

# 某发动机低频不稳定燃烧的消除

陈 展, 赫伟涛, 王可立  
(西安航天动力研究所, 西安 710100)

**摘 要:** 根据发动机热试车出现的低频不稳定燃烧现象, 分析了产品的故障模式, 建立了相关零组件模型。对相关零件进行了改进设计, 消除了发动机低频不稳定燃烧现象。

**关键词:** 低频不稳定燃烧; 故障模式; 故障消除

**中图分类号:** V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2011) 06-0026-04

## Elimination of low-frequency unstable combustion phenomenon of a certain engine

CHEN Zhan, HE Wei-tao, WANG Ke-li  
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** The failure mode of an engine is analyzed and the model of a corresponding part is established in this paper based on the phenomenon of low-frequency combustion instability occurred in hot fire testing of the engine. The phenomenon of the low-frequency unstable combustion was eliminated after the design improvement of a corresponding part.

**Keywords:** low-frequency unstable combustion; failure mode; failure elimination

## 0 引言

某发动机具有台阶式及无级变推力功能, 在发动机热试车中, 工况 1 出现低频不稳定燃烧现象。本文根据产品试验现象, 确定了产品的故障模式。并根据故障模式, 对相应零组件进行了改进设计。在随后进行的两次试车结果表明, 改进设计后的产品消除了发动机低频不稳定燃烧现象。

## 1 发动机不稳定燃烧现象

发动机系统示意图见图 1。主要由断流阀、流量调节器、燃烧室等组成。流量调节器控制发动机流量及混合比。

在两次热试车中, 发动机在工况 1 下室压出现振荡, 推力、燃料主路、冷却路汽蚀管出口压力也出现了振荡, 热试车现场能明显听见发动机“嗡嗡”的叫声。产品典型试车曲线见图 2 和图 3。

收稿日期: 2011-03-13; 修回日期: 2011-04-20

基金项目: 国家航天高技术项目 (2007AA705405)

作者简介: 陈展 (1979—), 男, 工程师, 研究领域为液体火箭阀门及自动器设计

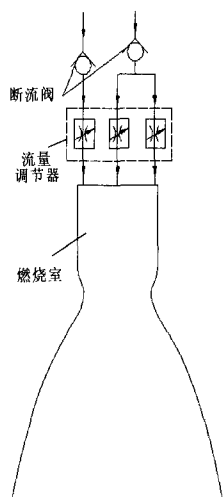


图 1 发动机结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of engine structure

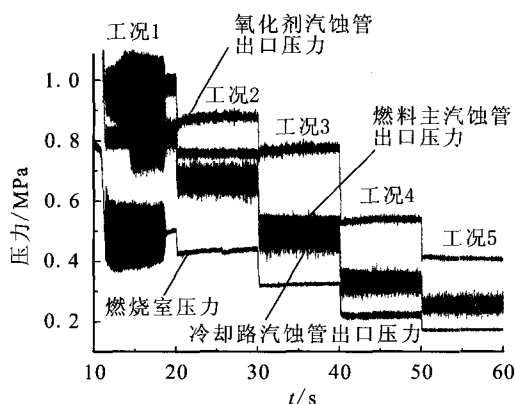


图 2 发动机试车工况 1 典型曲线

Fig. 2 Typical pressure of thrust level 1 in engine testing

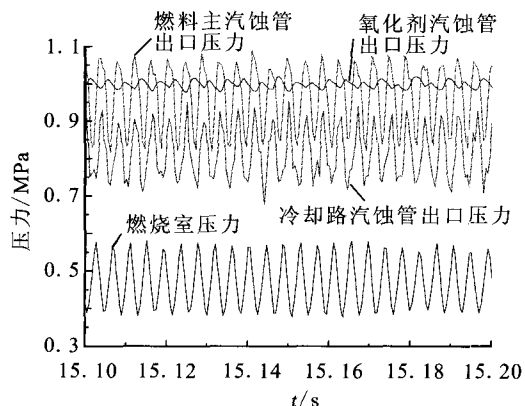


图 3 发动机工况 1 振动曲线放大图

Fig. 3 Magnified vibration curves of thrust level 1

从图 2 和图 3 可以看出, 燃烧室室压、燃料主路汽蚀管及冷却路汽蚀管出口压力发生了振荡; 燃烧室室压与汽蚀管出口压力相位约相差  $1/4$  个波长。通过对参数分频, 发现燃烧室室压、燃料主路汽蚀管及冷却路汽蚀管出口压力频率均为 240 Hz, 为同频振荡。

## 2 发动机不稳定燃烧现象分析

从试验现象及参数分析可以看出, 发动机热试车过程中工况 1 发生了低频不稳定燃烧现象。也就是燃烧室的燃烧过程与推进剂供应系统内的流动过程相耦合, 使发动机流量产生周期性变化, 发生“流量型”低频不稳定燃烧现象。从图 1 可以看出, 发动机由流量调节器控制流量, 虽然燃烧室室压与汽蚀管后压力发生了耦合, 从发动机系统考虑, 解决不稳定燃烧现象最快和最有效的办法就是改变调节器相关零组件的状态, 消除与燃烧室耦合的频率。

流量调节器采用可调汽蚀管方式, 其基本原理是在汽蚀管喉部同心插入一调节锥, 通过调节锥的移动改变液体在汽蚀管喉部的流通面积, 从而达到改变流量的目的。可调汽蚀管结构示意图见图 4。

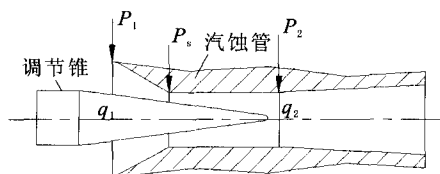


图 4 可调汽蚀管结构示意图

Fig. 4 Structure diagram of adjustable throat area cavitating Venturi

由图 4 可以看出, 调节锥的安装有一段悬臂, 因此试车过程中燃烧室压力与汽蚀管后压力的耦合可能引起调节锥在汽蚀管喉部径向振动, 从而使流过汽蚀管喉部的流量发生周期性变化。

可调汽蚀管计算模型见图 4, 当汽蚀管汽蚀后, 通过汽蚀管的流量取决于汽蚀管入口压力:

$$p_1 - p_s = K_s q_1^2 \quad (1)$$

式中:  $p_1$  为可调汽蚀管入口压力;  $p_s$  为介质饱和蒸汽压;  $K_s$  为汽蚀系数, 表达式为  $\frac{1}{2\rho C_d^2 A_t^2}$ , 其

中  $\rho$  为推进剂密度;  $C_d$  为流量系数;  $A_t$  为可调汽蚀管喉部面积;  $q_1$  为可调汽蚀管入口流量。

将通过汽蚀管的流动假定为一维流动, 可调汽蚀管的流动方程可以写成下式:

$$q_1 R + L \frac{dq_1}{dt} = p_1 \quad (2)$$

式中:  $R$  为可调汽蚀管液阻;  $L$  为可调汽蚀管液感。

当液体流过图 4 中汽蚀管出口时, 由于出口存在两相流, 因此用液容来模拟文氏管出口液体的流动。

$$p_2 = \frac{1}{C} \int (q_1 - q_2) dt \quad (3)$$

式中:  $p_2$  为可调汽蚀管出口压力;  $C$  为液容, 反应两相流中气泡分数;  $q_2$  为可调汽蚀管出口流量。

由公式 (2) 和 (3), 可以将可调汽蚀管等效为电网络, 如图 5。

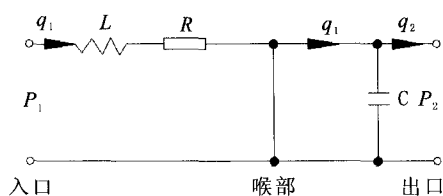


图 5 可调汽蚀管电网络图

Fig. 5 Circuit network of adjustable throat area cavitating Venturi

图 5 中将产品的饱和蒸汽压等效为零。

将公式 (2) 和 (3) 分别进行拉氏变换, 分别得到以下两个式子:

$$(LS + R) q_1(s) = p_1(s) \quad (4)$$

$$q_1(s) - q_2(s) = CS p_2(s) \quad (5)$$

将输入阻抗定义为  $Z_1$ , 则

$$Z_1 = R + sL \quad (6)$$

同理, 可以将可调汽蚀管负载端定义为  $Z_2$ ,

则

$$Z_2 = p_2(s) / q_2(s) = R_2 + j\omega L_2 \quad (7)$$

由 4, 5, 6, 7 式可得:

$$\frac{p_2(s)}{p_1(s)} = \frac{Z_2}{Z_1 \left( (1 - \omega^2 L_2 C) + j\omega C R_2 \right)} \quad (8)$$

一般情况下,  $\omega C R \ll 1$ , 所以当  $\omega = \frac{1}{\sqrt{L_2 C}}$

时, 汽蚀管出口压力  $p_2$  有较大的放大, 也就是说此时汽蚀管出口与管路形成了局部共振。调节锥相当于悬臂梁, 其固有频率的计算公式为:

$$f = 2\pi \sqrt{k/m} \quad (9)$$

式中:  $k$  为调节锥等效刚度;  $m$  为调节锥质量。

$$k = \frac{EI}{l} \quad (10)$$

式中:  $E$  为弹性模量;  $I$  为调节锥等效截面惯性矩;  $l$  为调节锥悬臂长度。

根据发动机工况 1 的调节锥结构参数, 燃料主路及冷却路调节锥固有频率约为 220 Hz。根据工况 1 发动机管路特性, 可得燃料主路及冷却路  $\frac{1}{\sqrt{L_2 C}}$  均约为 210 Hz。通过计算模型及试车结

果, 可判断出发动机产生低频不稳定燃烧的模式为: 由于燃烧室压力的波动, 引起汽蚀管出口压力波动, 燃料主路及冷却路调节锥与汽蚀管出口管路形成了共振, 使调节锥在汽蚀管喉部发生较大幅度的振荡, 从而影响了可调汽蚀管流量, 流量的变化又引起燃烧室压力的波动。

通过图 3 压力波动反算, 试车中振荡对燃料路及冷却路秒流量影响达 15% 左右。目前, 可调汽蚀管调节锥径向振动 (大幅度偏心) 引起流量变化没有相关理论。文献 [1] 及文献 [2] 中, 均从气 (包括增压气体分压及饱和蒸汽压) 液两相流来论述产品秒流量的变化, 但从文献 [2] 的实际试验结果看, 两相流对产品秒流量的影响小于 2%; 通过计算, 可调汽蚀管喉部面积变化也小于 2%。因此可以推断出流量大范围变化的原因是由于调节锥较大偏心, 影响了调节锥汽蚀状态, 从而改变了产品流量。

为了验证推断的正确性, 进行了产品水试

验验证, 在入口压力一定的情况下, 试验至工况 5 时, 产品结构上出现较大偏心, 此时产品临界汽蚀压力急剧降低 (从不偏心时的 1.0 MPa 降至 0.5 MPa), 影响产品正常情况下流量, 试验结果证明了发动机不稳定燃烧模型的正确性。

3 消除发动机不稳定燃烧措施

通过产品振动原理分析, 针对现有产品提出了改进措施。根据公式 (10) 可以看出, 只要减小调节锥悬臂长度, 调节锥在工况 1 的固有频率就会增加、调节锥与汽蚀管后管路就不会耦合, 可解决发动机在工况 1 的低频振荡问题。最终产品改动方案只是在汽蚀管上进行了微小改动, 方案见图 6 和图 7。导向块见图 7。

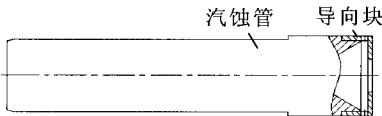


图 6 改进后汽蚀管组件  
Fig. 6 Cavitating Venturi (after amelioration)

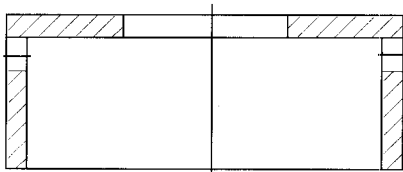


图 7 导向块图  
Fig. 7 Oriented block

由图 6 可以看出, 改进方案是在现有汽蚀管上焊接一导向块, 增加调节锥的导向长度 (即减小调节锥的悬臂长度)。

4 试验验证

产品改进后进行了两次热试车试验验证, 其

试车典型曲线见图 8。

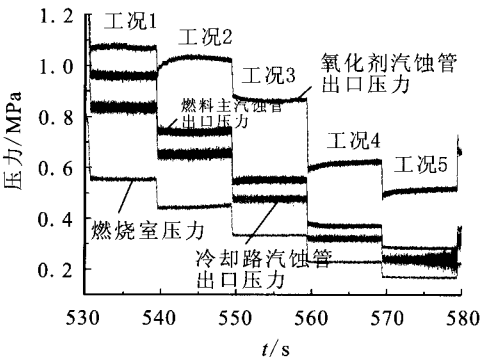


图 8 改进后产品试车压力曲线图  
Fig. 8 Typical pressure curves (after amelioration)

由图 8 可见, 改进后的产品消除了发动机工况 1 的低频不稳定燃烧现象。

5 结论

发动机热试车出现工况 1 低频燃烧不稳定现象, 而之前研制中, 从未出现过此现象。因此, 必须准确解决发动机出现的新问题, 满足产品研发进度。

通过对热试车现象的分析, 准确确定了发动机发生低频不稳定燃烧的故障模式。通过对现有流量调节器产品的微小改动及两次热试车试验验证, 结果表明改进措施有效, 消除了发动机工况 1 的低频燃烧不稳定现象。

参考文献:

[1] 陈启智, 高汉如. 流量可调汽蚀管的若干问题[J]. 国防科技大学学报, 1979 (4): 35-62.  
[2] HARVEY D W. Throttling venturi valves for liquid rocket engines, AIAA 70-703 [R]. USA: AIAA, 2003.  
[3] TRW. 500Hz pressure oscillations on LMDE, TRW 01827-6221-TO-00 [R]. [S. l.]: TRW, 1969.  
[4] 朱宁昌. 液体火箭发动机原理 [M]. 北京: 宇航出版社, 1994.

(编辑: 王建喜)