

遥控指令对通信信号的干扰研究

蔡亚星¹ 马武建² 黎宏武¹ 王家胜¹

(1. 中国空间技术研究院 北京 100094; 2. 航天东方红卫星有限公司 北京 100094)

摘要: 阐述了一种航天器遥控信号对业务通信信号的干扰现象,为解决该问题,开展测试排查与理论分析研究工作。通过测试和试验验证,确定为一台关机状态的仪器设备内存在潜通路,导致遥控指令与10 MHz本振信号产生调制,并通过功分网络,反馈到其他接收机的本振信号入口,造成接收机相位噪声变大,使得通信信号在传输过程中产生误码。针对此问题,采取增加反向隔离电路的方案,增加接收机参考信号与遥控指令间隔离度,解决了干扰问题,通过测试确认通信信号不再出现误码。

关键词: 遥控指令;通信信号;相位噪声;误码

中图分类号: TN927 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 510.5060

Interference research of telecommand to communication signal

Cai Yaxing¹ Ma Wujian² Li Hongwu¹ Wang Jiasheng¹

(1. China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China; 2. DFH SATELLITE CO., LTD, Beijing 100094, China)

Abstract: This paper describes a telecommand interference of spacecraft for business communication signals, in order to solve this problem, to carry out the investigation and theoretical analysis of the test work. By testing and verification, identified as equipment turned off the memory of a latent pathway leading to the remote command and 10 MHz local oscillator signal modulated by power divider network, the local oscillator signal is fed back to the entrance of other receivers, causing reception machine phase noise becomes large, so that the communication signal errors during transmission. To solve this problem, taken to increase the reverse isolation circuit programs to increase the reference signal between the receiver and remote control commands isolation, to solve the interference problem by testing to confirm the communication signal error no longer occurs.

Keywords: telecommand; communication signal; phase noise; signal error

1 引言

航天器测控系统是对仪器设备的遥测信息采集与指令分发的执行机构,通常来说,遥控系统对航天器业务通信的干扰,最可能的原因是由于业务通信信道对遥控射频信号隔离不够,造成频率干扰,因此,在航天器的设计过程中,非常注重业务通信信道对遥控射频信号的隔离。一般来说,遥控信号解调译码后的低频信号,基本不会对射频通信信号产生干扰,但是,仪器设备设计缺陷同样有可能造成低频信号对高频信号的干扰。在国外航天器设计过程中,非常注重避免遥控信号与通信信号相互干扰,通常采用完全隔离的设计,即接收机的本振信号由接收机内置高稳本振源提供。

这种设计的好处是遥控通道和通信通道完全隔离,不会相互干扰,但是由于每台接收机均需内置高稳本振源,高稳本振源利用率不高,研制成本较高。如果采用统一高稳频率源,可以极大地将本增效。

给出一种在采用统一频率源的航天器通信系统测试中遇到的由于接收处理机FPGA电路设计缺陷,造成的遥控指令干扰业务通信信号问题,并给出一种解决处理措施。

2 遥控与业务通信

遥控为航天器的接收的遥控指令,业务通信为航天器将用户的上行通信信号经过变频放大,转发给其他用户接收。

收稿日期:2015-05

1) 航天器遥控功能

航天器遥控功能由测控系统实现, 应答机对上行遥控信号进行相位解调, 提供遥控 PSK 信号和测距基带信号输出, 信号送给解调译码器后, 经输入信号识别控制电路选定判别, 确定为遥控信号后送副载频解调器, 对遥控 PSK 信号进行解调后, 产生 PCM 码信号和码同步信号后送译码器, 完成全部解调译码后, 送数据处理器产生执行脉冲发相关设备。

2) 航天器业务通信功能

航天器业务通信功能由转发器实现, 射频通信信号经过天线、接收机、滤波器、功率放大器后, 发向地面, 其中接收机具备变频功能, 将上行信号频率变为下行信号频率, 为减少本振源的使用, 通常采用统一频率源, 利用功分网络, 将本振信号分成多路送给不同的接收机做本振使用。

图 1 给出典型航天器遥控与业务通信系统的原理框图。其中, 遥控信号走低频电缆分发给相关设备, 业务通信信号走高频电缆或波导完成信号转发。低频信号和射频信号分别走不同的路径, 通常相互间不会产生干扰。

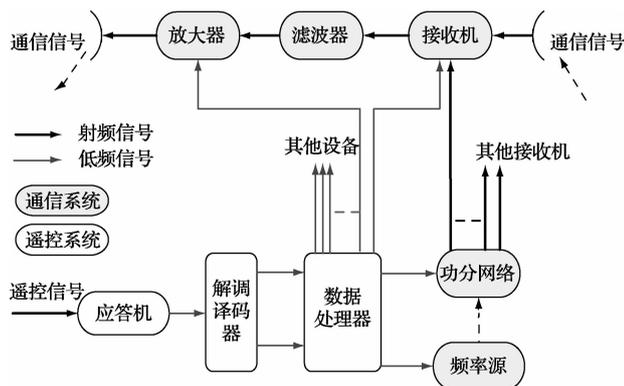


图 1 遥控与业务通信系统

3 干扰产生机理分析

在某航天器的通信系统测试过程中发现, 当地面向航天器发送遥控指令同时, 航天器的业务通信就会出现一帧误码, 地面不发送遥控指令时, 业务通信始终不出现误码, 该现象始终存在, 每次都会复现。针对此现象, 开展分析与试验与分析验证工作, 该航天器通信系统设计如图 1 所示。

业务通信信号通过航天器的射频通道传输, 其误码的产生有两条途径: 一是通信信号源出现误码; 二是射频通道存在异常。通过对通信信号源的监视可以迅速排除信号源误码的可能性, 通过对航天器通信系统下行射频信号

频谱进行监视, 发现当航天器系统不接收指令时, 通信信号下行频谱正常, 如图 2 所示, 当系统接收指令时, 通信信号下行频谱存在频谱展宽现象, 如图 3 所示, 明显表现接收指令时, 相位噪声增大的现象。

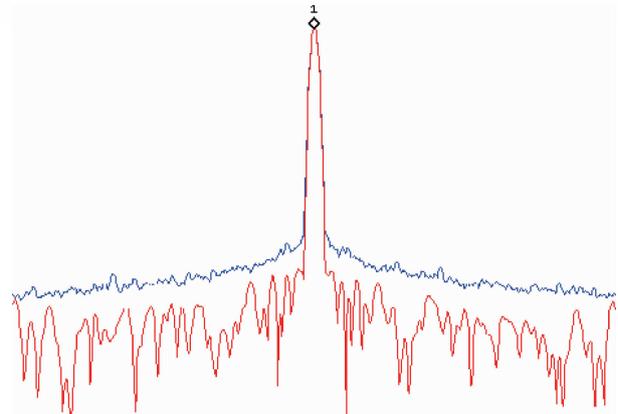


图 2 射频通道正常下行频谱

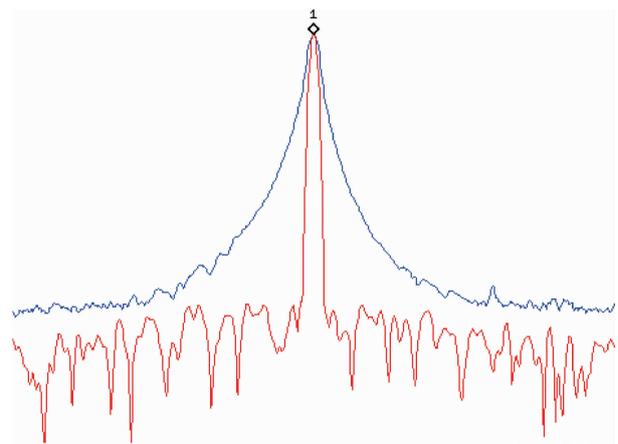


图 3 指令干扰后射频通道下行频谱

针对以上现象, 基本可以判定是仪器设备指令串入射频通道, 通过对仪器设备的设计审查, 确定相关仪器设备的遥控指令电路设计与射频通路均为物理隔离状态, 因此将干扰源的查找扩大到其他不相关仪器设备, 寻找可能的潜通路。

通过进一步的定位发现, 当一台未使用的接收处理机处于开机状态时, 频谱展宽现象就会消失, 通信信号误码也会消失, 因此确定问题的产生最大可能是由于该设备设计引起, 并对该仪器设备的设计开展详细分析。通过分析发现, 该仪器设备的一个 FPGA 电路设计中, 存在指令串入 10 MHz 参考信号的通路, 如图 4 所示。

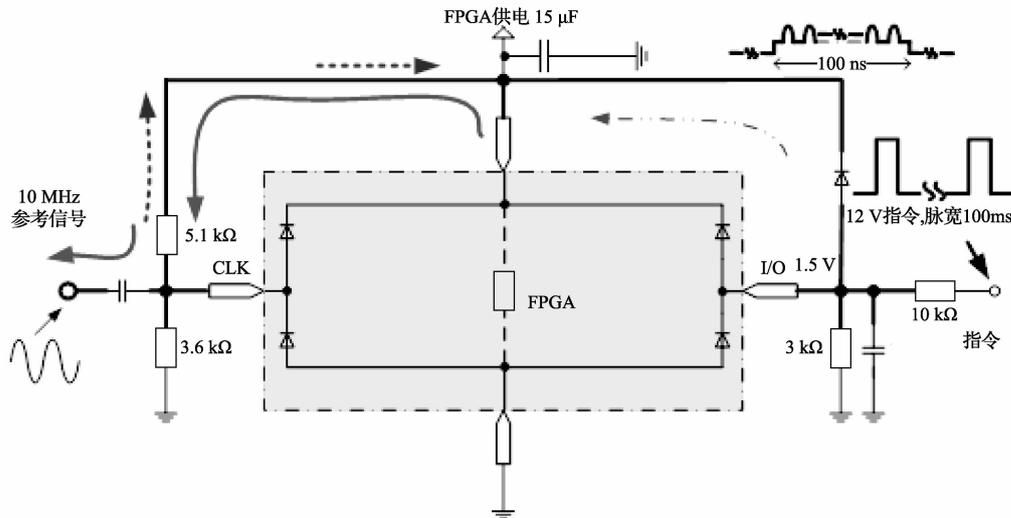


图4 接收机FPGA电路

10 MHz 参考信号是作为 FPGA 的时钟基准信号来使用的,从图 4 可以看出,10 MHz 参考信号、遥控指令均与 FPGA 直接相连。遥控指令信号入口由 10 kΩ、3 kΩ 电阻、1 000 pF 电容、二极管构成,其中 10 kΩ 和 3 kΩ 电阻的作用是将 12 V 指令脉冲分压到 2.8 V,1 000 pF 电容的作用滤除瞬态干扰,二极管对 FPGA_I/O 管脚起到幅度保护作用(设备未加电时将 FPGA_I/O 管脚电压钳位在 1.5 V 左右)。10 MHz 参考信号入口由 5.1 kΩ、3.6 kΩ 电阻、1 000 pF 电容构成,用于给 10 MHz 参考信号一个偏置。

当该接收机处于关机状态时,FPGA 供电输入为 0 V,10 MHz 参考和遥控指令在 FPGA 接口电路内部形成类似调制效果,使并行指令的低频脉冲调制到 10 MHz 信号上(二极管也参与了部分作用)。调制后的信号再通过 10 MHz 上拉电阻(5.1 kΩ)反加到 10 MHz 信号输入端,从而对 10 MHz 功分网络形成反向干扰。

而当该接收机处于开机状态时,其 FPGA 供电输入为 3.3 V,保护二极管反向端处于截止状态,10 MHz 参考和遥控指令隔离,不会对 10 MHz 功分网络形成反向干扰。

确认干扰源后,进一步分析干扰源如何影响通信信号,干扰源产生对如何通过 10 MHz 功分网络干扰工作接收机。首先分析 10 MHz 功分网络,其原理如图 5 所示。由于功分网络射频输出端口反向隔离有限,接收机形成的反向干扰信号对功分网络其他端口的 10 MHz 参考输出信号形成干扰,经接收机里的变频器倍频恶化(恶化量级 $20\log N$ 、 N 倍频次数)后,使变频器输出信号频谱出现展宽现象。

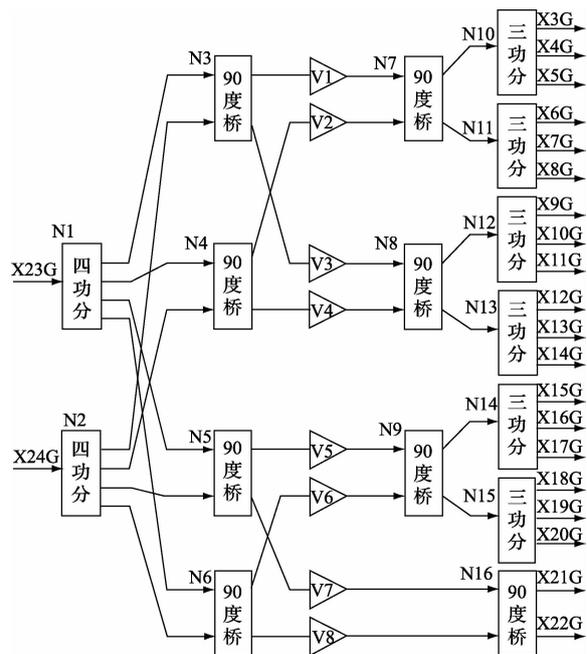


图5 功分网络原理

由于 10 MHz 功分网络各射频输出端口隔离度、接收机里变频器倍频次数存在差异,因此各变频器输出信号频谱展宽幅度存在一定的差异。当变频器相噪恶化幅度超过一定量级后,通过该变频器传输的信息就会出现误码现象。

BPSK 调制方式中,相位不为 0 即为 Π ,如果干扰信号幅度造成的载波相位偏移小于 90° ,则设备相位不会造成翻转;一旦干扰幅度造成的相位偏移超过 90° ,将导致设备相位翻转。

通信数据编码方式采用 NRZ-L 码时, NRZ-L 码为电平码, 通过与最先锁定的相位进行比较, 因此一旦干扰造成其相位发生翻转, 其后的数据就会因反相而出现下行数据短暂失锁现象(一包内或几包数据, 取决于数据处理策略); 当通信数据编码方式采用 NRZ-M 码时, NRZ-M 码逢 1 翻转, 通过与前一位的相位进行比较, 因此一旦出现相位翻转, 数据出现集中的 1 位或几位的翻转, 即 M 码出现零星误码。

该问题同样存在于其他一些采用统一频率源的航天

器通信系统中, 且具有相同的现象, 均需采取改进措施。

4 设计改进措施

针对以上问题, 在尽可能减小改变的基础上, 可以对接收处理机 FPGA 电路采取措施为, 在其 10 MHz 参考输入端加大关机反向隔离电路, 以增加接收处理机关机状态下 10 MHz 参考与遥控指令隔离度。更改后的接收处理机 10 MHz 参考信号与遥控指令接口电路如图 6 所示。

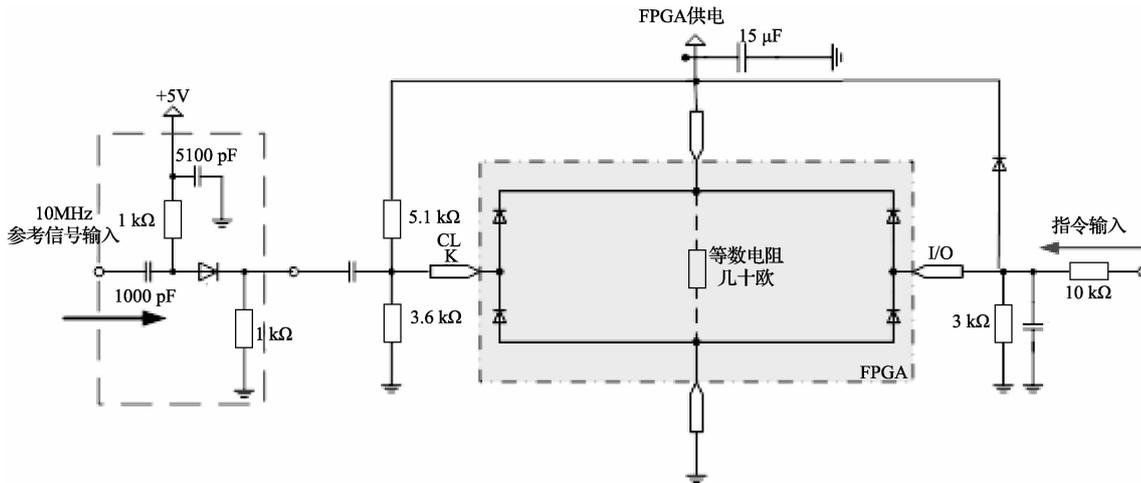


图 6 接收处理机 10 MHz 参考信号与遥控指令接口电路

从图 6 可以看出, 当接收处理机处于关机状态时, 二极管处于截止状态, 隔离电路产生双向约 100 dB 隔离(即 10 MHz 信号经过开关进入时衰减约 50 dB, 调制后反向到输出端再衰减约 50 dB), 从而避免被遥控指令干扰调制后的 10 MHz 信号反向进入 10 MHz 功分网络, 通过倍频放大后对其他接收机形成干扰。当接收处理机处于开机状态时, 二极管处于导通状态, 10 MHz 参考信号能正常通过二极管进入 FPGA。电路改进前后测试结果如表 1 所示。

表 1 电路改进前后误码率测试结果

码型	改进前误码率	改进后误码率
NRZ-L 码	1×10^{-1}	$< 1 \times 10^{-6}$
NRZ-M 码	1×10^{-2}	$< 1 \times 10^{-6}$

根据以上改进措施, 对航天器的接收处理机进行改进后, 对其通信系统进行下行频谱监视, 发现系统接收指令时, 通信信号下行频谱展宽现象消失, 再次进行误码率测试, 确认系统接收指令时, 通信信号不再出现误码。

通过该接收机的设计改进, 解决了采用统一频率源的航天器通信系统可能存在的遥控指令对通信信号的干扰问题, 同时确保了高稳统一频率源的最优化使用。

5 结论

给出一种遥控指令干扰业务通信信号现象, 通过对该现象的试验与分析验证工作, 确定是由于一台未开机使用的接收处理机引起, 通过设计分析发现, 该仪器设备 FPGA 电路设计缺陷, 造成该问题的发生。

最后本文给出一种解决处理措施, 并通过试验验证, 处理措施效果很好, 且对仪器设备改动较小, 适用于其他航天器的通信系统设计。

参考文献

- [1] 曹志刚, 钱亚生. 现代通信原理[M]. 北京: 清华大学出版社, 2003.
- [2] 陈道明. 卫星通信有效载荷技术[M]. 北京: 宇航出版社, 2005.
- [3] 董在望. 通信电路原理[M]. 北京: 高等教育出版社, 2008.
- [4] 王烁, 郑鹏, 吴雨翔, 等. 基于多路开关的遥测故障分析与验证[J]. 国外电子测量技术, 2013, 32(2): 13-16.
- [5] 姚奇松. 浅谈遥控指令误码率计算[J]. 遥测遥控, 2003, 24(6): 51-57.

(下转第 53 页)

基于仿真技术的箔条云团 RCS 建模方法研究

赵博 田宇

(92941 部队 葫芦岛 125001)

摘要: 箔条云团数学模型的建立是为了对雷达散射截面进行计算。采用“层-角-角”的划分方法来对箔条云团进行划分,来建立若干个包含箔条云团特性参数的箔条单元体,利用目标与接收点处的功率密度和电场强度对这些箔条单元体有效散射面积进行计算,再将这些箔条单元体的计算结果叠加,同时考虑它们之间的相互作用和阴影效应,最后得出整个箔条云团的雷达散射截面仿真模型。计算表明,该模型可以模拟多种情况下箔条云团 RCS 值。

关键词: 箔条云;雷达散射截面(RCS);模拟仿真

中图分类号: TN95 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 510.8020

Research on the RCS simulation method of chaff cloud

Zhao Bo Tian Yu

(Troop 92941, Huludao 125001, China)

Abstract: The establishment of a mathematical model of chaff cloud is to be calculated on the radar cross section. In this paper, “Layer-Angle-Angle” division method to be divided on the chaff cloud, to establish a number of parameters contain clouds of chaff chaff unit body, the use of power density and electric field strength and the reception point target these chaff unit body effective scattering area is calculated, and then the results of these chaff unit body superimposed, taking into account the interaction between them and shadow effects, the conclusion that the whole cloud of chaff RCS simulation model. Calculations show that the model can simulate RCS value chaff clouds many cases.

Keywords: chaff-cloud; radar cross section (RCS); semi-analytical method simulation

1 引言

在计算整个箔条云团的雷达散射截面时,由于箔条云团中包含箔条的数量非常多,如若使用纯解析法对每一根箔条建立一个方程,最后来求解方程组的话,计算机的运算量将会非常庞大,使运算难以实现^[1]。所以在计算箔条云团的雷达散射截面时,需对箔条云团建立一个合适的数学模型^[2],使它在计算机中的运算更加简洁。而建立箔条云数学模型的理论基础就是把箔条云按照一定的规则划分成箔条单元体,然后逐一一对分割好的箔条单元体进行计算,最后将计算的结果进行叠加即得到整个箔条云团的雷达散射截面^[3]。这种数学模型从效果和精度方面来看都是再现雷达信号反射过程的可以采用的模型^[4]。目前常见的方法均存在不同的缺点:如半解析法,精度和速度取决于云团结构的复杂性和箔条数量;而介质法不能准确描述静态模型;迭

代法无法处理球型和复杂结构云团;蒙特卡洛法空间分布的精度与模拟次数有关。

采用“层-角-角”的划分方法来对箔条云团进行划分,通过对这些箔条单元体进行计算,再将这些箔条单元体的计算结果进行叠加,考虑相互之间的影响系数和阴影效应^[5]。并考虑了单元体的随机反射特性,最后得出整个箔条云团的雷达散射截面仿真模型。该建模方法与其他方法比较,在相同计算结果精度条件下,可以极大提高计算箔条云团 RCS 值的计算速度,同时还可以对速度和精度要求即时调整,利用层数和角度的细致划分,适应不同的计算需要。通过模拟计算表明,该建模方法可以模拟出多种情况下雷达探测箔条云团的 RCS 值过程。

2 箔条云团数学模型参数

在对箔条云团进行划分和计算时,需对箔条云团的特

收稿日期:2015-07

性、雷达、计算量等方面进行参数设置,以设置好的参数作为原始数据进行计算^[6]。

箔条云团的特性参数:箔条云团的数量;云团的存在方式(静止或者扩散);云团中箔条的分布方式(均匀分布或正态分布);在本地坐标系中箔条云中心的坐标;云团静止时的半径;云团扩散时的最大半径;箔条云团内中包含箔条数量;箔条的长度、直径。

单站运动雷达的参数:发射波的波长;天线类型(角天线或缝隙天线);信号的调制类型(连续波或调频波信号);调频信号最大频偏和周期;天线开始运动的位置坐标;天线的增益、功率;天线沿 X 轴运动的开始和结束位置;X 轴上的计算步数;天线运动的速度。

3 箔条云团数学模型的建立

针对箔条云团相对雷达位置有 3 种不同的情况^[7],分别是:

- 1) 雷达位于箔条云或箔条团的内部;
- 2) 雷达在箔条云的外面,但雷达的 X 轴通过箔条云;
- 3) 第 1 种和第 2 种情况以外的其他位置(大多数情况下的位置)。

在对箔条云团进行划分时,先根据所设定的参数进行层面划分,将箔条云团划分成层状体。之后再分别在纵切面和横切面内对其进行角划分,最后所分割而成的箔条单元体将是逐层的、扇形面积的体积(即扇形体)。

3.1 对箔条云团的层状划分

将箔条云等效为一个球体,球体中心与箔条云中心点重合,其半径等于箔条云椭球最长半轴的半径,那么其距坐标原点的距离为:

$$r = \sqrt{X_0^2 + Y_0^2 + Z_0^2} \quad (1)$$

式中: X_0, Y_0, Z_0 箔条云中心点坐标。

箔条云椭球的最长半轴为:

$$r_{\max} = \max(r_x, r_y, r_z) \quad (2)$$

比较 r 和 r_{\max} , 如果 $r > r_{\max}$ 则说明雷达位于箔条云的外部;如果 $r < r_{\max}$ 则说明雷达位于箔条云团的内部。当雷达位于箔条云团的外部时,对箔条云进行层状划分所使用的球形切割线的最初和最终半径应为:

$$\begin{cases} r_0 = r + r_{\max} \\ r_1 = r - r_{\max} \end{cases} \quad (3)$$

当雷达位于箔条云团内部时,只对雷达能够扫描到的部分进行划分,那么其划分的最初和最终半径就是从雷达开始到箔条云团的表面。此时要分箔条云团的中心在 Y 轴的左边和右边两种情况来划分。当有多发箔条云团存在时,要对云团逐一划分,分别得出对它们进行划分的最初和最终半径。以雷达在云团外部时为例,对所有的箔条云的通用公式可以表示为:

$$\begin{cases} r_{1\max} = \max(r_{11}, r_{12}, \dots, r_{1n}) \\ r_{1\min} = \min(r_{11}, r_{12}, \dots, r_{1n}) \end{cases} \quad (4)$$

最后根据划分的层数 n 来求出所划分的箔条云球层的厚度,即每一个层状体的行距:

$$s = \frac{r_{1\max} - r_{1\min}}{n} \quad (5)$$

3.2 对箔条云 α 切面的角划分

在对箔条云进行角划分时,空间极坐标的两个角度来对箔条云进行划分,为了方便计算起见分别建立切面和 β 切面。中心和 X 轴的平面作为 α 切面,在 α 切面中扫描角 α 为 X 轴正半轴与雷达和箔条云团中心连线之间的夹角;箔条云团中心和 XOZ 面垂直的平面作为 β 切面。

当雷达在箔条云团内部时,雷达在 α 角度上的整个扫描区域均有箔条存在,故此时雷达在纵切面上的扫描区间为 $[0, \pi]$ 。那么,此时纵切面上的扫描宽度即为: $\alpha_m = \frac{(\alpha_1 - \alpha_0)}{m}$ 。当箔条云团处于一般情况时,如图 1 所示,在 α 切面内对箔条云团进行扫描时扫描空间为 $[\alpha_0, \alpha_1]$ 。

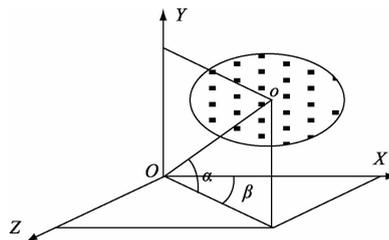


图 1 本地坐标系中的箔条云团

箔条云团的最大半轴长为:

$$r_{\max} = \max(r_x, r_y, r_z) \quad (6)$$

如图 2 所示为 α 切面的截面图,那么在 α 切面 XOO' 内,所需扫描的区间角度即为图中所示的从 α_0 到 α_1 之间的角度。 α_0 和 α_1 计算通过 α_x 和 α_y 求得(角 α' 是由从雷达中心出发到云团中心的直线和从雷达中心出发过云团的切线之间的夹角),计算方法如下:

$$\alpha_x = \arccos\left(\frac{|x_c|}{r_c}\right), \alpha_y = \arcsin\left(\frac{r_{\min}}{r_c}\right) \quad (7)$$

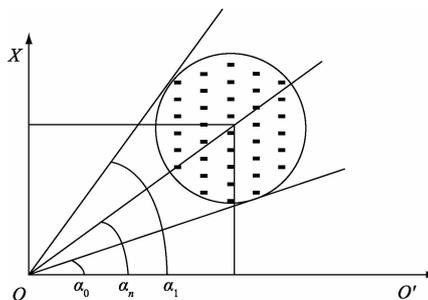


图 2 对 α 角积分参数的计算(纵切面)

那么,扫描区间的最小和最大角度 α_0 和 α_1 分别为:

$$\alpha_0 = \alpha_x - \alpha_y, \alpha_1 = \alpha_x + \alpha_y \quad (8)$$

如果 $\alpha_0 < 0$ 时,说明雷达的 X 轴的正半轴通过箔条

云团,此时雷达和箔条云团的相对位置处于上述所分的第2种情况,此时雷达在纵切面上的扫描空间为 $[0, \alpha_1]$;如果 $\alpha_1 > \pi$ 时,说明雷达的X轴的负半轴通过箔条云团,此时雷达和箔条云团的相对位置亦处于上述所分的第2种情况,此时雷达在纵切面上的扫描空间为 $[\alpha_0, \pi]$ 。如果 $\alpha_0 < 0$ 并且 $\alpha_1 > \pi$ 时,说明雷达的X轴的正、负半轴均通过箔条云团,此时雷达和箔条云团的相对位置亦处于上述所分的第一种情况,即雷达处于箔条云团中,此时雷达在纵切面上的扫描空间为 $[0, \pi]$ 。

最后根据划分的层数 m 来求出所划分的箔条云团单元体的扫描角度,即每一个层状体的角度,此时,对于箔条云团纵切面内 α 角的积分区间就确定下来了:

$$\alpha_m = \frac{\alpha_{0\max} - \alpha_{0\min}}{n} \quad (9)$$

3.3 对箔条云 β 切面的角划分

对 β 角的划分要建立在在 α 角划分的基础上来进行,也要针对雷达对箔条云团的不同位置来进行划分,不过此时不是根据开始所述的3种情况来划分,此时的划分比对 α 角进行划分时要更复杂一些。

情况1:在雷达的X轴通过箔条云团时,在 β 角度上所有的扫描区域均有箔条存在,故此时在纵切面上的扫描区间为 $[-\pi, \pi]$ 。那么, β 切面上的扫描宽度为: $\beta_m = \frac{(\beta_1 - \beta_0)}{k}$ 。

情况2:在对箔条云团在 β 切面上进行划分时,要特别注意这样一种情况:当箔条云团完全处于Y轴负半轴一边时,它在横切面YOZ面上投影与Y轴的负半轴相交,但与Z轴不相交。由于在这样的情况下,横截面上的扫描角度已经超出了 $[-\pi, \pi]$ 范围,但是它所超出的部分对计算结果还是有贡献的一部分,是不能将其省去的。故此可以将箔条云团的位置转移到Y轴的正半轴的半边进行运算,颠倒Z轴,以保证利用反余弦来求其角度时正负号不变。此时,求其 β 角扫面区域的方法同下面情况3中的方法一致。

情况3:此为最一般的情况,箔条云团在YOZ平面上投影如图3所示。此时需计算出 β_x (雷达中心和箔条云团中心之间连线与Y轴正半轴之间的夹角)和 β_y (雷达中心和箔条云团中心之间连线与从雷达中心出发对箔条云团的切线之间的夹角),计算方法如下:

首先求出YOZ平面箔条云团中心到雷达中心距离 r_c 和箔条云团最大半轴长 r_{\max} :

$$r_c = \sqrt{x_c^2 + z_c^2}, r_{\max} = \max(r_x, r_y, r_z) \quad (10)$$

然后分别计算 β_x 和 β_y :

$$\beta_x = \arctan\left(\frac{z_c}{x_c}\right), \beta_y = \arcsin\left(\frac{r_{\max}}{r_c}\right) \quad (11)$$

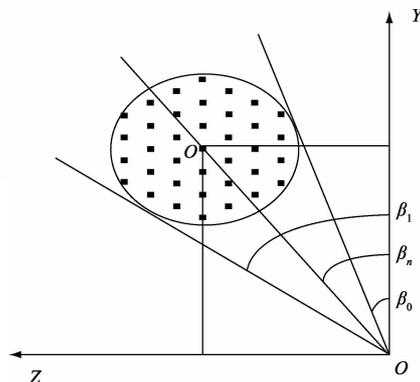


图3 对 β 角积分参数的计算

则扫描区域的最小和最大角度 β_0 和 β_1 分别为:

$$\beta_0 = \beta_x - \beta_y, \beta_1 = \beta_x + \beta_y \quad (12)$$

最后根据划分的层数 k 来求出所划分的箔条云团单元体的扫描角度,即每一个层状体的角度:

$$\beta_k = \frac{\beta_{0\max} - \beta_{0\min}}{k} \quad (13)$$

此时,完成了对箔条云团横切面上的 β 角的划分。同时,对箔条云团的整体划分也已经完成,箔条云团已经根据实现设置好的云团划分参数值被划分为逐层的扇形单元体。接下来就可以对每一单元体进行运算了。

4 模拟计算与分析

下面使用上述建模方法模拟一个运动雷达在一个固定箔条云团下方匀速飞过的过程。通过设置不同的云团划分参数来说明不同的划分方法和精度对计算结果的影响。

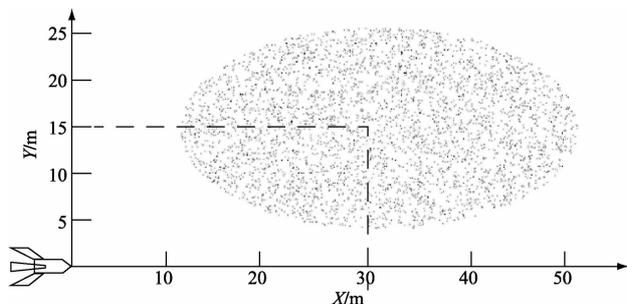


图4 运动雷达和箔条云团的相对位置

最典型的运动导弹雷达和固定箔条云团的位置关系^[8]如图4所示,假设椭圆形箔条云团在外部坐标系下的中心坐标为(30, 15, 0),长轴半径为20 m,短轴半径为10 m,包含箔条50万根,箔条长度0.015 m,直径0.000 5 m,云团中是均匀分布的。设一个雷达制导体制

导弹以 1 000 m/s 的速度在箔条云团下方匀速飞过^[9], 它从外部坐标系原点出发, 沿 X 轴直线飞行, 其入射波仰角为 60°, 扫描宽度为 10°, 方位角为 0°, 扫描宽度为 180°, 发射信号为单脉冲信号, 波长 0.03 m。首先, 设置对箔条云团的层面划分为 20 层, 切面划分也均为 20 个角间距进行划分, 此时我们分析雷达在 X 轴上从 0 运动到 50 时情况。

上述过程中雷达探测到箔条云团的 RCS 图形如图 5 所示。图中横轴表示雷达的 X 坐标值, 纵轴表示导弹雷达探测到箔条云团的 RCS 的值。该图可以清楚的表述出导弹在静止云团下方飞过这一过程中导弹探测到的 RCS 值的变化情况: 导弹飞行 0~34 m 时, RCS 值在 15 dB 附近上下波动, 说明箔条云团已经全部进入雷达的探测范围之内, 之所以 RCS 值不稳定, 是因为在箔条云团内部存在大量的随机现象, 每时每刻探测到的值都不可能是完全相同的; 导弹飞行 41~44 m 时, 探测到的 RCS 值逐渐减小, 由 10 dB 下降到 -30 dB, 说明此时箔条云团逐渐到导弹雷达的探测范围之外; 导弹飞行 45~50 m 时, 探测到的 RCS 值为 -30 dB, 说明测试箔条云团已经全部在导弹雷达的探测范围之外。

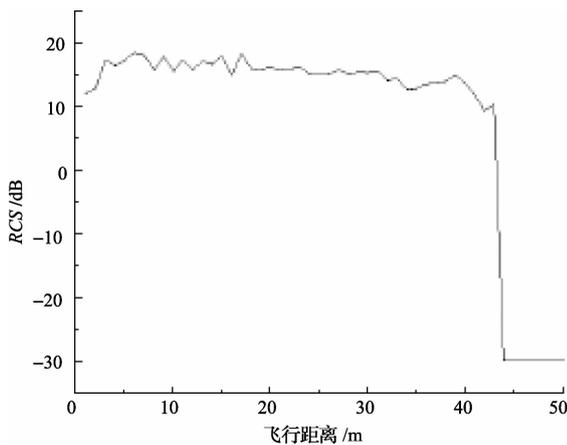


图 5 导弹在云团下方飞过的 RCS 图形

为了说明同一箔条云团进行不同划分对计算结果产生的影响情况, 取上述过程导弹飞行 0~40 m 的阶段, 其他条件保持不变。图 6 为不同的层数划分的情况; 图 7 为 α 面上不同层数划分的情况; 图 8 为 β 面上不同层数划分的情况。从图中可以看出, 当划分层数为 10 时, 出现较严重的图形失真情况, 所以做模型的层数划分时不能将层数划分过少^[10], 此时计算结果将会出现偏差。而划分 100 和 1 000 层时, 图形基本吻合。如果模型层数划分过多, 结果基本一致, 却会白白浪费大量计算时间。当取 20 层时, 既可以反映计算结果的大致趋势, 又节省计算时间, 所以在做模型划分时, 应按照所需的精度范围和计算机时来确定划分层数。

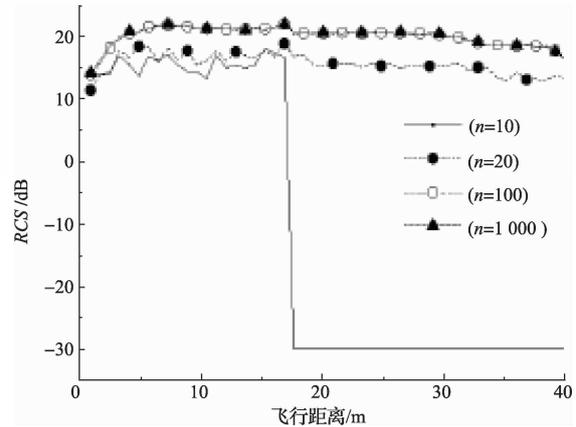


图 6 不同层数划分的 RCS 图形

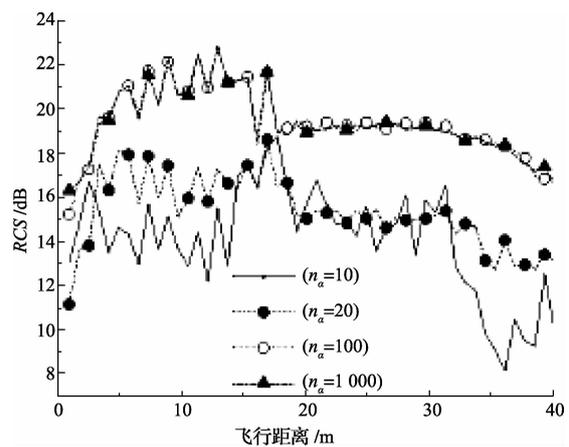


图 7 α 面不同层数划分的 RCS 图形

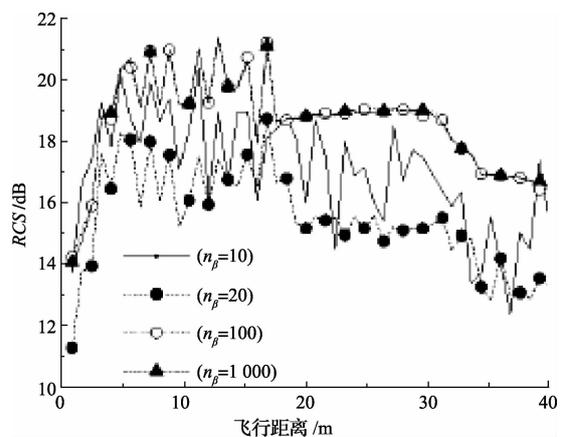


图 8 β 面不同层数划分的 RCS 图形

5 结论

该建模方法利用对箔条云团先划分后叠加的计算方法, 精确再现了雷达信号反射过程的数学模型, 极大提高

了计算机计算箔条云团 RCS 值的速度,且不损失计算结果精度。解决了目前常用方法或不能计算发杂模型、或不能准确描述静态模型、或不能节省计算资源的难题,该建模方法可以模拟出多种情况下雷达探测箔条云团 RCS 值的过程,还可针对速度和精度要求及时做出调整,适应了不同计算的需要,既可满足抗干扰半实物仿真试验的快速性的要求,又可满足数字仿真模型精确性的要求。

参考文献

- [1] 刘强,刘以安. 箔条云回波的一种建模与仿真方法[J]. 现代雷达, 2006,28(8):91-94.
- [2] VAN VLECK J H, BLOCH F, HAMERMESH M. Theory of radar reflections from wires and thin metallic strips [J]. Journal of Applied Physics, 1947, 18(3):274-294.
- [3] 薛萍冰. 电子系统中抗干扰技术的实用经验[J]. 国外电子测量技术, 2008,27(8):69-70.
- [4] PEEBLES P Z. Bistatic radar cross section of horizontally oriented chaff [C]. IEEE Transactions on aerospace and electronic Systems, 1984: 798-809.

- [5] 丁世敬,黄刘宏,李跃波,等. 宽带扫频 RCS自动测量系统设计[J]. 电子测量技术, 2014, 37(5): 61-63.
- [6] 汤广富,陈远征,赵洪钟,等. 箔条云雷达回波的一种仿真方法[J]. 光电技术应用, 2005, 20(4): 59-62.
- [7] 沈廷鳌,涂亚庆,刘翔宇. 基于相关原理的非整周期信号相位差测量算法[J]. 仪器仪表学报, 2014, 35(9): 2153-2160.
- [8] 陶志颖,鲁昌华,汪济洲,等. 一种改进型的时空混合高斯背景建模[J]. 电子测量与仪器学报, 2014, 28(9):986-990.
- [9] 韩红斌,刘少强. 基于 HFSS 对目标 RCS 的仿真研究[J]. 国外电子测量技术, 2015, 34(3)60-63.
- [10] 吴亦文,雷斌. 基于外弹道的目标动态 RCS 仿真研究[J]. 国外电子测量技术, 2014, 33(12):40-42.

作者简介

赵博,1985年出生,工程师。主要研究方向为信息处理与制导控制。
E-mail:20150731@qq.com

(上接第48页)

- [6] 严殿启. 潜通路分析技术[J]. 导弹与航天运载技术, 2000(1):14-20.
- [7] 陈建云,吴光耀,冯旭哲,等. 卫星星座星间通信链路拓扑分析[J]. 仪器仪表学报, 2014, 35(增刊2): 31-33.
- [8] 袁杰,路翠华. 基于快速傅里叶变换的调频引信噪声干扰抑制[J]. 电子测量技术, 2013, 36(10): 101-105.
- [9] 陈莉,王跃科. 相位噪声引起的双向单程测距误差研

究[J]. 电子测量与仪器学报, 2013, 27(2):99-104.

- [10] 余世刚,王锴,周毅,等. 高精度星间微波测距技术[J]. 宇航学报, 2006, 27(3):402-406

作者简介

蔡亚星,1982年出生,硕士研究生,工程师。主要研究方向为飞行器有效载荷设计、飞行器总体设计等。
E-mail:caiyaxing@gmail.com