

关于微卫星姿态控制手段的几点考虑^{*}

SOME CONSIDERATIONS ABOUT THE ATTITUDE CONTROL MEANS OF MICRO SATELLITES

薛明伦 李战华

(中国科学院力学研究所 非线性力学国家重点实验室(LNM), 北京 100080)

XUE Minglun LI Zhanhua

(State Key Laboratory of Nonlinear Mechanics (LNM), Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

摘要 通过具体分析电推进、电阻加热式微喷和重力梯度等控制卫星姿态的手段,介绍卫星微型化后推进器设计会遇到的问题,供微型飞行器姿态控制的设计选择和研究参考。

从微卫星(< 20 kg)的设计来看,由于微型化造成面积与体积之比增大,使得依赖于面积和体积的各种效应的相对重要性也产生变化。目前设计的一种电阻加热式微喷,也叫蒸汽微喷,设计尺寸缩小后,流动附面层变得很薄。同样温差下,壁面附近平均温度梯度增大,换热强度提高,使得小尺度下对流换热系数比常规条件时高1~2个量级,造成向壁面所传热量大大提高,从而降低效率。因此蒸汽微喷提高比冲的关键是限制壁面导热;从可靠性、效率、比冲等多因素综合考虑,脉冲放电固体(如Teflon)推进剂电磁推进器是一种比较理想的选择;如果微卫星作为一种专用廉价的卫星,其使用目的可以比较单一,所以其姿态要求固定,同时也不必改变轨道,甚至允许轨道有所下降。这种情况下可以考虑采用重力梯度稳定;因为重力梯度稳定的恢复力矩虽然很小,但是它不消耗推进剂,也不需要电力,是一种利用自然界本身特征自稳定的手段。

关键词 微推进器 电阻加热微喷 重力梯度控制姿态推进器

Abstract Micro miniature is one of the important trends in high-technique development. In satellite miniature, the thruster design is a very critical problem. This paper introduces some problems of thruster design of micro satellites miniature by analyzing several means that controlling the micro satellites attitude such as electric propulsion, resistojet and gravity gradient et al. These results will be valuable for the option and consideration to the micro-thruster designers.

In the micro satellites (weight is less than 20 kg) design, as the ratio of surface and volume increases, the relative importance of the several effects depending on the surface and volume will be changed. For example: a kind of current resistojet, i. e., a vaporizing water micro-thruster, when its dimension is miniature, the boundary layer of flow near the wall becomes thinner. Even at the same temperature difference, the average temperature gradient near the wall becomes greater and the strength of thermo-exchange becomes stronger. These results in the convective heat transfer coefficient increases 1~2 orders in small scale than that in normal condition, and quantity of heat transfer passing the wall increases greatly and therefore decreasing the thruster efficient. So that, this kind of resistojet's impulse is limited by the wall thermo-conduction. If the reliability, efficiency and impulse effects were considered comprehensively, the electric-magnetic propulsion in electric impulse discharge with solid propellant is the ideal choice (such as Teflon). If the micro satellite is a special and cheap one of a simple purpose, it's attitude may be fixed and no necessity to change it's orbit, even it is allowed for decreasing a little of its orbit's height. Under this case, the gravity gradient stability method would be considered. While this method possesses more advantages in view of consuming no propellant and electricity. Its stability depends on the natural behavior of the system, even its recovery moment is small.

Key words Micro-thruster; Resistojet; Gravity gradient

Correspondent: LI Zhanhua, E-mail: lili@nm.imech.ac.cn, Fax: +86-10-62561284

The project supported by the National Major State Basic Research development Program of China (No. G1999033106).

Manuscript received 20010729, in revised form 20010810.

1 引言

当前技术发展的重要方向之一是微型化。由于过去数十年微电子技术取得了长足的进展,近年来该技术又扩展到微电子机械系统(MEMS),也称微系统(Mi-

crosystems)。微系统相对于微电子技术而言,要复杂得多。它不仅是微电路的问题,而且是系统的问题。它所涉及的知识领域也比微电子技术宽广得多。它在航空航天、能源、化工、生物技术等几乎各个方面都有着现实或潜在的应用的可能。

* 20010709 收到初稿,20010810 收到修改稿。本文由国家基础研究发展规划(G1999033106)课题资助。

在航天领域卫星应用方面,卫星姿态控制和轨道转移所需推进器的研究与发展已有数十年的历史。目前推进器的形式有电阻加热式、化学反应式、电推进式或上述几种基本形式的组合。在性能方面,主要技术指标之一是比冲的大小。因为这直接关系到为了满足给定的冲量会消耗多少推进剂量,而比冲因工质性质、供能及加速方式而不同。当然比冲不是唯一的指标。选择何种形式的推进器,取决于所控制对象的要求,系统总性能各个方面的优化比较及技术成熟可靠度等因素。

与正常尺度比较,微尺度引起的最主要的差别是面积/体积比急剧增加,使得依赖于面积和体积的各种效应的相对重要性也产生变化。同时介质在加热室内的逗留时间也随尺寸缩小而缩短,这对于化学反应式推进器是十分不利的。因为介质在体积反应生成的热量中向壁面所传热量的比例会大大提高,从而降低效率甚至使反应不能进行。另外由于逗留时间大为缩短,与化学反应时间比较愈来愈短,以致化学反应不能有效完成。作者在“数字式推进器微型化程度的限制”一文中,通过分析尺度缩小后对阵列微喷燃烧室传热的限制,说明了微型化不是简单的几何缩小^[1]。本文将通过具体分析电推进、蒸汽微喷和重力梯度控制手段,介绍微型化后推进器设计会遇到的问题,供微型飞行器姿态控制设计和研究时参考。

2 几种微推进器原理分析

2.1 电推进器

为了缩短化学反应时间,采用催化反应也是一种有效的办法,但有一定限度。电推进有许多形式,大致分为三类:电热型、静电型和电磁型。属于电热型的目前有电阻加热喷气推进器(下节介绍)和电弧加热喷气推进器;属于静电型的有霍尔效应推进器、离子发动机、场效应静电推进器和胶质离子发动机;属于电磁型的有脉冲等离子体推进器等。脉冲放电电磁(感生磁场)推进属于电磁型。由于其推进力不是依靠压力差,因而与喷管膨胀原理不同。其排出介质的速度与介质的分子量无直接关系,因此比冲较高。目前普遍采用易贮存的固体材料——聚四氟乙烯。另外电磁型推进器不必使用阀门,免除了防泄漏的问题。这已被公认为一种小型卫星控制的理想手段。

2.2 电阻加热式微喷

目前国内正在探讨微卫星姿态控制的各种实用设计方案,其中一个方案是电阻加热式微推进器。以硅作为基底材料,经氧化在表面形成 SiO₂,以减少热导,在其上再通过溅射生成一个电阻层及其保护层。在地面实验中以水作为工质,期望通过脉冲供电加热形成蒸汽作为推进工质,因此这种推力器可以叫作蒸汽微

喷^[2]。下面对此设计作一个性能上限的估计,以供参考。

首先计算输入电功率 Q_e ,然后计算能够加热达到预定温度的液体质量流量 G 及推力和比冲。通过核算加热室的面积 A_s ,判断 Q_e 输入后是否可能将质量流量 G 的水量加热。以工作电源输出为 34 V,脉宽为 800 μ s,频率 f 为 30 Hz,电阻 R 为 39 Ω ,则

(1) 输入电功率 Q_e

$$Q_e = \frac{V^2}{R} f = \frac{(34)^2}{39} \times 800 \times 10^{-6} \times 30 = 0.7 \text{ W} \quad (1)$$

(2) 可加热的水量 G

如果输入电功率 Q_e 全部用来加热水,并使水温从 293 K 提高到 1 000 K,则可加热的水量 G

$$Q_e = G [C_p (T_{373} - T_{293}) + q_v + (I_{1000} - I_{373})] = G [80 + 540 + 476 - 165] = 931 \text{ cal/s} \quad (2)$$

$$G = \frac{0.7}{931 \times 4.18} = 0.18 \text{ mg/s}$$

(3) 可获得的推力和比冲

对于收缩喷管,喷出速度

$$V_1 = \sqrt{\frac{2K}{K+1} RT_0} = \left(\frac{2 \times 1.33}{1.33+1} \times \frac{8314}{18} \times 1000 \right)^{\frac{1}{2}} = 726 \text{ m/s} \quad (3)$$

这里,总温 $T_0 = 1000$ K,气体的比热比 $K = 1.33$,气体常数 $R = 8314/18$ 。

对于拉瓦尔喷管,则最大喷出速度

$$V_{\max} = \sqrt{\frac{2K}{K-1} RT_0} = \left(\frac{2 \times 1.33}{1.33-1} \times \frac{8314}{18} \times 1000 \right)^{\frac{1}{2}} = 1930 \text{ m/s} \quad (4)$$

这样比冲约在 75 ~ 200 s 之间。作为上限估计,可以取 $v = 1500$ m/s。这比冲大约是化学燃料推进器的一半,比电弧和霍尔推进器小一半到十分之一。

推力 $F = Gv = 0.18 \times 10^{-6} \times 1500 =$

$$270 \times 10^{-6} \text{ N} = 270 \mu\text{N} \quad (5)$$

每秒冲量 $I = Ft = 270 \times 10^{-6} \text{ N} \cdot \text{s} \quad (6)$

喉部面积 $A_t = \frac{G}{p_0} \sqrt{\frac{T_0}{\frac{K}{K+1} \left(\frac{2}{K+1} \right)^{\frac{K+1}{K-1}}}} \quad (7)$

这里总压 $p_0 = 10^5 \text{ N/m}^2$

$$A_t = \frac{0.18 \times 10^{-6}}{10^5} \sqrt{\frac{1000}{\frac{1.33}{8314/18} \left(\frac{2}{1.33+1} \right)^{\frac{2.33}{0.33}}}} = 1818 \times 10^{-12} (\mu\text{m})^2 = 43 \times 43 (\mu\text{m})^2 \quad (8)$$

(4) 加热室内加热面积 A_s 的估算

由于 Re 数很小,所以可以用层流对流换热公式

$$Nu = 0.66 (Re)^{0.5} \quad (9)$$

由于 $Re = wl/\nu$ 如 $w = 2$ m/s, $l = 10^{-3}$ m,水蒸汽的 $\nu = 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$,则 $Re = 2 \times 10^2$

由于对流换热系数

$$= \frac{Nu}{l} = 0.66 \left(\frac{wl}{v} \right)^{\frac{1}{2}} \frac{1}{l} \quad (10)$$

小尺度下,由于气流流经长度很短,所以附面层也很薄,同样温差下,平均温度梯度就大,使换热强度很高,这是小尺度下比常规条件时高 1~2 个量级的根本原因。

$$= 0.66 \times (200)^{\frac{1}{2}} \times \frac{0.5}{10^{-3}} = 4.66 \times 10^3 \text{ cal/m}^2 \cdot \text{h} \cdot \text{K} \quad (11)$$

其中 $\alpha = 0.5 \text{ cal/m} \cdot \text{h} \cdot \text{K}$

由于要求 $Q_w = TA_s = Q_c$

$$TA_s = \frac{Q_c}{\alpha} = \frac{0.7}{(4\ 660/3\ 600) \times 4\ 180} = 1.3 \times 10^{-4} \text{ K} \cdot \text{m}^2 \quad (12)$$

如果平均温差为 400 K

$$\text{则 } A_s = 1.3 \times 10^{-4} / 400 = 3.25 \times 10^{-7} \text{ m}^2 = 3.25 \times 10^5 (\mu\text{m})^2 \quad (13)$$

这里假定全部热量以加热蒸汽形式传出。事实上由于蒸汽传热远比水传热为低,所以传热面积可以比 A_s 小一些,大约是一半左右。

目前设计中存在的问题是,电极紧贴硅(包括一层 600 nm 厚的 SiO_2 隔热层)底材,由上部向蒸汽加热。由于硅的热导率远大于蒸汽,所以绝大部分热量由底材导出。硅 Si 的导热系数为 $\sim 0.2 \text{ cal/cm} \cdot \text{s} \cdot \text{K}$, 二氧化碳 SiO_2 的导出系数为 $\sim 0.015 \text{ cal/cm} \cdot \text{s} \cdot \text{K}$, 而蒸汽的导热系数为 $\sim 10^{-3} \text{ cal/cm} \cdot \text{s} \cdot \text{K}$ 。所以, $K_{\text{蒸汽}}/K_{\text{底材}} \sim 10^{-2}$, 只有大约不到 1% 的热量传给蒸汽。从文献[2]介绍的实验来看,由于蒸汽产生量远低于理想值,所以只能产生蒸汽汽泡推动液体,象喷墨打印机那样工作。水滴速度约为 10~20 m/s,而总的流量仅为 0.005 mg/s,大约只是理想值的 3% 不到。为了提高电极向水蒸汽传热的比例,原则上可以把电极以“点”接触和底材相对分开,这需要在工艺上采取措施。

2.3 重力梯度式姿态控制手段

微卫星(一般质量为 1~20 kg)作为一种专用、廉价的卫星,其使用目的可以比较单一,所以其姿态要求固定。同时也不必改变轨道,并且允许轨道有所下降,如下降过大到可废弃也损失不大。这种情况下可以考虑采用重力梯度稳定。从 1985 至 1995 年这 11 年期间全世界年发射的小卫星(600 公斤以下)总数约 300 多颗,大约一半以上采用重力梯度稳定。其原理可以用下述模型来说明。

如把一个卫星的重量分为二部分(为简化可以分为相等的两部分),中间有一直杆连接(连杆重量可忽略),这是哑铃状结构。如有一卫星重 10 kg,其两部分的重量 $M_1 = M_2 = 5 \text{ kg}$ 。卫星在 $H = 500 \text{ km}$ 高空绕地球旋转,如已偏离一个角度 θ ,推算是否有一个恢复力矩使其姿态恢复到 $\theta = 0^\circ$ 。设坐标固定在卫星中心 O

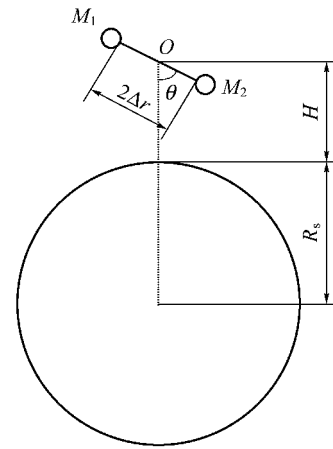


图 1 重力梯度式卫星姿态控制原理示意图
Fig. 1 Schematic diagram of gravity gradient principle in small satellites attitude control

点(图 1),则卫星的二部分受力情况是:

在 500 公里高空重力加速度 g_H 与地球上重力加速度 g_s 之比为

$$\frac{g_H}{g_s} = \frac{R_s^2}{(R_s + H)^2} = \frac{R_s^2}{R_H^2} = \left(\frac{6\ 400}{6\ 400 + 500} \right)^2 = 0.86 \quad (14)$$

$$\text{因 } g_s = 9.8 \text{ m/s}^2, g_H = 0.86 \times 9.8 = 8.428 \text{ m/s}^2$$

这里地球半径 $R_s = 6\ 400 \text{ km}$

M_1 受到的引力是

$$M_1 g_H \frac{R_H^2}{(R_H + r \cos \theta)^2} = M_1 g_H \left[1 - \frac{2r}{R_H} \cos \theta \right] \quad (15)$$

M_1 受到的离心力是

$$M_1 \omega^2 (R_H + r \cos \theta) = M_1 \omega^2 R_H \left[1 + \frac{r}{R_H} \cos \theta \right] \quad (16)$$

由于 $\omega^2 R_H = g_H$

M_1 受到的合力是

$$F_1 = M_1 g_H \left[\left(1 - \frac{2r}{R_H} \cos \theta \right) - \left(1 + \frac{r}{R_H} \cos \theta \right) \right] = M_1 g_H \left[- \frac{3r}{R_H} \cos \theta \right] \quad (17)$$

同理 M_2 受到的引力是

$$M_2 g_H \frac{R_H^2}{(R_H - r \cos \theta)^2} = M_1 g_H \left[1 + \frac{2r}{R_H} \cos \theta \right] \quad (18)$$

M_2 受到的离心力是

$$M_2 \omega^2 (R_H - r \cos \theta) = M_2 \omega^2 R_H \left[1 - \frac{r}{R_H} \cos \theta \right] \quad (19)$$

M_2 受到的合力是

$$F_2 = M_1 g_H \left[\left(1 + \frac{2r}{R_H} \cos \theta \right) - \left(1 - \frac{r}{R_H} \cos \theta \right) \right] = M_1 g_H \left[\frac{3r}{R_H} \cos \theta \right] \quad (20)$$

其中 $M = M_1 = M_2$

作为 M_1 和 M_2 一起的体系,杆子分别给 M_1 和 M_2 的力是内力,对整体运动不起作用。 M_1 的受力为负,表示方向远离地心; M_2 的受力为正,表示方向向着地心。这样就产生一个力矩把卫星姿态拉正。

$$\text{由于 } F_1 = F_2 = \left| M_{gH} \left(3 \frac{r}{R_H} \cos \right) \right| \quad (21)$$

如 $r = 1 \text{ m}$, $\alpha = 45^\circ$

$$F = F_1 = F_2 = 5 \times 8.428 \times 3 \times \frac{1}{6900 \times 10^3} \cdot \frac{1}{\sqrt{2}} = 1.3 \times 10^{-5} \text{ N} = 13 \mu\text{N} \quad (22)$$

$$\text{而恢复力矩 } = F \cdot 2r \sin \alpha = 13 \times 2 \times 1 \times \frac{1}{\sqrt{2}} =$$

$$18.38 \mu\text{N} \cdot \text{m}$$

重力梯度稳定的恢复力矩虽然很小,但是它不消耗推进剂,也不需要电力,是一种利用自然界本身特征自稳定的手段。

3 几点看法

1) 对于卫星姿态控制和轨道转移,国际上已经发展了多种推进方式,其比冲在 250 秒以上,最高可达 10 000 秒。如从微卫星 (< 20 kg) 的应用来看,由于微型化造成面积/体积增大,介质在加热室内的逗留时间/反应时间缩小,所以微型化不是简单的几何缩小,而可能要有原理和工作方式上的根本变化。

2) 从可靠性、效率、比冲等多因素综合考虑,脉冲放电固体(如 Teflon)推进剂电磁推进器是一种比较理想的选择。

3) 如果对微卫星的姿态的要求单一不变,且对轨道变化要求不高,则利用重力梯度稳定最为简单,无须推进剂和电力。

References

- 1 XUE Minglun, LI Zhanhua. Some limitations of the digital micro propulsion miniature. *Micro-Nanometer Science & Technology*, 2000, 5(1): 125 ~ 127 (In Chinese) (薛明伦, 李战华. 数字式推进器微型化程度的限制. *微米/纳米科学与技术*, 2000, 5(1): 125 ~ 127).
- 2 Xiongyn Ye, Fei Tang, Haiqing Ding, Zhaoyin Zhou. Study of a vaporizing water micro-thruster. *Sensors and Actuators*, 2001, A89: 159 ~ 165.

作者简介

薛明伦,男,1935年11月生,上海人,汉族。中国科学院力学研

究所非线性力学国家重点实验室(LNM)研究员,美国麻省理工学院等离子体聚变研究中心访问学者。1956年毕业于上海交通大学动力机械系,1961年中科院力学所工程热物理专业研究生毕业。主要研究方向为叶轮机械气动力学,导电流体的电磁输送,聚变等离子体的平衡和宏观稳定理论,高频产生等离子体及其应用;目前主要研究方向为微机电系统的力学分析、超燃冲压发动机内部过程分析。通讯地址:中国科学院力学研究所非线性力学国家重点实验室(LNM),北京100080,电话:010-62569877,传真:010-62561284,E-mail:xml@mial.imech.ac.cn

李战华,女,1949年11月生,北京人,汉族。博士,研究员。1982年毕业于北京航空航天大学力学系,1982年至1989年中科院力学研究所工作。1990年获法国普瓦捷大学流体力学系硕士学位,1994年获法国巴黎皮埃尔玛丽居里大学(巴黎六大)流体力学系博士学位。自1995年工作于中科院力学研究所非线性力学国家重点实验室(LNM)。曾从事海洋工程、河口动力学研究,目前研究方向为微尺度流体力学及流动控制。通讯地址:中国科学院力学研究所非线性力学国家重点实验室(LNM),北京100080,电话:010-62524839,传真:010-62561284,E-mail:lili@lnm.imech.ac.cn

LI Zhanhua, 1949-, birth in Beijing. She received the B. Sc. (1982) degree in mechanical engineering of BUAA (Beijing University of Aeronautics and Astronautics), the M. Sc. (1990) degree in mechanical engineering from University of Poitiers and Ph. D. (1994) degree in mechanics from university of Paris, France, respectively. She has done the research related to her Ph. D. in Laboratory Biogeochemie Marine in ENS (Ecole Normale Supérieure) during 1991 ~ 1994. She was an Assistant Professor (1982 ~ 1989), and associate professor (1995 ~ 1999) and is currently professor in Laboratory of Nonlinear Mechanics (LNM), Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences. Her research interests covered ocean engineering and estuary hydrodynamics. Her current research focuses on the micro scale fluid mechanics and boundary layer flow control. Address: LNM, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, 15 Zhongguo Cun Road, Beijing 100080, Tel: + 86-10-62524839, Fax: + 86-10-62561284, E-mail: lili@lnm.imech.ac.cn