

较详细地介绍了 A320 飞机惯性导航系统的校准过程,同时对校准的基本原理进行了解释和说明,对于在日常维护工作中判断系统性能下降是否超标,本文提供了两项分析系统性能的指标。

A320 飞机惯性导航系统 校准分析与维护

Calibration Analysis and Maintenance of A320 Aircraft Inertial Navigation System

© 万晓云 / 南航深圳公司飞机维修厂

惯性导航是指利用惯性敏感元件测量航行体相对于惯性空间的线运动和角运动参数,在给定初始条件的情况下,由计算机推算出航行体的姿态、方位、速度、位置等导航参数,以引导航行体完成预定航行任务。这种建立在牛顿力学基础上的导航方法不依赖于任何外界信息,不受自然或人为因素的干扰,具有很好的隐蔽性,在航海、航空、航天等领域得到了广泛应用。惯性导航由于采用积分计算,其定位误差随时间而积累。目前普遍采用将惯性导航与其他种类的导航相组合的办法,这种组合能取各种导航方法之长,大大提高导航系统整体的定位精度和性能,是一种较为理想的导航方式。

系统简介

南航深圳公司执管的 10 架 A320 飞机采用惯性导航、无线电导航或惯性导航、卫星导航的组合导航方式,其中惯性导航系统采用 LITTON 公司的捷联式惯性导航系统。系统的核心部件为三个惯性基准组件(IR),每个惯性基准组件已与相应的大气数据基准组件(ADR)组合在一起,称为大气数据惯性基准组件(ADIRU)。每个 IR 内均有三个激光陀螺和三个加速度计,分别用来测量绕飞机三

轴的角加速度和沿飞机三轴的线加速度,测得的加速度信号经微处理器计算后,可以得到飞机各种各样的导航参数,这些参数一方面在各种显示仪表上显示,供飞行人员使用,另一方面传送到其他许多系统和设备,以完成特定的功能。

每套惯性导航系统均有两种工作方式,导航方式和姿态方式。导航方式是系统的正常工作方式,系统能提供全部的导航参数;姿态方式是系统导航计算功能失效后的减精度工作方式,此时系统仅提供飞机的姿态和航向信息。

惯性导航系统进入导航工作方式前,必须进行校准。这是因为惯导系统采用的是积分计算,在进行计算前,系统必须知道飞机的初始状态。在校准过程中,系统寻找飞机所在处的地垂线,并确定当地的真北方位,从而获得飞机的初始姿态和初始方位信息。惯性导航系统通常有两种校准方式,正常校准和快速校准(又称反转校准)。

正常校准

飞机停在地面通电后,将惯导控制显示组件(CDU)上方式选择旋钮从 OFF(关)位拨出置 NAV(导航)位,系统在进行 5 秒钟的电瓶测试后即进入正常校

准,CDU 上校准(ALIGN)灯稳定地亮,飞机中央电子监控(ECAM)上显示屏显示“IRS IN ALIGN>7”信息。此时,ADR 提供的计算空速(CAS)、垂直速度(V/S)和气压高度(ALT)数据在正、副驾驶员位主飞行显示器(PFD)上显示。

惯性导航系统的正常校准一般需 10 分钟,校准过程主要分为三个阶段:

1. 水平粗校准

正常校准的头 30 秒为水平粗校准阶段,主要利用加速度计测量飞机的姿态角,即俯仰角和倾斜角。

(1) 利用纵向加速度计测量飞机的俯仰角

飞机停在地面上,俯仰角为 θ ,倾斜角为 0 时,虽然沿飞机纵轴方向没有线加速度,但纵向加速度计壳体随飞机纵轴俯仰了 θ 角,此时加速度计的质量摆敏感到了重力加速度 g 的分量 $g \cdot \sin \theta$,输出信号 U ,

则 $U = K \cdot g \cdot \sin \theta$ (K 为纵向加速度计比例系数)

当俯仰角 θ 很小时, $\sin \theta \approx \theta$ (θ 单位为弧度):

$$\theta = U / (K \cdot g)$$

(2) 利用横向加速度计测量飞机的倾斜角

与上同理,飞机停在地面上,倾斜角为 γ 、俯仰角为 0 时,重力加速度 g 沿飞机横轴的分量 $g \cdot \sin \gamma$ 被横向加速度计敏感到,输出信号 U 。

则 $U = K_x \cdot g \cdot \sin \gamma$ (K_x 为横向加速度计比例系数)。

当倾斜角 γ 很小时, $\sin \gamma \approx \gamma$ (γ 单位为弧度)。

$$\gamma = U_x / (K_x \cdot g)$$

当飞机既有俯仰又有倾斜时,用上述公式测得的俯仰角为飞机真实俯仰角,测得的倾斜角为飞机非真实倾斜角(真实俯仰角为飞机纵轴与水平面之间的夹角,非真实倾斜角为飞机横轴与水平面之间的夹角)。

30 秒后,飞机的俯仰角和倾斜角被计算出来,正、副驾驶位的 PFD 上姿态旗消失,飞机符号及空地球出现,俯仰、倾斜刻度及指示被显示。

2. 陀螺—罗盘(或方位角)处理及水平精校准

此阶段至少需要 9 分 30 秒,主要用于测量飞机的真航向角,并使用地球自转角速度的垂直分量计算出飞机所在处的纬度。

(1) 真航向角的测定

假定飞机停在地面上,俯仰角、倾斜角均为 0,真航向角为 Ψ ,飞机所在处纬度为 Φ 。

由于飞机停在地面上,随地球一起自转,其自转角速度等于地球自转角速度 ω_e (ω_e 为 15 度/小时), ω_e 在飞机所在处水平面上的水平分量 $\omega_e \cdot \cos \Phi$,在当地地垂线上的垂直分量为 $\omega_e \cdot \sin \Phi$ 。水平分量 $\omega_e \cdot \cos \Phi$ 又可以分解为沿飞机纵轴的分量 $\omega_e \cdot \cos \Phi \cdot \cos \Psi$ 和沿飞机横轴的分量 $\omega_e \cdot \cos \Phi \cdot \sin \Psi$,这二个分量分别被纵向陀螺及横向陀螺所敏感,输出信号 V_x 和 V_y 。

$$\text{则 } V_x = L_x \cdot \omega_e \cdot \cos \Phi \cdot \cos \Psi$$

$$V_y = L_y \cdot \omega_e \cdot \cos \Phi \cdot \sin \Psi$$

(L_x 为纵向陀螺比例系数, L_y 为横向陀螺比例系数)。

$$V_x / V_y = L_x / L_y \cdot \tan \Psi$$

$$\Psi = \arctg[(V_x \cdot L_y) / (V_y \cdot L_x)]$$

(2) 飞机所在处纬度的测定

由上可知,垂直分量 $\omega_e \cdot \sin \Phi$ 可被垂直陀螺敏感到,输出信号 V_z 。

则 $V_z = L_z \cdot \omega_e \cdot \sin \Phi$ (L_z 为垂直陀螺比例系数)

$$\Phi_{\text{测}} = \arcsin[V_z / (L_z \cdot \omega_e)]$$

考虑到飞机停放时, θ 、 γ 不一定为零,故上述所得 Ψ 、 $\Phi_{\text{测}}$ 为近似值。此外,在以上计算飞机 θ 、 γ 、 Ψ 和 $\Phi_{\text{测}}$ 值时,没有考虑激光陀螺和加速度计的误差,也没有考虑到校准时飞机的动态干扰,如风、装卸货物的震动等因素,因此计算值精度不高,应作进一步修正。

激光陀螺和加速度计的误差对系统精度至关重要,目前一般利用现代控制理论中的卡尔曼滤波技术对激光陀螺和加速度计进行误差处理和补偿,以达到精校准所需要的精度要求。

3. 输入位置数据处理

在正常校准中,飞机所在处的经纬度位置可从 CDU 或多功能控制显示组件(MCDU)上输入。正常校准约 5 分钟后,真航向角被测定出来,如果此时已输入飞机有效的经纬度位置,则机长和副驾驶位的 PFD、ND(导航显示器)上航向旗消失,航向标尺和航向指示符出现。

系统接收到有效的经纬度位置后,内部软件即执行 BITE TEST(机内自测试),用以检查输入的经纬度位置($\Phi_{\text{测}}$ 、 $\delta_{\text{测}}$)是否在上次断电时系统记录的最后经纬度位置($\Phi_{\text{录}}$ 、 $\delta_{\text{录}}$)所允许的范围之内。

系统进行的 BITE TEST 主要包括以下三项:

(1) 3+3T 测试

人工输入的飞机经纬度位置与系统记录的最后位置之间的径向距离不得超过 3+3T 海里(T 为上一航班系统导航方式的工作时间);

(2) 输入的经纬度值与系统记录的经纬度值的比较;

$$\text{要求: } |\Phi_{\text{测}} - \Phi_{\text{录}}| \leq 1^\circ, |\delta_{\text{测}} - \delta_{\text{录}}| \leq 1^\circ;$$

(3) 计算纬度值与输入纬度值的比较

$$\text{要求: } |\Phi_{\text{测}} - \Phi_{\text{录}}| \leq 0.5^\circ.$$

如果上述三项测试均能通过,则人工

输入的经纬度值被系统接收,10 分钟后校准结束,CDU 上 ALIGN 灯灭,系统进入导航工作方式。

系统在校准过程中,有时会出现 CDU 上 ALIGN 灯闪亮的现象,这不是系统故障的表现,通常可能有以下三种原因造成:一是系统在校准过程中出现差错,此时关掉相应的 IR,重新校准即可;二是接通 IR 后,10 分钟内一直未输入飞机的经纬度位置,此时 PFD 和 ND 上航向旗不消失,航向标尺及航向指示符不出现,在 CDU 或 MCDU 上输入飞机有效的经纬度位置后,ALIGN 灯灭,系统进入导航方式;三是人工输入的经纬度位置与系统记录的最后位置相差太大,无法通过 BITE TEST,此时 PFD 和 ND 上航向旗不消失,航向标尺及航向指示符也不出现,这有可能是系统在上次航班导航方式中积累误差太大,或者是飞机断电后被移动了机位,此时,只需再次输入飞机所在处的经纬度位置,系统确认此位置为飞机目前的正确位置,ALIGN 灯灭,系统进入导航方式。

快速校准

飞机停在地面上,地速小于 20 节时,在 CDU 上将 IR 方式选择旋钮在 5 秒种内从 NAV 位置 OFF 位后再置 NAV 位,即可对系统进行快速校准,快速校准约需 1 分钟时间,并仍需输入飞机有效的经纬度位置。

在快速校准中,所有的计算速度被置零,并使用上一次导航方式中飞机有效的姿态和航向数据进行精调。

通常当飞机执行完一个航班后,如果还要继续飞行,或者当机场流量控制导致飞机停留原地等待了较长时间,为消除系统的积累误差,机组不必重新进行正常校准,通过快速校准即可在很短时间内消除误差。

二项性能指标

激光陀螺惯性导航系统可靠性较高,平均无故障时间(MTBF)通常可达上万飞行小时,在两年多的 A320 飞机维护工

航空维修 AVIATION MAINTENANCE

作中发现,该系统较少出现故障。一般系统出现故障时,系统内部软件能有效地探测到,CDU上FAULT(故障)灯亮,ECAM上显示屏出现故障信息,显示设备上出现相应的故障旗,一些导航参数消失。

而更多时候,驾驶舱内没有惯导系统的故障指示,机组却经常反映正、副驾驶位显示器上飞机的显示位置相差太大,或者是飞机滑行时正、副驾驶位的地速指示不一致,在地面上对系统进行测试,测试结果又总是正常。对于这种情况,可以根据以下两项性能指标来判断系统性能下降是否超标,从而决定是否更换相应的惯性基准组件。

1. 径向位置误差(RPE)

$$RPE=2T+\tau$$

式中, T 为本航班系统导航方式的工作时间(h), τ 为剩余偏差值(海里),2为2海里 λ 。

RPE更换标准的上下限值见表1。

由表1,可得相应的RPE更换性能指标图,见图1。

表1 RPE更换标准的上下限值

系统导航时间 $T(h)$	更换下限值 (海里)	更换上限值 (海里)
$T < 1.5$	5	7.5
$1.5 < T < 10$	$2T+2$	$3T+3$
$T > 10$	22	33

由图1中可见,整个图被二条折线划分为三个区域,从下往上依次为区域1、区域2和区域3。

区域1——可以认为系统符合所需的性能要求,不必更换IR;

区域2——在下次飞行航段结束时再观察,如仍在此区域,更换相应的IR;

区域3——系统性能下降已超标,立即更换IR。

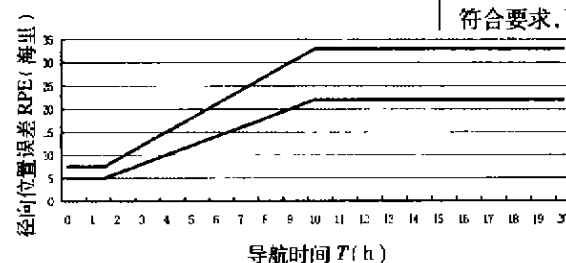


图1 RPE更换性能指标图

2. 剩余地速偏差(RGSE)

当飞机停稳后,可对每部IR进行RGSE值的检查。

读取RGSE值的方法有二种,一是通过ND左上角的GS(地速)显示值,IR1在机长位的ND上读取,IR2在副驾驶位的ND上读取,对于IR3,须将ATT/HDG(姿态/航向)选择旋钮转换至CAPT3(机长3)或F03(副驾驶3)位后,在相应的ND上读取。此外,在CDU上将显示方式置TK/GS(航迹/快速)位后,依次将系统选择旋钮置1、2、3位,即可分别读取三套IR的RGSE值。

更换IR的标准:

当RGSE值小于15节时,系统性能符合要求,不必更换IR。

当RGSE值大于15节而小于21节时,应在下次飞行航段结束时再观察,如仍在此范围,需更换相应的IR。

当RGSE值大于21节时,系统性能下降已超标,立即更换IR。 □

航空工程通讯

宽面积激光结冰探测器

BF古得里奇飞机传感器对其Ice Hawk宽面积结冰探测器进行了改进。该探测器用一个对眼睛安全的红外激光器对机翼进行扫描,在1.5~2秒内即可探测出污染(冰、雪)的信号。该激光器在一次扫描中可变更快门60000次,覆盖200×300素元,可得到一完整的MD-80机翼的图像。

激光超声检验设施

为改进质量、缩短上市的时间,洛克希德·马丁航空公司在德州建造了1000万美元的设施,即激光超声技术中心。该设施面积900m²。F-22的进气道用激光超声检验不足2小时,用水浸超

声检验需24小时。该中心可检测的大复合材料件为16m×6.3m,例如X-33的复合材料油箱。

压电纤维复合材料

美国空军在开发一种主动纤维复合材料驱动器,该驱动器以单晶压电材料为基础。目标包括低噪声马达、军用车辆等。

电致分离的环氧胶

美国麻省省的EIC实验室开发了一种将小的试验件连接到飞机外表面上的胶。该胶要能承受M2的飞行试验,同时又要能从飞机上卸下而不损坏飞机的油漆。为了易于卸下试验件,采用一种电致分离的环氧胶,它是在环氧胶中引入一种金属箔,电流一通环氧胶即可卸下,残余的胶可用甲醇除掉。此种胶还可用于

切削0.05mm厚的零件。

增强塑料压气机转子

德国MTU公司与Darmstadt技术大学合作开发纤维增强塑料的压气机叶盘转子,并在跨声速试验台上进行了试验。MTU宣称,它是首个在20000r/min及400m/s叶尖速度下试验的转子。它的重量只是钛压气机转子的1/3。该项技术正在用于CT6-80C2发动机。

SAVER溶剂节省器

美国伊利诺伊州ITW工业表面处理公司推出一种溶剂节省器Saver,可以节约溶剂达86%。该产品为一清洗槽,可加速设备的清洗,节省溶剂、减少挥发物逸出。它是利用压缩空气,溶剂通过喷枪的流路来进行清洗。装置配有计量阀,安全阀和流体管接头。

(陈)