

航天飞行器典型高温透波结构热匹配性能分析

张瑾瑜, 雷 豹, 杨东生, 许俊伟, 严 旭

(中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

摘 要: 针对一种航天飞行器典型天线窗类高温透波结构及其安装形式, 通过 Abaqus 有限元仿真分析方法对其热匹配特性进行了研究。研究表明: 天线窗结构热匹配产生的热应力主要与金属壳体受热膨胀有关, 石英纤维增强二氧化硅天线窗具有更优越的热匹配性能, 天线窗直径越小, 厚度尺寸越大, 热应力越小, 热匹配性能越好。该项研究为典型天线窗类高温透波结构在航天飞行器上的应用提供了参考。

关键词: 高温透波结构; 天线窗; 热匹配特性; 有限元分析

中图分类号: V423

文献标识码: A

文章编号: 2096-4080 (2021) 03-0059-06

The Analysis of Thermal Matching of a Typical High Temperature Wave Transmission Structure of Aero-Spacecraft

Zhang Jinyu, Lei Bao, Yang Dongsheng, Xu Junwei, Yan Xu

(China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: Aimed at a typical high temperature antenna window wave transmission structure of aero-spacecraft, this paper carried out the research on analysis of structure thermal matching using finite element analysis by Abaqus. The research shows that the thermal stress due to the thermal matching of antenna window is mainly related to the thermal expansion of the metal shell of aerospacecraft. Quartz fiber reinforcement silicon dioxide has superior thermal matching performance. When the diameter of antenna window is smaller and the thickness is bigger, the thermal stress would be smaller and the performance of thermal matching more superior. This paper provides reference to the application of antenna window wave transmission structure in aerospacecraft.

Key words: High temperature wave transmission structure; Antenna window; Thermal matching performance; Finite element analysis

0 引言

航天飞行器高温透波结构是在恶劣使用环境下保护航天飞行器的通信、遥测、制导、引爆等系统天线正常工作的一种结构, 如天线罩、天线窗等, 其材料常选用石英玻璃、石英陶瓷、石英纤维增强二氧化硅、氮化硅、磷酸盐复合材

料等耐高温多功能电介质材料^[1-6]。随着航天飞行器的不断发展, 飞行速度不断提高, 面临的热环境也越来越恶劣, 而高温透波结构与其安装结构的材料热膨胀系数存在一定差异, 在恶劣热环境条件下, 它们之间可能产生较大的热变形, 进而可能导致高温透波结构在热应力作用下破坏失效。因此, 研究高温透波结构的热匹配性能, 对航天

收稿日期: 2021-02-10; 修订日期: 2021-04-13

作者简介: 张瑾瑜 (1991-), 女, 硕士, 工程师, 主要研究方向为航天飞行器结构设计。E-mail: 13121932870@163.com

飞行器的发展具有重要意义^[7]。

本文针对一种航天飞行器典型天线窗类高温透波结构及其安装形式,选取典型热环境条件,采用有限元仿真分析方法,研究高温透波结构在不同材料、不同尺寸条件下的热匹配性能。

1 结构及连接形式

航天飞行器典型天线窗及其安装结构如图1所示,天线窗通过铝合金底座和铝合金压环固定连接后,贴壁安装在航天飞行器金属壳体内壁面上。

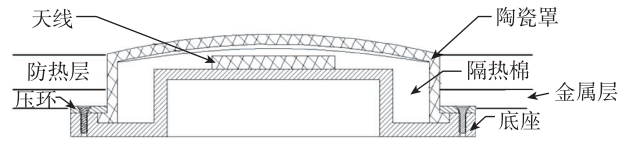


图1 天线窗及其安装结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of antenna window and its installation structure

表1为天线窗结构选用石英玻璃、石英陶瓷、石英纤维增强二氧化硅、氮化硅等不同材料的主要性能参数^[8-11]。

表1 材料性能参数

Tab. 1 The performance parameters of materials

材料	密度/(kg/m ³)	热膨胀系数/(10 ⁻⁶ /K)	比热容/[J/(kg·K)]	热导率/[W/(m·K)]	弹性模量/GPa	抗弯强度/MPa
石英玻璃	2 200	0.45	800	0.79	48	44
石英陶瓷	1 600	0.6	800	0.7	105	100
石英纤维增强二氧化硅	1 600	0.72	610	1.08	10	85
氮化硅	1 600	2.5	334	5.5	28	150
磷酸盐复合材料	1 800	3.2	700	1.1	26	90

2 热应力数学模型

结构受热产生的热变形、热应力等热匹配性能主要与材料热膨胀系数、弹性模量及温度变化量有关^[12]。

热变形量的计算公式为

$$\Delta L = \lambda L \Delta t \quad (1)$$

式中, ΔL 代表结构受热产生的变形量, λ 代表热膨胀系数, L 代表结构线性尺寸, Δt 代表温度变化量。

假设两种材料的温升相同,则热应力计算公式为

$$\sigma = E_c \Delta t (\lambda_c - \lambda_s) \quad (2)$$

式中, σ 代表结构受热产生的热应力, E_c 代表材料弹性模量, Δt 代表温度变化量, λ_c 和 λ_s 代表热匹配结构的材料热膨胀系数。

本文主要针对高温透波天线窗结构的材料性能、结构尺寸研究其热匹配性能。

3 有限元分析

3.1 有限元模型建立

1) 模型假设。假设天线窗与其安装结构之间

无间隙。取非金属材料表面黑度0.8,金属材料表面黑度0.3。根据项目要求,初温设置为60℃。考虑热辐射,波尔兹曼常数 $5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$ 。针对金属壳体等塑性材料,不考虑对结果影响较小的倒角、圆角等结构特征。

2) 几何建模。用CATIA软件建立天线窗及其安装结构的几何模型并导入Abaqus,如图2所示。

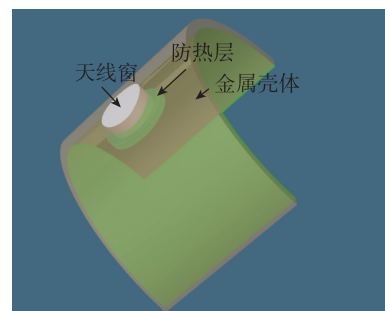


图2 天线窗及其安装结构的三维模型

Fig. 2 3D model of antenna window and its installation structure

3) 网格划分。采用力热耦合四面体单元C3D8T和Abaqus内置的力热耦合分析方法进行分析计算,如图3所示,共生成94 663个节点和

67 082个单元。

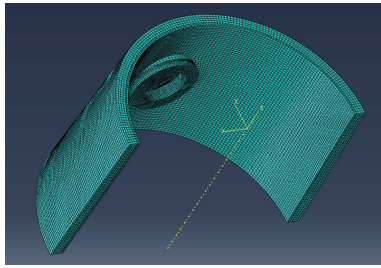


图 3 天线窗及其安装结构的有限元网格

Fig. 3 Finite element mesh of antenna window and its installation structure

4) 材料性能参数。天线窗结构贴壁安装在航天飞行器金属壳体内壁面上并与隔热层接触，金属壳体材料为 ZL114A，隔热层为低密度石英酚醛，天线窗材料性能参数见表 2。

表 2 材料性能参数

Tab. 2 The performance parameters of materials

材料	密度/ (kg/m ³)	弹性 模量/ GPa	热膨胀 系数/ (10 ⁻⁶ /K)	比热容 / [J/(kg·K)]	热导率/ [W/(m·K)]
低密度 石英酚醛	900	4	10	1315	0.21
ZL114A	2 700	71	24.7	963	152

5) 载荷数据。选用典型航天飞行器热环境条件进行天线窗结构热匹配分析，如图 4 所示。冷壁热流最高 300 kW/m²，冷壁热流总加热量 30 000 kJ/m²，恢复焓最高 1 800 kJ/m²。

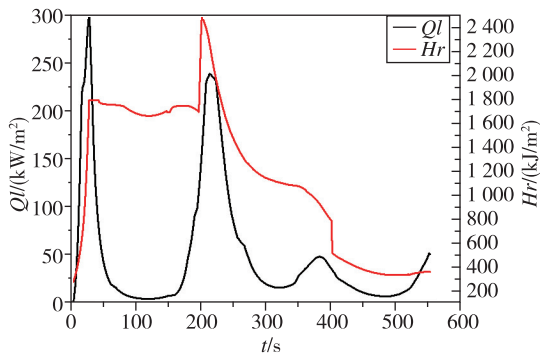


图 4 典型天线窗热环境条件

Fig. 4 Typical thermal load curves of antenna window

6) 接触定义及设置。本文采用的有限元模型为轴对称模型，如图 5 所示，隔热层与金属壳体、金属壳体与压环、压环与底座之间均定义绑定约束，其余定义接触，并设置对称边界，底端固支。

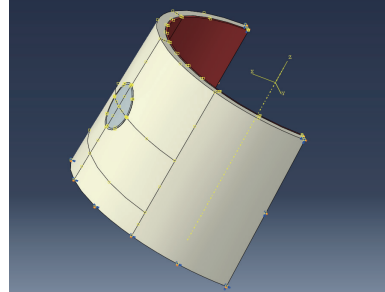


图 5 有限元模型示意图

Fig. 5 Finite element analytical model

7) 隔热计算。初温设置为 60℃，材料表面辐射系数 0.8。提交计算后，获得天线窗及其安装结构的温度场分布。

8) 热应力计算。将天线窗及其安装结构的温度场分布导入计算模型，作为热应力计算的输入。在材料性能参数中设置强度数据，提交计算后，获得天线窗及其安装结构的热应力分布。

3.2 结果分析

以石英纤维增强二氧化硅天线窗为例，对有限元计算结果进行分析，计算结果表明：天线窗热变形及热应力变化规律一致，均在末秒达到最大值，最大变形量为 0.3 mm，最大拉应力为 17.9 MPa，最大压应力为 15.2 MPa，位于天线窗侧壁，如图 6 和图 7 所示。

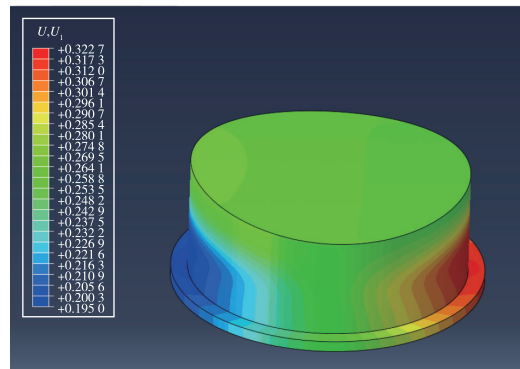
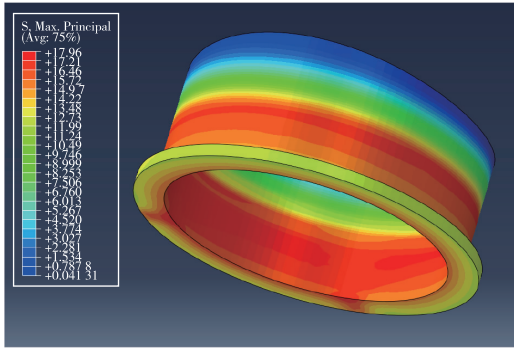
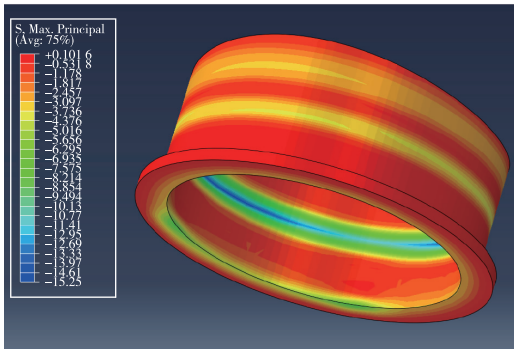


图 6 天线窗位移分布图

Fig. 6 Displacement distribution of antenna window



(a) 天线窗最大拉应力分布图



(b) 天线窗最大压应力分布图

图7 天线窗应力分布图

Fig. 7 Stress distribution of antenna window

对天线窗、隔热层及金属壳体温度随时间变化的关系曲线进行分析，如图8所示。从图中可以看出：隔热层与天线窗温度随时间变化规律基本一致，且温度差值小；金属壳体与天线窗温度随时间变化规律差别大，且温度差值大；金属壳体末秒温度达最高，此时天线窗热变形、热应力也达到最大值。

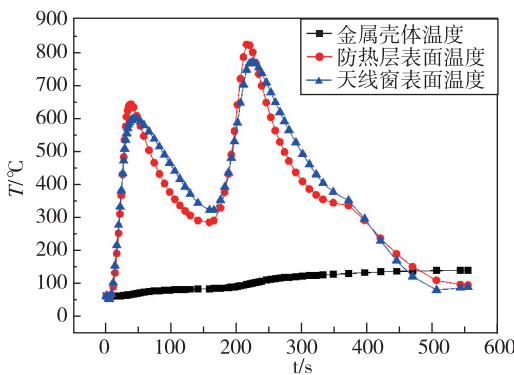


图8 温度随时间变化曲线图

Fig. 8 Temperature curves with time

分析认为，天线窗热匹配产生的热变形、热应力主要与金属壳体受热膨胀有关。金属壳体在末秒温度达到最高，由式(1)可知，此时金属壳体热膨胀量也达最大值，因此，天线窗热匹配产生的热变形、热应力在末秒达到最大值。

3.3 材料性能对热匹配的影响

由上文分析可知，天线窗结构热匹配产生的热变形与热应力的变化规律一致，下文主要通过热应力分析材料性能对热匹配的影响。在相同热环境条件下，保持天线窗结构尺寸参数不变，对比分析了选用不同高温透波材料时结构热匹配产生的热应力，仿真计算结果得到热应力排序为：石英陶瓷>石英玻璃>氮化硅>磷酸盐复合材料>石英纤维增强二氧化硅，如表3所示。

表3 不同材料天线窗热应力计算结果

Tab. 3 Result of thermal stress with different materials

材料	石英玻璃	石英陶瓷	石英纤维增强二氧化硅	氮化硅	磷酸盐复合材料
最大拉应力/MPa	89	134	17	48	38
最大压应力/MPa	68	115	15	11	34

分析认为，材料弹性模量是影响天线窗热匹配性能的主要因素。不同材料天线窗结构热匹配产生的热应力与材料弹性模量变化规律一致，如图9所示。由于5种材料的热膨胀系数相近，均远小于金属壳体热膨胀系数，且热物理性能参数相差不大，温升变化量相当，如图10所示。由式

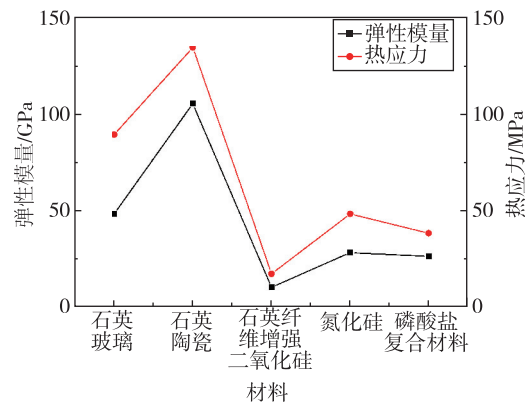


图9 不同材料热应力及弹性模量变化曲线图

Fig. 9 Thermal stress and modulus of elasticity of different materials

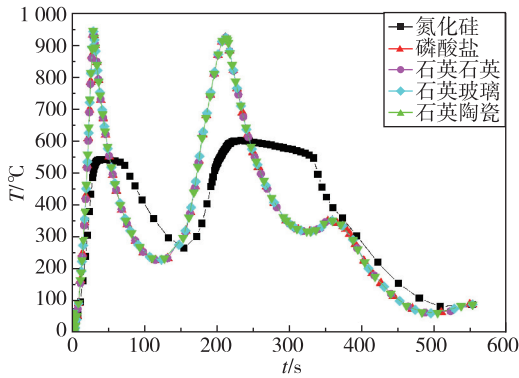


图 10 不同材料天线窗表面温度随时间变化关系曲线图
Fig. 10 Temperature curves of antenna window's surface with time for different materials

(2) 可知，材料弹性模量成为影响结构热应力的主要因素，仿真分析计算结果与理论分析一致。

结合材料抗弯强度，进行不同材料天线窗剩余强度系数分析，剩余强度系数计算公式如下

$$\eta = \sigma_b / \sigma \quad (3)$$

式中， η 代表剩余强度系数， σ_b 代表材料强度极限， σ 代表结构产生的最大应力。已知天线窗热匹配最大热应力为拉应力，陶瓷材料的抗拉强度为抗弯强度的 80%~97%^[13]，剩余强度系数计算结果如表 4 所示。由表 4 可知，石英纤维增强二氧化硅天线窗结构热匹配产生的热应力剩余强度系数大，材料具有优越的热匹配性能。

表 4 不同材料天线窗剩余强度系数

Tab. 4 Remaining strength factor (RSF) of antenna window with different materials

材料	石英玻璃	石英陶瓷	石英纤维增强二氧化硅	氮化硅	磷酸盐复合材料
剩余强度系数	0.5	0.7	5.0	3.1	2.4

3.4 结构尺寸对热匹配的影响

在相同热环境、相同材料条件下，对比分析不同材料尺寸条件下天线窗结构热匹配产生的热应力，天线窗尺寸组合如表 5 所示。

表 5 天线窗尺寸组合

Tab. 5 Dimension combination of antenna window

天线窗材料	氮化硅		石英陶瓷
直径/mm	75	100	75
厚度/mm	3		3, 12

仿真计算结果如表 6 和表 7 所示。厚度 3 mm 氮化硅天线窗，直径 75 mm 时最大拉应力为 48 MPa，直径 100 mm 时最大拉应力为 132 MPa；直径 75 mm 石英陶瓷天线窗，厚度 3 mm 时最大拉应力为 134 MPa，厚度 12 mm 时最大拉应力为 68 MPa。

表 6 不同直径天线窗热应力计算结果 (3 mm 氮化硅)

Tab. 6 Result of thermal stress with different diameter of antenna window (3 mm Si3N4)

天线窗直径/mm	最大拉应力/MPa	最大压应力/MPa
75	48	11
100	132	87

表 7 不同厚度天线窗热应力计算结果 (φ75 mm 石英陶瓷)

Tab. 7 Result of thermal stress with different thickness of antenna window (φ75 mm quartz ceramic)

天线窗厚度/mm	最大拉应力/MPa	最大压应力/MPa
3	134	115
12	68	47

对计算结果进行分析后认为，天线窗直径越小、厚度越大，热应力越小，结构热匹配性能越好，对实际工程应用具有借鉴意义。

4 结论

本文针对一种航天飞行器典型天线窗类高温透波结构及其安装形式，通过有限元仿真分析方法，分析了其热匹配性能及在不同材料、不同尺寸条件下的热匹配性能，为其在航天飞行器上的应用提供了参考，具体结论如下：

1) 天线窗结构热匹配产生的热变形、热应力主要与航天飞行器金属壳体受热膨胀有关，与隔热层关系较小，当金属壳体温度最高时天线窗结构热应力达最大值；

2) 在相同热环境条件下，不同材料的天线窗热应力排序为：石英陶瓷>石英玻璃>氮化硅>磷酸盐>石英纤维增强二氧化硅，与材料的弹性模量变化规律一致，结合材料抗弯强度，分析认为石英纤维增强二氧化硅天线窗具有更优越的热匹配性能；

3) 天线窗直径越小，厚度尺寸越大，热应力越小，结构热匹配性能越好，对实际工程应用具有借鉴意义。

参考文献

- [1] 陈南施.高超声速飞行器仪器舱防隔热与热控一体化分析[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2018.
- [2] 李益翔.美国高超声速飞行器发展历程研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2016,6.
- [3] 蔡德龙,陈斐,何凤梅,等.高温透波陶瓷材料研究进展[J].现代技术陶瓷,2019,40(Z1):4-120.
- [4] 关中飞.天线罩结构优化设计与试验研究[D].南京:南京航空航天大学,2012,12.
- [5] 黎义,张大海,陈英,等.航天透波多功能材料的研究进展[J].宇航材料工艺,2000,30(5):1-5.
- [6] 陈虹,胡利明,贾光耀,等.陶瓷天线罩材料的研究进展[J].硅酸盐通报,2002(4):40-44.
- [7] 李伟杰,刘峰,董彦芝,等.再入航天器隔热层/金属结构热匹配评价方法研究[J].航天器工程,2013,22(3):113-118.
- [8] 丁继锋,韩增尧,马兴瑞.大型复杂航天器结构有限元模型的验证策略研究[J].宇航学报,2010,31(2):547-555.
- [9] 丁勇,薛明德.辐射换热条件下空间薄壁圆管结构瞬态温度场、热变形有限元分析[J].宇航学报,2002,23(5):49-56.
- [10] 曾昭焕.石英玻璃天线窗耐热材料的应用研究[J].材料工艺,1979(1):11-16+26.
- [11] 陈虹,胡利明,贾光耀,等.陶瓷天线罩材料的研究进展[J].硅酸盐通报,2002(4):40-44.
- [12] Culler A J, McNamara J J. Coupled flow-thermal-structural analysis for response prediction of hypersonic vehicle skin panels[C]. 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 2010.
- [13] 金宗哲,岳雪梅,包亦望,等.拉伸强度与弯曲强度的关系及弯曲强度尺寸效应[J].现代技术陶瓷,1997(3):29-33.

引用格式:张瑾瑜,雷豹,杨东生,等.航天飞行器典型高温透波结构热匹配性能分析[J].宇航总体技术,2021,5(3):59-64.

Citation: Zhang J Y, Lei B, Yang D S, et al. The analysis of thermal matching of a typical high temperature wave transmission structure of aero-spacecraft[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2021, 5(3): 59-64.