HAN基单组元发动机均匀分配喷注器设计 及试验研究^{*}

刘川^{1,2},刘俊^{1,2},姚天亮^{1,2},林庆国^{1,2},孙德川³

(1. 上海空间推进研究所, 上海 201112;

2. 上海空间发动机工程技术研究中心, 上海 201112;

3. 大连理工大学 航空航天学院, 辽宁 大连 116024)

摘 要: 硝酸羟胺基 (简称 HAN) 推进剂要比肼类推进剂稳定,将相同质量的 HAN 基推进剂完全 分解,HAN 基推进剂所需的时间要比肼推进剂要长。为了增大推进剂与催化剂的初始接触面积,使推 进剂在催化床内均匀分布,开展了发动机喷注器的均匀分配方式研究。通过采用 VOF 模型对新型喷注 器结构的喷注过程和雾化效果进行数值仿真研究,为喷注器结构优化提供理论支持。同时通过三维 PDA (Phase Doppler Anemometry)测量系统,获得了两种喷注器结构雾化液滴空间上的密度分布、直径大小 以及轴向速度等对比情况。最后,通过地面热试车试验,对两种喷注器结构的发动机在脉冲温启动、稳 态工作性能及燃烧反应特性等方面进行了对比,带喷注芯体的喷注器结构在开机响应特性和燃烧性能方 面都更好。

关键词:HAN基发动机;均匀分配喷注器;数值仿真;雾化性能;热试车;燃烧性能 中图分类号:V434 文献标识码:A 文章编号:1001-4055 (2021) 07-1606-09 DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.200658

Design and Experimental Investigation on Uniform Distributed Injector in HAN-Based Monopropellant Thruster

LIU Chuan^{1,2}, LIU Jun^{1,2}, YAO Tian-liang^{1,2}, LIN Qing-guo^{1,2}, SUN De-chuan³

(1. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China;

2. Shanghai Engineering Research Center of Space Engine, Shanghai 201112, China;

3. School of Aeronautics and Astronautics, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

Abstract: Compared to hydrazine, Hydroxyl ammonium Nitrate (HAN) is more stable and takes longer to be completely decomposed. In order to improve the initial contact area between the propellant and the catalyst to make the propellant evenly distributed in the catalytic bed, the uniform distributed method of the injector is studied. The numerical simulation research on the injection process and atomization effect of the new injector structure has been carried out by using the Volume of Fluid (VOF) model, it provided theoretical support for the optimization of the injector structure. At the same time, the comparison of the density distribution, diameter and axial velocity of the atomized droplet in space of the two injector structures are detected by the three-dimensional

^{*} 收稿日期: 2020-08-30; 修订日期: 2020-11-16。

基金项目:"十三五"民用航天项目(D010507)。

通讯作者: 刘 川,硕士,高级工程师,研究领域为液体火箭发动机技术。E-mail: 282606455@qq.com

引用格式: 刘 川, 刘 俊, 姚天亮, 等. HAN 基单组元发动机均匀分配喷注器设计及试验研究[J]. 推进技术, 2021, 42 (7):1606-1614. (LIU Chuan, LIU Jun, YAO Tian-liang, et al. Design and Experimental Investigation on Uniform Distributed Injector in HAN-Based Monopropellant Thruster[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(7):1606-1614.)

phase Doppler Anemometry (PDA). Finally, through the hot fire test on the ground, the performance of the thruster with two types of injector structure under warm start pulse test, steady-state test and combustion reactivities have been compared, and it has concluded that the structure with injection core is better under starting response characteristics and combustion performance.

Key words: HAN-based thruster; Uniform distributed injector; Numerical simulation; Atomization characteristics; Hot fire test; Combustion performance

1 引 言

肼类液体推进剂目前广泛应用于航天器单组元 推进系统中,这类推进系统具有结构简单可靠的特 点,但是肼类推进剂具有很大的吸入致癌毒性,且易 燃易爆,在产品生产、试验及使用过程中,可能对操 作人员的生命健康造成危害、对环境造成污染,同时 还增加了生产、发射和使用维护的成本^[1]。硝酸羟胺 (HAN)基推进剂作为一种高性能、绿色环保、可贮存 的新型推进剂,是空间化学推进技术的一个新的研 究方向和发展趋势^[2-3]。

HAN 基推进剂主要由硝酸羟胺(Hydroxylammonium Nitrate,简称 HAN)、相容的燃料、添加剂和适量 的水组成^[4-6]。和肼类推进剂相比,HAN 基推进剂具 有无毒无污染、冰点低、密度高等特点,常压下不敏 感,贮存安全,无着火爆炸危险,可以显著改善单组 元推进系统的使用维护性^[1,3]。HAN 基推进剂由多 种物质组成,因此推进剂在点火和燃烧方面都相对 较难,这也限制了 HAN 基发动机的大范围应用^[7]。

目前对HAN基无毒单元发动机的研究主要集中 发动机结构设计、推进剂的催化分解研究和推进剂 性能实验研究方面上。上海空间推进研究所自20世 纪90年代就开展了中能无毒 HAN 发动机结构技术 的研究,研制的推力为1~400N,已形成了发动机型谱 化^[8-10]。Amrousse等^[11-12]对HAN 基推进剂的热分解 和燃烧进行了研究;刘建国等[13]采用差示扫描量热 分析法对质量分数90%以上的高浓度HAN水溶液的 热分解特性进行研究,并对其自加速分解温度和热 爆炸临界温度进行计算,最后通过密度泛函的方法 对HAN热分解的动力学和热力学进行了研究。王新 强等^[14]总结了国内外HAN 基绿色推进剂点火技术 的研究和应用情况,并提出采用电解方式能够显著 提高 HAN 推进剂的点火效率,是 HAN 基推进剂点火 技术的发展方向。孙得川等[15]对催化床进行拟均相 假设建立了推力室的流动与传热模型,并对硝酸羟 胺基推进剂单组元发动机进行了起动过程和稳态工 作过程的数值模拟。刘俊等[16]设计一种透明燃烧室 结构,并用高速摄像机记录 HAN 基推进剂经过透明 燃烧室内的催化剂的过程,对发动机内部催化燃烧 过程有了更清晰直观地认识。

本文的研究工作围绕 HAN 基单组元发动机的喷 注器结构设计展开,可以分为四个主要部分:首先, 对 HAN 基单组元发动机的工作原理和喷注器的均匀 分配结构设计进行了介绍;在第二部分中,针对两种 喷注器结构进行推进剂流动过程进行仿真研究,采 用 VOF 模型对这两种喷注器结构方案的喷注效果进 行对比分析,为方案优化提供理论支持;在第三部 分,通过三维 PDA 技术,测试两种喷注器结构的雾化 性能,并对喷注器雾化液滴空间上的密度分布、直径 大小以及轴向速度分布等方面进行了详细对比研 究。最后,通过热试车试验,对比研究了两种喷注器 结构发动机的启动性能和燃烧反应特性。

2 研究对象与模型仿真分析

2.1 研究对象

由于肼极易分解,常规单元发动机采用毛细管 后点焊金属网的莲蓬淋浴喷注雾化方式,这种结构 简单,加工方便,如图1(a)所示。但由于HAN推进剂 是由多种成分组成,相对于肼类推进剂,HAN基推进 剂分解起来要更加困难,大量推进剂进入催化床后 未及时分解,导致发动机的性能和寿命均较差。为 了让HAN基推进剂在催化床中的快速分解,需要对 单元发动机头部喷注器结构进行精细化设计。常规 双组元发动机喷注器中的喷注芯体结构,将两种不 同的推进剂按照指定的方向进行撞击雾化。为此, 在毛细管后增加喷注芯体结构,将推进剂引入不同 的方向,提高推进剂与催化剂的接触面积,从而提高 发动机的性能,具体如图1(b)所示。两种喷注器结 构实物如图2所示,从图中可以看出,常规点焊金属 网的喷注器结构简单,加工方便,而带喷注芯体的喷 注器结构的要更复杂,生产过程中的加工工艺更加 繁琐。

2.2 仿真模型与方法

在计算推进剂流动及喷注过程时,可以暂不考







(a) With metal mesh (b) With injection core Fig. 2 Picture of the two injectors

虑下游分解反应的影响,因此推进剂的流动过程可 以单纯用两相流模型来描述。两相流模型包括双流 体模型和颗粒轨道模型,对于推进剂在管道中的流 动以及喷嘴出口的流动,应采用双流体模型。由于 双流体模型中的VOF(Volume of Fluid)模型可以较好 地模拟气液界面的演化过程,所以本项目采用VOF 模型进行计算。VOF模型被用来求解气液两相流动 和自由液面流动。该方法通过引入流体体积分数函 数来表示混合流体的密度并通过界面重构方法跟踪 两种流体交界面的位置。以气液两相流动为例,采 用α表示液体或气体的体积分数,当某一控制体内的 体积分数0<α<1时,说明该控制体内存在气液分 界面,界面重构就是指如何确定该界面的具体形式。

VOF 模型的基本方程由物性方程、连续方程和动量方程组成。

(1) 物性方程

混合流体的物性由其中各相的体积分数决定, 一般采用体积分数加权平均的方式。例如推进剂流 动计算中只有气、液两相,那么混合流体的密度可表 示为

$$\rho = \alpha_{\rm g} \rho_{\rm g} + \alpha_{\rm l} \rho_{\rm l} \tag{1}$$

式中 ρ 为混合流体的密度; α_g , α_1 分别为气相和液相的体积分数,且 α_g + α_1 = 1; ρ_g , ρ_1 分别为两相流体各自的密度。

(2) 连续方程

混合流体连续方程的表达式如下

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\rho \mu \right) = R \tag{2}$$

式中µ为混合流体速度,R为源项,t为时间。

根据物性方程和连续方程,可以得到各相体积 分数的迁移方程

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\alpha_{q} \mu \right) = R \tag{3}$$

式中 α_q 为第q相的体积分数,R是由净相变引起的。在推进剂冷流计算中,R可忽略不计。

(3) 动量方程

混合流体的动量方程为

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_j) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_j} + \mu \frac{\partial}{\partial x_i} (\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i}) + \rho g_j$$
(4)

式中p为压力,u为速度,g为重力加速度,µ为黏 性系数,下标*i*,*j*分别为1,2,3,表示*x*,*y*,*z*方向。由于 表面张力的作用,在界面处有

$$\frac{\partial p}{\partial x_j} = -\sigma \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{1}{r}\right) \tag{5}$$

式中*σ*为表面张力系数,*r*为液面曲率半径,联立 上述两式得出混合流体分界面处的动量方程

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_j) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i u_j) = \sigma \frac{\partial}{\partial x_i} (\frac{1}{r}) + \mu \frac{\partial}{\partial x_i} (\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i}) + \rho g_j$$
(6)

数值计算采用 CFX 软件, 对推进剂的冷流流动

过程进行数值模拟。其中,流动控制方程采用有限体积法离散;压力项采用Body Force Weighted 方法离散;动量项采用Second-order Up Wind 格式离散;体积分数项采用Compressive 方法离散;压力速度耦合方程采用SIMPLEC方法求解。

2.3 喷注仿真结果及分析

对两种喷注器结构的仿真模型进行简化,第一 种喷注器结构仅仅只有毛细管,因此将单根毛细管 简化为1个直流式喷嘴;第二种喷注器结构是在毛细 管后增加喷注芯体结构,将单根毛细管改变成具有6 个直流喷嘴的分配方式,因此将单根毛细管简化为6 个直流式喷嘴。

为了比较两种喷注器方案流动均匀性的对比, 对推进剂经由这两种喷注器喷入催化床的扩散过程 进行了对比,选取距离喷注器面0.1mm位置截面上 的流强参数进行对比。由于6个喷嘴的出口流量 是逐渐上升的,所以选取2ms,5ms,8ms作为对比 时刻。

图 3 给出了距离喷注器面 0.1mm 处横截面上的 流强分布,从图中观察可知:①推进剂从单个喷嘴喷 出后,流强的峰值出现在喷嘴正对的位置,且随着时 间推移变化不大。②推进剂从6个喷嘴喷出后,由于



Fig. 3 Flow resistance distribution of cross section Z=0.1mm

流量逐渐增大,故流强峰值逐渐增高,但较单个喷嘴 的情况低很多。③6个喷嘴的流强分布较为均匀。 ④随着时间推移,两种方案所对应的流强的影响范 围都慢慢增大,表现为流强"山峰"底部逐渐变粗,6 个喷嘴的影响范围较大。

为了进一步对比两种方案,对Z=0.1mm截面上 的流强标准差和均匀性指数进行了对比。从表1中 可以看到:不同时刻单个喷嘴所对应的流强标准差 接近,都远大于6个喷嘴所对应的标准差,这说明单 个喷嘴的流强分布不均匀;而6个喷嘴结构的均匀性 指数大于单个喷嘴,且逐渐增大,说明6个喷嘴的影 响范围大于单个喷嘴,且逐渐充填所在截面。

推进剂进入催化床后会催化分解产生气体,使 得反应室内的压强升高,导致喷注压降降低。本文 同时对发动机的稳态点火过程进行了仿真计算,计 算中假设燃烧室压强为1.1MPa。图4给出了Z= 0.1mm 处截面的流强分布。背压为1.1MPa的条件 下,两种喷注方案的流强峰值都显著降低,但峰值出 现的位置以及流强的影响范围没有变化。1个喷嘴 结构时流强标准差为118.08,均匀性指数为0.049;而 6个喷嘴结构时流强标准差为38.56,均匀性指数为 0.176。可见在有背压时,6个喷嘴的流强仍比单个均 匀,且影响范围大。

上文利用数值仿真分析了冷流状态下推进剂通 过两种喷嘴方案喷出后的流动过程。分析结果表 明,采用喷注芯体后的6个喷嘴方案的流动均匀性较 好,且流阻要小于单个喷嘴的方案。但是由于增加

Injector time

了集液腔,所以喷注器出口的流量上升过程比采用 单个喷嘴的情况慢,约需要8ms可达到额定流量。

3 喷注器冷态流动试验

发动机的喷注器结构作为发动机中的关键部 件,雾化效果的好坏直接会影响发动机的工作性能, 而喷注器雾化过程中的流场是非线性和不确定性 的,且撞击后会形成无规则的不均质的流体,导致对 雾化流场的测量比较困难。

PDA技术是运用多普勒频移和多普勒相位差原 理进行速度和粒子直径测量的一种技术,与其它测 量技术相比,PDA技术对流场无干扰,能实时地监测 粒子在三维空间中的状态,可以获得雾化液滴数密 度、粒径分布、速度分布等流场细节信息,这对研究 喷注器的喷雾效果提供了强有力的测试手段。

3.1 试验系统与方法

5ms

采用丹麦 Dantec 公司的三维 PDA 测量系统对喷 注器的冷态液流喷雾情况进行试验研究。喷雾试验 系统包括液体供应系统、控制系统、激光器、光学透 镜设备、光信号接收设备等组成,试验系统如图5 所示。

在进行冷态试验时,通过阀门来调节经过喷注 器的去离子水流量为2.6g/s。选取距离喷注器出口 20mm,边长19mm的矩形区域作为PDA测试的测量 域。在测量域中,在矩形区域的两个方向维度上的 网格间隔为1mm,测量域总共有361个测量点。PDA 测试系统由步进电机驱动,此电机在三维方向上均

8ms

Number of spouts	1	6	1	6	1	6
Standard deviation of flow resistance	347.33	66.63	331.61	113.59	331.56	121.92
Uniformity index	0.039	0.091	0.060	0.164	0.066	0.178
3000			3000			
2500			€ 2500			
ی <u>ا</u> 2000			SE 2000			
1500			B 1500		4	
1000 T			xnu 1000 -		han I	
W 500			Sep 500			
3.53.0 25	,	3.5 4.0	3.53.0 25	A	3.5 4.0	
2.52.0 1.5 1.0	2.5	s.0	2.52.0	1.5 10.5	20 ^{2.5} 3.0	
	0.0 1.5	y		$v = 0.5_{0.0} 1.1$	5 9	

Table 1 Comparison of uniform paramater at different time(cross section Z=0.1mm)

2ms

(a) With metal mesh (b) With injection core Fig. 4 Fow resistance distribution of cross section Z=0.1mm(backpressure: 1.1MPa)



Fig. 5 Structure of the spraying experimental station

可移动,对测量域中的所有位置进行测量,这样整个 区域中的液滴数密度、液滴的平均直径、液滴的三维 速度等信息都可以获取。

3.2 冷态试验结果

本次冷态液流喷雾试验选取了两种不同喷注器 结构的头部进行流场测试,选取毛细管数量一致,一 种结构是对带金属网的喷注器结构的流场进行测 量,另一种结构是对带喷注芯体的喷注器结构的流 场进行测量。两种结构在额定流量下的喷注方式如 图6所示,从图中可以看出,带喷注芯体的喷注器结 构喷射出的射流范围区域更广,流场分布更均匀。

在进行冷态液流试验时,针对每个喷注器结构 进行多次测量,来保证试验数据的准确和可靠。两





 $(a) \ With \ metal \ mesh$

(b) With injection core

Fig. 6 Flow test of different injector

种喷注器结构在一次测量时间内的雾化液滴数密度 测量结果如图7所示。从图中可以看出,推进剂经过 毛细管从喷注器中喷射到金属网后撞击形成的液滴 数密度在测量域内主要集中在中央区域,这与液流 试验过程中液柱射流范围集中在中央区域是吻合 的。而带喷注芯体结构的喷注器在整个测量域内分 布更均匀。也就是说,对于带喷注芯体的喷注器下 游的催化床而言,推进剂在经历喷注芯体的均匀分 配后,与催化床内催化剂接触区域分布更均匀,反应 会平缓,对催化剂损伤小。

冷态流动试验中,雾化后液滴的直径大小可以 用来衡量喷注器的雾化效果。图8表示了两种不同 喷注器结构雾化后液滴的直径大小的分布情况,从 图中可以看出,液体工质经过毛细管结构后直接撞 击金属网进行雾化,液体工质直径尺寸较大的液滴 主要集中分布在中央区域。而带喷注芯体的喷注器 对液体工质进行雾化后,液体工质直径尺寸较大的 液滴主要集中分布在雾化后形成的主要分支当中, 这与图7中液滴数密度的测量结果分布是接近的。 同时,带喷注芯体的喷注器雾化后的液滴平均直径 (97.8μm)比带金属网雾化后液滴平均直径(130μm) 小,说明喷注芯体的雾化效果更好。

对液滴的轴向速度也进行了测试,从图9中可以 看到,带喷注芯体的喷注器结构雾化后的液滴平均 速度分布更均匀,轴向速度较大的区域,与液滴数密 度较为集中、以及液滴尺寸较大的区域也是大致重 合的。另外,对于带金属网式喷注器而言,雾化后液 滴轴向平均速度(3.0m/s)比带喷注芯体的喷注器结 构雾化后的液滴平均速度(2.41m/s)快,会使推进剂 在催化剂表面停留时间短,不利于推进剂与催化剂 的充分接触,有可能导致发动机的启动响应时间 变长。



Fig. 7 Comparison of counts density distribusion



Fig. 8 Comparison of droplets average diameter



Fig. 9 Comparison of droplets average axial velocity

通过 PDA 技术对两种喷注器结构进行液流喷雾 试验,获得了两种喷注器结构的雾化性能,得到了带 喷注芯体结构的喷注器雾化液滴空间上的密度分 布、直径大小以及轴向速度分布等。试验结果表明, 带喷注芯体的喷注器结构的雾化效果比常规带金属 网的喷注器结构要好。

4 发动机热试车试验

为了验证喷注芯体的喷注器结构比常规带金属 网的喷注器结构性能要好,对这两种喷注器结构的 发动机进行了地面试验考核。选取结构一致的身 部,装填同样的催化剂,针对金属网的喷注器结构和 带喷注芯体的喷注器结构的发动机进行了同样程序 的地面热试车考核。热试车过程中,对发动机的各 个参数进行实时监测记录,点火过程中的压力和温 度变化通过传感器实时记录,发动机的实时流量通 过小流程的质量流量计测量。其中,在发动机燃烧 室处焊接测压管嘴来进行压力的测量,温度测量采 用热电偶,测温位置分别设置在催化床前床、后床和 燃烧室中心位置处,发动机稳态工作的照片如图10 所示。



Fig. 10 Hot fire test on the ground

发动机在进行点火前,通过加热器对催化床进 行加热至350℃。热试车试验从脉冲模式的工作程 序开始,两种喷注器结构在脉冲温启动工况下的性 能和温度曲线如图11所示,发动机阀门的开启/关闭 模式为:ON/OFF=100ms/1000ms。从图中可以看到, 点火开始时的第一个压力脉动峰值略小于其他脉冲 周期的压力峰值,但基本接近燃烧室压力峰值,说明 预热温度为350℃已经满足推进剂和催化剂的匹配



Fig. 11 Comparison of hot fire test results under ON/OFF=100ms/1000ms operation mode

性启动要求。带金属网结构的发动机第一个脉冲室 压峰值0.8MPa,脉冲程序结束时,前床温度从350℃ 上升到560℃左右;带喷注芯体结构的发动机第一个 脉冲室压峰值为0.9MPa,脉冲程序结束时,前床温度 从350℃上升到625℃左右,说明带喷注芯体结构的 发动机内部燃烧特性更好,因此最高温度也会相应 会高些。

随后,对两种喷注器结构在相同入口压力下的 稳态 5s 的性能进行了对比,从图 12 中可以看出,无喷 注芯体结构的发动机在稳态启动时有明显的爬坡现 象,燃烧室室压大约经过116ms的时间才达到稳定室 压 80% 的水平,而带喷注芯体结构的发动机室压达 到稳定室压 $80\%(p_t80)$ 所需的时间仅仅为36ms,而 关机时燃烧室室压降低到稳定室压20%所需的时间 (p_t20)为267ms,这说明带喷注芯体结构的发动机 中从点火开始到催化燃烧反应建立的时间延迟更 低,推进剂雾化效果更好,进入催化床后被催化分解 得更快。两种结构关机时燃烧室室压降低到稳定室 压 20% 所需的时间(p_t20)分别为 267ms 和 156ms, 带喷注芯体结构的发动机关机响应性能也更快。两 种结构的稳态性能参数对比情况如表2所示,从表中 可以看出,带喷注芯体结构的发动机的燃烧效率也 更高。



Fig. 12 Hot fire test results under 5s steady operation mode

 Table 2
 Comparison of test results under 10s steady

 operation mode

A					
Parameters	With metal mesh	With injection core			
Inlet Pressure /MPa	1.396	1.387			
Chamber Pressure/MPa	0.923	0.917			
Flow rate/ (g/s)	2.097	1.986			
$p_{\rm c}$ _t80/ms	116	36			
$p_{\rm c}$ _t20/ms	267	156			
Combustion efficiency/%	81.7	85.7			

5 结 论

本文针对HAN基单组元发动机的喷注器结构, 从喷注器结构的喷注过程仿真、冷态流动试验和发 动机地面热试车试验三个方面开展了深入研究,得 到以下结论:

(1)采用双流体模型中的VOF模型对推进剂在 管道中的流动以及喷嘴出口的喷注过程进行仿真分析,计算得到了带喷注芯体的喷注器结构在流动均 匀性方面要优于带金属网的喷注器结构。

(2)在冷态的流动雾化性能研究中,从结果可知,带喷注芯体的喷注器结构喷射出的射流范围区 域更广,在整个测量域内的雾化液滴数密度分布,粒 径分布及速度分布等方面要更均匀,雾化效果更好。

(3)在发动机地面热试车试验中,对两种喷注器 结构的发动机在脉冲温启动、稳态工作性能和推进 剂的催化分解过程及燃烧反应特性等都有了深入理 解,得到了发动机内部燃烧特性和启动特性与喷注 器结构之间的关系,进一步验证了均匀分配方式的 喷注器结构对发动机的启动性能和燃烧反应特性有 直接的提升作用。

致 谢:感谢中科院上海有机化学研究所杨军课题组提供的 HAN 基推进剂;感谢国防科技大学李伟教授提供的催化剂;感谢"十三五"民用航天项目和上海空间发动

机工程技术研究中心开放基金的资助。

参考文献

- [1] William M M, Matthew C D. Recommended Figures of Merit for Green Monopropellants[C]. San Jose: The 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2013.
- Christopher H McLean. Green Propellant Infusion Mission (GPIM), Advancing the State of Propulsion System Safety and Performace [R]. AIAA 2016-0183.
- [3] Robert L S, Robert K M. Green Propulsion Advancement: Challenging the Maturity of Monopropellant Hydrazine [J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 30 (2): 265-276.
- [4] Meng Hua, Khare P, Risha G A, et al. Decomposition and Ignition of HAN-Based Monopropellants by Electrolysis[R]. AIAA 2009-451.
- [5] Shinji I, Yoshiki M. Development Status of a Hydrazine Alternative and Low Cost Thruster Using HAN/HN-Based Green Propellant [C]. Atlanta: The 2017 AIAA Propulsion and Energy Forum, 2017.
- [6] Christopher H M, William D D, John J, et al. Green Propellant Infusion Mission Program Development and Technology Maturation [C]. Cleveland: The 50th AIAA/ ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2014.
- [7] Katsumi T, Inoue T, Nakatsuka J, et al. HAN Based Green Propellant, Application, and Its Combustion Mechanism [J]. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 2012, 48(5): 536-543.

- [8] 刘 川,赵 峰,刘 俊. HAN基无毒单组元1N发动 机设计研究[J]. 上海航天, 2016, 33(4): 32-37.
- [9] 白梅杉,戴 佳,姚天亮,等. HAN基无毒单元发动 机常温启动技术研究[J]. 宇航总体技术, 2019, 3 (2): 36-43.
- [10] YAO Tian Liang, LIU Chuan, QIU Xin, et al. Feasibility Assessment of HAN-Based Thruster Used in the Monopropellant Propulsion System [C]. Jerusalem: 66th International Astronautical Congress, 2015.
- [11] Amrousse R, Katsumi T, Azuma N, et al. Hydroxylammoniumnitrate (HAN)-Based Green Propellant as Alternative Energy Resource for Potential Hydrazine Substitution: From Lab Scale to Pilot Plant Scale-Up[J]. Combustion and Flame, 2017, 176: 334-348.
- [12] Amrousse R, Hori K, Fetimi W, et al. HAN and ADN as Liquid Ionic Monopropellants: Thermal and Catalytic Decomposition Processes [J]. Applied Catalysis B: Environmental, 2012, 127: 121-128.
- [13] 刘建国,安振涛,张 倩,等.硝酸羟胺的热稳定性 评估及热分解机理研究[J].材料导报,2017,31(2): 145-152.
- [14] 王新强,邓康清,李洪旭,等.HAN 基绿色推进剂点 火技术研究进展[J].火箭推进,2017,43(2):72-76.
- [15] 孙得川,金东洙,于泽游.硝酸羟胺基单组元发动机
 起动过程数值模拟[J]. 兵器装备工程学报,2018,39
 (5):5-10.
- [16] 刘 俊,刘 川.无毒单元发动机催化燃烧过程可视 化试验研究[J].导弹与航天运载技术,2017,353
 (3):45-48.

(编辑:梅 瑛)