

下一代武装直升机飞控/导航 系统一体化设计

孙荣平 吴文海 李富荣
(海军航空技术学院 青岛 266041)

摘要 下一代武装直升机上为了使单座驾驶在战斗中成为可能就必不可少地对机载飞控与导航系统提出前所未有的要求。提高自动化程度的同时,确保现代飞机尚未达到的可靠性。本文对这一课题进行了研究。

关键词 飞行控制 导航 模块

1 引言

直至今日,武装直升机还采用双座驾驶,由正副驾驶员共同完成各种战术任务,下一代的武装直升机,不配副驾驶,为单座结构,所以要想满足未来战争的需要,势必要最大可能地减轻飞行员的工作强度,在提高机载飞控与导航系统的自动化程度的同时确保可靠性,使飞行员完全从飞机本身的控制中“解脱”出来,进而集中精力去实施各种战术操纵,克敌制胜,圆满完成各种战斗任务。

2 飞控与导航系统的性能要求

对系统设计而言,提高飞控与导航系统的自动化程度的首要问题是如何改善系统的性能,提高可靠性,让飞行员不必顾忌飞机本身的操纵,大量研究表明:按表1所列的性能要求,设计下一代武装直升机的飞控与导航系统比较合理,有实际意义。

表1 飞控/导航系统的主要性能要求(1σ)

参 数	精 度	备 注
水平位置	30 米	目标悬停
垂直位置	2 米(陆上) 15 米(海上)	
水平速度	0.5 米/秒	火控系统
垂直速度	0.5 米/秒	
水平姿态	0.1 度	
航 向	0.5 度	

表 1 中速度与航姿的性能要求是根据火控系统的需要提出的;假设对飞机侧向 1km 内运动的,面积为 5m^2 的目标,用 30mm 口径初速 90m/s 的航炮,保证 50% 击中的概率而提出的。水平与垂直位置的指标是满足目标悬停的需要提出的,假设待悬停目标(如舰船等)的位置误差是 50m,航向误差是 0.5° ,用 3° 的 FOV (Field-of-View) 传感器,搜索 3km 内目标的时间为 4s,每次 FOV 目标探测后处理的时间为 1.5s。至于陆地上 2m 的垂直位置精度要求,是考虑修正与地形有关的误差而提出的。

此外,由于飞行控制与导航系统直接影响着飞行安全,因而对它还提出了严格的可靠性要求。要求飞行控制与导航系统完全失效的平均间隔时间为 20 000 000h (5×10^{-8} 故障/h),部分失效的间隔时间为 10 000h。

3 结构配置——采用多余度飞控/导航一体化形式

为满足上述要求,采用多余度技术是提高系统可靠性的有效途径,然而这与航空电子设备设计中所希望的减少重量降低成本的一般要求又相矛盾,所以按何种结构形式设计满足要求的飞控与导航系统是必须首先深入探讨的课题。

研究表明,采用一体化设计是飞控与导航系统的最佳结构形式。这是由于飞控与导航系统都是保证飞行安全的重要系统,对两者的余度要求一样,导航系统要用的传感器的余度和性能指标同样满足飞控系统的要求,因此采用飞控/导航一体化设计可不用象以前那样用两套传感器在各自的分系统中做重复的信号处理,以最大限度地实现信息共享,尽可能减少完成导航与控制功能所需的处理器总数。所以说,一体化设计与以前的分立式设计的主要区别是,用多少惯性传感器和有多少独立的处理功能;分立式是一体化设计形式的两倍,因此应当采用一体化设计。

采用一体化设计后,怎样优化惯性传感器的配置呢?这要从所设计的系统重量、尺寸、功耗、成本、MTBF 值等方面综合考虑,研究表明为保证足够的可靠性,惯性传感器应采用“二—四”制的结构—用两个传感器模块,每个模块中采用传统的三个正交轴加一个斜交轴结构以保证传感部件具有足够的余度。

系统的余度设计主要考虑是用三通道还是四通道更合适,这同样要从重量、尺寸、成本和 MTBF 值等方面进行研究。结果表明:三通道和四通道两种形式几乎等效,诸方面看,用四通道稍有逊色。仅就软件设计而言,用三通道进行自检时能使软件大大简化,较为方便,况且与四通道相比,三通道间故障处理时信息通讯也较简便,所以用三通道好。

4 典型原理结构

按上述性能要求和一体化结构形式设计的一种飞控/导航系统的原理结构如图 1 所示。它由 3 个 FCMR (Flight Critical Module Racks 飞行关键模块机架)、2 个 FTIMU (Fault-Tolerant Inertial Measurement Unit 故障容错式惯性测量元件)和各种转换器、天线、接口组成。

FCMR 是飞控/导航一体化电子模块,二级外场可更换插件。三个 FCMR 插件彼此分开布局互不影响,并由多余度的机载隔离电源供电,每个插件中都设置了一块电池、保证在

电源短时断电时正常工作。三个插件中，两个的结构与功能完全相同，各自与 FTIMU (容错式惯性测量组件) 组成二个 PC (相同的飞控/导航) 通道；另一结构大致相同的插件，与两个 FTIMU 组成 DC (不同的飞控/导航通道) 通道。

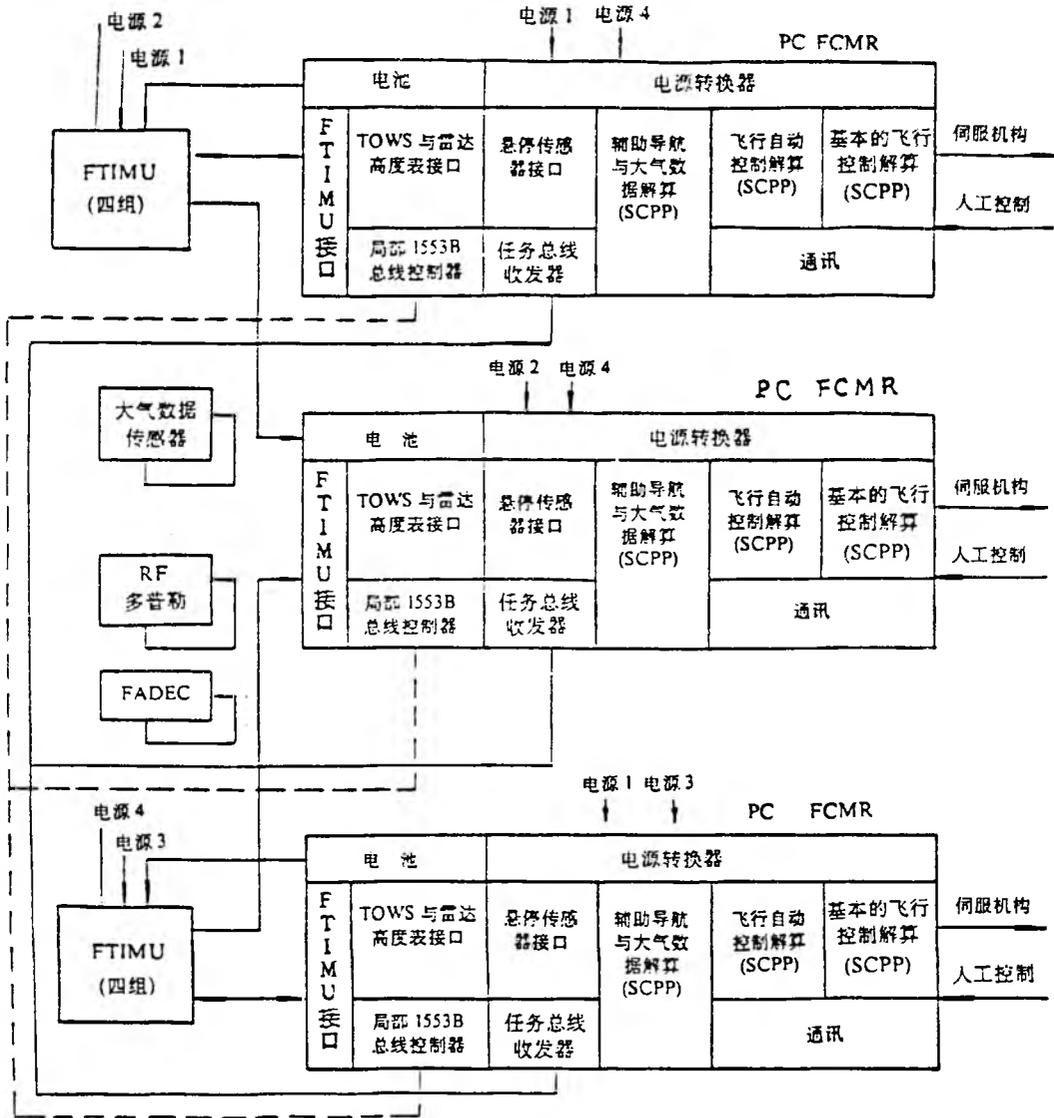


图1 模块化飞控/导航系统

DC FCMR 的接口余度处理方法、导航算法和飞行控制律都不同于两 PC FCMR 模块，但为完成飞行控制功能，具有相同的硬件结构，所以三个 FCMR 通路都同时具有基本的和辅助的飞行‘&15’控制功能。

这样的飞控/导航系统的设计，降低了因随机或相同故障所引起的功能失效的可靠性，达到了满足预期的安全性与可靠性的双重要求。两个 FTIMU 是采用先进的微型激光陀螺的捷联式惯性组件，为实现飞控/导航功能提供多种信息，陀螺性能达到 0.1°/h。

惯性测量组件容错的含义是单个故障绝对不能使四个传感器测量轴中多于一个轴的性

能有所降低,这意味着每个测量轴所需的电源和信号处理是独立的,并且为了补偿因传感器出错采用了成对的传感器支持一个组件。这样势必增加了惯性测量组件的成本和重量。但为获得容错的目的,与其它结构形式相比,采用这种“二一四”制形式确是种最佳选择。

除了 FTIMU 组件外,为 FCMR 模块还配置了其它信号装置—远距安装的天线或传感器,包括 GPS 天线及前置放大器、RF 多卜勒传感器、悬停传感器、TOWS 地形/障碍告警系统的天线(Terrain/Obstacle Warning System 含雷达表的功能)、大气数据传感器以及全权限数字式发动机数控制(FADEC, Full Authority Digital Engine Controls)。这些信号装置将根据需要装在机体的特定部位,而其内部器件比较单一,只是为把所感受的信号转换成数字形式并根据需要进行补偿解算而已。例如大气数据传感器要输出数字式的静/动压信号,并校正已知的测量误差,至于气压高度或真空速的计算由 FCMR 组件完成。所以,这些传感器是外场可更换部件,需要维护时外场换件。这样的设计其实是非常合算的,因为它们大都是专用器件,故障率也很低。

大气数据传感器、RF 多卜勒速度传感器和全权限数字式发动机数控制经内部 1553B 总线与三个 FCMR 模块接口。

每个 FCMR 模块中设置了二个导航用的 SCPP(自检处理器对),也完成基本和辅助飞控数据的信息处理;设置了与外部控制手柄、开关控制指令、伺服机构、任务总线和 1553B 总线进行通信的接口。

每个 FCMR 模块为了准确地估算飞行状态和基准导航状态设置了各种小模块。PC FCMR 模块中有悬停传感器组件、TOWS 组件;DC FCMR 中有双通道 P—码 GPS 接收器组件。三个 FCMR 模块为满足各自导航计算的需要都设置了三个 SCPP 模块,用以完成辅助导航计算、余度管理和大气数据信息的解算。

所有 FCMR 模块中的小模块包括电源块及其它专用接口块都是外场可更换部件。

FCMR 模块的内部结构如图 2 所示。模块内的 SCPP 通过高速串行数据总线通信,这与串行数据通信形式相比所用的电缆数会更少。这种串行接口的频带设计要足以满足相互间的数据通信的需要。SCPP 与 FCDI 和 ADI 模块,采用并行通信以简化接口。与其它部分的接口,如 TOWS 插件,用串、并行都行,只要根据通信的复杂程度和接口所需的数据传输速度而定。FCDI 采用双余度 1553B 总线。一个用在与机载的其它电子设备接口,一个用在 FCMR 与内部总线上的远距安装的传感器接口,FCDI 还设置了光纤接收器和发送器,使 FTIMU 与全向光纤总线接口。

飞控/导航一体化系统的“基本功能”是使用时操作量要小,飞行控制的自动化程度要高,并基于对飞机及导航基准状态的估算结果进行导航;“辅助功能”则是对传感器、伺服机构和信息处理过程的余度管理,以确保在设备出现故障或战斗中受损情况下,完成基本功能。

飞行控制功能

基本的飞控功能是指对人工控制伺服机构的电气、光纤信号的处理,速率稳定和轴的解耦。这些都在两个相同的 PC 通道和一个不同的 DC 通道实现,参与控制的信号由“内回路控制律”决定,包括由 FTIMU 提供的关于飞机运动的角速度、线加速度信号、飞行员控制指令和增益调节用的大气数据信息;输出控制伺服机构和发动机系统的指令信号,这种内回路控制律在每个 FCMR 模块的 SCPP 中实现。

辅助飞行控制即“外回路控制律”主要用在自动保持状态以满足最大限度地减轻飞行员工作量的需要。这种“外回路”输入信号是飞行状态的估算结果和飞行员的控制指令,并以滤波指令的形式送给“内回路”。辅助飞行控制在每个FCMR模块中的另一SCPP中实现。当余度管理判断出外回路的基本数据失效时,就使自动状态降级,改用备用的数据。

导航功能

每个FCMR中的第三个SCPP用以完成导航功能,为辅助飞行控制和任务航空电子系统提供既精确又可靠的基准信号。PCFCMR和DCFCMR用了不同的导航传感器和不同的卡尔曼滤波器,获得几种不同的解算结果以满足飞行控制可靠性高和机载其它系统对精度高的双重要求。

PC通道的导航功能—每个PC通道进行双份导航解算。其一是基于飞机运动的惯性信息辅助以相关的多卜勒传感器和悬停传感器信息进行的组合导航计算;另一个是把多卜勒辅助导航解算结果,与由DC通道送给的GPS基准数据,以及机载其它系统所提供的位置修正数据,用同一个导航用的SCPP中的另一滤波器进行综合解算而获得的,这种方法能保证GPS失效时PC通道也具有合适的导航计算精度,而当GPS正常工作时又达到GPS导航的精度。

多卜勒辅助的惯性导航计算结果用以完成辅助飞控功能提供速度与姿态信息,这些信息是在卡尔曼滤波器中,把RF多卜勒或悬停传感器所测量的、与惯性测量的飞机运动速度综合解算后获得的。滤波器估算几个较大的测量误差(如陀螺漂移),并在飞行中反馈用以修正PC通道的惯性测量误差。这样的修正会使导航解算对线性建模的假设不那么敏感。当悬停传感器需用于长时间悬停时,则它将用于替代RF多卜勒速度信息。这种经修正后的惯性测量的精度将足以满足悬停的需要。

卡尔曼滤波器解算的周期是0.1秒(10Hz),时间足够短了,因为大多导航误差的分布周期为84分钟或者更长。卡尔曼滤波器的状态变量包括以下参数:水平位置(2)、水平速度(2)、姿态(3)、陀螺漂移(3)、加速度计漂移(2)、多卜勒漂移(1)、多卜勒因子(1)和多卜勒对准(1)等变量。垂直通道利用气压高度表的计量信息增加阻尼调节作用。

DC通道的导航功能—DC通道从二个FTIMU模块中的任一模块获得惯导信息。根据所用的FTIMU传感器出现故障的情形,选择一组惯性测量信息去计算导航参数。倘若每个传感器均未出现故障,则DC通道就选用FTIMU中任意的三正交的传感器信息。唯有DC通道能在某个轴的传感器出现故障后重新补充测量信息,PC通道则做不到。DC通道中的导航SCPP模块根据所选的惯导信息进行GPS/惯导组合解算。

DC通道中卡尔曼滤波方法与PC通道类似,不同之处是多了两个用于计算水平风速/风向的状态变量。滤波器要估算GPS位置、真空速,以及其它系统的定位结果(不论是PLRS定位报告系统、航路点更新或地形修正值)。由于DC通道滤波器估算的惯性测量误差要反馈修正惯导测量误差,这些误差信息在每次飞行后要存贮,由于每次飞行中不必完全重新建立长时间的惯性测量误差,所以存贮的误差信息将能用以改善惯性测量元件的总体性能。

余度管理

余度管理中设置了几种故障检测与故障隔离界面。第一级是传感器界面,用以检查传感器信息的有效性;第二界面是导航功能的输出口;第三界面是辅助飞控功能的输出口;第四

界面是基本的飞控功能输出口。

第一界面是通过基本的比较检测去检查、判断传感器故障、目的是确保之后解算用的是正确的传感器信息。第二到第四界面级是用来检测和隔离那些因第一界面检测中未曾发现或隔离的小部分故障。这四级余度管理也检测信号处理中的故障情况,进而确保飞控/导航系统所输出的信号极其可信,无可置疑。

为完成导航功能所进行的余度管理的目标是确信飞行控制可获得一种极其可信的飞行状态信息,而给机载其它电子系统的信号精度可能更高,但可靠性稍低。

传感器故障检测与隔离—检查传感器故障检测与隔离工作分三个方面:惯性测量元件,两远距安装的传感器和 GPS 设备。

惯性测量的故障检测与隔离,用的是 GLRT (广义相似率)技术。采用由传感器线性组合而成的奇偶校验方程,当其结果为零则说明未出现传感故障;当非零奇偶校验矢量的方向就指出了是哪个传感器出现故障,影响飞控或导航的故障可用这种方法进行检测和隔离。

飞控/导航系统成对配置了几种传感器,如大气数据传感器、RF 多卜勒和悬停传感器。这些传感器用比较监控的方法简便地查出第一次有故障的传感器,进而借助故障所在机件的自检功能,以及与其它设备所提供的同一信号相比较的方法。隔离故障,但是有少部分故障第一次隔离不掉,因此必须使这少部分的比例足够地小,以免影响整个系统满足所定的可靠性要求。第二次故障只能靠自检和与其它同类信号的比较,加以检测。受重量尺寸的限制,系统中只设置了一套 GPS 接收器,因而也只能用这种方法检测。

导航余度管理—需要检测在上述传感器故障检测与隔离中少部分未曾查出的故障。飞控/导航系统用上述故障检测与隔离的方法,在两个多卜勒/惯导/GPS 组合导航和一个 GPS 辅助导航所解算的,共计三个导航结果中,选一个可信的结果送给任务航空电子系统,以便这些系统除了做简单的是否有效的检查外,不用对三种导航计算结果进行任何余度管理。

飞行控制功能用的导航解算是把二个多卜勒辅助和一个 GPS 辅助所解算的导航信息进行比较后确定的。如果三个解算结果相互比较的差值在所设定的范围内,则用三种解算结果的平均值,倘若在指定时间周期内某个结果超差了则被定为无效。倘若上述故障检测与隔离中发现某辅助传感器有故障则为飞行控制进行的解算结果不进行辅助修正计算。

飞行控制的余度管理—飞控余度管理的目标就是确认系统为飞行控制界面和其它相关系统所提供的信号的正确性,采用两级余度管理界面去保证对传感器、数据处理器和输入/输出接口等方面的故障的检测与隔离。

第一个界面设在 SCPP 块的输入端。三个通道相互交换输入信息后,用比较的方法确定是否出错,倘若出错就隔离有故障的输入信息。一旦确认输入有效后就选用一套为完成飞行控制功能所用的传感器。SCPP 中两个处理器都算出飞控输出信息后,处理器间就相互交换结果;并且两个处理器的解算结果完全一致后才输出给伺服机构等装置。

第二界面放在每个通道输出端。输出接口的故障状态,在通道中,用圆周扫描测试方法和在线监控器进行自检。伺服机构的故障状态也是由飞控/导航系统检测。每个通道接收对伺服机构的监控信息并与其它通道进行信息交换后判定伺服机构的故障状况,进而采取适当的校正措施;譬如重新配置伺服机构的输出信号,以“避开”有故障的伺服机构。

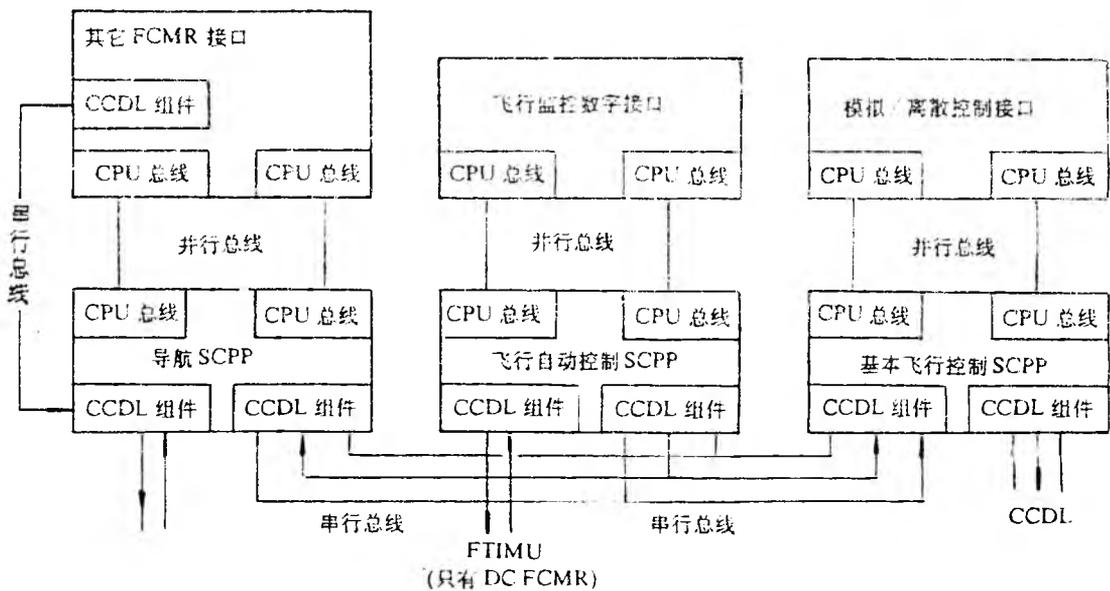


图2 飞行监控的模块结构

5 结束语

模块化飞控/导航系统是用先进的技术新颖设计思想设计的一体化系统,为的是满足下一代武装直升机的需要。这种方法设计的系统,自动化程度高到能保证在战斗环境下使飞机具有单座驾驶的操纵性。采用先进技术把飞行控制与导航紧密结合使之以最小的成本设计出重量轻,尺寸又非常之小的系统。系统的飞行控制律、导航算法和余度管理方法使得所设计的系统能最大限度地使用传感器及其处理信息,以最少的硬件满足高可靠性的要求。这种系统还具有“可塑性”,做必要的修改能满足所预期的需要。

参 考 文 献

- 1 Advanced Information Processing System, 6th Digital Avionics Conference, Dec. 1984. Lala, J. H
- 2 Suboptimal Filtering for Aided GPS Navigation, Institute of Navigation, 40th Annual Meeting, June 1984, Mossman, D. C
- 3 Multifunction Flight Control Reference System, AFWAL-TR-82-3007, March 1989 BARNARD, G. E
- 4 An Advanced Light Control And Navigation System Implementation For Tactical Helicopters, CH 2359 -8/86 IEEE Charles T. Bye
- 5 沈勇球.《飞行管理系统》 南京航空航天大学. 1988

Design of Modular FLC/NAV System for Next Generation of Army Helicopter

Shun Rongping Wu Wenhai LiFuroug

Abstract Unprecedented demand will be placed on the flight control and navigation equipment of the next generation of Army helicopters to enable single crewmember operability in tactical environments. These demands require a degree of automation, assurance of a level of pilot confidence not yet achieved on present-generation vehicles. A topic on these requirements and resulting architecture will be discussed.

Key words Flight control Navigation Modular

FAA 确定 LAAS 系统的结构

FAA 近期做出决定,在下世纪初使用 GPS 本地增强系统(LAAS)替代 ILS 系统,该系统能够明显改善 GPS 的精度、可用性和完善性。据 FAA 的计划负责人称,在 LAAS 的结构确定后,FAA 已经和制造商和用户共同工作,以寻求更广泛的支持。美国还计划将这一 LAAS 结构提交 ICAO,推荐作为全球标准。

为确定 LAAS 的结构,FAA 做了大量工作,使之能与现用的一些系统匹配,如已获准的用于特 I 类着陆的差分 GPS 系统。同样,DO-217VHF 数据链也将用于由地面站向飞机传送 GPS 校正信号。

FAA 选定的 LAAS 结构是以更加精确的载波相位跟踪接收机为基础的,并使用地基伪卫星作为辅助,但同时还希望能采用低成本的窄相关码跟踪接收机技术。伪卫星则是一个安装在地面的小型发射机,它能够广播类 GPS 信号,为进场飞机提供更精确的位置线。该计划的全部细节已在上个月提交 RTCA(航空无线电技术委员会),以便进行技术评估和验收。

FAA 计划签订一项原型 LAAS 地面站合同,要求在 1998 年交付,并于 2001 年在几个机场安装原型 III 类系统,运行使用评估。这些计划还要求在 2005~2010 年间逐步替代 ILS 地面站。

FAA 非常重视 LAAS 地面站的完成情况,这将促使厂商按技术规范进行生产,以便能使部分机场首先购买和安装。

当前,FAA 的 GPS 计划办公室正在加紧工作,要在 1998 年制定出地面站和最低性能标准文件。而且在标准文件制定后 18 个月,才有可能使 LAAS 应用于机场上,因此第一个 LAAS 系统最快也要到 2001 年才能投入使用。

(吴晓进 供稿)