

捷联惯导空中粗对准方法*

陈良¹, 李洪涛², 吴杰¹

(1. 国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073; 2. 解放军卫星导航定位总站, 北京 100094)

摘要:针对飞机进近着陆对捷联惯导系统空中重新对准功能的需求, 提出一种基于四元数的解析粗对准方法, 该方法对飞行动态和飞行平稳性没有要求。推导了利用 GNSS 测量的速度信息和惯导系统的输出信息对载体姿态进行解算的方法, 对精度的影响因素进行了分析。仿真结果表明, 该方法可在较宽的动态范围内保持较高的对准精度, 计算量较小, 速度较快, 满足空中粗对准对速度和精度的要求。

关键词:捷联惯导; 卫星导航系统; 初始对准; 组合导航; 四元数

中图分类号: P228.41 文献标志码: A 文章编号: 1001-2486(2012)02-0130-04

Study on coarse alignment method of airborne SINS

CHEN Liang, LI Hongtao, WU Jie

(1. College of Aerospace and Materials Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. PLA Satellite Navigation and Positioning Station, Beijing 100094, China)

Abstract: An analytical method of coarse alignment in flight based on quaternion which can be used in landing system was presented without any restrictive condition of dynamic process and flight stability. The formula of the coarse alignment which can solve the attitude of the airplane with the velocity measured by GNSS and specific force measured by inertial measurement unit were derived. The factors affecting the alignment performance were analyzed. The simulation results show that the method can be carried out in wide dynamic range with high accuracy, high speed and low computer complexity and can satisfy the requirement of speed and precision of flight coarse alignment.

Key words: SINS; GNSS; initial alignment; quaternion; integrated navigation

飞机进近着陆段导航除了要求导航系统具有高精度、高实时性外, 对可靠性提出了相当高的要求。因此捷联惯性导航系统必须具备空中重新启动能力, 以确保在发生某些可修复性故障后具备恢复运行的能力^[1]。初始位置和速度信息较容易获得, 而初始姿态信息的获取是初始对准的关键, 也是难点。

惯导系统对准分为粗对准和精对准两个过程。粗对准是精对准的前提, 精对准的精度、速度和可靠性很大程度上取决于粗对准的精度。目前国内外相关文献对精对准的研究比较多^[2-6], 对动态粗对准研究较少, 且要求飞机保持匀速直线水平运动^[7]。这对飞机飞行状态的约束无疑是苛刻的, 且精度较低。四元数法在姿态动力学的应用具有运算量小, 无奇异的特点^[8], 因此被广泛采用。根据 GPS 速度差分得到的加速度及 SINS 测得的比力, 可建立 3 个四元数转换方程。考虑到飞机在平稳飞行时, 侧滑速度远小于纵向速度, 据此可建立 1 个速度四元数转换方程。由

此得到一个非线性方程组, 一般需要用搜索寻优方法求解, 则计算量较大。本文推导了一种通过坐标系两次旋转解析求解姿态四元数的方法, 可大大减少计算量。

1 空中粗对准四元数方法

1.1 粗对准四元数方法建模

导航坐标系采用机场导航站东北天坐标系, 飞机进近段采用差分卫星导航系统, 飞机相对机场导航站较近, 相对定位精度理想情况下可达厘米量级, 定速精度可达厘米每秒量级, 故暂不考虑加速度和速度的测量误差。利用 GPS 测得的速度信息, 差分计算飞机加速度可得到较高的精度。速度微分方程可表示为:

$$\dot{V}_n = f_n - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times V_n + g_n \quad (1)$$

\dot{V}_n , f_n , V_n 和 g_n 分别为加速度、比力、速度和重力加速度在导航坐标系各轴的分量矢量, ω_{ie}^n 和 ω_{en}^n 分别为地固系相对惯性系和导航系相对地固

* 收稿日期: 2012-02-08

基金项目: 湖南省优秀研究生创新资助项目(CX2011B005)

作者简介: 陈良(1981—), 男, 山东烟台人, 博士研究生, E-mail: chenliang3041@yahoo.cn;

吴杰(通信作者), 男, 教授, 博士, 博士生导师, E-mail: wujie_nudt@sina.com

系旋转角速度在导航系各轴的分量矢量。

$$\mathbf{f}_n = \mathbf{Q}_{bn} \otimes \mathbf{f}_b \otimes \mathbf{Q}_{bn}^* \quad (2)$$

\mathbf{Q}_{bn} 为导航坐标系 n 到体坐标系 b 的旋转四元数, \mathbf{Q}_{bn}^* 为对应的共轭四元数, \mathbf{f}_b 为惯导的比力测量值。根据四元数乘法公式^[8], 由式(1)和(2)得

$$\dot{\mathbf{V}}_n + (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \mathbf{V}_n - \mathbf{g}_n = \mathbf{M}(\mathbf{Q}_{bn})\mathbf{M}'(\mathbf{Q}_{bn}^*)\mathbf{f}_b \quad (3)$$

式中 $\mathbf{M}(\mathbf{Q}_{bn})$ 和 $\mathbf{M}'(\mathbf{Q}_{bn}^*)$ 为对应的四元数旋转矩阵^[9]。不计侧滑速度, 可得如下约束方程:

$$(q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2)V_n^x + (2q_1q_2 + 2q_0q_3)V_n^y + (2q_1q_3 - 2q_0q_2)V_n^z = 0 \quad (4)$$

q_0, q_1, q_2, q_3 为旋转四元数的四个分量, 求解式(3)和(4)组成的非线性方程组可得到导航系到体坐标系的旋转四元数, 但用优化算法搜索非线性方程组最优解计算量大, 且初值的设定对解的精度影响很大, 极易得到局部最优解。

1.2 四元数解析求解方法分析

令矢量 \mathbf{f}_n^b 和 \mathbf{V}_n^b 在体坐标系三轴分量分别等于比力和速度在导航坐标系内三轴的分量, 它们是与 \mathbf{f} 和 \mathbf{V} 不同的矢量。将 \mathbf{f}_n^b 和 \mathbf{V}_n^b 与体坐标系固连, 经两次旋转使其分别与 \mathbf{f} 和 \mathbf{V} 重合, 则转动后的体坐标系也与导航坐标系重合, 对应的四元数即体坐标系至导航坐标系的旋转四元数。第一次绕垂直于 \mathbf{f}_n^b 和 \mathbf{f}_b 所在面的单位矢量 \mathbf{u} 旋转, 使旋转后的 \mathbf{f}_n^b 与原坐标系内的坐标分量 \mathbf{f}_b 重合, 即旋转后 \mathbf{f}_n^b 表达的矢量旋转后等于 \mathbf{f} ; 然后绕 \mathbf{f} 旋转, 使两次旋转后的 \mathbf{V}_n^b 位于 yoz 平面内。两次旋转对应的四元数相乘即导航系至载体坐标系的旋转四元数。

图1为第一次旋转的示意图。旋转轴为 \mathbf{u} , 旋转角为 θ 。

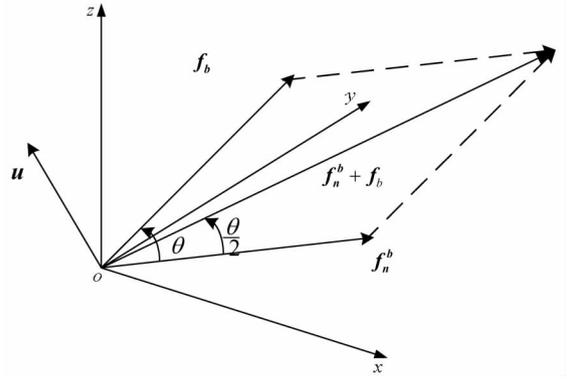


图1 导航坐标系的第一次旋转

Fig. 1 The first revolution of navigation coordinate

旋转后 \mathbf{f}_n^b 与 \mathbf{f}_b 重合, \mathbf{V}_n^b 为 \mathbf{V}_n^b 在第一次转动后得到中间矢量, 图2为第二次旋转的示意图。 \mathbf{h} 为 \mathbf{V}_n^b 在 \mathbf{f}_b 矢量方向的投影。

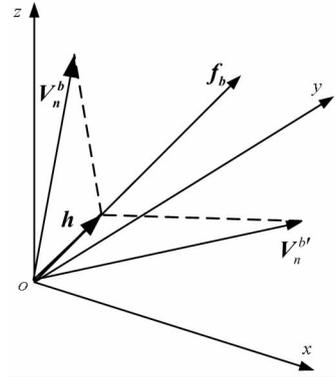


图2 导航坐标系的第二次旋转

Fig. 2 The second revolution of navigation coordinate

\mathbf{V}_b 可由 \mathbf{V}_n^b 绕 \mathbf{f}_b 轴旋转得到, 且在 x 轴方向(侧向)分量为0, 可得下列方程:

$$\mathbf{V}_b \cdot \mathbf{f}_b = \mathbf{V}_n^b \cdot \mathbf{f}_b \quad (5)$$

$$|\mathbf{V}_b| = |\mathbf{V}_n^b| \quad (6)$$

$$V_b^x = 0 \quad (7)$$

由式(5)~(7)得

$$V_b^z = \frac{[(\mathbf{V}_n^b \cdot \mathbf{f}_b)f_b^z \pm \sqrt{(\mathbf{V}_n^b \cdot \mathbf{f}_b)^2(f_b^z)^2 - ((f_b^z)^2 + (f_b^y)^2)[(\mathbf{V}_n^b \cdot \mathbf{f}_b)^2 - |\mathbf{V}_n^b|^2 - (f_b^z)^2}]}{(f_b^z)^2 + (f_b^y)^2} \quad (8)$$

$$V_b^y = (\mathbf{V}_n^b \cdot \mathbf{f}_b - V_b^z f_b^z) / f_b^y \quad (9)$$

这组解存在的条件是 $f_b^y \neq 0$ 且 $(f_b^z)^2 + (f_b^y)^2 \neq 0$ 。由于重力加速度的存在以及发动机推力的不稳定, f_b^y 和 f_b^z 一般不会同时为0, 即 $(f_b^z)^2 + (f_b^y)^2 \neq 0$ 。

当 $f_b^y = 0, f_b^z \neq 0$ 时, 可得到另一组解:

$$V_b^z = (\mathbf{V}_n^b \cdot \mathbf{f}_b) / f_b^z \quad (10)$$

$$V_b^y = \pm \sqrt{|\mathbf{V}_n^b|^2 - (V_b^z)^2} \quad (11)$$

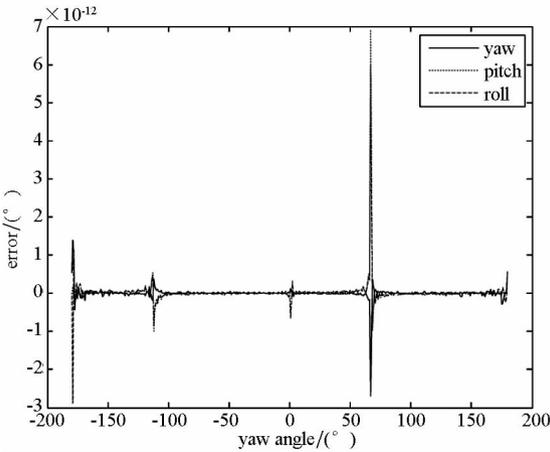
由式(8)和(11)可看出, 不管哪种情况, 一般

会出现两组解。其原因是因为约束条件不充分, \mathbf{V}_n^b 在绕 \mathbf{f}_b 轴所形成的锥面可能与 oyz 平面出现两条交线。根据已知的数学信息无法对两组解进行取舍, 但可根据飞机的运动状态对两组解进行分析: 飞机正常情况下速度在机身轴线方向的分量应该是沿机头方向, 速度为正值, 可先排除式(11)中 $V_b^y = -\sqrt{|\mathbf{V}_n^b|^2 - (V_b^z)^2}$ 的解。飞机侧向加速度一般很小, 所以 \mathbf{f}_b 与 oyz 平面的夹角一般也很小, 在无较大机动时由于重力加速度的存在,

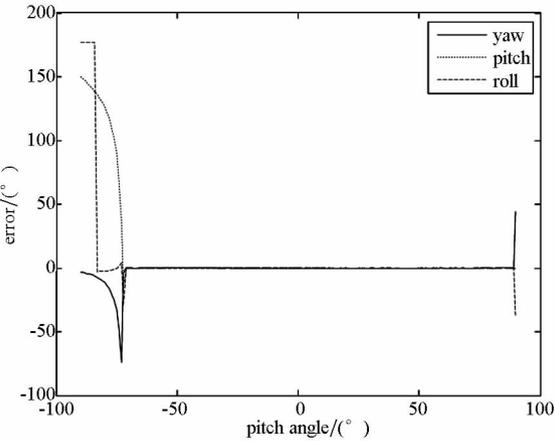
f_b 方向一般在 z 轴正方向附近, 而 V_b 方向一般在 y 轴附近。又因为两个解对应的速度矢量虽然模相等, 但方向差别很大, 应选择速度矢量与 y 轴更近的一组解, 而且, 速度矢量在 y 轴的分量应该在正方向上, 可根据这个原则对式(8)进行判断。

2 仿真结果分析

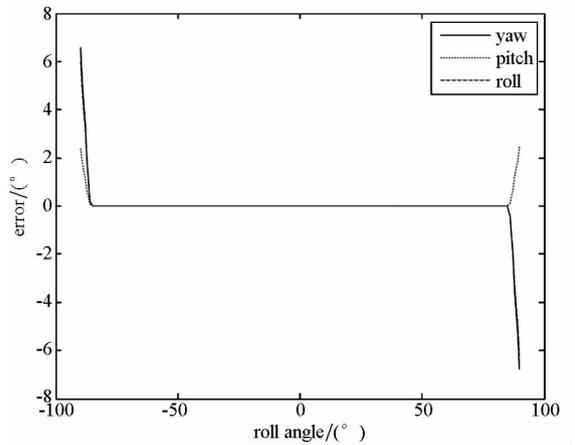
设载体无侧滑速度, 某两个姿态角为常值, 使另外一个姿态角在全角度范围内变化(偏航角为 $-180^\circ \sim 180^\circ$, 俯仰角为 $-90^\circ \sim 90^\circ$, 滚转角为 $-90^\circ \sim 90^\circ$), 计算在各种情况下的精度。



(a) 偏航角对精度的影响
(a) The impact of yaw



(b) 俯仰角对精度的影响
(b) The impact of pitch



(c) 滚转角对精度的影响
(c) The impact of roll

图 4 姿态误差分析

Fig. 4 The analysis of attitude error

由图 4 可以看出, 常规条件下(俯仰角和滚转角限制在 $-30^\circ \sim 30^\circ$), 偏航角在 360° 范围内旋转, 姿态角精度在 10^{-12} 的量级, 俯仰角超出 $-70^\circ \sim 89^\circ$, 滚转角超出 $-85^\circ \sim 85^\circ$ 后, 姿态角解算精度急剧降低。其原因是在解决姿态角二值性时, 假定飞机速度在机体轴线方向的分量指向机头, 但在飞机做大角度机动时, 这种假设在某些情况会出现错误。

计算过程中假设飞机无侧滑, 但实际飞行中很难确保不出现侧滑, 因此必须分析横向速度对定向精度的影响。假设飞机偏航角 160° , 俯仰角 20° , 滚转角 -10° , 分析侧向速度在 $-20\text{m/s} \sim 20\text{m/s}$ 内变化对姿态计算误差的影响。从图 5 可看出: 横向速度对俯仰角和滚转角精度的影响较小, 对偏航角精度影响较大, 而且对三个姿态角的影响都近似为线性的。

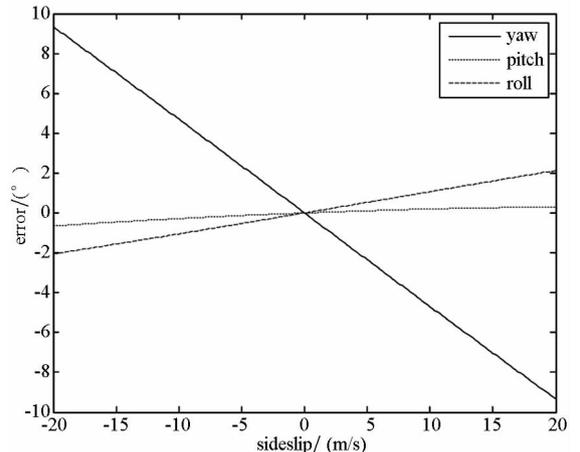


图 5 侧向速度对姿态解算精度的影响
Fig. 5 The effect of sideslip to attitude error

3 结 论

捷联惯导空中粗对准四元数解析方法对准时间短,对准过程对飞机姿态的约束较小。该方法会出现二值解现象,根据飞机常规飞行状态对姿态进行约束后,可在大多数姿态情况下选择一个正确解。算法运算速度快,精度较高。但在飞机做非常规机动情况下(如“眼镜蛇”动作),该方法失效。侧滑速度的存在对偏航角精度的影响较大,带来的误差近乎线性,该误差无法直接用GPS测得的速度或位置信息修正,需对侧滑速度带来的误差做进一步研究。

参考文献 (References)

- [1] 钱伟行,刘建业,李荣冰,等. 高速、高动态下的捷联惯导空中粗对准方法[J]. 中国惯性技术学报, 2009, 17(4): 388 - 392.
- QIAN Weixing, LIU Jianye, LI Rongbing, et al. Coarse alignment method of airborne SINS in high speed and high dynamic conditions [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2009, 17(4): 388 - 392. (in Chinese)
- [2] 丁杨斌,王新龙,王缜,等. Unscented 卡尔曼滤波在 SINS 静基座大方位失准角初始对准中的应用研究[J]. 宇航学报, 2006, 27(6): 1201 - 1204.
- DING Yangbin, WANG Xinlong, WANG Zhen et al. Study on unscented Kalman filter applied in initial alignment of large azimuth misalignment on static base of SINS [J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(6): 1201 - 1204. (in Chinese)
- [3] 钱伟行,刘建业,赵伟,等. 基于转动基座的 SINS 初始对准方法研究[J]. 宇航学报, 2008, 29(3): 928 - 931.
- QIAN Weixing, LIU Jianye, Zhao Wei, et al. Study on initial alignment of SINS on stationary base [J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(3): 928 - 931. (in Chinese)
- [4] 刘准,陈哲. 局部可观测理论在 INS/GPS 机动对准中的应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2001, 27(6): 702 - 705
- LIU Zhun, CHEN Zhe. Application of local observability theory in moving alignment of INS/GPS [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2001, 27(6): 702 - 705. (in Chinese)
- [5] Yu M J, Lee J G, Park C G, et al. A nonlinear robust Observer design for SDINS in-flight alignment. [C]// Proc of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Montreal, Canada, 2001.
- [6] Hong H S, Lee J G, Park C G. In-flight alignment of SDINS under large initial heading error. [C]// Proc of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Montreal, Canada, 2001.
- [7] 谭红力,黄新生. GPS/INS 组合系统空中对准方法研究[J]. 航天控制, 2006, 24(5): 14 - 17.
- TAN Hongli, HUANG Xinsheng. A method of integrated GPS/INS system in-flight alignment [J]. Aerospace Control, 2006, 24(5): 14 - 17. (in Chinese)
- [8] 肖业伦. 航空航天器运动的建模[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2003: 128 - 138.
- XIAO Yelun. Aerospace vehicle motion modeling [M]. Beijing: Press of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003: 128 - 138. (in Chinese)
- [9] 秦永元. 惯性导航[M]. 北京:科学出版社, 2006: 288 - 298.
- QIN Yongyuan. Inertial navigation [M]. Beijing: Sciences Publishing House, 2006: 288 - 298. (in Chinese)