

# 铣槽结构液体火箭发动机推力室壳体热应力分析

董 飞, 何国强

(西北工业大学 陕西 西安 710072)

**摘 要:** 介绍了液体火箭发动机推力室铣槽结构热应力的数值分析方法, 通过建立液体火箭发动机推力室的流场燃烧和导热理论模型, 运用有限体积法考虑液膜冷却计算出发动机工作时的燃气、燃烧室壳体和冷却工质的温度场, 将得出的结果作为壳体热应力计算模型的边界条件进行热应力场有限元分析。内、外壁温度的计算数据与实验结果基本相符。

**关键词:** 推力室; 有限元法; 有限体积法; 热应力

**中图分类号:** V434

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2007) 03-0043-04

## Thermal stress analyses of liquid propellant thruster chamber wall with milled slots

Dong Fei, He Guoqiang

(Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** The method of thermal stress analyses of the combustion chamber with milled slots of a liquid propellant engine is introduced. Through the establishing of theoretic model of combustion and heat transfer of liquid rocket engine fluid field, temperature fields of the hot gas, chamber wall and coolant were calculated considering film cooling. The results of calculated temperatures of the inner and out wall of the chamber meet well with the former experiments data.

**Key words:** thruster; finite element; finite volume; thermal stress

### 1 引言

液体火箭发动机利用各种形式的雾化喷嘴使

得氧化剂与燃料混合良好, 燃烧充分。发动机燃烧室内的燃气温度非常高。为使推力室壳体具有可靠的结构强度和刚性, 通常壳体采用双壁结构, 等壁厚外壁与带铣槽的内壁通过钎焊相连。

收稿日期: 2007-03-05; 修回日期: 2007-04-10。

作者简介: 董飞 (1966—), 男, 研究员, 研究领域为发动机整体设计及制造技术。

以往进行推力室壳体结构设计和相关参数选取时主要凭经验估计热应力。因此建立铣槽推力室流场和其壳体热应力场的数值计算模型很有意义。

## 2 推力室流场有限体积法分析

### 2.1 计算模型和边界条件

推力室内壁结构如图 1 所示。冷却液从壳体之间的铣槽通道流过,对发动机内壁进行冷却。液体火箭发动机推力室大多是利用燃料组元来进行冷却,冷却液沿流道进入喷管的集液环,由此进入内外壁之间的铣槽空间,然后进入推力室头部,最终作为燃料组元通过喷嘴进入燃烧室。与此同时,向燃烧室内壁喷射一层燃料液膜进一步对其表面进行冷却。铣槽通道冷却和液膜冷却对与燃气接触的壁面温度影响很大。



图 1 推力室铣槽内壁

Fig.1 Structure of the inner wall with milled slots

推力室工作状态是燃烧、固体导热、液固传热、液体喷射、雾化、蒸发、液膜冷却、以及铣槽腔纯液体流动的耦合过程。计算过程非常复杂,目前的计算能力不可能进行精细的计算。本文的目的是对推力室壳体进行热应力分析,因此,利用如下简化的模型计算推力室的流场:喷射环带共分六层,中心区五层环带为油气混合物进口,并假定燃气入口处燃料与氧气已充分混合;最外层环带为液体燃料喷射入口,燃料在燃烧室壁面形成液膜,逐渐蒸发、扩散、燃烧,从而阻止燃烧室壁面温度过高;燃烧作为控制方程中的源项处理,其过程采用四组分( $\text{CH}_4$ 、 $\text{O}_2$ 、 $\text{CO}$ 、 $\text{H}_2\text{O}$ )的单步化学反应模型,并考虑逆反应;组分传输采用涡扩散模型;冷却介质(燃料)以液体状态沿与燃气相反的方向进入铣槽通道对壁

面进行冷却;燃烧流场与冷却通道流场中间通过不锈钢壁面导热进行热交换;流场计算过程中采用有限体积法进行稳态轴对称模型;空间采用中心差分格式进行离散;湍流采用标准的  $k-\epsilon$  模型,运用二阶迎风格式进行求解。所有入口均采用质量流量边界条件,中心区四层进口环带为温度 500K 的恰当混合比的油气混合物,为调节流场温度,第五层进口环带为温度 500K 的富燃混合比的油气混合物,最外层环带为占 10%总燃料的温度 300K 液体燃料;冷却通道入口采用温度 300K 且与燃气中相等质量的燃料入口边界。所有出口均采用自由出流边界条件。推力室最外层壳体采用绝热边界条件。

### 2.2 流场计算结果及分析

只有铣槽通道冷却的温度变化云图见图 2,由于没有液膜冷却推力室燃烧场静温几乎所有区域均达到了 3500K,但燃料与氧化剂以一定速度喷出后有一个扩散、蒸发、燃烧的过程,因此喷嘴处温度有一个过渡梯度。无液膜冷却的推力室内壁内外表面温度曲线见图 3,冷却燃料从喷管底部流向头部,推力室内壁内外表面温度也分别从 300K、500K 变化到 1900K、2250K,变化规律基本呈线性,但在收敛段到喷管喉部间出现拐点,这是由于喷管面积的变化引起流场热流密度变化造成的,其中喉部变化最剧烈。喷射 10%总燃料进行液膜冷却的推力室燃烧静温流场见图 4。从燃烧室的温度变化云图和等温线图可知燃烧室芯部温度呈多层塔形分布,随着燃烧过程的发展,芯部轴向温度从 500K 逐渐过渡到 3500K,然后随着喷管的膨胀和流速的增加温度逐渐降低。液膜冷却作用使得近壁区温度变化比较剧烈,从 900K 很快变化到 3500K。喷嘴边缘由于存在漩涡,产生一些小的稳定区,因此该处燃气燃烧较喷嘴出口处充分,温度也较高。从推力室内壁内外表面温度曲线(图 5)可以看出液膜冷却和铣槽通道冷却共同作用下使得燃烧室内壁温呈双峰,其中喉部由于热流密度最大造成该处温度最高。整个推力室内壁最高温度达 1000K,外壁最高温度 700K。这与费奥多西耶夫的实验数据基本吻合。推力室内壁温度变化云图见图 6。

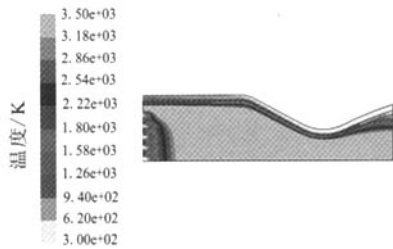


图 2 无液膜冷却推力室流场温度云图

Fig.2 Temperature contour of the thruster chamber without film cooling

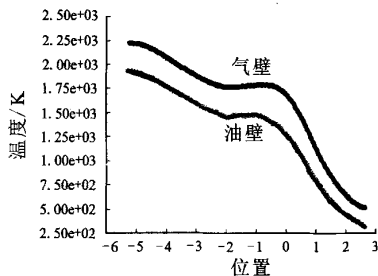


图 3 无液膜冷却推力室内外表壁面温度曲线

Fig.3 Temperature curves of the inner and outer surfaces of the thruster without film cooling

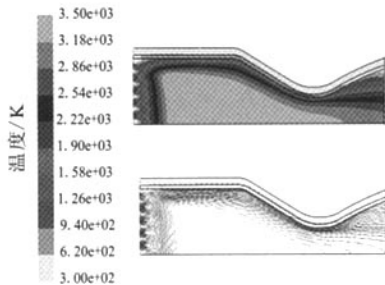


图 4 推力室流场温度云图

Fig.4 Temperature contour of the thruster chamber

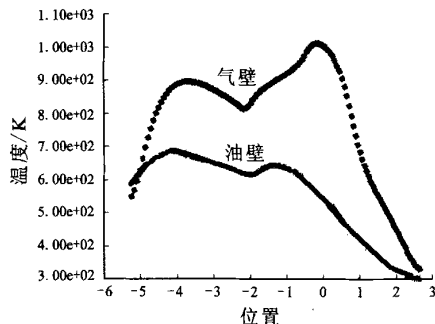


图 5 推力室内外表壁面温度曲线

Fig.5 Temperature curves of the inner and outer surfaces of the thruster chamber

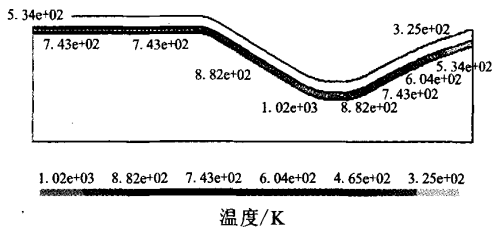


图 6 推力室内壁温度云图

Fig.6 Temperature contour of the thruster chamber inner wall

3 推力室热应力有限元分析

3.1 计算模型

因冷却通道为周期对称结构, 固可取一条筋进行推力室热应力有限元分析计算。燃气侧壁温和冷却侧壁温边界采用流场计算的结果, 周向采用对称边界。结构场和流场稳态耦合求解, 结构场采用三个自由度十节点等边四面体单元, 流场采用一个温度自由度的十节点四面体单元, 该类单元具有二次方特性, 适合不规则网格。材料 1Cr18Ni9Ti 的性能参数为比热 502.8J/kg·K, 热传导系数 16.27W/m·K, 线膨胀性数 (1.78e-5 1/K)。应力应变曲线如图 7 所示。

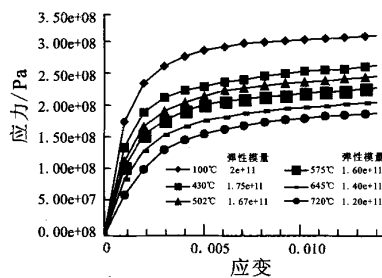


图 7 1Cr18Ni9Ti 应力-应变曲线

Fig.7 Curves of stress and strain of 1Cr18Ni9Ti

3.2 应力场计算结果及分析

从图 8 可知, 发动机整个壳体上热应力的差异很大, 约两个数量级, 但大应力层很薄。应力以喉部为分界线, 沿轴向扩张段方向和燃烧室方向分别逐渐减小。应力沿轴向分布情况

与其内外壁温度差梯度基本一致,在喉部段应力达到最大值。这是因为该处的内外壁表面温差较大造成的。燃烧室圆柱段应力比较均匀,这是因为燃烧室圆柱段壳体内外壁面的平均温度差基本相当。径向应力梯度比轴向应力梯度大得多,并且径向应力梯度也主要集中在内壁。内壁表面周向应力在筋槽宽度比相似的燃烧室和扩张段有相同的分布规律。因为槽部径向温度梯度高于筋部的径向温度梯度,所以槽部的表面应力高于筋部

的表面应力。喉部的筋槽宽度比小,热流量分布均匀,沿周向内壁温度差异不大,因此应力云图上显示的应力基本上也是均匀的。发动机外壁和内外壁连接筋热流量小,温度场均匀,并且温度低,因此热应力小而均匀。由于外壁和内壁上的筋换热效果较好,因此其具有良好的刚性,使得整个发动机上应变值不大。虽然喉部筋的尺寸较薄,但是喉部直径小,结构内凹,径向刚性大,因此应变最小。图9所示为应变云图。



图8 推力室壳体应力云图

Fig.8 Stress contour of the thruster chamber

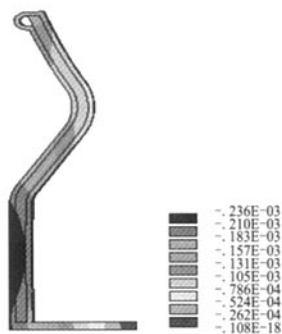


图9 推力室壳体应变云图

Fig.9 Strain contour of the thruster chamber

## 4 结论

本文建立了铕槽推力室流场和其壳体热应力场分析的数值计算模型。流场计算建模过程中考虑了燃烧、气液扩散、液膜冷却、铕槽通道冷却、固体导热和液固耦合这六种复杂的因素。虽然模型较为粗糙,但内外壁温的计算结果与以往的实验数据基本吻合。目前,热应力场虽然无法用实验方法测得,但运用已经非常成熟现代结构有限元进行热应力分析应该是可行的。因此,该铕槽结构液体火箭发动机推力室热应力的建模计

算方法可以在今后推力室的结构设计和参数选择时进行参考性验算。

## 参考文献:

- [1] 王勖成. 有限单元法[M]. 北京:清华大学出版社, 2003.
- [2] 费奥多西耶夫. 包雨相译. 液体火箭发动机热应力部件的强度[M]. 北京:国防工业出版社, 1965.
- [3] 安继儒 主编. 中外常用金属材料手册[M]. 西安:西安交通大学出版社, 1990.
- [4] 王玉峰, 段小龙. 冲压发动机点火前内流场数值仿真研究[J]. 火箭推进, 2006, 32(6): 20-22.

(编辑:陈红霞)