

惯性导航基础

第四部分——惯导系统的对准

西北工业大学航天学院

罗建军

惯性导航基础

- 第一部分 惯性导航概述（相关概念）
- 第二部分 捷联惯性导航系统的基本原理
- 第三部分 捷联惯导系统计算
- **第四部分 惯导系统的对准**
- 第五部分 惯导系统的误差分析
- 第六部分 惯性系统的测试与标定



4 惯导系统的对准

1. 初始对准的概念和分类

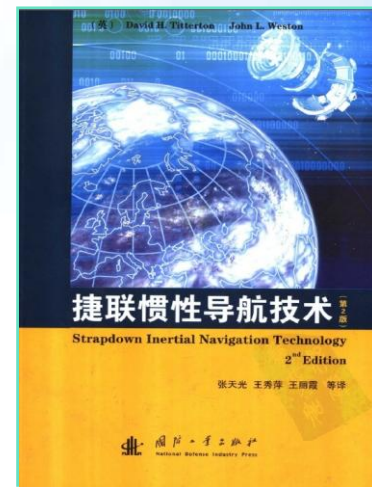
2. 静基座对准的基本原理

3. 传递对准的概念和方法

4. 对准的关键技术和主要研究内容



2.5 惯导系统的对准



| | |
|----------------------|-----|
| 第10章 惯性导航系统的对准 | 189 |
| 10.1 概述 | 189 |
| 10.2 基本原理 | 189 |
| 10.3 地面对准 | 193 |
| 10.4 空中对准 | 198 |
| 10.5 海上的对准 | 206 |
| 参考文献 | 211 |

第10章 惯性导航系统的对准

4.1 惯导系统的对准技术-惯导的初始对准

➤ 惯性导航是一种航位推算导航，正常工作前需要初始化信息。

➤ 惯导的初始化：

给定初始速度和初始位置；

惯导平台的初始对准；

陀螺仪的测漂和定标。

➤ 对准的概念：

确定惯性导航系统的测量轴相对于选定参考坐标系轴向的初始方位的过程，即确定测量轴系和参考轴系之间角度的过程。惯导系统开始导航之前必须进行对准。对准的精度至关重要，因为它会对惯导系统或应用航位推算技术实现导航的系统性能产生严重影响。初始对准后，在导航计算过程中持续计算敏感器的方位。

➤ 初始对准的任务和工作：

平台式惯导初始对准：使平台坐标系向导航坐标系对准，对准过程是一个物理过程。

捷联式惯导初始对准：确定初始时刻的姿态阵（数学平台） $C_b^n(0)$ ，
初始姿态阵的计算和估计过程。



4.1 惯导系统的对准技术-对准的分类

➤ 快速、高精度初始对准是惯导应用必须解决的关键问题。

➤ 惯性导航对准的分类：

按对准阶段：粗对准和精对准；

按对准轴向：水平对准和方位对准；

按对准信息来源：自对准和外部对准；

按基座的运动状态：静基座对准和动基座对准。

按对准所使用的方法分：回路调节法和最优估计法；

按对准所使用的参数分：计算参数法和测量参数法

SINS对准的基本原理

■需要对准的惯性系统通常包含仪表组合，其中陀螺仪和加速度计提供 3 个相互垂直方向上的三轴角速率信息和三轴比力信息。在常规敏感器布局中，陀螺仪的各个敏感轴与加速度计的各轴是对准安装的。对准过程主要是确定由加速度计轴定义的直角坐标系相对于给定的参考坐标系的指向角。

■理想情况下，我们希望导航系统一开机就能自动完成对准，而不需要借助任何外部测量信息。对于安装在刚性静止运载体上的对准系统而言，仅利用惯性系统提供的角速率和比力信息确实可以实现系统自行对准。

4.2 静基座对准的基本原理与方法

捷联系统-在固定平台上的对准

- 在捷联系统中，姿态信息可以以方向余弦矩阵的形式或者以四元数的形式储存下来。角度对准的目的是确定方向余弦矩阵或者四元数，这些参数定义了惯性敏感器轴与地理坐标系轴之间的关系。
- 利用载体姿态相对于当地地理坐标系的当前最佳估值可以将处于载体坐标系的惯性敏感器的测量值解算到当地地理坐标系中。然后，将解算后的敏感器测量值与期望的转动角速率和加速度进行比较，从而正确计算出方向余弦或者四元数参数。

4.2 静基座对准的基本原理与方法

地面对准

- 将注意力转向陆基运载体上惯性导航系统的对准。显然在这种应用场合，为了辅助对准过程而进行机动和运动的范围十分有限。
- 实际对准过程中经常要解决的问题是确定一组敏感器轴系相对于当地地理坐标系的指向。方便起见，选当地地理系做参考系。
- 过去为建立北向基准需要进行现场测量，然后把航向数据通过经纬仪和装在对准系统上的棱镜传给对准导航系统。尽管用这种方法可以获得高的精度，但它既耗时间又耗人力。下面讨论的方法通常实现起来更方便，可以避免这一问题。

4.2 静基座对准的基本原理与方法

地面对准方法

■从原理上讲，用于进行静止平台捷联惯性系统自对准的方法可以用于陆地对准。角度对准过程的目的是确定方向余弦矩阵叫 C_n^b ，或者确定它的等效四元数，这些参数描述了运载体与地理参考坐标系间关系。装在运载体上的敏感器测量出克服重力所需要比力的各个分量和地球角速率分量，它们分别用矢量 \mathbf{g}^b 和 $\boldsymbol{\omega}_{ie}^b$ 表示。这些矢量分别与重力矢量和地球角速率矢量有关，在当地地理坐标系中重力矢量和地球角速率矢量分别记为 \mathbf{g}^n 和 $\boldsymbol{\omega}_{ie}^n$ ，它们之间服从如下关系：

$$\begin{aligned}\mathbf{g}^b &= C_n^b \mathbf{g}^n \\ \boldsymbol{\omega}_{ie}^b &= C_n^b \boldsymbol{\omega}_{ie}^n\end{aligned}$$

4.2 静基座对准的基本原理与方法

地面对准方法

式中: $\mathbf{g}^n = [0 \ 0 \ -g]^T$ 和 $\boldsymbol{\omega}_{ie}^n = [\Omega \cos L \ 0 \ -\Omega \sin L]^T$, 其中 Ω 和 L 分别代表地球角速率和纬度。如果给定这些值, 方向余弦矩阵各元素的估值可以按下式直接从测量值 $\mathbf{g}^b = [g_x \ g_y \ g_z]^T$ 和 $\boldsymbol{\omega}_{ie}^b = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ 计算出来:

$$\begin{aligned} c_{31} &= -\frac{g_x}{g} & c_{11} &= \frac{\omega_x}{\Omega \cos L} - \frac{g_x \tan L}{g} \\ c_{32} &= -\frac{g_y}{g} & c_{12} &= \frac{\omega_y}{\Omega \cos L} - \frac{g_y \tan L}{g} \\ c_{33} &= -\frac{g_z}{g} & c_{13} &= \frac{\omega_z}{\Omega \cos L} - \frac{g_z \tan L}{g} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} c_{21} &= -c_{12}c_{33} + c_{13}c_{32} \\ c_{22} &= c_{11}c_{33} - c_{31}c_{13} \\ c_{23} &= -c_{11}c_{32} + c_{31}c_{12} \end{aligned}$$

4.2 静基座对准的基本原理与方法

地面对准方法

■可以看出，只要 L 不等于 $\pm 90^\circ$ ，方向余弦矩阵可以被唯一确定，也就是说，只要对准系统不是处在地球的北极或南极，它的方向余弦矩阵就是唯一的。这也说明，方程中的奇异点将导致方向余弦短阵中某些元素的值无法确定。然而，在地球表面的大部分区域，一组惯性测量数据可以给出计算方向余弦短阵所需要的全部信息，从而实现捷联系统的对准。

■该对准方法精度很大程度上取决于测量的精度和仪表的分辨率。

■显然为了实现精确的方位对准，需要高精度的陀螺。应当注意，对于有些应用场合的惯性系统，惯性敏感器的技术指标由对准精度的要求来决定，而不是由导航过程中敏感器误差的传播方式来决定。

4.2 静基座对准的基本原理与方法

静基座水平粗对准

■选取“北东地”地理坐标系作为导航坐标系，则静止条件下：

$$\begin{cases} f_x = g \sin \theta \\ f_y = g \cos \theta \cos \gamma \\ f_z = g \cos \theta \sin \gamma \end{cases}$$

■因此，俯仰角、滚转角可分别由下式计算：

$$\begin{cases} \theta = \text{asin}(f_x/g), \text{或者 } \theta = \text{atan}(f_x / \sqrt{f_y^2 + f_z^2}) \\ \gamma = \text{atan}(f_y / f_z) \end{cases}$$

4.2 静基座对准的基本原理与方法

静基座方位粗对准

■选取“北东地”地理坐标系作为导航坐标系，则静止条件下：

$$\begin{cases} \omega_x = \Omega \cos L \cos \psi \\ \omega_y = \Omega \cos L \sin \psi \\ \omega_z = \Omega \sin L \end{cases}$$

■因此，方位角可由下式计算：

$$\psi = \text{atan}\left(\frac{\omega_y}{\omega_x}\right)$$

4.2 静基座对准的基本原理与方法

寻北技术

■一种可能的机械编排利用地球转动角速率的两个正交分量测量值来求出壳体预先确定的参考坐标系相对于北向的方位角。敏感元件是一个两自由度的陀螺，如动力调谐陀螺(DTG)。

■陀螺仪测出地球旋转速率的两个水平分量 $\omega_x = \Omega \cos L \cos \psi$

$$\omega_y = \Omega \cos L \sin \psi$$

■取陀螺仪两个独立测量值之比，可以将纬度相关项消掉，从而计算出陀螺仪的航向角 ψ 。

$$\frac{\omega_y}{\omega_x} = \frac{\Omega \cos L \sin \psi}{\Omega \cos L \cos \psi} = \tan \psi$$

$$\psi = \arctan\left(\frac{\omega_y}{\omega_x}\right)$$

4.2 静基座对准的基本原理与方法

寻北技术

■当 $\omega_x \neq 0$ 时，可用上式算出航向角。当其接近零时，可以用下式计算出 ψ ：

$$\psi = 90 - \arctan\left(\frac{\omega_x}{\omega_y}\right)$$

■为了使这种装置的测量精度达到实用水平，要求陀螺仪的测量精度优于**0.005deg/h**。不过采用敏感器整体旋转的办法可以避免使用高精度陀螺仪。

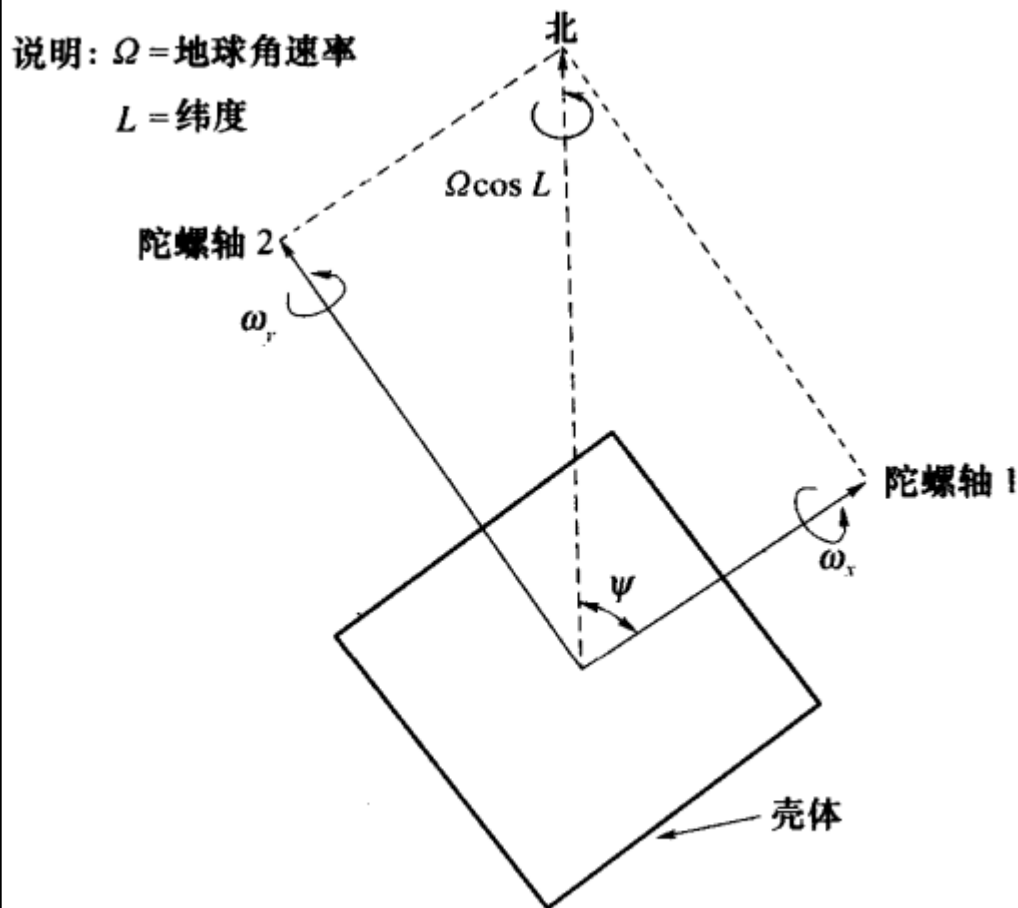


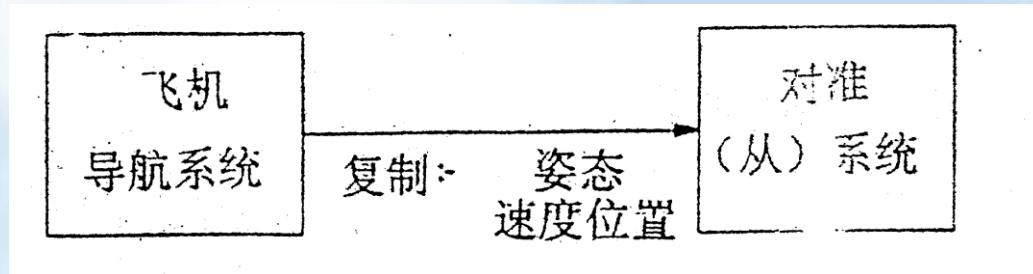
图 10.5 寻北仪

4.3 传递对准的概念

动基座使用的弹载惯导系统的初始对准需要借助另外的参考系统向弹载惯导系统传递信息。为保持误差特性的一致，目前参考系统多选择载体惯性系统，称其为“主惯导”。主惯导导航坐标系在飞机起飞前（或在舰船起航前）已借助另外的方法准确地建立起来。需要进行初始对准的动基座弹载惯导系统称为“子惯导”，子惯导通常是在载机飞行过程中或武器发射前进行标定。为保证在主、子惯导存在相对运动的动态条件下，子惯导在对准结束后建立起与主惯导保持一致的导航坐标系，在实施对准的整个过程中，主惯导要定时向子惯导实时传输匹配方法需要的导航参数。因此，**传递对准的定义**是主惯导向子惯导实时传输子惯导对准所需要的导航参数，子惯导通过动态匹配它与主惯导的数据，估计它所建立的坐标系与主惯导所建立坐标系之间的差别并进行修正，以建立与主惯导相一致的导航坐标系，从而实现子惯导对准的过程。传递对准的主要任务是以主惯导为基准，利用一定的信息或参数匹配手段，使子惯导建立的导航坐标系良好地重合于主惯导所对应的导航坐标系。

传递对准的方法

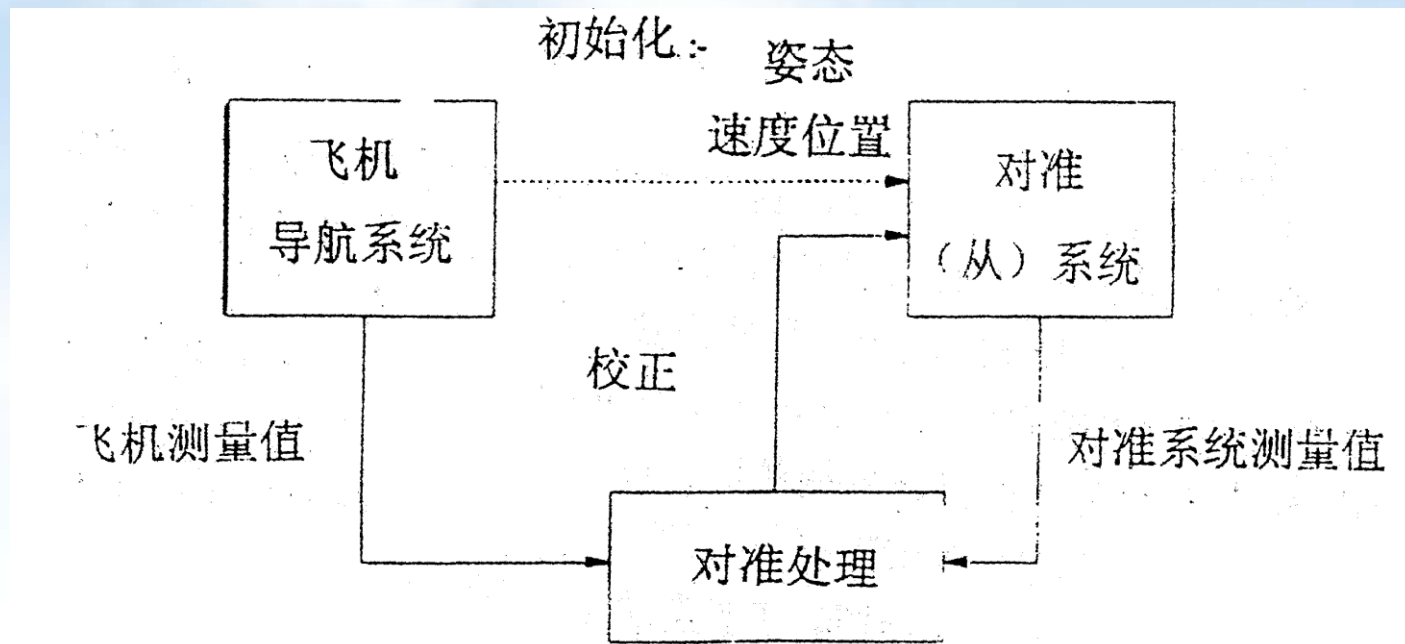
- “一次性”传递对准：直接将位置、速度和姿态数据从主导航系统复制到导弹的子导航系统。



- 传输数据瞬间飞机和导弹之间任何相对角位移将作为对准误差引入导弹的导航系统中。因此，这种方法的成功与否取决于两个系统在物理位置上的对准精度，或取决于在对准时刻对两个系统相对方位的了解程度。可将飞机导航系统的数据精确地解算到导弹坐标系，然后再传给导弹导航系统。
- 一般地，由于存在各种静态误差和动态误差，不可能知道一个系统相对于另一个系统的精确方位。而且，飞机导航系统与导弹对准系统在安装位置上有一定的距离，飞机在拐弯或机动时两者之间存在相对运动，即所谓的杆臂运动。在这种情况下，传递给导弹系统的速度信息是有误差的。因此，一次性传送对准所能达到的精度将大大受到限制，通常必须寻找更精确的方法。

传递对准的方法

- 惯性测量匹配对准方法：通过比较来自两个系统的运动测量值来计算两个系统参考轴系的相对方位。通常，在进行测量匹配之前，由一次性传递进行粗对准。



- 飞行中对准

传递对准的方法（续）

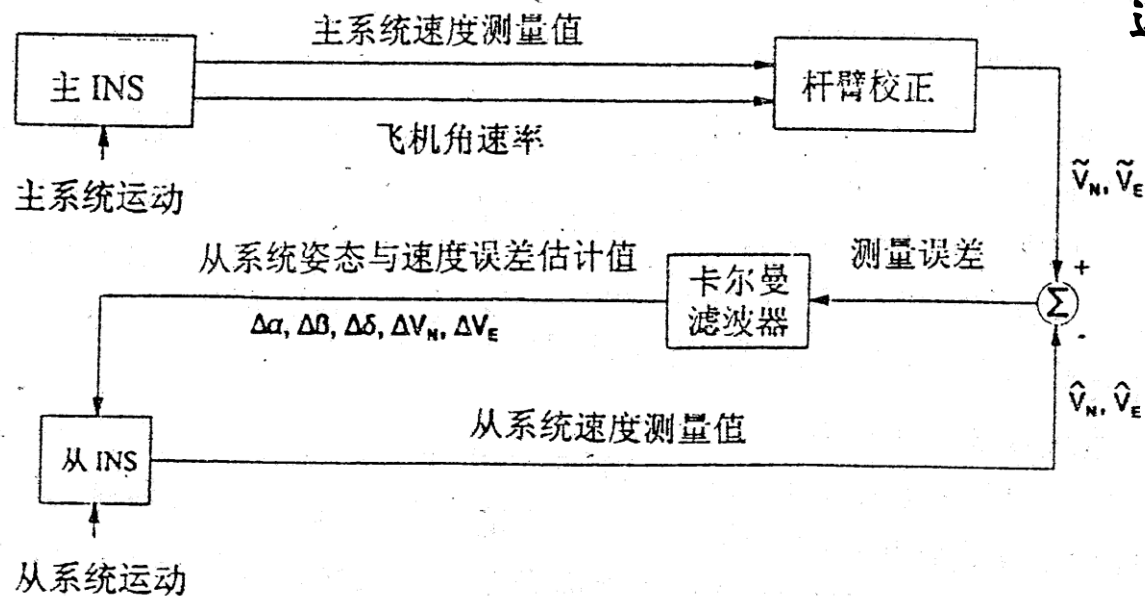
1. 在传递对准中，不同的对准数据匹配算法对于惯导输出信息的选择是不同的。根据用于传递对准的主、子惯导参数差值的不同，可以有不同的传递对准匹配方法。例如，可以利用主、子惯导计算速度分量的差值进行对准，这种方法称为速度匹配，类此，还有加速度匹配、位置匹配、姿态匹配和角速度匹配。这些方法可以单独使用，也可以相互配合使用。根据使用要求，合理地选择其中的一种或者几种的组合即可以构成一种对准模式。
2. 这些传递对准匹配方法可以分为两大类，分别称为计算参数匹配法和测量参数匹配法。速度和位置是惯导计算的两种导航参数，故速度匹配和位置匹配属计算参数匹配法。加速度和角速度是惯性元件所测量的参数，故加速度匹配和角速度匹配可属测量参数匹配法。姿态匹配利用惯导测量的姿态角信息进行对准，也可属测量参数匹配法。

传递对准的方法（续）

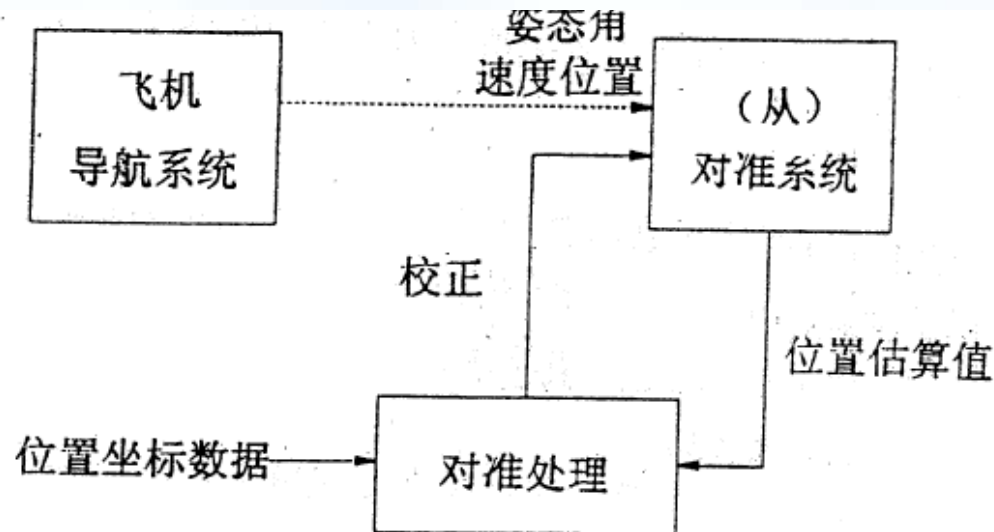
1. 传递对准中匹配参数的选择与主、子惯导系统的类型有很大关系。由于成本、重量和体积的限制，子惯导一般都采用捷联惯导。而主惯导可能是平台惯导（称为**平台—捷联式**），也有可能是捷联惯导（称为**捷联—捷联式**）。如果主惯导是平台式的，由于平台式惯导不能给出载体姿态角速度信息，所以平台—捷联式不能采用角速度匹配方案。主要采用位置匹配、速度匹配和速度+姿态角匹配。如果主惯导是捷联惯导，则速度、姿态、角速度、加速度等匹配方案及它们的综合都可采用。由于加速度匹配方案中，杆臂效应难以彻底补偿，残余误差被引入测量量中，会直接影响对准精度，所以该方案一般不被采用。目前采用较多的是速度+姿态角匹配。
2. 传递对准是一个复杂的动态数据匹配和处理过程。由于导弹和基座之间存在随机相对运动，不仅难于获得高的对准精度，而且对准误差往往是不可直接观测的，因此，传递对准多采用状态估计方法，卡尔曼滤波是目前应用最为成熟的一种技术。

传递对准的方法（续）

速度匹配对准

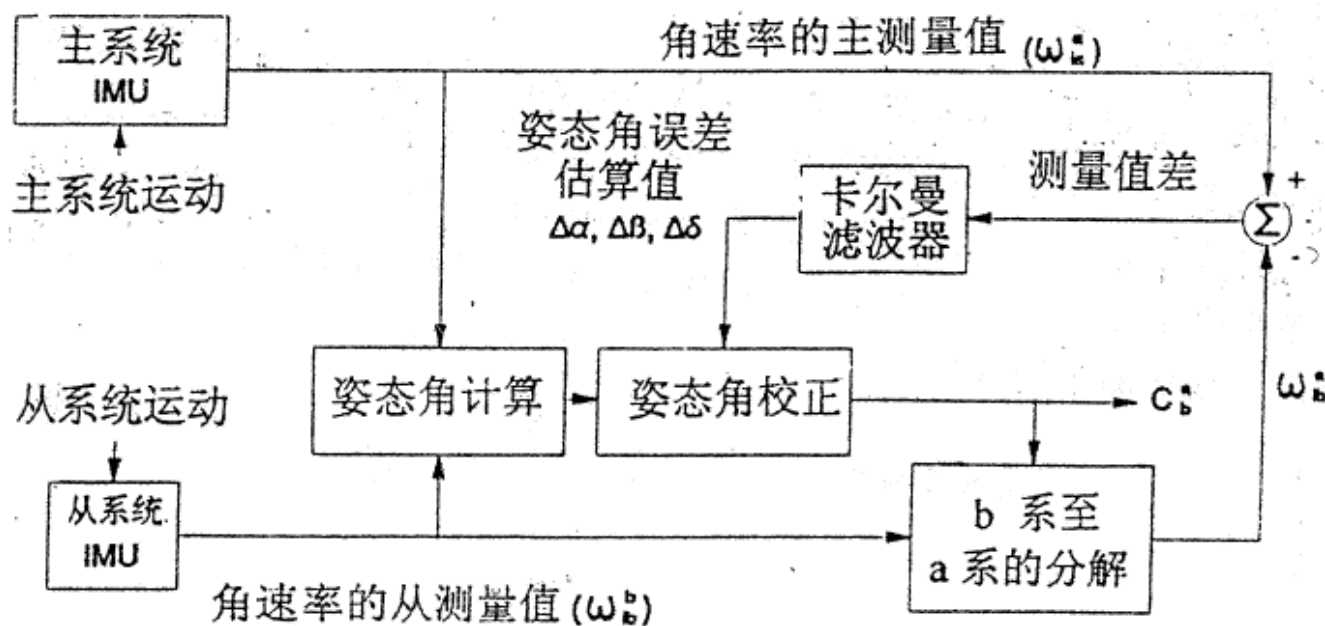


位置匹配对准



返回

角速率匹配对准





典型对准方案的技术成熟度

| 方案名称 | 适用场合 | 应用现状 |
|----------------|--|-------------------------------|
| 速度匹配 | 平台与捷联惯导均适用 | 技术成熟，应用最早，现阶段应用中采用纯速度匹配方案的较少。 |
| 位置匹配 | 适合发射战略武器 | 技术成熟，应用较早。 |
| 速度+姿态角匹配 | 平台与捷联惯导均适用；对准时间短，精度高，适合于发射战术导弹的快速对准场合。 | 技术成熟，目前在战术导弹快速对准时应用较广。 |
| 速度+方位角匹配 | 平台与捷联惯导均适用；对准时间适中，精度较高。 | 技术较成熟，已投入实用。 |
| 速度+角速率匹配 | 适用于捷联惯导 | 技术成熟，适用于战术导弹惯导快速对准。 |
| GPS/INS 组合空中对准 | 载机须采用 GPS/INS 组合导航，作为初始对准的辅助。 | 已有应用 |



典型方案的性能比较

| 方案名称 | 对准时间 | 对准精度 | 机动方式 | 对安装误差、安装刚度、箭体特性及计算机处理能力的要求 | 可实现性 |
|--------------------------|-----------------|----------|------|----------------------------|---------------|
| 方案 A (位置匹配) | 30min | 十几角分 | 航向机动 | 要求较低 | 技术难度低, 可实现性好 |
| 方案 B (速度+方位角匹配) | 8~12min | 约为十几角分 | 航向机动 | 要求一般 | 技术难度适中, 可实现性好 |
| 方案 C (速度+姿态角匹配) | 根据载机机动情况为几秒~几十秒 | 小于几角分 | 摇摆机动 | 要求较高 | 相对难度较大, 但可以实现 |
| 方案 D (GPS/INS 组合空中对准) | 约为几百秒 | 小于 10 角分 | 航向机动 | 要求一般 | 相对难度不大, 可以实现 |

传递对准的关键技术

- 传递对准要求对准精度高，对准时间短。影响传递对准精度的因素很多，主要包括：匹配方法、对准时间、对准算法、惯性器件的精度以及对导弹所在处相对主惯导所在处载体的挠曲变形、振动了解的程度等。由于一些误差参数（对准误差）以与载机加速度或角速度相乘的形式进入误差模型，需要载机在足够长的时间里以足够的加速度进行机动，以使这些项可以被分离。而且高加速度与角速度将导致好的估计精度与更短的估计时间。因此，载机的机动方式也是影响传递对准精度和时间的主要因素。

对准技术的主要研究内容

- 对准模型的建立和简化;
- 对准算法研究;
- 快速对准方法研究;
- 对准的仿真和实验技术;
- 对准精度及导航精度评估方法研究。



谢谢各位!



[返回目录](#)



西北工业大学
NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY