

高超音速导弹天线罩设计与制备中的关键问题分析

Key Issues in Designing and Preparing Hypersonic Missile Radomes

李 斌/LI Bin, 张长瑞/ZHANG Chang-rui, 曹 峰/CAO Feng, 王思青/WANG Si-qing, 齐共金/QI Gong-jin

国防科学技术大学航天与材料工程学院 CFC 重点实验室, 长沙 410073

State Key Laboratory of Advanced Ceramic Fibers & Composites, College of Aerospace & Materials Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China

[摘要] 针对高超音速导弹的关键部件——天线罩的设计与制备中的部分问题进行了评述与分析。介绍了天线罩的基本功能与电气参数;分析了当今常用的材料体系的优劣并指出了高温透波材料的发展方向;指出了天线罩成型工艺的关键性,研究了天线罩电气厚度误差与结构厚度误差及介电常数误差的关系,论述了精加工校正的必要性与可行性;分析了天线罩在高速飞行中的应力情况和结构设计的基本原则;归纳了天线罩烧蚀的影响及烧蚀机理研究中的注意事项;介绍了天线罩整体性能评价的方法。

[关键词] 天线罩;电气厚度;材料;烧蚀

[中图分类号] TJ761.1, V250.3

[文献标识码] A

[文章编号] 1000-7857(2006)08-0028-04

Abstract: Several key technologies of hypersonic missile radomes are summarized and narrated. The basic functions and electric parameters of radomes are introduced; the advantages and disadvantages of present radome materials are estimated, and the future direction for high temperature wave-transparent materials is indicated. The importance of molding techniques is explained. The mathematic relations among the alteration of electrical thickness and that of dielectric constant and geometrical thickness are studied. The feasibility and necessary of adjustment by finish machining are discussed; the stress endured when aviating at a high speed and the designing principle of structure are analyzed; the effects of ablation in studying the mechanism of ablation are detailed and concluded, and the methods of evaluating the general performances of radomes are introduced.

Key Words: radome, electrical thickness, material, ablation

CLC Numbers: TJ761.1, V250.3

Document Code: A

Article ID: 1000-7857(2006)08-0028-04

1 引言

天线罩是寻的导弹及其他航天器的一个重要部件,位于飞行器最前端。它不仅是弹体的结构件,而且是雷达制导系统的重要组成部分,是导弹在高速飞行条件下实现精确制导的重要保证,是精确制导武器系统不可缺少的关键部件。为了保护航天飞行器在恶劣环境条件下的通讯、遥测、制导、引爆等系统的正常工作,天线罩应具有导流、防热、透波、承载等多种功能^[1-4]。

随着现代战争的需要以及航天技术的发展,超音速飞行器的马赫数越来越高。目前各类先进战术导弹的飞行速度多在 4 Ma 以上,地地中程导弹的再入速度已达到 8~12 Ma,而新一代的战术导弹再入速度可达十几到几十个马赫。这使得导弹天线罩的工作环境日趋恶劣。因此,高超音速导弹天线罩必须具备良好的综合性能,如耐高温、耐烧蚀、耐冲刷、优异的力学性能和电学性能等等^[5-9],其设计和制备中的诸多关键问题也不可忽视。

2 天线罩的电气参数设计

对天线罩来讲,其最基本也是最重要的功能就是透波功能。只有信号在天线罩内畅通无阻,才能保证导引头的正常工作,从而达到导弹制导的目的。因此,天线罩电气参数的设计尤为重要。天线罩的基本电气参数,即所用材料的介电常数 ϵ 和损耗角正切 $\tan \delta$ 而电气参数的大小又与多种因素有关,如材料的物质分子结构、电磁场的频率、外部环境的温度等^[7]。

功率传输系数和瞄准误差是天线罩诸多性能要求中最基本和最重要的指标。对于无耗平板,功率传输系数可由下式表示:

$$t_0^2 = \frac{(1 - r_{ab0}^2)^2}{(1 - r_{ab0}^2) + 4 \cdot r_{ab0}^2 \sin^2 \varphi} \quad (1)$$

收稿日期: 2006-03-17

基金项目: 国防科技预研基金资助项目

作者简介: 李 斌,男,长沙市国防科技大学航天与材料工程学院 CFC 重点实验室,博士生,研究方向为陶瓷基复合材料、导弹天线罩等; E-mail: nudt_ljbin@163.com

张长瑞(通讯作者),男,国防科技大学 CFC 重点实验室,教授,研究方向为陶瓷基复合材料、纳米材料、导弹天线罩等;

E-mail: crzhang@nudt.edu.cn

其中, $\varphi = \frac{2\pi h}{\lambda_0} \sqrt{\varepsilon - \sin^2 \theta}$ 称为电气厚度。 r_{ab0}^2 为界面反射系数, h 为天线罩壁厚, ε 为材料的介电常数, λ_0 为电磁波的波长, θ 为入射角。电气厚度的大小, 对功率传输系数和瞄准误差有直接的影响, 而介电常数 ε 则决定了电气厚度的大小。

在恒定电场 E 的作用下, 电解质的电位移为 $D = \varepsilon E$ 。在正弦交变电场的作用下, E 、 D 均为复数矢量, ε 也为复数。如果介质中发生了松弛极化, E 和 D 的相位不同, D 滞后于 E , 设为 δ 角, 则有:

$$\begin{aligned} E &= E_0 e^{j\omega t} & D &= D_0 e^{j(\omega t - \delta)} \\ \varepsilon &= \frac{D}{E} = \frac{D_0/E_0}{e^{-j\delta}} = \varepsilon_s (\cos \delta + j \sin \delta) = \varepsilon_s \cos \delta + j \varepsilon_s \sin \delta \end{aligned} \quad (2)$$

即 $\tan \delta = \frac{\varepsilon''}{\varepsilon'}$ 其中, ε' 称为复介电常数, ε_s 称为静态介电常数 (D_0/E_0)。 ε' 为 ε_s 的无功分量, ε'' 为 ε_s 的有功分量。

因此, 损耗角正切即介电常数的有功分量和无功分量之比, 也是有功电流密度和无功电流密度之比^[9]。 $\tan \delta$ 的大小表明了材料中单位时间内损耗的能量大小。由此可见, 制备导弹天线罩的材料必须具备较低的介电常数 ε 和损耗角正切 $\tan \delta$ 。

3 材料体系的选择

随着导弹飞行速度的提高, 有机聚合物因耐热性差已不能满足高速导弹天线罩防热要求, 而陶瓷材料以它良好的介电性能、足够的强度和优异的耐高温性能逐渐在超音速、高超音速导弹天线罩中占据了绝对优势的地位。

目前, 高马赫数天线罩材料主要是 Si 和 Al 的氧化物、氮化物、氧氮化物和双氧化物, 这些材料各有优缺点^[9-13]。氧化铝硬度高, 抗雨蚀和粒子作用性能好, 但是质脆, 容易因热应力而失效, 且介电常数相对较高 (9.0~10.0)。SCFS (融石英) 介电性能好 (介电常数 3.36)、膨胀系数低、具抗热应力, 但是强度低, 抗雨蚀和烧蚀性能差。微晶玻璃抗雨蚀性能大大好于 SCFS, 但是介电性能的温度稳定性不好。石英陶瓷、堇青石、莫来石或微晶玻璃整体式天线罩可满足一般的超音速飞行, 但是超过 5 Ma 时, 因为热应力或雨蚀而失效。热压氮化硅陶瓷的高温 (1 000 以上) 强度高, 抗雨蚀、抗热震和力学性能优异, 但若不用助剂就得不到致密的氮化硅, 而助剂对介电性能损害显著。氮化硼陶瓷具有比氮化硅陶瓷更好的热稳定性和更低的介电常数和介电损耗, 是为数不多的分解温度能达到 3 000 的化合物之一, 其介电常数及介电损耗分别为 4.5 和 3×10^{-4} , 但是价格昂贵, 机械性能差。氮化铝的抗热振性能差, 加热不均匀易产生裂纹。

综合性能良好、适用于超高速飞行器的透波材料品种并不多, 到目前为止还没有一种高温介电性能优良、微波传输效率高、抗雨蚀和热应力等综合性能十分理想的材料。于是, 人们对各种上述陶瓷材料进行优化设计, 研究了多种新型复合材料。在众多的陶瓷材料中, 以氮化物系高温热结构陶瓷复合材料最引人注目, 它的综合性能突出, 具有耐高温、耐腐蚀、抗热震、硬度高、韧性好、热膨胀系数小、密度较低等特点, 非常适合制作高温承力部件。目前, 世界主要国家已把氮化硅系陶瓷材料作为热结构的首选陶瓷材料, 进行广泛、重点的研究与开发^[14]。

美国 Virginia 工学院^[15]用无压烧结工艺制备了磷酸锆粘结氮化硅 (Zr-PBSN), 介电常数低而稳定, 热膨胀系数低, 强度较高, 抗热震、抗雨蚀特性优异。该材料采用了低成本的无压烧结技术和净成型工艺, 是超过传统天线罩材料的一个重大进步。

以色列研制的一种氮化硅天线罩材料^[16], 其介电性能满足 $\varepsilon = 2.5 \sim 8.0$, $\tan \delta < 3 \times 10^{-3}$, 而且具有足够的机械强度, 耐雨蚀、砂蚀性能良好, 可耐 1 600 的高温。它由低密度多孔结构氮化硅 (1.0~2.2 g/cm³), 外加一层高密度氮化硅涂层 (2.8~3.3 g/cm³) 组成。高密度氮化硅由液相无压技术制得, 不透水且硬度高, 用以增强抗雨蚀、砂蚀能力; 多孔氮化硅由反应烧结制得, 主要成分是氮化硅

和氮化硅, 烧结过程中逸出气体从而形成多孔结构。

氮化硼是升华材料, 热导率也较大, 再入时烧蚀表面温度高, 沿厚度方向的温度分布梯度小, 导致天线罩遥测信号异乎寻常地衰减, 因而其高温介电性能不好。研究发现, 氮化硼与二氧化硅复合后, 可通过二氧化硅的熔融吸热降低烧蚀表面温度, 增大沿透射方向的温度梯度, 从而可以改善高温介电性能^[17-19]。因此, 可以考虑采用 SiO₂/BN 复合材料制备天线罩。

4 天线罩的整体成型与加工

由于陶瓷材料硬度高, 机加工困难且费用高, 所以需要尽可能地采用低成本近净成型工艺来制备。20 世纪 80 年代, 美国 General Dynamic 公司开发了一种优于氮化硅和微晶玻璃的材料——GD-1, 该材料由 Si₃N₄-Al₂O₃-AlN-SiO₂ 四元体系的 β -SiAlON 相组成。用氮化铝和氧化铝等掺杂于 Si₃N₄ 中, Si₃N₄ 结构中的硅原子被铝原子置换。氮原子被氧原子置换, 使得 Si₃N₄ 从强共价性变得倾向于离子性。掺杂后可降低介电常数和损耗角正切值, 而且通过改变置换原子的相对量可对材料的性能进行设计。但是, 如此优异的材料因为加工困难一直未能成功应用。直到最近, 才采用橡树岭国家实验室开发的注凝成型工艺成功制备出了 AMRAM 和 Standard 导弹天线罩^[20]。合适的成型工艺之重要程度可见一斑。常规的注浆成型工艺从坯体到烧结成品的收缩量约为 25%~35%, 而注凝成型工艺收缩量仅为 17%~18%, 而且注凝成型件尺寸均匀性好、变形量小、成本低, 实现了近净成型。

此外, 可行性较高的近净成型工艺还有无机先驱体浸渍烧成法、有机先驱体浸渍裂解法等^[20]。

理想的导弹天线罩要求罩壁各处电气厚度一致, 而实际天线罩在成型之后, 气动外形虽已基本满足设计要求, 但由于材料成分的相对不均匀性导致的介电常数分散和结构厚度的偏差, 其电气厚度精度指标很难达到要求。

电气厚度的表示式为: $\varphi = \frac{2\pi h}{\lambda_0} \sqrt{\varepsilon - \sin^2 \theta}$ 。对 h 和 ε 取全微分, 得:

$$d\varphi = \frac{2\pi h}{\lambda_0} \sqrt{\varepsilon - \sin^2 \theta} dh + \frac{\pi h}{\lambda_0 \sqrt{\varepsilon - \sin^2 \theta}} d\varepsilon \quad (3)$$

当 Δh 和 $\Delta \varepsilon$ 很小时, 上式可写为:

$$\Delta \varphi = \frac{2\pi h}{\lambda_0} \sqrt{\varepsilon - \sin^2 \theta} \Delta h + \frac{\pi h}{\lambda_0 \sqrt{\varepsilon - \sin^2 \theta}} \Delta \varepsilon \quad (4)$$

对某一天线罩而言, 其理论结构厚度 h 和材料的理论介电常数 ε 为定值, 当一特定频率电磁波以特定角度入射时, $\frac{2\pi h}{\lambda_0} \sqrt{\varepsilon - \sin^2 \theta}$ 和 $\frac{\pi h}{\lambda_0 \sqrt{\varepsilon - \sin^2 \theta}}$ 均为常数。因此可得:

$$\Delta \varphi = A \Delta h + B \Delta \varepsilon \quad (\text{其中 } A, B \text{ 均为常数}) \quad (5)$$

易知, 电气厚度误差与结构厚度误差及介电常数误差呈线性关系。

以半波长壁天线罩为例, 最佳壁厚 $h = \frac{n\lambda_0}{2\sqrt{\varepsilon - \sin^2 \theta_p}}$ (其中 θ_p

为布儒斯特角), 所以,

$$A = \frac{2\pi}{\lambda_0} \sqrt{\varepsilon - \sin^2 \theta_p}, B = \frac{n\pi}{2\sqrt{\varepsilon - \sin^2 \theta_p} \sqrt{\varepsilon - \sin^2 \theta}} \quad (6)$$

常用天线罩材料的介电常数为 2~8, 高超音速导弹常采用厘米波或毫米波制导, 此时式中的 λ_0 较小, 足以使得 $A > B$ 。因此, 天线罩的结构尺寸误差对电气厚度的影响比材料成分发散造成的影响更为严重。同时, 我们可以有效地利用这一点, 对罩壁进行修正, 可以部分抵消材料成分的不均匀带来的影响。因此, 对天线罩进行精密加工必不可少。Sanghi G P 等人^[21]对熔石英陶瓷天线罩进行了精密加工的研究, 发现微小的修正往往可极大地改善电气性能。戎华等人^[22]较为详细地研究了天线罩瞄准误差的产生原

因,并提出了一种减小瞄准误差的补偿方法——内廓面修磨法,归根结底也是对天线罩壁尺寸的修正。

5 罩体的应力分析和结构设计

在导弹的高速飞行过程中,位于头部的天线罩承受着数种应力的考验。首先,天线罩需承受气动载荷,包括气动力和气动力矩。当导弹过载机动飞行时,天线罩还要承受一定的惯性载荷。此外,天线罩还要求受温度急剧升高而引发的热应力,因此天线罩的受力环境非常恶劣。所以,在对天线罩进行结构设计时,必须根据具体飞行速度的不同,对天线罩进行全面的载荷和应力分析,并对结构件进行详细的强度计算,以确保天线罩承受预期的飞行载荷^[23]。

Walton J D^[24]对导弹在飞行中天线罩最严重的承载情况进行了分析,分别研究了天线罩所受的侧向压力载荷、轴向载荷、侧向惯性力、自转惯性力等。

从电气特性的要求角度出发,天线罩最好具有曲率半径较大的光滑外形,理想情况是半球形;而根据空气动力学的要求,要尽可能地减少飞行阻力,天线罩允许具有流线型的外形,如尖锥形,因此天线罩的外形设计必须综合考虑流体力学和无线电传输技术。目前常见的导弹天线罩有圆锥形、卵形等。

6 烧蚀的影响和烧蚀机理的研究

导弹在再入飞行阶段,由于受到气流的冲刷作用而受到气动加热,天线罩的迎风面会发生高温烧蚀。导弹的飞行速度越高,天线罩遭受的烧蚀就越严重。

天线罩的烧蚀可能带来3种不利因素: 天线罩材料的基本电气参数会随着温度的升高而改变,如一般材料的介电常数会随温度升高而变大等; 天线罩壁的尺寸减小,影响罩体的电气厚度,从而对信号的传输和瞄准误差; 高温的环境使得天线罩材料以及空气发生化学反应甚至电离,影响透波率。但是,天线罩烧蚀自身的同时,也会吸收大量的热量,对其内部的部件也会起到防护的作用,因此,对天线罩材料烧蚀机理的考察不可或缺。

导弹在再入过程中所处热环境是不断变化的,天线罩材料的线烧蚀速率随热环境和所处位置的不同而不同。在进行材料烧蚀性能研究时,首先要根据材料使用部位、环境、再入高度和材料性能参数计算得到该条件下材料的总烧蚀量,再结合烧蚀时间,得出所研究范围内的平均烧蚀速率。根据材料类型、物性参数和热环境参数,建立合理的计算模型,并科学地估计计算误差。计算模型的建立和误差估计通常要参考模拟试验(试验现象,有无机械剥蚀等)及试样表面状态等因素^[25]。通过观察烧蚀试验现象和烧后试样表面状态,使计算模型和误差系数得到及时修正,使理论计算结果与试验结果能够很好地吻合并相互补充。

对于不同的天线罩材料,还须考虑其熔化或升华的焓值,研究不同组分与 O_2 、 N_2 、 CO_2 以及水蒸汽的反应过程,综合分析热烧蚀过程。

7 天线罩综合性能的评估

导弹是高杀伤性武器,其可靠性必须得到保证。由于天线罩的制备工艺复杂,难免会出现一些缺陷,因此,在使用前必须进行综合性能的评价。对于内部结构,可以进行无损检测,以提高其使用的可靠性。

为了描述天线罩承受急骤气动加热、机动过载等恶劣环境的能力,必须模拟导弹真实飞行状态,对天线罩进行各种模拟实验。因受尺寸限制,不能进行全尺寸风洞试验,因此还必须在地面进行模拟气动加热环境的全尺寸结构热强度试验,包括热应力试验和静热强度联合试验等^[26-27]。

天线罩电气性能的评价方法有多种,如射线跟踪法、面积分法、平面波谱表面积分法等^[28]。但是,由于天线罩实际工作环境与我们通常所处的环境相去甚远,通常条件下所测得的电气性能和

气动热性能检测往往不能反映真实情况,所以,必须尽可能地模拟天线罩的工作环境,进行评估。美国 General Dynamic 公司于20世纪70年代建立了石英灯加热天线罩的电性能评价系统。该系统采用石英灯对罩体进行加热来模拟天线罩的工作环境。此系统的测量误差较大。此后,美国又建立了太阳能加热的评价系统,采用太阳炉来加热天线罩,避免了电磁的干扰^[29]。这种方式能比较真实地模拟天线罩的工作环境,可以得到不错的评价结果。随着计算机技术的不断发展,仿真技术在天线罩的电性能评价中也得到了应用。张恒庆^[29]采用软件仿真的方法,对高超音速天线罩电性能随温度的变化情况进行了研究。

此外,针对天线罩电气厚度的测量技术方面的研究也屡见不鲜^[30-31]。

8 结束语

精确打击和高速机动飞行是现代高性能导弹武器装备的主要特征和发展方向,决定了导弹天线罩必然向集耐高温、承载、透波和抗烧蚀等功能于一体,以及轻质、高强和薄壁化的方向发展。因此,对它的研究是一项包括空气动力学和热力学、机械结构、电磁场理论、天线技术、制导与控制、新材料及工艺、检测技术等诸多学科领域的系统工程^[32-33]。高温天线罩的研制是高速精确制导航天武器的基础,是发展高超音速地地导弹、反辐射导弹和巡航导弹不可缺少的关键技术之一,直接制约着先进型号导弹的研制和发展。但是,正由于其关键性与敏感性,各军事发达国家对其技术的保密与封锁就更加严格。这就需要我们自力更生,加大在这方面的研究力度,才能建设现代化的国防。国内一些单位利用 Si_3N_4/SiO_2 复合材料、 SiO_2/SiO_2 材料、氮化物系复合材料等研制的导弹天线罩或其部件,均有着良好的性能。其中,国防科技大学在氮化物基复合材料(石英纤维增强 Si-B-N 体系)方面做出了出色的工作,制备的天线罩综合性能优异,处于国内领先水平,可以满足超高马赫数导弹的飞行要求。

参考文献(References)

- [1] 张大海,黎义,高文等. 高温天线罩材料研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2001(6):1-3.
- [2] 韩桂芳,陈照峰,张立同,等. 高温透波材料研究进展[J]. 航空材料学报, 2003, 23(1):57-62.
- [3] PAQUETTE D G. Method of making a radar transparent window material operable above 2000.degree [P]. C. US Patent 5627542, 1997.
- [4] DODDS G C, TANZILLI R A. Boron nitride - toughened single phase silicon aluminum oxynitride composite, article and method of making same[P]. US Patent 5925584, 1999.
- [5] BOURASSEAU N, MOULIN E, DELEBARRE C, et al. Radome health monitoring with Lamb waves: experimental approach [J]. NDT&E International, 2000, 33:393-400.
- [6] 宋银锁. 空空导弹天线罩发展展望[J]. 航空兵器, 2005(3):19-23.
- [7] 杜耀惟. 天线罩电信设计方法[M]. 北京:国防工业出版社, 1993.
- [8] 王零森. 特种陶瓷[M]. 长沙:中南工业大学出版社, 2003.
- [9] ORVAL G, CALDWELL, LEON J, et al. Hyper - environmental radome and the like[P]. US Patent 3292544, 1966.
- [10] THOMAS E, CHARLTON, RONALD K. LONG. Aircraft nose radome with ceramic cover mounted on metallic framework [P]. US Patent. 3396396, 1968.
- [11] CLARKE D R, LANGE F. Method of fabricating an improved ceramic radome[P]. US Patent 6087971, 2000.
- [12] LEGGETT H. Ceramic broadband radome [P]. US Patent 4358772, 1982.
- [13] VERZEMNIEKS J, SIMPSON F H, VERZEMNIEKS, et al. Silicon nitride articles with controlled multi- density regions[P]. US Patent, 5103239, 1992.
- [14] 卢嘉德. 固体火箭发动机复合材料技术的进展及其应用前景 [J]. 固体火箭技术, 2001, 24(1): 46-52.

太空诱变宫颈癌细胞的差异表达基因初探

Differential Gene Expression of Uterine Cervix Cancer Cell Induced by Exposing to the Space Environment

杨 丞/YANG Cheng, 李官成/LI Guan- cheng

中南大学肿瘤研究所免疫室, 长沙 410078

Immunity Lab.Cancer Research Institute,Xiangya School of Medicine,Central South University, Changsha 410078, China

[摘要] 将搭载于“神舟四号”飞船飞行返地后的宫颈癌 Caski 细胞进行单克隆化, 筛选出生长速度快于对照组、编号为 44 F10 的细胞克隆, G1 期细胞减少, S 期细胞增多, 成瘤能力增强; 编号为 48A9 的细胞克隆细胞学行为与之相反, 与对照组差异均有显著性 ($P < 0.05$)。为了解太空诱变肿瘤细胞生物学行为改变的机制, 从分子水平入手研究经太空诱变的宫颈癌细胞和地面对照细胞的差异表达基因。应用含 2 747 个人类肿瘤相关基因的 Oligo 双通道芯片研究差异表达基因。分别抽提 44F10、48A9 组和地面对照细胞的总 RNA, 逆转录 cDNA 并标记探针。将实验组和对照组 cDNA 探针混合, 分别与同一张芯片杂交后, 用不同的波长扫描荧光强度, 从而筛选出差异基因。44F10 组有 16 个基因呈现差异表达, 48A9 组有 36 个基因呈现差异表达。差异性表达主要涉及细胞凋亡、细胞增殖、细胞周期调控和信号转导的基因。促进细胞增殖的基因在 44F10 组中表达上调, 而在 48A9 组中限制细胞增殖的基因表达上调。研究表明, 太空诱变宫颈癌细胞的差异表达基因导致了细胞生物学行为的改变。

[关键词] 宫颈肿瘤; 差异表达基因; cDNA 微阵列; 基因芯片

[中图分类号] R85

[文献标识码] A

[文章编号] 1000-7857(2006)08-0031-05

收稿日期: 2006-05-19

基金项目: “973”重大基础研究前期研究专项 2003(CA04200)

作者简介: 杨 丞, 女, 湖南长沙湘雅路 88 号中南大学肿瘤研究所免疫室, 硕士生, 主要研究方向为基因工程抗体与肿瘤的免疫治疗;

E-mail: yangcheng75@tom.com

李官成(通讯作者), 男, 湖南长沙湘雅路 88 号中南大学肿瘤研究所免疫室, 教授, 主要研究方向为基因工程抗体与肿瘤的免疫治疗; E-mail: libsun@public.cs.hn.cn

- [15] JONATHAN A M. Nondestructive Evaluation of Zirconium Phosphate Bonded Silicon Nitride Radomes [D]. Blacksburg, Virginia: Virginia Polytechnic Institute and State University, 1996.
- [16] BARTA J, MANELA M, FISCHER R. Si₃N₄ and Si₂N₂O for high performance radomes [J]. Materials Science and Engineering, 1985, 71:265-272.
- [17] 曾昭焕. 氮化硼的高温介电性能 [J]. 宇航材料工艺, 1993, 23 (2): 17-21.
- [18] THOMAS M P. Low loss radar window for reentry vehicle[P]. US Patent 4786548, 1988.
- [19] KIRBY K W, JANKIEWICZ A T, LOWELL R F, et al. Kevin W K, Mark Janney, Anthony Jankiewicz. Near net shape fabrication of ceramic radomes[P]. US Patent 6083452, 2000.
- [20] 齐共金, 张长瑞, 胡海峰, 等. 陶瓷基复合材料天线罩制备工艺进展 [J]. 硅酸盐学报, 2005, 33(5):632-638.
- [21] SANGHI G P. Machining of ceramic radomes. High performance ceramics [C]. Hyderabad: Indian Ceramic Society, 1986: 247-253.
- [22] 戎华, 曲晓飞, 杨美建, 等. 关于减小天线罩瞄准误差的补偿方法的研究[J]. 系统工程与电子技术, 2005, 27(6): 1135-1141.
- [23] 刘建杰. 雷达型空空导弹陶瓷天线罩结构与失效分析[D]. 南京:

南京航空航天大学, 2004.

- [24] WALTON J D. Radome engineering handbook [M]. New York: 1970.
- [25] 姜卫陵, 郦江涛, 赵云峰, 等. 玻璃纤维/酚醛复合材料的烧蚀性能研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2003(5): 47-50.
- [26] 唐宝富, 王浚海. 一种雷达天线罩静压试验方法[J]. 电子机械工程, 2003, 19(2):18-20.
- [27] 薛澄岐, 陈志刚. 机载雷达罩静力试验研究 [J]. 电子机械工程, 2003, 19(6):14-16.
- [28] 柳敏静, 郭东明, 康仁科, 等. 天线罩系统电气性能分析[J]. 大连理工大学学报, 2005, 45(1): 39-44.
- [29] 张恒庆. 超高音速导弹天线罩电性能评价 [J]. 制导与引信, 2005, 26(1): 37-42.
- [30] 盛贤君, 郭东明, 徐志祥, 等. 导弹天线罩内廓型面测量与重构技术的研究[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2003, 35(3): 284-287.
- [31] 邹志威, 朱剑锋. 应用低频涡流测量雷达天线罩的厚度 [J]. 无损检测, 2001, 23(11): 503-504.
- [32] 戎华. 导弹天线罩技术简介[J]. 声学及电子工程, 2003(3): 36-47.
- [33] 闫联生, 李贺军, 崔红. 高温陶瓷透波材料研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2004(2): 14-16.

(责任编辑 李慧政)