

## 基于周期性下行时标信号的上行天线组阵<sup>①</sup>

刘 洪<sup>②</sup> 任术波<sup>③</sup> 吴建军 项海格

(北京大学现代通信所 北京 100871)

**摘 要** 针对深空通信中的上行天线组阵,提出了一种新颖的基于周期性下行时标信号的主从式开环相位同步调整策略,并利用线性拟合预测算法减小飞行器运动造成的相位差。仿真结果表明,上述策略可以很好地适应深空通信中各种轨道及运动模式。

**关键词** 深空通信, 天线组阵, 发送波束成形, 线性拟合

### 0 引 言

在深空探测<sup>[1]</sup>(指对月球和更远的天体以及空间的探测),空间飞行器(space craft, SC)与测控通信地球站(earth station, ES)之间的通信称为深空通信,深空通信的主要特点是信号传输时延极长和路径损耗极大。随着深空探测传输数据量不断增加,探测距离越来越远,深空通信技术所面临的挑战会日益增大。

为实现良好的信号捕获跟踪,深空通信采用天线组阵<sup>[2]</sup>技术,由体积小、重量轻、波束宽的中小口径天线构成阵列,在可靠性、灵活性、多目标通信和成本等方面比单个大天线的优势更加明显。在上行链路(uplink, UL)<sup>[3-7]</sup>采用发送波束成形技术<sup>[8]</sup>。通过调整各地球站天线(发送相同信息)上发送信号的相位,使飞行器接收到各地球站信号的相位相干,从而合成信号是幅度叠加的。给定单个天线的发送功率,单天线发送时的接收信号幅度为  $A$ , 那么有  $N$  个发送天线时,接收信号的幅度为  $NA$ , 接收信号功率为单个天线发送时的  $N^2$  倍。有线连接的天线组阵上发送波束成形的主要难点是载波同步,它包括闭环相位同步<sup>[9,10]</sup>和开环相位同步<sup>[11,12]</sup>。在深空通信的信道条件下,闭环相位同步时飞行器和地球站间交换大量数据的开销过大,因此本研究采用主从式开环相位同步<sup>[11]</sup>方式。现阶段天线组阵的发送波束成形试验<sup>[4]</sup>主要有 3 个:(1)小尺度例证,利用 5 个 1.2m 的天线在频率 14GHz 发送信号到一颗

商用地球同步卫星,载波相位初始化利用地球上的接收天线纠正<sup>[5]</sup>;(2)金石 34m 天线,利用 3 个 34m 的天线在频率 7.2GHz 发送信号到 EPOXI<sup>[7]</sup>,载波相位初始化利用月球反射光束<sup>[6]</sup>;(3)利用 3 个 12m 天线在 X 波段发送信号到飞行器(DSCS)B13,采用发送信号的错误检测和连续闭环调整,从而不需要额外的目标来初始化纠正。这些试验主要集中解决了天线组阵发送信号时,由设备引起的各天线不同初始相位的测量问题,重新指向通信目标需采用地球站和飞行器的坐标来调整天线组阵的发送相位。上述方法十分依赖地球站和飞行器坐标的精度,同时对目标运动以及大气对电磁波传播时延影响的预测和估计的精确度也提出了非常高的要求。本文针对天线组阵上行链路的发送波束成形,提出了基于周期性下行时标信号并加入预测调整的主从式开环相位同步调整策略。考虑到飞行器运动较快时,飞行器在下行时标信号传播加上地球站上行信号传播的总时间内移动较大的距离,会引起飞行器接收各地球站信号间过大的相位差,本文采用一阶和二阶多项式预测算法对各地球站发送信号相位进行调整,并且对时标周期过长引起相位差过大的问题进行了改进。

### 1 系统模型

图 1 是飞行器同地球站通信的示意图。 $N$  个地球站分布在地面百米量级范围。把地球作为惯性坐标参考系,地球站  $n$  的坐标为  $L_n$ , 其中  $n = 0, \dots$ ,

① 国家自然科学基金(61071083)资助项目。

② 男,1980 年生,博士;研究方向:协作通信,双向中继信道,分布式波束成形;E-mail: liuhong@pku.edu.cn

③ 通讯作者,E-mail: renshubo@pku.edu.cn

(收稿日期:2011-08-16)

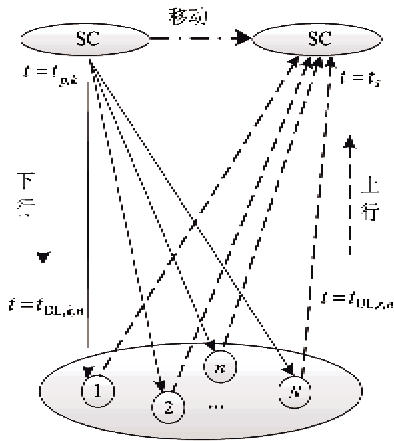


图1 飞行器与地球站通信示意图

$N-1$ ; 地球站 0 作为主设备, 其它所有地球站都通过光纤和地球站 0 连接。有一飞行器在空间运动, 其轨迹方程为  $L_{SC}(t) = (x_{SC}(t), y_{SC}(t), z_{SC}(t))$ , 和地球站  $n$  的距离为  $d_n(t) = |L_{SC}(t) - L_n|$ 。假设通过测量和调整, 所有地球站发送信号的初始相位都是  $\varphi_0$ 。本文主要考虑相位差的影响, 因此不妨令所有信号的幅度都为 1。系统的工作原理是通过调整各地球站发送信号的相位, 从而减小飞行器接收各地球站信号的相位差; 主要由下行链路 (down-link, DL) 和上行链路两部分构成。

### 1.1 下行链路通信时标信号发送接收过程

飞行器第  $k$  次发送时标信号的时间  $t_{p,k} = t_{p,1} + (k-1)T_p$ , 其中  $T_p$  为飞行器发送时标信号的周期,  $t_{p,1}$  为飞行器第一次发送时标信号的时间。地球站  $n$  接收到下行链路第  $k$  个时标信号的时间  $t_{DL,k,n} = t_{p,k} + \frac{d_n(t_{p,k})}{c}$ , 其中  $c = 3 \times 10^8 \text{ m/s}$  是电磁波在真空中传播速率。

比较地球站  $n$  和地球站 0 接收到第  $k$  个时标信号的时间, 得到时间差记为

$$\tau_n(t_{p,k}) \triangleq t_{DL,k,n} - t_{DL,k,0} = (d_n(t_{p,k}) - d_0(t_{p,k}))/c \quad (1)$$

### 1.2 地球站发送信号的相位调整过程

在所有地球站接收到飞行器发送的第  $k$  个时标信号后, 地球站进行上行链路发送信号时间和相位的调整, 在时间  $t$  对应的地球站  $n$  和地球站 0 发送信号的时间差为

$$\tilde{\tau}_n(t) = \tau_n(t_{p,k}) + \Delta\tau_n(t) \quad (2)$$

其中  $\Delta\tau_n(t)$  是时间差附加预测调整量, 取决于飞行器轨迹、速度等条件。时间差调整等效为发送信号对应的符号时间和相位的调整, 可表达为  $\tilde{\tau}_n(t) =$

$(2\pi \cdot l_n + (\varphi_{n,UL} - \varphi_0))/\omega_c$ , 式中  $l_n = \lfloor (\tilde{\tau}_n(t)\omega_c)/2\pi \rfloor$  为第  $n$  个地球站调整的载波周期数,  $\varphi_{c,UL}$  为调整后的发送载波的相位, 符号  $\lfloor \cdot \rfloor$  表示下取整运算。虽然实际的调整过程是发送相位的调整, 但为了方便分析和讨论, 我们后面都只考虑发送信号时间的调整。

加入发送时间调整量后, 地球站  $n$  在时间  $t_{UL,s,n}$  发送的信号可以表示为

$$s_{ES,n}(t) |_{t=t_{UL,s,n}} = \exp(j(\omega_c(t + \tilde{\tau}_n(t_{UL,s,n})) + \varphi_0)) \quad (3)$$

其中地球站发送信号采用的载波频率为  $f_c$ , 圆频率为  $\omega_c = 2\pi f_c$ 。

### 1.3 上行链路通信过程

飞行器在时间  $t_s$  接收各地球站发送的信号。飞行器接收到地球站  $n$  上行信号的传播时间  $T_n(t_s) = d_n(t_s)/c$ , 其发送时间  $t_{UL,s,n} = t_s - d_n(t_s)/c$ ; 飞行器接收的地球站  $n$  和地球站 0 信号经历的传播时间差为

$$\tau_n(t_s) \triangleq T_n(t_s) - T_0(t_s) = (d_n(t_s) - d_0(t_s))/c \quad (4)$$

地球站  $n$  发送的信号到达飞行器在时间  $t_s$  所处的位置, 该信号可以表示为

$$s_{SC,n}(t) |_{t=t_s} = \exp(j(\omega_c(t + \tilde{\tau}_n(t_{UL,s,n})) + \varphi_0)) \cdot \exp(-j\omega_c T_n(t_s)) \quad (5)$$

式(5)整理后, 地球站  $n$  发送到飞行器在时间  $t_s$  所处位置的信号的相位可以表示为

$$\varphi_n(t_s) = \omega_c \tilde{\tau}_n(t_{UL,s,n}) + \varphi_0 - \omega_c T_n(t_s) \quad (6)$$

比较地球站  $n$  和地球站 0 发送到飞行器在时间  $t_s$  所处位置的信号, 得到相位差为

$$\Delta\varphi_n(t_s) \triangleq \varphi_n(t_s) - \varphi_0(t_s) = \omega_c (\tilde{\tau}_n(t_{UL,s,n}) - \tau_n(t_s)) \quad (7)$$

考虑多普勒频移的影响, 令  $\tilde{\omega}_{c,n}(t_s)$  为飞行器接收到地球站  $n$  的信号载波频率, 那么飞行器在时间  $t_s$  接收到地球站  $n$  的信号可以表示为

$$r_n(t) |_{t=t_s} = \exp(j(\tilde{\omega}_{c,n}(t_s) \cdot t + \varphi_n(t_s))) \quad (8)$$

式(8)说明, 飞行器在时间  $t_s$  接收到地球站  $n$  和地球站 0 发送信号的相位差仍为  $\Delta\varphi_n(t_s)$ , 多普勒频移并未对不同地球站的相位差带来影响。

由于飞行器距离地球站非常远, 飞行器运动方向与飞行器 and 各个地球站连线构成的夹角差异非常小, 由此引起的多普勒频移差异可以忽略, 即可以认为对任意的地球站  $n$  存在  $\tilde{\omega}_{c,n}(t_s) = \tilde{\omega}_{c,0}(t_s)$ 。飞行

器接收到合成信号不同载波频率分量可以忽略,合成信号的幅度主要取决于各信号之间的相位差,可以表示为

$$A_c(t_s) = \left| \sum_{n=1}^N r_n(t) \right|_{t=t_s} = \left| 1 + \sum_{n=2}^N \exp(-j\Delta\varphi_n(t_s)) \right| \quad (9)$$

把含有相位差的合成信号和理想相干合成信号比较,信噪比损失可以表示为

$$\Delta SNR = 20\lg(N/A_c(t_s))(\text{dB}) \quad (10)$$

#### 1.4 系统的时序关系

系统的时序关系如图2所示。为了时序分析的简化及合理性,假设在最后一个地球站接收到该时标信号以后,才进行发送时间差的再次调整,才能利用这组时间差的数据。如果上行发送信号要利用该组数据调整,那么所有地球站调整后信号的发送时间都应该大于该时标最后的地球站的接收时间,上述关系可以表达为  $\min_n(t_{UL,s,n}) \geq \max_n(t_{DL,k,n})$ , 整理为

$$(t_s - t_{p,k}) \geq \max_n(d_n(t_{p,k})/c) + \max_n(d_n(t_s)/c) \quad (11)$$

式(11)说明,由于飞行器是运动的,在接收时间观测,只能利用电磁波上下行传播时延之前飞行器发送时标信号获得的信息来进行时间差的调整。

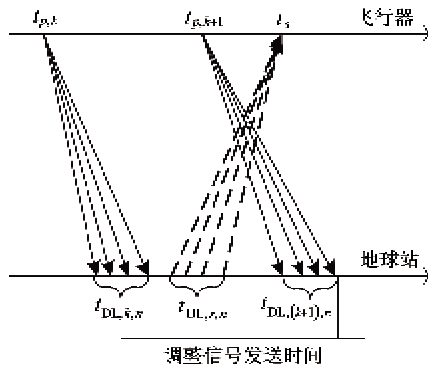


图2 系统时序关系图

## 2 地球站发送信号时间差调整策略

### 2.1 直接调整策略

直接调整策略只采用当前的时间差信息而没有附加的时间差预测调整量。直接调整策略适用于飞行器相对地球站静止不动或者相对地球站运动比较缓慢的情况。

直接调整策略对应式(2)表示为  $\bar{\tau}_n(t) = \tau_n(t_{p,k})$ ; 把式(1)和(4)代入式(7),得到飞行器在

时间  $t_s$  接收到地球站  $n$  和地球站 0 信号的相位差为

$$\Delta\varphi_n(t_s) = ((d_n(t_{p,k}) - d_0(t_{p,k})) - (d_n(t_s) - d_0(t_s)))\omega_c/c \quad (12)$$

此式说明,采用直接调整策略后,接收信号的相位差主要是由飞行器发送时标信号和接收信号所处的位置不同而带来的飞行器同地球站距离差的不同造成的。

对距离差值采用泰勒展开保留一阶小量的近似处理后,可以得到在时间  $t_s$  飞行器接收地球站  $n$  和地球站 0 信号的相位差为

$$\Delta\varphi_n(t_s) \approx \frac{\omega_c}{c} \frac{\Delta r_s \Delta r_n}{d_0(t_{p,k})} [\cos\theta_s \cos\theta_n - \cos\theta_{sn}] \quad (13)$$

其中各参数定义见图3。 $\Delta r_n$  是地球站  $n$  和地球站 0 间的距离,  $\Delta r_s$  是飞行器从  $t_{p,k}$  到  $t_s$  的运动距离;  $\theta_s$  是在  $t_{p,k}$  地球站 0 和飞行器连线方向和飞行器运动方向的夹角,  $\theta_n$  是在  $t_{p,k}$  地球站 0 和飞行器连线方向和地球站 0 到地球站  $n$  连线方向的夹角,  $\theta_{sn}$  是飞行器运动方向和地球站 0 到地球站  $n$  连线方向的夹角,并且存在角度约束  $\theta_{sn}, \theta_s, \theta_n \in [0, \pi]$ 。

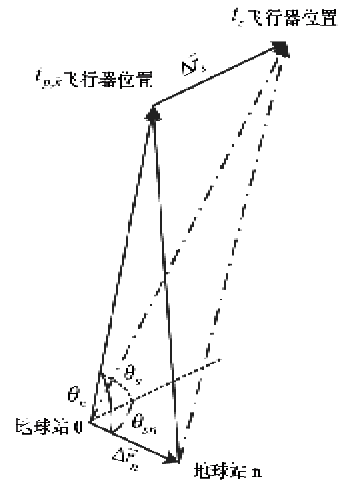


图3 飞行器运动后不同地球站距离差的差值分析

当  $\theta_n = \theta_s = \pi/2, \theta_{sn} = \pi$  或  $\theta_{sn} = 0$ , 即当飞行器运动方向和地球站 0 与地球站  $n$  连线方向平行, 并且两者都与飞行器与地球站 0 连线垂直时, 相位差的绝对值取到最大值, 表示为

$$|\Delta\varphi_n(t_s)|_{\max} = \frac{\omega_c}{c} \frac{\Delta r_s \Delta r_n}{d_0(t_{p,k})} \quad (14)$$

当  $\cos\theta_{sn} = \cos\theta_s \cos\theta_n$  时, 可以得到最小的相位差绝对值接近于 0。比如当  $\theta_n = \theta_s = \theta_{sn} = \pi/2$  时即满足上述条件。

### 2.2 预测调整

由于地球自转或飞行器自身的运动, 在有些场

景下(比如飞行器平行地球站连线高速运动),直接调整策略已经不能工作(后面仿真有例证),因此必须采用适当的预测调整策略。

### 2.2.1 多项式预测调整策略

本文利用多项式曲线拟合的方法来预测各个地球站发送信号的时间差调整量。多项式曲线拟合在高阶多项式时会产生抖动幅度强烈的旁瓣,使得预测结果的偏差会非常大,因此本文只考虑一阶多项式和二阶多项式拟合法。

每接收完一次时标信号后进行一次相位调整,即在下次时标信号接收完前,采用的时间差调整量是保持不变的。考察调整的对准时间  $t_s$ , 式(11)的等号成立条件对应经历的时间为  $\Delta t_e = t_s - t_{p,k} \approx 2d_0(t_{p,k})/c$ , 对应经历的时标信号个数近似值  $\Delta k = \lceil \Delta t_e/T_p \rceil$ , 其中  $\lceil \cdot \rceil$  表示上取整运算, 剩余的小数部分调整量为  $\Delta q = \Delta t_e/(\Delta k \cdot T_p) - 1$ 。

一阶多项式预测调整: 在时间  $t$  飞行器到地球站  $n$  相对地球站 0 的时间差近似表达为  $\tau_n(t) \approx \tilde{\tau}_n(t) = \alpha_0 + \alpha_1 t$ , 式中  $\alpha_0, \alpha_1$  为不随时间变化的常数。在所有地球站接收完时标信号  $t_{p,k}$  后, 利用两次历史测量时间差信息  $\tau_n(t_{p,k})$  和  $\tau_n(t_{p,k-\Delta k})$  求解  $\alpha_0, \alpha_1$ , 并得到地球站  $n$  进行一阶多项式预测调整发送时间调整量为

$$\tilde{\tau}_n(t) = \tau_n(t_{p,k}) + (1 + \Delta q)(\tau_n(t_{p,k}) - \tau_n(t_{p,k-\Delta k})) \quad (15)$$

二阶多项式预测调整: 在时间  $t$  飞行器到地球站  $n$  相对地球站 0 的时间差近似表达为  $\tau_n(t) \approx \tilde{\tau}_n(t) = \beta_0 + \beta_1 t + \beta_2 t^2$ , 式中  $\beta_0, \beta_1, \beta_2$  是不随时间变化的常量。在所有地球站接收完时标信号  $t_{p,k}$  后, 利用 3 次历史测量时间差信息  $\tau_n(t_{p,k})$ 、 $\tau_n(t_{p,k-\Delta k})$  和  $\tau_n(t_{p,k-2\Delta k})$  求解  $\beta_0, \beta_1, \beta_2$ , 并得到地球站  $n$  进行二阶多项式预测调整的发送时间调整量为

$$\tilde{\tau}_n(t) = \tau_n(t_{p,k}) + \frac{1}{2} \left\{ \begin{aligned} &(4 + 5\Delta q + \Delta q^2)\tau_n(t_{p,k}) \\ &- (6 + 8\Delta q + 2\Delta q^2)\tau_n(t_{p,k-\Delta k}) \\ &+ (2 + 3\Delta q + \Delta q^2)\tau_n(t_{p,k-2\Delta k}) \end{aligned} \right\} \quad (16)$$

### 2.2.2 预测 $M$ 次调整策略

飞行器在时标信号周期内可能移动的距离也会引起较大的相位差, 要减小这个相位差就需要更小的时标周期, 而这就会增加时标信号通信的开销。改进的预测算法是通过在一个时标信号周期内多次调整地球站发送信号时间差来减小到达飞行器信号

的相位差。设在一个时标信号周期内进行  $M$  次调整, 理想效果是达到时标信号周期减小为  $1/M$  时的相位差分布和合成信噪比损失。在所有地球站接收完时标信号  $t_{p,k}$  后, 地球站  $n$  进行第  $m$  次发送时间差调整, 对应改进的一阶多项式预测的时间差调整量为

$$\tilde{\tau}_n(t) = \tau_n(t_{p,k}) + (1 + \Delta m)(\tau_n(t_{p,k}) - \tau_n(t_{p,k-\Delta k})) \quad (17)$$

其中  $\Delta m = \Delta q + (m-1)/(\Delta k \cdot M)$ ,  $m = 1, 2, \dots, M$ 。

同样地, 在所有地球站接收完时标信号  $t_{p,k}$  后, 地球站  $n$  进行第  $m$  次发送时间差调整, 对应改进的二阶多项式预测的时间差调整量为

$$\tilde{\tau}_n(t) = \tau_n(t_{p,k}) + \frac{1}{2} \left\{ \begin{aligned} &(4 + 5\Delta m + \Delta m^2)\tau_n(t_{p,k}) \\ &- (6 + 8\Delta m + 2\Delta m^2)\tau_n(t_{p,k-\Delta k}) \\ &+ (2 + 3\Delta m + \Delta m^2)\tau_n(t_{p,k-2\Delta k}) \end{aligned} \right\} \quad (18)$$

## 3 仿真实验

仿真系统为一个飞行器以一定的轨迹在空间运动, 同时地球表面分布了若干和飞行器通信的地球站。飞行器运动模式有椭圆运动和典型卫星轨道运动; 地球站调整策略有直接调整, 一阶、二阶多项式预测调整, 预测  $M$  次调整。仿真条件: 采样周期 1ms, 载波频率 30GHz。

### 3.1 飞行器上空椭圆运动

飞行器在地面上空沿一个椭圆轨迹运动, 分析飞行器接收地球站信号的相位差随采样时间的变化曲线(如图4所示)。仿真条件: 飞行器距离地球站

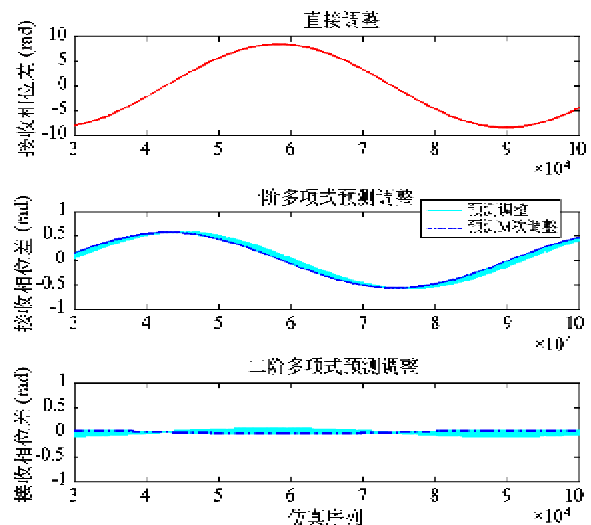


图 4 飞行器在上空椭圆运动时接收信号相位差随采样时间的变化曲线

$10^8\text{m}$ ;椭圆轨迹半径  $a = 10^5\text{m}$ ,  $b = 5 \times 10^4\text{m}$ ;运动角速率  $\omega_f = 0.1(\text{rad/s})$ 。考察 2 个相距 200m 的地球站,时标信号周期 10ms。

图 4 中的粗线条主要是由于时标周期引起的,飞行器的椭圆周期运动引起相位差的周期性变化。图 4 中地球站发送信号时间的各种调整方法的相位差控制精度见表 1,从中看出,二阶多项式预测的结果明显好于一阶多项式预测,而二阶多项式预测 M 次调整可以取得最大收益。

表 1 飞行器椭圆运动各种地球站发送信号时间的各种调整方法的相位差控制精度

| 时间差<br>调整方法       | 直接<br>调整 | 一阶<br>预测 | 改进<br>一阶预测 | 二阶<br>预测 | 改进<br>二阶预测 |
|-------------------|----------|----------|------------|----------|------------|
| 相位差最大<br>绝对值(rad) | 7.1      | 0.48     | 0.47       | 0.07     | 0.03       |

### 3.2 各种飞行器轨道运动

如图 5 所示在地面上配置 19 个地球站发送波束成形,其中地球站 0 为参考地球站,参数  $R = 100\text{m}$ ,期望提高的信噪比为  $10 \cdot \log N^2 = 10 \cdot \log 19^2$

$= 25.6\text{dB}$ 。采用 satellite tool kit(卫星工具箱)模拟特定高轨卫星和绕月飞行器轨道。

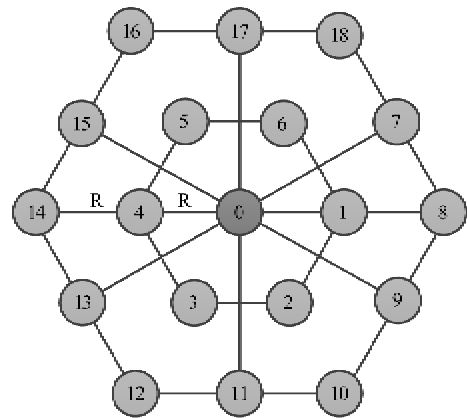


图 5 地球站位置分布

#### 3.2.1 高轨卫星

图 6 是高轨同步卫星(METEO\_SAT2)在不同调整方式下的相位差分布以及接收信号信噪比损失曲线。仿真参数:飞行器距离地球站  $3.85 \times 10^7\text{m}$ ,相对速度  $777\text{m/s}$ ,时标信号周期 10ms。

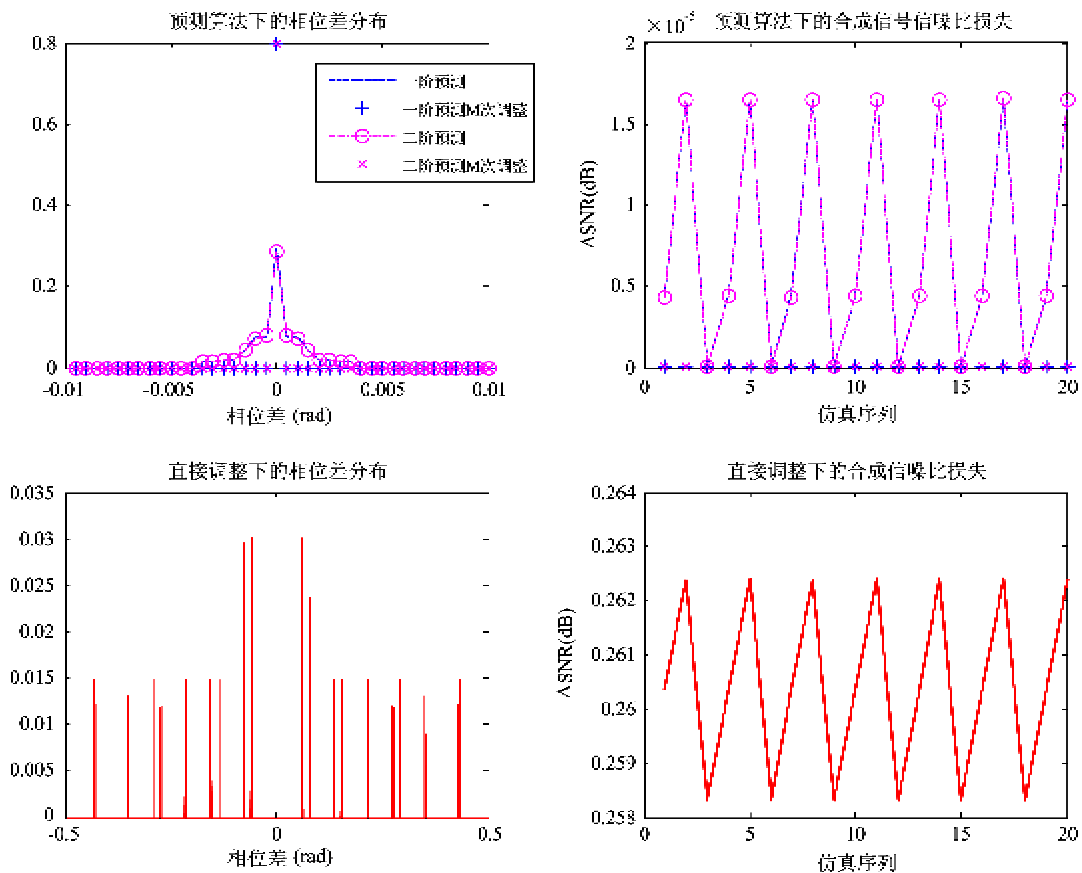


图 6 高轨同步卫星(METEO\_SAT2)在不同方式下的相位差分布以及接收信号信噪比损失曲线

从图 6 我们发现,直接调整策略下,高轨同步卫星的相位差和合成信噪比损失比较小,相位差控制在  $(-0.5, 0.5)$  rad,合成信噪比损失小于 0.28 dB,在要求不高的场景可以认为满足相位相干条件。加入预测算法后二阶预测调整几乎退化到一阶预测调整一样的结果,相位差控制在  $(-0.01, 0.01)$  rad,合成信噪比损失小于  $2 \times 10^{-5}$  dB,非常接近于完全相位相干。

### 3.2.2 绕月飞行器

图 7 是绕月飞行器(Lunar Orbiter 1)在不同调整方式下的接收信号信噪比损失曲线。仿真参数:

飞行器距离地球站  $4.06 \times 10^8$  m,相对速度 27.1 km/s,时标周期 32 ms/16 ms/4 ms。

图 7 说明,直接调整策略的合成信噪比损失大于 21.6 dB,几乎损失了所有多个天线发送信号带来的收益。加入二次多项式预测算法后,我们分析了时标信号周期和  $M$  次调整的关系。可以发现  $M$  次调整的结果和时标信号周期减小为  $1/M$  后的结果非常接近,这样节约了大量发送时标信号的能量,也为以后深远太空探测的大延时、大动态条件下的工程实现设计提供了理论依据和直接指导。

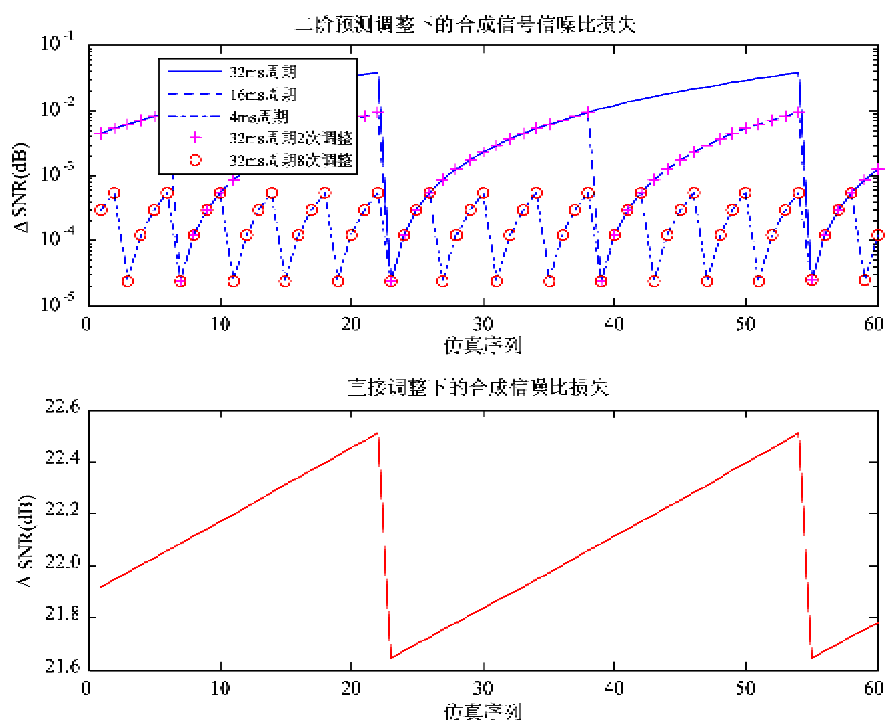


图 7 绕月飞行器(Lunar Orbiter 1)在不同方式下的接收信号信噪比损失曲线

## 4 结论

深空通信中的天线组阵技术,在下行链路通信的研究已经比较成熟,对于上行链路的研究主要集中在上行发送天线相位初始化部分。本文研究了相位初始化调整完成后,采用开环同步结合预测调整的方法,对上行发送天线的相位进行调整,使得飞行器接收到的合成信号是相位相干的。地球站通过接收飞行器发送下行时标信号的时间差信息,调整地球站发送上行信号的相位,这种发送波束成形技术在深空通信的天线组阵上是可行的。并且通过预测算法,调整了飞行器运动引入的相位差。仿真结果显示,加入预测多次调整的开环同步的发送波束成

形技术,可以很好地适应深空通信中各种轨道及运动模式。

由于不需要地球站和飞行器的坐标信息,因此本策略也可以推广到其它坐标未知的应用场景,例如无人飞行器。同时时标的周期性可以很好地保证信息的实时性,有效应对大气的变化和空间飞行器运动带来的影响。未来的研究有:最佳化地球站的位置排布;使用部分地球站以最优能量效率;设计发送天线相位的连续调整策略减小对时标周期的依赖。

### 参考文献

- [1] Cesarone R J, Abraham D S, Deutsch L J. Prospects for a next-generation deep-space network. *Proceedings of the IEEE*, 2007, 95(10):1902-1915

- [ 2 ] Bagri D S, Statman J I, Gatti M S. Proposed array-based deep space network for NASA. *Proceedings of the IEEE*, 2007, 95(10):1916-1922
- [ 3 ] Davarian F. Uplink arrays for the deep space network. *Proceedings of the IEEE*, 2007, 95(10):1923-1930
- [ 4 ] Davarian F. Uplink arraying for solar system radar and radio science. *Proceedings of the IEEE*, 2011, future issue
- [ 5 ] D'Addario L, Proctor R, Trinh J, et al. Uplink array demonstration with ground based calibration. *Jet Propulsion Lab, IPN Progress Report* 42-176, 2009, 1-69
- [ 6 ] Vilnrotter V, Lee D, Tsao P, et al. Uplink array calibration via lunar doppler-delay imaging. In: *Proceedings of IEEE Aerospace Conference, Big Sky, USA*, 2010, 6-12
- [ 7 ] Vilnrotter V, Tsao P, Lee D, et al. EPOXI uplink array experiment of June 27, 2008. *Jet Propulsion Lab, IPN Progress Report* 42-174, 2008, 1-25
- [ 8 ] Mudumbai R, Brown D R, Madhow U, et al. Distributed transmit beamforming: challenges and recent progress. *IEEE Communications Magazine*, 2009, 47(2):102-110
- [ 9 ] Tu Y, Pottie G. Coherent cooperative transmission from multiple adjacent antennas to a distant stationary antenna through AWGN channels. In: *Proceedings of IEEE Vehicular Technology Conference, Birmingham, UK*, 2002, 130-134
- [ 10 ] Mudumbai R. Distributed transmit beamforming using feedback control. *IEEE Transactions on Information Theory*, 2010, 56(1):411-426
- [ 11 ] Mudumbai R, Barriac G, Madhow U. On the feasibility of distributed beamforming in wireless networks. *IEEE Transactions on Wireless Communications*, 2007, 6(5):1754-1763
- [ 12 ] Brown III D R, Poor H V. Time-slotted round-trip carrier synchronization for distributed beamforming. *IEEE Transactions on Signal Processing*, 2008, 56:5630-43

## Uplink arraying based on the periodic downlink standard time signal

Liu Hong, Ren Shubo, Wu Jianjun, Xiang Haige

(Institute of Modern Communication, Peking University, Beijing 100871)

### Abstract

For the uplink arraying in deep space communication, a novel master-slave open-loop phase synchronization adjustment strategy is proposed based on the periodic downlink standard time signal, and linear fitting prediction algorithms are used to reduce the phase difference caused by spacecraft movement. The simulation results show that this strategy is well adapted to various movement orbits and patterns in deep space communication.

**Key words:** deep space communication, antenna arraying, transmit beam-forming, linear fitting