

全球定位系统 — 概述

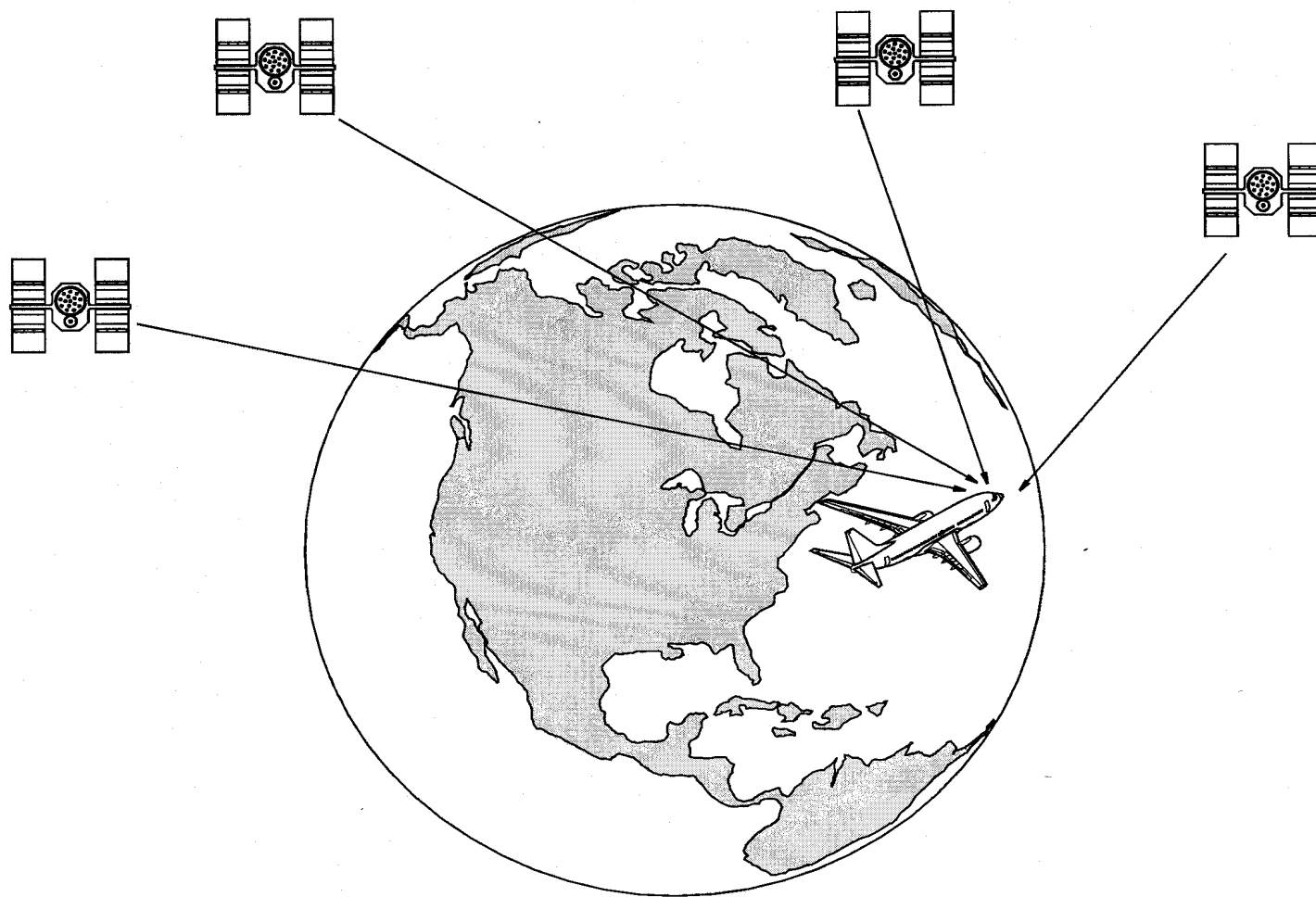
目的

全球定位系统（GPS）利用导航卫星对飞机系统和机组提供飞机位置。

缩略语和术语

ADIRU	— 大气数据惯性基准组件
AMP	— 放大器
APU	— 辅助动力装置
ARINC	— 航空无线电公司
ATT	— 姿态
A/D	— 模拟/数字
BITE	— 机内自检设备
CDU	— 控制显示组件
CONV	— 转换器、变流机
dc	— 直流电
DET	— 检测
D/A	— 数字/模拟
ELEC	— 电气的
flt	— 飞行
FMC	— 飞行管理计算机
GP	— 一般性目的
GPS	— 全球定位系统
HEX	— 十六进制
IRS	— 惯性基准系统

L	— 左
LBL	— 纵剖线的左侧
MMR	— 多模式接收机
nav	— 导航
NCD	— 无计算数据
NVM	— 非易失性存储器
ovht	— 过热
pos	— 位置
PPS	— 精确定位服务
R	— 右
RAIM	— 接收机自治完好性监控
RBL	— 纵剖线的右侧
rcvr	— 接收机、接受器
RF	— 无线电射频
SAT	— 卫星
SCR	— 可控硅整流器件
SPS	— 标准定位服务
SS	— 单掷、单发
sta	— 站位
UTC	— 世界协调时
Δt BIAS	— 时钟偏差
V	— 电压
WL	— 水平线



全球定位系统 概述

GPS — 概述

概况

全球定位系统（GPS）计算数据为：

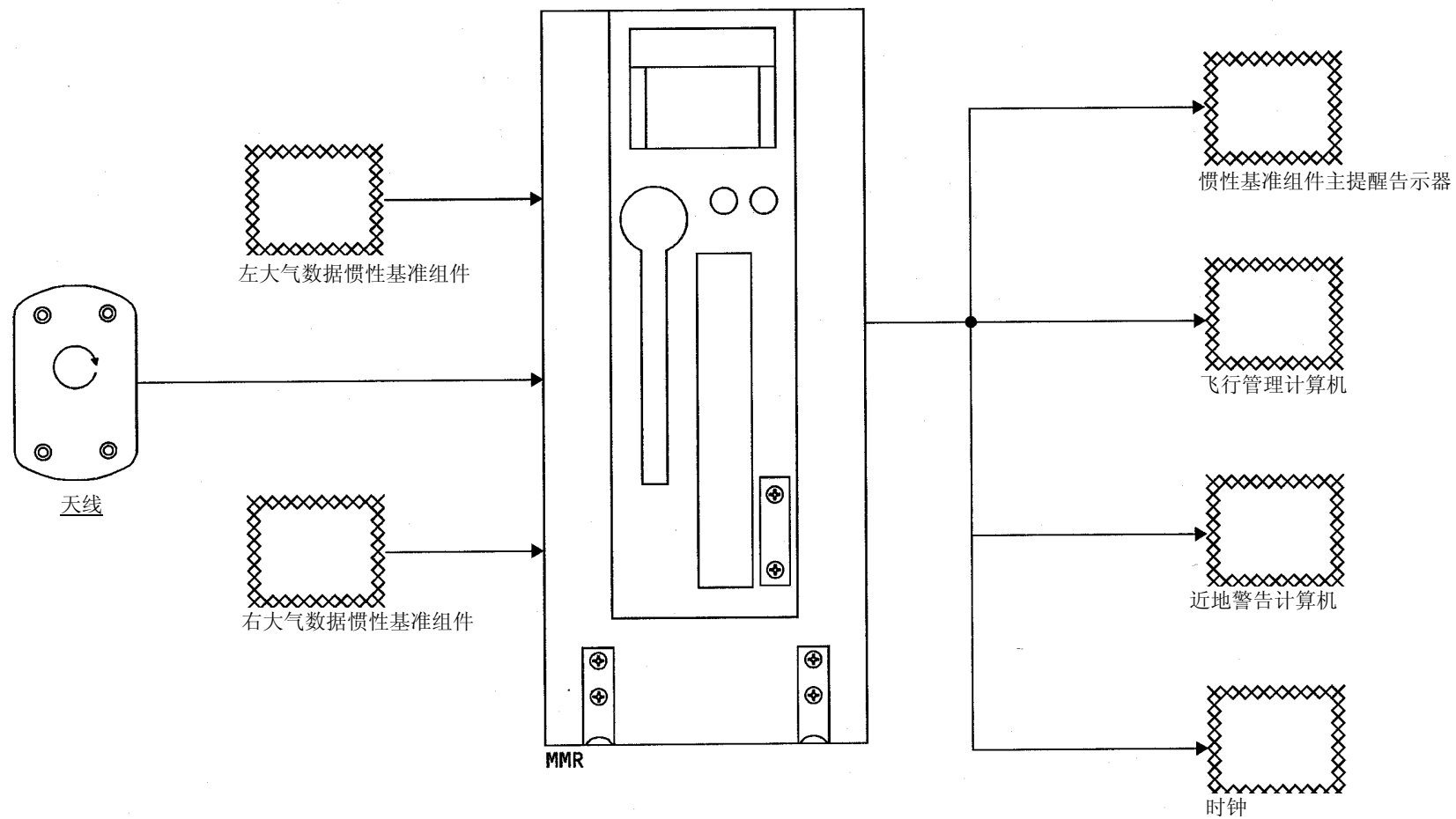
- 纬度
- 经度
- 高度
- 精确时间
- 地速

飞机上有两套 GPS 系统，1 号天线接收的卫星信号后送到 1 号多模式接收机(MMR 1)，2 号天线连接 2 号多模式接收机(MMR 2)。MMR 对飞机位置和精确时间进行计算，将此数据送给飞行管理计算机系统（FMCS）和 IRS 主提醒组件。FMCS 利用 GPX 或导航无线电的定位数据和惯性基准数据一起去计算飞机位置。

ADIRU 的位置数据送给 MMR，IRS 主提醒组件从两个 MMR 获得 GPS 数据。当两个 GPS 接收机都有故障时使得在 IRS 方式选择组件上的 GPS 故障灯亮，或者当一个 GPS 接收机故障时并且主提醒告示牌被压下时 GPS 故障灯亮。

近地警告计算机（GPWC）从多模式接收机（MMR）获得 GPS 位置和速度数据。

时钟从 MMR 获得 GPS 时间数据。



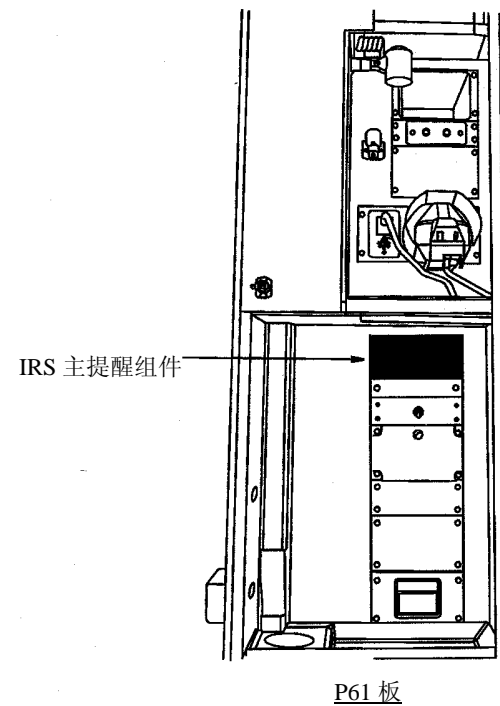
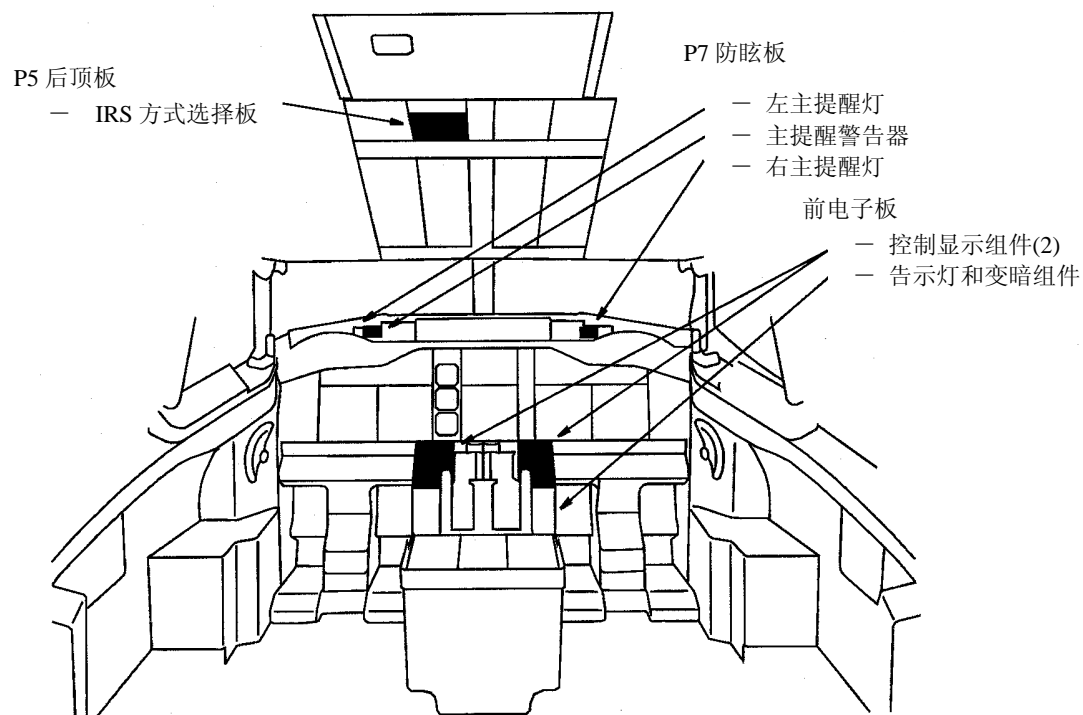
全球定位系统 概述

GPS — 部件位置

概况

这是在驾驶舱内与 GPS 有关的部件：

- 控制显示组件
- 主提醒告示器
- 主提醒灯
- **IRS** 主提醒组件
- 告示器和变暗模件
- **IRS** 方式选择板



GPS — 飞行舱部件位置

GPS — 部件位置

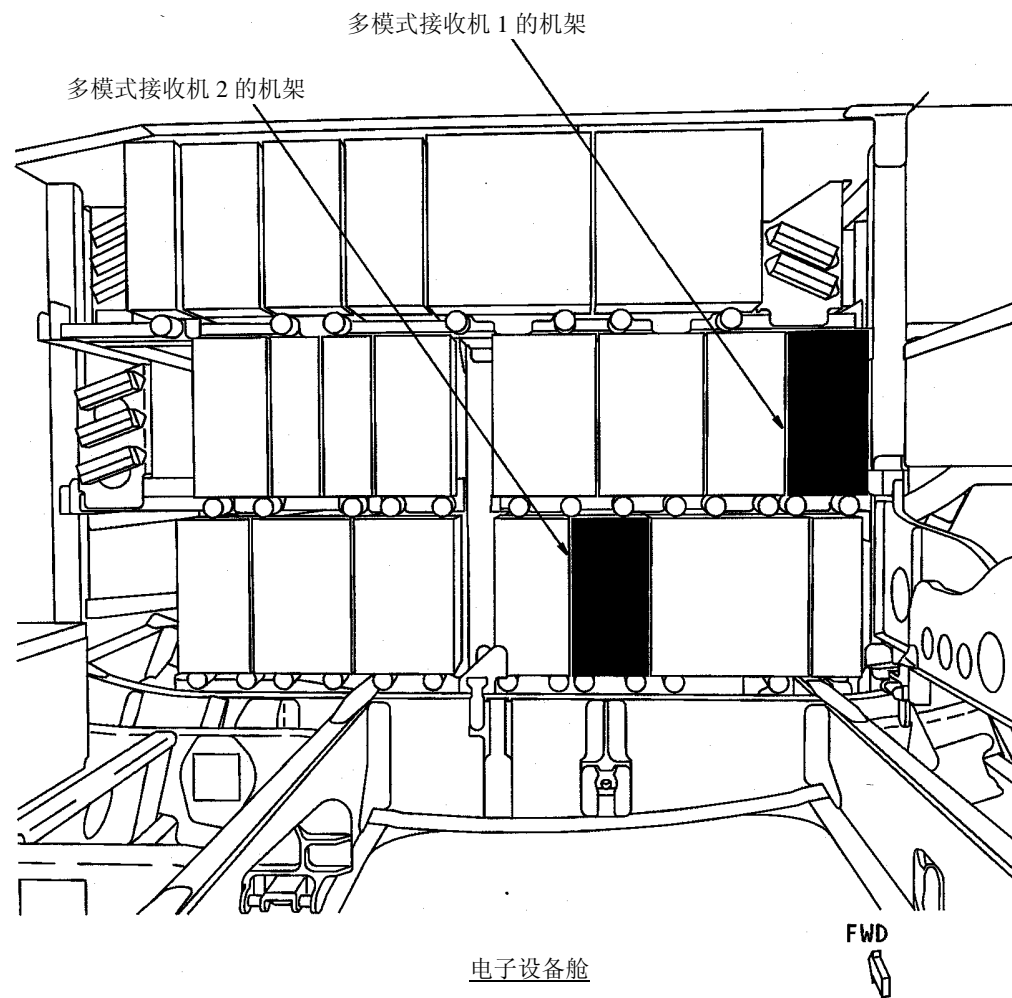
概况

GPS 传感器是在多模式接收机（MMR）内。MMR 是在电子设备舱内。MMR1 在 E1—2 机架上，而 MMR2 在 E1—4 机架上。

34—58—00—003 Rev 2 02/13/1997

有效性
YE201

34—58—00



GPS — 部件位置

GPS — 天线位置

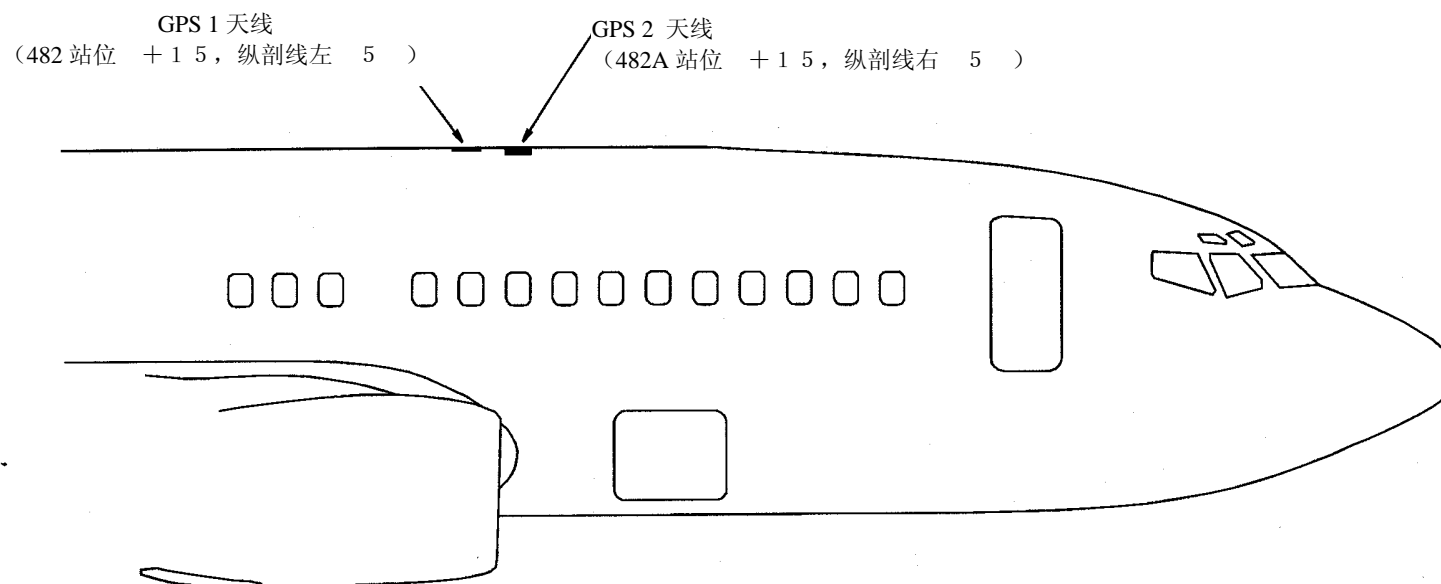
概况

GPS 天线装在机身顶部

34—58—00—004 Rev 3 08/006/1996

有效性
YE201

34—58—00



GPS — 天线位置

有效性
YE201

34—58—00

GPS — 接口

空白页

34—58—00—005 Rev 7 02/13/2001

有效性
YE201

34—58—00

GPS — 接口

电源和天线接口

每个 MMR 有一个跳开关，将 115 伏交流电送给 MMR。

每个 MMR 接收从一个天线送来的射频信号。

ADIRU 数据总线

MMR 从 ADIRU 获得惯性基准数据。每个 MMR 同时从对应侧 ADIRU 和非对应侧 ADIRU 的接受惯性基准（IR）数据。正常工作时，MMR1 使用左 ADIRU 数据，而 MMR2 使用右 ADIRU 数据。如果有一个 ADIRU 丢失数据时，MMR 将使用另侧的 ADIRU 的数据。

MMR 利用这些数据进行系统初始化，并有助于在卫星信号覆盖不好时系统的工作。

MMR 数据输出总线

MMR 输出如下数据：

- GPS 纬度
- GPS 纬度（精值）
- GPS 经度
- GPS 经度（精值）
- GPS 时间和日期
- GPS 状态
- 水平品质指标
- 水平完好性限度

MMR 将数据送给如下组件：

- FMC1
- 时钟（正付驾驶侧的）
- 近地警告计算机（GPWC）
- IRS 主提醒组件

飞行管理计算机（FMC）

MMR 向 FMC 送出如下参数：

- 纬度
- 经度
- 时间
- 水平品质指标
- 水平完好性限度

FMC 利用这些数据作 FMC 位置更新和实际导航性能（ANP）计算。

时钟

时钟使用 GPS 时间及其数据

近地警告计算机（GPWC）

MMR 向 GPWC 送出如下 GPS 参数：

- 纬度（粗值）
- 经度（粗值）
- 纬度（精值）

GPS — 接口

- 经度（精值）
- 地速
- 真航迹角
- 高度
- 垂直速度
- 水平精度扩散因子（HDOP）
- 垂直精度扩散因子（VDOP）
- 水平品质指标（HFOM）
- 垂直品质指标（VFOM）
- 日期
- 时间（世界协调时）
- 水平完好性限度（HIL）
- 传感器状态

经度、纬度（粗值和精值）给出飞机位置的信息是为了得到地形净立和地形觉察功能。

地速、真航迹角、高度和垂直速度用于地形觉察功能。

水平精度扩散因子、垂直精度扩散因子水平品质指标和垂直品质指标的一些信息可用以计算飞机的位置精度。

时间和日期信息用于故障监控程序中标明每个故障发生的日期时间。

水平完好性限度用以确定当前的完好性限度，以及确定 GPS 不能被隔离的卫星故障。

传感器状态为 GPWC 提供其监控所需的 GPS 接收机工作状态。

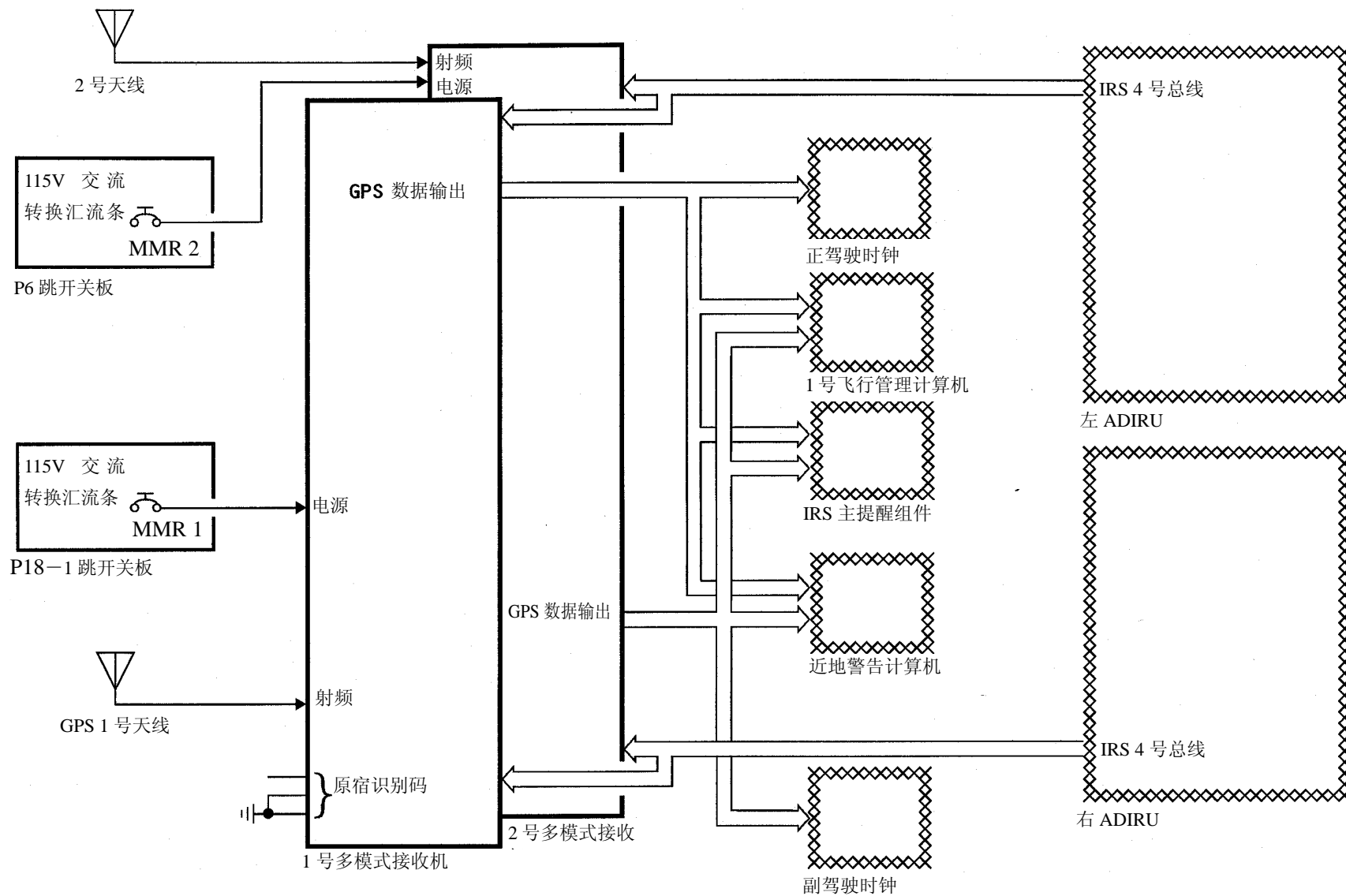
IRS 主提醒组件

IRS 主提醒组件从 MMR 提供监控所需的日期信息。

SDI 程序销钉

3 个程序销钉说明 MMR 为 1 号或 2 号。

有效性
YE201



GPS — 接口

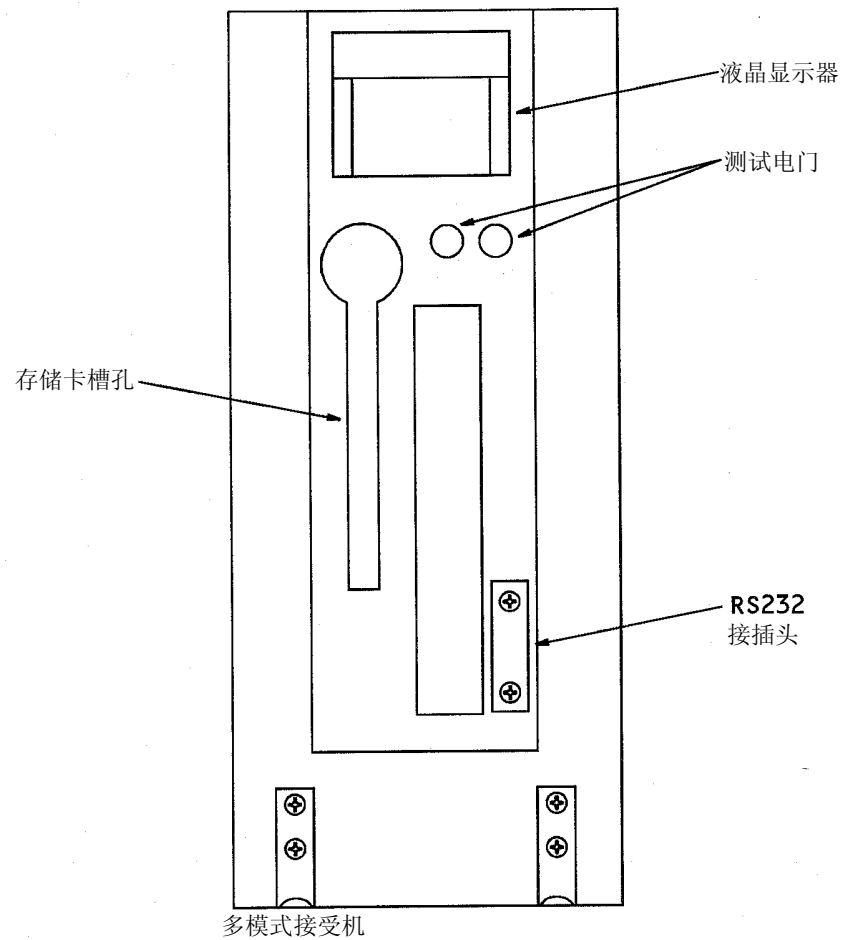
GPS — 接收机

目的

多模式接收机（MMR）内包含有 GPS 接收机，GPS 接收机接收导航卫星的信号并计算 GPS 数据。

实物描述

MMR 为 ARINC-600 标准的 3MCU 组件，宽 3.6 英寸、高 7.9 英尺、长 14.6 英寸，无源冷却。MMR 重 10 磅，用 115 伏 400 用交流电工作。



GPS — 接收机

GPS — GPS 天线

概况

GPS 天线接收 L 频段 (1575.42MHz) 信号，将之送给多模式接收机 (MMR)。

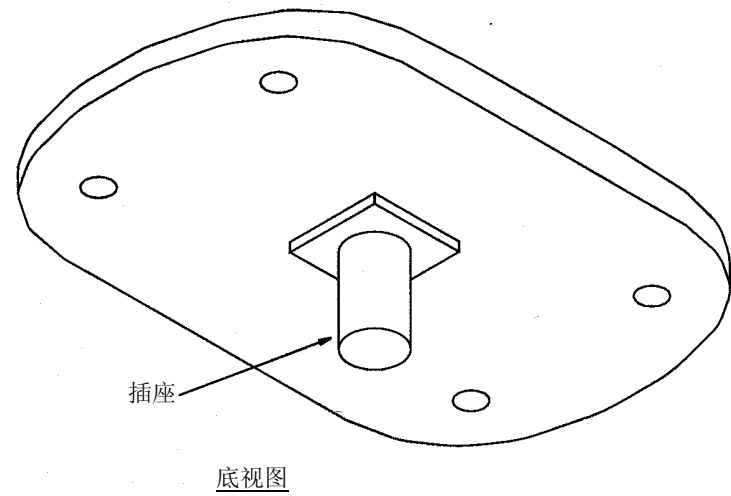
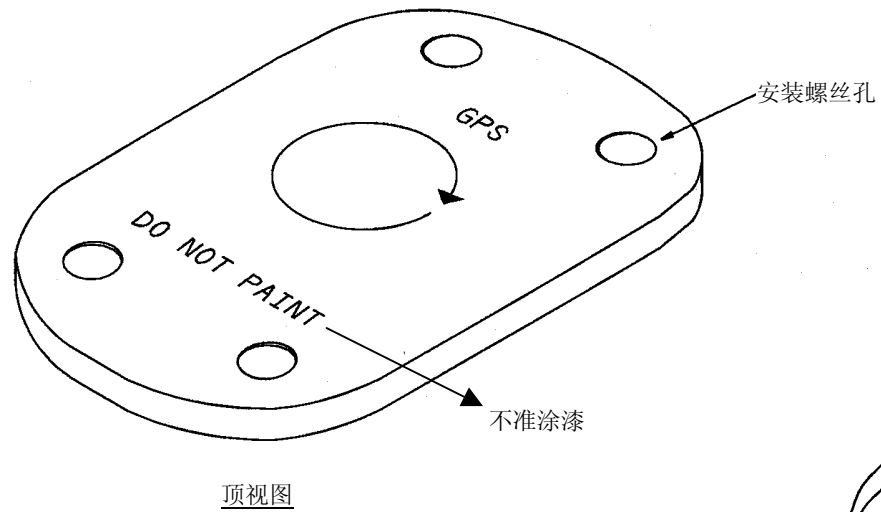
每个天线含有集成的预放大级为 MMR 提高信号电平。天线预放大级使用从 MMR 送来的 12 伏直流电源。

34—58—00—007 Rev 3 05/16/1997

有效性
YE201

34—58—00

有效性
YE201



GPS — GPS 天线

34—58—00

GPS — 工作原理 — 1

空白页

34—58—00—008 Rev 3 01/05/1998

有效性
YE201

34—58—00

GPS — 工作原理之 — 1

GPS 的工作段

GPS 有三个工作段，它们是：

- 卫星段
- 用户段
- 控制段

卫星段

卫星段是离地球高 10900 海里轨道上的一群卫星。每个卫星每 12 小时绕地球为中心的轨道转一圈。共有 21 个工作卫星和三个备用卫星。

卫星连续发射带有导航数据、测距码、和精确时间的无线电信号。

用户段

用户段就是飞机上的 GPS 接收组件，它接收卫星信号。GPS 利用卫星数据计算飞机的位置。

控制段

控制段就是地面上的控制和监测站，它们连续地监测并跟踪各个卫星。控制段完成如下工作：

- 监测并修正卫星的轨道和卫星时钟
- 算出并生成卫星导航电文。此电文具有说明卫星未来位置的更新信息，并收集有所有 GPS 卫星的最新数据。
- 有规则地不断更新卫星导航电文。

控制段有一个主控站和 5 个监测站，其中三个监测站也作数据的上行装载站。

主控站位于美国科罗拉多州的勘探平士，它是 GPS 的运行中心。在主控站有一个原子钟，此钟是 GPS 的基准。

监测站每天 24 小时跟踪 24 颗卫星，主控站远距离通过在线连接控制着各个监测站，这些监测站的位置如下：

- 阿申辛岛
- 科罗拉多州的斯平士
- 迪亚哥加西阿岛
- 夏威夷
- 卡哇加列岛

监测站和飞机上的接收机一样地接收着各个卫星的这些信息。监测站完成如下工作：

- 记录卫星时钟的精度
- 向主控站采集并转发气象数据，例如气压、气温和露点。主控站用以计算对流层信号延迟。
- 对所有可见卫星连续测距，主控站利用此数据计算并预测卫星轨道。

GPS — 工作原理 — 1

主控站借上行装载站向卫星发送以下数据：

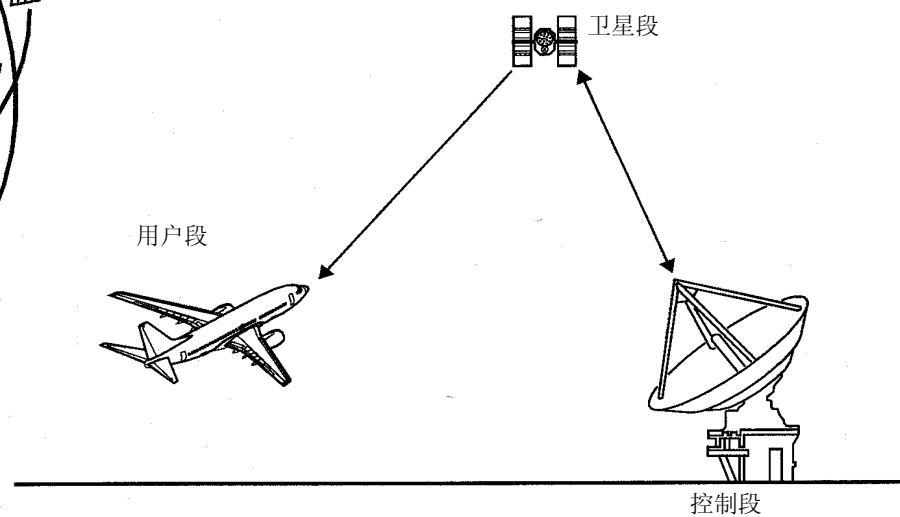
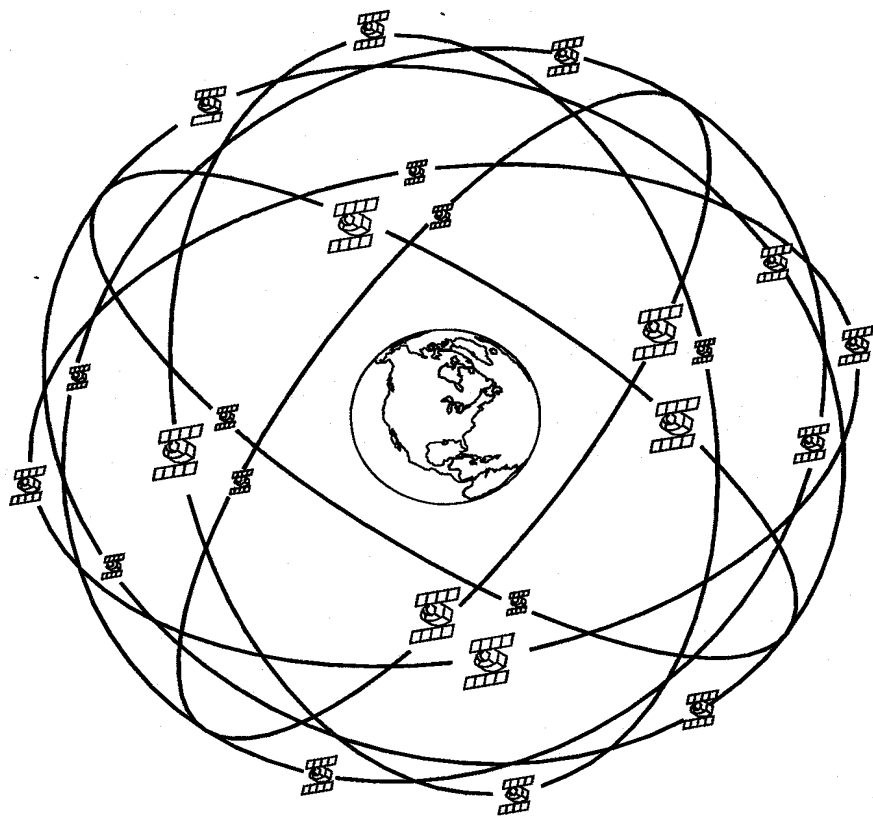
- 轨道修正指令，使该卫星利用其控制喷射筒修正其轨道。
- 卫星的导航电文。

上行装载站位置分别在阿申辛岛、迪亚哥加西阿岛、卡哇加列岛。

GPS 精度

民间用户可以取用标准定位服务（SPS），SPS 的定位精度为在 95% 概率上达到 15~25 米。由于美国的安全问题，美国国防部故意对民间用户降低定位精度，使其为 100 米。

军事用户可以取用精密定位服务（PPS），PPS 的定位精度在 95% 概率上为小于 18 米。



GPS — 工作原理 — 1

GPS — 工作原理 — 2

距离

GPS 接收机采用测距原理，即测量从接收机到卫星之间的距离。接收机内经常存贮着卫星在轨道上的位置。

接收机利用无线电信号测量从一颗卫星到达飞机的一段时间，由于接收机已知卫星的位置，并且无线电信号是以光速传播的，所以就能算出和卫星之间的距离。

接收机利用单程测距原理，接收机必须正确地知道在什么时候卫星上送出无线电信号，接收机将收到的卫星信号和接收机中产生的和卫星发送信号相同的信号比较，两个信号的相差 (Δt) 就是卫星信号到达接收机的时间。

每个卫星上有一个原子钟保持着精确的时间，所有卫星上的时间其精确度相当。飞机上的接收机也有一个内部时钟，但不是原子钟，并不很精确。因此，接收机的时间要像卫星同样的精确是不可能的。

假设接收机内部时钟的偏差为 (Δt_{BIAS})，而 Δt_{BIAS} 是未知数，必须在接收机中算出。此 Δt_{BIAS} 就是接收机时间和 GPS 时间之间的差值。

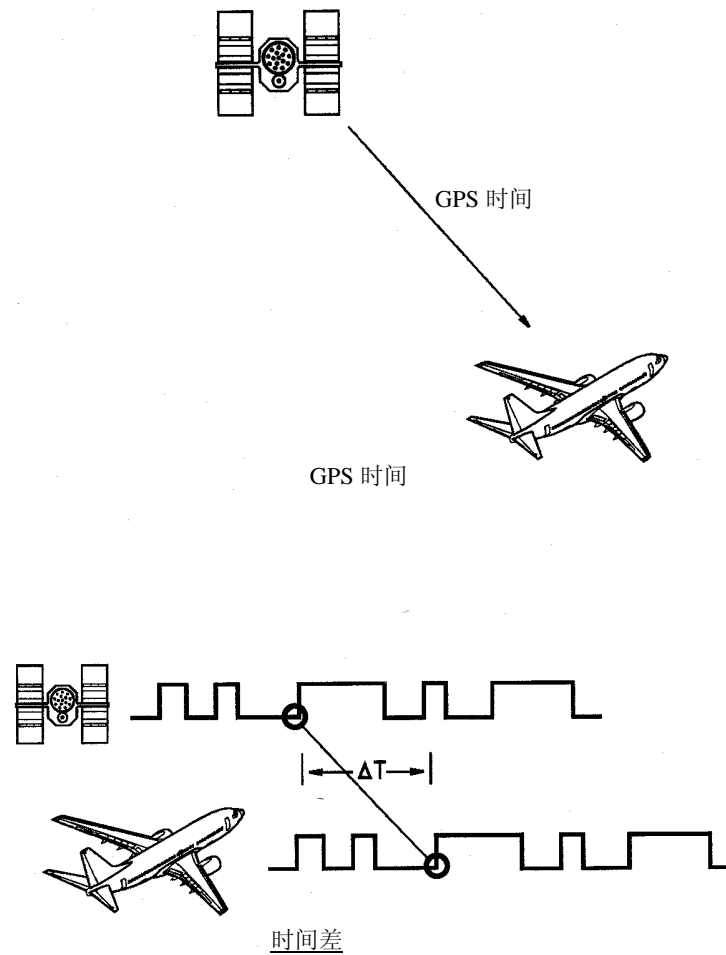
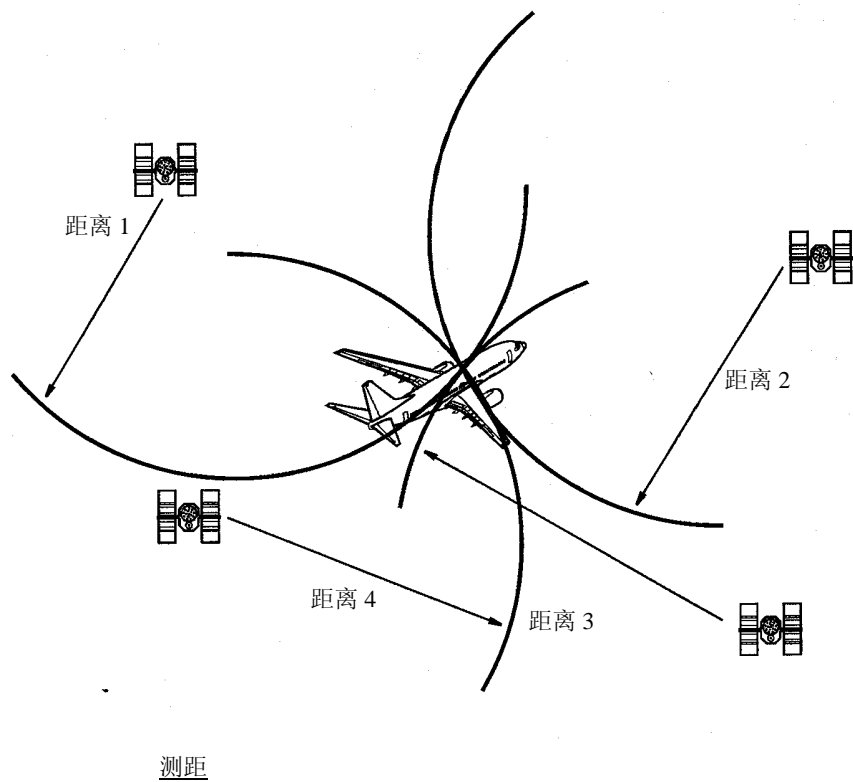
为了计算飞机位置 (纬度、经度和高度) 以及时间偏差 Δt_{BIAS} ，接收机必须知道至少 4 颗卫星的位置，接收机应同时测量对 4 颗卫星的距离，然后利用 4 个距离方程解出 4 个未知数，即解出：

- 纬度
- 经度
- 高度
- Δt_{BIAS}

GPS 时间

所有卫星上的时间都应和世界协调时 (UTC) 同步。卫星上将此时间发送给接收机。卫星上的 UTC 的精度约为 100 纳秒。接收机按 ARINC 429 格式发送 UTC 数据，接收机也非常精确地每秒钟发送出一个时间标记。

有效性
YE201



GPS — 工作原理 — 2

34—58—00

GPS — 工作原理 — 3

空白页

34—58—00—010 Rev 4 02/20/1998

有效性
YE201

34—58—00

GPS — 工作原理 — 3

GPS 工作方式

GPS 有三种工作方式，即：

- 捕获方式
- 导航方式
- 高度支助方式
- 悬挂方式

捕获方式

GPS 接收机寻找并锁定着一些卫星的信号上。GPS 在开始计算 GPS 数据前必须找到至少 4 颗卫星。GPS 还从大气数据惯性基准系统（ADIRS）获得数据，在捕获方式时 GPS 将利用这些从 ADIRS 来的如下数据：

- 位置
- 高度

GPS 利用这些数据和内部数据库计算飞机在现在位置下哪些卫星可用。有了这些数据 GPS 可以较快地进入导航方式。

如果没有 ADIRS 数据可用，GPS 仍能捕获卫星信号，因为它要搜寻所有的卫星，所以捕获方式的时间加长了。当 GPS 找到所有这些卫星后计算那几个能用。

当 ADIRS 数据可用时，捕获卫星信号所需时间约 75 秒；当 ADIRS 不能提供数据时，GPS 就需约 4 分钟（最大 10 分钟）的捕获卫星时间。

导航方式

当 GPS 捕获并锁定了至少 4 颗卫星的信号后进入导航方式，在导航方式时它计算 GPS 数据。

高度支助方式

当 4 颗卫星可用时，GPS 存贮 ADIRS 的惯性高度和 GPS 高度之间的差值。

保存此高度差值是为了当只有 3 颗卫星可用时，可以估计出 GPS 高度。

在高度支助方式下，GPS 将从 ADIRS 得到的飞机高度加上地球半径的长度作为第 4 个数据。

只有在下列三个条件成立下，GPS 进入高度支助方式：

- GPS 已在导航方式
- 只有 3 颗卫星可用，并且对定位有较好的几何位置关系
- 在 GPS 存贮器内存贮着惯性高度和 GPS 高度之间的差值

当第 4 个卫星重新在视野中见到后，GPS 重新恢复正常工作。

悬挂方式

当卫星信号的覆盖变坏，在一个短时间（少于 30 秒）内 GPS 进入悬挂方式。覆盖变坏的例子如，虽然原有 4 颗卫星的信号可用，但由于飞机倾斜后丢失了某些卫星信号的接收。

在悬挂方式，GPS 接受从 ADIRU 送来的惯性高度、航迹角、地速等数据。GPS 利用这些数据使得重新达到好的卫星信号覆盖时，可以加快使 GPS 恢复到导航方式。在悬挂方式时 GPS 的输出为“无计算数据（NCD）”。

如果在 30 秒以上，GPS 不能跟踪卫星，则 GPS 返回到捕获方式。

GPS 频率

卫星向飞机发射 L1（1575.42 MHz）和 L2（1227.6 MHz）两种频率的信号，而卫星向地面监测站发射的卫星状态数据的下行链频率为 1783.74 MHz。而上行装载站向卫星发射信息的频率为 2227.5 MHz。

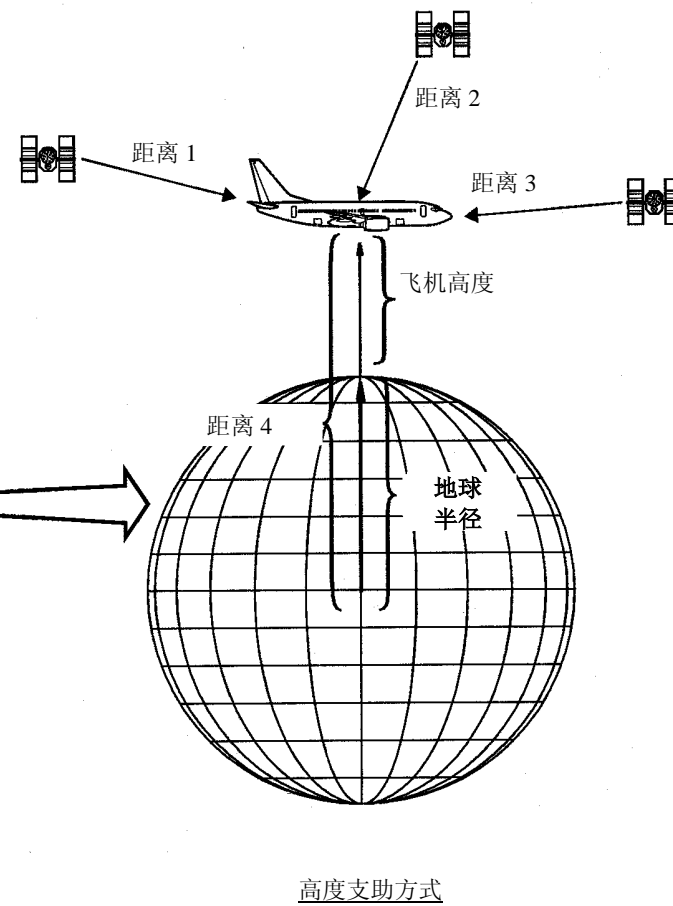
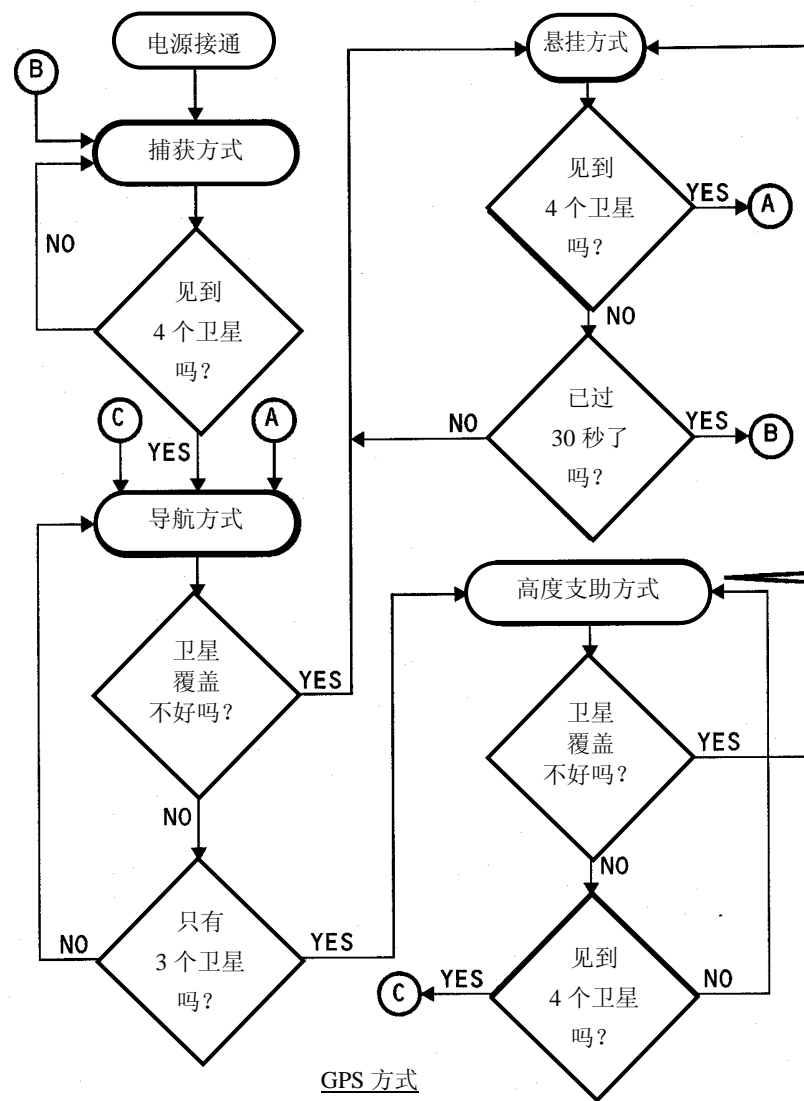
自治完好性极限

GPS 接收机具有接收机自治式完好性监测(RAIM)功能。RAEM 对卫星的工作状态进近监测，即监测 GPS 接收机用以计算数据的那些卫星状态。RAIM 功能的输出是对 GPS 位置误差的估值。自治完好性监测值送给 FMC，FMC 利用此自治完好性监测数据决定 GPS 数据是否能用于导航。

GPS 算出值：

- 纬度

- 经度
- 高度
- 世界协调时（UTC）
- 日期
- 北/南飞行速度
- 西/东飞行速度
- 垂直速度
- 航迹角
- 自治完好性极限
- GPS 工作状态



GPS — 功能说明

电源

从 115 伏交流输入形成各种供应多模式接收机（MMR）的直流电。

卫星信号处理

GPS 天线首先将卫星信号放大然后送给 MMR，在 MMR 中的低噪放大器（LNA）将从天线送来的卫星信号放大，检波后送给模数转换器（A/D），A/D 将数字信号送给微处理器，微处理器计算飞机位置和其他 GPS 数据。GPS 数据输给下列组件：

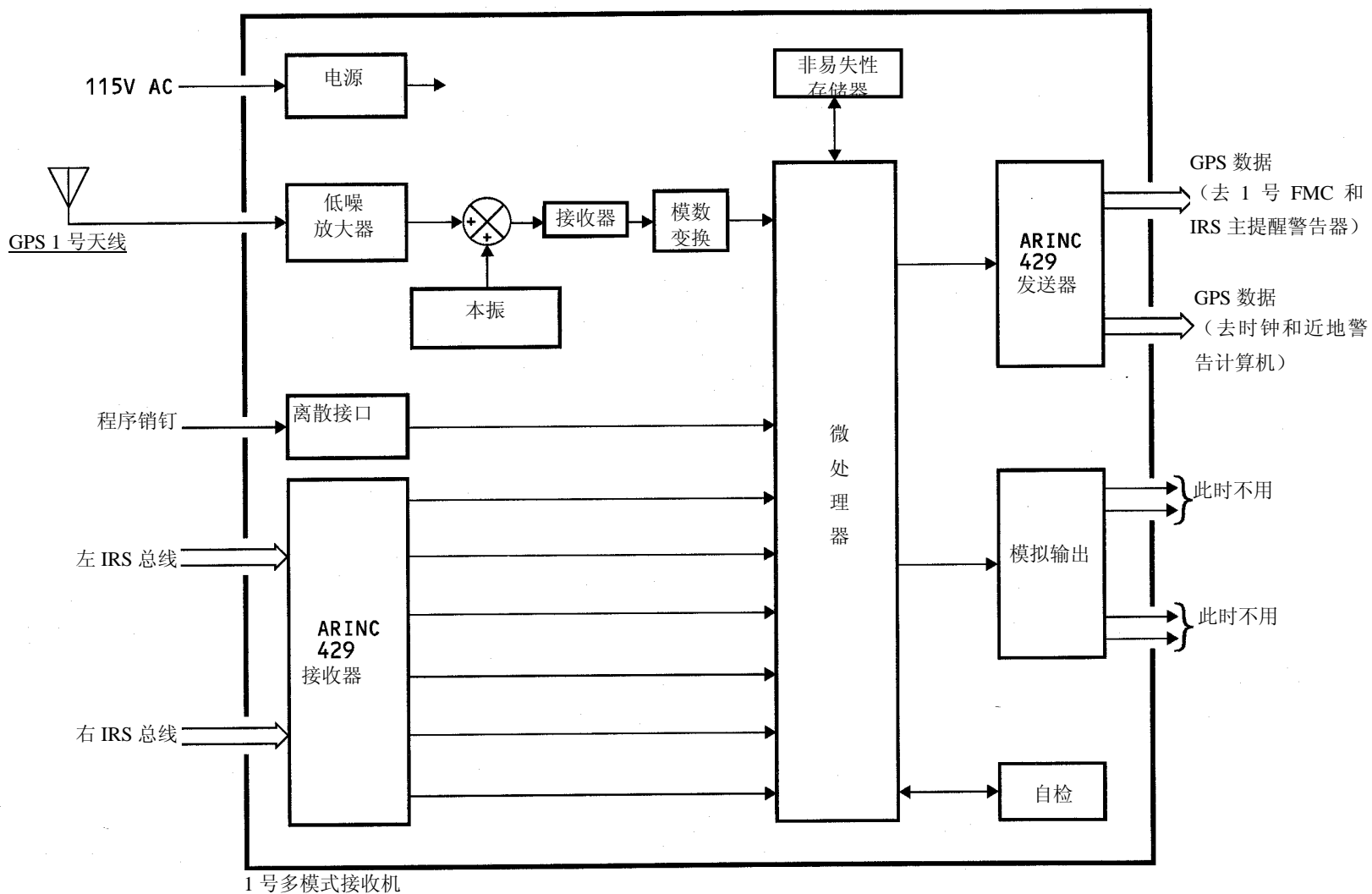
- 近地警告系统（GPWS）
- 时钟
- 飞行管理计算机（FMC—1）

IRS 主提醒组件接收从 1 号和 2 号 GPS 系统送来的数字故障数据。

输入

ADIRU 将惯性基准数据通过 4 号输出总线送来供初始化用。

程序销钉用作 ARINC 429 数据的源宿识别码告诉 MMR 的位置（即 1 号或 2 号）。



GPS — 功能说明

GPS — 故障监控—功能说明

一个 GPS 故障

如果一个 GPS 故障，没有告示，直至你压下系统状态告示板重现（recall）键。当你压下告示板，如下的告示出现：

- IRS 方式选择组件上的 GPS 灯亮
- 系统状态告示器上的 IRS 灯亮
- 左右主提醒灯亮

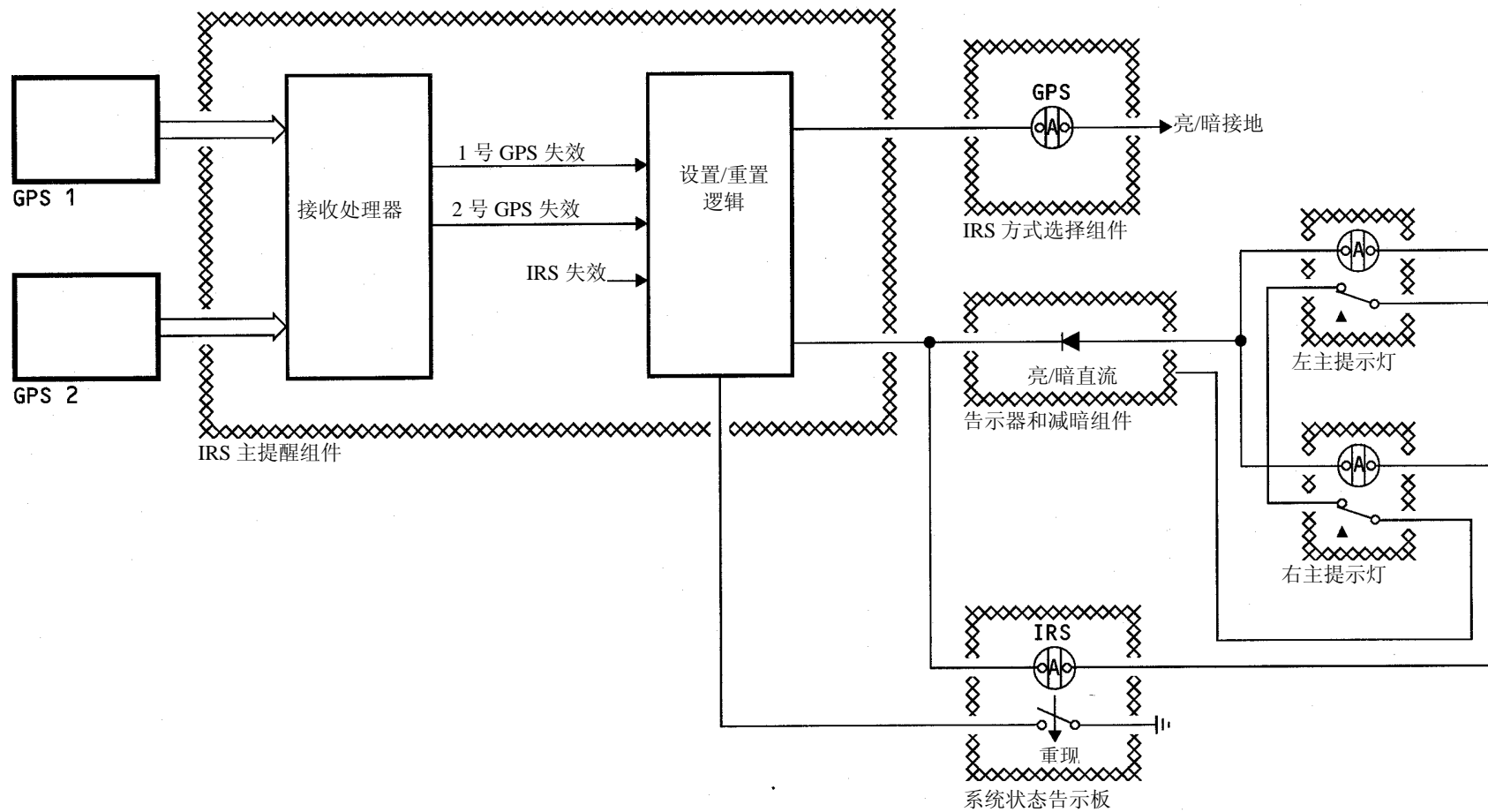
当你松开告示板，所有告示器仍亮直至你压下左或右主提醒灯（重置）进行重置后才灭。

两个 GPS 故障

如果两个 GPS 都存故障，这些告示为：

- IRS 方式选择组件上的 GPS 灯亮
- 系统状态告示器上的 IRS 灯亮
- 左右主提醒灯亮

当你压下并松开左或右任意一个主提醒灯时，ERS 灯和主提醒灯灭，但 GPS 灯仍亮着。



GPS — 故障监控—功能说明

GPS — CDU 显示

概况

GPS 数据显示在控制显示组件 (CDU) 上, 有 3 个位置页面显示 GPS 数据, 即:

- 位置初始化页面 (1/3)
- 位置基准页面 (2/3)
- 位置偏离页面 (3/3)

你可以利用后页或前页键去读取所有 3 个页面, 显示出 GPS 数据的页面为:

- 位置基准 (POS REF)
- 位置偏 (POS SHIFT)

位置基准页面

POS REF 页面显示着左 (1) 和右 (2) GPS 位置

位置偏离页面

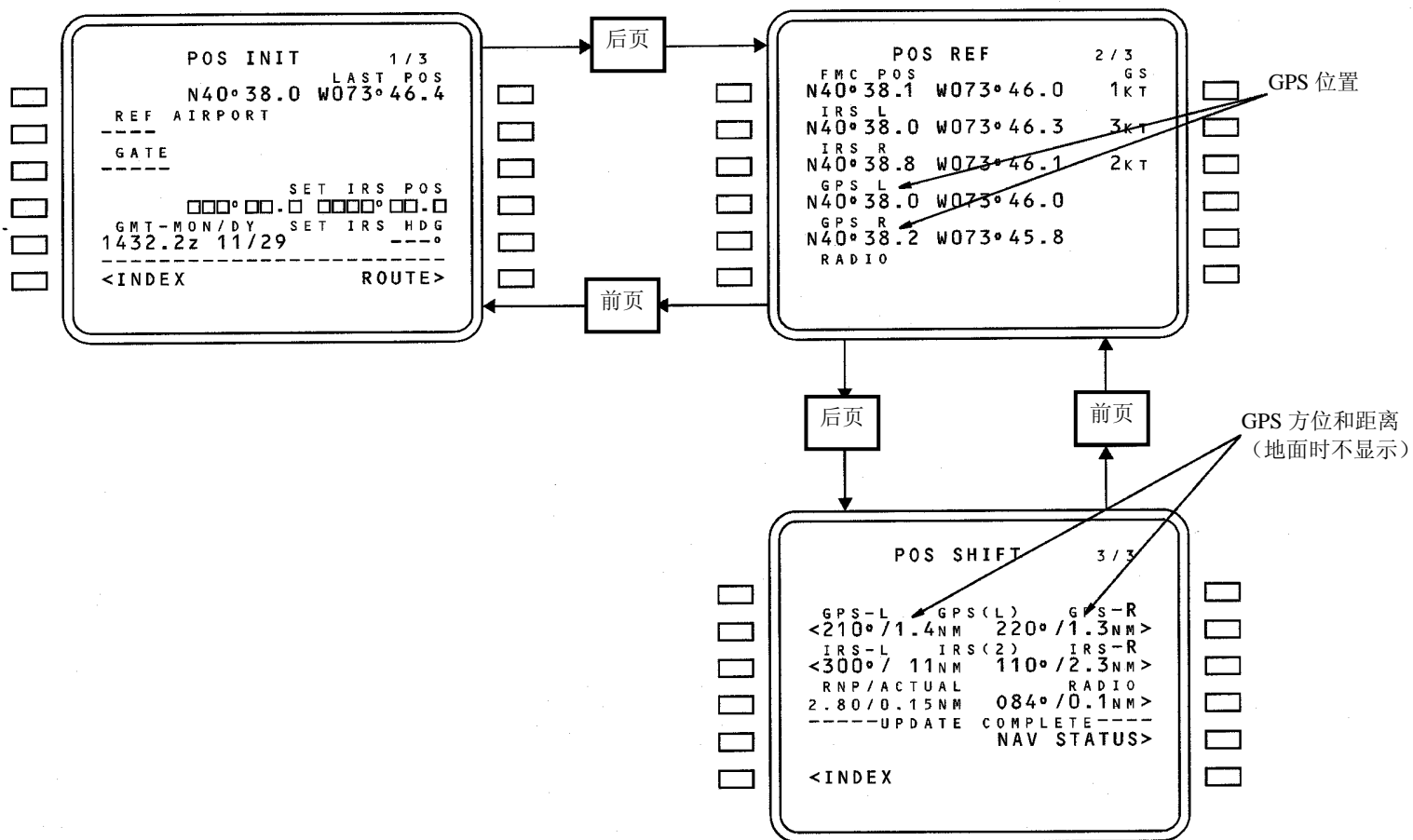
POS SHIFT 页面显示着 GPS 位置相对于飞行管理计算机 (FMC) 位置的偏离。每个位置偏离用/分成两个部份:

- GPS 位置相对于 FMC 位置的方位
- GPS 位置相对于 FMC 位置的距离, 以海里 (NM) 计。

培训知识点

所有 CDU 显示的 GPS 数据, GPS1 为左 GPS, GPS2 为右 GPS。

当飞机在地面上时, 位置偏离 (POS SHIFT) 页面的数据场内并不显示信息。



GPS — CDU 显示

有效性
YE201

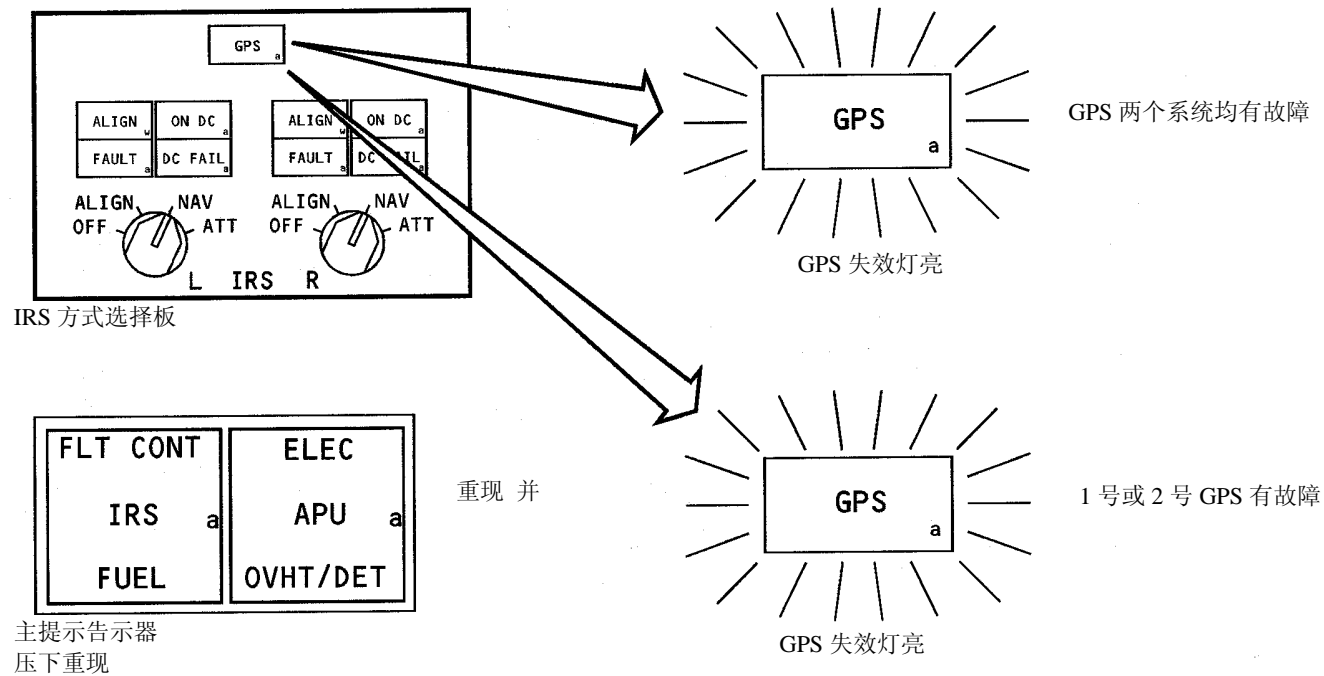
34—58—00

GPS —培训知识点— 1

概况

GPS 具有连续监测的自检设备（BITE），用三种方法检测 GPS 故障：

- 当 GPS1 和 GPS2 两套都有故障时，GPS 故障灯亮。
- 当某一个 GPS 系统有故障时，你压下一个主提醒告示器时，GPS 故障灯亮。
- 在飞行管理计算机的传感器状态（FMC SENSOR STATUS）页面上可以显示 MMR 故障，在飞行管理计算机传感器数据（FMC SENSOR DATA）页面上可以显示 MMR 的内部故障。



XXXXX SENSOR STATUS 1/2		
LRU	LEFT	RIGHT
VOR	OK	OK
DME	TEST	OK
ADIRS	OK	OK
MMR	OK	OK
DFCS	OK	----
SATCOM	OK	----
FQIS	OK	----
CLOCK	OK	----
<INDEX		
100		

GPS —训练信息点— 1

GPS —培训知识点— 1

概况

这是显示 GPS 维护数据的两个页面

- FMC 传感器状态页面
- FMC 传感器数据页面

FMCS 传感器状态页面

FMCS SENSOR STATUS 页面上显示着 GPS 系统工作状态，当显示 OK 表明系统有效，当显示 FAIL 表明 GPS 系统故障。

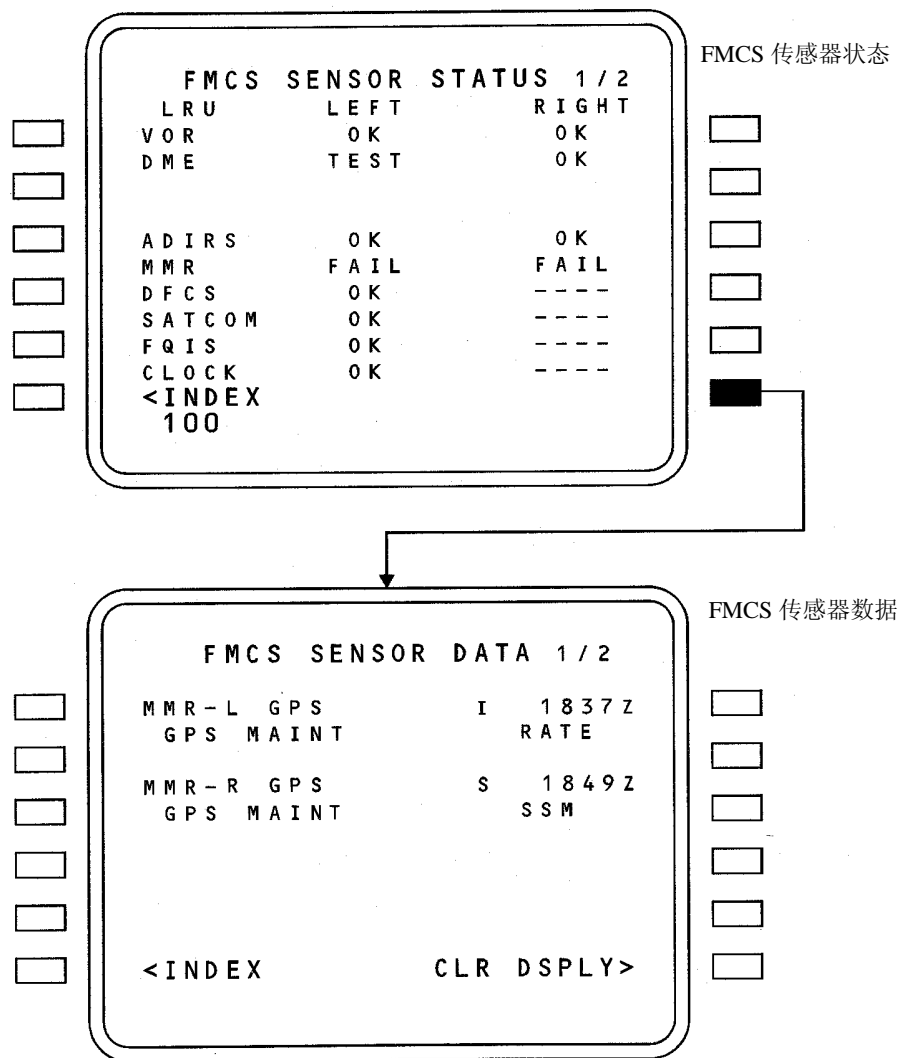
要提取故障的工程数据时，在 CDU 的暂存行中键入 100，并将右 6 选行键（LSK6R）压下。

FMCS 传感器数据页面

当左 GPS（1）或右 GPS（2）已有故障后，在此页面上将显示工程数据。如果两套 GPS 系统都有效时，此页面上没有 GPS 系统的工程数据出现。

可能显示的数据如下：

- 系统码
- 标签码
- 故障状态
- 故障时间
- 监测码



GPS 训练信息点—2

GPS —多模式接收机自检

前面板自测试

在接收机前面板上压下测试电门，开始 MMR 的自检。于是 MMR 进行内部工作检查和接口检查，测试结果显示于液晶显示器上。

当你压下测试电门后，测试进行着的页面表示接收机通过将近持续 5 秒钟的自检，页面底部有 5 秒钟的进程刻度，在这一行的某一位上表明测试进行时间。

“TEST COMPLETE NO FAILURES”显示后，表明通过了测试没有故障，“TEST COMPLETE TAILURES”显示，则表明测试失败的情况（有故障）。

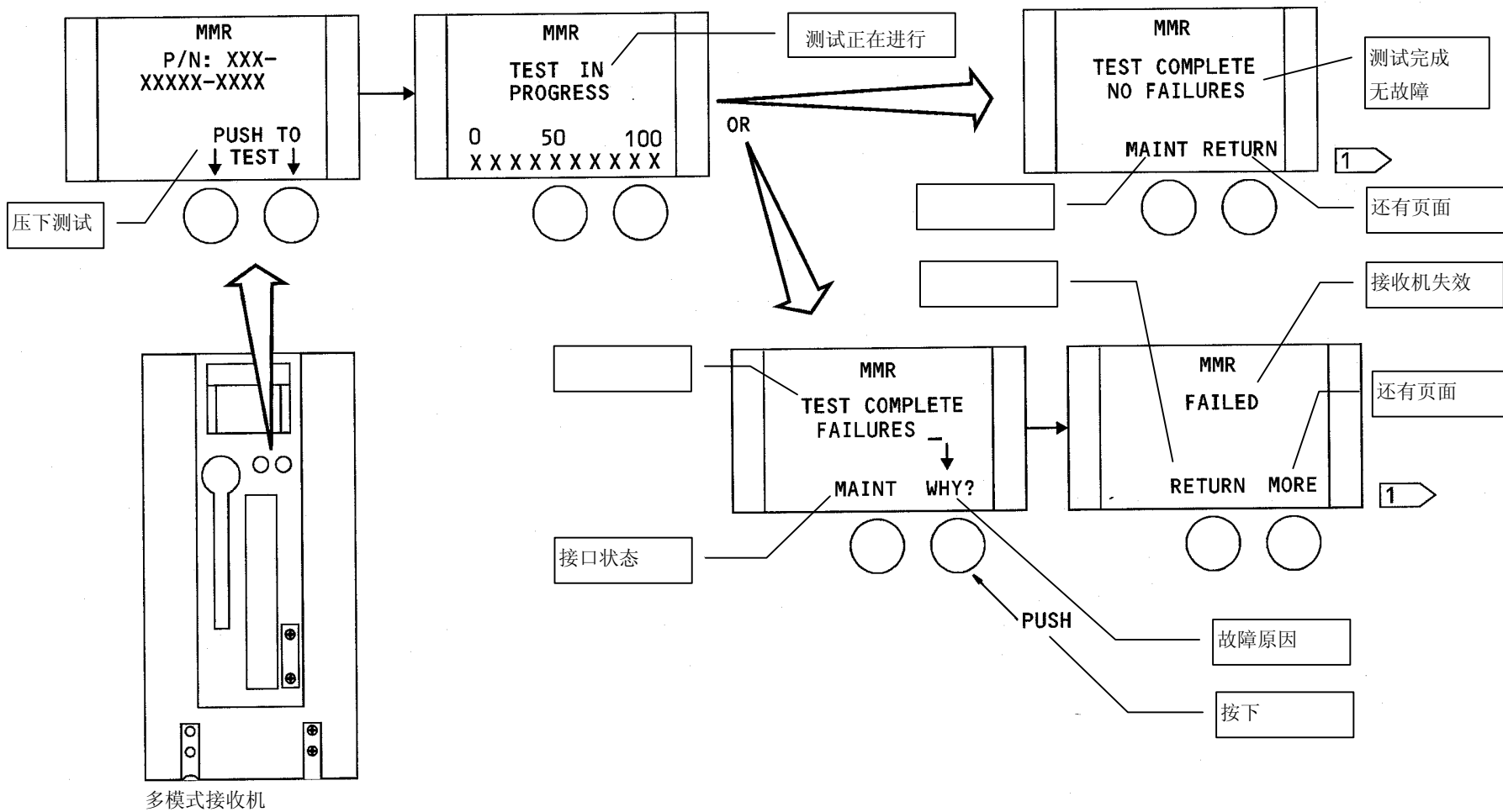
在测试顺序中，在前面板上可以提供选择后显示在电门的上方的：

- MAINT；此选择表明页面上包含有程序销钉的选择和离散接口状态
- RETURN；此选择导致显示返回到开始测试页面
- WHY? ；当有故障时出现这种选择，压下此选择后显示出故障
- MORE；此选择表明任何时间跟随着还有更多的数据页面

34—58—00—018 Rev 3 01/30/1998

有效性
YE201

34—58—00



1 30 秒种后显示恢复正常

多模式接收机自检