

双组元离心式喷注器 10 N 发动机偏工况试验

赵 婷^{1,2}, 刘昌国^{1,2}, 吴凌峰^{1,2}, 倪维根^{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:根据国内外同类发动机研制经验,双组元 10 N 发动机在入口压力为 0.8~2.2 MPa 范围内,入口压力偏差会使发动机真空比冲、燃气温度等性能产生较大变化。为了获得双组元离心式喷注器 10 N 发动机在落压推进系统要求的入口压力范围内性能,通过采用小流量喷雾试验台和 42 km 高模试验台,对偏工况条件下的冷态性能及热试性能进行试验研究。试验结果表明:该发动机额定入口压力 1.58 MPa 时真空比冲为 2 881 N·s/kg;当入口压力在 0.6~2.5 MPa 变化时,对应真空推力从 4.7 N 增加到 14 N,落压比为 3;入口压力 0.6 MPa 时真空比冲为 2 600 N·s/kg,入口压力 2.5 MPa 时真空比冲为 2 956 N·s/kg;入口压力在 0.6~2.5 MPa 试验范围内,发动机燃烧室壁温均低于材料许用温度,表明发动机热设计优良,可满足双组元落压推进系统对姿控发动机的性能需求。

关键词: 10 N 发动机;双组元离心式喷注器;偏工况

中图分类号:V434.3 文献标识码:A 文章编号:1672-9374(2020)01-0052-07

Experimental investigations on non-rated condition performance of a 10 N thruster with bi-centrifugal swirl injector

ZHAO Ting^{1,2}, LIU Changguo^{1,2}, WU Lingfeng^{1,2}, NI Weigen^{1,2}

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

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

Abstract: According to the development experience of 10 N bi-propellant thrusters at home and abroad, the range of inlet pressure is from 0.8 MPa to 2.2 MPa. The deviation of inlet pressure will cause great changes in thruster performance such as vacuum specific impulse and gas temperature. To investigate the performance of a 10 N bi-propellant thruster at different supply pressures from 0.8 MPa to 2.2 MPa, experiments were conducted on the discharge device with two-dimensional particle dynamic analyzer, as well as with the 42 km-high-altitude simulation test facility. It has successfully undergone all qualification tests recommended for bipropellant blowdown propulsion system. The results show that the 10 N bi-propellant thruster can fit the supply pressures from 0.6 MPa to 2.5 MPa, the nominal specific impulse of the thruster is greater than 2 881 N·s/kg when the inlet pressure is 1.58 MPa. When the inlet pressure

收稿日期:2019-07-03;修回日期:2019-10-11

基金项目:国家装备预先研究项目(30508040301)

作者简介:赵婷(1984—),女,高级工程师,研究领域为液体火箭发动机设计

changes from 0.6 MPa to 2.5 MPa, the corresponding vacuum thrust increases from 4.7 N to 14 N and the pressure drop-down ratio is 3. As inlet pressure increases, the specific impulse also increases, when the inlet pressure is 0.6 MPa, the vacuum specific impulse is 2 600 N · s/kg; and when the inlet pressure is 2.5 MPa, the vacuum specific impulse is 2 956 N · s/kg. Within the range, the combustion chamber temperature of the thruster is lower than the allowable temperature of the material, reflecting the excellent design of the thruster, which can meet the performance demands of bipropellant blowdown propulsion system for attitude control.

Keywords: 10 N thruster; bi-centrifugal swirl injector; non-rated condition

0 引言

针对某高轨卫星双组元落压推进系统任务需求,双组元离心式10 N发动机工作入口压力范围为0.8~2.2 MPa。根据国内外同类发动机研制经验,由于发动机入口压力和混合比变化范围大,可能在高工况时因温度过高,材料耐热裕度不足导致可靠性下降;在低工况时头部流阻偏低,可能会与供给系统产生低频共振,此外低流阻引起的雾化程度不足也可能导致推力输出不稳定^[1-8]。即10 N发动机使用工况的偏差会使发动机真空比冲、混合比、燃烧室壁温等产生较大变化。为了获得10 N发动机在系统入口压力范围内的偏工况工作性能,开展10 N发动机偏工况试验研究。

本文通过采用专用小流量喷雾试验台和42 km高空模拟试验台,对10 N发动机偏工况条件下的冷态性能及热试性能进行试验研究。研究表明,该型发动机可以满足较宽的入口压力工况,额定工况下发动机真空比冲为2 881 N · s/kg,入口压力为0.6~2.5 MPa下,发动机累计工作61.8万次,累计工作时间32.7 h,发动机性能及寿命均完全覆盖使用要求。

1 国内外同类产品偏工况试验情况

欧洲EADS公司经过改性设计的10 N发动机(S10-18型),采用离心式喷注器,可在恒压下或落压下用于长程稳态工作和脉冲模式工作。推进剂为N₂O₄、MON-1或MON-3/MMH,推力范围6.0~12.5 N、在额定推力10 N、混合比1.65时,真空比冲为2 844 N · s/kg,当推力增加时,真空比冲也增加(真空推力12.5 N时,真空比冲达到了2 942 N · s/kg),该发

动机鉴定试验时单次最长点火时间15 h,累计点火时间70 h,脉冲工作100万次^[1]。

英国Atlantic Research Coporation(ARC)用于卫星位置保持的22 N发动机(LEROS 20),采用无涂层的Pt/Rh合金,为了改善稳态和脉冲工作性能,专门设计了喷注器,推进剂选用MON-3/MMH组合,发动机额定流量7.8 g/s,额定混合比1.65,燃烧室压力0.888 MPa,稳态比冲2 903 N · s/kg;室压1.5 MPa下,推力27 N,比冲达2 962 N · s/kg。发动机可适用于混合比1.0~2.1、供应压力0.96~2.76 MPa的偏工况^[6,9]。

印度宇航研究组织的液体推进系统中心(LPSC of ISRO)研制的10 N双组元发动机,采用MON-3/MMH为推进剂,离心式喷嘴结构,混合比1.65,额定工况真空比冲2 844 N · s/kg。随着入口压力的增加,雾化质量更好,真空比冲也增加。真空推力从7~11 N时,真空比冲增加近147 N · s/kg^[2]。

美国Marquardt公司研制的R-53 8.9 N发动机推进剂为N₂O₄/MMH,1对直流互击式喷嘴和液膜辐射冷却身部,边区冷却流量20%,身部为C103铝合金及硅化物涂层,试验中在1 500 °C工作温度下,真空比冲2 893 N · s/kg,偏工况适应真空推力范围为8.5~9.3 N^[3]。

北京控制工程研究所研制的10 N双组元发动机采用的推进剂为MON-1/MMH,额定工况下真空比冲2 844 N · s/kg,入口压力适用0.9~2.0 MPa,对应真空推力8~12 N^[10]。

2 10 N发动机设计方案

10 N发动机由推力室和两只推进剂控制阀通过紧固件、密封件连接组成,产品外形图1所示。



图 1 双组元离心式喷注器 10 N 发动机外形

Fig. 1 Profile of a 10 N bipropellant thruster

推力室由切向进口离心式喷注器头部和单壁辐射冷却身部组成。推力室身部由铝合金基体喷涂并熔渗“056”高温抗氧化涂层,身部的扩张段采用 Rao 氏喷管型面,喷管面积比为 100,整个身部整体加工,避免了由于焊接造成变形对推力矢量的影响。推进剂控制阀采用独立作动式双阀座双密封方案,即阀腔内采用两套独立的阀芯阀座,构成两道串联的密封副,保证了长期在轨密封可靠性。发动机推进剂为 MON-1/MMH,额定入口压力 1.58 MPa、额定混合比 1.65、额定真空推力 10 N,额定工况真空比冲优于 $2\,881\text{ N}\cdot\text{s}/\text{kg}^{[11]}$,可以适应入口压力工况变化范围为 0.6~2.5 MPa。

离心式喷注器性能直接影响 10 N 发动机性能^[12-14],通过采用一组双组元外混合离心式喷嘴,氧化剂和燃料在燃烧室壁面附近混合燃烧,突出优点是具有两层象伞一样的液体推进剂保护膜,有效防止燃烧火焰的辐射、传导和燃气回流,从而保护喷注器面^[15]。

3 试验研究方案

3.1 冷流试验

通过专用小流量喷雾试验台进行发动机头部的雾化性能冷流试验。试验台组成示意图如图 2 所示,包括模拟氧化剂和燃料供应系统、流量和压降测试系统、喷雾粒径测试系统和集水系统等部分组成。模拟氧化剂和燃料供应系统采用高纯氮气对去离子水增压后供应;流量和压降测试系统测量不同推力工况对应的流量条件下的模拟液通过发动

机头部的压降,并通过摄像机获得喷雾锥角,从而得到不同流量下的头部压降及喷雾锥角;喷雾粒径测试系统中光学测量装置为相位多普勒粒子分析仪(PDA),主要包括激光发生器、接收器、信号处理系统、坐标架及控制器等几个部分,根据粒子通过激光光束时产生的多普勒效应实现测粒径^[16-17]。

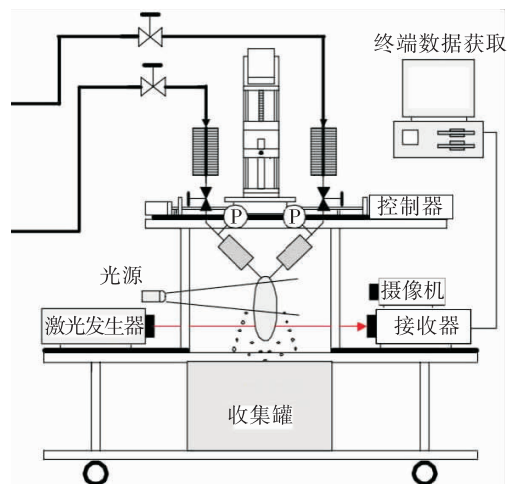


图 2 冷流实验台组成示意图

Fig. 2 Sketchmap of cold flow test facility

试验台供应管路由不锈钢制成,在与产品连接管路入口均设置过滤器,氧化剂路和燃料路在同一系统进行试验,流量的测量精度优于 0.5%,压强的测量精度优于 0.2%。测定头部氧化剂路和燃料路各工况对应水当量的压降、喷雾扇完整情况、漩流稳定情况及喷雾锥角、喷雾粒径分布等。

此外,对于发动机状态节流孔板调定后,进行发动机落压工况下的冷流试验,以获得发动机的混合比随入口压力变化情况。

3.2 高模试验

高空模拟热试验在 42 km 高空模拟试车台上进行,采用 10 N 稳态推力架,推力轴线方向垂直向下。高模试车程序主要包括额定工况及偏工况稳态、脉冲性能程序。并针对在轨长寿命工作要求,进行了脉冲可靠性试车和长程可靠性试车。

发动机的主要测量参数有:真空推力(F_v)、氧化剂流量(q_{mo})、燃料流量(q_{mf})、燃烧室压强(p_c)、氧化剂进口压强(p_{io})、燃料进口压强(p_{if})。推力室高温区为身部圆柱段和喉部,安装两个红外温度测点 T_t 、 T_b ,头身焊缝处温度用四个均布的热电偶测试。其中,推力单位为 N,流量单位为 g/s,压强单位

为 MPa,温度测量单位为 $^{\circ}\text{C}$ 。

4 试验结果

4.1 冷流试验

4.1.1 头部喷注器冷试

喷雾边界上最大体积通量所在点和喷嘴出口连线的夹角即为喷雾锥角,在试验压力范围内,推进剂单路工作及两路同时工作时均能保证喷雾扇完整、漩流稳定;喷注器在推力工况偏低的条件下,喷雾锥角更小,随着推力工况增加,冷试测得的喷嘴压降和喷雾锥角相应增大。典型喷雾锥角测试照片如图 3 所示。

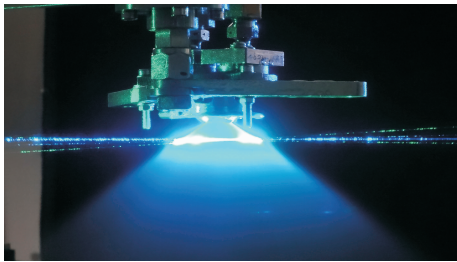


图 3 10 N 发动机头部典型工况喷雾锥角
Fig. 3 Typical spray cone angle of a 10 N thruster

采用 PDA 测量空间中某一处液滴时,得到的信息是基于通过测量体的液滴的统计平均,给出的粒径、速度和粒度分布并不代表整个喷雾的特性,需要进行相应的转换。选用 SMD 索太尔平均直径 d_{32} 来评价液滴直径^[18],即按保证真实液雾的总表面积和总质量不变的原则求出的平均直径,其计算公式为 $d_{32} = \sum N_i d_i^3 / \sum N_i d_i^2$ 。图 4 给出了 10 N 发动机头部喷注器在不同推力工况对应的流量下距离喷注面 15 mm 处喷雾液滴 SMD 沿径向分布的对比。

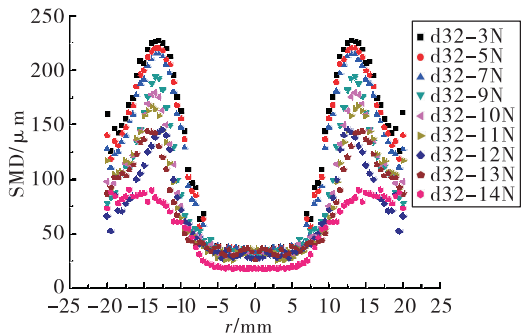


图 4 10 N 发动机头部喷注器在不同推力工况对应的流量下液雾 SMD 沿径向分布
Fig. 4 Radial distribution of SMD of a 10 N thruster at different thrust conditions

由图 4 可见,在喷注器中心轴线附近喷雾液滴的 SMD 都很小,并沿径向尺寸的增加而增加,在喷雾锥边缘处达到最大,然后减小。随着推力工况增加,喷雾液滴的 SMD 明显减小,雾化质量更好。

4.1.2 发动机冷试

10 N 发动机分别对每路入口压力为 2.537 ~ 0.560 MPa 下的流量值和混合比进行了测试,试验时氧化剂和燃料两路入口压力保持一致,测试结果如表 1 所示。

表 1 10 N 发动机落压冷试数据
Tab. 1 Cold test data of a 10 N thruster down pressure

压降/ MPa	室压/ MPa	入口压力/ MPa	计算推力/ N	混合比
1.40	1.137	2.537	13.7	1.648
1.30	1.079	2.382	13.0	1.648
1.20	1.049	2.249	12.6	1.649
1.10	1.016	2.116	12.2	1.664
0.90	0.909	1.812	11.0	1.664
0.75	0.829	1.578	10.0	1.656
0.60	0.748	1.352	9.0	1.650
0.40	0.615	1.014	7.4	1.638
0.20	0.442	0.643	5.3	1.626
0.17	0.390	0.560	4.7	1.628

由表 1 可见,当入口压力从 2.537 MPa 落压工作至 0.560 MPa 时,混合比呈现先增大后逐渐减小的趋势,入口压力 2.537 MPa 时混合比为 1.648,入口压力在 2.116 MPa 时对应的混合比最大为 1.664,入口压力在 0.643 MPa 时对应混合比最小为 1.626,入口压力在额定 1.578 下,混合比为 1.656;该变化趋势与喷嘴的流量特性规律一致,可以满足 0.8 ~ 2.2 MPa 入口压力全过程平均混合比在 1.65 ± 0.05 范围内。

4.2 高模试车

4.2.1 试车工况

高模试车主要针对氧燃两路入口压力同步从 0.6 MPa 逐步增加至 2.5 MPa,此时相应的真空推力从 4.7 N 逐步增大至 14 N,混合比稳定在约 1.65。此外,试验过程通过对氧燃两路入口压力不同步拉偏,获得了真空推力分别在 4.7 N,10 N,14 N 时,混合比为 1.2 和 2.1 的双偏工况下的性能。实测入口

压力、混合比和真空推力的包络范围如图5所示。

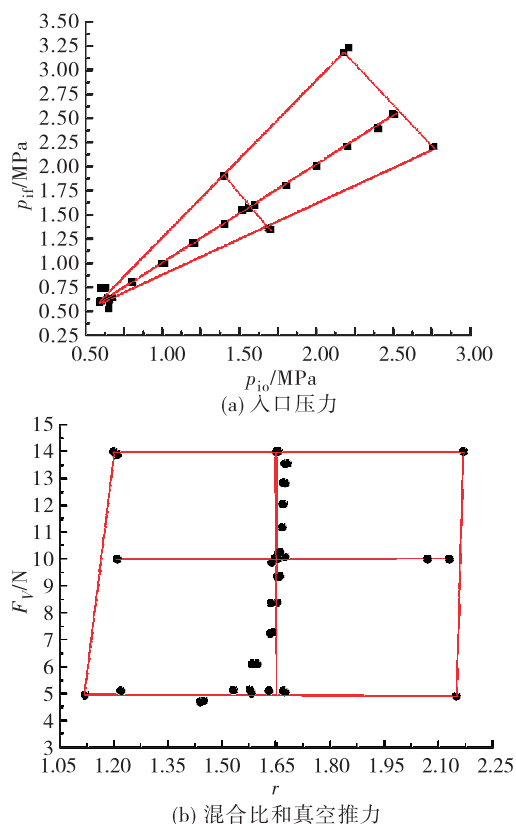


图5 试验工况包络范围

Fig. 5 Envelope range of test conditions

4.2.2 比冲性能

随着入口压力的提高,发动机真空推力随之增大,由入口压力 0.6 MPa 下的 4.7 N 增加到入口压力 2.5 MPa 下的 14 N。不同入口压力下真空推力实测数据如图6所示,可见真空推力随入口压力基本呈线性变化,拟合公式为 $F_v = 2.236\ 65 + 4.860\ 42 \times p_{io}$ (相关系数 $R=0.991\ 32$)。

发动机真空比冲也随着入口压力的提高而增大,由入口压力 0.6 MPa 下 4.7 N 对应的约 $2\ 600\ \text{N} \cdot \text{s}/\text{kg}$ 增加到入口压力 2.5 MPa 下 14 N 对应的约 $2\ 956\ \text{N} \cdot \text{s}/\text{kg}$ 。不同入口压力下稳态真空比冲 I_{sv} 实测数据如图7所示,可见真空比冲随入口压力基本呈对数形态变化,拟合公式为 $I_{sv} = 2\ 873.529\ 2 + 125.937\ 2 \times \ln(p_{io} - 0.480\ 28)$ (相关系数 $R = 0.990\ 03$)。结合冷流试验结果分析认为,随着入口压力的提高,液雾粒径更小、更均匀,即液滴雾化质量更好,燃烧更充分,从而真空比冲也随之显著增加。

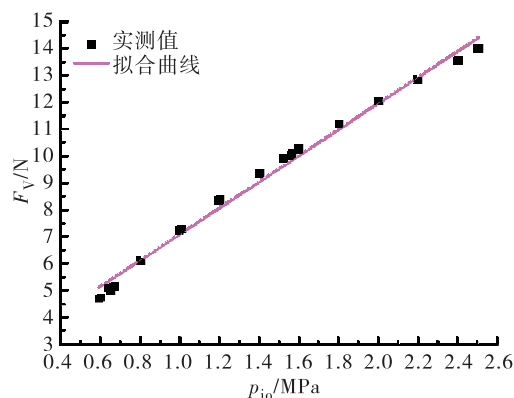


图6 真空推力随入口压力的变化

Fig. 6 Variation of vacuum thrust with inlet pressure

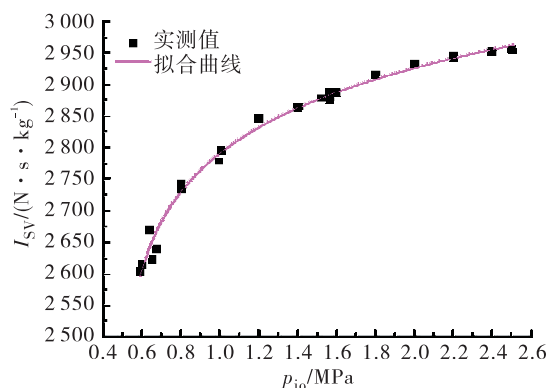


图7 真空比冲随入口压力的变化

Fig. 7 Variation of vacuum specific impulse with inlet pressure

发动机额定入口压力下,混合比为 1.656;落压试车过程中,两路入口压力同步变化,10 N 发动机混合比随入口压力变化情况如图8所示。

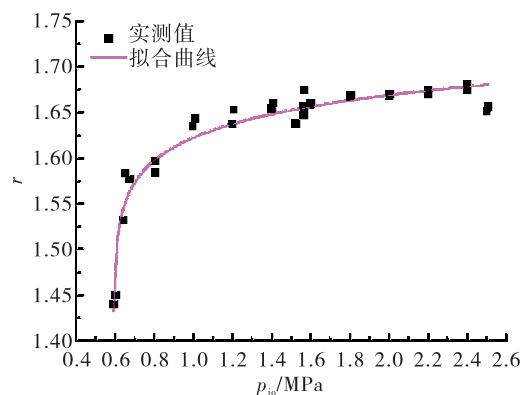


图8 混合比随入口压力的变化

Fig. 8 Variation of mixing ratio with inlet pressure

试验数据表明,当落压工作时,混合比先缓慢减小后急剧下降,入口压力2.5~1.0 MPa,混合比为1.67~1.63;入口压力1.0~0.6 MPa,混合比为1.63~1.44。对比冷流数据可见,热试车过程中在较低入口压力下混合比变化比冷试结果减小更多,初步认为此现象与推进剂低压下的密度、黏性等物理性质与水存在一定差异,同时低压下离心式喷嘴两路的推进剂流速均较低,且流动状态处于低雷诺数下流量系数急剧变化区间相关,具体差异产生的量化机理分析尚需进一步开展研究。

4.2.3 温度特性

发动机燃烧室壁温随着入口压力的增大而增大,由0.6 MPa入口压力下4.7 N对应的低于800℃增加到2.5 MPa入口压力下14 N对应的约1 275℃。不同推力工况下的稳态性能程序中燃烧室壁温测试结果如图9所示。

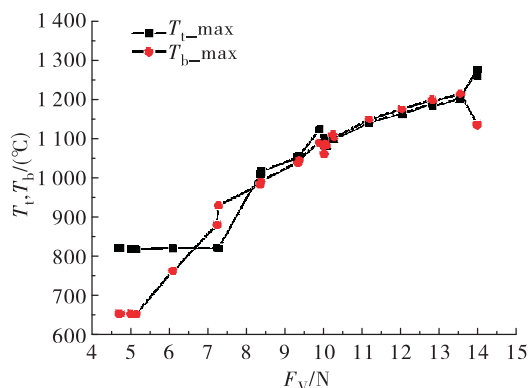


图9 燃烧室壁温随真空推力的变化

Fig. 9 Variation of combustor wall temperature with vacuum thrust

4.2.4 工作可靠性

发动机两路入口压力相同,依次在2.2 MPa, 2.0 MPa, 1.8 MPa, 1.7 MPa, 1.6 MPa, 1.5 MPa, 1.4 MPa, 1.2 MPa, 1.0 MPa, 0.8 MPa及0.6 MPa等11个不同入口压力工况下各进行50 000次脉冲及10 000 s长稳态程序的偏工况工作可靠性考核热试车。

在考核的各工况下10 000 s长稳态程序工作过程中,入口压力2.2 MPa时发动机燃烧室壁温最高,该工况下点火全程壁温曲线见图10,喉部壁温约1 200℃,身部壁温约1 100℃。

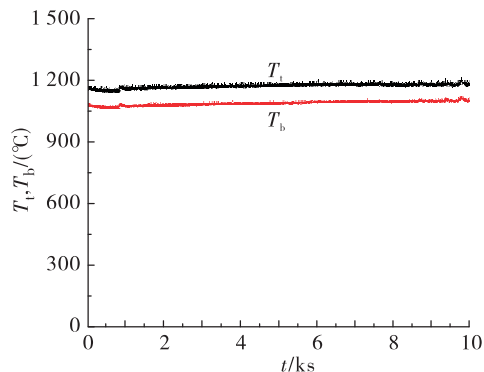


图10 入口压力2.2 MPa长程工作燃烧室壁温曲线

Fig. 10 Combustor wall temperature under long-time operation with inlet pressure of 2.2 MPa

试验结果表明,各偏工况长稳态程序工作过程中,发动机燃烧室壁温均得到了有效控制,远低于当前成熟钎合金材料抗高温氧化涂层长寿命许用温度(1 450℃)^[19-20]。最终10 N发动机顺利完成了61.8万次脉冲和累计32.7 h稳态程序,表明该发动机具有较好的在轨长寿命工作特性。

5 结论

通过采用专用小流量喷雾试验台和42 km高空模拟试验台,对10 N发动机偏工况条件下的冷态性能、热试性能及工作可靠性进行试验研究,结论如下:

1) 10 N发动机具有较大的落压工作能力,入口压力从2.5 MPa到0.6 MPa,对应真空推力从14 N到4.7 N,落压比达到3。

2) 在试验入口压力范围内,随着入口压力的增大发动机真空比冲也增大,由入口压力0.6 MPa下2 600 N·s/kg增加到入口压力2.5 MPa下2 956 N·s/kg, 1.58 MPa额定入口压力下真空比冲2 881 N·s/kg以上,达到国际上同类发动机的比冲性能水平。

3) 发动机偏工况条件下燃烧室壁温控制在远低于燃烧室材料许用温度范围内,发动机工作可靠性高,可满足双组元落压推进系统对姿控发动机的性能和寿命需求。

参考文献:

[1] SCHULTE G, GOTZIG U, HORCH A, et al. Further im-

- provements and qualification status of astrum's 10 N bipropellant thruster family[R]. AIAA 2003-4776.
- [2] BALAN C G. Development of a 10 N liquid bipropellant thruster for geostationary spacecraft programme of Indian Space Research Organisation[R]. AIAA 2009-5529.
- [3] MARQUARDT K. Mars flyer rocket propulsion risk assessment[R]. NASA CR 2001-210710.
- [4] GORDON A. TRW pintle engine heritage and performance characteristics[R]. AIAA 2000-3871.
- [5] RICHARD J. Results from tests on a 10 N thruster using low temperature (-40°C) propellants [R]. AIAA 2001-3254.
- [6] WOOD R S. Development of a low cost 22 N bipropellant thruster[R]. AIAA 1990-2056.
- [7] WILLIS W D. The SDO propulsion subsystem[R]. AIAA 2012-4329.
- [8] 杨俊, 何永英, 连仁志, 等. 双组元落压推进系统应用现状及关键技术[J]. 火箭推进, 2016, 42(4):21-25.
YANG J, HE Y Y, LIAN R Z, et al. Application status and key technology of bipropellant blowdown propulsion systems[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2016, 42(4): 21-25.
- [9] 李春红. ARC 公司 22N 双组元姿控发动机大落压工况性能验证[J]. 火箭推进, 2002, 28(3):52-59.
LI C H. Performance verification of ARC 22N two-component attitude control engine under high drop pressure [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2002, 28(3):52-59.
- [10] 毛晓芳, 汪凤山, 杨晓红, 等. 小推力双组元姿控发动机性能研究[J]. 推进技术, 2012, 33(6):987-990.
- [11] 刘志泉, 叶超, 林庆国. 微小型双组元姿控发动机技术研究[J]. 火箭推进, 2014, 40(4):1-6.
- LIU Z Q, YE C, LIN Q G. Study on miniature liquid bipropellant attitude control rocket engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(4):1-6.
- [12] 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.
- [13] 王尧, 李国岫, 虞育松, 等. 喷射压力对同轴旋转射流喷雾锥角影响的实验研究[J]. 推进技术, 2017, 38(4):188-193.
- [14] 潘华辰, 周泽磊, 刘雷. 关键结构参数对离心式雾化喷嘴雾化效果的影响研究[J]. 机械工程学报, 2017, 53(2):199-206.
- [15] 李进贤, 何浩波, 岳春国, 等. 旋流式气/液同轴喷嘴常压雾化燃烧实验研究[J]. 宇航学报, 2008, 29(5):1563-1569.
- [16] TRINKS H, HOFFMAN R. Experimental investigation of bipropellant exhaust plume flowfield, heating, and contamination, and comparison with the CONTAM computer model predictions[C]//18th Thermophysics Conference. Montreal, Canada, Reston, Virginia: AIAA, 1983.
- [17] 杨成虎, 刘犇. 喷雾场测试技术研究进展[J]. 火箭推进, 2010, 36(4):16-23.
YANG C H, LIU B. Development of diagnostic techniques for spray measurements[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2010, 36(4):16-23.
- [18] 张蒙正, 傅永贵, 张泽平, 等. 两股互击式喷嘴雾化研究及应用[J]. 推进技术, 1999, 20(2):19-26.
- [19] 周红玲. 液体远地点发动机优化设计及系统动态性能研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2017.
- [20] 张绪虎, 汪翔, 贾中华, 等. 小推力姿控轨控火箭发动机材料技术研究现状[J]. 导弹与航天运载技术, 2005(6):32-37.