

# 液体火箭发动机推力室极限承载能力研究

杜大华<sup>1</sup>, 吴静杰<sup>2</sup>, 段捷<sup>1</sup>

(1 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100; 2 西北政法大学, 陕西 西安 710063)

**摘 要:** 基于 MSC Patran/Marc 软件的循环对称分析功能和材料、几何双重非线性分析功能, 对液体火箭发动机推力室进行了计算分析, 得到其极限承载能力, 并给出了结构的极限承载能力曲线。

**关键词:** 液体火箭发动机; 推力室; 承载能力

**中图分类号:** V434-34

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2010) 05-0040-04

## Analysis of loading limit of the LRE thrust chamber

DU Da-hua<sup>1</sup>, WU Jing-jie<sup>2</sup>, DUAN Jie<sup>1</sup>

(1 Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China

2 Northwest University of Politics & Law, Xi'an 710063, China)

**Abstract:** Based on the functions of cyclic symmetry analysis, material and geometric nonlinearity analysis of the finite-element general program MSC Patran/Marc software, a thrust chamber of LRE (liquid rocket engine) is calculated and analyzed. As a result, the ultimate bearing capacity of the structure is given and the corresponding curve of the loading capacity is offered.

**Keywords:** liquid rocket engine; thrust chamber; loading capability

## 0 引言

推力室是液体火箭发动机的关键热应力部件。由于燃烧室是内壁铣槽的加筋双层壳的复杂结构, 且在高温、高压及高应力等条件下, 内壁、筋材料很大可能工作在塑性区。为了进行结构强度的极限状态设计, 提高结构的可靠性、安全性和经济性, 需计算推力室的极限承载能力, 并将壳体连接处的局部应力在静态强度分析中予

以考虑。

В И Феолосьев 以小弹塑性理论为基础, 较完整、系统地介绍了液体火箭发动机壳体的极限承载能力分析方法, 但该计算方法的工作量很大, 且考虑的影响因素有限。随着非线性有限元技术的飞速发展, 利用高级有限元技术分析承载能力十分方便。本文根据推力室的周期对称特点, 将分析模型限制在一个基础扇区, 使得计算规模大大减缩。进行了非线性有限元计算, 给出了较合理的结果。

收稿日期: 2010-03-02; 修回日期: 2010-04-20

作者简介: 杜大华 (1977—), 男, 工程师, 研究领域为火箭发动机动力学、结构强度与振动分析

## 1 分析思路

结构的承载能力表现在它能够通过适当变形来产生内部作用力,从而达到内力系与外力系的平衡。分析结构的承载能力,其实质就是通过求解计入材料、几何非线性对结构刚度矩阵的影响,根据平衡方程寻找其极限载荷的过程。在外载荷作用下,结构刚度不断发生变化,当载荷产生的响应使得结构刚度矩阵趋于非正定时,结构的承载能力达到极限值,刚度急剧减小,此时外载荷即为结构的极限载荷。

## 2 非线性理论

### 2.1 材料非线性

大多数金属材料在小应变时都具有良好的线性应力/应变关系,但当应变较大时,尤其是材料发生屈服后,材料对载荷的响应变成了非线性和不可逆。应力与应变的关系采用以下增量形式:

$$d\{\sigma\}=[K_{ep}]d\{\varepsilon\} \quad (1)$$

式中 $[K_{ep}]$ 为材料的弹塑性矩阵。根据 Von Mises 屈服准则,当材料的应力水平进入塑性区,应采用材料的非线性本构关系。

### 2.2 几何非线性

几何非线性与分析过程中模型的几何变化有关,通常发生在位移的大小影响到结构对载荷的响应的情形下。增量形式的平衡方程用下面形式描述:

$$([K_I]+[K_L]+[K_{\sigma\sigma}])\{u\}=\{\Delta p\} \quad (2)$$

式中 $[K_I]$ 、 $[K_L]$ 和 $[K_{\sigma\sigma}]$ 分别为结构的线性刚度矩阵、大位移矩阵和初应力矩阵。

### 2.3 求解方法

采用全牛顿-拉弗森(Full Newton-Raphson)法进行非线性问题求解。将非线性问题模拟计算分为多个载荷增量步(弧长法 Crisfield-Modified Riks/Ramm 增量控制策略适于分析极限载荷问题),在每个增量步结束时确定近似平衡的构

形,并进行刚度矩阵更新;通常要经过多次迭代才能找到给定载荷增量满足收敛条件的解,所有载荷增量的响应就是非线性问题的近似解。全牛顿-拉弗森法迭代求解控制如下:

$$\left. \begin{aligned} K(u_{n+1}^i)\delta u^{i+1} &= F-I(u_{n+1}^i) \\ \Delta u^{i+1} &= \Delta u^i + \delta u^{i+1} \\ u_{n+1}^{i+1} &= u_{n+1}^i + \delta u^{i+1} \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

式中: $F$ 和 $I$ 分别是外力系和内力系; $u$ 为结构位移。

## 3 计算模型

### 3.1 有限元模型

液体火箭发动机推力室一般采用内壁带铤槽的双层薄壳结构,内外壁通过螺旋状筋或直筋钎焊起来。本文以某型发动机推力室为研究对象,在对结构进行简化的过程中,首先将螺旋状筋等效为直筋,认为推力室是循环对称结构,基于映射理论和 Fourier 级数展开理论,把分析模型限制在一个基础扇区(图1),这样可在确保足够精度的前提下,有效地提高计算效率。其次,认为各段壳体的连接形式对极限承载无影响,从而忽略连结处的局部结构而认为室壁是均匀的,壳体连接处的局部应力在静强度分析中予以考虑。再次,头部刚度相比推力室其他部位大得多,故对头部结构暂不作考虑。另外,由于燃烧室工作在高温、高压、高应力等恶劣条件下,内壁、筋材料很大可能工作在塑性区,燃烧室是推力室极限承载计算的代表段。最后,为考虑燃烧室沿壁厚方向温度梯度的影响,采用体模型,并利用六面体单元进行单元划分,有限元模型见图2。



图1 推力室基础扇区

Fig. 1 Basic section of thrust chamber

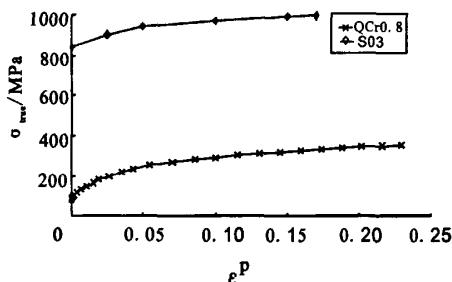


图2 燃烧室有限元分析模型

Fig. 2 FEA model of combustion chamber

### 3.2 材料属性

在有限元分析中，材料弹塑性本构关系分别在弹性阶段与塑性阶段进行描述。推力室内壁、筋材料为铬青铜，外壁材料为钢，结构工作在高温、高压环境下，需要考虑材料物理及力学参数随温度的变化。若材料的应力水平超过了其屈服强度，则涉及材料非线性问题，采用真实应力  $\sigma_{\text{true}}$ -塑性应变  $\varepsilon^p$  曲线表示材料非线性本构关系。材料的  $\sigma_{\text{true}}$ - $\varepsilon^p$  曲线如图3所示。

图3 材料  $\sigma_{\text{true}}$ - $\varepsilon^p$  曲线Fig. 3 Curves of material  $\sigma_{\text{true}}$ - $\varepsilon^p$ 

### 3.3 加载及约束

以对推力室进行气动传热计算为基础，对推力室固体结构进行稳态热传导分析，并将传热分析结果作为静力分析的温度载荷（热-机耦合）。设计燃烧室额定压力  $p_{c0}$ ，燃烧室工作压力  $p_c$ ，冷却通道设计额定压力  $p_{k0}$ ，冷却通道工作压力  $p_k$ 。选择适当步长  $\Delta p$  及步数  $n$ ，求解

$$\begin{cases} p_c = p_{c0} + n \times \Delta p \\ p_k = \frac{p_c}{p_{c0}} p_{k0} \end{cases} \quad (4)$$

时燃烧室壳体上的应力分布及变形结果，并记  $p_c/p_{c0}$  为载荷比。

燃烧室入口与头部刚性连接，可视为固支，出口与收敛段光滑过渡，收敛段对燃烧室相当弹性支承。

## 4 极限承载能力计算分析

燃烧室极限承载能力的计算主要涉及非线性。在最大压力下，内外壳都产生塑性变形拉长，径向变形迅速增大，系统承载能力随之消失，根据极限承载能力曲线  $p_c/p_{c0} = f(\delta R)$  可确定结构的最大承载能力。即找出应变突变的地方，视为突破点，从而可以得到极限承载。

在非线性分析的加载历程中，选择合理的载荷增量步  $\Delta p$  及步数  $n$  完成分析并达到精度要求非常重要。如选择不当，会浪费机时或无法得到满意结果；为减少工作量，可先粗略估算极限承载曲线变化的趋势，然后再对局部细化计算。

分析结构的变形及应力分布规律（图4、图5）可知，壳壁挠曲沿轴向分布最大值发生在圆柱与收敛段结合处而偏圆柱段一侧，此处应力最大。选取该典型位置上的节点，比较载荷比-径向变形曲线和载荷比-应力曲线（图6、图7），经分析可得：

1) 当载荷比小于2.5时，变形随载荷的变化近似呈线性关系，外壳体在弹性范围内工作，而内壁在  $p_c/p_{c0} > 0.68$  时就已大范围工作在塑性区，此时外壁作为内壁的支承件；

2)  $p_c/p_{c0}$  在2.5~2.75内为过渡区，外壳体局部产生塑性变形，在压力增加不大的情况下， $\delta R$  快速上升；

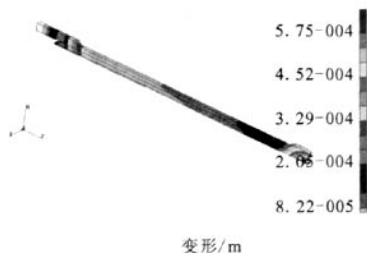


图4 载荷比为2.75时的变形

Fig. 4 Deformation as load rate is 2.75

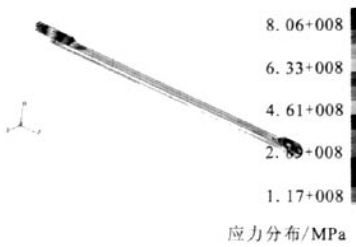


图 5 载荷比为 2.75 时的应力分布

Fig. 5 Stress distribution as load rate is 2.75

3) 当  $p_c/p_{c0} > 2.75$  时, 外壁材料大范围进入塑性区, 内外壁都产生带有塑性变形的拉长, 承载曲线急剧上升, 系统的承载能力也随之消失, 结构承载达到极限。根据塑性极限理论, 当达到极限承载时, 在载荷变化不大的条件下, 结构将趋近于产生无限变形, 其刚度急剧降低。

4) 内壁工作在高温高压环境, 且相对于外壁, 内壁材料较薄、体弹性模量小得多, 经分析, 内壁对承载能力的贡献不大。

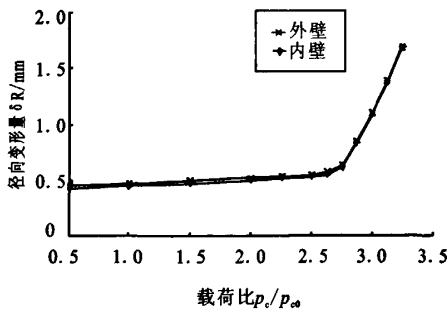


图 6 极限承载能力曲线

Fig. 6 Curves of limit load capacity

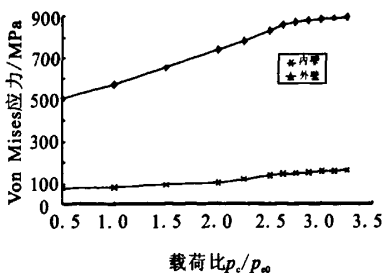


图 7 Von Mises 应力随载荷的变化

Fig. 7 Variation of Von Mises stress with load

## 5 结束语

本文基于通用有限元计算程序对结构进行弹塑性有限元计算, 分析得到推力室的极限承载能力, 结果能较准确地描述应力、应变及位移随外载荷的变化规律。

发动机推力室极限承载能力计算需要考虑的因素繁多, 极限承载能力大小与结构的几何参数、材料特性、所处状态、承受的载荷形式及加载路径等因素有关, 且其判据是计算中的一大难点, 本文在一系列合理简化的基础上, 结合极限承载能力曲线, 以结构最大变形处大面积进入塑性区作为判断准则, 与弹塑性理论相符, 且是一种相对保守的计算方法。本工作可为发动机推力室的结构设计和优化提供一定参考。

## 参考文献:

- [1] 潘家英, 张国政, 程庆国. 大跨度桥梁极限承载力几何与材料非线性耦合分析[J]. 土木工程学报, 2000 (1): 5-8.
- [2] CHENG J, JIANG J J, XIAO R C, et al. Ultimate load carrying capacity of the Lu Pu steel arch bridge under static wind loads [J]. Computers and Structures, 2003 (2): 61-73.
- [3] 朱绍玮, 张宇峰, 张健飞. 桥梁极限承载能力研究现状与发展[J]. 现代交通技术, 2007 (1): 20-23.
- [4] 赵跃宇, 易状鹏, 王连华. 初始应力对钢管混凝土拱桥面内极限承载能力的影响[J]. 湖南大学学报(自然科学版), 2007 (3): 1-5.
- [5] 赵雷, 黄灿, 武芳文. 大跨度悬索拱桥极限承载能力研究[J]. 地震工程与工程振动, 2008 (3): 116-121.
- [6] В И 费奥多西耶夫. 液体火箭发动机热应力部件的强度 [M]. 包雨相, 彭永龄, 译. 国防工业出版社, 1965.
- [7] 黄晓明, 吴梵. 潜艇内部有平台支撑的平面舱壁极限承载能力非线性有限元分析 [J]. 船海工程, 2006 (3): 23-25.
- [8] 陈火红. MSC Patran/Marc 培训教程与实例[M]. 北京: 科学出版社, 2004.
- [9] 司徒斌, 高普云. 低温运载火箭 POGO 抑制系统研究[J]. 低温工程, 2006 (3): 61-67.

(编辑: 王建喜)