

高速高加速固体火箭发动机壳体力学模型的建立

张丽¹, 张志峰¹, 梁颖亮¹, 姚永信²

(1. 空军工程大学 导弹学院, 陕西 三原 713800; 2. 93688 部队, 天津 300074)

摘要:具体分析高速高加速情况下, 固体火箭发动机壳体所承受的载荷, 建立了一种比较全面、准确的壳体力学模型, 并提出了求解模型的有效方法, 从而为壳体强度和刚度的计算提供了一种合理的方法。

关键词:固体火箭发动机壳体; 力学模型; 高速高加速

中图分类号: V435⁺.22 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2003)01-0019-03

在固体火箭发动机设计中, 发动机壳体的强度、刚度分析是一项重要的研究课题。传统的强度计算方法^[1]是在只考虑内压负载的情况下, 应用薄壳理论, 利用解析法来求解壳体的应力, 其它载荷的影响要具体分析并在安全系数中加以考虑。但在高速高加速情况下壳体承受内压的同时还要承受较高的横向过载和轴向过载, 本文试图考虑高速高加速情况下壳体所承受的各种载荷, 建立一种比较准确的壳体力学模型。

1 壳体力学模型建立

由于发动机壳体承受的载荷十分复杂, 这为壳体应力的准确计算带来问题。所以, 根据高速高加速固体发动机的工作特点, 对其复杂的受载情况进行合理的简化。具体的简化内容如下:

- 1) 对于壳体承受的静载荷, 只考虑燃气对壳体产生的压力, 壳体在运动中受到的横向以及轴向惯性力;
- 2) 对于壳体承受的连接载荷, 考虑前裙传递发动机的推力时, 所承受的反作用力; 封头与喷管之间以及药柱和燃烧室壳体之间的作用力;
- 3) 发动机的结构采用铸装式, 燃烧室壳体不与高温燃气直接接触, 而且药柱和壳体互为支承。

通过以上的简化和假设后, 本文将壳体所承受的载荷分为两部分处理, 即壳体所承受的对称载荷与非对称载荷。

对称载荷如图 1 所示。这些载荷包括燃气对燃烧室壳体产生的压力 p ; 推力裙传递发动机的推力时受到导弹前部分的反作用力 F_1 ; 后封头受到喷管的作用力 F_2 ; 壳体与药柱之间产生的剪切力 τ 以及壳体受到的惯性力 F_3 。

非对称载荷是指壳体承受的横向惯性力, 包括壳体本身所产生的横向惯性力以及药柱和喷管产生惯性力时对壳体的作用力。这些力的作用将会使壳体产生弯曲, 所产生弯曲现象等效为悬臂梁。悬臂梁固定端为前裙与筒体(前封头与筒体)相连接的截面。所承受的载荷包括分布载荷与集中载荷。其中, 分布载荷为壳体本身所产生的横向惯性力以及药柱等因受横向惯性力而对壳体产生的作用力。壳体本身产生的横向惯性力分布于壳体各截面上, 而药柱对壳体的作用力主要分布在筒体上。集中载荷为喷管因受横向惯性力而对后封头产生的作用力, 并

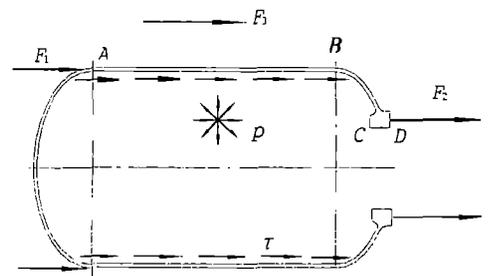


图 1 壳体承受的对称载荷

收稿日期: 2002-03-10

作者简介: 张丽(1971-), 女, 陕西三原人, 硕士生, 主要从事管理科学与工程研究;
张志峰(1960-), 男, 陕西乾县人, 教授, 博士, 主要从事管理科学与工程研究。

且作用在后封头与喷管相接处。

2 载荷计算公式

根据平衡条件及材料力学的相关知识,可以推导以下公式。

2.1 轴对称载荷的计算公式

2.1.1 作用在裙部的力 F_1

这个力是由于前裙传递发动机推力时,所受到导弹前部分的反作用力。由于导弹的加速度最大时,其对应的速度较小,所以忽略导弹在飞行过程中所受到的空气阻力,那么,作用在裙部的力 F_1 ,就近似的等于导弹前部分的重量 G_1 和发动机轴向过载 n_1 的乘积。

$$F_1 = G_1 n_1 \quad (1)$$

2.1.2 后封头受到喷管的作用力 F_2

根据壳体轴向受力平衡条件可得

$$F_2 = \pi r_p^2 P - F_1 - (m_k + m_Y) n_1 g \quad (2)$$

式中 r_p 为壳体和喷管连接处喷管的内径; m_k 为壳体质量; m_Y 为药柱质量; g 为重力加速度。

2.1.3 壳体和药柱之间产生的剪切力 τ

由于加速度载荷,使壳体与药柱在粘结面上产生较大的剪切力^[2]。其平均剪切力 τ 为

$$\tau = \frac{m_Y n_1 g}{2\pi r_i l_{AB}} \quad (3)$$

式中 r_i 为筒体的内半径; l_{AB} 为筒体的长度。

2.1.4 壳体的轴向惯性力 F_3

由于加速度载荷而使壳体产生惯性力 F_3 为

$$F_3 = m_k n_1 g \quad (4)$$

2.2 非对称载荷的计算公式

首先建立坐标系,选取固定端(前裙与筒体相连接的截面)为 A 即坐标原点 O ,壳体的对称轴为 x 轴如图 1 所示。

2.2.1 筒体载荷的表达式

AB 段(筒体部分)所承受的横向分布载荷应该等于筒体所承受的横向分布载荷 q_Y 和药柱所承受的横向分布载荷 q_Y 之和。通过分析计算得 AB 段横向分布载荷的集度 q_{AB} 为

$$q_{AB} = 2\pi\rho_k \left(R_i - \frac{\delta}{2} \right) \delta n_2 + n_2 \frac{m_Y}{l_{AB}} \quad (5)$$

式中 ρ_k 为壳体的密度; R_i 为筒体的外径; n_2 为横向过载; δ 为筒体的壁厚。

2.2.2 后封头载荷的表达式

BC 段即后封头所承受的最大横向分布载荷,主要是封头本身所产生的。 BC 段横向分布载荷的集度 q_{BC} 为

$$q_{BC} = 2\pi n_2 \rho_k R_H \delta \quad (6)$$

式中 R_H 为后封头的中径。

2.2.3 法兰段载荷的表达式

CD 段即法兰部分所承受的横向载荷 q_{CD} 是由法兰本身所产生的,

$$q_{CD} = n_2 \pi \rho_k (R_f^2 - r_f^2) \quad (7)$$

式中 R_f 为法兰的外径; r_f 为法兰的内径。

2.2.4 喷管对法兰所产生力的表达式

喷管对法兰所产生的横向力 F_D 表达式为

$$F_D = n_2 m_p \quad (8)$$

3 强度和刚度计算

根据建立的力学模型,求解壳体的应力和应变,然后应用强度和刚度理论校核壳体的承载能力。在求解壳体对称模型时,采用有限元计算应力^[3~4]。该方法不但计算方便,而且对于形状复杂、受力复杂的壳体应力计算也方便准确。根据壳体的非对称模型,利用弯曲强度和刚度理论求解壳体的弯曲应力和应变。

4 算例

固体火箭发动机的主要技术指标为:发动机的总长 1 250 mm;发动机的直径 280 mm;发动机的总质量 92 kg;装药量 75 kg;比冲 2 500 N·s/kg;最大压强 13 Mpa;工作时间 10 s;使用温度范围 -400℃ ~ +500℃;发动机承受轴向过载 60 g,承受横向过载 60 g。

经过计算,得出壳体内外表面一些拐点的应力如表 1 所示;截面 D 的挠度和转角分别为 $f_D = -1.73 \times 10^{-5}$ m; $\theta_D = -2.54 \times 10^{-4}$ rad。

表 1 壳体上一些拐点的应力值

	壳体上的点				Mpa
	A	B	C	D	
内表面应力	1 267	1 189	1 176	1 037	978
外表面应力	1 322	1 347	1 153	1 095	954

5 结论

本文通过具体分析壳体所承受的载荷,建立了比较全面、精确的力学模型,为高速高加速固体火箭发动机壳体强度和刚度准确计算提供了可行的方法。经过算例验证,采用该方法计算接近实际情况。

参考文献:

- [1] 陈汝训. 固体火箭发动机设计与研究(下)[M]. 北京:宇航出版社, 1991.
- [2] 闵 斌. 防空导弹固体火箭发动机设计[M]. 北京:宇航出版社, 1993.
- [3] 王 旭,谷传纲. 一种同位网络上的迎风 Galerkin 有限元方法[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2000,1(3):19 - 22.
- [4] Oden J T, Duarte C A, Zienkiewicz O C. A new cloud - based finite element method[J]. Int J Numer Methods Engrg, 1998,50(1):160 - 170.

(编辑:田新华)

Establishment of Mechanical Model of High - speed and High - acceleration Solid Rocket Engine Case

ZHANG Li¹, ZHANG Zhi - feng¹, LIANG Ying - liang¹, YAO Yong - xin²

(1. The Missile Institute, Air Force Engineering University, Sanyuan, Shaanxi 713800, China; 2. PLA Unit 93688, Tianjin 300074, China)

Abstract: On the basis of analyzing the loads that the solid rocket engine case can bear under high - speed and high - acceleration conditions, the paper sets up a more comprehensive and accurate mechanical model of the case, and advances an effective method of solving model. Thereby, a rational method of strength and stiffness calculation of the case is offered.

Keywords: solid rocket engine case; mechanical model; high - speed and high - acceleration