

军用飞机惯导自动导航系统及接口设计

设计部 115 室 安彦 张福爱

[内容摘要]主要论述了军用飞机自动导航系统的构成、原理和接口;研究了使用国产自动驾驶仪实现自动导航的技术可行性;分析了导航方程在控制飞机稳定航线和转弯时的工作原理,并针对国内军用飞机的一些特殊航线要求,研究实现这些特殊航线飞行的方法;研究了惯导系统与自动驾驶仪之间的接口,并提出接口线路图。

关键词 自动导航 惯性导航 自动驾驶仪

引言

第二次世界大战后,由于飞机续航时间的延长,已达到空勤组人员的承受极限,所以出现了以自动驾驶仪为代表的第一代自动飞行系统,可实现飞机的航向角稳定和高度稳定。从 60 年代起,随着计算机技术的发展,国外一些大、中型飞机开始利用远距导航系统与自动驾驶仪交联,实现自动导航。自动导航系统在垂直面内仍保留自动驾驶仪的高度稳定功能,在水平面内将自动驾驶仪的航向稳定功能发展为航迹稳定,并可进行人工或自动转弯。

在国内,从 80 年代起开始引进一些国外的导航设备及技术,在一些国产军、民用飞机上实现自动导航,解决了飞机长距离飞行的问题,但在作战及一些特殊航线飞行时仍需人工操纵。所以,发展国产军用自动导航系统成为必然。

惯导自动导航系统是目前广泛应用于军、民用飞机的一种自动飞行系统。该系统可控制飞机按预定航线飞行,进行人工或自动转弯,并可以随时建立新航线。利用惯导自动导航系统不仅可以减轻空勤组人员的负担,并可增强飞机按航线飞行时位置与时间的准确性。本文主要讨论利用国产的自动驾驶仪和惯性导航系统,实现惯导自动导航,控制飞机按预定航线或特殊航线飞行的方法。

1 惯导自动导航系统的组成

惯导自动导航系统主要由惯性导航系统、导航耦合器、自动驾驶仪、导航显示器、航向基准系统等组成。其原理框图见图 1。

惯性导航系统是一种自主式远距导航系统。在自动导航系统中,它主要完成测量与计算功能。它通过预先装订的飞行计划,计算出飞机的应飞航线。在飞行中,它不断地测量飞机的即时位置、地速、航迹角等导航参数,并与应飞航线进行比较,计算并输出操纵信号。

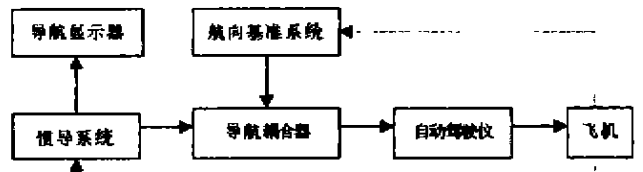


图 1 惯导自动导航系统原理框图

自动驾驶仪是自动导航系统的执行环节。它收到操纵信号后,经变换送到自身的倾斜通道与航向通道,然后通过控制飞机的副翼和方向舵的转动来控制飞机修正航线或协调转弯。

导航耦合器主要将惯导系统的操纵信号调制、变换后送给自动驾驶仪。另外,还要完成自动导航/自动驾驶仪工作方式的转换和消极保护,以便在惯导系统失效时自动切断自动导航,回到自动驾驶仪的航向稳定状态。

航向基准系统在自动导航系统中起备份作用。它可在自动驾驶仪工作状态或惯导系统失效时向自动驾驶仪输送航向稳定信号,使飞机稳定在当前航向上。

导航显示系统用于向空勤组人员显示飞机导航信息,以便空勤组人员随时掌握飞机的飞行状态。

下面将重点讨论组成惯导自动导航系统的三个关键设备:惯性导航系统、自动驾驶仪、导航耦合器。

2 自动驾驶仪自动导航功能的实现

2.1 自动驾驶仪的基本功能与原理

某型机的自动驾驶仪是积分式自动驾驶仪,具有三个通道,即航向通道、俯仰通道和倾斜通道。三个通道分别控制飞机的方向舵、升降舵、副翼的偏转角速度来平衡输入信号,实现稳定和控制飞机的运动。

由于自动导航仅涉及飞机的侧向控制,而自动导航稳定与操纵飞机均是通过操纵的方式实现的,故本文只讨论自动驾驶仪的倾斜通道和航向通道的操纵,

即操纵飞机协调转弯的基本原理。

协调转弯是驾驶仪的一种操纵状态。它是由航向通道和倾斜通道协调完成的。协调转弯时由转弯操纵机构给出两个操纵信号，分别加到航向通道和倾斜通道。加到倾斜通道的信号与垂直陀螺感受到的飞机横

滚角信号平衡，使副翼回到中立位置，飞机保持一定的转弯坡度；加到航向通道的信号与飞机的偏航角速度信号相平衡，使飞机以一定的角速度转弯。适当地选择倾斜通道和航向通道的各反馈增益，可使飞机实现无侧滑的协调转弯。

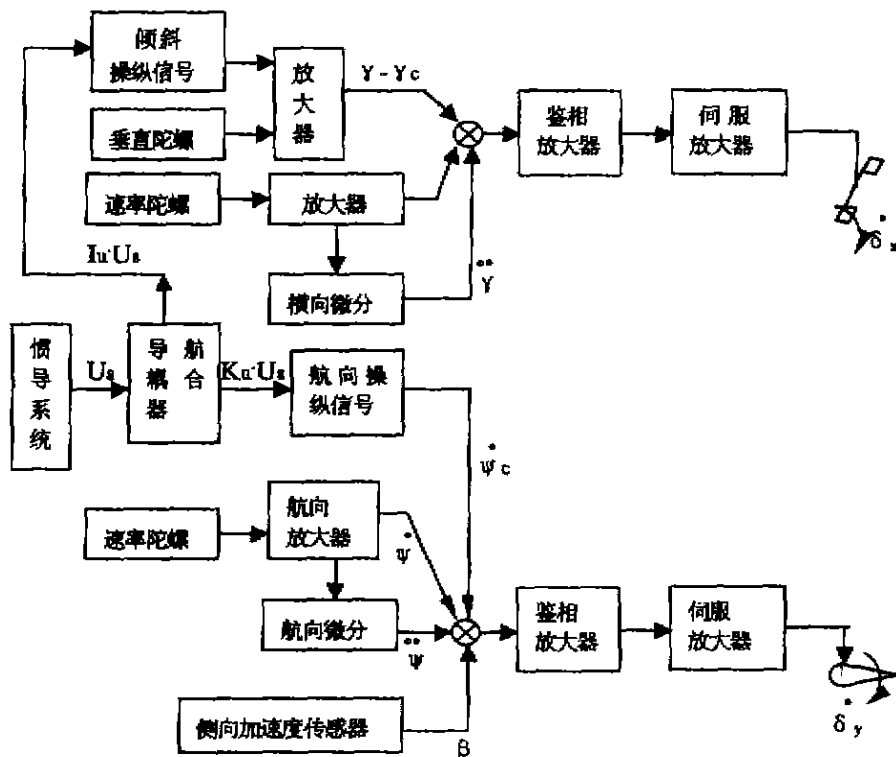


图2 自动驾驶原理框图

2.2 自动驾驶功能的实现

自动驾驶功能包括两方面内容：航迹稳定和自动转弯。航迹稳定是指将飞机稳定在预定的航线上；自动转弯是指飞机从一条航线自动地进入下一条航线。实际上，当飞机沿一条航线到达转弯点（航路点）附近时，则相对下一条航线存在有偏差，这时基准航线若改用下一条航线，则航迹稳定功能将修正这个偏差使飞机进入新的航线。所以，可以将自动转弯当作航迹稳定的一个特例。

自动驾驶仪是无法测定飞机航迹的，这部分工作应由惯导系统完成。惯导系统将测定的航迹偏差（包括偏航距和航迹误差角）以操纵信号 \$U_s\$ 的形式送给驾驶仪的倾斜通道和航向通道。倾斜通道控制飞机倾斜来修正航迹偏差，而航向通道只起阻尼和消除侧滑的作用。实现自动驾驶功能时，倾斜通道和航向通道的控制规律为：

$$\begin{aligned} \text{倾斜通道: } \delta_y &= I_\gamma \gamma + I_{\dot{\gamma}} \dot{\gamma} + I_{\ddot{\gamma}} \ddot{\gamma} - I_U U_s \\ \text{航向通道: } \delta_x &= K_\psi \Psi + K_{\dot{\psi}} \dot{\Psi} + K_{\ddot{\psi}} \ddot{\Psi} - K_U U_s \end{aligned}$$

其中， $\dot{\delta}_x, \dot{\delta}_y$ 是副翼、方向舵偏转角速率； Ψ 为偏航角， γ 为横滚角； $K_\psi, K_{\dot{\psi}}, K_{\ddot{\psi}}$ 为驾驶仪航向通道的反馈增益； $I_\gamma, I_{\dot{\gamma}}, I_{\ddot{\gamma}}$ 为驾驶仪倾斜通道的反馈增益； U_s 为操纵信号； I_U, K_U 分别为倾斜通道和航向通道的操纵信号分配系数。

从上面的控制规律可以看出，自动驾驶的控制原理与自动驾驶仪协调转弯的控制原理极为相似，故我们在不改变自动驾驶仪基本状态的前提下，将自动驾驶的操纵信号按比例加到驾驶仪的倾斜通道和航向通道，让其按协调转弯的方式完成自动驾驶功能。自动驾驶原理框图见图2。

3 惯性导航系统及自动驾驶计算

3.1 惯性导航系统的基本原理

惯性导航系统的基本工作原理是建立在牛顿力学定律基础上的。简单得说，当我们建立了一个三维空间的正交坐标系，每个坐标轴方向装一个加速度计，那

么这三个加速度计就会测得相应轴上的加速度分量, 将这些加速度分量一次积分可得到相应的速度分量,

经两次积分后便可得到相应的位移。这样就得到如图 3 所示的简化惯性导航系统。

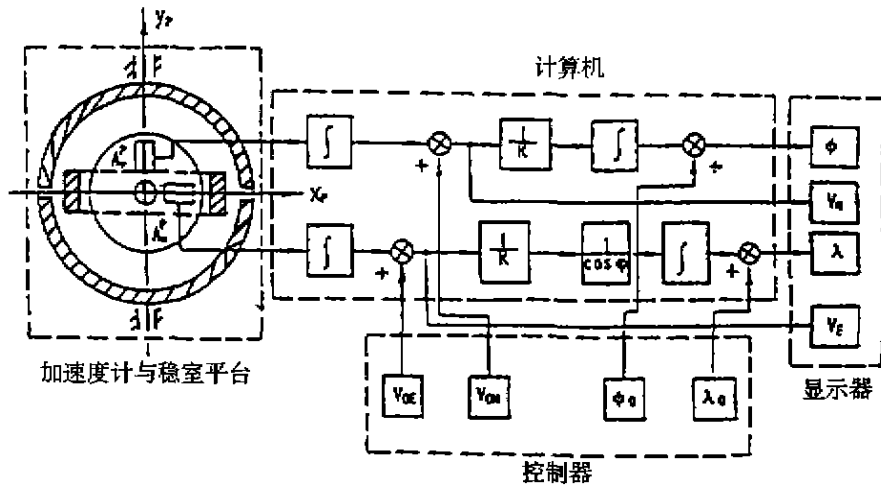


图 3 简化惯性导航系统

由于惯性导航系统在工作过程中不需要外部支持, 也不需要接收或发射电磁波, 具有很强的自主性、保密性和抗干扰性, 所以广泛运用于军用航空、航海领域。

3.2 导航参数的计算

在自动导航系统中, 常用的航线计算方法有两种: 大圆航线和等角航线。大圆航线是指由起始点、目标点、球心所在平面与球表面相交的圆周上的航线。在所有的航线中, 大圆航线最短。等角航线是指与所有子午线以同样角度相交的航线。等角航线的航程较大圆航线长, 一般用于短途飞行。由于惯导自动导航系统一般用于长航程飞行, 故选用大圆航线。下面的导航参数均是按大圆航线进行计算。

在自动导航过程中, 主要的导航参数包括地速、即时位置、航迹角、应飞航迹角、航迹误差角、偏航距、待飞距离、待飞时间等。

① 地速(GS)

地速是飞机相对地球的运动速度在水平面内的分量。在前面惯导系统基本原理的讨论中我们知道, 通过对飞机的北向加速度和东向加速度积分, 可求出地速的北向分量 V_N 和东向分量 V_E , 即:

$$V_E = V_{E0} + \int a_{E} dt$$

$$V_N = V_{N0} + \int a_{N} dt$$

那么, 地速 GS 则为:

$$GS = (V_E^2 + V_N^2)^{1/2}$$

② 即时位置经、纬度(λ, Φ)

在前面提到的简化惯性导航系统框图中将地球看作球体, 但是, 我们都知道, 地球为一椭球体, 用球体的方法来计算, 存在较大的误差。在工程中, 我国一般使

用克拉索夫斯基参考椭球体为地球模型。在该模型中, 地球的长轴 a 、短轴 b 、扁率 e 分别为:

$$a = 6378245m$$

$$b = 6356863m$$

$$e = (a - b)/a = 1/298.3$$

在导航计算时, 需知道地球表面某点的曲率半径 R_N 和 R_E 。实际上, R_N 和 R_E 均是纬度的函数, 表示为:

$$R_N = a(1 - e(2 - 3\sin^2\Phi))$$

$$R_E = a(1 + e\sin^2\Phi)$$

当已知 V_N 和 V_E 时, 其经度和纬度变化率为

$$\lambda = V_E / (R_E \cos\Phi)$$

$$\Phi = V_N / R_N$$

则飞机即时经、纬度为

$$\Phi = \Phi_0 + \int \Phi dt = \Phi_0 + 1/R_N \int V_N dt$$

$$\lambda = \lambda_0 + \int \lambda dt = \lambda_0 + 1/R_E \int (V_E / \cos\Phi) dt$$

③ 航迹角(TK)

航迹角是飞机的地速矢量相对真北方向的夹角, 顺时针转向为正, 如图 4 所示。在已知 V_E 和 V_N 时, 有下式:

$$TK = \text{tg}^{-1}(V_E / V_N)$$

④ 应飞航迹角(DTK)

应飞航迹角是指通过两个航路点的大圆航线与真北方向的夹角。如图 4 和图 5 所示。在图 5 中, 设 A (λ_A, Φ_A) 点为航行起点, C (λ_C, Φ_C) 点为航行终点, AC 为大圆弧线, 则 DTK 为应飞航迹角, $\triangle APC$ 为球面三角形。根据球面三角形四元素公式可得:

$$DTK = \text{tg}^{-1}(\sin(\lambda_C - \lambda_A) \cos\Phi_C / (\cos\Phi_A \sin\Phi_C - \cos\Phi_C \sin\Phi_A \cos(\lambda_C - \lambda_A)))$$

⑤ 航迹误差角(ΔTK)

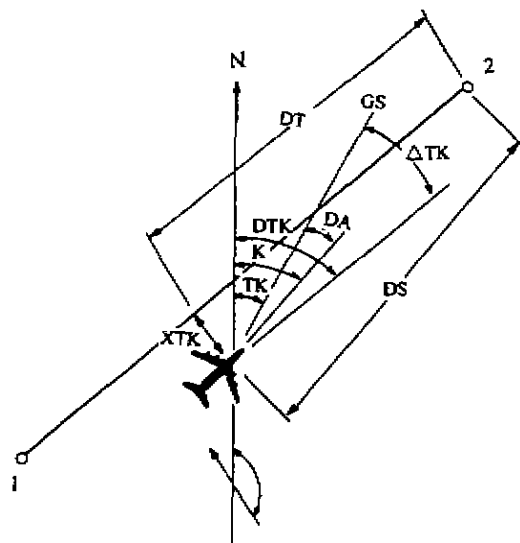


图4 导航参数关系图

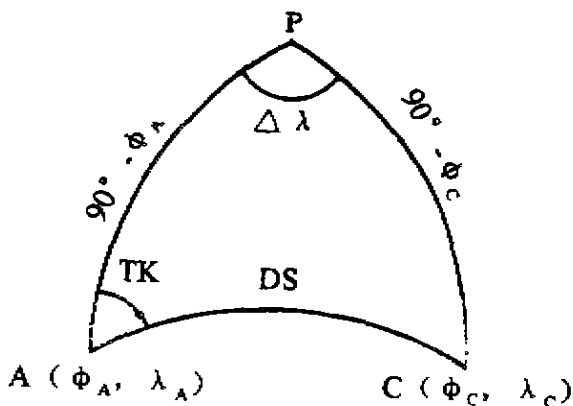


图5 大圆航线的航迹角和待飞距离

航迹误差角是应飞航迹角与航迹角之差，如图4所示。

$$\Delta TK = DTK - TK$$

⑥待飞距离(DS)

待飞距离是从飞机的即时位置到下一个航路点的大圆弧长。如果要精确计算待飞距离，必须求出与当地子午面有任意夹角平面内的曲率半径，即需引入曲率阵的概念，这是比较复杂的。实际上，由于导航时对待飞距离的精度要求并不高。所以，为简化计算，在计算待飞距离时一般将地球看作半径为R的球体。在图5中，△APC为球面三角形。根据球面三角形余弦定律可推出：

$$DS = R(\pi/2 - \sin^{-1}(\sin\phi_A \sin\phi_C + \cos\phi_A \cos\phi_C \cos(\lambda_C - \lambda_A)))$$

⑦待飞时间(DT)

待飞时间是飞机从即时位置按当前地速到达下一个航路点所需的飞行时间。它实际上是待飞距离的时

间表示形式。其表达式为：

$$DT = DS/GS$$

⑧偏航距(XTK)

偏航距是指从飞机即时位置到预定航线的距离。当飞机偏离在预定航线的左边时，偏航距为正，反之为负，如图4所示。偏航距的产生是由于某种因素引起航迹误差角，从而产生偏离航线的速度，如图6所示。那么，对偏航速度的积分则可得偏航距，即：

$$XTK = XTK_0 + \int GS \sin \Delta TK dt$$

式中，XTK₀是航线建立时飞机的即时位置与航线的距离。在图6中，若航线1-2的应飞航迹角为DTK，航线建立时飞机在A点，1-A的长度为S，与真北方向的夹角为α，则有

$$XTK_0 = S \cdot \sin(\alpha - DTK)$$

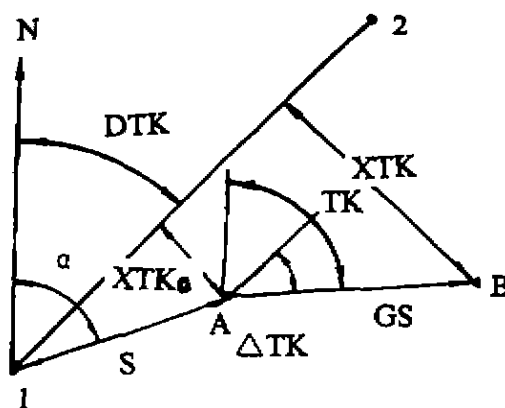


图6 偏航距的计算

3.3 导航方程和典型航线飞行

前面我们讨论了一些主要的导航参数的计算方法，下面将讨论导航操纵信号的计算方法及典型航线飞行过程。

3.3.1 导航方程

为使飞机从起始点自动地飞行至目标点，可采用两种偏差修正方法。一种是航迹误差角修正，另一种是偏航距修正。

在航迹误差角修正中，修正量取决于航迹误差角ΔTK，其导航方程为：

$$U_s = K \cdot \Delta TK$$

其中：U_s为操纵信号；K为修正系数。

其工作过程如图7所示。若设定的起始点为1，目标点为2。当飞机因某种因素偏离到A点，航迹角为TK。这时，导航计算机将舍弃计划航线1-2，而将飞机即时位置A至2点的连线当作应飞航线，其应飞航迹角为DTK。计算机将DTK与TK比较，并计算操纵信号U_s，操纵飞机右转弯。在转弯过程中，TK不断增大，而DTK不断减小，当TK与DTK相等时，

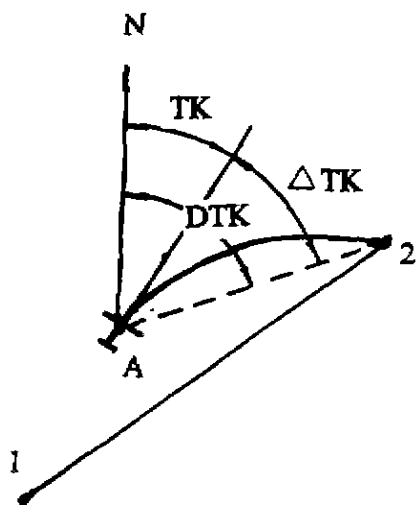


图 7 航迹误差角修正

ΔTK 为零, U_s 为零, 飞机改平, 沿图中所示的弧形航线飞向 2 点。

航迹误差角修正有两个特点。其一是应飞航迹角不断改变, 使飞机始终保持向目标点直飞的态势; 其二是实飞航线的不确定性。这两个特点同时也反映了这种方法的优、缺点。由于其始终保持向目标点直飞的态势, 使得飞机可以用最短的飞行距离到达目标点, 这一点在飞机偏离计划航线较远时特别明显。但是, 由于其航线的不确定性, 使得飞行安全、空中交通管制等受到严重影响。另外, 当使用自动导航系统使飞机始终保持在计划航线的附近时, 其优点也不明显。所以, 本系统选用另一种修正方法, 即偏航距修正。

偏航距修正的导航方程为:

$$U_s = K_1 \cdot XTK + K_2 \cdot GS \cdot \sin \Delta TK$$

式中, K_1 、 K_2 为修正系数。

在这种修正方法中, 其应飞航迹角是确定的, 就是计划航线与真北方向的夹角。实飞航线是以计划航线为轴线的摆动曲线, 如图 8 所示。在上面的导航方程

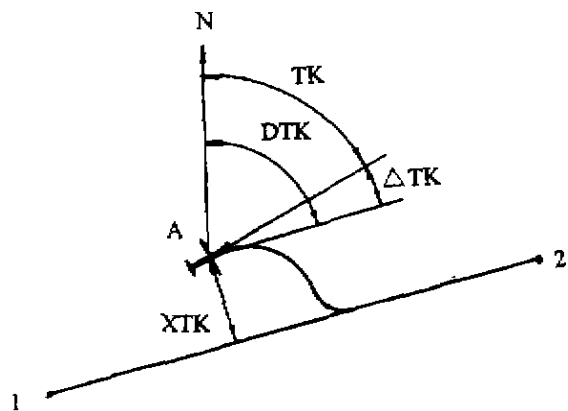


图 8 偏航距与偏航速度修正

中, 偏航距是主要的修正量, 它产生与飞机偏离计划航线的程度成正比的操纵信号, 使飞机保持在计划航线上; 方程中的第二项实际上是偏航距的微分项, 其物理概念是产生与偏航速成正比的操纵信号。它是一个阻尼项, 保证飞机平滑地切入航线。

3.3.2 航线稳定飞行

在前面我们已经讨论了自动导航的导航方程, 下面就导航方程在航线稳定飞行时的工作过程进行讨论。

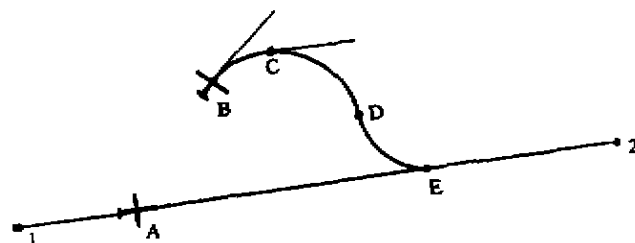


图 9 航线稳定飞行图

如图 9 所示, 1-2 为飞机的计划航线。当飞机在 A 点时, 飞机的偏航距为零, 航迹误差角也为零, 则操纵信号为零, 飞机沿 1-2 航线平飞; 当飞机因某种因素偏离航线到 B 点时, 偏航距为 XTK_B , 航迹误差角为 ΔTK_B , 且均为正值, 这时操纵信号为正, 控制飞机右转弯; 在从 B 点到 C 点的过程中, 航迹误差角不断减小, 到达 C 点时, 航迹误差角为零, 这时操纵信号完全由偏航距产生, 飞机仍然右转弯; 经过 C 点后, 航迹误差角为负, 且不断增大, 而偏航距不断减小, 操纵信号不断减小, 但仍为正, 飞机右转弯; 当到达 D 点时, 导航方程的前后两项值相等, 极性相反, 操纵信号为零, 飞机改平, 这时航迹误差角达到最大值; 经过 D 点后, 由于偏航距不断减小, 导航方程第一项所起的作用也减小, 而航迹误差角为负, 产生的操纵信号也为负, 飞机开始左转弯, 向计划航线切入; 在从 D 点到 E 点的过程中, 航迹误差角开始减小, 偏航距也不断减小, 操纵信号逐步减小; 当到达 E 点时, 偏航距和航迹误差角均为零, 操纵信号为零, 飞机改平并继续沿 1-2 航线飞行。

3.3.3 改航

在前面我们讨论了控制飞机沿某一航线飞行时工作情况, 但我们知道, 在真正的航线飞行时, 不可能沿某一大圆航线从出发点直飞目标点, 而是将一个航线分为若干个航段, 每个航段均为大圆航线, 如图 10 所示。这样, 当一个航段飞完或即将飞完时, 系统必须进行航段改变, 即改航。

对于一个理想的航段改变, 应该平滑地从一个航

线切入下一个航段,如图10中1-2到2-3到3-4航段的切换。而对于一些象3-4到4-5航段这样转弯角度较大的航段改变,如果要平滑切入下一航段,需在转弯点较远的地方开始转弯,这样飞机实际上没有到达航路点4,显然与飞行计划有差别,所以在这种情况下,应采取图中所示的转弯方式。

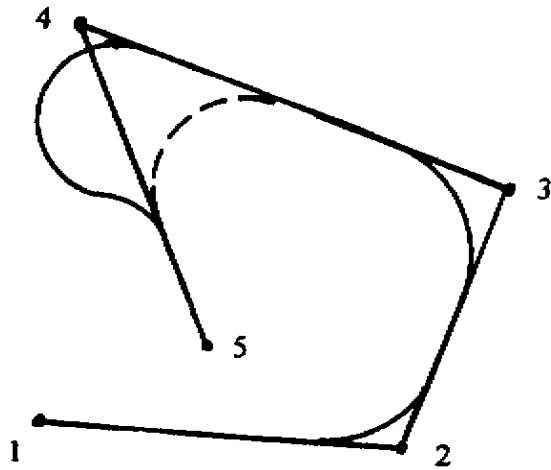


图10 转弯方式

这样我们可以看出,航段的改变实际上有两个问题:一是新航线的建立,二是转弯提前时间的确定。

首先我们讨论新航线的建立。在图11中,飞机正在1-2航段飞行,且与1-2航段存在偏差,需改航至2-3航段。这时我们可以看到,飞机相对2-3航段存在有偏差,即有偏航距 X_{TK_0} 和 ΔTK 的存在。这样利用这些偏差的存在,就可以用导航方程计算出操纵信号。这时飞机的航迹误差角为:

$$\Delta TK = DTK_{23} - DTK_{02}$$

而偏航距 X_{TK} 为:

$$X_{TK} = DS \cdot \sin \Delta TK$$

其中, DS 为待飞距离。

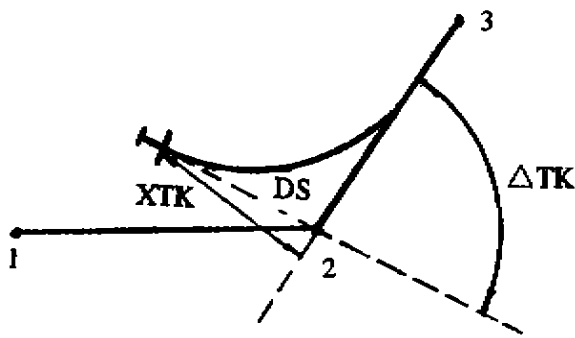


图11 航段改变

当我们知道飞机相对2-3航线的航迹角 ΔTK 和偏航距 X_{TK_0} 后,剩下的问题就是在什么时间来利用2-3航段来进行计算。

改航时间的确定实际上是确定在待飞距离为何值时开始改航。它取决于两个因素:飞机的速度和转弯角度。飞机的速度愈大,转弯的提前量愈大;转弯角度愈大,转弯的提前量愈大。但是,前面说过,转弯的提前量不能无限制地大。所以转弯应该分为两种形式:小角度转弯和大角度转弯。在小角度转弯时,飞机平滑地切入下一个航线;大角度转弯时,允许飞机偏离到下一个航线的另一侧,然后再修正到航线上。

3.4 特殊航线的飞行

在前一节中,我们讨论了典型航线飞行时,惯导系统进行导航计算的数学模型,这种控制方程已经能够满足一般航线使用要求。在这一节中,我们将讨论压点转弯、盘旋等待、梯形搜索、扇形搜索、扩展矩形等一些特殊的航线下,惯导系统的控制方式。

① 压点转弯

根据现行的领航条例,飞机必须到达标志点正上方后才能开始转弯,并直飞下一目标点(如图12所示)。另外,当实施临空轰炸时,也必须到达目标点上空,但轰炸结束后,则需快速脱离战场,直飞安全地点。在这种情况下,如果系统控制飞机如图12中B航线提前转弯,则不能到达目标点2。若如图中C航线回到2-3航段,一方面不满足领航条例,另一方面也不能快速脱离战场,所以,在这种情况下,应使用如图中A所示的航线。

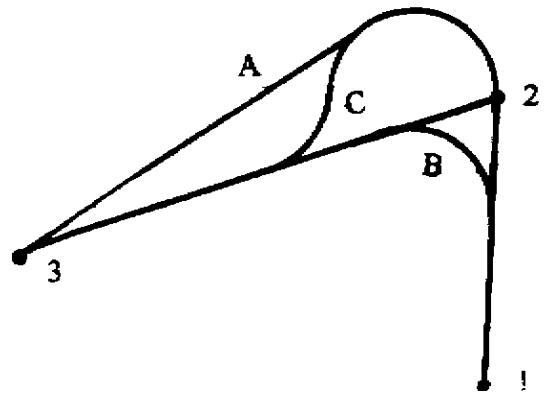


图12 压点转弯

在进行压点转弯时,有两个方面的问题需要解决,一个是判断是否压点,另一个问题是飞机转弯后航线的建立。对于是否压点,理想状态下是进行位置判断,但由于控制飞机过程中位置误差的存在,飞机可能从转弯点附近通过,这样将不能得到转弯指令,所以,应使用其它的方法。另一个比较可行且简单的方法是待飞距离判断方法,即按下式判断:

$$S_i - S_{i-1} > 0$$

式中, S_i 为本次计算的待飞距, S_{i-1} 为上次计算的待飞

距。

当上式成立时,表示飞机已通过并开始离开转弯点,这时应给出转弯指令。在飞机转弯过程中,其导航方程实际上是采用航迹误差角修正航线时的导航方程,即:

$$U_s = K \cdot \Delta TK$$

此时系统不断地计算从即时位置到下一个航路点的应飞航迹角,并与实际航迹角比较,判断 ΔTK 是否为零,当 ΔTK 为零时,表示飞机已对准航路点 3,这时系统则建立从即时位置到航路点的大圆航线并直飞航路点 3。

② 盘旋方式

当任务需要进行盘旋等待或圆形搜索时,则需控制飞机按图 13 进行盘旋方式飞行。在这种飞行方式中,需根据输入的圆心坐标 $A(\lambda_A, \phi_A)$ 和盘旋半径 R 进行飞行。飞行方式分为两个过程,首先是进入航线,其次为盘旋飞行。

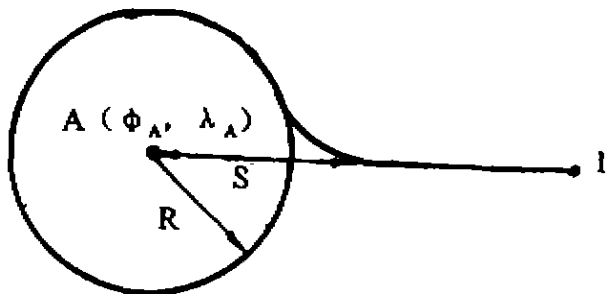


图 13 盘旋方式

进入航线时,以圆心为航路点,进行大圆航线飞行,并对其待飞距离 DS 进行判断,当 $DS = R + S'$ 时,进行改航。其中 S' 为转弯角度为 90° 时的转弯提前距离。当飞机改航后,则将航迹误差角 ΔTK 固定为 90° ,以飞机距圆心的距离 S_0 为修正量进行计算,即:

$$U_s = K_1 \cdot (S_0 - R) + K_2 \cdot GS$$

③ 梯形搜索方式

梯形搜索方式用于反潜、侦察、巡逻、航测等。在这种方式,仅需输入初始点的经、纬度、搜索航向 θ 、搜索宽度 W 及搜索空间 S ,即可控制飞机按图 14 所示航线飞行。对于这种飞行方式,应飞航迹角已知,1-2 航段的建立同一般航线飞行。在 1-2 转 2-3 航段时,需计算转弯时的待飞距离 DS_{02} 和初始偏航距 XTK_0 。

$$XTK_0 = W - \int GS \cdot \cos \Delta TK dt$$

$$DS_{02} = (XTK_0^2 + XTK_{12}^2)^{1/2}$$

式中, XTK_{12} 为转弯时相对 1-2 航线的偏航距。在下

一个转弯时,将 W 用 $S + XTK_{12}$ 代替即可。

其它的特殊航线飞行(如扩展矩形搜索、扇型搜索等)与梯形搜索方式基本相同。

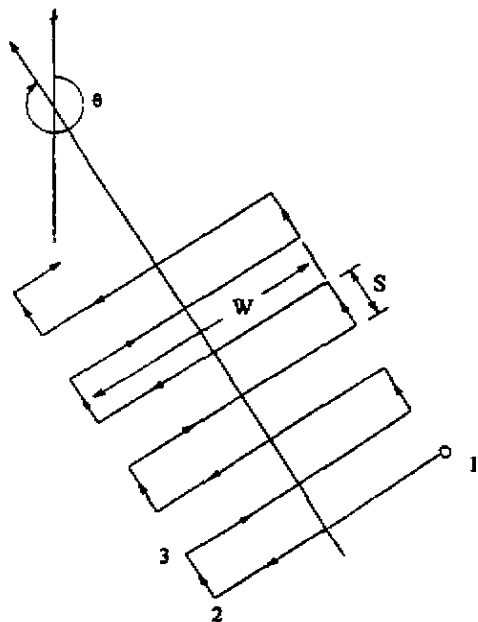


图 14 梯形搜索方式

4 自动导航接口的设计及导航耦合器

4.1 导航耦合器应完成的功能

- ①接收惯导来的操纵信号,对其进行解调、放大、转换,并按比例分配到自动驾驶仪的倾斜通道和航向通道;
- ②完成自动驾驶仪航向稳定状态与自动导航状态的转换。
- ③能在惯导系统发生故障时,自动地切断自动导航信号,并将航向基准系统的航向稳定信号加入自动驾驶仪,实现故障消极保护。
- ④控制工作及失效告示灯,在自动导航接通或失效时,分别点亮告示灯。

4.2 导航耦合器电路的设计

导航耦合器的电路包括两部分,操纵信号的调节、解调、放大及变换电路和信号的控制、转换电路(导航耦合器的电路略)。

5 结束语

上面我们研究了自动驾驶仪实现自动导航功能的措施,讨论了惯导系统进行自动导航计算的方法,已经构造了惯导自动导航系统的基本形态。通过本文的研究,希望能为今后的详细设计和工程实现提供支持。