

# 甲烷/氧气双组元微型推力室的实验研究

李军伟<sup>1</sup>, 钟北京<sup>2</sup>, 熊耀宇<sup>2</sup>, 王宁飞<sup>1</sup>

(1 北京理工大学 宇航科学技术学院, 北京 100081; 2 清华大学 航天航空学院, 北京 100084)

**摘 要:** 为研究微小推力室的工作特点, 建立了双组元微小推力室的地面实验装置和数据采集系统。在内径为 4mm, 喉部直径为 0.4mm 的微小推力室内, 采用氧气和甲烷气体作为推进剂进行了点火热试车, 实时测量燃烧室压力和壁面的温度分布。实验结果表明, 在富燃工况下, 随着混合比的升高, 燃烧温度和燃烧室压力逐渐升高; 当混合比一定时, 随着总流量的增加, 燃烧室压力增加, 微小推力室的推力和比冲也在升高。微小推力室的真空推力达到 120mN, 真空比冲达到了 240s。

**关键词:** 微小推力室; 双组元火箭发动机; 热试车; 甲烷; 氧气

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2007) 06-0001-06

## Experimental study on methane-oxygen bipropellant micro-thruster

Li Junwei<sup>1</sup>, Zhong Beijing<sup>2</sup>, Xiong Yaoyu<sup>2</sup>, Wang Ningfei<sup>1</sup>

(1 School of Aerospace Science and Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2 School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

**Abstract:** To understand characteristics of micro-thruster, ground-experimental apparatus of bipropellant micro-thruster and data acquisition system were established. A micro-thruster with inner diameter of 4mm and throat diameter of 0.4mm was manufactured. Hot-fire tests in this micro-thruster at different O/F and chamber pressure were conducted by using methane and oxygen as propellants. Chamber pressure and outside wall temperatures of the micro-thruster were measured. Test results show that under fuel-rich conditions, combustion temperature and chamber pressure increase with the increasing of O/F. When O/F is fixed, chamber pressure increases with total flow rate increasing and vacuum thrust of the micro-thruster also increases. The maximum vacuum thrust is 120mN and the maximum vacuum specific impulse reaches 240s.

**Key words:** micro-thruster; bipropellant rocket engine; hot-fire test; methane; oxygen

收稿日期: 2007-08-07; 修回日期: 2007-10-29。基金项目: 中国博士后科学基金资助项目(20060390434)。

作者简介: 李军伟 (1978—), 男, 讲师, 研究领域为微型火箭发动机燃烧室的实验和数值模拟。

## 1 引言

由于微小卫星能够完成许多复杂昂贵的大卫星所无法完成的工作,而且成本较低,一次能够发射许多颗微小卫星,近年来,微小卫星(Micro Satellite)和纳星(Nano Satellite)发展迅速。微小卫星体积小、质量轻、转动惯量小,在进行轨道调整、位置保持和姿态控制时,需要高精度、高可控性的微型推进器,推力一般在 $10^{-6}$ ~10N之间<sup>[1,2]</sup>。因此,必须研究适合于微型卫星轨道保持、轨道机动与姿态控制用的高集成度、低功耗、小推力、微冲量的微型推进系统。化学推进器结构简单可靠,而且基本上不需要电功耗,适于微型化和集成设计<sup>[3,4]</sup>。按工质状态分为固体燃料推进和液体燃料推进两类。液体燃料推进系统具有多次起动和推力调节的能力,能够满足微小卫星更为复杂的机动飞行需要。

目前,国内外广泛采用的液体燃料微小推进大部分是冷气推进和单组元推进<sup>[5]</sup>。这两种推进方式虽然结构简单,但产生的比冲却不高。如果能让推进剂在燃烧室中燃烧,产生高温高压气体,那么就能产生更高的比冲,这就是双组元推进方式。MIT在美国NASA资助下研究双组元微型火箭发动机,该发动机只有火柴盒大小,由六层硅片焊接而成,属于二维结构。推进剂为液氧和酒精,设计室压为12.5MPa,预计比冲可以达到300s<sup>[6,7]</sup>。为了验证概念设计的可行性,他们设计、加工了一套微推力室,并进行了热试车。在室压超过1.2MPa的情况下,推力超过了1N,而推力室的质量只有1.2克,相应的推重比为85:1。在欧洲航天局的资助下,Mechatronic研究所研制液体双组元微型火箭发动机。该微型火箭发动机采用过氧化氢和酒精作为推进剂<sup>[8]</sup>。推力室的设计推力为1N,设计室压为0.3MPa,比冲为240s。不过他们设计的推力室不是采用层板焊接结构,而是采用传统的轴对称结构。Schneider研究了微小通道内氢气和氧气的催化燃烧,为以后解决微推进系统中微尺度燃烧问题做准备<sup>[9,10]</sup>。从发表的文献来看,国内对双组元微推进器的研究

不多。某研究所在扩尺寸试验件10N推力室上,采用四种推进剂组合进行推进剂方案选择的喷注器点火试验,但没有考虑更小尺寸下推力室的燃烧和流动过程<sup>[11]</sup>。

当推力室的尺寸缩小后,其内的流动和燃烧问题就会不同于大尺寸的推力室<sup>[12]</sup>。当特征尺寸缩小到毫米量级时,燃烧室的表面积/体积之比增大很多,这样就会增加高温燃气的散热量,同时推进剂在微型燃烧室内的停留时间就会变短,不能充分燃烧,这将会导致熄火<sup>[12,13]</sup>。因此,对微型推力室进行燃烧特性的研究很有必要,找到微型推力室的燃烧和点火规律,为设计微型双组元推进系统提供设计依据。在本研究中,根据微小推进的工作特点,设计、建立了微小推进实验和测控系统,并采用氧气和甲烷作为推进剂,对双组元微小推力室的点火和燃烧进行了初步的实验研究,测量了微小推力室的工作参数。

## 2 实验系统和微小推力室样机

实验在微尺度燃烧实验台上进行,实验系统原理图见图1。该实验系统由氧气和甲烷气供应分系统,测控和数据采集分系统,点火分系统,微型直管燃烧器和固定台架等组成。供应系统主要包括高压气瓶、减压器、截止阀、质量流量控制器、过滤器、电磁阀、单向阀和管路等。实验中,为了达到安全、可靠地点火,采用电火花点火器。在实验时只要调整好氧气和甲烷的混合比(氧气与甲烷的质量比),就能可靠地点火,然后调节混合比到需要的实验工况。

实验中测量的主要参数包括:燃烧室工作压力、氧气质量流量、甲烷质量流量、以及燃烧室外壁上不同位置的温度。氧气和甲烷的流量采用D07-7A/ZM质量流量控制器来调节,测量误差小于满量程的2%。同时,计算机也可发出指令信号,调节质量流量控制器的流量大小。燃烧室外壁的不同位置采用耐高温胶粘接了0.2mm直径的镍铬-镍铝K型热电偶丝,用来测量壳体的温度。四路热电偶的位置如图2所示,TC1~TC4沿微推力室轴线从头部到喷管依次布置在燃烧室的

外壁上, 这样就能判断气体在微细直管内的火焰位置。热电偶的输出电压只有毫伏量级, 经热电偶前置调理板滤波、放大后被数据采集卡采集。

燃烧室压力采用溅射薄膜压力变送器测量, 压力信号转换成 0~5 V 的标准信号供计算机采集。

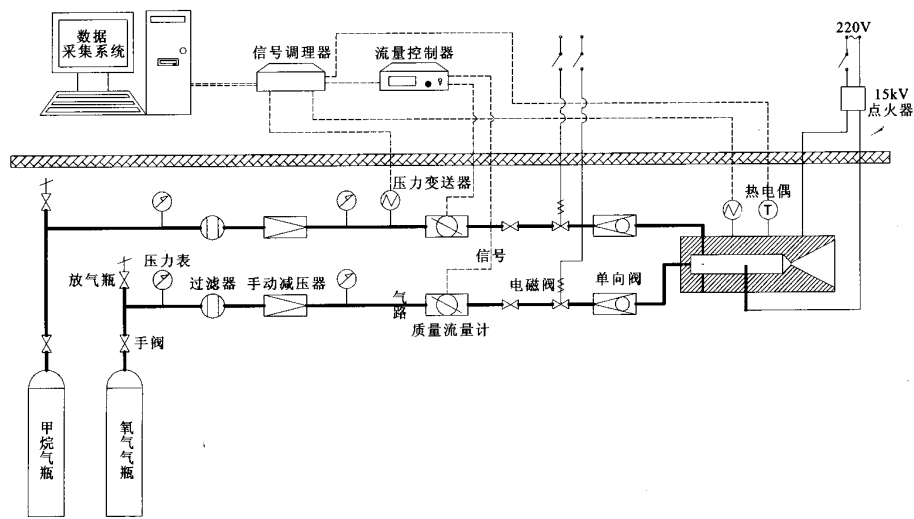


图 1 实验系统简图

Fig. 1 Schematic of the test apparatus

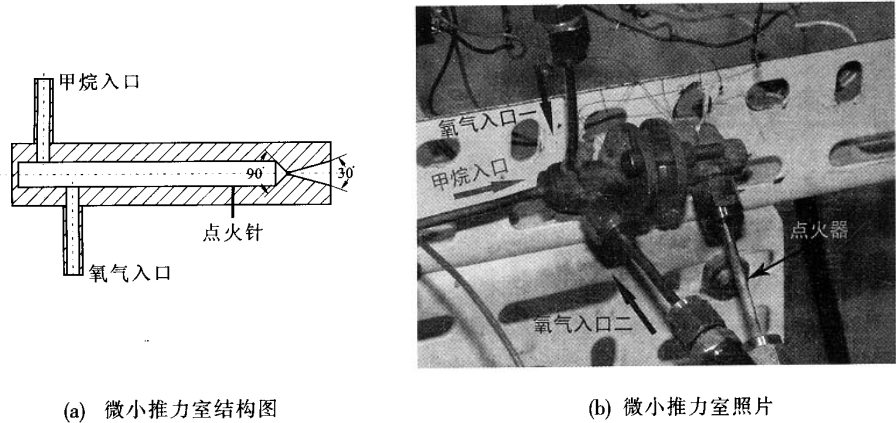


图 2 微小推力室结构

Fig.2 Sketch of the micro-thruster

由于各种传感器输出的都是连续的模拟信号, 为了能够被计算机采集, 需要采用 A/D 转换器把模拟信号转换成计算机能够采集的数字信号。在本数据采集系统中, 选用了 PCI-7422 光电隔离数据采集卡。该采集卡是单端 32 路的 12 位高速采集卡, 采用高性能转换芯片 AD1674

(BB774), 采样最高频率 100kHz, 转换误差只有电压满量程的 0.1%。

设计的微小推力室结构如图 2 所示。为了方便机械加工, 推力室设计成圆柱体结构, 采用 1Cr18Ni9Ti 不锈钢。考虑到电火花点火的放电距离, 推力室为内径 4mm, 壁厚 3mm 的圆柱腔体,

长度为 53mm。由于微小尺度的机械加工比较困难,在设计的微小推力室中,简化了两种推进剂组元的喷注器,甲烷和氧气分别从侧向进气管进入燃烧室,入口位置错开,这样两股气流能混合得更好。为了容易点火,点火针放置在燃烧室的末端。这样混合后的气体在燃烧室末端点火,在进气管附近燃烧。在推力室的末端,设计了锥形的拉瓦尔喷管,收缩角为  $90^\circ$ ,扩展角为  $30^\circ$ ,喉部直径 0.4mm,扩张比为 100。

### 3 实验结果

对微小推力室采用甲烷和氧气进行了多次点

火实验研究,所有实验工况均能可靠点火,并稳定燃烧。在实验过程中,固定甲烷和氧气的混合比,逐步增加进气总流量,或者固定总流量,改变甲烷和氧气混合比。测量推力室壁面温度和燃烧室压力,通过壁面温度推算出燃烧室内的燃气温度,从而计算不同压力条件下推力室的真空推力和比冲。图 3 是微小推力室稳态工作时的照片。从图中可以看出,甲烷和氧气在燃烧室的头部进入并混合,在燃烧室内稳定燃烧。由于喷管的喉部较小,只有 0.4mm,所以在较小流量下,燃烧室内能达到较高压力,有蓝色火焰从喷管中喷出。



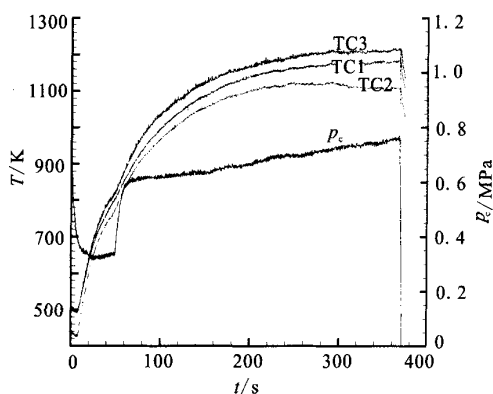
(a) 照片一



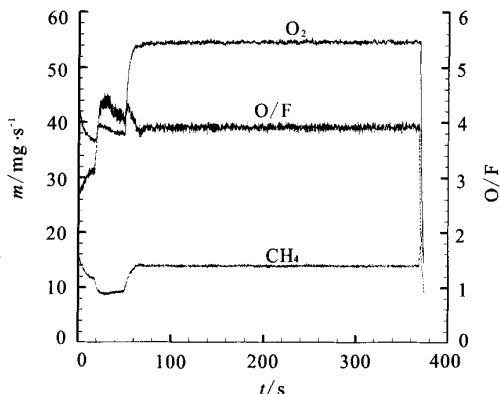
(b) 照片二

图 3 微小推力室稳态工作照片

Fig.3 Steady operation photos of the micro-thruster



(a) 温度和压强曲线



(b) 流量和混合比曲线

图 4 微小推力室稳定工作时的实验曲线

Fig.4 Operation parameter curves varied with time under steady-state

图 4 是微小推力室稳定工作时的实验曲线。图 4 (a) 是推力室外壁温度和燃烧室压强曲线, 从图中可以看出, 推力室的壁面温度随时间逐渐升高, 最后保持稳定不变。而燃烧室压力随着时间逐渐升高, 这是由于工作过程中, 甲烷和氧气燃烧产生的炭颗粒堵塞喷管喉部, 导致燃烧室压力不断升高。壁面温度最高达到了 1218K, 燃烧室的表压最大到了 0.77MPa。另外, 从温度曲线可以看出, 推力室外壁的最高温度在燃烧室的下游, 尾喷管的外壁面附近。这是由于甲烷和氧气从燃烧室头部喷入后, 在燃烧室下游混合均匀, 燃烧温度最高。图 4 (b) 是甲烷和氧气的质量流量和混合比, 甲烷和氧气的质量流量在实验中保持恒定, 没有变化。在实验过程中, 壁面温度和压强的变化是由于微小燃烧室向环境的散热量较大, 必须经过一段时间的加热才能与环境保持平衡, 达到稳定状态。

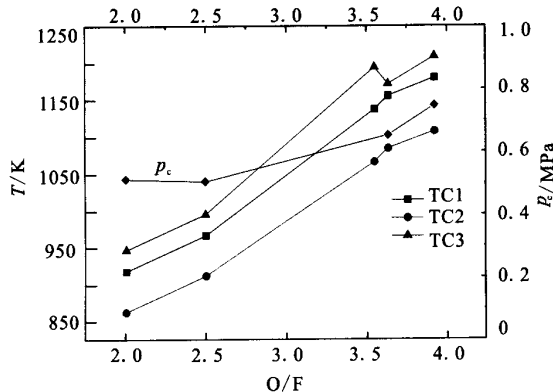


图 5 15mg/s 时, 壁面温度和燃烧室压力随混合比的变化曲线

Fig.5 Wall temperatures and chamber pressure varied with O/F at 15mg/s

图 5 是甲烷流量为 15mg/s 时, 燃烧室壁面温度和压力随混合比变化的曲线。从图中可以看出, 当甲烷流量固定时, 随着混合比的升高 (混合比小于当量混合比 4), 甲烷和氧气的比例逐渐接近当量混合比, 燃烧放热量增加, 壁面温度逐渐升高。混合比增加, 微推力室总流量增加, 所以燃烧室内压强升高。这都有助于提高微小火箭发动机的推力, 增加其性能。TC3 在燃烧室末

端, 甲烷和氧气均匀混合并燃烧, 所以壁面温度最高。图 6 是混合比等于当量混合比时, 燃烧室压力和外壁温度随甲烷流量的变化曲线。混合比固定时, 随着甲烷流量的升高, 氧气流量也在升高, 燃烧放热量增加, 燃烧室压力升高。甲烷流量为 5.4mg/s 时, TC3 的最低温度为 1002.6K, 燃烧室最低压强为 0.15MPa。当甲烷流量增加到 13.9mg/s 时, TC3 温度升高到 1209.2K, 燃烧室压力升高到 0.75MPa。

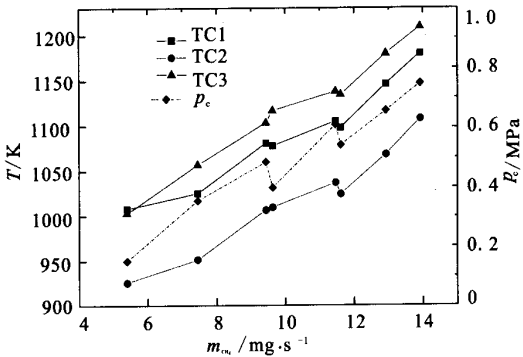


图 6 O/F=4 时, 燃烧室壁面温度和压力随甲烷流量的变化曲线

Fig.6 Wall temperatures and chamber pressure varied with methane flow rate at O/F=4

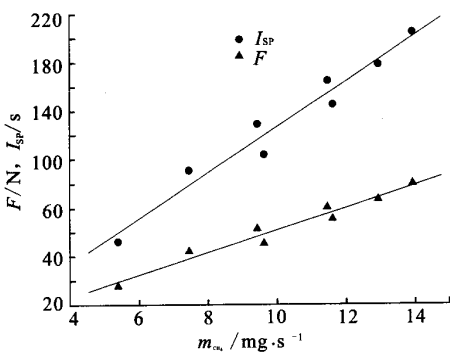


图 7 O/F=4 时, 微小推力室推力和比冲随甲烷流量的变化曲线

Fig.7 Thrust and specific ratio varied with methane flow rate at O/F=4

图 7 是混合比为 4 时, 不同甲烷流量下微推力室的真空推力和真空比冲。真空推力和真空比冲是假定气体在微喷管内完全膨胀, 外界环境压

强为零计算得到的。真空推力计算公式为

$$F_v = A_t p_c \left[ \Gamma \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left[ 1 - \left( \frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} + \frac{A_e}{A_t} \frac{p_e}{p_c} \right]$$

真空比冲的计算公式为

$$I_{spv} = \frac{F_v}{m_{total}}$$

上式中的总流量通过实验测量获得。从图中可以看出,随着总流量的增加,燃烧室的压力增大,微推力室的推力和比冲也在逐渐增大。燃烧室总流量为 70mg/s 时,微推力室的真空推力达到了 120mN,真空比冲达到了 240s。这个比冲明显超过了常规单组元化学微推力室的比冲,显示出了双组元化学微推力室的优点。

## 4 结 论

设计、加工了双组元化学微型推力室,采用甲烷和氧气作为推进剂,进行点火热试车,从对实验结果的分析可以得出以下结论:

(1) 设计的微型推力室能够实现甲烷/氧气的可靠点火,在完成的所有的总流量和混合比工况条件下,甲烷-氧气能够较好混合,并稳定燃烧。燃烧室稳定工作时,压力最高达到了 0.77MPa,总流量达到了 70mg/s,此时微推力室的真空推力为 120 mN,真空比冲为 240s。甲烷和氧气在当量混合比时,燃烧室外壁温度最高,且随总流量的增加,燃烧室压力增大,微推力室的真空比冲也随着增大。

(2) 在微小推力室中,由于体积较小,要实验均匀混合十分困难,因此还应该进一步完善喷嘴设计,提高混合效果,增加燃烧反应时间。

(3) 微小推力室实验样机由于受到材料限制,燃烧温度和压力不是很高,因此比冲较低。下一步采用耐高温合金材料,进一步提高燃烧室温度

和压力,从而提高比冲。

## 参考文献:

- [1] Volchko S, Sung C, Huang Y. Catalytic Combustion of Methane/Oxygen Mixtures for Micropropulsion Applications[R]. AIAA2005-3924, 2005.
- [2] Baker A M, A da Silva Curiel, Schaffner J, et al. Advanced Low Cost Propulsion Concepts for Small Satellites beyond LEO[J]. Acta Astronautica, 2005, 57: 288-301.
- [3] 陈旭鹏,李勇,周兆英.微小型化学能推进器的研究[J].微纳电子技术,2003,40(7): 456-460.
- [4] 尤政,张高飞,任大海. MEMS 微推进技术的研究[J]. 纳米技术与精密工程,2004,2(2): 98-105.
- [5] 马立志,沈瑞琪,叶迎华.国外几种新型微化学推力器[J].上海航天,2003,(3): 39-43.
- [6] London A P, Ayon A A, Epstein A H, et al. Microfabrication of a High Pressure Bipropellant Rocket Engine[J]. Sensors and Actuators, 2001, 92: 351-357.
- [7] London A P, Epstein A H, Kerrebrock J L. A High Pressure Bipropellant Micro-Rocket Engine[R]. AIAA 2000-3164.
- [8] Miotti P, Tajmar M, Guraya C. Bi-propellant MicroRocket Engine[R]. AIAA 2004-6707.
- [9] Schneider S J, Sung C J, Boyarko G A. Catalyzed Combustion of Bipropellants for Micro-Spacecraft Propulsion[R]. AIAA2003-4924.
- [10] Schneider S J, Sung C J, Boyarko G A. Catalyzed Ignition of Bipropellants in Microtubes [R]. AIAA2003-0674, 2003.
- [11] 韩先伟,周军,唐周强,等.微型推进系统技术方案研究[J].火箭推进,2005,31(1): 1-7.
- [12] 薛元,陈剑波,姚强.超微型燃烧器的研究现状及进展[J].燃气轮机技术,2002,15(1): 22-26.
- [13] Chigier N, Gemci T. A Review of Micro Propulsion Technology[R]. AIAA 2003-670, 2003.

(编辑:王建喜)