

文章编号: 1003-1480(2024)02-0036-05

某液体火箭发动机用起动机峰值压力时间超差故障研究

吴昊¹, 唐井爽¹, 王天宝², 王坤¹

(1. 陕西应用物理化学研究所, 陕西 西安, 710061; 2. 陆军装备部驻西安地区军事代表局驻西安地区第一军事代表室, 陕西 西安, 710032)

摘要: 针对某液体火箭发动机用起动机峰值压力时间超差故障, 进行了原因分析, 提出了改进措施并对其有效性进行了试验验证。结果表明: 造成起动机峰值压力时间超差故障的原因为起动机内膜片与端盖间的焊接强度不足, 在高温燃气冲击下膜片过早脱落、烧蚀, 从而导致压力提前泄放。提出将1圈焊接改进为2圈焊接、将点焊改进为连续焊接, 焊接后增加气密性及承压性能检测, 以及加强削弱槽深度检测等改进措施。验证试验表明上述改进措施可有效避免起动机出现峰值压力时间超差故障。

关键词: 起动机; 液体火箭发动机; 峰值压力时间; 膜片; 焊接强度

中图分类号: TJ450.3 文献标识码: A DOI: 10.3969/j.issn.1003-1480.2023.02.007

Research on the Failure of Peak Pressure Time Difference of the Starter Used in A Liquid Rocket Engine

WU Hao¹, TANG Jing-shuang¹, WANG Tian-bao², WANG Kun¹

(1. Shaanxi Applied Physics and Chemistry Research Institute, Xi'an, 710061; 2. The First Military Representative Office of the Military Representative Office of the Army Equipment Department in Xi'an Area, Xi'an, 710032)

Abstract: Aimed at the failure of peak pressure time difference of the starter used in a liquid rocket engine, the cause analysis was carried out, the improvement measures were proposed and their effectiveness was tested and verified. The results show that the reason for the failure of peak pressure time difference of the starter is that the welding strength between the diaphragm and the end cover of the starter is insufficient. Under the impact of the high temperature gas, the diaphragm falls off and ablates prematurely, leading to premature release of the pressure. The improvement measures were put forward, which include improving the welding process from 1 circle to 2 circles, improving spot welding to continuous welding, adding air tightness and pressure-bearing performance testing after welding, and strengthening the detection of weakening slot depth. The verification test results indicate the above improvement measures are effective to avoid the appearance of peak pressure time difference of the starter.

Key words: Starter; Liquid rocket engine; Peak pressure time; Diaphragm; Welding strength

液体火箭发动机的工作过程包括起动、额定工作和关机, 其中, 起动过程最为关键。起动过程是从发动机接收到动作指令、打开有关阀门至发动机推力达

到额定工作状态的过程^[1]。液体火箭发动机未点火前不具有动力, 需要依靠起动机提供的压力将燃料及氧化剂挤压入燃烧室, 二者结合并燃烧产生推力, 使发

收稿日期: 2023-09-27

作者简介: 吴昊(1982-), 男, 研究员, 主要从事型号火工品研制。

引用本文: 吴昊, 唐井爽, 王天宝, 等. 某液体火箭发动机用起动机峰值压力时间超差故障研究[J]. 火工品, 2024(2): 36-40.

动机进入自循环的工作状态^[2]。因此,起动机是为液体火箭发动机提供初始动能的装置,其能否正常工作至关重要^[3],衡量起动机正常工作的标准为工作过程中的质量流量 q_m 和燃烧时间 t_b ^[4]。某液体发动机用起动机在摸底试验过程中多次发生峰值压力时间超差故障,导致质量流量远低于设计值,同时燃烧时间远长于设计值,存在重大隐患。针对此问题,本文分析了峰值压力时间超差故障的原因,提出了改进措施,并对改进措施的有效性进行了试验验证。

1 起动机结构及作用原理

某型号液体火箭发动机用起动机由点火器、点火药盒、燃烧室、主装药、挡药板、膜片及端盖等结构件组成,如图1所示。其工作原理为:点火器接收到发火电流后起爆,产生点火能量,点燃点火药盒内的点火药,点火药燃烧产生大量炽热固体粒子及高温燃气,高温燃气与主装药表面进行热交换后将其点燃,主装药燃烧后产生高压燃气,高压燃气冲破膜片后排出起动机,完成后续工作。

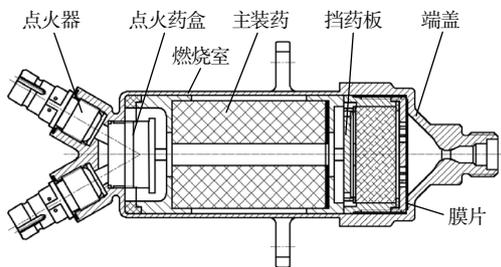


图1 起动机结构图

Fig.1 Structure diagram of the starter

2 故障定位及原因分析

2.1 故障现象

对起动器的输出压力性能进行摸底试验,试验装置如图2所示。采用贮箱模拟弹上实际使用工况,通过起动机工作过程中贮箱内的压力曲线判断其输出压力是否正常。在摸底试验中,24发相同状态产品中,有2发出现了峰值压力时间超差故障,主要表现为:点火后出现1个压力峰值并在极短时间内下降,然后在超过15s的时间内无任何压力输出,15s后压力再

次上升,达到设计压力。某故障起动器的压力曲线与正常压力曲线的对比如图3所示。由于试验中贮箱1及贮箱2的压力曲线完全一致,故后续仅选取贮箱1的压力曲线进行分析。

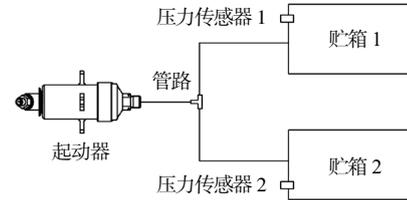


图2 试验装置示意图

Fig.2 Schematic diagram of the test device

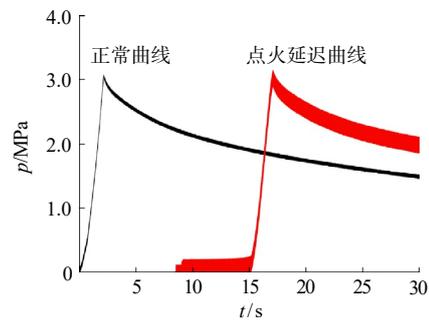


图3 故障曲线与正常曲线对比图

Fig.3 Comparison of fault curve and normal curve

由图3可见,0时刻对起动机加电,正常作用的起动机立刻输出压力,约2.1s时达到峰值压力(3.1MPa);而故障产品在加电后较长时间内压力输出极低,约15.0s时才出现明显的压力上升,17.1s时达到峰值压力(3.0MPa)。

峰值压力时间超差在低温低压条件下很可能造成主装药“瞎火”,而导致预定功能无法实现;即使主装药未瞎火,峰值压力时间超差也会导致起动机质量流量和燃烧时间产生大幅变化,从而造成起动机与整个液体发动机的工作时序产生较大的不同步性,进而导致液体发动机功能受损或减弱,甚至无法点火。因此,需对起动机峰值压力时间超差故障原因进行分析,并采取改进措施。

2.2 故障定位

根据起动机结构特性建立故障树,如图4所示。由图4可见,共有6个底事件可能造成峰值压力时间超差故障。对其进行逐一排查,通过检查点火药药量设计过程、点火药药量验证试验、试验后产品气压检验、主装药使用情况类比、回看主装药照片等,排除了点火药药量设计不足、点火器能量不足、结构漏气、

主装药点燃性能差、主装药表面污染 5 个底事件。因此,将故障原因初步定位为膜片过早破裂。

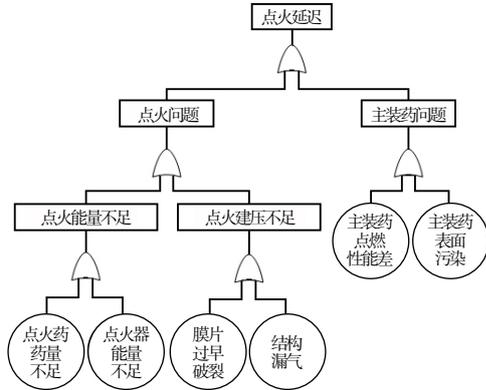


图4 点火延迟故障树

Fig.4 Ignition delay fault tree

2.3 原因分析

为进一步明确故障原因,对故障产品进行解剖拆解,如图5所示。在拆解过程中发现,故障起动机膜片脱落并紧贴于端盖;膜片中心被烧蚀,存在一个与喉径等大的圆孔;削弱槽未破裂。并且,膜片表面焊接痕迹明显,端盖表面焊接痕迹不明显,表明膜片与端盖间焊接不可靠。为便于对比,将正常作用的起动机进行拆解,如图6所示。



图5 故障产品拆解膜片照片

Fig.5 Photos of disassembled diaphragm of fault product

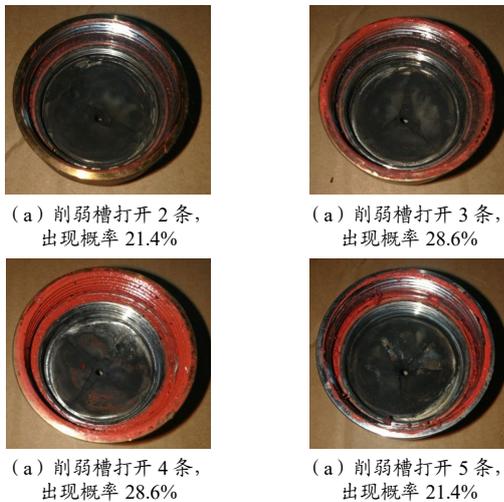


图6 正常产品膜片状态

Fig.6 Diaphragm status of normal products

对比图5及图6可知,正常作用起动机膜片未脱落,尽管打开花瓣数不一致,但其与基体激光焊接连接关系未破坏,膜片的削弱槽至少打开2条,打开后的膜片贴服于端盖,未出现烧蚀空洞。由起动机作用原理可知,在主装药被点燃产生气压时,仅允许膜片削弱槽被气压打开,而膜片与端盖的焊接部位必须保持可靠焊接^[5]。但由于故障起动机膜片焊接强度不足,被高温燃气冲击脱落,并在其压力作用下被压紧于端盖上,由于药剂燃烧的烧蚀作用在膜片中心产生一个空洞,提前将能量泄放掉,导致起动机峰值压力时间超差。

总结同批次产品试验数据可知,正常状态下,从点火触发到膜片破裂的时间约为310~360 ms;而故障起动机内部膜片破裂时间约为25 ms(2个贮箱的压力传感器感受到压力),表明膜片过早发生了破裂。由研制经验可知,对于类似的低燃温推进剂,需要不少于100 ms的持续加热才能保证其正常燃烧。然而,膜片破裂时间并非越长越好,超出正常限度的时间也无法可靠点火。因此,存在一个合理区间,该区间通常与点火药量、主装药可点燃性能、膜片破裂压力等设计参数相关。

3 改进与验证

3.1 产品改进措施

3.1.1 加强激光焊接设计

原焊接设计为沿直径为38 mm的圆周焊接,焊接1圈,焊接方式为点焊,转速为5 r·min⁻¹,脉冲为60 Hz,焊接后目视焊点点点相连。改进后保持焊接功率85W不变(该功率可保证焊透膜片与基体材料,但不会因功率过大而出现焊接空洞),沿直径分别为38 mm及35 mm的圆周焊接2圈,焊接方式改为连续焊接。

3.1.2 增加检验环节

激光焊接后,增加2次检验。第1次为喷氦法检验:将端盖的螺纹端头连接试验机,从膜片端喷氦气,检验标准为漏率小于 $1 \times 10^{-8} \text{ Pa} \cdot \text{m}^3 \cdot \text{s}^{-1}$ 。若不满足检验标准,允许返至激光焊接补焊1次,在原2条焊缝上

均采用相同参数原位补焊，补焊后再次检验不合格则废弃。第2次为氦气加压检验：由端盖的螺纹端头连接试验机加压至1 MPa，保压40 min，将试验件始终浸入水面以下5~10 cm，过程中不产生气泡为合格，不合格品直接废弃。

3.1.3 加强削弱槽深度检测

分别检验8条削弱槽中心附近位置及交汇点，共9处深度，任1处深度不满足要求即废弃。深度测试使用带尖螺旋测微器，尖端直径为0.4~0.6 mm。由于该检测方法属于有损检测，需严格控制尖端直径及测试时压紧力：尖端直径不得过小；测试时使用测微器的限力机构，不允许大力施加旋转力导致尖端刺穿膜片削弱槽。

3.2 改进后试验验证

对改进后的起动机输出压力性能进行试验验证，测试其峰值压力 p_{max} 、峰值压力时间 t_{max} 及点火建压时间 t_i 。 t_i 指从加电触发到压力开始建立的时间，用以衡量起动机点火药能否顺畅点火，通常认为该值不大于360 ms则起动机点火药点火顺畅，无点火延迟。试验装置与摸底试验相同，共测试90发。测试前按照技术要求对产品进行力学试验及环境试验考核，其中，1#~20#、21#~40#、41#~60#产品分别对应全项考核高温、低温、常温输出；61#~75#、76#~90#产品分别对应加严考核高温、低温输出，加严考核即在全项考核的基础上，将高温工作温度由50℃升高至60℃，低温工作温度由-10℃降低至-20℃。高温工作产品点火药装药量为设计值的120%，低温工作产品点火药装药量为设计值的80%。采集的典型压力曲线如图7所示。

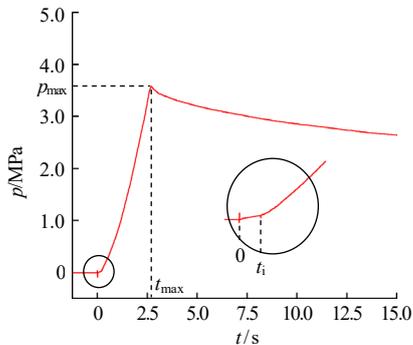


图7 验证试验典型压力曲线

Fig.7 Verification test typical pressure curve

试验后对90发产品进行解剖，未发现膜片脱落

现象。试验结果如表1所示。由表1可见，起动机点火建升时间 t_i 为313~339 ms，介于正常膜片打开时间范围内，且打开后压力立即上升，未出现故障产品类似的峰值压力时间超差故障。

表1 验证试验数据

Tab.1 Verification test data

序号	p_{max}/MPa	t_{max}/s	t_i/ms	序号	p_{max}/MPa	t_{max}/s	t_i/ms
1	3.66	2.13	313	46	3.56	2.41	325
2	3.70	2.19	324	47	3.55	2.45	332
3	3.74	2.16	314	48	3.49	2.44	320
4	3.76	2.17	320	49	3.59	2.52	315
5	3.75	2.16	320	50	3.59	2.49	329
6	3.72	2.17	314	51	3.52	2.45	314
7	3.76	2.15	334	52	3.51	2.51	315
8	3.70	2.16	323	53	3.54	2.53	315
9	3.71	2.19	333	54	3.54	2.49	315
10	3.72	2.18	314	55	3.58	2.47	324
11	3.72	2.18	317	56	3.53	2.42	332
12	3.76	2.14	334	57	3.52	2.42	337
13	3.69	2.14	320	58	3.55	2.41	330
14	3.76	2.16	323	59	3.53	2.42	331
15	3.75	2.19	333	60	3.54	2.45	331
16	3.72	2.15	335	61	4.16	2.08	319
17	3.77	2.15	333	62	4.15	2.07	332
18	3.74	2.15	324	63	4.13	2.05	322
19	3.72	2.12	325	64	4.22	2.10	317
20	3.74	2.16	329	65	4.26	2.06	321
21	3.29	2.74	326	66	4.23	2.05	321
22	3.29	2.69	335	67	4.06	2.10	315
23	3.24	2.74	331	68	4.21	2.08	328
24	3.29	2.71	329	69	4.22	2.07	334
25	3.23	2.65	330	70	4.23	2.09	334
26	3.21	2.66	323	71	4.13	2.07	324
27	3.26	2.59	337	72	4.12	2.04	328
28	3.25	2.69	326	73	4.12	2.05	329
29	3.21	2.71	332	74	4.12	2.05	313
30	3.23	2.71	335	75	4.06	2.10	319
31	3.19	2.69	331	76	2.99	2.71	322
32	3.23	2.70	334	77	2.97	2.75	317
33	3.24	2.69	327	78	2.96	2.75	316
34	3.18	2.75	331	79	2.89	2.71	333
35	3.21	2.77	334	80	2.95	2.72	316
36	3.23	2.78	332	81	2.93	2.69	322
37	3.22	2.78	332	82	2.97	2.74	316
38	3.22	2.74	333	83	2.91	2.69	325
39	3.26	2.77	335	84	2.97	2.68	339
40	3.26	2.77	333	85	2.97	2.73	323
41	3.55	2.49	332	86	2.89	2.76	327
42	3.51	2.46	328	87	2.86	2.77	336
43	3.49	2.45	329	88	2.94	2.71	323
44	3.49	2.45	326	89	2.96	2.78	330
45	3.53	2.48	328	90	2.98	2.74	330

峰值压力数据及峰值压力时间数据统计曲线如图8所示。由图8可见，改进后产品的峰值压力和峰值压力时间均较为稳定，且呈现出明显的温度相关性，即高温、常温、低温工作产品的输出峰值压力依

次降低,峰值压力时间逐渐缩短,均未出现峰值压力时间超差现象,表明改进有效。

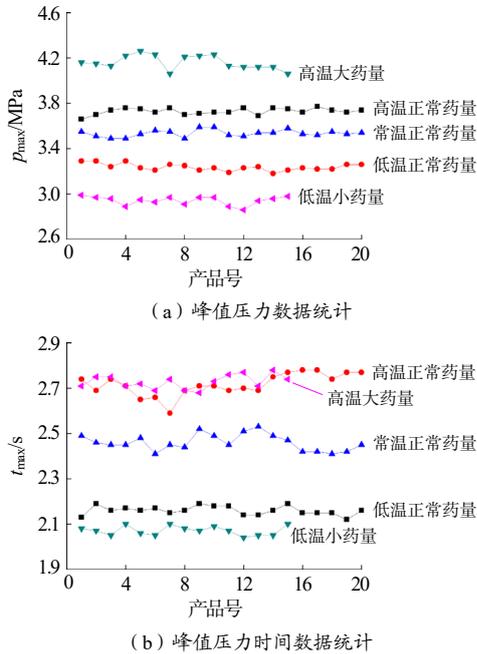


图8 峰值压力及峰值压力时间数据统计曲线

Fig.8 Peak pressure and peak pressure time data statistical curves

4 结论

(1) 造成起动机峰值压力时间超差故障的原因,为起动机内膜片与端盖间的焊接强度不足,在高温燃气冲击下,膜片过早脱落、烧蚀,而导致压力提前泄放。

(2) 为保证膜片的焊接可靠性,通常可设计不低于2圈的焊接形式,以此降低因焊接过程工艺误差

造成的焊接失效。

(3) 激光焊接膜片更适用于连续激光,脉冲式焊接虽然目视检查焊点连续,但是依然无法保证密封性。

(4) 多道密封性检验是膜片焊接必备过程。通常检验2次,第1次采用喷氦法检验焊接密封性,漏率控制不低于 $1 \times 10^{-8} \text{ Pa} \cdot \text{m}^3 \cdot \text{s}^{-1}$ 。该过程检验方便、快速,但因检验压力低,不能100%保证焊接质量。需要进行第2次压力检验,检验一般采取浸水气泡法,通常检验压力介于膜片打开压力的10%~25%。检验过程需要在膜片气压下游加垫支撑,避免加压过程中膜片变形造成无法装配。

参考文献:

- [1] 张黎辉, 张国舟, 程显臣. 液体火箭发动机输送系统[M]. 北京: 北京航空航天大学宇航学院 403 教研室, 2000.
- [2] 王之任. 近代大型液体火箭发动机的特点[J]. 推进技术, 1991(04): 29-35.
- [3] 王寅虎. 火药起动机壳体瞬态温度场的数值模拟分析[J]. 导弹与航天运载技术, 2012(01): 7-12.
- [4] 李应强, 谢清谷. 液体火箭发动机火药起动机性能设计及考核[J]. 火箭推进, 2003(05): 1-5.
- [5] 周鑫鑫, 孟红磊, 罗一智, 等. 某隔舱式双脉冲固体火箭发动机堵膜打开性能研究[J]. 固体火箭技术, 2022, 45(03): 332-336.