層の変動波形

Passage 2 で $P_b = 0.69$) も明示してある。まず、中央の翼 (Passage 1 の上翼) の下側の剥離境界層の変動 (図11 a) をみると、基本的に衝撃波変動の周波数分布と類似しており、先ほどと同様に大きく二つに分けられる。 $\bar{X} < 1.0$ に相当する背圧比 ($P_b > 0.71$) では、剥離境界層の変動の支配周波数もばらついたものになり、 $\bar{X} > 1.0$ に相当する背圧比 ($P_b < 0.71$) では、近似曲線 A で示されるように、その支配周波数は背圧比により決まっている。また、中央の翼 (Passage 2 の下翼) の上側の剥離境界層の変動 (図11 b) をみてみると、 $\bar{X} < 1.0$ に相当する背圧比 ($P_b > 0.69$) で、近似曲線 B で示されるような、衝撃波変動に比べて周波数が高く、後縁に近づくに従い急激に高周波になっていく成分が見られる。これは、二つの圧力擾乱サイクルのうち高周波に相当するものや、衝撃波が入形になっていることの影響によるものであると考えられるが、その変動は小さく、衝撃波変動に与える影響も少ないため、衝撃波変動解析では明確に抽出できなかったものであるとみられる。また、図11 b の近似曲線 A' のところにみられる成分は、図11 a の近似曲線 A と一致していることから、中央の翼の下側の剥離境界層の変動が、上側の剥離境界層の変動に影響を与えているものであると考えられる。そのため、各流路における衝撃波変動を伴う流れ場の相互の影響を考えると、Passage 1 から Passage 2 への影響が現れやすいということがいえる。なお、今回、同一背圧比での各流路の平均衝撃波位置が若干異なっている事を考慮すると、翼間周期性が保たれた場合は、図11 b の傾向 A' は、 $\bar{X} > 1.0$ に相当する背圧比のところのみ現れると考えられる。

4. まとめ

本研究では、食い違い角がついた翼間流路に発生する衝撃波自励振動の基礎的な研究として、近似的な2次元翼列を用い、食い違い角 30° の場合の翼間衝撃波の

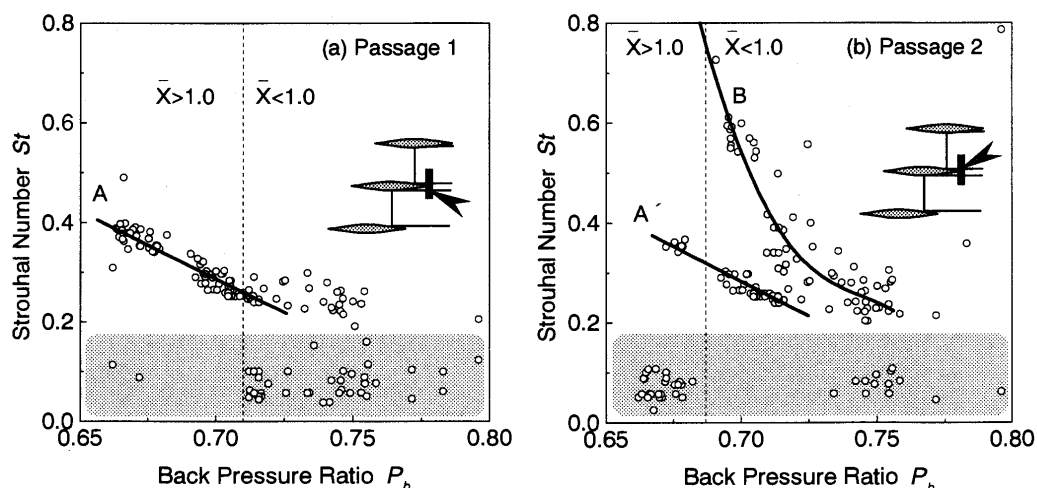


図11 背圧比に対する剥離境界層の変動の支配周波数の関係

振動現象を衝撃波の発生位置, 剥離境界層の変動などを中心に実験的に調べた。以下, 得られた結果をまとめると,

- (1) 食い違い角 0° の場合に比べ, 食い違い角 30° で衝撃波変動は, 振幅が小さく, 周期性に乱れがあるものであったが, その原因として変動に作用する圧力擾乱サイクルが少なくとも二つあることが考えられる。
- (2) 翼間に発生する衝撃波変動現象は, 衝撃波の位置と上下の翼の後縁との距離によって, 支配周波数が決まる場合と決まらない場合に, 分類された。
- (3) 剥離境界層の変動の計測により, 食い違い角がある場合は, 翼間に発生する衝撃波変動に影響を与える圧力擾乱サイクルは異なった周期を持つものが共存すること, 及び, 隣り合う流路の相互の影響はその位置関係によって異なることが示された。

さらに, この結果は, 翼間周期性のある場合や, 実際のファン, 圧縮機翼列における衝撃波自励振動の数値解析の評価などに役立てることができるものと考ええる。

参考文献

- (1) Bendiksen, O. O., "Role of Shocks in Transonic/Supersonic Compressor Rotor Flutter," AIAA J, Vol. 24, 1986, pp. 1179 - 1186
- (2) Shiratori, T. and Noguchi, Y., "Aerodynamic Instability of Transonic Cascade with Shock Movement," 12th Proc. of IS-ABE, 1995, pp. 644 - 654
- (3) Watanabe, T., Doi, H. and Kaji, S., "Numerical Analysis of the Unstarted Flutter in a Compressor Cascade," Unsteady Aerodynamics and Aeroelasticity of Turbomachines, edited by Tanida, Y. and Namba, M., Elsevier, 1995, pp. 207 - 222
- (4) Kobayashi, H., "Annular Cascade Study of Low Back-Pressure Supersonic Fan Blade Flutter," Trans. of ASME, Journal of Turbomachinery, Vol. 112, No. 4, 1990
- (5) Tijdeman, H., "Investigation of the Transonic Flow Around Oscillating Aerofoils," National Aerospace Lab., Amsterdam, The Netherlands, TR-77-090 U, 1977
- (6) Mabey, D.G., "Physical Phenomena Associated with Unsteady Transonic Flows," Unsteady Transonic Aerodynamics, Chapter 1, 1989, pp. 1 - 56
- (7) Bogar, T.J., "Structure of Self-Excited Oscillations in Transonic Diffuser Flows," AIAA J, Vol. 24, 1986, pp. 54 - 61
- (8) Yamamoto, K., and Tanida, Y., "Self-Excited Oscillation of Transonic Flow Around an Airfoil in Two-dimensional Channel," Paper of Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, ASME 89-GT-58, June, 1989
- (9) Araki, T., Okamoto, Y. and Ohtomo, F., "Self-excited flow oscillation in the low pressure steam turbine cascade," Proceeding of the IUTAM Symposium, Aeroelasticity in Turbomachines, 1980
- (10) 松下, 白鳥, 「ラインスキャンカメラによる衝撃波位置計測」, 第25回可視化情報シンポジウム講演論文集, Vol. 17 Supple. No. 1, 1997, pp. 305 - 308
- (11) Lee, B. H. K., "Oscillatory Shock Motion Caused by Transonic Shock Boundary-Layer Interaction," AIAA J, Vol. 28, 1990, pp. 942 - 944
- (12) 白鳥, 松下, 桜井, 「遷音速翼列における衝撃波変動現象の測定」, 第12回ガスタービン秋季講演会講演論文集, 1997. 10

東京大学 生産技術研究所・流体研究室の研究

小林 敏雄^{*1}

KOBAYASHI Toshio

キーワード：流体工学，数値流体力学，自動車空気力学，生体流体力学，乱流，LES，非定常流れ，燃焼器流れ，流れの可視化，粒子画像流速測定，流体振動，流体騒音，混相流
Fluid Engineering, Computational Fluid Dynamics, Vehicle Aerodynamics, Bio-Fluid Dynamics, Turbulent Flow, Large Eddy Simulation, Unsteady Flow, Flow in Combustor, Flow Visualization, Particle Imaging Velocimetry, Flow Induced Vibration, Aerodynamic Noise, Multi-Phase Flow

1. 研究所と研究室の歴史

東京大学生産技術研究所（以下，生研）は，1949年に西千葉キャンパスにおいて東京大学第2工学部の再編によって設立され，1962年に現在の港区六本木に移転，さらに1999年以降，目黒区駒場に新キャンパスを得て順次，再移転しつつある。現在44の研究部門に4センターを加えて合計52部門が設置されており，我が国最大の大学付置研究所である。生研は生産に関する技術的諸問題の科学的総合研究に重点を置き，研究成果の実用面への還元をも行うことによって，工学と工業とを結び付け，我が国工業技術の水準を高めることを目的として設立された。創立50年を迎える現在，高度成長を指向する時代から持続的発展を考える時代への変化に対応して，研究室としての活動は勿論のこと，研究所としての活動内容は大きく変化しつつある。

生研における流体関係の研究室は，流体機械学を主な対象とする流体研究室（小林，谷口，大島），ガスタービンを主対象とする熱エネルギー変換研究室（吉識，加藤），都市・建築の流れを対象とする建築都市環境研究室（村上，加藤）と乱流物理研究室（吉澤，半場）からなり，時に応じて共同的研究を行ってきた。特に，NST（乱流の数値シミュレーション）研究グループは15年の歴史をもち，第1世代から第2世代への交代がなされつつある。ここでは，流体研究室に限って話を進める。

生研における流体工学に関する研究は1949年，故石原智男教授の自動変速機の研究から始まった。この研究はトルクコンバータの性能解析法と設計法の確立につながり，我が国の乗用車等の自動変速機の実用化と普及に大きく寄与してきた。石原教授はまた，1957年から，油圧機器の研究を始め，ピストン形油圧ポンプおよびタービンの高圧・高速化の研究からキャビテーションま

で幅広く研究し，現在の油空圧工学の礎を築いた。さらに1969年からはトロイダル型無段変速機の研究に着手し，変速機に新しい方向を示してきた。

1970年代に入るとコンピュータが流体工学の解析法を大きく変容させた。数値流体力学の発達と流体計測におけるコンピュータ化である。この研究は筆者を中心とする現在の流体研究室で展開されている。1970年に発足した筆者の研究室は，発足まもなく，大型コンピュータを利用した流動解析・予測に研究の中心を移した。1985年頃の主要課題は，Large Eddy Simulation (LES)を中心とする乱流数値解析法の確立と実用化に関する研究，直接シミュレーションモンテカルロ法による希薄気体流動の解析に関する研究，およびParticle Imaging Velocimetry (PIV)を柱とするコンピュータ援用の流れの可視化技術の開発に関する研究だった。現在の研究の根幹がこの頃に根付いている。1988年，研究室に谷口伸行助教授が加わり，数値流体力学の研究は大幅に増強された。また，1998年に大島まり講師が加わり，新しい生体分野の数値流体解析を手掛けている。研究室の陣容は1999年3月現在，小林敏雄教授，谷口伸行助教授，大島まり講師，佐賀徹雄助手，瀬川茂樹技術官，伊藤裕一技術官の教職員と3名のポスドク（うち1名は英国留学中），博士課程学生7名，修士課程学生8名と企業等からの研究員数名で構成されている。ここでは，研究室の最近の研究を紹介する。

2. 最近の研究の概要

研究室の最近の研究は主にLESを中心とする乱流解析とPIVを中心とする流れ画像解析であることを述べた。LESに関する最初の研究は，乱流促進体まわりの流れの予測に関する研究で1983年2月に機械学会論文集に採録されている。この研究は，1987年からの文部省重点領域研究『数値流体力学』および1993年からの同じく『乱流の数値モデル』に参加すること，さらに

原稿受付 1999年1月26日

*1 東京大学 生産技術研究所

〒106-8558 東京都港区六本木7-22-1

表1 最近の学位論文題名 (1986-1998年度)

レイノルズ平均モデル による乱流解析	自動車車体周りの流れ場数値解析に関する研究 統計理論に基づく $k-\epsilon$ 乱流モデルとその応用に関する研究 拡大および流線曲率をもつ管内流れにおける乱流モデルおよび数値解析法に関する研究 自動車内の音熱環境に関する熱流体数値解析の研究 中立・不安定条件下の平地および尾根周辺の流れと拡散に関する研究
LES	乱流促進体をもつ二次元チャンネル乱流の数値予測に関する研究 LESによる乱流解析の実用化のための基礎研究 LARGE EDDY SIMULATION OF PLANE TURBULENT JET FLOW 円筒座標を併用した一般座標系格子のLESによる円管・楕円管および旋回乱流の数値解析に関する研究 低マッハ数の乱流中に置かれた物体から放射された流体音の数値解析に関する研究 平面衝突噴流のLES数値解析に関する研究 複雑形状乱流場解析に適した一般座標系差分スキームの構成とそのLESへの応用
可視化・PIV	A STUDY ON THREE DIMENSIONAL PARTICLE IMAGING THERMOMETRY AND VELOCIMETRY USING LIQUID CRYSTAL STUDY OF FLOW IN A VANELESS RADIAL DIFFUSER USING FLOW VISUALIZATION
その他	直接シミュレーション・モンテカルロ法における実在気体効果モデルに関する研究 高次精度線の方法による非圧縮粘性流れの数値計算に関する研究 地下排水機場における流れ現象の数値予測に関する研究 自動車周りの剥離再付着流れによる空力騒音に関する研究

1996年, NEDO最先端分野研究に採択されたことによって大きく進展した。LESの設計には, 乱流モデルの開発, 境界条件モデルの設定, 流れ場形状の高精度記述法と高速度・高精度計算手法の開発が必要である。最近においてようやく乱流モデルに関してダイナミックサブグリッドモデルの開発が達成され, それに伴ってその周辺技術も形成されつつある。開発したLESコードを用いて, はく離を伴う乱流場, 乱流噴流場, 衝突噴流場, 振動する物体まわりの乱流場, 円管旋回乱流の数値実験が可能となり, 詳細な比較実験による検証がなされている。これらの検証によって非定常・複雑乱流に対応するLESコードの確立を図り, 乱流を軸に燃焼, 化学反応, 混相流との相互干渉を含むモデルの構築による複合現象の解明・制御を目指している。

一方, PIV関係の研究としては, 1983年9月, マイクロコンピュータ・システムによるトレーサ粒子画像の自動解析に関する研究を3rd International Symp. on Flow Visualizationで発表したのが最初であった。その後, 高速流への対応, 高精度化および3次元対応をトレーサ粒子追跡法 (Particle Tracking Velocimetry) を中心に整備し, 広く理工学の流れ現象測定に適用できるシステムを提供してきた。次の段階としてマイクロカプセル化された液晶微粒子, およびLIF法 (レーザ誘起蛍光法, Laser Induced Fluorescence) を用いた可視化画像による温度・速度同時計測システムを開発し, 水槽内の温度, 速度同時計測という実用的なデータ取得から高温噴流の詳細構造に関わるモデル作成のための学術的データの集積を図っている。表1に, 研究の流れの理解のために1986年以降の博士論文の題名 (課程博士と論文博士) を示す。

3. LES実用化に関する研究

工業の現場に現れる流れは, 流れ場自体の形状が複雑であることはもちろん, 流れそのものも, 剥離があったり, 渦の発生があったり, あるいは熱, 反応などを伴うように現象も複雑である。それらの流れは市販のプログラムで表面上, 解析できるようになってきているが, 流体量の絶対値を評価することができるか, 乱流量を正しく求められているか等課題も多い。特に, 実用上多く現れる高レイノルズ数乱流の非定常問題の最終的解決にはレイノルズ平均形乱流モデルを脱却する必要がある。その有力な手法がLESであるが, LESを工業の現場で利用するためにはサブグリッド (SGS) 乱流モデルの検討, 一般座標系の導入, 境界条件設定方法の確立, 高速計算手法の検討や数値解析精度の把握など数値解析を総合的に評価する必要がある。SGS乱流モデルに対しては長い間, スマゴリンスキーモデルとよばれる渦粘性モデルが利用されてきたが, このモデルは乱流場に間欠的に存在するSGS成分からグリッドスケール (GS) へのエネルギーの逆輸送 (backward cascade) を記述する機構をもたないこと, 壁付近でのエネルギーの漸近挙動を再現しないこと, あるいはモデル定数であるスマゴリンスキー定数の最適値が流れの性質によって異なること等の不都合が存在することが指摘されている。しかも, 従来の研究は等間隔正規直交座標系を対象とするものが多く, 一般座標系へLESを拡張するときの問題点である, フィルター操作と微分操作の交換性とかSGS乱流モデルの不等間隔非直交格子における妥当性とかの議論は残されていた。本研究室では, これらの課題をクリアにし, 非定常乱流解析のためのLESコードを開発する研究を進めている。図1はその1例で, 2次元チャンネル流れを一般座標系計算法で解析する際に, 一般座標系における差

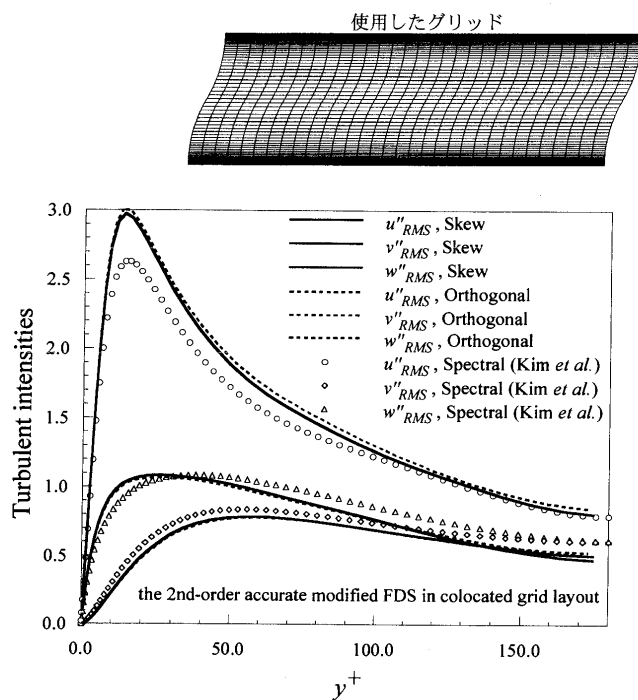


図1 一般座標系 LES における格子の非直交性の計算結果に及ぼす影響

分スキームとして修正コロケート格子系差分スキームを使用したときの結果を直交格子系による計算結果と比較したものである。本研究室のコードには格子系の非直交性の影響を受けないスキームの導入が考慮されている。これらの成果を基に LES の普及と技術移転を進めるため、次世代乱流解析ソフトウェア研究会を通じて基本コードの公開を行っている。

4. 燃焼器流れ

ガスタービン等の燃焼器の設計において重要な要素である燃焼反応は主に乱流の混合速度に支配されるため、高効率の燃焼器設計を行うためには乱流混合の予測が鍵となる。本研究室では解析ツールとしての LES 実用化コードの開発と並んで、実用のひとつのターゲットとして燃焼器燃焼流れの設計・制御を選んで研究を進めている。現在までに、前述の LES 基本コードの開発と並行して、2次元自由噴流、円筒自由噴流、衝突噴流に関する LES 解析とその検証のための PIV 計測を実施した。図2は予混合された燃料空気が保炎器に衝突するような流れ場の軸方向速度成分の瞬時値の等速度線図を示したものである。この種の計算により、保炎器形状が乱流混

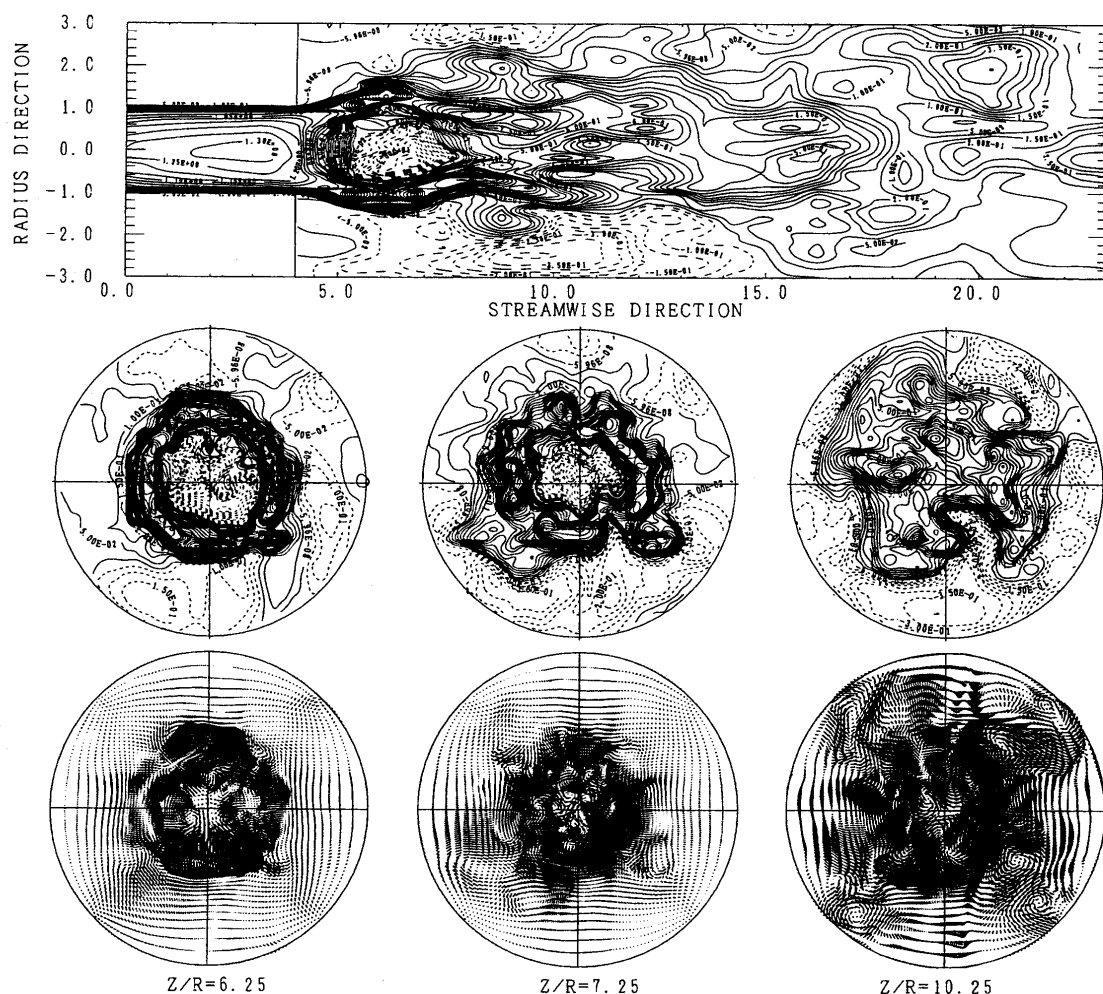


図2 燃焼器内保炎器まわりの瞬時等速度線図

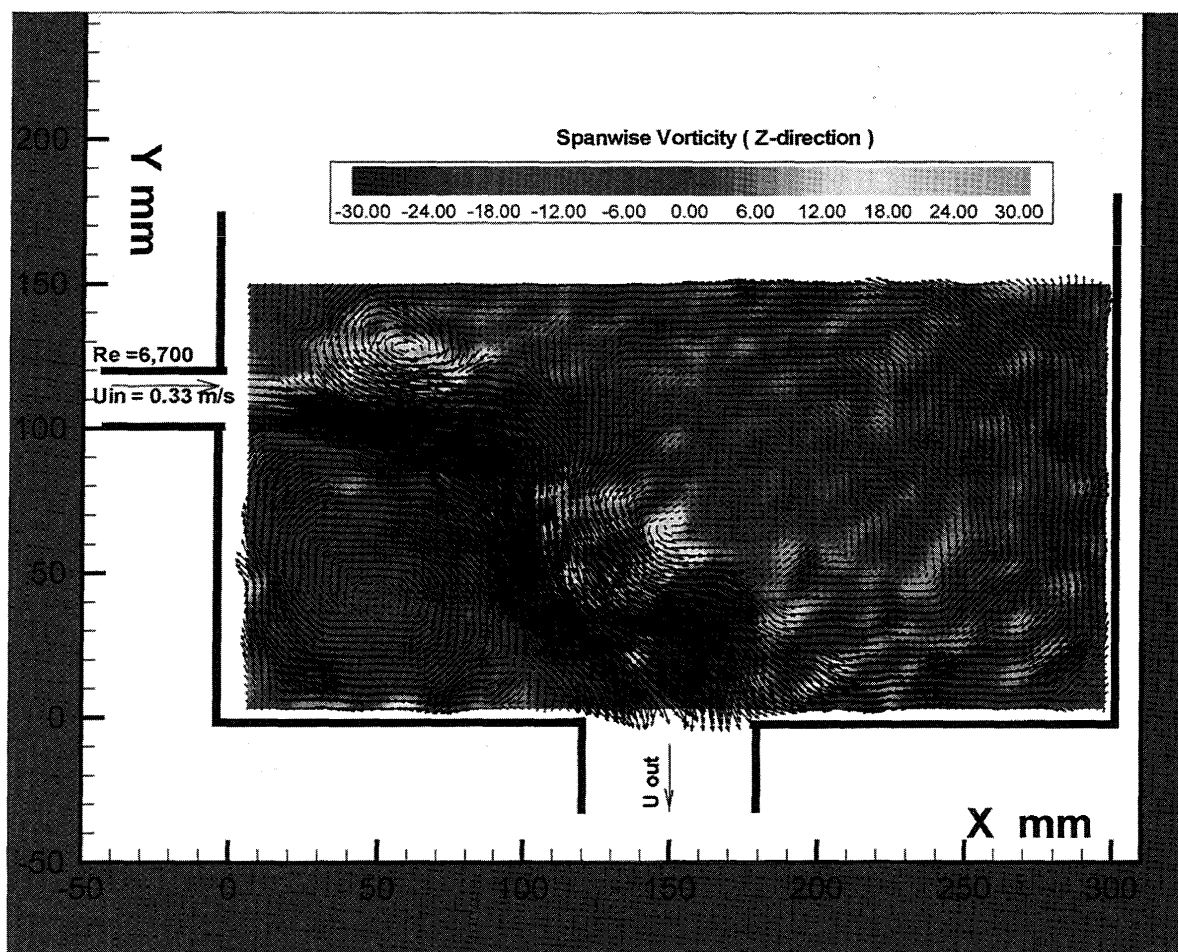


図3 PIVによるスロッシング時噴流の瞬時渦度分布の計測

合に与える影響，あるいは消炎の発生限界等が明らかになる。

5. PIVに関する研究

PIVに関する研究も，15年に及ぶ開発研究によって，流れ場を高解像度TVカメラとダブルパルスレーザで連続的に撮影して速度ベクトルを抽出するマルチフレーム方式の高速度ソフトウェアの開発，濃度相関法と粒子追跡法の結合による3次元流れ場の計測方法の開発，高速流れに対応する光源制御法の開発等を行い，3次元流れ場の高精度，広領域計測システムを整備してきた。これらの研究は最近では，世界的規模でデータベースの共有と精度評価の標準化研究に進んでいるが，同時に開発したシステムを，複雑現象，特に非定常流れの解明に利用している。図3は水槽内に噴流が流入する場合に，水面の高さによってはスロッシングと呼ばれる振動現象が起こるが，揺動する噴流周辺の瞬時渦度分布をPIVによって計測したものである。

6. その他の研究

研究室では上述のLES実用コード開発，燃焼器流れ，PIVの他に，CFDによる流体振動・騒音の制御，CFD

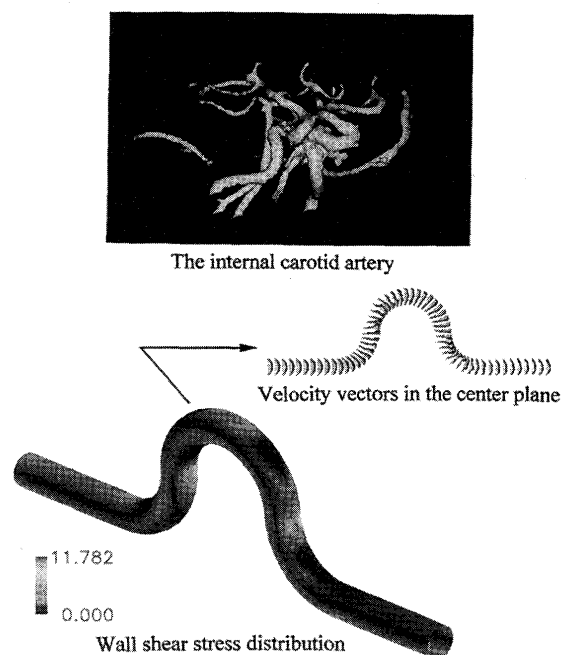


図4 曲がった血管内の脈動流による瞬時壁面摩擦応力の評価

による混相流の解析と制御, およびCFDによる生体関連研究を行っている。生体関連研究では, 血管障害の中には流体力学的あるいは構造的な物理変化が引き金となって, 発生すると考えられる疾患が数多くある。その中で, たとえば, くも膜下出血の主な原因となっている脳動脈瘤に着目し, その破裂の発生および破裂のメカニズムについて研究を行っている。脳動脈瘤は臨床医学的に発生箇所が選定的に起こることが知られていて, 年齢による血管の伸びあるいは性別による頭蓋骨サイズの差などの血管形状の違いが流動のパターンあるいは壁面せん断応力に影響を与えているものと考えられる。そこで, 血管の形状の変化に起因する流体力学的因子の影響を調

べるために, 数値シミュレーターの開発を行っている。数値シミュレーターはCTあるいはMRIデータから血管形状を取り出し, 自動メッシュ生成を行うプレ・プロセッシング部, 解析部, そして, 解析結果を可視化するポスト・プロセッシング部から構成されている。図4は曲がった血管内部の脈動血液流の瞬時壁摩擦応力の分布を模擬したものである。血管壁の弾性的性質の数値化等困難なモデル化が必要となろうが, 脳動脈の血管壁は薄く比較的均一であることから, このような数値シミュレータを開発することにより, 患者ごとの疾患に対応した脳動脈瘤の治療法あるいは予防法を示唆することができると考えている。

「IMEchE 主催 第6回 Turbocharging and Air Management Systems」に参加して

伊地知 伸彰^{*1}

IJICHI Nobuaki

キーワード: 過給機, 過給システム, 圧縮機, タービン, 国際会議
Turbocharger, Turbocharging System, Compressor, Turbine,
International Conference

1. まえがき

過給機および過給エンジンシステムの研究開発に従事する関係者が集まり, その研究成果を発表する英国機械学会 (IMEchE) 主催の国際会議がロンドンで開催された。IMEchE では過給機を主題にしたこの会議を4年に一度開催しており今回は第6回目である。1998年11月3日から5日までの3日間会議は開催されて, 研究開発の各分野毎に論文発表が行われた。ロンドンの国会議事堂 (ビッグベン) から徒歩約5分程の IMechE 本部の建物が会場となり, 発表会場は木調の重厚な壁に囲まれた座席数が約200程度の大きさのホールである。また, 関連企業各社のPR用機器の展示は別室の小部屋で行われた。

今回の会議は英国の Holset Engineering 社がスポンサーとなっており, 参加者に配布された資料やカバンに「HOLSET」のネームが印刷されていた。筆者はこの会議で船用過給機用高膨張比軸流タービンの研究成果を発表するかたわら会議の様子を見聞したので紹介する。

2. 会議全般

会議の出席者は129名でヨーロッパ各国から多くの参加があり, 国別では英国72名, ドイツ16名, スイス7名, 米国6名, フランス6名, その他22名であった。また, 日本からは石川島播磨重工業(株)より筆者も含めて4名, 三菱重工業(株)より1名の計5名が参加した。

内容が類似しているテーマの論文を各 Session にまとめて Session 毎に発表が行われた。Session の名称と発表論文の数は下記の通りである。

- ・ Session 1 Turbocharger Compressor and Turbine Design-I
論文 5件
- ・ Session 2 Emission Control 2件
- ・ Session 3 Air Management 3件
- ・ Session 4 Turbocharger Compressor and Turbine Design-II
5件
- ・ Session 5 Engine Turbocharger Matching by Simulation
5件
- ・ Session 6 Large Turbochargers 5件
- ・ Session 7 Automotive Variable Geometry Turbochargers
2件

発表論文の内訳はタービン関係6件, 過給エンジン関係5件, 圧縮機関係4件であり, その他として可変容量型過給機, 過給エンジンシステム, EGR などを含めて合計27件が発表された。今回は特に過給機用タービン関係の論文が多いことが特徴であった。

会議では上記の Session 毎に順次論文発表がなされて, 2~3件の発表が終了した時点で発表者が机に並んで約20~30分間の質疑応答を行う形式で進められた。

11月3日の第1日目は受付での参加者登録の後に, 主催者側からの歓迎の挨拶があり, 基調講演として米国 Caterpillar Inc 社の Dr. Lustgarten 氏より内燃機関エンジンを取り巻く環境の変化と今後の動向についての話があった。

Session 1 では CFD によるターボ機械の設計システム, 遠心圧縮機の空力設計技術, ラジアルタービンの空力設計技術および CFD 解析と流れ計測の比較などの論文発表が行われた。Session 2 ではディーゼルエンジン用の



写真1 IMechE 本部建物の入口

原稿受付 1999年1月11日

*1 石川島播磨重工業(株) 技術研究所 ターボ機械開発部
〒135-8732 東京都江東区豊州 3-1-15

排気ガス対策としての EGR システムやスーパーチャージングの効果などについて発表がされた。また、Session 3 ではシーケンシャルターボチャージャの理論と実験からの性能把握、リショルム圧縮機の性能およびこの圧縮機を装備したエンジンシステムの性能、更に Kuhnle, Kopp & Kausch 社にて開発されたディーゼルエンジン用の 2 段過給システムについての発表があった。どの Session でも質疑応答の際には質問者が多く、発表者と活発に議論するので司会者は予定時間を守るのに大変であった。

11 月 4 日の第 2 日目は 2 つの Session の発表があり、合計 10 件の論文発表があった。Session 4 ではタービン関係として、非定常流れ状態におけるタービンの性能、斜流形タービンの流量特性の計測と予測、遠心圧縮機駆動用軸流形タービンについて企業や大学の関係者から発表がされた。また、タービンのリグ試験設備に使用される流体動力計の開発についても発表された。Session 5 ではエンジンの排気マニホールドに見立てたモデルに対して脈動流での損失の評価、20 シリンダ中速ディーゼル過給エンジンの解析、過給エンジンの瞬時性能の最適化などの発表がされた。

2 日目の会議の終了後に IMechE 主催の歓迎レセプションが開かれた。ロンドン交通博物館が会場となり閉館後に博物館を貸し切りにして、参加者は館内を自由に見学しながら大学や企業の関係者と懇談してお互いの懇親を深めることができた。筆者はケンブリッジ大学 Whittle Laboratory の Dr. Hodson 教授とワインを飲みながらタービンの研究の動向や最近のトピックスについて長い時間話をすることができた。この交通博物館にはロンドンでおなじみの 2 階建てバスや蒸気機関車などの展示や 1862 年にロンドンで最初に開通した地下鉄の発展の歴史などの興味のあるものが多かった。

11 月 5 日の最終日は筆者自身の発表日でもあり朝から多少緊張さみであった。Session 6 では船用の大型過給機を対象にした内容であり、次世代過給機用高圧力比圧縮機や圧力比 5 まで使用する圧縮機の空力設計や開発

について発表された。船用過給機用圧縮機の高圧力比化の傾向は今後も更に進む模様である。タービン関係では筆者が次世代過給機用高膨張比軸流タービンの開発について発表したほか、斜流タービンを装備した可変容量形過給機の設計および性能についての発表があった。ABB Turbo Systems 社の新形過給機の斜流タービンにオプションとして準備される variable nozzle ring にはノズル片の軸側にバネがあり、常時ノズル片の先端を車室に当てて先端隙間をゼロにして漏れ損失をなくす構造が採用されている。Session 7 では乗用車用ディーゼルエンジンに装備される可変容量形過給機の開発およびトルク特性の改良についての発表があった。可変容量形過給機タービンのノズル内部の流れ解析がノズル開度「大、中、小」について実施されていた。

この会議での日本からの発表は石川島播磨重工業(株)より筆者も含めて 3 件、三菱重工業(株)より 1 件の計 4 件が行われた。

3. 機器展示

この会議への参加者が 130 名程度なので機器の展示コーナーは机上に各社の宣伝用機器を並べるだけのこじんまりとしたものであった。会場の入口と展示室に 8 社による展示品やカタログがあり、特に目を引いたのは ABB Turbo Systems 社の展示品である。新形過給機のカットモデルのタービンインペラは金色、圧縮機インペラは青色に塗られていて色鮮やかで参加者の注目を浴びていた。過給機メーカーである Allied Signal Turbocharging Systems 社、Kuhnle, Kopp & Kausch 社、Holset Engineering 社などの各種過給機の展示やエンジニアリングメーカーの Concepts ETI 社によるコンピュータソフトのデモなどが行われていた。

4. あとがき

企業関係者の発表の中には自社の PR を強く意識したものがあり、また質疑応答の際にも積極的に企業名を出して何度も質問する人も多く、この国際会議を PR の場として利用する考えの企業が多い。幾つかの大ホールに分かれての会議と違って、130 名程度の参加者による連日同じホールでの討議なので遠慮なく自由に質問ができる雰囲気があった。また、会議のプログラムも質疑応答に時間を多く取っており、多くの人から質問が活発に出るように配慮されている。また、過給機および過給エンジンシステムの研究開発の成果を 4 年に 1 度発表するこの国際会議には、関係する企業や大学から多くの研究者が集まり最新の情報や技術レベルの高い研究成果を見聞きすることができた。本会議に参加して過給機の幅広い分野の研究開発の動向や研究に携わる人達と話をする機会を持てたことはとても有意義であった。

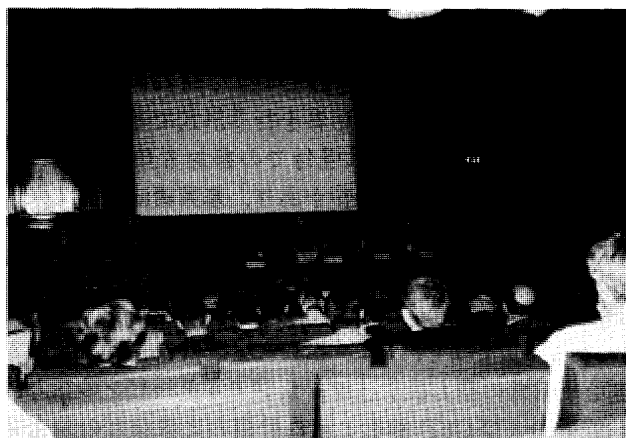


写真 2 会議場での質疑応答

新規格軽自動車用マイルドターボ

小池 尚昭^{*1}

KOIKE Takaaki

キーワード：過給機，ターボチャージャ，タービン，斜流タービン，コンプレッサ，軸受，軽自動車，エンジン，過給ガソリンエンジン

1. 緒言

近年，自動車用過給エンジンは地球環境問題から注目され適用範囲が増加している。特に過給ディーゼルエンジンは省資源，CO₂削減などの時代のニーズから拡大傾向にある。一方，過給ガソリンエンジンも従来の高出力指向から省資源と実用領域の走りを重視した展開になっている。世界中で自動車の小型軽量化が進められマイクロカーが開発される中で日本は軽自動車という独特の商品を生み出してきた。国民車，大衆車として確固たる地位を築いてきた軽自動車は時代の要求に応じて排気量，車体サイズの変革を遂げてきたが1998年に新規格が設定された。本稿はこのために開発した新コンセプトマイルドターボチャージャについてその概要を述べる。(以後ターボチャージャをターボと記述)

2. 新規格軽自動車

軽自動車は日本の自動車保有台数の26%を占めているが1998年10月に登録車と同等の衝突安全基準が適用された。そのため一回り大きくなった軽自動車(長さ100 mm，幅80 mm拡大)はエンジン排気量の据え置きというハンデを背負い軽量化，低燃費，低価格に取り組む必要があった。徹底した軽量化とエンジン低燃費化を図ったがユーザが求める走りの確保のためには過給エンジンの必要性が高まった⁽¹⁾。この背景からあらたに低燃費，実用域の特性そして低価格化を追求した過給ガソリンエンジンが開発された。従来の過給ガソリンエンジンは燃費向上を追求するものの走りを重視した中速以上の性能が主体で，ノッキング回避のためのエンジン低圧縮比化と高過給の組み合わせのため実用域の燃費性能低下，ターボラグの存在，高コストが生じていた。従って新エンジンは従来の高過給形ではなく自然吸気エンジンの特性に近いコンセプトをとった。新エンジンの概要を図1に目標性能を図2に示す。

3. マイルドターボの概要

低コスト化と高圧縮比エンジンと組み合わせるマイル

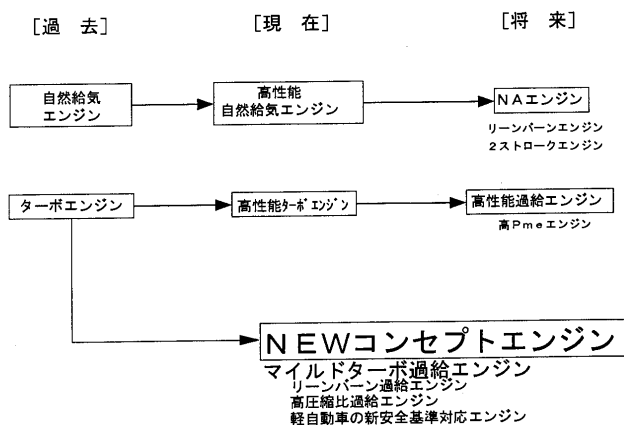


図1 自動車用エンジンの将来展開概要

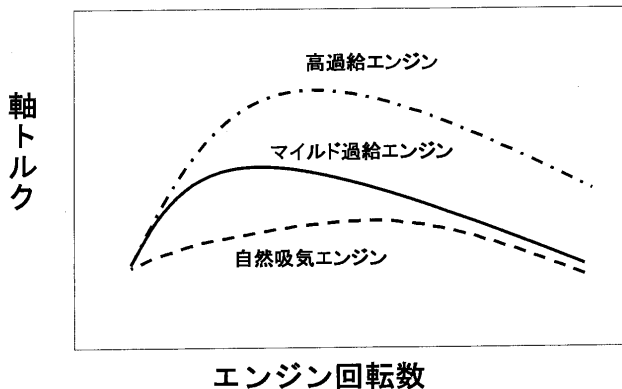


図2 NEWコンセプトターボエンジン性能曲線（計画）

ド過給対応の新形ターボは部品点数の削減，低圧力比域の流体性能，低慣性モーメント化をキーワードに開発した。外観写真を図3に断面を図4に示す。タービンハウジングとベアリングハウジングが一体化されているのが大きな特徴である。従来の軽自動車用RHF3形と新RM3形ターボの主要目比較を表1に示す。低速，低圧力比域の性能を重視し，許容回転数，排気温度も低く設定した。

3.1 部品点数の削減

超高速回転機械のターボは材料，精度など高度な部品で構成されている。大きく分けると流体性能，軸受機能，シール機能，排気制御などの部品で構成されその点数は多い。新ターボ開発はまず機能を統合する検討から始

原稿受付 1998年12月25日

^{*1} 石川島播磨重工業(株) 汎用機械事業部過給機設計部

〒135-8733 江東区豊州3丁目2番16号 豊州総合事務所

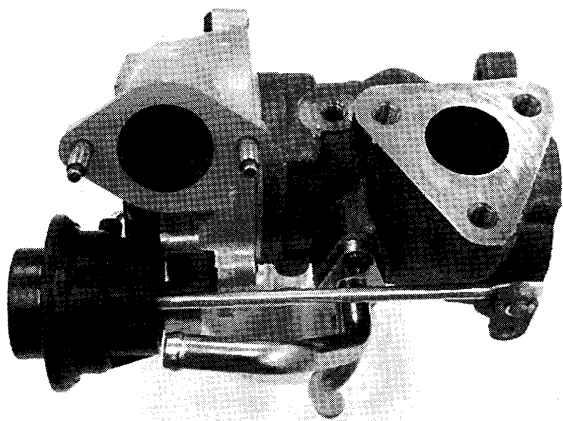


図3 新形マイルドターボ外観

まった。タービンとベアリングハウジングの一体化、そして従来ジャーナル軸受とスラスト軸受は分離されていたがこれを一体化した。また組立ての合理化を図るため軸受部分をユニット化するなどして総点数は従来に比べ約半分にした。部品の比較写真を図5に示す。

3.2 流体性能の特徴

タービンインペラはハウジングを一体化したため従来のシュラウドのある形状は採用せず独特の外径一定形とした。走行フィーリングを向上させるには回転体の慣性モーメント低減が大きく影響するが、低比重のセラミックやTiAlなどはコストが高く採用できない⁽²⁾。そこでハイフロー化と低慣性モーメントが可能な斜流形を基本として従来品より外径の小さい3種類の基本翼を設計した⁽³⁾。通常のラジアルタービンとの違いを図6に示す。

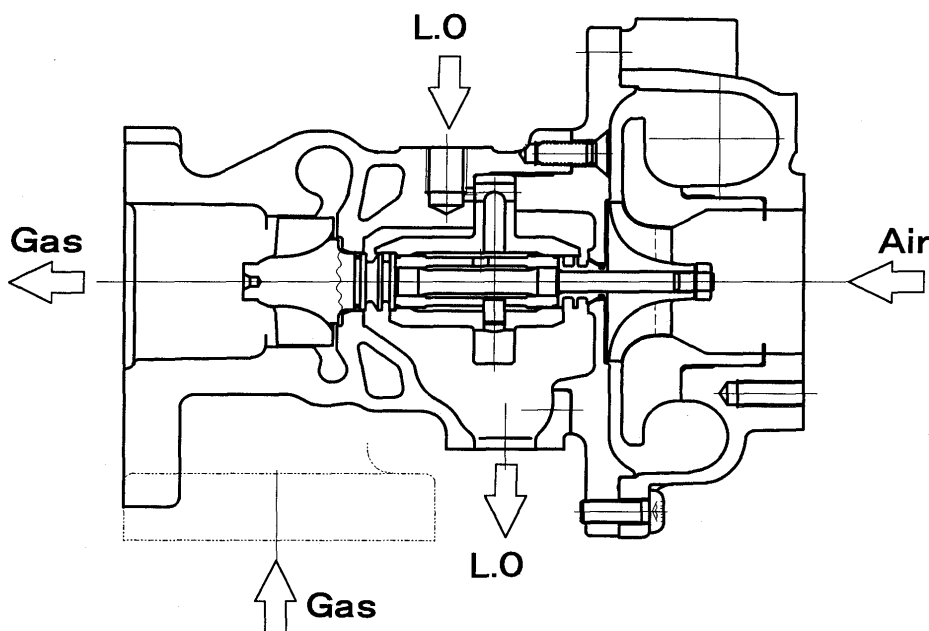
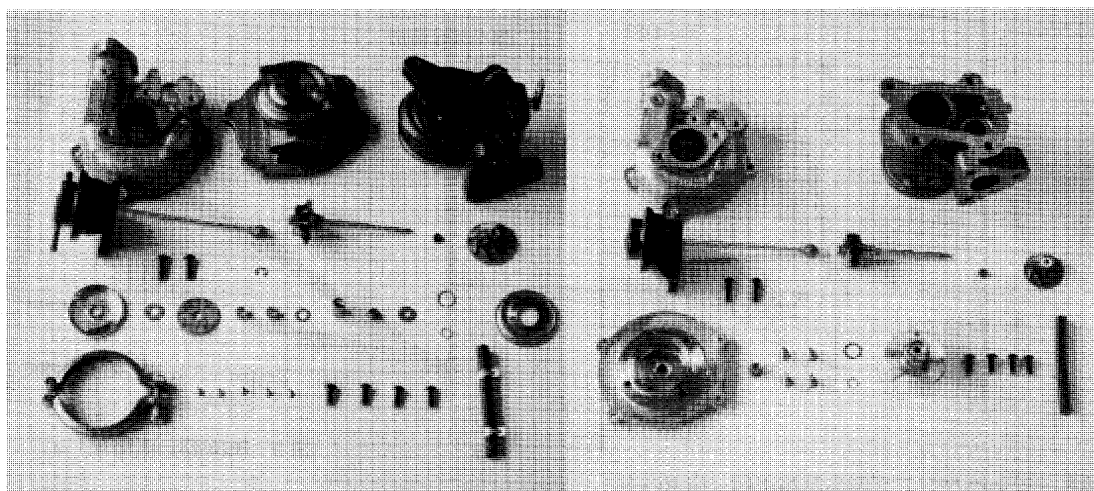


図4 新形マイルドターボ組立断面図

表1 新規格軽自動車用ターボ主要目表

No.	項 目	RHF3(従来ターボ)	RM3(新ターボ)
1	空気流量範囲	1.0~3.9 m ³ /min $\pi c=2.0$	0.6~3.2 m ³ /min $\pi c=1.6$
2	最高圧力比	2.7	2.2
3	最高回転数	260000 r/min	220000 r/min
4	最高許容温度	900 °C	880 °C
5	最高コンプレッサ効率	≥70%	≥70%
6	最高タービン効率	≥75%	≥70%
7	コンプレッサインペラ外径	37.0 mm	37.0 mm
8	タービンインペラ外径	36.0 mm	28.0 mm
9	ハウジング構造	ハウジング別体形 Vバンド締結	ハウジング一体形
10	軸受構造	フルロート式ジャーナル軸受け 専用スラストベアリング	セミフローティングベアリング (スラストベアリング兼用)
11	重量	2.8 kg	2.3 kg



従来ターボ

新形マイルドターボ

図5 部品点数比較

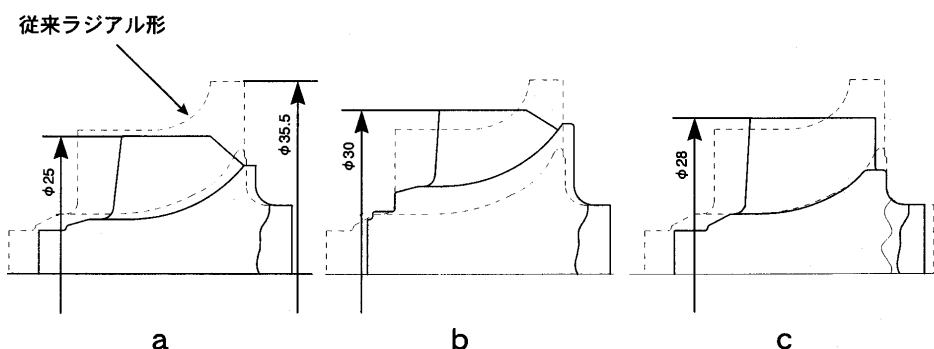


図6 RM3形タービンインペラ形状比較

aは慣性モーメントを重視し外径が最も小さく、羽根枚数の少ないガス入口のリーディングエッジが傾斜した斜流タービン。bはコンプレッサとのマッチングと効率を重視し外径がやや大きく、羽根枚数が多い斜流タービン。そしてcはaとbの中間サイズで外径が全く一定のインペラを設計した。CFDによる解析と最適化の後、基本仕様3種の試作品を製作し単体、エンジン、車両試験を実施した。走行フィーリングはターボラグが少なく出来る低慣性モーメントのa仕様が良く、定常性能はコンプレッサとのマッチングが良好なb仕様が良かった。最終的には定常性能とレスポンスのバランスが良く総合性能が勝る外径28mmのc仕様を採用した。最終仕様のCFD例を図7に示す。リーディングエッジ部分を斜めにせずフラット化することで小径でもタービンU/Cの適正化が図れ作動点の効率が向上、排気ガスのパルスエネルギーも有効利用できた。タービンスクロールも各々のタービンに適合する数種の形状と流量特性の違い(A/R)を用意し最適仕様を選定した。

3.3 タービンハウジングの信頼性

新構造のタービンハウジングとベアリングハウジングの一体化は締結部品、遮熱板が削減されるものの高い排気ガス温度で使われる水冷式軸受構造の場合、熱応力に関する信頼性が課題である。適用材料、適用排気ガス温

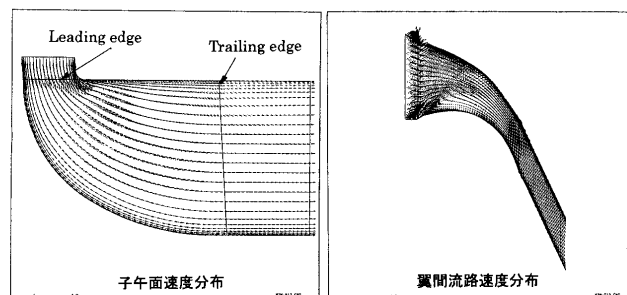


図7

度の決定後、熱応力解析、走行試験を含めたエンジン搭載温度計測試験、そしてモデル機のヒートサイクル耐久試験を行った。この先行評価から温度の限界性、クラック発生部位の特定と発生条件などを把握し最適化した。その後最終案で本格的なターボ単体・エンジン搭載そして車両搭載の各耐久試験を行い信頼性を確認した。応力解析の例を図8に示す。

3.4 軸受の信頼性

一般のターボはフルフロート式ジャーナル軸受と専用のスラスト軸受を持つ滑り軸受が使われる。⁽⁴⁾この軸受は軸系の曲げモード危険回転数が入る超高速回転機械には2重の油膜をもつためダンピング特性が優れ、回転軸との相対速度も低くなり機械効率が高い。しかし部品点

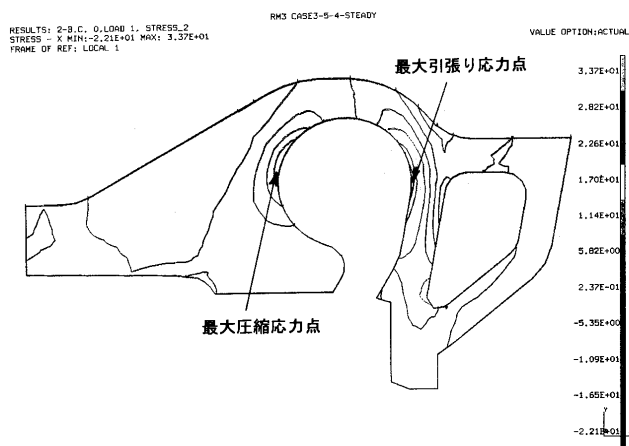


図8 一体形タービンハウジング熱応用解析例（定常状態）

数が多いため各軸受を一体化したセミフロートベアリングを開発した。新軸受はピンによって固定されるためそれ自体は回転せず、両端にはテーパ溝を有しスラスト力も受ける構造である。2重の油膜をもつがダンピング不足や軸との相対速度が高く軸受損失が高い欠点があるため油量や寸法の最適化そしてマイルド過給専用による許容回転数の低下によって実用化を図った。尚、最高許容回転数は通常ターボより15%低下にとどめることができた。軸端の振動計測結果を図9に示す。使用域の回転安定性が得られている。オイルシール性能の確保と組立性向上のために軸受部分はカートリッジ式とし各部形状の最適化を行った。潤滑されたオイルはタービンとコンプレッサ側のみに分流されるため、両側シール部分に流れる油量は従来機に比し多いがこの構造によって従来と同等のシール性能を確保した。

3.5 制御部品

自動車用は過給圧力の制御を行うためウェイストゲートコントロールが使われるが、本機には従来のブースト制御方式と排気ガス圧力のみによる制御方式を用意した。各々のアクチュエータは構造の見直しと樹脂材の採用など新技術を適用し低コスト化を図った。

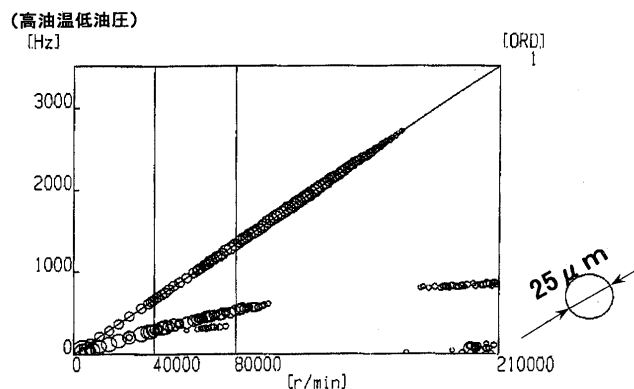


図9 軸振動計測結果

4. むすび

性能とコストをバランスさせた新形のマイルドターボは従来の過給エンジンと自然吸気エンジンの間の新分野を受けもち、新規格軽自動車用として量産を開始した。低速形の新エンジンと本機の組み合わせにより従来の高出力ターボエンジンより15%燃費が向上した。またターボ単体のコストも30%以上低くでき拡販が期待される。今後、本機によって軽自動車の低燃費化と走りを両立させ環境にやさしい自動車用過給エンジンが更に普及すれば幸いである。最後に本機の開発にあたり株式会社スズキ殿のご協力を得たことを感謝いたします。

参考文献

- (1) 小池尚昭, 自動車用過給機の変遷と今後の展望, ターボ機械誌第5巻第1号 (H9年1月)
- (2) T. Watanabe, et al, Development of Turbocharger for Improving Passenger Car Acceleration, SAE 960018
- (3) H. Minegishi, et al, Development of a Small, High-Response Mixed-Flow Turbine for Turbochargers, '95-YOKOHAMA-IGTC-78
- (4) 宮下和也, 自動車用過給機のシール・軸受, ターボ機械誌第26巻第11号 (H10年11月)

超軽量ジェットエンジン JR 100

松木 正勝^{*1}

MATSUKI Masakatsu

1. 試作研究の経過と成果

航空宇宙技術研究所における V/STOL 機の研究の一環として、昭和 38 年度から超軽量ジェットエンジン JR 100 (推力・重量比 10) の試作研究を開始した。

これは次の二つを目指した。一つは VTOL 機用リフトジェットエンジンを得て、将来のジェットリフト VTOL 機研究の基礎を作ることであり、他の一つは、当研究所でそれまでに得られたジェットエンジン要素の研究の成果を取り入れて先進エンジンを作ることによって、航空エンジン設計技術、材料や製造技術等の進歩を促すと共に、エンジンを運転することによってエンジンに起こる諸問題を取り出そうとするものであった。

そのため研究所内に産学官の関係者よりなるジェットエンジン研究委員会を設置し衆智をあつめて試作研究をすすめた。

JR 100 は 1964 年 (昭和 39 年) に製作を完了し、1965 年 7 月には性能確認運転を完了した。

その後、耐久性、信頼性の向上を図り、1966 年 (昭和 41 年) 6 月に、エンジンによる高度制御の研究用の JR 100 H (姿勢制御ジェット用抽気可能) を完成した。全高 40 m の高度制御試験用の塔に設けたレール上を移動する台車にエンジン、燃料タンク、制御装置、高度検出器などを搭載し、エンジンを制御して高度を制御する試験を行った (図 1)。これは自動高度制御システムの開発と、VTOL 機の離着陸制御システム研究用のフライングテストベッド (FTB) の飛行の為の研究を行うものであった。

1968 年 (昭和 43 年) には、気圧高度計、電波高度計による自動高度制御の研究及び FTB パイロットの慣熟運転を完了し、213 回に及んだ高度制御の研究を終了した。

1968 年 (昭和 43 年) には、FTB 用の JR 100 F が完成し、ガントリー内に設置した FTB に搭載し、姿勢制御の試験並びに慣熟運転を行い、各種予備試験を経て 1970 年 12 月から自由飛行をはじめ、1971 年 6 月には離陸上昇、下降着陸、前後左右移動、旋回の総ての運動の試験を終了し次の段階に進む資料をえた (表紙左下図)。

この JR 100 シリーズと並行して推力・重量比 15 を目標とする超軽量ジェットエンジン JR 200, JR 220 の試

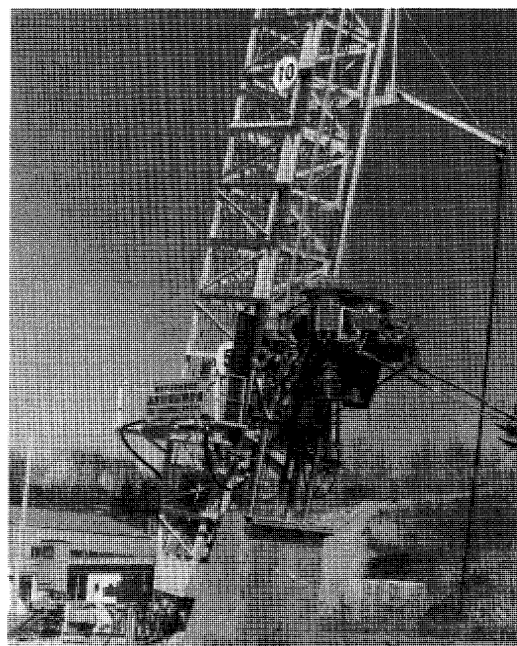


図 1 JR 100 H エンジン (2 台) 第 8 回高度制御試験
(NAL 角田支所 1968 年 10 月)

作研究を進めた。これらは、要素性能の向上、タービンノズル冷却によるサイクル最高温度の上昇による推力の増加と、チタン合金、マグネシウム合金などの軽量材料の使用による軽量化とにより実現できた。

これらの試作研究と並行して、燃料消費率低減を目指してリフトファンエンジン用ファン及び高温タービンの研究を開始し、低騒音・高効率ファンを得ることができ、また高温タービンの成果はタービン入口温度 1250℃ に達した。

これら JR シリーズで得られた要素技術、軽量構造技術、高効率ファン技術、高温タービン技術などの成果は、1971 年から開始された航空機用ターボファンエンジン FJR 710 開発の基礎となった。

2. JR 100 の計画概要及び仕様

前述の目的を実現する為、国産の材料を用いることにしたので、殆ど鉄系の材料となり、構造、加工によって軽量化を図ったが、推力重量比 10 を実現できた。これと並行して、チタン合金など軽量材料の製造加工を進め次の JR 200 系に適用し、推力重量比 15 を実現した。

原稿受付 1999 年 1 月 5 日

* 1 日本工業大学 工学部 機械工学科

〒345-8501 埼玉県南埼玉郡宮代町学園台 4-1

2.1 JR 100 の主要要目は次の通りである。

エンジン形式	垂直形ターボジェットエンジン
圧縮機	6 段軸流圧縮機
燃焼器	スワラ付直接噴霧式円環形
タービン	単段軸流タービン
軸受	2 軸受（ボール及びローラ）
潤滑方式	空気圧加圧間欠給油式
起動方式	タービン翼へのエアインピンジ式
燃料ポンプ	直結駆動遠心式
燃料制御器	燃圧機械式、フローデバイダ付

2.2 地上標準状態における性能諸元

推力 kg	1530（抽気なし） 1430（抽気時）
燃料消費率 kg/kg・h	1.15（抽気なし） 1.17（抽気時）
圧縮機 空気量 kg/s	27.5
圧力比	3.9
回転速度 rpm	13,500
抽気量 kg/s	1.5
燃焼器 空気量 kg/s	26
出口温度 °C	850
タービン ガス量 kg/s	26
圧力比	2.02

3. 本体構造

本機の断面図を図 2 に、材料及び重量を表 1 に示す。

3.1 軸流圧縮機

特殊鋼板の溶接構造による前部フレームは中空の板金製入口案内翼で軸受箱を支持し、中心部に推力玉軸受を設け、給排油管、バランス用空気管は翼内を通した。

ケーシングはアルミニウム合金の鍛造削出しの二分割構造で、1～5 段の静翼を支持する。1～2 段静翼は内側シュラウド付きでろう付けによる一体構造で数個に分割してケーシングに嵌め込む。6 段静翼と出口案内翼は

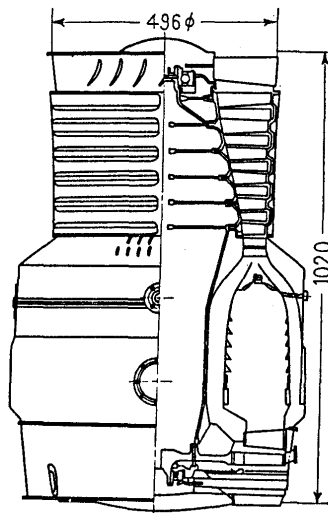


図 2 JR 100 本体断面図

燃焼器ケーシングに設けてある。

ロータはディスク形で、前部軸、各段ディスク、各段スペーサ、後部軸よりなり外周近くでこれらを別個のボルトでそれぞれ締め付ける構造とし軽量化を図った。各段の動翼は鍛造機械加工仕上げとし、ディスクへの取り付けはダブテイル構造とした。

3.2 燃焼器

環形燃焼器とし、デュプレックス形スワールアトマイザーを採用し、これと同数の一次空気取り入れの為のスワラを備えている。アトマイザーはライナ前方壁の外側においてマニホールドに結合する構造とした。

また燃焼器ケーシングには、姿勢制御用抽気のためのフランジ 2 個、及びエンジン支持部 3 個を設けた。

3.3 タービン

一段ディスク形で動翼は延長根部方式として熱抵抗を与え、翼植込部の温度を下げ、ディスクへはファーストリ形セレーションで組み付けた。圧縮機後部軸との組み付けはカービックカップリング構造として組み付けボルトで結合し分解組み立てを容易にした。

ノズルは板金製中空ノズルとした。

後部フレームは特殊鋼板の溶接構造とし、中心部の軸受箱を中空のストラットで接線方式で支持し、熱膨張に対して軸受け中心の移動を防いでいる。

給油管、冷却空気管などはストラットを通した。

ケーシングの動翼外周位置に起動用空気吹き付けノズルを設けた。

4. 補機

リフトエンジン用として極力小型軽量化を図り、補機自体および補機装着に必要な部材を設計した。燃料ポンプ及び調速機はエンジン直結駆動型とし、間欠潤滑方式の採用と相俟って補機全体として大幅に軽量化した。

表 1 JR 100 の使用材料と重量

名 称			材 質	実測重量 kg	重量計 kg (重量%)
軸流圧縮機	回転部	動翼	SUS22	13.31	41.86(27.0%)
		ディスク	SNCM8	13.25	
		スペーサ	"	7.43	
		前部軸	"	2.01	
	他	"	5.80		
静止部	静翼	SUS22	12.89	26.01(16.8%)	
	フロントフレーム	SUS21	6.00		
	ケーシング*	A2F4	7.10		
燃焼器	内外筒	ライナー	SUS29	21.5	30.4(19.6%)
		燃料管	SEH5	8.4	
		他		0.50	
タービン	回転部	後部軸	SNCM8	7.00	30.60(19.7%)
		ディスク	A286	14.20	
		動翼	U500	6.90	
		他		2.50	
	静止部	ノズル	R235	5.90	
タービンフレーム		SUS29	10.20		
その他				10.00	10.00(6.5%)
重量計					155(100%)

4.1 燃料系統

4.1.1 燃料ポンプ

開放型羽根車の遠心式とし、定格回転数で燃料に JP-4 を使用したとき吐き出し圧 40 kg/cm^2 、吐き出し量 2500 kg/h である。

4.1.2 燃料制御装置

パワーコントロール方式とし、エンジンスラストはスロットルレバーにより一義的に決定されるようにした。またスロットルレバーに対する燃料流量の応答特性が良いよう時定数はエンジン時定数の $1/10$ となるよう考慮した。

4.1.3 加速制御機構

リフトエンジンの使用高度範囲はごく限られていることから、加速制御のパラメータを圧縮機出口圧力のみとし、機構を簡素化した。

4.1.4 調速機

2 段切換えのトップスピード調速機で、燃料ポンプの先端に取り付けてあり、エンジンのオーバースピードを防止する。

4.2 潤滑系統

給油系統のみですむ方式として間欠給油方式を採用し、軽量化を図った。本方式は潤滑油を圧縮空気により加圧し、これを間欠給油制御器によって間欠的に軸受けに送り、排油は軸受冷却空気によりエンジン外部に排出される。

オイルタンクは内容積 500 ml の円筒状で空気圧ピストンを内蔵し、本体はポリカーボネート製で、油量を監視できる。給油量は約 20 ml/min で約 25 分の給油を行うことができる。従って、この潤滑系統ではエンジンの如何なる状況においても、軸受けに対する給油特性は変化しない。

4.3 電気系統

イグニッションユニットは低電圧形で、バイブレータ及び昇圧トランス各一台で 2 系統のタンクキャパシタを交互に充電させる方式をとり、小形軽量となった。

5. 運転性能

JR 100 の運転性能を図 3 に、急加減速時の燃料流量特性を図 4 に示す。

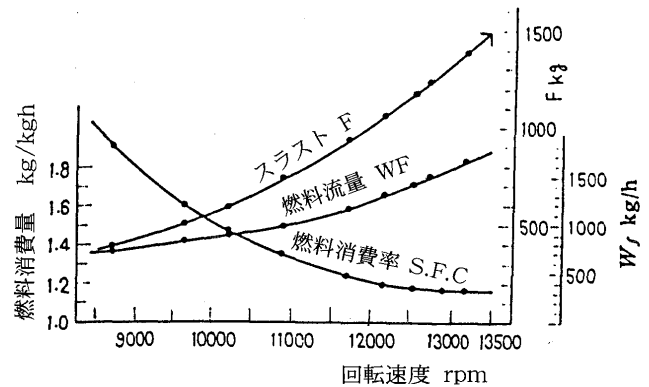


図 3 運転性能（地上標準状態）

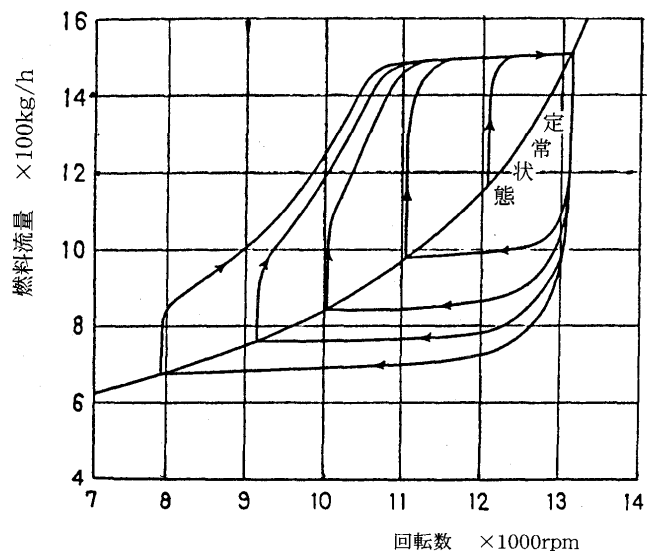


図 4 急加減速時の燃料流量特性

6. おわりに

JR 100 は FTB に搭載され自由飛行を完了し、ジェットリフト VTOL 機の基礎を確立したし、超軽量ジェットエンジンの試作研究で得られた成果は FJR に引き継がれたので、所期の二つの目標を達成する事が出来、我が国航空エンジン技術の発展に大きく寄与できた。

参考文献

- (1) 松木正勝, 鳥崎忠雄, 日本機械学会誌, 70 巻 581 号 (1967 年 6 月) p.128
- (2) M.Matsuki, T.Torisaki, K.Imai, K.Miyazawa, ASME 71-GT-75 (March, 1971)

岡崎卓郎先生を偲んで

梶 昭次郎^{*1}

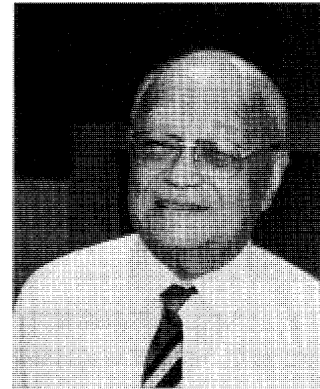
KAJI Shojiro

本会名誉会員、元会長岡崎卓郎先生は平成10年10月23日、心筋梗塞のため享年80歳をもって逝去されました。まことに愛惜の念に堪えません。

岡崎先生は大正7年3月12日愛知県でお生まれになり、第一高等学校を経て昭和15年3月東京帝国大学工学部航空学科を原動機専修の一期生としてご卒業になりました。短期現役、予備役を陸軍航空技術研究所で過ごされたあと、昭和20年、東京帝国大学第一工学部内燃機関学科研究嘱託、同22年東京帝国大学第一工学部講師、助教授を経て昭和33年東京大学教授に昇任され、航空原動機学第三講座を担当されました。昭和53年に東京大学を停年退官され、東京大学名誉教授の称号を授与されました。引き続き、昭和53年から昭和63年まで日本大学教授として同大学生産工学部機械工学科に在職され、そのあと平成4年までは同大学院の非常勤講師を務められました。この間、先生は航空原動機学、特に内燃機関学及び流体力学について広汎な研究を遂行されるとともに、広い学識と透徹した慧眼、滋味豊かな人格をもって学生及び後進の教育、指導にあたられました。

一方学外においても、本会会長のほか、日本航空宇宙学会会長、日本機械学会理事をはじめ、航空技術審議会専門委員、航空宇宙技術研究所施設委員、同技術委員、大型工業技術研究開発連絡会議委員等を歴任されて、我が国の航空エンジンやガスタービンに関する学術、技術の発展に多大の寄与をされて来ました。

先生のご研究は内燃機関およびジェットエンジンに関連する流体力学、伝熱学の広い範囲に及びますが、特筆すべき業績の一つは、燃料液滴の蒸発に関する理論的研究です。内燃機関の燃焼に関する研究は昭和20年代から世界各国で本格的に始められるようになっていましたが、その中で、ガスタービン、ジェットエンジン、ディーゼル機関などの燃焼は液体燃料の噴霧によって行われるものの、その機構は全く不明の状況でした。先生は噴霧の基本要素である単一燃料液滴に注目して、高温雰囲気中の液滴の蒸発過程を理論的に解明されたのですが、その際、熱伝導と物質移動の方程式を連立して解かれた結果、蒸発を伴う場合は液滴表面の熱伝導率が非常に小さくなることを発見され、実験事実をうまく説明すること



に成功されました。高温雰囲気から液滴への伝熱期と、加熱された液滴の蒸発期が交互に起こると仮定して近似解が導かれていたその当時において、物質移動を伴う伝熱学の問題を厳密に定式化して解かれたのは、世界的にも先生が初めてであり、画期的なことでした。これはその後の国の内外における熱・物質伝達に関わる広範な分野の先駆的研究として、極めて高く評価されています。

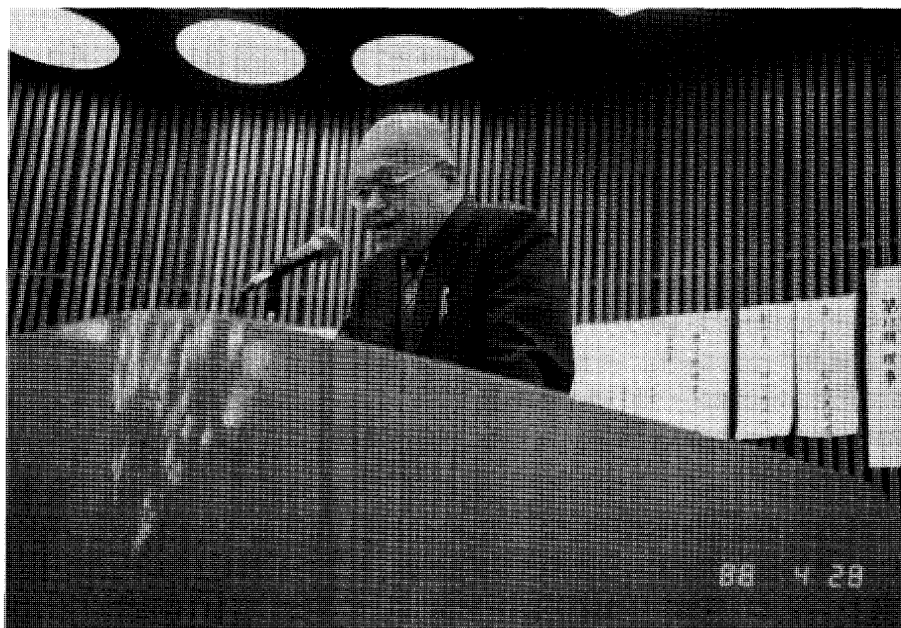
先生は、ガスタービンやジェットエンジンにおける非定常空気力学の理論的確立の面でも大きな業績を挙げられました。エンジン構成要素である圧縮機の開発過程では必ずと言ってよいほど遭遇する旋回失速や翼列フラッタなどの非定常現象に対し、セミ・アクチュエータディスクと呼ばれる翼列モデルを導入してその理論的な基礎を確立し、複雑な現象を見通し良く解析することに成功されました。さらに、エンジンの騒音問題にも早くから注目され、ターボジェット機のジェット騒音やバイパスエンジンのファン騒音に関し、現象の基礎的な性質を解明する上で先駆的な研究をされました。これらの研究業績に対し、昭和38年度、昭和39年度、昭和44年度の日本機械学会論文賞を受賞されています。

先生は研究者として優れた業績を挙げられたばかりでなく、教育者としても独特の姿勢をお持ちでした。抜群の記憶力で、最初の講義を始めるまでに学生の顔と名前を頭に入れておかれていて、いきなり名指しされた学生が肝を冷やすことがよくありました。先生の担当された原動機演習は受講した学生の記憶に鮮明に残っています。教科書や演習書では決して出会わない独特の問題を与えられて、学生は己の理解不足を認識し、思考することの重要性を改めて学ぶのでした。先生の講義は決して多弁でなく、基礎学力は修得を前提とし、多少の飛躍も散りばめられていて、正直なところやや難解でした。しかし

原稿受付 1999年1月14日

*1 東京大学 大学院 工学系研究科

〒113-8656 東京都文京区本郷7-3-1



日本ガスタービン学会名誉会員推薦状授与式におけるご挨拶（昭和 63 年 4 月 28 日）

内燃機関ハンドブックの先生の記述は、ターボ機械を理解する上で重要な概念の本質が明確に示されたものであり、含蓄の深い内容は簡潔ながらこの方面を学ぶ者にとってバイブルとなっています。

また、先生が指導された毎週の原動機輪講会は、大学院学生と教官で構成されていましたが、学生にとってはまさに修行道場でした。研究に対して先生は、取り組む課題の新規性と重要性、発想の閃きを重視されました。

二番煎じを嫌い、現象の本質を追究することを要求されました。結果の意義深さも重要でした。学生は輪講会での準備不足、調査不足と、不用意な発言を懼れました。それでも先生は、教育には気力と忍耐力が要るんだ、とよく仰っておられて、方針や答えを教えることを極力控えられ、学生が理解し自覚するまで待つという姿勢を貫かれました。先生と対座しているとき、方針や答えは教えてもらえぬものの、短く数少ない言葉の中に何かヒントが含まれていたことに、後で気付くことが度々ありました。先生はまさに、学生が撞くまで鳴らない大きな釣鐘のような存在でしたが、学生は個々に自分なりの響きを得て業を終えるのでした。

このような先生も一歩仕事を離れると、お酒と食べることをこよなく愛する、大変親しみ易い一面を持っておられました。お酒そのものより、学生達と一緒に飲む雰囲気を楽しまれたのかも知れませんが、ワインやチーズ、各種グルメについて蘊蓄を傾けながら杯を重ねられました。酒を飲まなくて研究などできる訳がない、と先生に勧められて、酒だけ強くなった学生もありました。目を細め顔を真っ赤にして学生達と談笑されていた先生のお姿が、独特のあの笑い声と共に今も蘇って参ります。

先生はガスタービン理論の権威者として、戦後黎明期にあった我が国の産業用ガスタービンやジェットエンジンの開発において、常に指導的立場から助言を与えてこられました。特に昭和 20 年代後半に作られた三菱重工業横浜造船所の 2500 馬力ガスタービン、我が国初のジェットエンジン JO 1、同じく量産ジェットエンジン J 3、航空宇宙技術研究所研究開発用リフトエンジン JR、工業技術院大型プロジェクト開発制度による高バイパス比ファンエンジン FJR、同じくムーンライト計画による複合発電用高効率ガスタービン等の開発に対して大きく貢献されました。先生は故八田桂三先生とともに、戦後我が国におけるガスタービンやジェットエンジンの発展の礎を築かれた斯界の恩人と申せましょう。

以上のように、先生は航空原動機学の優れた研究者、教育者であられたと同時に、我が国原動機産業の指導者として偉大な足跡を残され、平成 3 年 11 月永年のご功績によって勲三等旭日中綬章を授与されておられます。

先生は日本ガスタービン会議設立当初から何期にもわたって役員、評議員を務められ、昭和 52 年には日本ガスタービン学会第 2 期の会長として学会の発展に大きく寄与されました。また、同年東京で開催された国際ガスタービン会議東京大会において、主催学会会長及び組織委員会副委員長として、国際的な学術交流にも多大の貢献をされました。

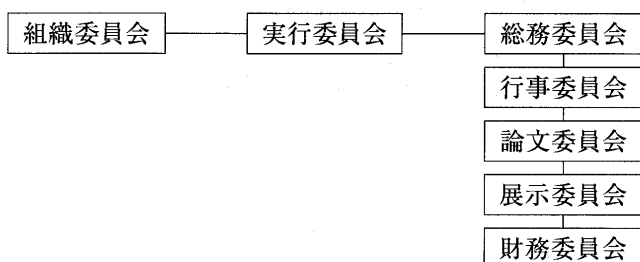
先生が去られた今、巨大な船が鮮やかな航跡を残しつつ水平線の彼方に沈み行く思いがいたします。読みが深かった先生の、厳しく見えてその実真に心温かかったお人柄を思い、偉大なご功績を偲びつつ、謹んでご冥福をお祈り申し上げます。

「1999 年国際ガスタービン会議神戸大会」 — 行事委員会より —

福江 一郎

FUKUE Ichirou

本年 11 月 14 日から 19 日にかけて、神戸において標記国際ガスタービン会議神戸大会 (IGTC '99 Kobe) が開催される。前回まで東京、横浜地区で行われてきた本大会が関西地区で始めて開催されることになり、次の委員会構成で準備が進められている。



さて、行事委員会は国際ガスタービン会議を円滑に進める潤滑油として、少しでも楽しい、有意義な、そして参加された方々の新たな出会い、あるいは親交を深める場の提供として、次の行事を計画している。会議に参加される方々はこれら行事にも是非とも積極的に参加いただき、海外からの方を始めとした「ガスタービン」をキーワードに集う面々と交流されることを願ってやまない。

- ・ Welcome Reception (前夜祭)
- ・ Banquet (ディナーパーティ)
- ・ Plant Tour (見学会)
- ・ Accompany Program (同伴者向け企画)

これらの準備状況につき以下にレポートする。

会議の宣伝

これまでに、'97 年 8 月発行の Announcement および '98 年 4 月発行の First Circular により内外に本国際会議の開催を通知してきた。特に世界的な周知を目論んで、First Circular 13,000 部を Gas Turbine World 誌に織り込んだ。次の Second Circular は本年 5 月に発行予定である。また、実行委員会としてホームページを開設し、Internet を介しての会議の PR も行っているのも、いちどアクセスしてみられたい。

Welcome Reception

前夜祭として、会議開催の前夜 14 日(日)に開催を企画している立食パーティである。飲み物と軽食を用意して、気軽に参加できるものと考えている。会場として、会議の行われる国際会議場のレセプションホールを立案している。参加は無料なので、会議参加の方は下見がてら、

あるいは場所柄デートのついでに 14 日夕刻気軽にお立ちよりいただきたい。

アトラクションについては、予算的に厳しい情勢下、芸能達者な学会員の参加を是非お願いしたい。楽器演奏、手品、パフォーマンスなんでも OK、やってやろうじゃないかと言っただけの方には是非行事委員会にご一報願いたい。

Banquet

こちらは格調高く、フランス料理フルコースでのディナーパーティである。会場は国際会議場近くの神戸ポートピアホテルで、会議の中日の 17 日(水)夕刻開始を予定している。現在、メニューの立案を行っているところで、何か神戸の特色を出せればと考えており乞う御期待とあったところである。

こちらのアトラクションについても、ぜひ学会員の参加により、和気あいあいといったものにしたい。規模的には 180 名を考えているが、毎回人気の行事なので早めの申し込みをされてはどうだろうか。

Plant Tour

ガスタービンの関連施設を見学するツアーで、これも毎回の会議の行事としておなじみのものである。セッション終了後の 19 日(金)実施で計画している。今回は基本的に「ガスタービン関連施設+名所旧跡」の見学コースを 2 コース企画することで選定を行っている。2 コースともまだ最終決定とはなっていないが、「発電所+姫路城」と「発電設備・研究設備+明石海峡大橋」の案が有力である。デラックスバスでの 1 日ツアーで、各コース 40 名規模にて計画しており、奮っての参加をお願いしたい。

Accompany Persons Program

会議に同伴されるかた向けのプログラムとして、秋の京都訪問を立案している。「紅葉の京都を巡ねて」と題しての三宮発のデラックスバス日帰りツアーで、金閣寺(参拝)、高雄(昼食と散策)、嵐山(渡月橋周辺の散策)、清水寺(参拝と三寧坂散策)を廻るコースである。昼食にはもちろん京料理を考えたい。このツアーは 16 日(火)の実施で予定している。こちらは登録者は無料なので、奥様、ガールフレンドにぜひ参加をお勧め願いたい。

以上、IGTC '99 Kobe 本会議ならびに行事への会員各位の奮っての御参加をお願いしたい。

(三菱重工業株式会社・高砂製作所、実行委員会・行事委員会委員長)

ガスタービンシンポジウムの報告

酒井 善正^{*1}

SAKAI Yoshitada

本年度のガスタービンシンポジウムは、1998年12月2日にお茶の水の化学会館において、昨年の2倍以上にあたる48名の参加を得て開催された。今回もメインテーマは昨年と同じく「21世紀に向けてガスタービンに何を期待するか」とし、サブテーマとして「マイクロガスタービンの技術開発」を取り上げた。

近年、ガスタービンというと大容量化に目が映りがちであるが、数kWから数百kWのガスタービンも製品化の展開がなされつつあり、今回はこのマイクロガスタービンに焦点を当て、この分野に携わっておられる講師の方々に、いろいろな切り口で紹介をしていただいた。

まず、自動車用ガスタービンの開発状況について日本自動車研究所の吉田祐作氏から、引き続き携帯発電用ガスタービンおよびシステムについて日産自動車の佐々木直人氏から紹介があった。次に切り口を変えて、コージェネ用としてユーザーサイドからみてマイクロガスタービンが具備すべき条件について日本コージェネレーションセンターの中川良治氏から、最後に海外の動向に

ついてアライド・シグナル・ジャパンの高瀬謙次郎氏から紹介があった。

一般的にマイクロガスタービンについての発表を聞く機会は少なく、参加者の方々にそれぞれの発表を熱心に聞いていただくことが出来た。発表後の質疑応答・ディスカッションでも活発な討論が行われたが、今後マイクロガスタービンの普及をはかっていくには、性能や信頼性の向上およびコストダウンはもちろんのこととして、燃料電池の開発動向や燃料であるガスの入手容易性（発電用の場合）など外的な環境にも注意を払っていくことも必要ではないかとの共通認識が形成された。活発な討論はまだまだ続きそうな雰囲気であったが、会場の時間的制約から途中で打ち切らざるを得なかったのは返す返すも残念であった。参加者の皆様に本誌を借りてお詫び申し上げます。次回からは多少の時間延長も可能なアレンジに留意したいと思います。

(川崎重工業(日本エネルギー経済研究所), 企画担当理事)

1999 年度会費納入のお願い

1999年度の会費をお納めいただく時期となりました。下記金額を所定の口座或いは事務局宛お送り下さい。

尚、既に銀行引落しの手続きをなさっている方は、1998年度は1999年4月23日に貴口座により引落しさせていただきます。

賛助会員	1口	70,000円
正会員		5,000円
学生会員		2,500円

郵便為替	00170-9-179578
銀行	第一勧業銀行西新宿支店
	普通預金口座 1703707
いずれも口座名は(株)日本ガスタービン学会です。	

※かねてより会費自動振替のご協力をお願い致しておりますが、未だ手続きをなさっていない方は巻末の振替依頼書に御記入の上、事務局宛お送り下さい。自動振替をされますと振込手数料は学会負担となります。皆様のご協力お願い致します。

ガスタービンシンポジウムの報告

酒井 善正^{*1}

SAKAI Yoshitada

本年度のガスタービンシンポジウムは、1998年12月2日にお茶の水の化学会館において、昨年の2倍以上にあたる48名の参加を得て開催された。今回もメインテーマは昨年と同じく「21世紀に向けてガスタービンに何を期待するか」とし、サブテーマとして「マイクロガスタービンの技術開発」を取り上げた。

近年、ガスタービンというと大容量化に目が映りがちであるが、数kWから数百kWのガスタービンも製品化の展開がなされつつあり、今回はこのマイクロガスタービンに焦点を当て、この分野に携わっておられる講師の方々に、いろいろな切り口で紹介をしていただいた。

まず、自動車用ガスタービンの開発状況について日本自動車研究所の吉田祐作氏から、引き続き携帯発電用ガスタービンおよびシステムについて日産自動車の佐々木直人氏から紹介があった。次に切り口を変えて、コージェネ用としてユーザーサイドからみてマイクロガスタービンが具備すべき条件について日本コージェネレーションセンターの中川良治氏から、最後に海外の動向に

ついてアライド・シグナル・ジャパンの高瀬謙次郎氏から紹介があった。

一般的にマイクロガスタービンについての発表を聞く機会は少なく、参加者の方々にそれぞれの発表を熱心に聞いていただくことが出来た。発表後の質疑応答・ディスカッションでも活発な討論が行われたが、今後マイクロガスタービンの普及をはかっていくには、性能や信頼性の向上およびコストダウンはもちろんのこととして、燃料電池の開発動向や燃料であるガスの入手容易性（発電用の場合）など外的な環境にも注意を払っていくことも必要ではないかとの共通認識が形成された。活発な討論はまだまだ続きそうな雰囲気であったが、会場の時間的制約から途中で打ち切らざるを得なかったのは返す返すも残念であった。参加者の皆様に本誌を借りてお詫び申し上げます。次回からは多少の時間延長も可能なアレンジに留意したいと思います。

(川崎重工業(日本エネルギー経済研究所), 企画担当理事)

1999 年度会費納入のお願い

1999年度の会費をお納めいただく時期となりました。下記金額を所定の口座或いは事務局宛お送り下さい。

尚、既に銀行引落しの手続きをなさっている方は、1998年度は1999年4月23日に貴口座により引落しさせていただきます。

賛助会員	1口	70,000 円
正 会 員		5,000 円
学生会員		2,500 円

郵便為替	00170-9-179578
銀 行	第一勧業銀行西新宿支店
	普通預金口座 1703707
いずれも口座名は(株)日本ガスタービン学会です。	

※かねてより会費自動振替のご協力をお願い致しておりますが、未だ手続きをなさっていない方は巻末の振替依頼書に御記入の上、事務局宛お送り下さい。自動振替をされますと振込手数料は学会負担となります。皆様のご協力お願い致します。

第 23, 24 期通常総会・特別講演会のお知らせ

標記総会・特別講演会を下記により開催致します。ご多忙中とは存じますが、正会員の皆様のご出席をお願い致します。

記

開催日：平成 11 年 4 月 23 日(金) 13:00~16:30

会場：機械振興会館 6 階 66 会議室

(1) 第 23 期(平成 10 年度)第 2 回通常総会

- 議 事：1) 第 23 期事業報告
2) 第 23 期決算報告、監査報告
3) 名誉会員推薦
4) 第 24 期事業計画
5) 第 24 期予算

(2) 第 24 期(平成 11 年度)第 1 回通常総会

- 議 事：1) 第 24 期評議員、監事選挙結果報告
2) 第 24 期役員選出
3) 第 25 期(平成 12 年度)事業計画及び
予算案の文部省提出に係る審議手続き
4) 第 24 期事業計画・予算報告

(3) 特別講演会

開催時間：15:30~16:30

演 題：クローズドサイクル
— 今でも未来のガスタービン —

講 師：河田 修

第 5 回ガスタービン教育シンポジウム開催のお知らせ

学生及び若手技術者を対象とした標記シンポジウムを開催しますので奮ってご参加下さい。

1. 日 時：平成 11 年 7 月 15 日(木)、16 日(金)

2. 場 所：石川島播磨重工業(株) 瑞穂工場

(東京都西多摩郡瑞穂町)

近隣の駅からバスを出す予定です。

3. シンポジウムプログラム(予定)

第 1 日目

- 10:30~12:00 ガスタービン概論
13:00~14:30 ガスタービンと流体工学
15:00~17:30 工場見学
17:30~19:30 懇親会

第 2 日目

- 10:30~12:00 ガスタービンと伝熱工学
13:00~14:30 ガスタービンと燃焼工学
15:00~16:30 ガスタービンと材料工学

4. 参加要領

- (1) 定員：100 名程度
(2) 対象者：理工系大学、高等専門学校、大学院在籍者
ならびに入社 3 年以内の社会人

申し込み方法等の詳細は本誌 5 月号、ポスターおよびホームページ(<http://wwwsoc.nacsis.ac.jp/gtsj/>)をご覧ください。

本会協賛・共催行事

会 合 名	開催日、会場	詳細問合せ先
第 234 回講習会 構造・強度設計における数値シミュレーションの現場最前線	H 11/5/13-14 大阪科学技術センター 8 階中ホール	日本機械学会関西支部 TEL 06-6443-2073 FAX 06-6443-6049
第 27 回可視化情報シンポジウム	H 11/7/7-9 工学院大学 新宿校舎	可視化情報学会事務局 TEL 03-5993-5020 FAX 03-5993-5026

第 23, 24 期通常総会・特別講演会のお知らせ

標記総会・特別講演会を下記により開催致します。ご多忙中とは存じますが、正会員の皆様のご出席をお願い致します。

記

開催日：平成 11 年 4 月 23 日(金) 13:00~16:30

会場：機械振興会館 6 階 66 会議室

(1) 第 23 期(平成 10 年度)第 2 回通常総会

- 議 事：1) 第 23 期事業報告
2) 第 23 期決算報告、監査報告
3) 名誉会員推薦
4) 第 24 期事業計画
5) 第 24 期予算

(2) 第 24 期(平成 11 年度)第 1 回通常総会

- 議 事：1) 第 24 期評議員、監事選挙結果報告
2) 第 24 期役員選出
3) 第 25 期(平成 12 年度)事業計画及び
予算案の文部省提出に係る審議手続き
4) 第 24 期事業計画・予算報告

(3) 特別講演会

開催時間：15:30~16:30

演 題：クローズドサイクル
— 今でも未来のガスタービン —

講 師：河田 修

第 5 回ガスタービン教育シンポジウム開催のお知らせ

学生及び若手技術者を対象とした標記シンポジウムを開催しますので奮ってご参加下さい。

1. 日 時：平成 11 年 7 月 15 日(木)、16 日(金)

2. 場 所：石川島播磨重工業(株) 瑞穂工場

(東京都西多摩郡瑞穂町)

近隣の駅からバスを出す予定です。

3. シンポジウムプログラム(予定)

第 1 日目

- 10:30~12:00 ガスタービン概論
13:00~14:30 ガスタービンと流体工学
15:00~17:30 工場見学
17:30~19:30 懇親会

第 2 日目

- 10:30~12:00 ガスタービンと伝熱工学
13:00~14:30 ガスタービンと燃焼工学
15:00~16:30 ガスタービンと材料工学

4. 参加要領

- (1) 定員：100 名程度
(2) 対象者：理工系大学、高等専門学校、大学院在籍者
ならびに入社 3 年以内の社会人

申し込み方法等の詳細は本誌 5 月号、ポスターおよび
ホームページ(<http://wwwsoc.nacsis.ac.jp/gtsj/>)を
ご覧下さい。

本会協賛・共催行事

会 合 名	開催日、会場	詳細問合せ先
第 234 回講習会 構造・強度設計における数値シミュレーションの現場最前線	H 11/5/13-14 大阪科学技術センター 8 階中ホール	日本機械学会関西支部 TEL 06-6443-2073 FAX 06-6443-6049
第 27 回可視化情報シンポジウム	H 11/7/7-9 工学院大学 新宿校舎	可視化情報学会事務局 TEL 03-5993-5020 FAX 03-5993-5026

第 23, 24 期通常総会・特別講演会のお知らせ

標記総会・特別講演会を下記により開催致します。ご多忙中とは存じますが、正会員の皆様のご出席をお願い致します。

記

開催日：平成 11 年 4 月 23 日(金) 13:00~16:30

会場：機械振興会館 6 階 66 会議室

(1) 第 23 期(平成 10 年度)第 2 回通常総会

- 議 事：1) 第 23 期事業報告
2) 第 23 期決算報告、監査報告
3) 名誉会員推薦
4) 第 24 期事業計画
5) 第 24 期予算

(2) 第 24 期(平成 11 年度)第 1 回通常総会

- 議 事：1) 第 24 期評議員、監事選挙結果報告
2) 第 24 期役員選出
3) 第 25 期(平成 12 年度)事業計画及び
予算案の文部省提出に係る審議手続き
4) 第 24 期事業計画・予算報告

(3) 特別講演会

開催時間：15:30~16:30

演 題：クローズドサイクル
— 今でも未来のガスタービン —

講 師：河田 修

第 5 回ガスタービン教育シンポジウム開催のお知らせ

学生及び若手技術者を対象とした標記シンポジウムを開催しますので奮ってご参加下さい。

1. 日 時：平成 11 年 7 月 15 日(木)、16 日(金)

2. 場 所：石川島播磨重工業(株) 瑞穂工場
(東京都西多摩郡瑞穂町)

近隣の駅からバスを出す予定です。

3. シンポジウムプログラム(予定)

第 1 日目

- 10:30~12:00 ガスタービン概論
13:00~14:30 ガスタービンと流体工学
15:00~17:30 工場見学
17:30~19:30 懇親会

第 2 日目

- 10:30~12:00 ガスタービンと伝熱工学
13:00~14:30 ガスタービンと燃焼工学
15:00~16:30 ガスタービンと材料工学

4. 参加要領

- (1) 定員：100 名程度
(2) 対象者：理工系大学、高等専門学校、大学院在籍者
ならびに入社 3 年以内の社会人

申し込み方法等の詳細は本誌 5 月号、ポスターおよび
ホームページ(<http://www.soc.nacsis.ac.jp/gtsj/>)を
ご覧下さい。

本会協賛・共催行事

会 合 名	開催日、会場	詳細問合せ先
第 234 回講習会 構造・強度設計における数値シミュレーションの現場最前線	H 11/5/13-14 大阪科学技術センター 8 階中ホール	日本機械学会関西支部 TEL 06-6443-2073 FAX 06-6443-6049
第 27 回可視化情報シンポジウム	H 11/7/7-9 工学院大学 新宿校舎	可視化情報学会事務局 TEL 03-5993-5020 FAX 03-5993-5026

第 27 回ガスタービン定期講演会・開催のお知らせ

日本ガスタービン学会（幹事学会）と日本機械学会の
共催による第 27 回ガスタービン定期講演会を東京で開
催します。会員多数の方々の参加をお願いいたします。

開催日時 平成 11 年 5 月 26 日(水) 9:10~17:15

開催場所 早稲田大学国際会議場

(東京都新宿区戸塚町一丁目)

●講演プログラムは本号に掲載されています。

●講演会終了後に、講演会場にて懇親会を開催します。

参加登録者は無料ですので、お気軽にご参加ください。

参加登録費 (講演論文集代金を含む)

事前登録 (5 月 13 日(木)受付分まで)

共催学会正会員 6,000 円

同 学生会員 3,000 円

会 員 外 12,000 円

5/14 以後は、一律 1,000 円増となります。

ただし、学生に限り論文集無しで 1,000 円で参加で
きます。

参加申込方法

巻末添付申込書に(1)氏名、(2)所属学会・会員番号・
会員資格、(3)勤務先、(4)連絡先、(5)送金額・送金方法
および送金予定日を記入し、学会事務局宛てにお送り
ください。講演者も参加登録をお願いします。

当日の参加登録も受け付けます。

会社名にて銀行送金される場合は、お手数でも送金
日および送金内訳を電話または FAX にてご一報くだ
さい。

・郵便振替 No.00170-9-179578

(社)日本ガスタービン学会

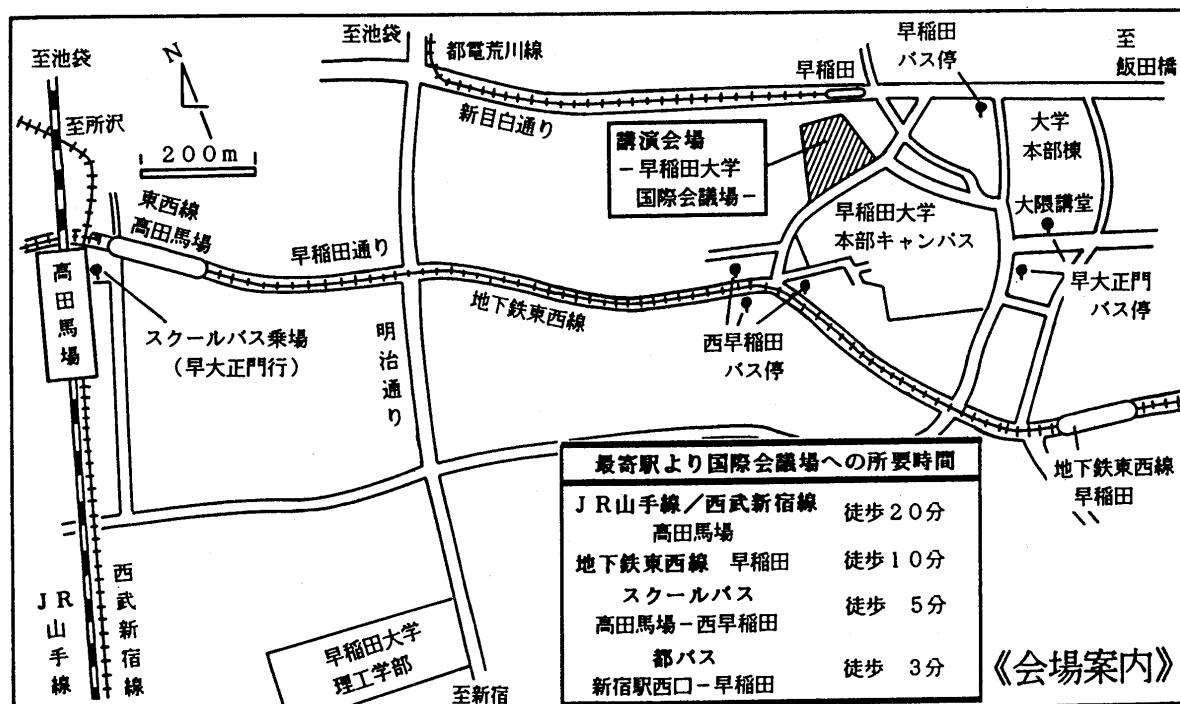
・銀行振込 第一勧業銀行西新宿支店

普通 No.067-1703707 (社)日本ガスタービン学会

・現金書留

講演論文集

講演論文集は講演会当日、会場でお渡しします。論
文集のみをご希望の方は講演会終了後に残部を実費
(3,000 円、送料共)にて頒布いたしますので、学会
事務局までお問い合わせください。



第27回ガスタービン定期講演会プログラム

(一般講演 講演時間20分 討論5分 *印 講演者、連名者の所属が省略されている場合は後者と同じです。)

第1室		第2室	
9:10	《一般講演》非定常CFD 座長:井上 洋(日立) A-1 ウェーク励振を受ける圧縮機翼の強制振動応答予測 *加藤 大、水田郁久(石川島播磨) A-2 3次元非定常段解析における乱流モデルの影響 *大庭芳則、見玉秀和(石川島播磨)、野崎 理、菊地一雄、西澤敏雄(航技研) A-3 超音速矩形ジェットの大規模渦組織による変動の数値解析 *篠澤康夫(早大)、木分孝幸(荏原製作所)、大田英輔(早大)、小林 紘、生沼秀司、長井健一郎(航技研)	9:10	《一般講演》材料 座長:壹岐典彦(機械技研) B-1 石炭ガス化実ガスによるガスタービン冷却翼への灰付着特性試験 *大友文雄、福山佳孝、内田竜朗、和田国彦、宇都宮正治、飯島博光(東芝) B-2 Ni/Cu 系傾斜機能材料の開発と高温強度、熱物性値評価 *藤沢良昭、吉田豊明、瀧 將展(航技研)、高橋雅士、岡村隆成(東芝) B-3 ターボチャージャー用高性能合金 *西野和彰、川浦宏之、田中浩司、堀江俊男、斎藤 卓、内田博(豊田中研)
10:25		10:25	
10:35	《一般講演》翼列特性 座長:前田福夫(東芝) A-4 脈動流の分岐・合流の研究(合流損失の実験と特性曲線法の境界条件の検討) *田代伸一、柏原大介、後藤康祐(都立科技大) A-5 遷音速多段軸流圧縮機の不安定作動点予測 *中野嗣治、見玉秀和、今成邦之(石川島播磨) A-6 低レイノルズ数域における環状タービン翼列特性(第6報:損失予測法の検討) *松沼孝幸、阿部裕幸、筒井康賢(機械技研) A-7 超高負荷タービン動翼模擬試験 山本孝正(航技研)、大田英輔、*飯田耕一郎、吉田貴志(早大)	10:35	《一般講演》燃焼器 座長:井亀 優(船舶技研) B-4 高燃料噴霧のレーザー計測における多重散乱の実用的な補正方法 *林 茂(航技研) B-5 超音速輸送機用ターボジェットエンジンの低 NOx 燃焼器の研究(性能実証用セクタ燃焼器の試験結果) *木下康裕、小田剛生、北嶋潤一(川崎重工) B-6 消化ガスの層流燃焼速度および NOx 生成 *金 仁秀(NEDO)、壹岐典彦、高橋三郎、古谷博秀、濱 純、倉田 修(機械技研) B-7 Vortex Generator を用いた予混合器の混合促進 *大田黒俊夫、山岸雅彦、林 則行、小林成嘉(日立)
12:15		12:15	

13:00	《 特 別 講 演 》 「地球環境問題に向けた火力新発電技術」 浜松 照秀 氏 (電力中央研究所) 座長:川口 修 (慶応大)		
14:00	《一般講演》ガスタービンの性能 座長:児玉秀和 (石川島播磨) B-8 容積型ガス発生機を有する小型ガスタービンエンジンの性能向上に関する研究 伊藤高根、*尾崎正幸、長谷川茂 (東海大) B-9 2軸再生式ガスタービンの性能追求制御 *杉山七梨、田頭 剛、松田幸雄 (航技研) B-10 超音速ジェット騒音低減化に及ぼすエジェクタの効果 *田口 勲、木島基博、大田英輔 (早大)、長井健一郎、小林 紘、生沼秀司、武田克巳、石井達哉 (航技研)		
14:10	《スチュデントセッション》CFD 座長:野崎 理 (航技研) A-8 遷音速翼列内の流れの数値解析 *内馬場俊之、赤坂 啓、辻田星歩、水木新平 (法政大) A-9 ローター・シールドにおける乱流の数値予測 *神山剛至、山本 誠 (東理大)、今成邦之、児玉秀和 (石川島播磨) A-10 水蒸気混合気流の凹面壁における衝撃波形成に及ぼす壁面冷却の影響 *堤 博一、仙波和樹 (早大)、米田雅一 (富士総研)、大田英輔 (早大)	14:10	15:25
15:00	《オーガナイズドセッション》航空転用ガスタービン 座長:湯浅三郎 (都立科技大) A-11 荏原 PW-18M ガスタービン A-12 チェンサイクル発電設備の動特性 A-13 LM6000(GE)をベースとしたコンバインドサイクルプラント A-14 航空機転用型ガスタービンコンコージェネレーション設備概論 *井口和春、江藤浩一 (荏原製作所) *岡崎泰英 (日立造船) *石川伸一 (石川島播磨) *松谷 修 (神戸製鋼)		
15:35			
17:15			

第27回ガスタービン定期講演会 (平成11年5月26日)

参加申込書

(社) 日本ガスタービン学会 行

FAX:03-3365-0387

TEL:03-3365-0095

会社名	
所在地	〒
TEL	
FAX	

参加者名 (所在地、連絡先が所属により異なる場合には、本用紙をコピーして別シートにご記入ください。)

フリガナ 氏 名	所 属	TEL FAX	所属学協会 (GTSJは会員番号)	懇親会
				出席 欠席
				出席 欠席
				出席 欠席
				出席 欠席
				出席 欠席

【事務局への連絡事項】

払込方法(○印をつけてください) 参加費入金予定日 月 日

- 銀行 (第一勧業銀行西新宿支店 普通預金1703707)
- 郵便振替 (00170-9-179578)
- 現金書留

当日支払は原則として受け付けません。

(当日不参加の場合でも参加費はお支払いいただきます。)

*請求書の発行について

- 要 宛名()
- 不要

*領収書の発行について

- 要 宛名()
- 不要

第14回ガスタービン秋季講演会(郡山)・見学会のお知らせ

日本ガスタービン学会(幹事団体)と日本機械学会の共催による第14回ガスタービン秋季講演会・見学会を下記のように開催します。今年は秋に国際会議が開催されるため、8月の開催となりました。講演の申し込みはお早めをお願いします。

開催日 平成11年8月26日(木)(講演会)
27日(金)(見学会)

開催場所 福島県郡山市ビッグパレットふくしま

講演会 一般講演, スチューデントセッション, 特別講演

見学会 興味ある企画を予定しています。

《講演申込と原稿提出について》

講演申込締切 1999年(平成11年)4月30日(金)
早めにお申込み下さい。

講演原稿締切 1999年(平成11年)7月9日(金)
締切厳守。

募集論文

応募論文は、ガスタービン及びターボ機械に関する最近の研究で未発表のものとします。一部既発表部分を含む場合には未発表部分が主体となるものに限りま

(1) 一般講演セッション

ガスタービンおよび過給機ならびにそれらの応用に関する理論や技術を扱ったもの。ガスタービン本体のみならず、補機・付属品、ガスタービンを含むシステム及びユーザーの使用実績等も歓迎します

(2) スチューデントセッション

大学院生の講演発表と情報交換をこれまで以上に活発にするためのセッションです。下記のように広いテーマで講演募集をしますが、講演数の制約や講演内容によっては一般講演への変更をお願いする場合があります(発表者は講演申込時に高専、大学、大学院等の学生であることとします)

講演者の資格 本会会員もしくは日本機械学会会員で、1人1題目に限りま

講演申込方法と採否の決定

巻末の申込書に必要事項を記入し、日本ガスタービン学会事務局に郵送してください。郵便未着(事故)の場合もありますので、送付されたことを電話・FAX等でご連絡ください。FAXで申し込みを行った場合は、郵便でも申込書をお送りください。

なお、講演申込後の講演題目、講演者、連名者の変更は受け付けません。

申込先

(社)日本ガスタービン学会

〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13

第3工新ビル 402

TEL: 03-3365-0095 FAX: 03-3365-0387

講演発表の採否は両学会において決定し、5月末頃までに結果をご連絡します。

講演原稿の提出

講演者は講演原稿を講演論文集原稿執筆要領に従って、A4用紙44×40行(1ページ)2~6ページで作成し、所定の講演論文原稿表紙と共に期限までに提出して下さい。提出された原稿はそのままの寸法で印刷し、学術講演会講演論文集(A4版)を作成します。原稿執筆要領および原稿表紙用紙は採否の連絡に同封してお送りします。

技術論文としての学会誌への投稿

- (1) 原稿執筆要領に記載の要件を満たす講演論文は、著者の希望により、講演会終了後に技術論文として受理され、校閲を経て日本ガスタービン学会誌に掲載されます。技術論文投稿を希望される場合は、講演論文原稿提出時に原稿表紙の所定欄に希望ありと記入し、さらに技術論文原稿表紙、論文コピー2部、英文アブストラクトを添付していただきます。詳細は原稿執筆要領をご覧ください。
- (2) 講演者が日本機械学会会員であり、同学会出版物(論文集およびInternational Journal)への投稿を希望される場合は、日本機械学会の所定の手続きを経て投稿することとなります。

▶ 入会者名簿 ◀

〔正会員〕

鈴木 進 二(河川ポンプ施設技術協会)

清田 研 治(河川ポンプ施設技術協会)

秋 吉

伊 東

亮(IHI)

恵一郎(東京電力)

〔学生会員〕

赤 坂

内馬場

啓(法政大学)

俊 之(法政大学)

〔学生会員から正会員へ〕

森 石 慶 久(鈴木金属)

佐 野 安 信(ヤンマー)

第14回ガスタービン秋季講演会(郡山)・見学会のお知らせ

日本ガスタービン学会(幹事団体)と日本機械学会の共催による第14回ガスタービン秋季講演会・見学会を下記のように開催します。今年は秋に国際会議が開催されるため、8月の開催となりました。講演の申し込みはお早めをお願いします。

開催日 平成11年8月26日(木)(講演会)
27日(金)(見学会)

開催場所 福島県郡山市ビッグパレットふくしま

講演会 一般講演, スチューデントセッション, 特別講演

見学会 興味ある企画を予定しています。

《講演申込と原稿提出について》

講演申込締切 1999年(平成11年)4月30日(金)
早めにお申込み下さい。

講演原稿締切 1999年(平成11年)7月9日(金)
締切厳守。

募集論文

応募論文は、ガスタービン及びターボ機械に関する最近の研究で未発表のものとします。一部既発表部分を含む場合には未発表部分が主体となるものに限りません。

(1) 一般講演セッション

ガスタービンおよび過給機ならびにそれらの応用に関する理論や技術を扱ったもの。ガスタービン本体のみならず、補機・付属品、ガスタービンを含むシステム及びユーザーの使用実績等も歓迎します

(2) スチューデントセッション

大学院生の講演発表と情報交換をこれまで以上に活発にするためのセッションです。下記のように広いテーマで講演募集をしますが、講演数の制約や講演内容によっては一般講演への変更をお願いする場合があります(発表者は講演申込時に高専、大学、大学院等の学生であることとします)

講演者の資格 本会会員もしくは日本機械学会会員で、1人1題目に限りません。

講演申込方法と採否の決定

巻末の申込書に必要事項を記入し、日本ガスタービン学会事務局に郵送してください。郵便未着(事故)の場合もありますので、送付されたことを電話・FAX等でご連絡ください。FAXで申し込みを行った場合は、郵便でも申込書をお送りください。

なお、講演申込後の講演題目、講演者、連名者の変更は受け付けません。

申込先

(社)日本ガスタービン学会

〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13

第3工新ビル 402

TEL: 03-3365-0095 FAX: 03-3365-0387

講演発表の採否は両学会において決定し、5月末頃までに結果をご連絡します。

講演原稿の提出

講演者は講演原稿を講演論文集原稿執筆要領に従って、A4用紙44×40行(1ページ)2~6ページで作成し、所定の講演論文原稿表紙と共に期限までに提出して下さい。提出された原稿はそのままの寸法で印刷し、学術講演会講演論文集(A4版)を作成します。原稿執筆要領および原稿表紙用紙は採否の連絡に同封してお送りします。

技術論文としての学会誌への投稿

- (1) 原稿執筆要領に記載の要件を満たす講演論文は、著者の希望により、講演会終了後に技術論文として受理され、校閲を経て日本ガスタービン学会誌に掲載されます。技術論文投稿を希望される場合は、講演論文原稿提出時に原稿表紙の所定欄に希望ありと記入し、さらに技術論文原稿表紙、論文コピー2部、英文アブストラクトを添付していただきます。詳細は原稿執筆要領をご覧ください。
- (2) 講演者が日本機械学会会員であり、同学会出版物(論文集およびInternational Journal)への投稿を希望される場合は、日本機械学会の所定の手続きを経て投稿することとなります。

▶ 入会者名簿 ◀

〔正会員〕

鈴木 進 二(河川ポンプ施設技術協会)

清田 研 治(河川ポンプ施設技術協会)

秋 吉

伊 東 恵一郎(東京電力)

亮(IHI)

〔学生会員〕

赤 坂

内馬場 俊

啓(法政大学)

之(法政大学)

〔学生会員から正会員へ〕

森 石 慶 久(鈴木金属)

佐 野 安 信(ヤンマー)

*コピーしてご使用ください。

(講演申込書)

第 14 回ガスタービン秋季講演会 (郡山) 講演申込み

講演題目：

希望セッション：一般講演・オーガナイズドセッション ()

著 者 氏 名 (講演者に○印)	学 校 ・ 勤 務 先 (略 称)	所 属 学 会 (GTSJ・JSME・他)	会 員 資 格 (正会員・学生会員)

連絡者氏名：

会員番号：

学校・勤務先：

所在地：〒 _____

TEL： () _____

FAX： () _____

講演内容 (100～200 字)

講演申込期限は 1999 年 4 月 30 日(金)です。早めにお申し込みください。

講演申込後の講演題目、著者氏名等の変更は受け付けませんのでご注意下さい。

学会からの発行刊行物

Bulletin Of GTSJ 1999

発行 1999年3月
 頒布価格 1部 2000円 (10部以上申込の場合は 20%引き)
 内容 Gas Turbine Technology in Japan
 Abstracts of Recent Technical Papers
 Letters from R and D Groups
 New Models and Products
 Production Statistics 他, A4版, 約90ページ

申込方法 氏名、連絡先、必要部数を明記して、学会事務局までお申し込み下さい。
 バックナンバーの在庫もあります。1998年以前の発行分については
 在庫の有無と価格を事務局までお問い合わせ下さい。

学会事務局 〒160-0023 東京都新宿区西新宿 7-5-13 第3工新ビル 402
 Tel. 03-3365-0095 Fax.03-3365-0387 郵便振替 00170-9-179578

お申込みの場合は、申込書を FAX 又は郵送で事務局へお送り下さい。

Bulletin 申込書

(社)日本ガスタービン学会 行

FAX 03-3365-0387 TEL 03-3365-0095

氏 名			
連絡先			
〒			
TEL		FAX	

	単 価	希望部数
Bulletin (1999 年版)	¥2,000	

【事務局への連絡事項】

* 送金方法 (○印をつけて下さい)

- 銀行 (第一勧業銀行西新宿支店 普通預金 1703707)
- 郵便振替 (00170-9-179578)
- 現金書留

送金予定日 月 日

* 請求書の発行について

1. 要 宛名 () 2. 不要

* 領収書の発行について

1. 要 宛名 () 2. 不要

編集後記

普通号として編集された今回の3月号は、ガスタービンの幅広い分野の論説・解説を中心としてまとめた。超耐熱材料開発の動向と題した素材に関する話題に始まり、航空エンジンの産業用ガスタービンへの転換技術、あるいはラジアル過給機タービンの最新技術動向、そして次世代に向けた船用ガスタービンの研究・・・といったように、バラエティに富んだ構成となっている。また、随筆では秋葉先生がコジェネにおける蒸気タービンを取上げ、異なった視点からガスタービンへ一石を投じていただいた。研究だよりでは久しぶりに東京大学に戻り、新しいスタッフを加えながら駒場地区への移転が計画されている生産技術研究所を紹介している。表紙は航空宇宙技術研究所からの超軽量ジェットエンジン JR 100 の写真で飾っていただいた。

本会誌には技術論文が掲載されている。最近、その数が急増したり急減したりとアップダウンが激しく、その調整に追われることもある。全体的には、ガスタービンと直接的な関係のある興味深い論文が多く、可能な限り早く、かつタイミング良く読者にその情報を伝えることを旨として編集に当たっている。しかし、研究の中核となる部分は外国や他学会の論文集に投稿し、その第2報的な内容に止まる内容のこともあり、掲載の是非について校閲者の頭を悩ませることになる。理想としては、ガスタービン学会として論文編集の重点項目を明確にし、「この分野であるならば本誌の技術論文を参考にす

る・・・」といった評判を得るような強い編集方針を定めることであろうか。今秋には神戸で国際ガスタービン会議が開催され、興味ある多くの研究論文が集まり、講演されることと予想されるが、編集方針に基づいた特定の分野について本会誌の技術論文として掲載し、その方向性を打ち出すことも一案であろう。いずれにせよ、会誌の中にあって「読みたい」と感じられる技術論文であるよう、引き続き努力したい。

末筆になりましたが、ご多忙のところ執筆をご快諾いただきました著者の方々に厚く御礼申し上げます。また、今月号の担当である小野里、小河、安部の各委員、また協力いただいた山根委員長、北嶋・宮下委員をはじめとする編集委員会のメンバーにも感謝申し上げます。

(荒川忠一)

〈表紙写真〉

JR 100 超軽量リフトジェットエンジン

説明：航空宇宙技術研究所で、昭和38年から45年にかけて研究された超軽量リフトジェットエンジンシリーズの最初に開発された JR 100 と、同エンジンを2基搭載した VTOL 機フライングテストベッドである。本エンジンは推力重量比 10 を達成した。このエンジンの研究成果は我国初の高バイパス比ファンエンジン FJR 720 の開発に役立った。

(提供 航空宇宙技術研究所)

だより ❖事務局 ☒ ❖

東京は雪も雨も降らないカサカサ陽気。

インフルエンザ大流行で、周りがどんどん倒れていく中、事務局だけは今のところなんとか持ちこたえています。

そうこうするうちにアッという間に3月の年度末に入ってしまいました。

今年度の決算と事業報告、来年度の予算と事業計画、と毎年毎年相も変わらず追いまわられているのですが、今年はそれに加え、巻頭のお知らせにもありますように文部省の通達により通常総会の委任状を会員の過半数以上必要になりましたので、その事務が増えました。

会員の皆様のご協力が必至ですので、総会委任状はがきを是非ご返送のほどよろしくお願い致します。

今年度も終わりとなりますが、まだ会費未納の方が何十人かいらっしゃいます。つついという方も多いため、是非銀行自動引き落としの手続きをお願いいたします。既に手続き済みの方の1999年度(平成11年)分は、4月23日(金)に貴口座より引き落としさせていただくことになっております。

来年度より学会誌が6回発行になり、今までより学会からのお知らせが皆様のお手元に届く機会も増えることとなりますので、会告のページなどお見逃しなきよう、ご注意ください。また学会のホームページ(www.soc.nacsis.ac.jp/gtsj/)にも逐次お知らせを掲載する予定ですので、そちらもご覧いただくようお願いいたします。

[A]

編集後記

普通号として編集された今回の3月号は、ガスタービンの幅広い分野の論説・解説を中心としてまとめた。超耐熱材料開発の動向と題した素材に関する話題に始まり、航空エンジンの産業用ガスタービンへの転換技術、あるいはラジアル過給機タービンの最新技術動向、そして次世代に向けた船用ガスタービンの研究・・・といったように、バラエティに富んだ構成となっている。また、随筆では秋葉先生がコジェネにおける蒸気タービンを取上げ、異なった視点からガスタービンへ一石を投じていただいた。研究だよりでは久しぶりに東京大学に戻り、新しいスタッフを加えながら駒場地区への移転が計画されている生産技術研究所を紹介している。表紙は航空宇宙技術研究所からの超軽量ジェットエンジン JR 100 の写真で飾っていただいた。

本会誌には技術論文が掲載されている。最近、その数が急増したり急減したりとアップダウンが激しく、その調整に追われることもある。全体的には、ガスタービンと直接的な関係のある興味深い論文が多く、可能な限り早く、かつタイミング良く読者にその情報を伝えることを旨として編集に当たっている。しかし、研究の中核となる部分は外国や他学会の論文集に投稿し、その第2報的な内容に止まる内容のこともあり、掲載の是非について校閲者の頭を悩ませることになる。理想としては、ガスタービン学会として論文編集の重点項目を明確にし、「この分野であるならば本誌の技術論文を参考にす

る・・・」といった評判を得るような強い編集方針を定めることであろうか。今秋には神戸で国際ガスタービン会議が開催され、興味ある多くの研究論文が集まり、講演されることと予想されるが、編集方針に基づいた特定の分野について本会誌の技術論文として掲載し、その方向性を打ち出すことも一案であろう。いずれにせよ、会誌の中にあって「読みたい」と感じられる技術論文であるよう、引き続き努力したい。

末筆になりましたが、ご多忙のところ執筆をご快諾いただきました著者の方々に厚く御礼申し上げます。また、今月号の担当である小野里、小河、安部の各委員、また協力いただいた山根委員長、北嶋・宮下委員をはじめとする編集委員会のメンバーにも感謝申し上げます。

(荒川忠一)

〈表紙写真〉

JR 100 超軽量リフトジェットエンジン

説明：航空宇宙技術研究所で、昭和38年から45年にかけて研究された超軽量リフトジェットエンジンシリーズの最初に開発された JR 100 と、同エンジンを2基搭載した VTOL 機フライングテストベッドである。本エンジンは推力重量比 10 を達成した。このエンジンの研究成果は我国初の高バイパス比ファンエンジン FJR 720 の開発に役立った。

(提供 航空宇宙技術研究所)

だより ✠事務局 ✠

東京は雪も雨も降らないカサカサ陽気。

インフルエンザ大流行で、周りがどんどん倒れていく中、事務局だけは今のところなんとか持ちこたえています。

そうこうするうちにアッという間に3月の年度末に入ってしまった。

今年度の決算と事業報告、来年度の予算と事業計画、と毎年毎年相も変わらず追いまわられているのですが、今年はそれに加え、巻頭のお知らせにもありますように文部省の通達により通常総会の委任状を会員の過半数以上必要になりましたので、その事務が増えました。

会員の皆様のご協力が必至ですので、総会委任状はがきを是非ご返送のほどよろしくお願い致します。

今年度も終わりとなりますが、まだ会費未納の方が何十人かいらっしゃいます。つついという方も多いと思われますので、是非銀行自動引き落としの手続きをお願いいたします。既に手続き済みの方の1999年度(平成11年)分は、4月23日(金)に貴口座より引き落としさせていただくことになっております。

来年度より学会誌が6回発行になり、今までより学会からのお知らせが皆様のお手元に届く機会も増えることとなりますので、会告のページなどお見逃しなきよう、ご注意ください。また学会のホームページ(www.soc.nacsis.ac.jp/gtsj/)にも逐次お知らせを掲載する予定ですので、そちらもご覧いただくようお願いいたします。

[A]

産業科学技術研究開発制度

第3回超音速輸送機用推進システム国際シンポジウム プログラム

主 催： 超音速輸送機用推進システム技術研究組合、財団法人日本産業技術振興協会、協議会
 後 援： 通商産業省工業技術院、新エネルギー・産業技術総合開発機構
 開催日： 平成11年5月19日（水）、20日（木）（9時開場）
 会 場： TEPIA ホール（〒107-0061 東京都港区北青山2-8-44 TEL：090-496-60778（会期中のみ）
 交 通： 営団地下鉄・銀座線「外苑前」駅下車徒歩5分（秩父宮ラグビー場隣）
 参加登録： 入場無料（会場で登録受付）
 使用言語： 日本語及び英語（同時通訳付）
 問合せ先： 超音速輸送機用推進システム技術研究組合（HYPR）
 〒112-0006 東京都文京区小日向4-2-6 小石川 I S ビル2階 TEL：03-5684-5180 FAX：03-5684-7540

May 19, 1999 (Wed)

09:30-10:00 Opening Ceremony.

AIST, MITI, NEDO Miyakawa (HYPR)

10:00 - 10:40 Session A HYPR Program Overview

- A-1. Overall Review of Achievement in HYPR Program
S. Abe (HYPR)
- A-2. Research of Eco-Smart Engine for the New Project
K. Ishizawa (HYPR)

10:40 - 11:20 Session R : Ramjet

- R-1. Research & Development of Methane Fueled Ram Combustor
T. Oda (KHI)
- R-2. Ram Jet System Research-Results of the 2nd Free Jet Test
Y. Enomoto (KHI)

11:20 - 13:00 Session H : High Temperature Core Engine

- H-1. Research & Development of High Temperature Core Engine
T. Fujimura (IHI)
- H-2. R & D of Efficiency Improvement for H P Compressor
I. Mizuta (IHI)
- H-3. Research and Development of High Pressure Turbine
S. Yamawaki (IHI)
- H-4. R & D of High Temperature Combustor
M. Kobayashi (KHI)

14:00 - 15:00 Session G : Guest Lectures

- G-1. NASA's High Speed Research Program-A Status Report
Dr. R.J. Shaw (NASA)

15:10 - 17:00 Session V : Variable Cycle Turbofan Engine

- V-1. R&D and Simulated Altitude Testing of HYPR Turbofan Engine
(1) Research and Development of HYPR Turbo Engine Demonstrator
T. Asako (IHI)
(2) Simulated Altitude Test
J. L. Cabe (GE)
- V-2. Research of Jet Noise Reduction
(1) Research and Test of Mixer Ejector Nozzle for Noise Reduction
Y. Nakamura (IHI)
(2) Flight Effect Simulation Test with Scaled Mixer Ejector Nozzle
A. Dravet (SNECMA)
- V-3. Research and Development of 2-Stage Fan
A. Tobita (MHI)
- V-4. Research and Development of Low Pressure Turbine
R. Nogami (MHI)

May 20, 1999 (Thu)

09:10-10:20 Session V : Variable Cycle Turbofan Engine

- V-5. Advanced Cooling Technology for Ultra- High Temperature Turbine
T. Yoshida (NAL)
- V-6. Nox Emissions from a Model Combustor for the

Methane-Fueled HYPR Turbofan Engine

S. Hayashi (NAL)

V-7. R & D of a Low Nox Combust for HYPR Turbofan Engine

- (1) Kerosene - fueled
B. Jones (RR)
- (2) Methane-fueled
Y. Kinoshita (KHI)

10:20-13:10 Session T : Total System and Control & Measurement

- T-1. Design Evaluation of a Hypersonic Air Intake for a SST/HST Combined Cycle Engine
Y. Utaka (MHI)
- T-2. Research of 2-D Variable Exhaust Nozzle
K. Kishi (MHI)
- T-3. High Temperature Lubricants and Machine Elements (2nd Report)
Y. Enomoto (MEL)
- T-4. High Performance Thermal Barrier Coating
K. Ueno (ONRI)
- T-5. Research of CFD Application in HYPR Program
O. Nozaki (NAL)
- T-6. An Application Study of C/C Composite to Turbine Rotors
A. Ogawa (NAL)
- T-7. Research of Advanced Materials in HYPR Program
S. Nishide (IHI)
- T-8. Laser Aided Flow Visualization-Doppler Global Velocimetry
A. Ooiwa (NRLM)

14:10 - 15:10 Session G : Guest Lectures (Continued)

- G-2. Super-Sonic Transport, a Vision of Airlines
Mr. T. Kubo (ANA)

15:20 - 16:00 Session T : Total System and Control & Measurement

- T-9. System Identification for Advanced FADEC
N. Sugiyama (NAL)
- T-10. Research of Control and Measurement System in HYPR Program
Y. Soga (IHI)

16:00 - 17:20 Session C : Combined Cycle Engine

- C-1. R&D and Simulated Altitude Testing of HYPR Combined Cycle Engine
(1) Research and Development
T. Mitsuoka (IHI)
(2) Simulated Altitude Test
J. L. Cabe (GE)
- C-2. A History of the Ram Combustor Component Technology Development for the Japanese Super/Hyper-Sonic Transport Propulsion System (HYPR)
T.H. Powell (UTC)

17:20 - 17:25 Closing Remarks

JITA

KEIRIN

00

このシンポジウムは、競輪の補助金を受けて開催いたします。

学会誌編集規定

1996.2.8 改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
 - B. 依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。
 - C. 学会原稿学会の運営・活動に関する記事（報告、会告等）および学会による調査・研究活動の成果等の報告。
2. 依頼原稿および投稿原稿は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説、講義、技術論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書（研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介）、随筆、書評、情報欄記事、その他とする。刷り上がりページ数は原則として、1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説、講義	6 ページ
技術論文	6 ページ
速報	4 ページ
寄書、随筆	2 ページ
書評	1 ページ
情報欄記事	1/2 ページ

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。
4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。
5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。
6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。
7. 本学会誌に掲載される記事・論文などの著作権は原則として本学会に帰属する。
8. 著作者本人が自ら書いた記事・論文などの全文または一部を、本学会誌に掲載されたことを明記したうえで、転載、翻訳、翻案などの形で利用する場合、本会は原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製する形で全文を他の著作物に利用する場合、は、文書で本会に許諾を求めなければならない。

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0003 東京都港区西新橋 1-17-5
Tel. 03-3508-9061 Fax. 03-3580-9217
ニッセイエブプロ(株) 制作部編集室
学会誌担当 江利川 健、越司 昭

技術論文投稿規定

1997.1.28 改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
 - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
 - 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービン及び過給機の技術に関連するものであること。
 - 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、著者が外国人会員であって日本語による論文執筆が困難な場合は英語による投稿を認める。
3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。
8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7. および8. を適用する。

日本ガスタービン学会誌 Vol. 27 No. 2 1999. 3

発行日 1999年3月20日
発行所 社団法人日本ガスタービン学会
編集者 山根隆一郎
発行者 佐藤文夫
〒160-0023 東京都新宿区西新宿 7-5-13
第3工新ビル 402
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
印刷所 ニッセイエブプロ(株)
〒105-0003 東京都港区西新橋 2-5-10
Tel. 03-3501-5151 Fax. 03-3501-5717

©1999, (株)日本ガスタービン学会

複写をされる方に

本誌に掲載された著作物を複写したい方は、日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の従業員以外は、著作権者から複写権等の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。なお、著作物の転載・翻訳のような複写以外許諾は、直接本会へご連絡下さい。

〒170-0052 東京都港区赤坂 9-6-41 乃木坂ビル 3F
学協会著作権協議会 (Tel/FAX: 03-3475-5618)