

低轨航天器磁推进及其能力估算

肖歆昕 李文皓 张珩 刘开磊

(中国科学院力学研究所, 北京 100190)

摘要 针对地球空间磁场分布特点, 提出可用于实现低轨航天器轨道维持、轨道变更的无质消耗推进技术。从基本的磁学理论出发, 建立了带磁航天器在地球空间磁场中的飞行磁推力模型, 阐述了通过航天器磁性获取无工质消耗连续推力的磁推进概念和原理, 阐明了作用机理, 提出了磁力矩解耦的磁力线追踪推力策略, 给出了磁推进的能力包络和轨道高度保持与提升的典型估算结果。分析表明, 当飞行体磁矩达到 10^6 Am^2 量级以上时, 可以有效用于 600~1000 km 范围内轨道高度保持或提升。此外, 文章还简要分析了实现高磁矩的技术可行性。

关键词 磁推进 无工质消耗推进 轨道高度保持 轨道高度提升 空间推进 航天器

DOI: 10.3780/j.issn.1000-758X.2013.06.009

1 引言

航天器在轨运行过程中会受到各种摄动力影响, 航天器运行轨道相对于理想轨道会产生一定偏差, 从而必须不断地为航天器提供必要的推进动力^[1], 用以补偿这些扰动, 进行轨道修正或轨道机动。

传统意义上的成熟推进方式主要是单组元、双组元火箭动力或冷气推进, 它们都是以消耗大量工质(燃料)为代价来产生推力, 从而在很大程度上制约了航天器的在轨寿命和效益。以电火箭、核动力和束能(激光、微波等)为代表的推进技术, 由于其独具的高比冲、低消耗等特点, 在航天器轨道保持等方面展现了广阔的应用前景。

特别值得关注的是, 近年来大量学者围绕电动绳系推进^[2-3]和静电推进^[4]等新概念进行研究, 试图为无工质消耗型空间动力寻求新出路。两者的实现机理各有不同, 一个需要通过载体电流获得安培力, 一个需要通过有效的电荷分布获得洛仑兹力。它们的共同之处是都需要从电离层获得电流(电荷), 并与地球空间磁场相互作用获得推力。显然, 它们只能工作在电离层和地球空间磁场共同作用的局限区域, 并取决于电荷收集的技术制约。

尽管如此, 除需要电离层的空间电荷供给之外, 电动绳系推进和静电推进还有一个共同之处, 就是地球空间磁场所起到的独特作用。从电与磁的相互作用和关系角度来看, 这给予启示, 即完全可以设想直接通过人为改变或控制航天器自身的静磁特性, 并利用其与地球空间磁场的相互作用, 也必然可以产生必要的推力。鉴于此, 将利用地球空间(或其他)磁场并通过人为改变空间飞行体静磁特性所获推力的方式, 称为航天器的静磁推进(简称为磁推进)。

通过提出这一概念, 开展了相关机理的深入研究^[5-6]。本文就是基于磁推进概念的产生和相关的研究积累而形成, 试图通过相关磁推力模型的推演、控制策略的建立和必要的分析, 估算磁推进的能力包络及其技术可行性。

2 磁推力模型

2.1 坐标定义

坐标系定义如图 1 所示。其中， $O_m-X_m Y_m Z_m$ 为轨道面地球空间磁场坐标系，原点 O_m 位于航天器质心， X_m 轴指向正北， Y_m 轴指向正东， Z_m 轴垂直指向地心； $O_i-X_i Y_i Z_i$ 为地心赤道惯性坐标系； $O_o-X_o Y_o Z_o$ 为航天器轨道坐标系，原点与 O_m 重合。 i 为轨道倾角， α 为赤经， N 为轨道升交点， Ω 为升交点赤经， u 为升交点角距。

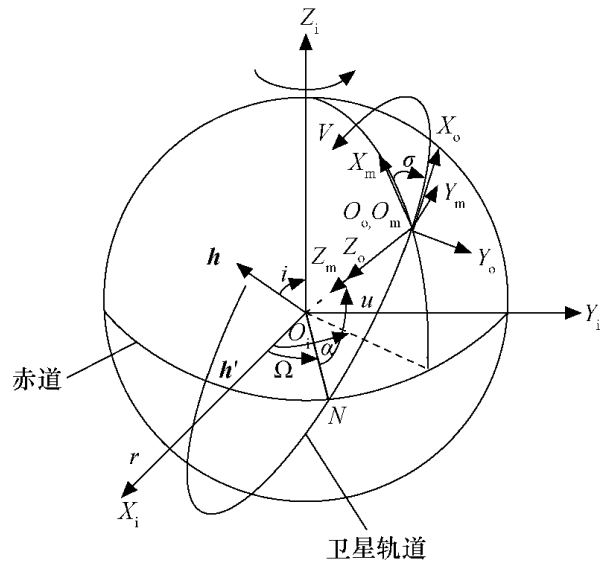


图 1 坐标系示意
Fig.1 Coordinates schematic

2.2 地球磁场

地球磁场分布于地球上空数万千米的高度范围内，主要由位于地核中的电流体系产生，但仅在高度 1 000 km 以下具有较稳定的分布。一般可运用磁偶极子模型(Dipole)进行近似分析，在精确的计算中则可采用国际地磁标准场模型(International Geomagnetic Reference Field, IGRF)^[7]。

Dipole 模型是通过将地球磁场绕自转轴进行平均处理后，将地磁场视为位于地心、磁北极指向地理南极的孤立磁体，其磁矩值取为 $P_e = 8.0 \times 10^{22} \text{ Am}^2$ 。对应的磁场分布可用磁感应强度 B_e 在 $O_m-X_m Y_m Z_m$ 坐标系下的分量表达：

$$B_e|_{O_m-X_m Y_m Z_m} = \begin{bmatrix} B_{ex_m} \\ B_{ey_m} \\ B_{ez_m} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\mu_0 P_e}{4\pi r^3} \cos\varphi \\ 0 \\ \frac{\mu_0 P_e}{2\pi r^3} \sin\varphi \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中 φ 为地心纬度； r 为地心距； $\mu_0 = 4\pi \times 10^{-7} \text{ H/m}$ 为真空磁导率。

IGRF 模型由 13 阶球谐式和基于实测的高斯系数描述，其在 $O_m-X_m Y_m Z_m$ 坐标系中的分量表达式：

$$\left. \begin{aligned} B_{x_m}(r, \theta, \lambda) &= \sum_{n=1}^N \sum_{m=0}^n \left(\frac{R_e}{r}\right)^{n+2} [g_n^m \cos(m\lambda) + h_n^m \sin(m\lambda)] \frac{dP_n^m(\cos\theta)}{d\theta} \\ B_{y_m}(r, \theta, \lambda) &= \sum_{n=1}^N \sum_{m=0}^n \left(\frac{R_e}{r}\right)^{n+2} [g_n^m \sin(m\lambda) - h_n^m \cos(m\lambda)] \frac{mP_n^m(\cos\theta)}{\sin\theta} \\ B_{z_m}(r, \theta, \lambda) &= -\sum_{n=1}^N \sum_{m=0}^n (n+1) \left(\frac{R_e}{r}\right)^{n+2} [g_n^m \cos(m\lambda) + h_n^m \sin(m\lambda)] P_n^m(\cos\theta) \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中 θ 为地心余纬度 ($\theta = 90^\circ - \varphi$)； λ 为地心经度； $R_e = 6\,371.004 \text{ km}$ 为地球平均半径； $P_n^m(\cos\theta)$ 为 $\cos\theta$ 的 n 阶 m 次关联勒让德函数； g_n^m 、 h_n^m 为基于实测且每 5 年更新一次的高斯系数。

在不同高度和经纬度上进行遍历对比计算，可知 IGRF 模型中各地磁分量均以 Dipole 模型为中心分布，仅存在小范围的误差波动^[6]。由于两种模型计算出的磁场分布具有相同的变化趋势和相似的数值分布，基于 Dipole 模型表达式简单、分布规律明晰的特点，本文在进行分析时均采用 Dipole 模型，而以 IGRF 模型进行定量计算。

2.3 磁推力模型及其控制律

基于磁学的基本理论，磁体常用磁矩表述，以反映其静磁特性。将航天器等效为具有磁矩向量 \mathbf{P}_s 的静磁体，它在地球空间磁场 \mathbf{B}_e 作用下，所获得的磁推力 \mathbf{F} 和磁力矩 \mathbf{T} 分别满足^[8]

$$\mathbf{F} = \nabla(\mathbf{P}_s \cdot \mathbf{B}_e) = (\mathbf{P}_s \cdot \nabla)\mathbf{B}_e \quad (3)$$

$$\mathbf{T} = \mathbf{P}_s \times \mathbf{B}_e \quad (4)$$

进一步利用不同坐标系下的变换关系展开式(3)，可以获得航天器在轨道坐标系下的磁推力表达式：

$$\mathbf{F}|_{O_o-X_oY_oZ_o} = \begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin i \cdot \cos \kappa \cdot \left(\frac{P_{sx_m}}{r} \cdot \frac{\partial B_{ex_m}}{\partial \phi} + \frac{P_{sz_m}}{r} \cdot \frac{\partial B_{ez_m}}{\partial \phi} \right) \\ -\sqrt{1 - \sin^2 i} \cdot \cos^2 \kappa \cdot \left(\frac{P_{sx_m}}{r} \cdot \frac{\partial B_{ex_m}}{\partial \phi} + \frac{P_{sz_m}}{r} \cdot \frac{\partial B_{ez_m}}{\partial \phi} \right) \\ - \left(P_{sx_m} \cdot \frac{\partial B_{ex_m}}{\partial r} + P_{sz_m} \cdot \frac{\partial B_{ez_m}}{\partial r} \right) \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中 $(P_{sx_m}, P_{sy_m}, P_{sz_m})$ 为 \mathbf{P}_s 在 $O_m-X_mY_mZ_m$ 坐标系下的投影分量； φ 为地心纬度； κ 为航天器所在子午面与升交点之间的夹角， $\kappa = \alpha - \Omega$ 。为最大限度地获得磁推力并使其伴生的磁力矩影响最小，一方面需要从物理上提高航天器的磁矩值 \mathbf{P}_s ，另一方面也可以通过控制 \mathbf{P}_s 的方向来解决。

为了最大限度消减磁力矩效应，一个简单的策略是让 \mathbf{P}_s 平行于 \mathbf{B}_e ，也就是使航天器的磁矩保持与该位置处地磁场的磁力线向平行，这从式(3)、式(4)的点积和叉积的关系就可看出。基于这样的分析，给定关于 \mathbf{P}_s 的指向控制律如下：

$$\mathbf{P}_s = \begin{cases} \pm \frac{P_s}{B_e} \mathbf{B}_e, & \forall u \in [0, 90^\circ - \delta) \cap [180^\circ, 270^\circ - \delta) \\ \mp \frac{P_s}{B_e} \mathbf{B}_e, & \forall u \in [90^\circ + \delta, 180^\circ) \cap [270^\circ + \delta, 360^\circ) \\ 0, & \forall \text{其他} \end{cases} \quad (6)$$

式中 δ 为飞临两个地磁极区阈值，一般取为 $2^\circ \sim 5^\circ$ 。

称式(6)为“磁力线追踪控制律”，如图2给出的示意。令 $\delta = 0$ ，将式(6)带入式(5)并经平均化处理，从而得到与磁力矩解耦的周期平均磁推力公式：

$$\begin{bmatrix} \bar{f}_x \\ \bar{f}_y \\ \bar{f}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \pm \frac{\mu_0 P_e P_s}{2\pi^2 r^4} (\sqrt{1 + 3 \sin^2 i} - 1) \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

显然，利用式(6)的磁力线追踪策略，不仅自然地消除了磁力矩的伴生影响，同时还在平均意义下，达到了使磁推力只对飞行方向发挥作用的解耦目的。而且，这个单向推力也只与轨道高度、倾角和航天器磁矩值相关。

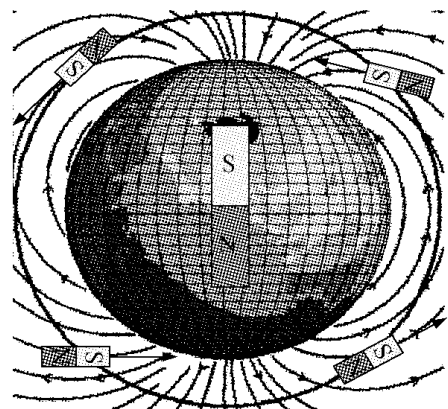


图2 磁力线追踪策略
Fig.2 Magnetic field lines tracking strategy

3 能力估算及分析

3.1 地球磁场对航天器的力和力矩作用

分析式(1)~(4),可以看出,只要航天器带有磁性,其平动和转动就必然受到地球磁场的影响,但 \mathbf{F} 和 \mathbf{T} 在量级上却有很大的差异。分别正比于 $1/r^4$ 和 $1/r^3$ 。因此,即使航天器获得的磁推力在 1.0×10^{-9} N 的微弱水平,其所伴生的磁力矩也将达到约 7.0 mNm,足见航天器剩磁对姿态的干扰难以忽视。这大概也是在目前航天器的剩磁水平下,人们通常忽略掉它的磁力影响而主要关注姿态的磁影响或磁力矩控制应用的主要原因。

3.2 磁推进能力与包络

1) 当磁矩 \mathbf{P}_s 满足式(6)的磁力线追踪条件时,航天器将自然消除地球磁场产生的磁力矩影响,同时它所获得的磁推力也完全不同于其他近地空间的常规冲量式推进方式,是一个持续不断的连续推力,理论上具有无限的总冲。

2) 从式(7)还可得知,不同的轨道倾角对磁推力影响很大。对于小倾角情形,所能获得的推力十分有限。例如,对于 0° 倾角的轨道,在平均意义上就没有磁推力产生。仅当倾角提高,甚至极地轨道时,磁推进效果才变得愈加显著。

3) 只要航天器存在磁性并处于地球磁场有效作用的空间范围内时,磁推力就永远存在。一般地讲,这个作用范围主要体现在高度 1 000 km 以下的地球磁场稳定分布的区域中。这就是磁推进方式所能发挥作用的上界。

4) 在 1 000 km 高度以下的空间中,造成轨道高度衰减的主要因素就是地球空间残余大气的影响。在磁推力和大气阻力综合作用下,可知高度按如下规律变化:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dr}{dt} &= \frac{2}{nM} (\bar{f}_x - D) \\ D &= \frac{1}{2} \rho v^2 C_d M k_{S/M} \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

式中 n 为轨道运行的平均角速率; D 为气动阻力; C_d 为阻力系数; $k_{S/M}$ 为航天器面质比; ρ 为大气密度^[9]。利用 $\bar{f}_x \geq D$, 就可得知磁推力必须达到的水平,以有效抵消残余大气造成的轨道衰减。因此,满足轨道高度变化的磁矩条件为

$$P_s \geq \frac{\pi^2 \mu C_d k_{S/M} M \rho}{\mu_0 P_e (\sqrt{1 + 3 \sin^2 i} - 1)} r^3 \quad (9)$$

定力能力系数

$$\eta = \frac{10^{12} \mu_0 P_e P_s}{\pi^2 \mu C_d k_{S/M} M R_e^3} \quad (10)$$

式中 $\mu = 3.986 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$ 为地球引力系数。则可以实现高度保持的轨道倾角满足

$$i \geq \arcsin \sqrt{\frac{[\frac{\rho(h)}{\eta} (1 + \frac{h}{R_e})^3 + 1]^2 - 1}{3}} \quad (11)$$

由式(11)计算得到的不同 η 值条件所能覆盖的轨道要素 (i, h) 包络如图 3 所示, 曲线右上部分区域具备实现高度保持能力: 例如, 当 $\eta=0.005$ 时, 磁推进只能在 800 km 以上应用; 但当 $\eta=0.05$ 时, 就可适应于 600 km 以上的大部分轨道的高度保持。

以 $M=200 \text{ kg}$, $C_d=2.2$ 的航天器为例, 列出了在不同的面质比、不同磁矩水平时, 为维持不同轨道高度所需要满足的最小倾角的计算数据如表 1 所示, 表中符号“ \times ”表示不满足轨道高度维持条件。总体来看, 为了满足轨道高度维持的需要, 航天器的磁矩值至少需要在 $P_s=5.0 \times 10^4 \text{ Am}^2$ 以上, 当磁矩值达到 $1.0 \times 10^6 \text{ Am}^2$ 水平时, 基本能够适应于 600~1 000 km 范围内的大部分中、高倾角轨道高度维持。

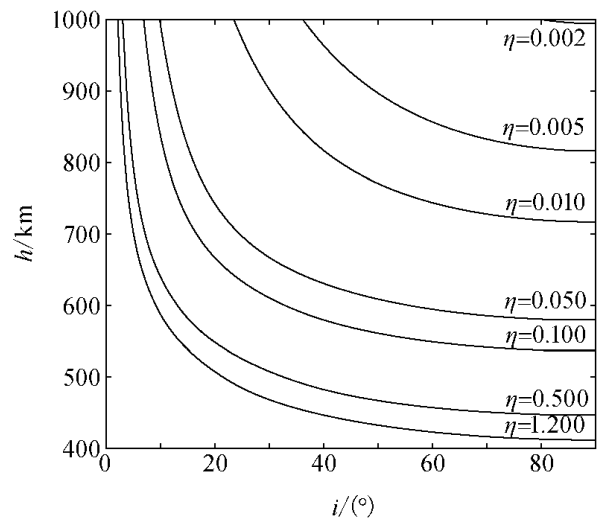


图 3 不同轨道参数 (i, h) 的 η 值包络
Fig. 3 Envelope of η for different orbit parameters (i, h)

表 1 轨道高度维持最小倾角
Tab. 1 Minimum orbit inclination for orbit maintenance

维持高度 h/km	500	600	700	800	900	1 000	
$P_s/(\text{Am}^2)$ ($k_{s/M}=0.003$ 时)	5×10^4	\times	\times	\times	\times	65.42°	44.39°
	1×10^5	\times	\times	\times	54.43°	36.33°	27.80°
	5×10^5	\times	81.46°	29.12°	18.82°	14.20°	11.41°
	1×10^6	\times	39.72°	19.42°	12.96°	9.89°	7.99°
	5×10^6	39.39°	15.20°	8.30°	5.67°	4.37°	3.54°
$P_s/(\text{Am}^2)$ ($k_{s/M}=0.001$ 时)	1×10^5	\times	\times	\times	\times	\times	75.37°
	5×10^5	\times	\times	\times	39.34°	27.98°	21.89°
	1×10^6	\times	\times	40.97°	25.20°	18.73°	14.94°
	5×10^6	\times	30.29°	15.56°	10.49°	8.03°	6.50°

5) 除补偿掉大气阻力之外还有足够余量时, 由式(8)可知, $\bar{f}_x > D, dr/dt > 0$, 即磁推力还可用于轨道的高度提升。 $k_{s/M}=0.01$ 情形下, 不同磁矩对极地轨道的提升能力如表 2 所示, 其中符号“ \times ”表示不满足轨道高度提升条件。数据表明当 $P_s=1.0 \times 10^6 \text{ Am}^2$ 时, 每提升 1 km 高度, 大约需要 2~3 年; 而当 P_s 上升到 $5.0 \times 10^6 \text{ Am}^2$ 时, 这一时间将大为缩短到半年以下。

表 2 高度每提升 1 km 所需天数
Tab. 2 Number of days required to increase each 1 km altitude

P_s	$h=500 \text{ km}$	$h=600 \text{ km}$	$h=700 \text{ km}$	$h=800 \text{ km}$	$h=900 \text{ km}$	$h=1 000 \text{ km}$
1×10^6	\times	\times	1 239.11	824.85	755.86	739.65
5×10^6	\times	173.20	134.45	131.33	133.20	136.45

6) 总体来说, 磁推力还相当微小, 这主要与地心距 r 的过大有关系。例如, 10^6 Am^2 水平的磁矩大约只能贡献微牛级的连续推力。但如果考虑将这一概念运用到带磁航天器之间的交会、对接与分离或航天器的近距离编队阵形控制中, 将会有很大的改观。这正是美国 MIT 目前的一个主要研究内容^[10]。

7) 由于磁矩的向量属性, 为获得有效磁推力, 就需要有效的幅值控制和指向控制。而文中提出的磁力线追踪策略表明, 简单的指向控制已能够应用。它可以通过安装三轴正交的磁矩器合成实现, 也可简单地利用成熟的轮控加单轴磁矩器来控制指向。

4 空间强磁矩技术可行性

总的来说,磁推进技术面向空间的应用与实现是一个复杂的系统工程问题,受到磁矩生成、航天器设计、空间环境等因素的制约。前文分析结果表明,为了实现低轨航天器的轨道保持或提升,至少需要获得 10^6 Am^2 量级的强磁矩,因此空间磁矩生成技术的发展是磁推进技术能否得到有效应用的先决条件。

目前已有科学家在空间电磁对接(Electromagnetic Docking, EMD)和空间电磁编队(Electromagnetic Formation Flight, EMFF)方面进行空间磁矩生成技术的应用研究。用于生成磁矩的电磁体一般采用通电线圈方式,其磁矩为横截面积 S 、线圈匝数 N 和电流 I 之积^[8],但是空间应用约束限制了航天器的物理尺寸及质量,使得提高 S 和 N 能力有限,因而利用超导技术大幅提升电流 I 是一个值得重视的途径。

MIT 的空间电磁编队系统 EMFF^[10],采用 $0.3 \text{ mm} \times 1 \text{ mm}$ 截面的第二代高温超导带材组成了 1 m 半径的螺线环,磁矩为 $6.22 \times 10^4 \text{ Am}^2$,而质量仅为 10 kg ,其尺寸和质量显然已经满足空间应用的要求。由于 EMFF 为面向短距离的星间编队,因此其产生及利用的磁矩量级较低,但是超导螺线管的磁矩上限值远不止于此。根据目前超导技术的进展,其电流密度已达到 10^6 A/cm^2 量级^[11],最新超导材料 $(\text{Tl}_5\text{Pb}_2)\text{Ba}_2\text{Mg}_2\text{Cu}_9\text{O}_{17+}$ 的临界温度 T_c 已达到常温 $23 \text{ }^\circ\text{C}$,可以预估,获得 10^6 Am^2 量级的磁体并使其小型化并不困难。

除此之外,还有诸如超导磁体的温度控制及其电流补偿控制等关键技术。这些方面国外都有很多经验可以借鉴。如前述的 EMFF 系统,就通过采用常规的 Ni-mH 电池组和 H 电桥^[10],简单实现了 100 A 量级的电流补偿和换向。

随着小型化的利用超导技术的空间强磁矩生成装置的研究与应用,磁推进技术在低轨航天器轨道保持及机动中的应用将成为可能。

5 结束语

磁推进具有推力连续、无需工质、控制容易、结构简单、持久可靠和无冲量效应、无羽流干扰等特点。在多航天器集群飞行情形下,当将地球磁场替换为某航天器自带磁场时,其概念还可直接用于航天器的磁控式相对推进与变轨飞行(如交会对接、卫星编队等)。

需要指出的是,通过利用磁体获得推力的构想,在某种程度上与目前航天器研制中着力避免剩磁的传统有些项背。可以预见,它也会对航天器带来新的需要关注的问题,诸如卫星本体的强磁屏蔽、超导态保持等,以及在飞行过程中电离层的附加效应等,都需要引起充分的关注和深化研究。

参 考 文 献

- [1] 毛根旺,唐金兰,等. 航天器推进系统及其应用 [M]. 西安:西北工业大学出版社,2009.
MAO GENWANG, TANG JINLAN, et al. Spacecraft propulsion system and its application [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2009.
- [2] BRETT S, MASON A P. New synchronous orbits using the geomagnetic Lorentz force [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(7): 1677-1690.
- [3] 潘冠群,许滨,张珩. 空间电动绳系推进的动力学建模与分析 [J]. 力学与实践, 2007, 29(1): 17-22.
PAN GUANQUN, XU BIN, ZHANG HENG. Modeling and motion analysis of space electrodynamic tethered systems [J]. Mechanics in Engineering, 2007, 29(1): 17-22.
- [4] CORSI J, IEISS L. Stability and control of electrodynamic tethers for de-orbiting applications [J]. Acta Astronautica, 2001, 46(5-12): 491-501.

- [5] 刘开磊, 张珩, 李文皓, 等. 近地空间磁场梯度分布特性及磁力效应研究 [J]. 航天器环境工程, 2012, 29(5): 493-498.
LIU KAILEI, ZHANG HENG, LI WENHAO, et al. The characteristics of geomagnetic field's gradient distribution and the magnetic force effects in near-earth space [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2012, 29(5): 493-498.
- [6] 刘开磊, 李文皓, 张珩, 等. 低轨航天器磁推进方法 [J]. 宇航学报, 2012, 33(7): 985-990.
LIU KAILEI, LI WENHAO, ZHANG HENG, et al. New propulsion technique for LEO spacecrafts: magnetism propulsion [J]. Journal of Astronautic, 2012, 33(7): 985-990.
- [7] MAUS S, MACMILLAN S, CHEMOVA T. The 10th generation international geomagnetic reference field [J]. Physics of the Earth and Planetary Interiors, 2005(151): 320-322.
- [8] REITZ J R, MILFORD F J, CHRISTY R W. Foundation of electromagnetic theory [M]. Boston: Addison-Wesley Publishing Company, 1979: 19, 180, 255-263.
- [9] PICONE J M, HEDIN A E, DROB D P, et al. NRLMSISE-00 empirical model of the atmosphere: statistical comparisons and scientific issues [J]. Journal of Geophysical Research, 2002, 107(a12): 1468.
- [10] KWON, DANIEL W. Electromagnetic formation flight of satellite arrays [D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 2005.
- [11] 林良真. 我国超导技术研究进展及展望 [J]. 电工技术学报. 2005, 20(1): 1-7.
LIN LIANGZHEN. Recent advances and prospect in the development of superconducting technology in China [J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2005, 20(1): 1-7.

作者简介

肖歆昕 1982年生, 2011年获中国科学院力学研究所博士学位, 现为中国科学院力学研究所助理研究员。主要研究方向为飞行器动力学, 航天器再入、制导与控制。

LEO Spacecraft Magnetism Propulsion and Its Capability Estimation

Xiao Xinxin Li Wenhao Zhang Heng Liu Kailei

(Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190)

Abstract According to the characteristics of the magnetic field distribution in the earth space, the propulsion technology without propellant consumption was proposed to maintain or change the LEO spacecraft altitude. The magnetic thrust dynamics was modeled based on the fundamental magnetics, the magnetism propulsion principle with continuous thrust but no propellant consumption was clarified, and the tracking control strategy of geomagnetic line of force for decoupling the magnetic moment was proposed. The flight envelope of magnetism propulsion and typical calculations for the orbit altitude maintenance or changes was carried out. The results show that the magnetic moment of the spacecraft can be used to maintain or change the spacecraft altitude from 600 km to 1000 km in low earth orbit (LEO) when it is up to 10^6 Am^2 . Furthermore, the technical feasibility of obtaining high magnetic moment is briefly analyzed.

Key words Magnetism propulsion No-propellant consumption propulsion Orbital altitude maintenance Orbital altitude increase Space propulsion Spacecraft

(编辑: 杨婵)