

复合材料推力室套筒高温工作状态 地面模拟试验方法

王婧超¹ 范新中¹ 熊琳² 孔繁杰¹ 郭永辉¹

(1 北京宇航系统工程研究所,北京 100076)

(2 北京环境强度研究所,北京 100076)

文 摘 通过惰性气体氛围模拟高空低密度氧含量,对飞行器末修系统复合材料推力室套筒高温下工作状态进行地面模拟,具体包括热-力顺序加载和热-力同时加载两种环境模拟试验方法。结果表明:地面模拟试验达到了在不搭载高模试车的情况下对套筒承载能力和耐高温性能进行考核的目的,经飞行试验验证通过考核的套筒结构可以满足飞行工况使用要求。

关键词 推力室套筒,高温工作状态,地面模拟

Experiment Method on Floor Simulating Low Oxygen and High Temperature Environment of Propellant-Thruster Sleeve Made of Composite Material

Wang Jingchao¹ Fan Xinzhong¹ Xiong Lin² Kong Fanjie¹ Guo Yonghui¹

(1 Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076)

(2 Beijing Institute of Structure and Environment Engineering, Beijing 100076)

Abstract A engineering method is used to simulate low oxygen and high temperature environment during altitude flight of aircraft by inert gases all around, in which the propellant-thruster sleeve made of composite material actually works. Concretely, there are two experiment methods, loading the force and heat orderly, and loading the force and heat at the same time. The analysis result of experiment data indicates these experiments are able to examine mechanics capacity and high temperate performance of the propellant-thruster sleeve, not by actually starting up of the engine in altitude flight simulation.

Key words Propellant-thruster sleeve, High temperature work environment, Simulate on floor

0 引言

随着飞行器上面级末修系统的发展,推力室的工作温度越来越高,对推力室套筒的抗高温能力提出越来越高的要求。通过多次研制经验,从抗高温和结构轻量化设计角度,目前确定推力室套筒的最佳结构方案为采用轻质耐高温树脂基碳纤维复合材料。由于地面模拟氧含量比飞行环境高,套筒在推力室工作过程中会发生燃烧,直接影响试验的顺利开展。因此,动力系统地面模拟时只能采用不锈钢套筒代替复合材料套筒,完成动力系统试验,试车过程中不能考核

到真实套筒的工作状态。推力室套筒的高温热试验一般采用常规的石英灯加热^[1],地面环境较高的氧含量导致试验的天地差异较大,地面模拟不能准确模拟飞行状态,且地面模拟状态较严酷,产品很难通过试验的考核。因此,套筒承载性能只能通过搭载真实末修系统高模试车进行考核,导致试验成本巨大、试验周期很长。本文提出一种推力室套筒高温工作状态的地面模拟试验方法,可简便、低成本的有效减小天地差异,从而获得推力室套筒的高温工作性能。

1 环境条件

收稿日期: 2012-05-14

作者简介:王婧超,1981年出生,硕士,主要从事弹(箭)体结构设计相关技术的研究。E-mail:claremarx@yahoo.com.cn

分析推力室套筒的工作环境主要有以下待考核部分。

(1) 推力室燃气对套筒引射段的对流换流。由于推力室喷射出的燃气速率很快,喷射至套筒内壁上后,很可能产生很高的驻点温度。因此,此部分热流对套筒强度的影响需要通过仿推力室热源对套筒进行加热实现。

(2) 推力室后床对套筒筒身的热辐射。单组元或双组元推力室工作时,催化室内温度最高,导致后床等热传导系数大、热传导迅速的结构温度会同时急速上升,可达 1 100℃ 左右,且持续时间较长。因此,套筒筒身受后床热辐射影响也需通过热源加热进行考核。图 1 为某型号末修动力系统试车实测某型推力室后床温度曲线。

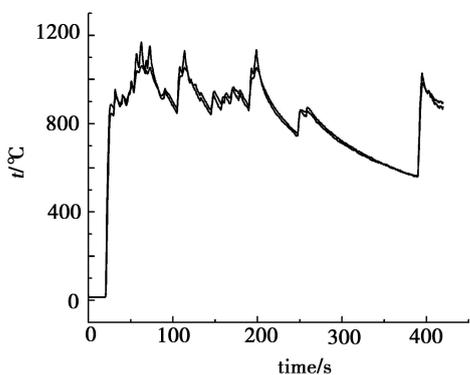


图 1 末修动力系统试车推力室后床温度曲线

Fig. 1 Temperature curve of back part of propellant-thruster when dynamical system running

(3) 推力室安装支耳对套筒支耳的热传导。不同推力室的固定支耳位置不同导致其对套筒支耳的热传导效果不同,某型推力室的固定支耳在电磁阀座上,支耳温度不大于 100℃,套筒支耳不需任何隔热措施;某型推力室固定支耳位于推力室前床,支耳温度接近前床入口温度,地面实测最大值 495.18℃,若两支耳之间没有隔热措施,则热传导影响较大。某型推力室连接结构形式见图 2。

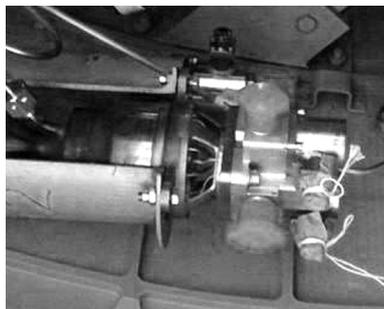


图 2 推力室与模拟套筒连接结构

Fig. 2 Connect configuration of propellant-thruster and simulant sleeve

2 加载方法

2.1 热加载

为模拟低浓度氧气环境,同时保证试验件的散热,将试验件加热过程放置于一个圆筒内,筒内自下向上充填氮气。套筒内部放置热源,保证套筒支耳端面受热,同时套筒支耳端安装固定连接装置。热源主体为圆柱形,外径尺寸模拟推力室。要求热源在尽量短的时间内表面温度升至要求温度,并保持。热源加热时间满足要求后方可降温。热条件加载示意图见图 3。

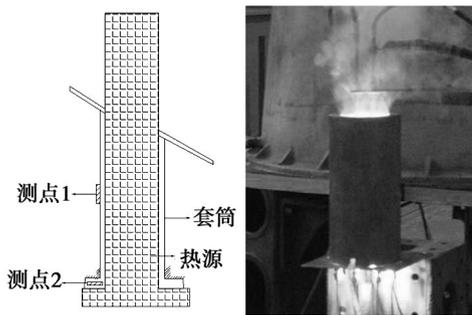


图 3 推力室套筒热加载示意

Fig. 3 Heat load of propellant-thruster sleeve

2.2 力加载

套筒翻边部分和固定工装通过环向均布螺钉相连,套筒支耳与工装法兰以螺栓、螺母连接,工装法兰对推力室法兰的刚度及推力室固定支耳尺寸进行模拟。按加载级别对支耳一侧工装法兰进行加载,模拟推力室工作时喷射气流对套筒的轴向拉伸作用,直至支耳破坏,可测得套筒承受推力室工作时产生拉伸载荷的能力。加载方式见图 4。

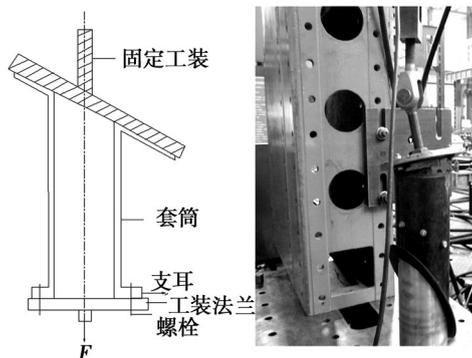


图 4 推力室套筒力加载示意

Fig. 4 Force load of propellant-thruster sleeve

3 试验方法

针对推力室套筒工作期间所经历环境和上述加载方法,提出两种飞行环境模拟方法,即热-力顺序加载和热-力同时加载。

3.1 热-力顺序加载

顺序加载是采用热加载方法和力加载方法依次对套筒进行加热和加载,加热条件模拟推力室试车测得真实热环境曲线,载荷以推力室工作时推力级别为加载力,考核套筒在飞行工况中被烧蚀加热后强度。

3.2 热-力同时加载

同时加载是对套筒同时加载推力室载荷和高温热环境(图5)。具体实现方法为:套筒支耳和支耳处热源与固定工装以螺钉连接。试验开始即加力,至要求载荷保持;这时热源开始加温,最短时间内达要求温度后,持续至要求时间。若在力热持续过程中,套筒破坏,则试验停止,则对套筒在热环境下的承载能力需作进一步的校核和完善设计;若无异常,则在保持温度的同时继续加力,直至套筒破坏,得出套筒在热环境下的极限承载能力。

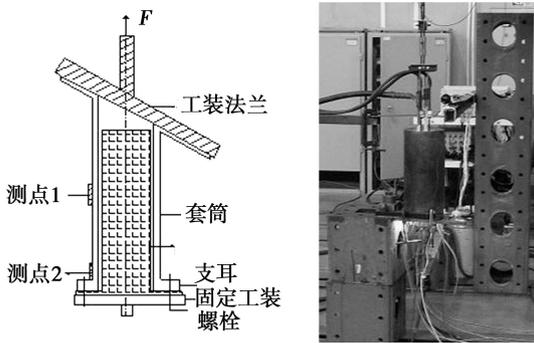


图5 热-力同时加载示意图

Fig. 5 Heat and force load at one time

4 结果分析

按热-力顺序加载法得到的数据实际是套筒各部位温度随时间变化曲线 $T=f(t)$ 以及套筒承轴拉载荷加载曲线 $F=g(t)$ 。按热-力同时加载法得到的数据实际是套筒的轴拉载荷随温度、时间变化的一组空间数据 $F=G(t, T)$, 由于温度也随飞行时间变化, 因此 $F=G[t, f(t)]$ 。

此类曲线和数据可用于衡量推力室套筒在高空飞行环境加热条件下的承载能力。根据末修系统工作过程中推力室套筒在低氧密度高温环境下承受的载荷量级, 即可获得复合材料推力室套筒在飞行中是

否满足其承载能力的要求。

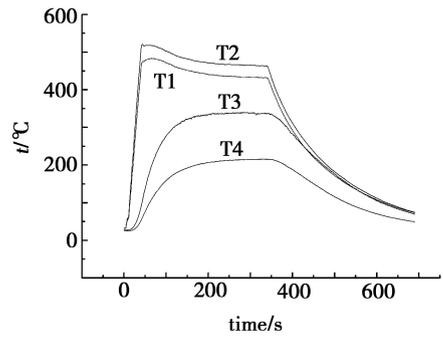


图6 套筒热试验数据曲线

Fig. 6 Result curve of heat experiment of sleeve

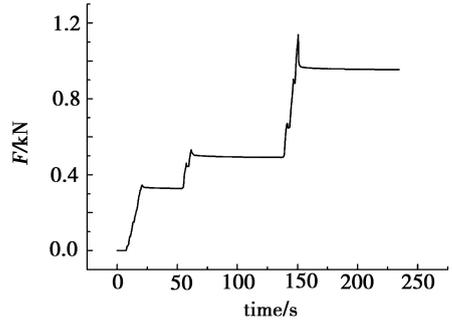


图7 套筒静载试验数据曲线

Fig. 7 Result curve of force experiment of sleeve

5 结论

本文所给出的复合材料推力室套筒考核试验方案,旨在不搭载高模试车的情况下,对套筒结构的承载能力和耐高温性能进行摸底,满足飞行中各种环境要求。这种方法与常规的地面石英灯烘烤加轴拉试验获得的承载能力数据相比,实际考虑了末修系统在高空飞行过程中的低氧密度阻燃环境,可以更充分挖掘并利用材料的性能,与以往的套筒搭载末修系统高模试车评估其承载能力相比,更加简单、方便、高效,具有一定的推广价值。此试验考核结果的可靠性已通过型号飞行试验验证。

参考文献[1]张钰,等. 液体弹道导弹与运载火箭[J]. 结构热试验技术,1993

(编辑 任涛)