

基于增材制造技术的液氧/甲烷燃烧室身部设计及热试分析

刘占一, 张魏静, 周康, 王勇, 霍世慧

(西安航天动力研究所 液体火箭发动机技术重点实验室, 陕西 西安 710100)

摘要 为了更深入地了解增材制造技术应用于液体火箭发动机燃烧室身部研制的可行性, 开展了基于增材制造技术的燃烧室身部设计、加工以及热试。通过采取全身螺旋槽道设计、减薄内壁厚度等措施实现了以高温合金作为燃烧室内壁的内外壁一体化身部方案设计; 采用中空加肋法兰设计, 在实现燃烧室模块化设计的同时保证了法兰密封效果; 采用激光选区熔化技术(SLM)进行了产品加工, 并进行了全方位产品检测; 产品经过了热试试验验证, 试后结构完好。

关键词 增材制造技术; 燃烧室身部; 设计加工; 热试

中图分类号 V434.2 **文献标识码** A **文章编号** 1672-9374(2023)04-0082-08

Design and hot-test analysis on LO₂/methane combustion chamber body based on additive manufacturing technology

LIU Zhanyi, ZHANG Weijing, ZHOU Kang, WANG Yong, HUO Shihui

(Science and Technology on Liquid Rocket Engine Laboratory, Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract In order to further understand the feasibility of applying the additive manufacturing technology to the development of combustion chamber body in liquid rocket engine, the design, processing and hot-test of combustion chamber body have been carried out based on additive manufacturing technology. To realize the integration scheme of internal and external walls with superalloy as the internal wall of combustion chamber, some measures such as spiral channel design, reducing the thickness of internal wall have been adopted. In addition, a hollow flange with ribs has been taken to ensure the sealing effect of the flange while achieving the modular design of the combustion chamber. Selective Laser Melting (SLM) technology was utilized to process the product, and the detection on all aspects of the product was carried out. The product has been verified by the hot-test, and the structure is still in good condition after the test.

Key words additive manufacturing; combustion chamber body; design and processing; hot-test

收稿日期: 2022-12-14; 修回日期: 2023-01-06

基金项目: 国家自然科学基金项目(52005385)

作者简介: 刘占一(1985—), 男, 博士, 研究员, 研究方向为液体火箭发动机。

0 引言

增材制造技术作为近些年逐渐成熟的一种加工制造技术,具有加工周期短、工序简单等优点,尤其适用于具有复杂内流道的结构^[1]。增材制造技术的特点,对于燃烧室身部设计将带来革命性的改变。

传统的采用再生冷却的推力室身部结构包含内壁、外壁、冷却剂集合腔体、法兰等多个零件,工艺流程中先进行锻造/钣金/旋压,然后在内壁外侧铣槽,之后与外壁钎焊,最后再与冷却剂集合腔体和法兰焊接^[2],设计加工过程中面临工艺过程复杂^[3]、焊缝强度低^[4]等问题,如果采用增材制造技术,可以整体成型,避免钎焊等复杂工艺,极大地提高加工效率。

目前,国内外已有关于采用增材制造工艺的燃烧室的相关报道^[5-6]。美国洛克达因公司曾基于增材制造技术对 F-1 发动机燃气发生器喷注器进行了集成设计制造,实现了喷注器一体化成形,提高了产品可靠性^[7]。NASA 探索了双组元离心式喷注器的增材制造工艺,优化了喷注器结构,将零件数量减至 2 个,产品成功通过热试车考核^[8]。Gradl 等采用增材制造工艺,以铜合金为材料,加工了一个 18 kN 推力的液氧/甲烷燃烧室和一个 5.3 kN 推力的液氧/液氢燃烧室,并进行了热试^[9]。但铜合金强度相对较低且密度较大,导致燃烧室质量较大。NASA 还针对传统推力室内外壁材料不同的特点,研究了铜合金和镍合金的双材料增材制造技术,并应用在液氧/液氢和液氧/甲烷发动机燃烧室中^[10-14]。国内方面,北京航天动力研究所采用激光选区熔化成形增材制造工艺技术制造了具有四底三腔复杂结构的推力室喷嘴,其力学性能、液压和气密试验满足要求^[15]。但是,目前国内的增材制造工艺还难以同时采用两种不同材料,因此带来的问题是燃烧室身部内外壁必须采用同种材料。而内外壁的作用不同,对材料的要求也不同,采用同种材料时需要统筹考虑。

本文开展了基于增材制造技术的内外壁一体化燃烧室身部设计,采用全身螺旋槽设计、减薄内壁厚度、辅助膜冷却等措施增强了身部的热防护效果,克服了高温合金内壁导热率低的难题,同时采

用中空加肋法兰设计,在实现燃烧室模块化设计的同时保证了法兰密封效果,并经过了首次热试试验验证。

1 燃烧室身部设计

1.1 身部设计方案

首次热试采用身部水冷的基本方案,燃烧室设计采用模块化集成思路,将燃烧室分为头部、身部、点火器和针栓喷注器 4 个零件,便于各零件独立更换,用于考核各零件不同的设计方案。燃烧室总体方案如图 1 所示。

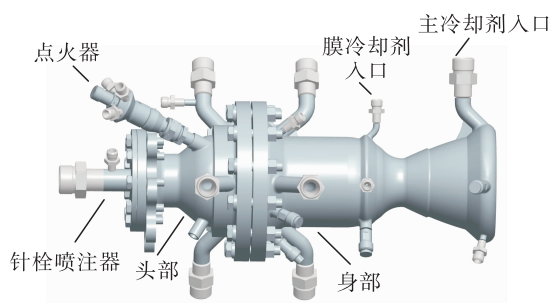


图1 燃烧室总体方案

Fig.1 Overall sketch of the combustor

根据燃烧室总体方案,确定身部的基本设计要求如下。

- 1) 身部需要设计对接法兰,用于与头部对接。
- 2) 采用冷却剂逆流的流动方式,冷却剂从喷管尾端进入,逆流而上,从对接法兰前引出。
- 3) 采用膜冷却剂单独供应的方式。

根据对增材制造技术的调研情况,考虑到成熟度和成本,决定采用 GH4169 材料进行身部模块的打印。

1.2 结构设计

1.2.1 内壁及冷却槽道设计

用高温合金材料作为内壁,在火箭发动机中并不常见,因为高温合金导热率低,气壁温难以控制,壁厚选择过大,气壁温可能过高,壁厚选择过小,强度难以保证,因此需要通过传热计算和强度校核来确定内壁厚度。同时,气壁温的控制也会受到再生冷却通道结构和膜冷却进入位置的影响,需要一并考虑。

在再生冷却通道结构设计过程中,考虑到增材

制造工艺的限制,确定结构尺寸限制如下。

1) 肋宽。为尽可能使冷却剂在周向均匀分配,需要提高肋数,减小肋宽,但是 3D 打印工艺限制肋宽不能小于 1 mm,因此肋宽设计为不小于 1 mm。

2) 肋高。在槽宽确定的情况下,减小肋高能够减小冷却通道横截面积、提高流速,同时可以提升结构强度,同样由于 3D 打印工艺限制,肋高不能小于 1 mm,因此肋高设计为不小于 1 mm。

3) 槽宽。一方面,为提高换热效果需要提升冷却剂流速,这就要求减小槽宽;另一方面,冷却剂流速过高会带来流阻的大幅增加,需要统筹考虑;同样,考虑到产品打印完成之后吹粉的需求,限制槽宽不能小于 1 mm。

4) 螺旋倾角。螺旋肋有利于提升冷却剂流速和换热的均匀性,但产品打印过程受到重力影响,要遵循 45° 原则,即悬垂面与水平面的夹角必须大于 45°,故在设计冷却槽道螺旋倾角时需要予以考虑。

1.2.2 膜冷却结构设计

根据传热计算,膜冷却进入位置设计在收缩段刚开始的位置。为尽可能充分地利用膜冷却剂,减小膜流量,同时考虑膜冷却剂在周向的均匀性,使膜冷却剂通过若干切向小孔进入燃烧室,同时切向孔向喷管出口方向适当倾斜以减少冷却剂向头部的返流。同时,为进一步提高换热均匀性,设计膜切向孔的旋转方向与再生冷却槽道的切向旋转方向相反。此外,在燃烧室内壁,进膜处上方设置凸缘以防止燃气破坏液膜。

1.2.3 外壁及冷却腔体结构设计

根据冷却剂流量计算,冷却剂进口腔设置了一个 DN15 的进口,另外设置一个温度传感器接口和压力传感器接口。

冷却剂出口腔设置了 3 个 DN15 的冷却剂出口,主要是考虑后续采用甲烷作为主冷却剂时,甲烷经过冷却通道受热膨胀,密度减小,为控制流速减小流阻,需要更大的出口面积,而采用水冷时,可以只使用一个 DN15 出口,另外 2 个封堵即可。该腔体设置了 2 个温度传感器接口,原因是采用甲烷和水作冷却剂时,2 种冷却剂的出口温度差别可能较大,甲烷出口温度可能处于 T 型热电偶的测温区间,水出口温度可能处于 E 型热电偶的测温区间。此外还设置了一个压力传感器接口。

根据膜冷却剂流量计算,膜冷却剂腔体设置了一个 DN4 的进口,另外设置一个温度传感器接口和压力传感器接口。

为增加强度,在 4 个 DN15 接口管的根部均设计了加强筋板,避免安装或热试过程中由于应力集中出现断裂。

此外,考虑到试车时身部模块水平放置,需要在产品不下台的情况下实现腔体排空,因此在每个腔体的底部(水平放置时)设置了排液口。

1.2.4 法兰结构

在燃烧室中,中心燃气温度超过 3 000 K,采用法兰连接时,如何实现法兰的热防护进而确保密封是一个重要问题,拟采用主动冷却的方式来解决该问题。

借助增材制造技术带来的设计灵活性,提出一种中空加肋支撑的法兰方案,掏空法兰盘靠近燃气的内壁侧,使身部冷却通道的肋条延伸至法兰盘内部,冷却剂可到达法兰端面处,然后向上折返流出。密封垫位于折返处的上方,充分保证了密封垫温度不会过高,密封垫选用铜垫。该方案实现了整个法兰盘的绝大部分区域都有主动冷却,同时由于肋结构的存在,法兰盘的强度仍然可以保证。

1.3 传热及强度校核

首次热试,身部为水冷,燃料主路和膜冷却剂路均为气态甲烷。液氧流量 1.5 kg/s,主路甲烷 0.5 kg/s,膜路甲烷 0.02 kg/s,气甲烷入口温度 290 K,身部冷却水流量 2 kg/s,水入口温度 290 K。按照首次水冷热试工况进行传热计算结果见图 2。

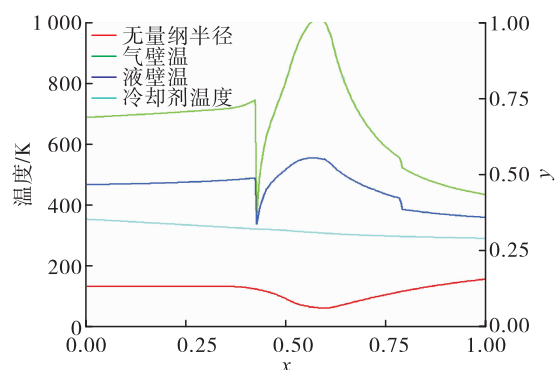


图 2 首次水冷热试的传热计算结果

Fig. 2 Heat transfer calculation results of the first hot-test with water cooling

图 2 中 x 为身部无量纲轴向坐标, $x=0$ 的位置代表法兰端面, y 为身部横截面无量纲半径。

由图 2 可见,该工况下,气壁温不超过 1 000 K,液壁温不超过 650 K,冷却剂温度不超过 400 K,以此温度结果校核结构强度。

对于推力室外壁,受到的应力计算式为^[16]

$$\sigma = \frac{p(d + \delta)}{2\delta} \quad (1)$$

式中: p 为工作压力,取冷却通道最高压力; d 为燃烧室内径; δ 为外壁厚。

计算得到推力室身部外壁所承受的应力为 189 MPa。外壁最高温度按冷却剂最高温度考虑,由传热计算结果可知不超过 400 K,根据资料,该温度下 GH4169 的屈服强度不小于 860 MPa^[17],因此,外壁的安全系数大于 4.55。

肋条连接处指肋条与内外壁的连接位置,受到的应力计算式为^[18]

$$\sigma = \frac{pe}{\delta_p} \quad (2)$$

式中: e 为肋间距,取最宽的肋间距; δ_p 为肋宽。

计算得到肋条连接处所承受的应力为 24.08 MPa。肋条连接处最高温度按液壁温最高温度考虑,由传热计算结果可知不超过 600 K,根据资料,该温度下 GH4169 的屈服强度不小于 860 MPa^[17],因此,肋条连接处的安全系数大于 35.7。

内壁壁厚决定了内壁的抗剪切能力。内壁受到的剪应力计算式为^[18]

$$\tau = \frac{1}{2} \frac{\Delta p}{K} \frac{e}{h} \quad (3)$$

式中: h 为内壁厚度; Δp 为内壁两侧压差,取冷却通道最高压力和燃气侧最低压力之差; K 为考虑在剪力状态下的减弱系数,近似取值 0.8。

计算得到内壁所承受的剪应力为 25.08 MPa。内壁最高温度按气壁温最高温度考虑,由传热计算结果可知不超过 1 000 K,根据资料,该温度下 GH4169 的屈服强度不小于 700 MPa^[19],因此,内壁的安全系数大于 27.9。

上述强度计算中未考虑结构热应力的影响,下面基于有限元方法加载相应的温度和压力载荷,对结构的应力应变进行仿真分析。

按照传热计算结果加载温度条件,如图 3 所示。计算所得到的结构应力、应变分布分别如图 4、图 5 所示。

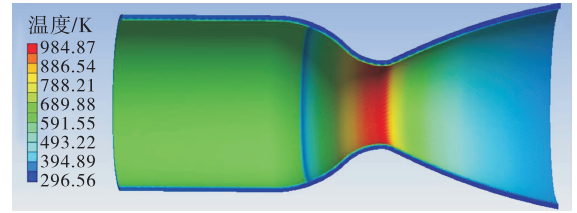


图 3 结构温度场

Fig. 3 Temperature distribution of structure

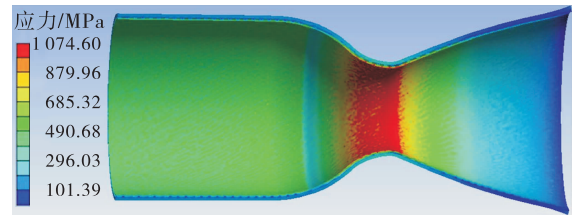


图 4 结构应力分布

Fig. 4 Stress distribution of structure

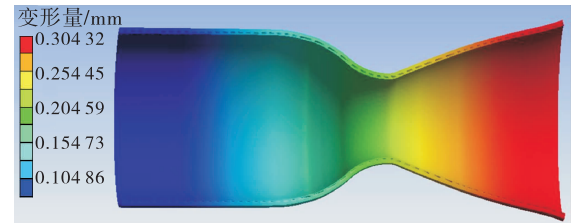


图 5 结构变形量分布

Fig. 5 Deformation distribution of structure

结构应力最大的位置位于喉部附近的内壁,由于喉部附近内壁径向温度差大,因此产生的热应力较大,部分区域可能在屈服状态工作。从结构应变分布来看,最大应变约 0.3 mm,位于喷管出口区域。

2 燃烧室身部加工

2.1 加工过程

燃烧室身部的增材制造加工由西安铂力特增材技术股份有限公司完成。根据身部的外廓尺寸,选择 BLT-S310 设备进行增材制造加工,加工方式为激光选区熔化(SLM)。

身部模块在 3D 打印时选择的打印方向为自法兰向喷管出口方向打印,如图 6 所示。

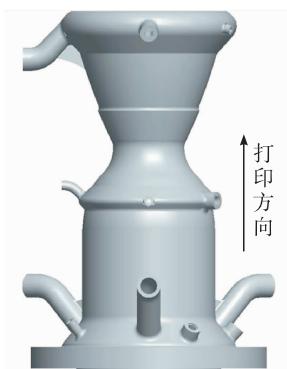


图 6 打印方向示意图

Fig. 6 Sketch of printing direction

在再生冷却通道内部,打印时无法设计支撑结构,因此针对内部存在的平顶、大圆弧等不满足 45° 原则的结构均进行了适应性处理。

对于外壁腔体及接口,虽然可以通过设计支撑来实现打印,但是为了减少支撑设计、进一步降低成本,外部结构也尽可能设计成满足 45° 原则的状态。

在膜进口结构中,有若干切向小孔,而 SLM 工艺本身属于热加工方式,加工完成后结构会收缩变形,不可避免地会出现加工偏差,为了减小该处尺寸的加工偏差,采取以下思路解决。

1) 在原来模型上将小孔区域的模型切下来一部分作为试验件模型,该模型包含数个小孔,这些小孔直径设置不同值,下限为设计值,上限为设计值的 1.5 倍,并分别予以标记。

2) 采用和产品同样的方法生产该试验件,保证生产流程与正式产品的生产流程完全一致,完成后测

量每个小孔的实际直径,找出最接近设计值的小孔,后续正式产品上的小孔均按照该小孔的预设尺寸进行设置。

通过该方法较好地解决了切向小孔的加工偏差问题。另外还对试验件进行了剖切检查,发现加工完成的小孔型面较好,未发生明显变形。

正式产品的打印仅用时一周。产品照片如图 7 所示。



图 7 身部加工后照片

Fig. 7 Body photo after processing

产品打印完成后进行了吹粉处理,由于内外壁之间的内部结构复杂,给吹粉带来了难度,而各个腔体上都有多个接口,一定程度上给吹粉带来了便利。

2.2 加工后检测

加工完成后,除了进行 3 坐标检测,还采用三维扫描仪对产品外表面进行了扫描检测,如图 8 所示,结果满足设计要求。

此外,针对加工质量,采用了金相检测、射线检测和荧光渗透等手段进行检测,结果表明,未发现超标缺陷。

为进一步确认采用增材制造工艺成型的产品的材料强度,在正式产品打印过程中,同炉同步打印了 2 种材料拉伸试样,一种沿纵向打印,一种沿横向打印,打印完成后对 2 种拉伸试样进行了常温和高温(900°C)拉伸试验。结果显示, 900°C 下 GH4169 材料的屈服强度仍然超过 108 MPa,检测结果如表 1 所示。

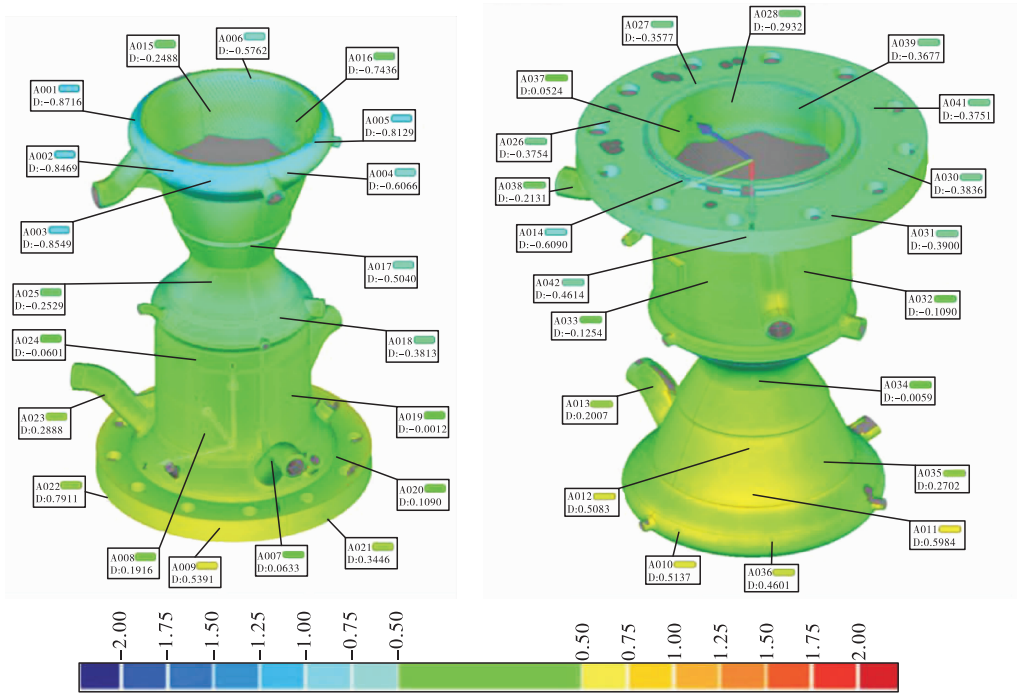


图 8 三维扫描测量结果
Fig.8 Results of 3D scanning and measurement

表 1 试样高温拉伸测试结果
Tab.1 Tensile test results of test-pieces at high temperature

样品编号	抗拉强度/MPa	近似屈服强度/MPa
1	115.5	112.0
2	119.0	115.5
3	119.0	115.5
4	122.5	108.5
5	115.5	108.5
6	112.0	108.5

3 燃烧室身部热试

3.1 试验概况

热试前,对燃烧室身部进行了冷却通道打压和液流试验。打压试验中,冷却通道水压 10 MPa 状态下,10 min 无泄漏,结构无变形。液流试验中重点关注冷却通道的流阻,因为增材制造产品的表面粗糙度相对较大,冷却通道内部又无法进行打磨处理,可能会带来流阻的增加。液流试验表明,在首次热试 2 kg/s 的水流量工况下,对应的流阻为 4 MPa,

热试试验系统能够承受。
热试试验中,由于试验台供应气甲烷的能力最大为 0.5 kg/s,因此选择试验工况如表 2 所示。

表 2 燃烧室参数
Tab.2 Combustor parameters 单位:kg/s

液氧流量	主路甲烷流量	膜路甲烷流量	冷却水流量
0.90 ~ 1.35	0.30 ~ 0.45	0.02	2.00

首次热试总计进行了 17 次点火,单次最长热试时间 20 s,热试总时间 92 s。热试现场照片如图 9 所示。

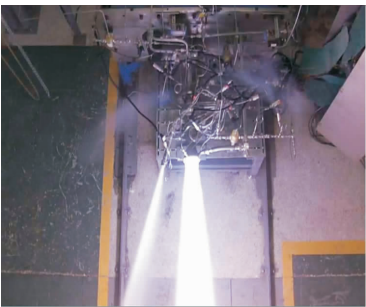


图 9 热试照片
Fig.9 Photo of hot-fire test

3.2 试验结果

表 3 给出了热试的 4 个典型工况。针对典型试验工况进行传热计算,获得身部结构温度参数和冷却剂温升如表 4 所示。

表 3 典型试验工况
Tab.3 Typical test conditions

参数	工况序号			
	1	2	3	4
液氧流量/ ($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	0.90	1.05	1.20	1.35
主路甲烷流量/ ($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	0.30	0.35	0.40	0.45
膜路甲烷流量/ ($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	0.02	0.02	0.02	0.02
冷却水流量/ ($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	2.00	2.00	2.00	2.00
燃烧室实测压力/ MPa	1.13	1.32	1.51	1.70
燃烧效率	0.901	0.942	0.954	0.976

表 4 各工况传热计算结果
Tab.4 Heat transfer results of each test condition
单位:K

参数	工况序号			
	4	1	2	3
气壁温最高值	810.2	896.2	938.2	996.3
液壁温最高值	492.3	525.2	543.6	565.2
冷却剂温升计算值	36.7	45.6	54.7	62.5
冷却剂温升试验值	31.1	42.4	51.8	61.3

从冷却剂温升对比来看,计算值和试验值较为接近,一定程度上反映了传热计算的准确性。因此,之前按照传热计算结果进行的结构强度校核是有效的。

从多次点火后的产品外观检查来看,内壁无明显烧蚀现象(如图 10 所示),表明了燃烧室身部方案设计的正确性。



图 10 热试后产品照片
Fig.10 Product photo after hot-fire test

4 结束语

本文基于增材制造技术,尝试开展了液体火箭发动机燃烧室身部的设计加工,并进行了热试试验,初步验证了增材制造技术用于燃烧室身部研制的可行性,对增材制造技术带来的设计灵活性和设计限制有了更深入的认识,但由于目前试验次数较少,时长较短,还难以充分验证增材制造产品的可靠性,未来需要开展更多的热试试验来进行检验。

参考文献

[1] 卢秉恒. 增材制造技术:现状与未来[J]. 中国机械工程, 2020,31(1):19-23.

[2] 魏超. 液体火箭发动机特种制造技术[M]. 北京:中国宇航出版社,2014.

[3] 朱宁昌. 液体火箭发动机设计:下[M]. 北京:中国宇航出版社,1994.

[4] 许艺峰,张德禹,徐学军,等. 液体火箭发动机推力室钎焊过程热固耦合分析[J]. 焊接学报,2011,32(10):93-96.

[5] 张武昆,谭永华,高玉闪,等. 液体火箭发动机增材制造技术研究进展[J]. 推进技术,2022,43(5):29-44.

[6] SOLLER S. Selective laser melting (SLM) of Inconel 718 and stainless steel injectors for liquid rocket engines[C]//6th European Conference for Aerospace Sciences. Krakow: [s. n.],2015.

[7] HAYNES J. Additive manufacturing development methodology for liquid rocket engines[C]//Quality in the Space and Defense Industry Forum. Cape Canaveral:[s. n.],2017.

[8] THOMAS D. Center overview and additive manufacturing at

- MSFC[Z]. 2014.
- [9] GRADL P R, PROTZ C, GREENE S E, et al. Development and hot-fire testing of additively manufactured copper combustion chambers for liquid rocket engine applications[C]//53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2017.
- [10] GRADL P R, GREENE S, WAMMEN T. Bimetallic channel wall nozzle development and hot-fire testing using additively manufactured laser wire direct closeout technology[C]//AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum. Reston, Virginia: AIAA, 2019.
- [11] BARNETT G, BULLARD D B. Summary of liquid oxygen/hydrogen, direct metal laser sintering injector testing and evaluation effort at Marshall space flight center[EB/OL]. [https://www.semanticscholar.org/paper/Summary-of-Liquid-Oxygen-Hydrogen % 2C-Direct-Metal-and-Barnett-Bullard/0a54f20dee55bb31f52481d46bbead767d19c25a](https://www.semanticscholar.org/paper/Summary-of-Liquid-Oxygen-Hydrogen-%20C-Direct-Metal-and-Barnett-Bullard/0a54f20dee55bb31f52481d46bbead767d19c25a), 2015.
- [12] GRADL P R, VALENTINE P E. Carbon-carbon nozzle extension development in support of in-space and upper-stage liquid rocket engines[C]//53nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2017.
- [13] ELAM S, HOLMES R, MCKECHNIE T, et al. VPS GRCop-84 liner development efforts[EB/OL]. <https://www.semanticscholar.org/paper/VPS-GRCop-84-Liner-Development-Efforts-Elam-Holmes/c19e8818ee4d5200503e8d9db858e3131a269d6a>, 2003.
- [14] GRADL P R, PROTZ C, FIKES J, et al. Lightweight thrust chamber assemblies using multi-alloy additive manufacturing and composite overwrap[C]//AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum. Reston, Virginia: AIAA, 2020.
- [15] 孙纪国, 何学青, 阳代军, 等. 大推力氢氧发动机关键制造技术[J]. 火箭推进, 2022, 48(2): 117-126.
- SUN J G, HE X Q, YANG D J, et al. Key manufacturing technology for large thrust LH₂/LOx cycle engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2022, 48(2): 117-126.
- [16] 国家技术监督局. 钢制压力容器: GB 150—1998[S]. 北京: 中国标准出版社, 1998.
- [17] 中国金属学会高温材料分会. 中国高温合金手册(上卷): 变形高温合金 焊接用高温合金丝[M]. 北京: 中国质检出版社, 2012.
- [18] 王治军, 常新龙, 田干. 液体火箭发动机推力室设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2014.
- [19] 于翹. 材料工艺[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2005.