

Design and Implementation of MINS/BDS Integrated Navigation System

Qunchao Niu, Huaizhi Yang, Kunpeng He, Wenjian Zhou, Dechao Wang

College of Automation, Harbin Engineering University, Harbin Heilongjiang
Email: 2232448156@qq.com

Received: Jun. 14th, 2019; accepted: Jul. 1st, 2019; published: Jul. 8th, 2019

Abstract

In order to meet the requirement of low cost and light weight navigation system for Military Unmanned detection vehicle, the design of MINS/BDS integrated navigation system is completed by using the MEMS inertial navigation system (MINS) and three-antenna Beidou receiver (BDS). The integrated navigation calculation module is designed based on ARM + FLASH, which realizes the functions of multi-sensor communication, attitude calculation, orientation and positioning, and human-computer interaction with the host computer. Computing module, power module, filter module, MIMU and Beidou data receiving module are integrated into the embedded MIMU/Beidou integrated navigation system. The completed system has a diameter of 78 mm, a height of 60 mm and a quality of no more than 600 g. The fixed-point dynamic attitude experiment of the integrated system shows that the output frequency of the integrated navigation system is 200 Hz, the fixed-point position measurement accuracy is less than 1 m, the attitude angle of the dynamic attitude measurement accuracy is less than 0.1 degree and the heading angle is less than 0.5 degree.

Keywords

Integrated Navigation, Inertial Navigation, BDS Navigation, Embedded System, Kalman Filter

MINS/BDS组合导航系统设计与实现

牛群超, 杨怀志, 何昆鹏, 周文健, 王德超

哈尔滨工程大学自动化学院, 黑龙江 哈尔滨
Email: 2232448156@qq.com

收稿日期: 2019年6月14日; 录用日期: 2019年7月1日; 发布日期: 2019年7月8日

摘要

为满足军用无人探测车对低成本、轻量化导航系统需求,应用MEMS 惯性导航系统(MINS)和三天线北斗接收机(BDS),完成MINS/BDS组合导航系统设计。组合导航计算模块基于ARM + FLASH设计完成,实现多传感器通信、姿态解算、定向定位及与上位机人机交互等功能。将计算模块、电源模块、滤波模块、MIMU及北斗数据接收模块集成到嵌入式MIMU/北斗组合导航系统中,完成的系统直径78 mm,高度60 mm,质量不超过600 g。对集成后系统进行定点动态实验,结果表明:该组合导航系统输出频率为200 Hz,定点位置测量精度在1 m以内,动态测量精度姿态角在 0.1° 以内,航向角在 0.5° 以内。

关键词

组合导航, 惯性导航, 北斗导航, 嵌入式系统, 卡尔曼滤波

Copyright © 2019 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

在捷联惯导系统中一般应用的陀螺器件有光纤陀螺、激光陀螺、MEMS 陀螺等,近年来, MEMS 技术的发展使得捷联惯导系统向着体积更小、质量更轻、成本更低的方向发展。基于 MEMS 技术的微惯性测量单元(MEMS inertial measurement unit, MIMU)不仅可被用在军用制导炸弹、手持制导武器上,在民用的车载定位导航和小型无人机导航等方面也有着巨大潜力。由于惯性传感器有积分误差特性,在长时间导航中误差积累较严重,需要频繁的更新外部辅助源如卫星信号、里程计、气压计等等,GNSS/MIMU 组合则是目前公认的最理想、应用最为广泛的组合方式[1]。由于 GPS 在军事通信领域受制于美国,中国自主研发的全球卫星导航定位系统——北斗卫星导航系统,在我国的应用中具有突出优势, MIMU/BDS 组合导航系统在我国军事领域发挥着重要作用。

2. 组合导航系统方案

MIMU/BDS 组合导航系统包括 4 个部分,其中嵌入式电源模块为 MIMU、组合导航计算模块和 BDS 接收机模块提供电源, MIMU 和 BDS 接收机模块分别通过标准 RS-422 和 RS-232 与计算模块进行通信,组合导航计算模块接收到 IMU 和 BDS 的测量信息,采用基于卡尔曼滤波的观测控制器方式进行初始对准,之后采用松组合方式进行导航解算,并通过标准 RS-422 串口和上位机监测软件进行通信。上述 4 个部分集成于一体,系统框图如图 1 所示。

3. 算法设计

3.1. 卡尔曼滤波器原理

卡尔曼滤波(Kalman filter)是一种高效率的递归滤波器(自回归滤波器),也是一种递推线性最小方差估计,它能够从一系列的不完全包含噪声的测量中,估计动态系统的状态[2]。

不考虑控制系统作用,设随机线性离散系统的状态方程和观测方程为[3]:

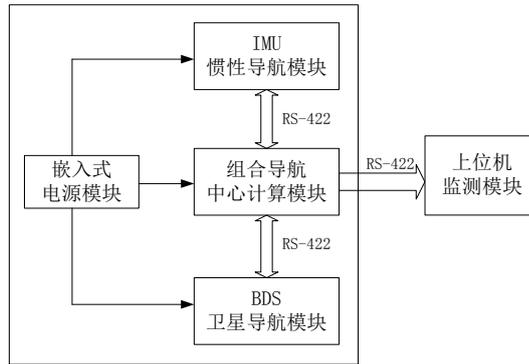


Figure 1. Block diagram of embedded integrated navigation system

图 1. 嵌入式组合导航系统框图

$$X_k = \Phi_{k,k-1} X_{k-1} + \Gamma_{k,k-1} W_{k-1} \tag{1}$$

$$Z_k = H_k X_k + V_k \tag{2}$$

式中： X_k 是系统的 n 维状态向量； Z_k 是系统的 m 维观测序列； W_k 是 p 维系统过程噪声序列； V_k 是 m 维的系统观测噪声序列； $\Phi_{k,k-1}$ 是系统的 $n \times n$ 维状态转移矩阵； $\Gamma_{k,k-1}$ 是 $n \times p$ 维系统过程噪声输入序列； H_k 是 $m \times n$ 维观测矩阵。

假设过程噪声 W_k 和观测噪声 V_k 是不相关的、白噪声序列，其统计特性如下：

$$\begin{cases} E[W_k] = 0, E[W_k W_j^T] = Q_k \delta_{kj} \\ E[V_k] = 0, E[V_k V_j^T] = R_k \delta_{kj} \\ E[W_k V_k^T] = 0 \end{cases} \tag{3}$$

式中： Q_k 是系统过程噪声 W_k 的 $p \times p$ 维对称非负定方差矩阵； R_k 是系统观测噪声 V_k 的 $m \times m$ 维对称正定方差阵；而 δ_{kj} 是 Kronecker- δ 函数。

常规 kalman 滤波方程，可描述如下：

状态一步预测：

$$\hat{X}_{k,k-1} = \Phi_{k,k-1} \hat{X}_{k-1} \tag{4}$$

状态估计：

$$\hat{X}_k = \hat{X}_{k,k-1} + K_k [Z_k - H_k X_{k-1}] \tag{5}$$

一步预测误差阵：

$$P_{k,k-1} = \Phi_{k,k-1} P_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + T_{k,k-1} Q_{k-1} T_{k,k-1}^T \tag{6}$$

增益矩阵：

$$K_k = P_{k,k-1} H_k^T (H_k P_{k-1} H_k^T + R_k)^{-1} \tag{7}$$

估计误差方阵：

$$P_k = [I - K_k H_k] P_{k,k-1} [I - K_k H_k]^T + K_k R_k H_k^T \tag{8}$$

3.2. 扩展卡尔曼滤波原理

前面介绍的离散 Kalman 滤波器只适用于线性系统,但是很多实际系统,如本设计所采用的组合导航系统的航姿系统是一个非线性系统,其状态方程和观测方程中存在一定的非线性,所以本文拟采用非线性滤波器,即扩展卡尔曼滤波(Extended Kalman Filter, 简称 EKF) [4]。

假设一个非线性系统如下:

$$X_k = f(X_{k-1}, k-1) + \Gamma(X_{k-1}, k-1)W_{k-1} \quad (9)$$

$$Z_k = h(X_k, k) + V_k \quad (10)$$

式中: $f(\bullet)$ 是 n 维的向量函数, 是自变量的非线性函数且对 X_k 是可微的; $h(\bullet)$ 是 m 维向量函数, 是自变量的非线性函数; W_{k-1} 和 V_k 分别为 p 维系统噪声向量和 m 维观测噪声向量; 假设 W_k 和 V_k 为零均值且互不相关的白噪声序列。

如果真实状态 X_k 与标称状态 X_k^* 之差(状态偏差)足够小, 可以围绕滤波值 \hat{X}_k 将系统状态方程(9)中的非线性函数 $f(\bullet)$ 进行泰勒级数展开, 并略去二阶及以上的项可得:

$$X_k \approx f(\hat{X}, k-1) + \frac{\partial f(\hat{X}_{k-1}, k-1)}{\partial \hat{X}_{k-1}^T} \cdot (X_{k-1} - \hat{X}_{k-1}) + \Gamma(\hat{X}_{k-1}, k-1)W_{k-1} \quad (11)$$

$$\text{令 } \frac{\partial f}{\partial \hat{X}_{k-1}^T} = \frac{\partial f(X_{k-1}, k-1)}{\partial X_{k-1}^T} \Bigg|_{X_{k-1} = \hat{X}_{k-1}} = \Phi_{k,k-1}$$

$$\text{且 } f(\hat{X}, k-1) - \frac{\partial f(X_{k-1}, k-1)}{\partial X_{k-1}^T} \Bigg|_{X_{k-1} = \hat{X}_{k-1}} \hat{X}_{k-1} = \varphi_{k-1}$$

则状态方程为:

$$X_k = \Phi_{k,k-1} + \Gamma(\hat{X}_{k-1}, k-1)W_{k-1} + \varphi_{k-1} \quad (12)$$

针对系统观测方程(10), 将非线性函数 $h(\bullet)$ 围绕滤波值 $\hat{X}_{k|k-1}$ 展成泰勒级数, 省略二阶及以上的项可得:

$$Z_k \approx h(\hat{X}_{k|k-1}, k) + \frac{\partial h(\hat{X}_{k|k-1}, k)}{\partial \hat{X}_{k|k-1}^T} \cdot (X_k - \hat{X}_{k|k-1}) + V_k \quad (13)$$

$$\text{令 } A_{k,k-1} = \frac{\partial f(X_{k-1}, k-1)}{\partial X_{k-1}^T} \Bigg|_{X_{k-1} = \hat{X}_{k-1}}$$

$$\text{且 } H_k = \frac{\partial h(X_{k|k-1}, k)}{\partial X_{k|k-1}^T} \Bigg|_{X_{k|k-1} = \hat{X}_{k|k-1}}$$

则观测方程为:

$$Z_k = H_k X_k + y_k + V_k \quad (14)$$

利用 3.1 节中推导的线性离散时间系统卡尔曼滤波基本方程, 我们可以得到非线性离散时间系统的扩展卡尔曼滤波的一组递推公式。

状态一步预测:

$$\hat{X}_{k|k-1} = f[\hat{X}_{k-1}, k-1] \quad (15)$$

估计误差方差阵:

$$P_{k|k-1} = A_{k|k-1} P_{k-1} A_{k|k-1}^T + B_{k-1} Q_{k-1} B_{k-1}^T \quad (16)$$

状态估计:

$$\hat{X}_k = \hat{X}_{k|k-1} + K_k [Z_k - h(X_{k|k-1}, k)] \quad (17)$$

卡尔曼滤波增益矩阵:

$$K_k = P_{k|k-1} H_k^T [H_k P_{k|k-1} H_k^T + R_k]^{-1} \quad (18)$$

估计误差方差阵:

$$P_k = (I - K_k H_k) P_{k|k-1} \quad (19)$$

3.3. MINS/BDS 组合方案

本文设计的是一种 MEMS-SINS/BDS 的微型组合导航系统,由 MEMS-SINS 系统和北斗接收机构成。BDS/SINS 系统组合原理框图如图 2 所示,采用两级组合的方式, MEMS 惯性导航系统能提供姿态角、速度、位置等导航参数,而 BDS 系统能提供航向、姿态和位置信息,建立扩展卡尔曼滤波方程,可以完成信息融合[5]。第一级组合是由 MEMS 加速度计和陀螺仪组合完成姿态的测量,在静态下,用 MEMS 加速度计和陀螺仪通过积分测得姿态角,三天线北斗接收机可利用差分信号测得初始的航向,将两者信息进行组合来完成系统的初始对准,得到组合导航系统的初始姿态角和方位信息,并将这三个量作为量测值,来估计 MEMS 陀螺的姿态测量误差;第二级在这种组合水平上,组合卡尔曼滤波器以及扩展卡尔曼滤波器对 INS 误差建模[6],为 MEMS-SINS 系统误差提供最小方差估计,利用这些误差的估计值去修正 MEMS-SINS 系统,减少组合导航系统的误差,将 BDS 输出的位置、速度与 INS 输出的位置、速度之差作为滤波器的量测,相互补偿、反馈最终得到最优组合解[7]。在位置组合的基础上,加上速度组合,可以提高速度误差、方位误差和惯性器件误差的估计精度和收敛速度,增强 INS 的地面导航性能[8]。

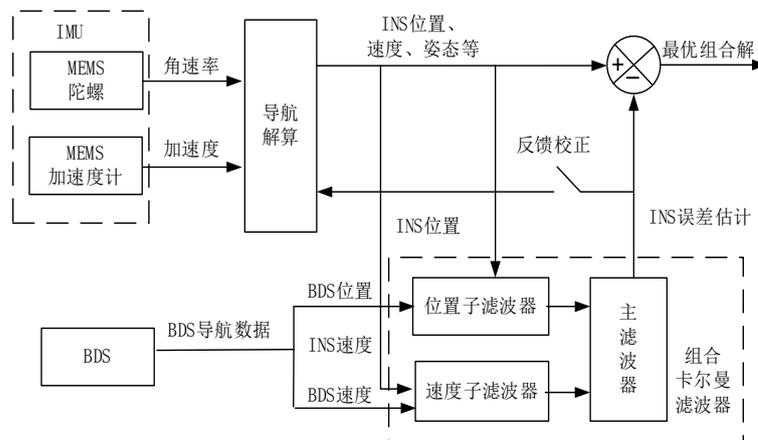


Figure 2. Schematic diagram of integrated navigation system
图 2. 组合导航系统原理图

4. 硬件设计

组合导航系统 IMU 模块采用了美国 ADI 公司的惯性传感器 ADIS16445。该传感器是一款完整的惯性系统,内置一个三轴陀螺仪和一个三轴加速度计,内部集成信号调理技术,可提供动态优化的动态性

能。传感器采用 SPI 数字接口，传输速度快、输出稳定，为本组合导航系统的精度提供了保障。系统实物图如图 3 所示：



Figure 3. Picture of real product
图 3. 系统实物图

组合导航系统计算模块采用 ARM 公司 Cortex M4 架构的处理器 STM32F407，该芯片是基于 32 位总线设计，工作频率最高可达 168 MHz，具有丰富的中断外设等资源，能够完成初始对准和组合导航的计算。

硬件系统的工作框图如图 4 所示，系统上电后，外部 12M 晶振经过 PLL 锁相环，频率倍增至 168 MHz，主控 ARM 芯片启动 SPI 控制器，通过 SPI 接口采集 IMU 的三轴加速度和三轴角速度，采样频率为 800 Hz。主控芯片启动 UART 控制器，通过串口中断方式采集北斗的信息，北斗的输出频率约为 10 Hz，在采集完成后。用上述的扩展卡尔曼滤波原理将数据进行组合导航，最后主控芯片启动 DMA 控制器，通过串口输出导航数据，输出频率为 200 Hz。

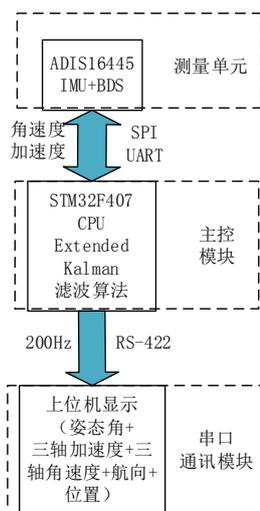


Figure 4. Hardware system block diagram
图 4. 硬件系统框图

5. 软件设计

基于软件的稳定性和可扩展性考虑，软件设计采用了高内聚低耦合的设计思想，即面向对象。软件划分为了多个模块，模块与模块之间的接口统一化，易于维护和升级。具体软件设计的流程如图 5 所示：

ARM 芯片开始工作后首先对系统进行初始化, 主要工作是关闭看门狗、设置时钟、初始化 IO 口、初始化 UART、SPI、DMA 控制器, 初始化 SDRAM 和 Flash, 记录当前时间等。

初始化后, 首先检测传感器工作是否正常, ADIS16445 这款传感器内置工作状态寄存器, 主控芯片读取状态寄存器的当前值, 判断传感器工作状态。所以在启动的过程中借鉴了计算机的硬件自检过程, 主控制器先检测硬件能否满足运行的基本条件, 如果传感器硬件出现问题, 系统将中止启动。如果没有问题, 则进行传感器标定以及初始对准等过程。

然后, 系统将进入主程序运行, 在主程序中读取 SPI 数据寄存器和 UART 缓存中的数据, 采集 IMU 和北斗数据。对 IMU 数据和北斗原始数据进行自检, 若数据有效, 则对原始数据进行滤波, 并实现对原始信号的编解码; 若数据持续 3s 无效则上报对应的故障代码。

得到标定后的数据后, 启动卡尔曼滤波器, 然后惯性导航系统进行持续工作, 输出载体的位置、姿态和航向信息, 同时系统将计算 F 矩阵和 G 矩阵并计算状态估计误差的协方差矩阵 P_k [9], 若北斗信息没有更新, 则重复上述过程。当北斗信号有更新, 系统将计算 H 矩阵, 然后计算状态估计的观测值 \bar{z}_k , 最后更新滤波序列, 得到估计的系统状态量。

最后, 主控芯片启动 DMA 控制器, 开启 DMA 传输。将最终的导航数据打包发送至 DMA 控制器, 由 DMA 与串口直接通讯, 再通过串口发送数据至上位机显示。

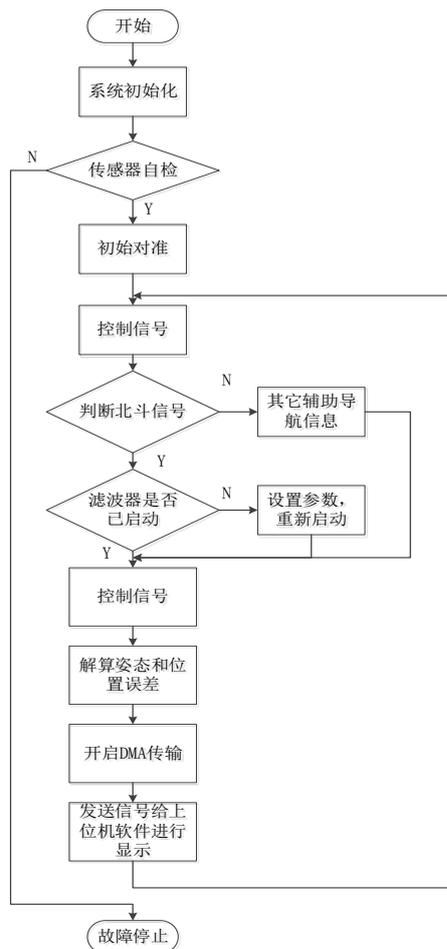


Figure 5. Software design flow chart

图 5. 软件设计流程图

6. 试验与结果

6.1. 定点位置、速度、姿态航向实验

定点位置、速度、姿态航向实验地点为哈尔滨工程大学，BDS 天线放置在 61 号楼阳台，每组测试时间约为 6 min，反复测量多次。

连续静态测试 3 次，将 3 次测量结果的位置、速度和姿态的最大值、最小值、平均值和标准差整理到表 1 中。从下述实验结果可以看出：MIMU/BDS 组合导航系统水平定位精度可以达到 1 m 以内，相比单独 BDS 接收机模块水平定位 2.5 m 有了一定提高。BDS 接收机本身高度通道即有一定的误差，这项误差会被带入组合导航高度解算过程，所以，相比水平定位高度解算结果精度达到 2.85 m。系统解算出北向和东向的水平速度均小于 1 cm/s，标准差在 1 cm/s 左右，同样的向速度的平均值和标准差受 BDS 接收机精度的影响略差，平均值在 6 cm/s。系统的俯仰角和横滚角平均值均在 0.3° 以内，标准差小于 0.05°。

Table 1. Results of fixed point static test

表 1. 静态定点试验结果

	最小值	最大值	平均值	标准差
纬度(°)	45.77492	45.77494	45.77493	0.895 (m)
经度(°)	126.6862	126.6864	126.6863	0.957 (m)
高度(m)	125.823	131.648	128.579	2.342
北速(m/s)	0.04693	-0.5632	-0.00262	0.0128
东速(m/s)	0.02563	-0.05120	-0.00896	0.0102
地速(m/s)	0.07728	-0.13012	-0.06721	0.0279
俯仰角(°)	-0.18926	-0.38652	-0.28692	0.0251
横滚角(°)	-0.16558	-0.37265	-0.23961	0.0302

6.2. 定点动态姿态航向实验

实验结果如表 2、表 3，俯仰角和横滚角的测量误差基本在 0.1° 以内，航向角输出结果在 0.5° 左右，这主要因为：1) 在 BDS 接收机天线静止情况下，系统航向角可观测性较差；2) 静态条件下测试，系统航向角存在长期漂移。以上 2 点都会使系统静态航向测量精度产生影响。

Table 2. Error of fixed point dynamic posture test

表 2. 定点动态姿态误差

俯仰角(°)		横滚角(°)	
角度	误差均值	角度	误差均值
30	-0.0049	30	-0.076
-30	-0.0462	-30	-0.062
60	0.0053	60	-0.065
-60	-0.0469	-60	-0.126

Table 3. Error of fixed point dynamic heading test
表 3. 定点动航向误差

航向角(°)		航向角(°)	
角度	误差均值	角度	误差均值
30	0.422	120	0.623
-30	0.479	-120	0.752
60	0.461	150	0.506
-60	0.192	-150	0.813
90	0.483	180	0.442
-90	-0.020	180	0.869

7. 结论

本文基于美国 ADI 的 MIMU 和国内某研究所研发的 BDS 接收机,设计完成了 MIMU/BDS 组合导航系统。组合导航算法的理论基础为扩展卡尔曼滤波算法,结合主控 ARM 内嵌的浮点运算器,有效的控制了导航的精度。后面介绍了硬件与软件的设计实现,从系统的角度描述了整个系统的实现过程。

将各硬件部分集成在一起,完成的系统高度 60 mm,直径 78 mm,重量不超过 600 g。以 200 Hz 频率输出导航信息,提升了北斗的输出频率。基于设计完成的 MIMU/BDS 组合导航系统进行了静态实验,分为定点静姿态实验和定点动姿态实验,实验结果表明:该组合导航系统静态水平定位精度可达到 1 m 以内,姿态测量精度在 0.1°以内,航向测量精度也在 0.5°左右。

参考文献

- [1] 曾庆化,刘建业,彭文明.我国卫星导航系统相关技术发展分析[J].航天控制,2006,24(4):91-96.
- [2] 张国良,曾静.组合导航原理与技术[M].西安:西安交通大学出版社,2008:38-42.
- [3] 谢建东.无人直升机 GPS/INS 组合导航系统的设计与仿真[D]:[硕士学位论文].南京:南京航空航天大学,2005:25-39.
- [4] 付梦印,邓志红,闫丽萍.Kalman 滤波理论及其在导航系统中的应用[M].北京:科学出版社,2010:17-33,160-164.
- [5] 董绪荣,张守信,华仲春.GPS/INS 组合导航定位及其应用[M].长沙:国防科技大学出版社,1998:215-220.
- [6] Yang, Y. (2008) Tight Coupled MEMS INS/GPS Integration with INS Aided Receiver Tracking. University of Calgary, Calgary.
- [7] Shin, E. (2005) Estimation Technique for Low-Cost Inertial Navigation. University of Calgary, Calgary.
- [8] Wang, H. and Yang, Y. (2012) Quadrotor Aircraft Attitude Estimation and Control Based on Kalman Filter. 31st Chinese Control Conference, Hefei, 25-27 July 2012, 5634-5639.
- [9] Barfoot, F.J.R. and Furgale, P.T. (2012) Pose Estimation Using Linearized Rotations and Quaternion Algebra. *Acta Astronautica*, **68**, 101-112.

知网检索的两种方式：

1. 打开知网首页：<http://cnki.net/>，点击页面中“外文资源总库 CNKI SCHOLAR”，跳转至：<http://scholar.cnki.net/new>，搜索框内直接输入文章标题，即可查询；
或点击“高级检索”，下拉列表框选择：[ISSN]，输入期刊 ISSN：2331-0235，即可查询。
2. 通过知网首页 <http://cnki.net/>顶部“旧版入口”进入知网旧版：<http://www.cnki.net/old/>，左侧选择“国际文献总库”进入，搜索框直接输入文章标题，即可查询。

投稿请点击：<http://www.hanspub.org/Submission.aspx>

期刊邮箱：jsta@hanspub.org