

文章编号 1004-924X(2009)01-0172-07

机载 GPS 测量定位技术研究

张 葆¹, 姚俊峰^{1,2}, 高利民^{1,2}

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;

2. 中国科学院 研究生院, 北京 100039)

摘要: 为了得到侦察目标的大地坐标以及引导载机捕捉已知目标, 提出了机载 GPS 测量定位方法。应用 GPS 技术, 获取载机及已知目标的位置信息, 利用齐次坐标转换方法进行定位引导过程的坐标转换, 从而得到目标定位引导数据。通过实验对机载 GPS 测量定位方法进行了检验。实验结果表明: 定位精度达到了 30 m, 引导精度为 2°。用蒙特卡洛法对实验误差进行了分析并得到了精度误差范围, 其结果在期望的误差范围内, 表明机载 GPS 测量定位技术具有一定的实用和推广价值。

关键词: GPS 技术; 齐次坐标转换; 目标定位; 目标引导

中图分类号: P228.4 **文献标识码:** A

Measuring orientation technology based on airborne GPS

ZHANG Bao¹, YAO Jun-feng^{1,2}, GAO Li-min^{1,2}

(1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,*

Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;

2. *Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China)*

Abstract: In order to get geodetic coordinate and guide an aircraft to capture target, a measuring orientation method is proposed to obtain the location coordinates of aircraft and known target by GPS technology. Then, a homogeneous coordinate transformation method is used to transform coordinate in orientation guide process to obtain the target data of orientation guide process. The measuring orientation technology based on airborne GPS is validated by the experiment, the result shows that the position accuracy is 30 m, and the guide accuracy is 2°. In order to obtain the accuracy range of error, the experiment error is analyzed by Monte Carlo, and the experimental result is within the expected range of error. The experiment shows that measuring orientation technology based on airborne GPS has a certain promotional and practical values.

Key words: GPS; homogeneous coordinate transformation; target orientation; target guiding

1 引 言

自从 1957 年第一颗人造卫星上天,60 年代的人造卫星导航定位技术,70 年代美国军方研究的 GPS(Global Positioning System)卫星导航定位系统,直至 1995 年 4 月 27 日美国国防部宣布“GPS 系统已具备全部运作能力”,GPS 计划的实现历时 23 年,耗资 200 多亿美元。GPS 计划前后共发射 35 颗卫星,仍在轨道上正常工作的有 25 颗卫星,其中 1 颗为试验卫星,24 颗为工作卫星。它具有海、陆、空全方位实时三维导航与定位能力,是美国第二代卫星导航系统,其特点是全天候、精度高、应用广,是迄今最好的导航定位系统。GPS 广泛的应用价值,引起了各国的关注和重视,前苏联和西欧各国的科学家在积极开发利用 GPS 信号资源的同时,还致力于研究开发各自的卫星导航定位系统,如前苏联建成的 GLONASS 卫星导航系统。我国也在致力于发展自己的卫星导航定位系统。同时,它的出现也导致了测绘行业一场深刻的技术变革^[1-2]。

在现代战争中,航空侦察测量必不可少,机载平台取得了很好的发展,以往的平台只能捕获跟踪目标,不能计算出目标的具体位置,因此如何能得到目标位置和提高位置精度就成为一个很有意义的课题。本文通过在机载平台中应用 GPS 技术,由载机自主定位很好地解决了这个问题。此外,对于载机捕捉已知目标,GPS 也可以发挥很大的作用。本文应用 GPS 进行平台定位,主要体现在引导和定位两方面的应用。

2 机载 GPS 测量定位方法

2.1 引导定位方法

定位过程,是已知目标相对机载平台的位置,以及载机的大地坐标,求解目标大地坐标的过程。引导过程,是已知目标的大地坐标,求解目标相对平台框架坐标系的位置,引导机载平台捕捉目标的过程。在实际坐标转换过程中,定位和引导是一个可逆过程。

机载 GPS 定位系统的组成如图 1 所示,其中航空光电成像平台包括摄像机(可见光或红外)、电视跟踪器、激光测距机、角度传感器等^[3]。航空

光电成像平台搜索到地面目标后,将目标锁定在视场中心,输出目标相对平台的方位角、俯仰角以及距离信息,同时采集 GPS 定位系统输出的定位数据、航空姿态测量系统输出的载机姿态数据,进行坐标转换,由此算出目标的定位数据。当已知目标的定位信息,采集定位数据和载机姿态数据,进行坐标转换,就可以计算出目标的引导数据。系统的关键之处在于坐标转换过程和采集数据的精度。

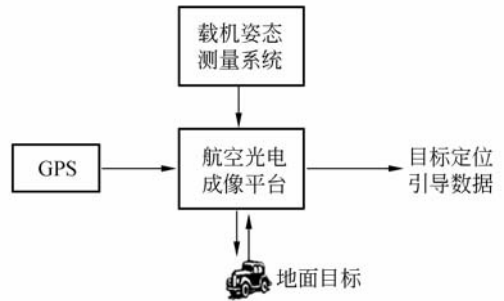


图 1 平台定位引导系统示意图

Fig. 1 Sketch of orientation guide system of aerial platform

2.2 坐标转换

由于航空光电成像平台、GPS、航空姿态测量系统所输出的数据分别位于不同的坐标系,因此需要进行坐标转换。本文采用齐次坐标转换法来处理定位和引导过程的坐标转换,定义大地坐标系等 7 个坐标系,坐标系的符号以及之间的运算和转换方式如图 2 所示,大地坐标 (B, L, H) 和地球直角坐标值 (x_g, y_g, z_g) 经过公式计算来转换,其余坐标系之间的转换是通过坐标轴之间的平移和旋转来实现,每次旋转或平移都对应一个矩阵^[4]。图中 $X_i Y_i Z_i (i$ 分别为 $g, s, a, b, v)$ 分别对应不同坐标系的坐标轴。

其中, N 为卯酉圈曲率半径, e 为椭圆的第一偏心率; λ_s, α_s, h_s 分别为载机的经度,纬度和大地高; $\psi_{as}, \theta_{as}, \varphi_{as}$ 分别为载机的偏航,俯仰,横滚角; $\Delta\psi_{BA}, \Delta\theta_{BA}, \Delta\varphi_{BA}$ 为振动引起的基座坐标系相对载机坐标系的三轴姿态角; $\Delta\alpha_v, \Delta\lambda_v$ 是框架坐标系相对基座坐标系的转角; α, λ 是目标相对框架坐标系的方位角,俯仰角;

图 2 一共进行了 14 次坐标转换,每次坐标转换用一个矩阵表示,记为 $M_i (i=0, 1, 2, 4, 5, \dots, 13)$, M_0 为沿 Z_g 轴平移 $-Ne^2 \sin \lambda_s$ 的转换矩阵,

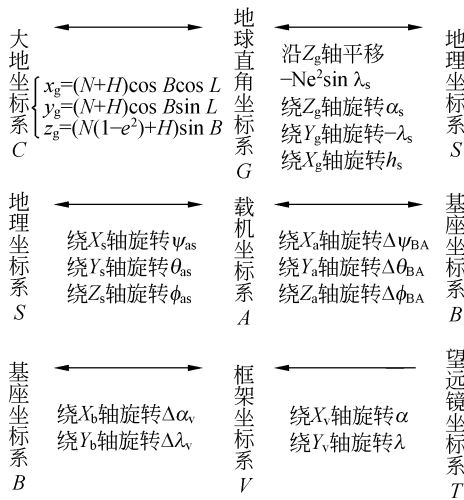


图 2 坐标转换过程示意图

Fig. 2 Sketch of coordinate transformation process

以此类推, M_{13} 为绕 Y_v 轴旋转 λ 的转换矩阵。

2.2.1 引导过程

首先根据目标大地坐标 (B, L, H) 计算出目标点的地球直角坐标值 (x_g, y_g, z_g) , 然后由地球直角坐标系转换到框架坐标系, 如图 2 所示, 其间经过了 12 次的坐标转换:

$$(x_v, y_v, z_v, 1)^T = M_{11} \cdot M_{10} \cdot M_9 \cdot M_8 \cdot M_7 \cdot M_6 \cdot M_5 \cdot M_4 \cdot M_3 \cdot M_2 \cdot M_1 \cdot M_0 \cdot (x_g, y_g, z_g, 1)^T. \quad (1)$$

由公式(1)可计算出目标在框架坐标系下的坐标值 (x_v, y_v, z_v) , 进一步可以得到目标相对框架的方位角 α 、俯仰角 λ 。

2.2.2 定位过程

已知目标在望远镜坐标系下的坐标为 $(0, 0, R)$, R 为目标到平台的距离, 望远镜坐标系相对框架坐标系的方位角为 α 、俯仰角为 λ 。首先由望远镜坐标系转换到地球直角坐标系, 如图 2 所示, 其间经过了 14 次坐标转换:

$$(x_g, y_g, z_g, 1)^T = M_0^{-1} \cdot M_1^{-1} \cdot M_2^{-1} \cdot M_3^{-1} \cdot M_4^{-1} \cdot M_5^{-1} \cdot M_6^{-1} \cdot M_7^{-1} \cdot M_8^{-1} \cdot M_9^{-1} \cdot M_{10}^{-1} \cdot M_{11}^{-1} \cdot M_{12}^{-1} \cdot M_{13}^{-1} \cdot (0, 0, R, 1)^T. \quad (2)$$

由公式(2)可以计算出目标在大地坐标系下的坐标值 (x_g, y_g, z_g) , 然后由 (x_g, y_g, z_g) 求出目标的大地坐标 (B, L, H) 。

2.3 提高 GPS 应用精度的方法

GPS 提供的定位信息为天线位置的定位数据, 安装 GPS 接收机天线需要选择位置。目前,

普遍采用的方法是将 GPS 接收天线安装在平台相机正上方的机身上。采用这种方法的优点是天线的相位中心位于相机的光轴线上, 可简化测量时计算天线偏移矢量的工作。不过缺点是机身这一位置易产生多路径效应, 从而导致位置精度下降, 并且容易在飞机弯转时信号被遮挡, 导致出现周跳。另外一种较新的方法是将天线安装在飞机机尾的平衡器上方, 它可以克制前一种方法的缺点, 但是, 计算天线的偏移矢量复杂, 如图 3 所示, 可以明显看出天线相位中心的偏移, 不过, 一旦将天线和平台永久地安装在飞机上, 偏移矢量只需确定一次就可以了^[5]。

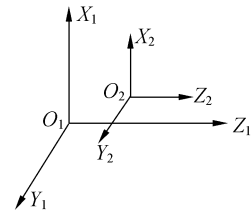


图 3 天线相位中心偏移示意图

Fig. 3 Migration of antenna centre

本文选取上述的第二种方法, 确定偏移矢量后, 只需一次坐标转换就可以消除偏移矢量的影响。

$$\begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & -e \\ 0 & 1 & 0 & -f \\ 0 & 0 & 1 & -g \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \\ 1 \end{bmatrix}. \quad (3)$$

其中, e, f, g 为偏移量。

基于机载 GPS 要求的高速度和高精度, 本文采用动态差分定位, 这种定位方式可以简单地理解为在已知坐标的点上安置一台 GPS 接收机(称为基准站), 利用已知坐标和卫星星历计算出观测值的校正值, 并通过无线电设备(称数据链)将校正值发送给运动中的 GPS 接收机(称为流动站), 流动站应用接收到的校正值对自己的 GPS 观测值进行改正, 以消除卫星钟差、接收机钟差、大气电离层和对流层折射误差的影响^[1-2,6]。

3 实验设计

通过具体实验对机载 GPS 定位和引导过程进行模拟, 检验齐次坐标转换方法在机载测量平

台中应用的实用性和精度,以及 GPS 在机载平台应用的可行性。

3.1 实验方案

本次实验采用定点实验,载机坐标系、基座坐标系、框架坐标系以及望远镜坐标系重合,选取一点放置观测平台,记录 GPS 定位数据,此点模拟载机位置,在此点观测另外 4 点,得到观测平台和观测点之间的位置关系(如图 4 所示方位角,俯仰角和距离),并记录这些观测点的 GPS 定位数据。通过数据处理,比较计算值和测量值,得到定位引导精度。

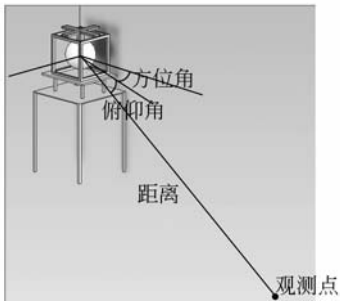


图 4 目标相对平台框架的位置

Fig. 4 Position of target in framework coordinate system

3.2 实验主要仪器及说明

实验选用 Garmin25 OEM 板提供定位数据。在载机实际工作中,应该选用惯导平台得到载机的姿态信息,在这里,选用 HMR3000 罗盘,罗盘本身受周围磁场影响很明显,每次应用之前都要收集磁场矢量信息并进行分析,以找出硬铁偏置量,本次实验为定点实验,完全可以克服这个缺点。试验台位置硬铁磁场很大,首先要应用 PC 演示界面找出硬铁偏置量,然后通过软件把分析结果存入罗盘,才可以读出准确的姿态数据。在计算偏航角时,要用到长春地区的磁偏角(北偏西 8.9°)。利用部门研制的航空光电成像平台,捕捉目标并准确地测量目标相对平台的俯仰角、方位角和距离。

3.3 实验步骤

实验步骤如图 5 所示,在确定平台初始位置时,操作控制盒,必须恢复平台零位,才可以保证载机坐标系、基座坐标系、框架坐标系以及望远镜坐标系的重合。应用 HMR3000 罗盘测量姿态时,必须保证罗盘的正向位置与平台初始位置相机的光轴平行。在采集载机 GPS 数据时,本次实

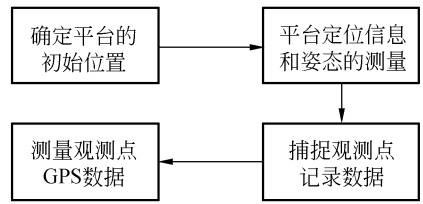


图 5 实验步骤示意图

Fig. 5 Sketch of experimental steps

验为定点模拟实验,完全可以避免多路径效应和周跳,采用 2.2 小节的第一种安装方法,在采集观测点的 GPS 数据时,需要保证天线的位置和观测点的位置重合。

4 实验数据分析

4.1 实验数据

平台所在位置的姿态信息和定位数据如表 1 所示,观测点相对平台的位置数据如表 2 所示,观测点的大地坐标如表 3 所示。

表 1 平台所在位置和姿态信息

Tab. 1 Locations and attitudes of the device

位置	经度	纬度	大地高
	125.400 32°	43.848 78°	245 m
姿态	偏航角	俯仰角	横滚角
	29.8°	-0.2°	-0.1°

表 2 观测点在框架坐标系中的位置

Tab. 2 Location of observation points in the framework coordinates

	距离 R	俯仰角 λ	方位角 α
观测点一	310	-9.3°	90.2°
观测点二	590	-3.6°	73.6°
观测点三	1 120	-1.9°	57.2°
观测点四	2 080	-0.8°	59.6°

表 3 观测点大地坐标

Tab. 3 Geodetic coordinates of observation points

	经度 L	纬度 B	高度 H
观测点一	125.396 66°	43.847 04°	202.3 m
观测点二	125.392 95°	43.847 65°	199.7 m
观测点三	125.386 50°	43.849 62°	205.6 m
观测点四	125.374 69°	43.849 49°	198.4 m

4.2 实验误差分析

本节采用蒙特卡洛法对实验误差进行分析,通过程序计算,求出实验可以达到的精度范围^[7-9]。表 4 中误差均来自于实验仪器本身的误差,其中分别包括计算定位和引导过程误差所需的数据。在定位过程中,综合表 1,表 2,表 4 中的定位相关数据,带入程序,可以得到本次实验定位过程的期望误差,如表 5 所示。在引导过程中,综合表 1,表 3 和表 4 中的引导相关数据,带入程序,可以得到引导过程的期望误差,如表 6 所示。

表 4 误差计算所采用的数据

Tab. 4 Data in error calculation

名称	符号	误差 σ	备注
载机的大地经度	α_s	0.000 2°	非差分定位
载机的大地纬度	λ_s	0.000 15°	非差分定位
载机的大地高程	h_s	15 m	非差分定位
载机俯仰角	θ_{as}	0.4°	倾斜角 < 20°
载机横滚角	φ_{as}	0.4°	倾斜角 < 20°
载机偏航角	ψ_{as}	1.5°	磁倾角 < 75°, 倾斜角 < 20°
方位角	α	0.2°	
俯仰角	λ	0.2°	
载机到目标距离	R	10 m	
目标经度	L	0.000 2°	非差分定位
目标纬度	B	0.000 15°	非差分定位
目标大地高	H	15 m	非差分定位

表 5 定位过程期望误差

Tab. 5 Expected errors of orientation process

名称	目标经度均方差	目标纬度均方差	目标高度均方差
观测点一	0.000 32°	0.000 17°	15.6 m
观测点二	0.000 32°	0.000 21°	16.9 m
观测点三	0.000 32°	0.000 31°	19.0 m
观测点四	0.000 32°	0.000 51°	26.4 m

表 6 引导过程期望误差

Tab. 6 Expected errors of guide process

	方位角均方差	俯仰角均方差
观测点一	4.2°	3.5°
观测点二	2.7°	2.0°
观测点三	2.0°	1.1°
观测点四	1.5°	0.7°

4.3 实验数据处理

本次实验所有数据都采用齐次坐标变换法进行处理,用 Matlab 编写了数据处理软件。在定位过程中,把表 1,表 2 的数据带入计算程序,可得到观测点的大地坐标,将得到的定位数据和表 3 中的数据进行比较,得到的定位误差如表 7 所示:

表 7 观测点的定位误差

Tab. 7 Orientation errors of observation points

	经度误差	纬度误差	大地高误差
测量点一	0.000 37°	0.000 36°	-6.3 m
测量点二	0.000 25°	-0.000 1°	8.8 m
测量点三	-0.000 08°	-0.000 32°	1.2 m
测量点四	-0.000 23°	-0.000 52°	15.2 m

比较表 7,表 5 的数据,除第一观测点外,其余误差均在期望误差范围内。选取第 2 观测点,计算数据和测量数据的位置精度关系如图 6 所示:



图 6 定位精度示意图

Fig. 6 Sketch of orientation accuracy

在引导过程中,把表 1,表 3 的数据带入计算程序,得到观测点的引导数据和表 2 中的数据比较,得到观测点的引导误差如表 8 所示:

表 8 观测点的引导误差

Tab. 8 Guide errors of observation points

	方位角误差	俯仰角误差
测量点一	3.235 8°	1.786°
测量点二	-1.407 7°	-0.716 65°
测量点三	-1.812 8°	-0.182 61°
测量点四	-1.405 6°	-0.423 69°

比较表 8,表 6 的数据,所有观测点的误差均在期望误差范围内。

综合实验数据,在定位过程中,最大定位精度在 50 m 以内,平均定位精度为 30 m。在引导过程中,方位角最大误差为 3.2° ,平均误差为 2° ,俯仰角最大误差为 1.8° ,平均误差为 0.8° 。在引导过程中,所求结果为角量,目标的位置精度和载机的位置精度不变,随着目标相对载机距离的增大,目标相对载机的方位和俯仰角的误差就会减小,表 6 的结果也可以体现这一观点。另外,在仿真分析中,通过大量的数据运算,可以充分证明这个观点。由于建筑物遮挡和能见度的原因,不能选取更远的观测点,在实际应用中(5 000 m 以上),精度完全可以达到一般跟踪成像系统小视场范围的 $1/2$ (无人机跟踪成像系统靶面尺寸为 12 mm,焦距为 200 mm,得到小视场范围为 1.5°)。

以上数据均为实验数据,在计算中采用许多理想位置,且忽略实际载机工作中很多元件可能引起的误差,因此,在实际应用中,动态的定位和引导误差要大一些。应用蒙特卡洛法分析定位引

导过程,影响误差的主要因素为载机姿态的精度,其次为 GPS 定位精度。如表 4 所示,载机姿态的精度和 GPS 定位精度还有很大的提升空间,如果选用更精密的实验仪器(如惯导平台),会得到精度更高的定位引导结果。

5 结 论

为了得到侦察目标的大地坐标以及引导载机捕捉已知目标,本文提出了机载 GPS 测量定位方法,在机载平台上应用 GPS 技术,利用齐次坐标转换实现定位和引导过程的坐标转换。通过实验对机载 GPS 测量定位方法进行检验,实验结果表明:定位精度可以达到 30 m,引导精度为 2° ,达到了一定的精度水平,具有一定的实用价值。载机姿态是影响定位引导精度的最主要因素,选用更精密的姿态测量仪器,可以大幅度提高定位引导精度。

参考文献:

- [1] 董绪荣. GPS/INS 组合导航定位及其应用[M]. 长沙:国防科技大学出版社,1998.
DONG X R. *Application of Technique of GPS/INS Navigation and Location* [M]. Changsha: Press of University of National Defence Technology, 1998. (in Chinese)
- [2] 王惠南. GPS 导航原理与应用[M]. 北京:科学出版社,2005.
WANG H N. *Principles and Applications of GPS Navigation* [M]. Beijing: Science Press, 2005. (in Chinese)
- [3] 刘晶红,孙辉,张葆,等. 航空光电成像平台的目标自主定位[J]. 光学精密工程,2007,15(8):1305-1310.
LIU J H, SUN H, ZHANG B, *et al.*. Target self-determination orientation based on aerial photoelectric platform[J]. *Opt. precision Eng.*, 2007, 15(8):1305-1310. (in Chinese)
- [4] 王家骥,金光,颜昌翔. 机载光电跟踪测量设备的目标定位误差分析[J]. 光学精密工程,2005,13(2):

105-116.

- WANG J Q, JIN G, YAN CH X. Orientation error analysis of airborne opto-electric tracking and measuring device[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2005, 13(2):105-116. (in Chinese)
- [5] 朱军. 机载 GPS 的技术现状和发展[J]. 铁路计算机应用,2003,12(2):34-38.
ZHU J. Technology of GPS for aerial triangulation and its present situation[J]. *Railway Computer Application*, 2003, 12(2):34-38. (in Chinese)
- [6] 杨金显,袁贛南. 基于 MIMU/GPS 的组合导航设计及实验[J]. 光学精密工程,2008,16(2):283-294.
YANG J X, YUAN G N. Design and experiment for INS based on MIMU/GPS [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(2):283-294. (in Chinese)
- [7] 毛英泰. 误差理论与精度分析[M]. 北京:国防工业出版社,1982.
MAO Y T. *Theory of Error and Precision and Analysis* [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1982. (in Chinese)
- [8] 张培强. MATLAB 语言[M]. 北京:中国科学技术出版社,2003.

ZHANG P Q. *Language of MATLAB* [M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2003. (in Chinese)

版社, 2006.

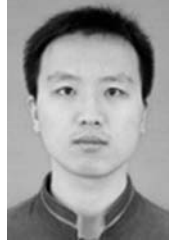
ZHU B R. *Introduce of Mont Carlo Method* [M]. Jinan: Shandong University Press, 2006. (in Chinese)

[9] 朱本仁. 蒙特卡洛方法引论[M]. 济南: 山东大学出

作者简介:



张葆(1966—),男,吉林磐石人,研究员,工学博士,博士生导师,主要从事航空光电成像技术研究。E-mail: cleresky@vip.sina.com



高利民(1984—),男,河北井陘人,硕士研究生,主要从事机载测量平台定位技术的研究。E-mail: gaolimin_918@163.com

通讯作者:



姚俊峰(1984—),男,黑龙江牡丹江人,硕士研究生,主要从事 GPS 在机载测量定位技术中的应用方面的研究。E-mail: ciomper@sohu.com

● 下期预告

振动对光学成像系统传递函数影响的分析

耿文豹^{1,2}, 翟林培¹, 丁亚林¹

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;

2. 中国科学院 研究生院, 北京 100039)

为了使光学机械结构的设计满足成像系统的要求,对机械振动对光学传递函数的影响作了分析。从光学成像系统物像相对振动的形式入手,基于刀口理论(线扩展函数),用光学调制传递函数(MTF)作为评价函数,针对各种振动形式对图像分辨率的影响进行量化分析,并分析各种参数对调制传递函数的影响,为光学机械的强度、刚度、和精度设计提供理论基础。结合工程实际,提出相应减小振动对成像质量影响的具体措施;通过对某成像设备包括振动影响的传递函数的分析,计算其动态分辨率为 22 lp/mm,与实际拍摄结果较为接近;说明了该分析的正确性及其可用性。