

空间的电磁推进技术

王 莹

摘 要

本文阐述了电磁推进原理；以地对空定向发射和轨道转移为例论证了电磁推进装置在空间技术方面的应用潜力。评价了空间电磁推进的优点和未来美好前景。

主题词：电磁推进，航天器发射，面发射，轨道转移飞行器

一、电磁发射原理

本世纪初开始提出电磁发射的概念，企图研制用电磁能作动力的新型发射装置——电磁发射器(EML)。尽管目前所研制的EML有各式各样，但就其原理而言只有三种基本概念：洛伦兹力加速、磁行波加速和等离子体脉冲加速。后者利用电磁力驱动等离子体环径向爆聚方法加速，目前仍处于理论探讨中。我们仅分析基于前两种概念并能用于航天的两种EML：轨道型和同轴型。

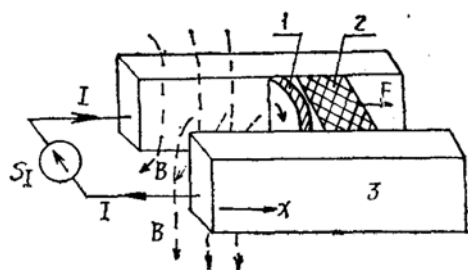


图1 轨道型EML原理
1.电枢 2.射弹 3.轨道

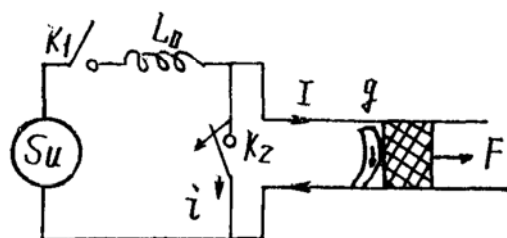


图2 恒感电源轨道型EML

1. 轨道型电磁发射器

轨道型EML又叫电磁轨道炮，如图1所示。当电源 S_I 向两条平行刚性金属轨道和电枢供以电流 I 时，将在两轨道、电枢和电源构成的回路中产生磁场（以磁感应 B 表示）。此时洛伦兹力 $\vec{F} = \vec{I} \times \vec{B}$ 加速电枢，推动射弹运动，从轨道发射出去。轨道电感 L_r 与射弹在轨道中运动的距离 x 成正比，考虑到电枢处磁场为中心磁场的 $\frac{1}{2}$ ，则

$$F = \frac{1}{2} \frac{dL_r}{dx} I^2 = \frac{1}{2} L_1 I^2 \quad (1)$$

$L_1 = \frac{dL_r}{dx}$ 为电感梯度。若射弹质量为 m ，由牛顿第二定律，射弹的加速度 a 和速度 V 可写成：

$$a = \frac{F}{m} = \frac{L_1 I^2}{2m} \quad (2)$$

$$V = \frac{L_1 I^2 l}{2m} \quad (3)$$

忽略其他损耗, 射弹动能为:

$$E_K = \frac{I^4 L_1^2 t^2}{8m} \quad (4)$$

射弹动态弹性强度极限 σ_y 和最大电流 I_m 关系是:

$$\sigma_y = \frac{L_1 I_m^2}{2A} \quad (5)$$

A 为力作用面积。上面五个方程把力学量与电学量(电流)联系起来了。可见电流是一个关键参量; 然而电流却取决于电源和负载的组合。

(1) 恒定电感型电源(如图2所示) 初级电源 S_u 通常是电容器组、单极发电机或电池组(包括太阳电池翼)。闭合开关 K_1 , S_u 给储能电感 L_0 充电(此时 K_2 已闭合), 当电流 i 达到最大值(此时储能 $L_0 I_m^2/2$)时, 断开 K_2 , L_0 的感应电压 $L_0 \cdot di/dt$ 击穿电枢与轨道预留间隙 g , L_0 向电枢供以电流 I 。现代电枢用金属箔充任, 它被大电流欧姆加热成等离子体电枢^[15], 洛伦兹力推动电枢和射弹前进。放 L_0 的作用有二: 一是避免 S_u 向轨道直接放电过快; 二是产生感应电压以击穿 g 。由于 L_0 放电时间常数大, 可把 I 近似地看作直流。

(2) 磁通压缩发生器型电源 它是一种把其他(主要是化学)能转变成电能的装置。由于在当今世界静态储能中高能炸药储能密度最高($6 \times 10^5 - 10^6 \text{ J/m}^3$), 最大储能可达 10^8 J , 成本最低($0.01 \$/\text{J}$)。因此用磁通压缩发生器(MFCG)发射重有效载荷很有前途。MFCG是基于减小电感或增大互感而产生大电流的。以减小电感原理工作的有条状、板状和螺旋线状三种, 以增大互感原理工作的有活塞型、径向型和柔性导爆索(MDF)型。由于条状、活塞和MDF型能在长时间(ms)产生大电流(MA), 它们常被用作EML电源。限于篇幅, 我们仅以条状(图3)为例分析之。

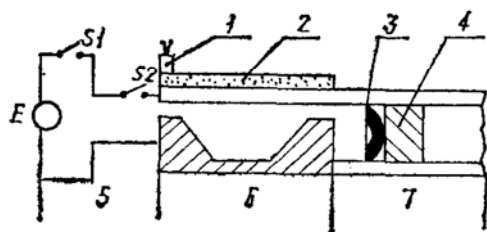


图3 条状MFCG作电源的EML
1.雷管 2.炸药 3.电枢 4.射弹 5.能源
6.爆炸磁通压缩发生器 7.轨道

接通 S_1 和 S_2 , 外电源 E 向MFCG供一初始电流 I_0 并建立初始磁通, 然后用雷管引爆上轨条的高能炸药, 驱动上轨条与下轨条贴合并断开 E 从而形成一包围磁通的闭合回路。由于磁通在良导体回路中的“冻结”效应和回路存在放电时间常数, 能“拘留”磁通一段时间。炸药爆轰波驱动上轨条从左至右压缩磁通、减小回路面积, 则回路电感从 L_0 向 $L_g(t)$ 减小。 $L_g(t)$ 变化引起感应电动势 $\varepsilon(t) = -I_0 \cdot dL_g/dt$, $\varepsilon(t)$ 激励出大电流 $I(t)$ 供EML用, 这样一来化

学能转换成电能。

(3) 分布储能的电磁发射器

上述单级EML至少存在两个缺点: (1)若想提高速度必须增长加速时间, 轨道应增加长度, 导致电阻增大, 使效率降低和电源庞大; (2)若保持近似直流, 也要求非常大的储能电

源。于是Marshall和Weldon 1980年提出分布储能加速概念(图4),将电源间距地分布在整条轨道长度上,当射弹行至每个储能器与轨道连接点时,同步地闭合开关 K_n ,把储能器能量交付给射弹,以此类推地逐级加速。每级均应设置阻止电流反向的装置 d_n 。原则上初级电源可由上述各种电源充任。分布储能EML的优点是:因分布供电,各储能器间有效平均电阻相对较小,并且该段轨道电感的储能对射弹也有所贡献,因此效率高;轨道长度不受限制,可延长加速时间以达到更高速度;每个储能器仅在轨道的一段一瞬间供电,所以电能量损失小。特别适合地对空发射。

2. 同轴型电磁发射器

同轴EML也叫“质量驱动器”,有许多类型及其变种;但就其原理而言,它们都是由固定的驱动线圈和射弹线圈组成(图5)。若驱动线圈电流为 I_d ,绕在射弹上的线圈电流为 I_p ,由经典电磁理论可知,将有电磁力作用于线圈, I_d 、 I_p 同时向两线圈吸引,否则排斥。此作用力与两线圈互感 M 、互感梯度 dM/dx 有关。射弹线圈所受的力为:

$$F_p = I_p I_d \frac{dM}{dx} \quad (6)$$

F_p 与方程(1)的力 F 具有同类性质;但这里 dM/dx 可达 $30\mu\text{H}/\text{m}$ 。而(1)中的 $\frac{1}{2} \frac{dL_g}{dx}$ 仅在 $0.25\mu\text{H}/\text{m}$ 左右,所以在同样电流值时,同轴型将比轨道型的推力大100倍以上,或者驱动同样载荷时可用较小电流。 M 和 dM/dx 是射弹线圈位置的函数,当射弹线圈P运动到驱动线圈d的中心面时 M 最大并 $dM/dx = 0$;当P过d中心面进入负梯度($dM/dx < 0$)时,将受到与原来反向力作用,因此P到中心面时应将两线圈之一的电流断掉或反向以保证P继续向前。显然电流反向比断掉有利。增大 I_d 和 I_p 无疑可增大 F_p ,但 I_d 、 I_p 过大将导致线圈截面增加,有效半径比(R_p/R_d)变小,使 $(dM/dx)_{\max}$ 变小,则 F_p 得失相当或变小。解决的方

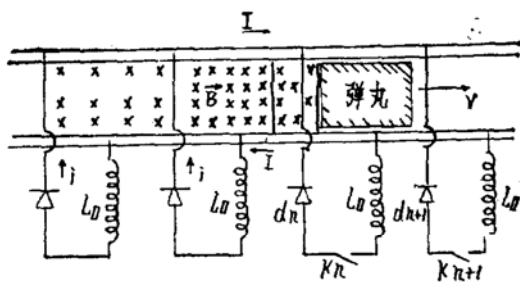


图4 分布储能 EML 概念

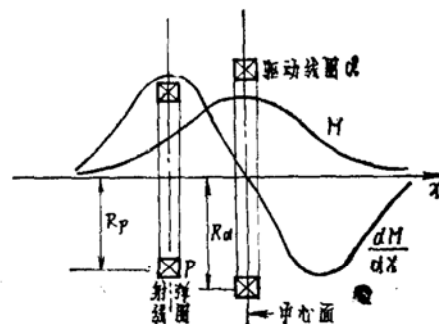


图5 同轴 EML 原理

法是在射弹和发射器上分布若干薄层或单匝线圈(图6),每个P波对应d的驱动。使P获得电流有两种方法:一是感应激励法(图6);二是直接激励法,即P上电刷与电源轨道接触而获得电流(图7)。在同轴EML中,由于d同时也径向均匀地对P作用力,致使P能同轴地在d内运动而不需要轨道导向。P与d无接触。

3. 电磁火箭

Winterberg [16]1983年提出一个很有希望用于航天的新发射概念——用EML发射正在喷射的化学火箭,即电火箭。图8(a)是轨道型电火箭,当电流通过轨道 R_1 、 R_2 和火箭时,一方面火箭被洛伦兹力电磁加速,另一方面电阻性加热火箭内部燃料P,热燃料进入喷管后它被

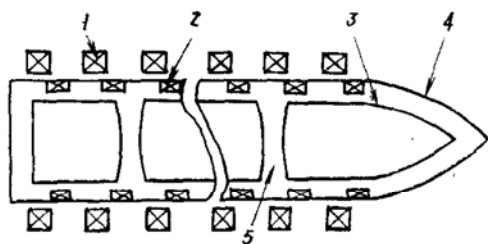


图6 感应激励多匝长射弹
1.驱动线圈d 2.射弹线圈P 3.石墨纤维外壳 4.鼻锥防护 5.压力舱隔板

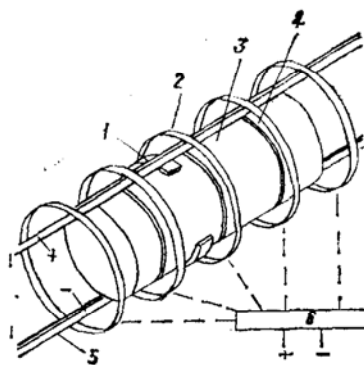
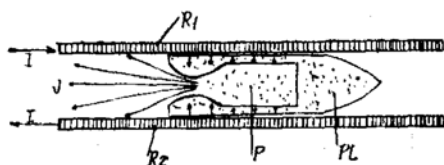
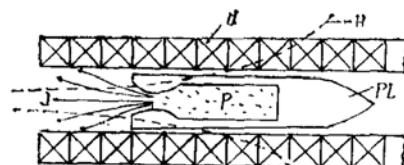


图7 直接激励同轴EML
1.电刷 2.驱动圈d 3.射弹 4.射弹上的圈P 5.电源轨道 6.开系统



(a)



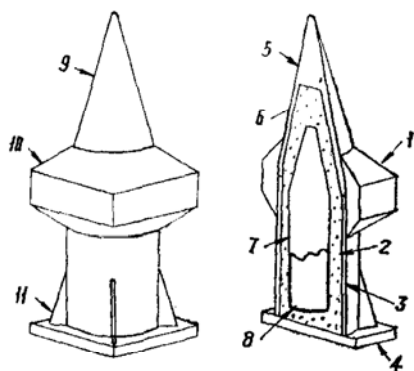
(b)

图8 电火箭原理(PL-有效载荷, J-喷射的射流, H-磁力线, d-驱动线圈)

位于火箭后面的强磁场所混合, 燃料在此仍被电阻地加热到更高温, 以更高的速度喷射, 从而增大了反作用力。图8(b)是同轴型电火箭, 由火箭的感应电流加热燃料, 并且它的轴向磁场能限制已被加热成高温等离子体的燃料径向分散喷射, 使其反作用效果更佳, 火箭从而获得更高速度。

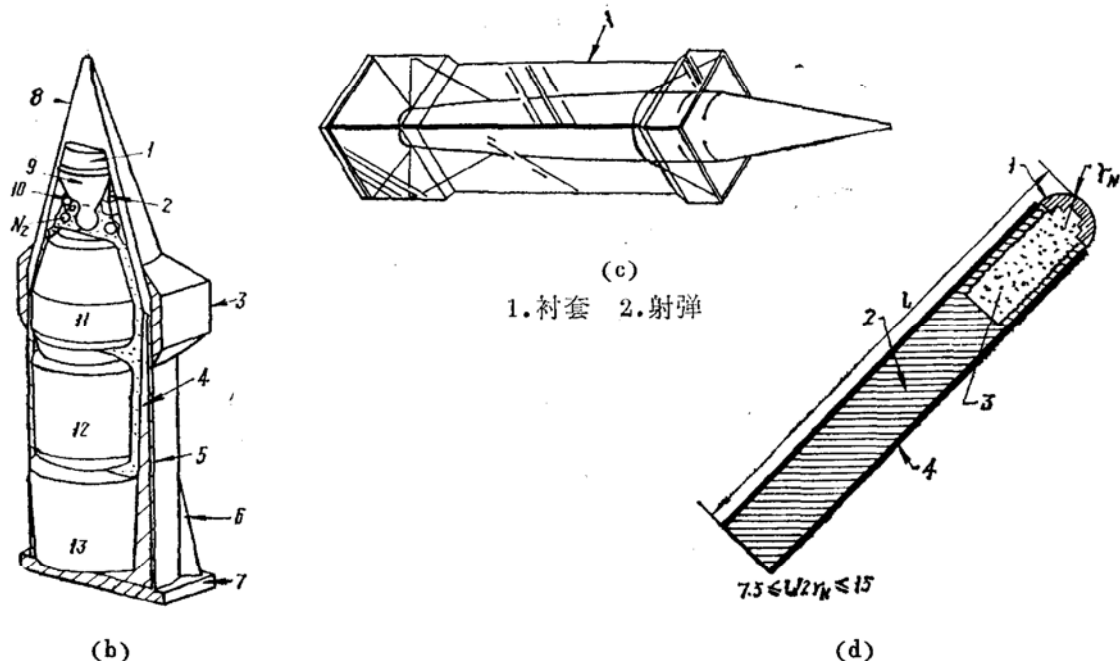
二、地对空定向发射

地对空发射的可能性是Park和Bowen^[5]首先提出的; 目前已设想出几种射弹结构(见图9)。



(a)

1.前衬套 2.高强度钢辐射防护 3.石墨热防护 4.高强度陶瓷的非导体(后衬套)
5.钨的锥形头部 6.仪器组件 7.第一级钢容器 8.金属陶瓷形式核废物 9.射弹
10.前衬套 11.钨弹尾



- (b)
1. 测试仪器组件 2. 航天电子学 3. 前衬套
4. 高强度钢的有效载荷支承结构 5. 石墨热防护 6. 钨弹尾 7. 高强度陶瓷非导体(后衬套)
8. 钨的锥形头部 9. 发动机 10. 自控装置
11. 燃料 12. 氧化剂 13. 有效载荷

- (c)
1. 衬套 2. 射弹

- (d)
1. 碳半球状烧蚀头部帽子 2. 高强度、低密度玻璃纤维增强塑料弹体尾部 3. 有效载荷储存器(P_b 衬里 W 外壳) 4. 玻璃纤维增强的烧蚀的石墨发射衬套或带子 r_N —头部半径

图9 几种用于EML的射弹结构

三、轨道转移

近十年来人们计划用EML作轨道转移的发动机, 拟定其任务是: 从低地球轨道(LEO)到地球同步轨道(GEO), 在GEO卸下有效载荷后以最小的时间返回LEO, 再在LEO检修或装货。EML的优点在于: 它在低轨道上的全部初始质量比电推力器(如BIMOD)和化学推进装置(如IUS)都小(在30天转移任务时仅为IUS的 $\frac{1}{2}$)。另外, 它的转移时间较短, 大约

仅为BIMOD的 $\frac{1}{4}$; 它是介于化学火箭和离子推力器二者转移时间之间的有效的推力装置, 特别适用于小于130天转移任务。

EML比冲介于化学火箭和离子推力器之间, 发射速度 $5 \sim 20 \text{ km/s}$ 时, 比冲大约 $4905 \sim 19620 \text{ m/s}$, 工作在能达到的最高比冲并不是最佳工作状态, 因为此时装置质量增加并效率降低。推力取决于转移时间, 并与推进剂发射速度和速率有关, 一般在 $10 \text{ N} \sim 1000 \text{ N}$ 内。EML的平均功率在 $200 \text{ kW} \sim 3 \text{ MW}$ 间。不包括推进剂的EML质量为:

$$M_e = 4.449 \times 10^{-3} I_{sp}^{0.409} P_K^{0.904} \quad (7)$$

式中 I_{sp} 是比冲, P_K 为动力学功率(小弹丸动能和发射频率之积)。EML的效率可写作:

$$\eta_e = 2.02 I_{sp}^{0.402} \cdot P_K^{0.078} \quad (8)$$

此外, 麻省理工学院^[12]正研究用感激励的同轴EML轨道转移, 其设计指标是: 射弹线圈电流 43 kA 、磁场 1.7 T ; 驱动线圈电流 186 kA ; EML长 100 m ; 反作用物(铝)弹丸质量 0.040 kg ; 发射速度 10 km/s ; 加速度 $5 \times 10^5 \text{ m/s}^2$; 效率 96% 。

四、结 语

目前, 尽管仍有一些具体技术困难尚待克服, 但所需的大脉冲功率技术、材料和能源技术均能保障电磁推进装置的模拟试验。最近已能将千克级的射弹加速到 $\sim 9 \text{ km/s}$, 这足以证明“本世纪末作为常规武器实用于战场”的预言有据。对于空间应用, 也不是遥远无期的事, 正如Barber等^[8]所指出: 电磁推进的可能性使我们现在应当对九十年代或稍远时间的轨道转移装置重新估评。Kerslake和Cybyk预言^[3]: 用EML地对空定向发射重有效载荷不仅是可能的, 而且比用航天飞机便宜 $5 \sim 50$ 倍, 用40年的准备时间, 到2020年可能实用空间发射。EML技术将与化学推进竞争, 以代替现在的许多发射任务, 并有可能完成以前所不能做的工作。EML定将对国家能量、运输、防御和空间计划有重大影响。因此, 电磁推进装置将来一定也会在我国航天领域占居应有的重要位置。

参 考 文 献

- (1) Чемерис, В.Т., и др.: Электричество, 1(1985)53.
- (2) Yong-Chia Thio, Proc. of the Sixth Inter. Symposium on Ballistics, (1981)15.
- (3) Kerslake, W. R. and Cybyk, B. Z.: NASA TM-83015, or AIAA-82-1938.
- (4) Hawke, R. S., et al.: AIAA-81-0751.
- (5) Cowan, M.: SAND 80-1987, or N81-29364.
- (6) Snow, W. R., et al.: IEEE Trans. on Magnetics, Vol. MAG-18, 1(1982)176.
- (7) Torward, R. L.: AD-A131939(1983).
- (8) Bauer, D. P., et al.: IEEE Trans. on Magnetics, Vol. MAG-18, 1(1982)170.
- (9) Rice, E. E.: N82-29345, or NASA CR-167886 (1982).
- (10) Bauer, D. P. and Barber, J. P.: NASA CR-165312, or N81-22078.
- (11) Buckingham, A. C.: AIAA-81-0750.
- (12) Feter Wongeau, et al.: IEEE Trans. on Magnetics, Vol. MAG-18, 1(1982)45.
- (13) Marshall, R. A., et al.: 14th IEEE Pulsed Power Modulator Symposium, Orlando, Florida, June 1980, pp. 318.
- (14) 王莹、张奇: 电工电能新技术, 4(1985)1。
- (15) 王莹: 爆炸与冲击, Vol. 6, 2(1986)184.
- (16) Winterberg, F.: 4th IEEE Pulsed Power Conf. (Alb. N. M., 1983)802, and IEEE Trans. on Magnetics, Vol. MAG-20, 2(1984)370.

(上接第48页)

参 考 文 献

- (1) 李一鸣: 火箭用电爆器件防雷电、防静电、防射频电磁辐射以及防电磁感应等问题。制导与控制, 1980第1期。
- (2) MIL-P-24014 (WEP). 1965. 9. 22.
- (3) MIL-I-23659C. 1972. 8. 31.
- (4) 史山群编著: 国外火工品。国防工业出版社, 1977. 2.
- (5) 王清瑞: 对美国军事规范MIL-P-24014(WEP)中若干问题的说明和注释。火工品, 1980第1期。
- (6) 刘淑贞: 法R550空-空导弹发动机点火器之射频衰减器性能分析。火工品, 1980第4期。
- (7) 朱玉: 二〇〇〇年的中国火工品展望。火工品, 1985第1期。