

日本 Ka 频段 航空卫星通信实验系统

Japanese Ka-band Aeronautical Satellite Communications Experiments System

深圳 UT Starcom 研发中心 李 兴
西南电子电信研究所 李 献明

【摘 要】

本文描述日本 Ka 频段航空卫星通信实验系统。此系统采用了该国的通信与广播工程试验卫星 (COMETS), 在飞机的客舱后面安装了一付有源相控阵天线, 工作在 Ka 频段, 具有开环卫星跟踪能力, 用来接收卫星信号。飞机巡航高度为 600km 时的传输量测结果显示接收的信号功率稳定在 1dBp-p 信号功率之内, 在天线的指定方向上, 从飞机机翼反射的无线电波测量结果是 18.5dB, 功率要低于视距内信号, 为确定所设计的链路预算, 当飞机在跨飞二个天线波束时就测量 COMETS 星载天线的多波束天线图案, 采用两台二进制移相键控 (BPSK) 调制解调器测量比特错误率 (BER), 其中一台用于导频辅助相干检测, 另一台用于多码元差分检波, 在 BER 为 10^{-4} 时测得的接收信号能量 E_s/N_0 显示降低很小, 仅约 1dB。

【关键词】

航空 COMETS 有源相控阵天线 多波束天线

一、引言

航空卫星通信的优势极大地超过了陆地航空通信, 因为航空卫星通信的服务覆盖面要大得多。商用飞机的全球卫星通信业务目前是由 INMARSAT 卫星集团提供, 采用 L 频段, 该系统不仅能提供话音, 还能提供低速率数据通信。但是 INMARSAT 采用的窄带, 只能提供低速率业务, 这种情况不能满足高数据率业务的传输要求, 例如卫星电视广播和高速因特网。

本文叙述日本采用 COMETS 卫星所进行的 Ka 频段航空卫星通信实验系统。该航空卫星通信实验的评估是在 COMETS 陆地移动通信实验计划的框架内进行的, 计划包括陆地通信车和手持终端。实验的目的在于评估 Ka 频段航空卫星通信系统的可行性。

之所以要开发 Ka 频段航空卫星通信系统是因为较高频段可利用的频段更宽, 在天线尺寸相同的情况下可以获得更高的 EIRP, 这一结论已被美国和欧洲所进行的 K/Ka 频段实验所证明。

在部署 Ka 频段航空卫星通信系统前必须解决的技术问题是:

(1) 关于 Ka 频段的高雨衰减。不过大多数飞行可以排除这种情况的发生, 因为飞机在云层以上飞行;

(2) 关于 Ka 频段的多普勒频移补偿技术。Ka 频段的频移是 L 频段的十倍以上。在实验中, 航空地球站 (AES) 采用开环控制系统, 用来补偿多普勒频移。

(3) 关于精确的天线跟踪技术。Ka 频段的天线波束宽度要远窄于低频天线的波束宽, 这就需要精确的天线跟踪能力。在实验中, 采用开环控制天线跟踪方式来解决此问题, 该方式按机载导航系统发出的姿态和位置信息加以控制的。

(4) 关于降低机载天线在飞行中的阻力问题。为降低天线在飞行中的阻力, 要选择低矮天线安装在飞机上。相控阵天线是个良好的候选, 因为这种天线没有机械旋转部



分,属于低矮天线。在实验中,用于COMETS移动终端的有源相控阵天线(APAA)就安装在客舱窗户后面。

二、COMETS

COMETS卫星由日本宇宙开发局(NASDA)开发,它携带三个载荷:由CRL研制的Ka频段(31/21GHz)和毫米波(47/44GHz)先进移动卫星通信系统,以及由CRL和NASDA合作开发的21GHz频段的先进卫星广播系统;由NASDA开发的轨道间通信系统。

图1为COMETS简图。它是一颗三轴稳定式同步卫星,有三付具有波束定向机制的可展开的天线,采用地面站发送的信标信号定向。COMETS卫星长约30.87m,高约7.87m,爬升重约3.95吨,轨道重约2.15吨。该星于1998年2月升空,远地点为17711km,近地点为473km,倾角为30.1°,轨道周期为5.3小时。

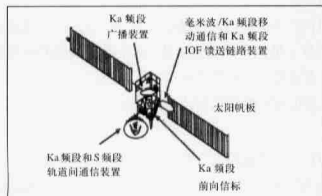


图1 COMETS卫星

三、航空地球站

1. 有源相控阵天线

COMETS移动终端用的Ka频段有源相控阵天线(APAA)配置在航空地球站(AES),它能接收COMETS卫星发送的21GHz信号。表1列出天线技术指标,表2列出美国先进通信技术卫星(ATS)计划用的相控阵天线的技术指标。CRL研制的天线由许多单元组成,G/T高于ATS接收机天线。当COMETS卫星处在同步轨道运行时,APAA能够接收高达300kb/s的数据。在目前的椭圆

表1 有源相控阵天线技术指标

频率	21.028GHz ± 46MHz(只接收)
G/T	-5.7dB/K
波束扫描范围(增益>dB)	E1:42° ~ 90° Az: 0° ~ 360°
定位精度	1° rms
极化	LHCP
轴比	<6dB
单元数	168
单元配置	三角方式
单元间距	0.6λ
辐射单元	矩形微带天线
相移	4-bit MMIC
LNA	3级 MMIC
阵列大小	110mm × 120mm
系统尺度	L 390 × W 410 × H 230(mm)
系统重量	27kg
温度范围	-5°C ~ 50°C

表2 ACTS和COMETS相控阵天线技术指标

项目	Texas instruments	Matrin Marietta	Boeing	CRL
卫星	ACTS	ACTS	ACTS	COMETS
类型	发送	接收	接收	接收
频率(GHz)	29.3	19.7	19.7	21.0
单元数	32	16	23	168
极化	线性	线性	线性	LHCP
扫描范围(°)	± 30	± 60	± 60	± 45
EIRP(dBw)	23.4	-	-	-
G/T(dB/K)	-	-15	-21	-5.7

轨道上, 可用的数据率可达到 1.5Mb/s, 因为卫星至地面站的距离比原计划的距离要短。

APAA 被安装在飞机客舱窗户后面。因受限于窗户, 其光束覆盖范围水平为 $-45^{\circ} \sim 45^{\circ}$, 垂直面为 $-20^{\circ} \sim 70^{\circ}$, 虽然 COMETS 仰角的范围在实验期间为 $32.5^{\circ} \sim 81.8^{\circ}$ 。

2. 系统概貌

航空地球站 (AES) 被安装在一架海湾流 (Gulfstream) II 飞机上, 该飞机长 24.4m, 最高可飞达 12.9km, 最大巡航时速为 907km。

AES 由四大部分组成, 第一部分由有源相控阵天线 (APAA)、天线控制系统以及多普勒频移补偿系统组成, 补偿系统包括一个天线控制单元 (ACU)、一台个人电脑、波束控制器和信号发生器; 第二部分由机载导航系统, 其中包括惯性参考系统 (IRS)、机载数据计算机 (ADC) 和一个全球定位系统 (GPS) 组成; 第三部分由下变频器、传播测量用的装置组成, 测量设备包括频谱分析仪、一台个人电脑和数字声音录音机; 第四部分由数据传输用的设备, 包括调制解调器和比特错误率分析仪组成。

开环天线跟踪系统只依据由机载导航系统发送的卫星位置和飞机的运动数据来控制天线波束指向的。个人电脑每秒钟都提供卫星视角 (方位角和仰角) 数据, 以此可计算出以椭圆轨道方式运行的 COMETS 卫星轨道要素。采用所获得的数据, 来补偿飞机的姿态和高度的变化, 所获得的数据包括由 IRS 提供的纬度、经度、倾斜度、摆动以及偏航的数据, 由 ADC 提供的高度数据和由 GPS 提供的世界时数据等。图 2 为飞机姿态的定义 (摆动、倾斜度、偏航角度等数据), Xb、Yb 和 Zb 是飞机的直角座标轴, Xb

是飞机的长轴, 它指向飞机的前端。Yb 是飞机的横向轴, 它指向飞机的右侧, Zb 是机身的正常轴, 它指向飞机的下面。摆动角度是以 Yb 轴和水平面之间的角度为定义的, 倾斜角是以 Xb 轴和水平面之间的夹角为定义的, 偏航角是以 Xb 和轴 N 之间的角定义的, N 表示正北方向。

多普勒频移采用开环控制补偿的, 每隔 1 秒补偿一次。AES 接收的信号频率 f_r 由下列方程定义:

$$f_r = f_t \left(1 - \frac{R_{rate}}{c} \right) \left(1 + \frac{v}{c} \cos Az \cos El \right)$$

式中, f_t 是卫星发射的信号频率, R_{rate} 表示卫星至 AES 距离的每秒变化, C 为光速, v 为相对于卫星速度的飞机速度, Az 和 El 分别是 AES 看卫星的方位角和仰角, 下变频器 (D/C) 本地信号频率受到控制, 使得下变频器的输出信号频率保持不变。

航空地球站还配置了两种 BPSK 调制解调器, 分别用来导频辅助相干检测和多符号差分检测, 能支持 24kb/s 数据速率。

四、实验系统构成

图 3 为实验系统构成。2m 直径的 COMETS 天线有两束波束, 执行 Ka 频段移动卫星通信任务的, 它们分别覆盖日本的关东和十胜, 主地球站配置在 Kashima, 属茨城县, 配有 1.8m 的天线。在传播测量方面, 卫星天线发送非调制的连续波 (CW), 由再生转发器产生, 20.986 和 21.042GHz 频率分别为关东和十胜两地区所使用。在数据传输实验中, 主站天线用 30.7675 和 30.7675GHz 频率发送二种 BPSK 信号, 用 30.7685GHz 频率为功率测量发送非调制 CW, 这些 BPSK 信号和非调制 CW 由星载接收天线接收, 并通过弯管式转发器下变频至中频 (IF) 信号, 然后通过发射天线以 2.9955, 20.9975 和 20.9965GHz 为关东地区发送, 在每次实验中, 为了恰好指向 COMETS 天线, 20.996GHz 导频信号由主站发送。

五、传播测量

传播测量是在以下飞行条件下进行的。其一, 在正常飞行条件下的巡航飞行以评估通信信道; 其二, 在飞机高度迅速变化条件下的巡航飞行来评估天线跟踪性能; 其三, 在指定的飞行高度中进行循环飞行以观察从空中飞机反射来的信号情况; 其四, 在飞机远距离飞跨两个波束覆盖区情况下以测量 COMETS 的天线辐射图案, 然后将这

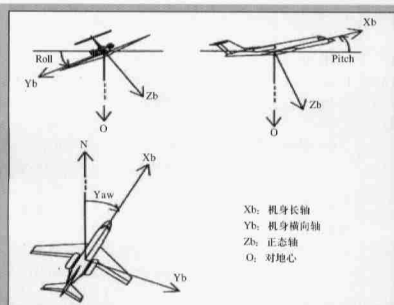


图 2 飞机姿态定义

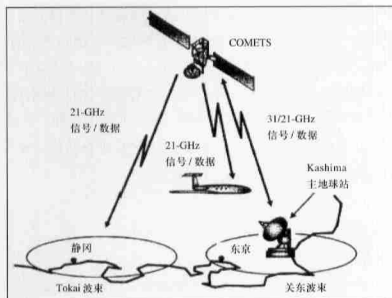


图3 实验系统构成

些辐射图案与在地面实验中所测量到的那些数据进行对比。

传播测量做了以下试验工作：飞机巡航中测量、天线跟踪性能测量、反射于飞机机翼的无线电波的测量、根据测量 COMETS 天线辐射波图案确定链路预算，并得出相应的实验结论等试验工作。

六、传输实验

关于数据传输，AES 接收两种 PSK 信号并测量该线路的 BER。两种信号均由主站发送并通过 COMETS 弯管式转发器转发。两种类型的 BPSK 调制解调器均安装在主站和 AES。一种辅助式导频相关检测 BPSK 调制解调器，另一种是多符号差分检测 BPSK 调制解调器。这两种类型的调制解调器工作速率均为 24kb/s。表 3 示出为数据传输实验设计的链路预算，接收的信号功率与噪声功率密度比 (C/No) 上行链路是 72.9dB/Hz，下行链路是 59.8dB/Hz，总的 C/No 是 59.6dB/Hz，下行链路直接关系到整个链路的质量。详细数据见表 3 中所列出的链路预算。

在环回测试中，其 BER 性能相对于理论性能有所下降的可能理由有以下几点：

(1) 主站的 HPA 的非线性工作会引起信号失真，因为 HPA 以 0.1dB 补偿工作的。

(2) 由于主站 HPA 产生的互调产物，而且与 BPSK 信号一起受干扰，互调产物

是由四种信号引起的。

(3) 由于互调失真，该失真在独立的调制解调器中测得达 1dB，BER 性能下降因素除了以上原因外，还有飞行测试的因素。

(4) COMETS 转发器的 HPA 是非线性工作，因而会引起信号失真和 IM 干扰。这是因为在飞行试验中 HPA 在接近饱和点上工作。

七、几个具体技术问题的探讨

1. 有源相控阵天线位置安排

与机械跟踪天线相比，APAA 的优点在于安放在哪里都没有太多的限制，因为它比较低矮，例如低矮的两付天线可以安装在客舱窗户的后面，或是飞机机身的任何一侧，或是机身的顶上。实验系统的天线是安装在客舱窗户的后面。

天线位置不同的安排有各自的优缺点：

(1) 天线安装在客舱窗户后面。这种配置方式的优点是不需要对飞机机身进行修改，另一个优点是在低仰角下有更宽的波束覆盖区。缺点是波束覆盖区由于窗户框架而受到限制。为使天线波束能覆盖飞机的前向和后向，需要

表3 链路预算

上行链路(主站→COMETS)				下行链路(COMETS→AES)			
主地面站 (Kashima)	频率	30.7685 GHz		馈送损耗	1.27 dB		
	HPA 输出	-12.3 dBW		天线增益	48.8 dB		
	馈电衰减	9.8 dB		EIRP	41.9 dBW		
	天线直径	8 m		卫星站 (COMETS)			
	天线增益	51.9 dBi					
卫星站 (COMTS)	EIRP	29.8 dBW		频率	20.9965 GHz		
	指向损耗	0.3 dB		传递损耗	203.5 dB		
	距离	17000 km		大气吸收损耗	1.2 dB		
	传递损耗	206.8 dB		天线直径	0.1m		
卫星站 (COMTS)	大气吸收损耗	1.2 dB		天线半增益	77.8 dB		
	天线增益	51.4dB		指向损耗	0.3 dB		
	馈送损耗	2.3dB		Rx 功率	-85.3 dBW		
	EIRP	-202.4 dB/Hz		G/T	-5.7 dB/K		
				No	-145.1 dB/Hz		
(C/No)		72.9 dB/Hz		(C/No)	59.8 dB/Hz		
				(C/No)总计	59.6 dB/Hz		
				(C/No)要求	53.2 dB/Hz		
				(Eb/No) 要求	9.4 dB		
				余量	6.4 dB		

附加天线。

(2) 天线安装在机身的顶部。其优点是一付天线就能够获得宽的波束覆盖区,而不足的是,这样一种配置方式需要修改机身。还有一个不足是APAA的天线增益在飞机向低仰角方向倾斜时会降低,因为APAA的波束方向具有依赖性。

2. 关于降低信号功率总量变化的措施

抑制信号功率变化可以通过改善天线跟踪性能,或通过降低APAA增益对波束方向的依赖性。

(1) 在200ms控制周期中飞机的最大姿态变化应该是 2.4° ,因为测量飞机姿态变化的最高速率是 12° 。控制周期中的姿态变化可能会产生跟踪错误,较短的控制周期可以减少这类错误。举例说,当控制周期是100ms时跟踪错误是 1.2° 。

(2) 天线调准误差是 1° ,这种误差是由想要安装的天线方向和实际的天线方向之间的差异引起的。当采用开环天线跟踪时就可以保持这个误差不变,尽管在闭环跟踪系统中这种误差可以纠正的,因为天线波束总是指向最大的信号功率方向。

但是,即使采用开环天线跟踪系统,这种错误也可以在校准测试中得到纠正。校准测试产物有以下:当天线指向天线波束(指定的方向)时,卫星信号(即试验信号)被该天线所接收,指定波束方向角度与最大的信号功率方向角度之间的差异,即为实际信号方向,是在飞机的几种姿态情况下测得的,调准误差就是采用这些测得的差异数据经计算得出来的,这样做以后,该天线可以按调准误差为零的方向重新安装。

(3) APAA增益取决于波束方向有二个原因:一是当天线波束倾斜时,天线孔径的有效面积会下降,此时要纠正信号功率的变化是非常困难的,因为这种现象是由于阵列天线的本质所致。另一个原因是数字分相器的相位状态在波束扫描过程中发生了变化,而数字分相器的损耗变化却取决于相位状态,并会引起分相器输出端接收信号功率的变化。因此,数字分相器对所引起的信号功率变化不敏感。

3. 关于多普勒频移补偿系统的特性和未来的研究课题

在实验飞行过程中,开环多普勒频移补偿系统,对于Ka频段24kb/s速率的窄带信号来说,是很好实现的,在巡航飞行中所测得的多普勒频移速率是20至30Hz/s。

在下一阶段的实验中,日本将计划采用高速8.5Mb/s调制解调,这样使得飞机既能发送又能接收MPEG-2实时视频信号。因此,未来将采用导频信号的闭环系统,因为必须正确地保持信号频率,以便防止能量在预期带宽外辐射。该系统是这样工作的:飞机接收调制信号和卫星发送的导频信号,接着将设计的导频信号频率减去接收的导频信号频率,最后得出多普勒频移数值,然后采用该多普勒频移数值进行调整,使接收的调制信号频率保持不变。在飞机一端,采用多普勒频移改变调制信号频率,这样卫星接收的调制信号频率会保持恒定。

4. 多波束系统需要切换技术

覆盖面宽且可以高频工作的移动卫星通信系统需要采用多波束天线系统。因为卫星天线在高频端有个窄波束,采用多波束系统时,飞机从一个波束区飞至相邻的波束区时,它必须改变它的通信信道,此时必须采用切换技术。

八、结束语

本文采用有源相控阵天线和开环天线跟踪进行实际的飞行试验,所获得的测试结果来评估Ka频段航空卫星通信系统的可行性。以下作为实验结果的结论:

(1) 接收信号功率十分稳定(在1dBp-p功率变化之内),当飞机以600km/h速度巡航时也没有多径衰落。

(2) 在BER为 10^{-4} 时所量测的 E_b/N_0 结果表明,信号衰落很小,仅约1dB,这个结果是在地面站一次转发器来回测试中测得的,当时采用24kb/s BPSK信号通过相干检测和差分检测来测量BER的。实验证明,由多普勒所引起的性能下降是相对小的。

(3) 只有在少数方向上来自飞机机翼的反射波是18.5dB,低于直达波,因此反射波不应该对通信有重要的影响。

(4) 飞行试验中所测得的链路预算与设想的链路预算非常吻合。

根据上述试验结果证明Ka频段的航空卫星通信是可行的。■

参考文献

- [1] Ka-band aeronautical satellite communications experiments using COMETS Miura, A.; Yamamoto, S.; Huan-Bang Li; Tanaka, M.; Wakana, H.; Vehicular Technology, IEEE Transactions on, Volume: 51 Issue: 5, Sept. 2002 Page (s): 1153 -1164