航空用エンジンのセラミックタービンと金属部品との接合部構造*

長谷川 裕晃^{*1}, 塚 本 義 明^{*2}
花 田 忠 之^{*3}, 田 北 勝 彦^{*4}Joint Structure between Ceramic Turbine and Metal Shaft in
Aircraft Gas Turbine EngineHiroaki HASEGAWA^{*5}, Yoshiaki TSUKAMOTO,
Tadayuki HANADA and Katsuhiko TAKITA^{*5} Department of Mechanical Engineering, Akita University,
1-1 Tegatagakuen-machi, Akita-shi, Akita, 010-8502 Japan

The turbine inlet temperature of gas turbine engines becomes higher and higher to grow up the power in recent years. The high temperature properties of the ceramic materials offer the potential of higher turbine operating temperatures with no cooling techniques and therefore the ceramic components with higher temperature limits are becoming more attractive. In this study, a ceramic turbine disc is applied to an aircraft gas turbine engine. A tight fit configuration is generally taken for the joint structure between a ceramic turbine and a metal shaft. However, the constrain force is decreased due to the difference of the thermal expansion coefficient between ceramic and metal at the high temperature condition. This paper describes about the design method and the results of the mechanical tests for the joint structure. Furthermore, the ceramic turbine engine tests were demonstrated under full operating condition.

Key Words: Gas Turbine, Jet Engine, Structural Reliability, Ceramic Turbine, Engine Test, Shrink Fitting

1. 緒 論

セラミックタービンは、高い耐熱性の利点から近年ガスタービンエンジンへの適用が、盛んに研究されている^①。特に日本においては、昭和 63 年度に通商産業省工業技術院のニューサンシャインプロジェクトの一環として実施されている^②。これは、産業用の発電タービンへの適用を目指したもので、産業用として要求される数万時間の運転実績に対して、数百時間の運転実績は既に得られている。

一方、航空用ガスタービンエンジンの分野においても、高推力化の要求にはタービン入口温度の上昇がある。こうした要求に、従来の耐熱合金製のタービンでは、冷却構造が必要となり、構造の複雑化、コストの増大が余儀なくされた。それに対して、セラミックタービンを採用することにより、無冷却翼で燃焼ガス的高温化が可能となる。しかしながら、現時点で航空用セラミックタービンエンジンに関する研究は報告され

ていない。そこで本研究では、航空用ガスタービンエンジンのタービン材料にセラミックを適用した。これにより、翼を無冷却の状態でタービン入口温度の上昇に対応することが可能となる。さらに、翼とディスクを一体で製作ができ、部品点数の削減にもつながる。セラミックは、実体サイズに比例して、製造時に発生する内部欠陥の存在する確率が増加する。つまり、セラミックの強度は内部欠陥に依存する特性があるため、その大きさに比例して強度の低下を引き起こす。本研究における航空用ガスタービンエンジンのセラミックタービンの大きさは、従来研究されてきたセラミックタービンと比較すると大きくなっている。さらに、発電タービンと比較すると早い速度での加減速を行うなどの運用上の特徴がある。

ガスタービンエンジンにセラミックタービンを適用する際の重要な課題として、セラミックタービンと金属部品との接合部締結力の十分な確保がある。セラミックタービンをエンジン主軸にナットやボルトで直接固定することは、局所応力が発生しセラミックの破損を引き起こす可能性があることから困難である。そのため、セラミックに金属製のフランジを取り付け、金属製フランジを用いてエンジン主軸に固定する。本研究では、焼き嵌め方式でセラミックタービンと金属製

* 原稿受付 2002 年 3 月 27 日。

^{*1} 正員, 秋田大学工学資源学部(☎ 010-8502 秋田市手形学園町 1-1)。^{*2} 防衛庁技術研究本部。^{*3} 三菱重工業(株)名古屋誘導推進システム製作所。^{*4} 三菱重工業(株)長崎研究所。

E-mail: hhasegaw@mech.akita-u.ac.jp

フランジを接合しているが、従来の焼き嵌め方式の工程ではエンジン運転に必要な十分な締結力が得られなかった。そこで本研究では、十分な締結力が得られるように工程を改善した焼き嵌め方式および接合部締結力確認のために実施した試験結果について報告する。さらに、セラミックタービンを航空用ガスタービンエンジンに適用する際の技術的課題⁹⁾を考慮し、実際にエンジンに組み込み、実作動環境下での接合部の健全性を確認した試験結果についてもあわせて報告する。特に、エンジン運転試験では、運転時における実際の接合部温度の計測も実施した。

2. セラミックタービン設計

本研究で使用したセラミックタービンは、翼とディスクを一体とした焼結構造体で、それに金属製フランジが接合された構造である。回転体であるセラミックタービンは、この金属製フランジによりエンジン主軸にナットで締め付け固定する。セラミックタービンをエンジン主軸にナットで直接固定すると、締め付けの際にナットの当たり面は均一接触にならない。こうして片当たりすると、過大な局所応力が発生しセラミック割れを引き起こす。図1にセラミックタービンの取り付け構造を示す。また、表1にセラミックタービンの設計諸元を示す。セラミックタービンと金属製フランジとの接合は、隙間にろう材を挟み込んだ焼き嵌め方式を用いた。ろう材は、焼き嵌め時に緩衝材として

Fig. 1 Joint structure between ceramic turbine and main shaft.

Table 1 Main parameter of ceramic turbine.

Ceramic Components	SN282 (Si_3N_4)
Tip Diameter	ϕ 218 mm
Tip Speed	490 m/s
Turbine Inlet Temperature	1100 °C
Turbine Inlet Pressure	1030 kPa
Air Flow Rate	6.0 kg/s
Estimated Power Output	1900 KW

機能し、セラミックと金属製フランジが片当たりして、接触部に過大な局所応力が発生することを防止する。

本研究では、翼、ディスク一体型のセラミックタービンホイールであるため、翼部の金型は一方に抜けるような形状を考慮して製作した。つまり、前後分離型の金型を使用すると、型抜きの際に変形してしまうためである。セラミックは製造上、焼結前の型崩れを起こしやすい成形体の状態で型抜きをする必要がある。そのため、型抜きの際に変形が生じないように配慮した。図2に成形体から一方に引き抜く概要を示す。金型は外径側から翼間が見とおせるように考慮されている。

3. 金属軸接合部設計

3.1 金属製フランジ材料 本研究での金属製フランジ接合部は、環境温度が約 400°Cである。セラミック材料の線膨張係数は、400°Cで $2.5 \times 10^{-6}/^\circ\text{C}$ である。それに対して、タービン部に一般的に使用される Ni 基耐熱合金の場合、線膨張係数は $15 \times 10^{-6}/^\circ\text{C}$ となり、約 6 倍の値である。これらを焼き嵌めで接合し、高温状態で使用した場合、それらの熱伸び差によって、締め代が減少し締結力を確保できない。そこで、締結力の減少を抑えるために、金属製フランジには線膨張係数の小さい低熱膨張合金を使用した。本研究では、400°Cレベルでの耐熱性を有する低熱膨張合金として、Inco909 を選定した。Inco909 は、400°Cでの線膨張係数は $8.1 \times 10^{-6}/^\circ\text{C}$ で、通常の耐熱合金と比較して約 1/2 の値である。こうしてセラミック材料の線膨張係数に近い値のため、高温状態になった際の熱伸び差を低減することができ、締結力の確保が可能になる。

3.2 焼き嵌め方式 図3に一般的な焼き嵌め工程の概要を示す。また、図4に焼き嵌め時の温度パターンを示す。温度は、ろう材熔融温度まで加熱する。

Fig. 2 Schematic of mould and ceramic turbine.

焼き嵌めを実施した後に、金属の組織を安定化するため時効処理を実施する。接合部の締結力を大きくするには、接合部の焼き嵌め代を大きくする必要がある。焼き嵌め工程は、まず加熱炉の中にセラミックタービンと金属製フランジを設置する（図4工程①）。その際、セラミックと金属製フランジの直径を同一寸法で

製作する。これらを真空炉中で加熱すると金属製フランジが膨張する。つまり、セラミックと金属の熱膨張の差により、金属製フランジとセラミックホイールの間に隙間ができる。この隙間を利用してセラミックホイールを嵌め込む（図4工程②）。その際、セラミックと金属製フランジとの隙間にろう材を流し込む（図4工程③）。本研究ではろう材の材質は、耐熱性を考慮しパラジウムろう材（Bpd-7）を使用している。パラジウムろう材の融点は970℃である。そのため、焼き嵌め時の温度は1000℃で行った。その後、温度を室温まで下げる。この室温まで温度を戻す過程で、焼き嵌め締め付け力が発生する。

4. セラミックタービン設計

4-1 焼き嵌め工程改良による締結力改善 焼き嵌めによる接合部締結力の確認を行うために、ホットスピン試験を実施した。供試体は、翼のついていないセラミックタービンホイールに、金属製フランジを焼き嵌めで接合している。供試体の外観を図5に示す。試験は、接合部温度と回転速度の条件を合わせて実施した。つまり、熱伸びおよび遠心荷重による締結力低下は、実機相当となる。しかし、実際にエンジンに組み込んだ場合に付加される駆動トルクおよび軸スラストは模擬できない。

こうした接合部に負荷される外力が、完全に模擬できていない条件においても、接合部からセラミックが抜けて破損する不具合が発生した。これは、焼き嵌め

Fig. 3 Shrink fitting method.

Fig. 4 Original shrink fitting process.

Fig. 5 Joint structure model.

Fig. 6 Improved shrink fitting process.

Fig. 7 Improved constrain force.

(a) Type-1

(b) Type-2

Fig. 8 Schematic of joint structure model ($t_1 = 3 \text{ mm}$, $t_3 = 2 \text{ mm}$, $L_1 = 3 \text{ mm}$).

Table 2 Parameter of test piece.

	Type-1			Type-2			
Test Piece No.	1-a	1-b	1-c	2-a	2-b	2-c	2-d
$t_2 \text{ (mm)}$	6	7	8	5	6	8	10.5

時の工程で1000°Cから室温に降下させた後に、金属製フランジの時効処理を実施していたためである。つまり、パラジウムろう材の融点である970°Cは、金属製フランジの材料であるInco909の耐力を回復するための熱処理温度を超える温度である。これは、Inco909の溶体化の温度に相当する。焼き詰め工程で、この溶体化状態から室温まで熱処理を行わずに温度降下したため、溶体化状態の低レベル材料耐力状態で、焼き嵌

Fig. 9 Results of joining test.

めが進行した。その結果、金属製フランジが降伏し塑性変形を起こし、締め付け力が十分に確保できなかった。

そこで、焼き詰め工程での降温パターンを変更し、途中にInco909の析出硬化処理を挿入した。図6に変更した温度パターンを示す。これにより、金属製フランジの材料耐力が十分に回復した状態で、焼き嵌めを進行させることが可能となる。この結果、弾性変形による締め付け力を十分に発生させ、締め付け力を確保することができる。降温パターンを変更したことによる接合部締結力の比較を図7に示す。図より、温度パターンを変更した工程により、締結力が改善されていることが確認できる。

4.2 金属接合部形態 締め付け力は、焼き嵌め時にセラミックに割れが発生しない範囲で、最大限確保することが要求される。この締め付け力は、接合する金属製フランジの厚みを変化させ、焼き嵌め時に発生する応力を加減することで調節を実施した。金属製フランジの端板は、内径が小さいため焼き嵌め時に大きく収縮し変形する。このため、接合面の焼き嵌め荷重が不均一となる。この結果、セラミックの割れの要因となる局所的な高応力が発生する。本研究では、金属製フランジの形状を変化させた接合部モデルを製作した。図8および表2に各供試体形状および寸法を示す。この数種類の供試体により、焼き嵌め時の割れ発生の有無を確認し、セラミック側に発生する応力の比較を実施した。図9に各供試体での試験結果を示す。縦軸は、焼き嵌め時にセラミック側に発生する応力である。図よりタイプ-2においては、いずれの金属製フランジの厚みにおいても割れは発生していない。また、セラミック側発生応力もタイプ-1に比較して低くなっている。これは、タイプ-2では図8の○印で示

Fig. 10 Schematic of test apparatus.

Fig. 11 Results of pull out test (Frictional coefficient $\sigma = 0.51$).

した金属製フランジの形状の影響で、ろう材が金属製フランジの端板まで流れ出るのを堰き止める効果が得られているためである。つまり、ろう材が十分に保持され、金属製フランジの端板の変形が接合面まで影響することを防止できている。こうして金属接合部は、タイプ2のような構造にすることで、セラミック割れを起りにくくすることが可能である。

4.3 締結力のばらつき 同一形状のセラミックと金属製フランジの接合部締結力のばらつきを確認した。試験は、同一形状の供試体を10個使用して実施した。接合部は、セラミック割れが発生しない範囲で、締結力が強いことが望ましい。つまり、割れが発生せずセラミック側の発生応力が強くなるよう接合部寸法は、タイプ2-bを使用した。これは、実際にエンジンに組込む際の、組み立て時のエンジン側ラビリンスとの関

Fig. 12 Schematic of special type engine with slipping.

Fig. 13 Ceramic turbine in test engine.

Table 3 Temperature of joint section.

	Engine Speed rpm (%)	Measured Temperature °C	Estimated Temperature °C	Allowable Temperature °C
Sea Level Static Condition	36550(85)	240	—	569
Flight Condition	40000(93)	316	—	
	43000(100)	—	441	

連も考慮して決定した。試験では、金属製フランジを固定し、エンジンでの使用温度を超える 500°Cまで加熱する。加熱後、セラミックに荷重をかけ、セラミックを押し抜く。この押し抜き試験の概要を図10に示す。こうして、一つの供試体について3回押し抜きを行って、押し抜きに必要な荷重を計測した。図11にセラミックの抜け開始荷重を示す。この結果より、ばらつきを考慮し平均値より3 σ (3×標準偏差)を減じた値を設計基準として定めた。

5. エンジン試験

5.1 運転時の接合部温度 セラミックと金属製フランジの接合部の設計は、エンジン運転中の接合部温度を基に、締結力を検討している。つまり、実際のエンジン運転中での接合部の温度を確認することが、設計の妥当性の確認につながる。エンジン運転中は、エンジン内ガスの流れや漏れにより伝熱条件は非常に複雑になる。そこで、実際のエンジン運転中における接合部温度の計測を実施した。

接合部の温度計測は、回転体である接合部から温

Table 4 Test engine design parameter.

Corrected Air Flow Rate	3.9 kg/s
Compressor Pressure Ratio	6.6
Turbine Inlet Temperature	1100 °C
Size (Diameter×Length)	350 mm × 750 mm

Fig. 14 Results of engine test.

度計測の信号を取り出す必要がある。このため本研究では、回転体の温度計測のためスリップリングを使用した。エンジンは、タービン出口の排気フレーム部の構造をジェットエンジンの形態から、スリップリングを組み込める形態に変更した。温度計測用の熱電対を接合部に取り付け、エンジン主軸に設けた溝を這わせ主軸内部から取り出す。その後、スリップリングリング連結用シャフトを介して、スリップリングの回転端子と接続する。そして、スリップリング静止側端子から信号を取り出す。スリップリングを組み込んだ状態のエンジン形態を図 12 に示す。また、タービン部からの熱電対取り出し状況を図 13 に示す。エンジン運転は、大気吸い込み式の地上静止状態で実施した。エンジン運転で得られた接合部の温度を表 3 に示す。接合部温度は設計で設定した限界温度以下になっていることが確認できる。これより、運転時において接合部締結力は、十分確保されている。さらに接合部温度は、エンジン飛行状態を想定した場合においても、許容温度以下であることが確認できる。

5.2 エンジン運転試験 実際にセラミックタービンを組み込んだ航空用ガスタービンエンジンの運転試験を実施した。エンジンは、一軸式ターボジェットエンジンである。エンジン主要構成要素は、軸流一段と遠心一段の組合せ圧縮機、環状逆流遠心噴霧式燃焼器および軸流一段タービンである。タービン動翼には、一体型セラミックタービンホイールを使用している。タービン静翼は、耐熱合金材料を使用し、高温化に対

Fig. 15 Test engine setup.

応するためにフィルム冷却構造を有している。エンジンの主要諸元を表 4 に示す。試験は、エンジン入口にベルマウスを取り付け、まず大気吸い込みの静止状態作動試験で、定常および加減速運転を実施した。図 14 にエンジン運転試験結果を示す。これにより、セラミックタービンを含めたエンジン内の高温部品の健全性を確認した。軸振動に関しても安定しており、セラミックタービン接合部は問題のない結果となった。また、セラミックタービンを組み込んだエンジンの基本性能についても設計どおりであることを確認した。

次に、実際の飛行状態を模擬したエンジン運転を実施した。飛行状態作動試験では、飛行マッハ数に対応したラム圧縮と同等の圧力、温度の空気を、エンジンに供給する。図 15 に飛行状態作動試験の様子を示す。エンジンへは、上流側に設けたプレナム室から、飛行マッハ数に対応して調整した空気を、ダクトを直結することにより供給する。飛行状態作動試験では、0.7 マッハの条件でエンジン始動を行い、海面上（高度 0 m）を飛行している状態を模擬した運転を実施した。エンジンはウィンドミルで始動し、始動後加減速運転を実施した。本研究では、異なるマッハ数でのエンジン始動を実施しているが、いずれの場合においてもエンジン主要性能は、設計どおりであることを確認している。セラミックタービンは、試験後エンジン分解点検において健全性を確認した。また、試験においてはエンジン始動時間の計測も実施した。この結果、耐熱合金タービンに対して回転慣性の小さい材料であるセラミックを使用することで、始動時間の短縮が可能であることを確認した。つまり、セラミックタービンは、加速性能向上にも有効であることが確認できた。

6 結 論

航空用ガスタービンエンジンにセラミックタービンホイールを組み込む際の重要な課題であるセラミックと金属部品との接合部締結力を、焼き締め工程を改善することで向上することができた。さらに、実際にセラミックタービンを組み込んだ航空用ガスタービンエ

エンジンの運転試験が設計どおりのエンジン性能で実施できた。特に、エンジン試験においては、飛行状態を模擬した速い始動、加減速を実施した場合においても、セラミックと金属部品との接合部締結力が十分確保されていることが確認できた。

文 献

- (1) Carruthers, W. D. and Smyth, J. R.: Advanced Ceramic Engine Technology for Gas Turbines, ASME Paper 91-GT-368, 1991.
- (2) Haley, P. J.: Advanced Turbine Technology Applications Project (ATTAP) – Overview, and Ceramic Component Technology Status, ASME Paper 91-GT-367, 1991.
- (3) 吉田真, 田中広一, 鶴薗佐蔵: 小型ガスタービン用耐熱セラミック部品の開発, セラミックス 34, No.12, 1999, 1005-1010.
- (4) Tatsumi, T., Takehara, I. and Ichikawa, Y.: Development Summary of the 300kW Ceramic Gas Turbine CGT302, ASME Paper 99-GT-105, 1999.
- (5) 長谷川裕晃, 塚本義明, 花田忠之, 田北勝彦: 航空用セラミックタービンエンジンの研究, 日本航空宇宙学会論文集, 第50巻, 第581号, 2002, 231-235.