

轻质钛合金喷管在氢氧发动机上的应用研究

许晓勇, 赵世红, 王 召
(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘 要: 为降低发动机质量, 提高其推重比, 将轻质高温钛合金 TA15 用于液氢液氧发动机推力室喷管, 模拟了全尺寸再生冷却钛合金喷管的工作特性, 设计了 TA15 钛合金铣槽式再生冷却缩尺喷管, 采用扩散焊工艺生产了缩尺喷管试验件, 成功进行了热试验。试验结果表明钛合金氢再生冷却缩尺喷管在高温富氢燃气环境下能够短时间安全稳定工作, 传热可靠, 最高气壁温达 1 017 K, 冷却通道流阻及氢温升实测值与计算结果基本一致。最后简要介绍了钛合金的氢脆特性。

关键词: 液氢液氧发动机; 推力室; 钛合金喷管; 再生冷却

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2016) 04-0001-06

Application of lightweight titanium alloy nozzle in LOX-LH₂ rocket engine

XU Xiaoyong, ZHAO Shihong, WANG Zhao
(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: To reduce the mass and increase the thrust mass ratio of LOX-LH₂ rocket engine, the lightweight titanium alloy TA15 was researched for the thrust chamber nozzle of the engine. In the research process, the working characteristics of full-size hydrogen regeneration cooling nozzle of titanium alloy was simulated, the reduced scale TA15 regeneration cooling nozzle with milling groove was designed, and then the diffusion welding technology was adopted to produce a reduced scale nozzle specimen. The fire test of the specimen was successful. The test results show that the titanium alloy hydrogen regenerative cooling reduced scale nozzle can work safely and reliably in the high temperature environment with hydrogen-rich gas in short time, whose maximum gas wall temperature can reach 1 017 K. The measured values and the calculated values of flow resistance and hydrogen temperature rise in the cooling channel are in agreement. At the end of the paper, the embrittlement characteristics of titanium alloy in hydrogen are introduced.

Keywords: LOX-LH₂ rocket engine; thrust chamber; titanium alloy nozzle; regenerative cooling

收稿日期: 2016-03-03; 修回日期: 2016-05-31

基金项目: 民用航天“十二五”技术预先研究项目

作者简介: 许晓勇 (1979—), 男, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机推力室

0 引言

降低发动机结构质量,提高发动机推重比,可以有效提高火箭的运载能力,具有重大意义^[1]。与国外相比,我国目前的液氢液氧发动机推重比明显偏小,如某型号发动机推重比约 53,而欧美同样为发生器循环的 HM-60 发动机和 J-2 发动机推重比分别达到 68 和 66。

钛合金密度低、比强度高、耐蚀、可焊接,在航空航天得到了广泛应用^[2]。高温钛合金作为其中一个重要分类,可长期工作于 573-873 K 的高温条件下,具有良好的高温蠕变抗力、疲劳强度、持久强度和组织稳定性。航空发动机的高温组件如高压压气机叶片、涡轮盘、加力燃烧室筒体以及尾喷管等大量采用了高温钛合金,大幅度提高了航空发动机的推重比^[3]。

大中型液体火箭发动机方面,虽然在涡轮泵、阀门、导管等低温或常温零组件上大量使用了钛合金,但在推力室这样的高温零组件上目前仅有俄罗斯的 RD-120 液氧煤油发动机的再生冷却喷管内壁使用了钛合金材料^[4],液氢液氧发动机推力室尚无应用报道。

因此,开展液氢液氧发动机高温钛合金材料喷管研究,意义重大。

1 高温钛合金材料的选择

我国研制的高温钛合金牌号和工作温度如表 1 所示,除 873 K 及以上的高温钛合金 Ti60、TiAl 系合金等还处于研制阶段未进入工程化应用外,其他都已正式应用。其中 773 K 左右工作的高温钛合金 TC11、TA15 在航空发动机上得到了大量应用。

表 1 我国研制的高温钛合金^[5]

Tab. 1 High-temperature titanium alloy developed in China

| 工作温度/K | 623 | 673 | 723 | 773 | 823 | 873 | 923 及以上 |
|--------|-----|-------------|------|---------------------|------|------|--|
| 材料牌号 | TC4 | TC6 TC17 | TA11 | TC11 TA7 TA15 | TA12 | Ti60 | TD3(Ti ₃ Al) Ti ₂ AlNb、TiAl 基 Nb-TiAl 基等 |

基于材料成熟、供货稳定、成本适中的原则,本研究选取了 TA15 高温钛合金作为液氢液氧发动机推力室喷管的材料。不同温度下 TA15 钛合金的力学性能见表 2。

表 2 TA15 钛合金材料力学性能^[5]

Tab. 2 Mechanical properties of TA15 titanium alloy

| 温度/K | σ_f /MPa | $\sigma_{0.2}$ /MPa | δ_5 /% | ϕ /% |
|------|-----------------|---------------------|---------------|-----------|
| 77 | 1 373 | 1 324 | 6 | 20~30 |
| 293 | 1 014 | 970 | 16.0 | 48.1 |
| 673 | 754 | 651 | 17.6 | 57.1 |
| 773 | 702 | 604 | 23.6 | 60.7 |
| 823 | 622 | 541 | 29.8 | 74.5 |

TA15 钛合金密度 4.45 g/cm³,熔点 1913-1 943 K,为近 α 型固溶强化高温钛合金,具有良好的蠕变、持久性能和工艺塑性,兼具 α 型和 α - β 型钛合金的优点,适合于高温环境,具有中等的室温和高温强度、良好的热稳定性和焊接性能。TA15 钛合金长时间 (3 000 h) 工作温度可达 773 K,瞬时 (不超过 5 min) 可达 1 073 K^[5-6]。

2 试验件情况

2.1 试验件设计

本研究设计了液氢再生冷却的缩尺喷管,以考核验证钛合金用于高温氢环境的安全性、钛合金再生冷却喷管的传热和结构可靠性,研究钛合金的最高允许使用气壁温,同时考核 TA15 钛合金喷管的生产工艺。

缩尺喷管试验件模型如图 1 所示, 采用 30° 锥角的锥形喷管造型, 铣槽式再生冷却结构。缩尺喷管由外壁、铣槽内壁、进出口法兰、进出口管嘴和测量管嘴组成, 其中内壁上机械铣有 120 个等肋高变肋宽的冷却通道, 内壁为等厚度。缩比再生冷却喷管采用氢逆流冷却方案, 即低温氢从缩尺喷管大端进口管嘴经集合器均流后分别流入各个冷却通道, 沿燃气逆流方向冷却喷管内壁后在小端汇集, 由出口管嘴流出, 完成对内壁的再生冷却。缩尺喷管冷却通道设计的原则是确保最高气壁温与全尺寸喷管的最高气壁温保持一致, 以模拟钛合金在全尺寸喷管上的传热工作状态。计算结果表明, 缩尺喷管最高气壁温约 1 000 K, 与全尺寸喷管最高气壁温基本相同。缩尺喷管主要结构参数见表 3。

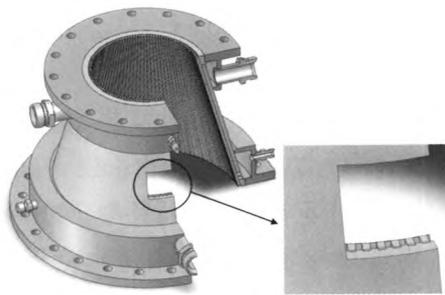


图 1 TA15 钛合金缩尺喷管模型图
Fig. 1 TA15 subscale nozzle model

表 3 缩尺再生冷却喷管的主要结构参数
Tab. 3 Parameters of regenerative cooling subscale nozzle

| 项目 | 数值 |
|-----------|-----|
| 喷管大端面积比 | 22 |
| 喷管小端面积比 | 6 |
| 喷管大端直径/mm | 240 |
| 喷管小端直径/mm | 130 |
| 喷管轴向长度/mm | 200 |
| 冷却通道数量/个 | 120 |
| 喷管内壁厚度/mm | 0.8 |

试验件如图 2 所示, 除缩尺钛合金喷管外, 其他部分还包括常温气氢和低温液氧的喷注器头部、水冷的喉部喷管段和火药点火器。

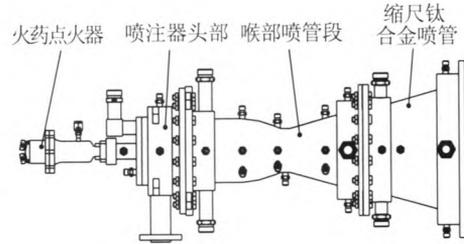


图 2 试验件组成示意图

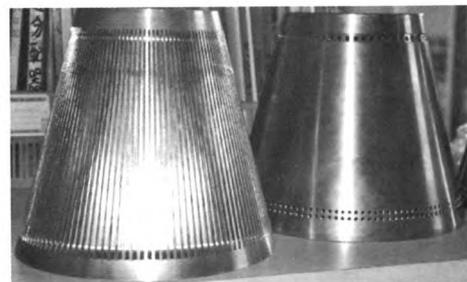
Fig. 2 Schematic diagram of specimen composition

2.2 试验件材料与工艺

为避免异种金属材料焊接, 试验件所有零件材料均选择 TA15 钛合金。钛及其合金不需要特殊的表面准备和特殊的控制, 可容易地进行扩散焊接。这种工艺在航空航天的地面设备、飞行产品等方面得到了应用, 包括膜盒式波纹管及储箱、整体式整流段、多通道精密配合的流道分配器等。因此, 缩尺喷管内外壁之间选择扩散焊连接工艺, 其他部分的焊接为电子束焊和氩弧焊工艺, 与全尺寸喷管拟采用的工艺相同。

在内外壁扩散焊前进行了工艺试验, 优化了工艺参数, 包括扩散焊温度、保温时间和压力。结果表明, 拉伸试样的最低抗拉强度和平均抗拉强度分别达到母材强度的 95% 和 98.4%, 满足设计要求。

缩尺喷管扩散焊前后情况见图 3, 参加热试验的缩尺喷管产品见图 4。对缩尺喷管冷却通道进行了 25 MPa 液压试验, 产品合格完好。



(a) 扩散焊前内壁和外壁



(b) 扩散焊后

图3 缩尺喷管扩散焊前后

Fig. 3 Subscale nozzles before and after diffusion welding

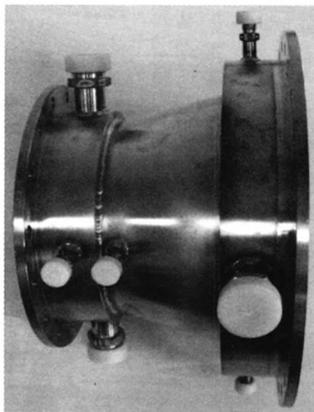


图4 TA15 钛合金缩尺喷管实物

Fig. 4 Picture of TA15 subscale nozzle

3 试验系统

试验采用挤压式试验系统，由试验件、液氧系统、常温气氢系统、液氢系统、常温水系统、吹除系统、测量系统等组成，系统图见图5。

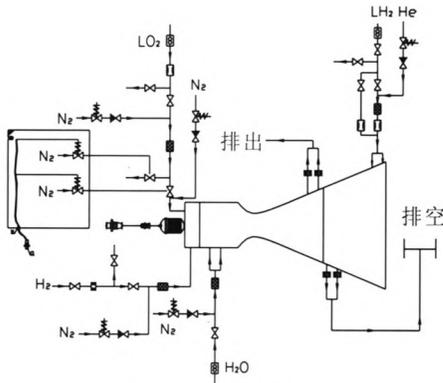


图5 试验系统示意图

Fig. 5 Schematic diagram of experimental system

试验件喉部喷管段采用水顺流冷却，缩尺喷管采用液氢逆流冷却。在液氢供应系统设置了旁通路，以便在热试过程中调节冷却氢的流量。图6为安装在试验台上的试验件。

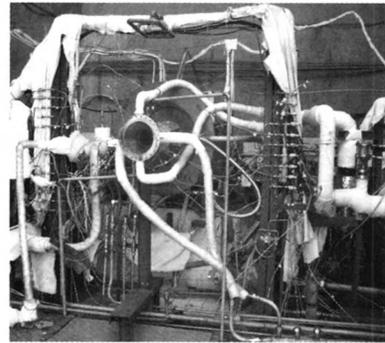


图6 安装在试验台上的试验件

Fig. 6 Nozzle specimen on experimental platform

4 试验结果及分析

4.1 工作安全性

试验共进行了2次，每次工作20s，试验件燃烧室压力均为7MPa，混合比6.5，试验点火启动平稳、工作正常。试验过程中，11s时调节了缩尺喷管冷却氢的流量，变化范围为0.6~1.4kg/s。图7为2次试验的燃烧室压力和缩尺喷管冷却氢进出口压力。试验过程中曲线平稳，冷却工况转换迅速、稳定，全程的平缓波动为增压系统造成。图8为热试验情况。试验后检查表明缩尺喷管外观完好，内壁光亮，无变形、烧蚀和过热现象。对试验后的缩尺喷管冷却通道进行了25MPa液压试验，结构安全完好。

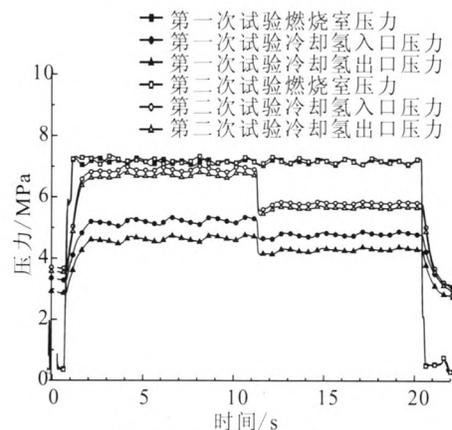


图7 热试验压力曲线

Fig. 7 Pressure curves of hot test

试验结果表明, TA15 高温钛合金铣槽式氢再生冷却缩尺喷管在液氢液氧发动机上可以短时间工作, 采用的扩散焊工艺可行。



图 8 试验件参加热试验情况
Fig. 8 Picture of hot test of specimen

4.2 传热可靠性

在相同室压和混合比下, 钛合金缩尺喷管分别进行了 4 种冷却氢流量的热试验, 分别为 1.4 kg/s, 1.2 kg/s, 0.8 kg/s 和 0.6 kg/s。试验结果表明: 在这 4 种流量下, 缩尺喷管的传热都是安全可靠的, 没有出现喷管内壁烧蚀或高温变色现象。

钛合金缩尺喷管在不同冷却氢流量下的冷却通道压降试验值与计算值比较见图 9, 计算值与实测值趋势相同, 实测冷却通道压降由于包含进出口局部损失因此比计算值偏高, 修正后偏差小于 10%。

冷却氢温升及最高气壁温与流量的关系见图 10, 实测值与计算值规律相同, 在 1.4 kg/s 和 1.2 kg/s 时比较接近, 而在 0.8 kg/s 和 0.6 kg/s 时实测氢温升偏低, 分析认为与第 2 次试验该测点更换温度传感器型号和试验系统冷却氢入口温度波动有关。根据热试数据计算的最高气壁温见图 10, 当冷却氢流量降低至 0.6 kg/s 时, TA15 缩尺喷管的最高气壁温达 1 017 K, 超过了设计的 1 000 K, 表明在此温度下 TA15 钛合金仍能够安全可靠的传热。此外, 该工况下最高气壁温处的内壁平均壁温 (0.5*(气壁温+液壁温)) 为 884 K, 远低于 TA15 钛合金的瞬时 (不超过 5 min) 工作温度 1 073 K, 表明此设计条件下钛合金喷管具备

长时间工作的能力。

图 9 和图 10 还给出了 TA15 钛合金、不锈钢和锆铜 3 种材料喷管在相同冷却结构和热试参数下的传热计算结果。常温下钛合金的热导率是不锈钢的 1/2, 是锆铜的 1/43。与不锈钢和锆铜相比, 钛合金缩尺喷管的通道流阻最低, 气壁温最高。材料的低热导率降低了喷管壁面的热流密度 (钛合金缩尺喷管的最大热流密度只有锆铜的 66%), 显著提高了喷管的气壁温, 在某些特定情况下能够避免喷管内表面壁温过低导致的水蒸气结冰现象。同时, 低的热导率对冷却通道的肋片效应也产生明显影响, 锆铜的肋片效应约 1.6~1.8, 不锈钢为 1.1~1.3, 而 TA15 钛合金肋片效应降低至 0.8~1, 局部出现负散热片效应。

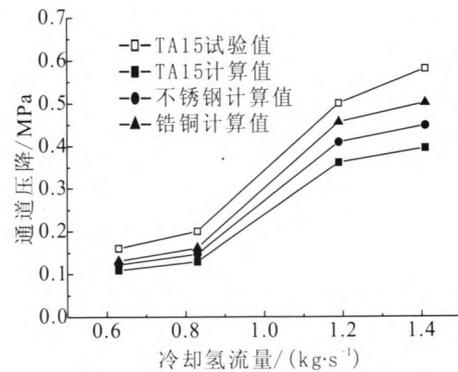


图 9 冷却通道压降
Fig. 9 Pressure-drop in cooling channel

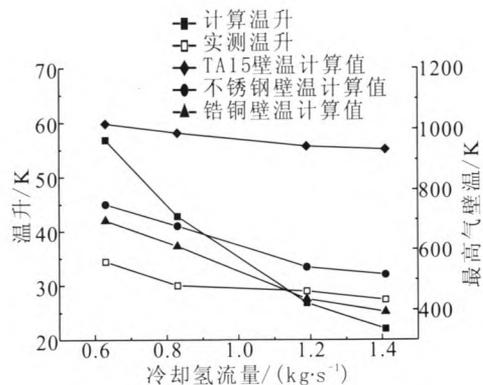


图 10 冷却氢温升及最高气壁温
Fig. 10 Cooling hydrogen temperature-rise and maximum gas wall temperature

5 钛合金的氢脆特性

钛合金未广泛应用于液氢液氧发动机特别是高温含氢燃气的部件,最主要的担心是钛合金的氢脆。氢脆是氢与金属的交互作用导致材料力学性能下降的现象,氢脆的种类可分为3大类:氢反应脆性,内氢脆和氢环境脆性。对于液氢液氧火箭发动机推力室,特别是喷管,由于其工作在高温高压的纯氢和含氢环境中,因此其氢脆问题主要属于氢环境脆性。

氢环境脆性特指材料由高压氢环境引起的断裂、破坏、性能显著下降等材料失效行为^[7]。其主要特点包括在高纯氢环境中拉伸试样将发生氢脆且氢脆量取决于合金类型及氢压、氢温,氢脆裂纹起源于表面和决定裂纹速率的因素为氢吸附等。影响氢环境脆性的最主要因素是温度、压力和材料自身条件,其中温度的影响较大,对钛合金还包括含氢介质的含水量,高温、高压将导致吸氢量增加、氢脆严重,但含水量增加却会降低钛合金的吸氢量、减轻氢脆。

材料的氢脆特性必须经过氢脆试验并结合实际工作环境热试验考核才能最终确定是否能够使用。二十世纪六十年代,美国NASA开展了大量系统的、工程性的高压氢环境影响材料性能的研究。其按氢脆程度从重到轻将合金分为格外脆性、严重脆性、一般脆性和可忽略脆性四类。目前液氢液氧发动机中广泛使用的GH4169和电铸镍属于格外脆性,Ti-5Al-2.5Sn ELI和Ti-6Al-4V等Ti基合金属于严重脆性。GH4169和Ti-5Al-2.5Sn ELI在液氢液氧发动机上可靠安全的应用了多年,特别是GH4169不但在高压低温氢部分,在高压高温含氢燃气部分也得到了应用。

对于TA15高温钛合金,目前国内外未见关于其氢脆特性的公开研究和报道。本文开展的真实工作环境下的TA15钛合金缩尺喷管短时热试验,初步验证了其短时间工作的可行性,但高温高压含氢环境对TA15钛合金性能的实际影响仅限于定性研究,不能解决长期相容性问题。作为量化研究的方法,氢环境脆性试验是研究材料氢脆特性的重要手段。氢环境脆性试验是将材料的

力学性能试验直接在密封的高压高温氢或含氢环境中完成^[7,8];同时为了比较,每个试验将在同样压力的高压氢中进行。改变压力、温度等环境条件获得的性能试验参数就可以观察和比较各种参数的影响。如果条件所限不能开展高压高温氢或含氢环境下的试验,则采用内氢脆的研究方法(即将样品先放置在高压氢中一段时间充氢,再取出后在空气或惰性气体中进行拉伸试验^[9])也可得到相关结果但具有局限性。

可以预见,高温高压含氢环境将会导致TA15钛合金的性能降低。因此,使用这种材料的行之有效的办法应该是通过结构和传热等参数的优化设计使产品使用在含氢环境材料性能安全线以内,从而获得轻质推力室,特别适合于喷管这种结构尺寸大、温度较低、热流小、力学环境不严酷的组件。此外,抗氢镀层和除氢处理也是提高钛合金组件使用安全性和重复使用性的措施^[10-11]。

6 结论

为降低液氢液氧发动机质量,提高其推重比,提升火箭的运载能力,本研究将轻质化高温钛合金TA15用于液氢液氧发动机推力室喷管组件,使用扩散焊工艺研制了铣槽式氢再生冷却缩尺喷管,成功进行了热试验,结果表明:

1) TA15钛合金扩散焊氢再生冷却喷管方案可行,能够在短时间内安全可靠地工作。

2) 通过降低冷却氢流量成功试验了缩尺喷管最高气壁温1000K的工况,模拟验证了全尺寸钛合金喷管的最高气壁温环境,初步证明钛合金喷管的传热是可靠的。

研究结果证明,液氢液氧发动机推力室喷管采用全TA15钛合金的铣槽式扩散焊氢再生冷却方案是可行的。与传统材料的不锈钢内外壁方案或锆铜内壁和不锈钢外壁的方案相比,某型大推力上面级液氢液氧发动机喷管如采用全钛合金,质量能够分别减轻约360kg和420kg,但在应用前应更深入地开展钛合金氢环境脆性试验研究。

(下转第34页)

- [J]. 铁道师院学报, 2001, 18(3): 10-14.
- [2] 吴荣仁, 陆君毅. 飞轮的超速和飞裂试验研究[J]. 机电工程, 1993 (4): 28-30.
- [3] 姚青文, 李长宝. 套装叶轮不平整表面接触问题的有限元分析[J]. 汽轮机技术, 2014, 56(2): 88-90.
- [4] 高兴, 黄科, 段浩. 高速叶轮的塑性变形特性分析[J]. 鱼雷技术, 2013 (1):14-19.
- [5] 窦唯. 液体火箭发动机涡轮泵转子密封系统动力稳定性研究[J]. 宇航学报, 2013, 34(12): 1557-1568.
- [6] 黄智勇, 李昌免, 黄红. 高工况涡轮泵轴系状态对工作可靠性的影响[J]. 火箭推进, 2007, 33(1): 32-35.
HUANG Zhiyong; LI Changhuan; HUANG Hong. The effect of high operating condition turbopump shafting status on reliability[J]. Journal of rocket propulsion, 2007, 33(1): 32- 35.
- [7] 窦唯, 褚宝鑫. 支承总刚度对泵转子临界转速及稳定性影响[J]. 火箭推进, 2014, 40(1): 30-38.
DOU Wei, CHU Baoxin. Effect of bearing supporting stiffness on dynamic stability and critical speed of turbopump rotor system [J].Journal of rocket propulsion, 2014, 40(1): 30-38
- [8] 吴荣仁, 李勤, 洪伟荣. 带轴涡轮转子在立式超速试验台上的超速试验[J]. 化工机械, 2002, 29(1): 8-10.
- [9] 郭军刚, 王春侠, 胡丽国. 多叶油润滑滑片轴承转子系统动力学特性研究[J]. 强度与环境, 2013, 40(2): 12-20.
- [10] 肖明杰, 黄金平, 李锋. 基于传递矩阵法的涡轮泵转子系统瞬态动力学特性预测和分析[J]. 机械强度, 2011, 33(6): 900-906.

(编辑: 马 杰)

(上接第 6 页)

参考文献:

- [1] 琚春光, 东华鹏, 王国辉. 航天运输系统对火箭发动机的需求[J]. 导弹与航天运载技术, 2011(4): 23-36.
- [2] 赵树萍, 吕双坤. 钛合金在航空航天领域中的应用[J]. 钛工业进展, 2002(6): 18-21.
- [3] 黄旭, 李臻熙, 黄浩. 高推重比航空发动机用新型高温钛合金研究进展[J]. 中国材料进展, 2011, 30(6): 21-27.
- [4] 《世界导弹与航天发动机大全》编委会. 世界导弹与航天发动机大全[M]. 北京: 军事科学出版社, 1999: 135-138.
- [5] 《中国航空材料手册》编辑委员会编. 中国航空材料手册(第四卷)[M]. 北京: 中国标准出版社, 2001: 74-83.
- [6] 李兴无, 沙爱学, 张旺峰, 等. TA15 合金及其在飞机结构中的应用前景[J]. 钛工业进展, 2003, 20(4~5): 90-94.
- [7] 周德惠, 谭云. 金属的环境氢脆及其试验技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 1998.
- [8] ASTM. Standard test method for determination of susceptibility of metals to embrittlement in hydrogen containing environments at high pressure, high temperature, or both: ASTM G142-98[S]. USA: ASTM, 2011.
- [9] 徐镜廉, 宋宁秋, 范存淦, 等. 抗氢钢棒规范 [S]. GJB 5724-2006. 中华人民共和国国家军用标准. 北京: 总装备部军标出版发行部, 2006.
- [10] 杨长江, 梁成浩, 王华. 钛及其合金氢脆研究现状与应用[J]. 腐蚀科学与防护技术, 2006, 18(2): 122-125.
- [11] 张瑞, 陈金存, 沈宏, 等. 航天产品氢脆失效模式防治常用原则及方法[J]. 航天制造技术, 2013 (2): 43-45.

(编辑: 陈红霞)