

硝酸羟胺发动机喷注器特种流量分配方法

白梅杉^{1,2}, 於希乔^{1,2}, 陆文杰¹, 姚天亮^{1,2}, 李 森¹, 韩 冲^{1,2}, 邱 鑫^{1,2}

(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)

摘要 硝酸羟胺(HAN)发动机如果采用传统肼类均匀分配喷注器,那么在靠近喷注器一段距离的催化床内,中心温度低于边缘温度,中心位置反应物转化率低于边缘位置,并且中心位置反应物质量分数高于边缘位置,该不均匀性将影响发动机工作寿命。针对 HAN 发动机喷注器采用传统设计方案容易使得催化床中心过载的问题,提出了一种“外密内疏”流量分配喷注器设计方法,并给出了该方法的设计理论。开展了基于传统喷注器结构和新型“外密内疏”喷注器结构的 60 N HAN 发动机热试车试验,对比结果表明,传统均匀分配喷注器的 60 N HAN 发动机工作 680 s 后发动机失效,而采用新型特种流量分配方案喷注器的发动机可较稳定地完成 1 200 s 长稳态工作。提出的新型喷注器设计方法为长寿命 HAN 发动机工程应用提供了参考。

关键词 无毒 HAN 发动机;喷注器;流量分配;设计理论;长寿命

中图分类号 V434.24 **文献标识码** A **文章编号** 1672-9374(2023)05-0099-08

Injector flow distribution method of a hydroxylamine nitrate thruster

BAI Meishan^{1,2}, YU Xiqiao^{1,2}, LU Wenjie¹, YAO Tianliang^{1,2}, LI Sen¹,
HAN Chong^{1,2}, QIU Xin^{1,2}

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

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

Abstract If the traditional hydrazine-type uniformly distributed injector was used in a hydroxylammonium nitrate (HAN) thruster, the temperature in the center of the catalyst bed near the injector is lower than the temperature on the edge, and the conversion rate of the reactants in the center is lower than that on the edge, and the reactant mass fraction in the center is higher than that on the edge, which will affect the operating life of the thruster. Aiming at the problem that the center of the catalyst bed is easy to overload by using the traditional scheme of the injector in the HAN thruster, a design method of the injector's flow distribution named “dense outside and sparse inside” was proposed, and the design theory of this method was given. Firing tests of a 60 N HAN thruster with a traditional injector and a new-type of injec-

收稿日期:2022-08-23;修回日期:2022-09-07

基金项目:国家自然科学基金(U21B2088);上海市优秀学术/技术带头人计划(22XD1422000)

作者简介:白梅杉(1986—),男,硕士,高级工程师,研究领域为液体火箭发动机设计。

通信作者:姚天亮(1985—),男,博士,研究员,研究领域为液体火箭发动机设计。

tor were carried out. The results show that the 60 N HAN thruster with the traditional uniformly distributed injector fails after working for 680 s, while the thruster with the new special flow distribution injector can work steadily for 1 200 s. The new injector design method provided a reference for the engineering applications of the long-life HAN thruster.

Key words non-toxic HAN thruster; injector; flow distribution; theory of design; long life-time

0 引言

肼及其衍生物被广泛地应用于航天单组元推进系统,但是肼类推进剂具有很强的毒性及吸入致癌性^[1]。为保障航天员、地面操作人员的健康,避免推进剂泄漏可能造成的环境污染,发展无毒推进技术取代肼类推进技术近年来已经成为一种趋势^[2-5]。HAN 基推进剂通常由硝酸羟胺、添加剂和水等组成^[6]。与肼类推进剂相比,HAN 基推进剂具有不致癌、毒性低和维护简便快捷等优势^[7-9]。

自 20 世纪 90 年代开始,国外对 HAN 发动机技术开展了大量研究^[10-11]。2004 年,美国空军实验室研究出了代号为 AF-M315E 的 HAN 基推进剂^[12]。2012 年,美国航空航天局对绿色推进飞行演示验证(GPIM)项目立项^[13-15],研制的 HAN 发动机及其推进系统于 2019 年搭载 SpaceX 公司猎鹰重型火箭完成发射工作。2017 年开始,俄罗斯的火炬设计局开展了 1 N HAN 发动机研究,完成了发动机地面和高空模拟热试车^[16]。日本空间研究机构研制了代号为 SHP163 的 HAN 基推进剂^[17-18],并且三菱重工研制的 1 N HAN 发动机已用于小卫星姿控推进系统^[19]。日本石川岛播磨重工业株式会社(IHI)宇航研究中心还运用 3D 打印技术研制了低成本的小型 HAN 发动机,后续也可能用于小卫星^[20]。

上海空间推进研究所自 1998 年开始开展 HAN 发动机研制工作,但当时发动机启动工作所需预热温度较高,最终未装备飞行。通过 20 多年的攻关,研制的 HAN 发动机先于美国、日本、俄罗斯和欧洲等国在国际上首次实现了飞行应用,并初步完成了 1~400 N 推力型谱的研制^[21-24]。其中,400 N 发动机是国内研制的最大推力无毒单组元发动机,2020 年为我国新一代载人飞船试验船返回舱精准返回提供了可靠动力,表明上海空间推进研究所初

步掌握了无毒单组元发动机推力放大设计技术;多种推力发动机基于我国新一代运载火箭辅助动力无毒化的需求开展了工程样机研制。

喷注器是单组元发动机中一个十分重要的元件,其设计状态影响了发动机的工作稳定性、效率和寿命等。单组元发动机喷注器主要有莲蓬式(淋浴式)喷注器、多孔材料喷注器和穿入式喷注器 3 种类型。其中,莲蓬式喷注器具有加工简单、成本低、适应范围广等特点,因此目前绝大部分单组元发动机均采用这种喷注方案^[25]。本文的研究对象也是莲蓬式喷注器。

传统单组元肼发动机内装填了自发型催化剂,液体推进剂接触催化剂后在非常短的时间和空间(热状态反应时间小于 10 ms,空间长度小于 5 mm)内完成催化反应生成高温气体。因此,常规肼发动机喷注器设计的一个重要准则是使推进剂喷入催化床的分布尽可能均匀。

一般而言,HAN 基推进剂的催化分解速率比肼更慢(达 1~2 个数量级),并且 HAN 基推进剂燃烧温度比肼更高^[26-27],所以 HAN 发动机工作一段时间后,催化剂效能进一步下降,使得两种推进剂在发动机内流动传热特性不同。因此,HAN 发动机需要根据自身特点设计相匹配的喷注器。

本文对 HAN 发动机工作过程中推进剂流动传热特性进行了分析,提出了与之相匹配的特种流量分配喷注器设计理论,并进行了发动机热试车对比试验验证与分析。

1 HAN 发动机结构及工作时催化床特性

HAN 发动机主要由阀门、喷注器、催化床、加热器和喷管等组成,其中喷注器包括集合器、支架、毛细管和喷注板等结构。HAN 发动机示意图如图 1 所示,喷注器具体结构如图 2 所示。

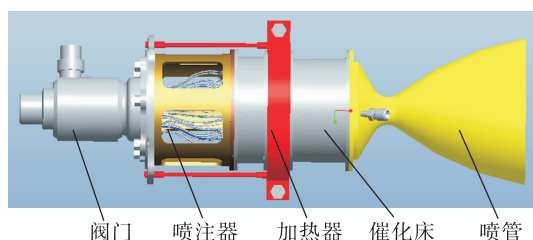


图 1 HAN 发动机结构示意图

Fig.1 Schematic diagram of the HAN thruster

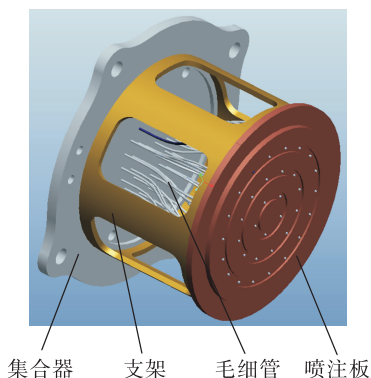


图 2 喷注器结构示意图

Fig.2 Schematic diagram of the injector

HAN 发动机工作时,单组元 HAN 基推进剂在挤压气体的作用下通过阀门进入喷注器,经喷注器多根毛细管的流量分配后进入预先加热的催化床,液体 HAN 基推进剂在催化床内发生相变、催化分解和催化燃烧等物理化学反应,产生的高温燃气从喷管高速排出,从而为航天器在空间提供飞行机动或姿态控制的推力或冲量。

推进剂喷入催化床前在喷注器内有一个经过多根毛细管的流量分配过程。毛细管出口端与喷注板通过钎焊固定连接,因此喷注板上与毛细管连接的小孔位置最终决定了推进剂进入催化床的几何分布。图 3 为传统单组元肼发动机喷注板上小孔分布典型示意图,目标是使推进剂分布均匀。

肼推进剂催化分解速率非常快,在发动机内,冷的液体推进剂从喷注器喷入催化床后会在非常短的时间和空间内完成催化反应生成高温气体。

HAN 基推进剂催化分解速率比肼慢得多,因此 HAN 基推进剂喷入发动机催化床后,将先以液体形

式在催化床内流动一小段距离,该过程推进剂温度升高并会发生相变等物理变化,当推进剂温度升高到一定程度后才会与催化剂发生剧烈的催化分解/燃烧反应生成高温气体。因此,HAN 发动机催化床内推进剂流动传热特性与肼发动机不同,而 HAN 发动机喷注器对推进剂的流量分配方案需根据 HAN 发动机催化床内推进剂流动传热特性进行优化设计。

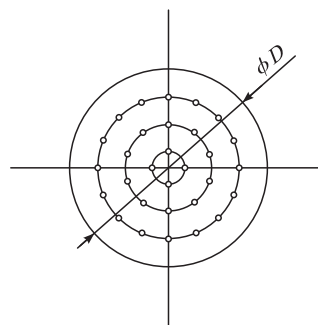


图 3 单组元肼发动机喷注板上小孔分布典型示意图

Fig.3 A typical schematic diagram of the small holes distribution in the injection plate of the monopropellant hydrazine thruster

本研究团队曾经对 60 N HAN 发动机催化床内流动传热特性进行了仿真计算研究^[26],HAN 发动机喷注器采用的是传统肼发动机喷注器设计方案,即均匀分配设计方案,仿真计算的发动机位置示意图如图 4 所示,典型结果如图 5 和图 6 所示。

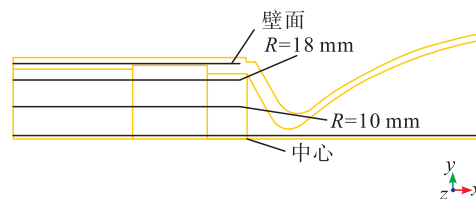


图 4 仿真计算的发动机位置示意图

Fig.4 Locations of the thruster used for numerical simulations

可以看出,靠近喷注板(图 5 和图 6 中 $x = 0\text{ mm}$ 处为喷注板与催化床接触的位置)的催化剂前床 ($x = 0 \sim 20\text{ mm}$),中心位置温度比边缘更低,反应物转化率中心位置比边缘更低,反应物质量分数中心

位置比边缘更高。这可能是由于 HAN 基推进剂喷入发动机催化床后,冷的液体推进剂在催化床内吸热升温以及发生相变等过程,使得催化剂前床温度大幅下降,然而催化剂前床壁面温度可通过催化剂后床壁面高温热返浸维持一个相对较高温度,因此中心温度比边缘更低;又由于温度越高,化学反应速率越快,因此反应物质量分数中心位置比边缘更高。

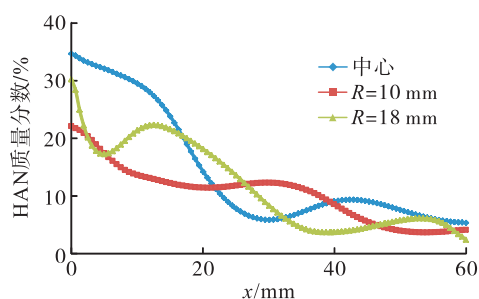


图 5 催化床内不同位置 HAN 质量分数分布

Fig. 5 HAN mass fraction distribution at different positions in the catalyst bed

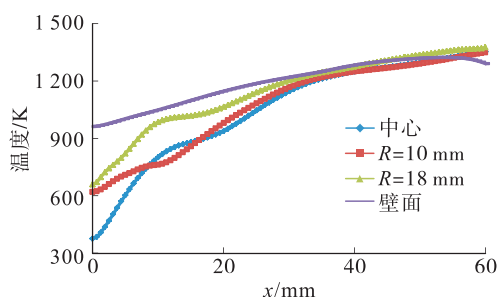


图 6 催化床内不同位置温度分布

Fig. 6 Temperature distribution at different positions in the catalyst bed

本研究团队近年研究发现,该现象不仅在 60 N HAN 发动机中出现,而且在其他推力如 5 N、25 N 和 150 N 等发动机上均存在类似现象。因此, HAN 发动机喷注器如果采用传统肼发动机均匀分配喷注器方案,那么催化床推进剂载荷反而更不均匀(中心载荷高、边缘载荷低),中心温度低,推进剂反应速率慢,而靠近发动机壁面的高温区又得不到充分利用,显然这对发动机工作寿命和稳定性不利。

针对 HAN 发动机工作特性,本文提出了一种

“外密内疏”的推进剂流量分配方案,即从边缘至中心,分配的推进剂流量逐渐减小,这样可以充分利用边缘处高温促进推进剂的分解反应,从而提高发动机工作寿命和稳定性。

2 HAN 发动机特种流量分配喷注器设计方法

如前文所述,喷注板上与毛细管连接的小孔位置最终决定了推进剂进入催化床的几何分布。因此, HAN 发动机喷注器流量分配设计就是对喷注板上小孔几何分布的设计。

喷注板上小孔几何分布示意图如图 7 所示,传统肼分解发动机为使推进剂分布均匀,则 $s_1 = s_2 = s_3 = \dots = t$, 其中 t 为分布在圆周上两喷注孔之间的距离, s_n 为第 n 圈与第 $n-1$ 圈 ($n=1$ 时,第 $n-1$ 圈为喷注器直径 D 的同心圆)之间的距离。不同圈孔之间的距离与每一圈两孔之间的距离相等。

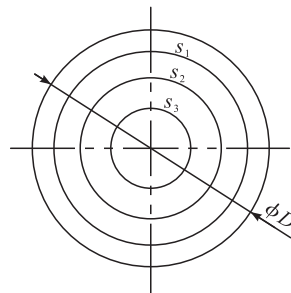


图 7 推进剂分布同心圆示意图

Fig. 7 Schematic diagram of concentric circles of propellant distribution

由前文分析可知,如果推进剂是均匀进入催化床,则对于 HAN 发动机而言,其催化床载荷分布不均匀且中心载荷比边缘更大,对发动机稳定工作和工作可靠性不利。为提高 HAN 发动机工作可靠性,需创新性设计一种“外密内疏”的推进剂流量分配方案。

设喷注器直径为 D , 喷管总数目 N , 从外至内, 喷管分布越来越稀疏, 即从外至内, 同心圆之间的距离逐渐增加, 各圈喷孔间距也逐渐增加, 定义第 n 圈喷孔间距为 t_n , 第 n 圈与第 $n-1$ 圈之间的距离为 s_n 。

为了保证局部均匀性,给定从外至内的第 n 圈喷孔间距等于第 n 圈与第 $n-1$ 圈($n=1$ 时,第 $n-1$ 圈为喷注器直径 D 的同心圆)之间的距离,则 $t_1 = s_1, t_2 = s_2, \dots, t_n = s_n$, 并且定义 s_1, s_2, \dots, s_n 之间的关系为 $s_1 = t_1, s_2 = t_2 = c_2 s_1, \dots, s_n = t_n = c_n s_1$ 。

一般地, $c_n \geq c_{n-1} \geq \dots \geq c_2 \geq c_1 = 1$, 则从外至内,第 1 圈至第 n 圈分布圆直径分别为

$$\begin{cases} D_1 = D - 2s_1 \\ D_2 = D - 2s_1 - 2s_2 = D - 2(1 + c_2)s_1 \\ \vdots \\ D_n = D - 2s_1 - 2s_2 - \dots - 2s_n \\ \quad = D - 2(1 + c_2 + \dots + c_n)s_1 \end{cases} \quad (1)$$

从外至内,第 1 圈至第 n 圈内喷孔间距分别为

$$\begin{cases} t_1 = s_1 = \frac{\pi D_1}{N_1} = \frac{D - 2s_1}{N_1} \pi \\ t_2 = s_2 = c_2 s_1 = \frac{\pi D_2}{N_2} = \frac{D - 2(1 + c_2)s_1}{N_2} \pi \\ \vdots \\ t_n = s_n = c_n s_1 = \frac{\pi D_n}{N_n} = \frac{D - 2(1 + c_2 + \dots + c_n)s_1}{N_n} \pi \end{cases} \quad (2)$$

推导可得

$$s_1 = \frac{\pi D + \frac{\pi D}{c_2} + \dots + \frac{\pi D}{c_n}}{N + \left[2\pi + \frac{2\pi(1 + c_2)}{c_2} + \dots + \frac{2\pi(1 + c_2 + \dots + c_n)}{c_n} \right]} \quad (3)$$

特别地,当 $c_1 = c_2 = \dots = c_n = 1$ 时,式(3)退化为式(4),即传统单组元肼分解发动机喷注器均匀分配的计算公式^[25]。

$$s_1 = \frac{n\pi D}{N + n^2\pi + n\pi} \quad (4)$$

由式(2)和式(3)可得

$$\begin{cases} N_1 = \frac{\pi(D - 2s_1)}{s_1} \\ N_2 = \frac{D - 2(1 + c_2)s_1}{s_2} \pi, s_2 = c_2 s_1 \\ \vdots \\ N_n = \frac{D - 2(1 + c_2 + \dots + c_n)s_1}{s_n} \pi, s_n = c_n s_1 \end{cases} \quad (5)$$

针对新型无毒单组元 HAN 发动机工作特性,上述内容给出了非均匀喷注方案设计的一般计算方法,即只要明确 c_1, c_2, \dots, c_n 的值或它们之间的关系,就可计算并设计出“外密内疏”喷注器结构。

一般地, c_n 的取值范围为 $1.0 \sim 1.5$ 。当 $c_n = 1.0$ 时,为传统均匀分布;当 $c_n > 1.5$ 时,流量分配将过于不均匀,此时同样会对发动机工作稳定性和寿命产生负面影响。具体取值可按推进剂在催化剂上的点滴反应时间来选取^[21]。点滴反应时间越短,则反应速率越快,设计就越可以与常规肼发动机均匀分配接近, c_n 取值就越接近 1;反之, c_n 取值就越接近 1.5。根据经验可得:当推进剂点滴反应时间不大于 60 ms 时,取 $c_n = 1$;当推进剂点滴反应时间不小于 500 ms 时, c_n 的最大值可取 1.5;当推进剂点滴反应时间为 250 ms 左右时, c_n 的最大值可取 1.25 左右。

目前研制的 HAN 基推进剂点滴反应时间一般为 200 ms 左右,因此 c_n 的最大值约 1.2。

3 发动机热试车对比试验验证

为验证本文提出的“外密内疏”喷注器方案的合理性,对采用传统肼发动机均匀分配方案喷注器的 60 N HAN 发动机和新型“外密内疏”特种流量分配方案喷注器的 60 N HAN 发动机进行了对比试验验证。

60 N HAN 发动机喷注器采用 35 根毛细管对推进剂进行分配,因此喷注板上对应有 35 个小孔。35 个小孔共分为 3 圈,对于传统均匀分配方案的喷注器,有

$$c_1 = c_2 = c_3 = 1 \quad (6)$$

对于“外密内疏”型喷注器,给定的非均匀参数为

$$\frac{c_3}{c_2} = \frac{c_2}{c_1} = 1.1 \quad (7)$$

即

$$c_1 = 1, c_2 = 1.1, c_3 = 1.21 \quad (8)$$

喷注器直径 $D = 42$ mm(与催化床内径相等),针对流量分配,两种喷注器中喷注板上的 35 个小孔均分成 3 圈,小孔分布的设计参数如表 1 所示,两种方案喷注板上小孔分布示意图如图 8 所示。

表 1 两种方案喷注板上小孔分布参数

Tab. 1 Distribution parameter of the small holes in the injection plate for two different schemes

分布类型	圈数	理论计算值				实际设计值			
		分布直径/ mm	孔个数	孔间距/ mm	与第 $n-1$ 圈 间距/mm	分布直径/ mm	孔个数	孔间距/ mm	与第 $n-1$ 圈 间距/mm
“外密内疏” 型分布	第 1 圈	31.76	19.48	5.12	5.12	32.00	20.00	5.03	5.00
	第 2 圈	20.49	11.42	5.63	5.63	20.50	11.00	5.85	5.75
	第 3 圈	8.09	4.10	6.20	6.20	8.00	4.00	6.28	6.25
传统均匀 分布	第 1 圈	31.11	17.95	5.44	5.44	31.00	18.00	5.41	5.50
	第 2 圈	20.22	11.67	5.44	5.44	20.00	12.00	5.24	5.50
	第 3 圈	9.33	5.38	5.44	5.44	9.00	5.00	5.65	5.50

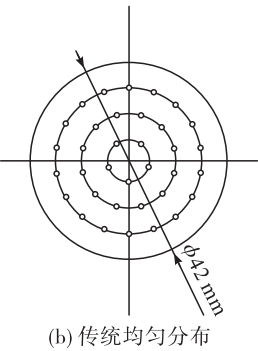
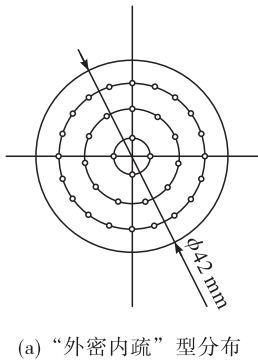


图 8 两种方案喷注板上小孔分布示意图

Fig. 8 Distribution diagram of the small holes in the injection plate of two different schemes

两发动机除喷注器流量分配方案不同外,其他条件均相同,如催化床结构和尺寸相同,使用的催化剂均为华东理工大学研制的 BH160 催化剂,并且热试车试验用的推进剂均为北京航天试验技术研究所研制的 SH113 推进剂,试车过程也相同。

在其他条件相同的情况下,两发动机长稳态工作性能如图 9 所示,可以得出以下结果。

1) 对于采用传统肼发动机均匀分配方案喷注

器的 60 N HAN 发动机,不能完成 1 200 s 稳态工作,并且在工作 680 s 之后,发动机室压几乎呈直线下降,则此时发动机失效,寿命终止。

2) 对于采用新型“外密内疏”特种流量分配方案喷注器的 60 N HAN 发动机,可较平稳地完成 1 200 s 稳态工作,并且工作结束时,发动机性能几乎没有下降,说明发动机稳态工作时间可达 1 200 s 甚至更长时间。

通过对比分析可以发现,HAN 发动机采用新型“外密内疏”特种流量分配方案喷注器,稳态工作寿命至少可提高 75 %。

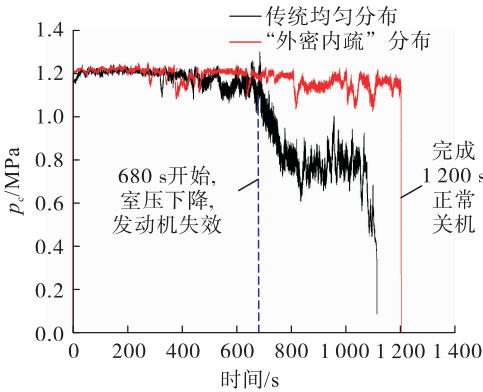


图 9 两种不同喷注器的 60 N HAN 发动机长稳态工作性能
Fig. 9 The long steady-state performance of the 60 N HAN thruster with two different injectors

4 结束语

HAN 基推进剂催化分解速率比肼慢 1 ~ 2 个数量级,其喷入发动机后先以液体形式在催化床内流

动一段距离,使得HAN发动机催化床内推进剂流动传热特性与肼发动机不同。

研究发现,如果喷注器借用传统均匀分配的设计方案,那么推进剂将在催化床中心载荷更高,反而使得发动机催化床载荷不均匀,并且中心温度低、反应速率低,而边缘的高温得不到充分利用,该结果显然影响发动机工作寿命和稳定性。针对HAN发动机喷注器采用传统设计方案容易引起催化床中心过载的问题,本文创新性地提出了一种“外密内疏”流量分配喷注器设计方法,并给出了该方法的设计理论。

为验证该设计方法的有效性,对采用传统肼发动机均匀分配方案喷注器的60 N HAN发动机和新型“外密内疏”特种流量分配方案喷注器的60 N HAN发动机进行了对比试验验证。结果表明,HAN发动机采用新型特种流量分配方案喷注器,可提高75%以上的稳态工作寿命,具有良好的工程应用前景。

参考文献

- [1] MARSHALL W M, DEANS M C. Recommended figures of merit for green monopropellants [C]//49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2013.
- [2] 萨顿,比布拉兹. 火箭发动机基础[M]. 谢侃,李世鹏,李军伟,等译. 北京:北京理工大学出版社,2019.
- [3] 布鲁诺,阿塞图拉. 先进的推进系统与技术:从现在到2020年[M]. 侯晓,吕耀辉,孟雅桃,等译. 北京:中国宇航出版社,2012.
- [4] KANG S, KWON S. Preparation and performance evaluation of platinum Barium hexaaluminate catalyst for green propellant hydroxylamine nitrate thrusters [J]. Materials, 2021, 14(11):2828.
- [5] 李文龙,李平,邹宇. 烃类推进剂航天动力技术进展与展望未来[J]. 宇航学报,2015,36(3):243-252.
- [6] SACKHEIM R L, MASSE R K. Green propulsion advancement: Challenging the maturity of monopropellant hydrazine [J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 30(2): 265-276.
- [7] IGARASHI S, YAMAMOTO K, FUKUCHI A B, et al. Development status of the 0.5 N class low-cost thruster for small satellite [C]//2018 Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2018.
- [8] MCLEAN C H. Green propellant infusion mission program development and technology maturation [C]//50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2014.
- [9] 方杰,王尊,严浩,等. 双模式离子液体推进剂真空条件催化点火特性[J]. 火箭推进,2022,48(5):1-8.
FANG J, WANG Z, YAN H, et al. Catalytic ignition characteristics of dual-mode ionic liquid propellant under vacuum condition [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2022, 48(5): 1-8.
- [10] MEINHARDT D, BREWSTER G, CHRISTOFFERSON S, et al. Development and testing of new, HAN-based monopropellants in small rocket thrusters [C]//34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1998.
- [11] MEINHARDT D, CHRISTOFFERSON S, WUCHERER E, et al. Performance and life testing of small HAN thrusters [C]//35th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1999.
- [12] 陈兴强,张志勇,滕奕刚,等. 可用于替代肼的2种绿色单组元液体推进剂HAN、ADN[J]. 化学推进剂与高分子材料,2011,9(4):63-66.
- [13] MASSE R, OVERLY J, ALLEN M, et al. A new state-of-the-art in AF-M315E thruster technologies [C]//48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2012.
- [14] DEININGER W. Implementation of the green propellant infusion mission (GPIM) on a ball aerospace BCP-100 spacecraft bus [C]//49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2013.
- [15] CAVENDER D P, MARSHALL W M, MAYNARD A. NASA green propulsion roadmap [C]//2018 Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2018.
- [16] GOZA D, NESTERENKO A. Investigation of the thermal catalytic thruster on HAN-based monopropellant [C]//53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2017.
- [17] NOBUHIKO T, TETSUYA M, KATSUMI F, et al. The “greening” of spacecraft reaction control systems [J]. Mitsubishi Heavy Industries Technical Review, 2011, 48(4):44-50.

- [18] TETSUYA M, KATSUMI F, NORIAKI O, et al. Development of green propellant reaction control system (GPRCS) for SERVIS-3 project[R]. IAC-13-C4. 3. 2.
- [19] AMROUSSE R, KATSUMI T, AZUMA N, et al. Hydroxylammonium nitrate (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.
- [20] IGARASHI S, MATSUURA Y. Development status of a hydrazine alternative and low-cost thruster using HAN-HN based green propellant[C]//53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2017.
- [21] NAGATA T, KUSHIKI K, KAJIWARA K, et al. The development of Japanese 20 N thruster valve for a spacecraft propulsion system[C]//57th International Astronautical Congress. Reston, Virginia: AIAA, 2006.
- [22] LIU J, LIU C, QIU X, et al. Towards satellite propulsion with HAN-based green monopropellants[R]. Sp2016-3124923.
- [23] GUO M L, YAO T L, LIN Q G. Experimental studies of the 150 N HAN-based monopropellant attitude control thruster[R]. IAC-15-C4. IP. 19. x43769.
- [24] 姚天亮, 郭曼丽, 戴佳, 等. 新型弹簧床结构的 HAN 基发动机技术[J]. 宇航学报, 2019, 40(4): 444-451.
- [25] 周汉申. 单组元液体火箭发动机设计与研究[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2009.
- [26] 於希乔. HAN 基单元发动机流动与传热性研究[M]. 上海: 上海航天技术研究院, 2018.
- [27] RONALD A S, ROBERT M, SCOTT K, et al. GPIM AF-M315E Propulsion System[C]//49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2013.