旋转式捷联惯导系统误差分析

李 仁，陈希军，曾庆双

（哈尔滨工业大学 空间控制与惯性技术研究中心，哈尔滨 150001，liren198@163.com）

摘 要：为了提高惯导系统长时间运行时的精度，采用旋转自动补偿技术来抑制系统误差的发散. 分析旋转自动补偿的基本原理，得出旋转式捷联惯导系统下的误差传播方程，对光学陀螺的刻度因子误差、安装误差、常值漂移和随机漂移误差在旋转方式下的误差传播情况进行了分析研究. 比较分析了单轴旋转和双轴旋转方式下对系统误差的不同影响. 仿真结果表明：旋转自动补偿技术，能明显改善纯惯导系统误差随时间发散的特点，有效抑制误差的增长. 研究结果可以作为旋转式光学陀螺捷联惯性导航系统进一步优化和工程设计的理论参考.

关键词：旋转自动补偿；捷联惯导；光学陀螺；误差分析

中图分类号：TN245.2 **文献标志码**：A **文章编号**：0367－6234(2010)03－0368－05

Error analysis of rotating strapdown inertial navigation system

LI Ren, CHEN Xi-jun, ZENG Qing-shuang

(Space Control and Inertial Technology Research Center, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China, liren198@163.com)

Abstract: In order to improve the precision of inertial navigation system during long time operation, the auto-compensation technology was employed to suppress the divergence of errors. The auto-compensation principle of the rotated strapdown inertial navigation system (SINS) was introduced, and the effect of the optical gyro's scale-factor error, fixing error, bias and random drift error on the rotated compensation system was investigated. Different errors of single- and dual-axis rotation have been analyzed. The effect of the rotating auto-compensation system was analyzed by simulation. The study results offer an academic basis for optimization and design of the optical gyro rotating strapdown inertial navigation system.

Key words: rotating auto-compensation; SINS; optical gyro; error analysis

旋转自动补偿技术在国外已经得到成熟应用. Sperry 公司的船用惯性导航系统采用间歇转位技术[1]，仅采用航空级惯性传感器就获得了导航级传感器的导航精度，其 MK49[2] 船用环形激光陀螺惯性导航仪采用双轴旋转技术，于 20 世纪 90 年代被选为北约水面舰艇和潜艇的标准惯性导航系统. 光学陀螺是基于 Sagnac 效应[3] 测量原理的惯性器件. 由于光学陀螺对重力不敏感，因此，可以通过绕水平轴的逆向旋转来消除方位轴的漂移[4－6]（对重力敏感的偏差不能以这种方式消除）.

本文对旋转自动补偿原理进行 了分析. 旋转自动补偿技术在本质上是使系统中缓慢变化的误差在转动周期内均值接近于零，从而减小系统误差的积累，提高导航精度. 旋转方法还可以提高系统对准时的可观测度[7－8]，提高对准时的精度.

收稿日期：2009－04－01.
基金项目：国家自然科学基金资助项目(60804002).
作者简介：李 仁(1982—) 男，博士研究生；
曾庆双(1964—) 男，教授，博士生导师.

1 旋转自动补偿机理分析

旋转式光学陀螺捷联惯导系统包括惯性测量单元、旋转机构和导航解算处理计算机和旋转机构控制计算机，系统结构如图 1 所示. 其中，IMU 安装在旋转机构上面，旋转机构安装在与载体固连的震动隔离器上，旋转机构转位序列由控制计算机输出，导航计算机接收 IMU 数据和测角数据进行相应的导航解算. 旋转式捷联导航解算算法与普通捷联算法基本一致. 差别在于增加了一个旋转坐标系到载体坐标系的方向余弦矩阵.

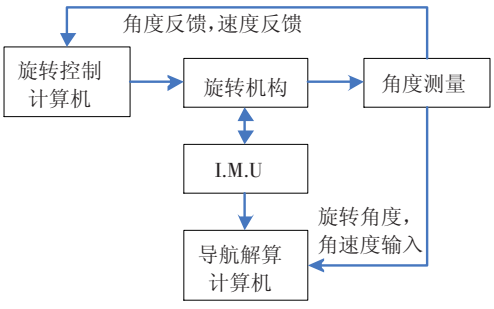


图 1　旋转式捷联惯导系统结构图

定义如下坐标系：s 坐标系为惯性敏感坐标系（旋转坐标系），它随着惯性测量单元的改变而实时变化. 坐标系的原点在 IMU 的重心. b 坐标系为载体坐标系，n 坐标系为导航坐标系，i 坐标系为惯性坐标系，初始时刻旋转坐标系与载体坐标系重合.

考虑到采用的是光学陀螺，根据系统模型，惯性测量元件的输出信号为

$$\tilde{\boldsymbol{\omega}}_{is}^{s} = (\boldsymbol{I} + \boldsymbol{S}_{g})[\boldsymbol{I} + (\Delta \boldsymbol{C}_{g}^{s})^{\mathrm{T}}]\boldsymbol{\omega}_{is}^{s} + \boldsymbol{\sigma} + \boldsymbol{n}_{g}, \quad (1)$$

$$\tilde{\boldsymbol{f}}_{is}^{s} = (\boldsymbol{I} + \boldsymbol{S}_{a})[\boldsymbol{I} + (\Delta \boldsymbol{C}_{a}^{s})^{\mathrm{T}}]\boldsymbol{f}_{is}^{s} + \nabla + \boldsymbol{n}_{a}. \quad (2)$$

其中：$\boldsymbol{\omega}_{is}^{s}$ 为陀螺实际敏感角速度，$\boldsymbol{f}_{is}^{s}$ 为加速度计实际敏感比力输入，$\boldsymbol{S}_{g}$ 和 $\boldsymbol{S}_{a}$ 分别为陀螺和加速度的刻度因子误差，$\Delta \boldsymbol{C}_{g}^{s}$ 和 $\Delta \boldsymbol{C}_{a}^{s}$ 分别为陀螺和加速度的安装误差，$\boldsymbol{\sigma}$ 为陀螺常值零漂，∇ 为加速度计零偏，$\boldsymbol{n}_{g}$ 和 $\boldsymbol{n}_{a}$ 分别为陀螺和加速度计随机漂移误差.

将式(1)和(2)分别展开并忽略二次项，得到陀螺和加速度计的输出误差为

$$\delta \boldsymbol{\omega}_{is}^{s} = [\boldsymbol{S}_{g} + (\Delta \boldsymbol{C}_{g}^{s})^{\mathrm{T}}]\boldsymbol{\omega}_{is}^{s} + \boldsymbol{\sigma} + \boldsymbol{n}_{g},$$

$$\delta \boldsymbol{f}_{is}^{s} = [\boldsymbol{S}_{a} + (\Delta \boldsymbol{C}_{a}^{s})^{\mathrm{T}}]\boldsymbol{f}_{is}^{s} + \nabla + \boldsymbol{n}_{a}.$$

由光学陀螺构成的旋转自动补偿惯导系统的误差传播方程和捷联惯导系统的误差传播方程一致，增加旋转坐标系到载体坐标系的转换矩阵后，可用如下式子表示：

$$\dot{\boldsymbol{\Phi}}^{n} = -\boldsymbol{\omega}_{in}^{n} \times \boldsymbol{\Phi}^{n} + \delta \boldsymbol{\omega}_{in}^{n} - \boldsymbol{C}_{b}^{n}\boldsymbol{C}_{s}^{b}\delta \boldsymbol{\omega}_{is}^{s}, \quad (3)$$

$$\delta \dot{\boldsymbol{v}}^{n} = \boldsymbol{f}^{n} \times \boldsymbol{\Phi}^{n} + \boldsymbol{C}_{b}^{n}\boldsymbol{C}_{s}^{b}\delta \boldsymbol{f}_{is}^{s} - (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^{n} + \boldsymbol{\omega}_{en}^{n}) \times \delta \boldsymbol{v}^{n} - (2\delta \boldsymbol{\omega}_{ie}^{n} + \delta \boldsymbol{\omega}_{en}^{n}) \times \boldsymbol{v}^{n} - \delta \boldsymbol{g}^{n}. \quad (4)$$

式中：$\boldsymbol{\Phi}$ 为数学平台失准角，$\boldsymbol{v}$ 和 $\delta \boldsymbol{v}$ 分别为数学平台的速度和速度误差，$\boldsymbol{\omega}$ 和 $\delta \boldsymbol{\omega}$ 分别为角速度和角速度误差，$\boldsymbol{f}$ 和 $\delta \boldsymbol{f}$ 分别为加速度计测量的比力及其误差，$\delta \boldsymbol{g}$ 为重力偏差.

由式(3)和式(4)可以看出，误差补偿就是尽量减小 $\delta \boldsymbol{\omega}_{is}^{s}$ 和 $\delta \boldsymbol{f}_{is}^{s}$ 对导航结果的影响，$\delta \boldsymbol{\omega}_{is}^{s}$ 和 $\delta \boldsymbol{f}_{is}^{s}$ 通过乘以 $\boldsymbol{C}_{b}^{n}\boldsymbol{C}_{s}^{b}$ 把误差分量转化到导航坐标系后在误差方程中起作用. 因此旋转自动补偿的本质就是周期性的改变 $\boldsymbol{C}_{b}^{n}\boldsymbol{C}_{s}^{b}$ 的值，使得在一定周期内 $\boldsymbol{C}_{b}^{n}\boldsymbol{C}_{s}^{b}\delta \boldsymbol{\omega}_{is}^{s}$ 和 $\boldsymbol{C}_{b}^{n}\boldsymbol{C}_{s}^{b}\delta \boldsymbol{f}_{is}^{s}$ 的均值减小，降低系统误差积累，提高导航精度. 旋转自动补偿方法就是改变 $\boldsymbol{C}_{s}^{b}$ 值来达到这种效果，通过角度测量装置可以获得旋转角度值，用于计算旋转矩阵.

2　双轴旋转对误差传播方程的影响

设定导航坐标系为东北天坐标系：3 个轴分别为 e，n，u（东向，北向，天向）；载体坐标系三轴为 x，y，z（载体右侧，载体前向，垂直载体向上）；传感器组件旋转坐标系：三轴为 a，b，c，绕载体坐标系 z 轴旋转，旋转角度为 β；外环轴旋转坐标系：绕载体坐标系 z 轴的正交轴旋转，旋转角度为 α. 下面分析双轴旋转对各误差因子的影响.

2.1　对刻度因子误差与安装误差的影响

导航坐标系与载体坐标系之间以载体的方向余弦矩阵相互关联.

$$[e \quad n \quad u]^{\mathrm{T}} = C_{b}^{n}[x \quad y \quad z]^{\mathrm{T}}.$$

围绕陀螺轴的角速度为

$$[\omega_{a} \quad \omega_{b} \quad \omega_{c}]^{\mathrm{T}} = [\beta][\alpha][\omega_{x} \quad \omega_{y} \quad \omega_{z}].$$

其中 $[\beta]$ 和 $[\alpha]$ 是为旋转矩阵.

由于存在刻度因子误差（Δ_{11}，Δ_{22}，Δ_{33}）和未对准误差（Δ_{12}，Δ_{13}；Δ_{21}，Δ_{23}；Δ_{31}，Δ_{32}），陀螺敏感输出值如下式所示：

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{a} \\ \varepsilon_{b} \\ \varepsilon_{c} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \\ \Delta \\ \\ \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{a} \\ \omega_{b} \\ \omega_{c} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta_{11} & \Delta_{12} & \Delta_{13} \\ \Delta_{21} & \Delta_{22} & \Delta_{23} \\ \Delta_{31} & \Delta_{32} & \Delta_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{a} \\ \omega_{b} \\ \omega_{c} \end{bmatrix}.$$

将这些误差转换到导航坐标系，则为

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{e} \\ \varepsilon_{n} \\ \varepsilon_{u} \end{bmatrix} = [C_{b}^{n}][\alpha^{\mathrm{T}}][\beta^{\mathrm{T}}][\Delta][\beta][\alpha] \begin{bmatrix} \omega_{x} \\ \omega_{y} \\ \omega_{z} \end{bmatrix}.$$

令矩阵

$$[M] = [[\beta][\alpha]]^{\mathrm{T}}[\Delta][[\beta][\alpha]].$$

式中：$\boldsymbol{M}$ 矩阵表示在载体轴与旋转轴之间运动的相关误差矩阵.

对于不同的双轴转动方法，都可以从 $\boldsymbol{M}$ 矩阵得出如下结论：1）（Δ_{11}，Δ_{22}，Δ_{33}）的系数总是正数（其系数是 $\sin^{2}\alpha$，$\cos^{2}\beta$ 的形式或者它们的乘积），因此，对称的刻度因子误差在双轴旋转方式下不能消除. 2）所有的未对准误差系数能够在一个旋转周期里消除.

考虑单轴旋转的情况，因为 $[\beta] = [I]$，只有 $[\alpha]$ 这一个旋转矩阵，则 $\boldsymbol{M}$ 矩阵变为

$$[M] = [\alpha]^{\mathrm{T}}[\Delta][\beta].$$

采用合适的旋转序列，则有如下结论：1）与双轴旋转类似，（Δ_{11}，Δ_{22}，Δ_{33}）的系数总是正数，因此，对称的刻度因子误差在单轴旋转方式下不能消除. 2）Δ_{12} 和 Δ_{21} 的系数，即 M_{12} 和 M_{21} 的值也

总是正数,因此,这些特定的未对准偏差不能通过单轴旋转消除. 3) 其余的误差系数在一个旋转周期里能够消除.

尽管对称刻度因子误差不能通过旋转方式消除,但是非对称刻度因子误差可以通过正向和逆向旋转得到平均. 例如,令 x 轴以往复运动形式旋转,陀螺的非对称刻度因子误差在 $\alpha = 0°$ 时在 $+x$ 方向产生一个正的漂移误差,当 $\alpha = 180°$ 时,陀螺可以认为是在 $-x$ 方向. 由于误差因子的非对称性,在 $-x$ 方向产生了一个正校正漂移,或者说在 $+x$ 方向产生了一个负的漂移,因此在一个周期内能够相互抵消.

在单轴旋转方案中,可以消除非对称刻度因子误差在旋转轴的垂直面内的误差,但是在旋转轴上的非对称刻度因子误差不能消除. 在双轴旋转中能消除所有轴上的非对称刻度因子误差.

在选定旋转方案的过程中需要考虑反向旋转的情形,这主要是因为在旋转轴的方向存在旋转角速度,以及由于陀螺的刻度因子误差等因素影响而在垂直轴上产生误差累积. 适当采用反向旋转可以使一些误差量的符号与正向旋转时相反,这样在一个周期内就能抵消这一误差. 判断当反向旋转时特定误差是否会改变符号可依据:

1) 此惯性传感器的输入轴方向是否在反向旋转中改变方向; 2) 误差的符号相对于输入轴是否逆转.

在选定旋转运动的序列时,可以根据要消除的误差,有针对性地进行反向旋转.

2.2 对常值漂移误差的影响

东向,北向和方位陀螺的慢变漂移误差为 $[\sigma_e \quad \sigma_n \quad \sigma_u]^{\mathrm{T}}$,初始时刻载体坐标系与地理坐标系重合,针对双轴旋转有

$$[\alpha^{\mathrm{T}}][\beta^{\mathrm{T}}][\sigma_e \quad \sigma_n \quad \sigma_u]^{\mathrm{T}}.$$

可见,从数学平台的角度,相当于系统没有转动,只是陀螺慢变漂移的性质发生了改变,对应于单轴旋转的简单情形,设绕载体航向轴以定常角速度 ω 旋转,则陀螺慢变漂移发生如下的改变:

$$(\sigma_e,\sigma_n,\sigma_u) \rightarrow (\sigma_e\cos\omega t - \sigma_n\sin\omega t,\sigma_e\sin\omega t + \sigma_n\cos\omega t,\sigma_u).$$

由此可见,在一个旋转周期内变化缓慢的误差,包括常值漂移,刻度因子误差和安装误差,以及随温度缓慢变化的误差,其等效的东向、北向陀螺漂移按正弦规律以周期 $2\pi/\omega$ 变化,在一个转动周期内均值为零,而方位陀螺的漂移 σ_u 引起的系统误差则随时间增长. 因此单轴旋转能够消除敏感轴与转轴方向垂直的陀螺常值漂移. 事实上,转轴不一定与陀螺敏感轴垂直,在这种情况下,单轴旋转消除的是陀螺的常值漂移在与转轴垂直方向上的分量. 而双轴旋转则由于旋转轴相互垂直,可以同时消除 3 个轴上的常值漂移误差.

2.3 对随机漂移误差的影响

对随机漂移的影响只在单轴旋转状态下做定性分析,双轴旋转方式下可以依此类推,随机漂移分量 n_e 和 n_n 将分别调制为

$$\varepsilon_{\zeta_1} = n_e\cos\omega t - n_n\sin\omega t,\ \varepsilon_{\zeta_2} = n_e\sin\omega t + n_n\cos\omega t.$$

假设随机漂移 $[n_e \quad n_n]^{\mathrm{T}}$ 为不相关的随机过程,则

$$E\{\varepsilon_{\zeta_1}^2\} = E\{(n_e\cos\omega t - n_n\sin\omega t)^2\} = \cos^2\omega t E\{n_e^2\} + \sin^2\omega t E\{n_n^2\}.$$

$E\{\varepsilon_{\zeta_2}^2\}$ 与 $E\{\varepsilon_{\zeta_1}^2\}$ 类似.

取平均值可得

$$\langle E\{\varepsilon_{\zeta_1}^2\}\rangle = \langle E\{\varepsilon_{\zeta_2}^2\}\rangle = 0.5(E\{n_e^2\} + E\{n_n^2\}).$$

由此可见,单轴旋转不能消除随机漂移误差. 这是因为旋转频率远远小于白噪声的频率,旋转不能使快变的误差量在一个周期内相互抵消. 通过比较式(1) 和式(2) 可知,上述的讨论结果同样可以应用到加速度计的输出误差分析中.

在式(3) 和式(4) 中,不含有 C_s^b 这一坐标转换矩阵的误差项都没有进行调制,即旋转不对惯性测量组件输出误差以外的误差项产生影响,类似于初始对准误差、重力漂移、地球自转角速度误差等不会受到旋转调制的影响,因此,在采用旋转误差自动补偿技术进行长时间导航时,需要消除这些误差的影响,尤其需要提高初始对准的精度,必要时可以利用外部精准信号进行外部辅助对准[9-10].

3 仿真研究

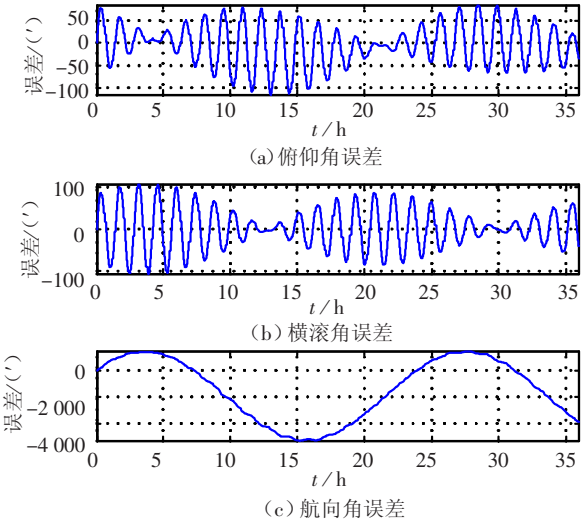
对单轴旋转方式进行仿真分析,只考虑陀螺的常值漂移、安装误差和标度因数误差对系统的影响. 设定初始位置的经度为 120°,纬度为 45°,3 个陀螺的常值漂移为 0.1(°)/h,初始姿态角为 0°,陀螺刻度因子误差为 1×10^{-5},陀螺安装误差设定为

$$\Delta_{12} = -0.000\ 01,\Delta_{13} = -0.000\ 02,$$
$$\Delta_{21} = \Delta_{32} = 0.000\ 25,\Delta_{23} = -0.000\ 015,$$
$$\Delta_{31} = 0.000\ 015.$$

惯性测量单元绕航向轴旋转,旋转速度为 6(°)/s,仿真时间 36 h.

比较图 2 ~ 5 可知,在没有加入旋转补偿时,误差中主要包含舒拉周期、地球周期以及傅科周期的影响,位置误差峰值达到 1°以上. 加入旋转补偿后,在误差中增加了旋转频率对误差的影响,

位置误差峰值限制在几个角秒的范围. 从误差量的结果分析来看，旋转误差自动补偿对系统的精度有很大的提升，适宜于利用中等精度的惯性导航器件来获得高精度的导航精度，适合于需要进行长时间导航工作的应用场合.

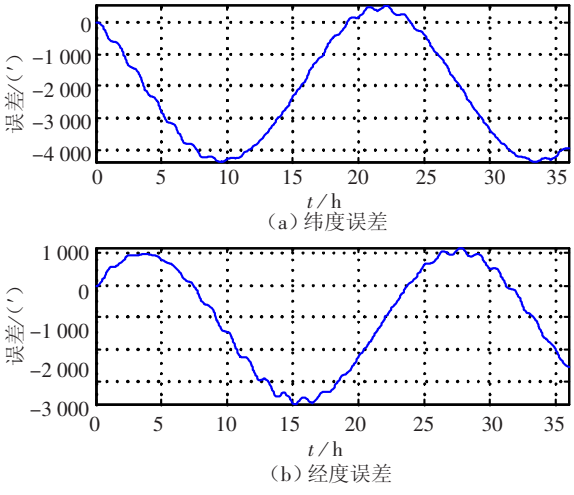


(a) 俯仰角误差

(b) 横滚角误差

(c) 航向角误差

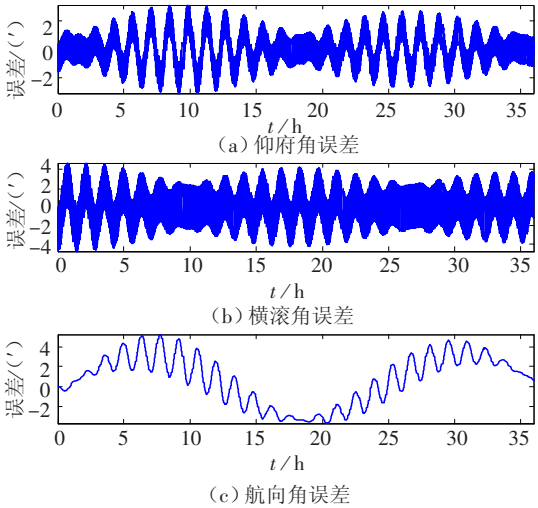
图 2　无旋转补偿时姿态误差



(a) 纬度误差

(b) 经度误差

图 3　无旋转补偿时位置误差

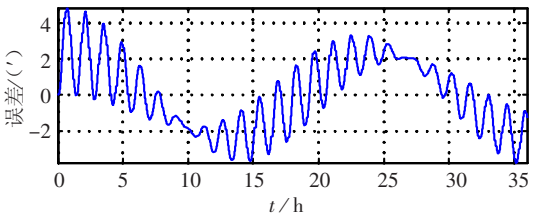


(a) 仰府角误差

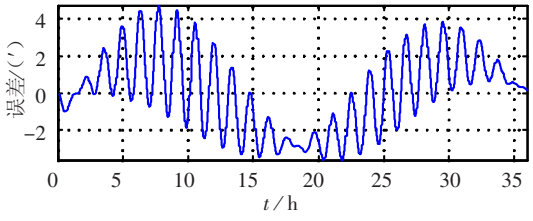
(b) 横滚角误差

(c) 航向角误差

图 4　6(°)/s 旋转补偿时姿态误差



(a) 纬度误差



(b) 经度误差

图 5　6(°)/s 旋转补偿时位置误差

4　结　论

1) 采用旋转式光学陀螺捷联惯性导航系统，可以将 IMU 输出信号中的慢变漂移误差调制成周期变化的三角函数信号，在经过捷联导航解算的积分运算时能在一个周期内抵消这一误差的影响，从而有效提高捷联惯性导航系统的精度，可以利用商业级的惯性器件达到导航级的精度.

2) 通过旋转不能消除重力敏感漂移误差，不能通过任何旋转来消除白噪声随机漂移误差，不能通过外部旋转消除对称的陀螺刻度因子误差. 在双轴旋转时，如果旋转轴与陀螺输入轴正交，则所有陀螺上的未对准偏差将作为常数得到消除. 如果陀螺输入轴相对于旋转轴倾斜，陀螺未对准偏差表现得和对称刻度因子误差相似，都不能通过外部旋转来消除.

参考文献：

[1] LAHHAM J I, WIGENT D J, COLEMAN A L. Tuned support structure for structure-borne noise reduction of inertial navigation with dithered ring laser gyros[C]// Proceeding of the IEEE Position Location and Navigation Symposium. San Diego, CA: IEEE Press, 2000:419 - 428.

[2] LAHHAM J I, BRAZELL J R. Acoustic noise reduction in the MK49 ship′s inertial navigation system (SINS)[C]//IEEE Position Location and Navigation Symposium. Monterey, CA: IEEE Press, 1992:32 - 39.

[3] TITTERTON D H, WESTON J L. Strapdown inertial navigation technology[M]. Second Edition. Lexington, MA: American Institute of Aeronautics and Astronautics Press, 2004:245 - 250.

[4] 王其，徐晓苏. 旋转 IMU 在光纤捷联航姿系统中的应用[J]. 中国惯性技术学报，2007，15(3)：265 - 268.

[5] DOHYOUNG C, JANG G L, CHAN G P. Strapdown INS error model for multiposition alignment[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1996, 32(4):1362 – 1366.

[6] DR LEVINSON E, JR SAN GIOVANNI. Laser gyro potential for long endurance marine navigation[C]//IEEE Position Location and Navigation Symposium. Atlantic City: IEEE Press, 1980:115 – 129.

[7] lEVINSON E, TER HOUST J, WILLCOCKS M. The next generation marine inertial navigator is here now [C]//Proceeding of the IEEE Position Location and Navigation Symposium. Las Vegas, NV: IEEE Press, 1994:121 – 127.

[8] JANG G L, CHAN G P, HEUNG W P. Multiposition alignment of strapdown inertial navigation system[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1993, 29(4):1323 – 1328.

[9] FANG J C, WANG D J. A fast initial alignment method for strapdown inertial navigation system on stationary base[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1996, 32(4):1501 – 1505.

[10] KAIN J E, CLOUTIER J R. Rapid transfer alignment for tactical weapon applications[C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference. Boston, MA: AIAA Press, 1989: 1290 – 1300.

(**编辑** 杨 波)

《激光器动力学》书评

陆培祥

(华中科技大学 武汉市珞喻路1037号 邮编:430074)

随着科学技术的发展,激光得到了越来越广泛的应用,并推动了诸如科学研究、工业加工、精密测量、医学等众多领域的发展.寻找新的激光介质以实现新波长的激光输出和如何提高现有激光器的性能,是激光发展一直面临的重要科学问题.在解决该问题中,激光器动力学的研究起到了至关重要的作用.针对目前尚缺少全面深入地介绍激光器动力学,特别是气体激光器动力学的书籍,王骐和赵永蓬两位作者撰写了《激光器动力学》一书,该书由哈尔滨工业大学出版社出版.书中总结了作者多年来在新型激光介质及激光器动力学研究方面取得的研究成果,并适当补充相应的基础知识,形成了这本具有很高参考价值的学术专著.

1 以创新性科研成果为背景,介绍了多种泵浦方式下的激光器动力学

本书分别介绍了光泵浦、气体放电泵浦和电子束泵浦的激光器动力学过程.在介绍各种泵浦方式时,作者以其多年来取得的科研成果为实例,便于读者深入掌握各种泵浦方式.例如,在绪论一章,介绍了作者实现了 Na_2 第一三重态跃迁激光振荡及动力学分析的成果;在光泵浦一章介绍了作者利用激光等离子体软X射线(LPX)激励,首次观察到稀有气体氟化物离子准分子真空紫外辐射及动力学过程的研究成果;在光场感生电离(OFI)激励方面,首次介绍了作者在电子碰撞和复合机制下X光激光的理论研究和高次谐波的实验研究结果;在射频气体放电泵浦一节,给出了作者用射频激励,提出不等长Z折叠双通道共电极新结构,获得高被动稳频的波导 CO_2 激光器及其动力学过程的研究成果;在毛细管放电泵浦一节,以作者于国际上第五个获得类氖氩46.9nm软X光激光为例,全面地介绍了实验结果及其动力学研究结果;在电子束泵浦一章,介绍了氩离子准分子动力学分析结果,以及作者首先实现了激光振荡的实验研究成果.由于在介绍每种泵浦方式时,作者都列举了相应的科研成果,使得读者能够更深刻的理解各种泵浦方式具有的特点,同时也有利于读者将书中介绍的激光器动力学知识与实际的科研工作相结合.此外,这些创新的研究成果,不仅对从事新型气体激光介质和气体激光器动力学领域的研究人员有较高的参考价值,也可供从事高功率脉冲技术、强场物理、气体放电等离子体等方面的研究人员参考.

2 涉及多学科领域知识,内容翔实

在本书中,对气体激光介质研究所涉及的主要泵浦方式都给予了介绍.全书涉及很多领域的知识内容,包括分子光谱、等离子体物理、强场物理、激光原理、X射线激光、原子物理、气体放电、高功率脉冲技术等.同时,作者在书中注意了对相关基本概念和基本原理的介绍,使得知识体系非常完整.同时,书中还结合作者的科研成果,配有大量的图表,这些图表与书中内容能够很好地结合,图文并茂、详略得当,增加了可读性.

作者简介(E-mail):陆培祥(1965 –),教授、博士生导师,激光技术国家实验室主任,教育部长江学者特聘教授,国家杰出青年科学基金获得者,国家自然科学基金委数理学部学科评审组专家,中国光学学会理事.1987年起一直从事激光技术及其与物质相互作用的实验和理论研究工作,在相关研究领域发表SCI收录论文200篇(lupeixiang@mail.hust.edu.cn).