

■ 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°C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工学部部長
 〒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
 *** 熱流体工学部伝熱研究室室長
 **** 原動機部原動機総括室室長

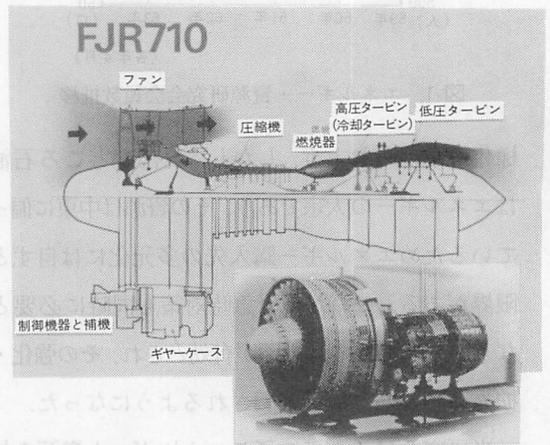


図-1 冷却タービンを採用したFJRエンジン

タービンであったので、タービン入口ガス温度は850°C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°C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。

料を燃焼させて高圧高温の作動ガスを作り高圧タービンに供給している。エンジンの開発に先立って、この高圧高温ガスに耐えられる高温タービンの技術開発が必要となっていた。欧米先進国でも昭和35年頃までは航空用エンジンのタービン入口ガス温度の高温化はタービン部材の耐熱材料だけに依存していたが、次第にタービン部材を冷却しながら作動ガスを高温化する技術が実用化されてきた。また我が国でも高性能な高バイパス比ジェットエンジンを開発するため昭和40年代始めから積極的に技術開発を進めた。タービン冷却技術の基本はタービンの作動ガス温度を高めながら、タービン部材を許容温度以下に保ち、エンジンの総合性能を高めることにある。このためにはタービン部材への入熱を可能なかぎり押え、また入ってきた熱量を燃焼器まえの圧縮空気で冷却除去できる技術が必要である。また、冷却による冷却空気量、洩れ空気量、圧力損失、熱損失を低減化することも極めて大切な技術である。

3. 高温タービンの技術研究の内容

高温タービンの研究を大別すると下記のようなものである。

1. 高温タービンの空力性能を高めながら、高温作動ガスに晒されるタービン部材を内部対流冷却やフィルム冷却、断熱被覆を行った。燃焼器まえの冷却用高圧空気をタービン部材に導入して冷却する対流冷却、高温部材を冷たい空気のフィルムで覆う吹出しフィルム冷却やジルコニアによる断熱被覆を行った。ガスの作動温度を高めながら実環境条件のもとで、タービン部材を使用環境限界内の最適条件で作動させる研究開発を行った。

2. ガスタービン用高強度セラミックスの評価試験を行った。試験材料は Si_3N_4 、 SiC 、 ZrO_2 で、従来から行われてきた3点曲げ試験の他に回転破壊試験、ねじり試験、破壊進展速度試験、 $1600^{\circ}C$ までの高温引張試験を行った。

我々は高性能高温冷却タービン技術を確立するため、学問分野にとらわれず実機の中で起る現象を理解する努力を進めてきた。その結果、図-2の様にタービン入口ガス温度を高温化して図-3に示すように航空エンジンの省エネルギー化を図ることが出来た。具体的な技術研究として主なものを下記に示す。

タービン部材の冷却特性と高バイパス比ジェットエンジン性能の吟味

冷却空気の使用流量とエンジン性能

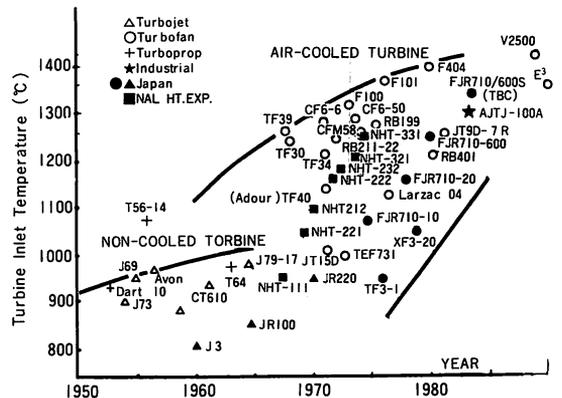


図-2 タービン入口ガス温度の推移

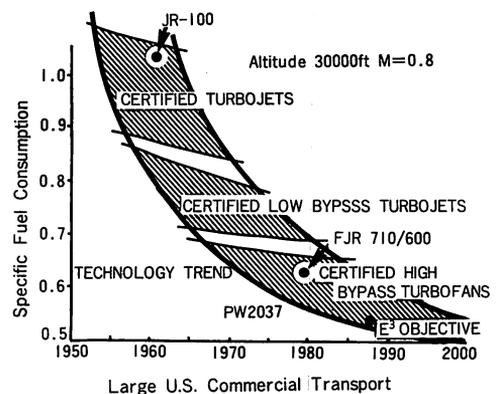


図-3 航空エンジンの省エネルギー化の推移

燃焼器から供給される高温ガスの特性

(平均/局所ガス温度の吟味)

タービンノズル翼、動翼、ディスクの作動環境と設計基準の吟味。

高温冷却タービンの空力性能

2次元翼列風洞による空力性能試験

(低速/高亜音速, 冷却空気の有無)

実機高温タービン試験体による空力性能試験(図-4)

前縁冷却孔周辺の圧力分布

高温冷却タービン翼の冷却性能,

2次元翼列風洞による冷却性能試験

(低速/高速, 常温/高温)

実機高温タービン試験体 (図-4 a) による冷却性能試験

(対流/インピンジ/フィルム冷却)

翼の外部/内部の熱伝達, 翼部の熱伝導

冷却タービン内の冷却空気の状態量の推定

空気冷却, 蒸気冷却, 空気・蒸気の混合気冷却

高温冷却タービン翼の構造

新しいタービン冷却構造を持つ翼の開発 (図-4b)

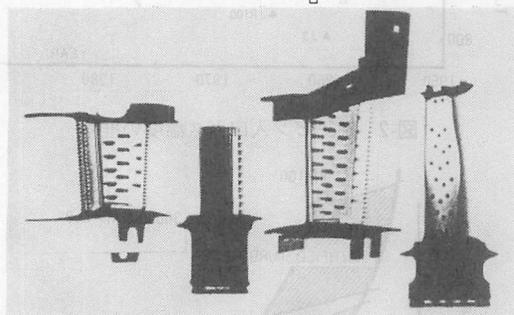
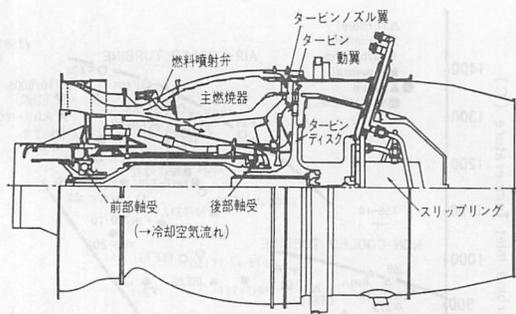


図-4 実機冷却タービン試験体および冷却タービノズル翼と動翼のX線写真

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

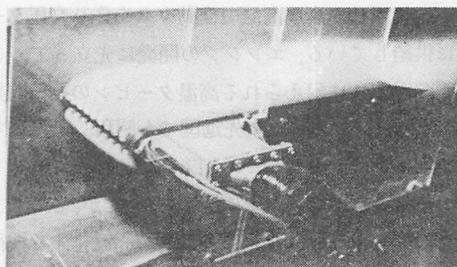
温度/多点圧力/回転体からの計測 (温度, 圧力) のシステム開発

高強度セラミックスの基礎試験 (図-8)

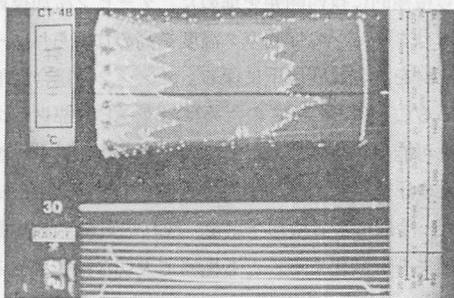
Si_3N_4 , SiC , ZrO_2 を用いた常温での3点曲げ試験, 回転破壊試験, ねじり破壊試験, 亀裂進展速度試験

常温から1600°Cまでの高温引張試験

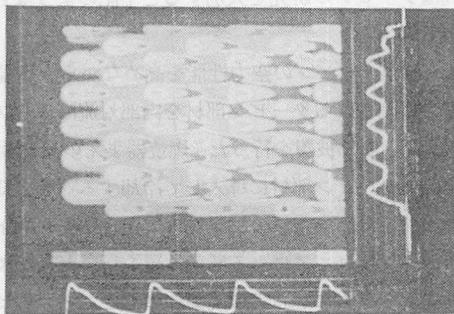
実機FJR710エンジンによる耐久試験



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)

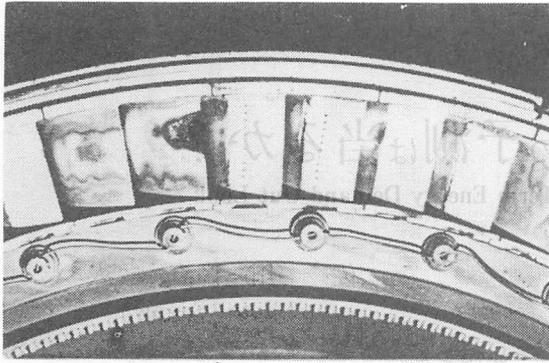


c 多列円孔吹き出しフィルム冷却模型の表面温度分布 (サーモカメラ)

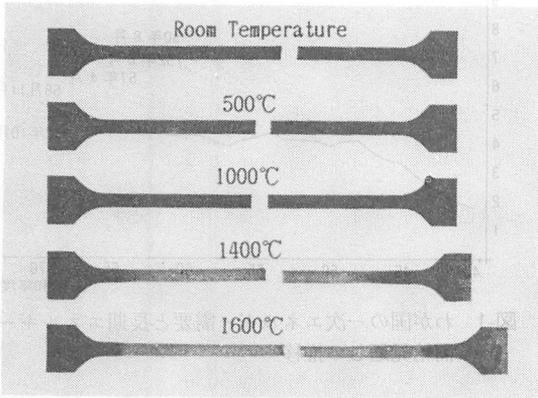
図-5 フィルム冷却の試験

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°Cであったものを、この冷却タービン技術で1350°C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

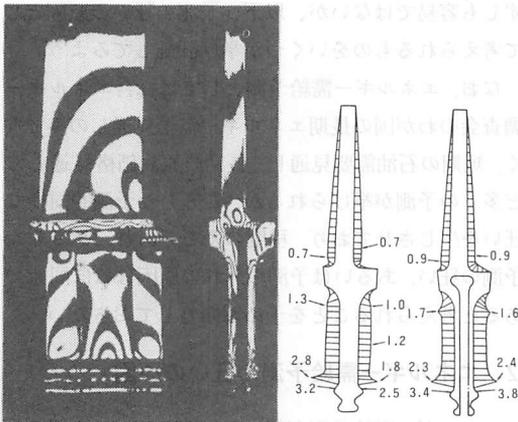


図-7 中空冷却タービン動翼の3次元光弾性応力試験

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

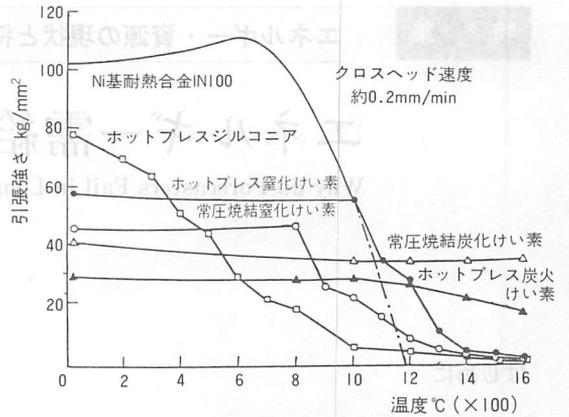


図-8 セラミックスの各種評価試験

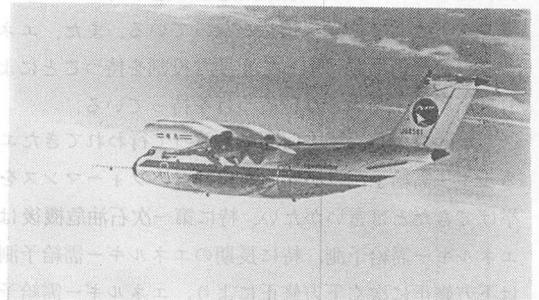


図-9 FJR710/600Sエンジンを搭載したSTOL機「飛鳥」の初飛行

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。