ATR发动机环形富燃燃气发生器燃烧特性数值模拟

苏湛超[1,2],胡 斌[2,3,5],石 强[2,3],曾 文[1],赵 巍[2,3,5],赵庆军[2,3,4,5]
(1.沈阳航空航天大学 航空发动机学院,沈阳 110136; 2.中国科学院工程热物理研究所,3.轻型涡轮动力全国重点实验室,4.分布式冷热电联供系统北京市重点实验室:北京 100190;5.中国科学院大学 宇航学院,北京 100049)

摘要:为实现空气涡轮火箭(ATR)发动机富燃燃气发生器与涡轮部件的最佳气动匹配,环形富燃燃气发生器是必然的发展趋势。以ATR发动机液氧/煤油环形富燃燃气发生器为研究对象,通过数值模拟方法分别探究环形截面下不同局部流量和局部混合比对燃烧特性的影响。结果表明:在保证喷嘴总混合比不变、增大中心燃烧喷嘴流量(或减小边区燃烧喷嘴流量)时,喷嘴下游的高温区主要沿流向增长;在不同状态下,“倒锥形”低温射流区变化不大;在中心燃烧喷嘴混合比为0.8,边区喷嘴混合比为0.5不变的条件下,当中心燃烧喷嘴混合比略高于边区燃烧喷嘴混合比时,燃烧效率达到极值83.94%;在保证喷嘴总流量不变,提高中心燃烧喷嘴混合比(或降低边区燃烧喷嘴混合比)时,喷嘴下游的高温区主要沿流向和径向增长;“倒锥形”低温射流区随着燃烧喷嘴混合比的提高沿流向逐渐增大;在中心单元喷嘴流量为0.108 kg/s,边区单元喷嘴流量为0.144 kg/s不变的条件下,当中心燃烧喷嘴流量略大于边区燃烧喷嘴流量时,燃烧效率达到极值83.37%。

关键词:环形富燃燃气发生器;空气涡轮火箭发动机;局部流量;局部混合比;温度分布;燃烧效率;燃烧喷嘴
中图分类号:V231.1 **文献标识码:**A doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.06.007

Numerical Simulation of Combustion Performance of an ATR Engine Annular Fuel-Rich Gas Generator

SU Zhan-chao[1,2], HU Bin[2,3,5], SHI Qiang[2,3], ZENG Wen[1], ZHAO Wei[2,3,5], ZHAO Qing-jun[2,3,4,5]
(1. School of Aero-engine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China; 2. Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, 3. National Key Laboratory of Light Turbine Power, 4. Beijing Key Laboratory of Distributed Combined Cooling Heating and Power System: Beijing 100190, China; 5. School of Aeronautics and Astronautics, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: To achieve the best aerodynamic match between the rich combustion gas generator and the turbine components of an air turbo rocket(ATR)engine,an annular fuel-rich gas generator is an inevitable development trend.Taking a liquid oxygen/ RP-3 annular fuel-rich gas generator for ATR engines as the research object,the effects of different local mass flow rates and local mixing ratios on combustion performance under the annular cross section were investigated by numerical simulation.The results show that when the total mixing ratio of the nozzles remains unchanged,increasing the mass flow rate of the central combustion nozzles(or decreasing the mass flow rate of the side combustion nozzles)causes the high-temperature region downstream of the nozzle to primarily expand along the flow direction. Under different conditions,the low-temperature jet zone with the shape of an "inverted cone" changes little;Under the constant condition that the mixing ratio of the central combustion nozzle is 0.8 and that of the side nozzle is 0.5,the combustion efficiency reaches an extreme value of 83.94% when the central combustion nozzle mixing ratio is slightly higher than the side nozzle mixing ratio;When the total flow rate of the nozzles remains unchanged, increasing the mixing ratio of the central combustion nozzles(or decreasing the mixing ratio of the side combustion nozzles)causes the high-temperature region downstream of the nozzle to expand primarily along the flow direction and radial direction.The low-temperature jet zone with the shape of an"inverted cone" increases along the flow direction with the increase of combustion nozzle mixing ratio;under the constant condition that the mass flow rate of the central unit nozzles is 0.108 kg/s and that of the side unit nozzles is 0.144 kg/s,the combustion efficiency reaches an extreme value of 83.37% when the mass flow rate of the central combustion nozzles is slightly higher than that of the side combustion nozzles.

Key words: annular fuel-rich combustion gas generator; air turbo rocket(ATR)engine; local mass flow rates; local mixing ratios; temperature distribution;combustion efficiency;combustion nozzle

收稿日期:2023-12-28
作者简介:苏湛超(2000),男,在读硕士研究生。

引用格式:*苏湛超,胡斌,石强,等.ATR发动机环形富燃燃气发生器燃烧特性数值模拟[J].航空发动机,2025,51(6):59-68.SU Zhanchao,HU Bin,SHI Qiang,et al.Numerical simulation of combustion performance of an ATR engine annular fuel-rich gas generator[J].Aeroengine,2025,51(6):59-68.*

0 引言

空气涡轮火箭(Air Turbine Rocket,ATR)发动机结合了航空发动机与液体火箭发动机的技术优势,不存在“推力陷阱”和模态转化问题,具有推重比大、技术难度适中等特点,在*Ma*=0~4速域具有较好的工作性能[1-3]。在ATR发动机中,富燃燃气发生器是其能够实现宽域飞行的重要部件。采用独立于空气系统的液体火箭发动机原理,在系统中起到预燃的作用,其燃烧性能的优劣对发动机整机的可靠运行和性能提升具有重要意义[4-6]。

基于液体火箭发动机技术的富燃燃气发生器发展较早,应用较为广泛,也常用于ATR发动机中[7-9]。纵苏[10]进行了液氧/煤油富燃燃气发生器试验,得出液氧/煤油燃气发生器在混合比为0.3080~0.4106下燃烧稳定、积碳小,对涡轮转速没有影响;张锋等[11]对气氧/煤油燃气发生器燃烧特性进行了试验,表明混合比是特征速度、燃气温度及燃烧效率的最大影响因素;康忠涛等[12]根据设计参数设计了2种空气/煤油燃气发生器富燃燃烧组织方案,也得出混合比是燃气发生器最重要的工况参数;钟战[13]通过数值模拟方法对燃气发生器的点火特性与燃烧性能进行了分析,表明燃气发生器上游处温度较低,随着推进剂的蒸发,在中下游会出现高温区,由于水的作用使得燃气发生器内部温度整体偏低;马列波等[14]探究了液体火箭发动机推力室不同喷嘴的排布方式对燃烧流场的影响,发现喷嘴交错排列能够提高腔体内部温度分布的均匀性,提高燃烧效率和燃烧室压力;Son等[15]对富燃燃气发生器进行了不同方向的设计,表明增大运行压力以及采用再生冷却对煤油进行预热,能够减少燃气发生器设计时的质量;Nickerson等[16]通过将煤油燃料导入计算机程序,发现混合比为0.26~0.55的富燃燃气发生器在进行燃烧反应时无碳烟生成。以上研究表明,国内外对于富燃燃气发生器的研究比较全面,但燃气发生器大多以圆形截面为主。为了实现ATR发动机燃气发生器与涡轮部件在结构与气动的最佳匹配,与涡轮同轴的环形燃气发生器是必然的发展趋势。

采用环形出口截面实现与涡轮入口截面在结构及气动层面的吻合,空间利用率大,并且可以使驱动涡轮的燃气更有效地发挥作用。但是目前针对该构形富燃燃气发生器的研究未见公开报道。本文以ATR发动机环形液氧/煤油富燃燃气发生器为研究对象,通过改变环形富燃燃气发生器单元喷嘴的混合比和流量,探究不同推进剂喷注状态下富燃燃气发生器燃烧性能的变化,为ATR发动机环形富燃燃气发生器的研制提供技术支撑。

1 数值方法

1.1 物理模型

本文采用的液氧/煤油环形富燃燃气发生器3维结构如图1所示。其中,点火装置火炬点火器位置和液氧入口位置分别有2处,位于喷注面上方,呈对称分布。煤油入口位置有2处,位于环形燃气发生器身部,亦成对称分布。

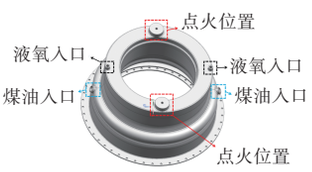


图1 环形富燃燃气发生器3维结构

煤油从环形富燃燃气发生器的身部两侧流入,首先对环形富燃燃气发生器身部进行再生冷却,随后沿再生冷却通道流至喷注面入口。液氧和煤油分别从各自夹层进入燃气发生器,液氧位于上层,煤油位于下层,并用隔板隔开,确保进入燃气发生器内部燃烧后才进行掺混。环形富燃燃气发生器喷注面剖面如图2所示。

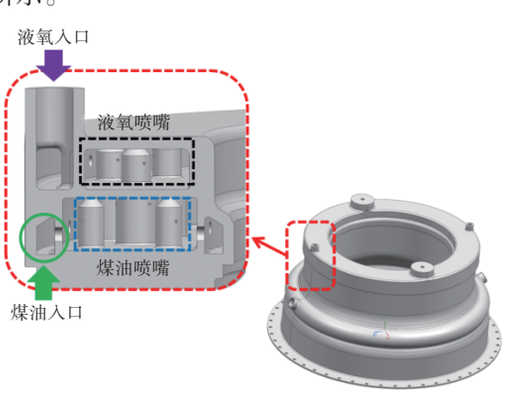


图2 环形富燃燃气发生器喷注面剖面

从图中可见,喷注面采用内混双组元离心式喷嘴。煤油再生冷却完成后,与液氧通过喷注器壁面小孔进入喷注面,如图中紫色箭头和绿色箭头所示。随后经离心式喷嘴切向孔喷入腔体内部混合,进行燃烧反应。其中,液氧喷嘴长度为15 mm,内径为3 mm。煤油燃烧喷嘴长度为13 mm,内径为4 mm。煤油冷却喷嘴长度为10 mm,内径为2 mm。燃气发生器身部长度为190 mm,特征长度为13.2 mm,喷注面外半

径为 172 mm,内半径为 135.5 mm,环形出口外半径为 208 mm,出口内半径为 195.94 mm,燃气发生器液氧和煤油的总流量为 6.5 kg/s,总混合比为 0.45。

该环形燃气发生器每 60 °为 1 个周期,环形富燃燃气发生器全环流体域模型如图 3 所示,单元周期环形富燃燃气发生器流体域如图 4 所示。从图中可见,喷注面为圆环型,喷嘴的排布方式为同心圆式排布,喷嘴类型包括燃烧喷嘴和冷却喷嘴。燃烧喷嘴分为中心双组元离心式喷嘴和边区(内圈和外圈)双组元离心式喷嘴,交错排布,呈“W”形排列,冷却喷嘴采用单组元离心式喷嘴,位于内圈和外圈,分别对内壁面和外壁面进行冷却。

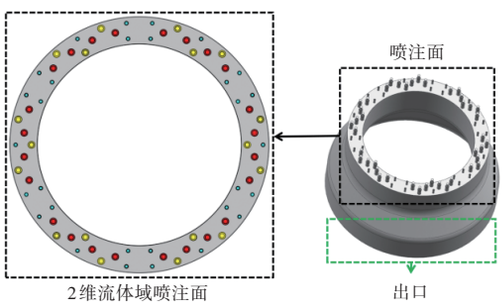


图 3　环形富燃燃气发生器全环流体域模型

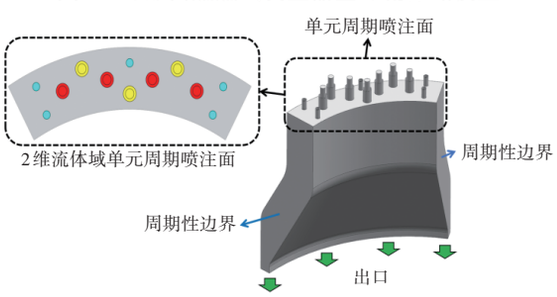


图 4　单元周期环形富燃燃气发生器流体域

红色区域同心圆代表中心燃烧喷嘴,黄色区域同心圆代表边区燃烧喷嘴,蓝色区域圆形代表冷却喷嘴。每个周期包含 4 个中心双组元燃烧喷嘴、2 个外圈双组元燃烧喷嘴、1 个内圈双组元燃烧喷嘴、3 个外圈冷却喷嘴和 2 个内圈冷却喷嘴。总共为 24 个中心燃烧喷嘴、18 个边区燃烧喷嘴和 30 个冷却喷嘴。冷却喷嘴喷射煤油,通过液膜冷却的方式对燃气发生器的内部进行冷却,与外部的再生冷却相辅相成,达到热防护的目的。

该环形富燃燃气发生器中心燃烧喷嘴处总流量与边区燃烧喷嘴处总流量相同,均为 2.592 kg/s。同时为确保壁面温度不超标,中心双组元喷嘴混合比为 0.8,边区为 0.5。在总混合比 0.45 和总流量 6.5 kg/s 不变的前提下,根据喷嘴排布方案,开展定局部流量变局部混合比和定局部混合比变局部流量 2 种计算方案。

单元喷嘴定混合比变流量工况数据见表 1。单元喷嘴定流量变混合比工况数据见表 2。表中,K_{m1} 为中心区单元喷嘴混合比;M_1 为中心区单元喷嘴流量;K_{m2} 为边区单元燃烧喷嘴混合比;M_2 为边区单元喷嘴流量;M_3 为单元喷嘴流量,内部液膜冷却煤油的混合比为 0。

表 1　单元喷嘴定混合比变流量工况数据

序号	K_{m1}	M_1/(kg/s)	K_{m2}	M_2/(kg/s)	M_3/(kg/s)
1	0.8	0.036	0.5	0.272	0.0246
2	0.8	0.072	0.5	0.208	0.0342
3	0.8	0.108	0.5	0.144	0.0438
4	0.8	0.144	0.5	0.080	0.0534
5	0.8	0.180	0.5	0.016	0.0630

表 2　单元喷嘴定流量变混合比工况数据

序号	K_{m1}	M_1/(kg/s)	K_{m2}	M_2/(kg/s)	M_3/(kg/s)
6	0.4	0.108	0.97	0.144	0.0438
7	0.6	0.108	0.67	0.144	0.0438
8	0.8	0.108	0.50	0.144	0.0438
9	1.0	0.108	0.38	0.144	0.0438
10	1.2	0.108	0.30	0.144	0.0438

1.2　网格划分与边界条件

对环形富燃燃气发生器流体域进行网格划分。为节省计算时间和计算节点,仅对 1 个周期(60 °)的流体域进行计算,并设置两侧周期面为周期性边界条件。环形燃气发生器的喷嘴处的结构较为复杂,进行局部加密,环形富燃燃气发生器单元周期网格如图 5 所示。

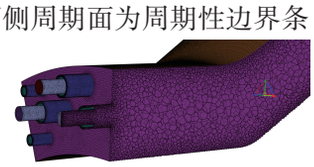


图 5　环形富燃燃气发生器单元周期网格

环形富燃燃气发生器氧与煤油以同轴离心的方式从喷嘴喷出。入口边界条件设置为质量流量入口,出口边界条件设置为压力出口为 101325 Pa。

1.3　湍流模型与燃烧模型

采用 Realizable k-ε 湍流模型对雷诺应力项进行封闭,该模型对 Standard 湍流模型进行了改进和修正,在湍流和燃烧方面计算较好。为了获得更高精度,流动方程各项均采用 2 阶迎风格式进行离散,压力与流动的耦合采用 Coupled 算法。湍流模型的控制方程湍动能方程(k 方程)和湍动能耗散率方程(ε 方

程)为

$$\frac{\partial}{\partial_t}(\rho k)+\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i)=\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_k}\right)\frac{\partial k}{\partial x_j}\right]+ \quad (1)$$
$$G_k+G_b-\rho\varepsilon-Y_M+S_k$$

$$\frac{\partial}{\partial_t}(\rho\varepsilon)+\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\varepsilon u_i)=\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon}\right)\frac{\partial\varepsilon}{\partial x_j}\right]+ \quad (2)$$
$$C_{1\varepsilon}\frac{\varepsilon}{k}(G_k+C_{1\varepsilon}G_b)-C_{2\varepsilon}\rho\frac{\varepsilon^2}{k}+S_\varepsilon$$

其中,湍流黏性系数为

$$\mu_t=\rho C_\mu\frac{k^2}{\varepsilon} \quad (3)$$

式中:ρ为密度;μ为动力黏度;μ_t为湍流黏度;G_b为由浮力产生的湍流动能;G_k为由平均速度梯度产生的湍流动能;Y_M为可压缩湍流中的脉动膨胀对总耗散率的影响;$C_{1\varepsilon}$、$C_{2\varepsilon}$、C_μ、σ_k、σ_ε为模型常量,值分别为1.44、1.92、0.09、1.0、1.3。

物质输运守恒方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y_i)+\nabla\cdot(\rho\vec{v}Y_i)=-\nabla\vec{J}_i+R_i+S_i \quad (4)$$

式中:Y_i为每种物质的质量分数;S_i为离散相导致的额外生产速率;J_i为由质量分数梯度产生的物质i的扩散通量;R_i为生成物的净产生速率。

燃烧模型采用组分运输中的涡耗散模型,化学反应速率由大涡混合时间尺度$k-\varepsilon$控制,对涡耗散反应速率进行计算。该模型在非预混火焰的湍流燃烧中,能够使液氧与煤油快速进入燃气发生器内进行燃烧反应,较好地模拟温度与热量的变化。

为明确网格无关性对计算带来的影响,本文分别对流体域进行98、204、512、765、1043万5种数目的正四面体网格划分,并对环形富燃燃气发生器室压结果进行验证,不同网格数量下室压计算结果见表3。从表中可见,随着网格数量的增加,室压逐渐提高。当网格达到512万时,室压开始逐渐平稳,后续765万与1043万的网格与之相差微小,低于0.5%。考虑到节省计算节点与计算时间,最终确定使用512万的网格进行计算。

表3 不同网格数量下室压计算结果

Grid number	98万	204万	512万	765万	1043万
Pressure/MPa	2.016	2.064	2.137	2.139	2.140

煤油液滴经离散相设置,按照离心式喷嘴的喷射效果,以空心雾锥的形式喷入环形燃气发生器。在涡耗散燃烧模型的数值模拟中,选择恰当的反应机理是较为重要的。较为简洁的反应机理会导致消耗反应物较少,进而导致热量释放较少,计算出的温度较低[17-19]。因此,对于煤油的组分,本文采用Choi[20]提出的10步煤油反应机理,该机理在煤油的燃烧反应试验中得到较好验证,10步煤油反应机理见表4。

表4 煤油反应机理

序号	Value
1	$C_{10}H_{20}+5O_2\Rightarrow 10CO+10H_2$
2	$CO+O\Leftrightarrow CO_2+M$
3	$CO+OH\Leftrightarrow CO_2+H$
4	$H+O_2\Leftrightarrow OH+OH$
5	$H+O_2\Leftrightarrow OH+O$
6	$O+H_2\Leftrightarrow H_2O+H$
7	$O+H_2\Leftrightarrow OH+H$
8	$OH+OH\Leftrightarrow H_2O+O$
9	$H+H\Leftrightarrow H_2+M$
10	$H+OH\Leftrightarrow H_2O+M$

1.4 计算方法验证

为了验证计算方法,对环形富燃燃气发生器的点火装置的火炬点火器进行燃烧试验以及数值模拟。试验采用的火炬点火器结构如图6所示。气氧采用自增压供应,煤油采用柱塞煤油泵供应。在火炬点火器身体部设置压力传感器对室压进行采集,不同时刻下火炬点火器点火试验如图7所示。

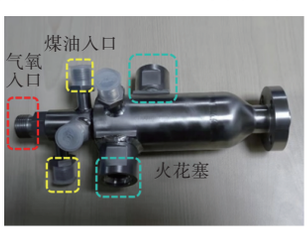
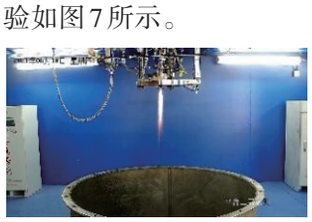
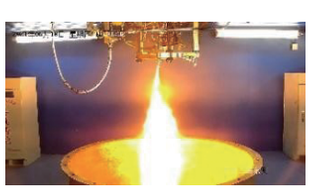
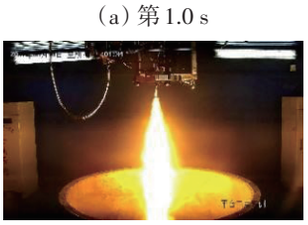


图6 火炬点火器结构


(a) 第1.0 s


(b) 第1.5 s


(c) 第2.0 s

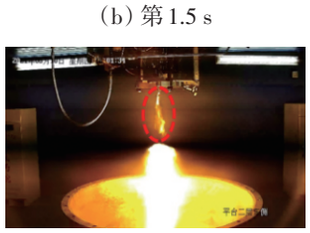

(d) 第2.5 s

图7 火炬点火器点火试验[21]

计算4种不同工况下火炬点火器的燃烧效率。将试验结果与数值模拟结果进行对比,不同工况下火炬点火器试验结果见表5。

火炬点火器燃烧效率数值模拟与试验结果对比如图8所示。

从图中可见,4种工况点计算所得燃烧效率稍高于试验所得燃烧效率,最大相对误差为2.53%,误差

表 5　不同工况下火炬点火器试验结果

序号	混合比 K_m	压力/MPa	$\dot{m}_{O_2}$/(g/s)	$\dot{m}_{RP-3}$/(g/s)
1	0.454	3.63	34.0	74.9
2	0.557	4.19	40.0	71.8
3	0.599	3.10	29.9	49.9
4	0.656	3.91	38.0	57.9

注：$\dot{m}_{O_2}$、$\dot{m}_{RP-3}$分别为氧气流量、煤油质量流量。

在可接受范围内。随着总混合比的提高，火炬点火器的燃烧效率和平均温度逐渐增大，这与大量文献研究保持一致。因此，本文的计算方法是切实可行的。

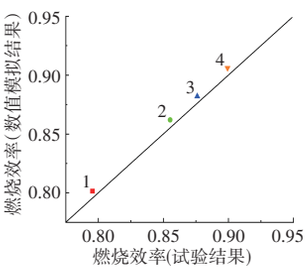


图 8　火炬点火器燃烧效率数值模拟与试验结果对比

在 ATR 发动机运行过程中，燃气发生器出口截面是不临界的。为了评估不同喷注方案对室压的影响，本文根据临界面积公式在现有燃发器出口下游增设临界喷嘴，并通过计算最终的室压评估燃烧效率。临界面积公式为

$$A_t = \frac{\dot{m}\sqrt{R_g T_0}}{p_0 \Gamma} \tag{5}$$

式中：$\dot{m}$ 为通过出口的推进剂总质量流量；T_0 为燃气温度；R_g 为气体常数；p_0 为室压；Γ 为比热比相关无量纲常数。

根据燃气发生器总流量及总混合比，最终算得临界出口面积为 2840 mm²。

2　结果与讨论

2.1　不同局部流量流场及性能分析

当 K_{m1}=0.8、K_{m2}=0.5 时，不同喷嘴流量下中心燃烧喷嘴和边区燃烧喷嘴处流向截面温度分布如图 9、10 所示。工况 3 距离喷嘴处不同轴向位置截面的温度分布如图 11 所示。

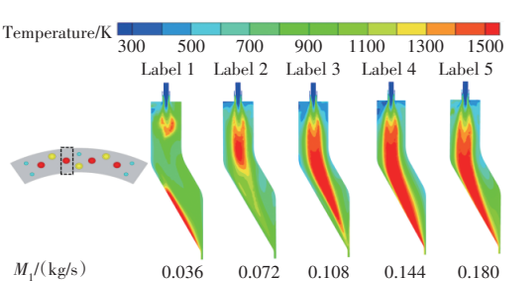


图 9　不同局部流量下中心燃烧喷嘴处流向截面温度

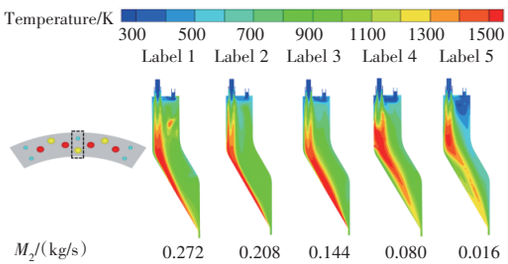


图 10　不同局部流量下边区燃烧喷嘴处流向截面温度

根据 5 种工况流向截面的整体温度分布可知，沿燃气发生器流向喷嘴附近的温度普遍较低，进入燃气发生器内部后温度才开始逐渐升高（图 9～11），这是因为推进剂在喷注面附近湍流掺混不充分，因此化学反应较弱。随着推进剂从喷注面向出口方向流动，掺混逐渐均匀，反应愈发强烈，放热量增加，因此温度逐渐提高。同时，在中心喷嘴以及边区喷嘴轴线的流向截面处，无论流量如何改变，在燃气发生器沿中心喷嘴以及沿边区喷嘴轴线区域的某处都存在一段高温区，其出现的位置以及面积的大小均随喷嘴流量的变化而变化。需要说明的是，工况 1～3（图 9）高温区变化较为轻微，这是因为边区流量过大而燃气发生器空间较小限制了高温区的扩散。

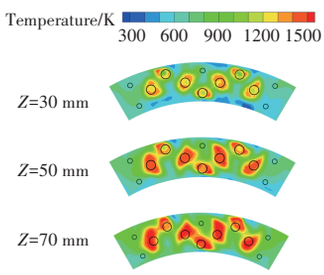


图 11　工况 3 距离喷嘴处不同轴向位置截面的温度

随着燃烧喷嘴流量的增大，喷嘴下游的高温区逐渐沿流向增大（图 9）。这主要是由于喷嘴推进剂流量增加，推进剂发生完全反应的时间变长，进而高温区变大。在燃烧喷嘴流量很小时（M_1=0.036 kg/s），可以看到喷嘴下游的高温区较小，推进剂从喷嘴喷注后在很短的距离内完成放热反应，随着与周围冷却煤油蒸汽的混合，温度降低至 1000 K 左右；在喷嘴流量很大时（M_1=0.18 kg/s），喷嘴下游的高温区已经延伸至燃气发生器出口附近。从图 9 还可见，在高温区中心并靠近喷嘴附近范围内存在一个“倒锥形”低温射流区。这个低温射流区主要受喷嘴混合比的影响，受推进剂流速的影响较小。因此从图 8 可以看出，随着喷嘴流量的增大，低温射流区大小变化不大。

由于受到燃气发生器内壁面的限制，边区燃烧喷嘴高温区的径向宽度比燃烧喷嘴的高温区较小，不同局部流量下边区燃烧喷嘴处流向截面温度（图 10）。

其呈现出与图9类似的结果。此外，由于受到内壁面下游“斜坡段”的影响，边区燃烧喷嘴下游的高温区会对内壁面“斜坡段”造成比较大的热冲击，从而对燃发器热防护造成影响。

横截面的高温区基本与上游燃烧喷嘴处相对应（图11）。在距离喷嘴较近的区域，由于掺混不充分造成温度偏低，约为1200~1300 K；随着氧和煤油在下游流动过程中逐渐掺混充分，温度逐渐升高，约为1500 K。

对比5种不同局部流量的变化可知，当仅改变局部流量，不改变局部混合比时，燃气高温区体积的变化以流向位置变化为主，径向位置变化较小。这是因为当中心喷嘴和边区喷嘴的局部流量显著增大时，双组元喷嘴受到局部混合比的影响，轴向高温区面积并未显著增大。通过对比不同轴向位置截面的温度（图11）也能得出上述的结论。

当K_{m1}=0.8、K_{m2}=0.5时，5种不同局部流量工况下环形富燃燃气发生器距离喷注面不同轴向位置的平均总温变化曲线，如图12所示。从图中可见，在0~70 mm，不同喷注方案的燃气温度上升较快。这主要是由于在喷嘴附近区域，氧和煤油质量分数较高，较高的喷注速度致使二者强烈掺混，化学反应比较剧烈，燃烧放热较快，进而导致温度上升曲线斜率较大。在70~190 mm，温度上升曲线变缓。这主要是由于随着反应的进行，推进剂质量分数逐渐降低，化学反应变弱，进而温度上升幅度变缓。在70~190 mm，工况1、5的燃气温度显著低于其他工况（图10），原因主要是在工况1和工况5中，中心燃烧喷嘴和内、外圈燃烧喷嘴的流量差异过大，导致在有限的特征长度范围内推进剂燃烧不完全，进而造成温度偏低。由于边区燃烧喷嘴的混合比为0.5，显著低于中心燃烧喷嘴（K_{m1}=0.8），化学反应速率相对于中心燃烧喷嘴较慢，因此当过分增大边区燃烧喷嘴流量时会造成边区喷嘴的推进剂在有限的停留时间内燃烧不完全，导致出口温度偏低。因此对比工况1和工况5，工况1的出口温度要显著低于工况5的。由于燃发器出口温度在一定程度上反应了推进剂燃烧完全的程度，因此出口燃气温度越高，代表燃发器的燃烧效率越高，从基于出口温度初步判断不同喷注方案燃气发生器燃烧效率从到低的排序是：工况4、工况3、工况2、工况5、工况1。

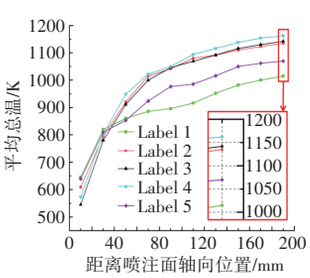


图12 不同局部流量下距离喷注面不同轴向位置平均总温分布曲线

当K_{m1}=0.8、K_{m2}=0.5时，不同单元喷嘴流量下环形富燃燃气发生器距离喷注面不同轴向位置的煤油质量分数变化曲线如图13所示。从图中可见，煤油质量分数的下降趋势与总温上升趋势基本相同，但是没有图12中温度变化曲线那么剧烈。主要原因是由于目前的燃气发生器在喷注面板的近壁面区域设置了单组元煤油冷却喷嘴，用于保证燃气发生器壁面温度不超过金属耐温极限。这部分煤油的主要作用是在壁面附近形成低温煤油蒸汽膜，并不参与燃烧。因此，从全局来看煤油质量分数曲线的变化并不像温度那样剧烈。5种不同喷注方案的燃气发生器燃油质量分数的变化曲线大致可以分为2组。工况2~4的燃油质量分数在0~70 mm变化相对较大，在70~190 mm煤油质量分数变化相对较缓。对比图12不难看出，工况2~4煤油变化与温度变化相一致。主要原因还是因为在喷嘴附近区域推进剂质量分数较高，反应速率较快，进而煤油质量分数下降较快，在70~190 mm推进剂质量分数减小，反应减弱，进而造成煤油质量分数减小相对较慢。工况1、5的燃油质量分数分布曲线在0~190 mm斜率的变化不大，基本上呈现线性降低的趋势。原因主要由于工况1、5的中心燃烧喷嘴和边区燃烧喷嘴推进剂喷注流量过大，推进剂停留时间过短，燃烧不完全，因此煤油质量分数较高并且变化速率基本不变。在喷注面0~10 mm，煤油质量分数存在比较大的差异，不同局部流量下距离喷注面不同轴向位置煤油质量分数分布曲线，这主要是由于煤油蒸发速率的差异造成的。煤油的蒸发速率受到喷注速度、环境温度、雾化直径等的影响。

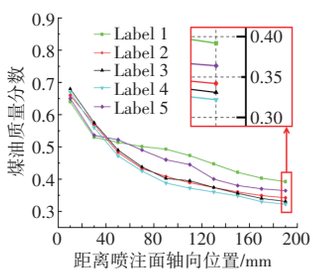


图13 不同局部流量下距离喷注面不同轴向位置煤油质量分数分布曲线

当K_{m1}=0.8、K_{m2}=0.5时，不同单元喷嘴流量下环形富燃燃气发生器距离喷注面处不同轴向位置的氧质量分数变化曲线如图14所示。从图中可见，煤油质量分数沿轴线的变化曲线，氧质量分数变化与温度变

化有着紧密的对应关系。在 0~70 mm 和 70~190 mm 氧质量分数分别呈现快速降低和缓慢降低 2 个特点。原因与温度的分析类似，这里不再赘述。相对煤油而言氧质量分数变化相对剧烈，这主要是因为燃发器为富燃燃烧，与煤油不同，全部的氧都参与燃烧，因此氧质量分数变化与燃烧温度的变化具有严格的对应关系。

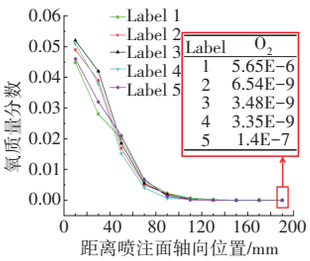


图 14　不同局部流量下距离喷注面不同轴向位置氧质量分数分布曲线

为了评估燃气发生器能量转换的程度，引入燃烧效率的概念，燃烧效率是指燃料燃烧后实际放出的热量与其完全燃烧后放出热量的比值，是考察燃料燃烧充分程度的重要指标。在燃气发生器中，是指实际特征速度与理论特征速度的比值。

$$\eta_c = \frac{C^*}{C^*_{\mathrm{th}}} \tag{6}$$

$$C^* = \frac{p_0 A_{\mathrm{t}}}{\dot{m}} \tag{7}$$

$$C^*_{\mathrm{th}} = \frac{\sqrt{R_{\mathrm{g}} T_0}}{\Gamma} \tag{8}$$

式中：C^* 为实际特征速度；C^*_{th} 为理论特征速度；p_0 为燃气发生器内部压力；A_{t} 为出口临界面积；$\dot{m}$ 为通过出口的推进剂总质量流量；T_0 为燃气温度；R_{g} 为气体常数。

当 K_{m1}=0.8、K_{m2}=0.5 时，5 种不同单元喷嘴流量下环形燃气发生器燃烧效率分布如图 15 所示。点线图中折线附近的数字代表工况 1 ~ 5，相同的数字代表相同工况下的不同局部流量。从图中可见，在总混合比为 0.45 的条件下，不同工况下环形燃气发生器的燃烧效率均在 80% 以上。在 5 种工况中，当局部流量按照工况 4 分配时，燃烧效率最高，为 83.94%。此时增大或减小某处的局部流量均会导致燃烧效率降低，这表明中心喷嘴和边区喷嘴流量的分布存在一个最合理的比值。在这个比值下，燃烧效率最高，此时无论增大还是减小比值均会导致空间利用率下降，燃烧不充分，导致燃烧效率降低。这是因为流量的变化必然导致切向孔喷射速度的变化，合理的速度和流量可以使推进剂之间掺混均匀，燃烧效率提高。

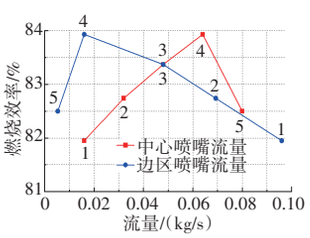


图 15　不同局部流量下环形燃气发生器燃烧效率分布

此外，燃烧效率与出口处的氧、煤油质量分数基本吻合。反应物的消耗与温度的升高说明放热量更多，因此燃烧效率更高。

2.2　不同局部混合比流场及性能分析

当 M_1=0.108 kg/s、M_2=0.144 kg/s、不同喷嘴混合比时，中心喷嘴和边区喷嘴处沿喷嘴中心轴线处的流向截面温度如图 16、17 所示。

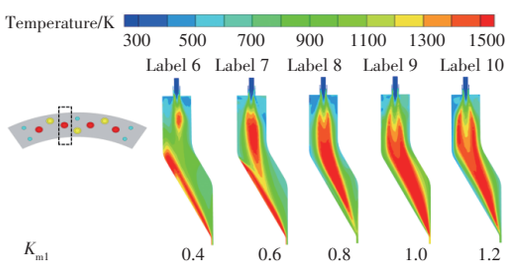


图 16　不同局部混合比下中心燃烧喷嘴处流向截面温度

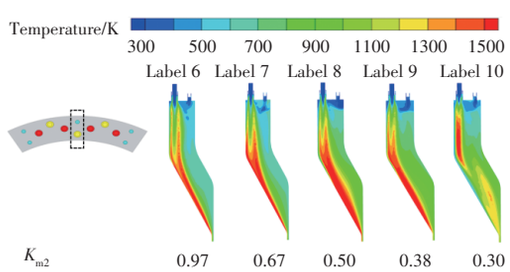


图 17　不同局部混合比下边区燃烧喷嘴处流向截面温度

在保证喷嘴流量不变的前提下增大燃烧喷嘴混合比，喷嘴下游的高温区沿流向逐渐增大（图 16）。这主要是因为，增大喷嘴混合比会增加氧质量分数，在全局混合比为富燃的条件下，氧质量分数越大，燃烧完全的时间越长，进而导致高温区越大；随着燃烧喷嘴混合比的增大，喷嘴下游“倒锥形”的低温射流区逐渐增大（图 16）。这同样是由于燃烧喷嘴氧质量分数增大，氧与燃气发生器内煤油蒸汽（或富燃燃气）的掺混时间变长，进而造成低温射流区沿流向变长。需要特别说明的是，在 K_{m1}=0.4、0.6 这 2 种工况，燃气发生器内壁面“斜坡段”附近存在高温区，这主要是由于与中心燃烧喷嘴毗邻的边区燃烧喷嘴在该工况下混合比相对较高，产生的高温区冲击内壁面“斜坡段”后沿周向扩散导致的。

随着边区燃烧喷嘴混合比的降低，喷嘴下游的高温区和“倒锥形”低温射流区逐渐减小（图 16）。对比

图 16、17 可见，在相近混合比下，边区燃烧喷嘴下游的高温区要比燃烧喷嘴下游的高温区长。这主要是由于边区燃烧喷嘴靠近壁面，相对燃烧喷嘴而言，边区燃烧喷嘴推进剂射流周围的燃料蒸汽（或富燃燃气）较少，因此推进剂中氧需要较长的滞留时间才能反应完全，因此相近混合比下边区燃烧喷嘴下游的高温区较中心燃烧喷嘴的高温区要长一些。

对比图 9～11 可知，与改变局部流量不同的是，增大局部混合比不但会导致流向高温区面积增大，轴向高温区面积也会显著增大。这与上文改变局部流量导致高温区变化有明显不同。这是因为仅仅改变局部流量会受到局部混合比的限制，而局部混合比是从化学平衡的角度上去影响燃烧性能。增大局部混合比不但会导致氧在腔体内停留时间变长，而且会导致一定空间内氧含量占比增大。因此局部体积湍流掺混更充分，导致高温区体积全方位扩大。

工况 9 距离喷嘴处不同轴向位置截面的温度如图 18 所示。对比图 11 可知，由于中心喷嘴处混合比的增大，高温区面积也全方位增大。这与图 16 和图 17 分析得出的结论一致。

当 M_1=0.108 kg/s、M_2=0.144 kg/s 时，5 种不同局部混合比下环形富燃燃气发生器距离喷注面不同轴向位置的平均总温变化曲线如图 19 所示。

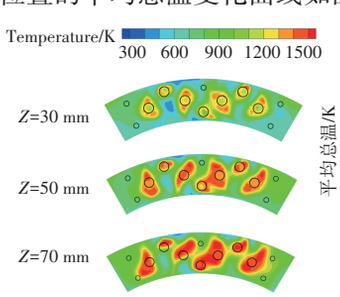


图 18 工况 9 距离喷嘴处不同轴向位置截面的温度

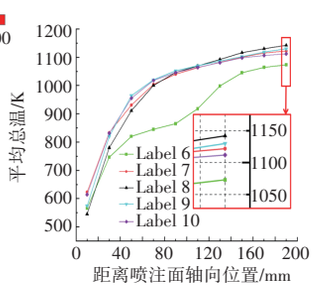


图 19 不同局部混合比下距离喷注面不同轴向位置平均总温分布曲线

对比图 12 可见，图 19 中工况 7~10 的温度分布曲线与图 12 的大体一致，在 0~70 mm 和 70~190 mm 处分别存在温度快速上升区和平缓区，这与推进剂质量分数及燃烧放热紧密相关，这里不再赘述。需要特别指出的是工况 6 存在 2 个平台区。在 0~30 mm，温度快速升高；在 30~100 mm，温度升高平缓；在 100~150 mm，温度升高速率变快；在 150 mm 以后温度平缓。之所以出现这种结果主要是与工况 6 中心燃烧喷嘴和边区燃烧喷嘴的混合比有关。对比图 16 和图 17 可见，在 0~30 mm，温度升高较快主要是由于中心燃烧喷嘴下游的高温区导致的。由于工况 6 中心燃烧喷嘴混合比较低，氧质量分数较低，从之前的分析本文得出喷嘴氧质量分数越低会导致氧喷注速度越慢。鉴于此，推进剂从喷嘴喷出后很快就开始发生剧烈燃烧反应，燃烧放热区域距离喷注器面板很近。相对而言，由于边区燃烧喷嘴的混合比较高，氧质量分数较高，与液氧气化所导致的推进剂平均流动速度较快，因此燃烧放热区域距离喷嘴相对较远在 100~150 mm。正是由于这个原因，在 100~150 mm 会出现第 2 个温度快速升高区。

当 M_1=0.108 kg/s、M_2=0.144 kg/s 时，不同单元喷嘴混合比下环形富燃燃气发生器距离喷注面不同轴向位置的煤油质量分数分布曲线如图 20 所示。从图中可见，相对于其他工况，当中心燃烧喷嘴的 K_{m1}=0.4（边区燃烧喷嘴 K_{m2}=0.97）时，煤油质量分数相对较高。由于中心燃烧喷嘴的个数高于边区燃烧喷嘴，因此从某种程度上讲，燃烧流场的一些关键参数主要受到中心燃烧喷嘴的影响。

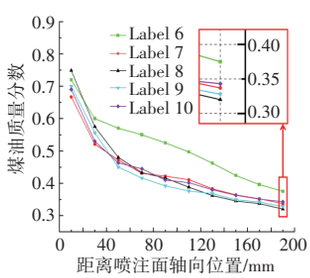


图 20 不同局部混合比下距离喷注面不同轴向位置煤油质量分数分布曲线

工况 6 中的中心燃烧喷嘴氧质量分数较低，煤油极度过富，导致从中心燃烧喷嘴喷出的煤油很大一部分参与燃烧反应，造成燃烧室出口煤油质量分数显著高于其他工况的。虽然在工况 6 边区燃烧喷嘴的混合比较高，但是由于受到内壁面的限制，边区喷嘴下游的高温区（或高温燃气）的影响区域有限，很难对中心燃烧喷嘴的极富燃烧状态进行改善。

当 M_1=0.108 kg/s、M_2=0.144 kg/s 时，不同单元喷嘴混合比下环形富燃燃气发生器距离喷注面不同轴向位置的氧质量分数分布曲线如图 21 所示。从图中可见，在 0~70 mm 不同工况氧质量分数分布相差不是太大，只有工况 6 稍高一些，这与煤油分布存在一定的差异。这主要是由于

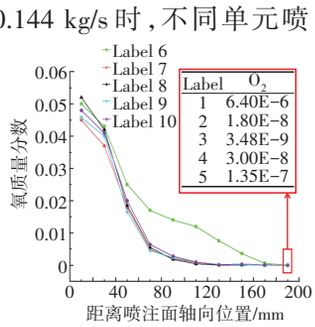


图 21 在不同局部混合比下距离喷注面不同轴向位置氧质量分数分布曲线

氧的活性较高，从喷嘴喷出后随即发生化学反应，造成氧质量分数下降较快。虽然工况 6 中心燃烧喷嘴混合比较高，此时大部分氧存在于边区燃烧喷嘴，中心燃烧喷嘴对边区燃烧喷嘴仅产生比较有限的影响。在 70~190 mm，工况 6 的氧质量分数下降程度显著变慢。受到燃气发生器内壁面“斜坡段”的影响（图 16），从边区燃烧喷嘴喷出的未完全反应的推进剂冲击到“斜坡段”后向周向扩散，进入到毗邻的中心燃烧喷嘴的影响区域。受到中心燃烧喷嘴低混合比的影响，从边区燃烧喷嘴扩散到中心燃烧喷嘴的区域推进剂的混合比降低，造成化学反应速率降低，氧质量分数降低速率减弱。随着氧在燃气发生器内停留时间的增大，到燃气发生器出口时，氧质量分数相差不大。

当 M_1=0.108 kg/s、M_2=0.144 kg/s 时，5 种不同单元喷嘴混合比下燃烧效率如图 22 所示。从图中可见，点线图中折线附近的数字代表工况 1 ~ 5，相同的数字代表相同工况下的不同局部混合比。

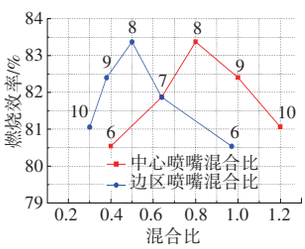


图 22　不同局部混合比下燃烧效率

在改变局部混合比的条件下，燃烧效率的最大值和最小值相差 3% 左右（图 22）。当中心喷嘴的混合比过大或者过小时，燃烧效率也随之下降，最低时为 79.81%。5 种工况中当中心喷嘴混合比为 0.8，边区喷嘴混合比为 0.5 时燃烧效率最高，为 83.37%，与煤油质量分数、氧质量分数和出口温度息息相关。

其中，中心燃烧喷嘴和边区燃烧喷嘴存在一个最佳的混合比 0.5。当低于这个混合比后，燃料过富，化学反应速率降低，氧化剂燃烧不充分，造成燃烧效率变低；混合比超过 0.5 后，一方面在富燃状态下提高混合比是有助于提高燃烧效率的，但另一方面混合比提高会造成推进剂液氧速度过快，进而导致燃烧反应区拖后，甚至延伸至燃气发生器出口，进而造成氧化剂燃烧不充分，燃烧效率降低。本文的结果表明第 2 种因素占据了主导作用。从这个角度来讲，氧化剂与燃料的混合速率是制约整个燃烧过程的关键因素。

在对局部流量和局部混合比进行验证的同时，发现当中心喷嘴的流量和混合比稍大时的燃烧效率要偏高于边区喷嘴稍大时的流量和混合比（图 22）。同时，对比局部流量也能得出，当中心喷嘴流量略高于边区喷嘴时，燃烧效率最高。这是因为本文中环形富燃燃气发生器的中心喷嘴数比边区喷嘴数多了 1 个，改变中心喷嘴的参数更能显著改变湍流掺混，导致燃烧效率提高。从环形富燃燃气发生器设计角度而言，这样会降低壁面温度，避免烧蚀损坏。

3　结论

（1）在保证喷嘴总混合比 0.45 不变的条件下，中心单元燃烧喷嘴流量由 0.036 kg/s 逐渐增大到 0.18 kg/s（或边区单元燃烧喷嘴流量由 0.272 kg/s 逐渐减小到 0.016 kg/s）时，喷嘴下游的高温区主要沿流向增长；在不同状态下，“倒锥形”低温射流区变化不大。

（2）在中心燃烧喷嘴混合比为 0.8，边区喷嘴混合比为 0.5 的条件下，当中心燃烧喷嘴混合比略高于边区燃烧喷嘴混合比时，燃烧效率达到极值 83.94%。

（3）在保持喷嘴总流量为 6.5 kg/s、中心单元燃烧喷嘴混合比由 0.4 逐渐增大到 1.2（或边区单元燃烧喷嘴混合比由 0.97 逐渐减小到 0.3）时，喷嘴下游的高温区主要沿流向和径向增长；“倒锥形”低温射流区随着燃烧喷嘴混合比的增大沿流向逐渐增大。

（4）在中心单元喷嘴流量为 0.108 kg/s、边区单元喷嘴流量为 0.144 kg/s 的条件下，当中心燃烧喷嘴流量略大于边区燃烧喷嘴时，燃烧效率达到极值 83.37%。

参考文献：

[1] Christensen K.Air turbo rocket/vehicle performance comparison[J].Journal of Propulsion and Power，1999，15(5)：706-712.

[2] Minato R，Mizobata K，Higashino K，et al. Characteristics of Bio-Ethanol fueled GG-cycle air turbo ramjet engine for supersonic UAV along flight trajectory[R].AIAA-2013-3873.

[3] 南向谊，刘轶，马元，等.空气涡轮火箭发动机热力过程及工作特性[J].空气动力学学报，2022，40(1)：181-189.
NAN Xiangyi，LIU Yi，MA Yuan，et al.Thermodynamic process and operating characteristics of air turbo rocket engine[J].Acta Aerodynamica Sinica，2022，40(1)：181-189.(in Chinese)

[4] Luo S，Xu D，Song J，et al.A review of regenerative cooling technologies for scramjets[J].Applied Thermal Engineering，2021，190：116754.

[5] Ulas A，Boysan E.Numerical analysis of regenerative cooling in liquid propellant rocket engines[J].Aerospace Science and Technology，2013，24(1)：187-197.

[6] 赵芳，任泽斌.燃气发生器应用综述[J].火箭推进，2019，45(3)：1-8.
ZHAO Fang，REN Zebin.Overview of application of combustion-gas generator[J].Journal of Rocket Propulsion，2019，45(3)：1-8.(in Chi-

nese)

[7] Foelsche R O, Keen J M, Solomon W C, et al. Nonequilibrium combustion model for fuel-rich gas generators[J]. Journal of Propulsion and Power, 1994, 10(4): 461-472.

[8] 康忠涛,李清廉,张新桥.基于V型槽的空气/煤油燃气发生器火焰稳定方法研究[J].推进技术,2013,34(9):1231-1239.
KANG Zhongtao, LI Qinglian, ZHANG Xinqiao. Stabilization of air/kerosene gas generator based on v-gutter[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(9): 1231-1239. (in Chinese)

[9] Zarlingo F. Airbreathing propulsion concepts for high speed tactical missiles[R]. AIAA-88-3070

[10] 纵苏.液氧/煤油燃气发生器的试验研究[J].推进技术,1994(4):58-61.
ZONG Su. Experimental investigation of a LOx/kerosene gas generator [J]. Journal of Propulsion Technology, 1994(4): 58-61. (in Chinese)

[11] 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.
ZHANG Feng, YAN Yu, WANG Yantao, et al. Experimental investigation on combustion in a fuel-rich GOx/kerosene gas generator[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(10): 1916-1921. (in Chinese)

[12] 康忠涛,李清廉,张新桥,等.两种空气/煤油燃气发生器富油燃烧组织方案对比[J].航空动力学报,2015,30(8):1997-2003.
KANG Zhongtao, LI Qinglian, ZHANG Xinqiao, et al. Experimental investigation on combustion in a fuel-rich GOx/kerosene gas generator comparison of two fuel-rich combustion schemes in air/kerosene gas generator[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(8): 1997-2003. (in Chinese)

[13] 钟战.燃气发生器点火与燃烧性能研究[D].长沙:国防科学技术大学,2008.
ZHONG Zhan. Research on the ignition and combustion performance of gas generator[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008. (in Chinese)

[14] 马列波,丰松江,冯伟,等.隔板喷嘴排列方式对推力室燃烧流场影响研究[J].火箭推进,2016,42(3):26-32.
MA Liebo, FENG Songjiang, FENG Wei, et al. Influence of baffle injection distribution on combustion fluid field in thrust chamber[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2016, 42(3): 26-32. (in Chinese)

[15] Son M, Koo J, Cho W K, et al. Conceptual design for a kerosene fuel-rich gas-generator of a turbopump-fed liquid rocket engine[J]. Journal of Thermal Science, 2012, 21: 428-434.

[16] Nickerson G, Johnson C. A soot prediction model for the TDK computer program[R]. AIAA-1992-3391.

[17] Guessab A, Aris A, Bounif A. Simulation of turbulent piloted methane non-premixed flame based on combination of finite-rate/eddy-dissipation model[J]. Mechanics, 2013, 19(6): 657-664.

[18] Li X, Chen Y, Wang P. Further development of eddy dissipation model for turbulent non-premixed combustion simulation[J]. Energies, 2023, 16(13): 5043.

[19] Franzelli B, Riber E, Sanjosé M, et al. A two-step chemical scheme for kerosene - air premixed flames[J]. Combustion and Flame, 2010, 157(7): 1364-1373.

[20] Choi J Y. A quasi global mechanism of kerosene combustion for propulsion applications[R]. AIAA-2011-5853.

[21] Zhang Y, Zhao Q, Hu B, et al. Effects of local mixing ratios and mass flow rates on combustion performance of the fuel-rich LO_X (liquid oxygen)/kerosene gas generator in the ATR (air turbo rocket) engine [J]. Aerospace, 2023, 10(6): 545.

(编辑:孙明霞)