

高压低混合比氢氧预燃室出口温度均匀性分析

潘刚¹, 牛旭东¹, 潘亮¹, 郑孟伟¹, 孙纪国¹, 丁兆波²

(1. 北京航天动力研究所, 北京 100076; 2. 航天推进技术研究院, 陕西 西安 710100)

摘要 为了深入了解高压低混合比氢氧预燃室的出口燃气温度均匀性, 设计了一个缩尺预燃室, 开展了不同缩进深度比、扰流结构、工况下缩尺预燃室出口燃气温度均匀性的研究, 并通过全尺寸预燃室试验验证了设计方案的合理性。试验结果表明: 随着缩进深度比的增加, 燃气温度均匀性逐渐提高; 随着室压、混合比的升高, 扰流环结构的均温效果提高; 扰流环与拐弯结构的组合方式可使燃烧室内的温度均匀性提高 54.8%~89%; 在喷嘴设计参数下, 相对于同轴离心喷嘴, 采用同轴直流喷嘴的缩尺预燃室在 50%~100% 工况下的出口燃气温度均匀性较优; 当采用扰流环及 90° 拐弯结构时, 全尺寸预燃室的出口燃气温度均匀性在 ± 50 K 范围内, 同时相对于氢涡轮侧出口, 氧涡轮侧出口的燃气温度均匀性更优。

关键词 氢氧; 预燃室; 缩进深度比; 扰流结构; 变工况; 出口温度均匀性

中图分类号 V434 **文献标识码** A **文章编号** 1672-9374(2023)01-0029-07

Analysis on outlet temperature uniformity of hydrogen/oxygen preburner with high-pressure and low-mixture-ratio

PAN Gang¹, NIU Xudong¹, PAN Liang¹, ZHENG Mengwei¹, SUN Jiguo¹, DING Zhaobo²

(1. Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China;

2. Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China)

Abstract In order to deeply understand the outlet temperature uniformity of high-pressure and low-mixture-ratio hydrogen/oxygen preburner, a subscale preburner was designed. The uniformity of outlet combustion gas temperature was carried out under different recess ratios, turbulence structures and operating conditions. In addition, the rationality of the design scheme was verified experimentally by the full-scale preburner. The experimental results show that the gas temperature uniformity increases gradually with the increase of recess ratio. With the increase of the combustor pressure and mixture ratio, the temperature homogenization effect of the turbulator is improved. The temperature uniformity in combustor can be improved 54.8%–89% by the combination of turbulator and elbow structure. Under the design parameters of the injector in this paper, compared with the swirl coaxial injector, the temperature uniformity of subscale preburner is better with shear coaxial injector under 50%–100% operating conditions. The temperature uniformity of full-scale preburner is less than ± 50 K when the turbulator and the 90° elbow are used. At the same time, the gas temperature uniformity of the outlet near the oxygen turbine is better than

收稿日期: 2022-01-17; 修回日期: 2022-02-23

作者简介: 潘刚(1985—), 男, 博士, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机燃烧装置设计及燃烧流场数值分析。

that of the outlet near the hydrogen turbine.

Key words hydrogen/oxygen; preburner; recess ratio; turbulence structure; variable operating condition; outlet temperature uniformity

0 引言

氢氧发动机由于具有高性能、环保无污染等优点,在国内外的运载火箭中占有重要地位^[1-2]。为了满足载人登月、深空探测等大型宇航任务的需求,需要开展 220 tf 级大推力氢氧发动机的研制^[3-4]。预燃室作为补燃循环氢氧发动机的关键组件,其出口燃气温度均匀性的优劣直接影响涡轮泵叶片的工作可靠性^[5]。

出口燃气温度均匀性作为预燃室或燃气发生器的关键特性,国外氢氧发动机在研制过程中对其极为重视。美国的 J-2 氢氧发动机燃气发生器采用了扰流环以及弯头结构来保证出口燃气温度的均匀性^[6]。SSME(space shuttle main engine)预燃室主要采用了喷嘴均匀布置的方式来保证燃气温度的均匀分布,但在发动机的研制过程中遇到了大量涡轮叶片断裂、金属烧蚀等问题,经分析该问题可能是由于燃气温度分布不均匀导致,为此进行多次试验获取了涡轮入口处的温度分布情况,结果表明涡轮叶片处局部存在 1 280 K 左右的高温区,比预期值高几百 K^[7-8]。RS-68 氢氧发动机燃气发生器采用了弯头结构来保证出口燃气温度的均匀性,并进行了相应试验对其性能进行评估^[9]。J-2X 氢氧发动机燃气发生器是基于 RS-68 发动机设计而成,并将出口燃气温度均匀性作为设计指标,通过试验考核了不同喷嘴数量、燃烧室长度、出口结构等因素对燃气温度均匀性的影响^[10-13]。欧洲的 VULCAIN/VULCAIN2 氢氧发动机燃气发生器为了确保出口燃气温度均匀性能够达到 ± 50 K 的设计要求,采用了扰流环、弯头结构,并通过缩尺试验的方式获得了不同氢氧喷注速度、氧喷嘴缩进深度、喷嘴流量、喷嘴压降、室压、混合比等条件下的温度均匀性^[14-20]。日本的 LE-7 氢氧发动机预燃室通过高压挤压试验对出口燃气温度均匀性进行了评估,混合比范围为 0.7~0.9,室压范围为 1~15 MPa,试验结果表明 LE-7 预燃室的出口燃气温度的变化范围在 70 K 以内^[21-22],并在 LE-7 预燃室的基础上优化设计了

LE-7A 预燃室^[23]。苏联的 RD0120 氢氧发动机为了确保出口燃气温度均匀性符合要求,采用了整流栅结构,最终出口燃气温度均匀性达到了 ± 70 K 左右^[5,24-25]。

综上所述,国外氢氧发动机预燃室或燃气发生器一方面在结构设计方面保证出口燃气温度均匀性能够满足要求,另一方面通过试验的方式对出口温度均匀性指标进行评估及优化。上述研究是针对特定结构进行的,然而相对于国外氢氧发动机燃气发生器或预燃室,220 tf 级氢氧发动机预燃室在尺寸、流量、压力等参数方面均存在变化。为确保 220 tf 预燃室的出口燃气温度均匀性满足 ± 50 K 的设计要求,需要开展结构参数、工况参数等对出口燃气温度均匀性的影响研究。因此,本文通过缩尺预燃室试验方式,研究了缩进深度比、扰流结构、工况等因素对高压低混合比预燃室出口燃气温度均匀性的影响,并进一步通过全尺寸预燃室试验方式验证了设计方案的合理性。该工作可为大推力氢氧发动机的研制提供技术指导。

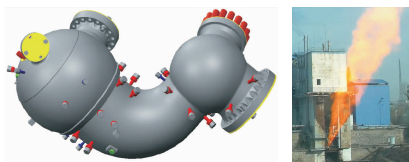
1 试验装置及系统

为了保证出口燃气温度均匀,全尺寸预燃室采用了扰流环以及 90°拐弯结构。喷注器采用了同轴直流式喷嘴与同轴离心式喷嘴的组合方案,采用同心圆排列方式,最外圈为同轴直流式喷嘴,其余圈为同轴离心式喷嘴,其中同轴离心式喷嘴的流量设计值为同轴直流式喷嘴的 2 倍。同轴直流式喷嘴的氧喷嘴为直流型式,同轴离心式喷嘴的氧喷嘴为离心型式,氢喷嘴均为直流型式。在全尺寸预燃室的基础上,设计了缩尺预燃室。缩尺预燃室喷注器由 1 圈 6 个喷嘴组成,喷嘴结构与全尺寸预燃室保持一致,其中喷注器共有 4 种方案:3 种缩进深度比 α 不同的同轴离心式喷嘴方案和 1 种同轴直流式喷嘴方案。缩尺预燃室同样采用了扰流环及拐弯结构,扰流环的节流面积比、拐弯的角度均与全尺寸预燃室保持一致。预燃室模型及试验时的照片如图 1 所示,喷嘴示意图如图 2 所示。缩进深度比 α 的定义

为氧喷嘴缩进深度 L 与氧喷嘴出口内径 D 的比值, 缩进深度比 α 分为 0.43、0.64、0.85。



(a) 缩尺预燃室



(b) 全尺寸预燃室

图1 预燃室模型及试验

Fig.1 Preburner model and experiment

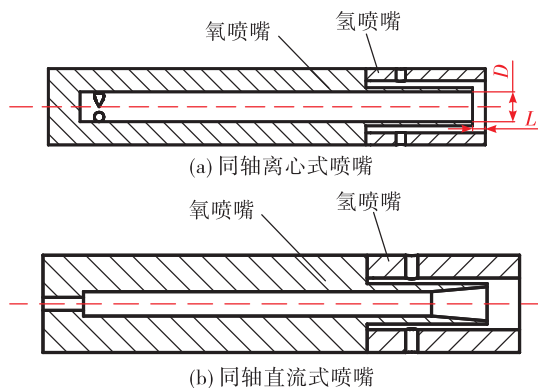


图2 喷嘴示意图

Fig.2 Schematic of the injector

为了更好地分析不同影响因素对燃气温度均匀性的影响,在缩尺预燃室不同截面位置均布置了热电偶传感器,用于测量试验过程中燃烧室内燃气的温度,并选取3个截面的温度测量数据进行分析。扰流环前截面A、扰流环后-拐弯前截面B、拐弯后截面C,截面位置示意图如图3所示。截面A、B、C处的传感器代号分别为 T_A 、 T_B 、 T_C 。热电偶传感器的测点位置示意图如图4所示。假设传感器所处截面的燃烧室半径为 R , T_{A1} 、 T_{B1} 的插深均为 $0.15R$, $T_{A2/3}$ 、 $T_{B2/3}$ 的插深均为 $0.37R$, $T_{A4/5}$ 、 $T_{B4/5}$ 的插深为 $0.71R$, T_{A6} 、 T_{B6} 的插深均为 R ; T_{C1} 的插深为 $0.09R$, $T_{C2/3}$ 的插深均为 $0.39R$, $T_{C4/5}$ 的插深均为 $0.65R$, T_{C6} 的插深为 $0.99R$ 。

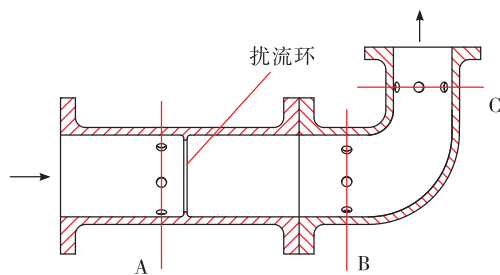


图3 温度测量截面示意图

Fig.3 Schematic of temperature measurement section

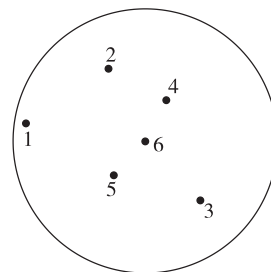


图4 测点位置示意图

Fig.4 Schematic of measuring point location

缩尺预燃室挤压试验采用了高压挤压试验系统,该系统主要包括氢氧贮箱、氢氧主阀、氢氧泄出阀、点火器、缩尺预燃室以及测量系统,试验系统示意图如图5所示。

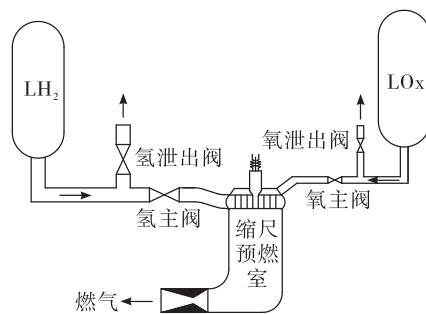


图5 试验系统示意图

Fig.5 Schematic of experiment system

2 试验结果及分析

2.1 缩进深度比对燃气温度均匀性的影响

为了更好地评估缩进深度比 α 的影响,排除扰流环以及拐弯结构的影响,只对截面A处的燃气温度均匀性进行了对比分析。燃气温度均匀性随缩进深度比的变化如图6所示,其中燃气温度均匀性

采用温度差值 ΔT 来表征,具体计算方式如式(1)所示;本文以截面最高温度 T_{\max} 和截面最低温度 T_{\min} 的平均值为基准,温度差值 ΔT 表示围绕基准值波动的范围。

$$\Delta T = \frac{T_{\max} - T_{\min}}{2} \quad (1)$$

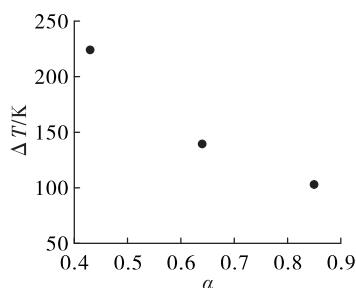


图 6 缩进深度比对燃气温度均匀性的影响

Fig. 6 Effect of α on combustion gas temperature uniformity

由图 6 可知:随着 α 的增加,燃气温度均匀性逐渐提高。这说明,在燃烧室长度相同的情况下,增大 α 有助于改善出口燃气的温度均匀性。这主要是因为氧喷嘴缩进深度增加,增加了氢氧的预混长度,使得氢氧的燃烧距离缩短,进而增大了燃气的混合距离,有助于提高燃气温度均匀性。

截面 A 处不同测点温度值如图 7 所示。由图可知:随着 α 的增加,截面 A 处最高温度呈现下降趋势,最低温度呈现上升趋势。这也说明,在本文的研究工况下,增大 α 有助于燃烧室内燃气温度均匀性的提高。由图还可知:同一缩进深度比 α 下,相同插深传感器测得的燃气温度存在差异;不同缩进深度比 α 下,最高温度、最低温度的测点位置不同。这主要是因为:同一 α 下,相同插深传感器对应的喷嘴分布位置不一样,同时缩尺预燃室中各喷嘴间的喷注特性也不完全一样,因此导致相同插深传感器所测温度存在一定差异,这与文献[26-28]的研究结果类似;不同 α 下,喷嘴出口处氢氧间的着火点不同,同时喷嘴下游的燃烧场分布也存在一定差异,文献[29]的试验结果也表明喷嘴缩进深度会影响下游火焰的分布,而火焰分布与燃气温度分布相对应,因此导致不同 α 下呈现最高温度、最低温度的测点不同。

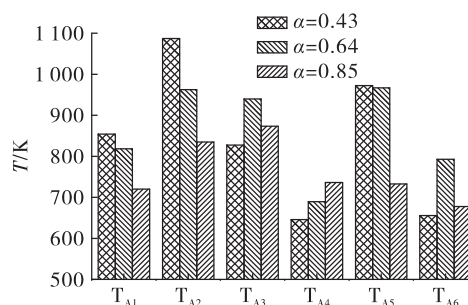


图 7 截面 A 处的温度值

Fig. 7 Temperature value of section A

2.2 扰流结构对燃气温度均匀性的影响

为了保证出口燃气温度均匀性满足设计要求,全尺寸预燃室采用了扰流环及拐弯结构,并通过缩尺预燃室试验方式对扰流环和拐弯结构的扰流均温效果进行了考核。图 8 给出了不同压力、混合比下扰流环和拐弯结构对出口燃气温度均匀性的影响。其中,针对不同工况,为了更好地对比不同结构的均温效果,引入了无量纲参数 δ ,定义为均温系数,如式(2)所示。

$$\delta = \frac{\Delta T_s - \Delta T_x}{\Delta T_s} \times 100\% \quad (2)$$

式中: ΔT_s 为上游截面的温度差值; ΔT_x 为下游截面的温度差值。

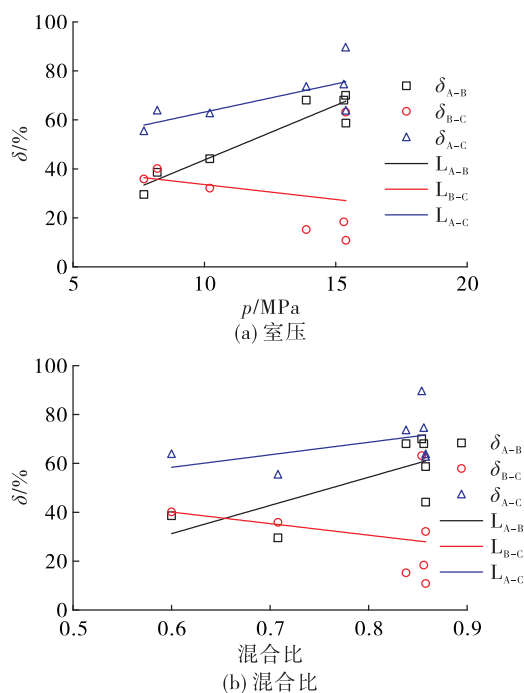


图 8 扰流环与拐弯结构对出口温度均匀性的影响

Fig. 8 Effect of turbulator and elbow on outlet combustion gas temperature uniformity

图中: δ_{A-B} 为截面A到截面B的均温系数,表征扰流环结构的均温效果; δ_{B-C} 为截面B到截面C的均温系数,表征拐弯结构的均温效果; δ_{A-C} 为截面A到截面C的均温系数,表征扰流环与拐弯结构共同的均温效果; L_{A-B} 、 L_{B-C} 、 L_{A-C} 分别为 δ_{A-B} 、 δ_{B-C} 、 δ_{A-C} 的趋势线。

由图8可知,在本文的试验工况参数下,随着室压、混合比的升高, δ_{A-B} 、 δ_{A-C} 均呈现逐渐升高趋势, δ_{B-C} 呈现逐渐下降趋势。说明室压、混合比的升高有助于提高扰流环结构的均温效果。由图还可知:对于同轴离心式喷嘴方案,在室压7.7~15.4 MPa、混合比0.6~0.86范围内, δ_{A-B} 的变化范围为29.5%~70%, δ_{B-C} 的变化范围为10.8%~63.2%, δ_{A-C} 的变化范围为54.8%~89%。这说明相对于单独的扰流环结构,扰流环与拐弯结构共同作用下的均温效果更好,可以使得燃烧室内的温度均匀性提高54.8%~89%。

2.3 工况变化对燃气温度均匀性的影响

为了适应发动机的工况变化,全尺寸预燃室需要在60%~100%工况范围内可靠工作。考虑到氧喷嘴压降占比为预燃室设计过程中的关键参数,因此缩尺预燃室在试验过程中模拟了全尺寸预燃室在50%~100%工况范围内的氧喷嘴压降占比,在该条件下考核了缩尺预燃室出口燃气温度均匀性。图9给出了不同工况下采用不同喷嘴方案的缩尺预燃室燃气温度均匀性。其中,同轴离心式喷嘴采用了 $\alpha=0.85$ 方案。图中50%工况表示缩尺预燃室氧喷嘴压降占比与全尺寸预燃室50%工况下相同;100%工况表示缩尺预燃室氧喷嘴压降占比与全尺寸预燃室100%工况下相同。但受限于试验条件,不同工况下缩尺预燃室的室压均低于相应工况下的全尺寸预燃室。由图可知,不同工况下,采用同轴离心式喷嘴、同轴直流式喷嘴的缩尺预燃室出口燃气温度均匀性均能够满足 ± 50 K的设计要求。由图还可知,相对于同轴直流式喷嘴,采用同轴离心式喷嘴的缩尺预燃室在截面A处燃气温度均匀性较优、在截面C处燃气温度均匀性较差。这可能是因为相对于同轴直流式喷嘴,同轴离心式喷嘴的雾化掺混效果更好,燃烧完全所需距离更短,在相同的燃烧室长度范围内有助于燃气的快速掺混,因此

截面A处的燃气温度均匀性较优。另一方面,预燃室在设计时,同轴离心式喷嘴的流量为同轴直流式喷嘴的2倍,同样的燃烧室长度范围内,同轴直流式喷嘴状态下缩尺预燃室的燃气停留时间为同轴离心式喷嘴的2倍。以100%工况为例,同轴直流式喷嘴、同轴离心式喷嘴状态下缩尺预燃室的燃气停留时间分别为0.007 8 s、0.003 9 s。对于截面C处,相对于雾化掺混效果,本文研究的工况下燃气停留时间的影响占据主导地位,因此采用同轴直流式喷嘴的缩尺预燃室在截面C处燃气温度均匀性较优。其中,燃气停留时间的计算公式为

$$\tau = \frac{V\rho}{q} \quad (3)$$

式中: τ 为燃气停留时间,s; V 为燃烧室容积, m^3 ; ρ 为燃气的平均密度, kg/m^3 ; q 为推进剂质量流量, kg/s 。

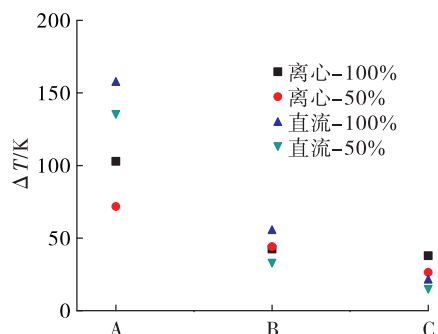


图9 不同工况下的燃气温度均匀性

Fig. 9 Combustion gas temperature uniformity with different conditions

2.4 全尺寸预燃室均匀性分析

在缩尺试验验证全尺寸设计方案合理有效的基础上,进行了全尺寸预燃室高压挤压试验,进一步验证设计方案的合理性。全尺寸预燃室的高压挤压试验系统与缩尺预燃室挤压试验系统类似。不同之处在于,全尺寸预燃室出口分为氢涡轮侧出口和氧涡轮侧出口。全尺寸预燃室2个出口分别布置了不同插深的热电偶传感器,用于考核出口燃气的温度均匀性。全尺寸预燃室进行了多次高压挤压试验,室压为7.7~13.4 MPa,混合比为0.61~1.09。试验结果表明,氢、氧涡轮侧出口的燃气温度均匀性均在 ± 50 K范围内,满足设计要求,同时氧涡轮侧出口的燃气温度均匀性更优。

在全尺寸预燃室高压挤压试验指标满足设计要求的情况下,与氢氧涡轮泵组合共同进行了半系统试验,进一步通过真实产品考核了预燃室的出口燃气品质。以室压为参照,半系统试验预燃室室压达到全系统额定工况的53%,超过历次高压挤压试验。试验结果表明,氢氧涡轮叶片完好,未发生烧蚀等故障。这说明,全尺寸预燃室采取的扰流均温措施有效,出口燃气温度均匀性能够满足涡轮泵的工作要求。

3 结论

本文通过试验方式,研究了不同因素对预燃室出口温度均匀性的影响。在本文的研究工况范围内,得到以下几点结论。

1)随着缩进深度比 α 的增大,燃气温度均匀性逐渐提高。

2)随着室压、混合比的升高,扰流环结构的均温效果呈升高趋势,但拐弯结构的均温效果呈现下降趋势;扰流环和拐弯结构的组合方案可使燃气的温度均匀性提高54.8%~89%。

3)50%~100%工况下缩尺预燃室出口燃气温度均匀性均小于 ± 50 K。

4)当采用扰流环及90°拐弯结构时,全尺寸预燃室的出口燃气温度均匀性小于 ± 50 K,同时相对于氢涡轮侧出口,氧涡轮侧出口的燃气温度均匀性更优。

参考文献

- [1] 郑孟伟,岳文龙,孙纪国,等.我国大推力氢氧发动机发展思考[J].宇航总体技术,2019,3(2):12-17.
- [2] 孙纪国,岳文龙.我国大推力补燃氢氧发动机研究进展[J].上海航天,2019,36(6):19-23.
- [3] 郑大勇,陶瑞峰,张玺,等.大推力氢氧发动机关键技术及解决途径[J].火箭推进,2014,40(2):22-27.
ZHENG D Y, TAO R F, ZHANG X, et al. Study on key technology for large thrust LOX/LH₂ rocket engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(2): 22-27.
- [4] 丁兆波,刘倩,王天泰,等.220 t级补燃循环氢氧发动机推力室研制[J].火箭推进,2021,47(4):13-21.
DING Z B, LIU Q, WANG T T, et al. Development for thrust chamber of 220 t staged combustion cycle LO_x/LH₂ engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(4): 13-21.
- [5] 丁兆波,潘刚,牛旭东,等.高压补燃大推力氢氧发动机预燃室关键技术[J].导弹与航天运载技术,2020(4):39-44.
- [6] COLLIER M R, DOUGHERTY N S. Altitude testing of the J-2 rocket engine in propulsion engine test cell (J-4) (test J4-1554-20 THROUGH J4-1554-26) [R]. AEDC-TR-67-145, 1967.
- [7] HUTT J J. SSME fuel preburner injector characterization [R]. N94-23037, 1994.
- [8] GREENE W. SSME 0523 incident: Analysis of temperatures in the fuel preburner [C]//37th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2001.
- [9] WOOD B. Propulsion for the 21st century: RS-68 [C]//38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2002.
- [10] KYNARD M. From paper to production: An update on NASA's upper stage engine for exploration [R]. NASA M10-0617, 2010.
- [11] BYRD T. Testing to transition the J-2X from paper to hardware [R]. NASA M10-0108, 2010.
- [12] BYRD T. The J-2X upper stage engine: From design to hardware [C]//46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2010.
- [13] GREENE W. Development of the J-2X engine for the Ares I crew launch vehicle and the Ares V cargo launch vehicle building on the Apollo program for lunar return missions [R]. NASA MSFC-100, 2007.
- [14] POULIQUEN M. Vulcain cryogenic engine: Components test results [C]//22nd Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1986.
- [15] THIARD B. Vulcain gas generator development status [C]//26th Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1990.
- [16] DENIS L, GEORGES P. An experimental study of LOX/LH₂ coaxial injection elements for the Vulcain gas generator [C]//23rd Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1987.
- [17] EURY S, GASTAL J, BORROMEE J. Development status of the Vulcain engine [C]//26th Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1990.
- [18] CAISSO P, BARTON J, ILLIG M, et al. Development sta-

- tus of the Vulcain 2 engine [C]//36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2000.
- [19] BROSSEL P, BARTON J, GOULPEAU C, et al. Development status of the Vulcain and Vulcain mark II engines Ariane V family [R]. IAF95-S207, 1995.
- [20] BONNIOT C. The Vulcain MKII engine for Ariane 5 performance improvement [C]//28th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1992.
- [21] TORII Y, SOGAME E. Development status of LE-7 [R]. IAF86-163, 1986.
- [22] KATSUTA K, MIYAJIMA H, SUZUKI K. Development status of LE-7 H-II rocket main engine [C]//22nd Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1986.
- [23] FUKUSHIMA Y, NAKATSUZI H, NAGAO R, et al. Development status of LE-7A and LE-5B engines for H-IIA family [R]. IAF97-S102, 1997.
- [24] RACHUK V, GONCHAROV N, MARTYSENKO Y, et al. Design, development, and history of the oxygen/hydrogen engine RD-0120 [C]//31st Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1995.
- [25] TURTUSHOV V, ORLOV V, HULKA J, et al. Final model development and full-scale testing of a soot-free fuel-rich kerosene tripropellant preburner [C]//32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1996.
- [26] 吴宝元, 葛李虎, 谭永华, 等. 富氧预燃室高压缩尺试验研究 [J]. 推进技术, 2003, 24(2): 104-108.
- [27] 张锋, 严宇, 王延涛, 等. 气氧/煤油富燃燃气发生器燃烧试验研究 [J]. 推进技术, 2016, 37(10): 1916-1921.
- [28] 潘刚, 牛旭东, 丁兆波, 等. 大流量低混合比氢氧喷嘴变工况燃烧特性研究 [J]. 导弹与航天运载技术, 2020(5): 43-47.
- [29] 白晓, 李清廉, 成鹏, 等. 液体中心式气液同轴离心式喷嘴火焰振荡特性 [J]. 推进技术, 2021, 42(7): 1593-1605.