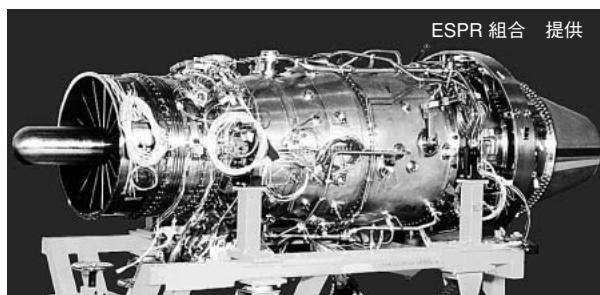


環境適合型次世代超音速推進システムの研究開発

Research and Development of Environmentally Compatible Propulsion System for Next Generation Supersonic Transport



中江 友美*1
Tomoyoshi Nakae

霞 良隆*1
Yoshitaka Kasumi

廣田 雅*1
Masashi Hirota

河野 亮*2
Akira Kono

森脇 敦*3
Atsushi Moriwaki

環境問題に対する意識の高まりから、航空エンジンにおいてもCO₂やNO_x等の排出低減要求は厳しくなりつつあり、これを満たすことが急務となっている。当社は、国内外7社が参加する、環境適合性技術の開発に焦点をあてた航空エンジン研究開発プロジェクトにおいて、この要求に応えるべくMMC（金属基複合材料）の研究、燃焼制御によるNO_x低減研究を行ったので、その成果の概要について報告する。

1. はじめに

環境適合型次世代超音速推進システム（ESPR）は、経済産業省の民間航空機基盤技術プログラムにより、超音速輸送機用推進システム技術研究組合（ESPR組合）とりまとめの下、国内外7社が、参加して平成11年より、5ヶ年の計画で行われた超音速機用エンジンの研究開発プロジェクトである。本研究開発では、特に、環境適合性（低騒音化、CO₂排出低減、NO_x排出低減）技術の向上を目標としており、当社は、CO₂低減のための軽量化材料の研究として、“MMC材のファンロータへの適用研究”と、NO_x低減のための燃焼研究として“燃焼制御によるNO_x低減技術の開発”等を実施した。ここでは、この2テーマについて、その成果の概要を報告する。

2. MMC材のファンロータへの適用研究

航空機エンジンが排出するCO₂を低減するための有効な対策として部品の軽量化があげられる。そのため、高比強度、高比剛性の性質を持つMMC（金属基複合材料）は、近年、欧米で研究開発が盛んに行われている。特に、MMC材の一種であるTMC（Titanium Matrix Composites：チタン基複合材料）材は、エンジン部品への適用により大幅な軽量化が期待され、ヨーロッパでは、実際にエンジンメーカーでTMCにより強化されたエンジン部品が試作され、その特性が評価されている⁽¹⁾⁽²⁾。

エンジンのファンはTi合金製のディスクとブレードで構成されているが、このディスク部に高比強度のTMCを適用して円周方向を強化することによりポ

ア径を大きくしスリム化するとともに、ディスクとブレードを一体化したブリスク形態の採用により軽量化を図ることができる（図1）。著者らは、エンジンファンロータ部位にMMCブリスクを適用することにより同ロータ部位の30%の軽量化を目標として研究開発を行った。

2.1 製造プロセスの検討

チタン基複合材料を適用する上での課題の一つは製造コスト低減である。TMCリング製造プロセスとしては、主にCoated Fiber法（Ti合金がSiC繊維にコーティングされているCoated Fiberをディスク形状に巻きつけてプリフォームを製造する方法）、箔／繊維／箔積層法（スパイラル状にある一定間隔を持たせて巻いた繊維とTi合金箔を積層してプリフォームを製造する方法）が報告されている⁽¹⁾⁽³⁾。これらの方法は従来試作されているエンジンの回転軸方向厚さの薄いディスク（ブリスク）に対しては、製造コストは低いが、今回適用するファンロータのリングに適用した場合、積層数が膨大となり必ずしも低コスト製造法とは言え

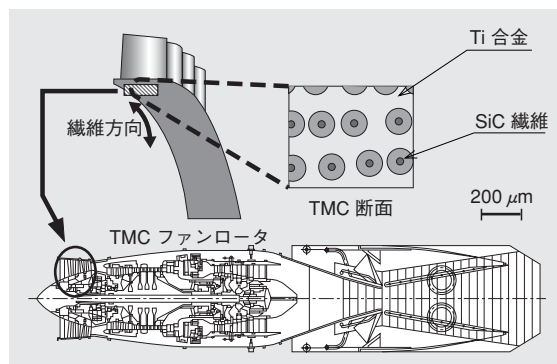


図1 MMC（TMC）材のファンロータへの適用

*1 名古屋誘導推進システム製作所エンジン・機器技術部ガスタービンエンジン設計課

*2 名古屋航空宇宙システム製作所大江工作部生産技術課

*3 技術本部高砂研究所流動・燃焼研究室

ない。また、強化繊維、チタン合金箔、Coated Fiber等の材料費も高価なため、低コスト化のためには、製造プロセスの低コスト化のみでなく、強化領域のミニマム化も有効となる。

そこで、著者らは、Ti基複合材料（TMC）リングを低コストで製造するプロセスとしてモノテープ法を新たに考案した（図2）。複合化方法としては真空中でホットプレスにより複合化するという方法を取り、これを順次断続的に行うことで長いモノテーププリフォームを製作する。次にこのモノテープをカプセルに封入し、HIP処理により最終的な複合化処理を行う。図1に示すような、リング幅が広く、リング回転径方向への厚みが薄い部品に対してはリング径方向に積層するモノテープ法は最も低コストな製造方法であると考えられるため、本プロセスを選定した。

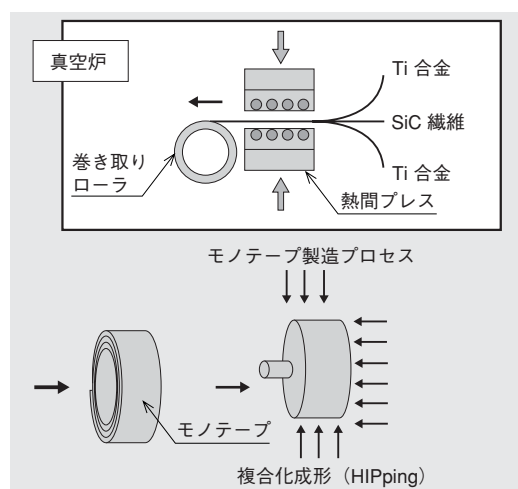


図2 モノテープ製造プロセス

2.2 材料データ取得及び小型ロータモデル評価

選定したプロセスに基づきカーボン試験片を製作し、引張及び疲労試験によりファンロータディスク設計に必要な機械特性データを取得した。ファンロータ部品にMMCを適用する場合には、繊維方向のみでなく積層方向にも荷重が負荷されるため、繊維方向及び積層方向の静強度、疲労特性データを取得した。

取得したデータに基づき過回転試験、サイクリック試験の破断回転数を予測し、これを小型ロータモデル供試体（図3）を用いた回転試験により評価した。

MMCをエンジンに適用する際の想定クライテリアは、過回転数121%、LCF2000サイクル以上である。MMCの高比強度の性質を生かせば大幅な軽量化が果たせるが、一方MMCは金属と異なる疲労特性を持っているため、疲労クライテリアについても配慮する必要がある。そこで過回転特性重視型供試体、疲労特性重視型供試体の二種類の供試体を製作し、その過回転

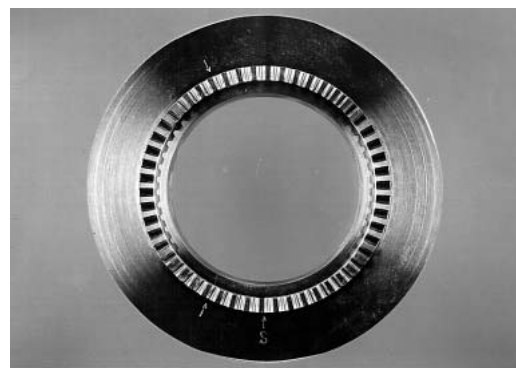


図3 小型ロータモデル外観

特性、サイクリック特性につき評価することとした。

MMCは繊維含有率と静強度の間に複合則と呼ばれる関係があり、高比強度化のためには繊維含有率（Vf）を増やせばよい。過回転試験特性重視型供試体ではMMCをできるだけ高比強度化する目的から、Vf = 26%とした。疲労特性重視型回転試験供試体では、MMCの疲労特性は繊維ピッチによる影響が最も大きく、Vfを下げることにより繊維ピッチを広げた方が好ましいと考えられることから、Vf = 19%とした。

過回転試験及びサイクリック試験結果を表1に示す。疲労特性重視型回転試験供試体（Vf = 19%）については過回転試験、サイクリック試験ともに予想回転数と破断回転数がほぼ一致しており、材料特性データに基づき設計すればよいと考えられる。過回転試験重視型供試体（Vf = 26%）については、サイクリック試験において予想値より短い1636サイクルで破壊した。繊維ピッチを調査したところ材料特性データを取得した試験片と比較してばらつきが大きく、繊維ピッチも極端に狭い領域が確認された。よってVf = 26%となる場合には繊維ピッチが安定したプロセスの見直し、もしくは設計カーブの修正が必要であることが明らかになった。

以上の結果を元に、実機仕様に基づいたファンロータ軽量化設計を行い、図4に示すとおり、軽量化達成を確認することができた。

2.3 実大モデルによる回転試験

大型化した場合の製造上の成立性を確認し、より軽

表1 過回転試験及びサイクリック試験結果

	予 測	結 果
MMC リング (Vf = 19%) ・ 過回転試験 ・ サイクリック試験	47 000 rpm 2 000 cycles	46 600 rpm 2 000 cycles
MMC リング (Vf = 26%) ・ 過回転試験 ・ サイクリック試験	48 000 rpm 2 000 cycles	55 000 rpm 1 636 cycles

量化への適用実現性を高めるべく、ESPRエンジン2段ファンの仕様に基づき、設計・製造を実施した(図5)。小型ロータモデル試験結果を元に設計を実施し、繊維含有率26%、ブレードディスク分離形態を採用し、同ロータ合計で10%を軽量化したMMCファンディスクを製造し、121%過回転試験を実施し、健全性を確認した。

3. 燃焼制御によるNOx低減技術の開発

超音速機用エンジンにおいて、NOx排出を低減することは、重要な課題であるが、そのためには、広い範囲で変動する燃焼器の入口条件に対応して、いずれの条件でもNOx排出量を低減し、かつ、安定した燃焼を実現することが、特に、要求される。この要求を満足させるために、燃焼器の入口条件、出口状態を逐次計測し、燃焼状態に応じて希釈空気の流量配分を調整し、一次燃焼域の局所当量比を制御することにより、NOxの排出量を抑える制御システムを構築すること

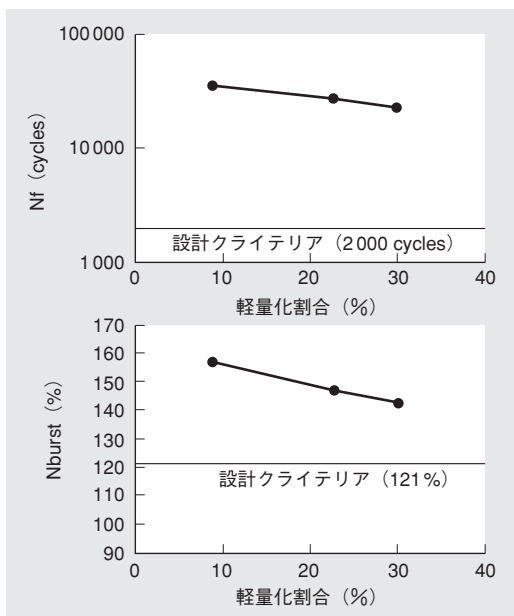


図4 ロータ重量とバースト回転数及びサイクル数の関係



図5 実大MMCファンロータ試作部品

を目標として、研究開発を行った。

3.1 NOx低減の原理

火炎温度(Flame Temperature)とCO, NOx排出量の関係を図6に示す。NOx排出量は火炎温度に対し指数関数的な値をとる。そのため、温度が高くなる一次燃焼域の当量比を小さくし、火炎温度を低下させればNOx発生量を抑制することができる。しかし、火炎温度が低くなりすぎると燃焼が不安定になり、CO発生量が急増する。したがって、いずれの条件でもNOx, COが共に少なくなる火炎温度領域を維持することが理想である。

本研究では、燃焼器下流で計測されたNOx, CO濃度に基づいて希釈空気(Dilution Air)の流量を調整し、一次燃焼域の火炎温度を最適な値に制御することによってNOxの低減と火炎の安定を両立させる。

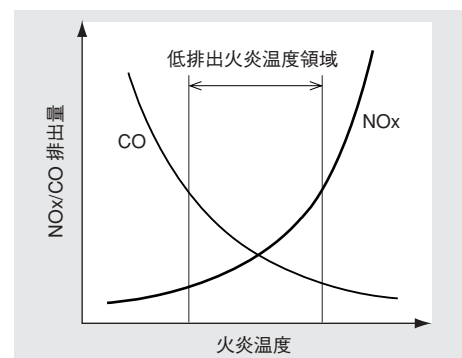


図6 火炎温度とCO, NOx排出量の関係

3.2 燃焼制御システム概要

燃焼制御実証試験装置のシステムを図7に示す。燃焼器下流で計測されたNOx濃度とCO濃度の両方を勘案して得られる、以下のファジー評価関数(CI値)を導入し、燃焼制御実証試験を実施した。制御ユニット(Combustion Control Unit)はCI値に基づいて希釈空気流量調整バルブ(Dilution Flow Control Valve)を調整し、一次燃焼域の当量比(火炎温度)を最適な値に制御する。

$$CI = \frac{3 \log(\rho INOx) \cdot \rho INOx - \log(0.1 \rho ICO) \cdot \rho ICO}{\rho INOx + \rho ICO}$$

$$\rho INOx = \frac{NOx \text{ 計測濃度 (ppm)}}{8.7 \text{ (ppm)} + 0.78 \cdot \text{Pilot} (\%)}$$

$$\rho ICO = \frac{CO \text{ 計測濃度 (ppm)}}{25 \text{ (ppm)}}$$

$$\text{Pilot} = \frac{\text{パイロット燃料流量 (g/s)} \cdot 100}{\text{全燃料流量 (g/s)}}$$

3.3 燃焼制御実証試験

燃焼制御実証試験では、制御の安定性や外乱に対する応答性などの制御特性を計測した。ここではその一

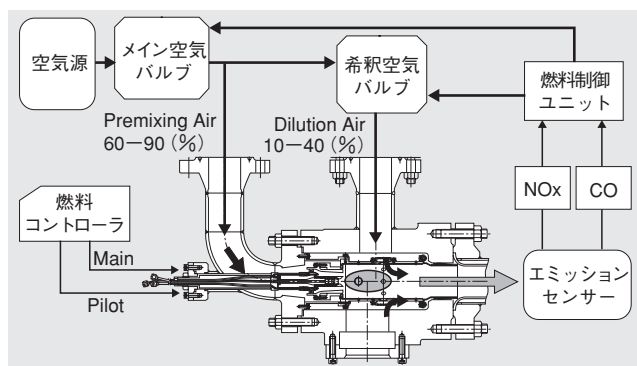


図7 燃焼制御実証試験装置のシステム図

例として、CI目標値（-0.5）に安定に制御されている状態で、燃料流量を急増（+10%）させた場合の制御特性について述べる。

図8に、中間出力状態（ $T_3 = 456\text{ }^\circ\text{C}$ 、 $P_3 = 0.3\text{ MPa}$ ）における燃焼制御実証試験結果を示す。縦軸にNO_x及びCO濃度、希釈空気比（Dilution Air Ratio）、CI値（CI Value）、横軸に経過時間（Time）を示す。時刻0 [sec]において燃料が急増すると、火炎温度が上昇するため、一旦、NO_x排出濃度が増加し、CI値も増加した。しかし、制御システムが有効に働き、CI値を目標値に近づけるため、希釈空気流量調整バルブの開度を絞りを、希釈空気比が減じられるように作動した。その結果、NO_x排出濃度は低下し、CI値が目標値を維持するように安定に制御された。その他の条件についても、低出力状態ではCO排出濃度を最小化するように安定に制御され、高出力状態ではNO_x排出濃度を最小化するように安定に制御されることを実証した。

4. ま と め

“MMC材のファンロータへの適用研究”では、エンジンのファンロータ部品を大幅に軽量化することを目標として研究開発を行い、

- 低コスト製造プロセスであるモノテープ法を考案し、これにより製造した試験片を用いて、ファンロータの設計・製造に必要な材料データを取得
- 取得した材料データに基づき、小型ロータモデル、実大ファンモデルを設計・製作し、各種の回転試験により、既存の金属材料に比べて、大幅な重量軽減が可能であることを確認

した。

また、“燃焼制御によるNO_x低減技術の開発”では、燃焼制御を行うことによりNO_xを低減することを目標として、研究開発を行い、

- NO_xとCOの排出が共に低い理想的な火炎温度を制御・維持するため、NO_xとCO濃度の両方を勘案

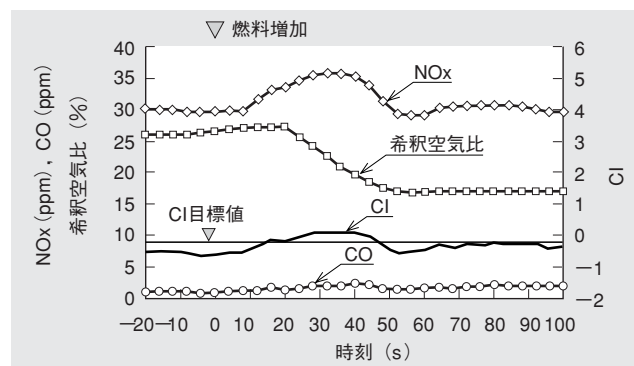


図8 燃焼制御実証試験結果（中間出力状態）

したファジー評価関数CIを導入した制御システムを構築

- このシステムを用いて、燃焼制御実証試験を行い、燃焼器出口にて計測されたNO_x及びCO濃度に基づいて、燃焼制御を行うことにより、NO_xが、低減できることを確認

した。

本研究開発は、経済産業省 民間航空機基盤技術プログラムにより、(独)新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）から委託を受けて実施したものである。研究開発の実施に当たり、関係各位より頂いた貴重なご指導とご協力に対し、深く感謝の意を表す。

参 考 文 献

- (1) P.W.M.Peters, Mono-Filament Reinforced Metals in MMC ASSESS, MMC VIII-Metallic Composites and Foams, 26-27 November (2001)
- (2) J.Kumpfert, M.Peters, W.A.Kaysser, The Potential of Advanced Materials on Structural Design of Future Aircraft Engines, 42, Proc. Nato-RTO Symposium on Design Principles and Methods for Aircraft Engines, 11-15 May (1998)
- (3) T.Yamada, A.Fukushima, C.Fujiwara, M.Hirota, Y.Kawachi and S.Yamamoto, Development of Titanium Matrix Composite Rings, Proceedings of 7Th Japan International SAMPE Symposium & Exhibition (2001)



中江友美



霞良隆



廣田雅



河野亮



森脇敦