卫星整星状态下的紧缩场测试技术

张晓平
（ 中国空间技术研究院，北京 100094 ）

摘要：文章介绍了 CCR 120/100 紧缩场的基本原理和主要特点，该紧缩场的主、副反射面表面精度达到 RMS 10～15μm，具有 100 GHz 以上的高频潜在测试能力。概要讲述了利用紧缩场进行卫星整星状态下的天线及卫星系统测试的原理及方法。文章还对该紧缩场的测试误差进行了全面的分析。

关键词：紧缩场；卫星天线；测试
中图分类号：V416.6 **文献标识码**：A **文章编号**：1673-1379(2006)04-0194-07

1 引言

CCR120/100 紧缩场是国际各宇航公司中第一个测试中心静区尺寸达 ϕ8 m×L12 m 的大型补偿型紧缩场。它是从德国 Astrium 公司引进的双反射面补偿紧缩场测试设备，根据紧缩场设备对土建的要求，由国内自行进行紧缩场土建工程设计、施工。在设计和施工中，克服了设备基础沉降及水平位移观测、隔振设计、温度场等大量的技术难题。CCR120/100 紧缩场的建成，大幅度地提高了卫星天线及卫星系统测试的技术能力。

2 紧缩场的基本原理及特点

2.1 基本原理及特点

卡塞格伦补偿型紧缩场的基本原理是利用大口径双曲面与抛物反射面将测试馈源发出的球面波转换成平面波，在短距离内产生较为理想的平面波测试环境，待测天线或整个卫星位于平面波测试静区内，可获得较为理想的、用一般远场测试环境无法获得的精确测试结果。在室内环境下，可对整个卫星系统辐射特性进行实时测量，测试直观快捷，测试精度高。

紧缩场不仅用于复杂天线的测试，还可用于验证复杂卫星系统的在轨辐射特性，确保卫星在轨正常工作，避免用各分系统性能来预估系统性能的不确定性。一些关键的卫星系统参数，如等效全向辐射功率（EIRP 值）、饱和功率通量密度（SPFD）、卫星接收系统品质因素（G/T）、无源互调（PIM）等将在系统整体状态下得到测试。

补偿型紧缩场的突出特点是其优良的交叉极化测试能力，用于通信卫星频率复用天线交叉极化辐射特性的测试。利用紧缩场多个馈源系统可实现实时的多波束切换的卫星系统级测试。大型紧缩场可提供 ϕ8 m×L12 m 的测试静区，ϕ5 m×L12 m 的测试扫描静区，特别适合于整个卫星系统的闭环大回路测试。整个测试场位于微波暗室内，可以保证高洁净度的测试环境，特别适合于飞行模型星的测试，保证飞行模型星运输及测试方便、快捷及安全性的要求。

2.2 主要技术指标

CCR120/100 紧缩场暗室尺寸为 42 m ×28 m × 18 m，主反射面尺寸为 12 m ×10 m, 副反射面尺寸为 9 m×8.6 m，主、副反射面表面精度为 RMS 10～15 μm，具有 100 GHz 以上的高频潜在测试能力。CCR120/100 紧缩场主、副反射面边缘锯齿长 1.75 m，具有 1 GHz 的低频测试能力。根据专门软件对反射面设计仿真计算结果可知，CCR120/100 紧缩场主、副反射面及馈源组成的照射系统在 300 MHz 的低频端仍可获得较好的平面波照射质量，但暗室性能在 1 GHz 以下的低频端将逐渐变差。该紧缩场的测试中心静区尺寸为 ϕ8 m×L12 m，左、右扫描静区尺寸为 ϕ5 m×L12 m，最大扫描静区移动范围宽为：12.5 m，紧缩场馈源扫描角范围为

收稿日期：2006-06-11；**修回日期**：2006-06-28
作者简介：张晓平(1964-)，女，高级工程师，从事卫星天线及卫星系统的测试工作。联系电话（010）68744017, 13671227072, E-mail: xiaopzhang@vip.sina.com。

-9°～+5°。CCR120/100 紧缩场配备了大型待测设备转台，可承载卫星整星，最大弯矩为 75 000 N •m。目前仪器设备配置及暗室设计工作频率范围为 1～40 GHz。

CCR120/100 紧缩场测试中心静区（如图 1）平面波质量：

- 测试中心静区内幅度锥度：≤1 dB；
- 测试中心静区内相位锥度：≤5°；
- 测试中心静区内幅度起伏：≤ ±0.5 dB；
- 测试中心静区内相位起伏：≤ ±5°；
- 测试中心静区内交叉极化电平：≤-45 dB。

CCR120/100 紧缩场扫描测试静区(如图 2)平面波质量：

- 扫描测试静区内幅度锥度：≤1 dB；
- 扫描测试静区内相位锥度：≤12°；
- 扫描测试静区内幅度起伏：≤ ±0.5 dB；
- 扫描测试静区内相位起伏：≤ ±10°；
- 扫描测试静区内交叉极化电平：≤-40 dB。

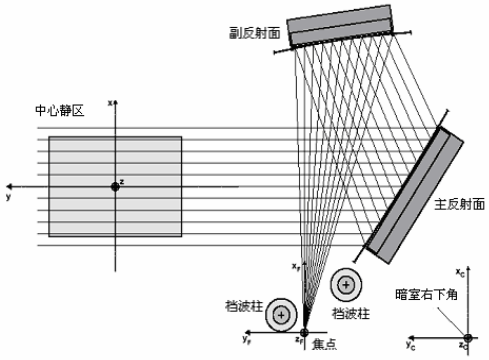

图 1　紧缩场中心静区示意图

Fig.1　Sketch of centered quiet zone of compact range

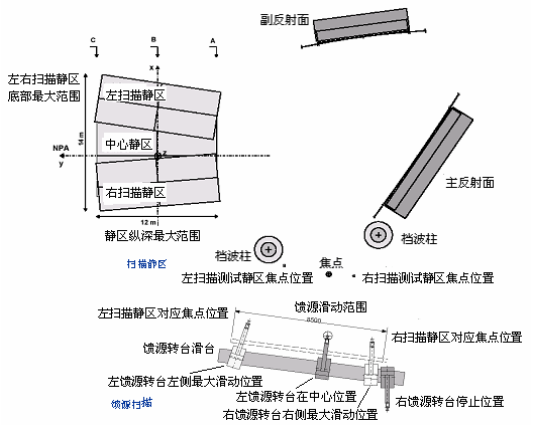

图 2　紧缩场左右扫描静区示意图

Fig.2　Sketch of left and right scanned QZ of compact range

3　紧缩场测试技术

3.1　整星状态下的紧缩场天线的测试技术

3.1.1　发射、接收天线的辐射电轴测试

(1) 天线装星后首先进行天线的机械轴调整与测量，利用经纬仪等光学准直设备寻找装星后天线的机械轴相对卫星基准轴的指向，其测试精度要求达到±0.002°；

(2) 将整星测试专用大型转台系统转动，寻找天线的最大辐射方向（即电轴），要求电轴指向误差在±0.05°范围，转台可达到的测试精度为±0.01°；

(3) 如果需要，操作人员将适当调整天线机械轴指向，使天线辐射电轴指向达到总体要求。

紧缩场是收发互易的测试设备，因此也可以在天线发射的状态下，进行发射天线的辐射特性测试。

3.1.2　发射、接收天线的辐射方向图测试

利用待测设备转台系统的水平滑动轴，使卫星发射或接收天线及卫星星体位于紧缩场中心测试静区内[1]，分别如图 3 和图 4 所示。在连续波工作状态下，由紧缩场馈源端发射 CW 信号，待测天线处于接收状态，使用天线接收机测试系统，通过星上发射、接收测试耦合器与接收机系统相连，协同转台系统对卫星发射或接收天线进行辐射方向图测试，由计算机软件控制转台和仪器设备进行数据采集和处理，获得装星后天线在覆盖区的辐射方向图。测试频率分别为卫星发射、接收工作频率。

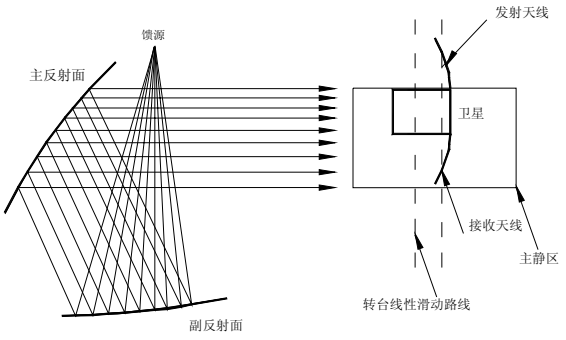

图 3　卫星接收天线测试

Fig.3　Testing of receiving antenna of satellite

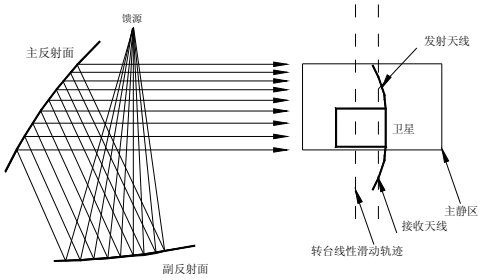

图 4 卫星发射天线测试
Fig.4 Testing of trandmitting antenna of satellite

大型 DUT 转台可以在横向滑台上移动，以调整待测微波天线或卫星整星在静区中的位置，重复测试，利用多个位置测试结果，使用方向图比较法（AAPC）可进一步改善测试精度。

紧缩场系统在发射馈源端配备了双路切换开关，实现同一次天线测试过程中的双线极化测试能力（包括同极化及交叉极化的测试）。在待测天线端配备了 4 路多通道切换开关，实现同一次天线测试过程中的天线多通道测试能力。

对于圆极化天线的轴比特性测试，由于紧缩场测试可获得精确的幅度和相位测试结果，因此采用计算机软件数据处理后，可获得极化椭圆的计算结果，从而直接获得轴比测试信息，较旋转线极化测试轴比的纯幅度测试方法要精确得多，可以有效地保证天线轴比测试精度。

3.1.3 发射、接收天线的覆盖增益测试

首先通过转动转台寻找待测天线电轴，即波束最大方向与卫星发射、接收天线方向图测试状态一样，在连续波工作状态下，由紧缩场馈源端发射 CW 信号，待测天线处于接收状态，使用微波功率计测试紧缩场发射馈源输入端的输入信号功率 P_t、待测天线接收端的输出功率 P_r。测试频率分别为卫星发射、接收工作频率。

根据 Friis 传输方程： $P_r / P_t = \left(\dfrac{\lambda}{4\pi R}\right)^2 G_t G_r$ ，

可以得到待测天线增益 G_r[2]。上式中：G_t 为紧缩场馈源增益；G_r 为待测天线增益；R 为紧缩场等效球面波测试距离，对 CCR120/100 紧缩场 R=29.640 m。

为提高测试精度，采用测试信号与参考信号比值作为比较基准，可进一步提高紧缩场增益测试精度。

3.2 整星状态下的紧缩场卫星系统测试技术

3.2.1 卫星系统 *EIRP* 值的测试

等效全向辐射功率(*EIRP* 值)定义为，卫星发射天线在给定方向上的发射天线增益 G_t，与天线输入功率 P_t 的乘积：

$$EIRP = G_t P_t$$

$$EIRP = \frac{P_r}{G_r}\left(\frac{4\pi R}{\lambda}\right)$$

通过测试紧缩场接收馈源输出端的输出功率，得到 *EIRP* 值[2]。上式中：P_r 为紧缩场接收馈源输出端的输出功率；G_r 为紧缩场接收馈源的增益；R 为紧缩场等效球面波测试距离。

EIRP 测试可通过有线和无线两种方式输入上行信号，使转发器处于饱和状态，图 5 所示为有线方式下的 *EIRP* 测试原理框图。

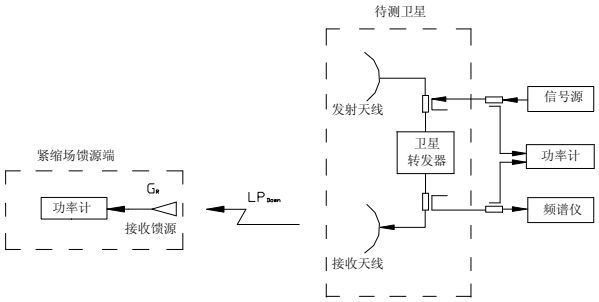

图 5 *EIRP* 测试原理框图
Fig.5 Testing of *EIRP*

EIRP 值测试步骤：

(1) 将发射天线指向波束最大方向。在连续波工作状态下，卫星处于发射状态，紧缩场馈源端处于接收状态，将信号源输出由卫星输入耦合器馈入星上转发器系统，由星上发射天线发射出去，经过紧缩场反射面系统由接收馈源接收信号，送频谱仪或功率计测试接收电平。

首先增加信号源输出功率，从频谱仪或接收机监测接收电平，同时在转发器的输出测试耦合器端接数字功率计，监测转发器输出电平变化，增加信号源输出功率，数字功率计监测接收电平，直至转发器饱和；然后记下饱和点处紧缩场接收馈源端功率计读数；

(2) 旋转转台记录天线覆盖区内各点接收馈

源端功率计读数；

(3) 计算 *EIRP* 值，由软件数据处理后，获得覆盖区的 *EIRP* 覆盖图。

3.2.2　卫星系统 *SPFD* 值的测试

饱和功率通量密度(*SPFD*)定义为：转发器饱和状态下，到达卫星接收天线处的功率通量密度：

$$EIRP = \frac{P_{\mathrm{r}}}{G_{\mathrm{r}}}\left(\frac{4\pi R}{\lambda}\right)。$$

通过测试紧缩场发射馈源输入端的输入功率，得到 *SPFD* 值[2]。上式中：P_{r} 为紧缩场发射馈源输入端的输入功率；G_{r} 为紧缩场发射馈源的增益；R 为紧缩场等效球面波测试距离。

SPFD 饱和通量密度测试可通过有线和无线两种方式测试下行信号，图 6 所示为有线方式下的 *SPFD* 测试原理框图。

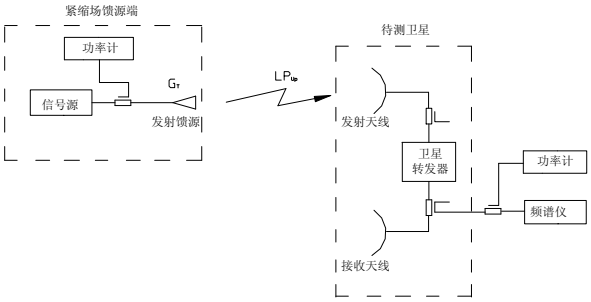

图 6　*SPFD* 测试原理框图

Fig.6　Testing of *SPFD*

SPFD 值测试步骤：

(1) 将卫星接收天线指向波束最大方向。在连续波工作状态下，由紧缩场馈源端发射 CW 信号，卫星处于接收状态。发射 CW 信号通过紧缩场无线系统上行到星上接收天线接收，经由星上转发器系统，由星上发射天线发射出去。在卫星转发器的输出测试耦合器端接频谱仪及数字功率计，增加信号源输出功率，数字功率计监测接收电平，直至转发器饱和；在信号源输出端通过耦合器接数字功率计，测试发射功率，记下饱和点处的发射馈源端功率计读数；

(2) 计算 *SPFD* 值，由软件经数据处理后获得到达卫星接收天线口面的饱和通量密度；

(3) 在覆盖区内选定关键点，逐点测试 *SPFD*，再通过方向图拟合的方式获得 *SPFD* 覆盖图。

3.2.3　卫星系统 *G*/*T* 值的测试

卫星接收灵敏度 *G*/*T* 值定义为卫星接收天线增益与卫星噪声温度的比值。卫星接收灵敏度 *G*/*T* 值测试在固定增益模式及自动电平控制模式（ALC）两种状态下进行。*G*/*T* 值测试原理框图见图 7。

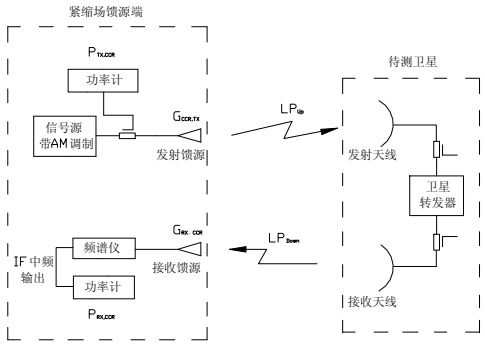

图 7　*G*/*T* 值测试原理框图

Fig.7　Testing of *G*/*T* values

固定增益模式下的 *G*/*T* 值测试步骤：

(1) 设置并调整卫星转发器增益，使转发器处于线性工作状态。校准紧缩场接收端测试带宽 *B*；

(2) 将紧缩场接收馈源换成匹配负载，由频谱仪在指定卫星通道带宽 *B* 的指定频点测试紧缩场接收端及环境噪声功率电平 P_1，此时，紧缩场发射馈源端未开机，卫星处于开机状态；

(3) 将匹配负载换成紧缩场接收馈源，并使紧缩场接收馈源指向卫星，由频谱仪在指定卫星通道带宽 *B* 的指定频点测试加入卫星本体噪声贡献在内的噪声功率电平 P_2，此时，紧缩场发射馈源端未开机，卫星处于开机状态；

(4) 将紧缩场接收馈源指向卫星，紧缩场发射馈源端开机，按照指定频率以最小的 *EIRP* 值发射载波信号，逐渐增加发射馈源端 *EIRP* 值，直到接收端频谱仪在指定频率，指定卫星通道带宽 *B* 测得的功率 P_3 至少是 P_2 值的二倍。由频谱仪在指定带宽 *B* 的指定频点测试噪声功率电平 P_3，此时，卫星仍处于开机状态；

(5) 由下式计算 *G*/*T* 值[1]：

$$G_{\mathrm{SAT}}/T_{\mathrm{SAT}} = \frac{K \cdot B \cdot LP_{\mathrm{Up}}}{EIRP_{\mathrm{TX,CCR}}} \cdot \frac{P_3 - P_2}{P_2 - P_1}。$$

自动电平控制模式下的 G/T 值测试步骤：

(1) 紧缩场发射馈源指向卫星，以载波功率 P_0 发射，发射 $EIRP$ 值为 $EIRP_1$，由频谱仪在指定带宽 B 的指定频点测试紧缩场接收馈源处载波接收功率电平 P_1；

(2) 紧缩场发射馈源指向卫星，紧缩场发射馈源端关机，由频谱仪在指定带宽 B 的指定频点测试紧缩场接收馈源处接收噪声功率电平 P_2；

(3) 紧缩场发射馈源指向卫星，以载波功率 $A\cdot P_0$ 发射，发射 $EIRP$ 值为 $EIRP_2$，由频谱仪在指定带宽 B 的指定频点测试紧缩场接收馈源处载波接收功率电平 P_3；

(4) 紧缩场发射馈源指向卫星，紧缩场发射馈源端关机，由频谱仪在指定带宽 B 的指定频点测试紧缩场接收馈源处接收噪声功率电平 P_4；

(5) 由下式计算 G/T 值：

$$G_{\mathrm{SAT}}/T_{\mathrm{SAT}}=\frac{K\cdot B\cdot LP_{\mathrm{Up}}}{P_4-P_2}\cdot\left[\left(\frac{P_3-P_4}{EIRP_2}\right)-\left(\frac{P_1-P_2}{EIRP_1}\right)\right]。$$

3.2.4 卫星系统幅频特性的测试

在紧缩场中进行卫星幅频特性测试[2]，可以通过同时使用发射、接收两个馈源形成紧缩场的闭环大回路测试，发射、接收馈源适当偏离焦点位置，利用紧缩场形成的左右扫描静区分别对应卫星发射、接收天线，选择适当的卫星指向，使卫星发射、接收天线的指向增益足以维持正常的幅频特性测试，以获得比较好的幅频响应特性。

幅频特性测试分为饱和点的幅频特性和工作点的幅频特性两种状态进行。

$$AFR=P_{\mathrm{t}}G_{\mathrm{t}}P_{\mathrm{r}}G_{\mathrm{r}}\left(\frac{\lambda_{\mathrm{t}}\lambda_{\mathrm{r}}}{(4\pi R)^2}\right)$$

式中：P_{t} 为紧缩场发射馈源的发射功率；G_{t} 为紧缩场发射馈源的增益；R 为紧缩场等效球面波测试距离；P_{r} 为紧缩场接收馈源的接收功率；G_{r}：为紧缩场接收馈源的增益；λ_{t}：发射频率波长；λ_{r}：接收频率波长。

幅频特性测试原理框图如图 8 所示。

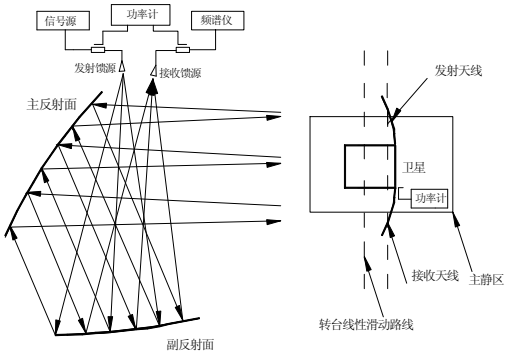

图 8 幅频特性测试原理框图

Fig.8 Determination of amplitude and frequency characteristics

幅频特性测试步骤：

(1) 在连续波工作状态下，信号源输出到紧缩场发射馈源，通过紧缩场无线系统上行到星上接收天线接收，经由星上转发器系统，由星上发射天线发射出去，再经过紧缩场反射面系统，由紧缩场接收馈源接收无线信号，送频谱仪测试接收电平；

(2) 增加信号源输出功率，用频谱仪监测接收电平，同时在转发器的输出测试耦合器端接数字功率计，增加信号源输出功率，数字功率计监测接收电平，直至转发器饱和；

(3) 用功率计测试紧缩场发射馈源的输入功率和紧缩场接收馈源的输出功率；用频谱仪监视紧缩场接收馈源输出功率；

(4) 改变信号源输出频率，记录频谱仪接收电平与频率变化的情况，即为饱和状态的幅频特性；

(5) 减小信号源的输出功率，使转发器退回到工作状态；

(6) 改变信号源输出频率，记录频谱仪接收电平与频率变化的情况，即为工作状态的幅频特性。

3.2.5 卫星系统群时延特性的测试

卫星系统群时延特性测试是对转发器工作频带内各频点时延特性的综合测试，通过测试加在不同频率载波信号上的幅度调制信号或脉冲调制信号在经过转发器系统后的相位变化(或时间变化)，确定卫星转发器系统群时延特性[2]。群时延测试原理性框图如图 9 所示。

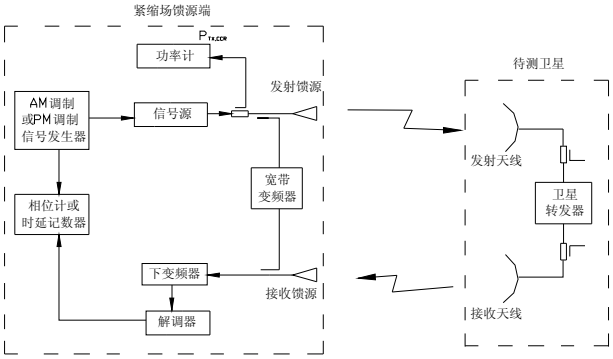

图 9　群时延测试原理性框图
Fig.9　Determination of group time delay

群时延测试步骤：

(1) 信号源以载波频率输出，用调制信号发生器输出调制信号，对信号源载波输出加调制后送到紧缩场发射馈源，经由紧缩场无线系统，由星上接收天线接收；经过星上转发器系统，由星上发射天线发射出去；经由紧缩场无线系统到达紧缩场接收馈源接收、送频谱仪，由频谱仪下变频后送解调器解调；解调后的调制信号与调制信号发生器输出的调制信号比较，获得该频率载波初步时延测试结果；

(2) 通过宽带变频器测试紧缩场系统时延；

(3) 将初步时延测试结果扣除紧缩场系统时延后，获得卫星系统该频率载波的时延测试结果；

(4) 逐渐步进载波频率，测试不同载波频率下的卫星系统时延测试结果，从而获得整个转发器系统带宽内的载波群时延特性。

3.2.6　卫星系统无源互调(PIM)特性的测试

无源互调(PIM)分量，是多路载波信号经过星上波导连接法兰，正交模变换器等无源器件，收、发天线等非线性无源器件时可能产生的无源互调现象。当多路载波信号为大功率状态时，所形成的无源互调(PIM)分量也随之增大，尤其对于收、发共用的卫星天线及卫星系统。该无源互调(PIM)分量一旦落入卫星接收频带内，可通过收、发双工器直接进入卫星接收系统，再经星上功放变频放大后，由星上发射天线发射出来，对卫星下行发射信号造成干扰。对于非收、发共用的卫星天线及卫星系统，由于收、发天线间具有一定的相互隔离作用，无源互调(PIM)的危害程度会有所降低，但也需一定的试验验证，以确保卫星系统正常工作。

在紧缩场进行无源互调(PIM)分量测试，验证卫星系统无无源互调(PIM)干扰现象，对保证卫星在轨正常工作具有重要作用，是保证卫星成功的重要检测项目。无源互调(PIM)测试原理框图如图 10 所示。

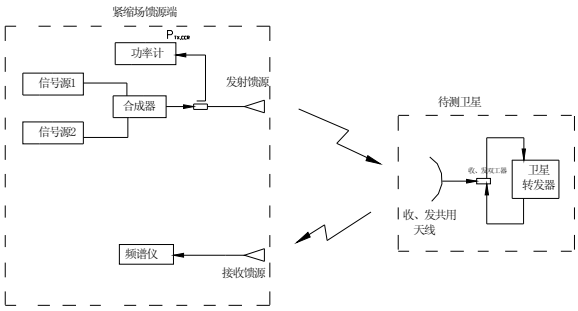

图 10　无源互调(PIM)测试原理框图
Fig.10　Testing of PIM

无源互调(PIM)测试步骤：

(1) 由信号源分别输出两个选定的载波信号 f_1、f_2，所对应的下行发射频率为 f_1^*、f_2^*；逐渐增加载波信号功率，使两路载波所对应的转发器通道处于饱和状态，所产生的 PIM 分量为 $f_{\mathrm{PIM}} = \pm m \cdot f_1^* \pm n \cdot f_2^*$，其中：$m$、$n$ 为谐波阶数，$m+n$ 为奇数。若该 PIM 分量落入卫星接收频带，将会由收发双工器再次馈入转发器，通过转发器系统放大、变频，从发射天线发出。在紧缩场接收馈源端用频谱仪可直接观察 PIM 分量；

(2) 比较 PIM 分量与下行信号的相对关系，可确定 PIM 分量的干扰程度。

4　CCR 120/100 紧缩场的测试误差分析

根据紧缩场测试系统的组成，紧缩场系统的测试精度取决于以下几项测试误差：

(1) RF测试系统的测试误差：包括幅度的非线性度、幅度和相位漂移、频率漂移、阻抗失配、随机幅度及相位误差、射频泄漏与交调等引入的测试误差；

(2) 馈源系统引入的测试误差：包括馈源增益、辐射方向图、极化、阻抗失配，馈源的散射

截面影响，馈源机械准直等引入的测试误差；

(3) 反射面系统（包括锯齿和SERAP）引入的测试误差：如反射面尺寸、反射面表面精度，锯齿和SERAP的尺寸、形状的影响，反射面系统机械准直等引入的测试误差；

(4) 馈源到静区直接泄漏引入的测试误差：包括Baffle对馈源到静区直接泄漏的抑制程度，馈源方向图干扰（近场影响）的影响；

(5) 转台系统引入的测试误差：包括馈源扫描机械定位精度、DUT转台的定位精度、馈源准直精度、馈源极化等引入的测试误差；

(6) 待测天线引入的测试误差：包括待测天线的机械准直精度、散射截面的影响、阻抗不匹配、待测天线结构刚度等引入的测试误差；

(7) 环境影响：包括温度环境的影响、温度梯度空间分布的影响、电磁环境的干扰、暗室及吸波材料的散射影响；

(8) 测试过程中引入的测试误差：包括馈源周围吸波材料的影响，Baffle的位置影响，APC/AAPC计算方法、增益测量步骤本身的影响等；

(9) 分析计算方法引入的误差：包括数据采集软件、仪器接口软件、数据分析处理软件对测试结果的影响。

通过建立误差分析模型及对各部分测试误差的测试及分析，可以得到紧缩场测试系统的方向图测试误差及增益测试误差。

5 结束语

紧缩场既是天线测试场又是卫星整星系统测试的场所。对于天线测试，紧缩场不仅可以解决单天线的测试问题，还可以解决带卫星星体甚至带帆板时天线辐射特性的测试问题。对于卫星整星系统测试，紧缩场提供了有效的系统检测手段验证卫星在轨工作状态和性能。紧缩场将在今后卫星研制工作中发挥重要作用。

参考文献 (References)

[1] Migl J, Habersack J, Grim H, *et al*. Test philosophy and test results of the Intelsat-IX C-band antennas[A]. AMTA Conference

[2] Habersack J, Kress H, Lindemer W, *et al*. Satellite payload parameter measurements in a compensated compact antenna test range[A]. AMTA Conference

Measurement Technology of Satellite Antenna and Payload in Compact Range

ZHANG Xiaoping

(*China Academy of Space Technology*, *Beijing* 100094, *China*)

Abstract: The principle and the main characteristics of CCR120/100 Compensated Compact Range are described in this paper. The surface accuracy of the main reflector and sub-reflector is RMS 10~15 μm，so the potential ability for measurement can be extended to more than 100 GHz. The test principles and test methods of the antenna and satellite RF system in Compensated Compact Range are summarized, and the test errors are analyzed.

Key words: compact range; satellite antenna; test