

大型客机综合导航系统设计虚拟仿真教学指导书

南京航空航天大学 自动化学院 二〇二三年十二月



目录

环节一: 大型客机导航系统认知2
1: 大型客机导航系统组成认知2
2: 惯性导航系统原理与故障认知4
3: 卫星导航系统原理与故障认知
4: 无线电导航系统原理与故障认知13
5: 大气导航系统原理与故障认知16
6: 大型飞机导航显示仪表认知19
环节二: 多源组合导航系统集成设计
7: 导航传感器选型设计与集成。21
8: 组合导航滤波器架构设计22
9: 组合导航参数设计与性能评估
环节三: 导航系统故障检测与重构
10: 基于硬件冗余的故障检测
11: 基于解析冗余的故障检测29
12: 组合导航系统重构

环节一: 大型客机导航系统认知

1: 大型客机导航系统组成认知

开展大型客机导航系统组成认知学习,主要了解大型客机导航系统的组成,各导航设备/部件所在的位置以及它们的功能和性能。大型客机各导航设备包括:机载惯性导航系统、卫星导航系统、无线电导航系统、大气导航系统以及飞机导航显示仪表等。

(1) 惯性导航系统:

惯性导航系统可以仅依靠惯性传感器,就能实现全天候、全球性的自主三维定位、测姿和测速,而不需要与外界发生任何的光、电、磁等信息联系。因此,惯性导航系统是一种完全自主的导航系统。这一独特的优点,使其成为航天、航空和航海等领域中一种广泛使用的主要导航系统,是重要运载体不可缺少的核心导航设备,在导航领域中占有突出的地位。

平台可以对传统惯性导航系统以及旋转惯性导航系统进行器件级仿真。惯性导航系统的核心部件是惯性测量单元(Inertial Measurement Unit,IMU),其组成包括正交配置的三个陀螺和三个加速度计。IMU 仿真即为模拟陀螺和加速度计的输出,其中包含两个部分:一是根据航迹数据生成陀螺与加速度计的理想输出;二是根据陀螺与加速度计的误差特性添加其固定误差与随机误差。

(2) 卫星导航系统

卫星导航系统定位原理是以卫星导航系统卫星和用户接收机天线之间的距离观测量为基准,根据已知的卫星瞬时坐标,来确定用户接收天线的位置,卫星导航系统定位方法的实质是以星地空间距离为半径的三球交汇,用以求解三维坐标未知量,可以提供用户的三维位置信息。

卫星导航系统仿真中可模拟生成速度、经纬度、高度、等信息。同时可以根据需求,在误差发生器中生成速度误差、经纬度误差、高度误差等。

(3) 无线电导航系统

无线电导航系统是借助于运动体上的电子设备接收已设置的无线电信号进 行距离测量和角度测量,进而在此基础上通过几何式定位、定向的方式获得相 应的导航参数,从而确定运动体位置的一种导航系统。

无线电导航系统仿真中可模拟生成经纬度、高度等信息。同时可以根据需求,在误差发生器中生成经纬度误差、高度误差等。

(4) 大气导航系统

大气数据系统以大气数据计算机为核心,具有多种输入输出接口,用来测量、计算并指示飞机的多个飞行参数。大气数据系统通过伸在气流中的空速管感受压力和温度信息,压力和温度信息通过引气管路被压力传感器和温度传感器感知与测量,测量信号被传送到大气数据计算机,经过计算机的分析计算处理,输出并显示大气参数数据。

大气数据系统仿真中可模拟生成高度信息。同时可以根据需求,在误差发 生器中生成高度误差。

2: 惯性导航系统原理与故障认知

开展大型客机惯性导航系统工作原理、组成以及常见故障类型的认知学 习。

民航机载惯性导航系统主要分为两种类型,平台式惯性导航系统和捷联式惯性导航系统。平台式惯性导航系统中,惯性测量元件陀螺和加速度计安装在稳定平台上。对陀螺进行施矩控制,使平台跟踪指定的导航坐标系,利用 IMU 提供的信息进行导航参数解算。捷联式惯性导航系统中,惯性传感器都直接固连在载体上,输出的是载体相对于惯性空间的加速度和角速度,通过计算机实现惯性平台的导航解算。捷联惯性导航系统原理如图 1 所示。

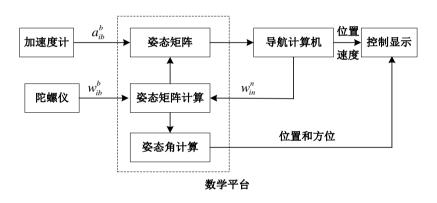


图 1 捷联惯性导航系统原理图

捷联惯性导航系统的解算主要包括姿态解算和导航解算两大部分。下面将具体研究捷联惯导系统的基本算法。

(1) 姿态角计算

姿态解算是捷联惯性导航的核心内容,可采用欧拉角法、姿态矩阵法和四元数法。四元数法具有计算效率高、适应全姿态等优点,是目前主要的计算方式。

1) 四元数和方向余弦阵的关系

四元数提供了矢量从一个坐标系到另一个坐标系的数学关系,将普通的三维空间矢量扩展成四维。如地理坐标系三维矢量 \mathbf{R}^n 和载体坐标系的三维矢量 \mathbf{R}^b 可表示为:

$$\mathbf{R}^{n} = \begin{bmatrix} 0 & X_{n} & Y_{n} & Z_{n} \end{bmatrix}^{T}$$

 $\mathbf{R}^{b} = \begin{bmatrix} 0 & X_{b} & Y_{b} & Z_{b} \end{bmatrix}^{T}$

引入四元数 $\Lambda = \begin{bmatrix} \lambda_0 & \lambda_1 & \lambda_2 & \lambda_3 \end{bmatrix}^T$,则

$$\mathbf{R}^{n} = \mathbf{\Lambda} \circ \mathbf{R}^{b} \circ \mathbf{\Lambda}^{-1}$$
$$\mathbf{R}^{b} = \mathbf{\Lambda}^{-1} \circ \mathbf{R}^{n} \circ \mathbf{\Lambda}$$

其中 $\Lambda^{-1} = \Lambda^* = \cos(\sigma/2) - n\sin(\sigma/2)$ 为 Λ 的共轭四元素。

将上式写为矩阵形式

$$Q(\mathbf{R}^b) = \mathbf{M}(\Lambda^{-1})\mathbf{M}(\mathbf{R}^n)Q(\Lambda) = \mathbf{M}(\Lambda^{-1})\mathbf{M}^*(\Lambda)Q(\mathbf{R}^n)$$

将其乘积的第一行和第一列去掉,即可得四元数与方向余弦矩阵的关系:

$$C_{n}^{b} = \begin{bmatrix} \lambda_{0}^{2} + \lambda_{1}^{2} - \lambda_{2}^{2} - \lambda_{3}^{2} & 2(\lambda_{1}\lambda_{2} + \lambda_{0}\lambda_{3}) & 2(\lambda_{1}\lambda_{3} - \lambda_{0}\lambda_{2}) \\ 2(\lambda_{1}\lambda_{2} - \lambda_{0}\lambda_{3}) & \lambda_{0}^{2} - \lambda_{1}^{2} + \lambda_{2}^{2} - \lambda_{3}^{2} & 2(\lambda_{2}\lambda_{3} + \lambda_{0}\lambda_{1}) \\ 2(\lambda_{1}\lambda_{3} + \lambda_{0}\lambda_{2}) & 2(\lambda_{2}\lambda_{3} - \lambda_{0}\lambda_{1}) & \lambda_{0}^{2} - \lambda_{1}^{2} - \lambda_{2}^{2} + \lambda_{3}^{2} \end{bmatrix}$$

由此可以得到四元数、姿态转换矩阵和姿态三者之间的关系,即可相互确定。

$$Q(\Lambda) \Leftrightarrow C_b^n(\psi,\theta,\gamma) \Leftrightarrow \psi,\theta,\gamma$$

因此,如果 θ 、 γ 、 ψ 已知,则可以直接得到 $Q(\Lambda)$

$$\lambda_{0} = \cos\frac{\psi}{2}\cos\frac{\theta}{2}\cos\frac{\gamma}{2} + \sin\frac{\psi}{2}\sin\frac{\theta}{2}\sin\frac{\gamma}{2}$$

$$Q(\Lambda) = \lambda_{1} = \cos\frac{\psi}{2}\sin\frac{\theta}{2}\cos\frac{\gamma}{2} + \sin\frac{\psi}{2}\cos\frac{\theta}{2}\sin\frac{\gamma}{2}$$

$$\lambda_{2} = \cos\frac{\psi}{2}\cos\frac{\theta}{2}\sin\frac{\gamma}{2} - \sin\frac{\psi}{2}\sin\frac{\theta}{2}\cos\frac{\gamma}{2}$$

$$\lambda_{3} = \cos\frac{\psi}{2}\sin\frac{\theta}{2}\sin\frac{\gamma}{2} - \sin\frac{\psi}{2}\cos\frac{\theta}{2}\cos\frac{\gamma}{2}$$

2) 四元数运动学微分方程

设 $\boldsymbol{\omega}_{nb}^{b}$ 矢量为四元数形式,表示载体坐标系相对地理坐标系的角速度在载体坐标系上的投影,其与 \boldsymbol{C}_{b}^{n} 对应的四元数 $\boldsymbol{\Lambda}$ 具有如下微分方程关系:

$$\mathbf{\Lambda}' = 0.5\mathbf{\Lambda} \circ \boldsymbol{\omega}_{nb}^b$$

用矩阵表示为:

$$\begin{bmatrix} \lambda_0' \\ \lambda_1' \\ \lambda_2' \\ \lambda_3' \end{bmatrix} = 0.5 \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{nbx}^b & -\omega_{nby}^b & -\omega_{nbz}^b \\ \omega_{nbx}^b & 0 & \omega_{nbz}^b & -\omega_{nby}^b \\ \omega_{nby}^b & -\omega_{nbz}^b & 0 & \omega_{nbx}^b \\ \omega_{nbz}^b & \omega_{nby}^b & -\omega_{nbx}^b & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \lambda_0 \\ \lambda_1 \\ \lambda_2 \\ \lambda_3 \end{bmatrix}$$

其等效的矩阵矢量形式为:

$$Q(\Lambda') = 0.5M(\Lambda)Q(\omega_{nb}^b) = 0.5M^*(\omega_{nb}^b)Q(\Lambda)$$

四元数微分方程的求解,类似矩阵微分方程,可用毕卡逼近法求解,得解析 表达式如下:

$$\mathbf{Q}(\mathbf{\Lambda}_t) = e^{\int_0^t 0.5\mathbf{M}^*(\boldsymbol{\omega}_{nb}^b)dt} \mathbf{Q}(\mathbf{\Lambda}_0)$$

但实际上只有 $\boldsymbol{\omega}_{nb}^{b}$ 在短时间内方向不变时,以上指数积分方能成立,否则,将引入不可交换性误差,严格地说,应采用等效转动矢量算法。

在近似意义下,定义:

$$[\Delta \theta] = \int_0^t \mathbf{M}^* (\boldsymbol{\omega}_{nb}^b) dt = \begin{bmatrix} 0 & -\Delta \theta_x & -\Delta \theta_y & -\Delta \theta_z \\ \Delta \theta_x & 0 & \Delta \theta_z & -\Delta \theta_y \\ \Delta \theta_y & -\Delta \theta_z & 0 & \Delta \theta_x \\ \Delta \theta_z & \Delta \theta_y & -\Delta \theta_x & 0 \end{bmatrix}$$

将[$\Delta\theta$]代入,并用级数的方法处理,可得精确的解析表达式:

$$Q(\Lambda_0) = \left\{ \cos(\Delta \theta_0 / 2) I + \sin(\Delta \theta_0 / 2) / \Delta \theta_0 [\Delta \theta] \right\} Q(\Lambda_0)$$

其中:
$$\Delta\theta_0^2 = (\Delta\theta_x^2 + \Delta\theta_y^2 + \Delta\theta_z^2)$$

用四元数法进行姿态解算,主要有以下几个步骤:

- (1)计算当前的相对角速率 \overline{w}_{nb}^{b} ;
- (2)求解四元数微分方程并规范化四元数;
- (3)由四元数计算姿态矩阵 C_h^n ;
- (4)由姿态矩阵 C_{i}^{n} 提取出实际的姿态角。

程序中采用的"东北天"地理坐标系,下图 3.2 所示为地球坐标系、地理坐标系和机体坐标系的方位关系。

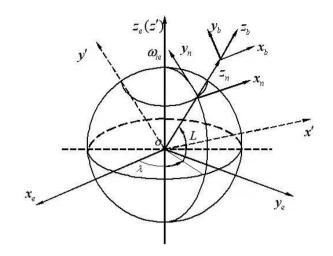


图 2 地球坐标系、地理坐标系和机体坐标系之间的方位关系则机体坐标系与地理坐标系之间的载体姿态矩阵及欧拉角定义式为:

$$C_n^b = \begin{bmatrix} \cos\gamma\cos\psi + \sin\gamma\sin\theta\sin\psi & -\cos\gamma\sin\psi + \sin\gamma\sin\theta\cos\psi & -\sin\gamma\cos\theta \\ \cos\theta\sin\psi & \cos\theta\cos\psi & \sin\theta \\ \sin\gamma\cos\psi - \cos\gamma\sin\theta\sin\psi & -\sin\gamma\cos\psi - \cos\gamma\sin\theta\cos\psi & \cos\gamma\cos\theta \end{bmatrix}$$

其中: θ 为俯仰角, γ 为横滚角, Ψ 为航向角。

根据上式,当由四元数得到对等的姿态矩阵 C_n^b 后,由姿态矩阵与姿态角的对应关系,可得到载体的三个姿态角。用 T_{ii} 表示 C_n^b 的元素(i,j=1,2,3)则可得:

$$\theta = \arctan \frac{T_{23}}{\sqrt{T_{21}^2 + T_{22}^2}}$$

$$\gamma = \arctan(-\frac{T_{13}}{T_{33}})$$

$$\psi = \arctan \frac{T_{21}}{T_{22}}$$

其中: 航向角 Ψ 的定义域为 0° ~ 360° ,横滚角 γ 的定义域为 -180° ~ 180° , 俯仰角 θ 的定义域为: -90° ~ 90° 。

(2) 速度计算

由于加速度计固连在载体上,它的输出是机体系相对于惯性空间的比力在机体系上的投影。因此需要把原始输出比力 \bar{f}_{ib}^{b} 转换为 \bar{f}_{ib}^{n} ,当已得到了姿态转移矩阵 C_{b}^{n} 后,比力的转换关系为:

$$f_{ih}^n = C_h^n \cdot f_{ih}^b$$

由比力方程:

$$\overline{f} = \dot{\overline{v}}_{en} + (2\overline{w}_{ie} + \overline{w}_{en}) \times \overline{v}_{en} - \overline{g}$$

可得载体在东北天坐标系中的速度微分方程为:

$$\dot{v}_{E} = f_{E}^{n} - (2w_{ie} \sin L + \frac{v_{E}}{R_{N} + h} \tan L)v_{N} - (2w_{ie} \cos L + \frac{v_{E}}{R_{N} + h})v_{U}$$

$$\dot{v}_{N} = f_{N}^{n} - (2w_{ie} \sin L + \frac{v_{E}}{R_{N} + h} \tan L)v_{E} - \frac{v_{N}}{R_{M} + h}v_{U}$$

$$\dot{v}_{U} = f_{U}^{n} + \frac{v_{N}}{R_{M} + h}v_{N} + (2w_{ie} \cos L + \frac{v_{E}}{R_{N} + h})v_{E} - g$$

由上式可求得载体在地理坐标系中的速度。式中,L是当地的纬度, λ 是当地经度;角下标注 E,N,U 代表地理坐标系的东、北、天方向; w_{ie} 为地球自转角速度; R_M 为子午圈地球曲率半径, $R_M = R_e(1-2f+3f\sin^2L)$; R_N 为卯酉圈地球曲率半径, $R_N = R_e(1+f\sin^2L)$, $R_e = 6378137 \text{m}$,f = 1/298.257;L表示纬度,h表示高度; δL 为纬度误差。速度微分方程是一阶三维微分方程,随着比力 \overline{f}_{ib}^n 的变化,速度会不断变化。

(3) 位置计算

由于载体在地球表面运动,因此定位计算时必须考虑地球曲率的影响,以经 纬度和高度作为定位的物理量,由以下微分方程可求得载体的实时位置:

$$\dot{L} = \frac{v_N}{R_M + h}$$

$$\dot{\lambda} = \frac{v_E}{(R_N + h)\cos L}$$

$$\dot{h} = v_U$$

3: 卫星导航系统原理与故障认知

全球导航卫星系统(GNSS)是一个世界范围的定位和定时系统,包含一个或多个卫星星座,并且在必要的时候需要增强系统以支持所需要的导航性能。GNSS星座主要包括美国的 GPS、中国的"北斗"卫星导航系统、俄罗斯的 GLONASS、欧洲的 Galileo。

卫星导航系统定位原理是以卫星导航系统卫星和用户接收机天线之间的距离观测量为基准,根据已知的卫星瞬时坐标,来确定用户接收天线的位置,卫星导航系统定位方法的实质是以星地空间距离为半径的三球交汇,用以求解三维坐标未知量,可以提供用户的三维位置信息。因此,在一个测站上,只需3个独立距离观测量。考虑到卫星的时钟与接收机时钟之间的误差,实际上有4个未知数,X、Y、Z和钟差,因而需要引入第4颗卫星,形成4个方程式进行求解,从而得到观测点的经纬度和高程。其定位原理如图3所示。

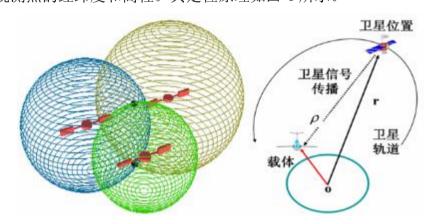


图 3 卫星导航系统定位原理示意图

环绕地球运行的 GPS 卫星,发射调制后的无线电波信号。用户的接收机接收到多颗 GPS 卫星的信号,并且从信号中分离出卫星的导航电文,通过计算电波的延迟时间来求取伪距观测量,并利用该观测量进行用户的定位计算和速度求取。本节介绍基于测码伪距的单点定位原理。

GPS 导航星系统是无源测距系统。在无源测距系统中,用户通过比较接收到的卫星发射的信号和本地参考信号,测量传播延时。若卫星时钟和用户时钟同步,即两时钟同频同相,或已知相差,那么测得的延时 τ 正比于卫星和用户间的距离 S, $S=c\cdot \tau$, 其中 c 为电波传播速度。

若用户钟和卫星钟有钟差 Δt ,这时测得的传播延时 τ 及相应的距离P并不是

真正的电波传播时延 τ 及卫星到用户的距离S,此时P称为伪距量测值,忽略电离层和对流层的折射影响后,伪距单点定位单颗卫星对应的状态方程可以写成下式:

$$P_i^j(t) = S_i^j(t) + c\Delta t_i + \Delta_i$$

$$S_{i}^{j}(t) = \sqrt{\left(X^{j}(t) - X_{i}(t)\right)^{2} + \left(Y^{j}(t) - Y_{i}(t)\right)^{2} + \left(Z^{j}(t) - Z_{i}(t)\right)^{2}}$$

其中, $P_i^j(t)$ 是伪距观测值, $S_i^j(t)$ 是 t 时刻卫星 j 与接收机 i 的计算距离, $c\Delta t_i$ 为接收机钟差的等效距离误差,c 为钟速, Δt_i 为接收机 i 的钟差, Δ_i 为接收机 i 的观测误差,包括电离层误差、对流层误差钟差等。在实测解算中,需要将上述误差建模进状态方程进行解算;在仿真解算中,上述误差的仿真会影响控制变量时对误差的控制,通常不进行仿真,故而用 Δ_i 表征所有误差。 $X^j(t)$ $Y^j(t)$ $Z^j(t)$ 代表 t 时刻时卫星 j 在地心地固系下的位置坐标, $X_i(t)$ $Y_i(t)$ $Z_i(t)$ 代表 t 时刻时载体 i 在地心地固系下的接收机位置的三维取值;

GNSS 系统最小二乘定位的观测方程表示为:

$$Z = HX + \varepsilon$$

其中,Z为观测值矩阵,H为观测矩阵,X是待估计量, ε 为观测误差矩阵; 当观测值有故障时,观测方程表示如下:

$$Z = HX + b + \varepsilon$$

其中,b为故障矩阵,ε为误差矩阵;相对于各个卫星的观测方程表示为:

$$\mathbf{Z}_{i}^{j} = \mathbf{H}_{i}^{j} \mathbf{X} + \mathbf{b}_{i}^{j} + \mathbf{\varepsilon}_{i}^{j}$$

其中, \mathbf{Z}_{i}^{j} 是观测值矩阵,即 \mathbf{Z} 中对应于卫星j 的观测值, \mathbf{H}_{i}^{j} 是观测值矩阵 \mathbf{H} 中对应于卫星j 的观测矩阵, \mathbf{b}_{i}^{j} 为观测值 \mathbf{Z}_{i}^{j} 的故障大小, $\mathbf{\epsilon}_{i}^{j}$ 为观测值 \mathbf{Z}_{i}^{j} 的误差:

将状态方程中的观测误差进行进一步建模,得:

$$P_i^j(t) = \left(S_i^j(t) + c\Delta t_i\right) + \Delta_i$$
$$= \left(S_i^j(t) + c\Delta t_i\right) + b_i^j + \varepsilon_i^j$$

其中, $S_i^j(t)$ 时刻 $_t$ 卫星 $_j$ 与接收机 $_i$ 的计算距离, b_i^j 为卫星 $_j$ 对应观测值的故障大小, ε_i^j 为卫星 $_j$ 经误差改正后的残余误差;

首先, 需要将状态方程转化为观测方程的形式:

$$\begin{split} &P_{i}^{j}(t) = \left(S_{i}^{j}(t) + c\Delta t_{i}\right) + \Delta_{i} \\ &= \left(\sqrt{\left(X^{j}(t) - X_{i}(t)\right)^{2} + \left(Y^{j}(t) - Y_{i}(t)\right)^{2} + \left(Z^{j}(t) - Z_{i}(t)\right)^{2}} + c\Delta t_{i}\right) + b_{i}^{j} + \varepsilon_{i}^{j} \\ &= \mathbf{H}_{i}^{j}\mathbf{X} + b_{i}^{j} + \varepsilon_{i}^{j} \end{split}$$

(1) 泰勒线性展开

 $S^{j}(t)$ 为非线性函数,将其进行泰勒展开为:

$$\begin{split} P_{i}^{j}(t) &= S_{i0}^{j}(t) + \frac{X_{i} - X^{j}(t)}{S_{i0}^{j}(t)} x_{i} + \frac{Y_{i} - Y^{j}(t)}{S_{i0}^{j}(t)} y_{i} + \frac{Z_{i} - Z^{j}(t)}{S_{i0}^{j}(t)} z_{i} + c\Delta t_{i} + b_{i}^{j} + \varepsilon_{i}^{j} \\ &= S_{i0}^{j}(t) + \left[\frac{X_{i} - X^{j}(t)}{S_{i0}^{j}(t)} \frac{Y_{i} - Y^{j}(t)}{S_{i0}^{j}(t)} \frac{Z_{i} - Z^{j}(t)}{S_{i0}^{j}(t)} 1 \right] \begin{bmatrix} x_{i} \\ y_{i} \\ z_{i} \\ c\Delta t_{i} \end{bmatrix} + b_{i}^{j} + \varepsilon_{i}^{j} \end{split}$$

其中, $S_{i0}^{j}(t)$ 为零阶常数项; X_{i} , Y_{i} , Z_{i} 代表当前时刻载体i 在地心地固系下的接收机位置的三维取值; x_{i} , y_{i} , z_{i} , $c\Delta t_{i}$ 是方程的自变量;则观测值矩阵**H**中对应于卫星j的观测矩阵为:

$$\mathbf{H}_{i}^{j} = \begin{bmatrix} X_{i} - X^{j}(t) & Y_{i} - Y^{j}(t) & Z_{i} - Z^{j}(t) \\ S_{i0}^{j}(t) & S_{i0}^{j}(t) & 1 \end{bmatrix}, 其中,待估计量X = \begin{bmatrix} x_{i} \\ y_{i} \\ z_{i} \\ c\Delta t_{i} \end{bmatrix},$$

则观测矩阵为
$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \frac{X_i - X^1(t)}{S_i^1(t)} & \frac{Y_i - Y^1(t)}{S_i^1(t)} & \frac{Z_i - Z^1(t)}{S_i^1(t)} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{X_i - X^j(t)}{S_i^j(t)} & \frac{Y_i - Y^j(t)}{S_i^j(t)} & \frac{Z_i - Z^j(t)}{S_i^j(t)} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{X_i - X^n(t)}{S_i^n(t)} & \frac{Y_i - Y^n(t)}{S_i^n(t)} & \frac{Z_i - Z^n(t)}{S_i^n(t)} & 1 \end{bmatrix};$$

(2) 位置迭代过程

设中间变量 $p_i^j(t)$:

$$p_{i}^{j}(t) = P_{i}^{j}(t) - S_{i0}^{j(k)}(t) = \frac{X_{i}^{(k)} - X^{j}(t)}{S_{i0}^{j(k)}(t)} x_{i} + \frac{Y_{i}^{(k)} - Y^{j}(t)}{S_{i0}^{j(k)}(t)} y_{i} + \frac{Z_{i}^{(k)} - Z^{j}(t)}{S_{i0}^{j(k)}(t)} z_{i} + c\Delta t_{i} + \left(b_{i}^{j} + \varepsilon_{i}^{j}\right)$$

$$p_{i}^{j}(t) = P_{i}^{j}(t) - S_{i0}^{j(k)}(t)$$

$$S_{i0}^{j(k)}(t) = \sqrt{\left(X^{j}(t) - X_{i}^{(k)}\right)^{2} + \left(Y^{j}(t) - Y_{i}^{(k)}\right)^{2} + \left(Z^{j}(t) - Z_{i}^{(k)}\right)^{2}}$$

其中, $S_{i0}^{j(k)}(t)$ 为零阶常数项,上标中的 k 表示第 k 次迭代后的结果计算当前时刻卫星与接收机的计算距离,括号中的t 代表量测对应的时刻;

其中, $X_i^{(k)}Y_i^{(k)}Z_i^{(k)}$ 是迭代 k 次后接收机i的地心地固系下的三维位置坐标估计值; $X_i^{(0)}Y_i^{(0)}Z_i^{(0)}$ 代表t时刻时接收机i在地心地固系下的位置坐标的迭代初值,

由于后续迭代的存在, 迭代初值可采用上一时刻的位置解算值; 将公式 3.32 组合为相应的矩阵运算为:

$$\mathbf{p}_i(\mathbf{t}) = \mathbf{H}\mathbf{X} + \mathbf{\Delta}$$

其中, $\mathbf{p}_{i}(\mathbf{t}) = \left(p_{i}^{1}(t), p_{i}^{2}(t), \dots, p_{i}^{j}(t), \dots, p_{i}^{n}(t)\right)^{T}$; 计算观测矩阵 **H** 为:

$$\mathbf{H}^{(k)} = \begin{bmatrix} \frac{X_{i}^{(k)} - X^{1}(t)}{S_{i0}^{1(k)}(t)} & \frac{Y_{i}^{(k)} - Y^{1}(t)}{S_{i0}^{1(k)}(t)} & \frac{Z_{i}^{(k)} - Z^{1}(t)}{S_{i0}^{1(k)}(t)} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{X_{i}^{(k)} - X^{j}(t)}{S_{i0}^{j(k)}(t)} & \frac{Y_{i}^{(k)} - Y^{j}(t)}{S_{i0}^{j(k)}(t)} & \frac{Z_{i}^{(k)} - Z^{j}(t)}{S_{i0}^{j(k)}(t)} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{X_{i}^{(k)} - X^{n}(t)}{S_{i0}^{n(k)}(t)} & \frac{Y_{i}^{(k)} - Y^{n}(t)}{S_{i0}^{n(k)}(t)} & \frac{Z_{i}^{(k)} - Z^{n}(t)}{S_{i0}^{n(k)}(t)} & 1 \end{bmatrix}$$

 $S_{i0}^{j(k)}(t)$ 是第 k 次迭代后,对应卫星位置坐标与接收机位置坐标 $X_i^{(k)}Y_i^{(k)}Z_i^{(k)}$ 的计算距离;

根据观测方程,三维位置与接收机钟差的估计值如下:

$$\hat{\mathbf{x}} = \left(\mathbf{H}^T \mathbf{W} \mathbf{H}\right)^{-1} \mathbf{H}^T \mathbf{W} \mathbf{p}_i(t)$$

其中, $\hat{\mathbf{x}} = (\hat{X}_i, \hat{Y}_i, \hat{Z}_i, c\Delta t)^T$ 为每次迭代的估计结果,**w** 是加权矩阵;

经过 k 次迭代计算出接收机估计值 $\mathbf{X}_{i}^{(k)}$ 的过程如下:

$$\mathbf{X}_i^{(k)} = \mathbf{X}_{i0}^{(k)} + \hat{\mathbf{X}}_i^{(k)}$$

迭代 k 次后待估参数 X 的估计值 $\mathbf{X}_{i}^{(k)}$ 为($X_{i}^{(k)}$ $Y_{i}^{(k)}$ $Z_{i}^{(k)}$ $c\Delta t^{(k)}$), $\mathbf{X}_{i0}^{(k)}$ 是此次迭代的位置初值,也为定位过程中上一个迭代的结果; $c\Delta t^{(k)}$ 是估计的接收机钟差项,每次迭代均会更新;若满足迭代条件 $\hat{\mathbf{x}} = \left(\hat{X}_{i}, \hat{Y}_{i}, \hat{Z}_{i}, c\Delta t\right)^{T}$ 的每一项均小于 10^{3} m,则迭代完成;若不满足迭代条件,则继续迭代计算,直至满足迭代条件,获得定位结果。

4: 无线电导航系统原理与故障认知

开展大型客机无线电导航系统工作原理、组成以及常见故障类型的认知学 习。

VOR 系统组成主要包括地面信标台和机载接收指示设备两部分,可以提供相对信标台的方位信息,如图 4 所示。工作频率为 108~118MHz,最大作用距离为 200 海里,测角精度优于 1.4°。



图 4 VOR 系统测向示意图

VOR 系统的测角原理是根据可变相信号和基准相位信号的相位差来导航,相位差随着飞机飞行的位置改变而变化。机上 VOR 接收机接收这两种发射信号,测出其相位差,即可计算出飞机相对地面台的磁方位角。VOR 地面台的发射天线布置如图 5 所示。

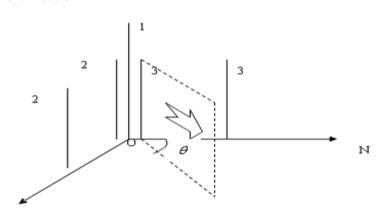


图 5 VOR 台的发射天线布置

机载 VOR 接收机接收到这两种信号,将 30Hz 频率的相位进行比较作差,便可获得方位角 θ ,即飞机相对地面台的位置矢量偏离地面台北方向的角度,角度的正负值规定与飞机航向角正负值相同。

VOR 地面台虽然全方位发射信号,但天线顶空不能发射信号,所以会形成顶空盲区,如图 6 所示,大致为以天线为顶点的倒置圆锥区,圆锥顶角一般为 $60^{\circ}\sim100^{\circ}(\alpha=30^{\circ}\sim50^{\circ})$ 。

理论上使用两套 VOR 系统就能够确定飞机的位置,但由于两个 VOR 站台相距较远时,VOR 系统测得的方位误差偏大,因此 VOR 系统一般不单独使用,常与 DME 系统组合使用。

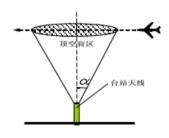


图 6 台站天线顶空盲区示意图

▶ DME 系统工作原理

DME 是一种无线电测距系统,无线电测距方法有多种,最常用的是量测两点之间电波传播时间以确定距离。根据电波在均匀介质恒速直线传播的特性,可知两点之间的距离正比与电波的传播时间。较为精确的方式是双程测距法,即询问-应答的转发方法,具体的过程是:运动体向地面导航台发出询问信号,地面导航台接收到这一信号并随即发出应答信号,运动体接收到应答信号以后,与询问信号相比较,测出信号所经过的时间间隔。

DME 采用脉冲法进行测距,脉冲测距系统在量测目标距离时,不可避免地会产生误差。测距误差从数量上说明了测距精度,是测距系统的重要参数。

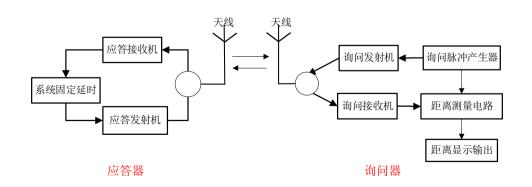


图 7 测距系统组成框图

如图 7 所示, DME 主要的测距原理是: 机载询问器发出无线电脉冲波, 地面应答器接收到信号后经过一段固定的时间延时, 再向机载询问器接收机发 射应答信号, 机载设备收到信号之后, 根据发射时间和接收时间的时间差, 再 减去固定延时, 就能得到飞机和该地面站台之间的斜距。计算公式如下:

斜距=1/2×电磁波波速×(信号收发时间间隔-固定延时)

DME 系统的作用距离一般为 $300 \sim 500 km$, 最远可达700 km, 利用两套 DME 系统就能够实现对飞机位置的量测。

5: 大气导航系统原理与故障认知

开展大型客机大气导航系统工作原理、组成以及常见故障类型的认知学 习。

大气数据系统以大气数据计算机为核心,具有多种输入输出接口,用来测量、计算并指示飞机的多个飞行参数。大气数据系统通过伸在气流中的空速管感受压力和温度信息,压力和温度信息通过引气管路被压力传感器和温度传感器感知与测量,测量信号被传送到大气数据计算机,经过计算机的分析计算处理,输出并显示大气参数数据。

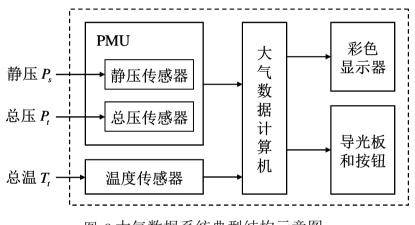


图 8 大气数据系统典型结构示意图

图 8 为大气数据系统典型结构示意图。该系统中,压力测量单元 PMU(Pressure Measure Unit)采用霍尼韦尔公司的精密压力传感器 PPT(Precision Pressure Transducer)作为大气数据系统的压力传感器。选择高精度、稳定可靠的压力传感器是大气数据系统设计的一个重要步骤,采用的 PPT 由硅压阻式压力传感器、微处理器和其它电路组成,经过数字补偿后,PPT 在整个工作温度范围 (-40~+85°C)内全量程的精度可达到 0.05%。大气数据计算机是一款宽温、体积小、接口丰富的小型单板计算机,具有浮点计算能力,适合在捷联惯导和大气数据系统等计算量较大的情况下使用,在大气数据系统中计算气压高度、空速和马赫数等飞机飞行参数。最后大气数据系统将计算得到的飞行参数通过串口传给彩色显示器以及飞行控制系统。

大气数据系统三部分主要功能如下:

- 温度传感器是通过测量物质的某些物理参数随温度的变化而间接地测量温度的装置。大气数据系统的温度传感器主要测量飞行器周围气流的温度,并提供给大气数据计算机。
- 2) 压力传感器是一种将压力信号转变成电信号的传感器,主要分为静态和 动态压力传感器两种。大气数据系统的压力传感器主要负责感知测量飞 行器周围气流的总压与静压作为大气数据计算机的主要数据来源,并据 此计算出其他关键的飞行参数。
- 3) 大气数据计算机(AIR DATA COMPUTER,ADC)是解算飞行参数,进行飞行管理的主要电子设备之一。其利用原始参数传感器测量的大气总压、静压、总温等参数,根据特定的大气数据方程,计算并输出高度、速度、升降速度、马赫数等飞行参数,而且可以生成多种一次性指令的装置。同时它还把这些参数和指令信号供给机上其他系统。

大气数据测量的工作原理是:接收从空速管来的大气静压压力、总压压力和 大气温度传感器的温度电阻信号,通过压力传感器将其转换为电信号,通过数学 解算得到气压高度及速度等一系列数据,如图 9 所示。

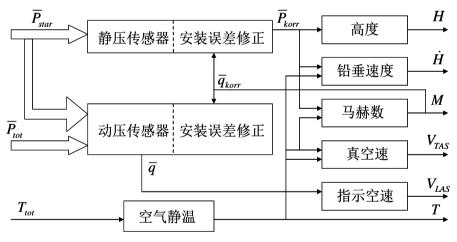


图 9 大气数据系统测量原理图

机载大气数据系统主要输出垂直通道的气压高度信息。利用大气压力随高度变化的特性,通过突出在机体外的静压管测量飞机所在处的大气压力(静压 p_s),间接测量出飞机的飞行高度。

理想气态方程:

$$p = \frac{\rho R^* T}{M} = \rho R T$$

流体静力学方程:

$$dp = -\rho g dh$$

由上式可以推导出标准气压高度的表达式:

$$H_{p} = \frac{T_{b}}{\beta} [(\frac{p_{s}}{p_{b}})^{-\beta R/g} - 1] + H_{b}$$

式中:

P——大气静压(Pa);

 ρ ——大气密度 (kg/m^3) ;

R——气体常数, $R = \frac{R^*}{M} = 287.05287(m^2/(k \cdot s^2));$

T——气体的温度(K):

M ——气体的摩尔质量, 28.964420(kg/kmol);

 R^* ——通用气体常数,8314.32(kg/m^2)/($s^2 \cdot k \cdot kmol$);

g——重力加速度, $g = 9.80665(m/s^2)$;

h——几何高度(m);

 p_s ——气压高度对应的大气静压(Pa);

 p_b ——相位层的大气静压下限值(Pa);

 H_b ——相位层的重力势高度(m);

 T_b ——相位层的大气温度下限值(K);

 β ——温度的垂直变化率(K/m);

 H_p —气压高度(m);

由上述分析可知, 高度与大气参数成如下函数关系:

$$H_p = f(p_s, p_b, T_b, \beta)$$
 3.1

高度 <i>H_p</i> (km)	温度 T (K)	压力P _s (mmHg)	垂直温度梯度 β (K/km)	温度与高度关系
-5	320.65	1333.3	-6.5	
0	288 15	760	-6.5	

-6.5

0

 $T = T_b + \beta (H_p - H_b)$

表 1 大气温度、垂直温度梯度与高度的分层关系

标准大气下,对流层和平流层的压力下限 p_b 、温度下限 T_b 和温度梯度 β 均 为已知常数,但它们气温随高度的变化规律不同,因此标准气压高度公式呈分段 函数,分别适用对流层和平流层,满足下述函数关系式:

$$\begin{cases} H_{p} = 145442 \times \left[1 - \left(\frac{p_{s}}{29.9213} \right)^{0.19026} \right], & H_{p} < 36089 \text{ft} \\ H_{p} = 36089 - 20806 \times \left[\ln \left(\frac{p_{s}}{6.68324} \right) \right], & 36089 \text{ft} \le H_{p} < 65617 \text{ft} \end{cases}$$

$$3. 2$$

式中: H_p 的单位为英尺, p_H 的单位为英寸汞柱。

170.26

41.47

8.77

6: 大型飞机导航显示仪表认知

30

11(36089ft)

20(65617ft)

275.15

255.65

226.65

开展大型客机导航仪表的认知学习。



图 10飞机驾驶舱导航显示



图 11 机载主显示意图

环节二: 多源组合导航系统集成设计

本环节为多源组合导航系统的集成设计,学生选取不同型号、不同类型的导航设备,通过连线实现多源融合导航系统的集成设计,并在此基础上对多源融合导航系统的融合滤波架构进行设计,利用控制变量法、对比法、图像法等多种实验方法,分析各个导航性能参数对导航系统设计影响的计算和评估,旨在培养学生根据实际精度、经济性、可靠性、重量、体积等方面的技术指标需求,实现"分析设计"层面的训练。

7: 导航传感器选型设计与集成。

针对不同类型的导航传感器,根据对其工作原理的认知,了解影响传感器性能的关键参数。进而能够根据对导航系统性能的整体需求,选取合适数量、精度及性能的导航传感器。

惯性导航系统: 陀螺零偏, 陀螺白噪, 加速度计零偏, 加速度计白噪。

卫星导航系统: 伪距测量误差、钟差。

大气数据系统:测量误差。

无线电导航系统:斜距测量误差。

从导航传感器库中,选取需要的导航设备,并拖放到飞机相应的位置处,通过鼠标拖拽连线的方式,将导航传感器连接至飞行管理系统(FMS),构成组合导航系统,实现导航传感器集成。通过鼠标点击该导航设备,可对其关性能参数进行设置。

惯导提供位置、速度和姿态信息。卫星提供位置与速度信息。大气数据计算机提供高度与空速信息。无线电导航系统提供位置信息。

8: 组合导航滤波器架构设计

掌握组合导航滤波器架构设计以及滤波算法的原理,并能实现组合导航滤 波算法设计,实现导航定位解算。

依照典型机载导航设备配置,惯性基准系统负责完成惯性导航解算,输出惯性导航信息;在此基础上,利用各辅助导航系统分别输出的载体位置、姿态等信息,与惯导进行信息融合,并构建相应的子滤波系统。将以惯性导航系统为基础,分别构成气压高度辅助惯性导航子滤波系统,GNSS/IRS 子滤波系统,陆基无线电/IRS 子滤波系统的多信息融合组合导航系统。

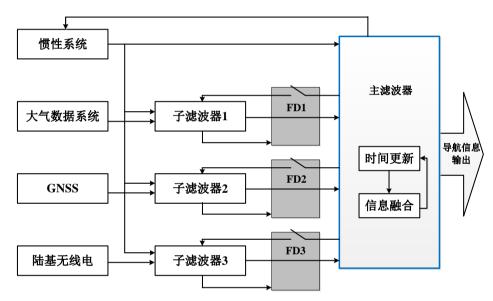


图 12 多源导航信息融合方案图

基于联邦滤波框架,构建多源信息自适应融合方法。联邦滤波器的结构如 所示,它有两层滤波结构,分别为子滤波器结构和主滤波器结构,子滤波器解 算的局部最优估计值经过全局融合后,可以获得最终的最优估计值。

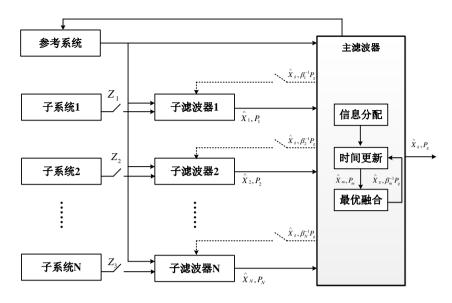


图 13 联邦滤波构架图

假定系统的状态空间模型如下:

$$\begin{cases} \boldsymbol{X}_k = \boldsymbol{\Phi}_{k,k-1} \boldsymbol{X}_{k-1} + \boldsymbol{\Gamma}_{k-1} \boldsymbol{W}_{k-1} \\ \boldsymbol{Z}_k = \boldsymbol{H}_k \boldsymbol{X}_k + \boldsymbol{V} \end{cases}$$

式中 W_k 的协方差矩阵为 Q_k , V_k 的协方差阵为 R_k 。

各个子系统的状态空间模型如下:

$$\begin{cases} X_{i,k} = \Phi_{i,(k,k-1)} X_{i,k-1} + \Gamma_{i,k-1} W_{i,k-1} \\ Z_{i,k} = H_{i,k} X_{i,k} + V_{i,k} \end{cases}, i = 1, 2, 3...$$

式中 $W_{i,k}$ 的协方差矩阵为 $Q_{i,k}$, $V_{i,k}$ 的协方差阵为 $R_{i,k}$ 。

假设各个子系统的估计互不相关,则联邦卡尔曼滤波算法包括下面五个过程:

1) 设置滤波的初始值。初始的状态变量误差协方差矩阵 $_{P_{i,0}}$ 和系统噪声协方差阵 $_{Q_{i,0}}$ 可由系统初始值确定,即

$$P_{i,0} = \beta_i^{-1} P_{g,0}, Q_{i,0} = \beta_i^{-1} Q_{g,0}$$

2) 时间更新。在各个子滤波器之间分别单独进行时间更新:

$$\hat{X}_{i,k+1/k} = \Phi_{i,k+1/k} \hat{X}_{i,k}$$

$$P_{i,k+1/k} = \Phi_{i,k+1/k} P_i \Phi_{i,k+1/k}^T + \Gamma_i Q_{i,k} \Gamma_{i,k}^T$$

3) 量测更新。子滤波器独立进行各自的量测更新:

$$\begin{split} K_{i,k+1} &= P_{i,k+1/k} H_{i,k+1}^T (H_{i,k+1} P_{i,k+1/k} H_{i,k+1}^T + R_{i,k+1})^{-1} \\ \hat{X}_{i,k+1} &= \hat{X}_{i,k+1/k} + K_{i,k+1} (Z_{i,k+1} - H_{i,k+1} \hat{X}_{i,k+1/k}) \\ P_{i,k+1} &= (I - K_{i,k+1} H_{i,k+1}) P_{i,k+1/k} \end{split}$$

因为主滤波器不存在对应的量测信息, 所以主滤波器不需要进行量测更新。

4) 信息融合。联邦卡尔曼滤波的核心算法:将子滤波器的局部最优解进行融合,获得融合后的全局最优解。融合方程可以表述为:

$$P_{g,k} = (\sum_{i,k} P_{i,k}^{-1})^{-1}$$

$$\hat{X}_{g,k} = P_{g,k} \sum_{i,k} (P_{i,k}^{-1} \hat{X}_{i,k})$$

5) 信息分配和反馈。将全局最优估计值 \hat{X}_{s} 、误差协方差矩阵 P_{s} 、系统噪声协方差矩阵 Q_{s} 反馈到子滤波器中,可以表述为:

$$\hat{X}_{i,k} = \hat{X}_{g,k}$$

$$P_{i,k} = \beta_i^{-1} P_{g,k}$$

$$Q_{i,k} = \beta_i^{-1} Q_{g,k}$$

 β_i 表示信息分配系数, β_i >0,满足以下方程:

$$\beta_m + \sum_{i=1}^n \beta_i = 1$$

联邦滤波中,子滤波器数量及配置变化引起的联邦滤波器结构改变,同样会导致导航融合输出的不稳定。因此,"信息分配"在组合导航系统过程作为一个关键性问题,直接影响联邦滤波器的容错性和精度等性能,也是它与其他分散式滤波方法相区别的重要特征。

9: 组合导航参数设计与性能评估

掌握组合导航系统参数设计及性能评估方法。设计组合导航系统中惯性导航、卫星导航、无线电导航、大气导航系统的各项参数,形成高性能组合导航系统。

位置信息: 纬度-90°~90°, 经度-180°~180°, 高度 0m~20000m。

速度信息: 0~400m/s。

姿态信息: 横滚角-180°~180°,俯仰角-90°~90°,方位角 0°~360°。

根据起飞、中间进近、最终进近等不同航段精度需求的 RNP 值,分析系统 ANP 是否满足要求。

环节三: 导航系统故障检测与重构

本环节为导航系统故障检测与重构,学生通过本环节的学习,可掌握各导航系统的故障类型以及不同故障的检测方法,包括基于硬件冗余的故障检测、基于解析式冗余的故障检测。在对故障检测的基础上,进一步实现系统的重构。

● 硬件隔离

针对某些已经出现严重故障或是长期无响应的导航设备常采用硬件隔离的方式。例如,导航传感器收到撞击、震动、雷击等因素造成了芯片等电路结构的硬件故障,或 GNSS 接收机在某些特定的区域无法接收到信号,造成 GNSS 设备长时间无响应时,通常采用硬件隔离的方式对这些故障进行排除。一般对这些不能工作的设备进行断电处理,切断其信号。这种方式下通常的机载设备都会采用硬件冗余来维持系统的信号的多样性。

● 软件隔离

软件隔离通常是使用在某些情况下例如:设备老化、环境影响等,设备信号受到干扰而造成了量测值的故障。系统中采用一些数学方式来对多样设备信号进行组合,使系统具备软件余度。故障隔离是根据滤波器的故障检测结果进行的。针对信息融合结构,为每个局部滤波器设计故障检测模块,故障检测模块的功能是实时地对导航系统传感器进行故障检测和隔离。例如当子系统 INS/GNSS 故障滤波结果为故障时,将该路信号暂时隔离,不使其参加到最后的主滤波器信息融合中:当子系统 INS/陆基无线电故障滤波结果为故障时,则隔离该路信息。

采用程序标志位的方式及时确定故障源,对故障系统进行判断隔离,同时利用其余健康系统进行重构融合。

系统的动态重构是指实时地改变系统中各传感器信息的利用率。当检测出某个传感器出现故障时,就要对故障进行隔离,然后进行导航系统的重构。重构系统使组合导航系统与出故障的子系统脱离关系,剩余系统产生导航最优解,使得整个组合导航系统具有很高的容错能力。重构示意图如下所示。

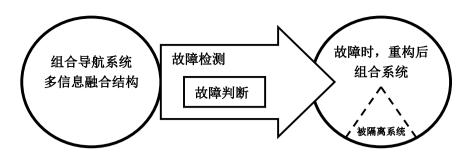


图 14 系统重构示意图

组合导航系统由多个导航设备提供信息,对其进行实时的故障检测及判断,在发现有某一子系统故障时,将其隔离,其余系统自动重组为一个新的降阶的组合导航系统。

故障隔离以后,系统由原来的 N 个传感器减少的至多 N-1 个,此时再对系统进行信息融合时必须对融合结构进行改变,也就是要对融合的系统进行结构重组。以 4 个传感器组合导航为例,故障情况下的隔离重构逻辑关系如下表所示。

1号传感器	2号传感器	3号传感器	4号传感器	融合方案
1	1	1	1	1234 融合
1	0	1	1	134 融合
1	0	0	1	14 融合
0	1	1	1	234 融合
0	0	1	1	34 融合
1	1	0	1	124 融合
1	1	0	0	12 融合
1	1	1	0	123 融合
0	1	1	0	23 融合
1	0	1	0	13 融合

表 2 传感器信息融合故障隔离与重构逻辑关系表

在结构重组后的系统中,滤波信息减少。对于剩余健康信息,需要由其得到 最优结构,就必须对健康系统进行信息结构重组。在联邦滤波系统的重构中,由 于信息量个数减少,对于各信息的分配策略也要做出相应的调整。

因此基于故障检测的结果,即残差 χ^2 检验算法得到的故障检测函数 $\lambda_i(k)$ 作为信息分配参考,设计系统故障重构时的信息分配方式。

故障检测函数如下:

$$\lambda_i(k) = \mathbf{r}_{i,r}(k)\mathbf{P}_{i,r}^{-1}(k)\mathbf{r}_{i,r}^T(k)$$

系统正常工作时, $\lambda_i(k)$ 服从自由度为 n_i 的 χ^2 分布,即 $\lambda_i(k) \sim \chi^2(n_i)$, n_i 为 $\mathbf{Z}_{i,k}$ 的维数;而发生故障时, $\lambda_i(k)$ 不再服从自由度为 n_i 的 χ^2 分布。

对于无故障的系统,其新息 d(k) 较小,相应的故障检测函数 $\lambda_i(k)$ 也就小。相反的,发生故障的系统,其故障检测函数 $\lambda_i(k)$ 较大或者超过门限值。利用这个特性,设计对应的信息分配方案。

 β 为信息分配原则,设计如下:

$$\beta_i(k) = \frac{1/\lambda_i(k)}{1/\lambda_i(k) + 1/\lambda_i(k) + \dots + 1/\lambda_n(k)}$$

可以看出,在动态系统中,各系统的滤波误差不断变化, $\lambda(k)$ 也不断变化, β_i 具有实时性,则该方法能够在线实时调节分配系数。

当 i 子系统出现故障,被系统隔离,则此时 $\beta_i(k)=0$,子滤波器不保留系统信息,只用量测方程进行最小二乘估计,信息分配原则变为:

$$\beta_{j}(k) = \frac{1/\lambda_{j}(k)}{1/\lambda_{1}(k) + 1/\lambda_{2}(k) + \dots + 1/\lambda_{i-1}(k) + 1/\lambda_{i+1}(k) + \dots + 1/\lambda_{n}(k)}$$

由于子滤波器状态信息被重置到零,减少了主滤波器到子滤波器的数据传输, 该方法能起到自适应的调节系统的信息反馈的作用,并能根据故障进行智能判断, 能有效地提高系统的自适应能力,实现系统的无缝重构。

10: 基于硬件冗余的故障检测

通过硬件冗余方式,实现导航系统故障检测与定位。

故障类型的了解:在故障类型库中,鼠标选取各故障类型时,应出现关于各故障的"知识提示",从而使学生能够对各种故障进行了解,点击各故障可对故障的参数进行设置;

故障类型的识别:系统后台随机添加一类故障,执行导航定位解算,学生通过对多套导航设备的输出结果分析是哪一类故障。

11: 基于解析冗余的故障检测

通过解析冗余方式,实现导航系统故障检测与定位。

解析冗余方式故障检测认知:选取解析式冗余故障检测方法,应出现关于各解析式冗余故障"知识提示",点击解析式冗余故障检测可进行相关参数的设置。

解析冗余方式故障识别:系统后台随机添加一类故障,执行导航定位解算,学生通过对单套导航设备的输出结果分析是哪一类故障。

12: 组合导航系统重构

导航系统发生故障后,进行系统重构。

系统重构包括系统故障的隔离和系统故障的降权处理两种方法。点击系统 重构模块,应对两种重构方法给出"知识提示"。选取相应的重构方法,执行 导航定位解算,观察导航定位的输出结果。