

飞行器用透波材料及天线罩技术研究进展

杨洁颖 吕毅 张春波 郝强 郭世峰

(航天特种材料及工艺技术研究所,北京 100074)

文 摘 介绍了国内外飞行器用透波材料及天线罩的发展现状及应用需求,分析了在不同飞行马赫数、飞行时间、频带、功能等特殊环境下材料的性能,在此基础上提出了飞行器透波材料及天线罩的发展方向。

关键词 飞行器,透波材料,天线罩

中图分类号:TB332

DOI:10.3969/j.issn.1007-2330.2015.04.002

Improvements of Microwave Transparent Composites and Aircraft Radome

YANG Jieying LV Yi ZHANG Chunbo HAO Qiang GUO Shifeng

(Research Institute of Aerospace Special Materials and Processing Technology, Beijing 100074)

Abstract The development of advanced radome technology had helped aircraft meet the challenges derived from updating performance requirement. On the base of aircraft applications, the progresses and desires of technology on microwave transparent composites and aircraft radome were reviewed. The performance of radome materials is analysed on varied conditions of speed, running time, frequency spectrum and function. The trend of technology of aircraft radome composites is discussed.

Key words Aircraft, Microwave transparent composite, Radome

0 引言

雷达天线罩是典型的集整流、防热、透波、承载等多种功能的结构/功能一体化部件^[1-2]。飞行器天线罩的特点是加速载荷高,壁面气动温升快,低功率、高精度、使用环境复杂、多频谱等,这对透波材料的力、热、电综合性能要求很高,如优良的介电性能,足够的机械性能、耐热及热冲击性能、耐环境性能、较宽的工艺窗口、良好的经济性等。随着飞行器的不断发展,对天线罩提出了越来越高的要求,如耐超高温(1500℃)、透波/隐身多功能一体化等。

本文对透波材料及天线罩技术的发展历程、研究进展进行了总结,指出了未来发展的方向。

1 亚声速飞行器天线罩用透波材料

亚声速飞行器天线罩多采用中低温树脂基复合材料,主要包括提供强度和模量的增强材料和提供粘接作用的树脂基体。

1.1 增强材料

增强材料是树脂基复合材料中主要提供强度和

模量的部分,用于单层结构天线罩的主承力结构和夹层天线罩承力蒙皮的研制。飞行器天线罩常用的增强材料主要包括玻璃纤维、石英纤维和有机纤维三大类,表1列出了各种增强纤维的主要性能。

天线罩最常用的增强材料是玻璃纤维及石英纤维,其中D玻璃纤维是为天线罩而研制的,其介电常数和损耗角正切值在玻璃纤维中最低。高硅氧玻纤是介于普通玻璃纤维和石英纤维之间的品种,其介电性能和强度均优于D玻璃纤维,仅次于石英玻璃纤维,同时其成本远低于石英纤维。石英纤维因其SiO₂纯度达到99.9%以上,使其介电性能最好,可实现天线罩的低损耗透波性。有机纤维介电常数比无机纤维均低,同时具有高强度和高模量的特点,其中典型代表是芳纶纤维和聚乙烯纤维。目前应用最为广泛的芳纶纤维是美国杜邦公司的凯芙拉纤维,代表型号为Kevlar49,但其耐温性略低,无法应用于Ma>2的飞行器,同时芳纶纤维存在易吸潮的问题,使得它的应用受到一定的限制。高模量聚乙烯纤维因其

高度规整的分子结构表现出优异的介电性能、拉伸性能,代表型号为 Spectral1000,但高度规整的分子结构同时带来表面惰性大,与基体粘接强度低的问题^[3-7]。

表 1 各种增强纤维的主要性能

Tab.1 Properties of typical reinforced fiber

纤维	密度 /g·cm ⁻³	拉伸强度 /MPa	弹性模量 /GPa	介电常数 (10GHz)	介电损耗 (10GHz)
E 玻纤	2.54	3140	73.0	6.13	0.0055
S 玻纤	2.49	4020	82.9	5.21	0.0068
M 玻纤	2.77	3700	91.6	7.00	0.0039
D 玻纤	2.10	2000	48.0	4.50	0.0026
石英纤维	2.20	1700	72.0	3.78	0.0002
高硅氧玻纤	2.30	2500	52.0	4.00	0.0048
Kevlar 49	1.46	3620	152.0	2.50	0.0015
Spectral1000	0.90	5010	192.8	3.00	0.0001

1.2 树脂基体

树脂在复合材料中起黏结剂的作用,是复合材料的基本组成部分,复合材料的界面强度主要取决于树脂基体的性能。天线罩用树脂基体主要为中、低温热固性树脂,包括不饱和聚酯树脂(UPR)、环氧树脂等。不饱和聚酯树脂是最早用于天线罩的热固性树脂之一,经改进后的长期使用温度可达 150℃,波音公司的“波马克”导弹天线罩就是采用不饱和聚酯树脂基体。环氧树脂是天线罩应用最为广泛的树脂基体,其具有较小的固化收缩率、优良的介电性能、粘接性能和耐化学腐蚀性能。环氧树脂的种类很多,有缩水甘油醚类、缩水甘油酯类、缩水甘油胺类、脂环族、环氧化烯炔类等。环氧树脂由于其结构类型和固化体系不同,其耐温等级不同,经改性后长期使用温度可达 180~200℃,广泛用于各种雷达天线罩,美国潜射型战斧导弹雷达天线罩采用了环氧树脂复合材料^[8]。

1.3 芯层材料

为了满足如宽频透波、大扫描角、低瞄准误差、毫米波等特殊电性能要求,需应用夹层结构。夹层结构天线罩的芯层材料主要为介电常数较低的蜂窝和泡沫材料。蜂窝主要分为纸蜂窝和玻璃布蜂窝,典型的纸蜂窝为 NOMEX 蜂窝,其具有低的介电常数和介电损耗、较高的比强度和比刚度、突出的耐腐蚀性和自熄性、优良的耐环境性等众多优良特性,多用于航空雷达天线罩芯层材料。另一种芯层材料为泡沫材料,如硬质聚氨酯泡沫材料,具有较高的力学性能和良好的介电性能,与蜂窝相比,可采用一次发泡、粘接、固化成型,无需胶膜粘接,成本低廉。但作为一种宇航材料工艺

热固性泡沫材料,其耐环境老化性能较低,因此无法应用于航空天线罩。

航天特种材料及工艺技术研究所在开发了具有轻质、低介电常数、低损耗的特点,又具有足够的强度满足使用要求的空心石英纤维/环氧树脂复合泡沫材料,这类材料有效地缓解了天线罩力学和电磁性能之间的矛盾。

2 低超声速飞行器天线罩用透波材料

2.1 耐高温树脂基复合材料

应用于低超声速飞行器天线罩的树脂基体按其耐温性能主要包括 BMI、CE、酚醛树脂、聚酰亚胺树脂、聚芳炔树脂以及聚四氟乙烯等热塑性树脂^[9-12]。

$Ma < 2$ 的飞行器天线罩多采用纤维增强的 BMI 和 CE 复合材料,这两种树脂基体的耐温性能能够达到 200℃ 左右。CE 的介电性能是目前热固性树脂中最好的,介电常数为 2.9,介电损耗达到 10^{-3} 量级,且能够有效克服环氧树脂吸湿率大的问题。CE 是未来天线罩结构功能一体化材料的主要候选材料,其极低的介电常数和介电损耗为宽频带天线罩、透波/隐身一体化天线罩提供了较大的设计空间,其优良的粘接性能,有利于提高夹层结构天线罩的强度和刚度。

酚醛树脂具有良好的力学性能、耐热性和耐环境性,使用温度可达 250℃,其缺点是介电常数稳定性较差、介电损耗大(0.02 以上),固化有小分子放出。经过酚醛单体的改进,能够显著提高其耐热性(350℃),降低介电损耗(0.015 以下),并有效解决固化小分子放出的问题。俄罗斯研制的 $Ma = 3.1$ 的 X-31Π 导弹^[13]采用改性酚醛树脂基复合材料。

$Ma > 3$ 飞行器天线罩的驻点温度达到 400℃ 以上,且一些型号温升速率达到 100℃/s,这对透波材料的耐高温和高温热冲击性能提出了极大的考验。因此,各种单体具有芳杂环、芳环结构的热固性树脂应运而生,主要包括热固性聚酰亚胺(PI)、聚芳基乙炔(PAA)等。聚酰亚胺树脂经改性后短时耐温水平能够达到 500℃,美国的哈姆导弹(飞行速度 Ma 为 3.2)天线罩采用该类材料。聚酰亚胺树脂需要高温、高压成型,成型温度达到 350℃ 以上,这对它的使用提出了一定的限制。针对这一问题,国内开发了聚芳基乙炔树脂(PAA),该树脂耐高温、强度高、吸水率低、介电性能稳定,其复合材料具有优良的介电性能和高温力学性能,500℃ 时力学强度保留率在 50% 以上。且与国外相同水平的树脂基透波复合材料相比,具有熔融黏度小,可以采用 RTM 工艺成型等优点。

此外,一些高性能热塑性树脂也可用于雷达天线罩的制备,如聚醚醚酮、聚四氟乙烯等。美国飞行速度 $Ma=4$ 的麻雀导弹 AIM-71 雷达天线罩就是采用聚四氟乙烯和玻璃纤维复合而成。但高性能热塑性树脂基复合材料同样对工艺要求极高,通常达到 300°C 以上,这一特点限制了其在较大尺寸飞行器天线罩上的应用。

2.2 耐高温芯层材料

对于低超声速飞行器宽频、双频、隐身等要求,均需采用夹层天线罩结构来实现。夹层结构天线罩的蒙皮多采用纤维增强耐高温树脂复合材料,芯层采用蜂窝或耐高温泡沫材料。机载雷达天线罩的芯层多采用蜂窝。

3 超声速飞行器天线罩用透波材料

3.1 氧化物透波陶瓷材料

氧化物陶瓷透波材料主要包括氧化铝陶瓷、微晶玻璃和融石英陶瓷。

美国早期的麻雀 III 和响尾蛇导弹天线罩应用了氧化铝陶瓷^[14],其优点是耐高温($\geq 1400^{\circ}\text{C}$),强度高。缺点是高的热胀系数和弹性模量限制了它的抗热冲击性,因而只能用于 $Ma \leq 3$ 的防空、空空导弹天线罩。另外,它的高介电常数($\varepsilon=9.6$)导致高的壁厚容差要求,从而给天线罩的加工带来困难。

20 世纪 50 年代后期,美国开发了以堇青石为结晶相的微晶玻璃,其介电常数低、损耗角正切小、耐高温、高强度、线胀系数低以及介电常数随温度和频率变化小。60 年代起作为氧化铝的替代材料用于“小猎犬”、“Typhon”、“GarIX”等 Ma 为 3~4 的防空导弹天线罩,但微晶玻璃的高硬度使其难于加工,成本较高^[15-16]。

20 世纪 50 年代末 60 年代初,美国乔治亚(Georgia)理工学院研制出融石英陶瓷材料^[17-18]。融石英陶瓷为 SiO_2 单一氧化物陶瓷,其具有低介电常数和损耗角正切,极小的热胀系数,比玻璃小得多的弹性模量,尤为可贵的是介电常数对频率与温度十分稳定以及突出的抗热冲击性。融石英陶瓷采用注浆成型,制造工艺简单,烧结收缩小,机加工量很少甚至可以不加工等特点使它的生产成本大大低于氧化铝陶瓷和微晶玻璃。它的主要缺点是室温强度低,易吸潮,抗雨蚀能力差,仅限用于飞行速度 $Ma \leq 5$ 的飞行条件。融石英陶瓷良好的综合性能使其在美国的“爱国者”防空导弹和意大利“阿斯派特”导弹获得成功应用。

3.2 氮化物透波陶瓷材料

随着飞行速度的不断提高,耐高温、强度更高的氮化硅陶瓷透波材料的研究得到了重视。氮化硅陶瓷耐高温高达 1900°C ,且具有优异的机械性能、介电性能、热稳定性及抗烧蚀性能,能经受 Ma 为 6~7 飞行条件下的热震^[19-20]。美国 Ceradyne 公司采用无压烧结工艺制备出 IRBAS(氮化硅增强 BAS)复相陶瓷,在 PAC-3 导弹上获得成功应用。该材料 1000°C 弯曲强度达到 500 MPa,介电常数相对稳定。国内也开展了相关的研究,其中氮化硅复相陶瓷抗弯强度达到 350 MPa 以上。

4 超高速飞行器天线罩用透波材料

超高速飞行器 $Ma > 5$,天线罩受到的热震更为严酷,融石英等均质陶瓷材料的强度已经不能满足使用要求,为了提高陶瓷透波材料韧性,提高其在高马赫数飞行器天线罩上的使用可靠性,纤维增强陶瓷基复合材料成为研究热点。根据增强纤维的种类不同,可分为石英纤维增强陶瓷基复合材料、氧化铝纤维增强陶瓷基复合材料及氮化物纤维增强陶瓷基复合材料。

4.1 石英纤维增强陶瓷基复合材料

$\text{SiO}_2/\text{SiO}_2$ 复合材料以石英纤维为增强体,无定形氧化硅为基体,成分单一,既保持了石英陶瓷优异的介电性能及抗热震性能,又显著提高了材料的强度、韧性及使用可靠性。美国 Philco-Ford 公司和 General Electric 公司^[21-22]研制的 $\text{SiO}_2/\text{SiO}_2$ 复合材料介电常数为 2.88,损耗角正切为 6.12×10^{-3} ,已应用于“三叉戟”潜地导弹。国内研制的 $\text{SiO}_2/\text{SiO}_2$ 复合材料室温弯曲强度高达 160 MPa,介电常数 3.0 左右,损耗角正切值低于 5×10^{-3} ,并且具有良好的耐烧蚀性能,是高速飞行器天线罩的首选材料。

随着陶瓷先驱体技术的发展,使得在复合材料内部引入氮化物基体成为可能,近年来石英纤维增强氮化硅复合材料研究较多。材料密度 $1.90 \sim 2.5\text{ g/cm}^3$,拉伸强度约为 60 MPa,介电常数 $3.20 \sim 3.25$,损耗角正切值低于 0.003。受石英纤维耐高温性的限制,石英纤维增强氮化物基复合材料的使用温度与 $\text{SiO}_2/\text{SiO}_2$ 复合材料相当。

4.2 氧化铝纤维增强陶瓷基复合材料

随着飞行速度的进一步加快,对透波材料提出长时耐温 $\geq 1200^{\circ}\text{C}$ 的要求。氧化铝纤维的使用温度可达 1400°C ,在 1200°C 以上高温长时使用环境下,氧化铝纤维增强陶瓷复合材料具有良好的应用前景。COI Ceramic Inc. 公司研制的 $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{SiO}_2-\text{Al}_2\text{O}_3$ 复合材料拉伸强度达到 352 MPa,是 $\text{SiO}_2/\text{SiO}_2$ 复合

材料的3倍。目前,国外已成功研制出氧化铝纤维增强陶瓷基复合材料天线罩样件,但尚未在型号上获得应用。

4.3 氮化物纤维增强陶瓷基复合材料

为了进一步提高纤维增强陶瓷透波材料的使用温度,氮化物纤维增强陶瓷基复合材料成为耐超高温透波材料研究热点。氮化物纤维包括氮化硅纤维、氮化硼纤维及硅硼氮纤维,目前纤维制备工艺均不成熟,相关复合材料方面的研究仍处于探索研究阶段。T. M. Place 等^[23-24]制备了三维正交 BN 纤维织物增强 BN 基复合材料,该复合材料浸渍 SiO₂ 先驱体,制得 BN_r/BN-SiO₂ 复合材料,可用于再入温度超过 200℃ 的环境。SiBN 纤维增强氮化硅复合材料密度约 1.7 g/cm³,复合材料在 300~1473 K,介电常数在 2.65~3.2,介电损耗保持在 10⁻³ 范围。

5 展望

为了提高飞行器突防能力,红外/微波、红外/毫米波等双模乃至多模制导技术、隐身技术、毫米波等先进技术的应用都对天线罩及透波材料提出了透波/承载/隔热/隐身多功能一体化的要求,这是今后一段时间透波材料发展的新方向。

透波材料一方面应重点发展耐超高温 (>1500℃) 非烧蚀纤维增强陶瓷复合材料和氮化硅复相陶瓷材料,在满足耐温性能的同时不断提高其机械强度和介电性能稳定性,满足飞行器对天线罩的应用需求;另一方面应大力发展基于频率选择表面(FSS)技术的宽频透波/隐身结构功一体化材料、超宽频(0.35~42 GHz)、双模、多模天线罩技术。

参考文献

[1] 彭望泽. 防空导弹天线罩[M]. 北京:宇航出版社,1993:60

[2] Rudge A W, Milne K, Olver A D, et al. The handbook of antenna design (volume 2) [M]. London : Peter Peregrinus Ltd. ,1983:507

[3] 王蜀谦. 高速飞行器的有机天线罩[J]. 宇航材料工艺,1989(4):72-76

[4] 石毓铨,梁国正,兰立文. 树脂基复合材料在导弹雷达天线罩中的应用[J]. 材料工程,2000(5):36-39

[5] 王小群,杜善义,韩杰才. 高速宽频带防空导弹天线罩研制探索[J]. 宇航材料工艺,1998(2):17-23

[6] Walton J D. Radome Engineering Handbook[M]. New York:Marcel Dekker,Inc. ,1970

[7] 沈世锦. 飞航导弹材料[M]. 北京:宇航工业出版

社,1994

[8] 刘萝威,等. 导弹雷达天线罩用的工艺材料[J]. 战术导弹技术. 2004(1):23-28

[9] 刘萝威,等. 高温树脂基复合材料在超声速导弹弹体上的应用[J]. 宇航材料工艺,2002,32(5):15-19

[10] 刘金刚,等. 国外耐高温聚合物基复合材料基体树脂研究与应用进展[J]. 宇航材料工艺,1990(2):8-13

[11] 杨薇薇,杨红娜,吴晓青. 天线罩材料研究进展[J]. 现代技术陶瓷,2013,43(1):3-8

[12] 余娟丽,陈磊,吕毅 等. 天线罩用宽频透波材料的发展现状[J]. 宇航材料工艺,2013,43(2):1-7

[13] 曹运红. 用于导弹雷达天线罩的材料、工艺现状及未来发展趋势[J]. 飞航导弹,2005(5):59-64

[14] Paquette D G. Method of making a radar transparent window material operable above 2000℃ [P]. US Patent, 5627542, 1997

[15] 张大海,黎义,高文,等. 高温天线罩材料研究[J]. 宇航材料工艺,2001,31(6):1-3

[16] Lewis S. Assessment of new radome material as replacement for pyroceram 9690 [C]. Proceedings of the 16th Symposium on Electro-Magnetic Windows, Washington DC, Naval Research Laboratory,1982(7):429-436

[17] Letson N, Burleson W G. Final evaluation of rain erosion sled test results at Mach 3.7 to 5.0 for slipcast fused silica radome structures [D]. AD A077348, 1979

[18] Neil J T, Bowen L J, Michaud B E. Fused silica radome [P]. US Patent, 4949095, 1990

[19] Hsieh M Y, Mizuhara H. Silicon nitride having low dielectric constant [P]. US Patent, 4708943, 1987

[20] Messier D R, Wong P. Effect of processing conditions on microwave dielectric properties of reaction-sintered silicon nitride [C]. Proceedings of the 13th Symposium on Electromagnetic Windows, Atlanta, GA, 1976

[21] Gilreath M C, Castellow S L. High-temperature dielectric properties of candidate space-shuttle thermal-protection-system and antenna-window materials [R]. NASA TN D - 7523, 1974

[22] Favaloro M, Starett S, Bryanos J. High temperature dielectric composites [C]. Proceedings of the 6th DoD Electromagnetic Windows Symposium, Huntsville, AL, 1995

[23] Place T M. Properties of BN-3DX, a 3-dimensional reinforced boron nitride composite [C]. Proceedings of the 13th symposium on electromagnetic windows, Atlanta, GA, 1976

[24] Place T M. Low loss radar window for reentry vehicle [P]. US Patent, 4786548, 1988

(编辑 李洪泉)