

高轨飞行器精确导航的载波相位时间差分/捷联惯导紧组合算法

温永智¹ 吴 杰¹

(1 国防科技大学航天与材料工程学院,长沙市开福区砚瓦池正街 47 号,410073)

摘 要:提出了基于载波相位时间差分与捷联惯导紧组合的方法对高轨飞行器进行自主导航,其中捷联惯导主要在飞行器进行轨道机动时使用,分析了载波相位观测方程中的误差因素,通过 SRUKF 建立了组合导航非线性滤波模型,研究了周跳检测与修复策略。研究表明,提出的导航方法避免了整周模糊度的求解和周跳的影响,因而可使导航系统具有高精度和高可靠性。
关键词:载波相位;时间差分;组合导航;高轨飞行器
中图法分类号:P228.41

随着空间技术的发展,空间资源的利用效率对国民安全和人们的日常生活起着越来越重要的作用。目前,人类研制的绝大部分航天器分布在地球同步轨道高度以下的空域内,其中有许多失效或临近失效的卫星。能够在不同轨道高度之间自由穿梭的飞行器,将是空间运输、太空救援、空间侦查等不可或缺的工具。其中飞行器的自主导航技术是决定这类飞行器自我生存能力的关键技术。如何给这类飞行器提供连续、长航时和高精度的导航数据具有重要意义。

对低轨飞行器的自主导航方法已比较成熟,对高轨飞行器的自主导航国外已有相关的论证与试验^[1-6]。国内学者余江林等^[7]分析了利用 GPS 对地球静止轨道卫星进行定轨的可行性。文献[8]中给出了 GPS 卫星是否可用的 3 个判别标准,将地球同步卫星动力学模型与 GPS 卫星测量模型相结合对同步卫星进行自主定轨。文献[9]提出了利用积分滤波算法实现基于 GPS 的同步卫星自主定轨。袁安存^[10]推导了空间链路计算公式,并给出了导航卫星接收机的伪距测量精度与信噪比的关系式。但是,在目前的研究中,对其他卫星导航系统的应用和飞行器轨道机动发生的情况涉及很少,而且对载波相位的应用不够深入。

为了避免求解载波相位观测量整周模糊度问题,可考虑使用载波相位时间差分方法。文献

[11]研究了基于北斗一代的载波相位时间差分/捷联惯导组合对地面车辆或海上物体的导航方法。文献[12]研究了基于 GPS 的载波相位时间差分对低轨飞行器自主导航方法,并进行了初步仿真。本文在综合文献的基础上,分析了 GNSS 卫星(包括 GPS、GLONASS、GALILEO、COMPASS)对高轨飞行器的可用性;建立了载波相位时间差分方程,基于 SRUKF(square root unscented Kalman filter)算法建立了非线性滤波模型;研究了周跳检测与修复方法,增强了滤波器的鲁棒性。

1 组合导航系统结构及工作模式

基于载波相位时间差分的紧组合导航系统结构如图 1 所示。

图 1 中,在“数据融合”模块中实现捷联惯导(SINS)外推数据和 GNSS 观测数据的联立求解,紧组合主要体现在利用信息融合结果对子系统(SINS 和 GNSS)的误差实时补偿,以实现两者的紧密结合。另外,捷联惯导中的加速度计测量数据只在飞行器机动时使用。

当飞行器进行轨道机动时,以飞行器的位置 r 、速度 v 、姿态四元数 Q 、陀螺偏差 d 、加速度计偏差 b 、卫星接收机的钟差 $c\delta t$ 和钟差变率 $c\delta f$ 作为

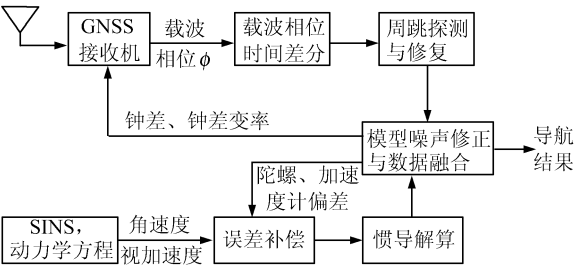


图1 紧组合导航系统结构图

Fig. 1 Structure of the Tight Integration Navigation System

状态,即 $\mathbf{X}=[r,v,Q,d,b,c\delta t,c\delta f]^T$ 。当飞行器自由飞行时,以飞行器的位置、速度、姿态四元数、陀螺偏差、卫星接收机的钟差和钟差变率作为状态,即 $\mathbf{X}=[r,v,Q,d,b,c\delta t,c\delta f]^T$ 。飞行过程中根据轨控发动机是否开机进行切换。状态维数的在线调整有助于减小导航计算机的计算量,以增强实时性。

2 组合导航信息融合模型

2.1 飞行器状态方程

以J2000坐标系(i 系)为导航计算坐标系。全部状态的微分方程^[12]为:

$$\begin{bmatrix} \dot{r}^i \\ \dot{v}^i \\ \dot{Q} \\ \dot{d} \\ \dot{b} \\ c\dot{\delta}t \\ c\dot{\delta}f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v^i \\ \mathbf{R}_b^i \cdot f^b + g^i + \Delta F \\ \frac{1}{2}\boldsymbol{\Omega}_{ab}^b \cdot Q \\ F_D \cdot d + W_d \\ F_B \cdot b + W_b \\ c\delta f + hc + n_{c\delta t} \\ -\frac{1}{\tau_f}c\delta f + n_{c\delta f} \end{bmatrix} \quad (1)$$

陀螺和加速度计偏差分解为零阶项和一阶随机马尔科夫项,即 $\mathbf{d}=[\mathbf{D}_0^T,\mathbf{D}^T]^T,\mathbf{b}=[\mathbf{B}_0^T,\mathbf{B}^T]^T$ 。记 τ_D 和 τ_B 分别为陀螺和加速度计的随机偏置的反相关时间; n_B 和 n_D 为对应白噪声向量。状态微分方程式中, \mathbf{F}_B 和 \mathbf{F}_D 的表达式为:

$$\mathbf{F}_K = \begin{bmatrix} 0_{3\times 3} & 0_{3\times 3} \\ 0_{3\times 3} & -\frac{1}{\tau_K}\mathbf{I}_{3\times 3} \end{bmatrix}, \mathbf{K} = \mathbf{D}, \mathbf{B}$$

2.2 载波相位时间差分观测方程

卫星 j 在某一观测时刻 k ,载波相位观测方程可表示为:

$$\lambda_j\varphi_{j,k} = \|r_{S,j}^i - r_k^i - R_b^i \cdot l^b\| + c\delta t - c\delta t_j - N_j\lambda_j + T_j - I_j + n_{\lambda\varphi} \quad (2)$$

式中, λ_j 为卫星 j 的载波波长; φ_j 为测量的载波

相位; $r_{S,j}^i$ 为卫星天线的位置, r^i 为捷联惯导计算的位置(轨道机动时)或飞行器动力学方程计算的位置(无轨道机动时); l^b 为飞行器中捷联惯导质心至GNSS接收机天线电气相位中心的杆臂矢量; $c\delta t$ 为接收机钟差等效距离, $c\delta t_j$ 为卫星钟差等效距离; N_j 为卫星至飞行器的距离中包含的整周数; T_j 为大气对流层延迟误差; I_j 为大气电离层延迟误差; $n_{\lambda\varphi}$ 为接收机随机噪声。

在使用载波相位观测方程时,主要影响因素有卫星星历误差、卫星钟差、大气延迟误差和接收机测量噪声等。考虑到高轨飞行器接收的是大气层外的卫星信号,大气延迟误差和多径误差可忽略。对于卫星星历误差,在几分钟内变化很慢。对精度的影响仅限于其在视线方向的分量。可通过式(3)保守估计星历误差对测量差分的影响^[13]:

$$\epsilon_R \leqslant \frac{d \cdot dr}{r} \quad (3)$$

式中, r 为卫星到飞行器的距离; d 为差分期间飞行器的飞行距离; dr 为卫星星历误差。当飞行器飞到高轨段时,卫星到飞行器的距离大于 4×10^4 km,飞行器的飞行速度小于10 km/s,星历误差按5 m计算,则引起的未经补偿的载波测量差分误差小于1.25 mm。另外,如果从IGS(international GNSS service)可获得实时预报的星历数据精度小于10 cm^[13],星历误差对载波相位时间差分的影响将更小。

卫星时钟模型误差在几个小时内变化很小。通过模型校正后的残差,主要受卫星钟的稳定度的影响,无需担心距离的不相关性。

接收机载波测量噪声一般视为白噪声,不同时间的测量之间不相关。

综合以上对载波相位测量方程中所包含误差的分析,将式(2)在连续两个历元进行差分可得出卫星 j 的载波相位时间差分观测方程:

$$\lambda_j \cdot (\varphi_{j,k+1} - \varphi_{j,k}) = \|r_{SA,k+1}\| - \|r_{SA,k}\| + c\delta t_{k+1} - c\delta t_k + n'_{\lambda\varphi,k+1} \quad (4)$$

式中, $r_{SA,k}$ 为 k 时刻接收机天线电气中心到卫星天线电气中心的位置矢量; $n'_{\lambda\varphi,k+1}$ 为载波相位差分时的测量随机误差。由于该方程同时和飞行器两个时刻的状态有关,而前后时刻的状态具有积分关系,因而该观测方程的非线性较强,应选择非线性滤波算法对飞行器的状态进行估计。

2.3 滤波算法

理论上,SRUKF可以达到泰勒展开的二阶精度,而EKF只能达到一阶^[12]。而且,SRUKF

的计算量同 EKF 相当,SRUKF 已被证实非线性状态估计、参数估计方面大大优于 EKF^[14-15]。研究中使用 SRUKF 算法进行信息融合。

但是,载波相位时间差分观测方程中涉及到两个时刻的状态,而两个时刻的状态之间联系和状态过程噪声 ω_k 相关,因而测量方程(4)中的噪声 $n'_{\lambda_{\varphi},k+1}$ 和 ω_k 相关。这不符合 SRUKF 滤波算法的基本假设,需要进行非相关化处理,才能获得最优估计。其处理方法如下。

设系统状态方程为:

$$\mathbf{x}_{k+1} = F(\mathbf{x}_k, \mathbf{u}_k, k) + \boldsymbol{\omega}_k \quad (5)$$

原始测量方程为:

$$\mathbf{z}_{k+1} = H(\mathbf{x}_{k+1}, \mathbf{u}_{k+1}, k+1) + \mathbf{v}_{k+1} \quad (6)$$

将式(6)在状态 \mathbf{x}_{k+1} 处线性化可得:

$$\delta \mathbf{z}_{k+1} = \mathbf{H}_{k+1} \cdot \delta \mathbf{x}_{k+1} + \mathbf{v}_{k+1} \quad (7)$$

式(6)进行时间差分获得时间差:

$$\begin{aligned} \Delta \mathbf{z}_{k+1} &= H(\mathbf{x}_{k+1}, \mathbf{u}_{k+1}, k+1) - \\ &H(\mathbf{x}_k, \mathbf{u}_k, k) + \mathbf{v}_{k+1} - \mathbf{v}_k = \\ &H(F(\mathbf{x}_k, \mathbf{u}_k, k), \mathbf{u}_{k+1}, k+1) - H(\mathbf{x}_k, \mathbf{u}_k, k) + \\ &\mathbf{v}_{k+1} - \mathbf{v}_k + \mathbf{H}_{k+1} \cdot \boldsymbol{\omega}_k \end{aligned} \quad (8)$$

记为:

$$\Delta \mathbf{z}_{k+1} = G(\mathbf{x}_k, \mathbf{u}_k, \mathbf{u}_{k+1}) + \mathbf{v}_{k+1}^* \quad (9)$$

式中, $\mathbf{v}_{k+1}^* = \mathbf{v}_{k+1} - \mathbf{v}_k + \mathbf{H}_{k+1} \boldsymbol{\omega}_k$ 为时间差分观测方程的观测噪声。将状态方程改为式(10):

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_{k+1} &= F(\mathbf{x}_k, \mathbf{u}_k, k) + J \cdot G(\mathbf{x}_k, \mathbf{u}_k, \mathbf{u}_{k+1}) - \\ &J \cdot \Delta \mathbf{z}_{k+1} + \boldsymbol{\omega}_k + J \cdot \mathbf{v}_{k+1}^* \end{aligned} \quad (10)$$

记

$$\mathbf{x}_{k+1} = F^*(\mathbf{x}_k, \mathbf{u}_k, \mathbf{u}_{k+1}, \Delta \mathbf{z}_{k+1}) + \boldsymbol{\omega}_k^* \quad (11)$$

为新的状态方程, J 为待定系数。根据式(12)可求得 J :

$$\begin{aligned} E\{\boldsymbol{\omega}_k^* \cdot \mathbf{v}_{k+1}^{*T}\} &= E\{(\boldsymbol{\omega}_k + J \cdot \mathbf{v}_{k+1}^*) \cdot \mathbf{v}_{k+1}^{*T}\} = 0 \\ J &= -\mathbf{Q}_k \mathbf{H}_{k+1}^T (2\mathbf{R}_k + \mathbf{H}_{k+1} \mathbf{Q}_k \mathbf{H}_{k+1}^T)^{-1} \end{aligned} \quad (12)$$

根据式(9)和式(11)组成的观测方程和状态方程对应的噪声项不相关。对载波相位观测方程(2)套用上述步骤获得载波相位时间差分方程,利用 SRUKF 滤波公式可对状态进行最优估计。

3 周跳检测与修复

基于载波相位时间差分对高轨飞行器进行导航时,可能会遇到因周跳而引起的故障。如果滤波器使用发生周跳的数据进行信息融合,导航结

果可能发散。为了提高滤波器的可靠性,需要对周跳进行检测与修复。

考虑到大部分时间内 GNSS 卫星和飞行器主要受地心引力作用,飞行轨迹比较简单(近似为椭圆轨迹),用 4 阶多项式可以较好地拟合卫星和飞行器的相对位置随时间的变化规律。而载波相位时间差分值正是反映这一变化规律的观测信息,所以在无周跳的情况下,4 阶多项式可以很好地拟合载波相位时间差分测量值。如果出现拟合残差较大的现象,有理由推测该段时间内发生了周跳。基于此思想,对周跳进行检测与修复的处理思路如下。

1) 对每颗卫星保存最近一段时间(如 100 s)内测得的载波相位时间差分数据。

2) 使用 4 阶多项式拟合载波相位时间差分值随时间变化曲线。正常情况下,由于载波时间差分中的数据主要由测量偶然误差造成,拟合后的残差应和测量噪声均方差相当。

3) 检测这一段时间内每个数据点的拟合残差,取出拟合残差最大的数据点,如果其拟合残差 ≤ 0.1 周(保守估计),说明该段数据正常,回到步骤 5)。如果其残差 > 0.1 周,将该点剔除,返回步骤 2)重新拟合,并根据多项式的拟合值对剔除点处的载波相位时间差分值进行估计。

4) 反复步骤 2)和步骤 3)直到所有数据满足拟合残差 ≤ 0.1 周,从而实现了周跳的探测与修复。对修复好的数据进行重新滤波,估计当前时刻的状态。

5) 开始下一段数据的保存和下一时刻的状态估计。

4 计算机仿真与分析

为了验证基于 GNSS 卫星时间差分载波相位的组合导航方法对高轨飞行器导航的可行性与精度,设置了如下仿真算例。

飞行器沿高偏心率椭圆轨道从停泊轨道高度(200 km)飞至地球同步轨道高度,总飞行时间为 16 300 s。飞行器在 900~1 100 s、5 400~5 600 s 和 15 900~16 100 s 进行了轨道机动,机动加速度大小为 0.25 m/s²。

观测卫星有 GPS、GLONASS、GALILEO、COMPASS。其中,GPS 有 29 颗卫星工作;GLO-NASS 有 25 颗卫星工作;模拟 GALILEO(共 27 颗)时,假设卫星均匀分布在 3 个倾角为 56°的轨道面上,轨道面升交点赤经相差 60°。同一轨道

面上,卫星之间相位差为 40° 。模拟 COMPASS (共 12 颗)时,假设由 5 颗 GEO、4 颗 MEO 和 3 颗 IGSO 组成^[16]。

载波相位测量噪声均方差为 0.01 周。星历误差 0.2 m,卫星钟差残差等效距离为 1.5 m。GNSS 接收机采样频率为 1 Hz,接收机能接收的信噪比 $(C/N_0)_{\text{dB}}$ 最小值为 18 dBHz。导航卫星的可见性依据是否在信号的覆盖区域(GPS、GLONASS、GALILEO 和 COMPASS 的信号张角分别为 $\pm 21.3^\circ$ 、 $\pm 18^\circ$ 、 $\pm 12.2^\circ$ 和 $\pm 8.6^\circ$)及信号的信噪比是否大于接收机的最低门限值来确定^[12]。

捷联惯导中陀螺漂移稳定性为 $0.01^\circ/\text{h}$ (1σ),加速度计零偏稳定性为 $5\times 10^{-5}\text{g}$ (1σ)。杆臂矢量在惯导体坐标系中的值为 $l^b = [-1.5\ 0.2\ 0]$,单位为 m。GNSS 卫星的可见性随飞行高度的变化如图 2 所示。

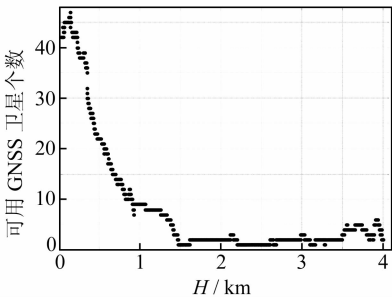


图 2 飞行器飞行过程中可用卫星的个数

Fig. 2 Number of Available Satellites in the Flying of High Earth Orbit Spacecraft

采用载波相位时间差分与捷联惯导组合对飞行器进行导航结果如图 3 和图 4 所示。图 3 和图 4 中的“ER”和“EV”分别表示滤波器估计值与仿真时设定的标准轨道之间的定位误差和定速误差;“ $3\sigma_R$ ”和“ $3\sigma_V$ ”分别表示滤波器估计的位置误差的 3 倍均方差和速度误差的 3 倍均方差。

从仿真结果可以看出,GNSS 卫星在高轨段可观测卫星颗数一般小于 4 颗。另外,由于观测的是卫星背面信号,卫星相对于飞行器的几何衰减因子随飞行器的高度增加而增大,导致滤波器的收敛较慢。在飞行器机动过程中,由于捷联惯导本身的测量误差引入,导致定位定速均方差增大。使用载波相位时间差分/捷联惯导组合可使轨道高度在 $4\times 10^4\text{ km}$ 的飞行器自主定位均方差达到 37.1 m,定速均方差达 0.120 m/s。说明通过载波相位时间差分/捷联惯导组合对高轨机动飞行器进行自主导航可获得很高的定位定速精度。

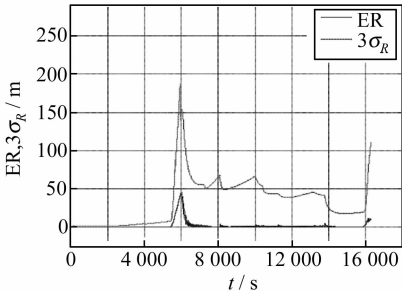


图 3 载波相位时间差分/捷联惯导组合对高轨飞行器定位误差

Fig. 3 PositionError for High Earth Orbit Spacecraft by Time-differenced Carrier Phase/SINS Integrated Navigation

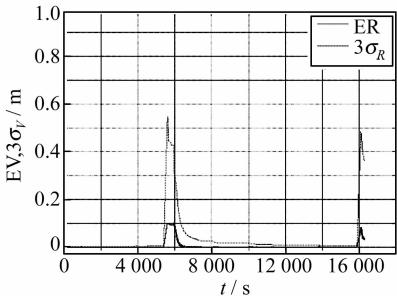


图 4 载波相位时间差分/捷联惯导对高轨飞行器定速结果

Fig. 4 VelocityError for High Earth Orbit Spacecraft by Time-differenced Carrier Phase/SINS Integrated Navigation

参 考 文 献

[1] Psiaki M L, Mohiuddin S. Modeling Analysis, and Simulation of GPS Carrier Phase for Spacecraft Relative Navigation[C]. AIAA Guidance Navigation, and Control Conference and Exhibit 2005, San Francisco, California, 2005

[2] Psiaki M L. Block Acquisition of Weak GPS Signals in a Software Receiver[C]. The ION GPS 2001, Salt Lake City, Utah, 2001

[3] Psiaki M L, Jung H. Extended Kalman Filter Methods for Tracking Weak GPS Signals[C]. ION GPS 2002, Portland, OR, 2002

[4] Moreau M C, Davis E P, Carpenter J R. Results from the GPS Flight Experiment on the High Earth Orbit AMSAT Oscar-40 Spacecraft[C]. ION GPS 2002 Conference, Portland, OR, 2002

[5] Davis G. GPS-based Navigation and Orbit Determination for the AMSAT AO-40 Satellite[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit 2002, Monterey, California, 2002

[6] Balbach O, Eissfeller B, Hein G W. Tracking GPS

- above GPS Satellite Altitude ; First Results of the GPS Experiment on the HEO Mission Equator-S [J]. IEEE, 1998
- [7] 余江林, 刘东升. 利用 GPS 对地球静止轨道卫星定轨的可行性[J]. 中国空间科学技术, 2000(4): 36-40
- [8] 俞朔春, 高益军. 基于 GPS 的静止轨道卫星自主定轨技术研究[J]. 航天控制, 2005, 23(4): 35-40
- [9] 韩健, 刘岩, 原洪峰. 星载 GPS 地球静止轨道卫星自主定轨的新方法[J]. 测绘学院学报, 2005, 22(3): 166-168
- [10] 袁安存. GPS 信噪比与测距精度[J]. 船用导航雷达, 2006(4): 8-11
- [11] 汤勇刚, 练军想, 吴文启, 等. 北斗载波相位时间差分/SINS 紧组合技术与实验研究[J]. 国防科技大学学报, 2007, 29(2): 19-23
- [12] 范利涛. 自动转移飞行器自主导航方法研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2009: 114-117
- [13] Misra P, Enge P. Global Positioning System Signals, Measurements, and Performance, Second Edition[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2008: 143-211
- [14] 吴江飞, 黄城. 一种采样型平方根滤波及其应用[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2007, 32(8): 696-698
- [15] 吴江飞, 黄城. 非线性自适应抗差滤波定轨算法[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2008, 33(2): 187-190
- [16] 刘基余. GNSS 全球卫星导航系统的发展与挑战[C]. 第一届中国卫星导航学术年会, 北京, 2010
- 第一作者简介: 温永智, 博士生, 研究方向为飞行器导航、制导与控制。
E-mail: wyzgfkf@yahoo.com.cn

Time-differenced Carrier Phase /SINS Tight Integration Algorithm in the High-precision Navigation for High Earth Orbit Spacecraft

WENG Yongzhi¹ WU Jie¹

(1 College of Aerospace and Material Engineering, National University of Defense Technology, 47 Yanwachizheng Street, Changsha 410073, China)

Abstract: The paper proposed a method based on time-differenced carrier phase and strap-down inertial navigation system (SINS) in autonomous navigation. The SINS worked only when the spacecraft maneuvered. In this study, the error factors in the carrier phase observation were analysed. We established the the nonlinear model of integrated navigation by SRUKF and studied cycle slip detection and repair strategies. Our findings indicated that the proposed navigation method avoided the solution of ambiguity and the impact of cycle slips, which made the navigation system with high precision and reliability.

Key words: carrier phase; time difference; integrated navigation; cycle slip detection and repair

About the first author: WEN Yongzhi, Ph.D, majors in aircraft navigation, guidance and control.

E-mail: wyzgfkf@yahoo.com.cn

欢迎订阅 2012 年《武汉大学学报·信息科学版》

《武汉大学学报·信息科学版》即原《武汉测绘科技大学学报》,是以测绘为主的专业学术期刊。其办刊宗旨是:立足测绘科学前沿,面向国际测量界,通过发表具有创新性和重大研究价值的测绘理论成果,展示中国测绘研究的最高水平,引导测绘学术研究的方向。本刊为中国中文核心期刊, EI 核心刊源期刊。是国家优秀科技期刊和中国高校精品科技期刊,并获中国国家期刊奖,入选中国期刊方阵。

本刊主要栏目有院士论坛、学术论文、科技新闻等,内容涉及摄影测量与遥感、大地测量与物理大地测量、工程测量、地图学、图形影像学、地球动力学、地理信息系统、全球定位系统等。收录本刊论文的著名国际检索机构包括 EI、CAS、PK 等,其中 EI 收录率达 100%,其影响因子长期名列中国高校学报前列。本刊读者对象为测绘及相关专业的科研人员、教师、研究生等。

本刊为月刊,国内外公开发行,邮发代号 38-317,国外代号 MO1555。A4 开本,128 面,定价 10 元/册,每月 5 日出版。漏订的读者可以与编辑部联系补订。