

高精度惯性导航系统重力补偿方法

陆志东^{1,*}, 王晶²

1. 西安飞行自动控制研究所, 陕西 西安 710065

2. 北京航空航天大学, 北京 100191

摘要: 重力扰动是高精度惯性导航系统的一项重要误差源, 重力补偿是降低惯性导航系统误差的一项关键技术。通过基于对确定性模型、数据及外部辅助 3 种重力补偿方法的研究, 总结得出了各补偿方法的研究方向以及适用范围, 对进一步提高我国未来更高精度惯性导航系统的导航精度具有指导意义, 并提供了方法上的参考。

关键词: 高精度; 惯性导航系统; 重力模型; 扰动估计; 重力补偿

中图分类号: V249.32+2 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2016) 08-0001-06

地球重力场是惯性导航系统初始对准和导航解算、实现加速度计有害误差补偿的重要信息源, 在传统力学编排的惯性导航系统中, 为了简化模型和计算, 往往把地球重力矢量看成与地垂线完全重合、仅与高度相关的定常参数。近年来, 随着惯性器件精度的不断提高及捷联式惯性导航系统的普及应用, 重力模型的实际重力值误差量级已经接近甚至超过了加速度计的偏置误差, 使得重力扰动矢量成为制约现有惯性导航系统精度进一步提升的主要误差源之一^[1]。初步的仿真分析表明: 3 角分的重力垂线偏差将造成惯性导航系统约 0.1n mile/h 的位置误差, 因此, 重力场的精确补偿技术已成为提高惯性导航系统导航精度的重要研究方向。

20 世纪 60 年代末期, 虽然惯性器件的精度还不理想, 美国学者 Nash 以及 Levine 就相继指出重力场垂线偏差对于惯性导航系统的影响不可忽视, 并利用垂线偏差的统计模型以及仿真格网数据分别研究了其对船用及地面惯性导航系统的影响特性, 提出了利用卡尔曼滤波方法进行误差估计及补偿的方法^[2, 3]。鉴于重力异常数据较垂线偏差易于获取, Shaw 在 1969 年提出了利用重力异常统计模型及 Vening Meinesz 方程推导了垂线偏差统计模型的方法^[4]。与此同时, 随着惯性导航系统在海洋重力测量以及航空重力测量等领域的应用, 垂线偏差统计模型的准确性成为了分析和估计导航误差的关键。学者们相继研究了区域重力异常统计模型、大地水准面起伏统计模型等, 并由此推导垂线偏差统计模型的方法

等研究^[5], 提出了包括高斯马尔可夫模型、弱白噪声模型等十余种统计模型^[6-8], 并将模型应用于不同运行轨迹以及运行环境下的惯性导航系统误差影响分析与补偿中^[9, 10]。

从 20 世纪 70 年代开始, 用于运动平台上的连续重力梯度测量系统进入研制阶段, 其应用之一即为惯性导航提供实时垂线偏差信息, 进而提高导航精度^[11]。因此, 重力梯度仪辅助导航成为了惯性导航系统重力误差补偿的重要手段之一。1972 年, Britting 等率先提出这一想法, 采用重力梯度直接积分的方式计算得到垂线偏差和重力异常信息, 用于惯性导航系统误差补偿^[12]。为了克服积分计算引入的误差, 1976 年, Heller 和 Jordan 提出在卡尔曼滤波中建立重力梯度量测方程, 直接对重力误差以及由此引起的导航误差进行估计, 从而实现重力补偿^[13], 取得了很好的理论效果。由于受惯性器件精度导致重力梯度仪测量的制约, 重力梯度仪辅助的惯性导航并未在工程上得到应用。1990 年, Affleck 和 Jircitano 提出了重力匹配理论, 即利用重力梯度仪实测的重力信息与重力图库匹配, 识别载体的实时位置^[14], 该理论得到了国内很多学者的关注。然而, 在重力信息变化相对平稳的地区, 重力信号与位置信息的相关性不高, 重力匹配的作用受限。2006 年, 美国学者 Jekeli 仿真证明了补偿技术在不同精度级别系统中的可行性^[15]。

在大地测量领域, 随着卫星测高及卫星跟踪技术研究的深入, 重力场球谐模型自 20 世纪 60 年代中期至今得到了

收稿日期: 2016-06-08; 录用日期: 2016-06-10

* 通讯作者. Tel.: 13809157581 E-mail: zdlu@facri.com

引用格式: LU Zhidong, WANG Jing. Gravity compensation methods for high-accuracy INS [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27 (08): 01-06. 陆志东, 王晶. 高精度惯性导航系统重力补偿方法 [J]. 航空科学技术, 2016, 27 (08): 01-06.

极大的发展,当前全球重力场描述分辨率最高可达 9.25km,全球范围内重力异常精度在 mGal 量级,为惯性导航系统重力补偿提供了又一有利条件。实际中,重力场球谐模型一直被广泛用于卫星实时定轨中,但球谐模型复杂度过高,通常需要对 70 阶以上的部分进行截断处理。在惯性导航领域,Chatfield 在文献 [16] 中提出了引入球谐模型的想法,但并未说明如何克服模型复杂度问题。文献 [17] 针对球谐模型在惯性导航系统中的应用进行了分析,指出只有 12 阶模型才能适用于惯性导航系统实时解算。借鉴卫星定轨领域的研究成果,基于球谐模型的重力补偿的研究主要集中于模型简化。

结合重力补偿技术的发展历程,本文重点研究了基于确定性模型的重力补偿、基于数据库的重力补偿以及基于重力梯度仪辅助的重力补偿等技术的原理,归纳总结了这 3 种惯性导航系统重力补偿的方法,通过对这些方法的基础理论的分析,明确其适用范围以及研究趋势。

1 基于确定性模型的重力补偿

基于确定性模型的重力补偿技术是传统惯性导航系统中广泛采用的误差补偿方式。确定性模型是利用参考椭球表面建立的重力模型,用于实现真实地球重力场的近似描述。在确定性模型中,以正弦级数形式描述的模型通常用于低纬度的导航系统,称之为“低纬度重力模型”。以 WGS84 椭球为例,重力模型表达式为:

$$\gamma = 9.7803253(1 + 0.0053022\sin^2\varphi - 0.0000058\sin^2 2\varphi) \quad (1)$$

式中: φ 表示纬度。该重力模型亦称之为正常重力模型。

另一种确定性模型是利用地心坐标系(或惯性系)作为参考建立重力模型,其导出方式可以用引力位的球谐级数表达:

$$V_{(\rho,\theta)} = \frac{fM}{\rho} \left[1 - \sum_{n=1}^{\infty} J_{2n} \left(\frac{a}{\rho} \right)^{2n} P_{2n}(\cos\theta) \right] \quad (2)$$

式中: f 为引力常数, M 为地球质量, a 为地球赤道半径, ρ 为点的向径, n 为调和项阶数, J_{2n} 为偶阶带谐系数, P_{2n} 为偶阶勒让德函数, θ 为余纬,即 $\theta=90^\circ-\varphi$ 。

通常取至 $n=1$ 项,再加上离心力位,可得到重力位表达式:

$$U_{J_2} = \frac{fM}{\rho} \left[1 + \frac{J_2 a^2}{2\rho^2} (1 - 3\cos^2\theta) \right] + \frac{\omega^2}{2} (x^2 + y^2) \quad (3)$$

式中: ω 为地球自转角速度, x, y 为地心系坐标。该重力模型被称为“J2 重力模型”。

“低纬度重力模型”和“J2 重力模型”是惯性导航系统

中常见的基于参考椭球表面定义的重力模型,其优点是表达式简单,易于计算^[18]。在实际的惯性导航系统中,由于影响加速度计精度的有害误差是相对于大地水准面定义的,而参考椭球面本质上仅仅是对大地水准面的一个近似。因此,为了更好地实现重力误差补偿,一种直接表示在大地水准面上的重力模型即重力场球谐级数模型得到了惯性领域学者们的关注,它可以理解为另外一种对真实大地水准面更为严密的近似。基于球谐模型的重力扰动矢量表达建立在扰动位模型的基础上^[19],其公式如下:

$$T = -\frac{fM}{\rho} \sum_{n=2}^{\infty} \left(\frac{a}{\rho} \right)^n \sum_{m=0}^n (C'_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda) P_{nm}(\cos\theta) \quad (4)$$

式中: n 为调和项阶数, m 为调和项次数, λ 表示经度, P_{nm} 表示缔合勒让德函数, C'_{nm} 与 S_{nm} 为调和系数, C'_{nm} 为椭球参数修正后的调和系数,可以采用精密的地球重力卫星测量数据以及地面测量数据计算得到。

通过扰动位对大地坐标求导数,即可得到重力扰动矢量的 3 个分量分别为:

$$\begin{cases} \xi = \frac{1}{\gamma\rho} \frac{\partial T}{\partial \theta} \\ \eta = -\frac{1}{\gamma\rho \sin\theta} \frac{\partial T}{\partial \lambda} \\ \Delta g = -\frac{\partial T}{\partial \rho} - \frac{2}{\rho} T \end{cases} \quad (5)$$

上述参数即建立了惯性导航系统重力补偿模型:

$$\delta \mathbf{g}^n = [-\gamma\eta \quad -\gamma\xi \quad \Delta g] \quad (6)$$

式中:上标 n 表示当地地理坐标系。

尽管高阶球谐模型的研究取得了很大进展,其在惯性导航系统中的直接应用却面临计算资源的限制。研究表明,12 阶球谐模型在典型导航计算机(TMS320C6713)中的运行时间约为 1ms,而模型的计算用时随阶数呈平方递增^[20]。因此,需要研究模型简化计算方法,在保证精度的同时降低模型计算复杂度。

有效的改进方法是 3D 插值模型,其近似原则是在计算机内存预先用球谐模型计算的重力矢量格网信息,利用矢量格网数据进行实时插值计算得到的重力信息进行快速的卫星定轨。该方法最初由 Junkins 在 1976 年提出^[21],但受限于当时计算机的发展水平,无法完成上万个系数的存储,该方法并未得到应用。1996 年, Hujsak 在航空航天大会上再次引入了该算法的思想,提出了引力加速度近似方法和伪中心的定义,建立了伪中心与引力加速度矢量的线性关系式,将原有大量的存储信息转换为少量的伪中心存储信

息,占用空间降至几兆,相较于70阶球谐模型,在线计算速度提高了百倍^[22]。随着计算机技术的快速发展,进入21世纪以来,这种3D插值近似建模方法得到了进一步发展,出现诸如B样条、小波、权函数以及八叉树等插值算法,降低模型的存储空间,提高计算速度。典型的有Beylkin在2002年提出的“The-cubed Model”^[23]和Arora在2014年提出的“The fetch Model”等新模型^[24]。

重力确定性模型的改进目标主要是:

- (1) 保证精度的同时降低占用的存储空间;
- (2) 保证计算速度满足重力补偿时间间隔条件,或实现实时计算。

在惯性导航领域的重力补偿领域,上述建模思想已成为研究未来模型改进的新方向,可以预见,将在实际的高精度惯性导航系统中获得应用。

2 基于数据的重力补偿技术

基于实测数据的重力补偿技术是利用已知格网重力数据库对惯性导航系统的重力误差进行在线估计并实时补偿^[25],其工作原理如图1所示。

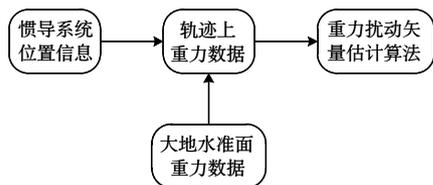


图1 基于数据的重力补偿原理图

Fig.1 Gravity compensation schematic diagram based on data

重力补偿过程中,惯性导航系统给出实时的载体位置信息,通过轨迹上的重力数据库并利用指定的估计算法实现重力扰动矢量的实时估计。其中,由于基本重力数据库建立在大地水准面上,需要事先利用向上/向下延拓算法以及“移去-恢复”技术将其计算至给定的载体运行高度面上,在此基础上进行扰动矢量的估计,现有的估计算法主要有卡尔曼滤波+统计模型、最小二乘配置以及插值模型等。

2.1 卡尔曼滤波+统计模型

卡尔曼滤波+统计模型的重力补偿技术最初由Nash提出,主要用于估计重力引起的惯性导航系统误差。其原理示意图如图2所示。

补偿算法的核心思想是:假设载体匀速直线通过重力格网区域时,建立惯性导航系统水平通道(忽略重力对垂向通道的影响)误差模型的状态方程以及量测方程,

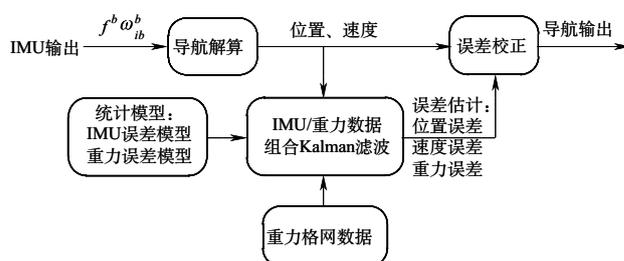


图2 统计模型+卡尔曼滤波重力补偿原理图

Fig.2 Statistic model and Kalman smoothing gravity compensation schematic diagram

以位置误差、速度误差以及重力误差作为状态变量,通过卡尔曼滤波估计得到补偿值。以载体等时间间隔通过格网点为例,忽略各交叉耦合误差建立单通道状态方程如下^[2]:

$$\dot{x} = Fx + Gu \tag{7}$$

式中:状态向量 x 由姿态误差 ψ 、速度误差 Δv 以及位置误差 Δp 组成, F 为状态转移矩阵, u 为输入向量,用于生成垂线偏差仿真数据, G 为关系矩阵。系统的观测值即为等间隔时间的垂线偏差数据,与姿态误差相关。

上述卡尔曼滤波估计建立在一定的误差统计模型基础上。在最初的误差分析中,重力扰动误差常被假设为高斯白噪声,相继的Kasper提出二阶马尔可夫过程^[6],Heller和Jordan提出弱白噪声^[7],Jordan提出三阶马尔可夫过程等^[8],发展至今已有十余种统计模型,这些模型有些并不适用于卡尔曼滤波。其中,复杂的协方差模型更适用于最小二乘配置。因此,卡尔曼滤波+统计模型的重力补偿技术并不常用。

2.2 最小二乘配置

最小二乘配置技术是大地测量领域中较为广泛应用的算法,其不仅适用于重力场模型系数的求解,更特别适用于惯性导航系统重力误差补偿。采用最小二乘配置可以得到轨迹上的重力扰动估值为:

$$x = C_s (C_l + D)^{-1} l \tag{8}$$

式中: x 为轨迹上待估扰动值的列向量, l 为格网点处扰动值列向量, C_s 为格网点扰动值与待估点扰动值的互协方差矩阵, C_l 为格网点扰动值的自协方差矩阵, D 为格网点扰动值的方差对角阵。

从上式可知,扰动的协方差模型是实现最小二乘配置的关键,模型的准确度直接影响最终结果的估计精度。协方差模型建立在扰动方差以及相关距离的基础上,常用的模型包括互距离模型、阶方差模型^[26]等。

2.3 插值模型

直接线性插值方法是工程中较为实用的一种补偿方式,该方法以载体运行区域的扰动格网数据库为基础,通过给定载体的位置信息实时读取附近若干格网点上的数据,再运行插值算法得到当前位置上的扰动估计值^[27]。以水平通道垂线偏差补偿为例,该方法的补偿原理图如图3所示。

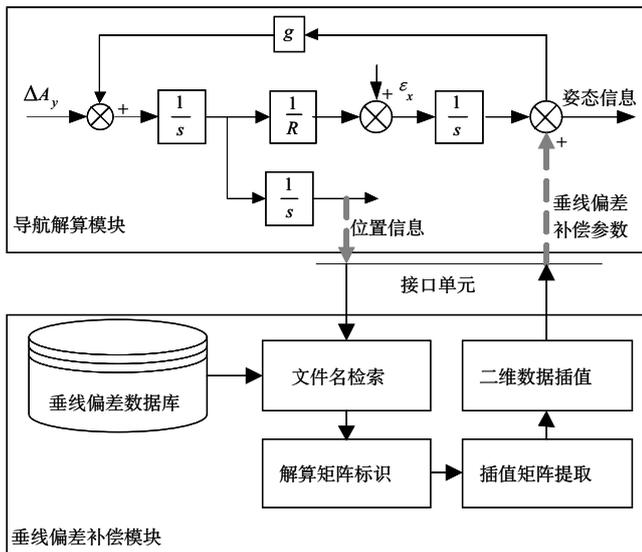


图3 线性插值重力补偿原理图

Fig.3 Linear interpolation gravity compensation schematic diagram

补偿方案可以在原有惯性导航系统的水平解算回路中引入垂线偏差值,采取外置处理器和存储器的方式,既可以实现误差的实时计算又不影响导航系统原有的解算效率。惯性系统通过 I/O 接口单元输出载体实时位置信息,处理器据此判断当前解算矩阵是否可用(即是否包含当前位置下的垂线偏差信息),如不可用则重新检索数据库提取解算矩阵。然后,根据插值算法矩阵计算得到补偿垂线偏差信息。

从补偿精度来看,插值方法相比最小二乘配置方法较差,但由于其算法简单易实施,使得其具有很高的解算效率,应用范围较广。

3 基于外部辅助的重力补偿技术

重力梯度仪的研制可以追溯到1900年,匈牙利人 Roland von Eötvös 建立了一台固定的扭秤,并用于地球表面二次导数部分分量的测量。发展至今,重力梯度仪的精度已达到 $10^{-4}E$ ($1E=1 \times 10^9 \text{Gal/cm}=0.1 \text{mGal/km}$),可以获得在 25km 分辨率下 $\pm 1 \sim \pm 2 \text{mGal}$ 的重力异常信息^[11]。得益于重力梯度仪的研制,重力梯度仪辅助的导航定位技术于20

世纪90年代开始相继得到发展。

重力梯度仪作为一种测量空间重力加速度矢量的仪器,其测量结果可以表示为重力矢量的一次梯度,设重力矢量为 $\mathbf{g}=[g_1 \ g_2 \ g_3]^T$,则重力梯度可用矩阵表示为^[15]:

$$\Gamma = \nabla \mathbf{g} = \begin{bmatrix} \frac{\partial g_1}{\partial x_1} & \frac{\partial g_1}{\partial x_2} & \frac{\partial g_1}{\partial x_3} \\ \frac{\partial g_2}{\partial x_1} & \frac{\partial g_2}{\partial x_2} & \frac{\partial g_2}{\partial x_3} \\ \frac{\partial g_3}{\partial x_1} & \frac{\partial g_3}{\partial x_2} & \frac{\partial g_3}{\partial x_3} \end{bmatrix} \quad (9)$$

以惯性系导航方程为例,可以建立如下近似线性的系统误差方程:

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} \psi \\ \delta \mathbf{v} \\ \delta \mathbf{p} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ [\mathbf{a} \times] & 0 & \Gamma \\ 0 & I & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \psi \\ \delta \mathbf{v} \\ \delta \mathbf{p} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \delta \boldsymbol{\omega} \\ \nabla + \boldsymbol{\varepsilon} \mathbf{g} \\ 0 \end{pmatrix} \quad (10)$$

式中: ψ , $\delta \mathbf{v}$, $\delta \mathbf{p}$ 分别为姿态误差、速度误差及位置误差, $[\mathbf{a} \times]$ 为表观加速度矢量叉乘, I 为单位阵, $\delta \boldsymbol{\omega}$, ∇ 分别为陀螺和加表误差, $\boldsymbol{\varepsilon} \mathbf{g}$ 为重力误差矢量。

量测方程则表示为:

$$\delta \mathbf{L} = \mathbf{H} \boldsymbol{\varepsilon} + \mathbf{w} \quad (11)$$

式中: $\delta \mathbf{L}$ 为重力梯度仪测量值与估计值的偏差, \mathbf{H} 为关系转换矩阵,其形式可参考文献[15],状态变量 $\boldsymbol{\varepsilon}$ 包括陀螺仪常值误差、随机误差以及梯度变化量,即:

$$\boldsymbol{\varepsilon} = [\delta \boldsymbol{\omega} \ \delta \dot{\boldsymbol{\omega}} \ \delta \Gamma]^T \quad (12)$$

因此,补偿滤波器设计的关键是建立重力误差矢量与重力梯度各变量的随机过程关系,进而完成状态方程中转移矩阵的设计。

由于实际工程应用中采用的惯性器件精度尚未使系统实现理论上每小时几米的定位误差,这种高精度的辅助导航技术并没有在实际中开展,其研究工作也基本停留在仿真分析阶段。相比而言,基于数据以及模型的重力补偿更适用于导航级的惯性导航系统。

4 结束语

重力补偿技术是未来高精度惯性导航系统研制的重要理论支撑,也是提高现有导航级精度惯性导航系统精度不可或缺的一环。通过以上论述得出如下几点结论:

(1) 基于球谐模型的重力补偿,可为现有常规导航级惯性导航系统精度提升提供支撑;主要研究应围绕在保证模型精度的基础上,降低模型复杂度。

(2) 基于数据库的重力补偿, 可为位置精度在每小时百米量级的惯性导航系统提供支撑; 在已有数据库的基础上, 研究的重点是扩展系统硬件、系统集成设计和工程化应用。

(3) 基于重力梯度仪的重力补偿, 可为未来位置精度在每小时几米量级的惯性导航系统提供支撑; 在高精度超导重力梯度仪或更高精度测量设备的基础上, 研究重点是建立更加严密的重力误差与梯度矩阵参数的数学关系式, 以及高维数卡尔曼滤波器的设计。

AST

参考文献

- [1] Kwon J H, Jekeli C. Gravity requirements for compensation of ultra-precise inertial navigation[J]. *The Journal of Navigation*, 2005, 58: 479-492.
- [2] Nash R A. The estimation and control of terrestrial inertial navigation system errors due to vertical deflections[J]. *IEEE Transaction on Automatic Control*, 1968, 13 (4): 329-338.
- [3] Levine S A, Gelb A. Geodetic and geophysical uncertainties fundamental limitations on terrestrial inertial navigation[C]// *AIAA Guidance, Control, and Flight Dynamics Conference*, 1968.
- [4] Shaw L, Paul I, Henrikson P. Statistical models for the vertical deflection from gravity-anomaly models.[J] *Journal of Geophysical Research*, 1969, 74 (17): 4259-4265.
- [5] Daniel E G, Raymond A N. A statistical algorithm for computing vertical deflections gravimetrically[J]. *Journal of Geophysical Research*, 1972, 77 (26): 4912-4919.
- [6] Kasper J F. A second-order markov gravity anomaly model[J]. *Journal of Geophysical Research*, 1971, 76 (32): 7844-7849.
- [7] Jordan S K. Self-consistent statistical models for the gravity anomaly, vertical deflections, and undulation of the geoid[J]. *Journal of Geophysical Research Atmospheres*, 1972, 77 (20): 3660-3670.
- [8] Heller W G. Attenuated white noise statistical gravity model[J]. *Journal of Geophysical Research Atmospheres*, 1979, 84 (B9): 4680-4688.
- [9] Kriegsman B A, Mahar K B. Gravity-model errors in mobile inertial navigation systems[J]. *Journal of Guidance*, 1986, 9 (3): 312-318.
- [10] Harriman D W, Harrison J C. Gravity-induced errors in airborne inertial navigation[J]. *Journal of Guidance*, 1986, 9 (4): 419-426.
- [11] 黄谟涛. 海洋重力场测定及其应用 [M]. 北京: 测绘出版社, 2005. HUANG Motao. *Marine gravity field measurement and its application* [M]. *Surveying and Mapping Press*, 2005. (in Chinese)
- [12] Britting K R, Madden S J, Hildebrant R A. The impact of gradiometer techniques on the performance of inertial navigation systems[R]. *AIAA Paper 72-850*, 1972.
- [13] Heller W G, Jordan S K. Error analysis of two new gradiometer-aided inertial navigation systems[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1976, 13 (6): 340-347.
- [14] Affleck C A, Jircitano A. Passive gravity gradiometer navigation system[C]//*IEEE Proceedings of Position, Location and Navigation Symposium*, Piscataway, 1990: 60-66.
- [15] Jekeli C. Precision free-inertial navigation with gravity compensation by an onboard gradiometer[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2006, 29 (3): 704-713.
- [16] Chatfield A B. Fundamentals of high accuracy inertial navigation[M]. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 1997.
- [17] Wang J, Yang G L, Li X Y, et al. Application of spherical harmonic gravity model in high precision INS Meas[J]. *Sci Technol*, 2015.
- [18] Hsu D Y. Comparison of four gravity models[C]//*IEEE Plans*, 1996.
- [19] Wellenhof B H, Moritz H. *Physical geodesy*[M]. 2nd Edition, 2005.
- [20] 王晶, 杨功流, 李湘云, 等. 重力扰动矢量对惯性导航系统影响误差项指标分析 [J]. *中国惯性技术学报*, 2016. WANG Jing, YANG Gongliu, LI Xiangyun, et al. Analysis of the influence of the gravity disturbance vector on the inertial navigation system [J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2016. (in Chinese)
- [21] Junkins J L. Investigation of finite-element representations of the geopotential[J]. *AIAA Journal*, 1976, 14 (6): 803-808.
- [22] Hujsak R S. Gravity acceleration approximation functions.[J] *Advances in the Astronautical Sciences*, 1996, 93 (1): 335-349.
- [23] Beylkin G, Cramer R. Toward multiresolution estimation and efficient representation of gravitational fields[J]. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 2002, 84: 87-104.

- [24] Arora N, Russell R P. Fast efficient and adaptive interpolation of the geopotential[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2014, 38 (8): 1345-1355.
- [25] Kwon J H. Gravity compensation methods for precision[C]// Proceeding of Annual Meeting of the Institute of Navigation, 2004.
- [26] Siouris G M. Gravity modeling in aerospace applications[J] Aerospace Science and Technology, 2009, 13: 301-315.
- [27] Hsu D Y, Hills A. Gravity vector compensation systemz; U S: Patent No 6249745 B1[P], 2001.

作者简介

陆志东 (1959—) 男, 研究员, 博士生导师。主要研究方向: 惯性导航技术及组合导航技术的研究。

Tel: 13809157581

E-mail: zdlu@facri.com

Gravity Compensation Methods for High-Accuracy INS

LU Zhidong^{1,*}, WANG Jing²

1. AVIC Xi'an Flight Automatic Control Research Insititute, Xi'an 710065, China

2. Beihang University, Beijing 100191, China

Abstract: Gravity disturbance is an important error source of high-accuracy inertial navigation system (INS) . Gravity compensation is a critical technology to reduce error of INS. After analysing and researching deterministic model, data and external assist gravity compensation methods, research area and range of application were summarized. It can provide guidance and reference to improve INS' s navigation accuracy.

Key Words: high-accuracy; INS; gravity model; disturbance estimation; gravity compensation

Received: 2016-06-08; Accepted: 2016-06-10

*Corresponding author. Tel. : 13809157581 E-mail: zdlu@facri.com