

特约专栏

热透波机理及热透波材料进展与展望

李仲平

(航天材料及工艺研究所 先进功能复合材料技术重点实验室, 北京 100076)

摘要: 简要阐述了热透波问题的产生背景及其科学技术内涵, 从烧蚀传热行为规律、热电行为规律与热透波机理、高温介电性能测试、热透波模拟试验和热透波材料5个方面对国内外研究进展进行了系统总结, 在此基础上展望了热透波材料的发展方向。研究表明: 附有熔体的高温壁面和动态变化的固液气三相状态导致天线窗/罩电性能发生突变, 是高超声速航天器产生“黑障”的主要原因。氧化硅、氮化硼和硅-氧-氮材料分别属熔融型、气化型和熔融/汽化混合型烧蚀热透波材料。气化型氮化硼的微波传输效率受电子电导损耗控制, 熔融型氧化硅的微波传输效率则受离子电导损耗控制。大尺度、高精度和宽温宽频是热透波材料性能评测和分析模拟技术的重要发展方向, 向大尺寸“Si(B)-O-N(M)”三元体系跨越是热透波材料制备技术创新发展的主要趋势。

关键词: 热透波; 黑障; 热障; 熔融型烧蚀; 汽化型烧蚀; 熔融/汽化混合型

中图分类号: V45; V423 **文献标识码:** A **文章编号:** 1674-3962(2013)04-0193-10

Major Advancement and Development Trends in Study of Hot-Wall Microwave-Transparency Mechanisms and High-Temperature Microwave-Transparent Materials

LI Zhongping

(Science and Technology on Advanced Functional Composite Materials, Aerospace Research Institute of Materials & Processing Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: The background and physics-basis of hot-wall microwave-transparency problem are discussed in this paper. Major advancement is summarized in areas including behavior of ablation and heat-transfer, thermo-dielectric behavior and hot-wall microwave-transparency mechanism, high-temperature dielectric testing, simulation of hot-wall microwave-transparency, and high-temperature microwave-transparent materials. Future development trends in related areas are presented. High-temperature melt and dynamic diversification of solid/liquid/gas result in break of dielectric property for hot-radome or antenna window, which is the main reason for the “blackout” of hypersonic aerospace vehicles. Silica, boron nitride and Si-O-N material are melting ablation, evaporation ablation and melting/evaporation ablation materials respectively. The microwave transporting efficiency of boron nitride is directed by electron conducting loss, while the microwave transporting efficiency of silica is directed by ion conducting loss. Large-scale, high precision, wide temperature range and wide frequency range are the main objective for next generation test and computation technology for hot-wall transparent materials. Big size and Si(B)-O-N(M) based materials are the important trend for developing new hot-wall transparent materials.

Key words: hot-wall microwave-transparency; blackout; heat barrier; melting ablation; evaporation ablation; mix-mode ablation of melting/evaporation

1 前言

高超声速飞行的航天器会经受严重的气动加热, 出

现“热障”(Heat Barrier)^[1], 有时还会伴生“黑障”(Blackout)^[2]。20世纪五六十年代, 在进行鼻锥(Nose Cone)式再入飞行器和水星号返回舱(Mercury Capsule)^[2]返回大气层试验时, 发现在距地面50 km左右高度飞行器与地面的无线电通信出现中断。这一现象很快得到航天界的重视并被定义为黑障。黑障出现与否与飞行器的飞行速度、大气成分和密度、飞行器构型以及通

收稿日期: 2012-11-24

作者简介: 李仲平, 男, 1964年生, 研究员

DOI: 10.7502/j.issn.1674-3962.2013.04.01

讯频率有关,对不同类的航天器,持续时间和影响不尽相同,如表 1 所示。

在很长一段时间内,学术界和工程界对于黑障现象的研究主要集中在等离子体效应方面,这是由于大多数航天器产生黑障的主要原因是受气态电离层的影响,但

对于表 1 中的尖锥式再入飞行器(Sharp RV)和正在发展的高超声速飞行器,气态电离层的电子密度可能仅为 10^{10} n/cm^3 量级,甚至低于 10^9 n/cm^3 ,对 S, C, X, Ku 及 Ka 波段的微波衰减较小,甚至可以忽略,此时,飞行器天线窗口或天线罩高温壁面的影响则会凸显而出。

表 1 不同航天器及其黑障^[2-4]

Table 1 The blackout of different aerospace vehicles^[2-4]

Aerospace vehicles	Structure	Blackout time/min	Remark
RAM C	Blunt nosed cone	~0.5	For investigating the reentry communications blackout
Apollo	Blunt nosed cone	3~4	Depends on the different band
Shuttle	Lifting-body	~16	Before employed TDRESS
Mars Pathfinder	Blunt nosed cone	~0.5	Pass across the Mars atmosphere
Galileo	Blunt nosed cone	~30	Pass across the Mars atmosphere
Sharp RV	Sharp cone	~0	Probably exists blackout in seconds

在 20 世纪 80 年代初进行的 ABRES(先进再入飞行器,属 SHARP RV)热压氮化硼(HPBN)天线窗飞行试验考核时,意外发现微波衰减高达 40 dB,比预期大 20 dB,如图 1 所示^[3]。对此现象进行了专门的高温(2 200 K)介电性能测试、电弧加热器模拟试验(关机后快速测试)、以及固气(等离子体)两相建模分析,产生附加衰减的原因被归结为 HPBN 呈指数增加的高温电导损耗。研究表明,在从 1 700 K 到 2 200 K 的温升范围内,介电损耗增加两个数量级,而当表面温度继续升高至烧蚀温度($3\,300 \pm 150 \text{ K}$)时,介电损耗会再增加 3 个数量级,达到 10^2 至 10^3 水平^[4],如图 2 所示。

与氮化硼材料不同,氧化硅材料在类似的飞行条件下会发生熔融型烧蚀,出现固液气(等离子体)三相并存状态。采用专用的电弧加热器试验装置,将流场的电

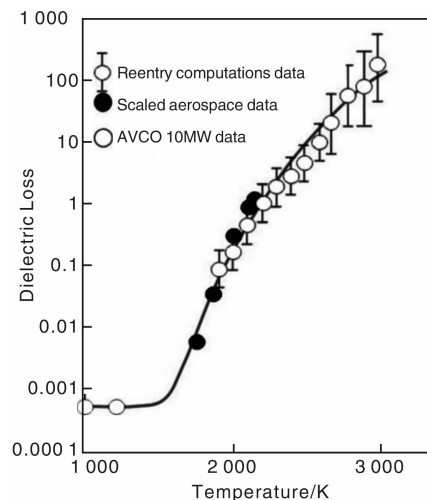


图 2 不同方法得到的 HPBN 介电损耗

Fig. 2 The dielectric loss of HPBN obtained by different methods

子密度降至 10^9 n/cm^3 水平,进行烧蚀状态下的透波试验。基准状态的材料基本无衰减,而某些状态的材料却发生明显衰减,如图 3 所示。表明附有熔体的高温壁面是微波衰减的主要因素。

处于固气两相或固液气三相状态的天线窗或天线罩,当气态层的电子密度低于临界值时,动态变化的高温壁面则成为影响微波传输的主要因素。为了区别于传统意义的黑障,将微波通过高温壁面的传输定义为“热透波”。

2 热透波基本概念与科学技术内涵

热透波是指雷达波(主要指厘米波至毫米波波段)通过高温、超高温、甚至烧蚀状态的非均态、非平衡态绝缘电介质材料进行的动态传输过程,其物理机制和过

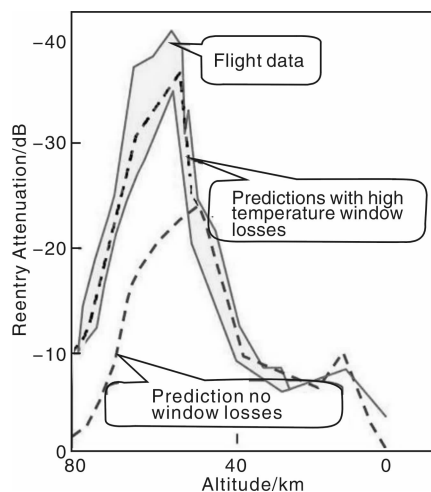


图 1 HPBN 天线窗微波衰减

Fig. 1 The microwave attenuation of HPBN antenna windows

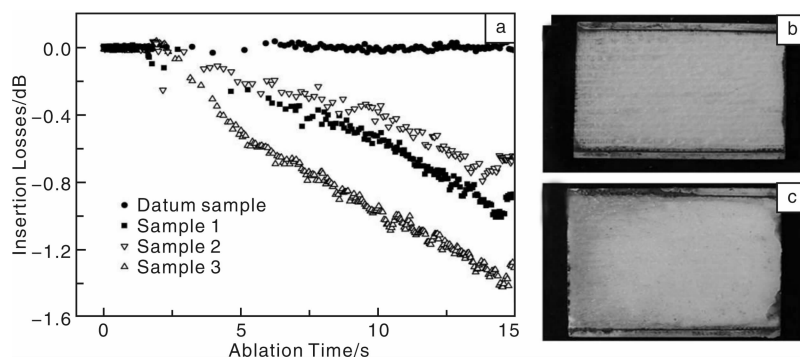


图3 不同氧化硅材料烧蚀透波特性(a)及基准试样(b)与试样3(c)的烧蚀表面

Fig. 3 Real-time hot-wall microwave-transparency characteristics of different SiO_2 materials

程特性远复杂于雷达波在室温稳态电介质材料中的传输。在严重的气动加热环境下, 航天器的天线罩和天线窗成为热罩和热窗, 其表面温度迅速达到 $1\,000 \sim 3\,000\text{ K}$, 甚至更高, 罩(窗)体自外至内形成明显的温度梯度。天线罩(窗)材料表面高温区将经历相变, 或者分解、气化; 材料内部也会随温度的变化而发生不同的物理、化学、微观组织结构变化, 从而引起材料物性的变化, 甚至发生由量到质的突变。而伴随这一变化过程, 雷达波通过材料表层和内部的传输特性可能发生很大的、甚至是跳变式的改变。这种热透波效应会造成信号衰减, 使雷达作用距离缩短、甚至通讯中断; 天线方向图发生畸变, 使瞄准精度下降, 甚至造成脱靶, 如图4所示。因此, 认识、分析和预测这些变化, 即揭示热透波机理, 是设计和研制高性能天线罩、天线窗等热透

波构件的基础。按材料的热响应及雷达工作频段, 热透波主要包括烧蚀热透波和高温宽带热透波。

热透波材料是恶劣热环境下能够实现热透波功能的一种多功能材料。天线罩(窗)作为航天器结构的一个重要组成部分, 一方面必须在某一频率、甚至很宽的频率范围保持优良的雷达波传输性能, 以保证对微波通讯、探测和制导信号的透明; 另一方面, 又必须能够承受飞行中的气动热、气动力和冲击、振动、过载的热力联合作用, 保持航天器结构的完整性, 保护导引头、雷达或天线系统不受外部恶劣环境影响而正常工作。为满足上述要求, 作为天线罩(窗)的热透波材料, 必须在很宽的温度范围内兼具稳定优良的高温介电性能、良好的力学性能、耐热/烧蚀性能、隔热性能以及抗热冲击等综合性能, 属于热力电一体化的多功能材料。

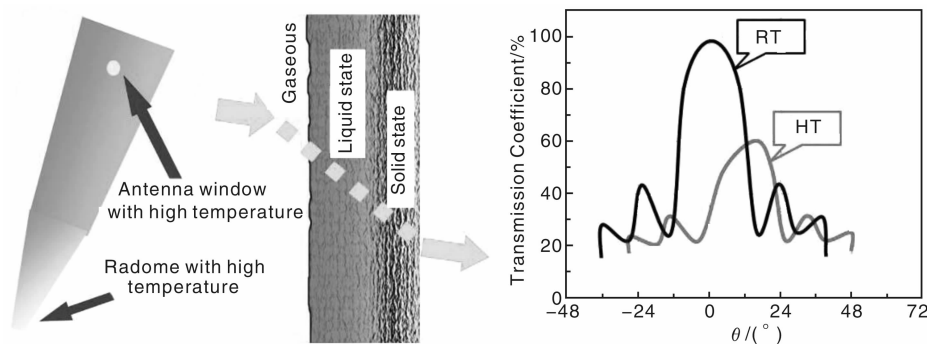


图4 热透波效应示意图

Fig. 4 Hot-wall microwave-transparency mechanisms

热透波机理和热透波材料研究涉及热、电、材料和凝聚态物理等多个学科和工程技术领域, 具有明显的跨学科特点。其研究范畴包括:

(1) 热透波材料(绝缘电介质)热电行为规律。研究材料从室温至使用温度(高温固态或熔融态)的极化机制、损耗机制以及介电参数变化规律。

(2) 热透波材料烧蚀、传热行为规律。研究材料在使用热环境下的烧蚀机理、烧蚀性能, 传热机制及传热特性。

(3) 热透波分析计算方法。利用热透波材料热电行为规律, 烧蚀传热行为规律以及电磁场理论, 微波传输分析手段进行热窗和热罩电气传输特性的建模分析。

(4) 高温介电性能测试方法。研究高温固体和高温熔体介电常数和介电损耗的测试方法, 根据不同的温度和频率范围以及介电参数的分布区间, 设计研制适用的测试系统。

(5) 热透波模拟试验方法。研究气动加热环境的模拟方法, 电气传输性能的测试方法, 降低热环境和测试环境的干扰, 实现热窗和热罩电气传输特性的动态和逼真模拟。

(6) 热透波材料设计研制与评价表征。开展热透波材料的多尺度、多参数分析与设计, 进行新型热透波材

料以及热透波构件研制, 采用适用的方法与手段实现材料热、力、电性能和综合使用性能的评价表征。

开展上述研究还涉及热透波构件使用环境分析和结构可靠性分析等。因此, 热透波机理与热透波材料的研究属于基础性和应用性高度交织的复杂研究领域, 需要充分利用电介质物理、计算材料学、气动热力学等基础学科的知识及研究成果, 同时需要以满足航天器的具体使用条件和使用要求为最终目标。表 2 归纳了热透波机理与热透波材料的研究中需要关注的主要环节。

表 2 热透波研究内容汇总

Table 2 Factors for hot-wall microwave-transparency study

	Ablation mode	High-temp & wide-band mode
Design	Ablation mode mechanisms and analysis method in unbalance state; Harmonize and optimize mechanical, electrical and thermal properties	Large-scale analysis for wide-band wave transmission; structure design for Wide band; hot structure design
Material	Improve existed material system; design and development new system	Tougher and lower electrical loss materials; heat insulation and wave transmission material
Preparation	Fabrication for large components; high efficient and low cost fabrication ways	Grads and multi-layers fabrication processing; porous structure fabrication
Examination	Dielectrical properties in high temperature; wave transmission properties in high temperature; uniformity of electrical properties; thermal and mechanical properties	Dielectrical properties in high-temp and wide-band; wave transmission properties in high-temp and wide-band; uniformity of electrical properties; Hot-structure testing
Application	Modified electrical properties; machining and connecting; environmental protection	Modified electrical properties; machining and connecting; environmental protection

3 热透波研究进展

人们对热透波的认识和研究, 大致经历了 4 个阶段:

第一阶段, 20 世纪 60 年代左右开始认识到热透波问题的存在, 在设计规范上采取了限制天线罩(窗)材料介电性能变化幅度的方法, 如介电常数变化幅度要求小于 1%/100 K^[5-6];

第二阶段, 20 世纪 70 年代认识到高超声速飞行可能存在严重的热透波问题, 着重发展了高温介电性能测试方法与手段, 在设计上采取了定性分析与地面模拟试验相结合的方法, 而热透波验证主要依赖于飞行试验^[5,7-10];

第三阶段, 20 世纪 80 年代重点针对先进再入飞行器组织了跨学科基础研究^[11-12], 基本掌握了典型材料热透波机理, 开始由室温稳态电设计向非平衡态热透波设计转变;

第四阶段, 20 世纪 90 年代至今, 为支撑新型高超

声速飞行器的发展, 针对毫米波、宽频带、高温长时等不同热透波应用需求, 发展了多个体系高性能热透波材料和相应的热透波分析计算方法^[13-16]。

下面对主要研究进展作简要介绍。

3.1 烧蚀传热行为规律

熔融型烧蚀是热透波构件最典型的烧蚀机制^[17-18], 代表性材料为氧化硅, 对该类材料烧蚀传热行为规律的研究较为深入。目前的研究表明, 氧化硅材料烧蚀受液层消耗速率控制, 传热受辐射传热影响, 采用固液耦合变粘性系数烧蚀模型并进行辐射传热修正, 可以较为准确地预测烧蚀速率、液层厚度和温度分布^[19-20], 见公式(1)~(4)和图 5 所示。

烧蚀速率: $v_w - v_\infty =$

$$-\frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x} \int_{-\delta}^0 \left\{ \frac{ra}{\mu_w} \exp(y/a) [(\tau_w + p_x y - p_x a) - Ar] \right\} dy \quad (1)$$

液层厚度:

$$\delta = -\frac{k \ln(b/(1+b))}{v_{\text{melt}}} \quad (2)$$

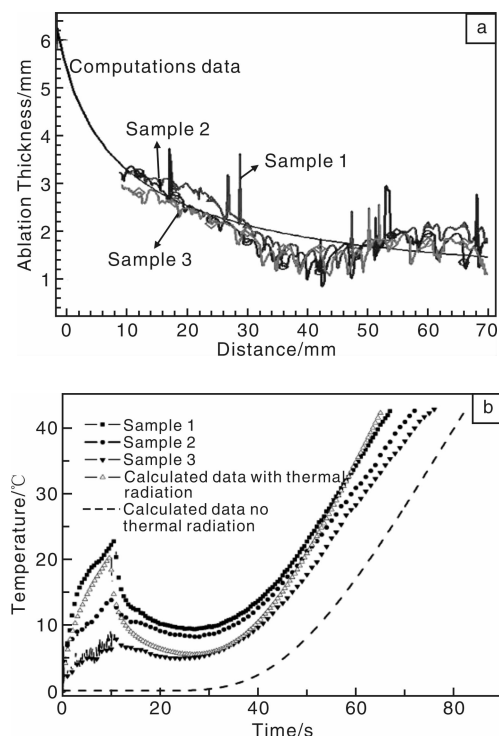


图5 氧化硅烧蚀传热行为规律预测与试验:
(a) 材料烧蚀量随距离变化, (b) 材料表面温度随烧蚀时间的变化

Fig. 5 the calculated and experimental ablation and heat-transfer of SiO_2

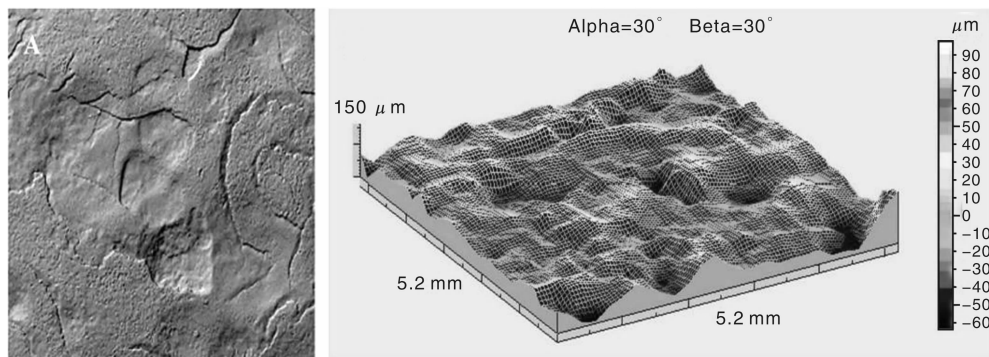


图7 氮化硼剥蚀后表面形貌

Fig. 7 Surface morphology of ablated BN sample

一些新成分体系的材料可能出现熔融/气化混合型烧蚀, 如硅-氧-氮体系材料。其烧蚀由氧化硅的熔融、蒸发与流失, 氮化硅的热氧化, 氧化硅与氮化硅的热化学反应 3 类物理化学反应构成。该类材料的烧蚀传热行为受表面熔体状态控制, 可能出现连续熔融层, 非连续熔融层或无熔融层 3 种情况, 需要根据具体条件进行建模分析。当材料表面无熔融层时, 氮化硅的烧蚀质量损耗率以热氧化烧蚀为主 (\dot{m}_1); 当材料表面形成连续

温度分布:

$$T(y) = T_{\text{melt}} + \frac{T_w - T_{\text{melt}}}{1 - \exp(-v_w \delta/k)} [\exp(-v_w y/k) - \exp(-v_w \delta/k)] \quad (3)$$

能量平衡: $\psi q_0 - \psi \rho v_w \Delta H_{\text{SiO}_2} - \varepsilon \sigma T^4 =$

$$\rho_l v_{\text{melt}} C_l (T_w - T_s) + q_s + \dot{m}_s \Delta H_{\text{Si}_3\text{N}_4} \quad (4)$$

热分解和热氧化产生气化型烧蚀, 代表性的材料为氮化硼。在剥蚀阈值以下其烧蚀可用热化学烧蚀模型准确预测, 而在剥蚀阈值以上则需要进行修改, 这类构件可采用经典的传热理论和手段进行传热分析。图 6 是氮化硼材料 5 种典型状态下烧蚀速率的理论预测值与实测值的对比, 图 7 是发生剥蚀后的表面形貌。

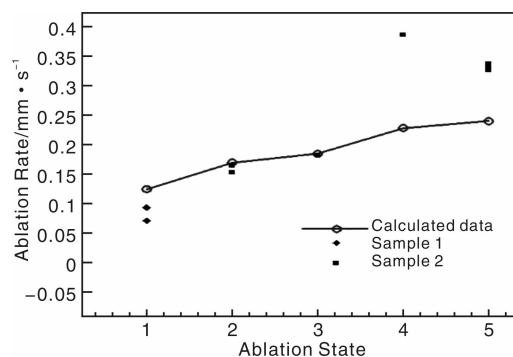


图6 氮化硼烧蚀速率理论计算值与实测值

Fig. 6 The calculated and experimental ablating rate of BN

熔融层时, 氮化硅的烧蚀质量损耗率以与氧化硅的热化学烧蚀为主 (\dot{m}_2); 当材料表面为非连续熔融层时, 氮化硅的烧蚀质量损耗率同时存在两种机制 ($\dot{m}_1 + \dot{m}_2$), \dot{m}_1 和 \dot{m}_2 的具体表达式见公式 (5) 和 (6)。当满足成分限制条件和温度限制条件时, 烧蚀过程中材料表面将形成连续熔融层, 使其具有较低的表面温度和更好的烧蚀性能。图 8 给出了 Si-O-N 体系热透波材料烧蚀机理。

$$\dot{m}_1 = K_1 (P_{\text{O}_2})^{3/2} e^{-\frac{E}{RT}} \quad (5)$$

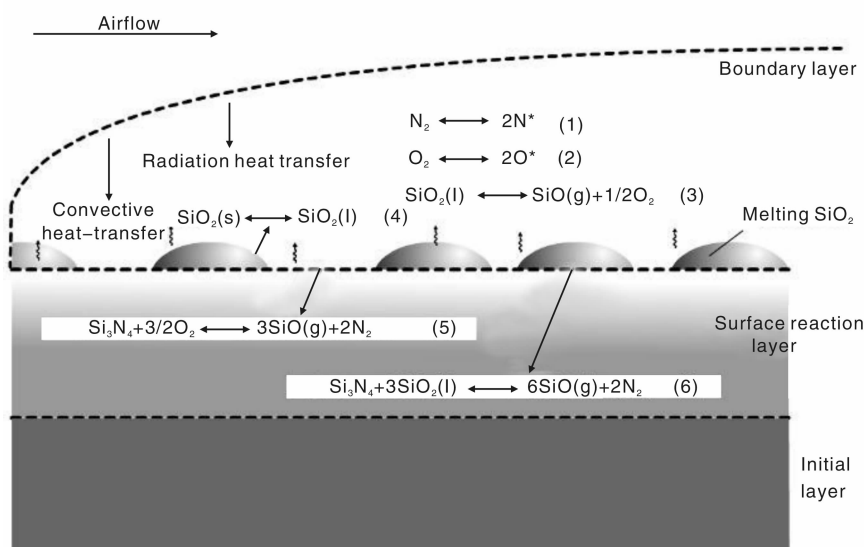


图 8 硅-氧-氮体系烧蚀机理示意图

Fig. 8 The ablating mechanisms of Si-O-N materials

$$\dot{m}_2 = K_2 [(1-x)\rho] [x\rho]^3 e^{-\frac{E}{RT}} \quad (6)$$

式中, K_1 和 K_2 为反应频率因子, E 为活化能, R 为气体常数, P_{O_2} 为氧分压, ρ 为密度, x 为 SiO_2 的体积含量。

3.2 热电行为规律与热透波机理

早期对材料热电行为规律的研究主要依赖于实验手段,但由于实验条件制约,难以获得材料宽温宽频连续的热电行为规律。近年来发展了理论建模方法,根据材料的物态,按微观结构和价键性质进行极化机制和损耗机制建模分析,并结合实验数据对有关参数进行修正,获得了典型氧化物、氮化物、氮氧化合物室温至 1 900 K, 2 GHz 至 18 GHz 的可信规律。同时,采用理论建模和实验测试相结合的手段,获得了氮化硼和氧化硅室温至 2 250 K 的热电行为规律,如图 9 和 10 所示。其中,氧化硅在其熔融区,介电常数和介电损耗均呈现上升趋势,这一规律对认识此类材料的结构演变和性能

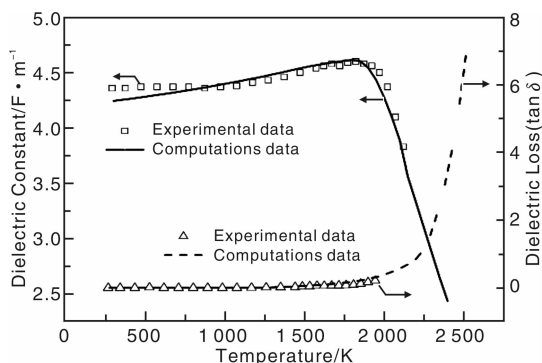


图 9 氮化硼热电行为规律

Fig. 9 The thermo-dielectric behavior of BN

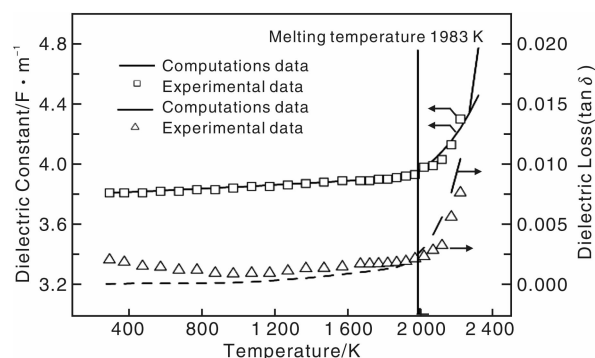


图 10 氧化硅热电行为规律

Fig. 10 The thermo-dielectric behavior of SiO_2

变化具有重要意义。

针对给定的环境条件和结构构型,选择适用的传输计算方法(物理光学法,矩量法,几何光学法,或混合法)并利用热电行为规律和烧蚀传热行为规律进行热电联合分析,可以获得天线窗或天线罩的热透波特性。这方面的工作已经取得一定进展,图 11 为利用分区分层计算模型和间接射线法计算得到的一种天线罩模型在气动加热环境下的传输特性结果,可见,不对称热环境对传输特性存在明显影响。在已有的热透波材料(氧化物、氮化物、氮氧化合物等无机材料或复合材料)范围内分解气化型材料(如氮化硼)的传输效率主要受电子电导损耗控制,熔融型材料(如氧化硅)主要受离子电导损耗控制。

3.3 高温介电性能测试

在 2 ~ 18 GHz 频率范围内,可选的高温介电性能测

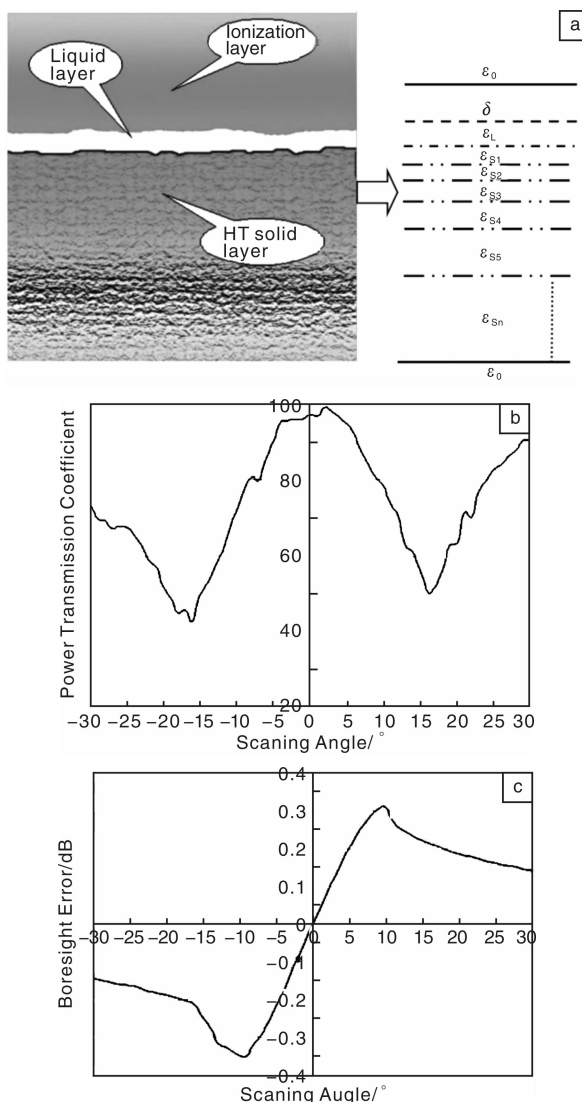


图 11 (a)固、液、气三相共存分层计算模型及(b), (c)天线罩热透波特性

Fig. 11 The analytical model of solid/liquid/gas coexisting system, and calculated hot-radome transparency characteristics

试方法包括高 Q 腔法、终端短路波导法、微扰法、终端开路法、自由空间法和带状线谐振腔法等, 如表 3 所示。

受测试精度、试样大小、关键器件制造以及高温相容性的多因素制约, 目前, 小损耗材料主要采用高 Q 腔法测试, 较大损耗材料主要采用终端短路波导法测试。带状线谐振腔法对低频小损耗测试具有试样尺度较小的优势, 可作为低频(2~7 GHz)测试的方案, 当试样为部分填充时需采用插值法求解。采用 ASTM 标准^[21]推荐的铂-铑 20 高温腔体可实现 1 770 K 左右的重复测试, 而采用铱作为腔体表层时可实现 1 870 K 左右的重复测试^[22]。

采用终端短路波导法, 选择一次性使用的高温腔体及适用的短路板, 实现了氧化硅高温熔体的介电性能测试, 如图 12 所示。

3.4 热透波模拟试验

热环境状态较高的热透波模拟试验是一项复杂而困难, 但又非常重要的地面试验, 可以较为真实地考核材料的热透波性能。其难点在于适宜于电气测量的热环境的获取。迄今主要发展了两种模拟试验方法, 太阳炉(塔)法^[23]和电弧加热器法^[24~25]。太阳炉法产生的热环境对微波的干扰很小, 但热场的均匀性、热场尺度及热流密度存在制约, 可用于热透波试验的热流峰值较小, 在 $\phi 30$ mm 以上区域尚难以达到 1.0 MW/m^2 以上热流密度^[26]。电弧加热器法具有较大的热流密度调节范围, 但早期的试验只能在加热器关机后测试^[27], 原因是流场电子密度过高, 流场本身造成微波传输截止。利用流场电子密度调控技术可以将流场的电子密度降至 10^9 n/cm^3 以下, 满足主要微波频段热透波模拟试验要求, 并且热流密度可达到 10 MW/m^2 量级, 如图 13 所示。主

表 3 候选的高温介电性能测试方法

Table 3 the candidate methods for testing high-temperature dielectric properties

Test method	High Q cavity method	Short-circuited line method	Perturbation Method	Open coaxial-line method	Free-space focused method	Stripline cavity method
Test model						
Dielectric constant scope	1 ~ 20	1 ~ 100	1 ~ 20	1 ~ 100	1 ~ 100	1 ~ 15
Loss tangent scope	< 0.05	< 2.0	< 0.1	< 2.0	< 2.0	< 0.05
Sample size	$\phi 50$ mm (7 ~ 18 GHz) $\phi 300$ mm (2 ~ 7 GHz)	coaxial-line: (Out diameter) $\phi 7$ mm, (In diameter) $\phi 3$ mm (Wave-guide): > 75 mm \times 30 mm (2 GHz)	$\phi 4$ mm (2 ~ 7 GHz) $\phi 1$ mm (7 ~ 18 GHz)	> $\phi 14$ mm	$\phi 150$ mm (2 ~ 7 GHz) $\phi 50$ mm (7 ~ 18 GHz)	10 mm \times 35 mm \times 5 mm (2 ~ 4 GHz) 10 mm \times 35 mm \times 2 mm (4 ~ 8 GHz)

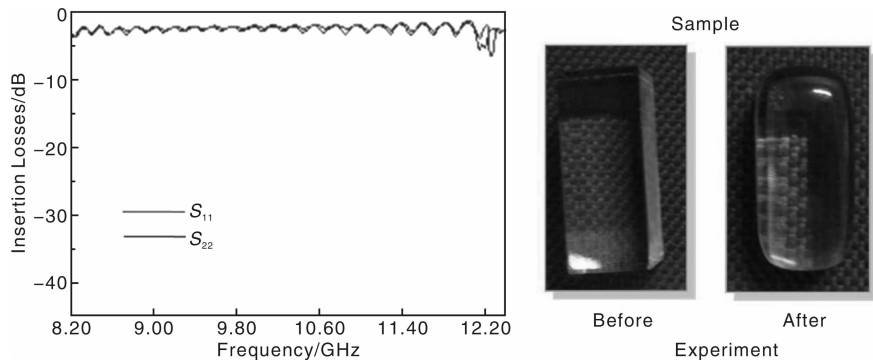


图 12 高温熔体介电性能测试
Fig. 12 The dielectric properties testing for high-temperature melt

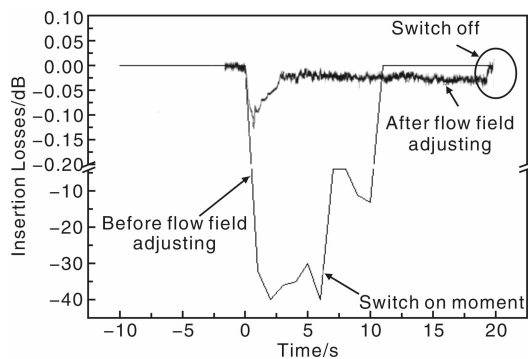


图 13 流场调节前后微波衰减
Fig. 13 The microwave attenuation before and after flow field regulation

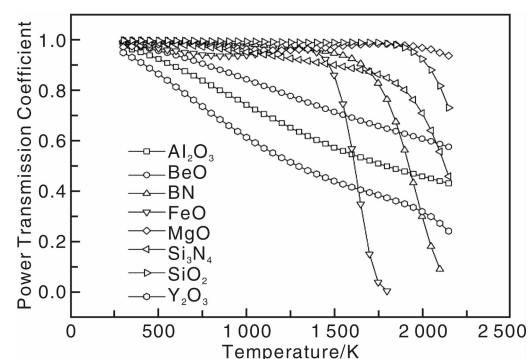


图 14 典型二元无机材料热透波性能比较(二阶壁厚, 10 GHz)
Fig. 14 The comparison of hot-wall transparency for typical binary inorganics

表 4 无机热透波材料体系概况^[16,26]

Table 4 The overview of inorganic high-temperature microwave transparent material^[16,26]

	Ceramic	Ceramic matrix composites	
Material system	Aluminum oxide, pyroceram (cordierite), beryllium oxide, silica, silicon nitride, boron nitride, Si-Al-O-N complex, complex phase with nitride or oxide, Si-O phased ceramic by PIP process	Phosphate, silica/ aluminum oxide/mullite composite, silicon nitride, boron nitride, precursor derived ceramics	Silica, quartz fiber, boron nitride fiber, silicon nitride fiber, aluminum oxide fiber, mullite fiber
Preparation process	Pressureless sintering, reaction sintering, pressure sintering, Hot pressure sintering, HIP, CVD	Recurrent Infiltration process, pressure compacting, winding process, Precursor Infiltration pyrolysis, in-situ compacting process	

要的流场调节方法包括降低电极表面温度，增强流场自由电子复合和使用高纯加热介质等。

3.5 热透波材料

高超声速航天器天线罩(窗)工作温度一般均超过 1 000 K，甚至高达 2 000 K 以上，天线罩(窗)通常使用无机材料，包括陶瓷材料和陶瓷基复合材料。迄今已发展的重点材料体系如表 4 所示，其中几种典型的二元无机材料的热透波性能如图 14 所示。

在新材料研制方面，两类材料发展较为迅速^[26-27]。一类是以氮化硅为代表的多孔陶瓷^[29-31]，通过控制孔结构和晶粒形态，可以实现热电性能的良好匹配。另一类是先驱体转化法制备的陶瓷基复合材料，通过调控纤维和基体成分以及界面设计，可以大幅度提升材料的综合性能^[32-34]。目前对于新型透波材料的研制，多尺度分析是一种重要而有效的辅助手段，在新材料研制中正在发挥越来越重要的作用，如图 15 所示。

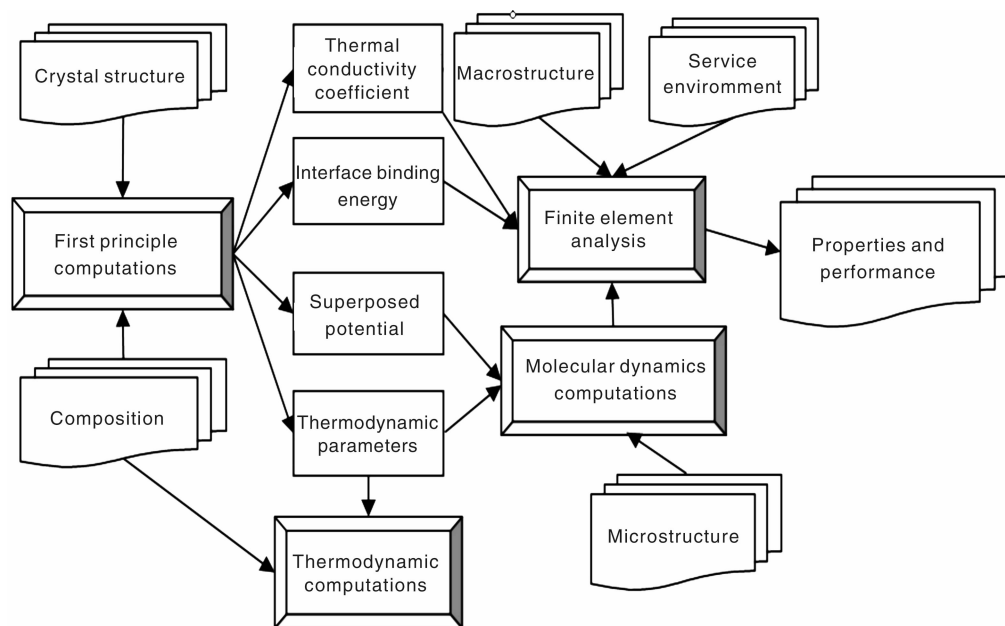


图15 新型热透波材料研制的多尺度分析手段

Fig. 15 The multi-scale analysis method for developing new high-temperature microwave transparent materials

4 结 语

现有的热透波研究主要针对具体的航天器开展,如航天飞机、先进再入飞行器、中远程精确制导等,这些研究为热透波领域的发展积累了工程实践经验和理论基础。随着高超声速技术的快速发展,在相关基础学科的推动下,热透波领域将突破工程应用为主的局限,呈现基础与应用相辅相成,全面发展的局面。总的说来,热透波领域的主要发展方向如下:

(1) 热电行为规律建模分析向全温域、全频域和高精度方向发展。在完善不同类材料极化与损耗模型,获取准确模型参数的基础上,拓展频段和温域,准确预测材料从室温至使用温度、从低频至高频的介电参数连续变化规律。

(2) 烧蚀传热行为规律建模分析向高精度和大热流范围方向发展。在深化完善不同类材料烧蚀传热机理和非平衡非定常分析方法的基础上,大幅度提高分析预测的精度。同时,阐明新成分体系烧蚀热透波材料和隔热透波材料的烧蚀和传热控制机制。

(3) 热透波分析向一体化、大尺度和高精度方向发展。在一体化方面要解决热环境、烧蚀传热、电磁波传输特性和热结构分析的集成,在大尺度方面要解决大尺度复杂结构的高效计算,在高精度方面要提高三维结构电磁波传输特性的分析精度。

(4) 高温介电性能测试向全覆盖和降低不确定度方向发展。从材料介电参数范围、频率范围和温度范

围三个方面拓展高温测试的覆盖范围,包括低频和高频(小于1 GHz与大于35 GHz)测试,超高温(大于2 000 K)测试以及宽损耗范围测试(损耗范围 $10^{-4} \sim 10^1$)。降低高温介电损耗测试不确定度至 $(5 \times 10^{-4}) \pm (20\% \tan \delta)$ 。

(5) 热透波模拟试验向大尺度、高热流和长时间方向发展。在大尺度方面实现米级尺度的均匀热场,在高热流方面峰值热流达到 20 MW/m^2 量级且流场电子密度小于 10^{10} n/cm^3 ,在长时间模拟加热测试方面时间达到千秒级;

(6) 热透波材料实现材料体系的创新。通过材料设计,制备方法创新,新型先驱体和新型纤维应用以及微成分、微结构调控,实现材料体系由氧化物、氮化物向Si(B)-O-N-(M)体系的扩展,满足高透波、高强韧和低(非)烧蚀要求;同时,突破高温长时隔热透波材料设计与制备技术,满足新型高超声速飞行器使用要求。

参考文献 References

- [1] Thomas Heppenheimer A. *Facing the Heat Barrier: A History of Hypersonics*[R]. Washington D C: NASA/SP-2007-4232, 2007.
- [2] Tischer F J. *Communication Blackout at Reentry*[R]. Tokyo: University of Alabama Research Institute, NASA CR-551673, 1963.
- [3] Golden K, Hanawalt B, Ossmann W. *The Prediction and Measurement of Dielectric Properties and RF Transmission through Ablating Boron Nitride Antenna Windows*[R]. California: AVCO Systems

- Division Wilmington Massachusetts, AIAA-81-1085, 1981.
- [4] Savino R, Paterna D, De Stefano Fumo M. *et al.* Plasma-Radio-frequency Interactions Around Atmospheric Re-Entry Vehicles: Modelling and Arc-Jet Simulation [J]. *The Open Aerospace Engineering Journal*, 2010, 3: 76-85.
- [5] Cary R H. *Avionic Radome Materials* [R]. France: Advisory Group for Aerospace Research and Development, AGARD-AR-75, 1974.
- [6] Peng Wangze (彭望泽). *Avionic Radomes (防空导弹天线罩)* [M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1993.
- [7] Britt C L, Ruedger W H, Wisler M M. *Statistical Analyses of RAM-C X-Band Signal Strength Data* [R]. North Carolina: Research Triangle Park, NASA CR-111810, 1970.
- [8] Gooderum P B, Bushnell D M. *Atomization, Drop Size, and Penetration for Cross-Stream Water Injection at High-Altitude Re-entry Conditions with Application to the RAM C-I and C-III Flights* [R]. Hampton: Langley Research Center, NASA TN D-6747, 1972.
- [9] Melvin G C, Stark L C. *High-Temperature Dielectric Properties of Candidate Space-Shuttle Thermal-Protection-System and Antenna-Window Materials* [R]. Hampton: Langley Research Center, NASA TN D-7523, 1974.
- [10] Westphal W B, Iglesias J. *Dielectric Measurements on High-Temperature Materials* [R]. Massachusetts: Laboratory for Insulation Research Massachusetts Institute of Technology Cambridge, ADML-TR-70-138, 1970.
- [11] Ellis C M, Paul W H. *Radio Transmission through the Plasma Sheath around a Lifting Reentry Vehicle* [R]. Hampton: Langley Research Center, NASA TN D-507, 1961.
- [12] Hsieh M Y. *Low Dielectric Loss Silicon Nitride Based Material*: US, 4654315 [P]. 1987.
- [13] Neil J T, Bowen L J, Miehaud B E. *Fused Silica Radome*: US, 4949095 [P]. 1990.
- [14] Paquette D G. *Method of Making a Radar Transparent Window Material Operable above 2 000 °C*: US, 5627542 [P]. 1997.
- [15] Li Yi (黎义), Zhang Dahai (张大海), Chen Ying (陈英), *et al.* 航天透波多功能材料研究进展 [J]. *Aerospace Materials & Technology (宇航材料工艺)*, 2000(5): 1-5.
- [16] Zhang Dahai (张大海), Li Yi (黎义), Gao Wen (高文), *et al.* 高温天线罩材料研究进展 [J]. *Aerospace Materials & Technology (宇航材料工艺)*, 2001(6): 1-3.
- [17] Adams M C. Recent Advance in Ablation [J]. *Journal of Spacecraft and Rocket*, 1959, 29(9): 621-625.
- [18] Bethe H A, Adams M C. A Theory for the Ablation of Glassy Materials [J]. *Journal of the Aero/Space Sciences*, 1959, 26(6): 321-328.
- [19] Yu Jijun (俞继军), Jiang Guiqing (姜贵庆), Li Zhongping (李仲平). 高粘度 SiO₂ 材料烧蚀传热机理及试验验证 [J]. *Acta Aerodynamica Sinica (空气动力学学报)*, 2008(4): 462-465.
- [20] Adams M C. Recent Advance in Ablation [J]. *Journal of Spacecraft and Rocket*, 1959, 29(9): 621-625.
- [21] ASTM D2520. *Standard Test Methods for Complex Permittivity of Solid Electrical Insulating Materials at Microwave Frequencies and Temperatures to 1 650 °C* [S].
- [22] Li En (李恩), Li Zhongping (李仲平), Nie Zaiping (聂在平), *et al.* A High Q Resonance Column Cavity Use in High Temperature Microwave Test (一种用于高温下微波测试的圆柱形高 Q 谐振腔): China, ZL200710050347.7 [P]. 2009.
- [23] Weekesser L B. Rodome Aerodynamic Heating Eggect on Bore-sight Error [C] // *Proceedings of the 15th Symposium on Electromagnetic Windows*. Atlanta, GA: Georgia Institute of Technology, 1980.
- [24] Tillian D J, *et al.* *Thermal Performance and Radio-Frequency Transmissivity of Candidate Ablation Materials for S-Band Antenna Window Application on Manned Spacecraft* [R]. Houston: Manned Spacecraft Center, NASA-TM-X-68325, 1970.
- [25] Arnold J, Hanawa L T. *Plasma ARC Test Technique for Evaluating Antenna Window RF Transmission Performance* [R]. Washington D C: American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA-82-0900, 1982.
- [26] Splinter S C, Daryabeigi K, Horvath T J. *Solar Tower Experiments for Radiometric Calibration and Validation of Infrared Imaging Assets and Analysis Tools for Entry Aero-Heating Measurements* [R]. Washington D C: American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA 2008-4025, 2008.
- [27] Litz M, Rosario R D, Leshich K. *Effects of a Radome on a UWB Detection System* [R]. Adelphi: Army Research Laboratory, ARL-SR-73, 1998.
- [28] Li Zhongping (李仲平). 隔热复合材料发展与展望 [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica (复合材料学报)*, 2011(28), 2: 1-9.
- [29] Hsieh M Y, Mizuhara H. *Silicon Nitride Having Low Dielectric Constant*: US, 4708943 [P]. 1987.
- [30] Kirby K W, Jankiewicz A T, Kirby R F. *Near Net Shape Fabrication of Ceramic Radomes*: US, 6083452 [P]. 2000.
- [31] Zhang Jian (张健), Wang Hongjie (王红洁), Fang Jinpeng (范锦鹏). *et al.* 凝胶注模成型多孔 Si₃N₄ 陶瓷及其性能 [J]. *Aerospace Materials & Technology (宇航材料工艺)*, 2011(2), 68-71.
- [32] Narottam P Bansal. *Handbook of Ceramic Composites* [M]. New York: Kluwer Academic Publishers, 2005.
- [33] Semff L R. *High Yield Low Carbon Ceramic Via Silicon Based Polymers*: US, 5948348 [P]. 1999.
- [34] Jiang Y G, Zhang C R, Cao F, *et al.* Fabrication of High Performance 2.5D SiO₂/Si₃N₄-BN Composites for High-Temperature Application [J]. *Adv Eng Mater*, 2007(1-2): 114-116.