

高速飞行器红外罩热力失效机制

鄂羽佳¹ 王天宇¹ 高 鸽¹ 耿方娟¹ 艾俊强²
韩杰才^{1,†} 朱嘉琦^{1,3,*}

¹ 哈尔滨工业大学复合材料与结构研究所, 哈尔滨 150001

² 中航工业第一飞机设计研究院, 西安 710089

³ 哈尔滨工业大学微系统与微结构制造教育部重点实验室, 哈尔滨 150080

摘 要 红外罩材料包括红外罩增透保护膜和基底材料, 是高速导弹结构-功能一体化的关键部件, 应用极为广泛. 但是, 红外罩材料通常工作于恶劣的外界环境下, 处于复杂的热力混合作用状态, 可能导致窗口失效, 因此对红外罩材料热力响应和失效的研究具有重要的科学研究价值和工程实际意义. 本文针对高速飞行器环境下红外罩材料的气动热力失效机制, 从典型材料的特性及制备、气动热力响应机理及分析、红外罩材料的结构性和功能性失效等方面总结相关学者的研究成果, 并对今后的发展趋势进行展望.

关键词 红外罩, 气动热力, 失效机制

中图分类号: V241 文献标识码: A DOI: 10.6052/1000-0992-16-047

收稿日期: 2016-12-20; 录用日期: 2017-05-09; 在线出版日期: 2017-5-30

[†] E-mail: hanjc@hit.edu.cn

^{*} E-mail: zhujq@hit.edu.cn

引用方式: 鄂羽佳, 王天宇, 高鸽, 耿方娟, 艾俊强, 韩杰才, 朱嘉琦. 高速飞行器红外罩热力失效机制. 力学进展, 2018, 48: 201803

E Y J, Wang T Y, Gao G, Geng F J, Ai J Q, Han J C, Zhu J Q. Aerothermal dynamic failure of infrared window in high-speed aircraft. *Advances in Mechanics*, 2018, 48: 201803

© 2018《力学进展》版权所有

1 引言

红外罩材料包括红外罩增透保护膜和基底材料, 是高速导弹结构-功能一体化的关键部件, 起到传输目标红外信号、保持气动外形和保护成像系统等三方面作用, 应用较广 (Han et al. 2013, Gromyko et al. 2013). 但是, 红外罩材料通常工作于恶劣的外界环境下, 处于复杂的热力混合作用状态, 材料的微观结构和热力学性质也会发生变化, 可能导致窗口的失效 (Liu et al. 2014), 因此对红外罩材料热力响应和失效的研究具有重要的理论价值和工程实际意义.

红外罩通常分为两种 (陆炳哲 1990), 即红外整流罩 (Klocek et al. 1994) 和红外侧窗 (Russell et al. 2003), 如图 1 所示. 为满足光学系统设计需要, 传统的红外整流罩一般为半球形, 位于导弹头部, 能够获得较好的目标视场, 而红外侧窗位置远离驻点, 其温度较低, 气动热作用相对较弱.

在高速飞行器上, 红外罩所处环境较为极端, 如图 2 所示. 在使用环境中, 红外罩材料主要承受两种力的作用, 一是因空气动力学压力诱导的机械应力, 另一种是由于空气动力加热诱导的热应力 (余怀之 2015, Klein 1993). 由于其特殊用途, 红外罩材料的失效主要有两种形式: 结构性失效, 包括破裂和膜层脱落等; 功能性失效, 包括自身热辐射和光畸变等. 了解红外罩材料失效机理对窗口设计具有重要的意义.

因此, 本文将对红外罩材料失效的相关研究进行综述, 分析典型红外罩材料的制备、热力响应及红外罩材料的失效机理, 并对红外罩材料的发展趋势与未来研究方向进行展望.

2 典型红外罩材料及其制备

2.1 典型红外罩材料及其分类

根据大气对辐射电磁波的透射图谱, 可以将红外罩分为 3 类, 即近红外 (波长

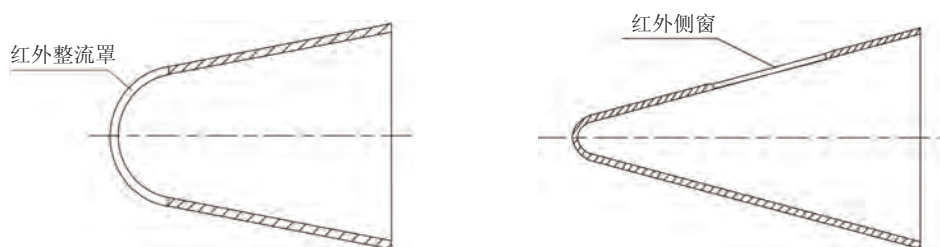


图 1

红外罩位置

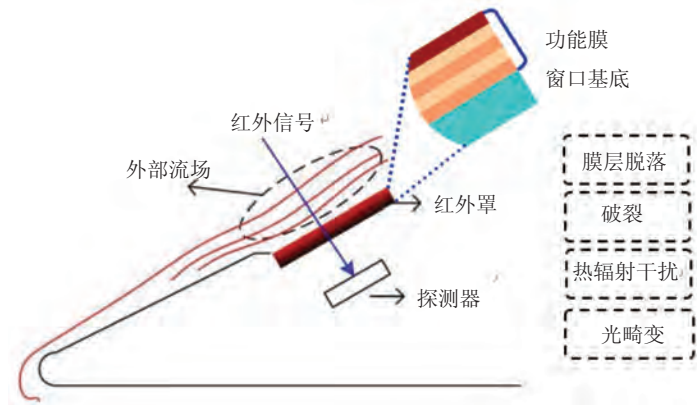


图 2

红外罩工作环境

0.76~1.1 μm)、中红外 (3~5 μm) 和远红外 (8~12 μm)。一切高于绝对零度的物质, 均能产生一定的红外辐射, 辐射的能量按频率进行分布, 而辐射波段与物体温度有关。根据韦恩位移定律可知, 当物体温度高于 300°C 时, 其最大光谱辐射波长主要处在 3~5 μm 波段; 当物体温度低于 100°C 时, 其最大光谱辐射波长主要处在 8~12 μm 波段。表 1 是一些典型目标的红外辐射波段。由表 1 可见, 处于工作状态的飞机、导弹、坦克等一些武器的温度一般在几百摄氏度, 最大红外辐射波长为 3~5 μm , 而处于常温状态的人体、建筑、公路等地面目标, 温度一般在 100°C 以下, 最大红外辐射波长为 8~12 μm (冯丽萍 2006)。因此, 红外探测器的研究也主要围绕这几个波段展开。最初的红外探测主要在近红外波段, 由于红外探测技术的高速发展, 现在已经开展了中红外和远红外波段的探测器研究 (吴智雄 2009)。

按照透射波段的不同, 可以将红外光学材料大致分为两类, 中波材料 (0.9~5 μm)

表 1 典型目标的红外辐射波段

目标	温度/°C	辐射波段/ μm
导弹弹头和尾焰	600~700	3~5
飞机尾喷管	500~600	3~5
发动机排气管	400	3~5
坦克排气管	200~400	3~5
上层建筑	30~90	8~12
人体	37	5~20

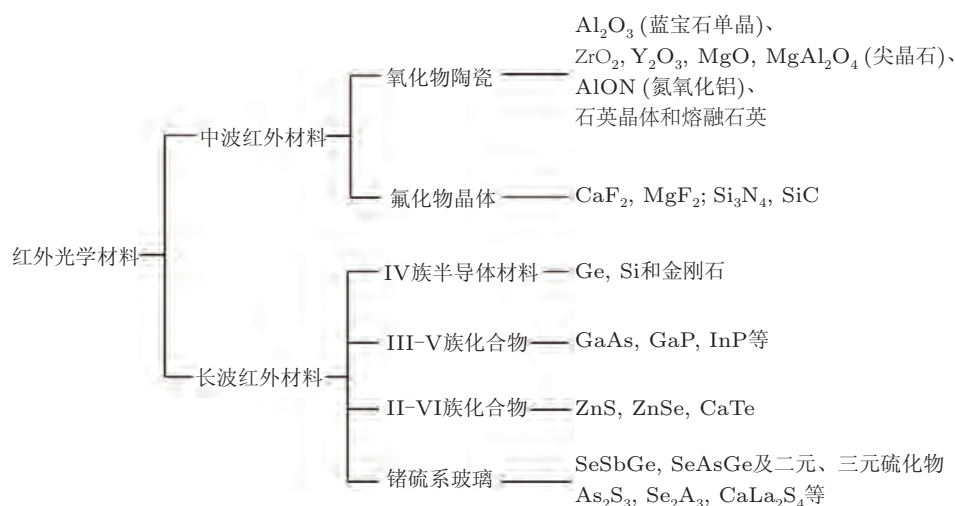


图 3

红外光学材料分类

和长波材料 (8~12 μm). 图 3 所示为红外光学材料的分类 (余怀之 2015), 表 2 是部分典型红外光学材料的性能 (Harris 1998, 李跃龙等 2007).

2.2 典型长波红外罩材料制备进展

(1) 锗的化学性质稳定, 不溶于水, 在可见光区域内是不透明的. 锗单晶是制备红外光学窗口、镜头等光学部件的基础材料. 锗晶体的原子排列方式与金刚石相同, 为面心立方晶胞结构, 每个晶胞含有 4 个金属原子. 在单晶锗中, 由于电子对光子的吸收截面为空穴对光子的 1/20, n 型锗单晶具有较大的红外透射率, 因此, 用于红外光学的大多是 n 型锗单晶, 而随着温度升高, 锗的透射率明显减小, 这是由于自由载流子对光子的吸收增大而引起的. 同时, 锗是一种脆性材料, 抗冲击性能较差, 因此不适合在较高温度下使用.

在红外光学中, 锗主要用于制作红外探测系统中的红外光学镜头及保护红外光学镜头的红外光学窗口. 在红外镜头中, 锗的应用十分广泛, 60% 以上的中低端红外光学镜头为锗材料, 50% 的高端红外光学镜头为锗单晶材料. 红外镜头可应用于军品和民品. 军用红外窗口主要应用在飞机和装甲战车上, 尤其在直升机上用量很大. 其他应用包括机载红外镜头、舰载红外镜头、路基红外镜头、车载红外镜头、头盔红外镜头、手持红外镜头等. 民用红外窗口主要应用在各种监控热像仪、夜间辅助驾驶仪等, 包括安防、民用车辆、民用船只、民用飞机及警用物品等.

表 2 常用红外光学材料性能

材料	断裂强度/MPa	硬度/(kg·mm ⁻²)	热导率/(W·m ⁻¹ ·K ⁻¹)	折射率/ 4 μm	熔点/K
MgF ₂	50	415	30	1.349	1528
MgO	—	690	59	1.668	3070
蓝宝石	700	1500~2200	42 (25°)	1.677	2300
Y ₂ O ₃	150	720	13.5 (27°)	1.859	2710
中波材料 尖晶石	100~200	1400	14.8 (100°)	1.635	2400
SiC (CVD)	600	2500	144	2.516	—
铝酸钙玻璃	90	726	1.2	1.607	993
CaF ₂	37	170	9.7 (36°)	1.410	1668
ALON	300 (20°)	1950	12.6 (25°)	1.702	2425
ZnSe	52, 55	105, 120	7.3 (25°)	2.433	1790
ZnS	97	230	17	2.252	2130
长波材料 Si	70~340	1150	148	3.429	1685
Ge	90~100	780	60	4.025	1210
GaP	100	834	9.7 (36°)	3.014	1740
GaAs	130	750	53 (25°)	3.304	1511

(2) 硅与锗的性质相似, 是一种化学性质稳定且不溶于水的半导体晶体. 此外, 硅不溶于大多数的酸, 其晶体结构也是金刚石立方结构. 相比锗单晶材料, 硅的硬度较大, 抗冲击性能比锗单晶材料好. 单晶硅主要采用直拉生长法制备. 直拉生长法又称为 Czochralski 生长法. 直拉生长法能制备较大尺寸的晶体, 在生长过程中晶体始终不受机械约束, 易于保持晶体的外形和结构的完整性. 同时, 使用这种方法生长的单晶产品, 光学性能较好. 单晶硅的制备过程如下: 首先把多晶硅和掺杂组分放在石英坩埚中加热熔化; 然后把晶种放于熔化的硅中, 待周围的溶液冷却后, 硅晶体就会依附在晶种上, 在温度和提拉速度达到要求后向上提拉晶体, 同时进行旋转; 最终, 在棒的末端得到一根较大的、圆柱体状的单晶晶锭.

(3) ZnS 是一种 II-VI 族化合物, 包括立方结构的闪锌矿结构和六方结构的纤锌矿结构两种晶体结构, 由晶体的生长温度决定, 通常用作红外光学材料的是立方结构. 与其他材料性能参数相比, ZnS 在 8~12 μm 波段的透过率较高, 机械性能和热性能较好, 并具有耐大气腐蚀、低制备成本、较易生成大尺寸结构等优点, 因此是一种常用的长波红外罩材料 (Biswas et al. 2010, Zhang et al. 2012). 其主要制备方法有热压法 (hot press)、物理气相沉积 (physical vapor deposition, PVD) 和化学气相沉积 (chemical vapor

deposition, CVD), 研究进展如表 3 所示.

表 3 ZnS 红外罩材料研究进展

制备方法	研究进展	制备特点
热压法 (Parsons 1972)	1960 年, 美国 Fastman Kodak 公司 $\text{ZnSO}_4 + \text{H}_2\text{S} \rightarrow \text{ZnS} \downarrow + \text{H}_2\text{SO}_4$	尺寸受到限制, 光学性能差
物理气相沉积 (Harris 2007)	20 世纪 70 年代, 美国 Raytheon 公司 $\text{ZnS}(\text{固}) \xrightarrow{\text{真空加热}} \text{ZnS}(\text{气}) \xrightarrow{\text{冷凝}} \text{ZnS}(\text{固})$	致密性差 杂质和缺陷多
化学气相沉积 (Miles 1985)	1970 年, 美国 Raytheon 公司 $\text{Zn} + \text{H}_2\text{S} \rightarrow \text{ZnS} \downarrow + \text{H}_2$	纯度高, 材料致密, 透过率高

2.3 典型中波红外罩材料制备进展

(1) 蓝宝石在 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段的透射率高于 85%, 机械性能和热力学性能优越, 抗热冲击品质因子高, 具有较高的抗沙蚀雨蚀能力, 被认为是最有前途的红外罩材料之一 (Harris 1999). 目前, 蓝宝石单晶的主要生长方法包括提拉法、梯度炉法、热交换器法、导模法和泡生法等, 如表 4 所示.

(2) AlON 透明陶瓷不仅具有良好的力学、热学和化学性能, 在 $0.2 \sim 5.0 \mu\text{m}$ 的波长范围 (包括紫外区、可见光区和红外光区) 内具有良好的透光性, 其理论透过率可达 85%; 此外, 它还具有良好的光学和机械各向同性. 因此, AlON 透明陶瓷在军事国防和商业众多领域具有广泛的应用前景. 目前制备 AlON 的工艺成熟, 是被广泛应用的透红外材料之一.

AlON 的合成方法主要有以下几种: 碳热还原氧化铝、等离子电弧熔炼氧化铝和氧化铝、氧化铝和氮化铝的烧结反应、氧化铝和氮化硼的烧结反应、氧化铝和氮化铝的微波合成反应. 考虑到工艺简单, 原料和产生污染物较少等因素, AlON 主要使用以下方式合成



AlON 的制备方法, 可分为一步法和两步法: 一步法是以 Al_2O_3 和 AlN 的粉末为原料, 直接反应烧结成 AlON 陶瓷. 也就是说致密的 AlON 是由氧化铝和氮化铝直接反应产生; 两步法是先以 Al_2O_3 和 AlN 的粉末为原料, 合成 AlON 粉末, 再将 AlON 粉末烧结成 AlON 陶瓷. 整个过程可以分为两个阶段, 其中第一阶段是反应混合物在 1750°C 下热处理, 第二阶段为 AlON 致密化. 一步法和两步法均有各自的优点与缺点. 一步法的优点是制备工艺较为简单, 缺点是固相反应在制备过程中难以控制, Al_2O_3 和 AlN 的局部组分不均匀, 会出现 AlON 晶粒在成型过程中形貌不均甚至阻碍烧结体致密化

表 4 蓝宝石红外罩材料研究进展

制备方法	时间	研究作者或单位	成果	特点
提拉法 (Czochralski, CZ)	—	英国 Johnson Mat- tey、法国 Saint Gob- ain、加拿大 Honeywell 等公司 (Logofatu et al. 1998)	以生长直径 2 in (5.08 cm) 的圆晶为主, 主要用于半导体产业 中的衬底材料	最普遍的生长方法, 但是质量难以达到 较高水平, 尺寸也 受到一定限制, 很 难应用于光学器件
	2012 年	中国科学院安徽光学 精密机械研究所 (彭方 等 2012)	沿 [0001] 生长 $\phi 110$ mm 无色透明的单晶	
梯度炉法 (vertical gradient freeze method, VGF)	1970 年	Schmid 和 Viechnicki (1970)	圆盘状的蓝宝石	对坩埚的要求较高, 晶体的均匀性差
热交换法 (heat exchange method, HEM)	1972 年	Schmid 和 Viechnicki (1973)	适宜生产大尺寸的蓝 宝石单晶	很难生长 [0001] 光 轴方向的蓝宝石, 冷却介质采用氦 气, 导致制备的成 本高
	2001 年	Khattak 和 Schmid (2001)	$\phi 500$ mm 的大尺寸蓝 宝石单晶	
	2013 年	广东赛翡蓝宝石科 技有限公司 (杨鹏等 2013)	$\phi 380$ mm \times 250 mm, 质 量为 17.5 kg 的 a 向晶 体	
导模法 (edge-defined film-fed growth, EFG)	1971 年	LaBelle (1971)	提出应用导模法生长 不同形状的单晶	模具难以制备, 容 易出现气孔、晶粒 间界等缺陷, 尺寸 和质量受限
	1998 年	Kurlov 和 Epelbaum (1998)	外径 $\phi 85$ mm 的无宏观 缺陷的管状蓝宝石晶 体	
	2005 年	Locher 等 (2005)	生长 225 mm \times 660 mm 和 305 mm \times 510 mm 单 晶, 在 0.7 μ m 的透过率 为 84.0% \pm 0.5%	
泡生法 (Kyropoulos)	二十世 纪六七 十年代	前苏联 Makovsky J, (范志刚等 2011)	首次用泡生法生长蓝 宝石单晶	目前生长大尺寸蓝 宝石单晶有效且较 成熟的方法, 晶体 内的热应力小, 坩 埚不易污染, 整体 位错密度小

表 4 蓝宝石红外罩材料研究进展 (续)

制备方法	时间	研究作者或单位	成果	特点
	2005 年	哈尔滨工业大学 (韩杰才等 2005)	$\Phi 250 \text{ mm} \times 150 \text{ mm}$, 质量为 17.5 kg 的单晶	
	2007 年	Demina 等 (2007)	$\Phi 300 \text{ mm}$ 的蓝宝石晶体	
	2009 年	美国 Rubicon Technology (Harris 2009)	$\Phi 420 \text{ mm}$, 质量为 200 kg 的蓝宝石单晶	
导向温梯法 (temperature gradient technique, TGT)	1998 年	中国科学院上海光学精密机械研究所 (Xu 等 1998)	$\Phi 120 \text{ mm}$, 质量为 4 kg 的蓝宝石晶体	蓝宝石晶体的质量高, 但后处理工艺比较复杂
	2013 年	中国科学院上海光学精密机械研究所 (胡克艳等 2013)	生长不同浓度石墨碳掺杂蓝宝石单晶, 并研究其室温力学和光学性能	

等现象, 从而导致 AION 陶瓷的致密度低, 光学性能差. 两步法的优点: ①采用合成的高纯 AION 粉体与直接用 Al_2O_3 和 AlN 混合的粉体烧结相比, 可以有效降低烧结温度和缩短烧结时间, 并有利于形成均匀的 AION 晶粒, 陶瓷的透过率高; ②利于烧结助剂的均匀有效加入, 烧结温度低和烧结时间短, 得到的陶瓷密度和光学性能好. 但其工艺复杂, 制备成本高.

(3) Y_2O_3 的发射率对温度不敏感, 在高温下仍可保持较小的发射率, 因此常被用于在蓝宝石等材料上镀制膜层. 其制备方法主要有脉冲激光法、离子束辅助沉积法、分子束外延法和射频磁控溅射法, 如表 5 所示.

2.4 存在的问题与展望

红外探测技术的发展对红外罩材料的性能提出了更高的要求, 目前红外罩材料主要存在以下不足:

(1) 在复杂工作环境下, 红外罩材料的强度与光学特性会产生较大的变化, 影响红外探测系统的准确性, 因此需要进一步挖掘材料内部特征, 优化结构及设计, 并加大力度开发新型红外罩材料;

(2) 随着高速飞行器的发展, 红外探测系统需要完成更全面的探测任务, 同时涵盖几个不同的辐射波段, 针对这一要求, 红外罩材料需要进行重新设计与制备, 通过进行多种材料的融合实现红外罩材料探测波段的调控;

表 5 镀制氧化钇膜层的主要方法

制备方法	制备	优点	缺点
脉冲激光法	Araiza 等 (1998) 利用 XeCl 激光光源在 Si 片上沉积了厚度为 60~110 nm 的 Y ₂ O ₃ 薄膜, 薄膜折射率为 1.91~1.95	适合沉积多组元化合物; 可沉积难熔材料	制备的膜层存在熔融的小粒子或靶材杂质; 成本高; 无法沉积大面积薄膜
离子束辅助沉积法	Leng 等 (2010) 在玻璃基底上镀制 400 nm 的 Y ₂ O ₃ 薄膜, 并研究了其光电性能	轰击过程和沉积过程可分别控制; 离子束自身可控; 薄膜致密附着性能好	工艺复杂、成本高; 难实现规模化沉积; 薄膜表面缺陷较多
分子束外延法	Tang 等 (2006) 在 n 型 Si (100) 上制备了 10~40 nm 的 Y ₂ O ₃ 薄膜, 沉积后薄膜呈非晶态, 高温退火后向晶态转化	真空度高, 制备薄膜纯度高、性能好; 可制备单晶薄膜; 适合大面积沉积	生长时间长, 不适用大量生产; 表面缺陷密度大
射频磁控溅射法	Evangelou (2003) 在 n 型 Si (100) 上制备厚度约为 340 nm 的 Y ₂ O ₃ 薄膜, 并研究了其电和结构性能	制备的化合物薄膜纯度高; 薄膜致密附着性好; 基底限制少; 可制备不同厚度薄膜; 可用于大面积均匀镀膜	溅射过程中容易出现化合物不稳定现象

(3) 红外罩材料的制备工艺在近些年没有较大的进展, 目前均存在成本过高、产量较小且操作复杂的缺点. 面对红外罩材料的巨大需求, 急需技术方面的突破.

3 红外罩材料的特性

红外制导是实现精确制导的重要手段之一, 它是通过红外探测器探测所跟踪的红外目标发射的辐射能量来达到精确制导的一种技术, 已经广泛应用在国防科技平台, 包括各种导弹的红外制导系统如反坦克导弹、空地导弹和空空导弹等 (Sonawane & Mahulikar 2011). 红外成像系统主要由红外罩、红外传感/成像系统和信号处理系统 3 部分组成. 目标产生的红外辐射需要经过大气传输、红外罩后, 才能到达红外传感/成像系统进行成像. 红外罩介于红外传感/成像系统和外界目标环境之间, 可以保护整个红外成像系统, 因此, 红外罩在红外波段需具有较高的透过率, 能够透过足够强的红外辐射 (Russell et al. 2003). 此外, 其使用环境也对红外罩材料的光学和力学特性有着特殊的要求 (陈作锦 2012), 一般包括:

(1) 断裂强度

在高速飞行条件下, 红外罩主要受到两种力的作用, 一种是由于气动力作用产生的机械应力, 另一种是由于气动热作用产生的热应力. 如果这些应力超过了光学红外

罩材料所能承受的最大应力, 即超过了断裂强度, 将会引起窗口的机械破坏. 红外光学材料在分类上被列为陶瓷脆性材料, 认为受到外力拉伸作用时将发生弹性应变, 应力与应变关系遵守胡克定律. 同时, 材料内部存储了一定的弹性应变能, 当应力超过某一极限值时材料发生断裂, 从能量的观点来看, 存储在材料内部的应变弹性能释放转变为断裂时所形成的两个新表面的表面能.

(2) 抗热冲击品质

当飞行器以超声速飞行时, 在窗口表面附近存在一个热的滞留层 (也称为热空气边界层), 将高速运动的气流和窗口隔开. 热流通过滞留层传给红外罩, 对窗口的表面产生加热作用. 在红外罩边缘固定的情况下, 热的外表面形成压缩应力, 而冷的内表面则是拉伸应力. 抗热冲击因子可用于评价红外罩承受热冲击的能力. 抗热冲击品质因子越大, 表示材料的抗热冲击能力越强. 抗热冲击品质因子 FOM 可以写为 (Klein 2002, Kašiarová et al. 2014)

$$FOM = \begin{cases} \frac{\sigma_f(1-\mu_{po})}{\alpha E_Y}, & Bi \geq 1 \\ \frac{\sigma_f(1-\mu_{po})\lambda}{\alpha E_Y}, & Bi < 1 \end{cases} \quad (1)$$

式中, σ_f 为断裂强度, λ 为导热系数, α 为热膨胀系数, μ_{po} 为泊松比, E_Y 为弹性模量, Bi 为 Biot 数, $Bi = h\delta/\lambda$, h 为传热系数, δ 为厚度. 由上式可知, 材料的抗热冲击能力由材料的断裂强度 σ_f 、导热系数 λ 、热膨胀系数 α 与弹性模量 E_Y 有关, σ_f 和 λ 越大, α 和 E_Y 越小, 抗热冲击能力越强.

(3) 透过率

红外光学材料首先要在工作波段有较高的透过率, 同时, 还要有较宽的红外光谱范围, 满足红外探测设备工作波段范围的要求. 其透过波长范围取决于红外材料固有结构及其性质, 短波极限值由材料能带结构的能隙所决定, 长波截止限由材料的晶体结构和晶格热振动所决定, 对于同一材料, 这些是材料的本身性质, 不随材料制备工艺的改变而改变.

(4) 折射率与色散

固体的光学常数与电磁波的频率有关, 说明电磁波 (光) 在介质中的传播速度与频率有关, 这种关系称为色散. 根据几何光学设计一个成像系统, 其主要依据是光学材料的折射指数. 对于红外罩材料, 为了减少反射损失, 要求材料的折射率和色散要足够低. 在高温下工作时, 材料折射指数随温度的变化关系必须符合一定的要求.

(5) 热发射率

任何物质受热都会产生热辐射, 当窗口因气动加热温度升高时, 探测器将会接受到窗口的自身热辐射, 形成探测系统的噪声. 当温度升高到一定值时, 这个噪声将淹

没目标信号或可以与目标信号相比较, 将使红外探测不能成像或成像模糊. 这要求红外罩的热发射率尽可能低, 使窗口在较高温度工作时产生的噪声对整个红外成像系统的信噪比影响较小. 材料的热发射率主要取决于材料的种类、表面温度以及表面形貌等因素.

导弹红外窗口的主要功能是保证一定波长范围的红外线在尽量少的干扰下穿透窗口, 使探测器可以识别信号, 精确制导, 所以其光学特性的变化是功能性失效的主要因素之一, 国内外学者也对窗口的光学特性进行了大量的实验, 总结了其性能在不同环境下的变化规律, 如表 6 所示.

表 6 窗口的光学特性总结

材料	算例	结果	相关文献	备注
蓝宝石	波长变化 温度变化	折射率 估算热光系数	Yang 等 (2001)	基底性质测试
蓝宝石	沙子和雨滴冲刷 ARMs 处理和未 处理	NIR 透射 LiDT 测试	Hobbs (2009)	环境耐久性测试
蓝宝石 硫化锌	干涉条件 波长变化 温度变化	折射率 折射率, 弹光系 数	约翰斯·霍普金斯 大学应用物理实验 室	寻找受温度影响的 光学特性
硫化锌	296 K, 400 K, 506 K, 600 K, 700 K	折射率, 热光系 数相对应力, 光 学系数	Blodgett 和 Thomas (2001)	寻找受温度影响的 光学特性
硫化锌与 硒化锌	FLIR 窗口	反射与透射的相 关性	Bernt 和 Stover (1991)	寻找光学系数与破 坏间的关系
金刚石	波长变化 温度变化	透射和吸收系数	Thomas (2011)	
单晶金刚 石	UV 可见光光谱	吸收系数 温度	Friel 等 (2010)	不同条件下吸收系 数的测试
多晶钽	傅里叶转换红外 光谱	透射	Springer 等 (2009)	对不同程度钽镀膜 进行 YAG 测试
碳涂层的 锗	IRST 窗口	反射与透射的相 关性	Bernt 和 Stover (1991)	寻找光学系数与破 坏间的关系
金刚石	沙子和雨滴冲刷 ARMs 处理和未 处理	LWIR 透射 LiDT 测试	Hobbs (2009)	环境耐久性测试

表 6 窗口的光学特性总结 (续)

材料	算例	结果	相关文献	备注
AION	沙子和雨滴冲刷 ARMs 处理和未 处理	LiDT 测试 LiDT 测试	Hobbs (2009)	环境耐久性测试
尖晶石	波长变化	折射率 透射	Sepulveda 和 Chang (2011)	尖晶石是由材料和 电化学研究 (MER) 总公司制造
Irtran-1	300°C ~ 700°C 厚度为 1.0, 3.8, 7.6 mm	发射率	Hatch (1962)	对新型材料 Irtran 进行测试
Irtran-2	约 500°C			
Irtran-3	300°C ~ 850°C			

4 红外罩材料的热力响应

4.1 气动热力响应机理

红外罩的使用环境较为复杂, 存在着由于高速运动而产生的复杂流场. 在超声速飞行状态下, 飞行器外流场具有高马赫数、薄激波层、强黏性作用、存在熵层和高温流动等特点, 如图 4 所示 (Anderson 2006). 因此, 超声速飞行器的外流场分析需要考虑湍流与激波之间的相互干扰、激波与边界层的相互作用等问题, 此外, 还需要特别考虑飞行器表面的气动加热和气动力作用. 准确分析研究超声速外流场的气动热和气动力对研究高超声速飞行器的红外罩结构失效非常重要.

飞行器以超声速在大气层中飞行时, 飞行器表面由于来流的摩擦和压缩作用, 动能转换为热能, 对红外罩表面产生强烈的气动加热作用, 使窗口的表面温度急剧升高, 产生极大的热应力和变形; 同时, 飞行器周围的大气也被加热升温, 产生的热辐射对光学窗口一方面进行辐射加温, 另一方面部分热辐射被成像系统的红外传感器所接收, 形成热辐射干扰 (Zhang et al. 2001, Li et al. 2011, 张郡 2007). 在这样严酷的气动热环境中, 红外罩材料发生热、力、光耦合作用, 产生一系列严重的问题, 可导致红外罩结构/功能失效, 甚至整个红外探测系统的功能瘫痪.

对于气动热与气动力的产生机理, 相关学者已经进行了大量的研究. 气动力方面, 红外罩材料在工作中主要承受两种力的作用, 一是因空气动力学压力诱导的机械应力, 即巨大的气动压力; 另一种是由于空气动力加热诱导的热应力 (余怀之 2015, Klein 1993), 这主要是由于急剧的气动热升温可瞬间在红外罩内部形成巨大的温度梯度, 造成热冲击 (Xuan & Goo 2012, Wu et al. 2013), 进而在窗口内表面产生巨大的拉应力,

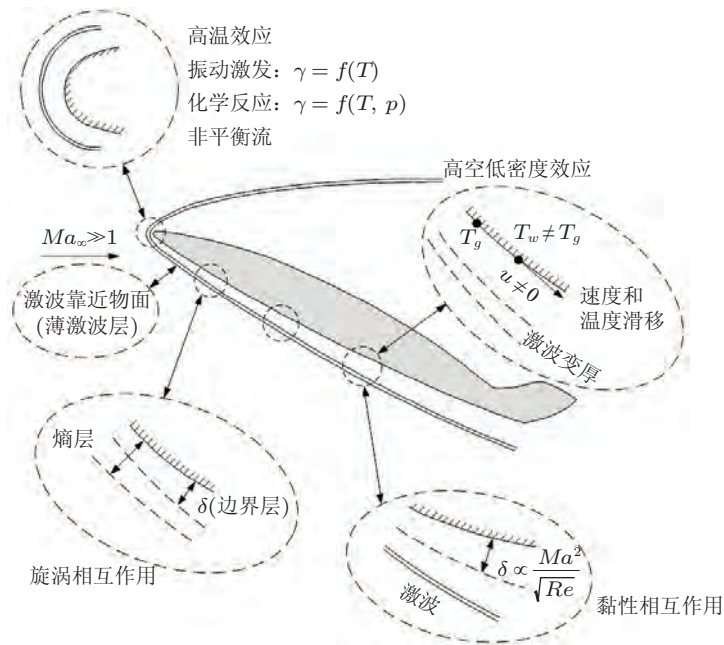


图 4

超声速流物理作用特征

外表面产生巨大的压应力, 共同作用下就可能导致红外罩的失效 (Klein 2011, Zhong et al. 2014). 气动热方面, 载体在空中超高声速飞行时, 马赫数一般为 $1 \sim 6$ 不等, 前端空气被强烈压缩, 其周围空气和弹体剧烈摩擦, 导致大部分空气动能转化为热能, 空气温度剧烈升高, 导弹表面的温度梯度巨大, 热量快速以对流等方式传递给导弹, 促使导弹表面温度升高, 而急剧的升温可瞬间在红外窗口内部形成巨大的温度梯度.

由于红外罩材料的特殊用途, 其失效主要有两种形式: 结构性失效, 包括破裂和膜层脱落等; 功能性失效, 包括自身热辐射和光畸变等.

(1) 破裂

在红外罩材料内的巨大内应力作用下, 造成红外罩材料的破裂.

(2) 膜层脱落

功能膜往往保留着沉积过程中形成的巨大内应力 (史梦然等 2011), 在严重的非均匀温度场和应力场的使用条件下, 功能膜本身以及功能膜与基底和膜层之间的界面发生变化, 导致结合力降低, 乃至膜层脱落.

(3) 热辐射

红外罩材料在高温产生自发辐射, 造成干扰、降低信噪比, 甚至使光电探测器饱和而不能接受来自目标的信号, 导致无法实现对目标的成像探测 (Zhang et al. 2013,

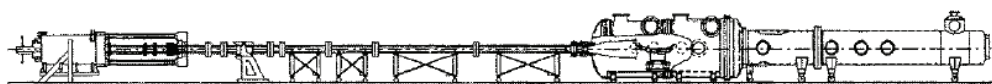


图 5

Hypulse 结构 (Chue et al. 2002)

Turley et al. 2011).

(4) 光畸变

在使用环境中, 急剧升温和气动压力使红外罩材料形状和光学参数发生非均匀变化, 造成透射光偏离聚焦位置, 导致成像模糊和偏移, 甚至无法实现对目标的成像探测.

由于材料结构和飞行过程中热及应力状态的复杂性, 科研工作者在研究材料失效机制的过程中遇到了许多难点. 首先在结构性失效中, 由于温度梯度很高 (Guo & Noda 2014), 材料的局部非线性特征十分明显, 材料的热传导系数、热膨胀系数、弹性性能等都会呈现明显的温度相关性; 同时在热冲击的作用下, 功能膜的脱层会扩展、屈曲, 从而使功能膜脱离红外罩 (Zhang et al. 2014). 此外, 窗口微观结构也会对失效产生影响. 在功能性失效中, 自身热辐射和光畸变与材料内部的结构、缺陷特征密切相关, 其机制包括本征激发、多声子能态激发、自由载流子激发和杂质能级激发等, 并且不同种类的激发机制可能发生耦合作用, 而高温和较大的应力将导致材料微结构改变, 使得激发机制更为复杂 (Na et al. 2013, Chen et al. 2004).

4.2 气动热力响应研究现状

随着高速飞行器的发展, 其飞行时间越来越长, 因此对气动热力响应的研究提出了更高的要求. 在对气动热力响应问题的研究中, 主要分为实验研究及数值模拟研究.

实验研究方面, 主要包括地面实验及空中飞行实验两种. 对于地面实验研究, 经过多年的发展, 各国科学家制备出了不同的风洞设备用于实验, 包括美国国家航空航天局 (NASA) 的 Hypulse、美国 Calspan 公司的 LENS 系列风洞、TsNIIMASH 研究所的 U-12 等. 其中, 部分风洞设备是在 19 世纪 50—60 年代建立起来的, 随后进行了相应的升级改造, 用于高速飞行器的地面实验研究. 如 NASA 的 Hypulse, 最初是基于 NASA Langley Research Center Expansion Tube 建立的 (Chue et al. 2002). Hypulse 最初可以达到的马赫数为 17. 随着 NASA 对超燃冲压发动机研究的推进, 其马赫数范围扩大到 12~19, 因此其工作范围满足了超音速冲压喷射装置的需求. 而随后的设备升级极大的拓展了 Hypulse 的应用范围, 其结构如 图 5 所示.

Hypulse 的测量结果也较为准确. 图 6 为马赫数为 7, 10 和 21 的情况下, 实验测

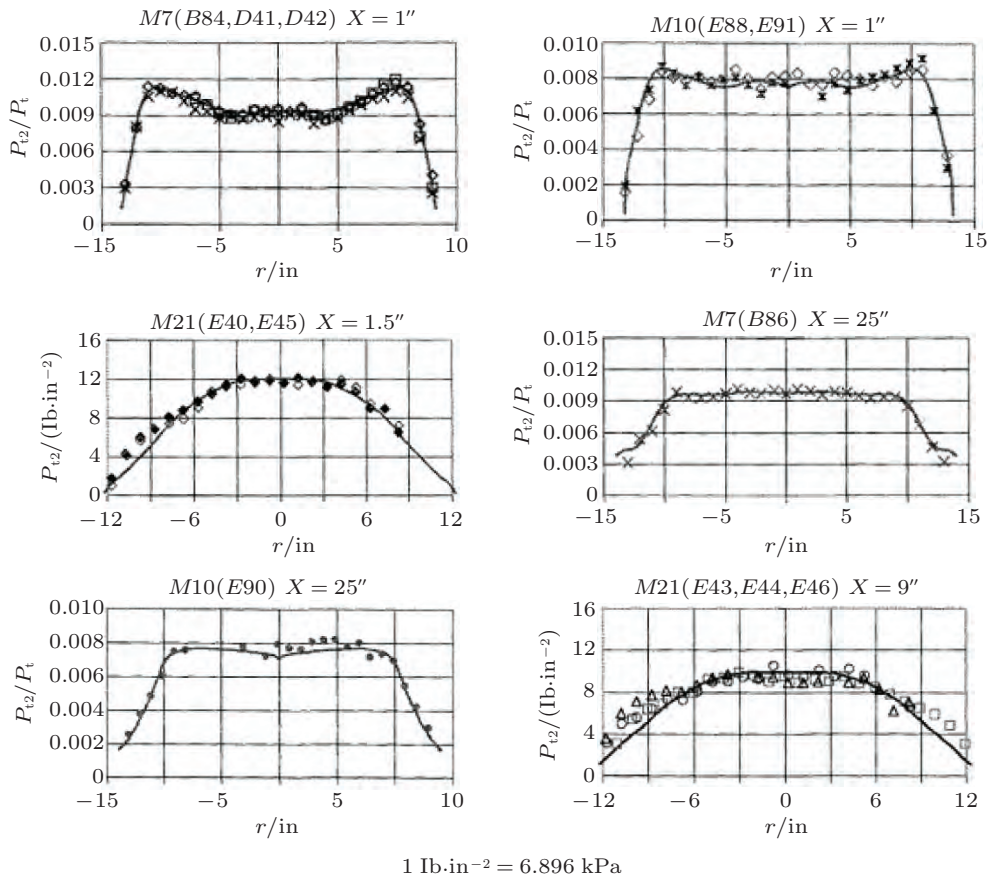


图 6

Hypulse 测量结果与模拟对比 (Chue et al. 2002)

量与 CFD 数值模拟结果的对比, 可以看出二者吻合较好, 相互印证。

目前, 风洞实验设备中最先进的是 Calspan 的 LENS 系列风洞 (Holden & Parker 2002). LENS 系列风洞一共有 6 座, 其中 LENS I, LENS II, LENS X 和 LENS XX 是在最近几年建立起来的地面试验系统, 能够全面测量高速飞行器在风洞环境下的各种性能参数. 作为当前最先进的风洞实验装置之一, LENS 系列风洞进行了大量的地面实验, 并提供了关键的测量数据. 如 AIT 导引头、X-38 空间站部件等, 但是大部分数据没有公开. 图 7 为使用 LENS 风洞测量得到的 MDAC 导引头冷却效率分布情况.

U-12 是俄罗斯目前性能最强的激波风洞 (Lapygin et al. 2002), 始建于 1956 年, 经过数代科学家的改进, 目前已经是世界上规模最大的激波风洞, 其马赫数范围从 2~20, 最大测量模型长度超过 3m. U-12 善于研究流场经过物体时的流场分布, 能够获得流场中的冲击波等. 此外, U-12 还能获得一系列的瞬时干涉图用于记录流场变化过程,

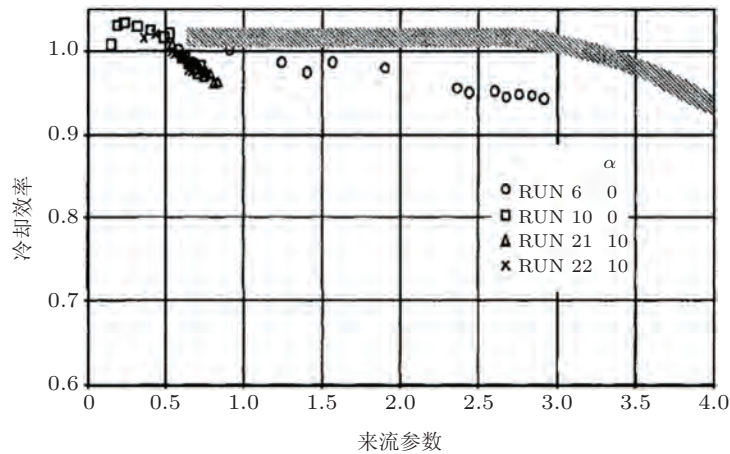


图 7

MDAC 导引头冷却效率分布 (Holden & Parker 2002)



图 8

U-12 风洞测量干涉图谱 (Lapygin et al. 2002)

能够计算得到详细的流场信息. 典型的干涉图如 图 8 所示.

U-12 在用于高速飞行器的地面研究中同样起着重要的作用. 除记录流场变化外, U-12 经常用于高速飞行器的平衡实验中, 并包含 3 种测量方式, 能够全面地进行平衡性评估.

德国 DLR 的 HEG 风洞作为欧洲主要的地面高超声速风洞, 承接了大部分的地面模拟工作, 包括与 NASA 合作的 X-38 计划等 (Hannemann & Beck 2002). 此外, 日本 JAXA 的 HIEST 风洞、亚琛工业大学的 TH2-D 等风洞均在地面实验测量方面做出了重要的贡献 (Lu 2002).

国内方面, 尽管相关研究的开展要晚于国外, 但是在近些年也有了较大的发展. 对

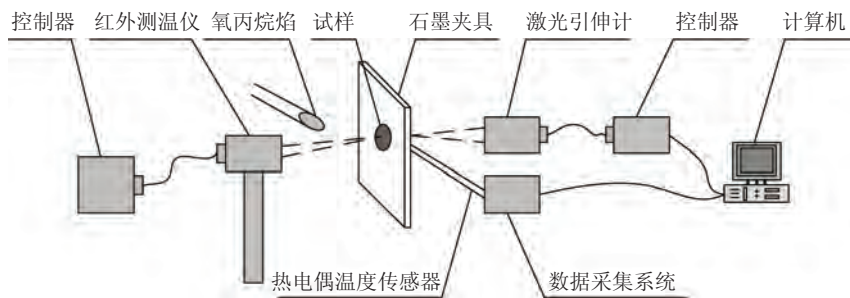


图 9

氧丙烷焰实验装置

于大型风洞, 主要有中国空气动力研究与发展中心 (CARDC) 高速所的 FL-31 高超声速风洞、中国航空气动力技术研究院 (CAAA) 的 FD-07、FD-20A 高超声速风洞、南京航空航天大学 (NUAA) 的高超声速风洞等 (唐志共等 2015). 针对其中的关键技术问题如气动天平测量技术和数据采集技术等, 国内 CARDC 高速所和 CAAA 的学者进行了大量的研究 (Ma et al. 2011, Wei et al. 2010), 但是我国研究水平与国外发达国家还存在一定差距, 因此对高超声速风洞设备试验能力的需求在一段时间内还将持续存在.

风洞实验能够较准确地模拟真实热环境, 但成本高, 实现难度也较大, 需要其他一些相对成本较低, 比较容易实现的实验方法. 氧乙炔焰实验法是主要的火焰冲击法, 温度比其他可燃气体高, 耗氧量少, 气流稳定, 可控性强, 仪器设备简单, 已成为考核材料抗热冲击性能的标准化工段之一. 而在许多实验中, 都使用丙烷代替乙炔, 它们都是碳氢化合物, 在物理、化学性能方面存在很多相似之处, 同时, 氧丙烷焰使用起来更加安全可靠, 其爆炸极限比乙炔小, 不易爆炸. 丙烷是化工产品, 除可燃烧外, 暂时没有其他开发利用价值, 并且燃烧后对环境几乎没有污染, 对人体的危害也很小. 氧丙烷焰实验台如 图 9 所示, 其运行情况见 图 10.

使用氧丙烷焰的实验研究有很多, 以 CVD ZnS 试件为例, 针对弹体红外窗口材料在使用时的气动流场环境特征, 结合氧丙烷设备的实际情况, 设定氧丙烷火焰喷射方向与试件表面呈 90° , 喷嘴口径为 2mm, 距离试样中心 300mm. 实验参数列于 表 7.

表 7 实验工况设置

工况	氧气流量/($\text{m}^3 \cdot \text{h}^{-1}$)	丙烷流量/($\text{m}^3 \cdot \text{h}^{-1}$)	热流密度/($\text{kW} \cdot \text{m}^{-2}$)	加载时间/s
1	1.8	0.9	409.8 ± 40.98	10
2	1.5	0.8	493.3 ± 49.33	10
3	2.2	1.0	575.9 ± 57.59	10

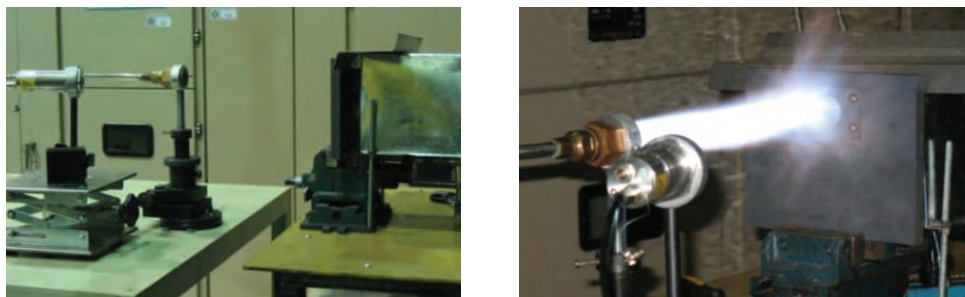


图 10

实验台及工作照片

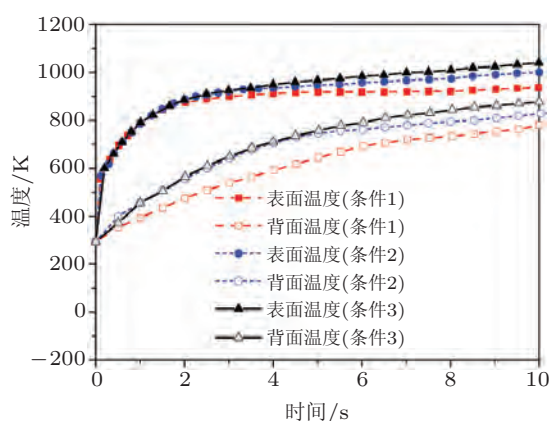


图 11

实验测量结果

由图 11 可见, 在热冲击过程中, 表面温度在极短的时间内急剧上升, 表面和背面存在一个很大的温差, 将产生很大的热应力. 主要由于热冲击中心在外表面中心区域, 此处受到强烈的热冲击, 温度瞬间升高较大, 而此时窗口背面温度几乎不变. 随着能量逐渐向材料内部传递, 背面温度开始升高, 温度场趋于均匀, 此后材料将进入抗热冲击阶段.

在对实验数据进行验证的过程中, 数值模拟必不可少. 但是由于窗口材料的工作环境和热力情况的复杂性, 国内外相关文献数量有限. 为了进行气动热的相关预测, 世界各国均对相关的理论研究进行了较大的投入, 尤其是美国, 自 20 世纪 60 年代起, 开发了一系列工程计算软件, 进行气动热的数值模拟计算, 包括 LATCH, LAURA, GASP 和 AEROHEAT 等. 随着计算机技术的不断发展, 针对流场的 CFD 数值模拟方法和针对材料的有限元分析法逐渐成熟, 目前在气动热力响应研究中起着重要的作用.

在数值模拟方面, 20 世纪 70—80 年代, 研究者对气动热和气动力问题开展了大量的研究 (Davis 1970, Peigin & Postnikov 1987). Shang (1974) 修正了雷诺剪切应力和湍流能量通量模型, 引入超声速流动区域波动区域密度的影响, 并用有限差分格式求解了可压缩湍流边界层方程, 提高了表面摩擦系数的计算精度. Shinn 等 (1982) 用等效对称轴体的概念通过黏性激波层算法给出了在高度 48~920 km 航天飞机 STS-2E 迎风对称平面上的对流层加热情况, 计算结果与飞行试验结果吻合较好.

Holden 等 (1988) 研究了二维结构弓形激波/激波交界区域的气动热特性, 测量了圆柱受热最强烈区域的热交换和压力, 计算了马赫数在 8~19 时圆柱模型的气动加热情况, 但是研究表明由于存在流动剪切层和边界层的过渡, 多个激波干扰产生的气动热难以预测.

20 世纪 90 年代以来, 差分格式的分辨率越来越高, 采用数值模拟对超声速流动的气动热研究趋于成熟 (Holden et al. 1992, 1998). Hoffmann 等 (1991, 1994) 对超声速二维球头钝锥的气动热/力问题进行了一系列的研究. 分别采用 Steger-Warming 通量矢量分裂格式、二阶 Steger-Warming 通量矢量分裂格式、二阶 Van Leer 通量矢量分裂格式、Beam 和 Warming 隐式格式和二阶 TVD 格式进行了对比分析, 研究了流场网格划分对计算结果的影响. 结果表明, 对于压力分布, 所有计算格式均一致; 对于摩擦系数和热传递结果, 计算结果不同, 通量矢量分裂格式和 TVD 格式的计算结果较好.

进入 21 世纪, 随着计算机的发展, 超声速飞行下流场的研究吸引了更多学者的兴趣 (Aleksandrova et al. 2014, Votta et al. 2013). Brown (2002) 对超声速飞行中不同的湍流输运模型进行了验证分析, 应用单方程 Spalart-Allmaras 模型、两方程 Chien $k-\epsilon$ 模型、两方程 $k-\omega$ 模型和 SST $k-\omega$ 模型对马赫数 7~20 的气动热和气动力进行了模拟, 并与实验结果相对比, 如 图 12 所示. 结果表明, 两方程 $k-\omega$ 模型和 SST $k-\omega$ 模型能更好地模拟超声速流动.

Nichols 和 Nelson (2004) 研究了超声速流动中不同湍流模型对壁面网格的要求, 提出了一种适合超声速流动模拟中包括 Spalart-Allmaras 和剪切应力输运方程的湍流边界条件, 使得当 $y^+ < 100$ 时, 可以较好的预测超声速流动的壁面压力分布、摩擦阻力分布和热流分布, 如 图 13 所示.

针对热力环境, Russel 等 (2003) 采用 ATAC3D 气动热分析程序进行了导弹基线飞行、测试飞行和 T-Range 飞行的恢复温度、压力、冷壁热流和响应温度的模拟, 得到了它们随时间变化的趋势, 如 图 14 所示.

Kih-Ber 等 (1998) 在模拟窗口周围气流的相关参数时, 采用 FLUENT Inc. 公司的商业软件 FLUENT 5TM, 在时间和空间上求解有限体积的二阶 N-S 方程, 对湍流使用雷诺方程求解. Wan (1998) 采用了一种“equivalent cone”等价锥体方法模拟导弹周围的气、热工况. Pond 等 (1999) 针对窗口附近的流动采用 Genie++ 进行网格划分 (见

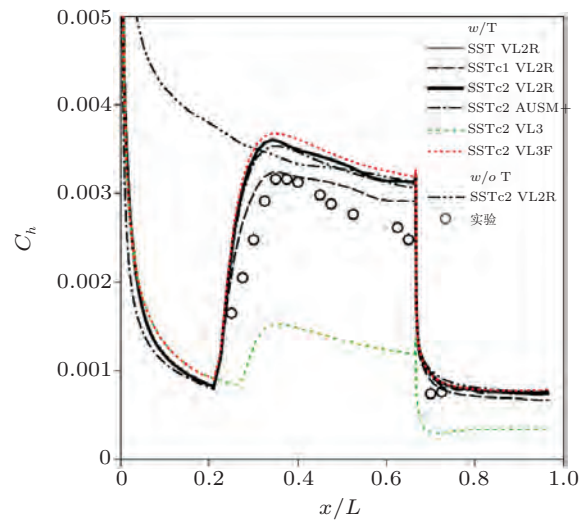


图 12

不同湍流模型对数值模拟的影响 (Brown 2002)

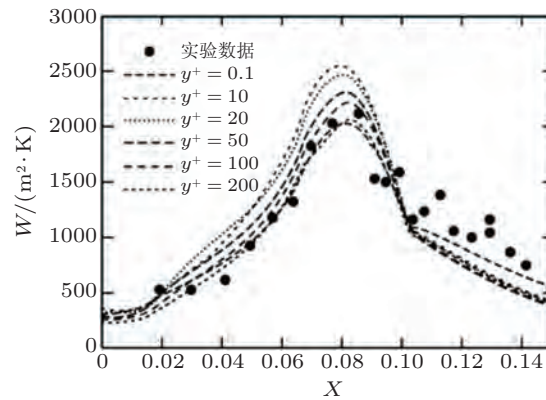


图 13

不同 y^+ 数值模拟结果 (Nichols & Nelson 2004)

图 15), 随后应用 GASP 程序进行计算.

对窗口的模拟, 许多学者采用了不同方法进行了尝试. Russell 等 (2003) 用 ATAC3D 得到的热力参数, 在有限元分析软件 ANSYS 中对窗口的具体行为进行了模拟, 并与实验结果进行了对比. Kih-Ber (1998) 应用 FLUENT 5TM 得到的 CFD 参数, 使用有限元分析软件 ANSYS, 得到模拟和实验温度分布对比图. Pond 等 (1999) 将得到的 CFD 参数导入 (S2) 和 OPD 代码, 分别计算系统平均湍流效应和平均流动中的非均匀性与反常性, 最终得到压力分布、湍流特性、气动光学特性等. Avşar 等 (2010) 直接应用有

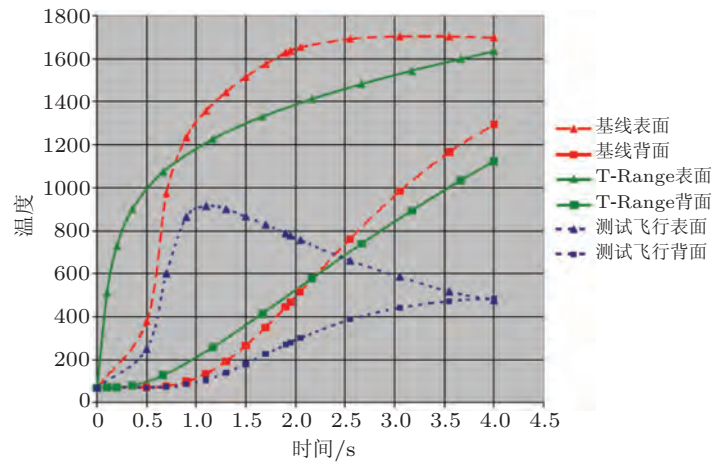


图 14

ATAC3D 模拟结果 (Russell et al. 2003)

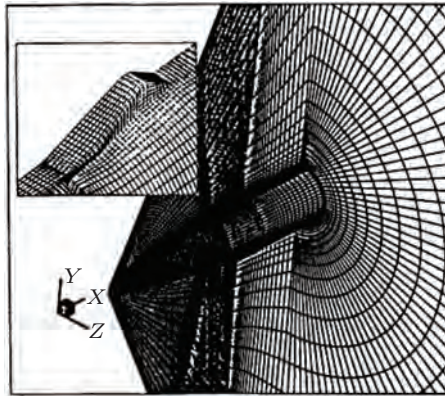


图 15

网格划分 (Pond 等 1999)

限元分析软件模拟窗口失效情况, 并应用 SAAB Aerosystems Rain Erosion Test 设备检测雨滴对窗口的影响来修正模拟结果, 还得到了窗口膜层在不失效的情况下所允许的最大移动速度.

与国外相比, 国内对于超声速飞行的气动加热的研究起步比较晚, 但从 20 世纪末以来得到了研究者的关注并取得了一定的成果.

耿湘人等 (耿湘人等 2006, 刘磊等 2013, Liu et al. 2012) 对超声速流动的气动加热环境进行了研究, 利用 N-S 数值解方法对有微型凸起物的球头钝锥和平板外形上的超声速流动的压力和热流分布进行了计算, 与实验结果吻合较好; 并采用气动力/气动

热/热结构耦合的方法对超声速飞行器机翼的气动热弹性特性进行了研究. 结果表明, 气动热不仅影响材料的热物性, 还能明显改变气动弹性位移量. 因此, 准确预测超声速流动的气动加热特性对计算结构的气动弹性特性非常必要.

贺旭照等 (贺旭照等 2008, 2010; Zhang et al. 2005) 采用 CFD 预测典型超声速飞行时的摩擦阻力和热流分布, 并研究了法向网格的无关性. 结果表明, 采用 CFD 软件能较准确地对吸气式超声速飞行器的气动热/力问题进行模拟, 为超声速飞行器的气动总体设计和气动热防护问题的研究提供基础. 随后, 采用“伪时间 LU-SGS 迭代”的空间推进求解方法研究超声速化学反应流动, 提高了求解效率, 并开发了适用于快速评估超燃冲压发动机和尾喷管优化设计等方面的 CFD 软件.

张兵 (2011) 采用 SST 两方程模型、Roe 格式、AUSM+ -up 格式及 LUSGS 方法编制计算超声速流动的程序, 适用于复杂超声速流动, 并验证了其正确性; 为了缩短计算时间, 对并行计算进行了研究, 在保证计算精度的基础上, 隐式格式的计算速度提高 6 倍, 显式格式的计算速度提高 28 倍, 并对三维吸气式超声速飞行器机翼的气动热弹性进行了计算. 余奇华 (2006) 对三维超声速热化学非平衡绕流流场的气动加热问题进行了模拟, 采用点隐式方法处理化学反应源, 采用牛顿迭代法模拟温度分布; 同时, 为了提高计算效率, 发展分布式并行计算技术, 分别对大量二维和三维典型算例进行验证、分析、计算, 得到较好的效果. 雷雨冰等 (2004) 采用修正的 B/L 湍流模型对超声速流动中的激波/湍流附面层干扰开展了研究, 并分别对来流马赫数为 2.96 和 9.22 的超声速流场进行了验证, 结果吻合较好.

潘沙 (2010) 在量热完全气体条件的基础上, 研究了高温热化学非平衡条件, 建立了数值模拟方法, 并编制了相应的计算程序, 可应用于工程计算. 对 8 种差分格式进行对比分析发现, 迎风类格式的计算精度较高, 尤其是 AUSM 类格式; 同时, 对 5 种限制器进行计算分析发现, 采用 MUSCL 高阶插值方法能够大大缩短计算时间和提高计算精度. 聂涛和刘伟强 (2012) 用有限体积法和有限元法分别对流体区域和结构区域进行离散, 对二维圆管在超声速流动下的气动加热和应力进行非稳态耦合求解, 结果表明, 在与来流方向成 120° 夹角处, 圆管的变形最小, 而且在求解时间内圆管的热变形对外部流动的作用很小, 可以忽略不计. 戎宜生和刘伟强 (2010) 针对具有逆向喷流的再入飞行器鼻锥外流场进行了分析, 提出与流量和总压比率有关的新的参数 R_{PA} , 用于表征喷流强度, 研究喷流对超声速外流场和传热量的影响.

夏刚等 (2003) 对流场部分采用基于 Navier-Stokes 方程的有限体积法, 结合 AUSM+ 格式与时间方向的显式多步 Runge-Kutta 法, 将流场与结构区通过交界面的热流和温度边界条件耦合, 对结构传热部分采用基于二维热传导方程的 Galerkin 有限元法进行了模拟. 黄春生等 (2004) 利用高精度的有限体积迎风格式 TVD 来求解超声速流场, 得到了详细的工作环境参数. 任青梅等 (2007) 采用工程算法对气动热进行模拟. 工

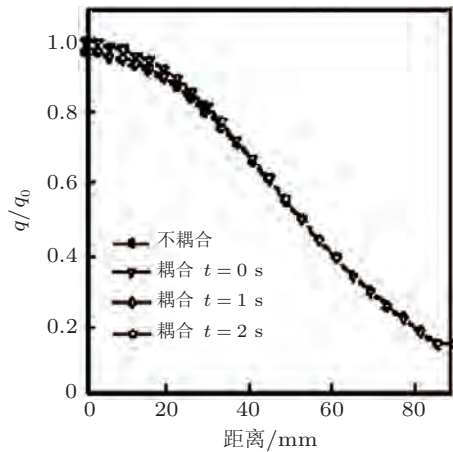


图 16

数值模拟结果对比 (黄唐等 2000)

程算法主要借助气动加热计算的经验公式,对飞行器典型部位的气动加热热流进行计算,这种算法简单省时,适宜计算形状简单的飞行器表面气动加热,但需要一定的气动试验数据库支持.唐达培等(2008)利用有限元计算软件建立了三维轴对称计算模型,模拟了以钼为基底材料、金刚石为膜层材料的窗口在膜基交界面处的残余应力情况,获得了残余应力各方向分量的分布规律,分析了残余应力对膜层失效的影响.杨德义和桂业伟(1999)针对航天飞行器的可重复使用防热结构,采用数值模拟的方法重点研究了前缘类结构的热响应特性.分析了不同结构形式、材料物性等因素对结构温度的影响规律,为进一步的结构设计提供了参考依据.

在传统的计算中,针对流场、热、结构问题,通常是先计算流场,再计算热响应和热结构问题,这显然是人为地分割了原本统一的、连续的过程,使得计算结果存在较多不足.黄唐等(2000)给出一种将流场、热、结构耦合起来进行一体化数值模拟的方法,得到了较好的结果,如图 16 所示.另外,中国科学院(Lu et al. 2014)、哈尔滨工业大学(Song & Li 2014)、西北工业大学(Zhao et al. 2013)等单位的一些学者也进行了相应的研究.

以上分析可以看出,通过模拟得到的热力规律与实验基本吻合.因此在设计窗口时需要先进行相关的模拟,得到具有一定参考价值的结果,然后对窗口参数进行优化及实验验证.这已经成为了窗口设计的主要方法.

4.3 典型热力响应分析

超声速飞行器在大气中飞行时,来流与飞行器的表面产生强烈摩擦,由于受到剧

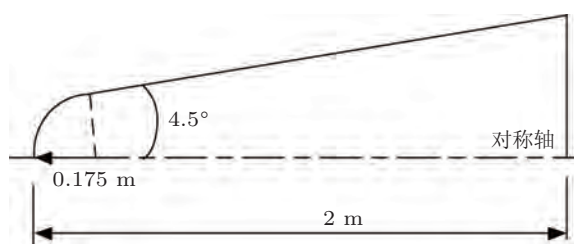


图 17

ELECTRE 钝锥几何尺寸

烈压缩, 在边界层内, 损失的动能转化为热能, 使飞行器附近的大气温度迅速升高, 并向飞行器表面进行传热, 产生强烈的气动热作用. 因此, 在气动热作用下材料失效的研究中, 要准确计算超声速飞行器外流场的气动热分布. 本节首先介绍超声速飞行器外流场的基本方程和湍流控制方程, 并对不同流动条件下钝锥和尖锥外形的飞行器的外流场进行分析, 预测红外窗口的温度分布、压力分布、表面热流和对流换热系数.

4.3.1 超声速飞行器外流场模型的验证

为了研究不同风洞中实验结果的偏差, 欧洲宇航局采用了 ELECTRE 钝锥做标模, 于 1971 年进行了 ELECTRE 钝锥的飞行实验, 并获得了飞行气动热力学有很大意义的实验数据 (Muylaert et al. 1992). 通过安装在模型上的热电偶测量再入阶段的热流数据. 飞行高度为 20~60 km, 飞行速度为 3.8~4.20 km/s.

本文选取与文献 (Muylaert et al. 1992) 中相同的二维钝锥模型进行计算, 应用 FLUENT®14.0 商业软件, 采用 SST $k-\omega$ 湍流模型进行模拟, 并与文献中的数据进行对比, 评估气动加热模型的准确性.

ELECTRE 钝锥的球头半径为 0.175 m, 半锥角为 4.6°, 长度为 2 m, 几何尺寸如图 17 所示, 网格划分如图 18 所示.

选取 293 s 时的实验数据, 自由来流条件为 $v_\infty = 4230.0$ m/s, $p_\infty = 53.0$ Pa, $T_\infty = 265.0$ K, 攻角为零. 壁面采用等温壁面, $T_w = 343.0$ K.

本文采用 3 种不同的网格密度来验证网格独立性, 其 y^+ 值分别为 5.16, 1.65 和 0.451. 对比不同 y^+ 值, 数值模拟得到的钝锥头部壁面热流密度和文献中实验测得的热流密度如图 19 所示, 驻点线上温度结果和文献中的模拟结果如图 20 所示. 从图中可得, 当 $y^+ = 0.451$ 时计算所得结果与实验结果吻合较好, 从而验证了此气动热模型的准确性. 外流场温度分布如图 21 所示, 从图 21 可以看出, 在钝锥的前端产生明显的弓形激波.

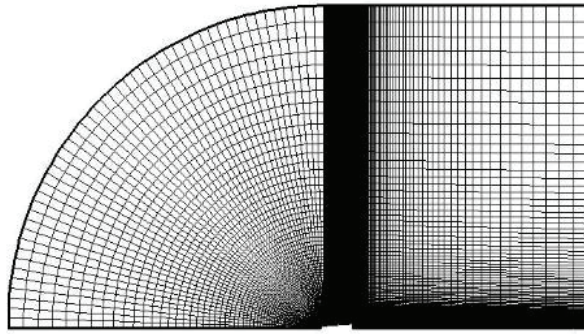


图 18

钝锥外流场计算网格

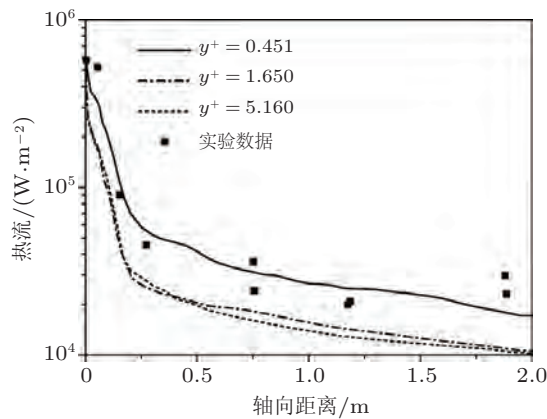


图 19

钝锥头部热流密度计算结果对比

4.3.2 钝锥外流场计算

本文选取一种典型超声速飞行器外形来计算外流场, 由于结构为轴对称模型, 计算时简化为二维模型, 如 图 22 所示. 飞行器全长为 2 m, 头锥部分采用钝锥结构, 半锥角为 5° , 光学整流罩半径为 0.175 m.

流场计算时采用飞行高度为 15 km 处的标准大气参数, 自由来流的参数为 $p_\infty = 12.112 \text{ kPa}$, $T_\infty = 216.8 \text{ K}$, 应用 FLUENT®14.0 商业软件分别计算飞行马赫数为 3, 4, 5 和 6 时的外流场分布.

根据建立的红外窗口热环境计算模型, 进行了钝锥外流场的温度分布和压力分布, 如 图 23 和 图 24 所示. 从 图 23 和 图 24 中可以看出, 在超声速飞行时, 由于钝头对

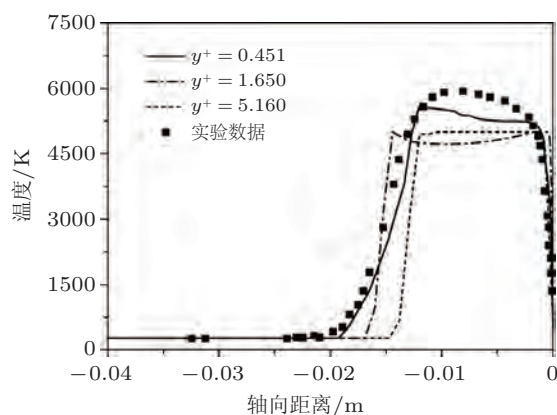


图 20

驻点线上温度计算结果对比



图 21

钝锥气动热流场分布结果

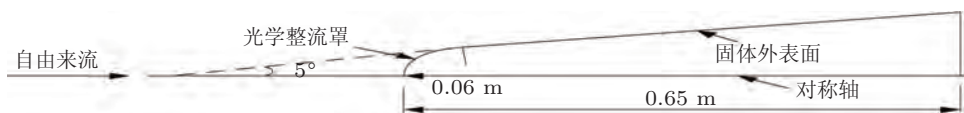


图 22

超声速飞行器典型外形

气流的阻滞作用很强, 在前缘会产生脱体弓形激波, 气流通过激波后, 波面前后出现气流参数突变, 波后气流速度突然减小, 因此压力、温度都突然升高. 脱体激波的前端与气流方向垂直, 为正激波; 脱体激波的外侧波面与气流方向成一倾斜角, 为斜激波. 气流通过正激波后, 空气压缩最强烈, 由于黏性阻力作用, 来流空气的动能几乎全部转化为热能, 使钝锥前缘的温度最高. 斜激波的强度比正激波的弱, 斜激波在延伸中, 强度逐渐减弱, 延伸至一定地方会减弱成弱扰动波, 因此, 在远离钝头驻点的壁面, 温度逐渐降低, 压力也逐渐减小到静止压力. 同时, 对比不同马赫数下温度和压力分布, 在

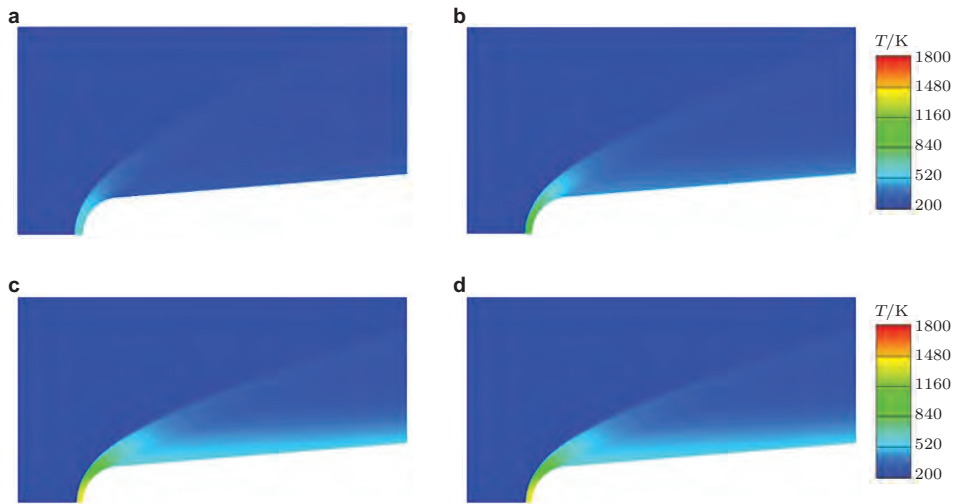


图 23

不同马赫数温度场数值模拟结果. (a) $Ma = 3$, (b) $Ma = 4$, (c) $Ma = 5$, (d) $Ma = 6$

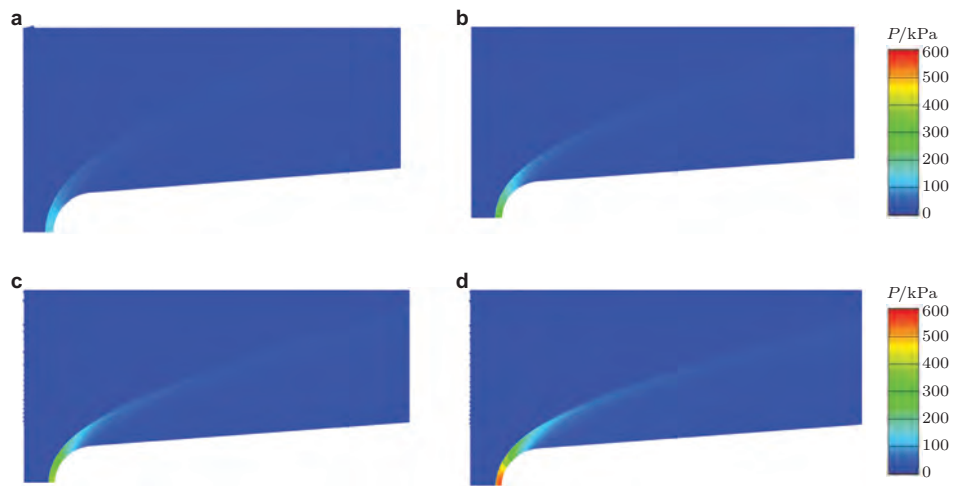


图 24

不同马赫数压力场数值模拟结果. (a) $Ma = 3$, (b) $Ma = 4$, (c) $Ma = 5$, (d) $Ma = 6$

激波后, 流场的温度和压力随马赫数的增大而升高.

在不同马赫数下, 在 $x = 0.325\text{ m}$ 剖面处温度与远场温度的比值 T/T_∞ 如 图 25 所示, 压力与远场压力的比值 p/p_∞ 如 图 26 所示. 从 图 25 和 图 26 可以看出, 温度和压力在近壁面处均产生剧烈的变化, 此处为激波层. 这是由于来流气体通过激波后, 波面前后出现稳定的气流参数突变, 激波波前的气流参数基本保持不变, 激波后的气流

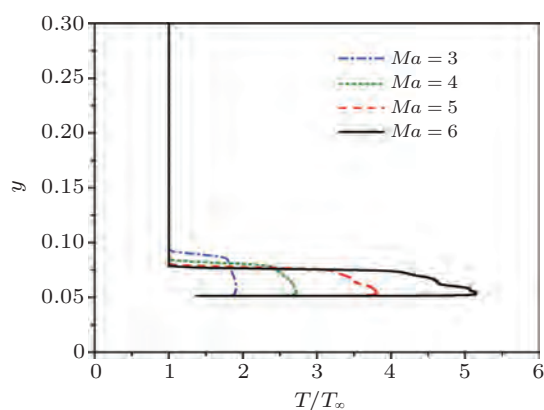


图 25

不同马赫数下 $x = 0.325\text{ m}$ 剖面的温度分布

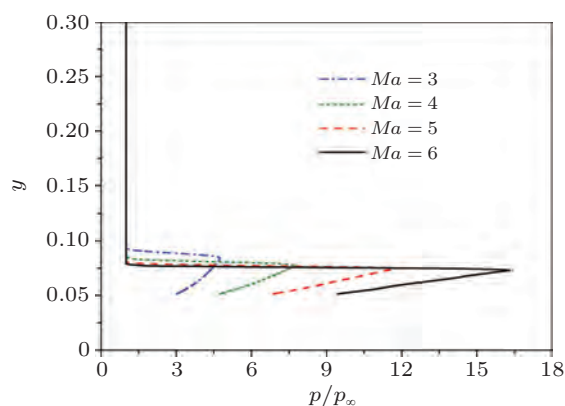


图 26

不同马赫数下 $x = 0.325\text{ m}$ 剖面的压力分布

速度急剧降低, 从而导致温度和压力均突然增大. 对比不同马赫数下温度比值和压力比值, 随着马赫数的增大, 激波层的厚度越小, 激波层内外参数的变化也越剧烈. 这是由于对于正激波, 认为完全气体的比热比 γ 为常数时, 激波的强度可用激波前后总压比 σ_p 表示, 即 $\sigma_p = [2\gamma Ma^2 - (\gamma - 1)] / (\gamma + 1)$ (陆志良 2009). 由此可见, 正激波前后流动参数的比值均只与波前来流马赫数 Ma 和气体的比热比 γ 有关, 来流马赫数越大, 激波强度也就越大, 因此, 激波前后气流参数的差值就越大. 对于斜激波, 其物理性质与正激波完全相同, 只是与正激波相比较弱.

不同马赫数下热流密度和对流换热系数沿对称轴的分布如图 27 和图 28 所示. 从图中可以看出, 对于同一马赫数, 驻点处的热流密度和对流换热系数最大, 驻点后位

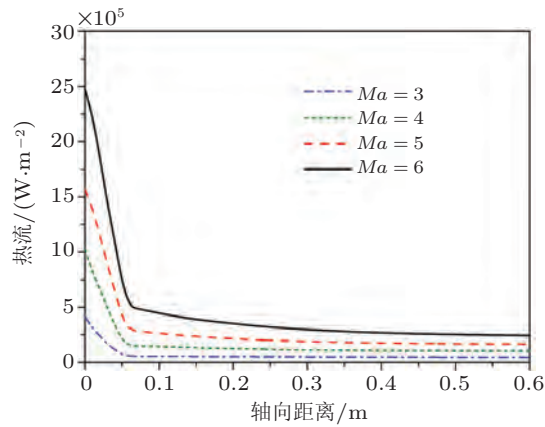


图 27

不同马赫数下沿壁面热流密度的分布

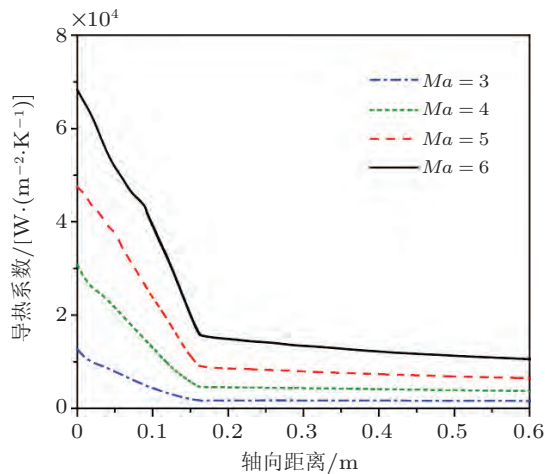


图 28

不同马赫数下沿壁面对流换热系数的分布

置的热流密度和对流换热系数急剧降低, 距离尖锥头部分别为 0.06 m 和 0.16 m 以后位置的热流密度和对流换热系数几乎不变, 达到稳定, 这与文献 (Muylaert et al. 1992) 中得到的结果趋势相同. 这主要是由于来流在钝锥头部气体受到强烈的压缩, 产生脱体激波, 速度迅速降低, 由于黏性阻滞作用来流气体的动能几乎全部转化为内能, 导致头部有较大的热流密度和对流换热系数. 在锥体部分, 只有小部分的动能转化为内能, 热流密度和对流换热系数相对于驻点降低很多. 相对热流密度, 对流换热系数的变化趋势有一定延迟, 这主要是由于温度的传递需要一定的时间. 对比不同的马赫数, 马

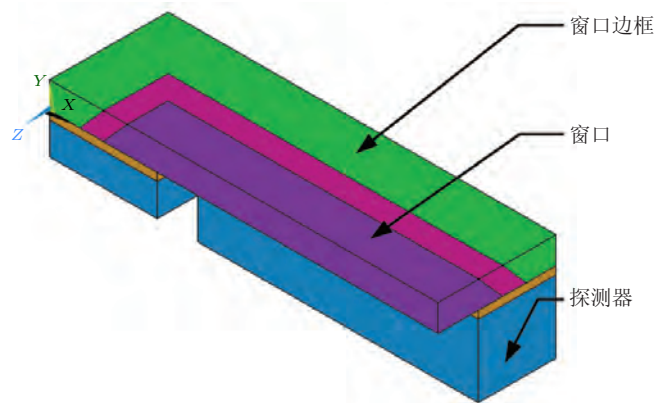


图 29

窗口结构

赫数越大, 热流密度和对流换热系数也就越大, 向飞行器传递的热量越多. 光学整流罩位于飞行器钝锥头部, 受气动加热影响非常剧烈, 容易发生破坏. 不同马赫数下, 光学整流罩处的对流换热系数如表 8 所示.

表 8 驻点处对流换热系数

马赫数	3	4	5	6
对流换热系数/[W·(m ⁻² ·K ⁻¹)]	12 596.394 6	30 744.162 11	47 834.863 3	68 451.148 4
驻点温度/K	605.294 6	906.411 1	1 296.550 3	1 774.299 7

4.3.3 热结构响应模型的验证

Russell 等 (2003) 研究了不同窗口材料在气动热下的热响应情况, 为了评估热结构响应模型计算的准确性, 选取文献中模型计算, 将研究结果与文献 (Russell et al. 2003) 中的计算结果进行对比.

文献中计算 Dymasil 窗口的热响应, 由于窗口的几何形状和边界条件均为对称的, 因此取窗口的 1/4 模型进行计算, 窗口结构和尺寸分别如图 29 和图 30 所示. 窗口的半长为 32.57 mm, 半宽为 5.08 mm, 厚为 2.54 mm, 斜角为 45°. 窗口采用 Grafoil 作为密封材料, 框架采用不锈钢, 控制室为铝合金. 外表面施加恒定热流密度 1874 W/m², 内表面绝热.

本文的计算模型、物性参数以及边界条件与文献中的尺寸一致, 最终的网格划分如图 31 所示.

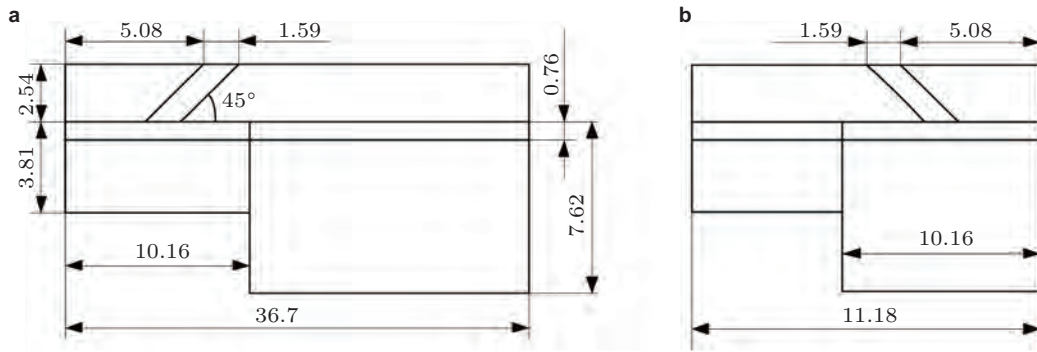


图 30

窗口结构尺寸 (mm). (a) XY 平面, (b) YZ 平面

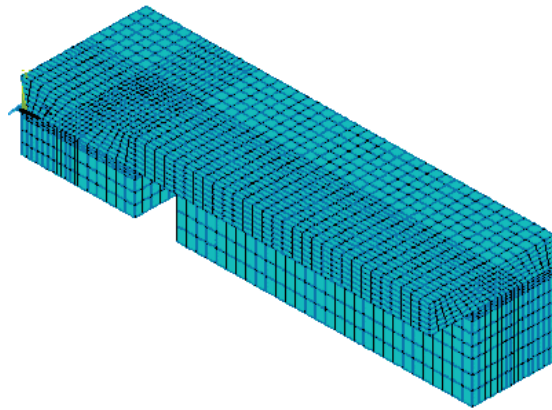


图 31

计算模型的网格划分

图 32 给出了 Dymasil 材料窗口在恒定热流密度下的温度响应, 同时与文献 (Russell et al. 2003) 的结果进行了对比. 从图 32 可以看出, 数值模拟得到的温度结果与文献吻合较好, 从而验证了所采用热结构响应模型的准确性.

4.3.4 CVD ZnS 窗口热结构响应计算

为了预测导致红外窗口材料气动热结构失效的温度响应和热应力响应, 施加流场计算得到的对流换热系数来计算红外窗口 10 s 内的温度场、应变场和应力场.

4.3.4.1 CVD ZnS 窗口的温度场

当飞行马赫数为 3, 4, 5 和 6 时, 窗口材料的热响应结果如图 33 所示. 从图 33

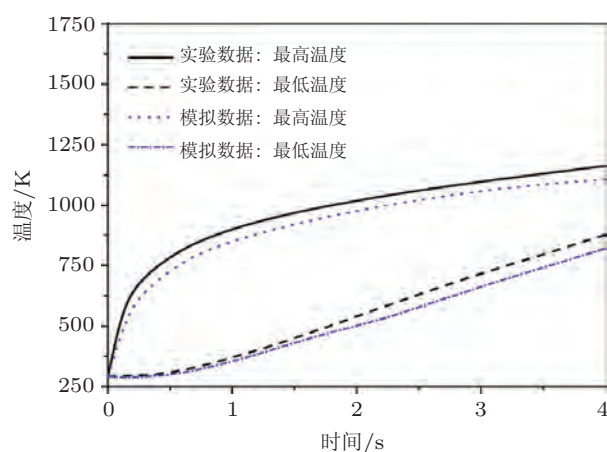


图 32

温度计算结果与参考文献的对比

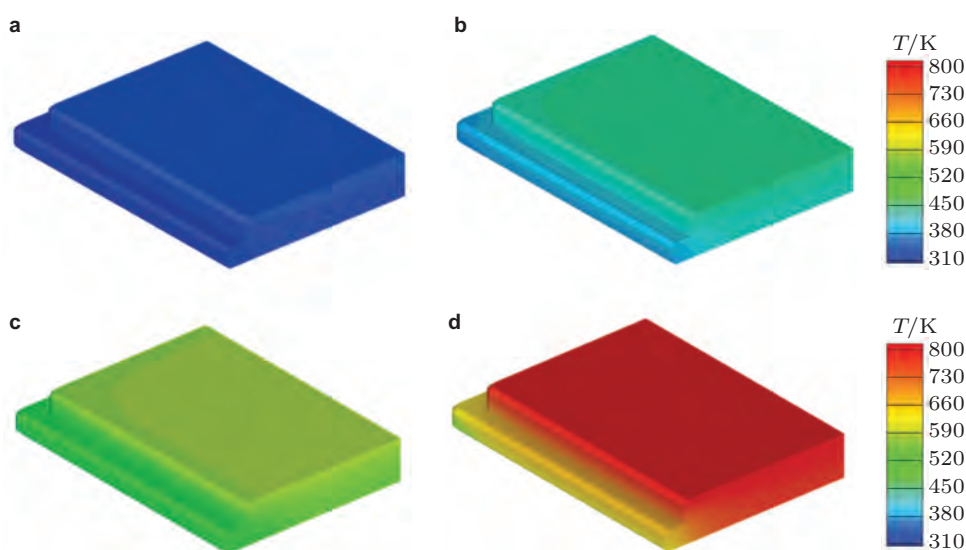


图 33

不同马赫数 10s 时温度云图. (a) $Ma = 3$, (b) $Ma = 4$, (c) $Ma = 5$, (d) $Ma = 6$

可以看出, 不同马赫数下温度场分布基本一致. 温度最大值出现在窗口外表面中心处, 四边温度较低; 温度最小值出现在内表面四边处, 中心温度较高. 温度由中心向四周, 由外表面向内表面依次降低. 这是由于窗口外表面受到外流场气体的气动加热, 温度升高, 内表面温度升高主要由于窗口内部的导热造成, 因此窗口外表面温度高于内表面. 窗口内表面绝热, 窗口框架采用钛材料, 其热容量比窗口材料的热容量大, 相同加

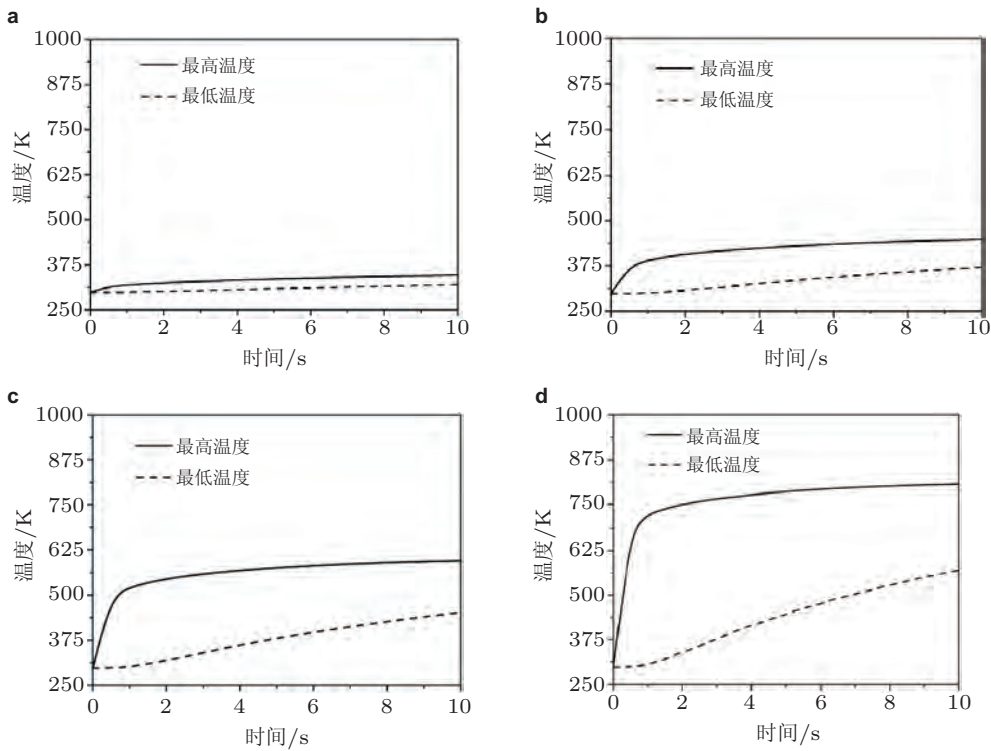


图 34

温度响应随时间变化. (a) $Ma = 3$, (b) $Ma = 4$, (c) $Ma = 5$, (d) $Ma = 6$

热情况下比窗口温度低, 因此, 窗口四边向窗口框架传递热量, 其温度比窗口中心温度低. 对比不同马赫数下温度分布发现, 马赫数越大, 窗口温度越高. 主要由于随着马赫数的增大外流场温度增大, 窗口处的对流换热系数和附近气体的温度越大, 气动加热越强烈.

不同马赫数飞行条件下, 最高温度和最低温度随时间变化曲线如 图 34 所示. 从 图 34 可以看出, 最高温度和最低温度值随马赫数的增大而升高. 同一马赫数下, 在加热的初始阶段, 最高温度的升温速率远高于最低温度的升温速率, 随后两者的升温速度基本保持稳定, 达到稳定值. 这主要是由于在外表面通过对流换热进行加热, 在加热开始阶段, 温差最大, 换热最强烈, 随着加热过程的进行, 温差减小, 换热程度降低, 当温差趋于零时, 基本上达到换热平衡. 对于内表面, 其温度升高主要由于窗口材料内的热传导, 相对于外表面的温度升高有一定的延迟.

不同马赫数飞行条件下, 最大温差随时间变化曲线如 图 35 所示. 从 图 35 可以看出, 最大与最小温度的差值在加热的起始阶段急剧增大, 随后降低, 最后基本不变. 这主要由于窗口外表面直接受到气动加热作用, 最先升温, 而内表面的温度升高主要

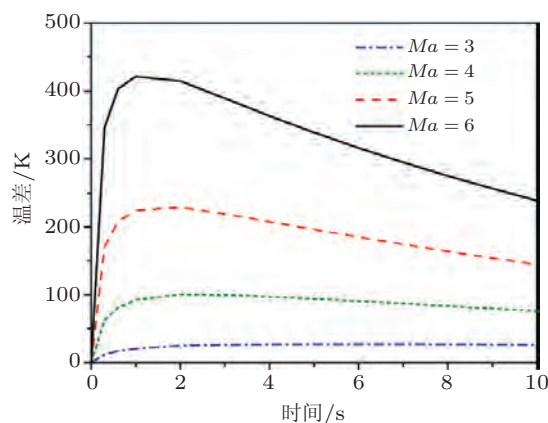


图 35

最大温差随时间变化

由于窗口内部的热传导, 随着加热的进行, 窗口内温度场最终达到热平衡状态. 同时, 当马赫数为 3 时, 最大温差峰值约为 27 K, 平衡时最大温差约为 26 K, 相差较小; 当马赫数为 6 时, 最大温差峰值约为 424 K, 平衡时最大温差约为 239 K, 相差较大.

4.3.4.2 CVD ZnS 窗口的应变场

当飞行速度为马赫数 3, 4, 5 和 6 时, 窗口材料的热应变、弹性应变和总应变响应结果分别如图 36~图 38 所示. 从图 36 可以看出, 不同马赫数下热应变场分布基本一致, 且分布趋势与温度场相同. 热应变最大值出现在窗口外表面中心处, 四边应变值较低, 主要是由于温度分布不均匀产生的. 从图 37 可以看出, 与热应变的分布趋势不同, 在窗口四周受约束的地方弹性应变较大, 尤其是在窗口台阶的拐角处, 主要由于受到机械约束的影响. 而热应变和弹性应变共同决定窗口的总应变, 从图 38 可以看出, 总应变在窗口外表面和四边中心均较大. 对比不同马赫数的应变场发现, 马赫数越大, 热应变、弹性应变和总应变均越大. 原因在于马赫数越大, 窗口受到气动加热越强烈, 窗口内部温度梯度越大, 由此产生的热应变越大, 同时, 整体窗口温度升高导致窗口应变增大, 对应的约束也就越强烈, 弹性应变增大, 总应变也增大.

不同马赫数飞行条件下, 最大应变随时间变化曲线如图 39 所示. 从图 39(a) 中可以看出, 最大热应变值随着马赫数的增大而增大, 且变化趋势与最高温度的变化趋势相同. 同一马赫数下, 在加热开始阶段, 热应变升高很快, 随后升高速率逐渐降低. 这主要是由于在加热的初始阶段, 外表面温度迅速升高, 产生较大温差, 随后由于内部热传导的进行, 窗口内部温差减小, 热应变区域稳定. 从图 39(b) 中可以看出, 相比最大热应变, 最大弹性应变较小, 在初始阶段存在一个峰值, 随后降低, 约 2.5 s 后再次上

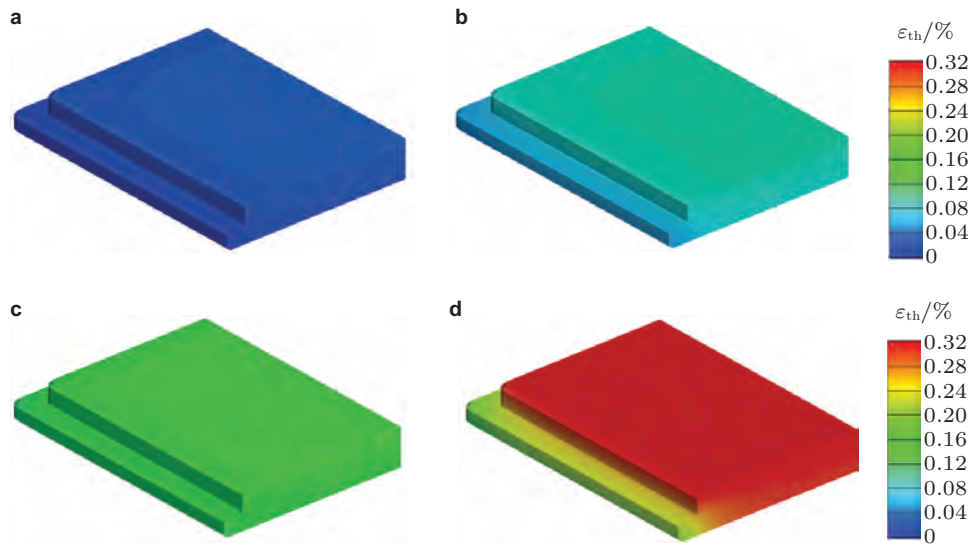


图 36

不同马赫数 10s 时热应变云图. (a) $Ma = 3$, (b) $Ma = 4$, (c) $Ma = 5$, (d) $Ma = 6$

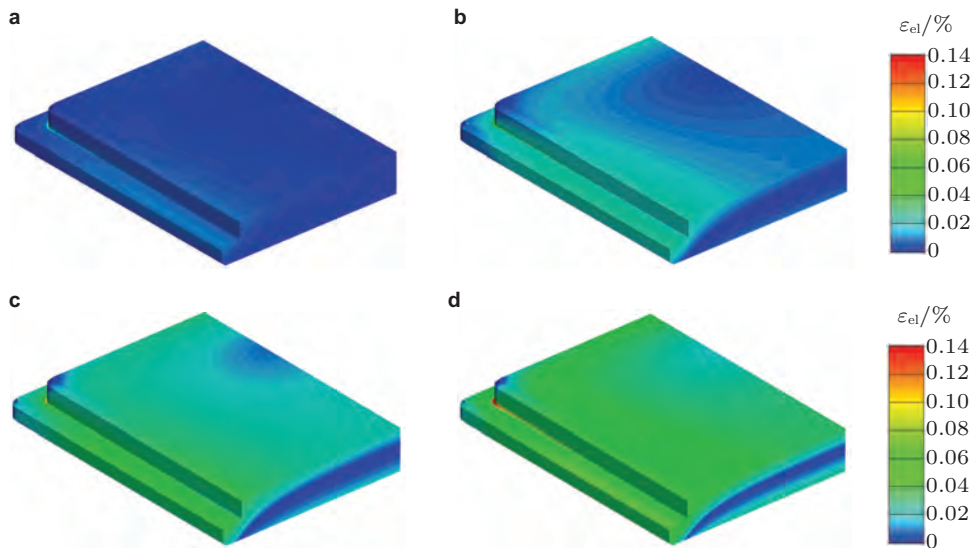


图 37

不同马赫数 10s 时弹性应变云图. (a) $Ma = 3$, (b) $Ma = 4$, (c) $Ma = 5$, (d) $Ma = 6$

升, 达到稳定状态. 从图 39(c) 中可以发现, 总应变是热应变和弹性应变的综合表现, 在加热初始阶段急剧升高, 随后稳定, 约 3.5s 后, 再次升高, 主要由于此时的弹性应变增大.

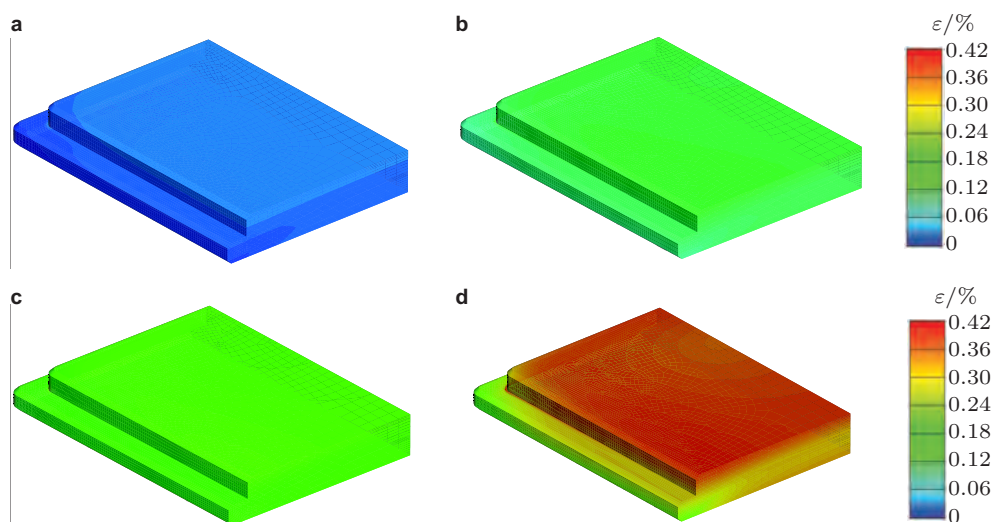


图 38

不同马赫数 10 s 时总应变云图. (a) $Ma = 3$, (b) $Ma = 4$, (c) $Ma = 5$, (d) $Ma = 6$

5 红外罩材料的结构性失效研究

热冲击是结构性失效的主要因素, 由于热冲击破坏理论有一定的局限性, 因此对材料进行热冲击破坏实验的研究是非常必要的. 抗热冲击性能研究的实验方法主要有两种: 一种是加热冲击, 包括电弧加热冲击 (Zhang et al. 2013, Kumar et al. 2013)、火焰冲击 (Wang et al. 1998, Natali et al. 2011) 和激光冲击 (Melookaran et al. 2012, Song et al. 2010) 等; 另一种是热震, 包括气淬及其他介质淬火等 (Bikass et al. 2012, Landwehr et al. 2009, Martinovic et al. 2010). 相对而言, 风洞实验能够较准确地模拟真实热环境如德国航空航天中心 (DLR) 的高焓激波风洞 (HEG), 见图 40 (Hannemann & Beck 2002), 但是公开的数据较少. 同时, 风洞实验的成本非常高, 实现难度也较大, 需要其他一些相对成本较低, 比较容易实现的实验方法进行预测.

She 等 (2010) 通过水淬实验研究了 SiC 陶瓷的抗热冲击能力与淬火温度、淬火次数和试样厚度的关系. 研究表明, 淬火后的试样由于微观结构的桥接处裂纹数量增大, 如图 41 所示, 其残余应力随着淬火温度和试样厚度的提高而降低, 同时, 残余应力与淬火次数无关.

Levinea 等 (2002) 研究了超高温陶瓷材料 (UHTC) 在氢氧火焰冲击下的抗热冲击性能, 结果如表 9 所示.

Kokini 等 (2002) 通过连续的 CO_2 激光研究了在氧化钇稳定氧化锆上分别镀制不

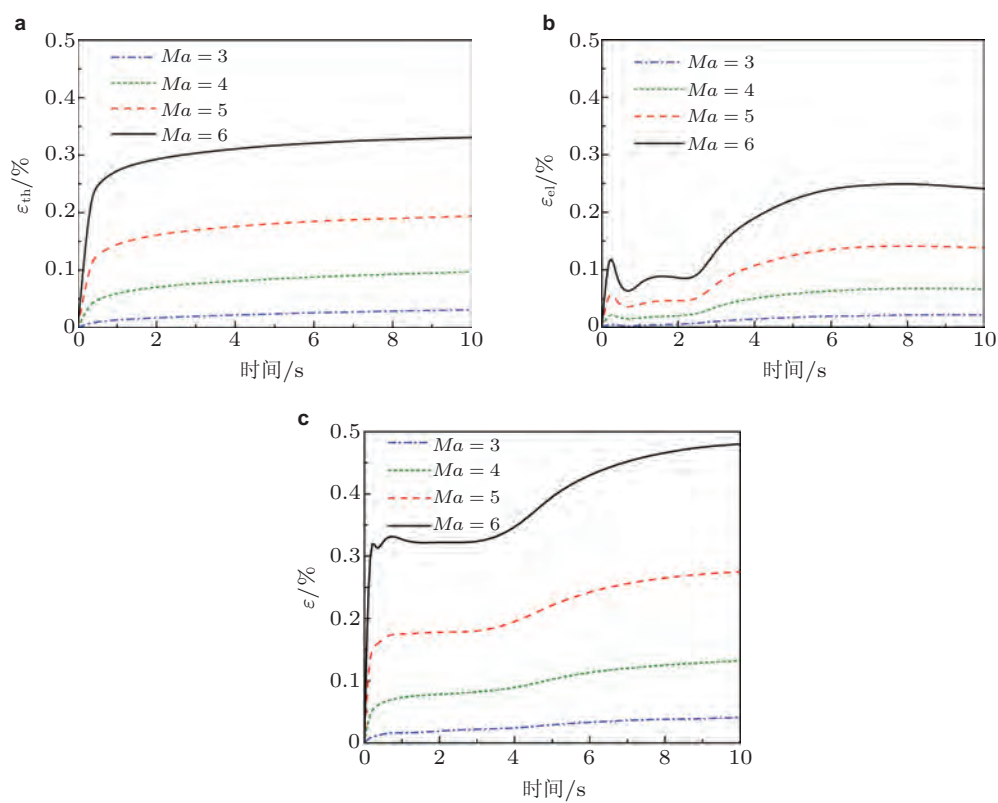


图 39

最大应变随时间变化曲线. (a) 最大热应变, (b) 最大弹性应变, (c) 最大总应变

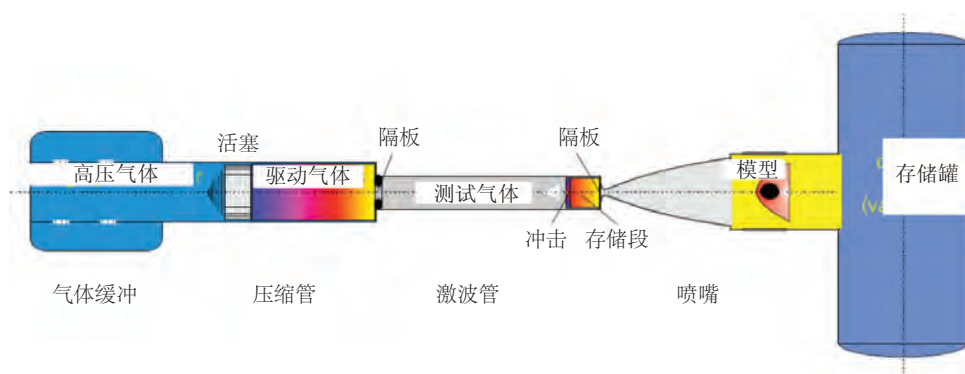


图 40

高焓激波风洞结构 (Hannemann & Beck 2002)

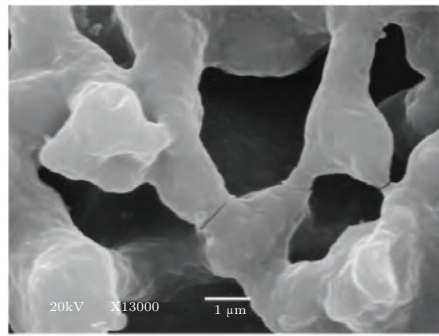


图 41

从 1000°C 到 20°C 淬火后试样微观结构 (She et al. 2010)

表 9 超高温陶瓷材料的热冲击实验

材料	温度/°C	时间/s	现象
ZrB ₂ +SiC (体积分数为 20%)	1327	5	冷却阶段产生裂纹
ZrB ₂ +SiC (体积分数为 20%)	1327	5	没有裂纹, 热冲击中心有少量氧化
ZrB ₂ +SiC (体积分数为 20%)	1327	210	产生裂纹, 表面有明显氧化
ZrB ₂ +SiC (体积分数为 20%)	1627	180	明显的质量损失, 试样严重破坏
ZrB ₂ +SiC (体积分数为 14%)+ C (体积分数为 30%)	1327	5	没有裂纹, 表面有少量氧化
ZrB ₂ +SiC (体积分数为 14%)+ C (体积分数为 30%)	1327	75	没有裂纹, 表面有明显氧化
ZrB ₂ +SiC (体积分数为 14%)+ C (体积分数为 30%)	1627	180	产生裂纹, 由于试样碎裂长有明显质量损失

同热障涂层后的抗热冲击性能, 如 图 42 所示. 研究表明, 在加热表面的水平裂纹的长度随着热障涂层层数的增大而降低, 热障涂层能够有效提高材料的抗热冲击性能.

Chen 等 (2009) 通过淬水法研究了 ZnS-SiO₂ 和含 ZnO-ZnS-SiO₂ 复合陶瓷的抗热冲击性能, 加入 ZnO 后可以提高抗热冲击性能, 同时对热冲击损伤参数进行了模拟, 与实验结果吻合较好, 如 图 43 所示.

He 等 (2016) 在钨钼合金内掺杂金属钇, 期望提高钨钼合金的抗热冲击性能. 研究表明, 适量的钇掺杂能够提高其抗热冲击性能, 但是过多掺杂会降低其抗热冲击性能, 掺杂量不宜高于 0.5%(见 图 44).

对于 ZrB₂-SiC 基超高温陶瓷复合材料, 哈尔滨工业大学对其抗热冲击性能进行

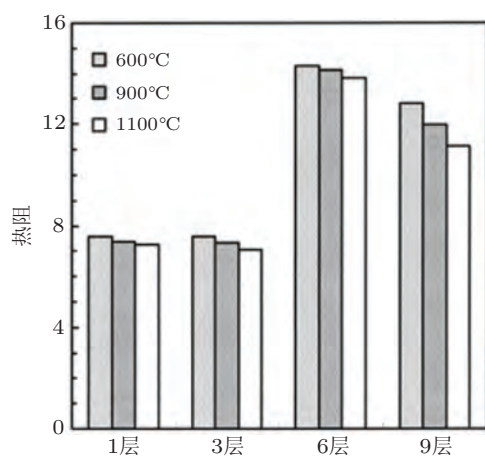


图 42

多层材料抗热冲击能力实验 (Kokini et al. 2002)

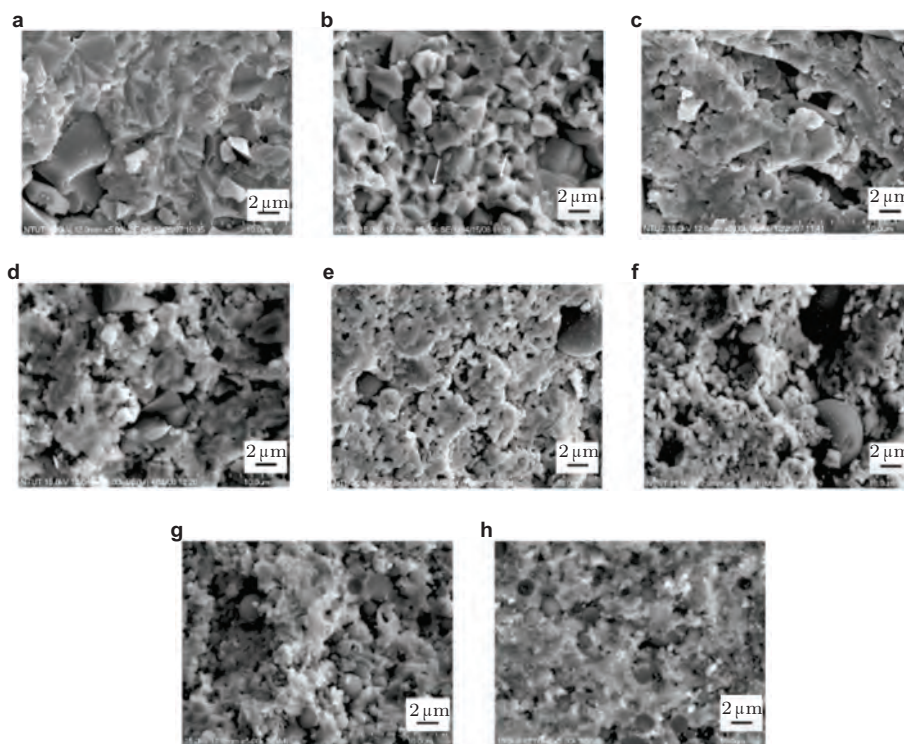


图 43

热冲击后材料表面特性 (Chen et al. 2009)

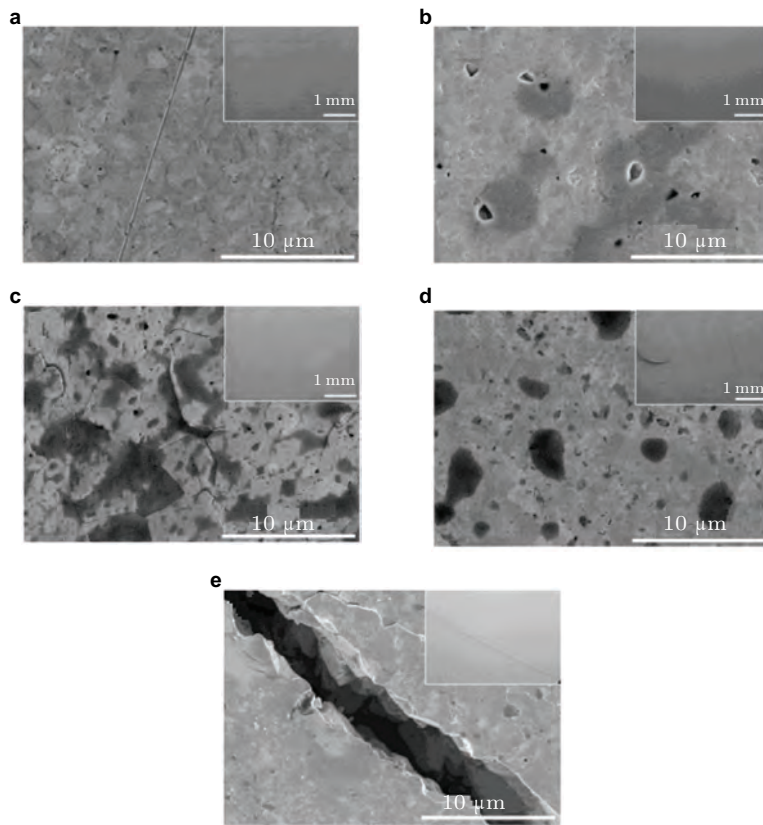


图 44

热冲击后材料表面特性 (He et al. 2016)

了一系列的研究 (Jin et al. 2013, Meng et al. 2011). 刘国仟 (2009) 通过淬火法研究了超高温陶瓷的抗热冲击性能和影响其抗热冲击性能的因素和规律 (见 图 45). 结果表明, 淬火后的剩余强度主要由裂纹扩展深度决定, 表面裂纹密度的影响不大, 由于换热系数不同, 在不同介质中淬火实验的抗热冲击性能也是不同的; 同时, 通过有限元法对淬火过程进行分析发现, 影响材料热冲击破坏的根本原因是表面换热速率.

王超 (2009) 对 ZrB_2 -SiC 基超高温陶瓷复合材料热冲击破坏进行了实验和数值模拟的研究. 结果表明, 预氧化能够有效提高材料的抗热冲击性能.

中南大学对 C/C 复合材料镀制抗烧蚀涂层后的抗热冲击能力进行了一系列的研究 (Yan et al. 2010, Li et al. 2008). 王雅雷 (2012) 采用 CVD 方法在 C/C 复合材料上镀制了碳化钨 HfC 涂层, 并通过氧乙炔焰实验研究了其热冲击失效过程, 如 图 46 所示, 镀制多层 HfC 涂层后材料表现优越的抗热冲击性能.

李国栋 (2006) 采用 CVD 方法在 C/C 复合材料上制备了 TaC/SiC 多层复合涂

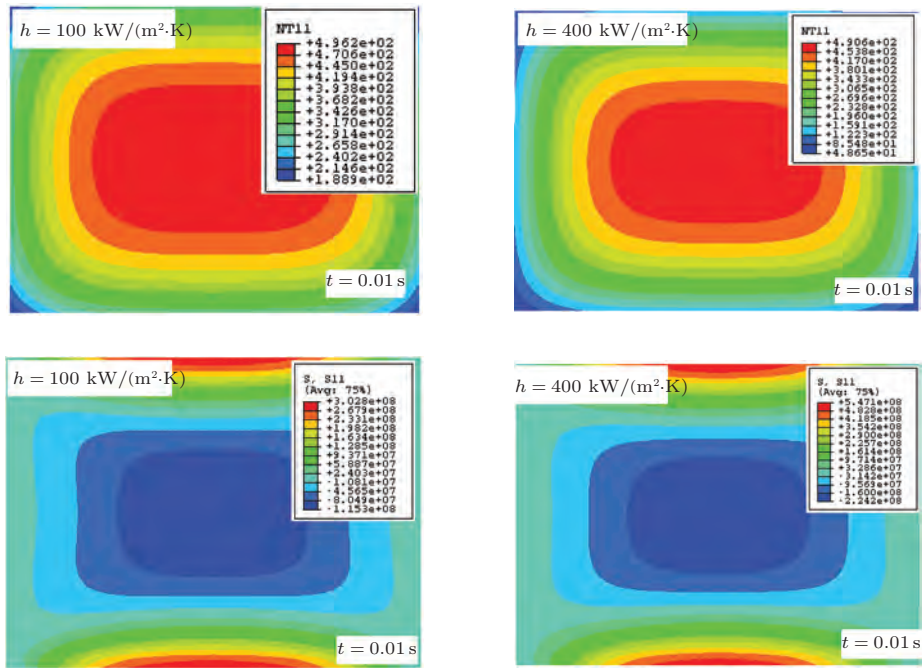


图 45

淬火过程的数值模拟研究 (刘国仟 2009)

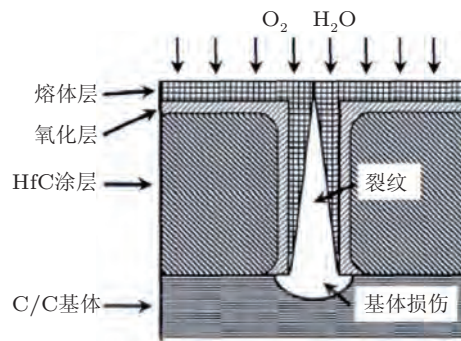


图 46

HfC 涂层氧化物嫁接体封填裂纹示意图 (王雅雷 2012)

层, 并分别采用低功率激光法和氧炔焰法研究了其抗热冲击性能. 结果表明, 双梯度的 TaC/SiC 多层复合涂层的抗热冲击性能比较优越. 另外, 中国科学院 (Zhong et al. 2014)、山东大学 (Wang et al. 2011)、西北工业大学 (Qiang et al. 2012) 等单位的学者也在热冲击实验方面开展了相关研究.

对于红外罩材料的结构性失效, 除热冲击是主要原因外, 在实际工作环境下的其

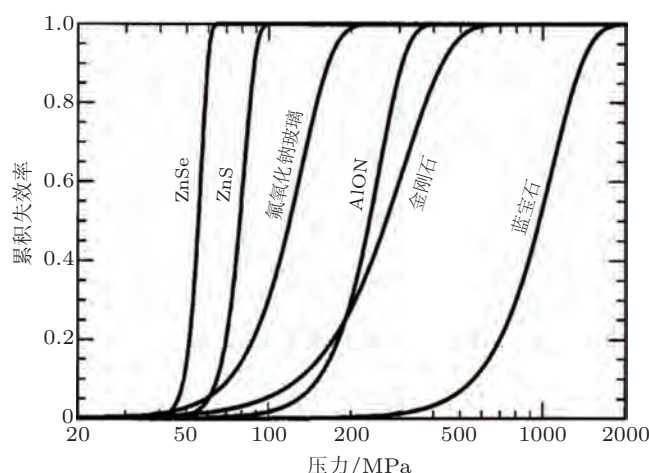


图 47

不同材料的失效情况 (Klein et al. 2002)

他因素同样会导致其失效, 相关学者对材料在特定环境下的断裂韧性、断裂强度、相对密度、显微硬度、抗压强度等机械性能进行了测试 (李玉斌 2003, 黄存兵 2005), 得到了规律性的结论.

Hingst 和 Koerber (2001) 在海平面 1000 m 处对不同形状的红外窗口在马赫数为 2.8~3.5 范围内进行了温度测试, 其使用的材料包括 Sapphire, Al_2O_3 , ZnS 等. Klein 等 (2002) 收集并分析了一定时期内 4 台力学测试设备红外传输材料的抗弯强度数据 (见图 47) 发现, 断裂总是发生在拉伸表面中部的一定区域环内, 并向外传播. 在假设断裂来自于随机分布的表面缺陷的基础上建立了描述实验失败概率的韦伯双参数模型, 对蓝宝石、金刚石、硫化锌等红外材料进行验证发现, 除了氟氧化物玻璃外均符合得非常好.

针对窗口的破坏原因, Osborne 等 (1994) 对 68 个已损坏红外窗口样本进行了分析, 对窗口表面的破坏痕迹进行分类, 并对窗口材料进行了表面光度等测试, 经过汇总得出结论: 窗口破坏程度与安装中产生的压力、是否安装垫圈以及窗口的结构有关, 而窗口破坏最重要的因素还是应力. 文章指出, 窗口被破坏的主要原因是安装时的残余应力和在工作过程中逐渐增大的应力.

龚辉和李成富 (1996) 研究了连续 CO_2 激光对几种红外窗口材料的表面损伤特性. 研究表明, 损伤机制在于杂质缺陷吸收造成的热冲击应力破坏, 并建立了损伤模型, 同时分析了热冲击应力破坏方式. 针对窗口材料在实际工作环境中的破坏, Hobbs (2009) 研究了蓝宝石、AlON 和金刚石 3 种材料在水和沙子中的具体破坏情况, 然后通过电子显微镜观察表面磨损情况, 并应用光学仪器进行功能性检测, 如图 48 所示.

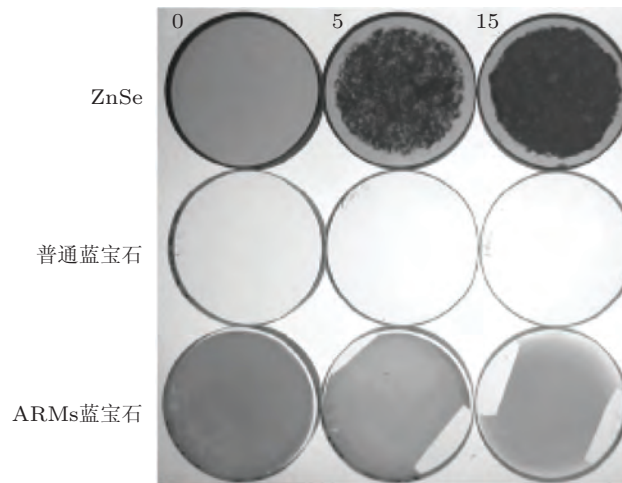


图 48

窗口的腐蚀示意图 (Hobbs 2009)

Joseph (2007) 也进行了基底功能膜的雨滴侵蚀实验. 同样针对在实际工作环境中的雨滴情况, Klocek 和 Taborek (2000) 设计了一种以磷化镓为主要材料的窗口结构, 可以在实际应用中很好地抵抗雨滴的侵害. 韩潇等 (2006) 评述了高速雨滴对红外透波窗口与整流罩的冲蚀磨损行为及其特殊表面载荷的应力波传播形式、损伤裂纹类型和力学机制, 介绍了雨蚀损伤的影响因素及评测方法和指标, 并指出了当前高速雨滴对红外透波窗口与整流罩的冲击磨蚀行为的研究方向. 巨志高等 (2005) 对导弹高速飞行时, 空气动力加热使 CVD 金刚石高温氧化的现象、机理及抗氧化保护进行了研究.

6 红外罩材料的功能性失效研究

6.1 实验研究

红外罩材料的功能性失效主要指其光学性能的改变. 从 20 世纪 30 年代开始, 由于热辐射理论和黑体空腔理论的迅速发展, 国内外许多学者研究并测量了众多物质的辐射特性 (Kaneko et al. 2004, Neuer & Jaroma-Weiland 1998, Zhao et al. 2007). 根据发射率测试原理的不同, 可以把测量方法分为量热法、反射率法、能量法和多波长法等, 如 图 49 所示 (王新北 2007).

20 世纪 90 年代, Lindermeir 等 (1992) 设计了基于傅立叶红外光谱仪的实验装置, 该装置能既能测量物体的发射率又能测量物体的温度, 但是最高温度只能达到 500 K, 其装置原理如 图 50 所示.

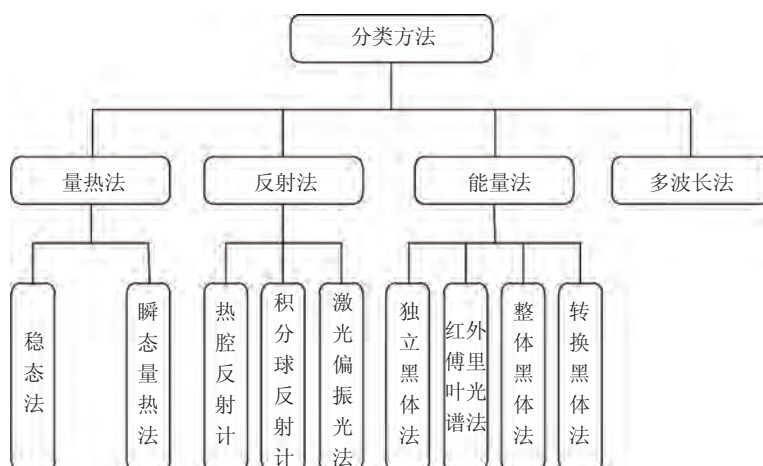


图 49

发射率测量方法分类 (王新北 2007)



图 50

傅里叶红外光谱仪原理 (Lindermeir et al. 1992)

Ravindra 等 (1998a, 1998b) 利用半椭球反射镜反射计装置研究了硅和氧化硅在不同温度下的光谱辐射特性, 波长范围为 $0.8 \sim 20 \mu\text{m}$. 随后, 他们基于同样的方法测量了高温半透明材料的温度、发射率、反射率以及透射率, 最高温度可以达到 2000°C , 测量的波长范围为 $1 \sim 20 \mu\text{m}$ (Ravindra et al. 2001). 进入 21 世纪以来, 叶家福和郭少令 (2000) 基于椭球法测量了高温物体的发射率, 最高温度可达到 5000°C .

Teodorescu 等 (2008) 采用电磁加热的方式分别测量了 1440, 1499, 1551 和 1605 K 镍的法向光谱发射率, 波长范围为 $1 \sim 16 \mu\text{m}$, 实验装置如图 51 所示.

对于灰体或黑体来说, 发射率只取决于物体表面的属性和状态. 然而, 很多物质都是半透明或透明的, 其辐射具有体辐射特性, 辐射不仅来自表面, 更多来自体内辐射以及背景物体. 此外, 测定 (半) 透明物体的发射率时, 往往因背底辐射信号的干扰而使测试失真或具有不确定性 (Campo et al. 2010), 严重影响物体发射率特性的研究与

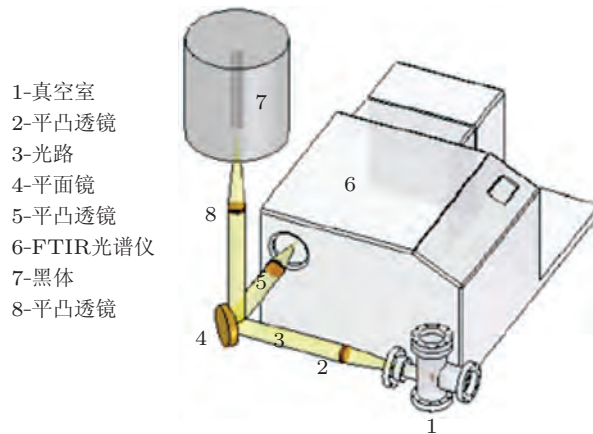


图 51

法向光谱发射率测量设备

评估. 因此, 建立一套合理的透明或半透明物体发射率测试方法具有至关重要的意义.

Markham 等 (1990) 提出了一种基于傅立叶红外光谱仪测量半透明材料的实验装置. 该装置可以测量波长范围为 $1.6 \sim 20 \mu\text{m}$ 的半透明物体的光谱发射率、定向半球反射率和光谱透射率, 最高温度可以达到 2226 K . Sova 等 (1998) 利用傅立叶红外光谱仪分别测量了蓝宝石、氮氢化铝、熔融石英、氧化钇和尖晶石材料的发射率, 测量的波数范围和温度范围分别为 $500 \sim 5000 \text{ cm}^{-1}$ 和 $600 \sim 2000 \text{ K}$. Wang 等 (2010) 提出了一种基于傅立叶红外光谱仪测量高温材料发射率的实验装置, 温度范围为 $100^\circ\text{C} \sim 2400^\circ\text{C}$, 波长范围为 $2 \sim 25 \mu\text{m}$.

日本国立材料科学研究小组 (Kim et al. 2009) 采用积分球来测量透明氧化铝的光学性能, 准确的对材料的透过率、吸收率和反射率进行了测试和表征, 但是此方法受限于高温情况. 法国科学研究中心的研究小组 (Rousseau et al. 2005) 提出了一种采用高功率激光加热法测量高温下材料发射率的方法, 如图 52 所示. 然而由于光斑尺寸的限制导致了在较大范围内加热不均匀, 存在温度梯度, 此外, 这种方法不能测量透过率, 还需要额外的部件才能实现.

德国应用能源研究中心 Manara 研究组 (Manara et al. 2009) 提出了黑体边界条件法来测量高达 1100 K 以上物体的径向和半球发射率, 实验装置如图 53 所示. 尽管此种方法在高温下能同时得到 3 个光学参量, 但是由于样品的温度高于黑体的温度导致了较低的测量精度和可信度.

可以看出, 随着研究的深入, 学者们提出了不同的实验装置用于测量红外罩材料的光学性能变化及失效机理, 但是目前仍没有一种操作简单、适应性强而又测量准确

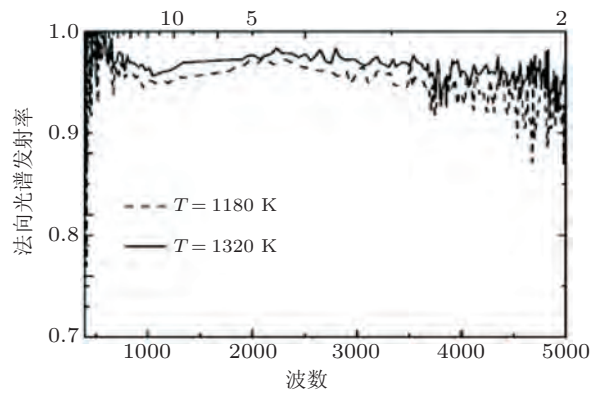


图 52

实验测量结果 (Rousseau et al. 2005)

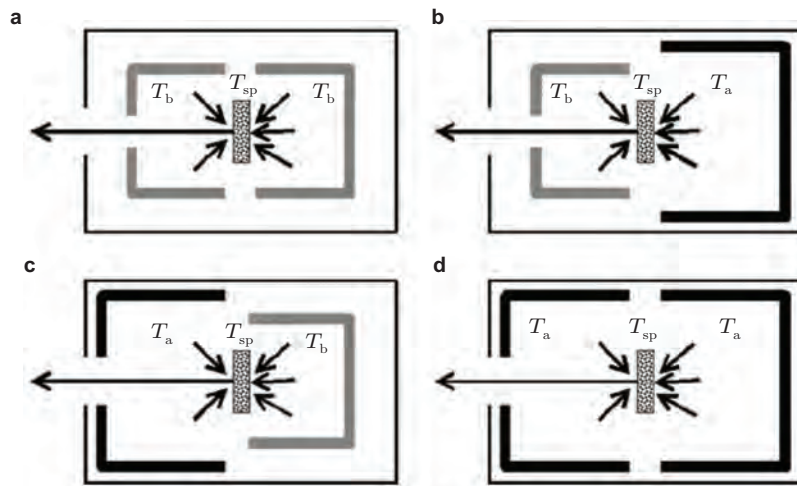


图 53

黑体边界法测量机理 (Manara et al. 2009)

的通用装置.

6.2 数值模拟研究

气动光学效应将会严重降低末端制导的红外成像质量, 包括高速流场对光传输产生的影响效应、激波与红外罩的气动热辐射效应以及光学整流罩的气动加热效应 (马二瑞 2013). 20 世纪 70 年代, 美国便对气动光学效应展开了研究, 并将研究成果编制并出版了“*Aero-optical phenomena*”一书. 随后, 美国学者深入研究了气动光学效应的产生机理及其仿真计算, Sutton 等 (Pond et al. 1999, Sutton et al. 1994, Sutton 1985)

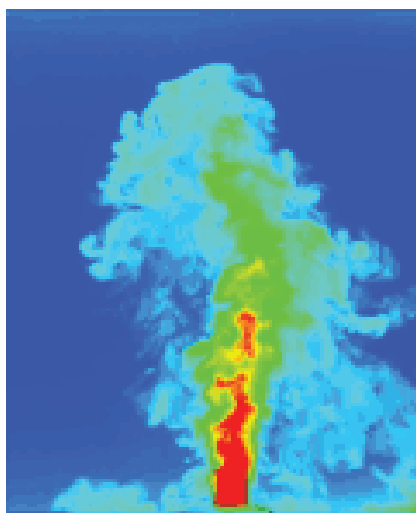
首先对流场中气动光学基础进行了理论和应用研究, 并采用有关软件, 模拟了由于气动热作用产生的红外罩的热应力、热辐射效应和由于光线弯曲引起的光学效应. 同时, 开发了一系列软件, 如表 10 所示.

表 10 美国气动光学效应软件开发进展

研究单位	开发软件	软件应用
美国 Teledyne Brown Engineering 公司 (Hahn et al. 2003, Tropf et al. 2003)	气动光学效应分析软件和相关的实验验证系统	研究图像模糊、抖动程度与探测器的积分时间的关系
美国高超音速导弹性能评估中心 (Sutton et al. 1993)	气动光学效应机理的分析程序	分析与预测在有无外冷扰流两种条件下光学整流罩产生的气动光学效应
美国 Analysis and Applications Associates, Inc 和 Anser Corporation (Liepmann 1952)	可以研究气动光学效应机理的软件, 包括 CFD, GASP, OPD 等模块	分析和预测气动光学引起的像偏移、像模糊
美国 SY Technology INC 公司 (Kelso 1993)	分析气动光学效应的软件 AOQ (aero-optical quality)	研究了气动光学效应的变化规律, 自由来流、飞行工况、红外成像系统的工作波段和系统参数之间的关系
美国 MetroLaser Incorporated 公司 (Trolinger & Rose 2004)	气动光学仿真软件 AOTS (aero-optics computational test simulator)	模拟各种任意光学介质、湍流层和剪切层的气动光学效应以及在众多光学介质光传输实验
美国 Science Applications International Corporation (Trolier et al. 1992, Burns et al. 1995)	激波辐射数学仿真软件, 可以计算流场和辐射传输, 并具有热辐射数据库	分析和预测激波辐射效应和对信噪比的相关影响

此外, 其他国家的一些学者也对气动光学效应展开了大量的研究. 德国的 Renz 和 Bohn (2007) 通过实验研究了亚声速流动时气动光学效应对定向红外对抗 (DIRCM) 系统的影响, 并采用有限元软件对机身中部的变折射率流场分布进行了研究, 得到了干扰激波畸变后的光强分布. 以色列的 Frumker 和 Pade (2003, 2004) 提出了一种基于商业软件计算气动光学效应的方法, 实现了在流场计算结果与光学计算程序之间的数据传输, 用以模拟计算气动热环境的流场和光学整流罩的光学传输效应, 优化典型飞行条件下的红外成像像差. 法国的 Tromeur 等 (2003) 采用大涡模拟 (LES) 方法模拟了马赫数分别为 0.9 和 2.3 湍流边界层的气动光学效应, 计算了密度场的相位畸变引起的相干光束湍流波动, 如图 54 所示. 可用于复杂的几何形状和物理模型, 并用来评估相位失真.

俄罗斯的 Volkov 和 Emel'yanov (2006) 研究了湍流边界层的大涡和因此产生的气

**图 54**

数值模拟结果 (Tromeur et al. 2003)

动热效应, 计算结果用来计算湍流介质参数变化引起的相关光束的波前相函数.

国内对气动光学效应的研究较晚, 20 世纪 90 年代开始对高速导弹红外制导光学窗口的气动光学效应进行研究, 但也取得了一定的进展.

哈尔滨工业大学的范志刚等 (2007, 2012) 研究了光学窗口的光学传输效应理论, 在对窗口进行气动热环境模拟的基础上考虑材料的外形和光学性质的变化, 建立了相关的光线追迹模型, 并编制了相应的程序, 计算了光线在气动加热环境中非均匀介质传输前后的光程差, 并对其像素质量进行了评价; 同时, 采用有限光线和“热瞳”的概念建立了光学整流罩在气动加热环境中的热辐射传输计算模型, 研究了光学整流罩自身热辐射产生的干扰光线在红外成像系统内的传输, 得到超声速流动下非均匀温度分布的光学整流罩自身热辐射在红外成像系统接收面的辐照度云图, 如图 55 所示. 结果表明, 光学整流罩的干扰辐射在飞行几秒内将淹没目标辐射, 因此, 要特别重视光学整流罩的气动热辐射效应.

华中科技大学的杨文霞等 (2009a, 2009b) 针对超声速飞行器产生的气动光学效应进行了分析和计算, 分别利用流体计算 CFD 软件、变折射率流场的光线追迹法和傅立叶理论计算了外流场参数、红外光线在变折射率流场中的传输路径和气动光学效应的传输函数并得出结论, 气动光学传输函数的幅度响应函数具有两个特性: 低通特征 (导致图像模糊)、非线性 (导致红外成像非线性偏移); 将计算的气动模糊图像与风洞实验测量的图像对比, 如图 56 所示, 结果验证了理论分析方法的合理性; 随后, 提出了一种改进的 Landweber 迭代方法对经气动光学传输后的模糊图像进行了复原计

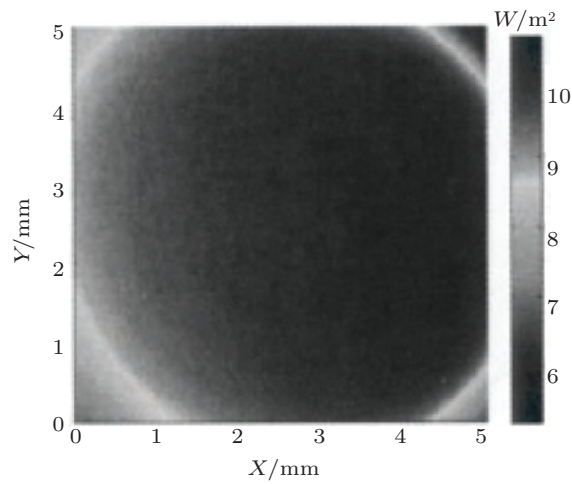


图 55

目标辐射测量 (范志刚等 2007)

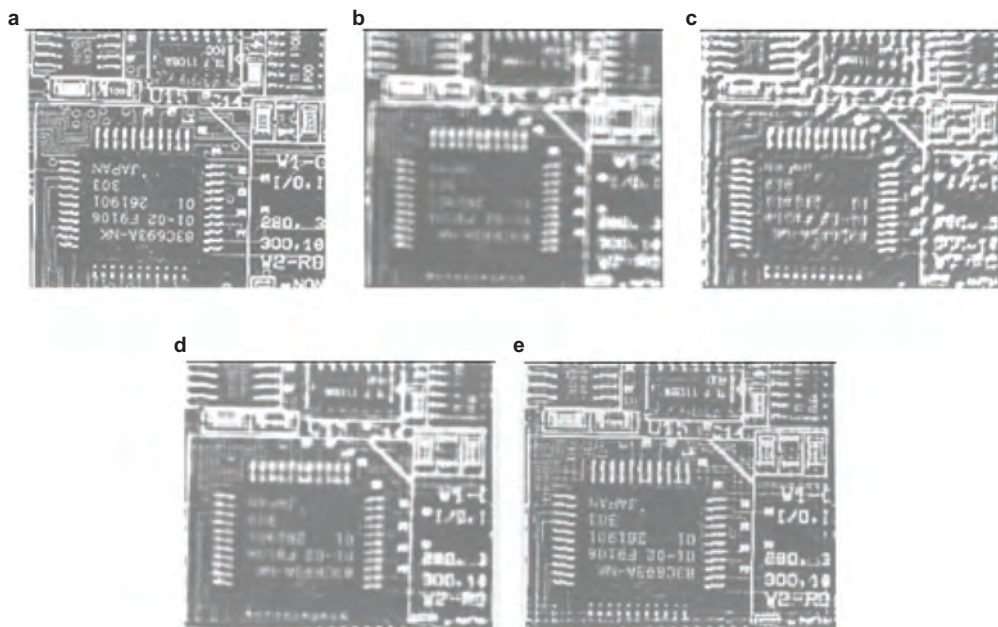


图 56

图像复原结果 (杨文霞等 2009a). (a) 原图, (b) 失真图, (c) Van-Cittert, (d) 传统 Landweber, (e) 改进 Landweber

算, 结果表明, 改进的迭代方法具有较高的计算效率, 能够更好地对图像进行复原.

中国航天科工集团的费锦东等 (陈澄和费锦东 2005, 陈连忠等 2009) 对气动光学效应进行了数值模拟和实验研究, 同时考虑光线追迹法和物理光学法分析了高速流动的湍流引起的图像偏移和图像模糊, 其仿真计算结果与工程计算结果吻合较好; 同时, 利用电弧风洞对超声速流动下红外罩的气动热环境进行了模拟, 并用高速红外热象仪测量了所跟踪目标的热辐射强度, 初步揭示了气动加热作用对红外罩中光线传输的作用.

国防科技大学的易仕和等 (易仕和等 2002, 朱杨柱等 2013, Gao et al. 2014) 对超声速自由旋涡气动窗口的流场、折射率和光程差进行了研究. 结果表明, 光学窗口在气动加热情况下产生变折射率, 引起气动透镜效应; 当激光束沿自由旋涡气动窗口的光轴附近传输时, 由旋涡造成的光畸变最小; 通过实验分别测量了马赫数为 3.8 时有喷流和无喷流的光学整流罩的气动光学波前畸变, 通过光线追迹法研究了在一定波长处平面光波与光学窗口垂直时穿过流场后的光程差分布和有无喷流状态对光程差分布的影响.

7 发展趋势与展望

本文对高速飞行器红外罩材料气动热力失效机制的相关研究进行了综述, 可以得出以下结论:

(1) 材料方面, 经过多年的研究, 目前已经获得复杂工作环境下红外罩材料的强度与光学特性的变化规律, 但仍需进一步挖掘材料内部特征, 优化结构及设计, 并加大力度开发新型红外罩材料; 而随着高速飞行器的发展, 红外探测系统需要完成更全面的探测任务, 涵盖不同的辐射波段, 这也对红外罩材料提出了更高的要求.

(2) 在气动热力环境下, 红外罩材料处于复杂的热力耦合场作用中, 其光学性能与力学性能都会有一定的变化. 目前对于其变化规律大部分基于数值模拟与实验研究, 相关理论模型并不完善, 对其中的变化机理仍需进一步探索.

(3) 由于大部分红外罩材料处于极端环境下, 其失效过程耦合了多种复杂的物理及化学因素. 当前将其失效划分为结构性失效与功能性失效进行研究是为了考虑主要因素, 因此仍需深入研究其内在机理, 综合考虑各种因素.

红外罩材料作为高超声速飞行器及精确制导武器的必要组成部分, 对相关设备的正常运行起着至关重要的作用. 而针对红外罩材料的研究是一门包含材料力学、流体力学、热力学、材料学等在内的交叉学科. 无论是针对红外罩材料性能、热力环境、结构还是失效的研究, 其最终目的是为了制造出满足多种需求的红外罩材料. 因此, 如何综合考虑影响红外罩材料工程实际的各项因素和性能需求, 进行多学科间的交叉研究, 最终获得一种能够结合力学设计、性能设计、热防护设计等为一体的协同设计方

法, 建立多约束条件下的红外罩材料设计理论, 是当前红外罩材料领域内的研究重点, 仍需相关学者进行深入研究.

致 谢 国家杰出青年基金项目 (51625201), 国家自然科学基金面上项目 (51372053) 和国家自然科学基金创新群体科学基金项目 (11421091) 资助.

参 考 文 献

- 陈澄, 费锦东. 2005. 侧窗头罩高速层流流场光学传输效应数值模拟. *红外与激光工程*, **34**: 548-552 (Cheng C, Fei J D. 2005. Numerical simulation on the optical transmission distortions throughout the laminar flow field. *Infrared & Laser Engineering*, **34**, 548-552).
- 陈连忠, 张嘉祥, 费锦东. 2009. 气动加热对红外成像的影响试验研究. *激光与红外*, **39**: 36-38 (Chen L Z, Zhang J X, Fei J D. 2009. Experiment research on the aerodynamic heating effect on the infrared imaging. *Laser & Infrared*, **39**: 36-38).
- 陈作锦. 2012. 红外透过材料的可控制备及其性能研究. [博士论文]. 北京: 北京化工大学 (Chen Z J. 2012. Controllable preparation and performance of infrared transmittance materials. [PhD Thesis]. Beijing: Beijing University of Chemical Technology).
- 范志刚, 刘建军, 肖昊苏, 张旺, 关春颖, 苑立波. 2011. 蓝宝石单晶的生长技术及应用研究进展. *硅酸盐学报*, **39**: 880-891 (Fan Z G, Liu J J, Xiao H S, Zhang W, Guan C Y, Yuan L B. 2011. Research progress on growth technique and application of sapphire single crystal. *Kuei Suan Jen Hsueh Pao/Journal of the Chinese Ceramic Society*, **39**: 880-891).
- 范志刚, 于翠萍, 肖昊苏, 张旺. 2012. 气动光学头罩热辐射效应数值仿真研究. *应用光学*, **33**: 649-653 (Fan Z G, Yu C P, Xiao H S, Zhang W. 2012. Numerical simulation of thermal radiation effect about optical dome in aerodynamic thermal environment. *Journal of Applied Optics*, **33**: 649-653).
- 范志刚, 张亚萍, 裴扬威, 张郡, 何艳磊. 2007. 气动热环境下高速飞行器光学窗口光传输数值仿真研究. *红外与毫米波学报*, **26**: 396-400 (Fan Z G, Zhang Y P, Pei Y W, Zhang J, He Y L. 2007. Numerical simulation of optical transmission through high speed aircraft optical window in aero-dynamic thermal environment. *Journal of Infrared & Millimeter Waves*, **26**: 396-400).
- 冯丽萍. 2006. 蓝宝石衬底上中波红外增透保护膜系的设计、制备及性能. [博士论文]. 兰州: 西北工业大学 (Feng L P. 2006. Design, preparation and properties of middle-wave infrared antireflective and protective films on sapphire substrates. [PhD Thesis]. Lanzhou: Northwestern Polytechnical University).
- 耿湘人, 桂业伟, 王安龄. 2006. 微型凸起物高超声速气动热特性研究. *空气动力学学报*, **24**: 265-268 (Geng X R, Gui Y W, Wang A L. 2006. Study on aerothermo dynamic performance of mini-protuberance submerged in hypersonic flows. *Acta Aerodynamica Sinica*, **24**: 265-268).
- 龚辉, 李成富. 1996. 连续 CO₂ 激光对红外窗口材料损伤研究. *光学学报*, **16**: 332-335 (Gong H, Li C F. 1996. Cw CO₂ laser induced damage to infrared window materials. *Acta Optica Sinica*, **16**: 332-335).
- 韩杰才, 左洪波, 孟松鹤, 张明福, 姚泰, 李长青, 许承海, 汪桂根. 2005. 泡生法制备大尺寸蓝宝石单晶体. *人工晶体学报*, **34**: 197 (Han J C, Zuo H B, Meng S H, Zhang M F, Yao T, Li C Q, Xu C H, Wang G G. 2005. Preparation of large size sapphire single crystal by kyropoulos method. *Journal of Synthetic Crystals*, **34**: 197).
- 韩潇, 朱嘉琦, 韩杰才, 孟松鹤, 吕适强. 2006. 红外窗口与整流罩的雨蚀研究进展. *摩擦学学报*, **26**: 498-504 (Xiao H, Zhu J Q, Han J C, Meng S H, Lü S Q. 2006. Progress of rain erosion for ir windows

- and domes. *Mocaxue Xuebao/Tribology*, **26**: 498-504).
- 贺旭照, 乐嘉陵, 宋文艳. 2010. 超声速化学反应流动的 LU-SGS 伪时间迭代空间推进求解. 航空动力学报, **25**: 1043-1048 (He X Z, Le J L, Song W Y. 2010. Lu-sgs pseudo-time iteration space marching method for solving supersonic chemical reaction flow. *Journal of Aerospace Power*, **25**: 1043-1048).
- 贺旭照, 赵慧勇, 乐嘉陵. 2008. 吸气式高超声速飞行器气动力气动热的数值模拟方法及应用. 计算物理, **25**: 555-560 (He X Z, Zhao H, Le L J. 2008. Aerodynamic force and heat of hypersonic laminar and turbulent flows. *Chinese Journal of Computational Physics*, **25**: 555-560).
- 胡克艳, 徐军, 唐慧丽, 李红军, 邹宇琦, 杨秋红. 2013. 温梯度生长掺碳强韧化蓝宝石单晶的研究. 无机材料学报, **28**: 307-311 (Hu K Y, Xu J, Tang H L, Li H J, Zou Y Q, Yang Q H. 2013. Study on methods to strengthen and toughen sapphire crystal by carbon doped grown by temperature gradient technique (TGT). *Journal of Inorganic Materials*, **28**: 307-311).
- 黄春生, 吴杰, 范绪箕. 2004. 飞行器流场与结构温度场耦合数值分析. 力学与实践, **26**: 24-26 (Huang C S, Wu J, Fan C Q. 2004. Coupled numerical simulation of supersonic flow field and heated structure of flying vehicles. *Mechanics & Engineering*, **26**: 24-26).
- 黄存兵. 2005. 非化学配比的 $MgO \cdot n Al_2O_3$ 尖晶石透明陶瓷材料的制备及其物性研究. [博士论文]. 成都: 四川大学 (Huang C B. 2005. A study on preparation and properties of $MgO \cdot n Al_2O_3$ transparent ceramics of different stoichiometries. [PhD Thesis]. Chengdu: Sichuan University).
- 黄唐, 毛国良, 姜贵庆, 周伟江. 2000. 二维流场、热、结构一体化数值模拟. 空气动力学学报, **18**: 115-119 (Huang T, Mao G L, Jiang G Q, Zhou W J. 2000. Two dimensional coupled flow-thermal-structural numerical simulation. *Acta Aerodynamica Sinica*, **18**: 115-119).
- 巨志高, 刘正堂, 李阳平. 2005. CVD 金刚石的高温氧化及其保护. 材料导报, **19**: 64-66 (Ju Z G, Liu Z T, Li Y P. 2005. High temperature oxidation and protection of cvd diamond. *Materials Review*. **19**: 64-66).
- 雷雨冰, 梁德旺, 黄国平. 2004. 超声速流中激波/湍流附面层干扰数值模拟. 南京航空航天大学学报, **36**: 1-5 (Lei Y B, Liang D W, Huang G P. 2004. Numerical study of shock wave/turbulent boundary layer interaction in supersonic flows. *Nanjing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao/Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, **36**: 1-5).
- 李国栋. 2006. C/C 抗烧蚀 TaC、TaC/SiC 涂层的制备及其抗烧蚀机理. [博士论文]. 长沙: 中南大学 (Li G D. 2006. Preparation of C/C Ablation TaC, TaC/SiC Coating and Its Anti-ablation Mechanism. [PhD Thesis]. Changsha: Central South University).
- 李玉斌. 2003. 红外光学材料 ZnS 多晶热压工艺与性能的研究. [博士论文]. 武汉: 武汉理工大学 (Li Y B. 2003. Study on hot-press technology and properties of poly-crystalline ZnS as infrared optical materials. [PhD Thesis]. Wuhan: Wuhan University of Technology).
- 李跃龙, 黎建明, 苏小平, 杨海, 那木吉拉图, 李楠, 杨鹏, 李金权. 2007. 红外窗口和整流罩材料研究现状与发展趋势. 人工晶体学报, **36**: 877 (Li Y L, Li J M, Su X P. 2007. Research Trends and Current Status in Infrared Window and Dome Materials. *Journal of Synthetic Crystals*, **36**: 877).
- 刘国仟. 2009. ZrB_2 -SiC 基超高温陶瓷材料热冲击失效行为的研究. [博士论文]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学 (Liu G Q. 2009. Thermal shock failure of ZrB_2 -SiC based ultra high temperature ceramic. [PhD Thesis]. Harbin: Harbin Institute of Technology).
- 刘磊, 桂业伟, 耿湘人, 唐伟, 王安龄. 2013. 高超声速飞行器热气弹静态问题研究. 空气动力学学报, **31**: 559-563 (Liu L, Gui Y W, Geng X R, Wang A L. 2013. Study on static aero-thermo-elasticity for hypersonic vehicle. *Acta Aerodynamica Sinica*, **31**: 559-563).

- 陆炳哲. 1990. 军用红外热象仪观察窗口综述. 红外技术, **12**: 1-6 (Lu B Z. 1990. Military infrared thermal imager observation window overview. *infrared technology*, **12**: 1-6).
- 陆志良. 2009. 空气动力学. 北京: 北京航空航天大学出版社 (Lu Z L. 2009. *Aerodynamics*. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press).
- 马二瑞. 2013. 光学窗口气动加热与结构耦合分析. [博士论文]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学 (Ma E R. 2013. *Aerodynamic thermal-structure coupling analysis of optical window*. [PhD Thesis]. Harbin: Harbin Institute of Technology).
- 聂涛, 刘伟强. 2012. 高超声速飞行器前缘流固耦合计算方法研究. 物理学报, **61**: 184401 (Nie T, Liu W Q. 2012. Study of coupled fluid and solid for a hypersonic leading edge. *Acta Physica Sinica*, **61**: 184401).
- 潘沙. 2010. 高超声速气动热数值模拟方法及大规模并行计算研究. [博士论文]. 长沙: 国防科学技术大学 (Pan, S. 2010. *Hypersonic aerothermal numerical simulation method and massive parallel computation research*. [PhD Thesis]. Changsha: National University of Defense Technology).
- 彭方, 张庆礼, 杨华军, 王小飞, 王迪, 孙敦陆, 殷绍唐. 2012. c 向提拉法生长的四英寸蓝宝石单晶缺陷研究. 人工晶体学报, **41**: 143-147 (Peng F, Zhang Q L, Yang H J, Wang X F, Wang D, Sun D L, Yin S T. 2012. Study on the defect of 4 inches sapphire single crystal grown on c-axis direction by Czochralski method. *Journal of Synthetic Crystals*, **41**: 143-147).
- 任青梅, 杨志斌, 成竹, 蒋军亮. 2007. 气动加热/热响应耦合分析与试验研究. 结构强度研究, **3**: 20-32 (Ren Q M, Yang Z B, Cheng Z, Jiang J L. 2012. Numerical simulation and experimental study of coupled aeroheating and structural thermal response. *Spacecraft Environment Engineering*, **3**: 20-32).
- 戎宜生, 刘伟强. 2010. 再入飞行器鼻锥逆向喷流对流场及气动热的影响. 航空学报, **31**: 1552-1557 (Rong Y S, Liu W Q. 2010. Influence of opposing jet on flow field and aerodynamic heating at nose of a reentry vehicle. *ACTA Aeronautica et Astronautica sinica*, **31**: 1552-1557).
- 史梦然, 曹雪峰, 赵建忠. 2011. 热处理对红外窗口镀层金属的影响. 激光与红外, **41**: 657-659 (Shi M R, Cao X F, Zhao J Z. 2011. Influence of heat treatment on the metal films of the infrared window. *Laser & Infrared*, **41**: 657-659).
- 唐达培, 高庆, 李映辉. 2008. 金刚石厚膜热残余应力三维模拟及失效分析. 激光与红外, **38**: 81-83 (Tang D P, Gao Q, Li Y H. 2008. 3-D simulation of thermal residual stresses and failure analysis of thick diamond films. *Laser & Infrared*, **38**: 81-83).
- 唐志共, 许晓斌, 杨彦广, 李绪国, 戴金雯, 吕治国, 贺伟. 2015. 高超声速风洞气动力试验技术进展. 航空学报, **36**: 86-97 (Tang Z G, Xu X B, Yang Y G, Li X G, Dai J W, Lv Z G, He W. 2015. Research Progress on Hypersonic Wind Tunnel Aerodynamic Testing Techniques. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, **36**: 86-97).
- 王超. 2009. ZrB₂-SiC 基超高温陶瓷复合材料失效机制的表征与评价. [博士论文]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学 (Wang C. 2009. *Characterization and evaluation of failure mechanism of ZrB₂-SiC ultra high temperature ceramic composites*. [PhD Thesis]. Harbin: Harbin Institute of Technology).
- 王新北. 2007. 基于傅立叶红外光谱仪的材料光谱发射率测量技术的研究. [博士论文]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学 (Wang X B. 2007. *Study on measurement of spectral emissivity of materials based on fourier infrared spectrometer*. [PhD Thesis]. Harbin: Harbin Institute of Technology).
- 王雅雷. 2012. C/C 复合材料 HfC 抗烧蚀涂层的制备、结构及性能研究. [博士论文]. 长沙: 中南大学 (Wang Y L. 2012. *Preparation, microstructure and properties of HfC ablation protective coating for C/C composites*. [PhD Thesis]. Changsha: Central South University).

- 吴智雄. 2009. 红外窗口用蓝宝石晶体 Y_2O_3/SiO_2 增透薄膜的设计与制备研究. [博士论文]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学 (Wu Z X. 2009. Investigation on design and preparation of Y_2O_3/SiO_2 antireflective film deposited on sapphire for infrared window application. [PhD Thesis]. Harbin: Harbin Institute of Technology).
- 夏刚, 刘新建, 程文科, 秦子增. 2003. 钝体高超声速气动加热与结构热传递耦合的数值计算. 国防科技大学学报, **25**: 35-39 (Xia G, Liu X J, Cheng W K, Qin Z Z. 2003. Numerical simulation of coupled aeroheating and solid heat penetration for a hypersonic blunt body. *Journal of National University of Defense Technology (China)*, **25**: 35-39).
- 杨德义, 桂业伟. 1999. 前缘类防热结构的热响应特性计算研究//中国工程热物理学会传热传质学术会议, 58-63 (Yang D Y, Gui Y W. 1999. Study on thermal response properties of heavy-wall structure with preheater//Chinese Society of Engineering Thermophysics Conference on Heat and Mass Transfer, 58-63).
- 杨鹏, 周国清, 杜彦召, 董恩来, 严守正. 2013. 热交换法生长蓝宝石晶体的研究. 中国科技信息, **19**: 45-47 (Yan P, Zhou G Q, Du Y Z, Dong E L, Yan S Z. 2013. Research of sapphire crystals grown by heat-exchange method. *China Science and Technology Information*, **19**: 45-47).
- 杨文霞, 蔡超, 丁明跃, 周成平. 2009a. 超音速/高超音速飞行器湍流流场气动光学效应分析. 光电工程, **36**: 88-92 (Yang W X, Cai C, Ding M Y, Zhou C P. 2009a. Numerical analysis of aero-optic effects induced by the turbulence flow field surrounding super/hypersonic. *Opto-Electronic Engineering*, **36**: 88-92).
- 杨文霞, 蔡超, 丁明跃, 周成平. 2009b. 气动光学效应分析与气动模糊图像复原气动光学效应分析与气动模糊图像复原. 光学学报, **29**: 347-352 (Yang W, Cai C, Ding M, Zhou C. 2009b. Characterization of aero-optic effects and restoration of aero-optical degraded images. *Acta Optica Sinica*, **29**: 347-352).
- 叶家福, 郭少令. 2000. 用椭球测量物体的辐射发射率. 激光与红外, **30**: 370-372 (Ye J F, Guo S L. 2000. The measurement of material radiation emissivity with optical ellipse sphere. *Laser & Infrared*, **30**: 370-372).
- 易仕和, 侯中喜, 李立春. 2002. 超声速自由旋涡气动窗口的气动光学特性计算与分析. 实验流体力学, **16**: 18-21 (Yi S H, Hou Z X, Li L C. 2002. The analysis of optical performance of supersonic free-vortex adw. *Experiments & Measurements in Fluid Mechanics*, **16**: 18-21).
- 余怀之. 2015. 红外光学材料. 北京: 国防工业出版社 (Yu H Z. 2015. Infrared Optics Materials. Beijing: National Defense Industry Press).
- 余奇华. 2006. 三维高超声速绕流流场并行算法研究. [博士论文]. 南京: 南京航空航天大学 (Yu Q H. 2006. Numerical simulation for 3-D hypersonic flows on hybrid meshes and parallization. [PhD Thesis]. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics).
- 张兵. 2011. 高超声速多场耦合及其 GPU 计算加速技术研究. [博士论文]. 南京: 南京航空航天大学 (Zhang B. 2011. Studies on hypersonic multi-field coupled computation and its acceleration using GPU. [PhD Thesis]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics).
- 张郡. 2007. 气动热环境下平面窗口光传输建模及仿真. [博士论文]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学 (Zhang J. 2007. The optical transmission model building and emulation through plane-window in aero-dynamic thermal environment. [PhD Thesis]. Harbin: Harbin Institute of Technology).
- 朱杨柱, 易仕和, 陈植, 葛勇, 王小虎, 付佳. 2013. 带喷流超声速光学头罩流场气动光学畸变试验研究. 物理学报, **62**: 84209-84219 (Zhu Y Z, Yi S H, Chen Z, Ge Y, Wang X H, Fu J. 2013. Experimental investigation on aero-optical aberration of the supersonic flow passing through an optical dome with gas

- injection. *Acta Phys. Sin.*, **62**: 84209-84219).
- Aleksandrova E A, Novikov A V, Utyuzhnikov S V, Fedorov A V. 2014. Experimental study of the laminar-turbulent transition on a blunt cone. *Journal of Applied Mechanics & Technical Physics*, **55**: 375-385.
- Anderson J D. 2006. Hypersonic and High-Temperature Gas Dynamics, Second Edition. USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Araiza J J, Cardenas M, Falcony C, Mendezgarcia V H, Lopez M, Contreraspuente G. 1998. Structural, optical and electrical characteristics of yttrium oxide films deposited by laser ablation, *Journal of Vacuum Science & Technology A Vacuum Surfaces & Films*, **16**: 3305-3310.
- Avşar L A, Anil S H, Sinan Özhan A E, Ali Çolakoğlu. 2010. Development and verification of high-durability infrared transparent coating for airborne usage//SPIE Optical Engineering + Applications, 7786.
- Bernt M L, Stover J C. 1991. Infrared window damage measured by reflective scatter//San Diego, 91, San Diego, CA, 42-49.
- Bikass S, Andersson B, Pilipenko A, Langtangen H P. 2012. Simulation of initial cooling rate effect on the extrudate distortion in the aluminum extrusion process, *Applied Thermal Engineering*, **40**: 326-336.
- Biswas P, Senthil Kumar R, Ramavath P, Mahendar V, Rao G V N, Hareesh U S, Johnson R. 2010. Effect of post-CVD thermal treatments on crystallographic orientation, microstructure, mechanical and optical properties of ZnS ceramics, *Journal of Alloys & Compounds*, **496**: 273-277.
- Blodgett, David W., Michael E. Thomas. 2001. Measurement of the temperature-dependent refractive index and relative photoelastic constant of zinc sulfide//Proceedings of SPIE-The International Society for Optical Engineering, 224-234.
- Brown J. 2002. Turbulence model validation for hypersonic flows//8th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, 3308.
- Burns S P, Howell J R, Klein D E. 1995. Finite element solution for radiative heat transfer with nongray, nonhomogeneous radiative properties//American Society of Mechanical Engineers, New York, NY (United States).
- Campo L D, Raúl B P, Luis G, Manuel J T. 2010. Combined standard uncertainty in direct emissivity measurements. *Journal of Applied Physics*, **107**: 113510-10-9.
- Chen J K, Tang K L, Chang J T. 2009. Effects of zinc oxide on thermal shock behavior of zinc sulfide-silicon dioxide ceramics, *Ceramics International*, **35**: 2999-3004.
- Chen S H, Ma H, Yi X J, Xiong T, Wang H C, Ke C J. 2004. Smart VO₂ thin film for protection of sensitive infrared detectors from strong laser radiation. *Sensors & Actuators A Physical*, **115**: 28-31.
- Chue R S M, Tsai C Y, Bakos R J, Erdos J I, Rogers R C. 2002. NASA's Hypulse Facility at GASL-A Dual Mode, Dual Driver Reflected-Shock/Expansion Tunnel. *Progress in Astronautics and Aeronautics*, **198**: 29-72.
- Davis R T. 1970. Numerical Solution of the Hypersonic Viscous Shock-Layer Equations. *Aiaa Journal*, **8**: 843-851.
- Demina S E, Bystrova E N, Lukanina M A, Mamedov V M, Yuferev V S, Eskov E V, Nikolenko M V, Postolov V S, Kalaev V V. 2007. Numerical analysis of sapphire crystal growth by the Kyropoulos technique. *Optical Materials*, **30**: 62-65.
- Evangelou E K, Wiemer C, Fanciulli M, Sethu M, Cranton W. 2003. Electrical and structural characteristics of yttrium oxide films deposited by rf-magnetron sputtering on n-Si. *Journal of Applied Physics*, **94**: 318-

25.

- Friel I, Sarah L Geoghegan, Daniel J Twitchen, Geoffrey A Scarsbrook. 2010. Development of high quality single crystal diamond for novel laser applications//Security+ Defence, 783819-19-8, International Society for Optics and Photonics.
- Frumker E, Offer P. 2004. Generic method for aero-optic evaluations. *Applied Optics*, **43**: 3224-3228.
- Frumker E, Offer P. 2003. Novel method for aero-optic evaluations//International Symposium on Optical Science and Technology, 618-626.
- Gao Q, Jiang Z F, Yi S H. 2014. Modeling the temporal evolution of an aero-optical aberration with the minimum description length principle. *Optics Letters*, **39**: 3126-3129.
- Gromyko Y V, Polivanov P A, Sidorenko A A, Buntin D A, Maslov A A. 2013. An experimental study of the natural noise in the Transit-M hypersonic wind tunnel. *Thermophysics and Aeromechanics*, **20**: 481-493.
- Guo L C, Naotake N. 2014. Investigation methods for thermal shock crack problems of functionally graded materials—part I: analytical method. *Journal of Thermal Stresses*, **37**: 292-324.
- Hahn Daniel V, Michael E Thomas, David W Blodgett, Simon G Kaplan. 2003. Characterization and modeling of the infrared properties of diamond and SiC//Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering, 148-158.
- Han C J, Ma Y J, Pei C H. 2013. Preparation and characterization of silica composite xerogels with broadband absorption in mid- and far-infrared windows. *Journal of Non-Crystalline Solids*, **369**: 5-10.
- Hannemann K, Walter H Beck. 2002. Aerothermodynamics research in the DLR high enthalpy shock tunnel HEG//Progress in Astronautics and Aeronautics, 198: 205-238.
- Harris D C. 1998. Durable 3–5 μm transmitting infrared window materials. *Infrared Physics & Technology*, **39**: 185-201.
- Harris D C. 1999. Overview of progress in strengthening sapphire at elevated temperature//Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering, 2-11.
- Harris D C. 2007. Development of hot-pressed and chemical-vapor-deposited zinc sulfide and zinc selenide in the United States for optical windows//Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering, 54502.
- Harris D C. 2009. Evolution of the sapphire industry: Rubicon technology and gavih//Proceedings of SPIE-The International Society for Optical Engineering, 7302: 730202-02-12.
- Hatch S E. 1962. Emittance measurements on infrared windows exhibiting wavelength dependent diffuse transmittance. *Applied Optics*, **1**: 595-601.
- He B, Huang B, Xiao Y, Lian Y Y, Liu X, Tang J. 2016. Preparation and thermal shock characterization of yttrium doped tungsten-potassium alloy. *Journal of Alloys & Compounds*, **686**: 298-305.
- Hingst U, Stefan K. 2001. IR window design for hypersonic missile seekers: thermal shock and cooling systems//Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering, 662-672.
- Hobbs Douglas S. 2009. Study of the environmental and optical durability of AR microstructures in sapphire, ALON, and diamond//Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering.
- Hoffmann K, Michael P, Yildirim S. 1994. Aeroheating and skin friction computations for a blunt body at high speeds// 32nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 455.
- Hoffmann K, Mohammads S, Steve C. 1991. Difficulties associated with the heat flux computations of high

- speed flows by the Navier-Stokes equations//29th Aerospace Sciences Meeting, 467.
- Holden M, Moselle J, Sweet S, Martin S, Holden M, Moselle J, Sweet S, Martin S. 1992. A database of aerothermal measurements in hypersonic flow for CFD validation//Space Plane and Hypersonic Systems and Technology Conference, 4597.
- Holden M, Moselle J, Wieting A, Glass C. 1988. Studies of aerothermal loads generated in regions of shock/shock interaction in hypersonic flow//26th Aerospace Sciences Meeting, 477.
- Holden M, Shirley S, Joseph K, Gregory S. 1998. A review of the aerothermal characteristics of laminar, transitional, and turbulent shock/shock interaction regions in hypersonic flows//36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 899.
- Holden M S, Parker R A. 2002. LENS hypervelocity tunnels and application to vehicle testing at duplicated flight conditions. *Progress in Astronautics and Aeronautics*, 198: 73-110.
- Jin X X, Zhang X H, Han J C, Hu P, He R J. 2013. Thermal shock behavior of porous ZrB₂-SiC ceramics. *Materials Science & Engineering A*, **588**: 175-180.
- Joseph S. 2007. High durability antireflection coatings for silicon and multispectral ZnS//Proceeding of SPIE, 65450T-50T-10.
- Kaneko Y, Shimizu Y, Ishii J. 2004. Numerical estimation of effective emissivities of low-temperature blackbody cavities with apertures//Sice 2004 Conference, 1764-1767.
- Kašiarová M, Peter T, Peter B, Ján D, Pavol Šajgalík. 2014. Thermal shock resistance of Si₃N₄ and Si₃N₄-SiC ceramics with rare-earth oxide sintering additives. *Journal of the European Ceramic Society*, **34**: 3301-3308.
- Kelso J. 1993. Boresight error slope predictions versus flight test results in a hypersonic flow field//AIAA and SDIO, 2nd Annual Interceptor Technology Conference.
- Khattak Chandra P, Frederick S. 2001. Growth of the worlds largest sapphire crystals. *Journal of Crystal Growth*, **225**: 572-579.
- Kih-Ber S R, Bgt B, Geratetechnik G. 1998. Coupled aerokinetic heating of missile structures at high velocities//RTO Meeting Proceedings 5, AVT Symposium on Missile Aerodynamics, No. 38.
- Kim B N, Hiraga K, Morita K, Yoshida H, Miyazaki T, Kagawa Y. 2009. Microstructure and optical properties of transparent alumina. *Acta Materialia*, **57**, 1319-1326.
- Klein C A. 1993. Infrared missile domes: heat flux and thermal shock//Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering, 150-169.
- Klein C A. 2002. Diamond windows and domes: flexural strength and thermal shock. *Diamond & Related Materials*, **11**: 218-227.
- Klein C A. 2011. Flexural strength of infrared-transmitting window materials: bimodal Weibull statistical analysis, *Optical Engineering*, **50**: 023402-02-10.
- Klein C A, Richard P Miller, Richard L Gentilman. 2002. Characteristic strength and Weibull modulus of selected infrared-transmitting materials. *Optical Engineering*, **41**: 3151-3160.
- Klocek P, Tom A McKenna, John M Trombetta. 1994. Thermo-optic, thermo-mechanical, and electromagnetic effects in IR windows and domes, and the rationale for GaAs, GaP, and diamond//SPIEs 1994 International Symposium on Optics, Imaging, and Instrumentation, 70-90.
- Klocek P, Peter T. 2000. Infrared transmissive protective window. US, US6160661 A.
- Kokini K, Jeffery D, Sudarshan R, Brad B. 2002. Thermal shock of functionally graded thermal barrier

- coatings with similar thermal resistance. *Surface & Coatings Technology*, **154**: 223-231.
- Kumar S, Juhi K, Samar M, Anil K, Jain R K, Rohini Devi G. 2013. Fabrication and ablation testing of 4D C/C composite at 10 MW/m² heat flux under a plasma arc heater. *Materials Science & Engineering A*, **566**: 102-111.
- Kurlov V N, Epelbaum B M. 1998. EFG growth of sapphire tubes upto 85 mm in diameter. *Journal of Crystal Growth*, **187**: 107-110.
- LaBelle H E. 1971. Growth of controlled profile crystals from the melt: Part II-Edge-defined, film-fed growth (EFG). *Materials Research Bulletin*, **6**: 581-589.
- Landwehr S E, Gregory E H, William G F, Inna G T, Hsin W. 2009. Thermal properties and thermal shock resistance of liquid phase sintered ZrC‐Mo cermets. *Materials Chemistry & Physics*, **115**: 690-695.
- Lapygin V I, Ershov I V, Semenov S S, Ruzavin E I. 2002. The U-12 large shock tube. *Progress in Astronautics and Aeronautics*, **198**: 111-134.
- Jian L, Yu Z N, Li Y Q, Zhang D P, Liao X Y, Xue W. 2010. Optical and electrical properties of Y₂O₃ thin films prepared by ion beam assisted deposition. *Applied Surface Science*, **256**: 5832-5836.
- Levine S R, Elizabeth J O, Michael C H, James D K, Mrityunjay S, Jonathan A S. 2002. Evaluation of ultra-high temperature ceramics for aeropropulsion use. *Journal of the European Ceramic Society*, **22**: 2757-2767.
- Li C C, Yi C L, Ming C H. 2011. 3-D Simulation of external cooling of aero-optical side window//IEEE International Conference on Communication Software and Networks, 214-218.
- Li G D, Xiong X, Huang B Y, Huang K L. 2008. Structural characteristics and formation mechanisms of crack-free multilayer TaC/SiC coatings on carbon-carbon composites. *Transactions of Nonferrous Metals Society of China*, **18**: 255-261.
- Liepmann H W. 1952. Deflection and diffusion of a light ray passing through a boundary layer. Report SM-14397, Douglas Aircraft Company, Santa Monica Division, Santa Monica, California.
- Lindermeir E, Volker T, Peter H. 1992. Contactless measurement of the spectral emissivity and temperature of surfaces with a Fourier transform infrared spectrometer//Proceeding of SPIE: Aerospace Sensing, 354-364.
- Liu L, Gui Y W, Du Y X, Geng X R, Wang L. 2012. Study on the similarity criteria of aircraft structure temperature/stress/dynamic response. *Journal of Thermal Science & Technology*, **7**: 262-271.
- Liu Y C, He Y R, Zhu J Q, Han J C, Dong L Q. 2014. Numerical simulation of aerodynamic heating and stresses of chemical vapor deposition ZnS for hypersonic vehicles. *Journal of Zhejiang University-SCIENCE A*, **15**: 185-196.
- Locher J W, Herb E B, Christopher D J. 2005. Producing large EFG sapphire sheet for VIS-IR (500-5000 nm) window applications//Proceedings of SPIE-The International Society for Optical Engineering, 147-153.
- Logofatu C, Brandusa I, Ionut E, Cristiana E A G, Stefan A M. 1998. Al₂O₃ single-crystalline substrates for optoelectronic applications//Romopto 97: Fifth Conference on Optics, 897-901.
- Lu F K. 2002. Advanced hypersonic test facilities. AIAA Paper 198.
- Lu H B, Lian J Y, Xin Y C. 2014. Flow characteristics of hypersonic inlets with different cowl-lip blunting methods. *Science China Physics, Mechanics & Astronomy*, **57**: 741-752.

- Ma H Q, Gao H, Bi Z X. 2011. Direct measurement of skin friction for hypersonic flight vehicle. *J Exp Fluid Mech*, **25**: 83-88.
- Manara J, Arduini-Schuster M, Rätzer-Scheibe H J, Schulz U. 2009. Infrared-optical properties and heat transfer coefficients of semitransparent thermal barrier coatings. *Surface & Coatings Technology*, **203**: 1059-1068.
- Markham J R, Solomon P R, Best P E. 1990. An FT-IR based instrument for measuring spectral emittance of material at high temperature. *Review of Scientific Instruments*, **61**: 3700-3708.
- Martinovic S, Dojcinovic M, Dimitrijevic M, Devecerski A, Matovic B, Volkov Husovic T. 2010. Implementation of image analysis on thermal shock and cavitation resistance testing of refractory concrete. *Journal of the European Ceramic Society*, **30**: 3303-3309.
- Melookaran R, Melaibari A, Deng C, Molian P. 2012. Laser shock processing on microstructure and hardness of polycrystalline cubic boron nitride tools with and without nanodiamond powders. *Materials & Design*, **35**: 235-242.
- Meng S H, Qi F, Chen H Z, Wang Z, Bai G H. 2011. The repeated thermal shock behaviors of a ZrB₂-SiC composite heated by electric resistance method. *International Journal of Refractory Metals & Hard Materials*, **29**: 44-48.
- Miles P. 1985. High transparency infrared materials: A technology update//Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering, **513**: 363.
- Tang M H, Zhou Y C, Zheng X J, Yan Z, Cheng C P, Ye Z, Hu Z S. 2006. Characterization of ultra-thin Y₂O₃ films as insulator of MFISFET structure. *Transactions of Nonferrous Metals Society of China*, **16**: 63-66.
- Muylaert J, Walpot L, Haeuser J, Sagnier P H, Devezeaux D, Papirnyk O, Lourme D. 1992. Standard model testing in the European high enthalpy facility F4 and extrapolation to flight//28th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 3905.
- Na X U, Chen L, Hu X Q, Lu F. 2013. Nonlinearity of FY-2D infrared detector in thermal window channels and its correction method. *Journal of Infrared & Millimeter Waves*, **32**: 337-343.
- Natali M, Marco M, José M K, Luigi T. 2011. A nanostructured ablative bulk molding compound: Development and characterization. *Composites Part A Applied Science & Manufacturing*, **42**: 1197-1204.
- Neuer G, Jaroma-Weiland G. 1998. Spectral and total emissivity of high-temperature materials. *International Journal of Thermophysics*, **19**: 917-729.
- Nichols R H, Nelson C C. 2004. Wall function boundary conditions including heat transfer and compressibility. *AIAA Journal*, **42**: 1107-1114.
- Osborne N R, George A G, Kristen A, Deborah A S, Raymond H. 1994. LANTIRN infrared window failure analysis//SPIEs 1994 International Symposium on Optics, Imaging, and Instrumentation, 444-455.
- Parsons W F. 1972. Optical materials research. *Applied Optics*, **11**: 43-49.
- Peigin S V, Postnikov V G. 1987. Aerodynamic and thermal characteristics of a body of complex shape around which a hypersonic air stream flows. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, **52**: 391-395.
- Pond J E, Charles T W, George W S. 1999. Side-mounted IR window aero-optic and aerothermal analysis//AeroSense99-International Society for Optics and Photonics, 266-275.
- Qiang X F, Li H J, Zhang Y L, Yao D J, Guo L J, Wei J F. 2012. Fabrication and thermal shock resistance

- of in situ SiC nanowire-SiC/SiC coating for carbon/carbon composites. *Corrosion Science*, **59**: 343-347.
- Ravindra N M, Abedrabbo S, Gokce O H, Tong F, Patel A, Velagapudi R, Williamson G D, Maszara W P. 1998. Radiative properties of SIMOX. *IEEE Transactions on Components Packaging & Manufacturing Technology Part A*, **21**: 441-449.
- Ravindra N M, Abedrabbo S, Chen W, Tong F M, Nanda A K, Speranza A C. 1998. Temperature-dependent emissivity of silicon-related materials and structures. *IEEE Transactions on Semiconductor Manufacturing*, **11**: 30-39.
- Ravindra N M, Sopori B, Gokce O H, Cheng S X, Shenoy A, Jin L, Abedrabbo S, Chen W, Zhang Y. 2001. Emissivity measurements and modeling of silicon-related materials: An overview. *International Journal of Thermophysics*, **22**: 1593-1611.
- Renz G, Willy B. 2007. A 2 μ m-pump laser-based DIRCM system and aero-optics in the mid-IR//Proceeding of SPIE: Optics/Photonics in Security & Defence, 67380B-80B-12.
- Rousseau B, Brun J F, Meneses D D S, Echegut P. 2005. Temperature measurement: christiansen wavelength and blackbody reference. *International Journal of Thermophysics*, **26**: 1277-1286.
- Russell G W, Stephen C C, Michael M J, Wendy C, Robert R M, Forrest A S, Michael R, David A G. 2003. Army hypersonic compact kinetic-energy missile laser window design//AeroSense 2003-International Society for Optics and Photonics, 28-39.
- Schmid F, Viechnicki D. 1970. Growth of sapphire disks from the melt by a gradient furnace technique. *Journal of the American Ceramic Society*, **53**: 528-29.
- Schmid F, Viechnicki D J. 1973. New approach to high temperature crystal growth from the melt. *Solid State Technology*, **16**: 45-48.
- Sepulveda J L, Sekyung C. 2011. High-performance spinel ceramics for IR windows and domes//Proceedings of SPIE, 1779-1781.
- Shang J S. 1974. Computation of hypersonic turbulent boundary layers with heat transfer. *AIAA Journal*, **12**: 883-884.
- She J H, Tatsuki O, Deng Z Y. 2010. Thermal shock behavior of porous silicon carbide ceramics. *Journal of the American Ceramic Society*, **85**: 2125-2127.
- Shinn J, Moss J, Simmonds A. 1982. Viscous-shock-layer heating analysis for the shuttle windward-symmetry plane with surface finite catalytic recombination rates//3rd Joint Thermophysics, Fluids, Plasma and Heat Transfer Conference, 842.
- Sonawane H R, Shripad P M. 2011. Tactical air warfare: Generic model for aircraft susceptibility to infrared guided missiles. *Aerospace Science & Technology*, **15**: 249-260.
- Song H W, Li S X, Zhang L, Yu G, Zhou L, Tan J S. 2010. Numerical simulation of thermal loading produced by shaped high power laser onto engine parts. *Applied Thermal Engineering*, **30**: 553-560.
- Song Z G, Li F M. 2014. Aerothermoelastic analysis of nonlinear composite laminated panel with aerodynamic heating in hypersonic flow. *Composites Part B Engineering*, **56**: 830-839.
- Sova R M, Milton J L, Michael E T, Frank F M. 1998. High-temperature infrared properties of sapphire, AlON, fused silica, yttria, spinel. *Infrared Physics & Technology*, **39**: 251-261.
- Springer R M, Michael E T, Daniel V H. 2009. Optical properties of polycrystalline Nd:YAG for different levels of Nd doping. *Proc Spie*, 7302.
- Sutton G W, Pond J E, Snow R, Hwang Y. 1994. Hypersonic interceptor aero-optics performance predictions.

- Journal of Spacecraft & Rockets*, **31**: 592-599.
- Sutton G, Pond J, Snow R, Hwang Y. 1993. Hypersonic interceptor performance evaluation center aero-optics performance predictions//Annual Interceptor Technology Conference, 2675.
- Sutton G W. 1985. Aero-optical foundations and applications. *AIAA Journal*, **23**: 1525-1537.
- Teodorescu G, Peter D J, Ruel A O, Guo B J. 2008. Normal emissivity of high-purity nickel at temperatures between 1440 and 1605K. *Journal of Physics and Chemistry of Solids*, **69**: 133-138.
- Thomas M E. 2011. Multiphonon difference band absorption in diamond//Proceedings of SPIE-The International Society for Optical Engineering, 1779-1781.
- Trolrier J, Hudson D, Carlson D, Krawczyk W. 1992. Shock layer radiance effects on endoatmospheric interceptor seeker performance//AIAA and SDIO, Annual Interceptor Technology Conference, Huntsville, AL, May 19-21.
- Trolinger J, William R. 2004. Technique for simulating and evaluating aero-optical effects in optical systems//42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 471.
- Tromeur E, Garnier E, Sagaut P, Basdevant C. 2003. Large eddy simulations of aero-optical effects in a turbulent boundary layer. *Journal of Turbulence*, **4**: 1-22.
- Tropf W J, Michael E T, Frazer R K. 2003. Windows and domes: past, present, future//AeroSense 2003-International Society for Optics and Photonics, 80-89.
- Turley W D, Holtkamp D B, Veaser L R, Stevens G D, Marshall B R, Seifter A, Corrow R B, Stone J B, Young J A, Grover M. 2011. Infrared emissivity of tin upon release of a 25 GPa shock into a lithium fluoride window. *Journal of Applied Physics*, **110**: 146-196.
- Volkov K N, Emel'yanov V N. 2006. Aero-optic effects in turbulent flows. *Technical Physics Letters*, **32**: 95-97.
- Votta R, Antonio S, Aldo B. 2013. Hypersonic high altitude aerothermodynamics of a space re-entry vehicle. *Aerospace Science & Technology*, **25**: 253-265.
- Wan Z M. 1998. Calculating models of cooling IR window and window background radiation//Aerospace/Defense Sensing and Controls-International Society for Optics and Photonics, 195-202.
- Wang C M, Hideyuki E, Mamoru M. 1998. Nucleation and growth of silicon oxynitride grains in a fine-grained silicon nitride matrix. *Journal of the American Ceramic Society*, **81**: 1125-1132.
- Wang W L, Bi J Q, Sun K N, Du M, Long N N, Bai Y J. 2011. Thermal Shock Resistance Behavior of Alumina Ceramics Incorporated with Boron Nitride Nanotubes. *Journal of the American Ceramic Society*, **94**: 2304-2307.
- Wang Z W, Dai J M, He X W, Yang C L, Cui X F. 2010. Measurement system for FT-IR infrared spectral emissivity of solid surface at ultra-high temperature//International Symposium on Advanced Optical Manufacturing and Testing Technologies, 76563Q-63Q-5.
- Wei H E, Tong Z R, Li H B. 2010. Investigation of thrust balance for the single module scramjet. *Journal of Aerospace Power*, **25**: 2285-2289.
- Wu Z Q, Cheng H, Zhang W, Li H B, Kong F J. 2013. Effects of thermal environment on dynamic properties of aerospace vehicle panel structures. *Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica*, **34**: 334-342.
- Xu J W, Zhou Y Z, Zhou G Q, Xu K, Deng P Z, Xu J. 1998. Growth of large-sized sapphire boules by temperature gradient technique (TGT). *Journal of Crystal Growth*, **193**: 123-126.
- Xuan Z F, Goo N S. 2012. Analysis of a gas cooling system for an infrared sensor window//2012 13th IEEE

- Intersociety Conference on Thermal and Thermomechanical Phenomena in Electronic Systems (ITherm), IEEE, 1420-1424.
- Yan Z Q, Chen F, Xiong X, Xiao P, Huang B Y. 2010. Thermal shock resistance of SiC/Si-Mo multilayer oxidation protective coating for carbon/carbon silicon carbide composites. *Journal of Composite Materials*, **44**: 3085-3092.
- Yang D, Michael E T, Simon G K. 2001. Measurement of the infrared refractive index of sapphire as a function of temperature. *Aerospace/defense Sensing Simulation & Controls*, **4375**: 53-63.
- Zhang H Y, Jin L, Song B, Han J C, Wang G G, Kuang X P, Sun R. 2012. Enhancement in hardness and transmittance of ZnS via SiO₂/Y₂O₃ multilayer. *Journal of Alloys & Compounds*, **539**: 40-43.
- Zhang J Q, Zhang G Y, Fan J S, Yang T. 2001. The Experimentation Research of IR Thermograph Measurement Affected by IR Windows Pneumatic Calefaction. *Infrared Technology*, **23**: 32-34.
- Zhang R L, Le J L, Cui J P, Yu F M, Han L H, Wang S, Liu J. 2005. Measurement and calculation of vibrational temperature behind strong shock waves// Jiang Z. (eds) Shock Waves. Springer, Berlin, Heidelberg.
- Zhang Y Y, Guo L C, Naotake N. 2014. Investigation methods for thermal shock crack problems of functionally graded materials-Part II: Combined analytical-numerical method. *Journal of Thermal Stresses*, **37**: 325-339.
- Zhang W, Nikolay D, Matthias W, Ossama D, Ralf O, Vesselin M. 2013a. Investigation of the Thermal Shock Behavior of Ceramic Using a Combination of Experimental Testing and FE-Simulation Methods. *Advanced Engineering Materials*, **15**: 480-484.
- Zhang Y F, Dai J M, Zhang L. 2013b. Spectral emissivity and transmissivity measurement for zinc sulphide infrared window based on integrating-sphere reflectometry. *Optical Engineering*, **52**: 7107.
- Zhao J S, Gu L X, Ma H Z. 2013. A rapid approach to convective aeroheating prediction of hypersonic vehicles. *Science China Technological Sciences*, **56**: 2010-2024.
- Zhao Z Y, Qi C, Dai J M. 2007. Design of multi-spectrum BRDF measurement system. *Chinese Optics Letters*, **5**: 168-171.
- Zhong X H, Zhao H Y, Zhou X M, Liu C G, Wang L, Fang S, Yang K, Tao S Y, Ding C X. 2014. Thermal shock behavior of toughened gadolinium zirconate/YSZ double-ceramic-layered thermal barrier coating. *Journal of Alloys & Compounds*, **593**: 50-55.

(责任编辑: 杨亚政)

Aerothermal dynamic failure of infrared window in high-speed aircraft

E Yujia¹ WANG Tianyu¹ GAO Ge¹ GENG Fangjuan¹ AI Junqiang²
HAN Jiecai^{1,†} ZHU Jiaqi^{1,3,*}

¹ Harbin Institute of Technology, Center for Composite Materials, Harbin 150001, China

² AVIC the First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

³ Harbin Institute of Technology, Key Laboratory of Micro-systems and Micro-structures Manufacturing, Harbin 150080, China

Abstract As one of the key components of a high-speed aircraft, the infrared window which is composed by matrix materials and functional films is widely applied. In the harsh environment, however, the infrared window works under complex aerothermal conditions, which may lead to its structural failure or dysfunction. Thus, the investigation on the aerothermal dynamic failure of infrared window in high-speed aircraft is of scientific importance and practical significance. This article reviews the studies on the aerodynamic thermal failure mechanisms of infrared windows in high-speed conditions, concerning typical materials, the aero-thermo-dynamics and structural failure or dysfunction. Finally, the prospects of further investigations on infrared windows are discussed.

Keywords infrared window, aerothermal dynamic, failure mechanism

Received: 20 December 2016; accepted: 9 May 2017; online: 30 May 2017

† E-mail: hanjc@hit.edu.cn

* E-mail: zhujq@hit.edu.cn

Cite as: E Y J, Wang T Y, Gao G, Geng F J, Ai J Q, Han J C, Zhu J Q. Aerothermal dynamic failure of infrared window in high-speed aircraft. *Advances in Mechanics*, 2018, 48: 201803

© 2018 *Advances in Mechanics*.



朱嘉琦, 哈尔滨工业大学航天学院教授、博导, 长江学者特聘教授, 国家杰出青年基金获得者, 万人计划领军人才. 主要从事极端环境红外罩失效机制及其抗失效方法研究, 担任中国硅酸盐学会薄膜与涂层分会副理事长、中国仪表材料学会常务理事、中国机械工程学会表面工程分会常务委员, 获得中国青年科技奖、省青年五四奖章等荣誉, 获国家技术发明奖二等奖 1 项, 黑龙江省技术发明一等奖和二等奖各 1 项. 发表 SCI 论文 131 篇, 授权发明专利 50 余项.



韩杰才, 中国科学院院士, 哈尔滨工业大学航天学院教授、博导, 国家自然科学基金委创新研究群体负责人, 特种环境复合材料技术国防科技重点实验室主任, 国家某重大科技工程专家, 国家 863 计划某主题专家组副组长. 主要从事飞行器结构与热防护系统、梯度复合材料、超高温热防护材料、光电晶体与薄膜以及材料燃烧合成技术等研究, 曾获国家自然科学基金二等奖、国家技术发明奖二等奖等. 获国家发明专利授权 61 项, 出版学术专著 2 本, 在国际期刊发表文章 350 余篇.