

文章编号: 2097-1974(2024)01-0046-05

DOI: 10.7654/j.issn.2097-1974.20240109

基于烧蚀机理的涂层类防热结构精细化设计方法

金玲¹, 张程^{1,2}, 卞亚东¹, 陈克¹, 刘轩秀¹

(1. 中国运载火箭技术研究院, 北京, 100076; 2. 国防科学技术大学航天科学与工程学院, 长沙, 410073)

摘要: 为了实现轻质化、低成本、精细化防热设计, 提出基于烧蚀机理的涂层类防热结构精细化设计方法, 使用烧蚀机理初步计算出涂层烧蚀碳层厚度, 从而建立烧蚀精细化热仿真计算模型, 并计算得到较为准确的防隔热仿真结果, 该方法的应用可为舱段涂层防热方案论证提供科学有效的理论分析手段, 指导防热方案设计, 并达到降低设计成本、缩短研制周期的目的。

关键词: 烧蚀机理; 涂层; 防热结构; 精细化; 设计方法

中图分类号: V414.8

文献标识码: A

Refined Design Method of Coating Thermal Protection Structure based on Ablation Mechanism

JIN Ling¹, ZHANG Cheng^{1,2}, BIAN Yadong¹, CHEN Ke¹, LIU Xuanxiu¹

(1. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing, 100076;

2. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha, 410073)

Abstract: In order to achieve lightweight, low cost and refined thermal design, the refined design method of coating thermal protection structure based on ablation mechanism is proposed. It can calculate the thickness of ablative carbon layer with using ablation mechanism, build thermal simulation model of ablation refinement and calculate accurate thermal simulation results. The application of this method can provide an effective and scientific theoretical analysis method for the demonstration of coating thermal protection scheme. It can guide the design of thermal protection scheme, reduce the design cost and shorten the development period.

Keywords: ablation mechanism; coating; thermal protection structure; refinement; design method

0 引言

随着现代战术武器系统的飞行速度越来越快, 武器系统的飞行热环境越来越恶劣, 合理有效的结构热防护设计是保证武器系统正常工作的重要条件, 目前高速武器常用的防热结构为硅基烧蚀类的防热套及涂层材料。

其中防热涂层的主要原理为通过材料烧蚀带走热量来达到舱体隔热效果。防热涂层的厚度是涂层设计的主要指标, 目前主要通过电弧风洞试验来进行方案确定与考核, 没有较准确的理论分析手段, 因此涂层防热结构的设计成本高、试验时间较长、协调困难, 并且由于无法精细化设计易造成防热余量较大、质量较重。

为了实现轻质化、低成本、精细化防热设计, 现提出基于烧蚀修正理论的防热结构设计方法, 以T系

列涂层为典型分析对象, 该系列涂料包括A、B、C三个子牌号, 通过梳理大量电弧风洞试验件状态、试验条件、试验测量数据, 形成涂层类防热结构试验数据库, 达到可依据环境条件查阅相关试验内容、推荐防热材料和厚度的初步设计水平, 形成试验数据库筛选能力, 并为热仿真模型建立提供试验支撑。

1 涂层烧蚀机理及分析流程^[1-3]

T系列涂层属于硅基类复合防热材料, 在发生烧蚀时会形成大量粉状的二氧化硅, 结构表面的高速、高热流、高温气体会产生较大的剪切力和压力, 在这些外力的冲刷作用下会导致结构表面出现剥蚀现象, 涂层的后退烧蚀速率加快。

涂层材料中含有耐高温组元、轻量化组元、增强组元和抗氧化组元, 主要成分为树脂、粉体、空心小

球及纤维，如图1所示。

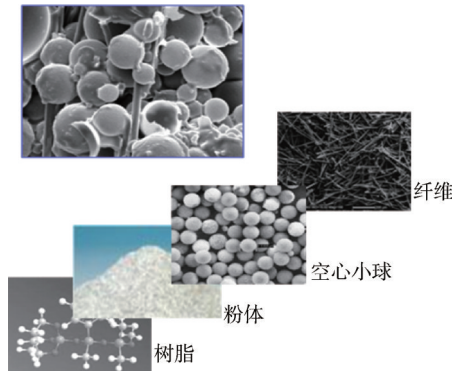


图1 涂层材料成分

Fig.1 Coating material composition

对涂层复合材料的烧蚀机理进行物理建模，如图2所示，主要包含烧蚀后退层、液态层、碳化层、热解层及原始层等。将坐标系的原点设置在气体-液体交界面上，如图3所示，并随液面流动，相对于这个参考系而言，固体物质向这个界面流来，另一方面热流流入这个交界面，方向与物质流方向相反。从烧蚀体内流来的物质流 \dot{m}_∞ 中，一部分以液体形式沿物面侧向流动，其质量流率为 \dot{m}_l ，一部分沿物面的法向以气体形式引射到边界层内，其质量流率为 \dot{m}_w ，它包括3个部分：热分解引起的质量流率 \dot{m}_p 、蒸发引起的质量流率 \dot{m}_v 、碳-硅反应引起的质量流率 \dot{m}_{C-SiO_2} 。

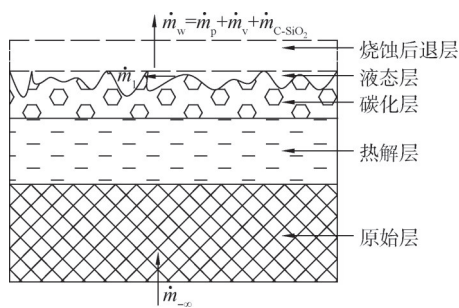
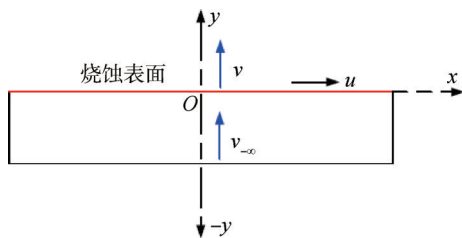


图2 复合材料表面烧蚀模型

Fig.2 Ablation model of composite surface



u —材料沿物体表面的速度； v —垂直物体表面的速度。

图3 平板模型坐标系

Fig.3 Plate model coordinate system

1.1 液态层控制方程

对于一维平板烧蚀问题，将黏性流的基本方程进行简化，得到液态层烧蚀理论的基本方程：

$$v_\infty = v + \frac{1}{r} \frac{d}{dx} \left[r \left(\frac{\tau_w \delta_L^2}{\mu_w} - \frac{2p' \delta_L^3}{\mu_w} \right) \right] \quad (1)$$

式中 p' 为物面的压力分布， $p' = \partial p / \partial x$ ； δ_L 为液态层厚度， $\delta_L = \frac{\delta_T}{n}$ ， δ_T 为热影响层厚度， $\delta_T = \frac{\lambda}{\rho C_p v_\infty}$ (ρ 为材料的密度， C_p 为材料的比热， λ 为热传导系数)； r 为物面到对称轴的距离； μ_w 为液层黏性系数； v_∞ 为烧蚀速度； v 为气化烧蚀速率； τ_w 为壁面气动剪切力。

式(1)表达了背面温度与表面烧蚀后退率 v_∞ 之间的关系，当飞行热环境条件明确后，与能量方程联合求得背面温度和表面烧蚀后退率，其中烧蚀后退率可通过热试验数据测得。

1.2 质量守恒方程

由于涂层材料的热导率低，烧蚀过程中传热影响较小，为确定总体防热层厚度，不再单独计算碳化层、热解层等每一层的厚度，计算时可将两层结构统一考虑。

涂层质量守恒方程为

$$v_\infty (1 - f_p) = a_{SiO_2} (1 - f_p) v_\infty + \frac{2\delta_T^2}{\mu_w} (\tau_w - 2p' \delta_L) \quad (2)$$

式中 f_p 为树脂质量分数； a_{SiO_2} 为 SiO_2 的蒸发分数。

1.3 能量守恒方程

根据涂层的热失重分析，当树脂全部分解时，其质量的60%变成热解气体，40%变成碳层。在结构烧蚀表面建立能量守恒方程，进入壁面的气动加热包括热阻塞效应的外部热环境的气动加热热流，由以下几种吸热因素共同消耗：材料对外界的辐射热流 $\varepsilon \sigma T_w^4$ 、烧蚀质量损失率带走的热容吸热 $\dot{m}_\infty \bar{c} \Delta T$ 、树脂热解吸热 $\dot{m}_p \Delta H_p$ 、熔融高硅氧纤维的蒸发吸热 $\dot{m}_v \Delta H_v$ 、碳的燃烧反应属于放热反应 $\dot{m}_c \Delta H_c$ 、进入材料内部的净热流 q_N 。

$$q_0 = \varepsilon \sigma T_w^4 + \dot{m}_\infty \bar{c} \Delta T + \dot{m}_p \Delta H_p + \dot{m}_v \Delta H_v - \dot{m}_c \Delta H_c + q_w + q_N \quad (3)$$

式中 ε 为材料的发射系数； σ 为斯蒂芬-波尔兹曼常数， $\sigma = 5.67032 \times 10^{-8} \text{ (W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{K}^{-4})$ ； T_w 为背温温度； \bar{c} 为烧蚀材料的平均比热； ΔH_p 为酚醛树脂的分解热； ΔH_v 为熔融 SiO_2 的气化热； ΔH_c 为碳的固相燃烧热； \dot{m}_∞ 为总烧蚀质量损失率； \dot{m}_p 为树脂热解反应质量损失率； \dot{m}_v 为熔融 SiO_2 蒸发质量损失率； \dot{m}_c 为碳的氧化反应质量损失率； q_0 为考虑冷壁热流效应后的热流密

度，其表达式为 $q_0 = q_{\text{cold}} \left(1 - \frac{h_w}{h_{\text{rc}}} \right)$ ， q_{cold} 为冷壁热流密度， h_w 为壁面焓值； q_w 为质量引射所阻塞的热流密度，其表达式为 $q_w = (1 - \psi)q_0$ ， ψ 为质量引射因子，是有质量引射时的气动热流密度与无质量引射时的气动热流密度之比，其数值在 0 到 1 之间变化。

质量守恒方程和能量守恒方程中仅含有 2 个未知参数：背温温度 T_w 和表面烧蚀后退率 v_{-x} ，通过结合边界层气动理论，对两个方程求解来推算出 2 个参数。

1.4 烧蚀热计算流程

根据给定的环境热流、恢复焓值、表面剪切力及压力等气动热环境条件，使用迭代计算算法对质量守恒方程和能量守恒方程进行求解，得到背温温度 T_w 和表面烧蚀后退率 v_{-x} 两个数值情况。详细计算求解流程如图 4 所示。

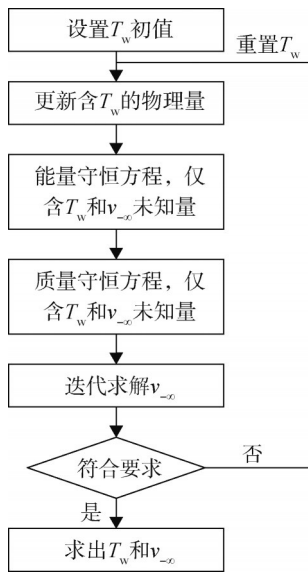


图 4 求解流程

Fig.4 Solution flow chart

根据以上材料烧蚀简化机理，结合 T 系列涂层制备的大量材料特性参数及烧蚀试验数据，初步计算出涂层烧蚀碳层厚度，用于判断结构气动外形变化及厚度设计是否合理，再利用基于各类试验考核数据的复合材料精细化热仿真模型进行温度场分析，得到修正后的准确结构温度场分布，提高涂层隔热预示温度精度，具体流程如下：

a) 根据热环境条件及涂层烧蚀机理计算烧蚀碳层厚度，判断厚度设计合理性；

b) 根据复合材料的精细化修正法建立隔热结构有限元模型；

c) 输出修正计算结果，一般为隔热结构表面温度及壁面背温温度。

精细化模型建立流程如图 5 所示。

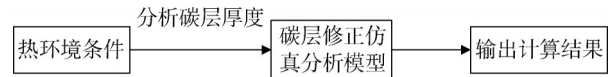


图 5 精细化模型建立流程

Fig.5 Refined model building process

2 涂层电弧风洞试验数据

隔热涂层主要包含环氧树脂体系与硅橡胶树脂体系，目前常用的 T 系列硅橡胶基隔热涂层在研制过程中积累了大量的电弧风洞试验数据与结果，该隔热材料选型风洞试验，考核长时间气动加热条件下，结构隔热材料的隔热性能及抗烧蚀、剥蚀能力，了解隔热材料壁面烧蚀、热解碳化状况，为结构隔热材料确定、热防护结构厚度定量确定及隔热涂层精细化仿真分析模型的建立提供数据支撑。

热防护材料电弧风洞试验的输入条件采用轨道模拟的方式，输入条件根据飞行器的飞行热环境确定，试验中主要考核涂层材料的烧蚀后退量、质量损失、背温温度变化情况、外表面最高温度以及试验过程中压力情况等，为热防护结构设计及涂层厚度的确定提供依据。考虑到电弧加热风洞试验装置的使用环境，设计如图 6 所示试验工装。试验件状态主要考虑涂层材料、涂层厚度、涂层工艺、涂层与金属底板的粘接方式（胶粘或者喷涂）、涂层的固化条件（常温或者高温）及选取关键局部结构等因素，并以此为设计准则来准备试验件。该隔热试验使用从“面”到“点”、再由“点”到“系统”的多维度设计方法^[4]。



图 6 涂层电弧风洞试验工装

Fig.6 Coating arc wind tunnel test tooling

按热环境条件（主要包含环境热流、恢复焓值及表面剪切力、压力等）、涂层种类及厚度进行分类，

梳理现有的T系列涂层电弧风洞试验考核数据，如表1所示。电弧风洞试验数据已形成专业数据库，达

到可依据环境条件查阅相关试验情况并推荐防热材料和厚度的初步设计水平，形成数据库筛选能力。

表1 T系列涂层试验数据库
Tab.1 T series coating test database

类型	条件	外表面温度/°C	背温/°C	烧蚀率/(g·s ⁻¹)	表面烧蚀状态
A	试验条件1	1600	280	0.06	烧蚀碳化量平均为1.5mm
	试验条件2	1300	240	0.04	平整光滑,烧蚀碳化量平均为1.1mm
	试验条件3	1000	190	0.03	平整光滑,烧蚀碳化量平均为0.9mm
B	试验条件4	400~700	110	0.02	平整光滑,烧蚀碳化量平均为0.1mm
	试验条件5	800	160	0.04	平整光滑,烧蚀碳化量平均为0.5mm
	试验条件6	900	175	0.05	平整光滑,烧蚀碳化量平均为0.8mm
C	试验条件7	700~900	190	0.04	平整光滑,烧蚀碳化量平均为0.7mm
	试验条件8	1100	125	0.02	平整光滑,烧蚀碳化量平均为0.5mm

3 基于烧蚀修正涂层热仿真分析

3.1 碳层厚度计算

通过烧蚀机理分析流程及风洞试验数据基础，计算涂层碳化厚度，如图7所示。以试验条件1、试验条件2及试验条件4为例，通过烧蚀计算得出对应的

涂层碳化厚度分别约为 1.49 mm、1.08 mm、0.09 mm，与电弧风洞试验实测出来的结果相同，其中A涂层的平均线烧蚀率为0.003 1 mm/s，B涂层的平均线烧蚀率为0.003 5 mm/s。

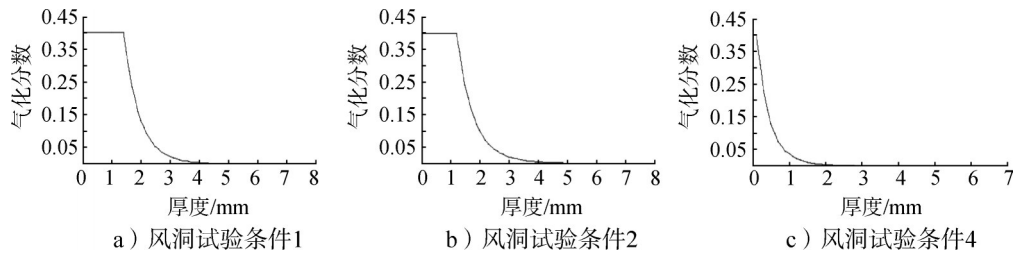


图7 涂层碳化厚度

Fig.7 Coating carbonation thickness

3.2 传热温度场计算^[5-6]

根据不同条件下的碳化厚度，通过烧蚀修正热仿真分析模型并结合有限元分析方法，对涂层温度场进行分析，对比风洞试验实测、未修正及修正的温度数据，其中分析模型尺寸应与实际试验产品一致，可适用于各种外形结构尺寸模型。

如图8所示，通过仿真计算和试验对比可知，烧蚀碳层模型仿真结果与实测数据十分接近，略高于实测温度值，使背温计算偏差精度提高至20 °C以内且可包络实测数据。该方法可应用于厚度3 mm以上T系列涂层结构的防热仿真计算，提高了设计精度，减少了防热试验项目，大大降低了设计成本与研制周期。

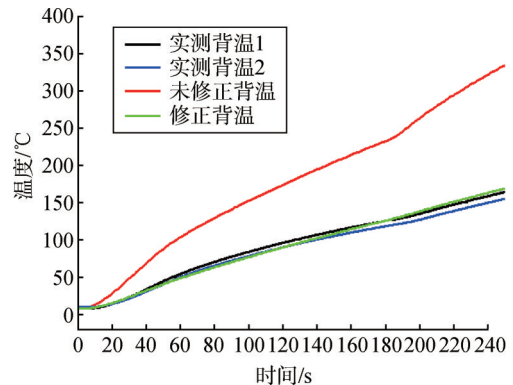


图8 仿真计算与试验结果对比

Fig.8 Comparison between simulation and test

4 结论

以T系列涂层为分析对象，采用精细化设计方

法, 得出以下结论:

a) 计算出涂层烧蚀碳层厚度, 判断防热结构厚度设计的合理性。

b) 通过仿真计算和试验对比分析, 得到较为准确的涂层结构防隔热仿真分析模型, 使温度计算偏差精度提高至 20 °C 以内。

c) 成功降低设计成本并缩短研制周期。

参 考 文 献

- [1] 时圣波. 高硅氧/酚醛复合材料的烧蚀机理及热—力学性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013.
SHI Shengbo. Ablation mechanism and thermo-mechanical behavior of silica/phenolic composites[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013.
- [2] 李玮洁. 变密度炭化复合材料的热防护模型及其数值模拟[D]. 北京: 北京交通大学, 2017.
LI Weijie. Thermal protection models and numerical simulation for variable density charring materials[D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2017.
- [3] 张钰. 结构热试验技术[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1993.
ZHANG Yu. Structural thermal testing technology[M]. Beijing: China Aerospace Publishing House, 1993.
- [4] 金玲, 宋磊, 张程, 等. 高超声速飞行器热防护系统多维度试验设计方法[J]. 宇航材料工艺, 2016(46): 35-37.

JIN Ling, SONG Lei, ZHANG Cheng, et al. Multidimensional experimental design method for thermal protection system of hypersonic aircraft[J]. Aerospace Materials & Technology, 2016(46): 35-37.

- [5] 刘骁. 烧蚀热防护系统三维热响应有限元计算方法研究[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2017.
LIU Xiao. Numerical simulation research on three-dimensional ablative thermal response of charring ablators[D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2017.
- [6] 吴大方, 王岳武, 潘兵, 等. 高速飞行器轻质防热材料高温环境下的隔热性能研究[J]. 强度与环境, 2011(6): 1-11.
WU Dafang, WANG Yuewu, PAN Bing, et al. Research on insulation properties of high-speed aircraft lightweight heat-resistant materials in high-temperature environment[J]. Structure & Environment Engineering, 2011(6): 1-11.

作 者 简 介

- 金玲 (1986—), 女, 高级工程师, 主要研究方向为结构总体设计。
张程 (1989—), 女, 高级工程师, 主要研究方向为飞行器总体设计。
卞亚东 (1989—), 男, 高级工程师, 主要研究方向为结构总体设计。
陈克 (1994—), 男, 工程师, 主要研究方向为结构总体设计。
刘轩秀 (1993—), 男, 工程师, 主要研究方向为结构总体设计。