

Research on the Improvement Method of Lifting Velocity Fluctuation of Atmospheric Data Instrument

Jing Liu¹ Zhenyu Wang² Xiaojia Liu¹ Yue Zheng¹

1. Beijing Qingyun Aviation Instrument Co., Ltd., Beijing, 101300, China

2. Representative Office of the Fifth Army of the PLA Air Force in Beijing, Beijing, 101300, China

Abstract

The noise of atmospheric parameters is directly introduced into the lifting speed through the difference calculation, resulting in more noise and violent disturbance, which is related to the vertical flight control. The paper introduces three methods of improved lifting velocity fluctuation: the experience-based weighted average method, applies the Kalman filter technique to solve the up and down velocity, and introduces the attitude information application complementary filter method to solve the high stability lift and down velocity.

Keywords

atmospheric data instrument; lifting speed; Kalman filter; complementary filter

大气数据仪表升降速度波动改进方法研究

刘晶¹ 王振宇² 刘晓佳¹ 郑悦¹

1. 北京青云航空仪表有限公司, 中国·北京 101300

2. 空军驻北京地区第五军代表室, 中国·北京 101300

摘要

大气参数的噪声通过差分计算被直接引入至升降速度, 致使升降速度噪声较多, 扰动剧烈, 关系到垂直方向的飞行控制。论文介绍了三种改进升降速度波动方法: 基于经验的加权平均法、应用卡尔曼滤波技术解算升降速度、引入姿态信息应用互补滤波法解算高稳定度升降速度。

关键词

大气数据仪表; 升降速度; 卡尔曼滤波; 互补滤波

1 引言

飞机在空中飞行时, 对于周边大气参数敏感解算的正确与否直接影响飞机飞行和控制的安全和效率, 影响飞机的操控性能和飞行品质^[1,2]。升降速度是飞行员操纵飞机和飞控垂直方向控制的重要参量, 一般通过总静压空气压力受感器的静压受感孔或位于机身位置的静压受感器敏感大气压力, 再通过压力传感器测量的气压高度经差分运算获得^[3]。

飞机周围的大气特性直接影响大气数据仪表的测量精度, 周围空气流动越平稳, 测量精度越高。但实际情况为, 飞机飞行过程中, 飞机机动动作(转弯、加速等)、机体的大小、外形材料、布局等都会致使飞机周围大气参数波动, 导致传感器测量的大气参数中存在测量噪声^[4]。大气参数的扰动通过差分计算锐化后被直接引入至升降速度中, 致使升

降速度噪声较多, 扰动剧烈, 关系到垂直方向的飞行控制, 降低了飞行品质。论文重点介绍了三种改进升降速度波动方法: 基于经验的加权平均法、应用卡尔曼滤波技术解算升降速度, 引入姿态信息应用互补滤波法解算高稳定度升降速度。

2 升降速度解算原理

大气数据仪表为独立的大气数据敏感测量和解算设备。外接全压气压管路和静压气压管路, 经全压压力传感器与静压压力传感器敏感测量全压信息和静压信息。高度与静压呈函数关系, 即高度由静压解算得出。升降速度为单位时间内高度变化率, 因此可由高度差分解算升降速度, 如公式(1)所示。也可由静压解算升降速度, 高度差分解算公式可由静压单位时间变化率与高度单位静压变化率组成, 高度单位静压变化率可通过静压压力、重力加速度、静温、理想气体常数解算得到, 如公式(2)~(5)所示。升降速度解算框图见图1。

【作者简介】刘晶(1990-), 女, 中国河北唐山人, 硕士, 工程师, 从事嵌入式软件及软件工程化研究。

$$Vh = \frac{dH}{dt} \quad (1)$$

$$Vh = \frac{dH}{dP_s} \cdot \frac{dP_s}{dt} \quad (2)$$

$$\frac{dH}{dP_s} = -\frac{RT}{g_0 P_s} \quad (3)$$

$$\frac{dP_s}{dt} = \frac{\Delta P_s}{\Delta t} = \frac{P_{S(k)} - P_{S(k-1)}}{t_{(k)} - t_{(k-1)}} \quad (4)$$

$$Vh = -\frac{RT}{g_0 P_s} \cdot \frac{P_{S(k)} - P_{S(k-1)}}{t_{(k)} - t_{(k-1)}} \quad (5)$$

式中, $\frac{dH}{dP_s}$ 为标准气压高度曲线的斜率; $\frac{dP_s}{dt}$ 为静压随时间的变化率; $P_{S(k)}$ 为压力传感器在 $t_{(k)}$ 敏感测量的静压压力数据; $P_{S(k-1)}$ 为 $t_{(k-1)}$ 敏感测量的静压压力数据。

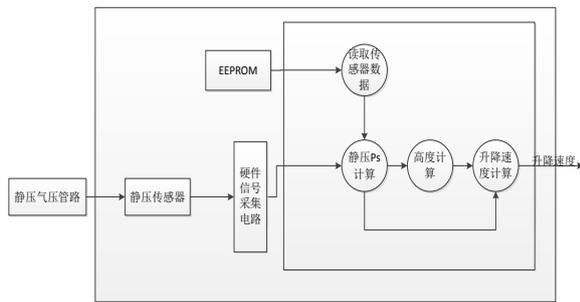


图 1 升降速度的解算框图

3 升降速度波动改进方法

3.1 基于经验的加权平均法

传感器敏感全压信息与静压信息, 硬件采集电路采集传感器输出参数, 传感器输出参数灵敏度较高, 将会导致压力波动, 进而导致升降速度波动, 因此需对采集信号进行滤波处理。在第一个采集周期内, 采集 N 个传感器输出参数, N 个传感器输出参数按照从大到小的顺序进行排序, 求排序后中间两个电压值的均值; 均值赋值给滤波数组 (滤波数组的长度设置为 M , 初始值设置为全 0) 的第一个元素; 之后的每个采集周期, 将求取的均值依次赋值给滤波数组的第二至第十个元素; 从第十一个采集周期开始, 每次求取的均值替代最先存入滤波数组的均值, 即第十一个采集周期得到的均值赋值给滤波数组的第一个元素, 第十二个采集周期得到的均值赋值给滤波数组的第二个元素, 依此类推, 至第十个元素被重新赋值后再从滤波数组的第一个元素开始, 循环往复; 每个采集周期, 最终输出的传感器输出参数为滤波数组十个元素的均值。

之后采用加权平均法求取升降速度, 每 N 个气压高度数据 h 计算一次均值 $sum[i]$ ($i=0,1,2,3,4,5$):

$$sum[i] = \frac{\sum_{j=0}^N h(j)}{N} \quad i=0,1,2,3,4,5 \quad (6)$$

则升降速度为:

$$Vh = \frac{k1 * sum[0] + k2 * sum[1] + k3 * sum[2] - k1 * sum[3] - k2 * sum[4] - k3 * sum[5]}{(k1 + k2 + k3) * 3 * 20 * \Delta T} \quad (7)$$

其中, Vh 为升降速度 (单位 m); ΔT 为周期时间; 参数 $k1$ 、 $k2$ 、 $k3$ 根据调参结果取值。

3.2 卡尔曼滤波技术

卡尔曼滤波技术可应用在任何含有不确定信息的动态系统中, 对伴随各种干扰的系统下一步走向做出有根据的预测。将离散型卡尔曼滤波技术应用在升降速度解算中, 采用卡尔曼滤波器建立绝对气压高度 - 升降速度运动方程, 将飞机的绝对气压高度作为运动方程的观测量, 将飞机的绝对气压高度、升降速度与垂直加速度作为运动方程的状态向量, 将飞机周边的大气参数的扰动、飞机机动动作 (加速或转弯) 作为运动方程的随机噪声。状态方程、量测方程、预测方程及更新方程如公式 (8) ~ (15) 所示。卡尔曼滤波的基本方程解算流程如图 2 所示。

状态方程为:

$$\hat{X}_{k/k-1} = \Phi_{k,k-1} \hat{X}_{k-1} + G_{k,k-1} w_{k-1} \quad (8)$$

系统的量测方程为:

$$Z_k = H_k \hat{X}_{k/k-1} + V_k \quad (9)$$

预测:

$$\hat{X}_{k/k-1} = \Phi_{k,k-1} \hat{X}_{k-1} \quad (10)$$

$$P_{k/k-1} = \Phi_{k,k-1} P_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + \Gamma_{k-1} Q_{k-1} \Gamma_{k-1}^T \quad (11)$$

更新:

$$K_k = P_{k/k-1} H_k^T (H_k P_{k/k-1} H_k^T + R_k)^{-1} \quad (12)$$

$$\hat{X}_k = X_{k/k-1} + K_k (Z_k - H_k X_{k/k-1}) \quad (13)$$

$$P_k = (I - K_k H_k) P_{k/k-1} (I - K_k H_k)^T + K_k R_k K_k^T \quad (14)$$

只要给定初值 \hat{X}_0 、 P_0 和系统噪声方差 Q_k , 根据 k 时刻的量测值 Z_k 和量测噪声方差 R_k , 便可递推获得 k 时刻的最优估计 \hat{X}_k 。其中:

$$\hat{X}_{k/k-1} = \begin{bmatrix} h \\ Vh \end{bmatrix} \quad \Phi_{k,k-1} = \begin{bmatrix} 1 & T \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad G_{k,k-1} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} T^2 \\ T \end{bmatrix} \quad H_k = [1 \ 0] \quad (15)$$

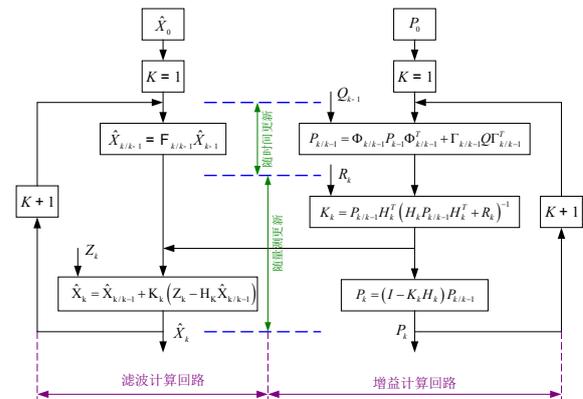


图 2 卡尔曼滤波解算流程

3.3 互补滤波法

互补滤波法通过对两个误差特性相反的传感器测量输出值进行融合,将含有高频噪声分量的信号用低通滤波器滤波,含有零点误差或者漂移的信号用高通滤波器滤波^[5],即可得到整个频带的信号。压力传感器敏感静压压力信息解算得到绝对气压高度,绝对气压高度单位时间变化率即为升降速度,此过程无累计误差,低频特性较好,但差分引入高频噪声,因此采用低通滤波器滤除大气数据解算出的升降速度中的高频噪声,可得其稳态低频分量。航姿组件响应快,加速度信息积分可得到升降速度,不过由于零漂等因素长时间由于积分误差的累加,会造成输出误差较大,甚至无法使用,因此采用高通滤波器滤除积分解算的升降速度中的低频噪声,来获得其稳态高频分量。最后将两个信号进行互补融合,获得高稳定度升降速度。互补滤波器模型如下所示:

$$\hat{V}_h = \frac{V_h}{T_1 S + 1} + \frac{T_2(-A_z \cos \gamma \cos \theta + A_x \sin \theta - A_y \cos \theta \sin \gamma)}{T_2 S + 1} \quad (16)$$

其中, V_h 为大气数据解算出的升降速度; T_1 、 T_2 为互补滤波器时间常数,需要仿真调参确定; A_x 、 A_y 、 A_z 分别为 X 轴、Y 轴、Z 轴加速度; γ 为横滚角; θ 为俯仰角。

4 结语

飞机飞行过程中,飞机机动动作(转弯、加速)、机体的大小、外形材料、布局等都会致使飞机周围大气参数波动,压力传感器输出参数灵敏度较高也会导致敏感采集的大气参数波动,大气参数的扰动通过差分计算被直接引入至升降速度解算中,进而致使升降速度噪声较多,扰动较大。论文介绍了升降速度解算原理,重点介绍了三种改进升降速度波动方法:基于经验的加权平均法、应用卡尔曼滤波技术解算升降速度,引入姿态信息应用互补滤波法解算高稳定度升降速度。

参考文献

- [1] 郭锁凤,申功璋.先进飞行控制系统[M].北京:国防工业出版社,2003.
- [2] 高金源,李陆豫.飞机飞行品质[M].北京:国防工业出版社,2003.
- [3] Myron Kayton, Walter R, Fried. Avionics Navigation Systems[M]. Second Edition Wiley Interscience Pub,1997.
- [4] 何培.机载大气数据系统静压源误差分析及修正方法的研究[D].天津:中国民航大学,2014.
- [5] 杨胜江,赵景朝,杨志红.嵌入式大气数据传感与惯性导航信息融合方法研究[J].战术导弹技术,2016(2).