

# 航天用复合材料结构高温极限承载能力试验方法

卢睿<sup>1</sup> 范新中<sup>2</sup> 王世勋<sup>2</sup> 王婧超<sup>2</sup>

(1 西安航天动力技术研究所,西安 710025)

(2 北京宇航系统工程研究所,北京 100076)

**文 摘** 针对航天飞行器飞行特点,本文给出两种基于破坏时间的承载能力试验方法,可以获得结构在不同飞行温度和时间下的承载能力。能够充分发挥材料在传热过程中的高温承载能力,降低结构防热质量。

**关键词** 复合材料,高温承载,试验方法

## Experimental Methods of Load Bearing Capacity Under High Temperature in Aerospace Composite Materials

Lu Rui<sup>1</sup> Fan Xinzong<sup>2</sup> Wang Shixun<sup>2</sup> Wang Jingchao<sup>2</sup>

(1 The Institute of Xi'an Aerospace Solid Propulsion Technology, Xi'an 710025)

(2 Beijing Institute of Space System Engineering, Beijing 100076)

**Abstract** Countering the flight character of astronautical flight vehicle, two experimental methods of load bearing capacity were summarized, in order to obtain the structural load bearing capacity under different flight temperature and different flight duration. It was able to express the high temperature load bearing capacity of the material in the process of heat transfer, reducing the weight of structural heat resistance.

**Key words** Composite materials, Load bearing capacity under high temperature, Experimental methods

### 0 引言

复合材料结构件目前普遍应用在运载火箭、弹道导弹弹体结构中,特别是随着飞行气动加热越来越严酷,高温造成复合材料性能下降,影响结构承载能力。常规的拉断法适用于长期在当前温度下工作的情况。在实际飞行中,结构材料的加热有一个变化过程,在受载阶段的结构内、外表面的温度一般达不到平衡,如采用平衡温度下测量得出的材料性能进行计算,将不能充分发挥材料在传热过程中的高温承载能力,且会产生额外的结构防热质量。根据航天用复合材料结构一般受大热流、短时加热且最高温度比最大载荷滞后的特点,本文给出两种基于破坏时间的承载能力试验方法,可以得出不同飞行温度和时间下结构的承载能力。

### 1 实验

目前,对复合材料结构件的高温性能试验一般采用平衡温度拉断法,即将试件在高温试验设备上加热

到指定温度,保温1~2 h,待试件温度平衡后,按GB/T 3354—1999测量,测出试件的承载能力、材料在试验温度下的力学性能等数据。这种方法测量的试件承载能力适用于试件长期处于该温度下的情况。对于飞行器气动加热过程中的承载能力,比较合理的是考虑结构受热时的传热过程,这可带来降低防热质量的好处。下文给出两种考虑传热过程的承载能力试验方法。

#### 1.1 破坏-时间试验法(适用于小型试验件)

破坏-时间的试验方法的主要原理是测量试件在一定高温、一定载荷下持续承载直至破坏的时间。以拉伸试验为例,具体试验方法如下。

(1) 确定试验件状态:包括材料体系、铺层、试件厚度、试验结构形式及尺寸等。

(2) 常温承载能力试验:在常温下进行试件的拉伸破坏试验,获得此状态试件的承载能力均值 $\bar{F}_{常}$ 。

(3)对试件预加载  $k_i * \bar{F}_{常}$ ,然后将试件放入温度为  $T_j$  的高温环境中进行保温,测量试件从放入高温环境到破坏的时间,得到平均破坏时间  $\bar{t}_{Tj}$ 。其中载荷系数  $k_i < 1$ ,温度  $T_j$  取值根据材料的  $T_g$  值确定,一般应为  $T_j \geq T_g$ 。

(4)由第3步,可得到材料在一定温度下的破坏时间与对应载荷、温度的一组数据及其相应关系  $\bar{t}_{Tj} = f(k_i, T_j)$ 。

示例:

某复合材料体系的试件按上述方法进行试验,

- (1)此复合材料体系的  $T_g$  为 200℃;
- (2)通过常温承载能力试验,获得此试件 5 个样子的常温承载能力均值  $\bar{F} = 50$  kN;
- (3)按上述第三步,见表 1。

表 1 5 个样子不同温度不同加载级别下的平均破坏时间

Tab.1 Average duration of 5 different samples under different temperature and different load

k	t/s				
	185℃	200℃	220℃	240℃	260℃
0.9	600	60	40	30	20
0.8	700	75	50	35	25
0.7	800	90	65	45	30
0.6	900	110	80	60	40
0.5	1200	140	110	86	50

将上述数据作图,如图 1 所示。

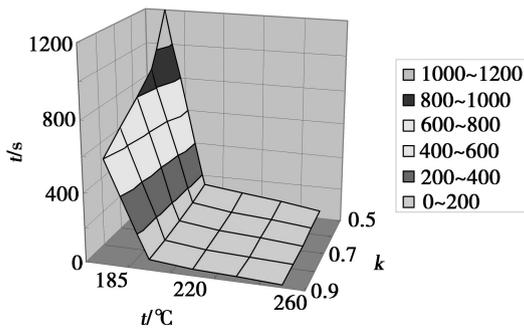


图 1 通过小型试验件获得的数据曲面

Fig.1 Data curve obtaining from small test sticks

按此试验方法,可获得不同材料体系或不同材料规格的一组数据。

### 1.2 恒载台阶加热试验法(适用于大型的 1:1 试验件)

为充分发挥飞行器用大型复合材料结构在飞行中承受热载的能力,最佳方案是确保结构所受外载荷与对应的结构温度相匹配。即当所受外载最大时,结宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2012 年 第 4 期

构升温导致材料性能下降还未影响到承载;而当结构温度升至最高时,所受外载很小,结构虽升温较大导致材料性能下降,但仍能可靠承载。在这个过程中,实际考虑了结构传热过程中最大限度的承载。要得到这种使用工况下的承载能力,工程上采用了一种恒载台阶加热试验法,具体试验方法如下。

(1)在常温下,对结构施加设计状态载荷  $F$ ,并在后续试验过程中保载。

(2)按一定加热速率将结构升温到第一个台阶  $T_1$ ,保温时间  $t_1$ 。

(3)快速升温到第二个台阶  $T_2$ ,保温时间  $t_2$ 。

(4)快速升温到第  $i$  个台阶  $T_i$ ,保温时间  $t_i$ 。如果结构未破坏,继续升温;如结构破坏,记录时间  $t_i$ 。

(5)对此结构,在设计载荷  $F$  下,得到一组温度和时间的数据  $[T_i, t_i]$ 。

示例:

按上述方法,对某大型结构件进行热试验考核,得到了在一定载荷下不同温度、不同保温时间直至结构破坏的数据。如图 2 所示。

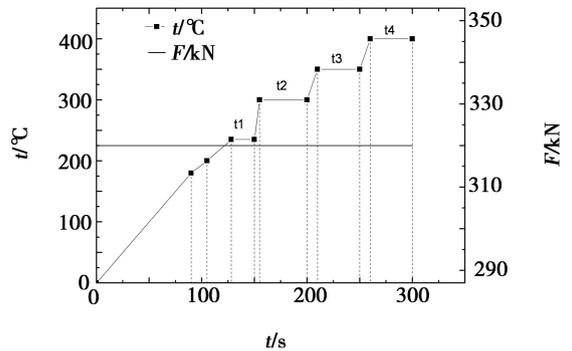


图 2 恒载台阶加热典型试验数据

Fig.2 Representative experiment data of constant load and heating up step-by-step

## 2 试验数据的工程应用

通过破坏-时间试验法,可以获得特定复合材料树脂体系下,特定铺层试件的相对温度  $T_j$ 、载荷系数  $k_i$  和时间  $\bar{t}_{Tj}$  的一个空间曲面  $\bar{t}_{Tj} = f(k_i, T_j)$ 。通过 1.2 的恒载台阶加热试验法,可以获得在特定载荷  $F$  下的一组温度和时间的数据  $[T_i, t_i]$ 。

通过数据  $[T_i, t_i]$  与飞行实际载荷、温度及持续时间的对比分析,可以知道结构是否满足使用要求。当飞行载荷、温度或持续时间发生变化后,可通过 1.1 试验法,采用小试验件快速进行试验,得到  $\bar{t}_{Tj} = f(k_i, T_j)$  曲面,间接获得结构是否可满足实际飞行的力、热环境要求。

(下转第 92 页)