総 説

傾 斜 機 能 材 料 の 開 発

科学技術庁航空宇宙技術研究所 新野 正之

Masayuki Niino: Development of Functionally Gradient Material.

This paper describes the development of Functionally Gradient Material (FGM) which is promoted by Science and Technology Agency with "special coordination funds for promoting science and technology" from 1987. FGM is an advanced metal/ceramic compositional gradient from a metal side to a ceramic side to obtain the function of the thermal stress reduction in the high temperature circumstance such as aerodynamic heating or combustion chamber of space plane. The aim of the development is completion of FGM with the function to withstand 2000 K in the ceramic side and the difference of 1000 K between both sides, which are generated by the high temperature gas and the active cooling system. The small-sized FGM with a diameter of 30 mm and a thickness of 1 ~ 10 mm is scheduled to be completed by March, 1990 and the large-sized FGM of 300 mm by 300 mm with 1 ~ 10 mm in thickness by March, 1992. The development is shared by three research groups such as material designing, fabrication and evaluation, which consist of 30 research institutes including national institutes, universities and private companies. Material design group developed expert system. Fabrication group produced small FGM test pieces by physical-chemical combination vapor deposition process, thin sheet lamination method, low pressure plasma spray method and self-propagating high temperature synthesis process. Evaluation group developed various techniques for thermal barrier performance, thermal fatigue properties, thermal shock resistance and etc. (Received December 7, 1989)

1. 宇宙新時代への挑戦

米国のNASP (National Aero-Space Plane) 計画における実験機 X-30 に代表されるスペースプレーン (宇宙往還機) が世界的に脚光を浴びてきており、宇宙先進諸国においてそのための基盤技術研究が開始されている。しかしながら、スペースプレーンの実現には技術的に多くの課題が山積しており、開発のための具体的方策について、科学技術庁・研究開発局長の諮問機関である「スペースプレーン検討会」で論議が重ねられてきた。また、通商産業省も、次世代宇宙航空機開発動向調査の一環として「スペースプレーン開発動向調査」を日本航空宇宙工業会に委託し、調査報告書を取りまとめている。これらの答申の中で、超耐熱材料が、機体系、推進系双方にとって最も重要な基盤技術の一つであると述べられている。

スペースプレーンは、新しいタイプの空気吸込み式エンジンを用いるので、大気圏脱出に至る飛行経路がロケットの場合とは全く異なり、加速する為に、大気中での長時間にわたる極超音速飛行が必要となる。このため、機体やエンジンは激しい加熱を受け、超高温に達するので、燃料である液体水素を用いて冷却しなければならない。従って、機体外面あるいは燃焼室内面とその冷却面との間の著しい温度差により、大きな熱応力が発生する。更に、数百回の飛行に耐える耐久性も要求されるので、従来の材料をこれらの部材に適用することは困難である。このように、スペースプレーンの実現には、高温でしかも内部温度差が非常に大きな環境で使用可能な遮熱性超耐熱材料の開発が不可欠であり、米国のNASP計画でも、このような材料開発は重要課題となっている。

このような要求に基づき、わが国で『傾斜機能材料』という全く新しい複合材料の概念が生まれた。

2. 傾斜機能材料の概念

熱応力緩和を例にとった傾斜機能材料の概念の模式図を Fig. 1 に示す。これは、数千度の高温ガスに接する面にはセラミックスを配して耐熱性を与え、冷却を行う面には金属材料を配して熱伝導性と機械的強度を与えて、その間の組成や組織及び空孔率が最適な分布になるように材料の合成を行うことにより熱応力を積極的に緩和させようというものである。

このように、材料を構成する要素（金属、セラミックス、プラスチック、繊維、空孔等）の分布を連続的に、かつ使用環境に合わせて適切に制御することによって得られる機能の傾斜した材料を傾斜機能材料（Functionally Gradient Material；FGM）と名付けた。この傾斜機能材料の概念は、界面に起因する多くの問題の解決手段として、また、傾斜組成それ自身が新しい機能を発揮する材料として無限の可能性を秘めており、航空宇宙用材料に限らず、核融合分野、電気的、光学的な特性が要求されるエレクトロニクス分野、医療分野などへの幅広い応用が期待される。

3. 傾斜機能材料開発プロジェクトの紹介

1987年度より科学技術振興調整費のもとで「熱応力緩和のための傾斜機能材料開発の基盤技術に関する研究」が開始された¹⁾。研究開発は、Fig. 2 のような、材料設計、構造制御及び特性評価の三部門の有機的連携のもとに推進される。本研究は、最高表面温度 2000 K、温度落差 1000 K という環境で使用可能な材料の創製のための基盤技術の確立を目標とする。研究期間は 1987年度からの第Ⅰ期 3 年と 1990年度からの第Ⅱ期 2 年の計 5 年間を予定しており、第Ⅰ期では厚さ 1 ～ 10 mm、直径 30 mm の小型試験片、第Ⅱ期では同じ厚さで 300 mm 角の板殻の合成を目指している。

4. 材料設計部門の進捗状況

Fig. 3 は、材料設計の為に開発する逆設計システムのフローである。形状や使用条件等を含む材料仕様に基づき、人工知能によって、素材の組合せや合成法を選定し、素材の混合比やマイクロ組織の分布を仮定して、材料内部の物性値分布を推定する。これを用いて使用条件下での温度や熱応力の分布を計算し、仕様を満足するか否かの判定を行う。このプロセスを、最適なマイクロ構造分布が得られるまで繰り返し、得られた最適設計結果を、構造制御部門へ提供する。

次に、本システムによる燃焼器材料の設計例を示す²⁾。解析モデルとしては Fig. 4 に示すように、内半径 95 mm、板厚 10 mm の円筒が、内表面を 1500 K に加熱され、外表面を 300 K に冷却された場合を想定し、発生する熱応力分布に急峻な変化がないように設計した。素材の組合せは、自己発熱反応法により試作研究が行われている Cu-TiB₂ 系とした。結果を Fig. 5 に示す。Fig. 5(a) に示すように、TiB₂ と Cu を張り合わせた二層材や中間層をもつ三層材は、接合面に引張応力が生ずるので剝離の可能性があるが、Fig. 5(b) の Cu-TiB₂ の組成を傾斜制御した材料は、TiB₂ 層で圧縮応力のみが発生するため、熱応力破壊を生じにくくなっている。

本計算例では、材料内部の物性値分布の推定に、数種の均質混合材の測定結果との一致が確認されている既存の混合則を用いた。しかしながら、傾斜機能材料は従来の均質材料と微構造が全く異なるため、既存の混合則をそのまま適用するには問題がある。また、統べての材料組合せと種々の混合比に対する物性値測定は、膨大な時間がかかり、不可能である。このため、東京工業大学で、傾斜機能材料のマイクロ組織を考慮した、多相混合系に対する物性値推定モデルを開発中である。この推定法の確立により、更に材料設計の最適化、省力化が可能となる。

5. 構造制御部門における研究進捗状況

合成技術については、種々の研究成果のうちのいくつかを紹介する³⁾。

物理化学蒸着融合法では、基礎研究は、金属材料技術研究所で物理蒸着法が、東北大学金属材料研究所で化学蒸着法が研究されており、住友電気工業㈱が両方の成果を融合して上記合成技術を完成す

る。本方法を用いて、C/C コンポジットを基材とし、低温側は物理蒸着法により Ti-TiC 系傾斜組成層を、高温側は化学蒸着法により C-SiC 系傾斜組成層を形成して、金属との接合が可能で、かつ高温での耐酸化性に優れた小型傾斜機能材料が合成された。

粒子法では、日本鋼管㈱が薄膜積層法による合成技術を開発した。この方法は、セラミックス材料と金属材料の原料粉末を混合してスラリーを作り、ドクターブレード法により薄膜（グリーンシート）を作成し、積層焼結して傾斜機能材料を合成しようとするものである。すでに、Ni-ZrO₂ 系の小型傾斜機能材料が合成されている。

溶射法では、新日本製鐵㈱が減圧プラズマ溶射法により、1つのプラズマガンから発生するプラズマジェット中にセラミックス粉末と金属粉末を送給制御して、傾斜組成層を作成する技術を確認した。これは、1つのプラズマガンに4方向から粉末を投入する4ポート式減圧同時溶射法である。

自己発熱反応法では、東北工業技術試験所 及び 大阪大学 産業科学研究所における基礎研究成果に基づいて、大型、複雑形状化技術の開発を川崎重工業㈱が担当している。現在、HIPによる TiAl-MoSi₂ 系傾斜機能材料の合成法を研究している。

上記の研究では、いずれも本プロジェクト第Ⅰ期の目標である直径 30 mm 程度の試験片合成に成功した。今後は、第Ⅱ期の目標である 300 × 300 mm 角の板材の合成を目指した研究が推進される。

6. 特性評価部門の研究進捗状況

特性評価部門では、材料設計に必要な種々の組成 並びに 混合比の均質材の諸物性値測定 及び 試作された傾斜機能材料の特性（熱衝撃性能、遮熱性能）の評価を行っている³⁾。熱物性値は静岡大学が、機械的特性は東北大学が中心となって評価を行っている。

航空宇宙技術研究所では、遮熱性能評価を担当しており、宇宙往還機への適用を念頭において、各種実環境を模擬する試験装置の整備と 評価技術の開発を行っている。高温度落差基礎評価試験装置は、開発目標である表面温度 2000 K、温度落差 1000 K の試験条件を発生でき、最大熱負荷 5 MW/m² の出力が可能で、試料の遮熱性能、耐熱性能 及び 熱疲労特性の評価に使用されている。空力加熱場評価試験は、大気圏再突入などを模擬し、超高温（6000 K）、高速（M = 3 ~ 7）のアークジェット中での耐熱性のほか、耐酸化性、再使用性などについて評価する。高速回転加熱場評価試験は、超音速ターボエンジンのタービンブレードの作動状態を模擬する。第1段階として、Fig. 6 に示すように、大きな熱応力と遠心力を模擬するため、円筒型試験片を用いてイメージ炉中での高温引張り試験を行った。今後は、ディスクに円筒型試験片を取り付け、高温ガス中で円筒内部を冷却して、使用環境での評価を実施する計画である。

以上、各種模擬実環境評価試験法が確立されつつあるが、得られた成果は、傾斜機能材料の開発のみならず、苛酷な環境下で使用する種々の材料開発に大きな貢献をするものと期待される。

本プロジェクトに寄せる内外の関心が極めて高いので、傾斜機能材料研究の輪を大きく広げるため、1988年 2月 傾斜機能材料研究会（事務局は(社)未踏科学技術協会に置く）を発足させた。本研究会は、ワークショップやシンポジウムの開催、あるいは刊行物等の発行により、傾斜機能材料研究をより一層拡大するため活動してゆく。

参考文献

- 1) 昭和61年度科学技術振興調整費調査報告書，科学技術庁・研究開発局，1987年 3月
- 2) 平野 徹；材料力学講演会前刷集，1986年11月
- 3) 第3回傾斜機能材料シンポジウム講演論文集，傾斜機能材料研究会，1989年 9月

Fig. 1 Concept of functionally gradient material.

Fig. 2 Research and development system.

Fig. 3 Inverse design procedure.

Fig. 6 Schematic of high temperature tension test.

Fig. 4 Thrust chamber model.

Fig. 5 Distribution of mixture ratio and thermal stress.