

# ADN基液体空间发动机的实验研究与在轨验证

姚兆普, 张伟, 王梦, 陈君, 沈岩

(北京控制工程研究所, 北京 100190)

**摘要:**二硝酰胺铵(ADN)是一种高能量密度、不含氯元素的绿色无毒无机盐类物质。它可以作为氧化剂,与甲醇、水混合后组成ADN基液体推进剂。ADN基液体推进剂作为一种高性能、绿色无毒、可存储的新型推进剂,可以提供相比于传统肼类推进剂更高的比冲性能,代表了空间化学推进技术的一个新的研究方向和发展趋势。主要介绍了北京控制工程研究所研制的ADN基液体空间发动机的实验研究和在轨飞行验证情况。首先,基于可调谐二极管红外吸收光谱(TDLAS)的测量方法,针对一台1 N推力的模型ADN基发动机进行了实验研究,获得了燃烧室内燃气温度、CO与N<sub>2</sub>O组分浓度等特征参数随喷注压力的变化关系。然后,介绍了0.2 N, 1 N, 5 N及20 N ADN基发动机的高空模拟热试车试验情况和主要性能指标。最后,介绍了1 N ADN基发动机的首次飞行验证情况。这些研究结果有利于绿色空间推进技术的发展。

**关键词:**二硝酰胺铵(ADN);液体空间发动机;在轨飞行验证;实验研究

**中图分类号:**V511-34 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2018)01-0008-07

## Experimental investigation and on-orbit flying validation of an ADN-based liquid space engine

YAO Zhaopu, ZHANG Wei, WANG Meng, CHEN Jun, SHEN Yan

(Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China)

**Abstract:** The experimental investigation and on-orbit flying validation of the ADN-based liquid space engine developed by Beijing Institute of Control Engineering (BICE) are introduced in this paper. The experiment research about the combustion mechanism of the combustion chamber of a 1 N model thruster was performed with the measuring method of tunable diode laser absorption spectroscopy (TDLAS). The variation of characteristic parameters such as fuel gas temperature and component concentrations of CO and N<sub>2</sub>O in the combustion chamber with injection pressure were measured. The effects of the propellant inlet pressure on the combustion process were evaluated. The hot fire test results and main performance indexes of an ADN-based liquid thruster family including 0.2 N, 1 N, 5 N, and 20 N thrusters are presented. The performance data at different operation conditions were obtained. The on-orbit flying validation result of the 1 N ADN-based liquid thruster is introduced for the first time. The contents in this paper are beneficial to the development of green aerospace propulsion techniques.

收稿日期:2017-10-20;修回日期:2017-12-01

基金项目:国家自然科学基金项目(51506007)

作者简介:姚兆普(1984—),男,博士,研究领域为燃烧学,先进化学推进技术

**Keywords:** ammonium dinitramide (ADN); liquid space thruster; experimental investigation; on-orbit flying validation

## 0 引言

无水肼和肼类液体推进剂广泛地应用于单组元空间发动机,这类推进剂往往具有较高的性能指标以及易发生化学反应的优点,极大地简化了空间发动机的机械结构,提高了其可靠性,因此得到了广泛的应用。但同时,肼类推进剂具有很高的毒性,对人体和环境都具有明显的健康风险,进而使得发射的准备工作较为复杂,因此也需要更长的发射准备时间。二硝酰胺铵(ADN,  $\text{NH}_4[\text{N}(\text{NO}_2)_2]$ )作为一种高能量密度、不含氯元素的绿色无毒无机盐类物质,可以作为固体推进剂或液体推进剂中的氧化剂,代表了空间化学推进技术的一个新的研究方向和发展趋势。

ADN在常温常压下,为白色盐类固体,于1971年在前苏联首次合成成功。之前针对ADN的研究工作,大多数集中于它作为一种固体推进剂时的热分解和燃烧特性,国际上已有很多学者发表了相应的研究成果。Yang等人<sup>[1]</sup>综述了ADN热分解及燃烧反应的发展现状,他们主要着眼于不同工况下,ADN的基本热物理性质、可能的化学反应路径、以及相应的反应产物。Park等人<sup>[2]</sup>通过理论计算的方法,研究了低压条件下ADN热分解的化学动力学模型,得到了相应的关键步反应机理。Sinditskii等人<sup>[3-4]</sup>结合理论分析和实验验证,研究了ADN发生热分解及燃烧反应时的反应特性表征以及燃烧机理;一方面,他们详细分析了添加剂、推进剂表面壳体材料、以及试样尺寸的变化对于ADN化学反应特性的影响;另一方面,在较宽的压力范围内,精确测量了ADN热分解及燃烧反应的轴向温度分布。测量结果表明,轴向温度分布呈现出明显的阶梯状分布特性。Korobeinichev等人<sup>[5]</sup>基于实验研究和文献数据调研,发展了一个包含31种组分、172步基元反应的ADN热分解及燃烧反应的详细化学反应机理。基于这个机理的计算结果和相应的实验数据吻合良好。Thakre等人<sup>[6]</sup>研究了包括凝相反应在内的ADN热分解的特征物理过程。

由于ADN具有较强的氧化性及水溶性,ADN

也可以组成ADN-燃料-水三元液体混合推进剂。其中的燃料可以是甲醇、乙醇或丙酮等溶于水、又可以与ADN热分解后的中间产物进一步燃烧的化学物质。世界上第一种ADN基液体推进剂是由瑞典空间公司(SSC)在1997年研制的<sup>[7]</sup>。他们针对此种推进剂的特性进行了大量实验研究。瑞典国防研究机构(FOI)主持开发并测试了满足不用使用需求的FLP系列ADN基液体推进剂<sup>[8]</sup>。北京控制工程研究所针对ADN基液体推进剂的理化性质和燃烧反应特性,开展了大量基础研究工作。例如,开发了适用于ADN基液体推进剂基础燃烧特性实验的模型发动机及实验系统,针对反应过程中的燃烧室温度、CO及 $\text{N}_2\text{O}$ 组分浓度等特征参数进行了瞬态测量<sup>[9-10]</sup>。通过热重质谱分析和居里点裂解实验,针对ADN基液体推进剂的蒸发和热分解特性进行了详细测量<sup>[11]</sup>。到目前为止,世界上已经进行了数次ADN基液体空间发动机的在轨飞行验证。世界上第一次ADN基液体空间发动机的在轨点火试验是由瑞典完成的<sup>[12]</sup>。在2016年10月,北京控制工程研究所也顺利完成了中国首次ADN基液体空间发动机的在轨试验。

本文分为两个主要部分。首先,通过模型发动机上的光学窗口,基于TDLAS的研究方法,针对ADN基液体推进剂的催化反应及高压燃烧的特征过程,进行了量化测量,获得了稳态工作条件下燃烧室内流场特征参数与喷注压力之间的量化关系。文章的第二部分主要介绍了北京控制工程研究所研制的ADN基液体空间发动机产品的地面高空模拟热试车试验和在轨飞行验证情况,介绍了发动机产品的主要性能参数。最后,给出了文章的结论。

## 1 基于可调谐二极管红外吸收光谱(TDLAS)的实验研究

### 1.1 模型发动机与实验测量系统

首先,设计和制造了一种推力为1 N的ADN基液体空间发动机,用以评价催化剂、推进剂及发动机几何结构对于燃烧物理过程的影响。其中,发动机的内部结构和发动机实物照片如图1和图2所

示。发动机可以分为电磁阀、喷注器、催化床及燃烧室 3 个主要部分。可以看到,在燃烧室的壁面上,沿水平方向分布着一对蓝宝石玻璃制成的光学窗口。光学窗口呈圆形,直径 6 mm。

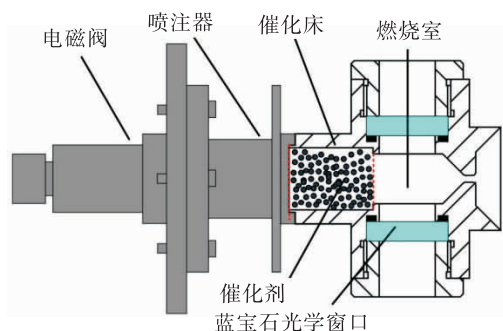


图 1 带光学观测窗口的模型发动机结构简图

Fig. 1 Structure diagram of thruster model with optical windows

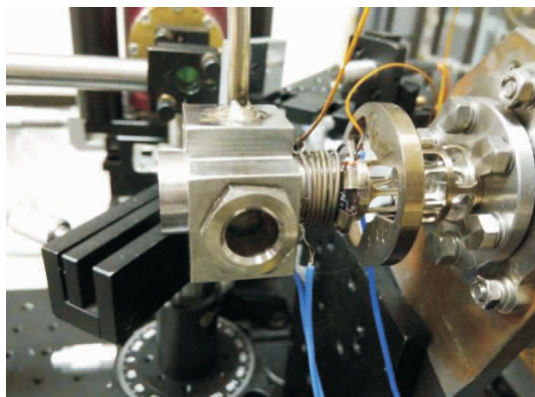


图 2 带光学观测窗口的模型发动机实物

Fig. 2 Picture of model thruster with optical windows

实验中使用的推进剂由质量分数为 61% 的 ADN, 27% 的水, 以及 12% 的甲醇组成。属于北京控制工程研究所研制的中能配方推进剂, 理论比冲 220 s。实验中使用的模型发动机的燃烧室直径和长度均为 10 mm。TDLAS 系统的光学测量中心位于燃烧室的几何中心位置。在稳态工作下将 1.2 MPa 的推进剂喷注压力设为额定喷注压力, 对应 0.48 g/s 的推进剂流量。经由毛细管式喷注器喷注, 在发动机内部雾化、蒸发。催化床内填充表面活性成分为铈的颗粒状催化剂。当推进剂流经预热后的催化床时, 其中的 ADN 组分开始发生催化分解反应。催化剂的存在可以有效降低反应活化

能的能垒, 使得 ADN 可以在相比于热分解更低的温度下发生分解反应。然后 ADN 分解产生的大量具有氧化性的中间产物, 和推进剂中的甲醇在催化床后端的燃烧室进一步发生燃烧反应释放热量。通过燃烧室周向分布的光学窗口, 基于光谱学诊断方法对燃烧室内的燃烧过程进行瞬态测量。

非接触式测量技术已经在发动机工作过程流场特征参数的测量中得到了广泛应用<sup>[13]</sup>。

为了研究 ADN 基液体推进剂的化学反应特性, 搭建了基于 TDLAS 方法的实验测量装置。TDLAS 测量方法基于 Beer-Lambert 定律的基础之上<sup>[14]</sup>, 当一束频率为  $\nu$ , 光强为  $I_{\nu,0}$  的单频光束通过长度为  $L$  的均匀待测气流, 透射光强  $I_{\nu}$  与入射光强  $I_{\nu,0}$  满足 Beer-Lambert 关系式。实验测量系统如图 3 所示, 主要分为 3 个部分: 激光发生器和控制器、模型发动机和推进剂储供系统、吸收光谱探测器和数据处理系统。关于 TDLAS 测量方法和实验平台的更多细节可以参阅文献<sup>[9-10]</sup>。在本文中, 通过 TDLAS 测量方法, 针对 ADN 基模型发动机燃烧室内的燃气温度、CO 摩尔浓度及  $N_2O$  摩尔浓度进行了瞬态测量。其中, CO 是 ADN 基液体推进剂催化分解及燃烧反应过程中的标志性特征组分, CO 来源于推进剂中甲醇组分的氧化, 且具有还原性, 可以与 ADN 催化分解后的氧化性中间产物进一步反应, 生产  $CO_2$ 。 $N_2O$  是 ADN 催化分解后的典型中间产物, 具有氧化性, 可以与甲醇及其中间产物进行进一步反应。TDLAS 测量过程中, 吸收谱线的选择是实验过程中的一个关键点。在燃烧室内燃气温度的测量过程中, 采用双线法, 选取水蒸气在  $7\,185.60\text{ cm}^{-1}$  和  $7\,444.35\text{ cm}^{-1}$  中心频率附近的吸收线进行测量。针对 CO 摩尔浓度的测量, 选取  $2\,193.36\text{ cm}^{-1}$  中心频率附近的特征吸收线进行测量。针对  $N_2O$  摩尔浓度的测量, 选取  $2\,193.54\text{ cm}^{-1}$  中心频率附近的特征吸收线进行测量。同时, 在测量过程中通过一支压力传感器实时测量燃烧室压力。

## 1.2 实验结果与讨论

在实验过程中, 发动机点火前先将催化床预热至  $200\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。在稳态工作条件下, 研究了不同喷注压力对 ADN 基液体推进剂催化分解及燃烧反应过程的影响。

图 4 给出了 10 s 稳态点火过程中, 1.2 MPa,

0.8 MPa 和 0.5 MPa 喷前压下发动机燃烧室内的燃气温度测量结果。在 1.2 MPa 时,点火启动后燃气温度迅速上升,约 1s 后燃气温度很快达到平衡温度(约 1 500 K)。在 0.8 MPa 时,点火启动后燃气温度建立平衡变慢,但仍能达到平衡,平衡温度与喷前压 1.2 MPa 点火工况接近,说明此喷前压范围内推进剂燃烧稳定,释热完全,发动机属于正常工作

状态。在较低的喷前压点火工况(0.5 MPa),燃烧室燃气温度呈现较为明显的波动性,且燃气温度较低,均维持在 1 200 K 以下。说明在低压工作条件下,ADN 基液体推进剂催化分解及燃烧反应的反应完全程度受到比较明显的影响,燃烧不稳定,释热不完全。

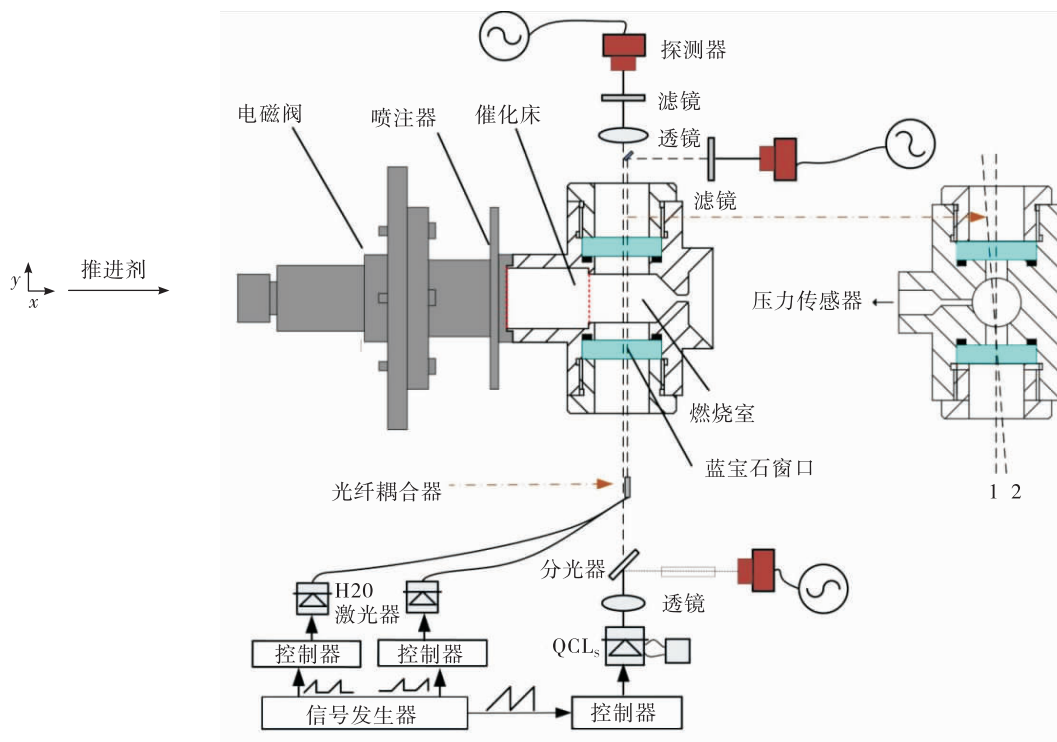


图3 TDLAS测量系统示意图

Fig. 3 Diagram of TDLAS measurement system

图5给出了1.2 MPa、0.8 MPa 和 0.5 MPa 喷前压下燃烧室内 CO 摩尔浓度的瞬态测量结果。可以看到两个比较明显的趋势:首先,随着喷注压力的升高,反应平衡后 CO 摩尔浓度的均值在下降。这是因为大喷注压力下,推进剂质量流量相应增加,产生了更高的燃烧温度,如图4结果所示。较高的燃烧温度促进了 CO 在燃烧室内的氧化过程,使得较高喷注压力下 CO 在燃烧室内的残余浓度较小。第二,当喷注压力下降时,CO 摩尔浓度的瞬态值的波动随之剧烈。而这与低喷前压下(0.5 MPa)燃气温度的波动与下降是一致的,都是反应进行不完全和不稳定的表现。

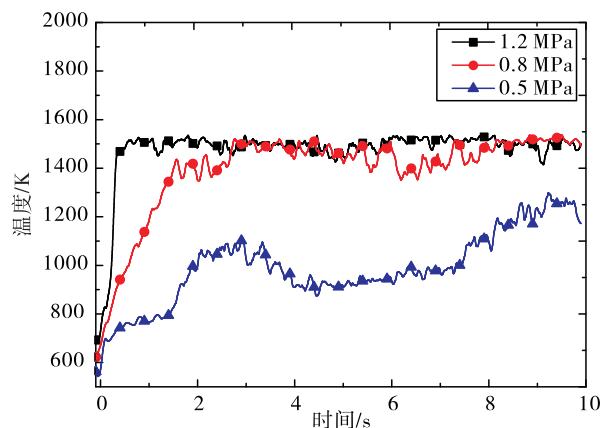


图4 稳态工况下的气相温度瞬态测量结果

Fig. 4 Measurement results of instantaneous gaseous phase temperature under steady-state condition



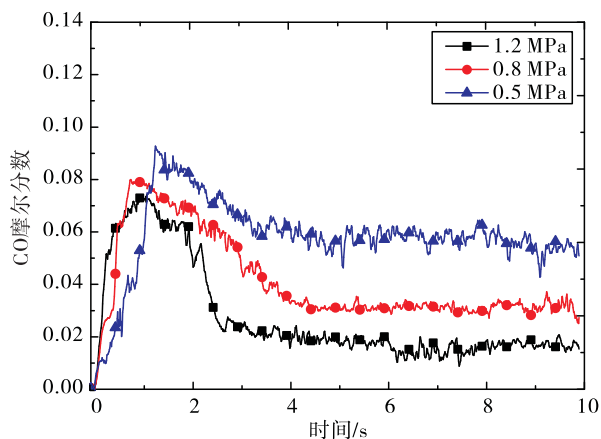
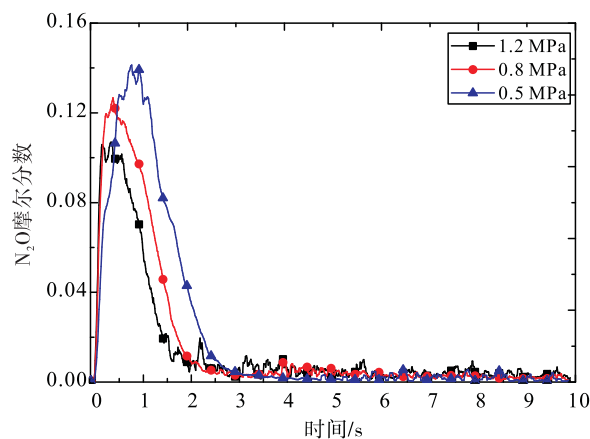


图5 稳态工况下的CO摩尔分数瞬态测量结果

Fig. 5 Instantaneous measurement results of CO mole fraction under steady-state condition

$N_2O$  的测量结果如图6所示。总体来说, $N_2O$  浓度的瞬态变化曲线呈现抛物线型。当点火开始时,燃烧室内的  $N_2O$  摩尔浓度迅速上升,到达一个峰值。然后又迅速下降,最终达到 0.3% 左右的一个平衡值。当发动机喷注压力从 1.2 MPa 下降到 0.5 MPa 时, $N_2O$  摩尔浓度的峰值从 10.6% 上升到 14.2%,而达到峰值的时间也随之变长。

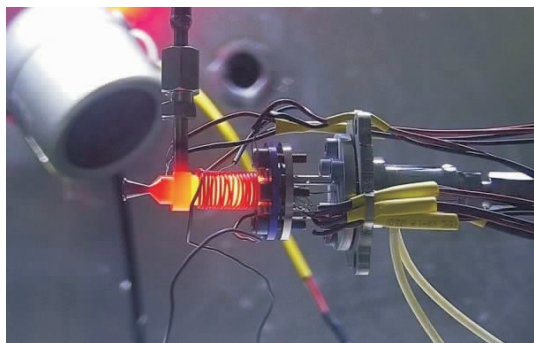
$N_2O$  是 ADN 催化分解过程中的一个典型的氧化性中间产物,结合燃气温度、CO 摩尔浓度的测量结果可知:在 ADN 基发动机的工作过程中,较高的喷注压力下推进剂反应过程会在燃烧室内产生较高的燃烧温度、较低的 CO 平衡摩尔浓度及较低的  $N_2O$  峰值摩尔浓度。说明高喷注压力更加有利于在 ADN 基液体推进剂能量的释放,有利于提高发动机的整体性能。由于在较高的喷注压力下可以获得较高的燃烧室压力,而高压条件可以促进 ADN 基液体推进剂的反应完全程度,而这也与文献[11]中燃烧动力学理论模型的计算结果是一致的。

图6 稳态工况下的  $N_2O$  摩尔分数瞬态测量结果Fig. 6 Instantaneous measurement results of  $N_2O$  mole fraction under steady-state condition

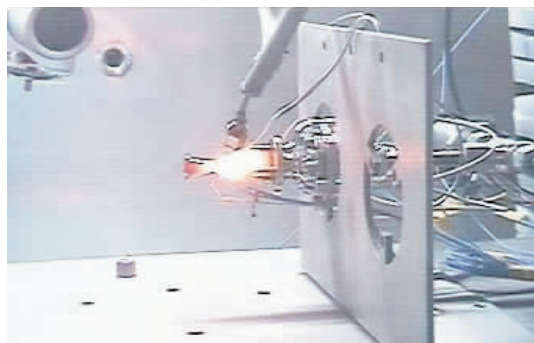
## 2 ADN 基液体空间发动机的高空模拟热试车试验研究

基于针对 1 N 的 ADN 基液体发动机开展的基础研究及相关成果,北京控制工程研究所开发了推力量级从 0.2 N, 1 N, 5 N, 20 N 的 ADN 基液体发动机产品。开发出了 2 种型号的针对不同使用需求的 ADN 基液体推进剂:分别为理论比冲为 220 s 的中能推进剂和理论比冲为 245 s 的高能推进剂。同时,也提高了催化剂与不同推进剂之间的匹配性。

针对不同推力量级的 ADN 基液体发动机产品,开展了系列化的真空舱内高空模拟热试车试验研究。在 1.6 MPa 的额定工作压力下,获得了发动机推力、比冲等关键性能指标。通过 20 s 稳态下的稳态工况,考核了发动机的工作性能。其中,图 7(a)~7(d)给出了不同发动机热试车时的试验情况,表 1 给出了相应的试验结果。



(a) 0.2 N 的 ADN 基发动机稳态热试车



(b) 1 N 的 ADN 基发动机稳态热试车

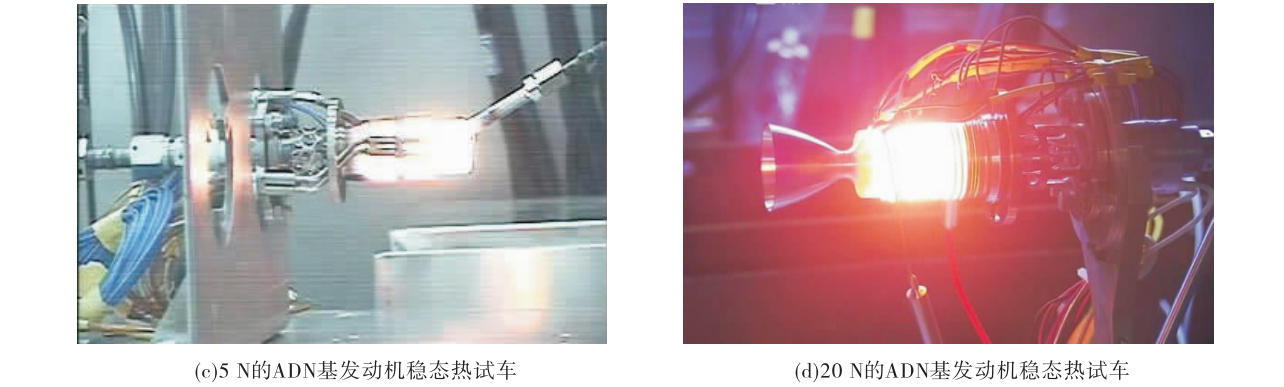


图 7 不同推力量级 ADN 基液体空间发动机的热试车试验

Fig. 7 Hot fire tests of ADN-based liquid thrusters with different thrust levels

表 1 不同推力量级 ADN 基液体空间发动机稳态比冲性能

Tab. 1 Steady-state specific impulse of ADN-based liquid thruster with different thrust levels

推力量级/N	推进剂种类	真空比冲/s
0.2	中能配方推进剂	196
1	中能配方推进剂	210
1	高能配方推进剂	226
5	中能配方推进剂	214
5	高能配方推进剂	235
20	中能配方推进剂	218
20	高能配方推进剂	241

表 2 1 N ADN 基液体空间发动机在轨试验验证情况

Tab. 2 On-orbit flying validation of the 1 N ADN-based liquid thruster

工况/s	2 台发动机	推进剂
	累计点火时长/s	消耗量/g
脉冲工况 ON/OFF = 0.1/2	1 260	630
10 稳态工况	60	30
100 稳态工况	600	300
1 000 稳态工况	2 000	1 000
100 稳态工况	600	300
总计	4 520 s	2 260 g

3 ADN 基液体空间发动机的在轨试验验证

在北京控制工程研究所的 1 N ADN 基液体空间发动机完成所有研制工作和地面验证试验后,进行了一次在轨飞行试验,用以验证 1 N ADN 基液体空间发动机的在轨工作性能和可靠性。卫星上搭载了 2 台 1 N ADN 基液体空间发动机,在 2016 年 11 月发射升空后,在两天的时间里共进行了 5 组不同工况的在轨点火试验。在试验过程中,通过星上动量轮转速的变化率、以及整星推进分系统所使用的双组元 10 N 推力器来对搭载的 2 台 1 N ADN 基液体空间发动机进行在轨标定。表 2 总结了星上标定试验的工况和推进剂消耗量。在轨试验的过程中,选取 1.6 MPa 的喷注压力为发动机的额定工作压力,对应 0.5 g/s 的推进剂额定质量流量。在稳态工况下,实测获得 1 N ADN 基液体空间发动机的推力为 1.03 N,比冲 210.2 s,发动机满足性能指标要求。

4 结束语

本文介绍了北京控制工程研究所研制的 ADN 基液体空间发动机的地面实验研究和在轨验证情况。针对 1 N 推力的 ADN 基模型发动机,通过 TD-LAS 的光谱学测量方法,实现了发动机燃烧室内燃气温度、CO 及 N<sub>2</sub>O 组分摩尔浓度的瞬态测量。研究了发动机喷注压力与燃烧室内流场特征参数之间的物理关系。通过实验研究可以发现,在 ADN 基液体空间发动机的工作过程中,较高的喷注压力可以获得较高的燃烧温度、较低的 CO 残余浓度、以及较低的 N<sub>2</sub>O 峰值浓度。针对 0.2 N,1 N,5 N 及 20 N 的不同推力量级的 ADN 基液体空间发动机,开展了系列化的高空模拟热试车试验研究,获得了发动机的主要性能指标。最后介绍了 2 台 1 N ADN 基液体空间发动机的在轨搭载试验验证情况,给出了发动机的实测性能指标。本文中的内容有利于绿色空间推进技术的发展。

## 参考文献:

- [1] Yang R, Thakre P, Yang V. Thermal decomposition and combustion of ammonium dinitramide (Review) [J]. Combust exp shock, 2005, 41: 657-679.
- [2] PARK J, CHAKRABORTY D, LIN M C. Thermal decomposition of gaseous ammonium dinitramide at low pressure [C]// Proceedings of Twenty-Seventh Symposium (International) on Combustion. [S. l.]: Combustion Institute, 1998: 2351-2357.
- [3] SINDITSKII V P, EGORSHEV V Y, LEVSHENKOV A I, et al. Combustion of ammonium dinitramide, part 1: burning behavior [J]. Journal of propulsion power, 2006, 22: 769-776.
- [4] SINDITSKII V P, EGORSHEV VY, LEVSHENKOV A I, et al. Combustion of ammonium dinitramide, part 2: combustion mechanism [J]. Journal of propulsion power, 2006, 22: 777-785.
- [5] KOROBEINICHEV O P, BOLSHOVA TA, PALETSKY A A. Modeling the chemical reactions of ammonium dinitramide (ADN) in a flame [J]. Combust flame, 2001, 126: 1516-1523.
- [6] THAKRE P, DUAN Y, YANG V. Modeling of ammonium dinitramide (ADN) monopropellant combustion with coupled condensed and gas phase kinetics [J]. Combust flame, 2014, 161: 347-362.
- [7] WINGBORG N, JOHANSSON M, BODIN L. Initial development of a laboratory rocket thruster for ADN-based liquid monopropellant: FOI-R-2123-SE [R]. Sweden: Swedish Defence Research Agency, 2006.
- [8] LARSSON A, WINGBORG N. Green propellants based on ammonium dinitramide (ADN) [M/OL]. [2011-02-14]. <http://xueshu.baidu.com>.
- [9] YAO Z P, ZHANG W, WANG M, et al. Tunable diode laser absorption spectroscopy measurements of high-pressure ammonium dinitramide combustion [J]. Aerosp Sci Technol, 2015, 45: 140-149.
- [10] ZENG H, LI F, ZHANG S H, et al. Midinfrared absorption measurements of nitrous oxide in ammonium dinitramide monopropellant thruster [J]. Journal of propulsion power, 2015, 31: 1496-1500.
- [11] JING L, HUO Y, WANG J L, et al. Experimental investigations on the evaporation and combustion processes of ammonium-dinitramide-based liquid propellant [J]. Journal of propulsion power, 2017, 33: 343-349.
- [12] ANFLO K, PERSSON M, THORMAHLEN P, et al. Flight demonstration of an ADN-based Propulsion System: IAC-06-C4.108 [R]. [S. l.]: IAC, 2006.
- [13] 徐峰, 罗军, 彭飞, 火箭发动机试验红外测温技术应用 [J], 火箭推进, 2017, 43(1): 78-84.
- XU, Feng, LUO, Jun, PENG, Fei. Application of Infrared Temperature Measurement Technology in Liquid Rocket Engine Test [J], Journal of rocket propulsion, 2017, 43(1): 78-84.
- [14] ZHOU X. Diode - laser absorption sensor for combustion control [D]. USA: Stanford University, 2005.

(编辑: 马 杰)