

航空高等院校教材

捷联式惯性导航原理

袁 信 郑 谔 编



航空专业教材编审组

责任编辑 忠 诚

封面设计 黎 明

捷联式惯性导航原理

袁 信 郑 谔 编

航空专业教材编审组

内 容 简 介

本书系统的介绍了捷联式惯性导航系统的工作原理,内容包括捷联惯性导航的基本概念、捷联式惯性仪表及其误差补偿、捷联式惯性系统的算法和程序编排、系统的误差分析、方向余弦矩阵的正交化和四元数的规范化、捷联式惯导的初始对准技术和惯性仪表的余度配置技术。全书共分八章。

本书可作为“航空陀螺与惯性导航”专业和“飞行器导航与控制系统”专业高年级学生的选修课和研究生的必修课教材,也可供从事惯性导航方面工作的工程技术人员参考。

捷 联 式 惯 性 导 航 原 理

袁 信 编 著

航空专业教材编审组出版

南京航空学院印刷厂印装

*

787×1092 1/16 印张15.5 396.8千字

1985年5月第一版 1985年5月第一次印刷 印数001~500册

统一书号: 36237j 定价: 2.87元

前 言

捷联式惯性导航系统是随着计算技术的发展而出现的一种新型的惯性导航系统。它省掉了机电式的导航平台，把惯性仪表直接安装在飞行器上，导航平台的功能完全由计算机来完成。大容量、高速度微型机载计算机的出现，为捷联式惯性导航系统的应用创造了条件。六十年代就已成功的应用在航天飞行器上，七十年代开始应用在飞机上。

捷联式惯导系统由于去掉了机电导航平台，所以体积、重量和成本都比平台式惯导系统大为降低，而可靠性则大为提高，维护使用上也带来很多方便。随着计算机的发展和惯性仪表误差补偿技术的应用，使捷联式惯性导航系统在导航精度上完全可以达到平台式惯导系统的精度。

捷联式惯导系统虽然在工作原理上和平台式惯导系统基本相同，但是在具体实现上，有许多特殊的技术问题，目前还没有一本比较系统的介绍捷联式惯性导航系统原理的书籍，本书在这方面是一个尝试。

本书是根据北京航空学院，西北工业大学和南京航空学院三院校“航空陀螺与惯性导航”专业共同审订的“捷联式惯性导航系统原理”课程大纲编写的。全书共分八章，重点是阐述捷联式惯性导航系统的基本理论和分析综合方法，为从事捷联式惯导系统的设计研究工作打下必要的基础。在编写过程中注意了内容的系统性和完整性。

本书第七、八两章由西北工业大学郑潆编写，其余六章和附录由南京航空学院袁信编写，全书由袁信主编。本书初稿完成后，由北京航空学院崔中兴、王壬林两同志进行了认真的审阅，提出了许多宝贵的意见。本书的大部份插图由吕兵同志绘制。编者对为本书出版付出了辛勤劳动的所有同志表示衷心感谢。

由于编者水平有限，书中的缺点和错误在所难免，敬请读者批评指正。

编 者

目 录

第一章 捷联式惯性导航的基本概念	(1)
§ 1—1 惯性导航的基本原理	(1)
§ 1—2 飞行器位置、姿态和航向的确定	(3)
§ 1—3 捷联式惯导和平台式惯导的主要区别	(7)
§ 1—4 捷联式惯导的发展	(10)
第二章 捷联惯性仪表及其误差补偿	(11)
§ 2—1 单自由度浮子陀螺仪的模型及误差补偿	(12)
§ 2—2 挠性陀螺仪的模型及误差补偿	(22)
§ 2—3 激光陀螺仪的模型及误差补偿	(33)
§ 2—4 加速度表的模型及误差补偿	(36)
第三章 捷联式惯导的姿态计算	(47)
§ 3—1 捷联式惯导算法概述	(47)
§ 3—2 姿态矩阵的计算	(48)
§ 3—3 姿态矩阵计算的机上执行算法	(70)
§ 3—4 姿态航向信息和角速度信息的提取	(84)
第四章 捷联式惯导系统的程序编排	(88)
§ 4—1 用惯性坐标系的捷联式惯导系统	(88)
§ 4—2 用地理坐标系的捷联式惯导系统	(92)
§ 4—3 用游动方位坐标系的捷联式惯导系统	(98)
§ 4—4 用静电陀螺的捷联式惯导系统	(106)
第五章 捷联式惯导系统的误差分析	(108)
§ 5—1 加速度表和陀螺仪的安装误差和标度误差	(108)
§ 5—2 计算误差	(112)
§ 5—3 基本误差特性	(123)
§ 5—4 随机误差源引起的系统误差	(136)
第六章 方向余弦矩阵的正交化和四元数的规范化	(141)
§ 6—1 方向余弦矩阵的最优正交化	(141)
§ 6—2 变换四元数的规范化	(151)

第七章 捷联式惯导系统的初始对准	(153)
§ 7—1 粗对准原理	(153)
§ 7—2 精对准原理	(159)
§ 7—3 卡尔曼滤波在初始对准中的应用	(170)
第八章 捷联式惯性仪表配置中的余度技术	(182)
§ 8—1 余度惯性仪表的测量方程式	(182)
§ 8—2 余度惯性仪表配置的评价	(191)
§ 8—3 余度惯性仪表的性能管理	(205)
§ 8—4 故障检测与识别系统设计中的一些参数选择问题	(218)
附录一 坐标变换的符号法	(221)
附录二 四元数理论	(225)
附录三 地球形状和重力场	(232)

第一章 捷联式惯性导航的基本概念

§ 1—1 惯性导航的基本原理

一、导航的基本概念

“导航”就是正确的引导航行体沿着预定的航线在规定的时间内到达目的地。为了完成这个任务，需要随时知道航行体的瞬时地理位置、航行速度、航行体的姿态航向等参数。这些参数，通常称作导航参数。对有人驾驶的航行体，这些导航参数可由领航员通过观察仪表和计算得到。但是，随着速度和航程的不断增大，对导航的要求越来越高。为了减轻和代替领航员的工作，就出现了各种导航系统，可以自动的提供需要的各种导航参数。在舰船、飞机、导弹、宇宙飞行器等各种航行体上，导航系统已作为保证航行任务完成所不可缺少的重要装备。而导航原理、导航方法、和导航技术的研究已发展成为一门独立的学科。

导航系统只提供各种导航参数，而不直接参与对航行体航行的控制，因此它是一个开环系统，在一定意义上，也可以说导航系统是一个信息处理系统，即把导航仪表所测量的航行信息处理成需要的各种导航参数。如果把导航系统和自动驾驶系统组合在一起成为一个闭环系统，即把导航系统提供的导航信息转换成对航行体航行的控制信息送给自动驾驶系统，通过自动驾驶系统自动的控制航行体的航行，则这样的闭环系统叫作制导系统或航行自动控制系统（见图1—1）。习惯上，对无人驾驶的飞行器如导弹、宇宙飞行器等，这种组合系统叫作制导系统，而对飞机来说，这种组合系统叫作飞行自动控制系统。飞行自动控制系统可以对飞机从起飞到着陆的飞行全过程进行自动控制。

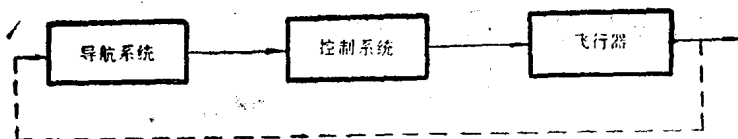


图1—1 航行自动控制系统

随着导航和控制技术的发展，飞行自动控制的作用已不仅限于减轻和代替飞行员的工作，而且已成为保证和提高飞行器性能的重要手段。对导弹来说，命中精度的80%取决于制导系统，而命中精度提高一倍，相当于威力扩大八倍。对飞机来说，自动控制技术（ACT）的出现，使控制技术进入了对飞行器结构和气动布置的控制，从而可以大大的提高飞机性能。因此，导航和控制技术的发展已成为现代航空的主要标志。

二、惯性导航的工作原理

惯性导航是一种自主式的导航方法。它完全依靠机载设备自主的完成导航任务，和外界不发生任何光、电联系。因此，隐蔽性好，工作不受气象条件的限制。这一独特的优点，对作

为军事目的而应用的各种飞行器特别重要。所以近二十年来，惯性导航在导弹、舰船、飞机、宇宙航行器上都得到了广泛的应用，在导航技术中占有突出的地位。

惯性导航的基本工作原理是以牛顿力学定律为基础的，在飞行器内用导航加速度表测量飞行器运动的加速度，通过积分运算得到飞行器的速度和位置信息。以简单的平面导航为例（见图1—2）说明其工作原理。取 oxy 坐标系为定位坐标系，飞行器的瞬时位置用 x 、 y 两

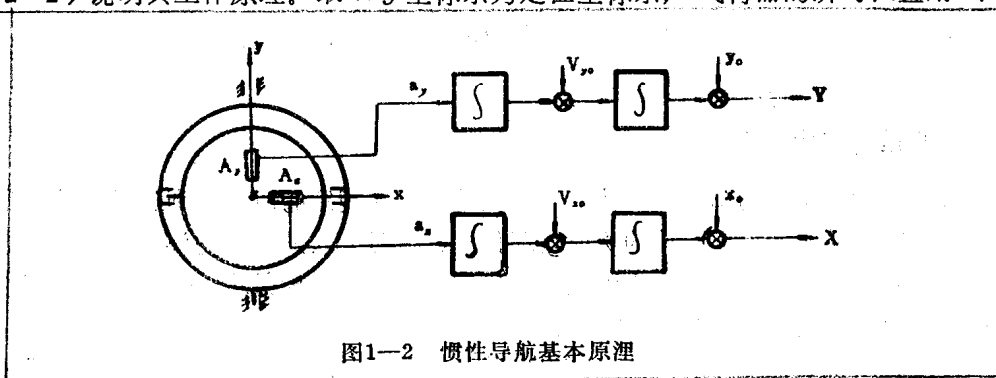


图1—2 惯性导航基本原理

个坐标值来表示。如果在飞行器内用一个导航平台把两个导航加速度计的测量轴分别稳定在 x 和 y 轴向，则加速度计分别测量飞行器沿 x 轴和 y 轴的运动加速度 a_x 和 a_y ，飞行器的飞行速度 v_x 和 v_y 、飞行器的瞬时位置 x 和 y 可分别按下式计算求得：

$$v_x = v_{x_0} + \int_0^t a_x dt$$

$$v_y = v_{y_0} + \int_0^t a_y dt$$

$$x = x_0 + \int_0^t v_x dt$$

$$y = y_0 + \int_0^t v_y dt$$

在实际的惯性导航系统中，飞行器的位置一般都用地理经纬度 λ 和 φ 来表示，如果 x 轴指北， y 轴指东，则用经纬度表示的飞行器位置为

$$\varphi = \varphi_0 + \int_0^t \frac{V_x}{R} dt$$

$$\lambda = \lambda_0 + \int_0^t \frac{v_y}{R \cos \varphi} dt$$

(1—1)

式中 R ——地球半径。

惯性导航的基本原理是很简单的，早在三百年前就提出来了。但是，差不多经过三个世纪，才出现了实际应用的惯导系统，主要原因是在具体实现上存在着许多技术难题，如导航加速度计测量范围为 $10^{-6}g \sim 10^{-3}g$ ，分辨率要 $10^{-6}g$ ，陀螺漂移要在 0.01 度/小时 ~ 0.001 度/小时，导航平台的水平精度要在 $10 \sim 20$ 角秒。因此，没有高精度的惯性仪表和高性能的控制系统和计算机，惯性导航是无法实现的。所有这些问题，到目前为止，仍然是进一步发展惯导技术的主要关键。

三、导航中常用的坐标系

导航中常用的坐标系主要有以下几种：

地心惯性坐标系(i 系 x_i, y_i, z_i 轴) 原点在地球中心, z_i 轴沿地球自转方向, x_i, y_i 在赤道平面内, 指向恒星方向, x_i, y_i, z_i 构成右手坐标系。三个坐标轴指向惯性空间固定不动。这个坐标系是惯性仪表测量的参考基准。

地球坐标系(e 系 x_e, y_e, z_e 轴)

原点在地球中心, z_e 轴和地球自转轴重合, x_e 轴在赤道平面内指向格林威治子午线, y_e 在赤道平面内, x_e, y_e, z_e 构成右手坐标系。地球坐标系(e)和地球固联, 地球坐标系相对惯性坐标系的运动就是地球自转角速度 ω_{ie} 。

地理坐标系(n 系 NED轴)

原点在飞行器重心, N 轴指北, E 轴指东, D 轴和重力 g 一致(见图 1—3)。这个坐

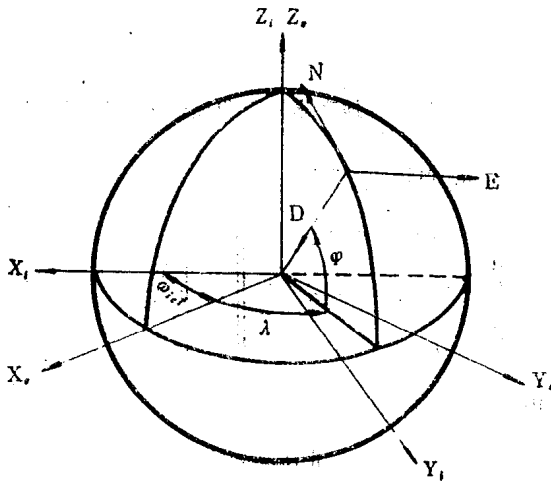


图1—3 坐标系

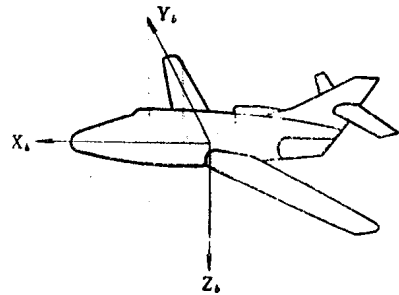


图1—4 机体坐标系

标系也可以叫作北东地地理坐标系。地理坐标系的坐标轴有三种不同的取法, 即北东地, 东北天, 或北西天。本书采用北东地坐标系。

地理坐标系相对地球坐标系的方位关系就是飞行器的地理位置(经度 λ 和纬度 φ)

机体坐标系(b 系 x_b, y_b, z_b 轴)

机体坐标系(b)和飞行器固联, 坐标原点在飞行器的重心, x_b 沿飞行器的纵轴方向, y_b 和飞行器的横轴一致, z_b 沿飞行器竖轴向下, x_b, y_b, z_b 构成右手坐标系(见图 1—4)。机体坐标系相对地理坐标系的方位为飞行器的姿态和航向。

§ 1—2 飞行器位置、姿态和航向的确定

导航需要的参数有很多, 如飞行器的瞬时地理位置、地速、飞行器的姿态和航向、偏流角、已飞距离、待飞距离、航迹角等, 在这些导航参数中, 最基本是飞行器的瞬时地理位置和飞行器的姿态航向信息。

飞行器的瞬时地理位置, 当用经纬度表示时, 实际上就是地理坐标系(n)和地球坐标系

(e) 之间的方位关系。参看图 1—5, 地球坐标系(e)如绕 z_e 轴转动 “ λ ” 角, 则得 $x'_e y'_e z'_e$ 坐标系, $x'_e y'_e z'_e$ 和 $x_e y_e z_e$ 之间的变换关系为:

$$\begin{bmatrix} x'_e \\ y'_e \\ z'_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\lambda & \sin\lambda & 0 \\ -\sin\lambda & \cos\lambda & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_e \\ y_e \\ z_e \end{bmatrix}$$

把 $x'_e y'_e z'_e$ 绕 $-y'_e$ 轴转动 $90^\circ + \varphi$ 角, 则得到地理坐标系 NED , NED 和 $x'_e y'_e z'_e$ 之间的变换关系为:

$$\begin{bmatrix} N \\ E \\ D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin\varphi & 0 & \cos\varphi \\ 0 & 1 & 0 \\ -\cos\varphi & 0 & -\sin\varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x'_e \\ y'_e \\ z'_e \end{bmatrix}$$

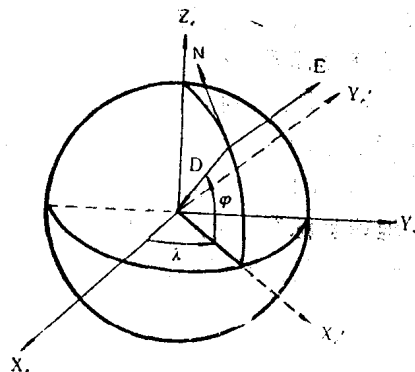


图1—5 地理坐标系和地球坐标系方位关系

地理坐标系 NED 和地球坐标系 $x_e y_e z_e$ 之间的变换关系为:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} N \\ E \\ D \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} -\sin\varphi & 0 & \cos\varphi \\ 0 & 1 & 0 \\ -\cos\varphi & 0 & -\sin\varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\lambda & \sin\lambda & 0 \\ -\sin\lambda & \cos\lambda & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_e \\ y_e \\ z_e \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} -\sin\varphi\cos\lambda & -\sin\varphi\sin\lambda & \cos\varphi \\ -\sin\lambda & \cos\lambda & 0 \\ -\cos\varphi\cos\lambda & -\cos\varphi\sin\lambda & -\sin\varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_e \\ y_e \\ z_e \end{bmatrix} \quad (1-2) \end{aligned}$$

我们用 C_e^g 表示这个变换矩阵, 则:

$$\begin{aligned} C_e^g &= \begin{bmatrix} -\sin\varphi\cos\lambda & -\sin\varphi\sin\lambda & \cos\varphi \\ -\sin\lambda & \cos\lambda & 0 \\ -\cos\varphi\cos\lambda & -\cos\varphi\sin\lambda & -\sin\varphi \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{bmatrix} \quad (1-3) \end{aligned}$$

式中 C_e^g ——表示从地球坐标系到地理坐标系的变换矩阵。

c_{ij} ——变换矩阵的元素 ($i=1,2,3 \quad j=1,2,3$)

如果在飞行器飞行过程中, 随时能得到这个变换矩阵的各个元素, 那么可以根据 C_e^g 的元素值, 通过计算得到飞行器的位置。

$$\varphi = -\sin^{-1}(c_{33})$$

$$\lambda = \tan^{-1}\left(\frac{c_{32}}{c_{31}}\right) \quad (1-4)$$

可见, 确定飞行器的地理位置, 实质上就是确定地理坐标系 NED 和地球坐标系 $x_e y_e z_e$ 之间的方位关系。由于飞行器的地理位置可以从 C_e^b 的元素中计算得到, 也就是说 C_e^b 的元素 c_{ij} 是飞行器地理位置的函数, 所以, 变换矩阵 C_e^b 有时也叫作位置矩阵。惯性导航系统, 就是在飞行过程中用计算机实时的计算 C_e^b 的各个元素, 然后按 (1—4) 式提取飞行器的位置信息。如果导航坐标系采用地理坐标系时, 则可以比较简单的采用速度信息积分运算得到 φ 和 λ (见公式 1—1)。如果导航坐标系采用其他水平坐标系, 如自由方位水平坐标系或游移方位水平坐标系, 则导航计算就要计算位置矩阵, 再根据位置矩阵的元素和飞行器地理位置的关系提取位置信息。

飞行器的姿态和航向实际上就是机体坐标系 $x_b y_b z_b$ 和地理坐标系 NED 之间的方位关

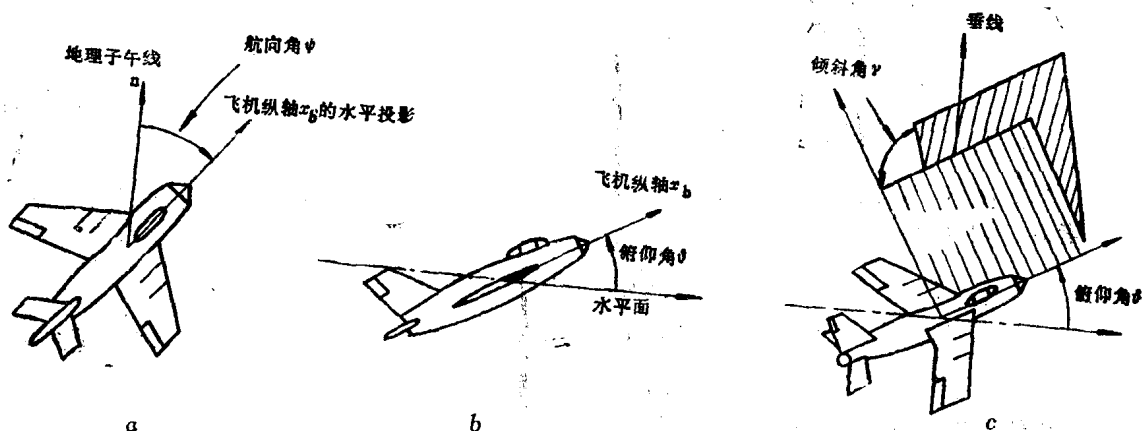


图1—6 飞行器的航向角、俯仰角和倾斜角

系。当飞行器绕垂线 D 转动时, 飞行器纵轴 x_b 在水平面上的投影与地理子午线 N 之间的夹角叫作飞行器的航向角, 我们用 ψ 表示 (见图 1—6 (a))。航向角的数值是以地理北向为起点顺时针方向计算的。例如飞行器向东飞行时航向角为 90° , 向西飞行时航向角为 270° 。航向角的定义域为 $0-360^\circ$ 。当飞行器绕横向水平轴转动时, 则飞行器纵轴和纵向水平轴之间的夹角叫作飞行器的俯仰角, 我们用 θ 表示 (见图 1—6b)。俯仰角从纵向水平轴算起, 向上为正, 向下为负, 定义域为 $0-\pm 90^\circ$ 。飞行器纵向对称平面 ($x_b z_b$ 组成的平面) 与纵向铅垂平面 (x_b 和 D 组成的平面) 之间的夹角叫作飞行器的倾斜角, 我们用 γ 表示 (见图 1—6c)。倾斜角实际上就是飞行器绕纵轴 x_b 的转角。从铅垂平面算起, 右倾为正, 左倾为负, 定义域为 $0-\pm 180^\circ$ 。按照姿态角和航向角的上述定义, 它们就是机体坐标系 $x_b y_b z_b$ 和地理坐标系 NED 之间的方位关系 (见图 1—7)。

$x_b y_b z_b$ 和 NED 之间的变换关系为:

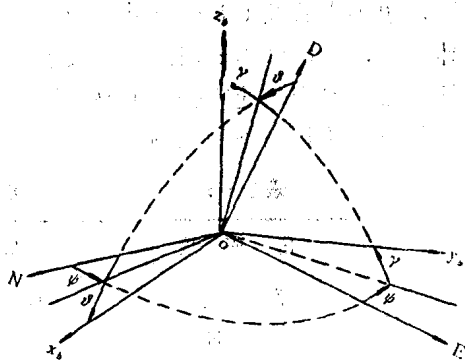


图1—7 机体坐标系和地理坐标系之间方位关系

$$\begin{pmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\psi\cos\theta & \sin\psi\cos\theta & -\sin\theta \\ \cos\psi\sin\theta\sin\gamma & \sin\psi\sin\theta\sin\gamma & \cos\theta\sin\gamma \\ -\sin\psi\cos\gamma & +\cos\psi\cos\gamma & \cos\theta\cos\gamma \\ \cos\psi\sin\theta\cos\gamma & \sin\psi\sin\theta\cos\gamma & \cos\theta\cos\gamma \\ +\sin\psi\sin\gamma & -\cos\psi\sin\gamma & \end{pmatrix} \begin{pmatrix} N \\ E \\ D \end{pmatrix}$$

用 C_n^b 表示这个变换矩阵。

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

$$= \begin{pmatrix} T_{11} & T_{12} & T_{13} \\ T_{21} & T_{22} & T_{23} \\ T_{31} & T_{32} & T_{33} \end{pmatrix} \quad (1-5)$$

显然，这个变换矩阵的元素是飞行器的姿态角和航向角的函数，如果知道了这个矩阵的元素值，则可以计算出飞行器的姿态和航向角。即：

$$\left. \begin{aligned} \psi &= \text{tg}^{-1}(T_{12}/T_{11}) \\ \theta &= -\sin^{-1}(T_{13}) \\ \gamma &= \text{tg}^{-1}(T_{23}/T_{33}) \end{aligned} \right\} \quad (1-6)$$

机体坐标系 x_b, y_b, z_b 和地理坐标系 NED 之间的变换矩阵 C_n^b ，由于它的元素是飞行器姿态角和航向角的函数，所以有时就把这个矩阵叫作“姿态矩阵”。

在平台式惯导系统中，地理坐标系 NED 是可以由导航平台实体模拟的。因此，地理坐标系和机体坐标系之间的方位关系是直接由几何关系测量出来的。即不需要实时的计算姿态矩阵，也不需要按 (1-6) 式计算姿态角和航向角。但是，在捷联式惯导系统中，由于没有实体平台，所以必需实时的计算姿态矩阵，再从姿态矩阵的元素中提取姿态和航向信息。由于飞行器姿态变化速率较快（高性能歼击机的动态参数见表(1-1)），因此实时的计算姿态矩阵是一个比较困难的课题，是捷联式惯性导航系统主要技术问题之一。

表1-1 飞机的动态参数

角 速 度	低	中	高
倾 斜	$\pm 100^\circ/s$	$\pm 200^\circ/s$	$\pm 500^\circ/s$
俯 仰	$\pm 40^\circ/s$	$\pm 80^\circ/s$	$\pm 120^\circ/s$
偏 航	$\pm 40^\circ/s$	$\pm 80^\circ/s$	$\pm 120^\circ/s$
角加速度			
倾斜	$\pm 500^\circ/s^2$	$\pm 1000^\circ/s^2$	$\pm 1500^\circ/s^2$
俯仰			
偏航			
线 加 速 度	$\pm 5g$	$\pm 10g$	$\pm 15g$

§ 1—3 捷联式惯导和平台式惯导的主要区别

从结构上来说,捷联式惯导和平台式惯导的主要区别是前者没有实体导航平台,而后者有实体导航平台。在平台式惯导系统中,导航平台的主要功用是模拟导航坐标系,把导航加速度计的测量轴稳定在导航坐标系轴向,使其能直接测量飞行器在导航坐标系轴向的加速度,并且可以用几何的方法,从平台的框架轴上直接拾取飞行器的姿态和航向信息。而捷联式惯性导航系统则不用实体导航平台,把加速度计和陀螺直接安装在飞行器机体上,在计算机中实时的计算姿态矩阵,通过姿态矩阵把导航加速度计测量的飞行器沿机体坐标系轴向的加速度信息变换到导航坐标系,然后进行导航计算。同时从姿态矩阵的元素中提取姿态和航向信息。由此可见,在捷联式惯导中,是用计算机来完成导航平台的功用。所以有时也说捷联式惯导系统是采用“数学导航平台”。除此之外,其他导航计算则是基本相同的。

图(1—8)是平台式惯导系统的原理示意图,导航加速度计和陀螺都安装在导航平台

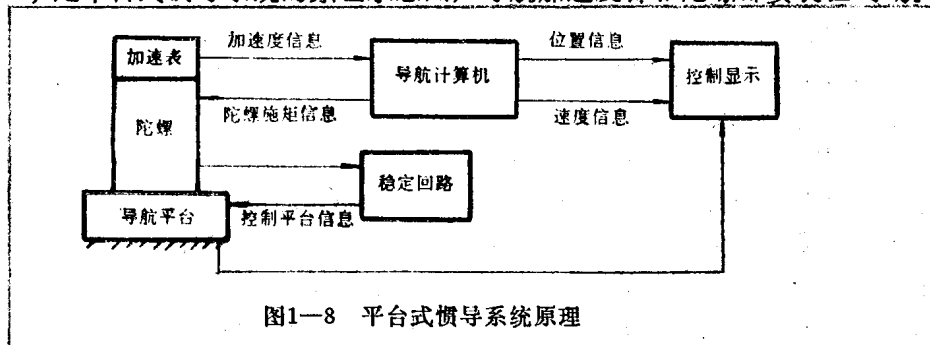


图1—8 平台式惯导系统原理

上,加速度输出的信息,送到导航计算机,导航计算机除计算飞行器位置、速度等导航信息外,还要计算对陀螺的施矩信息。陀螺在施矩信息作用下,通过平台稳定回路控制平台跟踪导航坐标系在惯性空间的角运动。而飞行器的姿态和方位信息,则从平台的框架轴上直接测量得到。

图(1—9)是捷联式惯导系统的原理示意图。导航加速度计和陀螺直接安装在飞行器上,

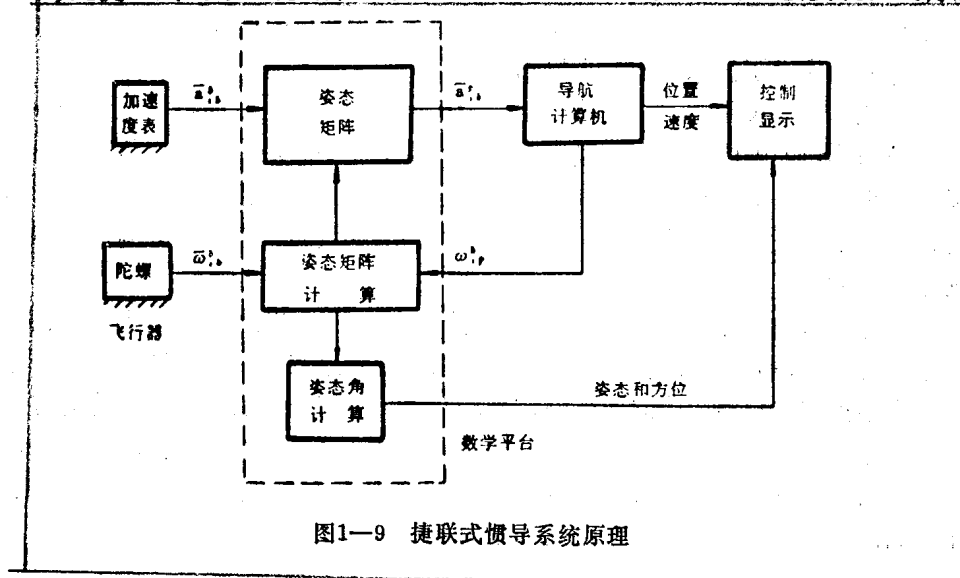


图1—9 捷联式惯导系统原理

用陀螺测量的角速度信息 ω_{ij}^b 减去计算的导航坐标系相对惯性空间的角速度 $\hat{\omega}_{ij}^n$, 则得到机体坐标系相对导航坐标系的角速度 ω_{ij}^b , 利用这个信息进行姿态矩阵的计算。有了姿态矩阵, 就可以把机体坐标系轴向的加速度信息变换到导航坐标系轴向, 然后进行导航计算。同时利用姿态矩阵的元素, 提取姿态和航向信息。所以, 姿态矩阵的计算、加速度信息的坐标变换、姿态航向角的计算, 这三项功能实际上就代替了导航平台的功能, 因此, 计算机的这三项功能也就是所谓的“数学平台”。而计算的导航坐标系的角速度信息 ω_{ij}^n 则相应于导航平台上的陀螺施矩信息。

从上述系统原理图我们可以看到, 捷联式惯导系统和平台式惯导系统相比, 具有两个明显的特点:

一、惯性仪表(加速计和陀螺)直接固定在机体上。这样作的结果给捷联式惯导系统带来的明显的优点是:

1. 惯性仪表便于安装和维护, 也便于更换。
2. 惯性仪表可以直接给出飞行器线加速度和角速度信息, 而这些信息是飞行器控制系统所需要的。在采用平台式惯导系统的飞行器上, 控制系统所需要的线加速度和角速度信息, 必需由单独的加速度传感器和角速度传感器来提供, 采用捷联式系统则这些传感可以省掉。
3. 便于采用多余的惯性仪表来实现冗余技术, 提高系统的性能和可靠性。有关冗余技术的问题, 放在第八章专门介绍。

惯性仪表直接安装在机体上也带来了新的问题, 就是使惯性仪表的工作环境恶化了。而对惯性仪表提出了更高的要求, 要求惯性仪表在航行体的振动、冲击、温度等环境条件下精确的工作。参数和性能要有很高的稳定性。航行体的角运动直接作用在惯性仪表上, 将产生严重的动态误差。因此, 在系统中必须采取误差补偿措施。

对捷联式陀螺仪, 测量角速度的范围从 0.01 度/小时到 400 度/小时, 即动态量程高达 10^3 。这就需要陀螺仪有大力矩的力矩器, 和高性能的再平衡回路, 使陀螺仪工作在闭环状态。大力矩的力矩器, 高精度的再平衡回路, 以及误差的补偿技术都是捷联式陀螺仪的主要技术问题。研制高性能的捷联式陀螺仪, 仍然是发展捷联式惯导技术的主要关键。

表 1—2 列出了航行时间为 1~10 小时、精度为 1 海里/小时的捷联式惯性系统 (INS) 与适用于中程制导的捷联姿态和航向参考系统 (AHRS), 对惯性仪表提出的典型性能要求。这些指标分别代表了技术要求的上界和下界。

表中所述速率陀螺仪带宽, 是在苛刻的振动环境下为能向系统计算机提供精确的数据所必需的。在 AHRS 应用中, 带宽一般取决于飞行器操纵品质对捷联速率信号输出的要求。仪表的最小校正间隔, 对高精度捷联系统而言, 也是一个重要的指标, 因为校正时需要将仪表从飞行器上卸下, 在转台上进行测试, 以激发可预测的仪表误差, 并分离对 g 敏感的误差和地球速率输入的响应。

二、用计算机来完成导航平台的功能。即省掉机电式的导航平台, 采用所谓“数学平台”。

数学平台就是用捷联式陀螺仪输出的飞行器角速度信息在计算机中计算姿态矩阵, 从姿态矩阵的元素中提取飞行器的姿态和航向信息。并用姿态矩阵对加速度表的输出信息进行坐标变换, 从机体坐标系变换到导航坐标系。然后进行导航计算。由于飞行器的姿态角度变化速率很快, 可高达 400 度/秒。所以, 姿态矩阵的实时计算必需有高速度的计算机, 对计算机提出了更高的要求, 这是捷联式系统的一个明显的特点。

表1—2 对惯性仪表的典型性能要求^[3]

性能参数	性能要求	
	INS	AHRS
陀螺施矩速率范围(度/秒)	100—400	100—400
陀螺偏置(度/小时)	0.01	1.0—10.0
陀螺随机噪声(度/ $\sqrt{\text{小时}}$ *)	0.003	0.2
速率陀螺刻度系统误差(PPM)	5—50	100—1000
速率陀螺刻度系数的低速率不对称性(PPM)	1	100
速率陀螺带宽(赫)	30—300	30—80
速率陀螺输出脉冲的量化(角秒)	2—10	10—100
姿态陀螺读出误差(角秒)	10	200
加速度计偏置(μg)	50	1000
加速度表刻度系数误差(PPM)	200	1000
仪表安装误差(角秒)	1~5	200
仪表温升时间(分钟)	1~5	0.5~1.0
仪表最小校正间隔(年)	0.5	2

* 这个误差源主要表示激光陀螺的一种特性。其他陀螺也有随机噪声输出误差,但一般情况下,与激光陀螺相比,它们具有较窄的通带和较小的振幅功率谱密度。

数字式的导航计算机有三种类型,即数字微分分析器(DDA)、专用可编程的计算机和通用计算机。早期的导航计算机是采用微分分析器,随着数字计算机成本和尺寸的减小,以后改用专用计算机或通用计算机。用的较多的是通用微型计算机。七十年代后期,飞机捷联式惯导系统也常用微处理机来代替微计算机。随着电路集成度的提高,单板机和单片机的功能和运算速度不断提高,又可能采用微计算机来作为导航计算机。

对导航计算机的主要要求是计算精度和计算速度。保证精度的主要方法是采用足够的数据字长,通常采用12到32位,常用16位和24位。如果导航系统中采用最优滤波器,则需要32位字长。在惯性导航中计算的变量动态范围很大,所以通常采用浮点运算。导航计算机的指令系统除了通常的加、减、乘、除等算术运算之外,还需要有正弦、余弦、反正切、求平方根等计算。一般导航计算机的技术性能如表1~3所示。

表1—3 导航计算机性能^[8]

参 数	性 能
字 长	16~24位
加 法	2~3 μs
乘 法	5~10 μs
除 法	10~35 μs
存 储	1.0 μs
浮 点	是
双 精	是
指 令 系 统	加、减、乘、除、求补、进位、转移、输入—输出、寄存、移位、平方根、正弦、余弦、反正切

下面给出美国霍尼韦尔公司 (Honeywell, Inc.) 1970 年生产用于 H—478 捷联式系统的计算机主要性能参数供参考。[9]

体 积	7.25×3.5×2 立方英寸
重 量	1.6 磅
字 长	24 位
指 令 字 长	16 位
指 令 时 间	
加 法	2.9 μ s
乘 法	12.5 μ s
除 法	37.6 μ s(包括软件)
存 储 器 类 型	ROM RAM 线型
字 长	24位 24位 24位
最 小 容 量	256 64 2K
最 大 容 量	2K
循 环 时 间	0.9 μ s 0.75 μ s 1 μ s

§ 1—4 捷联式惯导的发展

早在 1956 年, 美国就有了捷联式惯导系统的专利。但当时由于缺乏适用于捷联式的惯性仪表和计算机, 所以无法实际实现, 随着电子技术的发展, 大容量、高速度微型计算机的出现, 以及以可靠性为主要考虑因素的航天技术的需要, 促使人们对捷联系统进行研究。六十年代初, 美国联合飞机公司哈密尔顿标准中心研制的 LM/ASA 捷联式系统, 首先在“阿波罗”登月舱中得到了应用, 接着霍尼韦尔公司的 H—401 型捷联式制导系统, 成功的制导了普莱姆飞行器。捷联式系统的成功, 受到了各方面的注意, 六十年代后期, 捷联系统有了很大的发展, 1966 年到 1973 年期间, 美国联合公司制造的捷联式系统, 先后装备了登月舱、三级火箭、登陆艇等。霍尼韦尔公司从 69 年开始, 为艾吉纳、范格尔德·斯考特、伯纳等宇宙飞行器提供了捷联式惯导系统。七十年代初, 美国哈密尔顿标准中心研制的捷联式系统, 开始在飞机上成功的使用。1969 年, 美国海军、空军决定为飞机和导弹研制捷联式系统, 并和一些公司签订了合同, 其中进展比较快的有洛克韦尔国际公司研制的采用静电陀螺的中等精度低成本的机载捷联式系 MICRON 系统, 霍尼韦尔公司研制的采用激光陀螺的 LINS 系统, MICRON 系统定位精度为 1 海里/小时, 速度精度 5 英尺/秒, 姿态精度 4 角分, 平均故障间隔时间 2000 小时。LINS 系统, 定位精度 1 海里/小时。速度精度 3 英尺/秒, 姿态精度 2.5 角分, 平均故障间隔时间为 2500 小时, 两种系统性能大致一样, LINS 系统略高。

捷联式惯性导航系统由于省掉了机电式的导航平台, 所以体积、重量和成本都大大降低, 国外有人把捷联惯导系统列为低成本惯导。由于捷联式系统提供的信息全部是数字信息, 所以, 特别适用在采用数字飞行控制系统的飞行器上, 随着计算机的飞速发展, 捷联式系统的应用必将越来越广泛。