



局部热载荷诱导热障涂层界面分层断裂问题

吴臣武*, 黄晨光, 陈光南

中国科学院力学研究所, 北京 100190

* E-mail: chenwuwu@imech.ac.cn

收稿日期: 2010-07-08; 接受日期: 2010-09-16

国家自然科学基金(批准号: 11002145)资助项目

摘要 以激光辐照对热障涂层面层进行局部加热, 模拟超燃冲压发动机燃烧室热障涂层服役的高热流、高温度梯度载荷环境, 研究热障涂层的可能破坏模式. 首先给出了 YAG 激光局部加热试验方法、过程和界面破坏的典型形貌; 然后, 基于理论分析与有限元模型化研究, 计算了表面局部受热时热障涂层体系的温度场、变形场和应力场, 分析了热障涂层破坏的力学机制. 研究表明, 在这种局部迅速加热的载荷条件下, 热障涂层将由于陶瓷层-粘接层的界面分层断裂而失效. 参数化模型研究发现热障涂层体系的关键结构参量、性能匹配对界面分层断裂驱动力具有显著影响且存在优化区间.

关键词
热障涂层
局部加热
界面分层
有限元模型

1 引言

超燃冲压发动机是高超声速飞行器的核心, 而发动机燃烧室则是发动机核心部件. 燃料与获得减速增压的来流空气进入燃烧室后混合和燃烧, 要求能最有效地把燃料中的化学能释放出来, 转化为高温燃气的热能, 以提高气流的做功能力. 一般来说, 燃气温度越高, 单位质量工质做功的能力就越大. 为了提高发动机的推力和效率, 必然要求提高燃烧室的燃气温度. 目前的冲压发动机燃烧室温度已达到甚至超过 2500 K 左右^[1-3], 现有的单一结构材料还不能承受如此高的温度. 并且, 随着冲压发动机工作时间的增加, 冲压发动机燃烧室的工作环境将更加恶劣, 这就要求对燃烧室进行更为可靠的热防护. 正因如此, 燃烧室热防护技术就成为了超燃冲压发动机的关键技术之一^[2].

结合了主动冷却和热障涂层^[4-6]的双重热防护设计思想, 可望在很大程度上降低结构热破坏的风险.

这种热防护设计通过在燃烧室壁板内侧设置冷却槽道, 并在壁板内表面(接触燃烧反应的面)喷涂制备热障涂层, 冷却介质流经槽道时吸收热量降低结构温度. 为了提高冷却效果, 往往需要冷却槽道距燃烧室内壁面的距离即冷却槽内侧壁厚足够小.

但是主动冷却槽道内侧壁厚度方向较高的温度梯度可能对热障涂层的设计和性能提出新的要求^[4]. 针对这种结构特点的热障涂层体系的可靠性问题, 本文设计了制造高热流密度、高温度梯度的加载方法: 以 YAG 激光辐照加热涂层表面、流动水进行冷却基体, 研究热障涂层的可能破坏模式, 并以有限元法分析了热障涂层的温度场和变形、应力场, 阐述了涂层破坏的力学机制.

2 试验研究及结果

本文试验研究工作首先以等离子喷涂方法在 GH3128 高温合金基片(厚约 1 mm)上制备 NiCrAlY

粘接涂层(厚约 0.1 mm)和 8% YSZ 陶瓷涂层(厚约 0.3 mm), 然后以 YAG 激光(不聚焦)对涂层表面进行定点辐照, 激光器输出功率 100 W(有效吸收系数约 0.66), 光斑直径为 6.5 mm, 辐照时间持续 30~300 s 不等. 基体侧水槽通自来水冷却, 水温 10℃, 压力约 0.2 MPa. 试验装置如图 1 所示.

在系列热破坏试验中, 都可以观察到陶瓷层与粘接层之间的界面开裂, 本文把这种界面开裂称为界面分层断裂. 典型的界面分层断裂形貌如图 2 所示. 可见, 在陶瓷面层与粘接层的界面上, 出现了明显的界面开裂. 显微观察表明界面裂纹起源于激光辐照中心、以辐射状扩展延伸, 因此裂纹面相对于激光辐照中心大致呈轴对称.

从连续介质力学的角度来看, 陶瓷层-粘接层界面变形失配所形成的界面应力是界面开裂或者界面微损伤、缺陷扩展的驱动力. 这种界面变形失配一方面是由于陶瓷层和粘接层的热-机械性能如热膨胀系数、弹性模量和泊松比等存在差异, 另一方面是由于本试验中对陶瓷层表面加热、基底表面冷却所制造的

较高的温度梯度所致. 为了研究这种界面变形失配以及界面应力状态, 本文建立了相应的连续介质传热和力学模型对试样的温度场、变形场和应力场进行分析.

3 理论分析与数值计算

3.1 局部加热结构响应的理论描述

鉴于激光光斑尺寸远小于试样面内尺寸, 可以光斑辐照中心为对称中心、建立轴对称模型(如图 3 所示: Y 轴为对称轴、 X 轴为径向)对局部加热试验进行分析.

结构传热控制方程为

$$k \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{1}{x} \frac{\partial T}{\partial x} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} \right) = \rho c \frac{\partial T}{\partial t}. \quad (1)$$

涂层表面激光辐照区域热边界条件为

$$-k \frac{\partial T}{\partial y} = q, \quad (2)$$

涂层表面无激光辐照区域热边界条件为

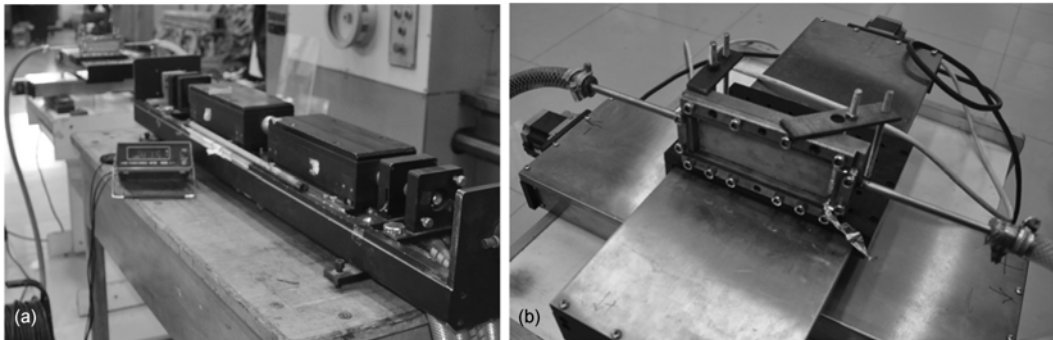


图 1 YAG 激光加热试验装置

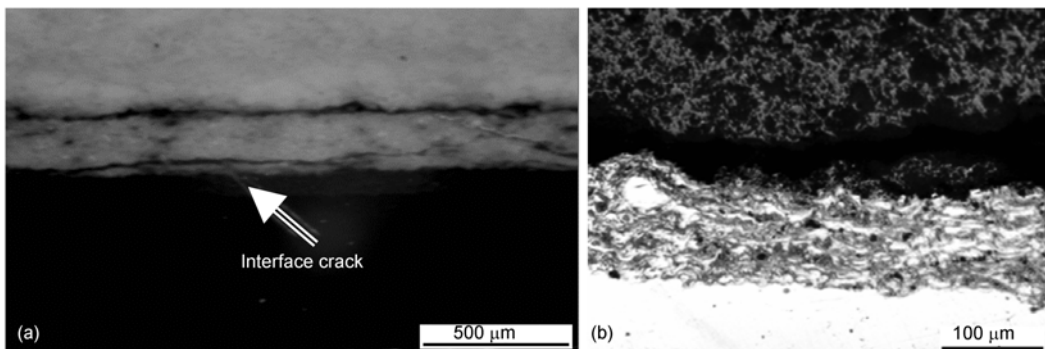


图 2 典型界面层间断裂形貌

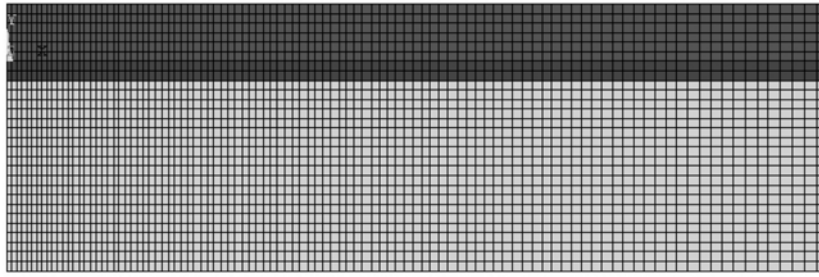


图3 热障涂层体系有限元模型

$$k \frac{\partial T}{\partial y} = h(T_e - T). \quad (3)$$

基体表面冷却边界条件为

$$k \frac{\partial T}{\partial y} = h(T_c - T), \quad (4)$$

其中, T 表示温度, ρ 表示材料密度, c 表示比热, q 表示热流密度, k 表示热传导系数, h 表示换热系数, T_e 表示环境温度(25°C), T_c 表示冷却水流温度(10°C).

考虑到热加载时间在秒量级, 因此可建立暂时忽略质点惯性效应的运动微分控制方程为

$$\frac{\partial \sigma_x}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\sigma_x - \sigma_\theta}{x} = 0, \quad (5)$$

$$\frac{\partial \sigma_y}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\tau_{xy}}{x} = 0. \quad (6)$$

几何方程为

$$[\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_\theta, \gamma_{xy}]^T = \left[\frac{\partial u}{\partial x}, \frac{\partial v}{\partial y}, \frac{v}{r}, \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right]^T. \quad (7)$$

热弹性材料模型的物理方程

$$\begin{aligned} & [\varepsilon_x - \varepsilon_{x0}, \varepsilon_y - \varepsilon_{y0}, \varepsilon_\theta - \varepsilon_{\theta0}, \gamma_{xy}]^T \\ &= \begin{bmatrix} \frac{\sigma_x - \mu(\sigma_y + \sigma_\theta)}{E}, \frac{\sigma_y - \mu(\sigma_x + \sigma_\theta)}{E}, \\ \frac{\sigma_\theta - \mu(\sigma_x + \sigma_y)}{E}, \frac{2(1 + \mu)\tau_{xy}}{E} \end{bmatrix}^T, \end{aligned} \quad (8)$$

其中, $[\varepsilon_{x0}, \varepsilon_{y0}, \varepsilon_{\theta0}]^T = [\alpha \Delta T, \alpha \Delta T, \alpha \Delta T]^T$ 反应的是材料热膨胀效应, α 为材料线膨胀系数.

热弹塑性模型的增量物理方程^[7,8]

$$\begin{aligned} & [\dot{\varepsilon}_x - \alpha \dot{T}, \dot{\varepsilon}_y - \alpha \dot{T}, \dot{\varepsilon}_\theta - \alpha \dot{T}, \dot{\gamma}_{xy}]^T \\ &= \begin{bmatrix} \frac{1}{E} \dot{\sigma}_x + \lambda \left(\sigma_x - \frac{\bar{\sigma}}{3} \right), \frac{1}{E} \dot{\sigma}_y + \lambda \left(\sigma_y - \frac{\bar{\sigma}}{3} \right), \\ \frac{1}{E} \dot{\sigma}_\theta + \lambda \left(\sigma_\theta - \frac{\bar{\sigma}}{3} \right), \frac{1 + \nu}{E} \dot{\tau}_{xy} + \lambda \tau_{xy} \end{bmatrix}^T, \end{aligned} \quad (9)$$

其中, 变量上方加一点表示增量, $\bar{\sigma}$ 表示第一应力不变量, $\lambda = \frac{E\nu}{(1+\nu)(1-2\nu)}$.

对于以上控制方程描述的这样一种热-弹塑性问题, 其解析解极难获得, 因此本文考虑以有限单元法求解结构温度场和变形、应力场.

3.2 数值计算模型及结果

典型温度水平下材料体系的主要热-力学性能参数如表 1 所示, 其中 **T** 对应陶瓷面层, **B** 对应粘接层, **S** 对应基体. ρ 表示密度, c 表示比热, k 表示热传导系数, α 表示线膨胀系数, E 表示弹性模量, ν 表示泊松比, σ_s 表示屈服强度. 计算模型假设陶瓷面层为全弹性材料, 仅考虑基体和粘接层的塑性变形行为.

轴对称有限元模型如图 3 所示, Y 轴为对称轴, X 轴表示径向, Z 轴表示环向. 以三层结构分别表示陶瓷层/粘接层/基体, 三层材料之间的界面施加相应的热-结构连续条件. 其中, 传热连续条件包括界面上重合材料点的温度、热流满足连续性. 结构连续条件包括界面上重合材料点的位移、界面法向应力和切向应力满足连续性等.

同样由于所研究对象的结构变形生热极小, 对温度场的影响可以忽略^[8]. 基于有限元软件 ANSYS 的多物理场模块, 考虑温度对材料性能的影响等材料非线性行为, 对温度场和结构变形场进行顺序求解. 即先求解试件从开始加热到加热终止的全过程若干时间点的结构温度场, 然后把对应时间点的温度场作为节点温度载荷施加到结构上, 求解结构变形控制方程. 最后基于结构变形场计算获得结构应力场, 特别是本文所重点关注的界面应力场.

温度场计算的典型结果如图 4 所示, 可见激光光斑覆盖的陶瓷层温度沿径向大致均匀, 在光斑边缘附近稍有差异.

在对称轴上选取陶瓷层表面、陶瓷层/粘接层界面上的节点, 研究陶瓷层材料热传导系数变化对温度场的影响. 计算 3 种典型的热传导系数下, 表面与界面的特征节点温度历程如图 5 所示, 可见在 21 s 以前结构达到了热平衡, 各处的温度上升到最大值.

图 5 的结果同时表明, 在给定热流密度的边界条

件下, 当陶瓷层热传导系数减小时, 陶瓷层表面温度将随之上升, 但是陶瓷层-粘接层界面温度却没有显著变化, 这意味着在这种载荷条件下, 要降低粘接层温度, 改变陶瓷层的热传导系数其意义不明显.

结构在 21 s 时刻的变形场如图 6 所示, 可见由于陶瓷面层的温度水平很高, 使得整体结构都有朝向

表 1 材料热-力学性能^[9-11]

	20°C			600°C			1200°C		
	T	B	S	T	B	S	T	B	S
ρ (kg/m ³)	3470	7000	8440	3470	7000	8440	3470	7000	8440
c (J/kgK)	400	530	530	520	562	562	590	667	667
k (W/mK)	1-2	11.8	10.1	1-2	20.1	18.4	1-2	27.5	23.5
α (10 ⁻⁶ /K)	10	12.2	11.25	10	13.2	13.68	10	15.2	15.97
E (GPa)	25-35	200	208	25-35	179	187	25-35	124	148
ν	0.33	0.23	0.3	0.33	0.23	0.3	0.33	0.23	0.3
σ_s (MPa)	-	615	615	-	475	475	-	250	250

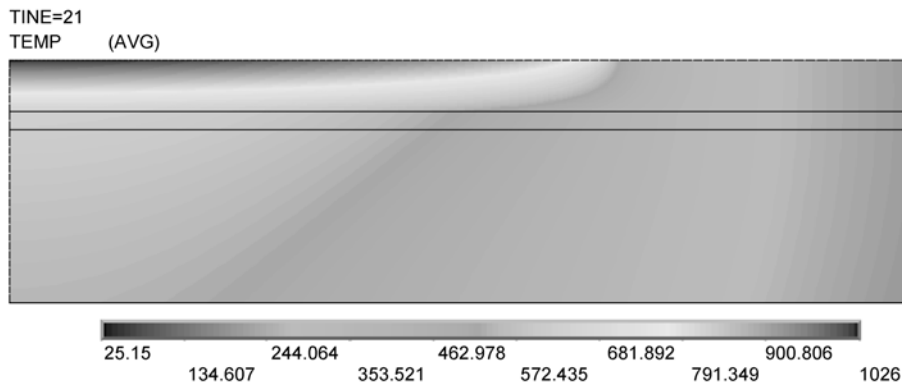


图 4 典型时刻温度场云图

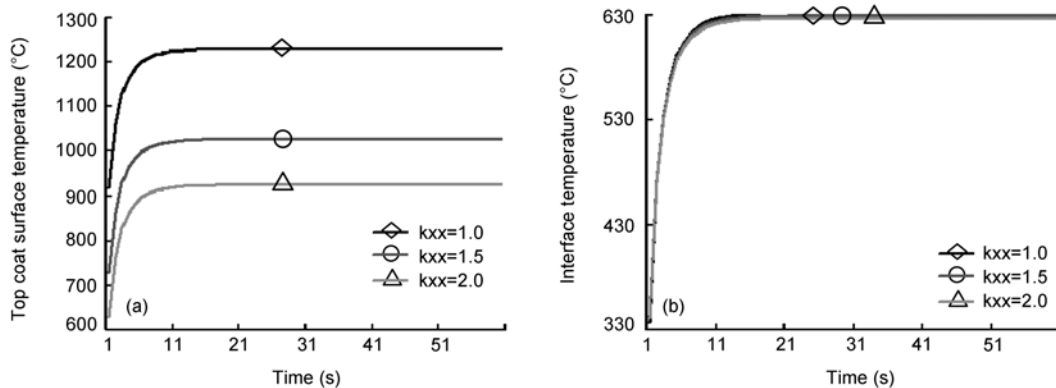


图 5 陶瓷面层的热传导系数对(a)表面温度(b)界面温度的影响

陶瓷层表面的离面位移, 这种变形模式将形成较高的界面应力特别是界面法向应力. 图 7 给出的是 21 s 时刻沿界面法向方向的应力分量场, 可见在辐照区域都形成了较高水平的界面拉应力. 在界面上从辐照中心到远离辐照中心做一条径向的空间路径, 投射相应的界面法向应力和切向应力如图 8 所示. 可见界面法向应力水平较高, 而切向应力水平相对较低、且作用区域相对较小. 由于涂层界面抵抗剪切破坏的强度往往要明显高于拉伸强度, 因此在本文的这种加载模式下, 陶瓷层-粘接层界面断裂可能是拉伸破坏也就是张开型主导的.

为了描述界面应力的时间演化历程, 选取界面 2 个节点(中心点和距离中心的辐照光斑半径 1/2 远处的 2 个节点)的界面法向应力变化曲线如图 9 所示.

图 9 给出的结果表明, 界面应力在 21 s 以前已经

趋于稳定的最大值, 这与结构温度场的演化规律也是相吻合的. 因此, 在研究材料热-力参数变化时, 本文选取 21 s 时刻的界面峰值应力进行比较分析, 而且计算结果也表明, 在各种情形下, 21 s 时刻对应的界面应力都是时间历程上的峰值.

针对改变陶瓷层孔隙率可以改变热传导系数和弹性模量的技术现状, 本文研究了热传导系数的变化和弹性模量的变化对界面应力峰值的影响规律, 结果如图 10 所示. 图 10 中右上角的表格表示 9 种材料性能匹配形式, 其中列对应 3 种弹性模量分别为 25, 30 和 35 GPa, 行对应 3 种热传导系数分别为 1.0, 1.5 和 2.0 w/mK. 图 10 中曲线横坐标表示组合序列号, 纵坐标表示界面法向应力峰值. 可见, 当热传导系数增大时, 界面法向应力峰值相应降低. 当弹性模量增大时, 界面法向应力峰值相应升高. 而陶瓷层孔隙率

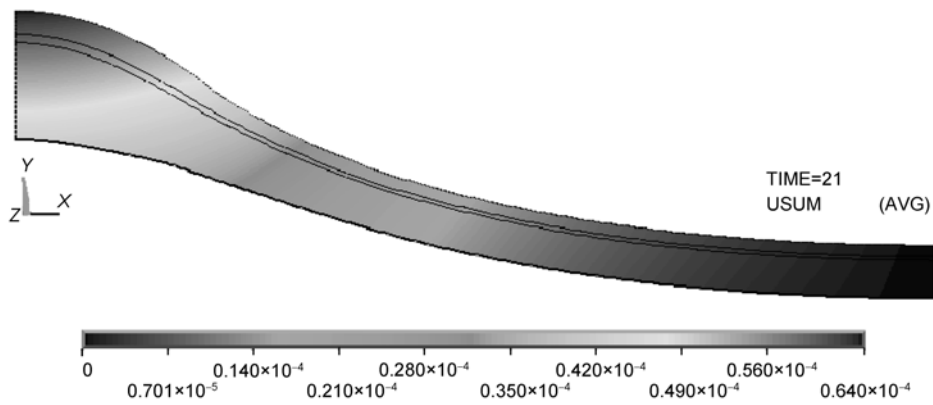


图 6 典型时刻的变形场(x100)云图

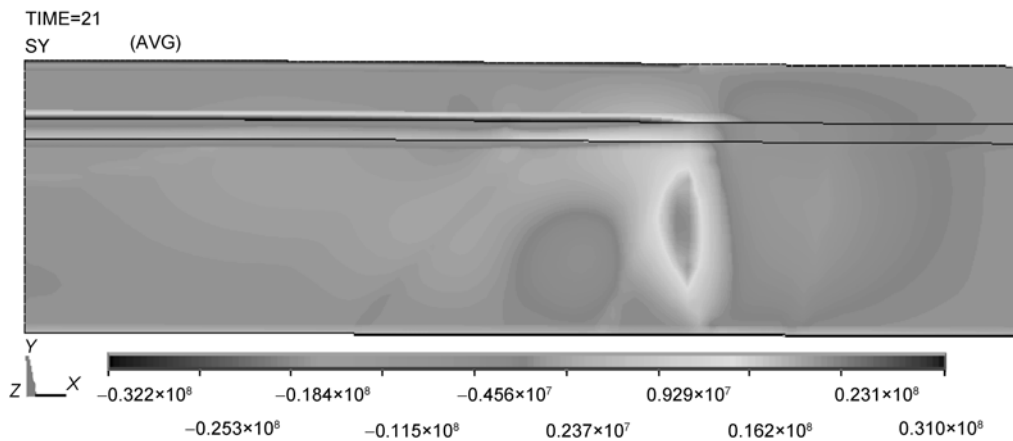


图 7 沿界面法向的应力分量场

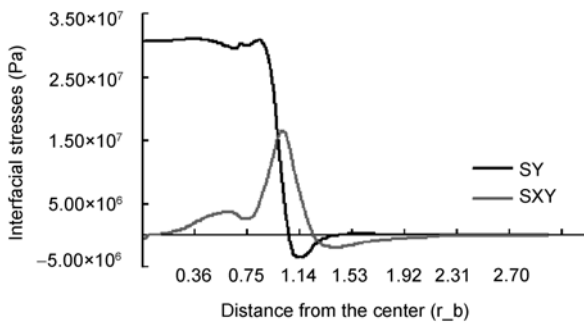


图 8 界面应力随空间距离的变化($T=21$ s)

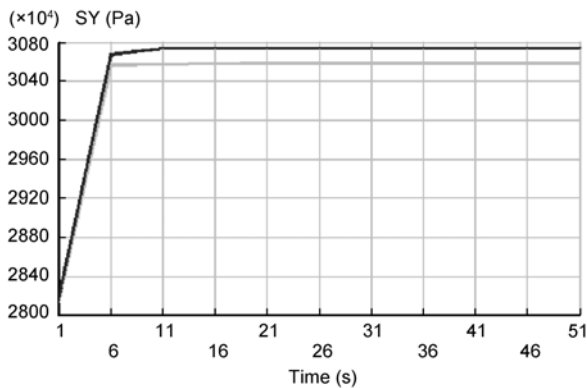


图 9 界面法向应力的时间演化历程

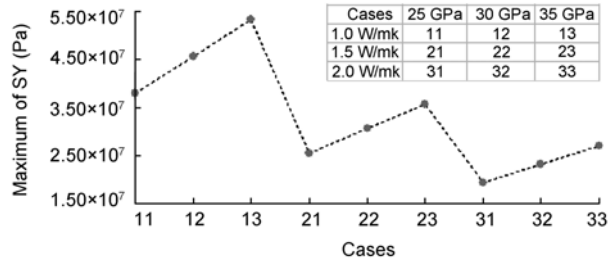


图 10 典型参数匹配对界面法向应力峰值的影响

增加时, 将降低热传导系数但能降低弹性模量^[4, 7], 因此对于界面抵抗分层断裂的能力而言, 陶瓷层孔隙率应该存在一个优化值.

4 结论

1) 基体侧冷却、陶瓷涂层局部受热时, 陶瓷层-粘接层界面热变形失配会在此界面上形成较高的法向拉伸应力, 这种拉伸应力将导致界面分层断裂, 试验证实了这种破坏模式.

2) 陶瓷层的热传导系数增大或弹性模量降低, 都能降低界面法向拉伸应力水平, 从而降低界面断裂的驱动力.

参考文献

- Mercier R A, McClinton C. Hypersonic propulsion—transforming the future of flight. AIAA 2003-2732, AIAA/ICAS International Air and Space Symposium, Dayton, Ohio, 2003
- Joseph M H, James S M, Richard C M. The X-51A scramjet engine flight demonstration program. AIAA 2008-2540, 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Dayton, Ohio, 2008
- 高振勋, 李椿萱. 超燃冲压发动机燃烧室内湍流燃烧流场的数值模拟研究. 中国科学: 技术科学, 2010, 40: 929-939
- Vermaak N, Valdevit L, Evans A G. Materials property profiles for actively cooled panels: An illustration for scramjet applications. Metall Mater Trans A, 2009, 40: 877-890
- Clarke D R, Levi C G. Materials design for the next generation thermal barrier coatings. Annu Rev Mater Res, 2003, 33: 383-417
- 李美姐, 胡望宇, 孙晓峰, 等. 热障涂层的研究进展与发展趋势. 材料导报, 2005, 19: 41-45
- Tanigawa Y, Akai T, Kawamura R, et al. Transient heat conduction and thermal stress problems of a nonhomogeneous plate with temperature-dependent material properties. J Therm Stresses, 1996, 19: 77-102
- Bruno A B, Jerome H W. Theory of Thermal Stresses. New York: John Wiley & Sons, 1960. 525-535
- Sung R C, Zhu D M, Robert A M. Mechanical properties of plasma-sprayed ZrO₂-8wt% Y₂O₃ thermal barrier coatings. NASA, 2004, 213216: 1-18
- 《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册(第2卷). 北京: 中国标准出版社, 2002. 215-223
- 《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册(第9卷). 北京: 中国标准出版社, 2002. 333-340