

基于 3D 打印的过氧化氢/煤油再生冷却 推力室设计及试验

卞香港, 李龙飞, 王化余, 凌前程, 宋大亮

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘要 为了实现过氧化氢/煤油推力室关键技术的快速验证,开展了基于 3D 打印快速制造的推力室设计及试验。首先针对设计指标,充分利用 3D 打印零件少、连接强度高、结构质量轻等优点,完成过氧化氢/煤油推力室的设计;然后利用商用软件 Fluent 对设计方案进行快速燃烧数值仿真,获得设计工况推力室压强、温度、流线以及各组分质量分数分布等,并对燃烧性能进行分析,完成设计方案的优化;最后通过长程热试车对推力室的性能进行考核。结果表明:3D 打印推力室结构可靠性高、冷却性能好、燃烧性能高,满足设计指标要求,相比于传统机械加工工艺,缩短 50%研制周期,降低 40%制造成本,减少 50%零件数量,减轻 20%质量。充分展现了 3D 打印技术在推力室关键技术验证阶段的周期短、成本低、可靠性高等优势。

关键词 快速制造;3D 打印;过氧化氢;再生冷却;推力室

中图分类号 V434 **文献标识码** A **文章编号** 1672-9374(2023)04-0074-08

Design and experiment of hydrogen peroxide/kerosene thrust chamber with regenerative cooling based on 3D printing

BIAN Xianggang, LI Longfei, WANG Huayu, LING Qiancheng, SONG Daliang

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract In order to achieve the rapid verification of key technologies of hydrogen peroxide/kerosene thrust chamber, the design and test of thrust chamber based on 3D printing rapid manufacturing was conducted. Firstly, according to the design index, the design of hydrogen peroxide/kerosene thrust chamber was completed by utilizing the advantages of 3D printing, such as fewer parts, high connection strength and light structural weight. Then, the commercial software Fluent was used to perform the rapid numerical simulation of combustion on the design scheme, and the pressure, temperature, streamline, and mass fraction of each component in the thrust chamber under the design condition were obtained. The combustion performance was analyzed and the optimization of the design scheme was completed. Finally, the performance of the thrust chamber was evaluated through the long-term hot test. The results show that the 3D printing thrust chamber has high structural reliability, good cooling performance, high combustion performance, and meets the design requirements. Compared to the traditional mechanical processing

收稿日期:2022-12-08;修回日期:2023-01-07

作者简介:卞香港(1995—),男,硕士,工程师,研究领域为液体火箭发动机推力室设计。

techniques, it shortens the development cycle by 50 %, reduces manufacturing costs by 40 %, reduces the number of parts by 50 %, and reduces weight by 20 %. At the same time, it fully shows the advantages of the 3D printing technology in the key technology verification stage of the thrust chamber, such as short cycle, low cost and high reliability.

Key words rapid manufacturing; 3D printing; hydrogen peroxide; regenerative cooling; thrust chamber

0 引言

过氧化氢被认为是当前推进剂向无毒化方向发展最有潜力的选择之一,它与烃类燃料组合的双组元推进剂具有众多优点,如冷却性能好、无毒无污染、密度比冲高,其综合性能高于其他的可贮存推进剂^[1-2]。在未来航天领域中过氧化氢发动机也必将具有广阔的发展和应用前景。推力室是发动机系统中唯一主要产生推力的组件,是液体火箭发动机的核心组件,对发动机的性能和可靠性起着关键作用。在工程研制中,推力室关键技术的快速验证能显著地缩短发动机的研制周期,而在关键技术的验证阶段,产品的加工周期占据了大部分时间。

近些年,随着增材制造技术(3D 打印技术)的快速发展,3D 打印在航空航天领域应用越来越多^[3-6]。在液体火箭发动机推力室的设计和加工过程中,3D 打印优势明显,如零件少、连接强度高、结构质量轻、研制周期短,成本低。迄今为止,国内外已有多款发动机采用3D 打印技术实现了关键技术的快速验证。2019年2月,欧洲航天局ESA完成了全尺寸3D 打印火箭发动机的首次热试车。2022年4月,Relativity在NASA斯坦尼斯航天中心对采用3D 打印技术开发的使用LOx/煤油推进剂的E-2火箭发动机进行推力测试,10 MPa燃烧压力下推力达到100 kN左右。2022年7月,美国大熊座火箭动力公司(Ursa Major)交付了首个铜基3D 打印火箭发动机燃烧室,将生产和交付周期由6个月缩短为1个月。2022年8月,Relativity Space公司宣布将发射第一枚常规3D 打印火箭Terran 1,这将成为增材制造和火箭发射领域的重要里程碑。国内很多研究所和民营航天公司在液体火箭发动机的研制过程中也大量使用了3D 打印技术,如深蓝航天采用3D 打印的液氧/煤油推力室进行了长程试车;空天

引擎的“炎驭一号”系列发动机核心部件推力室、燃气发生器等均采用3D 打印工艺路线。

目前,3D 打印技术已在液体火箭发动机领域得到了广泛应用。过氧化氢作为火箭发动机推进剂虽然已具有80多年的使用历史^[1],但在具体工程研制过程中依旧有许多关键技术问题需要快速验证,如低壁温可靠热防护技术、高效稳定燃烧技术。本文针对3 kN 过氧化氢/煤油推力室开展基于3D 打印的推力室设计及试验研究,实现了关键技术的快速验证。

1 基于3D 打印的推力室设计

1.1 推力室设计参数

本文的过氧化氢/煤油推力室设计推力3 kN,通过计算,推力室燃烧效率需达到95%以上才能满足性能要求,因此在推力室设计过程中,应在身部可靠热防护的前提下实现高效燃烧。

1.2 推力室主要方案

过氧化氢/煤油推力室总体方案主要包括点火方案、喷注器方案和热防护方案。点火方案主要包括自燃点火和催化分解点火^[7-8]。自燃点火即在煤油中加入催化剂、添加剂等,与过氧化氢接触后热自燃,目前仍存在点火延迟期不稳定、振动大等问题。催化分解点火方案相对成熟,所有过氧化氢通过催化剂床催化分解后与煤油点火燃烧。其优点是燃烧稳定性好,有利于推力室的多次启动。因此,点火方案选择催化分解点火。

过氧化氢/煤油推进剂组合的理论混合比很高,气态、液态推进剂的比例悬殊,实现两种推进剂的良好雾化、混合以及可靠自燃非常关键。本文推力室采用一种横向式喷注器,分解燃气由中心气通道直接进入燃烧室,燃料由多个直流喷嘴向气通道内喷射,依靠高速燃气流打碎煤油射流成为小液

滴,雾化、混合后自燃。这种喷注器结构简单、加工成本低、喷雾性能好。

推力室热防护设计的基本要求是保证室壁温度在材料允许的范围内。本文推力室采用成熟的再生冷却技术,因过氧化氢的流量和冷却能力大于煤油,选择过氧化氢作冷却剂。额外增加边区煤油液膜冷却,实现冷却闭环。

1.3 推力室设计

在推力室主要方案确定的基础上,进行基于 3D 打印的推力室设计。推力室结构主要包括催化分解室、喷注器、身部等组件。

1.3.1 催化分解室设计

催化分解室主要由头部、催化剂床组成。头部采用直流喷注,保证过氧化氢流经催化剂床整个横截面时流量分配均匀稳定^[9]。头部整体 3D 打印将入口供应管、外壁、喷注盘、支撑板以及测压座一体化打印,零件数目由 5 个降低至 1 个。为更好地适应 3D 打印工艺,型面设计时进行了大量倒圆,入口处结构设置为“水滴型”,所有部位均圆滑过渡。焊缝数目减少至 0,实现了高连接强度。生产周期缩短至 50%,制造成本降低至 40%。3D 打印头部如图 1 所示。



图 1 3D 打印头部

Fig. 1 3D printed head

1.3.2 喷注器设计

喷注器的设计不仅要考虑主路燃料与高温富氧燃气的混合和燃烧,还要兼顾边区燃料液膜对壁面的冷却作用。采用流量公式对两路的喷孔直径进行设计计算,保证了合适的喷注压降和液气动

量比。

横向式喷注器燃料的雾化主要是依靠气流对燃料射流的气动力,射流轨迹显著地影响了燃料在分解气通道的分配和雾化,其很大程度地依赖于气体、液体物性参数和流动参数。文献[10-13]对横向喷入亚声速交叉流中的液体射流轨迹进行了研究,并得出了许多用于预估液体射流轨迹的经验公式,本文采用 Wu 等通过实验预估的射流轨迹公式^[14]。使用该经验公式可以确定破碎点处燃料射流的贯穿情况,很好地说明燃烧室中燃料的分布情况,公式如下。

燃料液柱的射流轨迹为

$$y = 1.37d \sqrt{Q(x/d)} \quad (1)$$

破碎点的轴向距离为

$$x_b = 8.06d \quad (2)$$

破碎点的横向高度为

$$y_b = 3.44d \sqrt{Q} \quad (3)$$

式中: d 为液体喷嘴直径; Q 为液气动量通量比,其表达式为

$$Q = \rho_l v_l^2 / (\rho_g v_g^2) \quad (4)$$

式中: ρ_l 、 ρ_g 分别为气体和液体的密度; v_l 、 v_g 分别为气体和液体的速度。

计算出的燃料液柱的射流轨迹如图 2 所示,燃料射流在达到中心线前已经开始破碎($x = 5.0778 \text{ mm}$),可以实现较好的分布。

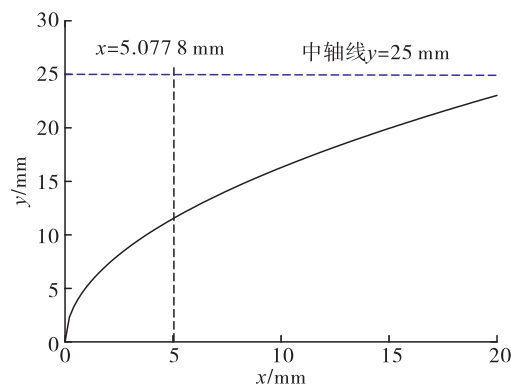


图 2 燃料液柱的射流轨迹

Fig. 2 Jet trajectory of the fuel liquid column

因喷注器的煤油喷注小孔 3D 打印精度不足,

可能影响流阻特性,所以仅对喷注器的燃料外环零件采用 3D 打印方案,将外环、燃料入口、测压座和测压接管嘴集成一体化打印,零件数目由 5 个降低至 1 个,连接强度更高。生产周期缩短至 30%,制造成本降低至 50%。燃料外环如图 3 所示。



图 3 3D 打印燃料外环

Fig.3 3D printed fuel outer ring

1.3.3 身部设计

身部采用过氧化氢再生冷却 + 煤油液膜冷却的方案。冷却通道采用铣槽式结构,这种结构具有内壁刚度好、传热面积较大等优点,材料选择与过氧化氢相容性较好的不锈钢。经过几轮传热计算和结构优化后,冷却通道的结构尺寸可以同时满足身部内壁最高温和出口过氧化氢温度低于许用温度。由于身部结构尺寸小,传统铣槽后焊接的工艺焊缝超过 150 条,加工难度大且周期长。在身部设计过程中充分考虑 3D 打印工艺,将身部内外壁一体化建模设计。此外,考虑到 3D 打印后产品可能存在的尺寸偏差,对重要尺寸部位提前进行了工艺试验。3D 打印前根据工艺试验结果对模型的尺寸进行了微调,保证了实际加工产品与设计参数基本无差异。

因采用 3D 打印一体化加工方式,由喷管出口向圆柱段打印,焊缝数目降低至 0,生产周期缩短至 40%,制造成本降低至 30%。实现了再生冷却身部快速、高效制造。身部加工完成后,采用荧光法、实时成像 X 光对 3D 打印身部的质量进行检查,对冷却通道进行了液压气密试验测试,产品质量合格,表明身部 3D 打印工艺方法能满足推力室的使用要求。

图 4 为基于 3D 打印的过氧化氢/煤油推力室。3D 打印技术在推力室的设计和加工上发挥了重要的作用,相比于传统机械加工工艺,累计缩短 50%研制周期,降低 40%制造成本,减少 50%零件数量,减轻 20%质量,为推力室关键技术的快速验证奠定了基础。



图 4 基于 3D 打印的过氧化氢/煤油推力室

Fig.4 Hydrogen peroxide/kerosene thrust chamber based on 3D printing

2 推力室燃烧数值仿真

2.1 数学模型和几何模型

推力室燃烧数值仿真的数学模型主要涉及控制方程、湍流模型、喷雾模型以及化学动力学模型等^[15]。控制方程主要包括气相控制方程与液相控制方程。气相控制方程由欧拉坐标系下的 N-S 方程表征;液相控制方程由拉格朗日坐标系下的 N-S 方程对单个液滴进行描述,采用颗粒轨道模型对液态煤油进行模拟^[16]。两相间的耦合是通过在方程中添加相应的源项来实现,并引入合适的湍流模型使方程封闭。湍流模型选用 Menter 发展的 SST $k-\omega$ 模型^[17],它吸收了 $k-\varepsilon$ 模型和 $k-\omega$ 模型的优点,在广泛的流动领域中具有更高的精度和可信度。

采用简化的喷雾模型,忽略一次雾化过程,液体直接以离散相液滴的形式喷入燃烧室,而后引入相应的液滴破碎、加热、蒸发和燃烧模型,完成对喷雾燃烧过程的数值模拟。受计算资源的限制,化学反应模型选择采用单步总包反应^[18]的涡耗散模型 (EDM),其整体反应速率由湍流混合控制。

为了简化计算模型,忽略过氧化氢的催化分解过程,假设过氧化氢经催化剂床后完全分解,高温氧气和水蒸气直接喷入燃烧室与煤油自燃点火。考虑到三维两相流湍流燃烧数值仿真的计算量非常大,且推力室为中心对称,为提高计算效率,采用包含一个煤油喷嘴的 $1/N$ 模型作为计算域(N 为煤油喷嘴数目)。

2.2 网格及边界条件

2.2.1 网格划分

采用 ICEM 软件进行六面体结构网格划分,图 5 为推力室网格划分结果,网格数量约 43 万。

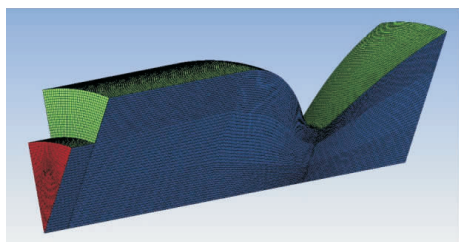


图 5 推力室网格划分结果

Fig.5 Results of thrust chamber meshing

2.2.2 边界条件设置

1) 入口边界条件。分解气采用质量入口,分解气总温取 1 030 K;煤油采用了离散相模型作为入口边界。

2) 出口边界条件。边界条件取压力出口边界,出口压力为大气压。

3) 壁面边界条件。推力室壁面采用绝热、无滑移的固体壁面边界条件,并且压力、各组分质量分数梯度为 0。离散相液滴碰撞到壁面时假设其保持球形反弹。

4) 对称边界条件。对称面处各参数的法向导数为 0。

2.3 燃烧数值仿真结果与分析

本文采用商用软件 Fluent 进行燃烧数值计算,考虑到边区液膜与壁面热交换后蒸发然后参与燃烧的过程十分复杂,对模型进行了简化,不考虑边区液膜的冷却,仅研究燃料主路喷注的燃烧过程。

图 6 为推力室的压力、温度云图和流线图。燃

烧室内压力分布均匀,压力值为 1.794 MPa,从喷管收敛处开始,随着燃气流速的增加,压力不断降低。推力室的温度分布能够揭示推力室内发生化学反应的主要分布区域,煤油液滴垂直地喷射进高温的亚声速富氧燃气,气流对射流产生气动力,使射流发生偏转,改变了大多数液滴轨迹。液滴从周围的高温燃气中吸热迅速蒸发,此区域温度较低。蒸发出的煤油蒸气与高温氧气剪切掺混后部分自燃,这使煤油液滴喷注液柱附近区域温度较高。煤油和富氧燃气进入燃烧室后,氧气与煤油的掺混加强,火焰面逐渐向中心和壁面发展。推力室台阶处有明显的低温区,由于中心处火焰的热膨胀作用对低温区形成挤压,在台阶附近形成低温回流区。随后燃烧不断发展,燃气温度不断上升,至喷管收敛段,火焰尚未覆盖整个燃烧室截面,燃气最高温度达到 3 000 K 左右,与理论计算温度 2 740 K 相比偏高,这主要是由于受计算条件限制,用气氧/煤油单步化学反应,没有考虑复杂的离解反应,忽略了燃气离解需吸收大量的热。

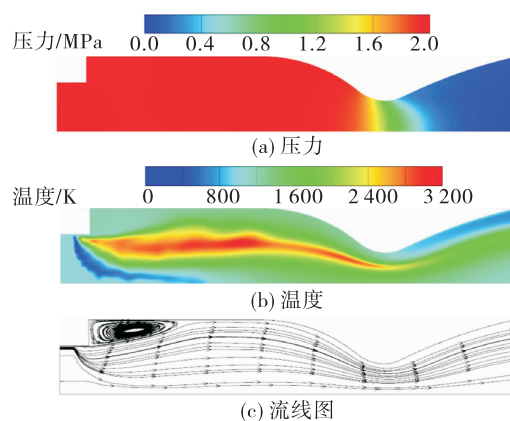


图 6 燃烧数值仿真流场

Fig.6 Numerical simulation of combustion flow field

图 7 为推力室各组分质量分数分布云图,入口处氧气质量分数最高,约 42.4%,水蒸气质量分数约 57.6%。煤油以液态形式喷入气通道,并在高温分解气和气动力的作用下迅速雾化、蒸发,煤油蒸气质量分数迅速增大。与此同时,煤油蒸气与高温氧气自燃,氧气质量分数减小,二氧化碳质量分数增大,部分氧气和水蒸气在中心火焰热膨胀的作用下

挤压至回流区,至喷管出口氧气质量分数为13.76%。

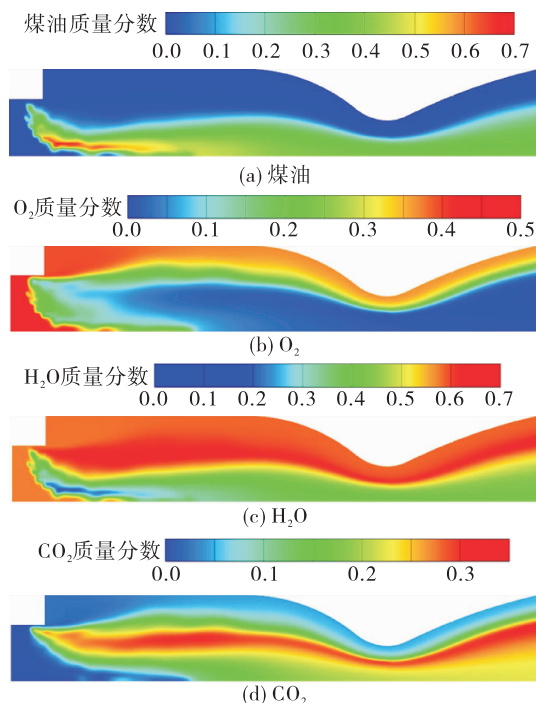


图7 各组分质量分数分布云图

Fig.7 Cloud map of mass fraction distribution for each component

采用燃烧效率计算公式计算无液膜冷却推力室燃烧效率为76.24%,其主要原因是分解气的吹离作用不明显(液气动量通量比较高),造成推力室中心富燃,边区富氧,大量边区氧气和中心煤油未参与反应便排出推力室,燃烧不充分,燃烧效率明显偏低。实际设计的推力室边区存在燃料冷却液膜,液膜吸收热量蒸发后与边区氧气发生化学反应。边区燃料液膜不仅可以隔绝高温燃气与壁面直接接触,还可与边区氧气燃烧,提高推力室燃烧效率。

3 热试结果分析

为了验证推力室关键技术方案的可行性,开展了过氧化氢/煤油推力室的热试车验证。图8为推力室稳态工作点火图片,推力室点火过程中工作正常,火焰明亮稳定,无偏斜和抖动现象。

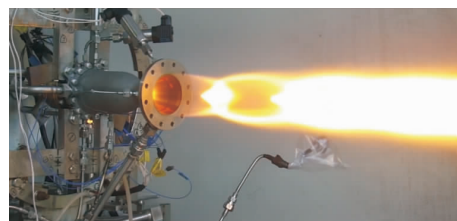


图8 推力室稳态点火

Fig.8 Steady state ignition of thrust chamber

图9为典型20 s长程热试车压力曲线(其中 p_{oq} 为氧化剂入口压力, p_m 为燃料入口压力)。氧化剂先由入口进入再生冷却夹套中,冷却推力室身部,再经导管进入催化分解室头部,由喷注盘喷入催化分解室,经催化剂床后催化分解为高温氧气和水蒸气。然后燃料由喷注小孔喷入推力室,大部分燃料横向喷入分解燃气中,雾化混合后自燃,少部分燃料以一定角度喷至身部内壁,冷却壁面。推力室以双组元模式工作20 s。推力室的关机过程为燃料主阀先于氧化剂主阀关闭,以单组元模式工作一段时间后氧化剂主阀关闭,两路停止供给的同时开始吹除。

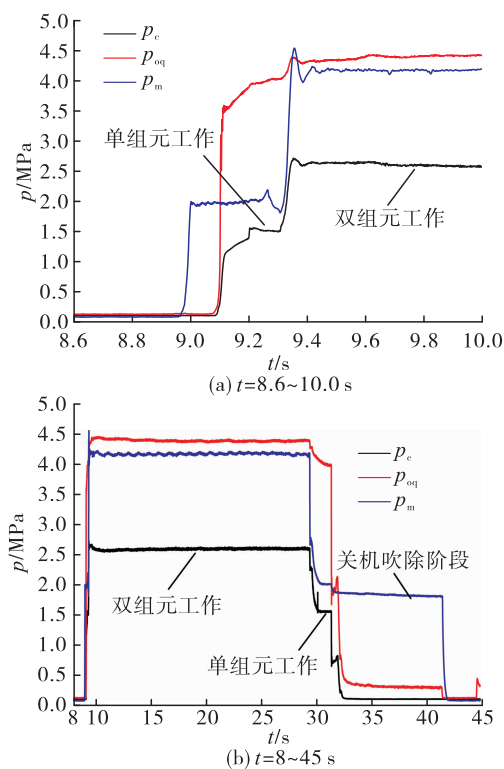


图9 20 s 长程热试车压力曲线

Fig.9 Pressure curve of 20 s long-term hot test

为了评估燃烧室内能量转换过程的损失程度,引入燃烧效率的概念,表示为

$$\eta_c = \frac{c^*}{c_{th}^*} = \frac{p_c A_t}{\dot{m} c_{th}^*} \quad (5)$$

式中: c^* 为实际特征速度; c_{th}^* 为理论特征速度; p_c 为燃烧室压力; A_t 为燃烧室喉部面积; \dot{m} 为推进剂质量流量。

经计算推力室额定工况燃烧效率为 96.41%, 性能够满足设计指标的要求。与仿真结果相比, 燃烧效率大幅度增加, 表明对于横向式喷注器这一特殊构型, 在边区喷注煤油的液膜冷却方式能有效地利用边区富氧燃气, 从而提高推力室燃烧效率。推力室试后检查, 结构完好, 发现燃烧室与喷管内壁面存在大量积碳(见图 10), 进一步表明边区液膜参与了化学反应。

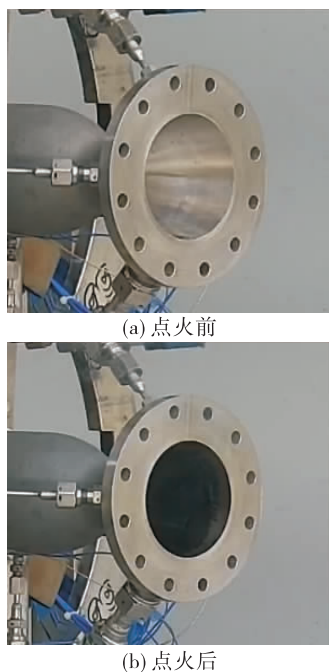


图 10 试后检查结果

Fig. 10 Examination results after test

4 结论

为了实现过氧化氢/煤油推力室关键技术的快速验证, 基于 3D 打印快速制造理念设计了一种过氧化氢/煤油推力室, 并开展了燃烧流场数值仿真

和点火试验研究, 得到以下结论。

1) 本文推力室在方案设计阶段就引入 3D 打印的设计思想, 相比于传统机械加工工艺, 缩短 50% 研制周期, 降低 40% 制造成本, 减少 50% 零件数量, 减轻 20% 质量。

2) 燃烧流场数值仿真结果表明, 推力室边区存在大量富余氧气, 未参与燃烧便排出推力室, 燃烧不充分, 效率偏低。在边区喷注煤油的液膜冷却方式能有效地利用边区富氧燃气, 提高燃烧效率。

3) 热试车结果表明, 推力室性能参数满足设计指标要求, 试后检查结构完好, 充分验证了采用 3D 打印技术进行推力室快速验证的可行性。

参考文献

- [1] VENTURA M, MULLENS P. The use of hydrogen peroxide for propulsion and power[C]//35th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1999.
- [2] WHITEHEAD J C, DITTMAN M D, LEDEBUHR A G. Progress toward hydrogen peroxide micropulsion[EB/OL]. https://www.researchgate.net/publication/255019195_Progress_toward_hydrogen_peroxide_micropulsion, 1999.
- [3] 武瑞刚, 韩利萍, 楚蓓蓓, 等. 3D 打印技术在航天企业的应用[J]. 机械工程与自动化, 2020(6): 225-226.
- [4] 黄卫东. 材料 3D 打印技术的研究进展[J]. 新型工业化, 2016, 6(3): 53-70.
- [5] 左蔚, 宋梦华, 杨欢庆, 等. 增材制造技术在液体火箭发动机应用述评[J]. 火箭推进, 2018, 44(2): 55-65.
ZUO W, SONG M H, YANG H Q, et al. Application of additive manufacturing technology in liquid rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(2): 55-65.
- [6] 杨开. NASA 为大尺寸发动机组件开发新型 3D 打印技术[J]. 航天制造技术, 2020(5): 70.
- [7] 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.
- [8] 王镜淇, 王成刚, 陈雪娇, 等. RBCC 组合动力用液体推进剂研究进展[J]. 火箭推进, 2022, 48(6): 101-112.
WANG J Q, WANG C G, CHEN X J, et al. Research progress of liquid propellant development for RBCC engine[J].

- Journal of Rocket Propulsion, 2022, 48(6):101-112.
- [9] 凌前程,林革,刘志让. 过氧化氢/煤油双组元发动机催化分解点火研究[C]//第五届海内外华人航天科技研讨会论文集. 西安:中国宇航学会, 2004.
- [10] HAUTMAN D, ROSFJORD T. Transverse liquid injection studies[C]//26th Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1990.
- [11] LIN K C, KENNEDY P, JACKSON T. Penetration heights of liquid jets in high-speed crossflows[C]//40th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2002.
- [12] CHEN T, SMITH C, SCHOMMER D, et al. Multi-zone behavior of transverse liquid jet in high-speed flow[C]//31st Aerospace Sciences Meeting. Reston, Virginia: AIAA, 1993.
- [13] MAZALLON J, DAI Z, FAETH G. Aerodynamic primary breakup at the surface of nonturbulent round liquid jets in crossflow[C]//36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1998.
- [14] WU P K, KIRKENDALL K A, FULLER R P, et al. Break-up processes of liquid jets in subsonic crossflows[J]. Journal of Propulsion and Power, 1997, 13(1):64-73.
- [15] 王振国. 液体火箭发动机燃烧过程建模与数值仿真[M]. 北京:国防工业出版社, 2012.
- [16] 庄逢辰. 液体火箭发动机喷雾燃烧的理论、模型及应用[M]. 长沙:国防科技大学出版社, 1995.
- [17] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. AIAA Journal, 1994, 32(8):1598-1605.
- [18] 郭康康, 聂万胜, 刘瑜, 等. 小型气氧/煤油火箭发动机试验及内流场数值模拟[J]. 导弹与航天运载技术, 2018(6):43-48.