



科学技術の転換点を迎えて

日本工業大学 松 木 正 勝

1. 変化の予兆

21世紀を9年後に迎える現在、我が国の経済社会は安定して成長を続けている。年間経済成長率は4%以上を維持し、年間海外旅行者は一千万人を超え、貿易は依然として大巾の黒字で推移している。この様な好景気は既に4年以上続いており、人手不足に対して外国人労働者問題が起きている程である。

従って、新卒者の就職は売手市場で、学生達にとってよい環境となっている。

この様に一見すると我が国の現状及び将来にはあまり問題が無い様に見えるが、人々の心の底には何とはなしの不安感が淀んでいる様に思えてならない。出生率の大巾の低下はその一つの表れであり、自分の将来及び子供の行く末に対する不安が大きな原因となっている様に思われる。

又若者の間には各種の予言・占い・宗教・チャネリングなどが流行しており、これは彼等が将来に対して多くの不安を持っていることの表れである。

勿論どの時代でも将来に対する不安は存在したし、それを改善しようとした努力が文化を発展させて来た一因でもあるが、今回の不安はそれとは異質の様に思われる。

最も身近に感ぜられるものは環境の悪化であり、オキシダントによる被害の多発、酸性雨による建物・森林に対する影響の増加、水質の悪化などである。世界的規模のものは情報として知るものであるが、既に世界的な政治問題として処理されているものは、オゾンホールを防ぐためのフロン使用の全面禁止および二酸化炭素排出の制限への協力などである。

身近なものは、始めは局地的な公害として対策が講ぜられていたが、今や世界的規模で考えねば

ならなくなっている。

又21世紀前半には100億人に達する人口増加、それを支えるための農業、人工肥料、合成樹脂製品の増加などによる環境汚染なども局地的なものから海洋へと広がりつつある。

つまり現在の不安は地球規模に根ざしており、現代文明が何らかの変化をとげねばならぬ時点に近づきつつあることを感じさせる。

2. 科学技術の発展とその行方

人類はその発生以来、自然の環境の中でそれに順応しながら生活し、言語・文字を使用することによって意志の疎通による集団力の結集と、経験の蓄積が出来たため、生物界の頂点に立って来たが、環境は十分に大きく、身のまわりのわずかなものに気をつけるだけで生存が可能であった。それが18世紀の半ばに至り、熱エネルギーの蒸気動力への変換が実現して以来、各種の原動機が開発され、人類は多くの動力を使える様になった。それまでの人力・畜力が主な動力であったときに比べると人力の1000倍、畜力の100倍の動力を利用して20倍～200倍の移動速度を実現した。

またこの動力を電気動力に変換することによって工業生産の能率を高めた。

この動力革命によって人類は工業化社会という新しい段階に登った。そこではエネルギーと動力の利用が急速に増大すると共に、これと並行して、流れ作業方式による多量生産が進み、それを可能にする標準化、規格化などの技術も発展し、大量の商品が供給される様になった。

この様に動力革命以来、工業化社会は、たゆまない生長を続けて来たが、20世紀後半に入ると、科学的新発見や技術開発への投資によって生長は一層加速された。又この頃からコンピューターが出現し、生産に頭脳部分が加えられることになり、自動生産が始まり、各種ロボットが多用される様になり、中には無人化工場も出現した。

(平成3年10月18日原稿受付)

かくして大量の商品が生産される様になり、生活は向上して高度化して来た。その反面、エネルギーと物質の消費が増大し地球環境に影響が出はじめ、各方面で対策が考えられ始めたのである。

しかしその対策を見ると、個々の現象に対する対症療法的な対応に終っており、この問題が動力使用と商品生産という近代文明の根源に関わるものであるという深刻な認識はまだ薄い様である。

そもそも蒸気動力の発明は、地下から石炭を採掘する時の排水ポンプを駆動するためになされたものであり、これによってそれまでの製鉄、ガラス製造の熱源であった木材の代りの石炭が容易に得られる様になったのであり、人々の切実な需要を満たしたものであった。

その後は蒸気機関は、列車、船、各種機材の動力源として多用された。又更に発展した内燃機関によって自動車・飛行機が実現し人々のニーズに応えて来た。

この様に各種の原動機の発達を基礎にして各種の近代生活物資が生産される様になり、これらは商品として、使用者としての生活者に分配されて来た。産業革命以来約2世紀に涉り続けて来た商品の生産は需要に応じたものであったから、それなりに発展し近代生活を支えて来た。しかし最近になると、産業界は需要を上回る生産能力を持つ様になり、又その生産過程および生産物による環境汚染が知覚される様になった。つまり人類の活動にとって、地球はもはや十分に大きくはなく、これからは地球の環境を維持出来る範囲および方法で、活動しなければならなくなって来ている。

つまり今までの商品生産に代って生活者に根ざした新しい視野に立った方策が考えられなければならない段階に到ったわけである。

3. これからの新しい考え方

近代工業化社会は大量の物資を消費者の立場にある生活者に供給し、その生活を向上させた反面、地球規模の汚染を発生させると共に需要以上の商品を生産しようとしている。従って新しい考え方としては三つの面即ち(a)エネルギー、(b)物資、(c)人工知能について対策を考えねばならない。

(a) エネルギー

現在は動力源のエネルギーとしては炭化水素の酸化エネルギーが主であるため、自然環境で循環

している以外のCO₂が発生しておりその約半分が空気中に残留し毎年CO₂濃度を1PPMづつ増加させている。従ってこれを減少させることが必要であるが、現在は2000年まで現状を維持させようと言う合意が先進国で成立している。しかし現在の生活、生産システムではGNPとエネルギー消費量は比例しており、GNPの成長を図る現在の計画を実現するためには(i)CO₂を発生しないエネルギー源を増加させて対応する。つまり持続可能なエネルギー源を増加させることになるが、この場合永続できるものとして各種の形式の太陽エネルギーの利用が最も望ましい。(ii)一方エネルギーは、生活、生産の目的を達成するために用いるものであるから出来るだけ少ないエネルギーでそれを実現する様な技術開発が求められる。

(b) 物資

現在は商品の形で生活者に到るまでが制御されているが、その後は廃棄物となり十分には制御されていない。これがフロン・CO₂・物質汚染の原因であるから、製品をクローズドループ化し、廃棄物の処理費用までを製造者の責任とし、そのコストを商品価格に加えるなどして物資をコントロール下に置き、環境を保護するのみならず、生活者の立場に立った商品の生産を行うべきである。

(c) 人工知能

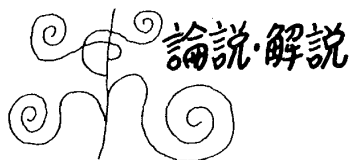
これは人類に動力以上の大きなインパクトを与えるものに成長するものであるが、まだ幼年期にあるため人類存続の哲学の下での十分な監視が必要である。

4. 子孫の存続のために

今までは人間は意識しなくても存続して来られた。しかし今や人知を尽さなければ存続がむづかしい事態がせまりつつある。子孫が存続することがすべての基礎である。少なくとも太陽エネルギーが存続する間は存続させたい。

そのために科学技術もその原初に立返り人間の存続の為のものにならねばならない。

人口の抑制・新しいエネルギー体系の創設・生産物のクローズドループ化・人工知能を子孫の存続のために奉仕させることなどを、意識してコントロール出来る様に科学技術を発展させることにより、永続的に子孫を存続させたいものである。



「材料・新素材特集号」発刊にあたって

航空宇宙技術研究所 宮 地 敏 雄

今月は「材料・新素材特集号」をおとどけします。この特集号を企画するにあたって、いままで本学会誌に材料関係の特集としてどのようなものが刊行されているか調べてみたところ、意外なことに第7巻、28号(1980年3月)に「セラミックス特集」があるだけで、ほかには材料関係の特集は全く刊行されていないことが分かりました。したがって、今月号は本学会誌としては初の材料全般に関する特集号ということになります。

いまさら云うまでも無いことですが、ガスタービンのタービン入口温度の向上による熱効率の改善は耐熱合金の進歩が無ければ実行不可能であり、また、現在用いられているような軽量で信頼性の高い航空用ガスタービンエンジンは比強度が高く、疲労強度もアルミニウム合金に比べて格段に高いチタン合金が開発されなければ実現していなかったと思われます。このように、高性能のガスタービンは優れた金属材料があって始めて実現できたものであることは、我々ガスタービン屋も十分承知しております。

しかしながら、耐熱合金と冷却技術の進歩によるタービン入口温度の向上は、かなり以前から胸突き八丁にさしかかっており、ほんの少し登るのにたいへんな努力が必要になっております。また、小型ガスタービンに冷却タービン翼を採用するのは非常に困難ですから、画期的に耐熱性の高い材料の出現が望まれています。

そこで我々ガスタービン屋はセラミックスとその複合材あるいはカーボン/カーボン・コンポジットなどの新素材に望みをかけ始めているわけですが、何分それらの新素材に関する我々の知識は(小数の例外の方を除けば)きわめてお粗末なものと云わざるを得ません。また、従来使用している耐熱合金などについても、最近の進歩については必

ずしも良く理解しているとは云えません。

航空用については、大型、超高バイパス比ターボファンエンジンに繊維強化複合材料を適用することによって、大幅な軽量化を実現することが計画されておりますが、その目的に最適の材料はどのようにして選ぶべきか、あまり良く分かっているわけではありません。このような状況を改善するのに少しでもお役に立ちたいと考え、今期の編集委員会では特集の第一としてこの企画を実行することにいたしました。

特集に含む項目としては、ガスタービンに不可欠な耐熱合金を第一に挙げましたが、それ以外はいわゆる新素材である、セラミックス、繊維強化複合材料、金属間化合物及び傾斜機能材料を採り挙げました。先端的な耐熱合金を新素材と考えれば、採り挙げた項目は全て新素材と云っても良いでしょう。繊維強化複合材料については高分子マトリックス、金属マトリックス、セラミックマトリックス及びカーボンマトリックスの4種類に分けて解説していただきました。

幸いなことに、各項目の執筆は夫々その方面の第一人者の方々にお願いすることができました。更にガスタービンと材料の両方に精通しておられる塩入先生に全体を総括する解説を書いていただきました。

いわゆる新素材がガスタービンに実用化されるまでには、まだまだ多くの努力と長い時間が必要なことは明らかなですが、今の時点でこれらの新素材の現状を理解しておくことは、我々ガスタービン屋にとって有意義なことと考えます。

本特集は編集委員のうち本間友博、藤川泰雄、佐々木誠及び筆者が主として担当いたしました。本学会誌初の材料関連特集号として御期待に沿えるものになったと確信しております。

(平成3年10月17日原稿受付)

1. ガスタービンと新素材

法政大学工学部 塩 入 淳 平

1. はじめに

ガスタービンはタービン、圧縮機などの要素技術と耐熱材料の進歩によって発達してきた。ガスタービンは蒸気タービンに比べ最高温度を高くとる必要があるが、特に高い比出力が要求される航空用のガスタービンエンジンでは高いタービン入口ガス温度を実現するため耐熱材料とブレードの冷却技術の開発に大きな努力がなされてきた。また、近年、複合サイクル発電用のガスタービンなど陸上用のガスタービンでも航空用ガスタービンの技術を導入して高いタービン入口温度がとられるようになった。現在の航空用のガスタービンエンジンでは、タービンブレード用の Ni 基超合金の高温強度は 150 MPa, 100hr のラプチャー強度が温度で 1000°C の程度であるが、タービン入口のガス温度は 1400°C にも達しており、この差はブレードの冷却により賄われている。今後さらに高い比出力と効率を狙うとすれば、さらに高いタービン入口温度が要求されることが予想される。しかし、少なくとも現在の技術ではノズルベーンおよびブレード冷却用には圧縮機出口の空気が使われているが、その量はすでに圧縮機を通る空気量の 20% を越えるようになっており、熱サイクルの面からみてもこれ以上冷却に頼ることは困難と思われる。さらに、高圧縮比化にともなう圧縮機出口の空気温度の上昇を考えればなおさらである。また、最近開発の気運にある極超音速機用のエンジンではラム圧縮によりすでに空気温度は大きく上昇するが、同時に相当の圧力損失をとめない、推進エンジンとして成り立つためにはタービン入口温度はかなり高くする必要がある。また、小型のガスタービンでは、ブレードに冷却空気の通路を設けることは困難で、高い効率を得るために 1200°C 以上に耐える材料が必要となる。

現在タービンブレードに用いられている Ni 基超合金は、今後、さらに改良を進めることにより 1050°C~1100°C 程度までの高温に使用されるようになるであろうが、それ以上はこの種の合金の溶融開始温度が 1350°C 程度であることを考えれば無理と思われ、新しい材料いわゆる新素材の開発が期待されている。ガスタービンの高温部の構成要素すなわち燃焼器ライナー、タービンのノズルベーンおよびブレード、さらにはタービンディスク、高温ガス通路壁用の新素材としてはかなり以前からセラミクスが考えられ、セラミックガスタービンの開発が進められてきた。また、1500°C 以上の高温に耐える材料としては C/C (カーボン/カーボン) 複合材料が候補にあがっている。また、金属間化合物も有望な耐熱新素材として研究開発が開始されている。

本稿では、ガスタービン用材料、とくに耐熱材料の開発状況について、Ni 基超合金から新素材にわたり概観する。

2. 超合金の開発状況

2.1 超合金の結晶制御

ガスタービン開発初期のタービンブレードおよびディスク用の耐熱材料は hot cold working により強度を与える加工硬化型の Fe 基あるいは Ni 基の合金であった。その後、金属間化合物の γ' 相 (Ni_3Al , Ni_3Ti) などの析出を強化手段とする熱処理型の Ni 基合金、いわゆる超合金に移行し高温強度は大幅に増していった。しかし、これも 1960 年頃、150 MPa, 100 hr のラプチャー強度が温度で 1000°C に達し、少なくともラプチャー強度に関してはほぼ頭打ちになった。 γ' 相の体積割合が 50% を越える高温強度の大きい合金は鍛造が困難でブレードは精密鋳造で作られるようになったが、セラミック中子の開発によりブレードの空冷技術は大きく進歩した。超合金の高温強度の頭打ち状態を打開したのは、方向性凝固の技術

(平成 3 年 11 月 7 日原稿受付)

の開発で、柱状晶さらには単結晶ブレードが実用されるようになり、加工技術の重要性がクローズアップされた。現在、超合金の開発は結晶制御技術などの加工技術と複合材料化の線に沿って進められている。

1960年代の始め、当時最強の超合金の一つと考えられていた Mar-M 200 の結晶粒界脆性の問題に対処するために、P&W 社 (United Technologies Research Center) で方向性凝固の技術が開発され、柱状晶ブレード (1966 年, VerSnyder が特許取得) 及び単結晶ブレード (1970 年, Pearcey が特許取得) が相次いで実用化された。特に、後者では、高温強度に於ける最大の問題点の一つ結晶粒界の問題から完全に開放されたことになり、粒界強化のための合金成分, B, C, Zr, Hf などが不要で合金の溶融開始温度が高くなり、溶体化処理温度を高くとって十分な均一化が行えるため、時効により十分な強化が得られる。また、方向性凝固の場合、結晶の方位は凝固方向 (ブレードのスパン方向) に $\langle 100 \rangle$ となるが、この方向の縦弾性率は等方性多結晶体の場合に比べて約 60% 程度と低く、ブレード断面内の温度不均一による熱応力が低くなり、熱疲労および熱衝撃強度も著しく改善された。単結晶ブレードに用いられたのは新たに開発された P&W 1480 合金であったが、これは第一世代の単結晶用合金で、その後さらに優れた合金の開発を目指して努力が続けられている。最近では計算機による合金設計がなされるようになり、マトリクスと γ' 相の格子常数のミスフィットを適当にとり強化相である γ' 相の形状をコントロールして高温強度を増すことなども試みられている。

方向性凝固は一種の結晶制御法であるが、同じく結晶制御技術の応用として超合金に対して急速凝固法 (RSR: Rapid Solidification Rate 法) を適用することが考えられている。急速凝固法は溶融状態から凝固させる際に急速な冷却を行う方法で、ミクロ偏析のない組織を得ることが可能で、溶融開始温度は高くなる。超合金にこの方法を適用すると、溶体化処理温度を高くとることが可能で時効の効果を著しく増すことが期待される。実際の製造方法として、P&W 社では粉末冶金法を考えている。溶融した合金から合金粉末を製造す

る際に不活性ガスのジェットで 10^6 °C/sec 程度の急速冷却を行い、得られた粉末を焼結する。結晶粒界の問題は一方向に強い加工を行ったのち温度勾配を与えて方向性再結晶を行い、アスペクト比の大きい結晶粒が配列した組織を作り補強する。また、レーザービームを使って表面に連続して合金を薄く積層させ、自己冷却により急速凝固させて直接バルクの素材を作ることも提案されている。

2.2 超合金の複合材料化

超合金の強度の頭打ち状態を打開する有力な方法として、その複合材料化にも大きな開発努力がなされてきた。典型的な繊維強化型の複合材料としては高融点金属線 (W 線など) で超合金を補強することが考えられたが、界面劣化の問題が克服できずあまり成功していない。製造時に溶けた超合金と高融点金属線を直接接触させず、焼結と拡散接合により固相のまま複合化する方法も試みられたが、高温で使用中にも劣化は進行し、また、高融点金属線の表面に SiC 皮膜を付けマトリクス超合金との間の相互拡散を遮断することも試みられたが、依然として界面劣化の問題は十分には解決されていない。共晶成分の合金を方向性凝固させて複合組織を作るいわゆる in-situ 複合化も試みられた。Ni 基超合金-TaC 系 (NiTaC 合金) Ni 基超合金-NbC 系 (ONERA COTAC 合金) などは優れた高温強度をもち、ブレードを試作してタービンリグ試験も行われたが、その強度を発揮できる良好な複合組織を得るためには、凝固にあたり固液界面で 300 °C/cm 程度の大きな温度勾配と 2 cm/hr 程度の極めて遅い凝固速度が要求され、ブレードの製造に大きな困難があり実用化されていない。酸化物分散強化 (ODS: Oxide Dispersion Strengthened) 超合金も一種の複合材料とみることができる。この合金では、分散した酸化物が転位の運動を止めることで強化が行われている。したがって、この合金の強化機構は通常の粒子強化型複合材料の強化機構とは異なり微視的なもので、1% 程度の微量の酸化物を分散させるだけで顕著な効果が得られ、数百 Å 程度の微粒を一様に分散させなければ効果がない。このような分散状態を得るために、INCO 社はメカニカルアロイイング法を開発した。この方法では、合金原料粉末と酸化物粉末とを混合して高速ボールミ

ルを用いて高エネルギー加工することにより複合粉末を作り、これを焼結する。酸化物としては Y_2O_3 が用いられ、分散による強化はマトリクスの超合金の溶融開始点近くまで余り大きくは変わらないが、その値は大きくはなく200~300 MPaの程度である。INCO社では、ブレード用にMA 6000合金を製品化しているが、この合金では、中温域に要求される大きな強度は γ' 相で、また、高温域に要求される150 MPa程度の強度は酸化物の分散で得ている。結晶粒界の強度は、方向性再結晶によりアスペクト比の大きい結晶粒が一方に配列した組織を作ることによって補っている。この合金は、複合超合金の中で最も実用に近い合金と見る人もあるが、ブレードの製造方法に関しては今後の研究開発にまつところが多い。

2.3 タービンディスクその他

高温段のタービンディスクにも超合金が用いられてきた。しかし、鍛造の必要性から γ' 相の多い高強度の合金は使うことができず、その上、超合金はインゴット製造の際マクロ偏析が大きく鍛造比も十分にはとれないため使用した合金の性能を活かすことも困難で、高い周速度を得ることができなかった。この問題を解決するため、粉末冶金(正確には Prealloyed Powder Metallurgy)法で製造する方法が開発された。この方法では、まずアトマイザで合金粉末を作り、熱間押し出し焼結+超塑性鍛造(Gatorizing法)、HIP(Hot Isostatic Press)焼結+恒温鍛造、As HIP(HIPのみ)法などの方法で最終製品に近い形まで成形する。偏析のない均一な組織が得られること、材料の歩留まりがよいこと、 γ' 相が多く高温強度の大きいブレード用の casting 超合金を使うことができることなどの特長がある。P&W社ではすでにGatorizing法でIN 100合金でディスクの製造を行っている。As HIP法は製造工程が最も簡単であるが、合金粉末の清浄度を格段に高める必要があるなど今後さらに研究開発が必要である。

燃焼器のライナーおよびタービンノズルはブレードあるいはディスクに比べれば応力の面では楽であるが、温度の面では非常に厳しい条件に曝される。従来は、Ni基あるいはCo基合金で耐蝕性および耐酸化性に優れた合金が使われてきた。新しい合金としては、融点、強度、耐蝕性および

耐酸化性の面から80 Ni-20 Cr合金をマトリクスとするODS合金INCO社のMa 754合金が注目されている。

2.4 コーティング技術

なおその他の技術として、耐蝕および耐酸化コーティング、熱障壁コーティングの役割も大きい。高温強度を要求されるブレード用の超合金では、高温に於ける γ' 相の安定度を増すために、耐蝕性および耐酸化性を犠牲にして、Crの量を減らしている。これを補うため、AlあるいはCrの拡散コーティング、Ni-Cr-Al-YあるいはNi-Co-Cr-Al-Y合金などの積層コーティングが重要な役目を果たしてきた。また、燃焼器のライナーおよびタービンノズル壁には熱遮断の目的で安定化ジルコニアなどのセラミック熱障壁コーティングが施されてきた。今後このコーティングがノズルベーンおよびブレードにも施されるようになれば、空冷ベーンおよびブレードの金属部の温度を100°C以上下げることが可能になり、合金の耐用温度を上げることの困難さを考えるとその意義は非常に大きい。

3. セラミクス

ブレード用超合金の使用温度が1000°Cを超えることが困難であると見られるに至った時点から、新しい素材としてセラミクスが注目されるようになり、もう20年以上にわたりセラミックガスタービンの開発が続けられてきた。しかし、自動車エンジンのスーパーチャージャーに使われている例などがある程度で、未だ成功とはいえない状況にある。この理由は、よく知られているように、この材料の本質的なぜい性にあり、金属材料では問題にならないような小さな欠陥から致命的な破壊が起こり、また、部材の中にある最大の欠陥でその部材の破壊強度が決まってしまうため、強度のバラツキも非常に大きくなる。また、大型の部品ほど大きな欠陥が含まれる確率が高いため、スケールの影響があり、大型部品への使用は困難である。この対策として、焼結前の原料の粒度分布を厳密に管理して、欠陥の大きさおよび数を最小にすること、クラックの伝播を防止できるような組織を作ることなどに開発努力がむけられている。非破壊検査法の開発も行われているが金属材料の場合に比べ格段に小さい欠陥が問題になり、十分

な分解能には達していない。また、高温では、欠陥から微小なクラックが徐々に成長してある大きさに達したとき突然破壊に移行するいわゆる遅れ破壊の現象も見られ、過荷重をかけて全数選別検査を行う場合にも注意が必要である。

共有結晶系の窒化けい素、炭化けい素、サイアロンは高温強度に優れ、酸化物系のアルミナ、マグネシア、ジルコニア、イットリアなどは耐酸化性に優れている。耐酸化性には問題があるが、窒化けい素およびサイアロンは1300°C、炭化けい素は1500°C程度までの構造部品に使用可能になると考えられる。比重も約3で、超合金の約8に比べ低く、遠心力荷重の点でも有利である。ぜい性、強度のバラツキ、遅れ破壊、などの問題は材料の面からも改良の努力が続けられるであろうが、材料を使う設計者の側にも長年なれ親しんできた金属材料に対するのとは違った発想が要求される。

以上述べたような特長と欠点を総合すると、特殊な部品は別として、ノズルベーン、ブレードなどの空冷が困難な小型ガスタービンから利用が始まっていくであろう。

4. 金属間化合物

大きな可能性をもつ新しい耐熱素材としては金属間化合物が注目されている。金属間化合物はある温度範囲では温度が上がるほど強度が大きくなる傾向がある。比較的比重の小さなものが多いことから航空エンジン用の耐熱材料として有望と考えられるようになった。現在、二元系のTi-Al系(TiAl, Ti₃Al), Ni系-Al系(NiAl, Ni₃Al)などを中心に開発が進められている。

金属間化合物の優れた高温特性は規則格子に特有な高い降伏強度と低い拡散速度によっているが、通常の合金に比べれば延性が不足で加工も容易ではない。しかし、純化合物組成を中心に僅か成分比を変えたり、さらに少量の合金成分を加えたりすると延性などの力学物性をかなり変えることができることも知られており、成分組成を工夫して、鍛造、粉末冶金、鍛造などの加工性を付与することも可能と考えられている。しかし、上述のような方法で物性が変わる機構には明らかでない点が多く、力学物性と加工性のコントロールが可能な実用材料にまで育て上げるためには、物性面からの基礎的な研究が重要と考えられる。

Ti₃Al基のものは比重4.1-4.7、使用可能温度は750°C、TiAl基のものは比重3.7-3.9、使用可能温度は1000°C、NiAl基のものは比重5.6、使用可能温度は1350°C程度と見られている。当面、TiAl基のものは、航空エンジンの圧縮機後段でTi合金の使えない高温域、および余り温度の高くない後段タービンでブレードのFe基耐熱合金あるいはNi基超合金の替わりに使われ、重量軽減に役立つものと考えられる。また、若干のタービン部品が試作されデモンストレーション試験も行われている。しかし、これのみではなく、金属間化合物は多くの可能性を持っており、さらに高温に耐え得るMo-Si系、Nb-Al系などの高融点金属間化合物についても研究が進められている。

5. 先進複合材料

超合金の高温強度の頭打ち状態を打開するために、複合材料化が試みられていることについてはすでに超合金の項で述べた。同様に、モノリシックでは容易には越えがたい障害の出てきたセラミクスでも複合材料化により障害を克服しようとする試みがなされている。また、新たに開発が始まった金属間化合物でもその将来性をさらに大きくする狙いで複合材料化が考えられている。NASAのHITEMP (Advanced High Temperature Engine Materials Technology Program) プロジェクトでも、セラミクスおよび金属間化合物マトリクスの複合材料が大きくとりあげられている。しかし、これらのマトリクスの性質は、従来広く用いられてきたFRPのマトリクスであるプラスチックとは全く異なっており、どのような複合材料形態が適当かは大きな問題と考えられる。因みに、金属間化合物である γ' 相が体積率で50%以上をも占める超合金も金属間化合物を延性のある合金で結合した一種のin-situ複合材料と見ることができる。上記のHITEMPプロジェクトではFRPと同様に繊維強化型を考えているようである。複合材料化にあたっては、複合化の目的を考え、基材の物性を考慮して複合組織に微視力学的な検討を十分行う必要がある。

HITEMPプロジェクトでは、セラミックマトリクスの複合材料は1650°C程度の高温まで使用可能と予想しており、比重も約3と小さく、高圧タービンディスク、ブレード、ノズルベーン、燃

焼器ライナーなどへの使用を考えている。金属間化合物マトリクスのは、1350°C程度の高温まで使用可能と見ており、Ni 基超合金以上の使用温度域と高い比強度を持つ材料として、タービンディスク、低圧段無冷却タービンブレードおよびノズルベーン、高圧段の圧縮機ディスクおよびブレードなどの用途が想定されている。また、上記のような耐熱複合材料の開発には、優れた耐熱性強化繊維の開発も、マトリクス材料および複合材料製造技術の開発とともに不可欠であることを強調している。

C/C (カーボン/カーボン) 複合材料は 2000°C 程度の高温まで強度を失わず、既にロケットノズルなどで使われてきた。比重も小さく、また、セラミクスあるいは金属間化合物に比べぜい性に関して比較的心配が少なく、タービン入口のガス温度が 1600°C を越えるような場合に対しては有力なタービンブレード材料候補となる。問題は 400°C 以上では酸化が激しいことで、セラミクスなどによる耐酸化コーティングの技術の開発が必要である。しかし、この技術はかなり難しいことが予想される。

6. 材料開発の手法についての考察

以上、ガスタービン用、特にブレード用の耐熱材料の開発動向について概観してきた。超合金では、この合金の高温強度に頭打ちの傾向が見え始めたとき、先ずこれを突破したのは方向性凝固による柱状晶ブレードさらに単結晶ブレードの開発と実用化であった。これは一種の結晶制御技術で、材料の開発に高度な加工 (processing) 技術が導入されるきっかけとなった。また、その後新しい単結晶用合金の開発が行われもう一段の進歩がみられた。その後、超合金の開発には、上述の方向性凝固の他に急速凝固、方向性再結晶などの結晶制御技術、粉末冶金、メカニカルアロイイング、超塑性加工、HIP などの加工技術が重要な役割を演じるようになった。また、超合金の複合材料化もこの 20 年程の間盛んに試みられた。しかし、単結晶ブレードが比較的短期間に実用化されたのに比べ、複合材料化の方は ODS 合金の MA-754 合金が燃焼器ライナーおよびノズルベーンに有望視されている以外には、まだ見るべき成果を挙げている。これは、複合材料化という手法が必ずしも

万能ではないことを示しているように見える。

新素材として期待されているセラミクス、金属間化合物などは金属材料とは違い延性が非常に小さい。先にセラミクスの項でのべたように、ぜい性材料では強度の概念も金属材料に対し長い間に積み上げてきた半ば経験的なものに頼ることができない。また、設計の面からも金属材料に対する手法とは違った新しい対応が要求される。このことは永年にわたり継続されてきたセラミックガスタービンの開発プロジェクトでも痛感されてきた。このような新しい材料の長所を生かし欠点を補うため複合材料化という考え方も当然でてくる。先進複合材料の項で述べたように、新しい材料の複合材料化にあたっては、基材の物性、複合組織の微視力学解析、製造工程、材料評価法などすべての面で新しい発想が必要と考えられ、NASA の HITEMP プロジェクトでもこのことを考慮して長期の開発を予定しているようである。

7. わが国における開発状況

わが国では、通産省工業技術院の大型プロジェクトとして、ファンジェットエンジン FJR 710、同じく工業技術院のムーンライト計画の一つとして複合サイクル発電用のガスタービンを対象に高効率ガスタービンのプロジェクトが実施され大きな成果をあげた。後者では、耐熱材料の開発も行われたが、両プロジェクトとも試作機の主要高温部品の材料は国外のものであった。また、国際共同開発エンジン V 2500 でも主要高温部品の開発は分担していない。このような事情から、耐熱合金の開発の遅れが心配され、昭和 56 年度から 8 年間にわたり次世代産業基盤技術研究開発制度にもとづく高性能結晶制御合金プロジェクトが実施された。このプロジェクトでは、(1)単結晶用合金(合金設計、メルティングストック溶製技術、単結晶ブレード鑄造技術)(2)酸化物分散強化合金(合金設計、メカニカルアロイイングなどの加工技術)(3)Ni 基超塑性合金(合金設計、粉末製造技術、焼結・超塑性鍛造技術)などの開発が行われ大きな成果をあげた。

平成元年度には、同じく次世代産業基盤技術研究開発制度による超耐環境性先進材料プロジェクトが発足し、耐熱性高比強度金属間化合物として Ti-Al 系および Ni-Al 系、高融点金属間化合物

として、Nb, Mo-Al, Si 系など、また、先進複合材料として繊維強化金属間化合物およびカーボン/カーボン複合材料などがとりあげられ、物性に関する基礎研究から加工技術、成形技術、評価技術などにわたり広範な研究開発が進められている。

また、ムーンライト計画のセラミックガスタービンプロジェクトでは、セラミック材料の研究からガスタービンの試作までが行われている。

なお、敢えて言わせていただければ、わが国では材料屋と設計屋の間の距離がやや遠すぎる感じがする。極端な場合両者の間には強度データの数字以外には共通な言語がないようにさえ見える。設計屋は材料について、また、材料屋はこれが使われる対象についてもう一步踏み込んで理解し、折り合わせを行う事が必要と考える。材料開発のプロジェクトでも、少なくともその最終段階ではリグテスト迄は行われるのが望ましいと思われる。この点で、現在進行中のセラミックガスタービンプロジェクトの成果に期待したい。

8. おわりに

資料の蒐集が思うようにならず、それだけ主観的な記述が多くなっており心配である。しかし、本特集号にはそれぞれの材料の専門の方々の詳細な解説が集められているので、本稿はこれでお許しを頂きたい。

また、問題の範囲が広いため、本文の中で一つ一つ文献を引用することをしなかった。超合金に

ついては、文献 (1, 2, 3, 4) および高性能結晶制御合金プロジェクトの成果が収録されている(7)を、セラミクスおよび金属間化合物とくにその複合材料化については(5)およびNASAのHITEMPプロジェクトに関しては記載された(6)を、超耐環境性先進材料プロジェクトに関しては(8)を参照されたい。

参考文献

- (1) VerSnyder, F. L. : Superalloy Technology Today and Tomorrow, High Temperature Alloys for Gas Turbines, Eds. R. Brunetaud et al., D. Reidel publishing Co., Dordrecht, 1982, pp. 1-49.
- (2) Signorelli, R. A, et al. : Materials and Structures Technology, NASA C. P. 2092 (1979), pp. 149-186.
- (3) 塩入淳平: 空冷タービン用高温材料の現状と将来, 日本ガスタービン学会誌, 8-29 (昭 55), pp. 3-11.
- (4) 塩入淳平: 航空宇宙用材料の開発動向, 日本機械学会誌, 88-803 (昭 60), pp. 1185-91.
- (5) Johnson, A. M. and Weight, P. K. : Application of Advanced Materials to Aircraft Gas Turbine Engines, AIAA 90-2281.
- (6) Stephens, J. : NASA's HITEMP Program for UHBR Engines, AIAA 90-2395.
- (7) 山崎道夫編: 高性能結晶制御合金技術ハンドブック, 日本規格協会 (平 3).
- (8) 次世代産業基盤技術: 第一回超耐環境性先進材料シンポジウム講演集, 次世代金属・複合材料材料研究開発協会 (平 2).

2. 耐熱合金の分野での新素材

金属材料技術研究 冨 塚 功
// 山 崎 道 夫

1. まえがき

耐熱合金の分野では1970年代から1980年代の前半にかけて、単結晶合金、粉末冶金製品、酸化物粒子分散強化合金など「新素材」の名前に相応しい材料が次々と登場し、これがガスタービンの技術の長足の進歩に大きく貢献した。

しかし、1980年代の後半以後はこれらに比肩する新しい飛躍的な技術の進歩は登場しておらず、耐熱合金は成熟期に入ったという感じを持つ人も多い。耐熱合金の専門家は、このような状況に満足しているわけではなく、Alternative Materialsと呼ばれている金属間化合物などの材料をその突破口として検討している。しかし、Alternative Materialsは、実用段階からは程遠い上、これについての別の記事が今回用意されているので、ここでは触れず、上述の従来の意味での耐熱合金の「新材料」のみを採りあげる。これらは絶対的な意味では必ずしも「新」材料とは言えないが、耐熱合金の中では相対的には新しい材料であり、現在もその進歩と発展に大きな努力が払われている材料でもある。

耐熱合金は鋳造合金と鍛造合金とに分けるのが慣習である。鋳造合金とは溶けた合金を型に鋳込んだ合金のことで、鍛造合金とは鋳造その他の方法で作製した合金にさらに叩いたり、延したりした合金のことである。鋳造合金と鍛造合金とでは組成や用途の上でも差異があり、鋳造合金は延性より強度を重視する用途に、鍛造合金はこれと逆の用途に使われる。当然両者の組成もそれぞれの材料に必要な特性が発揮できるように独自に選定してある。

ガスタービンでは鋳造合金の代表的な用途は翼材の高温部、鍛造合金の代表的な用途はディスク

である。なお、鋳造合金では製品を最終的な形状に近い形状に鋳込むのが普通であるが、鍛造合金では直接最終製品に近い形状に鍛造するのは、線材や棒材など簡単な形状の製品を別とすれば比較的新しい考えである。

2. 単結晶合金

鋳造合金の分野の新素材と考えられるものの代表は単結晶合金である。普通に鋳造した合金は多くの結晶の集合体で、結晶と結晶の間には結晶粒界と称する領域がある。結晶粒界は、全体の中で占める体積割合は大きくはないが、鋳造合金の泣き所で、これがために鋳造合金の特性が大きく制約される。まず結晶粒界は溶けた合金が最後に凝固する所であるから、凝固温度が最も低い所で、加熱した場合には最初に融ける。そのため、合金の熱処理温度は結晶粒界の熔融開始温度に制約され、理想的な熱処理温度が選定できないことが多々ある。次に結晶粒界は結合強度が弱い。そのため粒界強化元素と呼ばれる一連の元素が添加されるが、これらの元素が結晶粒界の熔融開始温度をさらに低下させることがある。

そこで、このような欠点を除くために結晶粒界のない合金を作るということが考え出された。これが単結晶合金である。単結晶合金には上で述べたような多結晶合金の欠点が除かれるほかに、最大の応力がかかる方向に結晶の中で最も強度が大きい方向を一致させる事ができるという長所もある。

単結晶合金が最初に提案されたのは1960年のことで⁽¹⁾、決して新しい材料ではない。しかし、実用化されたのはここ10年のうちと言ってよく、現在鋳造合金の中では高温でのクリープ特性が最もよい合金である。図1に単結晶合金のラーソンミューラー曲線の一例を典型的な多結晶合金の場合と比較して示す⁽²⁾。

(平成3年10月11日原稿受付)

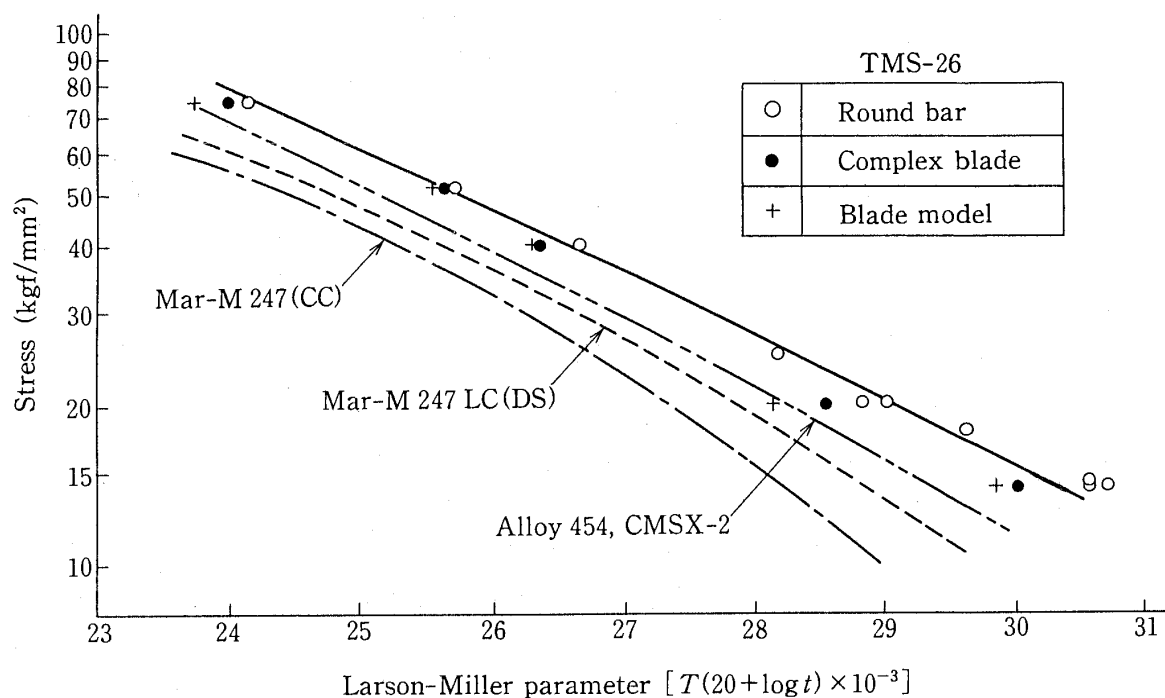


図1 単結晶合金材料などのラーソンミュラー線図の一例

プロット点および実線は次世代プロジェクトで開発した TMS-26 合金のもの、DS は一方向凝固合金、CC は常法による铸造合金を表す。

単結晶合金は特殊な鑄型を用いて時間をかけて鑄造される。しかし、鑄造の方法はほかに成書に記されているので⁽³⁾、ここでは詳しくは述べない。「単結晶」合金は、名前からは水晶のような単相のほぼ完全な結晶が連想されるが、ここでいう「単結晶」という言葉は余りの厳密に解釈しない方がよく、普通の意味での結晶粒界のない合金と考える方が実態に近い。耐熱合金は必ずしもニッケル基合金に限られてるわけではないが、今までに実用化されている合金は全て狭い意味でのニッケル合金からなる母相(γ '相)の中にニッケルの金属間化合物を主体とする相(γ '相)が析出した2相の合金である。図2に単結晶合金の細部を拡大した写真を示す⁽⁴⁾。図中の四角の内部が析出した γ '相で、理想的な単結晶ではこのような構造が部品全体に続いている。2相の合金が「単結晶」を構成できるのは γ 相の中に γ '相が整合して析出できるというニッケル基合金の特殊な条件によるもので、このようなことがどのような場合にも可能な訳ではない。

単結晶合金の特性に大きな影響を与えるのは
1) 合金の化学組成、2) 析出相の量及び形態、そ

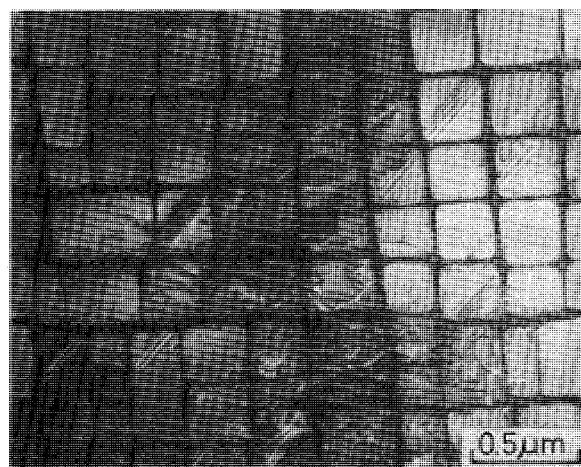


図2 単結晶合金の組織の例

四角に見えるもののそれぞれが γ '相の析出したもの

れに3)結晶学的な方位関係で、これらは相互に完全に独立したものではないが、後の2つは製造条件によってある程度は調節できる。

合金全体の化学組成は析出相の量や各相の組成(これが各相の特性に影響する)などを通じて合金の強度特性や化学的な特性に影響するほか、鑄造性や次に述べる熱処理の際の Window を通じて

製造プロセスにも影響する。それぞれの元素の効果はある特性に対しては有益でも、ほかの特性に対しては有害なことが往々にしてあり、そのため、各元素の含有量はこれら様々な要因を考慮して、用途に応じて調節される。各元素の含有量がどのように特性に影響するかは、合金設計の上での基礎的な知識で、これについての系統的な研究が行われている⁽⁵⁾⁽⁶⁾。

析出相の量は化学組成の問題であるが、組成が一定とすれば析出相の大きさや形態は熱処理の問題である。熱処理は一旦高い温度まで加熱して析出相を母相に完全に溶解させ、全体の組成分布を均質にしてから、急速に冷却して細かい γ' 相を均一に析出させた後、さらに700-900°Cに長時間保持して残りの γ' 相も析出させるのが原則である(耐酸化コーティングを行った場合はさらに別の処理が加わる)。ただし、高温クリープ強度を重視する用途の単結晶合金の場合は後半の処理は省略される事もある。このような熱処理過程を実現させるには析出相が母相に完全に融ける温度(ソルバス温度)より母相が部分熔融を開始する温度が高いことが必要で、この温度差をWindowという。技術的な理由からWindowは10°C以上必要とされており、これが合金組成の設計上の一つの制約となる。

ニッケル基合金が熔融状態から凝固するときは温度勾配の方向に〈001〉方向を持った樹枝状組織が延びる。ニッケル基合金ではこの方向はクリープ強度が最大で、かつ剛性率が低いから、製品の製造条件(すなわち鋳型の形態)をこの方向に最も応力がかかるように設計する。ただし、実際のガスタービン翼には、それ以外の方向にも力が加わるし、この成長方向の再現性も完全ではないから、単結晶の結晶軸方向とクリープ特性との関係も重要で、これについていろいろと研究されている⁽⁷⁾。

ガスタービン用の単結晶合金開発は通産省の次世代プロジェクトの中の結晶制御合金という部門で取上げられたテーマの一つで、その成果が最近成書にまとめられて刊行された⁽⁸⁾。

日本以外では米国のPWA社の1480、キャノンマスケゴン社のMX-2などが著名な単結晶合金で、さらに最近COST 50プロジェクトの単結晶

合金としてSC 16が発表された⁽⁹⁾。

3. 鍛造合金

叩いたり、延ばしたりという塑性加工をしてから(もしくは塑性加工を通じて)部材にすることを前提として用意される合金を鍛造合金と言う。鍛造合金の伝統的な製造方法は合金を鋳造し、続いてこれを鍛造するという方法であるが、この方法では鋳造した合金にかなりの塑性が要求される。

合金に鍛造を行うと、首尾よくことが運べば、鍛造しない場合より靱性が増すので、靱性が要求される用途の合金は、塑性の乏しい合金でも出来れば鍛造したい。このような要望に答えようとして開発された新素材が、合金を一旦粉末として、これを固めたものを塑性加工する粉末冶金法による合金材料である。鋳造状態のある種の耐熱合金の塑性が乏しいのは、鋳造材の中の結晶粒が大きいのが一因で、このような場合には同じ組成の合金を細かい粉末にし、これを固めれば鋳造材より細かい結晶のビレットが得られ、塑性加工がしやすくなる。これを利用したのがこの材料の製造方法の骨子である。

ガスタービンでは鍛造耐熱合金はディスクと低温部の翼に使用される。特にディスクでは上述の手法を利用しようという傾向が強く、一部は既に実用化されているという。これは鍛造による特性の向上のほかに粉末冶金を利用すると最終製品に近い形状の半製品(いわゆるニアネットシェイプ)ができるので、これによって素材の製品歩留りを向上させようという狙いもある。

上述の製法は1)合金粉末の製造の過程、2)合金粉末を固めて所定の形にする過程、3)これを鍛造する過程、および4)鍛造材の熱処理の過程の4つに大きく分けられる。耐熱合金への粉末冶金法の導入が比較的遅くなった原因の一つは、合金の融点が高いため、粉末の製造を高温下で行う必要がある、高温下では合金粉末が酸化しやすいという事情があった。このような事情から明らかなように耐熱合金の粉末冶金法が実用化されたのは真空技術やクリーンルーム技術の発展と表裏一体をなしたものである。合金の粉末を固める過程ではHIPが用いられるのが普通である。HIPは粉末を金属製の缶に入れ、高温下で缶の外から高圧のガ

ス圧をかける装置である。温度と圧力の影響で粉末は焼きしめることとなるが、金属製の缶はゴム風船のように均一には縮まないで、その設計には特殊な技術を必要とする。鍛造には普通、所定の型を用いて一定温度で極めて緩慢な速度で変形する方法が採られる。これは、ある温度範囲では結晶粒の細かい合金は極めて小さい力で大きな塑性変形をさせることができる現象（超塑性変形現象）を利用したものである。耐熱合金ではこの鍛造温度が高いので、型に使用する材料が大きな問題で、現在はモリブデン合金が用いられているが、この型材の強度で鍛造条件が大きな制約を受ける。前に述べたように、鍛造にはいわゆるニアネットシェイプの製品を作るような努力がされている。その結果鍛造製品は形状が複雑となり、これを熱処理した際の温度変化に場所によっていろいろな差異が生じる。そのため、このような場合の熱処理効果を有限要素法などを用いて解析し、最適な熱処理条件を探究しようという技術が最近発達している⁽¹⁰⁾。図3に粉末冶金法で製造された素材の特性を鍛造法で作製した素材の特性と比較した例を紹介する⁽¹¹⁾。なお、適切な熱処理を行った合金では結晶の大きさは鍛造合金より小さいが、粉末を固めたような組織は残っていないのが普通である。

粉末冶金法でガスタービン用の耐熱部材を製造する試みも通産省の次世代プロジェクトの中の結晶制御合金という部門で取上げられたテーマの一つで、その成果も前掲の刊行書にまとめられている⁽¹²⁾。

4. 粒子分散強化合金

金属材料の中に別の相を細かく分散させると変形に必要な応力が大きくなり、高い温度でのクリープ強度などの特性が改善される。この目的で細かい相を分散させるには、合金の中に金属間化合物や炭化物を析出させるのが普通で、単結晶合金のところで述べた γ' 相はこの目的で導入されたものがある。しかし、金属間化合物や炭化物は温度が高くなるにつれて母相の中に熔融し、析出できる量が減少するので、この方法では合金の使用温度が高い場合には、十分な量の析出相を確保することが難しく、高温での強度が確保できない。

この対策として考えられたのが、合金の中に酸化物など高温でも合金の中に溶けない相を分散させる方法である。この方法は実験室的には合金の中に酸化しやすい元素を添加しておき、外から酸素を低い圧力で浸透させて内部酸化させるという手段で実現されてきたが、この方法は酸化物の生成速度が遅く、工業的には利用できなかった。

所が、これと全く発想法を異にする技術で合金の中に酸化物を分散させることが可能である事が判明し、実用化の可能性が大きくなった。これは1966年にJohn Benjaminという人によって開発された技術で、合金の粉末と酸化物の粉末とをボールミルなどにいれて強制的に攪はん混合する方法である。この技術は機械的合金化法と呼ばれている。この技術の特色の一つは合金の中にこれと比重が大きく違う第2の相の粒子を分散させることができることで、ニッケル基合金の中にイットリウムの酸化物を分散させた材料（イットリウムの酸化物が用いられるのは、この酸化物は生成の自

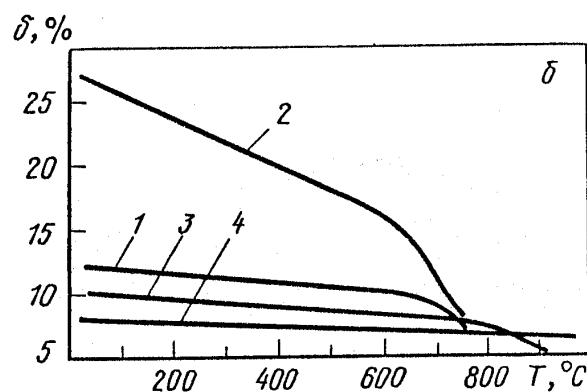
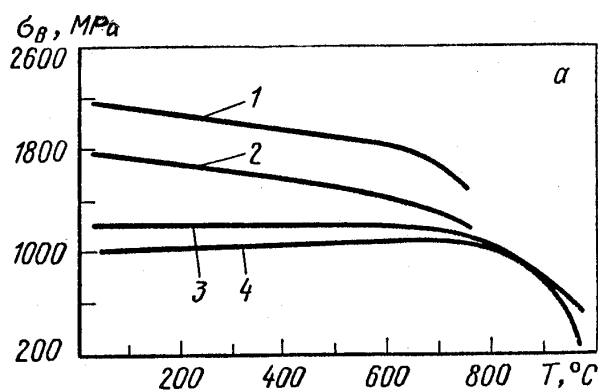


図3 ニッケル基合金 IN 100 材の粉末冶金法のものゝ鍛造材との特性の比較

1: 圧延のみ, 2: 圧延後熱処理 3: 超塑性鍛造後溶体化焼鈍 4: 鍛造材

由エネルギーが大きく、そのため合金中の合金化元素によってこれが還元されることがないからである)のほか、アルミニウム合金、チタニウム合金などに粒子を分散させた材料も得られている。図4はこのようなプロセスに基づく INCO 社の製品 (MA6000, MA754) のクリープ特性をほかの製造方法による合金 (IN939) と比較したものである⁽¹³⁾。この図から明らかなように、酸化物粒子分散強化合金がその威力を発揮するのは温度の高い領域で、温度が比較的低い領域ではほかの手法による合金より特性が劣る。図中にある Alloy 51 という合金はこの欠点を改良するために組成を調整した試作合金である。

機械的合金化法では、上で述べたよう合金粉末と分散粒子の粉末とを機械的に混合して合金化を行い、その後高温で押出して棒状の素製品とする。ただし、このままでは実用的には特性が十分ではなく、これを工業製品にするには、さらに鍛造して所定の形状にし、強度を賦与するための一方向再結晶と称する特殊な再結晶が必要となる。一方向再結晶を行なった後の合金の構造の一例を図5

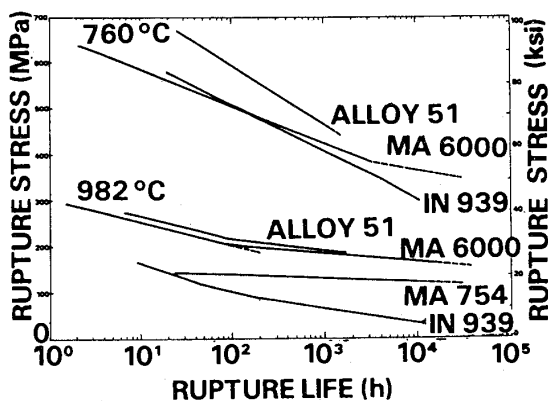


図4 酸化物粒子分散合金とそのほかの合金クリープ特性の比較

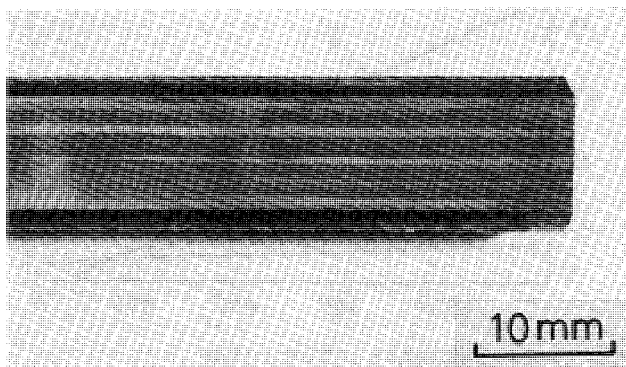


図5 一方向再結晶合金の組織

に示す⁽¹⁴⁾。

酸化物粒子分散合金の中には、当初からガスタービンの高温部の動翼に使用する合金の開発を目的として開発されたものがある。これを素材としてガスタービンの動翼が工業的に利用できるよになれば、ガスタービンの入口のガス温度を現行よりかなり高く設定することができるので、ガスタービンの効率が相当上昇するはずである。また、ガス温度が現行のままであればより回転数の大きいガスタービンができることも考えられる。しかし、現実には機械的合金化で得られた合金を用いたガスタービンが稼働するまでには通らなければならない幾つかの関門がある。その一つは高温部でのクリープ強度は大きいものの、温度が低い領域でのクリープ強度やクリープ破断伸びなどは通常の耐熱合金より相対的に劣り、そのため信頼性が十分でないことである。また、越えなければならない関門の第2は素材を翼に加工する技術が完成していないことである。この材料で作られた翼は中空翼とするため予め2つの所定の形状の部品を作製した後、これを張合わせる事となると思われるが、現在の技術では所定の形状にするために鍛造加工を行うと、熱処理を行っても十分な強度が得られにくい。

機械的合金化法による耐熱合金も前述の通産省の「次世代プロジェクト」で取上げられた開発材料の一つで、このプロジェクトによって、1050°Cの温度と16 kgf/mm²の応力の下でのクリープ破断時間が10000時間以上である合金が得られたほか、成型や再結晶について有益な知見が得られた。これらの成果は単行書として刊行されているほか⁽¹⁵⁾、国際会議の Proceedings にも詳しく記載されている⁽¹⁶⁾。

5. コーティング

耐熱合金にはいろいろな目的でコーティングが行われる。コーティングは基材があってはじめて存在できるものであるから、新素材として意識されることは少ないが、その進歩は耐熱材料を陰から支えている重要なもので、耐熱材料の今後は短期的にはコーティングに依存しているという意見もある⁽¹⁷⁾。

耐熱合金は高温で十分な強度を持つことが第一条件であるが、さらにその温度の環境にも耐えな

ければならない。しかし、この両者がかね備えた耐熱合金は事実上存在せず、耐環境性については合金の上に適当なコーティングを行うことで対処しているのが普通である。この目的のコーティングが耐食コーティングとか耐酸化コーティングとか呼ばれているコーティングである。

ガスタービンの場合どのような耐食コーティングを行うかは燃料に硫黄が含まれているかどうかによって異なる。燃料に硫黄が多量に含まれている場合は酸化の他に硫化による材料劣化を考慮しなければならない。しかし、燃料に硫黄がほとんど含まれていない場合も酸素による酸化にのみ配慮していればよいとは限らない。海上で使用するガスタービンや冬季に凍結防止用に食塩などを散布する飛行場に発着する航空機のガスタービンでは、空気と共に食塩が吸収され、これがわずかな硫黄と反応して硫酸ナトリウムを形成し、これが通常とは異なった機構による材料劣化を引起す可能性がある（いわゆる高温腐食）。

耐酸化コーティングに好んで使用されるのはアルミニウムもしくはクロムの酸化物である。これらの酸化物の層は酸素や金属原子の拡散速度が小さいので、この酸化物で部材を完全に覆っておけば酸化速度を著しく小さくできる。ただし、これらの酸化物で直接部材をコーティングするのは複雑な形状の部材では技術的に困難で、合金の中にこれらの元素を予め配合しておく方法が採られることが多い。そうするとこれらの元素が選択的に酸化され、表面にこれらの酸化物の膜が形成される。ただし、部材の奥深くまでこれらの元素を十分な耐酸化性が得られる量配合すると、合金の強度特性が思わしくなくなるので、表面部だけにこれらの元素を多量に合金化する方法が採られる。このためにはいろいろな手法があるが、最も普通の方法は外部から拡散で補給する方法である。コーティングについてはここで詳しく紹介する余裕がないので参考書の紹介にとどめる⁽¹⁸⁾⁽¹⁹⁾。

コーティングには熱の遮断を目的とするものがあり、これは遮熱コーティングと呼ばれる。ガスタービン翼を内部から空気で冷却しているような場合には、遮熱コーティングが理想的に行なわれれば、ガスタービンのガス温度がいくら高くても、翼材の温度はガス温度よりはるかに低くできる筈

であるから、その意義は極めて大きい。耐熱合金の飛躍的な特性の改善が期待できない今日、ガスタービンの製造者側からのガス温度の上昇の要望に答えるにはこれしかないという意見もある程である⁽¹⁷⁾。ここではこれも詳しく紹介する余裕がないが、現在行われている遮熱コーティングはジルコニウムの酸化物をプラズマスプレイ法でコーティングしたものが大勢である。

6. まとめ

ここ数年のガスタービン用耐熱材料の研究開発は、結果から見ると「コストを顧みることなく高い特性を追求する」という姿勢になく、「現在の性能の部材をより経済的に製造しよう」という方面に力点が置かれている。その結果最近ではガスタービン用の耐熱合金には画期的な新材料と呼ばれるようなものの登場は見られていない。

このような事情から、耐熱合金は成熟期に入ったという印象を持つ人が多く、ガスタービンの製作者からの「より高い温度でのより強い材料を」という要望に、材料側はいわゆる Alternative Material で答えようという動きが進んでいる。

しかし、Alternative Material の一方の旗頭であるセラミック材料も、また別の一方の旗頭である金属間化合物材料も未だに十分な信頼性を得るに至っておらず、近い将来実用化される状態にはない。

そのため、ガスタービン材料の性能向上は当面は単結晶合金などのやや古い新材料の改良と、これにコーティングなどの補助的な技術の改良で対処されるのではないかと推定される。

参考書

耐熱合金についてより詳しい知識が必要な向きのために本文で引用したもののほかに最近次のような解説書が発行されている。

1. J. K. Tien, T. Caulfield 編: Superalloys, Supercomposite and Superceramics, Academic Press, 1989
2. G. Y. Lai: High Temperature Corrosion of Engineering Alloys, ASM International, 1990.

参考文献

- (1) Versnyder et al, SAE Journal, 74 (1966), 36.
- (2) 山崎道夫編, 高性能結晶合金ハンドブック, (1991), 130, 日本規格協会

- (3) 材料科学会, 先端材料シリーズ 1, 極限状態と材料, (1987), 70, 裳華房.
- (4) 村上, 私信.
- (5) H. Harada ほか, (R. Brunetau ほか編: High Temperature Alloys for Gas Turbine 1982, 721, R. Reidel Publishing Co. Holland) 中,
- (6) H. Harada ほか O, (E. Bechelet ほか編: High Temperature Materials for Power Engineering 1990 Part 11, 1319, Kluwer Academic Publisher) 中
- (7) P. Caron ほか, (D. N. Nuhl ほか編: Superalloy 1988, (1988), 215, Metallurgical Society, Inc.) 中
- (8) 2) の p. 121 以下.
- (9) T. Khan ほか, 6) の 1261
- (10) R. A. Wallis ほか, (D. N. Nuhl ほか編: Superalloy 1988. 525, Metallurgical Society, Inc.) 中.
- (11) Г.Х.Гессингер, Порошковая металлургия жаропрочных сплавов, (1988), 135, Металлургия, ただし, これは Gessinger, G. H. and Bomford, M. J., J. Inst. Met. Rec. 19, (1974), 51. を書き直しもの.
- (12) (2) の 133 以下.
- (13) I. C. Elliott ほか, (F. H. Froes 他編, Structural Applications of Mechanical Alloying, p.15, ASM International, 1990)
- (14) 川崎: 私信.
- (15) 2) の 133 以下.
- (16) M. Yamazaki ほか, (F. H. Froes 編, Structural Application of Mechanical Alloying (1990), 33, ASM International) の中.
- (17) C. H. Sims, Advanced Materials and Processes 91-6, (1991), 33
- (18) D. R. Holms and A. Rahmd, "Materials and Coatings to Resist High Temperature Corrosion", Applied Science Pub.
- (19) Elang, "Coating of High Temperature Applications", Applied Science Pub.

3. セラミックス

京セラ(株) 浜 野 義 光

1. はじめに

縄文式土器に始まる長い歴史をもったセラミックスに対してファインセラミックスと呼ばれる一群の材料が現れたのは1940年頃からの特殊磁器(高品位アルミナ、フェライト、チタン酸バリウムなど)の開発と生産が最初である。以来、耐熱耐摩耗材料や電子機能材料として次第に重要性を高めているが、特にセラミックスエンジンを目指した1970年頃からのアメリカ政府プロジェクトが契機となって、窒化けい素、炭化けい素、正方晶ジルコニアなどの新素材の開発をはじめ、複雑な形状のエンジン部品の成形技術、焼成技術、設計・評価技術など、新しい技術が急成長した。構造用セラミックスのこのような技術革新をもたらしたアメリカ政府プロジェクトの影響はまことに大きく、現在いくつかのセラミックエンジン部品が量産されているのはその成果の一つであるといえることができる。

従来のセラミックスが粘土や陶石などの天然の鉱物を原料とし、水を加えた系の可塑性を利用して成形され、1600°C以下で焼成されるのに対して新しいファインセラミックスは合成原料を使用すること、独自の成形助剤を使用し製品形状にできるだけ近く成形されること、材質によっては2000°C近くの高温で雰囲気制御しながら焼成されること、ダイヤモンド研削により正確な寸法に仕上げられ、多くは金属部品と接合されて使用されること、が特徴的である。また、コンピューシミュレーションによって機械的、熱的応力の分布を最適化する設計技術、厳しい信頼性の要求を満たすための検査・保証技術など、新しい利用技術を駆使して製品化されている。

2. 構造用セラミックスの種類と特性

ファインセラミックスの特徴としては

- 1) 強い化学結合によってもたらされる安定性
- 2) 多様な構造、組織によってもたらされる電氣的性質や熱的性質の特異性
- 3) 精密加工性

を挙げることができる。構造材としての用途では1)、3)が生かされ、強い化学結合が高い強度と剛性、高い融点、高い高温強度、低い熱膨張率、耐酸化性などをもたらしている。これらの特性は元来、耐火物として長い歴史をもつセラミックスに普遍的なものであるが、新しい構造用ファインセラミックスは従来の耐火煉瓦より数桁大きい高温強度を特徴としている。高品位アルミナ、窒化けい素、炭化けい素、正方晶ジルコニアがその代表である。

窒化けい素は炭化けい素耐火物の結合剤として最初に商品化されたが、優れた耐熱衝撃性が注目されて1960年頃からエンジン材料への検討が始まった。反応焼結窒化けい素(RBSN)とホットプレス窒化けい素(HPSN)が早く開発されたが、ガスタービン部品用とし興味深いのはFord Motor Co.のduo-density rotor⁽¹⁾である。これはハブ部には高強度だが高温で劣化し易いHPSNを、ブレード部には低温でHPSNより低強度だが高温まで劣化の少ないRBSNを利用することとし、両者をホットプレス接合して製作した軸流ローターであって、1978までのDARPA/FORDのプロジェクト⁽²⁾で所期の性能を示し、初めて成功した記念すべきセラミックローターである。また、Daimler-Benz社はHPSNの円板から研削加工してブレード部を削り出して軸流ローターを製作し⁽³⁾、セラミックガスタービンのデモ運転を成功させている。

これらの初期のセラミックローターは技術的な大変な困難を乗り越えて製作され、ガスタービン部品としてのセラミックスの適合性を実証する上で立派な成果を示したのであるが、製造コスト

(平成3年9月27日原稿受付)

の上ではとても量産に耐えるものではない。現在では near-net-shape 成形され焼結された焼結窒化けい素 (SSN) が専らテストされている。10 年経過して当時の HPSN に比べて遜色のない SSN が生産されているのである。

さらに破壊靱性の高い材料を求めて、いろいろな複合材料が提案されているが、繊維強化またはウイスキー強化材料を用いてガスタービン部品を製作するためには成形技術の大幅な進歩が必要であって、現行プロジェクトの開発スケジュールには乗せ難い。本稿では、monolithic 材料についてのみ触れる。

また、炭化けい素は窒化けい素に比べて高温強度と耐酸化性に優れ、焼結炭化けい素 (SSC) は燃焼器などとしてテストされた。しかし破壊靱性の小さい欠点があり、一方 SSN の耐酸化性の向上も著しく、並行してテストされている。

3. 構造用セラミックスのプロセス技術

3.1 原料

構造部品用のセラミックスの諸性質はまずその原料によって大きく影響されるが、窒化けい素について、現在利用されている合成法には次のものがある。

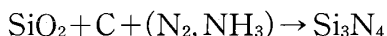
1) シラン化合物の窒化



2) 金属シリコンの窒化



3) 珪石の還元、窒化



金属元素、炭素、酸素を含む不純物量は勿論、合成粉末の粒度分布も製品の高温強度や成形性に大きく影響するが、最近の窒化けい素材料の特性の向上はその原料の合成技術の向上に負うところが多い。しかし反面、最適な合成法は自ずから限定され、良質な原料は非常に高価なのが現状である。優れた原料を安く生産することはセラミックエンジンを商品化するための重要な条件の一つである。

3.2 組成

窒化けい素の材料は前に述べたように当初の RBSN と HPSN から、最近では SSN がよく利用されるようになってきている。これは原料、成形技術

とともに、組成技術の進歩によるものである。

焼結が容易で、材料の高温強度、クリープ破断強度、耐酸化性の優れた材料を求めて、当初の MgO 、 $\text{MgO}-\text{Al}_2\text{O}_3$ 、 Y_2O_3 、 $\text{Y}_2\text{O}_3-\text{Al}_2\text{O}_3$ 、 $\text{Y}_2\text{O}_3-\text{SiO}_2$ 系などから始めた広範な焼結剤の探索が大きく貢献している。

このような研究の結果、高温特性の優れた SSN が開発され、HPSN より低いコストで複雑な形状をもったセラミック部品や大型のセラミック部品の製作が可能となり、セラミックエンジンの実現に一步近付くこととなった。

ガスタービン部品用のセラミックス材料としてはガスタービンエンジンの厳しい環境と応力条件に耐える、複雑な形状をもった部品を、信頼性高く安価に製造できる材料が必要である。高温における瞬間的な破壊に対する抵抗性と製造プロセスへの適応性がまず評価されるが、耐久性とコスト競争力のある部品を製造するためには、さらに、クリープ破断強度と耐酸化性、原料コストを評価しなければならない。後に述べるように、ガスタービン環境での試験においてローターの摩耗が観察され、破壊靱性が重視されるようになった。

表 1 に京セラ(株)がガスタービン部品の製造に使用している窒化けい素材料の特性値を示した。SN220M から始まって順次改良された材料である。

3.3 成形

タービンローターのように複雑でかつ正確な形状寸法を要求されるセラミック部品の成形は最近では near-net-shape 成形-射出成形または固形鋳込みによって行われる。射出成形はセラミック粉末と樹脂バインダーの混練物の流動性が必ずしも十分でないため成形欠陥を生じやすい、樹脂バインダーを多量に必要とするためその偏在による欠陥を生じやすい、バインダーの熱分解が容易でないため肉厚な部品の成形が困難、などの難点があるが、反面、金型を使って成形するために形状の正確な成形品を得られる、成形時間が短く量産向きである、などの利点を持っている。固形鋳込みはバインダー量の少ない流動性の良い泥漿を用いるので上のような難点はなく、石膏型の製作が容易で大型部品の成形に適するが、石膏型の精度に問題があること、成形に要する時間が長いこと、

表1 焼結窒化けい素の諸特性 (京セラ㈱製, 部品から切り出した試験片につき測定)

Kyocera Designation		SN220M	SN235	SN250	SN252	SN260
Bulk Density		3.2	3.3	3.3	3.4	3.4
4 point Flexural Strength	R. T. (MPa)	680	920	760	615	688
	1000°C	600	760	560	566	566
	1200	390	-	430	485	551
	1371	-	-	370	494	-
	1400	-	-	-	-	555
Fracture Toughness (MPa m ^{1/2})		7.4	6.7	7.2	6.8	6.8
Young's Modulus (GPa)		294	304	294	309	315
Coef. of Linear (x10 ⁻⁶ /°C) Thermal Expansion (40~600°C)		3.1	2.5	3.2	2.9	2.7
Thermal Conductivity (W/mK)		25	31	51	67	60
Oxidation Weight Gain (1400°Cx24hr, mg/cm ²)		3.0		0.5	0.2	0.2

成形条件の制御が困難で熟練を必要とすることが欠点である。

当社はこの両成形法の長所だけをもった新しい成形法を開発し、自動化して、ターボ過給器用セラミックホイールの量産を行っている。この他、低圧射出成形⁽⁴⁾、凍結射出成形⁽⁵⁾、colloidal pressing⁽⁶⁾、gel-casting⁽⁷⁾などの改良された射出成形法、さらには、三次元レーザプロッタで光硬化樹脂を順次硬化積層する光造形法⁽⁸⁾⁽⁹⁾など、最近新しい成形技術がいろいろと提案されているが、欠陥のない、寸法形状の正確なセラミック部品を高能率で成形する技術確立することはセラミックエンジン部品の商品化の成功のための最大の要件である。

3.4 接 合

セラミックスと金属との接合はガスタービンローターを組み立てるうえで重要な技術である。圧縮に強く引張りに弱いセラミックスの特性から、

セラミックローターのボスを耐熱合金のスリーブに嵌め込み、焼き嵌めまたは鍛付けする構造が一般的であるが、その接合強度が大きすぎるとスリーブの端部に応力のピークを生じてボスは容易に破断する。焼き嵌め応力を正確に制御するためには、スリーブ/ボスのクリアランスの精密研削が必要であるが、スリーブ端部の焼き嵌め応力を滑らかに減少させるなど、設計的に接合強度と焼き嵌め応力の最適分布を求めることも重要である。

傾斜機能材料⁽¹⁰⁾はエンドメンバーの間に組成をなだらかに変えた中間層において熱応力の低減をはかる材料であるが、ガスタービン部品の接合部にこのような中間層を置くことも有効な方法であろう。

4. 構造用セラミックスの設計, 検査技術

4.1 設 計

構造用セラミックスの設計技術はアメリカ政府のセラミックガスタービン開発プログラムによっ

て画期的に進歩した。それまでは、まず金属製の部品の設計を踏襲してセラミック部品をつくり、試験の結果明らかになった欠陥モードを解析して次の設計改良を行うという、試行錯誤の手法が主流であった。しかし、後述の BMD/AGT 以後はコンピュータ応力解析が一般化し、セラミックス向けに最適設計を行い、部品の破壊確率、耐用寿命を予め計算し、保証された部品を製作するという方法に変わっている。

このことは、開発期間の短縮のみならず、部品設計の適合化によってセラミック部品の適応性を大きく拡大することになった。例えば、ターボ過給器用セラミックホイールの設計において、背面のテーパーと翼間の曲率半径を僅かに変えながら有限要素法による応力計算を行い、最大主応力を 40% 低減する設計を選ぶことが可能になった⁽¹¹⁾。また、金属軸との接合部の設計においても最適肉厚を決定するために応力計算を行うなど、決まった使用条件下での最大応力を最も小さく設計する技術はセラミック部品の適応性を広げ、耐用寿命を延長する上で非常に重要である。

4.2 検査

セラミック部品の破損は内蔵する欠陥からクラックが成長して起こる。この欠陥は製造工程中に偶然入り込むもので、量産品での欠陥の発生を完全に防止することは残念ながら不可能である。部品の寿命に影響する大きさの欠陥を工程中で検出し、該当する部品を予め除去することが望ましいが、セラミックスは破壊靱性が小さく、金属材料の約 1/10 であるから、検出すべき欠陥の大きさは最大応力が同じとして、約 1/100 である。これは多くの使用条件下で、約 100 μ m となる。BMD/AGT プログラムの中で、セラミック材料の非破壊検査技術がいろいろ開発された結果、単純な形状の試験片についてはこのサイズの欠陥の検出は可能となったが、複雑な形状のセラミック部品の場合は欠陥の有効な検出はまだまだ困難である。

5. 構造用セラミックスの利用

構造用セラミックスの高温強度と高温耐久性を利用する用途としてはガスタービンエンジン部品が最大の可能性をもっているが、ターボ過給器ホイール、グローブラグ⁽¹²⁾、渦流室⁽¹²⁾などのレシプロエンジン部品が 1981 年頃から、いくつか実用

化されている。

精密加工性を利用する用途はまだあまり知られていないが、エアースライド、エアースピンドル、精密軸受けなど、精密機械部品としての用途⁽¹³⁾が増えてきている。これらでは低熱膨張率、低比重、耐摩消性のほか、弾性率が大きい加工中のたわみが小さく高精密に加工できること、塑性変形と腐食に対する抵抗性が大きい使用中に永久変形を受けず寸法の安定性が高いこと、などの構造用セラミックスの特徴が生かされている。

6. セラミックガスタービンの開発

セラミックガスタービンに関連した技術は 1970 年代初め以来、主として、アメリカ政府の開発プログラムによって展開してきた。これはよく知られていくように、将来の化石燃料の枯渇に備えて、燃料効率のよい自動車用エンジンを開発することを目的とし、

Brittle Materials Design (BMD)

DARPA/FORD, 1971~1978⁽²⁾

Ceramic Applications to Gas Turbine Engines

DOE/Allison, 1976~1980⁽¹⁴⁾

Advanced Gas Turbine (AGT), 1979~1986⁽¹⁵⁾⁽¹⁶⁾

Advanced Turbine Technology Application

Project (ATTAP), 1987~1992⁽¹⁶⁾⁽¹⁷⁾

DOE/NASA/Allison/Garrett

と、主要プロジェクトが続く長期プログラムであるが、その中で前述の duo-density rotor を始めとするローター、ステーター、スクロール、シュラウド、燃焼器、高温ガス通路、熱交換器、などセラミック部品が開発された。

AGT は当初、乗用車用ガスタービンの量産化を 1990 年代に期待し、その目標も

- 1) 在来エンジンより 30% 以上優れた燃費
 - 2) 最も厳しい規制をクリアする排ガス
 - 3) 多種燃料を利用すできる能力
 - 4) 耐久性と価格面での在来エンジンとの競合力
- など、具体的なもので、AGT 100 と AGT 101 の並行開発を行った。しかし、開発期間内にこれら 2 種の all-ceramic gas turbine が開発されテストされ、技術的に大きいインパクトを与えることになったものの、当初の高い開発目標は達成できず、ATTAP に引き継がれることになった。

ATTAP は対象エンジンの一つが AGT 100 か

ら AGT-5 に変更されたほかは、AGT とほとんど同じ内容であるが、使用されるセラミックスの材料特性と加工技術を高度化することの必要性が改めて強調され、同じ時期に、材料開発のためのプログラム Ceramic Technology for Advanced Heat Engines が並行して計画され、DOE、DOC、DOD 傘下の研究所、大学、企業から、多数のグループが参加することとなった。

ドイツにおいても、大学、国立研究所、企業の合同チームに Ceramic Components for Vehicular Gas Turbines 計画⁽¹⁸⁾ が委託され (1974~1984)、Daimler-Benz 社は AUTO 2000 計画⁽¹⁸⁾ の中で PWT 110 を開発し、乗用車に搭載して耐久試験を行った。

セラミックスの学界と業界に与えられたこれらのプログラムの影響は非常に大きかった。それはこれらのプログラム自身が広い分野の技術が必要としたために、プログラム目標の達成をめざして、それまでのセラミックスの科学と技術の枠を越えて新しい科学と技術を導入した結果、耐熱構造用セラミックスの組成や製造プロセス、セラミック部品の設計や信頼性保証技術などが大幅に革新されたのである。前述のターボ過給器ホイールなど、いくつかのセラミック部品の開発成功はガスタービンの開発で培われた技術があつてはじめて可能となったと言つて過言ではない。

わが国では通産省の Ceramic Gas Turbine 計画⁽¹⁹⁾ が 1988 年から開始された。300 kw の発電用と 100 kw の自動車用ガスタービンの開発が目標

である。米独に比べて遅いスタートであるが、システムサイド、材料サイドとも、これまでに開発経験を重ね、技術的な蓄積があるので、国家プロジェクトとして統合的にエンジンの試作、評価運転を進めて行けば、先行する米独の技術に迫る日も遠くはないであろう。また、東京電力の発表した 1300°C 20 MW クラスの開発計画⁽²⁰⁾ は欧米にも例を見ない野心的な計画で、関連技術全体のレベルアップへの大きい貢献が期待される。

7. セラミックガスタービン部品の試験結果

AGT および AUTO 2000 計画の最終段階で、京セラ(株)は Allison Gas Turbine, Garrett Auxiliary Power, Daimler-Benz の各社から数種類のセラミック部品を受注し供給した。これらの部品のテスト結果は DOE の Automotive Technology Development Contractors' Coordination Meeting や、ASME の Gas Turbine Congress などでは発表されているが、これらの中から、ガスジェネレーターローターを中心にテスト結果の概要を示す。なお各社のガスジェネレーターローターの主要な設計諸元を表 2 に示した。CGT 302 以下は通産省のプロジェクトの中で当社が製作予定のものである。

7.1 AGT 101

AGT 101 は Garrett Auxiliary Power の開発した輻流一軸式、100 kw のエンジンで、SN 250 製のローター、ステーター、シュラウド、燃焼器などを組み込んだ耐久試験が 1986 年、TIT 1204°C、70kRPM の条件で行われた⁽¹⁵⁾。燃焼器で生成す

表 2 各セラミックガスタービンのガスジェネレーターローターの諸元

モデル	形式	直径 (mm)	kRPM	TIT (°C)	エンジンメーカー
AGT 100	Radial	114	86	1288	Allison
AGT 101	Radial	135	100	1371	Garrett
AGT-5	Axial		66	1371	Allison
PWT 110	Axial	120	70	1350	Benz
T-20G10C	Radial	112	94	1204	Sundstrand
CGT302	Axial	142	76	1350	川崎重工業
CGT303	Radial	163	55	1350	ヤンマーディーゼル
CGT100kW	Radial	127	110	1350	日本自動車研

る炭素粒などの衝撃でブレードチップが摩耗したためテストは85時間で中止されたがFODが初めて広く話題になり、セラミックスの破壊靱性の重要製についての認識も高まった。またAGTにつづくATTAPではFOD対策が主要な研究課題となった⁽¹⁷⁾。

7.2 AGT-5

Allison Gas Turbine はAGT計画では輻流二軸式のAGT 100の開発を進めたが、ATTAPでは軸流二軸式のAGT-5に変更し、1991年夏までに、SN 252製のガス化ローターについて4500回のスタートを含む1000時間の耐久リグ試験を行った。⁽¹⁶⁾ TITも最高1395°Cと、目標値の2500°Fを越え、テスト初期にFODのためにブレード先端を損傷したものの、以降は燃焼器などからの耐熱合金、耐火物片、炭素粒の衝撃、軸の変形、破損したシュラウドとの接触摩擦、などによく耐えた。途中、指頭代の炭素粒が翼間に挟まって発見され、窒化けい素翼の耐衝撃性についての評価を高めることになった。

7.3 PWT 110

Daimler-Benz社の開発した軸流二軸式のPWT 110は乗用車に搭載したロードテストをすでに20,000 km行った。HPSNから研削加工したガス化ローターと出力ローターを初め使用したが、最近ではSSNであるSN 252製のガス化ローターに交換している。また1989年、SN 252ローターの1350°C、61,500 RPM、4.5時間の耐久リグテストを行った⁽¹⁸⁾。

7.4 T-20 G 20 C

Sundstrand Power System社はローター、ノズル、シュラウドにセラミック部品を使用した輻流式45 kWの小型エンジンを開発し、セラミック部品を用いた時は、100%回転速度まで2.5秒で到達し、メタルローターの8.5秒より大幅に短縮されることを報告している⁽²¹⁾。

8. おわりに

ガスタービンに関連したセラミックスの技術はこの20年間に大幅に進歩した。当初の2500°Fのターゲットをクリアした実験報告も出始めて、技術的な見通しは明るくなったと言って良いであろう。米独につづいて日本政府のプロジェクトも発

足し、国内の開発の活発化が期待される。

セラミックガスタービン実用化の鍵は、その設計、試作、試験、量産の各ステップで、エンジンメーカーとセラミック部品メーカーの技術者が如何かに有効に討論し協力するか、という点にかかっていると思われる。米独の開発プロジェクトの初期に、両者が理解し合い円滑な協力関係をもつことを狙って、Bridging the gap.の必要が強調された。我が国でも通産省のCGT計画がこのために大きく貢献することが期待される。耐久性の優れたセラミックス素材の開発と、欠陥のないセラミック部品を高効率で生産するための成形・焼成技術のレベルアップは、勿論、部品メーカーの責任で、そのための努力は引き続き必要である。

参考文献

- (1) McLean A. F., Baker R. R. et al, Ceramics for High Perf. Appl. (1978) 1 and 207
- (2) McLean A. F., Ceramics in Automotive Energy Systems, Proc. of First Internatl Symp. on Ceram. Components for Engines (1983) 21
- (3) Moergenthaler K. D., Ceramic Materials and Components for Engines, Proc. of Second International Symp. (1986)
- (4) 宮本, 粉末と粉末冶金, 37 (1990) 616
- (5) 中川・野口, 生産研究, 39 (1987) 261
- (6) Novich B. E., J. Am. Ceram. Soc., 73 (1990) 207
- (7) Omatete O. O. et al, SAE Publication P-243 (1991) 245
- (8) Marcus H. L. et al, Ceram. Bull., 69 (1990) 1030
- (9) 斉藤, 素形材, '91.6 (1991) 1
- (10) 新野, 粉末と粉末冶金, 37 (1990) 241
- (11) Hamano Y. et al, J. Eng. for Gas Turbine and Power, 108 (1986) 531
- (12) Hamano Y. et al, ASME Paper 84-GT-165
- (13) 塩見, 設計製図, 24-1 (1989) 3
- (14) Helms H. E. et al, Ceram. Mater. & Comp. for Engines, Proc. of Third International Symp. (1988) 1347
- (15) Boyd G. L. et al, ASME Paper 87-GT-228
- (16) Haley P. J., ASME Paper 91-GT-367
- (17) Carruthers W. D., ASME Paper 91-GT-386
- (18) Moergenthaler K. D., ASME Paper 90-GT-96
- (19) Nagamatsu S. et al, ASME Paper 91-GT-101
- (20) Hara Y. et al, ASME Paper 91-GT-319
- (21) Bornemisza T., ASME Paer 90-GT-306

4. 複合材料

4.1 FRP—繊維強化プラスチック

石川島播磨重工業(株) 大 鍋 寿 一

1. はじめに

FRP (Fiber Reinforced Plastics—繊維強化プラスチック) とは、繊維 (ファイバー) と樹脂 (マトリックス) からなる高強度な複合材料である。

この FRP の進歩がガスタービンの性能にどのような影響を与える可能性があるかを考えるにあたって航空用ガスタービンを取り上げる。

航空用ガスタービンにおいては、高性能化、軽量化が特に要求されている。すなわち、推重比—推力を重量で割った値—を上げることが課題である。そのため、航空機と同様に新しい高性能の材料が積極的に用いられてきた。例えば、ロールスロイス社では 1960 年代にターボファンエンジン (ロッキードの L 1011 用 RB 211) のファン・ブレードを炭素繊維と樹脂との複合材料で作リ、チ

タン製ブレードよりも約 226 kg (500lb) 近い重量軽減を達成しようとする画期的なところみを行った。これは、鳥打込みの結果、耐衝撃強度がなく失敗に終わったが世界では、その後も軽量化の強い要求から耐衝撃性、耐熱性を上げる研究が続けられて来た。現在では、1960 年代問題であった、FRP ファン・ブレードの耐衝撃強度の問題を解決し、現在開発中である GE 90 では FRP ファン・ブレードが採用され、鳥打込み試験でも成功をおさめている^{(1)~(3)}。

2. FRP の航空用ガスタービンへの適用

図 1 は、高バイパスターボファンエンジンの断面を示し、使用される可能性のあるエンジン部品と FRP 名称 (材種) が記入されている。

これら部品の使用温度が材料選択の重要な決め

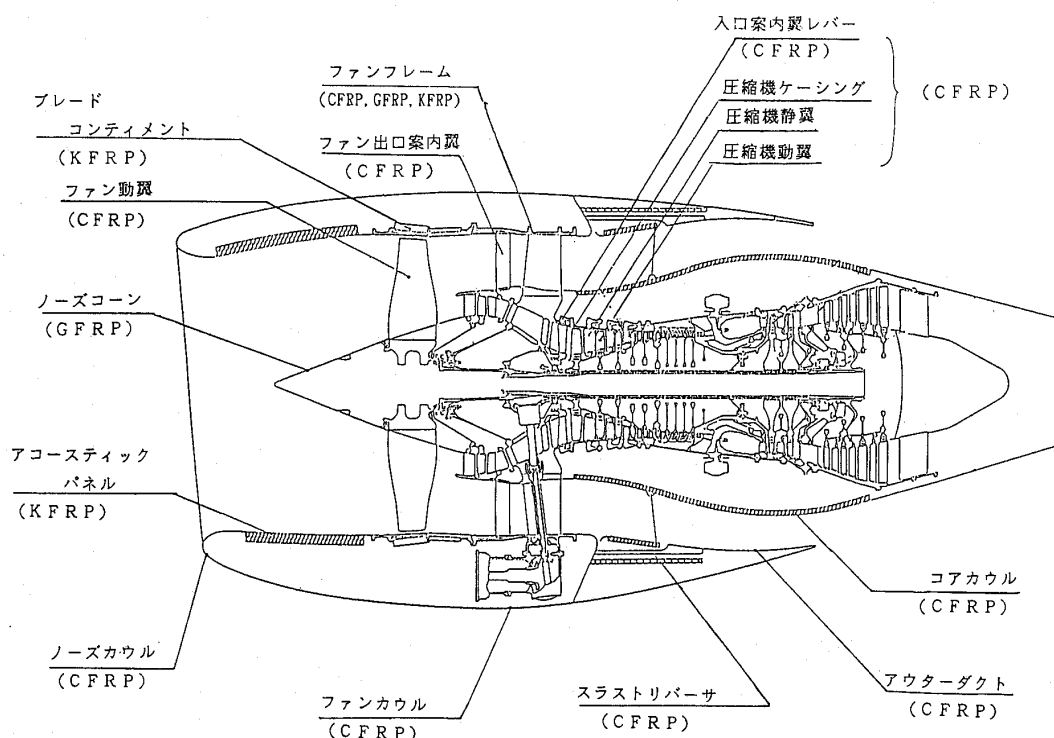


図 1 ターボファンエンジンに適用可能な FRP^{(4)~(6)}

注: CFRP, GFRP, KFRP の C は Carbon, G は Glass, K は Kevlar を示す。

(平成 3 年 10 月 24 日原稿受付)

表1 FRPの適用が考えられるエンジン部品と使用温度及び要求材料特性⁽⁷⁾

Section	Components	Temperature range (K)	Mechanical Property					Environmental Property			Physical Property	
			Tensile Modulus	Tensile Strength	Fatigue Strength	Creep Strength	Impact Strength	Damage Tolerance	Erosion Corrosion	Chemical Resistance	Thermal Expansion	Thermal Conductivity
Fan	Nose cone	273	○	○	◎		◎		◎	○		
	Fan blade		◎	◎	○		◎	◎	◎	○		
	Fan stator vane		◎	○	○		○	◎	◎	○		
	Fan disc		○	◎	○					○		○
	FAN Casing		◎	○	○		◎			○		
	FAN flame		◎	○	○				○	○		
	Bypass duct	973	○	○	○				○	○		
Compressor	Compressor blade		◎	○	◎	◎	◎	◎	○	○	○	○
	Compressor vane		◎	○	○	○	○			○	○	○
	Compressor disc		○	◎	○	○				○	○	○
	Compressor casing		○	○	○	○	◎		○	○	○	○
Others	Exhaust casing		○	○	○					○	○	○
	Rotor shaft		◎	◎	○	○				○	○	○
	Bearing support		○	○	○					○	○	○

◎: Critical item ○: Required item

表3 耐熱FRPのジェット・エンジンへの適用例

表2 航空用ガスタービン適用対象FRP

	名称	維 維	樹 脂	適用温度範囲 (上限) °C	備 考
FRP	GF/Epoxy CF/Epoxy KF/Epoxy	ガラス(G) カーボン(C) ケブラー(K)	エポキシ	120	
耐熱FRP	CF/PI CF/BMI	カーボン(C)	ポリイミド ビスマレイミド	250 ~ 300	LARC-160 PMR-15
先進耐熱FRP	CF/PI GF/PI CF/PBI	ガラス(G) カーボン(C)	ポリイミド ポリベンゾイミダゾール	350 ~ 400	Avimid N

材料 (樹脂)	部 品	エンジン	エンジン メーカ
PMR-15	FAN DUCT FAIRING SPLITTER AFTER FAIRING	F404	GE
		F100-129	P&W
	RING RETAINER SV4 EXTERNAL FLAP	F100-229	P&W
Avimid N	BUSHING WASHER	F101 F110 CFM56	GE
		F119	P&W
		V2500	IAE

手となるため、その使用温度条件をその他の材料要求特性と共に表1に示す。コンプレッサーについては、多くの段数よりなっているため、この温度範囲を各段で分け合う形となる。従って各段が最高適用温度973 Kまでを必要とするものではない。

耐熱樹脂の開発によってFRPの適用温度範囲も上昇し、航空用ガスタービンへの適用範囲も広がって来ている。表2に、航空用ガスタービン適用対象FRPを示す。このFRPを表1の使用温度および材料への要求特性を考慮して、各部品にあてはめたのが、図1に示したものである。

表1にも示すごとく、航空用ガスタービンにおいては、多くの部品がFRPにとって、温度の高い

ところで使用されるため耐熱性が要求されている。複合材料としての耐熱性を向上させるには、樹脂の耐熱性を向上させねばならない。耐熱樹脂としては、ポリイミド樹脂が最も開発が進んでいる。すでに実用化されている耐熱FRPに対応する部品を表3に示す、その中でPMR-15は、F404のダクトではCF/PMR-15として使用され、重量は試作段階では13.6 kg (30lb) 軽量化されている⁽⁸⁾。

また、GEのCF6-80Aのコア・カウルにCF/PMR-15を使用し、アルミに比べ13 kg (29lb)、23%軽量化された⁽⁹⁾。

一方、Avimid NはDupontの商品名で、ブッシングやワッシャーに利用され、チタンに比べ33%

軽量化されたことが報告されている⁽¹⁰⁾。

3. FRPのファン・ブレードへの適用

エンジン全体として、重量軽減に最も効果があるのは、質量も径も大きい回転体であるファン・ブレードを軽くすることである。静止部品を、FRP化させることは、それ自体の比重による軽量化しか期待出来ないが、回転体、特にファン・ブレードを軽く出来ればファン・ディスクやシャフトを軽量化出来ると共に、飛散ブレードのコンテイメント・リングへの衝撃エネルギーを軽減出来るため、径の大きいファン・ケースやそれを支持しているファン・フレームを軽く出来る。従って、このファン・ブレードを軽量化するためにFRP化が行われて来た。

しかし、航空機エンジンでは、先にも述べたごとく鳥や氷・小石・砂など異物吸込みによるブレードなどの破壊、損傷は重要な課題である。これら異物による損傷は、一般にFOD (Foreign Object Damage) といって、耐空性審査要領においても耐FOD性について規定されている。

図2はファン・ブレードやATP(Advanced Turbo Prop)ブレードを対象とした構造健全性評価手法を示したものである。

FRPブレードで特に課題とされて来たのが耐FODについてである。近年、軽量化の点から、FRPファン・ブレードやATP用大型ブレードが計画されるようになってから、FRPブレードの耐衝撃強度が注目されている。USAの耐空性審査要

領であるFAR (FEDERAL AVIATION REGULATION) ⁽¹¹⁾ によれば主なものとして機体が離陸速度に達している時、1.8 kg (4lb) の大きな鳥1羽を吸込んでも安全な飛行の継続を脅かす2次損傷がないこと及び離陸直後の上昇中に鳥の群れに突っ込むことを想定して、その時0.68 kg (1.5 lb) の大きさの鳥を空気取入口面積が最初の0.1936 m² (300 in²) に1羽、さらに0.387 m² (600 in²) ごとに1羽を追加し、計最大8羽まで撃ち込んでも25%以上の性能低下がないこととしている。

FRPブレードのFODによる特徴的な損傷形態は、衝撃点での剥離損傷とこの衝撃点で生じる曲げ波動が厚さが減少するブレード端に達した後、エッジに沿って伝わる波 (Edge Wave) によるブレード端での高応力のため剥離を起こすことである。夏村ら⁽¹²⁾⁽¹³⁾は一連の研究により、このEdge Wave (図3) の存在を明らかにすると共に、数値シミュレーションによる耐衝撃向上検討を可能にした。例えば、ブレード端の外表面のみをチタン等で強化することにより、Edge Waveをブレード面に分散、抑制することができることを図3、図4は示している。図から最大変形(Y_{max})が大きくおさえられているのがわかる。

4. FRPファン・ブレードの適用例(GE90)⁽¹⁾⁻⁽³⁾

GEでは、FRPファン・ブレードを1960年代のTF 39 (CF/Epoxy)、1970年代のQCSEE (CF/KF/Epoxy)、1980年代のGE36 UDF (Unducted

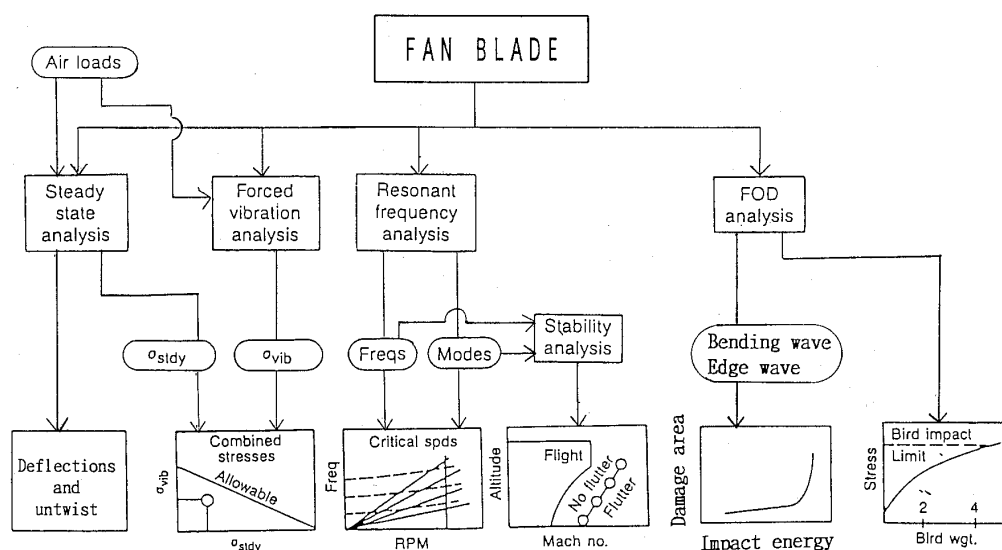


図2 FRPファン・ブレード構造健全性評価手法

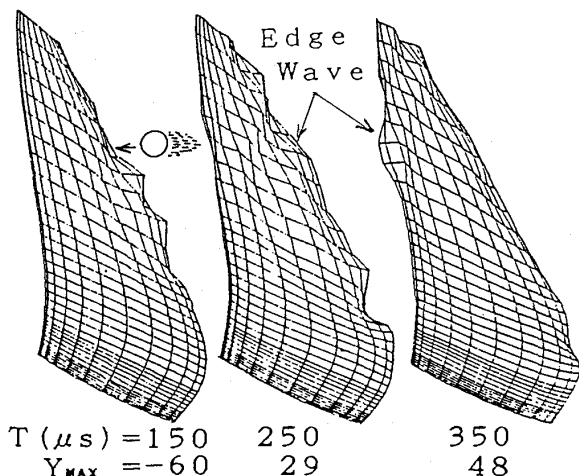


図3 L/E端への異物衝突のシミュレーション

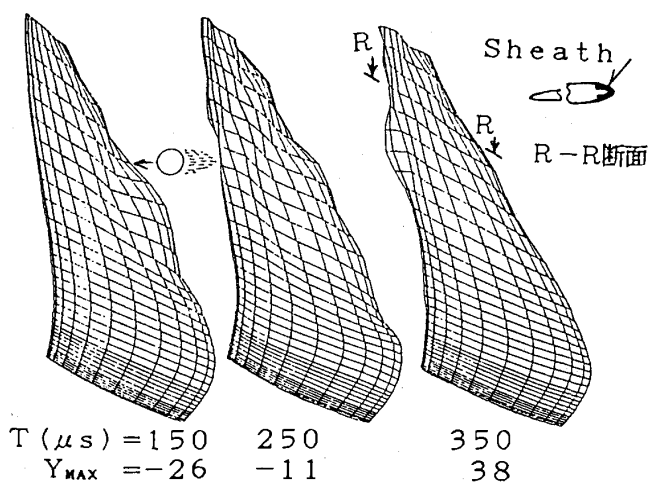


図4 L/E端外表をシースで強化した場合

Fan) (CF/GF/Epoxy) と開発を続け、その成果を取り入れて GE 90 用 FRP ファンブレードを開発した。

それは、0.8 kg (1.5lb) よりも大きい 1.1 kg (2.5lb) の鳥の打込みに対してもチタンブレードに比べ損傷が少なく、又、FAR で決められている最大重量 1.8 kg (4 lb) の 2 倍の 3.6 kg (8 lb) 鳥打込み試験に対してもリーディング・エッジやブレード・ルートには損傷はなく、ただトレーリング・エッジが小さくかけたのみである。

また、ブレード・ルートで最も応力の高いリーディング・エッジに FOD による損傷を想定した 0.003175 m (1-1/4 in) の V ノッチをつけ、ブレード先端振巾 0.01016 m (4 in) で 10^6 サイクル (10 飛行時間使用相当) の HCF 試験を行ったが、損傷の進展はなかった。

GE 90 では、ファン・チップスピードを普通のメタル・ブレードに比べ約 20% 減じた 380 m/s (1250 ft/s) とし、ブレード自身への衝撃エネルギーを小さくしていると共に、飛散した場合のコンテイメント・リングへの衝撃エネルギーを小さくしている。

これにより、重量は 180 kg (400lb) ~ 270 kg (600 lb) 軽量化となっている。

5. まとめ

1960 年代より航空機用エンジンを対象として開発が続けられて来た FRP は、耐衝撃性、耐熱性、耐湿熱特性 (HOT-WET 強度) や生産性の向上がここらみられ、その使用範囲を広げて来ている。今後もさらに、これらの特性を向上させることにより、航空機用ガスタービンに使用されていくものと考えられる。

参考文献

- (1) Hauser, A. A. & Elston, S. B.
Annual Conf. of Royal Aeronautical Society, Bristol, England, (1991-10)
- (2) Hauser A. A., THE BENEFITS OF MODERN TURBOFAN TECHNOLOGY, iPAC, Gifu, (1991-10)
- (3) Aviation Week & Space Technology, (1991-8-26), 29
- (4) 日本航空宇宙工業会, 次世代航空機用新素材の実用化課題の調査, (平 3-3)
- (5) 日本機械工業連合会, 複合材料次世代技術動向調査研究 (下) (1988)
- (6) 大浜, GTSJ, 16-16, (1989), 3
- (7) 牧, 次世代複合材料技術ハンドブック, (1990-7), 527, 日本規格協会
- (8) Pratt, R. D. and Wilson, A. J., NASA Conf. Publication 2385, (1985), 409
- (9) Norris, B., and Sullivan, L., Aerospace Technology Conference and Exposition, Long Beach, Cal. (1990-10), No. 901984
- (10) Iuliano, D. M. ほか 4 名, 2nd Japan International SAMPE Symposium and Exhibition (1991-12) (appear)
- (11) FEDERAL AVIATION REGULATIONS-PART 33 (1986-4), C-810. 9
- (12) 夏村, 可視化情報, 11-41, (1991-4), 20
- (13) 川嶋ほか 6 名, 第 30 回航空原動機に関する講演会, (平 2-2), 23

4.2 FRM—繊維強化金属

日本カーボン(株)研究所 今井 義一

1. はじめに

航空エンジンの高性能化, 航空機の高速化に伴う材料に耐熱性, 軽量高強度化への要求はとどまることが無い。航空機において機体では燃費の向上や積荷の増加, さらには斬新外形設計の創出のため機体重量の軽減が要望されている。ちなみに図1は航空機用材料の変遷である⁽¹⁾。またエンジンでは部材の運用温度が -60°C (吸入空気) から 1000°C 以上 (燃焼ガス) に分布するので広範な可使温度の部材が要求されている。図2にはロールスロイス社が予測した航空エンジン用の材料予測図である⁽²⁾。そこでモノリシックな (単味) 材料では得られない性能の発現を求めて複合材料が期待される。図1,2のいずれも, 21世紀に向けてFRM(Fiber Reinforced Metal; 繊維強化金属)が極めて有望な材料であることを示している。

2. FRMの概況

複合材料の耐熱性は通常マトリックスの耐熱性によって規定されるので, FRPよりも高温域では金属系のFRMが期待される。FRMが金属およ

びFRPと比較して優れる点を表1に示す。対象部材の想定可使温度の高低によりマトリックスは分類され, 軽量性も考慮された上で低温側から順にA1系, Ti系, IMC (金属間化合物) 系が主で, 超合金系も候補材料となっている。

潜在的需要の航空宇宙軍需関係では, 高比強度・高比弾性率の優越性を効果的に活用しようとする連続繊維強化型FRMが期待されている。(一方, 短繊維・ウイスカや粒子強化型のFRMは, 基本的にマトリックスの特性を活かし, 強化材の添加により耐熱性・耐摩耗性, 弾性率等の向上を狙

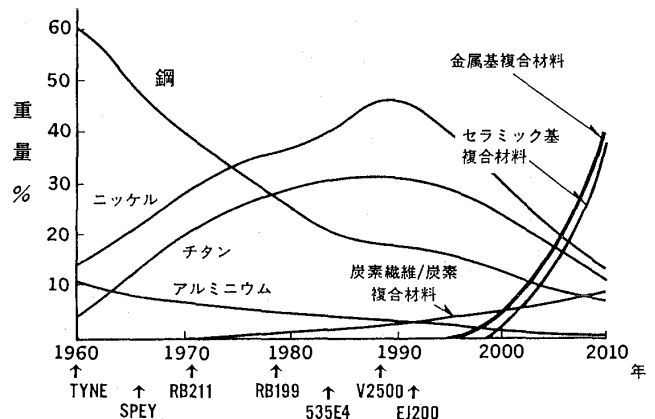


図2 ジェットエンジン使用材料の変遷
(ロールスロイス社データ)

表1 FRMの長所

FRMがFRPより優れる点	FRMが金属より優れる点
(1)高温特性が優れる	(1)比強度が高い
(2)横方向強度が高い	(2)比弾性率が高い
(3)横方向弾性率が高い	(3)疲労限が高い
(4)吸湿劣化がない	(4)耐摩耗性に優れる
(5)電気伝導率が高い	(5)高温特性に優れる (高強度, 低クリープ, クリープ破断が良い)
(6)熱伝導率が高い	(6)熱膨張係数が小さい
(7)放射線損傷が少ない	(7)耐レーザー/照射性に優れる
(8)ガス放出がない	(8)振動減衰性が良い

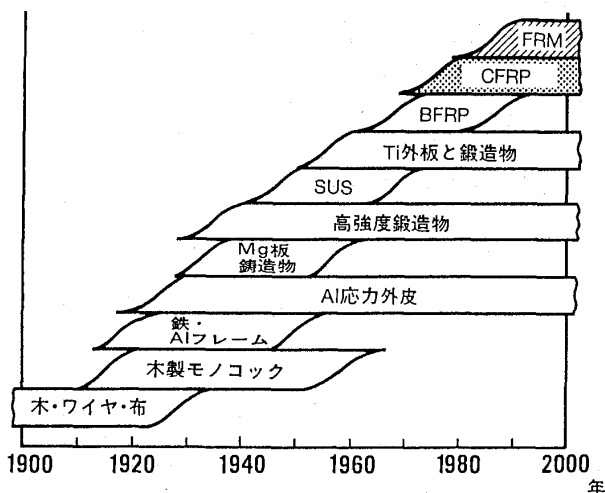


図1 航空機用材料の変遷

(平成3年11月8日原稿受付)

ういわば機能材料である。)

FRM の製造技術が予想以上に困難でその実用化は期待に反し遅れている。米国では航空宇宙軍需関係で一部実用化されたとされているが、我が国では民生用に短繊維・ウイスカや粒子強化型に僅かな実用化例を見るに過ぎず立ち遅れている。

3. 国家プロジェクト

こういった背景のもとで、工業技術院の支援により「次世代産業基盤技術研究開発制度」が発足し、“複合材料(CFRP と FRM)”がテーマとなった。そこでは1990年代に発展が期待される産業、特に先導的応用分野として主に航空宇宙を想定し、その基盤技術として“軽量で強度、剛性、耐熱性等の優れた複合材料を開発すること”を目標に設計-素材-成形-品質評価について1981年から1989年まで集中的に研究された(以下、「次世代プロジェクト」と表記)。開発対象材料は、強化繊維がC系とSiC系で、マトリックスがAl系とTi系で、これらの組合せである。開発された各種FRMの比強度と比弾性率の関係を図3に示す。また図4には引張強度の温度依存性を、図5には比強度

の温度依存性を示す。いずれも世界レベルと同等以上である。CFRPは優れているが使用温度が250°Cまでであり、より高温ではFRMが有利で、450°CまではAl基が、それ以上ではTi基のFRMが有利である。これらの詳細については、その成果を集約した『次世代複合材料技術ハンドブック』(日本規格協会)に纏められている⁽³⁾。

4. Al 基 FRM

「次世代プロジェクト」のAl-FRMの要点は前項に記述したが、特徴的なことは成形用中間素材としてプリフォームワイヤを開発したことにある。このものはFRMを製造し易くするために、繊維束をAl溶湯中に通す溶浸法で既に複合化した線材であり、繊維強度を充分に発現して優れた力学的特性を示す⁽⁴⁾⁽⁵⁾。図6は、国産技術によるプレカーサー(Precursor; PC, 前駆体)法のSiC_{pc}(ニカロン)/Alプリフォームワイヤと各種のAl-FRMの高温強度を比較したものである。短繊維(Saffil), ウイスカ(SiC_w)および粒子(SiC_p)強化型のものは無強化のAl, Ti合金の高温強度を若干上まわるにすぎない。これに対し連続繊維

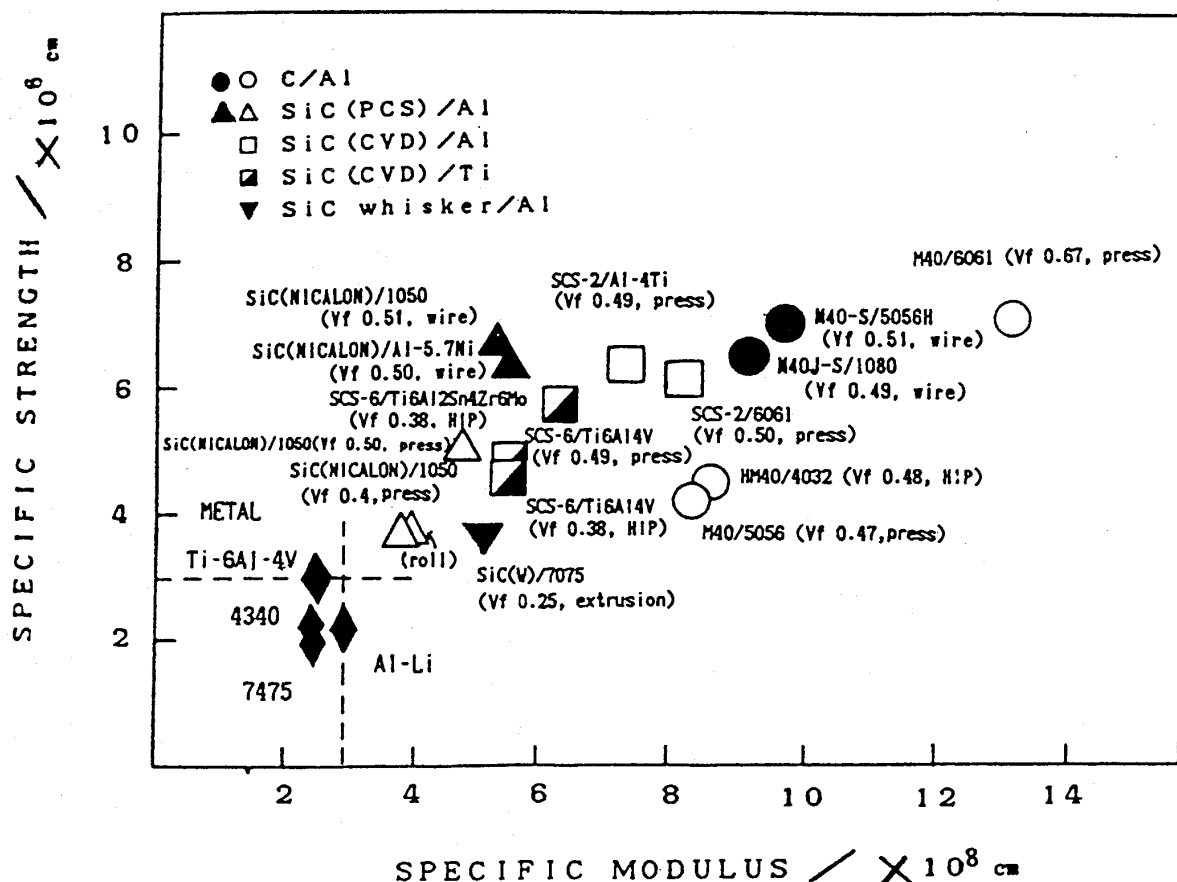


図3 「次世代プロジェクト」で開発したAl基およびTi基FRMの比強度比弾性率

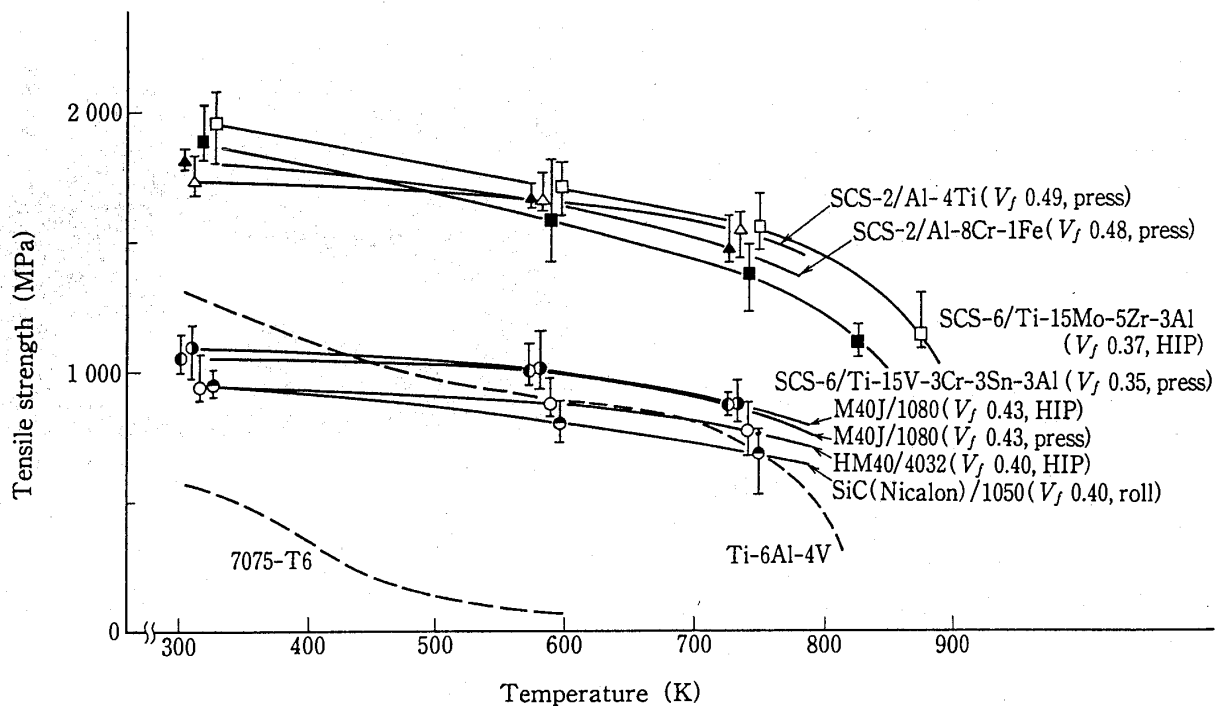


図4 「次世代プロジェクト」で開発したAl基およびTi基FRMの引張強度の温度依存性

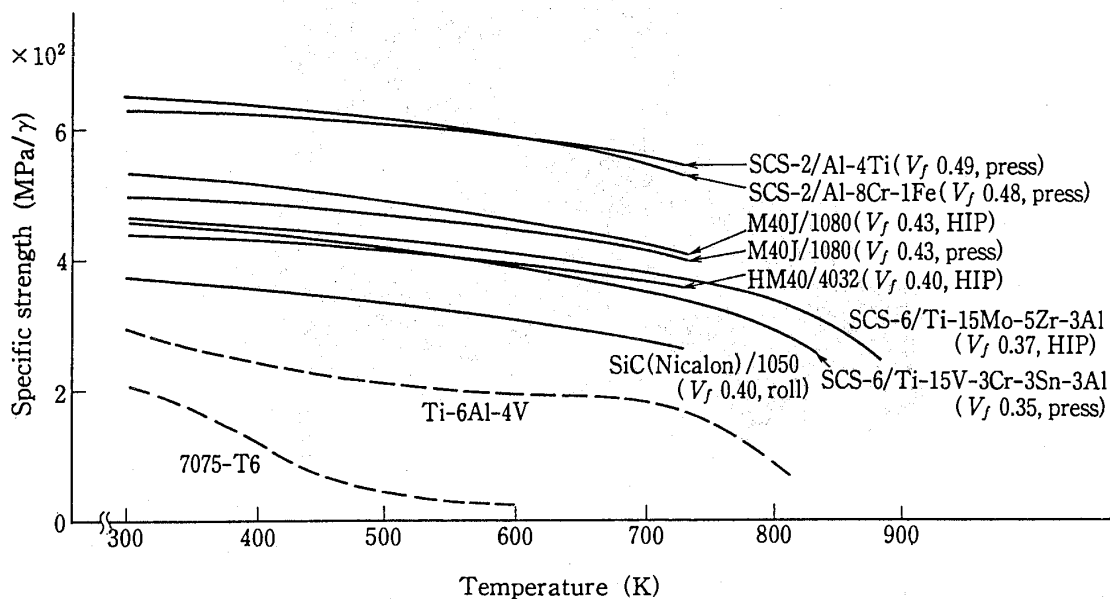


図5 「次世代プロジェクト」で開発したAl基およびTi基FRMの比強度の温度依存性

強化型のもは高強度であり、高温域での強度維持率も高く特徴を発揮しているのがわかる。プリフォームワイヤを用いることによってプレス法、ロール法、鋳造法などの成形法が活用でき、パネル、シート、パイプ等の各種の材料形態が可能となった。写真1はSiC_{pc}/Alプリフォームワイヤおよび成形例の板材である。また写真2は部分強化した成形例である⁽⁶⁾。化学気相蒸着 (Chemical Vapor Deposition) 法のSiC_{CVD}繊維のAl-FRM

より力学的特性が劣るものの易成形性の点で優れており、実用化への前進といえる。なお、C繊維系も優れた特性であるが、Alとの濡れ性向上と同時に界面反応抑制のための実用的な解決策が望まれている。プロジェクト以外では、SiC_{pc}繊維(チラノ繊維)のAl溶射シートが最近開発され興味深い⁽⁷⁾。

5. Ti基FRM

Ti-FRMはAl-FRMに次いで研究開発が盛ん

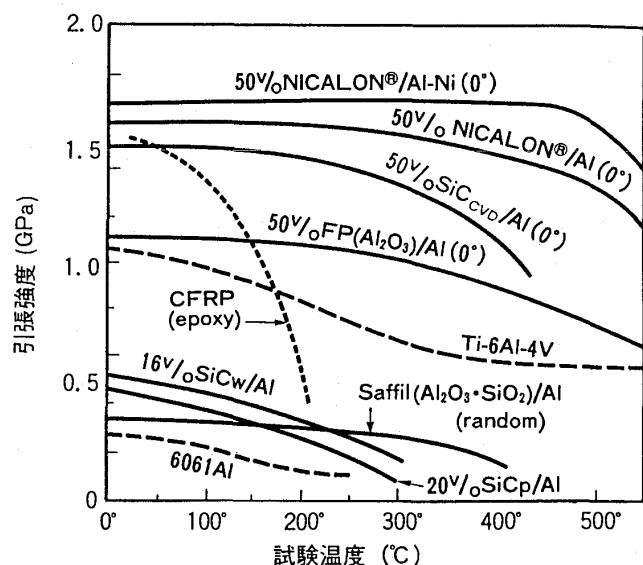
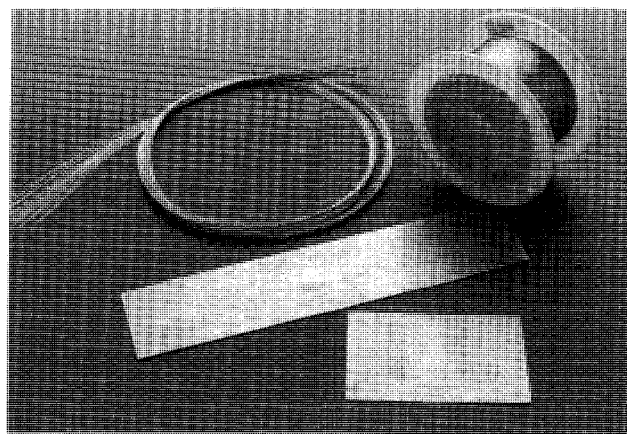
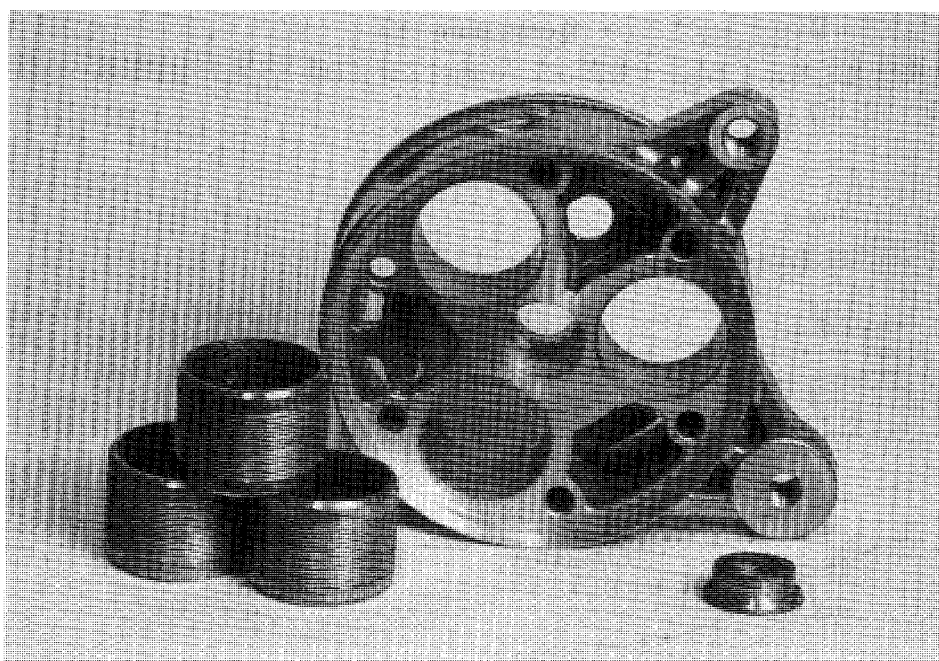
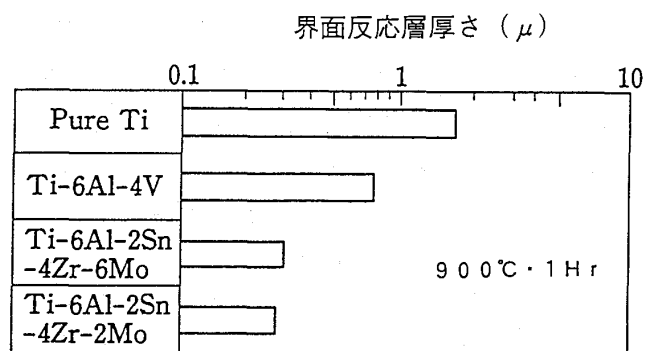


図6 各種 Al-FRM 等の高温引張強度の比較

写真1 SiC_{PC}/Alプリフォームワイヤおよびそれを用いた「次世代プロジェクト」の成形体例。(シートは熱間ロール法，富士重工業成形。パネルは熱間プレス法，三菱重工業成形。)写真2 カーエアコン用シリンダブロック成形品。SiC_{PC}/Al プリフォームワイヤをシリンダ部(4ヶ所)に部分的に強化したAl基FRM。(ダイカスト法による)

である。Alよりも高温での複合化やTiの活性のために界面反応など製造が一層むずかしい。現にFRM用のB_{CVD}繊維は界面反応性が大きいために生産中止となった。強化繊維としては太径のSiC_{CVD}繊維が主であるが、細径のSiC_{PC}繊維についても研究されている。図7はマトリックスの合金組成によってSiC_{PC}繊維の界面反応を抑制し得る可能性を示唆している⁽⁸⁾。

「次世代プロジェクト」での各種成形法によるTi-FRMの比強度—比弾性率の関係を図3に示

図7 SiC_{PC}繊維(ニカロン)と各種Ti合金粉末との界面反応層厚さ

す⁽³⁾。また高温強度特性を図4,5に示す⁽³⁾。Ti-FRMは比強度、比弾性率ではAl-FRMに劣るが、耐熱性は優れ、また0°方向と90°方向の強度と圧縮強度も優れる。

6. 超合金基 FRM

ジェットエンジンの効率向上などのために、さらに高温用のFRMとしては超合金基がある。一般には耐火金属系のW繊維でNiやCoやFe系の超合金を強化する。クリープ強度が超合金よりも優れる。問題としては界面反応による脆化や繊維とマトリックスとの熱膨張差のミスマッチなどがある。そのため適合性の良い耐熱性の繊維や合金の開発、界面反応の抑制に有効な繊維コーティングの研究が必要である。

7. 金属間化合物基 FRM

高温での比強度が高いとして米国のNASP計画で金属間化合物(主に Ti_3Al , $TiAl$)をマトリックスとしたFRMの研究が進められている。強化繊維には界面反応抑制のために表層に 3μ のC被覆した SiC_{CVD} 繊維(SCS-6)が用いられている。 SiC_{CVD} 繊維に Ti_3Al を溶射し、HIPで固相拡散して複合化する。図8,9にその高温強度特性を示す⁽⁹⁾。

一方我が国でも1989年から8年間の第二次「次世代プロジェクト」が発足し、金属間化合物基FRMの開発が進められている。その最終目標は、一方向強化材において、 $1100^{\circ}C$ で引張強さ1.2 GPa以上、引張弾性率180 GPa以上である。また $1000^{\circ}C$ 大気中で200時間加熱後、上記の力学特性を保持するとしている。これには細径の SiC_{pc} 繊維と高比強度の $TiAl$ との組合わせが採用されている。このため SiC_{pc} 繊維には $1500^{\circ}C$ の超耐熱性の改善が課せられている。含有酸素を微量にして改良された最近の SiC_{pc} 繊維(新ニカロン)の耐熱性を図10に示す。 $1500^{\circ}C$ -1 H-Ar処理後でも約2 GPaの強度を保持している⁽¹⁰⁾。

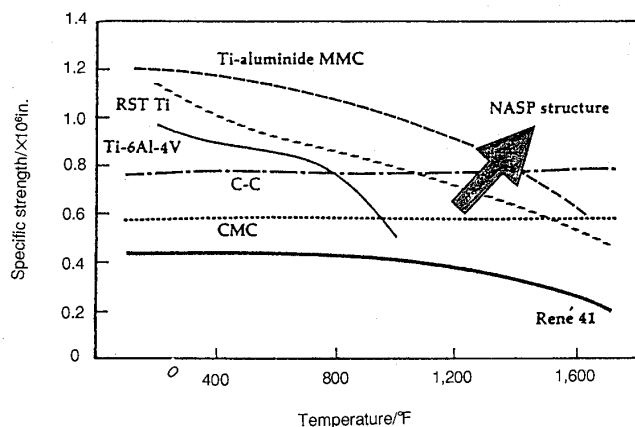


図8 Ti-aluminide基FRMと他材料の比強度の温度依存性

図9 Ti_3Al 基FRMと他材料の比強度の温度依存性

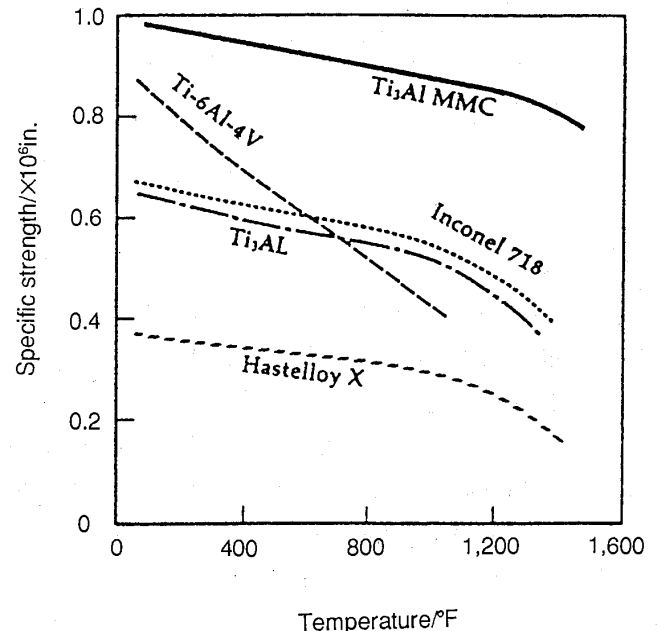


図9 Ti_3Al 基FRMと他材料の比強度の温度依存性

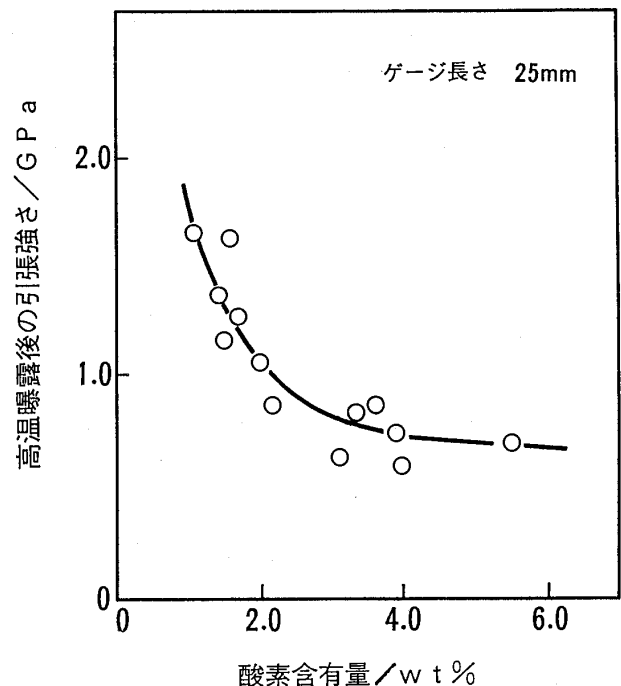


図10 電子線不融化法による SiC_{pc} 系繊維新ニカロンの高温暴露($1500^{\circ}C$ -Ar中1 Hr)後の室温引張強さに与える酸素含有量の影響。

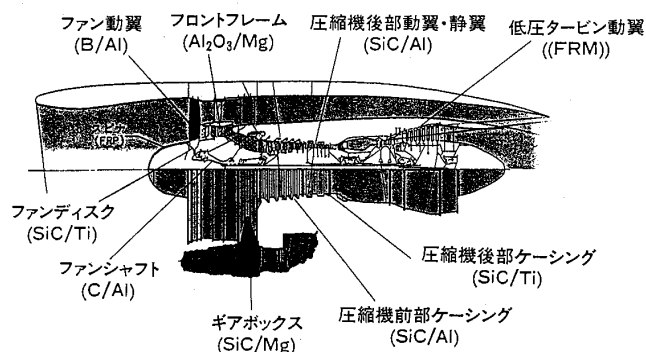


図 11 FJR 710 ターボファンエンジンに将来適用可能な FRM

8. おわりに

以上のように、Al 基および Ti 基 FRM の基礎技術は確立しつつあり、現状は具体的な開発対象部材の提示を渴望している状況にある。「FRM の航空エンジン部品への適用の可能性」を検討した報告の一例を図 11 に示す⁽¹¹⁾。こういった動向からも、FRM の本格的な実用化はさして遠くないように思われる。奮って挑戦されることを期待してやまない。

参考文献

- (1) R. H. Hadok. AIAA/ASME/ASCE/AHS. 18th S. S. D. M. C. 77-466 (1977) and 20th S. S. D. M. C. 79-0719 (1979)
- (2) N. A. Payne, R. H. Jeal, S. M. Newsam; Proc. 4th IUPAC CHEMRAWN, No. T22, (1987)
- (3) 牧 廣, 次世代複合材料技術ハンドブック, (平 2), 381, 日本規格協会
- (4) 今井義一, 日本金属学会誌, 53-10 (平 1-10), 1068
- (5) 今井義一, 鉄と鋼, 75-9 (平 1-9), 1555
- (6) 今井義一, 繊維機械学会誌, 43-5 (平 2), 301
- (7) 宇部興産(株)カタログ, “チラノ・アドバンスド・フォイル”
- (8) 坂本 昭, 第 7 回産業基盤技術シンポジウム—金属・複合材料予稿集 (平 1), 273, 次世代金属・複合材料研究開発協会
- (9) T. M. F. Ronald; “Advanced Materials to Fly High in NASP” Advanced Materials & Processes, Vol. 135, Issue 5 (1985)
- (10) 今井義一, 第 1 回超耐環境性先進材料シンポジウム講演集 (平 2), 91, 次世代金属・複合材料研究開発協会
- (11) 昭和 62 年度 複合材料次世代技術動向調査研究 (下), (昭 63-6), 89, 日本機械工業連合会

4.3 FRC—繊維強化セラミックス

大阪工業技術試験所 上 野 和 夫
〃 木 下 實

1. はじめに

近年のガスタービン・エンジンの高温化にともない、材料の耐熱性に対する要求が一段と高いものになりつつある。90年代にタービン入り口温度は約1450°Cにまで上がり(V2500)、耐熱合金に限界が見えだしたことから、セラミックス材料に期待が高まっている。しかし、転位が生じにくいという固有の特性を持つセラミックスは、耐熱性が高い反面、内在欠陥あるいは表面傷があると低い応力レベルで破壊が急速に拡大し、材料全体の破壊につながる傾向を持つ。このようなことから、セラミックスの脆性破壊に対する抵抗性(破壊靱性)を高める努力が精力的に行われている。「繊維強化」はその中でも最も有望視されている手法である。

繊維強化セラミックス(FRC, Fiber Reinforced CeramicsあるいはCMC, Ceramic Matrix Composite)は、炭素繊維や炭化ケイ素ウイスカなど耐熱性無機繊維により複合強化された、セラミックスをマトリックスとする複合材料である。FRCは短繊維系FRCと連続繊維系FRCに分類されるが、本稿では各FRCの特徴および技術の現状について概説する。

2. 短繊維強化セラミックス

針状単結晶であるウイスカを強化材に用いたFRCは工業材料として実用化された最初のFRC材料である。現在、切削材料とし生産され、耐欠損性が高いことから衝撃が加わる条件での切削工具として使用されている⁽¹⁾。

短繊維系FRCの特徴のひとつは粉末冶金をベースとする従来よりのセラミックスの製造プロセスで製造できることである。後述する連続繊維系FRCではかなり異なった製造プロセスが必要

となる。用いられるウイスカはおもに炭化ケイ素(SiC)ウイスカであり、太さ0.1 μm ~3 μm 、長さ10~500 μm である。市販品は、長さ、太さにより3~4グレードに分類して売られている。炭化ケイ素ウイスカは耐熱性が高く、かつマトリックスであるセラミックスと反応しにくいという特徴を持つので、最も多用されている。この他に窒化ケイ素(Si₃N₄)、アルミナ(Al₂O₃)、黒鉛などのウイスカがある。

ウイスカ複合による特性の改良として、破壊靱性値、高温強度・耐クリープ性、信頼性の向上、異物粒子衝突損傷(FOD)抵抗の増大などがある。

(1) 破壊靱性値の向上

構造用セラミックスである炭化ケイ素、アルミナなどの破壊靱性値は3~4 MPa $\sqrt{\text{m}}$ 程度であるが、ウイスカの複合により5~9 MPa $\sqrt{\text{m}}$ まで向上する。窒化ケイ素の場合、丸い α 型粒子で構成されている場合、破壊靱性値は5 MPa $\sqrt{\text{m}}$ 程度であるが、高温での焼結により針状もしくは棒状の β 型粒子が多く生成すると7~9 MPa $\sqrt{\text{m}}$ となる。この場合は、自己強化機構で靱性が高くなったことになる。

ウイスカの複合により破壊靱性値が高くなるのは、マトリックスからウイスカへの応力転移やウイスカ周辺の残留応力によるクラック先端前方で働く機構と、繊維が破面間を架橋するブリッジングやウイスカが破面より引き抜けるプルアウトなどクラックの先端より後ろで働く機構によると言われている。

(2) 高温強度・耐クリープ抵抗の増大

窒化ケイ素など粒子間にガラス相があるセラミックスでは、高温での粒界ガラス相の軟化による強度の低下及びクリープ現象が生じる。ウイスカは粒子間のすべりによる高温での材料の変形を

(平成3年10月18日原稿受付)

防ぎ、耐クリープ性を改善する。図1は、単味窒化ケイ素および20%SiC ウィスカ複合材料の1400°Cでのクリープ曲線を示す⁽²⁾。ウィスカの複合によりクリープ破壊にいたるまでの時間は3倍以上に長くなった。

(3) 信頼性の増大

セラミックスの強度は内部・外部欠陥の寸法に敏感であるため金属材料に比較するとその測定値は大きくばらつく。そのため、安全を見込んで、セラミックス部材には低応力しか加わらないように設計せざるを得ない。これは、材料の本来持つ強度を十分に利用していないことになり、また場合によっては部材を大きめに作る必要があるなど無駄である。ウィスカの添加により、内在欠陥や外部加工傷に対する強度の敏感性は低くなり、ばらつきは小さくなる。材料強度のばらつきを表す尺度であるワイブル数は、単味窒化ケイ素で10程

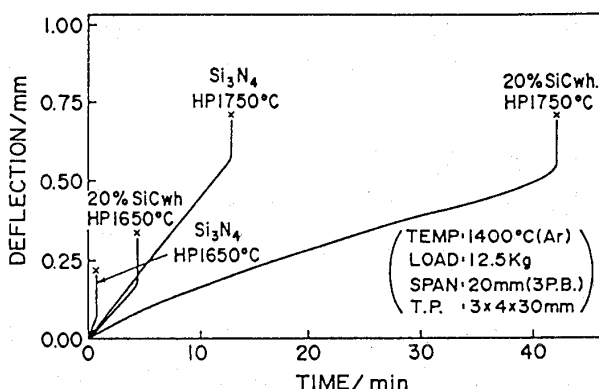


図1 Si_3N_4 および20%SiCウィスカ/ Si_3N_4 の1400°Cにおけるクリープ曲線

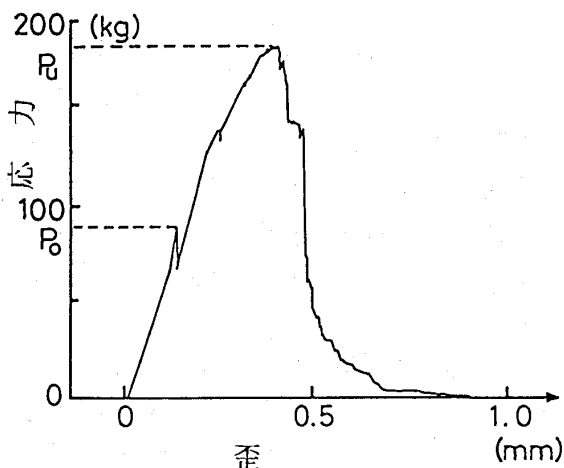


図2 SiC 繊維強化 Si_3N_4 の曲げ試験における応力-歪曲線

度であるが、ウィスカ複合で23程度に向上する⁽³⁾

以上のように、ウィスカ系 FRC は従来のセラミックスの延長で製造でき、かついろいろな面で特性の向上ができることからガスタービン用材料として単味セラミックス材料よりもより設計しやすく、また、使用範囲を広く取ることができる。しかし、マトリックス粒子と同程度の大きさを持つウィスカで強化するため、靱性の向上にも限界があり、破壊靱性値 K_{IC} で $10 \text{ MPa} \sqrt{\text{m}}$ 辺りが最大で、金属材料の $K_{IC} = 20 \sim 30 \text{ MPa} \sqrt{\text{m}}$ に到達することは非常に困難と思われる。

3. 連続繊維強化セラミックス

連続繊維が材料部材全体に1軸もしくは多軸方向に複合されたセラミックスが連続繊維強化セラミックスである。この材料の特徴は通常のセラミックス材料のように一つのクラックが拡大して、全体の破断が生じるのではなく、材料内部でクラックの分岐や折れ曲がり、場合に依っては停止がおり、金属における降伏現象のように最大応力値を示したのちも荷重を負荷しつつ破壊が進むという挙動を示す。内部で生じている現象は勿論、ミクロな脆性破壊と繊維のすべり現象であり、金属の破壊とは全く異なる。図2に、SiC 単繊維強化 Si_3N_4 セラミックスの曲げ試験における応力-歪曲線を示す⁽⁴⁾。

従来の単味セラミックスにない、非脆性的・疑似塑性破壊を示す連続繊維系 FRC は、セラミックスとしては異例な挙動を示すといえるが、製造に際しても従来とは異なる技術を要する。炭素繊維ではひとつの繊維束は2000~3000本、炭化ケイ素繊維で500本もあり、これらのすべての繊維間にマトリックスを入れ込み、かつ焼結させるには工夫が必要である。主な製造法は、

(1) スラリー含浸法

マトリックス粉末あるいはプレセラミックス・ポリマー（熱分解によりセラミックスになる高分子）をスラリー状にし、その中に繊維をくぐらせ、ドラムに巻き付けて成形する。乾燥、脱脂後、加熱プレスし、ホットプレスなどで焼結させる。

(2) CVI (Chemical Vapour Infiltration) 法

繊維のみで成形体をつくり、繊維の間に化学蒸着 (CVD) 法によりマトリックスを生成させ

表1 Si_3N_4 -マトリックス連続繊維強化 FRC の特性

繊維	繊維分率 (vol%)	曲げ強度 (MPa)	破壊靱性 (MPa $\sqrt{\text{m}}$)	破壊エネルギー (kJ/m ²)	研究者
SiC ^{*)}	50-60	755	-	94.5	Corbin et al. ⁵⁾
SiC ^{*)}	5	590	15	78	Ueno et al. ⁴⁾
Carbon	30	454	15.6	4.7	Guo et al. ⁶⁾
Carbon	35	676	28.1	90, 40 ^{**)}	Iwata et al. ⁷⁾
-	0	800-1100	5-8	0.04-0.07	

*)単繊維SiC **)衝撃試験による。他は静的試験の値。

る。熱勾配をつけることにより表面部だけではなく、内部までマトリックスを入れる工夫が要る。フランスでは、この方法により炭素繊維あるいはSiC繊維/SiCセラミックスが実用化され、ミラージュ戦闘機のアフターバーナー・ベーンとして利用されている。比較的大型・複雑形状品を作ることができるが、長時間を要する。

連続繊維を強化材とするFRCにおいて、複合によるメリットには次のようなものがある。

(1) 高靱性化

図2に示すように、連続繊維強化FRCは、金属に似た破壊様式をもつ。マトリックス/繊維界面の破壊によるクラックの分岐・吸収、クラック後方での繊維の引き抜けにより、クラックの成長が抑制され、材料の亀裂進展抵抗はきわめて大きくなる。表1に、 Si_3N_4 をマトリックスとするいくつかの連続繊維強化FRCの破壊靱性値を、単味 Si_3N_4 の値と比較して示す。通常、 Si_3N_4 セラミックスの K_{IC} は5~8 MPa $\sqrt{\text{m}}$ であるが、FRCの K_{IC} は15~25 MPa $\sqrt{\text{m}}$ と3~4倍高い破壊靱性値を示す。

(2) 破壊エネルギーの増大

図2に示すように、連続繊維系FRCは即時破断しないため、破壊に要するエネルギーはきわめて大きい。表1には、破壊靱性値同様、破壊エネルギーの比較を示す。通常、 Si_3N_4 の破壊エネルギーは10~70 J/m²であるが、連続繊維系FRCでは10,000~100,000 J/m²と1000倍以上大きい。一つの主クラックが成長して材料が2つに分断される破壊プロセスではなく、繊維/マトリックス界面のせん断破壊と引き抜け時の界面での摩擦など

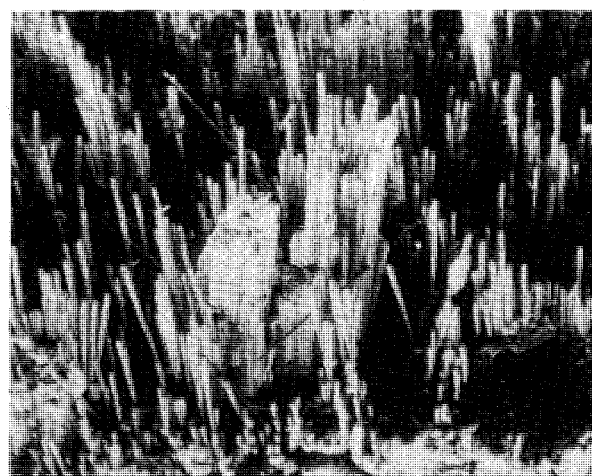


図3 炭素繊維/ Si_3N_4 セラミックスの
衝撃破壊試験後の試料破断面

極めて大きな面積で破壊が材料内部で同時に進んでいるためである。

上記の曲げ試験にみられるような低速破壊に対してだけではなく、シャルピー試験におけるような衝撃破壊に対しても連続繊維系FRCは極めて大きい抵抗を示す。表1に示すように、衝撃破壊時の破壊エネルギーも低速破壊と同程度のレベルである。図3に、炭素繊維/ Si_3N_4 -FRCのシャルピー衝撃試験後の破断面を示す。一部分の破損が全体の破壊につながらず、また高速の異物が衝突しても持ちこたえることができるので、このような特性を持つ連続繊維系FRCはガスタービンなど高速回転機器において有用であろう。

(3) 熱衝撃抵抗の増大

急速加熱・冷却による破損は材料表面と内部の温度差による応力によるが、亀裂進展抵抗の大き

い連続繊維系 FRC ではこの熱衝撃に対する抵抗性も高くなる。

4. FRC の問題点と今後の展開

連続繊維の複合による特性の改良の主なものは上に記した通りである。しかし、高温用材料として実際にどの程度までの温度で使えるかと云えば、残念ながら 1500°C までは達していないと云わざるを得ない。これは、マトリックスの問題もあるが、主には強化材の繊維の問題である。現状の無機繊維、特に炭化ケイ素繊維は、1500°C 以上では強度の劣化は著しい。炭素繊維はさらに高温までもつが、酸化により長期間の信頼性に乏しい。従って、耐熱性の繊維の開発が今後の重要な開発課題である。また、繊維強化材料は設計が可能な材料であるといわれるが、繊維/マトリックスの組み合わせによりその破壊挙動は様々である。材料設計を実現するためには、連続繊維系 FRC の破壊の基礎が理解される必要がある。また、製造プロセス面では耐熱性マトリックスの成形法及び大型化、複雑形状品への対応が必要となろう。

ウイスカ系 FRC は技術的にある程度目途がついた段階に近づきつつあるが、連続繊維系 FRC

は現在研究が盛んに行われている状況である。界面剥離や繊維引き抜き現象の力学的な解析はかなり進んできたといえるが、材料の進歩は実際に作り出す努力により生まれるものである。解析の結果を見ながら、新規耐熱繊維、新規 FRC 材料の開発を進めて行くことが今後とも必要であろう。

参考文献

- (1) 山本勉, 浅野誠, 上野和夫, 玉利信幸, 粉体および粉末冶金, 36(7), 859 (1989).
- (2) 米澤武之, 五戸康広, 拓植章彦, 日本セラミックス協会第2回秋季シンポジウム講演予稿集, p. 500, 京都市, 1989.
- (3) 上野和夫, 樋端保夫, 窯業協会誌, 91(11), 491 (1983).
- (4) K. Ueno, S. Kose and M. Kinoshita, Proc. 6th Int. Conf. Mechanical Behaviour of Materials, pp. 715-720, Kyoto, 1991.
- (5) N. D. Corbin, G. A. Rossetti Jr., and S. D. Hart line, Ceramc Eng. Sci.Pro., 7, 958-968 (1986).
- (6) J. Guo, Z. Mao, C. Bao, R. Wang and D. Yan, J. Mater. Sci., 17, 3611-3616 (1982).
- (7) 岩田, 大島, 磯田, 新井, 中野, 神谷, 日本セラミックス協会 1989 年会講演予稿集, p. 311, 東京.

4.4 C/C—炭素繊維強化炭素複合材料

東京工業大学 田 辺 靖 博
// 安 田 栄 一

一般に、炭素繊維を強化材とし炭素をマトリックスとする複合材料を C/C 複合材料と呼ぶ。

フィラーとしての炭素繊維にはレーヨン系、PAN 系、ピッチ系があり、引張り強度で 7 GPa、引張り弾性率で 800 GPa、破断歪で 2% を越える炭素繊維が市販されている⁽¹⁾。これら何れの炭素繊維も C/C 複合材料の強化材として利用可能である。炭素繊維の種類が複合材料の性質を左右することは言うまでもないが、マトリックス組織も複合材料の性質を支配する重要な因子であり、これが C/C 複合材料の性質を複雑にしている主因である。

ここでは、C/C 複合材料の作製方法、各種性質さらにはその応用例を概説する。

1. 成 形

C/C 複合材料は、マトリックス原料の違いによりその製造方法が大きく異なる。マトリックス炭素は、一般に有機物（樹脂・ピッチ）を炭素化（不活性雰囲気中での 1000°C 程度の熱処理）して得るか、あるいは化学蒸着法（CVD 法）により炭化水素ガスを熱分解して得る。有機物は、炭素化により重量ならびに体積が減少し、C/C 複合材料中に気孔が生成する。この気孔を再度の有機物含浸・炭素化を数回繰り返すことにより、減少させる。しかし、含浸をある程度（一般には 5～6 回）以上繰り返すと密度増加の割合が減少する。含浸回数を減らして効率よい含浸をするためには、含浸有機物の粘度調整あるいは濡れ性を考慮する必要がある。強化繊維の配向も含浸効率に大きく影響する。樹脂をマトリックス前駆体とする C/C 複合材料の組織は、熱処理温度により大きく変化する。この変化に伴い物性も大きく変わることから、C/C 複合材料においては最終熱処理温度は物性を決

定する重要な因子となる。CVD 法は、原料となる炭化水素ガスを 700～2000°C に加熱した繊維成形物中に導入して繊維成形物に直接炭素を沈積させる方法である。一般的には、有機物を炭素化して得る炭素に比べて CVD 炭素は黒く汚れにくい。しかし、C/C 複合材料を CVD 法のみによって作製することは、費用あるいは作製時間の観点からも不経済なことが多い。そのため CVD 法は、C/C 複合材料に特別の性質を付与する場合に用いられることが多い。

図 1 に C/C 複合材料の作製工程の概略を示す⁽²⁾。

2. 機械的性質

2.1 室温強度

一般にマトリックスの弾性率に比較して炭素繊維の弾性率が高いため、C/C 複合材料の弾性率は強化材として利用する炭素繊維に大きく依存する。

しかし、強度には炭素繊維の種類もさることながらマトリックス組織さらには炭素繊維の表面処理が大きく関係している。C/C 複合材料中のマトリックスと炭素繊維との間の応力伝達がこれらの

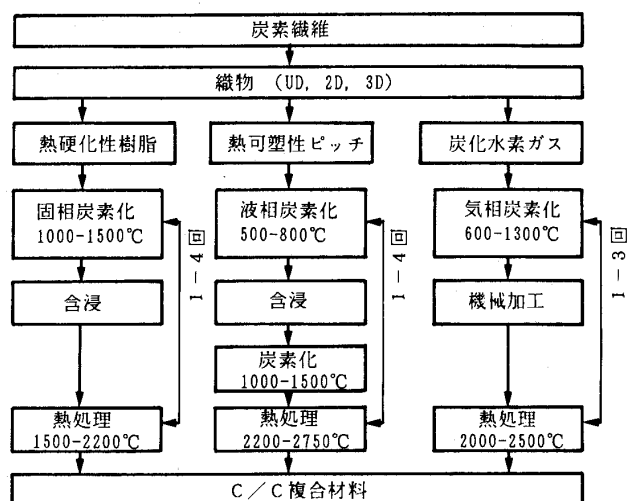


図 1 C/C 複合材料の作製方法(2)

(平成 3 年 10 月 1 日原稿受付)

違いにより変わるためである。高弾性炭素繊維を用いたC/C複合材料の方が、高強度炭素繊維を用いた複合材料よりも高い強度発現率を示す⁽³⁾。これは、高弾性炭素繊維に比べ、高強度炭素繊維は炭素繊維表面の官能基が多く、炭素繊維とマトリックスとの接着性が良いため、マトリックスに発生したき裂が繊維をも切断してしまい繊維強度を有効に発現できないことによる。このことからマトリックスの破壊がC/C複合材料の破壊を律速していることが分かる。

2.2 高温強度

図2にC/C複合材料と一般材料の高温強度を示す⁽⁴⁾。炭素材料は、2000°C以上の高温でも強度の大きな低下はない。中でもC/C複合材料は、高い強度を高温まで維持する。弾性率は1700°C前後で極大を示し、破断歪は1700°C以上での増加が著しい⁽⁵⁾。静的強度の場合には、炭素繊維とマトリックスとの界面の結合が強固でない場合の方が繊維の強度発現率が高い(強い)C/C複合材料を得ることができる。しかし、クリープ特性は逆で、界面での結合が強固なC/C複合材料は、耐クリープ特性が高い⁽⁶⁾。この理由は、マトリックスが応力を十分伝達できることと、過度な応力集中がないためである。高温で長時間の利用を考えた場合、最適値を求める材料設計が重要になる。

2.3 破壊靱性

2次元積層C/C複合材料の亀裂進展抵抗性は、エッジワイズ、フラットワイズ両方向ともに上昇型曲線を示す。これは、亀裂の進展に伴いマトリックスに微小亀裂が導入される領域(プロセスゾー

ン)が生成するためである。C/C複合材料の特徴として高温での破壊靱性の大きな増加がある⁽⁷⁾。これは、C/C複合材料が高温では室温に比べて脆性破壊しにくいことを意味しており、材料設計上有利である。

3. 摩擦・摩耗

図3に各種摺動材料の単位重さ当りのエネルギー吸収能を示してある⁽⁸⁾。C/C複合材料が高温まで優れた特性を持っているのが分かる。

C/C複合材料の摩擦係数は、C/C複合材料の弾性率が低いほど高い⁽⁹⁾。初期摺動速度と摩擦係数との関係は複雑で、速度が10 m/s~20 m/sで極大を示す⁽¹⁰⁾⁽¹¹⁾。

3次元C/C複合材料に直径1.4 mm程度のプラスチック球を秒速数キロメートルで衝突させた場合の複合材料に生じるクレーターの直径ならびに深さの測定から、エロージョン特性が検討されている⁽¹²⁾。球の数倍の領域が損傷を受けるが、超高速飛翔体が衝突しても大きな破損につながらない。このような領域は、KCFRP(炭素繊維とケブラー繊維とのハイブリッド複合材料、マトリックスはエポキシ樹脂)に比べると小さい。さらに、C/C複合材料はKCFRPなどと比べて動歪が小さく(図4)、高速飛翔体の衝突による振動が少ないことが分かる⁽¹³⁾。

4. 熱伝導

C/C複合材料の熱伝導は、炭素繊維の配向とマトリックス組織の発達に大きく依存する。熱伝導率の低いC/C複合材料は、高温炉の断熱材として利用されているが、熱伝導率の高いC/C複合材料になると400 Wm⁻¹K⁻¹と、銅のそれよりも高い値を示す。C/C複合材料の熱伝導は、フォノン伝

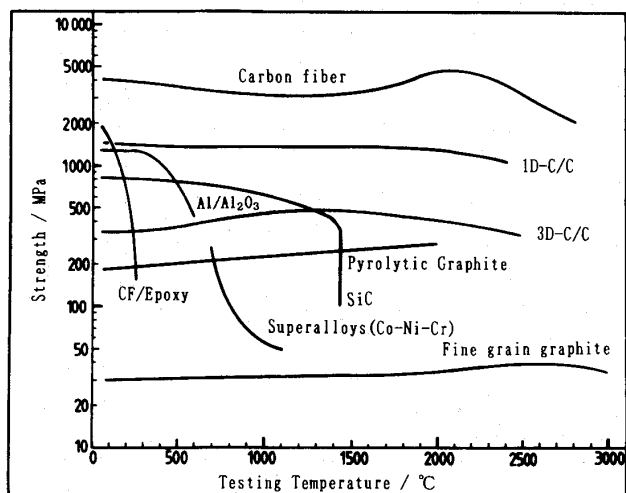


図2 各種材料の高温強度(4)

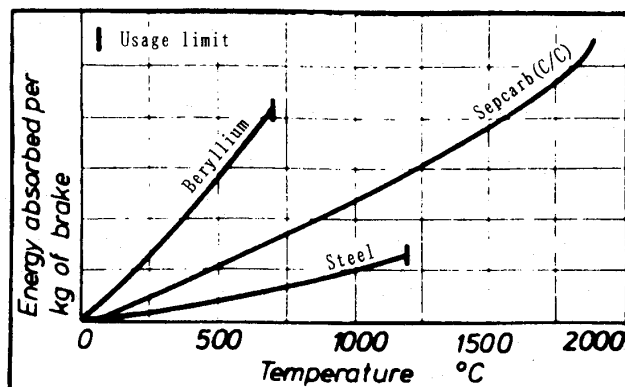


図3 航空機用ブレーキ材料の特性比較(8)

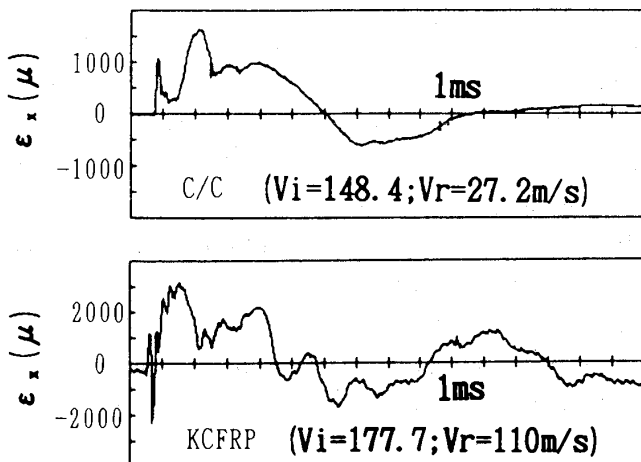


図4 C/CとKCFRPの動歪特性(13)

導が支配的であり、高温では熱伝導率が低下する。

5. 酸化防止

炭素材料は、含酸素雰囲気中では酸化する。C/C複合材料も例外ではなく、空气中550°C以上の温度で酸化が顕著になる。従って、C/C複合材料を高温の酸化雰囲気中使用する場合には、酸化防止処理を施す必要がある。1500°C程度以下の温度では、C/C複合材料の一部をケイ素と反応させて炭化ケイ素化し、その上に複数の耐熱セラミックスを被覆し酸化防止を行っている⁽¹⁴⁾。C/C複合材料の異方性からくる熱膨張差に起因して発生するき裂を最小限に抑える必要があるからである。これとは別に、日本独自の方法としてSiC/C傾斜機能材料の利用が研究されている⁽¹⁵⁾。これは、酸化防止膜を傾斜組成とすることで熱応力を低下させ、酸化防止膜中でのき裂の導入を防ぐものである。酸化防止膜中にき裂が生成すると、そのき裂を通して酸素が拡散し、C/C複合材料が酸化される。1500°C以上の温度での酸化防止に関しては、これと言った妙案が無いのが現状であるが、イリジウム化合物あるいは、ある種の金属間化合物が考えられている⁽¹⁶⁾。

酸素以外にも、水あるいは二酸化炭素と反応して酸化される。これらとの反応速度は、酸素のそれに比べて遅い。

一般に炭素材料は、耐薬品性には優れている。しかし、一部の酸とは反応し酸化される。また、高温では多くの遷移金属に溶融する。さらに、金属あるいはセラミックスと反応し炭化物を作る⁽¹⁷⁾。

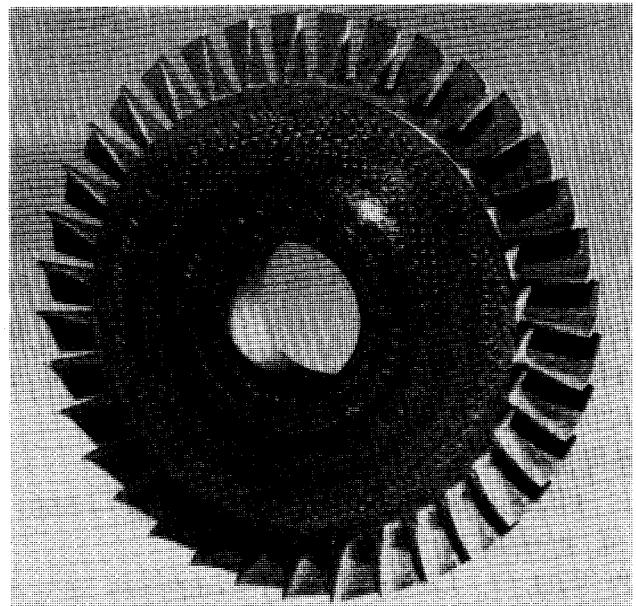


図5 炭素系高温耐酸化タービン・ディスク(19)

6. 応用例

C/C複合材料は、その高い熱衝撃抵抗性、高温強度ならびに断熱性を生かしてロケットのノズルあるいはスペースシャトルのリーディングエッジ材料として利用され、日本でもH-1ロケットに用いられている。

航空機用のブレーキとして、コンコルド（8輪全体で約300 kg）、ボーイング767、エア・バス310さらにはレーシングカーにも用いられている。航空機用として実用化されているブレーキ材料の乾燥条件下での摩擦係数は、毎時20 km付近に極大値（0.6以上）を持っている。このC/C複合材料によるブレーキも、湿潤条件では摩擦係数が0.1以下になる。ブレーキ材料にC/C複合材料を用いることで、民間機で約450 kg、F-1レーシングカーで約11 kg重量を減らすことができる⁽¹⁸⁾。

ターボジェットエンジン用ローターの開発も行われ、ジェネラル・エレクトリック社では、既に直径約40 cmのローターが毎分4万回の高速回転試験に成功している。このローターを使うことにより、超合金系のローターに比べ自重を約4分の1にできる⁽¹⁸⁾。フランスSEP社でも、高温耐酸化防止を施した炭素系複合材料タービンホイール（1500°Cでの引張り強度410 MPa、剪断強度40 MPa）が試作されている（図5）。このホイールは、周速500 m/s以上で回転させることができると報告されている⁽¹⁹⁾。

以上概観したように、C/C 複合材料は高温材料として高いポテンシャルを有している。しかし、炭素材料の宿命から高温・含酸素雰囲気では酸化が進行する。従って、酸化防止（特に 1500°C 以上の）が、最重要緊急課題であり、この解決を目指した研究が各国で行なわれている。軍需用材料として発達してきた C/C 複合材料ではあるが、民生用材料として生れ変わりつつあり、今後、C/C 複合材料開発に関して日本がイニシアチブを取れるものと確信している。

参考文献

- (1) 奥田, 炭素繊維と複合材料 高分子学会編, (1988), 9, 共立出版
- (2) Ngai, T., Encycropedia of Composites vo 1. 1, (1990) 176, VCH Publisher
- (3) Fitzer, E., Carbon 25-2, (1987) 163
- (4) Fitzer, E., Proc. Verbundwerk 1988 (1988) No.1
- (5) Goetzel, C. G., High Temp. High Press. 12. (1980) 11
- (6) Sines, G.,他 2 名, J. Amer. Ceram. Soc. 72-1 (1989)
- (7) 佐藤, 他 3 名, 材料, 35-397, (1983) 1144
- (8) Fitzer, E., 他 2 名, Ext. Abst. of Carbon '88 (1988) pp. 631
- (9) 木村, 他 2 名, 潤滑 28-3, (1983) 185
- (10) Pu, B. and Huang, Q., Ext. Abst. of 19th Biennial Conf. on Carbon (1989), 352
- (11) Narita, N., 他 2 名, Proc. of Int'l Symp. on Carbon Tsukuba 1990 (1990), 386
- (12) Shun, S. K., Ext. Abst. of Carbon '88 (1988) 610
- (13) Ogawa, A., 他 7 名, Proc. of Int'l Symp. on Carbon Tsukuba 1990 (1990) pp. 470
- (14) 例えば Huettner, H., 他 2 名, Ext. Abst. of 19th Biennial Conf. on Carbon (1989), 312
- (15) 佐々木, 他 3 名, 日本セラミックス協会誌 97-5, (1989) 539
- (16) Pierr, G. R. St., Proc. 7th Annual Conf. on Materials Technology, (1991) 181.
- (17) 松尾, 新しい工業材料の科学 (1967), 29, 金原出版
- (18) Klein, A. J., Material Progress No. 11, (1986) 64
- (19) フランス SEP 社カタログ (1990)

5. 金属間化合物

川崎重工業(株)明石技術研究所 宮 下 卓 也
 // 日 野 春 樹
 // 藤 岡 順 三
 川重テクノサービス(株) 西 山 幸 夫

1. まえがき

ガスタービン等の分野において高温化・軽量化による高性能化を図るため、新材料の適用が近年特に要求されている。耐熱構造部材としての金属間化合物は、セラミックスと金属との中間的位置に存しているため、軽量・高比強度（強度/密度）でかつ靱性の発現および種々加工の可能性を秘めており、最近注目されている。

金属間化合物の中でも TiAl の研究・開発は、1950 年頃に米空軍の後援のもとで戦闘機用ガスタービン部材をターゲットとして Illinois 工科大学の Bumps, E. S. 等によって始められ⁽¹⁾、以降着実な進捗が見られる。

本報では、耐熱構造材料としての金属間化合物の種類、特性および耐熱構造部材への適用検討の現状等について紹介する。

2. 耐熱構造用金属間化合物

2.1 金属間化合物の定義

金属間化合物とは、合金の成分原子の組成の比が 1:1, 2:3, 1:2:3 のように簡単な整数になっ

ている合金と定義される。しかも、その比のところでは、電磁氣的、機械的等の諸特性が通常の合金とは異なり、化合物としての特異な性質を呈する。

すなわち、金属の持つ優れた高延性、加工性、電気・熱伝導性等とセラミックスの持つ耐熱・耐食性、耐摩耗性等を合わせ有する材料である。

2.2 耐熱構造材料としての例

高融点という観点から耐熱構造材料としての利用の可能性がある金属間化合物の例を図 1 に示す⁽²⁾。化合物の結晶構造や高温における相安定性・逆温度依存性等によって異なるが、絶対温度で表示した融点 (T_m) の $\times 0.5 \sim 0.75$ の温度域が最高使用温度の大まかな目安になる。図中に Pratt & Whitney 社で開発中のアドバンスト型エンジンの高温部材の要求使用温度領域が示されており、 Nb_3Al , $MoSi_2$, Ti_5Si_3 等の耐酸化性の良好なアルミナイドやシリサイドが主に対象となっている。

2.3 アルミナイドの特性

アルミナイドの代表的なものには Ti-Al 系, Ni-

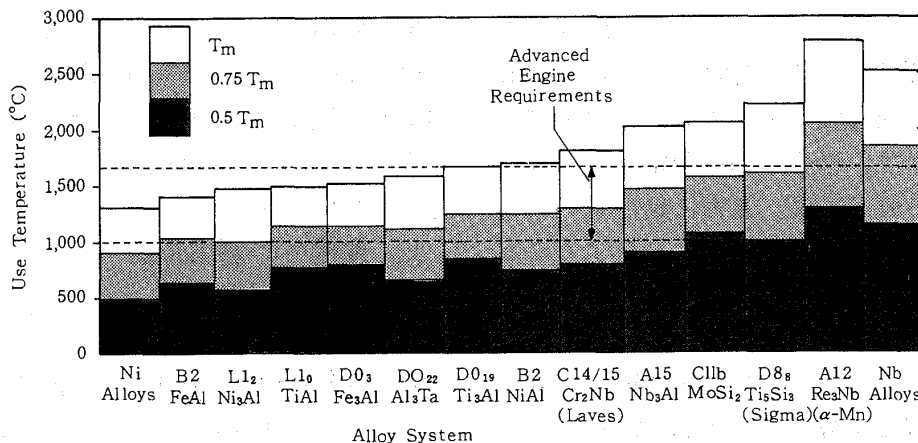


図 1 耐熱材料としての金属間化合物の例⁽²⁾

(平成 3 年 10 月 14 日原稿受付)

表1 アルミナイド金属間化合物の代表的特性⁽³⁾

Alloy	Crystal Structure	Melting Point(°C)	Density (g/cm ³)	Young's Modulus (GPa)	Yield Strength (MPa)	Room Temp. Ductility(%)	Creep Limit(°C)
Ni ₃ Al	L1 ₂ (ordered bcc)	1,390	7.50	178	250 - 500*	2 - 50†	760
NiAl	B ₂ (ordered bcc)	1,640	5.86	293	250 - 475	2	~1,200‡
Fe ₃ Al	D0 ₃ (ordered bcc)	1,540	6.72	140	385 - 392	2 - 12§	~ 700
FeAl	B ₂ (ordered bcc)	1,250	5.56	259	360 - 380	2 - 17§	~ 827
TiAl	L1 ₀ (ordered tetragonal)	1,460	3.91	176	400 - 650	1 - 4	1,000
Ti ₃ Al	D0 ₁₉ (ordered hep)	1,600	4.20	110 - 145	700 - 990	2 - 10	760
Ti - alloy		1,660	4.5	96 - 110	800 - 1,100	- 20	538
Superalloys (Inconel 713 C)		1,260	7.9	220	740	8	1,093
Ceramics (Si ₃ N ₄)			3.2	310	300 - 1,000**	-	

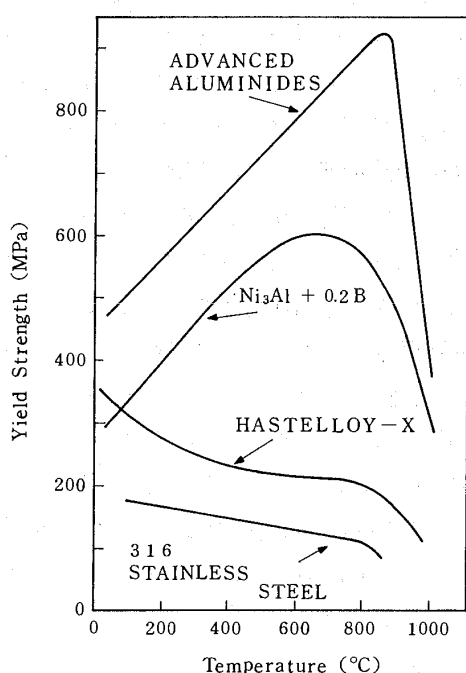
* 0.2 wt%B.

** Bending

† 0.1 wt%B.

‡ Alloyed with Nb.

§ Depending on atmosphere.

図2 アルミナイドの強度の温度依存性⁽³⁾

Al系, Fe-Al系等があり, それらの代表的特性をTi合金, 超合金およびセラミックスとの比較で表1に示す⁽³⁾。金属間化合物の実機適用において最大の課題である室温延性に関しても, 超合金並の値を示すものもあり, B等の添加や結晶粒微細化等の改善が試みられている。また, 延性等におよぼす水素や水蒸気等の雰囲気感受性を有することも今後の検討課題である。

アルミナイドの引張耐力の温度依存性を図2に示す⁽³⁾。一部のアルミナイドは工業的観点に立った多結晶材でも温度上昇につれて高強度化するといい逆温度依存性を顕著に示し, 延性の回復ともあいまって高温になるほど能力を発揮する。

表2 耐熱構造用金属間化合物に要求される特性⁽²⁾

特性	左右する因子
クリープ強度	・融点 ・原子間の結合様式
耐酸化性	・酸化物形成元素の拡散性 ・結晶構造
延性(DBTT)	・結晶構造 ・化学量論組成からのズレ
熱膨張率	・融点 ・原子間の結合様式 ・結晶構造
弾性率	・結晶構造 ・原子間の結合様式
密度	・主要構成元素 ・結晶構造
元素添加による改善の可能性	・平衡状態図中での広い組成範囲

2.4 耐熱構造材料としての要求特性

耐熱構造用金属間化合物をガスタービン等の実機に適用する場合, 表2に示すような総合的な特性が要求される⁽²⁾。すなわち, より軽量で, 優れた機械的特性(耐クリープ, 高弾性, 高靱性, 等)・耐酸化性・加工性(異材との接合には相手材との熱膨張率の差が小さいことが望ましい)を有し, かつ元素添加による特性改善の可能性のある化合物(平衡状態図において, ある程度広い組成範囲を有するもの)を選択し, さらに金属学的改良プロセス等が必要となる。

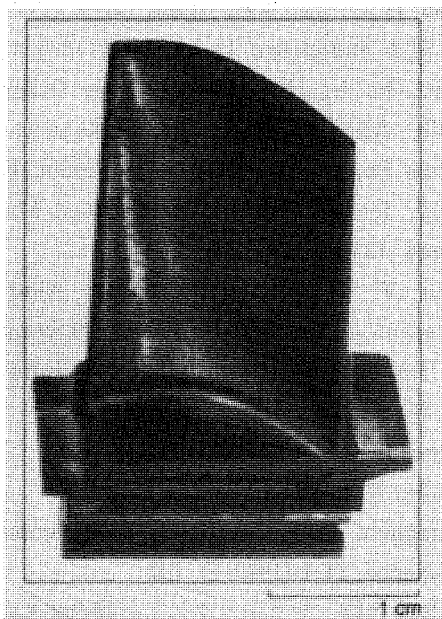
3. 実機への適用検討

3.1 開発検討状況

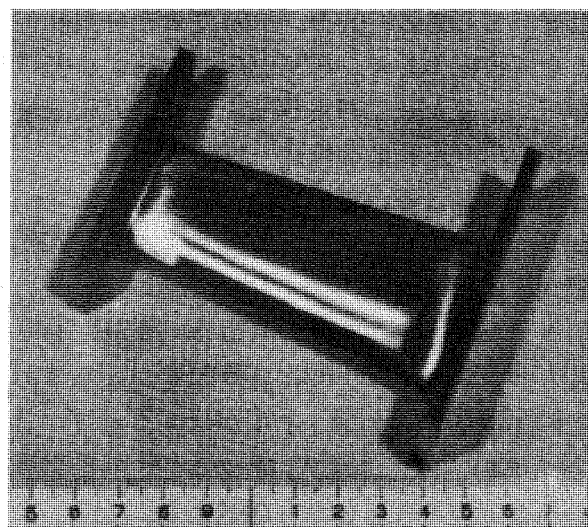
1950年頃の Bumps, E. S.等による TiAlの研究・開発の着手以降米国で開発検討がなされたアルミナイド金属間化合物製の部品例を表3に示す^{(4)~(8)}。中でも, NASAにおいて開発されている E³ (Energy Efficient Engine) エンジンの低圧

表3 米国におけるアルミナイド系金属間化合物製部品開発検討例⁽⁴⁾⁻⁽⁸⁾

材 料	対 象 製 品		部 品	製 造 法	開 発 担 当	備 考
Ti ₃ Al	ガスタービンエンジン	F100	・アフターバーナ・ノズル ・コンプレッサ・ケーシング	・超塑性加工 +拡散接合 ・圧延+機械加工	圧延: TIMET 製造: Rockwell テスト: P & W	65hrのエンジンテスト
		F404	エグゾースト・シール	超塑性+拡散接合	G. E.	
		実験用エンジン	・タービンステータ・サポトリグ ・保安器 ・燃焼器・ライナー・サポトリグ	・圧延→機械加工 ・精密鍛造 ・圧 延	G. E. (Ladish)	Rene41に比べ重量軽減 43% Ti-14Al-21Nb
		F ³ エンジン	・ミキサ、テールコン等 ・外部のパイプ		NASA	延性不足を考慮して 部品選択
		小型ガスタービン	コンプレッサ・ロータ	粉末冶金, HIP (PREP, セミモールド)	Crucible Materials Nuclear Metals	Ti-14Al-21Nb
	NASP		・バルブ、トラスロア等	・ホットプレス ・HIP ・RSPD法	Rockwell他 Ti ₃ Alシート: TIMET, TI SiC 繊維: AVCO 社 G. E. 他	SiC 繊維強化複合材 Ti-24Al-11Nb等 SiC-Ti ₃ Alモノ/複層製作
TiAl	ガスタービンエンジン	JT9D	タービンレード	精密鍛造で試作	P & W	
		F ³ エンジン	低圧タービンレード		NASA	900~1100 ° F Life >15,000 hr
				粉末冶金, HIP (粉末: PREP)	TRW 粉末: Nuclear Metal	Ti-33Al-5Nb-5W
	NASP			・鍛造 ・押出、圧延等 (XD法・利用)	Martin Marietta	TiB ₂ 等粒子分散複合材 (* 要素粉混合→発熱 反応で複合化)
Ni ₃ Al	ガスタービンエンジン	プロトタイプ・タービンディスク	粉末押出 +高温鍛造	ORNL (Ladish)	Ni-9Al-8Cr-1Zr-0.02B	
	自動車用エンジン	・ターボチャージャー ・ディーゼルエンジン 部品	精密鍛造	ORNL Cummins Engine	適用検討	
NiAl	ガスタービンエンジン	高圧タービンレード	単結晶 (+EDM, ECM 加工)	G. E. Aircraft Engines		

写真1 NiAl 単結晶タービンプレード試作例⁽⁸⁾

タービンプレードに採用計画中のTiAlは、既にMERL101といった材料名が付されており、材料要求特性まで公表されていることは注目に値する。NASP計画では、TiAl、Ti₃AlをベースとしてSiC繊維で強化したもの、およびTiAlベースのTiB₂粒子強化複合材料等の開発が進められてい

写真2 恒温鍛造で試作されたTiAl製静翼⁽⁹⁾

るようである。

General Electric社で試作したNiAl単結晶の高圧タービンプレードを写真1に示す⁽⁸⁾。EDM (Electro-Discharge Machining), ECM (Electro-Chemical Machining) 加工を使用して冷却孔まで有している。

恒温鍛造で試作されたTiAl製静翼を写真2に示す⁽⁹⁾。これは難塑性加工材とされるTiAlにMo

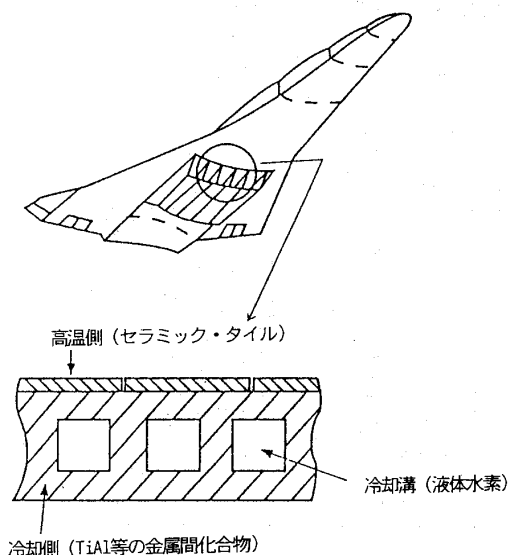


図3 宇宙往還機エンジンの冷却構造部材への適用検討案としての考え方⁽¹⁰⁾

添加等の工夫を施したもので、成形性はもちろん常温引張特性をも改善したと報告されている。

3.2 将来への応用展開

国内における宇宙往還機 (HOPE) エンジンの冷却構造部材への適用検討案として図3に示すような考え方もある⁽¹⁰⁾。セラミックスと金属間化合物とを複合化すると、超高温環境に対する軽量部材が可能となり、このようなエンジン用超耐熱・遮熱構造部材としての用途が期待される。

ドイツにおける宇宙往還機 (Sänger) の Ti_3Al サンドウィッチ構造による遮熱システム (TPS) の概念検討案を図4に示す⁽¹¹⁾。 Ti_3Al と Ti のサンドウィッチ内の空間部分は真空になっており、それらサンドウィッチ間には熱輻射シールドのために耐熱ポリイミドフォイルがはさまれている。30 mm という薄さの TPS 構造で有効熱伝導率を極力小さく採ろうとしたものである。

なお、金属間化合物の複合化に関しては、傾斜機能材料 (FGM: Functionally Gradient Materials)⁽¹²⁾ および繊維強化金属間化合物 (FRIMC: Fiber Reinforced Intermetallic Compounds) 等をも含めて広い観点から今後展開していくものと考えられる。

4. あとがき

本報では、ガスタービン用を中心に軽量耐熱材料としての金属間化合物を取り挙げて、その特性および実製品への適用検討例または案の一端を紹介

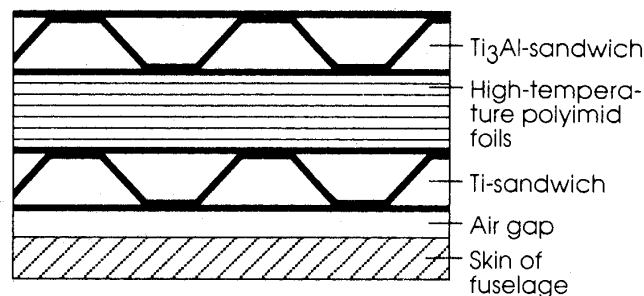


図4 Ti_3Al サンドウィッチ構造による遮断システム (TPS) [独・Sänger]⁽¹¹⁾

介した。

ただし、今後、要素技術の基礎固めはもちろん、耐久性の確認、信頼性の向上、品質保証技術の確立およびコスト採算性の検討等解決すべき課題は山積みである。さらに、金属間化合物のような新材料の適用に当たっては、材料特性に応じた強度評価および設計コンセプトの構築等が必要不可欠と考えられる。

参考文献

- (1) Bumps, E. S., ほか 2 名, Journal of Metals, 4-6 (1952-6), 609
- (2) Anton, D. L., ほか 3 名, JOM, 41-9 (1989-9), 12
- (3) Sen, S. & Stefanescu, D. M., JOM, 43-5 (1991-5), 30
- (4) Lipsitt, H. A., High-Temperature Ordered Intermetallic Alloys, Materials Research Society Symposia Proceedings Volume 39, (1985), 351, MRS
- (5) 例えば, Ronald, T. M. F., Advanced Materials & Processes, 135-5 (1989-5), 29
- (6) Sikka, V. K., High Temperature Aluminides & Intermetallics, Proceedings of the 1989 Symposium on High Temperature Aluminides & Intermetallics, (1990), 505, TMS
- (7) Patten, J. W., *ibid.*, 493
- (8) Darolia, R., JOM, 43-3 (1991-3), 44
- (9) Yamaguchi, M. & Umakoshi, Y., Progress in Materials Science, 34-1 (1990-1), 137
- (10) 金属間化合物とセラミックスとの複合化基礎技術調査研究委員会, 金属間化合物等との複合化技術開発, (1990), 90, 財団法人次世代金属・複合材料研究開発協会
- (11) Reich, G., ほか 2 名, Aerospace Engineering, 11-7 (1991-7), 9
- (12) Matsuzaki, Y., ほか 3 名, Proceedings of the First International Symposium on Functionally Gradient Materials, (1990), 263, FGM Forum

6. 傾斜機能材料

航空宇宙技術研究所 吉田 豊 明

1. まえがき

「傾斜機能材料」(Functionally Gradient Material) という用語が近年我が国で広く使われるようになった。我々ガスタービン社会でも多くの人には既になじみの言葉であるものと思われる。

FGM は次章で明らかなように、新素材ではなく、広義の新材料であろう。筆者は、FGM 研究開発プロジェクトの特性評価部門に参加し、研究全体の経過にも接してきた。本稿ではガスタービン屋の目で見えた FGM 研究の概括を行う。詳細については文献(1)を参照されたい。

2. FGM とは

傾斜機能材料は、「対照的な機能を有する素材を、継目なしに(連続的に)、一方から他方へ相互に成分比を徐々に変えながら(傾斜させながら)配分することによって、与えられた環境に耐えられるような機能を発現させるもの」をいう。ここで中間層に第2, 第3の異種材料が含まれた方が製法、機能の上でより望ましい場合もある。FGM 研究としては、このような傾斜化を行うことによって従来不可能であった部材を実現させることに最大の意義があるけれども、従来技術に代って大幅な改良となることにも注目すべきであろう。

FGM 研究の発端はロケットエンジンの研究開発において、超高温部材の実現が必須であるところから始まっており⁽²⁾、図1に示すように、耐熱性・遮熱性に優れたセラミックスと構造強度の高い金属とを組合せて傾斜化させることにより高温・高熱負荷に耐えるものを実現させるというアイデアが生まれた。どのように傾斜化させるかによって部材内に発生する温度・熱応力分布が異なるので、結果として最も耐熱強度の高いような傾斜化の分布が存在することは認識できるが、それを設計や特性評価で見出すのは物性値評価の問題

や、製作・評価試験に種々の問題があるためむづかしい。しかし望ましい方向を相対的に評価することはできる。

この例のような機械的熱応力緩和機能を発端に概念を発展させて、電氣的(マウント一体型マイクロセンサーなど)、化学的(耐食性プラント材料など)、光学的(光ファイバーなど)、核的(耐放射線材料など)、生物学的(人工歯根など)等諸性質の傾斜機能化も期待される。実際、生物の世界では竹、貝殻、蜂の巣などや、生体における骨、歯、血管、臓器などに見られるように、実に巧みな機能の傾斜化が行われているし、人類の作り出したものにもその概念が経験的に巧みに取り入れられた性能・機能の格段に優れたものがある。日本刀はその好例であろう。

さて、図2はNi基耐熱合金とイットリア部分安定化ジルコニア(8Y-PSZ)を傾斜化させた場合(b)と単に層状に重ねた場合(a)について、同じ厚さ、表面温度(1400, 700 K)、平均熱伝導率の条件で内部の温度、熱応力を試算したものである⁽³⁾。両図から一見して分かるように、FGM では温度勾配が連続的な変化となり、発生する熱応力が低く

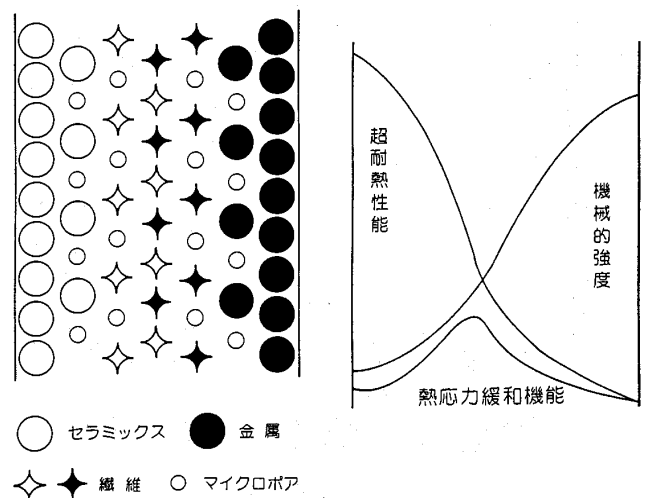


図1 傾斜機能材料の概念

(平成3年 月 日原稿受付)

抑制され、(a)でみられるような層の境界面における過激な応力変化がなくなる。This is FGM ! といえよう。

3. FGM 研究の概要

組織的な FGM 研究は科学技術庁の科学技術振興調整費における総合研究として昭和 62 年度から始められた。最初の 3 年間すなわち平成元年度までを第 I 期、平成 2, 3 年度を第 II 期とする合計 5 年間の研究プロジェクトである。これに先立ち、広汎な調査研究も行われた⁽⁴⁾。研究は、航技研の角田支所を中心とし、東北大をはじめとする大学関係、東北工試などの国公立試験研究機関、設計、素材、加工、特性評価等種々のフェーズで FGM の開発に意欲を有する民間企業が参加して、文字通

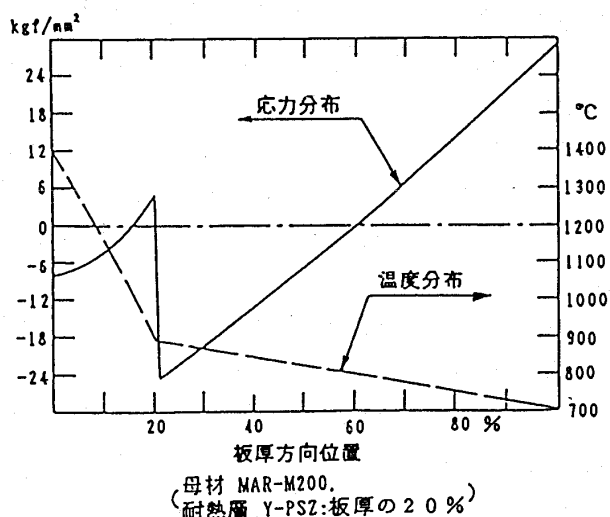
り総合的に取組まれている。研究の重点は、当面熱応力緩和機能の発現におかれ、目標値として表面温度 2000 K、温度落差 1000 K が設定された。これは、スペースプレーン、ロケットエンジン、ジェットエンジン等の研究開発における FGM 適用ニーズの高さを反映したものである。各参加機関は、材料設計、構造制御(合成)、特性評価、データベース各部門のいずれかを分担し、部門間の有機的な係をとりながら研究を進めている。

第 I 期では直径 30 mm のコイン状試験片を共通の対象とし、それぞれの立場で研究が進められた⁽⁵⁾。第 II 期では形状の大型化が図られ、一辺 300 mm 程度の四角平板状試験片の実現へと発展した。さらに半球状、円筒状、雨樋状の試験片合成も取組まれている。

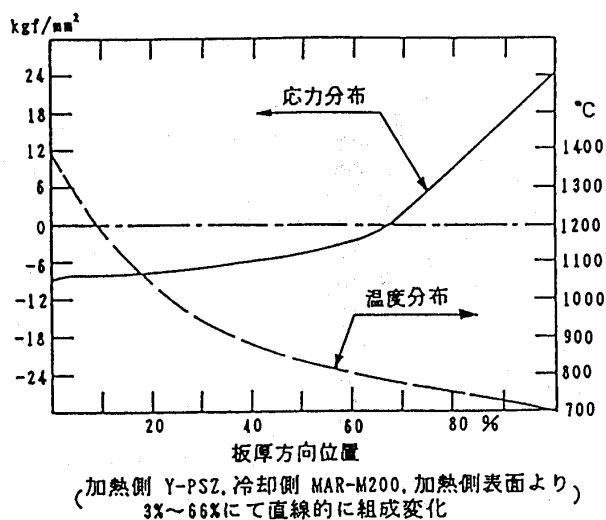
3.1 材料設計

設計部門では、混合体のマイクロ組織構造を模式化して物性値を適切に評価する各種の混合則を見出す研究、FGM とみなし得る程度に多層の板状物体の物性値評価および構造解析を行う研究、これら一連の解析を設計ツールとして AI 化する研究等が行われてきた。合成部門が製作した FGM のマイクロ組織写真や測定した熱物性値等は、データベース部門を介して設計部門に伝達されている。また、評価部門が行った種々の試験結果も同様に伝達される。特に第 II 期においては研究対象とする試験片の形状、使用環境条件等が設計部門に伝えられ、実際の評価結果に裏付けされた設計技術が確立されるように研究が進められている。

図 3 は、現在最も機能している設計ツールで実



(a) 従来のセラミックス遮断コーティング (TBC)



(b) 傾斜機能化

図 2 傾斜化による熱応力の緩和 (面内拘束状態)

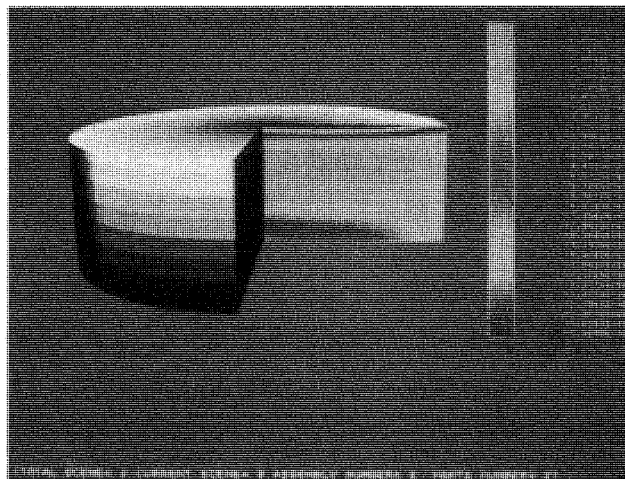


図 3 小型試験片の定常熱応力分布

施された設計結果の一例を示す⁽⁶⁾。Y・PSZ-SUS 304 系 FGM で直径 30 mm, 厚さ 10 mm の試験片について, 表面温度 2000 K, 温度落差 1000 K の条件で計算したときの半径方向定常熱応力分布を表す。

3.2 構造制御 (合成)

FGM の合成方法は種々あり, それぞれ適した材料系, 合成後の組織の特徴があるので, 適用対象によってその方法の選択がある程度限られてくる。合成部門は, それぞれの観点で望ましいとされる FGM の調査, 選定を行い, 試験片製作のための装置, 方法の技術を開発することが使命である。これに伴ない必然的に製作者自身がミクロ組織観察, 分析, 基礎的な機械・熱物性値の評価等を行う場合が多い。熱物性値の評価に関しては, 装置のない場合や評価法に共通性を持たせる意味もあって, これを支援する別の機関と関係がとられ

ている。製作された試験片およびその各種データはデータベース部門を介して特性評価部門, 材料設計部門に供給され, それぞれ後刻情報がフィードバックされる。

表 1⁽⁵⁾ に現在進行中の FGM 研究における代表的な合成法とその材料系などを示す。この表は次節の図 5 に示す高温温度落差評価試験装置による直径 30 mm のコイン状試験片の評価に関与しているものである。また, 図 4 は実際に合成された FGM の一例として, 8 Y-PSZ と Ni-Cr (20%) を同時混合溶射法により傾斜化させた厚さ 4mm の試験片の断面構造を示す⁽⁷⁾。この図はコンピュータ援用の Electron Probe X-ray Micro Analyzer (CMA) による分析結果であり, 図の左側が PSZ, 右側が Ni-Cr である。原図はカラーで, 両者の微細混合形態を表す中間色もあり, 3 種の形態の傾斜化が空間的によく実現されている。

表 1 FGM 研究における代表的な合成法と材料系

合成法/機関名	合成系	組成分布	厚さ(mm)	最大負荷条件 (K)	
				表面温度	温度落差
物理蒸着法/金材研(5研)	TiC/SUS系	—	~0.010	-	-
化学蒸着法/ 東北大学金研	SiC/C系	最適一次設計	0.4	1700	400
		最適一次設計	0.4	1500	300
		2層設計	1.0	1400	100
		最適一次設計	0.3	1600	200
		6層設計	1.6	1400	100
物理化学蒸着融合法/ 住友電工(株)	SiC/C系	最適一次設計	2.0	2000	(1800)
粒子噴射法/ 東北大学工学部	ZrO ₂ /SUS系	線形分布	7.0	1700	(1500)
		線形分布	5.0	-	-
薄膜積層法/ 日本鋼管(株)	ZrO ₂ /Ni系	線形分布	3.4	1300	-
		線形分布	2.43	1600	1200
異種粒子独立溶射技術/ 金材研(4研)	ZrO ₂ /NiCrAlY系	最適一次設計	-	-	-
異種粒子同時溶射技術/ 新日鐵(株)	ZrO ₂ /Ni系	独自設計	1.47	900	600
		最適一次設計	1.03	1100	700
自己発熱反応法反応制御 技術/大阪大学	TiB ₂ /Ni系	最適一次設計	10	-	-
自己発熱反応法広域制御 技術/東北工試	TiB ₂ /Cu系	最適一次設計	5.7	600	200

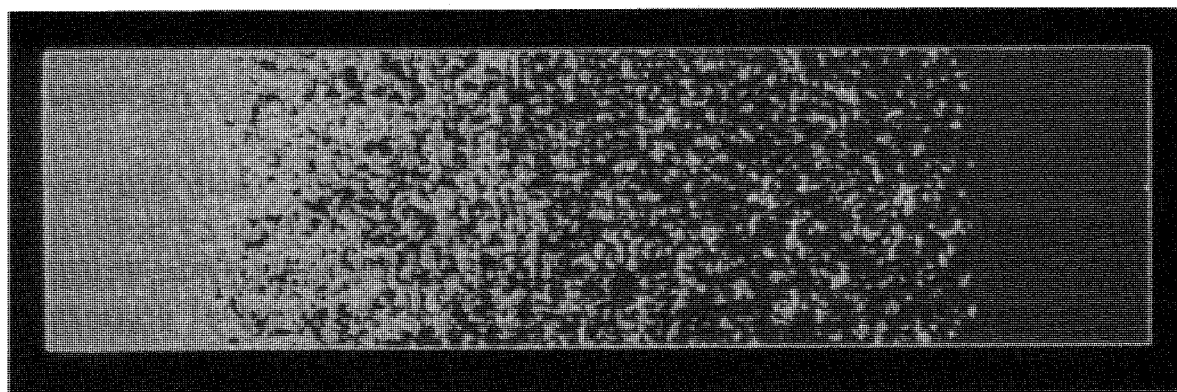


図4 FGMの組成分布 (PSZ & Ni-Cr)

3.3 特性評価

この部門では、イ) 高温強度評価のための基準試験法の確立と評価、ロ) 高温・高温度落差評価試験による評価、ハ) 模擬実環境における評価、ニ) 各種破壊、非破壊検査法によるミクロ組織分析のための研究が行われてきた。評価部門と他の部門との関係は、他と同様に緊密に行われている。

評価研究の初期には共通評価基準試験片として直径 30 mm のマコールが用いられ、漸次合成された FGM 小型試験片のスクリーニングへと展開された。

イ) では Small Punch 法, Modified SP 法, 高温曲げ試験法とその評価法等が研究され, 初期スクリーニングが主に行われてきた。ロ) では Xe アークランプ照射による評価試験装置が開発され, 本研究の目標とする $T: 2000K$, $\Delta T: 1000K$ に耐えるかどうかを小型試験片について評価するための中心的な役割を担ってきた。図5に装置の構造を示す⁽⁸⁾。この装置では熱サイクル評価試験も行われている。さらに, 別の研究グループではレーザー, ガスパナ等の照射による評価試験も行われている。ハ) では高温高速ガス流, 空力加熱場, 高温高速回転場のような実環境を模擬した試験装置による評価試験が取組まれてきた。いうまでもなくこれらは, ロケットノズル, ラム・スクラムジェットエンジンの高温ガス流路, スペースプレーン等超高速飛翔体表面の耐熱パネル, ガスタービンエンジンのタービン翼等への適用を目的としている。ニ) では超音波, アコースティックエミッション, レーザ等を用いた非破壊的な検査, 分析とその理論解析や, 破壊検査における SEM, EPMA等の適用と画像処理等の研究が行われて

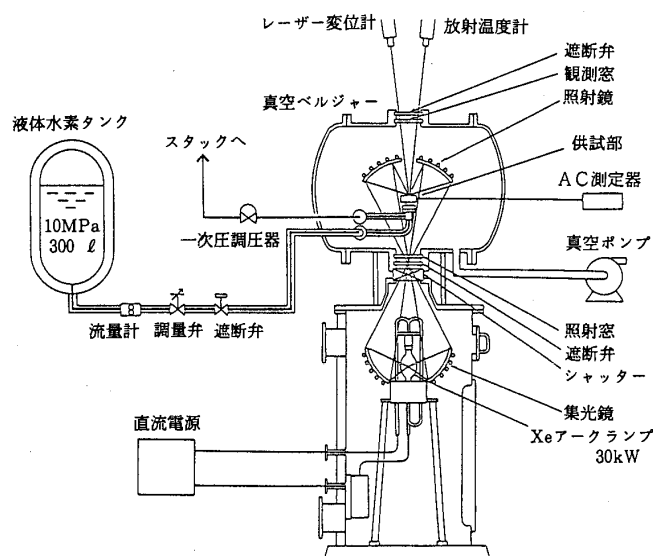


図5 高温度落差評価試験装置

きた。このような破壊検査については前述のように, 設計, 合成部門でも行われている。

4. あとがき

本研究の発端とその後の進捗は本稿で述べた通りであるが, 初期の段階の昭和63年2月に早くも研究者等の広がりやを反映して, 自由に参加できる傾斜機能材料研究会(会長 山内正男先生)が発会され, その事務局が(株)未踏科学技術協会内に設置された。その活動は, 年1回のシンポジウム(過去4回), ワークショップ(過去13回), 見学会, 平成2年秋の第1回国際シンポジウム(第2回は平成4年米国で開催予定), 国際ワークショップ等々海外研究者との関係を含む各種の研究集会や, 会報(月刊 FGM ニュース), 成果報告書, 調査報告書, さらに単行本⁽¹⁾等の刊行物出版があり, きわめて活発である。この背景には科学技術庁研究開発局によるバックアップのあることも特筆す

べきであろう。

「傾斜機能材料」および「FGM」は我が国で生れた用語である。それはコロンブスの卵的な発想に感じられるかもしれないが、実際に系統的な研究が進められてみると、根拠を持った様々な将来展望が開けてくる。現在、当初の研究プロジェクト終了を間近にし、さらなる発展のための調査研究も行われたところである。芽を出して双葉がついたかと思われる段階の FGM 研究が我が国を中心として育ち、やがて世界の共有する先進工業技術に成熟することを期待するものである。

参考文献

- (1) 傾斜機能材料研究会編, 傾斜機能材料, (平 4-1), 工業調査会 [予定]
- (2) 新野ほか, 月刊ニューセラミックス, 2-5 (平 1-4), 1
- (3) Taki, M., ほか 3 名, Proc. of the 1st International Symposium on FGM, (1990), 353
- (4) 複素化による機能発現と熱応力緩和のための基盤技術に関する調査報告書, (昭和 62-5), 三菱総合研究所
- (5) 熱応力緩和のための傾斜機能材料開発の基盤技術に関する研究第 I 期成果報告書, (平 2-11), 傾斜機能材料研究会
- (6) ダイキン工業・東北大学, FGM ニュース「傾斜機能材料」, 7 (1989-12), 26
- (7) 下田, 同上, 1
- (8) 熊川, 航技研ニュース, 168 (1989-2), 4



曲げ振動する遷音速圧縮機環状翼列に作用する非定常空気力の測定 (第2報)

航空宇宙技術研究所 小林 紘
生 沼 秀 司

Abstract

For clarification of unstalled supersonic bending mode cascade flutter, aerodynamic damping forces acting on an oscillating blade of a supersonic annular compressor cascade have been investigated in both aerodynamic stable and unstable domains, using an annular cascade test facility. In the facility, whole blades composing the cascade were controlled-oscillated in the bending mode by a developed high speed mechanical drive system.

In the experiment, the reduced frequency K based on a half chord was changed from 0.037 to 0.190 with a range of inlet Mach No. M_1 from 0.829 to 1.06, and at a constant inter-blade phase angle. Through the force data, the occurrence of unstalled supersonic bending mode compressor cascade flutter was made clear in low back-pressure conditions as well as the significance of K and M_1 for flutter. The effect of shock wave movement due to blade oscillation on flutter occurrence was also clarified in the experiment.

1. まえがき

ガスタービンの翼列フラッタや空力的強制振動問題を解決するためには、翼列翼に作用する非定常空気力を明らかにすることが必要である⁽²⁾⁽³⁾。このため、著者らは特殊な翼列加振装置を内蔵した環状翼列風洞⁽⁴⁾を開発して、これまでに、遷音速タービンと遷音速圧縮機両翼列の振り振動モード時の非失速翼列フラッタの研究を行い、多くの事柄を明らかにした^{(5)~(7)}。

これに引続き、翼列翼の曲げ振動高速機械式加

振装置(第1報)を開発して⁽¹⁾、全翼列翼の強制加振実験法にて遷音速から超音速流れの曲げモード非失速翼列フラッタの研究を進めている。ファンや圧縮機の設計点近傍の作動領域では、曲げモード翼列フラッタが発生する可能性があるという理論解析結果⁽⁸⁾⁽⁹⁾は予測している。しかしながら、曲げモード時の遷音速翼列の非定常空力特性並びに衝撃波の曲げモードの翼列フラッタへの影響は実験的にあまり明らかにされていない。

今回、翼列の翼間振動位相差 67.5° 一定条件のもとで、流入マッハ数を高亜音速から超音速($M = 0.829 \sim 1.06$)まで変え、その各々の流速において無次元振動数($1/2$ 翼弦長基準)を 0.037 から 0.190 まで変化させた。低背圧の翼列条件下で非定常圧力分布測定法を用いて翼に作用する非定常揚力を求め、翼列フラッタの発生限界を明らかにするとともに、翼衝撃波の翼列フラッタへの影響を特殊な測定翼を用いて調べた。本実験により、高亜音速流入時には、曲げ自由度の非失速翼列フラッタは発生しないが、低背圧の翼列条件下の超音速流入時には翼列フラッタが発生すること並びに翼列フラッタの発生には、衝撃波による非定常空気力が大きな役割を演じていること等を明らかにした。

主な記号

- A ; 変動圧力振幅 (式(5)で定義)
- C ; 翼弦長
- C_{LT} ; 無次元非定常揚力係数 (式(3)で定義)
- ΔE ; 翼素エネルギー (式(4)で定義)
- h ; 翼の曲げ振幅 (翼背側の変位方向を正, mm)
- i ; 入射角
- K ; 無次元振動数 $K = c\omega/2U_1$
- M_1, U_1 ; 流入マッハ数と流入速度
- ΔP_{ai} ; 翼面上の変動圧力

(平成3年4月18日原稿受付)

- β ; 翼間振動位相差
 ω ; 翼の曲げ振動の角振動数
 ϕ ; 翼振動を基準とした変動圧力の位相差

2. 実験装置と試験翼列

図1に環状翼列風洞の測定部と翼列曲げ加振機構の概略を示す。本風洞は、マッハ数、Re数並びに、無次元振動数を実機と等しい条件で実験できる様に設計された環状翼列風洞である。広い無次元振動数の範囲にわたり、空力的安定並びに不安定の両領域で曲げ振動時に翼列翼に作用する非定常空気力を測定するために、16枚すべての翼列翼を制御加振出来る高速機械式曲げ振動翼列加振装置を開発した⁽¹⁾。各々の翼は剛壁内筒ケーシングを通して半径方向に片持ち支持されている。

15 Kwの駆動モーター①の回転は駆動軸に固定されたギヤー②から、翼列翼と対をなして同一円周上に配列されたピニオン③と深みぞカム④の集合体16組に伝達される。この深みぞカムとピニオンはスプラインを介して連結され、スプライン

の組合せ方によって翼間振動位相差を $2n\pi/16$ (n は任意の整数)と任意に変えられる。振り軸の腕A⑥と一体となっているカムフォロワーピン⑤と深みぞカム④との運動は、両軸受で支持された振り軸⑦の角振動に変換される。次いで、ピストンエンジンのクランク軸と連接棒の組合せでピストンの上下運動を軸の回転に変換させるのと類似したメカニズムで、振り軸⑦の角振動が翼⑫の並進振動に変換されている。アームB⑧とアームC⑨並びにアームCと一体となっている翼軸トラニオン⑩の集合体が連接棒の作用をなしている。翼軸⑫と翼軸トラニオン⑩間の相対的な回転すべりは可能であると共に、翼の並進運動はスライドガイド⑪によって方向付けられている。

本装置の加振装置性能試験により(1)200Hzまで連続的に並進調和振動を16枚の翼列翼に与えること。(2)強制振動によって翼スパン方向に様な並進振動変位(振幅0.79mm)を翼に与える。(3)翼列翼を構成する16枚の全ての翼は同一振動数で加振され、それらの振幅と翼間振動位相差はほぼ同一である。等の結果が得られ、本装置は翼列フラッタの実験に必要な性能を有することが確認できた。詳細は、参考文献(1)を参照されたい。

試験翼列の主要諸元を表1に示す。本翼は、キャンパー角 6° の二重円弧翼であり、翼列条件の食違い角、弦節比等は実機圧縮機翼列とほぼ等しくしてある。

3. 計測とデータ処理

翼列の静特性は、翼列上流及び下流の5孔ピトー管による流れの測定、翼間通路と翼列上流及び下流位置のダクト壁面上での静圧分布測定、並びに翼面上の圧力分布測定によって得られた。

時間的変動データに関しては、翼の振動変位と翼表面に作用する変動圧力が測定された。振動時

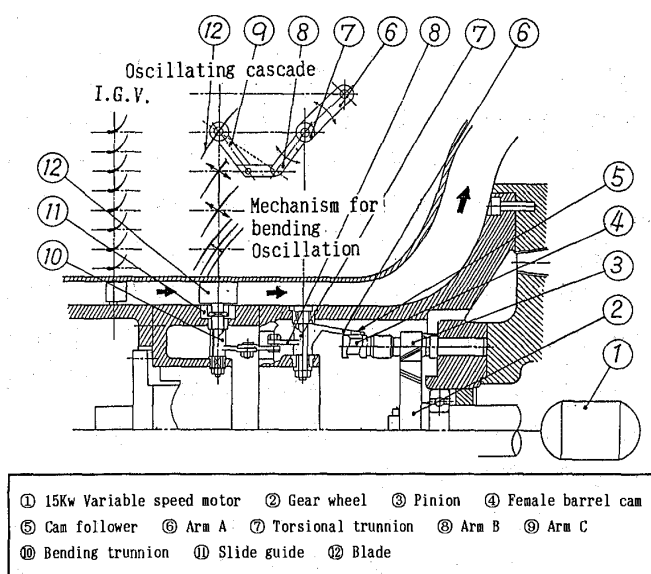


図1 翼列風洞測定部と翼列曲げ振動加振装置

表1 試験翼列の主要諸元

Chord length C	; 72 mm
Max thickness ratio	; 4 %
Aspect ratio	; 0.357
Inlet angle	; 61° , Outlet angle ; 55°
Stagger angle	58° , Camber angle ; 6°
Pitch chord ratio	; 0.873 (Tip) , 0.804 (Mid), 0.763 (Hub)

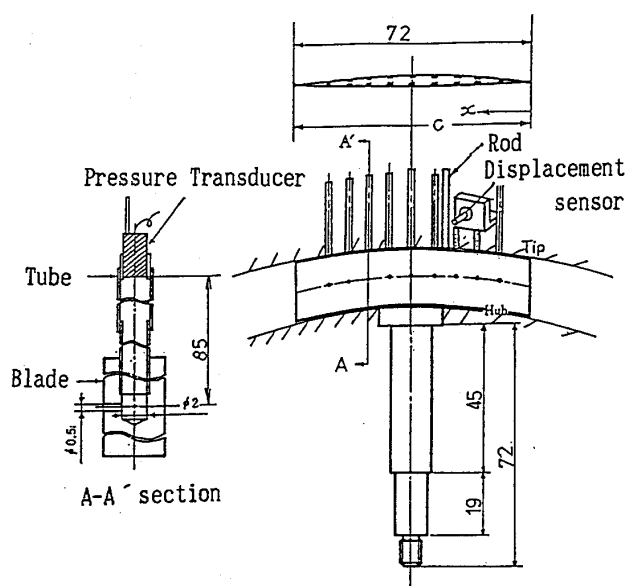
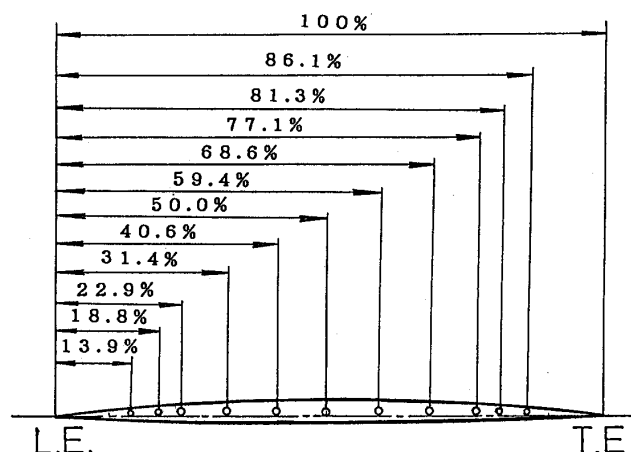


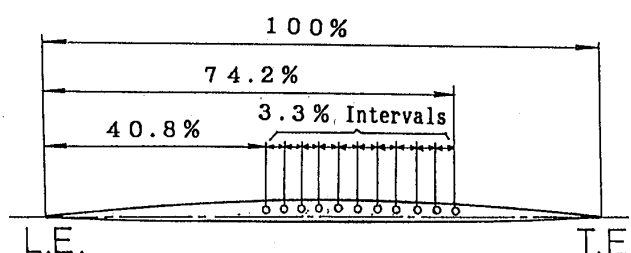
図2 変動圧力測定法

に翼に作用する変動圧力測定は、翼面背側と腹側の各々11点の合計22点(図3(a))で、翼表面に開けられた $\phi 0.5$ mmの圧力孔と連結した内径 $\phi 1.0$ の細管に超小型圧力センサーを取付けて行われた(図2)。翼振動にともなう衝撃波の位置変動によって発生する変動空気力測定のために、衝撃波発生点を中心として翼面上3.4%翼弦長間隔で合計11点の測定孔を有する特殊翼(図3(b))を製作し、翼列翼の一枚として使用した。

ところで、本方法で測定された翼面上の非定常圧力(以下、変動圧力の中で翼振動数と同一の振動数を有する成分を非定常圧力と記す。)は、細管を用いた圧力測定系(A_s, ϕ_s)、直流増幅器(A_r, ϕ_r)、データレコーダ(A_d, ϕ_d)の振幅比Aと位相遅れ ϕ の周波数応答特性値を予め調べておいて、それを用いて補正されることが必要である。 (A_r, ϕ_r) と (A_d, ϕ_d) は周波数発信器と周波数分析器を用いて周波数範囲0~400 Hzで調べられ、 $A_r, A_d=0.997\sim 1.00$ 、と $\phi_r, \phi_d=0.0^\circ\sim 1.6^\circ$ の値が得られた。細管系の周波数応答特性(A_s, ϕ_s)はブロー管周波数応答測定装置並びに翼に直接埋め込まれた超小型圧力センサーを用いて測定され、細管に連結された翼表面圧力孔の開孔端表面の流速と変動圧力の振動数の関数として得られた(測定例として参考文献(10)の図6を参照されたい)。また、非定常圧力の測定においては、差圧タイプ超小型圧力センサーを使用して定



(a) 背側と腹側の変動圧力用



(b) 衝撃波の変動圧力用

図3 翼面上の圧力測定孔位置

常圧力成分をバランスさせ、非定常圧力成分のみが直流増幅器で増幅されるようにすると共に、バランス用圧力管に減衰材を挿入してセンサー裏面の非定常圧力振幅がセンサー表面(受圧面)の圧力振幅の20 dB以下になるように工夫した。

実験で得られた翼の振動変位と非定常圧力との32回の平均化処理から求められた非定常圧力の実測値(A_o, ϕ_o)に、上述の補正をして、非定常圧力振幅 A_p と翼振動に対する位相遅れ ϕ_p を次式から得ている。

$$A_p = A_o / (A_s * A_r * A_d) \quad (1)$$

$$\phi_p = \phi_o + \phi_s + \phi_r + \phi_d \quad (2)$$

そして、これらのデータを次式に代入して、翼の背側および腹側の翼表面に作用する単位振幅当りの非定常圧力の大きさと翼振動に対する位相遅れの翼弦方向分布図、局所エネルギー分布図、非定常揚力係数を得ている。翼弦翼の並進振動に対する空力不安定の発生(他の減衰力のない場合にはフラッタの発生を意味する。)は、翼振動一サイクルごとに流体力のなす仕事の正值、すなわち非定常揚力係数 C_{LT} の虚数部の正值により判定した。局所エネルギー ΔE 値が正值の場合はその局

所的位置に作用する流体力が翼振動を励振することを表している。

計測及びデータ処理において用いられた圧力センサー、増幅器、周波数カウンター、及び周波数分析器等の計測精度及び分析精度から、以下に示すマッハ数 M 、無次元振動数 K 、非定常圧力振幅 A 、非定常圧力の位相差 ϕ 、無次元非定常揚力係数 C_{LT} 、翼素エネルギー ΔE の各々値を表す数字の有効桁数はそれぞれ、上から3桁、小数点以下3桁、小数点以下1桁、上から3桁、小数点以下3桁となる。

(i) 無次元非定常揚力係数 C_{LT}

$$C_{LT} = \frac{1}{1/2\rho U_1^2 Ch} \int_0^c \{\Delta P_{ai}^+ - \Delta P_{ai}^-\} dx \quad (3)$$

(ii) 翼素エネルギー ΔE を単位面積当りのエネルギーとして

$$\Delta E = \Delta P_{ai} \sin \phi_i / (1/2\rho U_1^2 h) \quad (4)$$

また、非定常圧力振幅 A を

$$A = \Delta P_{ai} / (1/2\rho U_1^2 h) \quad (5)$$

と定義した。

ここで、 ϕ は翼振動と変動圧力の位相差、 h は翼振幅、 ΔP_{ai} は変動圧力成分を表す。+ は翼背側、- は翼腹側を示す。 X は圧力測定孔の X 座標であり、座標原点は翼前縁である。 $*$ は翼弦長での無次元化された長さを示す。

4. 実験結果と考察

4.1 圧縮機二重円弧翼列の定常空力特性

図4は、翼スパン中央での翼弦方向局所マッハ数分布を5つの流入マッハ数の場合について示している。流入マッハ数1.06, 1.04, 1.01の時、翼

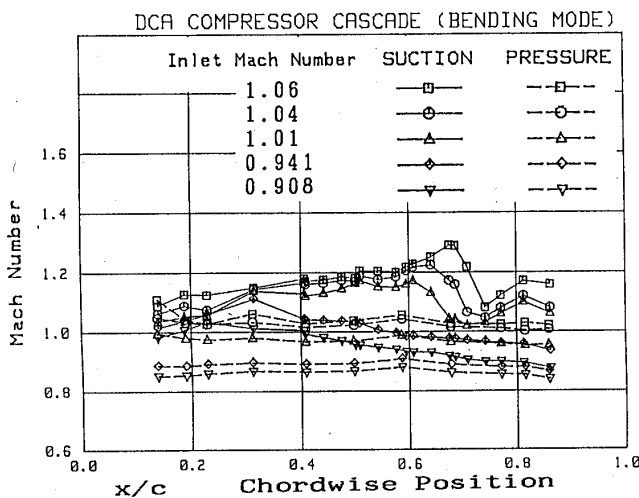


図4 翼面上のマッハ数分布

背面上の流れは超音速であり、前2者では翼腹側も超音速流れである。65%~70%翼弦長位置に現われる翼背面上の垂直衝撃波は、隣接翼の前縁衝撃波に連なっており、この垂直衝撃波位置は、図上の大きなマッハ数変化位置に対応している。一方、流入マッハ数0.941と0.908の時、翼背面上の流れは遷音速であり流入マッハ数0.829では亜音速流れである。翼列上流の円周方向及び半径方向流れ計測から、非定常圧力分布が測定されている翼スパン中央付近での流入角及び流入マッハ数の一様性、並びに翼列円周方向の比較的良い周期性が得られている。各々の流入マッハ数での翼列上流と下流での静圧比 P_{s2}/P_{s1} (外側ケーシング内壁面での1ピッチ間の平均静圧) はそれぞれ、1.10, 1.11, 1.10, 1.09, 1.08の低背圧で行われた。翼弦長を基準とした Re 数は 2.1×10^6 から 3.4×10^6 の範囲であった。

4.2 翼面上の非定常圧力分布の流入マッハ数及び無次元振動数に対する変化

翼面上の非定常圧力分布の測定結果の一例として、翼面上の流れが亜音速の場合 ($M_1 = 0.829$)、遷音速の場合 ($M_1 = 0.941$)、並びに超音速流れの場合 ($M_1 = 1.06$) の各々において無次元振動数の異なるものを(a), (b)として図5~図7に示す。図中には、変動圧力振幅 A 、変動圧力の翼振動に対する位相 ϕ 、並びに局所エネルギー ΔE の翼背側及び腹側の翼弦方向分布が表示されている。

翼表面が亜音速流れである図5の場合には、変動圧力振幅の翼弦方向分布はほぼ一様で背側の値が腹側よりも幾分大きく、特に前縁側で差が大きい。無次元振動数が増加した場合も圧力振幅分布には殆ど変化が見られない。位相差は、背側では位相進みで前縁から後縁にかけて 180° から 0° まで単調に減少しているのに対して、腹側では翼弦方向にほぼ一定であり、無次元振動数の増加につれてその値は 250° から 300° と少し増加傾向にある。流体からの振動エネルギーに関しては翼背側と腹側の前縁部分の一部を除き全体に負値であり、無次元振動数の増加にともない負値が大きくなっている。これは翼表面に作用する流体力が翼振動を減衰させる働きをなすことを表している。

翼背側の流れが遷音速流れとなる図6の場合には翼背側前縁部分で超音速流れとなる。50%翼弦

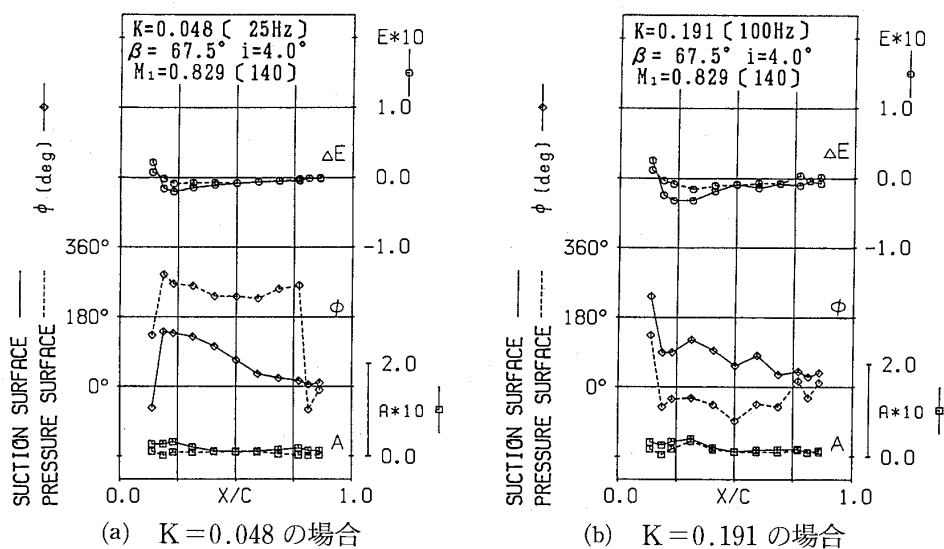


図5 翼に作用する非定常圧力分布 (亜音速流れ)

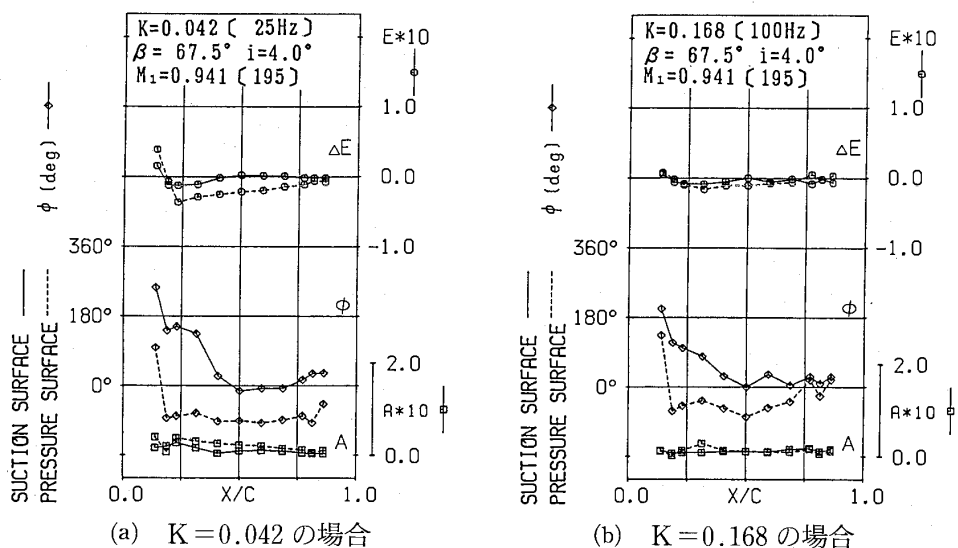


図6 翼に作用する非定常圧力分布 (遷音速流れ)

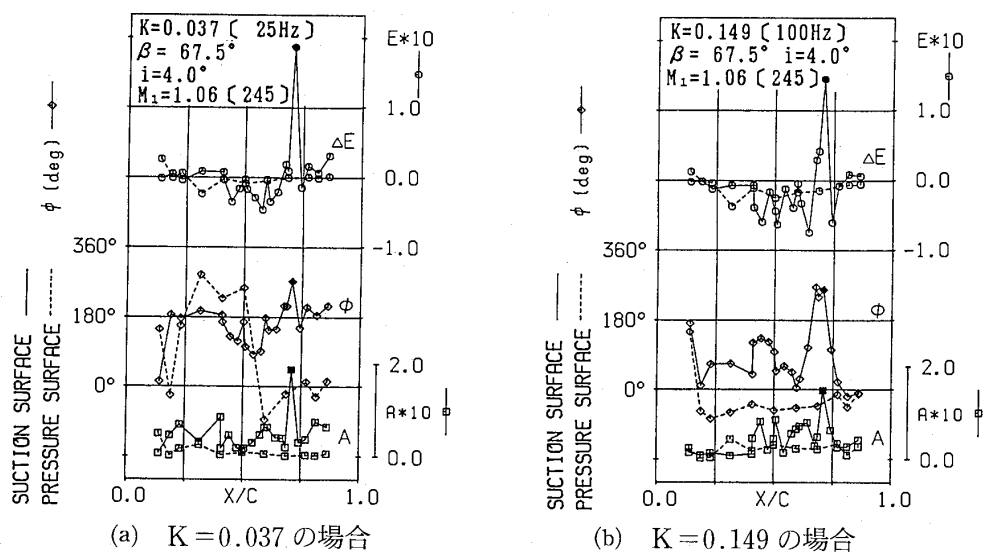


図7 翼に作用する非定常圧力分布 (超音速流れ)

長付近に発生すると考えられる衝撃波の影響が弱いいためか、衝撃波位置変動による影響は変動圧力上に殆ど現われず、振幅、位相差、局所エネルギーの翼弦方向分布の全般的な様子は亜音速流れと類似している。特徴のある点を上げれば、翼背側の25%~50%翼弦長間（超音速から亜音速流れへの変化領域）で位相差が 160° から 0° へと急激な変化をしていることである。Kの増加につれて、翼腹側の局所エネルギーの負値が翼弦全体にわたって小さくなっている。

一方、両翼面が超音速流れとなる場合には、背側11点の測定では衝撃波の挙動を十分にとらえることが出来ず、図3(b)に示す翼を用いて衝撃波の挙動を詳細に調べた。それらの結果を結合した非定常圧力分布図が図7(a)と(b)である。衝撃波の位置する翼背側70%翼弦長付近での圧力振幅はその近傍の値に比べて5倍と急増し、位相もその近傍において 90° から 270° の値へと大きく変化している。このため、衝撃波の位置変動する翼面上では、流体から翼へのエネルギー流入が生じ、翼振動を不安定化する作用が発生している。加えて、翼背側での変動圧力及び位相分布とも超音速の場合には、亜音速や遷音速流れの場合より圧力振幅値は幾分大きく、位相は 180° 前後で翼弦方向に一樣であるため、25%~40%の間と75%以上の翼弦長位置は ΔE が正値を有している。このため $K=0.037$ では、翼背側と腹側に作用する流体力エネルギーの総和 $\sum \Delta E$ は正値となり、翼列フラッタが発生している。

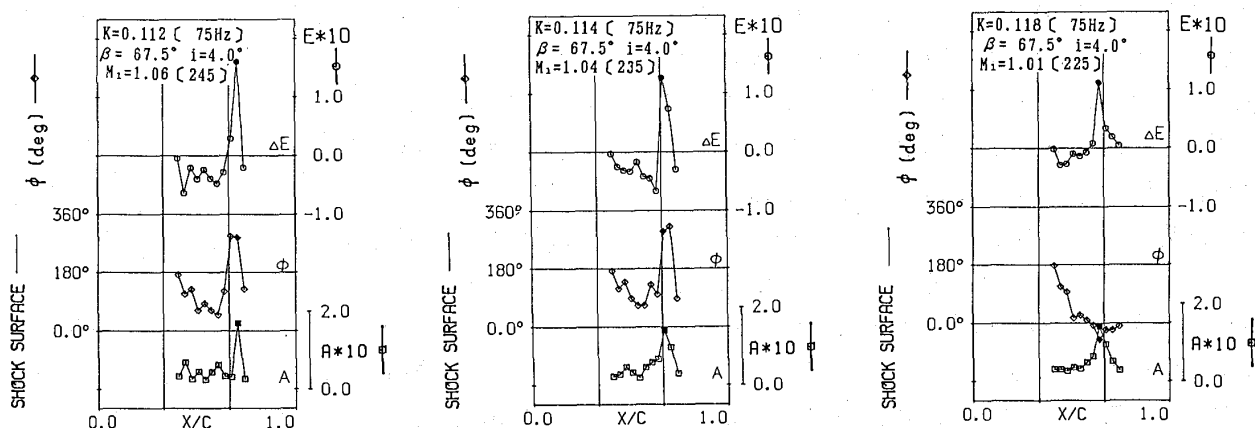
5.3 衝撃波の翼列翼の空力不安定に及ぼす影響

翼振動にともなう衝撃波の位置変動によって翼面上に発生する変動空気力を図3(b)の特殊翼を用いて測定した結果の一例として、類似した無次元振動数で流入マッハ数が1.06, 1.04, 1.01と異なる3つ場合について図8(a)~(c)に示す。図中には、衝撃波発生点を含めた翼背側の変動圧力A, 位相差 ϕ , 翼素エネルギー ΔE が表わされている。この3つの図より、衝撃波位置変動にともなって大きな変動空気力が発生し、その力は翼を励振する作用を生じていることが明らかである。

衝撃波の作用は流入マッハ数1.06~1.01と無次元振動数0.037~0.157の本実験範囲内では同一であり、翼を励振するものであった。同一流入マッハ数では無次元振動数の増加にともない発生する変動圧力振幅は幾分減少するが、翼振動に対する位相差は一定である。流入マッハ数が減少するにつれて翼面上の衝撃波は翼前縁に向かって移動するとともに、衝撃波の強さは減少する。このため無次元振動数が一定で流入マッハ数が減少した場合には、発生する変動圧力振幅は減少するが、その位相差には変化が見られない。衝撃波の位置変動による翼面上の影響領域も流入マッハ数が減少するにつれて3.4%翼弦長より幾分広がる傾向を示している。

5.4 空力減衰力の流入マッハ数及び無次元振動数に対する変化

流入マッハ数をパラメータとして、非定常揚力係数の実数部 $\text{Re}(C_{Lt})$ と虚数部 $\text{Im}(C_{Lt})$ の無



(a) 流入マッハ数 $M=1.06$

(b) 流入マッハ数 $M=1.04$

(c) 流入マッハ数 $M=1.01$

図8 衝撃波によって発生する変動空気力

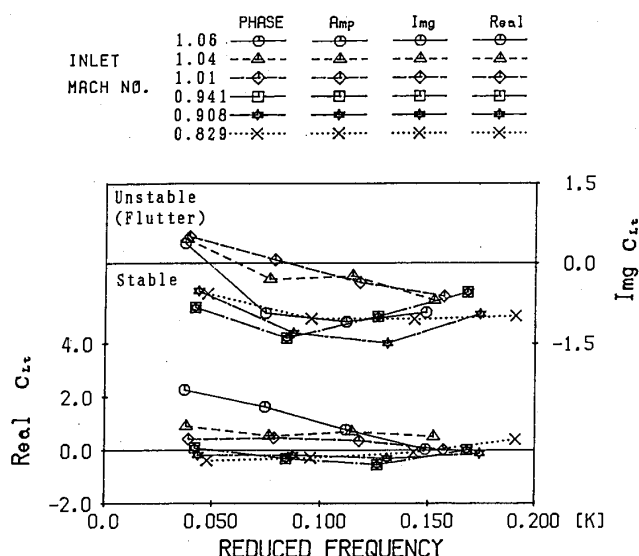


図9 非定常揚力係数の無次元振動数に対する変化

次元振動数に対する変化を図9と10に示す。これらのデータは本実験24ケース（流入マッハ数6種×無次元振動数4種）での翼面上の非定常圧力分布を式(3)に代入して求めた非定常揚力係数である。翼が空力減衰力以外の機械的減衰力を有していない時で、非定常揚力係数 C_{Lt} の虚数部が正值の場合に翼振動が空力的不安定となり翼列フラッタが発生することを意味している。図9は、背側11点と腹側11点の合計22点の非定常圧力分布データから非定常揚力係数を計算したものである。

本実験の範囲内では、（流入マッハ数，無次元振動数）の組合わせで（1.06，0.037），（1.04，0.38），（1.01，0.039），（1.01，0.079）の4点で $\text{Img}(C_{Lt})$ が正值となり翼列フラッタが発生した。すなわち，流入マッハ数が高亜音速においては翼列フラッタは発生せず，流入マッハ数が超音速である $M1=1.01, 1.04, 1.06$ で翼列フラッタが発生しており，低い超音速流入マッハ数においては，より高い無次元振動数で翼列フラッタが発生している。 $\text{Img}(C_{Lt})$ は無次元振動数が増加するにつれて減少し，大きな負値になっており，この傾向は流入マッハ数が変化しても同様である。

$\text{Re}(C_{Lt})$ 値は，無次元振動数に対してほぼ一様であり，流入マッハ数が増加するにつれて，その値は幾分増加傾向にある。

図10は，詳細な衝撃波の影響データを加えた合計33点の翼面上の非定常圧力分布データから非定常揚力係数を得たもの（流入マッハ数の数字の

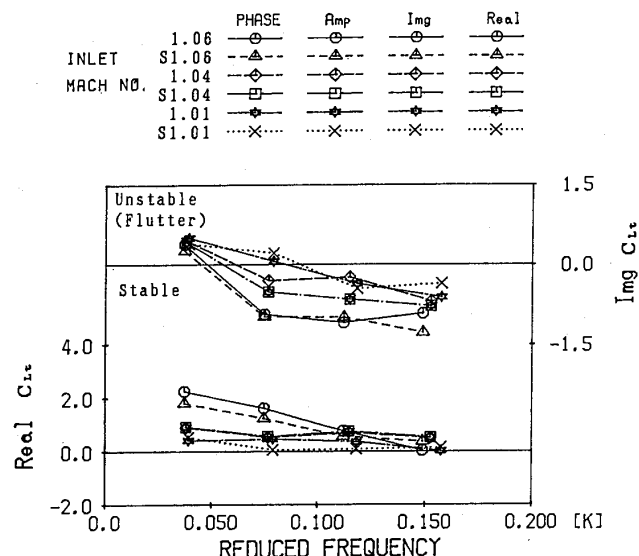


図10 非定常揚力係数の無次元振動数に対する変化（衝撃波の影響）

前にS文字をつけたもの）と，上述の22測定点データから計算した非定常揚力係数を3種類の流入マッハ数について比較したものである。

$\text{Img}(C_{Lt})$ 曲線が $\text{Img}(C_{Lt})=0.0$ の曲線と交差する点の無次元振動数の値を曲げ翼列フラッタの発生限界無次元振動数と考えれば，図は衝撃波の詳細なデータを考慮した場合には，その値が変化することを表わしている。詳細な衝撃波の影響を考慮すると，流入マッハ数1.06と1.04では限界無次元振動数の値が，0.0005程度低下する。

しかし， $M=0.01$ では逆に0.005程度高くなる。

翼背側11点の変動圧力分布測定では必ずしも衝撃波の影響を考慮出来ず，非定常揚力評価（すなわち，翼列フラッタ発生限界無次元振動数評価）には，衝撃波の詳細なデータを加えて検討する必要があることを表している。

6. 結論

遷音速から超音速流れの曲げ—自由度，非失速翼列フラッタの研究のため，特殊な高速機械式翼列曲げ振動加振装置を内蔵した環状翼列風洞を用いて，振動時に翼に作用する非定常空気力並びに振動波の挙動を調べている。今回，圧縮機翼列において，最も翼列フラッタの発生し易い翼間振動位相差 67.5° のもとで，流入マッハ数と無次元振動数をそれぞれ $M=0.829\sim1.06$ ，並びに $K=0.37\sim0.190$ 間に変化させ，低背圧の翼列条件下

で、翼面上に作用する非定常圧力分布を測定し、翼に作用する非定常揚力を求めた。また、特殊な測定翼により衝撃波発生位置近傍の非定常空気力の様子を調べ、以下の事を明らかにした。

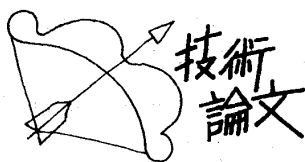
- (1) 翼面上での流れが遷音速流れとなる高亜音速流入の場合も含めて、亜音速流入時には、曲げ—自由度非失速翼列フラッタは発生しない。しかし、超音速流入時には、低背圧の翼列条件下でも、翼列フラッタは無次元振動数 0.079 で発生する。
- (2) 翼面に作用する非定常圧力分布の検討から、翼腹側に作用する非定常空気力は本実験の範囲内では全て翼振動を減衰させる作用をなし、一方、翼背側では衝撃波の挙動を含めて、空気力は無次元振動数によって減衰から励振作用へと変化することが明らかになった。
- (3) 翼振動にともなう衝撃波の位置変動によって発生する非定常空気力は、本実験の範囲内では、翼を励振する作用を示し、翼列フラッタの発生に重要な役割を演じている。
- (4) 衝撃波変動が影響の与える翼面上の翼弦長方向の範囲は 3.4% 翼弦長である。流入マッハ数が低下して衝撃波が弱くなるにつれて、衝撃波

の非定常空気力振幅も小さくなるが、翼面上の影響範囲は、幾分増加する傾向が見られた。

本試験遂行には、研修生の山本貴史君の助力があったことを記し、ここに感謝する。

参考文献

- (1) 小林, 生沼, ガスタービン金沢地区講演会 講演論文集 PP 99-105 (1989)
- (2) 小林, 日本航空宇宙学会誌, 31 巻, 354 号, PP 314-353 (1983)
- (3) 小林, ターボ機械, 12 巻, 9 号, PP 42-51 (1984.9)
- (4) H. Kobayashi, Bulletin of JSME, Vol. 29, No.256, pp 3303 (1986)
- (5) H. Kobayashi, ASME Trans, Journal of Turbomachinery, Vol. 112, No.4, pp 732-740, & pp 768-777 (1990. 10)
- (6) 小林, 生沼, 日本機械学会論文集, 54 巻, 502 号, pp 1273 (1988. 6)
- (7) H. Kobayashi, ASME Trans., Journal of Turbomachinery, Vol. 1. 111, No. 3, pp 222-230 (1989. 7)
- (8) M. Namba and K. Toshimitsu, Proceeding of JSME 65th Meeting, Paper No. 87-0085A, (1987)
- (9) M. E. Goldstein, W. Braun, and J. J. Adamczyk, J. Fluid Mech., Vol. 83, No. 3, pp 569 (1977)
- (10) 小林, 日本機械学会論文集, 52 巻, 474 号, pp.713 (1986. 2)



構造用 C/C 複合材料の強度試験

航空宇宙技術研究所 小 河 昭 紀
〃 祖 父 江 靖
〃 橋 本 良 作
〃 松 末 勝 利

Abstract

This paper describes the experimental evaluation results of the tensile and flexural test concerning with 17 kinds of high strength 2D carbon/carbon composites at the room temperature. The effects of specimen shape on the tensile strength were examined by using three types of specimens (contour, dumbbell and coupon type).

The results show that maximum tensile strength level is improved higher than 700 MPa. The main tensile fracture pattern illustrated fiber pull-out, whereas interlaminar shear fracture dominated in flexural test, especially about higher tensile strength materials.

A coupon type and a contour type specimen are considered more suitable than dumbbell type as the tensile evaluation specimen of carbon/carbon composite at the room temperature.

There were not the definite correlation between tensile and flexural strength of PAN based carbon fiber types.

A kind of network structure was observed as a particular substructure of carbon/carbon composite materials.

1. はじめに

カーボン/カーボン複合材料（以降 C/C 材と略記する）は、軽量で、2000°C以上の高温強度が高く、熱膨張係数が低いことから SST/HST（超音速機）や宇宙往還機用構造材料として注目されている。しかし、この材料には現在、構造強度と耐酸

化性の面で改良すべき問題点が多い。構造強度に関して、C/C 材の各メーカーより独自の試験片と試験方法で評価した各種強度値が発表されているが、相互の関連が不明の点が多い。この研究は現在、国内で入手可能な C/C 材の引張及び曲げ強度レベルを同一の試験条件で評価し、併せて評価試験法について検討を行う事を目的とする。

これまで、国内 11 社 25 種類の C/C 材料の評価試験を実施した。その内 10 種類の材料の試験結果については既に報告した^{(1)~(3)}。ここでは、構造強度用 C/C 材の観点から、これまで実施した試験から 17 種類の C/C 複合材を選び、引張及び曲げ強度試験を実施した結果について報告する。供試材の C/C 材はカーボン繊維として各種の PAN 系及びピッチ系の代表的繊維を使用し、マトリックスは主に CFRP 用樹脂としてフェノール樹脂、緻密化含浸用としてピッチを使用している。繊維配向は実用上の観点から、主に平織、朱子織、一方向材 (UD) のクロス (0/90) 積層である。他に±45°層も加えた疑似等方積層材 3 種類⁽⁴⁾ 及び 1 種類の 3 D 積層材も含む。評価用試験片として JIS の他慣用的に使用されている形状の計 3 種類の引張試験片及び 1 種類の曲げ試験片を使用した。この結果、最高強度レベルは引張で 740 MPa、曲げで 500 MPa、弾性定数は 100~300 GPa の範囲であった。C/C 材特有の構造としてブロック構造が観察された。

2. 試験装置及び方法

引張試験システムを図 1(a)に示す。試験機は INSTRON 1185 (容量 100 KN) を使用し、引張試験に於けるクロスヘッド速度は 1 mm/分である。伸びはクリップ・ゲージ (INSTRON 製 評定部: 25~50mm)、歪の計測に 3 軸ロゼットゲー

(平成 3 年 7 月 17 日原稿受付)

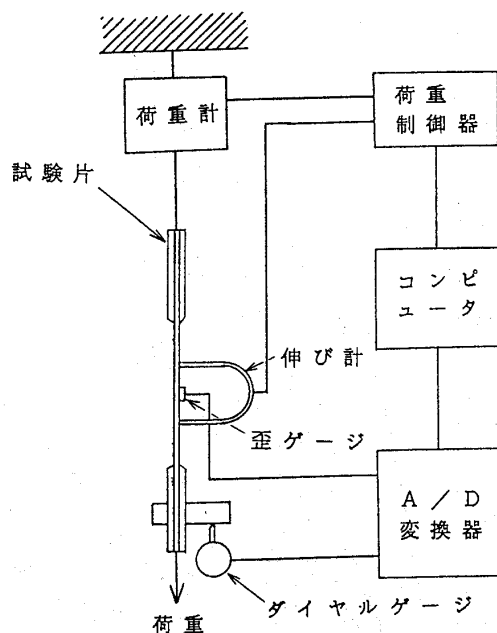


図1 (a) 試験システムの概要

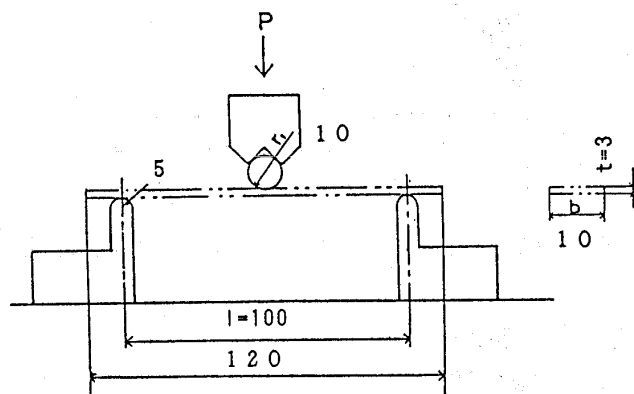


図1 (b) 3点曲げ試験

ジ (共和) を使用した。曲げ試験方法を図1(b)に示す。曲げ試験のクロスヘッド速度は1 mm/分である。クリップ・ゲージにより試験片中央圧子裏面の変位を計測した。

3. 供試体

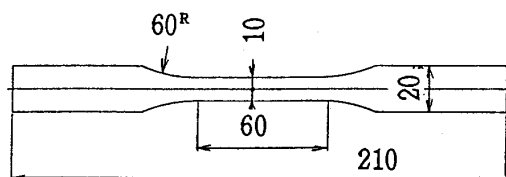
各構造用 C/C 材の主な仕様を表1に示す。材料として、国内で入手できた物から、構造強度の視点で選択した17種類のデータを示す。入手の順に材質番号が付けられている。カーボン繊維は PAN 及び Pitch 系の代表的な物を含む。PAN 系では T 300 やその相当品カーボロン Z の他に、トレカ M 40、パイロフィル HR 40、ベスファイト HTS 46 等の高弾性、高強度繊維が使用されている。Pitch 系はグラノック XN 40、ダイアリード K 339 及びペトカ HM 20 の高弾性繊維である。マトリックスは主に CFRP 用樹脂としてフェノール樹脂、緻密化含浸用としてピッチが使用されている。

繊維配向は二次元積層として、UD (1方向) 材、朱子織り及び平織の 0/90 クロス積層の他に 0/±45/90 の疑似等方積層も含む⁽⁴⁾。材質番号(4)は厚さ方向にも繊維補強した 3D 積層材である。繊維含有量 (体積比) は 50~60% でほぼ一定である。顕微鏡ではマトリックス内の空隙は耐熱仕様 C/C 材より少ないが無視できない程度に存在する。試験片形状として前報⁽¹⁾⁽²⁾と同様に4種類 (図

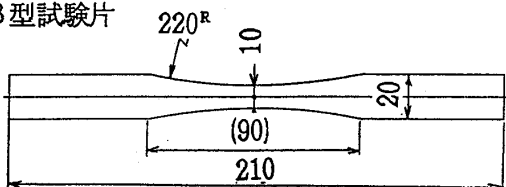
表1 供試カーボン・カーボン複合材

材質番号	繊維種類	繊維配向	焼成温度	繊維含有率	比重	曲げ l/t	備考
1	ベスファイト	朱子織り	1000 °C	42 %	1.57	20	短繊維紡績使用
2	カーボン Z	平織	2000	55	1.65	20	T300相当品
3	T800	平織	>2500	55	1.71	20	高強度繊維使用
4	グラノック XN40	3D織物	1700	49	1.79	24	ピッチ系繊維/マトリックス
5	カーボン Z	平織	2000	55	1.62	30	2 のマトリックス改善
6	M40	8枚朱子織り	1000	60	1.75	20	
7	HMS-35	0/90 (UD)	1000	53	1.65	25	ベスファイト系
8	M40	8枚朱子織り		58		四	疑似等方積層
9	K339	0/±45/90UD	2400	57		点	ク、ピッチ系繊維
10	カーボン Z	平織	2000	57		曲	
11	M40	8枚朱子織り		67		げ	疑似等方積層
12	カーボン Z	平織	2000	55	1.62		
13	M40	5枚朱子織り	2000	50			
14	HM20	5枚朱子織り	2000	55	1.78	30	ピッチ系繊維
15	HR40	0/90 (UD)	2000	>60	1.82	30	
16	K339	0/90 (UD)	2400	60	2.11	30	ピッチ系繊維
17	HMS-46	0/90 (UD)	2200	57	1.69	30	ベスファイト系

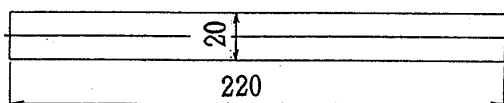
A型試験片



B型試験片



D型試験片



A/B/D型試験片横断面およびタブ



C型試験片 (曲げ)

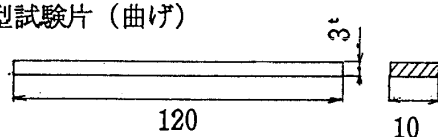


図2 試験片形状

2 参照) 用いた。引張試験用として、タイプ A, B 及び D の三種類, 曲げ試験用としてタイプ C を選択した。原則として表面加工をさけた為, 板厚は 3 mm に一定していない。曲げ試験片の長さは供試体の種類により 70~120 mm, 支点間距離も 60~100 mm (1/t として 23~33) の範囲にある。材質毎の曲げ試験片長さ/板厚 (1/t) 比を表 1 に示した。大部分の材料/試験片形状の各々について 5~6 本の試験を行なった。加工は原則として同一加工メーカーに依頼した。タブはアルミニウム 1000 相当材で製作し⁽²⁾, エポキシ系接着剤により試験片に貼付してある。寸法はタブにかかる平均剪断応力が 10 MPa 以下になるよう 55 mm 長さにした。しかし, 引張強度が 500 MPa 以上の高強度材の (D) タイプ試験片の場合タブ内破壊又はタブの剝離を生じる事があった。このため, タブの負荷剪断応力を減少させる目的で高強度 C/C 材の短冊試験片 (D) については試験片長さを 240 mm にして, 長さ 70 mm のタブを使用した。

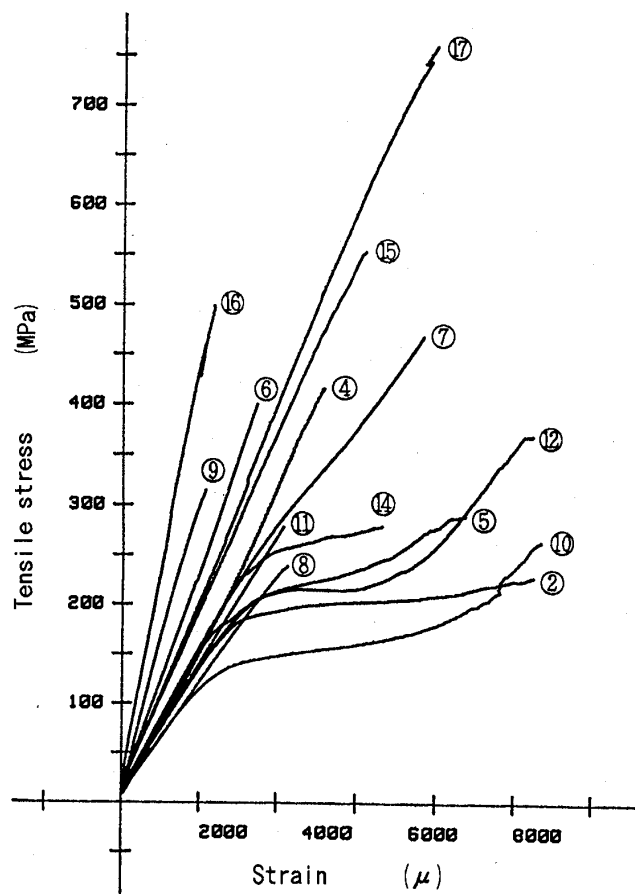


図3 構造用 C/C 複合材の引張応力-ひずみ曲線

4. 実験結果

4.1 引張試験

引張試験下の C/C 材の変形挙動を調べるため, 各 C/C 材の D 型試験片 (短冊型) 引張荷重下の代表的な応力-ひずみ変化を図 3 に示す。ひずみとしてクリップゲージの変位値を評定間長さで割って求めた値を使用している。この値はひずみゲージ値と良く一致した。弾性的に破断点まで直線的に伸びて急激に破壊する材料と, 金属材料類似の塑性状の挙動を示す材料に分けられる。後者では, 塑性状の変形開始点から体積膨張が観察される事より, 強化繊維とマトリックスの分離が進行すると思われる。大部分の C/C 材は, 破断歪に関してマトリックスの破壊ひずみを超える伸びを示した。これは, 構造用 C/C 材としてマトリックスの靱性改善及び繊維/マトリックス界面の結合度の緩和によるき裂伝播防止によるものと思われる。破壊断面はピッチ系の高弾性繊維 C/C 材も含め, 繊維状破面を示し, 繊維の引抜けが見られる。特に, 700 MPa 以上の強度を示した (17) ではこの傾向が

著しい。前報⁽¹⁾で見られた脆性破面は観察されなかった。図3には、タブの一部剥離による応力減少が(16)(17)の破断点付近に生じている。しかし、破断箇所はタブ付近ではなかった。タイプ(A)試験片では、破壊箇所はR部に多く発生した。一方、タイプ(B)では破壊は最小断面部で生じた。ロゼット3軸ゲージの出力から評価したポアソン比は2次元クロス積層材では同一材質でも±に変動して一定しない。一方向及びクロス積層C/C材のポアソン比は平均的にはゼロと評価される。±45度方向にも積層した疑似等方材では古典積層理論に一致するポアソン比が得られた。

4.2 曲げ試験

3点曲げ試験による応力 (σ_b) - たわみ (δ) 変化例を図4に示す。応力はたわみ量を考慮したJIS (ISO) の(1)式を用いた。

$$\sigma_b = \frac{3Wl}{2bt^2} \left\{ 1 + 4 \left(\frac{\delta}{l} \right)^2 \right\} \quad (1)$$

W: 荷重 l: 支点間距離 b: 板幅 t: 板厚

ここでは図の煩雑さを避けるために一部の代表的材料についてのみ図示した。破壊モードとしては曲げ破壊(内訳: 引張, 圧縮, 圧縮バックリング破壊)と剪断破壊が観察された。図4の変形曲線

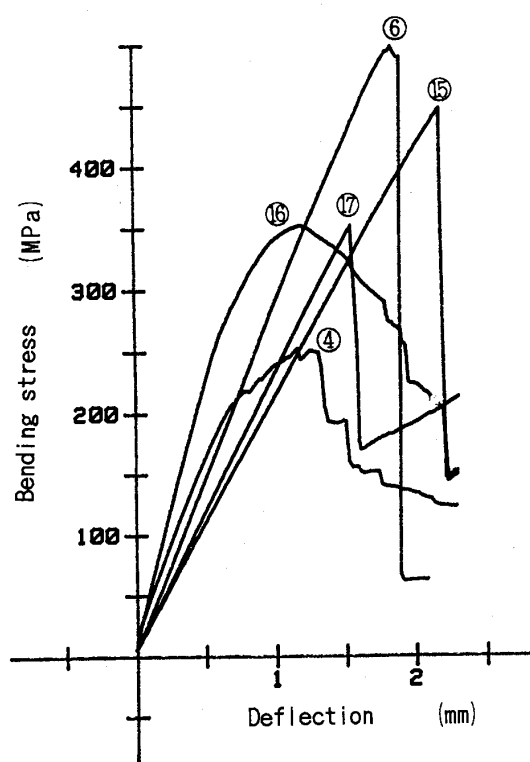


図4 構造用C/C複合材の曲げ応力-たわみ曲線

では、ピッチ系の(4)(16)材は圧縮側での繊維の圧縮破壊の進行を示す、なだらかな頂上が存在する。図5に材料(16)の圧縮破壊のSEM写真を示す。圧縮荷重方向のピッチ繊維(繊維径13 μ)の破壊欠損が見られる。材質番号(15)(17)は層間又は90度積層内の剪断破壊を生じた。この場合曲げモード破壊を得るためには支点間距離として200 mm($l/t=70$)程度に倍増する必要があるが、むしろ引張強度に比較して剪断強度が低すぎる点に問題があると思われる。材料(6)は曲げモードでの引張側破壊を示し、繊維とマトリックスのぬれ性が良く、曲げ強度が引張強度より高い。

4.3 C/C材の機械強度値に及ぼす試験片形状及び材質の影響

各材質、各形状試験片の弾性率、破断強度及び破断伸びの平均値(5~6サンプル)を表2に示す。横軸の(1)~(17)は材料, ABCDは試験片形状を表す(黒塗Cは曲げ試験結果)。材料によっては、A~D型の内から一部試験が省略されている。

弾性率に関してはピッチ系高弾性繊維を使用した材料(16)が最大の弾性率(270GPa)を示した。次いで、同繊維を疑似等方性積層した(9)が高い。(9)と(16)は積層方法が異なるのみで製法的には同じ材質と考えられる。評定部断面積の変化するB型試験片の弾性率は他のタイプの試験片より最大で10%程度の高めの値を示す傾向が見られた。平行評定部の存在するタイプ(A)(D)からの弾性率は同程度であった。

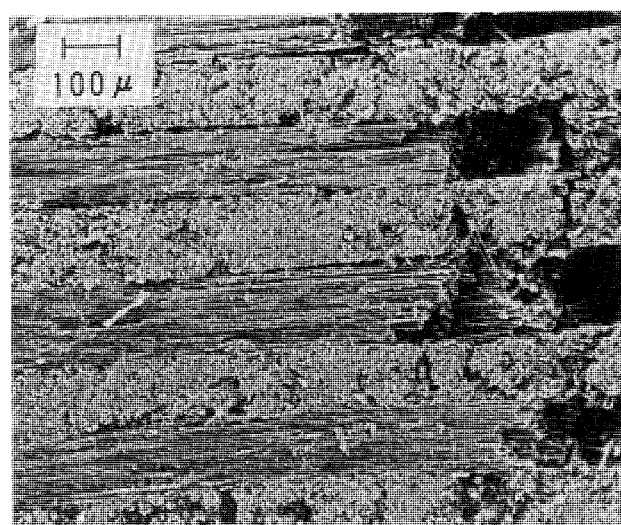
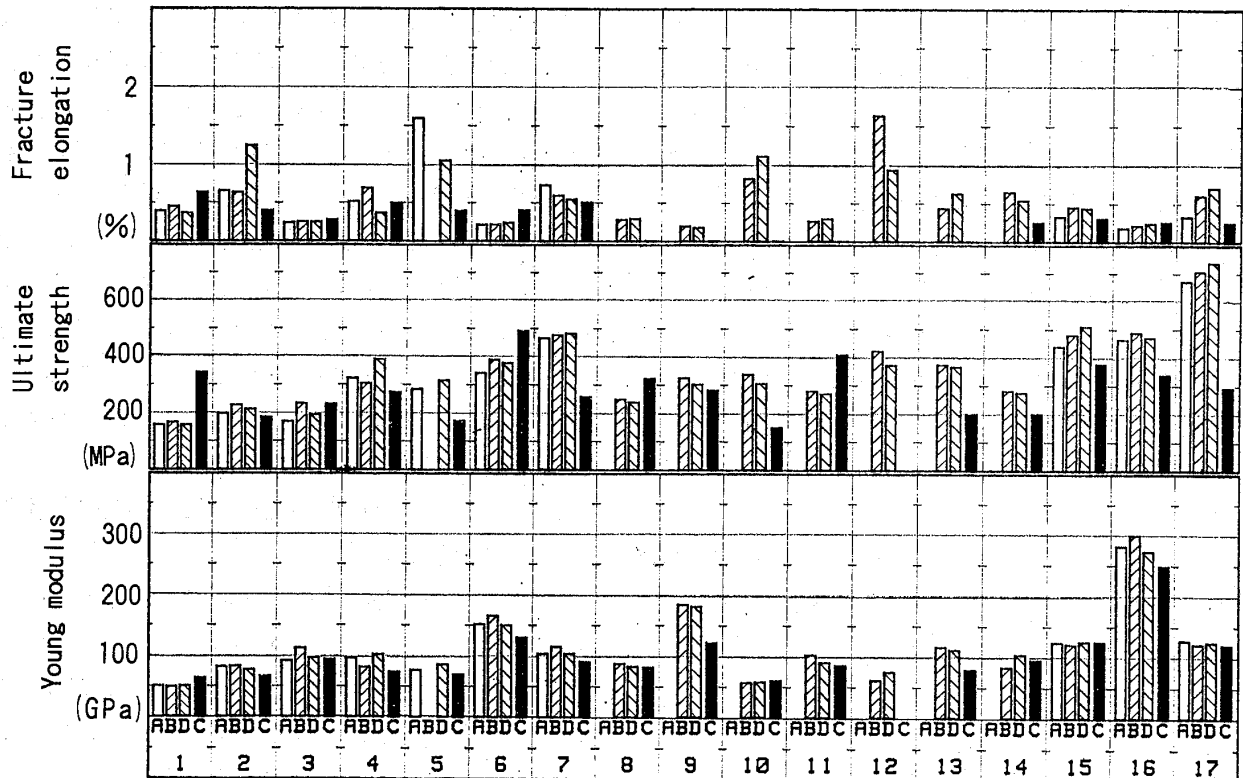


図5 C/C複合材の曲げ破壊のSEM写真
ピッチ系繊維の圧縮破壊

表2 各構造用 C/C 材の試験片形状による弾性率、破断強度及び破断歪変化



曲げ弾性率は引張よりもやや低めの値を示す。特に、ピッチ系繊維 C/C 材(4)(9)(16)ではこの傾向が明白である。これは、ピッチ系カーボン繊維の圧縮荷重下での特異性によるものと思われる。各 C/C 材の弾性率が繊維の弾性率と Vf からの推定値よりも高い傾向がある。これは熱処理による繊維への影響を示すものである。

引張強度に関してはクロス材では(17)が平均 740MPa で最も高く、(7)(15)(16)が 500MPa クラスにある。疑似等方材(8)(9)(11)はクロス積層材に比較して荷重方向繊維割合が半分、直交方向繊維割合も半分ずつ減少し、その分だけ±45°方向繊維が入った構成となっている。材料(9)と(16)は同材質で積層方法と板厚が異なっている。ちなみに、(9)材の板厚は 2mm、(16)材の板厚は 3mm である。板厚の影響が無視できるとすると、疑似等方積層とクロス積層の比較が可能である。この結果、疑似等方積層材はクロス材の強度比で 64%、弾性率比で 66% になる。ほぼ積層理論に従った結果が得られる。試験片形状の影響として、JIS 金属試験片用のタイプ(A)は低い強度値を示す。C/C 材の場合、(A)型形状では 1.2 以上の応力集中が生じる事が FEM 解析により示される⁽⁵⁾。(B)(D)型試験片はいずれも

C/C 材の評価試験片として適している。(D)の短冊型形状は加工も容易で、弾性率の測定も同時にできる。しかし高強度材試験ではタブ剥離の可能性があり、又高温強度試験には使用できない。これより、C/C 材の引張評価試験片形状として(B)型が適していると思われる。

曲げ強度に関して、500 MPa が最高で、表 2 ではむしろ剪断強度の低下による曲げ試験結果の低下が見られる。引張強度と曲げ強度の相関を調べるため、横軸に曲げ強度、縦軸に引張強度 {試験片(B),(D)の結果のうち大きい強度値を選ぶ}をとって図示したものが図 6 である。各データを繊維グループ別及び積層方法により区分けをした。PAN 系繊維のベスファイト系は同一メーカーから供給され、主に繊維の高強度化による引張強度の改善が得られているが、曲げ強度についてはやや低下の傾向がある。ピッチ系繊維では供給メーカーは複数であるが、曲げと引張強度間に比例関係が見られる。カーボン Z を使用した C/C 材は同一メーカーから供給され、繊維は同じものを使用して主に製造プロセスを変えている。曲げ引張強度は無関係か、やや反比例している。PAN 系高弾性繊維 M40, HR40 のグループは多くのメーカーから供給

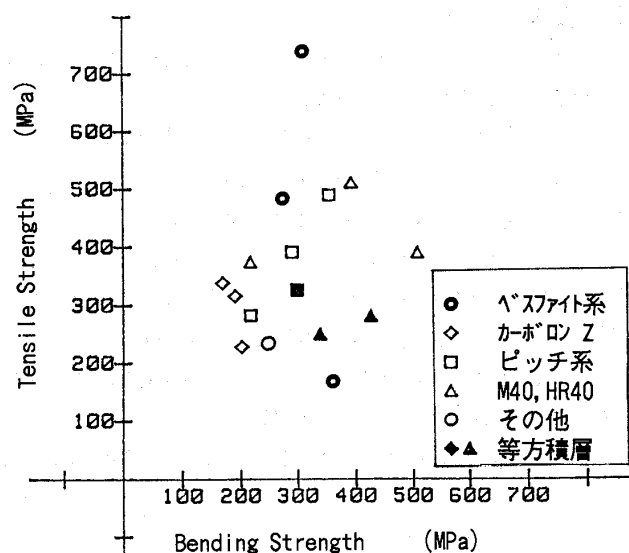


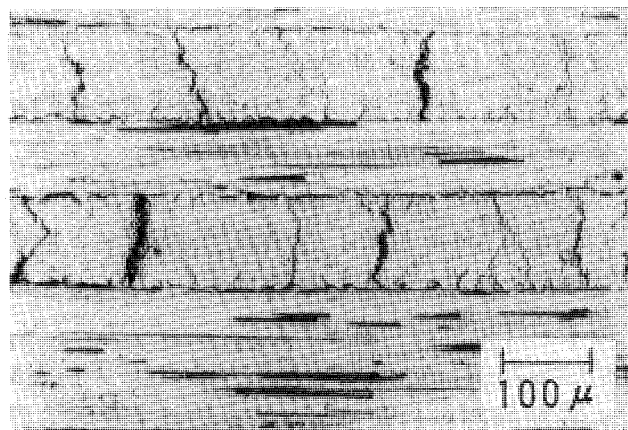
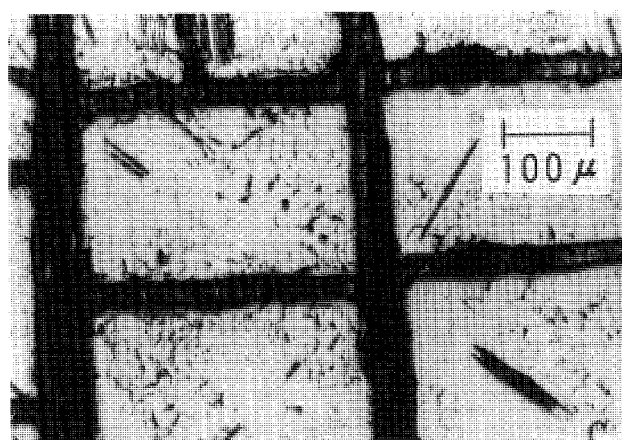
図6 曲げ強度と引張強度の関係

された。このグループの曲げ強度は広い範囲に分散した。以上の事より PAN 系繊維に関して曲げ強度は供給メーカーの製法によるマトリックス状態に、引張強度は強化繊維により大きな影響を受けると考えられる。破断歪に関しては表2で、カーボンZを使用した材料が著しく大きな伸びを示した。その場合の破壊モードは'ほうき状'の繊維破断である。高弾性 C/C 材は低い伸びで破壊した。同質系統の(9)(16)及び(6)(11)では積層の違いにかかわらず破断歪は同程度であった。

4.4 偏光顕微鏡による組織観察

試験前の C/C 材の横断面顕微鏡写真例を図7に示す。横方向積層にはさまれた(紙面に垂直方向の)軸方向積層にマトリックスの収縮による割れが、ある間隔をおいて並んでいる。これは 0/90 積層材の引張荷重下で観察される剪断遅れ破壊⁶⁾に類似の現象と考えられる。この現象は周期的な割れを発生する事が判っている。クロス積層材では、交互にこの様な割れが交差していると考えられる。

このためマトリックスは極端な場合では、碁盤の目の様に多数の矩形ブロックに分割された状態となる。この結果、ブロックどうしを強化繊維が連結した一種のネットワーク構造が形成される。試験前の C/C 材平板表面を 1 mm 深さ研磨し、積層境界のマトリックスを撮影した顕微鏡写真例を図8に示す。明瞭な矩形ブロックにマトリックスが分離し、溝に繊維が並んでいる事が観察される。

図7 C/C 材のマトリックスの収縮割れ
UD 材の 0/90 積層横断面図8 C/C 材マトリックスの矩形ブロック構造
表面より 1 mm 深さの研磨面

C/C 材ではピッチ等の含浸処理で緻密化を図っているので図8の様な極端なブロックの分離は少ないと考えられるが、ブロック間の境界はブロック内部より弱い結合状態にあると推定される。剪断剛性が著しく低い事、及びポアソン比がゼロに近い事等の等方弾性論からのへだたりはこの様なブロック構造により説明されると考えられる。

5. 結 論

構造用 C/C 複合材 17 種類の室温下の引張/曲げ強度試験を実施して、次の結論を得た。

- (1) 構造用 C/C 材の引張強度レベルは最高で 740 MPa 程度のレベルに達したが、曲げは 500 MPa のレベルにとどまった。これは剪断強度が低い事が原因である。引張破壊歪は 0.2~1.5% の広い範囲に分布する。弾性定数は 50~300 GPa であった。破壊様式は繊維破壊が観察された。

- (2) C/C 材引張強度試験片として、B 型(砂時計)及びD型(短冊)が常温強度用試験片として適している。A 型(ダンベル)試験片は比較的に低い強度及び伸びを示す傾向がある。
- (3) 引張と曲げ強度の相関は PAN 系繊維では殆ど存在しない。主に、引張強度は繊維に、曲げ強度はマトリックスに影響される。ピッチ系繊維では比例関係が観察された。
- (4) C/C 材表面の顕微鏡観察からマトリックスの周期的割れによるブロック組織とそれらをカーボン繊維が連結しているネットワーク構造が観察された。

参考文献

- (1) 小河, 他 2 名: 第 14 回複合材料シンポジウム, 日本複合材料学会, PP 85-88 (1989)
- (2) 小河, 他 3 名: 第 18 回ガスタービン定期講演会, 日本ガスタービン学会, PP 161-166 (1990)
- (3) 小河, 他 3 名: 第 34 回材料研究連合講演会, 日本材料学会, PP 91-92 (1990)
- (4) NAL/NASDA 共同研究成果報告書 HOPE の研究—HOPE 耐熱構造技術の基礎研究, 1990
- (5) 小河, 他 3 名: 第 19 回ガスタービン定期講演会, 日本ガスタービン学会, PP 93-98 (1991)
- (6) Bailey, J. E. etc: Proc. R. Soc. Lond. A. 366, PP.559-623 (1979)



乱流促進リブの形状が伝熱・流動特性に及ぼす効果

(株)日立製作所 安 齊 俊 一
〃 川 池 和 彦
東北電力(株) 松 崎 裕 之
(株)日立製作所 竹 原 勲

Abstract

Internal cooling passages with turbulence promotor ribs on the walls are successfully applied to cooled blades of current high temperature gas turbines. In order to improve the cooling capabilities of turbulence promotor ribs, extensive study was carried out by examining the effect of the rib configuration on the heat transfer and friction characteristics of internal cooling passage. Among the cases studied, the staggered array ribs, especially V-shaped staggered ribs, showed greater heat transfer enhancement effect.

1. 緒 言

省資源・省エネルギーの要求に加えて広域環境問題の観点から発電プラントの一層の高効率化が必要とされている。このため高効率発電システムとして注目されているガスタービンをを用いたコンバインドサイクルやコジェネレーションプラントにおいて、ガスタービンの高温化の限界を迫及した研究開発が推進されている。発電プラントの高温高効率化に際しては、ガスタービンの高温化によるサイクル上のメリットを損なわないよう、冷却空気消費量の少ないタービン冷却翼の開発が重要技術の一つとなる。

高温化に対応する冷却技術としては、静翼は全面フィルム冷却の傾向にあり、動翼では図1に示すように乱流促進リブを配したリターンフロー型冷却構造が開発されている。一方では、ミストや蒸気等の空気以外の冷媒を用いる方法の研究も進められているが、動翼の場合はこのような冷媒の

供給、回収、リークなどの問題を考えると、空気冷却の限界を迫及した研究開発の推進が現実的で有効な方向と思われる。このため冷却通路での伝熱促進技術の改善が検討され、例えば、従来多用されている主流に直交して配置された二次元乱流リブ(図1)に対してリブを傾斜させ二次流れを誘起する方法^{(1)~(3)}、リブを食い違いに配置する方法⁽⁴⁾、ピンとリブの併用方法⁽⁵⁾などが提案実用化されている。

著者等も、従来の二次元乱流促進リブにおいてはリブの直ぐ後流位置(流れの再付着点より上流部分)に循環流が生じ局所的に伝熱性能を犠牲にしていることに着目し、三次元的乱流構造を発生させることにより伝熱性能改善を期待し、乱流促進リブの形状と伝熱流動特性の関連について検討してきた。そこで探索実験に適した比較法による熱伝達率評価装置を開発し、各種形状の乱流促進リブと主要形状パラメーターの影響について検討

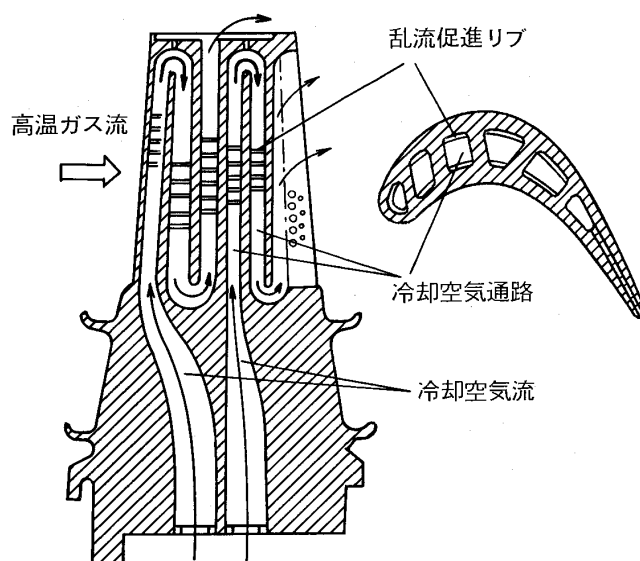


図1 ガスタービン動翼の冷却構造例

(平成3年10月8日原稿受付)

した結果、既に提案されている方法に比べて伝熱特性に優れたりブ形状が得られた。本報では種々の乱流促進リブの形状が熱伝達率と圧力損失特性に及ぼす影響について報告する。

2. 記 号

- A : 伝熱面積
 H : 冷却通路高さ
 L : 冷却流路長さ
 Nu : 平均ヌセルト数
 Pr : プラントル数
 P : 冷却空気ポンプ動力
 Re : レイノルズ数
 T : 温度
 d_e : 冷却通路の相当直径
 e : 乱流促進リブの高さ
 p : 乱流促進リブの配列ピッチ
 v : 冷却空気流速
 Δp : 圧力損失
 α : 平均熱伝達率
 λ : 圧力損失係数または熱伝導率
 ν : 動粘性係数

(添字)

- c, g, m : 冷却側, 加熱側, 試験体メタル
 s : 平滑面 1, 2: 基準体, 供試体

3. 実験装置

3.1 熱伝達率の測定原理

伝達面の熱伝達率の測定には、従来、電気ヒータによって加熱された供試体伝熱面と冷却媒体との温度差と、ヒータの電気入力から熱伝達率を求める方法が一般的であるが、ここでは探索実験に適した比較法による熱伝達率評価装置を開発した。この装置の測定原理は図2に示すように、外側の加熱条件が同一な基準体と供試体に冷却媒体を流し、各々の流量と表面温度を測定する。このとき

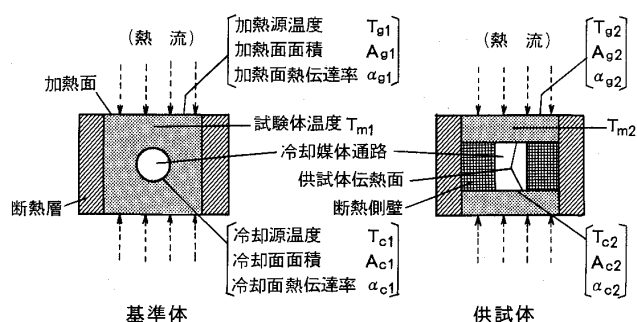


図2 比較法による伝熱特性評価モデル

基準体側の伝熱特性が既知であれば、加熱面の入熱量が未知でも基準体と供試体との温度を相対比較することから、供試体側の熱伝達率が求まる。

すなわち基準体 ($i=1$), 供試体 ($i=2$) の加熱側と冷却側の熱伝達率を各々 α_{g1} , α_{c1} , 壁面温度を T_{m1} , 加熱面と冷却面の面積を各々 A_{g1} , A_{c1} とし, 両試験体の熱伝導率が充分大きくかつ断熱層からの熱損失が無視出来るとすれば式(1), (2)の熱バランスが成り立つ。

$$\text{基準体側: } \alpha_{g1} A_{g1} (T_{g1} - T_{m1}) = \alpha_{c1} A_{c1} (T_{m1} - T_{c1}) \quad (1)$$

$$\text{供試体側: } \alpha_{g2} A_{g2} (T_{g2} - T_{m2}) = \alpha_{c2} A_{c2} (T_{m2} - T_{c2}) \quad (2)$$

加熱条件が同じであれば, $\alpha_{g1} = \alpha_{g2}$, $T_{g1} = T_{g2} = T_g$, $A_{g1} = A_{g2}$ より, 基準体側の熱伝達率 α_{c1} が既知であれば目的とする供試体側の熱伝達率 α_{c2} は次式で求まる。

$$\alpha_{c2} = \alpha_{c1} \frac{A_{c1} (T_g - T_{m2}) (T_{m1} - T_{c1})}{A_{c2} (T_g - T_{m1}) (T_{m2} - T_{c2})} \quad (3)$$

本実験では基準体構造として伝熱特性が解明されている円管とし, Dittus-Boelter の円管乱流伝熱特性式を用いた。

$$\alpha_{c1} = Nu \frac{\lambda}{d} = 0.023 Re^{0.8} Pr^{0.4} \frac{\lambda}{d} \quad (4)$$

従って, 基準体側と供試体側の冷却媒体流量, 温度, 圧力および壁温度を測定すれば式(3), (4)から α_{c2} が求められ, 冷却条件である冷却流量を変えることによりその伝熱特性が得られる。

3.2 実験装置および実験方法

実験装置の概要を図3に示す。実験装置は基準体系と供試体系とを左右対称に配置した空気供給ユニットにまとめた。各試験体は電気ヒータにより約 150°C に昇温した空気のインピンジメント噴流により加熱し, 冷却空気側は除塵除湿後の約 15°C の空気を供給した。各試験体の加熱していない側面には, 厚さ 5.5 mm のゴム板 (熱伝導率約 0.2 W/m) を接着し断熱層とした。

基準体と供試体の加熱条件を同一にするには, インピンジメント噴射孔の直径, 配列ピッチ, 受熱面との距離, 受熱面の面積形状を同一にし, 等温の空気を等流速で噴射することにより得られる。インピンジメント加熱条件と基準体側の冷却条件は適当な条件に設定し, 供試体側の実験条件であ

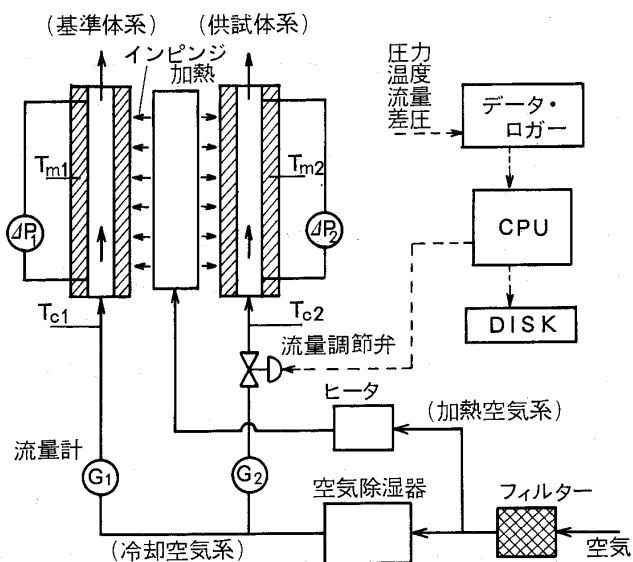


図3 実験装置概略系統

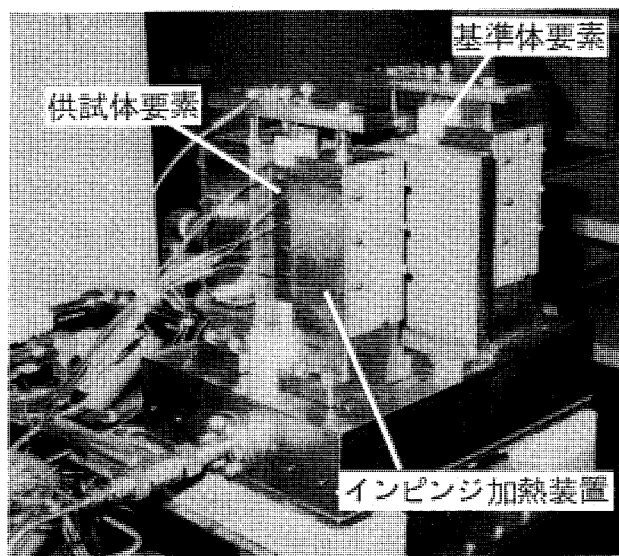


図4 実験装置本体外観

レイノルズ数 Re は冷却空気供給量を調節して変化させた。この装置は従来の電気ヒータ法に比較すると

- ・ 供試体毎に電気ヒータを設置する必要がなく、実験の実施効率が高い。また、ヒータの埋込、張付け方等による実験技術上の固体差が生じ難い。
- ・ 加熱側の熱負荷を大きくとれるため、冷却空気流速を速めて高 Re 数範囲までの実験が出来る。従って実際と同寸法レベルの実験が可能である。

などの特徴がある。また実験は、供試体のセット後は実験条件を変える冷却空気供給量の調整制御、

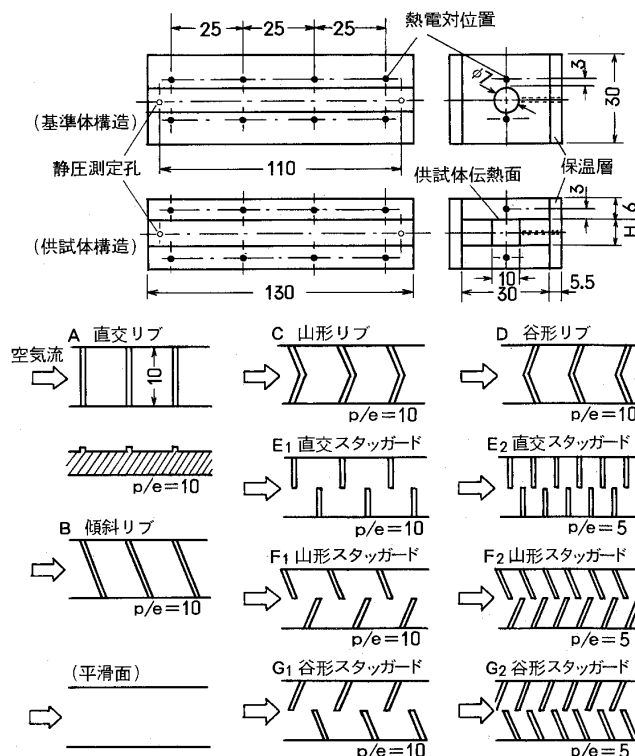


図5 実験供試体リブ形状

データの測定、熱的定常状態の判断によるデータの収集と解析、解析結果の図示出力まで、全てをコンピュータで行なえるように自動化した。図4に実験装置本体部の外観写真を示す。

3.3 供試乱流促進リブの形状

図5に実験供試体の構造を示す。基準体は30 mm 角、長さ130 mm の銅製で内径7 mm の冷却孔通路（機械加工）を有する。供試体は幅30 mm、長さ130 mm、厚さ6 mm の2枚の銅板とPTFE製の断熱側壁により冷却流路を形成し、対向する幅10 mm、長さ130 mm の伝熱面に下記の7形状（10種類）の乱流促進リブをNCで一体加工した。

- A: 流れに直角に配置した直交リブ
- B: 流れに対し70°傾けた傾斜リブ
- C: 下流側に突端を向けた山形リブ
- D: 上流側に突端を向けた谷形リブ
- E: 直交リブを食い違いに配置した直交スタagger
- F: 下流に突端を向けた山形スタagger
- G: 上流に突端を向けた谷形スタagger

ここでE, F, Gの形状は、Aの欠点であるリブ後流のウェイク部をなくし、三次元的乱流構造を発生させることを意図した。リブの高さは全て

0.7 mm 一定, リブの配列ピッチは $p/e = 10$ を標準とし, E, F, G の形状に関しては $p/e = 5$ の寸法も実験した。また伝熱性能改善効果の比較対象として平滑面 (表面粗さ $6 \sim 10 \mu$) の実験も実施した。図 1 に示したように翼の冷却通路位置により通路高さが異なることから, 供試体の冷却通路高さ H を 5, 10, 15 mm (各々相当直径 $d_e = 6.7, 10, 12$ mm) の 3 種類を実験した。基準体と供試体の温度は冷却面より約 3 mm の位置で 8 点 (4 点を 2 面) CA 熱電対により測定し, 圧力損失は 110 mm の距離の差圧を差圧変換器を用いて測定した。試験体の入口上流部には断熱を兼ねて長さ 70 mm (管径の 7~12 倍) の試験体と同一断面の PTFE 製直管導入部を設けた。

4. 実験結果及び考察

4.1 測定原理の検証

本測定原理の検証を目的に, 基準体側と供試体側の両方に内径 7 mm の同一構造の円管伝熱基準体を取り付け, ①冷却空気の温度上昇より求めた両試験体の伝熱特性, ②比較法によって求めた供試体の伝熱特性, の比較を行った。図 6 に試験体の平均ヌセルト数 Nu をレイノルズ数 Re に対し整理した結果を示す。これによると冷却空気の温度上昇より求めた基準体側の Nu 数と供試体側の Nu 数とは差がなく, 基準体系と供試体系とはほぼ同一に製作されていることを意味する。また, 供試体側の冷却空気温度上昇より求めた Nu 数と比較法により求めた Nu 数は良く一致し, 上記比較法による評価方法の妥当性を確認出来た。Dittus-Boelter の式に比べて Re 数が 2×10^5 で

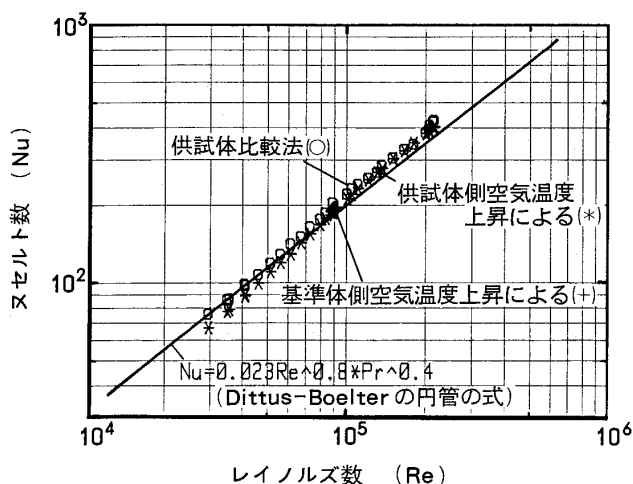


図 6 測定方法の検証実験結果 (円管伝熱体)

は約 5% 測定値の方が高く, Re 数が 3×10^4 では逆に約 5% 低い。これは機械加工による円管伝熱面の表面粗さが原因と考えられるが, 乱流促進リブの性能差を相対的に評価する上での問題点は特にない。

4.2 乱流促進リブの伝熱流動特性実験結果

流路高さ H が 10 mm ($d_e = 10$ mm, $e/d_e = 0.07$) の伝熱流動特性を図 7 に示す。さらに図 8 に平滑面の伝熱特性 (式(4)) と比較した伝熱促進効果 Nu/Nu_s を示す。ここに横軸 Re 数 ($= vd_e/\nu$) 及び縦軸 Nu 数 ($= \alpha d_e/\lambda$) の代表寸法 d_e にはリブ突起を考慮しない相当直径を使用し, また熱伝達率は平滑面面積により算出した。これにより同じ Re 数における Nu 数の比較により各乱流促進リブの優劣を評価できる。なお, 空気の物性値は, 膜温度として空気温度と試験体メタル温度との平均温度における値を, また圧力としては供試体出入口の平均圧力を使用した。

乱流促進リブを施さない平滑面の伝熱特性は, Dittus-Boelter の式と良く一致した。リブの配列ピッチと高さとの比 $p/e = 10$ の場合, 直交リブ, 山形スタグガード, 谷形リブ, 山形リブ, 傾斜リブ, 直交スタグガード, 谷形スタグガードの順で順次優れた伝熱特性を示し, Re 数が 10^5 において平滑面に対してそれぞれ 2.5, 2.9, 3.0, 3.1, 3.4, 3.6, 4.0 倍の伝熱促進効果がある。これらの供試体の実質伝熱面積は平滑面に比べて約 20% 増であり, 伝熱面積の増加以上にスタグガード配置のリブ形状が伝熱促進に有効であるといえる。とくに冷却面の中央側リブ先端を空気流の上流方向に向けた谷形スタグガード構造の伝熱特性改善効果が大きく, リブ先端のエッジ効果さらにリブ後流での三次元的乱流渦流の発生により高い伝熱性能が得られると考えられる。

Kukreja ら⁽⁴⁾ の研究による直交リブ及び直交スタグガードの伝熱促進効果 Nu/Nu_s を図 8 に併記した。彼らの実験供試体は筆者等の供試体に比べて寸法的に約 8 倍大きい, リブ形状 ($p/e = 10$, $e/d_e = 0.0625$) はほぼ相似である。同種の乱流促進リブ構造の伝熱促進効果は, 彼らの結果と一致している。

$p/e = 5$ の各スタグガード構造では, さらに高い伝熱促進効果が得られた。山形スタグガード,

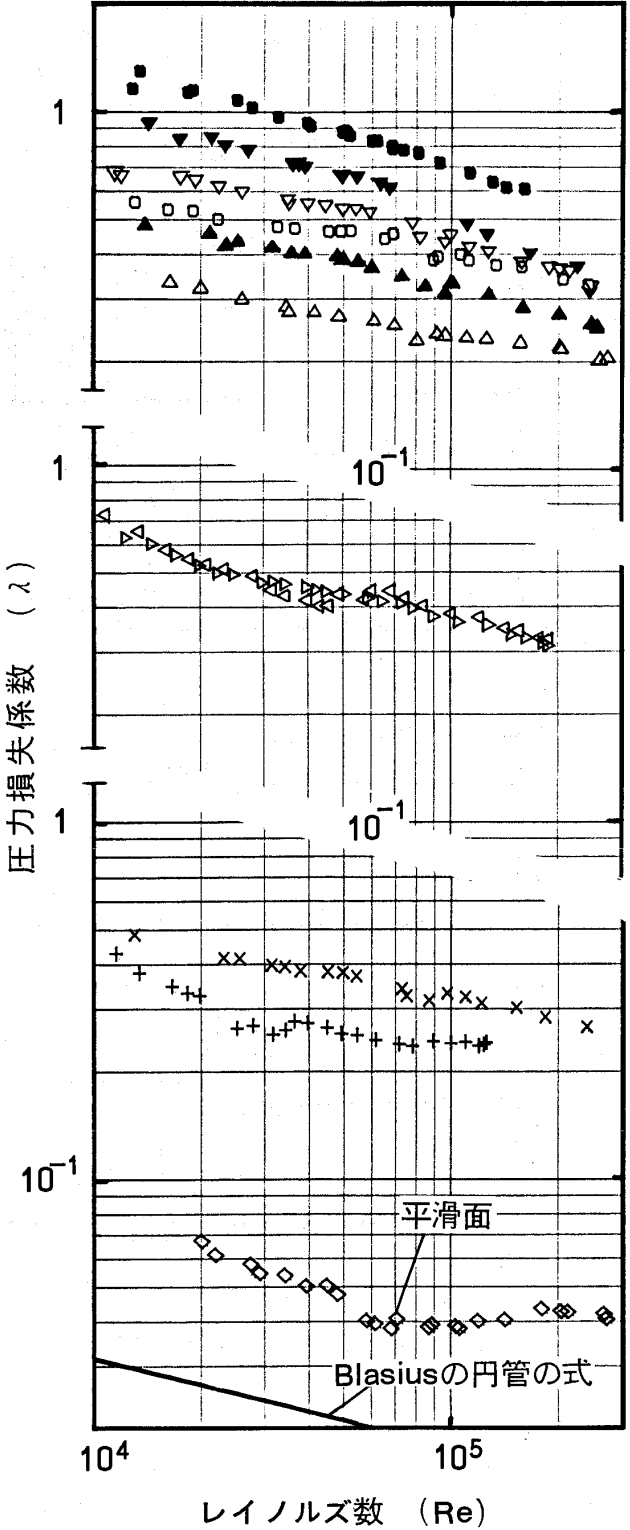
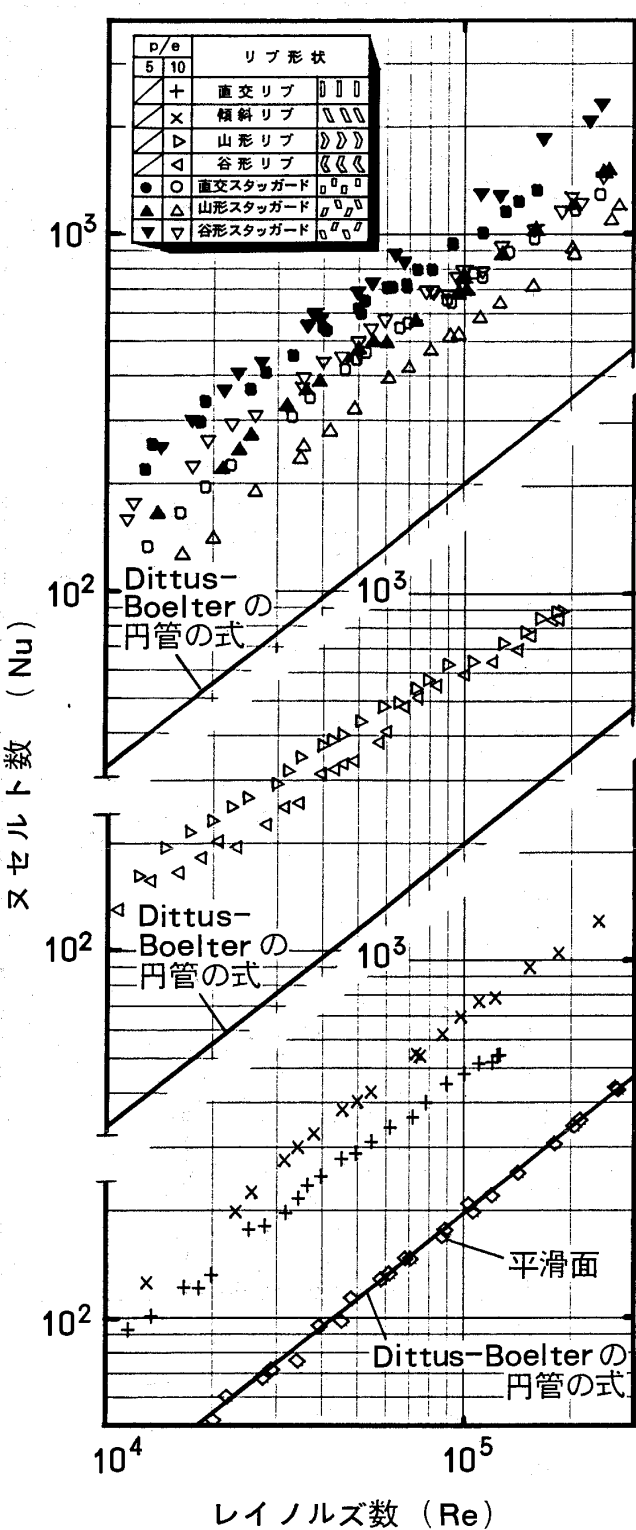


図7 伝熱流動特性 ($H = 10 \text{ mm}$, $d_e = 10 \text{ mm}$, $e/d_e = 0.07$ の場合)

直交スタッガード、谷形スタッガードの順で優れた伝熱特性を示し、 Re 数が 10^5 において平滑面に比較してそれぞれ 3.8, 4.9, 5.9 倍の伝熱促進効果がある。これらは伝熱面積の増加 (約 40%) 以上の効果であり、特に谷形スタッガード構造の改善効果が著しい。直交リブの場合は、 $p/e = 10$ 近

傍に熱伝達率の最適値があることが知られているが⁽⁶⁾、スタッガード構造では $p/e = 5$ の方が $p/e = 10$ よりも大きな伝熱促進効果 (山形スタッガード、直交スタッガード、谷形スタッガード、それぞれ 1.3, 1.4, 1.5 倍) が得られることが明らかとなった。

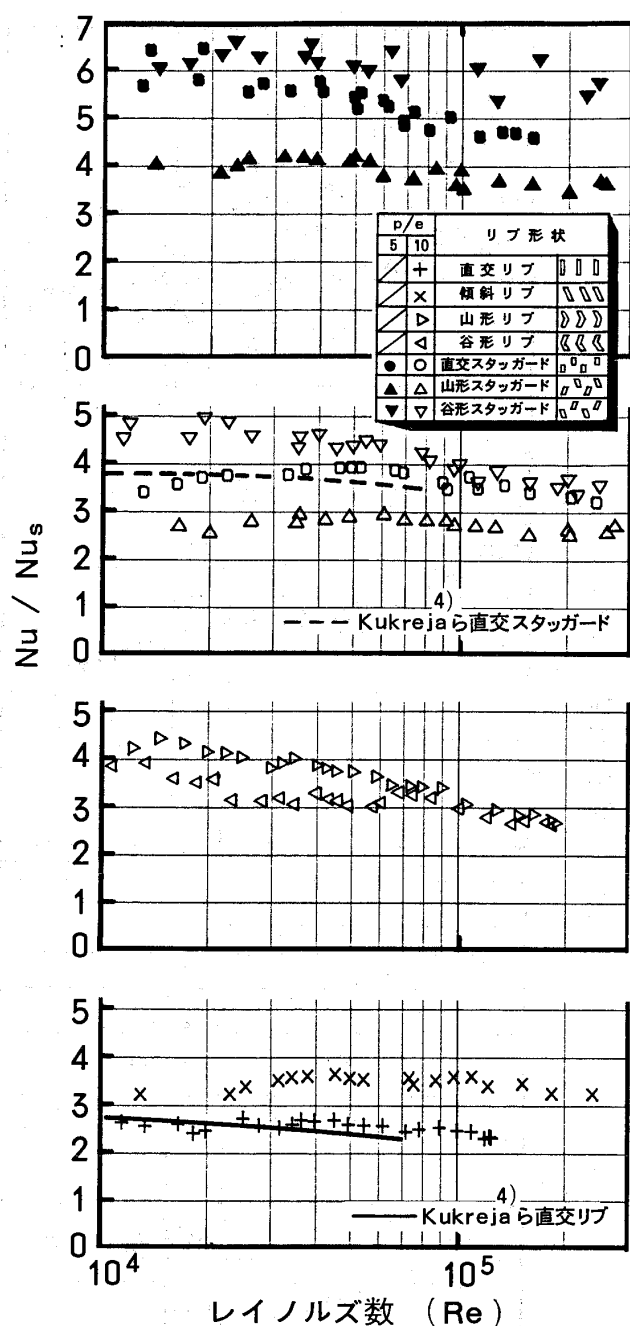


図8 伝熱促進効果 ($H = 10 \text{ mm}$, $d_e = 10 \text{ mm}$, $e/d_e = 0.07$)

一方、圧力損失係数 $\lambda \{ = \Delta p / ((\rho v^2 / 2)(L / d_e)) \}$ は、平滑面の場合、Blasius の円管乱流の摩擦損失特性式と比較して約2倍の損失値を示した。 $p/e = 10$ の場合、 Re 数が 10^5 において平滑面に比較し、直交リブ6.0、山形スタグガード6.0、谷形リブ9.8、山形リブ9.5、傾斜リブ8.0、直交スタグガード10、谷形スタグガード11倍、 $p/e = 5$ の場合山形スタグガード8.0、直交スタグガード18、谷形スタグガード13倍の圧力損失係数となり、圧力損失係数は前記伝熱特性と同傾向を示し、乱流

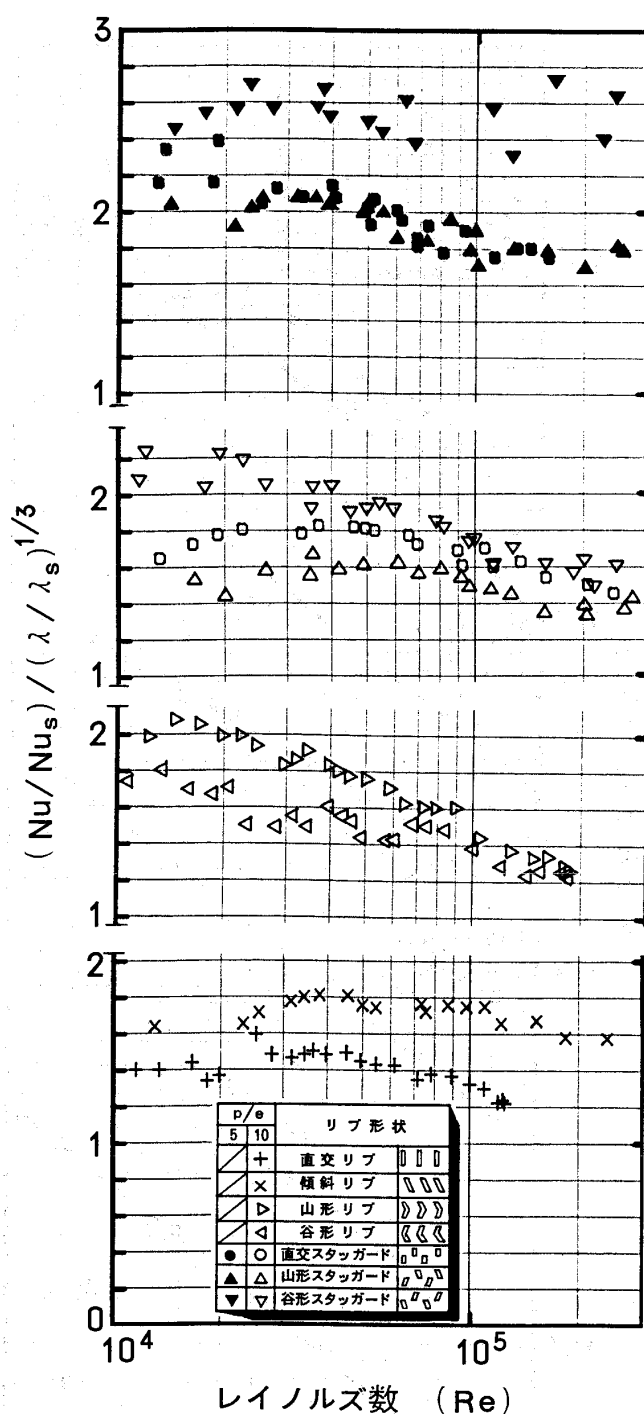


図9 熱交換性能改善効果 ($H = 10 \text{ mm}$, $d_e = 10 \text{ mm}$, $e/d_e = 0.07$)

促進による伝熱特性改善は圧力損失の増大を伴っている。しかし、 $p/e = 5$ における谷形スタグガードの圧力損失係数は、 Nu 数の増大に比べて増加割合が少ない。谷形スタグガードの伝熱促進の効果は、流れに向かったリブ前縁のエッジ効果が大きいと思われるが、流れとの関連については今後検討していく。

熱交換装置としての伝熱性能改善評価は、圧力

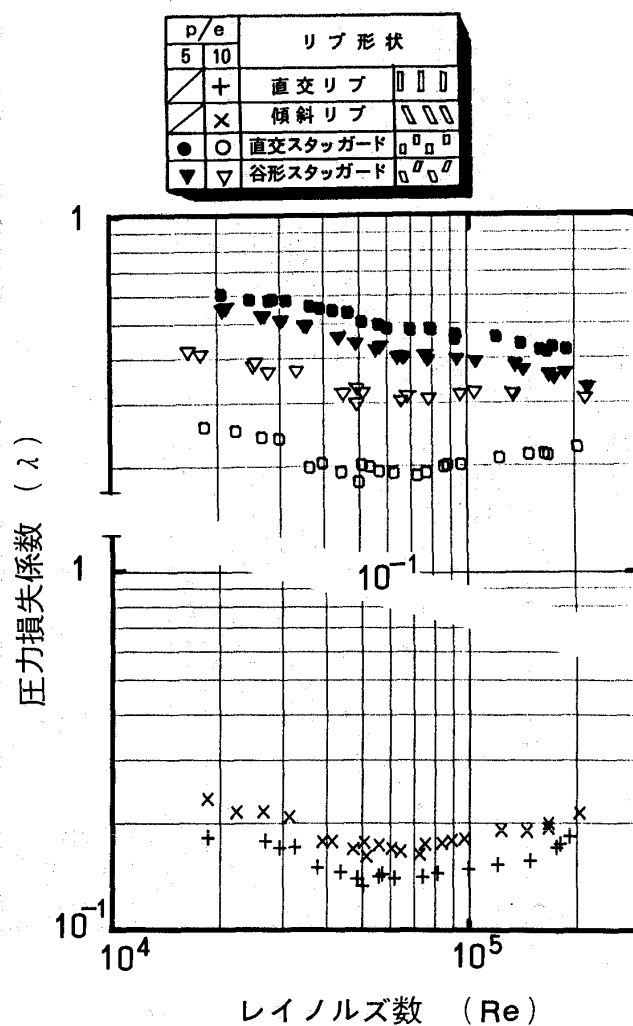
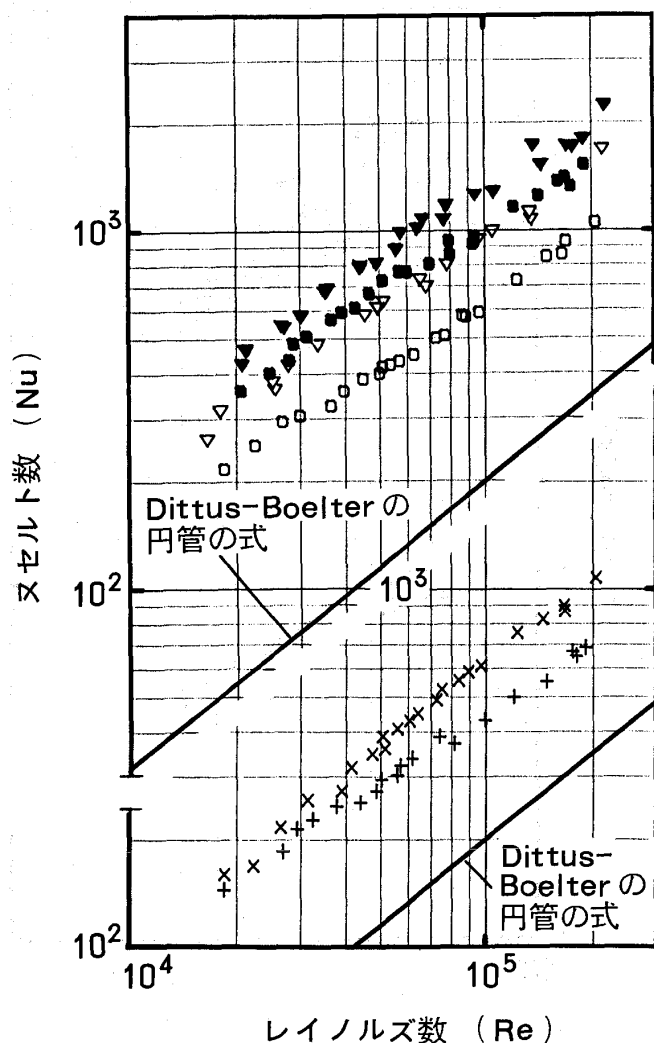


図10 伝熱流動特性 ($H=15\text{ mm}$, $d_e=12\text{ mm}$, $e/d_e=0.058$ の場合)

損失と伝熱面積を考慮した式(5)の改善効果 (K/K_s) で表される⁽⁷⁾。

$$\frac{K/K_s}{(P/P_s)^{1/3}(A/A_s)^{2/3}} = \frac{Nu/Nu_s}{(\lambda/\lambda_s)^{2/3}} \quad (5)$$

図9に、上記流路高さ $H=10\text{ mm}$ ($d_e=10\text{ mm}$) の実験結果より、ポンプ動力一定 ($P/P_s=1$)、伝熱面積一定 ($A/A_s=1$) としたときの各乱流促進リブの熱交換性能改善効果を示す。 $p/e=10$ のとき、 Re が数 10^5 では直交リブ1.3、谷形リブ1.4、山形リブ1.5、山形スタグガード1.6、直交スタグガード1.7、傾斜リブ1.7、谷形スタグガード1.8の順で熱交換性能改善効果があり、さらに $p/e=5$ では山形スタグガード1.9、直交スタグガード1.9、谷形スタグガード2.5の改善効果がある。但し、乱流促進リブをタービン動翼のリターンフローパスに適用する場合、流路全体における圧力損失は曲がり部の圧力損失が支配的となる場合が

多く、冷却改善効果としては式(5)よりむしろ伝熱促進効果 Nu/Nu_s で直接評価した方が良い場合もある。

次に流路高さの異なる場合の実験結果を示す。流路高さを変えた乱流促進リブの伝熱流動実験は、従来のリターンフロー冷却型タービン動翼に比較的多く採用されている直交リブ、傾斜リブと、本実験により伝熱特性の優位性が確認された直交スタグガード及び谷形スタグガード構造について実施した。

図10は流路高さ $H=15\text{ mm}$ ($d_e=12\text{ mm}$, $e/d_e=0.058$) の場合の伝熱流動実験結果を示す。さらに図11は、流路高さ $H=5\text{ mm}$ ($d_e=6.7\text{ mm}$, $e/d_e=0.105$) の場合の実験結果を示す。各種乱流促進リブの特性は、いずれも前記流路高さ $H=10\text{ mm}$ ($d_e=10\text{ mm}$, $e/d_e=0.07$) と同傾向の特性を示す。なお流路高さ $H=5\text{ mm}$ ($d_e=6.7$

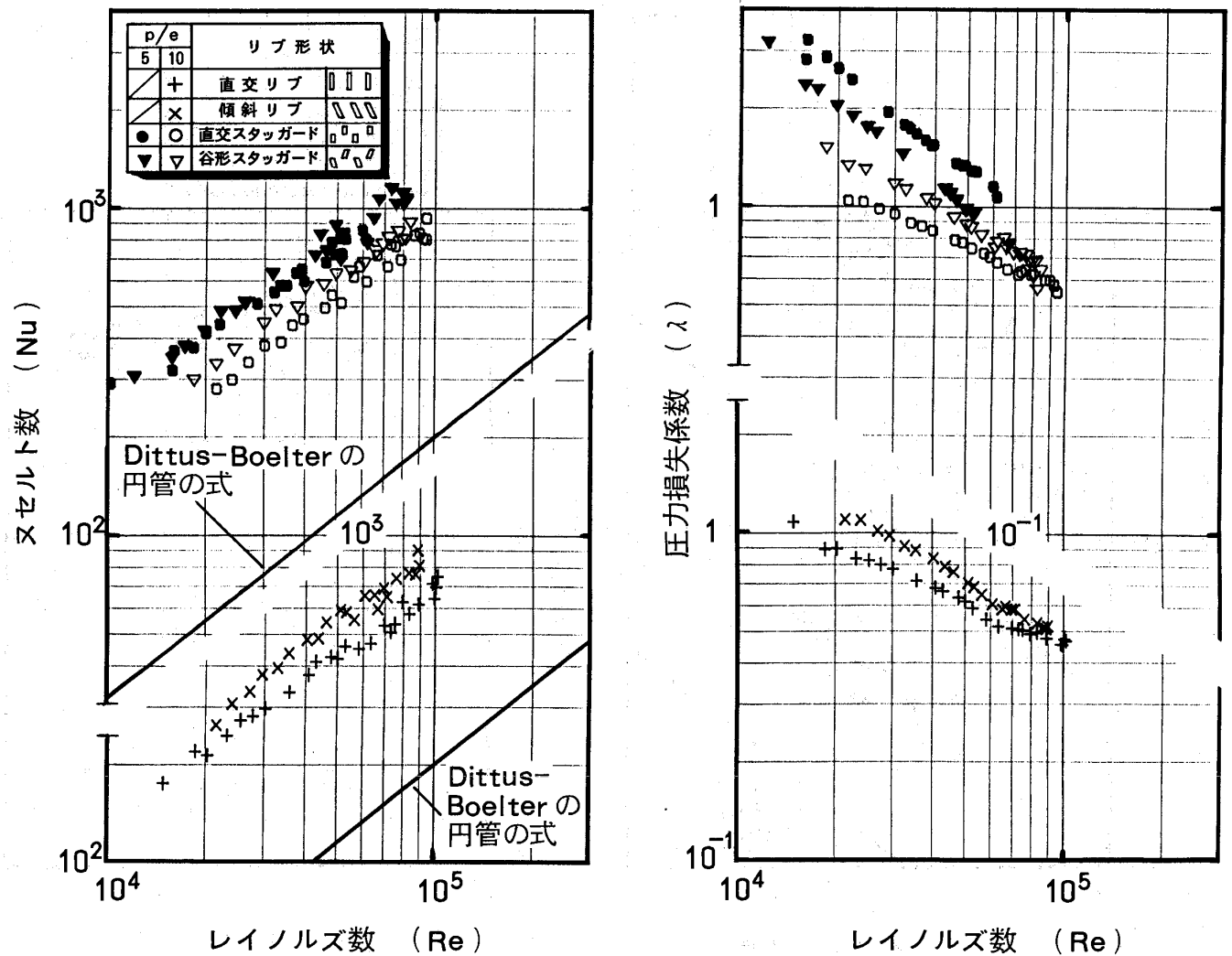


図11 伝熱流動特性 ($H = 5 \text{ mm}$, $d_e = 6.7 \text{ mm}$, $e/d_e = 0.105$ の場合)

mm)の供試体は流路面積が狭く、空気源圧力の制限により Re 数が 9×10^4 程度までの実験を行った。

図12に各種乱流促進リブの Re 数が 8×10^4 における効果を e/d_e をパラメーターに比較整理した。 e/d_e はリブによる流路のブロック比を表わし、 Nu 数はスタグガード配列の場合いずれも e/d_e が $0.05 \sim 0.1$ の間に小さな極小点が見られるのが特徴的である。また圧力損失係数は e/d_e により大きく変化するが、 Nu 数に対する影響度はこれよりも小さいことがわかる。いずれにしても実験範囲 e/d_e の値に拘らず、谷形スタグガードリブの優位性が明らかである。

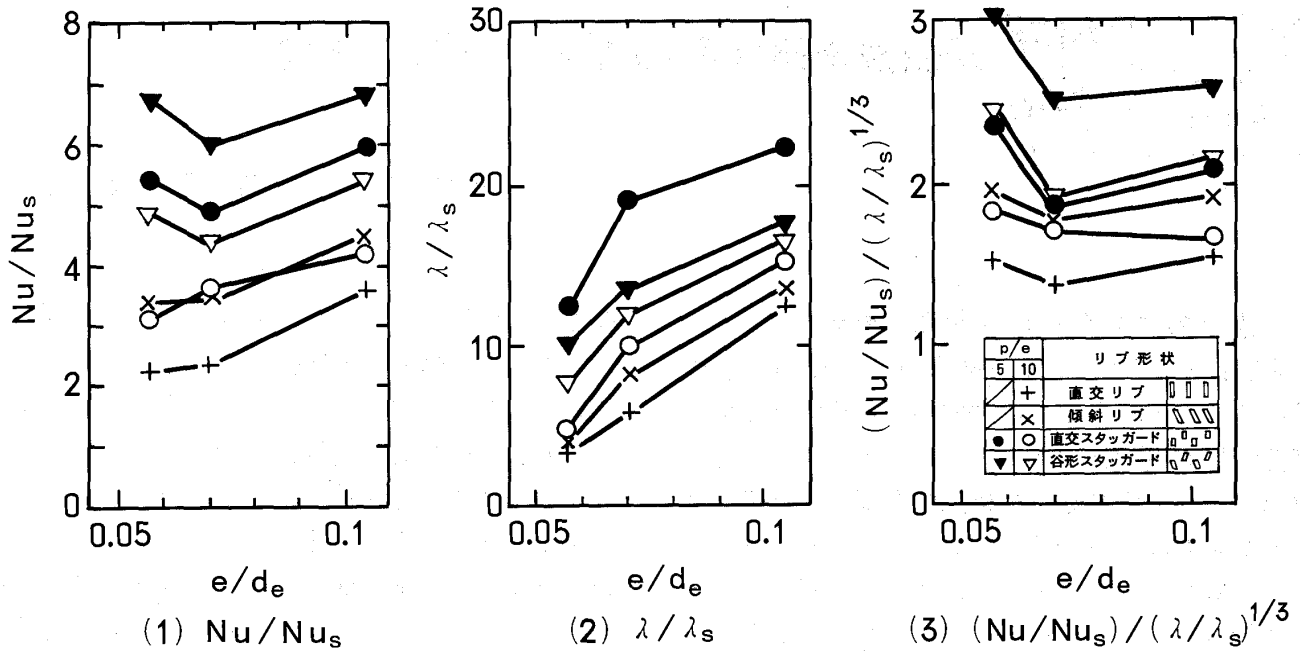
5. まとめ

ガスタービン冷却翼の冷却性能向上の手段として用いられている乱流促進リブに関し、さらなる伝熱性能の改善を目的に比較法を原理とする熱伝

達率評価実験装置を用い、各種乱流促進リブ形状の伝熱流動実験により次のことを明らかにした。

- (1) 伝熱促進効果は、冷却面中央側のリブ先端を冷却空気流の上流側に向けた谷形スタグガード配置リブ構造が優れており、リブの配列ピッチと高さとの比 (p/e) が10、 Re 数が 10^5 では、平滑面に対して Nu 数は4倍、圧力損失係数は11倍の特性を示す。
- (2) スタグガード配置リブの伝熱促進効果は、リブの配列ピッチと高さとの比 (p/e) が10と5ではリブ配列密度の高い5の方が大きく、谷形スタグガードの場合 $p/e = 10$ の伝熱促進効果に対して1.5倍となる。

今後、伝熱特性と三次元乱流構造パターンの相関を可視化実験により明らかにしていく予定である。

図12 乱流促進リブの形状効果 ($Re = 8 \times 10^4$)

参考文献

- (1) J. C. Han, 他2名: Heat Transfer Enhancement in Channels with Turbulence Promoters, ASME 84-WA/HT-72
- (2) P. R. Chandra, 他2名: Effect of Rib Angle on Local Heat/Mass Transfer Distribution in a Two-Pass Rib-Roughened Channel, ASME 87-GT-94
- (3) 船崎健一: 角度付き乱流促進体の研究, 日本ガスタービン学会誌, 17-65, pp. 66-72 (1989)
- (4) R. T. Kukreja, 他2名: Effects of Length and Configuration of Transverse Discrete Ribs on Heat Transfer and Friction for Turbulent Flow in a Square Channel, ASME/JSME Thermal Engineering Proceedings, Vol. 3, pp. 213-218 (1991)
- (5) M. Shizuya, K. Kawaike: Experimental Investigation of Blade Internal Cooling Methods Using Ribs and Fins, Tokyo Int. Gas Turbine Congress, 87-TOKYO-IGTC-65 (1987)
- (6) T. M. Liou, 他2名: Turbulent Heat Transfer and Fluid Flow in a Channel with Repeated Rib Pairs, ASME/JSME Thermal Engineering Proceedings, Vol. 3, pp. 205-212 (1991)
- (7) R. L. Webb, E. L. G. Eckert: Application of Rough Surfaces to Heat Exchanger Design, Int. J. Heat Mass Transfer, Vol. 15, pp. 1647-1658 (1972)



船舶技術研究所のガスタービン研究

船舶技術研究所 森 下 輝 夫

1. 当所のガスタービン研究の概要

船舶技術研究所では1986年4月に組織の再編成があり、それまでの機関開発部と機関性能部とが統合して機関動力部となった。エンジン関係の研究は材料強度を除いて機関動力部で行っている。

機関動力部は9研究室23名の研究員で構成されているが、ガスタービンに多少とも関係する研究を行っているのは他部もふくめて7,8名といったところである。

ガスタービンが商船用主機関としては現在極めて低い地位にあるにもかかわらず当所でその研究が続けられているのは、発展の余地を大きく有しているガスタービンの将来性への期待とそれを確信して研究の灯を絶やしてはならないとする運輸技術研究所以来のガスタービン研究の人脈が存在することによる。従って、われわれは、開発研究であれ基礎研究であれ、他所では行われぬ先駆的なものであることを何よりも重視している。

ここ10年ばかりの研究の主軸は水素応用である。われわれは「未来のために何をなすべきか」と言い交わしながら以下の研究を進めている。

2. タービン内再熱水素ガスタービンの研究

水素を翼冷却に使いこれを翼後縁から後流中に

吹き出し燃焼させることによってタービン内を流れるガスを近似的に等温膨張させることができる。この形式のタービンをわれわれはタービン内再熱水素ガスタービンと名付けている。

この方式のガスタービンは比出力を極めて大きくすることができ、時速100ノット級の超高速船の主機関として他の機関の追従を許さぬ性能が期待できる。また高再生と圧縮過程の中間冷却とを採用することで近似的なエリクソンサイクルとなり、熱効率を著しく高くできる。

これまでに直線翼列と扇状翼列を用いて高温ガス風洞で水素吹き出し燃焼実験を行い、後流中の燃焼の確認と温度分布を調べ、それらのデータをもとに、静翼後縁から水素を吹き出し動翼までの間で燃焼を行わせる出力約500馬力の試験用単段ガスタービンを試作した。現在、タービン内での水素の着火の確認実験と性能試験を実施中である。

3. 酸水素内燃式蒸気タービンの研究

水中および蒸気中で量論比の水素と酸素を完全燃焼させることができれば内燃式の蒸気タービンサイクルが実現可能となる。このサイクルでは燃焼熱は直接作動流体に伝えられるので従来の蒸気ボイラよりはるかに高い温度の蒸気を高効率でえられるうえ、燃焼生成物も作動流体としてタービンで仕事をするのでサイクルの熱効率は在来型のそれより著しく高くなる。

このサイクルでは燃焼生成量に相当する水を復水器から外部へ取り出す必要があるが、そのための仕事は水の圧縮仕事であるためきわめて小さい。エンジンから燃焼生成物を排出するための仕事が小さいことは大深度用の海中動力源として利用する上で極めて有利な性質である。むろん電力のピークカット用としての用途も期待できる。

この着想の要は水中や蒸気中で量論比の水素と酸素の完全燃焼を実現させることが可能かどうかである。水中燃焼についてはこれまでの実験で噴

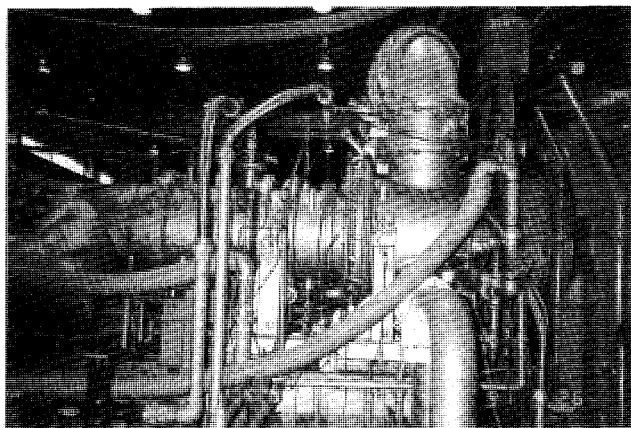


図1 試験用タービン内再熱水素タービン

(平成3年10月8日原稿受付)

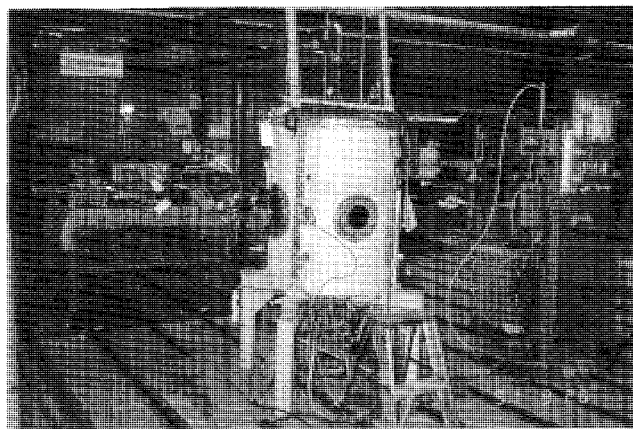


図2 水素酸素の水中燃焼実験装置

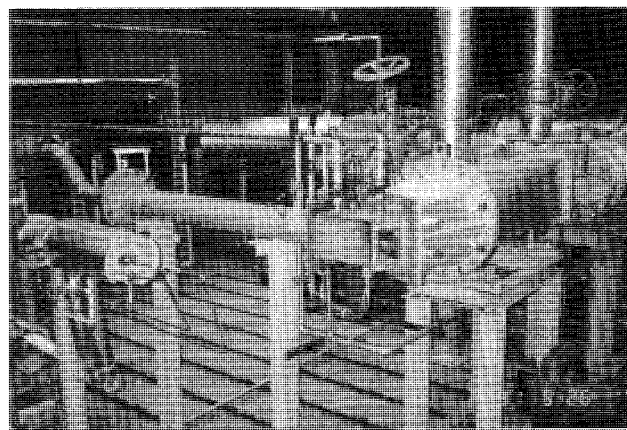


図4 重油燃焼灰付着試験装置

射弁のさきに比較的簡単なフードを取り付けることにより、予混合燃焼でも拡散燃焼でもほぼ100%の燃焼効率がえられることを確かめている。蒸気中の燃焼については現在実験中であるが、燃焼効率は水中のそれに達していない。

4. 水素燃焼器の研究

燃焼器の性能とそれに影響を与える諸因子間の関係を一般性のある数式の形で求めるために、水素燃焼器を用いた基礎的な燃焼研究を行っている。

5. 水素システムの調査研究

省石油と二酸化炭素の排出抑制のために、南太平洋に浮かべた巨大筏群上や大陸の砂漠に設置した太陽電池による電力で液体水素をつくりこれをわが国に輸送して、わが国の運輸交通機関が使用している燃料をすべて水素に置き換えるという「運輸交通機関の水素エネルギーシステム」の調査研究を行っている。

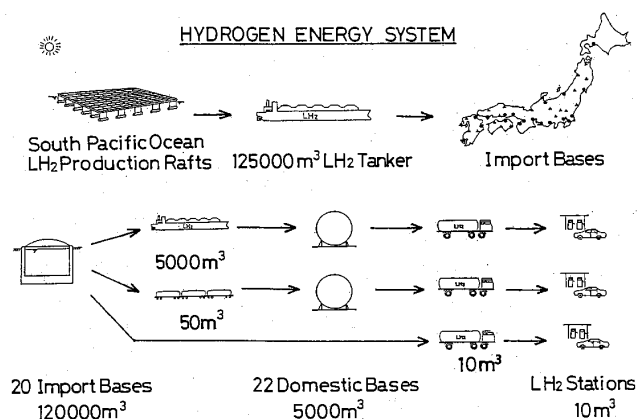


図3 運輸交通機関の太陽水素システム

これによると、現状の技術水準では省石油は期待できないが二酸化炭素は40%削減されるし、将来は80%以上の省石油と二酸化炭素の排出抑制がともに期待できそうである。

6. タービン翼の重油燃焼灰付着試験

1100~1200°Cの重油燃焼ガス風洞による2次元翼列の灰付着実験を行っている。われわれは以前耐熱金属製の冷却翼列で行った実験で冷却翼の灰付着の主要な機構は燃焼ガス中の硫酸ナトリウムや5酸化バナジウムなどの灰分蒸気の凝縮であると推論した。その検証と重油燃焼ガスに対するセラミックスの耐食性を調べるために、セラミックスの平板翼列やセラミックコーティング冷却翼列について実験にとりかかっている。

7. セラミックスの腐食雰囲気中の試験

セラミックス材の強度に及ぼす重油燃焼ガスの影響を調べるために、バーナーリグテストや溶融塩を塗布した試験片の電気炉による試験が材料加工部で行われている。現在は主として人工的に表面に亀裂を作ったセラミックス試験片を用いている。これらの試験により、溶融塩の付着は1000°C以上では平滑材と亀裂材の高温曲げ強度に影響を及ぼさないことがわかった。

8. おわりに

本誌9巻36号で当所の研究を紹介させていただいてから10年が経った。この間、当時の重油利用と水素利用の研究から研究の比重は水素利用に移っている。試作中だった再熱水素ガスタービンは運転に入っている。



第 27 回 AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion conference and Exhibit

石川島播磨重工業(株) 白石 和 雄

1. まえがき

1991 年 6 月 24 日より 26 日までの 3 日間、米国の Sacramento 市の Hyatt Regency Hotel および Sacramento Convention Center を会場として開催された第 27 回 Joint Propulsion Conference and Exhibit に出席した。ここでは、筆者が航空宇宙技術研究所と共同で、研究発表の機会を得た高速エアブリージングエンジン関連のセッションおよび会議と併行して催された展示会を中心として簡単に報告したい。

2. 会議全般

この会議は、AIAA (米国航空宇宙学会), SAE (自動車技術者会), ASME (米国機械学会), ASEE (米国教育学会) の共催のもとに、エアブリージングエンジン、極超音速エンジン、液体・固体ロケットエンジン、地上試験などの 12 分野にわたり、セッション数 122, 総論文数が 772 件, 総参加数 2000 人規模であった。発表論文の内訳は、米国が 662 件, 英国 22 件, フランス 20 件, 台湾 14 件, ドイツ 11 件, 中国 10 件, ソ連とイタリア各 6 件で、その他、カナダ, スウェーデン, イスラエル, ブラジルなどからの発表もあった。日本からの論文数は 12 件であり、日本人参加者は筆者の他に、航空宇宙技術研究所, NASDA, 三菱重工業(株), 日産自動車(株), 日立製作所(株)などであった。

この他に、会議前日の Aerojet 社主催の歓迎会、昼食会を兼ねた論文授賞式、晚餐会、最終日に展示会場でのレセプションなどが盛大に行なわれた。

3. 高速エアブリージングエンジン発表論文

超音速・極超音速機あるいは宇宙往還機用の高速エンジンの発表論文は、エアブリージングエンジン・極超音速エンジンの分野およびその他の分野における関連セッションにおいて 71 編ほどであった。論文の内容を分類すると表 1 のようにな

表 1 高速エアブリージングエンジン関連論文

分 野	内容別論文数		
エンジンシステム	複合エンジン	(2)	8
	サブシステム	(6)	
エンジン要素	インテーク・ノズル	(15)	52
	燃焼器	(21)	
	空 力	(16)	
地上試験設備	ターボエンジン	(4)	6
	スクラムジェット	(2)	
そ の 他	複合材料関連	(2)	5
	シール技術	(2)	
	ヒートパイプ	(1)	

り、ターボエンジン・ラム/スクラムジェットエンジンに関連するシステム技術、インテーク、燃焼器、ノズルなどの要素技術に関して多岐にわたっている。

エンジンシステム関係では、独の MTU 社の 2 段宇宙往還機の飛行試験を目的とし、機体との統合を考慮したインテーク、ターボエンジン、ラムバーナ、ノズルの要素技術およびターボ/ラムエンジンのヒートマネジメントとクーリングコントロールシステムに関する 2 編の論文が目立っており、Sänger 計画が実現へ向けて順調に進行している印象を受けた。

要素技術に関しては、ラム/スクラムジェットエンジンのインテーク、ラム燃焼、超音速燃焼、ノズルおよび衝撃波/境界層の干渉やジェット騒音などの基礎研究の発表があったが、このうち数値シミュレーションが大部分を占めていた。

地上試験設備では、ターボエンジン関連 4 件、スクラムジェット関連 2 件であった。このうち、米国 NASP 計画に基づく、スクラムジェット風洞整備計画の一環として、NASA Langley 研究センターの CHSTF (Combustion Heated Scram-

(平成 3 年 4 月 18 日原稿受付)

jet Test Facility)の排気システムを改良して、飛行マッハ数6・高度120 Kftまで模擬できるようになった。その結果、飛行マッハ数4~8クラスの8-foot高温風洞・アークヒータ風洞との較正試験が可能となり、スケール効果や、風洞気流のコンタミネーションの影響についての研究に寄与できるとの報告があった。

その他に、極超音速エンジンの高温・高圧環境下で、冷却構造を組み込んだセラミックシールやハイブリッドシールおよび液体金属を作動流体としたヒートパイプを用いた冷却システムの設計法に関する論文があり、極超音速エンジンの根幹となる技術課題についての基礎研究が目についた。

4. その他

会議の初日に、USAFのT.STAFFORDが“火星探査計画の現状について”と題する基調講演があった。火星探査の実現には、下記に示すいくつかの技術課題を解決しなければならないようである。

- Heavy Weight Transport System
- Nuclear Thermal Propulsion System
- Active Suits
- Cryogenic Transfer (Long Time Storage)
- 0 Gravity Counter-Measure
- Radiation and Shield
- Tele-Robotex
- Water and Gas Loop
- Nuclear Electronics Propulsion
- Roundeavow and Docking

現在、クリスタルシティに事務所を置いて詳細計画を精力的に練っている模様である。特に、火星探査に先だち、月での研究活動および予備的な訓練が必修だと語っていた。

会議の開催と併行して、Hyatt Regency Hotelに隣接するSacramento Convention Centerで展示会が行われた(写真1)。会場の前庭にスペースシャトルのメインエンジン、会場入口にNASP計画のX-30のサブスケール模型、会場中心部に湾岸戦争で一躍有名になったトマホークミサイル

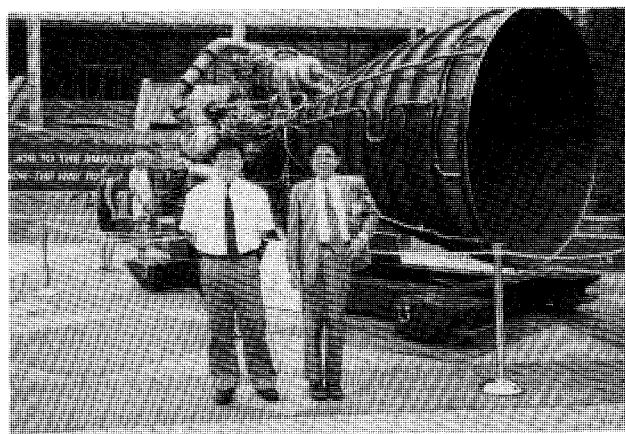


写真1 展示会場前庭

のフルスケール模型の展示があった。米国からは、Aero-jet社の極超音速試験設備関連パネルとエアラウンチミサイル用ブースタ、General Dynamics社の商用対応型のAtlas IIラウンチシステム、General ElectronicsのCFM-56ジェットエンジン関連パネル、Hercules Aerospace社のPegasusミサイルと無人探査用宇宙ロケット、United Technologyのトマホーク巡航ミサイル用ブースタなどの展示が目立った。米国の他に、フランスのジェットエンジンメーカーのSNECMA社、イスラエルのミサイルメーカーのRafael社などの展示もあった。全体を通じて、世界的な軍縮の風潮にもかかわらず湾岸戦争などの限定戦に効力を発揮する中規模なミサイルを対象とした展示が多く見られ、各社とも商取引を意識したPRを行っていたようである。

5. あとがき

筆者が出席したセッションおよびレセプション会場において、米国のNASP・独のSänger計画の宇宙往還機あるいは欧米のHSCT用の高速エンジンに関する要素研究、機体/エンジンの統合システム研究など、熱の入った論議が交わされていた。また、会議後あるいはレセプション会場において、Aerojet, Boeing, GE, MTU, 大学などの研究者・技術者との親睦を深めるとともに、最新の動向・情報が入手でき、今回の出席は意義深いものとなった。



第6回ターボ機械とプロペラの非定常空力、空力音響並びに空力弾性に関する国際シンポジウム

東京大学工学部 梶 昭次郎

標記国際シンポジウムが本年9月15日から19日まで、アメリカインディアナ州のノートルダム大学で行われた。筆者はこのシンポジウムに出席する機会を得たので、会議の様子を報告する。

この会議はターボ機械の空力弾性問題を扱う専門家会議として、1976年パリで第1回が始まり、80年ローザンヌ、84年ケンブリッジ、87年アーヘン、89年北京と続き、本年91年が第6回目である。この間、会議の名前のターボ機械にプロペラが加わり、空力弾性に非定常空力が付け足されて来たが、今回はさらに空力音響にまで範囲が広がられた。また、前回第5回の北京会議は、丁度天安門事件の直後で我国では公務員の渡航が禁止されていたが、欧米諸国からの参加者もほとんどなく、従って、専門家同志が顔を合わせるのは実質的にはアーヘン会議から4年目ということになる。

会議が行われたノートルダム大学はシカゴの東方約100マイル、サウスベンド市の北に位置し、名前の示す通りカトリックミッション系の大学である。キャンパスは広大で美しく、アメリカンフットボールの競技場からゴルフコース、美術館から聖心教会まで揃っている。会議場コンティニューエデュケーションセンターは、宿泊施設モーリス・インと道路を隔てて位置し、地下道まで通じているという丁寧さである。会議は同大学のAtassi教授が世話役で、NASAルイス研究所、GE、UT研究所、ノートルダム大学がスポンサーとなっている。

会議は4日間で16セッションが開かれたが、毎朝最初のセッションが招待講演というのが今回の大きな特色であった。初日はケンブリッジ大学Ffowcs Williams教授による「流れ不安定の音響制御」と題した講演で、ジェットエンジン再燃器の不安定制御から、旋回失速やサージの能動制御までが論じられた。二日目はUT研究所のVer-

don博士が、「ターボ機械の空力弾性及び空力音響に適用される非定常空力手法」と題し、線形理論から、この10年間で急速に発達した数値解法について論じた。三日目はアーヘン大学のGallus教授による「非定常空力と空力弾性における実験手法並びに結果」と題し、数値計算手法の検証のためにも実験は欠かせないとの立場から、LDVや熱線による計測、圧力変換器による結果を論じた。この日は午後の第一セッションも招待講演で、GEのGliebe博士が「ターボ機械とプロペラの空力音響—今後必要な研究」と題し、主としてUDF等大バイパス比のファン騒音について論じた。最終日は予定が急拠変更され、NASAルイス研究所の

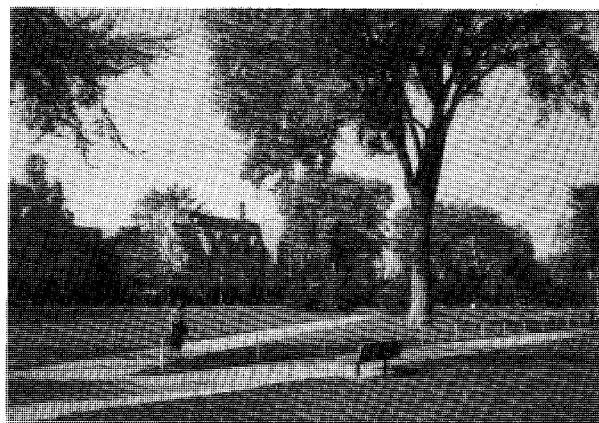


写真1 美しい大学キャンパス

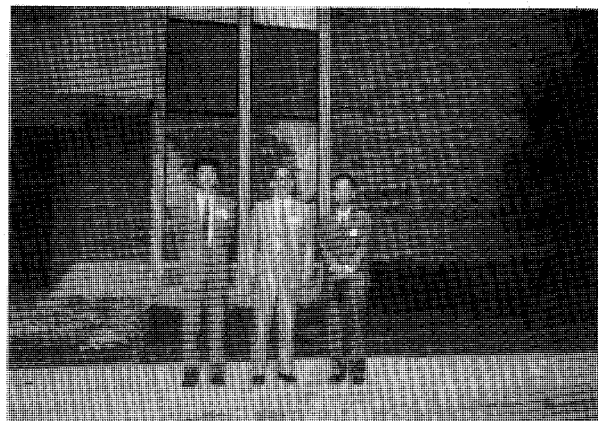


写真2 会議場前 右より山口氏、筆者、花田氏

(平成3年10月24日原稿受付)

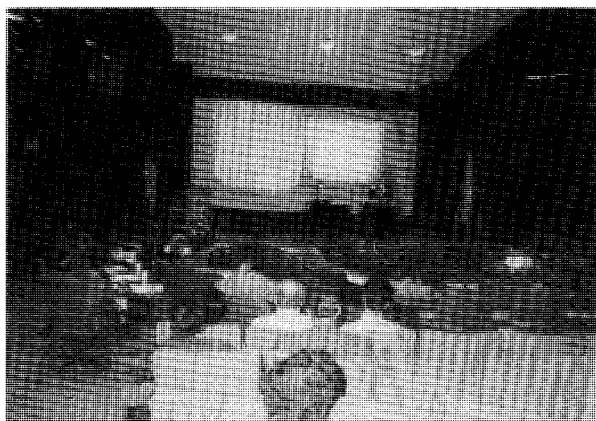


写真3 会議場内



写真4 科学委員会に先立つディナー

Adamczyk 博士が「非定常流れ—ターボ機械翼列の性能と寿命への影響」と題し、主にタービン翼列の二次流れが下流翼列の性能に与える影響について論じた。

最終日の最終セッションは「標準化翼列に対する計算と実験のパネル討論」に当てられていたので、一般のセッションは10になる。「非定常流における数値手法」、「振動翼の圧力計測」、「非定常境界層と遷移」、「非定常翼列流れ」、「空力弾性的不安定と制御」、「回転翼の空力音響」、「非定常流れ計測」、「負荷を有する翼及び翼列の空力音響」、「非定常遷音速及び超音速流れ」、「非定常剝離流れ」の各セッションにおいて4~6件の講演が行われた。広範囲の分野について詳細に論ずることはできないが、全般的印象として、やはりコンピュータ時代の反映か数値解法を論じたり、CFDを適用したものが多かった。音響分野でも線形理論の扱いを数値計算に広げる傾向が見られた。反面、現象を深く探究し、モデル化するといった作業を含むものが少いように感じた。「突風応答」の話がやや多かったが、これはその分野を専門とする Atassi 教授が会議を主催したことと関係があるように思われる。

一般講演43件の内、アメリカ27件、ドイツ5件、フランス4件、日本4件、スイス2件、ソ連1件であった。一般講演でイギリスからの発表がないのと、中国からは一人も参加していないのが奇異に映った。一般講演こそなかったが、ケンブリッジ大学を退官した Whitehead 博士が全セッションに熱心に参加しておられた存在感、その気力と体力には敬服した。日本からの発表は山口信

行(三菱重工)、藤本一郎(拓殖大)、花田俊也(九大)の各氏と筆者であり、加えて谷田好通教授(東大)が科学委員会のメンバーとして参加された。

二日目に会議場の地階でバンケがあり、三日目はセッション終了後、航空宇宙研究棟 Hessert Center の見学、引続き聖心教会においてパイプオルガン演奏会が催された。その夜の科学委員会において次回シンポジウムの開催時期と開催国が議論され、時期については3年間隔が妥当、従って次は1994年との合意がスムーズに得られた。開催国については二、三申し出がありかなりもめたが、結果的には日本に落着いた。谷田教授が熱弁を揮われ、筆者も応援した。Atassi 教授も議長として理性的に発言して呉れた。次回第7回シンポジウムは1994年秋日本で行われる。

このような国際会議を引受け開催するには資金も要るし労力も大きい。しかし外国の会議に出掛けて情報を仕入れるばかりでは、学術面の国際貢献の観点からやがて日本全体が非難を受けよう。初回からこのシンポジウムに相当の寄与をしている日本としては、会議開催の権利と同時に、義務も有している。これを機に国内の非定常空力、空力弾性研究者・技術者の糾合と一層の活性化を図りたいものである。関係企業並びに関係者各位のご理解とご支援を科学委員会に出席した者の立場からお願いしたい。

本来この記事は難波昌伸九大教授が執筆される予定であった。同教授がやむを得ぬ事情により会議途中で帰国されたため、筆者が会議報告から座長、科学委員会出席に至るまで代役を務めることとなった。



新成田エンジン整備工場

日本航空(株) 菊池 眞一郎

1. はじめに

国際競争力強化の為に斬新な生産システム、新技術導入による品質の向上、整備コストの逓減が必要となった事、ならびに1990年に就航を開始したボーイング747-400スカイクルーザー用新型エンジン(G. E. 社CF6-80C2)の整備が既存の羽田工場では能力上限に達した事から成田整備地区への展開が検討されてきました。そして本年5月8日に竣工式を迎え操業を開始しました。

成田の新エンジン整備工場では省力化、自動化設備の導入により年間の整備能力を従来の大型エンジン300台から400台へと拡大する事を目指しています。

尚、工場生産を停止せずに新工場への移転展開をする為、I期、II期に2分割し移転する事としました。

今回のI期分展開は工場間接及び組立部門の展開です。II期は残りの修理部門を今後3年を目途に展開する予定です。

新工場の概略については図1,2及び表1を参照下さい。

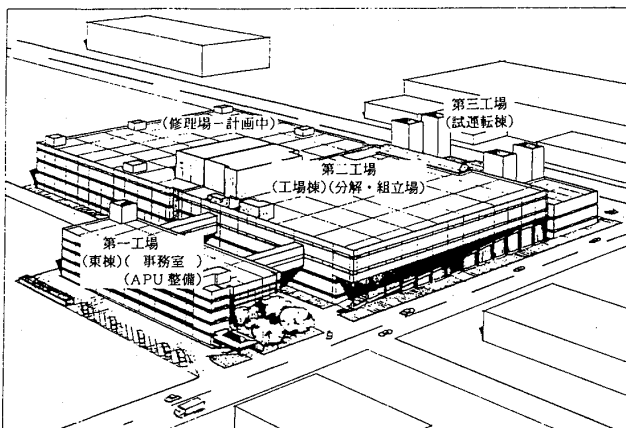


図1 エンジン整備工場(成田)外観図

(平成3年10月11日原稿受付)

2. 新工場の特徴

2.1 工場統合管理システム

通称JALATOMと呼ばれAdvanced Engine Total Management Systemの略称です。

ATOM1からATOM5までを計画しており、各々のATOMは下記システムを意味します。

- (1) ATOM1……生産管理システム
- (2) ATOM2……物流管理システム
- (3) ATOM3……技術管理システム
- (4) ATOM4……品質管理システム
- (5) ATOM5……設備管理システム

現在はATOM1の組立関係とATOM2の開発が完了し稼動中です。

ATOM1ではエンジンの取卸し計画、生産計画、作業指示、工程管理、部品集荷の生産管理全般を管理します。又、これらを40inchCRT画面に表示させ、例えば誰がどこでどの作業をいつ行なうかという情報を現業及び生産管理コントロールセンター双方で確認する事ができます。

ATOM2ではATOM1と次項で説明します自

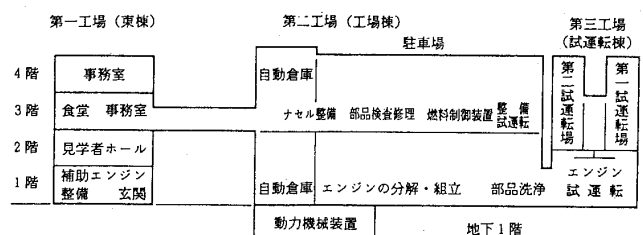


図2 エンジン整備工場(成田)側面図

表1

工場	構造	延べ床面積	主要用途
成田第一工場(東棟)	鉄骨造(4階)	10,000 m ²	補助エンジンの分解・組立・試験、事務室、教室、会議室、ロッカーールーム、食堂など
成田第二工場(工場棟)	鉄骨造(地下1階、地上4階)	22,600 m ²	エンジン組立・分解、燃料制御機器類の分解・組立・試験、倉庫、搬送システム
成田第三工場(試運転棟)	鉄筋コンクリート一部鉄骨造(3階)	3,700 m ²	エンジンの試運転

動立体倉庫と自動搬送装置とを有機的に連携し工場内における物流を管理します。

将来はより良い生産活動が行なえる様残りのATOMを完成させ、かつこれらを有機的に結び付ける事を計画中です。

これらのシステム構想として図3を参照下さい。

2.2 自動立体倉庫、自動搬送装置及びエンジン搬送システム (写真1, 2)

自動立体倉庫は中央立体倉庫、燃料システム倉庫、ナセルシステム倉庫の3つに構成されており、ボルトから直径1.5mのケーシングまで大小の部品が収納されています。

又、これら倉庫と各工程間を前述ATOM2からの指示により無人部品搬送装置が部品を搬送します。この無人部品搬送装置は垂直搬送も可能で1階から3階の間の搬送もできます。

従来は人手による部品の受け払いを行なってきましたが、本設備・装置の導入により自動化され大幅な省力化が図られました。

尚、倉庫のサイズ、搬送装置の詳細については表2, 3の通りです。

組立エリアと試運転エリア間のエンジン搬送に

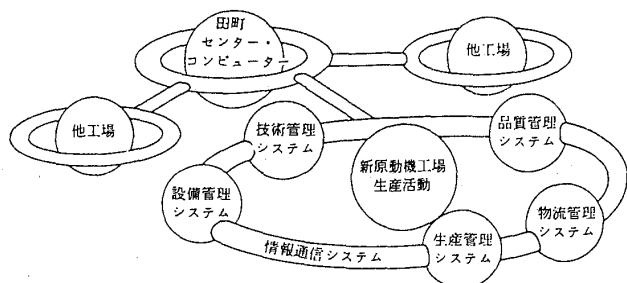


図3 ATOM 1 から ATOM 5 までの構想図

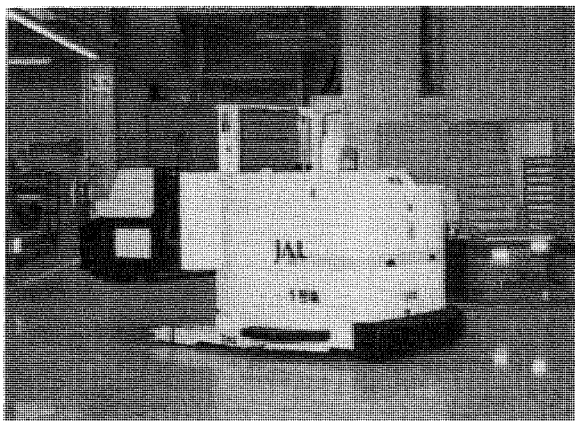


写真1 物流システム (ATOM-2)

についても隣接している利点を十分に生かす為にモノレールつり下げによる空中搬送を採用し煩雑で人手のかかる牽引車による搬送を中止しています。この様に大規模なエンジン搬送システムはエアラインとしては世界で初めてのものです。

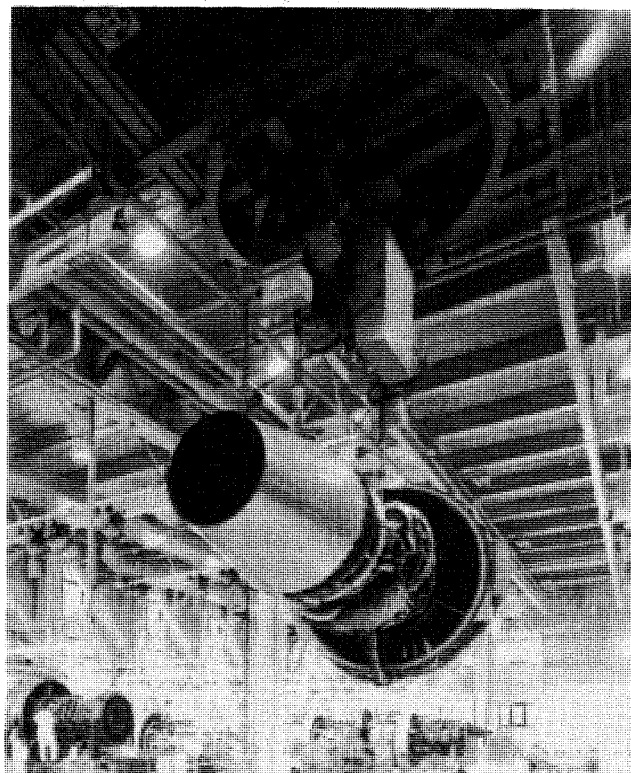


写真2 エンジン搬送システム

表2

倉庫名称	サイズ (m)	格納棚数	型 式	格納部品
中央立体倉庫	W 15 X L 42 H 27	2700 個	ビルラック式	エンジン部品
燃料システム倉庫	W 3 X L 14 H 8	700 個	ユニット式	燃料機器部品
ナセルシステム倉庫	W 9 X L 18 H 16	100 個	ユニット式	QEC部品

表3

名 称	搬送バレットサイズ (cm)	台 数	搬送場所
a. 大型フォークリフト	1550 □	2 台	1 階
b. 小型積載型車	1200 □	6 台	1 階・3 階
c. 架空搬送装置	400 x 60 x 250	2 台	1 階・3 階
d. 垂直搬送装置	400 x 60 x 250	4 ケ所	1 階・3 階の連結

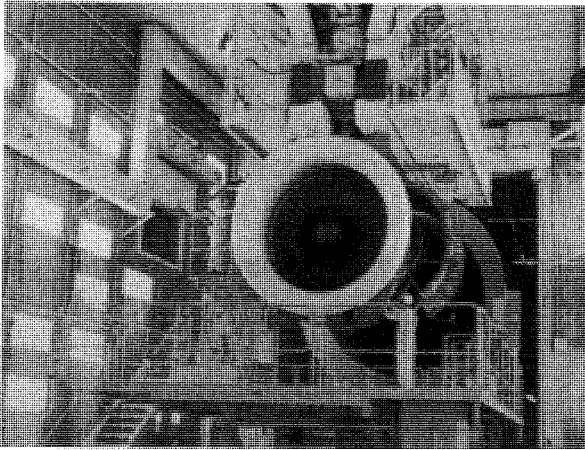


写真3 エンジン試運転場

2.3 試運転装置 (写真3)

21世紀には主流になると推定される推力70,000~90,000ポンドのエンジンを考慮し、100,000ポンドまでのエンジン試運転ができる様設計され、エンジン生産規模に合わせ同一仕様のを2台並列に設置しています。形状はスペース節約によりU字形としました。

特に騒音、振動を防止する為に種々技術が採用

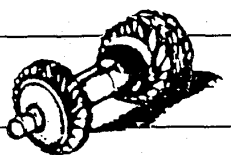
されており、例えば約250m離れた地点で45dB(A)を満足し、世界一静かな試運転装置といえるでしょう。又、運転操作室は浮き床構造の採用により振動もほとんどなく、通常のオフィスと変わらない環境です。

作業性についても下記システム導入により大幅な省力化、自動化が図られ、従来5~6名で実施していた試運転は、現在2名で安全かつ正確に実施できるようになりました。

- (1) 試運転施設、設備のバックアップシステムのCRTモニター導入
- (2) 各システムの自動校正システム
- (3) 試運転結果の自動計測、自動記録及び統計解析を目的とした独自のコンピュータシステムの導入。

3. おわりに

本文に説明致しました斬新な生産システムや新技術の導入によるメリットは大きいもののⅡ期展開計画の修理部門の展開があってはじめて当初の目的が達成されます。この為にできるだけ早い時期にⅡ期展開を完了できる様現在も努力中です。



第2回見学会 川崎重工業(株)明石工場/西神工場

日立造船(株)桜島工場 上 野 斌

小雨降る9月13日(金)の午後、標記見学会・技術懇談会が川崎重工業(株)明石工場/西神工場で行われた。参加申込者は定員をはるかに超過する約180名となり、抽選によって選ばれた58名が参加するという盛況であった。

はじめに、地方委員会委員長の名古屋大学高原教授の挨拶に引続き、開催会社代表として汎用ガスタービン事業部事業部長大槻幸雄氏から挨拶があり、自社技術によるガスタービン開発の方針と現状説明があった。川崎重工では昭和47年より開発に着手し、昭和51年に1号機を完成して以来、非常用発電を中心に20kVA~4000kVAのガスタービンを生産し、現在までの累計生産台数は約3000台にのぼり、また、最近ではチェンサイクルを含め、コージェネ用発電の実績も増加してきており、平成3年度の生産台数は300台を予定しているとの事であった。

引き続き坂口哲也副事業部長より明石工場の概要説明を受けた後、4班に分かれてガスタービン組立工場、パッケージ組立工場、エンジン運転場およびチェンサイクル発電装置を見学した。

ガスタービン組立工場は6階建てのビル内の1~4階を占め、各2階分を吹き抜けとしたツーフロアで、空調された環境の中でガスタービンが組み立てられている。パッケージ組立工場では台車の上でガスタービン発電装置の艤装工事が行われ、この工場建家の屋外2側面に9セルの運転場が設置されており、完成したパッケージは台車に乗ったままこの運転場に引き出され、工場運転が実施される。チェンサイクル発電装置は実証プラント

として建設され、昭和63年4月より運転されているものであり、現在では実証試験を完了し、工場設備として場内に電気と蒸気を供給している。

明石工場を見学したあと、約10km離れた西神工場へバスで移動した。西神工場は西神住宅団地に隣接した西神インダストリアルパーク内にあり、平成2年3月より操業を開始したガスタービン部品の機械加工工場である。

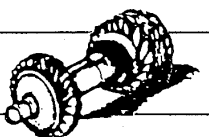
奥村幸吉総務課長より概要説明を受けた後、4班に分かれて工場見学を行った。空調された工場内には、NC堅型旋盤、NC堅型研削盤、仕上ロボット、ピーニング装置、ブローチ盤等多数の工作機が整然と配置され、自動倉庫との間はAGV無人搬送ラインによって、材料、製品、工具等のハンドリングが行われている。このような最新の設備が導入され、自動化による省人化された工場を目の当たりにし、見学者一同非常に興味深く、感銘を受けた。

技術懇談会では生産技術部長の上村隆夫氏より『ガスタービン部品製造工程の自動化について』と題して、西神工場の自動化システムについて詳細な説明がなされた後、質疑応答を行った。

質疑応答では参加者より活発な質問が続き、時間の関係で途中で打ち切らざるを得ない状況であり、有意義な技術懇談会となった。

最後に、貴重な時間を割いて御丁寧な工場案内とご講演を頂いた川崎重工業の関係者の方々に深く感謝申しあげます。

(平成3年10月18日原稿受付)



秋季講演会（札幌）報告

慶應義塾大学 川 口 修

今年の秋季講演会は、8月26日に北海道大学学術交流会館にて講演会が、27日に見学会が開催された。第5回国際ガスタービン会議が開催されたため、開催時期が例年より繰上げられた。計画時には定期講演会と国際会議とに挟まれた恰好であったために講演申し込みが少なくなるのではないかと懸念されたが、関係者の予想を大幅に上回る申し込みがあった。今回は秋季講演会としては初めての試みとして、一般講演の他に“新素材”と“数値解析”をテーマとする2つのオーガナイズドセッションが組入れられた。

一般講演の内容は、ディフューザ、管内等における流れに関する研究3件、翼列流れに関する実験研究3件、翼列流れの数値解析および解析法に関する研究4件、石炭ガス化プラントの解析、エンジン性能解析、エンジン開発の研究等4件、燃焼器関係の研究5件、伝熱、冷却関係の研究4件、動・静翼の寿命評価の研究2件、その他5件であった。数値解析に関するオーガナイズドセッションは、学会の数値解析に関する調査研究委員会の成果報告として、当該委員会の委員の研究報告とパネルディスカッションが行なわれた。新素材に関するオーガナイズドセッションは、セラミック部材の製造技術、開発研究等に関して5つの講演が行なわれた。

一般講演、オーガナイズドセッションともに活発な討論が行なわれ、しばしば所定の時間を超過するケースがあった。予想を超えた講演数の関係で、講演時間15分、討論時間を5分とし、3会場の講演となったため、予想されたことながら十分な討論が出来ない、聞きたい講演が聞けないという点で今後への反省材料を残した。

特別講演は、北大原子工学科の石川迪夫教授に「原子力発電における安全論理の進歩過程」という演題でお話しを頂いた。今年3月まで原子力研究所におられた関係で、具体的な事例を示され、設

（平成3年11月11日原稿受付）

計基準事故の考え方による安全の確保、事故への人間の介在という観点から一般社会の安全と同じ論理ベースの必要性、現代社会の倫理感形成に工学者の関与の重要性の話など、我々研究者、技術者にとって非常に有益な講演であった。

講演会翌日の見学会は、札幌からバスで約1時間半の空知市内の無重力実験センターを見学させて頂いた。かつての炭坑の縦坑を利用した無重力実験施設は本格稼動を前に予備的なテストが行なわれており、約10秒の微小重力状態を作り出す世界的にも優れた実験施設ということであった。センターの見学後、空知炭礦歌志内発電所を訪れた。ここは、炭坑から湧出する純メタンに近い坑道ガスを燃料とした再生式のガスタービン発電所（3850 kW×2基）であり、坑内で必要とする電力を賄っているとのことであった。いずれの施設も、まさに違った形の廃棄物の有効利用であった。その後、バスで再び札幌市内に戻り、北海道大学の中谷吉郎博士の研究で有名な低温科学研究所を訪問した。見学に先立って所長の藤野教授の説明を伺ったのち、低温実験室を見学させて頂いた。いくつかの温度レベルの実験室が用意され、南極の氷片を顕微鏡で見たり、零下18度の低温室に入ったり、貴重な経験をした。続いては、北海道大学工学部機械工学科の熱関係、流体関係の研究室を2班に分れて見せて頂いたが、短い見学時間が惜しまれた。

盛沢山の見学コースの最後には、札幌ビール園を訪れ、皆でビールで乾杯の後、ジンギスカン鍋で空腹をいやし、充実の一日を締めくくった。

今回の秋季講演会は、北大の谷口博先生をはじめとする北大の先生方、学生諸君に準備時から期間中にかけてすっかりお世話になった。例年にも増して多数の参加者と講演を集めて、成功裏に終わることが出来たのはこれらの方々に依るところが大きい。紙上をお借りして心より感謝する次第である。

1991 年国際ガスタービン会議横浜大会

実行委員会委員長 高 田 浩 之

1991 年国際ガスタービン会議横浜大会は 10 月 27 日から 11 月 1 日の間、新しく開場したパシフィコ横浜国際会議場において開催された。1971 年、1977 年、1983 年、1987 年に次ぐ日本におけるガスタービン国際会議の第 5 回目として、本学会の主催のもとに、共催学会 (Collaborating Societies) として Associazione Termotecnica Italiana, Societe Francaise des Mecaniciens, Societe Francaise des Termiciens, The Chinese Society for Engineering Thermophysics, The Institution of Engineers, Australia, The Institution of Mechanical Engineers, 日本機械学会, Verein Deutscher Ingenieure の 8 学会の協力を得て開催されたものである。このうち、イタリアの ATI, フランスの SFT, オーストラリアの IE, Aust は今回から新たに共催学会として加わったものである。ASME, IGTI の共催も得たいとあらゆる努力を行なったが、前回の 1987 年のときと同様、結局同意を得るに至らなかったことは誠に残念であった。

会議の詳細な報告は学会誌の次号に掲載されることになっているので、ここでは速報の意味で以下に概略の報告をすることにしたい。

今回の会議の登録者は 578 名であり、その内訳として国内の参加者は 505 名、海外は 16ヶ国から合計 73 名であった。ほかに、同伴者として登録された御婦人が 32 名 (国内 17 名、海外 15 名) あった。これらの数字は前回 1987 年の“ゆーぼー”における会議のときと比べると、大よそにおいて同じである。前々回 1983 年の“池袋サンシャイ

ン”のときと比べると、登録者総数の点では少し増加しているが、しかし池袋のときは海外からの参加者が 100 名を僅かながら超えていたという点が異なっている。今回も何とかこの 100 名の線を突破できればと期待していたが、やはりゆーぼーと同じ線に留まった。これは ASME が共催から抜けた点や、かつては海外にも呼び掛けた展示を前回以降は国内企業中心に変更したことにも関わっているのであろうか。

会議で採択した論文の総数は約 130 編で、国内から約 70 編、海外は 12ヶ国から約 60 編であり、ほかに 4 つの特別講演と 1 つのパネルディスカッションが行われた。この発表の総数も池袋やゆーぼーのときと大体同じであり、大雑把にいつて国内 70、海外 60 という論文数がここ 3 回の国際会議を通じて定着して来ているようである。ただし、今回は主として中国の著者に来日できない人が多くあり、そのために発表がキャンセルになる論文が出たこと、しかもそれが A セッション (流体関係) に比較的集中したため一層目立ったことは残念であった。

会議の一連の行事は 10 月 27 日夕方のウェルカム・リセプションで始まった。日曜日、おまけに午前中の雨で出席者の出足が危まれたが、蓋をあけてみると約 200 名の多くの皆さんの参加を得て、賑かで楽しい、会議としては幸先きのよい幕明けとなった。新しくオープンしたばかりの会議場はきれいな上、スペースのゆとりが多く、おまけにベイ・ブリッジを含む港の眺めもよく、外国からのお客さんにも評判がよかったようである。

そして翌 28 日は午前 10 時に田中組織委員長の opening address で開会し、引き続いて午前中は本

(平成 3 年 11 月 9 日原稿受付)

城氏, Mr. Heft, Prof. Endress による 3 つの特別講演が行れた。これらはそれぞれ, 日本, アメリカ, ヨーロッパにおけるガスタービンの研究・開発, 技術の現状に関するもので, 会議のよい冒頭講演となった。そして午後からは木曜午前までの 4 日間にわたって, 各セッションがスタートした。

前述の発表論文で欠席者分を除いたうち, 80 論文は合計 30 のテクニカル・セッションで, また 33 論文は 6 つのオーガナイズド・セッションで発表された。オーガナイズド・セッションは選ばれたテーマに対してより焦点の合った議論を行うという意味で, 一部は依頼した発表者をも含めて特別に企画されたものである。

30 日, 水曜の午後にはもう一つの特別講演がソ連の Prof. Sosounov によって, ソ連の航空エンジン技術に関して行われた。この国際会議では前回, 前々回ともソ連から出席者を迎えていないので, 今回ソ連との連絡の途が見出せたことは幸せであった。

テクニカル・プログラムの最終日, 31 日の午後には 7 人のパネリストの出席を得て, ガスタービンの将来を省エネルギーと環境問題の両面から見るというパネル・ディスカッションが行われた。そしてそのあと, 高田が closing address を述べて会議を閉じた。

なお, この会議の期間中 29 日の火曜日には, レディス委員会の企画による accompanying person のための鎌倉への 1 日バス・ツアーが行われた。とかく天候に恵まれなかった本会議の期間中, 幸いこの日だけは好天に恵まれて, 外国からのお客様さんにとっても単に観光だけではなく, 日本の歴史と文化をも少しは楽しんで貰うことができたようである。

また, 水曜日 30 日の夜には萬珍樓においてバンケットが行われた。せっかく横浜で行う会議であるからということで南京街の中国料理が選ばれたもので, それに加えるに共催学会や海外参加者代表の楽しいスピーチで愉快的夕べを過ごすことができた。ただ, 会場が比較的狭く収容人数が限られていた上, 飛び入り希望の外国人ゲストもあって, 已むを得ず参加をお断りしなければならない方も出て申し訳なく思っている。

11 月 1 日, 金曜日には東芝京浜事業所および電

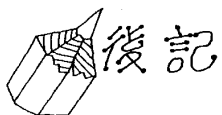
力中央研究所横須賀研究所への one day plant tour が行われ, 40 名の参加を得て盛会であった。つづく 11 月 2 日から 4 日までの九州への post congress tour は切角の企画であったにも拘らず, やはり京都・奈良でないといけないということなのか, 外国人の参加がなく残念であった。しかし, 参加された国内の方々は晴天のもと, 見学と行楽を大いにエンジョイされたようである。

一方, 会議と平行して 10 月 28 日から 31 日までの間, 国際会議場に隣接する展示ホールでガスタービン展示会が開催され, 約 40 社がガスタービン, ターボチャージャーおよびその関連の製品・技術について出展した。今回の展示会は, 前回“ゆーぼーと”のときの小型機器・小規模展示と対照的に, ゆったりとしたスペースを使って大規模で非常に立派なものとなり, 期間中 3200 名の見学者が訪れた。また, この展示は会議の財政面に対しても非常に大きな貢献をしてくれた。

以上, 今回の国際会議の概略を速報したが, 一口にいつて会議は成功裡に終了したといつてよいであろう, ただし, 幾つかの反省点はある, 今後海外からの参加者をふやすためには如何にすればよいか, 論文は採択されたものの会議に参加できないというケースにどう対応するかなどを検討していかなければならない。また, セッションの規模を適当な大きさに保つため, 今回已むを得ず発表を辞退願わなければならなくなった論文が少なからずあったことを考えると, 今後論文の収容可能数をふやす方策を考えることも必要かも知れない。

幸い, 4 年間隔で開催された最近の 3 回の国際会議を観てみると, 日本で開くこのガスタービン国際会議の意義は確立されて来ているようであり, また海外からの参加者のなかにはこの国際会議のいわば定連ができて来ている。同時に, 会議の運営や財政に対しても一つの指針が出来上って来ているようである。今後も継続的な努力を続けて, この国際会議が益々発展していくことを望みたい。

最後に, この会議を支えて下さった会員・賛助会員の方々, 会議の参加者・展示の出展者の方々, また会議の実施に御協力頂いた組織委員会および実行委員会の方々に心から御礼を申し上げる。



後記

1991年も国内外ともに激しい変化の内に過ぎようとしています。年明けから湾岸紛争は戦争に突入し、ハイテク戦争の状況が茶の間のテレビに放映され、テレビゲームを見ているような感覚になんとも言えぬ恐ろしさを感じ、また、環境保護が世界中で推進されつつある時、流された油で真黒く汚染された海、炎上する油井からの黒煙で陽光もささぬ暗い空の映像を見て腹立たしく思ったのも遠く離れた傍観者故でしょうか。

国内ではバブル経済が破綻し、なりふり構わず利益優先に走った企業の在り方が厳しく問われました。そのような中で10月末には国際ガスタービン会議が横浜で開催されミナトミライならぬガスタービンの未来が明るく展望されたと思います。

さて、12月号は如何がでしたでしょうか。航空用ではSST用の軽量大出力のエンジンの開発が、陸用では燃料資源の節約とCO₂ガスによる地球温暖化を抑制するために、且つ多用途用に高温高効率ガスタービンの開発が強く要求される中で、厳しい要求にマッチ

する新しい高性能（耐熱、軽量、高強度）材料への期待が益々大きくなっています。一方会誌をふりかえると材料全般について特集されたことがなく本年度の特集の一番目として『材料・新素材』が選ばれました。金属材料、セラミック、各種の繊維強化複合材、さらに金属間化合物、傾斜機能材料といった最先端材料についての解説は時宜を得たものと考え、読者に参考になるところが多いことを委員全員期待しています。ご多忙にも拘らず快く執筆を引き受けて下さった筆者の方々に感謝致します。

編集委員会では、出来るかぎり会員の皆様に有益で興味ある誌面作りを目指しています。誌面に対する皆様のご批判、ご意見、ご要望等を事務局までお寄せ下さい。皆様の声を活かしてより良い会誌を来年もお届けしたいと委員一同頑張っております。

良いお年をお迎え下さい。

（本間友博）

〔事務局だより〕

今年の東京は澄みきった秋空を見ることもなくあっという間に冬に突入してしまいました。そして早いもので、もう1991年も残りわずか。これが今年最後の事務局だよりです。

10月末に横浜で開催された国際会議もおかげ様で盛会裡に終了することが出来ました。まだまだ残務整理もありますが、まずは一件落着、一段落です。

さて、学会の通常行事に目を向け直しまして、年が明けてからの1月23,24日川崎産業振興会館において第20回のセミナーが開催されます。川崎産業振興会館は当学会では初めて利用する会場ですが、新しくご設備のよい所です。是非ご来場下さい。

来年は、当学会が日本ガスタービン会議として発足してから20周年を迎えます。その記念行事と定期講演会が6月18・19日の2日間行なわれますし、9月に特別講座、そして秋季講演会も11月に長崎で開催の予定です。他に見学会やシンポジウムも計画されておりますので、巻末のピンクのページをご覧ください。お早目にお申し込み下さい。

それでは来るべき平成4年が皆様にとりまして良い年となりますようお祈りしつつこの頁を閉じることに致します。

〔A〕

入 会 者 名 簿

正 会 員

森 井 喜 之 (三菱重工)	横 山 俊 昭 (日 立)	田 中 康 晴 (日 立)
島 内 克 幸 (三菱重工)	神 田 謙 (三菱重工)	中 西 英 全 (三菱重工)
田 中 徹 (三菱重工)	伊 藤 卓 (三菱重工)	平 山 幹 (三菱重工)
清 水 邦 弘 (三菱重工)	楠 井 徹 郎 (三菱重工)	許 斐 真 (荏原総研)
浜 田 邦 雄 (日 立)	青 柳 友 三 (日野自動車)	大 川 進 (ト ヨ タ)
浜 田 政 志 (石川島播磨)	新 島 健 二 (東 電)	北 條 勝 彦 (大阪工大)
二 宮 敏 (日 立)	塩 川 智 己 (川崎重工)	篠 原 昭 憲 (ト ヨ タ)
岡 部 明 (日 立)	瀬 川 博 (海上自衛隊)	平 井 光 男 (ホンダエンジン)
飯 島 浩 巳 (日 立)	五代儀 剛 (東 電)	遠 藤 康 之 (東 電)
野 角 忠 司 (石川島播磨)		

学生会員

牧 野 力 (東理大)	三 輪 隆 信 (東理大)	小 川 哲 矢 (東理大)
小 澤 幸 久 (東理大)		

賛助会員

小野田セメント(株)

本会協賛・共催行事

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
'92 新素材展 (第 8 回)	平成 4 年 5 月 19 日(火)~22 日(金) 幕張メッセ	日本経済新聞社 親素材展事務局 TEL 03-3243-9082
第 29 回日本伝熱シンポジウム	平成 4 年 5 月 27 日(水)~29 日(金) 大阪国際交流センター	大阪大学機械工学科内 シンポジウム準備委員会 TEL 06-877-5111, 内線 5109

日本ガスタービン学会誌 Vol.19, No.74 (平成 3 年 9 月号) に下記の誤りがありましたので、お詫びして訂正させていただきます。

正 誤 表

頁	箇 所	誤	正
8	図 5	■ Military Engine ● Commercial Engine	● Military Engine ■ Commercial Engine
11	左側・下から 6 行目	安全製	安全性

入 会 者 名 簿

正 会 員

森 井 喜 之 (三菱重工)	横 山 俊 昭 (日 立)	田 中 康 晴 (日 立)
島 内 克 幸 (三菱重工)	神 田 謙 (三菱重工)	中 西 英 全 (三菱重工)
田 中 徹 (三菱重工)	伊 藤 卓 (三菱重工)	平 山 幹 (三菱重工)
清 水 邦 弘 (三菱重工)	楠 井 徹 郎 (三菱重工)	許 斐 真 (荏原総研)
浜 田 邦 雄 (日 立)	青 柳 友 三 (日野自動車)	大 川 進 (トヨタ)
浜 田 政 志 (石川島播磨)	新 島 健 二 (東 電)	北 條 勝 彦 (大阪工大)
二 宮 敏 (日 立)	塩 川 智 己 (川崎重工)	篠 原 昭 憲 (トヨタ)
岡 部 明 (日 立)	瀬 川 博 (海上自衛隊)	平 井 光 男 (ホンダエンジン)
飯 島 浩 巳 (日 立)	五代儀 剛 (東 電)	遠 藤 康 之 (東 電)
野 角 忠 司 (石川島播磨)		

学生会員

牧 野 力 (東理大)	三 輪 隆 信 (東理大)	小 川 哲 矢 (東理大)
小 澤 幸 久 (東理大)		

賛助会員

小野田セメント(株)

本会協賛・共催行事

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
'92 新素材展 (第 8 回)	平成 4 年 5 月 19 日(火)~22 日(金) 幕張メッセ	日本経済新聞社 親素材展事務局 TEL 03-3243-9082
第 29 回日本伝熱シンポジウム	平成 4 年 5 月 27 日(水)~29 日(金) 大阪国際交流センター	大阪大学機械工学科内 シンポジウム準備委員会 TEL 06-877-5111, 内線 5109

日本ガスタービン学会誌 Vol.19, No.74 (平成 3 年 9 月号) に下記の誤りがありましたので、お詫びして訂正させていただきます。

正 誤 表

頁	箇 所	誤	正
8	図 5	■ Military Engine ● Commercial Engine	● Military Engine ■ Commercial Engine
11	左側・下から 6 行目	安全製	安全性

入 会 者 名 簿

正 会 員

森 井 喜 之 (三菱重工)	横 山 俊 昭 (日 立)	田 中 康 晴 (日 立)
島 内 克 幸 (三菱重工)	神 田 謙 (三菱重工)	中 西 英 全 (三菱重工)
田 中 徹 (三菱重工)	伊 藤 卓 (三菱重工)	平 山 幹 (三菱重工)
清 水 邦 弘 (三菱重工)	楠 井 徹 郎 (三菱重工)	許 斐 真 (荏原総研)
浜 田 邦 雄 (日 立)	青 柳 友 三 (日野自動車)	大 川 進 (トヨタ)
浜 田 政 志 (石川島播磨)	新 島 健 二 (東 電)	北 條 勝 彦 (大阪工大)
二 宮 敏 (日 立)	塩 川 智 己 (川崎重工)	篠 原 昭 憲 (トヨタ)
岡 部 明 (日 立)	瀬 川 博 (海上自衛隊)	平 井 光 男 (ホンダエンジン)
飯 島 浩 巳 (日 立)	五代儀 剛 (東 電)	遠 藤 康 之 (東 電)
野 角 忠 司 (石川島播磨)		

学生会員

牧 野 力 (東理大)	三 輪 隆 信 (東理大)	小 川 哲 矢 (東理大)
小 澤 幸 久 (東理大)		

賛助会員

小野田セメント(株)

本会協賛・共催行事

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
'92 新素材展 (第 8 回)	平成 4 年 5 月 19 日(火)~22 日(金) 幕張メッセ	日本経済新聞社 親素材展事務局 TEL 03-3243-9082
第 29 回日本伝熱シンポジウム	平成 4 年 5 月 27 日(水)~29 日(金) 大阪国際交流センター	大阪大学機械工学科内 シンポジウム準備委員会 TEL 06-877-5111, 内線 5109

日本ガスタービン学会誌 Vol.19, No.74 (平成 3 年 9 月号) に下記の誤りがありましたので、お詫びして訂正させていただきます。

正 誤 表

頁	箇 所	誤	正
8	図 5	■ Military Engine ● Commercial Engine	● Military Engine ■ Commercial Engine
11	左側・下から 6 行目	安全製	安全性

日本ガスタービン学会賞候補募集のお知らせ

応募締切：平成4年2月17日(月)

日本ガスタービン学会も会員各位のご尽力によりまして発展の一途をたどり、明年6月には創立20周年を迎えます。これを記念いたしまして、今回は従来2年毎に贈呈を行っておりました論文賞、技術賞に加えて、新たに若い研究者・技術者の活動を奨励する目的から奨励賞を設けることにいたしました。つきましては、今年度下記要領により第6回目の学会賞の募集を行うことになりましたのでお知らせ致します。

応募要領

1. 日本ガスタービン学会賞

本会はガスタービンおよび過給機に関連する工学および技術の発展を奨励することを目的として、優れた論文、技術ならびに新進会員個人の業績に対してそれぞれ日本ガスタービン学会論文賞、技術賞、奨励賞を贈り、表彰を行う。

2. 対象となる業績

(1) 論文賞

日本ガスタービン学会誌に昭和62年11月以降平成3年12月迄に公表した論文および1991年国際ガスタービン会議横浜大会 Proceedings に記載された論文で、独創性があり工学および技術に寄与したもの。

(2) 技術賞

ガスタービンおよび過給機に関連し、同上期間に完成した新技術（画期的な新製品の開発、製品の品質または性能の向上あるいは生産性の向上、材料加工、制御計測および保守技術の向上に寄与したもの）。

(3) 奨励賞

日本ガスタービン学会誌に昭和62年11月以降平成3年12月迄に公表した論文および1991年国際ガスタービン会議横浜大会 Proceedings に記載された独創的な論文（何れも本人が中心的役割を果たしたもの）で萌芽的研究を含む。

3. 受賞候補者の資格

(1) 論文賞

受賞候補者は本会会員（正会員、学生会員）とする。

(2) 技術賞

受賞候補者は本会会員（正会員、学生会員、賛助会員）とする。

(3) 奨励賞

受賞候補者は本会会員（正会員、学生会員）で、昭和31年4月2日以降生まれた個人とする。ただし論文賞あるいは技術賞をすでに受けた者および今年度の論文賞、技術賞内定者は奨励賞を受けることはできない。

4. 受賞件数

論文賞5件以内、技術賞2件以内、奨励賞2名以内とする。

5. 表彰の方法

審査の上、表彰状および賞牌を授与する。

6. 表彰の時期

表彰は、平成4年6月19日開催の本会20周年記念式典の際に行う。

7. 応募の方法

公募によるものとし、論文賞、技術賞は推薦または本人よりの申請、奨励賞は推薦による。尚、一度申請して受賞しなかった者でも、再度応募して差し支えない。

8. 提出書類

推薦または申請には、本会の所定用紙に必要事項を記載して、1件につき正1通、副2通（コピーで可）の計3通を提出する。

9. 提出締切日

平成4年2月17日(月) 17時までに必着

10. 提出先

〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402
(株)日本ガスタービン学会 学会賞審査委員会宛
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387

《GTSJ ガスタービンセミナー（第20回）のお知らせ》

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

記

1. 日 時：平成4年1月23(木)～24(金) 9：40～16：50（受付開始9：00）

2. 場 所：川崎産業振興会館 1階ホール JR川崎駅下車 徒歩7分
(川崎市幸区堀川町66-20 Tel 044-548-4111)

3. 主 催：(株)日本ガスタービン学会

4. 演題並びに講師

1月23日(木)

- (1) エネルギーと地球環境問題 (エネ経研 小川芳樹氏)
- (2) 高温ガスタービンによる高効率コンバインド発電システム (MHI 村田 勝氏)
- (3) ガスタービン高性能化（高温化）技術 (日立 高橋浩二氏)
- (4) ガスタービンの環境対策と最新の燃焼技術 (東芝 前田福夫氏)
- (5) ガスタービンとその他の燃焼機関の環境適応性の比較
..... (早稲田大学 斉藤 孟氏)

1月24日(金)

- (6) 自動車用ターボチャージャーと環境対策 (日野自動車 青柳友三氏)
- (7) ガスタービンと石炭利用技術 (電中研 佐藤幹夫氏)
- (8) 200 T / D 石炭ガス化発電パイロットプラントの概況 (IGC 組合 黒田広男氏)
- (9) LNG 複合発電の最新技術 (中国電力 近藤 博氏)
- (10) チェンサイクルガスタービンの性能と運転実績 (KHI 渡辺昭男氏)

5. 参加要領

(1) 参加費（資料代含む）

- ◆ 主催および協賛団体正会員
2日間 25,000 円, 1日のみ 18,000 円
- ◆ 学生会員 5,000 円
- ◆ 会員外 2日間 35,000 円, 1日のみ 25,000 円
- ◆ 資料のみ 1冊 5,000 円（残部ある場合）

(2) 申込方法：所属・氏名・加入学協会名（GT学会の場合は会員番号）を明記の上、参加費を郵便振替または現金書留にて、下記事務局までお送り下さい。

(3) 事務局：〒160 新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402
(株)日本ガスタービン学会 TEL 03-3365-0095 FAX 03-3365-0387
郵便振替番号 東京7-179578

8. 提出書類

推薦または申請には、本会の所定用紙に必要事項を記載して、1件につき正1通、副2通（コピーで可）の計3通を提出する。

9. 提出締切日

平成4年2月17日(月) 17時までに必着

10. 提出先

〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402
(株)日本ガスタービン学会 学会賞審査委員会宛
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387

《GTSJ ガスタービンセミナー（第20回）のお知らせ》

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

記

1. 日 時：平成4年1月23(木)～24(金) 9:40～16:50（受付開始9:00）

2. 場 所：川崎産業振興会館 1階ホール JR川崎駅下車 徒歩7分
(川崎市幸区堀川町66-20 Tel 044-548-4111)

3. 主 催：(株)日本ガスタービン学会

4. 演題並びに講師

1月23日(木)

- (1) エネルギーと地球環境問題 (エネ経研 小川芳樹氏)
- (2) 高温ガスタービンによる高効率コンバインド発電システム (MHI 村田 勝氏)
- (3) ガスタービン高性能化(高温化)技術 (日立 高橋浩二氏)
- (4) ガスタービンの環境対策と最新の燃焼技術 (東芝 前田福夫氏)
- (5) ガスタービンとその他の燃焼機関の環境適応性の比較
..... (早稲田大学 斉藤 孟氏)

1月24日(金)

- (6) 自動車用ターボチャージャーと環境対策 (日野自動車 青柳友三氏)
- (7) ガスタービンと石炭利用技術 (電中研 佐藤幹夫氏)
- (8) 200 T/D 石炭ガス化発電パイロットプラントの概況 (IGC 組合 黒田広男氏)
- (9) LNG 複合発電の最新技術 (中国電力 近藤 博氏)
- (10) チェンサイクルガスタービンの性能と運転実績 (KHI 渡辺昭男氏)

5. 参加要領

(1) 参加費(資料代含む)

- ◆ 主催および協賛団体正会員
2日間 25,000円, 1日のみ 18,000円
- ◆ 学生会員 5,000円
- ◆ 会員外 2日間 35,000円, 1日のみ 25,000円
- ◆ 資料のみ 1冊 5,000円(残部ある場合)

(2) 申込方法：所属・氏名・加入学協会名(GT学会の場合は会員番号)を明記の上、参加費を郵便振替または現金書留にて、下記事務局までお送り下さい。

(3) 事務局：〒160 新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402

(株)日本ガスタービン学会 TEL 03-3365-0095 FAX 03-3365-0387
郵便振替番号 東京7-179578

《平成4年度学術講演会のお知らせ》

(1) 第20回ガスタービン定期講演会

(共催 日本ガスタービン学会(幹事学会) 日本機械学会)

下記の日程にて定期講演会を開催致しますので、期日までに講演、および参加のお申込みをお願い致します。なお、平成4年は学会創立20周年に当たりますので、2日目の午後には記念式典、記念講演および祝賀パーティーを行なう予定にしております。

開催日：平成4年6月18日(休)、19日(金)

開催場所：早稲田大学国際会議場(早稲田大学構内)

募集論文の内容：(1) 一般講演のセッション

(2) オーガナイズドセッション

テーマ“燃焼における数値シミュレーション”

オーガナイザ 水谷幸夫(大阪大学)

オーガナイズドセッションへの応募につきましては、講演数の制約により、あるいは講演の内容により、一般講演への変更をお願いする場合がありますので、予めご承知おき下さい。

なお、応募論文内容は最近の研究で未発表のもの。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(1名1題目に限る)

講演申込方法：郵便葉書もしくは葉書大の用紙に「第20回定期講演会講演申込」と題記して下記事項記入の上、学会事務局あて申し込んで下さい。

申込後の講演題目の変更、講演者・連名者の変更はご容赦下さい。

(a)講演題目 (b)著者氏名(講演者に○印)・勤務先 (c)所属学会・会員資格 (d)連絡先
(e)100～200字程度の概要

申込先：〒160 新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402

(社)日本ガスタービン学会事務局

講演申込締切：平成4年1月31日(金)

講演原稿締切：平成4年4月24日(金)

提出原稿：(1) 執筆要項にて作成。1292字詰原稿用紙2～8ページ。

(2) 講演発表の採否は両学会において決定。

学会誌への投稿：(1) 原稿執筆要項に記載の要件を満たす学会会員の講演論文は、著者の希望により講演会終了後に技術論文の原稿として受理され、校閲を経てガスタービン学会誌に掲載されます。

(2) 機械学会会員(講読者)で、日本機械学会の出版物(論文集およびInternational Journal)への投稿希望者は、日本機械学会の所定の手続きを経て投稿が出来ます。

なお、講演会への参加については以下のようになっております。

参加登録費

正会員 7,000円 (事前登録 6,000円)

学生員 3,500円 (事前登録 3,000円)

事前登録期限 平成4年5月29日(金)

事前登録者には予め講演論文集をお手もとにお送りします。

講演会に参加登録をされた方は、学会創立20周年記念行事ならびに祝賀パーティーにも出席することが出来ます。

(2) 第7回ガスタービン秋季講演会(長崎)・見学会

開催日：平成4年11月5日(木)、6日(金)
会場：三菱重工業㈱長崎造船所 教育センター
(長崎市飽の浦町 菱重興産ビル内)

講演申込締切：平成4年7月20日(月)

原稿締切：平成4年9月18日(金)

募集論文内容：次号以降にて詳細をお知らせ致します。

見学会：見学会等の詳細は、次号以降にてお知らせ致します。

事前参加登録期限：平成4年10月2日(金)

なお、事前登録をされた方には、予め講演論文集をお送りします。

《GTSJ 平成4年度ガスタービン特別講座のお知らせ》

平成4年度GTSJガスタービン特別講座は、場所を中部地区に移し、下記の通り開催いたしますので、奮ってご参加下さい。

記

1. 日 時：平成4年9月17日(木)～18日(金)
2. 場 所：鈴鹿サーキット研修所
(近鉄白子駅下車 鈴鹿サーキット行 三重交通直行バス 10分)
3. 題目並びに講師：後 報

平成4年度第1回見学会予告

日 時：平成4年5月15日(金)午後
場 所：川崎製鉄 千葉製鉄所
145 MW コンバインドサイクル発電プラント見学

*詳細につきましては3月号をご覧ください

(2) 第7回ガスタービン秋季講演会(長崎)・見学会

開催日：平成4年11月5日(木)、6日(金)
会場：三菱重工業㈱長崎造船所 教育センター
(長崎市飽の浦町 菱重興産ビル内)

講演申込締切：平成4年7月20日(月)

原稿締切：平成4年9月18日(金)

募集論文内容：次号以降にて詳細をお知らせ致します。

見学会：見学会等の詳細は、次号以降にてお知らせ致します。

事前参加登録期限：平成4年10月2日(金)

なお、事前登録をされた方には、予め講演論文集をお送りします。

《GTSJ 平成4年度ガスタービン特別講座のお知らせ》

平成4年度GTSJガスタービン特別講座は、場所を中部地区に移し、下記の通り開催いたしますので、奮ってご参加下さい。

記

1. 日 時：平成4年9月17日(木)～18日(金)
2. 場 所：鈴鹿サーキット研修所
(近鉄白子駅下車 鈴鹿サーキット行 三重交通直行バス 10分)
3. 題目並びに講師：後 報

平成4年度第1回見学会予告

日 時：平成4年5月15日(金)午後
場 所：川崎製鉄 千葉製鉄所
145 MW コンバインドサイクル発電プラント見学

*詳細につきましては3月号をご覧ください

(2) 第7回ガスタービン秋季講演会(長崎)・見学会

開催日：平成4年11月5日(木)、6日(金)
会場：三菱重工業㈱長崎造船所 教育センター
(長崎市飽の浦町 菱重興産ビル内)

講演申込締切：平成4年7月20日(月)

原稿締切：平成4年9月18日(金)

募集論文内容：次号以降にて詳細をお知らせ致します。

見学会：見学会等の詳細は、次号以降にてお知らせ致します。

事前参加登録期限：平成4年10月2日(金)

なお、事前登録をされた方には、予め講演論文集をお送りします。

《GTSJ 平成4年度ガスタービン特別講座のお知らせ》

平成4年度GTSJガスタービン特別講座は、場所を中部地区に移し、下記の通り開催いたしますので、奮ってご参加下さい。

記

1. 日 時：平成4年9月17日(木)～18日(金)
2. 場 所：鈴鹿サーキット研修所
(近鉄白子駅下車 鈴鹿サーキット行 三重交通直行バス 10分)
3. 題目並びに講師：後 報

平成4年度第1回見学会予告

日 時：平成4年5月15日(金)午後
場 所：川崎製鉄 千葉製鉄所
145 MW コンバインドサイクル発電プラント見学

*詳細につきましては3月号をご覧ください

学 会 誌 編 集 規 定

1. 本学会誌の原稿は依頼原稿と会員の自由投稿原稿の2種類とする。依頼原稿とは本学会よりあるテーマについて特定の方に執筆を依頼した原稿、自由投稿原稿とは会員から自由に随時投稿された原稿である。
2. 原稿の内容は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説、解説、技術論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書、随筆、見聞記、ニュース、新製品の紹介及び書評などとする。
3. 原稿は都合により修正を依頼する場合がある。また、用済み後は執筆者に返却する。
4. 原稿用紙は、原則として本会指定の横書440字詰（22×20）を使用する。本原稿用紙4枚で刷り上がり約1頁となる。
5. 刷り上がり頁数は1編につき、図表を含めてそれぞれ次のとおりとする。論説4～5頁、解説及び技術論文6～8ページ、見聞記、速報及び寄書3～4頁、随筆2～3頁、ニュース、新製品紹介、書評等1頁以内。超過する場合は短縮を依頼することがある。技術論文については別に定める技術論文投稿規定による。
6. 依頼原稿には規定の原稿料を支払う。
7. 自由投稿原稿の採否は編集委員会で決定する。
8. 自由投稿原稿には原稿料は支払わない。
9. 原稿は下記宛に送付する。
〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13,
第3工新ビル
(株)日本ガスタービン学会事務局

技 術 論 文 投 稿 規 定

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
 - 1) 投稿原稿は邦文で書かれた著書の原著で、ガスタービン及び過給機の技術に関連するものであること。
 - 2) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものに限る。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 投稿原稿の規定頁数は原則として図表を含めて刷り上がり8頁以内とする。ただし、1頁につき15,000円の著者負担で4頁以内の増頁をすることができる。
3. 投稿原稿は原稿執筆要領に従って執筆し、正原稿1部、副原稿（コピー）2部を提出する。
4. 投稿原稿の採否は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で決定する。

日 本 ガ ス タ ー ビ ン 学 会 誌

第19巻 第75号

平成3年12月10日

編 集 者 永 野 三 郎

発 行 者 平 山 直 道

(株)日本ガスタービン学会

〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13

第3工新ビル402

TEL (03) 3365-0095

FAX (03) 3365-0387

振替 東京7-179578

印刷所 ニッセイエプロ(株)

東京都港区西新橋2の5の10

©1988(株)日本ガスタービン学会

本誌に掲載したすべての記事内容は(株)日本ガスタービン学会の許可なく転載・複写することはできません。