

基于星图匹配技术的天文导航原理及精度分析

王振华 黄盖云

(中船重工集团第七一七研究所)

摘 要: 本文详细讨论了基于星图匹配技术的新一代大视场天文导航系统的原理,对系统的几个关键技术进行了分析,最后对系统的导航精度作出理论计算,并得出了一些提高精度的方法和有实用价值的结论。

关键词: 星图匹配 天文导航 大视场 导航星库 坐标变换

1 概 述

传统的天文导航系统是利用星体检测装置(如:经纬仪式小视场星体跟踪器)测出星体相对运载体坐标系的高度角和方位角,经坐标变换可得出星体相对于大地水平面的高度和方位。理论上,在同一地点同时观测两颗星,可测求出两颗星的天顶距,进而得到两条船位线,最后求两船位线的交点,得到运载体的真实地理位置。基于这种定位原理的天文导航技术已非常成熟,国内已有多种采用此技术的设备装船。在此,我们统称这一类天文导航设备为第一代,它们具有如下技术特点:

- 光学系统的视场小(一般为 $2^{\circ} \times 2^{\circ}$ 左右),每次只能观测一颗星体的高度角和方位角。由此会带来异顶差、经度差等一些需修正的系统误差。
- 系统有用于搜索和跟踪星体的随动控制系统,因而系统体积大,重量重,结构较为复杂。同时也会带来轴系误差。
- 系统制造和装备复杂,调试困难,成本高。

此类设备最适合装用于水下潜艇和水面舰艇。

基于星图匹配技术的天文导航方法是以第二代大视场星体跟踪器为基础来进行工作的,其工作原理与上述方法不同,主要由大视场成像(视场内一般同时有三颗星以上)、星图识别、定位定向解算三步组成。该技术具有如下特点:

- 大视场光学系统(一般为 $10^{\circ} \times 10^{\circ} \sim 50^{\circ} \times 50^{\circ}$ 范围)。
- 系统没有用于搜索和跟踪星体的随动控制系统,因而系统结构简单、体积小,重量轻,可非常简单地与其它武器系统进行集成。

- 系统工作过程非常容易实现全自动，不需人工操作。
- 运载体相对于惯性空间姿态角是不需任何先验信息的自主式输出，且精度是现行测试仪器中最高的。

此类导航系统可适装于舰船、陆用战车、空中飞行器等武器装备，是天文导航今后的发展方向。

2 系统原理及总体设计

2.1 系统原理

本文所讨论的天文导航系统是基于新一代大视场星体跟踪器来工作的。其原理是以恒星为参照物，利用摄像头探测单元对天空直接捕获星图，经过数据处理单元对星图进行恒星质心的提取、星图识别、星图跟踪等一系列计算，确定出星体跟踪器光轴在惯性空间的瞬时指向，从而不需任何外部信息自主地确定运载体相对惯性空间的姿态，再通过人工水平基准进行坐标变换即可确定运载体的位置和航向。因此，解决姿态输出问题是该导航系统的关键所在。图 1 是导航系统原理框图。

(1) 四个坐标系定义

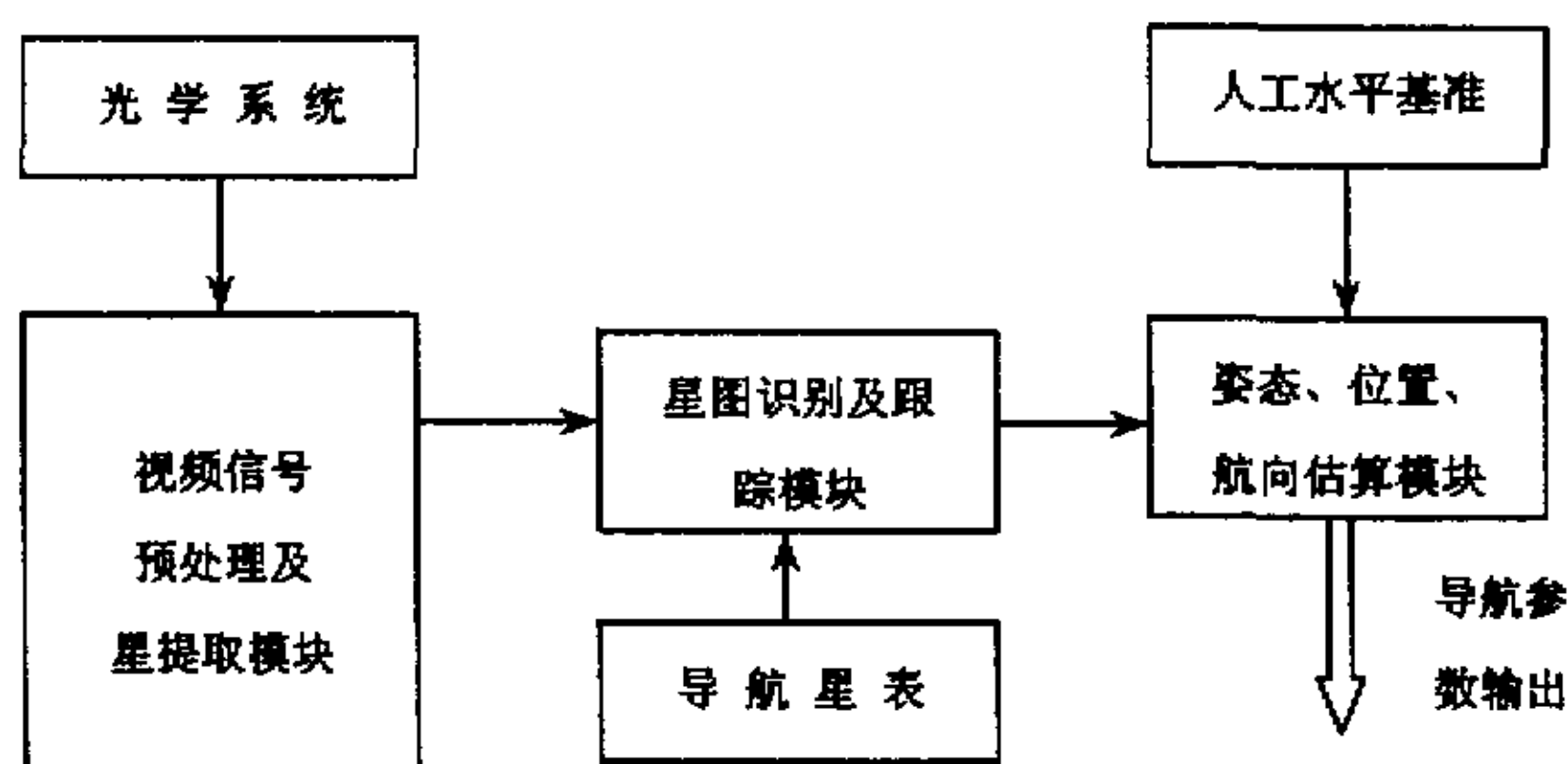


图 1 大视场导航系统原理框图

天球坐标系：O-UVW

其中：O 点在地心；U 轴在天赤道面内且指向春分点；W 轴垂直天赤道面且指向天北极；V 轴是 W 轴和 U 轴的叉乘，符合右手定则。

运载体基座平面坐标系：O_b-X_bY_bZ_b

其中：因地球半径相对于整个天球来说很小，所以可认为运载体的摇心 O_b 与天球球心 O 重合；X_b 轴在运载体基座平面内指向首向；Y_b 轴在运载体基座平面内指向左翼；Z_b 过摇心且垂直运载体基座平面。

摄像头成像面坐标系: $O_c-X_cY_cZ_c$

其中: O_c 为成像面的中心; X_c 与 Y_b 方向相同; Y_c 与 Y_b 方向相同; Z_c 与 Z_b 方向相同。

地平坐标系: O_d-XYZ

其中: O_d 可认为与天球球心重合。在运载体基座没有摇动时, 地平坐标系与运载体基座平面坐标系完全重合。

(2) 姿态、位置、航向解算

第一步: 星图识别、求星体在天球坐标系和成像面坐标系中的位置矢量。在某一时刻, 通过摄像探测单元拍下一幅星图 (含 N 颗星, 且 $N \geq 3$), 利用一定的星图识别算法及导航星库对视场内的 N 颗星进行识别, 得出视场内 N 颗星在天球坐标系中的位置矢量:

$$\bar{V} = \begin{pmatrix} \cos \alpha \cos \delta \\ \sin \alpha \cos \delta \\ \sin \delta \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} l_1 \\ l_2 \\ l_3 \end{pmatrix} \quad (1)$$

其中: α , δ , 为星体的赤经和赤纬, 同时通过图像处理得到这 N 颗星在成像面内的坐标为: (X_c, Y_c, Z_c) 。对每颗星来说都有不同的上面两个坐标。

第二步: 求星体在运载体基座平面坐标系中的位置矢量、求 Z_b 轴在天球坐标系中的位置矢量。

把天球坐标系旋转到与运载体基座平面坐标系重合。设三个旋转欧拉角为 (φ, θ, ψ) , 旋转过程可用矩阵 A 表示为:

$$\begin{aligned} A &= R(W, \varphi)R(U, \theta)R(V, \psi) \\ &= \begin{pmatrix} a_{11}(\varphi, \theta, \psi) & a_{12}(\varphi, \theta, \psi) & a_{13}(\varphi, \theta, \psi) \\ a_{21}(\varphi, \theta, \psi) & a_{22}(\varphi, \theta, \psi) & a_{23}(\varphi, \theta, \psi) \\ a_{31}(\varphi, \theta, \psi) & a_{32}(\varphi, \theta, \psi) & a_{33}(\varphi, \theta, \psi) \end{pmatrix} = (a_{ij}(\varphi, \theta, \psi))_{3 \times 3} \end{aligned} \quad (2)$$

于是可求得星体在运载体基座平面坐标系中的位置矢量 \bar{W} 为:

$$\begin{aligned} \bar{W} &= A\bar{V} \\ &= \begin{pmatrix} a_{11}(\varphi, \theta, \psi) & a_{12}(\varphi, \theta, \psi) & a_{13}(\varphi, \theta, \psi) \\ a_{21}(\varphi, \theta, \psi) & a_{22}(\varphi, \theta, \psi) & a_{23}(\varphi, \theta, \psi) \\ a_{31}(\varphi, \theta, \psi) & a_{32}(\varphi, \theta, \psi) & a_{33}(\varphi, \theta, \psi) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} l_1 \\ l_2 \\ l_3 \end{pmatrix} \\ &= \begin{pmatrix} a_{11}l_1 + a_{12}l_2 + a_{13}l_3 \\ a_{21}l_1 + a_{22}l_2 + a_{23}l_3 \\ a_{31}l_1 + a_{32}l_2 + a_{33}l_3 \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (3)$$

由于运载体基座平面坐标系与成像面坐标系平行，所以由共线方程得星体在成像面上的坐标为：

$$\begin{cases} x_c = f \cdot \frac{a_{11}l_1 + a_{12}l_2 + a_{13}l_3}{a_{31}l_1 + a_{32}l_2 + a_{33}l_3} \\ y_c = f \cdot \frac{a_{21}l_1 + a_{22}l_2 + a_{23}l_3}{a_{31}l_1 + a_{32}l_2 + a_{33}l_3} \end{cases} \quad \text{其中：} f \text{ 为镜头的焦距} \quad (4)$$

则该星与光轴之间的角距为：

$$\phi = \arctan \sqrt{x^2 d_h^2 + y^2 d_v^2} / f \quad (5)$$

其中 d_h 和 d_v 分别为单位像素的宽度和高度。为了消除镜头带来的扰动，需采用镜头扰动校正多项式对 ϕ 进行校正：

$$\phi_c = a_1 \phi + a_2 \phi^2 + a_3 \phi^3 + a_4 \phi^4 + \dots \quad (6)$$

式中 (a_1, a_2, a_3, \dots) 为镜头扰动系数，由镜头制造商提供。该星在成像平面上的辐角 γ 可以表示为：

$$\gamma = \begin{cases} \arctan(yd_v / xd_h) & x \geq 0 \\ \pi + \arctan(yd_v / xd_h) & x < 0 \end{cases} \quad (7)$$

由运载体基座平面坐标系与成像面坐标系的平行关系可知：该星与 Z_b 轴的角距也为 ϕ_c ，在运载体基座平面内的辐角也为 γ ，因此，该星在运载体基座平面坐标系中的矢量位置可描述为：

$$\overline{W} = \begin{bmatrix} \cos \gamma \sin \phi_c \\ \sin \gamma \sin \phi_c \\ \cos \phi_c \end{bmatrix} \quad (8)$$

而该星在地心天球坐标系中的位置矢量可描述为：

$$\overline{V} = \begin{bmatrix} l_1 \\ l_2 \\ l_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \delta \\ \sin \alpha \cos \delta \\ \sin \delta \end{bmatrix} \quad (9)$$

在一个有效视场内识别出 N 颗星, 则可建立一系列如下转换关系式:

$$\bar{W}_i = A\bar{V}_i, \quad 1 \leq i \leq N \quad (10)$$

如果能获得一个变换矩阵 A , 使下式的值最小, 则可确定唯一矩阵 A , 也就是确定了三个旋转欧拉角为 (ϕ, θ, ψ) 。

$$J(A) = \sum_{i=1}^N |\bar{W}_i - A\bar{V}_i|^2 \quad (11)$$

设运载体基座平面坐标系中 Z_b 轴在天球坐标的位置矢量为:

$$\bar{Z}_b = \begin{bmatrix} \cos \alpha_0 \cos \delta_0 \\ \sin \alpha_0 \cos \delta_0 \\ \sin \delta_0 \end{bmatrix} \quad (12)$$

其中: α_0, δ_0 分别为 Z_b 与天球面的交点在天球坐标系中的赤经和赤纬, 由于此时三个旋转欧拉角 (ϕ, θ, ψ) 已求出, 即可确定 Z_b 轴在天球坐标中的位置矢量, 也即求出 α_0, δ_0 。

第三步: 解算运载体的位置、航向

通过水平基准测量装置测得运载体的横摇角 R 和纵倾角 P 。把运载体基座平面坐标系绕 X_b 轴和 Y_b 轴分别旋转 R, P 角, 使运载体基座平面与地平面重合。其旋转矩阵 B 为:

$$B = R(X_b, R)R(Y_b, P)$$

于是可得地平面的铅垂线在天球坐标系中的位置矢量 Z 为:

$$Z = B\bar{Z}_b = \begin{bmatrix} \cos \alpha_d \cos \delta_d \\ \sin \alpha_d \cos \delta_d \\ \sin \delta_d \end{bmatrix} \quad (13)$$

其中: α_d, δ_d 分别为地平面铅垂线与天球面的交点在天球坐标系中的赤经和赤纬, 也即运载在天球坐标系中位置。把它转换为地理位置 (λ, ϕ) :

$$\lambda = \alpha_d + t'_G \quad \text{其中 } t'_G \text{ 为春分点格林时角。}$$

$$\varphi = \delta_d$$

知道了运载体的地理位置和已识别出来的星体的位置, 利用导航三角形可求出该星体的高度角 h 和方位角 A 。另外通过 A, B 两个矩阵的变换可求出该星体在地平坐标系中的位置矢量, 再把该星体矢量投影到地平面内, 即可求得投影线与 X 轴的夹角 q 。依 $A=K+q$ 关系式即得到航向 K 的值。

2.1 数据处理单元设计

为适应整个天文导航系统小型化、导航数据率高、可靠性好的要求,系统中的光电图像采集、处理部分将采用当今最先进的模块化技术来实现。本模块主要由四部分组成:图像采集部分、视频信号处理部分、导航数据解算部分和 PCI 总线接口部分。模块各部分的功能见图 2,在此不作详细讨论。

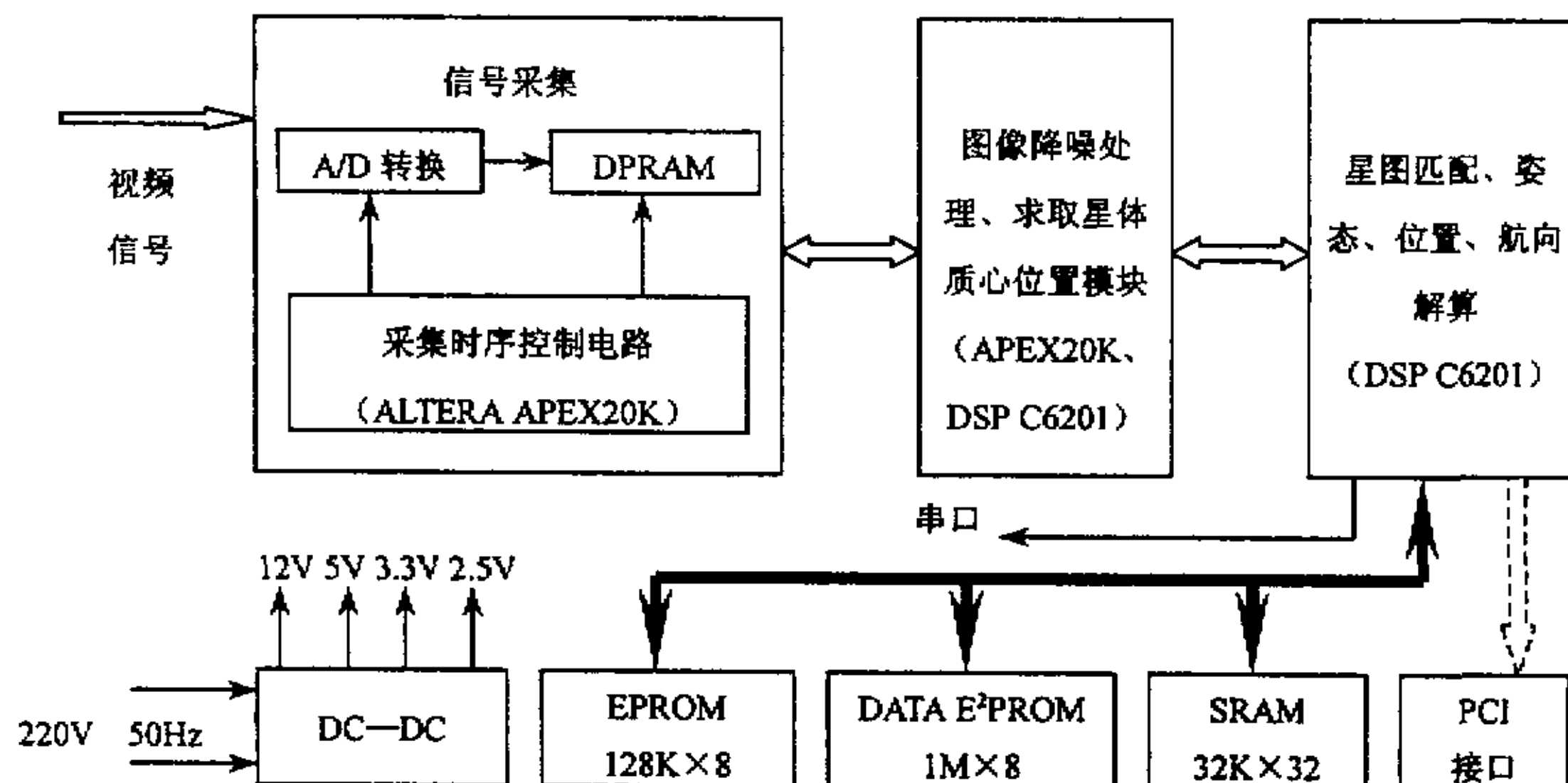


图 2 系统硬件模块化框图

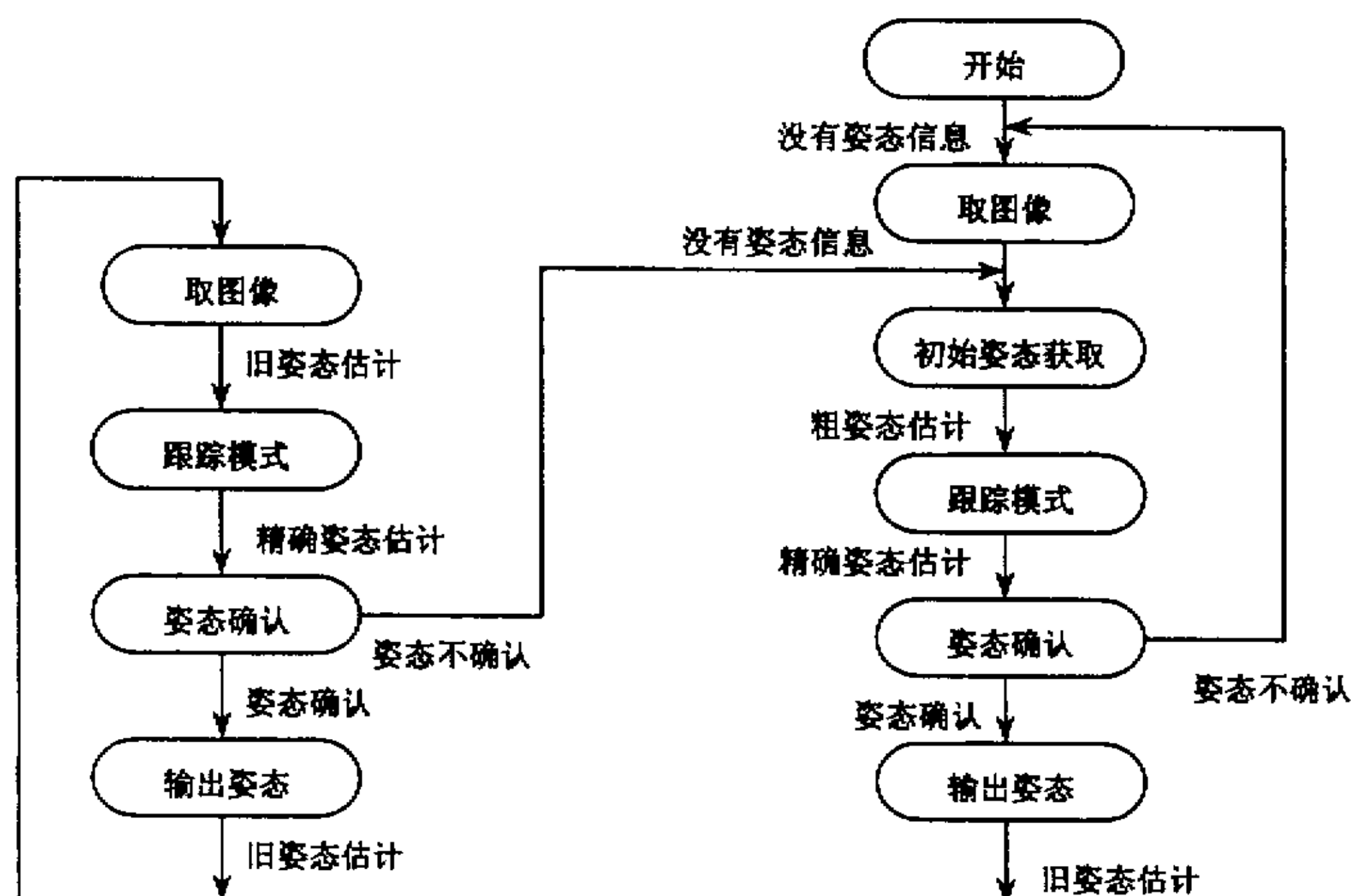


图 3 系统软件流程图

根据所选 DSP、FPGA 和 DAC 的性能 (C6201 主频可达 200M, APEX20K 的系统频率达 150M, DAC 的转换频率为 100M), 预计整个模块对单个像素点的处理速度可达 80M, 星像位置精度 $\leq 0.1\text{pixel}$ (1σ)。系统软件主要包括初始姿态获取、位置航向解算以及在有初姿态的前提下的软跟踪几个模块。程序的开始是获取星图进行匹配以确定初始姿态, 在此基础上进行解算、跟踪、确认等循环流程。系统软件的流程图如图 3 所示。

3 系统精度分析

由上述定位原理可知: 系统最终的定位精度取决于光轴的指向精度和所提供的水平基准精度。

光轴的指向精度 e_{pd} 由下式确定:

$$e_{pd} = \frac{e_{star}}{\sqrt{N_{FOV}}} \quad (14)$$

在此 N_{FOV} 是视场中的星体数量, e_{star} 为单星在成像面上的位置精度。

光学系统的半视场角 θ 由下式决定:

$$\theta = \arctg\left(\frac{R}{2f}\right) \quad (15)$$

其中, R 为光电探测元件的有效感光面直径, f 为光学系统的焦距。于是, 当光电探测元件的行像素为 N 时, 其单个像素的角分辨率 ξ 为:

$$\xi = \frac{2\theta}{N} \quad (16)$$

要想提高单个像素的角分辨率, 可通过散焦和内插技术使单星精度达到一个像素尺寸的 $1/10 \sim 1/100$ 。

通过内插后, 单星的精度 e_{star} 为:

$$e_{star} = \frac{2\theta}{N} \times (0.1 \sim 0.01) \quad (17)$$

当导航星库中星的数量为 M 颗时, N_{FOV} 可由下式求得:

$$N_{FOV} = \frac{M - M \cos \theta}{2} \quad (18)$$

例如: 当半视场角为 11° , 导航星库大小为 2200 颗, 光电探测元件的行像素为 650,

内插精度为 0.1 时。

$$N_{FOV} = \frac{2200 - 2200 \cos 11^\circ}{2} = 20.2 stars \quad (19)$$

$$e_{pd} = \frac{2 \times 11^\circ \times 0.1}{650 pixels \sqrt{20.2}} = 2.7 \text{角秒} \quad (20)$$

从以上分析知：系统光轴的指向精度是由视场大小、导航星库中星数的多少、光电探测元件的尺寸及特性、单星位置的内插精度等主要因素决定的。它们对精度的影响不是独立的，而是互相联系着。因此，对这些参数大小的确定要根据导航系统应用的场合折衷选择。

4 结论

从以上分析可知，基于星图匹配技术的大视场天文导航系统有着传统技术无法比拟的优势，但它也存在需要克服的缺点。如在运载体处于动态条件下，由于星像在视场中的漂移比较难以抑制，因而其定位、定位精度将会受到一定影响。另外，当大气与天空背景比较复杂时，光学系统捕获星体的概率会大大降低。这些都是我们今后需要更进一步研究的课题。