

文章编号:1000-8055(2011)02-0442-06

液体姿控火箭发动机地面试验热结构分析

胡海峰, 鲍福廷, 蔡 强, 刘 旸

(西北工业大学 航天学院, 西安 710072)

摘 要: 以液膜冷却结合辐射冷却的液体姿控火箭发动机为研究对象. 采用一体化计算模型分析传热, 同时应用有限元方法对给定温度条件的热结构进行了耦合分析, 最后讨论了推力室在外压作用及温度载荷条件下结构的屈曲稳定性. 计算结果与参考的试验结果接近, 最高温度误差为 3.67%, 说明该一体化计算传热模型的有效性. 考虑热载荷作用得到的屈曲载荷值较不考虑热载荷作用提高了大约 5.7933%. 该结果为工程设计提供了有益的参考.

关 键 词: 液体姿控火箭发动机; 推力室; 液膜冷却; 热结构分析; 屈曲分析

中图分类号: V434

文献标识码: A

Analysis of thermo-structure for attitude liquid rocket engine in ground test

HU Hai-feng, BAO Fu-ting, CAI Qiang, LIU Yang

(School of Astronautics,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A research on the attitude liquid rocket engine using the film cooling and radiation cooling methods was performed. A model based on film cooling heat transfer, which employs an integrated analysis method, was presented by this paper. The finite element method (FEM) was used for coupling analysis of the thermal and structure of thruster chamber under the condition of calculated wall temperature and pressure distributions. At last, with use of the FEM, the thruster chamber buckling was discussed under the condition of the given temperature, pressure and the load of external pressure. The result was close to the referenced experiment result, with the greatest temperature error of 3.67%. The result indicates that the integrated analysis method for the simulation of heat transfer is efficient; taking into account of the thermal load, the buckling load is increased about 5.7933% than that without thermal load. The results provide some theory support for engineering applications.

Key words: attitude liquid rocket engine; thruster chamber; film cooling; thermo-structure analysis; buckling analysis

符号说明

c_p	比定压热容, J/(kg · K)	Re	雷诺数
h	表面传热系数, W/(m ² · K)	T	温度, K
$\dot{m}$	质量流率, kg/s	x	轴向坐标, m
q	热流密度, W/m ²	γ	蒸发潜热, J/kg
R	半径, m	η	效率

收稿日期: 2010-07-04; 修订日期: 2010-10-27

作者简介: 胡海峰(1986—), 男, 陕西西安人, 博士生, 研究方向为液体火箭发动机设计.

通讯作者: 鲍福廷(1961—), 男, 江苏连云港人, 教授, 博士, 研究方向为固体火箭发动机设计与研究.

C	结构阻尼矩阵
C^t	比热比矩阵
C^{tu}	热弹性阻尼矩阵
K	结构刚度矩阵
K_t	热传递矩阵
K_{ut}	热弹性刚度矩阵
K_e	结构弹性刚度矩阵
K_g	结构几何刚度矩阵

下标

div	气膜段对流换热
r	壁面辐射
g	高温燃气
0	初始状态
sat	饱和态

M	结构质量矩阵
F	节点受外力向量
P	节点载荷向量
Q	热流向量
T	温度向量
u, U	节点位移向量
$\cdot$	对时间一阶导数
$\ddot{\cdot}$	对时间二阶导数

f	气体辐射
l	液体
w	壁面
aw	绝热

液体姿控发动机广泛地应用于运载火箭及武器系统中,其主要的功能是实现航天飞行器空间姿态的调整、轨道转移等。液体姿控发动机推力室在工作过程中承受着高温和高压以及高热流的多重考验,虽然采取了积极的冷却措施,但是发动机壳体承受的热载荷仍然是很大的。因此开展液体姿控发动机热结构的分析有其重要应用意义。

国内外对姿控发动机的热研究,主要集中在发动机在真空中工作状态时的分析。肖泽娟等人^[1]对姿控发动机在深冷环境中的传热工况进行了研究;张忠利^[2]对定向姿控发动机受到的下面级发动机的喷管辐射、燃气对流换热、羽流辐射等热环境作用下,发动机工作过程进行了数值模拟,提出了热防护的方法;方磊等人^[3]对姿控发动机采用再生冷却方式工作时,推力室传热特性进行了研究。对液体火箭发动机的结构分析,董飞、孙威等人^[4-5]分别采用有限元法对发动机进行了热应力分析,为液体发动机热分析进行了有益的探索。热结构方面,魏鑫等人^[6]对超燃冲压发动机进气道进行了仿真分析,对比得出了两种结构热防护的优劣。

本文以液膜冷却结合单壁辐射冷却的姿控发动机这一特殊动力装置为研究对象,采用顺序耦合的方法,分析其在地面高空模拟试验中的热结构性能。首先通过液膜冷却分析计算得到推力室的内壁温度,同时将内壁温度作为载荷,耦合分析温度场和应力场,最后讨论结构的稳定性,分析结果为地面高空模拟点火热试车环境工程设计提供理论依据。

1 计算原理

本文研究的热结构耦合分析计算包括三方面

的主要内容:首先是传热的计算;其次是热载荷条件下结构的性能分析;然后是在热载荷作用下结构的稳态性分析问题。其中传热计算主要针对液膜冷却情况,稳定性分析针对姿控发动机工作情况,分析外压作用下的屈曲失稳。

1.1 液膜冷却计算模型

所谓“液膜冷却”,就是在需要热防护的壁面喷入冷却剂形成低温隔热层壁^[7],隔离高温燃气与壁面的直接接触,减少壁面的热载荷,也可以吸收一部分辐射热流,使得受热部件在能够承受的温度范围内工作。该计算模型中,在喷管喉部之前按液膜、气膜分区域计算^[8]。典型的液膜计算简图如图1所示。由于液膜冷却涉及燃烧、两相流等复杂问题,影响因素较多,计算过程中需要进行必要的假设来简化:

- 1) 冷却剂膜和主流的燃气没有混合,也没有化学反应;
- 2) 小推力发动机一般壁厚较薄,同时导热系数较大,因此忽略金属壳体内壁面的导热;
- 3) 液膜的厚度较小,忽略其对辐射热的吸收。

1.1.1 液膜冷却段

以液膜为研究对象,其分别与燃气和推力室内部发生对流换热,吸收的热量用于自身的升温与蒸发。具体的热量传递如图1所示。

由图1可以看出,在液膜区域的能量平衡方程可以写成如下形式:

$$(q_g + q_w) \cdot 2\pi R = c_{pl}(T_s - T_0) \frac{dm}{dx} \eta_l \quad (\text{升温段}) \quad (1a)$$

$$(q_g + q_w) \cdot 2\pi R = \gamma \frac{dm}{dx} \eta_l \quad (\text{蒸发段}) \quad (1b)$$

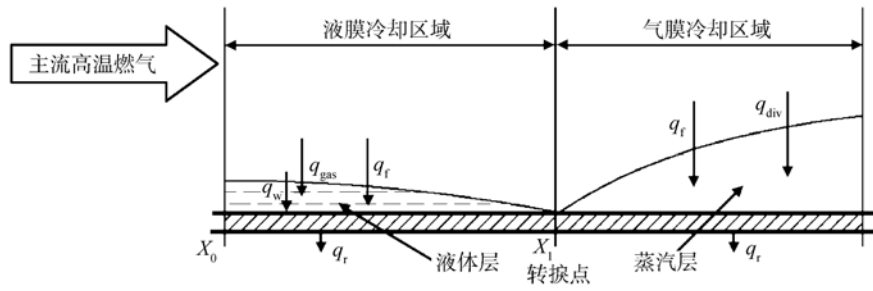


图 1 液膜冷却发动机分析模型示意图

Fig. 1 Sketch of analysis model for film cooling engine

$$q_g = h_g \cdot (T_{aw} - T_{sat}) \quad (2)$$

$$q_w = h_l \cdot [T_w - (T_0 + T_{sat})/2] \quad (3)$$

液膜效率主要是靠试验来获得, 本文根据文献[8]提供的试验数据完成计算. 燃气侧的表面传热系数 h_g 及液膜和壳体壁面的表面传热系数 h_l 采用修正的 Bartz 公式计算, 具体表达形式参见文献[8].

对于壁面的能量平衡方程为

$$q_r = q_f + q_w \quad (4)$$

同时壁面的辐射热流密度根据四次方定律得到

$$q_r = \epsilon_w \sigma T_w^4 \quad (5)$$

1.1.2 气膜阶段

随着液膜区内的冷却剂蒸发在近壁处形成了气体的保护膜, 对于气体膜保护部分计算传热的模型和方式有别于纯液相的计算. 气膜区热量传递过程包括以下几个环节: 燃气与壁面的对流换热和辐射换热, 外壁面与环境之间的辐射换热, 气膜阶段的热量传递简图如图 1, 忽略壁面的内外温差, 壁面燃气侧吸收的总热量等于其向环境的辐射热量, 燃气与壁面间总热流能量方程

$$q_r = q_{div} + q_f \quad (6)$$

燃气与壁面间的对流换热

$$q_{div} = h_g (T_{aw} - T_w) \quad (7)$$

式中 T_{aw} 为绝热壁温, 由以下公式计算:

$$T_{aw} = T_g - \eta_g (T_g - T_{sat}) \quad (8)$$

式中 η_g 为气膜效率, 用 Grisson 方法[9]计算

$$\eta_g = \left\{ 1 + \frac{C_{p,g}}{C_{p,sat}} [0.325 (X + X_0)^{0.8} - 1] \right\}^{-1} \quad (9)$$

$$X_0 = (3.08 + X^{0.8})^{1.25} - X \quad (10)$$

$$X = Kx = Gr_g^{0.25} [\dot{m}_l / (2\pi R)]^{-1.25} x \quad (11)$$

$$G = \dot{m}_g / A \quad (12)$$

式中 X_0 为气膜有效前缘; X 为无量纲距离.

1.2 热结构耦合分析

本文采用有限元的方法, 进行热和结构的强耦合计算. 强耦合又称直接耦合, 一般是指只涉及一次分析, 使用包括所有必要自由度的单元, 通过计算包含所需物理量的单元矩阵或载荷向量的方式进行耦合. 本文采用强耦合的方式分析计算[10], 具体求解方程控制形式如下:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{M} & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{\mathbf{u}} \\ \ddot{\mathbf{T}} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{C} & 0 \\ \mathbf{C}^{tu} & \mathbf{C}^t \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{\mathbf{u}} \\ \dot{\mathbf{T}} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{K} & \mathbf{K}^{ut} \\ 0 & \mathbf{K}^t \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \mathbf{u} \\ \mathbf{T} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \mathbf{F} \\ \mathbf{Q} \end{Bmatrix} \quad (13)$$

1.3 屈曲分析

屈曲分析主要被用于确定结构稳定性, 计算得到给定构型临界载荷和屈曲模态, 在轴向压力或者是剪切力的作用下引起的结构失效. 对于薄壳结构[11]的稳定性是设计的判据之一. 在稳定平衡状态, 考虑到轴向力或者中面内力对弯曲变形的影响, 根据势能驻值原理得到结构的平衡方程为

$$(\mathbf{K}_e + \mathbf{K}_g) \mathbf{U} = \mathbf{P} \quad (14)$$

为得到随遇平衡状态, 应使系统势能的二阶变分为零[12], 即

$$(\mathbf{K}_e + \mathbf{K}_g) \delta \mathbf{U} = 0 \quad (15)$$

因此必有

$$|\mathbf{K}_e + \mathbf{K}_g| = 0 \quad (16)$$

式中结构弹性刚度矩阵为已知, 因外载荷也就是待求的屈曲载荷, 故几何刚度矩阵为未知的. 为求得该屈曲载荷, 任意假设一组外载荷 $\mathbf{P}^0$ 的 λ 倍, 因此得到特征值方程为

$$(\mathbf{K}_e + \lambda_i \mathbf{K}_g^0) \boldsymbol{\phi}_i = 0 \quad (17)$$

式中 λ_i 为第 i 阶特征值; $\boldsymbol{\phi}_i$ 为与 λ_i 对应的特征向量,是相应该阶屈曲载荷时结构的变形形状,即屈曲模态或失稳模态。

2 算例

本文以参考文献[9]中的发动机为模型进行计算, $\text{N}_2\text{O}_4/\text{MMH}$ 为推进剂,液膜辐射冷却,推力室工作室压为 0.88 MPa,混合比为 1.67,液膜流量为 26%,液膜入口温度为 288 K。发动机壳体厚度取为 2 mm,喉部部分最厚处为 6 mm,在扩张段最薄处取为 1 mm,发动机材料为钛合金。具体相关结构形式参见文献[9]。

2.1 冷却计算分析

图2给出了计算得到的推力室壁面温度沿轴向的变化曲线。在液膜区内,由于气膜的蒸发吸热作用使得壁面的温度较低,燃烧室壁面温度为最高燃气温度的 20% 左右。液膜蒸发完后,进入气膜区后,温度迅速上升,在喉部附近达到最大值,然后逐步减小。得到的最高壁温出现在喉部附近,这主要是由于燃气的流动在喉部附近变化最为剧烈,同时处在气膜冷却阶段,由于燃气的掺混,冷却效率较低。计算得到的最高壁面温度为 1611 K,与参考文献[9]中的试验结果 1554 K 比较,误差为 3.67%。

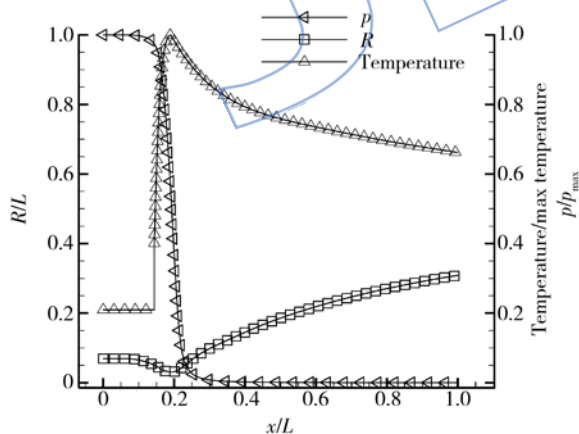


图2 推力室壁面温度压力沿轴向分布曲线
Fig. 2 Wall temperature and pressure distribution

2.2 热结构分析计算

采用 ANSYS 软件,结合前述的计算结果进行热结构强耦合分析,其中的温度载荷、压力载荷沿轴向的分布如图2。具体通过求解方程式(13)

得到整体的位移矩阵,再通过位移转换给出各个节点的应力、应变等结构参数。

计算后结果分析,图3为推力室壁面 Von Mises 应力及温度梯度沿轴向的线性分布。由图看出 Von Mises 应力最大处在温度梯度最大处。图4为计算得到的 Von Mises 应力靠近燃气侧壳体壁面沿轴向的分布,由图可以看出结构的最大应力出现在喉部段附近,最大值为 247 MPa。该处的温度梯度最大,导致该处的应力最大,同时在喉部扩张段入口处温度梯度比较大,该处的应力值也比较大。最大的 Von Mises 应力值小于材料的屈服极限,说明在该工况下结构能够承受发动机严酷的热载荷和压力条件。图5所示为壳体的 Von Mises 应变云图,在应力最大处对应有最大应变。

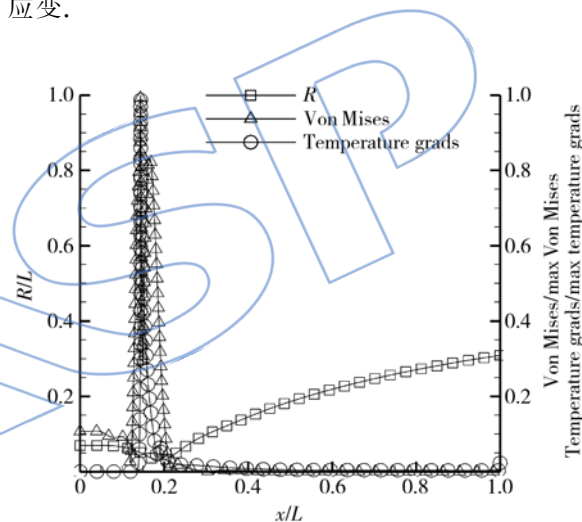


图3 壁面 Von Mises 应力及温度梯度沿轴向分布
Fig. 3 Wall Von Mises stress and temperature grads distribution along the wall

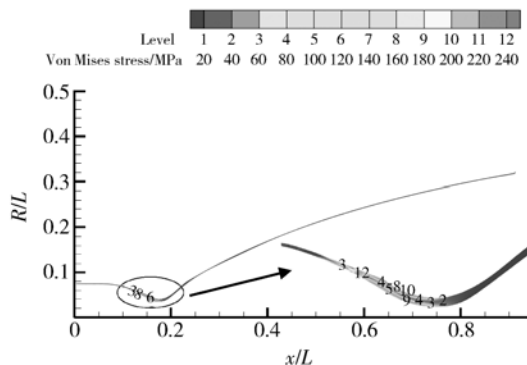


图4 推力室局部 Von Mises 应力云图
Fig. 4 Part of thrust chamber Von Mises stress contour distribution

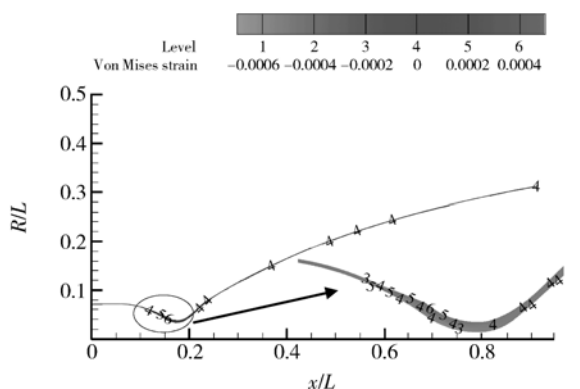


图5 推力室局部 Von Mises 应变云图

Fig. 5 Part of thrust chamber Von Mises strain contour distribution

2.3 结构的屈曲分析

外压作用下,对于大膨胀比薄厚度的发动机壳体很可能出现失稳^[13].采用线性的特征值屈曲分析方法,首先进行不考虑热载荷时的屈曲分析.采用 shell 单元构型,同时用 APDL(ANSYS parametric design language)灵活控制单元 4 节点的 I, J, K, L 值达到的生成变厚度结构的目的.

2.3.1 不考虑热载荷作用的屈曲分析结果

计算中取 8 阶屈曲模态.具体的计算结果如表 1 中第 2 列所示.其中第 1 阶模态屈曲载荷为 0.20748×10^{-2} MPa,也就是说当发动机壁面外压高于与内压 0.20748×10^{-2} MPa 时,该结构就会发生失稳.图 6 所示为前 4 阶的屈曲模态.由图可以看到,发生屈曲的部位接近发动机的出口处,同时主要发生的是卷曲.此外,由结果发现第 1,2 阶、第 3,4 阶屈曲载荷和模态基本是一致的,这主要是由于结构的对称性导致的.

2.3.2 考虑热载荷作用的屈曲分析结果

考虑热载荷的屈曲模态计算,采用顺序弱耦合的方法.首先单独分别进行计算热分析,然后将得到的热分析结果作为结构分析的载荷加载到模型中.采用特征值屈曲分析计算,得到的含热载荷的屈曲载荷如表 1 中第 3 列所示.其中第 1 阶屈曲载荷值为 0.21950×10^{-2} MPa.包含热载荷计算得到的屈曲载荷值大于不考虑热载荷的屈曲载荷值,表 1 中第 4 列具体的数据说明了这点.分析主要原因是由于热载荷的作用,等效于推力室初始状态承受了一定的内部压力载荷,使得结构的临界屈曲载荷值升高.图 7 所示为考虑热载荷作用下前 4 阶屈曲模态.由图可以看到,失稳仍出现在口边缘,体现为结构的卷曲.

表 1 屈曲模态及临界载荷值

Table 1 Buckling modal and buckling load

阶数	屈曲载荷/ 10^{-2} MPa (不考虑热载荷)	屈曲载荷/ 10^{-2} MPa (考虑热载荷)	变化量/%
1	0.20748	0.21950	5.7933
2	0.20748	0.21950	5.7933
3	0.32528	0.33831	4.0058
4	0.32528	0.33832	4.0089
5	0.56080	0.57635	2.7728
6	0.56442	0.57635	2.1137
7	0.56554	0.60851	7.5980
8	0.88798	0.60854	-31.4692

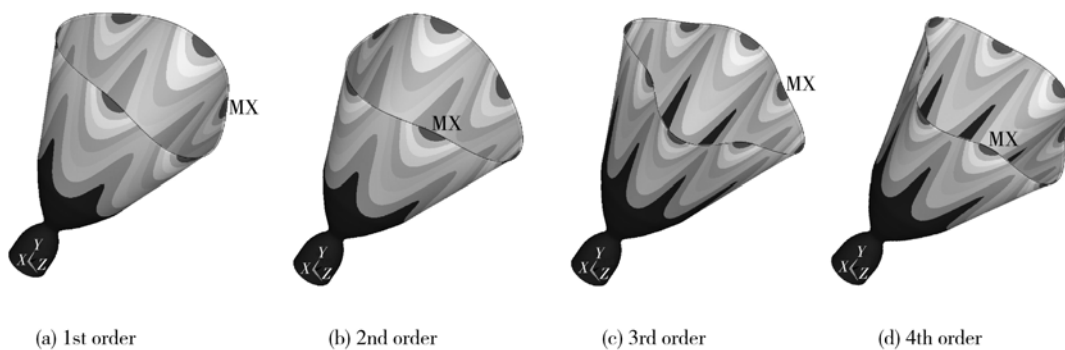


图6 前4阶屈曲模态(不考虑热载荷)

Fig. 6 First four orders buckling modal (without thermal loads)

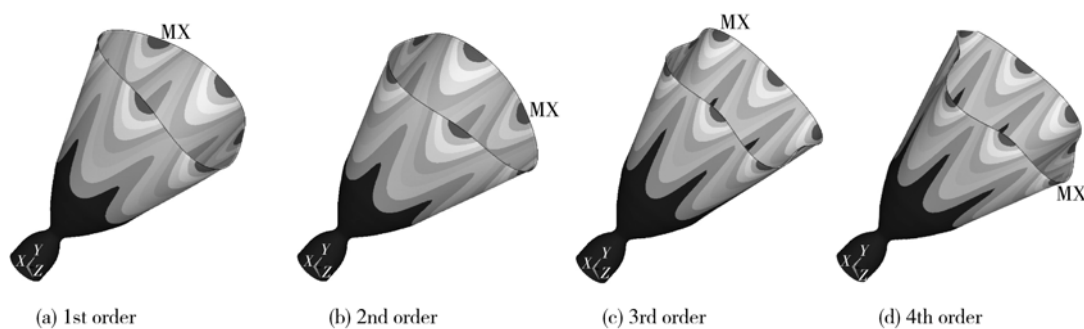


图7 前4阶屈曲模态(考虑热载荷)

Fig.7 First four orders buckling modal (consider thermal loads)

3 结 论

本文以液膜冷却结合辐射冷却的液体姿控火箭发动机为研究对象,采用一体化计算模型分析给定工况下发动机的受热情况,计算结果和试验结果吻合较好,说明该计算模型的有效性。同时在热分析的基础上,本文对发动机的屈曲稳定性进行了讨论,计算表明对于薄壁、大膨胀比的发动机来讲,在做地面高空模拟试验时,需要考虑材料在外压作用下的屈曲稳定性问题。对于本文计算的工况,发动机在外压高于内压 2195 Pa 时结构会出现失稳,同时考虑热载荷作用时,分析得到的结构屈曲载荷较不考虑热载荷提高了 5.7933%。因此分析屈曲时需要考虑热载条件。

参考文献:

- [1] 肖泽娟,程惠尔,李鹏.姿控发动机真空深冷环境中传热研究[J].热科学与技术,2005,4(2):101-105.
XIAO Zejuan, CHENG Huier, LI Peng. Heat transfer research on gesture control engine in vacuum cryogenic environment [J]. Journal of Thermal Science and Technology, 2005, 4(2): 101-105. (in Chinese)
- [2] 张忠利.姿控发动机热防护研究[J].火箭推进,2008,34(3):18-22.
ZHANG Zhongli. Investigation on thermal protection for attitude correction liquid rocket engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2008, 34(3): 18-22. (in Chinese)
- [3] 方磊,刘伟.姿控用再生冷却推力室传热特性研究[J].火箭推进,2008,34(6):6-13.
FANG Lei, LIU Wei. Research on heat transfer characteristic of regeneratively cooled attitude control engine thrust chamber [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2008, 34(3): 18-22. (in Chinese)
- [4] 董飞,何国强.铣槽结构液体火箭发动机推力室壳体热应力分析[J].火箭推进,2007,33(3):43-46.
DONG Fei, HE Guoqiang. Thermal stress analyses of liquid propellant thruster chamber wall with milled slots [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2007, 33(3): 43-46. (in Chinese)
- [5] 孙威,方杰,郑力铭,等. N_2O 微推力器性能及喷管热结构分析[J].火箭推进,2008,34(5):5-9.
SUN Wei, FANG Jie, ZHENG Liming, et al. N_2O micro-thruster performance and the nozzle thermo-structure analysis [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2008, 34(5): 5-9. (in Chinese)
- [6] 魏鑫,孙冰,郑力铭,等.超燃冲压发动机进气道表面热结构设计分析[J].航空动力学报,2008,23(11):1961-1965.
WEI Xin, SUN Bing, ZHENG Liming, et al. Design and analysis of thermal structure of inlet of scramjet [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(11): 1961-1965. (in Chinese)
- [7] 张贵田.高压补燃液氧煤油发动机[M].北京:国防工业出版社,2005.
- [8] Stechman R C, Oberstone J, Howell J C. Film cooling design criteria for small rocket engines[R]. AIAA-1968-617, 1968.
- [9] 张锋,仲伟聪.膜冷却推力室传热计算研究[J].火箭推进,2009,35(4):34-37, 48.
ZHANG Feng, ZHONG Weicong. Computational investigation of heat transfer for film cooling thrust chamber [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2009, 35(4): 34-37, 48. (in Chinese)
- [10] ANSYS Inc. Release 11.0 documentation for ANSYS [M]. Canonsburg: ANSYS Inc., 2007.
- [11] TAN Dongyao. Torsional buckling analysis of thin and thick shells of revolution [J]. International Journal of Solids and Structures, 2000, 37(22): 3035-3078.
- [12] 王新敏. ANSYS 工程结构数值分析 [M]. 北京:人民交通出版社,2007.
- [13] 尤军锋,陈汝训.固体火箭发动机壳体后封头屈曲分析[J].固体火箭技术,2008,31(2):173-178.
YOU Junfeng, CHEN Ruxun. Buckling analysis on rear dome of solid rocket motor case [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2008, 31(2): 173-178. (in English)