

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1209

高速回転加熱場模擬環境における
傾斜機能材料の基礎的強度評価試験

—— 第一報 —— 段階的機能材の試験

藤 沢 良 昭 ・ 瀧 将 展
祖父江 靖 ・ 吉 田 豊 明

1993年8月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

高速回転加熱場模擬環境における 傾斜機能材料の基礎的強度評価試験*

—— 第一報 —— 段階的機能材の試験

藤 沢 良 昭*¹ 瀧 将 展*¹

祖父江 靖*² 吉 田 豊 明*¹

Fundamental Evaluation of Functionally Gradient Materials in the Simulation of a High-Temperature, High-Speed Rotating Field

Part I: Evaluation Tests of Stepwise Graded Material

Yoshiaki FUJISAWA, Masanobu TAKI, Yasushi SOFUE
and Toyoaki YOSHIDA

ABSTRACT

A series of fundamental evaluation tests for high heat-resistant materials, Functionally Gradient Materials (FGM) have been conducted under the combined condition of thermal and mechanical loads. This condition is commonly observed in high speed rotating members such as gas turbine rotors.

To examine the characteristics of these materials under such condition, the following simulation was introduced in the tests. A circular straight pipe was adopted as the shape of the test piece. As a thermal load, the outer surface was heated by an image furnace to simulate the effects of a high temperature gas flow, while the inner surface was cooled by forced convection of air. Then as a mechanical load, a one dimensional tensile load was applied in the axial direction of the pipe by a tensile loader apparatus while sustaining the said thermal load. This mechanical load is considered a substitute for the centrifugal force arising in rotating members. Through this simulation method, mechanical damage was assessed. This paper concerns the descriptions of the evaluation test method, some analytical considerations about the test piece under certain conditions and the results from the early tests using stepwise graded material (non-FGM) conventionally introduced for the thermal barrier coating.

概 要

熱応力緩和型傾斜機能材料など耐熱材料をガスタービンのタービンブレード等の高応力環境に適用する際には、熱応力（温度落差）と機械的応力（回転部材の場合、特に遠心力による引張応力）が同時に作用する連成場での材料の挙動を把握しておくことが重要である。このため連成場を模擬した試験が是非とも必要とされる。本研究では、この連成場を模擬するための試験装置の試作ならびに計測評価法の開発を進め、各種傾斜機能材

* 平成5年7月13日受付 (received 13 July 1993)

*1 熱流体力学部 (Thermofluid Dynamics Division)

*2 原動機部 (Aeroengine Division)

料試験片の評価を行っている。

本連成場試験装置は、万能試験装置と赤外線イメージ炉加熱システムおよび冷媒供給系統より構成され、中空円筒形状の試験片を用いて試験を行う。試験片の外周より赤外線加熱すると同時に内部に冷媒（空気）を通して冷却し温度落差を発生させ、この状態で試験片の軸方向に引張荷重を加えることにより、実環境における連成場を模擬するものである。

現在までに、傾斜機能材料 (FGM) に先行して開発が進められている段階的機能材（一様セラミック遮熱コーティング材, non-FGM）を使用して試験を行い、同材料の連成場における特性を明らかにした。また、この試験結果および試行的に行った数値解析結果により、同装置と評価試験法の有効性を確認している。

1. 緒 言

高性能ガスタービンの燃焼室やタービン静翼の一部には、セラミックス製の遮熱被膜を設ける技術が実用化されているが、さらなる性能向上のためには、高温で高速回転する部材にも遮熱機構を設けることが必要である。高温回転部材には非常に大きな熱応力と遠心応力が同時に作用するため、遮熱機構においては適切に組成を傾斜せしめ、変形、応力状態を最適化することが望ましい。このように組成やマイクロストラクチャーを傾斜させた材料を傾斜機能材料 (FGM: Functionally Gradient Materials) と呼んでいる。しかし回転加熱場では部材力が材料の密度や半径位置に依存する等、複雑な応力分布となるため、傾斜機能材料の高速回転部材への適用に際しては、事前にその伝熱特性や、変形、破壊挙動について十分な評価を行っておくことが必要である。

回転加熱場における傾斜機能材料の伝熱特性および変形、破壊強度等を評価するためには、これらの評価試験法を確立し、比較参照のため、段階的機能材をも含めた無傾斜材の伝熱特性、変形、破壊挙動について材料設計および合成のための基礎データを収集することが重要である¹⁾。筆者らは、高温回転加熱場における傾斜機能材料の一つの評価試験法を考察し無傾斜材による基礎的試験から各種合成法による傾斜機能材料の試験片の評価試験まで一連の研究を行ってきた。ここでは、高速回転加熱場における応力場（遠心力）、温度場（温度落差）の連成環境を模擬するために整備した高温引張試験装置と試験法、および段階的機能材（超合金+中間結合層+セラミックス熱遮蔽コーティング [TBC]）製の円筒状試験片を用いた評価試験の結果について報告する。

2. 傾斜機能材料による熱応力緩和の効果

高速回転加熱場に傾斜機能材料を適用することの基礎的な有効性を確かめるために、まず傾斜機能材料による熱応力緩和の効果について、数値計算を行った。傾斜機能材料の各組成の層における機械的、熱的物性値は、その層の組成のみならず、マイクロストラクチャー、残留応力等により変化する。そのため材料設計に関する自由度はかなり大

きいが、すべての自由度に関する物性値を実験的に求めるには非常な労力を要し、現在のところその蓄積データは充分とはいえない。従って、既存のデータから各組成について物性値を推定しなければならない。ここでは、簡単のため n 種の球状分散相を含む巨視的に等方な多相材料を考えると、単一相の物性値から複合組成の物性値を推定する Kerner の式²⁾ が利用できる。すなわち体積弾性率 K および剛性率 G に関して

$$K = \frac{\sum c_i K_i / (3K_i + 4G_0)}{\sum c_i / (3K_i + 4G_0)} \quad (1)$$

$$G = G_0 \frac{\sum' [c_i G_i / (\alpha G_0 + \beta G_i) + c_0 / \gamma]}{\sum' [c_i G_0 / (\alpha G_0 + \beta G_i) + c_0 / \gamma]} \quad (2)$$

$$[\alpha = 7 - 5\nu_0, \beta = 8 - 10\nu_0, \gamma = 15(1 - \nu_0)]$$

$K_0, G_0, \nu_0, c_0, K_i, G_i, \nu_i, c_i$ はそれぞれマトリックス、分散相の体積弾性率、剛性率、ポアソン比、体積分率。 Σ および Σ' は、それぞれ $i=0 \sim n$ および $i=1 \sim n$ の総和。

同様に熱膨張係数に関して

$$\alpha = \sum c_i \alpha_i + 4(G_0 / K) \sum c_i (\alpha_0 - \alpha_i) \left(\frac{K - K_i}{4G_0 + 3K_i} \right) \quad (3)$$

K は(1)式から求めた体積弾性率。次に熱伝導率に関して

$$\lambda = \frac{\sum c_i \lambda_i [3\lambda_0 / (\lambda_i + 2\lambda_0)]}{\sum c_i [3\lambda_0 / (\lambda_i + 2\lambda_0)]} \quad (4)$$

現在考えている最も単純な 2 相材料では $n=1$ であり、比較的簡単となるが、この構成でもセラミックス側ではセラミックスマトリックス、金属分散相、逆に金属側では金属マトリックス、セラミックス分散相となり、その中間部分でのマイクロストラクチャーが不明のため上記(2), (3), (4)式はそのままでは使えない。ここでは便宜的に次の加重平均をとるものとする。

$$K = (1 - c_c) K_{(m=c)} + c_c K_{(m=M)} \quad (5)$$

$$G = (1 - c_c) G_{(m=c)} + c_c G_{(m=M)} \quad (6)$$

$$\alpha = (1 - c_c) \alpha_{(m=c)} + c_c \alpha_{(m=M)} \quad (7)$$

$$\lambda = (1 - c_c) \lambda_{(m=c)} + c_c \lambda_{(m=M)} \quad (8)$$

[担し(3)式の体積弾性率 K には(5)式の値を用いる] c_c はセラミックスの体積分率、 $K_{(m=c)}$ 、および $K_{(m=M)}$ はそれぞれ

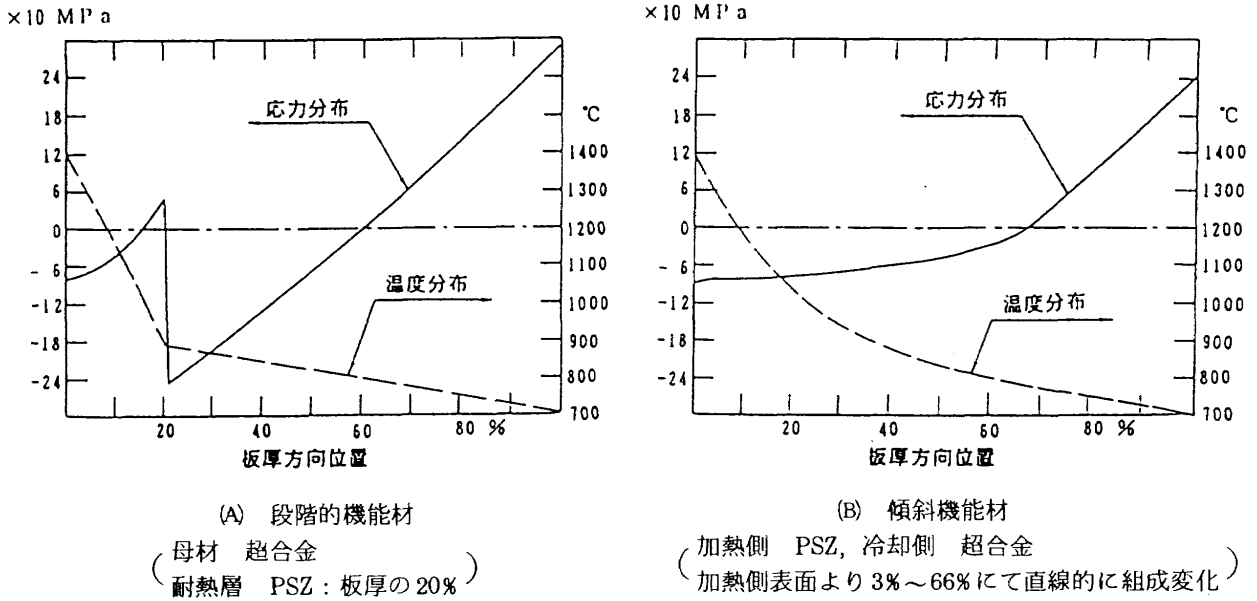


図1 傾斜化による熱応力の緩和(面内拘束状態)

れマトリックスがセラミックス、金属の時の体積弾性率を表わす。その他の表記も同様である。

図1は、上記(5)~(8)を用いて計算した面内拘束状態での熱応力分布である。計算条件は次の通りである。 $T_{outer} = 1400^{\circ}\text{C}$, $T_{inner} = 700^{\circ}\text{C}$ とし、材料は代表的な超合金のMAR-M200とした。

傾斜機能材料は段階的機能材に比べ、セラミックス、金属界面の応力が著しく緩和されている。

3. 高速回転加熱場の模擬環境

高速回転加熱場の目標環境を表1に示す。ここでは、模擬環境として一般的な外部空気加熱、内部空気冷却の場合を取上げることとし、試験形状としては簡単化のため単純な円筒形状を採用した。このような模擬環境において強度評価を行うに際し、重要なポイントを把握するため以下のような解析的検討を行った。

(1) 力学的環境

実際のブレードには、遠心力のほかに流体力が加わるが、遠心力成分が大部分を占めるので、解析の簡単化のため、現段階では遠心力のみを考える。図2に想定する回転場の座標系を示す。

回転場において、回転中心を原点とする円筒座標系(R, θ, Z)を用いれば、微小体積要素 $dR \cdot (Rd\theta) \cdot dZ$ には、遠心力

$$F(R, \theta, Z) = \rho(R, \theta, Z) \cdot R \cdot \omega^2 \cdot dR \cdot (Rd\theta) \cdot dZ \quad (9)$$

が作用することになる(ρ は材料の密度、 ω は回転角速度)。

さて、ブレードとして円筒モデルを考えると、半径 R_{DISK} のディスクに、高さ X_{BLADE} のブレードが取付けられる際、($R_{DISK} \gg X_{BLADE}$) であってかつ $[R_{DISK} \gg$ (ブレードの翼弦

表1 目標高速回転加熱場条件
(括弧内に現状を併記する)

回転速度	30,000rpm (約 15,000rpm)
周速	300m/s以上
耐熱(断熱)	(静止部で)
層厚さ	0.5mm以上 (0.3~0.4mm)
表面温度	2,000 K [1727°C] 以上 (1,400 K)
冷却温度	1,000 K [727°C]
温度落差	1,000 K 以上 (500 K)
冷媒	空気、水、酸素、水素、水蒸気

長]ならば、ブレード付根を原点とし、外側に軸を伸ばした円筒座標系(r, θ, x)を用いて

$$F(r, \theta, x) = \rho(r, \theta, x) \cdot (x + R_{DISK}) \cdot \omega^2 \cdot dr \cdot (rd\theta) \cdot dx \quad (10)$$

と近似できる。いま、材料特性が θ に依存しないものとするれば、

$$F(r, x) = \rho(r, x) \cdot (x + R_{DISK}) \cdot \omega^2 \cdot dr \cdot (rd\theta) \cdot dx \quad (11)$$

微小変形を仮定すれば、この遠心力による内部応力に、

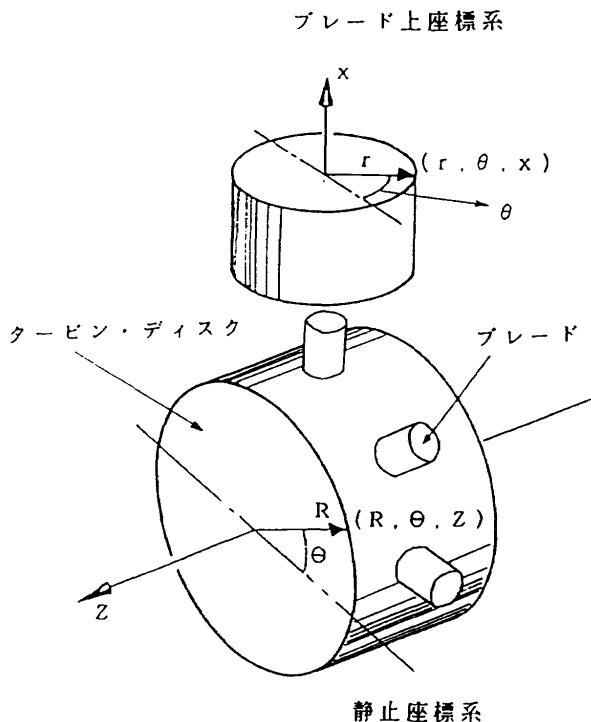


図2 ブレード上座標系と静止座標系の相互関係

熱応力が重ね合わされるわけであるが、表1のような厳しい目標温度落差においては、圧縮による熱座屈破壊の可能性も否定できない。そのため、強度試験は最低限、熱応力だけの場合と(1)式で与えられるような翼付根における最大引張応力を負荷した場合について実行することにした。

(ロ) 伝熱環境

外面の平均熱伝達率 h_{GAS} は、熱交換器等の円筒形状モデルを想定すれば、Hilpertの実験式³⁾から

$$h_{GAS} = 0.0266 \cdot Re^{0.805} \cdot Pr^{1/3} \cdot (k_{GAS} / d_{OUT}) \quad (12)$$

となる。ここに Re はレイノルズ数、 Pr は外面のプラントル数、 k_{GAS} は加熱ガスの熱伝導率、 d_{OUT} は円筒の外径である。

さて、内面の熱伝達率は、最も単純な円筒形状の場合 Dittus-Boelter の実験式⁴⁾から

$$h_{COLL} = 0.023 Re^{0.8} \cdot Pr^{0.4} \cdot (k_{COOL} / d_{IN}) \quad (13)$$

で与えられる。ここに h_{COOL} は熱伝達率、 k_{COOL} は冷媒(ガス)の熱伝導率、 d_{IN} は円筒の内径である。但し、一般の実用タービンブレードでは、インピンジ冷却を行ったり、内部に突起を設けたりして積極的に熱伝達を向上させているため、(13)式は過小評価となる。

(ハ) 応力解析による予備的検討

以上の模擬環境における試験片内部の温度場、応力場を有限要素法 (FEM)、差分法 (FDM) 併用により計算した。円筒モデルであるので遠心力の式として(1)式、外部熱伝達の式として(12)式、内部熱伝達の式として(13)式を使用した。但し、加熱側ガス温度に関しては、目標温度において現存材料の限界を越えていると考えられるので、計算では表2

表2 数値計算条件

平均径	180 mm
翼高さ	20 mm
静圧	30 ata
回転速度	30,000 rpm
加熱空気	
平均相対速度	300 m/s
耐熱層厚さ	0.5 mm
加熱空気温度	1,300 °C
冷媒流入温度	300 °C
冷媒流量	0.1 kg/sec
冷媒	空気

の温度境界条件を用いた。また、材料物性値の温度依存性を考慮し、表3の関係式を用いた。内部冷媒の温度上昇に関しては、差分法 (FDM) を有限要素法 (FEM) と組合せて用いている。その結果を図3に示す。図は厚さ方向に拡大している。図の下方が試験片内側とし、冷媒は図の左方より流れるものとしている。応力値は、軸を切る対称面内の第1主応力および Mises の等価応力を示した。

熱応力は、線膨張係数差の大きい耐熱層(セラミックス)と結合層の界面よりもむしろ、母材(超合金)の内面で大きくなる。これは、厚さ方向の温度勾配が比較的大きいことと、結合層の弾性定数が高温域で急激に低下して応力緩和されるためである。また、遠心力の影響が明確に現われており、翼高さ方向で応力レベルがかなり異なる。このため強度余裕は空間的に多次元で評価することが望ましい。

今回の計算においては、内部冷媒流量を高め設定したため、翼高さ方向の温度勾配は比較的小さい。しかし、実在のタービン翼の場合、熱貫流量に比べて内部冷媒流量を小さくすることが望ましく、その場合は冷媒温度の上昇のため、翼高さ方向の温度勾配も大きくなることに注意する必要がある。

4. 試験片および試験装置

(イ) 試験片

高温側耐熱(遮熱)、低温側強度の各機能を両立させた傾斜機能材料の場合、一般に耐熱部材側では脆性材であるセラミックスに、強度部材側は延性材である金属にその役割を担わせる。

傾斜機能材への応用のために最も基本的なデータは、傾斜機能材を形成する各層の材料組成を持った(巨視的に homogeneous な)単一材の、ある一定温度における熱伝導率、ヤング率、引張強度等の単純な材料物性値である。

表3 各層の材料物性値

	熱伝導率 Watt/(m·K) : °C	ヤング率 kgf/mm ² : °C	線膨張係数 (m/m)/K : °C
超合金	$0.847 \times 10^{+1}$ $+ 0.141 \times 10^{-1} \cdot T$	$0.159 \times 10^{+6}$ $+ 0.278 \times 10^{+1} \cdot T$ $- 0.692 \times 10^{-2} \cdot T^2$	0.111×10^{-4} $+ 0.286 \times 10^{-8} \cdot T$ $+ 0.175 \times 10^{-11} \cdot T^2$
ボンド層	$0.337 \times 10^{+1}$ $+ 0.487 \times 10^{-2} \cdot T$	$0.668 \times 10^{+4}$ $+ 0.447 \times 10^{+2} \cdot T$ $- 0.932 \times 10^{-1} \cdot T^2$ $+ 0.449 \times 10^{-4} \cdot T^3$	0.111×10^{-4} $+ 0.286 \times 10^{-8} \cdot T$ $+ 0.175 \times 10^{-11} \cdot T^2$
耐熱層 (遮熱層)	0.743×10^{00} $+ 0.977 \times 10^{-3} \cdot T$	$0.499 \times 10^{+4}$ $- 0.314 \times 10^{+1} \cdot T$ $+ 0.296 \times 10^{-3} \cdot T^2$	0.777×10^{-5} $+ 0.389 \times 10^{-8} \cdot T$ $+ 0.157 \times 10^{-12} \cdot T^2$

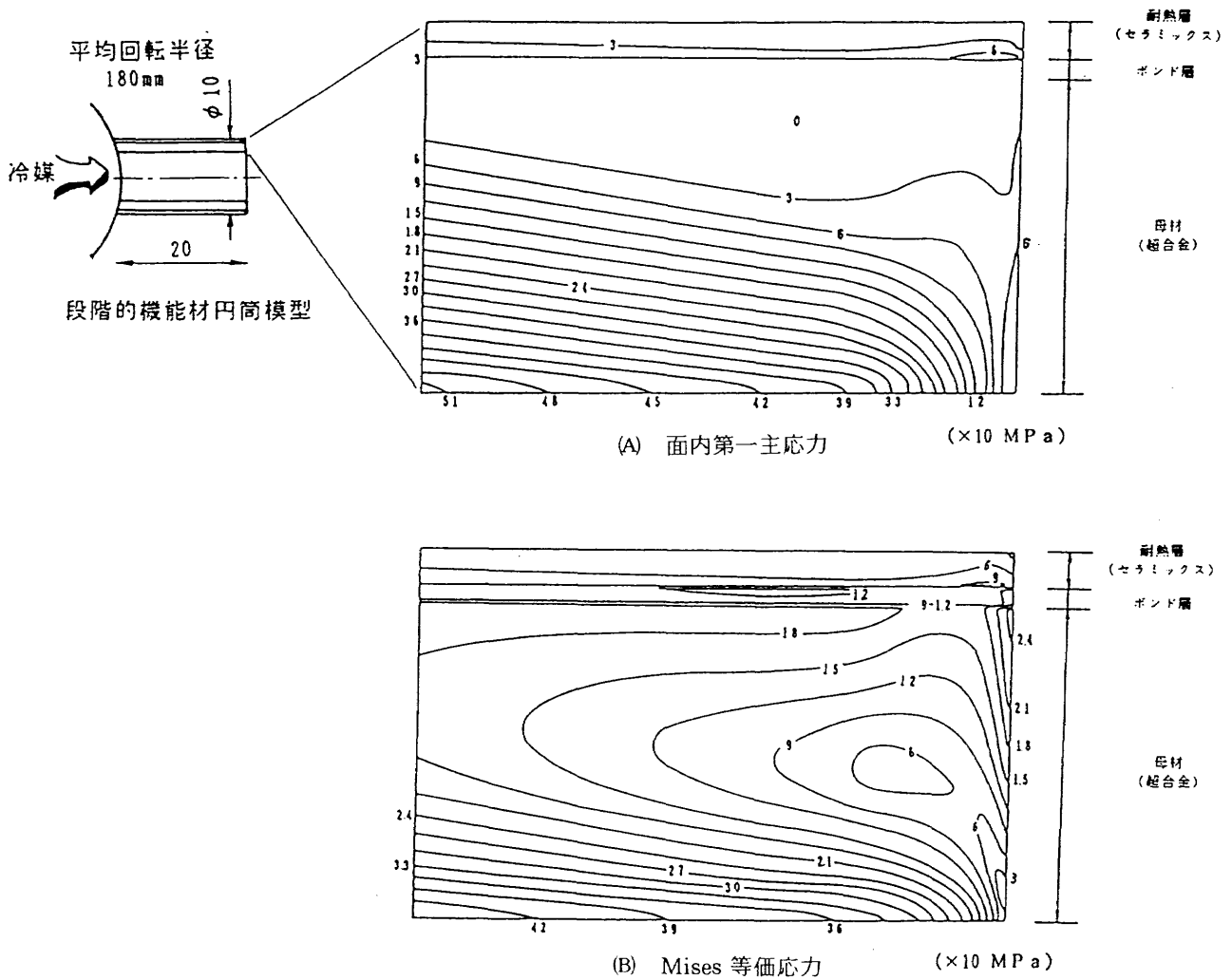


図3 段階的機能材円筒模型の回転加熱場における応力分布 [有限要素法]
図の上方が加熱側, 下方が冷却側
(冷媒は左側 [=ルート側] より入り右側 [=チップ側] に抜ける)

少なくとも材料強度に関して明確で汎用的な混合則が発見されていない現在、これらの物性値は重要であり、これまでに多くの研究によってデータが蓄積されつつある。

ところが、特に傾斜機能材料のように複合化された材料の場合、結晶レベルでマイクロに見た場合の応力状態とマクロなそれとは必ずしも一致せず、破壊のメカニズムは複雑である。また、温度勾配の存在により材料内部の応力状態は、等温場とは相当に異なり、破壊のクライテリア、応力状態の伝熱特性に与える影響などはいまだに明らかになっていない。これらを明瞭に解析するためには、上記単一材に関するデータのみでは、明らかに不足する。

従って次に必要となるのは、耐熱（遮熱）層および母材（強度）層の各層の組合わせを用い、それらを複合化した段階的機能材について、実環境に近い温度勾配下で求めた熱伝導特性や構造健全性等の模擬環境データである。これらは従来構造における同様のデータと対比され、傾斜機能材料の最適設計のための基礎資料となるべきものである。

本研究は、冷却タービン翼のような高速回転加熱場に応用する傾斜機能材料について、上記の模擬環境データを取得するための評価法を考案し、基礎的な試験片でそれを確認することを目的としている。特に回転場のように、熱応力に加え機械的引張応力が加わる場所への傾斜機能材料の適用のためには、これら模擬環境データの蓄積が不可欠であると考えられる。

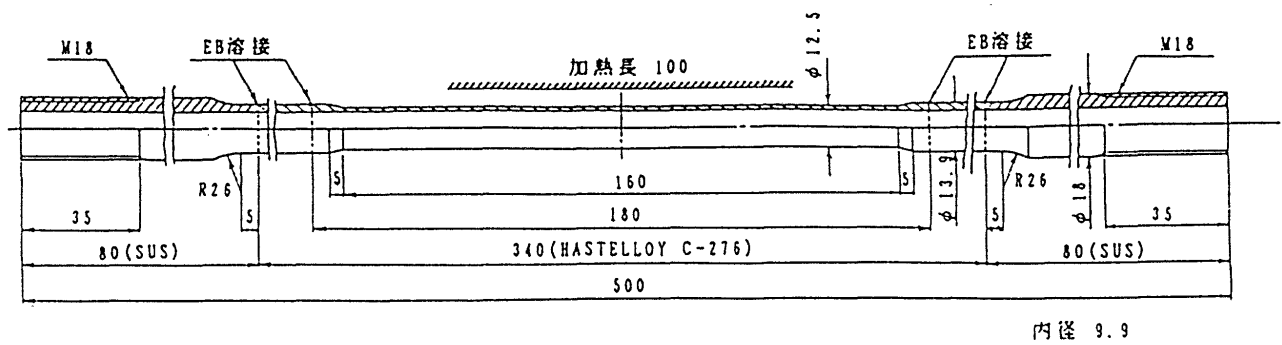
ここでは、以上の観点から、超合金サブストレート（母

材）+ボンド層+耐熱（遮熱）層の段階的機能材を考え、試験片を試作、模擬環境実験に供した。

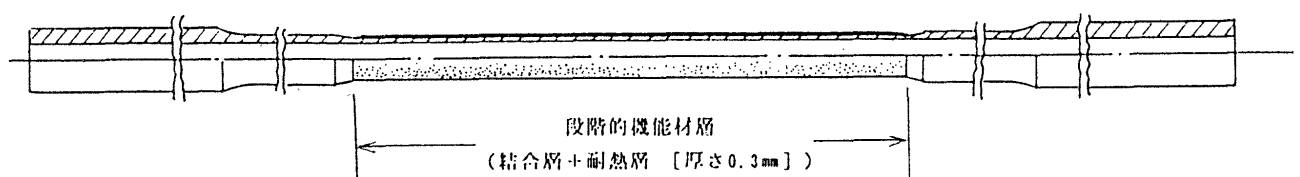
図4に、試験片の概略図を示す。試験片は、実用段階でのブレード曲率を模擬する意味で最も単純な円筒形状とし、実用段階と同様、内部には冷却用の冷媒を通過させる。このため、チャックも冷媒が内部を通過する構造とした。試験片との結合は、ネジ式ジョイントを採用した。また、内部冷媒温度測定、AE (Acoustic Emission) 測定のためのセンサ装着を考慮した。

本研究に使用する段階的機能材の試験片〔図4(B)〕は、超合金 (HASTELLOY C-276) とステンレス (SUS304) から製作された単一材試験片〔図4(A)〕の試験測定部（図4中央部160mm部分）に厚さ0.1mmのNiCoCrAlYの中間結合層、さらにその上に、厚さ0.2mmのPSZ（部分安定化ジルコニア）の耐熱（遮熱）層を、遮熱性向上のため大気圧下でプラズマプレーしたものである。これは現在、タービン翼に適用されているTBC (Thermal Barrier Coating : 遮熱コーティング) の標準的な厚さ構成である。

なお、単一材試験片は、中央部340mmが超合金のHASTELLOY C-276を用い、AEセンサの取付けの際の大きさの制限から、その両端のチャック取付け部にはSUS304を結合した分割構造となっている。結合は電子ビーム溶接で行った。材質的には2種類となるが、主要試験測定部は比較的狭い範囲に限られるためHASTELLOY C-276の単一材であると考えられる。



(A) 単一材試験片



(B) 段階的機能材試験片

図4 試験片形状

(ロ) 試験装置

試験装置はインストロン1185・万能試験装置、赤外線イメージ加熱炉、専用チャック、冷却空気源、配管系、温度計測系、AE計測系（本体：DUNEGAN ENDEVCO 3000とAEセンサ冷却系）から成り立っている。図5に試験装置の概略を示す。イメージ炉は、ヒータ管（タングステンランプ）6本より放射される熱を、金蒸着により鏡面仕上げされた楕円面6面で反射させ、試験片に焦点を結ばせて加熱する。試験片冷却のための冷媒としては、低温の乾燥空気（5°C）を使用する。

試験片表面温度の計測については、イメージ炉の特性上、通常の大きさのセンサでは、加熱条件、測定条件に悪影響の出るおそれがある（計測用導線の影になって十分に加熱されないことや加熱中心部以外の温度計測線からの熱伝導等が問題となる）ため、極小型の表面実装の計測センサが必要となる。そのため、本実験では別途開発⁵⁾した薄膜温度センサを用いた。

本研究において導入した評価試験の方法は、円筒型試験片の外部をイメージ炉で加熱するとともに内部に冷媒を通し冷却タービンの温度境界条件を模擬し、試験片の厚さ方向に高温落差を作って、遮熱特性評価および耐熱部材の圧

縮（座屈）強度評価を行うものである。また、同様の加熱冷却条件下において、引張試験装置で試験片軸方向に引張荷重を加えることにより、回転場で発生する遠心力を模擬する軸力を試験片に与える。セラミックス部分の破壊検知は、AE頻度計測により行う。また同時に、2点センサー法を適用し、各センサーへのAE信号の到達時間差から軸方向における信号発生点の位置の計測も行う。

今回のように外部＝耐熱、内部＝強度の機能分担を行った材料の場合、いずれの組成の層が破壊するにかかわらず、熱応力による破壊は、表4および図6に示すいずれかの破壊形態をとることが予想される。傾斜機能材料の実用化のためには、無傾斜材と同様、破壊のメカニズム、即ちこれから破壊のクライテリアを明らかにする必要がある、このためには上記破壊形態の弁別が重要である。

しかしながら、現在の技術レベルではAE計測により軸方向の破壊信号発生位置のみが測定可能な段階である。将来的には、発生したAE信号の周波数分析法の確立等、より高度な解析法の開発が必要であり、現在検討を行っている。

(イ) 数値解析による評価試験の検討

(イ), (ロ)を受けて内部空気流冷却条件における試験を模擬

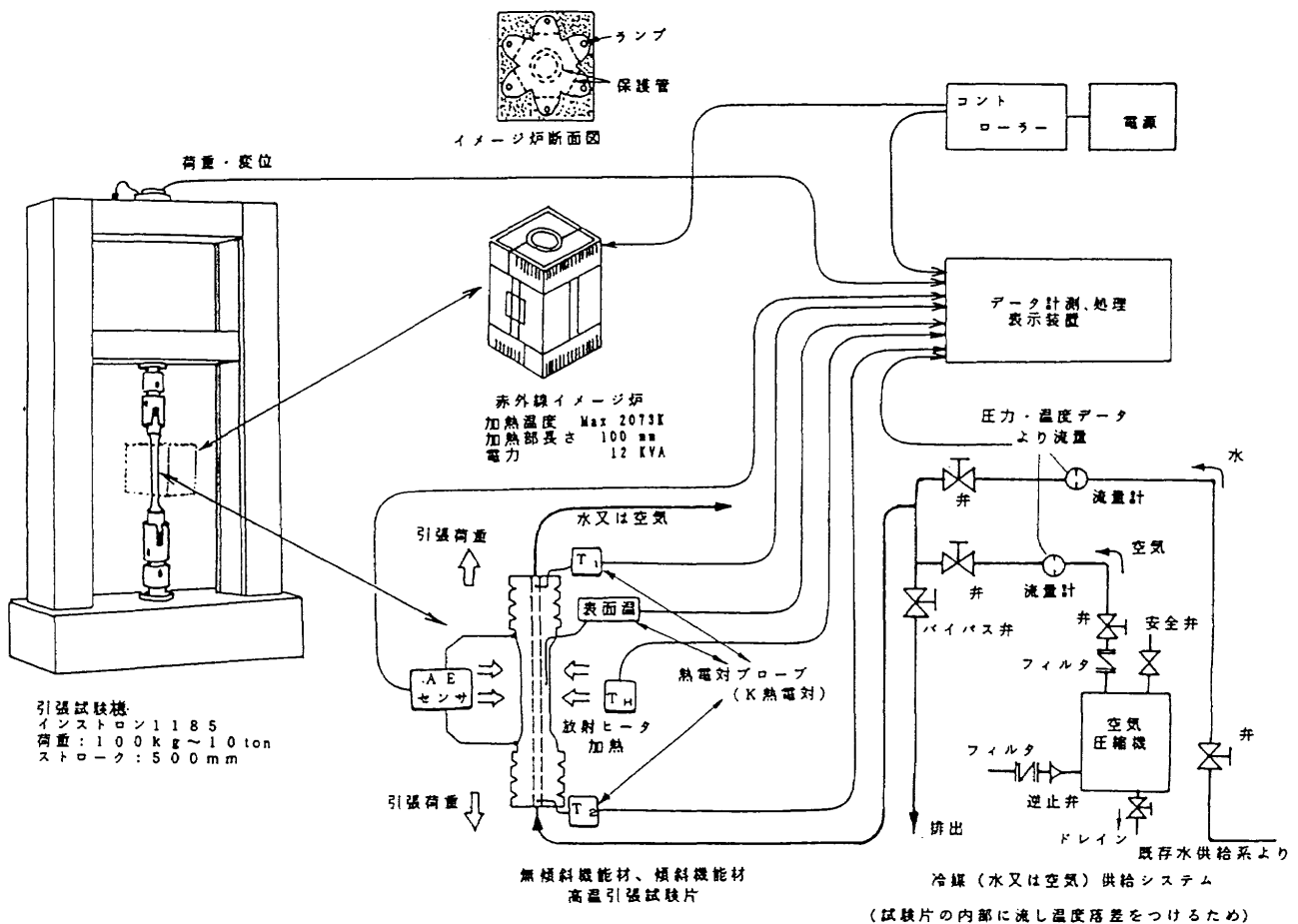


図5 試験装置概略

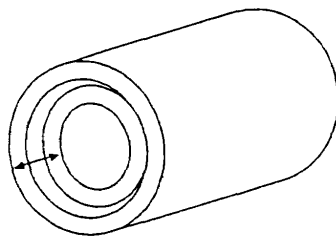
した有限要素法 (FEM) の計算結果を図7に示す。今回の計算においては、回転場の単純モデルとして回転速度30,000 rpmにおけるブレード(表2)のルート部の最大応力に相当する荷重を両端外周チャック部を介して無傾斜材引張試験片に与えた。図7(A)は試験片加熱温度1300°C(表面加熱部)、冷却空気温度15°C(内面入口部において)、冷却空気流量0.01kg/secの場合の温度分布である。図の左方が、試験片内側を表わし、冷却空気は、図の上方から流れるものとしている。

表4 熱応力による破壊形態

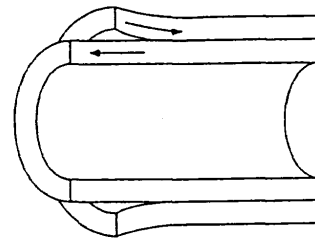
タイプ	モード	起 因 (原因)	領 域	形 態
I	劈 開	曲率, 膨張量の差	層 間	図6(a)
I	剪 断	膨張量の差	層 間	図6(b)
II	座 屈	膨張量の差	層 間	図6(c)
III	劈 開	膨張量の差	層横断	図6(d)

試験片加熱部近傍での温度落差は、冷媒が大気圧程度の空気であるため、約100K(肉厚1.3mm, 平均温度勾配77 K/mm)である。冷却空気の温度上昇により、試験片内部温度も、出口側が若干高めになっている。出口側の試験片温度は300°C程度であるが、AE センサの運用限界温度100°Cを越えているため、出口側センサ部分では局所冷却が必要である。

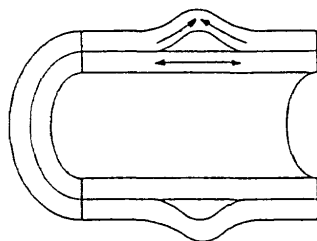
傾斜機能材料の場合はもちろんのこと、本試験の様に温度分布が広範で溶接部が同時に存在する場合も、破壊のクライテリアとして何を採用するか、基準が明確でないため、上記温度分布をあたえた場合の候補となる第1主応力(対称面内)、フープ応力、Misesの等価応力の3種の応力分布を、図7(B), (C), (D)に示す。HASTELLOY C-276の0.2%耐力は、400MPa(40kgf/mm²)程度であるのでMisesの等価応力からすれば、既に、冷却空気流入側の加熱部表面において降伏していることになるが、その領域は比較的小さく、また加工硬化もかなりあるため、本報では、塑性変形は考慮していない。また、実際は加熱部両端で温度が下がり応力は分散されるが、この計算においては、電子ビーム



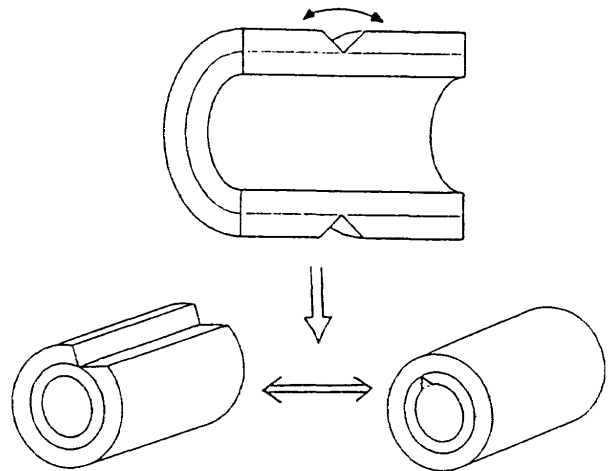
(a) 劈開(層間)



(b) 剪断(層間)

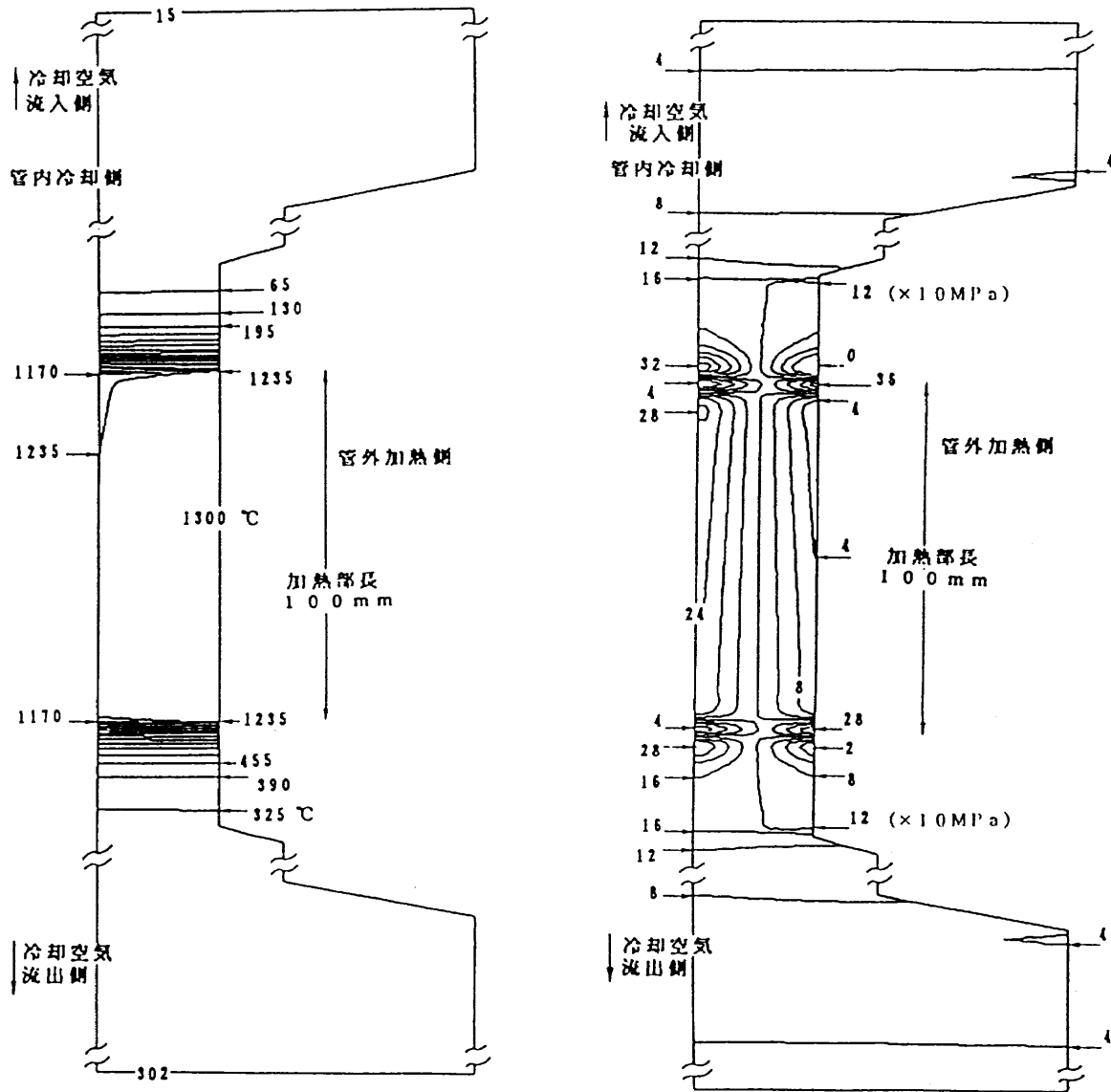


(c) 座屈(層間)



(d) 劈開(層横断)

図6 熱応力による破壊形態
(表4の形態図)

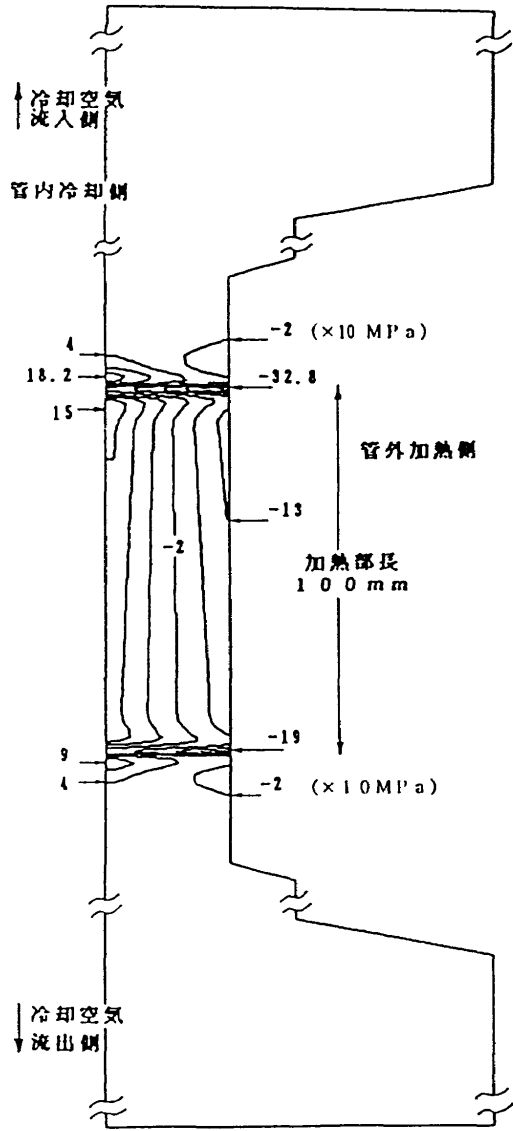


(A) 引張試験片内温度分布

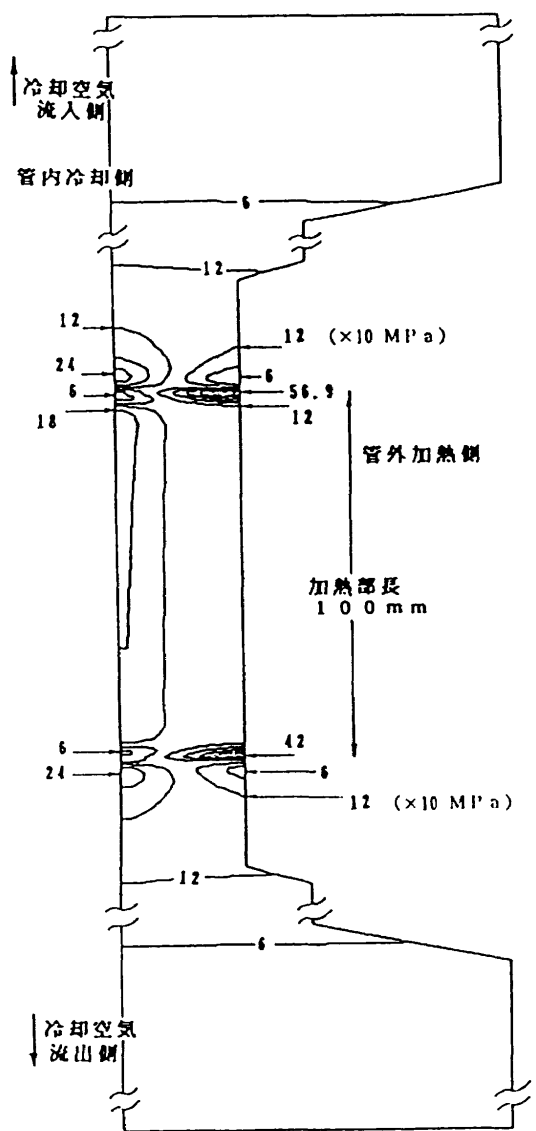
(B) 引張試験片内応力分布
(第1主応力)

図7 試験片断面の数値解析例
(図は左右方向に10倍してある)

軸対称 FEM 計算 (要素数1080, 節点数3477)	
材料	HASTELLOY C-276 (中央部340mm)
	SUS304 (両端部)
境界条件	
管外面加熱温度	1300°C (中央部100mm)
管内冷却空気流入温度	15°C
管内冷却空気流量	1.0×10^{-2} kg/sec
管両端および管外面 (中央部100mmを除く)	断熱



(C) 引張試験片内応力分布
(フープ応力)



(D) 引張試験片内応力分布
(Mises 等価応力)

図7 試験片断面の数値解析例
(図は左右方向に10倍してある)

軸対称 FEM 計算 (要素数1080, 節点数3477)	
材料	HASTELLOY C-276 (中央部340mm)
	SUS304 (両端部)
境界条件	
管外面加熱温度	1300°C (中央部100mm)
管内冷却空気流入温度	15°C
管内冷却空気流量	1.0×10^{-2} kg/sec
管両端および管外面 (中央部100mmを除く)	断熱

溶接部強度の余裕を確認するため、温度境界条件として、安全側（温度勾配が大なるように加熱部において温度一定の条件）を採用した。なお、電子ビーム溶接部強度については、単一材試験片により、耐熱温度および強度実験を行い、上記の数値解析に用いた温度境界条件と荷重境界条件が共に安全側であると確認した。

5. 試験結果

実験では、段階的機能材試験片7本の試験を行った。

段階的機能材に関してはおおむね良好な計測結果が得られた。破壊の発生、進行等の組合せがよく分る典型的な試験結果を図8に示す。横軸は経過時間を表わす。今回の加

熱冷却方式においては約900°Cを越えるあたりからAE頻度が急激に増しており、セラミックス耐熱層において熱応力破壊を起こしているものと思われる。ただし冷媒温度上昇の急激な変化が認められないところから、大規模な破壊ではなく、遮熱特性に影響を与えない微細なクラックが発生しているものと考えられる。ある程度のクラックが発生すると応力緩和されるため時間経過とともにAE頻度は少なくなるが、引張荷重を加えることにより見かけの降伏点近傍でAE信号が検出される。この検出位置は、軸方向において30%~70%の領域であり、コーティングされた部分での破壊であることが解る。図9(A)、(B)に試験後の試験片計測部表面の観察結果を示す。この観察によれば、熱応力

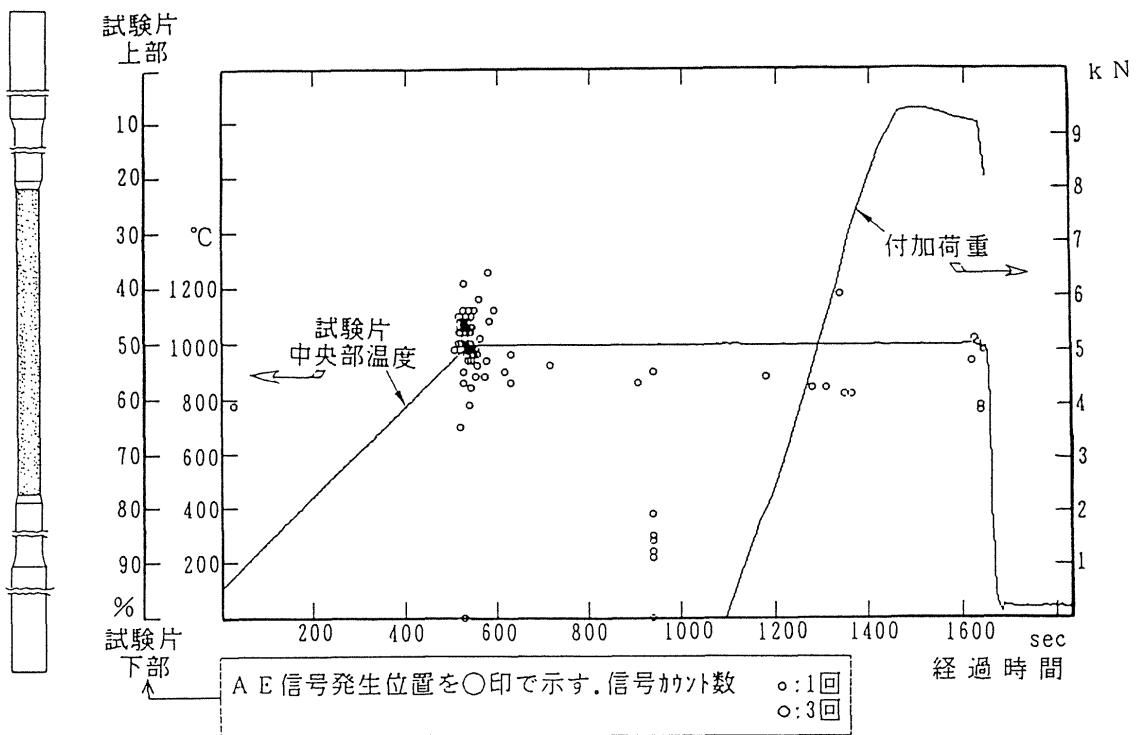
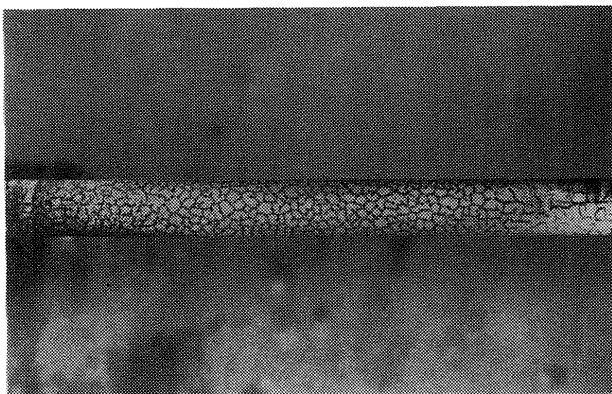
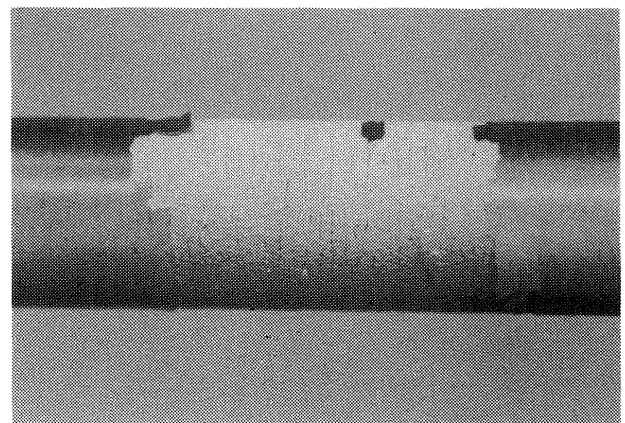


図8 試験シーケンスおよび AE 信号発生位置



(A) 加熱 [1000°C] のみ



(B) 加熱 [1000°C] 荷重 [8.8kN (900kg)] 付加後

図9 試験後の表面状態

によるクラックと機械的荷重が支配的な降伏点近傍でのクラックでは、発生形態が異なるものと推察される。なお、本実験の応力レベルは、母材の即時破壊強度に対し余裕が有る。ただし、長時間クリープ強度については、余裕がほとんど無い。従って、実機に当該母材を適用するにあたっては、より強力な冷却と遮熱が必要となる。また、コーティング層のクラックは、母材表面にまで到達あるいは脱落しており、実機用コーティングとしては強度的に不十分であると考えられる。

今回は安全性を考慮し冷媒として空気を使用した。試験時の静圧がほぼ大気圧であるためレイノルズ数が低く、実環境では空気冷却の場合でさえその熱伝達率を模擬するには不十分であった。このため、空気におけるデータ確認後、水を冷媒として熱伝達率を向上させた試験を次の段階で行うこととした。

6. 結 言

将来的に回転加熱場に対して遮熱被覆材を適用する場合の目標環境、およびこれを模擬するための試験装置、試験法と段階的機能材の試験結果について、数値解析による予備的な検討を含めて述べた。

今後、傾斜機能材を用いた実回転場での加熱評価試験を計画しているが、この環境を静的な加熱引張試験により

模擬した本研究により、そのための基礎的なデータ収集および計測・評価技術が確認された。また、段階的機能材について、機械的応力と熱応力の連成場における強度特性データが得られた。傾斜機能材の設計のための一助になることと考えられる。

なお、本研究は科学技術庁の科学技術振興調整費総合研究「熱応力緩和のための傾斜機能材開発の基盤技術に関する研究」の一環として行ってきたものである。

また、本実験の試験片およびセンサーの製作には三井造船株式会社、さらに試験片治具等の製作には当所管理部工作課（現、動力課工作係）の御尽力を得た。ここに記し、関係の各位に感謝の意を表します。

引用参考文献

- 1) 傾斜機能材研究チーム：複素化による機能発現と熱応力緩和のための基盤技術に関する調査，航空宇宙研究所技術資料，N-36，1988.3，pp.128, 130.
- 2) E. H. Kerner：Proceedings of Physics Society 69B，1956，pp.802-813.
- 3) J. P. Holman 著，平田賢 監訳：伝熱工学，ブレイン図書出版，1985，pp.199-206.
- 4) 同上，pp.191-197.
- 5) 吉田豊明：センサ技術，第11巻第5号（1991.5）.

航空宇宙技術研究所報告1209号

平成5年8月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12

Printed in Japan