

涂层材料长时间气动加热实验研究

张友华 刘德英 杨汝森 杨国铭 刘燕松

(航天空气动力技术研究院,北京 100074)

文 摘 分两个方面介绍了涂层材料低热流长时间气动加热试验情况。先对涂层材料进行试验筛选,再将性能较好的涂层材料制作成大尺度球锥模型,考核其整体热结构性能及粘接工艺。该试验研究利用了湍流导管试验技术,并将传统的用于高热流、短时间运行的亚声速电弧包罩试验技术拓展到低热流、长时间加热领域,成功进行了小尺度平板模型和大尺度球锥模型的长时间气动加热试验,试验时间达 600 s,试验过程中流场参数稳定。试验结果表明,筛选出的涂层材料整体热结构性能及粘接工艺较好。

关键词 涂层材料,长时间气动加热,湍流导管,亚声速电弧包罩

Long Duration Aero-Heating Experiment for Coating Materials

Zhang Youhua Liu Deying Yang Rusen Yang Guoming Liu Yansong

(China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074)

Abstract Long duration aero-heating experiment for coating materials is introduced. Firstly, the selection test for coating materials made from different components is done. Secondly, the test on thermal-structural performances and sticking technology performances is carried out. The large scale sphere-cone model made from the selected coating materials is used in the test. The turbulent duct technique is used, at the same time, the traditional subsonic arc channel technique used for high heat flux with short duration is extended to low heat flux with long duration. The tests on small scale plate and large scale sphere-cone models are successful. The test duration is up to 600 s. The flow field is constant in the test. The test results indicate that the thermal-structural performances and sticking technology performances of the selected coating material are both very good.

Key words Coating material, Long duration aero-heating, Turbulent duct, Subsonic arc channel

1 引言

新型航天飞行器的发展,要求飞行器以较高马赫数在长时间飞行过程中保持相对稳定的外形,提供良好的气动布局,这使得微烧蚀或非烧蚀^[1]成为气动热研究的重点。如何得到长时间中低热流气动加热的试验环境是进行地面试验研究的关键,在新型可供长时间运行的气动热试验设备研制出来之前,利用现有的试验设备结合相关试验技术是解决实际问题的一种方法。

由于涂层材料^[2~7]对配方及工艺要求较高,地面考核试验是十分必要的。本试验分为两个方面进行:(1)涂层材料筛选试验,主要目的是对不同配方的涂层材料进行气动加热试验,筛选出防热性能较好的材料;(2)将性能较好的涂层材料制作成大尺度球锥模型,考核其整体热结构性能及粘接工艺。本项试验研究将传统的用于短时间高热流加热的包罩技术^[8]拓

展到长时间低热流加热试验领域,对大尺度球锥体涂层材料模型进行了试验研究。

2 涂层材料筛选试验

2.1 设备

涂层材料筛选试验是在电弧加热器矩形湍流导管中进行的。试验设备包括:电弧加热器、超声速喷管、超声速导管以及配套的高压水、气、电、测控系统组成。

试验用电弧加热器为管状电弧加热器^[9],试验条件为:弧室压力 $P_0 = 5.0 \text{ MPa}$,气流总焓 $H_0 = 20 \text{ MJ/kg}$ 。该加热器的效率比起第一代磁旋式垂直流电弧加热器的效率要高 20%左右。超声速喷管为内外套水冷夹层结构,超声速导管为整体打孔水冷结构,喷管、导管内表面按气动型面进行加工,名义马赫数 $Ma = 1.7$ 。

2.2 模型

收稿日期:2006-12-13

作者简介:张友华,1974年出生,硕士研究生,主要从事航天飞行器气动热研究

本试验所用模型为平板模型,外观尺寸为 90 mm ×50 mm,涂层材料分三种配方,厚度均为 5 mm,后面粘有 3 mm 厚的钢板。

2.3 试验参数测试方法和结果

流场参数测量包括气流总焓、导管内冷壁热流密度和压力等。

气流总焓 H_0 的测量采用平衡声速流法测量:

$$H_0 = K(P_0 A \cdot C_d / G)^{2.519} \quad (1)$$

式中, K 为常数, P_0 为加热器弧室压力, A 为喉道截面积, G 为气体质量流量, C_d 为流量系数。

在涂层材料筛选试验中,所用的热流密度测试探头和压力测试探头的形状与模型相同,在探头中心上布置热流测量点。

热流测量采用瞬态热容式量热计测量。该种量热计是由高导热率的无氧铜圆柱量热塞块和量热热电偶组成,该量热计装在一水冷铜测试探头上,由于量热响应只与量热块的几何尺寸和物理特征有关,在保证量热块与相邻防护板绝缘、隔热的情况下,忽略热电偶传热和量热块背面对流换热,热流密度表达式可写作:

$$q_{ecw} = C_{p,A} (m/A) \cdot (dT/dt) \quad (2)$$

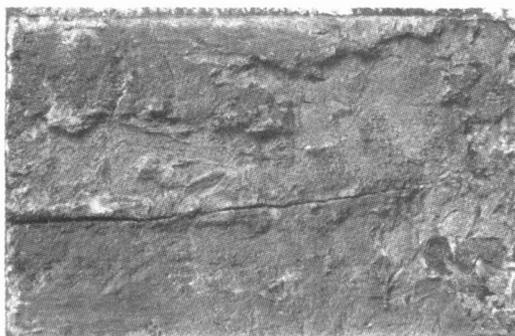
式中, q_{ecw} 为冷壁热流密度, m 为量热块质量, A 为探芯受热面积, $C_{p,A}$ 为探芯平均比热容, dT/dt 为探芯背面温升梯度。

压力测点的位置和热流测点的位置相同,用压力传感器结合数据采集系统测量导管内气流静压。

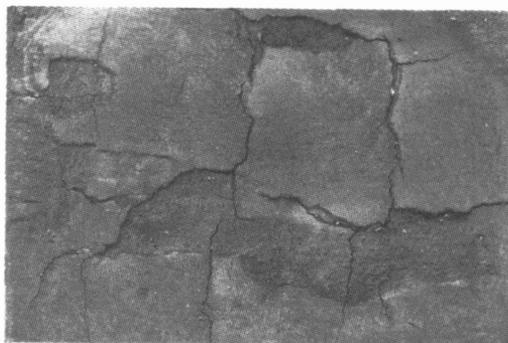
涂层材料筛选试验流场参数如下:冷壁热流密度: 490 kW/m²,气流总焓 1 150 kJ/kg,壁面压力 0.20 MPa。

2.4 涂层材料筛选试验结果

对三种配方的涂层材料进行了长时间气动加热试验,试验时间为 600 s,试验后配方 a 涂层材料受热表面烧蚀严重;配方 b 涂层材料受热表面略有烧蚀,但裂纹较多且深;配方 c 涂层材料受热表面略有烧蚀,试验后略微膨胀且有细小裂纹。三种配方涂层材料试验后照片见图 1。



(a) 配方 a 涂层材料



(b) 配方 b 涂层材料



(c) 配方 c 涂层材料

图 1 三种配方涂层材料试验后照片

Fig 1 Photos of coating materials made from three components after selection test

3 大尺度球锥涂层模型试验

根据试验结果,选择配方 c 的涂层材料加工成大尺度球锥体模型,球头半径 26 mm,底部直径 145 mm。模型端头为碳酚醛材料,锥身内部为钢套,外部由五块涂层材料拼接而成,涂层与钢套以及相邻涂层之间均用高温胶粘接,涂层厚度 5 mm,钢套壁厚 10 mm。试验目的主要是考核涂层材料在长时间加热情况下的热结构性能及粘结工艺。

3.1 试验

大尺度球锥涂层模型试验在电弧加热器亚声速包罩喷管中进行,所用电弧加热器与涂层材料筛选试验中的相同,为了将传统用于高焓、高热流密度、短时间运行的亚声速包罩试验技术拓展到本项目的长时间低热流试验研究,在加热器出口安装了水冷夹层结构的第一喉道,在第一喉道和包罩喷管之间安装混合稳压室,由混合稳压室法向进入冷气与加热器产生的高温气流充分混合,得到满足要求的流场参数,混合后的气流进入包罩喷管,在包罩喷管内壁面与模型外表面共同形成的气流通道中流动,对模型进行气动加热试验。试验过程中模型安装在送进支架上,以混合稳压室压力信号为反馈信号,控制模型的送进量。

试验使用的包罩喷管为锥形喷管,其设计原理:用一维管道流理论,联立质量方程、动量方程和能量方程,所用条件为绝热等熵。模型底部与对应的喷管内截面所围成的环形通道为声速面,从质量方程和动量方程出发,得到微分关系式:

$$(M^2 - 1) \frac{du}{u} = \frac{dA}{A} \quad (3)$$

对上式积分可得如下关系式^[10]:

$$\frac{A}{A_*} = \frac{1}{M} \left[\frac{2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2} \right]^{(\gamma + 1)/2(\gamma - 1)} \quad (4)$$

式中, A 为气流环形通道面积, A_* 为声速面积, u 为气流速度, M 为气流马赫数, γ 为气流绝热指数(比热比)。

通过(3)式和(4)式,从模型底部往前,可以得出模型不同截面处的马赫数,结合气流总焓、总压即可得到流场的其他参数^[11](热流密度分布、压力分布等)。

表 1 试验流场参数

Tab 1 Parameters of flow field

| 冷壁热流密度 /kW·m ⁻² | | | | 气流总焓 | 模型表面压力 /MPa | | | |
|----------------------------|------|------|------|----------------------|-------------|------|------|------|
| 测点 1 | 测点 2 | 测点 3 | 测点 4 | /kJ·kg ⁻¹ | 测点 1 | 测点 2 | 测点 3 | 测点 4 |
| 475 | 450 | 400 | 530 | 1100 | 0.20 | 0.19 | 0.18 | 0.17 |

在表 1 所示状态下,对球锥体涂层模型进行了长时间加热试验,模型涂层材料及加工工艺与材料筛选试验相同。主要考核涂层材料整体热结构性能及粘接工艺。

加热试验进行 600 s,试验过程中混合稳压室压力稳定。

从试验后情况来看,球锥体涂层模型整体热结构性能及粘接工艺较好:同筛选试验一样,试验后涂层材料表面略微膨胀,有细小裂纹,没有剥蚀现象;五块涂层材料拼接部位没有明显的裂纹和剥蚀,热结构性能较好;涂层与钢套没有脱落现象,粘接工艺较好。

4 结论

(1)利用电弧加热器湍流导管试验技术与亚声速包罩试验技术,实现了涂层材料小平板模型的长时间气动加热筛选试验和涂层材料大尺度球锥体模型的长时间气动热结构考核。

(2)大尺度球锥体模型试验过程中,试验流场稳定,试验后表明筛选出的涂层材料整体热结构性能较好,涂层材料之间以及涂层材料与钢套之间粘接工艺较好。

(3)由于使用亚声速包罩试验技术,加热器弧室压力不高、电弧电流较小,对于大尺度的模型,传统的电弧加热器可长时间运行(600 s以上)。

参考文献

1 姜贵庆,俞继军.长时间气动加热飞行器的隔热机理.

3.2 结果与讨论

亚声速包罩内气流总焓、冷壁热流密度分布和压力分布测试方法与导管装置内测试方法相同,测试探头外形与模型外形相同,测点位置分布见图 2。亚声速包罩内流场参数见表 1。

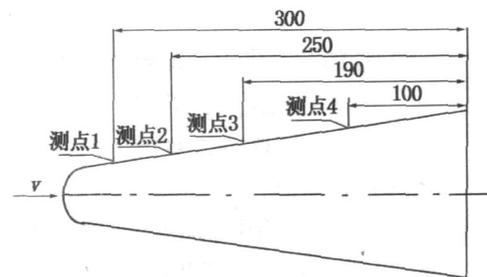


图 2 测试探头测点分布图

Fig 2 Schematic diagram of measuring points

宇航材料工艺, 2006; 36(1): 27 ~ 29

2 王百亚,王秀云,张炜.一种航天器用外热防护涂层材料研究.固体火箭技术,2005; 28(3): 216 ~ 218

3 冯忆艰,桂长林,王虎等.功能梯度涂层材料的研究进展.合肥工业大学学报,2004; 27(2): 153 ~ 157

4 张卓,丘哲明.复合材料壳体外表面密封、隔热涂层材料的研究.宇航材料工艺,2003; 33(3): 25 ~ 28

5 成来飞,张立同,徐永东等.碳-碳复合材料复合抗氧化涂层材料及其制备方法.西北工业大学学报,1998; 16(1): 129 ~ 132

6 刘列,张明雪,胡连成.吸波涂层材料技术的现状和发展.宇航材料工艺,1994; 24(1): 1 ~ 7

7 王永康,王伟民,顾晓红等.耐烧蚀梯度涂层材料的研究.兵器材料科学与工程,1994; 17(4): 7 ~ 11

8 Antonio Ferri, Paul A. Libby. A new technique for instigating heat transfer and surface phenomena under hypersonic flow conditions. Journal of The Aeronautical Sciences, 1957; 24(6): 464 ~ 465

9 任思根.实验空气动力学.北京:宇航出版社,1996: 58 ~ 65

10 徐华航.空气动力学基础.北京:北京航空学院出版社,1987; 14 ~ 25, 60 ~ 80

11 姜贵庆,刘连元.高速气流传热与烧蚀热防护.北京:国防工业出版社,2003: 31 ~ 39

(编辑 任涛)