

石英纤维增强天线罩烧蚀应力耦合试验及仿真分析

周永鑫 李翔 张俊武

(北京航天长征飞行器研究所,高超声速飞行器防隔热技术中心,北京 100076)

文 摘 介绍了新的一种针对纤维增强复合材料天线罩的边烧蚀边加载的热力耦合试验方法,该试验方法通过燃气流发动机及应力载荷加载装置实现了天线罩烧蚀状态下的应力考核,针对此试验方法开展了仿真模拟计算,通过仿真数据与试验测试数据对比验证了烧蚀应力耦合仿真计算方法的正确性,从试验和理论分析两个角度反映了纤维增强结构天线罩在烧蚀状态下的强度,为天线罩烧蚀应力耦合试验与纤维增强复合材料的仿真计算开辟了一条新途径。

关键词 天线罩,复合材料,试验,仿真计算

中图分类号:TJ76

DOI:10.3969/j.issn.1007-2330.2014.01.006

Ablation-Stress Coupling Simulation Analysis for Fiber Reinforced Silica Composite Radom

ZHOU Yongxin LI Xiang ZHANG Junwu

(Hypersonic Vehicle Thermal Protection & Insulation Technology Center, Beijing Institute of Long March Vehicle, Beijing 100076)

Abstract The paper introduced a new heat-stress coupling experiment for fiber reinforced silica composite radom. By using gas flow engine and load device, this experiment assessed the strength of radom under ablation. Simulation was carried out base on the experiment. Comparing with simulation results and experiment results proved that the simulation method for radom. Eclipse-stress calculating is correct. This method reflected the strength of fiber reinforced radom, which under ablation, from experiment and theoretical analysis, and provided a new way for fiber reinforced silica composite radom simulating.

Key words Radom, Composite material, Experiment, Simulation

0 引言

高超声速飞行器飞行距离远、马赫数高,还需在稠密大气层中做大攻角变轨机动飞行,横向超载大、动压高、气动加热时间长、热载荷条件十分恶劣,而天线罩往往位于高超声速飞行器的最前端,这就对天线罩的抗烧蚀和高温承载性能提出了很高的要求。此外,天线罩还需要具备较好的透波性能。这需要天线罩的设计更加精细化,在保证承载性能的前提下,给天线罩的电性能改善留出空间,从而形成一套完整的天线罩高温承载性能评价、试验、仿真分析方法。

2.5D 石英纤维增强类复合材料,以其优良的抗烧蚀性能、高温力学性能及一体化成型技术,很好的满足了高超声速飞行器天线罩的设计使用需求^[1]。但由于其独特的编织结构及复合材料各项异性的力学特性^[2-3],使天线罩强度分析存在较大难度,为验

证产品的可靠性及安全性往往需要通过地面试验对产品进行考核。传统的地面试验无法实现在有烧蚀情况下的天线罩高温承载性能考核,只能通过烧蚀厚度预判分析在常温下进行天线罩承载性能地面考核试验。这种方式将导致天线罩强度试验考核水平过于保守,或者会由于烧蚀/温度理论计算的不够准确而导致强度设计裕度不足,无法真正完成边烧蚀边加载条件下的天线罩承载性能考核,建立一种准确的天线罩烧蚀强度理论分析方法。

本文介绍了一种新的针对天线罩的边烧蚀边加载的热力耦合试验方法,并针对此方法开展了仿真模拟计算,通过与试验测试数据对比验证烧蚀应力耦合仿真计算方法。

1 试验

1.1 试验模拟环境

收稿日期:2013-10-30

作者简介:周永鑫,1985年出生,硕士,工程师,主要从事飞行器天线罩设计、试验。E-mail:zhouyongxin07@163.com

飞行器在再入飞行过程中承受严酷的热环境,飞行器表面往往存在烧蚀并且同时承受气动载荷,通过地面试验模拟飞行工况需要了解这些环境条件。通过对某飞行器飞行轨迹的理论计算,图1给出了天线罩表面热流条件,图2给出了天线罩表面气动载荷分布。

装,以及横向箍带加载设备,试验设备结构见图3。

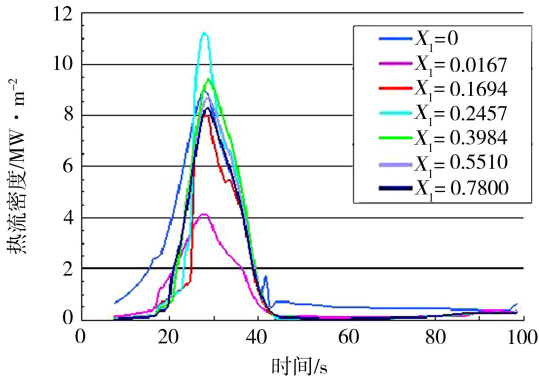


图1 天线罩外表面理论计算热流值

Fig. 1 Theoretical heat flux of radom surface

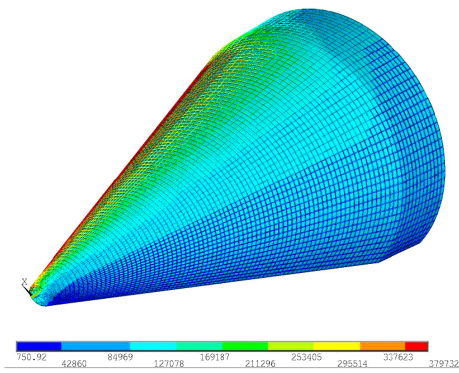


图2 天线罩外表面气动载荷理论值

Fig. 2 Theoretical aerodynamic pressure loading of radom surface

1.2 试验方案

通过对试验模拟环境的分析,试验在北京航天长征飞行器研究所烧蚀试验室的YA6814液体火箭发动机喷管试验台上进行。YA6814液体火箭发动机喷管出口气流的流动参数具体见表1。

表1 YA6814液体火箭发动机喷管出口气流参数

Tab. 1 Flow parameters of YA6814 nozzle

燃烧室压力/MPa	出口速度/ $m \cdot s^{-1}$	出口温度/K	出口直径/mm	余氧系数	推进剂流量/ $kg \cdot s^{-1}$
5.0	2853.8	2596	166	0.8	8

根据现有试验条件分析认为,无法完成对飞行器天线罩整罩热环境的模拟,因此考虑采用喷管出口处的高温燃气流来模拟天线罩迎风面锥身部分区域的飞行热环境,并在天线罩小端区域采用横向箍带施加横向拉力来实现对天线罩锥身烧蚀区域气动载荷的模拟。本次试验,专门设计研制了将天线罩固定在试验台上并可调节天线罩与发动机喷管相对位置的转接工

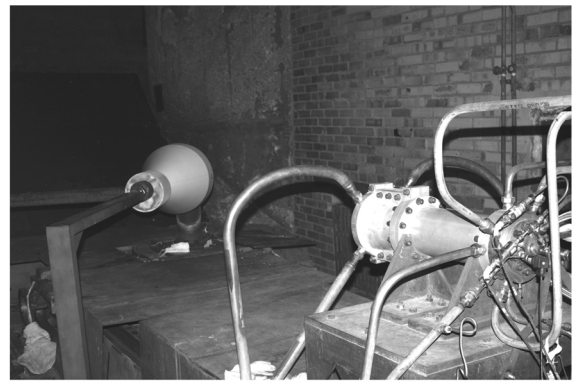


图3 试验设备安装结构

Fig. 3 Experimental installation

正式试验时,应首先进行箍带横向载荷的加载,按照10%的递增量级逐级协调载入至100%载荷,稳定之后发动机喷管再以高温燃气流的方式对天线罩进行热加载,直至试验所规定的燃气流载入时长。

1.3 试验结果

发动机停车试验完成后,箍带等加载装置功能保持,试验件结构保持完好,试验件表面呈现烧蚀状态,如图4所示。

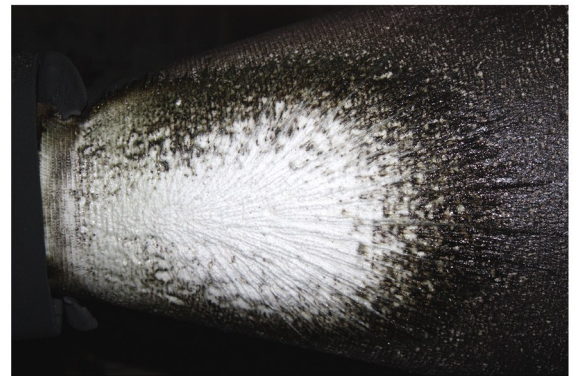


图4 试验后试验件表面状态

Fig. 4 Radom surface after experiment

试验实现了对天线罩工作区域在烧蚀状态下的强度考核,验证了2.5D纤维增强复合材料天线罩的抗烧蚀性能和高温承载性能。

2 试验仿真分析

试验虽然实现了对天线罩局部工作区域的烧蚀承载考核,但由于受地面试验设备的限制,无法实现对整个罩体的烧蚀承载性能考核,因此需要通过试验结合模拟手段实现对2.5D纤维增强复合材料天线罩的烧蚀承载分析。

2.1 理论依据

2.1.1 传热基本方程

天线罩罩体的热物理过程主要表现为三维热传导,以外壁温度变化为边界条件,罩体的三维热传导过程可描述为^[4]:

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\lambda}{\rho c} \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right) \quad (1)$$

数值求解的离散化形式为:

$$\frac{T_{i,j,k}^{(n+1)} - T_{i,j,k}^{(n)}}{\Delta t} = \frac{\lambda}{\rho c} \left(\frac{T_{i+1,j,k}^{(n+1)} - 2T_{i,j,k}^{(n+1)} + T_{i-1,j,k}^{(n+1)}}{\Delta x^2} + \frac{T_{i,j+1,k}^{(n+1)} - 2T_{i,j,k}^{(n+1)} + T_{i,j-1,k}^{(n+1)}}{\Delta y^2} + \frac{T_{i,j,k+1}^{(n+1)} - 2T_{i,j,k}^{(n+1)} + T_{i,j,k-1}^{(n+1)}}{\Delta z^2} \right) \quad (2)$$

式中, λ 、 ρ 和 c 分别为材料的热导率、密度和比热容。

2.1.2 弹性力学基本方程

在一些常见的有限元结构分析软件中,一般以位移作为未知量把微分方程离散为代数方程进行求解,因此位移是基本解。在微小位移和微小变形的情况下,略去位移高阶项,则应变分量和位移向量的几何关系如式(3)所示^[5]:

$$\begin{cases} \varepsilon_x = \frac{\partial u}{\partial x} \\ \varepsilon_y = \frac{\partial v}{\partial y} \\ \varepsilon_z = \frac{\partial w}{\partial z} \\ \gamma_{xy} = \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \\ \gamma_{yz} = \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \\ \gamma_{zx} = \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \end{cases} \quad (3)$$

式中, ε_x 、 ε_y 、 ε_z 为正应变, γ_{xy} 、 γ_{yz} 、 γ_{zx} 为剪应变, u 、 v 、 w 为沿直角坐标轴方向的三个位移分量。

式(3)可由位移分量计算出应变分量,进而由应变分量计算出应力分量。弹性体在载荷作用下,体内任意一点的应力状态可由正应力 σ_x 、 σ_y 、 σ_z 和剪应力 τ_{xy} 、 τ_{yz} 、 τ_{zx} 来表示。对于各项同性材料,三维情况下,应力和应变的关系可由式(4)来表示^[6]:

$$\begin{cases} \sigma_x = 2G \left[\varepsilon_x + \frac{\mu}{1-2\mu} (\varepsilon_x + \varepsilon_y + \varepsilon_z) \right] \\ \sigma_y = 2G \left[\varepsilon_y + \frac{\mu}{1-2\mu} (\varepsilon_x + \varepsilon_y + \varepsilon_z) \right] \\ \sigma_z = 2G \left[\varepsilon_z + \frac{\mu}{1-2\mu} (\varepsilon_x + \varepsilon_y + \varepsilon_z) \right] \\ \tau_{xy} = G\gamma_{xy} \\ \tau_{yz} = G\gamma_{yz} \\ \tau_{zx} = G\gamma_{zx} \end{cases} \quad (4)$$

式中, G 为剪切弹性模量, μ 为泊松比。

2.2 材料的非线性与烧蚀过程处理

许多因素可以影响复合材料的应力-应变性质,包括加载历史、环境状况等。非线性的应力-应变关系是结构非线性行为的最常见原因。天线罩材料也是如此,天线罩飞行初始阶段罩体平均温度仅为 20℃ 左右,高速飞行过程中罩体表面温度会超过 2 500℃,跨度极大,而宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2014 年 第 1 期

罩体自身结构温度梯度也十分大,不仅在罩体环向各条母线上存在温度差异,天线罩厚度方向上也存在较大温度梯度,在再入初始时刻罩体迎风面表面温度可达近 3 000℃,而罩体内壁面不到 40℃。罩体材料的弹性模量(应力应变特性)随温度会产生较大变化,例如作为天线罩常用的石英类材料在 1 100℃ 弹性模量明显下降,当温度达到 1 300℃ 材料析晶开始软化,在 1 700℃ 以上材料熔融形成液态层。图 5 所示为编织石英纤维增强 SiO₂ 材料的弹性模量随温度变化情况。

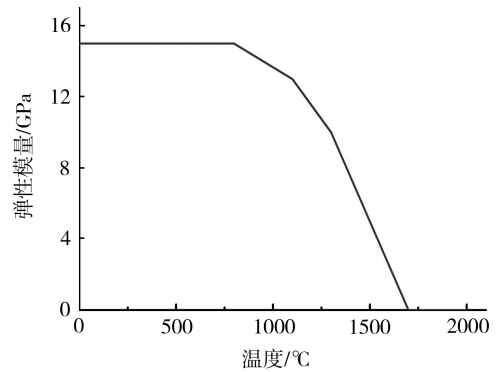


图 5 编织石英纤维增强 SiO₂ 材料的弹性模量随温度变化
Fig. 5 Temperature dependence of elastic modulus of fiber reinforced silica composite

随温度变化的不仅是罩体材料的力学性能,热物性也是随温度变化而变化的。如图 6 所示,石英纤维增强 SiO₂ 材料主要热物性参数随温度变化的试验数据,1 000℃ 以上暂时无法获得试验数据。

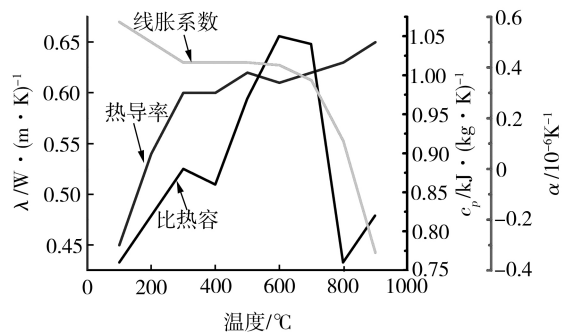


图 6 石英纤维增强 SiO₂ 材料热物性参数随温度变化图
Fig. 6 Temperature dependence of λ , C_p and α of fiber reinforced silica composite

对于材料的弹性模量、热导率等性能参数不能采取统一参数处理,必须通过试验获取不同温度下材料的力学性能和热物性参数拟合随温度变化的曲线,

从而实现对天线罩烧蚀承载过程的完全仿真分析。

烧蚀是一系列复杂的物理化学过程,要将烧蚀过程定量分析清楚是十分困难的,但是可以通过试验和工程算法获取特定材料的烧蚀特性数据。由于烧蚀温度远高于材料产生析精效应温度,所以材料的模量等力学性能参数可在仿真计算时取近似为零的较低值。烧蚀过程中往往带有强烈的气动剥蚀现象,这对罩体外形将产生影响,进而会影响罩体三维温度场分布。仿真计算时,很难按温度“剥掉”材料模拟气动剥蚀,但是可以通过合理优化计算参数实现对高温单元的移除。

2.3 仿真计算模型

仿真分析需要实现对试验的模拟,因此仿真建模时必须具备试验过程中的要素。如图7所示为根据试验状态建立的试验仿真模型。

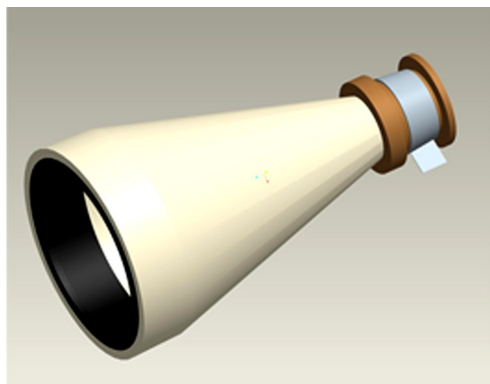


图7 试验仿真计算模型

Fig.7 Model for simulated calculation

由于2.5D纤维增强复合材料天线罩采用的是整体编织成型工艺,材料各项异性直接体现在罩体的结构特征上,因此采用有限元分析划分网格时需要按照纤维结构划分,如图8所示为划分网格后的罩体剖面。这样可以将复合材料各向性能数据按照单元坐标系进行定义。

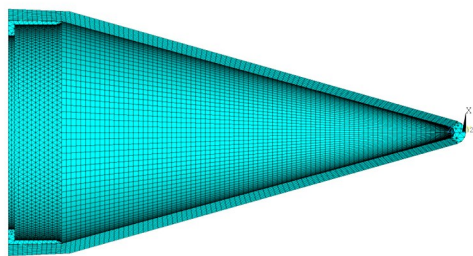
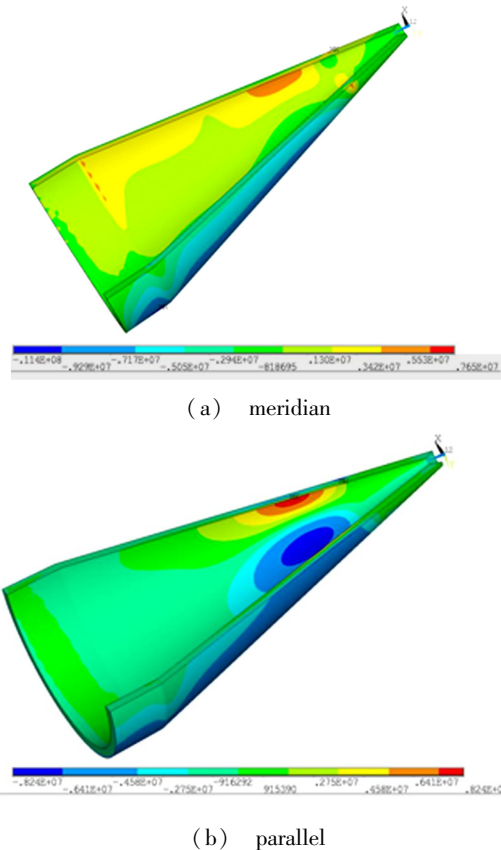


图8 试验件网格划分

Fig.8 Mesh model

2.4 仿真计算结果

根据试验测试结果向模型表面施加热流载荷,并向箍带施加拉力,实现对试验工况的模拟。仿真计算得出的罩体母向和环向应力如图9所示。



(a) meridian

(b) parallel

图9 罩体母向、环向应力云图

Fig.9 Stress analysis result of radom meridian, parallel

由于试验过程中罩体外部要受到高温燃气流的冲刷,因此本次试验的应变测点全部布置于罩体内表面。通过内表面典型截面的应变测量,进而了解整罩在试验过程中的应力水平。表2为试验状态仿真应力值与试验测试应力值对比。通过对比分析认为仿真分析总体吻合度较高,通过仿真方法可以表征罩体在烧蚀状态下的应力水平。并且在试验中无法布置测点的位置也可通过仿真计算了解该区域的应力水平。

表2 试验状态仿真应力值与试验测试应力值对比

Tab.2 Stress comparison of experiment and simulation

仿真测试项目	试验状态仿真数据/MPa		试验测试数据/MPa	
	母向应力	环向应力	母向应力	环向应力
应力最大值	5.50	7.52	5.53	6.78
应力最小值	-	-7.85	-	-7.08

通过仿真计算分析与试验数据对比,认为仿真计算方法可以较好地模拟试验状态,同时也可以通过仿真有效的复验地面烧蚀强度试验对飞行工况的覆盖性与充分性。利用有效的仿真手段准确的预示飞行器天线罩在飞行工况下的热力状态,并以此设计烧蚀应力耦合地面试验,充分考核飞行器天线罩的结构设计方案,真正实现充分准确的天线罩烧蚀状态下的承载性能考核。

(下转第56页)