

文章编号: 1007-791X (2013) 06-0535-07

基于同时扰动随机逼近的“动中通”步进跟踪算法

郝路瑶^{1,*}, 王标标²

(1. 中国人民解放军 96625 部队, 河北 宣化 075100; 2. 中国人民解放军 96275 部队, 河南 洛阳 471003)

摘要: 为了提高动中通系统的跟踪性能, 在对动中通系统特性分析的基础上, 借鉴参数优化的思想和方法提出了一种基于同时扰动随机逼近的步进跟踪算法, 算法的核心思想是利用高效的扰动技术对跟踪的梯度进行估计, 而且算法仅利用带噪声的信号强度的测量值对梯度进行估计。该算法能够同时驱动天线波束在方位面和俯仰面以接收信号的最陡上升方向即梯度方向跟踪目标卫星。计算机模拟分析结果表明该算法不仅是有效的, 而且具有较强的鲁棒性。

关键词: 动中通; 同时扰动随机逼近; 步进跟踪; 梯度

中图分类号: TN820.4 文献标识码: A DOI: 10.3969/j.issn.1007-791X.2013.06.010

0 引言

随着经济全球化和信息化的发展, 人们迫切需要在旅途中的任何地方、任何时间都能实时传递或接收宽带、大容量的语音、数据、图像、视频等多媒体信息, 以便更快、更准确地掌握瞬息万变的时局。卫星通信是唯一能在不同环境下提供这些业务需求的通信系统。由于 ITU 分配给卫星移动业务的带宽较低, 很难满足宽带通信业务的需求。基于卫星固定业务的“动中通”通信系统为这一理想的实现提供了可能。它的基本原理是安装卫星通信天线的移动载体如飞机、轮船、汽车等能够与卫星建立通信链路并能够在载体移动中保持通信链路的畅通。因其灵活、机动、通信距离不受限制、保密性强, 且能军、民两用, 是一种发展潜力大、经济效益显著的卫星通信系统, 这可由其在移动指挥如 C2 (Command and Control) 系统、电视现场直播、海洋勘测及应急通信等中的应用略见一斑^[1-4]。

安装在移动载体上的天线系统势必影响载体的外观及性能, 而低轮廓、小尺寸的天线系统不仅美观而且易于安装于移动载体上特别是小汽车如军用悍马及家用轿车等。对于部队来说, 低轮廓的天线系统也会降低车辆成为被攻击目标的概率。造

价是制约动中通系统发展的另一个重要因素, 只有低成本的系统才能得到市场及消费者的认可而得到普及。因此, 低轮廓、低成本成为现在大多数动中通系统开发、设计的前提条件。

天线跟踪系统作为动中通的一个重要部分, 应以一种简洁而有效的方式来实现。传统的跟踪技术如手动/程序跟踪、步进跟踪、圆锥扫描跟踪、单脉冲跟踪和电子波束倾斜跟踪等是针对固定地球站而开发出来的跟踪算法。文献 [5-6] 对这 5 种跟踪算法的性能特点进行了详细地描述。后 4 种跟踪算法在捕获到卫星信号后, 能自动跟踪卫星, 因而被统称为自动跟踪技术。由于圆锥扫描、单脉冲和电子波束倾斜跟踪的实现必须引入额外的器件, 必将增加系统的复杂性和成本。因此, 这 3 种自动跟踪技术虽能应用于动中通跟踪系统的设计, 但在不同程度上制约了系统的普及和应用。步进跟踪具有设计简单、成本低而且跟踪系统的实现和更改不需改变系统原有的硬件结构, 其不仅在固定地球站系统中应用广泛, 而且也在动中通中得到了广泛的应用, 如文献 [7-8] 设计的系统。然而由于其原理性的缺陷限制了系统跟踪精度及速度的提高。为了提高步进跟踪算法的精度和速度, 已有许多学者对传统的步进跟踪算法进行了改进研究, 比较著名的有

收稿日期: 2013-09-15 基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (61179005)

作者简介: *郝路瑶 (1982-), 男, 山西运城人, 博士, 主要研究方向为卫星“动中通”测控系统, 信息获取与信号处理, E-mail: hly602@163.com。

M. Richharia^[9]提出了一种基于梯度的步进跟踪算法, J. I. Laine^[10]提出了一种基于 2D 模型的步进跟踪算法, 这两个跟踪算法以接收信号的最陡上升方向即梯度为路径对目标卫星进行跟踪, 而且文献[10]在文献[9]的基础上利用最小二乘法获得更高精度的信号模型, 进一步提高了算法的跟踪精度。虽然这两个算法提高了步进跟踪的精度和跟踪速度, 但它们在很大程度上依赖于接收信号的模型, 而精确模型的获得需要大量接收信号的采样数据。大量采样数据的获取不仅消耗时间, 而且采样数据也会随时间发生波动。对于动中通来说, 由于移动载体的动态性比较强, 系统对跟踪的实时性要求也比较高。因此, 这两种步进跟踪算法不能应用于动中通跟踪系统的设计。

本文在分析研究动中通跟踪问题的基础上, 借鉴参数优化的思想和方法, 提出了一种优化的步进跟踪算法, 并采用计算机模拟分析方法验证了新算法的有效性及其抗干扰能力。

1 问题描述及相关结论

1.1 动中通系统特性

简而言之, 动中通系统至少包含 3 部分: 同步轨道卫星、天线系统和移动载体。同步轨道卫星为不同的用户转发各种信号如语音、数据、图像和视频等, 虽然卫星相对于地球基本静止不动, 然而由于受到太阳月球引力、太阳辐射压力及地球引力场不均匀等因素的影响, 卫星轨道存在着漂移即摄动, 一种比较典型的运动轨迹是“∞”形。对于使用者来说, 要想接收到需要的卫星信号, 必须采用高增益、高方向性的天线。移动载体如飞机、轮船、汽车等的特点就是这些载体一直处于运动中。因此, 天线系统除了要满足高增益、高方向性的要求外, 还必须在载体运动时始终以一定的精度指向目标卫星。天线跟踪系统成为动中通系统能否实现的关键技术。传统的跟踪技术分为两种类型: 开环跟踪和闭环跟踪。前者使用陀螺、加速度计等传感器; 而后者以接收到的卫星信号为参考。开环跟踪利用陀螺等惯性传感器可以快速补偿载体运动带来的干扰, 闭环跟踪可以校正由于周围环境及陀螺漂移引起的接收信号强度的变化。图 1 为移动卫星电视接收时天线跟踪系统的结构框图。

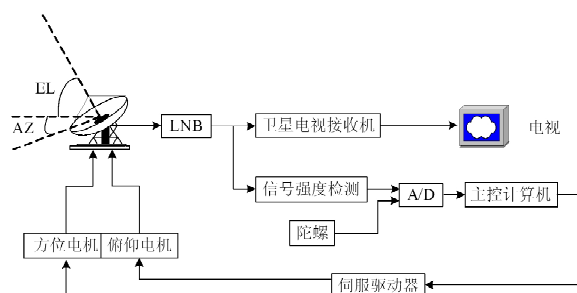


图 1 天线跟踪系统框图

Fig. 1 Block diagram of antenna tracking system

1.2 动中通跟踪问题

为了接收到卫星信号, 必须将移动地面站天线的波束对准卫星。如图 1 所示, 天线波束的指向由移动站至卫星方向的方位角和俯仰角所确定^[11]。而这两个角度由移动地面站所处的地理位置(经度和纬度)和同步轨道卫星所处赤道上空的经度决定。设移动站所在经度与卫星所在经度的差值为 ϕ , 地面站所在纬度为 ψ , 则移动站至卫星方向的目标方位角和俯仰角为

$$\begin{cases} Az = \arctan\left(\frac{\tan\phi}{\sin\psi}\right) \\ El = \arctan\frac{\cos\psi\cos\phi - r/R}{\sqrt{1 - (\cos\psi\cos\phi)^2}} \end{cases} \quad (1)$$

式中, r 为地球半径 6 378 km, R 为卫星距地心的高度 42 218 km。方位角以正北为零度, 顺时针方向为正, 俯仰角以水平为零度, 水平面上方为正。

根据式 (1) 计算出移动站至卫星方向的目标方位角和俯仰角后, 通过移动站的天线控制器使天线波束视轴对准卫星, 进行通信。由于卫星摄动、载体运动、陀螺漂移及周围环境等干扰的存在而导致指向误差的产生, 因此, 为了实现移动地面站与卫星的持续通信, 天线必须始终以一定的精度在方位面和俯仰面跟踪目标卫星以消除指向误差对通信质量带来的影响。图 2 为天线指向误差的示意图。所有闭环跟踪都以接收到的卫星信号为参考。如果指向误差小于天线半波束, 那么接收信号的强度可以近似为

$$\begin{aligned} S(Az_{current}, El_{current}) &= K_{Az}(Az_{current} - Az)^2 + \\ &K_{El}(El_{current} - El)^2 + S_{max}, \end{aligned} \quad (2)$$

式中: $Az_{current}$ 和 $El_{current}$ 分别是当前指向时天线波束的方位角和俯仰角; Az 和 El 分别是天线波束的目标方位角和俯仰角, 可通过式(1)求得; $S(Az_{current}, El_{current})$ 为当前指向时相应接收信号的强度; S_{max} 为指向误差为零时接收信号的强度; K_{Az} 和 K_{El} 为同天线增益方向图相关联的结构常数。

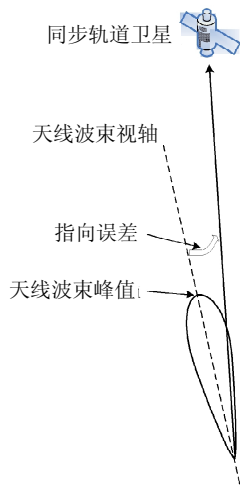


图2 天线指向误差示意图

Fig. 2 Sketch map of the point error

传统的步进跟踪以其简单而在动中通跟踪系统的设计中得到了广泛的应用^[7-8], 单平面的步进跟踪控制策略如图3所示。它的具体工作过程包括以下步骤:

- 1) 根据指向信息控制天线波束大致指向卫星方向, 如图3中的O点。
- 2) 以O为基点控制天线波束在方位或俯仰面内以固定步长分别向正反方向转动, 如图中的A点和B点。
- 3) 抽样并比较A点和B点接收信号的强度即 $S(Az_A, El_A)$ 和 $S(Az_B, El_B)$ 。
- 4) 推导出天线波束的转动方向并以O为基点使天线波束在方位或俯仰面内以固定步长转动到B'点。
- 5) 等待并设置B'为下一次调整的基点。
- 6) 在方位和俯仰面内交替重复2)~5)。

从上可以看出跟踪就是通过调整天线波束的方位角和俯仰角以实现接收信号强度的最大化即

$$\max S(Az_{current}, El_{current}). \quad (3)$$

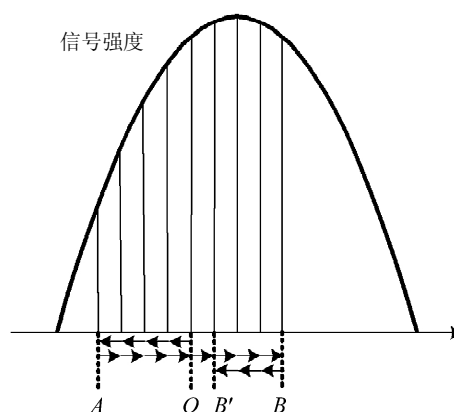


图3 单平面步进跟踪控制策略

Fig. 3 Control strategy in singular plane for traditional step tracking

传统步进跟踪对天线波束的调整是在方位和俯仰面内交替进行的。方位或俯仰波束的每次调整至少需要两次信号强度的采样, 而且跟踪过程也不是以接收信号的最陡上升即梯度为方向对天线波束进行调整的。

虽然文献[9-10]提出的算法以梯度为方向调整天线波束的指向, 但梯度的获取依赖于接收信号的模型, 而精确模型的获得需要大量的数据。对于固定地球站来说, 通过建立接收信号的精确模型仍可以提高这两个步进跟踪算法的跟踪精度, 然而对于动中通跟踪系统的设计来说这两个算法是不可行的。首先, 采集大量的数据需要很长时间, 而动中通跟踪系统是一个实时的系统; 其次, 由于载体处于运动状态中, 因此, 模型中的常量参数会随着载体位置的变化而改变; 第三, 接收机输出卫星信号的强度很容易受到移动载体所处环境如高楼、树木、涵洞及地形地貌等和天气如降雨和大雾等的干扰。因此, 在动中通系统中建立实时、精确的接收信号的模型是不可行的。

2 新算法描述

2.1 算法的理论依据

SPSA 算法由 J. C. Spall 1987 年首次提出^[12], 并在 1992 年对该算法进行了完整的讨论^[13]。由于其具有通用、高效且简单实用的特点而在很多领域得到了广泛的应用, 如统计参数估计、交通管理、反馈控制、信号与图像处理等^[14-17]。

SPSA 算法主要用于解决优化问题, 如最小化功能函数 $L(\theta)$ 即 $\min L(\theta)$, 其中 $L(\theta)$ 为可微可测量的变量值, θ 为一连续的 p 维可调的向量参数。SPSA 算法的优点是优化过程中不需要功能函数 $L(\theta)$ 的梯度信息或者梯度的测量值即 $\partial L(\theta)/\partial \theta$ 不可直接获得。算法在迭代过程中只需要功能函数的测量值, 而且这些测量值一般都会受到噪声的污染。SPSA 算法中参数 θ 的调节过程可描述为

$$\hat{\theta}_{k+1} = \hat{\theta}_k - a_k \hat{g}_k(\hat{\theta}_k), \quad (4)$$

式中, $\hat{g}_k(\hat{\theta}_k)$ 为梯度 $\partial L(\theta)/\partial \theta$ 在第 k 步的估计值, $a_k = a/(A+k+1)^a$ 为步长因子。因此, 算法可以归结为寻找参数 θ 的最优值 θ^* 使得 θ^* 所对应点的梯度为零, 即

$$g(\theta^*) = \left. \frac{\partial L(\theta)}{\partial \theta} \right|_{\theta=\theta^*} = 0. \quad (5)$$

SPSA 算法通过高效的扰动技术获得梯度的估计值, 算法的最大优点就是每次梯度估计仅利用两次带噪声的测量值即可, 而不用所考虑优化参数的维数大小, 因此算法特别适用于高维的参数优化问题。算法中梯度的估计值由下式求得:

$$\hat{g}_k(\hat{\theta}_k) = \frac{\gamma(\hat{\theta}_k + c_k \mathbf{A}_k) - \gamma(\hat{\theta}_k - c_k \mathbf{A}_k)}{2c_k} \begin{bmatrix} \mathbf{A}_{k1}^{-1} \\ \mathbf{A}_{k2}^{-1} \\ \vdots \\ \mathbf{A}_{kp}^{-1} \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中 $c_k = c/(k+1)^c$ 为小幅扰动的值, $\gamma(\theta)$ 为带噪声的功能函数的测量值即 $\gamma(\theta) = L(\theta) + \text{noise}$, $\mathbf{A}_k = [\mathbf{A}_{k1}, \mathbf{A}_{k2}, \dots, \mathbf{A}_{kp}]^T$ 为随机扰动向量, 随机扰动向量中的每个参数服从均值为零的分布。

2.2 提出的算法

在 1.2 节已指出跟踪就是通过调整天线波束的方位角和俯仰角以实现接收信号强度的最大化, 如式 (3) 所示。如果改变接收信号强度的符号, 跟踪问题就转化为

$$\min(-S(Az_{\text{current}}, El_{\text{current}})), \quad (7)$$

取 $L(\theta) = -S(Az_{\text{current}}, El_{\text{current}})$, 则 $\theta = [Az_{\text{current}}, El_{\text{current}}]^T$, $p=2$ 。基于上述思想, 提出了一种基于同时扰动随机逼近的步进跟踪算法。具体步骤描述如下:

Step1 算法初始化。令 $k=0$, 天线波束的初始指向角计为 $\hat{\theta}_0$, 然后设定算法中增益序列 a_k 和 c_k 中的参数 a 、 c 、 A 、 a 及 γ 。

Step2 生成同时扰动随机向量。利用蒙特卡罗方法产生两维的随机扰动向量 \mathbf{A}_k , \mathbf{A}_k 中的每一个元素都具有独立分布、零均值的特性, 即 $E\{\mathbf{A}_k\} = 0$, $i=1, 2$ 。本文中简单的概率为 $1/2$ 的伯努利 ± 1 分布产生同时扰动随机向量。

Step3 接收信号的测量。利用前两步获得的的同时扰动向量 \mathbf{A}_k 和扰动值 c_k 驱动天线波束的指向, 并把扰动后天线波束指向所对应的接收信号的强度分别记作 $\gamma(\hat{\theta}_k + c_k \mathbf{A}_k)$ 和 $\gamma(\hat{\theta}_k - c_k \mathbf{A}_k)$, 式中 $\hat{\theta}_k$ 为在第 k 步时天线波束指向的向量值。

Step4 梯度估计。利用式 (6) 对天线波束下一步调整的梯度值进行估计。

Step5 调整。利用式 (4) 对天线波束进行调整。

Step6 判断。首先, 判断是否有接收信号, 如果没有, 终止跟踪算法, 直到恢复信号接收, 返回 Step1 重新启动跟踪算法。其次, 判断是否由于外界的因素导致指向误差突然增大, 如果有返回 Step1, 否则令 $k=k+1$, 返回 Step2。

算法中 Step1 中的系数控制了每一步天线波束的调整步长及扰动幅度, 因此参数的选择对于新算法性能非常关键。本文中 a 和 γ 分别取 0.602 和 0.101; A 、 a 和 c 分别取根据经验获得的值 8.6、1.2 和 1.6。限于篇幅, 关于参数的取值原则详见文献 [18]。

可以通过更改式 (4) 直接实现接收信号的最大化, 即

$$\hat{\theta}_{k+1} = \hat{\theta}_k + a_k \hat{g}_k(\hat{\theta}_k), \quad (8)$$

那么, 算法中 Step5 改为利用式 (8) 对天线波束进行调整。无论采用那种方式, 算法都能够以接收信号的最陡上升方向对天线波束进行调整。

3 算法仿真及结果分析

下面通过仿真实验, 对本文提出的新算法的性能及抗干扰能力进行分析。

在跟踪系统仿真条件的设置中,以2008年6月9号发射的位于东经 92.2° 的直播卫星—中星9号为目标卫星;载体运动的起点和终点分别为西安和北京,它们分别位于东经 108.95° ,北纬 34.27° 和东经 116.45° ,北纬 39.92° 。通过式(1)可得移动载体位于西安时天线波束的目标方位角和俯仰角分别为 28.12° 和 46.32° ,位于北京时天线波束的目标方位角和俯仰角分别为 35.08° 和 37.48° 。假设系统的测量噪声为零均值,方差为1的高斯白噪声。对于天线波束的控制来说,载体的运动也是一种干扰,由于载体的剧烈运动会使指向误差突然变大,为了检验算法的抗干扰能力,在仿真中引入幅度为2的随机干扰。

3.1 新算法性能仿真

主要从两种情况进行仿真实验:

1) 载体在小范围内运动如在西安地区。

当载体在小范围内运动时,天线波束的目标方位角和俯仰角基本为常数,如在西安地区,天线波束的目标方位角和俯仰角分别为 28.12° 和 46.32° 。模拟仿真时,天线波束的初始指向为半波束范围内的随机指向。如图4为天线波束在任意5次初始指向时波束的不同调整过程。

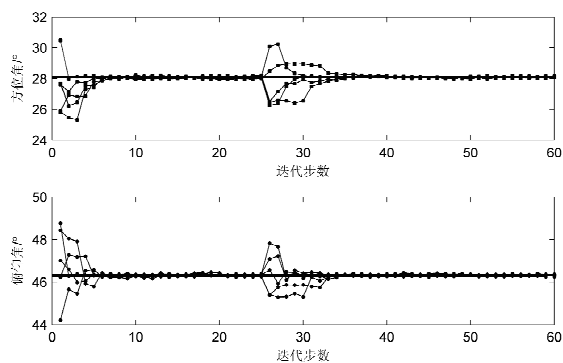


图4 天线波束的调整过程

Fig. 4 Adjusting process of antenna beam beginning from five random initial points (near -3dB)

2) 载体运动距离较远如从西安到北京。

由于载体与卫星的距离非常远,因此当载体运动时,天线波束的目标方位角和俯仰角会随着载体地理位置的变化而缓慢改变。为了验证方便,在模拟仿真中认为载体由起点运动到终点时目标方位角和俯仰角的变化是突变的。以载体从西安到北京

的运动为例,天线波束的目标方位角和俯仰角分别由 28.12° 和 46.32° 变为 35.08° 和 37.48° 。如图5为天线波束在任意5次初始指向时波束的不同调整过程。

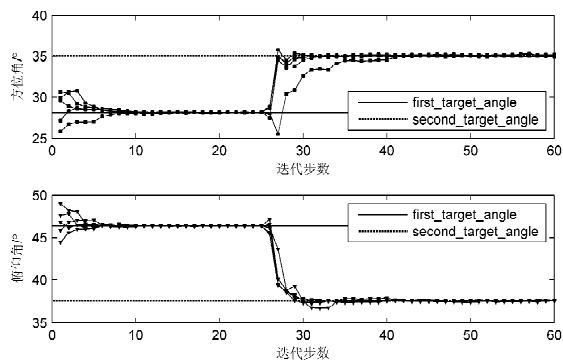


图5 天线波束的调整过程

Fig. 5 Adjusting process of antenna beam beginning from five random initial points (near -3dB) between cities

从图4可以看出,新的步进跟踪算法能够同时在方位面和俯仰面以梯度为方向对天线波束进行调整,使天线波束以接收信号的最陡上升方向跟踪目标卫星。新算法在初始指向为半波束宽度附近范围内的随机指向时,仅通过6次迭代就可以实现接收信号的最大化。系统的稳态跟踪误差为 0.0703° ,满足系统对跟踪精度的要求即 $\text{point error} < \rho_{3\text{dB}}/10$,式中 $\rho_{3\text{dB}}$ 为天线的半波束宽度。而且天线波束在受到外部干扰而产生较大指向误差时,新的跟踪算法能够快速调整天线波束使之重新对准卫星,说明算法具有较强的抗干扰能力。由于测量噪声和扰动的随机性,天线波束的调整过程每次都稍有区别。

从图5可以看出,当天线波束的目标方位角和俯仰角随载体地理位置变化时,新算法能以一种自适应的方式调整天线波束的指向使之快速对准卫星。

3.2 性能比较

在接收信号最大化的过程中,跟踪算法的迭代步数和信号强度的测量次数不仅决定了算法对准卫星所需的时间即算法的快速性,而且更广泛来说也影响了伺服系统的机械可靠性。传统的步进跟踪仅仅能确定天线波束下一步调整的方向,而本文的算法不仅能确定天线波束下一步调整的方向,还能估计出下一步天线波束调整的梯度值,使天线波束能以接近最优的方向跟踪目标卫星。

同传统的步进跟踪算法相比,新算法每次仅需天线在不同指向位置时信号的两次采样就可以以梯度方向同时调整天线波束的方位角和俯仰角;而传统的步进跟踪算法需要天线在不同指向位置时信号的4次采样,才能对方位角和俯仰角进行一次调整,而且每次都是以固定步长对天线波束进行调整。

在下面的仿真中,仅考虑载体在小范围运动时的情况。图6为新算法同传统的步进跟踪算法在不同步长时性能的比较。图7为跟踪曲线的轮廓图比较。

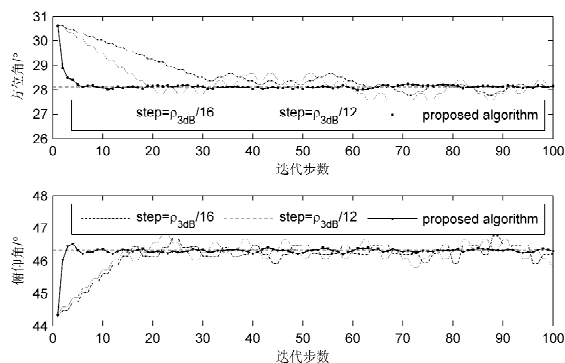


图6 不同算法下天线波束的调整过程

Fig. 6 Adjusting process of antenna beam for different algorithms

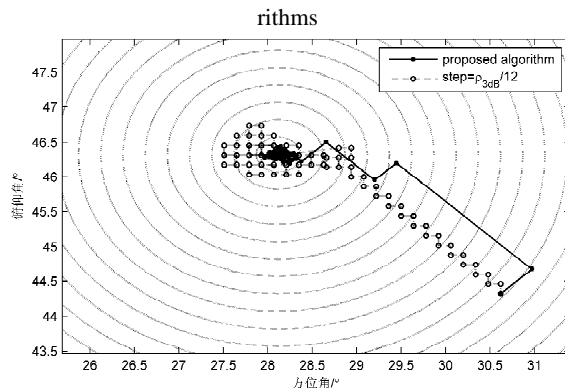


图7 不同算法跟踪曲线的轮廓图

Fig. 7 Contour graph of tracking process for different algorithms beginning from near a -3dB point

从图6可以看出,传统的步进跟踪需要较多的迭代步数才能最大化接收信号的强度而且迭代步数随着步长的减小而增大,而新算法则只需要6步就可以实现接收信号的最大化。

从图6中还可以看出,同传统的步进跟踪算法相比,新算法实现接收信号的最大化后在方位面和

俯仰面都没有明显的波动即具有较高的稳态跟踪误差。新算法的稳态跟踪误差为 0.0623° , 传统的步进跟踪算法在步长取为 $\rho_{3dB}/12$ 和 $\rho_{3dB}/16$ 时的稳态跟踪误差分别为 0.3312° 和 0.4930° 。由于误差的随机性,在本次仿真结果中新算法的稳态误差同前面的略有差别。

从图7可以明显的看出新算法不仅具有较快的跟踪速度,而且新算法的稳态跟踪误差远小于传统步进跟踪算法的稳态跟踪误差。

从前面的讨论可以看出,同传统的步进跟踪算法相比,新算法通过较少的迭代次数即可实现接收信号的最大化并减少了伺服系统中机械机构的磨损从而提高了系统的整体可靠性和寿命,而且新算法在很大程度上提高了系统的稳态跟踪误差。

4 结论

本文对动中通系统中的传统步进跟踪技术进行了研究,提出了一种基于同时扰动随机逼近的优化步进跟踪算法。新算法以接收信号的强度为功能函数,驱动天线波束在方位面和俯仰面进行小幅的同时扰动,并根据扰动前后带噪声的接收信号的采样值,确定下一步天线波束调整时的梯度值及方向。新的步进跟踪算法不仅具有设计简单、成本低、算法的实现及更改不需改变系统原有的硬件结构等,而且能够实现天线波束在方位面和俯仰面同时以接收信号的最陡上升即梯度为方向对天线波束进行调整。计算机模拟分析表明新算法不仅是有效的而且具有较强的抗干扰能力。

参考文献

- [1] Weerackody V. Adjacent satellite interference from a network Of MF-TDMA satellite communications on-the-move terminals [C] // Military Communications Conference, Orlando, FL, 2012: 1-6.
- [2] Shroyer T. Satcom-on-the-move why one size doesn't fit all [C] // Military Communications Conference MILCOM, Orlando, FL, 2012: 17-20.
- [3] Satoh M, Li H B, Fujino Y, et al.. Helicopter satellite communication system developed for transmission of disaster and emergency information [C] // Proceedings of the 21st International Communications Satellite Systems Conference and Exhibit, Yokohama, Japan, 2003.
- [4] Chujo W. Helicopter satellite communication system for disaster control operations [C] // The 6th Asia-Pacific Seminar on Next

- Generation Mobile Communications, 2005.
- [5] Hawkins G J, Edwards D J, McGeehan J P. Tracking systems for satellite communications [J]. Radar and Signal Processing, IEE Proceedings F, 1988,135 (5): 393-407.
- [6] Kenington P B. Electronic tracking systems for space communications [J]. Electronics & Communication Engineering Journal, 1990,2 (3): 95-101.
- [7] Cho C H, Lee S H, Kwon T Y, et al.. Antenna control system using step tracking algorithm with H^∞ controller [J]. International Journal of Control, Automation, and Systems, 2003,1 (1): 83-92.
- [8] Kim J K, Park S H, Jin T. Simplified fuzzy-pid controller of data link antenna system for moving vehicles [C] //9th Pacific Rim International Conference on Artificial Intelligence, Guilin, China, 2006: 1083-1088.
- [9] Richharia M. An improved step track algorithm for tracking geosynchronous satellites [J]. International Journal of Satellite Communications, 1986,4 (3): 147-156.
- [10] Laine J I. 2D model-based step-track procedure [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2000,36 (4): 1386-1391.
- [11] Debruin J. Control systems for mobile SATCOM antennas [J]. IEEE Control Systems Magazine, 2008,28 (1): 86-101.
- [12] Spall J C. A stochastic approximation technique for generating maximum likelihood parameter estimates [C] //Proceedings of the 1987 American Control Conference, Minneapolis, MN, USA, 1987: 1161-1167.
- [13] Spall J C. Multivariate stochastic approximation using a simultaneous perturbation gradient approximation [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1992,37 (3): 332-441.
- [14] Fu M C, Hill S D. Optimization of discrete event systems via simultaneous perturbation stochastic approximation [J]. IIE Transactions, 1997,29 (3): 233-243.
- [15] Spall J C. An overview of the simultaneous perturbation method for efficient optimization [J]. Johns Hopkins APL Technical Digest, 1998,19 (4): 482-492.
- [16] Song Q, Spall J C, Soh Y C, et al.. Robust neural network tracking controller using simultaneous perturbation stochastic approximation [J]. IEEE Transactions on Neural Networks, 2008,19 (5): 817-835.
- [17] Guo C Y, Song Q, and Cai W J. A neural network assisted cascade control system for air handling unit [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2007,54 (2): 620-628.
- [18] Spall J C. Implementation of the simultaneous perturbation algorithm for stochastic optimization [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1998,34 (3): 817-823.

Step tracking algorithm based on simultaneous perturbation stochastic approximation for Satcom-On-The-Move

HAO Lu-yao¹, WANG Biao-biao²

(1. Unit 96625 of PLA, Xuanhua, Hebei 075100, China; 2. Unit 96275 of PLA, Luoyang, Henan 471003, China)

Abstract: In order to improve the tracking performance of SOTM, an improved step tracking algorithm based on simultaneous perturbation stochastic approximation is proposed by employing the idea of parameter optimization after analyzing the system characteristics of SOTM. The main idea for this novel tracking algorithm is to use a highly efficient simultaneous perturbation approximation to the gradient using only two noisy measurements of the received signal strength. The antenna beam can be steered to track the target satellite in both azimuth and elevation planes simultaneously in the direction of steepest ascent of received signal by using the improved step tracking algorithm. Computer simulation results show that this novel tracking algorithm is indeed effective and robust.

Key words: Satcom-On-The-Move (SOTM); simultaneous perturbation stochastic approximation; step tracking; gradient