

247752

慣性导航 分析与设计

中南矿冶学院

圖書館藏

国防工业出版社

毛主席语录

中国人民有志气，有能力，一定要在不远的将来，赶上和超过世界先进水平。

古为今用，洋为中用。

我们不能走世界各国技术发展的老路，跟在别人后面一步一步地爬行。我们必须打破常规，尽量采用先进技术，在一个不太长的历史时期内，把我国建设成为一个社会主义的现代化的强国。

毛主席语录

一切外国的东西，如同我们对于食物一样，必须经过自己的口腔咀嚼和胃肠运动，送进唾液胃液肠液，把它分解为精华和糟粕两部分，然后排泄其糟粕，吸收其精华，才能对我们的身体有益，决不能生吞活剥地毫无批判地吸收。

外国有的，我们要有，外国没有的，我们也要有。

惯性导航分析与设计

〔美〕C.F.奥唐奈等编著

群 英 译

国防工业出版社

1972

内 容 简 介

本书从惯性导航系统的工作原理、构造、设计方法、主要元部件以及系统的误差等各个方面作了介绍和分析。

本书可供有关专业的工程技术人员及高等院校师生参考。

INERTIAL NAVIGATION ANALYSIS

AND DESIGN

[美] C. F. O'DONNELL

McGRAW-HILL BOOK

COMPANY

惯性导航分析与设计

群 英 译

国防工业出版社出版

北京市书刊出版业营业许可证出字第 074 号

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

850×1168 $1/32$ 印张 13 $1/8$ 335 千字

1972年2月第一版 1972年2月第一次印刷

统一书号: 15034·1243 定价: 1.30 元

出版说明

遵循伟大领袖毛主席关于“洋为中用”的教导，我们翻译出版了《惯性导航分析与设计》这本书，供从事这方面工作的同志们参考。

惯性导航是一门新兴的导航科学。和其他导航方法相比，它具有完全自主的特点：即既不依赖外部信息，也不向外辐射能量。因此，近些年来惯性导航技术发展很快，目前已广泛地应用于航空、航海、火箭导弹和宇宙航行等尖端技术方面。本书从惯性导航系统的工作原理、构造、设计方法、主要元部件以及系统的误差等各个方面作了介绍和分析。

由于本书出自美国一批资产阶级学者和技术人员之手，其中必有不少吹嘘、片面以及错误之处。因此，我们必须以批判的眼光来阅读它，实行“排泄其糟粕，吸收其精华”，方能对我们自己有所裨益。

本书在翻译过程中参考了1969年莫斯科出版的俄译本(ИНЕРЦИАЛЬНАЯ НАВИГАЦИЯ АНАЛИЗ И ПРОЕКТИРОВАНИЕ)。书中的公式是照俄译本排印的。同时俄译本对英文原书中的某些错误作了订正。在技术内容上以参照俄译本为主。

目 录

出版说明	3
第一章 惯性导航的原理	7
1.1 引言	7
1.2 平面导航	9
1.3 地球	20
1.4 惯性导航仪作为位置伺服系统	25
1.5 用惯性法确定高度	29
1.6 单通道的误差传播	31
1.7 用平台作为姿态基准	36
1.8 弹道式导弹的惯性制导	38
第二章 惯性元件及光学元件	42
2.1 加速度计	43
2.2 陀螺仪	51
2.3 补偿误差力矩的方法	69
2.4 光学元件	70
第三章 惯性平台	79
3.1 稳定平台的机械结构	79
3.2 惯性平台的稳定	88
3.3 惯性平台的减震	122
3.4 小结	130
第四章 辅助系统	131
4.1 计算机	131
4.2 光学系统	168
4.3 电源	179
第五章 惯性导航系统的机械编排与误差分析	180
5.1 引言	180
5.2 惯性导航系统的机械编排	181

5.3	误差分析	210
5.4	误差方程的解	224
5.5	人造卫星用惯性系统	236
第六章	全球性高精度惯性导航系统的设计	239
6.1	通过北极的第一艘原子潜艇使用的导航系统	239
6.2	基本设计方法	244
6.3	稳定平台子系统	246
6.4	球形地球上的自动导航仪位置计算机	263
6.5	在椭球形地球上的导航	274
6.6	计算机的辅助作用	279
第七章	校正系统	289
7.1	星体基准系统	289
7.2	位置基准	297
7.3	速度基准	307
7.4	组合系统	322
7.5	自校准	322
第八章	导弹制导	342
8.1	问题的说明	342
8.2	弹道制导的概念	343
8.3	弹道数学	344
8.4	制导方程的机械编排	354
8.5	弹道制导子系统	361
8.6	系统的说明	367
8.7	误差分析	369
8.8	小结	380
附录 A	惯性导航系统误差分析中使用的拉普拉斯变换表	381
附录 B	角变换的运动学	382
附录 C	单位球面分析	390
附录 D	$\delta\theta$ 、 ϕ 、 $\Delta\omega$ 和 ψ 之间的关系	391
附录 E	误差分量相关对圆概率误差的影响	398
附录 F	自由下降时间与关车时弹道参数的关系	401

第一章 惯性导航的原理

1.1 引言

惯性导航系统是与电磁辐射和地球磁场无关的一种自主式导航系统。它不需要知道气流和洋流数据，不需要辐射能量，不需要磁罗盘、陆地无线电设备和专用地图。系统精度几乎完全由装置各元件的精度所决定，而且与飞行高度和地形无关。

惯性导航系统所依据的力学定律，在 300 年前牛顿的著作“自然哲学的数学原理”发表以后就已经知道了，因此，不必再引用任何其他基本原理就可以实现导航。然而几乎经过三个世纪，第一台惯性制导系统才研制成功。往往是原理很简单，但要制造出实际装置却要求有成熟的技术基础。

制造惯性导航系统的第一批著作是德国公布的。在舒勒的经典论文(1923 年)中，不仅描述了长度等于地球半径的摆的原理，而且还提出了制造惯性速度测量系统的可能性。系统的基本物理概念是，如果能制成悬挂点到摆锤的长度等于地球半径的单摆，则沿地面切线的加速度不会使失重摆的摆线偏离航行体到地心的连线。这时，即使航行体做剧烈机动运动，这一摆线仍保持与当地的地垂线相重。虽然根本就谈不上这种摆的物理实现，但是若用某种方法制成有 84 分钟周期的摆，则也可以达到同样目的。

舒勒提议制成一对对转的 84 分钟周期的陀螺摆。这样，这对摆的对称轴就会是垂直的，并且两摆之间的夹角便是基点在空间的总角速度的函数。然而，舒勒预先看出，用陀螺仪使摆组件实现必要的方位稳定，有着不能克服的实际困难。

J.M.波伊科(1938)提出一种惯性导航系统，它最重要的

改进就在于使加速度的感受作用与陀螺仪的稳定作用分开。尽管具有上述结构的系统是不太实用的，但是这种基本改进仍然在现代惯性导航系统中应用着。在这一提议中，稳定平台未采用摆式校正陀螺，而采用有积分加速度信号反馈的自由陀螺，这一加速度信号作为力矩加给稳定水平轴的陀螺。

德国法西斯在第二次世界大战末期所采用的 A-4(V-2)火箭装有最简单的惯性制导系统。它用飞行仪表型陀螺仪作姿态稳定，并在火箭壳体中装有确定弹道速度的陀螺摆式积分加速度计。

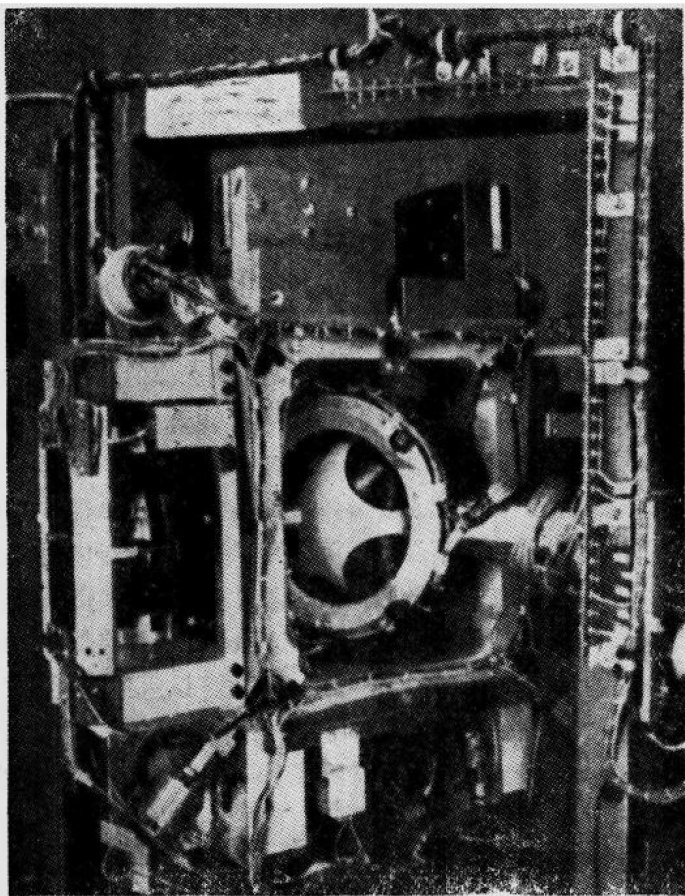


图1.1 第一台全惯性导航系统

装有加速度计的、有三轴陀螺稳定平台的、比较完善的惯性系统，在第二次世界大战末期还处于研制阶段。

自动导航系统“Febe”是由太阳跟踪器、惯性平台和磁罗盘组合而成的。它是由马萨诸塞理工学院仪表实验室制造的。这一系统在 1949 年成功地进行了飞行试验。

1950 年 5 月，美国北美航空公司的奥托奈蒂斯分公司为美帝空军研制的第一台全惯性导航系统 XN-1（见图 1.1）成功地进行了飞行试验。这一系统的成功是四年紧张研究的结果。它曾用于控制 C-47 型飞机。它能引导飞机飞向指定地点，并且转弯 180° ，返回起飞机场。

惯性导航系统是应军事需要而出现的，发展很快，成为第一种完全自主式导航系统。这种系统与其他导航装置的区别在于它的精度几乎完全取决于系统中所用仪表的精度。

1.2 平面导航

牛顿定律 惯性导航的一个最简单的问题是在平面上定位。根据牛顿第一定律，在不受外力作用时，航行体在平面上作匀速直线运动。这时，若知道初始条件，即知道航行体的初始位置、航向和速度，则很容易算出位置随时间变化的量值。

牛顿第二定律指出，在有外力作用时，运动物体将产生加速度，此加速度的方向与外力作用的方向一致。在笛卡尔坐标系中，牛顿第二定律表示为

$$-\frac{d}{dt}(m\dot{x}) = F_x,$$

$$-\frac{d}{dt}(m\dot{y}) = F_y,$$

或

$$m\ddot{x} = F_x, \quad m\ddot{y} = F_y. \quad (1.1)$$

在每个正交坐标轴上，外力、航行体质量和速度的变化率之间都

存在线性关系。

在导航中的应用 如果初始条件是已知的，并且加速度在任何瞬间都可以测量，则可求出航行体当时位置随时间变化的数值（图 1.2）。航行体在 t_0 时刻开始做 $\dot{x}=K_1$ 和 $\dot{y}=K_2$ 的匀速运动。

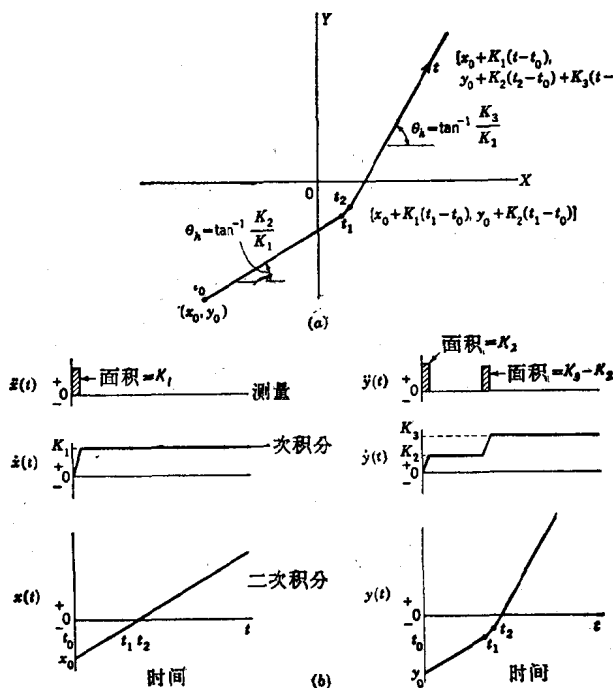


图 1.2

a) 平面导航; b) 加速度、速度和位置随时间的变化。

航向角

$$\theta_A = \arctg \frac{\dot{y}}{\dot{x}} = \arctg \frac{K_2}{K_1}。$$

在 t_1 时刻，在 y 轴方向上航行体受到力的作用。相应的加速度把 $\dot{y}$ 从 t_1 时刻的 K_2 改变到 t_2 时刻的 K_3 ，并且（图 1.2a），航向角为

$$\theta_A = \arctg \frac{K_3}{K_1}。$$

速度分量在 y 轴方向上增加一个量值

$$\Delta(\dot{y}) = \int_{t_1}^{t_2} \ddot{y} dt = K_3 - K_2。$$

对测量值 $\ddot{x}$ 和 $\ddot{y}$ 积分, 给出速度 $\dot{x}$ 和 $\dot{y}$ 的增量。这些增量加到 $\dot{x}$ 和 $\dot{y}$ 的初值上, 得到当时的速度。对速度积分再加以 x 和 y 的初值, 就可确定出航行体的当时位置。上述加速度、速度和位置的变化如图 1.2 b 所示。

基本加速度计 为了进一步说明惯性导航的原理, 现在研究一种不太实用的基本加速度计 (图 1.3)。假设标准质量 M 在导向槽中的运动是无摩擦的, 弹簧质量小到可以忽略, 而其弹性是恒定的 (弹性常数为 K)。这样, 弹簧只限制惯性质量沿这个轴偏离其静止点或中间位置的运动。当沿敏感轴出现加速度时, 在质量与加速度的乘积等于弹簧的反作用力以前, 标准质量将落后于基座的运动。对于线性弹簧来说, 标准质量偏离其静止位置的程度与沿此敏感轴感受到的加速度之间有线性稳态关系。

如果电位计式线性传感器与标准质量连接, 那么在这个传感器的输出端上就会出现等于某一常数与加速度乘积的电压。对这一信号积分, 得到沿加速度计敏感轴的速度变量。二次积分得出由测量加速度造成的位置变量。根据上述原理研制的单通道导航系统如图 1.4 所示。

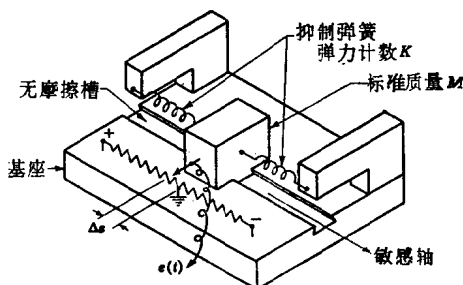


图 1.3 基本加速度计

对于采用笛卡尔坐标的简单平面导航仪来说, 在它静止时使一个加速度计对准 x 轴, 另一个加速度计对准 y 轴。然后对这些加速度计的输出信号求重积分, 则可以给出 x 和 y 位置坐标 (为时间的函数)。

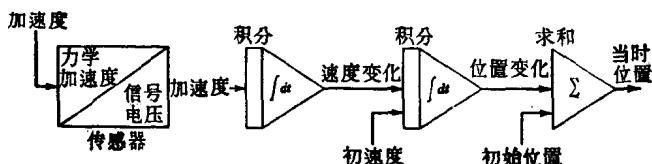


图1.4 单通道平面惯性导航仪

方位失调角 在用加速度计的输出信号解导航算题时，必须知道加速度计敏感轴的调整状况。假设装有加速度计的平台在方位上有一小的角度 ϕ_i (图1.5)，那末，如果有初始冲击加速度作

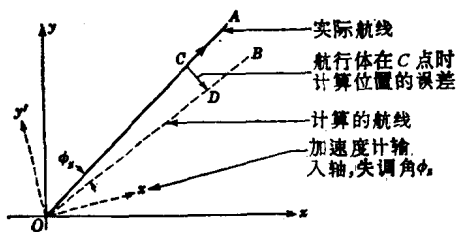


图1.5 加速度计方位失调的影响

用在航行体上，并使之沿OA线运动，则由于加速度计的输出信息是不准确的，使算出的运动变成了OB方向。相应的位置误差是初始方位失调角与航程乘积的线性函数。

水平失调角 方位失调角对系统影响是相当简单的。水平失调角的影响研究起来比较复杂。在有引力的情况下，水平失调角会造成更为严重的误差。假设在平坦地面的情况下加速度 g 一直垂直地作用在这一平面上。这样，如果平台是水平的，则加速度计标准质量 M 便受到引力的作用，同时也受到从地表面通过航行

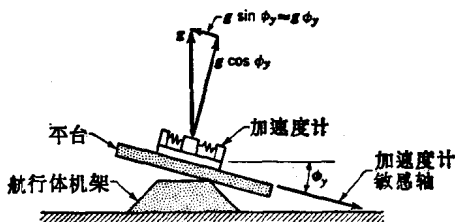


图1.6 平台倾斜的影响

(g —由引力产生的加速度)

体机架和加速度计基座的大小相等方向相反的作用力。

但是, 假设平台相对 y 轴偏出一相当小的角度 ϕ_y (图 1.6), 这角小到可以认为 $\sin \phi_y \approx \phi_y$ 。在这种情况下, x 加速度计基座仍然给加速度计一反作用力, 以抵抗引力对标准质量的作用。但是量值等于 $g\phi_y$ 的分力却作用在加速度计的敏感轴上, 由于弹簧张力的作用才使它保持平衡。在 x 反方向上的加速度 ($|\ddot{x}| = |g\phi_y|$) 使标准质量产生同样大小的偏移。所以, 标准质量的运动被认为是航行体的实际加速度, 这加速度的二重积分给出航行体位置变量的错误数据。

加速度的常值误差使得速度误差随时间线性增加, 而定位误差随时间的平方增加。对于等于 0.015 呎/秒² (≈ 0.0045 米/秒²) 的常值加速度误差来说, 三小时飞行的位置误差约等于 $1.5 \cdot 10^6$ 呎 (≈ 450 公里)。这一误差与航行体速度无关, 在航行体不动时也可能产生。

平台的稳定 综上所述可以看出, 加速度计的方向应该是已知的和可控的, 通常是把它安装在稳定平台上来使上述要求得到保证。平台的方位用专用装置来校正。这种专用装置应能阻止力图使平台脱离正确状态的力矩, 这个力矩与航行体加速度和平台质量的不平衡力矩是密切相关的。就是在轴承没有摩擦的情况下, 平台也会因有角度误差而导致导航误差增加。

角运动的基本方程是

$$L = \frac{d}{dt} H = \frac{d}{dt} (I\omega) \quad (1.2)$$

式中, L 是外加力矩; H 是角动量; I 是惯性矩; ω 是角速度。如平台是“稳定的”, 则由扰动力矩所引起的角速度必然很小。从方程 (1.2) 看出, 这些扰动力矩应该尽可能地小。使这些力矩影响最小化的最明显的解决办法是制造有大惯性矩的沉重平台。方程 (1.2) 可以写成

$$L = I\dot{\omega} \quad (1.3)$$

从方程 (1.3) 可以看出, 如果平台最初是静止的, 在受到 $L\Delta t$ 的冲击力矩作用后, 所得到的角动量变化值 ΔH 等于 $L\Delta t$, 而角速度却由零变化到相当于 $L\Delta t/I$ 的值 $\Delta\omega$ 。这一角速度保持恒定, 直到平台受到其他力矩作用时为止, 而相应的失调角随时间线性地增大。

陀螺仪 在惯性系统中, 用陀螺来稳定装有加速度计的平台。

陀螺基本上是一个有相当大惯性矩的旋转标准质量。陀螺的结构见图 1.7 a。陀螺转子的固有转速很高, 以便即使圆盘重量很小, 惯性矩不大, 也可以得到相当大的角动量。对于图 1.7 a 所示的常平架部件来说, 如果安装在底座上的仪器壳体绕陀螺自转轴或进动轴 (输出轴) 转动, 则不会产生作用于陀螺转子的力矩。然而, 如果仪器壳体绕陀螺输入轴旋转, 则转子及其自转轴将同壳体一起转动, 即外力矩通过常平架加到转子上, 并在壳体旋转的方向上发生作用。实际的陀螺其轴承上会产生摩擦力和风阻损失, 它们将阻碍旋转标准质量绕其自转轴旋转。这些有害力

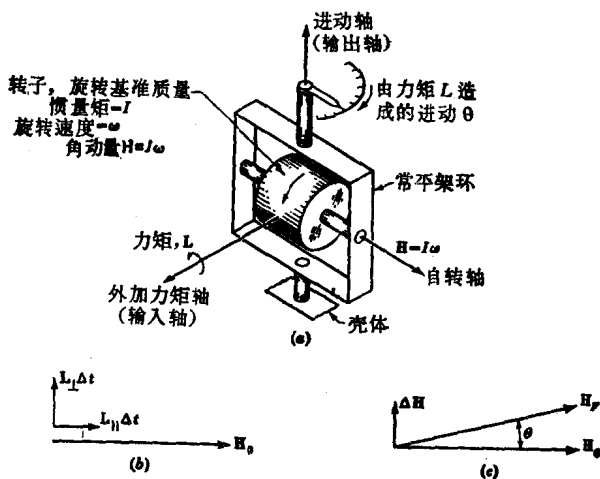


图1.7 利用角动量来控制方向

- a) 陀螺仪方向基准; b) 扰动力矩和陀螺角动量之间的关系;
c) 由 $L\Delta t$ 引起的 H 的变化。