

# 空间化学推进技术的发展

禹天福

(中国航天科技集团公司一院一〇一所, 北京 100074)

**摘 要:** 空间化学推进技术包括双组元推进、单组元推进和微推进技术。双组元推进技术的发展, 一方面依赖于采用高能推进剂和提高燃烧室压力, 另一方面依赖于推进剂提高密度、降低毒性和降低冰点。硝酸羟胺基单组元推进剂密度比无水肼大 40%, 蒸汽无毒, 冰点低于  $-20^{\circ}\text{C}$ , 有望取代无水肼。现在比较成熟的两个配方硝酸羟胺-甘氨酸-水体系和硝酸羟胺-甲醇-水体系。纳米卫星则需要从微牛级到毫牛级推力的微推进技术。

**关键词:** 化学推进; 双组元推进; 单组元推进; 微推进

**中图分类号:** V434

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2005)06-0023-07

## Development of space chemical propulsion technology

Yu Tianfu

(Institute 101 of 1st Academy of China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100074, China)

**Abstract:** Technology for space chemical propulsion includes bipropellant propulsion, monopropellant propulsion and micropropulsion. Development of bipropellant propulsion depends not only on use of high energy propellant and high combustor pressure, but also the high density, decrease of toxicity and freezing point of the propellants. Density of HAN-based monopropellants is 40% better than that of the hydrazine. Vapor of HAN-based monopropellants is non-toxic and their freezing point is below  $-20^{\circ}\text{C}$ . HAN-based monopropellants may replace hydrazine possibly. HAN204GLY and HAN269MEO are two mature formula systems of hydroxylammonium nitrate-glycine-water and hydroxylammonium nitrate-methyl alcohol-water. Nano satellites need micropropulsion, whose thrust is from Milli-Newton to  $\mu$  Newton.

**Key words:** chemical propulsion; bipropellant propulsion; monopropellant propulsion; micropropulsion

收稿日期: 2004-10-29; 修回日期: 2005-08-25。

作者简介: 禹天福 (1946—), 男, 研究员, 研究领域为液体推进剂。

# 1 引言

空间推进主要用于包括入轨、轨道保持、星座保持、精确定位、空间机动、脱轨、反作用控制、轨道制动火箭、轨道上升/下降等。本文将讨论空间化学推进技术，包括双组元推进、单组元推进和微推进技术。

# 2 双组元推进技术

双组元推进技术领域见图 1。目前双组元推进技术的水平为采用可贮存推进剂（肼类燃料和硝基氧化剂）、燃烧室压力 690kPa。甲基肼/四氧化二氮双组元推进系统广泛用于星际飞行器主推进、卫星入轨和轨道保持、航天飞机轨道器辅助推进。肼/四氧化二氮常用于卫星推进；还可用于双模推进系统，一方面双组元推进剂用于主推进，另一方面肼作为单组元推进剂用于辅助推进或者用于电弧喷射发动机或电热发动机。地面可贮存双组元推进剂的优点在于自燃（不需要点火系统），在环境温度下呈液态（不需大范围热管理，只需要防止结冰）。

迄今为止，地面可贮存双组元推力器的性能被燃烧室温度所限制。铈/铈作为燃烧室材料能使燃烧室温度的限制从 1370℃ 提高到 2200℃，使可贮存推进剂发动机在通常燃烧室压力下达到最大性能成为可能。

推力为 445N 的甲基肼/四氧化二氮双组元推进剂发动机比冲达到 324N·s/kg，已用于商业卫星。推力为 445N 的肼/四氧化二氮发动机比冲达到 328N·s/kg，已进行了鉴定试验。随着燃烧室压力的升高，地面可贮存双组元推进剂发动机的性能将进一步提高。1990 年代中期，甲基肼/四氧化二氮和肼/四氧化二氮 222N 和 445N 发动机的稳定燃烧，证明燃烧室压力可以提高到 4.2MPa。试验结果证明，在燃烧室压力达到 3.5MPa 时，甲基肼/四氧化二氮发动机比冲达到 335N·s/kg，肼/四氧化二氮发动机比冲达到 338N·s/kg。这还不是在这个燃烧室压力下的极限。

提高燃烧室压力固然提高了发动机性能，但是却增加了挤压气体质量和气瓶质量；如果改用

泵压，则加大了系统复杂程度。高压地面可贮存双组元推进技术还需要进行飞行试验试验。尽管提高燃烧室压力可以提高比冲，但是，卫星系统希望研制出专用泵用以提高发动机性能。2004 年美国宇航局提出研制可以在空间长期贮存的高能（比冲 360N·s/kg）、低冰点胶体双组元推进剂，其中氧化剂采用 MON-30（四氧化二氮中添加 30% 一氧化氮）。

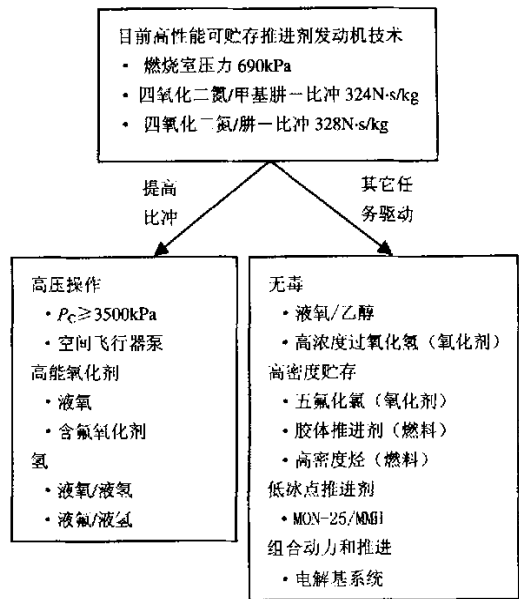


图 1 双组元推进技术领域

Fig.1 Technical field of bipropellant propulsion

采用能量比四氧化二氮更高的氧化剂，也可以提高双组元推进剂发动机性能。尽管氧化剂对比冲的影响比燃料大（液氢除外），仍然需要考虑燃料的密度、材料相容性、点火性能和毒性。液氧是能量更高的氧化剂。在 1990 年代，曾验证 890N 推力液氧/肼发动机在燃烧室压力为 1380kPa 时比冲达到 354N·s/kg。虽然液氧在空间可贮存（沸点 90K），但是至今没有一个星际飞行器推进系统采用任何类型低温推进剂，即使是“中冷”的低温推进剂。星际飞行器推进剂需要贮存数年。贮箱最好不设排气口，也不设冷却系统，否则会增加系统复杂程度和质量。再者，用常温气体挤压低温推进剂，会损失挤压气体质量。

含氟氧化剂代表性能更高的氧化剂。液氟性能最高,但是,液氟属于低温推进剂(沸点 85K),材料相容性不好,毒性比较大。二氟化氧也属于低温推进剂(沸点 128K),材料相容性问题比较少,但是,二氟化氧毒性比液氟的更大。含氟氧化剂与肼配对,比冲在 380~390N·s/kg 之间。1970 年代国外曾用这些氧化剂进行过试验;国内曾研究包括液氟、五氟化氯和七氧化二氯等含氟氧化剂。国外新近又恢复了这方面的研究。液氢与液氧或液氟配对,是比冲最高的双组元推进剂,比冲有可能超过 400N·s/kg。然而,液氢属于深冷推进剂(沸点 20K),需要有效的热防护系统。

重复使用运载器和载人飞船要求使用的推进剂无毒。采用无毒推进剂可节约地面处理成本,提高安全性。过去曾建议重复使用运载器和载人飞船采用液氧/液氢,最近注意力集中在液氧/乙醇系统,还考虑采用无毒推进剂过氧化氢/烃类燃料。1960 年代苏联曾采用一氧化二氮/胺作为载人飞船双组元推进剂。欧洲打算采用一氧化二氮/丙烷作为载人飞船的双组元推进剂。2001 年美国的一氧化二氮/丙烷发动机已进行了点火试验。

提高推进剂密度是相当重要的。五氟化氯的密度比四氧化二氮高 23%,毒性类似。1990 年代曾研究将五氟化氯作为氧化剂用于轨道转移推进计划。在推进剂中添加胶凝剂可以提高密度和比冲。胶体推进剂已用于战术导弹中,正在研制推力更大的金属化胶体推进剂发动机。

四氧化二氮中添加 3% 一氧化氮形成 MON-3 氧化剂,可以抑制钛合金压力容器应力腐蚀破裂倾向,可以降低流量衰减的风险。四氧化二氮中添加 25% 一氧化氮形成 MON-25 氧化剂,可以使四氧化二氮冰点从 258K 降低到 219K。低冰点氧化剂可以用于热控制较少或无热控制的场合(热控制必然需要动力),如探测火星。2001 年马夸特公司和大西洋研究公司同时对采用甲基肼/MON-25 作为推进剂的火星飞行器火箭推进系统进行风险评价。研究结果表明,在 10N 和 8.9N 的推力水平和 -40℃ 的条件下,发动机采用甲基肼/MON-25 可以正常工作,发动机性能没有明显下降。1990 年代国内也对四氧化二氮/一氧化氮体系进行了深入研究。

水基推进系统通过电解水产生气氢和气氧,既可以用作气体推进剂,也可以用于燃料电池。燃料电池的副产品是水。水基推进系统是空间站推进的原始基础,它于 1970 年代提出,现在再次提出用于卫星推进。

### 3 单组元推进技术

单组元推进剂技术领域见图 2。无水肼催化分解技术已在空间飞行器上使用了三十年左右。1960 年代研制成功使无水肼自发分解的 Shell405 催化剂,是可靠的点火系统。无水肼作为单组元推进剂广泛用于卫星和运载火箭姿态控制以及小卫星主推进系统,还可以用于燃气发生器。也曾使用过氧化氢单组元推进剂。

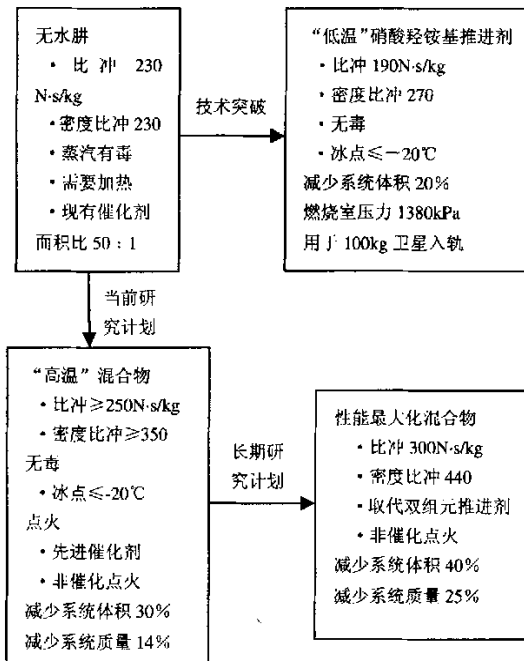


图 2 单元推进剂技术领域

Fig.2 Technical field of monopropellant

1990 年代后期,美国宇航局出资研制高性能无毒单元推进剂——一种性能、热安定性和危险性都远优于无水肼的单元推进剂。研究的重点是推进剂配方。其中有作为氧化剂使用的硝酸羟胺(HAN)和燃料组分。通常硝酸羟胺是这一类推进剂的主要成分,决定着推进剂的特性。一般来

说,硝酸羟胺基推进剂的密度比无水肼大 40%, 低于 0℃; 蒸汽无毒; 不需要任何特殊的贮存、处理或处置方法。决定硝酸羟胺基单元推进剂燃烧温度或性能的因素是燃料种类和硝酸羟胺、燃料、水的比例。硝酸羟胺基单元推进剂源自美国陆军钝感液体火炮发射药研究计划, 研究最多的液体火炮发射药是 XM46, 其中的燃料是硝酸三乙醇胺 (TEAN)。试验表明, 在燃烧室压力低于 3.5MPa 时, 燃烧性能不理想。如果用于卫星, 必须更换燃料。现在探索能否将液体火炮发射药用于推力较大的发动机, 如第三级。

在开始硝酸羟胺基单元推进剂技术研究时, 将面临巨大的挑战。作为液体火炮发射药工作压力高达 350MPa, 而卫星推进系统工作压力低于 2.8MPa。硝酸羟胺基单元推进剂实际上是硝酸羟胺水溶液和燃料的混合物。它的分解和燃烧过程远比无水肼或过氧化氢之类单分子复杂。硝酸羟胺基推进剂首先分解为羟胺和硝酸。然后, 硝酸与燃料反应。现在并不完全清楚硝酸羟胺基单元推进剂的分解过程和燃烧特性。硝酸羟胺基单元推进剂的分解和燃烧环境十分苛刻。由于燃烧产物分子量比无水肼燃烧产物分子量大, 要达到与无水肼相同的性能, 必须使工作温度比较高。硝酸羟胺基推进剂分解过程产生中间体硝酸, 燃烧过程产生水蒸气和二氧化碳。绝大多数卫星的推进系统需要工作几个小时。用于无水肼的催化剂 Shell 405 不能承受这样的高温 and 酸性腐蚀环境。

1990 年代后期, 硝酸羟胺基单元推进剂技术的研究重点有所转移, 采用液体火炮发射药的配方用于推力比较大的发动机。加重发动机采用液体火炮发射药 LGP 1898 (二乙基硝酸羟胺) 作为燃料成功点火 (烟火点火系统)。燃烧室压力达到 4.8MPa, 比冲达到预计的 270N·s/kg (面积比 50:1)。另一项研究是筛选几种待选燃料, 进行燃烧试验。同时, 测定几种配方的性能、贮存稳定性和燃烧特性。研制初期, 曾打算采用现有的催化剂。这就意味硝酸羟胺基推进剂尽管有密度大的优点, 比冲却比无水肼低。这样, 可以将重点放在研制推进剂和推力室, 无需耗费很长时间研制催化剂材料。何况, 即使这种“低温”硝酸羟胺基单元推进剂配方仍需进行地面试验, 密度

大对于小卫星来说仍是非常重要的优点。

HAN204GLY (硝酸羟胺基单元推进剂), 用甘氨酸作燃料, 并采用过量水, 燃烧温度低于 1100℃, 理论比冲 204N·s/kg, 实际比冲 190N·s/kg。添加稳定剂后的 HAN204GLY, 即使环境温度高达 65℃也可以长期贮存 (数年), 而且对燃烧性能没有显著影响。

采用不同的活性金属、不同形状催化剂床和不同喷注器, 设计了一系列推力为 4.5N 的推力室, 并用 HAN204GLY 进行了试验。试验程序按照 20kg 小卫星入轨程序设计。推力室主要以稳态方式累计工作 8000 秒。推力室采用落压式, 以模拟卫星推进系统。在供应系统压力相同的情况下, 试验结束时, 燃烧室压力和推力下降了 7.5%。还进行了脉冲试验, 阀门影响了脉冲的再现性。

现致力于改进硝酸羟胺基推进剂配方, 使实际比冲大于或等于 250N·s/kg。假设燃烧效率为 93%, 则理论比冲应该大于或等于 270N·s/kg。为此, 燃料改用甲醇, 形成 HAN269MEO 配方。研究了各种化学配比的影响 (例如, 试验富氧和富燃混合物)。用 Shell 405 催化剂或类似的催化剂可以使 HAN269MEO 推进剂成功燃烧, 但是, 催化剂的寿命只有 2 分钟左右。催化剂载体材料收缩, 离开催化剂床。这样, 推进剂就堆积在反应室中无序燃烧, 使燃烧室压力粗糙度加大, 出现压力尖峰。控制腐蚀的燃烧环境, 催化剂载体材料在整个温度范围就不易收缩, 活性金属不至于在高温 (至少 1700K) 下融化或蒸发。

对于高性能地面可贮存发动机来说, 铱/铱是目前比较好的耐高温抗氧化材料。但是, 铱/铱材料在硝酸羟胺基单元推进剂燃烧环境中的工作寿命尚未得到验证。美国宾夕法尼亚大学按照美国宇航局的合同, 研究了硝酸羟胺基单元推进剂的分解机理和燃烧性能, 获得了硝酸羟胺—甘氨酸和硝酸羟胺—甲醇两种配方的燃烧速率。

硝酸羟胺基单元推进剂材料相容性研究工作大都是在液体火炮发射药研究计划中用 XM46 进行的, 数据远不够完善, 有些结论还比较模糊。因为材料相容性试验方法不同, 导致试验结果产生差异。为了更准确地提供材料相容性数据, 正在继续进行这方面的研究工作。国内在 1990 年代

曾对硝酸羟胺基单元推进剂进行了深入研究。

4 化学微推进技术

纳米卫星需要微推力室进行姿态控制和位置保持。目前纳米卫星的推力室采用冷气系统。冷气推进系统性能比较低、容易泄漏，工作压力较高，气瓶结构比较笨重。现在还没有 10~200N 推力的无水肼单组元推力室。小型高性能推力室可以使探索星座、彗星、火星的纳米卫星性能更高。

美国 Micro Aerospace Solutions 公司正研制无水肼和过氧化氢单组元微推力室，推力为毫牛级。

无水肼是一种有毒的致癌推进剂，需要特殊的处理方法和预防措施。因此，很多人选择过氧化氢作为单组元推进剂。过氧化氢无毒，可以被水稀释。不存在无水肼那样的职业安全健康问题。只要仔细地清洗系统和选择材料，可以控制过氧化氢的自身分解。过氧化氢在纳米卫星中可贮存一年左右。

纳米卫星的质量在 1~10kg。MagCon 纳米卫星星座用于观察地球磁场环境，每颗卫星质量不大于 10kg。需要总冲 2.4N·s，输入电能功率小于 1W，比冲 60N·s/kg，最小冲量 0.044N·s。Mueller 论证了典型微小卫星的最小脉冲要求。对于 10kg 微小卫星来说，为了提供 1 比特，需要  $1.4 \times 10^{-4}$ N·s 的冲量和 1/20Hz 的点火频率，这样可以提供 1 度的位置保持。在室压在 0.69MPa 的情况下，Lee 微型电磁阀输送无水肼的流量小于  $10^{-4}$ g/s，比冲达到 150N·s/kg。

现在国外提出了最小脉冲推力室(Minimum Impulse Thruster, MIT)概念。

1975 年~1977 年为“旅行者”(Voyager)研制的 0.9N 推力 MR-103 推力室，是经过飞行鉴定的代表目前姿态控制水平的推力室。在 X-2000 基金的支持下，成功研制用于 MR-103 推力室的快速响应阀门。2003 年 8 月通过鉴定。MIT 在 2004 年 2 月完成飞行鉴定。经过详细论证，MIT 采用无水肼作为燃料。它的脉冲可达 1.4ms,大约等于 1mN·s,目前最小推力室比它还大 5 倍。

MIT 在军事上的应用：

- 为高分辨率观察平台精确定点；
- 用于大型编队飞行器位置保持(轨道转移)；
- 为飞行器快速旋转和机动飞行提供稳态推力；
- 考虑晃动问题，用 MIT 代替飞轮；
- 在精确姿态控制方面 MIT 迈出了重要一步。

表 1 和图 3 是现在的 SOA “旅行者”号 MR-103 推力室、MIT、HmNT 和 VP HmNT。

这些情况下希望减小卫星尺寸，采用廉价的运载火箭，可以完成不同的任务。采用微型机电系统结构技术研制小于 10kg 的卫星，用于星座验证的纳米级卫星。微型机电系统(MEMS: Micro Electro-Mechanical System)，是专指外形尺寸在毫米级以下，零件和元器件尺寸在微米—纳米量级，可对声、光、热、磁、运动等信息进行识别、控制和处理的微型机电装置，是微/纳米技术成果的一项重要应用。它将微电机、微电路、微型传感器和微型执行器等集成在硅片上。美国正在研究将一氧化二氮催化分解用于 MEMS 推进技术。清华大学也设计、制造和试验了用固体推进剂的 MEMS 推进系统。

表 1 推力室和 MIT 的性能比较

Tab.1 Performance comparison of MR-103 thruster and MIT

参 数	“旅行者”号 MR-103 推力室目前的 SOA	MIT	HmNT	VP HmNT
推力/N	0.9	0.75	0.020	0.0001
体积/cm <sup>3</sup>	94	55	8	14
动力/W	7	8	8	11
质量/g	195	116	40	55
最小比冲/ $\mu$ N·s	5000	1000	50	0.1
位置稳定性 欧洲型 S/C / ( $\mu$ rad/s)	1000	200	10	0.02

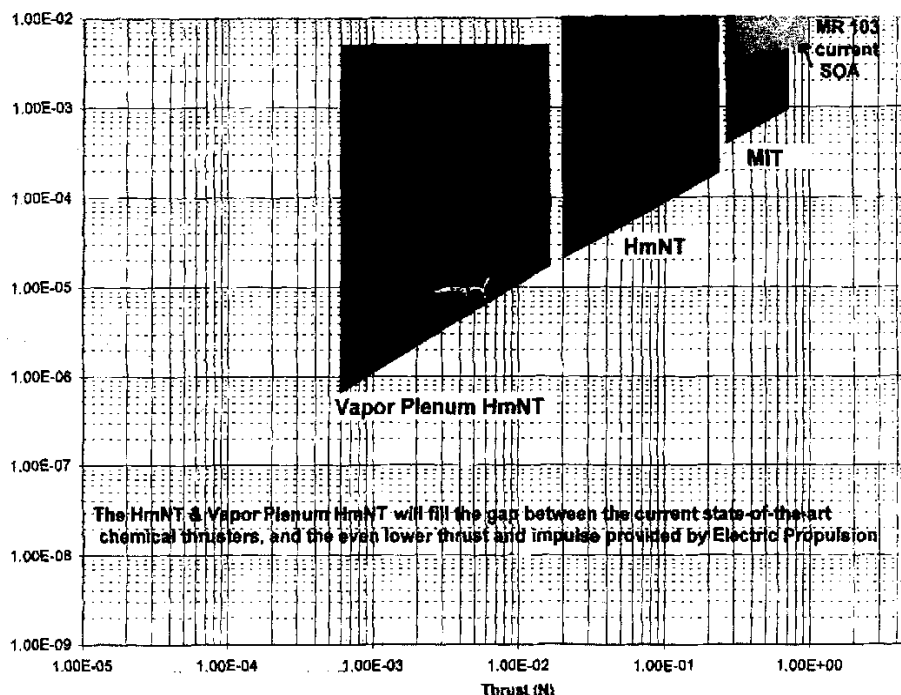


图 3 MR-103 推力室和 MIT 的性能比较

Fig.3 Performance comparison of MR-103 thruster MIT thruster

因为推进系统有一个降低重量和尺寸的极限。有人认为,推进系统不可能微型化。低于这个极限,卫星推进系统的性能就会受到严重影响(不完全燃烧、壁热损失、剪切层损失等)。按照这个观点,减小卫星推进系统的尺寸是不现实的,也有人在重新审视卫星推进系统。日前有几个卫星推进系统小型化的在研项目,包括化学推进和电推进。很多研究方案都考虑将基于 MEMS 技术的化学推进用于微小卫星。小卫星(40~100kg)已经采用了精密的微推进系统。小卫星推进系统的作用包括上旋、下旋、精确定位、星座保持和脱轨。一组微推进系统集中起来使用。微推进系统的“微尺寸”功能可以用于更为精细的场合。美国宇航局格林研究中心正在研制无阀门的灵便的微推进系统。这种微推进系统采用 MEMS 推力室。不同尺寸(喉部面积、喷管面积比)的推力室提供的推力不同,从微牛到毫牛。一系列 MEMS

推力系统可以同时工作,也可以按程序逐个工作。固体推进剂缓慢燃烧时可看作燃气发生器。固体推进剂可以在空间长期无泄漏贮存,依靠光纤网络激光点火。硅在波长 1.3 $\mu\text{m}$  时允许激光通过。点火能量小于 100mW。点火试验包括高氮化合物分解和二极管激光点火。

矩形喷管的优化涉及到低雷诺数下粘滞流动等问题,小型化已进行了试验和计算。目标是改变低雷诺数的环境,因为在这个环境下粘滞流动的影响更加普遍。在小型化的尺寸下,居支配地位的粘滞流动影响被放大。MEMS 推力室制造工艺决定了喷管是矩形而不是环形。喷管的纵横比、顶部和底部壁的边界严重影响流场性质。可以说,喷管形状决定了性能。

美国宇航局委托宾州大学用直接蒙特卡罗方法在二维到三维空间数字模拟推力室小型化和矩形喷管,并研究双壁热效应对流体流动的影响。

在环境温度氮气和氦气流动条件下,对扁平微喷管进行了试验。试验和数字模拟的结果表明,比较小的面积比能够提供比较好的性能:用氮气作试验,面积比为5时,性能最佳;用氦气作试验,面积比为1.5时,性能最佳。还要进行下列试验:喉部面积的影响(喉部比较窄)、喉部纵横比的影响(喉部比较深)、气体温度的影响。

麻省理工学院用硅片制造液体双组元推进剂发动机。“微火箭”采用挤压式或泵压式,再生冷却,平面MEMS涡轮。尽管这些“微火箭”宽度只有100 $\mu\text{m}$ ,但是,燃烧室压力却高达10MPa,推力达15N。“微火箭”组合使用,将产生更大的推力。这种“微火箭”可以批生产,每批成千上万个。将这些“微火箭”非常紧凑地排列在一块平板上,具有最小的质量、体积和成本。

## 5 结论

(1) 空间化学推进技术包括双组元推进、单组元推进和微推进技术等。

(2) 采用高能推进剂和提高燃烧室压力可以提高双组元推进剂发动机性能。无毒或低毒、高密度、低冰点推进剂是化学推进应用中需要考虑的重要因素。

(3) 单组元推进是一种重要的发展趋势。改变燃料品种和配比可以提高硝酸羟胺基单元推进剂性能。

基于MEMS技术中的化学微推进技术在未来微小卫星等空间飞行器上正取得越来越重要的应用。

## 参考文献:

- [1] Krismer D, et al. Qualification testing of a high performance bipropellant rocket engine using MON-3 and hydrazine[R]. AIAA 2003-4775
- [2] Honda L. Storable thruster technology program-mission study[R]. 51st JANNAF Propulsion Meeting, Nov., 2002.
- [3] Zube D, Wucherer E and Reed B. Evaluation of HAN-based propellant blends[R]. AIAA 2003-4643
- [4] Chang Y, et al. Combustion characteristics of energetic HAN/methanol-based monopropellants[R]. AIAA 2002-4032,
- [5] Alexeenko A, Levin D, Gimelshein S, et al. Numerical modeling of axisymmetric and three-dimensional flows in microelectromechanical systems nozzles[J]. AIAA Journal, Vol. 40, No. 5, 2002, pp. 897-904.
- [6] Alexeenko A, Levin D, Fedosov D, et al. Coupled thermal-fluid modeling of micronozzles for performance analysis[R]. AIAA 2003-4717
- [7] Reed B. Decomposing solid micropropulsion nozzle performance issues[R]. AIAA 2003-0672,
- [8] Brian D Re. On-board chemical propulsion, technology[M].
- [9] NASA/TM-2004-212698[R].

(编辑: 侯 早)