

氧化亚氮推进技术研究进展

宋长青, 徐万武, 张家奇, 陈健

(国防科学技术大学 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 湖南 长沙, 410073)

摘要: 随着环境保护的加强, 人们越来越希望找到一种绿色推进剂来代替现有的肼类有毒推进剂。氧化亚氮作为一种绿色推进剂, 无毒性, 地面实验操作处理方便, 不需要繁琐昂贵的防护; 常温贮存性, 贮箱几乎不需要主动热控制; 饱和压力高, 可采用自增压方式供应推进剂; 绝热分解温度较高, 可作为单组元和双组元发动机的推进剂。分析了氧化亚氮作为推进剂的性能及其主要应用领域, 着重研究其在液体火箭发动机的应用。通过对氧化亚氮自增压供应系统, 单组元推进的催化分解系统, 克服催化床限制的氧化亚氮与燃料混合的NOFBX™技术, 以及氧化亚氮作为氧化剂的双组元推进系统的国内外研究进展进行综述, 指出当前研究工作中存在的问题, 以期为该方面的进一步研究提供一定的参考。

关键词: 氧化亚氮; 单组元推进剂; 双组元推进剂; 研究进展

中图分类号: V511-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 02-0007-09

Research progress of nitrous oxide propulsion technology

SONG Chang-qing, XU Wan-wu, ZHANG Jia-qi, CHEN Jian

(Key Laboratory on Scramjet Technology, National University of Defense Technology,
Changsha 410073, China)

Abstract: With the strengthening of environment protection, people are looking forward to a green propellant for the replacement of toxic propellant such as Hydrazine. Nitrous oxide is a clean and non-toxic propellant, which is easy to handle for ground experiments, does not need cumbersome and expensive protection, can be stored in the environmental temperature, scarcely needs thermo-control for its tank, and has high enough saturation pressure for self-pressurization supply and high exothermic decomposition temperature as a monopropellant or bipropellant. The performances and main applications of nitrous oxide are analyzed in this paper, especially the application in liquid rocket propulsion systems. The research progresses of nitrous oxide self-pressurization feed system, catalytic thermal decomposition system of monopropellant, NOFBX™ technology blending fuel with Nitrous oxide to overcome the limitation of catalyst bed, and bipropellant propulsion system taking nitrous oxide acts as oxidant are summarized. In the end of the paper, the problems existing in the

收稿日期: 2013-11-12; 修回日期: 2014-01-06

作者简介: 宋长青 (1989—), 男, 硕士, 研究领域为小推力推进技术

current work are pointed out and a reference for the further research is provided.

Keywords: nitrous oxide; monopropellant; bipropellant; research progress

0 引言

当前,空间应用化学推进系统几乎全部依赖于有毒推进剂,包括肼、甲基肼(MMH)、偏二甲肼(UDMH)以及相应的氧化剂 N_2O_4 。这些推进剂有很好的性能,尤其是有很广泛的空间飞行历史。它们已经被用于空间单组元或者双组元推进系统,但是其也存在一些明显的缺点:毒性大、腐蚀性强、高致癌性、价格昂贵以及附带的操作处理的危险性,而且易与许多常用材料反应产生爆炸。随着环保意识的增强,人们越来越希望开发可长期存储和无毒性的推进剂用于空间航天器。氧化亚氮由于其操作处理的简单性、低成本和安全性,吸引了许多国内外研究机构的关注。

1 氧化亚氮性质

1.1 氧化亚氮的基本性质

氧化亚氮又称笑气,在常温常压下是无色的气体,有微甜的味道,在室温下稳定,有轻微麻醉作用,能致人发笑,通常在牙医手术中用做镇痛剂。常温下氧化亚氮的性质稳定,在温度超过 793.15 K 时能够分解成氧气(36.3%)和氮气(63.7%),产物的组分类似于空气^[1]。氧化亚氮分解反应能产生大量的热,绝热反应温度可达 1 913.15 K,并具有自保持性。使用催化剂可以加速这个过程,降低初始分解温度。

氧化亚氮的物性参数随温度变化如图 1 所示^[2]。可以看出:在常温(294 K)下,氧化亚氮的饱和压力为 5.2 MPa,压力较高。这表明它具有自增压特性,可以极大地降低推进系统质量与体积。此外,在常温下,氧化亚氮的液相压缩因子为 0.53,气相压缩因子为 0.13。这表明液相氧化亚氮密度不是固定不变的,这给氧化亚氮的流量测量带来了困难;而且氧化亚氮气相和理想气体相差较远,使得理想气体状态方程不再满足,给建模带来不便。从图 1 也可以看出,氧化亚氮

物理性质随温度变化较为明显,如在 303 K 时,饱和压力为 6.2 MPa;而在温度下降到 275 K 时,其饱和压力为 3.3 MPa,压力变化较大。

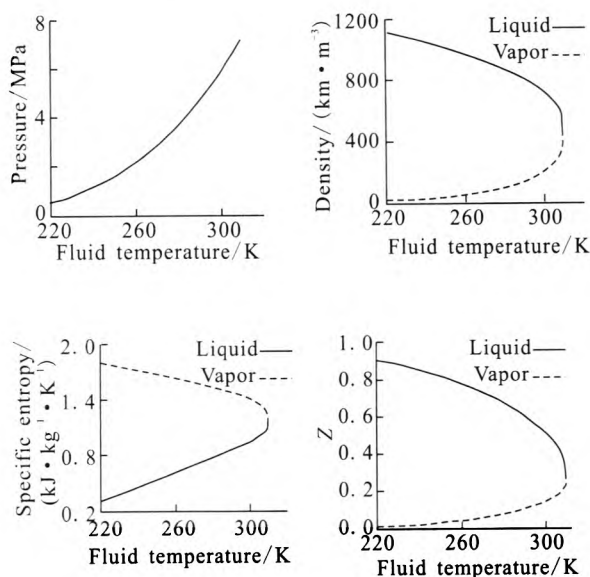


图 1 氧化亚氮物性参数随温度的变化关系

Fig. 1 Variation of nitrous oxide physical property parameter with temperature

1.2 氧化亚氮推进剂的优缺点

表 1 给出了氧化亚氮和常见的推进剂如过氧化氢和肼推进剂的一些性质比较,可以看出,相比于过氧化氢和肼推进剂,氧化亚氮推进剂的优势在于:

- 1) 无毒,属于绿色推进剂;
- 2) 成本低廉;
- 3) 无腐蚀性与多数贮箱材料相容;
- 4) 稳定,反应性差与多数贮箱材料相容;
- 5) 可催化分解,可用于单组元推进;
- 6) 高性能氧化剂,可用于固液推进与双组元推进;
- 7) 饱和蒸气压高,具有自增压特性,可以有效减少系统的体积与质量。

另一方面,氧化亚氮作为推进剂也有一些缺点,如比冲低,密度低。如前所述,氧化亚氮物

性参数随温度变化较为敏感, 使得推进剂贮箱的压力对环境温度较为敏感, 而且由于气相氧化亚氮偏离理想气体较多, 建模较为不便。

为克服氧化亚氮的上述缺点, Karabeyoglu 提出将氧化亚氮和液氧混合作为推进剂^[3]。研究表明, 低温液氧系统在 0.101 MPa, 90 K 下的密度比冲和 O_2/N_2O 混合物在 6.08 MPa, 193.15 K 下几乎相同, 相比于液氧系统而言, 增压系统的减少及更高的温度使得 O_2/N_2O 混合物更具有优势。

1.3 氧化亚氮推进剂的应用

当前氧化亚氮作为推进剂的应用主要有冷气推进, 单组元分解推进, 氧化亚氮做氧化剂

的双组元液体推进, 氧化亚氮做氧化剂的固液混合推进以及氧化亚氮电加热喷气推进。英国 Surrey 大学成功研制了 4 代电加热喷气式发动机 Mark I–Mark IV^[4-6], 并成功地将使用氧化亚氮作为推进剂的 Mark IV 用于 UoSAT-12 小卫星上, 用于卫星的加速。固液混合发动机的研制有 Peregrine 探空火箭^[7], 固液火箭助推器等^[8], 由于本文的研究侧重于液体火箭发动机, 故在此不再赘述。接下来将首先介绍氧化亚氮自增压系统的研究进展, 再着重介绍氧化亚氮单组元分解以及氧化亚氮做氧化剂的双组元推进技术的研究进展。

表 1 氧化亚氮、过氧化氢及肼推进剂的特征参数

| Tab. 1 Characteristic parameters of nitrous oxide, hydrogen peroxide and hydrazine | | | |
|--|-----------------------------|-------------------------------|-------------------------------|
| 项 目 | 氧化亚氮 | 89%过氧化氢 | 肼 |
| 化学式 | N ₂ O | H ₂ O ₂ | N ₂ H ₄ |
| 理论比冲/s | 206 | 179 | 245 |
| 可贮存性 | 可贮存 | 易分解 | 可贮存 |
| 贮存密度/ (kg·m ⁻³ , 293.15 K) | 745 (294.15 K, 5.24 MPa) | 1 347 | 1 004 |
| 可贮存温度范围/K | 239.15~333.15 | 266.15~311.15 | 282.15~313.15 |
| 饱和蒸气压/ (MPa, 293.15 K) | 5.24 | 0.000 345 | 0.002 14 |
| 毒性 | 无毒 | 烧皮肤 | 剧毒 |
| 价格 | 低 | 低 | 高 |
| 可燃性 | 不可燃 | 不可燃 | 易燃易爆 |

注: 各推进剂存贮于液态, 理论比冲计算时喷管膨胀比为 200。

2 氧化亚氮自增压系统

氧化亚氮自增压系统作为气体增压系统的一种, 和一般的增压系统相比, 其增压气体为其自身气相氧化亚氮。贮箱中气相和液相氧化亚氮处于混合状态, 通过较高的气相压力实现将液态氧化亚氮推进剂挤出贮箱来实现推进剂的供应。

2.1 自增压系统模型的研究

对于氧化亚氮自增压系统, 精确地知道排空贮箱的压力是精确预测发动机性能的关键。一般

情况下, 对于低温液氧、过氧化氢、RP-1 甚至低温液氢, 使用不可压假设, 甚至在饱和状态, 都能够很好地模拟。类似的对于气态氧、氢、氮和氮使用理想气体假设也能够很好地模拟。但由上文可知, 对氧化亚氮而言, 理想气体假设和不可压假设完全不适用, 因而需要引入其他方程来使问题封闭。

考虑真实气体效应时, 理想气体状态方程可以用范得瓦尔方程、Redlich-Kwong 方程及 Peng-Robinson 方程很好地模拟, 但是氧化亚氮通

常工作在临界点附近,而这些方程在临界点附近的精度比较差,故会产生很大的误差,因此还需要引入其他状态方程。

Span 和 Wagner 提出了一种新的状态方程即 Span-Wagner 多参数状态方程^[9]。利用该状态方程推导的 Helmholtz 关系能够精确地预测流体热力学关系。美国国家标准与技术协会(NIST)基于 Span-Wagner 的状态方程,采用的 12 参数关系式能够适用于很多工业中应用的重要流体,包括氧化亚氮^[10]。它对于流体热力学参数的预测精度能够高于 1%,甚至在临界点附近也如此。

一般来说,模拟氧化亚氮自增压系统的模型都或多或少地使用近似^[11]。通过假设贮箱中推进剂处于饱和状态,即气液两相处于平衡状态,此时整个贮箱的热力学状态就可以只通过一个单变量来表示。更进一步引入绝热假设或者使用贮箱壁面传热修正,就可以使模型变成一个常差分方程,对其进行求解就可以得到贮箱压力温度、质量及流量随时间的变化。

Whitmore 发展了这样一种氧化亚氮自增压工程模型^[2]。即通过使用熵以及混合物中气相分数来作为变量,对氧化亚氮贮箱向外排气的过程进行模拟,模拟结果和实验数据符合得较好。

随着贮箱的排空,液相推进剂逐渐减少,一部分推进剂气化占据排空体积,当贮箱推进剂供应速率较快,气液两相来不及达到平衡状态,因而处于非平衡状态,故需要发展非平衡非饱和状态模型。

Zilliac 和 Karabeyoglu 发展了这样的一种模型^[12],通过假设在贮箱中存在液相时排空体积中的气相处于饱和状态,将贮箱分为 3 个区域:纯液相区、液相表面区和纯气相区。值得注意的假设有 2 个:一个是液相和气相的质量传递只能通过液相表面的气化以及液相表面的冷凝来实现;第二个是液相和气相的热传递遵循平板自然对流的经验模型。

Casalino 和 Pastrone 给出了 2 个模型来研究自增压推进剂贮箱的动力学^[13]:一个模型是平衡模型;另一个是两相集总模型。后者类似于 Zilliac 的模型,使用 2 个非饱和节点和利用一系

列假设,允许使用饱和状态的参数来近似非饱和状态,避免了状态方程。

Zimmerman 通过一系列实验数据对 Whitmore, Zilliac 和 Pastrone 以及 Casalino 和 Pastrone 的模型进行了评估和比较^[14]。给出了这些模型各自的相对优点和缺点,为它们的使用提供指导。

基于 Zilliac 等的模型,北航的孙威研究了氧化亚氮单组元微推进系统贮箱自增压特性^[15]。其研究分析了贮箱填充率、贮箱容积及推进剂排出率对贮箱压力下降速率的影响。研究结果表明,贮箱填充率越大,贮箱容积越大,氧化亚氮质量流量越小,氧化亚氮贮箱压力的下降率越低。

北航的蔡国飙进一步利用 Zilliac 等的模型研究指出,对于 3.3 L 的贮箱,其初始填充率为 0.36 g/L,在氧化亚氮贮箱以恒定质量流量 0.7 g/s 排出 41%的氧化亚氮后,贮箱压力从 4.7 MPa 变为 1.8 MPa。这表明在贮箱没有热补偿的情况下,氧化亚氮贮箱不能够以恒定的质量流率将所有的推进剂供应出去^[16]。

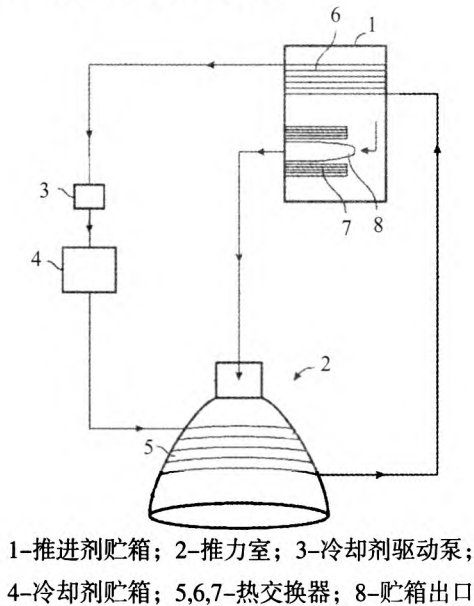
2.2 自增压系统实验及其他研究

为了帮助进行氧化亚氮自增压建模,Zimmerman 采用二氧化碳来替代氧化亚氮进行贮箱动力学实验模拟^[11],使用透明的圆柱体形的设备,能够对压力、温度和质量流率进行视觉测量。结果表明,液气两相的二氧化碳没有处于平衡,因此不能采用上文描述的 Whitmore 模型进行饱和状态假设。平衡假设也是不准确的,因为这意味着在贮箱供应推进剂过程中气液相之间质量和热量传递无限大。因此,贮箱的状态仅仅依赖于推进剂的排出量,不依赖推进剂当前的质量流率。但是如果从环境到贮箱的传热是巨大的,贮箱状态也会依赖于推进剂的质量流率。

Greason 提出了将冷却火箭发动机和对贮箱进行温度补偿结合起来的系统^[17-18]。该系统简图如图 2 所示。

冷却剂从贮箱 4 出发,进入燃烧室热交换器 5,带走发动机的余热,再流通到热交换器 6,将一部分热量传给贮箱,使得贮箱温度得到一定的补偿。采用此方法能够使得贮箱的温度在自增压供应后期,贮箱压力得到一定的回升,使得更多

的推进剂以自增压方式供应出去, 而质量流率保持不变。遗憾的是, 目前还没看到公开的对于此类升高贮箱温度的定量研究。



1-推进剂贮箱; 2-推力室; 3-冷却剂驱动泵;
4-冷却剂贮箱; 5,6,7-热交换器; 8-贮箱出口

图 2 采用冷却液加热贮箱的结构图

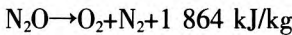
Fig. 2 Schematic of using coolant for heating tank

由以上氧化亚氮自增压系统的研究可看出, 通过模型能够较为精确地预测贮箱压力, 但仅依靠气相增压不能够以恒定流量供应完推进剂, 故还是需要一定量的增压气体, 或者在贮箱压力下降较多时采取一些主动措施来升高贮箱压力, 如通过冷却完发动机推力室的冷却液来升高贮箱温度。因此, 自增压供应系统的实施还是可行的。

3 氧化亚氮单组元研究进展

3.1 单组元分解概述

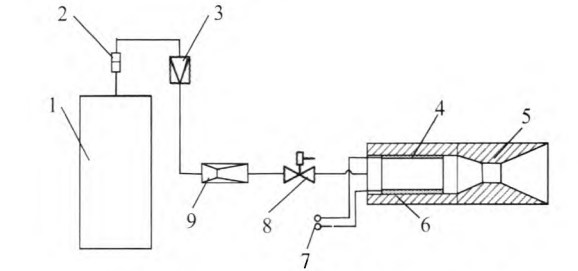
氧化亚氮单组元分解的反应式如下所示:



分解活化能 250 kJ/mol, 对应温度 1 123.15 K。使用催化剂可以加速分解进程, 降低分解温度。

氧化亚氮单组元分解系统的一般结构如图 3 所示。由图 3 可以看出, 单组元分解系统主要由贮箱、预热装置、燃烧室、喷管、相关阀门及管路组成, 其中燃烧室内壁为催化床。

在运行之前, 催化床被预热, 当达到预定的温度时, 加热停止, 打开控制阀, 供应氧化亚氮, 产生反应。



1-贮箱; 2-过滤器; 3-压力调节器; 4-催化床;
5-喷管 6-催化分解室; 7-电源; 8-控制阀; 9-声速管

图 3 氧化亚氮单组元催化分解结构图

Fig. 3 Schematic of nitrous oxide monopropellant catalytic decomposition

3.2 氧化亚氮单组元分解的国内外研究进展

Surrey 大学的 Zakirov 等人首先系统研究了氧化亚氮作为推进剂的优势^[1], 通过和传统有毒推进剂及过氧化氢等推进剂进行比较, 证实了氧化亚氮作为单组元推进剂的可用性。之后研究了氧化亚氮的催化分解^[19], 给出了氧化亚氮单组元推力器的理论性能, 测试了超过 50 种不同的催化剂, 记录最低催化剂活化温度降低到 523.15 K, 催化分解温度超过 1 773.15 K。当加热电能输入 24 W 时, 催化剂的预热时间大约 3 min。此外, 还论证了氧化亚氮催化分解可重复启动单组元推力器概念^[20], 结果表明, 催化剂的使用寿命能够实现可重复启动, 且预热初始输入的能量越高, 氧化亚氮推力器启动过程所需的时间越短。

Stanford 大学的 Lohner 等人在 Surrey 大学 Zakirov 等人研究的基础上继续开展研究, 设计和发展了亚尺度氧化亚氮单组元气体发生器^[21]。其证明了更好的催化床性能, 使得催化床载荷高达以往的 4 倍。在持续推力水平达到 2 N, 稳态热点火持续时间超过 1 h 后, 催化床还没有出现降级的征兆。该大学的 Scherson 研究了氧化亚氮中混入极少量甲烷的分解性能^[22]。结果表明, 极少量甲烷的加入能够减少初始氧化亚氮分解所需的能量, 当使用火花塞的输入能量 10 W 时, 持续时间 3 min 即可迅速地引起催化分解。

国内清华大学基于 Surrey 大学的研究结果, 将氧化亚氮催化分解起始时间从 15 min 降到 52 s^[23]。北京航空航天大学研究了氧化亚氮单组元催化分

解的亚牛顿级微推进系统^[24]。其使用正交评估来确定最优微推力室构型，主要是确定最优的燃烧室直径和催化床长度。此外，北航还将该亚牛顿微推进系统进行了真空实验^[16]，进一步研究其性能特征。实验研究结果表明，催化床的载荷以及长度能够影响氧化亚氮催化分解反应效果。推力室结构的热吸收以及外壁的热耗散能够明显地降低反应温度。为了提高反应热利用率，应当采用结构简单的推力室结构并采用绝热措施。

由以上的国内外氧化亚氮单组元催化分解的研究可以看出，不论是否采用催化剂，反应开始时的预热是必不可少的，而这个预热时间会使得发动机的推力产生延迟，这个延迟对于空间脉冲姿轨控系统来说是很难应用的。

3.3 NOFBX 技术

鉴于氧化亚氮单组元催化分解存在预热延迟的问题，Firestar Technologies 在为 NASA 火星先进技术项目深空应用发展了 NOFBXTM^[25]，其主要思想是将氧化亚氮和燃料混合起来组成一种新的推进剂 NOFBX（X 表示不同燃料氧化剂配比）。由于碳氢化合物的加入，反应所放出的热大约是单组元分解的 3 倍，而且分解产生高度有害的氧气可以被燃料消耗掉，并使得反应的能量释放得到极大地增加，这时可以使用火花塞快速点火。在这种情况下，催化床已经不再是发动机设计的限制，从而有效避免了催化剂的不可靠性，解决了反应延迟的问题。

NOFBXTM 推进剂所选的燃料有 C_2H_6 、 C_2H_4 、 C_2H_2 以及它们的混合^[26]。采用合适的混合比可以得到比较满意的推进剂性能，如较高的比冲，较大压力温度范围内的可混合性，低的冰点以及高的燃烧能量等。

NOFBXTM 系统优势在于：

- 1) 比冲性能等于或超过 NTO/MMH，真空比冲达到 325 s；
- 2) 火花塞点火，可重复启动；
- 3) 深度可节流调节性（100:1）；
- 4) 非毒性组分和产物；
- 5) 推进剂贮存温度（<203.15~>343.15 K）；
- 6) 推进剂供应系统不需要涡轮泵；

7) 一种推进剂和推进系统结构能够满足所有空间飞行器姿态控制和轨道控制的需要。

NOFBXTM 发展的历程如图 4 所示。可以看出，若 2013 年的国际空间站飞行试验成功，该技术就达到了 TRL9，但是目前关于其空间实验的结果还没有公开的报道。

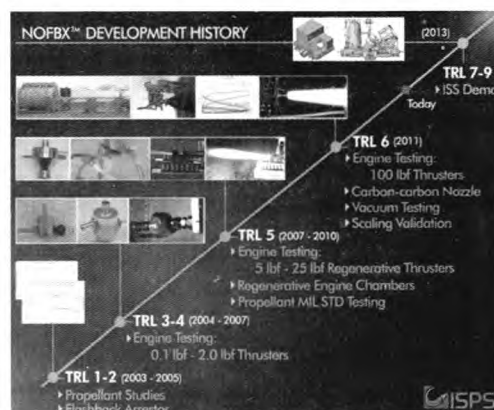


图 4 NOFBX 技术发展历程

Fig. 4 NOFBX's development history

值得说明的是 Firestar 公司在 NOFBXTM 应用过程中还开发了头部带火花塞的喷注器^[27]，以及一种再生冷却多孔介质夹套^[28]，这种冷却夹套，能够增加主动冷却效果。在该公司开发的 NOFBX-100 发动机中，采用这种主动冷却技术，使得燃烧室外壁的运行温度低于 423.15 K，允许燃烧室使用铝来制造。

从以上研究可以看出，单组元的催化分解朝着减小预热时间和加热量以及多次使用的方向发展，而且随着新的催化剂的研制，会逐渐从实验室阶段走向工程应用。而 NOFBXTM 有效的避免了催化剂的使用，而且其发展较快，如果其空间飞行试验成功，极有可能成为肼的替代品。

4 氧化亚氮作为氧化剂的双组元研究进展

氧化亚氮作为氧化剂的双组元推进技术的研究较为分散，而且公开的内容并不多。作为燃料的有乙烷、丙烷及酒精等。氧化亚氮/丙烷（NOP）的研究主要集中在亚拉巴马大学，对于氧化亚氮/酒精的研究公开的较少，目前很少有其

相关报道。美国 XCOR 公司已经研制出几种氧化亚氮双组元发动机, 但是遗憾的是其推力室结构等细节信息尚未看到公开报道。

4.1 氧化亚氮/丙烷的研究

亚拉巴马大学的 Smith 首先进行了氧化亚氮/丙烷发动机概念论证^[29], 其研究的初始目标是证明一个实验室尺度的氧化亚氮/丙烷液体火箭发动机的点火和运行稳定性。其设计的燃烧室构型如图 5 所示。

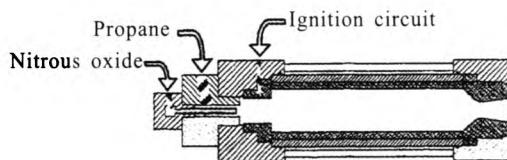


图 5 氧化亚氮/丙烷燃烧室结构图

Fig. 5 Structure of nitrous oxide/propane combustor

其燃烧室的特点主要有:

- 1) N_2O 与丙烷从头部喷注燃烧;
- 2) 火花塞点燃火炬, 产生的高温燃气从侧面喷入燃烧室;
- 3) 主推进系统使用双旋流喷注 (2 种推进剂反向旋流);
- 4) 无冷却。

共进行了 4 次热试, 试验中点火与燃烧都很平稳、燃烧效率超过 96%。实验最大燃烧室压力 2.1 MPa, 最大推力达到 227 N。

Tiliakos 在 Smith 的基础上继续开展 NOP 研究^[30], 研究分为 2 部分: 推力室性能攻关和催化剂研究。Tiliakos 设计的喷注器的结构如图 6 所示。

液态丙烷由中间喷嘴呈旋流喷入; 两相 N_2O 由环腔喷入, 分两股约 75% 的氧化亚氮通过环形通道进入燃烧室, 剩余的 25% 通过多孔面板进入, 提供发汗冷却。由于在环形通道中的氧化亚氮的喷注速度是丙烷的 50 倍, 能够使液态丙烷迅速雾化成小液滴。

推力室压力 1.17 MPa, 混合比 8.68, 最大推力达到 254 N, 实验采用催化分解氧化亚氮点火。热试时产生了不稳定燃烧, 可能原因是喷注器设计失误或者燃烧室特性长度不适应。实验结果表

明, 氧化亚氮质量流量以及混合比对燃烧稳定性和推力室性能起关键作用。

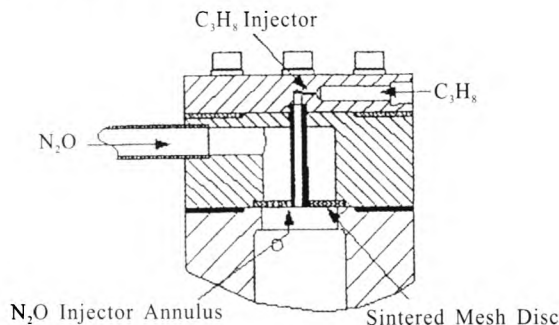


图 6 氧化亚氮/丙烷发动机喷注器结构图

Fig. 6 Structure chart of nitrous oxide/propane engine injector

催化剂性能研究表明, Shell 405 可以使纯的 N_2O 分解温度降到 477.15 K; 使混入碳氢燃料的 N_2O 分解温度降低到 366.15 K。

4.2 氧化亚氮/酒精的研究

Grayson 论证了氧化亚氮/酒精推进剂组合对于指令/服务舱的应用^[31]。通过和其他推进剂组合的比较, 氧化亚氮/酒精组合虽然湿重和体积相比较较大, 但是如果首要考虑到安全性, 简单性以及污染性, 氧化亚氮/酒精组合是个很好的选择。

Kakami 研究了氧化亚氮/酒精推力器^[32]。和以往的化学推力器使用含铱的颗粒催化剂不同, 其使用电弧放电来助燃。实验研究了电弧喷注角度对于燃烧的影响, 结果表明, 在电弧喷注角为 90° 时, 燃烧反应能够自保持, 并使推力室特征排气速度最大。

Tokudome 实验研究了氧化亚氮/酒精推进系统^[33]。其目的在于发展一种快速响应的, 可机动的探空火箭主发动机。其开展了 700 N 的气体发生器模块的静态试验。其研究结果给出了一些有用的设计数据。

从以上研究可以看出, 氧化亚氮/酒精组合虽然是绿色推进剂, 但由于其体积相比较较大, 使其在空间航天器姿轨控系统的应用受限, 但是其对于探空火箭的应用还是有可能的。

4.3 XCOR 公司的研究

XCOR AEROSPACE 公司发展了 3 个实验型

号的氧化亚氮作氧化剂的双组元发动机,有 XR-2P1, XR-3E17 及 XR-3B4。下面分别进行介绍。

XR-2P1 是氧化亚氮/乙烷发动机,推力 67 N,是具有大型火箭发动机所有要素的小型集成火箭发动机。2000 年 4 月底,在亚利桑那州举行的 Space Access Society 年会上,该发动机被公开展示,并直接在会议上进行了几次点火。截止目前,已经进行了数千次点火试验,运行超过 150 min。

XR-3E17 由 XR-2P1 派生而来,采用铜和轻质铝冷却夹套,重量是 XR-2P1 的一半,推力却达到了 249 N。该发动机采用电火花点燃方式,可以无数次开启关闭。它采用自增压燃料混合技术,已经有商业和军事上的应用。

XR-3B4 采用氧化亚氮/异丙醇推进剂,推力 222 N。该发动机采用双冷却燃烧室,即燃料和氧化剂都作为冷却剂,这个设计极大地加强了对推力室的冷却。目前 XCOR 公司已经完成 XR-3B4 的样机制造。

由以上的论述可以看出,氧化亚氮作为氧化剂的双组元研究关键在于推力室技术。推力室的关键在于喷注器的设计。良好的喷注器的设计能使燃料高效燃烧,而且反应稳定。若采用氧化亚氮催化分解,生成产物再和燃料反应,则其在很大程度上还是依赖于单组元催化分解的研究。采用火花塞点燃火炬,再利用火炬进行发动机点火是个很好的选择,但是这也存在多次重复使用的问题。最直接简便的方法是采用火花塞直接进行点火,但是这方面的研究公开得很少,不过从 XCOR 公司的研究至少可以证明采用火花塞直接进行点火是可行的。

5 结束语

对氧化亚氮作为推进剂的研究进行了综述,着力介绍了氧化亚氮自增压供应系统,氧化亚氮单组元催化分解,氧化亚氮和燃料混合的 NOFBX™ 技术,以及氧化亚氮作为氧化剂的双组元推进技术。可以看出,未来氧化亚氮作为推进剂的应用应着力解决如下问题:

1) 氧化亚氮作为空间推进自增压供应系统的推进剂利用率的问题,目前的自增压系统不能够以恒定流量供应完所有推进剂;

2) 催化剂性能不足,当前催化剂的初始分解温度仍需要降低,催化剂寿命仍需要提高;

3) 氧化亚氮作为氧化剂的双组元推力室技术研究和火花塞直接点火的研究还需进一步深入。

参考文献:

- [1] ZAKIROV V, SWEETING M. Nitrous oxide as a rocket propellant[J]. *Acta Astronautica*, 2001, 48 (5): 353-362.
- [2] WHITMORE S A. Engineering model for self-pressurizing saturated-N₂O-propellant feed systems [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26 (4): 706-714.
- [3] KARABEYOGLU A. Mixtures of nitrous oxide and oxygen (nytrox) as oxidizers for rocket propulsion applications, AIAA 2009-4966[R]. USA: AIAA, 2009.
- [4] GIBBON D M, PAUL M, MAJ T L. The design, development and in-flight performance of a low power resistojet thruster, AIAA 2000-3541[R]. USA: AIAA, 2000.
- [5] GIBBON D, BAKER A, NICOLINI D, et al. The design, development and in-flight performance of a low power resistojet thruster AIAA 2003-4548[R]. USA: AIAA, 2003.
- [6] GIBBON D, BAKER A, COXHILL I, et al. The development of a family of resistojet thruster propulsion systems for small spacecraft[R]. USA: AIAA, 2003.
- [7] DYER Jonny, DORAN Eric, DUNN Zach, et al. Design and development of a 100 km nitrous oxide/paraffin hybrid rocket vehicle, AIAA 2007-5362[R]. USA: AIAA, 2007.
- [8] BETTELLA A, MORETTO F, GEREMIA E, et al. Development of 20 kN hybrid rocket booster, AIAA 2013-4140 [R]. USA: AIAA, 2013.
- [9] SPAN R, WAGNER W. Equations of state for technical applications.i.simultaneously optimized functional forms for nonpolar and polar fluids[J]. *International Journal of Thermophysics*, 2003, 24 (1): 1-39.
- [10] LEMMON E W, SPAN R. Short fundamental equations of state for 20 industrial fluids[J]. *Journal of Chemical Engineering*, 2003, 51(3): 785-850.
- [11] ZIMMERMAN J E, CANTWELL B, ZILLIAC G. Initial experimental investigations of self-pressurizing propellant dynamics, AIAA 2012-4198[R]. USA: AIAA, 2012.

- [12] ZILLIAC G, KARABEYOGLU M A. Modeling of propellant tank pressurization, AIAA 2005-3549 [R]. USA: AIAA, 2005.
- [13] CASALINO L, PASTRONE D. Optimal design of hybrid rocket motors for microgravity platform[J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(3): 491-498.
- [14] ZIMMERMAN J E, WAXMAN B S, CANTWELL B J. Review and evaluation of models for self-pressurizing propellant tank dynamics, AIAA 2013-4045[R]. USA: AIAA, 2013.
- [15] 孙威, 方杰, 蔡国飙. N_2O 单组元微推进系统贮箱自增压特性[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35 (11): 1290-1293.
- [16] CAI Guo-biao, SUN Wei, FANG Jie, et al. Design and performance characterization of a sub-Newton N_2O monopropellant thruster[J]. Aerospace Science and Technology, 2012, 23(1): 439-451.
- [17] GREASON J K, DELONG D L, JONES D B. System and method for cooling rocket engines: US, 7784269 B1[P]. 2010-09-02.
- [18] GREASON J K, DELONG D L, JONES D B. Method for cooling rocket engines: US, 8341933 B2[P]. 2013-01-01.
- [19] ZAKIROV V, SWEETING M, GOEMAN V, et al. Surrey research on nitrous oxide catalytic decomposition for space applications[R]. Proceedings of the 14th Annual AIAA/USC Conference on Small Satellites. Logan, Utah: AIAA, 2000.
- [20] ZAKIROV V, RICHARDSON G, SWEETING M. Surrey research update on N_2O catalytic decomposition for space applications, AIAA 2001-3922[R]. USA: AIAA, 2001.
- [21] LOHNER K, DYER J, DORAN E, et al. Design and development of a sub-scale nitrous oxide monopropellant gas generator, AIAA 2007-5463[R]. USA: AIAA, 2007.
- [22] SCHERSON Y, LOHNER K. A monopropellant gas generator based on N_2O decomposition for green propulsion and power applications, AIAA 2009-4875 [R]. USA: AIAA, 2009.
- [23] ZAKIROV VA, LI Lu-ming, KE Gong. N_2O propulsion research at Tsinghua 2003[C]// Proceedings of the 2nd International Conference on Green Propellants for Space Propulsion. Cagliari, Sardinia, Italy: [s.n.], 2004: 20-28.
- [24] FANG Jie, SUN Wei, LI Mao, et al. AN update on BUAA nitrous oxide micro-thruster research, AIAA 2009-5203 [R]. USA: AIAA, 2009.
- [25] VOZOFF M, MUNGAS G. NOFBXTM: a non-toxic, green propulsion technology with high performance and low cost, AIAA 2012-5235 [R]. USA: AIAA, 2012.
- [26] MUNGAS G, FISHER D J, MUNGAS C, et al. Nitrous oxide fuel blend monopropellants: US, 2009/0133788 A1 [P]. 2009-05-28.
- [27] MUNGAS G S, FISHER D J, MUNGAS C. Spark-integrated propellant injector head with flashback barrier: US, 8230672 B2[P]. 2012-07-31.
- [28] MUNGAS G S, FISHER D J, LONDON A P, et al. Regeneratively cooled porous media jacket: US, 8413419 B [P]. 2013-04-09.
- [29] SMITH N W H, MOSER M D, CHARLES F K, Jr, et al. Nitrous oxide/propane rocket test results, AIAA 2000-3222 [R]. USA: AIAA, 2000.
- [30] TILIAKOS N, TYLL J S, HERDY R, et al. Development and testing of a nitrous oxide/propane rocket engine, AIAA 2001-3258[R]. USA: AIAA, 2001.
- [31] GRAYSON G D, WATTS D A. Nitrous oxide and ethanol propulsion concepts for a crew space vehicle, AIAA 2007-5462[R]. USA: AIAA, 2007.
- [32] KAKAMI A, EGAWA T, YAMAMOTO N, et al. Plasma-assisted combustion of N_2O /Ethanol propellant for space propulsion, AIAA 2010-6806[R]. USA: AIAA, 2010.
- [33] TOKUDOME S, YAGISHITA T, HABU H, et al. Experimental study of an N_2O /ethanol propulsion system, AIAA 2007-5464[R]. USA: AIAA, 2007.

(编辑: 马 杰)