

■ 技術賞内容紹介 ■

高温タービン技術の開発

Development of High Temperature Turbine

高原 北雄* ・ 能瀬 弘幸** ・ 吉田 豊明***
 Kitao Takahara Hiroyuki Nouse Toyoaki Yoshida

蓑田 光弘**** ・ 松末 勝利***** ・ 柳 良二*****
 Mitsuhiro Minoda Katsutoshi Matsusue Ryoji Yanagi

1. はじめに

世界で初めてエンジン付の航空機が飛んだのは1903年の12月であった。当時の航空用エンジンはレシプロエンジンであったが、この当時から航空用エンジンは軽量、高出力、高効率が要求され、そのための開発努力が行われてきた。その後、第二次世界大戦のとき、初めてジェットエンジンを搭載した航空機が出現し、高空を高速度で飛行できるようになった。全てのエンジンを高効率で作動させるためには高温高压で作動することが好ましいが、初期のジェットエンジンはタービンに使用する耐熱合金の制約でタービン入口ガス温度は700℃程度と低かったため、ジェット機の燃料消費率は極めて大きかった。初期の頃から欧米先進国ではタービンを冷却して作動ガス温度を高めるための研究を進めていたが解決すべき技術が多く実用化はしばらく後になった。一方、我が国でも第二次世界大戦の末期にジェットエンジンを開発して初飛行したが終戦となった。その後数年間は航空技術の研究は禁止された。航空の研究を再開するため、昭和30年に航空技術研究所（昭和38年に航空宇宙技術研究所と改称）が創設され、原動機部ではジェットエンジンの研究開発を進めてきた。初期にはエンジン試験設備の建設や基礎要素の研究を行い、その研究成果が蓄積されてきた昭和30年代後半に推力重量比が極めて高いJR100エンジンの開発を進めた。また昭和42年から高バイパス比の2軸ターボファンエンジンを目指した高温タービンの研究を精力的に始めた。JR100エンジンでは無冷却

* 科学技術庁航空宇宙技術研究所熱流体力学部部長
 〒182 東京都調布市深大寺東町7-44-1

** 科学技術庁航空宇宙技術研究所原動機部部長
 *** 熱流体力学部伝熱研究室室長
 **** 原動機部原動機総括室室長

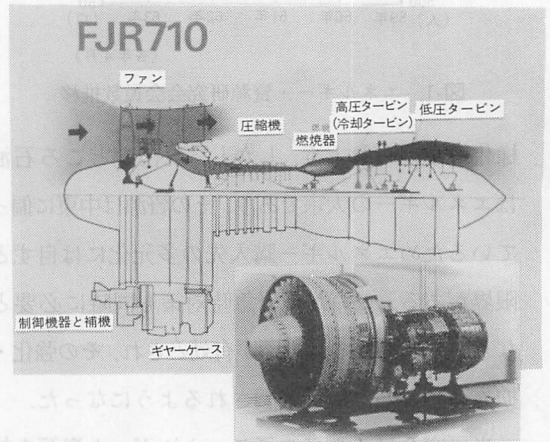


図-1 冷却タービンを採用したFJRエンジン

タービンであったので、タービン入口ガス温度は850℃と低かった。その後、我が国で初めてタービンノズル翼を冷却したのはJR220エンジンでタービン入口ガス温度を950℃で作動させた。その後、高バイパス比ターボファンエンジンFJR710（図-1）の高圧タービン翼に冷却と断熱を施して小型軽量でありながら高いタービン入口ガス温度に耐えられるようにした。

2. 高温タービンとは

高バイパス比ターボファンエンジンではファンや高圧圧縮機の仕事が大きいためそれを駆動するタービンに高圧、高温のガスを供給する必要がある。このためにはエンジンに入ってきた空気を高圧圧縮機で高圧にして燃焼器に供給する必要がある。燃焼器で多量の燃

***** 科学技術庁航空宇宙技術研究所原動機部
 原動機材料構造研究室室長

***** “ タービン研究室主任研究官

（註）本件は昭和63年4月21日（木）エネルギー・資源研究会第1回技術賞の栄誉に輝いたもので、その内容を紹介する。

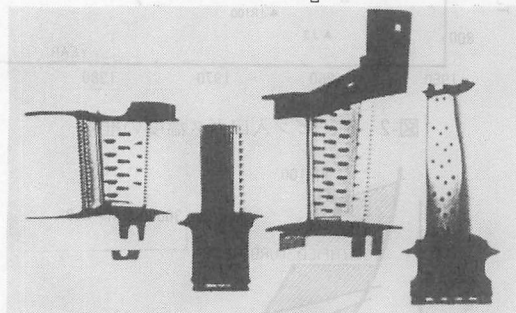
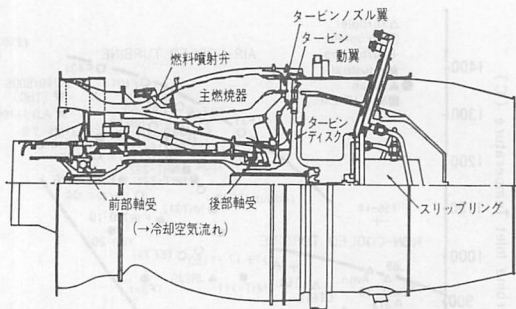


図-4 実機冷却タービン試験体および冷却タービノズル翼と動翼のX線写真

薄板にフォトエッチングで冷却構造通路を形成して拡散接合した冷却タービン翼（ノズル翼/動翼）

高温冷却タービン翼の熱遮断特性

フィルム冷却性能（図-5）

ジルコニア断熱被覆（図-6）

高温冷却タービン翼の応力分布

起動停止時の非定常熱の応力軽減法

3次元光弾性模型の開発（図-7）

2次元、3次元光弾性応力解析

作動環境下での冷却による高温タービン部材の寿命の予測

翼とタービンディスクの応力分布

タービン翼の可視化

CTによる内部冷却構造（X線，γ線）

フィルム冷却の流れ場（煙，油膜等による）

放射温度計による温度測定（定常，非定常，二次元）
基礎研究

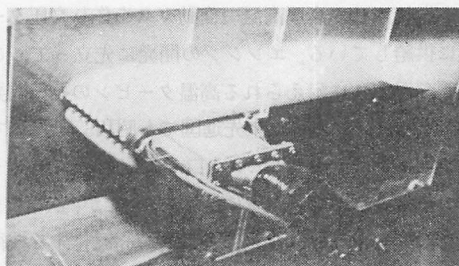
温度/多点圧力/回転体からの計測（温度，圧力）のシステム開発

高強度セラミックスの基礎試験（図-8）

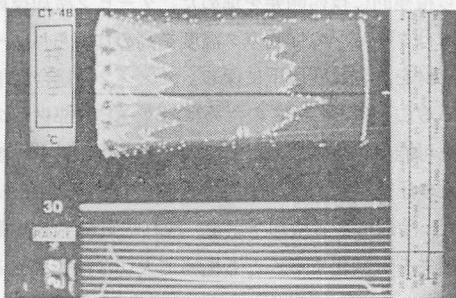
Si₃N₄，SiC，ZrO₂を用いた常温での3点曲げ試験，回転破壊試験，ねじり破壊試験，亀裂進展速度試験

常温から1600℃までの高温引張試験

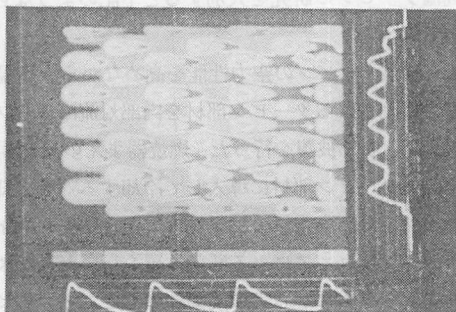
実機FJR710エンジンによる耐久試験



a 前縁フィルム冷却模型の冷却空気流れの可視化（煙吹き出し）



b 前縁フィルム冷却模型の表面温度分布（サーモカメラ）

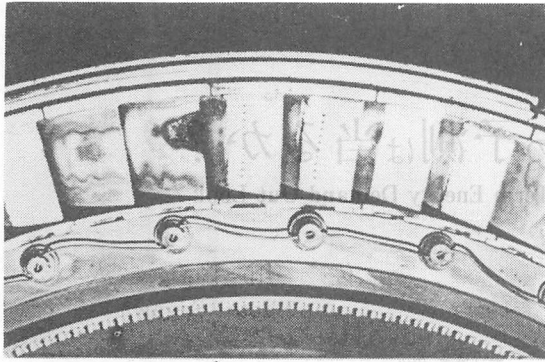


c 多列円孔吹き出しフィルム冷却模型の表面温度分布（サーモカメラ）

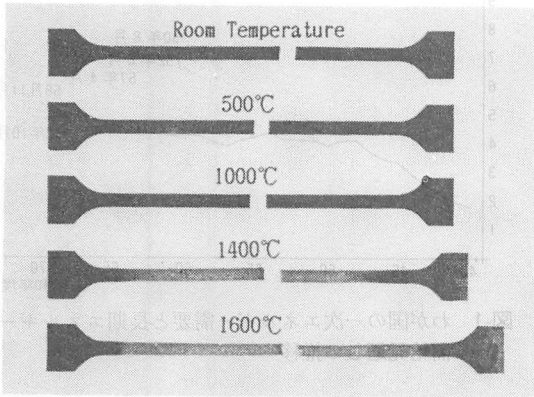
図-5 フィルム冷却の試験

4. 技術のまとめ

ガスタービンの入口ガス温度を高めることは熱効率の向上と比出力の増大に極めて効果的である。タービンの高温部材であるノズル翼や動翼を冷却して使用限界温度以下で作動させながら，作動ガス温度を高める冷却タービン技術を我が国で始めて実用化した。この技術が産業ガスタービン界にも波及している。タービン入口ガス温度が850℃であったものを，この冷却タービン技術で1350℃にまで高めることができた。Ni，Co材（希少金属で戦略素材）を50%以上も含む超耐熱合金を用いる高温タービンを高性能で長寿命化した。ジルコニア断熱材の基礎評価試験を行い高圧タービン



a ジルコニア断熱被覆タービンノズル翼 (150時間耐久試験後)



b ジルコニアの高温引張試験結果

図-6 ジルコニア断熱材の試験

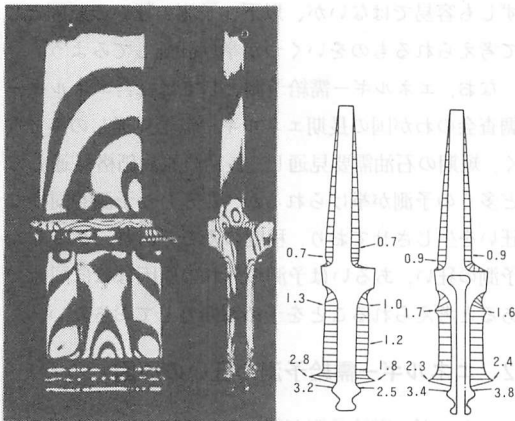


図-7 中空冷却タービン動翼の3次元光弾性応力試験

の1段ノズル翼に被覆し実機エンジン内で耐久試験を行った。この結果、優れた断熱効果があることがわかった。この冷却タービンの技術を取入れたFJR710エンジンはSTOL機「飛鳥」(図-9)に搭載され、1980年10月初飛行に成功し現在試験飛行中である。またこの冷却タービン技術の研究成果は高効率ガスタービンの開

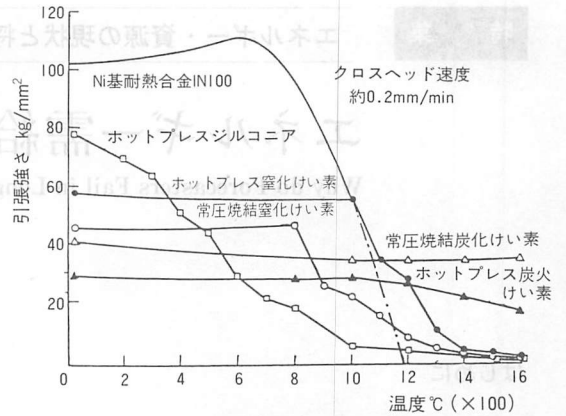


図-8 セラミックスの各種評価試験

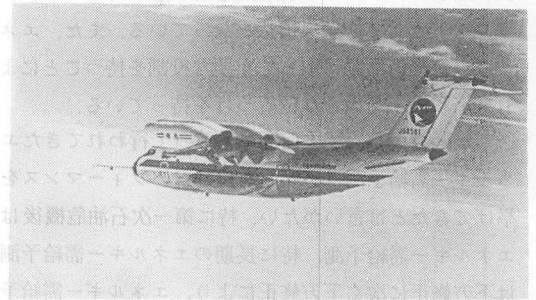


図-9 FJR710/600Sエンジンを搭載したSTOL機「飛鳥」の初飛行

発に生かされ、複合サイクル発電の総合効率を50%にまで高めることができ省エネルギー化が果せる基礎となった。

以上概略述べたように、高温タービン技術の開発において、高温タービンに関する基礎試験、翼列試験、要素試験を行い実機エンジンを用いて空力/冷却/強度/耐食試験で総合評価試験を行った。また超耐熱合金は高温強度特性の使用限界近くになっているため、高温強度セラミックスの利用を考慮して、より高い温度での引張り/曲げ/ねじり/回転破壊強度の評価試験を行った。これらの研究成果を航空宇宙技術研究所の内外及び諸外国で多数発表してきた。

謝辞

本研究開発は、航技研原動機部、熱流体力学部内外の多くの関連研究室員と管理部門、科学技術庁、通産省工業技術院、大学の諸先生、またジェットエンジン、ガスタービンのメーカーをはじめ多くの企業の方々から多大な協力、支援をいただいはじめて遂行できたものである。

ここに記し深甚なる謝意を表します。