

固体火箭发动机不完全燃烧的试验研究^{*}

韩 宇

(陕西青华机电研究所, 陕西 西安 710065)

摘 要: 用设置缓燃层改变装药燃面的变化规律观察发动机地面静止试验推力曲线变化的方法, 研究了固体火箭发动机不完全燃烧产生的机理。结果发现, 发动机燃烧室存在一个自由容积的阈值, 这个值是影响发动机稳态燃烧和非稳态燃烧的界限值。

关键词: 固体推进剂火箭发动机; 不完全燃烧; 稳定燃烧

中图分类号: V435.12

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055(2000)04-0066-03

Incomplete combustion test for solid rocket motors

HAN Yu

(Shaanxi Qinghua Electromechanical Inst., Xi'an 710065, China)

Abstract: To investigate the cause of incomplete combustion in solid rocket motor, a slow-burning face was set up to change the regular pattern of the burning face. The incomplete combustion through observing the thrust line of ground state of test was found. It verified that there is a free space limit in motor combustion chamber. This limit is a value that affects the stable and unstable combustion.

Key words: Solid propellant rocket engine; Incomplete combustion; Stable combustion

1 引言

固体火箭发动机不完全燃烧的出现, 破坏了发动机的内弹道性能, 改变了预期的推力方案, 并可引起导弹中途坠落, 发生严重事故。有文献提出压力过低是造成不完全燃烧的基本原因^[1]。本文在分析试验现象的基础上, 指出压力过低造成不完全燃烧是不充分的, 提出并验证发动机燃烧室自由容积界限值的存在。

2 分析计算与试验措施

2.1 分析计算

文献 [1] 认为可以将不完全燃烧和不稳定燃烧统一起来研究, 即认为不完全燃烧是一种燃烧最低压力降低到外界压力的低频振荡燃烧, 其频率远低于发动机内的任何一种声振频率, 通常为每秒零点几周到每秒几周, 其振荡机理也与声振无关, 所以它是一种非声不稳定燃烧。根据对一系列推进剂的

分析, 得出发动机稳定界限压力 p_{th} 是发动机特征长度 L^* (燃烧室自由容积与喷喉面积之比) 的函数, 所以又称这类不稳定燃烧为 L^* 不稳定燃烧。在推进剂燃烧响应函数已知的情况下, 可以得到公式^[2]

$$L^* = \left| \frac{\lambda R_0 T R_b}{C^* C \rho a^2 \Omega} \right| p_{th}^{-2n}$$

式中 λ 为固相导热系数; R_0 为摩尔气体常数; T 为温度; R_b 为推进剂燃烧响应函数; C^* 为特征速度; C 为推进剂比热; ρ 为推进剂密度; a 为燃速系数; Ω 为无量纲频率。

2.2 试验措施

用于试验的发动机由某型号发动机改装而成。该发动机的主要性能为: 四个斜置喷管的单室双推力固体火箭发动机, 经包覆的自由装填式装药。药柱由两级燃速不同、性能不同的改性双基药浇铸为一体, 前端为星孔燃面的增速级药柱, 工作时间 0.95 s ~ 1.40 s, 推力为 2.75 kN ~ 3.95 kN; 后端为端面燃烧的续航级药柱, 工作时间为 9.8 s ~ 11.0 s,

^{*} 收稿日期: 1999-09-21; 修订日期: 2000-03-03。

作者简介: 韩 宇 (1971—), 男, 助理工程师, 从事固体火箭发动机应用研究。

推力为 0.40 kN~0.65 kN。型号发动机的内弹道曲线如图 1 所示

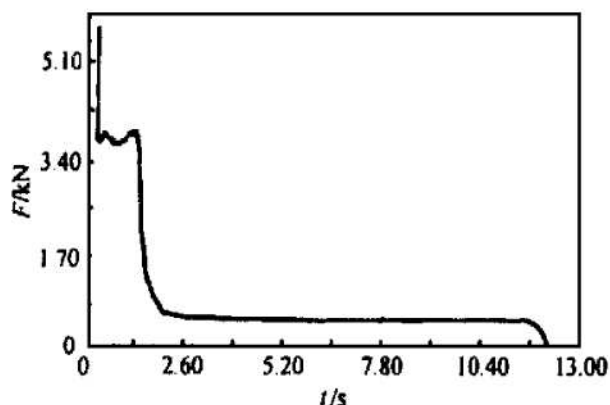


Fig. 1 Model engine internal ballistic curve

试验发动机的续航级药柱经过加长, 工作时间达到 19 s~20 s, 发动机壳体也作了相应的加长, 其余结构、尺寸不作变化。加长的续航级药柱采用粘接法成形。经过计算, 选择两个粘接面作为缓燃层, 分别位于燃烧时间的 8.3 s 和 11.2 s 处。粘接面使用续航推进剂组分中的粘结剂粘接, 粘接面厚度为 1 mm~1.5 mm。试验发动机装药结构如图 2 所示。

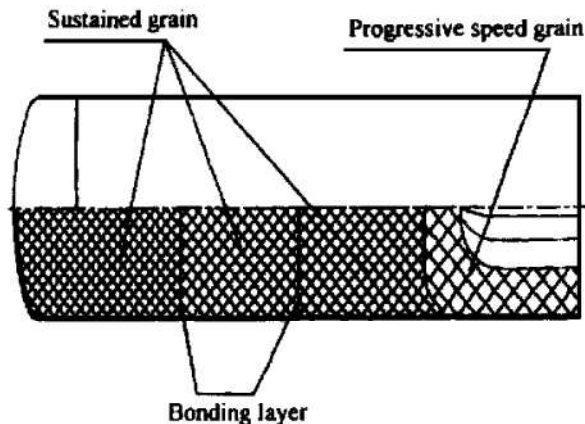


Fig. 2 Test engine powered pole configuration

试验发动机第一发地面静止试验, 点火启动正常, 增速级工作正常, 续航级工作至 8.3 s 前正常 (与原型号发动机内弹道曲线相比较)。在续航级工作至 8.3 s 起, 压力与推力出现陡降, 推力降至几近零值, 压力降至续航级推进剂平均压力的 2/5 左右, 即 0.84 MPa 左右, 然后经过 1.8 s 左右缓慢爬升, 推力、压力曲线在 10 s 左右恢复正常 (与型号发动机内弹道曲线相比)。

从 10 s 稳定工作至 11.2 s 左右时, 推力、压力曲线再次陡降几乎至零点, 并再没有恢复至正常值,

形成长的拖尾。总燃烧时间约 45 s (限于记录仪器的限制, 仪器记录时间设定为 30 s)。第一发试验发动机内弹道曲线如图 3 所示。燃烧时间从 11.2 s 至燃烧终止时 45 s, 发动机喷出大量灰色浓烟, 火焰亮度由亮白色变为灰白色, 并伴随有刺耳的鸣叫声。

为了排除产生这一试验结果的偶然性, 进行了第二发地面静止试验, 第二发发动机各部件的制造与试验条件与第一发发动机完全相同。在试验中, 第二发发动机出现的现象及内弹道曲线与第一发大致相同。

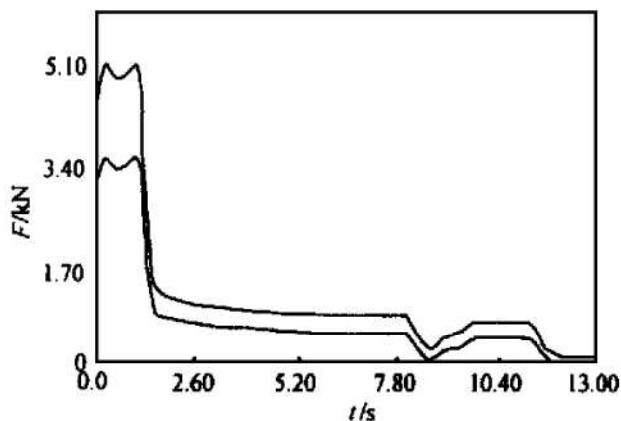


Fig. 3 The first test engine internal ballistic curve

作为对比, 又制备了一发只保留 8.3 s 粘接面作为缓燃层的装药进行第三发地面静止试验。试验时, 除 8.3 s 粘接面对应时间处发生相应的推力 (压力) 下滑、爬升外, 其余时间工作正常。其内弹道曲线如图 4 所示。

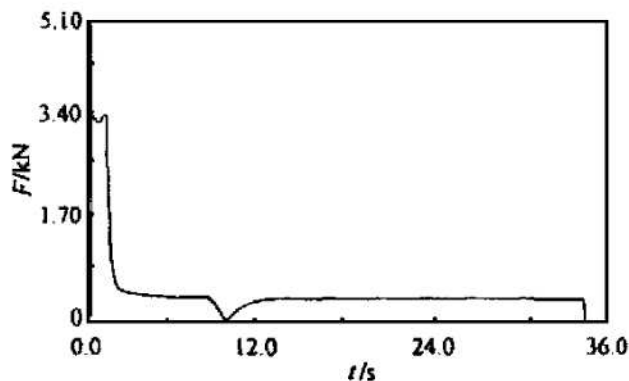


Fig. 4 The third test engine internal ballistic curve

对比分析以上三发地面静止试验结果, 判断的确是发生了时燃时灭的不完全燃烧, 引起这种不完全燃烧的因素只能是人为设置在处于 8.3 s 和 11.2 s 附近的两个粘接面。

3 试验结果的讨论

固体火箭发动机的特征燃烧长度 L^* 在发动机工作过程中, 随着燃烧时间的增长而不断加大。对于小型固体火箭发动机, 在燃烧过程中, 基本上不考虑喷管喉部的烧蚀和沉积, 即可认为发动机的喷喉面积不变, 由 L^* 的定义推知

$$V_c = A_t \left| \frac{\lambda R_0 T R_h}{C^* C \rho \alpha^2 \Omega} \right| p_{th}^{-2n}$$

式中 V_c 为燃烧室自由容积; A_t 为喷管喷喉面积。即在推进剂燃烧响应函数已知的条件下, V_c 与 p_{th} 之间存在一定的函数关系。

由于在 8.3 s 和 11.2 s 处的两个人为设置粘接面的燃烧速度小于续航级推进剂的燃速, 所以当燃烧发生到这两个粘接面时, 续航级推进剂无法燃烧, 而这时燃烧产物大量流失, 燃烧室内压力迅速下降。随着时间的推移, 缓燃粘接面燃尽, 续航级推进剂再一次暴露于燃气中, 燃烧室内存留的具有一定压力的燃气和灼热的发动机零部件向重新暴露的续航级推进剂表面辐射或传导热量, 从而使续航级推进剂表面各组分热解, 继而热解的表面各组分发生各类化学反应。随着时间的推移, 化学反应放出的热量大于吸收的热量, 推进剂开始燃烧。当燃烧产物所形成的燃烧室压力大于此时的燃烧室界限压力时, 续航级推进剂就可以维持稳定的自持燃烧。

随着燃烧室自由容积的不断增大, 燃烧室界限压力 p_{th} 在不断的下降, 对应于 11.2 s 处的燃烧应该比 8.3 s 处的燃烧更容易过渡到稳态燃烧。但从试验结果上看, 却与理论分析恰恰相反。从图 1 曲线上看随着燃烧室自由容积的增大, 燃烧产物所形成的稳定燃烧室压力 p_c 也在下降。如果简单地认为随着燃烧室自由容积的增大, 燃烧产物所形成的稳定燃烧室压力 p_c 总有小于燃烧室界限压力 p_{th} 的时候, 这也意味着对任何固体火箭发动机来说, 肯定会出现不稳定燃烧。这与图 5 所显示的结果和国内外的经验明显相悖。这就意味着, 对于 8.3 s 和 11.2 s 人

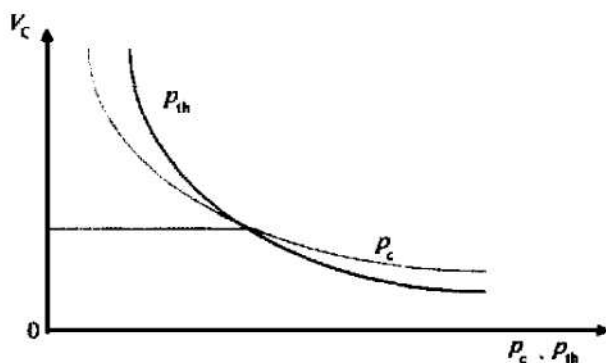


Fig. 5 $p_c \sim V_c$ and $p_{th} \sim V_c$ curve

为粘接面所造成的压力波动 (压力下降), p_c 和 p_{th} 都同时下降, 但是二者的下降趋势有快慢分别, 即当燃烧室自由容积小于某一个临界燃烧室自由容积值时, p_{th} 比 p_c 下降的快, 而当燃烧室自由容积大于某一个临界燃烧室自由容积值时则相反, 这可以从图 5 反映出来。

4 结 论

(1) 固体火箭发动机推进剂燃烧过程中存在着一个燃烧室自由容积的阈值, 这一阈值是推进剂稳态燃烧与非稳态燃烧的界限点。

(2) 通过对一种推进剂在特定工程条件下测定的燃烧室自由容积的阈值, 推导出这种推进剂的特征长度阈值, 可以避免在应用这种推进剂设计发动机过程中出现非稳态燃烧。

参 考 文 献

- [1] 董师颜, 孙思诚, 张兆良, 等. 固体火箭发动机原理 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1983.
- [2] 张 平, 孙维申, 眭 英. 固体火箭发动机原理 [M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1992.
- [3] 徐温干, 李幼淑. 研究固体火箭发动机不稳定燃烧问题的必要性与工程方法 [J]. 推进技术, 1994 (2).

(责任编辑: 龚士杰)