

R-823

## Contents

	<b>Page</b>
<b>Executive Summary</b>	<b>iii</b>
<b>Synthèse</b>	<b>iv</b>
<b>Preface</b>	<b>vii</b>
<b>Préface</b>	<b>viii</b>
<b>Structures and Materials Panel</b>	<b>ix</b>

### Reference

#### SESSION I: INTRODUCTION

<b>Thermal Barrier Coatings: the Thermal Conductivity Challenge</b> by S. Alpérine, M. Derrien, Y. Jaslier and R. Mévrel	<b>1</b>
---	----------

#### SESSION II: TBC TECHNIQUES

##### Paper 2 Withdrawn

<b>Recent Developments in Plasma Sprayed Thermal Barrier Coatings</b> by P. Fauchais, A. Vardelle and M. Vardelle	<b>3</b>
<b>In-flight Particle Diagnostics for On-line Process Control during Deposition of Plasma-Sprayed TBCs</b> by C. Moreau, P. Gougeon, M. Prystay and L. Leblanc	<b>4</b>
<b>On Thick Thermal Barriers for Combustor Application</b> by T. Haubold, H. Gans, D. Schwingel and R. Taylor	<b>5</b>
<b>Advanced Processing of TBC's for Reduced Thermal Conductivity</b> by J.R. Nicholls, K.J. Lawson, D.S. Rickerby and P. Morrell	<b>6</b>
<b>TBCs on Free-Standing Multilayer Components</b> by P.G. Tsantrizos, G.E. Kim and T.A. Brzezinski	<b>7</b>
<b>Electron Beam Physical Vapour Deposition Thermal Barrier Coatings: A Comparative Evaluation of Competing Deposition Technologies</b> by Y. Jaslier and S. Alpérine	<b>8</b>
<b>Processing, Characterisation and Testing of EB-PVD Thermal Barrier Coatings</b> by W.A. Kaysser, M. Peters, K. Fritscher and U. Schulz	<b>9</b>

<b>Electron Beam, PVD TBCs: Coating Industrial Blades at an Industrial Scale</b> by G. Marijnissen	<b>10†</b>
<b>Plasma Assisted CVD of Thick Yttria Partially Stabilized Zirconia Coatings</b> by S. Chevillard, S. Drawin and M.H. Vidal-Sétif	<b>11</b>
<b>SESSION III: TBC PROPERTIES AND DESIGN</b>	
<b>Thermal Sprayed Nanostructured Thermal Barrier Coatings</b> by L.T. Kabacoff	<b>12</b>
<b>Modelling the Thermal Conductivity of Thermal Barrier Coatings</b> by J.-M. Dorvaux, O. Lavigne, R. Mévrel, M. Poulain, Y. Renollet, C. Rio	<b>13</b>
<b>Microstructure and Thermal Conductivity of Layered Thermal Barrier Coatings Processed by Plasma Spray and Physical Vapor Deposition Techniques</b> by K.S. Ravichandran, K. An, R.E. Dutton and S.L. Semiatin	<b>14</b>
<b>Evaluation of Thermal Barrier Coatings from Burner Rig Tests</b> by J.-P. Immarigeon, V.R. Parameswaran, D. Chow, D.D. Morphy, P. Gougeon, M. Prystay and C. Moreau	<b>15</b>
<b>Graded Design of EB-PVD Thermal Barrier Coating Systems</b> by U. Schulz, T. Krell, U. Leushake and M. Peters	<b>16</b>
<b>Bond Coat Considerations for Thermal Barrier Coatings</b> by A.M. Freborg, B.L. Ferguson, W.J. Brindley and G.J. Petrus	<b>17</b>
<b>The Effect of TBC Utilization in the Design of Robust Aircraft Combustors</b> by C.A. Arana	<b>18</b>
<b>Paper 19 Withdrawn</b>	
<b>Advantages/Disadvantages of Various TBC Systems as Perceived by the Engine Manufacturer</b> by P. Morrell and D.S. Rickerby	<b>20</b>
<b>Report on the Final Discussion</b> by S. Drawin	<b>D</b>

†Paper not available at time of printing

# Preface

Thermal barrier coatings are a technology used to protect the metal of combustion chambers, turbines blades or veins. Since these parts are air-cooled low-thickness elements, it is possible to reduce the actual temperature of the metal introducing a large temperature gradient through the ceramic coating. This technology has been used for several decades in the combustion chambers, and more recently on modern highly-cooled blades.

Since it can allow an increase of the temperature difference between the metal part and the gas flow, up to 100°C, it can be considered as one of the bottle-neck technologies giving access to higher temperatures in aeronautical engines. Alternatively, it can allow also, for the same turbine inlet temperature, a reduction of the working temperature of the metal of the blades, leading to longer lifetimes of the parts, or a reduction of the cooling air flow, with an increase in engine efficiency.

Up to now zirconia-base ceramics in particular yttria-zirconia have been used; they are compatible with metal temperatures up to 900°C for combustion chambers and 1050°C for blades, under fairly low thicknesses.

Two deposition processes are presently in use: plasma spray, which gives relatively thick, low cost, low conductivity coatings, well adapted to combustion chambers, and for blades Physical Vapour Deposition techniques which give columnar microstructure which lead to more acceptable damage and to a surface of limited rugosity, which does not perturb the aerodynamic qualities of the blades but which unfortunately lead to lower deposition rates, and also higher conductivities.

Research is in progress in several directions: improved or new deposition techniques, new composition of the ceramics.

The Workshop in this context has been dedicated to:

1. The presentation of families and technologies under development with reference to new ideas and limits.
2. The description of the advantages and drawbacks of the various families of thermal coatings as perceived by engine manufacturers or users.
3. Understanding damage mechanisms in connexion with properties and microstructure.
4. Modeling the behaviour and the lifetime of the coatings with special reference to the underlying bond coat.

P. COSTA  
Chairman of the Subcommittee

# Préface

Les barrières thermiques sont une technologie qui est utilisée pour protéger le métal des chambres de combustion, des aubes de turbine mobiles et fixes. Comme ces pièces sont des éléments de faible épaisseur fortement refroidies par un courant d'air arrière, il est possible de réduire la température effective du métal du fait d'une importante chute de température au travers du revêtement céramique. Cette technologie est utilisée depuis plusieurs décennies pour les chambres de combustion, et depuis plus récemment pour des aubes mobiles fortement refroidies.

Dans la mesure où elle permet d'accroître la différence entre la pièce métallique et le flux gazeux de près de 100°C, elle peut être considérée comme une technologie goullet pour qui veut accroître les températures dans les moteurs aéronautiques. En parallèle, elle permet aussi, pour une même température d'entrée de turbine, de réduire la température du métal des pièces travaillantes, et d'en accroître ainsi la durée de vie, ou encore de réduire les flux de refroidissement, avec un accroissement du rendement des moteurs.

Jusqu'ici, ce sont des céramiques à base de zircone qui ont été utilisées, en particulier la zircone-yttrée. Elles sont compatibles avec des températures atteignant 900°C pour le métal des chambres de combustion, de 1050°C pour les aubes mobiles, et ceci pour des épaisseurs de revêtement relativement faibles.

Deux procédés de dépôt sont actuellement utilisés, la pulvérisation plasma qui permet d'obtenir des revêtements relativement épais, de coût modéré et de faible conductibilité thermique, bien adaptés au problème des chambres de combustion, et pour les aubes des dépôts en phase vapeur, qui donnent des structures colonnaires qui sont faiblement endommageables, et un état de surface de bonne qualité ne perturbant pas l'aérodynamique de l'aube, avec toutefois des vitesses de dépôt, donc des coûts plus élevés, et également une conductibilité plus élevée. Les recherches se poursuivent dans plusieurs directions: méthodes de dépôts améliorées ou nouvelles, nouvelles compositions de la céramique.

Dans ce contexte, l'atelier a été consacré à:

1. La description des familles et des technologies existantes.
2. La présentation des familles et des technologies en cours de développement, avec une référence particulière aux idées nouvelles et à leurs limites.
3. La description des avantages et des inconvénients des diverses familles de barrières thermiques tels que les perçoivent fabricants de moteurs et utilisateurs.
4. La compréhension des mécanismes d'endommagement en corrélation avec les propriétés des barrières et leur microstructure.
5. La modélisation du comportement et de la durée de vie des revêtements, avec une référence particulière pour le revêtement intermédiaire.

P. COSTA  
Président du Sous-Comité

# Structures and Materials Panel

Chairman: Prof. R. Potter  
Business Manager  
Structural Materials Center  
Griffith Building (A7) Room 1014  
DERA Farnborough  
United Kingdom

Deputy Chairman: Ir. H.H. Ottens  
Head of Structures Department  
National Aerospace Laboratory  
(NLR)  
P.O. Box 153  
8300 AD Emmerloord  
Netherlands

## SUB-COMMITTEE MEMBERS

Chairman: Dr. Paul Costa  
Directeur Scientifique des  
Matériaux  
ONERA  
29, Av. de la Division Leclerc  
92322 Châtillon/Bagneux Cedex  
France

Members:	T. Akyurek -	TU	A. Lasalmonie	-	FR
	E. Campo -	IT	C. Moura Branco	-	PO
	H. Goncalo -	PO	R. Potter	-	UK
	P. Heuler -	GE	T. Ronald	-	US
	W. Van der Hoeven -	NE	R. Servent	-	SP
	J.P. Immarigeon -	CA	E. Starke	-	US
	R. Kochendörfer -	GE	D. Viechnicki	-	US
	L. Kompotiatis -	GR	J. Waldman	-	US

## PANEL EXECUTIVE

Dr. J.M. CARBALLAL, SP

**Mail from Europe:**  
AGARD-OTAN  
92200 Neuilly-sur-Seine  
France

**Mail from US and Canada:**  
AGARD-NATO/SMP  
PSC 116  
APO AE 09777

Tel: 33 (0) 1 55 61 22 90 & 92  
Telefax: 33 (0) 1 55 61 22 99 & 98  
Telex: 610175F