http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2026.0063

氧化亚氮推进技术发展现状与趋势

魏祥庚[1,*]，谢远[1]，路伟杰[1]，刘雄峰[1]，高玉闪[2]，赵昊阳[1]
(1. 西北工业大学 固体推进全国重点实验室，西安 710072；2. 西安航天动力研究所，西安 710100)

摘 要：氧化亚氮(N_2O)作为一种无毒绿色、稳定安全的自增压推进剂，广泛应用于单组元和双组元火箭发动机，尤其在姿轨控动力领域具有重要的研究价值与应用潜力。对几类氧化亚氮推进系统的发展历程与研究现状进行综述，总结氧化亚氮推进系统的特点，指出推动其工程应用的关键技术，并进一步展望了氧化亚氮推进技术在姿轨控动力方向的未来研究重点，以期为航天姿轨控动力系统的创新与工程实践提供参考。

关 键 词：姿轨控发动机；绿色推进剂；氧化亚氮；关键技术
中图分类号：V511
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2026)10-3350-19

姿轨控动力系统是航天器系统的重要组成部分，其主要作用是实现航天器在轨姿态精确控制与轨道调整。目前，国内外已应用多种推力级别的姿轨控发动机完成航天任务[1-3]。当前工程应用中多采用传统化学推进剂(如肼类)，虽技术成熟，但仍面临毒性高、储存条件苛刻、环境影响较大等问题。随着未来空间任务向长寿命、高机动、绿色环保及高可靠性方向发展，对姿轨控发动机提出了更严苛的要求，包括更紧凑的结构尺寸、更高的比冲、更多次的启动能力、更长的在轨服役时间，以及推进剂的低毒化和环境友好性。在此背景下，氧化亚氮(N_2O)因其绿色无毒、饱和蒸汽压高、价格低廉、安全稳定等优点而展现出显著优势，可用于设计自增压系统以大幅降低系统结构质量，有望在航天器姿轨控发动机中得到广泛应用[4]。

近几年，氧化亚氮被成功应用于多款发动机，推力等级包含1～1 068 N不等，用于CubeSats[5]、大型行星际转移级[6]、火星着陆器和空间站[7]等一系列项目。国外黎明宇航公司(Dawn Aerospace)采用氧化亚氮/丙烯作为推进剂，研制了适用于多型卫星的推进系统。该推进系统已应用于AstroForge与OrbAstro(深空小行星采矿卫星)、Pixxel(高光谱成像星座)及Lynk(卫星直连地面移动通信星座)等任务[5]。脉冲公司(Impulse Space)采用氧化亚氮/乙烷推进剂，开发了用于轨道运载任务的Mira航天器，该航天器搭载空间监视有效载荷，并纳入美国太空部队“战术响应空间”(TacRS)计划[6]。近期，该公司与相对论公司(Relativity Space)合作，联合研制一款基于氧化亚氮推进剂的火星着陆器[7]。与此同时，浩瀚太空公司(Vast Space)亦采用氧化亚氮/乙烷作为推进剂，研制了Orbiter轨道转移飞行器，该飞行器还可作为Launcher轻型运载火箭的第三级使用[8]。此外，氧化亚氮还发展出了电加热、催化分解、单组元等多种推进形式[4]，展现出了不俗的发展潜力。

本文通过梳理氧化亚氮发动机的发展历程，提炼研究重点及关键技术，总结氧化亚氮推进技术发展方向，以期对姿轨控发动机的技术发展提供借鉴。

收稿日期：2026-01-27；**录用日期**：2026-04-24；**网络出版时间**：2026-05-15 14:10
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20260515.1009.001
基金项目：陕西省自然科学基础研究计划 (2021JC-14)
* **通信作者**. E-mail：realysnow@nwpu.edu.cn

引用格式：魏祥庚，谢远，路伟杰，等. 氧化亚氮推进技术发展现状与趋势[J]. 北京航空航天大学学报，2026，52(10)：3350-3368.
Wei X G，Xie Y，Lu W J，et al. Current status and trend of nitrous oxide propulsion technology[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2026，52(10)：3350-3368 (in Chinese).

1　基于氧化亚氮的动力系统主要研究进展

目前, 氧化亚氮推进剂主要应用于以下几类推进系统: 电加热式、催化分解式、复合推进剂单组元式、双组元液体推进系统。此外, 其在固液混合推进系统中也有应用。根据对现有氧化亚氮发动机技术的梳理(如表 1 所示), 德国、法国、美国、日本等国均已开展相关研究。本文聚焦液体火箭发动机方向, 因此, 固液混合推进系统不在讨论范围内, 后续将重点综述上述几类液体推进系统。

表 1　氧化亚氮发动机研究概况

Table 1　Research overview of nitrous oxide engines

年份	研究机构	推进剂组成	发动机推力/N	应用
2020	德国-航空航天中心[4]	N_2O/乙烷	1, 22	
2000～2010	法国-机电一体化研究中心[9]	N_2O/PE	1 000	探空火箭
2020	新西兰-黎明宇航公司[5]	N_2O/丙烯	0.49～1.35, 6.1～16.7	B1和B20推进器, 卫星推进
2000～2010	美国-斯坦福大学[10]	N_2O/石蜡		“游隼”探空火箭
2010～2020	美国-桑迪亚国家实验室[11]	N_2O/乙醇	577	空间推进
2010～2020	美国-Firester公司[12]	NOFBX	450	推进动力-火星单级入轨火箭
2000～2010	美国-阿拉巴马大学	N_2O/丙烷	200	空间推进
2000～2010	美国-阿拉巴马大学[13]	N_2O/乙醇	1	卫星推进
2000～2010	美国-鲁坦及美国缩尺复合体公司[14]	N_2O/HTPB	73 500	“太空船一号”载人亚轨道飞行器
2010～2020	美国-斯卡尔德复合材料公司和英国-维珍银河公司[15]	N_2O/HTPB	310 000	“太空船二号”载人亚轨道飞行器
2020	美国-脉冲公司[16]	N_2O/乙烷	26	空间推进
2020	美国-脉冲公司[17]	N_2O/乙烷	800	空间推进
2010～2020	日本-宇宙航空研究开发机构JAXA[18]	N_2O/乙醇	700	高超声速飞行器火箭验证平台
2010～2020	日本-宇宙航空研究开发机构JAXA[19]	N_2O/乙醇	2 000	上面级主发动机
2010～2020	日本-宇宙航空研究开发机构JAXA[19]	N_2O/乙醇	20	系统推进
2010～2020	英国-AEL公司[20]	N_2O/乙醇(预混)	600	
2000～2010	英国-萨里大学[21]	N_2O	5.00×10^{-4}	“UoSAT-12”卫星推进
2000～2010	中国-北京航空航天大学[22]	N_2O/HTPB	7 000	“北航二号”探空火箭
2000～2010	中国-北京航空航天大学[23]	N_2O	1	卫星推进
2020～2023	中国-西北工业大学[24]	N_2O/煤油	500	轨控定推力发动机
2023～2025	中国-西北工业大学[25]	N_2O/煤油	80～400	轨控变推力发动机
2024	中国-北京交通大学[26]	N_2O/煤油		
2025	中国-北京理工大学[27]	N_2O/乙烷		
2009	中国-国防科学技术大学[28]	N_2O/乙醇		

注: HTPB为端羟基聚丁二烯(hydroxyl-terminated polybutadiene); PE为聚乙烯(polyethylene))。

1.1　氧化亚氮电加热推进系统

氧化亚氮电加热推进系统利用其高饱和蒸汽压特性实现自增压供应, 通过电阻加热至约 800 ℃后从喷管排出, 系统原理如图 1 所示[21]。该推力器不仅具备氮气推进系统响应快、结构简单、成本低的特点, 而且结构体积更小、比冲性能更高, 可达 148 s。该系统于 1999 年在 UoSAT-12 小型卫星上成功应用。该卫星同时配备了氧化亚氮与氮气 2 种推进方式, 其中, 氧化亚氮虽仅占总推进剂质量的 1/3, 却贡献了 2/3 的总冲量。由此可见, 氧化亚氮电加热推进系统在性能上表现出显著优势。

1.2　氧化亚氮催化分解推进系统

氧化亚氮催化分解推进系统的比冲为 160～190 s, 高于氮气冷气推进系统与氧化亚氮电加热推进系统的比冲(148 s)。该系统具备自增压能力, 结构简单, 非常适用于微小卫星的动力系统。氧化亚氮流经催化床, 受热催化分解为氮气与氧气, 之后经过喷管加速喷出形成推力[28], 催化分解推进器工作原理示意如图 2 所示。

氧化亚氮热分解反应的化学方程式为

$$N_2O \rightarrow N_2 + 0.5O_2 + 1\,864\ \text{kJ/kg}$$

该反应活化能较高, 约为 250 kJ/mol, 热分解温度不低于 520 ℃。加入催化剂可显著降低反应活化能、促进分解过程, 如图 3 所示, 图中, E_a 为活化能, ΔH_r° 为反应焓。目前常用的催化剂在约 200 ℃即可表现出良好的催化活性。

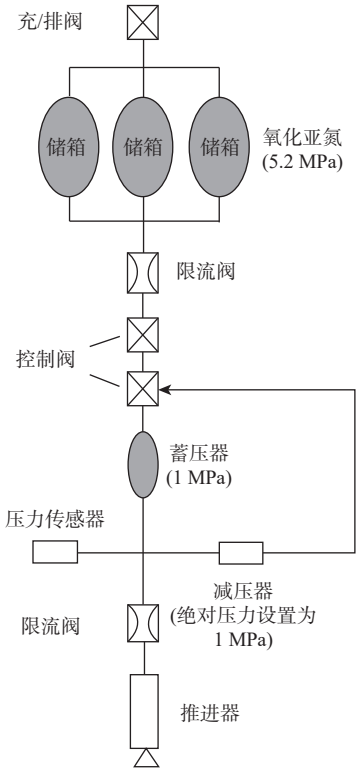


图1 UoSAT-12氧化亚氮系统原理图[21]

Fig. 1 Schematic diagram of nitrous oxide system on UoSAT-12 [21]

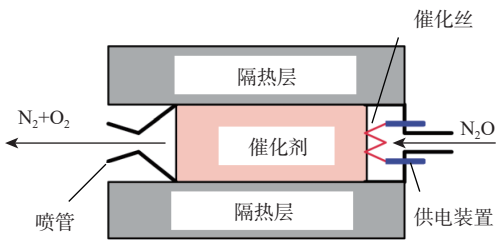


图2 氧化亚氮催化分解推进器工作原理示意图[29]

Fig. 2 Schematic diagram of catalytic decomposition thruster for nitrous oxide [29]

研究表明，推力器热损失、催化床的床载与床长设计及其与推力器的匹配程度等因素，均对系统性能具有重要影响[30-33]。可采取以下措施提升催化分解推进器的加热性能：采用将加热器埋在催化剂中的内加热方式提高加热效率；优化推力器结构与尺寸以减少预热能量损失；在长时间停机后重启时，适当增加加热功率以缩短点火延迟时间[34-35]。

1.3 氧化亚氮复合推进剂单组元推进系统

液态氧化亚氮对大多数有机物及烃类燃料具有良好的溶解能力，所形成的混合物表现出良好的相容性与稳定性。研究人员通过将烃类、醇类或氨类燃料溶解于氧化亚氮，并经特殊工艺制备出氧化亚氮基复合推进剂（nitrous oxide fuel blend, NOFBX）。该类推进剂兼具双组元推进剂的高比冲优势与单组元推进剂的系统结构简单的特性[36]。

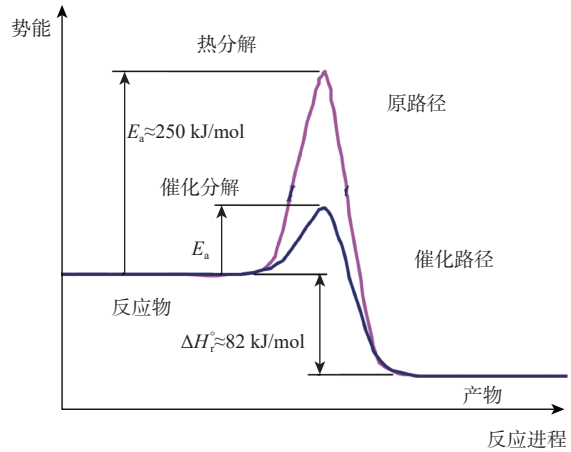


图3 氧化亚氮催化分解[29]

Fig. 3 Nitrous oxide catalytic decomposition [29]

2000年，美国Firestar公司为了完成美国国家航空航天局（National Aeronautics and Space Administration, NASA）火星技术，应用项目中单级入轨火箭（single-stage-to-orbit, SSTO）携带火星样本返回任务率先提出NOFBX[12]，于2012年成功研制出氧化亚氮和C_2烃（含有2个碳原子的简单有机碳氢化合物）推进剂组合的445 N级发动机，并在美国国家空间站完成真空点火实验[37]，如图4所示。除C_2烃之外，甲烷、丙烷及乙醇[38]等也可以作为NOFBX中的燃料。

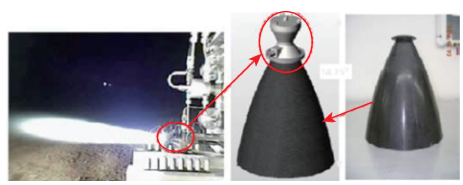


图4 NOFBX™445 N燃烧室地面点火测试（燃烧室压强为2.06 MPa）[37]

Fig. 4 Ground ignition test of the NOFBX™ 445 N (combustion chamber with a chamber pressure of 2.06 MPa)[37]

中国关于NOFBX的研究虽起步较晚，但目前已掌握了公斤级的氧化亚氮复合推进剂的制备技术，并成功开展了小推力点火实验[39-40]。同时，NOFBX基础燃烧特性的研究也取得不少进展，主要集中在推进剂的反应机理模型、着火延迟时间、自着火特性等方面[41-46]。

单组元复合推进剂制备困难，为简化研究难度，德国宇航中心（Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., DLR）[47]选择气态N_2O与气态乙烯（C_2H_4）预混制成NOFBX，并进行了水冷点火实验，如图5所示。NOFBX不仅可用于火箭发动机，也有学者尝试将其用于爆轰发动机。Bangalore等[48]分别进行了氧化亚氮与乙烯、乙炔、乙炔-氧混合物等复合推进剂的爆燃转爆轰等实验研究，发现在低

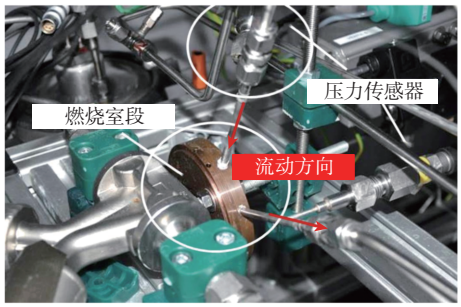


图 5　带水冷的 N_2O/C_2H_4 测试装置[47]

Fig. 5　N_2O/C_2H_4 test setup with cooling channel[47]

推进剂预混压强下, 复合推进剂的点火延迟时间会随预混压强上升而减少, 减少的速度较快, 且氧化亚氮在高温下的分解会使复合推进剂产生更高的爆轰压强。

研究表明, 与常规双组元推进系统相比, NOFBX 作为一种单组元推进剂, 具备自增压特性, 可显著降低推进系统的整体质量并简化结构。其在能量特性方面表现突出, 真空比冲可达 325 s, 密度比冲约为 2.5×10^5 (kg·s)m^3, 且燃烧过程平稳。此外, NOFBX 还具有无毒环保、推重比高(铝制推力室可达 100:1)、可重复起动、压强调节范围宽、可采用火花塞点火、与材料相容性好等优点, 展现出显著的发展潜力[49]。

尽管 NOFBX 性能优异, 但仍存在若干关键技术问题有待解决。首先是回火问题。NOFBX 饱和蒸汽压较高, 常温下易气化, 且气相燃烧速率极快, 在点火阶段易发生回火, 可能导致供应系统爆炸, 构成严重安全隐患。美国“机载发射辅助进入空间”项目在使用 NOFB37(氧化亚氮质量分数 70%的 N_2O/C_2H_2 复合推进剂)进行静态点火测试时, 4 次试验均发生回火爆炸, 最终导致项目中止[50]。

其次是冷却问题。在主动冷却过程中, 若 NOFBX 温度变化过大, 可能导致推进剂组分分离, 引发燃料裂解积碳或管路烧蚀等问题[51]。喷注器面板也易烧蚀, 在 Mayer 等[38] 的实验中就曾观察到因长时间工作导致的喷注器面板烧蚀现象。

最后是供给稳定性问题。尽管 NOFBX 具备自增压能力, 但在供给过程中, 储箱内压强变化会引起推进剂理化性质与组分的显著波动[52]。实际应用中常需通过精确控制储箱压强或温度以减缓该变化, 然而, 当前调控精度仍不足, 限制了其工程应用的可靠性。

综上所述, NOFBX 发动机具有比冲高、燃烧效率良好和供给系统简单等突出优势。若能在发动机设计过程中合理选择推进剂组分, 并系统解决回火、长效冷却与稳定供应等关键问题, 将有效提升发动机的稳定性与安全性, 使 NOFBX 有望成为小推力姿轨控发动机系统的优选推进剂。

1.4　氧化亚氮双组元推进系统

氧化亚氮在双组元推进系统中也有广泛的应用, 目前, 已开展与甲烷、乙烷、乙烷-乙烯(混合燃料)、丙烷、丙烯、乙醇、煤油等多种燃料组合的研究。

氧化亚氮/丙烷(nitrous oxide/propane, NOP)是一种无毒推进剂组合, 其化学反应活性较低, 可在太空环境中长期储存且不易降解, 有助于降低系统运营成本。在环境温度下, 氧化亚氮的饱和蒸汽压约为 5.1 MPa, 丙烷约为 0.76 MPa, 因此, 高压氧化亚氮可同时作为氧化剂和丙烷的加压气体, 实现自增压供应。N_2O 的自增压供应可采用 2 种方式: 从储箱底部以两相流形式供应[53-54], 或从储箱上部以气态形式供应[55]。Smith 等[53] 首次开展了 NOP 推进剂的地面论证实验, 采用火炬点火方式, 实现了平稳的点火与燃烧过程, 燃烧室压强范围覆盖 0.96～2.10 MPa, 验证了氧化亚氮自增压供应在液体火箭发动机中的可行性。在此基础上, Tiliakos 等[54] 为评估催化分解点火方案的适用性, 改进了 Smith[53] 所采用发动机的头部结构如图 6 所示, 发现燃烧室内压强振荡会导致燃烧效率下降, 而高流量、高流速的两相氧化亚氮流会加剧该不稳定现象。王栋等[55] 设计了图 7 所示的火炬式点火器, 研究了气态氧化亚氮分别与气态及液态丙烷的点火特性, 结果表明, 余氧系数对点火延迟时间具有显著影响。

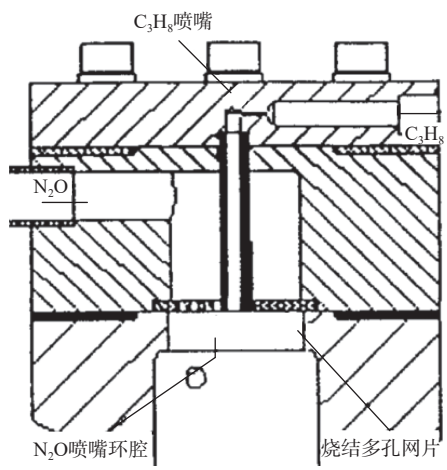
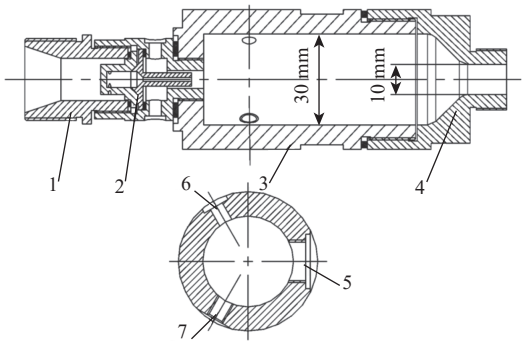


图 6　NOP 发动机喷嘴设计[54]

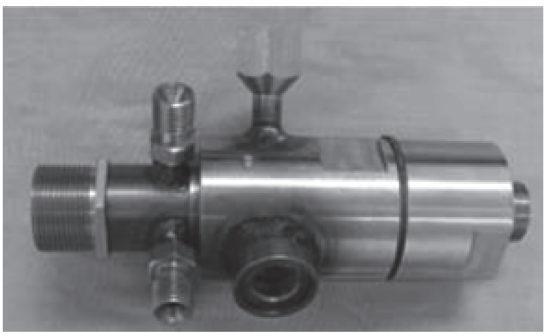
Fig. 6　Injector design for NOP rocket[54]

氧化亚氮/乙醇(nitrous oxide/ethanol, NOEL)是另一种常见的推进剂组合, 其比冲性能略低于 NOP 发动机, 但燃烧稳定性和燃烧效率更高, 更适用于较大推力的发动机, 如小型运载火箭的上面级发动机, 因此, NOEL 通常采用携带高压气源进行挤压式供应。日本宇宙航空研究开发机构(Japan



1. 直通接头；2. 同轴旋流式喷嘴；3. 燃烧室；4. 喷管；5. 火花塞基座；6. 压力传感器测孔；7. 温度传感器测孔。

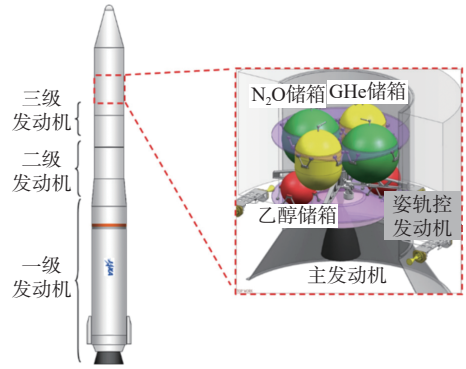
(a) 结构示意图



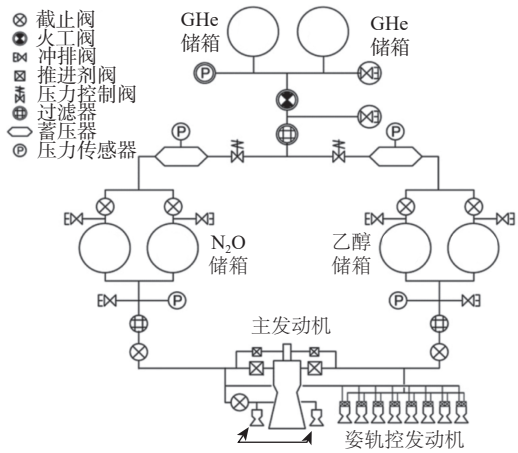
(b) 实物图

图 7 NOP 火炬点火器[55]

Fig. 7 NOP torch igniter schematic[55]



(a) 搭载NOEL推进系统的Epsilon原型机



(b) 系统原理图

图 8 配备 NOEL 推进系统的原型 Epsilon 运载火箭及其系统图[19]

Fig. 8 Prototype Epsilon launch vehicle equipped with NOEL propulsion system and its system diagram[19]

Aerospace Exploration Agency, JAXA)从 2003 年开始相关研究，进行了 NOEL 发动机点火实验[19]，该发动机计划用于 Epsilon 运载火箭的第三级，运载火箭和推进系统如图 8 所示，发动机海平面比冲为 225 s，海平面推力为 1.64 kN，室压为2 MPa。实验表明，氧化亚氮的喷射温度与挤压压强对燃烧稳定性有较大影响。Phillip 等[11] 对不同混合比工况下的地面比冲进行了测试，测得结果介于 250～260 s 之间，与 NASA 化学平衡计算程序 CEA(chemical equilibrium with applications)的理论预测值吻合良好。邓德涛等[28] 通过实验发现，NOEL 发动机可在宽范围余氧系数下稳定工作，且在余氧系数为 0.25～0.35 时燃烧效率较高。上述研究均采用火炬点火器实现点火。

除以上研究外，研究人员针对甲烷[56]、乙烷[27,57]、乙烷/乙烯(两者各占 50%)[58]、丙烯[5] 等燃料进行了研究，其中，氧化亚氮/丙烯发动机已经实现了工程应用，如黎明宇航公司(Dawn Aerospace)研制的 B20 发动机，该型发动机已于 2021 年作为 D-Orbit 公司的 ION 卫星运载器的轨控发动机成功完成空间验证，实现了运载器的连续变轨，从而在不同轨道高度下释放不同的卫星[5]。2023 年 11 月 11 日，脉冲公司(Impulse Space)研发的 Mira 平台搭载 SpaceX 猎鹰 9 号火箭进入太空，在 Mira 平台上搭载着 8 个 26 N 级氧化亚氮/乙烷发动机[16]。

近年来，西北工业大学魏祥庚等采用煤油作为燃料，对氧化亚氮/煤油双组元推进系统开展了系统研究。在一项专利中详细阐述了该型发动机动力系统的工作原理[59]，并成功通过点火实验验证了自增压供应系统的能力与热补偿效果[25]。此外，团队还针对变推力工况下的复合冷却方案开展了实验研究，结果表明，该冷却策略在变推力条件下仍能有效维持发动机热平衡，验证了其工程可行性[24]。

总之，目前已开展多种推进剂组合的发动机工作特性研究。对比各推进剂组合及现阶段常用的双组元推进剂组合的性能，如表 2 所示，发现氧化亚氮推进剂组合燃温较高而比冲略低，在各种氧化亚氮推进剂组合中，氧化亚氮/乙炔比冲最高，氧化亚氮/乙烯稍次之，NOEL 比冲最低。然而，乙烯、乙炔安全性较差，其中，乙烯安全性高于乙炔[4]。在选择与氧化亚氮组合的燃料时，不仅要考虑比冲性能，还要综合考虑燃料的理化性质。对比几种常用燃料的饱和蒸汽压(如图 9 所示)，乙烯的饱和蒸汽压较高，接近氧化亚氮的饱和蒸汽压，氧化亚氮/

表 2　氧化亚氮双组元推进剂及其他推进剂的理论计算性能

Table 2　Calculated theoretical performance for nitrous oxide bipropellant and others

推进剂组合	燃烧温度/K	余氧系数α	特征速度C^*/(m·s^{-1})	燃气相对分子质量M_c/(kg·mol^{-1})	比冲I_{sp}/(m·s^{-1})
N_2O/C_2H_5OH	3 219.3	0.8	1 560.5	25.65	2 460.7
N_2O/CH_4	3 229.6	0.7	1 622.7	23.67	2 550.5
N_2O/C_2H_6	3 302.7	0.7	1 615.8	24.38	2 538.4
N_2O/C_2H_4	3 400.1	0.6	1 643.5	24.10	2 573.4
N_2O/C_2H_2	3 585.2	0.4	1 732.3	22.41	2 685.3
N_2O/C_3H_8	3 320.9	0.7	1 609.8	24.69	2 528.5
N_2O_4/MMH	3 384.3	0.6	1 730.6	20.40	2 725.7
LOX/LCH4	3 405.9	0.7	1 835.6	19.91	2 918.3
LOX/JP-10	3 631.0	0.7	1 755.5	22.98	2 777.4
LOX/LH2	2 694.7	0.4	2 417.1	8.95	3 794.6

注: 燃烧室压强约为7.09 MPa; 喷管出口及环境压强均为101 325 Pa; 计算结果为最佳比冲; 模型采用冻结流。燃气按理想气体处理, 燃烧为绝热过程, 喷管膨胀为等熵流动膨胀。

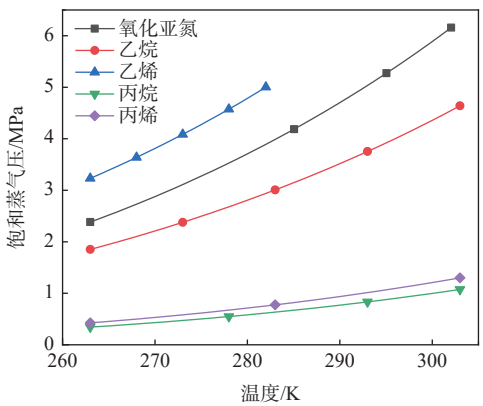


图 9　氧化亚氮、乙烷、乙烯、丙烷和丙烯的饱和蒸汽压

Fig. 9　Saturated vapor pressures of nitrous oxide, ethane, ethylene, propane and propylene

乙烯双高饱和蒸汽压的推进剂组合可以增加发动机工作时的稳定性, 被视为非常有潜力的自增压推进剂组合[54]。

在空间推进系统中, 与常规常温双组元推进剂(如 MMH/NTO)相比, 氧化亚氮基双组元推进剂具备多项优势: 绿色无毒、可自增压供应、系统结构简化、使用维护成本低, 且便于在轨长期贮存。未来, 采用该类推进剂的液体火箭发动机在姿轨控领域具有广阔的应用前景。

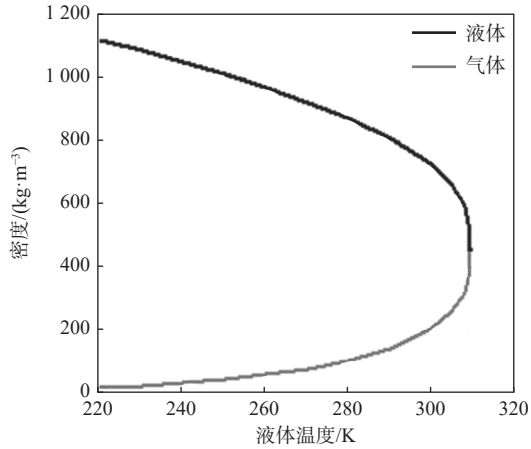
综上, 氧化亚氮推进系统的选择, 本质是在性能、复杂度、可靠性和成本之间权衡: 电加热式适用于追求简单与可靠的小型任务场景, 如立方星姿态控制; 催化分解式适用于需要中等性能且系统复杂度有限的小卫星推进场景, 但需重点关注催化剂寿命; 复合单组元式适用于对性能要求较高、同时希望降低系统复杂性的任务场景, 如上面级, 是一种有潜力的方案; 双组元系统则适用于主推进、需要高比冲和具备推力调节能力的任务场景, 如小型发射器, 是当前较为成熟方案。

2　氧化亚氮推进系统关键技术

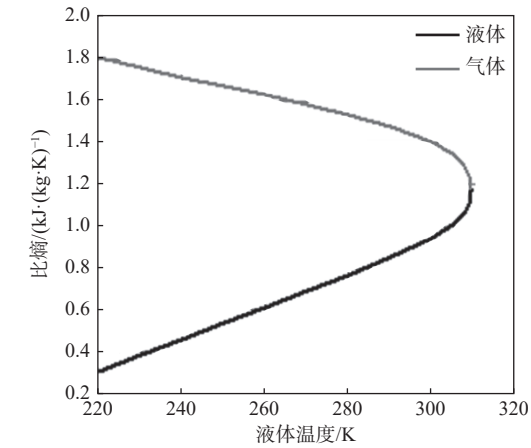
第 1 节总结了氧化亚氮基推进系统的主要研究进展, 可以看出, 尽管该推进剂优势显著, 但目前大多数研究仍处于地面试验阶段。为促进其应用, 梳理了亟待解决的关键技术问题, 主要包括: 氧化亚氮自增压模型和供应稳定控制技术、氧化亚氮催化分解技术、氧化亚氮发动机性能提升技术、氧化亚氮两相流喷注雾化技术、氧化亚氮发动机热防护技术及氧化亚氮发动机点火技术等内容。针对上述关键技术, 本文进一步提出了具体的研究思路, 为氧化亚氮推进技术发展提供参考。

2.1　氧化亚氮自增压模型和供应稳定控制技术

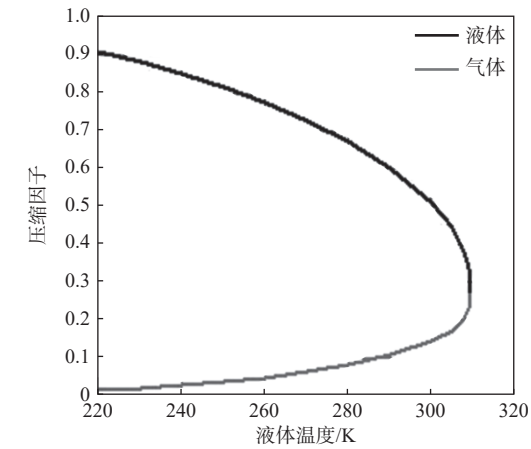
对于液体火箭发动机而言, 供给系统的质量通常占整个推进系统总质量的 25%～40%, 且复杂的供给系统往往会降低推进系统的可靠性, 而氧化亚氮自增压供给系统结构简单、质量较轻, 极大地降低了使用、维护成本[60-61]。氧化亚氮本身物性特殊, 其饱和蒸汽压、密度、比熵、压缩因子等物性参数随温度变化较大[62](饱和蒸汽压见图 9, 其余参数见图 10)。在 300 K 时, N_2O 的气相压缩因子为 0.512 0, 与压缩因子为 1 的理想气体偏差较大, 使理想气体模型不再满足; N_2O 的液相压缩因子为 0.143 4, 也不满足不可压液体(压缩因子为 0)的假设, 这给 N_2O 的建模带来了困难。且自增压排放过程中, 储箱内会发生复杂相变现象, N_2O 蒸发吸热会导致储箱内温度下降, 氧化亚氮的蒸发速率又与温度相关, 温度下降后蒸发速率即随之下降, 两者的耦合作用导致储箱内压强进一步下降, 在一些特殊工况下, 甚至会出现由于快速相变导致的闪蒸现象[63], 影响流量的稳定供应, 因此, 亟须建立准确的氧化亚氮自增压供给数学模型来预示储箱状态, 并采取合理的措施



(a) 密度



(b) 比熵



(c) 压缩因子

图 10 温度对氧化亚氮密度、比熵、压缩因子的影响[62]

Fig. 10 Influence of temperature on density, specific entropy, and compression factor of nitrous oxide[62]

实现推进剂流量稳定、高利用率供应。

氧化亚氮自增压供应预示研究主要采用计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD)数值模拟和理论计算2种方法。鉴于储箱排放需要采用瞬态模拟,计算量偏大,目前该研究主要借助理论计算集总参数模型来开展。集总参数模型根据排放过程中是否处于平衡状态,分为“平衡模型”和“非平衡模型”。“平衡模型”是指建模过程中假设储箱内气液两相一直处于平衡状态,且温度均匀分布,该模型适用于排放初期及排放流量较小的工况。Whitmore等[62]基于“平衡模型”,并假设排空过程中,储箱内剩余氧化亚氮与已排出氧化亚氮的总熵保持守恒,即等于初始状态下氧化亚氮的总熵。在此假设基础上,利用两相热力学性质表,根据当前的质量与熵确定系统状态,并据此计算排空过程中储箱内氧化亚氮的压强、温度及质量等参数的演化规律。Fernandez[64]对比了理想气体方程(Raolt's Law)和非理想气体状态方程(Peng-Robinson)模型预测结果,非理想气体模型和实验结果更加相符。排放过程中储箱内的一部分液相会气化来补充排空的体积,受重力场或加速度及来自壁面的热流影响,气相部分会出现明显的温度分层现象。当氧化亚氮排放流量较大时,液相来不及转变为气相,导致储箱压强下降,处于非平衡状态。此时若采用平衡模型会产生较大的误差,因此,研究人员发展了“非平衡模型”。Dyer等[65]将气液平衡条件引入Span-Wagner状态方程,提出了新的多参数状态方程,开发了非平衡流动模型,计算结果与实验结果较为一致。Zilliac等[66]针对储箱内温度分层现象,提出了推进剂分区蒸发传热传质模型,利用该模型进行了氧化亚氮的蒸发速率计算,较为精确地预测储箱内氧化亚氮压强、温度等参数变化规律。Kardaś等[67]提出一种储箱内部流体动力学模型,将流体视为两相混合物,也能预测氧化亚氮供给过程储箱内参数的变化情况。宋长青等[68-69]基于Zilliac等[66]的三区假设,引入Peng-Robinson状态方程,建立了储箱自增压供给过程模型,并利用相关实验结果修正了经验参数。

研究人员针对NOFBX推进剂也开展了相关自增压建模研究。杨学森等[52]通过集总参数模型和CFD这2种方法对NOFBX推进剂的储箱自增压特性、系统流动特性及管路气化特性开展了研究,如图11所示,发现Helmholtz自由能方程可较好地描述流动特性,集总参数模型和CFD计算结果比较吻合。

在氧化亚氮自增压供给过程中,储箱内会出现压强、温度下降的现象,影响推进剂流量的稳定供应。尤其是当剩余液相氧化亚氮较少时,储箱压强过小,会导致发动机无法工作,进而造成推进剂利用率下降。为保持流量稳定并提高推进剂的利用率,国内外研究人员提出了多种自增压稳定供应方案。

为保持储箱压强稳定,提高推进剂的利用率,最简单的办法是对氧化亚氮直接进行加热,使其温

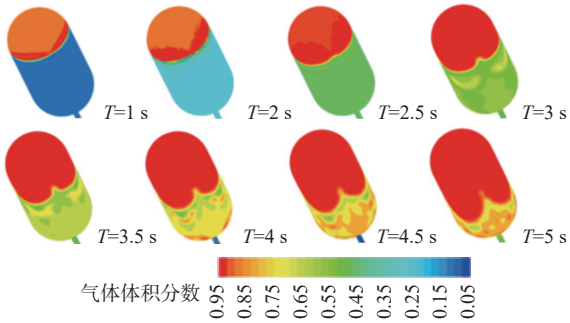
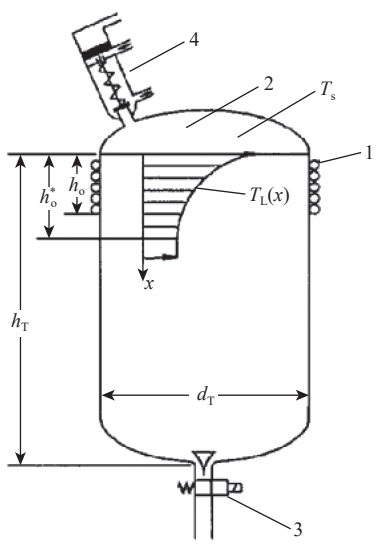


图 11　NOFBX 在储箱内流动数值模拟[52]

Fig. 11　Numerical simulation of NOFBX flowing out of a storage tank[52]

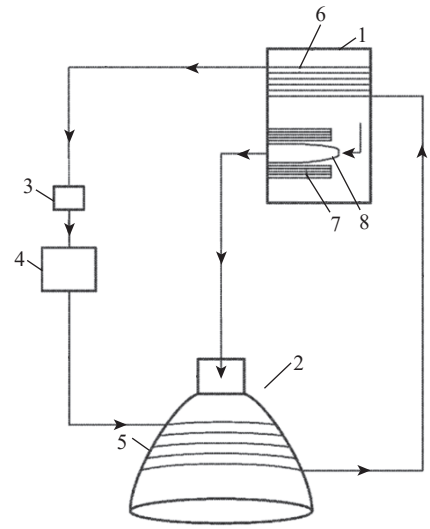
度保持稳定。可在储箱内部设置加热器来进行温度补偿[70], 在加热时要避免出现局部温度过高引起氧化亚氮分解。也有学者通过安装在储箱外表面的电加热器对推进剂进行温度控制, 如 Kozlov 等[71]提出一种用于低温液体推进剂预热的自增压方案, 使储箱在无增压气的情况下仍然有较高的初始压强, 原理如图 12 所示, 虽然在供应过程中未能稳定压强, 然而提高了推进剂的利用率。龚亮[72] 针对落压式系统的氧化亚氮储箱, 对比了对整个储箱壁面加热和只对液相壁面的加热效果, 并采用数值方法研究了不同加热功率值的稳压效果, 发现仅对液相壁面加热和提高加热功率能更好地提高氧化亚氮气态供应时的自增压性能。这种加热方式结构简单, 加热功率调节方便, 但当储箱出口推进剂的流量较大时, 所需的加热功率很大, 对供能系统提出较高的要求。为减小对供能系统的要求, 有学者提出利用燃烧室的热量对储箱进行加热[73], 系统如图 13 所示。冷却剂(非氧化亚氮)流经燃烧室的冷却通



1. 加热器; 2. 气相; 3. 推进剂主阀; 4. 安全阀。

图 12　通过加热实现自增压储箱稳压方案[71]

Fig. 12　Self-pressurized tanks pressure stabilizing scheme achieved through heating [71]



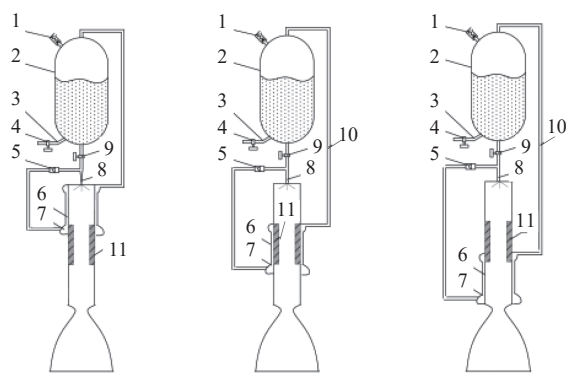
1. 推进剂贮箱; 2. 推力室; 3. 冷却剂驱动泵; 4. 冷却剂贮箱; 5~7. 换热器; 8. 贮箱出口。

图 13　冷却液循环方案示意图[73]

Fig. 13　Schematic diagram of coolant circulation scheme[73]

道, 吸收燃烧室的热量, 升温后的冷却剂在泵的作用下流经储箱表面的通道, 实现对氧化亚氮加热, 并再次进入冷却通道。这种加热方式利用燃烧室的热源降低了之前方案对“外加能源”的需求, 但冷却剂和泵增加了系统的质量和系统复杂度。

也有学者提出将氧化亚氮作为冷却剂, 经过再生冷却后再流入储箱, 从而避免引入专用冷却系统, 降低了系统的质量和复杂度。王正凯[74] 提出将再生冷却与储箱热补偿相结合的自增压方案, 在固液发动机前燃室布置再生冷却通道, 使氧化亚氮蒸发为蒸气后输送回储箱增压的方案, 如图 14 所示。Yeul 和方杰等[75-76] 设计了类似的再生热补偿系统。这种加热方式结构简单, 在对储箱加压的同时, 在一定程度上也缓解燃烧室高温烧蚀。然而,



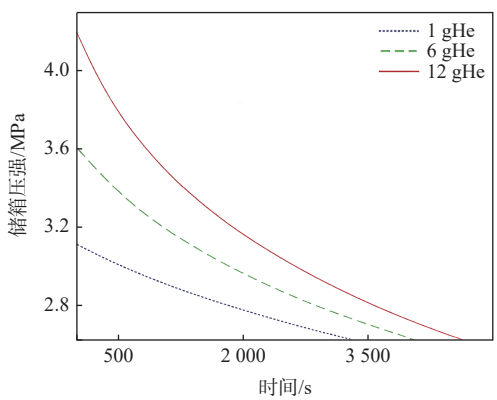
1. 安全阀; 2. 贮箱; 3. 加注管路; 4. 加注阀; 5. 单向阀; 6. 冷却通道; 7. 集液环; 8. 供应管路; 9. 主阀; 10. 增压管路; 11. 固体药柱。

图 14　基于再生冷却的自增压供应系统示意图[74]

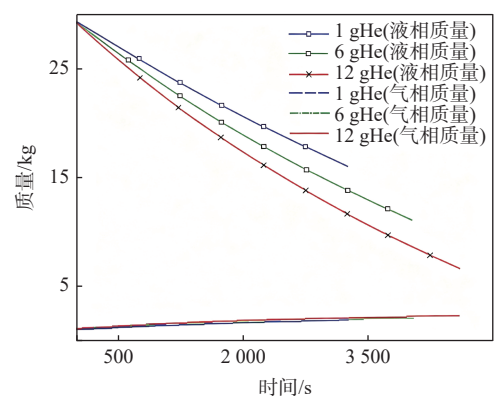
Fig. 14　Schematic diagram of a self-pressurized supply system based on regenerative cooling[74]

推进剂在冷却通道内的相态变化复杂，冷却通道设计要综合考虑推进剂流量、冷却位置、室压等因素，还要严格控制冷却通道内推进剂的温度在其安全温度以下。王正凯[74]通过数值模拟对冷却通道进行了深入研究，发现在亚临界压强下，通道内干涸点位置的温度会突升，应尽量将冷却通道设置在燃烧室热流密度较小的地方或将氧化亚氮主动冷却作为冷却壁面的辅助措施。杨中旭[24]对再生冷却过程进行数值模拟，发现液态氧化亚氮在进入冷却通道后，在壁面热流的影响下温度很快升高并发生相变，形成贴壁的高温气态氧化亚氮区域，随后气态区与液态区换热，使液态区温度不断升高，气态区域的范围也不断扩展。

另外，也有学者在氧化亚氮储箱内添加高压气体来提高利用率，增加自增压工作时长。早在2009年Fernandez[64]使用高压氦气对氧化亚氮储箱进行增压，提高了挤出效率，并建立了相关模型。龚亮[72]对比了有无氦气增压辅助对自增压特性的影响，发现当氦气量增加时，N_2O储箱初始工作压强提高，自增压工作时间增加，储箱内液态N_2O剩余质量减少，但气态N_2O剩余质量没有太大变化，结果如图15所示。此外，氦气量增加使储箱自增压性能提高的程度有限，可加注的氦气量存在极大值。Karabeyoglu[77]提出了将氧化亚氮和氧气的混合物作为火箭发动机的氧化剂，既可以提高氧化亚氮的自增压性能，又能提高氧化剂的能量特性。对此，张灿宇等[78]利用Peng-Robinson状态方程研究了氧化亚氮和氧气二元组分气-液相平衡，在范德华方程的基础上改善修正，提高了计算饱和蒸气压、饱和液相密度的准确性。综上，通过辅助气体增加起始压强可以延长自增压工作时间。



(a) 储箱压强



(b) 储箱内各相质量

图15 不同氦气量对储箱自增压工作特性的影响[72]

Fig. 15 Effect of different helium quantities on self-pressurization performance of storage tanks[72]

综上，氧化亚氮凭借其独特的自增压特性，可显著简化发动机供给系统结构，然而，其复杂的理化性质与相变行为也大幅增加了自增压过程的建模难度。现有研究表明，在集总参数模型中采用非平衡模型、Peng-Robinson非理想气体状态方程或Span-Wagner状态方程、推进剂分区蒸发传热传质模型等假设模型可以提高自增压预测精度；随着高精度模型的不断完善，结合数值模拟，将进一步增强系统仿真的可靠性。针对自增压过程中储箱压强下降的稳压需求，研究人员提出了多种调控方案：直接加热氧化亚氮需较大功率，适用于小流量工况；利用冷却剂回收燃烧室热量对储箱加热可降低功耗，但对冷却通道设计提出更高要求；高压气体辅助增压可在一定程度上延长使用时间，但改善效果有限。综合现有方案，目前尚未形成高效简洁的氧化亚氮稳压供应方法。最具潜力的技术路径是将经再生冷却后的氧化亚氮引回储箱用于增压，而该方案的实现需要在氧化亚氮冷却通道设计、冷却剂流量分配及储箱工作稳定性等关键方面开展更为深入的研究。

2.2 氧化亚氮催化分解技术

氧化亚氮催化分解技术在氧化亚氮推进领域具有重要的应用价值。首先，氧化亚氮作为单组元推进剂可直接用于卫星的姿态控制、位置保持、纳米卫星推进及推力矢量控制等任务。其次，该技术可作为点火装置提供一种可靠、结构简单且可重复启动的点火源，并可用于液体火箭发动机点火等功能。此外，氧化亚氮催化分解还可用于航天生命支持系统，因其分解产物为适宜呼吸的氮氧混合气体。氧化亚氮催化分解装置的基本工作原理如图16所示[79]。

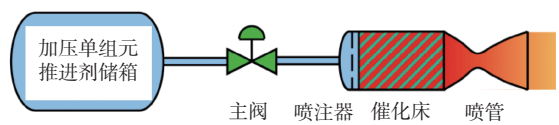


图16 氧化亚氮催化分解装置基本原理[79]

Fig. 16 Basic principle of catalytic decomposition device for nitrous oxide[79]

氧化亚氮催化分解技术的难点在于缩短催化剂的启动时间与提高催化分解效率。目前, 催化剂通常需借助外部热源预热至特定温度才能激活, 从室温升至活化温度通常需要数分钟, 降低了发动机的响应速度[29]。此外, 常用的催化剂多数难以耐受高温环境。实验表明, 氧化亚氮分解后的气体温度可超过 1 500 ℃[29], 在持续高温作用下催化剂易发生板结, 从而导致分解效率显著下降。

为缩短氧化亚氮催化床的启动时间, 当前研究主要聚焦于催化剂的优选、引入辅助气体以降低预热温度, 优化加热方式等方面。合适的催化剂能够有效降低反应活化能, 提高反应速率, 并降低预热温度。Zakirov 等[29] 评估了包括 NiO、铱基催化剂 Shell-405 和 LCH-201 在内的 50 余种催化剂, 发现铱基催化剂 Shell-405 能够将氧化亚氮的催化分解温度显著降低至 523.15 K, 且分解产物温度可达 1 773.15 K 以上。该团队还研制出一种以氧化钛包覆的氧化铝为载体的负载型铑(Rh)催化剂, 可在 673 K 触发分解并支持 5 次以上的重复启动, 表现出良好的稳定性。研究表明, 在氧化亚氮中添加少量特定的气体有助于提高氧化亚氮的化学反应动力学, 降低预热温度。Balasubramanyam 等[80] 为提高 NOP 预混气催化效果, 使用具有铱基 Shell-405 和铂的混合催化剂床, 在丙烷中添加 10% 丙烯作为燃料, 使发动机的起燃温度降低了约 25%, 在 423 K 时便观察到氧化亚氮与微量丙烷/丙烯混合物的完全热分解, 但高温分解气会导致催化剂烧结失活。Scherson 等[81] 将氧燃比为 30 的氧化亚氮/甲烷混合物流过贵金属/氧化铝催化剂, 在约 333 K 床温下, 10 s 内催化剂温度超 1 623 K; 而无甲烷的催化分解测试, 需至少 3 倍加热功率。Tiliakos 等[54] 也证实通入微量的烃(如丙烷或丙烯)可以降低催化剂预热温度至 366 K。综上, 通过添加特定气体可以降低催化剂预热温度, 从而减少加热能耗, 并缩短点火延迟时间。合适的预热方式会缩短催化床加热时间。目前常用的预热方式主要包括外热式和内热式 2 种。外热式通常通过在反应器外壁缠绕电阻丝进行加热, 如图 17 所示[30], 图中, T_{CB} 为燃烧室前端温度, T_C 为燃烧室温度, L 为催化床长度; 内热式则采用置于催化床内部的电热塞实现直接加热, 如图 18 所示[33]。此外, Hitch 等[82] 提出了逆流式换热反应器结构, 如图 19 所示。该反应器使用柱状电加热器将其外表面涂覆的催化剂加热至约 520 K, 通入的液态氧化亚氮在催化剂作用下发生分解, 反应释放的热量进一步促使未分解的液态推进剂蒸发。该方案有效利用了分解反应热, 同时增大了氧化亚氮与催化剂的接触面积, 从而显著提高了换热与分解效率。

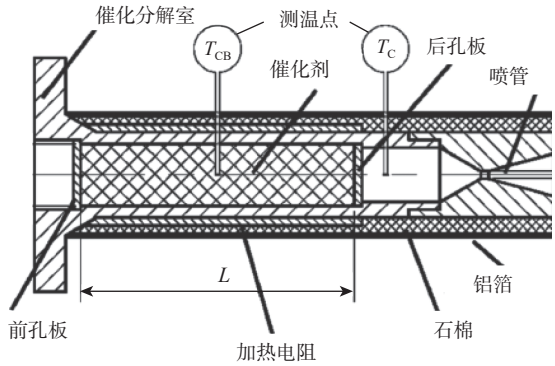
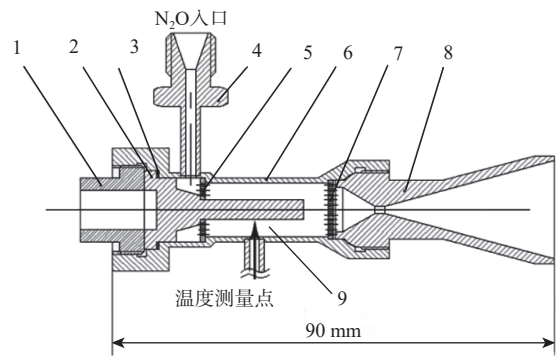


图 17　氧化亚氮微推力推进器方案[30]

Fig. 17　Schematic of N_2O micro-thruster[30]



1. 堵头; 2. 加热器; 3. 垫圈; 4. N_2O入口接管嘴; 5. 前垫圈; 6. 壳体; 7. 后垫圈; 8. 喷管; 9. 催化剂。

图 18　N_2O 单组元推进器原理图[33]

Fig. 18　Schematic of N_2O monopropellant thruster[33]

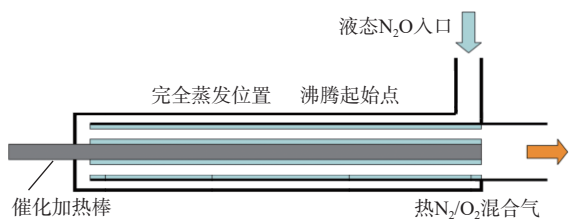


图 19　氧化亚氮催化换热器/反应器[82]

Fig. 19　Catalytic N_2O heat exchanger/reactor [82]

催化床的尺寸及氧化亚氮与催化床接触时的相态是影响催化分解效率的重要因素。在确定催化剂种类后, 需要对催化床的尺寸进行优化。Lohner 等[79] 采用金属氧化物与陶瓷材料作为催化剂, 发现催化床长度对分解性能影响显著。龚亮[72] 研究了催化床最优尺寸问题, 指出在低流量条件下催化剂利用率低、热损失大, 导致比冲下降; 高流量时则因分解不完全, 同样造成性能衰减; 仅在特定流量范围内, 比冲随流量增加而提升。李茂等[30] 在亚牛级微推进系统上开展的真空实验进一步验证了上述结论。氧化亚氮在催化剂作用下进行催化分解时, 气体和液体状态的氧化亚氮理论上都可以

参与反应。不过在实际应用场景中,更多是气态氧化亚氮参与催化分解反应。因为气态物质分子间距大、活性较高,在与催化剂接触时,能够更充分地发生反应,反应速率相对较快。液态氧化亚氮若要参与反应,往往需要先将其转化为气态,如通过加热使其气化,以满足催化分解的高效性需求。目前研究中,只有少数学者[82]针对液态氧化亚氮开展了催化分解研究。

综上,目前已开展了较多的氧化亚氮催化分解技术研究,研制出了推力从毫牛级到百牛级的各种原理样机。然而,该技术仍面临预热时间长、启动温度高及催化剂工作寿命短等问题。为进一步提升性能,未来的装置可采用高温抗氧化材料、使用3D打印等新技术制造更大接触面积的催化床[83];寻求可以进一步提高氧化亚氮的化学反应动力学的辅助催化气体;发展适合液态氧化亚氮催化分解的催化剂,可进一步缩小发动机的尺寸和质量,提高密度比冲。

2.3 氧化亚氮发动机性能提升技术

如表2所示,与液氧/甲烷、液氧/液氢及液氧/煤油等常用推进剂组合相比,氧化亚氮基推进剂比冲性能相对较低[77]。为提升其能量特性,研究人员采用多种方法提高氧化亚氮双组元发动机的比冲性能。

目前研究主要集中在添加氧制作混合氧化剂Nytrox,不同于将燃料和氧化亚氮制做为单组元推进剂NOFBX,Nytrox是将氧和氧化亚氮互溶混合,旨在制备无需深低温储存的高密度自增压氧化剂;在Nytrox的组分中,氧起到增加比冲与密度比冲的作用,而氧化亚氮则弥补了液氧的操作温度低、稳定性与可调节能力差等缺点。在较低温度时,氧化剂为纯液氧。随着温度的升高,两种物质可以互溶为Nytrox氧化剂。温度继续升高,Nytrox的氧含量降低,最后在接近室温(298 K)的温度下,者不能互溶,为纯氧化亚氮。由于Nytrox的使用温度高于纯液氧而低于纯氧化亚氮,因此,Nytrox中的氧将缓慢蒸发至气相起增压作用,而氧化亚氮则主要存在于液相中,增加了Nytrox的密度,使Nytrox同样具备自增压能力,但其自增压能力低于氧化亚氮。

氧化亚氮、氧气和Nytrox这3种氧化剂的特性对比如表3所示[77]。可以看出,Nytrox混合氧化剂具有诸多优势。与N_2O相比,Nytrox混合氧化剂的比冲性能更高,凝固点更低,与火星表面的温度完美匹配,适合执行火星表面空间任务;液氧的沸点为−183 ℃,Nytrox氧化剂在−80 ℃(或更高的温度)便可以使用,可以使用复合罐,降低了对储箱的使用要求,且系统总重比液氧推进系统更轻;能够通过部分自加压方式供应更高密度的推进剂,有效降低成本;Nytrox混合物的温度和压强可以单独控制,可以根据任务需求灵活调整储箱状态。

表3 O_2、N_2O和Nytrox作为氧化剂的特性对比[77]

Table 3 Comparison of pure O_2, N_2O and Nytrox as oxidizers[77]

氧化剂	比冲性能	密度	密度比冲	化学稳定性	毒性	可存储性	自增压能力	气相燃烧	自燃性	易操作性	材料成本	化学相容性	性能调节能力	发动机稳定性/燃烧效率	综合安全性
O_2	5	4	4	5	5	1	1	1	1	3	5	5	1	2	3
N_2O	3	2	1	4	4	5	5	3	1	5	4	5	2	5	2
Nytrox	4	4	3	4	4	3	3	5	1	4	4	5	5	4	5

注:5为性能最佳,1为性能最差。

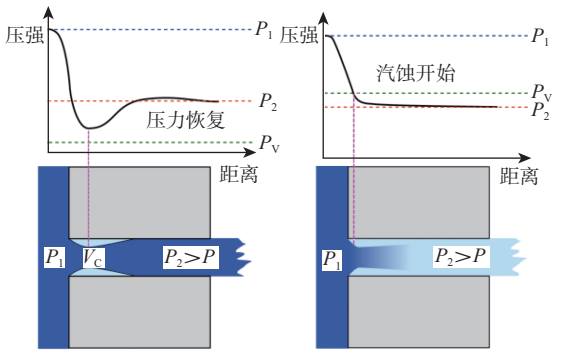
现阶段已经有研究人员提出将Nytrox用于小型运载火箭、火星上升器等动力系统。Karabeyoglu等[84]设计了Nytrox/添加20%铝的石蜡固液混合发动机以取代猎户座运载火箭的纯固体上面级发动机。也有学者对Nytrox供应过程进行了研究,张灿宇等[78]利用Peng-Robinson状态方程在不同的温度条件下对氧化亚氮-氧气(气-液相)平衡状态进行了计算,并对密度进行了分析,得到了温度与压强变化时储箱内气液两相密度的变化趋势。

综上,Nytrox能量性能优异且兼具自增压能力,相较于纯液氧推进系统有显著的结构质量优势和低成本的使用温度,相较于纯氧化亚氮推进系统则有性能优势。然而,Nytrox工作过程中组分变化较大,供应过程还不清晰,需进一步开展相关研究。目前,Nytrox主要在固液混合发动机使用,未来可尝试在氧化亚氮双组元发动机上使用,提升其比冲。为提升氧化亚氮发动机比冲,还可以使用高能燃料。氧化亚氮含氧量较少,生成产物中一般会有大量的氮气,可通过在生成物中添加镁粉等金属粒子的方式,使氮气和其进一步反应,用来提升发动机性能。

2.4 氧化亚氮两相流喷注雾化技术

在氧化亚氮自增压供应系统中,储箱挤压压强通常接近其饱和蒸汽压。当氧化亚氮在喷嘴内加速膨胀时,局部静压会低于饱和蒸汽压,引发闪蒸现象。不同饱和蒸汽压液体在喷嘴中的流动特性

如图 20 所示[65]。此外, 由于燃烧室压强通常远低于氧化亚氮的饱和蒸汽压, 喷嘴出口处的压强骤变会导致剧烈相变, 产生爆炸式雾化, 甚至可能因吸热导致局部“结冰”而造成点火困难[85]。喷嘴内外的复杂相变行为, 加之氧化亚氮物性对温度变化敏感, 显著增加了喷嘴设计的难度, 影响发动机工作稳定性。因此, 深入研究氧化亚氮两相流喷注与雾化机理, 对指导喷嘴优化设计具有重要意义。



(a) 高饱和蒸汽压　　(b) 液体在喷嘴中的流动示意图

图 20　低饱和蒸汽压[65]

Fig. 20　Low saturated vapor pressure[65]

喷嘴结构参数和喷嘴类型对氧化亚氮喷注雾化过程影响明显。Waxman 等[86] 通过实验发现, 直流喷嘴进口几何形状对雾化特性影响不大, 但喷嘴的直径和长径比对雾化效果起着决定性的作用, 且撞击式喷嘴可以显著改善雾化性能和推进剂在燃烧室内的分布。

氧化亚氮的温度也是影响其喷注雾化的重要参数。通过改变氧化亚氮的温度从而改变饱和蒸气压, 实现氧化亚氮在喷嘴内流动状态的改变, 从而调整发动机工作特性。NASA 研究中心开发的游隼单级探空火箭采用了氧化亚氮/石蜡固液混合发动机, 研究发现氧化亚氮喷注器内两相流加剧了发动机内的燃烧不稳定, 如图 21 所示[87]。Karabeyoglu 等[88] 采取减少氧化亚氮的蒸发时间、提高喷嘴喷注压降等措施改善系统低频耦合不稳定。Waxman 等[89] 通过增加氧化亚氮的初始供给温度, 提升了其初始饱和蒸汽压, 使燃烧室室压低于该饱和蒸汽压的 80%。试验结果表明, 该方法能够有效减弱室压振动的幅值和频率, 如图 22 所示。未来可从以下几个方面抑制不稳定燃烧: 促进氧化剂快速蒸发, 缩短蒸发延迟时间; 减少管路供

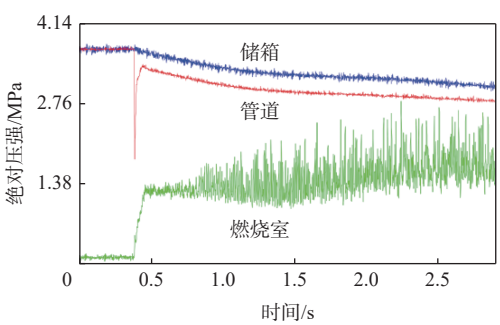


图 21　氧化亚氮/石蜡固液混合动力发动机中典型的低频和高频耦合燃烧不稳定性[87]

Fig. 21　Typical low frequency and high frequency coupled combustion instability in a nitrous oxide/paraffin solid-liquid hybrid engine[87]

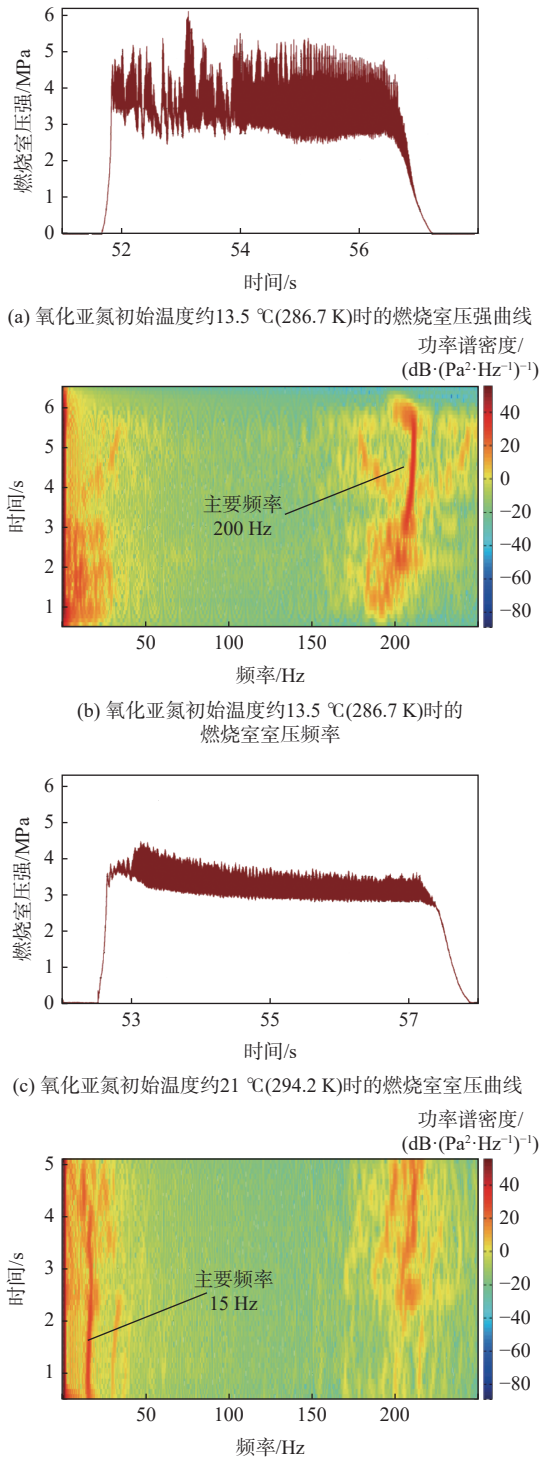


图 22　氧化亚氮造成的发动机系统的耦合不稳定[89]

Fig. 22　Coupling instability of engine system caused by nitrous oxide[89]

给充填时间；修改喷嘴设计以增加喷注压降。

综上，氧化亚氮的两相流喷注雾化过程复杂，并极大地影响发动机工作稳定性，然而，目前其喷注雾化过程研究还不足，尤其是氧化亚氮在喷嘴处的剧烈闪蒸现象，需深入开展氧化亚氮自增压流动相变研究，对自增压供给系统特性分析与氧化亚氮自增压火箭发动机设计有重要意义。

2.5 氧化亚氮发动机热防护技术

与常规推进剂相比，氧化亚氮热容低（T=300 K, P=5.88 MPa, C_p≈2.83 kJ/(kg·K)），在高温条件下易发生相变，其作为氧化剂的火箭发动机又具有更高燃温的特点，因此，氧化亚氮热防护更加困难。为应对这一挑战，可根据实际任务需求，灵活采取氧化亚氮气态、液态或超临界状态（supercritical N_2O, SCN_2O, T_c=309.58 K, P_c=7.254 MPa）等冷却方案。

目前，多数氧化亚氮发动机采用气态或液态氧化亚氮进行再生冷却，以有效控制燃烧室壁面温度。Berg 等[90] 研究了黎明宇航公司（Dawn Aerospace）的 B1 发动机（推力为 0.5 N），该发动机采用自增压气态氧化亚氮供应。研究发现，在辐射冷却条件下，壁面稳态温度高于所有再生冷却方案；而在采用螺旋形冷却通道时，其冷却性能优于冷却夹套和直线型通道，最高壁温降低 22%，且低于材料允许的最高工作温度，壁面温度对比如图 23 所示。Gallo 等[91] 研究了氧化亚氮固液混合发动机石墨喉衬的烧蚀情况，如图 24 所示，结果表明，在喉衬外部实施液态氧化亚氮再生冷却可显著降低喉部温度，减轻高温燃气对材料的侵蚀，从而在多次点火试验中保持结构完整性。在实际应用中，由于氧化亚氮自身冷却能力有限，常将其与燃料共同用于冷却。脉冲公司的氧化亚氮/乙烷发动机在燃烧室和喉部位置使用冷却技术使其最长工作时间长达 62 s[16]，如图 25 所示。此外，该公司 800 N 级发动机使用氧化亚氮对燃烧室进行再生冷却，并利用燃料对喷管进行冷却[17]，如图 26 所示。

除了气态、液态氧化亚氮用来冷却，SCN_2O 也有很大潜力用于冷却。Kumar 等[92] 为解决 SSTO

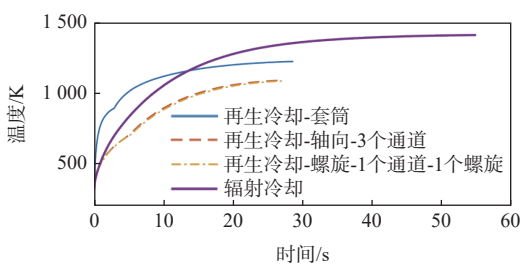
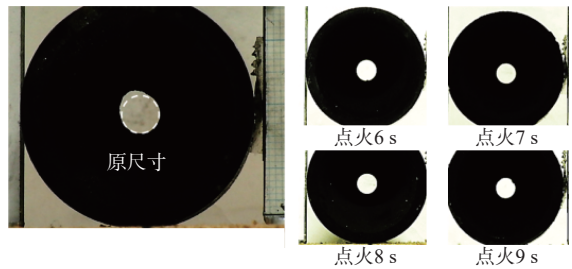


图 23 4 种不同冷却方式下最高壁温随燃烧时间的变化[90]

Fig. 23 Maximum wall temperature as function of burn time under four different cooling methods[90]



(a) 无热防护 (b) 再生冷却

图 24 热测试后无热保护和有热保护的发动机喉部比较[91]

Fig. 24 Comparison of nozzle throats without thermal protection and with thermal protection after thermal test[91]

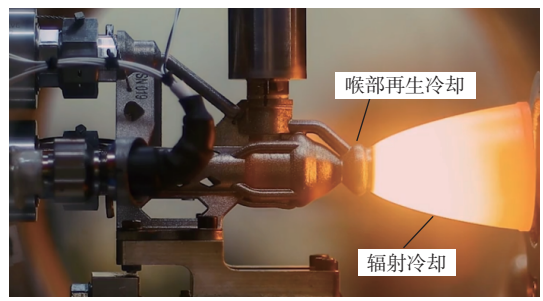


图 25 脉冲空间公司研发的 22 N 级氧化亚氮/乙烷发动机[16]

Fig. 25 22 N levels of nitric oxide/ethane engine developed by Impulse Space company[16]

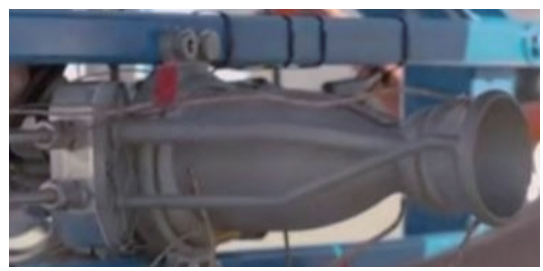


图 26 脉冲空间公司的 800 N 级发动机[17]

Fig. 26 Class 800 N engine developed by Impulse Space[17]

系统上混合塞式喷管喉部高温烧蚀问题，对比了气态、液态 N_2O 和 SCN_2O 的物理性质，发现 SCN_2O 的比热值和对流传热系数比液态和气态 N_2O 高得多，证明了 SCN_2O作为冷却剂的可行性。

也有学者采用发汗冷却的方式实现对氧化亚氮发动机的热防护。例如，Tiliakos 等[54] 在 NOP 发动机中将 25% 的氧化亚氮用于燃烧室的发汗冷却，也保证了发动机的正常工作。杨中旭[24] 采用复合冷却方案，推力室圆柱段采用再生冷却，喷管采用复合材料，同时在喷管收缩段布置液膜冷却喷孔，从而使液态氧化亚氮自推力室圆柱段末端进入再生冷却通道与液膜喷孔，而再生冷却通道出口的氧化亚氮经集液腔与喷注器等结构以气态喷注燃烧，通过数值模拟验证了方案的可行性。

综上所述，现有研究已分别采用气态与液态氧

化亚氮对发动机实施冷却, 并取得了良好的热防护效果。SCN_2O 因其热物理性质上的优势, 如更高的传热系数, 在发动机热管理中展现出显著潜力, 值得在未来开展更系统、深入的研究。此外, 将氧化亚氮与燃料相结合的复合冷却策略, 有望通过协同互补进一步提升冷却效率, 是该领域一个重要的发展方向。

2.6　氧化亚氮发动机点火技术

氧化亚氮在喷嘴处易发生剧烈闪蒸, 其复杂的相态变化增加了点火难度。在氧化亚氮双组元发动机中, 常用的点火方式包括电点火和火炬点火。电点火在小推力发动机中广泛应用[45,90], 具有良好的重复启动能力, 但随着流量的增大, 点火难度显著提高, 仅在特定余氧系数范围内方可实现可靠点火。火炬点火也广泛应用于氧化亚氮双组元发动机, 推进剂组合包括气/液(NOEL 火炬[93])方案和气/气方案(氧化亚氮/氢气火炬[94])。火炬点火具有结构简单、所需点火流量小、能量高、工作范围宽及可靠性强等优点, 主燃烧室的高压环境还可进一步提升其工作稳定性和重复启动能力。

当氧化亚氮双组元发动机以 Nytrox 作为氧化剂时, 液相推进剂之间的点火相对容易。然而, 对于气相 Nytrox 而言, 其点火所需能量比纯氧化亚氮高出 4～5 个数量级[77]。这一特性虽提升了 Nytrox 的安全性, 但在设计 Nytrox 发动机时, 却需要确保点火过程中尽量有液相 Nytrox 参与。

氧化亚氮液体双组元发动机在点火时的困难主要体现在需要点火能量高且点火延迟时间长等方面。Werling 等[95] 使用氧化亚氮/乙烯混合推进剂进行实验, 捕捉到了点火过程, 测量了点火延迟时间, 点火过程如图 27 所示。王栋等[55] 采用 NOP 组合, 发现余氧系数明显影响点火延迟时间。

对 NOFBX 的点火过程也开展不少研究, 主要

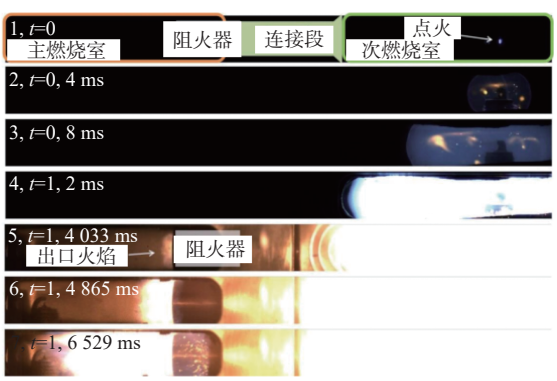


图 27　氧化亚氮/乙烯火焰传播机制的高速图像(火花塞点火)[95]

Fig. 27　High speed images of N_2O/C_2H_4 flame propagation mechanism(ignition at spark plug)[95]

集中在 N_2O 与小分子碳氢燃料(C_1、C_2), 特别是 N_2O/C_2H_4 的着火和燃烧特性。Yang 等[41] 建立了包含 129 种组分、900 步基元反应的乙烯基 NOFBX 燃烧化学反应机理模型和层流火焰传播模型, 模型计算结果与实验结果较为吻合。段志强和郑东等[42-43] 针对氧化亚氮和 C_2 烃, 以现有碳氢化物与氮氧化物的反应机理为基础, 发展了包含 52 组分、325 步基元反应的 NOFBX 燃烧化学反应机理模型, 得到的结果可以在宽范围内较为准确地预测推进剂的点火延迟时间及层流火焰速度, 有望在 NOFBX 发动机的多维燃烧数值模拟中得到广泛应用。魏豪等[44] 基于准稳态假设分析建立了 21 种组分, 18 步基元反应的 N_2O/C_2H_4 化学反应动力学简化模型, 通过 CFD 仿真计算分析了不同参数对 NOFBX 推进剂燃烧特性的影响, 并针对推进剂的再生冷却特性进行了计算。杨猛等[45-46] 利用加热的快速压缩机研究了氩气稀释下甲烷/氧化亚氮($CH_4/N_2O/Ar$)推进剂的自着火特性, 总结了混合气体的着火延迟时间预测模型。

综上, 在设计氧化亚氮发动机点火装置时, 需综合考虑推进剂供应状态、流量及推进剂组合等因素。在后续的研究中, 还需针对如何减小点火延迟时间、如何增加点火的成功率、如何在大流量条件下实现可靠电点火、多次点火及低功率电点火等问题进行重点突破。

3　结 束 语

氧化亚氮推进系统具有操作维护简便、绿色无毒、成本低廉、常温可长期贮存及易于获取等突出优势, 已在部分微纳卫星及空间推进器中得到实际应用。目前大多数发动机型号仍处于关键技术攻关阶段, 然而氧化亚氮推进系统基础理论与关键技术还需要从以下几方面进行加强和深化:

1) 高精度自增压控制研究。氧化亚氮自增压优势明显且受环境影响致储箱压强波动, 需构建自增压模型并研制检测调控系统, 保障储箱压强稳定与流量精确控制。

2) 低温预热、长寿命高效催化分解技术研究。当前催化剂存在起燃温度高、催化效率有限和寿命较短的问题, 需研发新型催化材料及助催化方法, 显著提升催化活性和稳定性, 以支持可靠多次点火。

3) 发动机性能提升研究。可从氧化亚氮添加氧制作混合氧化剂 Nytrox、高能燃料及添加金属颗粒和生成物进一步反应 3 个角度开展深入研究。

4) 两相流动喷注雾化研究。定量研究自增压液相氧化亚氮排放的流动相变, 明晰物性变化对发

动机工作稳定性的影响。

5）高可靠性热防护研究。因氧化亚氮发动机氧燃比高、燃温高，常规燃料主动冷却方式不适用，需开展液态或超临界态氧化亚氮再生冷却、氧燃复合冷却等多种方式热防护研究。

6）低点火延迟、高安全性的可靠点火技术研究。应通过推进剂配方优化、新型点火方法开发、供应与点火系统集成改进等措施，全面提升点火安全性和响应速度，保障发动机快速可靠启动。

随着这些理论和关键技术的不断突破，氧化亚氮发动机将会在绿色无毒高性能姿轨控动力领域发挥更大的作用，支撑未来大航天时代发展。

参考文献（References）

[1] 赵婷, 陈夏超, 杨成虎, 等. 面向高轨卫星的液体轨控发动机研制进展[J]. 火箭推进, 2018, 44(1): 1-7.
Zhao T, Chen X C, Yang C H, et al. Developing progress of liquid bipropellant orbit control engine for high orbit satellite[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(1): 1-7(in Chinese).

[2] 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(in Chinese).

[3] Jang Y H, Lee K H. A development trend study of bipropellant rocket engine for orbit transfer and attitude control of satellite[J]. Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, 2015, 19(1): 50-60.

[4] Werling L, Lauck F, Dobusch J, et al. Mono-and bipropellants based on nitrous oxide and fuels: state of the art, recent developments in academia and industry, and a special focus on DLR's activities[C]//Proceedings of the Recent Advancements in Green Propulsion: Green Propellants for Micropropulsion Systems. Berlin: Springer, 2024: 161-186.

[5] Dawn Aerospace. In-space propulsion[EB/OL]. (2025-05-15)[2026-04-29]. https://www.dawnaerospace.com/green-propulsion#anchors-mido9m7e7.

[6] Impulse Space. Impulse Space selected for $34.5M contract by Space Systems Command in support of VICTUS SURGO and VICTUS SALO missions[EB/OL]. (2024-10-03)[2026-04-29]. https://www.impulsespace.com/updates/impulse-space-selected-for-345m-contract-by-space-systems-command.

[7] Relativity Space. Impulse Space and Relativity Space announce first commercial mission to Mars[EB/OL]. (2022-07-19)[2026-04-29]. https://www.relativityspace.com/press-release/2022/7/19/impulse-space-and-relativity-space-announce-first-commercial-mission-to-mars.

[8] Vast. Vast acquires Launcher in quest to build artificial gravity space stations[EB/OL]. (2023-02-21)[2026-04-29]. https://www.vastspace.com/updates/vast-acquires-launcher-to-accelerate-growth.

[9] Bristeau P J, Petit N. Trajectory estimation for a hybrid rocket [C]//Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston: AIAA, 2009.

[10] Zilliac G, Waxman B, Doran E, et al. Peregrine hybrid rocket motor ground test results[C]//Proceedings of the 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston: AIAA, 2012.

[11] Phillip J, Youngblood S, Grubelich M, et al. Development and testing of a nitrous-oxide/ethanol bi-propellant rocket engine[C]//Proceedings of the 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston: AIAA, 2016.

[12] Mungas G, Fisher D, Vozoff J, et al. NOFBX™ single stage to Orbit Mars Ascent Vehicle[C]//Proceedings of the IEEE Aerospace Conference. Piscataway: IEEE Press, 2012: 1-11.

[13] Kakami A, Egawa T, Yamamoto N, et al. Plasma-assisted combustion of N_2O/ethanol propellant for space propulsion[C]//Proceedings of the 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston: AIAA, 2010.

[14] 杨威, 毛成立, 戴祖明. 混合发动机的研究现状及应用前景[J]. 火箭推进, 2006, 32(3): 35-39.
Yang W, Mao C L, Dai Z M. Investigation on status and prospective application of hybrid motors[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2006, 32(3): 35-39(in Chinese).

[15] Menshenina Y, Crawleyb E. Model-based concept framework for suborbital human spaceflight missions[C]//Proceedings of the 69th International Astronautical Congress. Paris: International Astronautical Federation, 2018: 11597.

[16] Impulse Space. Mira-the agile spacecraft[EB/OL]. (2025-04-15)[2026-04-29]. https://www.impulsespace.com/mira.

[17] SatNow. Hello, solar system! introducing impulse space propulsion [EB/OL]. (2025-09-10)[2026-04-29]. https://www.satnow.com/videos/details/575-hello-solar-system-introducing-impulse-space-propulsion.

[18] Tokudome S, Yagishita T, Habu H, et al. Experimental study of an N_2O/ethanol propulsion system[C]//Proceedings of the 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston: AIAA, 2007.

[19] Tokudome S, Goto K, Yagishita T, et al. An experimental study of a nitrous oxide/ethanol (NOEL) propulsion system[C]//Proceedings of the AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum. Reston: AIAA, 2019.

[20] Waugh I, Moore E, Macfarlanej, et al. Testing of anovel nitrous-oxide and ethanol fuel blend[C]//Proceedings of the Space Propulsion Conference. Paris: European Space Agency, 2018: 14-18.

[21] Gibbon D, Baker A, Coxhill I, et al. The development of a family of resistojet thruster propulsion systems for small spacecraft[C]//Proceedings of the 17th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Reston: AIAA, 2003.

[22] 蔡国飙. 固液混合火箭发动机技术综述与展望[J]. 推进技术, 2012, 33(6): 831-839.
Cai G B. Development and application of hybrid rocket motor technology: overview and prospect[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(6): 831-839(in Chinese).

[23] 孙威, 方杰, 吴靖, 等. 亚牛级 N_2O 单组元推力器研制[C]//中国化学会第五届全国化学推进剂学术会议论文集. 北京: 中国化学会, 2011: 131-135.
Sun W, Fang J, Wu J, et al. Development of a sub-Newton N_2O

monopropellant thruster[C]//Proceedings of the 5th National Conference on Chemical Propellants, Chinese Chemical Society. Beijing: Chinese Chemical Society, 2011: 131-135(in Chinese).

[24] 杨中旭. 氧化亚氮煤油火箭发动机燃烧及热防护技术研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2024.
Yang Z X. Research on combustion and thermal protection technology of nitrous oxide/kerosene rocket motor[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2024(in Chinese).

[25] 张峻铭. 氧化亚氮自增压供应特性研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2024.
Zhang J M. Investigation of the characteristics of nitrous oxide self-pressurized supply[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2024(in Chinese).

[26] 王志杰. 煤油/氧化亚氮空间发动机燃烧与再生冷却换热特性研究[D]. 北京: 北京交通大学, 2024.
Wang Z J. Study on the heat transfer characteristics of combustion and regeneration cooling of kerosene/nitrous oxide space engines [D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2024(in Chinese).

[27] 刘轩坤, 苏泽, 戴磊, 等. 液态氧化亚氮/乙烷发动机设计及试验研究[C]//第九届空天动力联合会议暨中国航天第三专业信息网第四十五届技术交流会论文集. 贵阳: 中国空天动力联合会, 浙大宁波理工学院, 2025: 142-146.
Liu X K, Su Z, Dai L, et al. Design and experimental study of a liquid nitrous oxide/ethane engine[C]//Proceedings of the 9th Joint Conference on Aerospace Propulsion & the 45th Technical Exchange Conference of the 3rd Professional Information Network of China Aerospace. Guiyang: China Aerospace Propulsion Federation, NingboTech University, 2025: 142-146(in Chinese).

[28] 邓德涛, 沈赤兵, 李清廉, 等. N_2O/酒精发动机试验研究[C]//第二届高超声速科技学术会议会议日程及摘要集. 北京: 中国力学学会, 2009.
Deng D T, Shen C B, Li Q L, et al. Experimental study on N_2O/alcohol engine[C]//Proceedings of the Program and Abstracts of the 2nd Hypersonic Science and Technology Academic Conference. Beijing: Chinese Society of Theoretical and Applied Mechanics, 2009(in Chinese).

[29] Zakirov V, Richardson G, Sweeting M. Surrey research update on N_2O catalytic decomposition for space applications[C]//Proceedings of the 37th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2001.

[30] 李茂, 韩乐, 方杰, 等. N_2O 单组元微推力器高空模拟实验研究[J]. 推进技术, 2011, 32(3): 307-311.
Li M, Han L, Fang J, et al. Simulated altitude experimental investigation for N_2O monopropellant micro-thruster[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(3): 307-311(in Chinese).

[31] 方杰, 田辉, 蔡国飙. N_2O 单组元微推进系统及其喷管流场的初步研究[J]. 推进技术, 2005, 26(6): 495-498.
Fang J, Tian H, Cai G B. Preliminary study on a N_2O micro propulsion system and its nozzle flow field[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(6): 495-498(in Chinese).

[32] 韩乐, 李茂, 方杰, 等. N_2O 单组元微推力器真空试验设计与分析[J]. 航空动力学报, 2011, 26(10): 2358-2363.
Han Y, Li M, Fang J, et al. Vacuum experiment study on a N_2O monopropellant micro-thruster[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(10): 2358-2363(in Chinese).

[33] 吴靖, 孙威, 蔡国飙. 内加热式 N_2O 单组元推力器预热过程仿真与试验[J]. 航空动力学报, 2013, 28(3): 556-560.
Wu J, Sun W, Cai G B. Simulation and experiment for preheating process of N_2O monopropellant thruster with inner-heater[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(3): 556-560(in Chinese).

[34] 霍雪亮, 韦迪, 李路明. N_2O 单组元推进器预热过程的建模[J]. 推进技术, 2005, 26(1): 80-83.
Huo X L, Wei D, Li L M. Modeling of N_2O monopropellant thruster pre-heating[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(1): 80-83 (in Chinese).

[35] 万科, 李路明, 韦迪, 等. N_2O 混合火箭发动机的催化点火研究[J]. 推进技术, 2007, 28(1): 1-3.
Wan K, Li L M, Wei D, et al. Experimental investigation on catalytic ignition of N_2O hybrid rocket motor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(1): 1-3(in Chinese).

[36] 逄凯, 李新艳, 李效斯, 等. NOFBX 推进剂技术的发展概况[J]. 兵器装备工程学报, 2023, 44(10): 147-158.
Pang K, Li X Y, Li X S, et al. Review of the development of NOFBX propellant technology[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2023, 44(10): 147-158(in Chinese).

[37] Mungas G, Vozoff M, Rishikof B. NOFBX: a new non-toxic, green propulsion technology with high performance and low cost[C]//Proceedings of the 63 International Astronautical Congress. Paris: International Astronautical Federation, 2012: 1-5.

[38] Mayer A, Wieling W, Watts A, et al. European fuel blend development for in-space propulsion[C]//Proceedings of the Space Propulsion Conference. Paris: European Space Agency, 2018: 14-18.

[39] 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]. Journal of Rocket Propulsion, 2016, 42(2): 79-85(in Chinese).

[40] 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.
Zeng X M, Zhang Y G, Jiang R P, et al. Experimental investigation of flame propagation and explosion properties of premixed gases $N_2O/C_2H_4/CO_2$[J]. Chinese Journal of Explosives & Propellants, 2018, 41(5): 501-505(in Chinese).

[41] 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.

[42] 段志强, 郑东, 周斌. N_2O-C_2 烃类燃料推进剂燃烧化学反应机理与动力学分析[J]. 火箭推进, 2021, 47(3): 43-51.
Duan Z Q, Zheng D, Zhou B. Chemical reaction mechanism and kinetic analysis of N_2O: C_2 hydrocarbons propellant[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(3): 43-51(in Chinese).

[43] 郑东, 熊鹏飞, 钟北京. NOFBX 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.
Zheng D, Xiong P F, Zhong B J. Chemical kinetic model for the combustion of the green propellant of the nitrous oxide fuel blend[J]. Acta Physico-Chimica Sinica, 2019, 35(11): 1241-1247(in Chinese).

[44] 魏豪, 李国岫, 虞育松. 氧化亚氮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. 北京: 中国化学会, 2017: 101-109.

Wei H, Li G X, Yu Y S. Simulation study on combustion characteristics of nitrous oxide green non-toxic propellant[C]//Proceedings of the 8th National Chemical Inpropellant Conference of Chinese Chemical Society. Beijing: Chinese Chemical Society, 2017: 101-109 (in Chinese).

[45] 杨猛, 丁晓倩, 余涛, 等. 甲烷/氧化亚氮绿色推进剂自着火特性实验及动力学[J]. 化工学报, 2025(3): 1221-1229.
Yang M, Ding X Q, Yu T, et al. Experimental and kinetic studies for the ignition characteristic of the green propellant of methane/nitrous oxide[J]. CIESC Journal, 2025(3): 1221-1229(in Chinese).

[46] Yang M, Yang Y, Liao C Y, et al. The auto-ignition boundary of ethylene/nitrous oxide as a promising monopropellant[J]. Combustion and Flame, 2020, 221: 64-73.

[47] Werling L K, Hochheimer B, Baral A L, et al. Experimental and numerical analysis of the heat flux occurring in a nitrous oxide/ethene green propellant combustion demonstrator[C]//Proceedings of the 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston: AIAA, 2015.

[48] Bangalore Venkatesh P, Meyer S E, Bane S P M, et al. Deflagration-to-detonation transition in nitrous oxide/oxygen-fuel mixtures for propulsion[J]. Journal of Propulsion and Power, 2019, 35(5): 944-952.

[49] Taylor R. Safety and performance advantages of nitrous oxide fuel blends (NOFBX) propellants for manned and unmanned spaceflight applications[C]//Proceedings of the 5th IAASS Conference 'A Safer Space for a Safer World'. Paris: European Space Agency, 2012: 67.

[50] 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.
Jia P, Li H. Analysis of DARPA's cancellation of "airborne launch assisted space entry" project[J]. Aerospace China, 2016(1): 33-35 (in Chinese).

[51] Mayer A, Waugh I, Poucet M, et al. European fuel blend development final report: TNO 2018 R10640[R]. Rijswijk: NTO, 2018: 14-16.

[52] 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论文集. 西安: 中国航天第三专业信息网, 2016: 449-456.
Yang X S, Hong X, Wang Z M, et al. Study on flow characteristics of a novel self-pressurizing monopropellant[C]//Proceedings of the 37th Technical Exchange Conference of the 3rd Professional Information Network of China Aerospace & the 1st Joint Conference on Aerospace Propulsion. Xi'an: The 3rd Professional Information Network of China Aerospace, 2016: 449-456(in Chinese).

[53] Smith N, Moser M, Charles Kopicz J Jr, et al. Nitrous oxide/propane rocket test results[C]//Proceedings of the 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2000.

[54] Tiliakos N, Tyll J, Herdy R, et al. Development and testing of a nitrous oxide/propane rocket engine[C]//Proceedings of the 37th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2001.

[55] 王栋, 郭红杰, 梁国柱, 等. N_2O/C_3H_8 点火器初步实验[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(10): 1162-1165.
Wang D, Guo H J, Liang G Z, et al. Preliminary experimental investigation on nitrous oxide/propane igniter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(10): 1162-1165 (in Chinese).

[56] Hageman M D, Knadler M. Detonation cell size of methane with nitrous oxide[C]//Proceedings of the AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum. Reston: AIAA, 2020.

[57] Perry M, Hunt A, Christian S. Ground test development of 800lbf nitrous oxide-ethane bipropellant engine[C]//Proceedings of the AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum. Reston: AIAA, 2020.

[58] Browne E, Rasmussen J, Marchese A, et al. Modeling single-channel and dual-channel regenerative cooling systems for an ethylene/ethane/nitrous oxide liquid fuel rocket engine[C]//Proceedings of the AIAA Scitech 2021 Forum. Reston: AIAA, 2021.

[59] 魏祥庚, 宋泽林, 张峻铭, 等. 一种氧化亚氮煤油双组元液体火箭发动机动力系统: CN114776479B[P]. 2023-04-28.
Wei X G, Song Z L, Zhang J M, et al. A nitrous oxide/kerosene bipropellant liquid rocket engine propulsion system: CN114776479B [P]. 2023-04-28(in Chinese).

[60] Huzel D K, Huang D H. Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines[M]. Reston: AIAA, 1992.

[61] Ewig R. Vapor pressurization (VaPak) systems history, concepts, and applications: Corpus ID 198920145[R]. Renton: Holder Consulting Group, 2009, 4: 1-14.

[62] Whitmore S A, Chandler S N. Engineering model for self-pressurizing saturated-N_2O-propellant feed systems[J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(4): 706-714.

[63] Sargent D H, Tran Y. Liquid nitrous oxide BLEVE tests[C]//Proceedings of the 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion-Conference. Reston: AIAA, 2013.

[64] Fernandez M M. Propellant tank pressurization modeling for a hybrid rocket[M]. Rochester: Rochester Institute of Technology, 2009.

[65] Dyer J, Zilliac G, Sadhwani A, et al. Modeling feed system flow physics for self-pressurizing propellants[C]//Proceedings of the 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston: AIAA, 2007.

[66] Zilliac G, Karabeyoglu M. Modeling of propellant tank pressurization[C]//Proceedings of the 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston: AIAA, 2005.

[67] Kardaś D, Szymborski J. Development of a novel model for emptying of a self-pressurising nitrous oxide tank[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2021, 1781(1): 012001.

[68] 宋长青, 徐万武, 陈健. N_2O 贮箱自增压模拟[J]. 航空动力学报, 2016, 31(4): 1019-1024.
Song C Q, Xu W W, Chen J. Self-pressurization modeling of nitrous oxide tank[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(4): 1019-1024(in Chinese).

[69] 宋长青. 氧化亚氮自增压研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2014: 14-33.
Song C Q. Investigation of a nitrous oxide self-pressurized tank[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2014: 14-33 (in Chinese).

[70] 朱浩, 郭子豪, 张源俊, 等. 氧化亚氮温控增压系统: CN107829842A[P]. 2018-03-23.
Zhu H, Guo Z H, Zhang Y J, et al. Temperature-controlled pressurization system for nitrous oxide: CN107829842A[P]. 2018-03-23 (in Chinese).

[71] Kozlov A, Hinckel J, Comiran A, et al. A self-pressurization sys-

tem for cryogenic propellant tanks[C]//Proceedings of the 32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 1996.

[72] 龚亮. 一氧化二氮单组元发动机系统方案设计及仿真研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2013: 35-65.
Gong L. Design and simulation study on nitrous oxide monopropellant engine system[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2013: 35-65(in Chinese).

[73] Greason J K, Delong D L, Jones D B. System and method for cooling rocket engines: US7784269[P]. 2010-08-31.

[74] 王正凯. 基于再生冷却的自增压方案研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2015.
Wang Z K. Research on self-pressurization scheme based on regenerative cooling[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2015(in Chinese).

[75] Yeul S, Bae J. System and method for cooling engines: KR20120015402[P]. 2012-02-21.

[76] 方杰, 李开阳, 孙冰, 等. 实现氧化亚氮自增压稳定供应的再生热补偿系统及方法: CN111734554B[P]. 2020-11-20.
Fang J, Li K Y, Sun B, et al. Regenerative thermal compensation system and method for achieving stable self-pressurized supply of nitrous oxide: CN111734554B[P]. 2020-11-20(in Chinese).

[77] Karabeyoglu M A. Nitrous oxide and oxygen mixtures (nytrox) as oxidizers for rocket propulsion applications[J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 30(3): 696-706.

[78] 张灿宇, 胡松启, 刘林林, 等. 氧化亚氮和氧气二元组分气-液相平衡研究[J]. 上海航天, 2019, 36(S1): 104-108.
Zhang C Y, Hu S Q, Liu L L, et al. Study of gas-liquid equilibrium for nitrous oxide and oxygen[J]. Aerospace Shanghai (Chinese & English), 2019, 36(S1): 104-108(in Chinese).

[79] Lohner K, Dyer J, Doran E, et al. Design and development of a subscale nitrous oxide monopropellant gas generator[C]//Proceedings of the 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston: AIAA, 2007.

[80] Balasubramanyam M, Moser M, Sharp D. Catalytic ignition of nitrous oxide with propane/propylene mixtures for rocket motors [C]//Proceedings of the 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston: AIAA, 2005.

[81] Scherson Y, Lohner K, Lariviere B, et al. A monopropellant gas generator based on N_2O decomposition for “green” propulsion and power generation[C]//Proceedings of the 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston: AIAA, 2009.

[82] Hitch B, Wickham D. Design of a catalytic nitrous oxide decomposition reactor[C]//Proceedings of the 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston: AIAA, 2010.

[83] Orth M R, Pandey U, Pourpoint T L. Preparation for pressure drop measurement in monolithic 3D-printed catalyst beds[C]//Proceedings of the AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum. Reston: AIAA, 2021.

[84] Karabeyoglu A, Stevens J, Geyzel D, et al. High performance hybrid upper stage motor[C]//Proceedings of the 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston: AIAA, 2011.

[85] 罗盟, 王铁岩, 张青松, 等. 低温流体闪蒸喷雾研究[J]. 宇航总体技术, 2021, 5(6): 27-34.
Luo M, Wang T Y, Zhang Q S, et al. Investigation of cryogenic flashing sprays[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2021, 5(6): 27-34(in Chinese).

[86] Waxman B, Cantwell B, Zilliac G. Effects of injector design and impingement techniques on the atomization of self-pressurizing oxidizers[C]//Proceedings of the 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston: AIAA, 2012.

[87] Waxman B, Beckwith R, Tybor F, et al. Paraffin and nitrous oxide hybrid rocket as a Mars ascent vehicle demonstrator[C]//Proceedings of the AIAA SPACE 2010 Conference & Exposition. Reston: AIAA, 2010.

[88] Karabeyoglu A, Stevens J, Cantwell B. Investigation of feed system coupled low frequency combustion instabilities in hybrid rockets[C]//Proceedings of the 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston: AIAA, 2007.

[89] Waxman B S, Zimmerman J E, Cantwell B, et al. Effects of injector design on combustion stability in hybrid rockets using self-pressurizing oxidizers[C]//Proceedings of the 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston: AIAA, 2014.

[90] Berg P M V D, Botchu J, Hermsen R J G. Investigation of thermal behaviour of additively manufactured green bi-propellant thrusters in cubesat applications using transient thermal modelling[C]//Proceedings of the 72nd International Astronautical Congress. Paris: IAF, 2021: 1-10.

[91] Gallo G, Miyahara Y, Kamps L, et al. Regenerative cooling in hybrid rocket engines based on self-pressurized liquid nitrous oxide[J]. Applied Thermal Engineering, 2024, 254: 123928.

[92] Kumar A, Saini V, Usurumarti P R, et al. Feasibility studies on the cooling of hybrid rocket nozzles using supercritical nitrous oxide[J]. Energy Procedia, 2017, 109: 338-345.

[93] 刘盛田, 胡兴伟, 柳琪, 等. 一氧化二氮/乙醇燃气发生器试验研究[J]. 舰船科学技术, 2008, 30(S2): 223-226.
Liu S T, Hu X W, Liu Q, et al. The experimental studies of gas generator based on nitrous oxide and ethanol[J]. Ship Science and Technology, 2008, 30(S2): 223-226(in Chinese).

[94] 刘盛田, 柳琪, 高磊, 等. N_2O/H2 富燃火炬式点火器研究[J]. 舰船科学技术, 2008, 30(2): 94-97.
Liu S T, Liu Q, Gao L, et al. Study on N_2O/H2 fuel-rich spark igniter[J]. Ship Science and Technology, 2008, 30(2): 94-97(in Chinese).

[95] Werling L K, Hörger T, Manassis K, et al. Nitrous oxide fuels blends: research on premixed monopropellants at the German aerospace center (DLR) since 2014[C]//Proceedings of the AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum. Reston: AIAA, 2020.

Current status and trend of nitrous oxide propulsion technology

WEI Xianggeng[1,*], XIE Yuan[1], LU Weijie[1], LIU Xiongfeng[1], GAO Yushan[2], ZHAO Haoyang[1]

(1. National Key Laboratory of Solid Rocket Propulsion, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Both monopropellant and bipropellant rocket engines frequently employ nitrous oxide (N_2O) as a non-toxic, stable, and secure self-pressurizing propellant. It holds significant research value and application potential, especially in the field of attitude and orbit control propulsion. In addition to outlining research priorities and development recommendations for N_2O propulsion technology in the field of attitude and orbit control, this paper reviews the development history and current research status of several types of nitrous oxide-based propulsion systems, summarizes their features and advantages, and identifies the key technologies facilitating their engineering application. The aim is to provide valuable references for the innovation and engineering practice of aerospace attitude and orbit control propulsion systems.

Keywords: attitude and orbit control engine; green propellant; nitrous oxide; critical technology

Received: 2026-01-27; **Accepted**: 2026-04-24; **Published Online**: 2026-05-15 14:10

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20260515.1009.001

Foundation item: Shaanxi Provincial Natural Science Basic Research Program (2021JC-14)

* **Corresponding author**. E-mail: realysnow@nwpu.edu.cn