

固体火箭发动机的故障模拟诊断

北京航空航天大学 吕振中**
航天工业总公司第四院第 41 所 王秉勋

【摘要】 用模拟试验的方法,对某台大型固体火箭发动机的爆炸故障进行诊断。分别对装药烘烤导因、气流冲击堵塞导因以及限燃包复层脱粘导致故障,进行了试验验证。结果证明:限燃包复层脱粘是造成故障的真正原因。通过对自由装填包复层和贴壁包复层的脱粘燃烧进行的仿真计算表明:计算结果与试验一致。试验结果不支持其他两种假设。从而实现对该发动机故障的模拟诊断。

主题词: 固体推进剂火箭发动机 故障诊断 模拟试验

分类号: V 448. 153

1 某型固体火箭发动机故障的基本情况

该型发动机试车时,点火通电后经过一段低压延迟期到 0.31 秒时,压强急剧上升,到 0.383 秒时,发生爆炸,此时压强为 12.10 MPa。因爆炸发生在点燃初期,缺乏记录数据,很难分析故障原因。人们对故障有 3 种看法:(1)烘烤导因(或称为点火装置与装药不匹配)。认为本发动机的装药为大后翼,造成装药局部点燃,先点燃后翼的局部,所生燃气烘烤装药的未点燃部分。由于此部分表面受到燃前烘烤,致使燃速大大提高,从而造成压强迅速上升而爆炸。(2)气流冲击堵塞导因(或称喷管与装药不匹配)。喷管为深潜入式,配上大后翼式的装药,造成后翼燃面产生的燃气先沿着径向流向喷管。认为由后翼燃面来的径向气流与来自前段装药的轴向气流互相冲击,从而可能造成气流在喷管处堵塞,导致发动机爆炸。(3)限燃包复层脱粘导致故障。因为这次爆炸事先也有某些局部脱粘迹象。

以上各种分析,缺乏试验依据。为此,我们分别设计相应的模拟试验,给予验证。

2 装药受到烘烤的模拟试验

设计了一个“双室—4 喷管发动机”的装置。有 2 个燃烧室,一个是引燃燃烧室,另一个是延迟点燃燃烧室(烘烤燃烧室)。两个燃烧室的喷管 d_{t1} 和 d_{t2} 迎面对。引燃燃烧室点燃后,其喷出的燃气逆向喷入延迟点燃燃烧室,烘烤该室的内装药,经一定时间延迟,烘烤燃烧室中的装药被引燃。在烘烤延迟期间,为了使来自引燃燃烧室的燃气不断地流入延迟点燃燃烧室,在该燃烧室的另外一端,开有另外一个喷管 d_{t3} 。在烘烤期间,燃气由喷管 d_{t2} ,逆向进入延迟点燃燃烧室,由另一个喷管 d_{t3} 流出,从而保证在烘烤期间,在延迟点燃燃烧室中,有稳恒的燃气流。为了控制被烤装药的延迟点燃时间,在连接两个喷管 d_{t1} 和 d_{t2} 之间的过渡室(二次膨胀室)上,开有第 4 个喷管 d_{t4} 。改变喷管 d_{t4} 的喉径,便可调解进入烘烤燃烧室的燃气的压强,从而改变被烤装药的点燃延迟时间。当延迟点燃燃烧室内的装药自身点燃以后,经过烘烤的装药

产生的燃气,则分别由自身的两个喷管 d_{t2} 和 d_{t3} 排出。在两个燃烧室的装药同时燃烧时,由于两个燃烧室的喷管 d_{t1} 、 d_{t2} 和 d_{t3} 都在超临界状态工作,所以,两个燃烧室的压强互相不影响。观察的重点是烘烤燃烧室的压强变化。设计引燃燃烧室和烘烤燃烧室的初始平衡压强为 10 MPa 或 13 MPa ,烘烤时间延迟约为 $0.20\sim 0.30$ 秒。图1中的虚线显示的是引燃燃烧室的压强变化过程。实线为烘烤燃烧室压强。引燃燃烧室点燃后,将燃气逆向吹入烘烤燃烧室,此时烘烤燃烧室内约有 1 MPa 的存留压强,经过 0.19 秒的预热延迟,烘烤燃烧室点燃,正常建立室压。由图1可以看到:点燃后的烘烤燃烧室,压强正常上升,燃烧压强平稳变化,试验进行多次,结果相似。

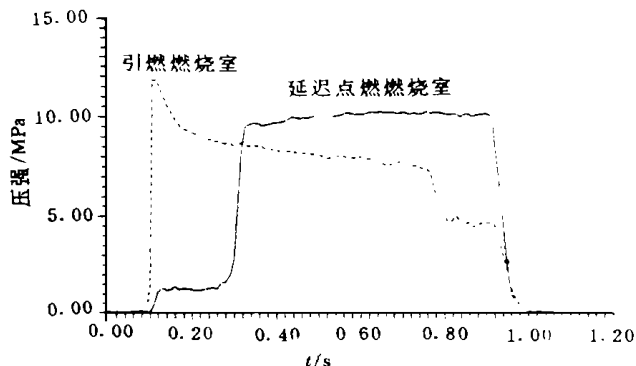


图1 典型的烘烤延时的试验结果

3 气流冲击的模拟试验和限燃包复层脱粘的模拟试验

3.1 气流冲击的模拟试验装置和模拟试验结果

设计了两股气流冲击的模拟试验发动机。燃气互相冲击的方案是发动机的两个燃烧室的轴线互相垂直,分别产生两股气流:一股气流正对喷管,另一股气流需转弯 90° 才能流出。在每个燃烧室的装药后端,分别加接一个收缩后直段通道。相当于其喉/通面积比 $J = 0.52$ 。这样,在两个互相垂直的直管的交接处,便会形成高速燃气流的冲击。为了便于比较,分别测量两个燃烧室的头部压强,观察两室头部压强的差别,以及是否有超压现象?

图2中实线显示的是与喷管同轴的燃烧室的压强,虚线显示的是垂直于喷管轴线的燃烧室的压强。由该图可以看出,两个燃烧室的压强几乎没有差别。而且试验压强平稳,没有任何超压现象。由此可得出结论:因两股气流冲击而形成壅塞,而造成爆炸的推理是不能成立的。

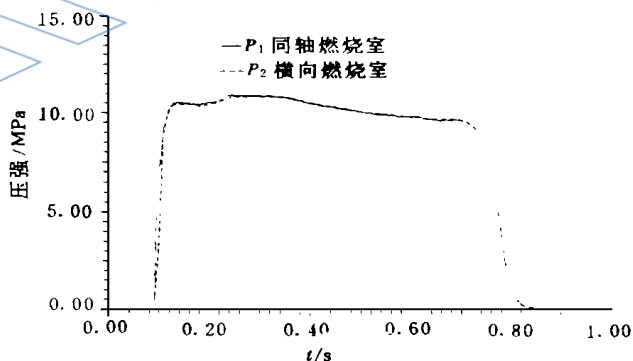


图2 两股气流互相冲击的试验结果

3.2 包复层脱粘试验装置、试验发动机、试验情况与试验结果

本模拟试验采用中止燃烧试验的方法,将管形装药药柱进行局部包复,让包复层可能脱粘和完全不脱粘,来对比其故障效果。设计两种类型的包复层:一种为自由装填包复层,包复层外表面与发动机内壁之间有较大间隙;另外一种为贴壁包复层,包复层外表面紧贴发动机内壁。管形装药前段外侧表面实行包复,可脱粘的被包复表面积占初始燃烧面积的 $25\%\sim 30\%$ 。发动机点燃后,约经 0.2 秒后,将燃烧中止,以便由中止燃烧后的药柱,观察包复层脱粘情况。

在试验中,各发次之间,实际的脱粘速度各不相同,这与包复层的原先粘结牢度、燃烧压强等因素有关。一般来说,燃烧压强高,其脱粘速度也快。

图 3 所示的是自由装填包复层脱粘燃烧的两发试验结果,以及与之对比的完全不脱粘的试验结果。编号为 A 的一发为不脱粘燃烧的对比试验,预计其初始平衡压强 $P_{eq} = 9.12 \text{ MPa}$,实测初始压强 $P_s = 8.61 \text{ MPa}$ 。实线所示为编号为 B 的一发试验,预计初始平衡压强 $P_{eq} = 10.62 \text{ MPa}$,实测初始压强 $P_s = 10.97 \text{ MPa}$ 。该发试验的燃烧一开始,初始压强只保持了约 0.03 秒便迅速升压,直到 0.14 秒时,压强达到最大 $P_m = 29.45 \text{ MPa}$,此后压强成平直,估计是由于测量系统饱和所致。如果按照包复层全部脱粘估计,最大压强 $P_m = 17.93 \text{ MPa}$,实际的最大压强,远大于预计的全部脱粘的最大压强。这是由于计算压强时,应用的燃速公式 $r = ap^n$ 中的燃速指数 n 假定为常数,但是当压强超过一定范围时,实际的 n 值随着压强而增加。这就是实际的最大压强远远超过预计值的原因。也是许多实际发动机的包复层脱粘爆炸的原因。

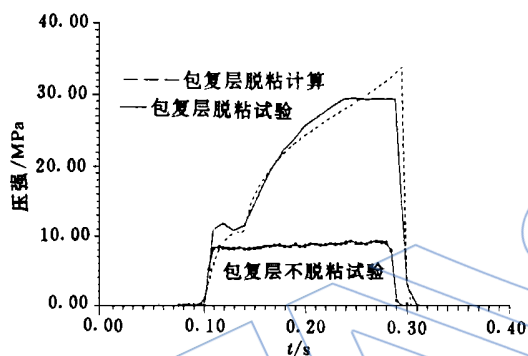


图 3 自由装填包复层脱粘燃烧对比试验结果

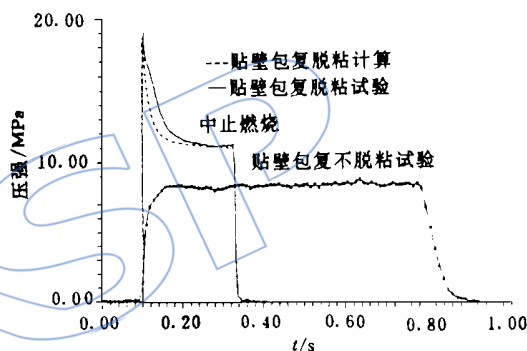


图 4 贴壁包复层装药试件的脱粘燃烧试验结果

装药试件的可脱粘包复层的外表面紧贴燃烧室壁,包复层的外侧与燃烧室内径之间只有 0.05~0.2mm 的初始间隙。试验结果如图 4 所示。本发次试验的不脱粘预计压强取得较低,约为 7.0 MPa。由图 4 可以看出:在燃烧初期形成较强的侵蚀压强峰,其数值为 19.13 MPa,其脱粘后的压强的峰/衡比约为 1.72。照此试验估计,当贴壁包复层脱粘面积为未脱粘初始燃面的 27.6% 时,其脱粘燃烧的压强峰值是不脱粘燃烧压强的 2.73 倍。

图 4 中所示的另一试验结果,是不脱粘燃烧的对比试验结果,其燃/通面积比,比前一试验在不脱粘时的略大一些。我们所研究的实际有故障发动机即为贴壁的限燃包复层,如果脱粘燃烧发生在贴壁处,受类似的侵蚀燃烧影响,其压强上升速率可能会很大。

4 包复层部分失效情况下燃烧引起故障的仿真计算

自由装填包复层部分失效情况下的内弹道计算结果。按照内弹道基本方程: $dP/dt = (\rho_p A_b \cdot a P^n - P \cdot A_t / C^*) (\Gamma \cdot C^*)^2 / V_\infty$ 。式中 ρ_p 为推进剂密度, A_b 为燃烧面积, A_t 为喷喉面积, C^* 为特征速度, Γ 为含比热比的常数, V_∞ 为自由容积。

考虑到自由装填包复层的脱粘燃烧过程,建立迭代公式,即可以进行内弹道计算。

要注意的一个问题是:当压强比较高时,燃速指数 n 不再是常数,而是随着压强变化。因此,我们根据试验情况假定:当压强大于 14.8 MPa 时,燃速指数 n 随压强而线性变化。其线性公式中的待定常数,由试验确定。对照试验曲线,我们设定:发动机由 0.10 秒起燃,到 0.14 秒

时,包复层瞬间完全脱粘(脱粘面积占初始燃面的 30%),燃烧到 0.30 秒时,燃烧被瞬间中止。

内弹道计算结果如图 3 中的虚线所示。由图 3 可以看出:计算结果与试验结果基本相符。说明我们这种计算方法,特别是高压强下,燃速指数随着压强而增加的假设,是符合固体火箭发动机故障诊断的实际的。

贴壁包复层脱粘燃烧的内弹道仿真计算。与自由装填包复层的脱粘燃烧过程不同,需要考虑到脱粘通道内的侵蚀燃烧,即可得到关于贴壁包复层脱粘燃烧的内弹道计算程序。

按照通常的习惯,我们把侵蚀函数表示为流速与压强的函数: $\epsilon = r/r_0 = 1 + K_u(u - u_i)$ 。其中变量 K_u 和 u_i 与推进剂类型有关,也是压强的函数。

对照试验曲线,我们设定:发动机由 0.10 秒起燃,在点燃的瞬间,预定脱粘的贴壁包复层,几乎立即全部脱粘,只是后端极小的包复环面依旧可靠地包复着,以便保证脱粘表面的燃气,只由脱粘缝隙单端排出。燃烧到 0.33 秒时,燃烧被瞬间中止。

计算结果如图 4 中虚线所示。由图 4 可以看出:计算结果与试验结果基本相符。说明我们对贴壁包复层的脱粘装药表面按侵蚀燃烧计算,是符合实际的。只是试验结果的侵蚀压强下降得缓慢一些,估计是由于脱粘后的包复层是柔软的和缓燃的,使有效通道截面积变小所致。

这种内弹道计算方法也可用于真实发动机的脱粘故障的内弹道预示。

5 结 论

(1) 通过对 3 种故障可能性的假设模拟验证,可得出限燃包复层脱粘是符合故障实际的。自由装填包复层脱粘面积如果相对过大,就有可能造成爆炸。自由装填包复层脱粘燃烧形成两种效应:一种是增大燃面造成的升压;另一种是当过压到一定数值后,燃速指数 n 不再是常数,而是随着压强而增加。对于贴壁包复层来说,包复层的脱粘,还可能在脱粘通道内形成强烈的侵蚀燃烧效应。从而造成初始压强更高。总之,包复层的脱粘燃烧,可造成几种效应的迭加,使燃烧室压强更猛烈地增大,从而导致爆炸。(2) 模拟试验结果不支持烘烤导因和气流冲击堵塞导因的假设。(3) 小型发动机模拟试验的方法进行故障诊断,是固体火箭发动机故障诊断的基本方法。在基本机理或基本过程尚不十分清楚的情况下,用小发动机进行模拟试验,可以直接将故障原因推导至故障效果。用小发动机模拟试验的方法,不但可以诊断原理类的故障,同样也可以对结构类故障进行诊断。

致谢 感谢叶定友、邢球痕、阮崇智、周永权、王德升、蹇泽群、夏选畅、李岐海以及黄祖荫、仲瑞昌、顾雪林等同志的关心与支持。

参 考 文 献

- 1 Summerfield M C. Ignition Dynamics of Double Base Propellants AD- A 132154, 1974
- 2 WU S R, Lu Y C, Kuo K K, et al. Combustion- Induced Crack/Debonding in a Metallized Propellant AIAA 92-3506, 1992
- 3 Kamaty H, Arora R, Kuo K K. Erosive Burning Measurements and Predictions for a Highly Alumina Composite Solid Propellant June 1982

(责任编辑 杨再荣)