

## 飞行器姿态对 GPS 信号仿真的影响分析

刘子令, 姚志成, 范志良, 王海洋  
(第二炮兵工程大学, 西安 710025)

**摘要:** 现代飞行器运动特性复杂,其姿态变化引起的天线对空覆盖特性改变,使得天线前端接收的信号增益变化。传统 GPS 信号仿真,在处理其信号增益上没有考虑上述影响。为此,综合天线波瓣图、坐标系转换以及飞行器的姿态,导出 GPS 信号增益模型,实现飞行器姿态在 GPS 信号仿真上的体现,对于深化卫星信号仿真技术具有工程上的指导意义。

**关键词:** 飞行器姿态; GPS 信号; 天线波瓣图; 信号增益; 信号仿真

**中图分类号:** TP337      **文献标志码:** A      **文章编号:** 1671-637X(2015)07-0057-04

## Influence of Aircraft Attitude on Simulation of GPS Signal

LIU Zi-ling, YAO Zhi-cheng, FAN Zhi-liang, WANG Hai-yang  
(The Second Artillery Engineering University, Xi'an 710025, China)

**Abstract:** Motion features of the modern aircraft are becoming much more complex. The change of antenna coverage properties caused by the change of aircraft attitude may result the change of signal gain in the antenna frontend. The traditional method of GPS signal simulation did not take the above effects into consideration. In order to reflect the influence of carrier attitude on GPS signal, the antenna lobe pattern, coordinate system transformation and aircraft attitude were integrated together to deduce the model of GPS signal gain. This study can provide a reference for the engineering application of satellite signal simulation.

**Key words:** aircraft attitude; GPS signal; antenna lobe pattern; signal gain; signal simulation

### 0 引言

随着 GPS 导航技术的飞速发展和各项性能的日益完善, GPS 已经在导弹、航天控制领域得到了广泛的应用<sup>[1-2]</sup>。作为卫星导航接收机开发与验证的必备条件,卫星信号仿真技术对于卫星导航技术的发展具有重要作用。相对于国内,国外的卫星信号仿真技术起步早、发展快、技术领先,因此我国大力研究和发 展卫星信号仿真技术具有十分重要的战略意义,文献[3-5]已经就 GNSS 信号仿真做了大量的研究。

随着武器装备技术的发展,飞行器的动态特性除了沿弹道的高速质心运动,还包括影响载体姿态的绕质心运动,由此产生的姿态变化使得飞行器接收天线对空间覆盖特性改变,进而影响接收到的卫星信号<sup>[6]</sup>。目前,卫星信号仿真多针对目标的空间位置,而把考虑

飞行器姿态作为卫星信号仿真技术未来完善的发展趋势<sup>[7]</sup>。

本文综合考虑飞行器运动特性、接收天线安装矢量、飞行器姿态位置与卫星信号的矢量关系以及天线波束图等因素,研究分析引入姿态信息后的 GPS 卫星信号接收情况。通过仿真,模拟飞行器飞行过程中的 GPS 信号接收情况,为飞行器 GPS 天线选择提供参考。

### 1 天线特性引起的增益变化

GPS 接收机通过接收机天线,将卫星的无线电信号转换为电信号,进而得到相关数据信息。根据接收机天线的特性参数不同,其对信号的接收能力也存在差异。下面根据天线的波瓣图研究其信号的接收效果。

#### 1.1 天线波瓣图与增益

天线主要特性参数包括天线的口径、阻抗、极化方式以及波瓣特性。本文通过研究波瓣图,分析天线的波束范围、定向性和增益,进而推导出 GPS 卫星信号增益模型。

天线波瓣图,又称天线辐射方向性图,是指在离天线一定距离处,辐射场的相对场强或功率(归一化模

收稿日期:2014-08-11      修回日期:2014-08-24

基金项目:国家自然科学基金(61374054)

作者简介:刘子令(1990—),男,重庆奉节人,硕士生,研究方向为控制科学与工程。

值)随方向变化的图形<sup>[8]</sup>。如图1所示的三维场波瓣图,其波瓣半径 $r$ 正比于在该方向 $\theta$ 和 $\phi$ 上的场强,可表示为 $E(\theta, \phi)$ 。

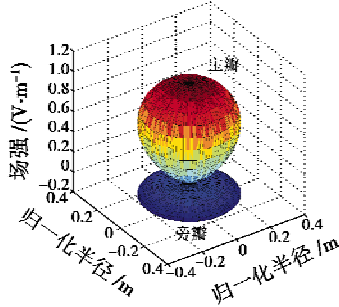


图1 天线三维场波瓣图

Fig.1 3-dimensional field lobe of the antenna

根据辐射功率与场的平方成正比关系,可由场波瓣图得到其功率波瓣图,及其功率函数 $P(\theta, \phi)$ 。由此可以得出信号增益表达式,即

$$G(\theta, \phi) = \frac{P(\theta, \phi)}{P_{av}(\theta, \phi)} \quad (1)$$

式中, $P_{av}(\cdot)$ 表示远场区某一球面的平均功率密度,可表示为

$$P_{av}(\theta, \phi) = \frac{1}{4\pi} \int_{\phi=0}^{\phi=2\pi} \int_{\theta=0}^{\theta=\pi} P(\theta, \phi) \sin \theta d\theta d\phi = \frac{1}{4\pi} \iint_{4\pi} P(\theta, \phi) d\Omega \quad (2)$$

式中, $\Omega$ 表示波瓣图的立体角。

天线增益是一个实际的参量,由于天线或天线罩的欧姆损耗而小于计算值,因此

$$\bar{G}(\theta, \phi) = kG(\theta, \phi) \quad 0 \leq k \leq 1 \quad (3)$$

GPS接收机为了接收全天域卫星信号,均采用全向天线,即在水平方向图上表现为 $360^\circ$ 均匀辐射,天线的波瓣图主瓣轴与其中心矢量重合,且绕该轴对称。因此可忽略 $\phi$ 对天线功率幅值的影响,得到增益表达式 $G(\theta)$ 。

### 1.2 贴片(微带)天线

根据天线的种类不同,其波瓣图形状和特性各不相同, $P(\theta)$ 的具体表达式也有所不同。从天线结构原理出发,可分为细直天线、环形天线、偶极子天线、螺旋天线、贴片天线等。根据上文得到,天线波瓣越窄,其定向性就越强,抗干扰能力和远距离传输能力也相对越强;反之,则其对空间覆盖范围越广。

对于GPS接收机天线,既需要考虑远距离信号传输,又必须具有较大的对空覆盖范围。而对于弹载或机载GPS接收机天线,抗干扰能力与物理尺寸设计同样不容忽视。目前,应用于飞行器尤其是弹载接收机的天线多为贴片(微带)天线。

贴片天线具有以下优点:1)体积小,重量轻,剖面

低,可与飞行器共形;2)电性能多样化,可根据需要设计微带元,得到各种极化;3)易集成,能够和有源器件、电路集成而成为统一的组件。

贴片天线的辐射波瓣图较宽,其典型的波束范围 $\Omega_A$ 约为 $\pi$ sr(球面度),为了便于计算,可将其波瓣表达式近似为

$$\begin{cases} E(\theta) = \cos \theta \\ P(\theta) = \cos^2 \theta \end{cases} \quad (4)$$

则其波瓣的对称剖面如图2所示。

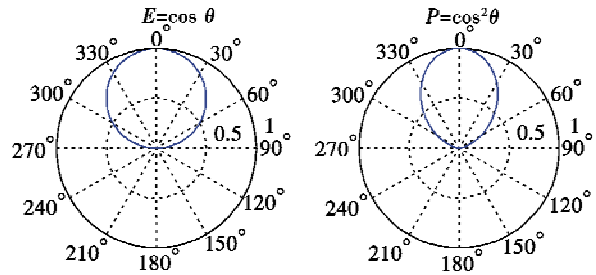


图2 贴片天线波瓣图剖面

Fig.2 Lobe profile of the patch antenna

根据式(1)、式(2)可得贴片天线的信号增益函数

$$G(\theta) = \frac{\cos^2 \theta}{\frac{1}{4\pi} \iint_{4\pi} \cos^2 \theta d\Omega} = \frac{8}{3} \cos^2 \theta \quad (5)$$

## 2 飞行器姿态对信号增益的影响

飞行器在运动过程中,其质心位置的变化会引起卫星仰角与方位角的变化,进而判断卫星可见性。而其姿态变化则会使GPS信号与天线中心矢量的夹角改变,具体反映在每颗卫星的信号增益上。

### 2.1 坐标系转换

天线中心矢量与由GPS卫星星历得到的卫星位置分别基于天线坐标系和WGS-84坐标系,因此,需要通过坐标转换将其统一到同一坐标系中。相对单一的飞行器,GPS卫星数量较多,将天线中心矢量转换到WGS-84坐标系可降低计算量。

坐标系转换公式为

$$\begin{cases} A_2 = C_1^2 A_1 + A_2^1 \\ x_2 = C_1^2 x_1 \\ C_1^2 = R_z \cdot R_y \cdot R_x \end{cases} \quad (6)$$

式中: $C_1^2$ 表示1系到2系的坐标转换矩阵; $A_2^1$ 表示2系原点在1系中的坐标; $R_x, R_y, R_z$ 分别表示绕 $x, y, z$ 三轴进行欧拉转换时的转换矩阵。

根据飞行器运动特性,转换过程主要包括天线坐标系 $o-x_a y_a z_a$ 、载体坐标系 $o-x_b y_b z_b$ 、发射惯性坐标系 $o-x_i y_i z_i$ 、地心惯性坐标系 $o-x_j y_j z_j$ 和WGS-84坐标系 $o-x_w y_w z_w$ ,其转换流程如图3所示。

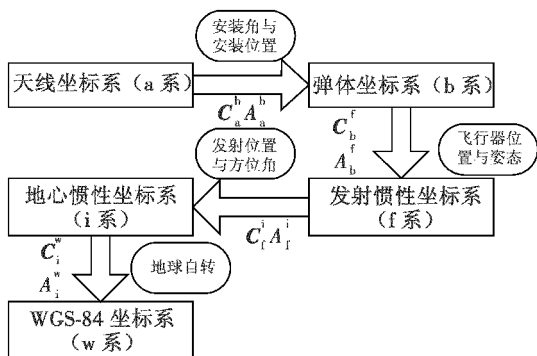


图 3 坐标系转换流程图

Fig. 3 Flow chart of coordinate system transformation

2.1.1 天线坐标系到载体坐标系

对于不同的飞行器而言,其天线的安装角与安装位置有所差别,但均不随时间变化,故  $C_a^b, A_a^b$  为已知常量。

2.1.2 载体坐标系到发射惯性坐标系

飞行器姿态对天线对空覆盖特性的影响主要体现在载体坐标系与地心惯性坐标系的转换中,如图 4 所示。

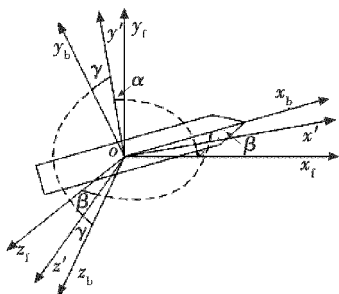


图 4 载体 - 惯性系角度示意图

Fig. 4 Relationship of the angle of carrier with launch inertial system

飞行器利用惯性平台测量得到姿态角,因此通过对俯仰角  $\alpha$ 、偏航角  $\beta$ 、滚动角  $\gamma$  进行逆向旋转,即可得到

$$C_b^f(\alpha, \beta, \gamma) = R_z(-\alpha) \cdot R_y(-\beta) \cdot R_x(-\gamma) \quad (7)$$

而 b 系原点在 f 系坐标  $A_b^f$ , 可以根据飞行器运动方程解算得出。

2.1.3 发射惯性坐标系到地心惯性坐标系

如图 5 所示,由发射惯性坐标系转换到地心惯性坐标系,需要飞行器发射的相关信息,包括发射时刻、发射点的经度  $\varphi$ 、纬度  $\lambda$  以及发射方位角  $A_D$ 。

根据相关推导得出

$$C_f^i(\varphi, \lambda, A_D) = R_z(-\varphi - 90^\circ) \cdot R_y(A_D - 90^\circ) \cdot R_x(\lambda) \quad (8)$$

发射点在地心惯性系中的坐标  $A_f^i$  也可以通过经度  $\varphi$ 、纬度  $\lambda$ 、高度  $h$  得出。

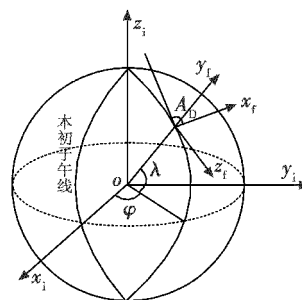


图 5 发射惯性 - 地心惯性系示意图

Fig. 5 Relationship between the launch inertial system and geocentric inertial system

2.1.4 地心惯性坐标系到 WGS-84 坐标系

WGS-84 坐标系是地心地固坐标系,因此两坐标系原点重合即  $A_i^w = 0$ , 其转换主要受地球的自转影响。已知地球自转角速度  $w_s$  为  $0.004178$  ( $^\circ$ )/s, 根据发射时刻  $t_f$  与飞行时间  $\Delta t$ , 可得

$$C_i^w(t_f, \Delta t) = R_z(w_s \times (t_f - t_0 + \Delta t)) \quad (9)$$

式中,  $t_0$  为系统选定的 WGS-84 坐标系零时。

2.2 飞行器姿态与信号增益的关系

通过 2.1 节所介绍的坐标系转换,可将天线中心矢量转换到 WGS-84 坐标系。如图 6 所示,卫星载体矢量与天线中心矢量在天线坐标系分别形成两个夹角  $\theta, \xi$ 。

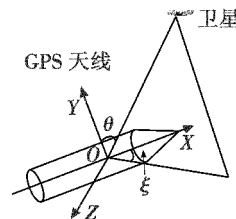


图 6 天线 - 卫星矢量角

Fig. 6 Vector angle between antenna and satellite

根据天线波瓣图及其增益公式,推导出天线端卫星信号增益函数<sup>[9]</sup>

$$G = G(\theta, \xi) \quad (10)$$

由于接收机天线为全向天线,即在其赤道面内所有方向增益相同,因此,可以忽略夹角  $\xi$  对天线增益的影响,即

$$G = G(\theta) \quad (11)$$

综合式(6) ~ 式(9),得到天线增益表达式

$$G = G(\alpha, \beta, \gamma, x, y, z, \varphi, \lambda, h, A_D, t_f, \Delta t) \quad (12)$$

在飞行器位置,发射信息及飞行时间已知的情况下,最终可以将天线的增益函数表示为

$$G = G(\alpha, \beta, \gamma) \quad (13)$$

2.3 考虑飞行器姿态的信号仿真方法

根据卫星信号仿真原理与飞行器姿态对信号增益的影响函数,设计了考虑飞行器姿态的卫星信号仿真

方法,其流程如图7所示。

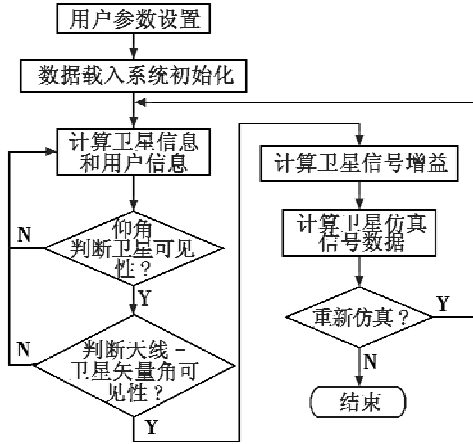


图7 卫星信号仿真流程

Fig. 7 Flow chart of the satellite signal simulation

为了充分考虑飞行器姿态对信号增益的影响,在传统的根据仰角判断卫星可见性后,加入根据天线-卫星矢量角判断卫星可见性的步骤,若可见,方可进行下一步计算。

### 3 软件仿真及其结果

通过上述理论,利用C++ Builder 编程进行软件仿真。软件主要包括3个部分:卫星星座仿真,信号增益计算,窗口界面。卫星星座仿真主要包括 UTC 时钟仿真、卫星运动状态计算以及信号初始化。信号增益计算根据得到的星座数据与输入的载体状态信息,计算其仰角、方向角、天线卫星矢量角及其增益。窗口界面则主要用于相关信息的输入与计算结果的显示。

软件仿真实验:设定仿真环境为东经 110°,北纬 45°,高度 100 m,目标位置处于静止,仅发生姿态角运动,其初始状态(姿态角全为零)为竖直状态。分别就下面3种姿态运动进行仿真实验:1) 偏航角 0°,滚动角 0°,目标俯仰角由 0°变为 90°;2) 俯仰角 90°,滚动角 0°,目标偏航角由 0°变为 90°;3) 俯仰角 45°,偏航角 0°,目标俯仰角由 0°变为 180°。仿真结果如图8所示。

根据实际情况,载体竖直情况下,其接收机天线所覆盖空域并非其正上方空域,受天线安装位置影响,实际达到载噪比要求的可用星较少。而随着俯仰角增大,载体进入水平状态,天线覆盖空域与其实际空域重合,使得可见星数增大,上述情况与俯仰角仿真效果一致,验证了仿真实切实可行,具有实际参考价值。偏航角与滚动角仿真效果表明偏航角与滚动角同样对 GPS 信号增益及卫星可见性造成影响。

从仿真结果分析,载体姿态变化对于接收天线前端的 GPS 信号增益以及卫星可见性具有一定的影响。当天线所覆盖空域与载体正上方空域重合时,综合可

见星数达到最大。

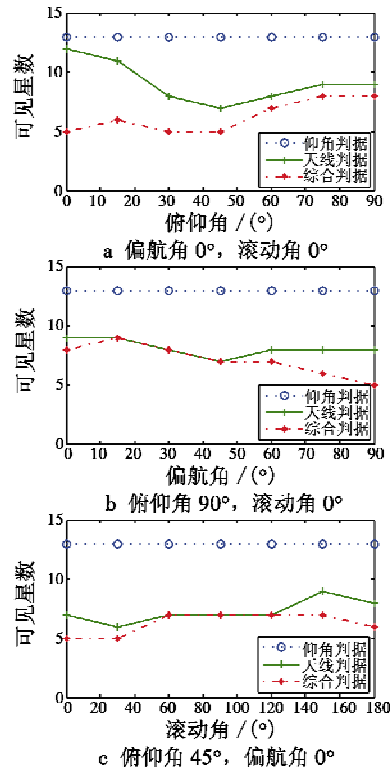


图8 仿真结果

Fig. 8 Results of the simulation

### 4 结束语

根据天线相关特性,推导出其前端功率波瓣图与增益表达式,并利用坐标转换计算得到卫星-载体-天线矢量角,进而仿真得到各卫星信号增益及其可见性。本文主要就载体姿态变化引起的 GPS 信号强度衰减进行理论阐述,模型建立和软件仿真。结果表明,考虑载体姿态对接收机天线前端 GPS 信号的影响后,可见星数目明显减少,该情况较之传统仅根据仰角判断卫星可见性,更符合实际情况,可为进一步完善卫星信号仿真技术提供支持。在此基础上,构建更加完善的天线波瓣图模型与高动态仿真实验是下一阶段的主要工作。

### 参考文献

[1] 杨春. GPS 卫星导航信号仿真研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2006. (YANG C. Research of the navigation signal simulation on GPS[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2006.)

[2] 袁建平, 罗建军, 岳晓奎, 等. 卫星导航原理与应用[M]. 北京:中国宇航出版社,2003. (YUAN J P, LUO J J, YUE X K, et al. Satellite navigation system: principle and application[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2003.)

飞机参数在内的超过 4 个应用建立同步连接,接收应用注册,对应用实现监控。同时可以对应用的请求进行同步响应以及异步响应,实现预期功能目标。实现环境中对软件的响应要求小于 5 ms,本软件的实际响应时间为 1 ms,达到了预期的性能要求。

在测试过程中,进行故障注入,使不同的功能出现故障,其他功能的运行不会受到影响,恶意的网络攻击会导致应用接口模块的瘫痪,但是该故障不会蔓延到航电数据访问模块;应用之间访问不同的数据,实现不同的数据操作,AIA 能够识别出不合法的应用以及错误的访问。

## 5 结语

本软件的设计,通过定义和实现 AIDCP 协议以及动态访问控制模型,实现了机载网络环境下航电数据的安全分发功能,并且达到了增加系统的灵活性和扩展性,减少系统的复杂度,提高系统的集成化的目的。AIDCP 协议采用 XML 语言描述,不需要专门的客户端软件,不受应用端驻留平台及编程语言的限制,实现了对分布式异构平台环境的支持,保证了系统的开放性,

节省了系统资源。本应用已在某大型民机项目的原理样机上实现,完成了系统功能的集成,达到了功能和性能要求。

## 参 考 文 献

- [1] Air Transport Association. ATA specification 100 specification for manufacturers' technical data [S]. [S. l.]: ATA, 1999.
  - [2] SAE. ARINC 763 Network server system (NSS) [S]. [S. l.]: ARINC, 2004.
  - [3] SAE. ARINC763A Network server system (NSS) form and fit definition[S][S. l.]: ARINC, 2008.
  - [4] SAE. ARINC 821 Aircraft network server system(NSS) functional definition[S]. [S. l.]: ARINC, 2008.
  - [5] MAHNOUD M S B, LARRIEU N, PIROVANO A, et al. An adaptive security architecture for future aircraft communications [C]//29th Digital Avionics Systems Conference, IEEE, 2010:3. E. 2-1-3. E. 2-16.
  - [6] SAE. ARINC 834-1 Aircraft data interface function (ADIF) [S]. [S. l.]: ARINC, 2009.
- 
- (上接第 51 页)
- [3] 周淑华,徐贵民,张博,等.“动中通”中 TCP 连接“阴影”恢复时间的研究[J]. 计算机工程与应用,2009,45(8):123-124. (ZHOU S H, XU G M, ZHANG B, et al. Study on TCP connection recovery time from link blockage in SOTM [J]. Computer Engineering and Applications, 2009, 45(8):123-124.)
  - [4] 林智慧,李磊民. 星通信的技术发展及应用[J]. 现代电子技术,2007(3):38-39. (LIN Z H, LI L M. Technology development and applications of satellite communications [J]. Modern Electronics Technique, 2007(3): 38-39.)
  - [5] SCALISE S, ERNST H, HARLES G. Measurement and modeling of the land mobile satellite channel at Ku-band[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2008, 57(2):693-703.
- 
- (上接第 60 页)
- [3] 范志良,刘光斌. GLONASS 卫星信号仿真器设计与实现[J]. 无线电工程,2009,39(3):33-36. (FAN Z L, LIU G B. Design and implementation of GLONASS signal simulator[J]. Radio Engineering, 2009, 39(3):33-36.)
  - [4] 侯博,谢杰,范志良,等. 多模卫星信号模拟器设计与实现[J]. 计算机测量与控制,2012,20(1):170-172,176. (HOU B, XIE J, FAN Z L, et al. Design and realization of a GNSS signal simulation[J]. Computer Measurement & Control, 2012, 20(1):170-172, 176.)
  - [5] 罗益鸿. 导航卫星信号模拟器软件设计与实现[D]. 长沙:国防科学技术大学,2008. (LUO Y H. The software design and implementation of navigation satellite signal simulator [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008.)
  - [6] 刘旭东,赵军祥. 旋转载体多天线对 GPS 卫星可见性分析[J]. 全球定位系统,2009(5):11-14. (LIU X D, ZHAO J X. Analysis of the GPS satellite visibility based on rotating carrier[J]. GNSS World of China, 2009(5):11-14.)
  - [7] 刘丽丽,王可东. 卫星信号模拟器研究现状及其发展趋势[J]. 全球定位系统,2010(3):58-61. (LIU L L, WANG K D. Research status and development tendency of the satellite signal simulator [J]. GNSS World of China, 2010(3):58-61.)
  - [8] KRAUS J D, MARHEFKA R J. 天线[M]. 3 版. 章文勋,译. 北京:电子工业出版社,2004. (KRAUS J D, MARHEFKA R J. Antennas: for all applications [M]. 3rd ed. Translated by ZHANG W X. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2004.)
  - [9] 刘旭东,赵军祥. 载体旋转条件下 GPS 中频信号生成方法[J]. 飞行器测控学报,2009(28):91-94. (LIU X D, ZHAO J X. A generation method of GPS if signal under carrier rotating conditions [J]. Journal Spacecraft TT&C Technology, 2009(28):91-94.)