ガスタービン用複合材料の研究開発の現状

大浜 信一

(株)先進材料利用ガスジェネレータ研究所, 〒112 文京区小日向4-2-6.

Research and Development of Advanced Composite Materials
for Gas Turbine Applications

Shinichi Ohama

Research Institute of Advanced Material Gas-Generator, 4-2-6 Kohinata Bunkyo-ku, Tokyo 112.

Received February 1, 1996

SYNOPSIS

Composite materials offer many advantages when compared to an unreinforced matrix. The major advantage appears to be the ability to tailor mechanical and physical properties to meet specific needs.

Research and development of composite materials for gas turbine applications are being carried out by Research Institute of Advanced Material Gas-Generator. This paper introduces the outline of this project and presents outcome from initial three years of the program mainly manufacturing process development of the gas turbine components of the composites.

KEY WORDS

Composite Material, PMC, MMC, CMC, Gas Turbine

1 緒 言

産業用、船用及び航空用のガスタービンは、近來その技術的な進歩とともに需要も急速に増大しているが、将来のガスタービンには省資源性、環境適合性を飛躍的に向上させることが強く要求される趨勢にある。このためにガスタービンの低燃費化、小型・軽量化を図ることが不可欠である。これらを実現するためには、ガスタービンの中枢であるガスジェネレータの高温・高圧化が必須であるが、この要求に応える材料として、高強度・高弾性率でしかも耐熱性のある繊維によって低密度のマトリックスを強化した繊維強化複合材料はガスタービン用材料として理想的な材料といえよう。本稿では、複合材料を主体とした先進材料の

ガスタービンへの適用の研究開発の現状についてふれてみたい。

2 ガスタービン用材料の動向

典型的な航空用ガスタービンエンジンの断面図を Fig. 1¹⁾ に示す。本図において高圧圧縮機と高圧タービンは同軸で、またファン・低圧圧縮機と低圧タービンはその内側の軸で連結され回転している。ガスタービンとしては、前者の高圧圧縮機、燃焼器、高圧タービンが基本的な構成であって、これらをガスタービンのコアまたはガスジェネレータと呼んでいる。陸用および船用に使われるガスタービンもガスジェネレータの構成は全く同様である。

Fig. 1 IAE V2500 Aeroengine.

このガスジェネレータにおいては、圧縮機では動翼が高速で回転することによって空気が圧縮され、その空気温度は圧縮機の後段側で圧縮比と共に上昇する。また燃焼器で燃焼した高温高压のガス流によってタービン動翼が回転する。したがってここに用いられる材料はそれぞれの部分の温度域において、静止体では主として熱応力と圧力、回転体では熱応力と遠心力に耐える力学的特性と耐熱性を必要とする。

ガスジェネレータの熱効率を向上するためには Fig. 2²⁾ に示すように圧縮機の圧力比を上げ、タービンに入る燃焼ガス温度 (TET: Turbine Entry Temperature, TIT: Turbine Inlet Temperature) を上昇させることである。

Fig. 2 Cycle Efficiency of Gas Generator.

Fig. 3¹⁾ に航空エンジンの圧力比と燃料消費率の関係、Fig. 4³⁾ にタービン入口温度の上昇の動向を示す。最近のガスタービンでは、圧縮機で圧

縮する空気の圧力比は30を超えるので、これに伴って圧縮機の最終段の空気温度は850 K程度に上昇する。またタービン入口温度は1750 Kのレベルに到達している。

Fig. 3 Total Specific Fuel Consumption.

Fig. 4 Trend of Turbine Inlet Temperature.

Fig. 5⁴⁾に航空エンジン1台当りの材料の構成割合の推移を示す。ジェットエンジンを搭載した航空機が初飛行に成功したのは1939年であったが、本格的にジェットエンジンの設計・生産が軌道に乗り始めた1950年代では材料の90%近くは鉄系の合金であった。前述したようにガスタービンの性能向上を目的として各要素の回転速度と温度が上昇してきたのにしたがって、軽量でかつ比強度の高いチタン合金が用いられ、さらに750K以上の高温の部分ではNi基を主体とした耐熱超合金が多用されるに至った。今日では、チタン合金が40%近く、ニッケル合金が50%を超える航空エンジンも出現するようになった。

Fig. 5 Trend of Material Usage in Aeroengine.

ガスタービンの性能向上あるいは推力/重量比向上への意欲は非常に強く、これを実現するためには Fig. 6⁴⁾に示したように、従来の材料より比強度の高い材料および耐用温度の高い材料、いわゆる高性能な先進材料が不可欠である。このような見地から、Fig. 5の2000年以降の航空エンジンの構成材料として、複合材料を主体とした先進材料が予測されるに至った。

Fig. 6 Needs of Advanced Materials.

3 複合材料適用ガスタービン

近來のガスタービンに対する社会的な要請は、低燃費化、環境適合性そして航空エンジンに対しては小型・軽量化である。これらを実現するためには前述したようにガスジェネレータの高温・高压化を図らなければならないが、従来の金属・合金を中心とした材料では力学的特性と耐熱性の面で限界に近づいてきたと考えられる。

即ち、ガスジェネレータの圧縮機及びタービンの回転体の構成部品は高速回転による遠心応力に耐えねばならないが、この遠心応力は回転速度の2乗と材料の密度に比例するので、回転速度と材料の比強度との間には Fig. 7⁵⁾のごとき関係が成立する。従来の金属材料では回転速度 500 m/s が限界と考えられているが、2倍の比強度を持つ複合材料を適用することが可能となれば、700 m/s の回転速度が実現することになる。

Fig. 7 Materials Capability for Tip Speed.

Fig. 8 Trend of Material Temperature.

また、1700 K前後の高温の燃焼ガスにさらされる燃焼器及びタービンの構成部品は Fig. 8⁵⁾に示すように、従来の耐熱超合金の場合は材料としての耐熱温度が1200~1300 K程度であるので、この温度を超えないように圧縮機で圧縮された空気を用いて冷却をしなければならない。このためにガスジェネレータの熱効率として非常に大きな損失を伴うことになる。したがって材料の耐用温度を上げることによって冷却空気量を減らすかあるいは無冷却とすることが、高温・高圧化と共に熱効率向上の重要な鍵となる。Fig. 9⁵⁾に燃料消費率(TSFC: Total Specific Fuel Consumption)低減に及ぼす無冷却の効果を示す。これに応える材料として、セラミックマトリックスをセラミック繊維で強靱化した複合材料(CMC: Ceramic Matrix Composite)が期待される。

この要請を受けて、革新的なガスジェネレータに必要とする複合材料を主体とした先進材料の研究プロジェクトが平成5年からスタートした。この研究を始めるに当たって、各コンポーネントに先進材料を利用することによって想定される革新的なガスジェネレータの諸元を Table 1⁵⁾のごとく設定し、これに必要な力学的特性と Table 2に示すような各材料の耐用温度から各コンポーネントへの先進材料の割付けを Fig. 10⁵⁾のように行なった。

本研究プロジェクトの研究範囲は Fig. 11 の鎖線で囲まれた範囲内であるが、最も特徴的な点はガスジェネレータの各パーツの構造設計 — 複合材料設計 — 繊維配向設計の技術を確立すると共

に、それに対応した複合材料部品の成形技術を確立し、それをエンジン部品としての評価試験まで行なう点にある。

Fig. 9 Turbine Noncooling Effect on TSFC.

Table 1 Technical Targets of Each Component.

COMPONENTS	TECHNICAL TARGETS
COMPRESSOR	• Inlet Temperature ; 410 K
	• Tip Speed ; 650 m/s
	• Outlet Temperature ; 1000 K
COMBUSTOR	• Inlet Temperature ; 1000 K
	• Noncooling
	• Outlet Temperature ; 1870 K
TURBINE	• Inlet Temperature ; 1870 K
	• Tip Speed ; 570 m/s
	• Noncooling

Table 2 Temperature Capability of Materials.

Materials	Approximate Temperature Capability (K)
PMC: Polymer Matrix Composite (Carbon Fiber/Polyimide)	580
MMC: Metal Matrix Composite (SiC Fiber/Ti Alloy)	720
IMC: Inter Metallic Compound (TiAl)	1000
CMC: Ceramic Matrix Composite (Si-Ti-C-O Fiber/SiC)	1750
(SiC Whisker/Si, N ₄)	1600

Fig. 10 Candidate Advanced Materials of Innovative Gas Generator.

Fig. 11 Scope of R&D Program.

4 ガスタービン用複合材料研究開発の現状

4.1 耐熱樹脂複合材料

ポリイミド樹脂をマトリックスとし、炭素繊維で強化した複合材料（PMC：Polymer Matrix Composite）による、温度580Kを上限とした圧縮機のダクトと静翼の試作研究を進めている。

一般的に、Fig. 12 に示すように樹脂の耐熱性が増す程成形が困難となるが、樹脂の選定（熱硬化性樹脂としてPMR15、熱可塑性樹脂としてPI-X）と、その成形技術の改良によって目標を達成する計画となっている。

PMC成形の例として、Fig. 13 に 可変静翼（VSV：Variable Stator Vane）の成形形状と Fig. 14 に熱硬化性樹脂を用いた成形プロセスを、また Fig. 15 に固定静翼（Shrouded Stator Vane）の積層構成案と Fig. 16 に熱可塑性樹脂を用いた

成形プロセスを示す。いずれも実部品が受ける応力状態による強度解析と強度評価試験を実施している。これらの複合材料は密度が 1.6 g/cm^3 であるからこの部分の重量軽減に大きく寄与すると期待されている。

Fig. 12 Characteristic of Heat Resistant Polymer Resin.

Fig. 13 Model Shape of VSV.

Fig. 14 Manufacturing Process for Variable Stator Vane.

Fig. 15 Lay-up Composition of Airfoil Section of Stator Vane.

Fig. 16 Manufacturing Process for Stator Vane.

4.2 金属基複合材料

圧縮機の前段で高速度で回転しているロータ部品への、金属基複合材料（MMC：Metal Matrix Composite）の適用研究が進行している。MMCとしては、前述したように高速回転に耐えるためには高比強度の材料であることが前提であり、しかも750 K程度の温度までは使うことができるように、炭化ケイ素（SiC）の長繊維（連続繊維）で強化したTi合金マトリックスの複合材料が研究の対象である。

SiC繊維としては太径のCVD繊維を用い、Ti合金としては塑性加工性の良いSP-700合金及びより高温領域を対象としたTi-6-2-4-2合金を選定して、ロータ部品の構造設計、材料特性、および成形研究を実施している。

Fig. 17⁶⁾ にSP-700をマトリックスとした複合材料の高温強度特性、Fig. 18 にロータ・ブリング（BRING: Blade and Ring）の成形プロセスの一例を示す。

Fig. 17 High Temperature Tensile Properties of MMC.

4.3 セラミック複合材料

4.3.1 燃焼器用セラミック複合材料

無冷却で高温に耐えしかも軽量の燃焼器を開発するために、セラミック複合材料（CMC: Ceramic Matrix Composite）による燃焼器ライナの研究を進めている。設計上のライナの最高温度は1670 Kであって、強化繊維は炭化ケイ素系（Si-Ti-C-O）の長繊維、マトリックスは炭化ケイ素である。

Fig. 18 Shape Forming Process of MMC BRING.

Fig. 19 Manufacturing Process of Combustor Liner.

Fig. 19 にライナの成形プロセスを示す。プリフォームは、応力解析によって最適の繊維角度を設定し、それにしたがってフィラメントワインディングを行なう。このプリフォームに前駆体ポリマー (Pre-Ceramic Polymer) を含浸し焼成する。Fig. 20 に成形したライナの写真を示す。

燃焼器を構成する各部品は温度的には苛酷であるが、応力の面では主として部品自身の温度差による熱応力と、他部品との熱膨張差に起因する熱応力であるから、材料強度に対する要求は後述の回転部品程には高くはない。したがって、セラミック複合材料としては早期に実現する可能性が高いと考えられている。

Outer liner

Inner liner

Fig. 20 Trial Composite Material Liner.

4.3.2 タービン静翼用セラミック複合材料

タービン静翼はタービン入口に位置するので、静翼は作動ガスのタービン入口温度にほぼ近い温度になる。したがって静翼は燃焼器ライナと同様に温度的には苛酷であるが回転部品ではないのでセラミック複合材料として強度よりも成形性を重視し、短繊維強化あるいはウスカ強化を選定した。

SiCウスカ強化窒化ケイ素によるタービン静翼の成形プロセスを Fig. 21⁷⁾ に示す。本プロセスにしたがって製作した静翼は Fig. 22⁷⁾ に示すように、ウスカが表面に沿って配列した形となり静翼の強度上有利であると考えられる。この材料は焼結助剤によってその特性がかなり変化することが知られているが、Fig. 23⁷⁾ のように新規の焼結助剤を用いることによって室温及び 1673 K の強度が各段に向上する。

Fig. 21 Manufacturing Process of Turbine Stator Vane.

Fig. 22 Whisker Orientation in CMC Stator Vane.

Fig. 23 Strength of SiC Whisker Reinforced CMC.

4.3.3 タービンロータ用セラミック複合材料

タービンロータは翼とその回転を支えるディスクで構成されるが、翼には高温の燃焼ガスが当るのでその雰囲気温度において遠心応力に耐えるクリープ特性が必要である。またディスクは翼より低温ではあるがその繰り返し応力に耐える低サイクル疲労特性が必要である。本研究では翼とディスクが一体となったブリス্ক (BLISK: Blade and Disk) の開発を進めているので、上述した苛酷で複雑な強度要求に応えるために、炭化ケイ素 (Si-Ti-C-0) 長繊維を強度解析に対応した配向を持つ3次元織物とし、化学気相含浸 (CVI: Chemical Vapor Infiltration) 法と前駆体ポリマー含浸焼成 (PIP: Polymer Impregnation and Pyrolysis) 法によって成形し評価を行なっている。Fig. 24⁸⁾に、ブリス্কの成形プロセスと Fig. 25⁸⁾に試作した例を示す。セラミック複合材料は Fig. 26⁸⁾に示すように繊維配向によって材料特性が大きく異なるのは勿論であるが、繊維とマトリックスの界面の性状がその特性の鍵を握っているといっても過言ではない。

Fig. 24 Manufacturing Process of Turbine BLISK.

Fig. 25 Trial CMC Turbine BLISK.

Fig. 26 Tensile Stress-Strain Curves of 3D CMC.

5 結 言

複合材料の研究開発が活発に行なわれている中で、耐熱性と高比強度を主眼とした主として長繊維強化複合材料の研究開発は、技術的先端性が高い分野であると考えられる。このような複合材料をガスタービンに適用するための複合材料設計技術、複合材料成形技術およびその評価試験といった一連の研究開発は国内外でも類を見ないものであり、成果が期待されると共にその成果がガスタービンの性能向上に大きく貢献することを願って止まない。

文 献

- 1) 吉中: TECHNOLIFE, オーム社, (1994), 14, 96.
- 2) G. E. Kirk: ASME GT Congress, 89-GT-313, (1989).
- 3) 大浜: ガスタービン学会誌, 66, (1989), 3.
- 4) 大浜: 航空技術, 482, (1995), 26.
- 5) M. Hiromatsu: 95-YOKOHAMA-IGTC-116, 134 (1995).
- 6) 藤原: 日本複合材料学会第20回シンポジウム, (1995).
- 7) F. Sasaki: ACS, 20th Annual Conference, (1996).
- 8) S. Masaki, K. Moriya, T. Yamamura: HT-CMC-2('95).