

某型飞机导航软件参数处理的研究

郝顺义, 柴竹琴, 刘华伟

(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要:在分析某型飞机导航软件时发现,该软件在计算位置、航向等参数校正量时要引入相应的系数,根据原始资料中的控制结构图,对位置校正量进行了详细的研究.结果表明:该软件对位置校正量采用了惯性环节进行平滑,其方法能够有效的抑制校正过程出现的干扰。

关键词:导航软件;校正;平滑

中图分类号:V241.61 **文献标识码:**A **文章编号:**1009-3516(2002)05-0001-03

惯性导航系统可以不依赖任何外部设备,完全自主地,适时性地测定飞行器的位置,速度等信息,但是随着时间的积累,由于惯性元器件误差因素的影响,导航系统的定位误差会愈来愈大^[1],这将会影响到飞机的机载设备如飞控系统、火控系统等的性能.某型飞机导航系统的陀螺精度仅为 $0.01^\circ/h$,但是,该飞机却有较高的定位精度,它正是利用其它机载设备如无线电近程导航系统,火控系统,大气数据系统的测量值来修正惯性计算的位置量以提高定位精度^[2].经过对导航软件的深入分析,位置误差的大小会影响到飞行轨迹参数的计算,最终影响到飞机的操纵性能。

如果一个计算周期的校正量过大,那么飞机的飞行状态会急剧变化,但是,某型飞机的操纵过程相当平稳,它不但与飞控系统及电传系统对操纵信号的平滑有关,而且在导航软件中,经过对位置的校正量进行平滑处理,从而轨迹参数不会出现急剧变化.本文针对无线电近程导航系统校正位置误差的过程,就软件中如何实现对位置校正量的平滑加以讨论。

1 校正过程的物理分析

无线电近程导航系统测定相对于导航点的斜距和方位,根据这两个测量值在导航计算机中计算飞机的位置,即经度 λ_e 和纬度 φ_e ,与纯惯性系统计算的经纬度 λ_T 和 φ_T 相比较,计算出校正量^[3],并予以修正,修正前对校正量进行平滑.以纬度修正为例说明此过程。

如图1,在不符合校正条件时,开关K不能闭合,修正不进行,此时为纯惯性计算方式^[4],纬度按下式计算, $\varphi_{T,i} = \varphi_{T,i-1} + \varphi_i \tau$, τ 为计算周期取 0.15 s .如果符合校正条件,开关K闭合,根据软件分析的结论^[5],校正量与 φ 无关,取 $\varphi = 0$,相应的结构图如图2,列方程如下: $0.6[\Delta\varphi_0(S) - \Delta\varphi(S)]/S = \Delta\varphi(S)$.式中: $\Delta\varphi_0(S)$ 为输入量,可看成幅值为 $\Delta\varphi_0 = \Delta\varphi_{e0} - \Delta\varphi_{T0}$ 的阶跃函数,即 $\Delta\varphi_0(S) = \Delta\varphi_0/S$; $\Delta\varphi(S)$ 为输出量。整理得:

$$\left. \begin{aligned} \Delta\varphi(S) &= \Delta\varphi_0(S) / (\tau_w s + 1) \\ \tau_w &= 1/0.6 \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

由式(1)得,在校正之前,校正量要经过一个惯性环节,将输入量 $\Delta\varphi_0(S)$,代入式(1)则有

$$\Delta\varphi(S) = \Delta\varphi_0(S) / S(\tau_w s + 1) \quad (2)$$

式(2)相应的时间响应函数为 $\Delta\varphi(t) = \Delta\varphi_0(1 - e^{-t/\tau_w})$.在校正时间达到 $t_{\text{KOPP}} = 3\tau_w$ 时, $\Delta\varphi$ 可以上升到 $\Delta\varphi_0$ 的95%,在 $[0, \infty]$ 时间内,校正量 $\Delta\varphi$ 始终不会超过 $\Delta\varphi_0$,这种通过惯性环节使 $\Delta\varphi$ 缓慢达到 $\Delta\varphi_0$ 的过程称

收稿日期:2001-11-20

基金项目:军队科研基金资助项目

作者简介:郝顺义(1973-),男,山西临猗人,博士,主要从事飞行器控制与导航研究.

为对 $\Delta\varphi$ 的平滑。在初始时刻, $d\varphi/dt|_{t=0} = \Delta\varphi_0/\tau_w$, 这样, 在 $t \ll \tau_w$ 时间内, 可把 $\Delta\varphi(t)$ 看成斜率为 $\Delta\varphi_0/\tau_w$ 的直线方程即 $\Delta\varphi(t) = \Delta\varphi_0/\tau_w \cdot t$ 。

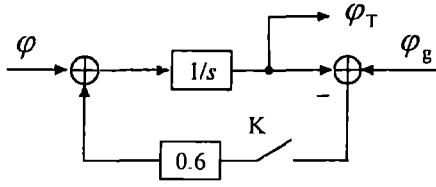


图1 纬度计算控制结构图

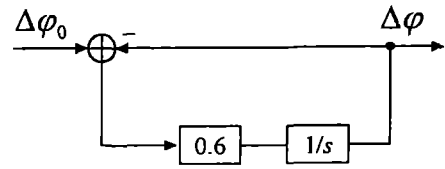


图2 纬度误差计算控制结构图

2 校正过程的软件实现

在导航软件中, 校正过程采用递推方式计算:

$$\left. \begin{aligned} \Delta\varphi_{i,i-1} &= \varphi_{\varphi_i} - \varphi_{T,i-1} \\ \Delta\varphi_i &= k\Delta\varphi_{i,i-1} \\ \varphi_{T,i} &= \varphi_{T,i-1} + \Delta\varphi_i \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

式中, k 取 0.09。用表格的形式列出各个周期的校正量, 从表 1 中可以看出, 第 i 个周期校正量为 $\Delta\varphi_i = k(1-k)^{i-1}\Delta\varphi_0$ 。其值不超过初始校正量的 9%, 而且呈下降的趋势。经过校正后的纬度为

$$\varphi_{T,i} = \varphi_{T,0} + k[1 + (1-k) + (1-k)^2 + \dots + (1-k)^{i-1}]\Delta\varphi_0 \quad (4)$$

相对于第 0 周期的校正量为 $[1 - (1-k)^i]\Delta\varphi_0$, 经过计算, 在第 32 个周期纬度为 $\varphi_T = \varphi_{T,0} + 0.95\Delta\varphi_0$, 即经过 4.8 s 纬度误差得以校正。

上述过程并没有考虑飞行速度引起的纬度变化, 同时假定无线电近程导航系统在校正周期内测量值不变化。根据校正条件要求 $\Delta\varphi_0 \leq 20'$, 由此可知每个计算周期的校正量不超过 $1.9'$, 因此, 这种校正方式不会引起飞行轨迹参数的急剧变化, 飞机的稳定性也不会受到影响。假设飞行速度为 1 200 km/h, 引起的纬度变化量仅为 $0.86'$, 相比初始误差要小的多, 这也正是分析过程没有考虑飞行速度影响的原因, 只作静态条件下的讨论。

表1 校正量计算列表

周期	$\varphi_{T,i-1}$	$\Delta\varphi_{i,i-1}$	$\Delta\varphi_i$	$\varphi_{T,i}$
0	$\varphi_{T,0}$	0	0	$\varphi_{T,0}$
1	$\varphi_{T,0}$	$\Delta\varphi_0$	$k\Delta\varphi_0$	$\varphi_{T,0} + k\Delta\varphi_0$
2	$\varphi_{T,0} + k\Delta\varphi_0$	$(1-k)\Delta\varphi_0$	$k(1-k)\Delta\varphi_0$	$\varphi_{T,0} + k[1 + (1-k)]\Delta\varphi_0$
3	$\varphi_{T,0} + k[1 + (1-k)]\Delta\varphi_0$	$(1-k)^2\Delta\varphi_0$	$k(1-k)^2\Delta\varphi_0$	$\varphi_{T,0} + k[1 + (1-k) + (1-k)^2]\Delta\varphi_0$
i	$\varphi_{T,0} + k[1 + (1-k) + \dots + (1-k)^{i-2}]\Delta\varphi_0$	$(1-k)^{i-1}\Delta\varphi_0$	$k(1-k)^{i-1}\Delta\varphi_0$	$\varphi_{T,0} + k[1 + (1-k) + \dots + (1-k)^{i-1}]\Delta\varphi_0$

3 结论分析

式(3)即为计算纬度的表达式, 其中的 k 就是导航软件中所引入的系数, 式(1)和式(3)的关系即可得知系数的含义。

将式(1)化成微分形式即

$$d\Delta\varphi/dt = -\Delta\varphi/\tau_w + \Delta\varphi_0/\tau_w \quad (5)$$

采样时间取计算周期 t , 对式(5)进行离散化^[6], 其形式为

$$\Delta\varphi_i = (1 - k')\Delta\varphi_{i-1} + k'\Delta\varphi_0 \quad (6)$$

式中, $k' = \tau/\tau_w$ 。将式(6)整理成 $\Delta\varphi_i$ 与 $\Delta\varphi_0$ 的关系式即为

$$\Delta\varphi_i = k'[1 + (1 - k') + \dots + (1 - k')^{i-1}]\Delta\varphi_0 \quad (7)$$

比较式(7)与式(4),可以得出其结论相一致。如果式(6)中 $\tau = 0.15$ s,则 k' 的取值与 k 相同,从而说明导航软件在处理校正量时采用了惯性环节进行平滑。

4 仿真结果

假设纬度初始误差为 $11'$,由于无线电近程导航系统受到干扰,假定存在着 $\pm 5\%$ 的定位误差,对校正量加惯性环节和不加惯性环节平滑两种情况进行仿真,其位置误差曲线如图3。

仿真结果表明,不经惯性环节平滑,无线电近程导航系统的定位误差会 1:1 传递给校正量,反而使定位精度降低。经过惯性环节平滑后,干扰误差量会受到抑制,同时惯导积累的误差也得到修正。仿真结果和实际应用表明,该校正方式行之有效。

参考文献:

- [1] 袁 信,俞济祥,陈 哲. 导航系统[M]. 北京:航空工业出版社,1993.
- [2] 胡建波. 某型飞机航向驾驶综合设备[M]. 西安:空军工程学院,1993.
- [3] 郝顺义,胡奕明. 某型飞机无线电近导校正部分国产化的初步研究[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2000,1(3):48-50.
- [4] 朱家海,陈天如,张宗麟. 飞行导航综合系统[M]. 西安:空军工程大学工程学院,2000.
- [5] 郝顺义. 某型飞机导航综合系统软件分析及建模研究[D]. 西安:空军工程大学工程学院,2001.
- [6] 胡寿生. 自动控制原理[M]. 北京:国防工业出版社,1995.

(编辑:姚树峰)

Research on the Parameter Smooth Process of Navigation Software for Certain Type of Airplane

HAO Shun - yi, CHAI Zhu - qin, LIU Hua - wei

(The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: During the study of navigation software for certain type of airplane, it is found that the corresponding coefficient is brought to correct the value of position and heading. According to the control figure of the original information, the correct value of position is analyzed in detail, it is concluded that the correct value is smoothed with inertial ring in software, and this method can effectively restrain the disturbance in the correct process and can be used as a reference.

Keywords: navigation software ; correct; smooth

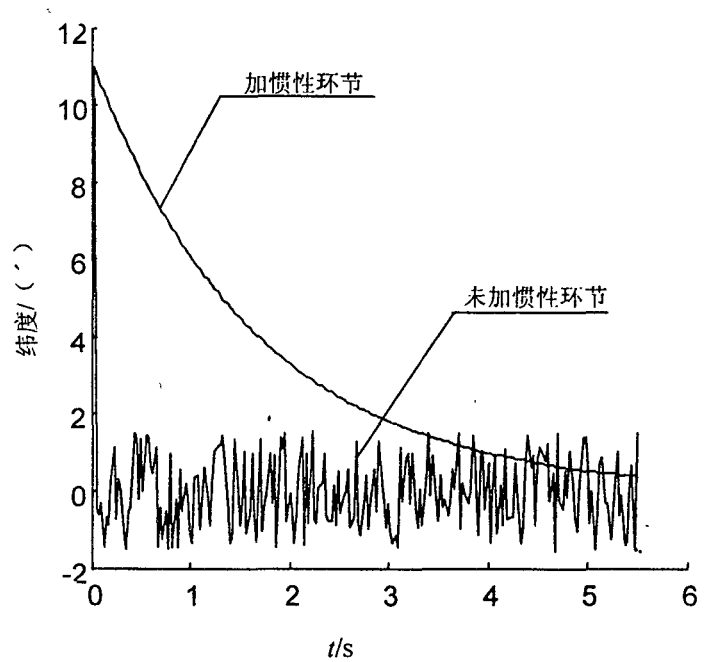


图3 纬度误差曲线