

小型尾坐式飞行器大机动飞行姿态算法研究

武斌, 陈鹏, 胡永江, 王长龙
(军械工程学院, 石家庄 050003)

摘要: 小型尾坐式飞行器大机动飞行时, 姿态角变化范围大, 传统四元数到欧拉角转换算法无法求解其全部姿态。对传统算法进行了改进和完善, 提出一种全角度转换算法, 该算法适用的欧拉角范围为 $(-180^\circ, +180^\circ)$ 。采用该算法, 克服了传统算法有扰动时在转换边界极易产生振荡的缺陷, 同时保证了姿态变化的连续性, 符合控制利益。仿真结果表明所提算法可行。

关键词: 尾坐式飞行器; 大机动; 扰动; 全角度; 飞行姿态

中图分类号: V271.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2014)12-0081-04

On Attitude Algorithm for High Maneuvering of Small Tail-Sitter Aircraft

WU Bin, CHEN Peng, HU Yong-jiang, WANG Chang-long
(Ordnance Engineering College, Shijiazhuang 050003, China)

Abstract: When small tail-sitter aircraft makes a high maneuvering flight, its attitude will change greatly. The traditional transformation algorithms from quaternion to Euler angle can't calculate out all its attitude angles. Thus we made some improvements to the traditional algorithms, and proposed an all-attitude conversion algorithm adaptable for Euler angle from -180° to 180° . This algorithm avoids the concussion of traditional algorithms at transform boundary under disturbance, and can ensure the continuity of attitude changing. Simulation result indicates that the proposed algorithm is feasible.

Key words: tail-sitter aircraft; high maneuver; disturbance; all-angle; flying attitude

0 引言

小型尾坐式飞行器采用机尾坐地的方式进行起降, 有其独特的优势^[1]。然而, 在垂直飞行模式与水平飞行模式的过渡过程中, 大机动飞行使得其姿态角会发生较大范围的变化, 用欧拉角表示其姿态时会出现奇异现象, 采用四元数则可以避免奇异问题。而飞行器控制律多采用欧拉角作为输入量, 且欧拉角表示姿态比四元数更加直观。因此, 设计飞行控制系统时, 需要考虑四元数与欧拉角的转换算法。一般的算法^[2-4]只考虑了俯仰角变化范围为 $(-90^\circ, +90^\circ)$ 的情况, 而小型尾坐式飞行器姿态角在 $(-180^\circ, +180^\circ)$ 内变化, 传统算法无法求解。另外, 小型尾坐式飞行器长时间处于垂直状态, 外界复杂的气流条件对其造成一定的扰动, 垂直状态是最不稳定的状态^[5], 因此, 有必要研究扰动对姿

态转换的影响, 以便于控制飞行器稳定飞行。

本文针对小型尾坐式飞行器的飞行特点, 分析了扰动对传统四元数与欧拉角转换算法的不利影响, 进而提出了一种适用于小型尾坐式飞行器的全角度四元数与欧拉角转换方法, 解决了小型尾坐式飞行器扰动条件下垂直飞行模式的姿态解算和大机动飞行问题, 通过仿真验证了算法的可行性和优越性。

1 扰动对四元数与欧拉角转换的影响

欧拉角是参考坐标系绕不同坐标轴连续旋转 3 次的旋转角, 根据旋转轴的不同, 共有 12 种旋转顺序^[6], 本文选取最常用的偏航-俯仰-滚转顺序, 得到的姿态矩阵为

$$T_1 = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \sin \psi \cos \theta & -\sin \theta \\ \cos \psi \sin \theta \sin \varphi - \sin \psi \cos \varphi \sin \psi \sin \theta \sin \varphi + \cos \psi \cos \varphi \cos \theta \sin \varphi \\ \cos \psi \sin \theta \cos \varphi + \sin \psi \sin \varphi \sin \psi \sin \theta \cos \varphi - \cos \psi \sin \varphi \cos \theta \cos \varphi \end{bmatrix} \quad (1)$$

令旋转四元数 $Q = [q_0 \quad \mathbf{q}]$, $\mathbf{q} = [q_1 \quad q_2 \quad q_3]$, 则坐标转换四元数矩阵为

收稿日期: 2014-02-24

修回日期: 2014-03-10

作者简介: 武斌(1990—), 男, 江苏南京人, 硕士生, 研究方向为飞行器姿态测量与信息融合。

$$T_2 = \begin{bmatrix} 1 - 2(q_2^2 + q_3^2) & 2(q_1q_2 + q_0q_3) & 2(q_1q_3 - q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 1 - 2(q_1^2 + q_3^2) & 2(q_2q_3 + q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 + q_0q_2) & 2(q_2q_3 - q_0q_1) & 1 - 2(q_1^2 + q_2^2) \end{bmatrix} \quad (2)$$

因为式(1)和式(2)描述了相同的姿态变化过程,所以 T_1 和 T_2 对应元素相等。当俯仰角 $\theta \in (-90^\circ, +90^\circ)$ 时,四元数到欧拉角的转换公式为

$$\begin{cases} \psi = \arctan[2(q_1q_2 + q_0q_3)/1 - 2(q_2^2 + q_3^2)] \\ \theta = \arcsin[-2(q_1q_3 - q_0q_2)] \\ \varphi = \arctan[2(q_2q_3 + q_0q_1)/1 - 2(q_1^2 + q_2^2)] \end{cases} \quad (3)$$

对于小扰动而言,由文献[7]可知,姿态误差只与 q 有关,所以只考虑 $q_j (j=1,2,3)$ 的误差即可。令 $q_j^* = q_j + \delta q_j (j=1,2,3)$, q_j^* 为扰动下的计算值(下文中带“*”的都是扰动下的值), q_j 为真实值, δq_j 为扰动量。为了便于分析,研究滚转角 φ 的转换误差,偏航角的转换误差分析方法与滚转角相同。设 $M = 2(q_2q_3 + q_0q_1)$, $N = 1 - 2(q_1^2 + q_2^2)$ 为实际值, M^* , N^* 为存在扰动时的计算值,则

$$M^* = 2[(q_2 + \delta q_2)(q_3 + \delta q_3) + q_0(q_1 + \delta q_1)^2] = 2(q_2q_3 + q_0q_1 + q_2\delta q_3 + q_3\delta q_2 + q_0\delta q_1 + \delta q_2\delta q_3) \quad (4)$$

$$N^* = 1 - 2[(q_1 + \delta q_1)^2 + (q_2 + \delta q_2)^2] = 1 - 2(q_1^2 + q_2^2 + 2q_1\delta q_1 + 2q_2\delta q_2 + \delta q_1^2 + \delta q_2^2) \quad (5)$$

由式(3)得

$$\varphi^* = \arctan\left(\frac{M^*}{N^*}\right) \quad (6)$$

由式(6)可知,当 $N^* \neq 0$ 时,小扰动造成的转换误差较小,因此重点考虑 $N^* = 0$ 的情况。引入常数 α, β , 将 N^* 右侧分为两式,即

$$\begin{cases} q_1^2 + 2q_1\delta q_1 + \delta q_1^2 - \alpha = 0 \\ q_2^2 + 2q_2\delta q_2 + \delta q_2^2 - \beta = 0 \end{cases} \quad (7)$$

式中: α, β 为非负数,且满足 $\alpha + \beta = 1$ 。

当 $\alpha = 0$ 时, $\delta q_2 = -\sqrt{2}q_2\delta q_1 = 1 - q_1$, 代入式(4)中,可得 $M^* = q_3$ 。所以,当 $N^* = 0, M^* \neq 0$ 时,随 q_3 符号的不同, φ^* 趋于 90° 或 -90° 。故传统转换算法在存在扰动时不能进行正确转换,而且在边界处易产生振荡,不适于大机动飞行的小型尾坐式飞行器。

2 全角度四元数与欧拉角转换算法

飞行器全角度姿态解算有3层含义^[8]:

- 1) 任何时刻都能解算出与飞行器姿态相符的俯仰角;
- 2) 飞行器不处于垂直状态时,能求解出物理意义上正确的滚转角和航向角;
- 3) 垂直状态下,能给出飞行器符合控制利益的滚

转角和航向角。

大机动飞行意味着姿态角在全角度 $(-180^\circ, +180^\circ)$ 取值。由式(6)可得,当俯仰角 $\theta \in (-90^\circ, +90^\circ)$, $N^* \rightarrow 0$ 时,有

$$\varphi^* = \begin{cases} -\pi/2 & M^* < 0 \\ \pi/2 & M^* > 0 \end{cases} \quad (8)$$

结合式(1)和式(2)分析可得,根据矩阵中元素的符号,可以进一步确定出姿态角所处的象限,避免振荡的发生。分析可得:当 $T_{23} > 0, T_{33} > 0$ 时, $\varphi^* \in (0^\circ, 90^\circ)$; $T_{23} > 0, T_{33} < 0$ 时, $\varphi^* \in (90^\circ, 180^\circ)$; $T_{23} < 0, T_{33} > 0$ 时, $\varphi^* \in (-90^\circ, 0^\circ)$; $T_{23} < 0, T_{33} < 0$ 时, $\varphi^* \in (-180^\circ, -90^\circ)$ 。这种方法既解决了转换边界的振荡问题,又把姿态角范围扩展到了 $(-180^\circ, +180^\circ)$ 。由以上分析,俯仰角在 $(-90^\circ, +90^\circ)$ 取值时,四元数到欧拉角的转换公式为

$$\begin{cases} \theta = \arcsin(-T_{13}) \\ \varphi = \begin{cases} \arctan(T_{23}/T_{33}) & T_{33} > 0 \\ \arctan(T_{23}/T_{33}) + \pi \cdot \text{sgn } T_{23} & T_{33} < 0 \end{cases} \\ \psi = \begin{cases} \arctan(T_{12}/T_{11}) & T_{11} > 0 \\ \arctan(T_{12}/T_{11}) + \pi \cdot \text{sgn } T_{12} & T_{11} < 0 \end{cases} \end{cases} \quad (9)$$

小型尾坐式飞行器俯仰角变化范围为 $(-180^\circ, +180^\circ)$, 所以必须考虑 $\theta \in (-180^\circ, -90^\circ) \cup (90^\circ, 180^\circ)$ 的情况。与 $\theta \in (-90^\circ, +90^\circ)$ 时的分析方法相同,同理可得,此时的转换公式为

$$\begin{cases} \theta = \arcsin T_{13} - \pi \cdot \text{sgn } T_{13} \\ \varphi = \begin{cases} \arctan(T_{23}/T_{33}) & T_{33} < 0 \\ \arctan(T_{23}/T_{33}) - \pi \cdot \text{sgn } T_{23} & T_{33} > 0 \end{cases} \\ \psi = \begin{cases} \arctan(T_{12}/T_{11}) & T_{11} < 0 \\ \arctan(T_{12}/T_{11}) - \pi \cdot \text{sgn } T_{12} & T_{11} > 0 \end{cases} \end{cases} \quad (10)$$

垂直状态是一种特殊的状态,需要单独考虑,此时的滚转角和偏航角不能唯一确定,但两者的和或差是确定的。本文令滚转角与上一时刻相等,进而求得偏航角,这种方法既可获取准确的航向角,又保证了姿态变化的连续性。

从以上分析可以看出,一组四元数对应两组欧拉角。从控制利益的角度考虑,引入参考姿态对四元数到欧拉角的转换结果进行引导。实际飞行过程中,姿态是连续变化的,以前一时刻的姿态角为参考,根据两组欧拉角与参考值的角程大小,角程小的一组为满足控制利益的理想姿态角。

以滚转角为例,令

$$\Delta_1 = |\varphi - \varphi_r| \quad (11)$$

式中: φ 为测量值; φ_r 为参考值。由式(9)和式(10)可知,两个测量值 φ_1, φ_2 相差 180° 。

图1所示情况下,即滚转角在 $\pm 180^\circ$ 附近变化时,

若按式(11)定义角程,则 φ_1 为理想滚转角,而从图中很容易看出 φ_2 更接近参考值。令

$$\Delta_2 = 360^\circ - |\varphi - \varphi_r| \quad (12)$$

按式(12)定义角程,则图 1 所示情形将不会出现错误的引导。综上分析,角程定义为

$$\Delta_\varphi = \min(\Delta_1, \Delta_2) \quad (13)$$

偏航和俯仰角程 $\Delta_\psi, \Delta_\theta$ 定义类似。总角程大小为

$$\Delta = \Delta_\psi + \Delta_\theta + \Delta_\varphi \quad (14)$$

由式(14)求出两组欧拉角与参考姿态的角程,小的一组为满足控制利益的期望姿态。

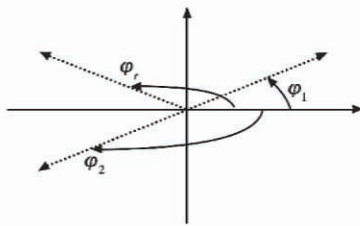


图 1 滚转角描述

Fig. 1 Description of roll angle

3 算法仿真实验

为了验证本文提出的全角度转换算法在小扰动下不会产生振荡,给定初始四元数,令滚转角变化规律为 $\varphi = 3^\circ \cdot t + \eta(t)$, $\eta(t)$ 为均值为 1° 的正态随机干扰。图 2 和图 3 分别是传统算法和本文算法的转换结果。

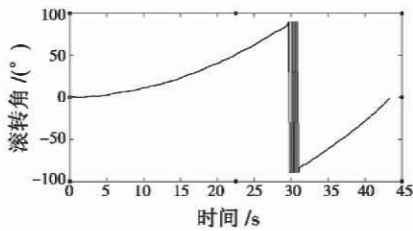


图 2 传统算法在扰动时 φ 变化曲线

Fig. 2 Curve of φ of traditional algorithm under disturbance

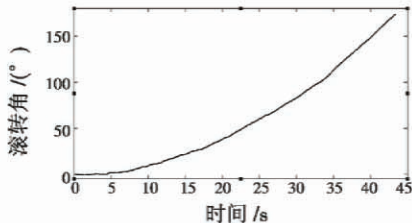


图 3 全角度算法在扰动时 φ 变化曲线

Fig. 3 Curve of φ of all-attitude algorithm under disturbance

由图 2 和图 3 可以看出,传统算法在扰动下,滚转角在 $\pm 90^\circ$ 之间产生了振荡,本文的全角度算法考虑到了姿态矩阵中各个元素的符号,从而可以准确地判断出滚转角的象限信息,因此在扰动情况下不会发生振

荡,与实际姿态相符。

为了验证本文算法在大机动时的实用性,模拟筋斗运动,即飞行器做俯仰方向的大机动。初始姿态角为 $\varphi = \theta = \psi = 0^\circ$,姿态解算过程如图 4 所示。

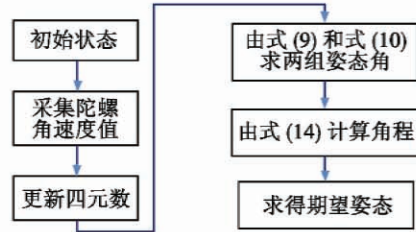


图 4 姿态解算流程图

Fig. 4 Flow chart of attitude solution

飞行器姿态变化曲线如图 5 ~ 图 7 所示。

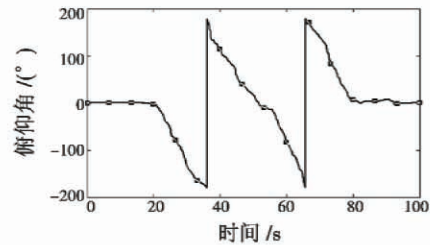


图 5 俯仰角变化曲线

Fig. 5 Curve of pitch angle

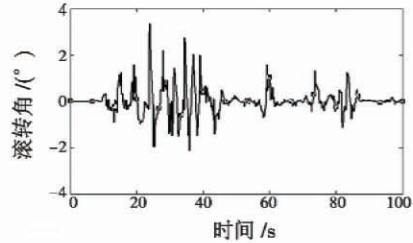


图 6 滚转角变化曲线

Fig. 6 Curve of roll angle

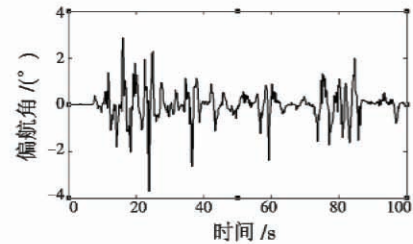


图 7 偏航角变化曲线

Fig. 7 Curve of yaw angle

图 5 正确地描述了飞行器俯仰角的变化,表明本文算法可以获取飞行器大机动时的姿态。由文献[9]可知,传统算法俯仰角在 $(-90^\circ, +90^\circ)$ 取值,当俯仰角越过 $\pm 90^\circ$ 时,滚转和偏航角会发生很大的阶跃,不利于控制飞行器稳定飞行。而由图 6 和图 7 可知,本文提出的算法计算的滚转和偏航角变化很小,没有产生跳变,与实际姿态变化相符,便于控制飞行器稳定飞行。

4 结 论

本文针对小型尾坐式飞行器大机动飞行和垂直状态受扰条件下的姿态解算问题,提出了一种适用于小型尾坐式飞行器的全角度转换算法,消除了传统四元数到欧拉角转换算法在扰动下姿态解算的振荡现象,并且保证了姿态变化的连续性,具有一定的实用价值,同时,也可以为其他大机动载体姿态测量提供参考。

参 考 文 献

- [1] STONE R H, ANDERSON P, HUTCHISON C, et al. Flight testing of the T-wing tail-sitter unmanned air vehicle[J]. *Journal of Aircraft*, 2008, 45(2): 673-685.
- [2] 刘忠,梁晓庚,曹秉刚,等. 基于四元数的空间全方位算法研究[J]. *西安交通大学学报*, 2006, 40(5): 618-620.
LIU Z, LIANG X G, CAO B G, et al. Space omnidirectional algorithm study based on quaternion[J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2006, 40(5): 618-620.
- [3] 宋彦国,郭剑东. 小型无人直升机嵌入式导航系统算法与飞行试验[J]. *数据采集与处理*, 2011, 26(2): 224-229.
SONG Y G, GUO J D. Algorithm and flight tests of embedded navigation system for small scaled unmanned helicopter[J]. *Journal of Data Acquisition and Processing*, 2011, 26(2): 224-229.
- [4] 闫林波,贾维敏,姚敏立,等. 基于扩展卡尔曼滤波的动中通低成本姿态估计[J]. *电光与控制*, 2013, 20(7): 53-57.
YAN L B, JIA W M, YAO M L, et al. Low-cost attitude estimation based on extended Kalman filter for Satcom-on-the-move[J]. *Electronics Optics & Control*, 2013, 20(7): 53-57.
- [5] KITA K, KONNO A, UCHIYAMA M. Hovering control of a tail-sitter VTOL aerial robot[J]. *Journal of Robotics and Mechatronics*, 2009, 21(2): 277-283.
- [6] 辛岩,陈磊,王巍. 大角度范围内四元数转化为欧拉角的算法[C]//桂林:全国第十二届空间及运动体控制技术学术会议,2006:131-136.
XIN Y, CHEN L, WANG W. Algorithm of transformation between attitude quaternion and euler angles in large-angle maneuver scenario[C]//The 12th Conference on Space and Vehicle Control Technology, Guilin, 2006:131-136.
- [7] 钱山,李鹏奎,张士峰,等. 基于改进陀螺漂移模型的卫星姿态确定算法[J]. *宇航学报*, 2009, 30(2): 585-590.
QIAN S, LI P K, ZHANG S F, et al. Satellite attitude estimation based on improved model of the gyro random drift[J]. *Journal of Astronautics*, 2009, 30(2): 585-590.
- [8] 王亚锋,刘华平,张友安,等. 关于捷联惯导系统全姿态导航的一种新诠释[J]. *系统仿真学报*, 2007, 19(20): 4755-4758.
WANG Y F, LIU H P, ZHANG Y A, et al. New annotation on all-attitude navigation in strapdown inertial system[J]. *Journal of System Simulation*, 2007, 19(20): 4755-4758.
- [9] 左玲. 大机动飞行仿真的一种改进算法[J]. *飞行力学*, 2007, 25(2): 34-38.
ZUO L. A modified algorithm in high maneuver flight simulation[J]. *Flight Dynamics*, 2007, 25(2): 34-38.

下 期 要 目

基于最小通视高度的改进通视性算法

基于多因子的机电设备测试性验证样本分配方案

波导体全息光栅衍射光谱范围一致性研究

基于博弈论及 Memetic 算法求解的空战机动决策框架

无人机群布散运动模型研究

无人动力伞带跟踪微分器的高度控制方法

基于模糊-隐马尔可夫模型的复合式攻击预测方法

美军 ACMI 关键技术及发展趋势

无人机群布散运动模型研究

关于智能眼镜的方案构想

航空液晶显示模块加固优化分析

基于 Sage-Husa 的优化粒子滤波算法

基于特征曲线重构的仿真模型验证

中断角度跟踪的战斗机机动控制方法

弹丸目标红外图像的阈值分割算法研究

美军 ACMI 关键技术及发展趋势