

基于球齿轮传动的星载天线定位机构星间通信运动学研究*

李 强,潘存云,徐小军,徐海军,郭 凯

(国防科技大学 机电工程与自动化学院,湖南 长沙 410073)

摘要:建立了基于球齿轮齿盘啮合传动的星载天线定位机构(PMSG)在星间通信过程中的运动学模型,研究了其运动学特性。分别建立PMSG自身运动学模型和卫星运动学模型,在此基础上建立星载PMSG的运动学模型。结合星间通信特点,以两颗中轨卫星为例对PMSG的运动学特性进行了仿真研究。仿真结果验证了文中建立的理论模型,得到了PMSG指向变化规律、电机运行规律,为PMSG的星间通信过程建立了理论基础。研究结论为SAPMSG的工程应用提供了理论依据,并对相关应用领域具有一定的参考价值。

关键词:球齿轮;齿盘;天线定位机构;运动学;星间通信

中图分类号:TH139 **文献标识码:**A

Kinematics of the Satellite Antenna Positioning Mechanism Based on Spherical Gears in Star Internal Communication

LI Qiang, PAN Cun-yun, XU Xiao-jun, XU Hai-jun, Guo Kai

(College of Mechatronics Engineering and Automation, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: A satellite antenna positioning mechanism based on spherical gear (PMSG) was presented, and its kinematics character was also researched. The kinematics model of PMSG itself and a satellite were established separately, and the PMSG kinematics model was established based on the kinematics models. Considering the characters of intersatellite communication, the kinematics characters of two middle orbit satellites were simulated and researched for example. Results of the simulation verified the theory model established above, and the direction rule and motors movement rule were acquired, which were the theory basis in intersatellite communication. Conclusions acquired can be the basis of the engineering applies of PMSG, and it can be beneficial to the other correlative applications.

Key words: spherical gear; ring rack; antenna positioning mechanism; kinematics; intersatellite communication

星间光通信在来自自由空间通信中具有多方面的优势:通信数据传输率高、容量大;较小的发射功率需求;较小的收发天线和系统结构;高保密性和抗干扰能力^[1]。这些优势使得星间光通信在卫星移动通信、星座组网、军事应用以及深空探测领域具有广泛的应用前景。在星间通信过程中,由于激光光束窄、传输距离大、卫星振动和太空热辐射等因素的影响,使得建立星间光通信链路的难度较大。因此,设计高性能的APT系统是实现星间通信的关键技术之一^[2-4]。

欧空局(ESA)于20世纪80年代开始SILEX星间激光通信计划,于2001年11月在世界上首次实现了星间激光通信,具有划时代的意义。SILEX计划解决了激光通信终端的精密光学瞄准捕获跟踪技术,所发展出的L臂型复合粗轴-精跟瞄系统已经直接应用于新一代的激光通信终端

LCT(Laser Communication Terminal)中,对于其他光学跟瞄终端的研制具有重要的参考价值^[5]。日本与ESA合作,参与SILEX计划,发射了OICETS卫星,研制了LUCE(Laser Utilizing Communications Equipment)终端,在国际上首次实现了低轨卫星与光学地面站的激光通信^[6];瑞士的Contraves空间中心设计和发展了OPTTEL系列的高性能激光通信终端,采用了多种结构^[7];德国也为TerraSAR-X卫星研制了激光通信终端^[8]。

国内众多学者也在卫星光通信领域进行了一系列研究,并取得了一定的成果。刘立人等发展了两代卫星激光通信终端实验室样机^[9],包括U型经纬仪结构中等口径激光通信终端和双反射镜潜望镜结构小口径激光通信终端。浙江大学江常杯等研究了卫星光通信系统的APT技术,取得了一定成果^[10];哈尔滨工业大学马晶、韩琦琦、于思

* 收稿日期:2011-03-18

基金项目:国家863高技术资助项目(2006AA09Z235)

作者简介:李强(1983—),男,博士生。

源等研究了卫星平台振动对光通信系统的影响,并提出了补偿措施^[11]。国防科技大学翟政安、唐朝京等研究了星间天线的捕获与跟踪策略,给出了适合星间天线使用的天线扫描捕获方式^[12]。

综上所述,目前,国内外学者在高精度激光通信终端方面的研究主要集中于光学系统、粗瞄/精瞄运动控制系统以及补偿算法方面,对其结构方面关注较少,而机械结构对可靠性、跟瞄精度、动态性能均有明显的影响,是影响激光通信终端性能的重要因素之一。基于此,本文提出了一种新型激光通信终端结构:该结构为复合轴结构,分为粗瞄和精瞄两级,粗瞄采用基于球齿轮传动的定向机构 PMSG (Pointing Mechanism based on Spherical Gears),精瞄采用压电陶瓷偏转平台。该结构重量轻、体积小、可靠性高。通过采用球齿轮齿盘传动,使得输出轴具有两个转动自由度,且输出轴负载小,有利于提高其动态性能,适合应用于星载激光通信终端系统中^[13-14]。

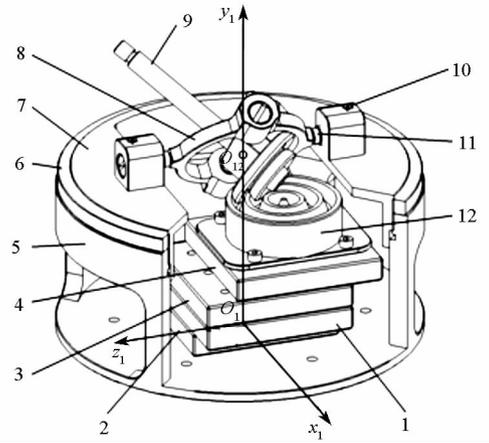
本文以该新型激光通信终端结构中的粗瞄部分 PMSG 为研究对象,建立其运动学模型,并进行仿真研究。PMSG 为满足星载天线的发展要求提供了一种新的思路。文章首先分析 PMSG 的结构,建立 PMSG 自身运动学模型;然后,建立了 PMSG 载体卫星的运动学模型;在此基础上,建立了星载 PMSG 的运动学模型;最后,结合星间通信特点,研究了星载 PMSG 的运动学特性,并得出结论。

1 PMSG 自身运动学建模

1.1 PMSG 结构分析与坐标系定义

PMSG 的结构如图 1 所示,采用了局部剖视以表示其内部结构。

PMSG 采用了球齿轮和齿盘啮合传动形式,这是一种特殊的球齿轮传动形式。在球齿轮传动中,将其中一个球齿轮的节球半径设为无限大,就形成了球齿轮齿盘传动。如图 1 所示,两台直线电机组成 XY 平台,XY 平台安装在机架底座平面上,输出滑块上安装齿盘。齿盘与球齿轮啮合,球齿轮安装在十字环内,十字环安装在机架上。初始位置时,球齿轮输出轴与机架轴线重合;当 XY 平台运动时,滑块带动齿盘进行平面运动,通过球齿轮和齿盘的啮合传动,驱动球齿轮绕球心进行二自由度旋转,实现球齿轮输出轴的空间偏摆指向。定义机架固联坐标系 S_1 如下:以机架底面外侧中心为原点 O_1 , O_1X_1 定义为直线电机 1 的输出方向, O_1Z_1 定义为直线电机 2 的输出方向, O_1Y_1 与 $O_1X_1Z_1$ 平面垂直,并与 O_1X_1 、 O_1Z_1 组成右手



1 - 电机 1 转子;2 - 电机 1 定子;3 - 电机 2 定子;4 - 电机 2 转子;5 - 机架;6 - 锁紧环;7 - 上支架;8 - 十字环;9 - 球齿轮;10 - 紧定螺钉;11 - 调节螺杆;12 - 齿盘

图 1 PMSG 结构示意图

Fig. 1 The structure of PMSG

坐标系。

1.2 正向运动学模型

已知电机位移 s_1, s_2 , 求解对应的输出轴指向的问题称为 PMSG 自身运动学正问题。在坐标系 S_1 中,球齿轮球心 O_{12} 为固定点,当球齿轮输出轴末端点 P 在 S_1 中的坐标 P_1 确定时,输出轴指向确定。设直线电机 1、2 的位移分别为 s_1, s_2 , 根据球齿轮齿盘传动理论,可得 P_1 如下:

$$\begin{cases} \sqrt{s_1^2 + s_2^2} = r\theta_1 \\ \tan(\alpha_1 + \pi) = s_2/s_1 \\ P_1 = [l_2 \sin\theta_1 \sin\alpha_1, l_2 \cos\theta_1 + l_{12}, l_2 \sin\theta_1 \cos\alpha_1] \end{cases} \quad (1)$$

式中, r 表示球齿轮节球半径; θ_1 表示输出轴偏摆角,定义为球齿轮输出轴与 y_1 轴正向间的夹角; α_1 表示输出轴方位角,定义为输出轴在 $O_1X_1Z_1$ 平面上的投影与 Z_1 轴的夹角,以逆时针方向为正; l_2 表示球齿轮输出轴末端点 P 与球心 O_{12} 间的距离; l_{12} 为球心 O_{12} 在坐标系 S_1 中的 y_1 轴坐标,表示球心的高度。

1.3 逆向运动学模型

已知输出轴指向,求解电机位移的问题称为 PMSG 自身运动学逆问题。当球齿轮输出轴的指向已知时,可根据球齿轮齿盘传动理论来求解直线电机位移,可得

$$\begin{cases} 0 \leq \alpha_1 < \pi/2, s_1 = -|r\theta_1 \cos\alpha_1|, s_2 = -|r\theta_1 \sin\alpha_1| \\ \pi/2 \leq \alpha_1 < \pi, s_1 = |r\theta_1 \cos\alpha_1|, s_2 = -|r\theta_1 \sin\alpha_1| \\ \pi \leq \alpha_1 < 3\pi/2, s_1 = |r\theta_1 \cos\alpha_1|, s_2 = |r\theta_1 \sin\alpha_1| \\ 3\pi/2 \leq \alpha_1 < 2\pi, s_1 = -|r\theta_1 \cos\alpha_1|, s_2 = |r\theta_1 \sin\alpha_1| \end{cases} \quad (2)$$

式中, α_1, θ_1 用来表示球齿轮输出轴的指向。根据初始条件,对式(1)、(2)进行求导,可得速度方程,这里不再详述。

2 卫星运动模型

卫星相对地球运动时,将卫星视为质点;就引力效果而言,地球可视为质量集中在地心的质点。根据上述假设条件,卫星的轨道运动问题可以简化为二体问题,以得到形式简单的解析解。

2.1 坐标系定义

建立坐标系 S_2 如图2所示, O_2x_2 轴在赤道平面内指向春分点; O_2z_2 轴垂直于赤道平面,与地球自转角速度矢量一致; O_2y_2 轴与 O_2x_2 、 O_2z_2 轴垂直,组成右手坐标系。

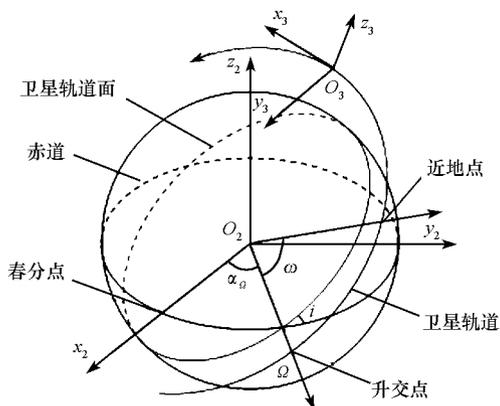


图2 卫星运动模型

Fig. 2 Movement model of satellites

卫星根数如下:

椭圆轨道半长轴 a 。

椭圆轨道偏心率 e 。

近地点幅角 ω , 定义为自 x 轴方向在赤道平面内沿卫星运动方向度量到近地点的角度。

升交点赤经 α_0 , 定义为自 x 轴方向在赤道平面内沿逆时针方向度量到升交点。

轨道倾角 i , 轨道平面和地球赤道平面的夹角, 定义为轨道正法向和地球北极的夹角。

过近地点时刻 τ 。

轨道倾角 i 和升交点赤经 α_0 决定了轨道平面在惯性空间的位置; 近地点幅角 ω 决定了椭圆轨道的指向; 半长轴 a 和偏心率 e 决定了椭圆的形状; 过近地点时刻 τ 决定了 t 时刻卫星在轨道上的位置。

2.2 正向运动学模型

已知卫星轨道根数, 求解 t 时刻卫星运动的问题称卫星运动学正问题。根据相关文献[15], 卫星在时刻 t 的位置和速度可表示成卫星轨道根数的函数。设卫星在坐标系 S_2 中的位置为

$Sa_{20}(x_{20}, y_{20}, z_{20})$, 则有

$$\begin{cases} x_{20} = r(\cos(\alpha_\Omega)\cos u - \sin(\alpha_\Omega)\sin u \cos i) \\ y_{20} = r(\sin(\alpha_\Omega)\cos u + \cos(\alpha_\Omega)\sin u \cos i) \\ z_{20} = r \sin u \sin i \\ \dot{x}_{20} = v(\cos(\alpha_\Omega)\cos u' - \sin(\alpha_\Omega)\sin u' \cos i) \\ \dot{y}_{20} = v(\cos u' \sin(\alpha_\Omega) + \cos(\alpha_\Omega)\sin u' \cos i) \\ \dot{z}_{20} = v \sin u' \sin i \end{cases} \quad (3)$$

式(3)中, r 表示 t 时刻地心距; u 表示 t 时刻纬度幅角; v 表示 t 时刻卫星速度。各参数满足如下关系式:

$$\begin{cases} r = a(1 - e^2)/(1 + e \cos f) \\ \tan(f/2) = \sqrt{(1+e)/(1-e)} \tan(E/2) \\ E_{i+1} = M + e \sin E_i, |E_{i+1} - E_i| < \varepsilon, \text{取 } E = E_{i+1} \\ M = \sqrt{a^3/\mu}(t - \tau) \\ u = \omega + f, v^2 = \mu(2/r - 1/a) \\ r v \sin u u' = \sqrt{\mu a(1 - e^2)} \end{cases} \quad (4)$$

式(4)中, f 表示 t 时刻真近点角, $f/2$ 与 $E/2$ 在同一象限。采用迭代法求解开普勒方程, 其中 ε 为给定的精度, 迭代初值取 $E_1 = M$, 其中 M 表示 t 时刻的平近点角。

2.3 逆向运动学模型

已知 t 时刻卫星运动参数, 求解卫星轨道根数的问题为卫星运动学逆问题。给定 t 时刻卫星在 S_2 中的直角坐标以及速度矢量, 则轨道根数可求解如下:

$$\begin{cases} r = \sqrt{x_0^2 + y_0^2 + z_0^2} \\ v = \sqrt{\dot{x}_0^2 + \dot{y}_0^2 + \dot{z}_0^2} \\ a = \mu r / (2\mu - rv^2) \\ e \sin E = \sqrt{1/\mu a}(x\dot{y} - y\dot{x} + z\dot{z}) \\ e \cos E = 1 - r/a \\ \tau = t_0 - \sqrt{a^3/\mu}(E - e \sin E) \\ \cos i = (x\dot{y} - y\dot{x}) / \sqrt{\mu a(1 - e^2)} \\ \sin \alpha_\Omega = (y\dot{z} - z\dot{y}) / (\sqrt{\mu a(1 - e^2)} \sin i) \\ \cos \alpha_\Omega = (x\dot{z} - z\dot{x}) / (\sqrt{\mu a(1 - e^2)} \sin i) \\ \sin u = z/rs \sin i \\ \cos u = y/rs \sin \alpha_\Omega + x/r \cos \alpha_\Omega \end{cases} \quad (5)$$

3 PMSG 运动学建模

3.1 卫星坐标系定义

定义卫星本体坐标系 S_3 如图2所示, 以卫星质心为坐标原点 O_3 , O_3x_3 定义为卫星轴向特征轴

方向, O_3y_3 、 O_3z_3 均沿卫星的特征轴方向, 构成右手坐标系, 且满足 O_3x_3 与卫星速度方向一致, O_3z_3 与轨道平面垂直。PMSG 的安装方式为: PMSG 的坐标系 S_1 的原点 O_1 与卫星坐标系 S_3 的原点 O_3 重合, O_1y_1 与 O_3x_3 重合, O_1z_1 与 O_3y_3 重合。

3.2 正向运动学建模

给出卫星根数, 求解坐标系 S_3 中 PMSG 在时刻 τ 的指向问题称为运动学正问题。给定卫星根数时, 卫星位置可以确定, 由于 PMSG 的大小相对于卫星的空间距离可以忽略, 故 PMSG 的空间指向可以根据卫星位置计算。

3.3 逆向运动学建模

给定 τ 时刻两颗卫星位置和速度矢量, 求解卫星的轨道根数和相应的直线电机位移, 称为 PMSG 的逆向运动学问题。根据 τ 时刻两颗卫星位置和速度矢量, 可以求解卫星根数, 这里不再详述。设 τ 时刻卫星 1、2 坐标分别为 $Sa_{21}(x_{21}, y_{21}, z_{21})$ 、 $Sa_{22}(x_{22}, y_{22}, z_{22})$, 以卫星 1 上 PMSG 的电机位移为求解目标, 则 PMSG 在 S_2 中的指向向量可表示如下:

$$p_{sa} = (x_{22} - x_{21}, y_{22} - y_{21}, z_{22} - z_{21}) \quad (6)$$

坐标系 S_2 沿 z_2 旋转, 使得 x_2 轴与升交线重合, 得到坐标系 S_{21} ; 坐标系 S_{21} 绕 x_{21} 旋转, 使得 $O_{21}X_{21}Y_{21}$ 平面与卫星轨道平面重合, 得到坐标系 S_{22} 。坐标系 S_3 绕 z_3 轴旋转, 使得 x_3 与 x_2 轴重合, y_3 轴与 y_2 轴重合, 得到坐标系 S_{23} 。

设在 S_3 中 x_3 轴上一点 $O_{31}(1, 0, 0)$, 则点 O_{31} 在 S_2 中的坐标 O_{31-2} 可计算如下:

$$\begin{cases} O_{3-22} = Sa_{31} \cdot M_{2z} \cdot M_{21x} \\ O_{31-22} = O_{31} \cdot M_{3z} + O_{3-22} \\ O_{31-2} = O_{31-22} \cdot M_{22x} \cdot M_{21z} \end{cases} \quad (7)$$

式中, O_{3-22} 表示卫星坐标 Sa_{31} 在 S_{22} 中的坐标; O_{31-22} 表示 O_{31} 在 S_{22} 中的坐标; M_{2z} 表示坐标系 S_2 绕 z_2 轴旋转得到 S_{21} 的变换矩阵; M_{21x} 表示坐标系 S_{21} 绕 x_{21} 旋转得到 S_{22} 的变换矩阵; M_{3z} 表示 S_3 绕 z_3 轴旋转得到 S_{23} 的变换矩阵; M_{22x} 表示 S_{22} 绕 x_{22} 轴旋转得到 S_{21} 的变换矩阵; M_{21z} 表示 S_{21} 绕 z_{21} 旋转得到 S_2 的变换矩阵; M_{22x} 、 M_{21z} 分别是 M_{21x} 、 M_{2z} 的逆变换矩阵。其中, M_{2z} 、 M_{21x} 、 M_{3z} 计算如下:

$$\begin{cases} M_{2z} = [\cos\alpha_\Omega, -\sin\alpha_\Omega, 0; \sin\alpha_\Omega, \cos\alpha_\Omega, 0; 0, 0, 1] \\ M_{21x} = [1, 0, 0; 0, \cos i, -\sin i; 0, \sin i, \cos i] \\ M_{3z} = [\cos\alpha_3, -\sin\alpha_3, 0; \sin\alpha_3, \cos\alpha_3, 0; 0, 0, 1] \end{cases} \quad (8)$$

其中, α_3 表示 x_3 轴与 x_2 轴的夹角, 可根据轨道根数、卫星位置进行计算。

4 仿真与结果分析

为了对文中理论分析进行验证, 本文给出两颗中轨卫星轨道根数, 求解卫星 1 上 PMSG 直线电机的位移。卫星 1、2 的轨道根数如表 1 所示。

表 1 卫星参数

Tab. 1 Parameters of satellites

	$\alpha_\Omega / (^\circ)$	$i / (^\circ)$	$\omega / (^\circ)$	e	a / km	τ / s	t / s
1	10	45	0	0.25	15000	1000	0 ~ 60000
2	10	135	0	0.25	15000	50000	0 ~ 60000

根据表 1 中的参数, 计算得到 PMSG 的方位角 α_1 、 θ_1 变化如图 3 所示, 对应的直线电机位移 s_1 、 s_2 变化规律如图 4 所示。

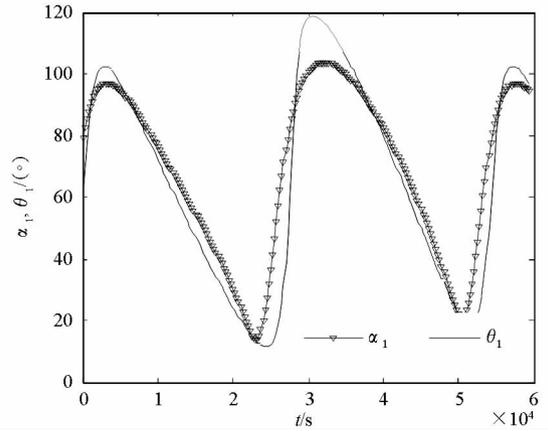


图 3 方位角、偏摆角变化规律

Fig. 3 Rules of azimuth and deflection angle

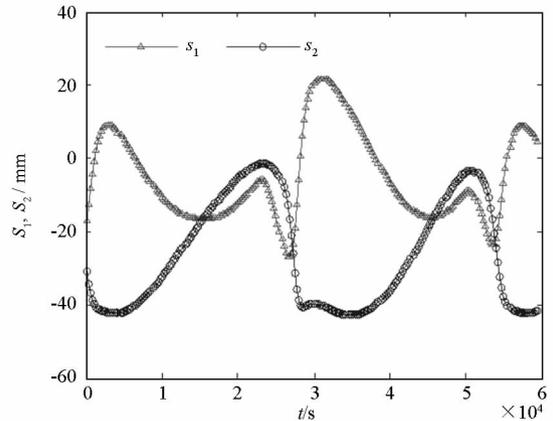


图 4 s_1 、 s_2 变化规律

Fig. 4 Rules of s_1 , s_2

图 3 显示了给定时间区间中 PMSG 的方位角和偏摆角的变化规律, 对 PMSG 正向运动学模型进行了验证。设偏摆角的运动范围为 $\pm 60^\circ$, 则图中 60° 线以下曲线对应的时间区间为 PMSG 对目标卫星的跟踪时间区间; 图 4 显示了跟踪目标卫

星时电机的位移,对 PMSG 逆向运动学模型进行了验证。根据 PMSG 结构参数可得电机位移范围为 $\pm 26.7\text{mm}$,位移该范围内的曲线部分对应的时间区间为 PMSG 对目标卫星的跟踪时间区间。根据图 3、4 可知,PMSG 对目标卫星的跟踪时间区间相同。仿真结果对文中的理论模型进行了验证,为 PMSG 在航天领域的应用提出了理论基础。

5 结论

(1) 建立了星间通信过程中的星载 PMSG 运动学模型,通过仿真试验验证了模型的有效性。

(2) 结合 PMSG 的运动范围,计算了电机的运动规律,为 PMSG 的电机选择提供了依据。

(3) 文中结论为 PMSG 在航天领域的应用提供了理论基础。

参考文献:

- [1] Katzman M. Laser Satellite Communications[M]. Englewood Cliffs, NJ: Prentice-hall, Inc. , 1987.
- [2] 刘立人. 卫星激光通信 I:链路和终端技术[J]. 中国激光,2007,34(1): 3-20.
- [3] Goodwein F E. A Review of Operational Laser Communication Systems[J]. Proc. of the IEEE, 1970, 58(10): 1746-1752.
- [4] Popescu A F, Furch B. Status of the European Developments for Laser Intersatellite Communications[C]// Applications and Technology, 1984, ESA SP-202: 3-13.
- [5] Perez E, Bailly M, Pairet J M. Pointing Acquisition and Tracking System for Silex Inter-satellite Optical link [C]// SPIE, 1989, 1111: 277-298.
- [6] Yamamoto A, Hori T. Japanese First Optical Inter-orbit Communications Engineering Test Satellite (OICETS) [C]// SPIE, 1994, 2210: 30-37.
- [7] Baister G C, Haupt C, Matthews S, et al. The ISLFE Terminal Development Project-results from the Engineering Breadboard Phase[R]. AIAA, 2002, 2034.
- [8] Lange R, Smutny B, Wandernoth B, et al. 142km 5.625 Gbps Free-space Optical Link Based on Homodyne BPSK Modulation[C]// SPIE, 2006, 61050A:1-9.
- [9] Liu L R, Zhu X, Hu Y, et al. A Prototype of Intersatellite Laser Communications Terminals [C]// SPIE, 2005, 5892: 137-141.
- [10] 江常杯. 卫星光通信系统捕获对准跟踪技术研究[D]. 杭州:浙江大学,2007.
- [11] 韩琦琦,马晶,于思源,等. 终端与平台耦合运动对卫星光通信系统粗瞄影响的仿真研究[J]. 中国激光,2004,3: 427-429.
- [12] 翟政安,唐朝京. 星间天线捕获与跟踪策略[J]. 宇航学报,2009,30(5):1947-1952.
- [13] 潘存云. 球齿轮传动原理与加工方法研究[D]. 长沙:国防科技大学,2002.
- [14] Li T, Pan C Y. On Grinding Manufacture Technique and Tooth Contact and Stress Analysis of Ring Involute Spherical Gears[J]. Mech. Mach. Theory, 2009: 1-19.
- [15] 杨嘉墀. 航天器轨道动力学与控制(上)[M]. 北京:宇航出版社,1995:12-70.