

液体火箭发动机涡轮壳体温度偏高原因研究

张忠利, 张蒙正, 李福云

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 分析了液体火箭发动机 001~003 试车时发生器排气壳体和涡轮进排气壳体的温度变化情况。应用非稳态传热方法对实际结构仿真了 003 次试车时发生器在不同流量、不同效率时涡轮壳体温度的变化情况, 得出了该次试车时涡轮壳体温度偏高的主要原因是发生器燃烧效率偏高。

关键词: 液体火箭发动机; 涡轮; 仿真计算; 试车

中图分类号: V434.2-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 02-0035-05

Investigation on reason of overheating of turbine housing in liquid rocket engine

ZHANG Zhong-li, ZHANG Meng-zheng, LI Fu-yun

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The temperature variation of gas-generator exhausting shell and turbine's inlet-outlet housing are analyzed during No. 001~003 hot test of liquid rocket engine (LRE). With unsteady heat transfer methods, the temperature variation of turbine housing caused by the gas-generator working at different flow rate and efficient in the 003 time hot test were simulated. The simulation result shows that the overheating of turbine housing is because of too much high efficiency of gas-generator.

Keywords: liquid rocket engine; turbine; simulation calculation; hot test

0 引言

涡轮泵是液体火箭发动机的重要组成部分。它的主要功能^[1-2]是, 将从贮箱中来的低压推进剂组元的压力提高, 并按发动机系统所要求的参数把推进剂输送到推力室中生成燃气, 从喷管中高速排出而产生推力; 同时将部分或全部推进剂组元输入燃气发生器, 燃烧后的高温、高压燃气作

为推动涡轮的工质。涡轮泵的可靠性^[3]包括结构可靠性和性能可靠性: 性能可靠性指涡轮泵的性能及其偏差应稳定在发动机所规定的允许范围内; 结构可靠性指涡轮泵在发动机所要求的工作时间内结构可靠, 安全工作。两者相比结构可靠性更为重要。根据对丘比特、雷神、大力神及宇宙神等火箭的发射故障统计, 发动机故障占 28%, 而涡轮泵故障约占发动机故障的 12%。

在某型号液体火箭发动机 003 次试车时涡轮

收稿日期: 2012-09-25; 修回日期: 2012-11-14

基金项目: 国家 863 项目(2006AA702306)

作者简介: 张忠利 (1970—), 男, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机传热分析

壳体温度出现历次试车的最高值,从而引起发动机推力偏高、泵扬程增高等现象,为了分析涡轮壳体温度偏高原因,本文分析了该型号 001~003 次试车时发生器排气壳体、涡轮进排气壳体的温度变化情况,同时结合实际结构分析了发动机试车时在发生器不同流量、不同效率时涡轮壳体温度的变化情况,得出了该次试车时涡轮壳体温度偏高的主要原因是发生器燃烧效率偏高。

1 历次试车燃气发生器与涡轮壳体温度分析

某型号 001 次、002 次及 003 次试车时燃气发生器排气壳体和涡轮进排气壳体温度见图 1~图 3。

在图 1~图 3 的曲线中; T_{bf4} 和 T_{bf5} 代表发生器排气壳体温度测量值; T_{bow} 和 T_{bew} 代表涡轮进排气壳体温度测量值。

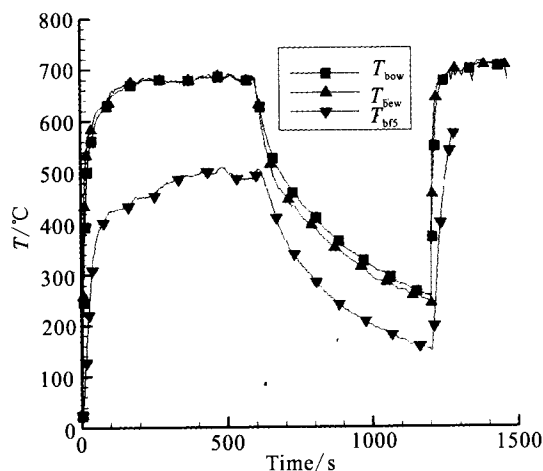


图 1 001 次试车发生器排气壳体
和涡轮进排气壳体温度测量值

Fig. 1 Measured temperature values of gas-generator
exhausting shell and turbine's inlet-outlet housing in
No. 001 hot test of LRE

从图 1 可以看出:该型号 001 次涡轮壳体温度测量值明显高于发生器排气壳体测量值,出现这种情况有两种原因:其一是燃气发生器排气壳体的最高温度没有测量出来,也就是传感器本身

有问题,也可能是传感器的布置有问题,传感器的测点位置没有安装到排气壳体温度最高的位置;其二是燃气发生器的液膜、气膜长度已经超过发生器的排气壳体部分;第二原因将使发生器的效率有所降低。

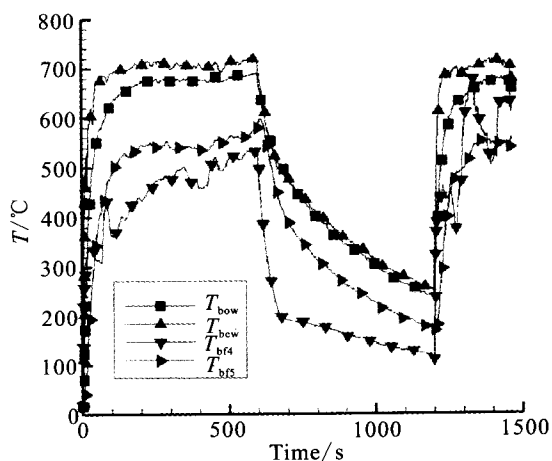


图 2 002 试车涡轮进排气壳体与 发生器
排气壳体温度测试值

Fig. 2 Measured temperature values of gas-generator
exhausting shell and turbine's inlet-outlet housing in
No. 002 hot test of LRE

从图 2 可以看出:该型号 002 次涡轮壳体温度测量值明显高于发生器排气壳体测量值,这种情况的原因与 001 次相同。

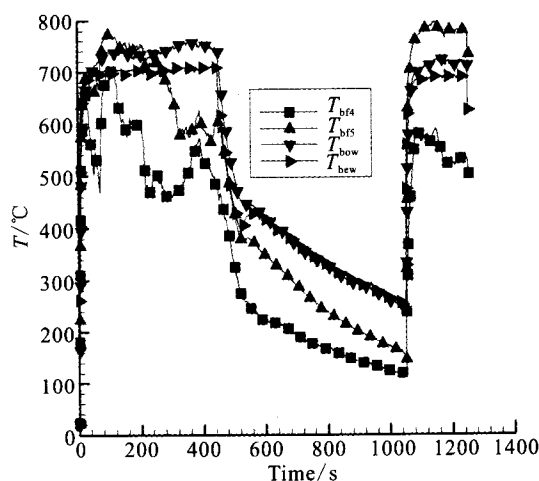


图 3 003 次试车涡轮进排气壳体
和涡轮进排气壳体温度测量值

Fig. 3 Measured temperature values of gas-generator
exhausting shell and turbine's inlet-outlet housing
in No. 003 hot test of LRE

从图 3 可看出, 该型号 003 次涡轮壳体温度测量值与发生器排气壳体测量值基本相近, 出现这种情况有两个原因: 其一发生器排气壳体温度测点位置与涡轮壳体位置很接近; 其二是发生器的液膜、气膜长度很短, 它的长度仅在发生器的圆柱段之内, 这将引起发生器的效率提高, 但是也将使发生器的收敛段的冷却可靠性有所降低。

该型号 001 次、002 次及 003 次试车时发生器排气壳体和涡轮进排气壳体的温度测量值比较关系曲线示于图 4~图 5, 一次工作时涡轮壳体温度测量值的最高平均值列于表 1。

表 1 历次试车发生器排气壳体和涡轮进排气壳体温度测试值

Tab. 1 Values of gas-generator exhausting shell and turbine's inlet-outlet housing temperature measured in each hot test of LRE

试车 代号	发生器排气壳体 温度/℃		涡轮进排气壳体温度/℃		均值
	T_{bf4}	T_{bf5}	T_{bow}	T_{bcw}	
001	—	510	685	670	677.5
002	430	533	690	711	700.5
003	650	533	757	710	732.0

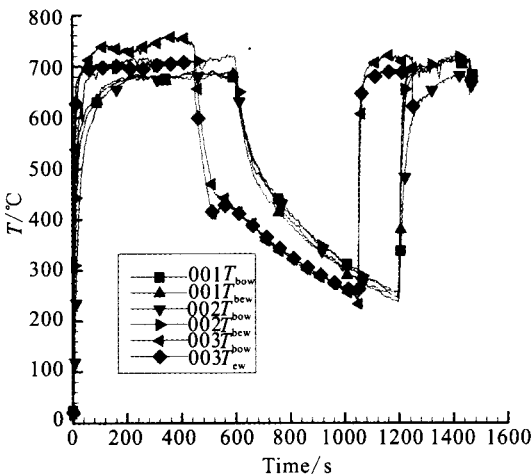


图 4 试车涡轮壳体温度比较

Fig. 4 Temperature comparison of turbine housing in No. 001-003 hot tests of LRE

依据对历次试车发生器排气壳体及涡轮进排气壳体温度进行对比, 结合传热分析, 得出此次试车发生器排气壳体的温度是历次试车的最高

值, 涡轮壳体的平均温度也是历次试车的最高值, 偏高约 44.20 ℃。

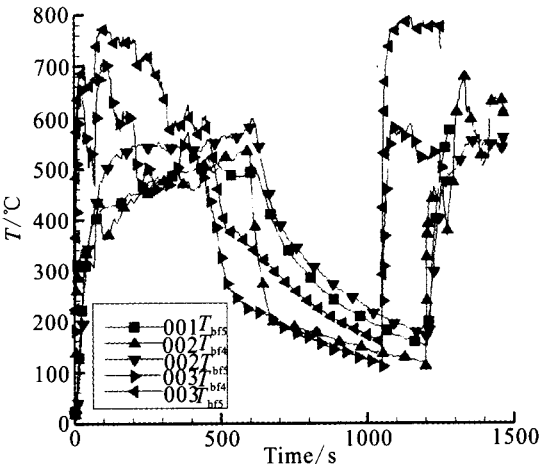


图 5 历次发生器排气壳体温度比较

Fig. 5 Comparison of gas-generator exhausting shell temperature measured in each hot test of LRE

003 次试车发生器排气及涡轮进排气壳体温度偏高原因有 3 个: 其一燃气发生器的液膜、气膜长度比历次试车的产品都短, 燃气温度在未进入涡轮之前就已经混合均匀了, 从而在表面上看燃烧效率提高; 其二燃气发生器流量偏高; 其三燃气发生器流量及温度同时偏高。

由于 003 次试车前后氧化剂副汽蚀管及燃料副汽蚀管的流量系数没有变化, 汽蚀管的流量试验系统及工艺文件没有发生变化, 因此可以认为发生器的平均混合比没有变化。

2 涡轮壳体温度分析

在建立涡轮壳体温度分析模型^[4-5]时, 首先定义涡轮的热源来自燃气发生器的燃气, 其次涡轮的热量散热方式是泵的导热及与外界的自然对流。传热模型如图 6, 在以下的分析中认定发生器的平均混合比不变。

依据图 6 列写能量平衡方程:

$$Q_1=Q_2+\Delta Q+Q_3+Q_4 \tag{1}$$

其中

$$Q_1=h_g F(T_g-T_w)$$

$$Q_2=h_0 F(T_w-T_0)$$

$$Q_3 = \frac{\lambda_s}{\delta_p} (T_w - T_c) F'$$

$$Q_4 = \varepsilon \sigma F \left(\frac{T_w}{100} \right)^4$$

$$\Delta Q = \rho_s c_{ps} F \delta_s \frac{dT_w}{d\tau}$$

化简公式(1)得:

$$\frac{dT_w}{d\tau} = A_1 + A_2 T_w - A_3 \left(\frac{T_w}{100} \right)^4 \quad (2)$$

其中

$$A_1 = \left(h_0 T_0 + h_g T_g + \frac{\lambda_s F'}{\delta_p} T_1 \right) / (\rho_s c_{ps} \delta_s)$$

$$A_2 = \left(h_0 - h_g - \frac{\lambda_s F'}{\delta_p} \right) / (\rho_s c_{ps} \delta_s)$$

$$A_3 = \varepsilon \sigma / (\rho_s c_{ps} \delta_s)$$

公式(2)的初始条件为: $\tau=0, T_w=T_0$

公式(1)~(2)中: h_g 为燃气与涡轮壳体的换热系数; T_g 为燃气温度, 依据发生器的燃烧效率、室压混比计算得到; h_0 为涡轮壳体与外界的自然对流换热系数; T_0 为外界环境温度; δ_s 为涡轮壳体的平均壁厚; ρ_s, c_{ps} 及 λ_s 分别为涡轮壳体的密度、比热及导热系数; F 为涡轮壳体与外界的自然对流换热面积; F' 为涡轮壳体与泵壳体的换热面积; T_1 为泵内介质温度; τ 为时间变量。

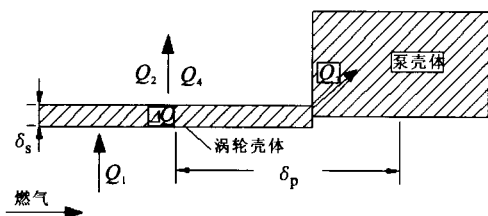


图6 涡轮壳体温度分析模型

Fig. 6 Analytical model of turbine housing temperature

将有关结构参数代入公式(2)即得涡轮壳体在试车时温度变化过程。

该型号发动机003次试车:

调整工况燃气流量为: $q_{mg}=0.4729 \text{ kg/s}$;

试车实测燃气流量为: $q_{mg}=0.5188 \text{ kg/s}$ 。

燃气的换热系数为:

$$h_g = 0.0279 q_{mg}^{0.8} \mu_g^{-0.4} c_{pg}^{0.4} \lambda_g^{0.6} d_{eg}^{-1.8} \quad (3)$$

式中: q_{mg} 为燃气流量; μ_g, c_{pg} 及 λ_g 分别为燃气粘性系数、比热及导热系数; d_{eg} 为燃气通道的水力直径。图7和图8为发动机调整工况和试车实测流量的涡轮壳体温度仿真值变化及仿真值与试车实测值的变化曲线, η 表示发生器燃烧效率。

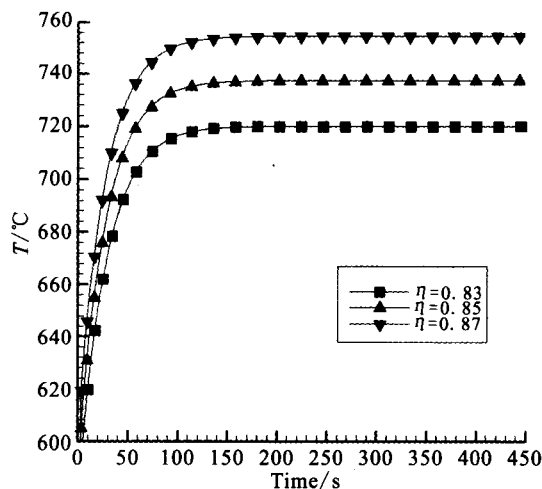


图7 发生器调整流量时不同发生器效率时
涡轮壳体温度计算值

Fig. 7 Calculated values of turbine housing temperature when efficiency of gas-generator is different and flow rate of gas-generator is adjusted

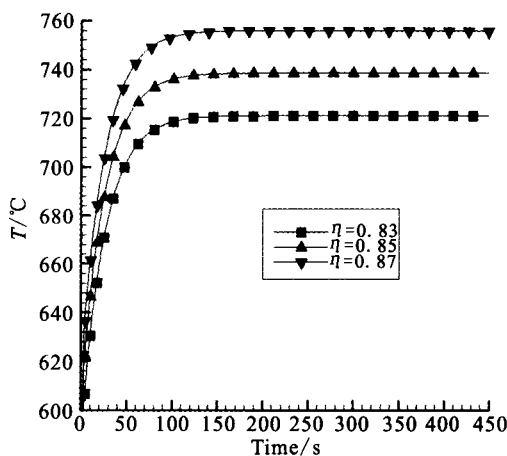


图8 发生器实际流量时不同发生器效率时
涡轮壳体温度计算值

Fig. 8 Calculated values of turbine housing temperature at actual flow rate of gas-generator when efficiency of gas-generator is different

从图7和图8可以得到: 在发生器燃气流量不变时, 随着发生器效率的提高, 涡轮壳体温度

达到稳态时有较大幅度提高; 当发生器效率不变时, 对于调整工况和试车实测工况的燃气流量, 涡轮壳体温度变化不大。具体值见表 2。

表 2 发生器流量和效率变化时涡轮壳体温度

Tab. 2 Turbine housing temperature when gas-generator efficient and flow rate are changed during hot test			
℃			
$q_{\text{mg}}/(\text{kg}\cdot\text{s}^{-1})$	η		
	0.83	0.85	0.87
0.472 9	720.0	737.4	754.6
0.518 8	721.2	738.6	756.0

该型号发动机 003 试车涡轮壳体测量温度与在调整流量下变效率及在试车流量下变效率的计算结果进行对比, 对比曲线如图 9 和图 10 所示。

从图 7~图 10 和表 2 的数据看出, 当发生器流量提高时涡轮壳体温度在升高, 当发生器效率提高时涡轮壳体温度也在升高, 但是当效率提高时涡轮壳体温度的升高幅度大于发生器流量提高时的升高幅度。总的来说, 涡轮壳体温度升高是发生器效率和流量共同提高的结果。

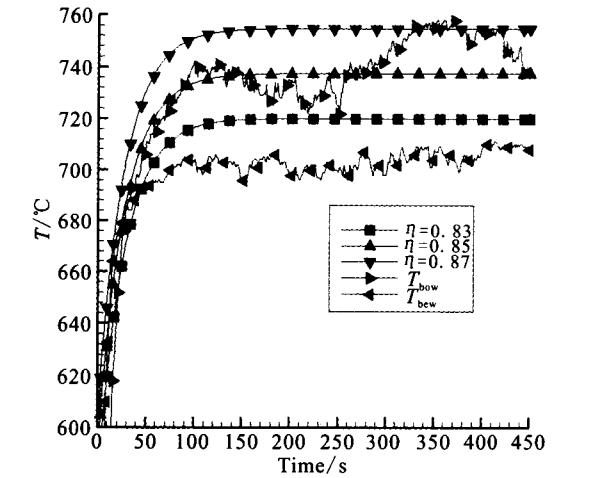


图 9 调整流量下发生器不同效率时的涡轮壳体温度与实测温度比较

Fig.9 Comparison of turbine housing measured temperature when gas-generator efficiency is different and flow rate of gas-generator is adjusted

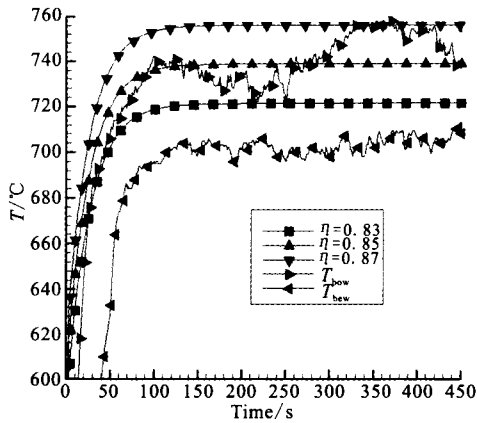


图 10 试车流量下发生器不同效率时涡轮壳体温度与实测温度比较

Fig. 10 Comparison of calculated temperature and measured temperature of turbine housing when gas-generator efficiency is different at hot-test flow flux

3 结论

本文分析了 001~003 次试车时发生器排气壳体、涡轮进排气壳体的温度变化情况, 同时结合实际结构分析了发动机试车时在发生器不同流量、不同效率时涡轮壳体温度的变化情况, 得出了该次试车时涡轮壳体温度偏高的主要原因为:

- 1) 涡轮壳体温度升高是发生器效率和流量共同提高的结果;
- 2) 涡轮壳体温度提高主要是由于发生器效率提高引起的。

参考文献:

[1] 朱宁昌, 董锡鉴, 王新龄, 等. 液体火箭发动机设计[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1993.

[2] 张金容, 靳爱国, 汪亮. 泵压式液体火箭发动机变推力方案选择[J]. 航空动力学报, 2008, 23(5): 921-926.

[3] 李斌. 液体火箭发动机结构可靠性设计与分析[D]. 国防科学技术大学, 2006.

[4] 张忠利. 高空滑行期间氧化剂泵壳体冷却方案研究[J]. 火箭推进, 2004, 30(5): 22-27.

[5] 张忠利. 液体火箭发动机自引射工作过程传热研究[J]. 火箭推进, 2012, 38(1): 31-36.

(编辑: 马 杰)