

高温基线密封研究进展

张宇玮 姜艳青 石刚 陈永来

(航天材料及工艺研究所,北京 100076)

文 摘 介绍了高温基线密封的使用需求、结构和材料选择、设计、模拟分析以及试验装置的发展;并结合具体的使用背景,以 Shuttle orbiters 和 X-38 上使用的控制面基线密封件为例,介绍了 NASA 在研制高温基线密封金属弹簧管的过程中,高温金属弹簧管的材料选择、结构设计和性能测试。

关键词 高温,基线密封,弹簧管

Advanced High Temperature Baseline Seals

Zhang Yuwei Jiang Yanqing Shi Gang Chen Yonglai

(Aerospace Research Institute of Materials & Processing Technology, Beijing 100076)

Abstract The traits and classification of metal seals and how to select seals at elevated temperature are introduced. By taking the elevated temperature metal seals used by shuttle orbiters and X-38 as an example, selection of materials, structure design and test to fabricate elevated temperature metal seals, in NASA are introduced as well.

Key words High temperature, Baseline seal, Spring tube

0 引言

未来高超声速飞行器的发动机以及与飞行器连接的活动部位(舱门、舵、襟翼等结构)需要耐高温的动密封,目前的航天飞机起落架舱门、有效载重舱排气孔和轨道飞行器外贮箱等处采用的基线密封(baseline seal)已无法满足未来高压力和温度的使用环境需求。

重复使用飞行器高速飞行过程中失效的控制面密封会导致升降副翼等区域的局部温度达到 1 700℃,接近结构材料的使用极限。如采用新型的高温热密封结构不仅可以满足密封要求,还可以大幅降低发射费用,例如长寿命的密封件可保证多次重复使用而不替换进而降低航天器的硬件、操作和发射费用^[1]。

美国在原航天飞机基线密封结构(图 1)的基础上,开展了有关高温密封的 NASA-JSC(X-38 项目)、NASA-ARC(热防护分支)、NASC-KSC(轨道飞行器试验)、波音密封部门(X-38 项目)和 Hi-Temp(密封和热防护制造)的研究。本文主要对高温基线密封的使用需求、结构和材料选择、设计、模拟分析以及试验装置加以介绍。



图 1 航天飞机基线密封(baseline seal)位置

Fig. 1 Highlighted photograph showing typical locations of baseline seal on space shuttle

1 对高温密封结构的设计要求

高速飞行器在飞行过程中要承受高热负荷及氧化环境和高达 1 100-1 600℃ 气体冲击。为此对于相应的密封部件提出如下要求^[2]。

(1) 具有足够的适应密封面弹性变形并通过回弹回复原状。

(2) 某些部位起到减载保护密封面上脆性防护层的作用。

(3) 有良好的耐磨损能力,与粗糙不规则的表面摩擦时不会造成泄露。

(4) 密封时在粗糙的陶瓷基体表面不产生粘贴

收稿日期:2010-12-15

作者简介:张宇玮,1973 年出生,高级工程师,主要从事有色金属材料及工艺技术方面的研究。E-mail:Z1420@sohu.com

现象。

为此,X-38 项目针对可重复使用飞行器控制面

的密封提出了具体设计要求(表 1),其中控制面的典型密封部位如图 2 所示。

表 1 X-38 控制面密封要求^[3-5]

Tab.1 Control surface seal design requirements

密封处温度/℃	最大载荷/kPa	密封界面压差/kPa	环境条件	冷却条件	飞行时间/min	密封件直径/mm	持久性/次	延展性	密封沟槽尺寸/mm	滑移速度/mm·min ⁻¹	磨损抗力
1300-1500	34.5	2.6-4.8	氧化环境	无主动冷却	16-37	11.7-25.4	10-100	可适应不规则结构和拐角密封	6.35	2.39	可承受粗糙表面摩擦

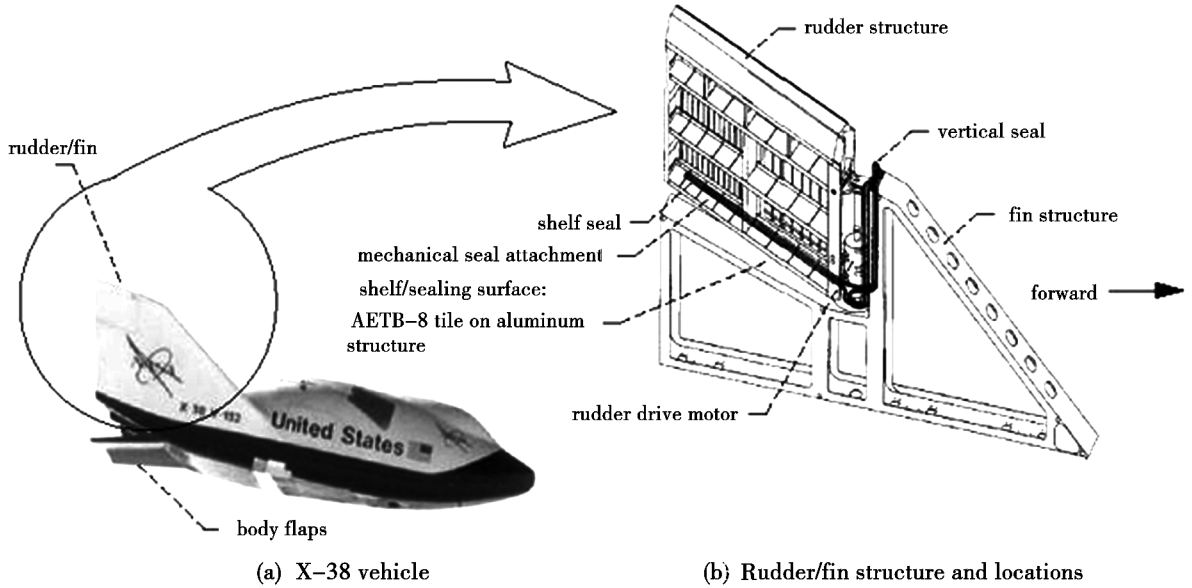


图 2 X-38 CRV 方向舵/翼面典型密封界面图解

Fig.2 Schematic showing X-38 CRV and rudder/fin structure and seal location

2 密封结构和材料的选择

2.1 材料选择

目前基线密封结构(图 3)为外层 Nextel 纤维编织的护套,内壁为 Inconel X-750 高温合金编织的弹簧骨架中间填充 Saffil 防热毡^[6],其主要成分为: Al₂O₃(96-97)wt%, SiO₂(3-4)wt%,其最高使用温度为 1 600℃^[7]。

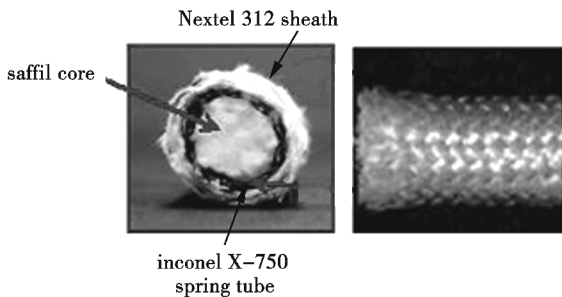


图 3 基线密封(baseline seal)实物

Fig.3 Photograph illustrating three components of baseline control surface seal design

Nextel 312 在温度升高时具有高的柔性和低的收缩率,其抗拉强度和中间弹性模量在 1 100℃ 时仍保持不变^[8]。Nextel 440 含铝、硅含量较高,不仅具有高的弹性模量,而且在性能大幅度下降前承受的使用温

度比 Nextel 312 高。可根据使用温度的不同来选用以上二者,一般 Nextel 312 使用温度为 870℃,Nextel 440 为 1 100℃^[1],其具体性能见表 2。

表 2 Nextel 纤维性能^[7]

Tab.2 Properties of Nextel fiber

纤维牌号	拉伸强度/MPa	拉伸模量/GPa	伸长率/%	连续使用温度/℃	短期使用温度/℃
Nextel 312	1728	138	1.2	1240	1371
Nextel 440	2070	186	1.1	1371	1649

当温度高于 650℃ 时,由于 Inconel X-750 (GH145)合金的屈服强度和蠕变性能随温度的升高而急剧降低造成弹簧骨架管的回弹性显著降低。为此 Taylor^[4]等人开展了镍基高温合金 Rene'41 (GH141)合金^[9-10]和 Inconel X-750 合金弹簧支架的高温压缩试验(图 4),结果表明未热处理的 Rene'41 合金和 Inconel X-750 合金弹簧支架具有相同的高温压缩性能。而热处理后的 Rene'41 合金与未热处理的 Rene'41 合金相比具有更大的晶粒尺寸(图 5),而根据蠕变理论大的晶粒其抗蠕变性能好于细晶, Rene'41 比 Inconel X-750 合金在 955℃ 具有更好的回弹性能^[11-12]。

难熔合金 (Refractory Alloy)、陶瓷及陶瓷基复合材料 (Ceramic/CMC)、高温合金 (Superalloy) 是目前三类备选高温密封圈骨架材料。难熔合金和陶瓷及陶瓷基复合材料相比高温合金, 高温强度明显提高, 在 1 260℃ 时, 仍然具有良好的强度和蠕变性能。但是这两类材料也有明显的缺点, 难熔合金抗氧化性能差, 需要有抗氧化涂层才能使用; 陶瓷及陶瓷基复合材料的塑性差, 很难机加出高温密封件所需要的复杂形状。

图 6 是金属骨架的不同备选合金性能。目前主要有高温合金 (Inconel X-750)、TZM (Mo-0.5Ti-0.08Zr) 和陶瓷基复合材料等, 就更高温度 (1 260℃) 的使用环境来看 TZM 合金具有更好的实用性。

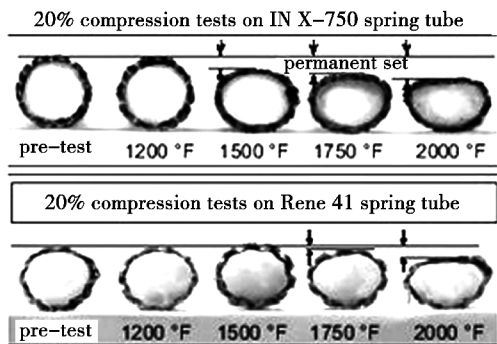


图 4 Inconel 750 和 Rene'41 合金 20 次循环压缩后高度
Fig. 4 Post test photographs showing permanent set in InconelX-750 and Rene'41 spring tubes at multiple test temperatures after 20 compression cycles

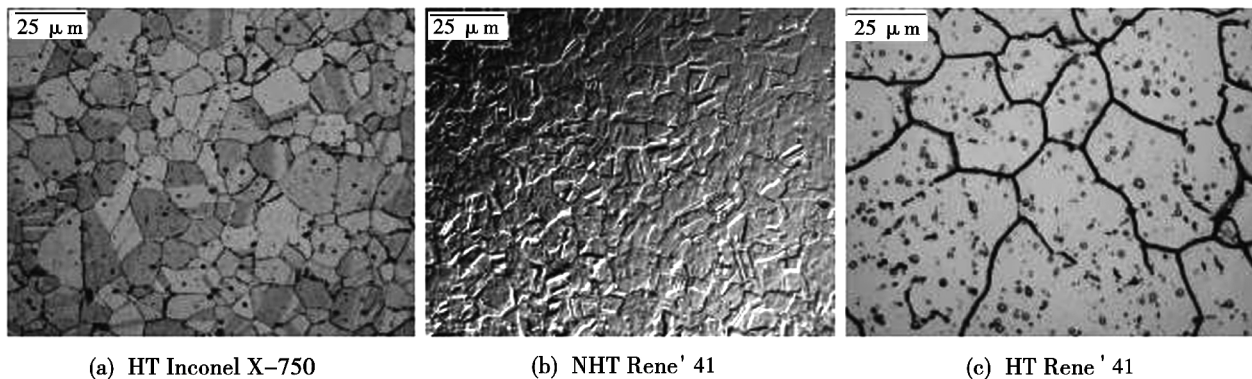


图 5 不同合金的晶粒大小

Fig. 5 Micrographs of different material grain size

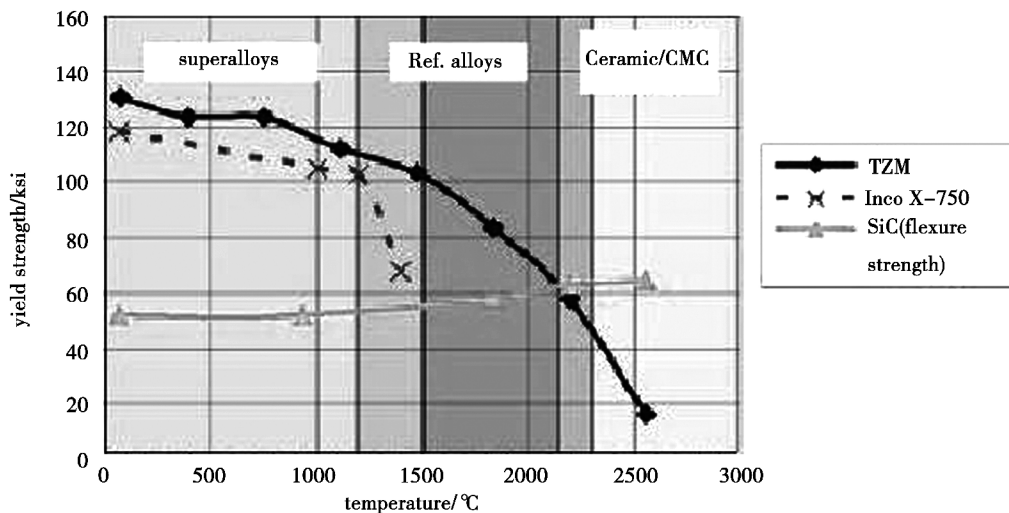


图 6 金属骨架材料性能

Fig. 6 Properties of material for metal skeleton

2.2 结构设计

2.2.1 结构形式

轨道飞行器中采用的密封结构如图 7 所示, 为外层 Nextel 纤维编织的护套, 内壁为 Inconel X-750 高温合金编织的弹簧骨架中间填充 Saffil 隔热毡。其中弹簧表面为硅化铌涂层的密封件可用于轨道飞行器控制

面的尾端, 但由其价格、质量及刚度等问题无法使用在顺翼展方向的密封^[1]。根据前期航天飞机热密封结构, 现 X-38 也采用类似的高温密封结构 (图 8), 其中合金弹簧管是按照美国波音公司 MBO160-047 标准编制的 ST-5 结构^[13], 编织按照 AMS5698 对 Inconel X-750 进行热处理提高合金管的强度^[14]。

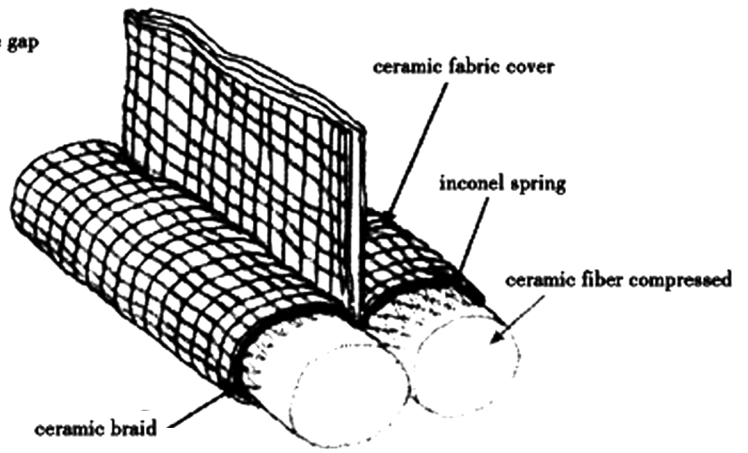


图7 高温球头密封—陶瓷织物包覆

Fig. 7 High temperature bulb seal-wrapped with ceramic fabric

2.2.2 弹簧骨架结构

弹簧骨架由3股并行的 Inconel X-750 丝编织而成(图8),其主要参数有直径(D)、Inconel X-750 线直径、并行线的股数、单位长度内进程(CPI)和针数(N)等。

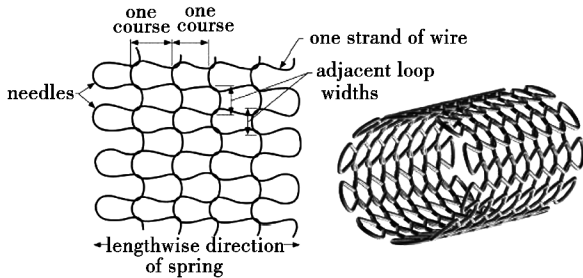


图8 Inconel X-750 合金管编织的弹簧管骨架

Fig. 8 Spring tube of Inconel X-750 alloy

弹簧管主要有三个设计参数:圈密度、热处理制度和导线直径。其中前两项对弹簧管有正面效应,而小的金属线径降低导线的应力进而提高弹簧骨架的使用寿命。美国开展了不同热处理制度下镍基高温合金 Rene 41(GH141)弹簧管骨架(图9)在随着圈密度和导线直径的改变在 955℃时循环 20 次后性能变化。具体的试验参数见表 3。

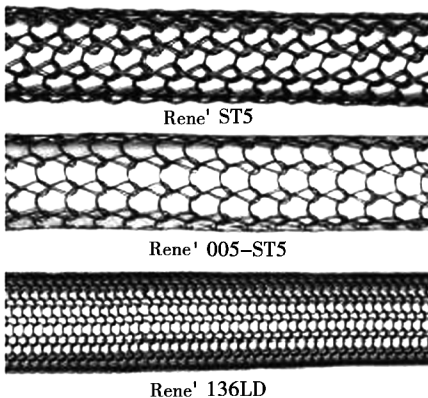


图9 不同弹簧参数实物

Fig. 9 Spring with different parameters

表3 不同弹簧试验参数^[4]

Tab. 3 Experimental spring tube designs for DOE analysis

类别	热处理制度	丝材直径 /mm	CPI	N	LD	预应力/ N
Rene'ST5-A	R41A	0.23	4.9	10	28	0.89
Rene'ST5-C	R41C	0.23	4.9	10	28	0.89
Rene'005ST5-A	R41A	0.13	4.9	10	28	0.22
Rene'005ST5-C	R41C	0.13	4.9	10	28	0.22
Rene'136LD -A	R41A	0.13	15	16	136	0.45
Rene'136LD -C	R41C	0.13	15	16	136	0.45

实验结果^[4]表明通过改变弹簧管的相关参数可以实现提高密封件回弹性能,其中蠕变是造成弹簧管在高温下回弹性降低的主要原因。具有最佳回弹性能的弹簧管是直径 0.23 mm、圈密度为 28 经 R41C 处理的 Rene'41 合金丝编织的。

2.2.3 密封槽结构设计

在密封槽中,在密封件下放置预承力件(Preloader,图10)会带来如下优点。

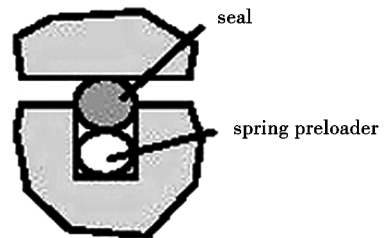


图10 密封槽结构

Fig. 10 Seal groove structure

(1)更好的回弹力:预承力件使密封件上产生的热与沟槽材料绝缘,进而实现保留预承力件结构的回弹性。

(2)对作用面压力的精确控制:通过调整预承力件尺寸满足不同密封端面的刚度和预应力要求。

(3)提高抗气流/热综合作用能力:通过使用软的预承力件与硬的密封件综合作用可减少压缩面带来的应力,进而更有效地阻碍高温空气通过密封界面,使整体的热密封性能达到优化^[15]。

3 密封结构的热力学分析及模拟

Rcich 等人^[6]利用 ANSYS 建立了密封结构的数学模型,从表 4 可见,由于计算过程中假设整个系统处于稳定状态,而实际检测时并未达到稳态,故此计算温度略高于检测温度。

表 4 理论计算与实际检测温度数据

Tab. 4 Comparison between simulation results and temperatures measured by thermocouples

测试温度/℃	计算温度/℃	备注
1220	1258	固定表面,距喷嘴 165.1 mm
1047	1067	密封槽上表面距密封件上 12.7 mm
70	238	密封槽下表面距密封件下 12.7 mm
25	174	密封槽下表面距密封件下 38.1 mm
70	111	密封槽下表面距密封件下 139.7 mm
499	668	升降副翼鼻部 45°
42	224	升降副翼鼻部 25°

采用数学模型计算与检测结果吻合较好,因此可通过数学模型为后续密封结构的设计提供便利,通过数学模型的建立可在前期设计中预测构件工作温度,并可作为密封结构系统设计的辅助工具^[5]。

4 密封结构试验装置的设计

主要的密封结构试验分为对弹簧管的高温压缩循环试验和对整体密封件的检测^[4],图 11 是整体装置中密封结构的示意图,整体密封件的检测装置见图 12。

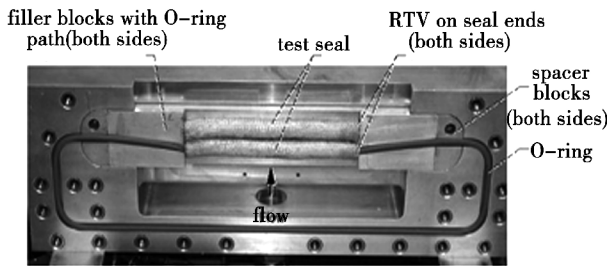


图 11 整体密封结构示意图

Fig. 11 Photo of integrated seal structure

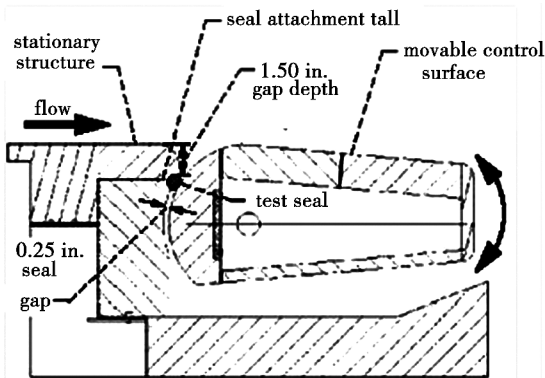


图 12 Arc jet 实验装置横截面示意图^[9]

Fig. 12 Cross section of arc jet test fixture

为了对实际密封件进行检测,对密封件考核的平板电弧加热装置应满足如下要求^[1]。

- (1) 热流量 5.68–852 kJ/m²·s;
- (2) 试验中可以改变试验夹具的角度;
- (3) 实时对试验进行录像和光学高温测定;
- (4) 在试验腔内通过空心管道对操纵面进行机

械和电路控制;

(5) 试验装置和部件可以方便进行安装和拆卸。

5 结语

基线密封选用外层 Nextel 纤维编织的护套,内壁为高温合金编织的弹簧骨架中间填充 Saffil 隔热毡结构形式具有良好的高温回弹性能。同时采用预置预承力(Preloader)结构和改善高温合金骨架性能是提高基线密封高温性能的有效途径。通过专用试验测试装置和数学模型模拟是实现高温基线密封样件的辅助设计的有效方法。

参考文献

- [1] Newquist C W, Verzemnieks J, Keller P C, et al. Advanced high temperature structural seals [R]. NASA/CR-2000, 210522, November, 2000
- [2] Dunlap P H, Finkbeiner J R, Steinetz B M. Design study of wafer seals for future hypersonic vehicles [R]. AIAA, 2005-4153
- [3] Palko E L. High temperature seal energizer device development [R]. AIAA, 2005-3370
- [4] Taylor S C, Demange J J, Dunlap P H. Further investigations of high temperature knitted Spring tubes for advanced control surface seal applications [R]. AIAA, 2005-4154
- [5] Finkbeiner J R, Dunlap P H, Steinetz B M. On the development of a unique arc jet test apparatus for control surface seal evaluations [R]. AIAA, 2004-3891
- [6] Reick A J, Athavle M M, Dunlap P, et al. Control surface seal arc jet investigations: comparison of experimental CFD results [R]. AIAA, 2002-3942
- [7] 朱元风. 锌基合金—陶瓷复合材料的研究与进展 [J]. 云南冶金, 1991(2): 46-50
- [8] Ulrich Nextel 陶瓷纤维及其纺织品的新用途 [J]. 产业用纺织品, 1992, 10(5): 27-30
- [9] 于慧臣, 谢世殊, 赵光谱, 等. GH14 合金及高温拉伸及持久性能 [J]. 材料工程, 2003(9): 2-6
- [10] 中国航空材料手册编委会. 中国航空材料手册, 第 2 版 [S]. 北京: 中国标准出版社, 2002
- [11] Taylor. Evaluation of material substitution in knitted spring tubes for advanced structural seal [R]. AIAA, 2006-354
- [12] Taylor S C, DeMange J J, Dunlap P H, et al. Evaluation of high temperature knitted spring tubes for structural seal applications [R]. NASA TM-2004-213183, AIAA, 2004-3890, September, 2004
- [13] Knitted Wire Spring Specification, Specification Number MB0160-047 [S]. Revision D, The Boeing Company, Huntington Beach, April 2001
- [14] Aerospace Material Specification [S]. AMS 5698G, January 2003
- [15] Prrick H D, Steinetz B M, Demange J J, et al. Toward an improved hypersonic engine seal [R]. AIAA, 2002-3941
- [16] Dunlap P H. (NASA, Glenn Research Center, Cleveland, OH) Steinetz, B M. DeMange, Rivers J J, Curry H K, D. M. Hsu, S. -Y. Investigations of control surface seals for re-entry vehicles [R]. AIAA, 2002-3941

(编辑 吴坚)