

固体火箭 发动机 结构强度

〔苏〕 A·H·固茨

A·Г·马卡连科夫 著

И·С·契尔内申科

于龙淮 周德山 译



宇航出版社

V421
1004

固体火箭发动机结构强度

〔苏〕A. H. 固茨

A. Γ. 马卡连科夫 著

И. С. 契尔内申科

于龙准 周德山 译



30272319

宇航出版社

508818

内 容 简 介

本书简要地论述了固体火箭发动机承力部件在考虑典型结构材料的变形规律情况下的强度计算原理,给出了结构件的若干数值计算例题和一些典型问题的解题算法。

本书供科学工作者、工程设计人员阅读,也可作为高等院校有关专业的教师 and 研究生参考。

固体火箭发动机结构强度

〔苏〕A·H·固茨

A·Γ·马卡连科夫 著

И·С·契尔内申科

于龙淮、周德山 译

宇航出版社出版

新华书店北京发行所发行

各地新华书店经售

轻工业出版社印刷厂印刷

开本 850×1168 1/32 印张 9 1/4, 246 千字字数

1983年12月第一版第一次印刷

印数 1—3,000 统一书号, 15244·0002

定价: 1.40元

818808

译者序

这是一本关于固体火箭发动机强度问题的专著。它从工程应用的角度，对固体火箭发动机的壳体、底及连接组件的强度问题，特别是对复合材料的结构，进行了理论研究和实验分析，并提出了一些有效的计算方法。这对工程上其它类似结构的强度问题研究，也有参考价值。

介绍固体火箭发动机结构和强度计算的书籍，目前国内尚不多见。从本书所介绍的内容，可以了解国外对固体火箭发动机强度问题研究的一些情况，有关结构的介绍，可参阅А. Н. Винисткий等所著《固体火箭发动机的结构和试验》。

译校过程中，对原书排印上的错误均已纠正，不一一注明。限于水平，译文难免有错误和欠妥之处，恳请读者不吝赐教。

一九八二年十月

序 言

在现阶段，随着火箭技术的发展，对火箭及其部件的结构强度和可靠性，提出了新的、更高的要求。其中，最重要、最迫切的问题之一，就是建立固体火箭发动机强度的理论基础、确立研究方法和进行实验工作，并制定出其工程计算方法。

随着固体火箭发动机功率和尺寸的增大、工作条件的复杂化、对机械可靠性和重量方面要求标准的提高，以及新的高强度结构材料（钢、钛合金、玻璃钢）的应用，这些问题就越发突出。研制轻的、坚固的、可靠的固体火箭发动机，要求在对问题进行综合处理时，以非线性理论为基础，研究出新的、更加完善的计算方法。

这是由于，在定常与交变的、静载荷与动载荷的作用下，处于使用条件下的结构部件中会出现大的位移、塑性变形和蠕变现象，从而显著地影响着应力场的分布。这就超出了线性理论的范围。

固体火箭发动机的结构强度计算，包括对问题的综合求解，其主要内容可归结为，确定结构部件的应力应变状态和承载能力，研究结构材料在固体火箭发动机工作条件下的弹塑性变形规律，以及进行实验研究。

其中，主要的有：单个结构元件的变形特征研究和破坏情况与破坏条件的分析；结构整体的应力应变状态和承载能力的研究。

在强度与结构力学的基础研究领域，苏联的著名学者有：A. H. 克里罗夫、C. П. 铁摩辛柯、B. B. 符拉索夫、A. A. 依留申、Ю. H. 拉勃特诺夫、B. B. 诺沃日罗夫、X. M. 穆什达里、C. Д. 包诺马列夫、B. B. 莫司可维金、Э. И. 戈里高留克，等等。而在飞行器结构力学的个别问题上，B. И. 费奥多西耶夫、Л. И. 巴拉布赫、H. A. 阿尔福多夫、A. B. 卡尔米申、И. A. 比尔盖尔等人，也做出了贡献。然而，就上面所指出的问题，目前仅发表了个别文献，且多属于

符 号

$\alpha_i (i=1; 2; 3)$ ——任意正交坐标系
 α, β, γ ——与主曲率线共轭的曲线正交坐标系
 X, Y, Z ——笛卡尔直角坐标系
 r, φ, Z ——极坐标系
 $A_i (i=1; 2); A; B$ ——在相应坐标系中壳表面的第一基本二次齐式的系数 (拉麦参数)

U, w ——应力函数与挠度

$\varphi_i; \gamma_i (i=1; 2)$ ——剪切函数与剪变角

$\theta_i (i=1; 2)$ ——壳体中性面法线的转角

$u_i (i=1; 2; 3); u, v, w$ ——位移的矢量分量

$\varepsilon_{ij}, x_{ij} (i, j=1; 2)$ ——壳体中性面内的变形张量分量

$e_{\alpha i} (i=1; 2; 3); e_j (j=\alpha, \beta, \gamma)$ ——离开中性面一定距离的纤维变形

$\sigma_{\alpha i} (i=1; 2); \sigma_j (j=\alpha, \beta, \gamma)$ ——应力张量分量

$T_i, M_i, Q_i, S_i, H_i (i=1, 2)$ ——内力与力矩

$\frac{\partial}{\partial \alpha_i} (\dots), i=1, 2; \frac{\partial}{\partial j} (\dots), j=\alpha, \beta$ ——对所论自变量的

偏微分

ω_i, ν_i ——塑性函数与横向弹塑性变形系数

R_i, k_{ij} ——法向截面曲率半径和壳体曲率

h, r_0 ——壳体的厚度与圆形切口的半径

E_{ij}, G_{ij}, ν_{ij} ——壳体材料的弹性模数、剪切模数和泊松系数

$\sigma_{0.2}, \sigma_B$ ——材料的屈服极限和强度极限

p, T ——内压与轴向(外)拉伸或压缩力

q ——接触应力

$N_{6.3}$ ——螺栓的预紧力

$\Delta_{\kappa.3}$ ——法兰盘(环)凸缘在螺栓拉紧时的厚度缩小量

$\Delta_{\kappa}, \Delta_6$ ——加外载荷后法兰盘凸缘和螺栓的变形

x ——法兰盘凸缘的接触凸台宽度

N_6, M_6 ——螺栓中的内力与力矩

Δ_c ——螺栓与环的孔边缘之间的间隙

w_r, θ ——法兰盘的相对径向位移和环的转角

$I_i, F_i (i = \kappa, 6)$ ——环或螺栓横截面的惯性矩与面积

m, l ——螺栓的数量和长度

$p_{3\kappa c}$ ——使用压力

p_p ——破坏压力

f ——安全系数

目 录

(72)		1.2
(69)		1.2
(68)		1.2
(69)		1.2
序言		1.2
符号		1.2
第一部分		1.4
固体火箭发动机强度计算基础.....		(1)
第一章 固体火箭发动机壳体的结构和材料.....		(1)
1.1 承力结构的特点.....		(1)
1.2 强度计算的基本原理.....		(4)
1.3 结构材料及几种结构材料的弹塑性变.....		1.4
1.4 形规律.....		(6)
1.5 极限应力状态和强度准则.....		(9)
1.6 复合结构材料的机械性能.....		(15)
第二章 弹塑性变形和交变载荷情况下结构强度.....		1.5
2.1 计算的理论基础.....		(20)
2.1.1 基本非线性几何关系和物理关系.....		(21)
2.2 任意形薄壳理论的非线性关系.....		(25)
2.3 任意加载情况下变厚度旋转形壳的.....		1.6
2.4 非线性关系.....		(38)
2.5 循环加载情况下变厚度旋转形壳的.....		1.6
2.6 轴对称变形.....		(45)
2.7 考虑材料蠕变的非线性关系.....		(48)
2.8 线性和非线性问题的解法.....		(52)
2.9 实验研究法.....		(54)
第二部分		1.6
工程计算方法及弹塑性变形情况下的结构件强度.....		(57)
第三章 壳体的计算.....		(57)

3.1	应力状态的确定	(57)
3.2	柱形和锥形壳体表面上孔周围的应力分布	(65)
3.3	有孔壳体的弹塑性状态计算	(85)
3.4	蠕滑变形对孔周围应力状态的影响	(96)
3.5	应力状态分析与确定最小质量壳的厚度	(98)
第四章	底的计算	(101)
4.1	应力状态的确定	(101)
4.2	变厚度底的圆孔周围应力状态的研究方法	(105)
4.3	弹性变形情况下有孔底的应力分布	(115)
4.4	有孔底的弹塑性应力状态	(126)
4.5	多孔底的应力应变状态	(149)
4.6	蠕变情况下孔周围应力状态的确定	(150)
4.7	关于底的承载能力	(153)
第五章	连接件的计算	(157)
5.1	法兰盘连接的应力状态确定方法	(157)
5.2	法兰盘连接的应力状态分析和强度评定	(175)
5.3	楔形连接的计算方法	(180)
5.4	不可拆卸连接件的计算	(187)
第三部分		
	固体火箭发动机玻璃钢结构元件的强度	(190)
第六章	玻璃钢壳体的计算	(190)
6.1	任意形各向异性壳的基本方程	(190)
6.2	各向异性的柱形和锥形壳体中, 孔周围的应力分布	(198)
6.3	复合壳体的参数选择	(218)
6.4	复合壳体的应力状态研究	(226)
第七章	玻璃钢底的计算	(230)
7.1	各向异性旋转形壳的基本方程	(230)
7.2	有孔各向异性底的应力状态	(248)

7.3 被孔减弱的三层底的应力分布.....	(264)
7.4 有嵌装件的底的应力状态研究.....	(271)
参考文献.....	(279)

第一部分

固体火箭发动机强度计算基础

第一章 固体火箭发动机壳体的 结构和材料

1.1 承力结构的特点

固体火箭发动机的特点是壳体具有非常高的强度，因为壳体既是推进剂贮箱，同时也是燃烧室。

——发动机做成整体的壳结构，它由柱形壳体或锥形壳体、前底和后底、不可拆和可拆卸的连接件以及组合喷管等组成。壳体也可以制成球形的^[59, 71]。

——图1.1和图1.2分别示出“民兵”导弹的第一级和第三级发动机的结构示意图；图1.3和图1.4则为美国聚硫橡胶化学公司制造的远地点火箭发动机和球形发动机的示意图，用于空间飞行器和火箭上面级。

——在后两种发动机中：1——点火装置；2——固体推进剂装药；3——壳体；4——隔热涂层；5——连接件；6——中心喷管。

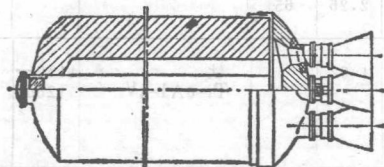


图 1.1 “民兵”导弹第一级
发动机示意图

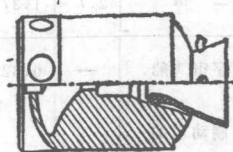


图 1.2 “民兵”导弹第三级发动机示意图

“北极星”导弹第一级火箭发动机的原理图，与图 1.1 所示的相类似。

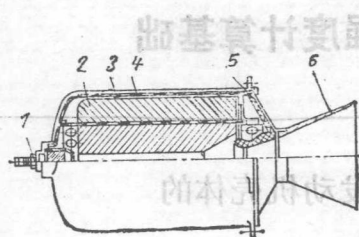


图 1.3 远地点发动机示意图

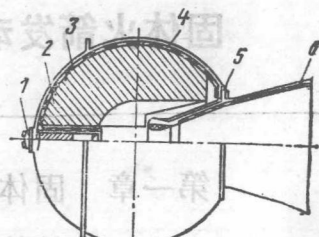


图 1.4 球形发动机示意图

壳体用经过热处理的铬镍钢或钛合金板材焊接而成。发动机与结构材料的某些特性列于表 1.1。

表 1.1

发动机的某些特性

火箭类型	壳 体		室压, 兆帕	壁厚, 毫米	工作时 间, 秒	材 料	σ_B , 兆帕	$\sigma_{0.2}$, 兆帕
	长度, 米	直径, 米						
“民兵”第一级	7.5	1.65	4.9	3.7	60	钢 Д6AC	1600	1200
第二级	4.0	1.12	3.5	2.5	60	钛 Ti-6Al-4V	1260	1050
“北极星”第一级	3.7	1.37	7.0	5.6	54	钢 AMS-6434	2100	1400
第二级	2.7	1.37	3.5	2.26	65			
双子座宇宙飞船, 球形、制动用的	—	0.322	—	1.02	—	钛 Ti-6Al-4V	1150— 1260	1080

除金属壳体外，还可采用复合壳体，它由增强玻璃丝缠绕在金属壳上而制成。这种结构的比强度将会增大，因为玻璃钢的比强度显著地高于金属的比强度。

底是用模压法制成的球缺形、椭球形、锥形或碟形壳。通常，底上有一个或几个制成带有凸边的孔，其位置和数量则由发动机的固体推进剂装填方式、组合喷管的形式以及火箭飞行控制系统执行机构的结构来确定。

在前底上通常有一安装点火装置的孔（见图 1.1~1.4）。火箭的末级发动机前底上，可以配置若干个相同的孔，以供安装推力终止喷管。在这种情况下，过渡的圆柱形壳体同时要带有相应的反向切口（见图 1.2）。孔可以配置在壳体的圆柱段上。在推力终止指令下达之前，这些孔要用专用堵盖封闭住。

后底的典型方案示于图 1.1~1.4。根据所采用的组合喷管形式（四个摆动喷管，一个有热气或冷气等吹入的中心潜入式喷管），后底上要预先加工一个孔或几个孔。

底的孔边缘通常直接用环加强，或由加工成环面形的凸边加强。为了降低壳体的应力集中，在孔的周围还可局部加厚。

固体火箭发动机结构中所采用的连接件，其典型结构如图 1.5 所示。

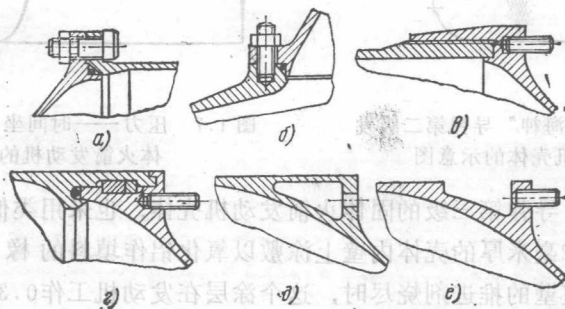


图 1.5 连接件的典型结构

a、b、c——可拆卸的；

d、e——不可拆卸的。

用专用的垫片来保证这些组件的气密性。

为了对金属壳体实行热防护（在固体推进剂燃烧时）以及为补偿

推进剂与金属两者热膨胀的差别（当温度变化时），发动机壳体的内表面上，要涂敷一层防热涂层（玻璃或石棉塑胶）和橡胶涂层。为防护气动加热，壳体圆柱段的外表面上也可敷以防热涂层。

固体火箭发动机的推进剂，可用浇注的方式装填，或以单个装药的形式装填（插入装药）。

非金属壳体的结构通常用玻璃钢制成。它是一个整体缠绕的“茧”，具有圆柱段和两个带中心孔的底。后底与组合喷管的连接处和前底与点火装置的连接处，都有金属的嵌装件。

图 1.6 给出了“海神”导弹第二级的固体火箭发动机壳体的示意图。它是用一种叫“斯皮拉洛”的材料（浸渍环氧树脂的玻璃钢）在模胎上将条带螺旋缠绕的方式制成的。图中：1——玻璃钢“茧”；2——金属的嵌装件。

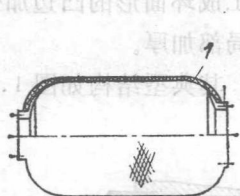


图 1.6 “海神”导弹第二级发动机壳体的示意图

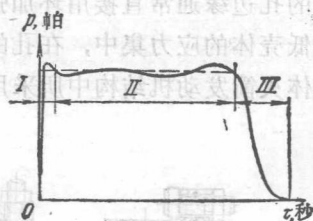


图 1.7 压力——时间坐标中固体火箭发动机的工作状态

“民兵”导弹第三级的固体火箭发动机壳体，也采用类似的方法制造。在约12毫米厚的壳体内壁上涂敷以氧化铝作填料的橡胶类物质。当靠近室壁的推进剂烧尽时，这个涂层在发动机工作0.3~0.5秒的时间内能保证对壳体的热防护。

1.2 强度计算的基本原理

在制造和使用过程中，固体火箭发动机壳体会多次承载。若用破坏载荷的计算方法，则以下述方式进行。确定在什么情况下使用时，壳体元件的有效载荷和温度将为最大值。相应于这种情况的使用

载荷乘以安全系数 f ，便得出计算载荷值。

f 值取决于载荷的计算精度、结构的材料特性与几何尺寸的偏差范围，制造的工艺特点和可靠性水平的数据等。这里采用发动机壳体不被破坏的概率作为可靠性。

如果考虑到，承力壳体主要是计算内压加载的情况，而其它载荷，诸如气动力、惯性力等，对结构几何参数的选择影响较小，那末，满足条件

$P_{max} - P_H \leq 0$
的概率，便是发动机壳体的不破坏概率。

这里， P_{max} ——作用于壳体的压力最大值； P_H ——壳体的承载能力。

固体火箭发动机的工作状态，可用图形表示于图 1.7 中。其中， P ——载荷（压力）； τ ——时间。假定工作状态可以划分为如下三段：

I——发动机达到稳定状态前的上升段，由点火瞬间开始到压力升到其积分平均值的90%（持续时间小于1秒）；

II——稳定状态，压力由上述上升段的90%到下降段的、积分平均值的90%；

III——下降状态，压力由下降段到达积分平均值90%的瞬间到最小值，对不同类型的固体火箭发动机，其最小值不同。

燃烧室压力及其对额定值的偏差，由内弹道计算确定。

在飞行弹道的主动段上，发动机壳体还承受轴向力、横向力和弯矩。文献〔8〕中，介绍了飞行中的外载荷计算步骤。

壳体的受力情况除上述外，还可分为：

工艺检验试验时的内压；

推进剂装填时所受的力；

贮存、装卸和运输时所受的力。

推进剂燃烧和火箭在稠密大气层的运动过程中，都会对结构加热。这时，温度应力通常并不大，因为金属壳体是薄壁结构，具有良

好的导热性。在内弹道和气动力加热情况下结构部件的计算步骤，已在文献〔8〕中作了介绍。

在力求减小固体火箭发动机重量的情况下，其结构材料及受力情况的多样性表明，关于固体火箭发动机强度问题的研究是一个很复杂的课题。因此，为在研究承力结构时获得实用的计算方法，采用不连续的处理办法是适宜的。

壳体的强度计算包括一系列工作，内容如下：

1. 壳体承受一次性载荷或循环载荷直到破坏，以及在卸载的情况下，确定应力、应变和位移。

在第一种加载情况下，例如工厂试验时，个别构件会出现塑性变形，即卸载后结构并不恢复到初始状态，而产生残余变形。在以后加载时，就要考虑到在此以前的加载过程所引起的变形。多次循环后，塑性变形的积累会导致结构的过早破坏。

在高温下长时间加载，如向壳体内装填固体推进剂时，会引起材料的蠕变。

2. 确定承载能力。随着新的高强度材料和新的加工工艺的应用，解决这个问题有着重要的意义。结构的非固定加载，也希望减少使用载荷与计算破坏载荷之间的差距。

根据应力应变状态的分析，实际工作条件下结构材料破坏力的确定并应用相应的强度理论，来确定承载能力。

3. 在接近于真实的条件下，即在平面应力状态、承受简单载荷和若干复杂与交变载荷、高温等条件下，进行结构材料机械性能的实验研究。这些研究工作还包括判断由所采用的假设求得的极限强度状态，是否与材料的变形规律相符合。

4. 固体火箭发动机结构强度的实验研究。这项研究分为两个阶段，第一阶段进行单个新部件或结构模型的试验，目的在于确定其变形特征和破坏条件，以修正所选择的计算方案。第二阶段，研究在接近于真实加载条件下实际结构的强度。

1.3 结构材料及几种结构材料的弹塑性变形规律