

# 主动引射高模试车台水喷雾冷却器 等效热力系统模型的研究

王永浩, 曲继和, 张秀玲  
(中国航天第四研究院 401 所, 陕西 西安 710025)

**摘 要:** 水喷雾冷却器在主动引射高空模拟试车台中具有重要作用, 其出口处温度的有效控制是保障试车正常运行的关键。针对某型号火箭发动机常压试验的喷雾冷却器, 建立了等效热力系统模型, 并在 Simulink 平台上建立了相应的动态仿真模型, 计算结果与试车测试结果对比证明所建等效热力系统模型正确, 从而为实现其出口处温度的有效控制提供依据。

**关键词:** 主动引射高空模拟试车台; 水喷雾冷却器; 火箭发动机; 等效热力系统; Simulink 仿真

中图分类号: V435

文献标识码: A

文章编号: (2006) 05-0056-04

## Equivalent thermodynamic system for spray-cooler in active ejection altitude simulation facility

Wang Yonghao, Qu Jihe, Zhang Xiuling  
(The 401st Institute of the Fourth Academy of CASC, Xi'an 710025, China)

**Abstract:** The key role of spray-cooler for hot gas in active ejection altitude simulation facility, indicates that the control of temperature of hot gas ensures regular service for tests. The equivalent thermodynamic system is modeled for the spray-cooler which have been tested under atmosphere. Simulation is done on the basis of Simulink. The result shows the correctness of the model by compared with the experimental date. It can provide the method to control temperature of exhaust gas.

**Key words:** active ejection altitude simulation facility; spray-cooler; solid rocket motor; equivalent thermodynamic system; simulation in Simulink

收稿日期: 2006-01-16; 修回日期: 2006-05-29。

作者简介: 王永浩 (1962—), 男, 研究员, 硕士生导师, 研究领域为固体火箭发动机试验方法与试车装备研究。  
万方数据

# 1 引言

主动引射高空模拟试车台工作原理如图1所示：固体火箭发动机点火前，关闭系统隔离阀，此时从试验舱至水喷雾冷却器都处于密封状态。试验舱初始低压环境可通过与试验舱相连的机械真空泵的抽吸来达到。在发动机临近点火前，各供水系统供水，启动蒸汽引射器，打开隔离阀。

发动机点火，燃气通过喷管经排气扩压器进行第一次增压，从扩压器排出的燃气进入水喷雾冷却器。燃气通过冷却器后，温度降至引射器构件所能承受的温度，进入一级蒸汽引射器。在混合段来与自蒸汽引射器喷嘴中喷出的高速蒸汽混合，并在主蒸汽流的携带下，通过蒸汽引射器的扩压器进行二次增压。混合气体最终经过第三级蒸汽引射器后排入大气。在发动机热试车全过程中，整个系统的运行使试验舱保持稳定低压环境。

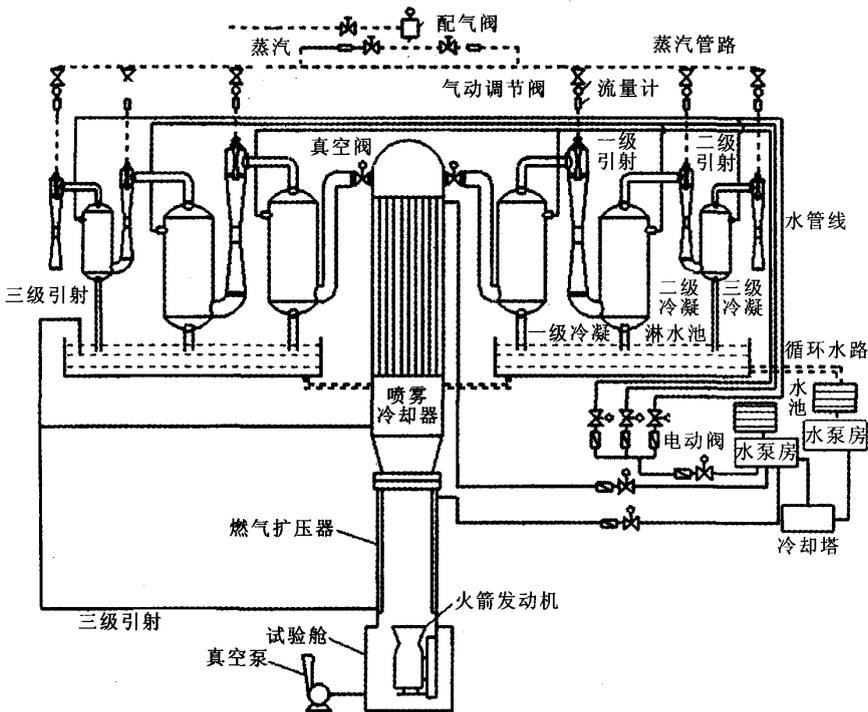


图1 主动引射高空模拟试车台简图

Fig.1 Active ejection altitude simulation facility

然而对抽吸系统为蒸汽喷射器（为中心喷嘴结构的蒸汽喷射器）系统而言，入口温度不能高于300℃。但由于发动机燃气的高温，从扩压器排出的燃气仍具有相当高的温度（可达2000K），燃气必须进行冷却后才能进入串接在冷却器出口后的抽吸系统，否则将会破坏后面隔离阀及抽吸系统。因此实现对固体火箭发动机燃气经过水喷雾冷却器后温度的有效控制是确保整个主动引射高空模拟试车系统安全运行的保障。

但由于燃气流量加喷雾流量决定整个试车台

的规模，增加1kg/s的抽吸量将大幅增加建造成本，因此不能肆意增加喷雾流量去实现整个系统的安全运行。

## 2 水喷雾冷却器等效热力系统模型

### 2.1 水喷雾冷却器

水喷雾冷却器如图2所示。其理想工作过程为：从喷管排出的高温高速燃气与经喷嘴雾化后的冷却水雾在冷却器内混合，雾粒在高温下迅速

汽化发生相变，从发动机高温燃气中吸收巨大的热量转变为水蒸汽的潜热，使高温燃气温度在极短时间内得以迅速下降。



图 2 水喷雾冷却器实物图  
Fig.2 Spray-cooler

2.2 等效热力系统模型

在实际试车时，喷管出口温度和流量均可能发生波动，其作用类似于负载干扰。入口燃气温度由  $\bar{\theta}_{ig}$  变化到  $\bar{\theta}_{ig} + \theta_{ig}$ ，其流量由  $\bar{q}_{ig}$  变化到  $q_{ig} + q_{is}$ ，扰动导致输入热流量从  $\bar{H}$  突然变化到  $\bar{H} + h_i$ ，其中  $h_i$  表示输入热流量的微小变化。这时输出热流量将由  $\bar{H}$  改变到  $\bar{H} + h_o$ 。输出混合气体的温度也将由  $\bar{\theta}_o$  改变到  $\bar{\theta}_o + \theta$ 。这种情况下， $\bar{\theta}_{ig}$  为流入燃气的稳态温度， $^{\circ}\text{C}$ ； $\theta_{ig}$  为流入燃气的温度， $^{\circ}\text{C}$ ； $\bar{q}_{ig}$  为流入燃气的稳态流量， $\text{kg/s}$ ； $q_{ig}$  为流入燃气的流量， $\text{kg/s}$ ； $\bar{H}$  为稳态输入的热流量， $\text{kJ/s}$ ； $h_o$  为输出热流量微小变化， $\text{kJ/s}$ ； $\bar{\theta}_o$  为流出混合气体的稳态温度， $^{\circ}\text{C}$ ； $\theta$  为流出混合气体的温度， $^{\circ}\text{C}$ ；

系统热容  $C$ ， $\text{kJ}/^{\circ}\text{C}$ ，系统热阻  $R$ ， $^{\circ}\text{C}\cdot\text{s}/\text{kJ}$  可分别求得为

$$h_i = q_{ig} \bar{\theta}_{ig} c_{ip} + G c_o \theta_{ig}$$

(忽略温度波动与流量波动形成的相关热流小量)

$$h = G c_o \theta$$

$$C = M c_o$$

$$R = \frac{\theta}{h_o} = \frac{1}{G c_o}$$

式中， $G$  为  $\bar{q}_{ig} + \bar{q}_{is}$  混合气体的稳态流量， $\text{kg/s}$ ； $M$  为冷却器中混合气体的质量， $\text{kg}$ ； $c_o$  为混合气体的定压比热， $\text{kJ}/(\text{kg}\cdot\text{K})$ ； $c_{ip}$  为流入燃气的定压比热， $\text{kJ}/(\text{kg}\cdot\text{K})$ 。

这个系统的微分方程为

$$RC \frac{d\theta}{dt} + \theta = \theta_{ig} + R h_i \tag{1}$$

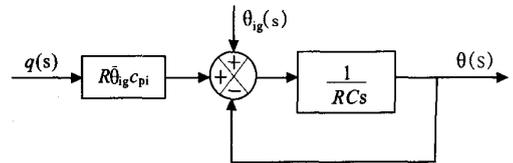


图 3 式 (1) 的方块图

Fig.3 Flow diagram of equation (1)

3 仿真分析

常压下水喷雾试验有关参数及系统物理模型的参数值如表 1 所示。

表 1 试验系统参数及相关计算值

Tab.1 Values of the parameters for test system

发动机喷管出口参数			
$\bar{q}_{ig}$	$\bar{Q}_{ig}$	$c_{ip}$	稳态工作时间
8.9kg/s	2026.6K	2.0674kJ/(kg·K)	4s
喷雾参数		系统模型参数	
$\bar{q}_{is}$	$\bar{Q}_{is}$	$RC = \frac{M}{G} = \frac{\text{冷却器长}}{\text{燃气在冷却器内的平均速度}}$	
8.4kg/s	20 $^{\circ}\text{C}$	0.0026s	2.6623kJ/(kg·K)

注： $\bar{q}_{is}$  为喷入水雾的稳态流量， $\text{kg/s}$ ； $\bar{\theta}_{is}$  为流入水雾的稳态温度， $^{\circ}\text{C}$ 。

在 Simulink 平台上建立如下动态仿真模型如图 4 所示。

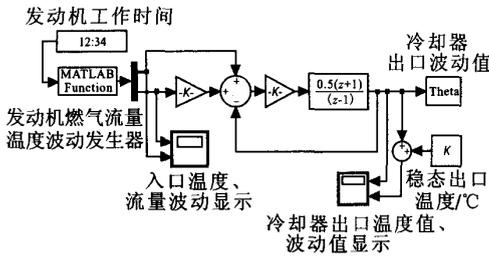


图 4 Simulink 平台上建立的式 (1) 动态仿真模型  
Fig.4 Dynamic simulation model set on Simulink

其中发动机燃气流量、温度波动发生器，稳态出口温度模块的数据均由试验测试系统提供，共 180 个数据点，间隔 1/45s，稳态工作时间 4s (含出口温度峰值)。下面仅给出仿真输出温度与实测温度曲线对比。如图 5 所示，误差值在 50°C 左右。

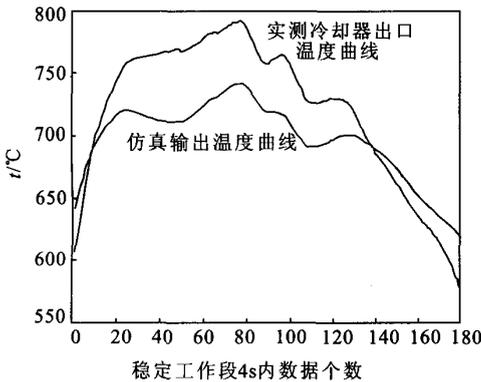


图 5 实测与仿真冷却器出口温度曲线的对比  
Fig.5 Comparison of temperature between test and simulation

### 4 结论

由于在主动引射高空模拟试车台中固体火箭发动机燃气高速流动，对喷雾冷却器出口温度进行实时监测并反馈调节喷雾流量 (因为出口温度小于设定值对后续设备如蒸汽引射系统将不造成破坏作用，所以主要是增大流量)，将会烧毁抽吸设备，代价十分昂贵。因此在热试车前对运行中的喷雾冷却器建立相应的等效热力系统，预知其出口的温度变化曲线，从而提前调节喷雾流量，避免上述情况发生。由仿真与实测结果对比知，上述利用热容和热阻方式建立的系统物理模型可以适用于实际工程。

### 参考文献:

- [1] 司文荣, 曲继和, 张秀玲. 主动引射高模试车台水喷雾冷却器的研究 [J]. 桂林航天高等专科学校学报. 2005 第 10 卷第 2 期.
- [2] 司文荣, 曲继和, 张秀玲. 正交设计软件的开发及其在固体火箭发动机燃气喷雾冷却试验中的应用 [J]. 烟台大学学报 (自然科学与工程版). 2005 第 18 卷增刊.
- [3] 薛群, 徐向东, 主编. 固体火箭发动机测试与试验技术 [M]. 北京: 宇航出版社, 1992.
- [4] Troy D Ward, P E Prolonging off gas duct life with spray-cooling [R]. Systems Spray-Cooled Equipment Company, Nashville, TN.
- [5] 绪方胜彦. 现代控制工程 [M]. 北京: 科学出版社, 1976.
- [6] 赵文峰. 基于 Matlab6.X 控制系统设计与仿真 [M]. 西安: 西安电子科技大学出版社, 2002.

(编辑: 侯 早)