

氧化亚氮基氧燃一体化推进剂及推进系统研究进展

韩 伟,王永忠,单世群,杜宗罡,朱成财,于忻立
(西安航天动力试验技术研究所,陕西 西安 710100)

摘 要:氧化亚氮基氧燃一体化推进剂因具有无毒、高比冲、宽温幅等诸多优异性能,受到各航天科研工作者的广泛关注。美国、荷兰、英国、德国、中国在该推进剂及其推进系统研究方面开展了许多卓有成效的工作。综述了 2016 年以来国内外在氧化亚氮基氧燃一体化推进剂的配方体系、发动机设计、燃烧过程及防回火特性等方面的研究进展,结合我国实际现状,提出了下一步开展氧化亚氮基氧燃一体化推进剂及推进系统的建议。

关键词:氧化亚氮;一体化推进剂;推进系统;燃烧特性

中图分类号:V511 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2020)05-0001-09

Research progress of nitrous-oxide-based oxidizer-fuel integrated propellant and propulsion system

HAN Wei, WANG Yongzhong, SHAN Shiqun, DU Zonggang, ZHU Chengcai, YU Xinli
(Xi'an Aerospace Test Technology Research Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Nitrous-oxide-based oxidizer-fuel integrated propellant has been widely concerned by many aerospace scientists due to its excellent properties such as non-toxic, high specific impulse and wide temperature range. The United States, the Netherlands, the United Kingdom, Germany and China have carried out a lot of successful work on the propellant and its propulsion system. In this paper, the research progress in the formula system, engine design, combustion process and anti-tempering characteristics of nitrous-oxide-based oxidizer-fuel integrated propellant at home and abroad since 2016 is reviewed. Combined with the actual situation in China, some suggestions for the further development of nitrous-oxide-based oxidizer-fuel integrated propellant and propulsion system are put forward.

Keywords: nitrous oxide; integrated propellant; propulsion system; combustion characteristic

0 引言

液体动力技术尤其是液体轨姿控及上面级动力技术迫切需要在 3 个方面有所变革:①迫切需要进一步提高比冲性能及变推力性能,满足空射小运

载、武器机动变轨、卫星及深空探测系统的需求;②采用绿色推进剂,满足无毒化和维护便捷性的需求,彻底解决当前轨姿控动力系统使用维护难、成本高的问题;③提高环境温度适用性和地面存储性能,满足临近空间以及深空探测、月球转移轨道等

收稿日期:2020-02-29;修回日期:2020-04-13

基金项目:军委科技委创新特区项目(18-H863-03)

作者简介:韩伟(1975—),男,硕士,研究员,研究领域为液体推进剂

多种轨道飞行任务。氧化亚氮基氧燃一体化推进剂(Nitrous Oxide Fuel Blends, NOFBX)可以满足上述三方面的变革需求,是现有肼类推进剂的完美替代^[1-8]。

氧燃一体化推进剂是指将氧化剂与燃料按照一定指标需求,利用一种燃料(或氧化剂)对另外一种氧化剂(或燃料)具有溶解性的特点,有时辅之以一定助剂将多种物质复合为一体的推进剂,具有系统简单的特点。但目前单推-3(DT-3)、硝酸羟胺(HAN)基、二硝酰胺铵(ADN)基等单组元氧燃一体化推进剂均存在比冲低、需要催化点火等缺点。NOFBX是根据氧化亚氮对有机物具有较强溶解性,将氧化剂与燃料复合在一起,成为一种氧燃一体化推进剂,具有高比冲、低冰点、无需催化点火,动力系统简单、可实现推力深度调节等诸多优点,被美国誉为“可改变未来游戏规则”的新型高性能液体推进剂。该推进剂及其动力系统研究发展迅速,已经成功完成初步热试车点火试验,未来极有可能代替肼类推进剂,给航天动力技术带来全新的理念和颠覆性的影响^[9-15]。

近四年来,欧洲的荷兰国家应用科学研究院(Netherlands Orgersation for Applied Scientific Research, TNO)等与英国研究机构 Nammo 技术公司合作研究了一种新型的氧化亚氮基氧燃一体化推进剂并进行了热试车。德国宇航中心(DLR)在推力室点火和防回火等关键性技术方面取得了长足的进步。我国科研人员在 NOFBX 推进剂火焰传播规律、NOFBX 推进剂直接起爆特性、自增压特性、燃烧反应动力学方面也取得了重要进展。

本文旨在介绍各国在 NOFBX 推进技术方面的最新研究进展,为科研人员在 NOFBX 推进剂及动力系统预先研究方面提供参考和思路,避免我国在这一领域与国外形成新的技术差距。

1 美国研究进展

美国 Firestar 公司从 2003 年起就对 NOFBX 推进剂及推进系统开始研发,先后经历了推进剂研制、发动机初步设计与试验、推进剂安全性评价、发动机防回火设计、不同推力量级发动机研制、推进系统演示验证等阶段,公开报道其技术成熟度已经达到了 6~7 级^[16-17]。

2015 年 11 月,美国国防高级研究计划局

(DARPA)已对装备 NOFBX37 的推进系统进行了 4 次小规模静态测试,均出现推进剂爆炸等异常现象^[18-21]。结果表明,需要进一步对发动机改进设计,尤其是防回火设计方面需要进一步优化,重新评估并提高氧化剂与燃料一体化后的安全性,同时应增加热试验次数以充分暴露目前存在的问题和安全隐患,从而进一步提高 NOFBX 动力系统的可靠性。为此,DARPA 于 2015 年 11 月叫停“机载发射辅助空间进入”(ALASA)项目运载火箭技术样机的研制,并重新致力于此类氧燃一体化推进剂安全性试验,同时进一步加强了防回火设计与验证。在 2016 年和 2018 年,Firestar 公司和 Boeing 公司发表了关于电点火特性和防回火设计文章和专利^[22-23],并未表明在安全方面有特别的进展;相对于其他国家,美国在氧化亚氮基燃料一体化推进剂及推进系统研究和应用方面仍处于世界领先地位,虽然其中推进剂中燃料选择了危险性最高的乙炔不值得借鉴,但推进系统防回火设计仍然值得思考和学习。

2 荷兰及英国研究进展

在欧洲氧化亚氮燃料一体化推进剂发展计划支持下,TNO、Bradford Engineering 公司与 Nammo 技术公司联合对氧化亚氮燃料一体化推进剂进行了研究。首先通过多个维度的筛选,优化出综合性能优异的燃料,制备了氧化亚氮燃料一体化推进剂,设计推力装置并进行了相应的试车验证^[24-27]。

2.1 燃料选择

研究者采用 NASA 的 CEA 软件,先作计算基准假设:①平衡流;②室压 1.0 MPa;③推进剂温度 273 K;④喷管面积比 60:1。

从 10 个方面对候选的 10 种燃料(乙烷、丙烷、乙烯、丙烯、乙炔、丙炔、丁烷、氨、甲醇、乙醇)提出了以下要求:

- 1)燃料的急性毒性应属于毒性危害 III 类或更高;
- 2)该燃料不应具有致癌、致突变和/或再氧化危险等级;
- 3)空气中燃料的自燃温度大于 400 K;
- 4)燃料与氧化亚氮混合后推进剂温度应在 273 K 和临界温度之间;
- 5)燃料在低于 7.2 MPa 的压力下爆炸分解温

度不得低于 309 K;

6) 预混合推进剂在跌落锤试验下的冲击敏感性应小于 1 J;

7) 预混合推进剂的年分解率应小于 0.2 %;

8) 预混合推进剂的比冲应大于 240 s;

9) 预混合推进剂的体积比冲应大于 249 000 (kg · s)/m³;

10) 在 273 K 和混合物的临界温度之间,预混合推进剂的蒸气压应大于 1.5 MPa。

从 8 个方面对选择的燃料进行了评分:①比冲;②饱和液体密度;③尽可能小的蒸气压力;④在沸点时气相组成;⑤不满足需求的风险;⑥最小点火能量;⑦自燃温度;⑧燃烧温度。

结果乙醇的评分最高,其次是甲醇、氨、丙烷、丙烯等。氧化亚氮与乙醇按照理论混合比下的推进剂物性如表 1 所示。

表 1 氧化亚氮与乙醇混合物理论性质

Tab. 1 Theoretical properties of the mixture of nitrous oxide and ethanol

273 K 下的性质	氧化亚氮/乙醇
理论混合比	5.730
饱和液体密度/(kg · m ⁻³)	892.000
临界压力/MPa	6.300
临界温度/K	309.600
沸点时蒸气压/MPa	2.675

2.2 推进剂点火试验

点火试验选用氧化亚氮乙醇一体化推进剂,采用英国 AEL 公司(Airborne Engineering Limited)600 N 铜热沉推力室,气氧气氢火炬点火,喷注器为莲蓬头结构形式。点火试验在 AEL 公司位于 Westcott 的试验区进行。首先进行了冷调试验,流量、温度、压力等参数正常。点火系统及预调试验如图 1 所示。

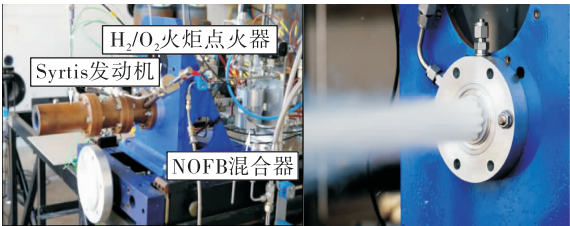


图 1 点火系统及预调试验

Fig. 1 Ignition system and pre-adjustment test

在整个试验工况下,未发现回火现象。稳定工况点火试验图及室压曲线如图 2 所示。

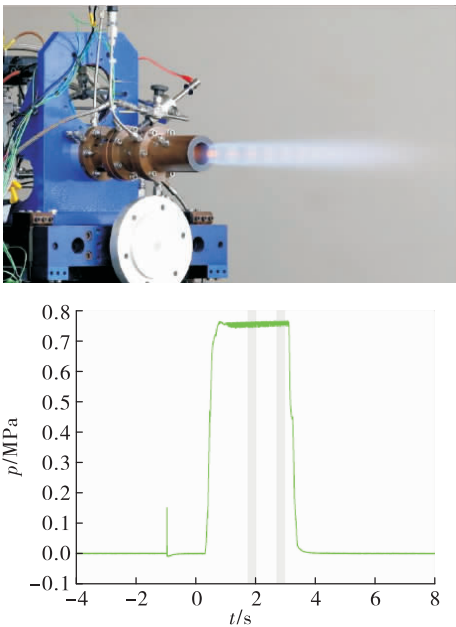


图 2 点火试验及室压曲线

Fig. 2 Ignition test and chamber pressure curve

表 2 为点火期间在 1.88 s 和 2.83 s 时推进剂流量、室压与计算得到的燃烧效率。

表 2 点火试验参数

Tab. 2 Ignition test parameters

时间/s	1.88	2.83
喷注器处压力/MPa	6.393	6.483
室压/MPa	0.754	0.757
乙醇流量/(kg · s ⁻¹)	0.043	0.043
氧化亚氮流量/(kg · s ⁻¹)	0.166	0.166
氧燃比	3.860	3.830
预混合室温度/K	291.580	291.420
喷注器处温度/K	419.790	437.170
理论特征速度/(m · s ⁻¹)	1 567.500	1 566.800
特征速度/(m · s ⁻¹)	1 460.500	1 463.400
燃烧效率/%	93.170	93.400

在最后的试验过程中,观察到发动机头部出现金属火星。结束试验后,分解发动机,检查喷注器,发现喷注器头部有烧蚀融化现象。分析认为出现此种现象的原因主要是传热冷却设计不够合理,造

成烧蚀现象。烧蚀时试验现象及烧蚀的喷注器如图 3 所示。

从荷兰的研究可以看出,其燃料选择从源头上避免了回火现象的发生,给动力系统防回火设计减轻了压力;但由于氧化亚氮体系的饱和蒸气压不够高,需要另外设计增压系统,以确保系统的压降满足需求。

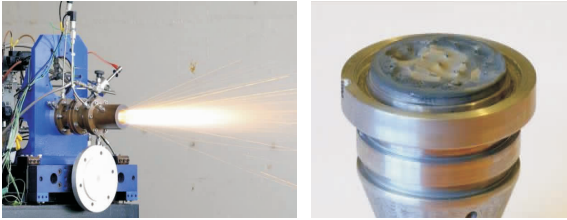


图 3 点火烧蚀现象

Fig. 3 Ignition ablation

3 德国研究进展

DLR 研究人员在 2014—2015 年期间,采用氧化亚氮乙烯一体化推进剂,发现推力室点火时,受某些因素影响会发生回火现象^[28]。因此,研究设置合适防回火结构,杜绝回火现象发生,成为 DLR 技术人员首要解决的问题。由于多孔材料及某些细管结构对防回火具有一定作用^[29-31],从 2016 年开始,DLR 重点对防回火材料及结构进行了研究^[32-37]。

3.1 多孔材料用于防回火结构

2016 年,DLR 的 Werling 研究团队对喷注器采用多孔材料进行了防回火研究。试验采用火花塞点火,燃烧室分为两部分,一部分为点燃室,另一部分为防回火室,如图 4 所示。点燃室配有石英视窗,以观察不同测试条件下的火焰传播行为。火焰传播行为采用高速摄影来记录。

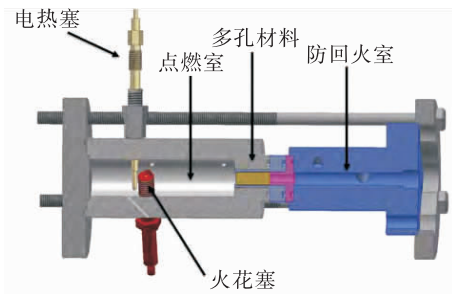


图 4 采用多孔材料的点火试验装置

Fig. 4 Ignition test device using porous materials

防回火材料共采用了两种类型的金属粉末制备:SIKA-R 不锈钢粉末烧结材料和 SIKA-B 铜粉末烧结材料(见图 5)。两种材料做成的防回火材料结构参数如表 3 所示。



图 5 不锈钢和铜防回火材料

Fig. 5 Fire-proof materials of stainless steel and copper

表 3 不同防回火材料参数

Tab. 3 Parameters of different fire-proof material

材料	过滤等级	厚度/mm	孔径/mm
SIKA-B, 2. 1052	200	21	0. 573
SIKA-B, 2. 1052	150	21	0. 344
SIKA-B, 2. 1052	150	10. 5	0. 344
SIKA-B, 2. 1052	100	21	0. 232
SIKA-B, 2. 1052	30	10. 5	0. 066
SIKA-R, 1. 4404	200	21	0. 286
SIKA-R, 1. 4404	200	10. 5	0. 286
SIKA-R, 1. 4404	200	7	0. 286

研究表明:两种烧结材料不同厚度和孔径对防回火过程均有影响:

1)多孔材料的淬熄火焰能力依赖于多孔材料的厚度,材料越厚,淬熄能力越强。对于 7 mm 厚多孔材料 SIKA R200,临界淬熄佩科莱数高于 40,对于 10.5 mm 厚多孔材料 SIKA R200,临界淬熄佩科莱数高于 80。

2)孔径越小,淬熄火焰能力越强。相同的孔径下,SIKA-B 材料压降小于 SIKA-R 材料。相同孔径下,SIKA-B 铜粉末烧结材料的淬熄能力弱于 SIKA-R 不锈钢粉末烧结材料。分析认为出现这种情况的原因在于铜基材料具有催化活性^[38]。

3.2 毛细管用于防回火结构

2018年,DLR 研究人员采用毛细管防回火结构,研究了毛细管不同长度和孔径对火焰传播速度和火焰淬灭的影响。试验共进行了132次。点火装置如图6所示,预混好的氧化亚氮乙烯推进剂从右边进入,穿过毛细管后在左边的点燃室被点燃。在整个测试过程中,点火和火焰传播过程采用高速摄影来记录。点燃室和防回火室内径均为25 mm,长度91 mm。点火室和防回火室通过多根毛细管相连。毛细管作为阻火器,毛细管内径从0.1 mm到0.5 mm多种规格,每种规格进行切换,长度21 mm,毛细管装置如图7所示。

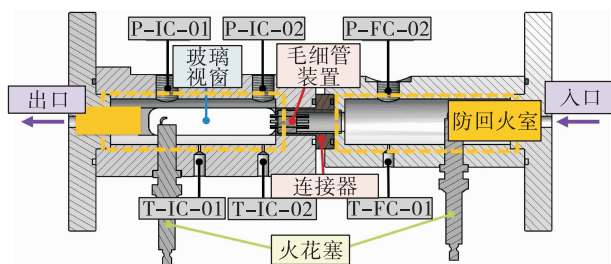


图6 采用毛细管的点火试验装置

Fig. 6 Ignition test device with capillary tube



图7 配备毛细管的装置

Fig. 7 Fittings with a selection of tested capillaries

通过火焰传播速度可得到以下结论:

1)从火花塞到毛细管前的固定位置,不同点火压力下火焰传播速度不同。压力越大,火焰传播速度越大,压力上升和速度上升呈线性关系。

2)在一个试验过程中,火焰传播速度可分为以下部分:①在电火花塞周围,球形层流火焰开始加速;②当火焰到达壁面时,在轴向方向,指状火焰进一步加速;③在毛细管前方区域,火焰开始减速。

火焰在毛细管前方区域减速说明了毛细管对回火具有一定的抑制作用。

通过淬熄试验和临界淬熄佩科莱数计算,可以得到以下结论:

1)随着毛细管孔径从0.1~0.5 mm变化,临界淬熄佩科莱数分布为30~40。管径越小,临界淬熄佩科莱数越大。

2)相对于理论临界淬熄佩科莱数分布50~60,实际得到的临界淬熄佩科莱数值较小。

3)在低压范围内,火焰能穿过毛细管进入防回火室,但在该室内未燃烧的气体不会被点燃。管径越小,进入未燃烧气体中的火焰能量越小,存在一个能将未点燃气体加热到点燃状态的临界火焰能量。

4)当回火发生后,火焰速度以近音速(大约270 m/s)湍流状态前进。

德国人的研究表明,多孔材料和毛细管对抑制回火具有一定的作用,但多孔材料的孔径、厚度以及毛细管的孔径、长度,推进剂供应系统压力与防回火之间的耦合关系还需进一步探索和研究。

4 国内研究进展

国内研究人员以氧化亚氮基氧燃一体化推进剂为对象,研究主要集中在以下几个方面:推进剂流动特性研究、燃烧反应机理研究、燃烧及传热特性仿真研究、燃烧特性试验研究、燃烧过程中火焰传播速度研究以及复合惰性气体后的火焰传播及爆炸特性试验研究。

4.1 流动特性研究

杨学森等^[39-40]综合运用MATLAB、FLUENT、AMESim多种仿真模拟手段,从建立NOFBX物性参数着手,研究了贮箱自增压特性、系统流动特性以及管路气化特性,得到的结果如下:①当推进剂排出时,贮箱中液体推进剂发生气化,温度下降,饱和压力下降;且质量流量与排出时间与多种因素相关,其中最主要的是管路直径与系统流阻。②推进剂在管路内的气化分数与管路长度和流阻密切相关,流阻越大,管路出口气化率越高。

4.2 燃烧反应机理研究

魏豪等^[41]以氧化亚氮-C₂烃类燃料氧燃一体化推进剂为对象建立了包含26种组分、46个反应的

简化燃烧化学反应机理模型,并与试验数据进行比较,误差低于 10 %;郑东等^[42]建立了包含 52 种组分、325 个反应的燃烧化学反应机理模型。王伟龙等^[43]基于 GRI3.0 和 USC-II 机理,提出 8 种关键基元反应,并与试验相结合,较好地揭示了着火延迟时间与火焰传播速度关系。杨学森等^[40]建立了包含 128 种组分、800 个反应的燃烧化学反应机理模型,准确计算了氧化亚氮受热分解一系列过程中各种重要组分分布情况,而且在较宽的温度、压力、化学计量比范围内准确预测了氧燃一体化推进剂体系着火延迟时间和层流火焰传播速度;同时,杨学森将理论预测的层流火焰传播速度与实验得到的层流火焰传播速度进行了比较,误差为 9.6 %,说明该模型可信度较高。

4.3 燃烧及传热特性仿真研究

魏豪等^[44-45]通过对不同质量流量、燃烧室长度、氧化剂与燃料化学计量比 3 个参数进行 CFD 仿真计算,分析不同参数对燃烧特性的影响,并对部分参数优化计算。最后对推力器再生冷却通道内的传热过程进行模拟,研究通道壁面传热特性,获得入口处不同温度下推进剂在通道壁面散热情况及在流通通道内的相变,对推力器设计提供理论参考。

王伟龙等^[46]对氧化亚氮/乙烯一体化推进剂推力室喷注面板热反侵着火现象进行了数值模拟,发现喷注面板的孔板面积比对燃烧室向喷注面板及集气腔的传热有显著影响,并存在临界值,为氧化亚氮燃料一体化推进剂喷注器设计提供了新的约束准则。

4.4 燃烧特性试验研究

张锋等^[47]开展了氧化亚氮/乙烯一体化推进剂在室压 0.7 MPa 和 1.0 MPa 条件下、混合比 6.2 ~ 10.6 范围内的燃烧特性试验,获得了混合比、燃烧室特征长度等对特征速度和燃烧效率的影响规律。结果表明:当量孔径为 65 μm 、厚度为 5 mm 的不锈钢多孔材料具有良好的防回火效果;随着混合比的增大,氧化亚氮/乙烯的理论特征速度和试验特征速度均减小,燃烧效率最高达到 95.0 %;随着燃烧室特征长度的不断增大,燃烧效率先增大后减小。

4.5 燃烧过程中火焰传播速度研究

李智鹏等^[48-50]采用 PREMIX 软件模拟氧化亚氮/乙烯一体化推进剂在 0.1 ~ 1.5 MPa 下层流火焰传播速度,得到不同压力和化学计量比下该体系的火焰传播速度、火焰温度。同时,采用高速摄影仪对氧化亚氮/乙烯一体化推进剂实际燃烧过程中的层流火焰传播速度进行测定,通过对比模拟计算值与真实测量值,验证了模型的准确性和计算方法可靠性。

4.6 复合其他气体后的火焰传播及爆炸特性的试验研究

曾祥敏等^[51]研究了加入惰性气体二氧化碳后氧化亚氮/乙烯/二氧化碳的火焰传播及爆炸特性,为解决氧化亚氮基氧燃一体化推进剂的自燃和防回火问题提供参考。试验采用长 200 cm、内径 1.5 cm 的有机玻璃管,内含螺旋加速环装置,电阻丝点火方式,进行混合气体的燃烧爆炸试验;利用压力传感器测量爆炸压力和爆轰速度,并利用高速摄影仪测量燃烧时的火焰速度。结果表明,加入惰性气体二氧化碳预混气体在燃烧管内快速燃烧,最大火焰速度为 2 235.2 m/s;Zhang 等^[52]研究了未加二氧化碳的氧化亚氮/乙烯体系燃烧转爆轰时的爆轰速度为 2 349 m/s,说明惰性气体二氧化碳的加入有利于降低火焰传播速度。Li^[53-54]研究了在氧化亚氮/丙烷/氨气体体系中,氨气的加入则随着丙烷含量的不同,火焰传播速度呈现出不同的结果,分析认为与氨气在整个反应过程中与丙烷形成的中间产物有关。另外的研究表明火焰加速和危害性顺序为:氧化亚氮/乙烯 > 氧化亚氮/丙烷 > 氧化亚氮/氨。

曾祥敏和 Li 等的试验气体压力均未超过 0.1 MPa,虽然与实际推进剂使用压力有一定差别,但对推进剂配方优化具有很好的参考意义。

5 结语

对于氧化亚氮基氧燃一体化推进剂及推进系统的研究,国内外主要以推进剂配方研制、防回火研究和应用研究为主。目前该推进剂实现工程化应用的障碍主要是其工程安全性问题,因此提出以

下建议:

1)在推进剂配方研制过程中,荷兰、英国有其自身特点,因而在点火过程中未发生回火现象;但如果燃料选择C2烃类,钝感安定剂选择、钝感安定剂的加入量问题,钝感安定剂加入量与电点火能量及系统提供的点火能量之间的耦合关系问题需要深入研究。

2)在点火方式的选择上,采用气氧/气氢火炬点火或是电点火方式,需要综合考虑,既要考虑系统复杂性,又要考虑系统安全性问题。同时还需要考虑点火器位置对整个系统安全性的影响。

3)在防回火设计中,烧结材料的厚度、当量孔径,毛细管的长度、孔径均与推进剂的流阻及系统安全性存在相应关系,后续还需深入研究。

4)建议国内在氧燃一体化推进剂及推进系统方面加快工程化研究步伐。

参考文献:

- [1] TAYLOR R. Safety and performance advantages of nitrous oxide fuel blends (nofbx) propellants for manned and unmanned spaceflight applications [C]//IAASS Conference. Versailles (FR): IAASS, 2011.
- [2] DANKANICH J W, KLEIN E. Mars ascent vehicle development status [C]//2012 IEEE Aerospace Conference. MT, USA: IEEE, 2012.
- [3] MASSE R K, SACKHEIM R L. Green propulsion advancement - challenging the maturity of monopropellant hydrazine [C]//49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. San Jose, CA. Reston, Virginia: AIAA, 2013.
- [4] PERAKIS N, WERLING L, CIEZKI H, et al. Numerical calculation of heat flux profiles in a N_2O/C_2H_4 premixed green propellant combustor using an inverse heat conduction method [C]//Space Propulsion Conference 2016. Rome, Italy: AIAA, 2016.
- [5] WERLING L, PERAKIS N, MÜLLER S, et al. Hot firing of a N_2O/C_2H_4 premixed green propellant: first combustion tests and results [C]//Space Propulsion Conference. Rome, Italy: AIAA, 2016.
- [6] KICK T, STARKE J H, NAUMANN C, et al. Green propellant substituting hydrazine: investigation of ignition delay time and laminar flame speed of ethene/dinitrogen oxide mixtures [C]//8th European Combustion Meeting (ECM). Dubrovnik, Croatia: [s. n.], 2017.
- [7] NAUMANN C, KICK T, METHLING T, et al. Ethene/dinitrogen oxide - a green propellant to substitute hydrazine: investigation on its ignition delay time and laminar flame speed [C]//26th International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Systems (ICDERS). Boston: [s. n.], 2017.
- [8] WILHELM M, HENDRICH C, ZIMMERMANN H, et al. Test facility for research on advanced green propellants under high-altitude conditions [C]//Space Propulsion Conference. Sevilla, Spain: AIAA, 2018.
- [9] LIN Q G, WANG Y D, WANG Z M. R & D of green propellant engines for space propulsion systems [C]//Space Propulsion Conference. Sevilla, Spain: AIAA, 2018.
- [10] CIEZKI H, ZHUKOV V, WERLING L, et al. Advanced propellants for space propulsion - a task within the DLR interdisciplinary project "future fuels" [C]//8th European Conference for Aeronautics and Aerospace Sciences. [S. l.]: EUCASS, 2019.
- [11] WERLING L, HÖRGER T, CIEZKI H, et al. Experimental and theoretical analysis of the combustion efficiency and the heat loads on a N_2O/C_2H_4 green propellant combustion chamber [C]//Adaptation in Natural and Artificial Systems 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences. At Madrid: EUCASS, 2019.
- [12] NAUMANN C, JANZER C, RIEDEL U. Ethane/nitrous oxide mixtures as a green propellant to substitute hydrazine: validation of reaction mechanism [C]//9th European Combustion Meeting (ECM). Lisbon Portugal: [s. n.], 2019.
- [13] WILHELM M, WERLING L, STRAUSS F, et al. Test complex M11: research on future orbital propulsion systems and scramjet engines [C]//International Astronautical Congress. Washington: [s. n.], 2019.
- [14] PREGGER T, SCHILLER G, CEBULLA F, et al. Future fuels: analyses of the future prospects of renewable synthetic fuels [J]. Energies, 2019, 13(1): 138.
- [15] 朱成财, 韩伟, 于忻立, 等. 氧化亚氮基单元复合推进剂技术研究述评 [J]. 火箭推进, 2016, 42(2): 79-85.
- ZHU C C, HAN W, YU X L, et al. Review of nitrous-oxide-based composite monopropellants technology [J]. Jour-

- nal of Rocket Propulsion, 2016, 42(2): 79-85.
- [16] VOZOFF M, MUNGAS G. NOFBTM: a non-toxic, "green" propulsion technology with high performance and low cost [C]//AIAA SPACE 2012 Conference & Exposition. Pasadena, California Reston, Virginia: AIAA, 2012.
- [17] MUNGAS G, VOZOFF M, RISHIKOF B. Nofbmonopropulsion overview [C]//14th Annual FAA Commercial Space Transportation Conference. Washington:FAA, 2011.
- [18] 张修社. 2018 年 DARPA 研究计划聚焦 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2018.
- [19] MESSIER D. ALASA launches onhold due to exploding fuel [EB/OL]. (2015-11-30) [2020-5-27]. <http://www.parabolicarc.com/2015/11/30/alasa-launches-hold-due-exploding-fuel>.
- [20] GRUSS M. Darpa Scraps plan to launch smallsats from f-15 fighter jet [J]. Space News, 2015, 26(43): 1-4.
- [21] 贾平, 李辉. DARPA 取消“机载发射辅助空间进入”项目简析 [J]. 中国航天, 2016(1): 33-35.
- [22] THOMPSON B F, STRACK D F, MUNGAS G. Determining electrical ignition characteristics of a gas propulsion system [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2016, 53(5): 960-968.
- [23] STRAW A D, HOLTHAUS M J, HOESER S J. Premixed liquid propellant propulsion system and method with anti-flashback quenching liquid injector: US9989014 [P]. 2018-06-05.
- [24] WAUGH I, MOORE E, MACFARLANE J, et al. Testing of a novel nitrous-oxide and ethanol fuel blend [C]//Space Propulsion Conference. Seville, Spain: AIAA, 2018.
- [25] WAUGH I, MOORE E, MACFARLANE J, et al. Over view of rocket testing at the westcott test facility (2016/2017) [C]//Space Propulsion Conference. Seville, Spain: AIAA, 2018.
- [26] MAYER A, WIELINGW P W, WATT A, et al. European fuel blend development for in-space propulsion [C]//Space Propulsion Conference. Seville, Spain: AIAA, 2018.
- [27] MAYER A, WAUGH I. European fuel blend, final report: ESTEC [Z]. 2018.
- [28] WERLING L K, MÜLLER S, HAUKE A, et al. Pressure drop measurement of porous materials: flashback arrestors for a N_2O/C_2H_4 premixed green propellant [C]//52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Salt Lake City, UT. Reston, Virginia: AIAA, 2016.
- [29] ZENG Z W, GRIGG R. A criterion for non-darcy flow in porous media [J]. Transport in Porous Media, 2006, 63(1): 57-69.
- [30] ZHONG W, LI X, LIU F H, et al. Measurement and correlation of pressure drop characteristics for air flow through sintered metal porous media [J]. Transport in Porous Media, 2014, 101(1): 53-67.
- [31] SPALDING D B. A theory of inflammability limits and flame-quenching [J]. Mathematical, Physical and Engineering Sciences, 1957, 2(12): 83-100.
- [32] WERLING L K, HASSLER M, LAUCK F, et al. Experimental performance analysis (c* & c* efficiency) of a premixed green propellant consisting of N_2O and C_2H_4 [C]//53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Atlanta, GA. Reston, Virginia: AIAA, 2017.
- [33] WERLING L, LAUCK F, FREUDENMANN D, et al. Experimental investigation of the flame propagation and flashback behavior of a green propellant consisting of N_2O and C_2H_4 [J]. Journal of Energy and Power Engineering, 2017, 11(12): 735-752.
- [34] WERLING L, BÄTZ P, CIEZKI H, et al. Influence of combustion chamber size (L^*) on characteristic exhaust velocity (C^*) for a N_2O/C_2H_4 premixed green propellant [C]//Space Propulsion Conference 2018. Sevilla, Spain: AIAA, 2018.
- [35] WERLING L, LAUCK F, FREUDENMANN D, et al. Experimental investigation of the flame propagation and flashback behavior of a green propellant consisting of N_2O and C_2H_4 [C]//7th European Conference for Aeronautics and Aerospace Sciences. [S. l.]: EUCASS, 2017.
- [36] WERLING L, JOO Y, WENZEL M, et al. A premixed green propellant consisting of N_2O and C_2H_4 : experimental analysis of quenching diameters to design flashback arresters [J]. International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion, 2018, 17(3): 241-262.
- [37] MULLER S. Design, construction and testing of injectors used in a demonstrator unit for a nitrous oxide (N_2O)/ethene (C_2H_4) green propellant [D]. Stuttgart: University of Stuttgart, 2016.
- [38] SCHOLTEN J J F, KONVALINKA J A. Reaction of nitrous oxide with copper surfaces. Application to the determination of free-copper surface areas [J]. Transactions of the Faraday Society, 1969, 65: 2465.

- [39] YANG X S, HONG X, DONG W. Investigation on self-pressurization and ignition performance of nitrous oxide fuel blend ethylene thruster [J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 82/83: 161-171.
- [40] 杨学森,洪鑫,王子模,等. 新型自增压单元推进剂流动特性研究[C]//中国航天第三专业信息网第三十七届技术交流会暨第一届空天动力联合会议. 西安:中国航天第三专业信息网,2016.
- [41] 魏豪. NOFBX 推力器内燃烧及传热特性数值模拟[D]. 北京:北京交通大学,2018.
- [42] 郑东,熊鹏飞,钟北京. 新型绿色推进剂燃烧化学反应动力学模型[J]. 物理化学学报, 2019, 35(11): 1241-1247.
- [43] WANG W L, ZHANG H Q. Laminar burning velocities of C_2H_4/N_2O flames: experimental study and its chemical kinetics mechanism [J]. Combustion and Flame, 2019, 202: 362-375.
- [44] 魏豪,李国岫,虞育松. 氧化亚氨基单组元绿色无毒推进剂燃烧特性仿真研究[C]//中国化学会第八届全国化学推进剂学术会议. 青岛:中国化学会,2017.
- [45] 刁严. 液体推进剂在多孔介质材料中的流动与传热特性研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2018.
- [46] 王伟龙,张会强. 预混 C_2H_4/N_2O 推力室喷注面板热反侵着火现象数值模拟[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2020, 69(3): 206-211.
- [47] 张锋,杨伟东,胡洪波,等. 氧化亚氮/乙烯推进剂预混燃烧特性试验研究[J]. 火箭推进, 2019, 45(3): 41-47.
- [48] 李智鹏,蒋榕培,王亚军,等. 氧化亚氨基绿色单组元推进剂火焰传播速度研究[C]//中国航天第三专业信息网第三十七届技术交流会暨第一届空天动力联合会议. 西安:中国航天第三专业信息网,2016.
- [49] 李智鹏,孙海云,蒋榕培,等. 乙烯-氧化亚氮层流预混燃烧过程研究[J]. 火箭推进, 2018, 44(5): 37-42.
- [50] 蒋榕培,李智鹏,孙海云,等. 管道效应对 NOFBX 推进剂缓燃转爆轰的影响研究[C]//中国化学会第八届全国化学推进剂学术会议. 青岛:中国化学会,2017.
- [51] 曾祥敏,张玉刚,蒋榕培,等. $N_2O/C_2H_4/CO_2$ 预混气体火焰传播及爆炸特性的试验研究[J]. 火炸药学报, 2018, 41(5): 501-505.
- [52] ZHANG B, LIU H, WANG C. Detonation velocity behavior and scaling analysis for ethylene-nitrous oxide mixture [J]. Applied Thermal Engineering, 2017, 127: 671-678.
- [53] LI Y Y, JIANG R P, CHEN Y, et al. Study on flame propagation of premixed $N_2O - NH_3/N_2O - NH_3 - C_3H_8$ in cylindrical vessels [J]. Journal of Energetic Materials, 2018, 36(3): 352-361.
- [54] LI Y Y, JIANG R P, LI Z P, et al. Studies on the flame propagation characteristic and thermal hazard of the premixed N_2O /fuel mixtures [J]. Defence Technology, 2020, 16(3): 564-570.
- ZHANG F, YANG W D, HU H B, et al. Experimental investigation of premixed combustion characteristics of N_2O/C_2H_4 propellants [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2019, 45(3): 41-47.