

7181 端面燃烧固体火箭发动机

研制中的主要技术问题

哈尔滨船舶工程学院 202 教研室 张唯执笔

内 容 提 要

本文介绍了 7181 端面燃烧固体火箭发动机的性能及结构特点,对端面燃烧方案的选择、发动机的热防护、喷管喉部沉积问题、燃烧面的变化规律及药柱包复、点火问题等主要问题及解决的措施进行了分析讨论,有关分析的结果及所采取的技术措施,对端面燃烧药柱及其它药型的固体火箭发动机设计有一定参考价值。

一、引 言

7181 发动机具有推力小工作时间较长以及等推力——时间曲线的特点,用于小型空舰导弹上,也可用作其它类型导弹的续航发动机。为了满足导弹的总体要求,采用了端面燃烧药柱。发动机的主要性能参数及主要尺寸如下:

发动机总重	188 公斤
装药重量	145 公斤
总冲量	>30000 公斤—秒
推力	720 公斤(20℃)
工作时间	42 秒(20℃)
燃烧室压力	60 公斤/厘米 ² (20℃)
工作温度范围	-40℃——+40℃
发动机直径	300 毫米
发动机长度	1582 毫米

7181 发动机外形如图(1),结构简图如图(2)所示。发动机壳体采用了 30CrMnSiA 材料。壳体内用 2~6 毫米变厚度 P107 软片贴片隔热保护室壁,后封头采用加碳纤维的绝热材料贴片进行热防护,喷管内则采用层压高硅氧玻璃钢及钨渗铜或石墨喷钨喉衬,抗冲刷耐烧蚀保证发动机工作的可靠性。



图 (1) 7181 发动机外形

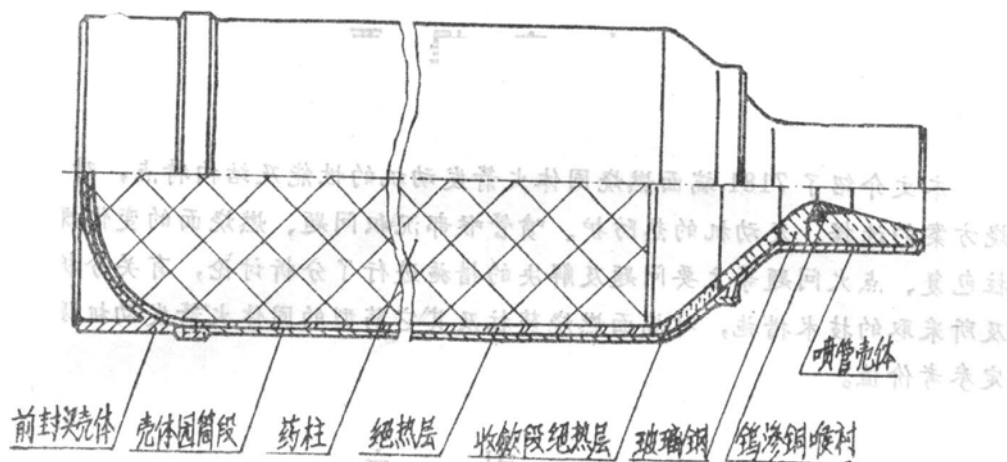


图 (2) 7181 发动机结构简图

7181 发动机研制过程中利用实验发动机进行了 10 次地面点火试验，克服了严重的喷管喉部沉积及改进包覆技术控制燃烧面等技术关键，发动机试车成功。内弹道性能达到设计指标，并且重复性好，如图 (3) 所示，09A 及 10A 试车测得的推力——时间曲线与设计计算曲线符合较好。

本文就 7181 发动机研制中遇到的几个主要技术问题及解决的措施进行了初步的归纳和分析讨论。

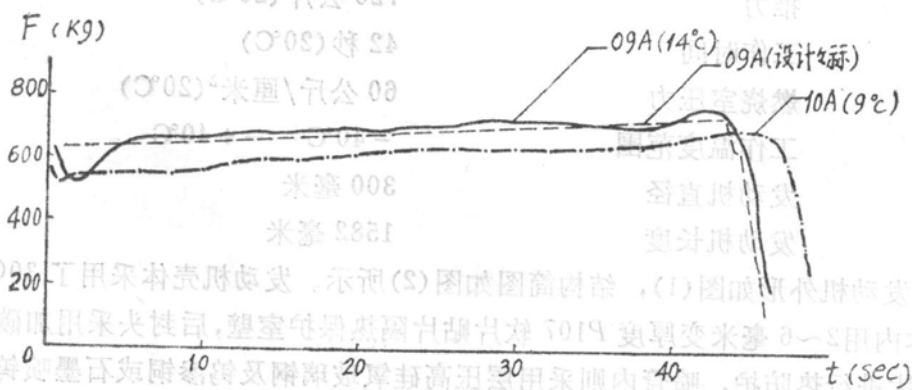


图 (3) 7181 发动机点火试验推力——时间曲线

二、端面燃烧方案的选择

由于推进剂燃速的提高以及绝热烧蚀材料与包复技术的发展,使端面燃烧药柱也可能应用于某些导弹的续航发动机。例如法国的“飞鱼”、美国的“秃鹰”等七十年代的导弹都采用了端面燃烧固体火箭发动机作为续航的动力装置。7181 发动机选择了端面燃烧方案主要依据以下几点:

(1) 为了满足导弹的总体要求。总体要求发动机壳体外径 300mm 条件下在 20℃时提供等推力 720kg,工作时间大于 40 sec,如果采用星形内孔燃烧药柱,则要求推进剂的燃速小于 3mm/sec,实现是困难的。因此采用端面燃烧药柱才能满足总体要求的推力方案及总冲量。根据发动机的推力值,7181 发动机采用了较高燃速的聚硫复合推进剂,燃速为 30mm/sec,根据发动机工作时间确定装药园柱段长度为 1260mm。

(2) 端面燃烧固体火箭发动机容积装填率大,可以充分利用发动机壳体的有效容积,在较小的弹径条件下获得最大的总冲量。但在装药燃烧过程中,壳体持续地长时间地暴露在高温燃气中,必须采取可靠的热防护措施,工作时间越长,使用的热防护材料越重,不仅增加消极重量,而且也减少了壳体内可装药的有效容积。为了减轻绝热材料,7181 发动机园筒段采用了变厚度(2~6mm)的绝热片,药柱包复厚度为 2mm。这样绝热及包复材料占去的有效容积为 8%,这个数值虽然不小,但发动机容积充填率仍然高达 0.92。从

度变化过程中包复层与药柱脱粘。这种药柱成型及装配工艺是比较复杂和不方便的,如果能够研制应力消减包复结构采用直接浇铸式更为方便。

三、发动机的热防护

的热防护材料、不同的结构及不同的工艺。

发动机壳体园筒段由于前后端接触火焰的时间不同,采用了变厚度 P107 软片,贴片工艺及抗烧蚀性能良好,多次试车证明平均碳化烧蚀率在 0.1mm/sec 以下,工作过程中燃烧室压力稳定在 60kg/cm² 情况下,平均碳化烧蚀率在 0.06mm/sec 左右。前封头由于发动机工作终了时才接触火焰,只采用包复材料即可。发动机后封头则不同,全部工

作时间都接触火焰，并受到燃气流的强烈冲刷，故采用了工作表面加碳纤维的软片以抗冲刷，试车结果平均碳化烧蚀率为 0.05mm/sec 。

端面燃烧发动机一般推力较小，喷管喉径也是较小的。由于工作时间较长，喷管的烧蚀比较严重。端面燃烧发动机的喉径较小，喉部面积的变化对发动机内弹道性能影响则较大（如 7181 发动机喉部半径为 16mm ，如果烧蚀或沉积 1mm ，则燃烧压力降低或增高 20% ），不允许烧蚀或沉积，但喉部燃气流对喷管壁传热的比热流最大，并有机械的和化学的侵蚀作用。因此 7181 发动机采用了钨渗铜喉衬或石墨喷钨喉衬，多次试车表明喉部没有发生烧蚀，但出现了喉部沉积现象。喷管的收敛段与扩散段都采用了高硅氧层压玻璃钢材料，加工装配方便，试车中平均烧蚀速率为 0.25mm/sec 。

总之，7181 发动机的热防护措施满足了工作可靠性的要求，但在材料选择及结构设计上还可以进一步改进，减轻重量，提高性能。

四、喷管喉部沉积问题

7181 发动机研制初期就遇到了严重的喉部沉积问题。为了解决喉部沉积问题，除了进行沉积机理的初步研究外，主要采取了消除喉部沉积的措施，进行了多次点火试验，取得了成功。

7181 发动机喉部沉积现象是严重的，喉部沉积情况如图 (4) 所示。一般在发动机工作过程中持续沉积，使喉部面积逐渐减小，燃烧室压力则持续地升高，甚至达到设计计算压力的二倍。如图 (5) 燃烧室压力——时间曲线，08A 点火试验中，工作开始后喷管喉部就持续沉积，燃烧室压力持续上升，当发动机工作约 20 秒后，沉积速率减慢，燃烧室压力上升也缓慢，趋于平稳，并逐渐接近平衡状态。根据参考资料 [2] 的分析，可用下式估计喉部沉积对燃烧室压力的影响。

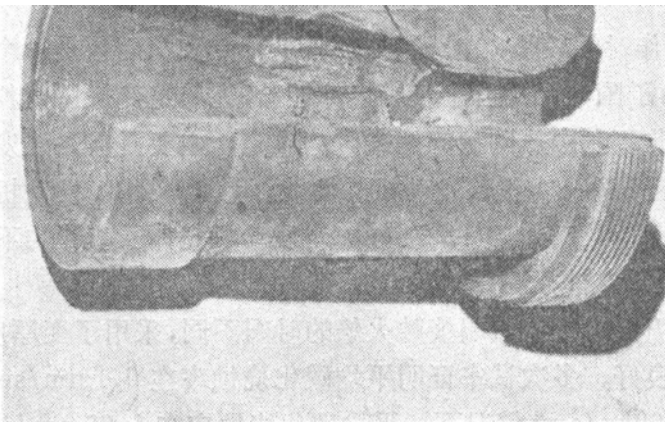
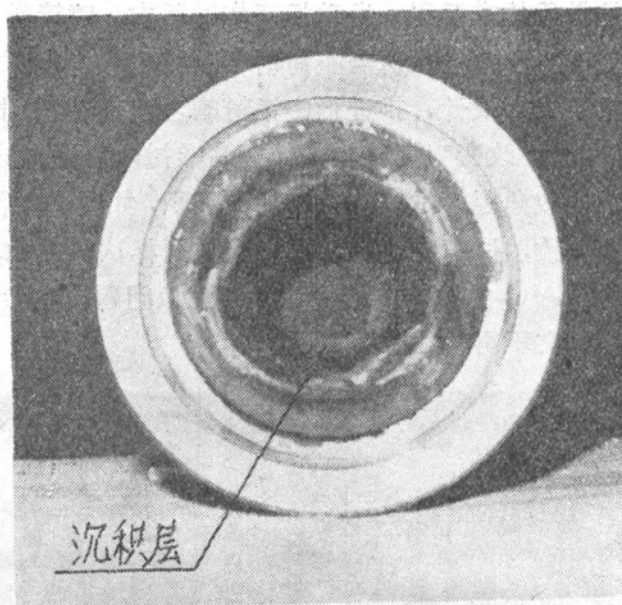


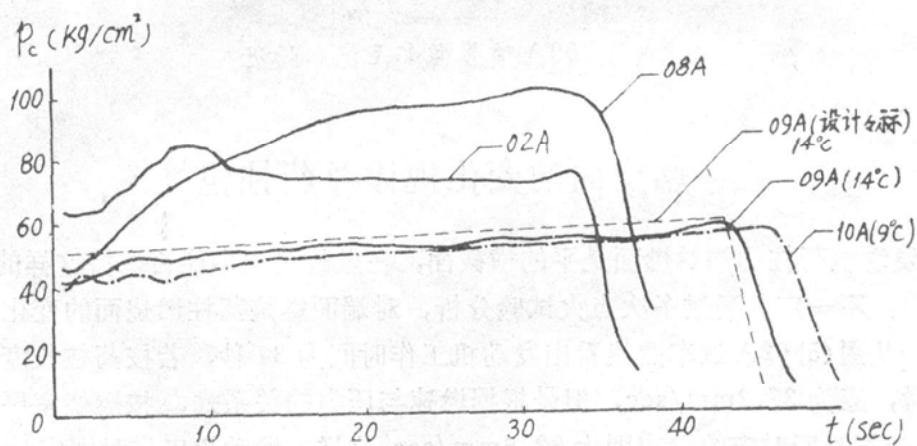
图 (4) a 喷管喉部沉积情况



图(4) b 喷管喉部沉积情况

$$\frac{\Delta p_c}{p_c} = \frac{2}{1-n} \cdot \frac{\Delta R_t}{R_t}$$

其中 p_c ——燃烧室压力； n ——推进剂燃速压力指数； R_t ——喷管喉部半径。由此可见喉径越小，喉部沉积对燃烧室压力变化的影响越大。7181 发动机由于喉部沉积使燃烧室压力不断增高，堵塞喷喉曾造成发动机爆破。



图(5) 7181 发动机点火试验压力——时间曲线

由于复合推进剂含有相当数量的铝粉，在燃烧过程中，这些粉末形成凝聚相金属氧化物粒子，凝聚相粒子在喷管流动中与壁面撞击和接触，在某些条件下则可能沉积。沉

无沉积,但收敛段及扩散段均有沉积。发动机工作过程中,喷管喉部能否发生沉积,沉积的程度,以及能否受到冲刷烧蚀,这与喉衬材料的性质、内表面加工粗糙度,喉衬的热沉性,以及喷管型面及结构设计、推进剂中铝粉的含量、粒度大小及分布等因素有关。考虑了有关因素 09A 试验中改变喷管结构,如提高喉衬内表面光洁度,减薄喉衬厚度、改变收敛段材料、减小收敛角等。试车结果喉部无沉积,如图(6)所示。测得的 $p-t$ 曲线与设计计算曲线基本一致,试车成功。10A 试验中同样试车成功,重复性较好,如图(5)09A 与 10A 试车的 $p-t$ 曲线。关于喷管喉部沉积问题已在参考资料[2]中进行了专题讨论,可供参考,本文不再赘述。



图(6) 09A 喷管喉部无沉积情况

五、燃烧面的变化规律及药柱包复

7181 发动机药柱的初始燃面是平的横截面,在燃烧过程中能否保持这样的横截面呢?回答是:不一定。通过多次点火试验分析,对端面燃烧药柱燃烧面的变化规律有了初步认识。从图(5)02A 试车曲线看出发动机工作时间为 34 秒,若按药柱长度计算轴向平均燃速时,应为 37.2mm/sec,但是根据燃速与压力的关系式,按燃烧室平均压力为 75kg/cm² 计算时所对应的燃速则为 32.5mm/sec,这样,发动机工作时间应为 39 秒,但实际是 34 秒,两者相差很大,后者是前者的 1.14 倍。造成这个差别的可能原因是药柱包复层边界处的燃速大于其它部分的燃速,引起燃烧面变化,使燃烧面不是平截面,而是一个凸的锥面。燃烧面形成凸锥面的变化过程如图(7)所示,由于药柱与包复层交界处燃速 r_2 大于药柱的燃速 r_1 ,开始使燃烧面出现为锥台的侧表面部分及平顶部分,按平行层燃烧规律,侧表面部分逐渐扩大,锥台的平顶部分则逐渐缩小以至消失,则燃烧面完全是凸锥面了。锥角 θ 取决于 r_1 与 r_2 之比,即 $\sin \theta = r_1/r_2$ 。

在稳定情况下,燃烧面达到平衡时的锥面后就不再变化了,仍表现为等推力——时间曲线的规律,但推力及燃烧室压力大于燃烧面为平截面时所对应的设计值,并由于燃

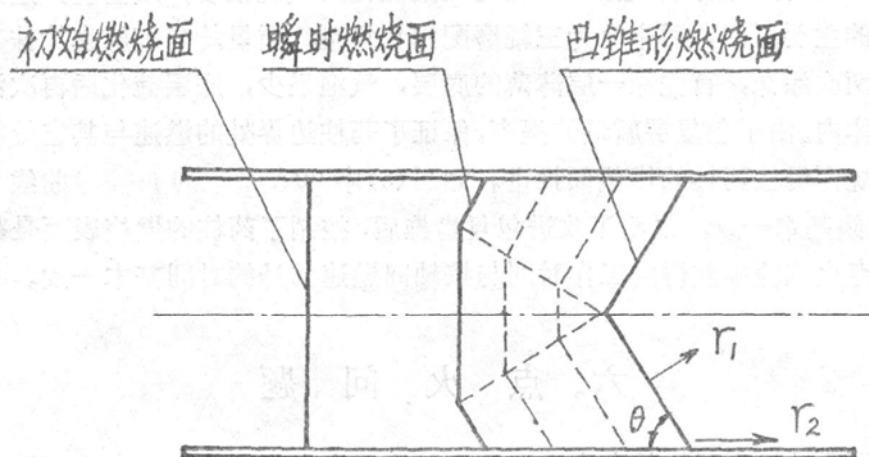


图 (7) 燃烧面变化过程示意图

烧沿发动机轴向推进速度 r_2 大于推进剂的燃速 r_1 , 则使发动机工作时间比按 r_1 计算的时间减短了。由于药柱和包复层的不均匀性, 在发动机工作过程中药柱各点的 r_1 与 r_2 也不是均匀的稳定的, 所以实际的燃烧面不是一个对称于轴心的直锥面而是不对称的曲锥面。7181 发动机点火试验中一次发动机爆破打开前封头, 使药柱中断燃烧, 残余药柱如图 (8) 所示。药柱的燃烧面是一个山峰状的曲锥面, 证实了上述的分析。

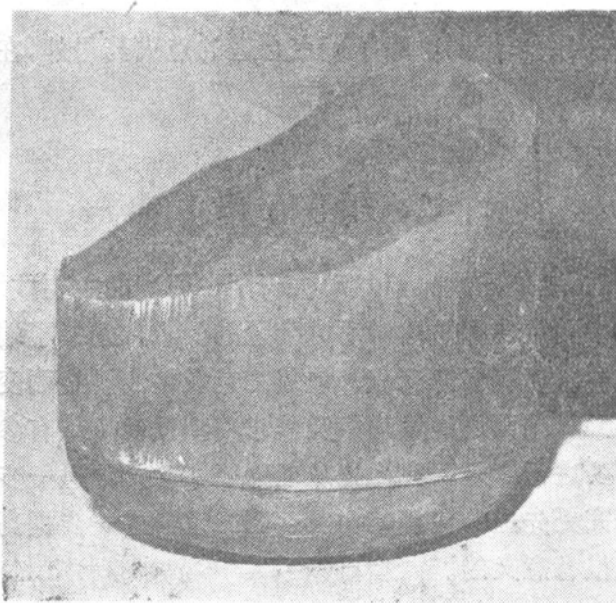


图 (8) 中断燃烧后残余药柱燃烧面情况

引起药柱与包复层交界处燃速的增高, 可能的因素是多方面的 (如经包复层向推进剂界面处的传热, 推进剂的某些组分与包复层之间的化学迁移等等), 参考资料[3]中进行了分析, 至于哪一种因素起作用, 必须根据发动机的具体情况进行分析。在 7181 发动机研制过程中, 我们发现阻燃包复层的质量及可靠性, 是保证药柱按平截面端面进行燃烧很重要的因素。7181 发动机采用了 BK-2 包复剂, 在药柱装填壳体之前涂抹在药柱外侧表面。包复剂的配制之涂抹工艺对包复层的质量影响很大。以前用手工搅拌时包复剂

较干, 并且不均匀, 涂抹后气泡多, 在包复剂硫化后气孔很多, 质量差, 这是造成边界处燃速增高的主要原因, 后来改为三辊磨配制包复剂, 质量均匀细腻在涂抹工艺上也作了改进, 分两次涂抹, 首先涂一层薄薄的底层, 气泡很少, 底层硫化后再次涂包复剂将药柱装入壳体内。由于包复层质量的提高, 保证了药柱边界处的燃速与其它处的燃速均匀一致, 使燃烧面仍按药柱的横截面推进。如图(5)中 09A 试车的 $p-t$ 曲线与设计计算的 $p-t$ 曲线基本一致, 说明了改进包复措施后, 控制了药柱的燃烧表面是药柱的横截面, 发动机点火试验中测得的工作时间与按轴向燃速估计的时间基本一致。

六、点 火 问 题

端面燃烧发动机由于初始自由容积较小, 建立点火压力需要的点火药量也较小, 当喷管堵盖打开后燃烧室降压也比较快, 点火药产生的燃气与初始燃面接触的时间也较短。因此, 端面燃烧发动机的点火可能更加困难, 故在确定点火药量时比一般发动机应适当多一些。7181 发动机多次采用黑火药点火试验, 按下式计算点火药量, 试车证明点火是可靠的。

$$G = 0.52P_0V_0$$

其中 G ——点火药量(克), P_0 点火压力 (公斤/厘米²), V_0 ——发动机初始自由容积(分米³)。

根据 7181 发动机多次试车证明, 除了确定合适的点火药量外, 在喷管出口加密封膜片或密封堵盖是保证发动机点火可靠的必要措施。

七、结 语

本文介绍了 7181 端面燃烧固体火箭发动机研制中遇到的主要技术问题, 并对重点问题进行了分析讨论。为了满足导弹总体对动力装置的要求, 选择了端面燃烧方案是合理的。研制中解决了热防护、喷管喉部沉积、包复工艺及控制燃烧面变化规律等问题, 取得了试车成功。这些成果对端面燃烧发动机及其它药型发动机都有参考价值。但是根据研制中发现的问题还需要进行专题研究, 如从理论及实验方面进一步研究喷管喉部沉积的机理及消除措施, 研究更先进的包复结构及装药工艺, 进一步提高发动机工作的可靠性及装药工艺性能都是很有意义的。

参 考 资 料

- [1] 哈尔滨船舶工程学院 202 教研室: 《7181 试验发动机热试车报告》1977。
- [2] 张唯: 《固体火箭发动机喷管喉部沉积问题的探讨》《船工科技》1979 年第二期, 哈尔滨船舶工程学院情报资料室出版。
- [3] 张唯: 《端面燃烧固体火箭发动机的设计研究》试船工科技报告, 1979.10。