

固体推进剂工程结构 分析手册

J. E. 菲茨杰拉德著



“航空兵器”编译组

V311-62
1501

固体推进剂工程结构 分析手册

J. E. 菲茨杰拉德著



30271481



“航空兵器”编译组

366044

固 体 推 进 剂 工 程 结 构

分 析 手 册

1979

固 体 推 进 剂 工 程 结 构

分 析 手 册

1979

“航空兵器”编译组译校

(内部发行)

“航空兵器”编译组出版(河南省洛阳市030信箱13分箱)

河南省临汝县印刷厂印刷

“航空兵器”发行组发行

开本787×1092 1/16·印张20 8/16·字数485千字

“航空兵器”编译组

330033

出版說明

本手册是根据AD887478原文译出。它概括了五十年代至七十年代初国外广泛开展的固体火箭发动机结构完整性分析研究的成果。讨论了固体火箭发动机在制造、贮存和使用过程中可能遇到的各种载荷条件,以及在这些载荷作用下药柱的应力—应变状态。指出了可能发生破坏的部位、情况和一般所采取的预防措施。介绍了用于初步设计分析和最终设计分析的工程计算方法及其理论基础。并通过一个发动机药柱结构完整性分析的实例,向读者说明了上述方法的实际应用。附录中有可供初步设计分析的大量设计参数曲线和光弹应力集中系数数据。附录F还介绍了14种发动机故障的实例及其解决的措施。

全书内容比较系统、全面,可供有关的教学人员、科研人员和工程技术人员参考。

由于我们水平有限,加上时间仓促,第十一章非线性粘弹性问题正文,未予译出,已译出部分也难免存在缺点和错误,敬请读者批评指正。

由于制版和排版上的困难,除图E—9未能制版外,尚有少数图、表顺序颠倒的情况,请读者原谅。

《航空兵器》编译组

一九七九年十二月

目 录

第一章 绪言..... 1	2.4 老化和湿度..... 16
1.1 概述..... 1	2.4.1 相对湿度..... 17
1.2 载荷和环境条件..... 1	2.4.2 老化..... 18
1.3 初步设计分析方法..... 2	减少有害的老化影响..... 20
1.4 最后设计分析方法..... 2	使用寿命予期..... 21
1.5 特殊设计研究..... 3	监视计划..... 25
1.6 试验应力分析方法..... 3	非破坏性试验方法..... 26
1.7 破坏分析方法..... 3	2.4.3 小结..... 29
1.8 材料特性鉴定..... 3	2.5 制造和加工方法的研究..... 29
1.9 线性粘弹性理论..... 3	2.6 符号说明..... 31
1.10 热粘弹性理论..... 3	2.7 参考文献..... 31
1.11 非线性粘弹性理论..... 4	第三章 初步设计分析..... 37
1.12 本章收集了若干附录以补充	3.1 前言..... 37
正文材料..... 4	3.2 温度载荷..... 37
第二章 载荷和环境条件..... 5	3.2.1 固化期间的收缩..... 38
2.1 前言..... 5	3.2.2 热冷却和温度循环..... 38
2.2 规定载荷..... 5	空心圆柱..... 39
2.2.1 热载荷..... 5	实心圆柱..... 40
2.2.2 加速度载荷..... 7	端部粘结的空心圆柱..... 42
轴向加速度..... 7	3.2.3 气动力加热..... 42
横向加速度..... 8	3.3 动载荷..... 43
2.2.3 动载荷..... 8	3.3.1 冲击载荷..... 43
振动..... 8	3.3.2 振动..... 44
冲击..... 9	星角的横向振动..... 45
运输和装卸..... 12	圆孔药柱的横向振动..... 48
2.2.4 特殊载荷和环境..... 13	轴向振动..... 48
2.3 推进剂与设计诱导载荷..... 13	热机偶合和热生成..... 49
2.3.1 固化收缩载荷..... 13	振动设计分析摘要..... 50
2.3.2 增压载荷..... 15	3.4 加速度载荷..... 50
2.3.3 飞行和综合载荷..... 15	3.4.1 轴向加速度..... 51

3.4.2	横向加速度.....	52	5.3.2	药柱终端形状.....	96
3.5	增压载荷.....	53	5.3.3	摘要和设计指南.....	118
3.5.1	空心圆柱.....	53	5.4	符号说明.....	118
3.5.2	星孔药柱.....	54	5.5	参考文献.....	119
3.6	有限长端部修正系数.....	55	第六章	试验分析方法.....	121
3.7	星孔药柱的应力/应变集中 系数.....	55	6.1	引言.....	121
3.7.1	简单开槽药柱形状.....	56	6.2	光测弹性.....	121
3.7.2	槽宽的影响.....	57	6.2.1	三元光测弹性.....	121
3.7.3	正楔角几何形状.....	59		应力凝结法.....	122
3.7.4	负楔角几何形状.....	59		扩散光方法.....	122
3.7.5	椭圆形槽梢几何形状.....	59	6.2.2	光测弹性的缺点.....	123
3.7.6	光弹性试验结果推广.....	60	6.2.3	光测弹性在药柱结构完整 性问题上的应用.....	124
3.8	设计分析方法摘要.....	62	6.3	测试设备.....	124
3.9	等效空心圆柱.....	65	6.4	结构试验器.....	127
3.10	小结.....	68	6.5	符号说明.....	127
3.11	符号说明.....	69	6.6	参考文献.....	128
3.12	参考文献.....	69	第七章	破坏分析.....	134
第四章	最终设计分析.....	72	7.1	概述.....	134
4.1	引言.....	72	7.2	允许安全余量.....	134
4.2	数值法.....	72	7.3	单一破坏分析.....	134
4.3	有限元素法概念.....	73	7.4	破坏准则.....	135
	不可压缩的修正公式.....	74	7.4.1	破坏表面准则.....	136
	基本方程的推导.....	76	7.4.2	破裂.....	137
	方程的解.....	79	7.4.3	积累损伤.....	137
4.4	工业实践.....	80	7.5	参考文献.....	138
4.5	未来的发展.....	81	第八章	材料特性鉴定.....	140
4.6	术语.....	81	8.1	引言.....	140
4.7	参考文献.....	82	8.2	机械性能试验.....	140
第五章	特殊设计研究.....	86	8.3	热性能试验.....	144
5.1	引言.....	86	8.4	非线性特征.....	144
5.2	过渡区域.....	86	8.4.1	物理非线性.....	145
5.3	装药的终端.....	87	8.4.2	几何非线性.....	146
5.3.1	消应片.....	87	8.4.3	不可逆显微结构变化.....	146
	简单初步设计程序.....	88	8.4.4	结束语.....	148
	壳体—药柱终端奇点的特性.....	89	8.5	术语.....	149
	能量平衡法.....	91	8.6	参考文献.....	150

第九章	线性粘弹性.....	154	10.4	材料特性.....	172
9.1	引言.....	154	10.5	瞬变过程问题.....	175
9.2	一般考虑.....	154	10.6	解决方法.....	175
9.3	线性粘弹性材料描述.....	154	10.7	结论.....	176
9.4	构成的方程.....	154	10.8	符号.....	176
9.5	应力分析.....	157	10.9	参考文献.....	176
9.6	用于线性和非线性固体推进剂 剂予期的松弛算子的特征值...	160	第十一章	非线性粘弹性参考文献.....	178
9.7	符号说明.....	165	第十二章	研究要求.....	184
9.8	参考文献.....	166	12.1	前言.....	184
第十章	热粘弹性.....	168	12.2	特殊研究要求.....	184
10.1	引言.....	168	附录A	线性粘弹性方程汇总.....	185
10.2	热流变学简单材料.....	168	附录B	有限元素分析法.....	190
10.3	时间—温度移位因子的计算...	168	附录C	设计参数曲线.....	211
10.3.1	单轴拉伸应力松弛模数 试验.....	168	附录D	星形推进剂装药光弹应力/应 变集中系数.....	253
10.3.2	移位因子的确定.....	170	附录E	发动机结构完整性分析实例...	269
			附录F	发动机的经验.....	297

第一章 绪 言

1.1. 概述

本手册介绍了过去十五年中某些有关改进固体推进的工程结构分析的评论和讨论, 这些改进已编入确定固体推进剂火箭发动机药柱结构完整性的方法中, 除了结构分析方法的准确性和适应范围的重要评价而外, 主要着重在目前实际技术水平的讨论, 也强调了药柱结构完整性试验验证的必要性和重要性。

药柱结构完整性的分析是评定一个固体推进剂火箭发动机在整个规定环境下满意工作的能力。这种分析包括两部分: 药柱结构分析和破坏分析。药柱结构分析是确定固体推进剂药柱在其使用期中可能受到的应力、应变、挠曲和变形。结构分析当与部件材料破坏分析相应破坏数据结合时, 就可确定限制的环境条件; 在该环境条件下, 可予料固体火箭发动机能满意的工作。然而, 在大多数情况下是由主承包商或政府主管办事部门向推进系统次承包商规定火箭发动机和环境条件。因此, 结构分析和破坏分析相结合, 即相当于药柱结构完整性分析, 不是确定发动机工作环境, 而是确定发动机在整个使用期中满意工作的最小安全余量。

在确定最小安全余量时, 不仅必须考虑在试验确定材料性能数据时所固有的统计变化, 并且还需考虑发动机可能遇到的载荷(如振动、加速度、增压等等)、发动机自然环境(如老化条件、温度、湿度等)以及分析方法或采用简化假设而人为地引入的固

有不准确性。通过对上述因素适当考虑而确定的安全余量是整个系统可靠性的指标。如果能确切地知道上述因素, 就只要求安全余量大于零就行。由于一般不是这种情况, 故往往必需对有关未知的特定数据作一些假设或近似, 这就使容许的最小安全余量处于随意限制的情况。这种限制反映了一个与结构分析、载荷条件、推进剂性能和破坏分析、以及自然环境和任务要求等有关的未知因素。在过去十年中, 由于整个固体发动机工业的经验积累, 上述限制的任意性在一定程度上有所减少。由于这种药柱结构完整性各方面经验的积累, 导致在一般情况下作出有关破坏数据、老化性能、结构分析和最小安全余量等的允许的工程近似和假设, 这种近似和假设对大部分工程分析来说, 其结果是正确的。由于这个原因, 人们常常引入一些有关的近似和假设, 比如说, 引入对类似材料有效的材料性能数据, 或引入类似发动机结构的设计经验等。文中讨论了上述假设和近似的正确性及其效果。值得注意的是: 在真实性方面并没有满意代替所需要的实际数据。在材料和设计结构很不相同的情况下, 必然要通过比较复杂的分析和较广泛的试验来获得需要的数据。而且, 如必要时, 药柱结构完整性的确定, 最终也许要求通过全尺寸发动机试验来检验。总之, 在任何情况下, 都要通过以往的经验或适当的分析和试验来证实。

1.2. 载荷和环境条件

该章是在研究固体火箭发动机可能遇到的载荷条件之前作为对该课题的一个导言。对一般发动机设计中的温度载荷、动载荷、加速度载荷、增压载荷以及混合载荷等,从其起源及相对严重性的观点进行了讨论。在该章中较为详细地讨论了上述载荷,以便在以后有关分析方法的章节中叙述载荷环境时,不必过多的重复。

该章还研究了固体火箭发动机在其使用期间经历的自然环境。这是面对结构完整性设计的一个最困难而又非常重要的问题。一般认为在贮存期间产生的足以降低固体火箭发动机寿命的有害影响因素中,推进剂和包复层的正常老化和相对湿度水平是最关键的因素。适当计算上述贮存条件对固体火箭发动机结构完整性的影响,必须考虑所有老化敏感系统和分系统部件的物理的、化学的以及物理化学的变化。

1.3. 初步设计分析方法

该章是专门涉及完成药柱结构分析方法的两章中的第一章。在该章中讨论了初步设计结构分析方法,而在下章中讨论最后设计分析方法。

如一已知药柱设计有优点,并能给出怎样在结构上改进设计的定性的或半定量的建议,则一予选的发动机结构的初步设计分析就确定了。在这种情况下,分析固体推进剂药柱时,在分析方法中的近似和简化假设被认为是正确的。文中介绍了一般发动设计分析的设计数据图表和工程近似公式。认为在目前水平下,广泛的数字分析是不适当的。鉴于所作的有关材料性能或破坏数据可能的近似性,往往证明采用计算机分析所获得的附加的精度是没有意义的。同时由于最终设计结构还未确定,采用计算机分析也不一定正确。例外的是,在新的或异常的药柱设计情况下,也许需要计算机分析。因此,在上

述情况下,特别是在完全新的设计情况下,建议发展与小尺寸发动机试验相结合的新的分析方法,以便代替依靠使用性可疑的计算机分析方法。

在该章介绍了第二章讨论的有关载荷条件的工程近似方法。它包括计算厚壁圆筒应力、应变和挠曲的一些公式,还有开槽式和星型结构应力集中系数的经验推导关系式,以及一些有限长端部修正系数曲线。该资料的图表均用肉厚(药柱燃拱厚度)分数和长径比来表示。由于该章中讨论的分析方法属于近似和初步的性质,故只给出了用以求应力、应变和挠曲最大值的关系式,这些值对初步设计分析是充分的。用对弹性学方程的数字解求得了关于有限长空心圆筒的作为长度函数的应力、应变和变形的分布图。

所介绍的分析方法均以无穷小线性弹性学理论为基础。也讨论了时间和温度的影响为什么可以合并的看法。在大部分情况下,由于初步设计分析的初步性质,在此设计阶段不需要这类修正。

1.4. 最后设计分析方法

该章研究了进行最后设计的分析方法,初步设计分析方法已在前章讨论了。

在初步设计分析已经指出某一给定的药柱形状可能合适之后,再作最后阶段的药柱结构分析。所以初步设计分析是在简化假设和近似的条件下,一般地研究各种载荷和药柱的各部位,以求阐明药柱关键性的结构完整性参数,而最终设计分析通常是在很少限制假设和近似的条件下,研究总的承载情况和整个推进剂药柱。

药柱形状的复杂性和承载情况的恶劣程度决定了最终分析和设计阶段需要采用的先进技术的水平。目前,药柱结构分析的最后阶段需要广泛采用近似数值计算法。在最后设计分析阶段,由于涉及问题的复杂性,以

及为获得近似解而发展数值分析方法又较为容易,故在此阶段中,只获得少数封闭形式的分析解。文中除了讨论以前工业实践外,还简要介绍了整个推进剂工业中通用的数值计算法。

1.5. 特殊设计研究

该章中摘要的介绍了上述研究的某些成果。在某些情况下,这些结果完全是定性的,充其量也不过是当与部分技术鉴定相结合时才能适合于初步设计分析工作。重要细节的介绍是为了说明设计和分析的方法。

1.6. 试验应力分析方法

试验应力分析可作为原始分析的工具,或作为其他分析方法的验证试验。因此,对复杂的药柱设计,当解析分析和数值分析结果的准确性有严重怀疑时,试验方法常常是作为主要的分析方法。试验方法还被用来验证用作药柱完整性最后检验的小尺寸发动机和发动机样机试验分析和破坏方面预期的结果。如使用得当,试验应力分析是设计者和分析者用以补充解析分析和数值分析方法的强有力的工具。

目前,试验分析主要使用光弹性、位移测量仪和结构试验器(STV)。这种结构试验器模拟生产交付发动机的基本特征。在该章中讨论了上述课题。

1.7. 破坏分析方法

破坏分析或强度分析构成药柱结构完整性分析的最后阶段。强度分析的结果表示为安全余量。确定最小安全余量必须考虑到试验确定材料性能数据所固有的统计变化、发动机遇到的载荷(如振动、加速度、增压等)、发动机自然环境(如老化条件、湿度、温度等)以及在分析方法中固有的或由简化假设人为地引入的不准确性。通过对上述因素的适当考虑而确定的安全余量是整个系统可靠性的指标。如果确切知道上述因

素,则没有安全余量大于零的实际需要。由于一般不是这种情况,故往往必须对目前未取得的有关具体数据作一些假设和近似。这样,允许最小安全余量就处于随意限制的情况。这种限制反映了一个与结构分析、载荷环境、推进剂性能和破坏分析以及自然环境和任务要求有关的未知因素。

1.8. 材料特性鉴定(表示法)

高装填固体推进剂材料特性指标是进行适当的结构完整性分析之前必须解决的主要问题之一。

为了上述目的,目前有若干基本上是标准几何形的试验样品,这些样品如下:

- 若干种类的单轴样品
- 双轴窄条样品
- 挠曲、及双搭结剪切样品
- 三轴(Pokar-Chip)样品
- 直径样品

在ICRPG固体推进剂机械性能手册中也包括了上述特殊样品的制备品及其各种补充和修正(该手册于1966年9月出版,CPIA出版号1)。因此,在这里对样品制备问题不予讨论。

除了样品制备的方法和技术要求以外,该手册还介绍了使用上述样品时所遵循的特殊试验方法。在该章讨论中涉及了这方面的问题。介绍的方法是基于采用线性粘弹性基本方程和莫兰——李(Moreland—Lee)换算时间积分,它采用了一个用试验方法确定的时间—温度移位因子。该试验方法的缺点主要集中在上述假设的准确性上。

1.9. 线性粘弹性理论

该章摘要地介绍了线性粘弹性理论,还有线性粘弹性特征分析的讨论,以提供进行“准”非线性分析的方法。

1.10. 热粘弹性理论

与热粘弹性有关问题的分析是从简单的

线性粘弹性理论开始，到复杂的非线性粘弹性理论为止。

该问题相当复杂的原因在于有关温度对材料性能影响的物理假设。故在该章中介绍了上述假设的讨论，以及目前采用的热粘弹性分析的方法。

1.11. 非线性粘弹性理论

定性地予期某一结构机械特性曲线的能力，要求有该结构中每一材料的机械特性曲线的描述或数学说明作为先决条件。基本材料特性曲线的数学说明（称之为基本方程）与外加表面载荷、位移的了解和工程力学场方程一起，构成一个方程系。这些方程的解，给出物体内每一点的应力和应变状态。为了予期药柱的成功或失败，需要将计算的物体内的应力和应变与某些破坏准则相比较。因此，有人发现结构分析就如同确定材料特性曲线的基本方程一样，而且，如果予期的应力状态误差很大的话，破坏分析就没有多大价值。还有一般三维应力状态破坏准则的确定，需要计算实验样品在多轴载荷条件时的应力状态。因此，合理地破坏准则的确定与材料特性曲线的基本方程有关。

而一系列的基本方程、载荷确定、结构分析以及破坏的确定，显然都是相互关联的。而且，最后适用于性能予期的答案，同样与设计中上述每一部分的准确性有关。本章的讨论，主要牵涉到允许的基本方程的推导。

1.12. 本章收集了若干附录以补充正文材料。

附录A是线性弹性方程的摘要。

附录B从使用者的观点介绍了有限元素计算机程序的更进一步的讨论。列举了一个典型的计算机程序，并说明了所要求的输入和输出数据。为了说明有限元素计算机程序的应用，解了三个样品的问题。

附录C包括了一些园管形药柱初步设计分析的设计参数曲线，这些园管形药柱具有各种各样的端部情况，并经受热载荷、压力载荷以及加速度载荷。

附录D介绍了估计星凹应力/应变集中系数的光弹试验数据。

附录E介绍了一个发动机结构完整性分析的实例，以便向读者说明设计和分析的方法。

附录F介绍了在过去十年中整个固体推进剂工业所取得的发动机经验的概略。对发动机故障以及紧接着采取的修正措施进行了讨论。希望这些资料能有助于将来整个固体发动机工业防止同类事故发生。由于要作最大努力来避免损害各公司的所有权或引起任何公司的为难或介绍保密性质的材料，所以上述讨论采取较一般的形式。这些讨论对有关发动机方案、导弹任务以及推进剂类型的特别详细的情况大都略去。然而，仍认为该材料对进入固体推进剂工业的新设计者是有帮助的。

彭子亚译 夏宏康校

第二章 载荷和环境条件

2.1. 前言

固体火箭发动机遇到的载荷一般分为两类：规定载荷和诱导载荷（或导出载荷）。规定载荷是由主要承包商或政府主管公司在RFP或发动机技术文件中提出的要求确定的。它一般包括：工作环境温度、加速度、振动、冲击、运输和装卸载荷，以及物理环境（如老化状态、湿度等）载荷等。诱导载荷起因于特别选定的推进剂、加工方法和满足发动机任务目标的药柱形状，它一般包括：固化收缩、压力、飞行和某些综合载荷等。

在本章中讨论了这些载荷的起源和严重性。提出了通过改变材料性能和药柱设计使这些载荷的不利影响减至最小的意见。其中还有一节谈到有关制造和加工的研究。

2.2. 规定载荷

2.2.1. 热载荷

最严重的温度载荷常常是低温循环载荷。分析危险区一般是在开孔药柱内径上和壳体——药柱的两端。

热应力和应变的出现是由于发动机壳体和推进剂两者热膨胀系数不同的原因。推进剂、包复层和绝热材料的热膨胀系数一般比发动机壳体材料热膨胀系数大一个数量级。因此，冷却到温度低于发动机固化温度时，由于推进剂、包复层、绝热缓冲垫材料的抑制收缩，在药柱内就引起了热应力和应变。一些复合推进剂的线膨胀系数和钢或玻璃钢壳体的线膨胀系数的差值一般是 5×10^{-5}

。聚丁二烯推进剂的线膨胀系数和钢壳体的差值是 4×10^{-5} $(^{\circ}\text{F})^{-1}$ 左右。对一些双基推进剂和钢或玻璃钢壳体而言，其线膨胀系数差值的变化范围在 $8 \times 10^{-5} \sim 8 \times 10^{-4} (^{\circ}\text{F})^{-1}$ 之间，热诱导载荷的大小取决于为了满足发动机要求而选择的推进剂和药柱设计，因为这种选择决定了推进剂与规定温度载荷相当的固化收缩。固化应力和应变将在 2.3.1 节中进一步讨论。工作温度范围一般是在 RFP 和发动机技术文件中规定的。

在热应力和应变分析过程中，有些计算可能涉及到推进剂固化温度和固化收缩应力和应变的叠加，或者有些计算可能涉及到推进剂的零应力/应变温度 T_1 。该温度定义为加热引起的应力和应变变为零时的温度。正如 2.3.1 节中指出的，因为在固化期间推进剂收缩，所以应力释放温度通常将高于固化温度。但是，在 2.3.1 节中谈到，在环境温度下，一般的浇铸双基推进剂固化过程往往产生一种应力释放状态。

温度 T_1 可以很容易的用不同方法来确定。方法之一是从推进剂固化温度中减去那与固化收缩相联系的等效温降：

$$T_1 = T_c - \frac{1}{3\alpha_p} \frac{\Delta V}{V_0} \Big|_{t \rightarrow \infty} = T_c + \frac{\alpha}{3\alpha_p} \dots \dots \dots (2.1)$$

式中 T_c 是推进剂固化温度， α_p 是推进剂线热膨胀系数， α 是纯体积固化收缩。聚丁二烯推进剂的纯体积收缩一般是 0.2%，而

药浆浇铸双基推进剂的纯体积收缩是0.5%。一般的浇铸双基推进剂的收缩要低得多。

另一方面,根据模拟或小尺寸发动机试验也可以确定零应力/应变温度。在这些试验中将已经固化的发动机的温度缓慢地升高超过它的固化温度,同时记下内部形状的测量结果与温度的函数关系。在某一温度下发动机的内部几何形状与原来的芯杆形状一致,则确定此温度为应力释放温度。照这样进行测量的结果表明对聚丁二烯推进剂来说,其应力释放温度 T_r 一般比推进剂固化温度高 15°F 。而对于药浆浇铸双基推进剂则高 22°F 。〔1〕

减少零应力—应变温度或通过最佳设计,可以使加热引起的应力和应变减到最小值。如2.3.1节讨论的,采用降低推进剂固化温度或引入一复杂固化周期的方法可达到零压力—应变温度的最小值;最佳设计方法目前是基于通过过去发动机试验获得的工程直观分析和基于参数化的计算机分析。

在药柱的两端故意引进所谓片式或罩式的应力释放区、或者采用应力—消除沟、突起、楔形等可降低粘结应力。应力消除片是由在发动机全部预计温度范围内其强度和伸张特性均大于推进剂的那些材料所制成,所选的这类材料还必须具有与发动机弹道要求相一致的绝热能力。填充硅或硅石棉的丁钠—n类橡胶,一般均能满足上述要求。

通过设计考虑,可使内孔环向应力和应变减至最小值,这点将在后面的3、4两章有关药柱分析方法的讨论中详细说明。

近年来随着超音速飞机和复杂的空中发射攻击导弹的发展,气动力加热的影响已成为一个重

要问题。当一个固体火箭发动机(此发动机经低温长期贮存或长期挂在高空飞行器外面,足以使其药柱的大部分达到温度平衡)遇到因飞行器超音速冲击而引起的热障时,就会出现由气动力加热引起的结构上的问题。因为在高速情况下,附面层中产生能量消散和在高速度情况下附面层内粘性应力对流体作摩擦功,所以附面层的温度和导弹蒙皮的温度都显著地升高。结果在发动机壳体和推进剂内就存在温度梯度。

因为推进剂药柱的大部分来不及反映由气动力加热引起的这种温度梯度,所以除了因热冷却已出现的那部分应力外,又引起了粘结应力。按一般的规律,这个附加应力的数值不大,约为几磅/吋²。加热引起的此应力分量,仅在绝热材料或包复层垫材料膨胀(其膨胀量比壳体大一个数量级)引起一压缩应力分量前短时起作用。此压缩应力分量引起总的净粘结应力降低。因此,人们明白:与气动力加热相关的结构问题是由于迅速升高的温度场引起了推进剂—包复层—绝热层—壳体粘结系统的强度特性的下降。当推进剂—壳体界面上温度升高以致在该界面粘结应力能力(即粘结强度)的

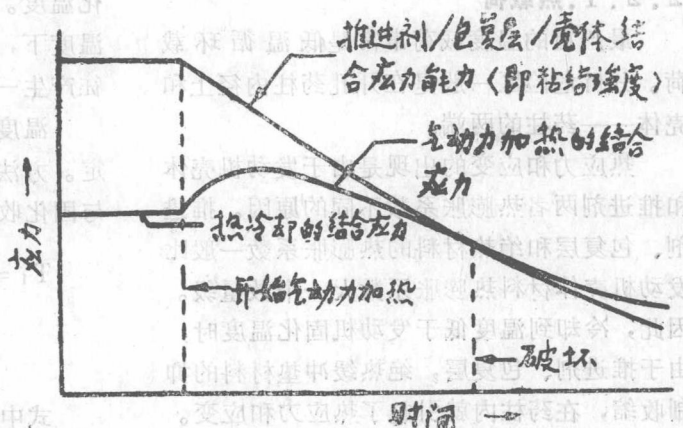


图1 气动力加热作用的图解说明

下降比其粘结应力下降更迅速时,则与气动力加热相关的结构问题会达到灾难性的程度。该特性表示在图 1 上。

因气动力加热,净结合应力开始稍有增加,而后随间增长而减小。推进剂——壳体界面结合应力能力在空气加热期间随时间单调地减少。如果在该过程的某一时刻,界面的结合应力能力衰减到小于其被引起的结合应力那点,则破坏就接着发生。

为了使气动力加热的有害影响减到最小,通常的方法是用软木或某些好的重量轻的绝热材料使发动机壳体的外表面绝热,该材料热传导系数和推进剂的热传导系数差不多。这种绝热层能抑制壳体和推进剂之间温差的大小,并能减少热通量。为了减少有害的影响,目前全国若干公司正在探索另外的方法,包括某些高温硫化胶合剂,人造橡胶和推进剂的应用。采用这种材料,由于部件材料高温物理性能的改进,使气动力加热的有害影响减至最小值。但是,到目前为止,考虑到技术发展的状况还没有充分地发展这些材料。

2.2.2. 加速度载荷

本节介绍 2 种加速度载荷状态的简要讨论:

- (i) 贮存下沉
- (ii) 发射和机动

固体火箭发动机的运输通常引起 $\pm 3g$ 或更小的加速度。因为在运输期间载荷方向改变,所以这类载荷属于动载荷,将在下节中予以研究。

轴向加速度。通常由自由落体或垂直贮存、运输和发射状态下。固体火箭发动机在垂直贮存期间,推进剂药柱受到一个重力。一般象这样一个 g 的载荷,还不足以引起沿壳体——推进剂粘结界面的临界(危险)剪

切应力。由于粘结剪切应力是和发动机直径成正比,所以在大型固体火箭发动机中采用不适当的药柱端部结构就可能发生例外。在这种情况下药柱端部发生脱粘是常见的。但是,与垂直贮存联系的主要问题是大的推进剂变形或下沉的发生。对环境温度以上(也就是 40°F 以上)的贮存来说,下沉可能是一个关键的设计因素,在较低的温度下,推进剂的刚度通常使变形量减小。

在轴向贮存状态下药柱变形量与发动机直径的平方成正比;因此,在比较大的固体火箭发动机长时间垂直贮存的情况下(如在发射井里),推进剂药柱的下沉是特别显著的。在一些小发动机中,当其弹道设计中没有考虑推进剂下沉对气流带来的限制时,这种下沉状态也可能成为一个危险的因素。如带一个沉浸式喷管或若干(药柱)径向槽的发动机就是一例。

固体推进剂的下沉特性受到推进剂蠕变性能的控制。因此,增加推进剂硬度将减少下沉变形量;然而,与增加推进剂硬度相联系的不利影响,特别是推进剂伸长能力降低往往使结果得不偿失。因此,所有考虑大变形的设计方法都涉及到推进剂的轴向下沉问题。温度循环期间为了防止药柱端部脱粘,在药柱两端采用的应力消除片或保护罩,一般也适用于轴向贮存时防止药柱端部的脱粘。

在固体火箭发动机的发射期间,在壳体推进剂粘结界面上引起高的剪切应力。在前端药柱的端面上这种应力最大,并和加速度大小及发动机直径成正比。最大剪切应力通常发生在接近加速度最大的时候,而不是在发射时立即产生。在内部未产生压力的发动机中(例如在第二级火箭上)的轴向加速度应力比内部产生压力的发动机更为严重。发动机内部的增压引起一个流体静力学压缩

场,它有助于提高推进剂强度能力并多少能减小重力的影响。由于高温时推进剂壳体结合强度能力的减少,所以高温加速度比低温加速度的影响更严重。对高加速度发动机来说,轴向发射和飞行中的加速是较重要的加速度负荷。

采用扩大粘结面积范围(特别是药柱端部支撑范围)的方法,以及通过药柱端部的设计以减小药柱——壳体奇点上的应力集中,可以减小轴向加速度应力。

横向加速度

横向或者侧向加速度发生在水平贮存、运输和自由飞行时机动的情况下。在中等温度下,水平贮存跟垂直贮存一样也能产生很大的推进剂变形。除了由于星尖或纵向槽闭合到一起,使流道收缩外,还存在发动机样机壳体形成椭圆度的更为严重的问题,克服后一问题的方法是采用若干刚性环,以防止壳体在贮存期间变成椭圆。采用定期转动发动机 90° 的方法可使上述的全部影响减到最小,或者至少可补偿上述影响。在薄星角装药长久贮存的情况下,对每个星角采用可燃尽的苯乙烯泡沫塑料支撑常常可限制星尖的偏斜。

飞行中的机动一般不会引起很大的加速度载荷。对很高加速度的发动机来说,因突然机动飞行而引起发动机壳体的弯曲有时可能引起药柱裂纹或药柱端部脱粘,然而,在自由飞行机动时,有关其它载荷条件的正常设计试验,一般都有足够的结构强度。

2.2.3. 动载荷 振动

在固体火箭发动机使用中遇到严重的和持续的振动环境条件时,由于推进剂很大的阻尼,所以一般把固体火箭发动机的振动看作一个潜在的结构完整性问题。在靶场和飞行运输期间振动影响最严重,因为固体火箭

发动机的燃烧时间比较短,所以自由飞行振动一般不会损坏推进剂药柱。然而,振荡燃烧则可能引起严重的结构问题,特别是对那些薄的不支撑的药柱突臂(如星型药柱的星角、车轮型药柱的突臂等)更是如此。大量近代固体推进剂的高铝含量对减小燃烧不稳定性问题多少有些帮助,对某些燃烧状态、气流状态和药柱内型来说,声学不稳定性可能引起足够大的压力波,使推进剂药柱发生破碎,从而引起突然的发动机故障。

与振动有关的一个关键性问题是引起局部温度增高,不是足以引起推进剂自然点火就是会引起严重的力学性能降低。对于线性粘弹性材料,能量消耗变成热的速度与振动频率、材料硬度以及变形量的平方成正比,因此,对一般发动机来说,在高温、低频、一次谐波情况下,振动问题一般是最严重的。在这种情况下,对于振动状态来讲推进剂硬度最小,而自由表面(即星尖)的运动最大,其结果是最大能量消散变成热。推进剂力学性能对温度特别强的依赖关系,使该问题进一步复杂化了。这种温度依赖性使能量消散对温度变化很敏感,以致连续的周期强迫运动总是产生显著的温度增加。

在低温情况下,推进剂表现更接近弹性,因此,减小了推进剂的运动和能量消散。低温时产生的热,从热生成源传开也比高温更容易。

对经受振动的高质量比发动机而言,会发生另一个问题。即在经受振动期间,伴随着能量消散的温度增加引起推进剂药柱膨胀到充满可利用的自由容积。如果不备有足够的自由容积,那么,就可能引起推进剂与推进剂、或者推进剂与壳体相接触。这种接触可能引起局部温度的增加比普通温度的增加高一个数量级或者更高,或者由于减低了推进剂力学性能而可能引起结构上的破坏。

温度增加的结果,即使不足以引起自动点火也仍然存在引起材料性能大大降低的可能性。因为循环加载引起了推进剂、或推进剂——包复层——壳体之间粘结的化学力学性能的损坏。托米和布里顿〔2〕曾介绍过一些连续循环加载时推进剂流动和推进剂解聚的实例。

目前是根据全尺寸发动机试验来确定固体火箭发动机的振动能力。试验环境的具体种类取决于适当的军用技术要求。典型的技术条件是要求在三个互相正交方向(水平、垂直、纵向)的每一个方向上振动试验,试验时输入双向幅度位移的振幅为0.100吋,或在2~500赫和5~2000赫的频率范围内最大加速度为5g。另外在正弦振动连续改变频率的情况下,或在宽频带随机激励情况下进行某些部分试验。目前大多数军事技术条件要求在2和500赫之间的每一个共振频率下的持续时间为30分钟,表1给出了一些测量的振动水平与振动技术要求的比较。

在过去,对有关振动技术要求怎样切合实际的问题曾做过许多调查,上述调查导致了最近正在进行的现有发动机资料和通用的振动技术要求〔3〕比较的研究,通用技术要求的主要缺点是共振持续时间要求与实际发动机振动环境不符。瓦格纳(Wagner)〔3〕建议放弃共振试验而代之以随机扫描振动试验,因为这种试验较能代表固体火箭发动机实际环境。

不难证明,在振动期间固体推进剂药柱内部最大生成热是出现在共振情况下;同时还证明随着推进剂的温度增加,发动机的共振频率开始减小。大多数通用技术条件要求:在共振持续试验期间,输入发动机的振动频率应随着由温度增加引起的发动机共振频率的变化而改变。这种环境比固体火箭发动机在其使用期间实际上碰到的振动环境较

为苛刻。

还提出过关于在固定的发动机/振动器的一些连续点上监视输入加速度强度(通常 $\pm 5g$)要求的问题,放大系数常常引起在波腹上产生 $\pm 10g$ 的加速度,故意造成这种加载情况以模拟外部安装火箭发动机的飞机振动负载。但是实际上,这种振动负载主要是由于空气和风的震动负载引起的,结果是:对于飞机来讲,事实上发动机是振动负载的主要来源,在目前的振动试验中,并未模拟这种状态。

料想目前振动试验和技术条件的某些改进是根据空军火箭推进实验室拟定的大纲所作的测试弹模拟装置的载弹飞行试验结果以及该试验中由火箭分公司对秃鹰发动机(Condor Motors)所作测试和监视的结果。

冲击

冲击载荷一般发生在固体火箭发动机在装卸或运输期间被跌落或受到严重的机械冲击时,各种核爆炸冲击波也是冲击载荷的重要来源。当排除核爆炸冲击波时,这种载荷按时间的平均值一般在1~5g范围内。局部峰值强度范围在25~75g之间。

峰值冲击载荷强度作用时间很短,在此期间推进剂一般本质上表现为具有玻璃模数的弹性材料。因此,推进剂药柱本身通常是不损坏的。发生的主要的损坏通常是使样机壳体弯曲或翘曲。由于冲击载荷的结果,可能使药柱受到损坏,或者是推进剂——包复层——壳体的脱粘,或者是具有足够能量的冲击波发展到产生爆炸。

对于低温,壳体——药柱脱粘最大的可能是发生在中间物上,或者在冲击载荷作用点接近的区域上,或者在壳体——药柱的两端上,在高温情况下,推进剂最柔软,并能较好的经得起大的变形。在关键性的药柱两

表 1 某些测量的振动水平与振动技术要求的比较

操作方法	测量的振动水平	规定的环
I 运输和装卸		
A、用普通运载装置装载		第 1 部分。正弦共振测定；
1. 卡车		频率 22500 赫
a、铺平的道路	0.35g (峰值) (最大在 4 赫)	第 2 部分。正弦共振持续试验：在上述频率 (2—500 赫) 的每个共振点振动 30 分钟，加速度 1.3—5.0g (峰值)
b、崎岖不平的道路 (20~25 哩/小时)	1.7g (峰值) (最大在 10 赫) 2.1g (峰值)	第 3 部分。正弦扫描频率试验：加速度 1.3~5.3 (峰值)，沿每 45 分钟 (扫描速度：每 15 分钟从 5~500~5 赫的频率循环一次)。
c、越野行车 (1210 哩/小时)	5.0g (峰值)	
2、牵引式拖车	3.7 (峰值) (最大在 240~350 赫范围里) (出现的次数小于 1%)	
3、铁路		
a、在道路上面 (50~270 哩/小时)	0.8g (峰值) (最大在 1000 赫情况下) 2.2g (峰值) (记录的最大值, 振动的 93% 是小于 0.75g) 2.0g (峰值) (主要的频率在 2.5~7.5 赫和 50~62 赫范围内)	
b、转车场 (瞬时)	35g (峰值) 以 8 哩/小时速度碰撞	
4、用活塞或涡轮发动机驱动的螺旋桨飞机	5.0g (有效值) (最大在 400 赫情况下) 5.0g (峰值) (1~250 赫)	
5、喷气发动机	2.8g (有效值) (最大在 800 赫情况下)	
6、直升飞机	7.0g (有效值) (最大在 400 赫) 1.0g (峰值) (3.5~35 赫)	
7、船		
a、平静的海洋	0.08g (峰值) (最大在 1.5 和 15 赫)	
b、汹涌的海洋	0.8g (峰值) (最大在 0.1 和 15 赫)	